

超声速燃烧与高超声速推进

俞 刚[†] 范学军

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 50 多年的努力和曲折经历证明了超声速燃烧冲压发动机概念的可行性. 本文对影响超燃冲压发动机技术成熟的主要因素作了扼要的分析. 高超声速推进的首要问题是净推力, 利用超声速燃烧获得推力遇到各种实际问题的制约, 它们往往互相牵制. 几次飞行试验表明高超声速飞行需要的发动机净推力仍差强人意, 液体碳氢燃料 (煤油) 超燃冲压发动机在飞行马赫数 5 上下的加速和模态转换过程, 成为高超声速吸气式推进继续发展的瓶颈. 研究表明, 利用吸热碳氢燃料不仅是发动机冷却的需要也是提高发动机推力和性能的关键举措, 燃料吸热后物性改变对燃烧性能的附加贡献对超燃冲压发动机的净推力至关重要.

当前, 实验模拟技术和测量技术相对地落后, 无法对环境、尺寸和试验时间做到完全的模拟. 计算流体动力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) 逐渐成为除实验以外唯一可用的工具, 然而, 超声速燃烧的数值模拟遇到湍流和化学反应动力学的双重困难. 影响对发动机的性能作正确可靠的评估.

提出双模态超燃冲压发动机模态转换、吸热碳氢燃料主动冷却燃料催化裂解与超声速燃烧耦合、燃烧稳定性、实验模拟技术与装置、内流场特性和发动机性能测量、数值模拟中的湍流模型、煤油替代燃料及简化机理等研究前沿课题, 和未来 5~10 年重点发展方向的建议.

关键词 超声速燃烧, 高超声速推进, 超燃冲压发动机, 吸热碳氢燃料, 燃烧稳定性, 模态转换

中图分类号: V231.1 文献标识码: A DOI: 10.6052/1000-0992-13-037

1 引 言

1.1 超声速燃烧与高超声速推进

超音速燃烧是一种燃料在超声速气流中混合与燃烧的物理化学过程, 这种概念源自超声速燃烧冲压发动机 (简称超燃冲压发动机), 由

美籍意大利空气动力学家安东尼奥·费里在 1950 年代提出 (Ferri et al. 1962, Weber et al. 1958). 这种发动机的特点是几何形状简单, 没有任何转动部件, 由进气道、燃烧室和尾喷管 3 大部件组成, 其中进气道通过收缩壁面将高超

收稿日期: 2013-05-29, 修回日期: 2013-09-09

[†] E-mail: yugong@imech.ac.cn

引用格式: 俞刚, 范学军. 超声速燃烧与高超声速推进. 力学进展, 2013, 43(5): 449–471 (Yu G, Fan X J. Supersonic combustion and hypersonic propulsion. *Advances in Mechanics*, 2013, 43(5): 449–471)

声速空气来流压缩到适合燃烧的温度与压力, 然后气流与燃料在燃烧室混合燃烧释热、转变成高温高压气体后通过尾喷管膨胀产生推力. 燃料与空气来流燃烧可以是亚声速, 也可以是超声速, 取决于飞行速度. 当飞行速度超过 5 倍声速时, 进气道壁面的压缩不再能把高超声速的空气来流转变为适合燃烧的温度与压力, 而且空气开始离解, 如果进入燃烧室的气流速度为超声速, 这些弊端就能得以化解, 超声速燃烧于是应运而生 (Murthy and Curran 1991, Curran 2000).

通常, 当飞行速度超过 5 倍声速或马赫数 5.0 以上时, 气流的动能将占气流总能量的 80% 以上, 会对流动起控制作用. 此外, 5 倍声速亦是不需要考虑空气离解的最高飞行马赫数, 钱学森在 20 世纪 40 年代将这种流动定名为高超声速 (Hypersonic) (Heiser and Pratt 1994). 由于超燃冲压发动机是吸气式高超声速推进唯一的候选者, 因此, 基本上它也是高超声速推进的同义语.

超声速燃烧冲压发动机只需要携带燃料, 氧气可从大气中吸取, 具有涡轮喷气发动机和火箭发动机不具备的性能优点, 有可能开发成为飞得更高、更快的高超声速飞行器. 未来还有可能发展成为更加便捷、安全和低成本的天地往返运输系统, 提高我们进入空间和利用空间的能力.

1.2 解决超声速燃烧遇到的实际问题有巨大的挑战性

超燃冲压发动机由 3 个部件组成, 但是仅有燃烧室是主动部件, 推力靠燃料燃烧释热产生, 被认为是发动机的核心. 因此, 发动机的性能很大程度上取决于燃烧室的性能. 然而, 决定燃烧室性能的超声速燃烧过程十分复杂, 燃烧流场中充满激波、混合、湍流、边界层, 以及它们与化学反应动力学的相互作用, 是气体动力

学领域最后尚未解决的几个难题之一, 也是气体动力学与物理学、化学交叉学科的新增长点. 由于现象过于复杂, 对它的认知和现状仍可借用 Enrico Fermi 精辟的话语概括 “We are still confused, but at a higher level” (Heiser and Pratt 1994).

超声速燃烧的理论问题虽然极为复杂, 但是利用超声速燃烧获得推力遇到的实际问题更具挑战性. 因为高超声速飞行的空气阻力巨大, 发动机的推力克服阻力后是否还有足够的净推力一直存在疑虑和争议. 法国人将它归结为推力与阻力之间的较量 (Aero-Propulsion Balance), 据他们估计, 当飞行马赫数为 2 时, 获得 1 份纯推力时喷管仅需要产生 2 份推力克服 1 份阻力, 而当飞行马赫数为 8 时获得 1 份纯推力则需要喷管产生 7 份推力克服 6 份阻力 (Francos and Laurent 2002). 所以, 高超声速飞行巨大的阻力导致可用的纯推力可能非常临界. 作为发动机正能量的唯一来源的超声速燃烧必须充分利用好. 至少, 捕获的超声速空气流与注入燃料混合后必需形成均匀的燃料空气混合物进行有效的燃烧. 此外, 全部过程须在一个合理的长度 (时间) 内完成, 并且在发动机中不引起和少引起激波以便减少阻力损失. 总之, 对一切可能影响推力的正反因素都需要做到锱铢必究. 然而, 棘手的是上述各种因素的要求往往相互牵制导致顾此失彼.

1.3 6 分钟巡航 230 英里飞行试验

经过 50 多年的曲折经历和最近 10 多年的努力, 超声速燃烧和超燃冲压发动机的研究在美国进入飞行试验的阶段. 2004 年 NASA 氢燃料超燃冲压发动机的飞行试验机 X-43A, 在第 2 次马赫数 7 的飞行试验中测到了加速度, 表明有了净推力. 据报道获得的发动机性能数据与 CFD 的计算结果保持了很好的一致性, 称其误差落在标准偏差之内 (Curtis Peebles 2008, Cur-

tis Peebles 2011). 空军代号为 X-51A 的吸热碳氢燃料超燃冲压发动机的飞行试验, 2011 年以来不断地失利, 终于在 2013 年 5 月 1 日的第 4 次飞行试验中实现了从马赫数 4.8 加速到马赫数 5.1、实现了 6 分钟巡航 230 英里的创举 (Guy Norris 2013).

氢燃料和碳氢燃料超燃冲压发动机飞行试验的成功演示, 表明技术的成熟程度, 同时也证明了超燃冲压发动机产生的推力能够克服高超声速飞行巨大的空气阻力获得净推力. 因此, 有理由相信超燃冲压发动机概念的可行性, 其挑战性的科学技术问题已经找到解决的方法, 包括燃烧室中的燃料混合、点火、稳定燃烧, 以及实验和测量技术. 相信吸热碳氢燃料的应用和贡献起了“临门一脚”的关键性作用 (Norries 2001).

1.4 面临挑战依然严峻, 双模态超燃冲压发动机成为发展的瓶颈

盘点 50 多年来的主要成就, 氢燃料超燃冲压发动机马赫数 7 的飞行虽然只进行了 11 s 但测得有加速度, 然而马赫数 9.8 的飞行试验则未能测得明显的加速度 (Curtis Peebles 2008), 说明马赫数越高净推力越难获得. X-51 获得成功的第 1 次飞行试验虽然运行时间达 200 s, 但是没有达到从马赫数 4.75 自主动力飞行加速到马赫数大于 5 的预计目标. X-51 的第 2 和第 3 次都以失败告终, 最近 2013 年 5 月 1 日的第 4 次飞行虽然获得成功, 但是试验前非常低调, 取消了计划飞行马赫数 6 的目标, 最终只加速到 5.1, 为历时数年的 X-51 飞行试验计划打上句号. 结果亦说明, 碳氢燃料超燃冲压发动机比氢燃料超燃冲压发动机更难以获得净推力.

时至今日, 美国的超燃冲压发动机研究已进入飞行试验阶段, 研究计划必然有所调整和侧重, 通过每年国际大会的报告可以看出端倪. 广泛的基础性研究和关键技术研究的明显减少. 在超声速燃烧研究方面比较关注的主要

是双模态超燃冲压发动机的模态转换和吸热碳氢燃料的超声速燃烧等问题. 当然, 这种状况仅限美国而已.

双模态超燃冲压发动机, 顾名思义是把亚燃冲压发动机和超燃冲压发动机合二为一, 这不仅合理也是未来高超声速吸气式推进和组合式发动机技术发展通向实际应用必经之途. 但是, 亚燃冲压和超燃冲压两种模态的几何通道迥然不同, 要想在运行过程中改变发动机几何通道想法, 按目前的科技水平尚无具体可行的技术途径. 唯一可行的是如何利用发动机的固定几何通道做文章, 其中受到比较一致认可的是“热壅塞喉道+预燃激波串”的概念 (Heiser and Pratt 1994), 虽然这种利用气动原理实现模态转换的理论早已提出, 但是进展不大 (Sullins 1993, Jensen and Braendlein 1996, Morrison 1997), 至今仍停留在理论分析和实验室规模的研究阶段. 注意到 X-43 飞行试验是越过模态转换过程直接飞马赫数 7 和 10, 没有加速过程. X-51A 第 4 次飞行试验虽然从马赫数 4.8 开始获得 0.3 个马赫数的加速, 显然并没有完成从亚声速燃烧到全超声速燃烧的转换, 模态转换仅走了一小步. 当然, 前进一小步得来亦不易. 所以, 面临的挑战还是十分严峻, 剩下的模态转换和加速任务应该更艰巨, 成为制约高超声速吸气式推进通向实际应用的瓶颈.

关于吸热碳氢燃料在超燃冲压发动机中的应用问题, 由于碳氢燃料的燃烧特性远逊于氢燃料, 其性能是否能满足发动机的要求一直存有疑虑, 直到 2001 年美国的性能发动机 (Performance Test Engine, PTE) 利用经过裂解的吸热碳氢燃料首次获得净推力才得以消除 (Norries 2001). 表明应用吸热碳氢燃料对发动机获得净推力的重要性. 然而, 后续的研究很少发表.

1.5 影响超燃冲压发动机技术成熟的因素

高超声速推进技术几十年的发展和技术成

熟程度显然远不能与火箭技术相比。究其原因,人为的因素是计划制定者对困难估计不足,如《Road to Mach 10》一书的作者所述“把潜在的可能 (potentiality) 当成现实 (reality)” (Curtis 2008)。具体表现为研发计划的大起大落和左右摇摆。当然,归根到底还是技术上的原因,吸气式发动机与火箭不同的特点是吸气,这正所谓是“成也萧何败也萧何”,正因为吸的是高超声速空气,高超声速的高焓高压特性导致地面试验、CFD 数值模拟和飞行试验 3 方面存在巨大的困难。由于高超声速飞行的气动热物理条件,现在还没有一种地面试验装置能同时对所有参数,包括环境、尺寸和试验时间做到完全的重复,也即在一个试验装置上不可能满足对所有参数都模拟的要求 (Tishkoff et al. 1997),所以实验结果不等于真实结果。此外,CFD 数值模拟理应作为补充对实际复杂过程的规律提供深入的理解,但是许多起控制作用的因素,包括激波、边界层、湍流、化学动力学及与湍流的相互作用等知之不多或未知,从而限制了利用 CFD 模拟这些现象的能力。而且,试验结果的不确定性,也影响对 CFD 结果的确认。飞行试验的必要性是由于地面试验和 CFD 计算中存在这些不可克服的不确定性,导致发动机是否真正具有克服空气阻力的净推力需要通过自由飞行试验才能证明。然而,飞行试验要受技术和经费的双重限制,任何微小失误都会导致前功尽弃,纵观这些年 X-43A 和 X-51 的几次飞行试验,真正成功的几率很低,不过 20%~30%。凡此种种,必然会限制超燃冲压发动机技术的发展和成熟。

2 超声速燃烧与推进研究的进展与认识

2.1 燃料选择与应用

燃料对发动机的运行能力起重要作用。根据燃料的反应速率、热值和热沉 (冷却能力) 等 3 个方面性能的综合考虑,一般认为美国 JP 型

的碳氢燃料能用到马赫数 4~8 的发动机,但是马赫数 6 以上将有重要的技术挑战,需要利用有催化反应的吸热碳氢燃料,典型的如为美空军 SR-71 高空侦察机研制的 JP-7。液体甲烷有可能用于马赫数大于 8,但马赫数 10 以上需要利用氢燃料 (Tishkoff et al. 1997)。

由于发动机实际尺寸重量的严格限制,气流在燃烧室中的驻留时间仅允许 1 ms 左右。要求选择的燃料能尽可能快地燃烧释热。氢燃料反应速度快、热值高,双原子分子,有关的物理化学性质研究也比较透彻成熟,因而成为首选。氢燃料超声速燃烧的研究从 1950 年代经过 1980 年代美国空天飞机计划 NASP,到 2004 年美国 X-43A 的飞行试验达到顶点。

与氢燃料超声速燃烧的研究平行,JP 型航空煤油超声速燃烧的研究在美国也一直是间歇性地在进行。美国空天飞机计划 NASP 终止以后,美国空军转向主攻吸热碳氢燃料超声速燃烧的研究。碳氢燃料 (液体) 与氢燃料相比具有容易储存、携带,便于实际应用的优点,但重要的缺点是化学反应速度慢 (比氢慢了 3~5 个数量级)、热值低 (单位质量的热值只有氢的 1/3) 和有限的热沉 (单位质量的热沉只有氢的 1/6),特别是液体碳氢燃料与空气混合成可燃气体之前,还需要经过雾化和气化过程。X-51A 的飞行试验证明这些缺点在一定程度上是可以克服的。这应该归功于吸热碳氢燃料的热物理特性和在超燃冲压发动机上的成功应用 (Ivanovsky et al. 1993, Huang et al. 2003, Maurice et al. 2001, Kay 1992, Yu et al. 2005, Yu et al. 2006)。

因为氢燃料在马赫数 4~8 没有优势,所以丧失它在近期军事应用中的地位,但是在未来需要更高马赫数的跨大气层飞行研究中有重要的地位。

2.2 利用吸热碳氢燃料不仅是冷却的需要也是提高燃烧性能的关键

超燃冲压发动机燃烧室气流温度有可能高

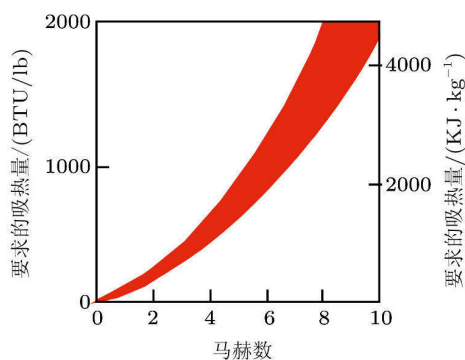
达 3000 K, 其热负荷已超过了现有材料结构的允许极限. 所以碳氢燃料超声速燃烧的问题必须和发动机的热管理协同考虑. 换言之, 燃料除了为发动机提供热源之外, 还须用作冷却剂, 利用燃料的吸热量对燃烧室进行主动冷却应该是最合理的选择.

按估算飞行马赫数 6 时燃烧室中的热流可达 $2.0 \sim 2.5 \text{ MW/m}^2$, 而当飞行马赫数 7 时燃烧室中的热流更高达 $3.0 \sim 3.5 \text{ MW/m}^2$ (Lander and Nixon 1971). 航空煤油所能提供的显热远小于氢气, 从常温吸热到 1000 K 的吸热量大约是 2300 kJ/kg , 基本上只能满足马赫数 6 以下飞行器的冷却要求, 但对于更高的马赫数, 额外的吸热量必须通过吸热裂解反应的化学吸热量提供. 研究表明, 裂解反应可以把 1000 K 煤油的吸热量提高 50%, 约 3500 kJ/kg , 达到马赫数 8 飞行的冷却要求 (Lander and Nixon 1971, Kay et al. 1992, Wiese 1992, Edwards 1996, Edwards 2003). 如图 1 所示.

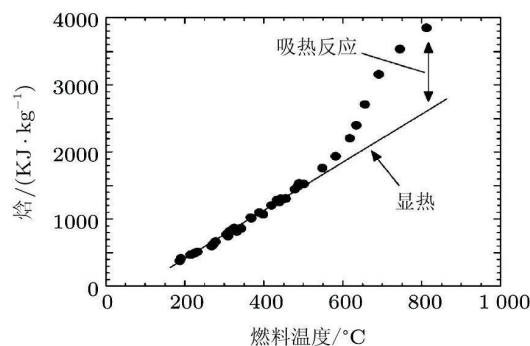
美国的联合技术研究公司 (UTRC) 于 1990 年代就已从事吸热碳氢燃料 JP-7 的研究, 大量有关 JP-7 的基础研究包括物态、吸热量、裂解等热物性及相应的超声速燃烧特性研究在这个时期完成, 促成了美国空军的性能发动机 (PTE) 在前期研究成果的基础上, 于 2001 年利用裂解的 JP-7 燃料获得正 (净) 推力 (Norries 2001).

中国科学院力学研究所从 2000 年开始, 利用国产航空煤油 RP-3 对加热煤油的物理化学性质以及超声速燃烧特性方面做了大量的基础研究 (Yu et al. 2000, Yu et al. 2001, Yu et al. 2002, Yu et al. 2003, Fan et al. 2004, Yu et al. 2005, Fan et al. 2005, Fan et al. 2006a, Fan et al. 2006b). 图 2 是国产航空煤油 RP-3 的 T-D 物态变化图, RP-3 的化学成分类似于美国的航空煤油 JetA, 它的临界点在 630 K, 25 atm 左右. 该图能很好地区分液态区, 气/液两相区, 临

界点, 气态区和超临界态区. 在超临界态下煤油的密度类似于液体, 扩散性能类似于气体. 所以 RP-3 裂解后注入燃烧室立即变成气态与空气混合, 免除了燃料 (液体) 的雾化和气化过程. 此外, 裂解反应产生的小分子的碳氢燃料化学反应速度快, 比煤油分子更适合超声速燃烧对



(a) 飞行马赫数与要求的吸热量关系



(b) 燃料温度

图 1 飞行马赫数对燃料吸热能力的要求

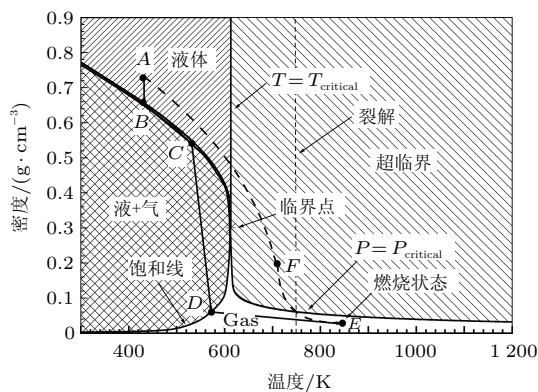


图 2 RP-3 航空煤油温度密度物态变化

燃料反应速度的要求, 相对于液体煤油裂解态煤油的超声速燃烧性能可能有 10%~15% 的提高 (Yu et al. 2005, Yu et al. 2006, Fan et al. 2007a, Fan et al. 2007b, Fan et al. 2008, Zhong et al. 2008, Fan et al. 2009, Zhong et al. 2009a, Zhong et al. 2009b, Zhong et al. 2010), 参见图 3. 所以, 利用吸热碳氢燃料应该可以一举解决

发动机燃烧室的冷却和性能问题, 它不仅是冷却的需要也是提高燃烧性能的关键.

必须指出, 被动冷却方法即利用耐高温复合材料也许可以解决发动机的热防护问题, 但是, 无法获得燃料吸热后热物理性质改变对燃烧性能的附加贡献, 这些附加贡献对于超燃冲压发动机临界状态的净推力至关重要.

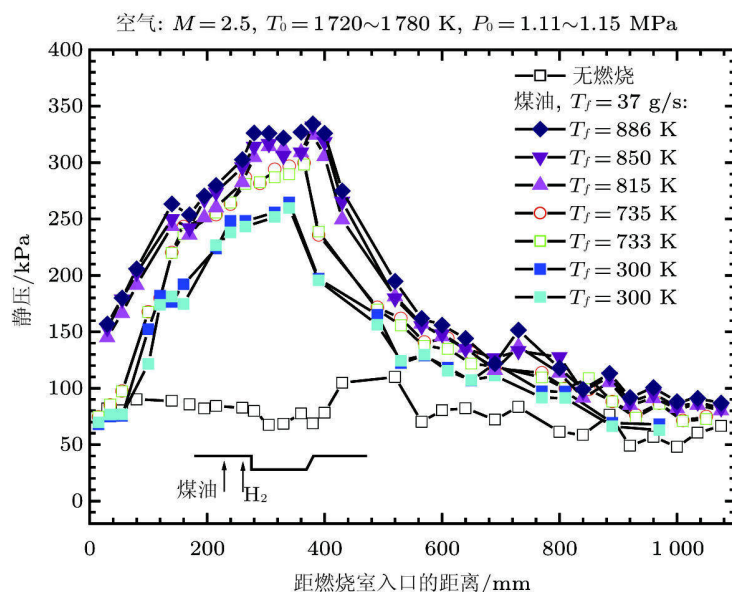


图 3 液态、超临界态与裂解煤油燃烧静压比较

2.3 燃烧室壁孔注射 (Flash wall injection) 获得实际应用

燃料空气混合是超声速燃烧首先必须解决的问题. 早在 1980 年代, 由于美国空天飞机计划 NASP 吸气式跨大气层飞行的任务, 提出飞行马赫数 8 以上的氢燃料超燃冲压发动机的需求, 燃烧室进口气流马赫数有可能达到高超声速, 于是燃料与空气的混合成为当时主要的困难. 为了利用一切有利于增加推力的因素, 甚至连燃料射流的动量都要加以利用, 因此燃料射流必须平行地注入空气流, 而平行射流主要依靠扩散混合, 由于超声速气流中的压缩性对混合层的稳定性影响比较强 (在同样的密度比条件下其混合扩展率仅有不可压混合层的 1/3), 所以混合效率很低, 达不到快速混合的目的, 必

须在平行混合的条件下考虑混合增强的方法. 导致包括斜坡混合 (ramp injector) 在内的各种混合增强的手段的提出. 这些方法依靠产生旋涡, 将空气卷入燃料核心, 增大燃料与空气的接触面积, 从而提高扩散混合的效果. 随着 1990 年代 NASP 计划的终止, 这些研究成果也被搁置 (Seiner and Kenzakowski 2001, Cutmark et al. 1989, Drummond 1992, Riggins 1991, Billig 1998).

另一方面, 燃料横向混合与空气发生动量交换, 主要依靠对流作用所以混合效率高. 当燃烧室中的气流马赫数相对低时, 利用燃料射流动量的必要性不大, 所以燃料通过燃烧室壁孔横向注射 (flash wall injection) (Donbar et al. 2001), 通常能提供良好的燃料射流穿透深度和相对快的近场混合. 许多实验表明如果用燃料

射流穿透深度除以喷咀出口直径, 则无量纲穿透深度与燃料射流动量与气流动量之比成正比。但燃料射流与横向超声速气流相互作用产生弓形激波和局部三维流将会增加气流的总压损失。为了增强混合的效果又提出了伸入气流中间的支板混合 (struts injector) (Brandstetter et al. 2002)。支板混合综合了所有有利于混合的因素, 而且支板基座下游的回流区还能起稳定火焰的作用。但是后来的研究发现, 混合的优化、高的混合和燃烧效率可能还不是对推力起主导作用的因素。内部摩擦力能使发动机推力遭受很大的损失。因此一方面应避免燃烧室内部湿面积过大, 要特别小心侵入式燃料喷嘴支板的应用, 因为除了难以处理的冷却要求之外, 支板波阻造成的气流总压损失也很可观。所以实际上, 从整个系统的性能协调优化考虑。为了使发动机的纯推力最大, 往往需要放弃最完全的混合作为代价。乍看这似乎对混合的论述有些自相矛盾, 然而这恰恰是超声速燃烧复杂诡谲之处。

混合效果的完全程度与气流总压损失是一对矛盾, 例如燃料平行混合和垂直混合是两个极端情形。处理时往往顾此失彼, 要做到顾此而不失彼。研究人员注意到壁面喷注孔的形状还可以改进。即利用非圆形孔, 包括椭圆形和楔形孔, 它们能减弱弓形激波和减少分离, 而且喷咀出口还可以设法产生旋涡增强混合。这些努力试图在减少总压损失的同时能够保持混合效果不减。此外, 同样是燃料通过壁面小孔横向喷注混合, 仿照物理斜坡提出气动斜坡混合 (aero-ramp injector) 概念 (Raymond et al. 1998), 气动斜坡对混合增强的效果也许不及物理斜坡, 但它没有棘手的冷却问题, 而且重要的是, 可以降低物理斜坡诱导的波阻损失。

总之, 尽管混合和混合增强问题受到过不止一代超声速燃烧研究人员的重视, 但是事实情况是, 美国空军所开发的发动机, 包括性能试

验发动机 PTE、飞行重量发动机 GDE、直到飞行试验 X-51A 的发动机, 燃料喷注的方式虽然没有明确地说明, 但根据空军所属单位发表的有关研究报告及各种讯息推测, 燃料应该是通过壁面小孔横向注入。说明他们实际上是接受了这种简单有效但并非完美无缺的燃料混合方法。当然, 燃料射流喷注孔的形状和分布以及方向会有讲究 (Gallimore et al. 2001)。

此外, 对于轴对称特别是圆截面的燃烧室不存在壁角边界层而且热负荷均匀, 缺点是尺寸较大的圆形截面燃料从壁面注入难以达到芯流部分, 因此伸入气流的吊板式 (pylon) 和支板式 (strut) 燃料喷注手段仍得到注意 (Hirano et al. 2007)。

2.4 超声速点火与稳定燃烧是发动机正常运行的必要条件

碳氢燃料的点火延迟时间比较长, 在超燃燃烧室气流条件下能有效地点火燃烧一般需要外加点火器, 最常见的如火花塞、等离子火炬等。而火花塞这种点火方式大都是分布在壁面, 所以点火源基本上分布在附面层内的亚音速区域, 这种依靠从亚音速区域热扩散和组分扩散的方式向超音速区域点火的方式效率不高, 对于结构尺寸较大的发动机超音速主流区有可能难以完全着火。当注意到点火延迟时间随温度增加呈指数下降的关系时, 不难想到只要适当提高当地气流的温度就能有助于缩短点火延迟时间实现自动点火, 相对的点火延迟时间顺序从大到小为: 甲烷, JP10, 庚烷重整的吸热碳氢燃料, 乙烯, 氢 (Meredith and Spadaccini 2001), 此外, 等离子火炬的动量有助于将高温火焰引入超声速区, 特别是氢和乙烯化学反应快, 适当加以利用可以提高点火的能力 (Sung et al. 1999, Melissa et al. 2003, Li et al. 1997), 而且它们与空气混合能产生大量促进点火的 OH 自由基, 是不错的引导火焰 (Yu et al. 2004)。对

于涉及点火机理等深层次的基础问题,如碳氢燃料点火所需的能量、热源持续的时间、有无火焰传播速度或如何定义由哪些因素决定?火焰传播速度和空气主流速度之间的关系又是怎样?这些研究还是需要的,以便为发动机设计提供基本的指导原则。

超声速气流中燃烧稳定与否涉及发动机能否正常运行,由于燃烧室中气流驻留时间很短,能完成混合的时间很有限。火焰在其发展初期就可能被大量的低温混合物冲淡,为了防止火焰猝熄,需要有火焰稳定的结构设计。一般,火焰稳定可通过提高火焰传播速度和降低来流速度两种方式来实现,前者可以由引入等离子火炬、电弧、激光、高温物质等途径来实现,但这些途径大都需要巨大的外部能量,所以实际应用价值不大,目前广泛采用的是后一种方式,即人为在燃烧室建立起一个回流区,在回流区内,来流速度降低,存在局部高温区,火焰能始终驻留在其中。

许多研究发现燃烧室壁面凹腔能提供稳定火焰的机制,它对流动损失的影响可以接受,而且冷却问题也不难解决。因为凹腔内的低速回流区和局部高温区不仅能为点火燃烧提供必要的驻留时间,而且还能为持续燃烧提供稳定的热源,事实上它已成功地应用于不久前进行飞行试验的 X-51 的 SJY61 发动机 (Yu et al. 2004, Ben-Yakar and Hanson 2001, Rasmussen et al. 2005, Rasmussen and Driscoll 2008)。

凹腔的主要特性一般由腔长 L 与深度 D 之比 L/D 划分,若 $L/D < 7$ 称为开腔,上游剪切层能跨越凹腔,诱导的气流阻力较小而且腔内流场稳定,剪切层是燃烧室超声速芯流与凹腔的交界面, L 与两边的流量交换率有关, D 与驻留时间有关。显然 L 和 D 都不能太小否则火焰稳定的机制就无法提供。如果 $L/D > 7$,则称为闭腔,闭腔上游的剪切层须经过凹腔底部返回下游加大气流的总压损失。

考虑到为主流提供常驻的稳定火源,一般选择开腔稳定型构型,避免不稳定性燃烧。目前普遍采用的是有斜坡的凹腔后壁。当剪切层再附着后壁时,倾斜的后壁使压力扰动向凹腔外传播,而不是传回凹腔内部,达到抑制凹腔振荡的效果。最近的研究发现,燃料直接注入凹腔而不是被动地从凹腔上游的燃料空气混合物卷吸入内,也有好的结果报道 (Yu et al. 2002, Yu et al. 2003)。

2.5 实验模拟技术和测量技术相对地落后

2.5.1 无法对环境、尺寸和试验时间做到完全的模拟

与发动机实际运行过程中进入燃烧室的气流条件不同,实验需要的超声速气流条件是利用空气加热器通过超声速喷管膨胀获得,加热方式通常有燃烧、电弧、电阻和激波加热几种统称为直联式试验装置,试验气体一般不是纯净空气。几种加热方式各有利弊,对于飞行马赫数 7 以下的直联式试验装置由于系统的总温、总压、出口马赫数都不算很高,技术比较成熟。

试验装置的问题之一是对超声速燃烧物理过程有重要作用的相似参数不能完全模拟。现在,比较一致的意见是: M 数、总焓、雷诺数、Stanton 数、Damkohler 数 D_1 和 D_2 。飞行总焓与 M 数相匹配时能满足 D_2 的要求,它是动能/热能之比。如果飞行动压由于能源、设备或流量的限制不能匹配不得不缩小发动机的尺寸时, D_1 作为气流驻留时间/化学反应时间之比就不能很好地模拟。如果燃烧受化学动力学限制,则燃料的点火延迟特性就成了一个关键的问题,正确地模拟 D_1 就非常重要。动压与几何尺寸也影响惯性力与黏性力之比,即雷诺数,它也是一个关键的参数,如果燃烧室尺寸缩尺太多,则试验的结果的外推就成了问题。而且,边界层厚度、燃烧室壁面的摩擦阻力和热流值都与雷诺数有关。

除此以外, 因为试验气体一般不是纯净空气, 通常含有 H_2O , CO_2 , OH 等污染成分与加热方式有关. 研究表明, 污染空气对燃烧特性的影响可分化学热力学和化学动力学两个方面 (Goyne et al. 2007, Vyas et al. 2010, Melissa et al. 2003). 前者气体平均分子量减少以及水分子比热的增加, 会对推力有负面影响. 后者 OH 自由基对点火有促进作用, 水蒸气对点火有抑制作用, 此外, 自由基复合, 预燃烧自由基 H , O , 氮氧化合物 NO_x 等都会对燃烧化学动力学产生影响, 但是系统的试验研究不多. 关于设备产生的颗粒、带电粒子和激发分子的影响, 目前还没有可接受的有用的定量结果, 所以不同设备获得的数据不好评估.

地面试验装置的技术挑战来自具有工程规模的运行时间长达 6~10 min 的自由射流推进风洞和直联式试验装置. 按美国的说法这种试验装置的研制周期一般情形需要 10 年, 即 3 年设计、3 年建造、3 年调试 (Heiser 1994, Mathew and Richard 2005, Chris et al. 2006), 在还仅仅是对有关的科学技术已经具备而言, 若涉及新的科学和技术周期还要加长. 长时间运行的地面试验装置首先要过热防护技术的关, 在系统达到热平衡前主要是验证设计方法, 一般需要 30 s 左右 (Mercier and McClinton 2003), 剩下的时间主要是考验系统硬件的质量.

2.5.2 测量技术不能满足需求

实验测量基本上可分为两类, 一类是对燃烧特性进行准确可靠评估要求的数据, 如 CFD 软件需要的流场压力、温度、密度、速度、组分数据. 一类是评估发动机性能的数据, 如燃烧效率、总压损失、内摩擦阻力、热流、净推力等. 由于超声速燃烧流场的严酷恶劣环境, 任何伸入超声速燃烧流场的物理传感器都面临生存的问题以及超声速流场诱导的激波干扰的影响, 特别是高度湍流超声速燃烧流场的时间不稳定性

和空间不均匀性, 至今尚未有合适的物理传感器可以利用.

激光非干涉测量是一种先进的可对超声速燃烧流场温度与成分进行非侵入式诊断的手段. 1980 年代以来发展非常迅速. 其中 CARS 是一种强激光作用下分子非线性极化产生的光辐射, 其信号强度高, 可对燃烧产物的主要成份和燃气温度进行时间和空间精确高分辨率定量测量 (Yang et al. 1999, O'Byrne et al. 2007). PLIF 技术是用激光激发待测分子或原子的共振跃迁探测它们在特定量子态聚居密度的高灵敏度技术, 特别适合流场燃烧产物稀少成份 (自由基) 的测量. 相对而言, 这两种手段比较适用于超声速燃烧的复杂流场环境. 然而, 最近 20 年以来进展不大 (Johansen et al. 2012, Micka and Driscoll 2008, Li et al. 1997). 基本上, 除了相干反斯托克斯拉曼光谱术 CARS 能给出燃烧场某点比较准确的温度数据, 平面激光诱导荧光术 PLIF 能给出自由基在某一截面的定性分布以外, 燃烧流场其他的定量数据特别是组分数据仍然缺乏, 不仅是实验上的困难, 数据处理软件方面也不完善. 此外, 二极管半导体激光吸收光谱法相对简单有其独特的优点, 2000 年以来发展很快, 可以进行温度、速度和成分的测量, 由于所得的数据是光程的平均值, 不太适合时间空间剧烈变化的超声速流场测量, 这种固有的缺点正在不断改进之中 (Gruber 2008). 国内做得比较好的实验室有中国科学院力学研究所、国防科技大学和总装指挥学院等 (Li and Yu 2011).

幸好, 与发动机推力有关的两个描述超声速燃烧性能的参数, 即燃烧效率和总压损失能够利用常规测量方法获得. 燃烧效率可以通过取样测量燃气成分、或测量静压分布、或利用热交换器测量燃料燃烧的发热量获得. 前两种方法需要作某些假设, 相对来说后者用热量平衡原理的准确程度比较高. 此外, 测量总

压的皮托探针是比较成熟的风洞测量技术, 唯一要解决的是冷却问题, 按目前的技术水平应不难解决. 燃烧室的热防护需要热流的数据 (Bezuidenhout et al. 2001, Li et al. 2012), 中国科学院力学研究所最近研制成功适用于燃烧室壁热流测量的热流计, 可测的最高热流值达 4 MJ/m^2 . 遗憾的是在燃烧状态下, 燃烧室的内摩擦仍缺少实验数据和有效的测量手段 (Goldfield et al. 2002, Kirchhartz et al. 2008).

发动机最重要的性能参数是净推力, 由于缺少内摩擦阻力的可靠数据而无法正确地确定. 目前仍利用冷流场 CFD 的数据代替, 是发动机净推力测量数据不确定性的主要原因.

3 超声速燃烧研究一些前沿问题

3.1 吸热碳氢燃料主动冷却特性与超声速燃烧的耦合

超燃冲压发动机一般在较低马赫数 (4.5~5.0) 下启动, 此刻由于是单纯的气动加热, 燃料吸收的热量还不足以使作为冷却剂的燃料达到超临界状态, 燃料 (煤油) 仍将处于液态 (也称为过压液态). 伴随飞行马赫数增加和运行时间增加, 燃料吸热增加温度不断升高达到超临界状态甚至开始裂解. 在这一过程中, 燃料或其裂解产物的密度将急剧下降, 速度迅速上升, 与理想气体类似, 当超临界或裂解燃料速度达到声速时, 发生壅塞现象, 这限制了一定温度压力下能够通过单位面积冷却通道的流量. 然而, 无论是发动机的推力和冷却的要求, 非但不允许燃料流量下降甚至还须随运行的需要而改变.

发动机正常运行时冷却系统的燃料温度将超过临界点处于 $650 \sim 1000 \text{ K}$ 之间, 在大多数情况下进入燃烧室的燃料是一种包括亚临界态、超临界态、部分裂解或裂解态的真实流体, 热物理和输运性质有很大的变化. 所以, 物性和物态不断变化的燃料既要满足混合和燃烧对燃料

喷注和当量比的要求又要满足冷却对燃料流量的要求, 两者须达到动态的平衡, 多则浪费少则影响推力或冷却效果. 不仅如此, 燃料射流孔的大小和分布、穿透深度、混合燃烧的性能须满足发动机在加速和巡航期间对推力变化的要求, 即在整个飞行包线中燃料系统须按燃烧性能的要求对裂解进行精确的动态控制, 简单地说, 是一个燃料适应各种物态的供油系统问题, 涉及燃料从初始液态经吸热-裂解-超临界态喷注-燃烧-再吸热直至平衡的循环耦合过程. 然而, 燃料吸热裂解与流动存在复杂的关系, 如裂解成分达到可燃条件的时间历程与浓度和自由基团成正比, 与压力的平方成比例, 与温度成指数关系. 所以, 它不是简单的供油系统, 需要从硬件和软件两个方面解决. 美国 X-51 第 2 次飞行试验称进气道不起动导致失败应该是供油系统的问题, 具体来说应该是作为点火的乙烯与主燃料煤油的切换问题 (Norris 2011, Li et al. 2007).

另一方面, 燃烧与释热的不均匀性, 会引起不同冷却通道或冷却面板之间流量分配失去平衡. 局部热流大的地方, 燃料温度高, 一旦发生壅塞, 单位面积冷却通道能够通过流量就下降, 流量的下降会反过来导致冷却燃料温度的进一步提高, 形成正反馈机制, 最终导致整个冷却系统的失败. 这一问题在临界区与裂解区尤其严重, 原因是这些区域中燃料物性的急剧变化可能使系统来不及反应. 这一问题的解决, 需要从两方面入手, 首先是通过燃料喷注位置的合理配置, 尽可能均匀化燃烧释热分布; 其次, 需要在深入了解燃气-结构-燃料耦合传热过程的基础上, 针对性地设计快速响应的负反馈系统, 对各路冷却流量进行动态补偿, 以保证冷却系统能够长时间稳定运行.

此外, 超燃冲压发动机的实际运行过程中, 尤其是启动和加速过程, 经再生冷却系统的燃料将可能处于物性极不稳定的临界区和裂解

区, 很小的温度和压力变化将导致燃料密度, 黏性等热物理特性的巨大改变; 同时燃烧也会产生一定的脉动, 两者耦合有可能造成流动不稳定性并进一步导致燃烧的不稳定性。目前, 这方面的研究还不多, 对相关现象的了解还很有限, 但相关研究已经表明这种不稳定性可能导致的严重后果, 开展相关研究具有实际意义。

3.2 燃料催化裂解特性的控制

碳氢燃料当达到一定温度时将开始裂解。裂解的温度和成分主要和燃料的成分组成有关。如果要对裂解的温度和成分进行控制, 特别是朝有利于发动机性能改进的方向发展, 可以通过催化剂的研究来提高对裂解产物的选择性, 进而提高燃烧效率。此外, 油温高的催化裂解表示高的冷却能力。

最理想的裂解反应是生成乙炔与氢气的反应, 热沉可以达到 9800 kJ/kg , 但是该反应需要很高的温度, 超过了催化剂的耐温极限。实际的反应是生成乙烯与氢气的反应, 反应的吸热量可以达到 3600 kJ/kg , 但需要选择合适的催化剂。

碳氢燃料的裂解产物包括由 C1-C3 组成的饱和烷烃以及烯烃, 其中有吸热反应也有放热反应, 所以, 裂解不仅取决于催化剂的选择性, 而且也与实际的运行条件密切相关, 尤其是反应时间。在冷却系统中, 长时间的热力学平衡态反应主要是产生甲烷与固体碳的放热反应。因此, 吸热反应只有在燃料驻留时间很短的情况下才能占据主导地位。

无论如何, 燃料催化裂解特性的精确控制在很大程度上还依赖于催化剂的选择, 重要的是对整个物理和化学过程透彻的理解, 以便加以利用。然而, 现在这方面的认识非常有限, 特别是当飞行马赫数进一步增加的时候。

3.3 积碳问题

在燃料冷却系统中积碳是无法避免的问

题, 但它又和流动耦合在一起, 所以不完全是个化学问题。需要说明的是即使是美国也没有很好解决。积碳将导致管道堵塞降低冷却系统的热交换效率甚至造成壁面结构烧坏的严重后果, 因此面临的挑战是如何在吸热反应最大化的同时产生最少的积碳。通常积碳的类型大致上可以分为氧化积碳和裂解积碳两类。由于燃料暴露于空气之中, 一般在燃料中溶解有约 70 ppm 的氧气。氧化积碳通常在 420 K 左右发生, 至氧气消耗完结束。此类积碳可以通过脱氧避免。而热裂解积碳则比较复杂, 其基本规律是越难裂解的碳氢化合物一旦裂解, 其积碳量就越大。芳烃比烷烃更难裂解, 一旦裂解其产生的积碳更多。因此, 此类积碳须通过改变煤油的成份作改善。一般而言, 积碳量与温度是指数关系而与时间是线性关系 (Baker 1996, Wickham et al. 1999)。因此, 积碳的问题目前的办法还是尽量地避免, 通过严格控制油温的同时, 缩短煤油在高温区驻留时间可以有效地减少总的积碳量。此外, 时间的缩短也有利于裂解反应更多地朝吸热反应方向发展以提高热沉。

3.4 吸热碳氢燃料超声速燃烧特性

在超临界态下燃料的密度像液体, 扩散性像气体, 所以注入燃烧室的燃料 (煤油) 是气态的煤油和裂解态的煤油, 大大有利于燃料在超声速流场中的混合和燃烧效果的提高, 通过对射流穿透深度、羽流分布、混合、自由基分布, 缩短点火延迟等方面的改进, 希望弄清吸热碳氢燃料超声速燃烧对燃烧室和发动机性能提高的潜力。

3.5 燃烧稳定性问题, 凹腔稳焰机理

碳氢燃料超声速燃烧稳定性涉及许多深层次的问题, 随发动机的发展将逐渐深入并显示其重要性。当前主要是确保燃料在超声速气流中点燃后稳定燃烧不熄灭。在这方面, 燃烧室壁面凹腔已证明是一种有效和实用的稳焰结构,

但仍缺少科学的设计原则和严格可靠的理论和实验数据.

稳焰机理涉及到超声速燃烧所有的复杂因素, 无论是实验还是 CFD 模拟研究都存在不小的困难. 例如, 超声速燃烧凹腔火焰稳定器流场涉及复杂的激波/膨胀波波系、化学反应、剪切层、大尺度分离流和旋涡流动、超声速气流的压力传播和燃烧的火焰传播之间的相互作用等多种相互耦合的复杂现象, 蕴含其中的许多机理性问题尚未完全认知. 首先, 凹腔内掺混的燃料/空气流如何建模、驻留时间与燃烧的特征时间如何确定? 其次, 稳焰机理是以回流区中的自由基促进化学反应还是以回流区的高温气体促进热交换? 燃烧状态下凹腔的流态与无燃烧冷态的区别等 (Thakur and Segal 2004, Micka and Driscoll 2009).

凹腔结构涉及的阻力、质量交换率和驻留时间等涉及性能的参数, 许多研究停留于冷流状态, 而且假设燃烧不会对它们产生多大影响, 并将冷流结果直接推广至有燃烧化学反应的流动. 另外, 这些研究大都采用数值模拟方法, 结果发现不同的计算模型对阻力、质量交换率和驻留时间的数值模拟有较大差异, 有些甚至相互矛盾. 另一方面, 不同结构尺寸的凹腔稳焰特性的对比, 以及最佳凹腔结构尺寸的确定将决定凹腔火焰稳定器的设计标准. 近来, 有研究者试图模仿预混燃烧的方法将熄火极限与 Damkohler 数 D_1 相关, 提出凹腔稳焰构型参数时间的判据, 但是需要许多的假设、经验公式和参数的协助 (Rasmussen et al. 2004, Rasmussen and Driscoll 2008).

目前, 有实际应用背景的凹腔火焰稳定器的稳焰范围数据非常缺乏, 特别是超临界态、裂解态煤油结合凹腔火焰稳定构型的稳焰范围, 使理论分析与数值计算缺乏依据. 针对这一情况, 中科院力学研究所开展了大量基础研究, 获得了乙烯与超临界态煤油在不同来流和燃料喷

注条件下超声速燃烧熄火极限数据. 图 4 给出了典型条件下超临界态煤油在凹腔上游喷注的稳定燃烧参数范围, 从中可以看出超声速燃烧与预混火焰存在较大的差异, 相关火焰稳定机理有待进一步研究.

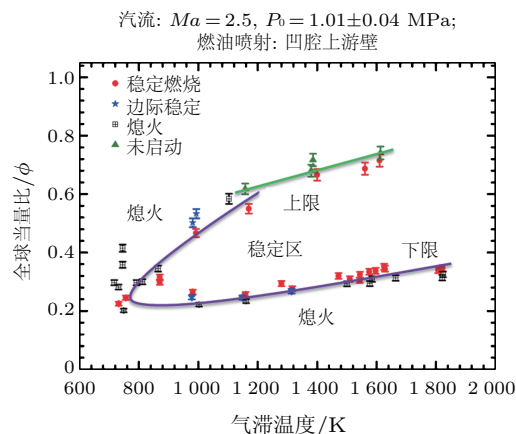


图 4 超临界态燃料在凹腔上游喷注时的稳定燃烧极限

3.6 数值模拟

超声速燃烧的复杂性在于它是一种充满激波、膨胀波、混合层的黏性、可压缩湍流流动、并伴有多种相互作用和有限速率化学反应的超声速流动过程. 有限速率化学反应要考虑反应中的许多中间过程以及多种中间气体组分. 任何一种碳氢燃料都存在几百种中间反应过程.

此外, 超声速燃烧过程在时空上具有强瞬变、强湍流、强压缩、各向异性和一些物理化学现象相互耦合的非线性特点. 随着计算机性能的飞跃提高以及数值方法的不断发展, 模拟实际问题的可能性使计算流体力学 (CFD) 逐渐成为除实验以外唯一可用的工具. 然而, 超声速燃烧的数值模拟的第一步是建模, 正确建模遇到的湍流、化学反应及其相互作用的障碍.

3.6.1 湍流模型

在湍流模型研究方面, 过去的 20 多年 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) 得到广泛的应用 (Foluso et al. 2010, Nicolas 2011), 典

型的是两方程 $\kappa-\omega$ 或 $\kappa-\varepsilon$ 模型, 在平均速度计算方面比较准确. 但是基于 N-S 方程雷诺平均得到的各种湍流模型理论在空间和时间上抹杀了湍流脉动及小尺度旋涡的作用, 带来的问题是对燃料混合预报的误差. 湍流计算误差达 30%~40%. RANS 方法最大的挑战是模拟湍流-化学反应的相互作用, 首先是燃烧放热引起燃烧室内的密度差异, 使湍流结构复杂化; 其次是燃烧导致温度升高, 使流体输运系数变大, 增加了动量、质量与能量的交换速率, 所以需要确定湍流的燃料空气混合速率、化学反应速率和火焰传播在高马赫数流的有效性. 传统的湍流模型是假设湍流普朗特数和斯密特数为常数, 但这两个数对计算结果有很大的影响, 例如低的斯密特数可能造成发动机不起动, 高的斯密特数又可能引起火焰熄灭. RANS 的这些不足是对正确数值模拟的主要的限制.

大涡模拟 (large eddy simulation, LES) 模型的高保真性能抓住大尺寸的动态运动, 在计算非定常的燃烧过程如点火和熄灭过程时, LES 能给出准确的湍流脉动统计揭示湍流的影响, 因为它能抓住小尺度的湍流以及更好地模拟湍流与燃烧的相互作用, 这些能使燃料混合和火焰保持重要的变化特征 (Genin and Menon 2004, Araz et al. 2011, Jung and Suresh 2009). 因此, 采用 LES 应是目前很好的选择, 然而 LES 遇到巨大网格点数的要求和求解精细尺度运动超长计算时间的限制, 以及如何模拟湍流与燃烧相互作用的问题. 总之, LES 技术建模要求巨大的计算资源, 因而限制了实际的参数研究和大型更实际构型的研究. 再者燃烧化学反应十分复杂, 要考虑反应的时空分布, 这在目前还是有很大的难度. 所以, LES 的确是比较有希望但尚未成熟到可以寻常使用的程度. 需要基础性的试验研究为湍流和燃烧提供数据. 不可压湍流燃烧的 LES 最近一些年的发展非常迅速, 不少模型如 flamelet, thickened flame, PDF 等都有得到了较

好的理论和实验验证. 但相比之下, 可压缩气流中的湍流燃烧不论是理论还是计算都不是太多, 而且所用模型多借鉴不可压缩的情况. 从燃烧的基础理论看这两者还是有很大区别的, 非常值得研究. 此外, 近来一种兼有 RANS 和 LES 两者优点的混合模型 DES (Detached eddy simulation) 可以预计燃烧室中的非稳定过程 (Jeong-Yeol et al. 2007), 其相对低的计算时间与费用引起重视.

美国 NASA 和欧洲都开发了一些计算软件, 如 SPARK, VULCAN 和 DLR-TAU 等供研究人员使用. 这些软件只要不涉及燃烧一般都能保证较好的准确性, 如不久前美国空军碳氢燃料超燃冲压发动机计划的技术主管与笔者交谈时说“我们对不带燃烧的发动机流场的数值模拟可以算得很准, 但是带燃烧的不行. 尽管如此我们还是要算, 因为可以告诉我们变化的趋势”. 所以在超声速燃烧的数值模拟方面虽然湍流模型的问题有很大的挑战性, 但是当前限制超声速数值模拟的瓶颈是化学反应动力学, 特别是复杂碳氢化合物及混合物, 如航空煤油的化学反应机理及湍流与化学反应的相互作用问题.

3.6.2 煤油的替代燃料 (Surrogate)

煤油燃料的超声速燃烧的数值模拟至今仍是尚未很好解决的国际前沿问题. 中国在超声速燃烧的数值模拟研究方面, 流场的 CFD 有较好的基础, 然而燃烧化学反应动力学研究是薄弱环节, 从而很大程度上制约了数值模拟的发展.

煤油是一种有上千种成份非常复杂的混合物 (每种成份可能都不超过 10%), 为了便于研究, 希望能够用少数几种成分作为替代物. 条件是成份确定, 物理和化学特性已知, 不丢失原始燃料的特性, 而且可以重复. 也即要寻找和造出一种简单混合物, 亦称替代燃料 (surrogate) 来

代替复杂的原始燃料 (Mawid et al. 2004). 寻找替代燃料的原则是燃料的热物理性质和化学动力学性质都必须和原始燃料相似. 物理性质方面包括能密度、蒸馏曲线、物相图、黏性、表面张力等. 化学动力学性质包括预混和扩散燃烧的自发点火延迟、熄火、发烟、主要成分和稀有成分 (HC, CO, NO_x, SOOT) 模拟等. 这两方面要通过对具体的原始燃料与替代燃料的计算和试验验证. 近来, 在美国国防部和空军的资助下部分高校联盟 (MURI) 提出了 3 个组分的第 1 代替燃料和 4 个组分的第 2 代替燃料 (Stephen et al. 2012). 他们将 H/C 氢碳比、TSI 发烟临界值、MW_{avg} 平均分子量、DCN 十六烷值 4 个参数作为模拟燃料关键性质的综合性指标. 在此之前, 国际上曾经公认的两个煤油代用燃料, 即法国科学院 Philippe 的三组元代用燃料 298 组分、1592 基元反应, 和意大利 Violi 的 6 组元代用燃料 216 组分和 4826 基元反应. 经过比较广泛使用后发现很多缺陷不能令人满意, 所以, 现在更满意的替代燃料仍在开发之中 (Dagat and Cathonnet 2006, Violi et al. 2002).

3.6.3 煤油化学反应机理简化

理论上讲, 煤油燃烧的数值模拟可以利用替代燃料的详细反应机理得到比较精确的结果. 实际上, 这仅仅对于一些非常简单的问题才可行, 比如一维平面火焰的速度和结构、平面爆轰波的诱导长度等等. 原因有两个方面: 首先, 详细反应机理的计算量非常大. 一般说来计算量的大小同反应机理的基元反应数目关系不大, 但与组分数目的平方成正比. 一个中等程度的替代煤油详细机理往往包含好几十种组分和几百个基元反应, 因此计算量的增加是惊人的; 其次, 各个基元反应具有各不相同且量级相差很大的特征时间, 导致反应系统的刚性问题严重. 因此从详细机理中发展不丧失其中所含物理化学信息的简化机理是必要的. 这些

简化机理比详细机理要简单得多, 但依然包含了详细机理中一些本质的要素. 发展简化机理是缓解实际燃烧现象中复杂流场计算量问题的一个有效手段. 简化机理是指在给定的详细机理以及工作范围内生成指定大小的简化机理. 简化机理的有效性可以通过裂解产物成份及点火延迟等测量结果去检验. 近年来国际上化学反应机理简化方法的研究发展迅速 (Law et al. 2002, Lindstedt and Maurice 2000, Chen 1997). 简化机理通常是从详细机理中删去对感兴趣的物理量, 比如释热量、主要组分生成率等影响不大的组分和基元反应来获得骨架机理. 这些确定不重要的组分和基元反应的方法有: 敏感性分析法、细节简化法或计算奇异摄动法等. 骨架机理水平的简化通常不是本质的, 刚性问题没有得到多少解决. 因此仍然需要进一步的简化. 进一步的简化主要基于化学动力学上的两个重要的假设, 即对反应中间物 (组分) 所作的似稳态假设和对可逆反应所作的部分平衡假设结果. 简化机理可以通过代数运算产生. 早期得到普遍应用的是交互式计算机辅助简化机理程序简称 CARM. 由它可以发展出煤油高温氧化反应的各种简化机理, 并且可以自动生成了包含所有简化机理信息的用于计算化学反应源项的子程序, 这个子程序完全与 CHEMKIN-II 程序兼容, 因此非常具有实用性. 最近一些年简化机理的手段也得到了许多新的发展, 开发出一些类似的计算机辅助简化程序, 如 Tianfeng Lu (Univ. Connecticut) 的方法, 他的方法为直接图法 (Direct relation graph, DRG) 及衍生的方法, 其程序可以自动生成用于 Chemkin 的子程序. MURI 开发的计算机辅助简化机理程序 MARS 也受到重视 (Stephen et al. 2012).

在美国空军的资助下美国国家最具实力单位组成的东和西两个团队正在进行碳氢燃料反应机理的研究. 应该指出, 直到现在所有关于煤油简化化学反应机理的努力都还不能满足实际

问题对保真度和运算速度的要求, 用这些方法简化出来的机理还是太大. 目前的 LES, DNS 计算水平可以接受的组分数大概 20 个左右, 而很多用现有方法发展出来的大分子碳氢燃料的机理多在 50~80 组分数. 而且这些机理都不是为超燃的计算而简化的. 所以, 针对超声速燃烧的实际情况作出进一步简化应该是一个非常重要和有意义的研究方向.

3.7 双模态运行, 亚燃超燃模态转换

3.7.1 双模态特征, 模态转换可行性和实际困难

双模态超燃冲压发动机有两种明显不同的性能特征, 亚燃模态运行时气流有大尺寸的分离和以亚燃为主的燃烧区, 并且伴随有燃料喷注孔上游因燃烧引起的压力上升; 超燃冲压发动机模态运行以无大尺寸分离的超声速燃烧流场为特征, 而且只有很小的上游压力升高.

随飞行马赫数增加两种模态的转换有基本的气体动力学理论可依. 当飞行马赫数低于 4 需要以亚声速燃烧模态的冲压发动机运行时, 可以通过调节燃烧释热分布, 使燃烧室产生热壅塞形成“热喉道”, 同时在隔离段产生预燃激波串导致压力上升和分离区实现. 预燃激波串包含一系列斜激波或终结为正激波的正激波串驱使气流保持超声速或转变为亚声速. 当马赫数增加需要转换为超燃模态时, 仍可通过控制燃烧室释热量的分布和几何形状变化减轻热壅塞程度, 使亚声速流逐渐转变为超声流, 在此期间隔离段中的预燃激波串依然存在, 而且取决于边界条件, 一旦热壅塞全部消除, 预燃激波串也随之消除, 模态转换就告完成, 此时气流全部转变为超声速. 燃烧就在超声速条件下进行成为超声速燃烧.

关于模态转换问题, 美国称是遇到重大挑战之一, 称“我们知道如何使冲压发动机在马赫数 4 运行, 也知道如何使超燃冲压发动机在马赫数 6 或 7 运行, 但是不太清楚如何使飞行

马赫数从 4 过渡到 6 或 7”. 前面已经说过, 挑战来自两个方面, 亚声速燃烧冲压发动机与超声速燃烧冲压发动机的几何形状不同, 要求发动机的几何形状在飞行期间随马赫数变化而改变. 由于实现上的困难, 发动机的几何形状不得不设计为固定形状. 所以实际上是一个固定几何的宽马赫数超燃冲压发动机问题, 关键是马赫数能允许变多宽? 这取决于设计人员能在多大的程度上运用“热喉道 + 预燃激波串”的理论、并协调进气道与尾喷管随飞行马赫数的变化达到动态地一致. 显然, 马赫数变化的宽度愈大愈难以实现. 退一步, 如果宽马赫数的变化范围不能一步到位, 亦可以分段进行, 事实上美国空军提出的马赫数宽度不断减缩, 从最初的 4~8 减缩到 4.5~7 和 4.5~6.0, 现在, 实际上只能达到 4.8~5.1.

硬件方面的挑战是试验装置, 是缺乏具有工程规模能够长时间运行的高焓变马赫数自由射流风洞. 1990 年代以来曾提出过不下 10 种变马赫数的方案都囿于技术上的原因而受到搁置. 至今仍在考虑的是柔壁喷管 (flexible wall nozzle) 加 FAST (flight acceleration simulation test facility) 的混合方案, 前者马赫数希望从 2 变到 5, 后者希望从 5 变到 8, 计划已经定到 2018 年 (Peter and Doug 2005, Doug et al. 2006, Thomas et al. 2009). 现阶段只能依靠离散的固定马赫数试验 + CFD + 飞行试验加以解决.

3.7.2 模态转换的可行性研究, 组织燃烧

宽马赫数 (或双模态) 超燃冲压发动机理想情形寄希望于无喉道的固定几何超燃冲压发动机, 因为上下游面积有约束的亚热模态会限制高马赫数运行时超声速燃烧需要的空气流量. 而当低马赫数亚燃模态运行时又希望燃烧室受上下游面积的约束变成亚声速气流. 许多实验表明, 无喉道固定几何的超燃冲压发动机通过燃料分布式注射和燃烧释热确能在燃烧室产生

热壅塞形成“热喉道”,同时在隔离段产生预燃激波串 (Heiser and Pratt 1994), 这种情形与亚声速燃烧要求的上下游限制 (即上下游喉道) 有异曲同工之妙. 因此, 如果能应用组织燃烧, 即设想燃料喷注的分布能像音乐喷泉一样按设定的当量比和分布有时序地注射和燃烧, 当发动机加速飞行条件变化时能够驱使模态发生转换. 简单来说, 马赫数较低时燃料射流分布于燃烧室下游端, 随飞行马赫数增加燃料射流分布逐渐朝上游移动, 复杂性是每个燃料喷注孔的流量须随时间和位置改变. 所以从理论上组织燃烧有望提供亚燃超燃模态转换要求的动态流场分布, 但必须有燃烧室流场 CFD 数值计算分析与实验之配合.

此外, 理论上可以认为利用组织燃烧建立“热壅塞+预燃激波串”复杂流场实现模态转换, 但这还不是双模态超燃冲压发动机问题的全部, 因为以上的分析仅仅是定性上的. 如果是作定量考虑, 由于对象是固定几何的宽马赫数超燃冲压发动机, 因此首先面临的问题是设计点放在哪里? 从使用的角度很可能是放在巡航. 如果是这样, 发动机加速前的性能将大受影响, 至少, 发动机巡航马赫数要求的进气道大收缩比直接影响发动机加速前较低马赫数对空气流量的扑获, 从而影响推力, 如何解决? 遗憾的是这方面的研究很少看到.

3.7.3 隔离段与预燃激波串

隔离段 (又称超声速扩压器) 是双模态超燃冲压发动机要求的特殊部件, 作用是容纳预燃激波串、防止燃烧室与进气道的相互作用造成发动机不起动. 因此需要一个最佳长度使进气道的超声速压缩和燃烧室的反压通过预燃激波串加以匹配 (Lin et al. 2006a, Lin et al. 2006b). 通常, 为了获得良好的性能隔离段须设计为等面积或近似等面积, 以便减少压缩和膨胀的损失. 在双模态超燃冲压发动机情形隔

离段长度不仅要防止燃烧室反压过高造成发动机不起动, 而且要使进气道的超声速气流通过隔离段中的预燃正激波串转变为亚声速, 燃烧室为亚燃模式. 当马赫数增加时又迫使隔离段中的预燃正激波串逐渐变为斜激波串, 迫使超声速芯流的面积逐渐展宽、变成全超燃的模式. 所以, 确切地说, 亚燃模态等面积的隔离段实际上是起物理喉道的作用, 而在超燃模态等面积的隔离段仅是作为超声速扩压器起防止发动机不起动的作用.

由于隔离段的长度取决于运行条件, 亦即取决于隔离段的几何以及燃烧室反压与进气道压力之比. 所以实际上仍然与燃料的喷注、混合和燃料空气当量比所谓组织燃烧的问题密切相关. 然而, 我们对起关键作用的激波边界层分离及其相关的斜激波串和正激波串的特性了解甚少, 而且它们是在隔离段来流马赫数和燃料喷注当量比变化的动态条件下, 不难想象预燃激波串的结构和位置必定在不断地变化, 尤其是进气道来流马赫数变化范围愈宽愈复杂, 对于它们无论是实验或数值模拟都十分困难. 以往的实验研究虽然做了不少, 但是仅限于来流马赫数固定不变的情形, 没有更接近真实的模拟 (Nedungadi and Van 2004, Le et al. 2008, Jonathan and Kenneth 2012).

3.7.4 变马赫数直联式试验装置研究

超燃冲压发动机燃烧室中的燃料空气燃烧过程至少需要 30 s 才能达到平衡 (Mercier and McClinton 2003), 因此需要运行以分钟计的直联式试验装置. 如果模态转换需要的自由射流推进风洞暂时还不能解决, 不妨可以利用直联式装置, 不同的是让燃烧室进口马赫数连续可变、这样可以进行更接近实际状况的动态模拟, 优点是它的马赫数连续变化范围相比于自由射流试验有很大缩减, 技术挑战亦相应地减小很多, 类似于上述的柔壁喷管和 FAST 的技术方

案应该有可行性. 利用这种马赫数连续可变的直联式实验装置获取有用数据, 建立发动机自由射流试验需要的数据库. 此外, 美国空军和澳大利亚合作的 HIFIRE 低成本飞行试验应该是不错的飞行演示, 并为数据库补充飞行试验数据.

3.8 高超声速燃烧

当飞行马赫数 8 时, 气流的总焓与燃烧释放的热量大约是一半对一半, 所以当飞行马赫数超过 8 时, 燃烧释放的热量将越来越不重要, 例如当飞行马赫数 20 时, 燃烧释放的热量大约只占气流总焓的 10%. 通常马赫数 10 以上称超高速 (Hypervelocity), 燃烧室进口的气流马赫数有可能大于 5, 即所谓高超声速燃烧 (Anderson et al. 1990). 高超声速燃烧与超声速燃烧不同, 首先, 三维压力场充满燃烧室. 此外, 压缩性对湍流和混合的影响不清楚, 而且当马赫数 12 时, 氢燃料射流的速度与燃烧室空气流的速度相同, 飞行马赫数更高时空气流的速度将超过燃料的速度, 这种燃料空气的混合行为完全不清楚. 这些影响燃烧性能的气体动力学和化学动力学过程都非常重要, 因此实验模拟要求接近全尺寸的硬件和真实的飞行条件.

最近, 跨大气层飞行马赫数 10 以上的吸气式推进又被重提, 为了解决燃料空气混合的困难、充分利用预混激波诱导燃烧的优点, 燃料从发动机前体注入又被重新提出 (Erik Axdaal et al. 2012), 应用这种技术的发动机又称激波诱导燃烧冲压发动机 (shcramjet). 显然, 这种技术首先要回答的问题是燃料能否在发动机的前体完成有效的混合并且不被热边界层引燃, 这方面的研究已在 NASA Langley Research Center 从 CFD 数值计算开始进行, 可适当加以注意.

4 建议未来 5~10 年重点发展方向

(1) 吸热碳氢燃料主动冷却特性与超声速

燃烧特性的耦合与控制

(2) 吸热碳氢燃料特性与燃料催化裂解特性的控制

(3) 大涡模拟, 湍流与化学反应相互作用、替代燃料

(4) 碳氢燃料化学反应机理, 针对超声速燃烧的实际情况进行进一步简化

(5) 长时间直联式和自由射流推进风洞 (包括变马赫数) 研制

(6) 超声速燃烧流场特性测量技术和发动机性能测量技术

(7) 燃烧稳定性与发动机性能稳定性

(8) 双模态发动机, 隔离段与预燃激波, 亚燃与超燃模态转换方法与演示

(9) 高超声速燃烧

作者声明: 超声速燃烧和高超声速推进涉及的面很宽而且问题非常复杂, 本文不可能全部涵盖, 仅能涉及相对熟悉的一部分. 文中的分析和观点仅是作者一孔之见和一家之言, 衷心地欢迎讨论和批评指正.

参考文献

- Anderson G, Kumar A, Erdos J. 1990. Progress in hypersonic combustion technology with computation and experiment. AIAA 1990-5254.
- Baker R T K. 1996. Coking problems associated with hydrocarbon conversion processes, *ACS, Division of Fuel Chemistry*, 41: 521-524.
- Ben-Yakar A, Hanson R K. 2001. Cavity flame-holders for ignition and flame stabilization in scramjet: An overview, *Journal of Propulsion and Power*, 17: 869-877.
- Bezuidenhout J J, Schetz J A, Walker D G. 2001. Heat flux determination using surface and backface temperature histories and inverse methods. AIAA 2001-3530.
- Billig F S. 1988. Combustion processes in supersonic flow. *Journal of Propulsion and Power*, 4: 209-216.
- Brandstetter A, Rocci Denis S, Kau H-P, Rist D. 2002. Experimental investigation of supersonic combustor with strut injector. AIAA 2002-5242.
- Chen J Y. 2011. Development for reduced mechanism for

- numerical modeling of turbulent combustion. in: Proceedings of the Numerical Aspects of Reduction in Chemical Kinetics. Marne, France: Sept.
- Choi J J, Menon S. 2009. Large eddy simulation of cavity-stabilized supersonic combustion. AIAA 2009-5383.
- Choi J Y, Y V, Ma F H, Won S H, Jeung I S. 2007. Detached eddy simulation dynamics in scramjet combustion. AIAA 2007-5027.
- Colket M B, Spadaccini L J. 2001. Scramjet fuels autoignition study. *Journal of Propulsion and Power*, 17: 315-323.
- Curran E T, Murthy S N B. 2001. Scramjet Propulsion. Reston: AIAA 2000
- Cutmark E, Schadow K C, Parr T P, Parr D M, Wilson K J. 1989. Combustion enhancement by axial vortices. *Journal of Propulsion and Power*, 5: 555-560.
- Dagat P, Cathonnet C. 2006. The ignition, oxidation, and combustion of kerosene: A review of experimental and kinetic modeling. *Progress in Energy and Combustion Science*, 32: 48-92.
- Dooley S, Won S H, Heyne J, Farouk T I, Ju Y G, Dryer F L, Kumar K, Hui X, Sung C J, Wang H W et al. 2012. The experimental evaluation of a methodology for surrogate fuel formulation to emulate gas phase combustion kinetics phenomena. *Combustion and Flame*, 159: 1444-1466.
- Drummond J P. 1991. Mixing enhancement of reacting parallel fuel jets in a supersonic combustor. AIAA Paper, 1991-1914.
- Edwards T. 2003. Liquid fuel and propellant for aerospace propulsion: 1903-2003. *Journal of Propulsion and Power*, 19: 1089-1107.
- Edwards T. 1996. Research in Hydrocarbon Fuels for Hypersonics.
- Erik Axdaahl, Ajay Kumar. 2012. Study of forebody injection and mixing with application to hypervelocity air-breathing propulsion. AIAA Paper, 2012-3924.
- Falempin F, Serre L. 2002. LEA flight test program-A first step towards an operational application of high-speed airbreathing propulsion. AIAA 2002-5249.
- Fan X J, G Li, J G, Yue L J, Zhang, X Y, Sung C J. 2007a. Effects of entry conditions on cracked kerosene-fueled supersonic combustor performance. *Combustion Science and Technology*, 179: 2199-2217.
- Fan X J, Yu G, Li J G, Lu X N, Sung C J. 2007b. Performance of supersonic model combustors with distributed injection of supercritical kerosene. AIAA 2007-5406.
- Fan X J, Yu G, Li J G, Lu X N, Sung C J. 2006. Catalytic cracking of supercritical aviation kerosene. AIAA 2006-4868.
- Fan X J, Yu G, Li J G, Lu X N, Zhang X Y, Sung C J. 2007c. Combustion and ignition of thermally cracked kerosene in supersonic model combustors. *Journal of Propulsion and Power*, 23:317-324.
- Fan X J, Yu G, Li J G, Zhang X Y, Sung C J. 2004. Performance of a supersonic model combustor using vaporized kerosene injection. AIAA 2004-3485.
- Fan X J, Yu G, Li, J G. 2005. Flow rate analyses and calibrations of kerosene cracking for supersonic combustion. AIAA 2005-3555.
- Fan X J, Zhong F Q, Yu G, Li J G, Sung C J. 2009. Catalytic cracking and heat sink capacity of aviation kerosene under supercritical conditions. *Journal of Propulsion and Power*, 25: 1226-1232.
- Fan X, Zhong F Q, Yu G, Li J G, Sung C J. 2008. Catalytic cracking of china No.3 aviation kerosene under supercritical conditions. AIAA 2008-5130.
- Ferri A, Libby P A, Zakkay V. 1962. Theoretical and Experimental Investigation of Supersonic Combustion. NewYork: Polytechnicinst of Brooklyn.
- Fetterhoff T, Bancroft S, Burfitt W, Hawkins W, Schulz R. 2009. Enabling technologies for an integrated approach to high speed/hypersonic systems test. AIAA 2009-7271.
- Fuller R P, Wu P-K, Nejad A S, Schetz J A. 1998. Comparison of physical and aerodynamic ramps as fuel injectors in supersonic flow. *Journal of Propulsion and Power*, 14:135-145.
- Garrard D, Seely J, Abel L. 2006. An analysis of alternatives to provide a varying Mach number test capability at APTU. AIAA 2006-8044.
- Genin F, Menon S. 2004. LES of supersonic combustion of hydrocarbon spray in a scramjet. AIAA 2004-4132.
- Georgiadis N J, Yoder Dennis A, Vyas M A, Engblom William. 2011. Status of turbulence modeling for hypersonic propulsion flowpaths. AIAA 2011-5917.
- Goldfeld M, Nestoulia R, Falempin F. 2002. The direct measurement of friction in the boundary layer at supersonic flow velocities. AIAA Paper, 2001-1769.

- Goyne C P, McDaniel J C, Krauss R H, Whitehurst W B. 2007. Test gas vitiation effects in a dual-mode scramjet combustor. *Journal of Propulsion and Power*, 23: 559-565.
- Gruber M, Carter C, Ryan M, Rieker G B, Jeffries J B, Hanson R K, Liu J W, Mathur T. 2008. Laser-base measurements of OH, temperature, and water vapor concentration in a hydrocarbon-fueled scramjet. AIAA 2008-5070.
- Guy Norris. 2013. High speed strike weapon to build on X-51 flight. *Aviation Week & Space Technology*.
- Guy Norris. 2011. X-51A scramjet fails on second attempt. *Aviation Week & Space Technology*.
- Heiser W H, Pratt D T. 1994. Hypersonic Airbreathing Propulsion, Washington D C, AIAA Education.
- Huang H, Sobel D R, Spadaccini L J. 2002. Endothermic heat-sink of hydrocarbon fuels for scramjet cooling. AIAA 2002-3871.
- Ianovsky L S, Sosounov V A, Shikhman, Y M. 1993. Endothermic fuels for hypersonic aviation. in: Proceedings on Fuels and Combustion Technology for Advanced Aircraft Engines. Fiuggi, Italy: AGARD. May, 1993: 1-8.
- Jacobsen L S, Gallimore S D, Schetz J A, O'Brien W F. 2001. An integrated aeroramp-injector/plasma-igniter for hydrocarbon fuels in a supersonic flow. I Experimental studies of the geometric configuration. AIAA 2001-1766.
- JANNAF Airbreathing Propulsion Subcommittee Meeting, CPIA Publ. 654, 1: 17-26. Chemical Propulsion Information Agency, Laurel, MD.
- Jensen J, Braendlein B. 1996. Review of the Marquardt dual mode Mach 8 sramjet development. AIAA 96-3037.
- Johansen C T, McRae C D, Danehy P M, Gallo E, Cantu L, Magnotti G, Cutler A D, Rockwell R D, Goyne C P, McDaniel J C. 2012. OH PLIF visualization of the UVa supersonic combustion experiment: Configuration A. AIAA 2012-2887.
- Jonathan S G, Kenneth U Yu. 2012. Experimental characterization of isolator shock train propagation. AIAA 2012-5891.
- Kay I W. 1992. Hydrocarbon-fueled ramjet/scramjet technology program: Phase 2 extension final. NASA, 1-7794.
- Kay I W, Peschke W T, Guile R N. 1992. Hydrocarbon-fueled scramjet combustor investigation. *Journal of Propulsion and Power*, 8: 507-512.
- Kirchhartz R M, Mee D J, Stalker R J. 2008. Skin friction drag with boundary layer combustion in a circular combustor. AIAA 2008-2589.
- Ladeinde F, Alabi K, Ladeinde T, Davis D, Satchell M, Baurle R A. 2010. CFD enhancements for supersonic combustion simulation with VULCAN. AIAA 2010-6876.
- Lander H, Nixon A C. 1971. Endothermic fuels for hypersonic vehicles. *Journal of Aircraft*, 8: 200-207.
- Law C K, Sung C J, Wang H, Lu T F. 2002. Development of comprehensive detailed and reduced reaction mechanisms for combustion modeling. AIAA Paper 41: 1629-1646.
- Le D B, Goyne C P, Krauss R H. 2008. Shock train leading-edge detection in a dual-mode scramjet. *Journal of Propulsion and Power*, 24: 1035-1041.
- Li F, Yu X L, Gu H B, Zhao Y, Lin M, Chen L H, Chang X Y. 2011. Simultaneous measurements of multiple flow parameters for scramjet characterization using tunable diode-laser sensors. *Applied Optics*, 50: 6697-6707.
- Li J G, Yu G, Zhang Y, Li Y, Qian D X. 1997. Experimental studies on self-ignition of hydrogen/air supersonic combustion. *Journal of Propulsion and Power*, 13: 538-542.
- Li J, M F H, Yang V, Lin K C, Jackson T A. 2007. A comprehensive study of ignition transient in an ethylene-fueled scramjet combustor. AIAA 2007-5025.
- Li L, Wang J, Fan X J. 2012. Development of integrated high temperature sensor for simultaneous measurement of wall heat flux and temperature. *Review of Scientific Instruments*, 83: 074901.
- Lin K C, Tam C J, Eklund D R, Jackson K R, Jackson T A. 2006. Effect of temperature and heat transfer on shock train structures inside constant-area isolators. AIAA 2006-817.
- Lin K C, Tam C J, Jackson K R, Eklund D R, Jackson T A. 2006. Characterization of shock train structures inside constant-area isolator of model scramjet combustor. AIAA 2006-816.
- Lindstedt R P, Maurice L Q. 2000. Detailed chemical-kinetic model for aviation fuels. *Journal of Propulsion and Power*, 16: 187-195.
- Mathur T, Eklund D, Jackson T, Gruber M, Powell O, Donbar J. 2001. Post-test analysis of flush-wall fuel injection experiments in a scramjet combustor. AIAA 2001-3197.
- Maurice L, Edwards T, Griffiths J. 2000. Liquid hydrocarbon fuels for hypersonic propulsion. Scramjet propul-

- sion, Reston, VA, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2000, 757-822.
- Mawid M A, Park T W, Sekar B, Arana C. 2004. Importance of surrogate JP-8/Jet-A fuel in detailed chemical kinetics development. AIAA Paper, 2004-4207.
- McClinton C R, Anderson G Y. 1980. Evaluation of bulk calorimeter and heat balance for determination of supersonic combustor efficiency. Washington D C, NASA Scientific and Technical Information Branch.
- Mehravaran K, Afshari A, Jaber F A. 2011. Large eddy simulation of turbulent combustion via filtered mass density function. AIAA 2011-5745.
- Melissa A C, Darius D S, O'Brien W F, Schetz J A. 2003. Operation of a plasma torch for supersonic combustion application with a simulated cracked JP-7 feedstock. AIAA 2003-6935.
- Mercier R, McClinton C. 2003. Hypersonic propulsion-transforming the future of flight. AIAA 2003-2732.
- Micka D J, Driscoll J F. 2009. Combustion characteristics of a dual-mode scramjet combustor with cavity flameholder. *Proceedings of the Combustion Institute*, 32: 2397-2404.
- Micka D J, Driscoll J F. 2008. Reaction zone imaging in a dual-mode scramjet combustor using CH-PLIF. AIAA 2008-5071.
- Montgomery P A, Garrard Doug. 2005. Test and evaluation of hypersonic aeropropulsion systems along flight trajectories in a time-varying flight environment. AIAA 2005-3900.
- Morrison C Q, Campbell R L, Edelman R B, Jaul W K. 1997. Hydrocarbon fueled dual-mode ramjet/scramjet concept evaluation. ISABE, 1997-7053.
- Murthy S N B, Curran E T. 1991. High-Speed Flight Propulsion Systems. Washington D. C.: AIAA.
- Nedungadi A, Van Wie D M. 2004. Understanding isolator performance operating in the separation-shock mode. AIAA 2004-3832.
- Norris R B. 2001. Freejet test of the AFRL HySET scramjet engine model at Mach 6.5 and 4.5. AIAA Paper, 2001-3196.
- O'Byrne S, Danehy P M, Tedder S A, Culter A D. 2007. Dual-pump coherent anti-stokes Raman Scattering measurements in a supersonic combustor. *AIAA Journal*, 45: 922-933.
- Peebles C. 2011. Eleven Seconds into the Unknown: A History of the Hyper-X Program. Reston, AIAA.
- Peebles C. 2008. Road to Mach 10: Lessons Learned From the X-43a Flight Research Program. Reston, AIAA.
- Rasmussen C C, Driscoll J F. 2008. Blow out of flames in high-speed airflow: critical damkohler number. AIAA. 2008-4571.
- Rasmussen C C, Driscoll J F, Hsu K-Y, Carter C D, Gruber M R, Donbar J M. 2004. Blowout limits of supersonic cavity-stabilized flame. AIAA 2004-3660.
- Rasmussen C C, Driscoll J F, Hsu K-Y, Donbar J M, Gruber M R, Carter C D. 2005. Stability limits of cavity-stabilized flames in supersonic flow. in: *Proceedings of the Combustion Institute*. 30: 2825-2833.
- Rhode M N, DeLoach R. 2005. Hypersonic wind tunnel calibration using the modern design of experiments. AIAA 2005-4274.
- Riggins D W, McClinton C R. 1991. Analysis of losses in supersonic mixing and reaction flows. AIAA 1991-2266.
- Seiner J M, Dash S M, Kenzakowski D C. 2001. Historical survey on enhanced mixing in scramjet engine. *Journal of Propulsion and Power*, 17: 1273-1286.
- Smith C, Garrard D, Frank J. 2006. The future and way forward for the aerodynamic and propulsion test unit. AIAA 2006-8049.
- Sullins G A. 1993. Demonstration of mode transition in a scramjet combustor journal of propulsion and power. *Journal of Propulsion and Power*, 9: 515-520.
- Sung C J, Li J G, Yu G, Law C K. 1999. Chemical kinetics and self-ignition in a model supersonic hydrogen-air combustor. *AIAA Journal*, 37:208-214.
- Thakur A, Segal C. 2004. Flameholding analyses in supersonic flow. AIAA 2004-3831.
- Tishkoff J M, Drummond J P, Edwards T, Nejad A S. 1997. Future direction of supersonic combustion research: Air Force/NASA workshop on supersonic combustion. AIAA Paper, 1997-1017.
- Tomioaka S, Izumikawa M, Kouchi T, Matsuo A, Hirano K. 2007. New injector geometry for penetration enhancement of perpendicular jet into supersonic flow. AIAA 2007-5028.
- Violi A, Yan S, Eddings E G, Sarofim A F, Granata S, Faravelli T, Ranzi E. 2002. Experimental formulation and kinetic model for JP-8 surrogate mixtures. *Combustion*

- Science and Technology*, 174: 399-417.
- Vyas M A, Engblim W A, Georgiadis N J, Trefny C J, Bhagwandin V A. 2010. Numerical simulation of vitiation effect on a hydrogen-fueled dual mode scramjet. AIAA 2010-1127.
- Weber R J, MacKay J S. 1958. An Analysis of Ramjet Engines Using Supersonic Combustion. Washington D C, National Advisory Committee for Aeronautics.
- Wickham D T, Alptekin G O, Engel J R, Karpuk M K. 1999. Additives to reduce coking in endothermic heat exchangers. AIAA 1999-2215.
- Wiese D E. 1992. Thermal management of hypersonic aircraft using noncryogenic fuels. *SAE Transactions*, 100: 1313.
- Yang S R, Zhao J R, Sung C J, Yu G. 1999. Multiplex CARS measurement in supersonic H-2/air combustion. *Applied Physics B*, 68: 257-265.
- Yu G, Fan X J, Li J G, Yue L J, Zhang X Y, Sung C J. 2006. Experimental study on combustion of thermally-cracked kerosene in model supersonic combustors. AIAA Paper 2006-4514.
- Yu G, Fan X J, Li J G, Zhang X Y, Sung C J. 2005. Assessment of supersonic combustor performance through the use of vaporized kerosene injection. AIAA 2005-3399.
- Yu G, Fan X, Li J G, Zhang X Y, Yue L J, Sung C J. 2005. Characterization of a supersonic model combustor with partially-cracked kerosene. AIAA 2005-3714.
- Yu G, Li J G, Chang X Y, Chen L H, Sung C J. 2003. Fuel injection and flame stabilization in a liquid-kerosene-fueled supersonic combustor. *Journal of Propulsion and Power*. 19: 885-893.
- Yu G, Li J G, Chang X Y, Chen L H, Sung C J. 2001. Investigation on combustion characteristics of kerosene-hydrogen dual fuel in a supersonic combustor. *Journal of Propulsion and Power*, 17: 1262-1272.
- Yu G, Li J G, Chang X Y. 2003. Investigation of vaporized kerosene injection in a supersonic model combustor. AIAA 2003-6938.
- Yu G, Li J G, Yue L J, Zhao J R, Zhang X Y. 2002. Characterization of kerosene combustion in supersonic flow using effervescent atomization. AIAA 2002-5225.
- Yu G, Li J G, Zhang X Y, Chen L H, Sung C J. 2000. Investigation on combustion characteristics of kerosene-hydrogen dual fuel in a supersonic combustor. AIAA 2000-3620.
- Yu G, Li J G, Zhang X Y, Sung C J. 2006. Investigation of vaporized kerosene injection and combustion in a supersonic model combustor. AIAA 2003-6938.
- Yu G, Li J G, Zhang X, Chen L, Han B, Sung C J. 2002. Experimental investigation on flame holding mechanism and combustion performance in hydrogen-fueled supersonic combustor. *Combustion Science and Technology*, 174: 1-27.
- Yu G, Li J G, Zhao J R, Yue L J, Chang X Y, Sung C J. 2005. An experimental study of kerosene combustion in a supersonic model combustor using effervescent atomization. in: Proceedings of the Combustion Institute, 30: 2859-2866.
- Zhong F Q, Fan X J, Yu G, Li J G, Sung C J. 2010. Performance of supersonic model combustors with staged injection of supercritical aviation kerosene. *Acta Mechanica Sinica*, 26: 661-668.
- Zhong F Q, Fan X J, Yu G, Li J G, Sung C J. 2008. Heat transfer of aviation kerosene at supercritical conditions. *Journal of the Thermophysics and Heat Transfer*, 23: 543-550.
- Zhong F Q, Fan X J, Yu G, Li J G. 2009. Thermal cracking of aviation kerosene for scramjet applications. *Sci China Ser E-Tech Sci*, 52:2644-2652.

(责任编辑: 樊 菁)

Supersonic combustion and hypersonic propulsion

YU Gong[†] FAN Xuejun

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

Abstract After the long and strenuous efforts covering more than 50 years and the tortuous experiences, feasibility of the scramjet concept has finally been proven. In this paper, the main factors influencing the technical maturity of the scramjet engine are briefly analysed. A matter of utmost concern for this new type of air-breathing engine is the net thrust. The production of engine thrust using supersonic combustion encountered a number of practical requirements which were often found to contradict each other. Several flight tests showed that the net engine thrust was still not as good as expected. The acceleration capability and mode transition of scramjet with liquid hydrocarbon fuels (kerosene) operating at flight Mach numbers about 5 has become the bottleneck preventing scramjet engine from continuing development. Research showed that the use of endothermic hydrocarbon fuels is not only necessary for engine cooling but also a critical measure for improving engine thrust and performance. Changes of thermo-physical-chemical characteristics of endothermic fuels during heat absorption make additional contributions to the combustion performance which is essential to the scramjet net thrust. Currently, the technology of experimental simulation and measurement is still lagging behind the needs. The complete duplication or true similarity of atmospheric flight environment, engine size and test duration remains impossible. Therefore, computational fluid dynamics (CFD) has become an important tool besides experiment. However, numerical simulation of supersonic combustion encountered challenges which come from both turbulence and chemical kinetics as well as their interaction. It will inevitably affect the proper assessment of the engine performance. Several frontiers of research in this developing field are pointed out: mode transition in the dual-mode scramjet, active cooling by endothermic hydrocarbon fuel with catalytic cracking coupled with supersonic combustion, combustion stability, experimental simulation and development of test facilities, measurements of the inner flow-field characteristics and engine performance, turbulence modeling, kerosene surrogate fuels and reduced chemical kinetic mechanisms, and so on. Also, directions for future research efforts are proposed and suggestions for the next 5-10 years are given.

Keywords supersonic combustion, hypersonic propulsion, scramjet, endothermic hydrocarbon fuel, combustion stability, mode transition

[†] E-mail: yugong@imech.ac.cn



俞刚, 1938 年出生于上海. 1961 年毕业于天津南开大学数学力学系, 同年分配到中国科学院力学研究所工作. 先后从事过爆炸力学、气动激光研究. 1980 和 90 年代初赴美国芝加哥西北大学、西雅图华盛顿大学以及普林斯顿大学从事燃烧、气流混合和激光诊断技术研究. 1992 年回国后从事超声速燃烧研究. 1995 年被聘为研究员, 2003 年退休.



范学军, 1967 年 7 月出生于江苏省宜兴市. 1985 年就读于中国科学技术大学近代力学系; 1990 年免试就读中国科学技术大学近代力学系硕士研究生; 1993 年获 Guggenheim 奖学金资助赴美国普林斯顿大学航空与机械工程系攻读博士学位, 1995 年获该系艺术硕士学位, 2000 年获博士学位. 2000~2003 年在普林斯顿大学从事博士后工作. 2004 年受聘于中国科学院力学研究所高温气动实验室, 2009 年被聘为研究员, 从事超声速燃烧研究.