



航空学报

Acta Aeronautica et Astronautica Sinica

ISSN 1000-6893, CN 11-1929/V

《航空学报》网络首发论文

题目：超燃冲压发动机研究的回顾与展望
作者：刘小勇，王明福，刘建文，任鑫，张轩
收稿日期：2023-11-15
网络首发日期：2023-12-14
引用格式：刘小勇，王明福，刘建文，任鑫，张轩．超燃冲压发动机研究的回顾与展望[J/OL]．航空学报．<https://link.cnki.net/urlid/11.1929.v.20231213.1249.020>



网络首发：在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认：纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

引用格式：刘小勇，王明福，刘建文，等. 超燃冲压发动机研究的回顾与展望[J]. 航空学报, 2023, 40(X):XXXX. LIU X Y, WANG M F, LIU J W, et al. Review and prospect of research on scramjet engines[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 40(X):XXXX(in Chinese). doi: 10.7527/s1000-6893.2023.29878

超燃冲压发动机研究的回顾与展望

刘小勇^{1,*}, 王明福¹, 刘建文¹, 任鑫¹, 张轩¹

1. 北京动力机械研究所, 北京 100074

摘要：自20世纪50年代以来，航空航天领域把超燃冲压发动机作为高超声速推进系统的一种追求目标，在理论和技术方面矢志不渝地开展了大量研究工作。本世纪初，美国取得了一系列接近实际应用的技术突破，将超燃冲压发动机技术的研究和应用推动到了新阶段。本文简述了超燃冲压发动机工作原理，论述了双模态工作过程、高超声速压缩流动、超声速燃烧、超高温结构与热防护、地面试验与数值模拟等关键技术的难点和新进展情况，并在超燃冲压发动机宽速域、可重复和更高马赫数等当前重点技术发展方向，阐述了认识和建议。

关键词：超燃冲压发动机；超声速燃烧；超高温结构；再生冷却；高超声速

中图分类号：V11 **文献标识码：**A

超燃冲压发动机是利用高超声速来流的冲压效应、通过激波实现气体增压，并在超声速气流中组织燃烧的一类吸气式冲压空气喷气发动机。其构成主要包括进气道、隔离段、燃烧室和喷管。进气道完成对高超声速来流空气的捕获、减速和增压，隔离段用于隔离燃烧产生的高压对进气来流的影响，气流进入燃烧室后与喷注的燃料掺混、燃烧，喷管将高温燃气膨胀加速，使发动机进出口形成冲量差，从而产生推力。

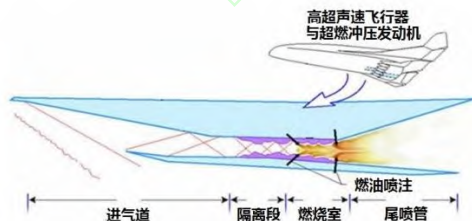


图 1 超燃冲压发动机原理图

超燃冲压发动机的产生源自突破超声速冲压发动机的技术瓶颈。后者通过进气道将来流由超声速滞止到Ma0.3左右的亚声速，气流与燃料混合进行燃烧，因燃烧主要在亚声速气流中完成，通常称其为亚燃冲压发动机，20世纪50年代开始应用。亚燃冲压发动机具有实际可用性能的工作范围为Ma2~Ma6。当飞行器速度高于Ma6以上时，将气流速度减至Ma0.3左右的低速，一方面会导致燃烧室入口气流静温、静压急剧升高，不仅对发动机结构与热防护造成很大困难，而且高静温会导致燃料及燃烧产物离解，降低化学能向热能转化的效率；另一方面，将产生很大的动能损失和熵增，也导致热能转换成动能的效率降低。所以，当飞行速度超过Ma6时，亚燃冲压发动机一般不再适用。在高超声速飞行时，为解决使用亚燃冲压发动机带来的效率低和热防护困难等问题，

收稿日期：2023-11-15；退修日期：2023-11-20；录用日期：2023-11-24

*通讯作者. E-mail: 31suoban@sina.com

超燃冲压发动机^[1]使气流以超声速进入燃烧室,来流静温、静压和动能损失大幅降低,获得较高推力性能的同时,降低了结构热防护难度,成为高超声速巡航导弹、高超声速航空器以及未来可重复使用空天飞行器等的核心动力。

超燃冲压发动机工作环境复杂,挑战性强^{[2][3]}:①工作域宽,理论上可在Ma2~15、高度0~40 km以上有效工作;②燃烧室内气流速度快,典型速度超过1000 m/s;③温度高,燃烧后气流温度在3000 K以上;④参数变化量大,如点火温度下限可低于100℃,上限可超过1000℃;⑤流动、燃烧与热防护过程强耦合,流动控制燃烧,燃烧迫使流动发生改变,流动与燃烧产生特定的热环境;⑥发动机与飞行器在气动、结构、热等方面高度一体化,飞行器前后体是发动机进气道和尾喷管的重要组成部分。超燃冲压发动机综合了空气动力学、气动热力学、传热学、燃烧学、材料学等学科前沿,是高速流动与燃烧、高温结构、材料与热防护、高超声速试验、数值模拟和非线性复杂系统控制等技术的融合,需要深刻认识的科学问题多,关键技术复杂、突破难度大^[4],历经60余年的技术发展,当前得到了初步实际应用^[5]。

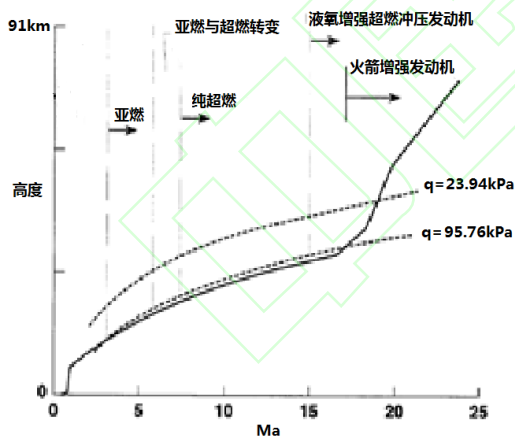


图2 超燃冲压发动机理论工作包线

1 推进性能设计技术

通过推进性能设计确定超燃冲压发动机流道几何和燃油喷注与燃烧组织方案,获得满足飞行器需求的推力、比冲等性能,是超燃冲压发动机技术研究的基础。推进性能设计的难点在于解决发动机实际应用尺度条件下的宽速域、高性能工作问题,研究的重点是进气道和隔离段内的高超

声速压缩流动、燃烧室超声速燃烧以及两者在宽速域条件下的匹配机制。

1.1 高超声速压缩流动

高超声速进气道承担着为发动机捕获足量空气,并将捕获的空气高效压缩的功能,隔离段进一步使高速来流减速增压并平衡燃烧引起的高反压,它们的性能是超燃冲压发动机及其组合动力成功的关键。综合来看,高超声速压缩流动过程设计面临三方面的技术挑战:(1)进气道与飞行器前体的内外流强耦合问题。以超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器推阻余量小,飞行器/发动机需要高度一体化设计来优化推阻特性,飞行器前体通过对空气进行压缩,既产生很大的升力,也对空气进行预压缩(压缩量可以达到总压缩量的30%以上),同时高超声速进气道性能极易受前体流场影响,发动机性能对进气道的参数敏感,进气道与飞行器前体气动设计强耦合。(2)进气道起动与高效压缩问题。进气道稳定工作马赫数范围和起动能力是决定高超声速飞行器应用的关键。如,典型工作范围为Ma4-7的超燃冲压发动机,若进气道不能在Ma4起动,其他状态性能无从谈起。高超进气道设计长期面对低马赫数起动和高马赫数压缩对收缩比要求的矛盾。当前的解决思路聚焦于对进气道喉道流通能力的控制。对于定几何进气道,通过边界层抽吸等辅助措施,可以减弱喉道边界层低能流占比,增加喉道有效流通能力。对于变几何进气道,通过型面调节,直接调节流量或改变喉道流通面积,解决进气道起动问题。针对进气道起动/不起动/再起动及其动态过程的研究也在不断深入,各种新型流动控制技术进展值得关注。针对高效压缩问题,需要关注激波/边界层相互作用对进气道工作过程的影响。适度的激波/边界层相互作用可以隔离燃烧室高压脉动对进气道流场的影响,但同时引入了分离流动损失和复杂三维漩涡,控制不当可能进一步引起进气道不起动、结构局部烧蚀等灾难性后果。(3)流动控制问题。飞行器前体、进气道看似构型简单,但其稳定高效工作离不开流动控制。前体强制转捩、进气道边界层吸除等措施通过气动流动控制,改变边界层流动特性,提高进气道稳定工作边界。对于高超声速进气道来说,确保内流道进口为湍流边界层有利于增强其抵抗逆压

强梯度的能力、削弱或抑制可能的流动分离。

随着超燃冲压发动机技术的发展,高超声速进气道发展出轴对称构型^{[6][7]}、二维平面压缩构型^{[8][9]}、三维侧压构型^{[10][11]}、三维内转构型^{[12]-[15]}等多种类型,对应隔离段发展出环型渐扩构型、矩形渐扩构型、圆形渐扩构型以及能够适应不同进出口形状的构型^{[16]-[18]}。尽管在气动构型有较大的不同,进气道仍旧是主要通过外部的斜激波和内部的反射激波进行压缩,隔离段主要是通过预燃激波串进一步增压,主要的波系结构没有大的变化,关注的重点是避免激波/激波相交、激波/膨胀波相交以及控制激波强度、消除激波附面层干扰引发的流动分离。弯曲激波概念^{[19][20]}的提出以及乘波体概念在压缩面设计中的应用^[21],是波系结构设计方面的重要创新,前者能够较好的提高压缩效率,后者能够提高进气道对来流空气的捕获能力。

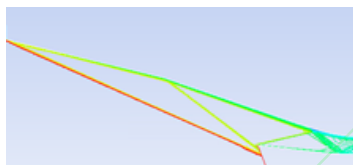


图 3 进气道激波结构仿真结果



图 4 进气道吹风试验纹影

根据吸气式发动机热力循环分析^[22],在一定范围内,增加压缩过程的压缩量,对提高发动机性能有利,同时随着飞行速度的提高,发动机需要的压缩量增大, Ma_4 与 Ma_7 进气道理论收缩比相差2倍以上^[23]。为此,高超声速压缩流动的一项研究重点是解决进气道在低马赫数起动和高马赫数强压缩对收缩比的矛盾要求问题。在X-51A项目技术研发中,形成的后掠侧板技术^{[24][25]}大幅改善了上述矛盾,形成了可由 Ma_4 工作到 Ma_7 的固定几何进气道。但上述设计也存在一定的不足,主要问题是部分经过压缩的气流在侧板两侧溢流,未能进入发动机,其带来的附加阻力可达到进气道阻力的10%以上。



图 5 前掠侧板进气道^[24]



图 6 后掠侧板进气道^[25]

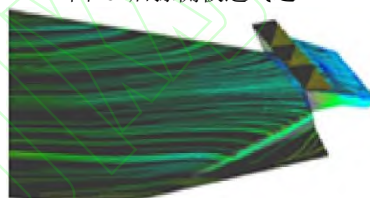


图 7 进气道壁面流线仿真结果

针对起动与压缩的矛盾问题,也可以采用流动控制措施进行改善,比如附面层吸除。进气道的起动过程是激波以及伴随的低能分离流吞入喉道的过程,通过在内通道进行附面层吸除,一方面,可增加喉道有效流通面积,辅助激波与分离流的通过,提高起动性能;另一方面,可显著削减内通道附面层的动量损失厚度,根据Billig的隔离段公式^[26],能够较好地提升隔离段的增压能力,可获得双重收益。除了附面层吸除外,还可通过激波、曲面等形成的压力梯度进行流动控制,以获得较优的流场品质。随着流动控制措施的大量应用,结合流线追踪设计技术的^[27]发展,与飞行器更好一体化的三维内转式进气道、三维外转式进气道将得到实际应用。基于流线追踪的三维进气道与其他类型的进气道相比,具有良好的乘波特性,压缩效率高、附加阻力小,在宽马赫数条件下的流量捕获能力和总压恢复性能等方面具有优势,在高超声速飞行领域有着广阔的应用前景。

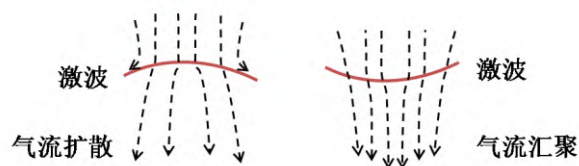


图 8 激波对壁面流线的影响

高超声速压缩流动相关技术除了向更高速度、更宽速域以及可调气动型面发展之外,还需要关注工程应用中的一体化设计问题。一是进气道与飞行器外流强耦合问题,包括如何充分利用飞行器外流压缩作用,同时避免外流带来的低能附面层过多地进入发动机;如何创新压缩形式,使一体化气动构型阻力最小等。二是进气道气动设计对压缩性能与结构承载的兼顾问题,进气道小阻力的设计要求迫使其采用尖锐前缘和更薄的结构,在进气道起动过程中的冲击载荷作用下,当动压超过150 kPa,进气道结构承载能力不足,实际上也影响了发动机的使用范围。相关问题仍需要从建立一体化三维设计方法出发,深入研究,创新进气道、隔离段的气动构型。

1.2 超声速燃烧技术

超燃冲压发动机燃烧室内气流速度一般在几百至上千米每秒的量级,给燃烧组织带来了油气掺混、点火、火焰稳定与传播等难题。在油气掺混方面,一是燃料射流与气流的动量比小,射流穿透深度仅10-20 mm左右,燃料不易直接喷注到气流中;二是气流速度高,燃料在燃烧室内的驻留时间为毫秒级,加之可压缩剪切层稳定性强^{[28][29]},扩散掺混难度大,燃料与气流尚未有效掺混即被吹出。在火焰稳定与传播方面,气流速度是火焰传播速度的10-100倍,点火源向主气流中的传热、传质难度大,火焰易被高速气流吹熄。探明超声速条件下的燃料喷注、掺混、点火和火焰稳定与传播机理尤为重要,需要通过基础性试验和数值模拟等不断提高对超声速流动燃烧过程中复杂物理化学机理的认识,同时开展整机性能试验研究,推动超声速燃烧技术的发展。

在近70年的超声速燃烧研究历程中,各国学者形成了诸多概念和理论,这些共同成为了超燃冲压发动机技术突破的基础^{[30]-[32]}。在超声速气流中组织好燃烧,燃料需要充分雾化,以便燃料与空气实现分子尺度的混合。研究发现燃料射流与高速气流之间有着强烈的剪切力作用^{[33][34]},剪切力可将燃料液滴破碎至微米尺寸,产生二次雾化效应。复杂结构喷嘴(如离心旋流式)的一次雾化效果好,但是动量损失大,穿透深度小,简单结构喷嘴(如直射式)的一次雾化粒度大,但

是穿透深度深。因此,在超声速流场中,要充分重视燃料喷射的穿透深度,为燃料与气流的充分混合奠定基础。超声速燃烧是典型的扩散燃烧,快速均匀混合是实现高效燃烧的前提与基础,由于高速气流稳定性强,喷入的燃料与高速气流在毫秒时间内达到充分混合非常困难,燃料与气流的低阻高效混合成为突破超声速燃烧技术的重要支撑技术。学者们对剪切层^[35]、流向涡^{[36]-[38]}以及湍流^[39]等对混合的影响进行了大量研究。如在剪切层的相关研究方面,初步认识到:(1)剪切层内的拟序涡结构以及湍流脉动等对燃料与气流的混合与燃烧有促进作用;(2)燃烧放热使气流膨胀以及形成的逆压力梯度产生流动分离等对剪切层扩张率提升有加强作用;(3)在剪切层与燃烧的相互耦合作用下,燃烧室横截面在40~50 mm以内、有足够长度(如1~2 m),火焰锋面可通过横向传播而充满燃烧室,获得较高燃烧效率。

点火、稳焰等是燃烧过程得以完成的基础。为此,学者们对不同燃料的点火燃烧特性^{[40][41]}、活性离子增强燃烧的机理^[42]等进行了深入研究,测得了氢、乙烯、煤油等燃料的着火温度、点火延迟时间等关键参数,并形成了相应计算公式。从煤油燃料点火延迟时间的研究结果^[43]可见,在充分混合条件下,点火延迟时间随着混合气体温度的升高快速缩短,当温度高于1200 K时,点火延迟时间低于0.1 ms,而燃料流过燃烧室的时间在1 ms量级,点火延迟时间明显小于流过时间,为点火燃烧创造了有利条件,说明了在高马赫数(Ma5以上)工作条件下,燃烧室内煤油具有自点火机制,这也是超声速气流中能够组织燃烧的一个重要原因。当在低马赫数工作时(Ma4以下),气流温度低,不具备自点火条件,建立起稳定的点火源,维持燃烧室内火焰的持续存在和传播成为关键。后台阶^{[44][45]}、凹槽^{[46][47]}、支板^{[48][49]}以及火焰射流^{[50][51]}等是形成点火源的常用方式。近年来,凹槽作为火焰稳定器显示了较明显优势,一是燃料在壁面凹槽内的低速回流区燃烧可形成稳定可靠的点火源;二是凹槽与主气流之间形成的剪切层,能促进燃料与气流的掺混和扩散;三是凹槽在燃烧室壁面,远离主气流,总压损失相对小;四是影响参数少,规律易掌握,五是结构简单,热防护难度相对小。为此,凹槽

作为超声速燃烧的火焰稳定器被大量研究和应用,在凹槽与主气流的相互作用特性、凹槽典型尺寸对火焰稳定能力和流动损失的影响、凹槽的火焰稳定边界、燃料射流与凹槽的相互作用以及多级凹槽的相互作用^{[52]~[60]}等方面,形成了较为系统的研究成果,支撑了凹槽在超声速燃烧技术中的广泛应用。1991年完成带飞试验的Kholod飞行器发动机^[61]和2011~2013年完成自主飞行试验的X-51A飞行器发动机^[62]均采用了以凹槽为基础的超声速燃烧组织模式。

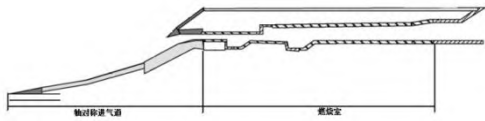


图 9 Kholod 飞行器超燃冲压发动机流道^[61]

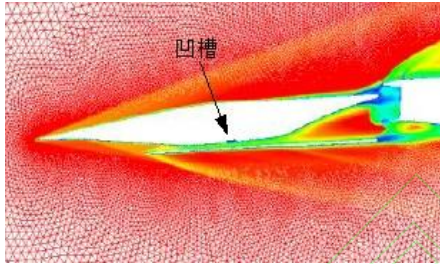


图 10 X-51A 飞行器超燃冲压发动机流道^[62]

在早期探索研究中,发动机尺度小,燃烧室径向尺寸在40 mm以内,火焰稳定结构形成的剪切层占比相对大,剪切层能够实现较好的掺混和燃烧。面向实际应用,燃烧室径向尺度需要几倍至十几倍的增大,火焰稳定结构所形成的剪切层被抑制在近壁面区域,大部分空间内是高速、高稳定性的气流,并伴随着由飞行器前体和进气道传播下来的强流动畸变,实现高效燃烧难度大,需要在凹槽、后台阶等基础上创新。在高速流动条件下,插入气流的支板、斜坡等对混合增强影响显著,有利于提高燃烧效率,但也会造成总压(动能)损失,降低发动机的热效率。此外,支板等本身热防护困难。因此,研究人员对支板、斜坡等插入结构的使用存在疑虑。在探索研究过程中,相关人员发现了发动机推力性能与流动总压损失和燃烧效率的理论关系,关系式表明推力与总压损失成0.2次方、与燃烧效率成1次方的近似关系(公式1),这让我们认识到通过支板的作用使燃烧效率大幅度提升,所获得的收益将大于

付出的代价。

$$F = \left[\left(1 - \tau(Ma_0) \cdot (1 - \varepsilon)^{-\frac{k-1}{k}} \right) \cdot \eta \right. \\ \left. + \left(1 - (1 - \varepsilon)^{-\frac{k-1}{k}} \right) \cdot \tau(Ma_0) \cdot \eta_L \right] \cdot \frac{2}{\frac{V_e}{V} + 1} \cdot \frac{h_R}{V_0} \cdot \dot{m}_f$$

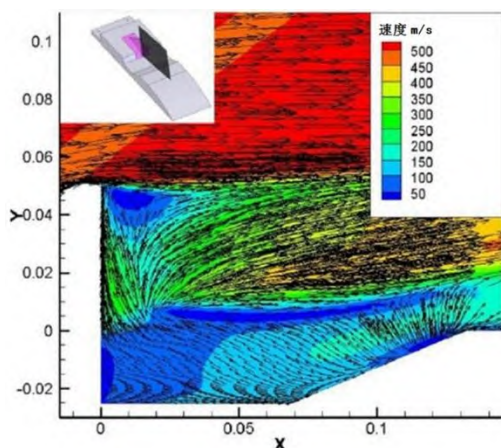
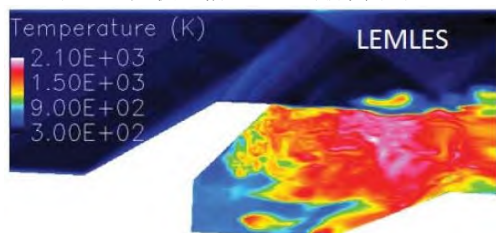
$$\frac{V_e}{V_0} = \sqrt{\left[\frac{2}{(k-1)Ma_0^2} \cdot \left(1 - (1 - \varepsilon)^{-\frac{k-1}{k}} \right) + 1 \right] \left(\frac{\eta}{\eta_L} + 1 \right)}$$

$$\tau(Ma_0) = \frac{1}{1 + \frac{k-1}{2} Ma_0^2}$$

$$\eta_L = \frac{1}{\frac{T_{ul}}{T_0} - 1} \quad (1)$$

式中: F 为推力; ε 为发动机总压损失系数; k 为比热比; η 为燃烧效率; η_L 为理论燃烧效率; V_e 为出口速度, V_0 为进口速度, 单位为m/s; h_R 为燃料化学反应能, 单位J/kg; \dot{m}_f 为燃料质量流量, 单位kg/s; Ma_0 为来流马赫数; T_0 为发动机入口气流总温, T_{ul} 为燃料完全燃烧后燃气理论总温, 单位K。

研究还发现,支板的回流区内存在从燃烧室壁面流向中心的上升气流^[63],流速几十至上百米每秒,若这股气流与凹槽回流区部分气流产生相互作用,既可以使凹槽内的部分火焰快速输运到主气流中,点燃由支板喷出的燃料与空气的混合物,又可以强化燃料与气流混合,实现高效燃烧。研究进一步认识到支板凹槽组合组织的超声速燃烧过程主要发生在喷注装置和稳定器下游,高温区域与支板结构有一定距离^[64],为支板实现热防护创造了有利条件。可以预计,支板凹槽组合燃烧技术将得到快速发展和应用。

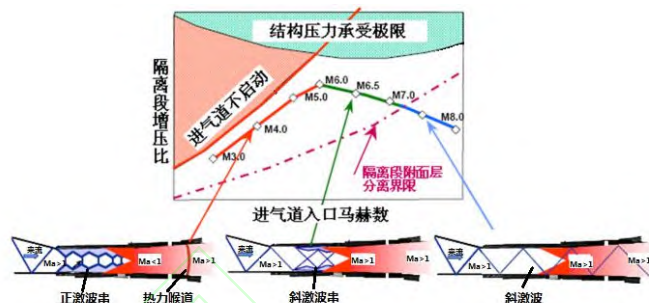
图 11 支板凹槽组合流场仿真结果^[63]图 12 支板凹槽组合燃烧场温度分布^[64]

对超燃冲压发动机而言, 燃烧技术除了追求高效、低阻的性能指标外, 还需要适应更宽速域、更高空域的应用要求, 这将涉及低速度低温条件下的燃烧稳定性、全超声速条件下的燃烧、高空低动压下的燃烧等问题。此外, 随着燃料技术和主动热防护技术的发展, 还需要研究适应新燃料及燃料新形态的超声速燃烧技术。

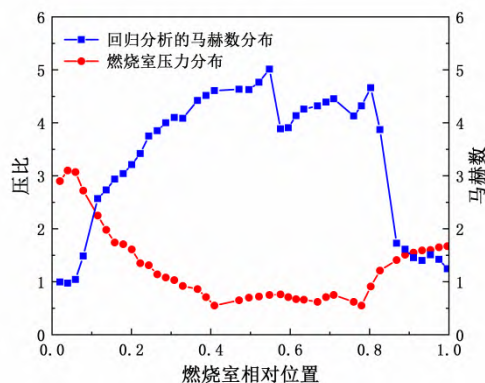
1.3 流动与燃烧匹配技术

超燃冲压发动机在飞行器由超声速加速至高超声速的过程中, 历经超声速压缩、亚声速燃烧(亚燃模态)到高超声速压缩、超声速燃烧(超燃模态)的复杂过程。为解决发动机在该过程中的有效工作问题, 学者们提出了双模态超燃冲压发动机概念^{[65][66]}和“预燃激波串+热力喉道”的技术实现原理。如图 13所示, 由于原理上的局限, 亚燃冲压发动机上限一般在 Ma_6 左右, 难以进一步向上拓展, 双模态的实现方式是将超燃冲压发动机流道做适应性改变, Ma_6 以下, 在燃烧室后部的大扩张通道供油和燃烧, 燃烧形成的高压迫使气流激波在隔离段内以正激波串结束, 气流减速至亚声速, 燃烧释热使气流重新加速到声速, 形成热力喉道, “激波串+热力喉道”使发动机形成了亚燃冲压发动机类似的工作条件, 以亚燃模态工作; 而在 Ma_6 以上, 在燃烧室前部的小扩张

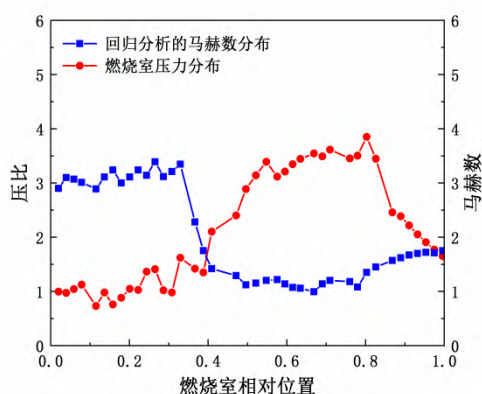
通道内供油和燃烧, 气流在隔离段内经斜激波串压缩后仍为超声速, 燃烧在超声速气流中进行, 发动机以超燃模态工作。 Ma_8 以上的更高马赫数时, 激波以斜激波形式贯穿发动机内通道。

图 13 双模态超燃冲压发动机概念^[66]

双模态概念提出以来, 学者们开展了一维、二维建模分析以及多目标优化等大量研究工作^{[67]-[70]}, 提出了如超燃+亚燃+超燃的“跨燃”等补充概念, 对发动机工作过程有了较深入的认识, 形成了性能预估和设计方法等。但是, 由于发动机内部存在激波、附面层、流动分离、流场畸变等复杂流动现象, 并与燃烧过程强耦合, 发动机并非像双模态概念设想的那样理想化。有关研究曾参考双模态概念设计了某原理性试验发动机, 它在地面试验中暴露了工作不稳定问题, 在同一试验状态下, 同一发动机在不同的点火能量激发下形成亚燃与超燃两种不同的工作模态。从试验压力分布和回归分析^[71]的马赫数分布来看, 两种情况截然不同, 对应的工作稳定裕度和推力性能也不同, 这在应用中是不能接受的。



(a) 地面试验, 同发动机、同状态亚燃结果



(b) 地面试验, 同发动机、同状态超燃结果
图 14 某地面试验发动机的压力与马赫数分布

通过流动与燃烧匹配的简要分析, 尝试说明出现上述现象的原因。在亚燃模式下, 燃烧室内正激波串将流动减速为亚声速, 速度低、畸变小, 燃烧效率高, 燃烧室压力高, 高压在亚声速流中逆流反馈, 进一步压缩正激波串, 降低流速, 形成利于燃烧的正反馈, 当燃烧能量进一步增强时, 高压扰动将破坏正激波串的压缩过程, 导致溢流熄火; 在超燃模式下, 气流在燃烧室内为低超声速, 速度高、波系干扰以及畸变大, 不利于燃烧, 燃烧形成的反压低, 难以影响到上游的斜激波串, 反而是斜激波串和高速流进一步干扰到主燃区, 形成削弱燃烧的反馈机制, 当燃烧进一步削弱时, 导致高速吹熄。2010-2013年美X-51A飞行试验暴露的溢流熄火和加速能力有限等问题^[72], 机理上有类似之处。这也说明了双模态概念仍需要创新和在实践中丰富完善, 掌握其技术原理对超燃冲压发动机技术的发展有牵引性作用。

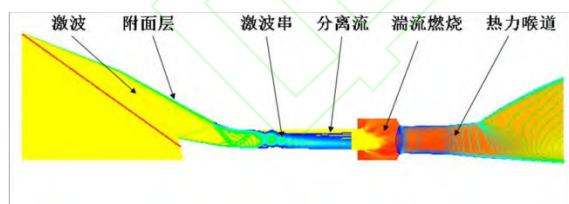


图 15 超燃冲压发动机典型流动特征

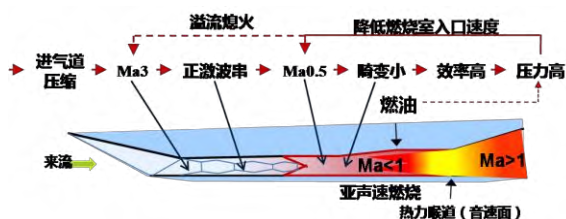


图 16 “溢流熄火”不稳定工作机制示意图

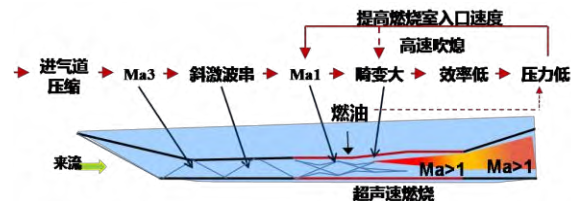


图 17 “高速吹熄”不稳定工作机制示意图

针对发动机宽速域 (跨3个马赫数以上) 工作, 如何实现合理的双模态过程, 即选取什么样的物理与几何参数, 有效控制反应流动过程^[73], 使发动机全程稳定高效工作, 缺乏相关报道。美国X-43飞行试验是越过模态转换过程直接飞Ma7和Ma10^[74], 没有加速过程。X-51A飞行试验, 发动机也仅将飞行器从Ma4.8推进到Ma5.1^[75], 基本停留在亚燃模态。在超燃冲压发动机工作过程理论的探索研究中, 认识到气流速度对发动机工作过程的主导作用, 初步提出了以压缩流动、点火稳焰、燃烧释热、高速膨胀的特征速度及其速度特性曲线表征超燃冲压发动机复杂工作过程的新概念, 将复杂的“n维”问题, 转化成了“4维”问题, 为优化发动机工作过程设计奠定了基础。在Ma4-7范围内, 通过理论分析、数值计算和试验验证, 构建了发动机进气压缩、点火稳焰、燃烧释热以及高速膨胀速度可行域。在可行域内, 基于“激波串+热力喉道”基本原理, 以全域性能满足要求、工作稳定性好、技术实现性高等为目标, 优选匹配工作线, 从而确定发动机工作过程。

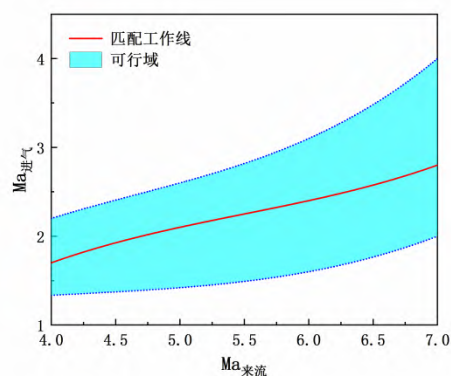


图 18 进气道压缩特征速度

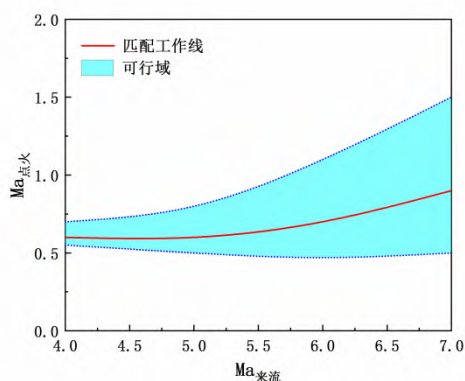


图 19 点火稳焰特征速度

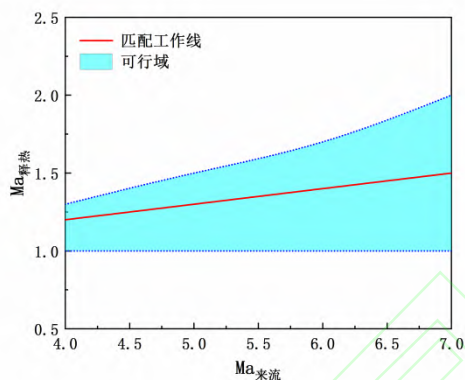


图 20 燃烧释热特征速度

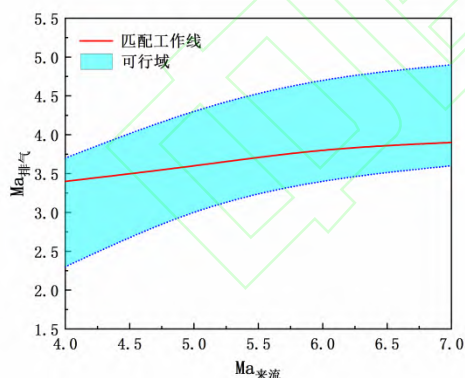


图 21 高速膨胀特征速度

在不断优化匹配工作线的实践过程中,发现了“Ma4-5亚燃、Ma5-7亚燃与超燃双模态并存、Ma7+超燃”的发动机工作过程及其对应的发动机流道几何参数和气动热力学参数。与以往双模态的特点不同,在Ma5-7范围内,亚燃与超燃一直并存,前亚后超,强激波串形成亚声速流,并对高速来流有整流作用,利于燃油与空气掺混、

点火和燃烧,抑制高速吹熄;燃烧使气流由亚声速加速到声速,在下游形成超声速燃烧区,抑制了燃烧压力的前传扰动,利于溢流熄火问题的解决。基于上述理论设计的发动机具备适应范围宽、好点火、工作稳定、性能高等优点。

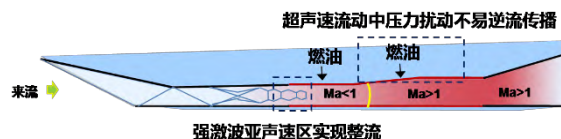


图 22 亚超并存工作稳定机制示意图

在面向更高、更宽以及组合发动机的技术研究中,发动机流动与燃烧匹配过程将更加复杂,需要关注和深入发展工作过程的技术原理,牵引关键技术突破,为发动机设计奠定基础。

2 超高温结构、材料与热防护技术

超燃冲压发动机长时间工作在3000K高温、1000m/s高速的极端力/热环境^{[76]-[78]}下,高温结构与热防护是超燃冲压发动机的关键技术之一。超燃冲压发动机概念提出较早,但迟迟未能突破,一个主要原因是受限于结构、材料与热防护实现难度大。超燃冲压发动机的热防护形式主要包括高温材料被动热防护、吸热型碳氢燃料再生冷却以及两者的结合或复合。

2.1 超高温被动热防护技术

超燃冲压发动机的被动热防护是利用材料的耐高温属性,在无外加冷却和微量烧蚀情况下,抵抗高温气流的作用,目前主要包括陶瓷基复合材料、高温合金等形式。

陶瓷基复合材料具有耐温水平高,且密度低的优势,有着较好的应用价值。但是,超燃冲压发动机高温燃气中含有水和未完全反应的氧气,材料面临超高温、高速冲刷、水氧耦合的恶劣环境,对传统陶瓷基复合材料提出了挑战。较早出现的耐高温复合材料为C/C材料,具有高强度、高模量、良好的断裂韧性等优点。但其在发动机内的高温、长时间、水氧耦合环境下暴露出抗氧化性能差的问题^[79]。学者们针对C/C复合材料的短板,从抗氧化陶瓷涂层改性^{[80]-[82]}和陶瓷基体改性^{[83]-[86]}两条途径开展研究工作。在涂层方面,按照抗氧化温度大致划分,1800℃以下的抗氧化

涂层主要包括磷酸盐陶瓷、硼硅玻璃以及 $\text{MoSi}_2\text{-SiC}$ 硅基涂层等, 1800-2200℃的抗氧化涂层主要包括 ZrC 、 TaC 、 HfC 等超高温陶瓷以及 ZrC/SiC 复相抗氧化涂层等, 2200℃以上的抗氧化涂层主要发展 HfC/SiC 复相抗氧化涂层等。在基体改性方面, SiC 与 C/C 复合材料的热胀系数较为匹配, 成为 C/C 复合材料基体抗氧化改性最为常用的陶瓷材料, 当环境温度超过2000℃, SiC 、 SiO_2 将发生熔融反应, 通过 ZrC 、 HfC 、 TaC 等超高温陶瓷材料改性, 可满足2300℃以上的耐温要求。无论是抗氧化涂层还是基体改性, 其思路均来自对超燃冲压发动机内水氧耦合条件下复合材料烧蚀机理的认识, 引入的 ZrC 和 HfC 等超高温改性材料的氧化产物中均有高熔点固体氧化物, 能更为有效地阻断水氧对基体的氧化。比如, 某超高温陶瓷扫描电子显微镜图中可见, 形成的致密 ZrO_2 对基体材料实现了良好保护。

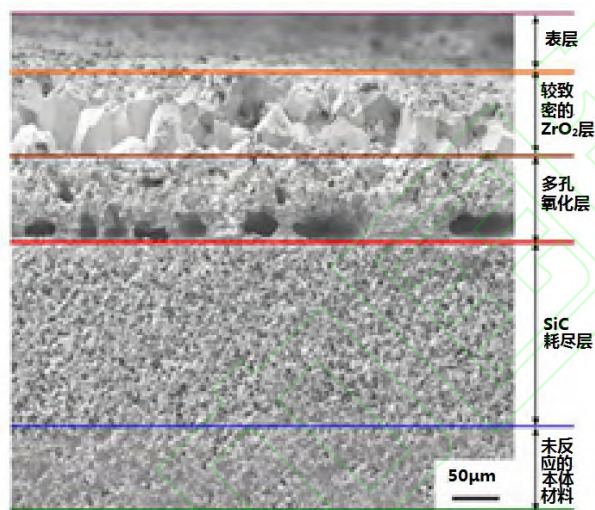


图 23 2200℃下某超高温陶瓷材料扫描电子显微镜图^[87]

目前, 通过碳纤维编织成预制体, 再经CVI、PIP等工艺^[88]添加 SiC 等组分所形成的陶瓷基复合材料密度仅约 $2 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$, 而1600℃时, 拉伸强度仍超过100MPa, 耐温超过2300℃。采用陶瓷基体复合材料缩比燃烧室, 在模拟Ma6状态下, 连续稳定工作时间达到了分钟级以上。

随着陶瓷基复合材料的广泛应用, 以快速低成本需求为牵引的新型制备工艺和新型前驱体的研究将加快研究进度。同时, 未来空天动力技术的发展对陶瓷基复合材料的性能要求也将越来越高, 除开发新的稀土基改性材料和涂层材料外, 复合材料梯度化设计将对进一步提升材料性能有

重要作用。比如, 碳化物陶瓷与硼化物陶瓷功能梯度设计, Hf 系陶瓷与 Zr 系陶瓷功能梯度设计, 可以实现既抗超高温烧蚀, 又抗中低温氧化, 既有良好工艺操作性, 又有相对较低的成本。

近年来, 结合辐射换热的高温合金材料在超燃冲压发动机结构中应用逐渐体现出优势, 有效的辐射换热可使结构表面温度相对绝热壁温度降低约300℃, 导致部分金属能满足发动机进气道结构Ma6工作直接使用需求。后续的研究重点包括: 一方面, 从耐温、强度、模量等性能指标相互协调出发, 适应性改进成分配比、制备工艺参数等, 提升结构成型的工艺性, 尤其是3D打印和焊接的工艺性; 另一方面, 还需进一步提升材料性能, 特别是1000℃以上的强度。

2.2 深度裂解再生冷却技术

超燃冲压发动机工作速度超过Ma6之后, 燃烧室绝热壁温度超过2300℃, 无直接可用工程材料, 再生冷却技术^[89]是突破高超“热障”门槛的核心关键途径。再生冷却技术源于液体火箭发动机, 利用燃料在燃烧室内外壁间的夹层或通道内流动, 带走燃烧室壁面热量, 达到冷却目的。同时, 燃料吸收热量后进入燃烧室燃烧, 使得能量得以“再生”。对比火箭发动机, 超燃冲压发动机除了燃烧室外, 进气道和隔离段等高温结构也需要进行冷却, 存在冷却面积大而冷却燃料有限的特有难点, 其再生冷却需要利用吸热型燃料在高温下深度裂解吸热产生的化学热沉, 在此过程中, 燃料在100ms内由常温液态变为700℃以上的深度裂解态, 组分变化大, 密度变化40倍、粘度变化100倍^[90], 易产生振荡流动, 发生换热恶化, 直接导致冷却失效, 也会导致不同冷却通道流量失配, 结构烧坏。超燃冲压发动机再生冷却技术带来了吸热型碳氢燃料、燃料流动裂解换热、并联冷却槽道流量失配与抑制、热障涂层以及新型冷却槽道结构及其实现等问题。

通过在燃料热沉、高温物性、裂解组分等方面获得的较为系统的基础数据^{[91][92]}, 对吸热型燃料裂解换热特性基本规律有了深入认识, 促进了再生冷却技术发展。但是, 随着研究工作的深入, 出现的一些新现象, 如压力对换热特性的影响, 仍具有深入探讨和研究的必要^{[93][94]}。为了避免燃料在冷却通道内沸腾导致传热恶化, 燃料的

工作压力通常都在临界压力以上。燃料在超临界压力下随着温度升高,从液态转换到超临界状态,然后随着温度进一步升高进入热裂解状态。相关研究^[95]发现,一是在燃料裂解反应中,压力对分子环的打开和分解有抑制作用,压力的增加会导致烷烃、多环芳烃的增加,不利于吸热,也易造成结焦积碳,而低压条件下,烯烃的比例升高,有利于吸热;二是燃料裂解成小分子气体产物后,由于小分子产物的临界压力和温度高很多,超临界态条件不复存在,其流动与换热特性也将有较大的变化。合理的利用压力对燃料裂解换热的影响以及小分子气体产物的换热特性,将对再生冷却能力提升、超高温结构安全冷却换热等起到积极作用^[96]。

再生冷却通道结构优化设计方面,早期主要采用的是燃烧与再生冷却耦合的一维理论分析方法,其关键是建立由燃气向冷却通道外壁面的换热模型以及冷却通道内壁面向燃料的换热模型。学者们针对燃料的换热模型开展了大量研究^[97-99],获得了较好的预测结果。在再生冷却技术的探索研究中,有关人员提出了一种燃气向冷却通道外壁面换热以及冷却通道内壁面向燃料换热的理论模型,在燃气换热模型中考虑了辐射传热的影响,在燃料换热模型中考虑了温度分段修正(公式2),有较好的应用效果。

$$q_g = 0.026 \cdot \frac{\lambda^*}{d} \cdot \text{Re}^{0.8} \cdot \text{Pr}^{0.34} \cdot (T_t - T_w) + 5.67e^{-8} \cdot \varepsilon_1 (T^4 - T_w^4)$$

$$q_f = \begin{cases} 0.025 \text{Re}^{0.78} \text{Pr}^{0.73} \frac{\lambda_t}{d} (T_w - T_{ft}) & T_w \leq T_{pc} \\ 0.020 \text{Re}^{0.87} \text{Pr}^{0.41} \frac{\lambda_t}{d} (T_w - T_{ft}) & T_w > T_{pc} \end{cases} \quad (2)$$

式中: q_g 为燃气与壁面间热流密度, q_f 为燃油与壁面间热流密度, 单位 W/m^2 ; Re 为雷诺数; Pr 为普朗特数; T_g 为燃气温度, T_w 为壁温, T_{ft} 为燃油温度, T 为环境温度, T_{pc} 为临界温度, 单位为 K ; d 为冷却槽道内径, 单位为 m ; ε_1 为发射率, 通常取 0.1; λ_t 为燃油热导率, λ^* 为燃气热导率, 单位为 $\text{W}/(\text{K} \cdot \text{m})$ 。

由于吸热型碳氢燃料裂解反应动力学简化模型的快速发展, 流、固、热多场耦合的三维仿真

方法在再生冷却结构设计中得到应用^[100]。获得了冷却槽道内湍流附面层的促进作用、角区流动的不利影响等新认识, 形成了更优的肋槽匹配参数、更高效的冷却槽道截面形状、冲击强化冷却等新方案。不同的冷却方案对燃料热沉的需求不同, 需要根据热环境特点进行优化设计。进气道和隔离段主要承受的是气动加热, 而燃烧室承受的是气动和燃烧双重加热作用, 热流差异约 4 倍, 不同冷却方案对燃料热沉的需求相差 10% 以上。再生冷却一维理论分析可以获取发动机冷却方案的关键参数, 三维仿真方法可以实现冷却结构的精细化设计, 两者对再生冷却技术发展都有重要意义, 均需要持续创新发展。

并联冷却槽道流量失配是再生冷却技术发展中的瓶颈问题之一。冷却槽道并联分布在发动机燃烧室等壁面结构中, 进口通过集液腔共同对应一个或多个燃料入口, 同样, 冷却槽道出口通过集液腔共用一个或多个燃料出口。由于壁面周向局部结构的差异以及燃烧非均匀热载荷等因素, 不同冷却槽道流阻不同, 导致冷却槽道分配的流量也不相同。如果燃料温度未达到超临界温度, 即使存在这些偏差, 系统也可能平衡在稳定状态。冷却过程中, 燃料必然经过液态到超临界状态, 跨临界区过程中物性参数发生强非线性变化, 导致随着流量的增加出现流阻降低的负阻现象^[101]。由于负阻现象的存在, 低流量的冷却槽道流阻增加, 流量进一步减少, 而高流量的冷却槽道流阻减小, 流量进一步增加, 最终导致流量失配, 严重发生换热恶化, 烧坏发动机结构。

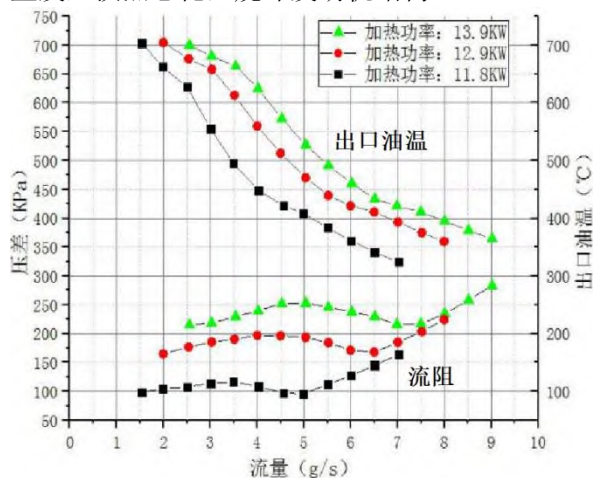


图 24 燃油流阻和温度与流量的曲线
在解决并联冷却槽道流量失配问题过程中,

提出了一种冷却槽道流量变化率与冷却槽道压力梯度的概念关系式（公式3）。由式可见，通过增加进出口压差和均衡出口压力可减少流量时间变化率。相关解决措施通过了电加热平板试验的验证。但对相关机理的认识，特别是理论分析方法的建立尚待深入研究。

$$\sum \left(\frac{dm_i}{dt} \right) = 0$$

$$\frac{dm_i}{dt} = \frac{1}{2} \mu A (2\rho)^{\frac{1}{2}} \frac{1}{(dp_i^{\text{in}} - dp_i^{\text{out}})^{\frac{1}{2}}} \left(\frac{dp_i^{\text{in}}}{dt} - \frac{dp_i^{\text{out}}}{dt} \right)$$

$$p_i^{\text{out}} = \sum_0^n a_j f^j (\dot{m}_i, \dot{q}(t)) \quad (3)$$

式中： \dot{m}_i 为单通道燃油质量流量，单位kg/s； μ 为流量系数； A 为单通道截面积，单位m²； ρ 为燃油密度，单位kg/m³； p_i^{in} 为单通道进口压力， p_i^{out} 为单通道出口压力，单位Pa； a_j 为系数； $\dot{q}(t)$ 为热流密度，单位W/m²。



图 25 优化冷却结构流量合理分配情况

随着超燃冲压发动机向更宽速域、更高马赫数以及组合动力方向发展，再生冷却技术应用的对象和工作条件更加复杂，使用的燃料也更加丰富，将面临新的问题。比如，催化技术可较明显提升燃料的热沉，但催化对浸润面积和流程的需求与冷却槽道微小尺寸的矛盾突出，为使催化技术获得实际应用，需要再生冷却技术向结构、热环境、燃料裂解特性、催化等深度耦合设计方面进一步发展。

2.3 吸热型碳氢燃料技术

超燃冲压发动机结构温度高、热流密度大、燃料流速高、流量相对较小，在此恶劣环境下，对燃料的冷却和燃烧性能都提出了更高的要求，主要包括：（1）高能（热值），具有相对更高的

质量热值，对提升发动机推力性能和飞行器加速能力具有直接作用；（2）高吸热能力，降低发动机结构温度，实现高马赫数工作；（3）高密度，在有限空间内提供更高的热值和热沉，满足飞行器航程需要；（4）高热安定性，提高燃料安全使用温度，适应飞行器速度的提升。

从目前认识看，在飞行速度Ma8以下，超燃冲压发动机使用吸热型碳氢燃料^[101]是比较适合的。燃料升温、相变及化学反应均会吸收热量，提供冷却所需的物理及化学热沉。在能量密度较高的前提下，提高燃料热沉提升发动机热防护能力，是实现发动机高马赫数工作的重要途径。但燃料随着温度的升高，会发生氧化反应和裂解反应，产生结焦积碳^[103]，限制了其化学热沉的释放和安全换热。提高燃料可用热沉，一方面要提高燃料的吸热能力，另一方面则要提高燃料安全使用温度，抑制燃料高温结焦。从美国SR-71超声速侦察机使用高热沉燃料JP-7以来，开展了许多提高燃料热沉技术的研究，主要包括：一是从燃料化合物本身出发，合成具有高热安定性的燃料，如JP-900燃料^[104]。二是研制添加剂，如从燃料热安定性添加剂出发，研究提高燃料的耐热温度添加剂，提高燃料的物理热沉（如JP-8+100，JP-8+225燃料^[105]），研究具有抑制结焦功能添加剂，如供氢剂^[106]等，通过提高燃料安全使用温度来获得高热沉；从活化燃料分子出发，加入引发剂，降低初始裂解温度，增加燃料低温阶段的化学热沉^[107]。三是采用催化方法，包括催化裂解和催化重整：通过采用具有定向裂解功能的催化剂，生成烯烃化合物，提高化学热沉^[108]；采用催化脱氢的方法，使得碳氢燃料生成烯烃和氢气，化学热沉能达到2.2 MJ/kg以上，总热沉达到4.5 MJ/kg 以上，同时，反应生成的小分子易于燃烧，满足点火和燃烧的要求^[109]；采用醇、二氧化碳、水蒸气等催化重整，使其与燃料发生转化反应，理论热沉可达到6 MJ/kg以上^[110]。

在吸热型碳氢燃料应用过程中，逐步认识到，实际冷却结构和换热过程对燃料表现出的冷却换热能力有一定影响。目前对燃料冷却换热能力的评估多使用电加热单管考核^[111]，通常定为1m长的直管，均匀热流加热，但发动机实际热流环境并不均匀，进气道和燃烧室热流密度差异较大，

冷却通道长度也远超1m。在某次实验中,采用不同长度单管对某型吸热型碳氢燃料进行了热沉测试,两次试验燃油流量均为2.2g/s,使用 $\phi 4 \times 1$ 高温合金管。结果显示,3m管测得的热沉比1m管高10%-30%,这主要是燃料在3m管内停留时间更长,裂解吸热反应更为充分导致。在冷却方案设计中,要考虑上述差异的影响。

提升吸热型碳氢燃料密度可以提升飞行器燃料装载量,对提升航程有重要作用,初步评估燃料密度提升10%,航程提升约7%。经典的JP-7吸热型碳氢燃料密度为 0.78g/cm^3 ,通过分子合成及组分复配等技术,预计可以获得密度不低于 0.95g/cm^3 ,甚至可达到 1.0g/cm^3 的吸热型碳氢燃料,密度可提升20%以上。

后续拟根据不同的高超声速飞行任务特点,发展相应的吸热型碳氢燃料。比如,针对Ma6以下的一次使用飞行器,可发展高密度、高热值、具有一定吸热能力的燃料;而针对Ma7-10的飞行器,可重点发展燃料的催化裂解和催化重整技术;针对Ma5量级的重复使用飞行器,可发展高安定性、低结焦的吸热型碳氢燃料。

2.4 多元稀土改性热障涂层技术

热障涂层在再生冷却结构中有重要作用,它位于高温气流与再生冷却金属结构之间,可通过隔热和反辐射的方式显著减小高温气流与金属结构之间的热流,从而降低金属结构和燃油的温度。如图26所示,厚涂层可使壁面热流降低50%以上。有研究表明,热障涂层厚度每提高 $25.4\mu\text{m}$,能使高温部件金属基体表面温度降低约 $4\sim 9^\circ\text{C}$ [112]。

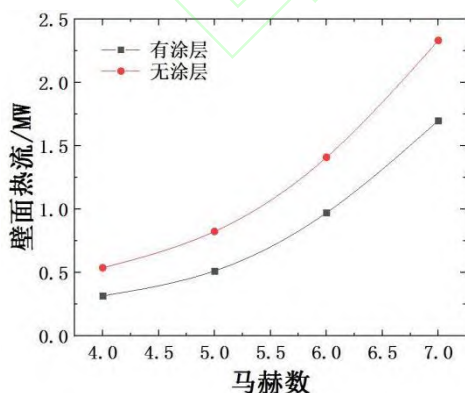


图26 热障涂层对壁面热流的影响

热障涂层的研究可以追溯到上个世纪50年代。美国国家航天局NASA-Lewis研究中心为了提高

航空发动机的推力和燃烧效率,提出了热障涂层概念 [113]。在众多种类的热障涂层材料中,陶瓷材料 ZrO_2 凭借优异的隔热和耐热性能成为首选 [114],但是纯 ZrO_2 的相稳定性差,抗热震性能不佳。1978年美国NASA的Miller等人发明了氧化钇部分稳定氧化锆陶瓷涂层(YSZ)材料,该类材料具有较高的抗弯强度和断裂韧性,以及优异的抗热冲击性能,成为了最为经典的热障涂层材料。YSZ热障涂层应用至今,发现其存在一定缺陷 [115][116]——在 1250°C 以上使用会发生相变和烧结。相变伴随着体积膨胀,导致涂层内部应力集中而产生裂纹;烧结引起涂层微观结构以及热物理和机械性能的变化,例如导致涂层孔隙率下降,热导率升高,涂层隔热性能下降。在 ZrO_2 中掺杂两种或两种以上的稀土氧化物,使晶格结构处于稳定的立方相(c)状态,解决了相变和烧结问题,可明显降低热导率,提高热循环寿命 [117]-[120]。稀土改性后的 ZrO_2 热障涂层的综合性能较好:①高熔点($>2000^\circ\text{C}$)②室温至使用温度间没有相变;③抗烧结;④良好的抗热冲击性能;⑤与金属或合金基体结合强度好;⑥较高的抗热氧化及热腐蚀的能力;⑦相对较低的热导率($<2.5\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$);⑧与高温合金热膨胀系数匹配($>10 \times 10^{-6}\text{K}^{-1}$)。对比测试表明,在近似 1500°C 、 0.6MPa 的火焰中 ZrO_2 厚涂层在300秒后,绝大部分从高温合金基体上脱落,而稀土改性 ZrO_2 厚涂层无变化。稀土改性热障涂层有效保障了再生冷却结构在合理温度区间工作,保证了结构强度,对再生冷却热防护稳定可靠工作起到关键作用。



图27 传统 ZrO_2 涂层试验前后形貌



图28 稀土改性 ZrO_2 涂层试验前后形貌

2.5 超高温梯度复合隔热技术

超燃冲压发动机的结构温度非常高,比如复

合材料尾喷管典型部位结构温度可达2000℃以上,需要在发动机结构外表面铺覆隔热层,阻隔向飞行器结构和设备传输热量。隔热层外表面温度要求甚至低于100℃,结构厚度要求小于100mm,轻质超高温梯度复合隔热技术是发动机热防护的关键。

通常导热系数低的隔热材料耐温性能都比较高,而能够承受高温及超高温的材料导热系数都比较高,因此由一种材料实现耐超高温和超低导热有很大的难度。考虑到发动机隔热层的高温端和低温端的温度梯度很大,可以使接触高温端的一部分隔热材料能够经受住超高温,另一部分材料的耐温可以适当降低,隔热结构分成若干层,每层由不同材料组成,不同层具有不同的耐温性能和导热系数,在整体上实现既耐高温又具有低的平均导热系数的要求,形成梯度复合隔热方案。

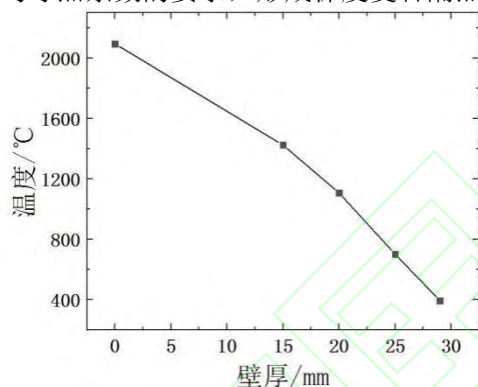


图 29 尾喷管典型部位隔热层温度分布

隔热层按材料耐温特性可以为高温层、中温层和低温层。高温隔热材料主要包括碳质材料和氧化锆质材料,其中炭气凝胶是近几年的研究热点之一。由于制备工艺复杂以及抗氧化性能有待改进,炭气凝胶目前还处于实验室研究阶段,离实际应用尚有距离。采用力学性能较好的碳纤维与耐高温低热导率的氧化锆纤维复合,制备氧化锆纤维/碳纤维超高温柔性隔热材料,具有良好的力学和隔热性能^[121]。中高温隔热材料主要包括氧化铝纤维、莫来石纤维及硅酸铝纤维类隔热材料。低温隔热材料常用的有氧化硅质和硅酸钙质材料。其中,氧化硅气凝胶^[122]有着优异的隔热性能,受到更多的关注和研究。

研究发现隔热层内部热传导、对流换热和辐射换热在不同温度下的传热占比不同^[123]。如下图所示,1000K以下,材料内部的传热以热传导

和对流为主,随着温度的升高,辐射传热占比不断增大,超高1500K时,辐射传热所占比重才与热传导所占比重相当。

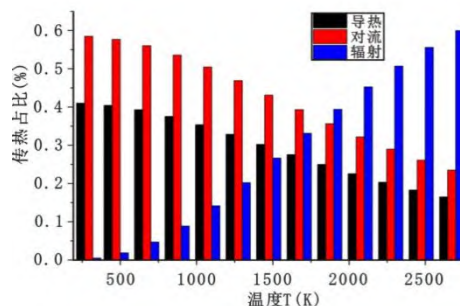


图 30 隔热材料中三种传热方式占总传热量比例^[122]

对于更高温度下的隔热设计,主要针对辐射换热进行抑制,如合理设置辐射屏蔽层、纤维表面处理、分散屏蔽剂等措施。采用辐射屏蔽是梯度复合隔热层的典型结构^[124]。辐射屏蔽材料的选择直接影响辐射屏蔽结构隔热材料的性能,采用低发射率的辐射屏蔽材料可以起到最好的阻挡红外辐射传热的作用。综合高、中和低温隔热材料和辐射屏形成的梯度复合隔热层达到了较好的隔热效果,在2000秒的时间内,30mm厚的隔热层,可将2000℃的温度,隔至300℃以内。

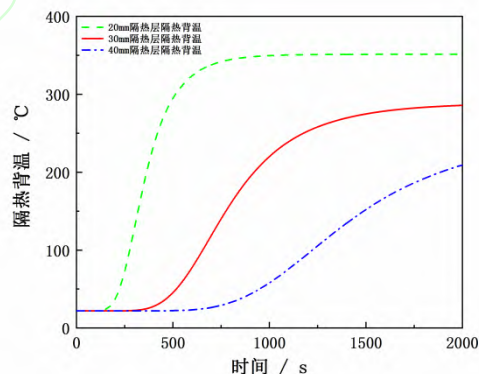


图 31 尾喷管典型区域隔热后温度变化趋势

未来,随着超燃发动机结构尺度的增大、服役时间的延长,发动机隔热的难度会进一步增加,同时,更加复杂结构形式、密集排布的测控设备及管路以及可重复使用、长时间贮存等新问题会不断涌现,对未来超燃冲压发动机的超高温隔热研制不断提出更新、更高的服役要求。

3 地面试验与数值模拟

3.1 地面试验技术

发动机地面试验主要包括进气道、燃烧室等部件试验以及发动机整机试验。受燃烧模拟相似准则约束、进气道与燃烧室强耦合、推力与比冲性能的获取、以及结构与热防护考核等需求,开展发动机全尺寸、长时间自由射流试验至关重要^[125]。这也是在流动与燃烧工作过程复杂机理尚未认识清楚,以及发动机高温和高速等极端条件带来的巨大不确定性和高风险性情况下,验证设计方案、认识发动机工作特性和开展技术研究的有效手段。

发动机全尺寸、长时间试验的自由射流试验台需要具备模拟实际飞行马赫数和飞行高度下总温、总压的能力。试验台需要突破流量与重型火箭发动机相当的高温燃烧、超大流量高超声速流场的建立与高空低压环境模拟、复杂系统协同控制等系列关键技术。通过在加热器内组织空气、液氧和燃料三组元燃烧的方式将试验气体加热到特定的高焓状态,并且严格控制模拟流场的温度、速度和压力均匀性,实现高温、高压、大流量加热,是开展自由射流试验的难点和关键。大型试验台的空气流量可能达到1000kg/s,比拟大型火箭发动机(如RD-180、Merlin1D),加热功率超过1000MW,同时存在惰性氮气60%以上、点火前温度-100℃以下以及声学不稳定燃烧等棘手问题。目前,自由射流试验台模拟的温度场非均匀性 $\geq 3\%$,速度与压力非均匀性 $\geq 1\%$ 的水平。

当前,超燃冲压发动机的研究多依托壁面压力和推力等宏观量的测量,来分析相关现象和规律,针对其内部燃烧流场测量的先进技术在发动机研究中有非常大的发展空间。通过合理的模拟方法,高速PIV^{[126][127]}能够实现新型燃烧组织的流场测试,有助于对流动过程和工作机制的理解和创新发展。多路TDLAS技术^{[128][129]}为燃烧场的精细分析提供了手段,还可以在自由射流试验台流场校准中发挥重要作用。PLIF^{[130][131]}能够给出点火和火焰传播过程,对超声速燃烧技术向低马赫数拓展的研究中发挥作用。

3.2 数值模拟技术

随着计算机技术的进步,数值模拟在超燃冲压发动机研究中的作用越来越重要。超燃冲压发动机数值模拟包括燃烧与传热两个主要方向。

超声速燃烧数值模拟是一个极具挑战性的多

物理耦合问题,涉及湍流、液态燃料雾化与蒸发、气液两相流、化学反应、湍流燃烧相互作用等问题。高保真超声速燃烧模拟在揭示其特性和机理方面发挥着重要的作用,如发动机点火、稳焰和模态转换等过程。目前公开发表的文献中超过80%的超声速燃烧模拟均是基于氢燃料,例如基于HyShot I&II超声速燃烧室、弗吉尼亚大学超声速燃烧室^[132]、密歇根大学的超声速燃烧室、以及德国宇航局的DLR支板燃烧室^[133]。

国内的超声速燃烧模拟研究起步于2000年前后,在超声速燃烧的理论、数值模拟、燃烧反应动力学机理建模等方面进行了长期跟踪,并开展了一系列的超声速燃烧基础研究。杨^[134]等人分析了在氢气超声速燃烧室中的稳焰和促进混合的作用。侯^[135]等人考察了4种不同的煤油总包反应机理,指出单步反应机理局部反应释热量过大过快,容易使燃烧室内出现热壅塞现象。樊^{[136][137]}等人基于自主开发的26组元89步反应煤油简化反应机理对气态煤油超燃冲压发动机燃烧室内的非定常燃烧流场进行了模拟,表明相比于总包反应机理该简化机理可以更准确地描述燃料燃烧过程中化学能的释放过程。陈^[138]等人基于 β -PDF和 δ -PDF的火焰面模型对DLR氢燃料超燃燃烧室和乙烯燃料气动斜坡超燃燃烧室开展了气态燃料数值模拟研究。

针对航空煤油的详细燃烧反应动力学机理,有关研究通过骨架机理和总包机理相结合的两步简化策略,形成了包含24组分20方程的简化燃烧模型,模型预测的点火延迟时间与试验偏差在30%以内^[139]。结合已有地面试验数据,完成了多工况的仿真计算与精度分析,实现了煤油详细燃烧反应动力学机理在三维复杂工程模型中的应用,有效提升发动机性能预测精度。后续将针对宽域超燃冲压发动机仿真需求,开展宽温域燃烧反应动力学机理的建模及应用研究。

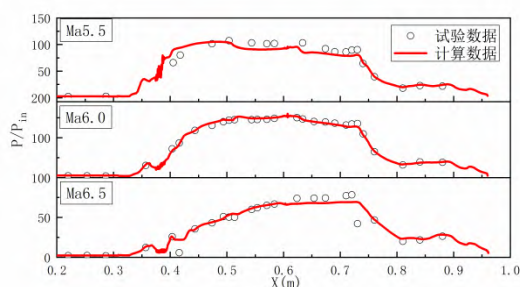


图 32 燃烧室燃烧过程仿真计算与地面试验结果对比^[138]

由于超燃冲压发动机的热环境比较恶劣,仅依靠燃料的物理吸热是不够的,化学热沉也必须充分利用。超燃冲压发动机传热数值计算涉及结构传热、高压燃料流动、裂解反应动力学机理、边界层传热等过程。对于带裂解反应的真实流体,物性及裂解过程的准确预测难度相对较大,国内外研究人员也对碳氢燃料的裂解开展了一些研究。Aribike和Susu^{[140][141]}研究了正庚烷在660-780℃温度下深度裂解时化学反应动力学及反应机理,并在此基础上提出了正庚烷的化学反应模型,Herbinet等人^[142]对常压下正十二烷的高温裂解进行了实验研究,分析了裂解产物的主要成分,提出了详细的裂解反应机理模型,国内仲峰泉等人^[143]对中国3号航空煤油在超临界条件下热裂解进行了实验研究,他们将裂解产物分为3组:未反应的煤油、气体产物、包含液体产物和积炭的残渣,并提出了一步反应模型,极大简化了煤油裂解模型,便于应用于实际过程。

针对某碳氢燃料的换热数值仿真,相关研究采用预先建表法实现高温物性快速预测,计算数据的精度与直接求解偏差在5%以内,求解效率提升80%。针对流固耦合计算量差异巨大造成的并行计算效率低的问题,不同分区的网格采用不同的并行剖分权重,一定程度提升流体和固体的计算负载均衡,解决了常规换热方法在发动机三维复杂模型计算效率低、计算周期长的问题。后续将对更高密度的燃料开展试验及裂解机理建模,以获取精度更高、适用范围更广的机理模型,以支撑发动机快速设计。

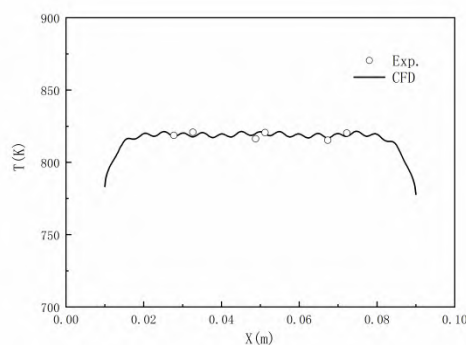


图 33 燃油再生冷却过程仿真计算与试验结果对比

4 后续重点研究方向展望

理论上,超燃冲压发动机可在超声速至Ma10以上高超声速的宽速域范围内工作^[144],可以与涡轮或火箭形成组合发动机,满足未来可重复使用空天运输飞行器的动力需求^[4]。国外研究普遍认为,宽速域、重复使用和高马赫数将成为超燃冲压发动机重点探索方向^[145]。

4.1 宽速域工作

超燃冲压发动机工作速度下限拓宽至Ma2-3,与涡轮或火箭形成组合发动机结合,满足高超声速飞行器对动力的需求,已成为当前的研究热点。重点研究内容包括:

(1) 变流道技术。流动与燃烧的匹配规律在低马赫数呈现强非线性,速度下限拓宽至Ma2-3,燃烧室尺度与Ma7比相差可达3倍以上,固定几何流道不能够满足低马赫数大推力和高马赫数高比冲的性能要求。通过可调进排气和燃烧室等技术实现流道可变,理论上可满足不同马赫数下的工作需求,但其结构与热防护技术面临极大挑战。因此,高效的变流道技术是实现宽速域工作的关键。目前初步的技术思路较多,类似AEROJET公司“Trijet”发动机方案中的火箭引射冲压旁路技术^[146]具有一定的工程可实现性,可进行深入研究。

(2) 低马赫数燃烧强化技术。即使在Ma4以下,发动机燃烧室流速仍然较高(点火前一般为超声速),气流总温低于燃料点火温度、也低于亚燃冲压发动机的点火温度,同时考虑到高马赫数的总压损失,火焰稳定器回流区相对小,发动机在低马赫数下可靠点火和高效燃烧面临很大

困难^[147]。一方面,基于支板凹槽组合燃烧机制,进一步发展火焰稳定能力更强的燃烧组织形式,结合径向分区以及燃料加热等技术手段,有望实现低马赫数下燃烧强化。另一方面,等离子体注入和高温射流等能够增加反应物的自由基和初始能量的燃烧强化的措施已被大量研究^[148],后续可结合点火技术进一步发展,实现点火与燃烧强化有机结合。

(3) 可调结构热防护技术。从超燃冲压发动机工作过程分析,仅调节进气道或尾喷管对宽速域推力性能的提升有限,燃烧室的调节将受到更多关注。可调结构处于2000-3000K以上的燃气环境中,燃烧室径向热变形尺寸可到几厘米;可调结构的运动与飞行工况相关,需要具备多次运行能力,这些均对可调结构热防护提出了挑战。主要难点之一是高温动密封,包括滑动密封、轴转动密封、铰链密封和角区密封等,甚至存在多种密封形式相互耦合。需要从高温动密封的结构、材料以及气动设计等多方面开展深入的研究工作。

4.2 重复使用

基于当前的发动机技术,进一步实现重复使用,将推动火箭助推垂直起飞水平降落高超声速飞行器的出现,也将使高超声速、宽空域、便捷、低成本的临近空间“航班化”飞行成为可能,对开辟吸气式高超声速技术应用新领域有重要作用。作为重复使用技术深化发展的基础,建议开展以下研究:

(1) 化学催化再生冷却技术。重复使用发动机结构面临以-45℃至800℃高低温交变载荷以及3000秒以上的超高温、强冲刷、强振动为特征的严酷工作环境,造成高温连接密封、涂层脱落、材料烧蚀等一系列问题。挖掘再生冷却潜力,以增大结构冷却面积、控制结构冷却温度有利于上述问题的解决。理论上化学催化再生冷却可将燃料最大热沉释放温度显著降低,并促进热沉提升,目前已取得了较好的研究成果^[149],后续还需要在催化剂性能优化提升和应用方面深入开展工作。

(2) 第三流体冷却技术。寻求一种不易结焦的流体作为中间介质或冷却补充是解决复杂超高温结构燃料冷却结焦、流动不稳定等问题的重要途径。一种受到较为重视的技术方案是采用第三流体作为燃料和超高温结构冷却的中间介质,

同时利用第三流体换热后膨胀做功发电或驱动燃油增压,实现热能的回收利用^{[150]-[152]}。而采用第三流体作为局部结构燃料冷却的补充和强化换热的手段也是一条值得研究的技术路线。

(3) 陶瓷基复合材料重复使用技术。SiC纤维增强陶瓷基复合材料在航空发动机涡轮后中心锥等高温部件上已实现重复使用^{[153]-[155]},但不能直接应用于超燃冲压发动机,主要原因是SiC纤维的耐温水平不满足使用要求,而现有用C纤维增强陶瓷基复合材料固有的微裂纹结构限制了其在重复使用发动机上的应用。突破陶瓷基复合材料重复使用技术,还需要从新纤维和新基体材料研发、纤维与基体的微观组织改性、新型抗烧蚀涂层和新型工艺等方面进行创新研究。

(4) 健康监测与故障检测技术。超燃冲压发动机重复使用过程中经受严酷的力、热交变载荷,面临高温连接密封失效、热障涂层脱落、陶瓷基复合材料力学性能退化等一系列问题,适时监测与评估发动机工作状态,对其安全使用至关重要。需要积累各组成的重复使用数据样本,掌握重复使用特性规律,形成工作状态表征以及故障模式判别的可靠方法,为发动机健康监测与故障诊断技术的发展和完善提供良好的支撑。

4.3 高马赫数探索

Ma7以上的更高马赫数超燃冲压发动机技术是临近空间中段海拔30~50 km 高马赫数吸气式巡航飞行的技术基础,也是新型空天运输系统核心动力,是后续重要的拓展方向之一^{[156][157]}。其高焓、高速和高空的工作条件,使发动机内超高速流动、燃烧及表面现象会更加复杂,发动机热防护设计闭合难度加剧,需要开展大量的研究工作:

(1) 高热值、高燃温、高热沉的燃料与应用技术。高超声速飞行器的阻力以及发动机承受的气动热近似与速度的平方成正比,而发动机的推力和冷却流量近似与速度的一次方成正比,高马赫数飞行推阻的矛盾、冷却与热防护的矛盾将异常突出。发动机性能受限于加热比(燃烧总温与来流总温比,低于1表明燃料不能放热),从Ma7到Ma10,目前液体碳氢燃料的加热比将由1.6衰减到1.1,难以输出足够推力^[158],同时,对燃料热沉的需求大幅提升^[159],远高于现有液体

碳氢燃料的热沉水平^[160]。而高热值和高热沉的氢燃料,低温液化后的密度也仅是液体碳氢燃料的十分之一,要求飞行器有更大的装填空间和低温贮存能力,意味着更大的阻力和重量,不适用于大气层内长时间飞行。高热值、高燃温、高热沉的新型燃料是更高马赫数超燃冲压发动机技术突破的基础,亟需发展。

(2) 激波诱导超声速燃烧技术。由Ma7到Ma10,如果燃烧室内速度不提升的话,燃烧产物离解带来性能的损失将超过30%,为了抑制离解效应带来的不利影响^[161],更高马赫数发动机内全部是超声速流动,激波是流场中的主要气动特征,经过激波的温升效应以及激波形成的斜压流动将成为改变流动形态、增强燃烧性能的主要手段,需要从高超声速压缩流动与超声速燃烧的三维匹配设计出发,创新发展激波诱导超声速燃烧技术。

(3) 主被动复合热防护技术。通常吸热型燃料的热值与热沉的指标难以同时提升,现有某型吸热型碳氢燃料热沉提高约5%,热值降低约1%。要使发动机在更高马赫数下能够起到推进作用,可先解决推力性能问题,燃料热沉的不足可以尝试通过膜冷却、发汗冷却、第三流体冷却以及主被动复合热防护等技术解决。主被动复合热防护^{[162][163]}一方面是将燃料作为复合材料背侧的冷却剂,降低复合材料的耐热温度要求,延长复合材料的使用寿命,另一方面选用比金属材料耐温高的复合材料作为壁面材料,通过提高壁面材料许用温度,降低传向冷却剂侧的热流水平,进而降低对燃料热沉的需求,是解决更高马赫数发动机对燃料热值和热沉需求矛盾的一条重要途径。

5 结束语

超燃冲压发动机技术涉及到大量基础和应用科学技术问题,是极为复杂的高新技术。本文不可能全部涵盖,主要是总结了相关关键问题研究过程中的一些认识和体会。就超燃冲压发动机技术发展而言,目前所取得的成果还是阶段性的,面向未来可重复使用空天运输飞行器的动力需求,宽速域工作、重复使用和高马赫数探索将成为研究热点。

参 考 文 献

- [1] PRISELL E. The scramjet; a solution for hypersonic aerodynamic propulsion: AIAA 2005-3550[R]. Reston, VA: AIAA, 2005.
- [2] SEEBASS A R. Review and evaluation of the air force hypersonic technology program: AFSB-J-97-01-A[R]. New York: AD, 1998.
- [3] KILLACKEY J J, KATINSZKY E A, VUIGNER A A, et al. Thermal-structural design study of an airframe-integrated scramjet final report: NASA-CR-159039[R]. Washington, D C: NASA, 1980.
- [4] 刘小勇. 超燃冲压发动机技术[J]. 飞航导弹, 2003, (2): 38-42.
LIU X Y. Scramjet technology[J]. Winged Missiles Journal, 2003, (2): 38-42(in Chinese).
- [5] 陈扶鼎. 2022年国外高超声速武器发展回顾[J]. 中国航天, 2023, (2): 31-37.
CHEN F D. Review of the development of hypersonic weapons abroad in 2022[J]. Aerospace China, 2023, (2): 31-37.(in Chinese).
- [6] CONNORS J F, MEYER R C. Design criteria for axisymmetric and two-dimensional supersonic inlets and exits: NACATN-3589[R]. Washington, D C: NACA, 1956.
- [7] MOLDER S, MCGREGOR R J, PAISLEY T W. A comparison of three hypersonic air inlets: AIAA 93-2323[R]. Reston, VA: AIAA, 1992.
- [8] MCCLINTON C R, RAUSCH D R. Hyper-x program status: AIAA-2001-1910[R]. Reston, VA: AIAA, 2001.
- [9] MOSES P L, RAUSCH V L, NGUYEN L T, et al. NASA hypersonic flight demonstrators-overview, status, and future plans[J]. Acta Astronautica, 2004, 55: 619-630.
- [10] TREXLER C A. Performance of an inlet for an integrated scramjet concept[J]. Journal of Aircraft, 1974, 11(9): 589-591.
- [11] TREXLER C A, SOUDERS S W. Design and performance at local Mach number of 6 of an inlet for an integrated scramjet concept: NASATM-7944[R]. Washington, D C: NASA, 1975.
- [12] NANCY S. Strutjet RBCC engine development for low cost access to space: AIAA PRA-029-99[R]. Reston,

- VA: AIAA, 1999.
- [13] BILLING F S. SCRAM-A supersonic combustion ramjet missile: AIAA-93-2329[R]. Reston, VA: AIAA, 1993.
- [14] SMART M K, WHITE J A. Computational investigation of the performance and back-pressure limits of a hypersonic inlet: AIAA 2002-0508[R]. Reston, VA: AIAA, 2002.
- [15] MÖLDER S, SZPIRO J. Busemann inlet for hypersonic speeds[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1966, 3(8): 1303-1304.
- [16] WALTRUP P J, BILLIG F S. Structure of shock waves in cylindrical-ducts[J]. *AIAA Journal*, 1973, 11(10): 1404-1408.
- [17] BEMENT D A, STEVENS J R, THOMPSON M W. Measured operating characteristics of a rectangular combustor /inlet isolator: AIAA-90-2221[R]. Reston, VA: AIAA, 1990.
- [18] 王渊, 张堃元, 张林, 等. 非对称超声速来流下矩形转圆隔离段研究[J]. *推进技术*, 2014, 35(11): 7-14.
WANG Y, ZHANG K Y, ZHANG L, et al. Investigation on rectangular-to-circular isolator under asymmetric incoming supersonic flow[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(11): 7-14. (in Chinese).
- [19] ZHANG K Y, MEIER G E A. Using R.C. method to study optimum compression surface under non-uniform 2-D supersonic flow condition: AIAA-1994-1838[R]. Reston, VA: AIAA, 1994.
- [20] ZHANG Y, TAN H J, TIAN F C, et al. Control of incident shock/boundary-layer interaction by a two-dimensional bump[J]. *AIAA Journal*, 2014, 52(4): 767-776.
- [21] 吴颖川, 姚磊, 杨大伟, 等. 曲面乘波进气道非设计状态性能研究[J]. *实验流体力学*, 2015, 29(4): 26-31.
WU Y C, YAO L, YANG D W, et al. Off-design performance of osculating curved cone inlet. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2015, 29(4): 26-31(in Chinese).
- [22] YU X, PAN X, ZHENG J, et al. Thermodynamic spectrum of direct precooled airbreathing propulsion[J]. *Energy*, 2017, 135, 777-787.
- [23] ADAM S. The impact of round combustors on TBCC propulsion and hypersonic cruise vehicles: AIAA 2006-7986[R]. Reston, VA: AIAA, 2006.
- [24] ROBERT F. The evolution of the hyset hydrocarbon fueled scramjet engine: AIAA 2003-7005[R]. Reston, VA: AIAA, 2003.
- [25] 孙强, 王健, 马会民. X-51A超燃冲压发动机的研制历程[J]. *飞航导弹*, 2011, (1): 67-71.
SUN Q, WANG J, MA H M. Development history of X51-A scramjet engine[J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 2011, (1): 67-71(in Chinese).
- [26] WALTRUP P J, BILLIG F S. Structure of shock waves in cylindrical ducts[J]. *AIAA Journal*, 1973, 11(10): 1404-1408.
- [27] BILLIG F S, BAURLE R A, TAM C J, et al. Design and analysis of streamline traced hypersonic inlets: AIAA-1999-45520[R]. Reston, VA: AIAA, 1999.
- [28] E T CURRAN, S N B MURTHY. High-Speed Flight Propulsion Systems[M]. Reston: AIAA, 2000.
- [29] ROBERT E. Sonic eddy—a model for compressible turbulence[J]. *AIAA JOURNAL*, 1992, 30(1): 101-104.
- [30] WEBER R J, MACKAY J S. An analysis of ramjet engines using supersonic combustion: NACA-TN-4386[R]. Washington, D C: NACA, 1958.
- [31] MURTHY S N B, CURRAN E T. High-speed flight propulsion systems[M]. Washington D C: AIAA, 1991.
- [32] CURRAN E T, MURTHY S N B. Scramjet propulsion[M]. Reston: AIAA 2000, 2001.
- [33] BRINK D F, CHOW W L. 2-dimensional jet mixing with a pressure-gradient[J]. *Journal of Applied Mechanics-Transactions of the ASME*, 1975, 42(1): 55.
- [34] BROWAND F K. The structure of the turbulent mixing layer[J]. *Physica D*, 1986, 18(1-3): 135.
- [35] CROWE C T, CHUNG J N, TROUTT T R. Particle mixing in shear flows[J]. *Progress of Energy Combustion Science Journal*, 1988, 14: 24.
- [36] MACRU B M. The effect of streamwise braid vortices on the particle dispersion in a plane mixing layer. *Nonlinear Particle Dynamics*[J]. *Physics Fluids*, 1996b,(8): 20.
- [37] MACRU B M. Three-dimensional features of particle dispersion in a nominally plane mixing layer[J]. *Physics*

- Fluids, 1996, 8(9): 2266.
- [38] MACRU B M. The effect of streamwise braid vortices on the particle dispersion in a plane mixing layer. Equilibrium Points and Their Stability[J]. Physics Fluids, 1996, 8(3): 715.
- [39] BYKOVSKII F A, ZHDAN S A, VEDERNIKOV E F. Continuous spin detonation of fuel-air mixtures combustion.[J] Explosion, and Shock Waves, 2006, 42(4): 463-471.
- [40] ROUTOVSKY V. Autoignition study on kerosene combustion in supersonic flow: EOARD-96-4089[R]. New York: AD, 1997.
- [41] GOKULAKRISHNAN P, GAINES G, KLASSEN M S, et al. Autoignition of aviation fuels: experimental and modeling study: AIAA-2007-5701[R]. Reston, VA: AIAA, 2007.
- [42] TAKITA K, SATO T. Effects of addition of radicals supplied by plasma torch on burning velocity: AIAA-99-2247[R]. Reston, VA: AIAA, 1999.
- [43] COLKET M B. Scramjet fuels autoignition study[J]. Journal of propulsion and power, 2001, 17(2): 750-760.
- [44] SEINER J M, DASH S M, KENZAKOWSKI D C. Historical survey on enhanced mixing in scramjet engines: AIAA-99-4869[R]. Reston, VA: AIAA, 1999.
- [45] YAKAR B A. Experimental investigation of mixing and ignition of transverse jets in supersonic crossflows[D]. California: Stanford University, 2000.
- [46] STALLINGS R L, WILCOX E J. Experimental cavity pressure distributions at supersonic speeds: NASA-TP-2683[R]. Washington, D C: NASA, 1987.
- [47] ROUDAKOV A S, SEMENOV V L. recent flight testing results of the joint CIAM NASA Math 6.5 scramjet flight program: AIAA-98-1643[R]. Reston, VA: AIAA, 1998.
- [48] VINAGREDOV V, KOBIGSKY S A, PETRO M D. Experimental investigation of liquid hydrocarbon-hydrogen fuel combustion in channel at supersonic velocities: AIAA-92—3429[R]. Reston, VA: AIAA, 1992.
- [49] KANDA T. Study of the intensive combustion in the scramjet engine: AIAA-98-3123[R]. Reston, VA: AIAA, 1998.
- [50] GRUBER M R. An experimental investigation of transverse injection from circular and elliptical nozzles into a supersonic crossflow[D]. Urbana: University of Illinois, 1996.
- [51] VANLERBERGHE W M, SANTIAGO J G, DUTTON J C, et al. Mixing of a sonic transverse jet injected into a supersonic flow[J]. AIAA Journal, 2000, 38(3): 470-479.
- [52] BAURLE R A. Analysis of unsteady cavity flows for scramjet applications:AIAA-2000-3617[R]. Reston, VA: AIAA, 2000.
- [53] DAVIS D L. Numerical analysis of two and three dimensional recessed flame holders for scramjet applications[D]. USA: Air Force Institute of Technology, 1996.
- [54] Fan T C. Validation of a hybrid reynolds-averaged/large-eddy simulation method for simulating cavity flameholder configurations:AIAA-2001-2929[R]. Reston, VA: AIAA, 2001.
- [55] YAKAR B A, HANSON R K. Supersonic combustion of cross-flow jets and the influence of cavity flame-holders:AIAA-99-0484. Reston, VA: AIAA, 1999.
- [56] YU K. Effect of flame-holding cavities on supersonic combustion performance:AIAA-99-2638[R]. Reston, VA: AIAA, 1999.
- [57] MORRISON C Q, CAMPBELL R L. Hydrocarbon fueled dual-mode ramjet/scramjet concept evaluation[J]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997, 1: 348-356.
- [58] RASMUSSEN C C, DRISCOLL J F. Blowout limits of supersonic cavity-stabilized flames: AIAA-2004-3660[R]. Reston, VA: AIAA, 2004.
- [59] YU G. Characterization of kerosene combustion in supersonic flow using effervescent atomization: AIAA-2002-5225[R]. Reston, VA: AIAA, 2002.
- [60] LI M, ZHOU J. Investigations on function of cavity in supersonic combustion using oh plif: AIAA-2004-3657[R]. Reston, VA: AIAA, 2004.
- [61] CLINTON C M, ROUDAKOV A, SEMENOV V, et al. Comparative flow path analysis and design assessment of an axisymmetric hydrogen fueled scramjet flight test engine at a mach number of 6.5:AIAA-96-4571[R].

- Reston, VA: AIAA, 1996.
- [62] YUNSEOK C, MICHAEL F Y, EVAN W L, et al. Scramjet performance computed for a jp-7 fueled generic x-51 vehicle[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2022, 38(3): 348-358.
- [63] ANDREW B F, PAUL I K. Characterization of pylon effects on a scramjet cavity flameholder flowfield: AIAA-2008-86[R]. Reston, VA: AIAA, 2008.
- [64] CHAITANYA D G, JUNG J C, SRIKANT S, et al. Large eddy simulation of supersonic combustion in a cavity-strut flameholder: AIAA-2011-323[R]. Reston, VA: AIAA, 2011.
- [65] HEISER W H, PRATT D T. Hypersonic air breathing propulsion[M]. Washington D C: AIAA Education, 1994.
- [66] ANDREADIS D. Scramjets integrate air and space[J]. *American Institute of Physics*, 2004 10(4): 24-26.
- [67] 叶中元, 黄伏军, 董建明. 多模态冲压发动机提高性能的技术途径[J]. *推进技术*, 2001, 22(6): 441-450.
YE Z Y, HUANG F J, DONG J M. Development and innovation of multi-mode ramjet technology[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2001, 22(6): 441-450.
- [68] 王兰, 邢建文, 郑忠华, 等. 超燃冲压发动机内流性能的一维评估[J]. *推进技术*, 2008, 29(6): 641-645.
WANG L, XING J W, ZHENG Z H, et al. One-dimensional evaluation of the scramjet flow path performance[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(6): 641-645.
- [69] 任鑫, 罗春钦, 董建明, 等. 超燃冲压发动机性能的准二维计算方法[J]. *推进技术*, 2013, 34(4): 457-562.
REN X, LUO C X, DONG J M, et al. Quasi-Two-Dimensional Evaluation of the Scramjet Performance[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(4): 457-562.
- [70] 罗世彬, 罗文彩, 王振国. 基于并联协作混合遗传算法的高超声速巡航飞行器一体化优化设计研究[J]. *宇航学报*, 2004, 25(1): 29-34.
LUO S B, LUO W C, WANG Z G. Parallel collaborative hybrid genetic algorithm applied to integrated design optimization of hypersonic cruise vehicle[J]. *Journal of Astronautics*, 2004, 25(1): 29-34.
- [71] 吴先宇. 超燃冲压发动机燃烧室构型优化的试验研究[J]. *国防科技大学学报*, 2007, 29(5): 1-4.
- WU X Y. Experimental Study of the Configuration Optimization of Scramjet Combustor[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2007, 29(5): 1-4.
- [72] 王友利, 才满瑞. 美国X-51A项目总结与前景分析[J]. *飞航导弹*, 2014, (3) 17-21.
- WANG Y L, CAI M R. Summary and prospect analysis of American x-51a project[J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 2014, (3) 17-21(in Chinese).
- [73] CURRAN E T, STULL F D. USAF Tech:RTD-TDR-63-4097[R]. USA: RTD, 1964.
- [74] LAURIE A, BAHM C. Overview with results and lessons learned of the x-43a mach 10 flight: AIAA 2005-3336[R]. Reston, VA: AIAA, 2005.
- [75] MAYER D. X-51a waverider achieves breakthrough in final flight[J]. U.S. Department of Defense Information, 2013,(1).
- [76] MA J, LIANG J L. Development trends and directions of liquid ramjet/scramjet technology[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2011, 37(4): 12-17.
- [77] REN J W, TAN Y H. Thermal protection techniques of ramjet combustor[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2006, 32(4): 38-42.
- [78] WIE D M, DREWRY D G, KING D E, et al. The hypersonic environment: required operating conditions and design challenges[J]. *Journal of Materials Science*, 2004, 39(19): 5915-5924.
- [79] 任富建, 刘红娟, 沈毅. C/C复合材料高温抗氧化性的研究进展[J]. *中国陶瓷工业*, 2007, 14(5): 28-31.
REN F J, LIU H J, SHEN Y. Progress in the study on oxidation resistance of carbon/carbon composites at high temperature[J]. *China Ceramic Industry*, 2007, 14(5): 28-31(in Chinese).
- [80] 葛毅成, 易茂中, 黄伯云. 溶胶浸渍和溶胶浸渍法对C/C复合材料抗氧化性能的影响[J]. *粉末冶金材料科学与工程*, 2003, 8(2): 156-161.
- GE Y C, YI M Z, HUANG B Y. Effect of anti-oxidation on C/C composites by sol-soaking and solution-soaking[J]. *Materials Science and Engineering of Powder Metallurgy*, 2003, 8(2): 156-161(in Chinese).
- [81] 曾燮榕, 李贺军, 张建国. 碳/碳复合材料防护涂层

- 的抗氧化行为研究[J]. 复合材料学报, 2000, 17(2): 42-45.
- ZENG X R, LI H J, ZHANG J G. Effect of micro structure and component on oxidation resistance of mosi2-sic multilayer ceramic coating[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2000, 17(2): 42-45(in Chinese).
- [82] 侯党社, 李克智, 李贺军, 等. C/C复合材料SiC-TaSi₂/MoSi₂抗氧化复合涂层研究[J]. 金属学报, 2008, 44(3): 331-335.
- HOU D S, LI K Z, LI H J, et al. Study of the sic-tasi₂/mosi₂ multilayer oxidation protective coating for carbon/carbon composite[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2008, 44(3): 331-335(in Chinese).
- [83] 李贺军. 炭/炭复合材料[J]. 新型炭材料, 2001, 16(2): 79-80.
- LI H J. Carbon/carbon composites[J]. New Carbon Materials, 2001, 16(2): 79-80(in Chinese).
- [84] ALFANO D. Spectroscopic properties of carbon fiber reinforced silicon carbide composites for aerospace applications[J]. Properties and applications of silicon carbide, 2011, 73(2): 231-250.
- [85] HEIDENREICH B. Carbon fiber reinforced sic materials based on melt infiltration[C]. New Delhi India: 6th International Conference on High Temperature Ceramic Matrix Composites, 2007.
- [86] 邹武, 张康助, 张立同. 陶瓷基复合材料在火箭发动机上的应用[J]. 固体火箭技术, 2000, 23: 60-66.
- ZOU W, ZHANG K Z, ZHANG L T. Application of ceramic matrix composite to rocket motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2000, 23: 60-66(in Chinese).
- [87] ZHANG X H, HAN J C, HU P. Structure evolution of ZrB₂-SiC during the oxidation in air[J]. Journal of Material Research, 2008, 23(7): 1961-1972.
- [88] 闫联生, 王涛, 邹武. 碳/碳化硅复合材料快速成型工艺研究[J]. 宇航材料工艺, 1999, 29(3): 38-41.
- YAN L S, WANG T, ZOU W. Rapid fabrication of c/sic composites[J]. Aerospace Materials & Technology, 1999, 29(3): 38-41(in Chinese).
- [89] SALAKHUTDINOV G M. Development of methods of cooling liquid propellant rocket engines(zhrds), 1903-1970[M]. USA: History of Rocketry and Astronautics, 1990: 115-122.
- [90] 程泽源, 朱剑琴, 金钊. 吸热型碳氢燃料RP-3替代模型研究[J]. 航空动力学报, 2016, 31(2): 391-398.
- CHENG Z Y, ZHU J Q, JIN Z. Study on surrogate model of endothermic hydrocarbon fuel RP-3[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(2): 391-398(in Chinese).
- [91] MAURICE L Q, LANDER H, EDWARDS T, et al. Advanced aviation fuels: a look ahead via a historical perspective[J]. Fuel, 2001, 80(5): 747-756.
- [92] STIEGEMEIER B, MEYER M, TAGHAVI R. A thermal stability and heat transfer investigation of five hydrocarbon fuels: JP-7, JP-8, JP-8+100, JP-10, and RP-1:AIAA-2002-3873[R]. Reston, VA: AIAA, 2002.
- [93] 王彦红, 李素芬, 东明. 方形再生冷却通道内超临界正癸烷湍流传热数值研究[J]. 推进技术, 2015, 36(11): 1669-1676.
- WANG Y H, LI S F, DONG M. Numerical study on turbulent heat transfer of supercritical n-decane in a square regenerative cooling channel[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(11): 1669-1676(in Chinese).
- [94] 姜蕾, 刘朝晖, 毕勤成, 等. 碳氢燃料变压力过程中传热研究[J]. 推进技术, 2014, 35(7): 965-972.
- JIANG L, LIU C H, BI Q C, et al. Heat transfer of hydrocarbon fuel during transient pressure[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(7): 965-972(in Chinese).
- [95] EDWARDS T. Cracking and deposition behavior of supercritical hydrocarbon aviation fuels[J]. Combustion science and technology, 2006, 178(1): 307-334.
- [96] 张其翼, 魏微, 周灏, 等. 碳氢燃料低压裂解特性[J]. 燃烧科学与技术, 2015, 21(5): 4-8.
- ZHANG Q Y, WEI W, ZHOU H, et al. Pyrolysis characteristics of hydrocarbon fuel under low pressure[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2015, 21(5): 4-8.
- [97] SITGEMEIER B, MEYER M, TAGHAVI R. A thermal stability and heat transfer investigation of five hydrocarbon fuels[C]. Indianapolis: 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2013.
- [98] ZHANG C, XU G, GAO L, et al. Experimental

- investigation on heat transfer of a specific fuel(rp-3)flows through downward tubes at supercritical pressure[J]. *Journal of Supercritical Fluids*, 2012, 72(9): 90-99.
- [99] 王宁. 超燃冲压发动机再生冷却通道内煤油流动与传热特性研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2014.
WANG N. Flow and heat transfer characteristics of kerosene flowing inside the regenerative cooling channels of scramjet[D]. Chang Sha: Graduate School of National University of Defense Technology, 2014(in Chinese).
- [100] RUAN B, MENG H, YANG V. Simplification of pyrolytic reaction mechanism and turbulent heat transfer of n-decane at supercritical pressures[J]. *International journal of heat and mass transfer*, 2014, 69: 455-463.
- [101] LIU X Y, YANG Z Q, MIAO R P, et al. Experimental study on flow excursion instability supercritical hydrocarbon fuel in scramjet regenerative cooling parallel channels[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2023, 36(2): 201-215.
- [102] LANDER H, NIXON A C. Endothermic fuels for hypersonic vehicles[J]. *Journal of Aircraft*, 1971, 8(4): 200-207.
- [103] 郭永胜, 林瑞森. 吸热型碳氢燃料的结焦研究I含硫抑制剂[J]. *燃料化学学报*, 2005, 33 (3): 289-292.
GUO Y S, LIN R S. Study on coking of endothermic hydrocarbon fuelsISulf-inhibitor[J]. *Journal of Fuel Chemistry and Technology*, 2005, 33 (3): 289-292(in Chinese).
- [104] BALSTER L M, CORPORAN E, DEWITT M J, et al. Development of an advanced, thermally stable, coal-based jet fuel[J]. *Fuel Processing Technology*, 2008, 89(4): 364-378.
- [105] HENEGHAN S P, ZABARNICK S, BALLAL D R. JP-8+100: the development of high thermal stability jet fuel[J]. *Transactions of the ASME*, 1996, 118: 170-179.
- [106] GUO W, ZHANG X W, LIU G Z, et al. Roles of hydrogen donors and organic selenides in inhibiting solid deposits from thermal stressing of n-dodecane and chinese rp-3 jet fuel[J]. *Industrial Engineering & Chemical Research*, 2009, 48: 8320-8327.
- [107] MAURICE L Q, CORPORAN E, MINUS D, et al. Smart fuels:‘ controlled’ chemically reacting: AIAA-99-4916[R]. Reston, VA: AIAA, 1999.
- [108] HUANG B, SHRESTHA U, DAVIS R J, et al. Endothermic pyrolysis of jp-10 with and without zeolite catalyst for hypersonic applications[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(4): 1616-1626.
- [109] JIANG R, LIU G, ZHANG X. Thermal cracking of hydrocarbon aviation fuels in regenerative cooling microchannels[J]. *Energy&Fuels*, 2013, 27(5): 2563-2577.
- [110] KORABELNIKOV A V, KURANOV A L. Thermochemical conversion of hydrocarbon fuel for the AJAX concept: AIAA 99-3537[R]. Reston, VA: AIAA, 1999.
- [111] JACKSON K, CORPORAN E, BUCKLEY P, et al. Test results of an endothermic fuel reactor: AIAA-95-6028[R]. Reston, VA: AIAA, 1995.
- [112] LEE P H, LEE S Y, KWON J Y, et al. Thermal cycling behavior and interfacial stability in thick thermal barrier coatings[J]. *Surf Coat Technol*, 2010, 205(5): 1250-1255.
- [113] VASSEN R, STUKE A, STÖVER D. Recent developments in the field of thermal barrier coatings[J]. *Journal of Thermal Spray Technology*, 2009, 18(2): 181-186.
- [114] MILLER R A. Current status of thermal barrier coatings—An overview[J]. *Surf Coat Technol*, 1987, 30(1): 1-11.
- [115] CAO X Q, VASSEN R, STOEVE D. Ceramic materials for thermal barrier coatings[J]. *Journal of the European Ceramic Society*, 2004, 24(1): 1-10.
- [116] 郭洪波, 宫声凯, 徐惠彬. 先进航空发动机热障涂层技术研究进展[J]. *中国材料进展*, 2009, 29(9/10): 18-26.
GUO H B, GONG S K, XU H B. Progress in thermal barrier coatings for advanced aeroengines[J]. *Materials China*, 2009, 29(9/10): 18-26(in Chinese).
- [117] ZHU D M, MILLER R A. Development of advanced low conductivity thermal barrier coatings[J]. *International Journal of Applied Ceramic Technology*, 2004, 1(1): 86-94.

- [118] 冀晓鹏, 宫声凯, 徐惠彬, 等. 添加稀土元素对热障涂层YSZ陶瓷晶格畸变的影响[J]. 航空学报, 2007, 28(1): 196-200.
- JI X J, GONG S K, XU H B, et al. Influence of rare earth elements additions in YSZ ceramic coatings of thermal barrier coatings on lattice distortion [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 196-200(in Chinese).
- [119] 冀晓鹏. 稀土氧化物掺杂改性热障涂层用YSZ陶瓷材料研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2007.
- JI X J.
- [120] ZHANG Y L, GUO L, GUO H B, et al. Influence of Gd_2O_3 and Yb_2O_3 co-doping on phase stability, thermophysical properties and sintering of 8 YSZ[J]. Chinese Journal of Aeronautics. 2012, 25(6): 948-953.
- [121] 陈玉峰, 王广海, 郑日恒, 等. 一种超高温隔热材料及其制备方法: ZL201310664651.6[P]. 2015-10-28.
- CHEN Y F, WANG G H, ZHENG R H, et al. The invention relates to an ultra-high temperature heat insulation material and a preparation method thereof: ZL201310664651.6[P]. 2015-10-28(in Chinese).
- [122] 陈玉峰, 张世超, 郑日恒, 等. 带有辐射屏蔽层的纳米氧化硅隔热材料及其制备方法: ZL201310718862.3[P]. 2016-03-23.
- CHEN Y F, ZHANG S C, ZHENG R H, et al. Nanometer silica heat insulation material with radiation shielding layer and preparation method thereof: ZL201310718862.3[P]. 2016-03-23(in Chinese).
- [123] 韩丁, 郑世刚, 孙现凯, 等. 氧化锆纤维高温隔热材料传热性能研究[J]. 陶瓷, 2022, (7): 21-25.
- HAN D, ZHENG S G, SUN X K, et al. Study on heat transfer performance of zirconia ceramic fiber thermal insulation material at high temperature[J]. Ceramics, 2022, (7): 21-25.
- [124] 陈玉峰, 洪长青, 胡成龙, 等. 空天飞行器用热防护陶瓷材料[J]. 现代技术陶瓷, 2017, 38(5): 311-390.
- CHEN Y F, HONG C Q, HU C L, et al. Ceramic-based thermal protection materials for aerospace vehicles[J]. Advanced Ceramics, 2017, 38(5): 311-390(in Chinese).
- [125] 史超. 冲压发动机地面试验技术及试验能力述评[J]. 火箭推进, 2021, 47(1): 1-12
- SHI C. Review of ramjet ground-test facilities and relevant technology development[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(1): 1-12(in Chinese).
- [126] ADRIAN R J. Particle imaging techniques for experimental fluid mechanics [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1991, 23: 261-304.
- [127] 徐惊雷. PIV技术在超及高超声速流场测量中的研究进展[J]. 力学进展, 2012, 42(1): 81-90.
- XU J L. The development of the PIV experimental study of the super/hypersonic flowfield[J]. Advances in Mechanics, 2012, 42(1): 81-90(in Chinese).
- [128] HANSON R K. Applications of quantitative laser sensors to kinetics, propulsion and practical energy systems[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(1): 1-40.
- [129] 陈帆, 陶波, 黄斌, 等. 基于TDLAS的脉冲爆震火箭发动机尾焰参数测量[J]. 燃烧科学与技术, 2013, 19(6): 501-506.
- CHEN F, TAO B, HUANG B, et al. Measurement of PDRE plume based on TDLAS technology[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2013, 19(6): 501-506(in Chinese).
- [130] PENG J B, CAO Z, YU X, et al. Analysis of combustion instability of hydrogen fueled scramjet combustor on high-speed OH-PLIF measurements and dynamic mode decomposition[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2020, 45(23): 13108-13118.
- [131] 吴戈, 李韵, 万明罡, 等. 平面激光诱导荧光技术在超声速燃烧火焰结构可视化中的应用[J]. 实验流体力学, 2020, 34(3): 70-77.
- WU G, LI Y, WAN M G, et al. Visualization of flame structure in supersonic combustion by planar laser induced fluorescence technique[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2020, 34(3): 70-77(in Chinese).
- [132] ZETTERVALL N, FUREBY C, A computational study of ramjet, scramjet and dual mode ramjet/scramjet combustion in a combustor with a cavity flameholder[C]. Kissimmee, Florida: 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2018.
- [133] ULRICH E, KOSCHEL W. Numerical investigation of turbulent reacting flows in a scramjet combustor model: AIAA-2002-3572[R]. Reston, VA: AIAA, 2002.

- [134] 杨事民, 张建良. 超燃冲压发动机燃烧室流场数值模拟[J]. 航空发动机, 2009, 35(4): 24-31.
YANG S M, ZHANG J L. Numerical simulation of flow field of a scramjet combustor[J]. Aeroengine, 2009, 35(4): 24-31(in Chinese).
- [135] 牛东圣, 侯凌云. 碳氢燃料超声速燃烧的火焰面模型模拟[J]. 工程热物理学报, 2013, 34(10):1986-1989.
NIU D S, HOU L Y. Numerical simulation of hydrocarbon fuel supersonic combustion using flamelet modeling[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013, 34(10):1986-1989(in Chinese).
- [136] 樊孝峰, 王江峰, 赵法明, 等. 煤油简化化学反应机理在超燃数值模拟中的应用[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(6): 974-982.
FAN X F, WANG J F, ZHAO F M, et al. Applications of reduced reaction mechanism for numerical calculations in supersonic combustion of kerosene fuel[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(6): 974-982(in Chinese).
- [137] 樊孝峰, 王江峰, 赵法明, 等. 气态煤油超声速燃烧简化化学反应模型[J]. 国防科技大学学报, 2019, 41(1): 48-57.
FAN X F, WANG J F, ZHAO F M, et al. Reduced kinetic model for supersonic combustion of vaporized kerosene[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2019, 41(1): 48-57(in Chinese).
- [138] 陈兵, 张岩, 徐旭. 基于火焰面模型的超声速湍流燃烧数值模拟研究[J]. 推进技术, 2013, 34(12): 1650-1658.
CHEN B, ZHANG Y, XU X. Numerical simulation of supersonic turbulent combustion flows based on flamelet model[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(12): 1650-1658(in Chinese).
- [139] 刘建文, 熊生伟, 马雪松. 基于DRG和QSSA方法的煤油详细燃烧机理简化[J]. 推进技术, 2011, 32(4): 525-529.
LIU J W, XIONG S W, MA X S. Reduction of kerosene detailed combustion reaction mechanism based on DRG and QSSA[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(4): 525-529.
- [140] ARIBIKE D S, SUSU A A. Kinetics and mechanism of the thermal cracking of n-heptane[J]. Thermochim. Acta, 1988, 127 (1): 247-258.
- [141] ARIBIKE D S, SUSU A A. Mechanistic modeling of the pyrolysis of n-heptane[J]. Thermochim. Acta, 1988, 127 (1): 259-273.
- [142] HERBINET O, MARQUAIRE P M, LECLERC F B, et al. Thermal decomposition of n-dodecane: Experiments and kinetic modeling[J]. Journal of Analytical and Applied Pyrolysis, 2007, 78(2): 419-429.
- [143] Zhong F Q, Fan X J, Yu G, et al. Thermal cracking of aviation kerosene for scramjet applications[J]. China Ser. E-Technol. Sci, 2010, 52(2009): 2644-2652.
- [144] MCCLINTON C R. Hypersonic technology past, present and future[J]. a presentation at the Institute for Future Space Transport, 2002.
- [145] CULBERTSON A, BHAT B. The National aerospace initiative (nai): technologies for responsive space access [R]. Washington, D C: NASA, 2003.
- [146] ADAM S, THOMAS J B. Integration and vehicle performance assessment of the aerojet "TriJet" combined-cycle engine:AIAA-2009-7420[R]. Reston, VA: AIAA, 2009.
- [147] KRISTEN N R, DONALD R W. Analysis and design of a hypersonic scramjet engine with a transition mach number of 4.00: AIAA-2009-1255[R]. Reston, VA: AIAA, 2009.
- [148] 吴云, 李应红. 等离子体流动控制与点火助燃研究进展[J]. 高电压技术, 2014, 40(7): 2024-2038.
WU Y, LI Y H. Progress in research of plasma-assisted flow control, ignition and combustion[j]. high voltage engineering, 2014, 40(7): 2024-2038(in Chinese).
- [149] 许国梁, 陈帅, 吴春田, 等. 乙醇辅助碳氢燃料催化吸热反应[J]. 含能材料, 2020, 28(5): 416-423.
XU G L, CHEN S, WU C T, et al. Ethanol-assisted catalytic endothermic reaction of hydrocarbon fuel[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2020, 28(5): 416-423(in Chinese).
- [150] QIN J, ZHOU W, BAO W, et al. Thermodynamic analysis and parametric study of a closed brayton cycle thermal management system for scramjet[J]. International Journal of Hydrogen Energy,2010, 35(1): 356-364.
- [151] QIN J, BAO W, ZHOU W, et al. Thermal management

- system performance analysis of hypersonic vehicle based on closed brayton cycle[C]. Reston: 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2008.
- [152] CHENG K, QIN J, SUN H, et al. Performance assessment of a close drecuperative-Brayton-cycle based integrated system for power generation and engine cooling of hypersonic vehicle[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 87: 278-288.
- [153] KATOH Y, SNEAD L L, HENAGER C H, et al. Current status and recent research achievements in sic/sic composites[J]. *Journal of Nuclear Materials*, 2014, 455(1/2/3): 387-397.
- [154] ALAIN L, PATRICK S, ALAIN A, et al. Ceramic matrix composites to make breakthroughs in aircraft engine performance:AIAA-2009-2675[R]. Reston, VA: AIAA, 2009.
- [155] 王鸣, 董志国, 张晓越, 等. 连续纤维增强碳化硅陶瓷基复合材料在航空发动机上的应用[J]. *航空制造技术*, 2014, 450(6): 10-13.
WANG M, DONG Z G, ZHANG X Y, et al. Application of continuous fiber reinforced ceramic matrix composites in aeroengine[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2014, 450(6): 10-13(in Chinese).
- [156] 岳连捷, 张旭, 张启帆, 等. 高马赫数超燃冲压发动机技术研究进展[J]. *力学学报*, 2022, 54(2): 263-288.
YUE L, ZHANG X, ZHANG Q, et al. Research progress on high-mach-number scramjet engine technologies[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2022, 54(2): 263-288(in Chinese).
- [157] URZAY J. Supersonic combustion in air-breathing propulsion systemsfor hypersonic flight[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2018, 50: 593-627
- [158] WALTRUP P J. Upper bounds on the flight speed of hydrocarbon-fueled scramjet-powered vehicles[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(6): 1199-1204.
- [159] LANDER H, NIXON A C. Endothermic fuels for hyper-sonic vehicles[J]. *Journal of Aircraft*, 1971, 8: 200-207.
- [160] WANG Y Y, CHENG K L, Tang J F, et al. Analysis of the maximum flight mach number of hydrocarbon-fueled scramjet engines under the flight cruising constraint and the combustor cooling requirement[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 98: 105594
- [161] LANDSBERG W O, WHEATLEY V, SMART M K, et al. Performance of high mach number scramjets-tunnel vs. flight[J]. *Acta Astronautica*, 2018, 146: 103-110
- [162] PAQUETTE E. Cooled CMC structures for scramjet engine flowpath components:AIAA-2005-3432[R]. Reston, VA: AIAA, 2005.
- [163] BOUQUET C, FISCHER R, BOUHALI A L, et al. Fully ceramic composite heat exchanger qualification for advanced combustion chambers:AIAA-2005-3433[R]. Reston, VA: AIAA, 2005.

Review and prospect of research on scramjet engines

LIU Xiaoyong^{1,*}, WANG Mingfu¹, LIU Jianwen¹, REN Xin¹, ZHANG Xuan¹

1. *Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China*

Abstract: Since the 1950s, scramjet engine has been pursued as a goal of hypersonic propulsion system in the aerospace field, and a lot of research work has been carried out unswervably in theory and technology. At the beginning of this century, the United States has made a series of technological breakthroughs that are close to practical applications, pushing the research and application of scramjet technology to a new stage. This paper briefly describes the working principle of scramjet engine, discusses the difficulties and new progress of key technologies such as dual-mode working process, hypersonic compression flow, supersonic combustion, ultra-high temperature structure and thermal protection, ground test and numerical simulation, and expounds the understanding and suggestions on the development direction of key technologies such as wide speed range, repeatability and higher Mach number of scramjet engine.

Keywords: scramjet engine; supersonic combustion; high temperature structural; regenerative cooling; hypersonic velocity

Received: 2023-11-15; Revised: 2023-11-20; Accepted: 2023-11-24;

*Corresponding author. E-mail: 31suoban@sina.com