

超燃冲压发动机再生冷却技术研究进展

金 恒, 沈赤兵, 吴先宇, 杨 钧, 陈 越

(国防科学技术大学 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 针对超燃冲压发动机内部苛刻的工作环境, 总结了再生冷却技术在裂解传热和工程化应用方面的研究进展。介绍了再生冷却过程中碳氢燃料的热裂解模型和传热研究的最新发现, 认为裂解机理的研究制约着数值方法的发展, 并影响着真实条件下的传热现象研究; 分析了煤油再生冷却技术工程化应用的典型方案, 复杂的耦合特性与材料间的工艺结合问题分别限制了系统多样化功能和主被动结合热防护技术的实现。目前需要在裂解机理的基础上构建可靠裂解模型和高效的数值计算方法, 并广泛开展冷却通道内传热恶化和耦合现象的研究; 重点解决系统中的耦合机理和材料间的工艺结合问题, 从而推动超燃冲压发动机的工程化应用。

关键词: 超燃冲压发动机; 碳氢燃料; 热防护; 再生冷却

中图分类号: V439-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2016) 05-0066-08

Progress of regenerative cooling technology for scramjet

JIN Xuan, SHEN Chibing, WU Xianyu, YANG Jun, CHEN Yue

(Key Laboratory for Scramjet Technology, National University of Defense Technology,
Changsha 410073, China)

Abstract: According to the characteristics of severe operating conditions inside the scramjet, the research progress of regenerative cooling technology in engineering application is summarized in the paper. The latest findings of catalytic cracking and heat transfer for hydrocarbon fuels in regenerative cooling process are introduced. It is regarded that the establishment of reliable numerical methods is restricted by the understanding of the cracking mechanism. In addition, the research of heat transfer phenomena under real conditions is also affected. The typical schemes for the engineering application of kerosene regenerative cooling technology are analyzed. The complex coupling characteristics and combination technique of materials limit the achievement of the systematic diversity functions and thermal protection technology with combination of active and passive thermal protection technologies respectively. The reliable cracking reaction models and efficient numerical methods based on cracking mechanism must be established to research the heat transfer coupling and deteriorating phenomena. The problems in systematic coupling mechanism and material connection technique must be solved to promote the engineering application of scramjets.

Keywords: scramjet; hydrocarbon fuel; thermal protection; regenerative cooling

收稿日期: 2016-03-11; 修回日期: 2016-05-16

基金项目: 国家自然科学基金(11272344)

作者简介: 金恒 (1991—), 男, 硕士, 研究领域为膨胀循环超燃冲压发动机系统起动过程工作特性

0 引言

超燃冲压发动机是指燃料在超声速气流中进行燃烧的冲压发动机^[1], 实现超声速燃烧可有效实现能量转换。但高焓来流和燃烧释热使得超燃冲压发动机面临异常严苛的热环境, 燃烧室内燃气温度高达 2 500~3 100 K, 远远高出一般的燃烧室壁结构材料所能忍受的工作极限; 同时燃烧室入口流场来流静温 (远小于 1 000 K)、静压 (一个大气压左右) 都很低, 而流速很高 (1 000 ms 以上), 这对冷态液体燃料来说, 实现稳定燃烧是十分困难的。

X-43A 飞行器采用的笨重铜制超燃冲压发动机在飞行 10 s 后就开始熔化, 而 X-51A 由于采用了煤油再生冷却热防护技术持续飞行了 360 s^[2], 从这两次飞行试验的对比中可以看出煤油再生主动冷却具有承受长时间的较高热载荷和实现稳定燃烧的特性, 满足长时间工作的需要且能量利用率高。其中, X-51A 采用煤油作为介质, 虽然氢在冷却能力、燃烧释热等方面优于煤油, 但煤油克服了氢燃料的不足: 首先, 煤油的体积能量密度大, 可有效节省储箱等部件空间和重量; 其次, 煤油容易获取、储存且运输方便, 大大降低供应系统的成本、复杂性和泄漏的风险; 再次, 煤油高温下会发生吸热裂解反应, 不仅会产生化学热沉增加燃料的冷却能力, 而且小分子产物有利于喷射、混合和燃烧。

煤油作为再生冷却剂也面临诸多难点。首先, 冷却通道内的高压和吸热反应使煤油从液态变为超临界态, 超临界态煤油的流动、传热特性比液态或气态流体更为复杂。其次, 煤油在较高温度时会发生裂解反应, 生成积碳, 积碳严重时形成结焦, 导致局部传热恶化、供应管路堵塞等不良后果。煤油主动冷却系统设计需要对包含化学反应的流动和传热展开数值模拟, 而高效的数值方法又依赖可靠的裂解模型; 为避免传热恶化, 冷却通道需要更精确的分段设计, 在低温段采用超临界压力以避免低压下的膜态沸腾, 在高温裂解段采用亚临界压力以减少积碳结焦, 而这又使得再生冷却通道内存在流动、传热特性更为

复杂的多相流。

另外超燃冲压发动机普遍存在燃料流量相对较小、冷却面积大的特点, 如果只使用再生冷却方案, 用于冷却的燃料需要量会大于发动机实际燃烧所需的燃料供应量, 造成燃料的浪费。为实现超燃冲压发动机远距离飞行长时间工作, 需要发展基于再生冷却的综合热防护技术, 充分认识可贮存煤油及其再生主动冷却过程的换热特点, 实现冷却需求流量与燃烧流量的有效匹配以满足发动机点火与稳定燃烧的相关要求。目前在系统循环技术方面和主被动结合热防护技术方面的依然存在需要突破的难点。

本文介绍了超临界压力下碳氢燃料裂解模型、流动与传热特性和再生冷却技术的工程化应用方面的研究进展, 分析目前存在的难点并提出建议。

1 碳氢燃料热裂解模型与传热特性研究

1.1 热裂解模型

随着需求的提高, 燃料的物理吸热过程已不能满足发动机冷却的需要, 需要通过热裂解或脱氢等吸热化学反应增强冷却能力。用于催化脱氢的催化剂多为贵金属及贵金属熔融盐载体催化剂, 毒性大且成本高; 芳烃类产物在燃烧室内易结焦, 其中的萘还会产生辉光度很高的火焰, 增加热负荷, 抵消吸热燃料的冷却能力^[3], 因此研究者的目光集中在热裂解方向。

热裂解指在一定的温度和压力下烷烃裂解为小分子产物。在燃料达到超临界态前, 影响裂解率的因素主要是温度和压力, 再生冷却结构的材质则几乎没有影响^[4]。一般认为碳氢燃料在超临界压力下的裂解与工业上的低压裂解有很大不同, Edwards 对此进行了系统的总结^[5]: 一是高压下流体变成可压缩流, 而可压缩流中, 压力越高, 浓度越大, 裂解速率是跟浓度成正比的, 因此随压力增高而增大; 二是超临界压力下的裂解产物组成与低压下有很大不同, 随压力的升高, 产物中烷烃/烯烃的比例在升高。而生成烯烃是利于吸热的, 生成烷烃是不利于吸热的。因此很

多研究都证实了增大压力，将增大烷烃/烯烃的比例从而减少吸热；三是超临界环境对分子环的打开和分解有抑制作用，更容易导致环的收缩与异构并形成环烷烃，这被称为超临界的“笼蔽效应”。压力增加会导致多环芳烃的增加以及改变他们的分布，而该种物质容易造成积碳。Abraham 以及 Gascoin 分析了测量裂解产物的许多方法，发展了傅里叶转化红外测量方法^[6-7]。Jiang 研究了多种模型组分（正辛烷、正癸烷、正十二烷以及 RP3 航空煤油）在电加热管内的热裂解特性，认为当超临界燃料裂解成小分子气体后，超临界态便不复存在了，因为这些小分子气体的临界压力和温度高得多^[8]。因此，需要深入探究超临界压力下影响裂解率的因素以及裂解产物的分布。裂解率影响吸热能力的大小，而裂解产物分布影响燃烧性能。

设计主动冷却系统需要对超临界压力下发生裂解的燃料的传热进行高效的数值模拟，目前也发展了一些热裂解方面的预测模型，如 Andersen 研究了火箭燃料 RP-1 的裂解机理，得到了裂解速率常数的表达式^[9]。Li 讨论了热裂解机理的建模并发展了 ReaxGen 程序来生成详细的裂解机理，并在此基础上生成了正庚烷的裂解机理^[10]；Wang 从分子反应动力学的角度出发，研究了正十二烷的热裂解机理，认为热裂解发生有两种机理；一种是 C-C 键的断裂生成更小的分子；另一种是脱氢生成 H 以及 n-C12H25 自由基^[11]。

然而将详细化学反应机理整合到多维数值模拟中是不现实的，即使是经过简化的化学反应机理，对于多维数值模拟而言仍然非常耗时。根据 Hess 定律，在传热分析中感兴趣的化学反应热沉仅由反应的初始和终了状态决定而与反应路径无关。Ward 等发展了一种独特的正比例产物分布 (PPD) 化学反应模型 (式 (1))，结合普遍适用的状态方程（例如 RSK 方程等），在燃料的转化率低于 20% 时足够准确^[12-14]。Fukiba 等对乙烷流过等温平板时包含裂解吸热反应的传热过程进行了数值模拟^[15]。Hou 等使用正十二烷替代航空煤油，对它在平板反应器中的传热和裂解开展了数值模拟^[16]。Ruan 等对超临界压力下的正十烷在圆管中

的传热与裂解进行了数值模拟^[17]。表 1 列出了 Fukiba 等、Hou 等和 Ruan 等工作中使用的总包反应模型信息^[15-17]。

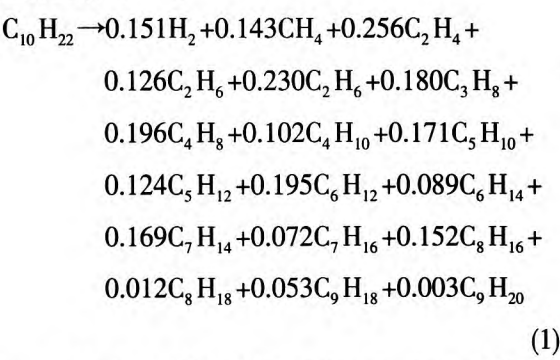


表 1 吸热型碳氢燃料总包反应的 Arrhenius 定律参数
Tab. 1 Arrhenius Law parameters of endothermic hydrocarbon fuel sum reaction

文献	指前因子 A, S ⁻¹	活化能 Ea, J/kmol
Fukiba 等	1.6E+13	2.680E+8
Hou 等	2.1E+13	2.638+8
Ruan 等	1.6E+15	2.637E+8

尽管 PPD 模型已经用于多维数值模拟中，但计算效率尚有不足。Ward 等通过调用 SUPER-TRAPP 数据库来计算流体的热力学和输运性质^[12-13]，这种方法直接准确并且已经被广泛用于二维数值模拟中^[18-20]，但在网格量很大的三维数值模拟中，或者当混合物组分较多时，计算需要的开销往往难以接受。为了使 PPD 模型更加高效，Ruan 等发展了正十烷的简化总包反应模型，通过集合高摩尔质量的烷烃和烯烃来达到减少反应组分的目的^[17]。刘志琪等建立了能够高效重构流体热力学性质的表格查询方法，并对包含轻微裂解的超临界压力碳氢燃料在超燃冲压发动机主动冷却通道中的流动与传热过程开展了数值模拟研究^[21]。综上所述，针对所需的特定燃料组分提炼一个简化的裂解模型，构建高效的热力学性质数据库和查询方法，这方面的工作亟待突破。

1.2 再生冷却通道内煤油的传热特性研究

由于热力学和输运性质在拟临界温度附近存在剧烈的变化，因此可能发生传热强化或恶化。对超燃冲压发动机主动冷却系统中的传热恶化要足够重视，因为一个不可预测的壁温峰值可能超

过材料的温度限制。传热恶化是由径向性质变化、加速效应、浮升力效应或以上几种因素同作用而导致的。公开的文献中仅有少量专门关注碳氢燃料传热恶化的数值研究。Urbano 等对超临界压力下的甲烷开展了数值模拟并找到一个参数来判断传热恶化的起始^[22-23]。他们的研究中，由于选取较高 Reynolds 数，浮升力和加速效应被忽略了。

与火箭发动机再生冷却系统相比，在超燃冲压发动机主动冷却系统中冷却通道尺寸更小（水力直径约 2 mm），冷却通道入口流动 Reynolds 数更低（< 1.0E+4）。尽管已有针对水和二氧化碳在重力作用下传热的研究，高超声速飞行时浮升力效应对煤油传热的影响与地面相比可能会加强。由于冷却剂的 Reynolds 数在超燃冲压发动机中比在火箭发动机中更小，因此需要考虑浮升力的影响。数值仿真^[24]和实验^[25]结果指出，传热恶化会在竖直向上的流动中出现，而相同条件下的竖直向下流动中传热仍然正常，甚至发生传热强化。浮升力是由于重力加速度引起的。然而，对于加速中的高超声速飞行器，其加速度是变化的，而不同加速度下的浮升力不同，因此浮升力对传热恶化的影响也不一样。此外，与低温燃料相比，航空煤油更适用于超燃冲压发动机。因此，需要对不同加速度下浮升力对航空煤油在冷却通道中传热恶化的影响开展进一步的研究。

另外超临界压力下碳氢燃料在矩形冷却通道中的对流传热在超燃冲压发动机主动冷却系统中非常关键。弯曲的冷却通道被广泛地用于主动冷却系统的设计中。图 1 显示了两种可能的冷却通道布置方式，上半部分的布置方式已经被广泛用于液体火箭发动机的再生冷却系统，而下半部分的螺旋式通道与上半部分相比拥有更长的冷却通道。

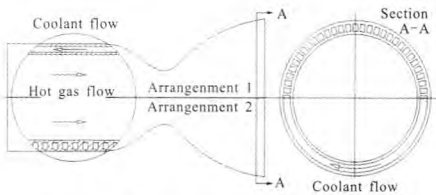


图 1 两类弯曲冷却通道布置方案
Fig.1 Two layout schemes of curved regenerative cooling channels

关于超临界压力碳氢燃料在弯曲冷却通道中的耦合传热的数值模拟研究仅有少量的公开文献。与在直通道中相比，弯曲冷却通道中的流场由于二次流动的存在而有着明显的不同。二次流动能够起到增强流体混合，改善传热的作用。弯曲矩形冷却通道中存在两类二次流动，即第一和第二类 Prandtl 二次流。第一类 Prandtl 二次流由弯曲段径向压力梯度引起，该二次流也被称为 Dean 涡；第二类 Prandtl 二次流由于 Reynolds 应力引起并存在于非圆截面的直通道中。Jung 等利用非线性 $k-\omega$ 湍流模型成功捕捉到大高宽比冷却通道 (HARCC) 中存在的第二类 Prandtl 二次流，并指出传热因此而得到改善^[26]。Reynolds 应力模型 (RSM) 也能够捕捉到第二类 Prandtl 二次流。Kang 等使用 RSM 模拟了液体火箭发动机推力室，但是他们并没有分析冷却通道中的详细流场^[27]。Pizzarelli 等对图 1 上半部分所示冷却通道布置方案的弯曲大高宽比冷却通道开展了研究，但并未研究两类 Prandtl 二次流的相互作用^[28]。图 1 下半部分所示冷却通道布置方案对于超燃冲压发动机主动冷却系统而言可能会由于较小的 Reynolds 数而提供更好的冷却性能。综上所述，针对凹面加热的矩形截面冷却通道在超燃冲压发动机主动冷却系统运行条件下的耦合传热需要进一步研究。

2 再生冷却技术的工程化应用

2.1 系统循环技术

对超燃冲压发动机再生冷却而言，如果将热量管理应用于系统循环，将燃料从壁面吸收的热量引入到飞行器其他需要能量的场合，不仅可以减小飞行器对能量的需求，更重要的是，释放能量后的燃料温度变低，重新进入再生冷却通道，将能够再次吸热，这相当于变相增加了燃料的热沉，提高了燃料的冷却能力。下面根据国内外公开的典型方案探讨技术难点。

鲍文等人提出了超燃冲压发动机的二次冷却系统循环方案^[29-30]，将流经壁面吸热后的高温燃料引入涡轮，推动涡轮做功，冷却后的燃料重新进入再生冷却通道，再次吸热；吴先宇等和陈学

夫研究的乙烯辅助起动的超燃冲压发动机燃料供应系统膨胀循环方案有相似之处^[31]，结构原理图和力热耦合示意图如图 2 所示^[32]。

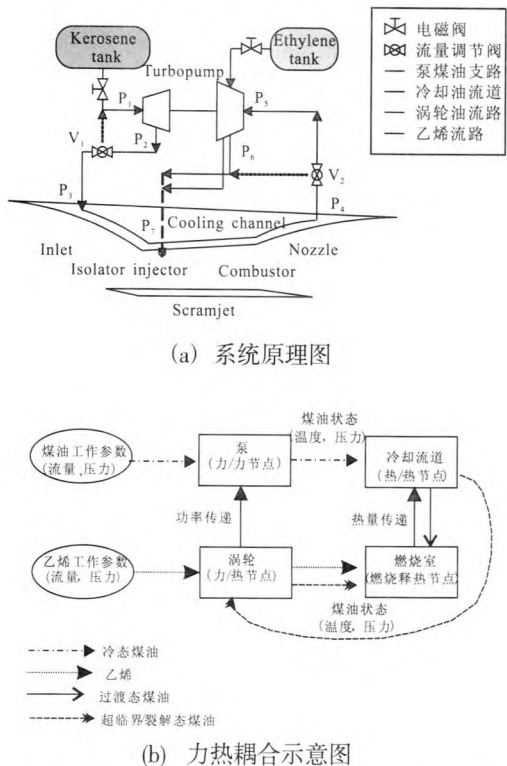


图 2 煤油膨胀循环超燃冲压发动机供应系统原理图

Fig. 2 Schematic diagram of supply system for kerosene expansion cycle scramjet

这两种方案实际上摆脱了单纯的再生冷却的思维束缚，从飞行器全局的能量管理出发，理论上均可实现长时间稳定工作。相比于 2013 年试飞成功的 X-51A 飞行器^[33]，吴先宇等构想用涡轮泵取代锂电池驱动的电泵，涡轮也被纳入了冷却系统里来，将多余的热量传递到其他需要能量的场合^[31]；但其中的耦合现象也更加明显：涡轮泵的动态特性直接受驱动工质状态影响，而驱动工质状态受冷却流道内传热影响，冷却流道内传热则受到燃料状态与燃烧室释热影响，燃烧释热则受到燃料状态影响，涡轮泵、冷却流道、燃烧室工作以工质状态变化为媒介形成了闭环的动力学/热力学耦合回路，涡轮泵将工质热势能通过旋转机械转化成燃料压力势能、冷却流道则通过换热将部分燃烧热转化为工质热势能。复杂的耦合现象需要揭示这些过程的内在规律、认识相关

因素的影响机理，这是超燃冲压发动机可贮存碳氢类燃料实现再生主动冷却的基础。

应用于“云霄塔”（Skylon）飞行器的预冷吸气式火箭发动机（SABRE）则提供了一种新的思路。SABRE 发动机包含涡轮发动机和火箭发动机两个工作模式^[34]，简化的循环示意图如图 3 所示^[35]。在涡轮发动机工作模式下，高速来流空气由进气道进入循环系统，经过预冷器的有效冷却和空气压缩机的增压后，部分气流流入主燃烧室，其余的流入富燃预燃室；来自预燃室的高温燃气流经热交换器 HX₃，提升氢气出口温度（从预冷器温度升至涡轮入口常温），随后流入主燃烧室完成与剩余空气的燃烧；流经 HX₃ 热交换器的氢气膨胀并驱动空气压缩机后，流至 HX₄ 热交换器由液氢泵输送的液氢冷却，随后流至氢气循环器和预冷器，再开始新的循环；流经 HX₄ 热交换器后的热氢气先后驱动液氢涡轮泵和氢气循环器，再进入预燃器。

变换工作模式时，空气进气道关闭，涡轮压缩机开始关闭，液氧涡轮泵启动。在火箭发动机工作模式下，预燃室温度降低，表明对液氧涡轮泵的动力要求有所降低。为了能在两种模式下使用相同的氧化剂喷注器，在主燃烧室内，高压液氧汽化以冷却发动机外套。

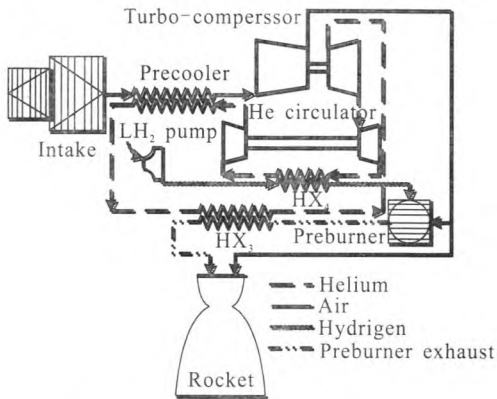


图 3 SABRE 发动机热力循环示意图

Fig. 3 Schematic diagram of the thermodynamics cycle of SABRE

通过在“热”气流和“冷”氢气流之间引入布雷顿动力环，将多余的热量传递到其他需要能量的场合，SABRE 发动机只需较低的燃料流量；

选择中间流体可以防止预冷器管子的氢脆化, 在氧化剂与燃料之间附加了一道安全屏障。这种“再生”方式, 克服了静止状态下不能自行启动、高空高速状态下难以顺利点火和燃烧不稳定等问题, 值得超燃冲压发动机借鉴; 但其中涉及到四种工作介质, 多路循环子系统耦合在一起, 整个发动机系统循环较为复杂。英国在这方面的进展需要进一步的关注和研究。

2.2 主被动结合热防护技术

随着对于燃料热沉及换热能力要求的不断提高, 单一的再生冷却方式将逐渐难以胜任。因此, 文献 [36] 针对未来超燃冲压发动机的热环境, 提出了主被动结合的热防护方案: 采用比金属更耐高温的被动热防护材料 (如 C/SiC 复合材料) 作为燃烧室的一部分或全部结构材料, 同时, 采用具有再生冷却通道的主动冷却结构。图 4 给出了这种热防护方案的示意图, 在该示意图中, 被动热防护材料仅用于燃烧室靠近高温燃气的部分。在实际应用中, 也可使用被动热防护材料整体制备燃烧室。王浩泽等提出的 RBCC 复合热防护方案也是这个思路^[37], 并通过数值仿真校核, 计算表明该方案可满足长时间工作 RBCC 的热防护需要, 较好地解决了 RBCC 发动机冷却剂流量不够的问题。

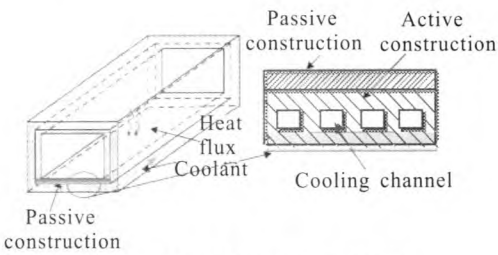


图 4 主被动热防护方案示意图

Fig. 4 Structure diagram of active and passive combined thermal protection scheme

主被动结合热防护方案充分利用了主动热防护和被动热防护各自的优点。相比于纯主动热防护方案, 由于采用了耐高温的复合材料直接接触高温燃气, 对燃料热沉及传热特性的要求大大降低, 燃料温度不必上升很高, 因此能避免高温下的积碳结焦; 相比于纯被动热防护方案, 由于存

在主动冷却结构分担热载荷, 对材料的耐温需求也将降低, 有助于扩大材料的筛选范围, 减小材料研制的难度。另外, 燃料经过预热, 也拥有更好的燃烧性能。

目前, 国外已成功开展了一些主被动结合热防护方面的研究。比较典型的是美国 Refractory Composites 公司研制了一种三明治结构的 C/SiC-Ni 合金再生冷却面板^[38], 如图 5 所示。在镍基合金面板里面设计了再生冷却流道。在靠近燃气一侧, 使用了 C/SiC 复合材料面板, 并且采用了热导率高的沥青基碳纤维, 从而使得面板在厚度方向热导率较大。在镍基合金面板的背面, 也采用了 C/SiC 复合材料面板, 但使用了热导率较低的 PAN 基碳纤维, 这样使得冷面板在厚度方向热导率较小。

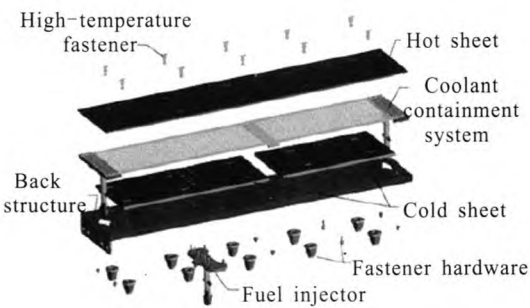


图 5 C/SiC 复合材料与镍合金管的三明治再生冷却结构

Fig. 5 Regenerative cooling structure diagram composed of C/SiC and Nickel alloy

这种热防护方案主要面临的问题在材料间的工艺上的结合。被动热防护材料通常为耐高温的复合材料, 而冷却通道材料为金属, 两种材料在物理性质方面存在巨大差异, 如何在工艺上实现两种材料的结合并避免受热过程中因性质差异产生的结构破坏, 是必须要面对的问题, 而目前国内在这方面的公开报道还不多。

3 结束语

本文通过对超燃冲压发动机煤油再生冷却技术的研究进行了综述, 可以看出目前已经取得了技术上的重大进展, 但瞄准未来再生冷却技术的

成熟应用,还应着力解决如下一些问题:

1) 进一步研究超临界压力下的碳氢燃料热裂解机理,特别是影响裂解率的因素以及裂解产物的分布这两方面,构建针对特定燃料的可靠裂解模型和高效的热物性查询方法。

2) 借助实验和数值方法,研究高超声速飞行中浮升力引起的煤油冷却通道传热恶化现象和弯曲冷却通道布局冷却系统运行条件下的耦合传热现象。

3) 从系统循环角度发展热防护方案技术,重点研究复杂系统中的力/热耦合机理,并不断推进其工程化应用。

4) 针对主被动结合热防护技术,着力解决材料间的工艺结合问题,并创新这方面的数值仿真和试验研究。

参考文献:

- [1] 贺武生. 超燃冲压发动机研究综述[J]. 火箭推进, 2005, 31(1): 29-32.
HE Wusheng. Review of scramjet engine development[J]. Journal of rocket propulsion, 2005, 31(1): 29-32.
- [2] 李文杰, 牛文, 张洪娜, 等. 2013 年世界高超声速飞行器发展总结[J]. 飞航导弹, 2014, (2).
- [3] AHERN J E. Thermal management of air-breathing propulsion systems: AIAA 92-0514[R]. USA: AIAA, 1992.
- [4] BOUCHEZ Marc, DANIAU Emeric, VISEZ Nicolas, et al. Hydrocarbons heterogeneous pyrolysis: experiments and modeling for scramjet thermal management: AIAA 2008-2623[R]. USA: AIAA, 2008.
- [5] EDWARDS T. Cracking and deposition behavior of supercritical hydrocarbon aviation fuels [J]. Combustion science and technology, 2006, 178 (1): 307-334.
- [6] ABRAHAM G, GASCOIN N, GILLARD Philippe, et al. Real-time method for the identification and quantification of hydrocarbon pyrolysis products: Part I, development and validation of the infra red technique[J]. Journal of analytical and applied pyrolysis, 2011, 91: 368-376.
- [7] GASCOIN N, GILLARD Philippe, BOUCHEZ M. Chemical composition and mass flow measurements in a supercritical reactive flow for hypersonic real-time application [J]. Aerospace science and technology, 2010, 14: 266-275.
- [8] JIANG Rongpei, LIU Guozhu, YOU Zhiqiang, et al. On the critical points of thermally cracked hydrocarbon fuels under high pressure[J]. Industrial and engineering chemistry research, 2011, 50: 9456-9465.
- [9] ANDERSEN P C, BRUNO T J. Thermal decomposition kinetics of RP-1 rocket propellant[J]. Industrial and engineering chemistry research, 2005, 44: 1670-1676.
- [10] LI Jun, SHAO Juxiang, LIU Cunxi, et al. Pyrolysis mechanism of hydrocarbon fuels and kinetic modeling[J]. ACTA CHIMICA SINICA, 2010, 68 (3): 239-245.
- [11] WANG Quande, WANG Jingbo, LI Juanqin, et al. Reactive molecular dynamics simulation and chemical kinetic modeling of pyrolysis and combustion of n-dodecane[J]. Combustion and flame, 2011, 158: 217-226.
- [12] WARD T A, ERVIN J S, ZABARNICK S, et al. Pressure effects on flowing mildlycracked n-decane[J]. Journal of propulsion and power, 2005, 21 (2): 344-355.
- [13] WARD T, ERVIN S J, STRIEBICH C R, et al. Simulations of flowing mildly-cracked normal alkanes incorporating proportional product distributions[J]. Journal of propulsion and power, 2004, 20 (3): 394-402.
- [14] LIU G, WANG X, ZHANG X. Pyrolytic depositions of hydrocarbon aviation fuels in regenerative cooling channels[J]. Journal of analytical and applied pyrolysis, 2013, 104 (0): 384 - 395.
- [15] FUKIBA K, TSUBOI N, MINATO R. Numerical study on the heat transfer of the flow with endothermic chemical reaction: AIAA 2009-5461[M]. USA: AIAA, 2009.
- [16] HOU L, DONG N, SUN D. Heat transfer and thermal cracking behavior of hydrocarbon fuel[J]. Fuel, 2013, 103: 1132-1137.
- [17] 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.
- [18] RUAN B, MENG H. Supercritical heat transfer of cryogenic-propellant methane in rectangular engine cooling channels [J]. Journal of thermophysics and heat transfer, 2012, 26 (2): 313-321.
- [19] WANG Y Z, HUA Y X, MENG H. Numerical studies of supercritical turbulent convective heat transfer of cryogenic-propellant methane[J]. Journal of thermophysics and heat transfer, 2010, 24 (3): 490-500.

- [20] ZHONG F, FAN X, YU G, et al. Heat transfer of aviation kerosene at supercritical conditions [J]. *Journal of thermophysics and heat transfer*, 2009, 23 (3): 543-550.
- [21] 刘志琦. 超燃冲压发动机主动冷却通道内的超临界流动与传热过程数值模拟[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2015.
- [22] URBANO A, NASUTI F. Parametric analysis of heat transfer to supercritical-pressure methane[J]. *Journal of thermophysics and heat transfer*, 2012, 26 (3): 450-463.
- [23] URBANO A, NASUTI F. Onset of heat transfer deterioration in supercritical methane flow channels[J]. *Journal of thermophysics and heat transfer*, 2013, 27(2): 298-308.
- [24] KAO M-T, LEE M, FERNG Y-M, et al. Heat transfer deterioration in a supercritical water channel[J]. *Nuclear engineering and design*, 2010, 240 (10): 3321-3328.
- [25] KIM D, KIM M. Experimental study of the effects of flow acceleration and buoyancy on heat transfer in a supercritical fluid flow in a circular tube[J]. *Nuclear engineering and design*, 2010, 240 (10): 3336-3349.
- [26] KIM M, YOU D. Reynolds number effect on turbulent secondary flow in a duct [J]. *Journal of mechanical science and technology*, 2014, 28 (4): 1311-1318.
- [27] KANG Y-D, SUN B. Numerical simulation of liquid rocket engine thrust chamber regenerative cooling[J]. *Journal of thermophysics and heat transfer*, 2011, 25 (1): 155-164.
- [28] PIZZARELLI M. Effectiveness of spalart-allmaras turbulence model in analysis of curved cooling channels[J]. *AIAA journal*, 2013, 51 (9): 2158-2167.
- [29] QIN J, BAO W, ZHANG Silong, et al. Comparison during a scramjet regenerative cooling and recooling cycle [J]. *Journal of thermophysics and heat transfer*, 2012, 26 (4): 612-618.
- [30] BAO W, LI Xianling, QIN J, et al. Efficient utilization of heat sink of hydrocarbon fuel for regeneratively cooled scramjet[J]. *Applied thermal engineering*, 2012, 33-34: 208-218.
- [31] WU Xianyu, YANG Jun, ZHANG Hua, et al. System design and analysis of hydrocarbon scramjet with regeneration cooling and expansion cycle[J]. *Journal of thermal science*, 2015, 24 (4): 350-355.
- [32] 陈学夫. 超燃冲压发动机燃料供应系统方案设计与性能研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2013.
- [33] MUTZMAN Richard, MURPHY Scott. X-51 development: a chief engineer's perspective[C]// *Proceedings of 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*. San Francisco, California: AIAA, 2011: 11-18.
- [34] LONGSTAFF R, BOND A. The SKYLON project: AIAA2011-2244[R]. USA: AIAA, 2011.
- [35] 郭海波, 肖洪, 南向谊, 等. 复合预冷吸气式火箭发动机热力循环分析[J]. *火箭推进*, 2013, 39 (3): 15-20.
- GUO Haibo, XIAO Hong, NAN Xiangyi, LU Wanruo. Analysis on thermodynamoc circle characteristics of synergistic air-breathing rocket engine[J]. *Journal of rocket propulsion*, 2003, 39(3): 15-20.
- [36] 鲍文, 张聪, 秦江, 等. 超燃冲压发动机主被动复合热防护系统方案设计思考. *推进技术*, 2013, 34 (12): 1659-1663.
- [37] 王浩泽, 李江, 秦飞, 等. RBCC 发动机主被动复合热防护方案研究. *固体火箭技术*, 2015, 38 (2): 185-191.
- [38] PAQUETTE E. Cooled CMC structures for scramjet engine flowpath components: AIAA 2005-3432[R]. USA: AIAA, 2005.

(编辑: 马 杰)