

高速飞行器减阻降热研究进展

潘利生^{1,2,*} 郝亨隆^{1,2} 姚子康^{1,2} 郭 媛³ 慕浩凡³
李 敏³ 魏小林^{1,2}

¹ 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

² 中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049

³ 北京建筑大学环境与能源工程学院, 北京 100044

摘 要 降低飞行阻力、探索更高效的热防护系统是研发高速飞行器过程中至关重要的课题。目前, 国内外学者在飞行器减阻降热的机理及应用技术方面进行了大量研究, 取得了丰富的成果。本文系统地梳理了在高速飞行器减阻降热领域的研究进展, 阐述了主动热防护机理的研究结果, 介绍了应用于高速飞行器的前沿减阻降热技术, 并简述了基于余热利用的整体热防护系统的发展情况。基于对研究现状的分析, 归纳总结了高速飞行器减阻降热技术的发展趋势与实际研究需求; 最后针对这些实际研究需求, 提出了一些研究思路上的建议。

关键词 飞行器主动冷却技术, 主动流动控制, 减阻降热, 综合热管理系统

中图分类号: V37 文献标识码: A DOI: [10.6052/1000-0992-23-021](https://doi.org/10.6052/1000-0992-23-021)

收稿日期: 2023-06-20; 录用日期: 2023-12-19; 在线出版日期: 2023-12-22

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

引用方式: 潘利生, 郝亨隆, 姚子康, 郭媛, 慕浩凡, 李敏, 魏小林. 高速飞行器减阻降热研究进展. 力学进展, 2023, 53(4): 793-818

Pan L S, Hao H L, Yao Z K, Guo Y, Mu H F, Li M, Wei X L. Current status of research on reducing drag and cooling of high-speed aircraft. *Advances in Mechanics*, 2023, 53(4): 793-818

© 2023 《力学进展》版权所有

1 引言

随着科学技术的不断发展, 人们的探索边界不断扩大, 诸如临近空间、极端气候等各类复杂场景下的空中作业频次越来越高, 高航速、远航程、长寿命、高稳定性的飞行器研发成为重中之重. 飞行器高马赫数飞行时压缩空气和黏性摩擦带来的高气动热环境以及前缘和尾翼因激波产生的高阻力环境是制约高速飞行器发展的重要因素. 高马赫数下, 飞行器前缘温度可达 2000 °C 以上, 平均热流可达 3000 kW/m² 以上, 如图 1 所示. 除此之外, 高速飞行器的发动机燃烧室以及搭载的电子设备等部件的稳定性、强度、寿命及可用频次会受所处环境温度的显著影响, 研发可靠高效的冷却与减阻系统将是未来高速飞行器研发的重要基础, 也是飞行器走向更灵活、更快、更强将要面临的巨大挑战 (Glass 2008, Thornton 1996).

2 飞行器减阻降热机理

2.1 被动式防热原理

被动式防热方法一般是利用材料本身的高耐热特性和导热特性将高热流区域的热量吸收或传导出去. 这种方式不涉及工质引射与边界层形貌控制, 不需要改变飞行器的气动外形, 整体结构简单稳定, 成本低, 是当下高速飞行器使用最广泛的防热方式.

常见的被动式防热方法包括隔热涂层、被动烧蚀等. 现役的隔热涂层材料, 隔热效果、热力学性能、耐腐蚀性能等都较为常规; 先进的热障涂层陶瓷材料主要包括稀土陶瓷材料与自愈合材料, 这些材料具备优异的隔热性能以及热物理性能, 应用前景广阔 (刘嘉航等 2022). 烧蚀结构主要用于飞行器表面气动加热十分严重的部位, 通过烧蚀引起自身质量损失, 吸收并带走热量. 工程中常用的烧蚀材料主要包括轻质多孔材料、本体低密度材料、薄壁耐烧蚀材料等, 现代烧蚀材料不断向耐高温、低密度、抗氧化碳率的方向发展 (马秀萍等 2018, Liang et al. 2018).

2.2 主动式减阻降热原理

飞行器前缘、发动机燃烧室以及搭载的高功率电子设备等关键部分都是典型的高热流区域, 随着高速飞行器技术向高速域、多功能方向发展, 常规的被动式防热已经难以满足飞行器的减阻降热需要. 主动式降温与减阻方法是通过冷却工质直接带走高热流区域的热量或在高热流区域与材料表面形成流体隔层以达到防热的目的. 喷雾冷却、发汗冷却、对流冷却、再生冷却、气/液膜冷却等都是常见的主动冷却方式, 其中气/液膜冷却主要应用于飞行前缘, 由于这种方式需要引射工质, 这会改变前缘流动边界层形貌, 进而获得一定的减阻效果. 主动冷却技术冷却原理的本质是单相/相变工质的流动换热特性, 下面详细介绍该方面的研究进展.

2.2.1 单相工质流动换热特性研究

根据工质作用时的不同环境, 可将流动换热特性简单分为内流与外流两种情况.

对于管内流动 (内流) 来说, 简单的充分发展流体 (与主流方向垂直的方向上无速度分量) 的对流换热理论已经十分成熟, 对于该类问题, 流速场方程和温度场方程在数学上均可简化为热

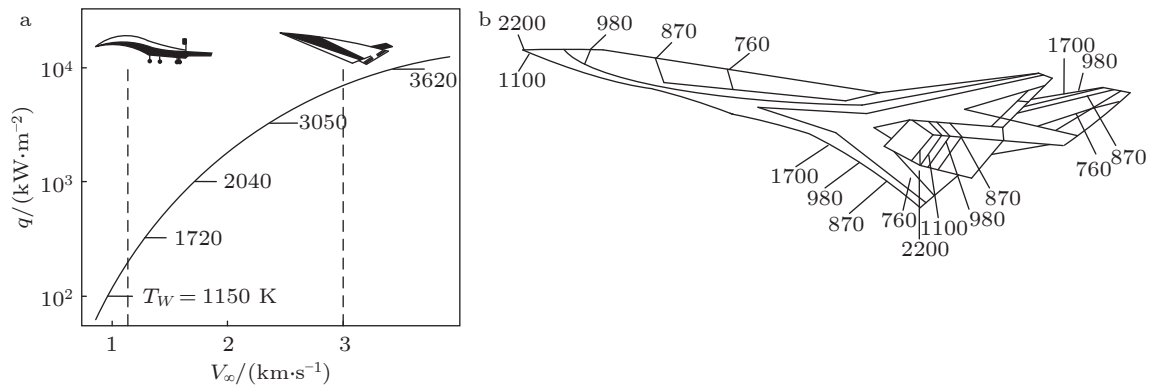


图 1

飞行器气动热 (Glass 2008). (a) 前缘热流随飞行速度变化, (b) 马赫数 7.8 时飞行器各部位温度 ($^{\circ}\text{C}$)

传导方程的形式, 加入边界条件后, 通过求解相应数学方程即可得到较为准确的数值解 (过增元 2000). 光滑直管内单相流动的 Nu 数可以按 Dittus-Boelter 公式直接计算, 光滑弯曲管内则可以先用直管方法求解换热系数, 然后考虑弯曲管道的影响对换热系数进行修正. 对于近空间飞行环境, 当管内结构复杂时, 与主流方向垂直的方向上速度分量不为零, 此时求解 N-S 方程才能获得流速场数值解, 温度场则更加复杂. 然而, 随着计算机科学的发展, 相关问题已不再是困难, 在 1998 年, Prithiviraj & Andrews (1998) 利用三维、同体坐标控制容积与分布阻力对换热器内复杂的壳程流动与传热进行了模拟计算, 并在 $k-\epsilon$ 模型的基础上获得相关修正数学模型.

外流情况主要是流动工质与固体壁面的相互作用. 为了研究工质与固体壁面相互作用的特性, 学者们最常用的是二维切向气膜物理模型, 它能够提供一个均匀的流场结构, 结构简单且壁面冷却效果非常好.

国内外学者就该种形式的流动换热机理提出了大量数学模型, 早在 1965 年, Stollery 和 El-Ehwany (1965) 便提出了亚声速喷流条件下的气膜模型. 如图 2 所示, 气体从喷管射出, 绕流物面结构被分成势流区、壁面射流区、边界层区三个区域. 在势流区内, 射流工质与壁面不发生直接的相互作用; 在壁面射流区, 速度剖面的形状接近壁面射流的情形; 而在更远处的边界层区, 内流与喷流充分混合, 速度剖面与充分发展的湍流边界层的速度剖面类似.

Stollery 和 El-Ehwany (1965) 等的模型预测到远场冷却效率的衰减趋势, 但其在近喷口处主流边界层与喷流分离, 这明显是不合理的, 因此该模型无法对近喷口处的流场进行分析. Kanda 等 (1994) 提出了结合湍流边界层区和可压缩气体模型的气膜冷却模型, 如图 3 所示, 主要由近喷管处的混合层区和下游远场处的湍流边界层区构成. 相比于 Stollery 的模型, 该模型没有壁面射流区, 忽略了冷却喷流边界层, 这是因为冷却喷流边界层厚度远小于喷流喷管缝高和混合层厚度. O'Connor 和 Haji-Sheikh (2017) 在此基础上提出了更加完整的模型, 对喷口附近喷流、主流及混合层存在的区域进行了详细的区分, 对流场结构做了更加细致的描述.

随着计算机技术的不断进步以及各种湍流模型的不断完善, 关于超声速气-固耦合作用的数值研究工作不断发展并成为近几年相关研究的主要内容. 这方面研究主要集中在基于已有的实

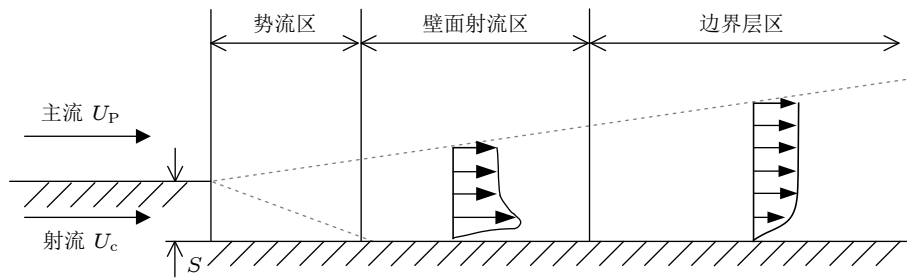


图 2

二维切向气膜物理模型 (Stollery 1965)

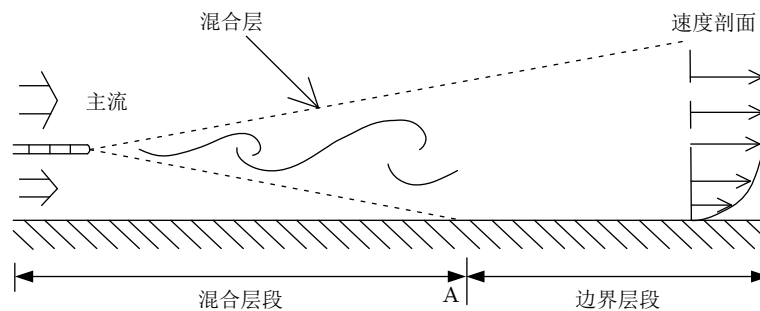


图 3

结合可压缩混合层与湍流边界层区物理模型 (Kanda et al. 1994)

验数据来对气-固耦合问题寻找一个合适的湍流计算模型. 对于在大气层内高速飞行的飞行器来说, 气体可以看作连续介质, 空气源充足, 气膜冷却具有良好的冷却效果. Yang 等 (2003) 采用数值计算程序对高马赫数层流和湍流下的气膜冷却效果分别进行了研究, 通过比较实验测试的湍流模型, 计算结果与相关气膜冷却实验较为符合. 同时, 还利用该模型研究了喷流参数对冷却效果的影响, 结果表明, 增加喷流流率能明显提高冷却效率, 且这一收益在层流流态下更高, 而喷口缝高对冷却效果的影响不大. 王建等 (2008) 采用 SST $k-\varepsilon$ 模型对超声速气膜冷却问题进行了数值计算, 结果表明风吹比是对冷却效率的影响最大的控制参数. Konopka 等 (2011) 采用大涡模拟研究超声速气膜冷却问题, 发现推迟气膜转捩可在一定程度上提高冷却效果. 而跨越空天界限或邻近空间飞行则是另外一种情况, 空气的力学行为不再符合连续介质假设, 此时的气-固耦合问题更加复杂. Li 等 (2016, 2016, 2019) 和孙学舟等 (2020) 基于分子动力学模拟, 建立了从稀薄流到连续流较为完整的气-固作用数值计算方法, 对再入大气层高速飞行器表面的气-固耦合过程进行了详细的研究, 获得了飞行器表面结构的动态热力响应与变形行为数据.

此外, 冷却工质的种类对流动换热效果也有比较大的影响. Niranjana 等 (2005) 对此进行了研究, 在球头模型驻点处设置了一个迎向来流的喷流喷口, 研究了多种不同的冷却气体工质, 结果发现轻质气体在非驻点区具有比重质气体更好的冷却效果, 重质气体则对驻点区冷却效果更好, 但引入喷流后造成阻力系数增加了 12% ~ 25%.

2.2.2 相变工质流动换热特性研究

相对于管内单相流动, 涉及工质相变的两相流动则要复杂得多. 目前管内换热关联式的研究还不成熟, 国内外学者们提出了适用于不同条件下的换热关联式, 面对不同的工程问题, 选择恰当的关联式即可. 早在 1916 年, Nusselt 就提出了大空间垂直壁上层流膜状冷凝理论解 (贾利梅 2020). 之后学者们通过考虑不同的影响因素对该理论进行了修正, 如 Bromley 和 Leroy (1952) 考虑了液膜过冷的影响; Rohsenow (1956) 在液膜过冷的基础上考虑了液膜对流的影响; Gregorig 等 (1974) 考虑了层流到湍流的过渡区液膜表面波动的影响; 陈于等 (2014) 给出了当液膜为湍流时的换热准则关联式. 对于水平管道内的两相流动, 若蒸汽流速很小, 则重力依然占主导作用, 管内气态工质液化后依然沿着管壁向下流动, 因此 Nusselt 的理论解依然适用, 只需调整关联式中部分系数即可. 以上理论最大的缺陷在于未考虑气液界面剪切力对流动换热的影响. 管内强迫对流两相换热过程中, 气液剪切力是除重力之外又一大主导力. 在蒸汽流速较大的情况下, 剪切力会增加液膜的速度, 减小液膜的厚度, 从而增强换热, 干度或流速越大, 剪切力对换热的增强作用越明显. 同时由于液体张力, 气液比例的影响, 管内的两相流动将出现不同的流型状态, 目前公认的主要流型有: 泡状流、分层流、塞状流、波状流、环状流、弹状流和雾状流等. 这些不同的流型状态使得管内两相流动换热理论更加复杂, Berenson 等 (1968) 提出了较为准确的雾状流和波状流的传热计算经验公式, Tandon 等 (1982) 提出了较为准确的环状流传热计算经验公式. 关于其他类型流动, 目前还没有较为准确计算关联式. 除此之外, 管内气液两相流换热关联式会因工质不同、工况不同产生较大差异, 局限性较大. 因此, 在采用混合工质或新型工质的相关工程技术中不能一味地依靠关联式, 开展目标工质的换热实验非常重要.

喷雾冷却、液膜冷却、发汗冷却等都是外流情况下的两相流动, 这些情况下相变工质的流动换热特性更加多样化, 相关物理模型、数学模型以及流动换热关联式也更加复杂.

喷雾冷却是冷却工质在一定压力下形成的雾状两相流与固体壁面、高热流热源的相互作用, 其机理非常复杂, 包括壁面与液膜/液滴间的直接热传导、壁面与液膜/液滴间的对流换热、气液相变换热、沸腾传热、与飞溅液滴间的热量交换, 以及很小一部分的壁面辐射, 同时工质的流动情况也相当复杂 (Yang et al. 1993, Labergue 2015, 司春强等 2012, 张雨龙等 2017), 因此一般采用实验方法对喷雾冷却进行研究. 实验中可调节的变量主要有喷雾冷却工质 (包括各类混合工质)、喷雾控制参数 (工质质量流率、雾化压力、液滴粒径、速度、液滴数密度以及液滴数量通量)、喷雾器的空间位置及姿态、待冷却表面的几何形貌等, 各变量对喷雾冷却过程换热能力的影响不尽相同 (Wang et al. 2018, Guo et al. 2009, 李丽荣等 2015, 谢宁宁 2012, 侯燕等 2012). 此外, 还有学者发现在工质中加入纳米添加剂对喷雾冷却性能影响也较大. 对于喷雾冷却的数值研究也在不断推进中, 学者们根据流体力学基本理论, 结合水平集法 (level set, LS)、流体体积函数法 (volume of fluid, VOF) 等建立数学模型, 并对方程组进行简化和数值求解, 来研究喷雾冷却过程的换热情况, 并对喷雾冷却的雾态喷流的物理过程 (液滴轨道、液滴粒径、液滴对液膜的击打、一次成核、二次成核以及液膜的流动与传热过程) 进行数值模拟 (张亚东等 2020).

液膜冷却主要是分层两相流与固体壁面的相互作用, 在热流过大的情况下也存在沸腾换热.

自 20 世纪 60 年代以来, 学者们根据试验数据和能量守恒发展出相当数量的经验或半经验公式, 如 Stechman 半经验公式 (Howell et al. 2011, Stechman et al. 1968)、Ambrosini 经验公式 (Ambrosini et al. 1995) 等, 这些公式可以在限定的条件下计算液膜传热系数. 但这些经验公式中均未考虑液膜的传质及流动的变化对换热情况的影响, 存在很大的局限性. 伴随数值方法的广泛应用, 学者们对壁面液膜冷却的建模逐渐完整 (Jacob et al. 2016, Miranda & Naraghi 2011), 在此基础上对该种形式的流动换热特性的研究也愈发深入, 杨薇和孙冰 (2011) 综合考虑发动机内部化学反应、蒸发、卷吸、对流、导热、辐射等因素, 推导了液膜长度和厚度的计算方法, 研究了液膜冷却的冷却特性, 分析了液膜流量对热流密度、冷却效率的影响. 杨海洋等 (2017) 开发了一种新的液膜冷却分析模型, 该模型采用 Whalley 和 Hewitt (1978) 给出的公式对气相流动的范宁摩擦系数进行修正, 以此计算出气液两相界面间的摩擦系数, 进而通过雷诺比拟获得气液两相界面的对流换热系数. 该研究中还考虑了发汗效应、自由湍流度效应、热辐射、液膜夹带效应等影响, 最终计算的液膜长度与 Morrell (1951) 实验结果的误差在 14.6% 以内.

发汗冷却不仅涉及复杂的两相流动, 还涉及多孔介质渗流. 其核心物理问题是渗流工质流动边界层的干扰和控制, 属于存在壁面质量输入的流道流动问题. 目前的研究主要集中在: 发汗多孔新材料的研究, 发汗冷却剂工质的研究, 多孔介质强化换热技术, 微尺度流动换热规律的研究, 飞行器前缘热防护实验研究, 发动机壁面热防护实验研究, 组合冷却实验研究. 由于计算手段的局限性, 早期关于发汗冷却的研究主要采用实验与理论相结合的方式探索经验关联式. 1954 年, 在一份 NACA 报告中认可的两种经验理论“Friedman Theory”和“Film Theory” (Donoughe & Livingood 1954), 这两个理论可用于特定雷诺数范围下湍流边界层内的传热效应计算. Ames 等 (1968) 给出了固体壁面上游层流边界层发汗冷却的无量纲经验关联式. Ren 等 (1998) 通过应用无量纲经验关联式, 研究了发汗冷却对湍流边界层的影响. 关于边界层的研究数量庞大, 其中不乏对于多孔介质壁面的边界层研究, 但得到广泛认可的关联式较少.

胡皓玮等 (2021) 建立了二维多孔介质内流动沸腾实验台, 对微米级多孔通道内部流动沸腾现象及气泡行为进行研究, 并记录了不同区域中, 流动沸腾的典型特征及气泡生长规律, 为深入理解多孔介质内流动沸腾机理提供了范本. 计算机高速发展后, CFD 方法成为研究发汗冷却的主要手段之一. Piomelli 等 (1989) 对发汗冷却通道流动问题采用大涡模拟计算, 模拟中多孔介质表面采用经验关联式来进行处理. Liu 等 (1998, 2013) 将 N-S 方程在柱坐标下展开, 研究了二维层板发汗冷却过程对喷管内流场的影响, 结果显示在超音速区域发汗冷却降低了主流膨胀的效果. Hu 等 (2020) 建立了改进的多相混合模型预测不同工况下相变发汗冷却的效果, 并针对可能失效的工况提出相应优化方案.

外流情况下的两相工质流动换热特性的机理研究非常复杂. 这些不同形式的冷却方法在本质上都存在一定的共通性, 例如发汗冷却与喷雾冷却都涉及膜冷却理论. 除此之外, 极端情况下 (激波等特殊因素) 的两相流动换热特性也是值得关注的研究方向.

3 应用于飞行器的减阻降热技术

为满足高速飞行器日益增大的降温与减阻需要, 基于对相关减阻降热机理研究的不断深入,

国内外学者针对飞行器关键部件开发了高效可靠的降温与减阻技术, 下文一一简述这些关键技术的研究进展情况.

3.1 应用于飞行器外结构的主动式减阻降热技术

在高速飞行过程中, 飞行器外结构的热流集中于迎风头部及机翼前缘, 这是压缩空气和黏性摩擦带来的. 减小飞行器前缘压缩空气的激波阻力和表面的黏性摩擦阻力, 可以有效改善飞行器外部的高气动热环境, 从本质上降低进入外结构的热流. 因此, 对于飞行器外结构来说, 降温与减阻是密不可分的.

3.1.1 主动流动控制技术

主动流控技术是一种重要的减阻降热技术, 通过向高温区流场加注冷却工质或者设置特定构型, 从而改变流场形貌, 同时获得减阻和降温的效果. 目前, 迎风凹腔、能量沉积、加装减阻杆、逆向喷流等都是常用的基于流场控制的减阻方案, 如图4所示(卓长飞等2014).

迎风凹腔是最早提出的方案, 其操作简单, 可以改进驻点气动加热环境和阻力环境, 缺陷在于凹腔内流场不稳定, 减阻效果难以控制. Saravanan等(2009)在马赫数为8的来流条件下, 凹腔构型使导弹表面最大传热率降低了35%至40%, 在零攻角时, 凹腔深度与直径比值为4的构型使阻力系数降低了5.12%, 而比值为2的构型反而使阻力系数增加了8.88%.

其余三种方案均是针对头部激波进行操作以改变激波流场结构来达到减阻降温目的, 能量沉积方法一般采用电极放电或激光等形式向飞行器前缘边界层内注入能量, 通过改变飞行器前缘的激波结构和流场结构来减小波阻, 最高可使波阻减小70%, 同时降低飞行器驻点温度. 韩路阳等(2022)指出, 能量沉积减阻效应成因主要有两个: 一是, 局部温度升高导致局部流场物理性质改变, 声速增加, 马赫数降低; 二是, 低密度尾迹与钝体弓形激波耦合对激波的改善, 其中等离子体的高温低密度区域可有效改善弓形激波的形貌, 这也是其减阻效应的重要形成因素. 但能量沉积的能量效率随来流速度的不稳定性限制了其进一步发展.

减阻杆技术是将一根长杆安装于飞行器头部, 用于刺破高马赫数飞行导致的弓形激波, 将其变为斜激波从而达到显著减阻效果, 如图5所示. 经过对减阻杆构型详细的研究, Menezes等(2002, 2003)指出, 零攻角下带圆盘的减阻杆的减阻率最高, 头部传热率减少可达50%, 平头型减阻杆可实现55%的减阻率, 并且当来流攻角处于较小值时, 减阻率一般大于40%. 然而, 减阻杆会导致飞行器前端衍生局部热斑、非定常脉动等问题(姜维等2011, Jiang et al. 2009).

逆向射流技术通过在飞行器前端主动喷射流体工质的方式, 达到减阻降温效果, 是综合效果最优异的减阻降温方式, 其实验模型如图6所示. 国内外学者分别着眼于喷流方式、喷孔结构和喷流工质开展研究.

主流的喷流方式包括吸气型和吹气型. Riebe(1955)、焦予秦等(2008)、Alqadi等(2013)的研究均证明了吹气、吸气装置能够使升力系数明显增大, 提升机翼的气动性能. Duraisamy和Baeder(2013)首次在翼尖涡的控制实验中运用振荡吹气与直接吹气进行比较分析, 发现翼尖的振荡吹气可加快翼尖涡的扩散从而达到减阻目的. Tindell和Willis(1997)通过试验研究了不同

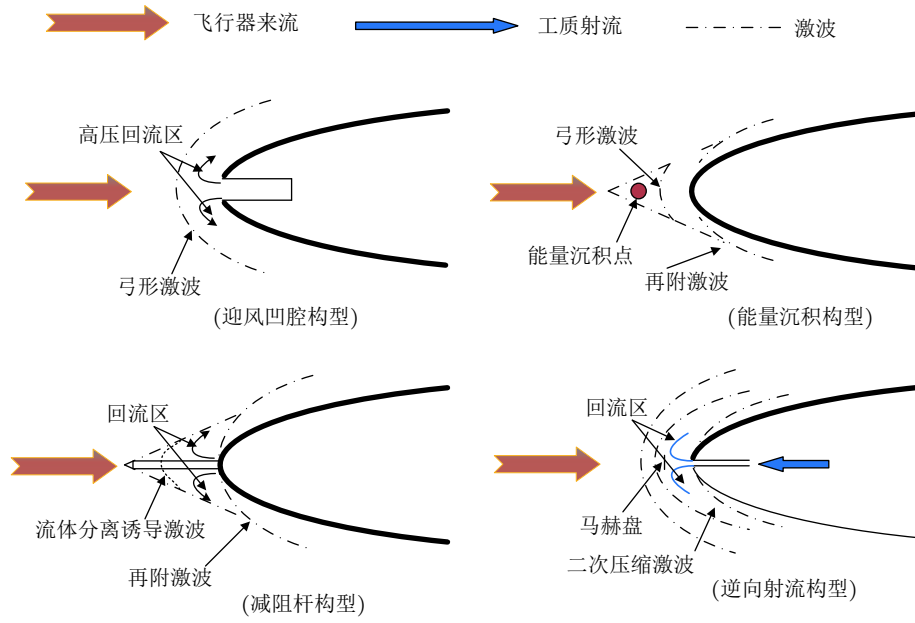


图 4

主动减阻降热方法 (卓长飞 等 2014)

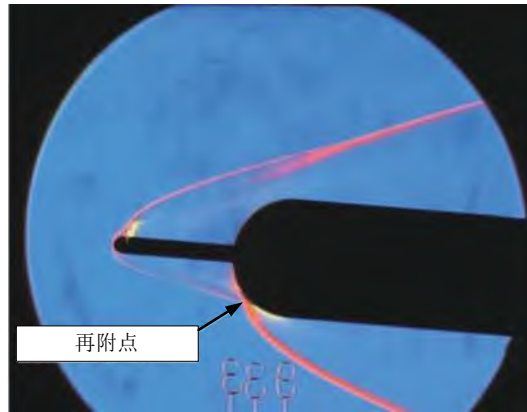


图 5

减阻杆头部横向射流纹影图 (Jiang et al. 2009)

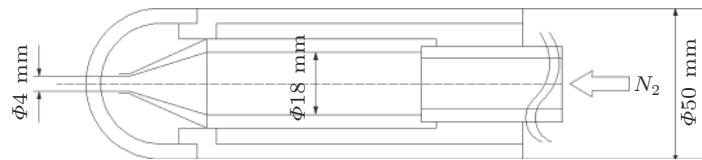


图 6

逆向射流实验模型 (Shang et al. 2001)

射流工况对激波边界层的影响, 发现吹气可显著改善下游流场参数, 对激波/边界层干扰控制具有很好的效果. 喷孔结构也能在一定程度上影响射流的减阻效果, Berry 等 (2008) 研究了 Hyper-

X 多种开孔模型对边界层转捩的控制效果, 如图 7 所示. 研究表明, 锯齿槽构型或单排大孔可以有效地强制边界层转捩. 喷流工质的性质是决定逆向射流减阻降温效果的另一大关键因素. Warren (1960) 在马赫数为 5.8 的来流条件下, 通过对比氢气和氮气两种逆向喷流工质, 发现氮气产生稳定流场的临界喷流系数较高. Jagadeesh 和 Shang (2001) 研究了以空气为工质的射流情形, 证明空气射流可以获得较好的减阻与降温效果. Sriram 和 Jagadeesh 等 (2009) 在马赫数为 5.9 的风洞, 对多孔逆向喷流方案进行了实验研究, 考察了多种冷却工质 (氮气和氦气), 发现多喷孔构型在全表面上的降温效果均优于单一喷孔值, 尽管氦气在远离驻点区的降温效果更好, 但综合降温结果不如氮气. 此外, 通过不同逆向射流总压比下的流场纹影 (如图 8 所示), 可看出逆向射流对流-固边界层形貌具有很大的影响. 姚子康 (2023) 对以 CO_2 为工质的射流情形进行了数值模拟, 结果表明射流有效地将前缘的激波推离, 球头总阻力下降 20.5%; 在相同工况下, CO_2 射流的降温性能最优, 氮气射流次之, 空气最差; 减阻能力刚好相反, 空气射流的减阻性能最优, 氮气射流次之, CO_2 射流相对较差.

等离子体射流也是逆向射流技术的重要组成, 具有响应速度快、射流速度高、射流能量高等优势, 可有效影响喷口处流场状态. 马正雪等 (2012) 和王林等 (2012) 对高速流场等离子体合成射流的逆向喷流特性进行了研究, 发现高动量射流产生的涡环、逆流产生的低压区以及高温低密度等离子体射流降低了当地马赫数, 有效改善了头部激波形貌 (如图 9 所示), 降低了激波阻力, 还设计了整套的供能与控制系统, 实现合成射流激励器系统完全自维持工作. 陈加政等 (2021) 进行等离子体合成射流对超声速流动的流场控制和减阻效果研究, 发现在射流峰值情况下可使球头阻力降低 32%. 张旭东等 (2022) 进行了等离子体逆向射流减阻特性研究, 发现在一个放电周期内合成射流使球头平均阻力下降 37.67%, 最大减阻效果可达 76.03%. 除干扰激波外, 等离子体合成射流激励还被用于抑制流动分离、控制内流、改善传热等方向 (吴云和李应红 2015, Duong et al. 2021).

在逆向射流技术中, 冷却工质的选择至关重要. 以空气为工质的逆向射流技术已发展较成熟且减阻降温效果优异, 但在跨域高速飞行器上, 冷却空气的过量使用会严重影响发动机效率. 大多喷流流控技术系统均需设置一台增压泵才能实现良好的减阻降温效果, 这极大地增加了主动流控系统的自重, 成为实际应用的屏障. 因此, 开发自身能量密度大、冷却效果佳的喷流工质及喷流技术将极大地提升主动流控技术水平.

3.1.2 新型流动控制技术

近年来随着学科交叉的不断深入, 涌现出大量新型流动控制技术. 主要有转捩控制、磁流体动力学控制、边界层燃烧.

转捩控制是通过向边界层内引射气体工质, 延缓边界层转捩, 使飞行器表面边界层长时间保持在层流状态以减小摩擦阻力. Miró和 Pinna (2020) 研究了质量引射的气体组分对高速边界层转捩的影响, 发现当以连续的方式向边界层内注入质量时, 轻质气体可以增加边界层的厚度, 有效延迟边界层的转捩, 而重质气体则具有相反的效果.

磁流体动力学控制 (MHD) 是通过向飞行器前方激波层的等离子体区施加磁场, 使得激波层

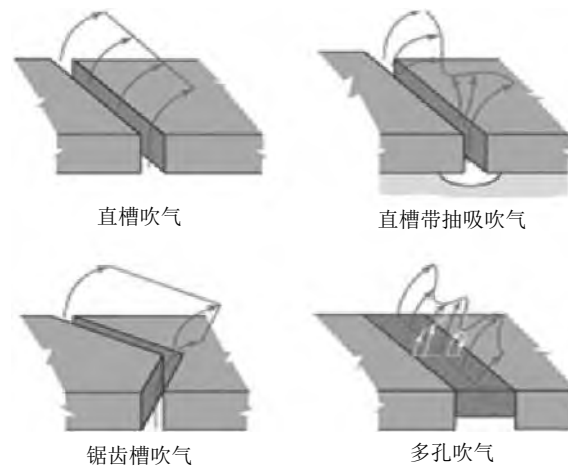


图 7

Hyper-X 前体吹气模型 (Berry et al. 2008)

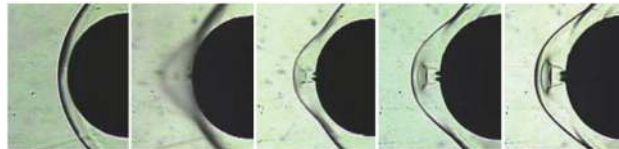


图 8

不同逆向射流总压比时流场纹影 (Sriram & Jagadeesh 2009)

中产生感应电流, 由于洛伦兹力的作用, 等离子体流动减速, 增加了激波脱体距离 (如图 10 所示), 从而降低了压缩空气时的气动热对飞行器前缘的影响, 与无磁场情况相比, 该机制最高可降低 50% 以上的热流 (Müller et al. 2019, 梁伟等 2021).

边界层燃烧减阻降热方法主要应用于巡航类飞行器, 其原理是飞行器表面耐热材料在长时间的气动加热下, 会发生烧蚀、裂解等化学反应, 生成物进入边界层后会与其中的氧气混合, 导致边界层内发生燃烧现象, 这种现象导致壁面附近形成温度较低的气态层, 使得边界层变厚, 摩擦阻力减小, 同时对高温主流的传热具有一定的阻隔作用, 从而可降低飞行器的表面热流 (郑星等 2021).

3.2 应用于发动机的降温技术

发动机燃烧室壁面直接与高温燃气接触, 是高速飞行器上热流最大的部件, 热流密度可以达到兆瓦级, 唯有主动式的冷却方式才能满足相应的散热需求. 对流冷却、喷雾冷却、发汗冷却、气膜冷却等都是常用的主动冷却方式. 如图 11 所示, 它们均利用冷却工质的升温或相变来吸收高热流壁面传递的热量, 再通过管路将吸热后的工质输送到飞行器热沉或外部环境.

3.2.1 再生冷却

1903 年由 Tsioikovsky 首次提出了再生冷却技术方案, 它是一种典型的对流冷却方式, 首先

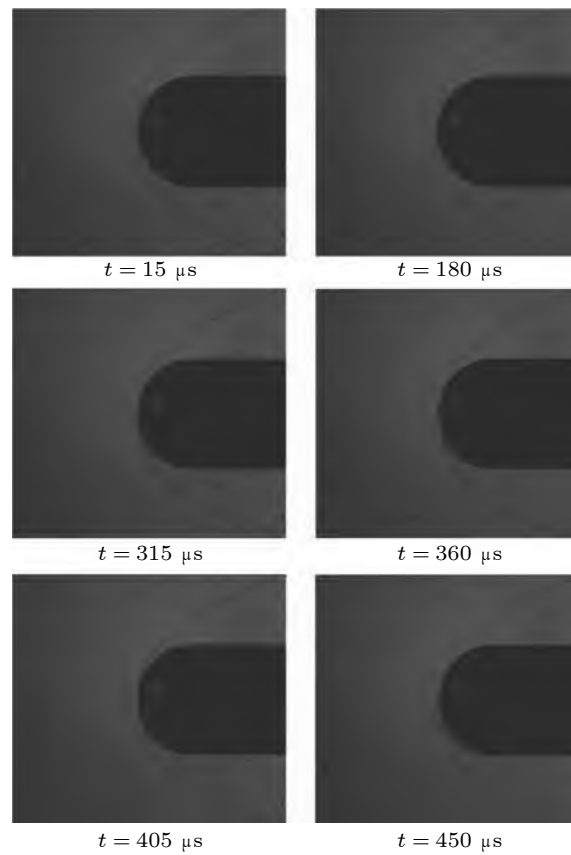


图 9

等离子体逆向喷流实验中球头受控流场演化 (马正雪等 2022)

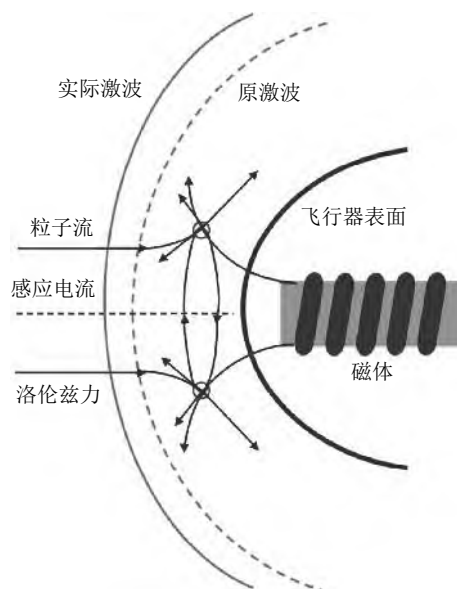


图 10

MHD 原理示意图 (梁伟等 2021)

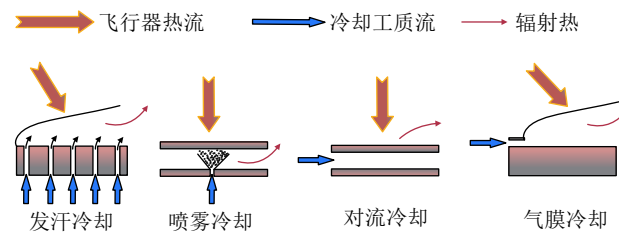


图 11

典型主动热防护法示意图

应用于火箭发动机推力室, 距今已经有一百多年的历史. 此后, 再生冷却技术方案在其他各类发动机中均有应用, 在超燃冲压发动机领域效果最为突出. 超燃冲压发动机工作时, 内外部都充斥着高温气体, 无法引入外流对发动机壁面进行冷却; 其次, 考虑超燃冲压发动机的工作特性, 在工作过程中需要喷射燃料进行燃烧. 在再生冷却过程中, 发动机壳体可以依靠自身碳氢燃料的裂解吸热进行冷却, 燃料首先被用作冷却剂, 然后再被用作推进剂喷入燃烧室进行燃烧, 显然, 再生冷却技术非常契合超燃冲压发动机的特殊工作热环境 (袁鑫等 2017).

具有再生冷却结构的发动机, 燃烧室外壁用换热面板覆盖, 碳氢燃料作为冷却工质在换热面板的冷却通道中流动, 从发动机尾部流入, 由发动机首部流出 (如图 12). 因此, 再生冷却的本质是单相/相变工质的管内流动换热, 相关研究前文已详细阐述. 一般发动机再生冷却通道内会附着一层催化剂, 催化剂可以在碳氢燃料吸热过程中加速燃料裂解, 生成气态的烃组分并吸收大量的热量, 起到有效的热防护作用. 这些气态烃组分喷射到燃烧室中, 既满足了超燃冲压发动机的散热需求, 也有利于燃料与来流充分混合燃烧. 1996 年, 普惠公司开展 HySET 计划, 并获得了美国官方的资金支持. 其中, 研制主动冷却的换热面板是该计划的重要组成部分, 该计划中, 科研人员对 $381 \times 152 \text{ mm}^2$ 的换热面板进行了试验, 将该换热面板用于以 JP-7 为燃料的超燃冲压发动机再生冷却系统中, 并在马赫数为 7 的模拟试验条件下进行了试验, 结果达到了预期冷却目标. 随后, 该计划又在换热面板的缩尺、低成本制造、面板耐久性等方面进行设计与试验. 2006 年 4 月, GDE-2 完成了马赫数为 5 条件下的再生冷却验证试验; 同年 7 月, 在 NASA 兰利研究中心完成了更加全面的试验, 该次试验中采用了完全一体化的燃油系统, 能使发动机作为一个完整的闭环系统进行工作. GDE 验证机的成功试验表明, 再生冷却系统可以满足高马赫数下超燃冲压发动机苛刻的热防护要求 (Faulkner 2003, Wishart et al. 2003).

然而, 高速飞行器作业过程中, 工况改变频率高, 这会导致再生冷却系统出现冷源不足的问题. 这对于燃料的热沉能力提出了很高的要求, 在限定的热流与工质流速下, 单位质量燃料能够吸收的热量越高, 那么其作为热沉的冷却能力就越强. 除此之外, 燃料的流动换热特性对于再生冷却效果也有重大影响. 以甲烷为例, 其质量流量的降低会导致再生冷却通道中的两相不稳定性. Song 等 (2021) 基于实验相关性研究了传热情况, 研究了再生冷却通道 (RCC) 中亚临界甲烷的传热特性. Wang 等 (2022) 通过改变工况、化学路线并结合化学动力学对燃料的冷却能力进行了优化研究. 结果表明, 通过适当的优化可以有效地提高碳氢燃料的再生冷却能力. 以正癸烷为

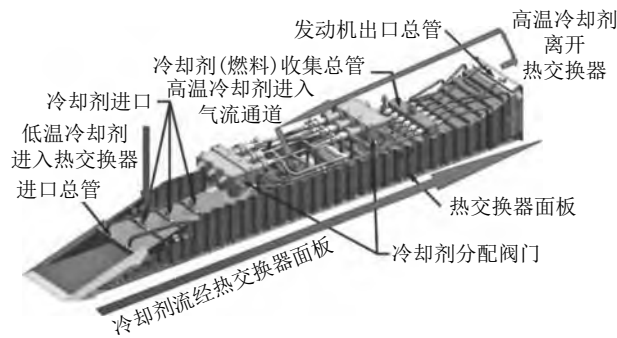


图 12

超燃冲压发动机再生冷却示意图 (袁鑫等 2017)

例, 在典型工作条件下, 总热沉为 2.5 MJ/kg . 在 473 K 和 0.042 m/s 的入口条件下, 以乙烯和氢为最终裂解产物的工程化学路线可获得 5.3 MJ/kg 的最大热阱, 同时, 降低壁面温度以减少碳沉积. 当然“燃料”概念的范围不仅仅只有烃类, 因此一些特殊发动机的再生冷却热沉可能具备更佳的冷却效果, 例如 Mg/CO_2 粉末火箭发动机中以 CO_2 作为热沉的再生冷却系统具备更优的传热性能, 这是由 CO_2 自身的物理性质决定的 (Wei et al. 2021).

3.2.2 射流预冷

由于冲压发动机只有在马赫数大于 3 时才能工作 (李刚团等 2006), 涡轮发动机的工作马赫数则在 3 以下. 为解决涡轮发动机与冲压发动机之间的衔接问题, 必须开发更高马赫数的涡轮发动机, 然而在这种工况下空气来流的温度很高, 超过了常规涡轮发动机所能承受的极限. 射流预冷技术是在高温空气进入发动机的压气叶轮之前, 加装喷雾装置, 通过雾化冷却工质的相变吸热效应对进气道中的高温空气进行降温, 拓展涡轮发动机的工作极限 (Mehta et al. 2012), 图 13 展示了其工作原理. 射流预冷本质上是一种喷雾冷却方法. Lin 等 (2018, 2019) 将进气预冷段与压气机 stage35 相连接, 并在进气道中设置了喷雾点进行喷雾射流仿真, 监测了水滴蒸发降温过程中压气机入口与出口的性能指标变化, 结果显示射流条件的改化能够优化压气机的特性, 深入研究发现, 水滴粒径和喷射速度对水滴的蒸发起决定性作用. Zhou 等 (2016) 的研究发现低压环境有利于增大喷雾锥角, 能够改善冷却工质的雾化特性, 进而提高雾滴蒸发速率, 增强冷却效果. 同时当环境压力降低时, 大部分冷却工质的沸腾温度也会降低, 相变潜热也将升高, 一定程度上提高了喷雾冷却的换热能力. 胡峰等 (2022) 对有机混合工质进行射流预冷时的冷却特性进行了数值研究, 结果表明采用乙醇/水作为冷却工质可以实现较好的预冷效果.

由于相变吸热的高效性, 喷雾冷却方法还常用于冷却高算力 CPU/GPU、激光和相控阵雷达等大功率电子设备. 相关研究成果表明, 使用氟化物冷却工质能够获得超过 100 W/cm^2 的冷量, 使用水可以获得超过 1000 W/cm^2 的冷量 (Pais et al. 1992).

3.2.3 发汗冷却

发汗冷却应用于各类飞行器发动机喷管、燃烧室和推力室、涡轮发动机叶片等部件. 发汗

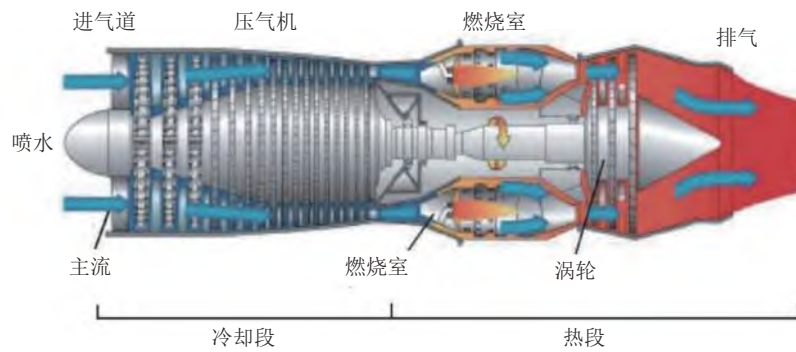


图 13

射流预冷工作原理图 (陆禹铭 2022)

冷却过程中, 液体在多孔介质内部对流换热时发生相变, 以气液两相流的形式渗出多孔表面, 由于相变的不稳定性及多孔介质内两相流动的非均匀性, 相变发汗冷却的规律比单相发汗冷却复杂得多. Foreest 等 (2009) 开展了以液态水为工质的相变发汗冷却研究, 该团队通过风洞实验测试了氧化铝陶瓷多孔头锥在 3028 K、5.45 MPa 来流下的冷却效果, 实验结果表明, 相比于一般气态冷却工质, 液态水具备更佳的冷却效果. 该团队还发现了相变发汗冷却的迟滞现象, 并说明了液态水在低压下的结冰情况. Shi 和 Wang (2011) 通过数值方法研究了材料热导率、多孔介质孔隙和颗粒参数对相变发汗过程的影响, 并给出了计算对应热流下所需冷却剂量的方法. Wang 等 (2014) 和 Shen 等 (2016) 设计实验对液态发汗冷却进行了实验研究 (发汗结构与实验过程如图 14), 实验结果表明, 减小驻点处多孔厚度, 可以有效提高驻点处冷却效率, 指出当冷却工质恰好以液态流过多孔结构时, 所需的驱动力最小、冷却效率也最高.

Zhang 等 (2020) 对超声速条件下碳化硅多孔材料的相变发汗冷却进行研究, 并在低压风洞中进行实验, 探究了相变发汗冷却中的结冰现象的影响因素, 发现在不均匀孔隙下, 较大尺寸孔隙附近更易结冰, 同时主流压力对多孔表面温度有很大影响. 即使相关试验开展比较困难, 关于发汗冷却技术的研发也在不断推进, 结合其优良的冷却性能, 未来必能在主动冷却技术领域大放异彩.

3.2.4 气膜冷却

气膜冷却的优势在于能够承受极端高温环境, 非常适合作为燃烧室壁面的冷却方法, 已被应用于火箭发动机和高速飞行器发动机的热防护 (Shine & Nidhi 2018).

George 等 (1990) 研究了冷却工质的入口压力和入口高度对超声速气膜冷却的影响, 研究发现, 当冷却工质入口压力与主流入口压力相同时, 气膜冷却表现出最佳的冷却性能, 并且入口高度的增加有利于气膜冷却效率的提高. Han 等 (1998) 研究了孔隙高度、质量流率、冷却长度、喷射角度对气膜冷却效果的影响. Sahoo 等 (2005) 研究了空气、CO₂ 和 He 对大钝度球锥的气膜冷却效果, 研究结果表明, 除驻点外, 分子量越轻, 气膜冷却效果越好, 还发现气膜冷却在降热的同时也可以减阻. 一些学者采用直接数值模拟和实验, 研究了多种气体的气膜冷却特性, 研究结

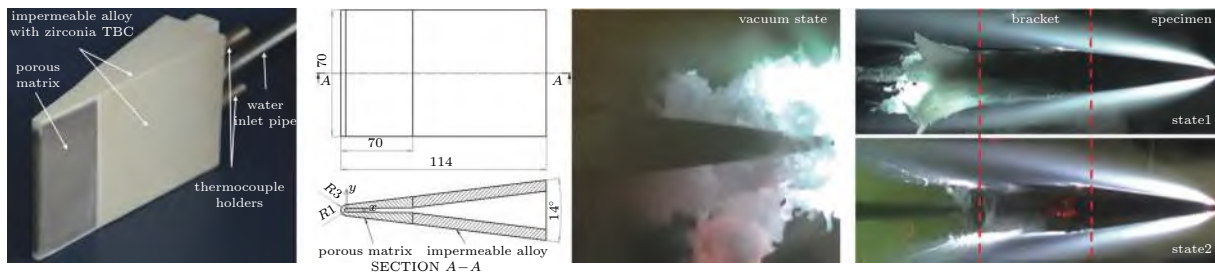


图 14

前缘发汗冷却结构与液态水发汗冷却实验过程 (Wang et al. 2014, Shen et al. 2016)

果表明, 氦气和氢气在冷却效率和降低表面摩擦阻力方面表现最好 (Zhang et al. 2020).

由于现代飞行器飞行速度越来越高, 飞行器外结构 (尤其是头部、翼前缘等位置) 的热流密度逐渐接近发动机燃烧室壁面, 因此这些应用于发动机的降温技术在高速飞行器外结构上也具备广阔应用前景.

3.3 基于余热利用的整体热防护系统设计及相关技术

基于高速飞行器外结构及发动机等区域的热流无法避免, 如何合理地将这些有害热分散至内部热沉体系, 或者排入外界, 甚至加以利用成为一项重要课题. 同时, 由于应用于高速飞行器高热流部件降温的冷却技术种类繁多, 技术思路也不尽相同, 为了获得以长航程、高航速为目的的综合冷却系统架构, 有必要对各部分冷却系统的统筹机制进行深入的研究.

传统的飞行器热管理系统以燃油作为最主要的热沉, 裂解式的航空燃油具有比热容大、性质稳定、代偿损失小以及不影响飞行器隐身性能等优点, 非常适合作为热管理系统的热沉物质, 这种热管理系统也被称作燃油热管理系统. 近年来, 诸多研究人员就高速飞行器燃油热管理系统进行了大量的仿真计算与优化设计工作 (Reeve & Finney 2015, 高峰和袁修干 2009, 王佩广等 2007). 庞丽萍等 (2019) 开发了一种基于改进遗传算法, 并以消耗性冷却剂为工质的高速飞行器热管理系统参数优化方法, 实现在常规工况下的系统优化设计. 唐攻等 (2022) 针对高速飞行器提出了一套统筹燃油热沉、内外部热源、冲压空气热沉与消耗性冷却工质制冷系统及热防护系统的热管理系统, 如图 15 所示. 该系统可以实现全飞行包线内飞行器高热流区热量及温度的控制.

前文提到的再生冷却技术本身也是一种利用燃油作为热沉的发动机热管理方案, 然而在高马赫数下, 发动机功率过高, 再生冷却所需要的热沉 (燃油) 也变得非常多, 这将导致一次飞行过程中燃烧消耗的燃油量小于飞行器需要的热沉燃油量, 不仅造成了燃油额外损耗, 还导致飞行器负载加大. Qin 等 (2010) 建立了基于布雷顿循环的冷却系统, 如图 16 所示, 该冷却方法将一部分热量转化成电能, 一定程度上缓解了燃油热沉的吸热压力, 为发动机燃烧室壁面的热防护提供了新思路.

姜培学等 (2021) 针对高速飞行器面临的冷却与供电两方面需求, 提出一种以超临界 CO_2 为循环工质的高温发电与高效热防护一体化系统并做了相关计算与分析, 如图 17 所示. 计算结果

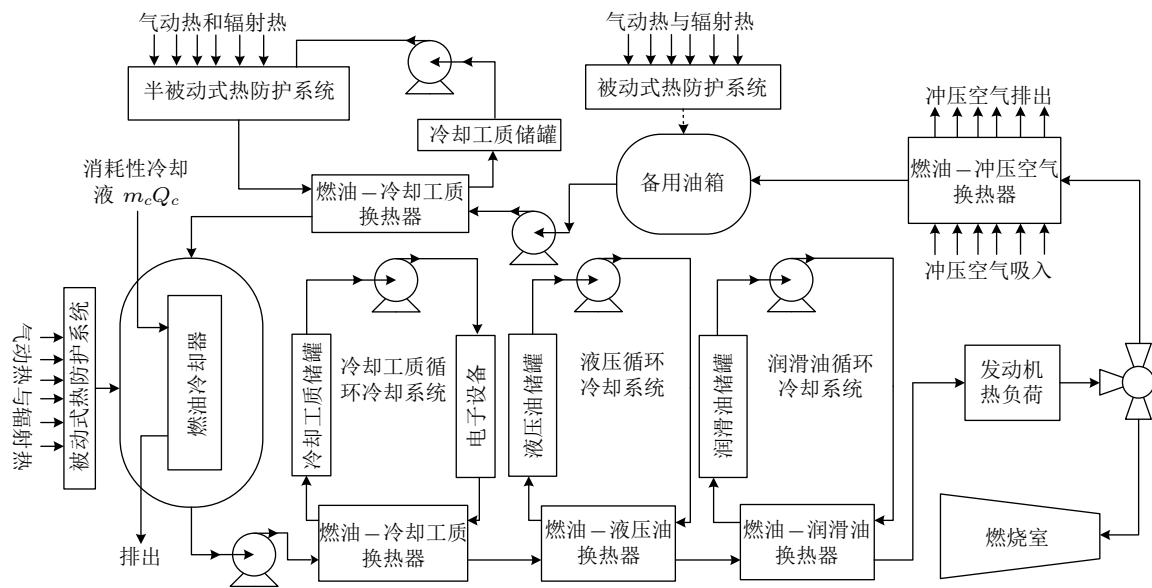


图 15

综合热管理系统 (唐玫等 2022)

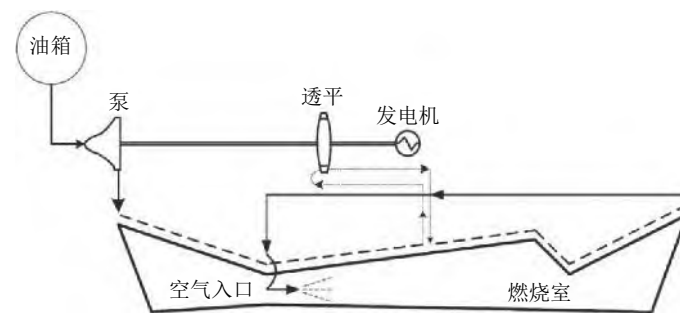


图 16

Qin 等建立的热能利用系统 (Qin et al. 2010)

表明,相较于蓄电池、燃料电池等机载供电设备,在相同供电量的情况下,一体化系统的质量远远小于其他两种,并且这种优势随着飞行时间的提高而更加明显。

李新春和王中伟 (2016) 提出了集成热电发电装置的超燃冲压发动机热管理系统,将热电发电系统与发动机壁面结构相结合,并采用焓分析法对超燃冲压发动机壁面热量的利用潜力进行分析,结果表明,发动机壁面热量再利用潜力巨大,值得进一步挖掘。Cheng 等 (2018) 采用热电发电机 (TEG) 对燃烧室壁面的废热进行能量转化,利用燃烧室高温壁面与燃油热沉间形成的温差直接发电,机制如图 18,该装置获得了 18.38% 的最大转换效率。

Guo 等 (2023, 2022) 提出了一种将超临界二氧化碳 (SCO₂) 闭式布雷顿循环和燃料蒸汽轮机相结合的新型功率和热管理系统 (PTMS),其系统构成如图 19。新的 PTMS 可以满足高超音速飞行器马赫数为 6~7 的冷却要求,并避免了超燃冲压发动机冷却通道中的焦化和报废。与仅基

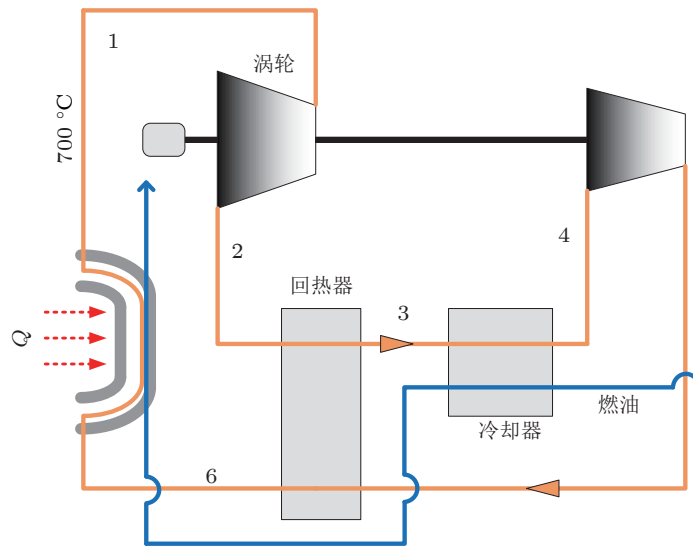


图 17

带回热的超临界布雷顿循环一体化系统 (姜培学等 2021)

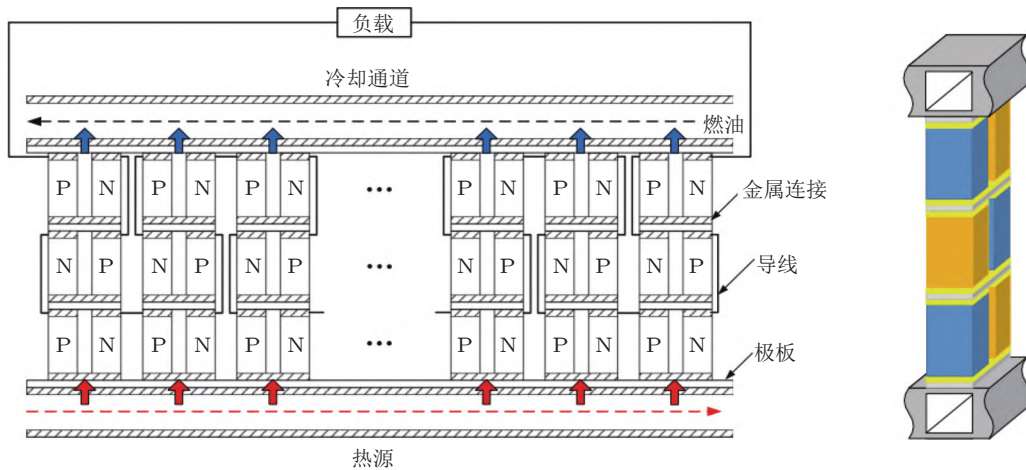


图 18

热电发电机制 (Cheng et al. 2018)

于燃料蒸汽轮机的 PTMS 相比, 新型 PTMS 利用超燃冲压发动机的废热来产生更多的电力.

目前国内外学者已发展了多种基于余热利用的整体热防护系统, 但这些方案仍存在一些局限性, 缺乏耦合其他冷却技术的综合能源统筹方案.

4 结 论

统筹全文不难发现, 现代高速飞行器的减阻降热方式从被动式走向半主动式、主动式. 研究飞行器减阻降热机理的实验方法与数值计算方法日趋完善, 通用性较高的基础理论也基本建立, 然而实际高速飞行中边界条件复杂、功能单元间的相互作用高度非线性. 因此, 把握各种基础理

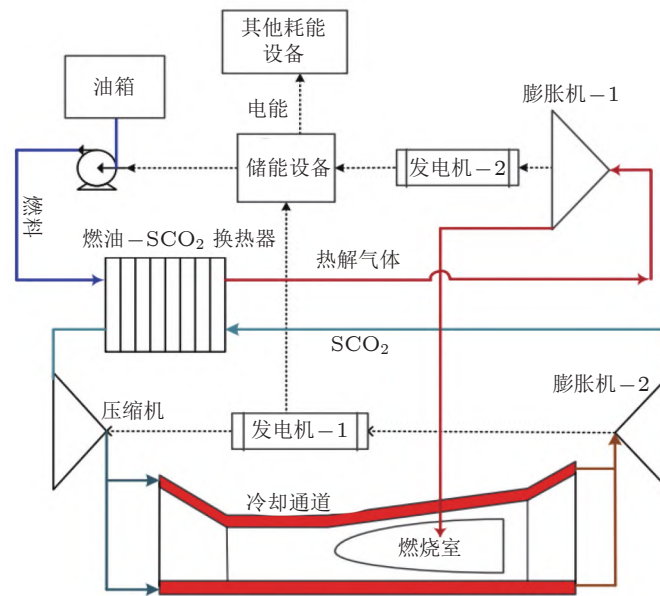


图 19

新型热管理系统 (Guo et al. 2023)

论的适用条件, 开发专属于高速飞行器减阻降热技术的基础理论模块势在必行. 主动式的减阻降热技术种类繁多, 飞行器各重要部件都有其相应的降热方案, 总体上向着冷却目标多样化、减阻降热方案系统化、控制体系高度集成化的方向发展. 随着各类降热系统的不断成型, 飞行器的综合热管理系统也在向着简构型、高回报不断进步与发展.

高速飞行器作为未来空中作业的主要技术手段, 其减阻降热技术的研究与开发是该领域永恒的主旋律. 结合研究现状、工程应用需求及发展趋势, 笔者就飞行器减阻降热的研究方向提出如下建议.

(1) 高速飞行器作业环境复杂、运动状态多变, 减阻降热系统面临强非稳态工况. 过载、旋转、高马赫数(激波)等复杂工况下相变工质的流动换热特性, 以及这些复杂工况剧烈瞬态变化对相变工质减阻降热效果的影响规律都是未来工作中需要深入研究的内容.

(2) 针对不同的减阻降热场景, 选择合适冷却工质, 并对该工质对应的减阻降热系统进行优化设计是一项非常重要的工作内容, 而在近临界区域, 工质物性多变, 对该工作的开展非常不利. 因此, 有必要研究减阻降热过程中工质相态的变化, 工质物性变化对减阻降热效果的影响机制.

(3) 随着各类冷却技术的不断开发, 面向的冷却目标趋向多样化, 以及热能梯级利用的概念不断深化, 设计统筹多重冷却技术、具备高效余热利用能力的一体化综合热防护系统势在必行. 质量轻、收益高、架构简单、集成度高的综合热防护系统将成为一大研究热点.

参考文献

- 陈加政, 胡国墩, 樊国超, 陈伟芳. 2021. 等离子体合成射流对钝头激波的控制与减阻. 航空学报, **42**: 124773 (Chen J Z, Hu G T, Fan G C, Chen W F. 2021. Bow shock wave control and drag reduction by plasma

- synthetic jet. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, **42**: 124773).
- 陈于, 马麟, 白羽林. 2014. 水平管内气液两相流型及换热的研究进展. 制冷, **33**: 39-44 (Chen Y, Ma L, Bai Y L. 2014. Research on flow patterns and condensation heat transfer inside horizontal tubes. *Refrigeration*, **33**: 39-44).
- 高峰, 袁修干. 2009. 高性能战斗机燃油热管理系统. 北京航空航天大学学报, **35**: 1353-1356 (Gao F, Yuan X G. 2009. Fuel the mal management system of hgh performance fighter aircraft. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, **35**: 1353-1356).
- 过增元. 2000. 对流换热的物理机制及控制: 速度场与热流场的协同 科学通报, **45**: 2118-2122 (Guo Z Y. 2000. The physical mechanism and control of convective heat transfer: The synergy between velocity field and heat flux field. *Chinese Science Bulletin*, **45**: 2118-2122).
- 韩路阳, 王斌, 蒲亮, 陈青, 郑海滨. 2022. 能量沉积减阻技术机理及相关问题研究进展. 航空学报, **43**: 026032 (Han L Y, Wang B, Pu L, Chen Q, Zheng H B. 2022. Research progress on mechanism and related problems of energy deposition drag reduction technology. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, **43**: 026032).
- 侯燕, 陶毓伽, 淮秀兰. 2012. 多喷嘴喷雾场数值模拟分析. 工程热物理学报, **33**: 1362-1366 (Hou Y, Tao Y J, Hai X L. 2012. numerical simulation and analysis of multi-nozzle spray cooling. *Journal of Engineering Thermophysics*, **33**: 1362-1366).
- 胡峰, 张海, 王慧杰. 2022. 有机混合工质对航空发动机射流预冷效果的数值研究. 热能动力工程, **37**: 31-37 (Hu F, Zhang H, Wang H J. 2022. Numerical study on the effect of organic mixed working medium on mass injection and pre compressor cooling of aero Engine. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, **37**: 31-37).
- 胡皓玮, 胥蕊娜, 姜培学. 2021. 多孔介质流动沸腾微观模型实验研究. 工程热物理学报, **42**: 424-429 (Hu H W, Xu R N, Jiang P X. 2021. Experimental investigation of flow boiling in porous media with micromodels. *Journal of Engineering Thermophysics*, **42**: 424-429).
- 贾利梅. 2020. 小管径水平圆管管外冷凝传热数值分析. 流体机械, **48**: 84-88 (Jia L M. 2020. Numerical analysis of condensation heat transfer for small diameter horizontal circular tubes. *Fluid Machinery*, **48**: 84-88).
- 姜培学, 张富珍, 胥蕊娜, 祝银海. 2021. 高超声速飞行器发动机热防护与发电一体化系统. 航空动力学报, **36**: 1-7 (Jiang P X, Zhang F Z, Xu R N, Zhu Y H. 2021. Integrated thermal protection and power generation system of hypersonic vehicle engine. *Journal of Aerospace Power*, **36**: 1-7).
- 姜维, 杨云军, 陈河梧. 2011. 带减阻杆高超声速飞行器外形气动特性研究. 实验流体力学, **25**: 28-32 (Jiang W, Yang Y J, Chen H Y. 2011. Investigations on aerodynamics of the spike -tipped hypersonic vehicles. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, **25**: 28-32).
- 焦予秦, 程玉庆, 金承信. 2008. 机翼喷流增升机理的风洞试验研究. 实验流体力学, **22**: 20-24 (Jiao Y Q, Cheng Y Q, Jin C X. 2008. Wind tunnel experimental research on lift-enhancing mechanism of jet on wing of aircraft. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, **22**: 20-24).
- 李刚团, 李继保, 周人治. 2006. 涡轮-冲压组合发动机技术发展浅析. 燃气涡轮试验与研究, **19**: 57-62 (Li G T, Li B R, Zhou R Z. 2006. Development study on turbine based combined cycle engine technology. *Gas Turbine Experiment and Research*, **19**: 57-62).
- 李丽荣, 刘妮, 黄千卫. 2015. 倾斜式喷雾冷却研究进展. 制冷技术, **35**: 52-56, 60 (Li L R, Liu N, Huang Q W. 2015. Research progress on inclined spray cooling. *Chinese Journal of Refrigeration Technology*, **35**: 52-56, 60).
- 李新春, 王中伟. 2016. 高超声速飞行器的热电技术热管理系统参数. 国防科技大学学报, **38**: 43-47 (Li X C, Wang Z W. 2016. Parametric of an integrated thermoelectric generation thermal management system for hypersonic vehicle. *Journal of National University of Defense Technology*, **38**: 43-47).

- 梁伟, 金华, 孟松鹤, 杨强, 曾庆轩, 许承海. 2021. 高超声速飞行器新型热防护机制研究进展. 宇航学报, **42**: 409-424 (Liang W, Jin H, Meng S H, Yang Q, Zeng Q X, Xu C H. 2021. Research progress on new thermal protection mechanism of hypersonic vehicles. *Journal of Astronautics*, **42**: 409-424).
- 刘嘉航, 吕哲, 周艳文, 黄士罡, 陈浩, 徐能. 2022. 热障涂层先进陶瓷材料研究进展. 表面技术, **51**: 42-52 (Liu J H, Lv Z, Zhou Y W, Huang S G, Chen H, Xu N. 2022. Research Progress of Advanced Ceramic Materials for Thermal Barrier Coatings. *Surface Technology*, **51**: 42-52).
- 陆禹铭. 2022. 喷水射流预冷对航空发动机进气温度的影响研究. 硕士论文. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学 (Lu Y M. 2022. Investigation on the Effect of Pre-cooling by Water Injection on Inlet Air Temperature of Aero-Engine. MA thesis. Harbin: Harbin Engineering University).
- 马秀萍, 郭亚林, 张祎. 2018. 轻质烧蚀防热材料研究进展. 航天制造技术, **1**: 2-6, 11 (Ma X P, Guo Y L, Zhang Y. 2018. Progression of lightweight ablative thermal protection materials. *Aerospace Manufacturing Technology*, **1**: 2-6, 11).
- 马正雪, 罗振兵, 赵爱红. 2022. 高超声速流场等离子体合成射流逆向喷流特性研究. 航空学报, **43**: 727747 (Ma Z X, Luo Z B, Zhao A H. 2022. Reverse jet characteristics of plasma synthetic jet in hypersonic flow field. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, **43**: 727747).
- 庞丽萍, 邹凌宇, 阿嵘. 2019. 高速运载器燃油热管理系统优化. 北京航空航天大学学报, **45**: 252-258 (Pang L P, Zou L Y, A R. 2019. Optimization of fuel heat management system for high-speed aircraft. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, **45**: 252-258).
- 唐玫, 吉洪湖, 胡娅萍. 2022. 超声速飞行器综合热管理系统优化设计. 推进技术, **43**: 50-60 (Tang M, Ji H H, Hu Y P. 2022. Optimal design of comprehensive thermal management system for supersonic vehicle. *Journal of Propulsion Technology*, **43**: 50-60).
- 司春强, 邵双全, 田长青, 刘小鹏, 肖杨. 2012. 润滑油对喷雾冷却性能影响. 制冷技术, **32**: 42-45 (Si C Q, Shao S Q, Tian C Q, Liu X P, Xiao Y. 2012. The influence of lubricating oil on the performance of spray cooling. *Chinese Journal of Refrigeration Technology*, **32**: 42-45).
- 孙学舟, 李志辉, 吴俊林, 马强. 2020. 再入气动环境类电池帆板材料微观响应变形行为分子动力学模拟研究. 载人航天, **26**: 459-468 (Sun X Z, Li Z H, Wu J L, Ma Q. 2020. Molecular dynamic simulation of microscopic response deform behaviors of battery-like sailboard material under re-entry aerothermodynamic environment. *Manned Spaceflight*, **26**: 459-468).
- 王建, 孙冰, 魏玉坤. 2008. 超声速气膜冷却数值模拟. 航空动力学报, **23**: 865-870 (Wang J, Sun B, Wei Y K. 2008. Numerical simulation of supersonic gaseous film cooling. *Journal of Aerospace Power*, **23**: 865-870).
- 王林, 罗振兵, 夏智勋. 2012. 合成双射流控制翼型分离流动的数值研究. 空气动力学学报, **3**: 353-357, 372 (Wang L, Luo Z B, Xia Z X. 2012. Numerical simulation of separated flow control on an airfoil using dual synthetic jets. *Acta Aerodynamica Sinica*, **3**: 353-357, 372).
- 王佩广, 刘永绩, 王浚. 2007. 高超声速飞行器综合热管理系统方案探讨. 中国工程科学, **9**: 44-48 (Wang P G, Liu Y J, Wang J. 2007. Discussion on integrated environment control/thermal management system concepts for hypersonic vehicle. *Engineering Science*, **9**: 44-48).
- 吴云, 李应红. 2015. 等离子体流动控制研究进展与展望. 航空学报, **36**: 381-405 (Wu Y, Li Y H. 2015. Progress and outlook of plasma flow control. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, **36**: 381-405).
- 谢宁宁. 2012. 喷雾冷却及其换热强化的实验与理论研究. 博士论文. 北京: 中国科学院工程热物理研究所 (Xie N N. 2012. Experimental and Theoretical Study on Spray Cooling and Its Heat Transfer Enhancement. PhD dissertation. Beijing: Institution of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences).
- 杨海洋, 刘昌国, 赵婷. 2017. 液体火箭发动机液膜冷却分析模型. 哈尔滨: 首届中国空天推进技术论坛论文集 (Yang H Y, Liu C G, Zao T. 2017. Analysis model of liquid film cooling for liquid rocket engines. Harbin:

- Proceedings of the First China Aerospace Propulsion Technology Forum).
- 杨薇, 孙冰. 2011. 液膜再生复合冷却中液膜传热特性. 航空动力学报, **26**: 2015-2020 (Yang W, Sun B. 2011. Thermal characteristics of liquid film in a filmregenerative cooling system. *Journal of Aerospace Power*, **26**: 2015-2020).
- 姚子康. 2023. 基于 CO₂ 的飞行器降温减阻技术优化方法及特性. 硕士论文. 北京: 中国科学院力学研究所 (Yao Z K 2023. Optimization Method and Characteristics of Aircraft Cooling and Drag Reduction Technology Based on CO₂. MA thesis. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences).
- 袁鑫, 寇志海, 赵国昌, 李彬彬, 曾文, 李广超. 2017. 矩形通道超临界再生冷却技术研究综述. 飞航导弹, **5**: 18-23 (Yuan X, Kou Z H, Zhao G C, Li B B, Zeng W, Li G C. 2017. Review of Research on Supercritical Regenerative Cooling Technology in Rectangular Channels. *Aerodynamic Missile Journal*, **5**: 18-23).
- 张旭东, 李铮, 董昊, 高思源, 纪祖焱, 黎凯昕, 白光辉. 2022. 高超声速流场等离子体逆向喷流减阻特性. 航空学报, **43**: 727727 (Zhang X D, Li Z, Dong H, Gao S Y, Ji Z B, Li K X, Bai G H. 2012. Drag reduction characteristics of opposing plasma synthetic jet in hypersonic flow. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, **43**: 727727).
- 张亚东, 张伟, 秦朔. 2020. 喷雾冷却换热机理研究进展. 制冷技术, **40**: 34-41, 53 (Zhang Y D, Zhang W, Qin S. 2020. Research progress of spray cooling heat transfer mechanism. *Chinese Journal of Refrigeration Technology*, **40**: 34-41, 53).
- 张雨龙, 翁维康, 韩华, 任航. 2017. 阵列微喷射流冷板传热及压降特性实验研究. 制冷技术, **37**: 27-32 (Zhang Y L, Weng W K, Han H, Ren H. 2017. Experimental investigation on heat transfer and pressure drop characteristics of liquid cooling plate with array of micro jets. *Chinese Journal of Refrigeration Technology*, **37**: 27-32).
- 郑星, 冯黎明, 张云天等, 刘远树, 薛瑞. 2021. 超声速边界层燃烧减阻技术研究进展. 固体火箭技术, **44**: 438-447 (Zheng X, Feng L M, Zhang Y T, Liu Y S, Xue R. 2021. Review of supersonic boundary layer combustion for skin friction drag reduction technology. *Journal of Solid Rocket Technology*, **44**: 438-447).
- 卓长飞, 武晓松, 封锋. 2014. 超声速流动中底部排气形式对减阻性能的影响. 航空学报, **35**: 2144-2155 (Zhuo C F, Wu X S, Feng F. 2014. Effect of Base Bleed Type on Drag Reduction Performance in Supersonic Flow. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, **35**: 2144-2155).
- Ambrosini W, Manfredini A, Mariotti F, Oriolo F, Vigni P. 1995. Heat transfer from a plate cooled by a water film with counter current air flow. *Nuclear Technology*, **112**: 227-237.
- Ames W F, Hartnett J P, Laganelli A L. 1968. Transpiration cooling in a laminar boundary layer with solid wall upstream effects. *AIAA*, **6**: 193-197.
- Alqadi I, Khalid M, Hafez S. 2013. Airfoil performance studies with a trailing edge jet flap. *Canadian Aeronautics & Space Journal*, **60**: 23-35.
- Berenson P J, Schuster J R, Soliman M. 1968. A General Heat Transfer Correlation for Annular Flow Condensation. *Asme Journal of Heat Transfer*, **10**: 267-276.
- Berry S, Nowak R, Horvath T. 2008. Boundary Layer Control for Hypersonic Airbreathing Vehicles. AIAA Fluid Dynamics Conference & Exhibit.
- Bromley, Leroy A. 1952. Effect of Heat Capacity of Condensate. *Industrial & Engineering Chemistry*, **44**: 2966-2969.
- Cheng K, Qin J, Lv Y G. 2018. Performance assessment of multi-stage thermoelectric generators on hypersonic vehicles at a large temperature difference. *Applied Thermal Engineering Design Processes Equipment Economics*, **130**: 1598-1609.
- Donoughe P L, Livingood J N B. 1954. Exact solutions of laminar-boundary-layer equations with constant

- property values for porous wall with variable temperature. *Technical Report Archive & Image Library*.
- Duong A H, Corke T C, Thomas F O. 2021. Characteristics of dragreduced turbulent boundary layers with pulsed-direct-current plasma actuation. *Journal of Fluid Mechanics*, **915**: A113.
- Duraisamy K, Baeder J. 2013. Control of Tip-Vortex Structure Using Steady and Oscillatory Blowing. *Applied Aerodynamics Conference*, **21**: 23-26.
- Faulkner R. The Evolution of the HySet Hydrocarbon Fueled Scramjet Engine. AIAA-2003-7005.
- Foreest A, Sippel M, Gulhan A, Esser B. 2009. Transpiration cooling using liquid water. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, **23**: 693-702.
- George O, Nowak R, Holden M, Baker N. 1990. Experimental results for film cooling in 2-D supersonic flow including coolant delivery pressure, geometry, and incident shock effects. 28th Aerospace Sciences Meeting. Reston VA: AIAA.
- Glass D E. 2008. Ceramic Matrix Composite (CMC) Thermal Protection Systems (TPS) and Hot Structures for Hypersonic Vehicles. 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference.
- Gregorig R, Kern J, Turek K. 1974. Improved correlation of film condensation data based on a more rigorous application of similarity parameters. *Wärme - und Stoffübertragung*, **7**: 1-13.
- Guo L, Pang L P, Yang X D, Zhao J Q, Ma D S. 2023. A power and thermal management system for long endurance hypersonic vehicle. *Chinese Journal of Aeronautics*, **36**: 29-40.
- Guo L, Pang L P, Zhao J Q, Yang X D. 2022. Optimization of power and thermal management system of hypersonic vehicle with finite heat sink of fuel. *Energies*, **15**.
- Guo Y, Zhou Z, Jia J, Zhou S. 2009. Optimal heat transfer criterion and inclination angle effects on non-boiling regime spray cooling. Semiconductor Thermal Measurement and Management Symposium, 2009. SEMI-THERM 2009. 25th Annual IEEE.
- Han Q X, He X M, Tan H Y. 1998. Experimental study on film-cooling with supersonic injection. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, **30**: 491-495.
- Howell J, Oberstone J, Stechman R. 2011. Design criteria for film cooling for small liquid propellant rocket engines. *Journal of Spacecraft and Rockets*, **6**: 97-102.
- Hu H W, Jiang P X, Ouyang X L, Zhao C, Xu R N. 2020. A modified energy equation model for flow boiling in porous media and its application to transpiration cooling at low pressures with transient effect. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, **158**: 119745.
- Jacob D, Darrell S, James L R. 2016. Modeling fuel film cooling on rocket engine walls. AIAA-2016-2149.
- Jiang Z L, Liu Y F, Han G L. 2009. Experimental demonstration of a new concept of drag reduction and thermal protection for hypersonic vehicles. *Acta Mechanica Sinica*, **25**: 417-419.
- Kanda T, Masuya G, Ono F, Wakamatsu Y, Kanda T, Masuya G. 1994. Effect of film cooling/regenerative cooling on scramjet engine performances. *Journal of Propulsion and Power*, **10**: 618-624.
- Konopka M, Meinke M, Schröder W. 2011. Large-Eddy Simulation of Supersonic Film Cooling at Laminar and Turbulent Injection. 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference.
- Labergue A, Gradeck M, Lemoine F. 2015. Comparative study of the cooling of a hot temperature surface using sprays and liquid jets. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, **81**: 889-900.
- Li Z H, Ma Q, Cui J. 2016. Finite Element Algorithm for Dynamic Thermoelasticity Coupling Problems and Application to Transient Response of Structure with Strong Aerothermodynamic Environment. *Communications in Computational Physics*, **20**: 773-810.

- Li Z H, Ma Q, Cui J. 2016. Second-order two-scale finite element algorithm for dynamic thermo-mechanical coupling problem in symmetric structure. *Journal of Computational Physics*, **1**: 712-748.
- Li Z H, Peng A, Ma Q, Dang L, Tang X, Sun X. 2019. Gas-kinetic unified algorithm for computable modeling of Boltzmann equation and application to aerothermodynamics for falling disintegration of uncontrolled Tiangong-No.1 spacecraft. *Advances in Aerodynamics*, **1**: 1-21.
- Lin A Q, Sun Y G, Zhang H, Lin X, Yang L, Zheng Q. 2018. Zheng. Fluctuating characteristics of air-mist mixture flow with conjugate wall-film motion in a compressor of gas turbine. *Applied Thermal Engineering*, **142**: 779-792.
- Lin A Q, Zhou J, Fawzy H, Zhang H, Zheng Q. 2019. Evaluation of mass injection cooling on flow and heat transfer characteristics for high-temperature inlet air in a MIPCC engine. *International Journal of Heat And Mass Transfer*, **135**: 620-630.
- Liu W, Chen Q. 1998. The effect of transpiration cooling with liquid oxygen on the flow field. 34th AIAA/ASME SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit.
- Liu W, Chen Q, Wu B. 2013. Transpiration cooling of rocket thrust chamber with liquid oxygen. 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit.
- Liang J, Li Z H, Li X, Shi W. 2018. Monte carlo simulation of spacecraft reentry aerothermodynamics and analysis for ablating disintegration. *Communications in Computational Physics*, **23**(4): 1037-1051.
- Mehta U, Bowles J, Melton J, Hagseth P. 2012. Water Injection Pre-Compressor Cooling Assist Space Access. International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference.
- Menezes V, Saravanan S, Jagadeesh G, Kpj R. 2002. Shock tunnel study of spiked aerodynamic bodies flying at hypersonic Mach numbers. *Shock Waves*, **12**: 197-204.
- Menezes V, Saravanan S, Jagadeesh G, Kpj R. 2003. Experimental investigations of hypersonic flow over highly blunted cones with aerospikes. *AIAA*, **40**: 1955-1966.
- Miranda A W, Naraghi M H. 2011. Analysis of film cooling and heat transfer in rocket thrust chamber and nozzle. 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition Analysis of Film Cooling and Heat Transfer in Rocket Thrust Chamber and Nozzle.
- Miró F M, Pinna F. 2020. Injection-gas-composition effects on hypersonic boundary-layer transition. *Journal of Fluid Mechanics*, **890**: R4.
- Morrell G. 1951. Investigation of internal film cooling of a 1000- pound thrust liquid ammonia liquid oxygen rocket. NACA Research Memorandum E51E04.
- Müller R A, Pagan A S, Upadhyay P P, Herdrich G. 2019. Numerical assessment of magnetohydrodynamic heat flux mitigation for picosized entry capsule mockup. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, **33**: 1018-1025.
- Niranjan S, Vinayak K, Saravanan S, Jagadeesh G, Reddy K. 2005. Film cooling effectiveness on a large angle blunt cone flying at hypersonic speed. *Physics of Fluids*, **17**: 036102.
- O'Connor J P, Haji-Sheikh A. 2017. Numerical study of film cooling in supersonic flow. *AIAA*, **1**: 2426-2433.
- Pais M R, Chow L C, Mahefkey E T. 1992. Surface roughness and its effects on the heat transfer mechanism in spray cooling. *Journal of Heat Transfer*, **114**: 211-219.
- Piomelli U, Moin P, Ferziger J. 1989. Large eddy simulation of the flow in a transpired channel. *Journal of Thermophysics & Heat Transfer*, **5**: 124-128.
- Prithiviraj M, Andrews M J. 1998. Three dimensional numerical simulation of shell-and-tube heat exchangers. *Part I: Heat transfer, Numerical Heat Transfer, Part A*. **33**: 817-828.

- Qin J, Zhou W X, Bao W, Yu D. 2010. Thermodynamic analysis and parametric study of a closed Brayton cycle thermal management system for scramjet. *International Journal of Hydrogen Energy*, **35**: 356-364.
- Reeve H, Finney A. 2015. Probabilistic analysis for aircraft thermal management system design and evaluation. Aiaa Aerospace Sciences Meeting & Exhibit.
- Ren F, Tang J, Liu L, Wu Z, Sun H. 1998. Influence of transpiration cooling on laminar boundary layer structure. 7th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference.
- Riebe J M. 1955. A correlation of two dimensional data in lift coefficient available with blowing-, suction-, slotted-, and plain flap high lift devices[M]. Langley Aeronautical Laboratory.
- Rohsenow W M. 1956. Heat transfer and temperature distribution in laminar film condensation. *Trans Asme*, **78**: 1645-1648.
- Sahoo N, Kulkarni V, Saravanan S. 2005. Film cooling effectiveness on a large angle blunt cone flying at hypersonic speed. *Physics of Fluids*, **17**: 036102.
- Saravanan S, Jagadeesh G, Reddy K. 2009. Investigation of missile-shaped body with forward-facing cavity at Mach 8. *Journal of Spacecraft and Rockets*, **46**: 577-591.
- Shang J, Hayes J, Wurtzler K, Strang W. 2001. Jet-spike bifurcation in high-speed flows. *AIAA*, **39**: 1159-1165.
- Shen L, Wang J H, Dong W J, Pu J, Peng J L, Qu D J, Chen L Z. 2016. An experimental investigation on transpiration cooling with phase change under supersonic condition. *Applied Thermal Engineering*, **105**: 549-556.
- Shi J X, Wang J H. 2011. A numerical investigation of transpiration cooling with liquid coolant phase change. *Transport in Porous Media*, **87**: 703-716.
- Shine S R, Nidhi S S. 2018. Review on film cooling of liquid rocket engines. *Propulsion and Power Research*, **7**: 1-18.
- Song J, Tao L, Li Q, Peng C, Dong Z, Peng C, Jun S. 2021. Study on the heat transfer characteristics of regenerative cooling for LOX/LCH4 variable thrust rocket engine. *Case Studies in Thermal Engineering*, **28**: 101664.
- Sriram R, Jagadeesh G. 2009. Film cooling at hypersonic Mach numbers using forward facing array of micro-jets. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, **52**: 3654-3664.
- Stechman R C, Joelee O, Howell J. 1968. Fil cool-ing design criteria for small rocket engines. AIAA-1968-617.
- Stollery J L, El-Ehwany A. 1965. A note on the use of a boundary-layer model for correlating film-cooling data. *International Journal of Heat & Mass Transfer*, **8**: 55-65.
- Tandon T N, Varma H K, Gupta C P. 1982. A new flow regimes map for condensation inside horizontal tubes. *Journal of Heat Transfer*, **104**: 763-768.
- Thornton E A. 1996. Thermal Structures for Aerospace Applications, AIAA.
- Tindell R, Willis B. 1997. Experimental investigation of blowing for controlling oblique shock boundary layer interactions. 33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit.
- Wang J, Jin H, Gao H, Wen D. 2022. Cooling capacity optimization of hydrocarbon fuels for regenerative cooling. *Applied Thermal Engineering: Design, processes, equipment, economics*, **200**: 117661.
- Wang J H, Zhao L J, Wang X C, Ma J, Jia L. 2014. An experimental investigation on transpiration cooling of wedge shaped nose cone with liquid coolant. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, **75**: 442-449.
- Wang Y, Jiang Y, Chen W, Zhou B. 2018. Heat transfer characteristics of spray cooling beyond critical

- heat flux under severe heat dissipation condition. *Applied Thermal Engineering*, **123**: 1356-1364.
- Warren C H. 1960. An experimental investigation of the effect of ejecting a coolant gas at the nose of a blunt body. *Journal of Fluid Mechanics*, **8**: 400-417.
- Wei R, Hu C, Wu F, Zhu X, Yang J, Li F, Li C. 2021. Heat-transfer characteristics of CO₂ boiling flow in the regenerative cooling channel of an Mg/CO₂ powder rocket engine for Mars missions. *Acta Astronautica*, **189**: 43-54.
- Whalley P, Hewitt G F. 1978. The correlation of liquid entrainment fraction and entrainment rate in annular two phase flow. UKAEA Atomic Energy Research Establishment.
- Wishart D, Fortin T, Guinan D, Modroukas D. 2003. Design, Fabrication and Testing of an Actively Cooled Scramjet Propulsion System. 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit.
- Yang J, Pais M, Chow L. 1993. High heat flux spraycooling. *Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering*, **8**: 29-40.
- Yang X, Badcock K J, Richards B E, Barakos G N. 2003. Numerical study of film cooling in hypersonic flows. 36th AIAA Thermophysics Conference.
- Zhang B, Huang H M, Lu X L. 2020. Experimental investigation on transpiration cooling for porous ceramic with liquid water. *Astronautica*, **167**: 117-121.
- Zhang S, Li X, Zuo J, Bao W. 2020. Research progress on active thermal protection for hypersonic vehicles. *Progress in Aerospace Sciences*, **119**: 100646.
- Zhou Z, Chen B, Wang R. 2016. Coupling effect of hypobaric pressure and spray distance on heat transfer dynamics of R134a pulsed flashing spray cooling. *Experimental Thermal and Fluid Science*, **70**: 96-104.

(责任编辑: 倪明玖)

Current status of research on reducing drag and cooling of high-speed aircraft

PAN Lisheng^{1,2,*} HAO Henglong^{1,2} YAO Zikang^{1,2} GUO Yuan³ MU Haofan³
LI Min³ WEI Xiaolin^{1,2}

¹ State Key Laboratory of High-temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China

² School of Environment and Energy Engineering, Beijing University of Civil Engineering and Architecture, Beijing 100049, China

³ School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Science, Beijing 100044, China

Abstract Reducing flight resistance and exploring more efficient thermal protection systems are crucial issues in the development of high-speed aircraft. Domestic and foreign scholars have conducted extensive research on the mechanism and application technology of aircraft cooling and drag reduction, and have achieved rich results. This article systematically reviews the research progress in the field of cooling and drag reduction for hypersonic aircraft, elaborates on the research results of active thermal protection mechanisms, introduces cooling and drag reduction technologies applied to high-speed aircraft, and briefly described the development of overall thermal protection systems based on waste heat utilization. Based on the analysis of the current research status, the development trend and practical research needs of drag and heat reduction technology for high-speed aircraft were summarized and summarized. Finally, in response to these practical research needs, some suggestions on research ideas were proposed.

Keywords Active cooling technology for aircraft, Active control of flow, Reduce drag and heat, Integrated thermal management system



潘利生, 中国科学院力学研究所副研究员, 长期从事热能的高效传递、转化与利用研究. 聚焦 CO₂ 热力循环体系, 提出了自冷凝 CO₂ 跨临界动力循环、CO₂ 跨临界热力循环综合储能系统和飞行器 CO₂ 综合热管理系统. 先后主持国家自然科学基金项目 3 项、北京市自然科学基金项目 1 项, 获得授权发明专利 20 余项, 发表学术论文 70 余篇.

Received: 20 June 2023; accepted: 19 December 2023; online: 22 December 2023

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

© 2023 *Advances in Mechanics*.