

文章编号: 1671-6612 (2023) 05-613-12

热管技术在航空领域研究综述

谢 艳 杨晓睿 李晓林 刘书庭 张朋磊

(南京航空航天大学航空学院
飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部实验室 南京 210016)

【摘 要】 飞行器综合热管理是发展高性能飞行器的必要手段, 高效的传热装置是综合热管理的重要环节。热管因传热效率高、等温性好、重量轻、尺寸小、维护方便的特点在航空领域展现出巨大的应用前景。概述了热管技术在航空领域的应用需求和面对的特殊条件, 依次分析了基于毛细力回液的热管、重力热管、旋转热管、泵驱回路的工作原理和在航空领域的应用场景及适用性, 提高抗过载能力和适应飞行姿态变化是热管技术在航空领域应用的主要问题和研究重点。

【关键词】 热管技术; 航空领域; 过载加速度; 飞行姿态
中图分类号 TB65 文献标识码 A

Review of Heat Pipe Technology in Aviation Field

Xie Yan Yang Xiaorui Li XiaoLin Liu Shuting Zhang Penglei

(Key Laboratory of Aircraft Environmental Control and Life Support, Ministry of Industry and Information Technology, College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016)

【Abstract】 Integrated thermal management of aircraft is a necessary means to develop high-performance aircraft, and efficient heat transfer device is an important part of integrated thermal management. Due to its high heat transfer efficiency, good isothermal property, light weight, small size and convenient maintenance, heat pipe has shown great application prospects in the aviation field. The working principle of capillary-based heat pipe, gravity heat pipe, rotating heat pipe and pump-driven loop are analyzed in turn. Improving the ability of anti-overload and adapting to the change of flight attitude are the main problems and research emphases in the application of heat pipe technology in aviation field.

【Keywords】 heat pipe technology; Aviation field; Overload acceleration; flight attitude

0 引言

随着航空科技的发展及飞行器性能的不断提高, 航空电子设备、机电控制执行器、发动机附件、武器和任务系统等飞机部件的功率日益增加^[1]。同时, 质地轻便、性能优越的复合材料的大量应用使机身散热能力降低; 冲压空气作热沉增大了飞行阻力和燃油消耗, 且超声速巡航导致冲压空气温度升高, 降低了空气的散热能力^[2]; 燃油提供的冷量受限于质量和安全温度, 而多电飞机和全电飞机的推

行^[3]进一步限制了燃油的质量, 因此亟需发展更加高效的散热装置。

热管技术具有传热效率高、等温性好、结构紧凑、安装灵活、维护方便等特点, 已成为航天领域成熟通用的热控技术^[4], 在地面上的化工冶金、动力工程、暖通空调、太阳能应用等领域也得到了广泛的应用^[5-7], 在航空领域有着巨大的应用潜力, 但目前大部分处于可行性研究阶段, 尚未有实际型号飞机装机应用。本文首先综合评述了热管技术在

基金项目: 国家自然科学基金面上项目 (编号 52176157); 江苏省高校优势学科建设工程资助项目; 航空科学基金项目 (ASFC-201928052001)

作者 (通讯作者) 简介: 谢 艳 (1999.08-), 女, 在读硕士研究生, E-mail: 2973022916@qq.com

收稿日期: 2023-06-15

航空领域应用的典型需求和面临的特殊条件,指出了热管技术在航空领域应用面临的主要问题,其次依次分析毛细力、重力、离心力、机械力驱动的热管在飞机上的应用场景和研究现状,最后总结未来研究趋势。

1 航空领域应用需求

热管技术应用于飞行器机载平台有如下几种典型的需求:

(1) 机载电子设备、机电作动器、高能武器等系统散热需求。随着信息化与智能化的发展,大功率、小型化、高集成度的电子设备在航空领域应用越来越广泛,日益增大的散热量和局部高热流密度给航空热管理带来新的挑战^[8,9];多电飞机成为现代飞机的发展方向,机电作动器将逐步代替传统的液压和气压器件,大功率机电作动器的散热问题亟待解决;机载高能武器得到快速发展^[10],其表面热流可达 1000 W/cm^2 量级^[11],需要散热系统快速响应、高效散热。热管作为一种高效相变传热部件,是满足以上散热需求的极具潜力方案。

(2) 超音速飞行器机翼前缘热防护需求。超音速飞机飞行中将经受严重的激波和气动加热,机翼前缘受气动加热程度的不同存在较大的温度梯度(可达上千摄氏度),不仅给结构防护带来诸多问题也会影响飞行器的热红外隐身效果。热管因极高的热传导能力及优越的温度展平能力,可满足超音速飞行器的热防护需求,美国空军实验室 AFRL^[12]已成功进行了热管冷却机翼前缘的验证试验。

(3) 机翼前缘和发动机入口防冰,燃油防冻预热。飞机在低温环境飞行时,冰易堆积在机翼前缘和发动机入口,扰乱气流造成飞机失速,降低发动机推力,如果发生冰脱落,甚至会损毁发动机,威胁飞行安全。电加热和发动机引气是目前常用的飞机防冰技术,前者需要大量电能,后者减小飞机推力,降低飞机性能。热管技术可将废热转移用于飞机防冰和燃油防冻预热,节约能源且安全可靠。

(4) 飞行器综合能量管理需求。飞行器综合热管理可减少代偿损失、提高经济效益,合理利用有限热沉,解决整机热量分配和管理问题,是发展高性能飞行器的必要手段^[13-15]。飞行器综合热管理离不开高效热传输装置,而热管技术传热效率高且等温性好,可以将机载平台中的环境控制系统、防

除冰系统、润滑系统、燃油系统等各个子系统结合起来,提高机载平台热管理效率、减小燃油代偿损失。

2 航空领域应用的特殊条件

热管在航空领域应用时应重点考虑过载及姿态变化、冷热源快速变化、体积和重量限制等因素。

(1) 过载及姿态变化。飞行器在机动、起飞、着陆阶段和飞行姿态变化时,热管将承受过载加速度的作用,内部气液分布、气泡行动和回液能力将受到影响,热管可能烧干失效^[16,17]。因此,大量学者研究了热管在过载和姿态变化时的传热性能,以验证在航空领域应用的可行性。

(2) 冷热源大范围快速变化。如战斗机可能在极短的时间内由 -55°C 左右的空域降低到 45°C 左右的空域,冲压空气的流量和温度会发生变化,进而影响飞机蒙皮温度和油箱的燃油温度^[18,19]。飞行器全任务周期内,任务系统工作产生的热能随任务变化剧烈,比如机载电子设备尖峰负荷可达待机负荷 1000 倍^[20]。这就要求热管具有快速响应能力和宽温域传热性能调控能力。

(3) 体积和重量限制。机载平台对热控系统的质量,体积和能耗有严格要求^[21,22]。飞行器的设计日渐趋于综合化、紧凑化、集成化,大量的热源被封装在狭小的空间中,因此热管结构不仅要求轻巧紧凑,还要尽可能的减少对发热设备的干扰。

3 国内外研究现状

热管技术泛指通过工质相变自然传热的装置,根据冷凝液回液方式的不同,可分为毛细力驱动热管、重力热管、旋转热管、机械泵驱动热管等。

3.1 基于毛细力回液的热管

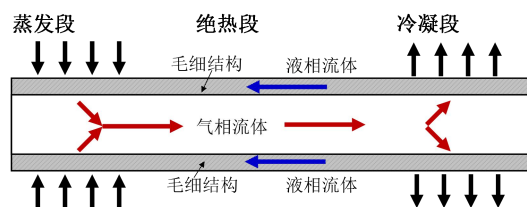


图1 传统毛细芯热管工作原理图

Fig.1 Schematic diagram of traditional capillary heat pipe

基于毛细力回液的热管的工作原理如图1所

示, 蒸发段内液相工质受热蒸发, 气相工质在蒸汽腔中流到冷凝段, 在冷凝段内遇冷冷凝为液相工质, 液相工质在毛细力作用下返回蒸发段, 完成传热循环。基于毛细力回液的热管类型主要包括传统的毛细芯热管、蒸发段和冷凝段分离的环路热管/毛细泵热管等。

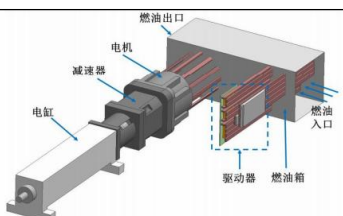
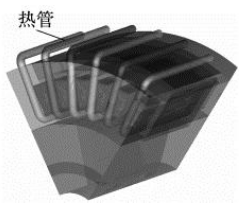
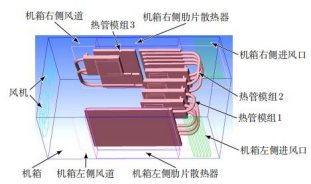
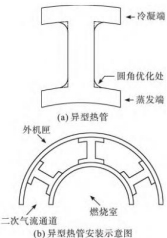
(1) 传统毛细芯热管

传统毛细芯热管内有毛细芯结构, 毛细芯可采

用金属丝网、烧结粉末、泡沫金属、轴向槽道等结构; 蒸发段、绝热段、冷凝段集成一体, 无运动部件, 结构简单, 安全可靠。此类热管能耗低, 传热效率高, 等温性好, 在航空领域主要用于机电动作机构、航空电机、机载电子设备散热, 航空发动机余热回收及超音速飞行器前缘热防护, 超音速飞行器前缘热防护一般采用高温热管, 其温度展平能力强且可重复使用, 典型的应用研究如表 1 所示。

表 1 传统毛细芯热管在航空领域的典型应用研究

Table 1 Typical application research of traditional capillary driven heat pipe in aviation field

热源	冷源	热管结构	方法	主要结论	系统图片
机电 作动 机构	燃油/冲 压空气	——	数值 模拟	热管系统可有效冷却电作动机构, 燃油流速高于 0.0002m/s 时, 巡航和返航阶段内燃油冷却效果更好, 其他阶段冲压空气冷却效果更佳 ^[23]	 (a) 电作动机构散热系统示意图
航空 永磁 电机	风冷	——	数值 模拟	风冷—热管复合系统可将电机绕组的最高温度从 123℃ 降低至 101℃ ^[24]	 (b) 风冷-热管电机散热模型
机载 电子 设备	风冷	毛细芯: 烧结材料	数值 模拟	在高温 50℃ 环境下, 应用热管模组的机箱散热结构设计可满足多个高热量 CPU 散热需求 ^[25]	 (c) 机箱热仿真模型图
航空 发动 机内 涵道	航空发 动机外 涵道	壳体: 无氧铜 工质: 乙醇—水	数值 模拟	蒸发端和冷凝端都为圆弧形的异型热管散热效率较平直热管提高近 30% ^[26]	 (d) 异形热管结构及安装位置示意图
超音 速飞 行器 前缘	空气、 水冷	壳体: 钎合金、镍基 高温合金 工质: 锂、钠	数值 模 拟、 实验	30km 高度, Ma 为 7~10 时, 超高温热管使驻点最高温度下降 19% 左右 ^[27] , 40km 高度, Ma 为 7 的巡航条件下降温系数约为 24.5%, 可有效防热 ^[28]	 (e) 前缘与高温热管一体化模型

过载和飞行器姿态变化/倾角一直是毛细芯热管在航空领域应用研究的热点。在过载研究方面可采用实验研究和数值仿真,传统毛细芯热管一般采用离心旋转台进行实验研究,过载加速度一般在0~10g范围内。研究表明,过载加速度辅助工质回流时,小过载加速度可提高传热性能,但大过载加速度(>10g)可能导致液膜流动不连续,进而热管失效^[29]。过载加速度阻碍工质回流时,热管的抗过载能力一般可达4g,尤其是槽道热管的抗过载能力较强,且短时间的大过载卸载后不影响热管性能,但持续的大过载(>4g)将严重阻碍液体回流,导致热管失效^[30]。

在倾角研究方面:一般来说倾角增加,毛细芯热管内重力、浮力作用增强,有利于工质回落和气体上升,液膜减薄,工质在冷凝段停留时间减短,液膜均匀性、气液交界面稳定性、气液剪切力效应随倾角改变,因多种因素综合影响不同结构和尺寸

的毛细芯热管具有不同的最佳倾角^[35-38];大多微通道热管采用矩形槽结构,V形沟槽因有效毛细半径大而毛细力远大于矩形沟槽,且最佳工作倾角范围更大,能适应飞行姿态变化^[34]。

现有研究在旋转实验台上对传统毛细芯热管在稳态过载情况下的响应进行了初步探索,但与实际飞行情况存在差距,理论研究和机理分析较少,实验研究了倾角对毛细芯热管的影响,但尚未提出预测各种工作流体和热负荷下毛细芯热管的最佳倾角的方法。后续研究可采用实验研究与数值模拟相结合的方法,对旋转试验台模拟真实机载环境进行适应性改造,理论模型完善毛细芯内气液界面的位移及稳定性模型,考虑气液剪切力效应,系统研究过载和飞行姿态变化下毛细芯热管的启动运行规律及耦合传热特性,确定预测热管最佳倾角的标准,进一步优化毛细芯结构,提高热管抗过载和适应飞行姿态变化的能力。

表2 传统毛细芯热管过载及姿态影响研究

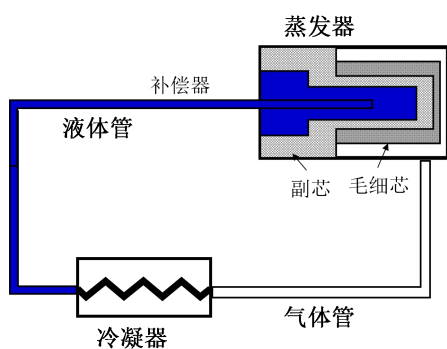
Table 2 Research on overload and attitude influence of traditional capillary heat pipes

热管结构	过载及姿态影响	方法	结论
壳体: 镍基高温合金 吸液芯: 不锈钢金属丝网 工质: 钠	0~4g 过载加速度	实验	热管前缘一体化热防护结构在小于4g的过载加速度下具有良好防热能力,过载继续增大将丧失防热能力,过载卸载后不影响热防护结构性能 ^[30]
壳体: 铝 吸液芯: Ω 形槽道 工质: 氨	0~10g 过载加速度	数值模拟	离心力辅助冷凝液回流时,小过载加速度可提高热管散热性能,大过载加速度可能导致热管内液膜不连续,热管失效;离心力阻碍冷凝液回流时,过载加速度大于2g,热管失效 ^[29]
壳体: 铝 吸液芯: 铜网、微槽道 工质: 乙醇、水、氨	0~8g 过载加速度	实验	平板热管在0~8g过载加速度下具有良好的抗过载性能,满足电子设备散热需求 ^[31,32] 。有效长度为0.12m的微槽道热管抗反向加速度达到了1.2g以上,用于大型飞机安全可行 ^[33]
壳体: 铝 吸液芯: V形槽道 工质: R1336mzz、HFC4310mee、丙酮	姿态影响	实验	重力辅助下,热管在0°~45°倾角内受角度影响较大,45°~90°倾角内性能最佳且受角度影响小,因为V形槽道产生的毛细力可减缓重力作用弱化的不利影响,加速冷凝液回流,弥补热管在45°~90°范围内工作性能的差异 ^[34]
壳体: 铝 吸液芯: 矩形槽道 工质: 丙酮	姿态影响	实验	重力辅助下,0°倾角时冷凝工质无法及时回流,热管热阻最大,90°倾角时气液两相在微通道内对撞几率增大,影响回流,热阻较大,45°倾角时气液两相分区流动,热阻最小 ^[35]
壳体: 铝 吸液芯: 矩形槽道 工质: 乙醇、丙醇、R141b	姿态影响	实验	重力辅助下,0°~20°倾角内热管性能随角度增大而提高;20°~90°倾角内热管性能几乎不变。倾角影响热管传热特性的因素为:冷凝段液膜厚度均匀性、气液界面稳定性、冷凝液回流速度、工质在冷凝段停留时间 ^[36]
壳体: 不锈钢 毛细芯: 金属丝网 工质: 钠、钾	姿态影响	实验	倾角增加一方面加剧高温热管冷凝端的气液界面不稳定性,导致传热恶化,另一方面重力增加有利于工质回流,液膜减薄,强化了换热,故随倾角增加热管热阻先增大后趋于稳定 ^[37,38]

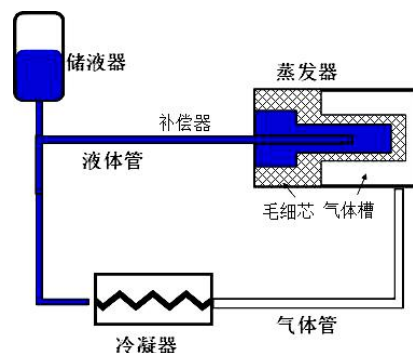
(2) 环路热管

普通热管的传热距离有限, 且热管内气液逆向流动, 限制了热管的传热性能, 于是逐渐发展出可长距离、点对点传热, 管路布置灵活且两相分流^[39]的环路热管 (loop heat pipe, LHP) 和毛细泵热管 (capillary pumped heat pipe, CPL)。如图 2 所示, 环路热管的储液器与蒸发器连接成一体, 启动快速可靠, 而毛细泵的储液器单独设置, 可以通过控制

储液器内工质温度进而控制热管工作温度, 控温能力更强。此类热管传热能力强, 打破了空间限制, 可远距离将机上冷源和热源结合, 减少代偿损失, 提高机载平台热管理效率, 节约能源, 在航空领域主要用于机电作动机构、航空用电机、机载电子设备散热, 机翼前缘防冰及燃油预热, 典型应用研究如表 3 所示。



(a) 环路热管结构示意图^[40]



(b) 毛细泵热管结构示意图^[40]

图 2 环路热管及毛细泵热管结构示意图

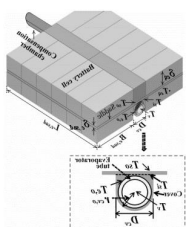
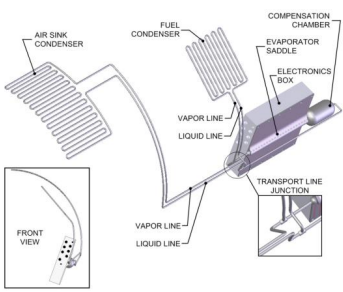
Fig.2 Schematic diagram of loop heat pipe and capillary pumped heat pipe^[40]

表 3 环路热管在航空领域的典型应用研究

Table 3 Typical application research of loop heat pipe in aviation field

热源	冷源	热管结构	方法	主要结论	系统图片
机载电机	机翼蒙皮、空气自然冷却	壳体: 铜 工质: 纯水	数值计算	环路热管可冷却电机绕组温度为 130.7℃, 远低于电机工作极限温度 155℃ ^[41] ; 环路热管较传统翅片散热方式可将机电作动器电机绕组温度降低约 50℃ ^[42]	(a) LHP 冷却电机示意图
机载电子设备	机翼蒙皮		数值计算	飞行高度在 0~3km, Ma 在 0.2~1.1 时, 机翼蒙皮内表面温度为 300~350K 之间, 机翼蒙皮可传递高达 5555W/m ² 的热流密度, 满足机载电子设备散热需求 ^[43]	(b) LHP 冷却电子设备系统
发动机舱	冷板	壳体: 钛 吸液芯: 钛粉烧结 工质: 水	实验	液体管道上的二次加热器模拟发动机舱内的传热, 环路热管自适应性良好, 满足舱设备热管理需求 ^[44]	(c) 机舱热管理用环路热管系统

续表 3 环路热管在航空领域的典型应用研究

热源	冷源	热管结构	方法	主要结论	系统图片
军用飞机上锂离子电池	机身	壳体: 铝 工质: 氨	数值计算	在保持电池温度接近 10℃ 的情况下降低了环路热管质量 ^[45]	 (d) 环路热管冷却电池系统
发动机废气、机载电子设备	机翼前缘、燃油	壳体: 不锈钢 吸液芯: 镍芯 工质: 氨	实验、数值模拟	环路热管可用于机翼前缘防冰和燃油加热 ^[46,47] 。毛细芯热管将电子设备箱温度梯度从 42.7℃ 降低至 17.8℃; 双冷凝器回路热管自发地选择较低温的冷凝器散热 ^[48]	 (e) 双冷凝器环路热管

飞行过程中,热管工作特性会受到飞行姿态和过载加速度影响,甚至不能启动或烧毁。为解决储液器位于蒸发器下方时,液体工质在重力作用下聚集在储液器,吸液芯无法浸润导致环路热管无法正常启动和运行^[49]的问题,一种在蒸发器两侧布置储液器(见图 3)的双储液器环路热管(Dual Compensation Chamber LHP, DCC-LHP)应运而生^[50,51]。国内外学者对环路热管、双储液器环路热管在过载、姿态变化下的启动特性、工作性能进行

了一些研究,如表 4 所示。

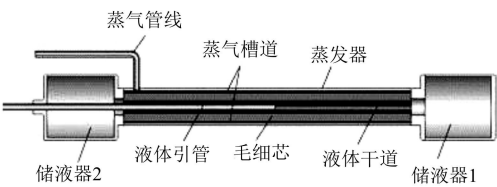


图 3 DCCLHP 蒸发器和储液器结构示意图^[50]
Fig.3 Schematic of evaporator and compensation chambers of DCC-LHP^[50]

表 4 环路热管过载及姿态影响研究

Table 4 Research on overload and attitude influence of loop heat pipe				
热管结构	方法	过载及姿态影响	主要结论	
LHP	实验	1.2~4.8g 过载加速度	LHP 在不同方向加速度下都能成功启动,过热与过载加速度无关,温度超调主要受热负荷影响,故过载加速度对 LHP 的启动性能影响较小;过载加速度可以使冷凝器内的液体/蒸汽界面靠近或远离冷凝器出口,从而改变温度振荡的幅度甚至消除温度振荡 ^[52,53]	
LHP	实验	0~10 g 过载加速度	沿蒸发器径向加速度大小对 LHP 的蒸发传热系数和热阻影响不大;散热量较小时,环路热管在大过载加速度下容易发生干涸;散热量高时,系统未烧干 ^[54]	
LHP	实验	峰值为 0.5~10g,频率为 0.01~0.1Hz 的正弦波过载加速度	稳态热负荷时,低加速度频率和高峰间振幅对环路热管性能不利;动态热负荷时,动态加速度和动态热负荷的耦合频率影响了冷凝器内部流体运动的固有频率,部分情况下环路热管启动失败 ^[55,56]	
DCCLHP	风洞实验	姿态影响	散热量越高,启动越快;两储液器有高差时,蒸汽流入较高的储液器,将显著影响工作温度并导致系统温度振荡;蒸发器出口位于较高的位置时,蒸汽容易流入冷凝器,有利于机翼防冰 ^[57]	

续表 4 环路热管过载及姿态影响研究

热管结构	方法	过载及姿态影响	主要结论
DCCLHP	实验	姿态影响	DCCLHP 在反重力姿态下仍可正常运行; 重力辅助姿态下, 热载荷递增和递减变化时, DCCLHP 在小热负荷时发生温度迟滞现象, 即热载荷递减时的工作温度低于递增时 ^[58,59]
DCCLHP	实验	0~15g 过载加速度	热负荷较小时, DCCLHP 工作温度随加速度增大呈现先增后减趋势, 热负荷较大时工作温度对加速度变化不敏感 ^[60,61]

综上所述, 过载加速度对环路热管启动性能影响较小, 过载加速度通过改变冷凝器气液交界面位置影响环路热管运行性能^[52,53], 双储液器环路热管打破了储液器和蒸发器的方位限制, 能适应飞行器姿态变化, 基于毛细力回液的热管可在飞机平稳飞行时或过载小的机型中得到应用。但现有研究基本都是稳态过载下的地面实验, 与实际飞行情况存在一定差距, 难以获得真实飞行状态下热管内部流动和传热过程的直观参数, 缺少对环路热管内部流动状态的系统研究, 难以解释温度振荡、温度迟滞现象。未来需结合实验研究与模拟计算, 系统探索环

路热管的启动运行规律和耦合传热特性, 考察不同过载加速度、姿态变化、热载荷和冷热源环境等影响因素耦合作用下环路热管的传热机理和工作特性, 优化机载环路热管设计方法。

3.2 基于重力回液的热管

重力热管, 简称热虹吸管, 分为闭式热虹吸管和分离式热虹吸循环两种形式, 工作原理如图 5 所示, 重力热管依靠重力回液, 因此冷凝段的位置必须高于蒸发段。重力热管无需毛细芯, 具有结构简单、成本低廉、传热效率高等优势, 在地面热回收、自然冷却、电子设备热管理等方面得到广泛应用。

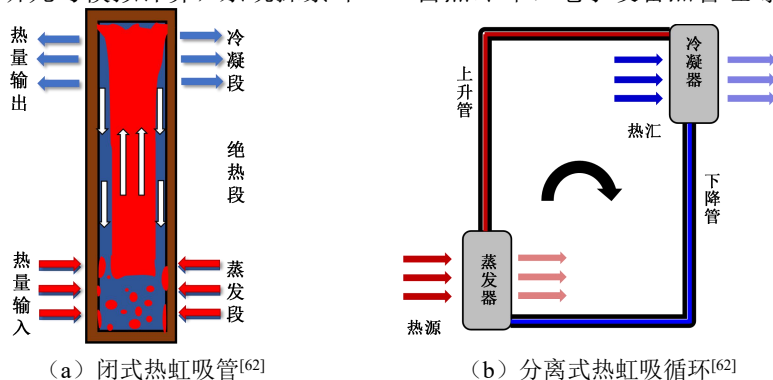
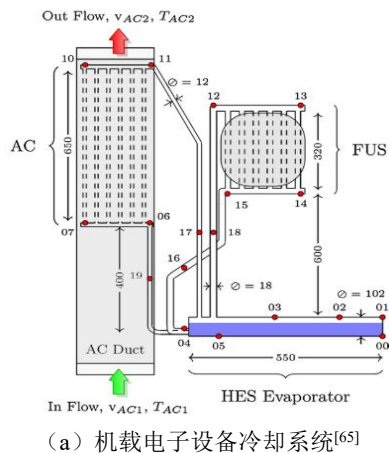


图 4 重力热管原理图

Fig.4 Schematic diagram of thermosiphon

Jeffrey Diebold 等^[63]实验验证了热虹吸管将热量从涡轮风扇传输到飞机机翼的可行性。C Tecchio 等^[64,65]设计了以空调和机身做热沉的机载电子设备冷却系统 (见图 5 (a)), 地面实验发现机身散热器的除热能力占主导地位 (约 90%), 在巴西航空工业公司的测试飞机上测试发现巡航高度和机动行为不影响系统的冷却能力。Sarno 等^[66]设计一个商用飞机座椅电子箱冷却系统 (见图 5 (b)), 实验结果表明该系统使电子箱的冷却能力增加了一倍, 还分析了在起飞、降落或转弯飞行过程中座椅倾斜的影响, 当倾斜度大于 20° 时 (民用飞机通常倾斜度约 10°), 热性能会受到影响但可以

接受。

(a) 机载电子设备冷却系统^[65]

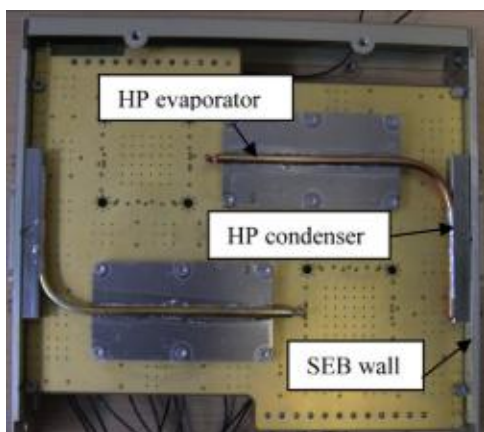
(b) 座椅电子箱冷却系统^[66]

图5 重力热管在航空领域应用

Fig.5 Gravity heat pipe in aviation applications

现有的重力热管在机载平台应用主要侧重于机载电子设备箱冷却。由于重力热管依赖重力作为驱动力,存在驱动力弱、回液能力和抗过载能力弱等缺点,并且性能不够稳定,在失重、大过载等情况下无法正常使用。但总体来说,在运输机、大型客机等飞行姿态较为平稳、过载较少的机型中具有应用前景。

表5 旋转热管在航空领域的典型应用研究

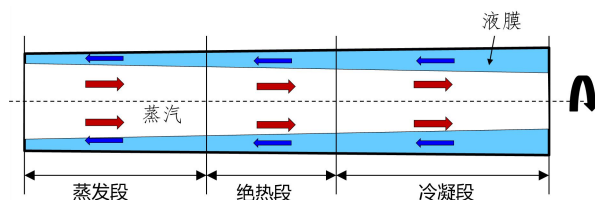
Table 5 Typical application research of rotating heat pipe in aviation field

热源	冷源	热管结构	转速/rpm	方法	主要结论
机载电机转子	空气射流冷却	壳体: 不锈钢 工质: 甲醇、水	10000~30000	实验	热管的传热量随转速增大而增大, 旋转热管在机载高散热量高速电机热管理中具有广阔应用潜力 ^[68]
发动机	航空发动机整流罩	壳体: 铜、不锈钢 工质: 水、甲醇、乙醇	5000	模拟计算	典型结冰条件下, 旋转热管以乙醇为工质传递 400~750W 的热量, 可有效防冰; 冷凝端锥角增加增大了离心力, 使液膜变薄, 降低了热阻但减小了传热面积 ^[69]
高温滑油、高压空气	航空发动机整流罩	壳体: 紫铜 工质: 乙醇	1000~4500	风洞试验	基于旋转热管的防冰系统抗冰性能良好。鼻锥和旋转热管间填料的热阻使壁面表面温度不均匀, 在恶劣条件下鼻锥会结冰, 但该系统减缓了结冰过程 ^[70,71]

旋转热管的热阻主要存在于液膜中, 转速较低时流型为分层流状态, 传热性能良好; 随着转速增大, 逐渐由分层流演化为部分环状流, 直至完全环状流; 在此过程中, 液膜厚度逐渐增大, 传热性能逐渐降低; 当流型为完全环状流后, 随转速减小, 环状流演变为分层流存在“迟滞”现象, 如图 7(a) 所示。旋转热管处于完全环状流时, 冷凝器内传热机理为膜态凝结; 相较而言, 蒸发器中环状流液膜的传热机理较为复杂, 可出现膜蒸发(液膜内导热

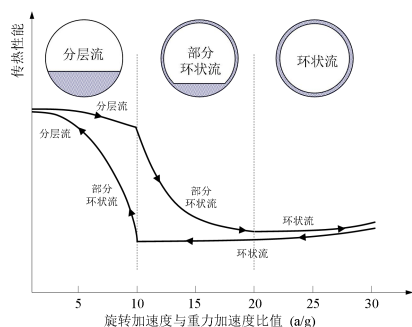
3.3 基于离心力回液的热管

旋转热管(rotating heat pipe, RHP)的结构如图 6 所示, 由一根密闭的空心轴构成, 内部充有少量工作液, 内腔的形状可以是空心圆柱形、空心锥形或圆柱台阶形, 依靠旋转离心力驱动冷凝液从冷凝段回到蒸发段。旋转热管无需吸液芯和运动部件, 结构简单, 安全可靠, 在高速旋转时能保持高效传热, 可用于机载高速电机转子散热, 同时机上废热通过旋转热管可用于飞机整流罩防冰, 与热气防冰和电加热防冰技术相比, 不影响发动机工作效率且不消耗电能, 节约能源, 提高机载平台热管理效率, 典型应用研究如表 5 旋转热管在航空领域的典型应用研究所示。

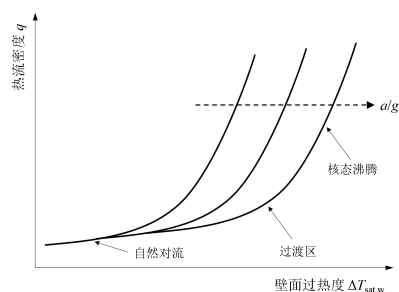
图6 旋转热管原理示意图^[67]Fig.6 Schematic diagram of the rotating heat pipe^[67]

和自然对流交互作用)、核态沸腾等传热过程, 其主要取决于液膜厚度、热流密度和离心加速度^[72]; 如图 7(b) 所示, 过大的离心加速度将逐渐抑制核态沸腾的发生。旋转热管依靠离心力分力或液膜厚度梯度回液, 回液驱动力较弱, 飞机作动产生的过载将严重影响旋转热管的回液能力和运行特性, 且过载情况下旋转热管处于径向(离心加速度)和轴向(过载加速度)复叠加速度场中, 流动传热特性更为复杂和特殊, 目前缺乏此方面的研究。旋转

热管用于机载平台需解决“高转速”和“大过载”两个基础问题,未来需深入研究高转速下旋转热管蒸发器内的传热机理、气液流动及交互作用机制、大过载下的运行特性。



(a) 旋转热管传热及性能示意图^[73]



(b) 加速度对蒸发段传热性能的影响^[74]

图 7 加速度对旋转热管影响图

Fig.7 Effect of the acceleration on rotating heat pipe

3.4 基于机械力回液的热管

为了解决环路热管和毛细泵热管的应用限制,一些学者提出了机械泵驱动的回路热管 (mechanical pump-driven two-phase cooling loop, MPCL), 有些学者称之为泵驱动回路热管^[75], 如图 8 所示。其中, 机械泵取代毛细芯驱动冷凝液回流, 具有更大的驱动能力和抗过载能力, 响应快速, 传热功率大、传输距离远、控温精度高, 适用于激光器、遥感器、活动天线等控温要求较高产品的热控^[76], 是航空领域热控较为理想的方案。

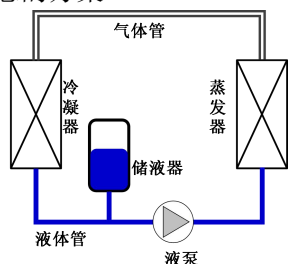


图 8 机械泵驱动回路热管结构示意图^[77]

Fig.8 Schematic diagram of heat pipe structure of mechanical pumped two phase loop^[77]

王佳选等^[78]实验研究了高功率条件下的泵驱动两相冷却系统特性, 泵驱两相循环系统可有效冷却 10kW 的热源, 将发热元件温度控制在 80℃ 以下, 满足航空电子设备散热需求。赵鹏程等^[79]通过可视化实验研究了泵驱两相回路矩形截面平行小通道蒸发器的沸腾传热特性, 发现反环状流是局部传热弱化的标志, 通过调控流量可以避免局部传热弱化, 保证机载电子设备稳定运行。

泵驱两相循环因其抗过载能力强、响应快速、可控性强的特点成为机载平台具有优势的方案, 但目前为止, 泵驱两相循环还处于研究阶段, 结合实际工程应用需求的性能研究更少。泵驱两相循环应用于机载平台需要重点解决机械泵可能存在的“气蚀”问题, 以及在大型复杂系统中流量分配和干度控制问题。

4 展望

国内外学者对热管技术应用于机载平台开展了诸多研究, 主要研究了热管应用机载平台典型需求的可行性, 飞机过载、姿态变化对热管运行性能的影响, 但热管应用于机载平台仍存在需要继续深入研究的问题, 结合热管在航空领域研究现状, 提出未来应重点展开下列工作:

(1) 热管在机载平台的应用研究还不够充分, 在热管大规模推广应用之前, 应积累大量实验及模拟数据, 深入研究随机初始状态、复杂交变高热流密度、机载环境等对热管工作过程、传热性能、工作寿命的实际影响。

(2) 现有动载及姿态变化研究主要以稳态下地面试验为主, 动载加速度基本都是由旋转件提供的稳定旋转加速度, 且实验中热管受到的过载加速度存在梯度, 未来研究需对旋转试验台模拟真实机载环境进行适应性改造; 而实际飞行中的过载及姿态变化瞬间发生, 且过载、姿态变化、振动等可能交互作用, 因此需进一步探索瞬态过载、姿态等对热管的影响机理, 在条件允许时进行实际飞行实验。

(3) 对于毛细芯热管, 理论模型应完善毛细芯内气液界面的位移及稳定性模型, 考虑气液剪切力效应, 通过实验和模拟进一步研究不同工质、充注率、毛细芯结构、热管结构和尺寸等条件耦合作用下毛细芯热管的抗过载和传热特性, 探索增强抗过载能力的热管结构形式和毛细芯材料; 重力热管受过载影响较大, 但可应用于飞行较为平稳的大型

客机/运输机,需进一步进行结构优化和应用验证研究;对于机载旋转热管,需重点研究离心/过载复叠加速度场下的流动传热特性,探索高加速度下的相变传热机理,研究热管内部的气液流动特性,研究运行设计参数对热管的影响规律,为旋转热管在机载平台应用提供理论支撑;相对而言,泵驱两相循环具有最强的抗过载能力,针对机械泵可能存在的“气蚀”问题,需研究不受“气蚀”影响的机械泵结构或发明保证泵前液体过冷的方法,还应研究在大型复杂系统中控制流量分配和干度的结构或方法。

5 结束语

针对航空领域应用背景,分析了机载平台对热管技术的应用需求和航空应用面临的特殊条件。介绍了近年来基于毛细力回液的热管、重力热管、旋转热管、泵驱回路于航空领域相关的研究进展。抗过载和适应飞行姿态变化将是热管技术的研究重点。热管技术可以将机载平台中的环境控制系统、防除冰系统、润滑系统、燃油系统等各个子系统结合起来,合理利用飞机热源和热沉,提高机载平台热管理效率、减小燃油代偿损失,在航空热管理中有巨大的应用潜能。本文旨在推进热管技术在航空领域的应用进程。

参考文献:

- [1] Sigthorsson D, Oppenheimer M W, Doman D B. Aircraft Thermal Endurance Optimization Part II: Using A Simple Dual Tank Topology And Robust Temperature Regulation[C]. AIAA Scitech 2019 Forum, 2019.
- [2] Kaslusky S F, Lents C E. Aircraft power and thermal management system with electric co-generation: U.S. Patent Application 12/349,029[P]. 2010-7-8.
- [3] Dyson R. NASA hybrid electric aircraft propulsion[J]. NIEA Biomimicry Summit, Cleveland, OH, Oct, 2017,4.
- [4] 陈思员,李鹏飞,薛志虎,等.航天十一院热管军民两用技术的最新进展[J].军民两用技术与产品,2014,(5): 56-58.
- [5] 魏进家,刘蕾,杨小平.面向高热流电子器件散热的环路热管研究进展[J].化工学报,2023,74(1):60-73.
- [6] 刘明亮,郭丰.热管技术在数据中心的应用分析[J].科学与信息化,2020,(20):82-83.
- [7] 刘叶,周磊,咎元峰,等.热管技术在先进反应堆中的应用现状[J].核动力工程,2016,37(6):121-124.
- [8] Soheli Murshed SM, Nieto de Castro CA. A critical review of traditional and emerging techniques and fluids for electronics cooling[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews. 2017;78:821-33.
- [9] Bahiraei M, Heshmatian S. Electronics cooling with nanofluids: A critical review[J]. Energy Conversion and Management, 2018,172:438-56.
- [10] 吉俸民.高能激光武器技术发展现状与应用[J].中国科技博览,2017,(4).
- [11] 陶毓伽,淮秀兰,李志刚.大功率固体激光器冷却技术进展[J].激光杂志,2007,28(2):11-12.
- [12] 热管冷却机翼前缘被 AFRL 成功验证.军民两用技术与产品,2007,(3):35.
- [13] 屠敏,袁耿民,薛飞,等.综合热管理在先进战斗机系统研制中的应用[J].航空学报,2020,41(6):136-146.
- [14] 阿嵘,庞丽萍,杨东升,等.高速飞行器机载综合热管理系统设计与优化[J].化工学报,2020,71(S1):315-321.
- [15] van Heerden A S J, Judt D M, Jafari S, et al. Aircraft thermal management: Practices, technology, system architectures, future challenges, and opportunities[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2022,128:100767.
- [16] Becker S, Vershinin S, Sartre V, et al. Steady state operation of a copper-water LHP with a flat-oval evaporator[J]. Applied Thermal Engineering, 2011,31(5): 686-695.
- [17] Soriano E, Del Valle P. Adaptation of Current Loop Heat Pipes Design into UAVs[R]. SAE Technical Paper, 2011.
- [18] LI D, DONG S, WANG J, et al. Thermal dynamics and thermal management strategy for a civil aircraft hydraulic system[J]. Thermal Science Journal, 2020, 24(4):2311-2318.
- [19] 孙宇.大型无人机整体热环境三维动态仿真分析[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2015.
- [20] Zilio C, Righetti G, Mancin S, et al. Active and passive cooling technologies for thermal management of avionics in helicopters: Loop heat pipes and mini-Vapor Cycle System[J]. Thermal Science and Engineering Progress, 2018,5:107-116.
- [21] 吴孟武,黄春江,肖竑.机载雷达电源单元的减重设计及力学仿真分析[J].电子机械工程,2016,32(3):1-4.

- [22] 杨林,张丰华,姜红明,等.基于强度仿真的某机载电子设备机箱减重研究[J].机械工程师,2013(8):171-173.
- [23] 牛文敬,连文磊,林灵矫,等.基于热管技术的飞机电动机机构散热特性[J].航空动力报,2020,35(4):711-721.
- [24] 陈祖涛,余中军,付佳,等.航空永磁电机风冷-热管复合冷却技术研究[J].电机与控制学报,2022,26(4):18-27, 37.
- [25] 徐立颖.热管模组在机载 ATR 密闭机箱中的应用研究[J].电子机械工程,2021,37(6):22-28.
- [26] 李新禹,王雷.异型热管余热回收特性研究[J].化学工程,2022,50(5):36-41.
- [27] 初敏,陈思员,胡龙飞,等.超高温热管的热防护试验验证与数值分析[J].兵器装备工程学报,2018,(3):20-24.
- [28] 朱晓军,刘祥,李锋等.前缘一体化高温热管结构隔热效果的实验研究[J].气体物理,2022,7(5):78-88.
- [29] 高伟.动载下轴向槽道热管传热分析[D].南京:南京航空航天大学,2010.
- [30] 艾邦成,陈思员,韩海涛,等.疏导式热防护结构传热极限特性[J].航空学报,2021,42(2):27-33.
- [31] 董进喜,赵航,周尧.加速度环境下平板热管的散热性能稳定性研究[J].机械工程师,2017,(6):108-109.
- [32] 张春林,潘仁良,张孟瑞.平板热管承受重力和惯性力时的性能[J].航空电子技术,1992,(2):31-38.
- [33] 明章鹏,董素君,王浚.机载热管的可行性研究和优化设计[J].航空动力学报,2011,26(4):848-853.
- [34] 宋天粟,纪献兵,张显明,等.V 形槽微通道阵列铝热管传热特性[J].科学技术与工程,2023,23(2):566-57.
- [35] 董良好,于恬淼,杨金钢.倾角对微热管平板性能影响的实验研究[J].吉林建筑大学学报,2020,37(3):26-30,47.
- [36] Wang G, Quan Z, Zhao Y, et al. Performance of a flat-plate micro heat pipe at different filling ratios and working fluids[J]. Applied Thermal Engineering, 2019, 146:459-468.
- [37] Wang C, Li J, Xu B, et al. Design and Thermal Performance Research of Airfoil Alkali Metal High Temperature Heat Pipe[J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2023:1-29.
- [38] 刘道,田智星,王成龙,等.高温热管传热特性实验研究[J].核动力工程,2020,41(S1):106-111.
- [39] 张红星,林贵平,曹剑峰,等.回路热管性能的地面实验研究[J].宇航学报,2003,24(5):468-472,483.
- [40] 周蓁.抗重力环路热管的设计制造及其复合结构毛细芯性能研究[D].广州:华南理工大学,2014.
- [41] 邱小芝.多电飞机机电作动器电机散热研究[D].南京:南京航空航天大学,2016.
- [42] 刘然,林贵平.环路热管改善用于电作动器散热研究[J].中国民航飞行学院学报,2010,21(1):48-51.
- [43] 苏向辉.航空电子设备冷却用环路热管冷凝器热沉分析[J].航空动力学,2010,25(9):1942-1947.
- [44] Pagnoni F, Ayel V, Bertin Y, et al. Loop heat pipe for thermal management of aircraft engine equipment[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2021,35(2): 323-334.
- [45] Park Y J, Jun S, Kim S, et al. Design optimization of a loop heat pipe to cool a lithium ion battery onboard a military aircraft[J]. Journal of mechanical science and technology, 2010,24:609-618.
- [46] Del Valle P, Garc C F, Donovan M. Passive Energy Recovery System Applied to Aeronautical Environment Testing Rig Results[R]. SAE Technical Paper, 2013.
- [47] Donovan M. Aeronautical Passive Energy Recovery System based on LHP Technology Extended Test Results[R]. SAE Technical Paper, 2014.
- [48] Anderson W G, Hartenstine J, Ellis M, et al. Electronics cooling using high temperature loop heat pipes with multiple condensers[C]. Power Systems Conference, Fort Worth, TX, November. 2010:2-4.
- [49] 张红星.环路热管两相传热技术的理论和实验研究[D].北京:北京航空航天大学航空科学与工程学院,2006.
- [50] 凤健婷,林贵平,柏立战.双储液器环路热管稳态运行特性的实验研究[J].航空学报,2010,31(8):1558-1564.
- [51] Bai L, Fu J, Pang L, et al. Experimental study on a dual compensation chamber loop heat pipe with dual bayonet tubes[J]. Applied Thermal Engineering, 2020,180:115821.
- [52] J Ku, L Ottenstein, T Kaya, et al. Testing of a loop heat pipe subjected to variable accelerating forces, part 1: start-up, SAE Paper No. 2000-01-2488, 2000.
- [53] J Ku, L Ottenstein, T Kaya, et al. Testing of a loop heat pipe subjected to variable accelerating forces, part2: temperature stability, SAE Paper No. 2000-01-2489, 2000.
- [54] J Fleming, S K Thomas, K L Yerkes, et al. Titanium-water loop heat pipe operating characteristics under standard and elevated acceleration fields, Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 24(1)(2010) 184-198.

- [55] K L Yerkes, J D Scoffield, D L Courson, et al. Steady-periodic acceleration effects on the performance of a loop heat pipe[J], J. Thermophys. Heat Transf, 2014, 28(3):440-454.
- [56] Yerkes K L, Scoffield J, Courson D. Performance of a Loop Heat Pipe Subjected to a Phase-Coupled Heat Input to an Acceleration Field[C]. 46th AIAA Thermophysics Conference, 2016.
- [57] Y Zhao, S Chang, B Yang, et al. Experimental study on the thermal performance of loop heat pipe for the aircraft anti-icing system, International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017,(111):795-803.
- [58] Bai L, Lin G, Wen D, et al. Experimental investigation of startup behaviors of a dual compensation chamber loop heat pipe with insufficient fluid inventory[J]. Applied Thermal Engineering, 2009,29(8-9):1447-1456.
- [59] Feng J T, Lin G P, Bai L Z. Experimental investigation on operating instability of a dual compensation chamber loop heat pipe[J]. Science in China Series E: Technological Sciences, 2009,52(8):2316-2322.
- [60] Xie Y, Fang Z, Zhang H, et al. Visualization study on operating performance of a dual compensation chamber loop heat pipe under acceleration condition[J]. Applied Thermal Engineering, 2022,217:119157.
- [61] Han L, Xie Y, Zhu J, et al. Experimental and analytical study of dual compensation chamber loop heat pipe under acceleration force assisted condition[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2020,153:119615.
- [62] 张雨婷,孙亮亮,闵皖东,等.重力热管传热特性及其数值研究综述[J].制冷与空调,2022,36(3):359-370.
- [63] Diebold J, Lee K L, Tarau C, et al. Development of Solid-State Waste Heat Delivery System for Electric Aircraft[C]. 2021 20th IEEE Intersociety Conference on Thermal and Thermomechanical Phenomena in Electronic Systems (iTherm). IEEE, 2021:460-466.
- [64] Oliveira J L G, Tecchio C, Paiva K V, et al. Passive aircraft cooling systems for variable thermal conditions[J]. Applied Thermal Engineering, 2015,79:88-97.
- [65] Tecchio C, Paiva K V, Oliveira J L G, et al. Passive cooling concept for onboard heat sources in aircrafts[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2017,82:402-413.
- [66] Sarno C, Tantolin C, Hodot R, et al. Loop thermosyphon thermal management of the avionics of an in-flight entertainment system[J]. Applied Thermal Engineering, 2013,51(1-2):764-769.
- [67] 朱帅.旋转热管传热性能及动态特性研究[D].徐州:中国矿业大学,2021.
- [68] Ponnappan R, He Q, Leland JE. Test results of a high speed rotating heat pipe[C]. 32nd Thermophysics Conference,1997.
- [69] Gilchrist S, Ewing D, Ching C Y. On the design of an aero-engine nose cone anti-icing system using a rotating heat pipe[J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2009,1(2).
- [70] Lian W, Xuan Y. Experimental investigation on a novel aero-engine nose cone anti-icing system[J]. Applied Thermal Engineering, 2017,121:1011-1021.
- [71] 宣益民,连文磊.航空发动机整流罩新型防冰方法[J].科学通报,2016,61(25):2843-2850.
- [72] Faghri A .Heat pipe science and technology[J].Fuel & Energy Abstracts,1995,36(4):285-285.
- [73] Peterson G P. An introduction to heat pipes. Modeling, testing and applications[J]. Wiley Series in Thermal Management of Microelectronic and Electronic Systems, 1994.
- [74] Vasiliev L L. Heat Transfer in rotating heat pipe[C]. Proceeding of the International Heat Pipe Conference, 1990.
- [75] 段未,马国远,周峰.多回路泵驱动回路热管系统的换热特性[J].化工学报,2017,68(1):104-111.
- [76] VAN ES J, VAN GERNER H J, VAN BENTHEM R C.Component developments in Europe for mechanically pumped loop systems (MPLs) for cooling applications in space[C]. 46th International Conference on Environmental Systems, 2016: ICES-2016-196.
- [77] 刘杰.航天机械泵驱动两相流冷却环路循环特性的研究[D].上海:上海交通大学,2008.
- [78] 王佳选,宋霞,高天元,等.高热流密度航空电子泵驱两相流冷却系统实验研究[J].制冷学报,2023,44(1):50-58.
- [79] 赵陶程,郑毅,王贺,等.泵驱两相回路中的小通道蒸发器传热特性试验研究[J].航空科学技术,2022,33(8):95-102.