

文章编号: 1000-8055(2024)10-20220771-15

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220771

飞机热管防冰技术的研究现状及展望

李云单¹, 陈小明², 龚欢¹, 李淼¹, 连文磊²

(1. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为深入认识和发展热管防冰技术, 重点论述了不同类型热管在飞机防冰领域上的研究现状, 总结了环路热管、旋转热管和重力热管在飞机机翼和发动机前端部件防冰上的理论和实验研究成果, 梳理了防冰用环路热管和旋转热管的主要特点, 并对热管防冰技术的发展方向进行了展望。结果表明: 热管防冰技术的研究仍处于起步阶段, 大多停留在热管防冰系统设计及其可行性验证; 提出后续研究应以实验为主, 采用数值计算和实验研究相结合的方法, 重点关注热管防冰系统在机上环境和结冰气象条件下的运行特性, 明确热管工质特性、工作温度、充液率等因素对热管防冰系统传热性能的影响等建议, 为热管防冰系统的设计优化及实际应用提供理论和实验支撑。

关 键 词: 热管防冰技术; 飞机防冰; 热管; 冰风洞实验; 废热利用

中图分类号: V244.15; TK172.4

文献标志码: A

Research status and prospect of aircraft heat pipe anti-icing technology

LI Yundan¹, CHEN Xiaoming², GONG Huan¹, LI Miao¹, LIAN Wenlei²

(1. Shenyang Engine Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China;

2. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to deeply understand and develop the anti-icing technology of heat pipe, the research status of different types of heat pipes in aircraft anti-icing field was mainly discussed, the theoretical and experimental results of loop heat pipe, rotating heat pipe and gravity heat pipe used in anti-icing of aircraft wings and engine front parts were summarized, the main characteristics of loop heat pipe and rotating heat pipe for anti-icing were sorted out, and the development direction of heat pipe anti-icing technology was prospected. The results showed that the researches on heat pipe anti-icing technology were still at initial stage, and most of them stayed in the design and feasibility verification of heat pipe anti-icing system. These suggested that subsequent research should be concentrated on experiments, and the method of combining numerical calculation and experimental research should be adopted, with a focus on the operation characteristics of heat pipe anti-icing system under the aircraft environment and icing meteorological conditions; moreover, the influences of factors such as the characteristics of the working medium, working temperature and liquid filling rate on the heat transfer performance of the heat pipe anti-icing system were determined, thus providing a theoretical and experimental support for the design optimization and practical application of heat pipe anti-icing system.

收稿日期: 2022-10-07

作者简介: 李云单(1980—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事航空发动机流动传热领域研究。

通信作者: 连文磊(1982—), 男, 副教授, 博士, 主要从事飞行器热管理研究。E-mail: wenlian@nuaa.edu.cn

引用格式: 李云单, 陈小明, 龚欢, 等. 飞机热管防冰技术的研究现状及展望[J]. 航空动力学报, 2024, 39(10): 20220771. LI Yundan, CHEN Xiaoming, GONG Huan, et al. Research status and prospect of aircraft heat pipe anti-icing technology[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(10): 20220771.

Keywords: heat pipe anti-icing technology; aircraft anti-icing; heat pipe; icing wind tunnel experiment; waste heat utilization

结冰一直是影响飞机飞行安全的一个重要问题^[1]。国内外学者已经对飞机结冰机理及防/除冰方法进行了大量研究,发展了不同形式的防冰系统,其中热气防冰系统和电热防冰系统应用最为广泛^[2-4],表 1 总结了飞机传统防除冰方法及其主要缺点。传统防冰方法的防冰效率通常较低,防冰除冰系统相对复杂,同时,热气防冰和电热防冰需要消耗大量高品位能量,而所消耗的这部分能量将导致发动机性能的恶化。根据未来高性能发动机的发展需求,迫切需要开发一种高效、低消耗的防冰系统。另外,飞机飞行过程中,环控系统、液压系统、发动机及航空电子设备等将产生大量的废热^[5],这些废热往往具有较高的热量,完全可以利用某种传热装置回收废热以用于飞机防冰,既能达到废热回收和防冰的综合效果,又能在一定程度上缓解冷却系统压力。

表 1 传统防冰和除冰方法及缺点
Table 1 Traditional anti-icing and de-icing methods and drawbacks

防冰和除冰方法	实施方式	缺点
液体防冰	表面喷洒防冰液	腐蚀性强、防冰效率有限
机械除冰	气动胀管除冰	需要维修、笨重、除冰不彻底
热气防冰	发动机引气	推力减小、油耗增加
电热防冰	电能转化为热能	高品位能量消耗大

热管技术发展至今,因其传热能力高、质量轻、设计灵活等优点而在航空电子设备散热^[6-8]、发动机余热或废热回收^[9-10]以及飞机防冰^[11-32]等飞机热管理上备受关注。热管是一种低热阻、高效的两相传热装置,可以与飞机防冰部位集成形成热管防冰系统,或与传统防冰系统相组合以增强传热防冰能力。文献[11]中评估了热管防冰发动机性能的影响,指出与热气防冰相比利用废热防冰可以降低 5.5% 的油耗比,提高 4.77% 功率比;文献[12]中指出热管防冰系统能有效提高发动机性能,发动机推力减小仅为 0.38%。综上所述,与传统防冰系统相比,基于热管技术的防冰系统无额外能量的输入,可以节省高品位能量,节省冷却系统质量,且无须任何维护,这意味着热管技术在提高发动机性能和降低能耗方面具有显著优势。因此,飞机热管防冰系统对于未来高

性能航空发动机发展及飞行安全具有重要意义。目前,国内外学者已对热管防冰技术进行了相关概念设计与实验研究,针对飞机不同部位设计了不同类型的热管防冰系统,如用于发动机整流罩或机翼防冰的环路热管防冰系统^[11-24]、用于发动机帽罩防冰的旋转热管防冰系统^[25-32]等,同时通过一系列实验研究证明了热管防冰技术的可行性及实用性。由于飞机飞行机载环境及结冰条件的复杂性,热管传热特性及运行规律认识还不充分,热管防冰技术的研究处于不断深入阶段。到目前为止,还未见对飞机热管防冰技术进行总结的相关文献,本文梳理了近年来热管防冰技术的研究成果,分别从环路热管防冰技术、旋转热管防冰技术和重力热管防冰技术等方面进行综述,并展望了热管防冰技术的未来研究方向,以为未来热管防冰系统的设计优化及其后续深入研究提供参考与借鉴。

1 飞机环路热管防冰技术研究现状

1.1 环路热管原理及特点

环路热管(loop heat pipe, LHP)是一种特殊的热管类型,最早在 1972 由苏联科学家 Maidanik 提出,20 世纪末被广泛用于微重力环境下航天飞行器的热控制^[33]。环路热管主要由蒸发器、气路管线、冷凝器、液体管线、储液器和毛细芯组成^[34],如图 1 所示。当蒸发器受到热扰动时,液态工质在毛细芯表面蒸发,产生的蒸汽通过蒸汽槽道进入蒸汽管路,蒸汽在冷凝器内冷凝后通过液体管

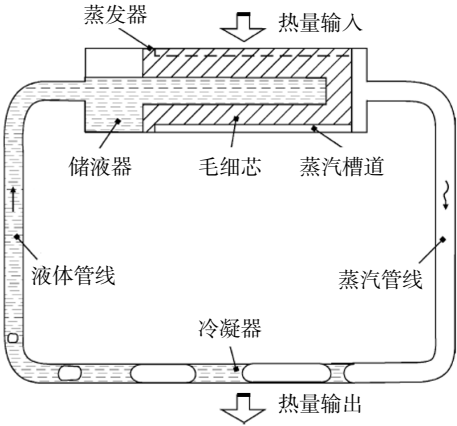


图 1 传统环路热管系统示意图^[34]
Fig. 1 Schematic diagram of traditional loop heat pipe system^[34]

线进入储液器, 热管内部工质的循环由蒸发器内毛细芯产生的毛细力驱动。

可以看出, 环路热管工作原理与传统热管相似, 两者都是毛细力驱动相变传热过程, 但两者的系统构成形式不同。其一, 环路热管毛细芯仅布置在蒸发器部分, 气路管线、液体管线为光管, 工质循环阻力小, 同时毛细芯所产生的毛细力能阻止蒸汽的回流, 能在较小温差下传输大量的热量以及具有抗重力运行的特点; 其二, 气路管线和液体管线分开设置使得环路热管具有布置灵活、不受热源及冷源位置和距离限制的特点。基于以上固有特点, 环路热管防冰技术在飞机防冰应用上具有巨大的潜力。

1.2 发动机整流罩热管防冰

随着人们对环路热管认识的加深, 20 世纪末一些学者提出设想将环路热管的应用扩展到飞机防冰领域。Anderson 等人^[11]在 1993 年介绍了热管技术在涡轴发动机中的潜在应用和预期收益, 其中首次提出将热管用于发动机整流罩防冰。随后, Anderson 等人^[13]在 1995 年对燃气轮机进口防冰应用热管技术进行了研究, 实验发现环路热管在加速环境下具有较好的适应性。Phillips 等人^[14]设计制造了一种传热功率为 875 W 的防冰用环路热管, 计划从空气-油冷却器中提取热量用于 TFE731 涡扇发动机整流罩防冰, 并在高振动、高重力环境下对其热性能进行了实验测试, 结果表明, 环路热管在整个测试过程中均表现正常, 其测试功率可以达到 1 500 W。

为了验证环路热管在飞机发动机整流罩上应用的可行性, Phillips 等人^[15]针对全球鹰无人机 (Global Hawk UAV) 的发动机整流罩防冰设计了一种不锈钢-氨环路热防冰系统, 如图 2 所示, 该系统主要由 4 个分支环路热管和 1 个输运环路热管组成, 两套环路热管通过接头相连, 允许发动机整流罩从飞机上拆除。其中分支环路热管绕圈布置在发动机罩内表面, 如图 3 所示。该系统计划利用 5 个环路热管将液压系统 3.8 kW 的废热输送至发动机整流罩用于防冰, 无须防冰时, 通过阀门将液压系统的热量导向燃油箱, 达到加热燃油及冷却液压管路的作用。环路热管在全球鹰无人机上的位置如图 4 所示。

进一步, Phillips 等人^[16]在 2000 年完成环路热管在捕食者无人机发动机整流罩上的集成以及实验台的搭建, 并在结冰风洞内研究了空速为

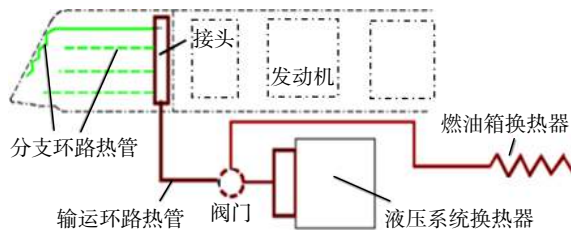


图 2 整流罩热管防冰系统示意图^[15]

Fig. 2 Schematic diagram of loop heat pipe anti-icing on engine cowling^[15]



图 3 热管冷凝器在整流罩上的安装^[16]

Fig. 3 Installation of heat pipe condenser on engine cowling^[16]

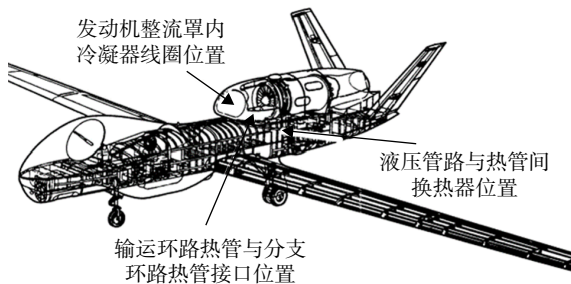


图 4 环路热管在全球鹰无人机上的位置^[15]

Fig. 4 Position of loop heat pipe on Global Hawk UAV^[15]

58.1 m/s 的两结冰工况下发动机整流罩环路热管的防冰效果; 实验结果如图 5 所示, 实验结果表明, 环路热管在结冰环境下运行良好, 发动机整流罩布置有环路热管的外表面无积冰附着, 其中图 5(a) 中右侧结冰为整流罩未加热部分积冰向前生长形成; 在温度为 $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 工况下环路热管总传热功率为 1.85 kW, 在温度为 $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 工况下其总传热功率为 1.6 kW。环路热管防冰系统被动式地利用飞机废热实现较好的防冰效果, 首次验证了环路热管在飞机防冰领域的可行性。

相比于国外, 国内热管防冰技术研究起步较晚, 北京航空航天大学杨鹏^[17]在 2009 年提出将水-铜环路热管应用于大型客机 (CJ818) 发动机整流罩防冰, 所设计的防冰系统由 10 根环路热管组成, 防冰热量来自于空调系统的高温引气, 以实

(a) 温度为 $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$, 液态水含量为 0.55 g/m^3 (b) 温度为 $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$, 液态水含量为 1.1 g/m^3 图 5 发动机整流罩热管防冰实验^[16]Fig. 5 Heat pipe anti-icing experiment of engine cowling^[16]

现防冰和给空调引气降温的目的。假设发动机整流罩所需最大防冰热载荷为 5 kW , 并据此对环路热管防冰系统进行了方案设计、数学建模及仿真计算, 结果表明, 所设计的环路热管防冰系统具有一定的可行性。

1.3 飞机机翼热管防冰

早期热管防冰技术的研究主要集中于小型无人机或客机的发动机整流罩, 其一是整流罩所需防冰热载荷较小, 其二是作为冷源的整流罩与发动机热源相对集中。随着长距离、高传热量的环路热管技术的发展^[35], 研究者将环路热管防冰技术扩展到具有更大防冰面积及防冰热载荷的飞机机翼等部位。

Soriano 等人^[18]在 2011 年给出了环路热管应用于无人机机翼防冰系统研究的总体框架, 介绍了飞机上存在的冷源和热源, 其中冷源包括机翼前缘和燃油; 提出在环路热管中增加一个三通阀以控制热量在机翼前缘燃油间的流动, 使防冰系

统具有可控性; 同时给出了环路热管在无人机中集成的资格认证流程及方法。

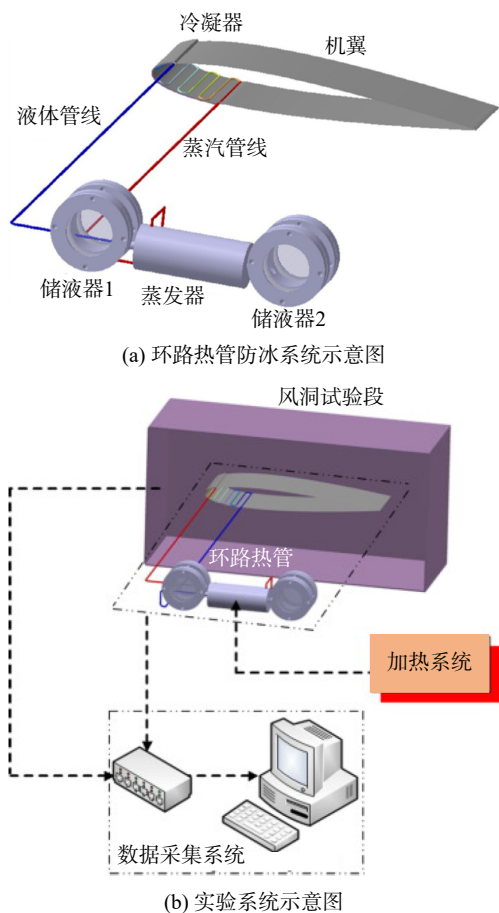
2013 年, Valle 等人^[19]设计了一种带三通阀和开关阀的环路热管, 环路热管上安装有两个冷凝器, 其中一个用于无人机机翼防冰, 另一个用于燃料箱加热, 借助阀门使两冷凝器能独立或同时工作。建立了机翼环路热管防冰系统的实验样机, 机翼和油箱均代表无人机的真实部件, 并在模拟低温环境的冰箱内实验研究了该环路热管系统的传热性能, 实验过程中该环路热管防冰系统能正常启动和关闭, 但燃油温度基本不变。

随后在 2014 年, Donovan 等人^[20]在原实验台的基础上进行了优化实验, 增加了油箱表面传感器的数量、将燃油用水-乙醇溶液代替, 并在油箱内增设燃油泵用于模拟燃油的流动, 实验发现在所有工况下均存在前缘和油箱内热量的传递, 随着热源功率的增加, 环路热管响应加快, 机翼前缘和燃油温升加快, 实验验证了环路热管将热量转移到多个冷凝器的能力, 以及环路热管用于飞机机翼防冰和燃油防冰的潜力。

随着环路热管技术的发展, 北京航空航天大学常士楠等人同样意识到环路热管在防冰领域的潜在优势。2017—2021 年, 为更好地明确环路热管防冰系统的设计要点及方法, 常士楠等人对飞机上的应用环境以及环路热管防冰系统的基础设计和优化设计进行了分析及总结^[4,12], 发现双储液器环路热管能较好地适应机上翻滚、俯仰等运行环境, 并以此为基础开展了相关实验和理论研究^[21-23]。

常士楠等人将环路热管应用于 NACA0012 机翼防冰, 制造了双储液器环路热管防冰系统实验样机, 并在冰风洞干空气条件下, 研究了环路热管防冰系统在可变飞行姿态下的运行特性, 所设计的环路热管防冰系统及实验系统如图 6 所示^[21-22]。飞机飞行姿态主要分为俯仰运动和翻滚运动, 实验中通过改变蒸发器及机翼内冷凝器的倾斜角度来模拟飞机俯仰运动, 如图 7(a)所示; 通过蒸发器和冷凝器的高度位置来模拟飞机翻滚运动, 如图 7(b)所示。

飞机俯仰运动模拟实验结果表明, 飞机攻角的变化会显著改变环路热管的工作温度, 并可能引起防冰系统温度的波动。攻角为正时($\beta > 0^{\circ}$), 重力抑制了工质的回流, 热管启动时间更长, 因此热管防冰系统应在飞机遇到云层前数分钟前开

图 6 防冰系统与实验系统^[21]Fig. 6 Anti-icing system and experimental system^[21]

启。攻角为负时($\beta < 0^\circ$), 启动时间受蒸汽浮力和重力两者综合影响。实验中机翼表面温度均能达到 26°C 以上, 双储液器环路热管具有较好的防冰性能。此外研究还发现, 大加热功率及正攻角能增强机翼防冰效果^[21]。飞机翻滚运动模拟实验结果表明, 有利重力方向($\delta > 0^\circ$)有助于工质的回流, 能提高环路热管瞬态相应时间, 而不利重力

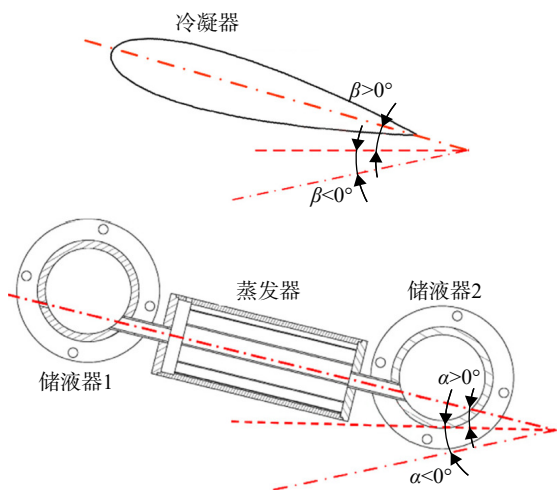
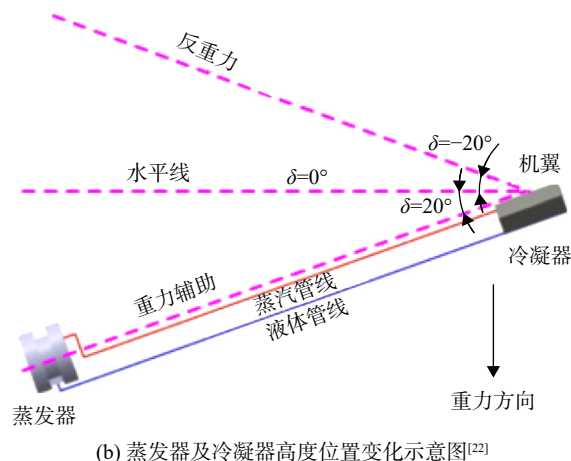
(a) 蒸发器及冷凝器高度倾斜角变化示意图 ($\alpha = \beta$)^[21]

图 7 不同飞行姿态下环路热管防冰系统实验研究

Fig. 7 Experimental study on loop heat pipe anti-icing system under different flight attitudes

方向($\delta < 0^\circ$)瞬态相应时间更长, 且随着角度的减小而增大, 相对应机翼表面温度随着角度的减小而减小^[22]。该研究考虑了俯仰飞行姿态的影响, 验证了双储液器环路热管处理俯仰运动和翻滚运动的能力, 对于优化环路热管结构参数和深入探究其传热影响规律具有重要意义。

除可变的飞行姿态外, 环路热管防冰系统的运行性能同样受到飞机起飞、着陆等阶段所产生的加速度影响, 有利加速度额外增加了毛细力, 有助于冷凝液返回蒸发器, 而不利加速度则会阻碍冷凝工质的回流, 降低传热效率, 甚至可能导致毛细芯的干涸, 双储液器环路热管可以较好解决不利加速度条件下毛细芯供液困难的问题^[36]。Xie 等人^[36-37]对双储液器环路热管在高加速(最大加速度 $G_{\max} = 11g$, g 为重力加速度)条件下的运行特性进行了实验研究, 分析了不同加速度方向和大小对运行特性的影响, 低热负荷下环路热管对加速度方向很敏感, 而高热负荷下加速度方向对工作温度影响不大; 有利加速度条件下更容易在短时间内达到稳定状态; 高加速度影响环路热管运行的稳定性, 如温度震荡和回流现象等。

2021 年, 常士楠等人^[23]建立了一种具有移动相界面的瞬态传热传质模型, 重点研究了蒸发器的瞬态和稳态热行为, 并分析了凹槽位置、灯芯材料、孔隙度、翅片比等结构参数对蒸发器换热性能的影响。蒸汽槽道位于毛细芯内能使蒸发器温度降低 7.63°C , $0.5 \sim 0.6$ 的翅片比和较高导热性外壳有助于提高环路热管的热性能。Weng 等人^[38]提出了一种新型环路热管数学模型, 该模型

考虑了冷凝器内部的两相流模式, 研究结果表明该模型能合理的预测环路热管储液室温度。文献 [39] 和文献 [40] 分别对环路热管的瞬态运行和稳态模型进行了较详细的介绍, 此处不再赘述。

1.4 防冰用环路热管主要特点

表 2 总结了本节中防冰用环路热管的主要特点, 包括工作液、工作温度、热管结构形式等。工作液是热管正常运行的基础, 热管防冰系统中工作液需要适应低温($-20\text{ }^{\circ}\text{C}$)到高温($100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上)的宽温度范围, 同时要求安全性、无毒性。目前, 环路热管工作液主要以甲醇和乙醇为主, 在早期研究中 Anderson 等人和 Phillips 等人采用乙醇和氨气作为热管工作液, 但实验研究发现氨气环路热管无法在热源温度高于 $80\text{ }^{\circ}\text{C}$ 环境下运行^[13,16], Gregori 等人^[24] 对符合工作温度范围(超过 $100\text{ }^{\circ}\text{C}$)的不同种类工作液进行了全面的调查, 通过 3 个品质数综合评估和环路热管建模模拟分析后, 指出甲醇或者丙酮可能是适合于飞机热管防冰系统的工作液。

为了综合不同工作液的优良性能, 提高环路热管的传热性能, 可以采用乙醇-水混合工质作为热管工作液^[41]。水的比热容、蒸发潜热和表面张力较高, 在乙醇中加水可以提高乙醇的载热能力, 同时可以避免负温度下的冻结问题。常士楠等人^[22] 对不同混合物浓度的乙醇-水混合液环路热管进行了稳态和瞬态实验, 相比于纯乙醇工作液, 以乙醇-水混合液为工作液的热管运行更稳定、响应时间更短、机翼表面温度更高, 60% 浓度的乙醇-水混合液在飞机环路热管防冰应用中是较

合理的选择。

环路热管材料的选择受到工作液的限制, 工作液和材料两者的相容性是防冰用环路热管设计需要考虑的重要问题之一, 目前防冰用环路热管的材料基本以不锈钢为主, Gregori 等人^[24] 同样分析了不同工质与材料的相容性, 对于水、甲醇、乙醇和丙酮工作液, 相容性较好材料为铜、镍铜合金和不锈钢。

远距离传输和机载环境是限制热管在飞机防冰应用上的主要问题, 影响热管传热性能的主要因素是热管内部吸液芯的毛细力, 除对吸液芯结构参数进行优化外, 还可以对吸液芯表面进行处理以提高其毛细力。Buffone 等人^[42] 为增强航空用环路热管的热传输性能, 提出将石墨烯加工至镍烧结吸液芯表面, 研究发现石墨烯的加入能显著提高吸液芯的毛细压力, 相比于标准镍烧结吸液芯, 其芯吸高度至少提高 3.5 倍以上。

为更好地适应机上复杂多变的环境, 环路热管的冷凝器通常采用双储液器型, 以避免位置的改变和加速度等因素引起冷凝器供液不足或干涸的问题; 低温条件下除飞机两侧机翼、整流罩等部件外, 燃料也可能结冰, 因此环路热管防冰系统一般设置两个及以上的冷凝器, 如 Phillips 等人^[15-16]、Gregori 等人^[24] 和 Valle 等人^[19-20], 其所设计的防冰用环路热管均具有多个冷凝器, 分别用于防冰和加热燃油, 其中可控阀门和三通阀等是环路热管中热量控制必需部件; 实际飞机上存在广泛的冷源和热源, 热管防冰系统可以同时具备多个冷凝器和蒸发器, 其系统复杂程度更高。

表 2 防冰用环路热管主要特点
Table 2 Main characteristics of loop heat pipes for anti-icing

来源	工作液	工作温度/ $^{\circ}\text{C}$	环路热管材料	结构特点	传热量或热载荷/W
Anderson 等人 ^[11]	甲醇/乙醇	$-28\sim 340$		传统型带泵回路	2 930(最大值)
Anderson 等人 ^[13]	甲苯/甲醇	$30\sim 60$			250~300
Phillips 等人 ^[14]		$10\sim 80$		传统型	1 500(最大值)
Phillips 等人 ^[15-16]	氨	$-20\sim 90$	不锈钢	多冷凝器型, 带旁路阀	3 800
杨鹏 ^[17]	水	$-20\sim 232$	铜	传统型, 10 根环路热管	500(单根)
Valle 等人 ^[19-20]	氨	$-20\sim 60$		多冷凝器型, 带开关阀和三通阀	100~400
Zhao 等人 ^[21]	乙醇		不锈钢	双储液器型	10~180
Su 等人 ^[22]	40%、60%、80%、100% 乙醇-水混合液	$-20\sim 150$	不锈钢	双储液器型	100~300
Su 等人 ^[23]	甲醇		不锈钢		60~140
Gregori 等人 ^[24]	丙酮 甲醇	$29\sim 59$ $50\sim 89$	铜/不锈钢	传统型	25~500 50~450

2 飞机旋转热管防冰技术研究现状

2.1 旋转热管类型及原理

旋转热管是另一种高效的两相传热装置, 最早在 1969 年由 Gray 提出^[43], 旋转热管根据热管轴线和旋转轴的相对位置可以分为轴向和径向旋转热管。目前飞机防冰用旋转热管为轴向旋转热管, 如图 8(a)所示, 其由包含工作液的圆柱轴组成: 当热管受到热扰动时, 工作液在蒸发段吸热形成蒸汽, 蒸汽沿着热管绝热段转移至冷凝段放热形成液态工质, 蒸汽由冷凝段和蒸发段间的压差驱动, 液态工质回流由工质液压力梯度和热管自身旋转产生的离心力驱动。

对于图 8(a)所示的圆柱形旋转热管, 液体的回流主要依靠自身的压力梯度驱动, 故冷凝段液膜较厚, 传热性能较差。为提高热管的传热性能, 轴向旋转热管一般采用阶梯型旋转热管(图 8(b))或锥形旋转热管(图 8(c)); 前者通过缩短静水压力驱使长度, 减小冷凝段液膜厚度, 提高冷凝器的传热性能; 后者由于小锥角 α 的存在, 在轴向上将提供额外的离心力增强液体回流, 进而减小冷凝段液膜厚度, 提高热管的传热性能^[25,44], 锥形旋转热管所产生的离心力大小为 $\omega^2 r \sin \alpha$ (ω 为角速度)。

轴向旋转热管最显著特点, 其一是自身即为旋转部件, 可以很好地应用于旋转部件; 其二是旋转热管内部液态工质的驱动方式为热管旋转过程所产生的离心力, 特别是锥形旋转热管, 在较

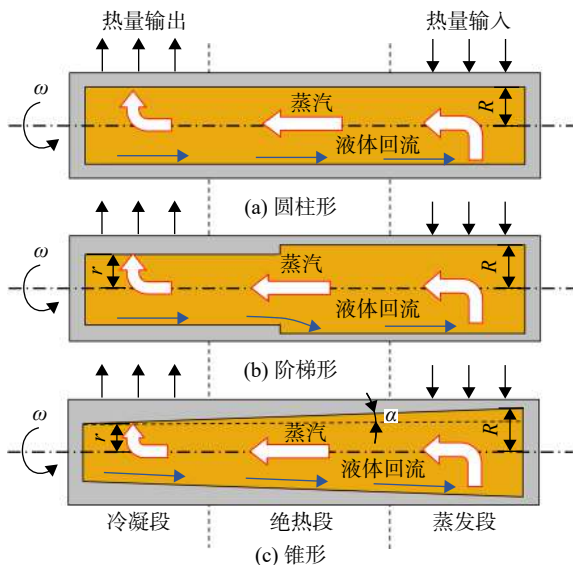


图 8 轴向旋转热管结构形式及工作原理

Fig. 8 Structures and working principle of axially rotating heat pipe

高转速下具有很好的抗重力的特性; 其三是旋转热管内部无毛细芯结构, 与传统热管相比不受毛细极限的限制, 具有更强的传热能力; 此外, 还具有制造简单、可靠性高等特点。基于上述特点, 旋转热管广泛应用于轴承、转轴等旋转部件的冷却散热或加热^[28,45-50]。

2.2 发动机帽罩热管防冰

旋转热管同样广泛应用于航空领域。1993 年, Anderson 等人^[11]提出将旋转热管用于涡扇发动机轴承冷却, 以减少应急燃油的储备及提高发动机性能。1995 年, Ponnappan 等人^[47]对用于电动飞机高速转子冷却的旋转热管进行了实验研究, 结果表明, 不锈钢-水旋转热管在 7000 r/min(中速)条件下能传输 2 kW 热量; 此外, Ponnappan 等人还研究了旋转热管在高速条件下的运行性能, 图 9 显示了不同转速下旋转热管的实验测试结果, 图中 Q_{in} 为实验中热管蒸发端输入的热量, $Q_{transport}$ 为热管传输的热量(蒸发端向冷凝端)。由图可见, 在 30000 r/min(高速)条件下, 仍具有能较好的传热性能^[48-49], 旋转热管能适应航空发动机宽转速范围的应用需求。

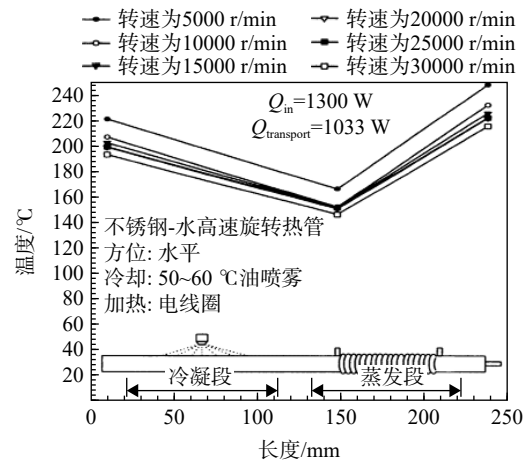


图 9 旋转热管冷却稳态温度曲线^[49]

Fig. 9 Steady state cooling temperature curve of rotating heat pipe^[49]

随着旋转热管技术发展和低消耗防冰, 一些研究人员提出将旋转热管技术用于航空发动机旋转帽罩防冰, 开发另一种新型防冰系统用以代替传统防冰系统, 其设计理念是将旋转热管集成于发动机主轴空腔内或代替发动机主轴, 蒸发段接受发动机内部的废热(滑油热、轴承散热等), 利用主轴转动将废热高效地传递至帽罩表面(冷凝段), 使帽罩表面温度维持在临界结冰温度以上,

进而达到帽罩防冰或防冰-轴承冷却等综合目的。

加拿大的 Gilchrist 等人^[25]于 2004 年首次提出了一种基于旋转热管技术的新型航空发动机帽罩防冰系统,该热管防冰系统如图 10 所示,热管蒸发段固定于“夹套”内,热流体通过间隙流动加热热管;热管冷凝段、加热通道与旋转帽罩集成,为减小冷凝段热阻,冷凝段腔室设计成锥形且顶部与帽罩内表面直接接触,而蛇形加热通道则是用于分配冷凝段的热量,冷凝液自冷凝段端部进入加热通道内,流动换热后排至热管内壁,最后返回蒸发段,形成对远离帽罩的顶部区域进行热防护。同时对防冰系统中的各个组件进行建模分析,通过估算热阻确定了整个系统的传热性能,研究发现该热管防冰系统的传热范围为 95~207 W,不满足帽罩 560 W 的防冰设计要求,并指出蒸发器和冷凝器热阻是限制防冰传热的主要因素之一。

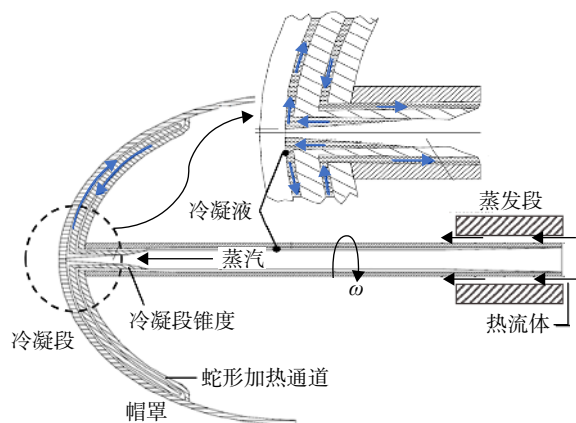


图 10 旋转热管帽罩防冰系统示意图(半锥形)^[25]

Fig. 10 Schematic diagram of rotating heat pipe nose cone anti-icing system (half taper)^[25]

同年, Brand 等人^[26]提交了图 10 所示的帽罩旋转热管防冰系统专利,对该防冰系统各部分结构进行了详细的介绍,同时专利中还给出了另一种冷凝段的替代结构,主要区别在于冷凝段内冷凝液与帽罩内表面的接触面积不同。

为提高旋转热管的传热性能,对蒸发器和冷凝器的优化设计是必要的。2009 年, Gilchrist 等人^[27]设计优化了帽罩旋转热管防冰系统,如图 11 所示,冷凝段腔室采用锥形和阶梯型组合结构,热管冷凝段内表面增设了翅片,其中反向锥度设计促使冷凝液更多地流入加热支路,并对加热支路部分进行了改动设计,支路与帽罩表面间填充了高导热材料,以强化帽罩顶部区域的传热。冷

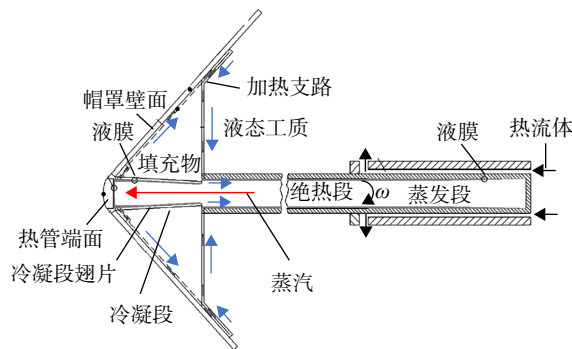


图 11 旋转热管帽罩防冰系统示意图(锥形和阶梯形)^[27]

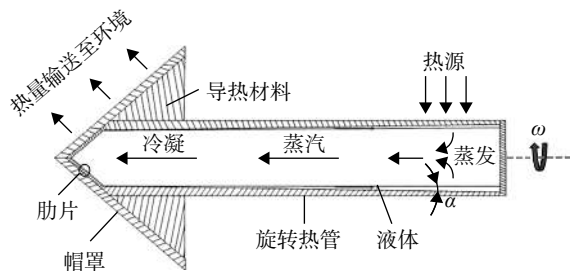
Fig. 11 Schematic diagram of rotating heat pipe nose cone anti-icing system (taper and step)^[27]

凝段区域传热得到较好的强化,但也在一定程度上增加了系统的复杂性。

Gilchrist 等人^[27]基于经典 Nusselt 模型,对图 11 所示的热管防冰系统在结冰条件下进行了数学建模和仿真分析,研究结果发现,帽罩表面温度随空气速度增加而降低,随着外流温度的降低而降低;转速对旋转热管的传热性能有很大的影响,转速越高,旋转热管的传热能力越高;同时还比较了以水和乙醇作为工质旋转热管的工作性能,相同条件下,由于乙醇的传热系数较低,乙醇的总传热量低于水的总传热量。优化加热支路结构或增加支路通道数量,对帽罩上部区域的防冰效果改善有限,仍存在零下表面温度区域,但总的来说,结冰条件下帽罩尖端部分表面温度有效地保持在冰点以上,后续仍需对帽罩冰点以下的区域进行结构优化。

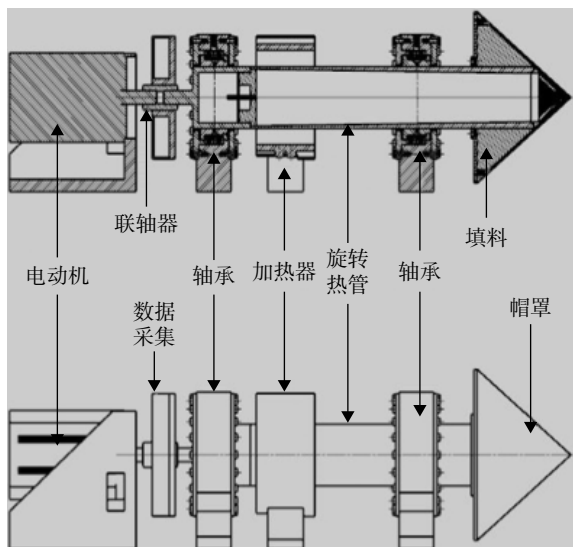
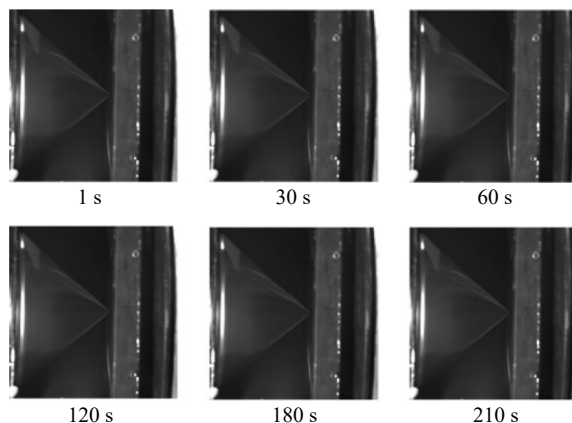
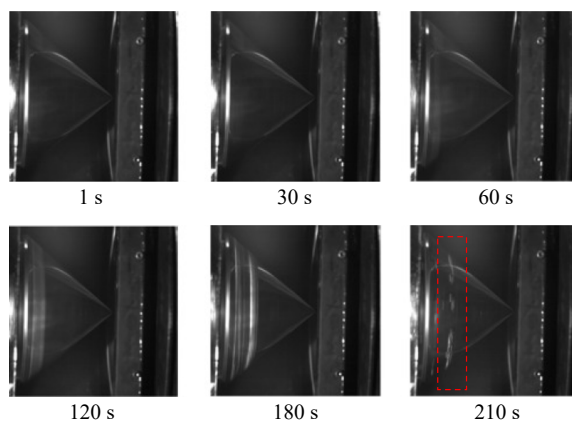
为加深对旋转热管防冰特性的认识及实验验证旋转热管防冰技术的可行性,2016 年,南京航空航天大学的宣益民等人设计了一种以乙醇为工质的新型旋转热管帽罩防冰系统,并基于此进行了相关理论和实验研究^[28-32]。所设计的旋转热管防冰系统如图 12 所示,旋转热管腔室采用全锥度截面,冷凝段端面与帽罩匹配形成圆锥面,且端面表面设有肋片强化换热,热管冷凝段取消了加热支路结构,帽罩和热管之间直接填充轻质导热材料。与 Gilchrist 等人所提出的防冰系统相比,该防冰系统在结构精简性、操作性、传热性能等方面更具有优势。

在数值研究上,为明确旋转热管工作特性,2016 年连文磊等人^[29]以典型旋转热管为原型改进了液汽相变模型,并与已有实验对照验证了改进数值模型的正确性。随后,基于前期验证的数

图 12 旋转热管帽罩防冰系统示意图(全锥形)^[28]Fig. 12 Schematic diagram of rotating heat pipe nose cone anti-icing system (full taper)^[28]

值模型对带冷凝器的锥形旋转热管的运行特性进行了数值研究^[30], 防冰热载荷越大, 旋转热管蒸发段和冷凝段的温差越大, 帽罩表面温度均匀性有所下降; 热管转速越大, 冷凝液的回流速度越快, 总传热热阻越小, 旋转热管具有更好的传热性能。

为验证所设计的热管防冰系统, 连文磊等人^[28,31]设计并制造了旋转热管帽罩防冰系统原理样机, 如图 13 所示, 并对旋转热管防冰系统样机进行了运行特性实验和冰风洞实验。旋转热管的轴向传热性能随转速和加热功率的增大而提高, 随着充液率的增加而减弱; 结冰条件下, 旋转热管表现出良好的防冰效果, 帽罩表面防冰特性如图 14 所示, 常规工况下帽罩表面始终无冰, 恶劣工况下帽罩表面仍能保持绝大部分区域无冰, 可见, 该旋转热管帽罩防冰系统具有很好的防冰性能, 旋转热管防冰的可行性得以证明。要使帽罩外表面所有区域温度高于冰点, 热管与冷凝段间的轻质材料间要求具有足够高的导热系数、蒸发

图 13 旋转热管帽罩防冰系统样机^[31]Fig. 13 Prototype anti-icing system of rotating heat pipe nose cone^[31](a) 常规防冰工况 (转速为 3 200 r/min, 速度为 93 m/s, 温度为 -20 ℃, 液态水含量为 1 g/m³)(b) 恶劣防冰工况 (转速为 4 300 r/min, 速度为 143 m/s, 温度为 -20 ℃, 液态水含量为 1 g/m³)图 14 旋转热管帽罩防冰特性^[31]Fig. 14 Anti-icing characteristics of rotating heat pipe nose cone^[31]

段外表面需要较高传热系数, 其中轻质材料的导热系数越高, 帽罩表面均温性越好。

基于旋转热管在发动机帽罩防冰显示的良好应用前景, 2022 年, Du 等人^[32]根据某航空发动机帽罩的防冰热载荷需求, 设计了一种锥形旋转热管, 并对该热管防冰系统的可行性进行了定性和定量分析。通过对相关文献分析定性确定了热管防冰的可行性, 并在干空气条件下对旋转热管的换热能力进行了实验研究, 结果表明, 旋转热管在 200 W 范围内具有良好的传热和启动特性, 能够满足发动机帽罩的防冰传热要求。

综上所述, 旋转热管技术在发动机帽罩防冰领域具有很高的应用潜力, 要实现恶劣结冰气象条件下完全防冰, 仍需进一步对旋转热管进行优化设计, 重点是冷凝段。目前旋转热管帽罩防冰技术仍处于基础研究阶段, 对于旋转在实际飞机飞行环境下的运行特性、流动传热机理及防冰规律上鲜有研究。

2.3 防冰用旋转热管的主要特点

帽罩热管防冰系统的防冰性能主要取决于旋转热管的热性能,而热性能又受热管工作液、腔室结构、转速和工质填充液的影响。表 3 总结了本文帽罩热管防冰研究中旋转热管的主要特点,包括工作液、材料、工作温度和腔室结构等,其中工作温度在一定程度上又限制了热管工作液和热管材料的选择。如表 3 所示,防冰用旋转热管的

工作温度区间主要集中于-20~110 ℃ 之间,工作液需要保证在低于冰点温度不冻结,因此,水和醇类是常用的工作介质,管材基本上采用金属铜,导热系数高,且与工质兼容性好。水作为工质,其导热系数、潜热和热膨胀系数要高于乙醇,传热性能高于乙醇,而乙醇凝固点低,适用于低温工作环境,后续可对水-乙醇等混合工质的旋转热管开展研究。

表 3 防冰用旋转热管的主要特点
Table 3 Main features of rotating heat pipes for anti-icing

来源	工作液	充液率/%	工作温度/℃	旋转热管材料	转速/ 10 ³ (r/min)	腔室结构	传热量/W
Ponnappan 等人 ^[48]	纯水/甲醇	18.3/12.6	20~250	不锈钢	5~30	半锥角为 1°	1 033(最大值)/ 644(最大值)
Gilchrist 等人 ^[25]			-40~100	铜	5~30	半锥角为 0°~3.5°	95~207
Gilchrist 等人 ^[27]	水/乙醇		-30~100	铜/不锈钢	5~20	半锥角为 1°~5° 或者阶梯形	600~1 700(水) 400~750(乙醇)
宣益民等人 ^[28]	乙醇		-10~94	紫铜	1/2/3	全锥角为 0.8°	500~3 000
连文磊等人 ^[29]	水	4~53		铜	1~10	半锥角为 2°	200~600
连文磊等人 ^[30]	水/乙醇	6		铜	1~5	全锥角为 1°	200~1 000
连文磊等人 ^[31]	乙醇	6~23	-20~110	紫铜	1~4.5	全锥角为 0.8°	576~2 048
Du 等人 ^[32]	纯水	30	-20~85	黄铜	0.1(最大值)	半锥角为 1°	75~200

此外,为增强旋转热管的传热性能,纳米流体可作为一种传热工质,Hassan 等人^[51]研究了纳米流体对旋转热管传热性能的影响,研究发现,与纯水工质相比,在热管中加入纳米流体可以增加总传热量,减小壁面液膜厚度,提高热管的传热性能,但需要研究最佳比例的纳米流体。

充液率对旋转热管的传热性能具有较大的影响,充液量过少,运行过程中可能导致蒸发段干涸,充液量过多,将导致更多的液体在冷凝段的聚集,使得热管的传热热阻增加。连文磊等人^[29]研究发现,充液率从 4% 增加到 53% 时,热管总热阻从 0.07 K/W 增加到 0.11 K/W,综合考虑,热管的较佳充液率在 15% 左右;其他旋转热管相关研究同样表明^[44],旋转热管的传热性能一般随着充液率的增加先增加或减小,充液率存在一个最优值,过低或过高的充液率会降低旋转热管的传热性能。

防冰用旋转热管腔室结构基本上均采用锥形结构,主要分为全锥角和半锥角(冷凝段),锥角大多在 1°~2°左右,相关研究也已表明采用锥形结构的旋转热管具有更好的传热性能^[52],这是由于锥角的存在有利于减小冷凝段的传热热阻。在低锥角的条件下,随着锥角的增加,热管的传热

量增加,但在给定热管外径的条件下,锥角越大,冷凝段内部表面传热面积将越小、固体导热厚度将越大,当冷凝器中锥角增加引起的传热热阻无法补偿传热表面积减少、固体厚度增加所引起的传热热阻增加时,热管的传热性能将下降,因此,需要确定最佳锥角值^[44,51]。

3 其他热管防冰技术研究现状

3.1 飞机重力热管防冰

近年来,NASA 和美国先进冷却公司为推进飞机电气化,致力于先进飞机热管理系统的研究,其中遍布机身且具备多个冷凝器、动态热切换能力的先进热管系统是其中的关键技术之一,通过热管系统传输发动机或机载电子等所产生的废热用于机载功率转换、飞机防冰、燃油预热等不同需求^[53],热管防冰系统为其中一环。

2014 年美国先进冷却公司开发了用于冷却航空电子设备的被动热管理技术,通过使用环路热管等来被动地将航空电子设备产生的废热传递至燃油等多个热沉^[54]。2021 年,Hendricks 等人^[55]讨论了目前先进冷却公司在先进热管系统研究中的系统设计框架和目标等,该热管系统以多分支的可变导虹吸热管为基础组件,具备开关控制的

热量传输能力, 工作流体通过重力的方式回流, 热管系统所回收的一部分热量计划用于飞机机翼防冰或飞机尾翼防冰。图 15 显示了多冷凝器可变速热管的示意图, 每个冷凝器的末端包含一个不凝性气体储气室, 其体积会随着热沉温度和输入功率的变化而膨胀收缩, 通过控制冷凝器的传热面积以控制热管各支路热量的输出, 多个冷凝器共享一个蒸发器可以有效减少热管总数。

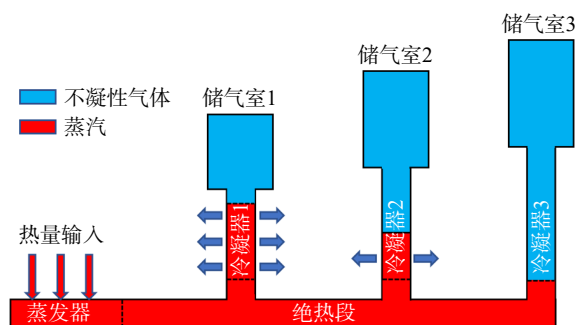


图 15 多冷凝器可变速重力热管示意图^[55]

Fig. 15 Schematic diagram of multi-condenser variable conductance gravity heat pipe^[55]

对此, Diebold 等人^[56]在 2023 年设计搭建了一个缩小模型的可变速钛水重力热管系统样机, 如图 16 所示, 并对其传热性能、热控性能等进行了实验测试。热管系统设有 3 个独立的冷凝器, 其中两个代表机翼, 组成热管防冰系统, 用于机翼防冰; 另一个位于机头, 用于加热机舱空气等。实验结果表明, 该热管系统可以轻松实现 4.2 kW 热量的传递, 通过调节不凝性气体(NCG)的体积可以很好地控制热量向各个冷凝器的传递, 此外还通过调节支脚高度模拟了热管在飞机转弯条件下的稳定状态下的运行能力。

可见, 重力热管等传统热管在飞机防冰领域同样具有一定的应用前景, 随着热管技术的发展,

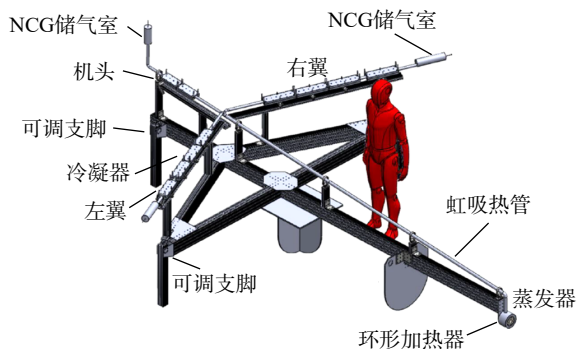


图 16 重力热管系统样机示意图^[56]

Fig. 16 Schematic diagram of gravity heat pipe system prototype^[56]

发动机支板、导向叶片等前端部件为热管防冰的潜在应用, 尽管目前并无研究直接表明叶片热管防冰的可行性, 但值得注意的是, 已有研究者提出使用热管技术冷却航空发动机高温涡轮叶片的方案, 热管集成于涡轮叶片, 如图 17 所示, 利用热管高效传热性能将热量转移至冷流中以达到强化换热、冷却叶片的目的^[57-60]。涡轮叶片与发动机导向叶片等在结构上具有一定的相似性, 某种程度上间接表明发动机支板、导向叶片等部件采用热管防冰同样具有一定的可行性。

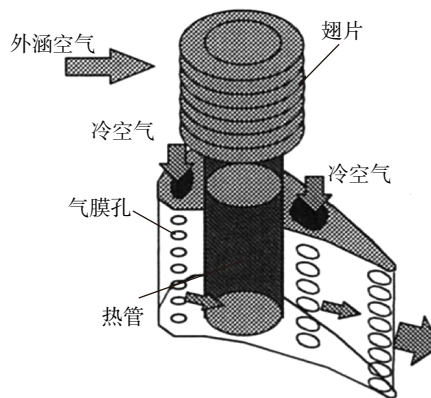


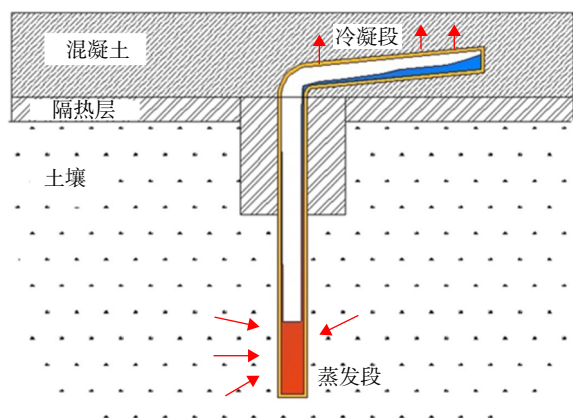
图 17 热管涡轮叶片冷却概念结构图^[57]

Fig. 17 Conceptual structure of heat pipe turbine blade cooling^[57]

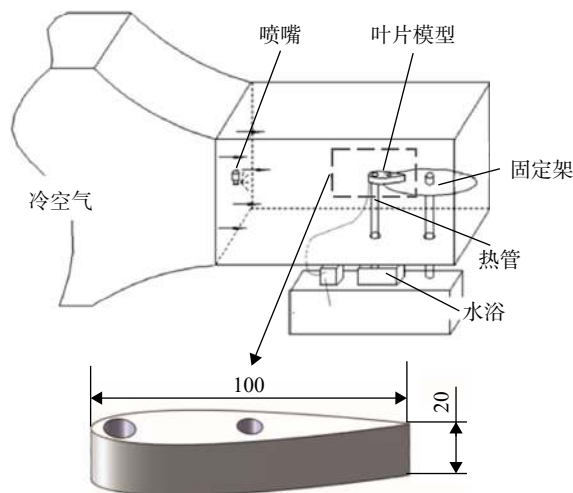
3.2 其他领域热管防冰

热管防冰技术在其他防冰领域同样表现出巨大的应用前景, 20 世纪 60 年代以来, 热管技术逐渐应用于路面防冰/融雪, 用于避免路面结冰而引发的交通安全问题。路面防冰所用热管类型一般为重力热管或毛细芯热管, 布置形式如图 18 所示^[61], 热管一般设计为 L 形, 冷凝段与路面水平成一定角度, 绝热段和蒸发段在地面土壤中垂直。相比于路面机械除冰和化学物品防冰等, 利用地源热的路面热管防冰在节能环保、可持续性等方面更具优势。

Nydahl 等人^[62]在 1969 年最先提出采用热管技术用于路面防冰/融雪, Zorn 等人^[63]研究了路面热管防冰系统的防冰性能, 结果表明, 在环境温度为 -5°C 的条件下, 路面表面无冰雪且温度能维持 5.5°C 左右; Zhang 等人^[64]对机场路面防冰系统进行了实验研究, 热管防冰系统能有效防止路面结冰, 结果还表明路面热管防冰系统对于不同地区路面防冰应用具有很好的适用性。总之, 热管技术应用于桥梁桥面或高速公路等是可行的, 考虑到成本等问题未大范围应用^[65]。

图 18 路面防冰系统示意图^[61]Fig. 18 Schematic diagram of road anti-icing system^[61]

针对风力叶片防冰问题,李岩等人^[66]提出了一种利用风力涡轮机废热的热管防冰方法,并在结冰风洞中结合自然低温条件下对风力叶片模型进行了实验研究。如图 19 所示,防冰用热管是直径为 6 mm 的铜-乙醇圆柱形毛细芯热管,其冷凝端固定于叶片前端钻孔中,热源采用水浴加热。实验结果表明,当热源温度高于 40 ℃ 时,热管叶片防冰系统具有较好的防冰能力,热源温度的越高,风力叶片防冰效果更好。

图 19 风力叶片热管防冰实验系统示意图(单位: mm)^[66]Fig. 19 Schematic diagram of wind blade heat pipe anti-icing experimental system (unit: mm)^[66]

热管优越的传热特性推动了热管技术在其他防冰领域的发展,如将热管技术应用于路面防冰、风力叶片防冰等。虽然其防冰应用环境与飞机上差异性大,但其相关研究也可作为飞机热管防冰系统的工作提供参考。

4 飞机热管防冰研究展望

近些年来国内外学者逐渐意识到热管技术在

飞机防冰领域的应用前景,现阶段热管防冰技术在概念设计、可行性验证等方面已取得一些成果,但由于其运行机理和机上应用环境的复杂性,相关理论研究和实验研究仍处于探索阶段,仍存在许多空白需要填充。基于热管防冰技术的研究现状提出以下建议:

1) 目前热管防冰系统的设计还不够完善,存在传热量较少、传热距离较短及恶劣结冰条件下无法满足防冰要求等问题。应在明确防冰需求的前提下,合理设计热管与防冰部件的集成,开展热管防冰系统相关设计和强化传热研究。旋转热管防冰系统优化重点是冷凝器的集成和腔室结构设计,环路热管防冰系统优化重点是蒸发器结构设计和毛细芯研制技术;采用混合工质或纳米流体等方式同样有利于提高热管的换热性能。此外,热管防冰系统在可拆卸性、热量可控性等方面都有待开展深入研究。

2) 热管防冰系统的实验研究仍十分有限,且大部分集中于可行性验证和热管传热特性研究,缺乏实际结冰条件下的实验验证。一方面需要系统地探索在飞行加速度、飞行姿态、振动、负温度等因素作用下热管的运行机理和传热特性及,另一方面对于不同结冰参数下热管的防冰特性及系统可靠性等方面仍需进行大量的实验研究。

3) 近些年来尽管许多学者在热管机理和数值模拟上进行了大量的研究,但由于热管在飞机防冰领域应用环境的复杂性,许多运行机理和换热特性尚不明确。后续研究应采用仿真和实验相结合的方法,开发能准确反映热管在特定飞行环境下运行规律及传热特性的相变模型和两相流模型,通过数值模拟指导热管防冰系统参数的设计及优化。数值理论研究是将来研究的重点之一。

4) 防冰用热管的传热性能同样受到工质、工作温度、材料、充液率和传热量等因素的影响,且大多研究主要考虑单参数对热管防冰性能的影响,后续需进一步探究以上单个参数或多个参数耦合对热管防冰性能的影响,以探寻最适用于防冰用的热管参数。

5) 飞机上废热热源及防冰冷源一般较为分散,需要对飞机上潜在的热源(废热)和冷源做全面的调查,并对热源和冷源的能量、温度等参数进行量化;此外,如何利用热管系统实现多热源及冷源的整合分配是后续研究需要解决的一个问题,即冷热源的并联或串联工作。

6) 环路热管因其独特的结构形式而适用于飞机绝大部分区域的防冰, 预计可以从飞机机翼和发动机整流罩扩展到飞机襟翼、尾翼等部位的防冰, 而旋转热管受旋转工作条件的限制, 适用于旋转部件发动机帽罩的防冰, 可变导的重力热管在飞机机翼防冰上同样表现出巨大的潜力, 在实际应用之前, 还需要开展更多的数值和实验研究。此外, 对于发动机整流支板等叶片形式的防冰部件, 热气-热管组合防冰方法同样值得关注。

5 结 论

热管防冰系统作为一种被动利用废热的新型防冰系统, 与传统防冰系统相比, 其在提高发动机性能, 系统轻量化和机载能量的梯级综合利用等方面具有很大的优势。现有研究已对热管防冰技术在飞机机翼、发动机整流罩和旋转帽罩等部件上的应用可性能及传热性能进行了初步探索, 获得了一系列的研究成果。热管防冰技术在飞机防冰领域表现出巨大的发展和应用前景, 但目前热管防冰技术仍处于初步发展阶段, 在理论、实验和实际应用等方面还面临诸多问题亟待解决, 未来热管防冰技术应密切结合理论和实验研究, 深入探究热管在机载环境和结冰环境下的运行机理和传热特性, 进而推动热管防冰技术在未来飞机防冰领域的发展和工程应用。

参考文献:

- [1] 陆林杰. 飞机结冰影响与除防冰技术综述[J]. 科技创新与应用, 2020(16): 136-138.
LU Linjie. Overview of aircraft icing influence and anti-icing technology[J]. Technology Innovation and Application, 2020(16): 136-138. (in Chinese)
- [2] 常士楠, 杨波, 冷梦尧, 等. 飞机热气防冰系统研究[J]. 航空动力学报, 2017, 32(5): 1025-1034.
CHANG Shinan, YANG Bo, LENG Mengyao, et al. Study on bleed air anti-icing system of aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1025-1034. (in Chinese)
- [3] 肖春华, 桂业伟, 林贵平. 飞机电热除冰的研究进展与展望[J]. 科技导报, 2011, 29(18): 69-73.
XIAO Chunhua, GUI Yewei, LIN Guiping. A review of studies of aircraft electrothermal de-icing[J]. Science & Technology Review, 2011, 29(18): 69-73. (in Chinese)
- [4] CHANG Shinan, SU Qian, SONG Mengjie. An advanced thermal control technique for aircraft anti-icing/de-icing based on loop heat pipes[M]//Advanced analytic and control techniques for thermal systems with heat exchangers. Amsterdam, Netherlands: Elsevier, 2020: 337-366.
- [5] HERRING R L, COLLINS P K. Aircraft subsystem waste energy recovery and management[R]. Warrendale, US: SAE International, 1990.
- [6] PARK Y, 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(2): 609-618.
- [7] 牛文敬, 连文磊, 林灵娇, 等. 基于热管技术的飞机电作动机构散热特性[J]. 航空动力学报, 2020, 35(4): 711-721.
NIU Wenjing, LIAN Wenlei, LIN Lingjiao, et al. Cooling performance of electric actuating mechanism on aircrafts based on heat pipes[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(4): 711-721. (in Chinese)
- [8] ELLIS M, ANDERSON W, MONTGOMERY J. Passive thermal management for avionics in high temperature environments[R]. Warrendale, US: SAE International, 2014.
- [9] 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.
- [10] 李朋. 极限条件下航空发动机余热回收方式的探究[D]. 天津: 天津工业大学, 2020.
LI Peng. Research on the recovery method of aero-engine waste heat under extreme conditions[D]. Tianjin: Tianjin Polytechnic University, 2020. (in Chinese)
- [11] ANDERSON W G, HOFF S, WINSTANLEY D, et al. Heat pipe cooling of turboshaft engines[R]. Cincinnati, US: ASME 1993 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, 1993.
- [12] SU Qian, CHANG Shinan, ZHAO Yuanyuan, et al. A review of loop heat pipes for aircraft anti-icing applications[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2018, 130: 528-540.
- [13] ANDERSON W G, CHOW P, YERKES K. Loop heat pipes for anti icing of gas turbine inlets[J]. *Journal of Cleaner Production*, 1995, 3(4): 243-244.
- [14] PHILLIPS A, FALE J, GERNERT N, et al. Loop heat pipe qualification for high vibration and high-g environments[R]. AIAA1998-885, 1998.
- [15] PHILLIPS A, GERNERT N. Passive aircraft anti icing system using waste heat[R]. Warrendale, US: SAE International, 1998.
- [16] PHILLIPS A, WERT K L. Loop heat pipe anti icing system development program summary[R]. Warrendale, US: SAE International, 2000.
- [17] YANG P. Research on large civil aircraft loop heat pipe anti-icing technology[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [18] SORIANO E, VALLE P D. Adaptation of current loop heat pipes design into UAVs[R]. Warrendale, US: SAE International, 2011.
- [19] VALLE P D, FERNANDEZ GARC C, DONOVAN M. Passive energy recovery system applied to aeronautical environment testing rig results[R]. Warrendale, US: SAE International, 2013.
- [20] DONOVAN M, VALLE P D. Aeronautical passive energy recovery system based on LHP technology extended test results[R]. Warrendale, US: SAE International, 2014.
- [21] ZHAO Y, CHANG S, YANG B, et al. Experimental study on the thermal performance of loop heat pipe for the aircraft anti-icing system[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2017, 111: 795-803.
- [22] SU Qian, CHANG Shinan, SONG Mengjie, et al. An experimental study on the heat transfer performance of a loop heat pipe system with ethanol-water mixture as working fluid for aircraft anti-icing[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 139: 280-292.
- [23] SU Qian, CHANG Shinan, YANG Chen. Numerical investigation

- on transient and steady phase change heat transfer in the evaporator of a loop heat pipe[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2021, 179: 121671.
- [24] GREGORI C, MISHKINIS D, PRADO P, et al. Loop heat pipe technology for aircraft anti-icing applications[R]. Warrendale, US: SAE International, 2007.
- [25] GILCHRIST S, EWING D, CHING C, et al. Thermal modeling of a rotating heat pipe aero-engine nose cone anti-icing system[R]. Warrendale, US: SAE International, 2004.
- [26] BRAND J H, DOWHAN M J. Anti-icing apparatus and method for aero-engine nose cone: US20090120099[P]. 2009-05-14.
- [27] 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): 022002.
- [28] 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.
- XUAN Yimin, LIAN Wenlei. A new anti-icing method for an aero-engine nose cone[J]. *Chinese Science Bulletin*, 2016, 61(25): 2843-2850. (in Chinese)
- [29] LIAN Wenlei, CHANG Wei, XUAN Yimin. Numerical investigation on flow and thermal features of a rotating heat pipe[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2016, 101: 92-100.
- [30] LIAN Wenlei, HAN Taoyi. Flow and heat transfer in a rotating heat pipe with a conical condenser[J]. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 2019, 101: 70-75.
- [31] LIAN Wenlei, XUAN Yimin. Experimental investigation on a novel aero-engine nose cone anti-icing system[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2017, 121: 1011-1021.
- [32] DU Chenhui, HUANG Degang. Evaluation of thermal management scheme of engine cowl based on rotating heat pipe[J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2022, 2369(1): 012003.
- [33] GONCHAROV K A, NIKITKIN M N, GOLOVIN O A, et al. Loop heat pipes in thermal control systems for "OBZOR" spacecraft[R]. Warrendale, US: SAE International, 1995.
- [34] MAYDANIK Y F. Loop heat pipes[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2005, 25(5/6): 635-657.
- [35] MAYDANIK Y, PASTUKHOV V, CHERNYSHEVA M. Development and investigation of a loop heat pipe with a high heat-transfer capacity[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2018, 130: 1052-1061.
- [36] XIE Y, ZHANG Jie, XIE Liyao, et al. Experimental investigation on the operating characteristics of a dual compensation chamber loop heat pipe subjected to acceleration field[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2015, 81: 297-312.
- [37] XIE Yongqi, ZHOU Yang, WEN Dongsheng, et al. Experimental investigation on transient characteristics of a dual compensation chamber loop heat pipe subjected to acceleration forces[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2018, 130: 169-184.
- [38] WENG C Y, LEU T S. Two-phase flow pattern based theoretical study of loop heat pipes[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2016, 98: 228-237.
- [39] KAYA T, PÉREZ R, GREGORI C, et al. Numerical simulation of transient operation of loop heat pipes[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2008, 28(8/9): 967-974.
- [40] SIEDEL B, SARTRE V, LEFÈVRE F. Literature review: steady-state modelling of loop heat pipes[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2015, 75: 709-723.
- [41] 张先锋, 汪双凤, 霍杰鹏, 等. 基于混合工质小型环路热管的实验研究[J]. *工程热物理学报*, 2011, 32(12): 2093-2095.
- ZHANG Xianfeng, WANG Shuangfeng, HUO Jiepeng, et al. Experimental investigation of miniature loop heat pipe with binary mixture[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2011, 32(12): 2093-2095. (in Chinese)
- [42] BUFFONE C, COULLOUX J, ALONSO B, et al. Capillary pressure in graphene oxide nanoporous membranes for enhanced heat transport in Loop Heat Pipes for aeronautics[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2016, 78: 147-152.
- [43] GRAY V H. The rotating heat pipe: a wickless, hollow shaft for transferring high heat fluxes[R]. ASME Paper 69-HT-19, 1969.
- [44] LI Shuangfei, LIU Zhenhua. Parametric study of rotating heat pipe performance: a review[J]. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 2020, 117: 109482.
- [45] GROLL M, KRAHLING H, MUNZEL W D. Heat pipes for cooling of an electric motor[J]. *Journal of Energy*, 1978, 2(6): 363-367.
- [46] JUDD R L, AFTAB K, ELBESTAWI M A. An investigation of the use of heat pipes for machine tool spindle bearing cooling[J]. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 1994, 34(7): 1031-1043.
- [47] PONNAPPAN R, LELAND J E. High speed rotating heat pipe for aircraft applications[R]. Warrendale, US: SAE International, 1995.
- [48] PONNAPPAN R, HE Q, LELAND J, et al. Test results of a high speed rotating heat pipe[R]. AIAA1997-2543, 1997.
- [49] PONNAPPAN R, LELAND J E. Rotating heat pipe for high speed motor/generator cooling[R]. Warrendale, US: SAE International, 1998.
- [50] 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.
- CHEN Siyuan, LI Pengfei, XUE Zhihu, et al. Recent progress of CAAA heat pipes for military-civil application[J]. *Dual Use Technologies & Products*, 2014(5): 56-58. (in Chinese)
- [51] HASSAN H, HARMAND S. Effect of using nanofluids on the performance of rotating heat pipe[J]. *Applied Mathematical Modelling*, 2015, 39(15): 4445-4462.
- [52] SONG F, EWING D, CHING C Y. Experimental investigation on the heat transfer characteristics of axial rotating heat pipes[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2004, 47(22): 4721-4731.
- [53] DYSON R W, RODRIGUEZ L A, ROTH M E. Solid-state exergy optimized electric aircraft thermal and fault management[R]. AIAA2020-3576, 2020.
- [54] ELLIS M, ANDERSON W, MONTGOMERY J. Passive thermal management for avionics in high temperature environments[R]. Cincinnati, US: SAE 2014 Aerospace Systems and Technology Conference, 2014.
- [55] HENDRICKS T J, TARAU C, DYSON R W. Hybrid electric aircraft thermal management: now, new visions and future concepts and formulation[C]//2021 20th IEEE Intersociety Conference on Thermal and Thermomechanical Phenomena in Electronic Systems (iTherm). Piscataway, US: IEEE, 2021: 467-476.
- [56] DIEBOLD J, LEITHERER B, TARAU C, et al. Development of a large-scale thermosyphon for cooling the fault management system of a MW-scale electric aircraft[R]. AIAA2023-1773, 2023.
- [57] LANGSTON L, FAGHRI A. Heat pipe turbine vane cooling[R]. Washington, US: South Carolina Energy Research and Development Center, 1995.
- [58] YAMAWAKI S, YOSHIDA T, TAKI M, et al. Fundamental heat transfer experiments of heat pipes for turbine cooling[J]. *Journal of*

- [Engineering for Gas Turbines and Power](#), 1998, 120(3): 580-587.
- [59] PETRUCCI M, FAGHRI A. Heat pipe turbine vane integration in gas turbine engines[J]. *Frontiers in Heat and Mass Transfer*, 2019, 11: 37-45.
- [60] MCNICHOLS E O, JONES S M, MIRHASHEMI A, et al. Preliminary study of heat pipe turbine vane cooling in the NASA N+3 reference engine[R]. Virtual, Online: ASME Turbo Expo 2021: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2021.
- [61] OZSOY A, YILDIRIM R. Prevention of icing with ground source heat pipe: a theoretical analysis for Turkey's climatic conditions[J]. [Cold Regions Science and Technology](#), 2016, 125: 65-71.
- [62] NYDAHL J E, PELL K, LEE R. Bridge deck heating with ground-coupled heat pipes: analysis and design[J]. *ASHRAE transactions*, 1987, 93: 939-958.
- [63] ZORN R, STEGER H, KOLBEL T. De-icing and snow melting system with innovative heat pipe technology[R]. Melbourne, Australia: World Geothermal Congress, 2015.
- [64] ZHANG Chi, TAN Yiqiu, CHEN Fengchen, et al. Long-term thermal analysis of an airfield-runway snow-melting system utilizing heat-pipe technology[J]. [Energy Conversion and Management](#), 2019, 186: 473-486.
- [65] VIZITIU R Ș, BURLACU A, SEGHEDEIN N E. An interesting approach for icing prevention of walkways for Romania's climatic conditions[J]. [Procedia Manufacturing](#), 2020, 46: 424-431.
- [66] LI Xiaojuan, GUO Wenfeng, LI Yan, et al. Wind tunnel test of an anti-icing approach by heat pipe for wind turbine blades under the rime ice condition[J]. *Thermal Science*, 2021, 25(6 Part B): 4485-4493.

(编辑: 秦理曼)