

航空发动机整流罩新型防冰方法

宣益民*, 连文磊

南京航空航天大学, 航空发动机热环境与热结构工业和信息化部重点实验室, 南京 210016

* 联系人, E-mail: ymxuan@nuaa.edu.cn

2016-04-05 收稿, 2016-05-04 修回, 2016-05-09 接受, 2016-07-01 网络版发表

摘要 在一定的飞行条件和气象条件下, 航空发动机的进气部件会出现结冰现象, 导致发动机性能恶化甚至危及安全. 目前, 防止发动机结冰的方法主要包括压气机热气防冰和电加热防冰, 不可避免地要消耗用于做功的高压空气或高品位电能. 本文开展利用发动机废热防止整流罩结冰的高效低能耗的新型防冰方法研究. 提出了一种旋转整流罩热管防冰系统结构, 建立了描述旋转整流罩热管防冰系统流动与传热现象的数学模型与设计方法, 研制了典型旋转整流罩热管防冰系统原理样机; 系统地开展了旋转整流罩热管防冰系统性能的数值模拟和冰风洞条件下样机防冰性能的实验验证, 分析研究了发动机转速和传热量等因素对发动机整流罩热管防冰系统性能的影响. 结果表明, 本文建立的旋转整流罩热管防冰性能模型可以较好地预测防冰系统的性能, 建立的防冰样机满足设计气象条件下的防冰要求, 证明了旋转整流罩热管防冰技术的可行性.

关键词 旋转热管, 整流罩, 防冰, 数值模拟, 冰风洞实验

飞机在结冰气象条件下飞行时, 航空发动机的进口部件, 如整流罩、进气道等容易出现结冰现象. 发动机结冰会改变进气道的气动形状, 引起速度场畸变或气流局部分离; 结冰还会减小进入发动机的空气流量, 从而导致发动机推力下降; 如果发生冰脱落, 甚至会造成发动机的损毁, 使飞机的飞行安全受到威胁^[1,2]. 目前航空发动机的防冰系统多采用热气防冰和电加热防冰技术^[3]. 热气防冰是从压气机引出热空气加热部件表面以防止结冰, 由于消耗了用于做功的高压空气, 会导致发动机性能和效率下降. 例如, 从发动机高压压气机最后一级引气1%, 会导致发动机推力减小约3%^[4]. 电加热防冰将电能转变为热能从而有效加热防冰表面, 但不可避免地要消耗数量可观的高品位能量. 航空发动机特有的高可靠性、低油耗的性能目标, 对防冰系统提出了更高的要求. 如何满足高效、可靠、低能耗的防冰需求, 保障发动机稳定、安全工作的同时降低燃油消耗, 是当今

民用航空发动机设计和运行中的主要问题之一, 也是未来高性能航空发动机研制中亟待解决和突破的关键问题之一.

发动机正常工作时产生大量的废热, 通过各种方式散发至环境. 如果能将部分废热(例如润滑油热、高压空气热)作为抑制冰形成的热源, 利用高效的传热机构将热量从热源稳定传输到发动机整流罩表面, 也可以实现防除冰的目的. 一种可能选择的高效传热元件是依靠内部工质气液两相循环实现热量传递的热管^[5]. 对于发动机的旋转部件, 可利用旋转热管原理^[6,7]实现转子轴向热量的高效传输. 如果将旋转热管集成于整流罩的旋转轴, 可以借助整流罩的自转将发动机废热传递至其冷表面, 从而实现防冰目的. 相比于传统的防冰手段, 采用旋转热管的防冰技术具有以下优点: 不需要从压气机引气, 不影响发动机工作效率; 不需要额外的能量输入; 防冰的同时兼顾润滑油冷却(利用滑油废热时)或发动机中冷

引用格式: 宣益民, 连文磊. 航空发动机整流罩新型防冰方法. 科学通报, 2016, 61: 2843–2850

Xuan Y M, Lian W L. A new anti-icing method for an aero-engine nose cone (in Chinese). Chin Sci Bull, 2016, 61: 2843–2850, doi: 10.1360/N972016-00445

(利用高压空气废热时); 热管结构简单, 无运动部件, 可靠性高。

航空发动机热管防冰技术的相关研究很少. 2009年, Gilchrist^[8]曾提出了一种利用旋转热管实现整流罩防冰的设想, 采用广泛应用于旋转热管传热性能研究的一维膜状冷凝/蒸发模型^[6-10]描述热管内液体的流动传热过程, 在忽略蒸汽复杂流动影响的简化条件下, 计算分析了整流罩防冰的能力. 这种简化的理论模型不能深入揭示旋转热管内的两相流动与传热机理, 特别是分析旋转热管内蒸汽的复杂流动及其对液体流动的影响、惯性离心力场诱导的蒸发段液体自然对流特性等, 使得对整流罩热管防冰系统运行特性的理论分析存在较大的局限性, 难以准确预测其防冰性能; 此外, 所设想的热管结构复杂, 难以维持稳定的两相循环流动, 因而并未开展相关的实验研究以验证该设想。

总体上, 虽然热管防冰技术具有很好的应用前景, 但旋转热管内部两相流动和相变传热过程十分复杂, 迄今尚未建立较为完善的理论模型以深入揭示惯性离心力、表面张力、相变驱动力、黏性力、物性变化等综合作用下的液气两相循环和能量传递规律, 这为整流罩热管防冰系统性能的理论分析和设计带来了很大的挑战. 正是由于缺乏可靠的设计方法与实验验证, 未见发动机热管防冰应用实例及实验研究的相关报道, 其可行性仍得不到证实. 因此, 对旋转整流罩热管防冰系统开展深入的理论和实验研究, 具有重要的学术价值和工程意义。

本文针对航空发动机旋转整流罩开展热管防冰方法研究, 首先提出一种旋转整流罩热管防冰结构; 建立描述旋转整流罩热管防冰系统两相流动与传热宏观现象的数学模型, 通过数值模拟揭示旋转整流罩热管防冰系统的运行特性; 在此基础上研制典型旋转整流罩热管防冰系统的原理样机, 开展样机防冰性能的冰风洞验证实验. 研究目的旨在深入揭示旋转整流罩热管防冰系统的传热机理及性能影响机制, 从而建立旋转整流罩热管防冰系统的设计方法, 以及实验验证整流罩热管防冰技术的可行性。

1 模型建立

本文提出了一种旋转整流罩热管防冰结构, 如图1所示. 图中阴影区域为固体域, 空白区为流体域, 发动机整流罩内壁为圆锥面, 热管冷凝端部具有与

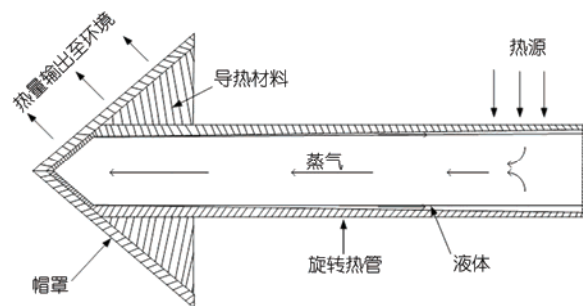


图1 旋转整流罩热管防冰系统示意图

Figure 1 Schematic of the rotating nose cone anti-icing system based on a RHP

整流罩内壁相同的锥度以方便配合, 蒸发段和绝热段为圆筒结构, 内径自蒸发段至冷凝段逐渐减小. 在整流罩和热管之间填充轻型导热材料, 以减小热管与整流罩之间的热阻. 为了保证低温环境下的正常运行, 采用低温工质(如乙醇等). 热管可装配于发动机转轴内部, 由发动机转轴带动其旋转, 以高温润滑油或高压空气作为热源. 发动机工作时热源温度高于环境温度, 热管蒸发段液体吸热蒸发, 蒸汽在压差的作用下到达冷凝端放热凝结, 冷凝液在旋转离心作用下回到蒸发段, 周而复始, 持续循环, 热量由热源传递至整流罩外表面而防止其结冰。

为了建立整流罩热管防冰系统性能的设计方法, 需要明确该系统的热量传递特性, 对旋转热管内部工质的流动与传热、管壳的导热, 以及填充材料与整流罩的导热进行理论分析, 其中的重点在于旋转热管内部工质的流动和传热过程. 旋转热管内部工质受到旋转速度、传递的热流密度、物性参数等因素的影响, 在旋转惯性力、表面张力、相变驱动力、黏性力等综合作用下, 通过气液两相的循环实现热量传递. 旋转热管传热特性理论研究的重点在于揭示上述因素如何作用于流体的流动和传热过程, 如何影响整流罩热管防冰系统的能力, 以及如何利用各影响因素的匹配以实现良好的防冰性能. 为此, 本文基于连续介质假设, 从流体力学和传热学理论出发, 考虑惯性离心力、表面张力、黏性力、相变过程等对旋转热管液气流动和传热特性的影响, 建立描述整流罩热管防冰系统工质两相流动、相变传热, 以及固体导热过程的宏观数学模型, 通过数值模拟研究整流罩热管防冰系统性能的影响机制, 为防冰系统的设计提供理论基础。

我们在前期研究中曾采用欧拉-欧拉多相流模

型,将液体和蒸汽作为一个整体的区域,建立了包含完整N-S方程组的液气两相流动与相变传热传质数学模型,针对典型旋转热管的流动和传热特性开展了数值模拟研究,模型预测结果与实验结果吻合较好,证明了模型的可靠性^[11].本文采用该模型描述整流罩热管防冰系统工质的流动与传热过程,在动量守恒方程中定义源项,模拟表面张力、由不均匀惯性离心加速度和流体密度随温度变化而导致的浮升力,模拟液气的流动特性及相互作用;追踪相界面,建立气液相变模型^[11],在相界面单元定义连续性方程的源项,模拟气液相变过程的相间质量传递,定义能量守恒方程的源项,模拟蒸发和冷凝过程产生的相间能量传递.由于防冰系统关于中心线具有对称性,假设旋转热管运行时各物理量无周向梯度,旋转运动通过在动量方程中定义离心力实现,采用二维轴对称模型对该系统进行数值模拟,如图2所示.

流体的动量边界定义为无滑移边界,流体和固体界面设为耦合壁面条件,初始条件全场速度为零,温度为300 K.首先分析了不同转速(1000, 2000, 3000 r/min),不同传热量(500, 1000, 2000, 3000 W)下整流罩热管防冰系统的传热性能,蒸发段和整流罩外壁面定义为恒定热流边界.然后对典型气象条件下的防冰系统性能进行模拟,热源采用滑油,温度为94℃,来流空气速度为93 m/s,空气温度为-10℃,空气中的液态水含量为2 g/m³,水滴平均直径为20 μm;蒸发段外壁面采用第三类热边界条件,来流温度为滑油温度,换热系数定义为不同值以进行对比分析;整流罩外壁面定义为第三类热边界条件,来流温度为空气温度,换热系数分布根据整流罩在定温条件下与来流空气的温差以及该条件下的防冰热载荷^[12]计算求得,反映了空气对流换热和水滴撞击吸热共同作用的结果.

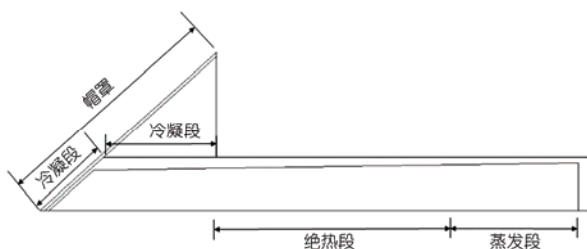


图2 旋转整流罩热管防冰系统几何模型

Figure 2 Computational domain of the rotating nose cone anti-icing system based on a RHP

2 数值模拟

首先通过数值模拟研究了整流罩热管防冰系统在不同旋转速度和不同传热量下的运行特性.随着系统传热量的增大,蒸发段和整流罩的平均温差也随之增大,而温差随转速的提高有所下降.图3表示了防冰系统总热阻 R 与传热量 Q 和转速 n 的关系,总热阻由下式计算:

$$R = \frac{T_e - T_c}{Q}, \quad (1)$$

其中, T_e 表示蒸发段外壁面的平均温度,单位为K; T_c 表示整流罩外壁面的平均温度,单位为K; Q 表示防冰系统传递的热量,单位为W;总热阻 R 单位为K/W.由图3可见,随着传热量的增大,防冰系统的总热阻下降,高转速下尤其明显,这是因为传热量增大强化了工质的自然对流换热,这种影响随着转速的提高(惯性离心力增大)而更加显著.转速较低时,系统的总热阻随转速的提高而显著降低;在高转速下,总热阻的下降幅度相对较小.总之,防冰系统的总热阻随转速提高和传热量增大而下降.针对发动机的具体工况,可以根据其转速和所需要的防冰热载荷确定总热阻,如果总热阻小于该工况下的热阻上限(由冷热源温度和防冰热载荷确定),系统才具备防冰的前提.

针对典型气象条件(来流空气速度93 m/s,温度-10℃),对旋转热管防冰系统的性能进行数值模拟,蒸发段外部来流温度取对应工况下的滑油温度,表面传热系数 h 取不同值进行计算研究,整流罩外部来流温度取来流空气温度,表面换热系数由防冰热载

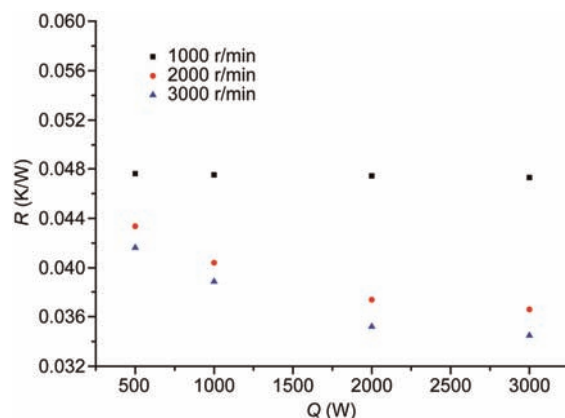


图3 (网络版彩色)防冰系统总热阻随传热量和转速的变化

Figure 3 (Color online) Change in the total thermal resistance of the anti-icing system with heat transfer rate and rotational speed

荷计算过程求得. 整流罩与热管之间填充材料的导热系数 k 取不同值进行研究. 图4所示为防冰系统的传热量计算结果, 横坐标为蒸发段与热源之间的表面换热系数, 参考变量为填充材料的导热系数, 单位是 $\text{W/m}^2\text{K}$, 虚线表示该工况下的防冰热载荷目标值. 由图4可见, 防冰系统的传热量随 h 和 k 的增大而增加, 提高这两个参数都有利于系统总热阻的减小和传热量的增大. 填充导热材料后, 系统的传热量显著增大, 这得益于冷凝段并联了填充材料的导热热阻, 总热阻显著下降; 随着导热系数 k 增大, 传热量进一步增大. 在其中5种条件下, 计算得到的系统实际传热量大于防冰热载荷目标值, 但是, 要分析各条件下系统的防冰可行性, 还要分析整流罩外表面的温度分布情况.

整流罩外表面温度分布特性如图5所示, 横坐标表示整流罩表面点与驻点的无量纲距离, 纵坐标为该点温度值. 在整流罩靠近驻点的约1/3区域, 整流罩温度维持在比较高的水平, 而且最高点在该区域的中间位置, 这是因为在该区域内, 驻点处整流罩表面与环境之间的换热系数最高, 换热强度最大, 换热系数向周边逐渐降低, 因此最高温点与驻点有一定距离. 在靠近驻点1/3区域以外, 温度显著下降, 整流罩整体温度分布不均匀. 填充导热材料后, 中心高温区的温度下降, 外围区域温度上升, 整流罩的均匀性得到很大改善, 随着填充材料导热系数的增大, 整流罩均匀性提高, 整流罩高于结冰点的区域明显增大. 蒸发段表面

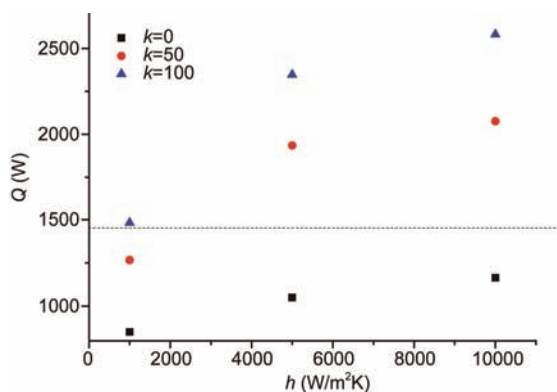


图4 (网络版彩色) 实际工况下的防冰系统传热能力($v=93\text{ m/s}$, $T=-10^\circ\text{C}$)

Figure 4 (Color online) Heat transfer capacity of the anti-icing system under a real operation condition ($v=93\text{ m/s}$, $T=-10^\circ\text{C}$)

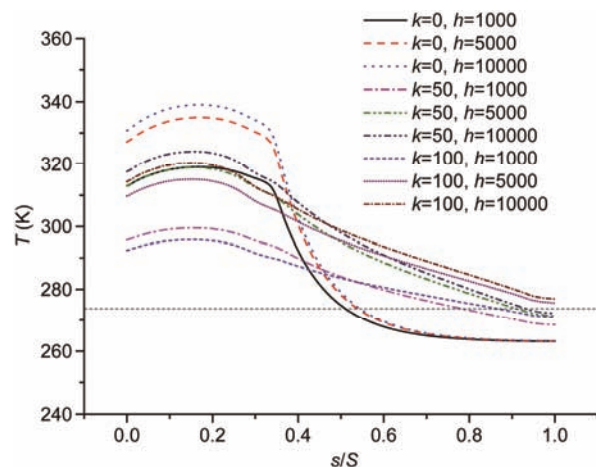


图5 (网络版彩色) 整流罩外表面温度分布特性($v=93\text{ m/s}$, $T=-10^\circ\text{C}$)

Figure 5 (Color online) Temperature distribution on the outer wall of the nose cone ($v=93\text{ m/s}$, $T=-10^\circ\text{C}$)

传热系数的增大则导致整流罩表面温度的整体上升. 填充材料导热系数为 $100\text{ W/m}^2\text{K}$, 蒸发段表面传热系数为 5000 和 $10000\text{ W/(m}^2\text{K)}$ 时, 整流罩整个表面的温度高于结冰点, 具有防止结冰的能力. 实际应用中, 只要保证填充材料在主要传热方向上的导热系数高于上述需求, 考虑扩展蒸发段外表面积以减小传热系数的需求, 从而提高工程可实现性.

3 原理样机实验研究

理论研究结果说明旋转整流罩热管防冰系统具有防冰的可能性, 本文研制了整流罩热管防冰系统原理样机, 对其防冰能力进行冰风洞实验验证. 图6所示为防冰系统原理样机主要部分的实物图. 旋转控制系统由无霍尔直流电动机、Invnt Goodrive300驱动器、弹性联轴器, 以及轴承等组成. 电动机功率 3.7 kW , 额定扭矩 5 Nm , 转速范围为 $0\sim 10000\text{ r/min}$. 电机通过驱动轴将动力传递至热管, 驱动轴一端依靠正旋螺纹与热管配合, 另一端依靠弹性联轴器与电机同轴连接. 热管轴向装配2对轴承以支撑实验本体, 轴承内圈和热管之间由聚四氟乙烯套过渡, 以减少热量散失. 采用电阻型加热器向热管提供热源, 热功率由IT6726型直流稳压电源控制和监测, 加热器与热管壁通过热辐射和空气对流的方式传递热量, 外部加装硅酸铝



图6 (网络版彩色)整流罩热管防冰系统原理样机实物图。1 整流罩; 2,4 绝热层; 3,8 轴承及支座; 5 底座; 6 电加热器; 7 加热器支架; 9 样机转轴; 10 数据采集及发射装置; 11 电动机支座; 12 电动机; 13 联轴器

Figure 6 (Color online) Prototype of the nose cone anti-icing system based on a RHP. 1 Nose cone; 2,4 heat insulator; 3,8 bearing and support; 5 base; 6 electric heater; 7 support of the heater; 9 rotating shaft; 10 data acquisition and launch system; 11 support of the electric motor; 12 electric motor; 13 coupling

保温材料, 避免热量损失。热管管壁温度采用K型热电偶测量, 电势差信号经补偿电路处理后再通过数据无线传输模块将信息转换成无线电波由天线发射端发射, 再由与计算机相连的无线接收端接收。

旋转热管管壳为紫铜, 工质为无水乙醇, 采用抽真空工艺进行充液。管内径自蒸发段至冷凝段由大变小, 冷凝端部为圆锥面, 其内部锥度与外部保持一致, 内部有平直肋片结构以扩大冷凝面积。热管热端有螺纹结构以安装驱动轴, 管外有法兰结构以安装整流罩。整流罩材料为铝合金, 锥度 80° , 厚度5 mm, 边缘有12个螺纹孔以进行装配。在整流罩和热管的空隙处填充了纯铜多孔材料, 其有良好的热传导性能且密度适中, 如图7所示。

样机安装于风筒内组成冰风洞实验段, 如图8所示。风筒内径600 mm, 长度1 m, 右前方开玻璃视窗, 视窗框内有热气通道和喷射孔, 与热气管道连接以加热玻璃防止视窗结冰。风筒作为冰风洞的一段安装在A617冰风洞实验台上, 侧面架设

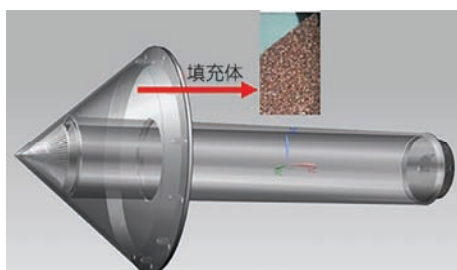


图7 (网络版彩色)整流罩和热管装配效果图

Figure 7 (Color online) Assembly drawing of the nose cone and the RHP

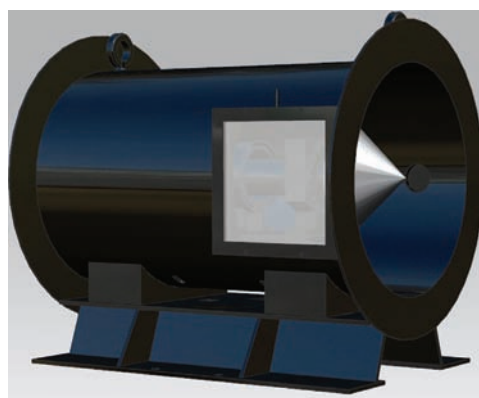


图8 (网络版彩色)冰风洞实验段

Figure 8 (Color online) Experimental section of the ice wind tunnel

IDT公司的Y4高速相机对整流罩进行拍照。在实验段视窗一侧用功率100 W的LED灯作为照明光源。

对样机在发动机结冰工况下的性能开展了冰风洞实验研究。实验时先开启风洞, 调节参数使其达到目标值, 同时开启电机和热源, 使样机达到转速目标值, 控制加热量保证热管蒸发段外壁面温度不超过相应工况的计算结果(即以滑油作为热源时蒸发段外壁面温度)。待样机和风洞参数稳定, 开始喷雾并记录整流罩结冰过程。图9所示为发动机转速3200 r/min, 来流风速93 m/s, 气温 -10°C , 液态水含量 2 g/m^3 工况下的对比组实验结果, 热源处于关闭状态, 从而确定整流罩的结冰情况。图10所示为样机工作状态下的结果, 整流罩表面未见结冰。

实验结果表明, 在未施加防冰手段的条件下, 整流罩表面迅速结冰, 冰层厚度大且不均匀, 表面有明显凸起, 会对空气流场产生影响。防冰系统样机启动后, 系统表现出明显的防冰效果, 从能量传递角度验证了旋转整流罩热管防冰技术的可行性。

4 结论

本文提出了一种基于旋转热管技术的航空发动机整流罩防冰系统结构, 建立了整流罩热管防冰系统能量传递的数学模型, 数值模拟了旋转整流罩热管防冰系统的工作特性, 获得了热管防冰系统性能的影响机制和设计方法。结果表明, 旋转整流罩热管防冰系统的传热性能受转速、传热量等因素的影

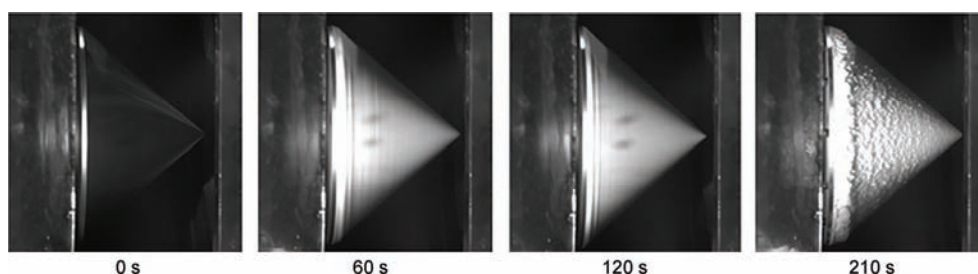


图9 整流罩结冰过程($v=93\text{ m/s}$, $T=-10^\circ\text{C}$, 对比组)

Figure 9 Icing procedure of the nose cone($v=93\text{ m/s}$, $T=-10^\circ\text{C}$, reference operating condition)

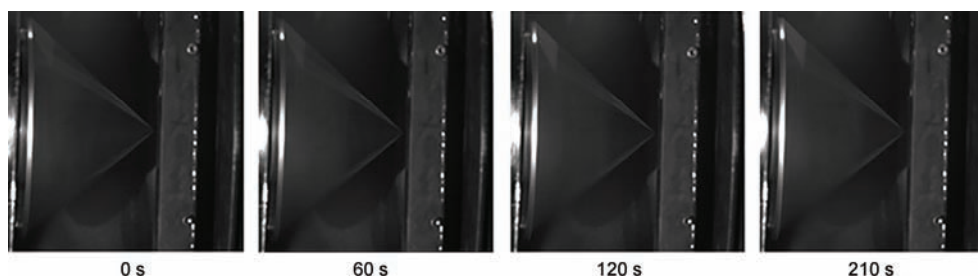


图10 整流罩防冰过程($v=93\text{ m/s}$, $T=-10^\circ\text{C}$)

Figure 10 Anti-icing performance of the nose cone($v=93\text{ m/s}$, $T=-10^\circ\text{C}$)

响, 其总热阻随传热量的提高和转速的提高而下降; 整流罩与热管直接接触的区域温度高且相对均匀, 离开热管的区域温度迅速下降, 热管与整流罩之间填充材料的导热性能是影响整流罩温度均匀性的关键因素; 蒸发段与滑油之间传热系数的增大导致整流罩温度的整体上升; 要使整流罩外表面所有区域温度高于结冰点, 需要足够高的填充材料导

热系数和蒸发段外表面换热系数. 研制了整流罩热管防冰系统原理样机, 开展了样机的冰风洞实验, 结果表明, 在未施加防冰手段的条件下, 整流罩表面迅速结冰, 冰层厚度大且不均匀, 防冰系统样机工作后表现出明显的防冰效果. 本文通过理论和实验研究, 从能量传递角度验证了发动机旋转整流罩热管防冰新技术的可行性.

参考文献

- 1 McVey O, Pullen R. Inclement weather and aircraft engine icing. In: Proceedings of SAE aircraft engine icing conference and exhibition. Seville, 2007
- 2 Graversen P. Grand based measuring and warning of weather conditions in which engine icing may occur. In: Proceedings of SAE aircraft engine icing conference and exhibition. Seville, 2007
- 3 Qiu X G, Han F H. Aircraft Anti-Icing System (in Chinese). Beijing: Aviation Professional Teaching Materials Editing Group, 1985 [裴燮纲, 韩风华. 飞机防冰系统. 北京: 北京航空教材编审组, 1985]
- 4 Hu Y P. Numerical simulation on the ice accretion of the entry components of an aero-engine (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009 [胡娅萍. 航空发动机进口部件积冰的数值模拟研究. 博士学位论文. 南京: 南京航空航天大学, 2009]
- 5 Faghri A. Heat Pipe Science and Technology. London: Taylor & Francis Publishing Company, 1995
- 6 Bertossi R, Guilhem N, Ayel V, et al. Modeling of heat and mass transfer in the liquid film of rotating heat pipes. Int J Therm Sci, 2012, 52: 40–49
- 7 Jankowski T A. Numerical and experimental investigations of a rotating heat pipe. Dissertation for Doctoral Degree. Albuquerque: The University of New Mexico, 2007

- 8 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 Therm Sci Eng Appl*, 2009, 1: 1–11
- 9 Hassan H, Harmand S. Effect of using nanofluids on the performance of rotating heat pipe. *Appl Math Modelling*, 2015, 39: 4445–4462
- 10 Song F, Ewing D, Ching C Y. Fluid flow and heat transfer model for high-speed rotating heat pipes. *Int J Heat Mass Tran*, 2003, 46: 4393–4401
- 11 Lian W L, Chang W, Xuan Y M. Numerical investigation on flow and thermal features of a rotating heat pipe. *Appl Therm Eng*, 2016, 101: 92–100
- 12 Zhao L. Investigation on the ice accretion characteristics and anti-icing heat loads of the aero-engine nose cone (in Chinese). Dissertation for Master Degree. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2015 [赵磊. 航空发动机整流罩结冰特性及防冰热载荷的分析研究. 硕士学位论文. 南京: 南京理工大学, 2015]

A new anti-icing method for an aero-engine nose cone

XUAN YiMin & LIAN WenLei

Key Laboratory of Aero-engine Thermal Environment and Structure, Ministry of Industry and Information Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

Ice accretion may occur on the entry components of an aero-engine under certain weather and flight conditions, which would lead to the deterioration of the engine performance and even severe safety problems. Anti-icing systems have been used including hot air anti-icing system, which consumes high pressure air from the compressor, and electronic heating system, which consumes high grade electronic energy. Compared with the traditional anti-icing methods, an efficient and low energy consumption anti-icing technique based on the rotating heat pipe (RHP) has a great advantage and good application potential, which utilizes the waste heat of the aero-engine. Until now, however, the mechanism of the heat transfer in a RHP has not been clearly revealed yet, due to the complexity of the two phase flow and phase change process occurred in the RHP, which makes it difficult to establish the design method for the aero-engine anti-icing system based on a RHP. Furthermore, the feasibility of the anti-icing system based on a RHP has not been confirmed by experiments. Therefore, the present work is focused on the theoretical and experimental investigations on the rotating nose cone anti-icing technique based on a RHP, in order to explore the two phase flow and heat transfer mechanism of such an anti-icing system, and to reveal the effects of different parameters on the performance of the system, which may provide the theory basis for the design of the nose cone anti-icing system based on a RHP. Furthermore, it is expected that the feasibility of the anti-icing system based on a RHP can be confirmed by the experiments on a prototype, providing the basis for the engineering applications.

In this study, a nose cone anti-icing structure based on a RHP has been proposed, and the mathematical model based on the complete Navier-Stokes equations was established to explore the details of fluid flow and heat transfer in the anti-icing system. The volume of the fluid (VOF) model was employed for the simulation of two phase flow, and a new phase-change model was introduced to predict the evaporation and condensation processes in the RHP while the balance between the evaporative and condensing masses was considered. Numerical simulations have been carried out to study the operation characteristics of the system. The impact of parameters such as the rotational speed, the heat transfer rate, heat conductivity of the filler and heat transfer coefficient between the heat pipe and heat source on the performance of the anti-icing system have been examined. A prototype of the nose cone anti-icing system based on a RHP has been developed for the ice wind tunnel tests. The results indicated that the anti-icing system has the ability to maintain the temperature of the nose cone above the freeze point under certain conditions. It is found that the theoretical model can be used to predict the performance of the nose cone anti-icing system based on a RHP, and the prototype has a satisfactory anti-icing performance. The investigations laid a solid foundation for the engineering applications of the anti-icing technique based on RHPs.

rotating heat pipe, nose cone, anti-icing, numerical simulation, ice wind tunnel test

doi: 10.1360/N972016-00445