

# 用于多电飞机热管理的泵驱两相冷却系统设计及性能分析

吴韬<sup>1</sup>,王立志<sup>1\*</sup>,戎毅<sup>1</sup>,张雪琴<sup>1</sup>,汤一村<sup>2</sup>

(1.沈阳飞机设计研究所扬州协同创新研究院有限公司,江苏扬州 225006; 2.南昌大学先进制造学院,江西南昌 330031)

**摘要:**为解决多电飞机电作动装置和电子设备等高热流密度器件的散热问题,提出一种多蒸发器并联的泵驱两相冷却系统。基于热载荷特性,完成冷却系统总体方案设计,并采用模拟仿真方法对泵驱两相冷却系统的运行性能开展分析评估。结果表明,设计的通道尺寸小于1 mm的微通道蒸发器可有效冷却电子设备和电作动装置40 W/cm<sup>2</sup>以上热流密度的热载荷;冷却系统具有良好的稳态性能和动态性能,能有效消纳40 kW发热量。提出的泵驱两相冷却系统设计方案在运行工况下均能满足各冷却对象的冷却控温需求。

**关键词:**泵驱两相冷却系统;多蒸发器并联;微通道蒸发器;稳态性能;动态性能

**中图分类号:**TK124 **文献标志码:**A

**引用格式:**吴韬,王立志,戎毅,等.用于多电飞机热管理的泵驱两相冷却系统设计及性能分析[J].山东大学学报(工学版),2026,56(2):139-146.

WU Tao, WANG Lizhi, RONG Yi, et al. Design and performance analysis of pumped two-phase cooling system for more electric aircraft thermal management[J]. Journal of Shandong University (Engineering Science), 2026, 56(2):139-146.

## Design and performance analysis of pumped two-phase cooling system for more electric aircraft thermal management

WU Tao<sup>1</sup>, WANG Lizhi<sup>1\*</sup>, RONG Yi<sup>1</sup>, ZHANG Xueqin<sup>1</sup>, TANG Yicun<sup>2</sup>

(1. Yangzhou Collaborative Innovation Research Institute Co., Ltd., Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Yangzhou 225006, Jiangsu, China; 2. School of Advanced Manufacturing, Nanchang University, Nanchang 330031, Jiangxi, China)

**Abstract:** In order to address the heat dissipation problem for high heat flux devices such as electric actuators and electronic equipment on more electric aircraft, in this paper a pumped two-phase cooling system with multiple evaporators in parallel was proposed. Based on the characteristics of the thermal load, the overall design of the cooling system was completed, and the operating performance of the pumped two-phase cooling system was analyzed and evaluated using simulation methods. The results showed that the microchannel evaporators with a channel size of less than 1 mm could effectively cool electronic devices and electric actuators with a heat flux density of more than 40 W/cm<sup>2</sup>. The cooling system exhibited excellent steady-state and dynamic performance and could effectively dissipate up to 40 kW heat load. Under all the operating conditions studied in this paper, the cooling and temperature control requirements were all met.

**Keywords:** pumped two-phase cooling system; multiple evaporators in parallel; microchannel evaporators; steady-state performance; dynamic performance

## 0 引言

随着航空科技的发展,多电飞机(more electric

aircraft, MEA)成为未来飞机发展的必然趋势。与传统飞机相比,多电飞机具有结构简单、可靠性高、维护成本低、生存能力强等优点。因此,多电飞机成为航空领域的研究热点,受到广泛关注<sup>[1-2]</sup>。

收稿日期:2024-12-14

基金项目:国家自然科学基金资助项目(52406090);江西省自然科学基金资助项目(20242BAB20212)

第一作者简介:吴韬(1992—),男,辽宁沈阳人,高级工程师,博士,主要研究方向为飞机热管理系统设计及机载设备高效冷却技术。

E-mail:wutao\_921006@163.com

\*通信作者简介:王立志(1991—),男,吉林长春人,高级工程师,博士,主要研究方向为飞机热管理系统设计。E-mail:lychee@mail.ustc.edu.cn

功率电传是多电飞机的主要特征之一,主要通过电作动装置实现。电作动装置采用电驱动,取代传统的液压泵、管路等复杂系统,大大简化系统结构,使飞机具有结构简单、效率高、维护方便等优点。虽然电作动装置有诸多优点,但在飞机上全面推广仍有许多技术上的问题需要解决,如随着电作动装置高功率密度的提高,产热量不断增大,在密闭空间中散热困难。因此,电作动装置散热是急需解决的一个关键问题<sup>[3-5]</sup>。除电作动装置外,随着飞机性能需求不断提升,机上任务系统大功率电子设备散热需求也不断增加,急需采取高效冷却技术进行冷却,防止因超温造成的效率性能降低甚至设备损坏。

在众多冷却控温技术中,泵驱两相冷却技术具备功耗小、换热能力强、均温性好、扩展能力强等诸多优点<sup>[6-10]</sup>,可以解决空间小、热负荷高、热源多等复杂冷却问题。该技术最初应用于航天冷却系统,后经不断发展,已成功应用于风力发电、数据中心、矿山机械、军用车载电子等领域。

针对未来多电飞机的机载大功率电子设备及电作动装置散热需求,本研究基于泵驱两相冷却技术设计多蒸发器并联式两相冷却系统方案,并建立性能仿真评估模型,通过开展仿真计算验证设计方案的可行性和合理性。

## 1 冷却系统方案设计

### 1.1 总体方案

多蒸发器并联式两相冷却系统总体方案如图1所示。冷却工质在机械循环泵驱动下从储液罐进入并联的各蒸发支路,通过沸腾换热实现大功率电子设备和电作动装置的冷却;经蒸发支路吸热由液相变为气液两相的工质混合后进入冷凝器,将热量释放给燃油热沉后由气液两相变为液相,再次通过储液罐进入循环泵,如此往复。

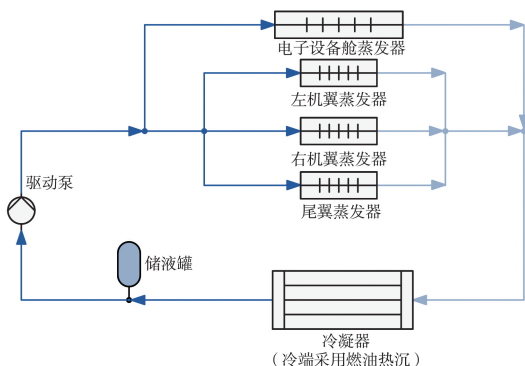


图1 泵驱两相冷却系统总体方案示意图

Fig.1 Schematic diagram of pumped two-phase cooling system

对于小功率设备,单相液体冷却技术成熟度较高,而雷达不定时开启造成的大量热载荷输入对冷却系统设计造成一定困难,因此在两相冷却回路设计时只考虑飞机电子设备舱内任务系统及飞管系统的大功率电子设备。此外,本方案假设飞机上有3个电作动装置,分别布置在左、右机翼及尾翼处。根据现有型号飞机热管理系统设计需求,确定电子设备控温需求为 $-55\sim 70\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,设计热载荷为 $10\text{ kW}$ ;电作动装置控温需求为 $-55\sim 110\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,设计热载荷为 $30\text{ kW}$ (左右机翼电作动装置热载荷均为 $12\text{ kW}$ ,尾翼电作动装置热载荷为 $6\text{ kW}$ )。两相冷却回路采用燃油(RP-3)作为冷端热沉,设计工况下燃油温度为 $30\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,流量为 $111.2\text{ L/min}$ 。

### 1.2 工质选用

两相冷却系统主要依靠工质的相变传递热量,因此工质的物理性质对系统的工作特性具有重要的影响。一般来说,循环工质应该具有良好的热稳定性和化学性,在工作温度范围内蒸气压力不宜过高也不宜过低,并且工质应与管路和系统部件材料相容。结合实际工程应用,综合考虑几种常见工质,最终选用R134a型氟利昂作为工质。R134a型氟利昂化学性能稳定,与绝大多数材料均相容,是常用的环保型氟利昂材料,其饱和蒸气压、汽化潜热等均适合<sup>[11]</sup>。

### 1.3 部件选型设计

#### (1) 蒸发器

在两相冷却系统中使用基于微小通道流动沸腾技术的微通道蒸发器实现电子设备和电作动装置的热量收集。用于电子设备冷却的蒸发器如图2所示。

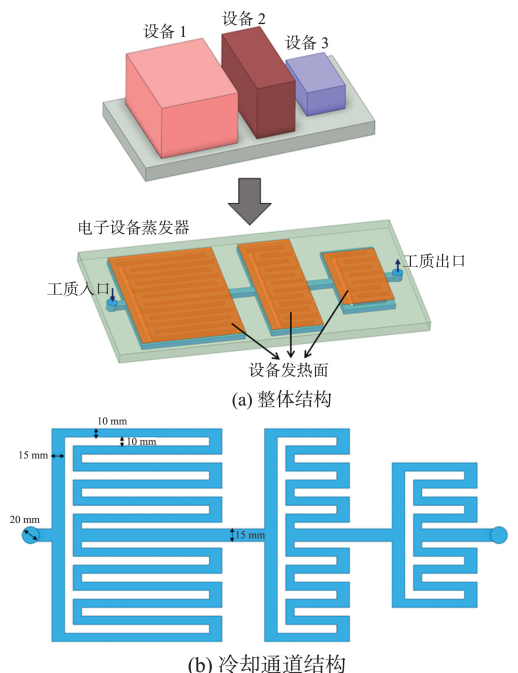


图2 电子设备蒸发器示意图

Fig.2 Schematic diagram of electronic device evaporator

该蒸发器的主要冷却对象为飞管分系统和任务分系统的电子对抗装置、通信装置等电子设备。蒸发器布置在设备底部以靠近设备发热部位从而提高冷却能力。蒸发器采用整体串联的布局方式,从入口到出口,冷却工质依次流过各电子设备发热区域进行冷却;在各电子设备发热区域采用蛇形流动布局以增加换热面积从而提升冷却能力。考虑到电子设备热流密度相对较小,冷却通道取较大几何尺寸,即10 mm×10 mm,冷却通道间距取10 mm。

电作动装置蒸发器的冷却对象为电作动器的电机。本研究对电作动装置的电机做一定简化,忽略其用于安装固定的螺孔和用于自然散热的翅片等复杂结构,将电机发热结构等效为一薄壳长方体,发热面为该长方体的4个外表面(尺寸为12 cm×6 cm)。电作动器电机简化结构示意图如图3所示。

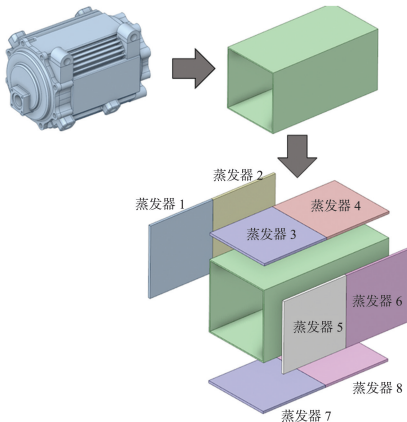


图3 电作动器电机简化结构示意图

Fig.3 Simplified schematic diagram of electric actuator motor structure

为了对电机进行冷却,在其发热面布置8个蒸发器(每个散热面上布置2个蒸发器),各蒸发器的工质进出采用并联式布局。每个蒸发器冷却结构相同,均采用模仿植物叶脉和根系的交叉脉通道<sup>[12]</sup>,其分支脉与主脉呈45°夹角,每个冷却通道的截面为0.4 mm×1.0 mm的矩形,通道间距为0.4 mm。电作动机构蒸发器示意图如图4所示。

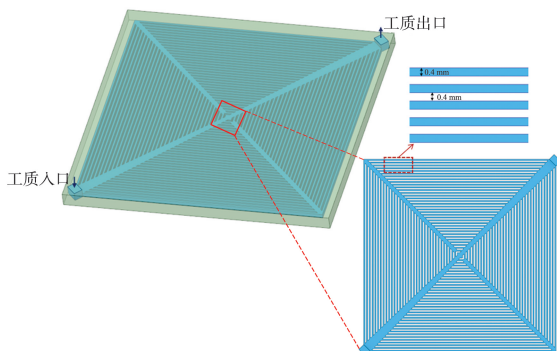


图4 电作动机构蒸发器示意图

Fig.4 Schematic diagram of electric actuator evaporator

### (2) 冷凝器

两相冷却系统冷凝器采用技术较为成熟且在航空领域应用广泛的管壳式结构,如图5所示。管壳式结构可以提供较大的单位质量传热面积,在外形上相对容易构造成适配各种空间的表面形状及尺寸,并且比较容易清洗,便于更换。

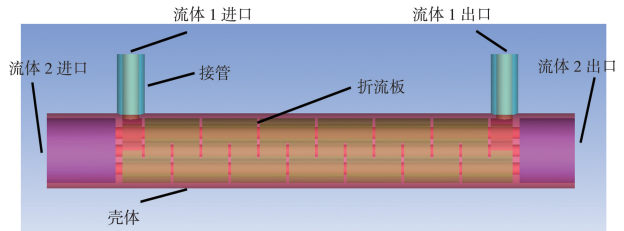


图5 管壳式换热结构示意图

Fig.5 Schematic diagram of shell and tube heat exchanger

### (3) 机械泵

两相冷却系统机械泵选用磁力驱动齿轮泵。该类泵具有运行平稳、无脉动传输和高系统压力性能等优点,可以满足两相冷却系统的需求。

### (4) 储液器

在两相冷却系统中,储液器起着至关重要的作用,相当于系统的“温控中心”,承担着工质存储、供给、气液分离及精密控温的作用。储液器的设计原则如下。

①最小热载荷工况:当循环系统中其他部件充满液体工质时,储液器未充满工质。

②最大热载荷工况:储液器仍有一部分液体工质。

最小热载荷工况下系统工质质量公式为

$$M = \rho_{l,c}(V_{loop} + \beta V_{cc}) + \rho_{v,c}(1 - \beta)V_{cc}, \quad (1)$$

式中, $M$ 为系统中工质总质量, $\rho_{l,c}$ 、 $\rho_{v,c}$ 分别为介质液体、气体的密度, $V_{loop}$ 为储液器以外系统的容积, $V_{cc}$ 为储液器容积, $\beta$ 为储液器液体体积占有率。

最大热载荷工况下系统工质质量公式为

$$M = \rho_{l,h}(V_{liq} + \alpha V_{cc}) + \rho_{v,h}[V_{vap} + (1 - \alpha)V_{cc}], \quad (2)$$

式中, $\rho_{l,h}$ 、 $\rho_{v,h}$ 分别为介质液体、气体的密度, $V_{liq}$ 、 $V_{vap}$ 分别为储液器以外系统中液态工质、气态工质所占容积, $\alpha$ 为储液器液体体积占有率。

可得到系统工质质量的关系式为

$$M \leq \rho_{l,max}(V_{loop} + V_{cc}). \quad (3)$$

### (5) 管路

为了在机上狭小空间实现较长距离的管路连接,两相冷却系统选用柔性软管。选用软管需要考虑承压能力、防渗透性、与工质相容性、弯曲半径等因素,结合机上实际使用环境,选用4层结构防渗透

耐高压软管,如图6所示。

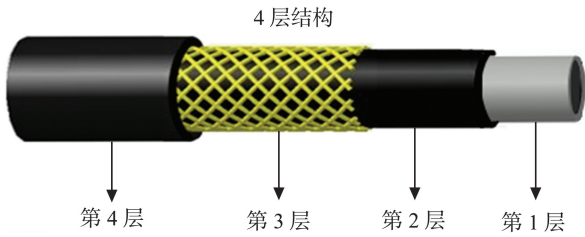


图6 橡胶软管结构示意图

Fig.6 Schematic diagram of rubber hose structure

## 2 蒸发器运行特性分析

### 2.1 分析方法

针对工质在蒸发器微通道内的流动沸腾换热问题,基于 Fluent 软件构建合理的流动沸腾换热模型开展三维仿真分析,基本控制方程如下。

连续性方程为

$$\nabla \cdot (\rho_m \mathbf{v}_m) = 0, \quad (4)$$

式中,  $\rho_m$  为混合相密度,  $\mathbf{v}_m$  为速度矢量。

动量方程为

$$\nabla \cdot (\rho_m \mathbf{v}_m \mathbf{v}_m) = -\nabla P + \nabla \cdot [\mu_m (\nabla \mathbf{v}_m + \nabla \mathbf{v}_m^T)] + \rho_m \mathbf{g} + \mathbf{F} + \nabla \cdot \left( \sum_{k=1}^n \alpha_k \rho_k \mathbf{v}_{dr,k} \mathbf{v}_{dr,k} \right), \quad (5)$$

式中,  $P$  为压力,  $\mu_m$  为混合相黏度,  $\mathbf{g}$  为重力加速度,

$\mathbf{F}$  为体积力,  $\alpha_k$  为  $k$  相体积分数,  $\rho_k$  为  $k$  相密度,  $\mathbf{v}_{dr,k}$  为  $k$  相相对速度。

能量方程为

$$\nabla \cdot \sum_{k=1}^n [\alpha_k \mathbf{v}_k (\rho_k E_k + P)] = \nabla \cdot (k_{eff} \nabla T) + S_E, \quad (6)$$

式中,  $E_k$  为流体单元总能,  $k_{eff}$  为有效导热系数,  $T$  为温度,  $S_E$  为广义源项。

工质沸腾过程中的质量和热量传递计算采用 Lee 模型。Lee 模型的能量源项方程假设流体相变发生于定压且准平衡的环境中,表达式为

$$\dot{q}_{lv} = \begin{cases} r \alpha \rho_l i_{lv} \frac{T - T_{sat}}{T_{sat}}, & T \geq T_{sat} \\ r(1 - \alpha) \rho_v i_{lv} \frac{T - T_{sat}}{T_{sat}}, & T \leq T_{sat} \end{cases}, \quad (7)$$

式中,  $\dot{q}_{lv}$  为气液相变能量源项,  $r$  为相变经验速率,  $i_{lv}$  为比焓,  $T_{sat}$  为饱和温度。

### 2.2 电子设备蒸发器运行特性分析

3 个电子设备热载荷  $Q$  分别为 5.0、2.5、1.5 kW, 对应热流密度分别为 12、10、10 W/cm<sup>2</sup>。冷却工质流量为 27.21 L/min, 工质入口压力为 0.14 MPa, 温度为 327.15 K, 液相体积分数为 1。

电子设备蒸发器发热面温度分布和冷却通道壁面温度  $T_w$  分布如图7所示。

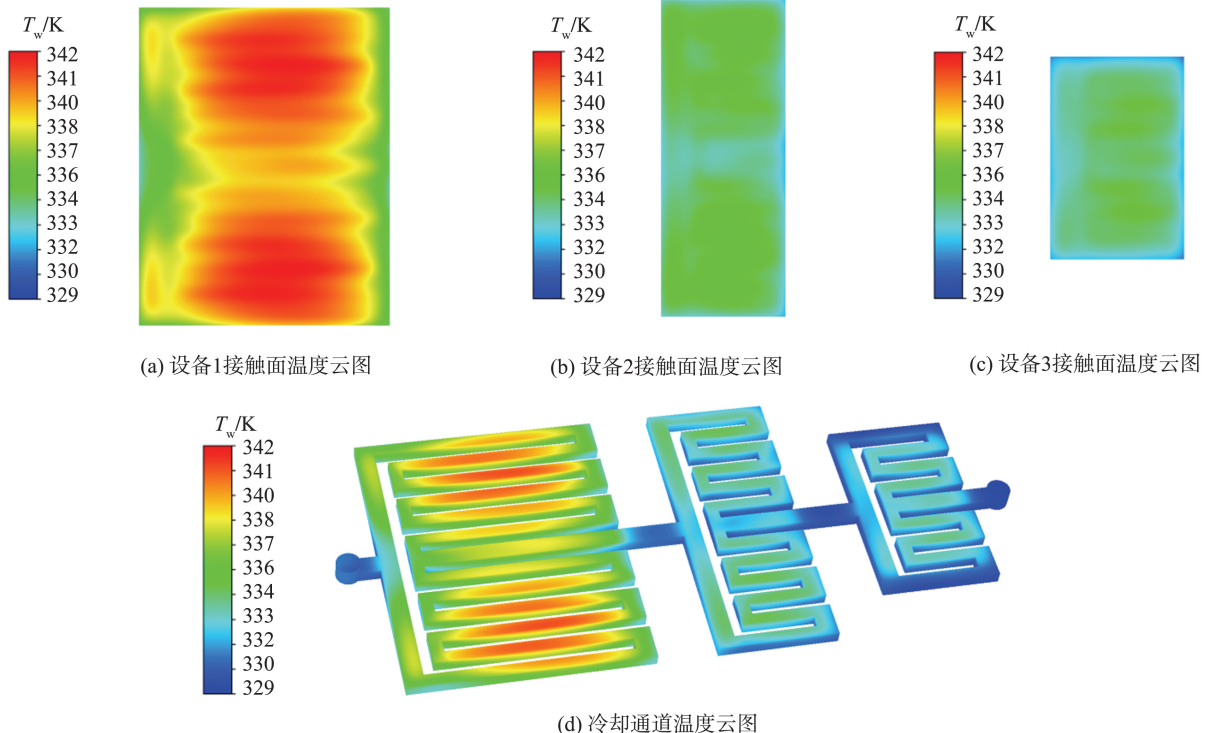
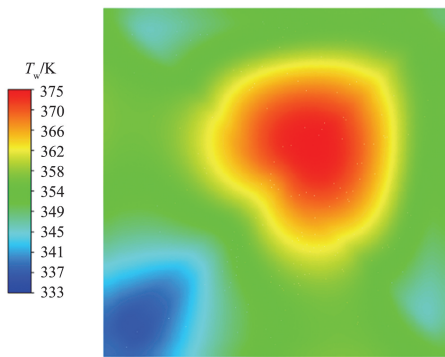


图7 电子设备蒸发器温度分布云图

Fig.7 Temperature contour of electronic device evaporator

由图7可知,各设备的发热面温度分布较均匀,设备1的热流密度较大,导致其相比于设备2和设备3的发热面温度较高。冷却通道壁面的温度分布与设备发热面温度分布情况类似,设备1相比于设备2和设备3的冷却通道壁温较高。在无热载荷区域(进出口区域、各设备之间区域)冷却通道壁温较低;在有热载荷区域,沿工质流动方向冷却通道壁温逐渐升高。

在蒸发器冷却作用下,设备1、设备2和设备3发热面平均温度分别为66.27、61.37、60.72℃,最高温度分别为69.15、62.56、61.92℃,满足-55~70℃的控温需求。



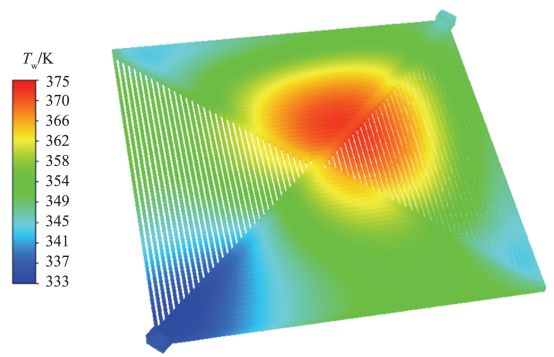
(a) 设备发热面温度云图

### 2.3 电作动装置蒸发器运行特性分析

机翼和尾翼的电作动装置热载荷以及蒸发器工质流量不同,因此针对机翼和尾翼2种运行工况分别开展数值模拟计算。

机翼电作动装置(左、右机翼电作动装置工况相同)的热载荷为12 kW(单个蒸发器为1.5 kW),热流密度为41.67 W/cm<sup>2</sup>;冷却工质流量为21.76 L/min(单个蒸发器为2.72 L/min);工质入口压力为0.14 MPa,温度为327.15 K,液相体积分数为1。

机翼电作动装置蒸发器发热面温度分布和冷却通道壁面温度分布如图8所示。



(b) 冷却通道壁面温度云图

图8 机翼电作动装置蒸发器温度分布云图

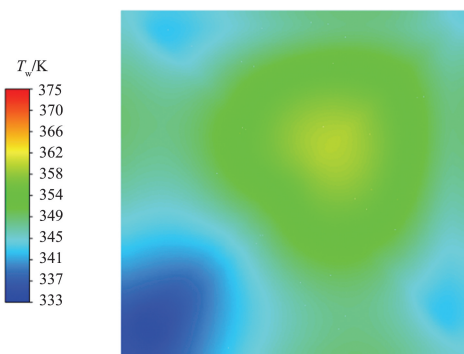
Fig.8 Temperature contour of wing electric actuator evaporator

由图8可以看到,在入口区域,工质液相体积分数较高,换热能力较强,发热面和冷却通道壁面温度较低。发热面和冷却通道壁温的最高点出现在中心偏下游处。这是因为该区域工质气相占比较大,冷却能力不足。

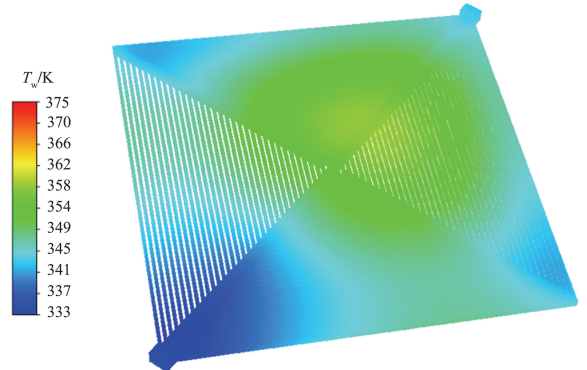
在蒸发器冷却作用下,机翼电作动装置发热面平均温度为82.68℃,最高温度为102.13℃,满足-55~110℃的控温需求。

尾翼电作动装置的热载荷为6 kW(单个蒸发器为0.75 kW),热流密度为20.83 W/cm<sup>2</sup>;冷却工质流量为10.88 L/min(单个蒸发器为1.36 L/min);工质入口压力为0.14 MPa,温度为327.15 K,液相体积分数为1。

尾翼电作动装置蒸发器发热面温度分布和冷却通道壁面温度分布如图9所示。



(a) 设备发热面温度云图



(b) 冷却通道壁面温度云图

图9 尾翼电作动装置蒸发器温度分布云图

Fig.9 Temperature contour of the tail wing electric actuator evaporator

由图9可以看到,在入口区域,工质液相体积分数较高,换热能力较强,发热面和冷却通道壁面温度较低。发热面和冷却通道壁温的最高点出现在中心偏下游处。这是因为该区域工质气相占比较大,冷却能力不足。虽然尾翼电作动装置蒸发器的冷却工质流量仅为机翼电作动装置蒸发器的一半,但由于热载荷较低,尾翼电作动装置发热面和冷却通道壁面的温度均明显低于机翼电作动装置发热面和冷却通道壁面的温度。

在蒸发器冷却作用下,尾翼电作动装置发热面平均温度为  $76.30\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,最高温度为  $87.21\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,满足  $-55\sim 110\text{ }^{\circ}\text{C}$  的控温需求。

### 3 冷却系统运行特性分析

#### 3.1 系统模型搭建

为了验证多蒸发器两相冷却系统方案的合理性和可行性,基于 AMESim 平台搭建仿真模型并进行模拟计算分析。仿真模型主要涉及4个主要设备:储液罐、驱动泵、蒸发器和冷凝器。储液罐和驱动泵可直接利用 AMESim 平台两相流体库的内置组件;蒸发器和冷凝器采用等效换热的思想,利用两相流体库、热库和信号库等相关元件搭建,其中电子设备蒸发器和机翼、尾翼舵机蒸发器的一维仿真模型均在设计工况下由蒸发器三维仿真模型进行标定。两相冷却系统的仿真模型如图10所示。

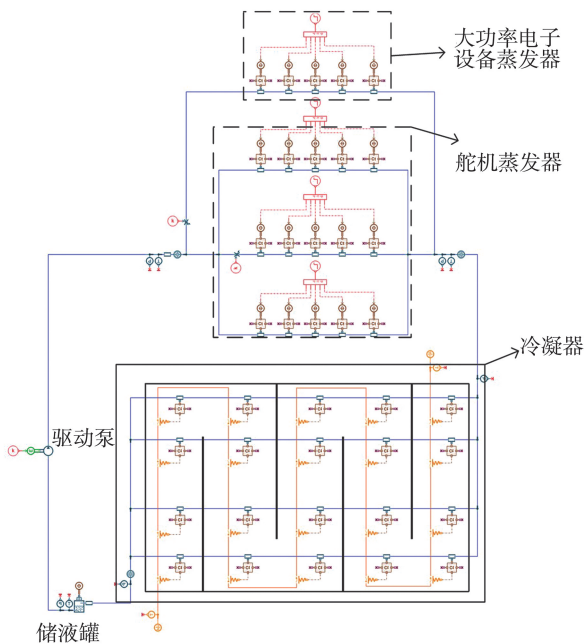
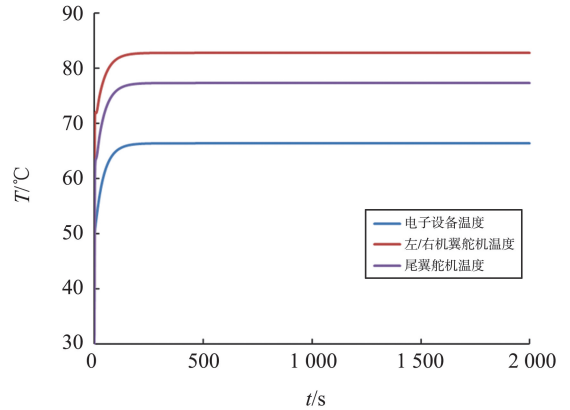


图10 多蒸发器并联两相冷却系统仿真模型示意图

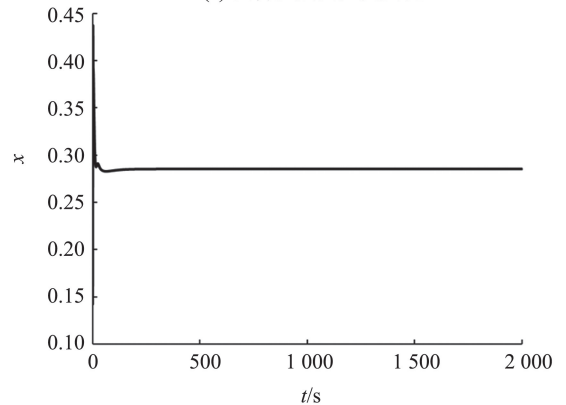
Fig.10 Schematic diagram of the pumped two-phase cooling system with multiple evaporators in parallel

#### 3.2 仿真计算结果分析

设计工况下(电子设备热载荷为  $10\text{ kW}$ ;左右舵机热载荷均为  $12\text{ kW}$ ;尾翼舵机热载荷为  $6\text{ kW}$ ;冷却系统冷源燃油温度为  $30\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,流量为  $111.2\text{ L/min}$ ),由仿真计算得到的冷却系统运行性能参数如图11所示,其中  $x$  为干度。



(a) 设备发热面温度变化



(b) 蒸发器出口干度变化

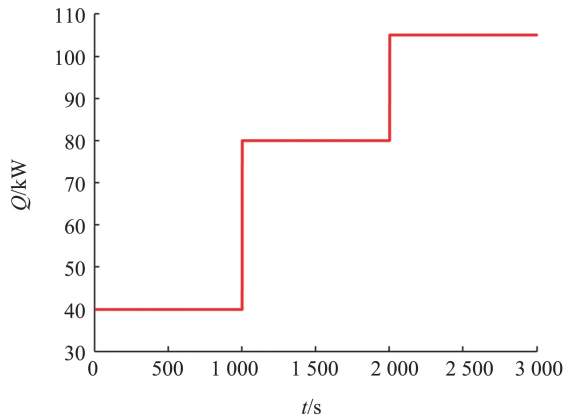
图11 设计点稳态工况下冷却系统性能参数变化图  
Fig.11 Performance variation of the cooling system under steady-state operating conditions at the design point

图11中蒸发器出口参数表示的是从电子设备、左右舵机和尾翼舵机4个蒸发器流出的工质充分混合后的参数。可以看出,在给定热负荷初期,设备发热面温度逐渐升高,经过约200s左右达到热平衡状态,系统中各个部件的温度不再发生变化。系统平衡时,电子设备和左右机翼舵机因热载荷差别较小而温度基本相同,尾翼舵机则因热载荷较小而温度明显低于其他设备温度。

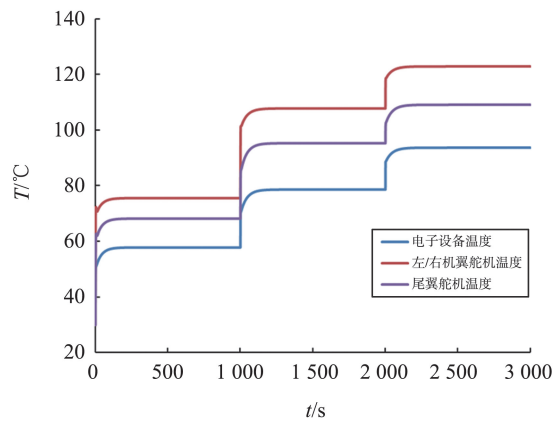
设计工况下系统稳定运行时,电子设备、左右机翼舵机和尾翼舵机的温度分别为  $66.39$ 、 $82.81$ 、 $77.35\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,与三维蒸发器性能仿真计算结果基本一致(三维仿真结果为  $63.88$ 、 $82.68$ 、 $76.30\text{ }^{\circ}\text{C}$ )。

为了分析热载荷对两相冷却系统性能的影响,通过仿真模型计算不同热负载工况下冷却系统的运

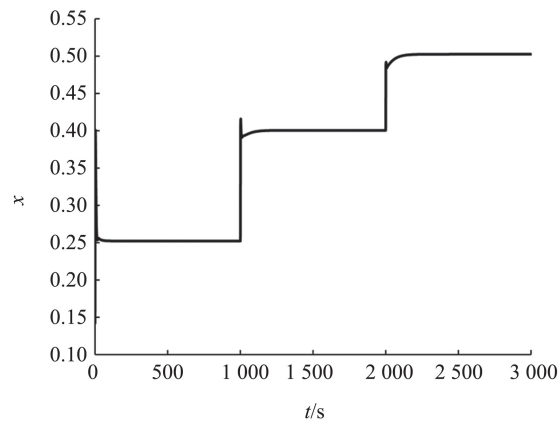
行性能参数,如图 12 所示。



(a) 系统热载荷输入



(b) 设备发热面温度变化

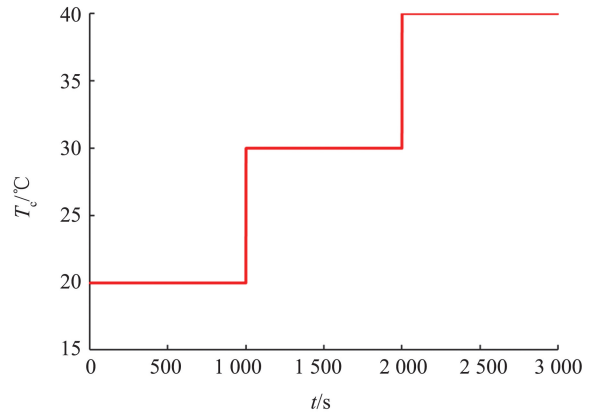


(c) 蒸发器出口干度变化

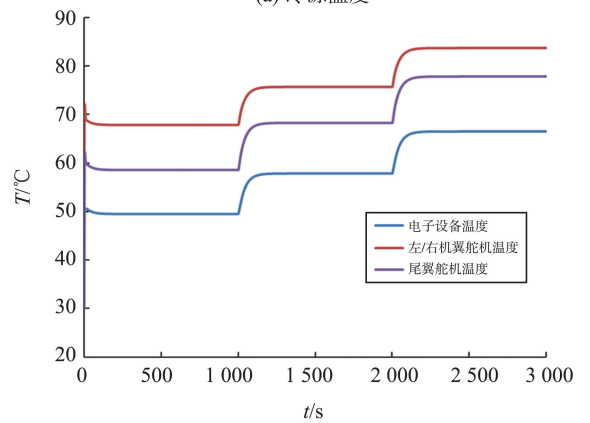
图 12 不同热载荷工况下冷却系统性能参数变化图  
Fig.12 Performance variation of the cooling system under different thermal load conditions

由图 12 可知,随着热载荷的升高,系统达到稳态所需时间没有显著差别,但设备温度则随热载荷升高而升高。当热载荷过高时,蒸发器冷却能力不足,无法有效控制设备温度在需求范围内。

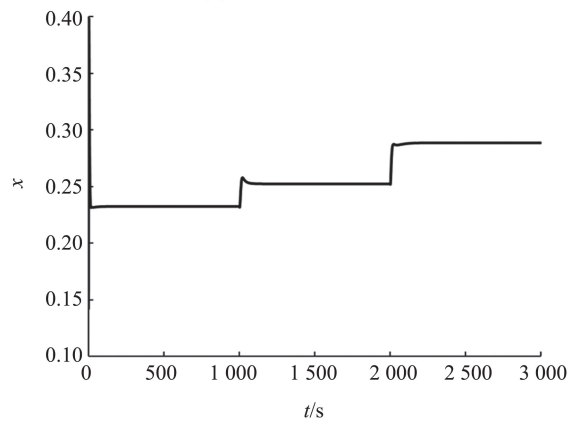
为了分析冷源温度变化对两相冷却系统性能的影响,通过仿真模型计算不同冷源温度  $T_c$  工况下冷却系统的运行性能参数,如图 13 所示。



(a) 冷源温度



(b) 设备发热面温度变化



(c) 蒸发器出口干度变化

图 13 不同冷源温度工况下冷却系统性能参数变化图  
Fig.13 Performance variation of the cooling system under different cold source temperatures

由图 13 可知,随着冷源温度的降低,设备温度相应降低。其原因为:冷凝器的冷源温度降低,回流至蒸发器的工质温度下降,热负荷一定时,发热设备的温度随之降低。因此,在其他工况参数不变的情况下,可通过降低热沉温度降低系统运行温度。

为了分析冷源流量  $q_v$  变化对两相冷却系统性能的影响,通过仿真模型计算不同冷源流量工况下冷却系统的运行性能参数,如图 14 所示。

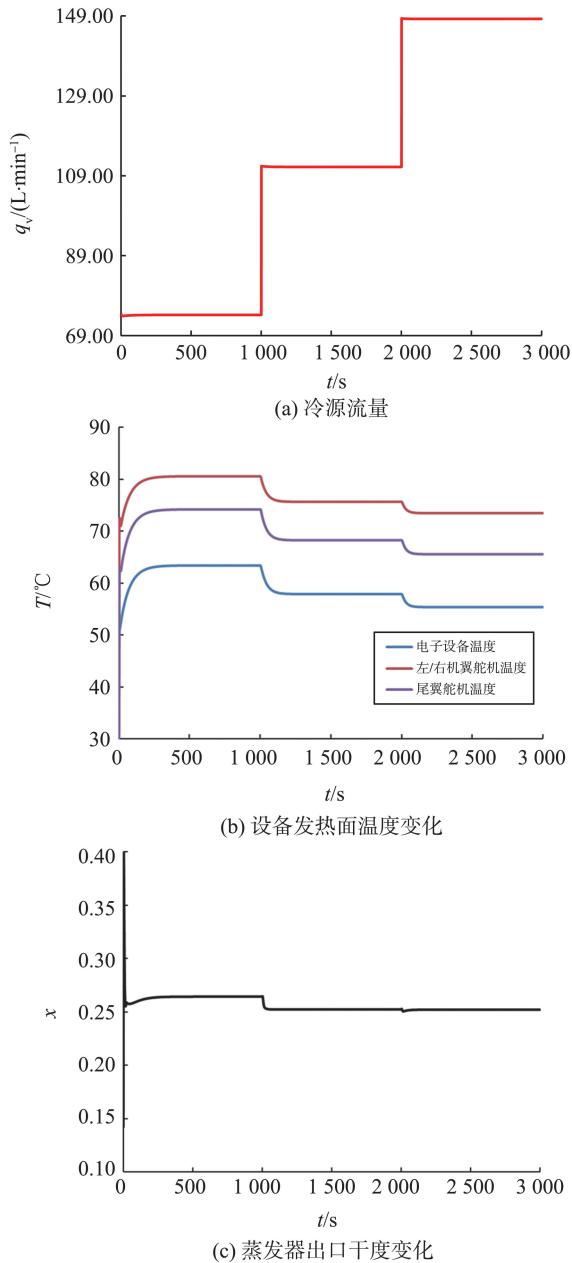


图14 不同冷源流量工况下冷却系统性能参数变化图  
Fig.14 Performance variation of the cooling system under different cold source mass flow rates

由图14可知,随着冷源流量的增加,系统平衡时对应的工质温度和设备温度有所降低。这是因为冷源流量越大,冷凝器的换热能力越强,回流到蒸发器的工质温度越低。但是,相比于冷源温度,调整冷源流量对系统运行性能的影响较小。

## 4 结论

本研究针对多电飞机电作动装置和电子设备散热问题开展泵驱两相冷却系统及其主要组成部件的方案设计,基于设计方案建立仿真模型,完成微通道蒸发器和冷却系统运行特性的仿真分析,得到如下

结论。

(1)微通道蒸发器的冷却通道采用蛇形布局和基于植物叶脉仿生学的交叉脉布局,使得冷却工质具有较好的流动均匀性,能够有效控制电子设备和电作动装置温度在控温需求范围内。

(2)系统稳态工况下的性能仿真验证了泵驱两相冷却系统设计方案的合理性,可有效消纳电子设备和电作动装置共计40 kW的热载荷,维持冷却对象温度在控温需求范围内。

(3)冷却系统的稳态运行性能受冷源流量和温度的影响,冷源温度越低、流量越大则冷却效果越好。相比于冷源流量,系统性能对冷源温度的敏感性更高。

参考文献:

- [1] 程海龙. 多电飞机机电系统关键技术探究[J]. 科技信息, 2013(19): 104-106.
- [2] NAAYAGI R T. A review of more electric aircraft technology[C]//2013 International Conference on Energy Efficient Technologies for Sustainability. Nagercoil, India: IEEE, 2013: 750-753.
- [3] 陈俊锋, 洪睿东, 聂松林, 等. 基于热力学模型的EHA系统控制方法研究[J]. 自动化应用, 2023, 64(23): 47-49.  
CHEN Junfeng, HONG Ruidong, NIE Songlin, et al. Research on control method of EHA system based on thermodynamic model [J]. Automation Application, 2023, 64(23): 47-49.
- [4] 白亮亮, 韩涛, 申月. 电静液作动器(EHA)热设计方法研究[J]. 液压气动与密封, 2020, 40(10): 61-66.  
BAI Liangliang, HAN Tao, SHEN Yue. Research of thermal design method of electrohydrostatic actuator (EHA) [J]. Hydraulics Pneumatics & Seals, 2020, 40(10): 61-66.
- [5] 牛文敬. 基于热管技术的飞机电作动机构散热特性数值模拟研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020: 1-8.  
NIU Wenjing. Numerical research on the cooling performance of an aircraft electromechanical actuator based on heat pipes [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020: 1-8.
- [6] 于新刚, 徐侃, 苗建印, 等. 高热流散热泵驱两相流体回路设计及飞行验证[J]. 宇航学报, 2017, 38(2): 192-197.  
YU Xingang, XU Kan, MIAO Jianyin, et al. Design and on-board validation of pumped two-phase fluid loop for high heat flux removal[J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(2): 192-197.

(下转第157页)