

基于热管技术的飞机电作动机构 散热特性

牛文敬¹, 连文磊¹, 林灵娇², 卢予恩¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;
2. 中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘 要: 针对飞机电作动机构在工作过程中发热严重的情况,开展了相关散热技术研究。利用试验数据拟合出电作动机构产热量的经验关系式,提出基于热管-燃油系统的飞机电作动机构冷却方法,建立描述电作动机构散热系统流动与传热过程的数值模型,并验证了其可靠性。通过数值模拟研究不同因素对散热系统散热性能的影响规律,结果表明:数值模拟与试验误差在 14.6%以内;与自然对流散热相比,热管-燃油散热方式可使电作动器温升降低 12.61%,对于驱动器,风扇冷却效果优于热管-燃油散热方式;当热管等效导热系数达到7000 W/(m·K),电作动机构已达到较好的散热状态,继续增大热管等效导热系数对提高散热系统散热性能效果不明显。研究可为电作动机构高效散热系统的设计提供参考。

关 键 词: 飞机电作动机构; 热管-燃油冷却系统; 产热规律; 散热特性; 冷却方式; 热管等效导热系数

中图分类号: V242.4 **文献标志码:** A

Cooling performance of electric actuating mechanism on aircrafts based on heat pipes

NIU Wenjing¹, LIAN Wenlei¹, LIN Lingjiao², LU Yuen¹

(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute,
Commercial Aircraft Corporation of China Limited, Shanghai 201210, China)

Abstract: Research on cooling technology was carried out considering that the electric actuating mechanism on aircrafts would produce much heat in working. The empirical formula was fitted based on the experiment data. A cooling method for an aircraft electric actuating mechanism was proposed based on the heat pipe-fuel cooling system, and a numerical model describing the flow and heat transfer of the cooling system was established and validated feasibly. The influence of some factors on the cooling performance of the cooling system was studied by numerical simulation. Results showed that the error between numerical simulation and experiment data was within 14.6%. The heat pipe-fuel cooling system could reduce the temperature rise of the electromechanical actuator by 12.61% compared with natural convection. For the driver, the fan cooling method was superior to the heat pipe-fuel cooling meth-

收稿日期:2019-10-15
基金项目:国家自然科学基金(51606094)
作者简介:牛文敬(1993—),女,硕士生,主要从事飞机电作动机构热管理。
通信作者:连文磊(1982—),男,副教授,博士,主要从事飞机先进能量管理系统。E-mail:wenlian@nuaa.edu.cn

引用格式: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.

od. When the effective thermal conductivity of heat pipes reached $7000\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$, the heat pipe-fuel cooling system could achieve a good cooling performance, and continuously increasing the effective thermal conductivity of heat pipes couldn't effectively improve the cooling performance of the cooling system. This research provides a reference for designing an efficient cooling system for electric actuating mechanisms.

Key words: an aircraft electric actuating mechanism; heat pipe-fuel cooling system; heat generation law; cooling performance; cooling method; effective thermal conductivity of heat pipes

随着航空科技的发展,全电飞机和多电飞机成为飞机能源优化的必然趋势^[1]。电作动机构^[2-3](electric actuating mechanism)作为全电飞机和多电飞机实现由“功率液传”向“功率电传”转变的关键部件,其性能直接影响飞机的飞行性能和可靠性。其中,电动机、IGBT(insulated gate bipolar transistor)模块和晶闸管作为电作动机构的主要发热部件,其在工作过程中发热情况严重,而电子设备对温度非常敏感,温度过高的情况下会导致其可靠性降低甚至失效,严重者更有可能引发安全事故,因此,必须开展相关的散热技术研究。

目前,关于飞机电作动机构散热的相关研究较少,主要针对电作动机构的关键部件电动机而展开。由于飞机上电作动机构所处空间较为密闭,仅通过自然对流难以满足散热要求,传统飞机上从发动机引气对飞机电子设备进行冷却,但是引气用于冷却会减小飞机推力,降低飞机性能;此外,随着飞机飞行马赫数的增大、来流总温升高,利用冲压空气作为热沉将逐渐丧失其散热能力。燃油是飞机上的一大热沉,其被用于冷却机载电子设备是未来的发展趋势^[4-6]。本文提出了基于热管-燃油系统的飞机电作动机构新型冷却方式,采用这种方式具有良好的散热效果,可以减少对发动机的引气需求。

热管作为一种具有高导热性能^[7-8]的元件,在飞机电作动机构散热设计中得到了应用。邱小芝^[9]采用环路热管,以机翼蒙皮内表面作为热沉对电动机进行冷却,结果表明冷却效果较好。刘然等^[10]同样采用了环路热管对飞机电作动器散热结构进行了设计,热管蒸发段紧贴电动机外表面,蒸发后的工质被冷凝器(可安装在燃油、防冰系统等需要热量的地方)中流体的冷却后凝结成液体,然后再通过管路回流到蒸发段,以此来对电动机进行散热,与传统的翅片散热方式相比,环路热管可以有效降低电动机温度。

综上所述,热管用于飞机电作动机构散热具有一定的可行性,但是由于缺乏电作动机构热管-燃油散热特性的系统的研究,对其运行特性的认识不足,难以指导电作动机构高效散热系统的设计,所以本文开展了相关技术研究。首先,明确电作动机构的产热规律,结合试验数据拟合得到电作动机构产热量的经验公式,进而获得电作动机构在特定工况下各部件的产热量。随后,提出飞机电作动机构的冷却方法,建立了电作动机构散热系统的数值模型,并通过试验验证了数值模型的可靠性。最后,通过数值模拟研究了不同因素(不同冷却方式、热管等效导热系数)对电作动机构散热系统散热性能的影响规律。为了更接近飞机上的实际情况,在研究热管等效导热系数对电作动机构散热系统散热性能影响的过程中,冷却介质采用了燃油。

1 电作动机构的产热规律

电作动机构包括电作动器和驱动器,其产热规律研究主要包括以下两部分:电作动器的产热规律,驱动器的产热规律。其中,电作动器包括安川 SGM7G-44A 永磁电动机、LIMING PB142-3 减速器和定制电缸,驱动器主要包括 IGBT 模块、晶闸管和再生电阻。IGBT 模块的型号为 Fuji 7MBP100VFN060-50,晶闸管的型号为 SEMIKRON SK60DTA,再生电阻的型号为 IWAKI RF180B。

利用 Matlab 软件对试验数据进行拟合,获得电作动机构的产热量和电流关于电作动机构推力 F 和作动速度 v 的关系式,用于估算该电作动机构在其他作动速度和推力下的产热量。

1.1 定义与公式

电作动器的效率为电缸轴输出功率与电动机输入功率之比

$$\eta = \frac{P_{out}}{P_{in}} = \frac{P_{out}}{P_{out} + Q_m} \tag{1}$$

即

$$Q_m = P_{in} - P_{out} \tag{2}$$

其中 η 为电作动器的效率; P_{out} 为电缸轴输出功率, W; P_{in} 为电动机输入功率(有功功率), W; Q_m 为电作动器的产热量(电动机、减速器和电缸产热量之和), W。

输出功率定义如下:

$$P_{out} = Fv \tag{3}$$

其中 F 为电缸推力, kN; v 为电缸作动速度, mm/s。

由式(1)与式(3)推得

$$Q_m = Fv \left(\frac{1}{\eta} - 1 \right) \tag{4}$$

电缸作动速度与电动机转速之间的关系为

$$v = \frac{nl}{60i} \tag{5}$$

其中 n 为转速, r/min; l 为导程, mm; i 为减速比。

电缸推力与电动机扭矩之间的关系为

$$F = \frac{6.28Ti\eta_t}{l} \tag{6}$$

其中 T 为电动机扭矩, N·m; η_t 为电缸传动效率, 根据经验取 0.92。

减速器的减速比为 3 : 1, 电缸导程为 10 mm。电动机的额定扭矩为 28.4 N·m, 额定转速为 1500 r/min, 则可通过式(5)推出额定作动速度为 83.3 mm/s, 根据式(6)推出额定推力为 49.23 kN。

1.2 特定推力和作动速度下的试验数据

电作动机构的最大行程为 100 mm, 可有效加载的行程为 60 mm, 最大作动速度为 50 mm/s, 最大推力为 10 kN, 通过装有阀门的定制液压缸根据拉压力传感器手动控制加载。设定电作动机构的作动速度 v , 通过压力传感器测量推力 F , 通过横河 WT1803E 功率分析仪测量输入永磁电动机的有功功率。

试验研究结果表明: 在电作动机构的同一作动周期内, 需要进行两次换向, 在换向时电作动机构的产热量出现峰值, 在其他时刻产热量可近似为定值。以作动速度为 20 mm/s、推力为 3.63 kN 的工况为例, 单次换向时间约为 0.25 s(该工况下一个作动周期的时长共 8.5 s), 电作动器的产热量峰值可达 185 W, 但在其他时刻的产热量为 75.6 W, 由于换向时峰值产热的持续时间较短, 短时内温升不明显, 因此取该周期内产热量的平

均值 76.3 W 作为该工况下电作动器的产热量。在单个周期内对 P_{in} 和 P_{out} 试验数据求平均, 两者平均值之差即该工况下电作动器的产热量。然后通过式(2)计算得特定 F 、 v 下电作动器的产热量。

用于拟合经验公式的试验数据如表 1 所示。

表 1 用于拟合经验公式的试验数据
Table 1 Experiment data for fitting the empirical formula

作动速度/ (mm/s)	推力/kN	电作动器 产热量/W	电流/A
10	1.95	18.21	2.66
10	2.72	37.04	3.24
20	0.95	63.12	2.57
20	1.88	66.26	3.13
20	2.72	73.23	3.79
20	3.63	76.30	4.40
20	4.44	82.20	5.01
30	0.94	102.80	2.66
30	1.88	103.52	3.47
30	2.80	106.88	3.97
30	3.66	115.41	4.75
30	4.55	124.65	5.33
40	1.06	121.62	3.13
40	1.89	117.80	3.53
40	2.86	129.98	4.10
40	3.34	131.02	4.51
40	3.98	162.37	5.15
50	3.57	149.94	4.54

1.3 电作动器的产热规律

拟合的电作动器产热量 Q_m 关于推力 F 和作动速度 v 的经验关系式见式(7), 该公式适用于 $F > 0$ kN, $v > 0$ mm/s 的情况。

$$Q_m = 6.038v + 1.496F - 0.06168v^2 + 0.2094Fv - 37.26 \tag{7}$$

根据经验, 额定工况下电动机的效率 η_m 为 0.88, 减速器效率 η_r 为 0.98, 电作动器效率 η 采用式(8)进行计算

$$\eta = \eta_m \eta_r \eta_t \tag{8}$$

则额定工况下电作动器的效率约为 0.7934。

由式(4)计算得额定工况下电作动器的产热量为 986.5 W,由经验公式(式(7))计算得到的电作动器的产热量为 970.1 W,误差约为 1.66%,因此认为该公式可用于估算电作动器产热量。

1.4 驱动器的产热规律

驱动器内各发热元件的产热量均与电流有关,本文首先拟合了电流 I 关于 F 、 v 的关系式,然后根据各发热元件(IGBT 模块和晶闸管)的产热量与电流之间的关系来确定特定 F 、 v 下的产热量。

电流 I 关于 F 、 v 的经验关系式见式(9),该公式适用于 $I>0$ 的情况。

$$I = 1.361 + 0.0213v + 0.704F$$

(9)

其中 I 为电流,A。

查阅 IGBT 模块和晶闸管的说明书得到 IGBT 模块和晶闸管的产热量关于电流的关系式分别用下列公式来表示:

$$Q_{\text{igbt}} = 4.311I^{1.064}$$

(10)

$$Q_{\text{thyristor}} = 0.8922I^{1.353}$$

(11)

电动机额定电流为 32.8 A,通过经验公式(式(9))计算的额定电流为 37.79 A,误差为 15.22%,该公式可用于估算特定 F 、 v 下的电流值。

由式(8)~式(11)得到特定推力和作动速度下各部件的产热量如表 2 所示。

表 2 不同工况下电作动机构的产热量

Table 2 Heat generation rates of the electric actuating mechanism under different conditions

工况	作动速度/(mm/s)	推力/kN	电作动器的产热量/W	IGBT 模块的产热量/W	晶闸管的产热量/W
1	30	15	208.15	65.19	28.21
2	32	20	255.50	82.46	38.04
3	37	22	303.22	90.59	42.87
4	37	25	336.50	104.61	51.48
5	38	27	350.32	107.67	53.40
6	40	29	396.80	121.08	62.00
7	45	31	443.14	128.28	66.73

2 数值模型与边界条件

2.1 冷却方法

研究所采用的永磁同步电动机转速不高,在工作中转子和永磁体损耗相对于定子损耗来说很小^[11],因此只针对定子铁心和绕组设计散热方案。考虑到将热管布置在定子槽内会影响磁场分布,为尽可能减小对电动机磁场分布的影响,本文选择将热管蒸发段均匀布置在定子外侧槽内。另外,为了提高飞机的续航能力,需要携带大量的燃油,为了充分利用空间,会在机身和机翼多处布置油箱,油箱间设置了输油泵和控制阀门用于满足飞行中的供油要求。从油箱内流出的燃油依次吸收电子设备系统、滑油系统、液压油系统的热量后,一部分供入发动机进行燃烧,另一部分由冲压空气冷却后回到燃油油箱^[12-13],回油量的大小根据热载荷不同而有所变化,因此油箱内的燃油由于供油燃烧和回流冷却发热设备的需求而时刻处于流动状态。

研究中将热管冷凝段伸入油箱内,由燃油进行冷却。

2.2 物理模型

考虑到以下 3 个方面:①热管工质适应的工作温区;②经济、无毒性且易获得;③工质与管壳材料相容。本文选择采用铜-水热管来冷却电作动机构。研究^[14]表明,热管管径(或宽度和高度)尺寸越大,热管的总热阻越小,热管蒸发段和冷凝段长度越长,热管蒸发换热热阻和冷凝换热热阻越小。因此在选择热管时应尽可能选用大直径(或宽度和高度)的热管,且热管蒸发段和冷凝段越长越好。

虽然热管管径(或宽度和高度)尺寸越大、热阻越小,但考虑要到了将热管布置在定子表面凹槽内,热管尺寸过大,则所需的凹槽深度也越深,为了尽可能避免热管对定子磁路的影响,且尽可能保证热管蒸发段与热源的联系面积,采用扁平热管较为合适。此外,在实际应用中需要根据实际情况选择合适长度的热管,与定子

接触的热管长度为 79 mm,为了保证较好的散热效果,热管冷凝段不能太短,选择伸入油箱内的热管长度为 200 mm,考虑到飞机上电动机与油箱有一定的距离,本文选择采用长度为 520 mm 的热管,扁平热管的宽度和高度分别为 14 mm 和 5.4 mm。

基于热管-燃油的电作动机构散热系统示意图如图 1 所示。热管均匀布置在电动机定子表面,其布置方式如图 2 所示。

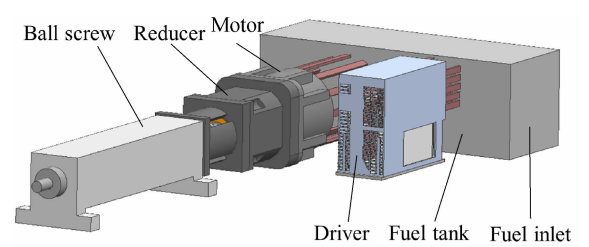


图 1 电作动机构散热系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the electric actuating mechanism cooling system

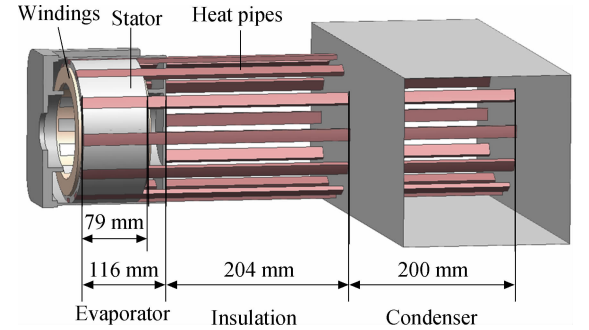


图 2 热管在电作动器上的位置分布

Fig. 2 Distribution of heat pipes on the electric actuator

此外,本文针对电动机、减速器、电缸和驱动器模型作出以下几点简化和假设:

- 1) 将电动机绕组、电动机定子铁心、再生电阻等效为均匀发热体。
- 2) 将热管等效成一根外观尺寸与热管相同的实心固体块,简化模型的导热性能用热管的等效导热系数来表征^[15]。
- 3) 忽略材料物性参数随温度的变化。
- 4) 假定燃油流动为三维稳态流动。油箱内燃油因供油燃烧和回流冷却发热设备的需求而处于流动状态,此外,飞机飞行姿态变化会引起油箱内燃油晃动,并对油箱侧壁产生冲击力。文献[16-17]通过试验和仿真研究表明油箱挡板可有效降低燃油晃动的幅度及其对侧壁的冲击力,为

热管提供相对稳定的工作环境。综上所述,可近似认为当飞机平稳飞行或飞行姿态有小幅度的改变时,油箱内燃油处于平稳的流动状态。

2.3 数学模型

本文所研究的基于热管-燃油冷却系统的电作动机构散热问题可以简化为稳态、不可压、常物性的三维问题,其微分方程组可以表示为

质量守恒定律

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \tag{12}$$

式中 u, v, w 分别为速度在 x, y, z 方向上的分量, m/s 。

动量守恒方程

$$\rho \nabla \cdot (\mathbf{U}\mathbf{U}) = \mu \nabla^2 \mathbf{U} - \nabla \cdot \mathbf{p} \tag{13}$$

式中 μ 为流体动力黏度, $\text{Pa} \cdot \text{s}$; $\mathbf{U}$ 为速度向量, m/s ; $\mathbf{p}$ 为流体压力, Pa 。

有内热源电动机内部能量微分方程

$$\lambda_m \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) = -q \tag{14}$$

式中 λ_m 为材料的导热系数, $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$; T 为温度, K ; q 为热源密度之和, W/m^3 。

流体能量微分方程

$$\rho c_p \left(u \frac{\partial T}{\partial x} + v \frac{\partial T}{\partial y} + w \frac{\partial T}{\partial z} \right) = \lambda_f \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) + S_f \tag{15}$$

式中 ρ 为密度, kg/m^3 ; c_p 为比热容, $\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$; λ_f 为流体的导热系数, $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$; S_f 为流体的黏性耗散项, W/m^3 。

由于燃油流速较低,流体流动模型采用层流(laminar)模型。

2.4 边界条件

燃油箱入口边界条件参考文献[12]来给定。当飞机总热载荷达到 50 kW 时,在飞机飞行前一小时内,中央油箱内的温度保持在 303.15 K 以下,随着燃油逐渐减少,油箱内的燃油温度渐渐升高,2 h 后温度最终达到 323.15 K 左右,本文在研究中燃油温度选取为 315.5 K。另外,参照文献[12]中的油箱尺寸,假定耗油量为 0.5 kg/s,回油量为 1 kg/s,则流道截面平均流速在 0.000 549~0.000 962 m/s 之间。燃油流速设定为 0.000 639 m/s。

此外,考虑到周围环境会对电作动机构的温度分布产生一定的影响,研究中不考虑实际的流体流动,用第三类边界条件来表征自然对流散热

和辐射散热对电作动机构温度分布的影响。采用以下经验关系式计算电作动机构外表面的表面传热系数：

$$Nu = C(Gr \cdot Pr)_m^n = \frac{hl}{k}$$

(16)

$$Gr = \frac{g\alpha \Delta T l^3}{\nu^2}$$

(17)

其中下标 m 表示定性温度采用边界层的算术平均温度, $T_m = (T_\infty + T_w)/2$, ΔT 为 T_w 与 T_∞ 之差, $\alpha = \frac{1}{T}$; ν 为运动黏度, m^2/s ; l 为特征长度, m ; C, n 为常数。

此外,基于斯忒藩-玻耳兹曼定律,辐射换热效果以等效辐射传热系数的形式来表示。

斯忒藩-玻耳兹曼定律

$$Q = \epsilon \sigma A (T_w^4 - T_\infty^4)$$

(18)

其中 σ 为斯忒藩-玻耳兹曼常数,值为 $5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$; ϵ 是物体的发射率,与物体的种类及表面状态有关。则等效辐射传热系数 h_r 为^[18]

$$h_r = \frac{\sigma \epsilon (T_w^4 - T_\infty^4)}{T_w - T_\infty}$$

(19)

2.5 网格划分

针对电作动机构,采用 ICEM 对其划分三维非结构化网格(见图 3),网格质量良好。

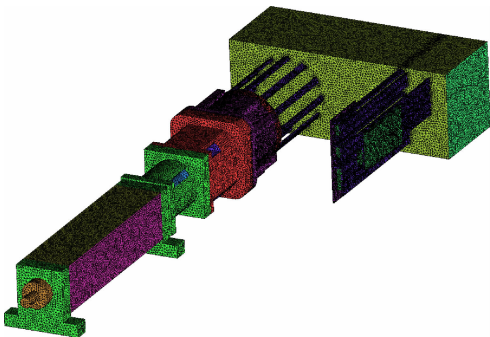


图 3 网格划分
Fig. 3 Meshing

2.6 材料物性参数

表 3 为电作动机构各部件材料及物性参数,其中,电动机外壳表面黑漆的发射率为 0.9,电缸表面铝合金发射率为 0.4。

考虑了以下几部分接触热阻:①电动机、减速器、联轴器外壳、电缸之间的接触热阻;②定子与热管之间的接触热阻(导热硅脂);③定子铁心与外壳、热管与外壳的接触热阻;④驱动器热管与各发热元件间的接触热阻(导热硅脂)。

表 3 电作动机构的材料及物性参数

Table 3 Material and physical parameters of the electric actuating mechanism

部件名称		热导率/(W/(m·K))
电作动器部件	电动机、联轴器外壳	43
	减速器、电缸外壳	209
	绕组	1.5
	铁心	50.2
	轴、轴承	50.2
驱动器部件	热管	7000
	减速器齿轮	39.2
	IGBT、晶闸管发热片	20
	IGBT、晶闸管外壳	16.2
	再生电阻	209
	导热硅脂	1.5
	PCB 板	0.386
	外壳	0.5
	基板、散热器	201

3 不同因素对电作动机构散热系统散热性能的影响规律

首先,通过数值模拟与试验结果对比验证数值模型的可靠性,然后通过数值模拟研究不同冷却方式对电作动机构散热系统散热性能的影响,最后,为了更接近飞机上的实际情况,以燃油作为冷却介质研究热管等效导热系数对电作动机构散热系统散热性能影响规律。

3.1 数值模型的验证

针对表 2 中的各个工况开展了试验与数值研究,试验中利用保温石棉对热管绝热段进行保温隔热,在数值仿真中根据经验取热管等效导热系数为 7000 W/(m·K)。冷却介质为水,流速保持在 0.000639 m/s、流体温度为 315.5 K、环境温度控制在 296.95 K。

试验中,电作动机构的温度达到稳态的判定依据如下:以表 2 的工况 5 为例,电作动机构的温升值随时间的变化趋势如图 4 所示,由于试验过程中各工况的先后顺序为工况 7、工况 6、…、工况 1,因此电作动机构的温升值逐渐降低、然后趋于平稳。在 75~90 min 时间段内,电作动机构温升值变化不超过 0.15 K,可认为电作动机构温度已

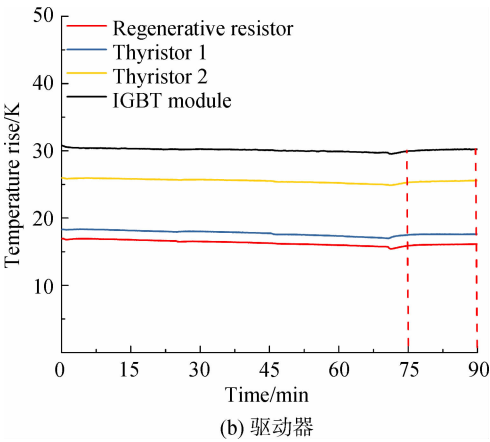
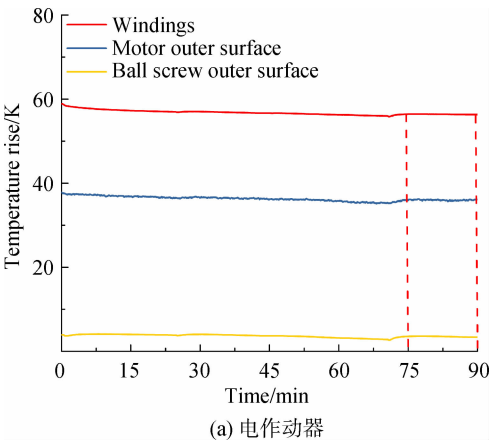


图 4 电作动机构的温升值随时间的变化趋势
Fig. 4 Temperature rise variation of the electric actuating mechanism with time

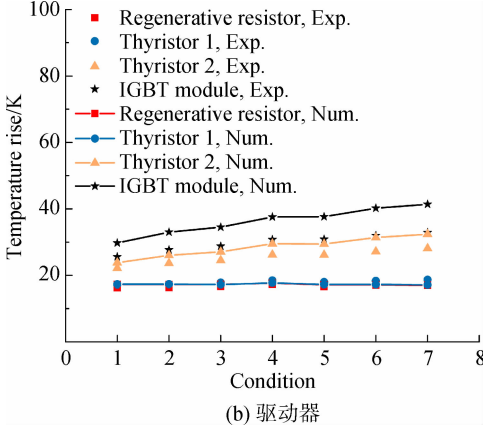
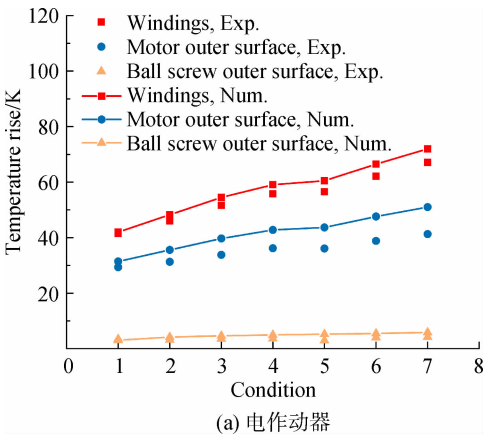


图 5 试验与数值模拟结果对比
Fig. 5 Comparison between the results acquired by experiments and numerical simulation

经达到稳态。对 75~90 min 这一区间内的温升值取平均,将其作为工况 5 下电作动机构的稳态温升值。

电作动机构数值模拟(Num.)与试验(Exp.)结果对比如图 5 所示。数值模拟与试验最大绝对误差(仿真值与试验值之差的绝对值)为 9.7 K,对应的相对误差(绝对误差与试验值之比)为 14.5%,驱动器数值模拟与试验最大绝对误差为 8.5 K,对应的相对误差为 14.6%。

总体而言,数值模型与试验误差在可接受的范围内,可用于研究不同因素对电作动机构散热系统散热性能的影响规律。

3.2 不同冷却方式的对比

本节通过数值模拟对比了几种不同散热方式对电作动机构温升的影响。其中,针对电作动器对比了自然对流、热管-水和热管-燃油 3 种不同的散热方式,水/燃油流速取 0.000 639 m/s、流体温度取 315.5 K、环境温度为 296.95 K。

表 4~表 6 分别为自然对流、热管-水和热管-

燃油散热方式下电作动器的温升值。可以看到,热管-水散热方式的散热效果最好,与自然对流散热相比,电作动器温升最大可降低 54.95 K,与热管-燃油散热方式相比,电作动器温升最大可降低 38.94 K。但用水作为冷却介质则需要在飞机上增加额外的泵、管路和流道等装置,可能会占用飞机存储空间、增加飞机的结构复杂度,而热管-燃油冷却系统利用了飞机自身的燃油箱作为流道,且燃油本身在流道内处于不断地流动状态,因此不需要额外的泵、管路和流道,可减少管路的复杂程度。

热管-燃油系统散热效果优于自然对流散热方式。在自然对流散热方式下,电动机散热效果较差,其温升随着电动机产热量的增大而不断增大,而利用热管可以有效降低电作动器的整体温度,在本文所研究的这 7 种工况下,采用热管-燃油散热方式可以使电动机绕组温升最大降低 16.01 K,电作动器整体温升降低 12.61%。电缸温升不高,且采用热管冷却对其温升影响不大,其原因是:一方面,电作动器散热表面积大,热量能够及时通过自然对流散掉;另一方面,电动机、减

速器、电缸之间存在接触热阻,这些因素导致电动机与电缸之间的总热阻大,从电动机传导至电缸的热量少,因此电缸表面温升不高。

表 4 自然对流散热方式下电作动器的温升值

Table 4 Temperature rise of the electric actuator with natural convection cooling system

K

工况	绕组端部	电动机外表面	电缸外表面
1	69.06	54.15	5.47
2	79.33	61.52	6.19
3	92.43	71.09	6.94
4	99.66	76.16	7.39
5	104.15	79.45	7.65
6	116.23	88.18	8.33
7	126.95	95.65	8.95

表 5 热管-水散热方式下电作动器的温升值

Table 5 Temperature rise of the electric actuator with heat pipes-water cooling system

K

工况	绕组端部	电动机外表面	电缸外表面
1	42.02	31.4	3.03
2	48.25	35.56	4.18
3	54.46	39.7	4.61
4	59.06	42.8	4.97
5	60.48	43.67	5.23
6	66.5	47.62	5.46
7	72	50.99	5.85

表 6 热管-燃油散热方式下电作动器的温升值

Table 6 Temperature rise of the electric actuator with heat pipes-fuel cooling system

K

工况	绕组端部	电动机外表面	电缸外表面
1	59.1	46.3	5.26
2	69.84	54.4	6.29
3	79.65	62.06	7.03
4	87.5	67.95	7.72
5	90.74	70.02	8.17
6	100.44	77.47	8.65
7	110.94	84.91	9.45

针对驱动器对比了传统的风扇冷却、热管-水和热管-燃油 3 种不同的散热方式。表 7~表 9 分

别为风扇、热管-水和热管-燃油散热方式下驱动器的温升值。可以看到,风扇冷却方式比热管-燃油散热方式的散热效果更好。此外,对于不发热的电子元件(再生电阻和晶闸管 1),当冷却流体温度高于环境温度时,在对流换热和热传导的影响下,再生电阻和晶闸管 1 这些不发热的电子元件会被反向加热。但考虑到在实际飞机上,油箱内燃油储备量大,油箱内燃油温度不会太高,且根据飞机设计手册,供给发动机的燃油温度不超过 353.15 K^[12,19],因为燃油温度过高不仅会破坏燃油的热稳定性,也会使得油箱的可燃性增加,因此燃油温度远低于驱动器各电子元件所允许的最高温度,即不会出现反向加热作用导致电子元件损坏的情况。

在这三种散热方式中,在相同流速下热管-水散热系统的散热效果优于热管-燃油系统的散热效果,与热管-燃油散热方式相比,驱动器温升最大可降低 23.48 K。同理,其缺点是需要飞机上增加额外的泵、管路、流道等装置,会占用飞机存储空间且增加额外的质量。

表 7 风扇散热方式下驱动器的温升值

Table 7 Temperature rise of the driver with fans cooling system

K

工况	再生电阻	晶闸管 1	晶闸管 2	IGBT 模块
1	5.01	6.62	21.22	20.44
2	6.45	8.50	27.91	26.13
3	7.16	9.40	31.15	28.84
4	8.34	10.95	36.85	33.51
5	8.61	11.29	38.11	34.53
6	9.79	12.80	43.75	39.07
7	10.43	13.61	46.84	41.47

表 8 热管-水散热方式下驱动器的温升值

Table 8 Temperature rise of the driver with heat pipes-water cooling system

K

工况	再生电阻	晶闸管 1	晶闸管 2	IGBT 模块
1	17.28	17.35	23.80	29.73
2	17.26	17.37	26.03	33.01
3	17.28	17.24	27.09	34.52
4	17.66	17.75	29.50	37.58
5	17.18	17.27	29.43	37.66
6	17.15	17.27	31.38	40.20
7	17.07	17.15	32.39	41.40

表 9 热管-燃油散热方式下电作动器的温升值

Table 9 Temperature rise of the driver with heat pipes-fuel cooling system K

工况	再生电阻	晶闸管 1	晶闸管 2	IGBT 模块
1	17.10	17.47	29.59	41.70
2	17.24	17.45	33.91	48.00
3	17.18	17.42	35.99	51.25
4	17.65	17.95	40.06	56.87
5	16.97	17.53	40.85	57.62
6	17.10	17.50	44.51	62.52
7	17.04	17.21	46.44	64.88

总体而言,对于电作动器而言,热管-燃油散热方式的散热效果优于自然对流散热;对于驱动器而言,热管-燃油散热方式散热效果不如风扇冷却方式。热管-水散热方式的散热效果最好,但由于热管-燃油散热系统不需要额外的泵、管路和流道来对热管冷凝段进行冷却,因此具有结构简单、质量轻的优点。

本文所采用的电作动器电动机绝缘等级为 F 级,其最高允许温度为 428 K(155 ℃),晶闸管的最大允许温度为 398 K(125 ℃),IGBT 模块的最大允许温度为 423 K(150 ℃);热管-燃油散热方式下,工况 6 中定子最高温度为 416.42 K,晶闸管 2 的最高温度为 385.76 K,IGBT 模块的最高温度为 408.75 K,可以使电作动机构各部件的温度保持在其允许的温度范围内,说明在工况 1 至工况 6 的工作环境下,采用热管-燃油散热方式对电作动机构进行散热的方法可行。

3.3 热管等效导热系数对电作动机构散热系统散热性能的影响

为了更接近飞机上的实际情况,数值模拟中均采用燃油作为冷却介质来分析热管-燃油散热系统的换热效果。以工况 3 为例,燃油流速取 0.000 639 m/s、流体温度取 315.5 K、环境温度为 296.95 K,研究了热管等效导热系数对电作动机构散热系统散热性能的影响规律。

如图 6 所示,采用热管等效导热系数有差异的热管,也会影响散热系统的散热效果。热管等效导热系数越好,散热系统的散热效果越好。当热管等效导热系数由 3 000 W/(m·K)增加到 7 000 W/(m·K)时,电动机绕组温升降低 9.56 K、电动机外壳温升降低 7.81 K、IGBT 模块温升降低 10.46 K、晶闸管 2 温升降低 6.4 K。然而,当

热管等效导热系数达到7 000 W/(m·K)以后,继续提高等效导热系数会增加其成本,但是对于提升散热系统散热效果不太显著:当等效导热系数由7 000 W/(m·K)增加到 14 000 W/(m·K)时,电动机绕组温升降低 3.6 K、电动机外壳温升降低 3.04 K、IGBT 模块温升降低 3.75 K、晶闸管 2 温升降低 2.37 K。

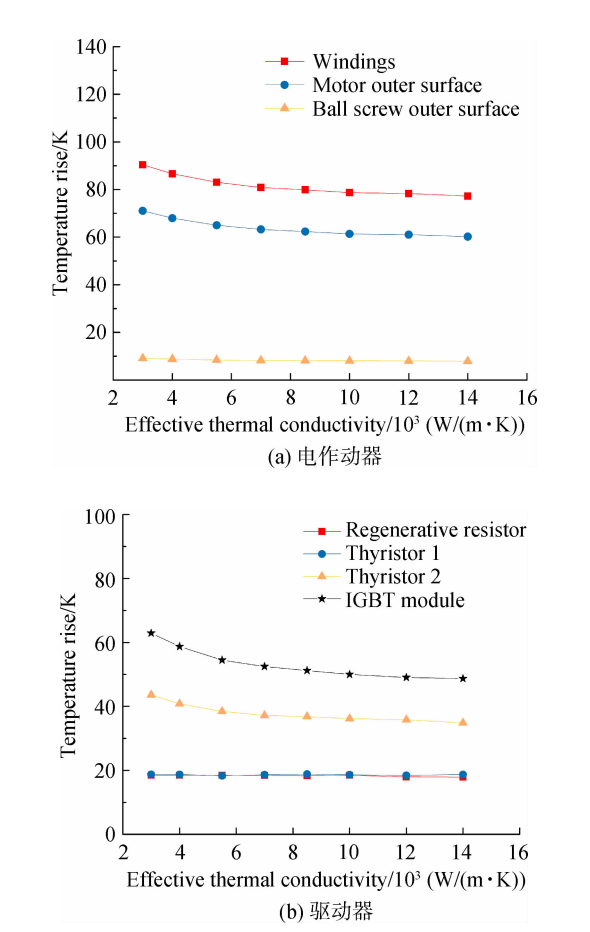


图 6 热管等效导热系数对电作动机构温升的影响
Fig. 6 Influence of effective thermal conductivity of heat pipes on the temperature rise of the electric actuating mechanism

总体而言,对于本文所采用的电作动机构散热系统,采用等效导热系数约为7 000 W/(m·K)的热管在节约成本的同时又可满足散热要求。在不考虑成本的情况下,热管等效导热系数越高越好。

4 结 论

本文结合试验数据拟合得到电作动机构的产热量关于推力和作动速度的关系,获得电作动机构在特定工况下的产热量,建立了基于热管-燃油系统的飞机电作动机构散热数值模型,通过试验

与数值结果对比验证了数值模型的可靠性,分析了不同冷却方式、热管等效导热系数这两个因素对电作动机构散热系统散热性能的影响,得到以下结论:

1) 本文采用的数值模型可以比较准确地预测电作动机构的温度分布。

2) 对电作动器和驱动器分别对比了 3 种不同冷却方式的散热效果,其中热管-水散热方式散热效果最佳。热管-燃油散热方式仅次于之,但热管-水散热系统可能会额外占用飞机存储空间或质量、增加飞机的结构复杂度。对于驱动器,传统的风扇冷却方式散热效果优于热管-燃油散热方式。

3) 热管等效导热系数会影响散热系统的散热效果,等效导热系数越高,电作动机构散热系统的散热效果越好。而当热管等效导热系数达到 $7000 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ 以后,继续增大等效导热系数会增加其成本,但是对于提升散热系统散热效果不太显著。因此,对于本文中采用的热管,选择等效导热系数约为 $7000 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ 的热管既可节约成本的同时又可满足散热要求。

参考文献:

[1] 赵天旭. 全电机驱动用五相永磁同步电机研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
ZHAO Tianxu. Research on five phase permanent magnet synchronous motor of all[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013. (in Chinese)

[2] LOWE A, FU H, LEWE J H, et al. Architecture analysis for regenerative energy management in an electromechanical actuation system design[C] // Proceedings of 11th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference, Virginia: AIAA, 2011: 1-5.

[3] RUBERTUS D, HUNTER L, CECERE G. Electromechanical actuation technology for the all-electric aircraft[J]. Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1984, 20(3): 243-249.

[4] 郭生荣. 航空机电系统综合技术发展[J]. 航空精密制造技术, 2016, 52(1): 1-6.
GUO Shengrong. Development of aviation electromechanical system integration technology[J]. Aviation Precision Manufacturing Technology, 2016, 52(1): 1-6. (in Chinese)

[5] 雷屹坤. 飞机综合一体化热/能量管理系统方案研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
LEI Yikun. Research on scheme of integrated thermal and energy management system of aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)

[6] 徐志英, 庄达民. 飞机燃油系统热管理研究[J]. 航空动力

学报, 2007, 22(11): 1833-1837.

XU Zhiying, ZHUANG Damin. Research of heat management for aircraft fuel system[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(11): 1833-1837. (in Chinese)

[7] ALAWI O A, SIDIK N A C, MOHAMMED H A, et al. Fluid flow and heat transfer characteristics of nanofluids in heat pipes: a review[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2014, 56(8): 50-62.

[8] POPLASKI L M, BENN S P, FAGHRI A. Thermal performance of heat pipes using nanofluids[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017, 107(3): 58-71.

[9] 邱小芝. 多电机机电作动器电机散热研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
QIU Xiaozhi. Study on heat transfer of motor in electro-mechanical actuator in more electric aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)

[10] 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.
LIU Ran, LIN Guiping. An improvement of loop heat pipe for cooling the electromechanical actuator[J]. Journal of Civil Aviation Flight University of China, 2010, 21(1): 48-51. (in Chinese)

[11] 刘蕾. 纯电动汽车水冷永磁同步电机多工况热特性及冷却系统研究[D]. 合肥: 合肥工业大学, 2015.
LIU Lei. The study of thermal characteristics in various conditions and cooling system of permanent magnet synchronous motor in pure electric vehicle[D]. Hefei: Hefei University of Technology, 2015. (in Chinese)

[12] 兰江, 朱磊, 赵竞全. 通用油箱热模型的建模与仿真[J]. 航空动力学报, 2014, 29(7): 1623-1630.
LAN Jiang, ZHU Lei, ZHAO Jingquan. Modeling and simulation of general fuel tank thermal model[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(7): 1623-1630. (in Chinese)

[13] 张兴娟, 张作琦, 高峰. 先进战斗机超声速巡航过程中的燃油温度变化特性分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 258-263.
ZHANG Xingjuan, ZHANG Zuoqi, GAO Feng. Fuel temperature analysis of advanced fighter aircraft during supersonic cruise[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 258-263. (in Chinese)

[14] 郑荣波, 刘刚, 刘自华. 两相闭式热虹吸管的几何尺寸对其换热性能的影响研究[J]. 制冷, 2009, 28(2): 19-23.
ZHENG Rongbo, LIU Gang, LIU Zihua. Study on the dimension of two-phase closed thermosyphon influence on the heat transfer performance[J]. Refrigeration, 2009, 28(2): 19-23. (in Chinese)

[15] 廖火生, 刘小康, 缪利梅. 热管等效导热系数的数值模拟[J]. 半导体光电, 2013, 34(5): 795-798.
LIAO Huosheng, LIU Xiaokang, LIAO Limei. Numerical simulation on effective thermal conductivity of heat pipes[J]. Semiconductor Optoelectronics, 2013, 34(5): 795-798. (in Chinese)

[16] 刘志杰,杨福增,苏三买. 飞机飞行状态下燃油惯性特性计算方法研究[J]. 计算机仿真,2013,30(4):72-76.
LIU Zhijie, YANG Fuzeng, SU Sanmai. Research on aircraft fuel mass property calculations in the flight status [J]. Computer Simulation, 2013, 30(4): 72-76. (in Chinese)

[17] 袁雄飞. 基于 VOF 方法的机翼油箱燃油晃动分析与防晃研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2017.

YUAN Xiongfei. Research of fuel sloshing in aircraft wing tank based on VOF method and sloshing suppression[D]. Harbin; Harbin Institute of Technology, 2017. (in Chinese)

[18] 杨世铭,陶文铨. 传热学[M]. 北京:高等教育出版社,2006.

[19] 陈嵩禄,云梦东,刘日明,等. 飞机设计手册:第 13 册 动力装置系统设计[M]. 北京:航空工业出版社,2006.

(编辑:王碧琰)