

航空电机及控制器的温度场仿真分析*

卓亮^{1,2}, 赵飞^{1,2}, 马立丽³, 杨光力^{1,2}

(1. 贵州航天林泉电机有限公司, 贵州 贵阳 550008;

2. 国家精密微特电机工程技术研究中心, 贵州 贵阳 550008;

3. 北京动力机械研究所, 北京 100074)

摘要: 对一种航空用高功率密度无刷直流电机, 建立电机和控制器一体的三维热仿真模型。根据电机系统内部热交换及传热学相关理论, 确定系统内散热系数与热边界条件, 利用有限元分析软件 ANSYS Workbench 对建立的热仿真模型进行温度场仿真与分析, 得到了不同环境温度变化情况下电机和控制器的温度场分布和温度对时间变化的曲线。经与试验得到数据进行对比分析, 验证了仿真的准确性。这对电机和控制器的设计与温度场计算提供了依据。

关键词: 无刷直流电机; 高功率密度; 电机系统; 散热系数; 温度场

中图分类号: TM 33 **文献标志码:** A **文章编号:** 1673-6540(2019)07-0051-05

Temperature Field Simulation Analysis of Aircraft Motor and Controller*

ZHUO Liang^{1,2}, ZHAO Fei^{1,2}, MA Lili³, YANG Guangli^{1,2}

(1. Guizhou Aerospace Linquan Motor Co., Ltd., Guiyang 550008, China;

2. National Engineering Research Center for Small and Special Precision Motors, Guiyang 550008, China;

3. Beijing Power Machinery Research Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: For the high power density brushless DC motor of aircraft, a three-dimensional thermal simulation model of motor and controller was established. According to the theory of heat exchange and heat transfer in the motor system, the internal heat transfer coefficient and boundary conditions were determined. Using ANSYS Workbench software, simulation and analysis were carried out for the temperature field of the established thermal model. The temperature field distribution and temperature curves of the motor and controller were obtained under different operating conditions. The results were compared with the experimental data. The accuracy of simulation was verified, which provided the basis for the design of the motor and controller as well as the calculation of the temperature field.

Key words: brushless DC motor; high power density; motor system; heat dissipation coefficient; temperature field

0 引言

电机温度过高不仅直接影响电机的使用性能, 还影响电机运行的可靠性和使用寿命^[1-2]。在航空领域, 对电机功率密度的要求非常高。为了提高电机材料的利用率, 高功率密度电机均采用较高的电磁负荷, 从而使电机运行时单位体积

的损耗明显增加, 使电机各部件的温度升高。为了节省安装空间, 航空器上的电机和控制器一般安装在一起。由于电机转速高、转矩大、功率密度高, 所以电机工作时流过控制器的电流较大, 控制器功率管的损耗较大, 而且电机和控制器的体积小, 散热面积小, 导致电机和控制器散热更加困难。同时, 航空环境温度的变化规律, 对电机和控

* 基金项目: 无人机用内置式高速起动/发电系统(2018-Y-J-6)

作者简介: 卓亮(1986—), 男, 工程师, 研究方向为航空航天特种电机及技术。

赵飞(1980—), 男, 高级工程师, 研究方向为精密微特电机设计及技术。

制器的温度有较大影响。因此,准确确定航空环境温度的变化规律非常重要。

国内外学者和专家主要通过热网络法^[3]、有限元法^[4]和有限体积元法^[5]对不同类型的电机进行温度场研究。刘阳等^[6]建立了电机的三维热流场模型,并基于流固耦合法,计算了大容量高速永磁电机温度场。刘万平等^[7]分别采用热网络法和有限元法对某型 3 MW 永磁同步发电机在额定负载条件下的温度场进行了计算。李立毅等^[8]以圆筒型直线电机为例,开展了不同工况下圆筒型直线电机温度场数值计算研究。王晓远等^[9]以电动汽车用轮毂电机为例,建立了等效热网络温度场分析模型和 3D 有限元模型,计算了轮毂电机在额定工况下的稳态温度场分布和瞬态温升曲线。

目前对不同类型电机内温升方面的研究工作主要集中在二维温度场的分析计算,但对无刷直流电机与控制器一体的带有散热翅的三维温度场研究报道较少。

本文以 1 台与控制器一体的某型航空用 2 kW 无刷电机为例,建立了电机和控制器一体的三维物理模型,对不同航空环境温度,根据电机和控制器系统内部热交换及传热学相关理论,确定了系统内散热系数与热边界条件。通过有限元方法计算了不同工况下电机与控制器内部的温度场分布,并通过搭建试验平台,进行电机与控制器的温升试验。通过对比试验数据与仿真计算数据,验证了仿真计算结果的准确性和求解方法的正确性。

1 模型建立与自然对流系数计算

由于电机和控制器功耗较大,而电机和控制器的体积和外形尺寸不能大于给定的值,为了增加散热面积,电机和控制器壳体采用散热翅来增加散热面积。电机与控制器的三维物理模型如图 1 所示。

电机和控制器壳体无外部强制冷却装置,可按大空间自然对流传热^[10]进行计算。工程中,广泛采用引入格拉晓夫数 Gr 的努赛尔系数 Nu 准则方程进行计算^[11]:

$$Nu = C (Gr \cdot Pr)^n = CR\alpha^n \quad (1)$$

式中: C 、 n ——由试验确定的常数;

Pr ——普朗特数, $Pr = \alpha/\nu$, α 为体积膨胀系数, ν 为运动黏度;

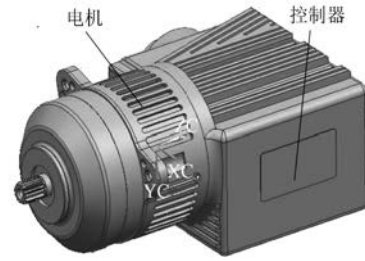


图 1 电机与控制器三维物理模型

Gr ——格拉晓夫准则, $Gr = \frac{g\alpha\Delta t l^3}{\nu^2}$;

Ra ——瑞利准则, $Ra = Gr \cdot Pr$;

Δt —— t_w 与 t_f 之差;

l ——定型尺寸;

t_f ——远离壁流体温度。

对于电机和控制器外壳中散热翅基部、顶部和非散热翅表面,对流换热关联方程式为

$$Nu = 0.525 (Gr \cdot Pr)^{0.25} \quad (2)$$

散热翅侧面的对流换热关联方程式

$$Nu = 0.006 7Gr \cdot$$

$$Pr \{ 1 - e^{[-7.640/(Gr \cdot Pr)]^{0.44}} \}^{1.7} \quad (3)$$

对流换热系数 h 可按式(4)进行计算:

$$h = \frac{NuK}{D} \quad (4)$$

式中: K ——空气的传导系数;

D ——定型尺寸。

为了简化计算,将式(2)代入式(4)所得的散热翅基部对流换热系数和式(3)代入式(4)所得的散热翅侧面对流换热系数,采用按平均对流换热系数进行计算,换算方程式如式(5)所示:

$$k_1 = \frac{S_1}{S_2} \quad (5)$$

$$h = \frac{\frac{1}{k_1} h_1 + k_1 \cdot h_2}{k_1 + \frac{1}{k_1}} \quad (6)$$

式中: S_1 ——散热翅基部面积;

S_2 ——散热翅侧面面积;

h_1 ——散热翅基部对流换热系数;

h_2 ——散热翅侧面对流换热系数。

电机和控制器工作时,随着时间的变化电机和控制器壳体的表面温度也变化,因此很难估算

出一个平均的对流换热系数。利用 ANSYS 的非线性温度场求解对电机和控制器壳体施加非线性的对流换热系数,通过改变不同的 ΔT (壳体温度与环境温度之差),按照上述公式求得一系列对流换热系数并绘制成曲线。电机与控制器对流换热系数曲线如图 2 所示。图 2 中, R_1 为电机散热翅基部和侧面对流换热系数; R_2 为电机散热翅顶面对流换热系数; R_3 为电机侧面对流换热系数; R_4 为控制器散热翅基部和侧面对流换热系数; R_5 为控制器侧面对流换热系数; R_6 为控制器散热翅顶面对流换热系数。

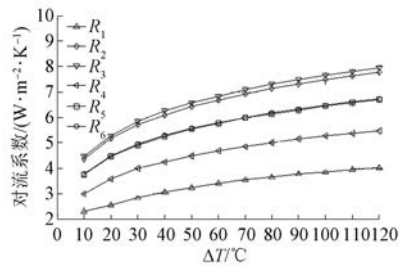


图 2 电机与控制器对流换热系数曲线

2 仿真与分析

某型号航空用无刷直流起动机和控制器分为起动和非工作 2 种状态。在起动状态下,起动机拖动航空器发动机点火,发动机完成点火后与起动机脱离,此时起动机与控制器进入非工作状态。为了研究电机和控制器在航空环境温度变化情况下内部温度场的变化,在非工作状态下,根据航空器极限环境温度进行温度循环热仿真分析;在起动状态下,根据航空器起动极限环境温度变化情况进行高温起动瞬态热仿真分析。

电机和控制器在非工作状态的温度循环过程中,外部环境通过自然对流换热和辐射换热的形式传递热量到电机和控制器的壳体,然后通过热传导和内部空气对流的方式传递热量到电机和控制器内部各模块。环境温度循环工况如图 3 所示。表 1 和表 2 所示为根据航空器极限航空环境温度设置的循环温度和时间参数,其中, $t_7 = t_8$, 即第二、三次循环直接从温度 T_2 开始。

电机和控制器在起动状态的高温起动过程中,为了模拟电机和控制器内部在航空极限高温环境下的温度场变化情况,根据航空器的极限温度起动情况,将初始温度设置为 40°C ,环境温度

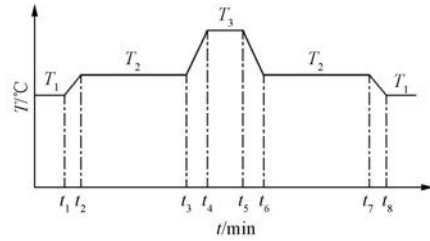


图 3 温度循环工况

表 1 循环温度参数设置 $^\circ\text{C}$

环境温度	T_1	T_2	T_3
数值	25	70	150

表 2 循环时间参数设置 min

时间	t_1	t_2	t_3	t_4	t_5	t_6	t_7	t_8
数值	0	10	130	140	200	210	300	300

设置为 150°C ,并在该环境温度下放置 15 min 后进行起动。

2.1 温度循环瞬态热仿真分析

在 ANSYS Workbench 中建立电机和控制器三维模型,并进行温度循环热仿真分析。电机和控制器按图 3 曲线、表 1 和表 2 参数要求进行温度考核(离线),设置试验循环次数为 3 次。循环完成后,瞬态分析各部件温度随时间的变化曲线和最高温度分布云图如图 4~图 8 所示。

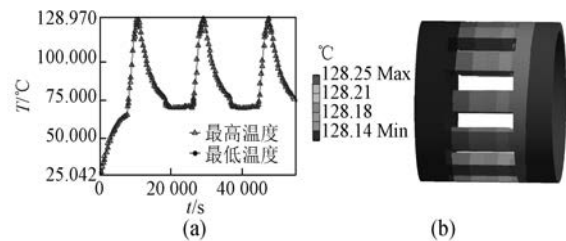


图 4 绕组温度变化曲线与最高温度分布云图(温度循环)

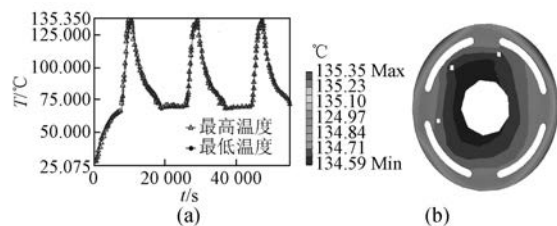


图 5 印制板温度变化曲线与最高温度分布云图(温度循环)

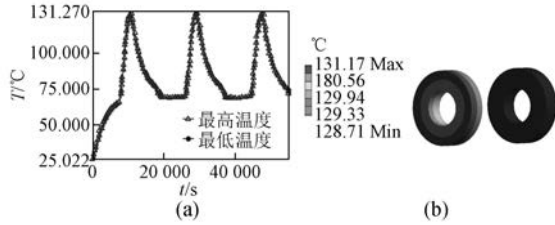


图6 轴承温度变化曲线与最高温度分布云图(温度循环)

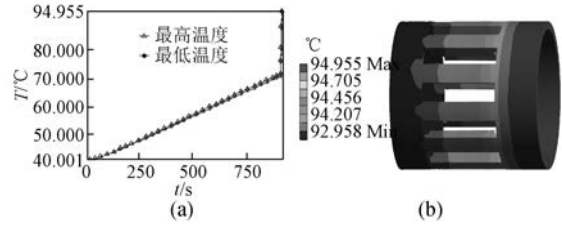


图9 绕组温度变化曲线与最高温度分布云图(高温起动)

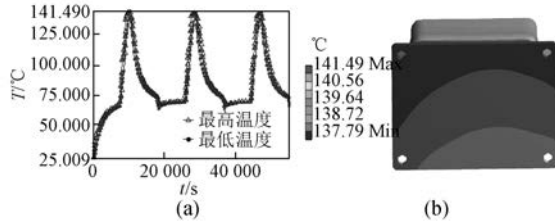


图7 功率模块温度变化曲线与最高温度分布云图(温度循环)

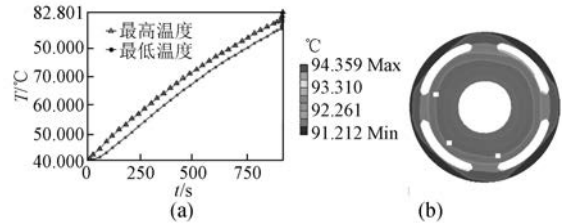


图10 印制板温度变化曲线与最高温度分布云图(高温起动)

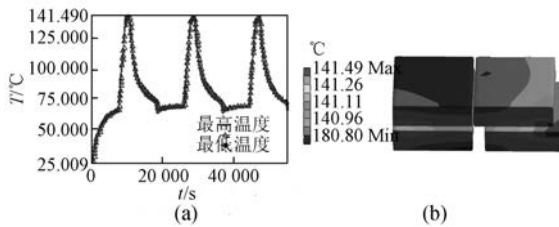


图8 电源模块温度变化曲线与最高温度分布云图(温度循环)

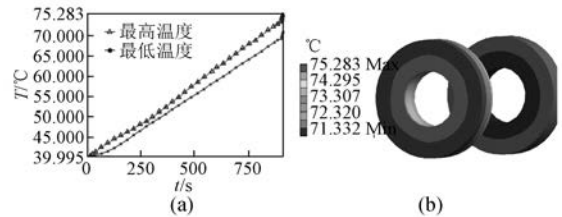


图11 轴承温度变化曲线与最高温度分布云图(高温起动)

从图4~图8可以看出,在高温循环工况中,电机不起动,没有内部生成热,电机和控制器部分的温升来自外部环境的传热,控制器模块的温升高于电机部分的温升。主要原因是控制器壳体材料为铝,且表面发黑,传热速度大于电机壳体的传热速度。从温度随时间变化曲线来看,电机在第一个温度循环结束时,热量已达到平衡,因此第二、三次温度循环时最高温度没有发生变化。

2.2 高温起动瞬态热仿真分析

在 ANSYS Workbench 中建立电机和控制器三维模型,进行高温起动瞬态热仿真分析。设置电机的初始温度为 40 °C,环境温度为 150 °C,电机在环境温度中放置 15 min 后电机起动。起动时,电机和控制器主要的热源为电机铜耗、电机铁耗、控制器功率模块和电源模块的功率损耗。各部件温度随时间的变化曲线如图9~图13所示。

从图9~图13可以看出,前15 min 电机和控

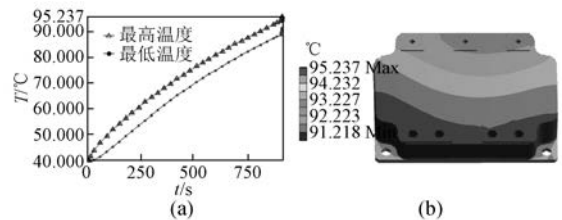


图12 功率模块温度变化曲线与最高温度分布云图(高温起动)

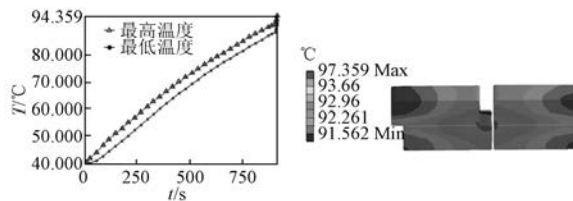


图13 电源模块温度变化曲线与最高温度分布云图

制器内没有热源,外部环境通过辐射和对流对电机和控制器传热,温度上升比较平缓,15 min 之后

电机突然起动,电机和控制器产生损耗,电机和控制器温度的上升来自外部环境和自身的产热,温升发生突变。

3 仿真与试验结果对比

电机和控制器实物如图 14 所示。将电机和控制器放入温度箱内进行温度循环和高温起动试验。同时,电机中定子绕组、轴承及位置传感器中均放入温度传感器进行温度测量。



图 14 电机和控制器实物

温度循环试验结果与仿真分析结果对比如表 3 所示。高温起动试验结果与仿真分析结果对比如表 4 所示。可以看出,电机瞬态温度场分析的最高温度与试验所得的数据非常接近,误差均小于 10%。

表 3 温度循环工况下各部件的最高温度

名称	定子绕组温度	轴承温度	位置传感器温度
仿真/°C	128.25	131.17	135.35
试验/°C	119	122	124
误差/%	7.5	7.3	8.8

表 4 高温起动工况下各部件的最高温度

名称	定子绕组温度	轴承温度	位置传感器温度
仿真/°C	94.96	75.28	82.80
试验/°C	91	71	76
误差/%	4.4	6.0	6.3

4 结 语

本文通过建立航空用电机和控制器的三维模型,计算电机和控制器的自然对流系数,并通过 ANSYS Workbench 对三维模型在非工作状态下的

温度循环和起动状态下的高温起动 2 种工况进行温度场仿真分析,最后对电机和控制器进行温度循环和高温起动试验。将试验结果与仿真结果进行对比可知,仿真结果具有较高的计算精度,验证了本文所提散热系数的计算方法和非线性的加载仿真方法的可行性,温度场仿真方法能够满足工程设计要求。本文提出的仿真计算方法能够为电机和控制器温度场的仿真研究提供一定的参考作用。

【参考文献】

- [1] 魏永田,孟大伟,温嘉斌.电机内热交换[M].北京:机械工业出版社,1998.
- [2] 李伟力,赵志海,侯云鹏.大型同步发电机定子同相槽和异相槽的温度场计算[J].电工技术学报,2002,17(3): 1.
- [3] 范镇南,韩力,周光厚,等.大型贯流式水轮发电机阻尼绕组损耗与发热[J].高电压技术,2011,37(2): 468.
- [4] 靳廷船,李伟力,李守法.感应电机定子温度场的数值计算[J].电机与控制学报,2006,10(5): 492.
- [5] 丁树业,孟繁东,葛云中.核主泵屏蔽电机温度场研究[J].中国电机工程学报,2012,32(36): 149.
- [6] 刘阳,余中军,张贤彪.大容量高速永磁电机热流场仿真及参数敏感性分析[J].电机与控制应用,2018,45(3): 103.
- [7] 刘万平,张新丽,赵祥,等.大功率永磁电机温度场数值计算及实测对比[J].船电技术,2010,30(9): 7.
- [8] 李立毅,黄旭珍,寇宝泉,等.基于有限元法的圆筒型直线电机温度场数值计算[J].电工技术学报,2013,28(2): 132.
- [9] 王晓远,高鹏.等效热网络法和有限元法在轮毂电机温度场计算中的应用[J].电工技术学报,2016,31(16): 26.
- [10] 章熙民,任泽霏,梅飞鸣.传热学[M].5版.北京:中国建筑工业出版社,2007.
- [11] INCROPERA F P, DE WITT D P, BERGMAN T L, et al. Fundamentals of Heat and Mass Transfer[M]. New York: Wiley, 2006.

收稿日期: 2019-04-15