

全电无人机主推进直驱永磁电动机热负荷研究

张炳义¹, 王 森^{1,2}, 冯桂宏¹

(1. 沈阳工业大学 电气工程学院

教育部特种电动机与高压电器重点实验室, 沈阳 110870;

2. 沈阳工程学院 自动化学院, 沈阳 110136)

摘 要: 以全电无人机主推进直驱永磁电动机为研究对象, 分析处于不同工况下主推进电动机热负荷特性. 针对主推进电动机开启式结构特点, 根据流体力学及传热学理论, 建立强风冷却条件下流固耦合物理模型与数学模型, 通过仿真计算不同热负荷、不同爬升角度时主推进电动机的温升, 分析主推进电动机热负荷及温升随飞行工况的变化规律. 对主推进电动机进行风洞与飞行试验. 结果表明: 热负荷为 $5500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$ 时电动机最高温升为 124 K , 与仿真值误差在 2% 以内, 验证了理论分析正确性. 无人机主推进电动机热负荷选取范围为 $3000 \sim 5500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$.

关 键 词: 热负荷; 永磁电动机; 直驱; 主推进; 全电无人机

中图分类号: V19

文献标志码: A

Research on heat load for main propulsion direct drive PMM of all-electric UAV

ZHANG Bing-yi¹, WANG Sen^{1,2}, FENG Gui-hong¹

(1. Special Motor and High Voltage Apparatus Key Laboratory of Education Ministry,

School of Electrical Engineering,

Shenyang University of Technology, Shenyang 110870, China;

2. School of Automatic Control Engineering,

Shenyang Institute of Engineering, Shenyang 110136, China)

Abstract: Taking the main propulsion direct drive permanent magnet motor (PMM) of all-electric unmanned aerial vehicle (UAV) as the object of study, the heat load characteristics of main propulsion motor were analyzed in different working conditions. The fluid-solid coupled physical and mathematical models were established under strong cooling condition for the structure characteristics of open of main propulsion motor according to the fluid mechanics and heat transfer theory. The temperature rise of main propulsion motor was calculated in different heat loads and climbing angles. The changing rules of heat load and temperature rise of main propulsion motor were deeply analyzed under different working conditions. The wind tunnel and flight tests of main propulsion motor were performed. Result shows that, the highest temperature rise of motor is 124 K when the heat load is $5500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$. Compared with the simulation value, the accuracy is within 2% , verifying the correctness of theoretical analysis. The heat load range of UAV main propulsion motor is between $3000 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$ and $5500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$.

收稿日期: 2013-12-14

基金项目: 国家自然科学基金(51077093)

作者简介: 张炳义(1954—), 男, 辽宁抚顺人, 教授、博士生导师, 博士, 研究方向为特种电动机及其控制, 主要研究低速大转矩、低压大功率、低速大功率稀土永磁电动机及其控制技术。

Key words: heat load; PMM; direct drive; main propulsion; all-electric UAV

随着我国逐步开放 3 km 以下低空空域,允许通用航空飞机飞行,研究与开发低空飞行技术势在必行^[1]. 传统飞行器的动力系统大多由内燃机、变速器组成,该系统存在污染环境、传动效率低下、维护困难诸多问题. 无人机主推进直驱系统指由电动机不经过中间环节直接驱动螺旋桨旋转,具有传统传动无法可比的优越性. 永磁电动机可以在不经过变速器情况下输出较大转矩,能够满足飞行器直驱系统的基本要求. 采用永磁电动机直接驱动系统可以有效克服内燃机系统弊端,并具有高效、高可靠性、节能环保等特点,可实现高速、高精度和免维护运行.

无人机要求主推进电动机具有高力能密度(转矩密度和功率密度),由此将导致电动机温升提高. 热负荷是衡量电动机温升的重要指标,普通电动机多采用封闭式结构,热负荷在 $1\ 200\text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$ 左右, S9 工作制电动机常处于过载状态,热负荷可达到 $3\ 500\text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$ 左右^[2],但电动机温升较高且仅能短时运行. 传统电动机的热负荷标准已不适应无人机主推进电动机的设计要求. 因此,根据无人机飞行工况,研究主推进电动机热负荷问题将成为其关键技术,具有理论价值和工程实际意义.

国内外专家、学者对内燃机热负荷进行了大量研究,而对电动机研究重点放在对电动机温度场计算上^[3-11],对一般电动机热负荷研究较少. 例如:指出流量与热负荷的匹配是卧式蒸发冷却电动机冷却系统设计要解决的关键问题之一^[12];分析电动机在不同负载状态下热负荷特性,给出相关热负荷试验方法^[13];通过分析封闭式绕线转子电动机额定热负荷与温升之间关系,为同类电动机热负荷设计提供参考^[14];分析 300 MW 直接空冷机组不同工况下热负荷特性^[15];利用热网络法与流体力学相结合,分析不同冷却条件下机组的热负荷特性^[16]. 而对无人机主推进电动机热负荷研究甚少.

本文采用有限元方法建立温度场仿真模型,给出导热系数计算方法,基于基本假设与边界条件,计算了主推进电动机在不同热负荷下的温升分布情况,对比了电动机主要部件的温升分布. 通过对主推进电动机在无人机各飞行工况下的温升分析,给出适用于无人机主推进电动机的最大热负荷参考值、最优的爬升角度与爬升时间比值和

电动机热负荷设计范围. 计算不同热负荷、不同爬升角度时电动机温升,分析主推进电动机热负荷及温升随飞行工况的变化规律,试验结果验证了理论分析正确性.

1 模型建立及热特性分析

主推进电动机(下文也称电动机)安装在无人机机舱前端,飞行时电动机冷却条件极佳. 为提高通风散热效果,降低电动机质量,主推进电动机设计为开启式结构,在保证强度的前提下,前端盖、后端盖、散热机壳以及转子均采用框架结构,如图 1 所示. 主推进电动机最大功率为 25 kW,最大功率密度为 1.25 kW/kg ,最大扭矩密度为 $5\text{ N} \cdot \text{m/kg}$.

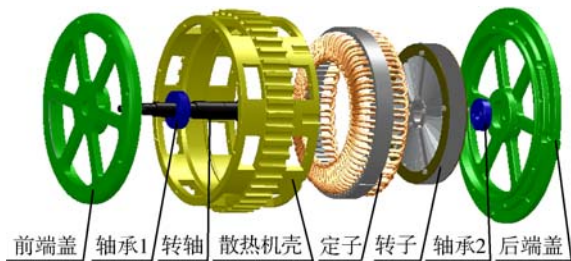


图1 无人机主推进电动机结构示意图

Fig. 1 Structure graph of UAV main propulsion motor

考虑电动机通风系统在结构上沿周向对称分布情况,为提高计算效率,建立了 1/4 圆周的三维模型,如图 2 所示;图中红色箭头为流体流动的方向.

主推进电动机结构特殊,内部冷却气流流动复杂,本文采用流固耦合计算方法,将流体场和温度场进行整场求解,不同的区域采用通用的控制

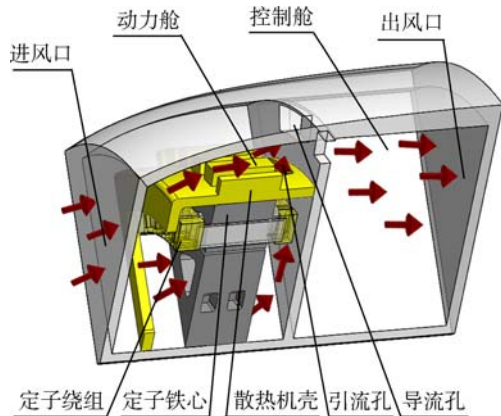


图2 主推进电动机温度场仿真三维物理模型

Fig. 2 Three-dimensional physical model of temperature field simulation of main propulsion motor

方程^[17],得出电动机各部件温度场仿真计算结果.建立三维流固耦合质量、动量守恒控制方程,如式(1)~式(3)所示

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

式中 ρ 为流体密度; t 为时间; u, v 和 w 是速度矢量在 x, y 和 z 方向的分量.

$$\frac{D(\rho \mathbf{U})}{Dt} = \rho \mathbf{F} - \nabla p + \nu \Delta \mathbf{U} \quad (2)$$

式中 $\mathbf{U}$ 为速度矢量, ν 为流体运动黏度,固体的运动黏度为无穷大, p 为流体压力, $\mathbf{F}$ 为作用在流体上的质量力,在重力场中 $\mathbf{F} = \mathbf{g}$.

$$\frac{D(\rho c_p T)}{Dt} = \Phi + \lambda \Delta T + \rho q \quad (3)$$

式中 c_p 为流体的比定压热容, λ 为导热系数, T 为流体温度, q 为能量耗散函数

$$q = 2 \quad (4)$$

式中 ϵ 为流体的变形张量,代表流体克服黏性所消耗的机械能,它将不可逆地转化为热而耗散掉;在湍流区域,反映湍流特性的控制方程通过标准 $k-\epsilon$ 湍流模型得到.

热源的确定,采用文献[9]中铜耗、铁心损耗以及附加损耗的计算方法.

铁心的导热系数取为 $42 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$,而定子槽内导热体的导热系数,为简化分析做出如下假设:浸漆后槽内每根铜导线的物理属性完全相同;槽绝缘和铁心紧密结合.基于以上假设,将槽内的绕组等效为一个实心铜棒,将槽绝缘、绕组绝缘、浸渍漆、槽内气体等效成一种绝缘,其导热系数采用式(5)进行求解计算

$$\lambda_{eq} = \frac{(\delta_1 + \delta_2 + \dots + \delta_n) \lambda_1 \lambda_2 \dots \lambda_n}{(\delta_1 \lambda_2 \lambda_3 \dots \lambda_n) + (\delta_2 \lambda_1 \lambda_3 \dots \lambda_n) + \dots + (\delta_n \lambda_1 \lambda_2 \dots \lambda_{n-1})} \quad (5)$$

式中 $\delta_i (i=1, 2, 3, \dots, n)$ 为槽内各种材料等效厚度, $\lambda_i (i=1, 2, 3, \dots, n)$ 为槽内各种材料导热系数, λ_{eq} 为槽内材料等效导热系数.

由于转子表面空气流动处于紊流状态,这种情况下的气隙导热系数按文献[11]进行确定.

2 主推进电动机温度场仿真

2.1 工况分析与基本假设

无人机飞行工况主要分为滑跑、爬升、巡航、降落4个阶段,主推进电动机功率 P 随飞行工况变化曲线如图3所示.

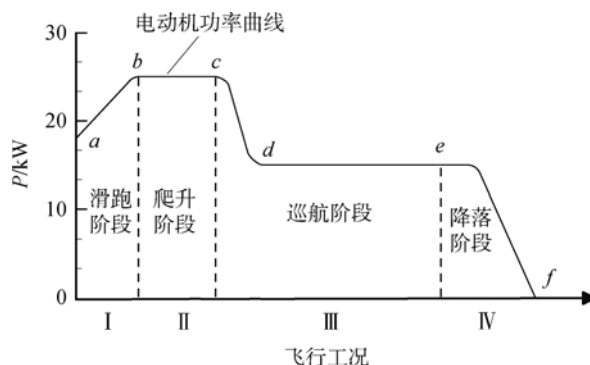


图3 主推进电动机功率随工况变化曲线

Fig. 3 Power of main propulsion motor with working condition changing

图3中 a 点为飞机滑动点, b 点为起飞点, c 点为由最高飞行高度向巡航状态过渡点, d 点为飞机巡航点, e 点为飞机下降转折点, f 点为飞机着陆点.可以看出,滑跑阶段电动机功率随滑跑速度上升而增大;爬升阶段电动机处于重载状态,电动机功率保持最大值不变,定义此时电动机热负荷为最大热负荷;爬升至最高飞行高度时,飞机将进入巡航状态,选定此阶段对应的电动机功率为电动机额定功率,此时电动机功率明显降低,定义此时电动机热负荷为额定热负荷;降落阶段,电动机仍要牵引无人机前行,电动机功率并未明显下降;着陆后,电动机功率减小.

主推进电动机结构特殊、工况复杂,分析热特性时必需结合通风特点和无人机飞行工况,设置基本假设与边界条件:

- 1) 温度场模型的入口风速分为4类:滑跑阶段为 10 m/s ,爬升阶段为 15 m/s ,巡航阶段为 27 m/s ,降落阶段为 20 m/s ,环境温度为 288.15 K .
- 2) 考虑到结构和风路对称性,认为定子沿轴向中心段的中间断面为绝热面.
- 3) 出口压力为标准大气压.
- 4) 机舱内表面为绝热面.

2.2 温度场仿真

分析无人机飞行工况,设置基本假设与边界条件,根据建立的物理模型与数学模型,基于流体与传热理论,采用有限元体积法计算出电动机表面流场流速的分布,进而确定出各表面散热系数.把得到的表面散热系数代入温度场进行求解,得到电动机各部件温升.本文分别计算了最大热负荷为 $4500, 5500, 6500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$ 时主推进电动机的温度场,主推进电动机沿轴向 $1/2$ 处的径向温升分布如图4,图5和图6所示.

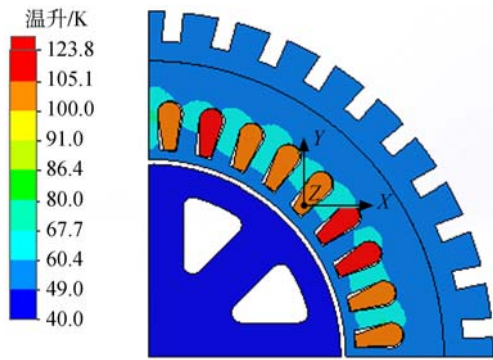


图4 $4500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$ 热负荷时主推进电动机轴向1/2处的径向温升分布

Fig. 4 Temperature rise distribution of radial view at 1/2 of main propulsion motor shaft with heat load of $4500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$

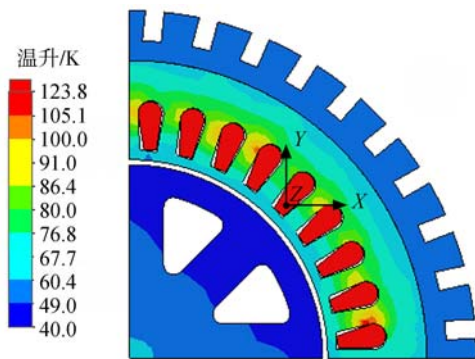


图5 $5500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$ 热负荷时主推进电动机轴向1/2处的径向温升分布

Fig. 5 Temperature rise distribution of radial view at 1/2 of main propulsion motor shaft with heat load of $5500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$

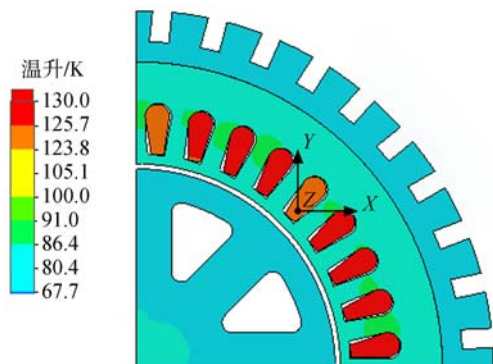


图6 $6500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$ 热负荷时主推进电动机轴向1/2处的径向温升分布

Fig. 6 Temperature rise distribution of radial view at 1/2 of main propulsion motor shaft with heat load of $6500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$

可以看出,绕组温升最高,是因为铜损为主要损耗,其发热严重.定子铁心温升次之,是因为绕组热源热传导热量与定子铁损产热的叠加.机壳温升较低,是因为其处于强风冷环境下,散热效果好.转子温升很低,是因为其热源主要是涡流损耗与风摩擦损耗,其损耗小,且转子与定子之间、转子内表面流体风速高,散热效果好.

3 主推进电动机热负荷研究

3.1 不同热负荷下电动机温升研究

电动机温升随着主推进电动机热负荷增加而增加,最大热负荷为 $4500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$ 的主推进电动机绕组温升为123 K,最大热负荷为 $5500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$ 的主推进电动机绕组温升为127 K,最大热负荷为 $6500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$ 的主推进电动机绕组温升为135 K左右,已超出绕组极限温升值,因此该热负荷不符合电动机设计要求.最大热负荷为 $4500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$ 和 $5500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$ 时,电动机绕组温升较为接近,但当最大热负荷为 $4500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$ 时,主推进电动机质量较大,不符合电动机高力能密度的要求.通过对不同热负荷下主推进电动机温升特性进行分析,得出最大热负荷为 $5500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$ 的主推进电动机的温升较为合理.

3.2 不同爬升角度下电动机温升特性分析

为分析无人机不同爬升角度对主推进电动机温升的影响,计算了无人机处于相同最大热负荷($5500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$),相同爬升时间(4 min),不同爬升角度时主推进电动机温升.爬升角度分别为 $5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$ 时主推进电动机温升变化曲线如图7所示,可以看出,主推进电动机运行相同时间,角度越大温升越高.随着爬升角度增大,温升增长速率逐步增加,主推进电动机到达相同温升所需时间越短.无人机在实际飞行时,飞行高度已经确定,当其以较大爬升角度爬升时,爬升时间会缩短,以较小爬升角度爬升时,爬升时间会增长.爬升时间与爬升角度增加时,主推进电动机的温升均增加,存在一个最优的爬升角度与爬升时间的比值使得爬升阶段主推进电动机的温升最低.当温升到达100 K时,3条曲线的爬升角度与爬升时间比分别为5, 2.86, 1.25.结合热负荷及温升上升速率,本文无人机最优的爬升角度与爬升时间的比值为2.86.

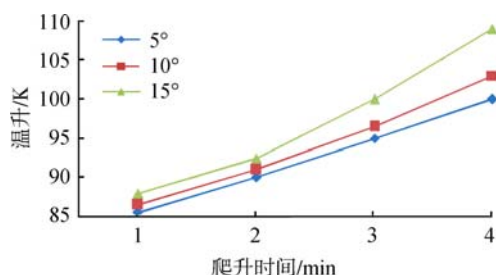


图7 不同爬升角度下主推进电动机温升变化曲线

Fig. 7 Variable curve of temperature rise of main propulsion motor in different climbing angles

3.3 各飞行工况电动机热负荷分析

对最大热负荷为 $5500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$ 的主推进电动机在无人机不同工况下的温升进行计算,得到温升随飞行工况变化曲线如图8所示。

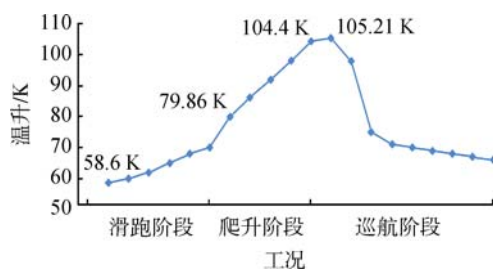


图8 主推进电动机温升随不同工况变化曲线

Fig. 8 Variable curve of temperature rise of main propulsion motor with different working conditions

由图8可以看出:

1) 滑跑阶段:主推进电动机功率随滑跑速度上升而增大,此时电动机热负荷平均值在 $4500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$ 左右,电动机温升逐渐升高。

2) 爬升阶段:离地起飞后,无人机进入爬升阶段,主推进电动机重载运行.电动机功率保持最大值不变,最大热负荷达 $5500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$,温升继续升高,且上升速率增大。

3) 巡航阶段:爬升至预定高度后,飞机进入巡航阶段,此时电动机功率明显降低,额定热负荷在 $3000 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$ 左右.由于爬升阶段电动机温升积累效应,巡航初期出现温升最大值为 105.21 K ,之后随电动机功率降低温升逐渐减小至稳态值。

主推进电动机的热负荷选取应根据飞行工况确定,本文涉及电动机热负荷设计范围为 $3000 \sim 5500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$,同时应保证巡航阶段温升最大值在安全范围内。

4 主推进电动机试验

4.1 风洞试验

对无人机主推进电动机进行风洞试验,现场照片如图9所示.风洞试验可以模拟无人机各种飞行工况,其试验结果具有科学性和真实性^[18],主要试验测试仪器包括:功率分析仪、转矩传感器、转速测试仪、拉力传感器、温度传感器、风速测试仪等.试验过程中,使用埋置检温计法(ETD)测量绕组温升,使用红外测温法测量机壳和铁心温升。

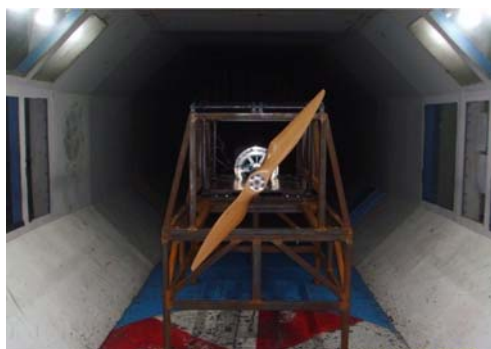


图9 无人机主推进电动机风洞试验照片

Fig. 9 Photot of wind tunnel test of UAV main propulsion motor

表1给出了热负荷为 $5500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$ 主推进电动机温升仿真值和风洞试验值.通过对比可看出,仿真值与风洞试验值误差在2%以内,验证了理论计算正确性和热负荷范围选取合理性。

表1 热负荷为 $5500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$ 时主推进电动机温升的仿真值与风洞试验值

Table 1 Temperature rise simulation value and test value of main propulsion motor with heat load of $5500 \text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$

测量参数	绕组	散热机壳	铁心	平均值
温升仿真值/K	122.46	90.11	100.63	104.4
温升风洞试验值/K	123.57	90.56	102.41	105.51
误差/%	1.0	0.5	1.7	1.1

注:此表中飞行状态为爬升终点。

4.2 飞行试验

将主推进电动机安装在无人机上,如图10所示,设置无人机爬升角度与爬升时间的比值为2.86.飞行过程中,对无人机主推进电动机的温度

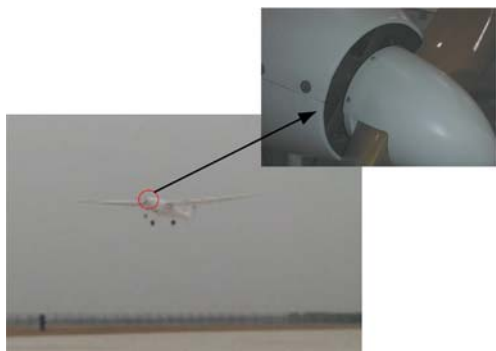


图10 无人机主推进电动机飞行试验照片

Fig. 10 Photo of flight test of UAV main propulsion motor

实时监测,通过无线设备实现地面与空中无人机的通讯,将测量数据发送到地面控制中心。

图11给出了爬升终点时主推进电动机温升的仿真值与试验值。从图中可以看出,飞行试验值与风洞试验值基本吻合,验证风洞试验的正确性、准确性,可以直接通过各种风洞试验模拟飞行试验得到主推进电动机的温升等试验数据。

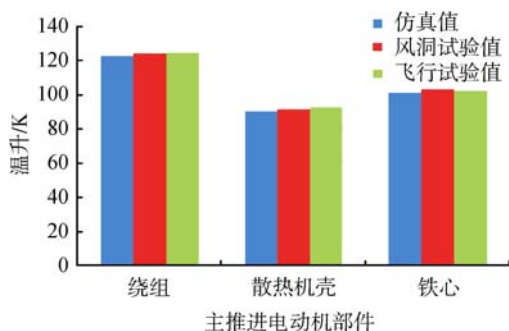


图11 爬升终点时主推进电动机温升仿真值与试验值对比

Fig. 11 Contrast for simulation value and test value of temperature rise of main propulsion motor in end climb

5 结论

本文在建立无人机主推进电动机温度场仿真模型基础上,对不同运行条件和各工况主推进电动机的热负荷特性进行了分析。通过风洞试验与飞行试验,验证了理论正确性,得出如下结论:

1) 通过分析不同热负荷下主推进电动机温升特性可知,本文涉及的电动机最大热负荷为 $5\,500\text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$ 的主推进电动机温升较为合理。

2) 主推进电动机运行相同时间,爬升角度越

大,温升越高;随着爬升角度增大,温升增长速率逐步增加,主推进电动机到达相同温升所需时间越短。最优的爬升角度与爬升时间比值为 2.86。

3) 无人机主推进电动机额定热负荷设计范围必须结合电动机结构和实际工况确定,同时应保证巡航阶段温升最大值在安全范围内。本文涉及无人机主推进电动机热负荷设计范围为 $3\,000 \sim 5\,500\text{ A}^2/(\text{cm} \cdot \text{mm}^2)$ 。

4) 无人机主推进电动机在不同工况下温升仿真值和风洞试验值吻合,验证热负荷范围合理。风洞试验值与飞行试验值相差较小,可通过风洞试验模拟飞行试验得到主推进电动机的温升等试验数据。

参考文献:

- [1] 杨勇,隋东.我国低空空域改革和通用航空事业发展有关问题的思考[J].南京航空航天大学学报:社会科学版,2010,12(2):50-53.
YANG Yong, SUI Dong. Thoughts on reforming low altitude airspace and development of general aviation in china [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics: Social Sciences, 2010, 12(2): 50-53. (in Chinese)
- [2] 陈世坤.电机设计[M].北京:机械工业出版社,1990:225-260.
- [3] Dai Y, Song L, Cui S. Development of PMSM drives for hybrid electric car applications[J]. Transactions on Magnetics, 2007, 43(1): 434-437.
- [4] Snitchler G, Gamble B, Kalsi S S. The performance of a 5 MW high temperature superconductor ship propulsion motor[J]. Transactions on Applied Superconductivity, 2005, 15(2): 2206-2209.
- [5] Hollerbach J, Hunter I, Lang J, et al. The McGill/MIT direct drive motor project[C]//Robotics and Automation Proceedings. Atlanta: IEEE, 1993: 611-617.
- [6] Islam M J, Khang H V, Repo A, et al. Eddy-current loss and temperature rise in the form-wound stator winding of an inverter-fed cage induction motor[J]. Transactions on Magnetics, 2010, 46(8): 3413-3416.
- [7] 谢永奇,余建祖,高红霞.直升机动力舱通风冷却系统仿真[J].航空动力学报,2006,21(2):297-302.
XIE Yongqi, YU Jianzu, GAO Hongxia. Simulation study on helicopter nacelle ventilation cooling system[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 297-302. (in Chinese)
- [8] 程树康,李翠萍,柴凤.不同冷却结构的微型电动车用感应电机三维稳态温度场分析[J].中国电机工程学报,2012,32(30):82-90.
CHENG Shukang, LI Cuiping, CHAI Feng. Analysis of the 3D steady temperature field of induction motors with different cooling structures in mini electric vehicles[J]. Proceedings of the CSEE, 2012, 32(30): 82-90. (in Chinese)
- [9] 邹继斌,张洪亮,江善林,等.电磁稳态条件下的力矩电机

- 三维暂态温度场分析[J]. 中国电机工程学报, 2007, 27(21): 66-70.
- ZOU Jibin, ZHANG Hongliang, JIANG Shanlin, et al. Analysis of 3D transient temperature field for torque motor in the state of steady electromagnetic field[J]. Proceedings of the CSEE, 2007, 27(21): 66-70. (in Chinese)
- [10] 丁树业, 葛云中, 徐殿国, 等. 1.5 MW 双馈风力发电机内流体场分析[J]. 中国电机工程学报, 2012, 32(21): 93-98.
- DING Shuye, GE Yunzhong, XU Dianguo, et al. Analyses of fluid field inside a 1.5 MW doubly-fed wind generator[J]. Proceedings of the CSEE, 2012, 32(21): 93-98. (in Chinese)
- [11] 李伟力, 袁世鹏, 霍菲阳, 等. 基于流体传热理论永磁风力发电机温度场计算[J]. 电机与控制学报, 2011, 15(9): 56-62.
- LI Weili, YUAN Shipeng, HUO Feiyang, et al. Calculation of temperature field of PM generator for wind turbine based on theory of fluid heat transfer[J]. Electric Machines and Control, 2011, 15(9): 56-62. (in Chinese)
- [12] 蔡静, 余顺周, 顾国彪. 卧式蒸发冷却电机冷却系统的设计[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2006, 38(10): 1789-1792.
- CAI Jing, YU Shunzhou, GU Guobiao. Design problems of cooling system in horizontal evaporative cooling generator[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2006, 38(10): 1789-1792. (in Chinese)
- [13] Chen A B, Liu X, Xu F Y, et al. Design of the cryogenic system for a 400 kW experimental HTS synchronous motor[J]. Transactions on Applied Superconductivity, 2010, 20(3): 2062-2065.
- [14] 冯建平. 采用类比法估算绕线转子电机的温升[J]. 中小型电机, 1998, 25(5): 10-13.
- FENG Jianping. Temperature rise estimation of wound rotor motor using analogy method[J]. Medium and Small-sized motor, 1998, 25(5): 10-13. (in Chinese)
- [15] 周兰欣, 杨靖, 杨祥良. 300MW 直接空冷机组变工况特性[J]. 中国电机工程学报, 2007, 27(17): 78-82.
- ZHOU Lanxin, YANG Jing, YANG Xiangliang. Study on variable condition features for 300MW direct air-cooling unit[J]. Proceedings of the CSEE, 2007, 27(17): 78-82. (in Chinese)
- [16] 刘长红, 姚若萍. 自循环蒸发冷却电机定子铁心与绕组间的热量传递[J]. 中国电机工程学报, 2008, 28(11): 107-112.
- LIU Changhong, YAO Ruoping. Heat transfer between stator core and windings in hydro-generators with self pump circulated evaporation cooling system[J]. Proceedings of the CSEE, 2008, 28(11): 107-112. (in Chinese)
- [17] 周庆生, 黄苏融, 张琪, 等. 新型冷却结构超高精度平面电机定子温度场分析[J]. 中国电机工程学报, 2012, 32(15): 134-139.
- ZHOU Qingsheng, HUANG Surong, ZHANG Qi, et al. Temperature field analysis of novel cooling structure ultra-precision planar motor[J]. Proceedings of the CSEE, 2012, 32(15): 134-139. (in Chinese)
- [18] 陈晓东, 杨文将, 刘宇, 等. 磁悬浮助推发射气动力分析及风洞试验[J]. 航空动力学报, 2007, 22(9): 1560-1564.
- CHEN Xiaodong, YANG Wenjiang, LIU Yu, et al. Aerodynamic analysis and wind tunnel testing on maglev launch assist[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(9): 1560-1564. (in Chinese)