

硕士学位论文

(专业学位论文)

火星飞行器驱动电机设计与性能试验研究

**DESIGN AND PERFORMANCE EXPERIMENTS OF
DRIVE MOTOR FOR THE MARS QUADCOPTER**

殷肇杉

哈尔滨工业大学

2024 年 5 月

国内图书分类号：V476.4

国际图书分类号：621

学校代码：10213

密 级：公开

工学硕士学位论文

火星飞行器驱动电机设计与性能试验研究

硕 士 研 究 生：殷肇杉

导 师：于红英教授

申 请 学 位：工程硕士

学 科：机械工程

所 在 单 位：机电工程学院

答 辩 日 期：2024 年 5 月

授予学位单位：哈尔滨工业大学

Classified Index: V476.4

U.D.C: 621

Dissertation for the Master Degree in Engineering

**DESIGN AND PERFORMANCE EXPERIMENTS OF
DRIVE MOTOR FOR THE MARS QUADCOPTER**

Candidate:	Zhaoshan Yin
Supervisor:	Prof. Hongying Yu
Academic Degree Applied for:	Master of Engineering
Speciality:	Mechanical Engineering
Affiliation:	School of Mechatronics Engineering
Date of Defence:	May 2024
Degree-Conferring-Institution:	Harbin Institute of Technology

摘 要

火星旋翼式飞行器作为一种新的火星探测平台，可以弥补轨道器和火星漫游车的不足，有效增强了人类对火星的探测能力。火星飞行器的旋翼使用电机驱动，电机的驱动和控制性能直接影响飞行器的探测能力。由于火星表面大气密度较低且环境恶劣，所以需要针对火星环境设计高功率密度与高结构强度的电机及其驱动控制单元。本文设计用于火星飞行器的外转子无刷电机及其驱动控制单元的硬件电路和软件程序，分析电机的机械性能、电磁性能和热性能，并利用带桨测试试验验证电机的驱动和控制性能。

根据飞行器总体方案设计要求确定电机设计指标。进行电机电磁设计，确定电机的极槽配合方案、定子转子参数等。基于电磁设计结果，进行电机机械结构设计。仿真分析电机转子在桨叶的拉力和反扭矩、惯性离心力作用下的结构强度，仿真计算电机转子在静止和运动两种工况下的固有频率和振型。

建立电机二维有限元模型，对电机的空载与带载电磁性能进行分析。建立电机三维温度场模型，对电机绕组、定子铁芯和内部气体进行等效。仿真计算电机在极限工况下的损耗，导入三维温度场模型进行瞬态温度场计算，基于极限工况下的瞬态温度场仿真计算电机各部件的热应力与热变形。

提出飞行器电机驱动单元总体架构方案，设计电源状态采集电路、芯片供电电路、MOS 管驱动电路、电流采集电路和霍尔电路。使用转速-电流双环 PID 对电机进行控制，建立控制系统的传递函数。基于 FPGA 编写电机控制程序，包括 PID 模块、驱动模块、速度计算模块、电压电流检测模块和通讯模块。基于 C# 开发电机上位机软件，实现电机控制、数据显示和存储。

搭建火星飞行器驱动电机性能测试试验台，开展电机驱动性能试验。进行速度环、电流环和转速-电流双闭环测试，结果表明电机均能按照给定输入运行。测试不同转速下的电机驱动性能，得出在主要工作区间旋翼系统的效率在 70%以上的结论。测试电机的加速性能和转速跟随效果，测试电机在极限工况下的性能，电机以 4000 r/min 转速运行 3 min 后最高温度为 176.1℃，在速度保持阶段，旋翼系统的输入功率从 300 W 增加到 380 W，效率从 71%降到 57%。

关键词：火星飞行器；无刷电机；热分析；驱动控制；驱动性能；

Abstract

As a new Mars exploration platform, the Mars rotorcraft can make up for the shortcomings of orbiters and Mars rovers, effectively enhancing humankind's ability to detect Mars. The performance of the motor that drives the rotor of the Mars aircraft directly impacts the detection capabilities of the aircraft. Given the low atmospheric density and harsh conditions on the surface of Mars, it is essential to design motors and drive control units with high power density and structural strength that are suited for the Martian environment. The paper outlines the design of an external rotor brushless motor for a Mars aircraft, including the hardware circuit and software program for the motor's drive control unit. The mechanical, electromagnetic, and thermal properties of the motor were analyzed. Furthermore, the drive and control performance of the motor was validated through a propeller test.

The motor design parameters were established according to the overall aircraft design. The electromagnetic design of the motor was finalized, including defining the motor's pole-slot matching scheme, stator and rotor parameters, among other key elements. Following the electromagnetic design results, the mechanical structure design of the motor is conducted. The simulation analyzes the structural strength of the motor rotor under various loads, such as the pulling force and reverse torque of the blades, as well as the inertial centrifugal force. The simulation calculates the natural frequency and vibration shape of the motor rotor under stationary and moving conditions.

A two-dimensional finite element model of the motor was developed to analyze the electromagnetic properties of the motor under both no-load and loaded conditions. A three-dimensional temperature field model of the motor was developed, incorporating an equivalent representation of the motor windings, stator core, and internal gas. The simulation calculated the motor losses under extreme operating conditions, utilized a three-dimensional temperature field model to analyze the transient temperature distribution, and assessed the thermal stress and deformation of each motor component based on the transient temperature field simulation in extreme operational scenarios.

The overall architecture of the aircraft motor drive unit was outlined, and detailed designs for components such as the power status acquisition circuit, chip power supply circuit, MOSFET drive circuit, current acquisition circuit, and Hall circuit were developed. The motor is controlled using a speed-current double-loop PID system. The transfer function of the control system is determined. The motor control program was developed on an FPGA platform, including modules for PID control, motor drive, speed calculation, voltage and current detection, as well as communication. The motor host computer software was developed using C# to achieve motor control, data display, and

data storage.

A test bench was constructed for assessing the performance of a Mars aircraft drive motor. Various tests including speed loop, current loop, and speed-current double-loop tests were conducted to ensure that the motor can function in accordance with the specified input. The motor's performance was tested at various speeds. In the primary operational range, the rotor system efficiency exceeds 70%. Acceleration performance, speed tracking effects, and the motor's performance under extreme conditions were evaluated through testing. After running at 4000 r/min for 3 minutes, the motor reached a maximum temperature of 176.1°C. Throughout the speed maintenance phase, the input power of the rotor system ranged from 300 W to 380 W, resulting in an efficiency decrease from 71% to 57%.

Keywords: Mars quadrotor, Brushless DC motor, Thermal analysis, Drive control, Drive performance

目 录

第 1 章 绪论.....	1
1.1 课题来源及研究的背景和意义	1
1.1.1 课题的来源.....	1
1.1.2 课题研究的背景和意义.....	1
1.2 国内外研究现状及分析.....	2
1.2.1 火星旋翼式飞行器的研究现状.....	2
1.2.2 旋翼式飞行器电机设计与驱动研究现状	10
1.2.3 国内外研究现状分析.....	13
1.3 本文的主要研究内容.....	14
第 2 章 火星飞行器旋翼驱动电机设计	15
2.1 引言.....	15
2.2 飞行器总体方案设计.....	15
2.3 电机电磁设计.....	16
2.3.1 电机定子设计.....	17
2.3.2 电机转子设计.....	20
2.4 电机结构设计与分析.....	22
2.4.1 电机结构设计.....	22
2.4.2 电机应力与模态分析.....	23
2.5 本章小结.....	25
第 3 章 火星飞行器旋翼驱动电机磁热分析	27
3.1 引言.....	27
3.2 电机电磁性能分析.....	27
3.3 电机热性能分析.....	29
3.3.1 温度场模型建立.....	29
3.3.2 电机热分析.....	33
3.4 本章小结.....	38
第 4 章 火星飞行器电机驱动单元设计	40
4.1 引言.....	40
4.2 驱动单元硬件电路设计.....	40
4.3 驱动单元软件程序设计.....	45
4.3.1 转速-电流双闭环模块	45
4.3.2 电机驱动模块.....	50
4.3.3 速度计算模块.....	51
4.3.4 电压电流检测模块.....	52

4.3.5 通讯模块.....	53
4.4 本章小结.....	54
第 5 章 火星飞行器电机驱动性能试验	56
5.1 引言.....	56
5.2 试验装置与条件.....	56
5.3 电机控制系统测试.....	57
5.4 模拟火星大气环境驱动性能试验	59
5.5 本章小结.....	64
结论.....	66
参考文献.....	67

第 1 章 绪 论

1.1 课题来源及研究的背景和意义

1.1.1 课题的来源

课题来源于国家自然科学基金重点项目：火星旋翼飞行器设计理论与控制技术研究。（项目编号：51935005）。

1.1.2 课题研究的背景和意义

火星探测可以推动科学技术的发展和人类文明的进步，对人类文明可持续发展具有重要意义^[1]。从 20 世纪 60 年代以来，世界各国积极开展火星探测活动，目前已经实现了轨道器绕火星探测和漫游车火星地面巡视探测^[2,3]。探测表明火星表面存在稀薄的大气层^[4]，这使火星飞行器探测成为可能。因火星车无法进入一些复杂地貌区域，难以实现大范围的地面勘测^[5]，在一定程度上限制了火星探测的开展。2021 年 NASA 的“毅力号”漫游车搭载“机智号”火星飞行器登陆火星，截至 2024 年 4 月 21 日，“机智号”火星飞行器已经进行了 72 次飞行。

相对于火星漫游车，火星飞行器具有多种优势^[6]：（1）火星飞行器飞行速度快，可以提升火星探测的范围与效率；（2）火星飞行器可以进行大范围地面勘测，辅助漫游车进行轨迹规划；（3）火星飞行器可以探测漫游车难以达到的地方，比如陨石坑、高地等。目前，国内外研制的火星飞行器构型主要有浮空气球式^[7]、固定翼式^[8]、扑翼式^[9]和旋翼式^[10]四种。旋翼式飞行器可以实现空中悬停，并且能够重复起降，同时具有结构紧凑和可靠性高等优点，相比于其他构型更适合火星探测任务^[11-13]。

火星飞行器的驱动系统为飞行器提供动力，从而实现飞行器的垂直起降与机身姿态控制，是旋翼式火星飞行器的核心部分。驱动系统的性能与控制效果直接影响着火星飞行器的姿态控制。与地球上的飞行器相比，火星飞行器的旋翼驱动电机因工作环境特殊而面临更大挑战。火星的低空大气密度为 $0.015\sim 0.018\text{ kg/m}^3$ ，大约只有地球上的 1%；平均气压为 $0.4\sim 0.8\text{ kPa}$ ，约为地球海平面大气压的 0.7%；稀薄的大气使飞行器桨叶所获得的升力较小，虽然火星表面平均重力加速度仅为 3.725 m/s^2 ，但仍难以产生足够大的推重比。因此火星飞行器的驱动电机需要兼顾轻量化与高功率，从而提供足够的动力。火星的大气温度在 -140°C 到 30°C 之间，极端低温与大温差对飞行器电机的结构与材料提出了更高的要求，需要考虑金属材料的低温脆性，热膨胀系数不匹配导致的热应力和变形，电机轴承的润滑和航

电单元的可靠性等问题。火星表面还有火星风和强尘暴等特殊环境，为了保证可靠性电机需要防尘，而封闭式电机散热条件较差。虽然火星大气平均温度较低，但低大气密度和低气压使得电机散热条件较差，且电机的高功率密度导致了电机发热严重，因此还需要考虑电机工作过程中的温度变化。综上所述，亟需设计一个轻量化与高功率密度的电机，同时设计电机的驱动单元，保障电机控制稳定精准，并在此基础上开展电机驱动性能试验研究，为火星旋翼式飞行器驱动电机的研制提供技术支持。

1.2 国内外研究现状及分析

本文对于国内外现状调研主要集中在火星旋翼式飞行器的研究现状与旋翼式飞行器电机设计与驱动两个方面。

1.2.1 火星旋翼式飞行器的研究现状

马里兰大学在 2003 年设计了一个旋翼式火星飞行器（Martian Autonomous Rotary Wing Vehicle, MARV）^[14]，MARV 为起飞质量 50 kg 的共轴直升机，由燃料电池提供动力，可以携带 10.8 kg 的有效载荷飞行 25 km。续航时间 39 分钟，包括一分钟悬停。MARV 的主体结构和驱动系统结构如图 1-1 所示，旋翼驱动电机采用 Aveox 公司制造的直流无刷电机，电机的额定电压为 160 V，额定转速为 11500 r/min。电机输出经过两级行星减速达到 18:1 减速比，分别驱动上下旋翼。MARV 的电机和驱动系统总质量 4.2 kg，占整机质量的 8.4%。

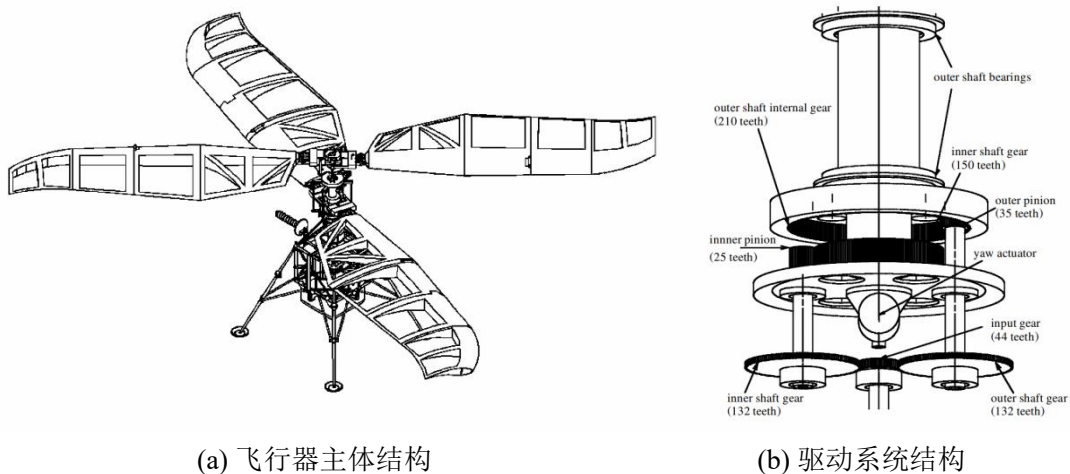
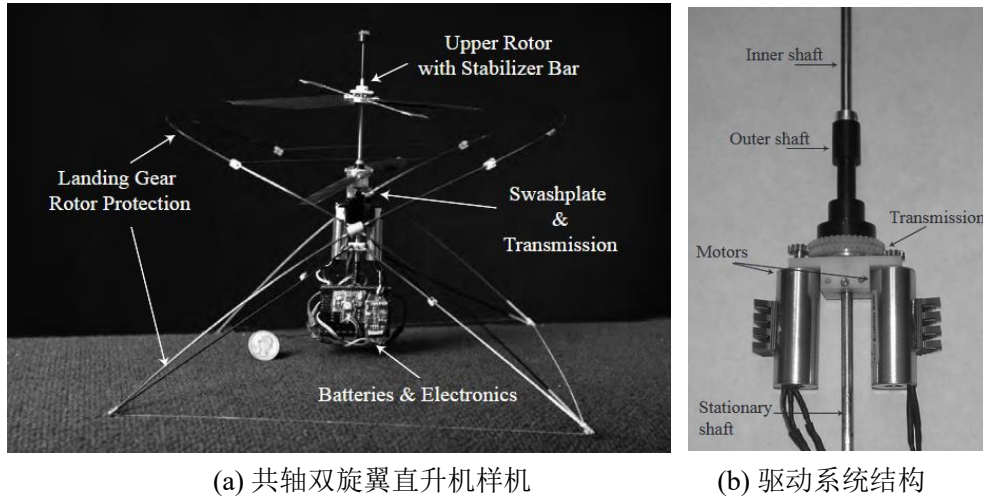


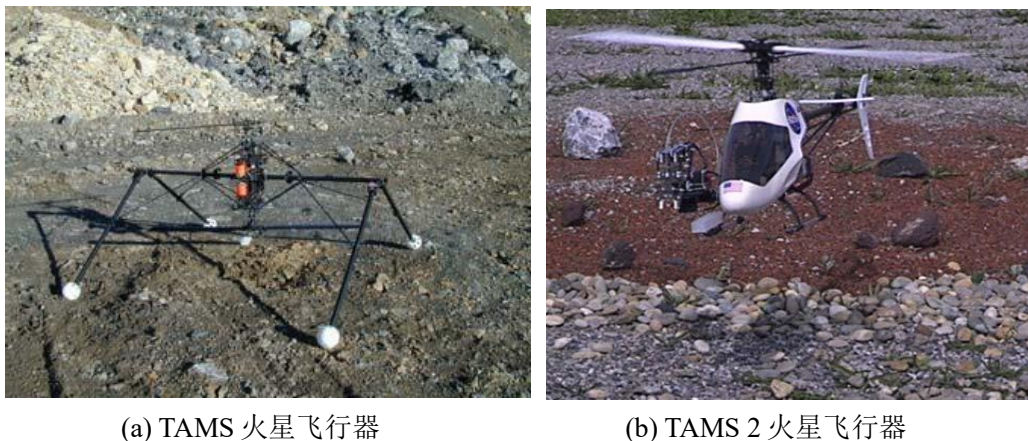
图 1-1 MARV 主体与驱动系统结构^[14]

在低雷诺数下旋翼气动特性和小型直升机悬停性能研究的基础上^[15-17]，马里兰大学研制出一种微型共轴双旋翼直升机^[18]。如图 1-2(a)所示，该飞行器的最小起飞质量为 129 g，旋翼直径为 220 mm，单次飞行可以悬停 10 分钟，并且可以携


 图 1-2 微型共轴双旋翼直升机^[18]

带 10 g 有效载荷。为了减轻重量，该飞行器大量使用塑料和碳纤维，比如齿轮和起落架。与 MARV 相似，该飞行器每个旋翼采用一个独立电机和一级齿轮减速传动，如图 1-2(b)所示。电机部分质量为 34 g，占总机质量的 26%。

美国宇航局埃姆斯研究中心对行星飞行器的垂直起降与悬停性能进行了试验研究^[19,20]。2002 年，埃姆斯研究中心优化了无人机旋翼，研制出一种共轴旋翼式无人机（Terrestrial-Analog Mars Scouts, TAMS）^[21]，如图 1-3(a)所示。TAMS 旋翼直径 0.982 m，起飞质量 3.5 kg，旋翼由两个独立的电机和单级齿轮传动驱动，可以进行 6 分钟的悬停和低速徘徊飞行。在此基础上，埃姆斯研究中心研制了第二代 TAMS 飞行器^[22]，如图 1-3(b)所示。TAMS 2 使用商用电动直升机改装，主要用于验证更复杂的飞行控制算法。该飞行器单个主旋翼直径为 1.25 m，整机总质量为 4.6 kg，还增加了一个机械臂和样品容器用于火星采样。


 图 1-3 TAMS 系列共轴式火星飞行器^[21,22]

美国西点军校的 O'Brien 在 2003 年研制了一种四旋翼式火星飞行器（Georgia Tech Martian Autonomous Rotorcraft System, GTMARS），如图 1-4(a)所示^[23]，

GTMARS 在火星展开的模型如图 1-4(b)所示。该飞行器用四个无刷直流电机驱动四个旋翼，可以产生 73 N 推力，起飞质量 20 kg。四旋翼飞行器采用电机直接驱动桨叶，省去了传动装置，通过调节四个旋翼的转速实现姿态控制。飞行器的控制采用基于转速的推力控制以简化设计。

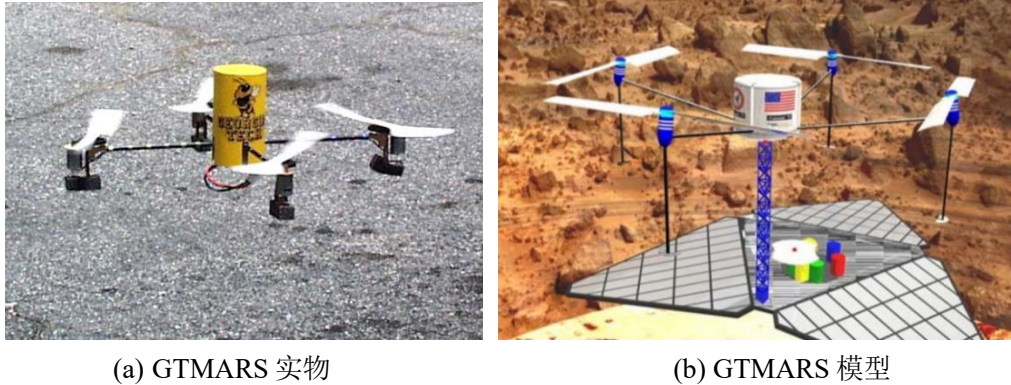


图 1-4 四旋翼火星飞行器 (GTMARS) [23]

2004 年，萨里大学设计了一种复合式火星飞行器 Massiva^[24]，如图 1-5(a)所示。该飞行器为共轴双旋翼驱动的固定翼飞机，可以实现垂直起降与水平飞行。在此基础上，Song 等人研制出第二代复合式火星飞行器^[25]，如图 1-5(b)所示。该飞行器翼展 2.6 m，总质量 25 kg。其中电机和减速器采用 Aveox 公司的产品，质量 1.5 kg，占总质量的 6%。

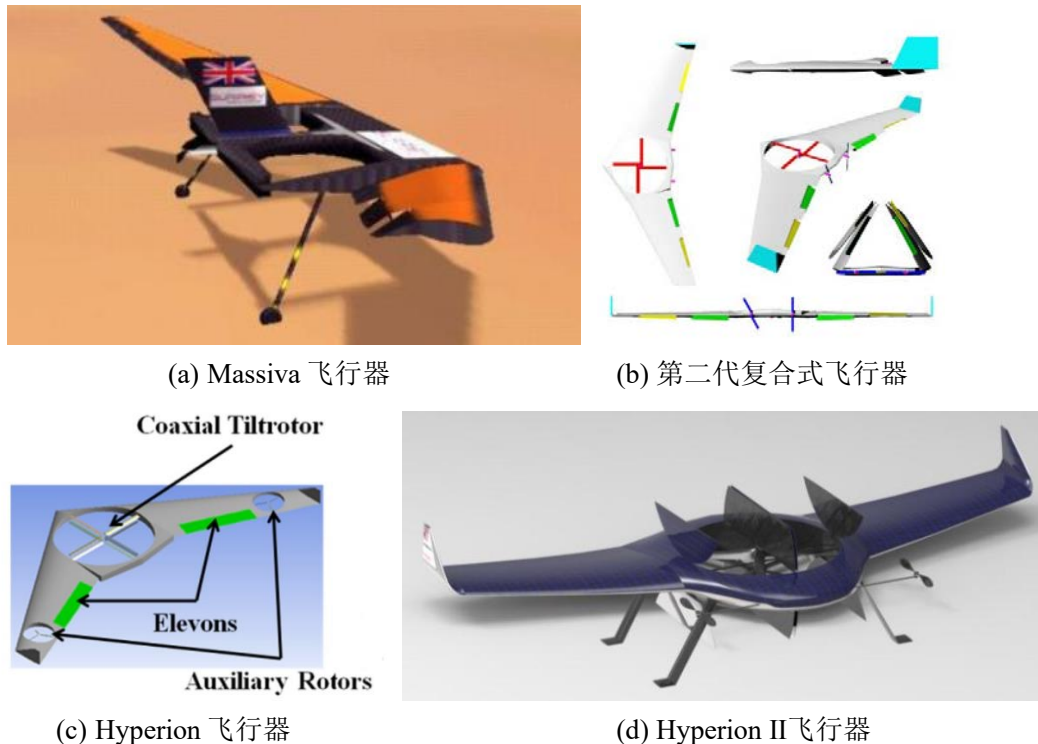


图 1-5 萨里大学的复合式火星飞行器^[24-27]

2014 年, 萨里大学的 Zhao 等人设计了一种共轴倾转旋翼式飞行器^[26], 如图 1-5(c)所示。Hyperion 翼展 8.558 m, 总质量 25 kg, 每个火星日可飞行一个半小时左右, 飞行距离一百公里以上(巡航速度 50 m/s)。2017 年 Zhao 等人对 Hyperion 做出改进, 设计出 Hyperion II 飞行器^[27], 如图 1-5(d)所示。该飞行器保留了倾转旋翼设计, 但共轴升力旋翼固定, 并加入两个较小的牵引倾转旋翼, 以帮助飞行器从垂直飞行到水平飞行过渡, 同时提供水平飞行所需要的推力。

2012 年, 萨里大学设计出一种倾转旋翼式飞行器 Eys-On^[28], 如图 1-6 所示。倾转旋翼式飞行器兼具直升机垂直起降和固定翼飞行高速巡航的优点, 但结构更为复杂。该飞行器翼展 1.4 m, 起飞质量 15 kg, 可以在 38 min 内飞行 100 km。Eys-On 设计了一个可以在火星运行的尾座, 因此 Eys-On 可以垂直起降、悬停或者水平飞行。Eys-On 采用两个电机驱动桨叶, 驱动系统质量为 2.04 kg, 占整机质量的 14%。



图 1-6 Eys-On 飞行器^[28]

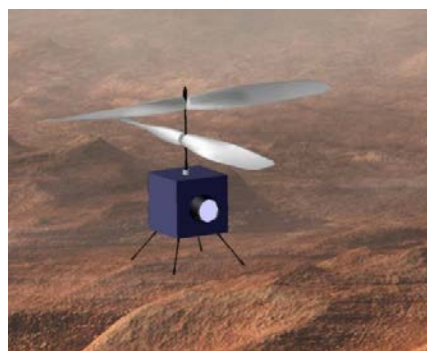


图 1-7 火山口探测火星直升机概念图^[29]

为了探测火星上的火星坑与洞穴, 日本东北大学在 2018 年设计了一种小型共轴双旋翼飞行器^[29], 如图 1-7 所示。该飞行器的旋翼半径与 JPL 实验室的火星直升机半径接近, 但总质量更大。飞行器起飞质量 2.83 kg, 其中电机质量 0.17 kg, 占比 6%, 一次飞行距离为 200 m。之后, 东北大学进行了不同旋翼的气动性能试验, 对飞行器的气动参数进行了研究^[30,31]。

2016 年, 美国喷气推进实验室(JPL)研制了一种共轴双旋翼火星直升机^[32], 如图 1-8(a)所示。该样机旋翼直径 1.21 m, 起飞质量 0.75 kg, 最高转速 2800 r/min, 在火星环境下最大水平空速为 10 m/s, 最大垂直空速为 3 m/s。样机在直径 25 英尺、高度 85 英尺的模拟火星大气环境舱中测试, 以验证其自主飞行能力。为了模拟火星重力, 样机移除了一些不重要的东西以减轻重量, 电力通过悬挂电线提供而不是机载电池。JPL 实验室还对飞行器样机进行了一系列研究^[33], 如图 1-8(b)所示。直升机离地 3.5 m, 安装在一个碳纤维悬臂上, 悬臂静止时模拟飞行器悬停, 悬臂沿弧线摆动以模拟飞行器向前飞行。

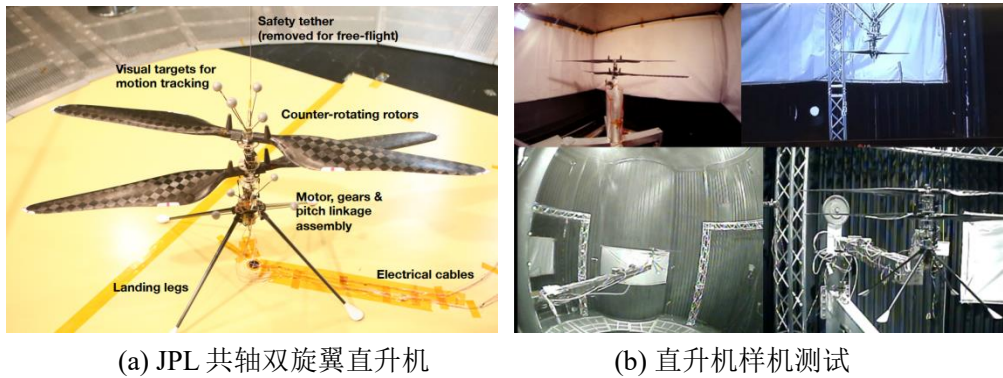


图 1-8 JPL 火星飞行器样机及试验^[32,33]

2018 年，JPL 实验室设计并测试了“机智号”火星直升机的工程样机^[34]，如图 1-9 所示，样机旋翼直径 1.21 m，总质量 1.8 kg，主要分为旋翼系统、起落架系统和其他辅助结构。飞行器的旋翼系统由旋翼、无刷电机、旋转斜盘、连杆和驱动旋转斜盘的伺服机构组成。起落架系统由四个可折叠复合材料着陆腿和缓冲机构组成。



图 1-9 火星直升机样机模型^[34]

“机智号”为共轴双旋翼直升机，上下旋翼除旋转方向外完全相同。推进用的两个无刷电机直接安装在桨毂上，这保证了电机的无尘环境。推进电机为 46 极的无刷外转子电机，如图 1-10 所示。在 2390 r/min 和 105 W 输出的悬停条件下，

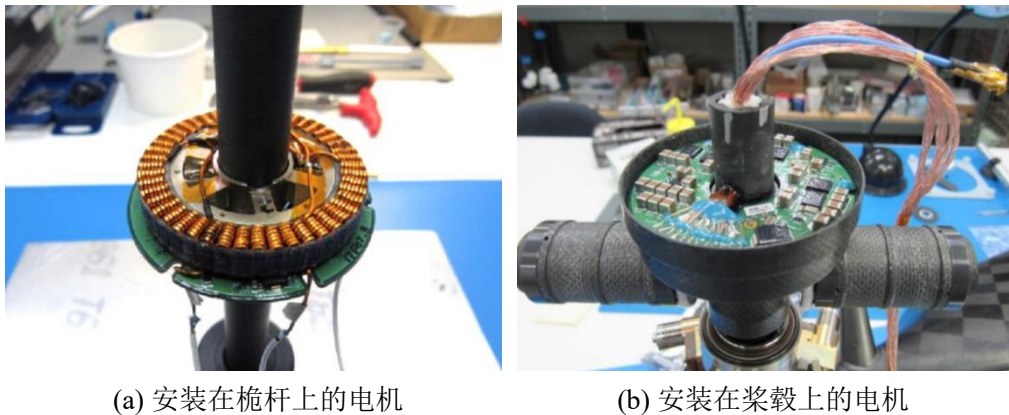


图 1-10 “机智号”火星直升机推进电机^[34]

得益于 62% 的槽满率和高极数，电机效率达到了 80%。电机定子采用激光切割的叠片，铜线采用矩形铜线，中间的轮毂采用 AlBeMet AM162，在更轻的同时拥有更高的比热容，飞行时充当电机的散热器。但即便如此，“机智号”的电机定子 在飞行三分钟后从 -10°C 达到最大允许温度，这限制了“机智号”的飞行时间。

JPL 火星直升机的航电单元由飞行器控制板、导航板、通信板、直升机电源板和电池接口板组成，如图 1-11 所示。飞行器控制板是航电单元的核心，两个 MCU 作为低级飞行控制器，同时运行互为备份，由 FPGA 进行处理，以保证飞控软件不会中断运行。抗辐射的 FPGA 处理所有的传感器和执行器接口，包括姿态控制回路、电机控制回路、航路点引导、惯性测量单元、激光高度计和倾角计以及电流和温度监测。导航板采用 2.26 GHz 的四核高通骁龙 801 处理器，用于视觉导航计算，使用串口与其他电路板通信。此外导航板上还有 6 个直流伺服电机的驱动电路，可以提供超过 20 W 的功率。通信板负责通信，同时还有 AD 转换、温度传感器接口和加热器开关等电路。直升机电源板负责电压转换，可以提供 3.3 V 输出和 5 V 输出。电池接口板连接在电池上，负责电池监测、电机电源开关和电机电流监测等。

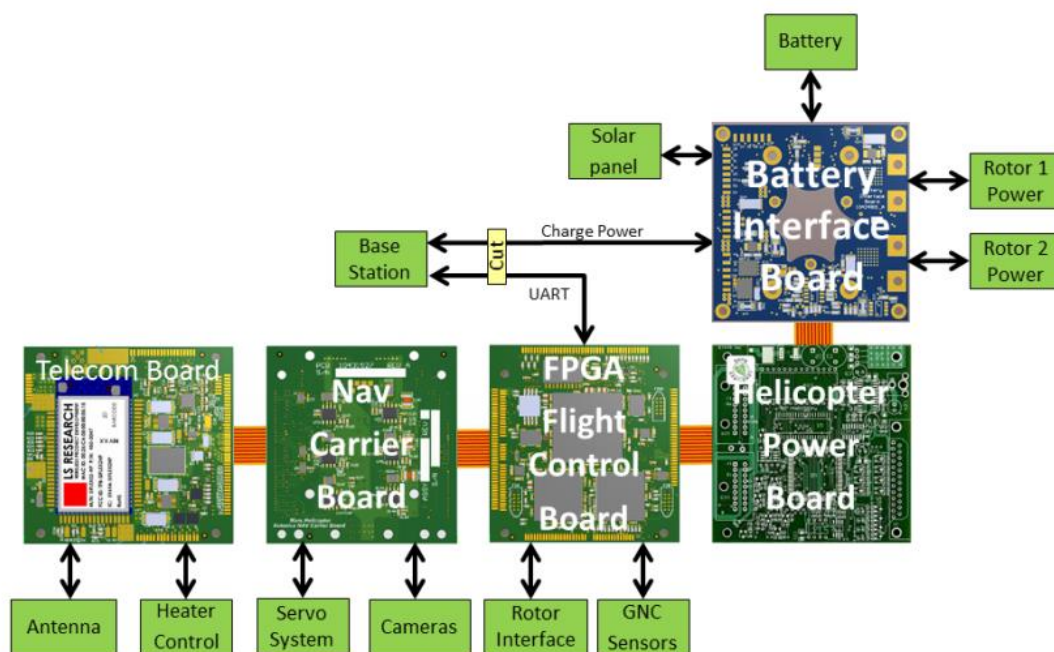


图 1-11 JPL 火星直升机电路板^[33]

直升机的电机由 FPGA 进行控制，对于六个直流伺服电机，FPGA 生成 PWM 驱动信号并读取绝对编码器信号；对于两个无刷直流外转子电机，FPGA 控制六路换相，使用 SVPWM 驱动电机，并实现了电机电感滞后补偿和霍尔传感器校准。

2020 年，为了完成火星火山坑探测任务，日本东北大学设计了一种四旋翼火

星飞行器^[35]，如图 1-12 所示。该飞行器将携带更多科学载荷，整机总质量 10.7 kg，旋翼半径 0.5 m，水平飞行距离 100 m，飞行时间 422 s。

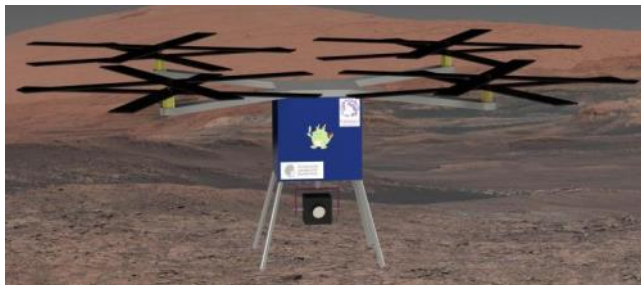


图 1-12 火星飞行器概念设计^[35]

在“机智号”火星直升机的基础上，美国航天局和 JPL 实验室提出了第二代火星旋翼飞行器设计方案^[36]，分为共轴方案和六轴方案，如图 1-13 所示。两种飞行器方案的起飞质量都在 20 kg 左右，可以携带 2~3 kg 有效载荷，飞行距离 2~4 km，悬停时间 2~4 分钟^[37]。其中共轴方案旋翼半径为 1.25 m，六轴方案旋翼半径 0.64 m。共轴方案优点在于可以参考“机智号”的设计，缺点在于飞行动力学问题和包络尺寸问题。而六轴方案的优点在于鲁棒性好，方便折叠以及更大的太阳能电池阵列面积，还可以降低电机故障造成的风险。马里兰大学对两种方案的旋翼进行了初步设计，计算了其固有频率、振型和应力，在低频要求下六轴方案质量更低，因此对六轴飞行器进行了更详细的设计^[38]。

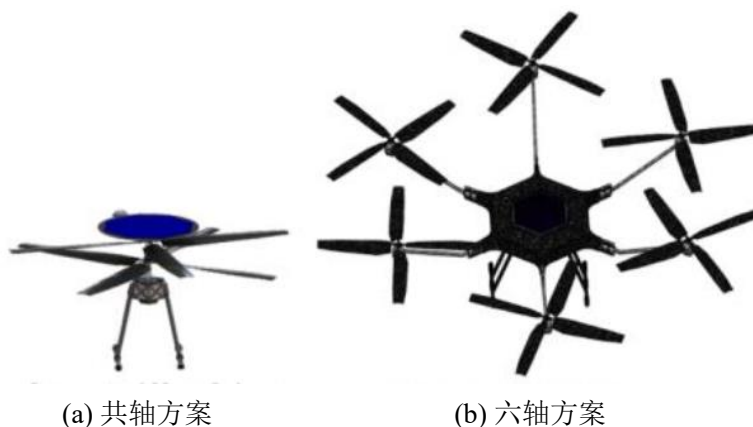


图 1-13 第二代火星旋翼飞行器^[37]

2022 年，美国设计了一种共轴双旋翼火星飞行器（Sample Fetch Helicopter, SFH）^[39]，如图 1-14 所示。该飞行器与“机智号”类似，采用共轴双旋翼方案，额外配备采样机械臂和轮式机动系统，有效载荷 280 g。SFH 旋翼直径为 1.21 m，空载质量 1.92 kg，比“机智号”重 0.12 kg，最大飞行时间 6 分钟，为“机智号”的两倍。在飞行器飞行过程中，电机定子的损耗转换为热量储存在电机中。为了达到六分钟的飞行时间，JPL 对 SFH 的电机进行了重新设计，增加了定子的热质

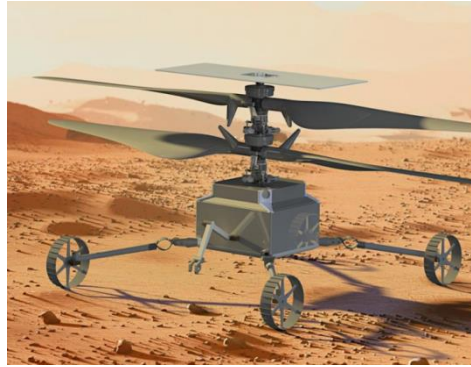


图 1-14 SFH 概念图^[39]

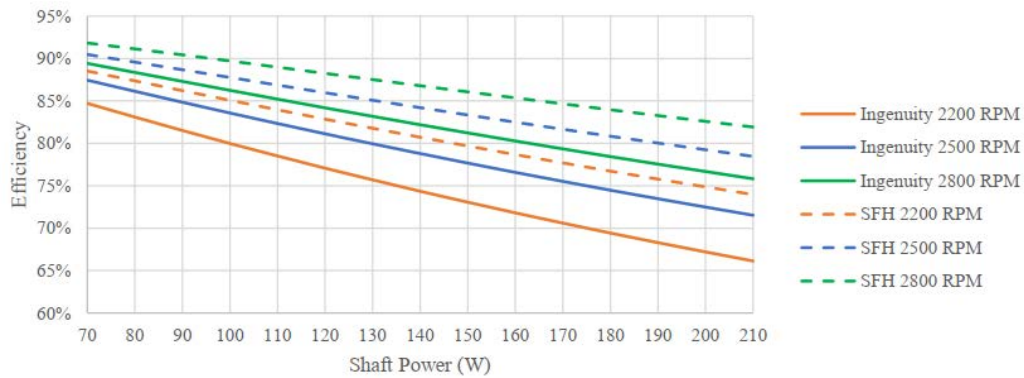
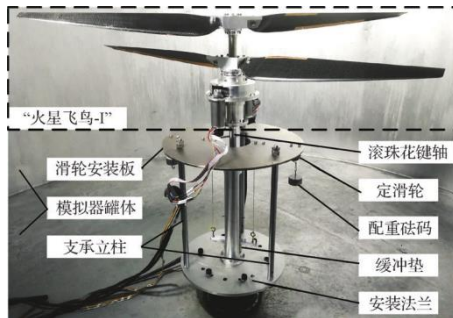


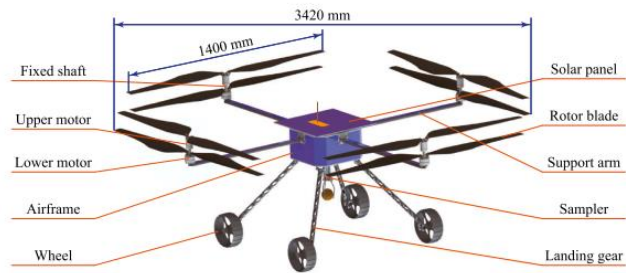
图 1-15 “机智号”和 SFH 电机效率比较^[39]

量。SFH 电机的平面形状与“机智号”一样，但定子叠片高度增加了 2 mm，电机质量增加了 27 g，两个电机效率的比较如图 1-15 所示。

2021 年，哈尔滨工业大学的全齐全等人设计了一种共轴双旋翼式火星飞行器——“火星飞鸟-I”，研制了其样机的结构与控制系统，并且搭建了火星大气环境模拟器和重力补偿与运动约束装置，验证了火星飞行器的推进性能，如图 1-16(a)所示^[40]。2023 年，全齐全等人提出了一种八旋翼火星飞行器的设计方案^[41]，如图 1-16(b)所示。该飞行器为四轴八旋翼方案，旋翼直径 1.4 m，最小起飞质量 6 kg，最长飞行时间 420 s。



(a) “火星飞鸟-I”



(b) “火星飞鸟-V”

图 1-16 “火星飞鸟”系列飞行器^[40,41]

1.2.2 旋翼式飞行器电机设计与驱动研究现状

四旋翼式飞行器的驱动系统为飞行器提供升力并调节飞行器姿态，是飞行器的核心部分。对于大型飞行器，常采用发动机作为驱动源以提供更大的动力。但对于小型飞行器，特别是四旋翼飞行器，电机直接驱动旋翼是一个比较理想的选择。电机相比发动机具有灵活性好、结构简单、可靠性高和效率高等优点，因此现在的小型旋翼式飞行器多采用电机驱动^[42]。电机主要分为直流电机和交流电机，交流电机尺寸较大，启动性和调速性较差，且无人机供电多为直流，因此交流电机不适合用于无人机。早期的飞行器采用有刷电机驱动，有刷电机使用电刷换向，换向时有可能产生换向火花，并且碳刷在换向时会产生磨损。随着无刷电机相关技术发展成熟，现在的旋翼式无人机大多采用无刷电机来驱动桨叶。无刷电机相对于有刷电机，采用电子换向，除轴承外无其他磨损，有着功率密度高、效率高、可靠性高和控制精度高等优点^[43]。

无刷电机分为内转子电机和外转子电机，外转子电机功率密度高、散热好，结构也比内转子简单，更适合驱动旋翼。Piotr Bogusz 设计了一种用于无人机混合动力驱动的无刷直流电机，采用 24 槽 20 极的方案，提出了考虑磁路非线性的电机数学模型，设计的电机在 8000 r/min 的速度下总效率为 87.3%^[44]。Chuanhui Zhu 设计了一种用于小型无人机的永磁无刷直流电机，并进行了仿真分析。电机采用内转子 24 槽 10 极结构，满负荷条件下效率可达 86%^[45]。Md Sariful Islam 设计了一种用于无人机的无槽轻型永磁电机，如图 1-17 所示。该电机使用无槽 Halbach 结构，相比传统结构具有更高的功率密度和效率^[46]。

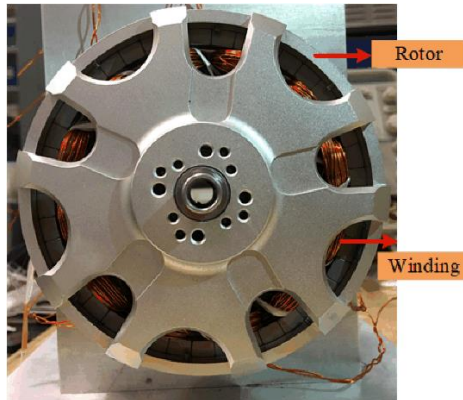


图 1-17 无槽 Halbach 阵列无刷电机^[46]

沈阳航空航天大学的常向然设计了一种用于四旋翼无人机的永磁无刷直流电机，采用 12 槽 14 极表贴式外转子结构，并对电机进行了损耗分析和三维温度场计算^[47]。Guanglin Li 对无人机用微型无刷电机的性能进行了研究和优化，分析了不同极槽配合对电机效率和功率密度的影响，基于 12 槽 16 极结构分析了不同硅

钢材料对电机性能的影响^[48]。

对于火星飞行器的旋翼驱动电机，不仅要求高效率，而且要求更轻的质量。减轻电机质量可以降低对飞行器的桨叶、电池等其他部件的要求，从而减轻飞行器整体质量，携带更多有效载荷。Manoj Shrivatsaan M 比较了不同轻质材料和复合材料对电机轻量化的影响^[49]，使用高性能的 NdFeB 和 HiperCo50 可以减少材料用量；PA6GF30 制作的外壳相对于铝制电机外壳可以减重 65%；此外还采用了混合转子设计，使用碳纤维包裹钢轴，用尼龙材料安装永磁体，如图 1-18 所示。

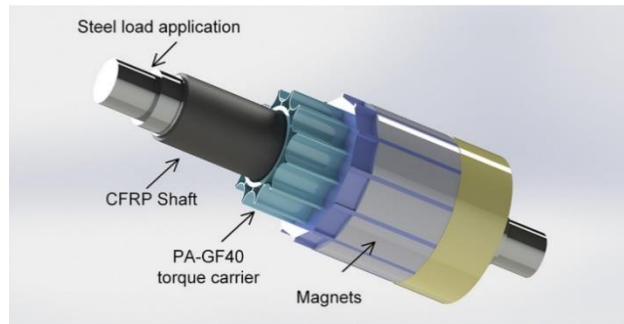


图 1-18 轻量化电机转子^[49]

Di Tan 研究了电机结构场、电磁场和热场等多物理场的耦合问题，以最小体积为优化目标，采用拓扑优化设计方法，减轻电机质量，验证了轻量化设计方法的有效性^[50]。Shuhua Fang 研究了定子的轻量化设计，优化了定子槽结构，使用高性能软磁合金，在较小铁损情况下输出相同扭矩，提高了功率密度^[51]。戴志立研究了某电机转子的轻量化设计，采用 Halbach 磁钢阵列；对铁心长度、磁钢极弧系数和转子轭厚度进行优化；采用分体轴结构，使转子总质量降低 37%^[52]。施杨华研究了邻近空间飞行器推进电机的轻量化设计，使用扁线绕组，对电机进行电磁、热仿真分析，有效降低了电机质量，提高了功率密度^[53]。

电机是飞行器的驱动元件，电机的设计需要综合考虑飞行器在飞行中的各种状态，除了考虑负载、效率、质量等因素外，还要考虑电机的温升。火星大气密度低，不利于电机散热，且电机工作时还需考虑防尘，不能采用开放式外壳，这就使得火星环境下的电机温升较高。电机温度过高会使永磁体退磁，使电机性能下降，甚至烧毁电机绕组使电机损坏，因此电机温度限制了飞行器的飞行时间。

Freddy Magnussen 研究了集中绕组永磁电机的焦耳损耗和绕组系数^[54]，提出了一种计算集中绕组电机绕组系数的理论，通过选择合适的极数和槽数组合，可以获得较低的焦耳损耗和较低的齿槽转矩。Xiaoguang Wang 设计了一种采用软磁复合材料的无刷直流电机，通过对损耗实验数据的拟合，得到了铁损方程，通过有限元分析验证了方程的准确性，并用计算的铁损对电机进行了温度模拟^[55]。哈尔滨理工大学的于磊对临近空间下永磁无刷电机的温度场进行研究，建立了临近空间

下无刷电机的三维流-热耦合模型，分析了电机转速、外界环境压强和外界环境大气密度对流场的影响，计算了额定工况下电机主要部件的温度分布^[56]。南京航空航天大学的丰硕对电动直升机用永磁电机磁-热耦合特性进行了研究，建立了电机三维温度场有限元模型，分析了电机运行时的稳态温度场与不同散热情况下电机的最大输出功率变化情况^[57]。

无刷电机采用电磁换向使电机转动，因此需要转子位置和逆变器等共同完成换相，获取转子位置的方法主要分为有传感器方式和无传感器方式。无刷直流电机常用的位置传感器有电磁式、光敏式和磁敏式等，霍尔传感器作为磁敏式的一种，体积小使用方便，3 个即可确定转子位置，目前使用比较广泛。无传感器控制的方式有反电动势法、磁链法、电感法和人工智能法等。目前最常用的为反电动势法，将检测得到的反电动势过零点信号延迟 30° 电角度提供正确的换相信息。在电机静止或转速很低时，反电势很小而不易检测，国内外学者提出三段式启动法、预定位启动法和高频注入法等。

无刷直流电机的驱动方式主要有两种：方波驱动和磁场定向控制（Field-Oriented Control, FOC）。方波驱动控制为 6 步换向，算法简单，硬件成本低，缺点是转矩波动大，效率达不到最大值。FOC 控制能够保持电机定子磁场与转子磁场之间的 90° 相位差，从而实现最大的转矩输出。FOC 控制的转矩波动小、效率高、响应速度快，但是控制算法比较复杂，硬件成本较高。Park 等人提出一种基于 d-q-0 参考系的无转矩波动驱动方法，其转矩脉动控制框图如图 1-19 所示，可以实现低损耗的转矩输出^[58]。

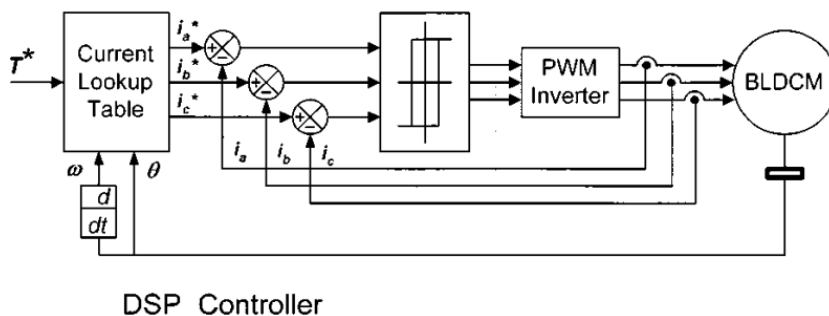


图 1-19 转矩脉动控制方案框图^[58]

无刷电机驱动芯片可以使用 STM32、专用 IC 和 FPGA 等。专用 IC 集成度高，使用简单，但算法更改困难。STM32 和 FPGA 方便更改算法，电路相对简单，无需额外通信，其中 FPGA 可以并行处理，控制时延更低。Karel Jezernik 提出了一种采用滑膜控制的无刷电机直接转矩控制办法，开发了一种预测滑膜控制器，设计为有限状态机，并使用 FPGA 实现^[59]。重庆大学的倪飞设计了一种基于 FPGA 的无刷直流电机控制系统，通过在换向过程中调制 PWM 占空比抑制转矩脉动，

使用 FPGA 缩短了控制系统的控制周期，提高了系统抗干扰能力^[60]。

为了实现飞行器的飞行姿态控制，需要对电机转速进行控制。对于四旋翼飞行器，控制技术可以分为 PID 控制、线性控制、非线性控制、智能控制和其他控制^[61]。PID 控制原理简单，技术成熟，目前在四旋翼飞行器控制中比较广泛。沈阳理工大学的马晓爽设计了无刷直流电机的转速-电流双闭环模型，应用于共轴双旋翼的飞行控制，进行试验验证了该控制模型的可行性^[62]。Antonio Franchi 等人设计了一种用于多旋翼飞行器无刷直流电机的双闭环控制算法。该算法具有自适应偏置和自适应增益，不需要进行电机或者桨叶的参数辨识，也不需要前馈控制。在普通的微控制器上运行测试表明，该算法具有良好的稳定性和鲁棒性^[63]。

1.2.3 国内外研究现状分析

目前已有多个国家的科研机构开展了火星飞行器的研究，旋翼式飞行器具有垂直起降和重复作业等优点，是目前研究的热点。旋翼飞行器主要有三种构型：共轴式、多旋翼式和复合式，国内外学者都进行了大量理论研究，部分制作出实物并进行了试验。但目前只有美国 JPL 实验室的“机智号”火星飞行器成功登陆火星，进行了火星飞行。为了携带更多有效载荷和延长飞行时间，一些学者对多旋翼式构型进行了探讨。

旋翼式飞行器的桨叶多采用电机驱动，对于小型飞行器主要采用外转子无刷直流电机。火星飞行器的电机由地球用飞行器的电机演变而来，目前成功应用的实例只有“机智号”飞行器。与地球环境不同，火星低气压环境导致电机散热困难，且火星表面会有尘暴，因此电机外壳需要封闭，这就进一步导致了电机散热条件恶化。电机温升高会限制飞行器飞行时长，因此需要提高电机效率，减少电机自身的发热，国内外学者都对此进行了大量研究，对电机参数进行优化，研制更新的结构等。为了减轻飞行器重量，电机需要进行轻量化处理。可行的方法有采用轻质材料，比如碳纤维和铝合金；使用高性能材料，比如高性能软磁合金和高性能永磁体；优化电机设计，使用 Halbach 阵列磁体和扁线绕组等。

无刷电机需要电子换向，分为有传感器和无传感器方式，有传感器方式控制稳定，结构复杂，而无传感器方式起动扭矩低，低速线性差。电机驱动方式分为方波驱动和磁场定向控制，方波驱动硬件简单，转矩波动大；磁场定向控制硬件要求高，算法复杂，能达到较高效率。电机的驱动芯片可以采用 STM32、专用 IC 和 FPGA 等，对于火星飞行器，主控芯片采用 FPGA，因此使用 FPGA 驱动电机可以减少元件数量，提高硬件可靠性，同时能够缩短控制时延，国内外学者对此有深入研究。在控制算法上，PID 算法应用广泛，部分学者研究表明，使用 PID

的转速-电流双闭环控制能够获得良好的静、动态性能。

1.3 本文的主要研究内容

飞行器的旋翼系统作为核心部分，负责提供升力，实现飞行器的垂直起降与机身姿态控制。旋翼系统的电机既需要驱动桨叶在火星的低温低压环境下工作，又有轻量化的特殊需求。而高功率密度的电机在火星环境下散热较差，过高的温度会影响电机性能甚至损坏电机。因此，需要设计能够在火星环境下有效工作的驱动电机，分析火星环境下电机的热性能，设计电机的驱动系统，并进行其性能测试与评价。本文的主要研究内容有驱动电机设计、驱动电机磁热分析、电机驱动单元设计和电机驱动性能试验研究。

(1) 驱动电机设计

面向特殊的火星工作环境，进行电机设计。进行电机电磁设计，确定电机的主要参数，包括极槽配比、定子参数和转子参数等。基于电磁设计进行电机结构设计，包括转子轴、定子轴和壳体等部件。对电机进行模态与结构强度分析，检验电机设计合理性。

(2) 驱动电机磁热分析

对电机的电磁性能进行分析，得出电机空载下的磁密波形、齿槽转矩，带载下的电磁转矩。分析电机负载下的损耗，主要包括铜损耗、铁损耗和永磁体损耗。基于火星低温低压环境，进行电机电磁分析与热分析，得出电机额定工况下的瞬态温度场，分析电机热应力，指导电机结构设计。

(3) 电机驱动单元设计

电机驱动单元包括硬件电路和软件程序。电机驱动电路包含电源模块、驱动模块、电流监测模块和霍尔检测模块。根据输入信号频率、精度的要求，完成驱动芯片的选型与模块的设计。采集电机的母线电流，监测电机的工作状态。基于霍尔检测模块输出的三路霍尔信号控制电机换向。其中，母线电流、电源电压与霍尔信号均传至飞控板，飞控板输出 PWM 信号。电机驱动程序基于 FPGA 编写，要求实现电源状态采集、母线电流采集、转速计算和转速-电流双闭环控制。开发上位机程序，实现电机状态的监测与控制。

(4) 电机驱动性能试验研究

基于火星大气环境模拟器，完成低压带桨测试平台设计。包括设计测试平台的机械接口与电气接口，设计测试平台的数据采集与控制模块等。基于测试平台，测试电机的稳态运行特性，包括测试特定转速下的功率、电流和温度等，测试电机极限工况下的驱动和控制性能，根据测试结果对电机进行迭代设计。

第 2 章 火星飞行器旋翼驱动电机设计

2.1 引言

基于火星飞行器总体设计方案和桨叶试验结果，确定桨叶设计指标。分析电机特点，进行电机电磁设计，确定电机的类型和极槽配合，对电机的定转子参数进行设计。基于火星特殊环境，设计电机机械结构。考虑实际飞行工况，分别分析转子在桨叶气动力和惯性离心力作用下的结构强度。考虑转动和静止两种工况，分析转子的固有频率和振型。

2.2 飞行器总体方案设计

火星飞行器采用四旋翼结构，总体结构如图 2-1 所示，由机身、太阳能电池板、着陆架、旋翼系统和采样器等几部分组成。机身是飞行器的核心，内部有电控模块、电池组和传感器组件。机身上方有太阳能电池板和天线，用于充电和通讯；机身下方有采样器，可以实现样品抓取。旋翼系统包含支臂、电机和桨叶，电机布置在支臂末端，驱动桨叶获得升力，电机的电控系统通过中空旋翼支臂内部的线缆与机身相连。

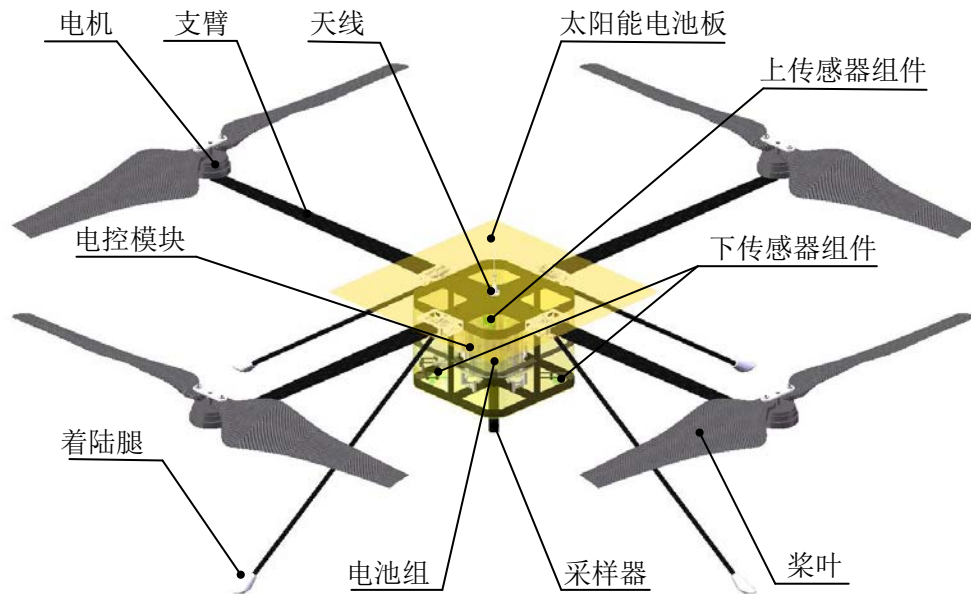


图 2-1 火星飞鸟-VII 的基本组成

火星飞行器的主要参数如表 2-1 所示，由于火星大气稀薄，相同转速下桨叶产生的推力相比地球环境小，因此整机的功率较高，为 900 W。受限于火星大气

表 2-1 火星飞行器参数

旋翼直径(mm)	功率(W)	总质量(kg)	设计飞行时间(s)	推重比
900	900	4	180	1.6

环境，飞行器总质量较小，为 4 kg，较高的功率和较轻的质量限制了飞行器只能飞行 180 s。综上所述，飞行器的驱动电机需要具有高功率和质量轻的特点，因此需要对驱动电机进行特殊设计。

为了保证火星飞行器在稀薄大气环境能够获得足够的升力，设计了适用于火星飞行器的桨叶。桨叶型号为 RB-ZWT-IV，在火星低雷诺数流动环境下能够获得良好的气动特性和高升阻比。为了减轻桨叶质量同时保证桨叶的强度和刚度，采用碳纤维蒙皮和泡沫内芯制造桨叶。

为了验证桨叶气动性能，在桨叶悬停性能试验台上进行了测试。试验证明，在模拟火星大气环境下，RB-ZWT-IV桨叶在 4000 r/min 时能够产生 6 N 的拉力，消耗的功率为 180 W，则火星飞行器四个旋翼总共消耗 720 W 的功率，产生 24 N 的总拉力。火星飞行器设计总质量为 4 kg，按照火星重力加速度 3.72 m/s^2 ，飞行器的总重力为 14.88 N。在 4000 r/min 时，RB-ZWT-IV桨叶的推重比为 1.6，旋翼拉力充足，具备火星爬升能力和悬停能力。根据飞行器机身和桨叶的设计结果，可以得到电机的主要设计指标如表 2-2 所示。

表 2-2 电机设计指标

额定功率(W)	额定转速(r/min)	供电电压(V)	电机效率
250	4000	48	$\geq 80\%$

2.3 电机电磁设计

火星飞行器采用电池供电，因此驱动电机为直流电机。直流电机主要有无刷直流电机和有刷直流电机两种，有刷电机采用换向器换向，存在换向器磨损，可靠性低于无刷电机；同时由于换向器的物理延迟，有刷电机的响应速度低于无刷电机。综合考虑，火星飞行器的驱动电机采用无刷直流电机。无刷电机分为内转子和外转子两种，在同等条件下，内转子无刷电机的功率密度小于外转子无刷电机，同时散热条件相对较差，因此火星飞行器采用外转子无刷直流电机。

火星飞行器驱动电机的具体设计流程为：根据电机设计指标，进行电磁设计，确定电机的极槽配合方案和定转子参数，并进行电磁性能仿真对电机参数进行调整。达到电磁性能要求后，设计电机其余的机械结构，并分析电机机械结构的性能，包括桨叶气动力作用下转子的结构强度，高速旋转时惯性离心力作用下的结构强度，分析电机转子在静止和转动两种工况下的模态与振型。达到机械性能要

求后，分析电机的热力学性能，针对高温情况仿真电机的极限温度，确保电机不会高温烧毁。分析电机配合部件在高低温环境下的热变形量和热应力，确保电机配合稳定可靠。热性能仿真若不符合要求，则修改电机的电磁参数与机械结构，直至电机性能满足要求设计结束。根据火星飞行器驱动电机设计流程分析，作出电机设计流程图如图 2-2 所示。

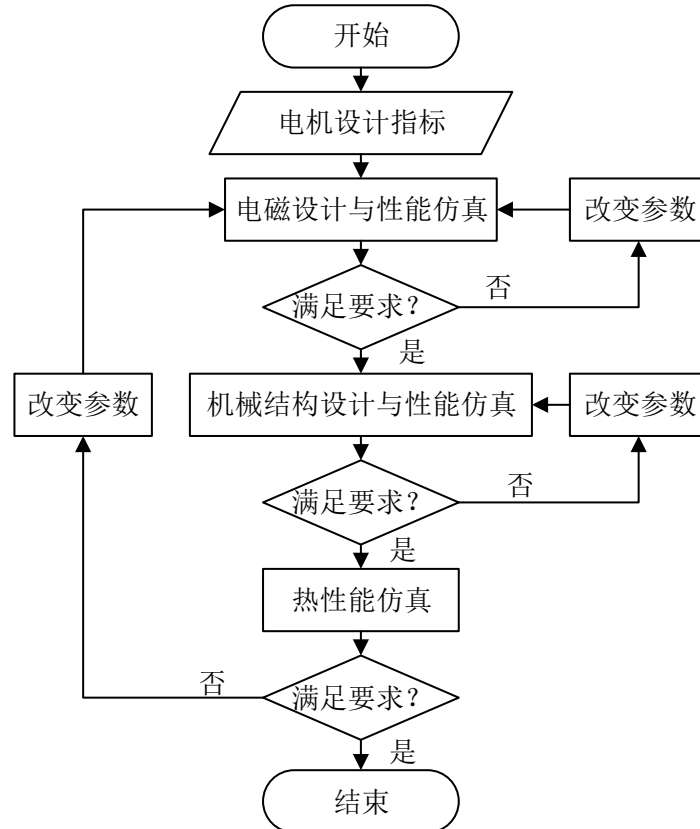


图 2-2 电机设计流程图

2.3.1 电机定子设计

无刷直流电机的定子设计主要包括定子铁芯设计和绕组设计。定子槽绕组结构分为整数槽和分数槽，分数槽的磁通密度分布均匀，电机的效率较高，可以提高槽满率，降低齿槽转矩和转矩波动。同时分数槽绕组电机可设计为集中绕组，减少绕组端部伸出长度，避免线圈端部重叠，从而降低用铜量，提高电机功率密度和降低温升。整数槽电机永磁体材料利用率高，能够获得更高的气隙磁密，常用于大功率电机中。综合两种定子槽的优缺点，本文设计的火星飞行器驱动电机采用分数槽结构。

电机定子槽可以分为梨型槽和梯形槽等，对于分数槽集中绕组，应采用梯形槽。梯形槽的槽宽与槽深比值最大，在增大槽面积的同时可以提高定子铁芯材料

利用率。对于分数槽电机，槽数与极数的选择有严格约束，电机的槽数越多，齿槽转矩越小，但槽数过高也会使定子绕组下线困难。增大电机极对数，可以减小定子磁轭厚度、绕组端部伸出长度和绕组电感，提高电机功率密度。但极对数也不能过大，极对数增大会增大磁极之间的漏磁，降低永磁体利用率；此外在电机转速固定时，更大的极对数要求更高的驱动频率，这会导致电机铁芯损耗与 MOS 管的开关损耗增大。综合考虑，电机的采用 24 槽 28 极的分数槽集中绕组方案。

电机的绕组采用集中绕组，绕组分为单层和双层，对于极槽配合相同的电机，单层绕组的电机电感较大，不适于高速运行。在用铜量方面，由于单层绕组端部伸出长度多一倍，因此用铜量增加，绕组的电阻增大。除此之外，单层绕组电机容易产生更多的电枢反应磁动势谐波，这会导致较大的振动与噪声，使得转子铁耗增加。综合考虑，火星飞行器驱动电机的绕组采用双层集中绕组。

最终设计的驱动电机极槽配合为 24 槽 28 极方案，绕组端部连接方式为星形连接，采用双层集中绕组，节距为 1，对于本文所设计的扁平型电机，可以极大缩短端部绕组长度，根据设计方案，三相绕组展开图如图 2-3 所示。

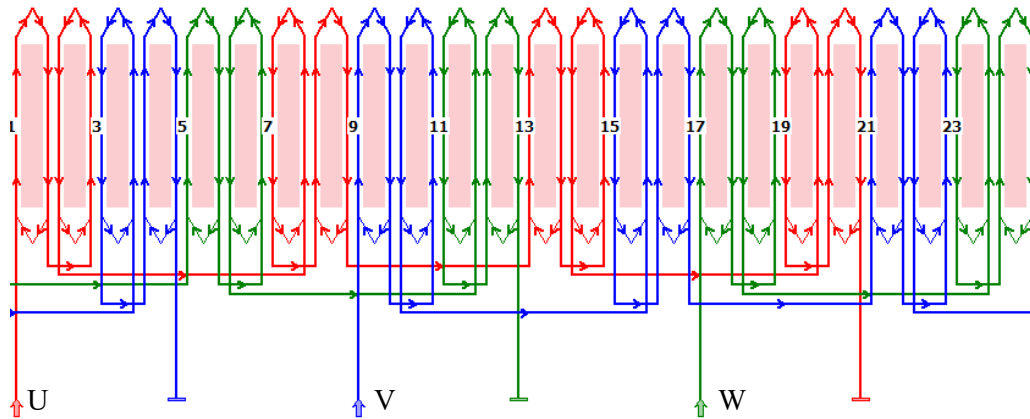


图 2-3 三相绕组展开图

驱动电机设计的主要参数如图 2-4 所示，包括电枢外径 D ，转子外径 D_r ，电

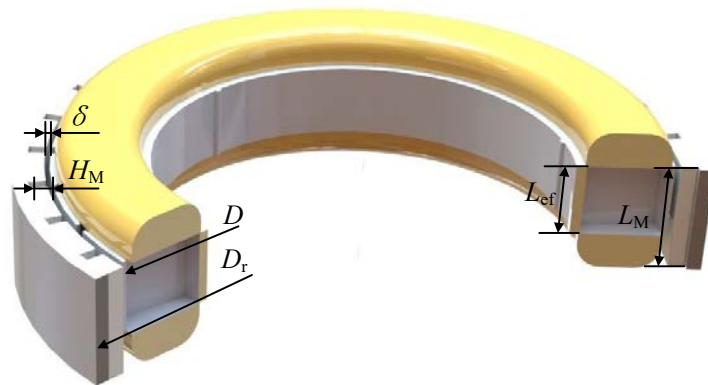


图 2-4 电机主要参数

枢长度 L_{ef} ，永磁体长度 L_M ，气隙长度 δ ，永磁体厚度 H_M 。

对于永磁无刷直流电机，其主要尺寸参数与电机电磁参数的关系为

$$\frac{D^2 L_{ef} n_N}{P_{em}} = \frac{6.1 \times 10^3}{\alpha' K_{Nm} K_{dp} A B_\delta} \quad (2-1)$$

式中 D ——电枢外径，mm；

L_{ef} ——电枢铁芯长度，mm；

n_N ——额定转速，r/min；

P_{em} ——电机计算功率，kW；

α' ——极弧系数；

K_{Nm} ——电枢绕组系数；

K_{dp} ——气隙磁场的波形系数；

A ——绕组线负荷，A/m；

B_δ ——气隙磁通密度幅值，T。

定子铁芯损耗是电机的主要损耗之一，与铁芯材料、磁场交变频率以及铁芯的磁饱和程度有关。火星飞行器驱动电机工作在低大气密度环境，需要尽可能减小损耗。本文所设计电机在 4000 r/min 时 MOS 管开关频率为 933 Hz，频率较高，只能选择损耗较小的材料。综合考虑采用 1J22 铁钴钒软磁合金，该合金饱和磁感应强度可以达到 2.4 T，同时具有较小的铁芯损耗。使用该合金在同等功率条件下可以减小定子体积。

绕组线径的选择影响电机的铜耗，在相同条件下，增大绕组线径可以减小电阻，从而降低铜耗，但过大的绕组线径会增大绕组质量，降低槽满率，甚至无法下线。具体绕组线径由式(2-2)和(2-3)给出，根据功率电压等计算得到电机额定电流，再根据额定电流和设定的电流密度计算得到裸铜导电面积。

$$I_{ph} = \frac{P}{3\eta U_{ph} \cos \varphi} \quad (2-2)$$

式中 P ——额定功率，W；

η ——额定效率；

U_{ph} ——额定相电压，V；

$\cos \varphi$ ——功率因数；

I_{ph} ——额定相电流，A。

$$A_{Cu} = \frac{I_{ph}}{J} \leq \frac{1}{4} N_b N_w \pi \phi_{Cu}^2 \quad (2-3)$$

式中 A_{Cu} ——裸铜导电面积，mm²；

J ——电流密度, A/mm^2 ;
 N_b ——并绕根数;
 N_w ——并联支路数;
 ϕ_{Cu} ——裸铜线直径, mm 。

在设计电机绕组线径时, 还需要考虑集肤效应, 集肤效应会导致电流集中于导体表面, 导致绕组阻抗变大。表征集肤效应的物理量为集肤深度, 由式(2-4)计算可得集肤深度为 2.13 mm , 因此绕组线径应小于 2.13 mm 以避免额外损耗。

$$\Delta_n = \sqrt{\frac{\rho}{\pi f_n \mu_0 \mu_r}} \quad (2-4)$$

式中 Δ_n ——导体材料电阻率, Ω/m ;
 ρ ——导体材料电阻率, Ω/m ;
 f_n ——电流谐波频率, Hz ;
 μ_0 ——真空磁导率, H/m ;
 μ_r ——导体相对磁导率。

最终本文设计的无刷直流电机的绕组方案如表 2-3 所示。

表 2-3 绕组方案参数

绕组匝数	并联支路数	并绕根数	线径(mm)	电流密度(A/mm^2)
20	1	1	0.5	30.56

2.3.2 电机转子设计

电机的转子分为永磁体和转子轭, 按永磁体在转子上放置方式不同, 可以分为表贴式、埋入式和内置式。表贴式结构简单, 工艺性好, 相比内置式所需永磁体更少; 转子的外壳结构能提供永磁体的离心力保护, 同时转子的结构强度更高。综合考虑, 火星飞行器的驱动电机应采用表贴式结构。永磁体是电机的磁动势源, 永磁体磁化方向长度 h_M 的大小决定了电机的抗去磁能力。对于径向式磁极结构, h_M (mm)的初值由式(2-5)给出。

$$h_M = \frac{K_s K_a b_{m0} \mu_r}{\sigma_0 (1 - b_{m0})} \delta \quad (2-5)$$

式中 h_M ——永磁体磁化方向长度, mm ;
 K_s ——外磁路饱和系数;
 K_a ——气隙系数;
 δ ——气隙长度, mm ;
 σ_0 ——空载漏磁系数;

b_{m0} ——预估永磁体空载工作点；

μ_r ——永磁材料相对回复磁导率。

目前常用的永磁体材料主要是铝钴镍、铁氧体和稀土磁体三大类。几种材料的性能综合对比如表 2-4 所示。

表 2-4 常用永磁体材料性能对比

性能参数	铝钴镍	铁氧体	钕铁硼	钐钴
剩磁(T)	1.3	0.42	1.2	1.05
矫顽力(kA/m)	60	220	850	780
剩磁温度系数(%/°C)	-0.02	-0.18	-0.12	-0.03
最高工作温度(°C)	550	200	150	300

火星飞行器的驱动电机要求高功率密度，因此应选用剩磁和矫顽力都比较高的永磁材料，可以有效降低永磁体质量。符合要求的永磁体材料有钕铁硼和钐钴，钐钴剩磁和矫顽力略低于钕铁硼，但剩磁温度系数和最高工作温度均优于钕铁硼。火星飞行器驱动电机的工作环境大气密度稀薄，散热比较困难，同时高功率密度的电机发热也更严重，这会导致电机温度较高。综合考虑，选择剩磁温度系数低，工作温度高的钐钴永磁体，避免高温下永磁体退磁。

根据上述分析过程，最终设计的火星飞行器驱动电机部分结构参数如表 2-5 所示，电机的拓扑结构图如图 2-5 所示。

表 2-5 电机部分结构参数（单位：mm）

转子外径	电枢外径	电枢长度	永磁体长度	气隙长度	永磁体厚度
54.8	48.8	6	9	0.5	1.5

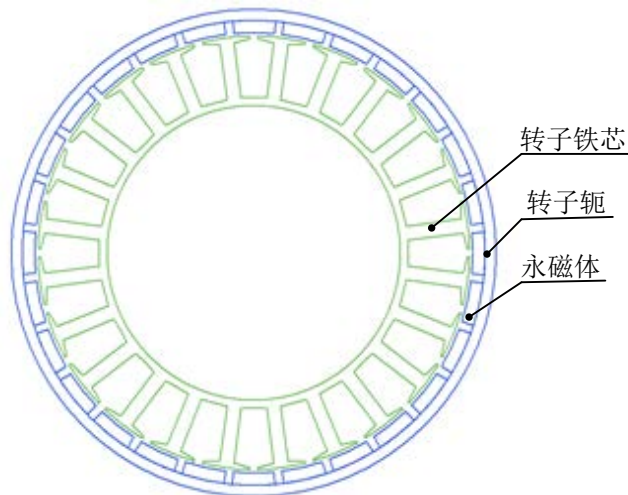


图 2-5 驱动电机拓扑结构

2.4 电机结构设计与分析

2.4.1 电机结构设计

火星表面大气密度低，导致桨叶提供的升力有限，并且电机散热困难，因此电机结构设计需要减轻质量，同时考虑电机的散热。电机在运行过程中受扭矩、离心力和其他载荷作用，减重的同时需要保证其结构强度。除此之外，火星表面还存在火星尘暴等特殊情况，电机需要防尘以保证其可靠性。

驱动电机的具体结构如图 2-6 所示，主要由定子、转子和壳体组成。电机的转子轴连接桨夹，为了保证强度和刚度采用钛合金材料。定子轴连接支臂，需要在承受较大载荷同时减轻质量，因此采用铝合金材料。电机的壳体主要起封闭作用，为了减重采用碳纤维材料。

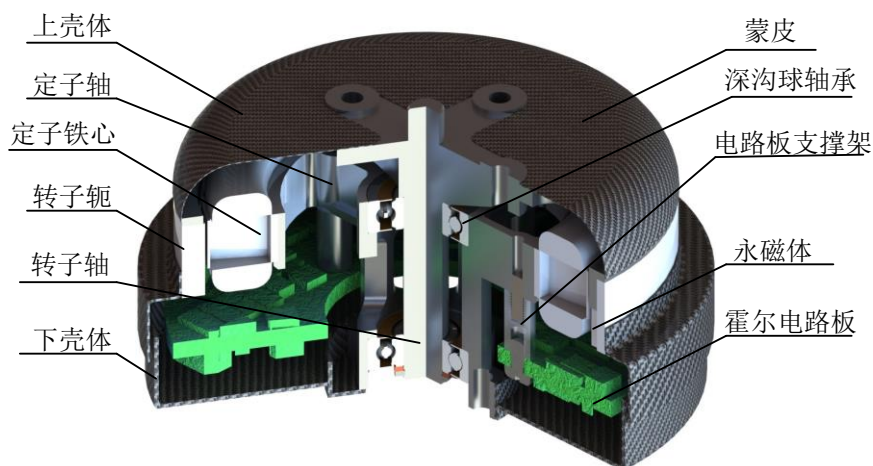


图 2-6 电机结构图

电机的定子部分主要由绕组、定子铁芯、定子轴、电路板和下壳体组成。定子轴外圆面加工凹槽，与定子铁芯内圆面的凸起配合实现周向固定。定子轴上端和下端分别布置深沟球轴承，与转子轴配合，实现轴承两端固定，同时下端有螺纹孔，负责连接支臂。定子轴辐条上有螺纹孔，电路板通过支撑架与定子轴连接。支撑架采用 7075 铝合金，通过螺柱连接定子轴，通过螺栓连接电路板。下壳体为碳纤维，与定子轴之间通过胶接固定。

电机的转子部分主要由转子轴、永磁体、转子轭和壳体组成。转子轴上端圆柱用于桨夹定位，四个螺纹孔负责固定桨夹，如图 2-7(a)所示。转子轴外圈伸出部分用于磁钢周向定位，同时与转子轭胶接固定。磁钢与转子轭通过胶接固定，同时转子轭实现磁钢的径向定位。蒙皮采用碳纤维材料，通过胶接与转子轴固定，上壳体同样采用碳纤维材料，通过胶接与转子轭固定。转子轴下部通过铜垫圈与弹簧卡圈固定下轴承内圈，从而实现转子轴轴向定位。

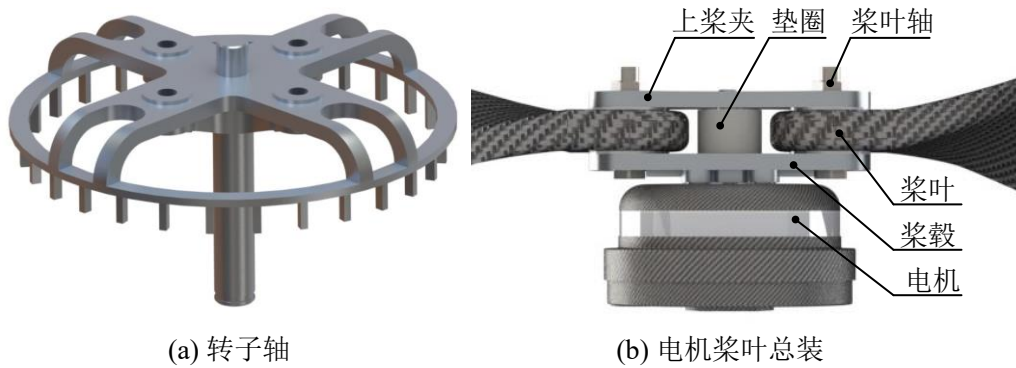


图 2-7 转子轴与整体结构

电机桨叶总装结构如图 2-7(b)所示，桨毂下端通过螺栓固定在转子轴上，传递扭矩和拉力；桨叶夹在桨毂和上桨夹之间，根部穿过桨叶轴；上桨夹和桨毂通过桨叶轴固定，中间布置垫圈，防止桨叶碰撞。

2.4.2 电机应力与模态分析

要分析电机结构强度，首先需要分析与电机相连的桨叶的受力情况，如图 2-8 所示，桨叶主要受气动力 F_T 和惯性离心力 F_L 作用。气动力 F_T 会对桨夹施加向上的拉力和弯矩，拉力会通过电机传递给飞行器本体，而两片桨叶产生的弯矩完全作用于桨夹，并不作用于电机。由于电机转速高，桨叶直径大，产生的惯性离心力 F_L 较大。但桨叶产生的惯性离心力由桨叶轴承受，作用于桨毂和上桨夹，相互抵消并不作用于电机。综上所述，电机主要承受桨叶的气动力和反扭矩。

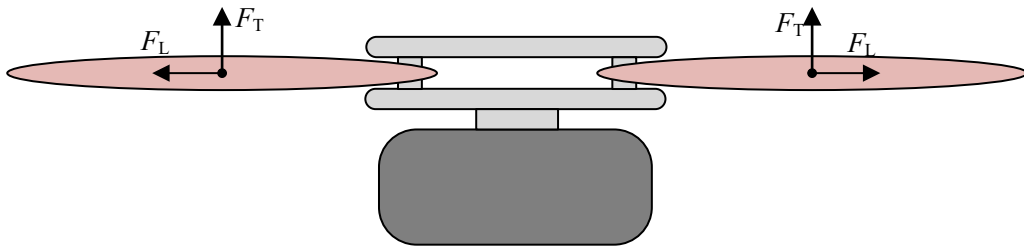


图 2-8 桨叶主要受力情况

电机受桨叶气动力和反扭矩的部分为转子，由于蒙皮和上壳体只起封闭作用，并不受力，因此只分析转子轴、转子轭和磁钢。建立转子有限元模型，在转子轴和桨夹连接处施加轴向拉力以及扭矩。根据桨叶的测试结果，将轴向拉力设置为 6 N，扭矩考虑电机的加速过程设置为 1 N·m。静力学分析结果如图 2-9 所示，最大应力为 24 MPa，出现在转子轴轮辐上。由于桨夹固定在转子轴辐条上，转子轴中间长轴并不受力。转子轴材料为 TC4 钛合金，抗拉强度为 1100 MPa，因此结构强度足够高。

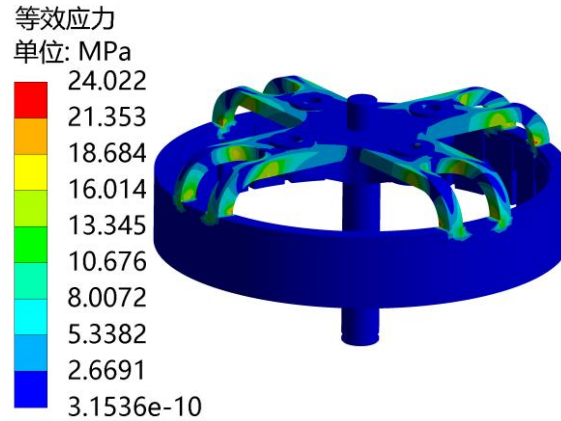


图 2-9 转子应力云图

除了受桨叶气动力和反扭矩外，电机转子高速旋转时会受到较大离心惯性载荷作用，因此要求转子各部分抗拉强度足够高。对转子在旋转时的惯性离心应力进行分析，首先建立转子的有限元模型，由于各个部件之间为粘接固定，因此将部件之间的接触设置为固定。为符合真实工况，转子选择圆柱约束，约束面为转子轴与轴承的配合面，限制转子的轴向和径向自由度。为计算转子高速下的受力情况，在转子轴上施加恒定角速度的惯性载荷。

将转速设置为 4000 r/min，得到转子应力云图如图 2-10 所示，最大应力集中在转子铁芯和磁钢边缘，仅为 6.31 MPa。磁钢的许用拉应力为 48 MPa，转子铁芯的许用屈服应力为 150 MPa，没有破裂和屈服破坏风险。

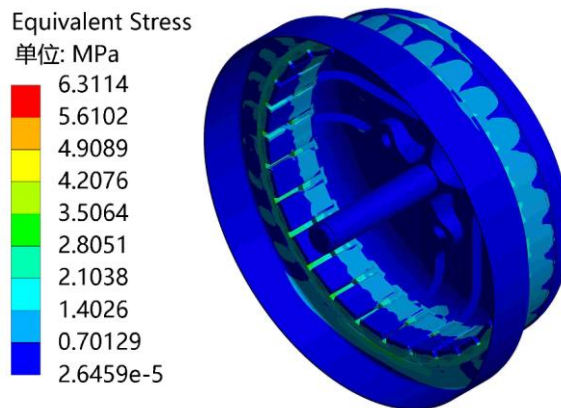


图 2-10 转子应力云图

将电机转速设置为 10000 r/min，得到转子最大应力为 25.246 MPa，仍然在各材料许用应力范围内。在材料线弹性范围内，当电机转速变为原转速 n 倍时，转子等效应力变为原来的 n^2 倍。因此当转速达到 20000 r/min 时，磁钢失效，转子铁芯强度裕度仍然充足。对于驱动电机的实际工况，转子应力在材料许用应力范围内，因此电机转子在离心力作用下强度足够。

模态分析可以获得结构的固有频率和振型，为结构设计提供依据。得到电机转子的固有频率，可以使其避开临界转速，避免产生共振，造成转子破坏。模态分析的有限元模型采用转子离心应力分析的有限元模型，为符合实际工况，在转子轴与轴承配合面添加约束。模态计算考虑两种工况，工况 1 不考虑离心应力，工况 2 考虑电机额定转速下的离心应力，计算得到前六阶固有频率如表 2-6 所示。

表 2-6 转子前六阶固有频率

工况	一阶(Hz)	二阶(Hz)	三阶(Hz)	四阶(Hz)	五阶(Hz)	六阶(Hz)
1	1456	1461	1480	2706	3056	3305
2	353	1140	1164	2087	2197	2419

从表中可以得出工况 2 的固有频率更低，即旋转软化降低了转子的结构刚度。工况 2 的一阶基频最小，为 353 Hz，则转子的一阶临界转速为 21180 r/min，远超电机额定转速，此时转子为刚性转子，可以安全运行。转子前六阶固有频率对应的模态振型图如图 2-11 所示，前四阶模态振型为平动和摆动，五阶和六阶模态为扭转变形，各阶模态都是上壳体变形大。

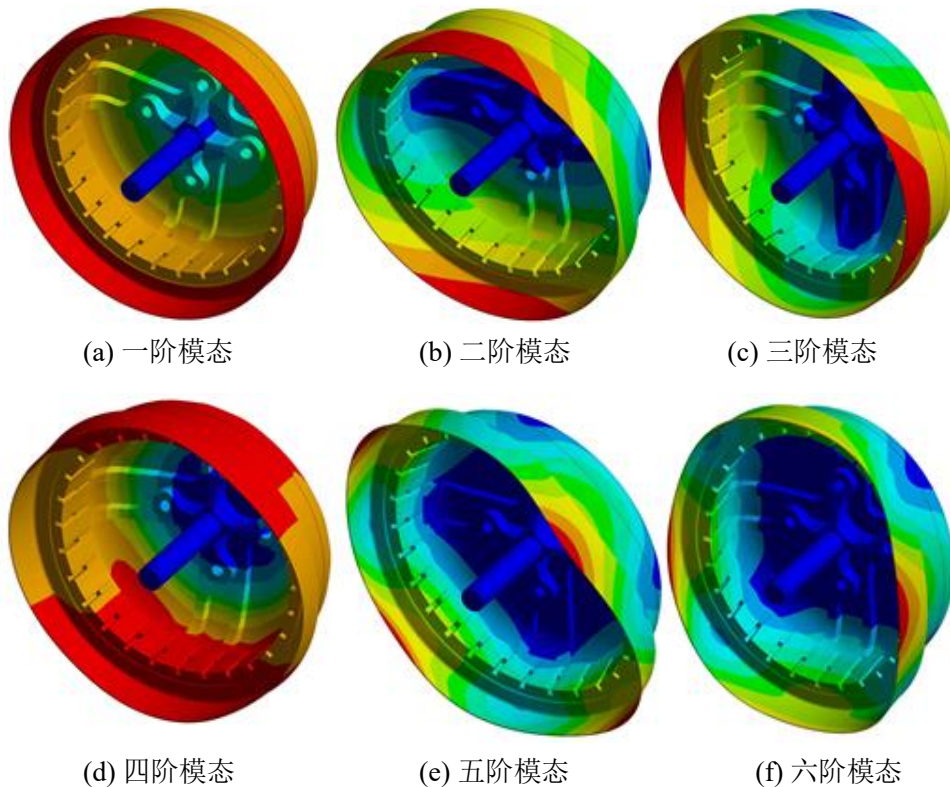


图 2-11 转子前六阶模态振型图

2.5 本章小结

本章根据火星飞行器的总体方案设计进行了电机电磁设计，电机采用 24 槽 28

极方案，双层集中绕组；计算了电机的主要参数，确定了定子铁芯材料为铁钴钒软磁合金，确定了绕组参数，包括匝数、并联支路数、并绕根数和线径。确定了永磁体的材料为钕钴合金，磁化方向长度为 1.5 mm。根据电机电磁设计结果，进行电机的结构设计与分析。设计了电机的转子轴、定子轴、壳体和其他相关零件。分析发现，电机转子在拉力和扭矩作用下满足结构强度要求；电机转子在高转速离心载荷作用下满足结构强度要求。基于转子静止和运动两种工况，计算得到转子最小的一阶基频为 353 Hz，一阶临界转速远高于电机额定转速。

第3章 火星飞行器旋翼驱动电机磁热分析

3.1 引言

基于设计完成的电机，进行电磁分析和热分析。在空载状态下，分析电机的齿槽转矩、空载反电动势和空载磁密，在额定负载下分析电机的电磁转矩和相电流。分析电机的热性能，简化电机模型，对电机绕组、定子铁芯和内部空气进行等效，得到其等效热导率，建立电机温度场模型。分析电机的主要损耗，将其转换为各部件生热率，仿真计算极限工况下的电机瞬态温度场。基于电机瞬态温度场，分析电机各部件的热应力；对低温下电机各部件变形进行分析。

3.2 电机电磁性能分析

对火星飞行器驱动电机进行空载电磁特性分析与带载电磁特性分析，电机二维模型如图 3-1(a)所示。计算模型为电机全模型的 1/4，可以保证模型完整度的同时减少计算量。电机有限元计算采用外电路激励，外电路如图 3-1(b)所示，电机等效为电阻和电感，电源为 48 V 恒压源，采用六个 MOS 管进行换向驱动，MOS 管开关时刻由电机转子位置决定。在仿真过程中，忽略 MOS 管的压降和损耗。

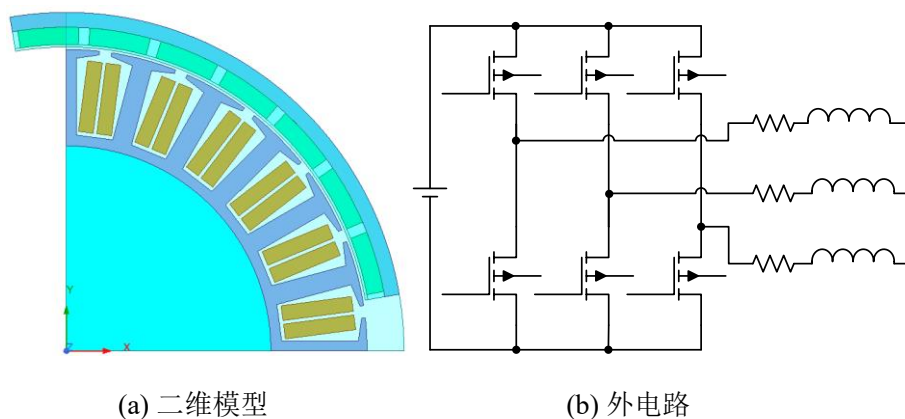


图 3-1 电机有限元模型

齿槽转矩是电机定子绕组不供电时磁钢与定子铁芯相互吸引产生的力，具有周期性，齿槽转矩会产生额外的转矩波动和噪声，因此需要削弱齿槽转矩。对电机的齿槽转矩进行仿真分析，将激励设置为零，设置电机转速为 1 rad/s，得到空载状态下齿槽转矩如图 3-2(a)所示，幅值为 19.4 mNm，由傅里叶分析可知齿槽转矩基波幅值为 17.3 mNm。

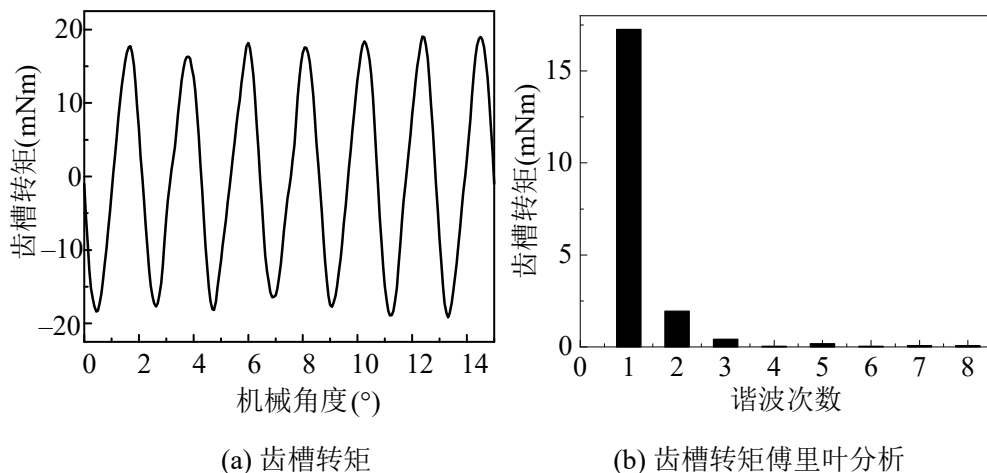


图 3-2 齿槽转矩

对电机的空载反电动势进行有限元分析，设定电机转速为 4000 r/min，得到三相绕组反电动势如图 3-3(a)所示，相反电动势幅值为 20 V，反电动势波形比较接近正弦波。对图 3-3(a)的 U 相绕组反电动势进行傅里叶分析，可以得到 U 相绕组反电动势的谐波幅值，如图 3-3(b)所示。由结果分析可得，U 相绕组反电动势的基波幅值为 20.7 V，除了三次谐波幅值占基波百分比为 12.13%外，其余次数谐波的幅值占比均在 3%以下。

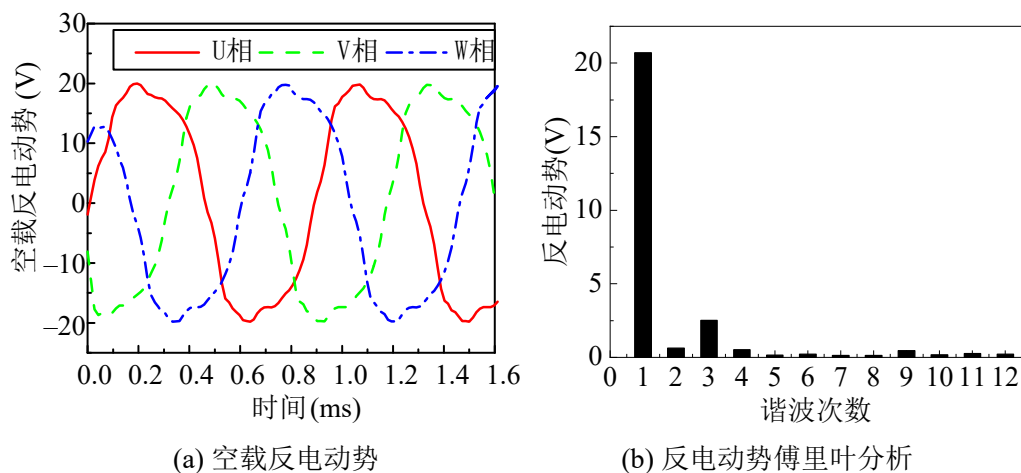


图 3-3 空载反电动势

电机空载磁密云图和磁力线云图如图 3-4 所示，电机定子大部分区域的磁场密度小于 2 T，磁密最大值约为 2.62 T，出现在定子齿上，电机整体漏磁较少。1J22 饱和磁感应强度为 2.4 T，定子大部分区域的磁场强度小于 2.4 T，处于不饱和状态。转子轭上磁极中间位置的磁密较大，若在磁极中间布置加强筋，在为磁极提供定位的同时，还能减少转子轭的磁饱和程度。

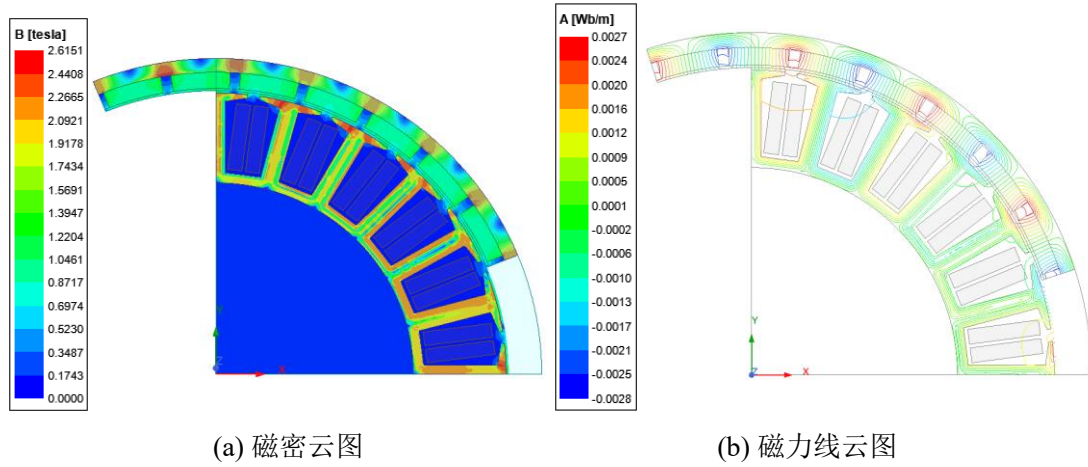


图 3-4 空载电磁特性

根据性能指标，在额定转速 4000 r/min，输入功率 250 W 时，二维有限元转矩仿真如图 3-5(a)所示。在该工况下，电机的平均转矩为 440 mNm，转矩最大值与最小值的差值最大为 112 mNm。从图 3-5(b)可以看出，转矩脉动大的主要原因为采用方波控制电机，换向电流变化大导致了较大的转矩脉动。在此工况下，相电流有效值为 5.24 A。在不计算机械损耗与杂散损耗的情况下，此时电机的效率为 91%。

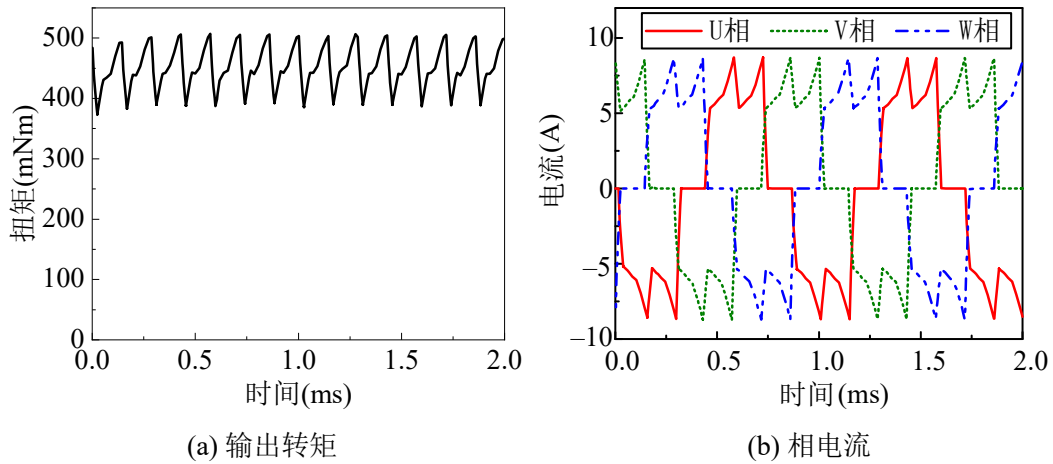


图 3-5 带载仿真结果

3.3 电机热性能分析

3.3.1 温度场模型建立

由于驱动电机功率密度高，火星大气环境散热差，并且飞行器电池容量有限，因此对电机的瞬态温度场进行研究。首先建立电机温度场模型，对于电机内部，

为了简化计算，将所有热交换过程设为热传导；对于电机外部，考虑空气对流散热。对电机模型进行简化，去掉转子轴与定子轴的外部螺纹孔，将轴承与电路板支撑架简化为圆柱体，如图 3-6 所示。

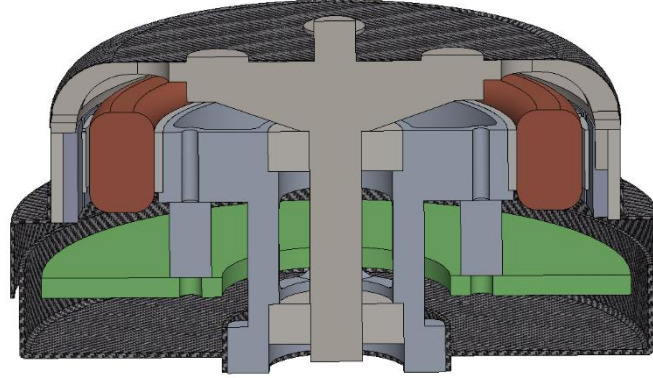


图 3-6 电机温度场简化模型

电机绕组产生的铜耗是电机的最大损耗，是计算电机温度的关键。绕组位于定子铁芯槽内，槽内结构复杂，物质较多，若是对槽内各物质进行单独建模分析会非常复杂，并且求解效率低，因此需要对绕组模型进行简化。由于槽满率高并且浸渍绝缘漆，认为槽内没有空气。假设导线排布均匀，并且绝缘漆厚度均匀，此时可以将导线、漆膜和浸漆等效为一个实体，如图 3-7 所示，则等效导体的径向导热系数由式(3-1)可得。

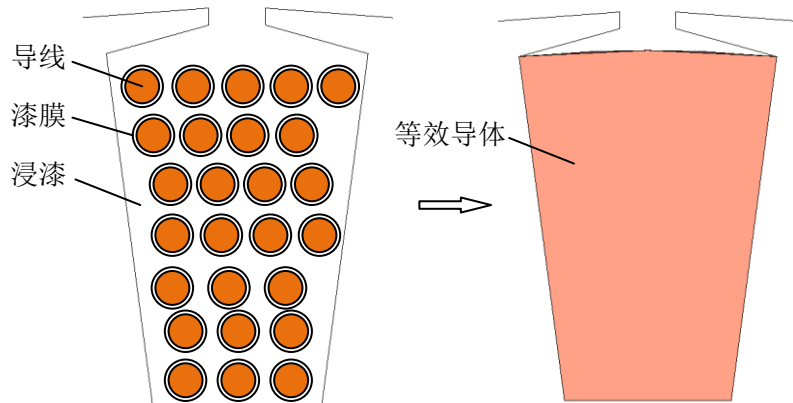


图 3-7 绕组等效模型

$$\lambda_{Rj} = \frac{S_R}{\frac{S_{Cu}}{\lambda_{Cu}} + \frac{S_{qm}}{\lambda_{qm}} + \frac{S_{jq}}{\lambda_{jq}}} \quad (3-1)$$

式中 $\lambda_{Rj}, \lambda_{Cu}, \lambda_{qm}, \lambda_{jq}$ ——分别为绕组径向导热系数、铜的导热系数、漆膜的导热系数、浸漆的导热系数，W/(m·K)；

$S_R, S_{Cu}, S_{qm}, S_{jq}$ ——分别为等效导体面积、导线铜总面积、漆膜总面积、浸漆总面积, mm^2 。

等效导体的轴向导热系数 λ_{Rz} 为

$$\lambda_{Rz} = \lambda_{Cu} \frac{S_{Cu}}{S_R} \quad (3-2)$$

定子铁芯会产生涡流损耗, 为了减弱涡流, 铁芯采用薄硅钢片叠压而成, 并且在硅钢片之间涂绝缘漆。绝缘漆的导热系数远小于硅钢片, 因此定子铁芯在叠压方向的导热系数较小。定子铁芯的叠压结构图 3-8 所示, 可以将其等效为硅钢片与绝缘漆的多层平壁结构。

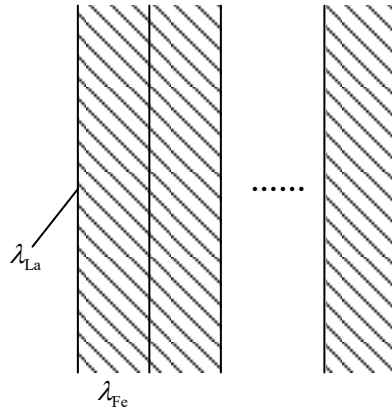


图 3-8 定子铁芯等效模型

在径向上, 忽略绝缘漆的影响, 认为定子铁芯的等效导热系数为硅钢片的等效导热系数。而在轴向上, 根据串联热阻叠加原则, 定子铁芯的等效导热系数可以表示为

$$\lambda_{Sz} = \frac{\delta_{Fe} + \delta_{La}}{\frac{\delta_{Fe}}{\lambda_{Fe}} + \frac{\delta_{La}}{\lambda_{La}}} = \frac{1}{\frac{K_{Fe}}{\lambda_{Fe}} + \frac{1 - K_{Fe}}{\lambda_{La}}} \quad (3-3)$$

式中 λ_{Fe} ——硅钢片的导热系数, $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$;

δ_{Fe} ——硅钢片厚度, mm ;

δ_{La} ——绝缘漆厚度, mm ;

K_{Fe} ——铁芯叠压系数。

火星大气中 CO_2 占比为 95%, 为了简化计算, 将电机内的气体设置为 CO_2 。气隙位于定、转子之间, 是定、转子之间热交换的桥梁。为了准确计算定、转子之间的传热情况, 并且降低计算难度, 利用静止的转子代替运动的转子, 将运动流体的热导率替换为静止流体的等效热导率。此时需要计算气隙的雷诺数, 判断其空气流动状态, 雷诺数的计算由式(3-4)可得。

$$\text{Re} = \pi D_2 \delta \frac{n}{60\gamma} \quad (3-4)$$

式中 Re ——气隙雷诺数；

D_2 ——电机转子内径，m；

δ ——气隙厚度，m；

n ——转子转速，r/min；

γ ——火星大气的运动黏度系数， m^2/s 。

气隙的临界雷诺数为

$$\text{Re}_{\text{Cr}} = 41.2 \sqrt{\frac{D_1}{\delta}} \quad (3-5)$$

式中 D_1 ——电机定子外径，m。

经过计算，气隙的临界雷诺数为 455，而气隙的雷诺数为 403，忽略大气的运动黏度随温度变化，可以判定气隙中的空气为层流，此时气隙的等效热导率近似为火星大气的热导率。最终得到电机各部分材料的热力学参数如表 3-1 所示，其中等效导体与等效定子铁芯的热导率具有各向异性。

表 3-1 电机材料热力学参数

名称	密度 (kg/m^3)	比热容 ($\text{J}/\text{kg}\cdot\text{K}$)	热导率 $\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$
7075 铝合金	2810	796	140
钛合金	4500	503	8.8
碳纤维	1810	777	10.5
SmCo28	8300	448	23
10#钢	7850	460	49.8
等效导体	8960	131	(0.3, 0.3, 128)
等效定子铁芯	8120	455	(4.9, 4.9, 29.8)
等效空气	0.02	822	0.014

除热传导外，电机还存在热对流和热辐射。电机内部结构复杂，难以确定辐射换热的各个参数。并且电机温度与环境温度相差并不大，热辐射对电机温度的影响较小，因此忽略电机的热辐射。由于将电机内部流体等效为静止的流体，因此不考虑电机内部的对流换热。电机机壳和转子轭与外部空气接触，其表面的散热系数为

$$\alpha_{\text{jk}} = 9.73 + 14v_{\text{j}}^{0.62} \quad (3-6)$$

式中 v_{j} ——机壳表面风速， m/s 。

最终建立的温度场模型如图 3-9 所示，电机内部空气等效为静止流体，不考

考虑电机内部空气与外界空气间的流动交换。电机内部只考虑各物体的热传导，电机外部只考虑外表面的对流换热。

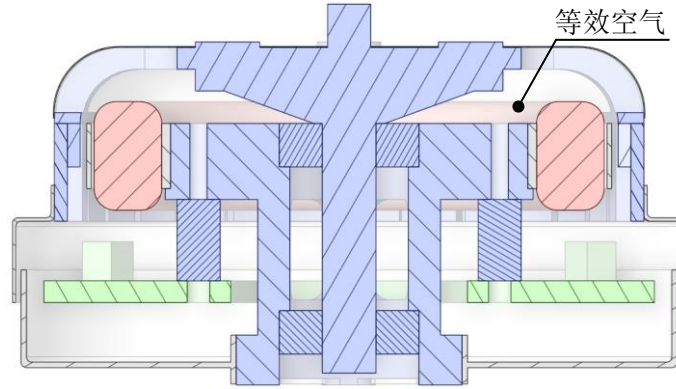


图 3-9 温度场模型

3.3.2 电机热分析

火星飞行器的驱动电机功率密度高，因此运行过程中的损耗也较高，这些损耗将转换为热量。永磁无刷直流电机的损耗可以分为铜损耗、铁芯损耗、永磁体涡流损耗、机械损耗和其他附加损耗。其中机械损耗主要是轴承损耗和风摩损耗，这部分损耗较小且难以计算，因此将其忽略。本文主要考虑铜耗、铁芯损耗和永磁体涡流损耗的影响。

铜耗是绕组通过电流时产生的焦耳热，是电机的主要损耗。铜耗主要包括直流铜耗和附加涡流损耗，附加涡流损耗分为集肤效应和临近效应。导体中流过交流电时，会在导体周围产生感应磁场，变化的磁场会使导体产生感应电动势，导致电流向导体表面汇聚，称为集肤效应。除此之外，在相互距离较近时，导体除了受自身产生磁场影响，也会被临近导体产生磁场影响，导致导体内部电流不再平均分布，称为临近效应。由于本文电机绕组线径较小且电流频率不高，因此只考虑直流铜耗，可由式(3-7)给出。

$$P_{Cu} = I^2 R \quad (3-7)$$

式中 I ——定子的相电流，A；

R ——定子的两相电阻， Ω 。

铁芯损耗是电机的主要损耗之一，包括涡流损耗和磁滞损耗。在电机运行过程中，绕组交变电流产生的磁场与永磁体产生的磁场共同作用，使得定子铁芯的硅钢片产生磁滞损耗和涡流损耗。磁滞损耗是定子硅钢片内存在不可逆的磁化过

程导致，涡流损耗是交变磁场在硅钢片中感应出涡流导致。目前铁耗计算的经典方式为 Bertotti 铁耗分离模型，由式(3-8)给出。

$$P_{Fe} = P_h + P_c + P_e = K_h f B_m^\alpha + K_c f^2 B_m^2 + K_e f^{1.5} B_m^{1.5} \quad (3-8)$$

式中 P_h, P_c, P_e ——分别为磁滞损耗、经典涡流损耗和附加涡流损耗，W；

K_h, K_c, K_e ——分别为磁滞损耗系数、涡流损耗系数和附加涡流损耗系数；

B_m ——磁密的幅值，T；

f ——磁密的频率，Hz。

电机稳定运行时，转子上的永磁体会跟随电机定子产生的磁场同步旋转。但是在实际运行过程中，由于气隙磁导率变化和绕组电流波型非正弦波，永磁体内部会产生涡流损耗。永磁体涡流损耗产生原因复杂，计算复杂，可通过有限元进行计算。

设定电机转速为 4000 r/min，相电流有效值为 5.24 A，有限元计算得到电机的铁芯损耗、转子涡流损耗和绕组损耗如图 3-10 所示。

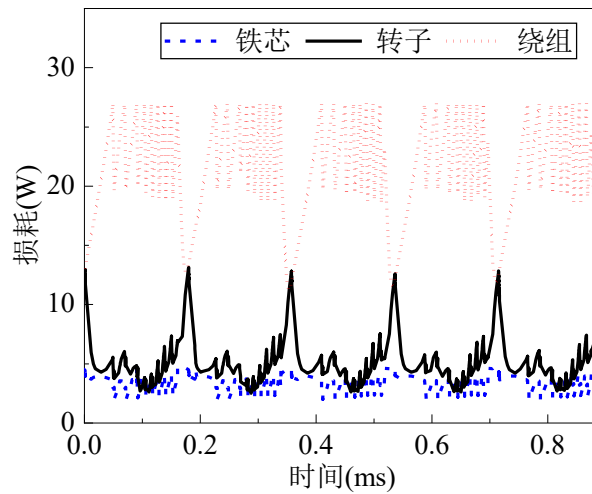


图 3-10 电机部分损耗

得到电机的主要损耗后，将其作为温度场的热源。认为电机的热源均匀发热，将电机的损耗转化为各部件单位体积的生热率，如表 3-2 所示。

表 3-2 电机部件生热率

部件	体积 (mm ³)	生热率 (W/mm ³)
绕组	6217	0.003764
定子铁芯	2417	0.001481
转子永磁体	1818	0.002970

分析电机在极限工况下的瞬态温度场，根据火星表面环境设置环境温度为 20℃，根据飞行器的工作时间设置仿真时间 180 s。仿真得到电机截面的温度如图 3-11 所示，电机定子的温度最高，其次是定子轴；转子由于热源发热量小，转子轭外表面对流散热，温度低于定子轴。在极限工况下，电机整体温度较高，需要考虑各个部件的耐温程度。

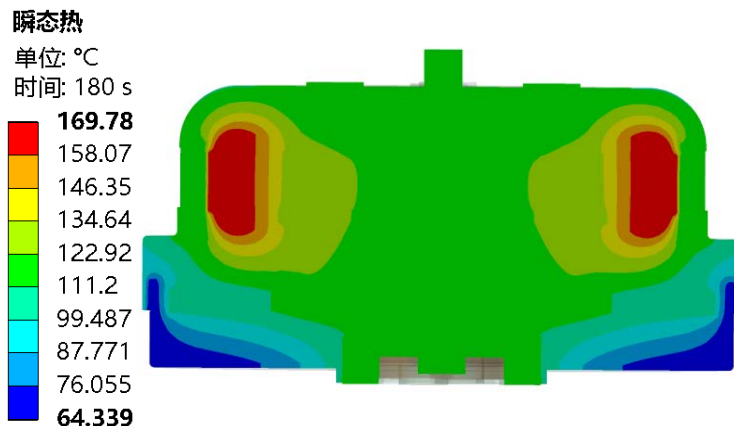
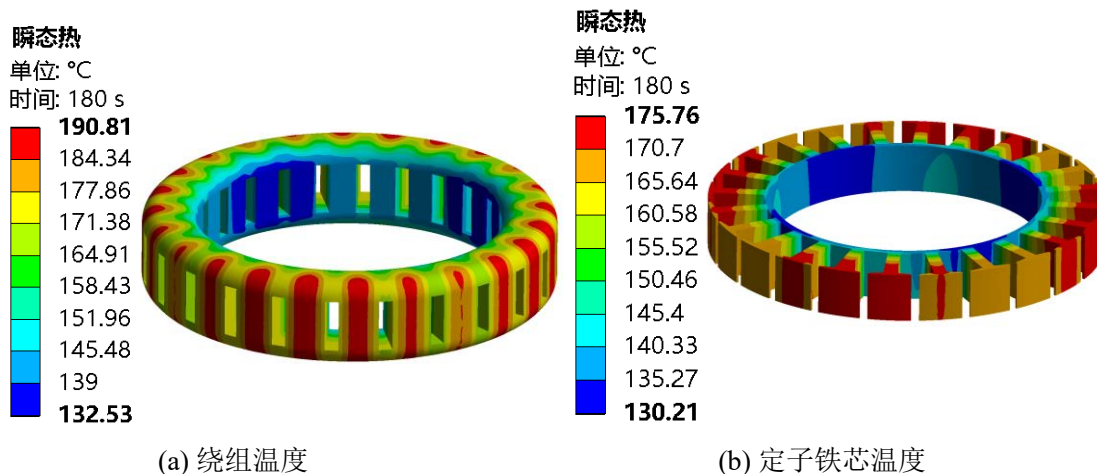


图 3-11 电机截面温度场

具体各部件的温度如图 3-12 所示，绕组由于发热最高，并且散热条件较差，温度最高，为 190.8℃，出现在槽内导体处。定子铁芯的散热条件也较差，但发热低于绕组，最高温度为 175.8℃，出现在定子齿尖处。对于定子轴，由于与定子铁心的接触面大，整体温度高于转子轴，最高温度为 140.7℃，出现在与定子铁心的接触面。定子轴一定程度上充当了定子铁芯的热质量，降低了定子铁芯的温度。转子轴不与定子接触，并且钛合金导热系数较低，因此温度也较低。转子散热条件较好，发热也低，因此在各主要部件中温度最低，温度最高为 116.6℃，出现在永磁体表面。



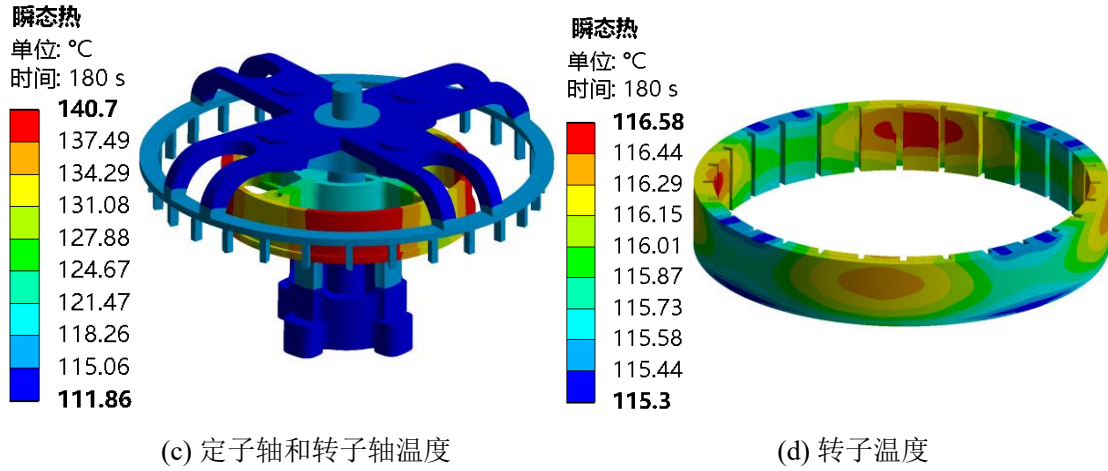


图 3-12 电机各部件温度

火星环境电机散热条件差导致电机温度较高，因此需要关注电机的极限温度，避免对电机造成影响。电机各部件温度最高的是绕组，温度太高会使漆包线表面的绝缘漆烧毁，从而导致绕组短路，电机失效。电机在当前工况下绕组最高温度为 190.8°C ，此时普通的漆包线已经难以正常工作，需要使用聚酰亚胺漆包线，该漆包线可以长时间在 220°C 以下使用。除此之外，永磁体也会受高温影响，随着温度增加，永磁体的剩磁会减小，超过其最大工作温度后，永磁体会不可逆失磁。本文所用永磁体为钕钴永磁体，剩磁温度系数小，最高工作温度可以达到 300°C 。当前工况下永磁体最高温度为 116.6°C ，因此可以正常工作。

电机各部件的瞬态温度如图 3-13 所示，各部件温度一直保持上升趋势。由于火星环境散热条件较差，电机功率较高，电机温度难以达到稳态，为了保证电机不损坏，需要控制其工作时间。

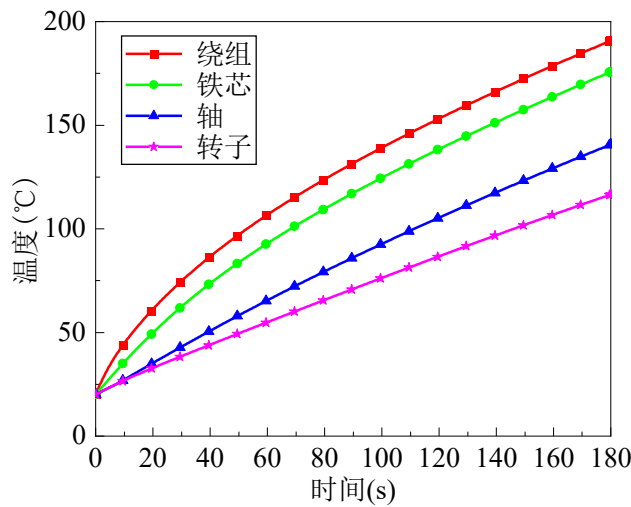


图 3-13 电机部件瞬态温度

火星飞行器的驱动电机运行一段时间后温度会急剧升高，此时各个部件就会产生热膨胀。由于电机各个部件的热膨胀系数不同，并且存在结构的约束，电机部件会产生较大的热应力。火星飞行器的电机轻量化设计，某些薄弱的结构可能存在破坏的风险，因此需要分析电机热应力的分布情况，对电机结构进行优化设计。除此之外，电机的工作环境温度为 $-60\sim 20^{\circ}\text{C}$ ，高低温环境会导致电机的热变形差异较大，对于有尺寸要求的结构，较大的形变可能会导致电机性能下降或者结构失效，因此需要分析电机在最低温和最高温情况下的形变量。

基于极限工况下的瞬态温度场，计算热载荷作用下的应力分布和变形量，如图 3-14 所示。最大应力出现在转子铁芯齿根处，为 516 MPa，除此之外铁芯大部分区域的应力在 400 MPa 以下，铁芯材料的屈服强度为 1280 MPa，强度足够高。定子轴的最大应力为 213 MPa，出现在辐条根部，与转子铁芯应力最大值为同一角度，定子轴材料屈服强度为 450 MPa，无屈服破坏风险。转子轴的最大应力为

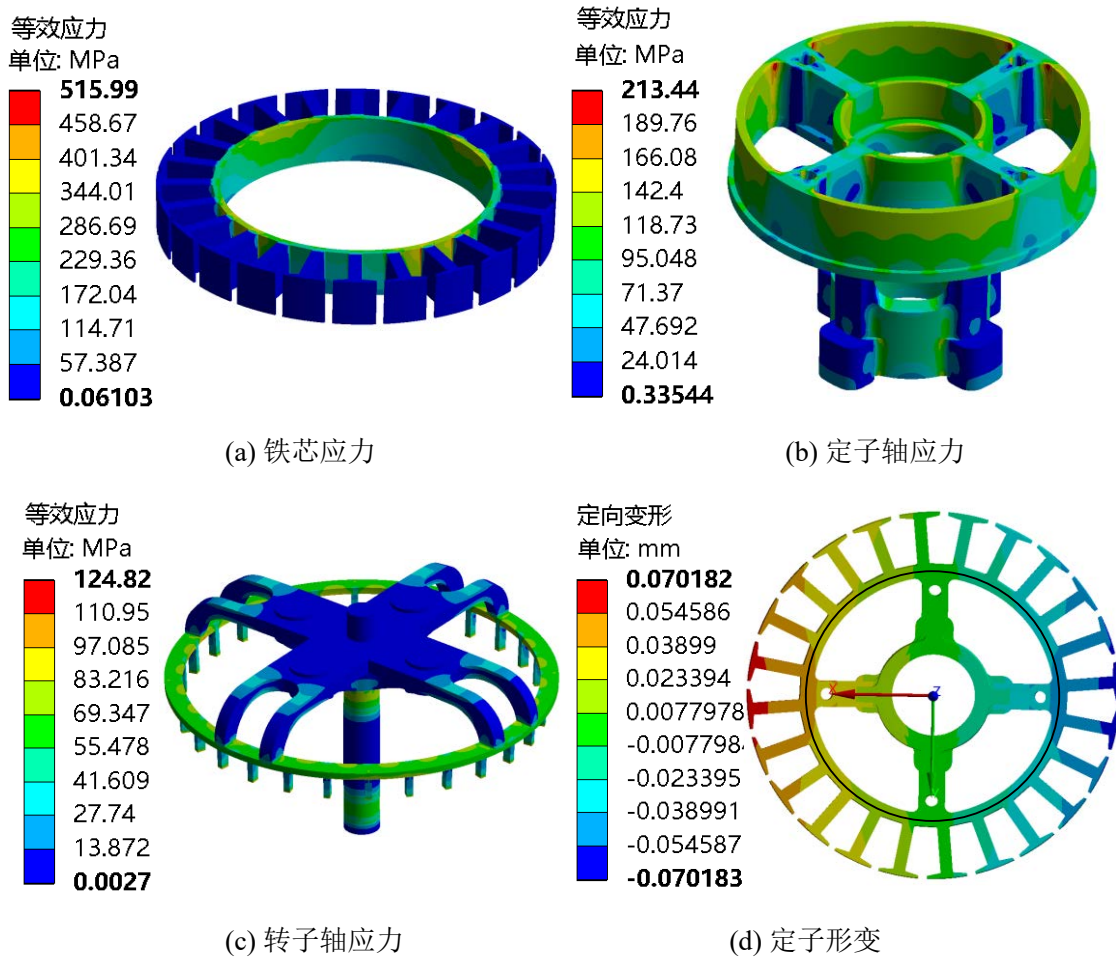


图 3-14 应力和变形云图

125 MPa，出现在其梳齿根部，转子轴材料屈服强度为 960 MPa，无屈服破坏风险。

对于热变形，主要关注定子铁芯和定子轴，如图 3-14(d)所示，定子轴最大径向形变量约为 0.05 mm，定子铁芯最大径向形变量为 0.07 mm。电机气隙为 0.5 mm，在受热变形后，定子与转子撞击风险较小。定子铁心的热膨胀系数小于定子轴的热膨胀系数，这导致了定子铁心的应力较大。

除高温外，火星的低温环境也会导致电机结构产生形变。电机静止时的温度范围为 $-60\sim 20^{\circ}\text{C}$ ，电机工作时的温度范围为 $20\sim 190^{\circ}\text{C}$ ，所以电机的低温形变要小于其高温形变，相应的变形产生应力也较小，因此低温环境只考虑电机部件的形变。电机部件有配合关系的主要为转子轴和转子轭、定子轴和定子铁芯，转子轴与转子轭的热膨胀系数相近，定子轴与定子铁芯的热膨胀系数相差较大，因此主要考虑定子轴与定子铁芯的形变。低温环境仿真分析设置热载荷为 -60°C ，定子铁芯形变和定子轴形变如图 3-15 所示。对于定子铁芯与定子轴，主要关心其径向上的形变量，定子铁芯内部轴孔最大径向形变量为 0.014 mm，定子轴最大径向形变量为 0.033 mm，则此时定子铁芯与定子轴之间有 $19\text{ }\mu\text{m}$ 的间隙。

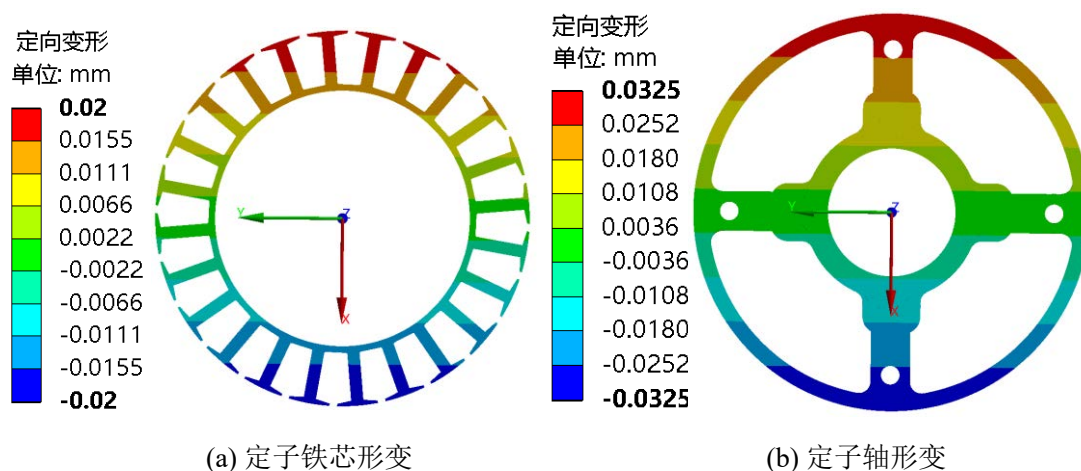


图 3-15 定子部件低温形变

电机在转动时，定子铁芯需要承受一定的转矩，若是采用过盈配合来传递扭矩，低温情况下的过盈量需要考虑其形变而加大，这可能会使高温情况下定子铁芯与定子轴之间的过盈量过大，导致定子铁芯热应力超过许用范围。因此定子铁芯与定子轴之间过盈量应小一些，可以采用凹槽结构传递扭矩。

3.4 本章小结

本章基于电机电磁设计，建立了电机的二维有限元模型，使用外电路为电机

施加激励。分析得到空载状态下电机的齿槽转矩幅值为 19.4 mNm，电机的空载反电动势幅值为 20 V。分析了电机的空载磁场，定子大部分区域的磁场强度处于不饱和状态，电机整体的漏磁较少。计算得到电机在 4000 r/min，输入功率 250 W 时，平均电磁转矩为 440 mNm，电流有效值为 5.24 A。

对电机模型进行简化，将绕组等效为一个实体，得到其轴向和径向的等效导热系数；对定子铁芯进行简化，得到其径向等效导热系数；对电机内部气体进行等效得到其等效导热系数；计算得到电机机壳表面散热系数。分析了电机损耗，主要分为绕组损耗、转子损耗和铁芯损耗。将仿真得到的电机损耗作为热源进行温度场计算，180 s 后电机最高温度为 190.8℃，出现在绕组内部，永磁体最高温度为 116.6℃，电机各部件温度在允许温度范围内。

基于仿真得到的温度场，计算了热载荷作用下的电机热应力和热变形。最大热应力出现在定子铁芯齿根部，各部件在热载荷作用下结构强度满足要求。电机定子轴在高温时径向形变量为 0.05 mm，低温时径向形变量为 0.033 mm。

第 4 章 火星飞行器电机驱动单元设计

4.1 引言

火星飞行器电机驱动单元设计包括硬件电路设计和软件程序设计。硬件电路使用 FPGA 作为主控芯片，控制电机驱动电路，包括电源模块、电机驱动模块、电流检测模块和霍尔检测模块。对电机进行转速-电流双闭环控制，建立电机控制模型。基于 FPGA 编写电机控制程序，包括 PID 模块、驱动模块、速度计算模块、电压电流检测模块和通讯模块。基于 C# 开发电机上位机软件，实现电机控制、数据显示和存储。

4.2 驱动单元硬件电路设计

电机驱动电路框图如图 4-1 所示，主要包含电源模块、电机驱动模块、电流采集模块和霍尔检测模块。电源模块输入为飞行器电池，电压为 48 V。48 V 电源经滤波后其中一路供给 MOS 管，负责驱动电机，同时通过分压电路与 AD 芯片检测其电压。另外一路输出至降压电路，降压芯片将 48 V 电压转换为 12 V 电压，给其他芯片供电。

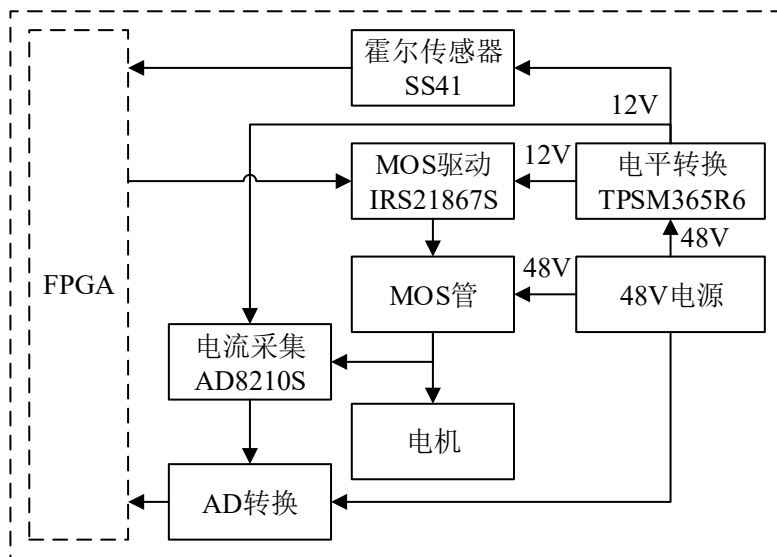


图 4-1 电机驱动板电气结构原理图

电机驱动模块接收 FPGA 输出的 PWM 信号，通过 MOS 驱动芯片控制六路 MOS 管开关，从而改变绕组电流的大小与流向，驱动电机转动。电流采集模块采集电机母线电流，在电机桥电路的低端布置精密采集电阻，通过放大器将电阻两端的电压信号放大，使用 AD 芯片采集放大后的电压值传至 FPGA。霍尔检测模

块采用三个霍尔传感器，布置在电机转子永磁体下方，机械角度为 120° 。霍尔信号为数字信号，FPGA 读出霍尔信号数值即可得到电机转子位置，从而控制相应的 MOS 管开关。

驱动电路控制器选择 FPGA，FPGA 可实现高速并行数据处理，FPGA 芯片选择 Altera 的 EP4CE10，共有 10000 个逻辑元素，其最高输出频率可达 50 MHz，如图 4-2 所示。FPGA 控制板共有 16 个 IO 口，可以通过电平转换芯片定义为输入或输出。控制板上还有一个八通道低速 AD 芯片，用来采集电源电压。控制板采用 USB 供电，同时通过 USB 进行数据传输。

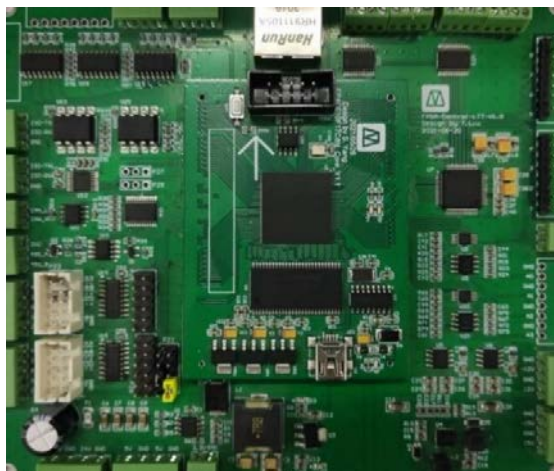


图 4-2 FPGA 控制板

电源滤波和状态采集电路如图 4-3 所示，电源滤波可以过滤掉电源中的高频噪声、电磁干扰和其他干扰信号，从而保证设备的正常工作。48 V 输入经滤波后给 MOS 管高侧源极，用来驱动电机。采用电阻分压电路检测 MOS 管的供电电压，为了减小采样对电源的影响，分压电路阻值应较大，取 R88 和 R6 阻值为 $50\text{ k}\Omega$ ，R50 阻值为 $4.7\text{ k}\Omega$ ，采样电路的电流消耗为 0.46 mA 。电源电压 U_M 与采集到的电压 U_C 关系如式(4-1)所示。

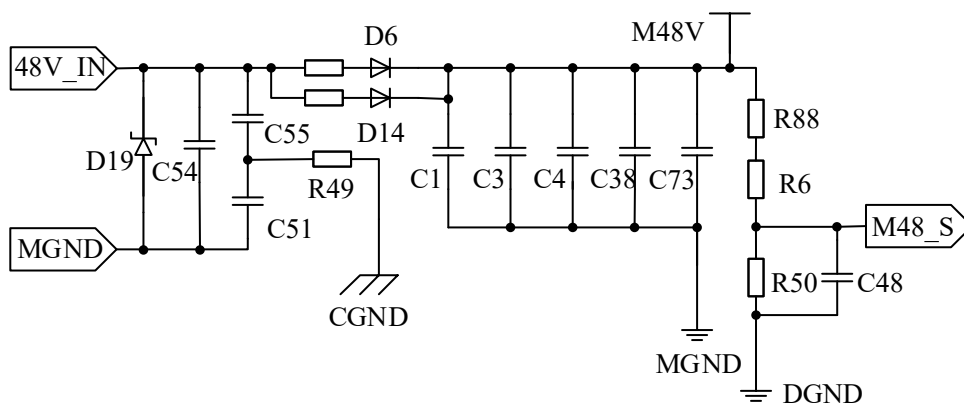


图 4-3 电源状态采集电路

完成了 TPSM365R6 芯片的电路设计,如图 4-4 所示。该芯片输出为 1-13 V 可调,最大输出电流为 600 mA,能够满足栅极驱动器和电流采样放大器的需求。48 V 输入滤波后供给芯片,通过配置 R8 和 R64 的阻值,实现 12 V 输出,滤波后分别供给模拟电路和数字电路。

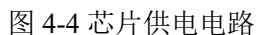


图 4-5 U 相 MOS 管驱动电路

电机的驱动 MOS 管采用 FDMS86300DC，最大支持 80 V 漏源电压，125 W 功率输出，可以满足电机控制需求。

电流采集电路如图 4-6 所示，采样电路放置在电机的低端，采集电机母线电流。采样电阻为四线精密电阻，阻值为 $10\text{ m}\Omega$ ，具有较小的电阻温度系数，可以保证电流采集准确。根据电机设计情况，流过采样电阻的电流不超过 10 A，则采样电阻功耗最大为 1 W，可以保证正常工作。为了减小采样电路对电机的影响，采样电阻阻值取得很小，因此电阻两端压降也很小，需要对其进行放大才能保证采集精度。放大芯片采用 AD8210S，具有较高的共模电压范围，放大倍数为 20。芯片的供电为 5 V，由于该芯片功耗较小，为减少降压芯片数量，采用稳压二极管和限流电阻为其供电。

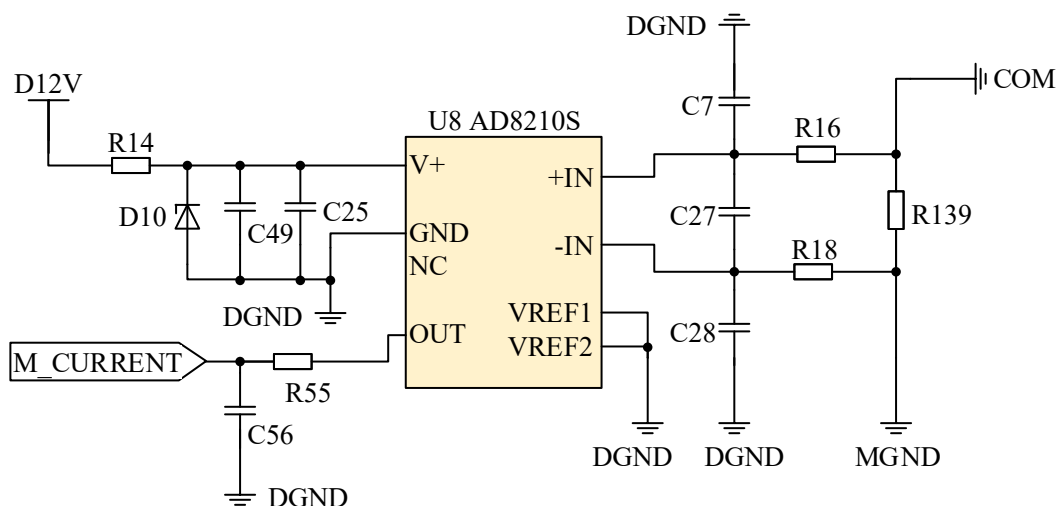


图 4-6 电流采集电路

由于 FPGA 控制板的 AD7606 满足不了高频电流信号的采集要求，使用高速 AD 芯片进行电流采集，其外围电路如图 4-7 所示。AD7495 为单通道输入，串行

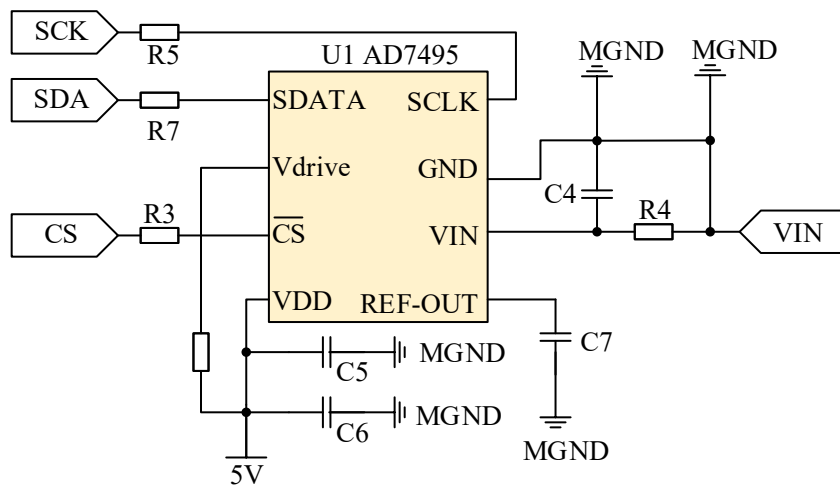


图 4-7 AD7495 电路

SPI 输出，12 位单极性，内置 2.5 V 参考电压。芯片的输入带宽为 300 kHz，吞吐率为 1 MSPS，可以采集 40 kHz 的电流信号。

AD7495 串行输出经 FPGA 转换后可以得到实际电流值为

$$I_P = \frac{V_{\text{ref}} \cdot N}{20 \cdot 2^{12} \cdot R_s} \quad (4-2)$$

式中 V_{ref} ——参考电压，V；

N ——AD 输出值；

R_s ——采样电阻阻值， Ω 。

霍尔采集电路如图 4-8(a)所示，采用数字式双极型霍尔传感器。该传感器为集电极开路输出，需要提供上拉电压。电机在高负荷工作时，定子发热严重，MOS 管也会发热。如果将驱动板集成到电机下部的圆形电路板上，不利于 MOS 管散热，存在高温烧毁 MOS 管的风险，因此电机内部的电路板只保留霍尔元件，如图 4-8(b)所示。

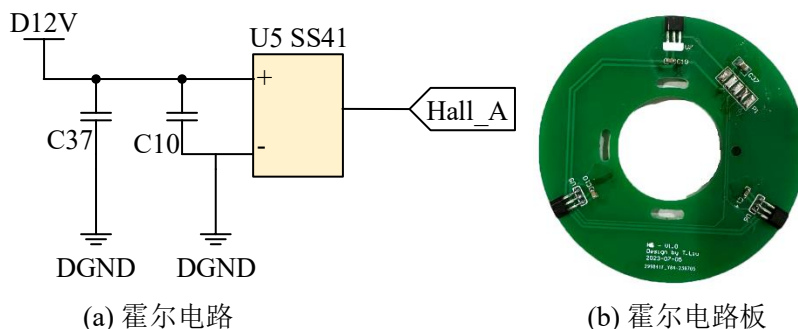


图 4-8 霍尔传感器的外围电路

基于芯片选型与电路设计完成了电机驱动板电气原理图绘制与印制电路板的布局走线，电路板的原理图与实物图如图 4-9 所示。驱动板位于飞行器机身箱体内部，一块驱动板两边各自独立，可以驱动两个电机。

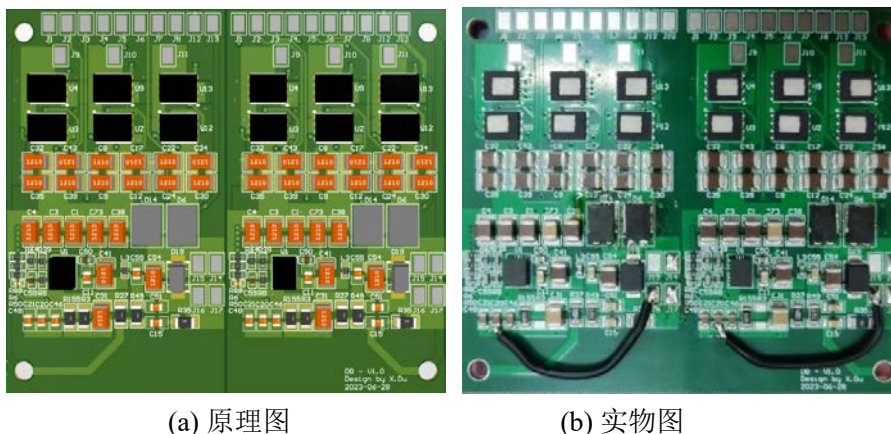


图 4-9 电机驱动板原理图与实物图

4.3 驱动单元软件程序设计

电机驱动程序框图如图 4-10 所示，FPGA 负责无刷电机的驱动控制以及与上位机通信；上位机给定驱动速度，同时对 FPGA 的电流信号与速度信号进行处理与存储；驱动电路为硬件部分，接收 FPGA 的控制信号从而控制电机，同时对电机的电流信号与霍尔信号进行采集发送给 FPGA。驱动程序采用 Verilog HDL 编写，主要包括转速-电流双闭环模块、电机驱动模块、速度计算模块、电压电流检测模块和通讯模块。

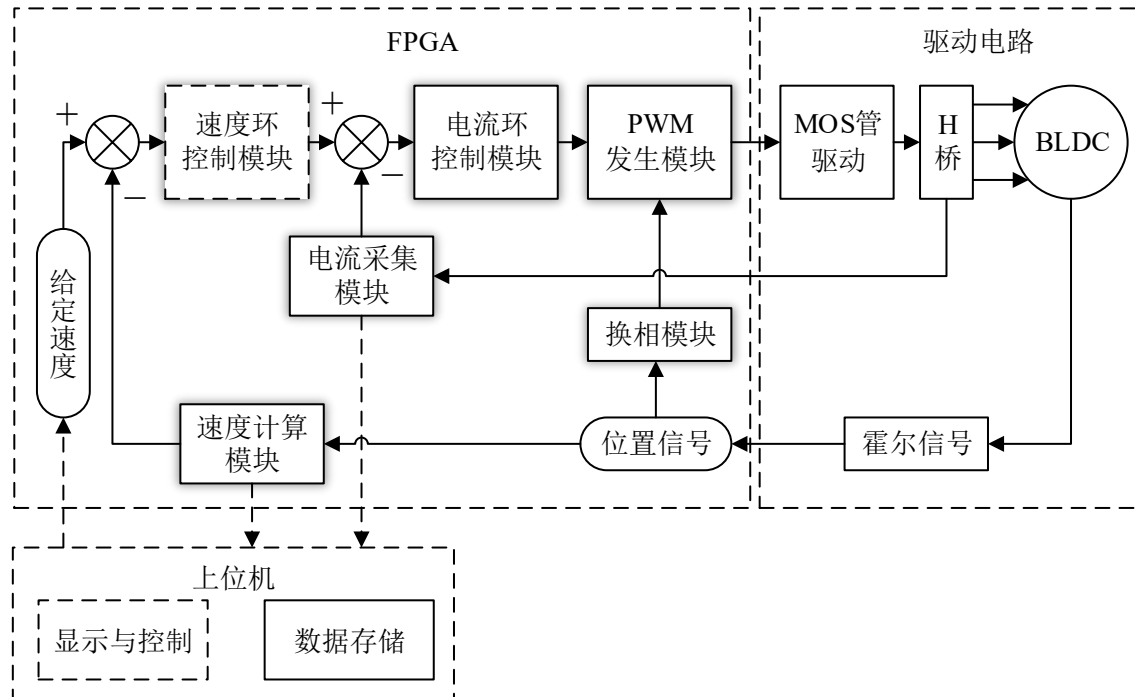


图 4-10 电机驱动程序框图

4.3.1 转速-电流双闭环模块

为了实现电机转速稳态无静差，需要设计闭环控制系统。使用 PI 调节的转速闭环系统即可实现转速稳态无静差，但为了实现快速启动效果，需要给定较大的积分初值，这会导致电流超调严重。转速-电流双闭环系统使用两个调节器串联，电流环作为内环，转速环作为外环，速度环的输出作为电流环的输入。电流环对实际的输出进行控制，保证系统的响应速度和精度，而速度环可以对系统的稳定性进行控制。电流环可以在转速变动过程以电机允许的最大电流进行调节，实现快速动态过程，同时避免电流超调，减小调节时间；当电机过载甚至堵转时，电流环可以对电机的电流进行限制，从而保护电机。为了获得良好的静、动态性能，转速环和电流环都采用 PI 控制器。

在数字控制系统中，连续性的变量经过采样以后变成离散化变量，因此需要使用数字 PID。在采样时间足够短时，可以将相邻采样时刻数据之差视为变量的微分，一定时间内数据的累加视为变量的积分。常用数字式 PID 有位置式 PID 和增量式 PID 等，综合考虑后采用增量式 PID。相比位置式 PID，增量式不需要存储每一拍的偏差，占内存空间小；位置式 PID 需要同时设置积分限幅和输出限幅，而增量式 PID 只需要输出限幅。增量式 PID 表达式如式(4-3)所示。

$$\begin{cases} \Delta u_k = K_P(e_k - e_{k-1}) + K_I e_k + K_D(e_k - 2e_{k-1} + e_{k-2}) \\ u_k = u_{k-1} + \Delta u_k \end{cases} \quad (4-3)$$

式中 Δu_k ——输出增量；

u_k, u_{k-1} ——第 k 次和第 $k-1$ 次输出；

K_P, K_I, K_D ——比例系数、积分系数和微分系数；

e_k, e_{k-1}, e_{k-2} ——第 k 次、第 $k-1$ 次和第 $k-2$ 次误差。

在理想条件下，无刷直流电机稳定运行时，气隙磁密、反电动势和相电流波形关于电角度分布如图 4-11 所示。在实际的工程中，由于制造工艺和精度影响，直流无刷电机的反电动势一般不会是理想的梯形波。在建立无刷直流电机微分方程时，为了便于分析，作出如下假设以便简化分析过程。

- 1) 三相定子绕组完全对称，具有相同的参数；
- 2) 忽略换相对电机运行的影响；
- 3) 忽略电机磁路饱和的影响；
- 4) 驱动器的功率管和续流二极管具有理想的开关特性。

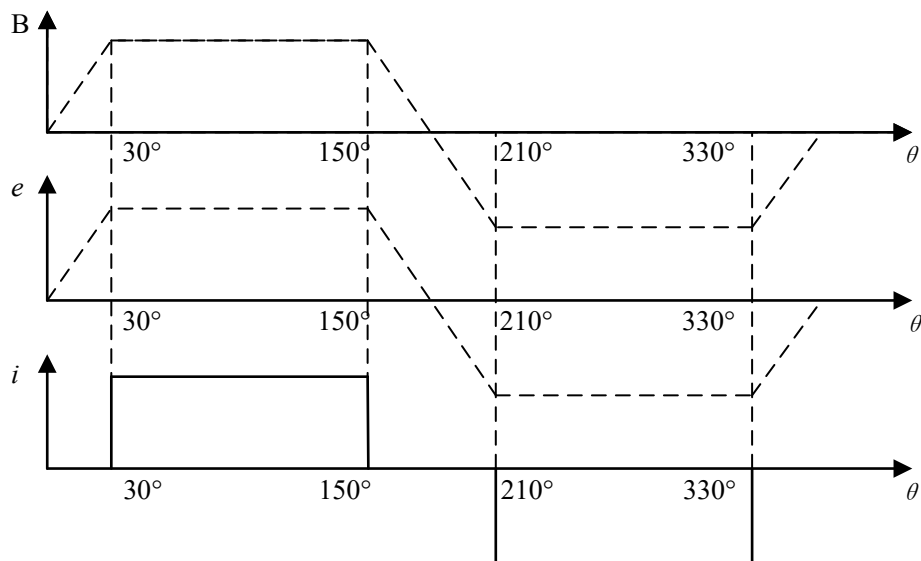


图 4-11 气隙磁密、反电动势和相电流波形

基于以上假设,可以得到无刷直流电机相电压方程如式(4-4)所示。

$$\begin{bmatrix} u_A \\ u_B \\ u_C \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R & 0 & 0 \\ 0 & R & 0 \\ 0 & 0 & R \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_A \\ i_B \\ i_C \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L-M & 0 & 0 \\ 0 & L-M & 0 \\ 0 & 0 & L-M \end{bmatrix} \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} i_A \\ i_B \\ i_C \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} e_A \\ e_B \\ e_C \end{bmatrix} \quad (4-4)$$

式中 u_A, u_B, u_C ——绕组相电压, V;

i_A, i_B, i_C ——绕组相电流, A;

e_A, e_B, e_C ——绕组相反电动势, V;

R ——相电阻, Ω ;

L ——绕组自感, H;

M ——绕组互感, H。

式(4-4)对应的无刷直流电机等效电路图如图 4-12 所示。

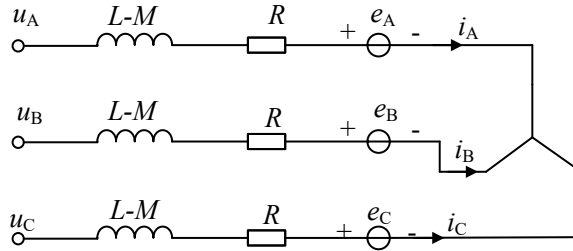


图 4-12 无刷直流电机等效电路

在实际应用中,无刷直流电机 Y 接的中性点不引出,相电压难以直接测量,相比之下线电压可以直接测量,并且在六步换向驱动下,相应的 MOS 管开通时,线电压近似等于 MOS 管的直流侧电压,所以使用线电压的数学模型更适合实际。无刷直流电机线电压方程可由式(4-4)相减得到,如式(4-5)所示。

$$\begin{bmatrix} u_{AB} \\ u_{BC} \\ u_{CA} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R & -R & 0 \\ 0 & R & -R \\ -R & 0 & R \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_A \\ i_B \\ i_C \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L-M & M-L & 0 \\ 0 & L-M & M-L \\ M-L & 0 & L-M \end{bmatrix} \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} i_A \\ i_B \\ i_C \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} e_A - e_B \\ e_B - e_C \\ e_C - e_A \end{bmatrix} \quad (4-5)$$

电机运行时从电源吸收功率,这些功率除了小部分转化为铜耗、铁耗和其他损耗外,大部分功率作用于传递转子永磁体的力矩给转子,这部分功率为电磁功率,它等于三相绕组的相反电势与相电流乘积之和。

$$P_e = e_A i_A + e_B i_B + e_C i_C = T_e \omega \quad (4-6)$$

式中 P_e ——电磁功率, W;

T_e ——电磁转矩, N·m;

ω ——电机角速度, rad/s。

电机的相反电动势与转速有关，可以表示为

$$e = K_e \omega \quad (4-7)$$

式中 K_e ——相反电动势系数。

在一定转矩范围内，电机转矩与电机电流成比例关系，可以表示为

$$T_e = K_T I \quad (4-8)$$

式中 K_T ——相反电动势系数；

I ——相电流，A；

电机转子的运动方程为

$$T_e - T_L - \beta \omega = J \frac{d\omega}{dt} \quad (4-9)$$

式中 T_L ——负载转矩，N·m；

J ——系统折合到电机转子上的等效转动惯量，kg·m²；

β ——粘滞摩擦系数。

负载转矩为零时，可以得到无刷直流电机的传递函数如式(4-10)所示，系统的传递函数框图如图 4-13 所示。

$$G_U(s) = \frac{\omega(s)}{U(s)} = \frac{K_T}{LJs^2 + (RJ + L\beta)s + (R\beta + K_e K_T)} \quad (4-10)$$

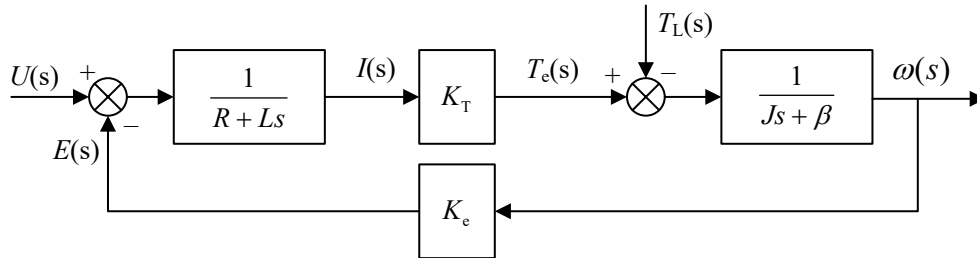


图 4-13 系统传递函数框图

根据叠加原理，电机的转速输出等于电压输入 $U(s)$ 和负载转矩输入 $T_L(s)$ 的响应叠加，当电压输入 $U(s)$ 为零时，可以得到转速关于负载转矩的传递函数为

$$G_L(s) = \frac{\omega(s)}{T_L(s)} = -\frac{R + Ls}{LJs^2 + (RJ + L\beta)s + (R\beta + K_e K_T)} \quad (4-11)$$

在电压输入和负载转矩输入同时作用情况下，转速的传递函数为

$$\omega(s) = \frac{K_T U(s) - (R + Ls) T_L(s)}{LJs^2 + (RJ + L\beta)s + (R\beta + K_e K_T)} \quad (4-12)$$

电流环采用 PI 控制器，其传递函数框图如图 4-14 所示，包含 PI 调节器模块、FPGA 计算延迟模块、逆变器模块、绕组模块和电流采集模块。FPGA 计算模块读

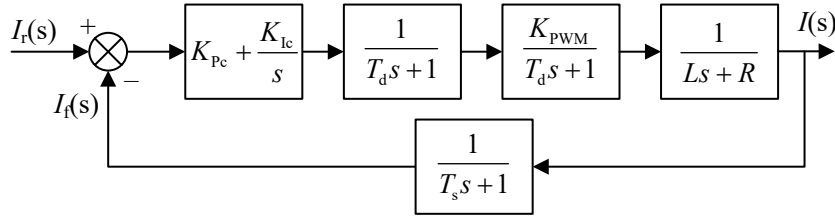


图 4-14 电流环传递函数框图

取电流值后进行输出计算，会延迟一个 PWM 周期，可以近似为一阶延迟环节，时间常数 $T_d = 1/f_{\text{PWM}}$ 。逆变器模块也可以等效为一阶延迟环节，逆变器增益 K_{PWM} 忽略非线性影响，理想化取值为 1。无刷电机的绕组模块等效为一阶惯性环节，包括绕组电感和电阻。电流采样模块等效为一阶惯性环节，由于电流采样频率为 PWM 频率 1/10，其时间常数 $T_s = 10T_d$ 。

为了简化电流环传递函数，将 FPGA 计算延迟模块、逆变器模块和电流采样模块进行合并，由于时间常数很小，忽略高次项，将各模块合并为一个一阶惯性环节，可以得到电流环的开环传递函数为

$$G_{\text{io}}(s) = \frac{\frac{K_{\text{ic}}}{R} \left(\frac{K_{\text{pc}}}{K_{\text{I}}} s + 1 \right)}{s(12T_d s + 1) \left(\frac{L}{R} s + 1 \right)} \quad (4-13)$$

取 $K_{\text{pc}}/K_{\text{ic}} = L/R$ ，可以将电流环降阶为 I 型系统，根据二阶控制系统进行整定，取阻尼比为 0.707，即 $K_{\text{ic}}/R \times 12T_d = 0.5$ ，可以计算得到电流环的 PI 参数。

降阶以后，可以得到电流环的闭环传递函数，由于时间常数 T_d 很小，可以将二次项忽略，将电流环等效为一阶惯性环节，如式(4-14)所示。

$$G_{\text{ic}}(s) = \frac{\frac{K_{\text{ic}}}{R}}{12T_d s^2 + s + \frac{K_{\text{ic}}}{R}} \approx \frac{1}{\frac{R}{K_{\text{ic}}} s + 1} \quad (4-14)$$

速度环采用 PI 控制器，其传递函数框图如图 4-15 所示，包含转速环 PI 调节模块、电流环内环等效模块、计算延迟模块、电流转换模块和电机运动方程模块。

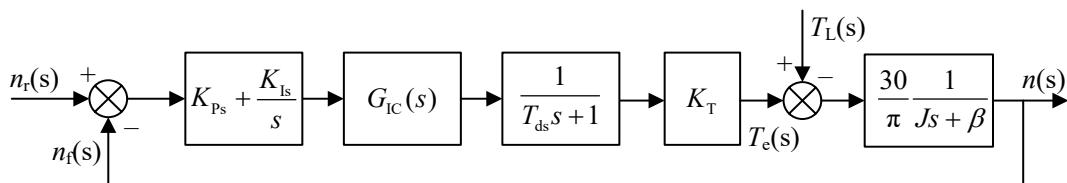


图 4-15 速度环传递函数框图

在研究转速环时，将电流环闭环传递函数等效为一阶惯性环节。计算延迟模块会延迟一个速度环周期，将其等效为一阶惯性环节。为了简化速度环传递函数，将电流环惯性环节与计算延迟惯性环节合并，忽略电机的粘滞摩擦系数，可以得到速度环开环传递函数为

$$G_{so} = \frac{30K_T}{\pi JK_{ls}} \frac{\frac{K_{ps}}{K_{ls}} s + 1}{s^2 (25T_d s + 1)} \quad (4-15)$$

按照典型II型系统对参数进行整定，取中频宽 $h=5$ ，由式(4-16)可以得到转速环 PI 参数。

$$\begin{cases} \frac{K_{ps}}{K_{ls}} = 25hT_d \\ \frac{30K_T}{\pi JK_{ls}} = \frac{h+1}{2h^2(25T_d)^2} \end{cases} \quad (4-16)$$

4.3.2 电机驱动模块

无刷直流电机采用电子换向，需要 FPGA 根据电机转子所在位置决定 MOS 管的开关。由于此驱动方案采用两两导通模式，同时电机绕组 Y 型连接，所以只需要同时打开两个 MOS 管。为了减少 MOS 管开关损耗，采用单极性模式，即上桥臂控制信号为 PWM 波，下桥臂常开或常闭。MOS 管的开关频率需要远大于电机基频，从而保证 PWM 控制效果，但过高的频率也会导致 FPGA 输出 PWM 精度较低，同时增大 MOS 管开关损耗，综合考虑，采用频率为 40 kHz 的 PWM 信号。电机六路控制信号状态如表 4-1 所示。

表 4-1 六路控制信号状态表

hall a	hall b	hall c	pwm ha	pwm la	pwm hb	pwm lb	pwm hc	pwm lc
1	0	1	PWM	0	0	1	0	0
1	0	0	PWM	0	0	0	0	1
1	1	0	0	0	PWM	0	0	1
0	1	0	0	1	PWM	0	0	0
0	1	1	0	1	0	0	PWM	0
0	0	1	0	0	0	1	PWM	0

MOS 的开关取决于霍尔信号，错误的霍尔信号会导致电机噪声大、效率低，影响电机控制效果。电机采用双极型霍尔，输出有高和低两种状态。受干扰影响，霍尔信号会存在极短的跳变，如图 4-16 所示，将会导致转子位置判断错误，MOS 管开关异常。为了滤除这些跳变，对霍尔信号进行延时滤波，即低电平或高电平需要保持一段时间方可有效。

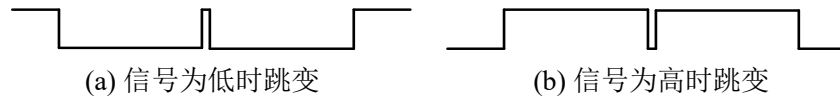


图 4-16 霍尔信号跳变

延时滤波的延时时间需要考虑滤除效果和控制延迟，在电机转速为最高速 4000 r/min 时，霍尔信号高电平或低电平的持续时间为 536 μs ，综合考虑选择延时 5 μs ，此时已能滤除信号跳变，且控制延迟在 1% 以内。

4.3.3 速度计算模块

电机采用霍尔传感器识别转子位置，因此本文使用霍尔信号计算电机转速。FPGA 时钟频率 50 MHz，远大于电机最高转速时霍尔信号的变化频率。转速计算选择 T 法，即采集两次速度标志信号之间的系统时钟脉冲数。本文以霍尔信号上升沿作为速度标志信号，计算单个霍尔信号两个上升沿之间的时间，从而得到电机转速。由于安装的问题，三个霍尔之间并不是标准的 120°，因此三个霍尔信号之间就会存在相位差，即使在恒定转速下，三个霍尔信号的上升沿之间的时间差也不是一样的，因此使用单个霍尔信号计算转速可以降低转速计算误差。电机转速的更新频率与转速有关，在电机转速 4000 r/min 时，转速更新频率为 2.8 kHz，能够满足转速环控制要求。

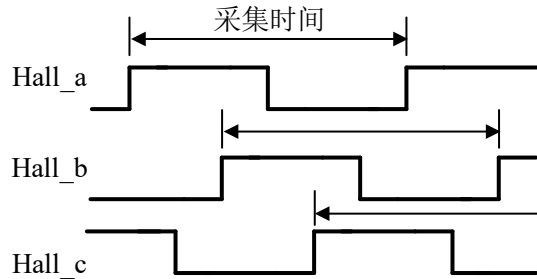


图 4-17 转速计算方法

霍尔信号的跳变除了影响驱动换向外，也会导致转速计算异常，使得计算转速远高于电机实际转速，因此在计算转速时，也对霍尔进行延时滤波。

对于 28 极电机，系统时钟脉冲 50 MHz，转速计算如式(4-17)所示，其中 Z 为系统时钟脉冲数。

$$n_N = \frac{3 \times 10^9}{14Z} \text{ r/min} \quad (4-17)$$

在采集系统时钟脉冲时，总会存在一个脉冲的误差，对于 T 法测速，转速越高则两速度标志信号间脉冲数越少，因此相对误差越大。在电机转速 4000 r/min 时，根据式(4-17)，采集脉冲数为 42857，此时速度计算误差为 0.12 r/min，相对误

差为 0.002%，满足控制要求。

消除了霍尔安装相位差对转速计算的影响后，受磁钢和霍尔传感器之间的差异影响，电机转速仍会有比较多的毛刺。对于这部分毛刺，采用 16 倍的滑动平均滤波去除，滤波之后的转速更接近电机的真实转速。

4.3.4 电压电流检测模块

在硬件电路中，电压检测为电阻分压电路；电流检测通过采集低端采样电阻两端电压，经芯片处理放大后输出。二者都是模拟量，需要将其转化为数字量才能供 FPGA 运算。电压检测的 AD 转换芯片采用 AD7606，AD7606 为 8 通道，16 位双极性输入，吞吐率 200 kSPS。FPGA 与 AD7606 采用 SPI 串行通信，一次只能读取一个通道数据，程序依靠状态机实现跳转，状态迁移图如图 4-18 所示。

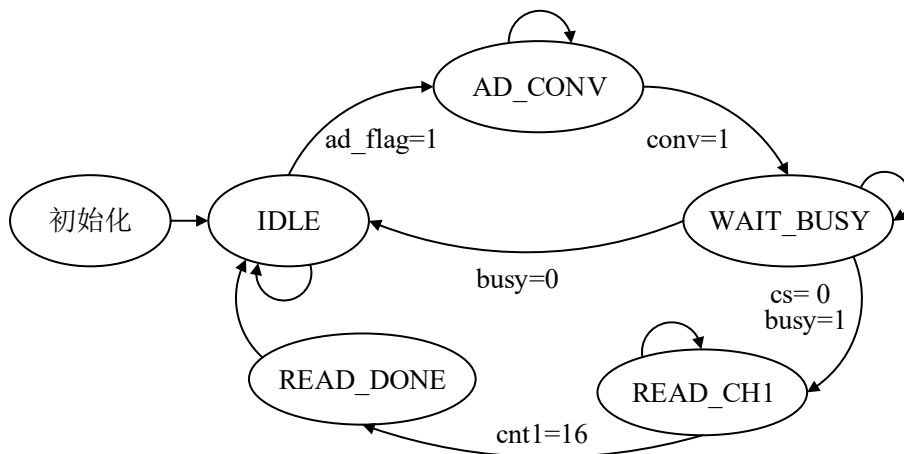


图 4-18 AD7606 状态转移图

电流检测的 AD 转换芯片采用 AD7495，AD7495 同样采用 SPI 串行通讯，状态迁移图如图 4-19 所示。由于 AD7495 为 12 位，内置 2.5 V 参考电压，因此其转换精度为 0.61 mV，对应的电流采集精度为 3.05 mA。

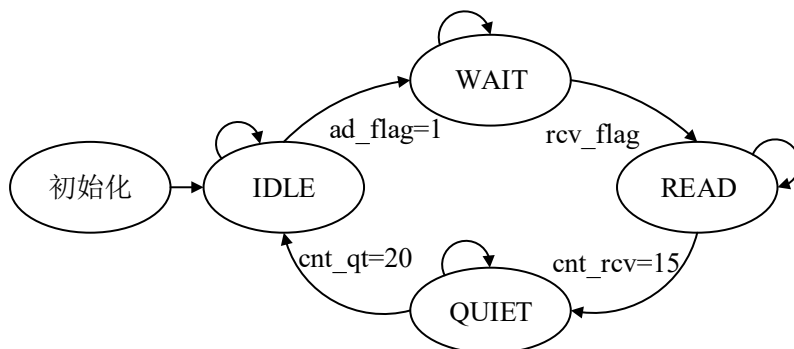


图 4-19 AD7495 状态转移图

4.3.5 通讯模块

通讯模块分为两部分，FPGA 与 AD 转换芯片的 SPI 通讯，FPGA 与上位机的串口通讯。在 SPI 通讯中，FPGA 作为主机与 AD 转换芯片通讯，由 FPGA 给出控制 AD 芯片数据收发的时钟信号和片选信号，SPI 通讯的状态转移图如图 4-18 和图 4-19 所示。

FPGA 与上位机采用串口通信，串行通信分为两种方式：同步串行通信和异步串行通信。由于上位机需要同时接收和发送信号，采用 UART 实现异步串行通信。UART 串口通信需要两根信号线来实现，一根用于串口发送，另外一根负责串口接收。UART 在发送或接收过程中的一帧数据由 3 部分组成，起始位、数据位和停止位，如图 4-20 所示。

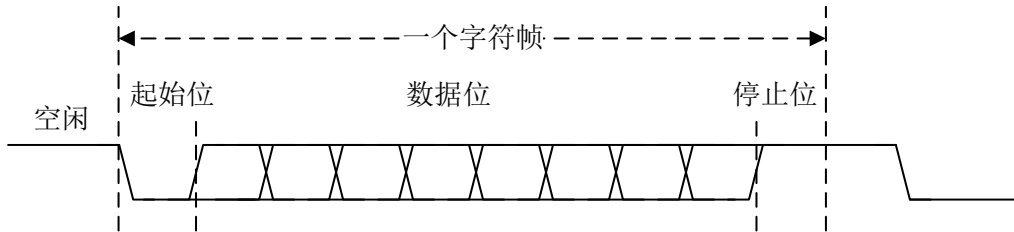


图 4-20 异步串行通信数据格式

为实现全双工通信，采用 RS232 串口，FPGA 控制板通过 CH340 芯片将串口转 USB，用更方便的 USB 接口代替 DB9 接口。

对于 UART 数据格式，采用一个起始位，8 个数据位，一个停止位，无校验位，则传递一个字符需要 10 bit。FPGA 发送给上位机的数据有速度信号（2 字节）、电压信号（2 字节）、电流信号（2 字节）。并且为了使上位机接收完整一帧数据，发送数据包头定义为 0xEB、0x90，则完整一帧数据共 8 字节，80 bit，如图 4-21(a) 所示。考虑到数据采集完整性，需要计算最高发送频率。对于 28 极电机，在转速 4000 r/min 时，速度更新频率为 2.8 kHz，则需要的波特率需要大于 224000，选择 230400 即可。FPGA 接收上位机的数据有目标速度（2 字节）、PID 参数（3 字节）、使能和转向信号（1 字节），如图 4-21(b) 所示。由于不需要连续接收，FPGA 接收数据不设置包头，上位机发送数据一共 6 字节，60 bit。

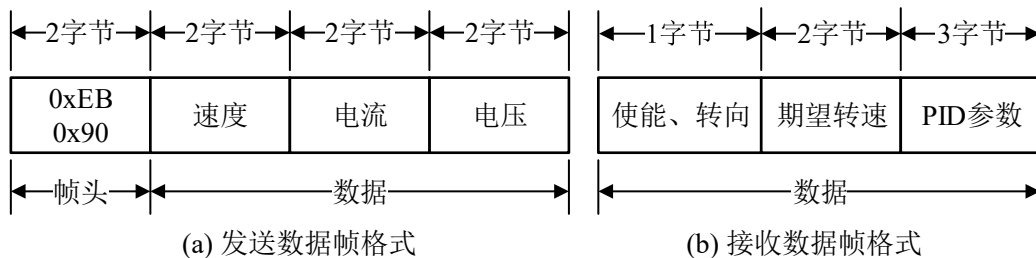


图 4-21 数据帧格式

上位机软件基于 C# 开发, 软件界面如图 4-22 所示, 分为串口模块、电机控制模块、电机监控模块和加减速模块。串口模块对可用串口进行扫描, 提供不同的波特率以及串口开关。电机控制模块可以进行电机转向控制、转速控制、PID 参数控制和电机使能控制, 点击发送数据可以发送一帧数据。电机监控模块负责解析 FPGA 发送的数据, 并进行显示。数字栏可以显示电机转速、电压和电流, 以较低速率刷新方便观察, 转速曲线栏可以实时显示电机转速曲线, 以较高速率刷新。加减速模块可以使电机按照预定的速度曲线运行, 以模仿电机的真实工况。在保存数据方面, 每次运行软件会自动生成一个 txt 文件, 存储串口接收的转速、电压和电流数据。

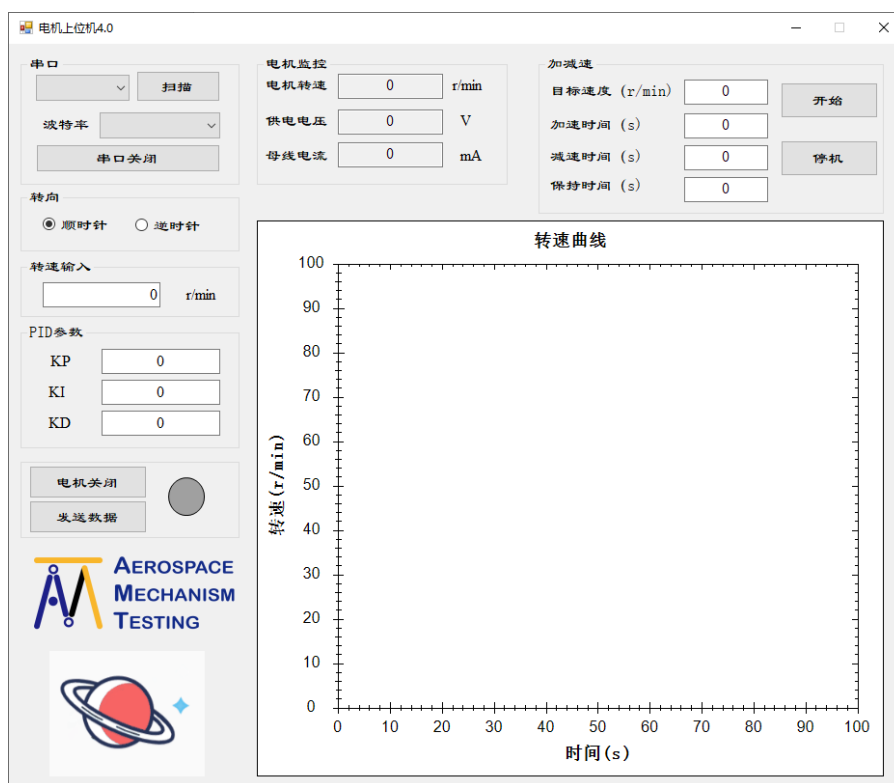


图 4-22 上位机软件界面

4.4 本章小结

本章设计了电机的驱动单元, 电机的驱动电路包括电源模块、电机驱动模块、电流采集模块和霍尔检测模块。使用 FPGA 作为电机驱动主控芯片, 设计了电源状态采集电路、芯片供电电路、MOS 管驱动电路、电流采集电路和霍尔电路, 完成了电机驱动板与霍尔电路板设计。

设计了电机的驱动单元软件部分, 驱动程序采用 Verilog HDL 编写, 主要包括转速-电流双闭环模块、电机驱动模块、速度计算模块、电压电流检测模块和通

讯模块。建立了电机的数学模型，得到电机的传递函数。使用 PI 控制器进行电流环控制，将电流环降阶为I型系统，得到电流环 PI 控制器参数。使用 PI 控制器进行速度环控制，将电流环等效为一阶惯性环节作为转速环内环，得到转速环传递函数。转速-电流双闭环模块采用增量式 PID；电机驱动模块采用两两导通模式，MOS 控制为单极性模式；速度计算模块使用 T 法测速；电压电流检测模块的芯片采用 SPI 通讯。FPGA 与上位机采用串口通信，基于 C# 开发了上位机软件，实现了电机控制、数据显示与存储。

第 5 章 火星飞行器电机驱动性能试验

5.1 引言

为分析火星飞行器电机驱动性能，设计电机性能测试试验台，进行电机控制系统测试，分别测试转速环与电流环控制效果，并进行转速-电流双闭环测试。测试电机在不同转速下的性能，包括转矩、电流和效率等，对比供电方式不同对电机性能的影响。测试电机的加速性能和控制系统的转速跟随效果，测试极限工况下的电机性能，包括温度、电流和效率等。

5.2 试验装置与条件

火星飞行器驱动电机性能试验台由两部分组成，包括火星大气模拟器和电机性能测试试验台，如图 5-1(a)和图 5-1(b)所示。火星大气模拟器由真空罐、真空泵组和控制柜组成，真空罐尺寸为 $\phi 3\text{ m} \times 3\text{ m}$ ，可以为桨叶测试提供足够空间；真空泵组由叶片泵和罗茨泵组成，可以将真空罐内气压降到试验需要的值；控制柜的控制系统基于 xPC Target 构建，对真空泵组进行控制。

电机性能测试实验台布置在火星大气模拟罐中，试验台的底座与真空罐底板

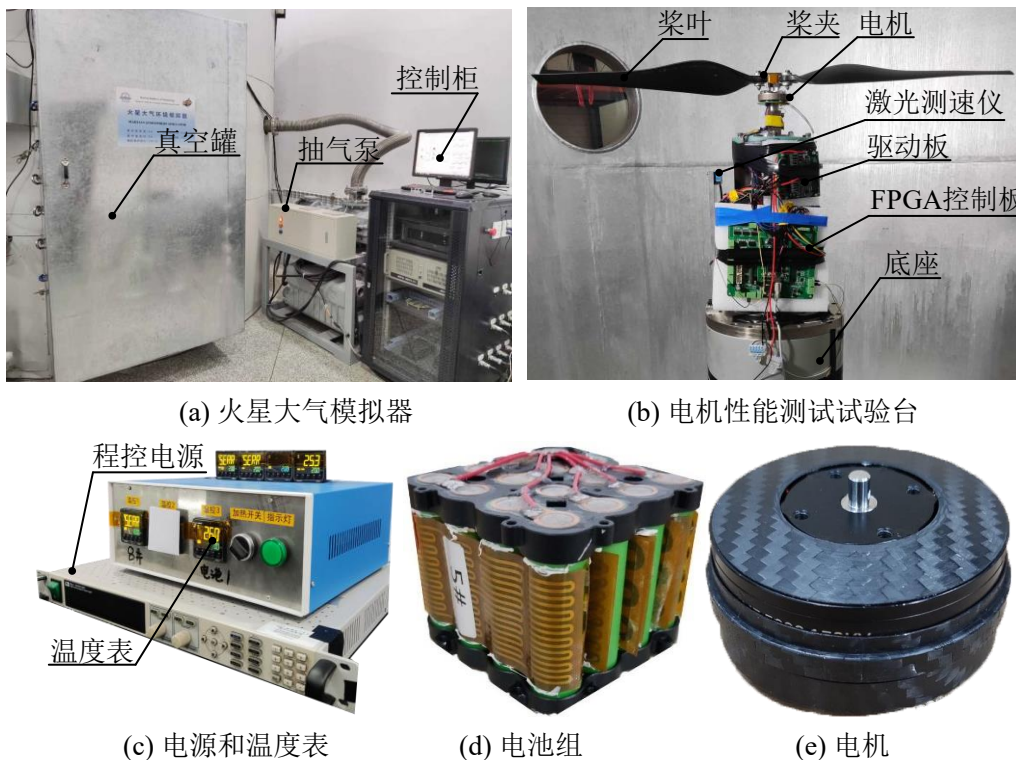


图 5-1 试验装置

相连接，电机通过定子轴固定在底座上，驱动板和 FPGA 控制板也固定在底座上。为了验证转速计算的正确性，底座上还安装了激光测速仪。试验台的线缆通过航空插头穿舱，实现与外部设备连接。

电机的电源有程控电源和电池组两种，如图 5-1(c)和图 5-1(d)所示，程控电源提供稳定 48 V 输出，电池组电压更高，但是随着工作时间增加，电池电压会有所降低，更符合实际工况。火星飞行器驱动电机如图 5-1(e)所示，为了测量电机温度，在电机绕组上布置铂电阻温度传感器，该传感器测温范围为 $-200\sim 400^{\circ}\text{C}$ ，可以满足需求。

5.3 电机控制系统测试

由于火星大气稀薄，火星飞行器的桨叶与地球用飞行器的桨叶存在很多差异。进行电机试验前，先对火星飞行器的桨叶进行测试，测试得出给定推重比下桨叶所需的转速为 4000 r/min。在进行电机性能测试时，以电机带桨转速作为指标，可以减少扭矩传感器的安装使用，同时更符合真实工况。

在地球大气环境下，进行无刷直流电机空载速度环测试。电机的控制 PWM 波频率为 40 kHz，速度环计算频率为 1 kHz，速度环的 PID 参数设置为 K_p 0， K_i 10， K_d 0。先进行给定速度闭环测试，电机能够保持在给定的速度，只存在较少的超调，如图 5-2(a)所示。再进行模拟工况速度闭环测试，电机能够按照恒加速-恒速-恒减速运行，在 4000 r/min 时，电机的转速波动非常小，如图 5-2(b)所示。

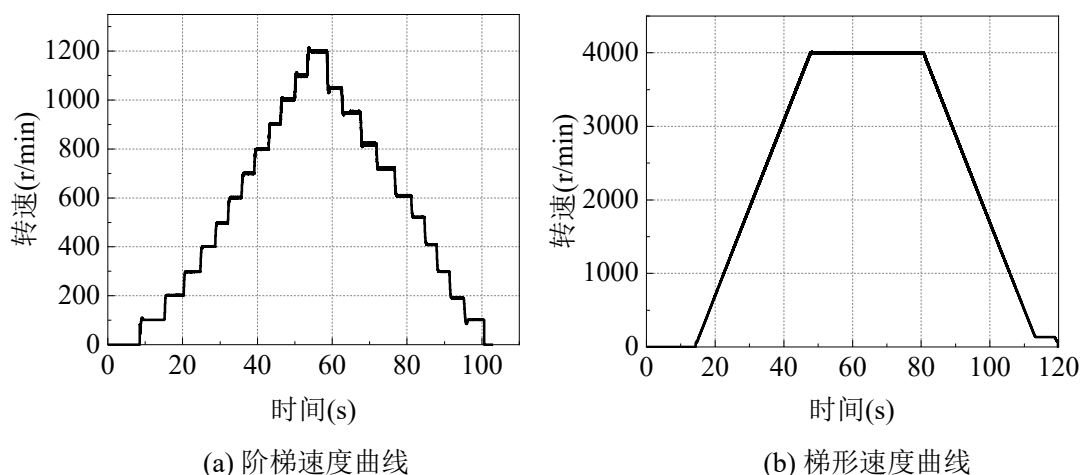


图 5-2 地球大气环境空载速度环测试结果

基于空载速度环的测试结果，在模拟火星大气环境下，进行了电机带桨性能测试。罐内气压为 1350 Pa，气温为 25°C ，使用的电源为程控电源，电压 48 V。设定电机加速时间 30 s，保持时间 60 s，减速时间 30 s，测试的速度曲线如图 5-3

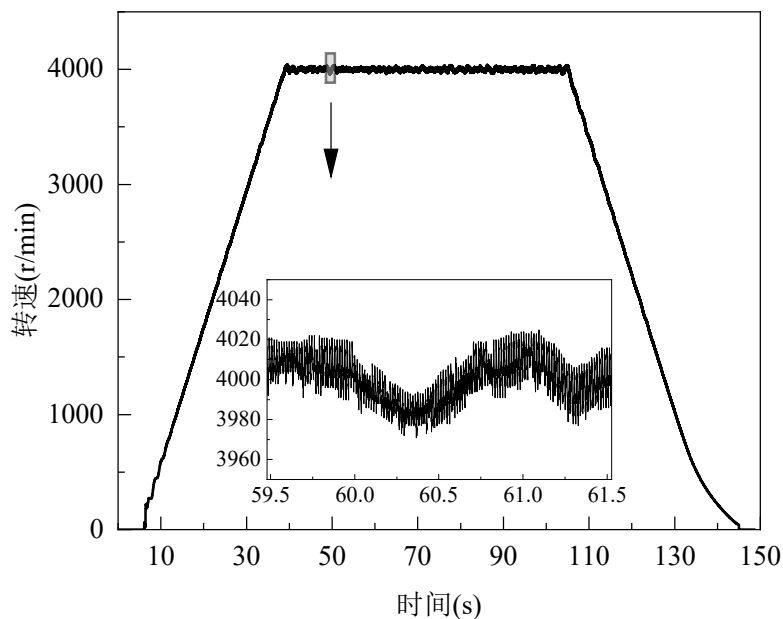


图 5-3 模拟火星大气环境带桨测试结果

所示。在加速阶段，电机能够保持恒加速运行；但在减速到 500 r/min 以后，电机减速变缓，主要原因为桨叶惯性太大并且低速时桨叶的空气阻力较小。在保持阶段，电机能够稳定在 4000 r/min，速度波动在 1% 以内，速度稳定性较好。

在地球大气环境下，进行无刷直流电机空载电流环测试。电机的控制 PWM 波频率为 40 kHz，电流环作为内环，计算频率为 2 kHz，电流环的 PID 参数设置为 K_p 5， K_i = 40， K_d 0。先进行给定电流测试，电机能够按照给定电流转动，并且保持电流稳定，如图 5-4(a)所示。再进行电流环梯形波测试，电流为稳定梯形，说明电流环能够实现对电流的控制，如图 5-4(b)所示。在电机的电流环控制中，电机电流与输出扭矩相关，而扭矩与转速并不成正比例关系，因此转速与电流也不成正比例关系。

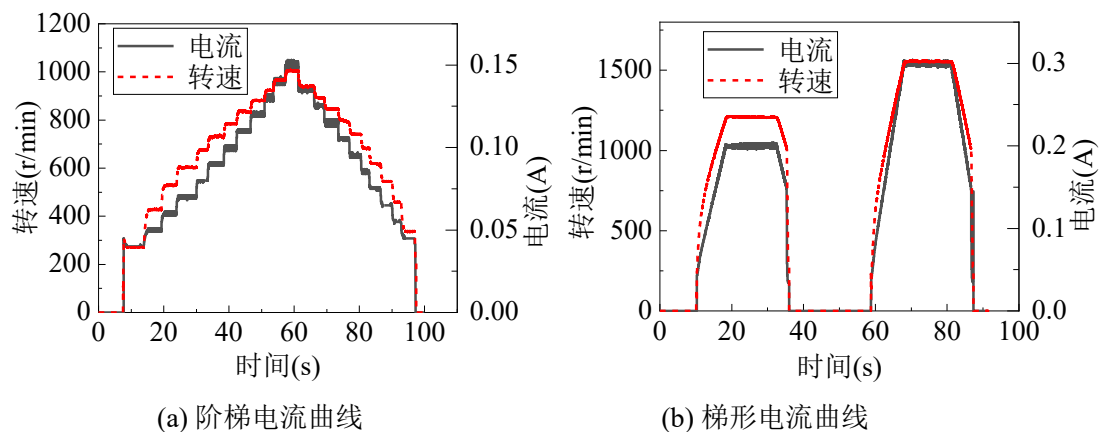


图 5-4 地球大气环境空载电流环测试结果

基于带载速度环和空载电流环的测试结果，在模拟火星大气环境下，进行了电机带桨双闭环测试。测试环境与带载速度环保持一致，加速、减速时间为 20 s，保持时间 50 s，最大速度为 4000 r/min，速度曲线如图 5-5 所示。电机在低速时，负载较小，电流的波动也小；在 4000 r/min 时，电流的波动较大，但电机的转速保持稳定，转速-电流双闭环系统能够达到较好的控制效果。

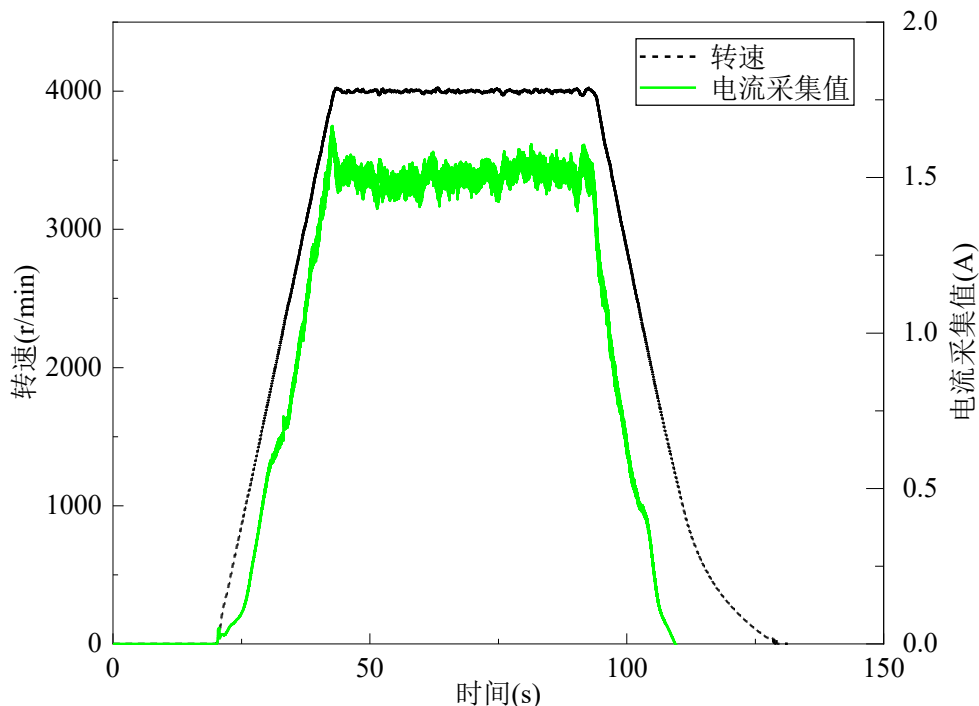


图 5-5 模拟火星大气环境双闭环测试结果

5.4 模拟火星大气环境驱动性能试验

电机控制系统测试结果表明转速-电流双闭环系统能够起到较好的控制效果，使用转速-电流双闭环控制进行电机驱动性能试验。首先测试电机在模拟火星大气环境不同转速下的驱动性能，罐内气压为 1350 Pa，气温为 25℃，使用的电源为程控电源，电压 48 V，电机负载为 RB-ZWT-IV 桨叶。电机的转矩采用六维力传感器读取，结果显示转矩和转速基本成线性关系，但随着桨叶转速提高，电机的电流增长呈二次型，如图 5-6(a)所示。在最大转速 4000 r/min 时，电机转矩为 0.5 N·m，电流为 6.2 A。电机的转矩-电流曲线如图 5-6(b)所示，电机的转矩和电流不呈线性关系，随着电流提高，电机的转矩增长幅度变慢，主要原因为电流增大时电机的损耗也增大，同时桨叶的效率也随着转速增加而降低。

旋翼系统的功率曲线如图 5-6(c)所示，旋翼系统的输入功率包含驱动板消耗的功率，旋翼系统的输出功率为桨叶消耗的功率。旋翼系统的最大输入功率为

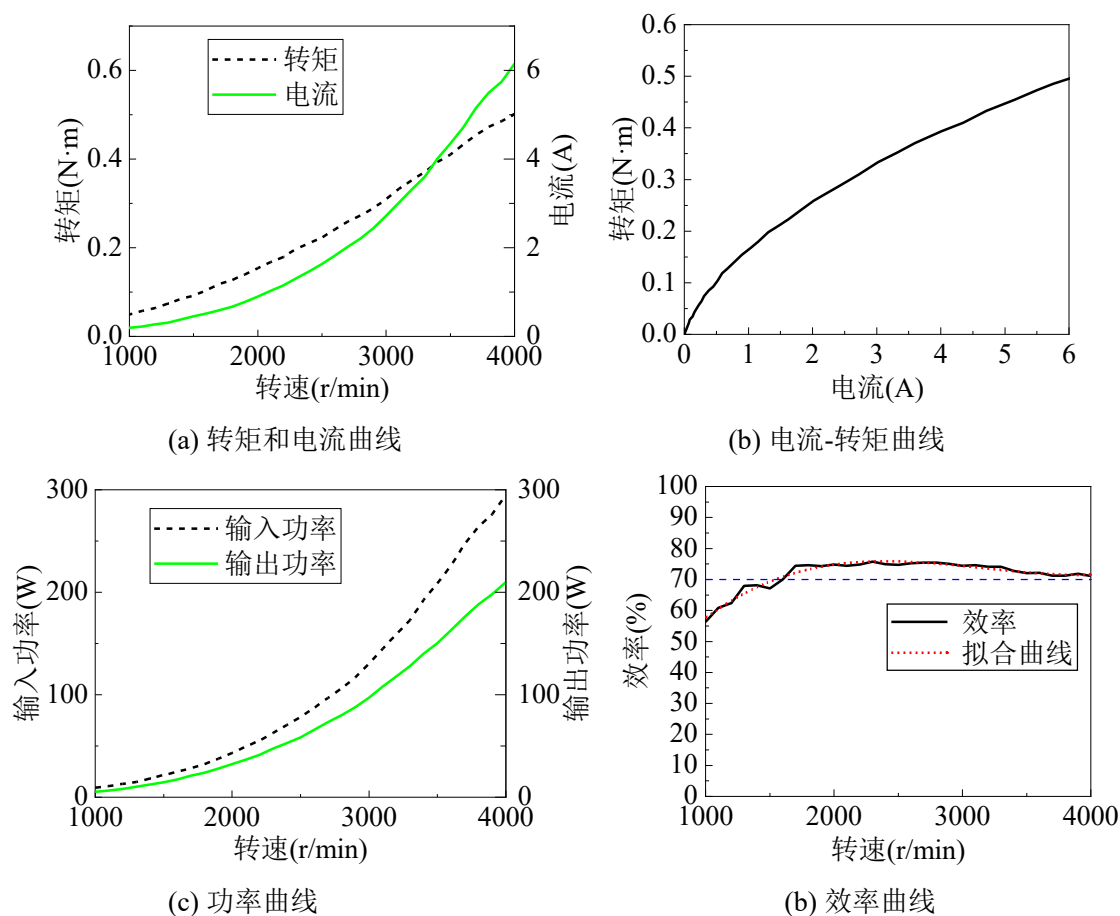


图 5-6 程控电源供电驱动性能测试结果

295W，最大输出功率为 209 W，此时旋翼系统的效率为 71.1%。旋翼系统的效率曲线如图 5-6(d)所示，旋翼系统的效率先增大后减小，最大效率出现在 2700 r/min 左右，为 75.5%。在较高转速，即电机的主要工作转速时，旋翼系统的整体效率大于 70%。

为了测试电机在实际工况下的性能，使用电池包供电进行驱动性能测试，其余试验环境与程控电源供电时保持一致。电机不同转速下的转矩和电流曲线如图 5-7(a)所示，在最大转速 4000 r/min 时，电机转矩为 0.5 N·m，电流为 5.1 A，与程控电源相比，由于电池包电压更高，电机的电流更低。电机的电流-转矩曲线图 5-7(b)所示，电机的转矩与电流不呈线性关系，随着电流增大，转矩增长变缓。旋翼系统的功率曲线如图 5-7(c)所示，在 4000 r/min 时，最大输入功率为 294 W，最大输出功率为 211 W，此时旋翼系统的效率为 71.8%。旋翼系统的效率曲线如图 5-7(d)所示，效率同样先增大后减小，最大效率为 78.3%，出现在 2800 r/min 左右，在较高转速时旋翼系统的整体效率也大于 70%。在 1600~4000 r/min 转速区间，使用电池包供电的旋翼系统平均效率为 75.1%，使用程控电源供电的旋翼系统平

均效率为 73.7%，高电压降低了电机的铜损耗，从而提高了旋翼系统整体效率。

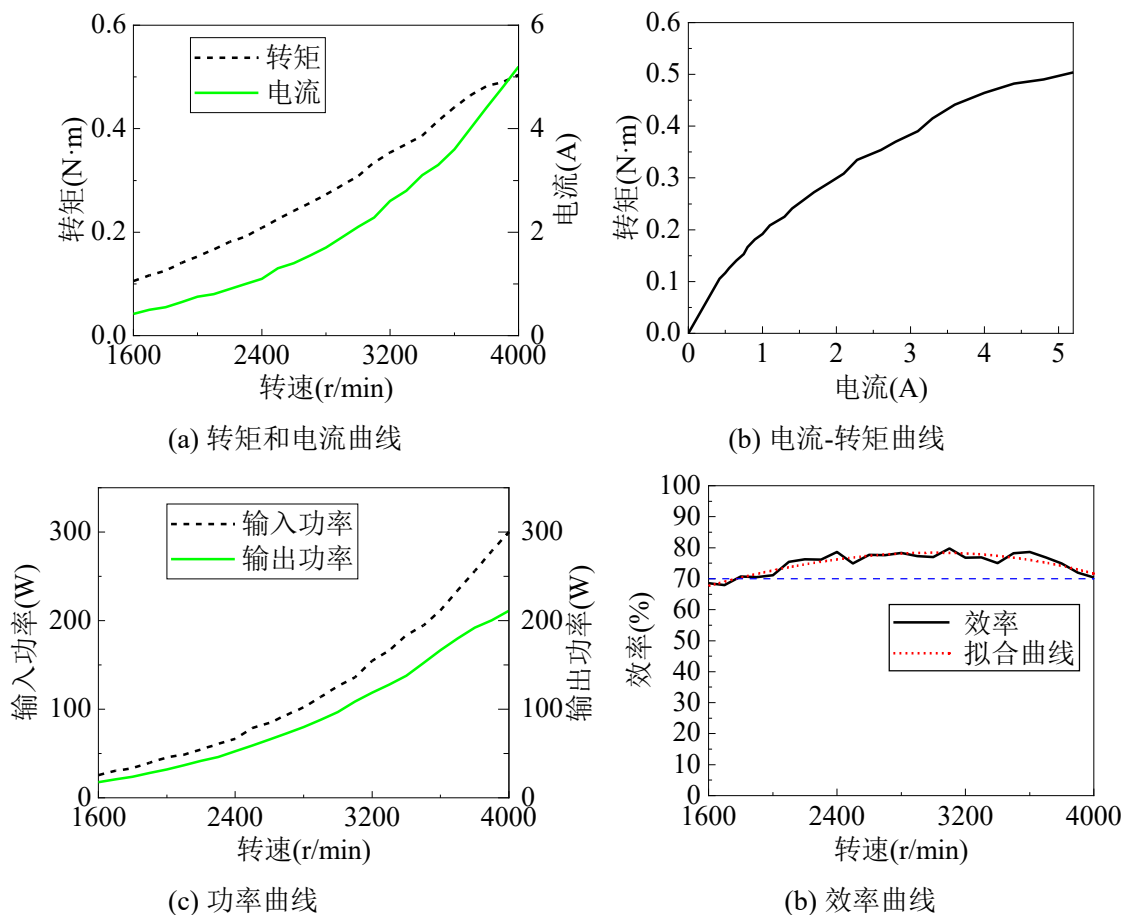


图 5-7 电池包供电性能测试结果

不同转速下电池包的电压如图 5-8 所示，电机转速为 1600 r/min 时电池电压为 61.2 V，电机转速为 4000 r/min 时电池电压为 57.7 V，随着电机转速提高电池电压会有所下降，但整个转速范围电压仍高于 48 V。

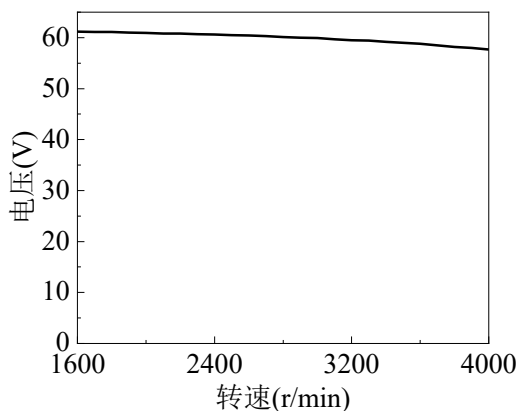


图 5-8 电池电压与转速关系

为了测试电机的加速性能和控制系统的转速跟随效果，在火星大气环境下进

进行了电机带桨测试。测试结果如图 5-9 所示，电机能够按照给定期望转速运行，施加 500 r/min 的阶跃输入时，电机的上升时间为 0.73 s，超调量为 11%，无稳态误差。对于扰动下的电机控制效果，由于火星大气模拟罐内较难施加扰动，选择人为改变电机转速作为其外界扰动，分别在 32 s 和 40 s 时施加扰动，控制系统能够保持转速跟随。

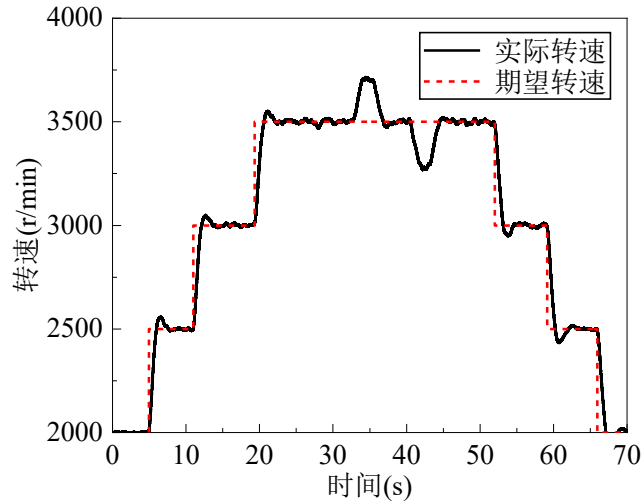


图 5-9 转速跟随曲线

最后进行电机的极限工况试验，罐内气压为 1350 Pa，气温为 31.1℃，使用电池包供电。为模拟极限飞行工况，设定电机最高速 4000 r/min，最高速保持时间 3 min，加速和减速时间均为 20 s，且保持恒定的加速度。测试结果如图 5-10 所示，

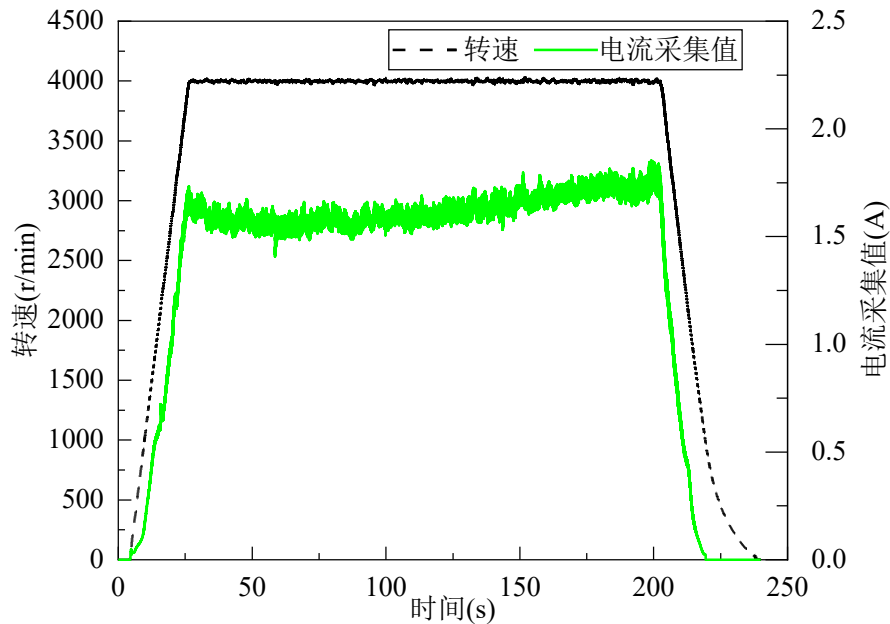


图 5-10 极限工况转速曲线

电机能够按照给定速度曲线稳定运行，电流环的电流采集值随着电机运行时间增加而有所增大。

对于电机的极限工况试验，电机的温度是最重要的结果之一。采集电机温度时，转子由于转动难以采集，而在仿真结果中，绕组的温度最高，因此只需采集绕组温度即可得到电机最高温度。如图 5-11 所示，加速阶段，电机温度上升很小；最高速保持阶段，电机温度快速升高，最高温度为 176.1°C ；减速阶段电机温度开始下降。在电机热性能仿真结果中，电机绕组端部的温升为 150°C ，高于实际测试的 145°C 。原因在于实际测试过程中，电机桨夹和电机座是金属材料，分别与电机转子轴和定子轴相连接，充当了电机的热质量。

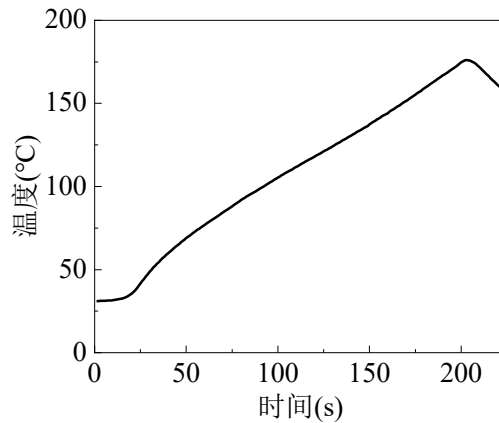


图 5-11 电机绕组温度曲线

电机运行过程中电池的电压电流曲线如图 5-12 所示。电池初始电压为 61.3 V ，电机达到 4000 r/min 稳定运行后，电池电压开始稳定下降，最低电压为 55.8 V ，电机减速以后，电池电压回升到 58.8 V 。电机在转速刚达到 4000 r/min 时电流为 5.3 A ，随着保持时间的增加，电机绕组温度升高导致电机的铜损耗增高，效率降低，电机的电流也逐渐增大，最大电流为 6.6 A 。

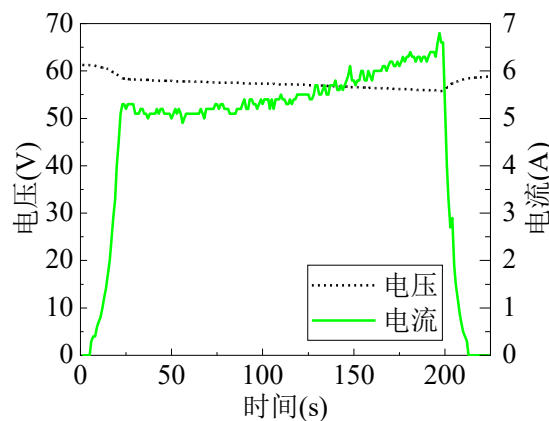


图 5-12 电池电压电流曲线

速度保持阶段的输入功率和效率曲线如图 5-13 所示。随着保持时间增加, 输入功率逐渐增大, 从初始的 300 W 增大到 380 W, 也就是增加了 80 W 的损耗。相应地旋翼系统的效率随着保持时间增加而逐渐降低, 从初始的 71% 降低到 57%。

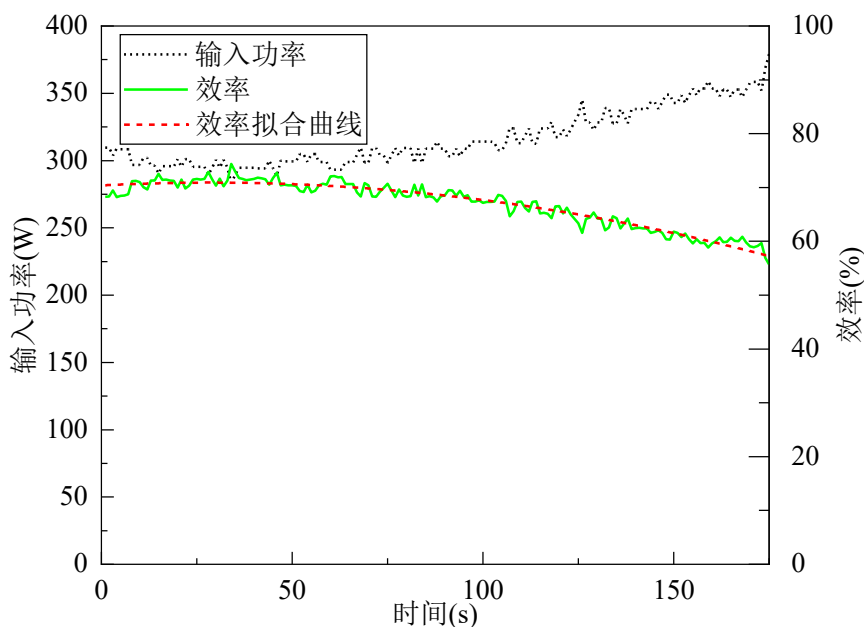


图 5-13 输入功率和效率曲线

电机极限工况测试表明, 电机能够完成飞行任务需求。4000 r/min 为飞行器最大推重比下的电机速度, 而在实际运行工况中, 飞行器大部分时间工作在巡航状态, 也就是电机转速更低的状态。因此在实际运行工况下, 旋翼系统的效率会更高, 电机的温度也会更低。

5.5 本章小结

本章基于设计的电机和驱动系统, 进行电机驱动性能试验。设计了电机性能测试试验台, 进行了空载速度环测试和带载速度环测试, 电机能够按照给定速度曲线稳定运行, 4000 r/min 时速度波动在 1% 以内。进行了空载电流环测试, 电机能够按照给定电流曲线运行。基于速度环和电流环测试结果, 进行带桨双闭环测试, 电机能够按照给定速度曲线运行。

在火星大气环境下测试电机不同转速下的驱动性能, 最大转速为 4000 r/min 时, 最大输入功率为 295 W, 最大输出功率为 211 W, 最大电流 6.2 A, 主要工作区间旋翼系统效率在 70 % 以上。使用电池供电时, 电机电流较小, 效率较高。测试了电机的加速性能和控制系统的转速跟随效果, 施加 500 r/min 的阶跃输入时, 电机的上升时间为 0.73 s, 超调量为 11%, 无稳态误差; 在外界扰动下控制系统

能够保持转速跟随。

测试了电机极限工况下的性能，电机以 4000 r/min 转速运行 3 min 后最高温度为 176.1℃，略低于仿真结果。在电机工况测试过程中，电池电压从 61.3 V 降到 58.8 V，电机电流从 5.3 A 增加到 6.6 A。在速度保持阶段，旋翼系统输入功率从 300 W 增加到 380 W，效率从 71%降到 57%。

结 论

本论文开展了火星飞行器驱动电机设计与性能试验研究。针对火星表面的稀薄大气环境，设计了用于火星飞行器的驱动电机，分析了电机的电磁性能和热性能，详细设计了电机的电控单元，利用试验验证了电机的驱动与控制性能。

本论文取得的主要研究成果如下：

(1) 根据火星飞行器设计方案确定了电机设计指标，进行了电机电磁设计，确定了电机的极槽配合方案，选择了铁芯、绕组和永磁体的材料与具体参数。基于电磁设计完成了电机机械结构设计，分析了电机在桨叶气动力和惯性离心载荷作用下的结构强度，计算了电机转子在转动和静止工况下的模态。

(2) 建立电机二维有限元模型，采用外电路激励，仿真计算了电机的电磁性能，包括空载下的齿槽转矩、反电动势和磁场强度分布，带载下的电磁扭矩和电流。建立电机温度场模型，对电机的绕组和定子铁心进行等效，分析了电机在满载时的损耗，在此基础上仿真分析了电机的温度场、热应力和热变形。

(3) 设计了电机驱动单元的硬件电路，使用 FPGA 作为电机驱动主控芯片，设计了电源状态采集电路、芯片供电电路、MOS 管驱动电路、电流采集电路和霍尔电路，完成了电机驱动板与霍尔电路板设计。编写了电机驱动单元的软件程序，主要包括转速-电流双闭环部分、电机驱动部分、速度计算部分、电压电流检测部分和通讯部分。建立了控制系统的传递函数。开发了上位机软件，实现电机控制、数据显示与存储。

(4) 基于设计的电机与驱动系统，测试了电机的驱动性能。分别测试了速度环和电流环的控制效果，在模拟火星大气环境进行了转速-电流双闭环测试，电机速度跟随效果较好。进行了不同转速下的电机性能测试，在主要工作区间电机效率在 70%以上。进行了电机转速阶跃响应测试和扰动测试，电机的上升时间为 0.73 s，超调量为 11%，无稳态误差；在外界扰动下控制系统能够保持转速跟随。进行了极限工况下的电机性能测试，电机以 4000 r/min 转速运行 3 min 后最高温度为 176.1℃，在速度保持阶段，旋翼系统输入功率从 300 W 增加到 380 W，效率从 71%降到 57%。

本文还可进一步开展的研究工作如下：

- (1) 使用磁场定向控制代替六步换向控制，提高电机效率，减小转矩脉动。
- (2) 使用智能控制算法对电机进行控制，提高电机响应速度并减少超调。

参考文献

- [1] 于登云, 孙泽洲, 孟林智, 等. 火星探测发展历程与未来展望[J]. 深空探测学报, 2016, 3(02): 108–113.
- [2] 吴伟仁, 于登云. 深空探测发展与未来关键技术[J]. 深空探测学报, 2014, 1(01): 5–17.
- [3] 叶培建, 邹乐洋, 王大珩等. 中国深空探测领域发展及展望[J]. 国际太空, 2018 (10): 4–10.
- [4] Squyres S W, Arvidson R E, Bell J F, et al. The opportunity rover's athena science investigation at meridiani planum, Mars[J]. Science, 2004, 306(5702): 1698–1703.
- [5] Blake D F, Morris R V, Kocurek G, et al. Curiosity at gale crater, Mars: characterization and analysis of the rocknest sand shadow[J]. Science, 2013, 341(6153): 123 9505–1239516.
- [6] 赵鹏越, 全齐全, 邓宗全, 等. 旋翼式火星无人机技术发展综述[J]. 宇航学报, 2018, 39(02): 121–130.
- [7] Hall J, Pauken M, Kerzhanovich V, et al. Flight test results for aerially deployed Mars balloons[C]. Proceedings of the AIAA Balloon Systems Conference. Reston: AIAA, 2007: 21–24.
- [8] Hassanalian M, Abdelkefi A. Design, manufacturing, and flight testing of a fixed wing micro air vehicle with Zimmerman planform[J]. Meccanica, 2017, 52(6): 1265–1282.
- [9] Dunne, Steven H, Palma, et al. System analyzer for a bioinspired Mars flight vehicle system for varying mission contexts[C]. Proceedings of the AIAA Scitech 2020 Forum. Orlando: AIAA, 2020: 0665.
- [10] Young L A, Aiken E W, Gulick V, et al. Rotorcraft as Mars scouts[C]. Proceedings of the IEEE Aerospace Conference. Big Sky, USA: IEEE, 2002: 1–378
- [11] Bouskela A, Chandra A, Thangavelautham J, et al. Attitude control of an inflatable-sailplane for Mars exploration[C]. 42nd AAS Rocky Mountain Section Guidance and Control Conference. Breckenridge: Univelt Inc, 2019: 219–232.
- [12] Xilun D, Pin G, Kun X, et al. A review of aerial manipulation of small-scale rotorcraft unmanned robotic systems[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(1): 200–214.
- [13] Abdelmaksoud SI, Mailah M, Abdallah AM, et al. Control strategies and novel techniques for autonomous rotorcraft unmanned aerial vehicles: a review[J]. IEEE Access, 2020, 8: 195142–195169.
- [14] Datta A, Roget B, Griffiths D, et al. Design of a Martian autonomous rotary-wing vehicle[J]. Journal of aircraft, 2003, 40(3): 461–472.

-
- [15] Shrestha R, Benedict M, Hrishikeshavan V, et al. Hover performance of a small-scale helicopter rotor for flying on Mars[J]. *Journal of Aircraft*, 2016, 53(4): 1160–1167.
 - [16] Schafroth D, Bouabdallah S, Bermes C, et al. From the test benches to the first prototype of the muFly micro helicopter[J]. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 2009, 54(1): 245–260.
 - [17] Bohorquez F, Pines D. Hover performance of rotor blades at low Reynolds numbers for rotary wing micro air vehicles[C]. 2nd AIAA "Unmanned Unlimited" Conf. and Workshop & Exhibit. San Diego: AIAA, 2003: 6655.
 - [18] Bohorquez F. Rotor hover performance and system design of an efficient coaxial rotary wing micro air vehicle[D]. College Park: University of Maryland. 2007.
 - [19] Corfeld, Kelly, Roger Strawn, et al. Computational analysis of a proto-type Martian rotorcraft experiment[C]. 20th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Missouri: AIAA, 2002: 1112–1123.
 - [20] Young L A. Vertical lift-not just for terrestrial flight[R]. National aeronautics and space administration Moffett field CA AMES research center, 2000.
 - [21] Young L A, Aiken E W, Derby M R, et al. Engineering studies into vertical lift planetary aerial vehicles[C]. *Proceedings of the AHS International Meeting on Advanced Rotorcraft Technology and Lift Saving Activities*. Tochigi, Japan, 2002: 1–24.
 - [22] Young L A, Aiken E W, Derby R D, et al. Experimental investigation and demonstration of rotary-wing technologies for flight in the atmosphere of Mars[C]. *Proceedings of the 58th Annual Forum of the AHS International*. Montreal, Canada, 2002: 1–18.
 - [23] O'Brien P. Using a robotic helicopter to fuel interest in and augment the human exploration of the planet Mars[C]. *Proceedings of the AIAA Space 2003 Conference & Exposition*. Long Beach: AIAA, 2003: 6275–6285.
 - [24] Fielding J J. Massiva: Mars surface sampling and imaging VTOL aircraft[D]. Guildford: University of Surrey, 2004.
 - [25] Song H, Underwood C. A Mars VTOL aerobot-preliminary design, dynamics and control[C]. *Proceedings of the IEEE Aerospace Conference*. Big Sky: AIAA, 2007: 1–14.
 - [26] Zhao W, Underwood C. Robust transition control of a Martian coaxial tiltrotor aerobot[J]. *Acta Astronautica*, 2014, 99: 111–129.
 - [27] Underwood C, Collins N. Design and control of a Y-4 tilt-rotor VTOL aerobot for flight on Mars[C]. *Proceedings of the 68th International Astronautical Congress*. Adelaide: IAF, 2017: 1–11.

-
- [28] Forshaw J L, Lappas V J. Architecture and systems design of a reusable Martian twin rotor tailsitter[J]. *Acta Astronautica*, 2012, 80: 166–180.
 - [29] Aoki R, Oyama A, Fujita K, et al. Conceptual helicopter design for exploration of pit craters and caves on Mars[C]. *Proceedings of the 2018 AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition*. Orlando: AIAA, 2018: 5362–5376.
 - [30] Kanou K, Fujita K, Nagai H. Experimental study on high efficiency of aerodynamic performance of rotor blades for Mars helicopter[C]. *Proceedings of the AIAA Scitech 2019 Forum*. San Diego, California: AIAA, 2019: 2160–2174.
 - [31] Uwatoko K, Kanazaki M, Nagai H, et al. Blade element theory coupled with CFD applied to optimal design of rotor for Mars exploration helicopter[C]. *Proceedings of the AIAA Scitech 2020 Forum*. Orlando: AIAA, 2020: 1284–1294.
 - [32] Grip H F, Johnson W, Malpica C, et al. Flight dynamics of a Mars helicopter[C]. *Proceedings of the 43rd European Rotorcraft Forum*. Milan, Italy: NASA, 2017: 1–14.
 - [33] Balaram B, Canham T, Duncan C, et al. Mars helicopter technology demonstrator[C]. *Proceedings of the 2018 AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*. Kissimmee: AIAA, 2018: 23–40.
 - [34] Pipenberg B T, Keennon M, Tyler J, et al. Design and fabrication of the Mars helicopter rotor, airframe, and landing gear systems[C]. *Proceedings of the AIAA Scitech 2019 Forum*. San Diego: AIAA, 2019: 620–632.
 - [35] Fujita K, Karaca H, Nagai H. Parametric Study of Mars helicopter for pit crater exploration[C]. *Proceedings of the AIAA Scitech 2020 Forum*. Orlando: AIAA, 2020: 1734–1748.
 - [36] Withrow S, Johnson W, Young L A, et al. An advanced Mars helicopter design[M]. Ascend, 2020.
 - [37] Withrow S, Koning W, Kuang W, et al. Recent efforts enabling future Mars rotorcraft missions[M]. Ascend, 2020.
 - [38] Chi C, Lumba R, Jung Y S, et al. Preliminary structural design and aerodynamic analysis of Mars science helicopter rotors[M]. Ascend, 2020.
 - [39] Pipenberg B T, Langberg S A, Tyler J D, et al. Conceptual Design of a Mars Rotorcraft for Future Sample Fetch Missions[C]. *2022 IEEE Aerospace Conference*. Montana, America, 2022: 1–14.
 - [40] 朱凯杰, 唐德威, 沈文清, 等. 一种共轴双旋翼式火星飞行器设计及其试验验证[J]. *宇航学报*, 2021, 42(10): 1207–1216.
 - [41] Zhu K J, Quan Q Q, Wang K Y, et al. Conceptual design and aerodynamic analysis of a Mars octocopter for sample collection[J]. *Acta Astronautica*, 2023, 207: 10–23.
 - [42] Joshi D, Deb D, Muyeen S M. Comprehensive review on electric propulsion system

- p of unmanned aerial vehicles[J].
- Frontiers In Energy Research*
- , 2022, 10: 752012.
- [43] Mohanraj D, Arul david R, Verma R, et al. A Review of BLDC Motor: State of art, advanced control techniques, and Applications[J]. *IEEE Access*, 2022, 10: 54833–54869.
- [44] Bogusz P, Korkosz M, Adam Powrózek, et al. An analysis of properties of the BLDC motor for unmanned aerial vehicle hybrid drive[C]. *International Conference on Electrical Drives & Power Electronics*. IEEE, 2015, 458–464.
- [45] Zhu C H, Mei C L, Zhang G Q, et al. Design and simulation of permanent magnet brushless DC motor for small-sized load UAV[C]. *2022 4th Asia Energy and Electrical Engineering Symposium (AEEES)*, Chengdu, China, 2022, 52–56.
- [46] Mikail R, Husain I. Slotless lightweight motor for aerial applications[C]. *IEEE Transactions on Industry Applications*, 2019, 55: 5789–5799.
- [47] 常向然. 四旋翼无人机永磁无刷直流电机设计[D]. 沈阳航空航天大学, 2022.
- [48] Li G L, Dou Y K, Zhao J, et al. Performance improvement of a micro permanent magnet motor[C]. *2022 25th International Conference on Electrical Machines and Systems (ICEMS)*, Thailand, 2022.
- [49] Shrivatsaan M M, GB N, Palka R, et al. Performance analysis of electric motors, comparing lightweight techniques and cooling methods: A review[J]. *Journal of Mechanical Engineering Science*, 2023, 238(5): 1732–1746.
- [50] Tan D, Wu Y, Feng J, et al. Lightweight design of the in-wheel motor considering the coupled electromagnetic-thermal effect[J]. *Mechanics Based Design of Structures and Machines*, 2020(1): 1–19.
- [51] Fang S H, Liu H, Wang H T, et al. High power density PMSM with lightweight structure and high-performance soft magnetic alloy core[J]. *IEEE Transactions on Applied Superconductivity*, 2019, 29: 1–5.
- [52] 戴志立, 覃万健, 陈真. 一种航空浸液环境转子轻量化技术研究与应用[J]. *微电机*, 2023, 56(2): 12–16.
- [53] 施杨华, 鞠宇宁, 杨明, 等. 扁线绕组在临近空间低速大扭矩电机中的应用[J]. *微特电机*, 2022(009): 050.
- [54] Magnussen F, Sadarangani C. Winding factors and Joule losses of permanent magnet machines with concentrated windings[C]. *Electric Machines and Drives Conference*, 2003.
- [55] Wang X, Zhou S, Wu L, et al. Iron loss and thermal analysis of high speed PM motor using soft magnetic composite material[C]. *2019 22nd International Conference on Electrical Machines and Systems (ICEMS)*. 2019.
- [56] 于磊. 临近空间下永磁无刷电机温度场的研究[D]. 哈尔滨理工大学, 2022.

- [57] 丰硕. 电动直升机主旋翼直驱永磁电机电磁-热耦合特性研究[D]. 南京航空航天大学, 2020.
- [58] Park S J, Park H W, Lee M H, et al. A new approach for minimum-torque-ripple maximum-efficiency control of BLDC motor[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2000, 47: 109–114.
- [59] Jezernik K, Korelič J, Horvat R. PMSM sliding mode FPGA-based control for torque ripple reduction[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2013, 28: 3549–3556.
- [60] 倪飞. 基于FPGA的无刷直流电机控制系统实现[D]. 重庆大学, 2014.
- [61] 姚博誉, 路平, 杨森等. 四旋翼飞行器飞行控制技术综述[J]. 航空兵器, 2020, 27(01): 9–16.
- [62] 马晓爽. 基于无刷电机的共轴双旋翼飞行器控制系统研究[D]. 沈阳理工大学, 2018.
- [63] Franchi A, Mallet A. Adaptive closed-loop speed control of BLDC motors with applications to multi-rotor aerial vehicles[C]. 2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). IEEE, 2017.