

# 月球环境下微型电机的热控

王海涛, 叶宏

(中国科学技术大学热科学和能源工程系, 安徽合肥 230027)

**摘要:**分析了月球探测器中微型电机的热控问题, 结合实际电机参数提出了一种小型伞状辐射冷却系统. 讨论了影响电机热控效果的主要因素, 如电机工作转矩、月表温度和工作纬度等, 对系统热状态的影响. 计算结果表明, 提出的微型电机热控系统可以有效控制微型电机的温度.

**关键词:**月球环境; 微型电机; 热控

**中图分类号:** V476.3      **文献标识码:** A

## The thermal control of minisized-electromotor in lunar environment

WANG Hai-tao, YE Hong

(Department of Thermal Science and Energy Engineering, University of Science and Technology of China, Hefei 230027, China)

**Abstract:** The thermal control problem of minisized-electromotors in a lunar detector was analyzed. Based on the actual parameters of some minisized-electromotors, a thermal control system using an umbrella-like radiation cooling surface was conceived. The key influencing factors, such as the operating torque of the minisized-electromotors, lunar surface temperature, lunar latitude, etc., were considered. And the variations of the thermal states of the system with the above-mentioned factors were simulated. The results show that, with the proposed thermal control system, the minisized-electromotors' temperature can be controlled in the allowed upper limit of the lunar environment.

**Key words:** lunar environment; minisized-electromotor; thermal control

## 0 引言

近年来, 月球探测再次受到许多国家的关注, 美国、俄罗斯、日本和印度等国都开展了各自的探月计划, 我国也提出并开展了“嫦娥工程”. 在对月探测计划中, 登月是非常重要而又颇具难度的一个环节.

月球车是一种非常重要的月表探测器, 在月球车的活动关节和运动部件上, 使用了很多微型电机作为动作执行装置. 在月昼期间, 一部分微型电机不得不暴露在强烈的太阳辐照下工作, 同时电机内部

也会因电流损耗和机械摩擦等原因发热, 如果没有有效的热控措施, 这些电机很容易因温度过高而无法正常工作甚至烧毁. 通过对月球环境下微型电机的热物理状态进行分析, 本文提出了一种用于保护微型电机的热控系统, 并对系统的使用效果和影响因素进行了模拟计算, 得到了一系列结果.

## 1 月球环境和微型电机

### 1.1 月球表面热状况

月球表面的昼夜温差很大, 白天最高温度近

收稿日期: 2007-11-10; 修回日期: 2008-04-07

基金项目: 中国科学院知识创新工程重要方向性项目(KGCX2-SW-415)资助.

作者简介: 王海涛, 男, 1982年生, 博士. 研究方向: 航天器热控和纳米尺度辐射. E-mail: wwht@mail.ustc.edu.cn

通讯作者: 叶宏, 博士/副教授. E-mail: hyc@ustc.edu.cn

400 K, 而太阳不能照射到的阴影区和夜晚期间的月表温度约 90 K. Dalton 等<sup>[1]</sup>估算出月球表面不同区域的平均温度及月变化幅度(表 1).

表 1 月球表面平均温度<sup>[1]</sup>

Tab. 1 Averaged lunar surface temperature

	极地撞击坑阴影区	极地区	赤道地区			典型中纬度地区
			正面	背面	两侧	
平均温度/K	40	220	254	256	255	220~255
月变化幅度/K	—	±10	±140	±140	±140	±110

月球表面的这种剧烈温度波动,一方面是因为没有大气存在,另一方面则是由其表层物质的特殊性质造成的.除了极少数非常陡峭的撞击坑和火山通道的峭壁上可能有裸露的岩石外,整个月球表面都被月壤覆盖.月壤在月海区平均厚度约为 5 m,月陆区厚约 10 m.月壤主要由碎石、岩屑、玻璃质、角砾等组成,结构松散,导热系数很低.最上面的约 3 cm 厚的月壤是真空粉末,导热系数为 0.9~1.6 mW/(m·K),密度为 700~1 500 kg/m<sup>3</sup>;3 cm 向下到 0.5 m 左右的月壤的导热系数稍大,约为 0.01 W/(m·K)<sup>[2]</sup>.月壤的比热容约为 600 J/(kg·K)<sup>[3]</sup>.月球正面和背面的反射率不同,正面的反射率约为 0.09,其中月海区为 0.07,月陆区为 0.15,月球背面的平均反射率为 0.22,月表的平均发射率为 0.92<sup>[1]</sup>.

月球赤道平面和黄道面的夹角约为 1°32',所以可认为太阳直射点在月球赤道位置.在月表不同区域接收到的太阳辐照中,实际对月球热状况产生影响的是其垂直分量,即月表有效太阳辐照,与入射角的余弦成正比.文献表明<sup>[1]</sup>,月表太阳辐照一年内的变化范围为 1 314~1 419 W/m<sup>2</sup>,一个月内的最小变化幅度为 12 W/m<sup>2</sup>,最大为 28 W/m<sup>2</sup>,可见月球表面的太阳辐照度约为太阳常数,平均为 1 367 W/m<sup>2</sup>,则月球某一地区接收的太阳辐射热流密度为

$$q_s = S \cos \delta \cos \theta \quad (1)$$

式中,  $S$  是太阳辐照度,即太阳常数;  $\delta$  是该地区的

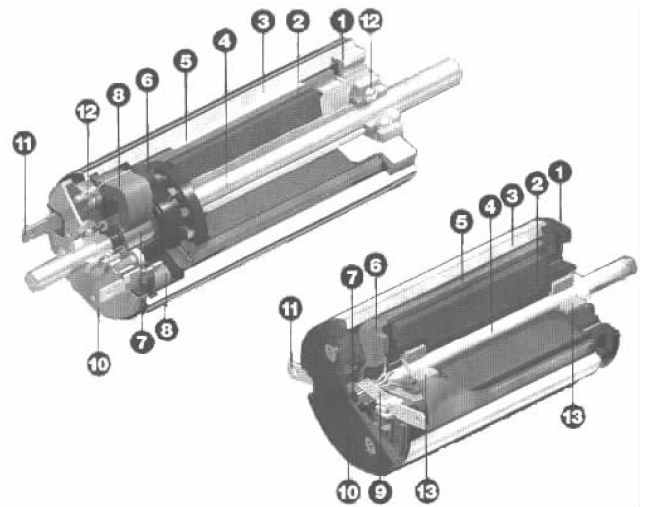
纬度;  $\theta$  是该地区与太阳直射地区的经度差,随月球自转而改变.

## 1.2 微型电机

微型电机在原理、结构、性能、作用、运动方式及使用条件上与常规电机有所不同,一般指的是在某些方面具有一定特点,且体积和输出功率很小的电机.由于其作用特殊,微型电机的性能要求侧重于动作的高精度、快速响应和可靠性,这都与用于驱动的常规电机不同,后者一般侧重于运行和启动的力学指标<sup>[4]</sup>.在月球车上,各种需要精确驱动的部件如天线、镜头、机械关节等等,要求所使用的电机能够快速而正确地执行频繁变化的位置和速度指令,带动各部件完成所要求的动作.

由于微型电机的种类繁多,这里参考了几种具体的电机型号进行研究,分别为瑞士 Maxon 公司生产的 A-max 19 110089 型、A-max 26 110184 型和 A-max 32 236654 型直流电机.这三个型号电机的主要参数见表 2.

A-max 系列微型直流电机的内部结构如图 1



左侧为石墨电刷电机,右侧为稀有金属电刷电机  
1-法兰;2-永久磁铁;3-外壳;4-转轴;5-转子线圈;  
6-电枢连接盘;7-导体;8-石墨电刷;9-稀有金属电刷;  
10-端盖;11-通电电极;12-滚珠轴承;13-烧结套管轴承

图 1 A-max 系列微型电机内部结构

Fig. 1 Structures inside the A-max minimized-electromotors

表 2 A-max 系列电机主要参数

Tab. 2 The main parameters of A-max electromotors

电机型号	外径×长度 /(mm×mm)	额定功率 /W	电机电阻 /Ω	转矩常数 /(mN·m·A <sup>-1</sup> )	转子到外壳的热阻 /(K·W <sup>-1</sup> )	线圈最高允许 温度/℃
A-max 19 110089	19×29	2.5	78.20	25.40	11.0	125
A-max 26 110184	26×45	7	3.17	17.60	3.20	125
A-max 32 236654	32×61	15	4.88	32.20	2.10	130

【注】 数据取自 Maxon 公司的产品宣传手册.

所示,从图中可以看出,在直径仅为两三厘米的电机内部安装有很多部件,它们都有一定的工作温度范围,特别是转子线圈,是由许多绝缘细铜丝缠绕而成的,过高的温度会破坏线圈的绝缘层,从而导致电机短路烧毁.

## 2 计算模型

### 2.1 电机的热控系统

一般月球车是通过一个较大的辐射冷却表面对内部设备进行散热的,如果要把分散在车体各处的许多电机用管路连接并汇总到总辐射冷却表面上的话,热控系统的重量会比较大,对车体内部的管路布置影响也很大.所以这里提出的是针对单个电机的分散式外部热控系统,结构简单,重量小.具体设计如下:在电机外壳表面设置热管等导热构件,通过热管将电机内部工作发热量导出;在电机上方适当的位置设置一个微型辐射冷却屏,其表面具有高的发射率  $\epsilon$  和低的太阳吸收率  $\alpha_s$ ,再将热管的冷端和辐射冷却屏连接;同时微型辐射冷却屏要有一定的弧度,成伞状遮盖在电机上方,使微型辐射冷却屏在月昼正午前后能反射掉大部分入射的太阳辐射.系统示意图见图 2,计算中选取的主要系统参数见表 3.

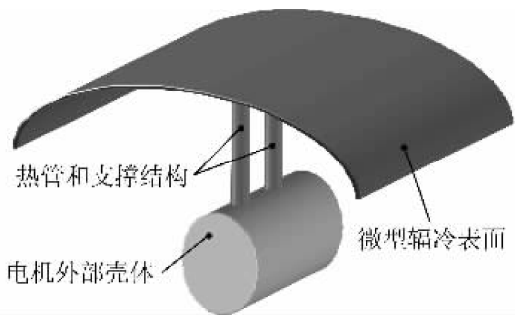


图 2 伞状辐射冷却构件热控系统示意图  
Fig. 2 The thermal control system using an umbrella-like radiation cooling surface

冷却屏的尺寸参数是在满足热控需要的前提下选择的尽量小的数值,而屏的发射率  $\epsilon_R$  和太阳光谱吸收率  $\alpha_{RS}$  选择的是一种石英玻璃型第二表面镜<sup>[5]</sup>的参数,具有较低的吸收发射比.作为传热通道的热管与其他部件间的接触热阻假设为  $0.2 \text{ K/W}$ <sup>[6]</sup>.

为验证这种电机热控系统的性能,接下来建立月昼条件下由微型电机和伞状辐射冷却屏构成的热控系统的热物理模型,利用有限元分析软件 IDEAS 进行模拟计算.

### 2.2 计算模型

当电机稳定工作时,应该同时处于力矩平衡和热平衡状态,无热控措施的电机的热平衡见图 3(a),热流情况如下所述:

- (I) 电流通过绕组线圈,由于铜损产生热量  $P_J$ ;
- (II) 热量  $P_J$  通过线圈与机壳之间的导线、电刷、框架等结构传至电机外壳;
- (III) 太阳辐照分量加热电机外壳,产生热量  $P_S$ ;
- (IV) 月球表面发出红外辐射同时反射部分太阳辐照,加热电机外壳,热量为  $P_M$ ;
- (V) 以上三部分的热量一起,从电机外壳向空间背景以辐射方式散出,空间背景温度为  $4 \text{ K}$ .

类似地,如果采用了伞状辐射冷却热控系统,电机的热平衡见图 3(b),热流情况如下所述:

- (I) 电流通过绕组线圈,由于内部损耗产生热量  $P_J$ ;
- (II) 热量  $P_J$  通过线圈与机壳之间的导线、电刷、框架等结构传至电机外壳;
- (III) 太阳辐照分量投射到辐射冷却屏上,部分被吸收,产生热量  $P'_S$ ;
- (IV) 月球表面发出红外辐射并反射部分太阳辐照,加热电机外壳和屏内侧的一部分,热量为  $P'_M$ ;

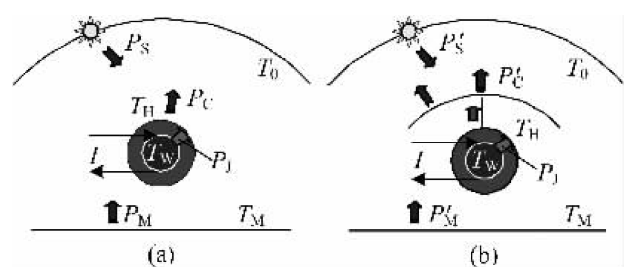


图 3 热物理模型

Fig. 3 Thermal physical model

表 3 热控系统设计参数

Tab. 3 The design parameters of the thermal control system

电机型号	发射率 $\epsilon_H$	吸收率 $\alpha_{HS}$	屏直径×宽度/(mm×mm)	屏发射率 $\epsilon_R$	屏吸收率 $\alpha_{RS}$	屏的圆心角/(°)
A-max 19	0.30	0.60	72×34	0.85	0.1	120
A-max 26	0.30	0.60	130×70	0.85	0.1	120
A-max 32	0.30	0.60	160×80	0.85	0.1	120

(V) 电机内部发热和受到的月球红外辐射通过中间的热管等导热结构传到辐射冷却屏上;

(VI) 以上几部分的热量一起,通过辐射冷却屏向空间背景散出,空间背景温度为 4 K.

针对这两种情况,利用 IDEAS 软件进行计算,可以得到电机外壳的温度  $T_H$ ,利用已知的电机转子线圈到外壳的热阻  $R_{thl}$ ,可以求出电机线圈的温度  $T_W$ ,也就是电机内部的最高温度值:

$$T_W = T_H + P_J R_{thl} \quad (2)$$

这样,就可以通过模拟计算来确定所采取的热控措施是否可以满足电机热防护的要求.

### 3 计算结果

#### 3.1 工作负荷的影响

A-max 系列电机的转速和电压、转速和负载、电流和负载均为线性关系,负载引起的转矩  $M$  与电流  $I$  之间有以下关系:

$$M = k_M \cdot I \quad (3)$$

可见,由于对每种特定型号的电机  $k_M$  为一常数,线圈中的电流直接由电机的工作转矩决定.于是,工作时电机线圈产生的焦耳热为

$$P_J = I^2 R = \left(\frac{M}{k_M}\right)^2 R \quad (4)$$

为得到电机在较恶劣条件下的温度情况,以下计算参数如未加特殊说明,取纬度和天顶角为  $0^\circ$ ,月球表面温度取  $T_M = 373.15$  K,月表物质发射率  $\epsilon_M = 0.92$ ,反射率  $\rho_M = 0.08^{[7]}$ .对三种型号的电机,所得计算结果见图 4~8.

可以看出,在其他条件不变的情况下,线圈温度基本上随工作转矩的增大而线性升高.在不采取热控措施的情况下,电机线圈温度非常高,以 A-max 26 为例(图 5(b)),在工作转矩从  $11$  mN·m 变化到



图 4 典型温度分布计算结果

Fig. 4 Typical result of the temperature distribution

$15$  mN·m 的过程中,线圈温度从  $164$  °C 升高至  $204$  °C,远超过最高允许温度,三个型号的电机都存在这个问题.可见,月昼环境下的微型电机如果没有有效的热控措施是无法正常工作的.

在采用了伞状辐射冷却屏进行散热后,各型号的电机线圈温度都有显著降低,仍以 A-max 26 为例(图 5(b)),在工作转矩从  $11$  mN·m 变化到  $14.5$  mN·m 的过程中,线圈的温度从  $82.21$  °C 升高至  $90.25$  °C,只上升不到  $10$  °C,并处于正常工作温度范围之内. A-max 19 型电机在处于最大工作转矩时,线圈温度会稍微超出最高允许温度  $10$  °C 左右(图 5(a)),说明为此型号电机选择的热控系统参数还需调整.

#### 3.2 月球表面温度的影响

月球上周期性的月相改变会引起月表温度的变化,直接影响微型电机的热状态.从表 1 可以看出,月球正面赤道地区的平均温度约  $254$  K,最高温度为  $394$  K,于是选择温度范围  $273.15 \sim 393.15$  K ( $0 \sim 120$  °C)进行计算.在其他条件不变的情况下,月表温度变化对有热控措施电机的线圈温度的影响见图 6.

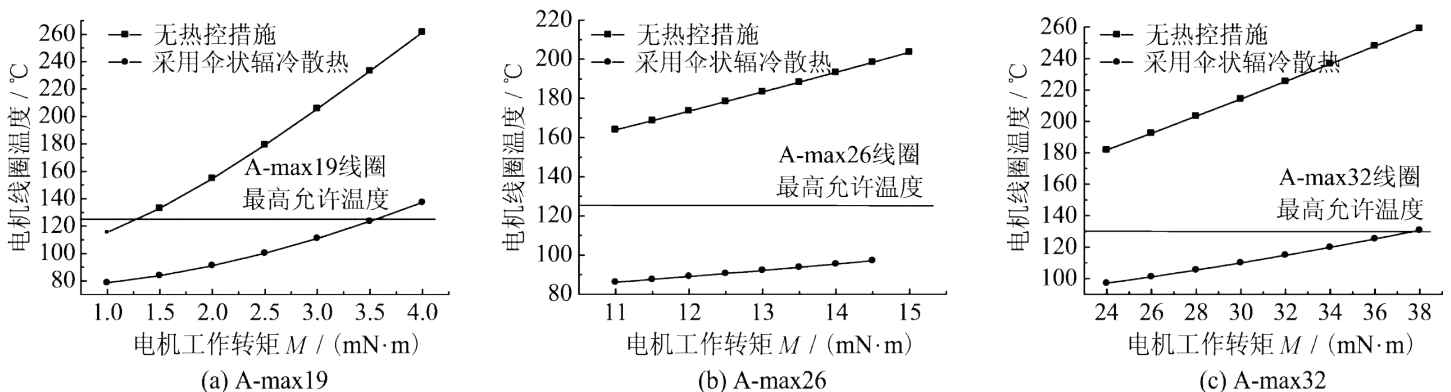


图 5 三种型号电机的线圈温度随工作转矩的变化

Fig. 5 The variation of the winding temperature with the operating torque for three types of minisized-electromotors

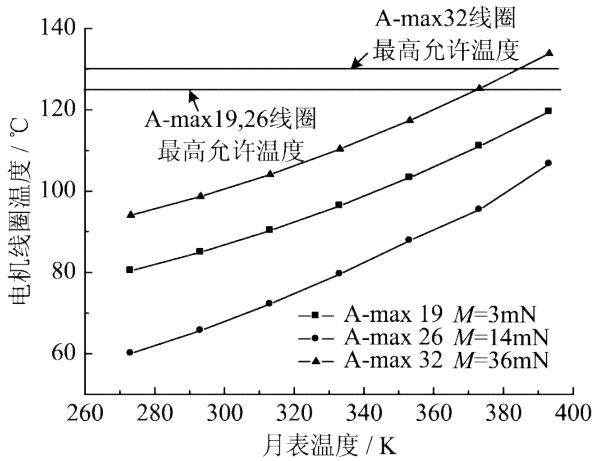


图 6 三种型号电机的线圈温度随月表温度的变化

Fig. 6 The variation of winding temperature with lunar temperature for three types of minisized-electromotors

从图 6 中可知,月表温度从  $0\text{ }^{\circ}\text{C}$  升高到  $120\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,各电机线圈温度约升高  $40\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,且曲线的斜率逐渐变大,当月表温度达到约  $385\text{ K}$  时,A-max 32 型电机的线圈温度达上限  $130\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,其他两型线圈温度未超出上限。

### 3.3 工作方位的影响

由于月球探测器在月球表面的工作区域并不确定,为说明工作纬度对热控系统性能的影响,计算了处于不同纬度的电机线圈温度变化,见图 7。

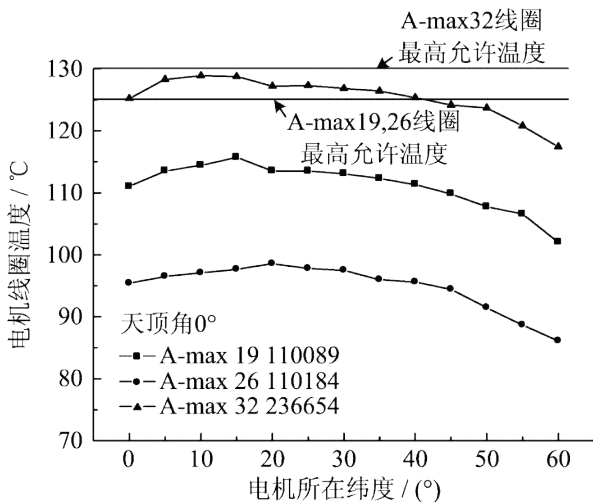


图 7 三种型号电机的线圈温度随所在纬度的变化

Fig. 7 The variation of winding temperature with lunar latitude for three types of A-max minisized-electromotors

月球的赤道平面和黄道面的夹角只有  $1^{\circ}32'$ ,所以在月球上基本不存在地球上四季变化那样明显的太阳直射点的南北移动。随着纬度的升高,阳光能照射到辐射冷却屏遮挡不到的电机外壳的不同部位,引起电机温度随纬度的变化。在中低纬度地区 ( $0^{\circ}\sim 45^{\circ}$ ),电机线圈温度变化幅度约  $5\sim 6\text{ K}$ 。

为考察系统在整个月昼期间的工作情况,计算了从日出到日落的约 14 天 (350 h) 时间中系统的逐时温度变化,结果见图 8。

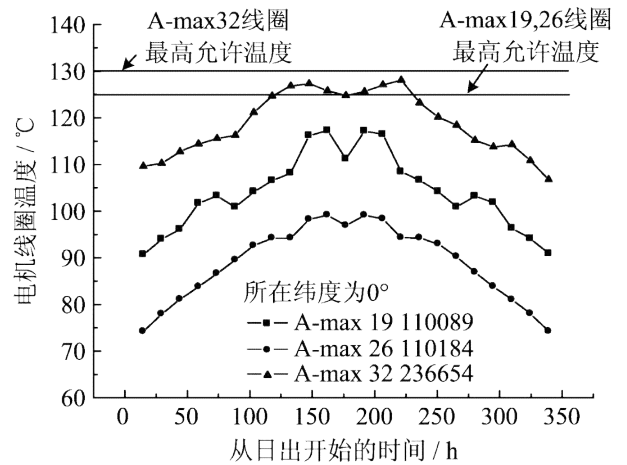


图 8 三种型号的电机线圈温度随月球时间的变化

Fig. 8 The variation of winding temperature with lunar time for three types of minisized-electromotors

从图 8 可以看出,整个月昼期间,有热控措施的 A-max 19 和 A-max 26 电机的线圈温度曲线大体以正午时刻为中心对称分布,最高温度并不出现在正午时刻,而是在正午前后 14 h 左右,最高温度分别为  $117\text{ }^{\circ}\text{C}$  和  $99\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。这是由于正午时刻的太阳辐照来自辐射冷却屏的正上方,电机正下方的月球表面完全被阴影遮盖而不能反射太阳辐照,电机的温度会有所降低;而当太阳入射角度有所变化时,系统下方的月球表面就能反射太阳辐照到电机和屏的内侧,从而使电机温度升高。由于辐射冷却屏是一个伞形,遮盖住的是电机上侧的一个角度范围,在日出后 88.5 h 和日落前 85 h 两个时刻,太阳恰好可以从屏的侧面照射到电机外壳,加热了电机,所以在两点附近 A-max 19 型电机线圈的温度曲线出现两个台阶。A-max 32 型电机在日出后 88.5 h 和日落前 55 h 两个时刻也出现了同样的温度回升。

## 4 结论

对月昼环境下的微型电机的热状态进行了分析,并在此基础上提出了一种针对月昼环境下微型电机的热控系统。结合实际的电机参数,利用 IDEAS 软件对系统的性能进行了模拟计算,计算结果表明:

(I) 无热控措施的微型电机不能在月球环境下工作,因为其线圈温度会在负荷很小的情况下就超过最高允许温度;

(II) 由热管和微型伞状辐射冷却屏构成的热控系统,可以有效控制月昼环境下微型电机的温度,当然在某些极端条件下,系统的具体参数还需要针对不同情况加以调整以增强其性能;

(III) 月球表面的温度对电机的温度影响很大.对 A-max32 型电机来说,月表温度基本上一直低于电机外壳温度,对系统起到冷却作用,当月表温度达到极值 394 K 时,二者温度相等;对 A-max 19 和 A-max 26 型电机,月表温度约为 350 K 和 370 K 时,电机外壳温度等于月表温度,月表温度超过这两个值后,对电机外壳起到加热作用;

(IV) 电机的工作纬度在  $0^\circ$  到  $45^\circ$  范围内变化时,引起的线圈温度变化比较小,均不超过 6 K;

(V) 在整个月昼期间,电机线圈的最高温度出现在正午前后 14 h(A-max 19 和 A-max 26)到 44 h(A-max 32),三种型号的电机全天最高温度分别为  $117^\circ\text{C}$ 、 $99^\circ\text{C}$  和  $127^\circ\text{C}$ .

需要说明的是,本文中的计算模型没有考虑到电机在真实情况下与其他部件的连接和接触,这种简化会使计算出的电机温度高于实际值,同时,系统

的计算参数变化也较少,还需要在接下来的工作中对各种参数的影响做更深入的研究.

#### 参考文献(References)

- [1] 欧阳自远. 月球科学概论[M]. 北京:中国宇航出版社, 2005: 38-48.
- [2] 郑永春, 欧阳自远, 王世杰, 等. 月壤的物理和机械性质[J]. 矿物岩石, 2004, 24(4): 14-19.
- [3] Zou Yong-liao, Liu Jian-zhong, Liu Jian-jun, et al. Reflectance spectral characteristics of lunar surface materials[J]. Chinese Journal of Astronomy and Astrophysics, 2004, 4(1): 97-104.
- [4] 机械工程手册电机工程手册编辑委员会. 电机工程手册:电机卷[M]. 北京:机械工业出版社, 1996.
- [5] 闵桂荣. 卫星热控制技术[M]. 北京:宇航出版社, 1991:152.
- [6] 弗兰克 P 英克鲁佩勒, 大卫 P 德维特, 狄奥多尔 L 伯格曼, 等. 传热和传质基本原理[M]. 葛新石, 叶宏, 译. 北京:化学工业出版社, 2007:63.
- [7] 徐向华, 梁新刚, 任建勋. 月球表面热环境数值分析[J]. 宇航学报, 2006, 27(2):153-156.

(上接第 36 页)

不稳定性. 磁鞘侧与磁层侧电子数密度之比  $n_2/n_1$  对 K-H 波的不稳定性也有很大的影响,当  $n_2/n_1$  较大时,  $\epsilon$  较小,较易引起低速区域的 K-H 不稳定性.

#### 参考文献(References)

- [1] Ansari I A. Solar wind velocity and its control on low latitude Pc3 geomagnetic pulsations [OL]. Ilws Workshop, 2006, GOA: 19-24. [http://cdaw.gsfc.nasa.gov/publications/ilws\\_goa\\_2006/289-Ansari.pdf](http://cdaw.gsfc.nasa.gov/publications/ilws_goa_2006/289-Ansari.pdf).
- [2] Lund E J. The changing topology of the duskside magnetopause boundary layer in relation to IMF orientation[J]. Advances in Space Research, 2006, 37: 497-500.
- [3] Hasegawa H. Transport of solar wind into Earth's magnetosphere through rolled-up Kelvin-Helmholtz vortices[J]. Nature, 2004, 430:755-758.
- [4] Pu Z Y, Kivelson M G. Kelvin-Helmholtz instability at the magnetopause: Solution for compressible plasmas[J]. J Geophys Res, 1983, 88(A2):841-852.
- [5] 濮祖荫, Kivelson M G. 地球磁层顶的无碰撞 Kelvin-Helmholtz 不稳定性[J]. 地球物理学报, 1984, 27(4): 309-319.
- [6] Pu Z Y, Kivelson M G. Kelvin-Helmholtz instability at the magnetopause; energy flux into the magnetosphere [J]. J Geophys Res, 1983b, 88(A2):853.
- [7] 路立. 空间多元等离子体和尘埃等离子体的 K-H 不稳定性研究[D]. 合肥:中国科学技术大学地球与空间科学学院, 2000:1-37.
- [8] Nykyri K, Otto A. Influence of the Hall term on KH instability and reconnection inside KH vortices [J]. Annales Geophysicae, 2004, 22:935-949.
- [9] Kivelson M G, Russel C T. 太空物理学导论[M]. 曹晋滨等译. 科学出版社, 2001:180-186.
- [10] 路立, 刘振兴, 李中元. 高纬磁层顶尾部边界层的离子流剪切不稳定性[J]. 空间科学学报, 2001, 21(2): 124-130.