

# 液体火箭发动机电动泵系统发展及性能研究

王浩明,程 诚,李小芳,林庆国

(上海空间推进研究所 上海空间发动机工程技术研究中心,上海 201112)

**摘 要:**介绍了液体火箭发动机电动泵增压系统的发展历程以及电动泵系统核心组件的特点,提出了考虑离心泵效率及电源系统放电特性变化的电动泵系统质量模型。电动泵系统中质量占比最大的组件为电机和电源系统,质量敏感性分析表明离心泵效率对系统质量的影响最大。通过对比不同推力、室压和工作时间下的电动泵系统与涡轮泵系统(燃气发生器循环)质量发现,电动泵系统在不同发动机推力下对应室压极限,低于该极限值时电动泵系统存在质量优势,且该室压极限值随着发动机推力增大而提高。最后,针对电动泵系统进一步减重增效,梳理了各组件涉及的主要关键技术,并提出了发展建议。

**关键词:**液体火箭发动机;电动泵;高速电机;锂电池;质量敏感性

**中图分类号:**V434.2 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2019)05-0001-07

## Development and performance study of electrically driven pump system for liquid rocket engine

WANG Haoming, CHENG Cheng, LI Xiaofang, LIN Qingguo

(Shanghai Engineering Research Center of Space Engine,  
Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

**Abstract:** In this paper, the development history of electrically driven pump feed system for liquid rocket engine is presented and the characteristics of core components are explained in detail. A mass model for electrically driven pump system considering the centrifugal pump efficiency and the discharge characteristics of Li-ion battery is proposed. The motor and battery system have the largest mass proportion of the whole system. Sensitivity analysis shows that the pump efficiency has the greatest impact on the system mass. By comparing the mass of electrically driven pump system and turbopump system (gas generator cycle) under different thrust, chamber pressure and working time, a limited chamber pressure exists at a certain thruster for the electrically driven pump system. Below this limit, the electrically driven pump system is lighter than the turbopump system. In addition, the limited chamber pressure increases with engine thruster increasing. Finally, in order to further reduce weight and increase efficiency of the electrically driven pump system, the main technologies of core components are analyzed and the development suggestions are put forward.

**Keywords:** liquid rocket engine; electrically driven pump; high-speed motor; lithium battery; mass sensitivity

## 0 引言

液体火箭发动机电动泵增压系统最早于 1985 年被提出,相比于常规的挤压或涡轮泵压式供给系统,电动泵增压系统具备以下优势<sup>[1-2]</sup>:1)能够提供较高的发动机入口压力;2)增压泵由电机驱动,易于通过转速控制实现变工况运行;3)易于实现发动机多次启动工作。

Volvo Flymotor AB 公司于 1990 年设计制造了 MMH/NTO 推进剂用的电动泵增压系统,并进行了额定工况及变工况测试<sup>[3]</sup>。燃料和氧化剂各通过一套同轴配置的电机和离心泵进行增压,额定转速 25 000 rpm。实验结果显示,电动泵增压系统扬程范围为 100~200 m,离心泵效率约 50%。该系统可应用于 3 000 N 火箭发动机,预计在轨时间 3 个月,工作时间 10 000 s,重复启动 50 次。但由于当时的电池性能较差,电池系统重量较大,后期并未得到工程应用。

日本三菱重工为改善高速涡轮泵入口条件,提出了基于运载火箭上面级发动机的电动泵系统,推进剂首先通过电动泵系统增压后进入涡轮泵,以此提高涡轮泵入口压力<sup>[4]</sup>。三菱重工进行了缩比样机的研制和试验,使用液氮作为介质,流量 3.1 L/s,泵扬程 7.2 m。由于转速较低(2 500 rpm),叶轮尺寸较大,整体摩擦损失较高,测试总效率小于 20%。试验中还对电动泵的响应特性进行了测量,出口压力在 5 s 内达到设计值。

2009 年,欧洲 ISP-1 计划提出研制低温电动增压系统<sup>[5]</sup>,主要目的是研发 2 000 N 小推力推进系统,用于飞行器变轨推进等任务。电动增压泵由 Snecma 负责研制<sup>[6]</sup>,采用潜入式安装方式,以液氧/液氢为推进剂。

2010 年,美国 Ventions 公司在 NASA 的支持下开展了小推力火箭发动机电动泵的研发工作,以评估电动泵发动机在火星着陆器上升级使用的可行性。项目成功完成了一台 50 000 rpm 电动泵原理样机的研制<sup>[7]</sup>。在此基础上,Ventions 公司进一步开发了一款 1 334 N 推力的液氧煤油电动泵发动机并通过了飞行测试<sup>[8]</sup>。

截止目前,美国火箭实验室公司(Rocket Lab)电子号小型运载火箭(Electron)的一级和二级上使

用的电动泵压式卢瑟福发动机(Rutherford Engine),已助力 Electron 火箭完成了三次商业发射,成为全球首个投入使用的电动泵发动机<sup>[9]</sup>。卢瑟福发动机的电动泵增压系统采用两台直流无刷电机(转速 40 000 rpm,功率约 50 马力)分别驱动液氧泵和煤油泵,并通过聚合物锂电池为高速电机供电。

从最初的概念提出到如今的成功发射,电动泵压式系统得益于过去几十年电机、电池领域的技术发展<sup>[10-11]</sup>,尤其是电池能量密度的提高使得系统中重量占比最大的电源重量大幅下降。本文将从电动泵压式系统的组成及各组件特点进行阐述,研究其质量构成和影响因子,并与涡轮泵系统(燃气发生器循环)进行对比,同时对限制其应用的关键技术进行分析。

## 1 电动泵系统

图 1 给出了液体火箭发动机电动泵增压系统的工作原理图。电动泵系统通过电机驱动离心泵实现推进剂的增压,高压推进剂进入燃烧室燃烧后通过喷管产生推力。实际上,电动泵压式系统可采用一台电机带氧/燃两路泵或者一台电机带一台泵的方式,前者可保证混合比一定;而后者更加灵活,除了能够使燃料泵和氧化剂泵各自工作在最佳转速以保证性能最优之外,还可以通过调节混合比实现变推力<sup>[12]</sup>。

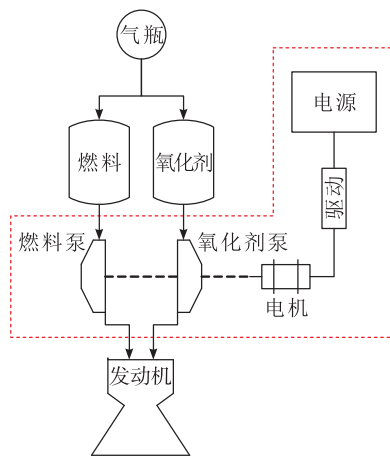


图 1 液体火箭发动机电动泵系统工作原理图

Fig. 1 Schematic diagram of electrically driven pump for liquid rocket engine

### 1.1 离心泵

作为火箭发动机推进剂的增压部件,离心泵与常规水泵不同之处在于其小流量高扬程的特点,属于低比转速泵,效率偏低。根据泵的效率计算公式在低比转速下修正后得到计算公式<sup>[13]</sup>

$$\eta = 0.062 \ln(\dot{V}) + 0.498 - 0.793 \exp(-0.04 n_s) \quad (1)$$

式中:  $\dot{V}$  为推进剂体积流量 ( $\text{m}^3/\text{h}$ );  $n_s$  为泵的比转速。根据比转速计算公式可知,比转速与泵的流量和扬程有关,当液体火箭发动机的流量和室压确定后,即可得到泵的流量和扬程。而火箭发动机的工作特点决定了增压泵属于小流量高扬程的低比转速泵,效率偏低。因此在不发生汽蚀的条件下,提高转速可提高泵的效率,从而减少对电机和电源的功率需求,减小系统质量。

### 1.2 高速电机

图1所展示的电动泵系统为单台电机同时驱动氧化剂泵和燃料泵,由于泵的功率直接关系到系统推力,因此电机的功率上限决定了该系统的推力量级。电动泵系统的驱动电机必须是大功率且高转速。由于高转速导致转子离心力增大,因此电机转速越高其能够达到的功率越小。图2为根据目前国内高速电机的技术状态得到不同转速下的电机功率极限曲线<sup>[14-15]</sup>,即在某个固定转速下现有技术能够达到的最大功率值。图2中同时给出了现有的火箭发动机增压泵转速及功率需求。现有高速电机从转速和功率两项指标上已经能够满足吨级火箭发动机增压泵的需求。但是需要注意的是虽然电机性能已经能够达到部分涡轮的指标,但是从功率密度可以发现在重量方面电机仍然落后于同样作为驱动装置的涡轮。因此,电动泵系统仍然需要对电机进行减重。

另外一个需要注意的问题是——不同电机需采用不同的冷却方式。干式电机可仅采用夹套冷却(如 Volvo flymotor AB 电动泵),但在泵与电机之间需要使用动密封,以保证推进剂不进入电机,在增加系统复杂性和泄漏风险的同时,降低了寿命和可靠性;屏蔽电机(三菱重工、ISP-1)采用双重密封保障结构,并将推进剂引入电机进行冷却,由于取消了动密封,因而结构简单、密封可靠,具有更高的

寿命、安全性和工作可靠性,但是在高转速下,推进剂与转子间的摩擦损耗增大,效率降低。

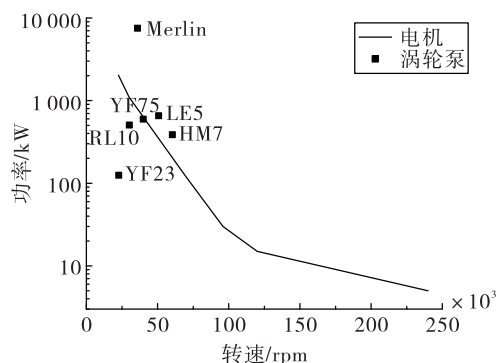


图2 电机技术现状

Fig. 2 Technical status of electrical motor

### 1.3 源系统

电源系统由电芯、电源控制系统、电缆及壳体组成。自锂离子电池面世以来,凭借其能量密度高、循环寿命长、无记忆效应等优点,已经成为动力电池应用领域的主体和研究热点。中国科学院针对不同体系的锂电池进行了研究<sup>[16-17]</sup>,在能量密度的提升方面取得了较大的进展:24 Ah 锂离子电池能量密度 374 Wh/kg, 8 Ah 固态锂电池能量密度 240 Wh/kg, 30 Ah 锂硫电池能量密度 566 Wh/kg。然而,除了能量密度之外,电源系统中的功率密度同样是影响电源系统质量的重要因素,两项指标同时提高方可使得电源系统重量得到降低<sup>[18]</sup>。

事实上,功率密度和能量密度除了取决于电芯本身的性能之外,电池的使用条件对它们也存在影响。图3为 SAFT 公司的四款锂电池在不同放电倍率下放电深度的变化过程<sup>[19]</sup>,放电倍率与电池放电时间关系为:  $C = 3600/t$  ( $C$  为放电倍率,  $t$  为放电时间)。从图3中曲线变化趋势可发现,在大倍率放电情况下,电池释放能量相对于额定能量都有较大幅度的下降,仅功率型锂电池 VL4V 能够在 40C 的大倍率放电情况下仍然保持 85% 以上的放电深度。图4为两款锂电池在相同放电倍率不同环境温度下的放电深度变化,可见常温条件下锂电池能够达到额定输出电量,随着温度下降,锂电池的放电能力逐渐减弱,当环境到达  $-40^\circ\text{C}$  时,锂电池输出电量仅为额定的 40% 左右。因此,锂电池用于电动泵实现推进剂增压时,必须根据功率需求和工作时间,

选择该条件下放电深度较高的电芯。对于长期在轨的情况,电源系统必须有相应的温控措施。

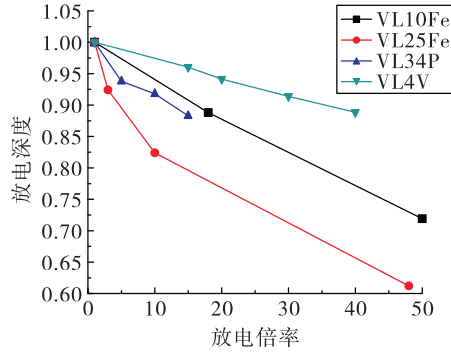


图 3 锂离子电池放电深度和放电倍率的关系

Fig. 3 Relationship between discharge depth and discharge rate for Li-ion battery

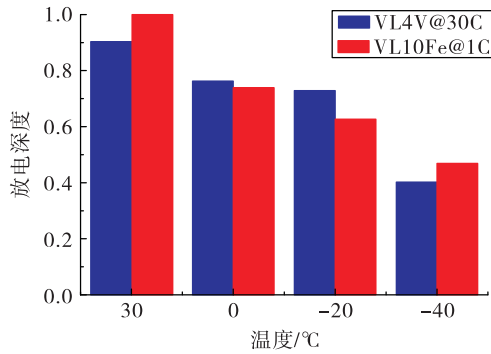


图 4 电池工作温度对放电深度的影响

Fig. 4 Influence of working temperature on discharge depth

## 2 质量模型与分析

### 2.1 组件质量模型

由于泵的功率正比于推进剂流量与扬程的乘积,因此根据泵的功率密度可以计算得到推进剂泵的总质量(包括氧化剂泵和燃料泵)

$$m_{op} + m_{fp} = \frac{p_{op}}{\delta_{op}} + \frac{p_{fp}}{\delta_{fp}} = \frac{1}{\delta_{op}} \frac{\Delta p_{op} \dot{V}_{op}}{\eta_{op}} + \frac{1}{\delta_{fp}} \frac{\Delta p_{fp} \dot{V}_{fp}}{\eta_{fp}} \quad (2)$$

式中: $m$ ,  $\delta$ ,  $\eta$  分别为质量、功率密度、效率;下标 op, fp 分别为氧化剂泵和燃料泵。

高速电机除了电机本体之外,还包括电机驱动器。假设电机与泵之间无机械损失,根据电机功率密度可以得到电机及其驱动器质量

$$m_{em} = (p_{op} + p_{fp}) \left( \frac{1}{\delta_{em}} + \frac{1}{\eta_{em} \delta_{inv}} \right) \quad (3)$$

式中下标 em 和 inv 分别为电机和驱动器。

根据发动机功率和工作时间,电源系统必须满足发动机工作所需的功率和总能量这两项指标。根据上文的分析,电芯放电倍率取决于发动机工作时间,并且影响能量密度。因此,电源系统质量的计算需按工作时间进行修正

$$\begin{cases} m_b = \max \left( \frac{p_{op} + p_{fp}}{\eta_{em} \eta_{inv} \delta_b}, \frac{\kappa (p_{op} + p_{fp}) t}{\eta_{em} \eta_{inv} \varepsilon_b} \right) \\ \kappa = 1.0031 \exp \left( \frac{-10.8}{t} \right) \end{cases} \quad (4)$$

式中: $\varepsilon$  为电芯能量密度; $\kappa$  为以 VL4V 电芯数据得到的修正系数计算公式;下标 b 为电源系统。

### 2.2 系统质量

根据式(2)~式(4),可计算得电动泵系统质量

$$m_{ep} = m_{op} + m_{fp} + m_{em} + m_b \quad (5)$$

系统参数取值如表 1 所示。

表 1 参数取值

Tab. 1 Parameters in mass model

参数	数值	备注
$(\eta_{op} \cdot \eta_{fp}^{-1})/\%$	公式(1)	
$(\eta_{em})/\%$	90	
$(\eta_{inv})/\%$	90	
$(\delta_{op} \cdot \delta_{fp}^{-1})/(\text{kW} \cdot \text{kg}^{-1})$	22	Titan turbopump
$\delta_{em}/(\text{kW} \cdot \text{kg}^{-1})$	4	Yasa motor <sup>[20]</sup>
$\delta_{inv}/(\text{kW} \cdot \text{kg}^{-1})$	60	Himax <sup>[21]</sup>
$\delta_b/(\text{kW} \cdot \text{kg}^{-1})$	3	
$\varepsilon_b/(\text{kW} \cdot \text{kg}^{-1})$	180	

图 5 为不同工作时间内,电动泵系统各组件质量占比变化情况。可见系统质量占比最大的组件为电机和电源系统,占总质量的 90% 以上,并且随着工作时间的增加,电源在系统质量的占比将进一步增加。

为进一步研究电动泵循环各参数对系统质量的影响,针对表 1 各项参数进行敏感性分析(图 6)。横坐标表示不同参数,纵坐标为各参数在表 1 取值的基础上,在  $\pm 10\%$  范围内变化时,系统功率密度变化情况(0.1 表示系统功率密度变化 10%)。根据



各参数对系统质量的敏感性分析结果可以发现,各组件的效率和电源系统的性能对系统质量的影响较大,其中又以泵的效率对系统质量影响最大。

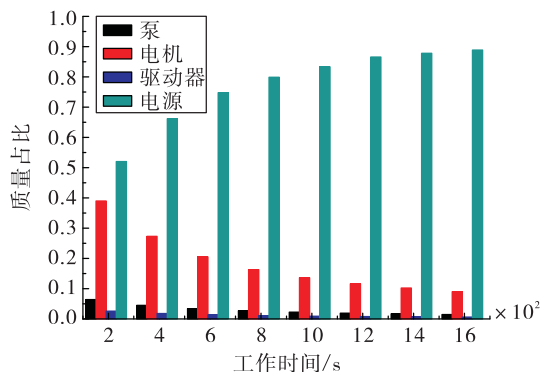


图5 不同工作时间电动泵系统各组件质量占比  
(推力 5 kN, 室压 5 MPa)

Fig. 5 Mass proportion of each element under different working time ( $F=5$  kN,  $p_c=5$  MPa)

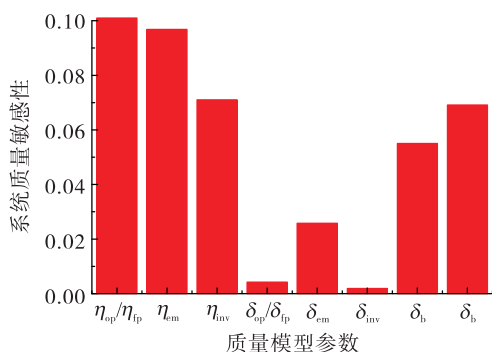


图6 各参数对系统质量的敏感性

Fig. 6 Sensitivity analysis of parameters to system mass

### 2.3 质量对比分析

为对比电动泵系统和涡轮泵系统(燃气发生器循环)的质量,本文假设两套系统的储箱和发动机参数相同,仅对比增压系统的质量。涡轮泵系统质量组成如下

$$m_{gg} = m_{op} + m_{tp} + m_{tu} + m_g + m_p \quad (6)$$

式中下标 gg, tu, g, p 分别代表燃气发生器循环、涡轮、燃气发生器、燃气发生器消耗推进剂。涡轮泵系统同样采用基于功率密度的方法计算质量,燃气发生器消耗推进剂按总流量的 2% 计算<sup>[22]</sup>。推进剂为甲基肼/四氧化二氮。

图7 为不同推力量级、不同工作时间内电动泵系统与涡轮泵系统质量比( $m_{ep}/m_{gg}$ )随发动机设计

室压的变化情况。可以看出,在发动机推力一定的条件下,电动泵系统存在室压极限值,低于该值的电动泵系统在质量上存在优势。出现室压极限的原因在于发动机室压决定了泵的扬程,从而影响泵的比转速,最终影响泵的效率。在流量一定的情况下,随着室压的提高,泵的效率逐渐降低。电动泵系统中泵的效率对系统质量的影响最大,而涡轮泵系统中泵的效率并不是决定系统质量的最重要因素。在室压提高的过程中,虽然电动泵系统和涡轮泵系统质量都有所增加,但是电动泵系统质量增加更快。因此,存在某个室压极限,高于该极限时,电动泵系统质量将超过涡轮泵系统。随着发动机推力增大,室压极限值逐渐增大( $F=5$  kN 时,室压极限值约为 2.5 MPa;  $F=20$  kN 时,室压极限值约为 4.5 MPa;  $F=50$  kN 时,室压极限值约为 5.5 MPa),主要原因是随着发动机推力提高,推进剂流量逐渐增大,提高了离心泵的比转速及效率,泵效率的提高进而降低了发动机系统对电机功率的需求,系统质量中占比较大的电机和电源系统质量进而有较大幅度的下降。

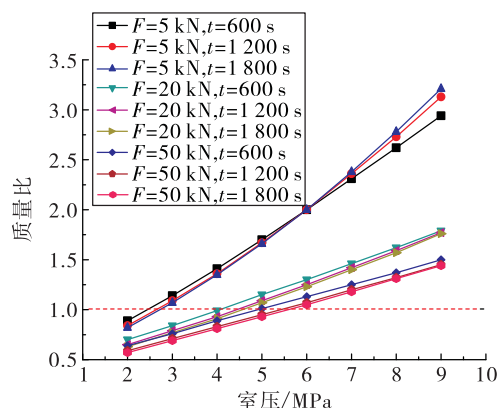


图7 不同工况下电动泵系统与涡轮泵系统质量比( $m_{ep}/m_{gg}$ )变化曲线

Fig. 7 Mass ratio of electrically driven pump and turbopump system ( $m_{ep}/m_{gg}$ ) under different work conditions

图7 中同样反映了增加工作时间有利于提高室压极限,当工作时间从 600 s 增加至 1 800 s, 5 kN 推力对应的室压极限从 2.44 MPa 提高至 2.72 MPa, 20 kN 推力对应的室压极限从 4.06 MPa 提高至 4.56 MPa, 50 kN 推力对应的室压极限从 4.91 MPa 提高至 5.58 MPa。原因在于增加工作时间必然增

加电源系统中的电芯数量以满足工作时间内的能量消耗,电芯数量的增加使得电源系统在设计时能够通过增加并联数的方式减小单电芯的放电倍率,从而使得电芯放电更加充分。也就是说,增加工作时间能够以相同的电芯获得更高的电源系统能量密度,从而提高电动泵系统的功率密度。

### 3 系统关键技术

电动泵系统是一种简单的液体火箭发动机循环方式,在系统的控制调节、多次启停等方面具备优势。但是相较于涡轮泵系统,电动泵系统在重量方面仍然有待于进一步减小以扩大应用领域。通过前文对系统各组件的特性分析和计算结果,得到电动泵系统减重增效的关键点。

#### 3.1 高效低比转速离心泵

敏感性分析表明离心泵效率是影响系统质量的最主要因素,而作为液体推进剂增压泵小流量高扬程的特点决定了离心泵属于低比转速泵,效率偏低。因此,为提高离心泵效率,除了通过提高离心泵转速来提高效率之外,需要针对离心泵与发动机参数(流量、室压)间的匹配进行研究。涉及关键技术包括:

- 1) 高速离心泵防汽蚀技术;
- 2) 电动泵发动机系统总参优化研究。

#### 3.2 轻质化高可靠高速电机

电机作为系统质量占比较大的组件并且其效率对系统质量的影响仅次于离心泵效率,电机的功率密度和效率的提升对电动泵系统的减重增效具有重要意义。同时,为满足空间长期在轨、多次启动的要求,电机必须具备高可靠的特点。采用屏蔽电机能够以静密封代替动密封,同时兼顾电机的冷却,使整个系统结构简化,可靠性提高。然而屏蔽电机和常规电机相比增加了定子屏蔽套涡流损耗和水摩损耗,使得电机效率降低。涡流损耗和水摩损耗在高速情况下尤为明显,而提高电机转速恰好是电机自身减重的重要途径。因此,从电机可靠性保障和效率提升的角度,必须解决以下关键技术:

- 1) 低损耗屏蔽套技术;
- 2) 高速转子水摩损耗抑制技术。

#### 3.3 高比能大功率电源系统

现有的锂电池技术在能量密度方面已经能够

实现较大程度的提升。然而火箭发动机的工作时间决定了锂电池必须以5C甚至更高的倍率进行放电。锂电池大倍率放电时放电深度下降的问题造成了能量密度的下降,研究功率与能量兼顾型的电源系统是减小电源系统重量的唯一途径。另外,由于空间环境高低温变化范围大,为保证电源系统维持在合适的放电温度,必须具备高效的热控措施。因此,高比能大功率电源系统必须解决:

- 1) 超高功率锂电池材料体系优化技术;
- 2) 宽温区全固态锂电池技术;
- 3) 空间电源系统热控技术。

### 4 结语

本文介绍了电动泵系统作为液体火箭发动机增压系统的发展历程,并针对电动泵系统各组件特点及质量构成进行了分析,得到了影响系统质量的关键因素。电动泵系统质量主要由电机与电源系统决定,和涡轮泵系统(燃气发生器循环)相比,电动泵系统低于极限室压时系统质量具有优势,并且随着发动机推力提高,电动泵系统的极限室压可进一步提高。为进一步减小系统重量,需要从敏感性较高的组件效率以及高比能大功率电源系统等方面进行进一步研究。

#### 参考文献:

- [1] SUNDEN R, BERRY W. An electric pump-feed system for apogee propulsion of geostationary spacecraft: IAF-85-72 [R]. USA: IAF, 1985.
- [2] RACHOV P A P, TACCA H, LENTINI D. Electric feed systems for liquid-propellant rockets[J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 29(5): 1171-1180.
- [3] JOHNSON G, BIGERT M. Development of small centrifugal pumps for an electric propellant pump system[J]. Acta Astronautica, 1990, 21(6/7): 429-438.
- [4] ATSUMI M, NIU K, YOKOYAMA M. The experimental study of electric boost pump for space transfer vehicle [C]//29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1993.
- [5] MUSZYNSKI M, ALLIOT P. Progress of the the In-Space Propulsion (ISP-1) project [C]//47th AIAA/ASME/SAE/

- ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [6] DLUGIEWICZ L, KOLOWROTKIEWICZ J, SZELAG W, et al. Permanent magnet synchronous motor to drive propellant pump [C]//International Symposium on Power Electronics Power Electronics, Electrical Drives, Automation and Motion. New York, USA: IEEE, 2012.
- [7] KARP A C, REDMOND M, NAKAZONO B, et al. Technology development and design of a hybrid Mars ascent vehicle concept [C]//2016 IEEE Aerospace Conference. New York, USA: IEEE, 2016.
- [8] VAUGHAN D, NAKAZONO B, KARP A, et al. Technology development and design of liquid bi-propellant mars ascent vehicles [C]//2016 IEEE Aerospace Conference. New York, USA: IEEE, 2016.
- [9] KWAK H D, KWON S, CHOI C H. Performance assessment of electrically driven pump-fed LOX/kerosene cycle rocket engine: Comparison with gas generator cycle [J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 77: 67-82.
- [10] GERADA D, MEBARKI A, BROWN N L, et al. High-speed electrical machines: technologies, trends, and developments [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2014, 61(6): 2946-2959.
- [11] GORIPARTI S, MIELE E, DE ANGELIS F, et al. Review on recent progress of nanostructured anode materials for Li-ion batteries [J]. Journal of Power Sources, 2014, 257: 421-443.
- [12] 王丹, 陈宏玉, 周晨初. 电动泵压式发动机系统方案与性能评估 [J]. 火箭推进, 2018, 44(2): 28-32.
- WANG D, CHEN H Y, ZHOU C C. System scheme and performance evaluation of an engine fed by electric pump [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(2): 28-32.
- [13] 关醒凡. 现代泵理论与设计 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2011.
- [14] KOLONDOZOVSKI Z, ARKKIO A, LARJOLA J, et al. Power limits of high-speed permanent-magnet electrical machines for compressor applications [J]. IEEE Transactions on Energy Conversion, 2011, 26(1): 73-82.
- [15] 张凤阁, 杜光辉, 王天煜, 等. 高速电机发展与设计综述 [J]. 电工技术学报, 2016, 31(7): 1-18.
- [16] 黄祯, 冯国星. 中国科学院高能量密度锂电池研究进展快报 [J]. 储能科学与技术, 2016, 5(2): 172-180.
- [17] 李泓, 许晓雄. 固态锂电池研发愿景和策略 [J]. 储能科学与技术, 2016, 5(5): 607-614.
- [18] BIENSAN P, BORTHOMIEU Y. Saft Li-Ion space batteries roadmap [C]//NASA Aerospace Battery Workshop. Huntsville, AL: [s. n.], 2007.
- [19] SMART M C, RATNAKUMAR B V, EWELL R C, et al. The use of lithium-ion batteries for JPL's Mars missions [J]. Electrochimica Acta, 2018, 268: 27-40.
- [20] Model YASA 400 datasheet [Z]. <http://www.yasamotors.com>.
- [21] Himax HC5030-390 datasheet [Z]. <http://www.maxxprod.com>.
- [22] 蔡国飙. 液体火箭发动机设计 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2011.

(编辑: 马 杰)