

DOI:10.16356/j.1005-2615.2021.S.012

运载火箭发动机引流发电技术研究

赵迎鑫^{1,2}, 张 朋^{1,2}, 于 斌^{1,2}, 郝伟一^{1,2}, 胡 隹^{1,2}, 刘会祥^{1,2},
徐祯祥^{1,2}, 陈克勤^{1,2}, 赵守军^{1,2}

(1.北京精密机电控制设备研究所,北京 100076; 2.航天伺服驱动与传动技术实验室,北京 100076)

摘要:提出了一种从发动机引流发电的原位电能获取技术,即从动力充沛的发动机处引流高压燃料,经能量转换装置发电后返回发动机。该技术可以大幅度减轻电源系统质量。以 1 200 kN 液氧煤油发动机应用为例,研制了 35 MPa 恒速发电机和整流变换的轻质化原理性样机,搭建了驱动双摆电静压伺服机构的试验系统。测试结果表明:该系统可以满足额定 270 V、峰值 40 kW 的伺服系统高压大电流瞬态用电需求,也可以满足 28 V 一般箭载电子设备用电需求。该技术有望为未来运载火箭设备多电化/全电化提供一种轻质化、高安全性、大功率的电源方案。

关键词:运载火箭;原位电能获取;引流发电;轻质化

中图分类号:V433 文献标志码:A 文章编号:1005-2615(2021)S-0071-07

Electric Power Generation by Drawing Propellant from Engines in Launch Vehicles

ZHAO Yingxin^{1,2}, ZHANG Peng^{1,2}, YU Bin^{1,2}, HAO Weiyi^{1,2}, HU Cong^{1,2}, LIU Huixiang^{1,2},
XU Zhenxiang^{1,2}, CHEN Keqin^{1,2}, ZHAO Shoujun^{1,2}

(1. Beijing Institute of Precision Mechatronics and Controls, Beijing 100076, China;

2. Laboratory of Aerospace Servo Actuation and Transmission, Beijing 100076, China)

Abstract: This paper proposes an in-situ electric energy acquisition technology for power generation by drawing propellant from a rocket engine. The high-pressure fuel is drained from the engine with abundant power, and then returns to the engine after power generation by the energy conversion device. This technology can greatly reduce the weight of the power supply system. A 1 200 kN liquid oxygen kerosene engine is taken as an example, and a lightweight principle prototype of 35 MPa constant speed generator and rectifier transformation is developed. A test system for driving a two DOF electro-hydrostatic actuator system is built. The test results show that the system can meet the instantaneous power demand of the servo system with the rated high voltage of 270 V and the peak power of a high current of 40 kW, and also meet the power demand of the 28 V general rocket borne electronic equipment. This technology is expected to provide a power supply scheme with lightweight, high safety and high-power for multi electrification / full electrification of launch vehicle equipment in the future.

Key words: launch vehicle; in-situ electric energy acquisition; drainage power generation; lightweight

与多电/全电飞机类似,多电/全电运载火箭也 型号上广泛应用已成趋势。航天运载器电伺服系
进入快速发展阶段,电伺服系统在未来航天运载器 统以及发动机推力调节机构、箭上预冷循环泵及电

收稿日期:2021-05-10;修订日期:2021-06-25

通信作者:赵迎鑫,男,博士,研究员,E-mail: zhaoyx_calt@163.com。

引用格式:赵迎鑫,张朋,于斌,等.运载火箭发动机引流发电技术研究[J].南京航空航天大学学报,2021,53(S):71-77.
ZHAO Yingxin, ZHANG Peng, YU Bin, et al. Electric power generation by drawing propellant from engines in launch vehicles[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(S): 71-77.

动阀门等系统对大功率、高可靠及高比功率动力电源的需求尤为迫切^[1-3]。

航空航天运载器电伺服及其能源技术已经成为当今国内外该领域的热点研究方向。国外,美国国家航天局发布的空天飞行器技术领域投资计划,将电伺服及其电源作为重点投资对象,涵盖了运载火箭电伺服系统的电力能源的生成与储存、电力能源的管理与分配、电伺服作动3个研究方向^[4-6]。霍尼韦尔和汉胜公司也分别针对运载火箭研制开发了引流氢气发电的动力电源及其管理系统^[7-9]。

汲取发动机燃料的引流发电系统,通过引流发动机的高压流体介质,驱动液动机、涡轮泵、气动机及叶轮泵等原动机高速旋转,带动发电机转动产生高频高压三相电能,通过电源管理系统,变换为箭载设备的直流用电。该动力电源方案具有大功率、高比功率、便于故障隔离、易于冗余设计及有效发动机能源利用等特点,且与发动机不存在机械耦合,不增加发动机设计难度和复杂程度,相对于当前其它电源技术优势明显,且核心元部件(电机、原动机及控制器)技术成熟,是航空航天运载器动力电源的重要方案之一。

因此,针对某型火箭对电能的紧迫需求,本文提出了引流发动机燃料发电式动力电源技术,为推力矢量控制电伺服机构以及其他用电量越来越大的箭载设备提供轻质化、稳定和可靠的电能,并解决箭上大功率用电时电池体积质量过大、安全性差及不宜于长期存储等突出问题,为未来多电化航空航天运载器的大功率供电系统提供解决方案。

1 用电需求

1.1 系统配置

以某型火箭为例,其通用芯级布局如图1所示,安装7台液氧煤油发动机,其中3台双向摇摆,共配置6台伺服机构,摇摆一台发动机的两台伺服机构共用一台动力电源。

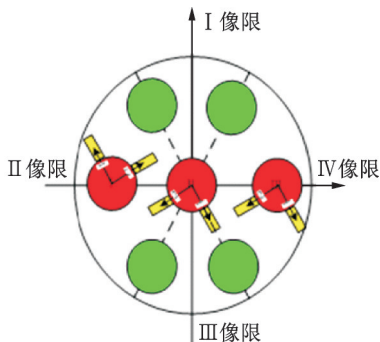


图1 通用芯级系统布局图

Fig.1 System layout diagram

1.2 用电特性

从可靠性、使用维护性及技术发展等综合因素考虑,火箭各子级采用三余度电静压伺服机构(Electro-hydrostatic actuator, EHA)摇摆发动机实现火箭的推力矢量控制,伺服机构基本参数见表1。

表1 基本参数

Table 1 Basic parameters

参数名称	参数
最大负载力矩/(N·m)	30 000
最大摆动角速度/((°)·s ⁻¹)	≥15
摆动角加速度/(rad·s ⁻²)	≥10
输出功率/kW	15
系统工作压力/MPa	21
电机泵最大转速/(r·min ⁻¹)	20 000±500
电机泵最大流量/(L·min ⁻¹)	50
电压/V	270

伺服机构工作原理简图如图2所示。通过改变伺服电机转向及转速,带动同轴的液压泵工作,进而实现发动机的推力矢量控制。

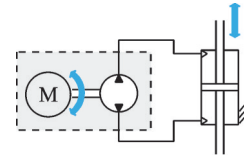


图2 EHA工作原理简图

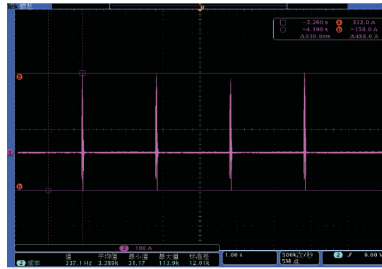
Fig.2 EHA working principle diagram

对于电伺服机构而言,电机是电源的主要负载,能量消耗主要分为两部分:(1)额定电流,是指伺服机构推动负载时,电机所消耗的电流,主要特点为电机扭矩转换为作动器压差。(2)瞬时电流,是指电机以极速状态加/减速、正/反转消耗电流,是消耗电流的主要负载成分,对应电机转动惯量的瞬时惯性力矩是消耗电流的主要负载成分,该工况的瞬时电流要显著高于额定电流,一般会高达3~5倍。美国MOOG公司是伺服领域的标杆企业,其EHA产品已经大量的装备在F35、F18等多型军用飞机,其各类EHA产品峰值电流也均为常值电流的3~5倍。

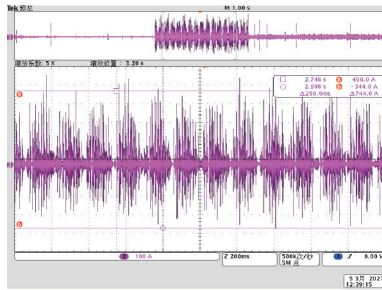
以现有22 kW电静压伺服机构原理样机为例,其电源直流母线电压最低值为 $U=240$ V,该伺服机构额定工作电流 $I=P/U=92$ A。

伺服机构空载状态、暂态典型信号(1°暂态指令)下,实测电源的输出特性如图3(a)所示,峰值332 A,是常值电流92 A的3.6倍。伺服机构(双

机)空载状态、正弦典型信号(幅值 0.4° 、频率 10 rad/s 的正弦指令)下,用电特性实测曲线如图3(b)所示。一次工作周期持续时间为 150 ms 左右,其中,峰值电流 400 A 持续总时间约为 50 ms ,是常值电流 92 A 的 4.3 倍。实测数据表明,只要伺服机构正负换向,就会消耗较大的电流,并且动作幅度越大,瞬态电流越大。



(a) 1° typical command signal



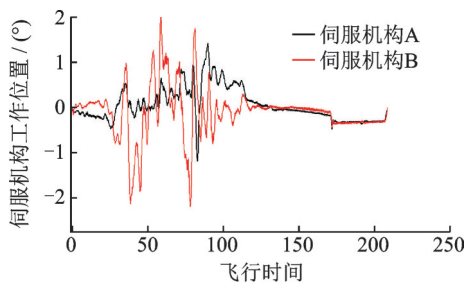
(b) 0.4° 、 10 rad/s typical command signal

图3 实测电流曲线

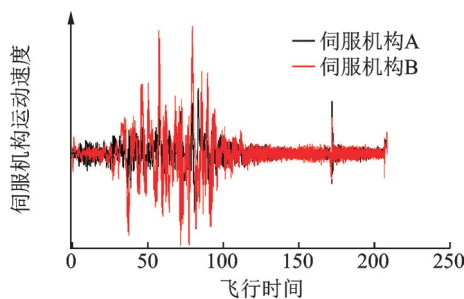
Fig.3 Measured current curve

1.3 按实测飞行曲线预估用电需求

以某型火箭一子级飞行数据为例(采样周期 100 ms),两台伺服机构(A和B)的位置曲线和速度曲线如图4所示。



(a) Position curve



(b) Velocity curve

图4 实际飞行曲线

Fig.4 Actual flight curves

伺服机构消耗能量包括两部分:

(1) 额定电流

火箭飞行时,伺服机构提供摇摆发动机所需的力矩,负载压差如图5所示。

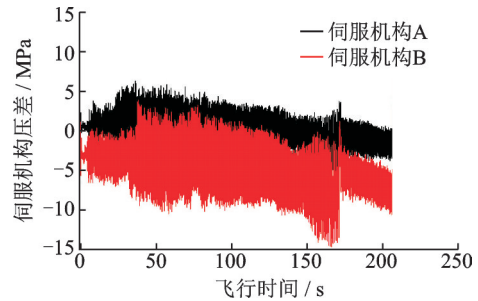


图5 伺服机构实际飞行压差曲线

Fig.5 Differential-pressure curve of servo mechanism in actual flight

根据遥测数据,伺服机构飞行时平均压差及所需的等效额定电流见表2,取余量 30 A 。一台发动机配置两台伺服机构(A和B),常值电流 60 A ,放电电压不低于 240 V 。

表2 压差与电流对应关系

Table 2 Corresponding relationship between differential-pressure and current

参数	伺服机构 A	伺服机构 B
压差(均值)/MPa	2	5
等效电伺服额定电流/A	9	22

(2) 瞬态电流

伺服机构动作幅度虽小,但伺服电机(泵)一直处于加减速、正反转切换状态,此时需要消耗较大的电流。根据遥测数据,统计伺服机构换向次数见表3。

表3 换向次数统计

Table 3 Reversion times

工作时间/s	伺服机构 A	伺服机构 B
0~10	28	19
10~40	92	52
40~100	215	126
100~170	207	205
170~180	38	37
180~200	74	75
合计	562	514

由表3可见 100 ms 采样时间内伺服机构换向次数超过 500 次。伺服机构自身的控制闭环周期为 1 ms ,因此实际的伺服机构换向次数更多。电源消耗主要是用于持续的伺服机构换向动作,此处取 1000 次。

峰值电流为额定工作电流的 $3\sim 5$ 倍,此处取

3,则一台伺服机构动态工作时母线的峰值电流为276 A;一台发动机配两台伺服机构,取 $\sqrt{2}$ 倍,取390 A,电压不低于200 V。得到伺服机构实际用电需求数据如表4所示。

表4 根据飞行工况用电量估算

Table 4 Estimation of power consumption according to flight conditions

工况	电流/ A	工作 次数	持续 时间/s	总时间/ s	总安时/ (A·h)
常值电流	60	全程	220	220	3.67
峰值电流	390	1 000	0.05	50	5.42

2 动力电源方案

2.1 配置原则

运载火箭动力电源需遵循以下原则:

(1)可靠性方面,动力电源需采用冗余配置架构,满足一度故障时仍能满足负载全功率用电需求、二度故障时仍能满足负载基本功能用电需求。

(2)安全性方面,在瞬间大功率用电情况下,电源不应存在较大的电压跌落,并能吸收较高的反灌能量,且不能危及其他产品安全。

(3)环境适应性方面,无需特殊措施情况下,应能满足箭上-30~135℃使用环境。

(4)维护性方面,应能做到免维护。

(5)组成简单且功重比高。

2.2 引流式动力电源

同样以某型火箭为例,全箭配套28台伺服机构,用电功率大,如采用电池供电,质量大、安装操作不方便且安全性差,而采用引流发电的电源方案,可显著降低质量,提高使用维护方便性,安全性更好,是运载火箭伺服机构原位获取电能的高效方案。

引流式动力电源主要由引流发电机和电源管理器组成。综合考虑体积、质量,以及系统设计的复杂程度和风险,动力电源的系统架构采用一台动力电源拖动两台伺服机构工作,即一拖二的供电方式。一台摇摆发动机分别安装一台引流发电机,多台引流发电机发出的三相交流电通过一台多余度电源管理器转换为稳定的270、28 V直流电,为电静压伺服机构及其他箭载设备提供动力能源。以通用芯级伺服机构及其供电系统为例,系统总体架构如图6所示。

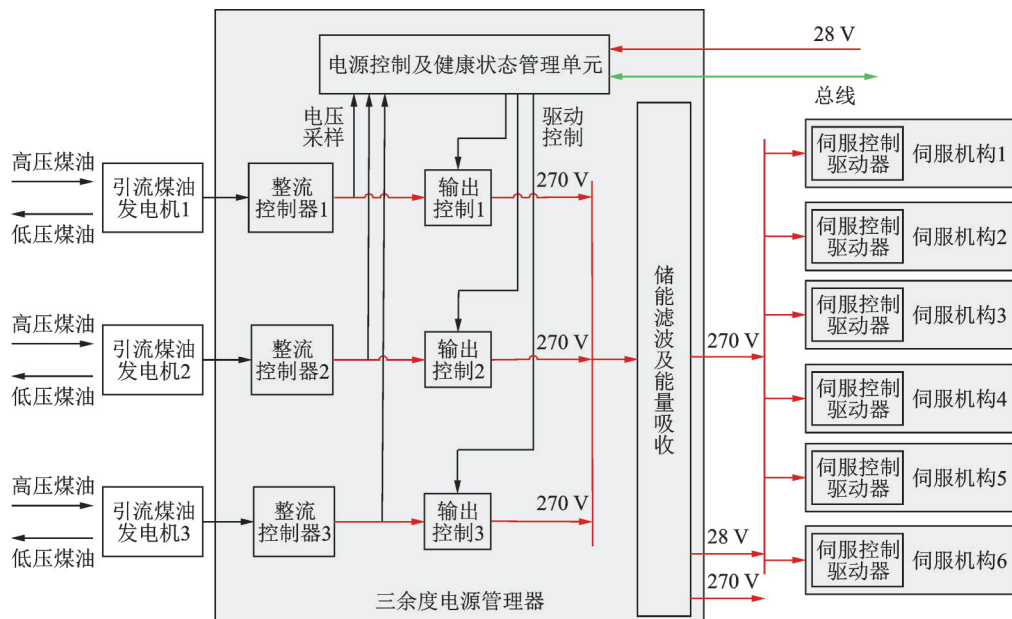


图6 通用芯级系统总体架构框图

Fig.6 System architecture diagram

引流发电式动力电源主要包含煤油发电机和电源管理器。

(1) 煤油发电机

煤油发电机基本功能是将高压煤油的能量转化为三相交流电能,由高压柱塞马达、恒速控制单元、高速发电机组成。高压煤油驱动柱塞马达从而带动发电机旋转以产生电力能源,恒速控制单元实现电力峰谷的自动调节。引流煤油压力30~

35 MPa,流量不大于1.7 kg/s,其结构图如图7所示,参数如表5所示。

(2) 三余度电源管理器

三余度电源管理器主要完成3台引流发电机发出的高频高压三相交流电的整流及电源系统冗余管理,最后输出稳定的270、28 V直流电。三余度电源管理器主要包括整流控制器、输出控制器、电源控制及健康状态管理单元、储能滤波及吸收模

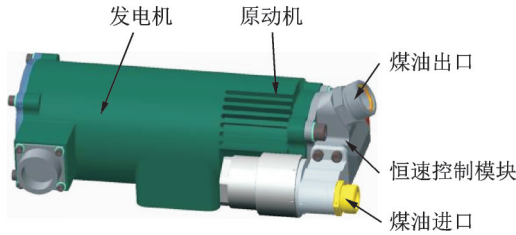


图7 引流煤油发电机三维设计图

Fig.7 3-D design drawing of kerosene generator

表5 煤油发电机设计参数

Table 5 Design parameters of kerosene generator

参数	额定转速/ (r·min ⁻¹)	理论排量/ (mL·r ⁻¹)	最大输出 功率/kW
数值	12 000	7.64	40

块及汇流模块等。

3 电源方案对比分析

考虑航天工程的特殊性,从可靠性、安全性、使用维护性以及功重比等多个维度,对引流式动力电源方案、锂电池方案及智能动力电源方案进行对比分析。

3.1 质量对比分析

(1) 引流式动力电源质量

40 kW 级引流发电机质量为 14 kg,整流控制器的质量约为 10 kg,则通用芯级 5 m 模块的引流式伺服动力电源质量为 14 kg×3+10=52 kg。现有工程样机还有进一步减重空间。

(2) 锂电池质量

采用比功率和比能量综合性能较好的三元型锂离子电池方案。根据表 4 实际飞行数据,计算得到电池相关参数:容量为 8.3 A·h,能量为 1 797 W·h。

采用 2 只 8 A·h 单体电池并联,电池单个质量为 330 g,电芯合计质量为 150 只×330 g/只=50 kg。

根据同类型电池组组装要求,一般汇流条和结构件等辅助装置约占质量的 30%~35%,故单台电池组的质量为 70 kg 左右。

(3) 智能动力电源质量

为改善锂离子电池比功率指标不足的缺点,提出了锂离子电池+电源管理的智能动力电源,其组成结构如图 8 所示。

自主管理单元配置峰值补偿模块可以提高伺服动力电源的瞬时放电能力,从而改善锂离子电池放电倍率较低的缺点,降低锂离子电池本体的质量,提高伺服动力电源的功率密度。按表 4 参数估算,智能动力电源的质量约 61 kg。

各方案质量对比如表 6 所示。由表 6 可知,锂电池方案由于功率密度相对较低,为满足大电流峰值放电的使用要求,体积质量相对于引流发电方案

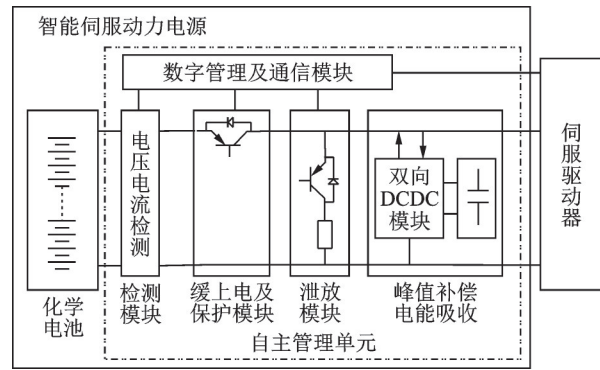


图8 智能动力电源组成框图

Fig.8 Schematic diagram of intelligent power supply

表6 不同方案动力电源质量对比

Table 6 Comparison of power supply mass of different schemes

方案	质量/kg			合计/kg
	发电机	电池	管理器	
锂电池		70(×3)		210
智能电源		61(×3)		183
引流发电	14(×3)		10	52

增大很多,引流发电方案的功重比具有一定优势。

3.2 其他因素对比分析

考虑航天工程的特殊性,本节从可靠性、安全性及使用维护性等多个维度,重点将电池方案与引流方案进行对比分析如下:

(1)可靠性方面:锂电池方案中锂电池由电池串并联组成,而锂电池的单体电压最高为 4.2 V,要形成伺服系统动力电 270 V 高压,需要多节单体锂电池串联,任何单体问题都会影响对应串联支路的可靠性^[10]。引流发电方案中的发电机及电源管理器易于实现冗余,可靠性高。

(2)安全性方面:伺服机构用电过程中存在较高的反灌能量,对于锂离子动力电池,若不采取防反灌措施,将会影响到电池的安全。另外,锂离子动力电池在使用和充放电过程中存在热失控的可能性,且一旦发生不可控制,将使动力电池彻底失效,严重时可能危及其他产品安全^[11]。引流发电方案中电力峰谷自动调节,安全性高。

(3)使用维护性方面:锂离子电池存在自放电问题,需要充放电维护,且锂电池充电时需要监控单体电源状态,单体电压不一致时还需进行单体均衡补电,使用维护复杂。引流发电系统本身无需特别维护,可以做到“随开随用”,可以有效节省测试流程。

(4)环境适应性方面:一般锂电池的使用温度范围为-20~60℃,而在 0℃以上才具有较好的性能,低温使用时能量密度存在明显下降,箭上使用时需采取保温措施。引流发电系统环境适应温度

为-55~80℃,对于低温环境适应性有明显提升。

(5)技术成熟度方面:目前,型号成熟应用的锂电池峰值电流都在100 A左右,还没有峰值电流在300、400 A等级的锂电池在型号上的应用。引流发电机关键核心部件已随多型火箭完成飞行验证。

电源方案特点对比如表7所示。

表7 电池方案与引流发电方案特点对比

Table 7 Comparison of characteristics between battery scheme and drainage power generation scheme

电源类型	电池方案	引流发电方案
冗余实现	简单	简单
容错能力	复杂	简单
能源利用效率	低	高
功重比	低	高
安装空间	大	较小
反灌能量影响	大	小
可靠性	一般	较高
安全性	一般	较高
环境适应性	一般	好
使用维护性	复杂	简单

4 引流式动力电源试验

研制了35 MPa恒速发电机和电源管理器的轻质化原理性样机,搭建了驱动双摆电静压伺服系统的试验系统,如图9所示。

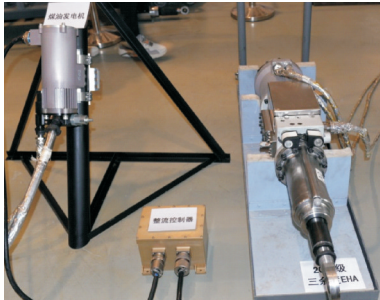


图9 引流煤油发电系统与伺服机构联合试验

Fig.9 Joint test of drainage kerosene power generation system and servo mechanism

4.1 单机原理性试验

通过单机原理性试验,对煤油发电机的功能性能进行初步测试,获得发电机及电源管理器相应的参数,验证了引流发电方案的可行性和适应性,部分试验结果见表8。

表8 发电机测试数据

Table 8 Generator test data

负载功率/ kW	压强/ MPa	流量/ (L·min ⁻¹)	交流相电压 有效值/V	直流 电压/V	直流 电流/A
0	34.4	72.4	126.72	314.5	0
16	33	79.1	107.33	245.8	64.6

4.2 系统级联试试验

伺服机构空载、1 300 kg·m²惯性负载工况下,通过电静压伺服机构、煤油发电机及电源管理器的系统级匹配试验,验证了电静压伺服系统采用引流发电方案的可行性,并初步获得伺服用电特性,为动力电源的后续设计提供了数据支撑,部分试验结果如表9所示。

表9 系统级联试测试数据

Table 9 System cascade test data

典型 动作	直流母线 电压/V		直流母线电压 跌落幅值/V		直流母线 电流/A		峰值 功率/kW	
	空载	带载	空载	带载	空载	带载	空载	带载
3°	215	221	73	69	140	125	30.1	27.6
4°	209	210	77	77	139	141	29.0	29.6
5°	210	209	77	77	152	141	31.9	29.5

4.3 极限工况试验

火箭发动机变工况工作状态下,发电机的引流压力会在一定范围内变化。为验证引流发电方案的适应性,进行了引流压力20~35 MPa范围内的极限工况拉偏试验。母线电压曲线如图10所示,直流母线电压由290 V跌落至133 V,最大跌幅157 V,母线电压有明显电压泵升,电压升高至396 V,泵升幅度106 V。母线电流曲线如图11所示,直流母线电流峰值332 A,峰值输出功率为44.2 kW。通过试验获得了发电机极限能力。

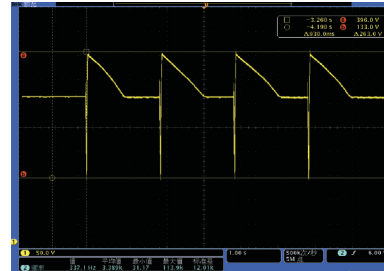


图10 母线电压曲线

Fig.10 Bus voltage curve

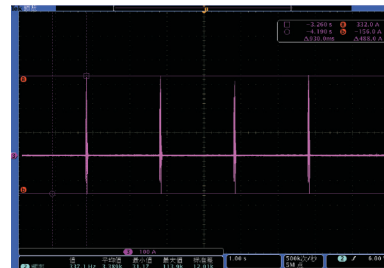


图11 母线电流曲线

Fig.11 Bus current curve

4.4 DC-DC变换试验

为充分利用发动机自身巨大的能量,本文在提出引流式伺服动力电源在满足电伺服大功率用电的同时,也提出了为火箭提供28 V直流供电方案。

因此,文中设计了具有冗余并联、智能主动、高精度及均流功能的270 V转28 V模块,变换装置样机如图12所示,可实现单电源变换装置功率密度3.3 kW/kg,输入电压范围200~350 V,输出电压28 V,常值电流35 A,电压精度1%,体积120 mm×60 mm×20 mm,具备多变换装置高精度并联冗余功能。开展了动力直流电源28 V供电稳定性试验,试验结果如图13所示。试验结果表明,伺服机构工作过程中瞬时大功率用电工况下,可稳定输出28 V直流电源。

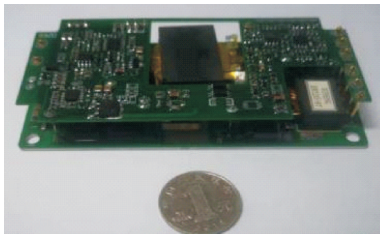


图12 高效大功率电源变换装置样机

Fig.12 Prototype of power conversion device with high efficiency and high power

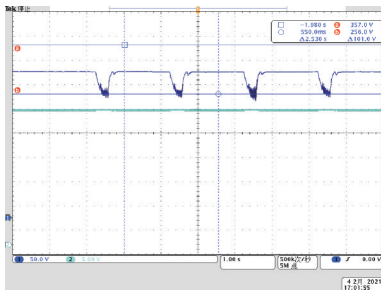


图13 4°暂态指令下270 V和28 V电压曲线

Fig.13 270 V and 28 V voltage curves under 4° transient command

5 结 论

从技术指标满足情况及国内外相关领域技术发展情况分析,从火箭自身的动力系统汲取能量进行引流发电的方案是一种高效、便捷、可靠和先进的技术途径。从发动机引流发电的原位电能获取技术不仅可满足伺服大功率用电需求,还可为全箭统一供电提供一种选择,既解决了发动机系统及增压输送系统各类阀门执行机构的用电需求,也可与箭上电池互为异构冗余,进一步提升全箭可靠性。

参考文献:

[1] 何巍,刘伟,龙乐豪.重型运载火箭及其应用探讨[J].导弹与航天运载技术,2011(1): 1-5.
HE Wei, LIU Wei, LONG Lehao. Heavy launch vehicle and its application[J]. Missiles and Space

Vehicles, 2011(1): 1-5.

- [2] 宋征宇.新一代运载火箭电气系统体系架构的研究[J].载人航天,2016,22(3): 317-322.
SONG Zhengyu. Research on avionics system configuration of next generation launch vehicle[J]. Manned Spaceflight, 2016,22(3): 317-322.
- [3] 彭越,牟宇,宋敬群.中国下一代运载火箭电气系统技术发展研究[J].宇航总体技术,2020,18(2): 17-28.
PENG Yue, MOU Yu, SONG Jingqun. Research on the development of avionics and electrical system in Chinese next generation launch vehicle[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2020,18(2): 17-28.
- [4] MILLER T B. Preliminary investigation on battery sizing investigation for thrust vector control on Ares I and Ares V launch vehicles: NASA/TM 2011-216899 [R]. [S.I.]:NASA, 2011.
- [5] KOERNER M, GANEV E. An electric power generation system for launch vehicles[C]// Proceedings of Power Systems Conference. New Orleans, Louisiana: SAE, 2006.
- [6] LYONS V J, SCOTT J H. An overview of space power systems for NASA missions[C]//Proceedings of the 5th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit (IECEC). [S.I.]: AIAA, 2007.
- [7] DELONG Z J, HIMMELMANN R A. Turbine generator assembly for thrust vector control: USA EP2682590 A2[P]. 2015-07-11.
- [8] MONDT J, SURAMPUDI S, HALPERT G, et al. Energy storage technology study for future NASA space science missions[C]//Proceedings of the Seventh European Space Power Conference. Stresa, Italy: ESA Special Publication, 2005.
- [9] GIETL E B, GHOLDSTON E W, COHEN F, et al. The architecture of the electric power system of the international space station and its application as a platform for power technology development[C]// Proceedings of the 35th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit (IECEC). Las Vegas, NV, USA:IEEE, 2000.
- [10] 刘波,张鹏,赵金保.锂离子动力电池及其关键材料的发展趋势[J].中国科学(化学),2018,48(1): 18-30.
LIU Bo, ZHANG Peng, ZHAO Jinbao. Development trends of lithium ion batteries and their key materials for electric vehicles[J]. Scientia Sinica Chimica, 2018, 48(1): 18-30.
- [11] 王其钰,王朔,张杰男,等.锂离子电池失效分析概述[J].储能科学与技术,2017,6(5): 1008-1025.
WANG Qiyu, WANG Shuo, ZHANG Jienan, et al. Overview of the failure analysis of lithium ion batteries [J]. Energy Storage Science and Technology, 2017, 6 (5): 1008-1025.