

# 数字变频控制点火装置分析

闫东东<sup>1,2</sup>, 肖 峻<sup>1</sup>, 赵 军<sup>2</sup>, 冯建昌<sup>2</sup>

(1. 天津大学 电气自动化与信息工程学院, 天津 300072;

2. 天津航空机电有限公司, 天津 300308)

**摘要** 为了解决发动机在恶劣工作环境下点火困难和易熄灭的问题, 采用数字电路控制放电频率、固态开关控制放电输出, 研制了一种数字变频固态点火装置, 该点火装置能够在 10~30 V 直流宽电压范围内稳定输出, 放电频率启动时为 6 Hz、启动后自动变换为 1 Hz, 具有放电火花持续时间长和长时持续工作等优点。所研制的点火装置是国内首台已成功装机应用的具备变频连续点火能力的数字点火装置, 自应用以来, 故障率明显低于现有点火装置, 能够满足地面启动、空中启动和高原等复杂气候环境下的高可靠点火工作。

**关键词** 发动机点火; 点火装置; 数字变频; 放电控制; 点火可靠性

**中图分类号** V434 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)05-0091-08

## Analysis of digital variable frequency control ignition exciter

YAN Dongdong<sup>1,2</sup>, XIAO Jun<sup>1</sup>, ZHAO Jun<sup>2</sup>, FENG Jianchang<sup>2</sup>

(1. School of Electrical and Information Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China;

2. Tianjin Aviation Electro-Mechanical Co., Ltd., Tianjin 300308, China)

**Abstract** To solve the problem of difficult ignition and easy flameout of the engine in harsh environment, we developed a digital variable frequency solid-state ignition exciter by using digital circuit to control the discharge frequency and solid-state switch to control the discharge output. This ignition exciter is capable of stable output in a wide voltage range of 10-30 V DC, with discharge frequency of 6 Hz at starting and automatically changing to 1 Hz after starting. It has extended discharge spark duration and longer continuous operation. The ignition exciter developed is the first digital ignition exciter with variable frequency continuous ignition capability that has been successfully installed and applied in China. After its application, the number of failures, the percentage of failed products and the failure rate are all 0, which are significantly lower than the existing ignition exciters. The practical application has shown that the ignition exciter can meet the high reliable ignition requirement under complex climate environment such as ground start, air start and plateau start.

**Key words** engine ignition; ignition exciter; digital variable frequency; discharge control; reliability of ignition

收稿日期: 2022-09-26; 修回日期: 2022-10-14

基金项目: 天津市科技支撑重点项目(20YFZCGX00170)

作者简介: 闫东东(1989—), 男, 硕士, 高级工程师, 研究领域为航空发动机点火系统。

## 0 引言

发动机的启动需要点火系统引燃燃油作为能量起始。点火装置一般与点火电缆、点火电嘴组成点火系统,工作过程是:点火装置接通电源,产生高压脉冲,通过点火电缆传输,在点火电嘴表面产生击穿放电,电火花点燃发动机燃烧室内的空气燃油混合气体<sup>[1]</sup>。

发动机必须具备可靠的地面和空中点火能力,这取决于点火系统的可靠性和安全性。传统的模拟电路点火装置工作过程中输出参数稳定性差,受环境影响大。例如,当发动机在高原高空环境下启动时,由于海拔高度增加,空气变得稀薄,点火时燃烧室内的空气流量存在不同程度的下降,燃烧条件变恶劣;同时燃油流量下降且雾化效果变差,燃烧室内的流场结构、流场内的气体流速、火焰形态会发生很大变化,导致引燃困难或熄灭等风险<sup>[2-3]</sup>。因此,确保航空发动机在高原高空等恶劣条件下的高可靠点火性能变得尤为关键。同时,随着作战需求的不断变化和新战机对全天候作战性能要求的提高,对点火系统的设计、研制、生产也提出了持续工作、寿命长、可靠性高等要求。

为解决航空发动机点火装置输出参数稳定性差和受环境影响大等问题,美国点火系统制造商率先开展了固态点火装置的研究。Unison 公司在 20 世纪 90 年代首次成功研制出数字固态点火装置,采用固态器件代替机电触点和气体放电管,大幅提高了放电频率的稳定性和工作可靠性。1994 年开始,Unison 公司的数字固态点火装置逐渐在新型航空发动机和辅助动力装置中应用<sup>[4]</sup>。Champion 公司在 2000 年后也开始了数字固态点火装置的研制,随着电子器件的快速发展,数字固态点火装置的技术和研制也取得了突破,如更耐高温、质量更轻、体积更小、工作可靠性更高等<sup>[5]</sup>。目前 Unison 公司和 Champion 公司已发展成为美国最大的两家航空点火系统制造商,凭借多年的技术优势,其点火产品的应用覆盖了欧美国家大多数航空发动机和辅助动力装置。

国内的航空发动机点火装置仍以机电触点原理和模拟电路为主,其放电频率和放电火花能量受环境温度和工作电压影响较大。为此,文献[6]提出了一种采用晶体管 RCC 模拟电路的点火装置设

计方案,该方案原理简单,制造工艺成熟,应用较广;但受制于半导体器件工作特性,当工作电压、工作温度变化时,其放电频率会发生较大波动,且短时工作时间仅为 10 ~ 20 s。为此,文献[7]提出了一种采用数字定频输出的它激式点火装置设计方案,其振荡电路采用 PWM 控制 MOSFET 变换器工作,同时通过储能充电电路增加了反馈系统,这种点火装置输出参数相对稳定,能够在高低温环境下实现定频输出,近年来在部分发动机上也有了应用,点火可靠性也有了提升,但只能实现额定频率输出,同样无法实现连续工作输出;在恶劣环境工况下发生启动困难或发动机熄火等故障。为此,文献[8]针对现有点火装置提出了一种具备放电频率延时切换功能的点火装置改进设计方案,采用 RC 振荡器原理实现放电频率切换,但只能实现 3 ~ 5 s 内的切换,不能实现精确控制,不能完全满足发动机在高空高原复杂环境下点火时间延长的需求,仍存在引燃困难或熄灭等风险,且该技术原理目前仍在预研阶段<sup>[9]</sup>,尚未工程化应用。

综上,我国现有模拟电路点火装置存在放电频率波动较大问题,新的数字点火装置存在不能长时工作问题,均存在导致发动机点火过程中的可靠性降低,带来引燃效率不高进而导致发动机点火故障的风险<sup>[10]</sup>。为此,本文提出了一种基于数字变频连续输出技术原理的点火装置设计方案,并成功研发出点火装置。实现了宽电压范围内放电频率和放电电压稳定输出,具有放电火花持续时间长和变频连续输出的优点,大幅提高了发动机引燃效率、降低了熄灭风险,点火可靠性得到明显提升。

本文点火装置是国内首台已成功装机应用的具备变频连续点火能力的数字点火装置。点火装置已随发动机完成设计鉴定,为某型发动机独立配套。实际应用表明,本文点火装置能满足地面启动、空中启动和高原等复杂气候环境下的高可靠点火工作。

## 1 工作原理

点火装置通用工作原理框图如图 1 所示。接通 10 ~ 30 V 直流电源后,将机上直流电通过滤波电路、MOS 开关电路、PWM 控制电路将低压直流电变换为高压脉冲电。经过储能电路对储能电容器充

电;电容器充电电压达到阈值电压后,PWM 控制电路中的触发模块发出信号驱动晶闸管开关电路进行放电<sup>[11]</sup>;经放电电路传导给点火电嘴,在点火电嘴表面形成电火花,电火花点燃发动机燃烧室内空气和燃油的混合气。

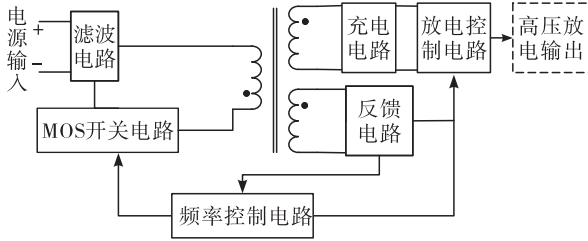


图1 点火装置通用工作原理框图

Fig. 1 General working principle block diagram of ignition exciter

## 2 电路设计

### 2.1 点火电路原理

点火装置电路简化原理图如图2所示。

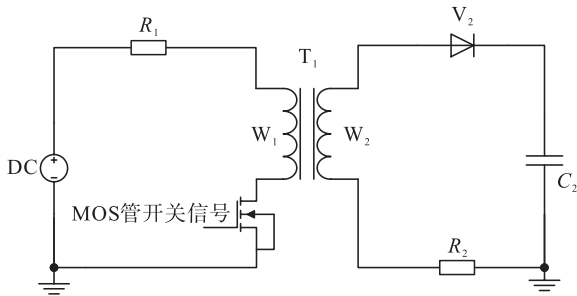


图2 点火电路简化原理图

Fig. 2 Simplified schematic of the ignition circuit

电路中主要变换部分是直流变换器。当电源接通后,MOS 管导通,由于变压器  $T_1$  初级线圈  $W_1$  的电感特性,初级回路中的电流从0 逐渐增长<sup>[12]</sup>。

忽略 MOS 管导通压降、初级线圈漏感等有关参数,初级电路的方程为

$$U_1 = \frac{L_1 dI_c}{dt} + I_c R_1 \quad (1)$$

式中:  $U_1$  为电源电压;  $L_1$  为初级线圈  $W_1$  中的电感值;  $R_1$  为初级线圈  $W_1$  的电阻值。

MOS 管导通时,初级电路中电流  $I_c$  以指数规律增长,表达式为

$$I_c(t) = \frac{U_1}{R_1} (1 - e^{-\frac{R_1}{L_1}t}) \quad (2)$$

$$\frac{dI_c(t)}{dt} = \frac{U_1}{R_1} \frac{R_1}{L_1} e^{-\frac{R_1}{L_1}t} = \frac{U_1}{L_1} e^{-\frac{R_1}{L_1}t} \quad (3)$$

$$\left. \frac{dI_c(t)}{dt} \right|_{R_1=0} = \frac{U_1}{L_1} \quad (4)$$

MOS 管关断时,次级线圈  $W_2$  通过整流二极管  $V_2$  向储能电容器  $C_2$  充电,使原有的电磁能转换为静电能<sup>[13-15]</sup>。

初级平均电流为

$$I_{cp} = \frac{1}{T} \int_0^T I_c dt = \frac{1}{T} \int_0^T \frac{U_1}{R_1} (1 - e^{-\frac{R_1}{L_1}t}) dt \quad (5)$$

将图2中的变压器  $T_1$  按等效折算电压电流的方法考虑<sup>[16]</sup>,忽略漏感和效率损失等有关参数影响,得到等效电路模型,如图3所示。

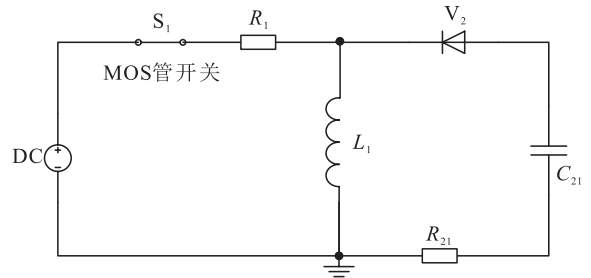


图3 充电电路简化原理图

Fig. 3 Simplified schematic of charging circuit

图中  $R_1$  为初级线圈  $W_1$  的内阻,  $R_{21}$  为次级线圈内阻  $R_2$  折算到初级的等效值(  $R_{21} = R_2/n^2$ ,  $R_{21}$  为次级线圈内阻,  $n$  为匝比),  $C_{21}$  为次级储能电容器  $C_2$  电容量折算到初级的等效值,  $C_{21} = n^2 C_2$ 。

MOS 关断时,  $L_1$  因其电感特性,以关断时的电流  $I_{cm}$  为后端储能电容充电,  $L_1$  上的感应电压由负载端决定。由于二极管的单向特性,储能电容器只能充电不能放电,所以电压电流随时间变化的特性只能表现在电感电流由  $I_{cm}$  降为0 的时间段内。然后二极管关断,MOS 管又开始导通。

$$\frac{1}{2} L_1 I_{cm}^2 = \frac{1}{2} C_{21} U_{ct1}^2 \quad (6)$$

$$U_{ct1} = I_{cm} \sqrt{L_1 / C_{21}} \quad (7)$$

$$I_{cm} = -C_{21} \frac{dU_{ct1}}{dt_1} \quad (8)$$

储能电容第一次充电时间  $t_1$  为

$$t_1 = \sqrt{L_1 C_{21}} \quad (9)$$

MOS 管第二次关断时,继续对储能电容器充电,电容器上已有电压为  $U_{ct1}$ ,第二次充电后电容电压  $U_{ct2}$  计算式为:

$$2 \times \frac{1}{2} L_1 I_{cm}^2 = \frac{1}{2} C_{21} U_{ct2}^2 \quad (10)$$

$$U_{ct2} = \sqrt{2} U_{ct1} \quad (11)$$

电容二次充电时间  $t_2$  计算式为

$$I_{cm} = -C_{21} \frac{d(U_{ct2} - U_{ct1})}{dt_2} \quad (12)$$

$$t_2 = (\sqrt{2} - 1) \sqrt{L_1 C_{21}} \quad (13)$$

第  $n$  次充电后电容电压为  $U_{ctn} = \sqrt{n} U_{ct1}$ ,第  $n$  次充电时间为  $t_n = (\sqrt{n} - \sqrt{n-1}) \sqrt{L_1 C_{21}}$ 。随着储能电容充电电压的不断升高,充电时间按次递减。

## 2.2 频率控制电路设计

### 2.2.1 频率发生器电路

点火装置的放电频率为变频设计,发动机设计要求值由 6 Hz 变为 1 Hz。采用分频器(计数)电路实现频率控制<sup>[17]</sup>,本电路设计主要采用一个 24 级二进制纹波计数器实现,可以自激振荡或外加时钟频率,适用于构成各种可编程分频器。

通过配置外围电路(如图 4 所示),当分频器的 A(第 9 引脚)、B(第 10 引脚)、C(第 11 引脚)、D(第 12 引脚)引脚触发编码确定时,其输出频率由外围的 RC 振荡电路决定(4 引脚与 5 引脚之间的电容  $C_2$ 、电阻  $R_1$ 、 $R_3$ ),本电路频率输出设计值要求不小于发动机设计要求值(6 Hz),即通过分频器构成的频率控制电路设计,使得分频器 13 引脚输出不小于 6 Hz 的方波信号,以用于控制关联电路。

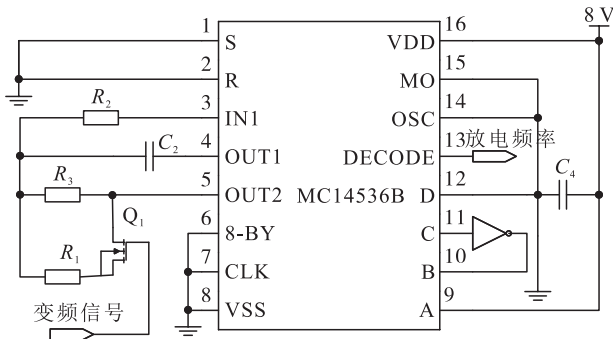


图 4 频率发生器电路

Fig. 4 Frequency generator circuit

为保证放电频率  $f > 6$  Hz,根据电路原理,需要调整控制放电频率的分频器 13 引脚输出频率大于 6 Hz,根据 MC14536B 芯片手册,分频器 13 引脚的输出频率  $f$  和振荡频率  $f_{osc}$  之间的表达式为  $f = f_{osc}/2^{12}$ ,由分频器外部的  $R_1$ 、 $R_3$  和  $C_2$  共同决定,即

$$f_{osc} = \frac{1}{2.3 R_T C_2} \quad (14)$$

式中  $R_T$  为  $R_1$ 、 $R_3$  并联后阻值,且

$$f = \frac{1}{2.3 R_T C_2 2^{12}} \quad (15)$$

### 2.2.2 变频放电控制电路

变频放电控制电路主要是通过计数器原理<sup>[18]</sup>,实现在规定时间内的由 6 Hz 到 1 Hz 放电频率的切换。图 5 中是一种 8 位可预置同步二进制减法计数器芯片,通过配置外围电路可实现预置值为 200 的减法计数器功能。计数器 14 引脚输出高电平,时钟信号端 2 引脚接收方波信号开始计数,接收一个上升沿信号计数器减 1,直到将预置值 200 减到 0,14 引脚输出由高电平变为低电平。此时频率发生器电路分频器的 A、B、C、D 由原来的 1100 变为 1010。同时  $R_1$ 、 $R_3$  由原来的并联接入变为  $R_1$  单独接入。通过这样的电路连接,分频器的输出放电频率由额定的 6 Hz 变为 1 Hz 左右。

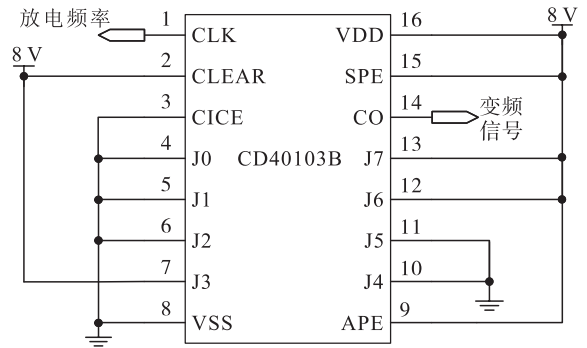


图 5 变频放电控制电路

Fig. 5 Variable frequency discharge control circuit

计数 200 次后,计数器 14 引脚输出低电平,MOS 管关断,只有  $R_3$  接入电路,同时分频器配置引脚变为 1010,对应  $2^{14}$ ,此时有:

$$f_{osc} = \frac{1}{2.3 R_3 C_2} \quad (16)$$

$$f' = \frac{1}{2.3 R_T C_2 2^{14}} \quad (17)$$

### 2.3 放电控制电路设计

放电控制电路采用晶闸管开关替代现有点火装置中寿命短、可靠性较低的气体放电管,气体放电管因其原理特性,击穿电压分散性较大(通常为 $\pm 20\%$ ),且寿命较短。图6所示为放电控制电路原理图, $S_1$ 晶闸管为放电开关, $R_6$ 为保护电阻, $R_7$ 电阻用于充电监测取样,当储能电容器 $C_{16}$ 达到规定充电电压后,触发后续电路工作,完成能量释放。

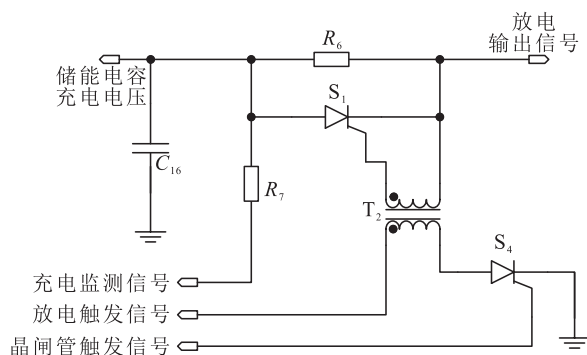


图6 放电控制电路

Fig.6 Discharge control circuit

图6中,储能电容器 $C_{16}$ 达到规定充电电压后,比较器输出触发信号, $S_4$ 晶闸管导通, $T_2$ 触发变压器开始工作, $S_1$ 晶闸管导通,能量释放输出,比较器复位,进行下一周期的充放电工作,放电控制电路可以实现放电电压的稳定输出,从而减少放电过程中的能量损耗。

## 3 仿真与测试

本文点火装置在装机应用前通过了135 min时长的持续点火工作性能考核,能够满足每架次工作时长(1~2 h)的使用要求。按GJB 150.1A标准完成了高低温( $-55\sim 125\text{ }^{\circ}\text{C}$ )、低气压、湿热、霉菌、盐雾、振动、冲击等环境适应性考核<sup>[19]</sup>,本文点火装置均能正常工作。

本节详细介绍充电电路波形仿真、放电频率、放电输出电压等关键性能参数的测试验证。

### 3.1 充电电路仿真

点火装置通过MOS管的开关信号,使得变压器 $T_1$ 周期性地导通与截止,实现了直流-交流转换,通

过变压器 $T_1$ 的反激特性,对储能电容进行周期性充电,采用Saber软件对充电波形进行仿真,结果如图7所示。

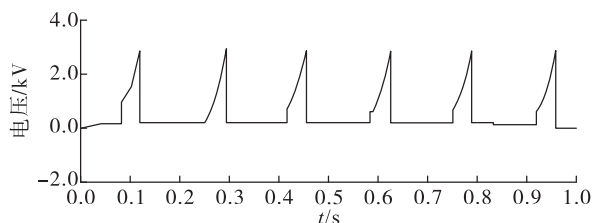


图7 储能电容器充电波形

Fig.7 Charge waveform of energy storage capacitor

由图7可见,储能电容器按设定频率周期性充电,每个周期内的充电峰值电压为2.8 kV。

根据要求工作电压(直流)为10~30 V,现通过设置工作电压为10 V、28 V、30 V时,测试电容充电的时间,如图8所示。不同工作电压下电容器充电时间如表1所示。

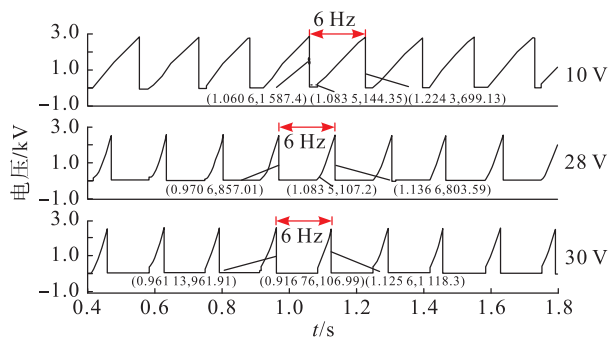


图8 不同工作电压下储能电容器充电状态

Fig.8 Charge state of energy storage capacitor at different operating voltage

表1 不同工作电压下电容器充电时间

Tab.1 Charge time of storage capacitor at different operating voltage

工作电压/V	电容储能时间/ms	占空比/%
10	140.8	87.8
28	53.1	31.9
30	20.8	12.7

由图8和表1可见,在10~30 V范围内,本文点火装置均能在发动机设计要求值6 Hz对应时间166.67 ms内完成充电。

### 3.2 放电频率测试

点火装置在规定时间内完成储能电容器高压脉冲电能的充放,并周期性进行,此为点火装置高压脉冲电能的输出频率,即放电频率,测试结果见表 2。

表 2 放电频率测试

Tab. 2 Discharge frequency test

工作电压/V	频率/Hz (工作 30 s 内)	频率/Hz (工作 30 s 后)
10	6.12	1.25
28	6.22	1.32
30	6.26	1.33

从表 2 可知,本文装置在不同工作电压下的放电频率稳定,可以实现放电频率启动时为 6 Hz、启动后自动切换为 1 Hz 的功能,在 10 ~ 30 V 工作电压范围内放电频率浮动在 0.5 Hz 以内,放电频率波动率[波动率 = (频率最大值 - 频率最小值)/频率最小值]约为 7%。

### 3.3 放电输出电压测试

放电输出电压为点火装置高压脉冲电能输出的峰值电压,当点火装置储能电容器达到规定充电电压后,触发后级电路工作,完成储能电容器中的放电输出,并按输出频率周期性进行。图 9 为本文装置放电输出时的电压波形。

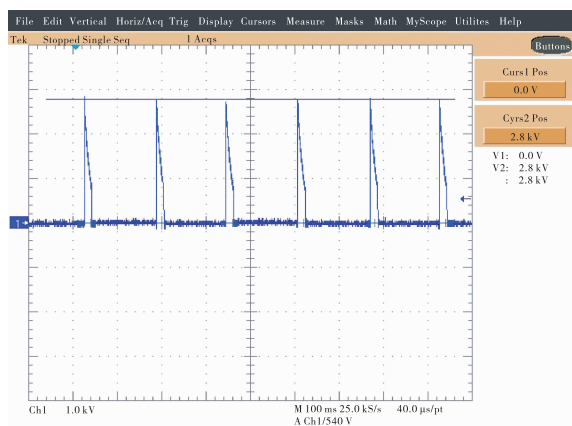


图 9 放电输出电压波形

Fig. 9 Discharge output voltage waveform

放电输出电压设计要求值大于 2.5 kV,点火电嘴最小放电电压要求值小于 1.5 kV。由图 9 可知,本文点火装置放电输出电压稳定,电压峰值为 2.8 kV,完全满足击穿点火电嘴产生电火花的要求。

### 3.4 放电火花能量测试

放电火花能量是衡量点火性能的一项重要技术指标,通过对点火电嘴产生电火花瞬间电极间的电压、电流及电火花持续时间的测量,得到实时消耗的电能,以此确定放电火花能量,并衡量能量转化效率。

图 10 为放电火花能量释放测试曲线,横轴为时间长度(单位为  $\mu s$ ),深蓝色曲线代表放电火花电压,红色曲线代表放电火花电流,浅蓝色曲线代表放电火花能量  $M_1$ ,且  $M_1 = \int U_{Ch1} I_{Ch2} dt$ ,即电压和电流乘积的积分<sup>[20]</sup>。

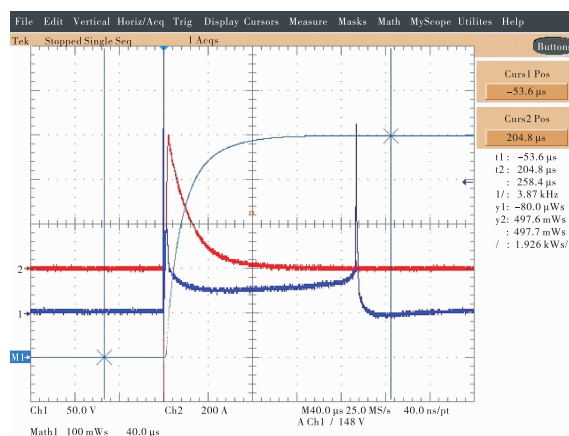


图 10 放电火花能量波形

Fig. 10 Discharge spark energy waveform

由图 10 可知,单个放电火花能量为 497 mJ,放电火花持续时间约为 176  $\mu s$ (现有点火装置为 40 ~ 120  $\mu s$ )。本文点火装置采用数字固态放电控制电路实现了放电火花能量的稳定输出。

## 4 与现有技术比较

国外发动机主要以数字定频点火装置为主,如点火装置 E3X,个别发动机应用了数字变频点火装置,但多以短时间歇式工作方式为主,由于数据保密原因,未获得国外点火装置装机应用的可靠性数据,因此本文只进行性能指标对比,装机应用的可靠性数据不予对比。

国内现有装机的点火装置多以模拟电路为主,如点火装置 X1;少部分型号应用了数字定频技术原理的点火装置,如点火装置 X2。本文点火装置和现有点火装置的性能对比如表 3 所示。



表 3 与现有同类发动机点火装置的性能指标对比

Tab. 3 Performance index comparison with existing similar engine ignition exciters

产品	工作原理	工作电压(直流)/V	放电频率波动率/%	工作方式
本文点火装置	数字变频	10 ~ 30	约 7	持续工作 135 min
点火装置 X1	模拟电路	18 ~ 30	约 30	短时间歇,工作 30 s/休息 90 s
点火装置 X2	数字定频	14 ~ 30	约 5	短时间歇,工作 20 s/休息 60 s
国外点火装置 E3X	数字定频	10 ~ 30	约 5	短时间歇,工作 60 s/休息 60 s

注:点火装置 X1 放电频率为 4.2 ~ 5.5 Hz;点火装置 X2 放电频率为 8.5 ~ 8.9 Hz;点火装置 E3X 放电频率为 6.1 ~ 6.4 Hz。

由表 3 可见,本文点火装置和现有点火装置相比,能够长时持续工作,从而保证发动机燃烧室具有持续输出的稳定点火源,因而能大幅提高引燃效率、降低熄灭风险,提升发动机的点火可靠性。

本文点火装置能在较宽的工作电压范围尤其是 10 V 低电压应急状态工作,因此点火过程中的可靠性也得到提高。

本文点火装置的放电频率波动率明显低于现有点火装置 X1,与现有点火装置 X2、国外点火装置

EX3 相当。较低的波动率能保证点火装置具有更好的环境适应性和点火过程中的稳定输出,从而提升发动机的点火可靠性<sup>[21]</sup>。

本文点火装置在研制阶段随发动机完成了 4 535 次启动,试飞阶段累计飞行 27 架次/37 h,工作正常,未发生故障,满足发动机装机使用要求<sup>[22]</sup>。对现有点火装置和本文点火装置的点火故障数据进行统计和对比见表 4。点火故障一般指引燃不充分或未点燃造成熄火,从而引起发动机启动失败。

表 4 与现有点火装置的点火故障数据对比

Tab. 4 Comparison of ignition fault data between exciters in this paper and existing exciters

产品	2018 年至今装机数量	平均装机时间/h	点火故障次数	故障产品占比/%	500 h 飞行故障率/%
本文点火装置	21	约 290	0	0.00	0
点火装置 X1	38	约 310	1	2.63	1.61
点火装置 X2	47	约 275	2	4.25	3.63

注:数据源于装置使用单位某主机厂的故障报告,经统计整理得到。

由表 4 可知,2018 年至今,本文点火装置的故障次数、故障产品占比和故障率均为 0,明显低于现有点火装置。

相对现有点火装置,由于本文点火装置装机数量较少,装机使用数据还不够充分,后续随着本文点火装置在同类型发动机的拓展应用,装机数量会继续增加,需持续跟踪本文点火装置的应用情况和可靠性数据。

5 结论

本文设计了一种具有连续变频输出的数字点火装置,点火装置采用数字变频控制电路,采用固态开关控制放电输出,实现了宽电压范围内放电频率和放电电压稳定输出,具有放电火花持续时间长

和变频连续输出的优点,提高了点火可靠性。

本文点火装置的研制应用也为其他同类型发动机的拓展应用提供了参考。

参考文献

[1] 蒋志扬. 航空发动机电点火原理[M]. 北京:国防工业出版社,1959.

[2] 王煜锟,王玫,张锋,等. 气氧/气甲烷火炬点火器设计及试验[J]. 火箭推进,2022,48(3):57-62.

WANG Y K, WANG M, ZHANG F, et al. Design and experimental study of gas oxygen/methane torch igniter [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2022, 48(3): 57-62.

[3] 刘昌国,陈锐达,刘彝,等. 小推力空间液体火箭发动机夹气启动特性[J]. 火箭推进,2021,47(3):8-15.

- LIU C G, CHEN R D, LIU B, et al. Start-up characteristics of low-thrust space liquid rocket engine with entrained gas[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2021, 47(3): 8-15.
- [4] JANKOWIAK A, BLANCHART P. Electrical behaviour of ceramic composite materials for aero-engine igniters[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2006, 10(3): 207-216.
- [5] GLIDDEN S C, SANDERS H D. Solid state spark gap replacement switches[C]//27th International Power Modulator Symposium. New York: IEEE, 2007.
- [6] 吴恩会, 陈新. 应用于航空发动机直流高能点火装置的高能点火装置研究[J]. *电子测量与仪器学报*, 2008, 22(S2): 305-308.
- [7] 边靖洲, 车延博, 冯宝国. 一种航空发动机稳频高能点火器[J]. *应用科技*, 2015, 42(5): 14-18.
- [8] 赵军, 张涛, 栗建新, 等. 航空发动机点火系统改进设计[J]. *现代电子技术*, 2013, 36(4): 102-106.
- [9] 李奕新, 谭航, 杨水银. 航空发动机点火系统现状与发展趋势[J]. *燃气轮机试验与研究*, 2015, 28(6): 49-54.
- [10] 刘正艺, 陈溯敏, 周孙宇. 航空发动机燃烧室点火研究概述[J]. *燃气轮机试验与研究*, 2021, 34(6): 51-55.
- [11] 王兆安, 刘进军. 电力电子技术[M]. 5 版. 北京: 机械工业出版社, 2009.
- [12] 龙轶, 高红星, 唐军. 基于功率 MOSFET 管的 RCC 变换器研究[J]. *船电技术*, 2007, 27(6): 351-353.
- [13] ERICKSON R W, MAKSIMOVIC D. Fundamentals of power electronics[M]. 2nd ed. New York: Springer, 2013.
- [14] RASHID M H, RASHID M H. Power electronics handbook[M]. 3rd ed. Burlington: Butterworth-Heinemann, 2011.
- [15] LEUCHTER J, STEKLY V, BLASCH E. Investigation of avionics power switch loading versus aircraft electromagnetic compatibility[J]. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 2015, 30(9): 24-34.
- [16] 方荣宝. 航空发动机用晶体管高能点火装置的计算[R]. 北京: 中国航空科技报告管理办公室, 1983.
- [17] GRAY P R, HURST P J, LEWIS S H, et al. Analysis and design of analog integrated circuits[M]. New York: John Wiley & Sons Inc, 2009.
- [18] NELSON V P, NAGLE H T. Digital logic circuit analysis and design[M]. Englewood Cliffs, NJ: Prentice Hall, 1995.
- [19] 中国人民解放军总装备部. 军用环境试验方法: GJB 150. 1A[S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2009.
- [20] 国防科技工业局. 航空燃气涡轮发动机点火系统电嘴火花能量试验方法: HB 20274[S]. 北京: 中国航空综合技术研究所, 2016.
- [21] 王俊琦, 汪涛. 某型辅助动力装置启动失败故障分析[J]. *工程与试验*, 2020, 60(2): 50-52.
- [22] 天津航空机电有限公司. 变频放电连续输出点火技术研究应用证明[R]. 天津: 天津航空机电有限公司, 2018.