

高原自主起动涡轮起动机起动状态和尖峰电流关联分析

雷晓犇¹, 胡新华¹, 李兵强², 王浩¹

(1.空军工程大学 航空工程学院, 陕西 西安 710038; 2.西北工业大学 自动化学院, 陕西 西安 710072)

摘要:机载蓄电池自主起动发动机是保证飞机快速出动的重要手段,而在高原低气压、低含氧量环境下,飞机自主起动尤为困难。自主起动瞬态产生的尖峰电流能够反映燃气涡轮起动机状态,分析机载蓄电池的放电性能,并依此判断能否成功自主起动,具有重要的研究意义。通过建立机载蓄电池自主起动发动机的等效电路模型,分析涡轮起动机的起动状态对自主起动尖峰瞬态电流的影响;根据机载蓄电池的尖峰瞬态电流得到了判断涡轮起动机起动成功或失败的机理;在高原上进行了机上实装试验,验证了理论分析的有效性。

关键词:自主起动;高原环境;尖峰电流;等效电路

中图分类号:V242.2

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2025)04-0802-11

军用飞机发动机使用机载蓄电池进行可靠、迅速的起动是保证其作战效能的关键指标^[1]。在陌生场站转场无保障、电源车故障或不足以及无电源车等苛刻条件下,基于机载蓄电池自主起动以实现飞机快速出动,是各国空军关注的重点。

现代喷气式飞机所装配的大多为涡扇式发动机,起动方式为起动电动机输出转矩带动燃气涡轮起动机(后文简称小发)起动,再由小发带动发动机(后文简称大发)起动^[2-4]。根据发动机技术指标,某型发动机地面起动海拔为2 500 m以下,小发可靠工作海拔为3 570 m以下,因此在高原环境下使用机载蓄电池进行自主起动尤为困难。

前期研究人员针对发动机在高原的可靠起动这一课题开展了大量的工作,李应红院士团队提出采用液压卸荷方法来降低起动过程中的负载,随后又提出液压恢复脉冲调宽控制方法和起动温度控制方法,成功解决了发动机高原起动问题,使得某型飞机第一次能够在高原机场上起飞^[5-8]。陆思达等^[9]建立了发动机部件级起动模型,设计了民用涡扇发动

机高海拔起动控制规律。李大为等^[10]为了解决航空发动机高原起动超温和转速悬挂等问题,以某型航空发动机起动过程为研究对象,根据高原环境对发动机起动过程的影响进行理论分析,提出了优化高原起动措施。李相政等^[11]针对涡扇发动机装机后高原地面起动出现超温热悬挂现象,研究了发动机初始温度和起动机初始压力对高原地面起动的影响。

上述研究均是围绕地面电源车作为起动电源展开的,地面电源车柴油发电机的额定输出功率可达100 kVA(或120 kVA),远大于机载发电机输出功率,满足全机用电需求,在起动接通瞬态时,电动机能够稳定地输出转矩。

高原环境自主起动时,由于机载蓄电池功率密度有限,机载蓄电池采用的镍镉电池在高原低压环境下电化学反应减缓,放电能力衰减,同时高原环境低压使得小发进气困难,氧含量降低使得燃烧不充分,燃气涡轮机性能下降^[12]。在上述影响下额定时间内小发无法达到起动转速,导致某型飞机高原自主起动失败。

考虑机载蓄电池自主起动瞬间会产生尖峰电流,出现电压跌落,而尖峰电流的性质能够反映小发起动性能,研究表明使用同状态电源,起动状态变化

时,尖峰电流会出现相应改变^[13]。因此,研究涡轮起动机的启动状态对自主启动尖峰电流的作用机理,进而从尖峰电流状态判断涡轮起动机启动是否成功具有重要的研究意义。本文首先建立了机载蓄电池自主启动的电路等效模型,分析了涡轮起动机的启动状态对自主启动尖峰电流的影响;进而根据自主启动尖峰电流得到了涡轮起动机启动成功或失败的判定条件;最后在高原上进行机上实装试验,验证了理论分析的有效性。

1 自主启动过程

军用飞机一般使用镉镍电池作为机载蓄电池,如图 1 所示,当主电源发生故障时,机载蓄电池能保证关键设备的供电,同时也是空中或者地面自主启动的电源^[14-16],具备轻便性、抗震性、大电流放电、耐冲击以及耐低温等优点^[17]。

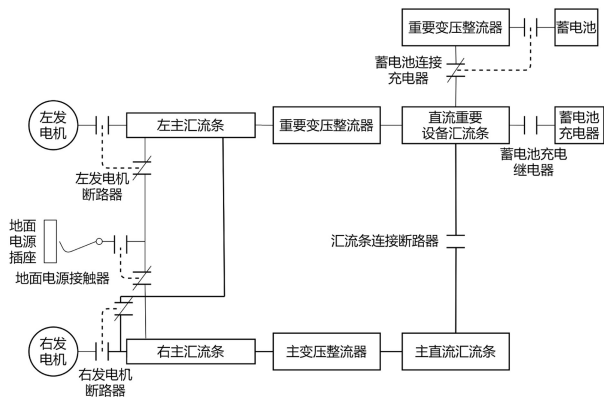


图 1 飞机电网图

根据如图 2 所示的发动机传动关系,在座舱发出启动指令后,机载蓄电池为启动电动机供电,通过传动机匣带动小发转子转动,同时小发燃烧室产生的高温高压气流驱动自由涡轮转动,自由涡轮输出转矩带动大发启动。

当小发转子加速到自启动转速 42 750 r/min 时,电动机与小发脱开,小发独立加速完成自身起

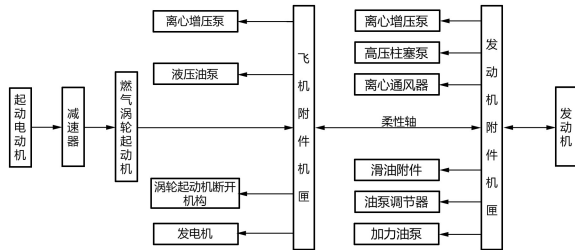


图 2 发动机传动关系图

动,将从电动机上电至与小发脱开所需时间定义为小发启动时间。小发产生的高温高压燃气带动大发启动。当大发启动完成,会通过柔性轴输出转矩带动机载发电机,机载发电机并网发电后对机载蓄电池进行反向充电,至此完成自主启动。

根据发动机设计,自主启动流程如图 3 所示。从座舱指令到电动机与小发脱开时间要低于 10 s,座舱发出指令定义为 0 s,电动机上电工作时刻为 1 s,电动机最大工作时间为 9 s,即小发启动时间 t_m 要小于 9 s,小发在 9 s 内无法加速到自启动转速,宣告小发启动失败,预示自主启动失败。



图 3 启动流程图

因此在自主启动前即大发热起,通常会先进行小发冷起和大发冷起,以便对发动机中的空气进行混合,对滑油机械系统进行磨合,3 种启动试验环节如图 4 所示,对比差异如表 1 所示。

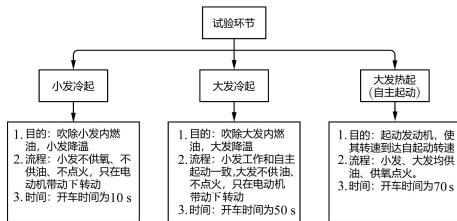


图 4 启动试验环节

表 1 3 种启动试验异同

试验环节	小发工况	大发工况	电动机工作时间
小发冷起	未喷油点火	未喷油点火	9 s
大发冷起	启动后喷油点火	未喷油点火	至小发达到自启动转速
大发热起	启动后喷油点火	大发转速至 n_1 时喷油点火	至小发达到自启动转速

要研究高原环境下自主起动失败的机理,首先要分析自主起动过程中小发的加速过程,其中小发转矩方程为

$$M_E + M_B - T_L = J \frac{d\omega}{dt} \quad (1)$$

式中: M_E 为小发自加速转矩; M_B 为电动机输出转矩; T_L 为阻尼转矩; J 为转动惯量; ω 代表角速度, $\omega = 2\pi n$ 。

为便于简化分析,考虑加速过程中电路稳定工作,输出电磁转矩恒定,同时将小发燃气转矩考虑为常量。因此得到(2)~(4)式。

$$n(t) = 2n_r(1 - e^{\frac{\ln 2}{t_a t}}) \quad (2)$$

$$t_a = \frac{J2\pi n_r}{M - T_L} \quad (3)$$

$$M = M_E + M_B \quad (4)$$

式中: $n(t)$ 为动态转速; n_r 为最终稳定转速; t_a 为加速时间; M 为小发加速转矩。

高原环境下,由于小发功率下降以及机载蓄电池放电能力衰减, M_E 和 M_B 均会下降。而 M_B 在小发初始加速至自起动转速中占主导,因为小发在起动时不会立即输出转矩带动自身加速,只有达到一定转速时,喷油点火才能输出自加速转矩。因此若电动机输出转矩很大,会在小发输出自加速转矩就达到自起动转速。若电动机转矩过小,会延长小发输出自加速转矩时间,使得小发起动时间延长。当电动机工作时间达到 9 s 时小发仍未起动成功,电动机与小发断开后,小发无法独立完成起动,最终宣告自主起动失败。

根据自主起动分析,如果起动失败时电动机均工作至 9 s,则在时间上无法有效判断自主起动具体状态,需要选择相关参数反映自主起动性能。由于小发和电动机侧的一体化设置,对其转轴转速的检测需要对其进行拆装,存在相当大的困难。而在机载蓄电池侧起动瞬态产生的尖峰电流和小发加速时间存在相关性,因此可以根据尖峰电流来判断自主起动状态。

2 尖峰电流分析

2.1 尖峰产生机理

尖峰电流也称为浪涌电流,是指电路中出现的瞬态高幅值电流,通常出现在电路遭受雷击、接通和

断开容性负载或大型负载等场景下,在电路中产生的超出正常工作电流的过电流,是一种发生在微秒、毫秒时间内的剧烈脉冲电流。

机载设备电源输出端呈现容性负载,当设备上电起动时,会产生瞬时浪涌电流。

分析机载蓄电池起动瞬态尖峰电流的产生机理,建立了自主起动的等效电路,如图 5 所示。

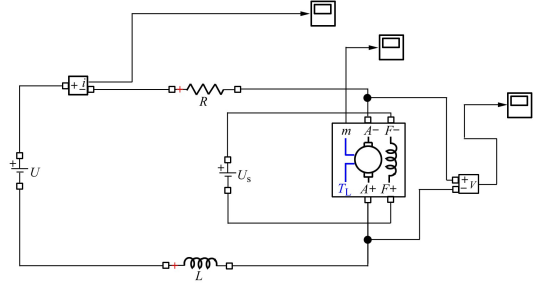


图 5 自主起动电路图

图 5 中, U 代表蓄电池电源, R 为回路等效电阻, L 为回路等效电感。 U_s 为励磁线圈供电电压, m 口的输出为直流电机运行参数。

由于电动机上电后转轴并未立即转动输出转矩,其起动瞬态相当于充电过程,电能被储存起来,输出端呈现出容性负载。将直流电动机起动瞬态进一步等效如图 6 所示。

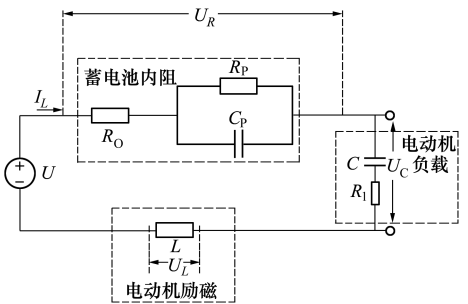


图 6 等效电路图

在起动瞬间,电容在零电压状态下迅速充电,从而产生起动尖峰电流^[18-19]。此电路在起动瞬间是一种典型的二阶电路零状态响应^[20],回路方程为

$$U = U_R + U_L + U_C \quad (5)$$

式中: U_R 为起动等效直流电阻的两端电压; U_L 为起动等效电感两端电压; U_C 为起动等效电容两端电压。

以 U_C 为独立变量,根据电路电流关系可以得到

$$I_C = I_L = C \frac{dU_C}{dt} \quad (6)$$

式中: I_C 为电容通过电流; I_L 为电感通过电流。

将(6)式代入(5)式中可得

$$U_C + RC \frac{dU_C}{dt} + LC \frac{d^2U_C}{dt^2} = U \quad (7)$$

(7)式对应的齐次微分方程为

$$\frac{d^2U_C}{dt^2} + 2\alpha \frac{dU_C}{dt} + \omega_0^2 U_C = 0 \quad (8)$$

式中, $\alpha = R/2L, \omega_0 = 1/\sqrt{LC}$ 。

对 α 和 ω_0 的大小关系进行分析,可以得出以下3种起动情形:

1) $\alpha > \omega_0$, 即 $R > 2\sqrt{L/C}$ 时,齐次微分方程有2个不相等的实根 P_1, P_2 , 表达式为

$$P_1 = -\frac{R}{2L} + \sqrt{\left(\frac{R}{2L}\right)^2 - \frac{1}{LC}} \quad (9)$$

$$P_2 = -\frac{R}{2L} - \sqrt{\left(\frac{R}{2L}\right)^2 - \frac{1}{LC}} \quad (10)$$

由于 P_1, P_2 为不相等的实根,此情形下为非振荡起动,解得 U_C 和 I_L 的表达式为

$$U_C(t) = U \left(1 + \frac{P_1 e^{P_2 t} - P_2 e^{P_1 t}}{P_2 - P_1} \right) \quad (11)$$

$$I_L(t) = \frac{U(e^{P_2 t} - e^{P_1 t})}{L(P_2 - P_1)} \quad (12)$$

等效电路仿真得到电压电流波形如图7所示。

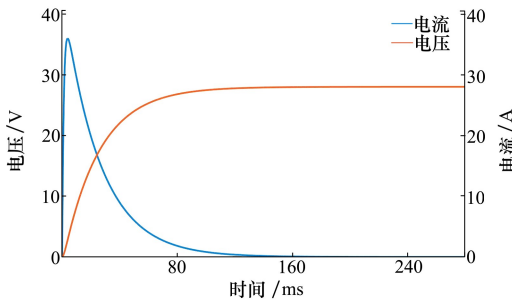


图7 非振荡起动电压电流图

此情形下, $U = 28 \text{ V}, R = 0.7 \text{ } \Omega, L = 2 \times 10^{-6} \text{ H}, C = 94 \times 10^{-6} \text{ F}$ 。起动后出现电压跌落和电流尖峰的现象,尖峰时间为 $t_m = \ln[P_2/P_1(P_1 - P_2)]$ 。

2) $\alpha < \omega_0$, 即 $R < 2\sqrt{L/C}$ 时,齐次微分方程有2个共轭的复根 P_1, P_2 , 表达式为

$$P_1 = -\frac{R}{2L} + j\sqrt{\frac{1}{LC} - \left(\frac{R}{2L}\right)^2} \quad (13)$$

$$P_2 = -\frac{R}{2L} - j\sqrt{\frac{1}{LC} - \left(\frac{R}{2L}\right)^2} \quad (14)$$

此情形下为振荡起动,解得 U_C 和 I_L 的起动表达式为

$$U_C(t) = U \left(1 - \frac{\omega_0 e^{-\alpha t} \sin(\omega t + \beta)}{\omega} \right) \quad (15)$$

$$I_L(t) = \frac{U e^{-\alpha t} \sin \omega t}{\omega L} \quad (16)$$

式中, $\omega = \sqrt{\alpha^2 - \omega_0^2}, \beta = \arctan(\omega/\alpha)$ 。

等效电路仿真得到电压电流波形如图8所示。

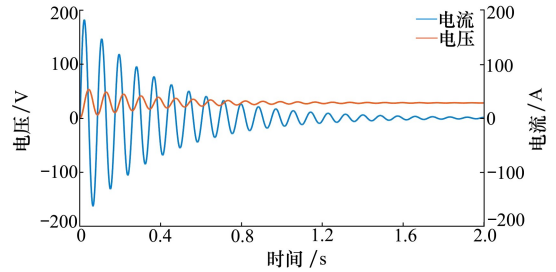


图8 振荡起动电压电流图

此情形下, $U = 28 \text{ V}, R = 0.01 \text{ } \Omega, L = 2 \times 10^{-6} \text{ H}, C = 94 \times 10^{-6} \text{ F}$ 。起动后电压电流出现长时间振荡, $t_m = \beta/\omega$, 起动电流达到最大。

3) $\alpha = \omega_0$, 即 $R = 2\sqrt{L/C}$ 时,齐次微分方程有2个相同的实根 P_1, P_2 , 表达式为

$$P_1 = P_2 = -\alpha = -\frac{R}{2L} \quad (17)$$

同时可以解得 U_C 和 I_L 的起动波形

$$U_C(t) = U [1 - (1 + \alpha t) e^{-\alpha t}] \quad (18)$$

$$I_L(t) = \frac{U e^{-\alpha t}}{L} \quad (19)$$

此情形下为临界振荡起动,其波形与非振荡一致,仅峰值时间 t_m 有所不同。

综上所述,振荡条件情形中会长时间处于不稳定状态,延长起动时间,并且对电路本身产生巨大冲击,进一步导致传感器读数错误、电源不稳定、数据通信错误等问题,严重影响飞行可靠性。基于对电源模块的稳定性需求,设计之初会进行详细的环路稳定性分析(伯德图分析),确保在所有预期的工作点(温度、输入电压、负载)下,系统都有足够的稳定裕度不会振荡,即起动电路会处于非振荡条件下工作。因此起动瞬态均会产生电压跌落和电流尖峰现象。

2.2 模型精度验证

为验证仿真结果的可靠性以及工程应用,试验

对象选取长虹电源生产的 20GNG25A 镍镉蓄电池组,额定容量为 25 Ah,湿态质量(23.95±0.4) kg,标称电压为 24 V,根据飞机自主启动设计如下试验方案。

在机载蓄电池和起动电动机中接入开关电源,在起动电动机输出端接入拖动台精准设置负载,模拟自主启动中带动起动机。将连接好示波器的差分电压探头并联在蓄电池两端,电流探头按电流方向钳在蓄电池输出端,在接通开关电源的瞬态,捕捉起动瞬态的尖峰电流负载,与仿真结果对比如表 2 所示。

表 2 模型仿真精度对比

参数	仿真结果	试验结果
初始端电压/V	26.0	25.8
电压跌落值/V	23.2	23.8
尖峰幅值/A	255	246

由上述结果可知,提出的等效电路模型尖峰幅值与实际试验产生的尖峰电流幅值结果的误差在 3.5% 以内,具有较高的精度,能够反映在起动瞬态时蓄电池产生的尖峰电流行为。

2.3 同起动状态关联机理

当等效电路进入稳定工作状态,根据工作电路分析,此时电动机已经负载小发转动,因此需要切除回路中的充电电容模块,如图 9 所示。

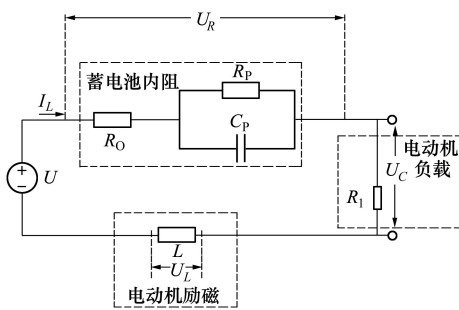


图 9 稳定工作电路图

当处于高原环境下时,机载蓄电池放电能力衰减,可将其等效为内阻上升。等效为回路中直流内阻 $R_0 + R_p$ 增加,为便于直观理解,在原有基础上串联高原环境影响电阻 R_M ,表示高原环境带来的蓄电池内阻增大。起动瞬态电路和稳定电路变化如图 10 所示。

因此根据上述电路的变化情况,高原环境下起

动瞬态的尖峰电流发生变化时,稳定工作电路中的稳态电流会发生相应的变化,如图 11 所示。

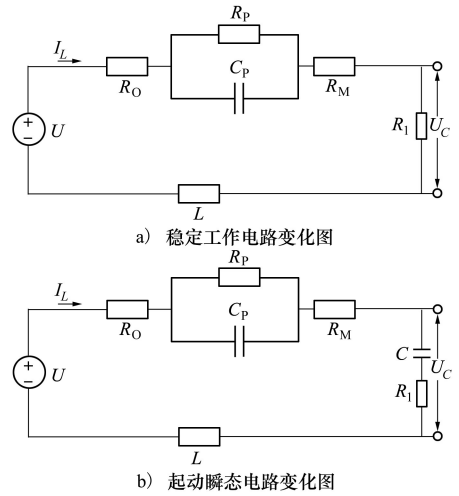


图 10 工作电路变化情况

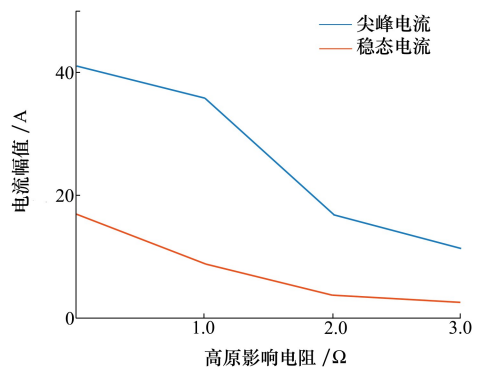


图 11 电流幅值变化情况

根据串励电动机的转矩特性

$$M_B = C_M \phi I \quad (20)$$

式中： M_B 为电动机输出转矩； ϕ 为电动机磁通； I 为稳态电流。

考虑磁路不饱和情况。

$$\phi = KI \quad (21)$$

简化为

$$M_B = C_M K I^2 \quad (22)$$

因此在高原环境下,稳态电流下降,导致 M_B 降低进而延长小发加速时间。但稳定工作状态中,机载蓄电池会其他用电负载供电,此时输出电流远大于电动机工作电流,因此难以通过机载蓄电池输出电流判断电动机工作电流的变化。在起动瞬态机载蓄电池仅为电动机供电,综合尖峰电流和稳态电流高原环境下存在相同变化趋势,尖峰电流幅值越

小,稳定电流幅值越小,到达额定转速时间越长,因此选择尖峰电流来表征自主起动状态。

本节理论分析了在自主起动过程中产生尖峰电流的机理,对其峰值大小和峰值时间进行公式推导,同时考虑飞机起动实际,针对非振荡起动,定性分析高原试验尖峰电流产生变化的机理。

3 高原试验与分析

3.1 采样设备

为了准确捕获起动过程中的毫秒级高频脉冲信号,试验中使用了 ZDS5054Pro 四通道示波器来同步记录 2 组蓄电池的信号。该示波器具备 128M 的存储深度,这使得它能够在较长时间内保持高采样率,确保不会遗漏峰值信号。

在电压测量方面,示波器配备了 P5200A 高压差分电压探头,其衰减比为 50 倍/100 倍。这种探头的设计可以在浮地测量过程中保护机上设备和示波器免受损坏,并且能够有效抑制测试点的共模信号,减少对测试设备的干扰^[21]。

对于电流的测量,使用的是 TCPA400 电流探头,其衰减比为 0.001 V/A。这种探头的测量范围广泛,从几微安到 2 000 A,且带宽达到 120 MHz,完全能够满足采集毫秒级电流脉冲信号的需求。该电流探头配备的放大器模块支持手动调零功能,这有助于消除在弱磁场环境中可能出现的误差干扰,确保测量结果的准确性^[22]。

3.2 试验方法

试验在高原环境下某型双发单座飞机上展开,该机型蓄电池位于前起落架舱内,在不破坏飞机结构的前提下,将数据采集点选在机载蓄电池的输出端,采集装置示意图如图 12 所示。

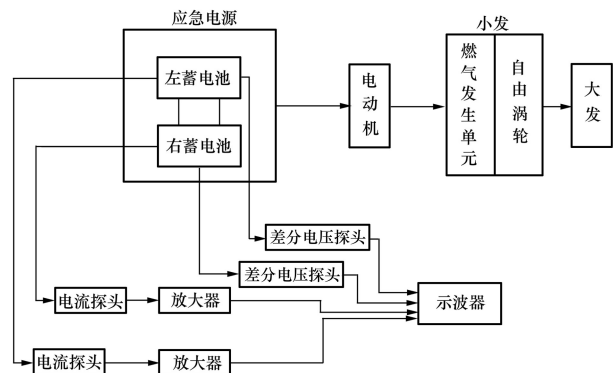


图 12 采样回路示意图

实装测试图如图 13~14 所示。

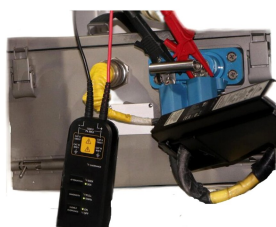


图 13 蓄电池接口端

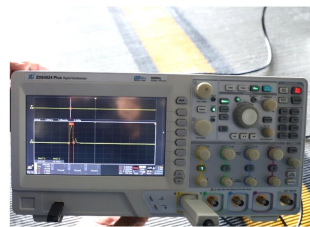


图 14 示波器采样端

试验方案分为 3 种起动方式:小发冷起、大发冷起和大发热起,以便全面分析高原环境对起动的影响,同时与平原地区自主起动试验数据进行对比。

考虑到起动试验中示波器存储深度有限,无法高频采样起动全流程信号,但高原实装试验中需要尖峰信号不失真的同时兼顾起动试验全过程电压电流信号,因此试验流程中采用阶段变采样率进行采集,其中大发热起采样方案如图 15 所示。

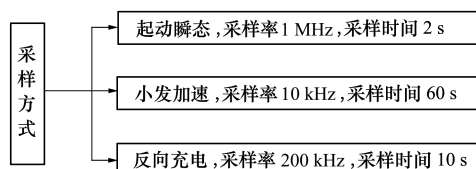


图 15 大发热起采样方案

在高原实装试验前,首先需要分析高原和平原不同环境下机载蓄电池放电曲线变化,验证高原环境对机载蓄电池放电能力的影响,以及使用地面电源车进行起动验证大发和小发在高原环境下的起动能力。

为更好采集放电数据,采用恒流 10 A,放电 10 s,静置 30 s 循环放电直至电池放空的放电模式,绘制放电曲线如图 16~17 所示,得到相关数据如表 3 所示。

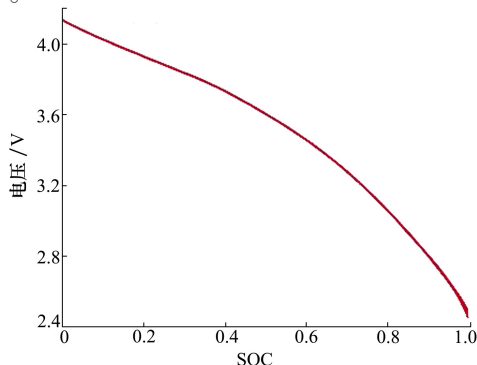


图 16 平原环境蓄电池放电曲线

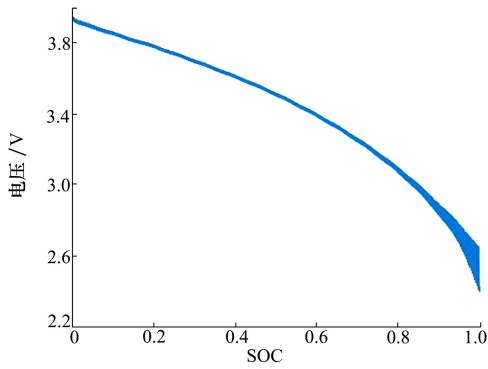


图 17 高原环境蓄电池放电曲线

表 3 不同环境下机载蓄电池放电参数

试验环境	初始端电压/V	放电容量/Ah	放电时间/s	直流内阻/mΩ
高原 A 地区	3.95	10.4	3 744	5.7
平原地区	4.15	12.1	4 356	1.5

可以发现,高原环境会导致机载蓄电池端电压下降,容量降低,放电时间缩短,直流内阻增大,均表现为放电能力衰减。在进行机载蓄电池自主启动

前,先使用地面电源车供电进行小发冷起、大发冷起、大发热起 3 种启动试验,试验结果表明 3 种试验均启动成功,验证了高原环境下小发和大发具备完成启动能力。

3.3 A 地区自主启动试验

试验地点为高原 A 地区,海拔 4 274 m,气压为 64.7 kPa,以北京 99.8 kPa 为基准,仅为平原地区气压的 64.8%,环境温度 8 ℃,天气晴朗,无风,机载蓄电池空载电压为 25.6 V。试验流程为使用机载蓄电池进行小发冷起、大发冷起和大发热起。图 18 为实测示波器数据截图,1,3 通道的蓝色、黄色信号为左蓄电池电压、电流信号,2,4 通道的紫色、绿色信号为右蓄电池电压、电流信号,将 2 组信号分离后,筛选出小发冷起、大发冷起和大发热起尖峰波形,如图 19~21 所示。

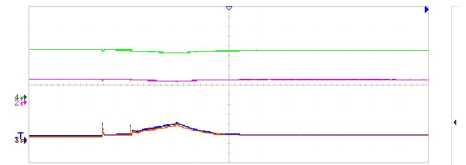
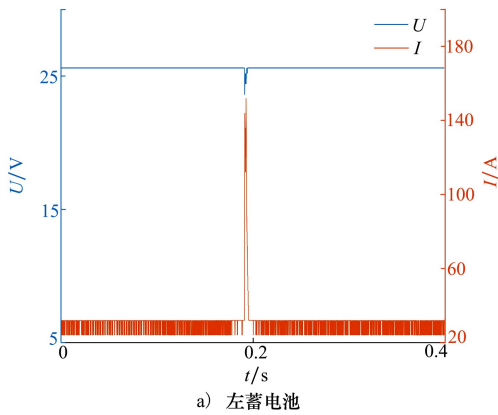
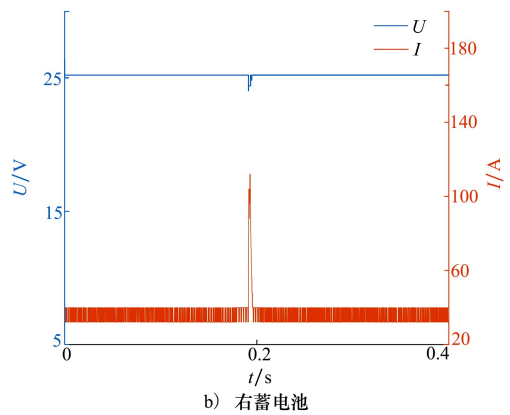


图 18 示波器截取波形

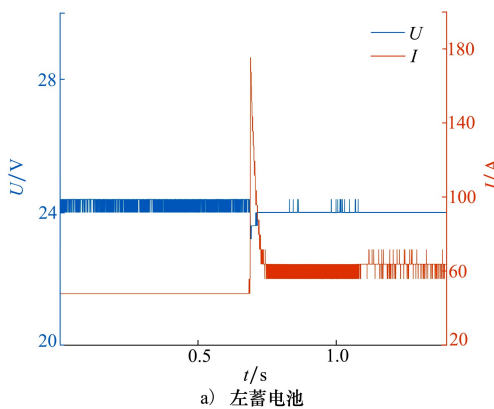


a) 左蓄电池

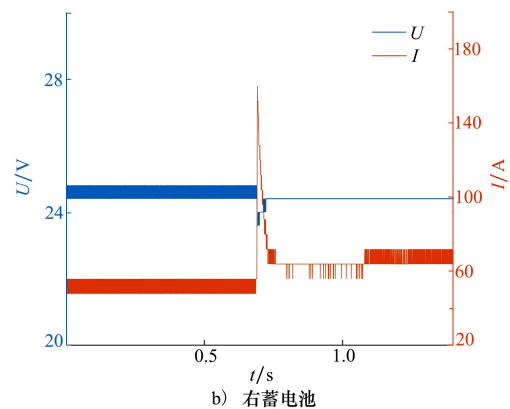


b) 右蓄电池

图 19 小发冷起试验曲线



a) 左蓄电池



b) 右蓄电池

图 20 大发冷起试验曲线

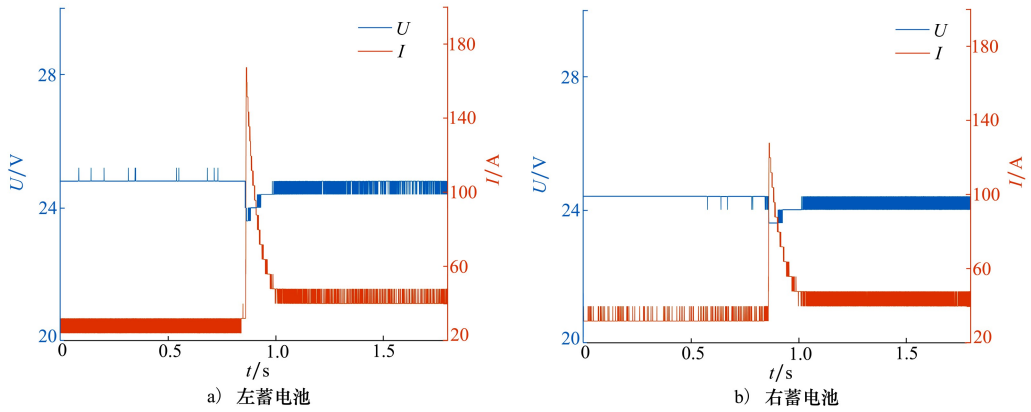


图 21 大发热起试验曲线

将波形中得到的左右蓄电池尖峰瞬间电压电流数据中得到的尖峰数据见表 6~7,并将小发启动时间记录数据进行整理,列于表 4~5;平原地区相同启动试验记录列于表 8。

表 4 A 地区左蓄电池试验参数

试验环节	电压跌落前值/V	电压跌落后值/V	电流尖峰值/A	尖峰时长/ms	耗电量/Ah
小发冷起	25.6	23.6	132	5.57	0.34
大发冷起	24.8	23.6	164	192	0.47
大发热起	24.8	23.6	168	223	1.29

表 5 A 地区右蓄电池试验参数

试验环节	电压跌落前值/V	电压跌落后值/V	电流尖峰值/A	尖峰时长/ms	耗电量/Ah
小发冷起	25.2	24.0	106	5.24	0.26
大发冷起	24.4	23.6	148	172	0.39
大发热起	24.4	23.6	156	195	1.24

表 6 平原地区左蓄电池试验参数

试验环节	电压跌落前值/V	电压跌落后值/V	电流尖峰值/A	尖峰时长/ms	耗电量/Ah
小发冷起	25.6	22.4	183	4.57	0.31
大发冷起	25.2	22.4	272	95	0.45
大发热起	25.2	22.0	268	154	1.18

表 7 平原地区右蓄电池试验参数

试验环节	电压跌落前值/V	电压跌落后值/V	电流尖峰值/A	尖峰时长/ms	耗电量/Ah
小发冷起	25.2	24.0	152	4.24	0.24
大发冷起	25.6	23.2	264	75	0.37
大发热起	25.6	22.7	264	137	1.12

表 8 不同环境下 3 种起动试验小发起动时间 s

试验环境	小发冷起	大发冷起	大发热起
高原 A 地区		8.32	失败
平原地区		5.47	6.85

试验结果表明该机型在高原地区使用机载蓄电池进行小发冷起动、大发冷起动均成功,大发热起动失败。在起动瞬间均出现电流尖峰和电压跌落的情形。针对小发起动时间,在进行小发冷起试验时,起动程序设计为电动机直接带动小发空转 9 s,在大发冷起和大发热起中均可发现小发起动时间延长,尤其是大发热起,高原环境下小发起动时间超过 9 s,自主起动失败。

在高原环境下,3 种起动试验对比平原环境尖峰幅值均出现下降,尤其大发热起时,左蓄电池尖峰电流幅值降低 62.7%,右蓄电池尖峰电流幅值降低 51.5%,自主起动失败,验证了高原环境会影响机载蓄电池放电能力,极大影响起动性能。

综合自主起动在不同环境下的表现,当进行高

原环境自主起动时,低压低温环境使得机载蓄电池内部电化学反应减缓,最终无法在 9 s 内将燃气涡轮起动机加速至自起动转速,自主起动宣告失败。

4 结 论

本文根据起动电路工作情况,建立等效起动电路模型,从原理上揭示了起动尖峰电流产生的原因,以及尖峰电流反映起动状态的机理,同时分析高原环境对起动电路和尖峰电流的影响。实装试验结合对比了平原环境自主起动数据,对高原 A 地区的某型双发飞机进行了机载蓄电池自主起动试验,结果与仿真一致。最终得出以下结论:

1) 自主起动瞬态产生尖峰电流和稳态工作电流在环境变化下呈现相同变化趋势,能够反映小发起动时间。

2) 高原环境会导致机载蓄电池放电能力衰减,使得小发到达自起动转速时间延长,最终甚至导致自主起动失败。

参考文献:

- [1] WANG Z T, ZHANG J K, GAO C M, et al. Effect of air properties on a twin-shaft turbofan engine performance during start-up [J]. Applied Thermal Engineering, 2023, 218: 2348-2361
- [2] 马建军, 吴敬涛, 杜文辉, 等. 基于气候实验室的民机整机发动机低温启动实验[J]. 航空动力学报, 2024, 39(2): 240-252
MA Jianjun, WU Jingtiao, DU Wenhui, et al. Full scale civil aircraft engine cold start experiment in climatic environmental test laboratory[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(2): 240-252 (in Chinese)
- [3] ZHEN M, DONG X Z, SHAO D, et al. Research on high fidelity modelling and optimum designing of an adaptive cycle engine's starting process[J]. Energy, 2024, 294: 1285-1297
- [4] 邢洋, 杨怀丰, 刘亚君, 等. 舰载涡扇发动机高低温起动试验与分析[J]. 推进技术, 2024, 45(1): 241-247
XING Yang, YANG Huafeng, LIU Yajun, et al. High and low temperature starting test and analysis of carrier-based turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(1): 241-247 (in Chinese)
- [5] 姜涛, 李应红. 基于动态 RBF 网络的发动机起动过程模型辨识[J]. 航空动力学报, 2002, 17(3): 381-384
JIANG Tao, LI Yinghong. A dynamic identification model of aeroengine starting process based on the RBF network[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(3): 381-384 (in Chinese)
- [6] 吴利荣, 李剑, 谢寿生, 等. 某型发动机高原起动过程数学模型建立[J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 58-60
WU Lirong, LI Jian, XIE Shousheng, et al. Establishment of a certain aero-engine starting mathematical model in plateau regions[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1): 58-60 (in Chinese)
- [7] 刘建勋, 李应红, 张东方. 发动机起动过程部件特性的一种改进描述[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(1): 13-16
LIU Jianxun, LI Yinghong, ZHANG Dongfang. A modified description method for components characteristics of engine starting [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2007, 20(1): 13-16 (in Chinese)
- [8] 王健, 李应红, 汪诚. 某型飞机液压泵卸荷 PWM 控制器设计与仿真[J]. 航空维修与工程, 2007(6): 47-49
WANG Jian, LI Yinghong, WANG Cheng. Design and simulation of PWM controller for aircraft's hydraulic pressure pump un-

- loading[J]. *Aviation Maintenance & Engineering*, 2007(6): 47-49 (in Chinese)
- [9] 陆思达, 王玉东, 严红明. 民用涡扇发动机高高原启动风险规避试验方法[J]. *航空发动机*, 2023, 49(2): 160-167
LU Sida, WANG Yudong, YAN Hongming. Risk avoidance test method for high plateau starting of civil turbofan engine[J]. *Aeroengine*, 2023, 49(2): 160-167 (in Chinese)
- [10] 李大为, 李家瑞, 李锋, 等. 航空发动机高原启动性能改善措施[J]. *航空发动机*, 2020, 46(2): 47-50
LI Dawei, LI Jiarui, LI Feng, et al. Improvement measures of aeroengine starting performance in plateau[J]. *Aeroengine*, 2020, 46(2): 47-50 (in Chinese)
- [11] 李相政, 高磊. 启动条件对涡扇发动机高原启动影响研究[J]. *工程与试验*, 2022, 62(4): 72-74
LI Xiangzheng, GAO Lei. Study on the influence of starting conditions on turbofan engine starting at plateau[J]. *Engineering & Test*, 2022, 62(4): 72-74 (in Chinese)
- [12] 苗禾状, 严文洁, 张晓飞. 高原条件对航空涡扇发动机启动性能影响分析[J]. *工程与试验*, 2016, 56(1): 57-60
MIAO Hezhaung, YAN Wenjie, ZHANG Xiaofei. Analysis on influences of plateau condition on starting performance of turbofan engine[J]. *Engineering & Test*, 2016, 56(1): 57-60 (in Chinese)
- [13] SZELAG W, JEDRYCZKA C, BARANSKI M. A new method of reducing the inrush current and improving the starting performance of a line-start permanent-magnet synchronous motor[J]. *Energies*, 2024, 17(5): 347-352
- [14] ZOU T, YANG D J, YANG H T. Residual life prediction of aviation battery[C] // *Proceedings of the 4th IEEE Information Technology Networking, Electronic and Automation Control Conference Electr Network*, 2020
- [15] 冯帅, 任仁良. 航空镉镍蓄电池持续适航性能检测研究[J]. *电源技术*, 2020, 44(7): 1005-1008
FENG Shuai, REN Renliang. Research on continuous airworthiness performance test of aviation Ni-Cd battery[J]. *Chinese Journal of Power Sources*, 2020, 44(7): 1005-1008 (in Chinese)
- [16] 邓泽平, 李倩, 王轶欧. 军用航空应急启动电源设计与实现[J]. *电源技术*, 2020, 44(1): 129-131
DENG Zeping, LI Qian, WANG Yiou. Design and implementation of emergency starting power supply for military aviation[J]. *Chinese Journal of Power Sources*, 2020, 44(1): 129-131 (in Chinese)
- [17] ATES M, CHEBIL A, YORUK O, et al. Reliability of electrode materials for supercapacitors and batteries in energy storage applications: a review[J]. *Ionics*, 2022, 28(1): 27-52
- [18] 张相军, 王卫, 吕志伟, 等. 一种启动冲击电流抑制电路[J]. *电机与控制学报*, 2011, 15(6): 19-24
ZHANG Xiangjun, WANG Wei, LYU Zhiwei, et al. Novel start-up inrush current suppression circuit[J]. *Electric Machines and Control*, 2011, 15(6): 19-24 (in Chinese)
- [19] 邱燕, 王斌, 黎颖. 一种机载电源浪涌电流抑制电路的设计与分析[J]. *航空电子技术*, 2020, 51(2): 60-64
QIU Yan, WANG Bin, LI Ying. Design and analysis of the circuit for airborne suppressing inrush current[J]. *Avionics Technology*, 2020, 51(2): 60-64 (in Chinese)
- [20] 王威, 王勇. 直流电源冲击电流计算方法及抑制[J]. *电力电子技术*, 2022, 56(3): 15-18
WANG Wei, WANG Yong. Inrush current calculation method and suppression for DC power supply[J]. *Power Electronics*, 2022, 56(3): 15-18 (in Chinese)
- [21] 王宇雷, 曾正, 孙鹏, 等. 高带宽差分电压探头: 模型、设计与评测[J]. *中国电机工程学报*, 2022(22): 8252-8265
WANG Yulei, ZENG Zheng, SUN Peng, et al. High bandwidth differential voltage probe: model, design, and assessment[J]. *Proceedings of the CSEE*, 2022(22): 8252-8265 (in Chinese)
- [22] 朱鸿, 沙致远, 李佳讯, 等. 基于法拉第效应的宽频光学电流传感器研制及其性能研究[J]. *高电压技术*, 2024, 50(5): 2198-2206
ZHU Hong, SHA Zhiyuan, LI Jiaxun, et al. Development and performance study of wide-band optical current sensor based on faraday effect[J]. *High Voltage Engineering*, 2024, 50(5): 2198-2206 (in Chinese)

Correlation analysis of starting state and peak current of autonomous starting turbine starter in plateau environment

LEI Xiaoben¹, HU Xinhua¹, LI Bingqiang², WANG Hao¹

(1. Aviation Engineering School, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;)
(2. School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The autonomous starting engine with airborne battery is an important means to ensure the rapid dispatch of the aircraft, and it is particularly difficult to start the aircraft in the plateau environment of low air pressure and low oxygen content. The peak current generated by the autonomous starting state can reflect the status of the gas turbine starter, effectively analyze the discharge performance of the airborne battery, and judge whether the autonomous starting is successful based on this, which has important research significance. In this paper, the equivalent circuit model of the autonomous starting engine with airborne battery is established, and the influence of the starting state of the turbine starter on the transient peak current of the autonomous starting is analyzed. Then the mechanism of judging the success or failure of turbine starter is obtained according to the peak transient current of the airborne battery. Finally, the actual loading test has carried out on the plateau to verify the validity of the theoretical analysis.

Keywords: autonomous starting; plateau environment; peak current; equivalent circuit

引用格式: 雷晓霖, 胡新华, 李兵强, 等. 高原自主起动涡轮起动机起动状态和尖峰电流关联分析[J]. 西北工业大学学报, 2025, 43(4): 802-812

LEI Xiaoben, HU Xinhua, LI Bingqiang, et al. Correlation analysis of starting state and peak current of autonomous starting turbine starter in plateau environment[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2025, 43(4): 802-812 (in Chinese)