

# 基于参数辨识的航空无刷交流发电机仿真模型的建立



魏延辉<sup>1</sup>,高朝晖<sup>1</sup>,王爽<sup>2</sup>,吴永新<sup>1</sup>,严麒<sup>1</sup>

1.西北工业大学,陕西 西安 710072

2.中国商飞上海航空工业有限公司,上海 200232

**摘要:**在航空发电机仿真中,基于电压和磁链方程的建模方法由于发电机内部参数获取困难和计算资源占用大的问题,存在应用局限。针对以上问题,本文提出一种通过采集航空发电机外部数据来建立其辨识仿真模型的方法。通过采集航空发电机不同工况下励磁机励磁电压和主发电机输出电压,利用系统辨识得到航空发电机不同工况下的传递函数;再利用参数拟合工具,得到发电机传递函数参数随工况变化的拟合函数,建立不依赖内部参数的航空发电机辨识仿真模型。经验证,辨识模型可以正确模拟航空发电机运行工况的变化,与采用电压和磁链方程建立的发电机精确仿真模型相比,辨识模型可以明显提升仿真速度,提高系统仿真效率。

**关键词:**航空发电机;传递函数;系统辨识;参数拟合;辨识模型

中图分类号:TM743

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2025.02.007

航空无刷交流发电机是飞机电力系统中的主要设备,其原理和构造较为复杂,因此在飞机电力系统仿真中,发电机的建模尤为重要<sup>[1]</sup>。通常利用交流发电机的电压、磁链等数学方程来建立航空交流发电机精确仿真模型<sup>[2-5]</sup>。建模过程中,需要得到发电机直轴、交轴的电阻和电抗,以及时间常数等电机内部参数。由于这些内部参数是航空发电机的设计核心数据,因此,非设计方难以获取。同时,采用电压磁链方程建立的发电机精确仿真模型,在仿真中对系统配置要求比较高,在进行大系统仿真时,往往会因为系统计算资源不够,导致精确仿真模型解算效率低下。国际自动机工程师学会(SAE)<sup>[6]</sup>对行为级和功能级等多层次仿真模型进行了定义,上述的发电机精确仿真模型可以满足行为级仿真模型的要求,而针对文中功能级仿真模型,需要探索新的建模方法。采用参数辨识的方法建立仿真模型可以有效解决上述问题。

参数辨识是一种通过对系统输入和输出数据进行处理,估计系统模型参数的方法<sup>[7-8]</sup>,近年来在系统模型参数辨识中得到越来越多的应用。孙欣等<sup>[9]</sup>通过周期采样伺服

系统机械参数,对数据进行复频谱分析,实现对伺服传动系统转动惯量、黏滞摩擦因数及库伦摩擦转矩等系统参数的辨识;李英春等<sup>[10]</sup>采用基于扩展卡尔曼滤波的自适应算法,辨识出电机实时转动惯量、绕组电感和磁链等参数;张铸等<sup>[11]</sup>通过测量计算永磁同步电机的电流、电压和角速度等信息,采用元启发式算法完成对电机定子电阻、直轴电感和交轴电感等参数的辨识。以上文献都是通过采集外部可测量参数,对电机内部部分参数进行辨识。

由于航空无刷交流发电机结构复杂,建模过程中需要的内部参数很多,通过参数辨识将这些参数全部辨识出来很难实现。因此,本文提出一种新的航空发电机仿真模型辨识方法,该方法不再聚焦发电机系统内部参数辨识,而是将发电机等效为以励磁机励磁电压为系统输入、主发电机输出电压为系统输出的二阶系统传递函数,实现针对不同工况下航空发电机传递函数的参数辨识。在此基础上,再通过参数拟合的方法,解决了由于工况变化带来的传递函数模型参数变化的问题,最终建立了航空发电机参数辨识仿真模型。通过实验台物理试验数据与辨识仿真模型数据

收稿日期:2024-03-11; 退修日期:2024-08-27; 录用日期:2024-10-31

基金项目:航空科学基金(20200046053001)

引用格式:Wei Yanhui, Gao Zhaohui, Wang Shuang, et al. Establishment of simulation model for aviation brushless AC generator based on parameter identification[J]. Aeronautical Science & Technology, 2025, 36(02): 83-90. 魏延辉,高朝晖,王爽,等. 基于参数辨识的航空无刷交流发电机仿真模型的建立[J]. 航空科学技术, 2025, 36(02): 83-90.

对比,验证了航空发电机辨识仿真模型的正确性。

## 1 航空无刷交流发电机传递函数模型的辨识

### 1.1 航空无刷交流发电机的传递函数

飞机主电源系统通常由三级式无刷交流发电机组成,包括永磁励磁机、励磁机、旋转整流器和主发电机。其中永磁励磁机的作用主要是给发电机控制器和励磁机励磁绕组供电,在实际应用时,为了减小系统体积与重量,可将主发电机输出的交流电经整流后给励磁机供电,去除了永磁励磁机,形成两级式无刷交流发电机结构,波音707和波音737等飞机即采用这种结构<sup>[12]</sup>。两级式无刷交流发电机结构如图1所示,由励磁机、旋转整流器和主发电机构成。励磁机电枢绕组、旋转整流器和主发电机的励磁绕组同轴连接,由原动机拖动。给励磁机励磁绕组施加励磁电压 $U_f$ ,励磁机电枢绕组产生输出电压经旋转整流器给主发电机的励磁绕组供电,激励主发电机输出电压 $U_o$ 。

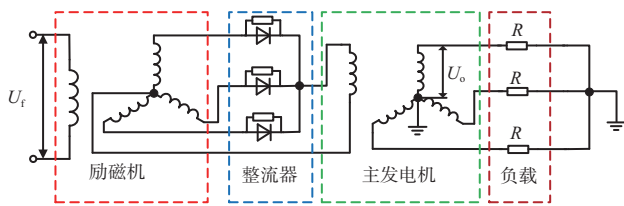


图1 航空两级式无刷交流发电机结构图

Fig.1 Structural diagram of aviation two-stage brushless AC motor

根据航空无刷交流发电机结构可以得到以励磁机励磁电压 $U_f$ 作为系统输入,主发电机的相电压 $U_o$ 作为系统的输出的传递函数模型<sup>[13]</sup>,如式(1)所示

$$G(s) = \frac{K_f K_z K_g}{(\tau_f s + 1)(\tau_g s + 1)} = \frac{K_f K_z K_g}{\tau_f \tau_g s^2 + (\tau_f + \tau_g)s + 1} \quad (1)$$

式中, $K_f$ 、 $K_g$ 和 $K_z$ 分别为励磁机、主发电机和旋转整流器的电压放大倍数; $\tau_f$ 和 $\tau_g$ 为励磁机和主发电机的时间常数, $s$ 为复变量。

由式(1)可以看出,两级式航空发电机传递函数为一个二阶系统。典型二阶系统的传递函数如式(2)所示

$$G(s) = \frac{K\omega_n^2}{s^2 + 2\omega_n \zeta s + \omega_n^2} \quad (2)$$

式中, $K$ 为比例系数, $\omega_n$ 为无阻尼自然振荡频率, $\zeta$ 为阻尼比。因此确定出式(2)中 $K$ 、 $\omega_n$ 和 $\zeta$ 这三个参数,即可得到式(1)无刷交流发电机的传递函数。

### 1.2 传递函数模型的辨识

本文采用系统辨识的方法,确定航空发电机二阶系统传递函数中 $K$ 、 $\omega_n$ 和 $\zeta$ 参数。以实验室航空发电机实验台为原型,该实验台为励磁机、主发电机两级式结构,工作在开环状态,通过调整励磁机的励磁电压来控制主发电机的输出电压。采集实验台不同工况下励磁机励磁电压 $U_f$ 和主发电机的输出电压 $U_o$ ,计算 $U_f$ 平均值和 $U_o$ 有效值,分别将其作为系统辨识工具的输入和输出数据,通过系统辨识,即可得到航空发电机二阶系统传递函数。系统辨识流程如图2所示。

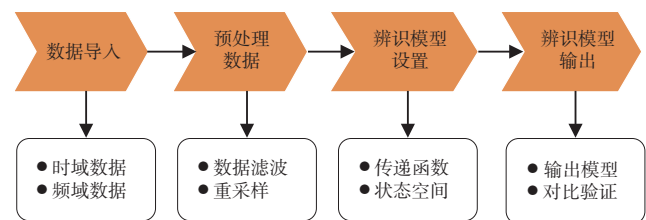


图2 系统辨识流程

Fig.2 System identification process

系统辨识数据导入采用时域信号或频域信号等。数据预处理根据需要对导入数据进行滤波和重采样等处理。辨识模型配置选择辨识模型的输出方式为状态空间或传递函数等多种方式,并对其进行参数配置。模型输出可对辨识结果进行验证及输出保存。系统辨识具体步骤如下。

(1)导入数据。本文中系统辨识导入数据选择时域信号,为励磁机励磁电压平均值和主发电机的输出电压有效值,导入数据是由实验室两级式无刷交流发电机实验台测量获取。发电机实验台的主发电机的额定功率为3kVA,输出额定电压为115V,额定频率为400Hz。在额定负载工况下,调节发电机实验台励磁机励磁电压为16V。采集并计算出稳态时发电机实验台励磁电压平均值和主发电机的输出电压有效值,将其作为系统辨识工具箱的导入数据。

(2)数据预处理。滤除采集数据中存在的干扰信号,本文采用了5阶巴特沃斯滤波法。

(3)辨识模型配置。选择输出方式为连续时间传递函数模型,根据式(1)设置系统为2个极点,设置求解方法为最小二乘法。

(4)辨识模型输出。将模型保存,得到的传递函数如式(3)所示

$$G(s) = \frac{3428}{s^2 + 31.21s + 524.1} \quad (3)$$

根据式(3)可得: $K=6.54$ , $\omega_n=22.9$ , $\zeta=0.681$ ,式(3)即为

额定负载工况下,输入励磁电压平均值为16V、输出电压有效值为104V时的航空发电机传递函数模型。采集的原始数据与辨识模型输出对比如图3所示。

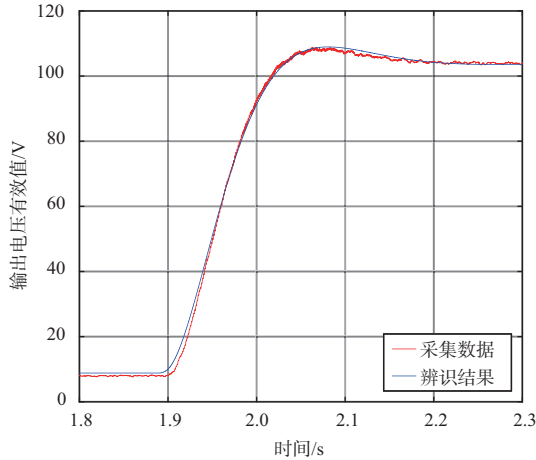


图3 采集数据与辨识结果

Fig.3 Collected data and identification results

通过改变发电机实验台负载和励磁电压幅值,可以采集实验台多组励磁电压和输出电压数据,以此辨识出不同工况下实验台的多个传递函数模型。本文由小到大调节励磁电压,分别在100%、50%、44%和25%额定负载下,获得40组实验台励磁电压平均值和输出电压有效值数据。依据以上40组数据,辨识出40个不同工况下航空发电机传递函数模型。传递函数模型中,参数 $K$ 、 $\omega_n$ 和 $\zeta$ 随励磁电压和负载的变化而变化,其中参数 $K$ 的变化曲线如图4所示。

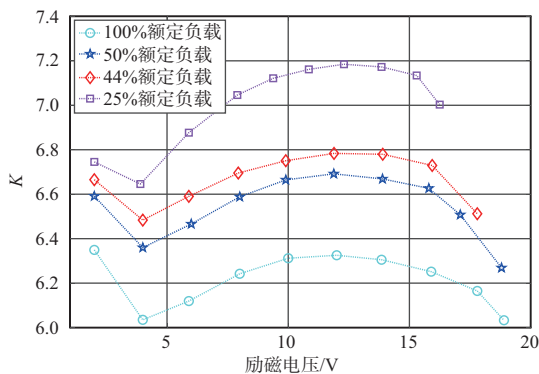


图4 不同负载工况下 $K$ 随励磁电压变化曲线

Fig.4 Curve of  $K$  variation with excitation voltage under different load conditions

从图4可以看出,随着负载和励磁电压的变化,参数 $K$ 发生明显变化。同样 $\omega_n$ 和 $\zeta$ 的数值也会随负载和励磁电压而变化。因此在开发航空发电机辨识模型时,必须解决负

载和励磁电压变化对辨识模型参数的影响,本文采用参数拟合的方法来解决该问题。

## 2 参数拟合的实现

本文采用fit函数完成航空发电机辨识模型的参数拟合。fit函数基于最小二乘算法进行曲线和曲面拟合<sup>[14-15]</sup>。航空发电机的工况变化包含励磁电压和负载的变化,因此本文选择曲面拟合。fit函数对参数 $K$ 、 $\omega_n$ 和 $\zeta$ 进行曲面拟合的函数如下

$$\text{fitobject} = \text{fit}([U_r, R], X, \text{'poly32'}) \quad (4)$$

式(4)通过励磁电压 $U_r$ 和负载 $R$ 来拟合参数 $X$ , $X$ 分别代表参数 $K$ 、 $\omega_n$ 和 $\zeta$ 。拟合类型“poly32”表示拟合函数中 $U_r$ 的最高次数为3次, $R$ 的最高次数为2次,拟合所得函数表达式存于变量fitobject。

fit函数可以选用多种拟合类型,如poly12和poly21等,为了选取最佳的拟合类型,本文计算了选取不同拟合类型时,各参数辨识数值与fit函数拟合数值间的均方根误差(RMSE),RMSE的计算公式如式(5)所示

$$\text{RMSE} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2} \quad (5)$$

式中, $y_i$ 为各参数不同工况的辨识数值, $\hat{y}_i$ 为参数与之相应工况的拟合数值。各参数的RMSE的计算结果如图5所示。

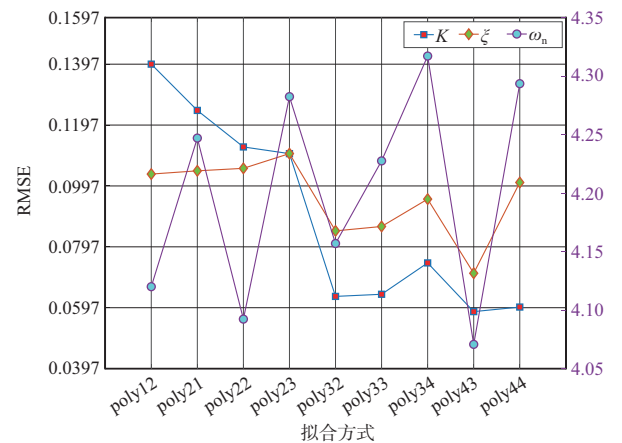


图5 不同拟合类型的RMSE

Fig.5 RMSE of different fitting types

可以看出,随着拟合类型阶次的升高, $K$ 和 $\zeta$ 的RMSE会随之变小,但减小的趋势逐渐变缓,考虑到过高的拟合类型阶次会加大拟合过程的计算量,本文选择 $K$ 和 $\zeta$ 的拟合类型为poly32; $\omega_n$ 的RMSE随拟合类型阶次的升高没有明显



的下降趋势,为提高仿真计算效率,本文最终选择 $\omega_n$ 的拟合类型为poly22。参数 $K$ 、 $\omega_n$ 和 $\zeta$ 的拟合函数如式(6)~式(8)所示

$$K = 6.11 - 0.25U_f + 0.039R + 0.026U_f^2 + 0.0041U_fR - 5.3 \times 10^{-4}R^2 - 7.9 \times 10^{-4}U_f^3 - 2.1 \times 10^{-4}U_f^2R + 8.9 \times 10^{-5}U_fR^2 \quad (6)$$

$$\omega_n = 45.89 - 1.26U_f - 0.886R + 0.033U_f^2 + 0.0132U_fR + 0.009R^2 \quad (7)$$

$$\zeta = 1.85 - 0.279U_f - 0.00967R + 0.0235U_f^2 + 9.3 \times 10^{-4}U_fR + 8.1 \times 10^{-5}R^2 - 6.15 \times 10^{-4}U_f^3 - 4.75 \times 10^{-5}U_f^2R - 1.26 \times 10^{-6}U_fR^2 \quad (8)$$

由此可建立航空发电机辨识模型。

### 3 航空发电机辨识模型的建立和分析

#### 3.1 航空发电机辨识模型的建立

构建航空发电机辨识系统的流程如图6所示。根据发电机输出电压、电流计算出负载值 $R$ ,将 $R$ 和励磁电压 $U_f$ 作为参数拟合函数的输入,拟合函数根据发电机工况,每个仿真步长结束会动态计算出 $K$ 、 $\omega_n$ 和 $\zeta$ 参数值;传递函数模块根据 $K$ 、 $\omega_n$ 、 $\zeta$ 和 $U_f$ ,得到发电机输出电压有效值 $U$ ;再根据三相电压的有效值和幅值及相序关系,利用传递函数输出的电压有效值 $U$ 计算出发电机电压瞬时值 $u_a$ 、 $u_b$ 和 $u_c$ ,作为辨识模型的输出;模型输出接负载,即可得到发电机输出电流值。

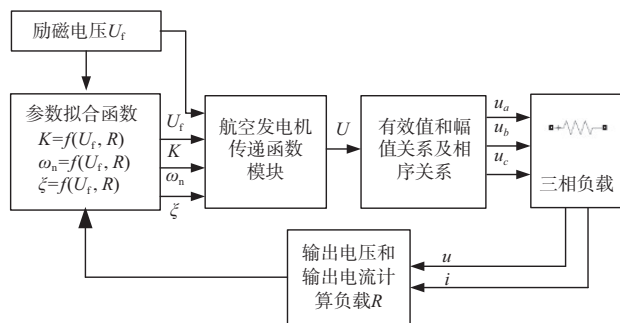


图6 航空发电机辨识系统流程

Fig.6 Flow chart of aircraft generator identification system

根据以上流程,建立航空发电机辨识模型的开环运行系统,如图7所示。其中,参数拟合函数模块根据工况计算出 $K$ 、 $\omega_n$ 和 $\zeta$ 参数值,传递函数模块根据输入的三个参数和励磁电压,计算输出发电机电压有效值,进而根据电压有效值、幅值及三相电压相序关系,计算出A相、B相和C相电压瞬时值,经过信号类型转换输出与三相负载连接,电压电流测量模块得到发电机输出电压、电流瞬时值 $u$ 、 $i$ ,输入负

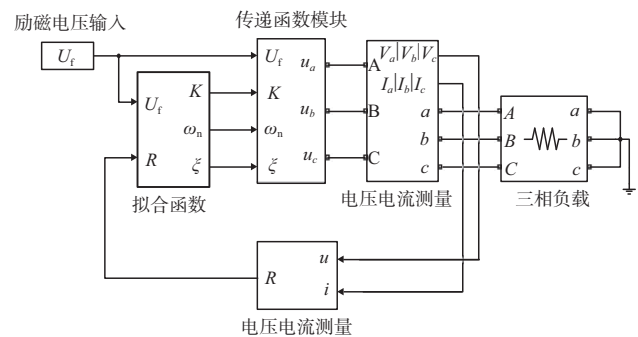


图7 航空发电机辨识模型

Fig.7 Identification model of aviation generator

载计算模块。

负载计算模块利用 $u$ 和 $i$ ,计算出发电机负载,为拟合函数模块提供输入 $R$ 。由于模型初始输出电流为0,仿真初始计算负载值 $R$ 时会出现分母为0的问题,因此在图7中初始电流模块给系统电流输出 $i$ 添加了时长为0.001s、幅值为0.01A的初始电流,在模型有实际电流输出后添加的初始电流会降为0。由于该电流持续时间很短,对辨识模型的输出影响很小。

#### 3.2 发电机辨识模型与实验台运行结果的对比分析

采用辨识模型对实际发电机实验台运行状态进行仿真,在额定工况下,初始时刻给发电机施加励磁电压1.3V,在2.37s时刻励磁电压增加到17.8V。辨识模型和发电机实验台的输出A相电压如图8所示。

从图8可以看出,辨识模型能够正确模拟出发电机实验台的工况变化,两者的输出电压在稳态和动态过程中都具有很好的一致性。

在50%和100%的额定负载下,给予5组不同的励磁电压,记录发电机实验台和辨识模型输出电压有效值,如图9所示,并对二者相对误差进行了计算,计算结果见表1。其中 $U_f$ 为输入的励磁电压, $U_{ident}$ 表示辨识模型的输出电压, $U_{gen}$ 表示发电机实验台的输出电压, $E_r$ 表示辨识模型输出电压与发电机实验台的相对误差,计算公式如下

$$E_r = \frac{|U_{ident} - U_{gen}|}{U_{gen}} \times 100\% \quad (9)$$

从图9可以看出,在不同负载工况和励磁电压下,辨识模型的输出电压与实际发电机的输出电压拟合度较高,可以正确反映出发电机实验台的工况变化。从表1可以看出,辨识模型与实验台实际输出稳态电压有效值的相对误差在2%之内,均有较高的仿真可信度。

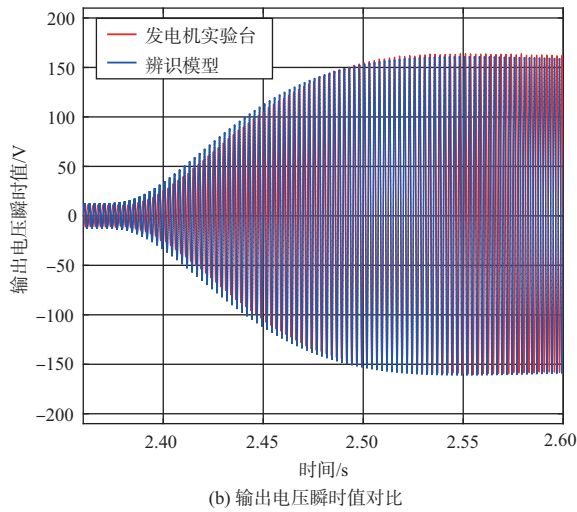
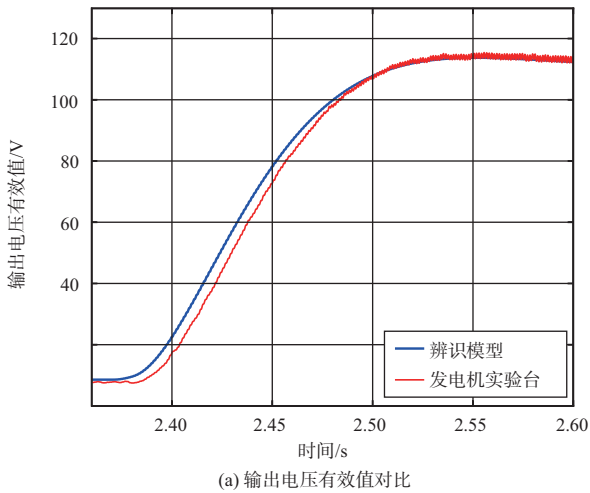


图8 发电机启动时辨识模型和实验台输出电压

Fig.8 Identification model and experimental bench output voltage during generator start-up

### 3.3 发电机辨识模型与精确仿真模型的对比分析

基于同步发电机电压方程和磁链方程建立了发电机实验台的精确仿真模型<sup>[2]</sup>。依据文献[13]中发电机调压器结构,建立了发电机调压器仿真模型。分别将调压器模型接入精确仿真模型<sup>[2]</sup>和本文开发的辨识模型,组成发电机闭环运行仿真系统。接入额定负载得到如图10所示的结果。

分别计算了25%、50%和100%额定负载下,精确仿真模型辨识模型输出电压有效值的相对误差,见表2,其中 $U_{prec}$ 表示精确仿真模型的输出电压, $E_r$ 表示精确仿真模型辨识模型输出电压有效值的相对误差,计算公式如下

$$E_r = \frac{|U_{ident} - U_{prec}|}{U_{prec}} \times 100\% \quad (10)$$

从图10和表2可以看出,不同负载下辨识模型和精确

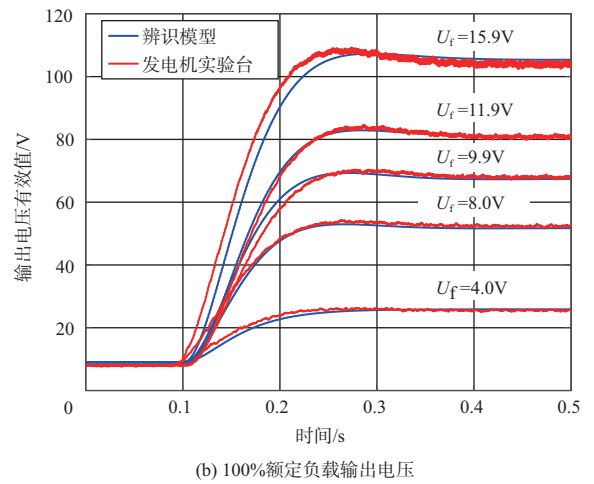
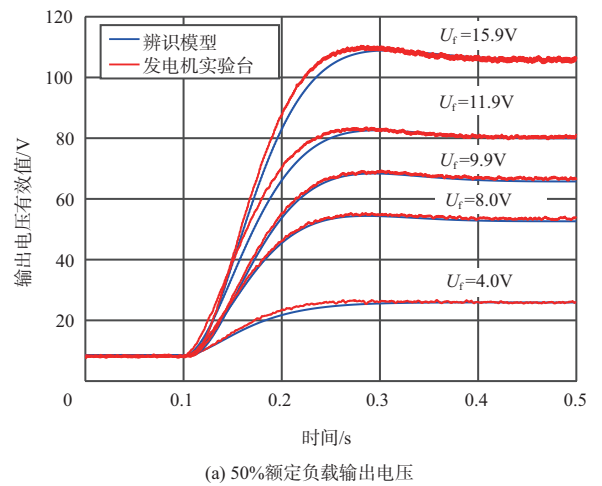


图9 不同工况发电机启动时辨识模型和实验台输出电压

Fig.9 Identification model and experimental platform output voltage during generator start-up under different operating conditions

表1 不同工况辨识模型与发电机实验台输出电压

Table 1 Identification models for different operating conditions and output voltage of generator test bench

$U_f/V$	50%额定负载			100%额定负载		
	$U_{ident}/V$	$U_{gen}/V$	$E_r/\%$	$U_{ident}/V$	$U_{gen}/V$	$E_r/\%$
4.0	25.9	26.1	0.77	25.9	25.6	1.20
8.0	52.6	53.0	0.75	51.8	52.8	1.89
9.9	67.9	68.5	0.87	67.4	68.0	0.88
11.9	80.1	80.6	0.62	81.01	80.3	0.88
15.9	105.6	106.7	1.00	105.4	103.6	1.74

模型闭环运行时输出电压波形具有较好的一致性<sup>[15]</sup>。

对辨识模型和精确模型的动态仿真进行对比,在闭环运行状态时,设置负载变化工况如下:初始输出接50%负

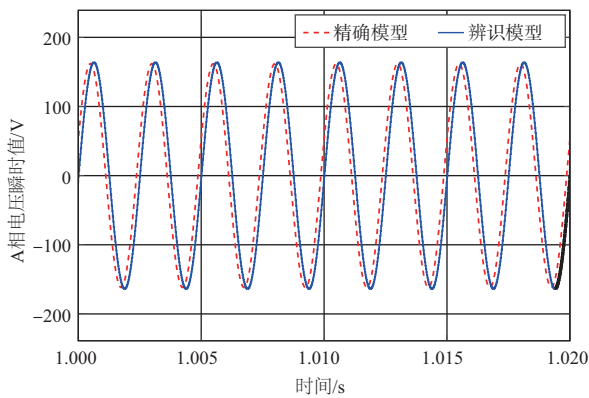


图10 辨识模型和精确模型闭环输出电压

Fig.10 Identification model and precise model closed-loop output voltage

表2 不同负载下输出电压相对误差计算

Table 2 Calculation of relative error of output voltage under different loads

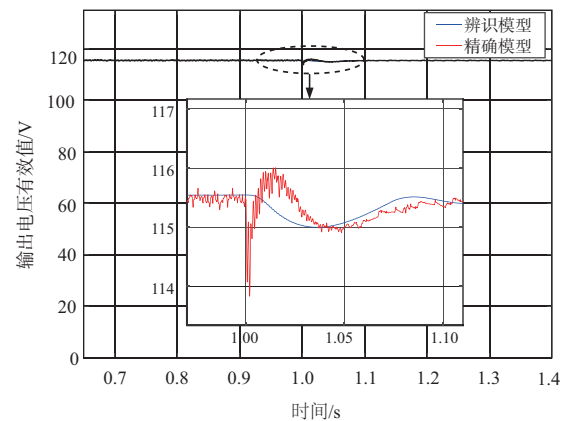
工况	$U_{ident}/V$	$U_{prec}/V$	$E_r/\%$
25%负载	115.7	115.01	0.60
50%负载	115.3	114.84	0.40
100%负载	115.2	114.26	0.82

载,在1s时刻负载增加到100%负载。输出电压对比如图11所示。从图11可以看出,动态过程中,辨识模型会滤除由负载变化对输出电压带来的冲击,其输出电压较之精确模型变化更加平缓。在分层仿真模型开发时,通过牺牲系统动态高频特性从而提升仿真效率,正是功能级模型开发的要求<sup>[6]</sup>。

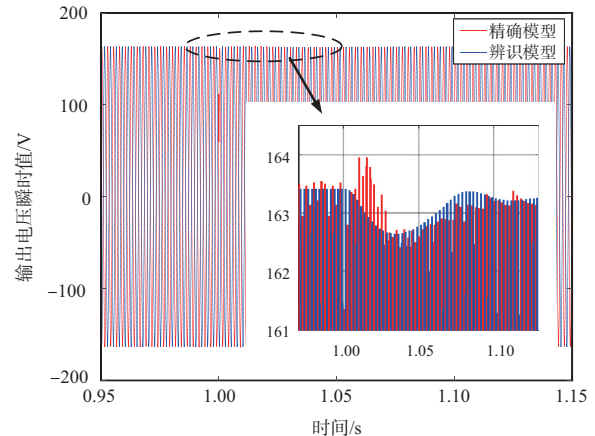
对闭环系统发电机辨识模型与精确模型的仿真速度进行对比,辨识模型和精确模型均设定为定步长仿真,仿真步长固定为 $10\mu s$ ,仿真时长设定为2s。对辨识模型和精确模型的仿真耗时进行测试,每次仿真均在相同的状态下重复三次,结果取三次的平均值(见表3)。由表3可知,辨识模型仿真时长比精确模型的仿真时长明显缩短,仿真效率得到显著提升。

## 4 结论

针对建立航空发电机仿真模型时内部参数难以获取,以及通过传统电压磁链数学方程建立的模型运行需要消耗大量计算资源的问题,本文提出了一种通过测量外部数据建立航空发电机模型的方法,该方法简化了仿真模型开发过程,为航空发电机功能级仿真模型的建立提供了一种新的思路。通过研究,得到以下结论:



(a) 输出电压有效值



(b) 输出电压瞬时值

图11 辨识模型和精确模型闭环负载调节特性对比

Fig.11 Comparison between closed-loop load regulation characteristics of identification model and precise model

表3 辨识模型和精确模型仿真速度对比

Table 3 Comparison between simulation speeds of identification model and precise model

模 型	仿真时长/s
航空发电机辨识模型	3.92
航空发电机精确模型	18.9

(1)基于航空发电机的外部数据,建立的航空发电机辨识模型与实际发电机实验台相比,稳态和动态输出保持较好的一致性,可以准确模拟出系统工况的变化。

(2)与采用电压和磁链方程建立的精确模型相比,辨识模型可使系统仿真速度得到明显提升,节约仿真计算资源,提高仿真效率。

AST

## 参考文献

[1] 李子洁,焦宁飞,姚普,等.航空多级式无刷同步起动发电机

- 联合模型研究[J]. 航空科学技术, 2023, 34(10): 84-91.
- Li Zijie, Jiao Ningfei, Yao Pu, et al. Research on the joint model of aviation multi stage brushless synchronous starting generators [J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34 (10): 84-91. (in Chinese)
- [2] 王爽, 高朝晖, 陈思宇, 等. 基于Simulink的同步发电机仿真代数环问题研究[J]. 系统仿真学报, 2022, 34(3): 482-489.
- Wang Shuang, Gao Zhaohui, Chen Siyu, et al. Research on the algebraic loop problem of synchronous generator simulation based on simulink [J]. Journal of System Simulation, 2022, 34 (3): 482-489. (in Chinese)
- [3] 马远航, 张晓斌, 高朝晖. 飞机同步发电机的建模仿真方法研究[J]. 微电机, 2014, 47(10): 58-61.
- Ma Yuanhang, Zhang Xiaobin, Gao Zhaohui. Research on modeling and simulation methods for aircraft synchronous generators [J]. Micromotor, 2014, 47 (10): 58-61. (in Chinese)
- [4] 倪以信. 动态电力系统的理论和分析[M]. 北京: 清华大学出版社, 2002.
- Ni Yixin. Theory and analysis of dynamic power systems [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2002. (in Chinese)
- [5] 高朝晖, 张晓斌, 吴小华. 基于MATLAB的飞机高压直流电源系统数字仿真[J]. 系统仿真学报, 2003(4): 564-567.
- Gao Zhaohui, Zhang Xiaobin, Wu Xiaohua. Digital simulation of aircraft high voltage DC power supply system based on MATLAB [J]. Journal of System Simulation, 2003 (4): 564-567. (in Chinese)
- [6] SAE AIR 6326-2015 Aircraft electrical power systems modeling and simulation definitions[S]. SAE, 2015.
- [7] 叶子豪, 张晓敏, 刘亚飞, 等. 用于飞机模型参数辨识的飞行数据处理方法研究[J]. 航空科学技术, 2022, 33(8): 78-87.
- Ye Zihao, Zhang Xiaomin, Liu Yafei, et al. Research on flight data processing methods for aircraft model parameter identification [J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33 (8): 78-87. (in Chinese)
- [8] 李昱, 袁磊. 线性系统的系统辨识综述[J]. 探测与控制学报, 2021, 43(3): 22-29.
- Li Yu, Yuan Lei. Overview of system identification for linear systems [J]. Journal of Detection and Control, 2021, 43 (3): 22-29. (in Chinese)
- [9] 孙欣, 肖曦, 韩继文, 等. 基于机械参数辨识的永磁同步电机驱动系统速度环自调试方法[J]. 电机与控制学报, 2022, 26(12): 1-9.
- Sun Xin, Xiao Xi, Han Jiwen, et al. Speed loop self debugging method for permanent magnet synchronous motor drive system based on mechanical parameter identification [J]. Journal of Electrical Machinery and Control, 2022, 26(12): 1-9. (in Chinese)
- [10] 李英春, 侯金明, 王培瑞. 基于改进扩展卡尔曼滤波的PMSM在线参数辨识[J]. 中国测试, 2022, 48(11): 47-53.
- Li Yingchun, Hou Jinming, Wang Peirui. PMSM online parameter identification based on improved extended Kalman filtering [J]. China Testing, 2022, 48 (11): 47-53. (in Chinese)
- [11] 张铸, 张仕杰, 饶盛华, 等. 改进樽海鞘群算法的永磁同步电机多参数辨识[J]. 电机与控制学报, 2022, 26(8): 139-146.
- Zhang Zhu, Zhang Shijie, Rao Shenghua, et al. Multi parameter identification of permanent magnet synchronous motors using improved salp sheath swarm algorithm [J]. Journal of Electrical Machinery and Control, 2022, 26 (8): 139-146. (in Chinese)
- [12] 沈颂华. 航空航天器供电系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- Shen Songhua. Aerospace power supply system [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005. (in Chinese)
- [13] 张晓斌, 雷涛. 飞机电力系统分析[M]. 北京: 航空工业出版社, 2023.
- Zhang Xiaobin, Lei Tao. Aircraft power system analysis[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2023. (in Chinese)
- [14] 王钰璞, 邱璐瑶. 基于最小二乘法的框架算法优化[J]. 信息记录材料, 2023, 24(2): 227-229.
- Wang Yupu, Qiu Luyao. Optimization of framework algorithms based on least squares method [J]. Information Recording Materials, 2023, 24 (2): 227-229. (in Chinese)
- [15] 王宏喆, 甘醇, 倪锴, 等. 基于SMO和RLS的航空电推进永磁电机驱动系统[J]. 航空科学技术, 2023, 34(1): 97-104.
- Wang Hongzhe, Gan Chun, Ni Kai, et al. Permanent magnet motor drive system for aerospace electric propulsion based on SMO and RLS [J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34 (1): 97-104. (in Chinese)

## Establishment of Simulation Model for Aviation Brushless AC Generator Based on Parameter Identification

Wei Yanhui<sup>1</sup>, Gao Zhaohui<sup>1</sup>, Wang Shuang<sup>2</sup>, Wu Yongxin<sup>1</sup>, Yan Qi<sup>1</sup>

1. Northwestern Polytechnical University, Xi'an, 710072, China

2. COMAC Shanghai Aviation Industry Co., Ltd., Shanghai 200232, China

**Abstract:** In the simulation of aviation generators, modeling methods based on voltage and magnetic flux equations have application limitations due to the difficulty in obtaining internal parameters of the generator and the high computational resource consumption. In response to the above issues, this paper proposes a method of establishing an identification simulation model for aviation generators by collecting external data. By collecting the excitation voltage of the exciter and the output voltage of the main generator under different operating conditions of the aviation generator, the transfer function of the aviation generator under different operating conditions is obtained through system identification; By reusing parameter fitting tools, a fitting function of the generator transfer function parameters with changes in operating conditions is obtained, and an aviation generator identification simulation model that does not rely on internal parameters is established. After verification, the identification model can accurately simulate the changes in operating conditions of aviation generators. Compared with the precise simulation model of generators established using voltage and magnetic flux equations, the identification model can significantly improve simulation speed and system simulation efficiency.

**Key Words:** aviation generator; transfer function; system identification; parameter fitting; identification model

---

**Received:**2024-03-11; **Revised:** 2024-08-27; **Accepted:** 2024-10-31

**Foundation item:** Aeronautical Science Foundation of China(20200046053001)