

基于 PSO-SA 的涡轴发动机气路模型优化

史昊天, 蔡 景, 厉 明

(南京航空航天大学 民航学院, 南京 210016)

摘要: 涡轴发动机故障诊断与寿命预测时, 气路模型有着举足轻重的作用, 但是通过部件法建立的涡轴发动机气路模型普遍存在着平衡求解收敛慢、收敛异常以及模型误差较大的问题; 针对气路模型平衡求解中存在的收敛问题以及模型偏差较大的问题, 采用变比热法建立了涡轴发动机气路模型; 使用牛顿-拉夫逊法对模型的平衡方程进行求解, 分析了干扰模型收敛的若干原因, 对求解算法提出了增加可变求解域边界约束等解决措施, 并利用两类收敛因子以加速求解收敛, 最终使求解成功率达到 97%; 对于模型误差较大的问题分别使用粒子群算法与模拟退火粒子群对模型进行优化, 通过对比粒子群算法与模拟退火算法的结果, 证明了模拟退火粒子群算法具有较好的收敛性与优化效果; 成功将模型绝对误差由最开始的 7.27% 降至 1.59%, 局部绝对误差由最高 19% 降低到 4.6% 左右。

关键词: 涡轴发动机; 气路仿真; 部件法建模; 模拟退火粒子群优化; 牛顿-拉夫逊迭代法

Model Optimization for Turboshaft Engine Gas Path Based on PSO-SA

SHI Haotian, CAI Jing, LI Ming

(College of Civil and Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The gas path model plays a crucial role in the fault diagnosis and life prediction of turbineshaft engines. However, the gas path model of the turbineshaft engine established by the component method generally has problems such as slow convergence of balance solution, abnormal convergence, and large model error. To address the above issues, the variable specific heat method is first used to establish the gas path model of the turbineshaft engine. Then, a Newton-Raphson method is used to solve the balance equation of the model, analyze some reasons that affect the convergence of the disturbance model, and propose a solution for the algorithm, such as adding the variable solution domain boundary constraint. And then, two types of convergence factors are used to accelerate the solution convergence. Finally, a solution success rate of the algorithm reaches up to 97%. The particle swarm optimization (PSO) algorithm and the simulated annealing particle swarm optimization (PSO-SA) algorithm are used to optimize the model and reduce the large error of the model. A comparative analysis of the results obtained from the PSO and PSO-SA algorithms shows that the PSO-SA algorithm is superior to other algorithms in the convergence and optimization performance. The model's absolute error is successfully reduced by a range starting from 7.27% to 1.59%, and the local absolute error is reduced by from a maximum of 19% to about 4.6%.

Keywords: turboshaft engines; gas path simulation; component method modeling; PSO-SA; Newton-Raphson method

0 引言

涡轴发动机气路仿真模型在发动机生产使用中有着举足轻重的地位, 其能够计算发动机各关键截面参数故而气路仿真模型在发动机的前期设计、故障诊断、健康管理等方面发挥了巨大作用^[1]。目前, 国外在发动机气路仿真有很大的进展, 文献 [2-5] 中提及美国、俄罗斯、德国、荷兰等国家的相关机构实验室先后建立不同类型的涡轴发动机仿真模型并完成商业化。近年来, 国

内也有许多对发动机建模技术的研究。文献 [6-7] 中提出了基于试验数据的建模方法, 但存在对试验数据需求量较大的问题, 应用难度较大。因此, 部件法建模成为主流的研究方向, 文献 [8-10] 中分别进行了涡轴发动机的建模, 证明了涡轴发动机部件法模型在控制领域具有较大的实用价值。然而, 由于涡轴发动机模型的强非线性, 部件法模型的求解过程较为困难, 当发动机工作条件变化时, 迭代法计算容易出现求解不收敛和报错中断的问题, 并且在未修正之前模型的偏差较大。文

收稿日期:2024-08-31; 修回日期:2024-10-15。

作者简介:史昊天(2000-),男,硕士研究生。

通讯作者:蔡 景(1976-),男,博士,副教授。

引用格式:史昊天,蔡 景,厉 明. 基于 PSO-SA 的涡轴发动机气路模型优化[J]. 计算机测量与控制, 2025, 33(10):216-224.

献 [11] 中指出, 该问题通常是由于迭代算法本身缺陷使得无法进行部件特性图插值造成的, 但并未提出有效的解决办法, 只能通过不断的程序调试解决。文献 [12] 中提出通过选择较为精确的迭代初值能在一定程度上解决上述问题, 但缺少寻找精确的迭代初值的方法; 文献 [13] 提出了使用遗传算法, 利用种群规模优势, 抛弃求解表现不佳的个体予以解决, 但是存在计算量过大、求解速度慢的问题。

另一方面由于部件特性和数学模型的准确性直接影响了发动机仿真的精度。同时发动机的实际装配误差、部件健康状态等因素也会导致部件特性与特性图代表的理想情况有所差异, 因此需对特性图中的增压比/膨胀比、流量和效率进行修正, 通常以增加修正系数的方式实现。文献 [14-16] 通过对比部件试验数据, 根据经验选取了修正系数的取值。但由于根据工程经验给出的修正系数在实际运用过程中并不能很好地将模型误差降下来, 文献 [10] 中使用粒子群算法对发动机气路模型进行优化获得了良好的结果。因此, 为了提高模型的精确度, 使用群智能算法对气路模型进行修正是可行的。

为了方便, 更快捷地对涡轴发动机进行修正求解, 使用面向对象的 Python 语言建立涡轴发动机的模型, 借助 Python 语言的面向对象特性, 建立了进出气/管路组件库、压气机/涡轮部件组件库、燃烧室组件库、辅助组件库 4 个组件库。通过调用 4 个组件库建立了由螺旋桨、进气道、压气机、燃烧室、涡轮、尾喷等部件组成的涡轴发动机整机模型。通过对牛顿-拉夫逊迭代法引入两个适应度系数来避免无解并且加速其收敛速度, 为了进一步提高模型精度, 利用模拟退火算法、粒子群算法、模拟退火粒子群算法, 设置修正系数对模型进行优化, 通过对比不同算法优化结果得到最优模型。

1 涡轴发动机气路模型

涡轴发动机与其他各类燃气轮机的气路部分结构高度相似, 但实际运行环境与功能却有着差异。不同于涡扇/涡喷发动机, 文献 [15] 中将涡轴发动机分为 3 个部分: 1) 进口、出口、管道部件, 这部分不与周围环境发生热传递, 它们的功能为传递流体、通过喷嘴加速流体、通过扩压器降低动能等; 2) 燃烧室, 这部分组件为产热部件; 3) 压气机、涡轮等部件, 这部分组件能与流体进行机械能的交换。使用面向对象的 Python 语言建立如图 1 所示的发动机模型组件库, 其中, 为满足仿真计算需要, 增加了飞行环境模块、特性图插值模块、旋翼模块、气体热力性质插值模块, 这 4 个模块构成辅助组件。

1.1 进出气/管路组件

气流通路组件是指发动机内部的气流通道, 包括进

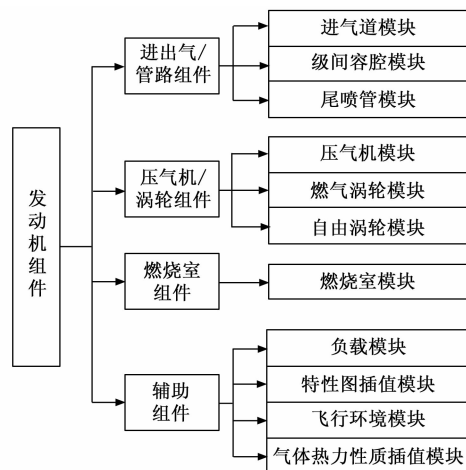


图 1 涡轴发动机组件库

气道、管道、尾喷口等, 基本的气流参数作为输入输出量, 可认为组件内部总温和气体流量不发生损耗, 总压以下式计算:

$$P_{\text{path}, \text{out}}^* = \sigma_{\text{path}} \times P_{\text{path}, \text{in}}^* \quad (1)$$

其中: P 为压力, σ 为总压恢复系数, 上标 $*$ 为总参量, 下标 in 为进口量, 下标 out 为出口量, 下标 path 为气流通路组件。涡轴发动机其进气道的进气温度 T_1 与进气总压 P_1 与马赫数 Ma 以及环境温度 T_0 与环境静压 P_0 的关系如下:

$$P_1 = P_0 \left[1 + \frac{(k-1)Ma^2}{2} \right]^{k/(k-1)} \quad (2)$$

$$T_1 = T_0 \left[1 + \frac{(k-1)Ma^2}{2} \right] \quad (3)$$

涡轴发动机的尾喷口为亚音速喷口, 其总压损耗按式 (1) 计算, 其喷口气体流量 $q_{\text{jet}, \text{out}}$ 计算方式如下:

$$q_{\text{jet}, \text{out}} = K'_m A P_{\text{jet}, \text{out}}^* q(Ma_{\text{out}}) / \sqrt{T_{\text{jet}, \text{out}}^*} \quad (4)$$

其中:

$$Ma_{\text{out}} = \sqrt{\frac{2}{k'-1} \left[\left(\frac{P_{\text{jet}, \text{out}}^*}{P_0} \right)^{(k'-1)/k'} - 1 \right]} \quad (5)$$

$$K'_m = \sqrt{\frac{k'}{R} \left(\frac{2}{k'+1} \right)^{(k'+1)/(k'-1)}} \quad (6)$$

$$q(Ma_{\text{out}}) = Ma_{\text{out}} \left[\frac{2}{k'+1} \left(1 + \frac{k'-1}{2} Ma_{\text{out}}^2 \right) \right]^{(k'+1)/2(1-k')} \quad (7)$$

$$k' = \frac{g_1(f, T_{\text{out}})}{g_1(f, T_{\text{out}}) - R} \quad (8)$$

其中: Ma_{out} 为出口马赫数, K'_m 为流量常数, $q(Ma_{\text{out}})$ 为流量函数, k' 为燃气绝热系数, R 为理想气体的气体常数, P_0 为环境静压, A 为组件喷口面积, g_1 为气体的定压比热容插值函数。

1.2 压气机/涡轮组件

压气机/涡轮组件指与气流发生机械能交换的部件, 其具有代表性的为压气机、涡轮等部件。该类部件以特

性图为基础,根据入口气流参数、转速等信息计算出气流参数,主要计算过程如下:

1) 根据部件转速和增压比(膨胀比),利用特性图插值获得部件出口流量和部件效率;

2) 根据增压比(膨胀比) π 和进口总压 P_{in}^* 计算出总压:

$$P_{out}^* = P_{in}^* \times \pi \quad (9)$$

3) 根据进口总温和部件效率,对气体热力性质表插值和计算获得进出口焓、出口总温:

$$T_{in}^* = f(h_{in}, s_{in}) \quad (10)$$

$$s_{c,out} = s_{c,in} + \lg(\pi_c^*) \quad (11)$$

$$s_{out} = g_2(f, h_{out}) \quad (12)$$

$$h_{out} = h_{in} + (h_{out} - h_{in}) / \eta_c \quad (13)$$

$$T_{out}^* = g_3(f, h_{out}) \quad (14)$$

其中: h 为焓, s 为熵, η 为部件效率, f 为油气比, g_2 为气体的焓值与熵值关系函数, g_3 为气体的焓值与温度的关系函数。

4) 根据出口流量和气体热力性质表插值结果,计算部件压气机/涡轮等部件消耗功率:

$$W_c = q_{c,out} \times (h_{c,out} - h_{c,in}) \quad (15)$$

其中: n 为转子转速, π 为增压比(膨胀比), q 为气体流量, W 为消耗功率, T 为温度;

1.3 燃烧室组件

燃烧室组件仅包含燃烧室的建模,其总压产生一定的损耗,可按照式(1)计算,燃烧室部件的出口流量和总温可按如下方式计算:

$$q_{b,out} = q_{b,in} + q_{wf} \quad (16)$$

$$h_{out} = \frac{q_{in} \times h_{in} + \eta_b \times Q_{wf} \times q_{wf}}{q_{out}} \quad (17)$$

$$T_{out}^* = g_3(f, h_{out}) \quad (18)$$

其中: Q_f 为燃料热值,下标 wf 为燃油相关参数, f 为油气比, η_b 为燃烧效率。

1.4 其他辅助组件

其他辅助组件可供构建发动机整体模型或部件模型时调用,主要包括用于描述飞行速度、高度等的飞行环境组件,用于进行特性图和气体热力性质散点插值的图表插值组件等。

旋翼系统作为负载起着提供飞行器动力的作用,但由于涡轴发动机本身为一个完整的系统,因此在建模过程中将螺旋桨负载看作一个辅助部件处理。在模型中,使用变桨距螺旋桨作为涡轴发动机的负载部件,其产生的推力 F_N 与功率 N_{prop} 可由下列公式得出:

$$F_N = C_T(J_p, \beta) \rho_0 \left(\frac{N_p}{60} \right)^2 (2R_p)^4 \quad (19)$$

$$N_{prop} = C_P(J_p, \beta) \rho_0 \left(\frac{N_p}{60} \right)^3 (2R_p)^5 \quad (20)$$

其中: $C_P(J_p, \beta)$ 为螺旋桨功率系数, $C_T(J_p, \beta)$ 为螺旋桨推力系数, J_p 为螺旋桨进速比, β 为螺旋桨螺距角, N_p 为输出轴转速, ρ_0 为空气密度, R_p 为螺旋桨半径。其中螺旋桨功率系数与推力系数可以通过螺旋桨的部件特性曲线插值获得。

1.5 整机模型建立

使用以上模型库组件,通过合理地连接各部件的输入输出量,构建共同工作点平衡方程组,可以建立发动机整体仿真模型,涡轴发动机整机模型如图2所示。

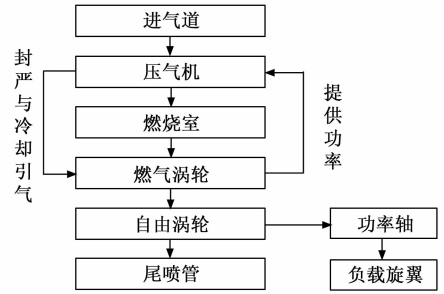


图2 涡轴发动机气路模型框架

在整机级模型构建中燃气涡轮会在压气机出口处进行引气,用于涡轮的引气封严与冷却作用。

利用 Python 构建了能够进行平衡求解的发动机整体数据流如图3所示。气路数据流由温度和压力串起,流量插值交换的是转速与流量,效率插值交换的是转速和效率,气体热力函数插值交换的是温度与绝热系数。环境温度与压力经公式(2)和(3)计算得到进气温度与压力,进气道出口压力由公式(1)过程得到,进气道出口温度与压力作为压气机入口温度被输入到压气机部件并由公式(9)~(15)计算得到压气机出口温度与压力以及压气机消耗的功率,压气机部件出口的温度与压力作为燃烧室部件输入数据,并且经过式(16)~(18)的计算得到燃烧室出口温度,由于燃烧室中并没有经过增压过程因此燃烧室输出压力等于燃烧室输入压力。此后,燃气涡轮与自由涡轮重复压气机部件的计算过程可以得到其部件的输入输出温度与压力以及部件消耗的功率,以这些值来得到构建平衡方程的变量的值,最后通过改进牛顿-拉夫逊法得到使方程达到平衡的量达到模型求解的结果。

2 气路模型平衡求解

2.1 平衡求解原理

由于发动机各部件在转速、流量、压力等各方面存在复杂的耦合关系,因此需要对整体模型进行共同工作点平衡求解。一般以高、自由涡轮轴的功率平衡、各部件流量平衡为依据^[17],构建平衡误差方程组,求解能使发动机在给定条件下的稳定工作的各级转速和增压比(膨胀比)。在涡轴发动机中,待求解变量为燃气涡轮转

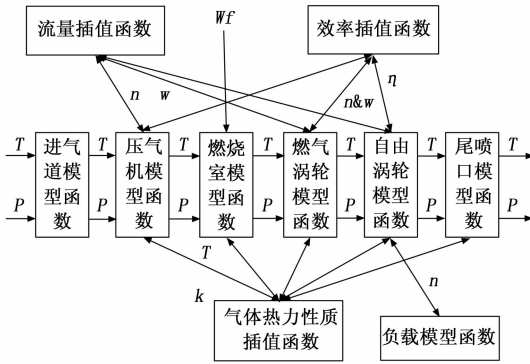


图 3 发动机数据流与调用关系

速 n_g 、自由涡轮转速 n_p 、压气机压比 π_c 、燃气涡轮膨胀比 π_G 、自由涡轮膨胀比 π_F 、压气机引气率 α_c 。利用各部件的平衡依据可以建立 5 个平衡方程, 分别为: 1) 压气机出口流量与燃油流量之和与燃气涡轮进口流量平衡; 2) 燃气涡轮出口流量与压气机引气量之和与自由涡轮进口流量平衡; 3) 自由涡轮功率与负载功率平衡; 4) 燃气涡轮功率与压气机功率平衡; 5) 自由涡轮出口流量与尾喷口进口流量平衡。具体平衡误差方程组为:

$$\begin{cases} f_1 = W_{G,i}/(W_C - W_{C,loss} + q_{wf}) - 1 \\ f_2 = W_{F,i}/(W_{C,loss} \times c + W_{G,o}) - 1 \\ f_3 = N_F \times k_1/N_{prop} - 1 \\ f_4 = N_G \times k_2/N_C - 1 \\ f_5 = W_{F,o}/W_J - 1 \end{cases} \quad (21)$$

其中: $W_{C,loss}$ 为压气机引气值, c 为压气机引气比例, 由于自由涡轮与燃气涡轮在传动过程中存在机械损耗、摩擦损耗等情况, 因此传动效率不能达到 100%, 在大量实验的基础上确定 k_1 与 k_2 分别为自由涡轮轴间效率与燃气涡轮轴间效率其值分别为 0.978 与 0.998。 $W_{G,i}$ 为燃气涡轮进口流量, $W_{G,o}$ 为燃气涡轮出口流量, $W_{F,i}$ 为自由涡轮进口流量, $W_{F,o}$ 为自由涡轮出口流量, N_G 为燃气涡轮功率, N_F 为自由涡轮功率, N_C 为压气机功率, N_{prop} 为负载功率, W_J 为尾喷口入口流量。

使用 $f_1 \sim f_5$ 的欧几里得范数作为误差检验函数, 公式如下:

$$error = \sqrt{\sum_{i=1}^5 f_i^2} \quad (22)$$

2.2 改进牛顿拉夫逊迭代法

牛顿-拉夫逊迭代法是发动机气路模型平衡求解中应用最广泛的算法, 具有算法原理简单, 稳定性好等优点。其用于求解方程 $F(x) = 0$, 其中 $F(x)$ 为一个向量函数, 其迭代函数可写作:

$$x^{(k+1)} = x^k - J^+ F(x^k) \quad (23)$$

其中: $F(x)$ 为待求解方程, J^+ 为雅可比矩阵的伪逆矩阵。

由于涡轴发动机模型高度耦合, 因此带有自变量的公式较难表达, 其表达式可写作:

$$F(x) = \begin{bmatrix} W_{G,i}/(W_C - W_{C,loss} + q_{wf}) - 1 \\ W_{F,i}/(W_{C,loss} \times c + W_{G,o}) - 1 \\ N_F \times k_1/N_{prop} - 1 \\ N_G \times k_2/N_C - 1 \\ W_{F,o}/W_J - 1 \end{bmatrix} \quad (24)$$

在牛顿迭代法中, 定义雅可比矩阵 J 为 F 的一阶偏导数矩阵, 具体可写作:

$$J = \frac{\partial F}{\partial x} = \begin{bmatrix} \frac{\partial F_1}{\partial x_1} & \frac{\partial F_1}{\partial x_2} & \cdots & \frac{\partial F_1}{\partial x_6} \\ \frac{\partial F_2}{\partial x_1} & \frac{\partial F_2}{\partial x_2} & \cdots & \frac{\partial F_2}{\partial x_6} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial F_5}{\partial x_1} & \frac{\partial F_5}{\partial x_2} & \cdots & \frac{\partial F_5}{\partial x_6} \end{bmatrix} \quad (25)$$

在对 J 求逆时如果是方阵, 则可以求逆矩阵, 在这里由于其不是方阵我们求取其伪逆矩阵, 伪逆矩阵的求解方法通常采用奇异值分解 (SVD) 方法, 对于矩阵 J 可以进行奇异值分解:

$$J = U \Sigma V^T \quad (26)$$

其中: U 是一个 $m \times m$ 的酉矩阵, Σ 为一个 $m \times n$ 的对角矩阵, 由 J 的特征值构成, V 为一个 $n \times n$ 的酉矩阵。则伪逆矩阵如下:

$$J^+ = V \Sigma^+ U^T \quad (27)$$

其中: Σ^+ 为 Σ 的伪逆矩阵。具体的 Σ^+ 构造方法如下: 对于 Σ 中的每个非零奇异值 σ_i , 有 $\sigma_i^+ = \frac{1}{\sigma_i}$, 对于零奇异值, 有 $0^+ = 0$ 。

然而, 由于发动机模型的复杂性、强非线性, 同时受各个部件特性图稳定工作边界的影响, 牛顿-拉夫逊法迭代求解容易发生报错中断和计算不收敛的问题, 且这在部件法建模原理上是无法避免的^[11]。

将发动机模型在不同条件下进行仿真计算可以发现, 模型计算失败的原因有两种:

- 1) 迭代点产生虚根, 或者超出特性图边界, 即模型无解;
- 2) 解陷入局部最优, 但是无法满足平衡条件, 或者在最优解附近震荡但无法收敛。

因此, 针对上述两类导致平衡求解失败的原因, 分别提出了相应的改进办法: 对于第一类计算失败的改进方法为: 设置求解边界, 避免超出工作范围, 产生错解; 对于第二类计算失败的解决方法为: 利用大步长跳出局部最优解, 设置最大步长约束并主动降低步长。依据前面所建立的几类模型组件库设计总体算法流程如图 4 所示。

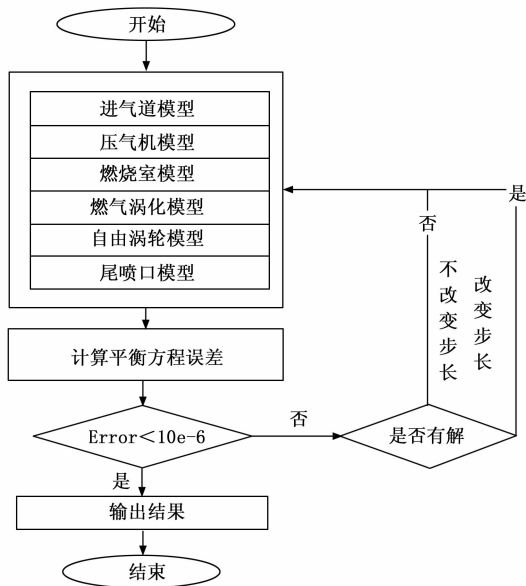


图 4 算法流程图

改进牛顿—拉夫逊迭代法如下：

1) 设定解决域的可变边界限制。在模型的求解过程中容易发生超出求解边界的情况导致求解失败，因此在这里设置求解边界以提高求解成功率。然而有时求解边界设置过小，会导致搜索超出边界的行为，但真实情况可能求解值仍在求解边界之内，因此，在对求解域划定边界时，给定一个边界增长因子 $\epsilon = 1.1$ 。当前 3 次出现超界问题时，将变化上下边界 x_{up} 为上边界， x_{low} 为下边界。

$$\begin{aligned} x_{up} &= x_{up} * \epsilon \\ x_{low} &= x_{low} * \epsilon \end{aligned} \quad (28)$$

在这里求解边界的取值可取为：

$$\begin{aligned} x_{up} &= [50000, 30000, 15, 5, 5, 1.2] \\ x_{low} &= [10000, 5000, 1.01, 1.01, 1.01, 0.7] \end{aligned} \quad (29)$$

初始值的 6 个参数分别为燃气涡轮轴转速、自由涡轮转速、压气机压比、燃气涡轮膨胀比、自由涡轮膨胀比、引气比例。其中引气比例为压气机实际用于涡轮冷却和封严的比例。

初值的猜想值设为：

$$x = [38422, 20000, 13, 3.799, 3.048, 1] \quad (30)$$

在计算雅各比矩阵时，可能由于微扰量或迭代步长不适当，导致落入解决域中无法求解的位置。考虑到在叠加步长之前的位置是可以求解的，因此如果出现无解现象，将减小原步长，将步长变为原有的一半。递归流程如图 5 所示。

2) 跳出局部最优解。由于平衡误差检验函数是欧几里得范数，因此，气路平衡的最优解应该是的驻点。在模型求解迭代一定步数后，有时会出现迭代步长已经接近于 0（即一阶导数接近 0），但误差仍然保持在较高水平而不再降低。这时，迭代陷入了气路不平衡的局部

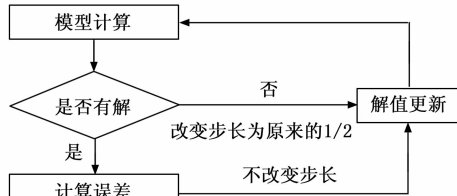


图 5 递归流程图

最优解（第一类不收敛），为了摆脱局部最优解，可以主动为迭代提供较大的随机方向步长，使其从新的、距离局部最优解较远的位置重新开始迭代。

3) 解决震荡不收敛问题。如果再不收敛的情况下，误差存在明显的波动，但步长仍然较大且在某点附近徘徊，这说明迭代已经接近最优解，但是由于模型的非线性程度强，较大的一阶导数导致计算迭代步长过大，始终无法达到最优解（第二类不收敛）。在这种情况下，为模型设定最大步长，并在出现这类不收敛的情况时主动降低步长，可以实现快速收敛。

在加入两类收敛因子的情况下迭代函数可以写为：

$$x^{(k+1)} = x^k - \beta_1 x_l - \beta_2 J^+ F(x^k) \quad (31)$$

$$\beta_1 = \begin{cases} 1.5, & \text{第一类不收敛} \\ 0, & \text{其他} \end{cases} \quad (32)$$

$$\beta_2 = \begin{cases} 0.7, & \text{第二类不收敛} \\ 1, & \text{其他} \end{cases} \quad (33)$$

其中： β_1 为一类不收敛因子； β_2 为二类不收敛因子； x_l 为一个较大的步长。

将发动机的输入燃油量、飞行高度、飞行速度参数在其设计点值（ $q_f = 0.074 \text{ kg/s}$ 、飞行高度 $H = 0$ 、飞行速度 $V = 0$ ）附近一定范围内进行随机取值组合，获取 100 组飞行状态样本。模型部分参数如表 1 所示。

表 1 部分模型参数

模型参数	值
燃烧室等熵效率	0.999
燃气涡轮等熵效率	0.85
自由涡轮等熵效率	0.89
压气机等熵效率	0.82
压气机压比	13
燃烧室压比	0.97
燃气涡轮膨胀比	3.799
自由涡轮膨胀比	3.048

分别用改进前后的求解算法对这 100 组样本进行平衡计算，改进前算法的计算成功次数为 70 次，改进后的算法计算成功次数为 97 次，在设计点的平衡方程收敛形式如图 6 所示。

对于第一类不收敛，第一类不收敛的原因是陷入局部最优解，因此在公式 (23) 的基础上施加一个较大的步长可以使迭代跳出局部最优解。此不收敛的实验条件

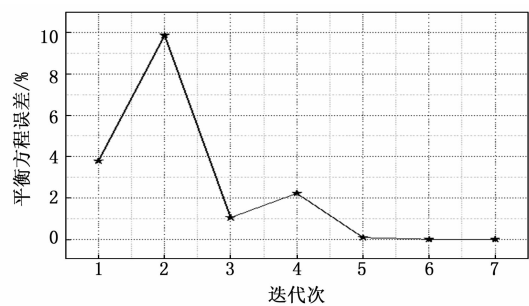


图 6 平衡方程收敛图

为非设计点 ($q_f=0.069\text{ kg/s}$ 、飞行高度 $H=0$ 、飞行速度数 $V=0$), 改进前出现陷入局部最优解不收敛其迭代形状如图 7 所示。

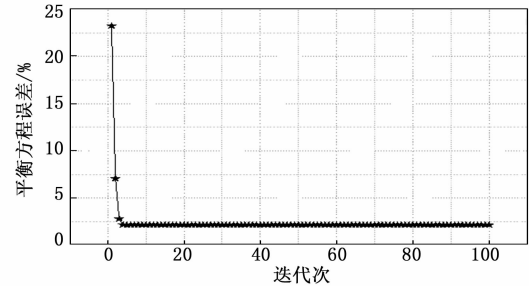


图 7 局部最优解不收敛

在图 7 中可以看到, 在第 4 次迭代之后解值陷入了局部最优解, 无法进一步降低平衡方程的误差, 为解决此问题加入一个收敛因子, 以及一个较大的步长 x_i , 此步长初始选值为边界上界限的百分之一, 在大量的试验下得到此步长值为:

$$x_i=[500,500,0.2,0.05,0.05,0.005]$$

(34)

加入第一类收敛因子之后其收敛形状如图 8 所示。

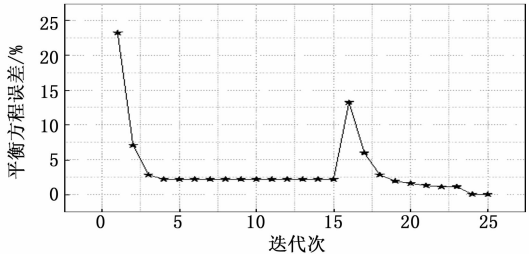


图 8 跳出局部最优解

在图 8 中由于加入第一类收敛因子, 在第十六次迭代的时候, 给到一个大的跳出步长, 使解值跳出来局部最优解, 最终得以收敛。

对于第二类不收敛问题, 其本质原因是求解步长较大所导致的因此, 第二类收敛因子的加入可以较好地解决这类问题。此不收敛的实验条件为非设计点 ($q_f=0.065\text{ kg/s}$ 、飞行高度 $H=0$ 、飞行速度数 $V=0$), 改进前, 在此点出现第二类不收敛情况其迭代形状如图 9 所示。

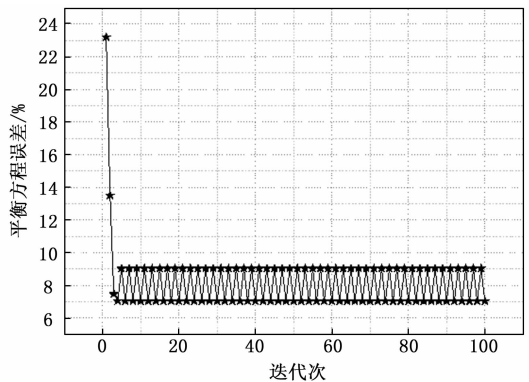


图 9 第二类不收敛示意

在本次实验中解值在第四次之后便开始震荡无法收敛。因此, 主动降低迭代步长来解决这一不收敛问题, 加入收敛因子之后的收敛形状如图 10 所示。

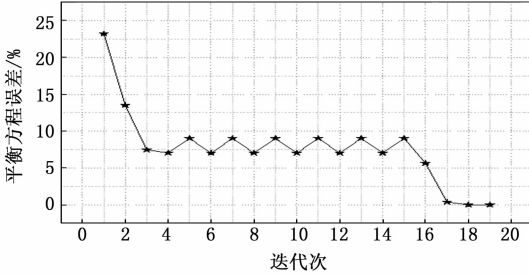


图 10 主动降低步长脱离震荡

由图 10 可以看出在迭代的第十六次主动降低步长, 来使平衡方程误差下降, 最终收敛。

由于涡轴发动机气路部件特性图为独立试验的结果而非系统级测试的结果, 而试车试验的传感器并不能监测所有的模型参数。因此只取涡轴发动机传感器能检测到的值进行误差计算, 将气路模型设计点工况下的工作参数与发动机地面性能试车数据进行对比。结果如表 2 所示。

表 2 试车值与模型值对比

工作参数	模型值	试车值	误差/%
燃气涡轮轴转速/rpm	37 162.	38 400	-3.28
自由涡轮轴转速/rpm	18 740.	20 000	-6.3
压气机压比	10.51	13	-19.13
燃气涡轮膨胀比	3.374	3.799	-11.19
自由涡轮膨胀比	2.954	3.048	-3.08
压气机出口总压/kPa	1 197.8	1 304.05	-8.15
燃气涡轮出口总压/kPa	329.26	332.92	-1.1
自由涡轮出口总压/kPa	107.046	106.495	0.52
排气总压/kPa	104.905	104.365	0.52
压气机出口总温/K	654.688	657.99	-0.5
燃气涡轮出口总温/K	1 086.78	1 120.43	-3
自由涡轮出口总温/K	904.52	865.76	4.48
排气总温/K	900.9	862.51	4.45
轴功率/kW	1 217.62	1 330.73	-8.5
平均绝对误差/%	7.27		

从表 2 中可以看出, 压气机与燃气涡轮压比误差较大可达 19.13%, 整体平均绝对误差达 7.27%。因此整体精度水平以及部件精度水平仍需进一步提高。究其原因, 是部件法建模只关注部件的进出口截面, 将部件内部的复杂热力学过程高度简化造成的。工作原理越复杂的部件, 其模型简化造成的影响就越明显。为了提高仿真模型精度, 需要对各部件模型进行修正。

3 整机模型优化

3.1 模型优化算法原理

部件特性是影响发动机模型准确性的关键因素, 部件特性图的准确性会直接影响部件参数的计算误差。在涡轴发动机模型中压气机、燃气涡轮和自由涡轮的建模均是以部件特性图为基础构建的。但是, 部件特性图一般是通过不同工况下的单部件试验获得的理想值, 由于部件的制造安装误差、整机各部件之间的耦合联动等因素, 部件在实际的整机运行中的转速、压比、效率、流量等参数的相关关系与部件特性图中的数据往往存在一定的差异。因此, 在利用部件特性图进行模型求解时, 需要对部件特性图中的部分参数使用修正系数以提高模型求解精度^[18]。

部件特性图以等转速线为核心, 一般在部件法建模中同时要对特性图的压比(膨胀比)、流量和效率参数进行修正。使用修正系数来表征理想数据(部件的设计数据)和实际试车数据偏差大小, 对上述参数在整机模型中的取值进行修正。压气机、燃气涡轮、自由涡轮的换算流量、效率和增压比(膨胀比)涡轴发动机模型中的压气机引气比例修正系数如下:

$$\begin{aligned} W_{c, \text{cor}} &= k_{c, W} W_{c, \text{cor}, i} \\ \eta_c &= k_{c, \eta} \eta_{c, i} \\ \pi_c &= k_{c, \pi} (\pi_{c, i} - 1) + 1 \\ W_{GT, \text{cor}} &= k_{GT, W} W_{GT, \text{cor}, i} \\ \eta_{GT} &= k_{GT, \eta} \eta_{GT, i} \\ \pi_{GT} &= k_{GT, \pi} (\pi_{GT, i} - 1) + 1 \\ W_{FT, \text{cor}} &= k_{FT, W} W_{FT, \text{cor}, i} \\ \eta_{FT} &= k_{FT, \eta} \eta_{FT, i} \\ \pi_{FT} &= k_{FT, \pi} (\pi_{FT, i} - 1) + 1 \\ \alpha_c &= k_{c, \alpha} \alpha_{c, i} \end{aligned} \quad (35)$$

其中: $k_{c, W}$ 、 $k_{c, \eta}$ 、 $k_{c, \pi}$ 为压气机的流量、效率和增压比修正系数, $k_{GT, W}$ 、 $k_{GT, \eta}$ 、 $k_{GT, \pi}$ 为燃气涡轮的流量、效率和膨胀比修正系数, $k_{FT, W}$ 、 $k_{FT, \eta}$ 、 $k_{FT, \pi}$ 为自由涡轮的流量、效率和膨胀比修正系数, $k_{c, \alpha}$ 为压气机引气比例修正系数。

尾喷管出口流量的修正公式如下:

$$W_j = k_j W_{j, i} \quad (36)$$

其中: k_j 为尾喷管流量修正系数。

由于在燃烧室的总温计算时将燃烧室视为理想的绝

热过程, 导致燃烧室出口总温的仿真计算值比实际更高。因此, 有必要对燃烧室出口温度进行修正, 则燃烧室出口总温的修正公式如下:

$$T_{\text{comb}}^* = C_{\text{comb}} T_{\text{comb}}^* \quad (37)$$

其中: k_{comb} 为燃烧室出口总温修正系数。

3.2 模拟退火粒子群算法原理

粒子群算法 (PSO, particle swarm optimization) 算法原理简单, 但容易陷入局部最优解, 有种群多样性差, 搜索范围小的问题, 其高维复杂问题寻优时更为明显^[19]。模拟退火算法 (SA, simulate anneal arithmetic) 是基于金属退火的机理而建立起的一种全局最优化方法, 具有跳出局部最优解的能力。但在实际算法实现中, 由于计算速度和时间限制, 收敛时间往往过长。因此, 将模拟退火引入粒子群算法中, 通过引入 SA 的 Metropolis 准则^[20]来避免陷入局部最优解。其算法步骤为: 1) 初始化: 初始化粒子群, 包括粒子群的规模及粒子的位置和速度; 初始化温度 T_{SA} ; 2) 计算粒子适应度; 3) 更新个体极值与全局最优解; 4) 更新个体速度和位置及处理边界值; 5) 设置终止条件。

其中, 粒子群算法的速度更新公式:

$$\begin{aligned} v_i(t+1) &= \omega v_i(t) + c_1 r_1 [p_i^b - x_i(t)] + \\ & c_2 r_2 [g^b - x_i(t)] \end{aligned} \quad (38)$$

其中: v_i 为粒子 i 在时间 t 的速度, ω 为惯性权重, c_1 和 c_2 代表个体和社会的加速度常数, r_1 和 r_2 代表 $[0, 1]$ 之间均匀分布的随机数, p_i^b 代表历史最优位置, g^b 代表全局最优位置, x_i 为粒子 i 在时间 t 的位置。

粒子的下一个位置可写作 $x_i(t) + v_i(t+1)$ 。计算粒子群算法更新位置前后适应度的差值:

$$\Delta f = f[x_i(t) + v_i(t+1)] - f[x_i(t)] \quad (39)$$

其中: $f[x_i(t)]$ 代表粒子的适应度函数。

未加入退火思想的下一个位置的值为:

$$x_i(t+1) = x_i(t) + v_i(t+1) \quad (40)$$

同时根据 Δf 的值更新历史最优解与全局最优解。

$$\begin{aligned} p_i^b &= \begin{cases} x_i(t+1), & \Delta f \leq 0 \\ p_i^b, & \Delta f > 0 \end{cases} \\ g^b &= \begin{cases} p_i^b, & p_i^b \leq g^b \\ g^b, & p_i^b > g^b \end{cases} \end{aligned} \quad (41)$$

加入退火思想之后, 根据 Metropolis 准则接受新解, 则更新前后的适应度插值会影响新位置的接受:

$$P = \begin{cases} 1, & \Delta f \leq 0 \\ \exp\left(-\frac{\Delta f}{T}\right), & \Delta f > 0 \end{cases} \quad (42)$$

$$x_i(t+1) = \begin{cases} x_i(t) + v_i(t+1), & P \geq \text{rand}(0, 1) \\ x_i(t), & P < \text{rand}(0, 1) \end{cases} \quad (43)$$

更新完位置后，更新温度，并更新全局最优解与历史最优解。温度更新由下式表达：

$$T_{SA}(t+1) = \alpha T_{SA}(t)$$

(44)

α 为模拟退火的退火率。

3.3 基于 PSO-SA 的优化

模型的修正针对涡轴发动机整机级系统，总共设置 12 组修正参数，以燃气涡轮轴转速、自由涡轮轴转速、压气机压比、燃气涡轮膨胀比、自由涡轮膨胀比、压气机出口总压、燃气涡轮出口总压、自由涡轮出口总压、压气机出口总温、燃气涡轮出口总温、自由涡轮出口总温、输出轴功率 12 个参数的计算值与试车数据的平均绝对误差作为模型适应度函数，适应度函数定义为：

$$f = \frac{\sum_{i=1}^n \left(\frac{T_{c,i}}{T_{s,i}} - 1 \right)}{n}$$

(45)

其中： f 为粒子适应度； n 为工作参数个数； $T_{c,i}$ 、 $T_{s,i}$ 分别为第 i 个参数计算值和试车数据。

为使粒子群收敛性更好设置 $\omega = 0.8$ 、 $c_1 = 0.9$ 、 $c_2 = 1.2$ ，并且在对粒子速度和位置进行更新时，需要设置位置和速度的限制范围。由于发动机整机模型已经收敛，因此设置各个系数的位置范围应均在 1 左右进行寻优，各部分的优化值范围 (0.8, 1.2)，速度范围为 (0, 0.05)。另外，设置粒子数为 100，迭代终止条件为迭代次数大于 400 次或适应度值低于 0.01。设置退火的初始温度为 3 000，最终温度为 1，退火率为 0.97。

在实际优化过程中分别使用 PSO-SA、SA 与 PSO 优化算法对设计点工况下整体气路模型进行优化，图 11 为模拟退火算法、粒子群算法、模拟退火粒子群算法

的适用值与迭代关系图。优化后的模型与实际试车数据进行比较得到涡轴发动机工作参数计算值与试车数据值对比情况见表 3 所示，可以看出模拟退火粒子群算法其最后优化得到的模型误差最小。

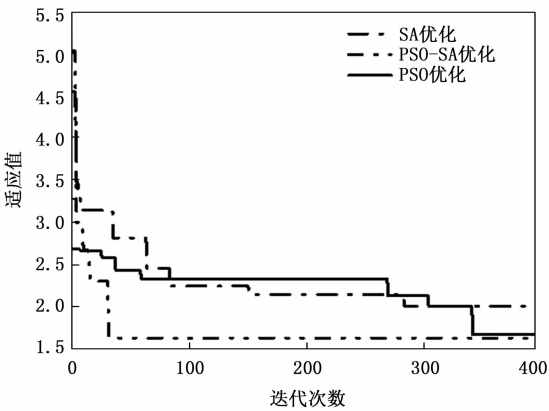


图 11 算法适应度

4 结束语

全文结合航空发动机、燃气轮机设计、工程热力学等相关理论，基于 Python 语言开发了涡轴发动机气路仿真模型并进行全系统迭代求解，利用 PSO-SA、算法对模型进行优化。主要工作如下：1) 构建了涡轴发动机气路部件模型库，并搭建了涡轴发动机气路系统模型，将牛顿—拉夫逊迭代法中引入两类求解因子，可以有效地解决模型收敛问题，将求解成功率由 70% 提升至 97%；2) 利用 PSO-SA、SA、PSO 算法对设计点工况进行优化，与试车数据进行对比，优化后模型局部绝对误差由最高 19% 降低到最高 4.6% 左右，平均绝对误差从 7.27% 以上降低到 1.59%。

表 3 涡轴发动机气路模型计算参数结果对比

	试车数据	SA 优化		PSO 优化		PSO-SA 优化	
		模型数据	误差/%	模型数据	误差/%	模型数据	误差/%
燃气涡轮轴转速/rpm	38 400	38 212	−0.55	38 072	−0.91	38 142	−0.73
自由涡轮轴转速/rpm	20 000	19 790	−1.05	19 650	−1.75	19 720	−1.4
压气机压比	13	12.93	−0.53	13.166 96	1.28	13.09	0.68
燃气涡轮膨胀比	3.799	3.897	2.58	3.762 217	−0.97	3.835	0.95
自由涡轮膨胀比	3.048	3.039	−0.3	3.075 89	0.92	3.025	−0.75
压气机出口总压/kPa	1 304.05	1 273.15	−2.37	12.963 91	−0.59	1 312.94	0.68
燃气涡轮出口总压/kPa	332.92	325.61	−2.195	337.99	1.52	331.91	−0.31
自由涡轮出口总压/kPa	106.495	105.321	−1.1	105.93	−0.53	106.975	0.45
排气总压/kPa	104.365	103.214	−1.1	103.81	−0.53	104.835	0.45
压气机出口总温/K	657.99	671.12	2.0	669.832 5	1.8	668.81	1.64
燃气涡轮出口总温/K	1 120.43	1067.85	−4.69	1 068.918	−4.6	1 068.56	−4.63
自由涡轮出口总温/K	865.76	880.31	1.68	863.078	−0.31	880.45	1.70
排气总温/K	862.51	876.79	1.66	859.625 7	−0.33	876.93	1.67
输出轴功率/kW	1 330.73	1347.143	1.23	1 312.132	−1.40	1 324.97	0.43
平均绝对误差		1.97		1.672		1.59	

参考文献:

- [1] 年夫强. 航空发动机模型参考自适应控制 [D]. 沈阳: 东北大学, 2014.
- [2] CHAPMAN J W. Multi-point design and optimization of a Turbohaft engine for tiltwing turboelectric VTOL air taxi [C] //AIAA Scitech. 2019 Forum, 2019: 2-3.
- [3] SEMKIN N D, PIYAKOV A V, VORONOV K E, et al. A linear accelerator for simulating micrometeorites [J]. Instruments and Experimental Techniques (New York), 2007, 50 (2): 275-281.
- [4] JESCHKE P, KURZKE J, SCHABER R, et al. Preliminary gas turbine design using the multidisciplinary design system MOPEDS [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2004, 126 (2): 75-84.
- [5] VISSER W P J, BROOMHEAD M J, van der VORST J. TERTS: A generic real-time gas turbine simulation environment [C] //Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. American Society of Mechanical Engineers, 2001, 78507: V001T01A004: 4-7.
- [6] 马 振, 张 正, 刘 程. 基于实验数据的航空发动机动态建模 [J]. 滨州学院学报, 2019, 35 (4): 22-28.
- [7] 白 杰, 张 正, 王 伟. 基于实验数据的航空发动机稳态模型建模 [J]. 机械设计与制造, 2021 (1): 62-66.
- [8] PAKMEHR, MEHRDAD. Physics-based dynamic modeling of a turboshaft engine driving a variable pitch propeller [J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 32 (3): 646-658.
- [9] 张洪源. 涡轴发动机模型修正技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- [10] 代定强. 基于 Modelica 的涡扇发动机仿真建模与测试性优化 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2022.
- [11] 尹大伟. 航空发动机模型求解算法及性能寻优控制中的参数估计研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011.
- [12] 郑斐华. 基于系统辨识的航空发动机建模研究 [D]. 北京: 中国科学院大学, 2018.
- [13] 张凌霄. 小型涡扇发动机燃油控制规律研究 [D]. 天津: 中国民航大学, 2016.
- [14] 李业波. 航空发动机组件化建模及性能参数估计 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- [15] SCHOEBEIRI M T. Gas turbine design, components and system design integration: second revised and enhanced edition [J]. Springer Nature, 2019: 22-27.
- [16] 周文祥. 航空发动机及控制系统建模与面向对象的仿真研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
- [17] 刘鑫洋, 李秋红, 周文祥, 等. 涡轴发动机稳态性能退化缓解控制方法 [J]. 推进技术, 2023, 44 (2): 285-295.
- [18] 叶一帆, 王占学, 张晓博. 基于多代理模型的航空发动机建模及优化方法 [J]. 推进技术, 2021, 42 (12): 2684-2693.
- [19] MARINI F, WALCZAK B. Particle swarm optimization (PSO). a tutorial [J]. Chemometrics and Intelligent Laboratory Systems, 2015, 149: 153-165.
- [20] KIRKPATRICK S, GELATT JR C D, VECCHI M P. Optimization by simulated annealing [J]. Science, 1983, 220 (4598): 671-680.
- [17] 武炜迪, 杨祥国, 陈 辉. 船舶柴油发电机组智能控制及优化 [J]. 舰船科学技术, 2023, 45 (3): 80-86.
- [18] 赵建勇, 汤加钰, 孙 丹, 等. 基于 Matlab _ GUI 的电气工程虚拟仿真实验平台设计 [J]. 实验室研究与探索, 2022, 41 (6): 92-97.
- [19] 曾惠霞. 基于 Matlab App Designer 的数字信号处理教学辅助系统设计 [J]. 微型电脑应用, 2023, 39 (1): 76-79.
- [20] 岑冠军, 张 昕, 杨德贵, 等. 基于 Matlab Web App 的数学实验在线课堂的设计与实践 [J]. 实验技术与管理, 2021, 38 (4): 36-41.
- [21] 于欣杰, 王美姣, 赵加强. 基于 Matlab App Designer 光学实验虚拟仿真系统的设计与实践 [J]. 实验科学与技术, 2022, 20 (1): 45-50.
- [22] 郑 杭. 基于 Web 和 Matlab Builder JA 技术的远程计算与仿真系统研究 [D]. 广州: 华南理工大学, 2017.
- [23] FUKUMOTO H, YAMAGUCHI T, ISHIBASHI M, et al. Developing a remote laboratory system of stepper motor for learning support [J]. IEEE Transactions on Education, 2020, 64 (3): 292-298.

(上接第 215 页)

- [11] 白 林, 付 顺, 李启飞, 等. 基于 Matlab 的通用在线数学实验平台设计与实现 [J]. 实验科学与技术, 2015, 13 (4): 44-46.
- [12] HONG Y, YU Y, TIAN J F, et al. Relay protection setting calculation system for nuclear power plant based on B/S architecture and cloud computing [J]. Energies, 2022, 15 (24): 9648.
- [13] 杨 森, 杨 杰, 张均东, 等. 基于变论域模糊 PID 的船舶柴油发电机调速系统 [J]. 中国航海, 2016, 39 (1): 17-21.
- [14] 卢贤基. 船舶发电柴油机调速系统的研究与设计 [D]. 大连: 大连海事大学, 2013.
- [15] YUAN Y, ZHANG M, CHEN Y, et al. Multi-sliding surface control for the speed regulation system of ship diesel engines [J]. Transactions of the Institute of Measurement and Control, 2018, 40 (1): 22-34.
- [16] 黄文超, 张维竞, 张传亮. 模糊 PID 控制的柴油机调速系统仿真 [J]. 计算机应用与软件, 2011, 28 (2): 148-151.