

基于AMESim-PID-Kriging的通航发动机 空燃比控制可靠性分析方法

智鹏鹏^{1,3,4} 刘雪琴^{1,2} 官毅² 吴江³ 汪忠来^{1,2*}

1. 电子科技大学长三角研究院(湖州), 湖州, 313000

2. 电子科技大学机械与电气工程学院, 成都, 611731

3. 中国民用航空飞行学院四川省通用航空器维修工程技术研究中心, 广汉, 618307

4. 安阳工学院河南省人机环境与应急管理国际联合实验室, 安阳, 455099

摘要:为解决通航活塞发动机空燃比控制可靠性的精度和效率问题,提出一种融合AMESim-PID联合仿真和自适应Kriging模型的可靠性分析方法。依据工作原理推导活塞发动机进气、排气、燃烧系统物理模型,建立基于AMESim平台的参数化仿真模型;建立以过量系数为指标的PID控制模型,通过调整喷油脉宽来提高空燃比控制精度;提出GA-Halton序列、修正期望最大函数和复合收敛准则,建立高保真自适应Kriging模型以提高计算效率;搭建基于AMESim-PID-Kriging的空燃比控制可靠性分析框架,并通过重要性抽样计算最终失效概率。算例分析表明,所提方法能够实现通航活塞发动机空燃比高保真建模与精准控制,并以较少的仿真次数和较短的求解时间精确估算失效概率。

关键词:活塞发动机;空燃比控制;PID控制;Kriging模型;可靠性分析

中图分类号:TH123.1

DOI:10.3969/j.issn.1004-132X.2025.10.033

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



AMESim-PID-Kriging-based Reliability Analysis Method for Air-fuel Ratio Control of General Aviation Engines

ZHI Pengpeng^{1,3,4} LIU Xueqin^{1,2} GUAN Yi² WU Jiang³ WANG Zhonglai^{1,2*}

1. Yangtze Delta Region Institute (Huzhou), University of Electronic Science and Technology of China, Huzhou, Zhejiang, 313000

2. School of Mechanical and Electrical Engineering, University of Electronic Science and Technology of China, Chengdu, 611731

3. Sichuan Province Engineering Technology Research Center of General Aircraft Maintenance, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan, Sichuan, 618307

4. Henan International Joint Laboratory of Man Machine Environment and Emergency Management, Anyang Institute of Technology, Anyang, Henan, 455099

Abstract: To address the accuracy and efficiency challenges in the reliable control of air-fuel ratio for general aviation piston engines (GAPEs), a reliability analysis method integrating AMESim-PID co-simulation and an adaptive Kriging model was proposed. A parameterized simulation model was established based on the AMESim platform according to the physical models of the intake, exhaust, and combustion systems of the GAPEs. Based on the oxygen excess coefficient a PID control model was presented to improve the accuracy of air-fuel ratio control by adjusting the injection pulse width. The GA-Halton sequence, adjust expected maximum function(AEMF), and composite convergence criterion were proposed to establish a high-fidelity adaptive Kriging model to improve computational efficiency. A reliability analysis framework for air fuel ratio control was established based on AMESim-PID-Kriging, and the final failure probability was calculated by importance sampling (IS). The case analysis shows that the proposed method may achieve high-fidelity modeling and accuracy control of the air-fuel ratio reliable control of the GAPEs, and accurately estimate the failure probability with fewer simulation times and solving time.

收稿日期:2024-10-07

基金项目:国家自然科学基金(52405255);湖州市科技特派员项目(2023KT76);河南省人机环境与应急管理国际联合实验室(安阳工学院)开放基金(KFKT-02);河南省科技攻关项目(252102220051)

Key words: piston engine; air-fuel ratio control; PID control; Kriging model; reliability analysis

0 引言

通用航空活塞发动机作为通用航空运行和传动的“心脏”，是一类典型的功能层次多样、结构高度复杂的机电信息系统，但因其安全监察监管能力不足以及我国实际适航规章与审定规范不匹配，导致通航飞行事故率远高于运输航空^[1-2]。其中，空燃比作为活塞发动机运行的关键参数，对其控制的可靠水平直接影响发动机的工作效率和飞行安全。开展通航活塞发动机数字化建模以及空燃比控制可靠性研究不仅有利于厘清多域协同的发动机运行耦合关系、确保飞行安全，而且为通用航空适航规章的制定提供了一定的理论基础。

中国民用航空规章《航空发动机适航标准》(CCAR-33)的33.75条款及欧洲航空安全局《审定规范》(CS-E510)条款指出，在航空发动机设计阶段必须对发动机及其控制系统进行安全性评估，以确保航空发动机的安全水平^[3]。鉴于此，部分学者开展了航空发动机的安全性分析研究，主要包括经典安全性方法和基于模型的安全性方法。其中，基于模型的安全性分析是将数学模型与安全性、可靠性分析相结合，借助数值分析和仿真计算对系统的性能进行测试和验证，以量化分析验证系统模型是否满足安全性/可靠性要求。JIANG等^[4]开发了一种通用且精确的非线性均值发动机模型(MVEM)，解决了二冲程航空活塞发动机多变量控制系统建模难度大、分析效率低的问题；王煜坤等^[5]提出了一种航空活塞-涡轮复合循环动力系统构型，研究了增压器效率、涡轮效率、补燃油量等对复合循环动力系统性能的影响；陈贵升等^[6]建立了基于GT-Power的整机热力学模型，分析了不同海拔下增压模式以及高压级压气机叶片开度对发动机性能的影响；胡春明等^[7]搭建了一/三维发动机模型、喷油器模型，并结合PID控制平台，提出了PID优化循环神经网络(PID-RNN)融合的发动机性能评估方法；徐亚旋等^[8]在GT-Power和Simulink中分别建立了发动机模型以及空燃比估计控制模型，基于电磁驱动配气机构，提出了一种分缸空燃比控制方法来减小各缸间的空燃比差异和转矩差异。

尽管上述研究对航空活塞发动机在整机建模、自主控制和性能分析等方面取得了一定的进展，但对四冲程航空活塞发动机的研究较少，尤其

在高保真整机建模与可靠控制上需要进行深入研究。进一步，考虑到基于航空活塞发动机物理模型仿真分析的复杂性，研究兼具分析精度和效率的代理模型有助于高效分析发动机的可靠性。目前，常见的代理模型有多项式响应面(PRS)、人工神经网络(ANN)、径向基函数(RBF)、Kriging模型以及支持向量机(SVM)等^[9-11]。其中，Kriging模型以其较强的非线性拟合能力和泛化能力受到众多学者的关注。JING等^[12]融合Kriging模型和多目标遗传算法(NSGA-II)，构建了活塞发动机参数与其响应间的信息传递关系，开展了基于疲劳可靠性的销孔轮廓优化设计；DING等^[13]和CHUN等^[14]分别将子集模拟(SS)方法、协同建模策略与Kriging模型结合，提出了适用于复杂非线性系统的可靠性分析方法。此外，为提高Kriging模型构建的精度和效率，嵌入U学习函数、H学习函数、EFF学习函数和ERF学习函数的自适应Kriging模型在航空发动机性能、安全性、可靠性分析中得到了深入研究与应用^[15-17]。可见，将数字化物理模型和代理模型相结合开展航空活塞发动机的性能与可靠性分析已成为当前研究的热点，但其模型的高保真度以及分析的效率仍是制约其泛化能力的关键。

在上述研究的基础上，为获得高保真的四冲程通航活塞发动机(general aviation piston engine, GAPE)数字化模型，同时兼顾可靠性分析的精度和效率，本文将AMESim-PID联合仿真和自适应加点策略相结合更新优化Kriging模型，提出一种基于AMESim-PID-Kriging的通航发动机空燃比控制可靠性分析方法。相比于传统方法，AMESim-PID联合仿真模型能够实现空燃比指标的高保真量化与精准控制，提高了Kriging模型初始样本的质量；GA-Halton序列、修正期望最大函数(AEMF)加点策略和复合收敛准则保证了样本点选取的局部性和全局性，提高了Kriging模型更新的效率和精度；同时，重要性抽样(importance sampling, IS)的高效率实现了GAPE空燃比控制的高效可靠度计算。

1 基于AMESim-PID联合仿真的GAPE数字化建模

1.1 GAPE工作原理

活塞发动机作为通用航空飞机的主要动力来

源,以结构简单、故障率低、维保经济性好等优势被广泛应用于轻型机、私人飞机、农业飞机和商业飞机等。然而,动力输出不足和飞行能力有限是活塞发动机在通航应用中存在的主要问题。为此,本文以某型号活塞发动机为对象,建立基于AMESim-PID联合仿真的数字化模型,从理论层面分析不确定性因素对发动机输出性能的影响。该型号活塞发动机属于水平对置四冲程活塞发动机,主要由机匣、曲柄连杆机构、气门机构等部件组成,主要包括进气阶段、压缩阶段、做功阶段、排气阶段4个工作步骤,其结构如图1所示。

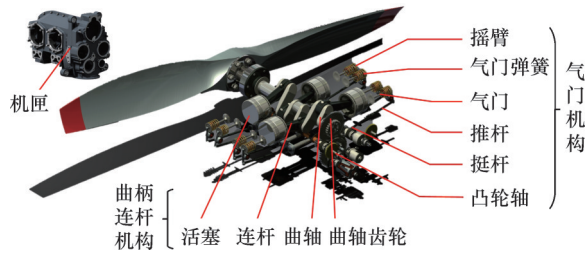


图1 水平对置四冲程活塞发动机
Fig.1 Horizontal opposed four stroke piston engine

活塞发动机整机内部循环为高维复杂非线性的动力转换系统,对其内部信息的数字化处理困难较大且成本较高,为此,在保证空燃比高精度仿真的前提下,将发动机系统简化为进气系统、燃油燃烧系统、排气系统三部分的串联组合方式,如图2所示。

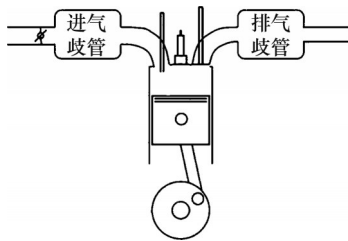


图2 活塞发动机工作简图
Fig.2 Working diagram of piston engine

1.2 基于物理模型的GAPE数字化建模

在进气系统中,进气歧管节气门开角(即节气门开度)是控制发动机空气进量的关键,影响发动机的动力输出。根据进气歧管构成参数,节气门开角、开口面积和节流孔直径的关系式为

$$\Gamma = \frac{4A}{\pi D^2} = \left(1 - \frac{\cos \theta}{\cos \theta_0}\right) + \frac{2}{\pi} \left[\frac{\alpha}{\cos \theta} \sqrt{\cos^2 \theta - \alpha^2 \cos^2 \theta_0} + \left(\frac{\cos \theta}{\cos \theta_0} \arcsin \left(\alpha \frac{\cos \theta_0}{\cos \theta}\right)\right) - \alpha \sqrt{1 - \alpha^2} - \arcsin \alpha \right] \quad (1)$$

若 $\theta > \arccos(\alpha \theta_0)$, 则有

$$\Gamma = 1 - \frac{2\alpha}{\pi} \sqrt{1 - \alpha^2} - \frac{2}{\pi} \arcsin \alpha \quad (2)$$

式中: Γ 表示节气门开角、开口面积和节流孔直径的比值;

A 为开口面积; θ 为当前节气门开角; θ_0 为 $A = 0$ 时的节气门开角; $\alpha = d/D$, d 为节流阀轴直径, D 为节流孔直径。

进气系统与排气系统的工作原理与物理表达式相似,利用式(1)、式(2)以及AMESim平台建立进气及排气系统的数字化模型,分别如图3和图4所示。

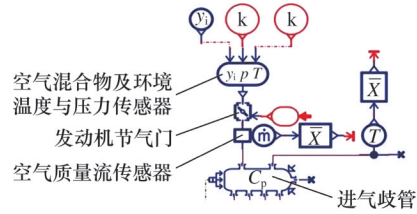


图3 进气系统数字化模型
Fig.3 Digital model of intake system

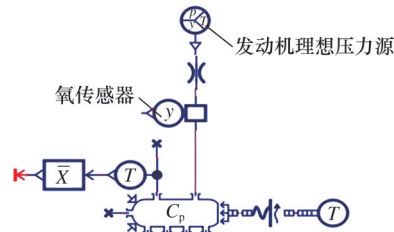


图4 排气系统数字化模型
Fig.4 Digital model of exhaust system

燃油燃烧系统包括空气压缩及放热供能两种行为模式,具有高度非线性耦合特性。依据其构成参数,燃烧系统压缩过程的表达式为

$$\frac{dp}{dt} = \rho \left(\frac{dr}{dt} T + R \frac{dT}{dt} \right) + RT \sum \frac{d\rho}{dt} \quad (3)$$

式中: p 为燃烧室中的压力; R 为气体常数; ρ 为气体密度; T 为燃烧室温度。

经燃油燃烧系统后,发动机释放的总热量

$$Q_{com} = m_f L_{HV} \quad (4)$$

式中: m_f 为燃料质量; L_{HV} 为燃料热值。

根据式(3)、式(4),在AMESim平台建立了燃油燃烧系统的数字化模型,如图5所示。

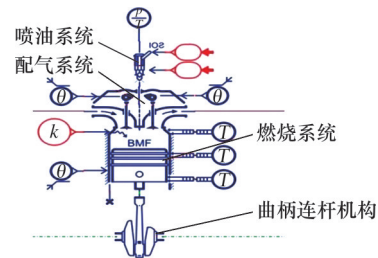


图5 燃油燃烧系统数字化模型
Fig.5 Digital model of fuel combustion system

依据四冲程活塞发动机的工作原理,发动机空燃比可定义为

$$R_{AF} = \dot{m}_{air} / \dot{m}_f \quad (5)$$

式中: \dot{m}_{air} 为空气质量流量; \dot{m}_f 为燃油质量流量。

为实现空燃比的精准控制,采用过量系数

λ 表征活塞发动机的性能,其表达式为

$$\lambda = R_{AF,act} / R_{AF,sto} \quad (6)$$

式中:下标 act,sto 分别表示实际值和理想值。

考虑四冲程发动机系统物理构型由1个进气

系统、1个排气系统和4个燃油燃烧系统构成,根据各子系统数字化模型和式(5)、式(6),建立 GAPE 整机数字化模型,如图6所示。

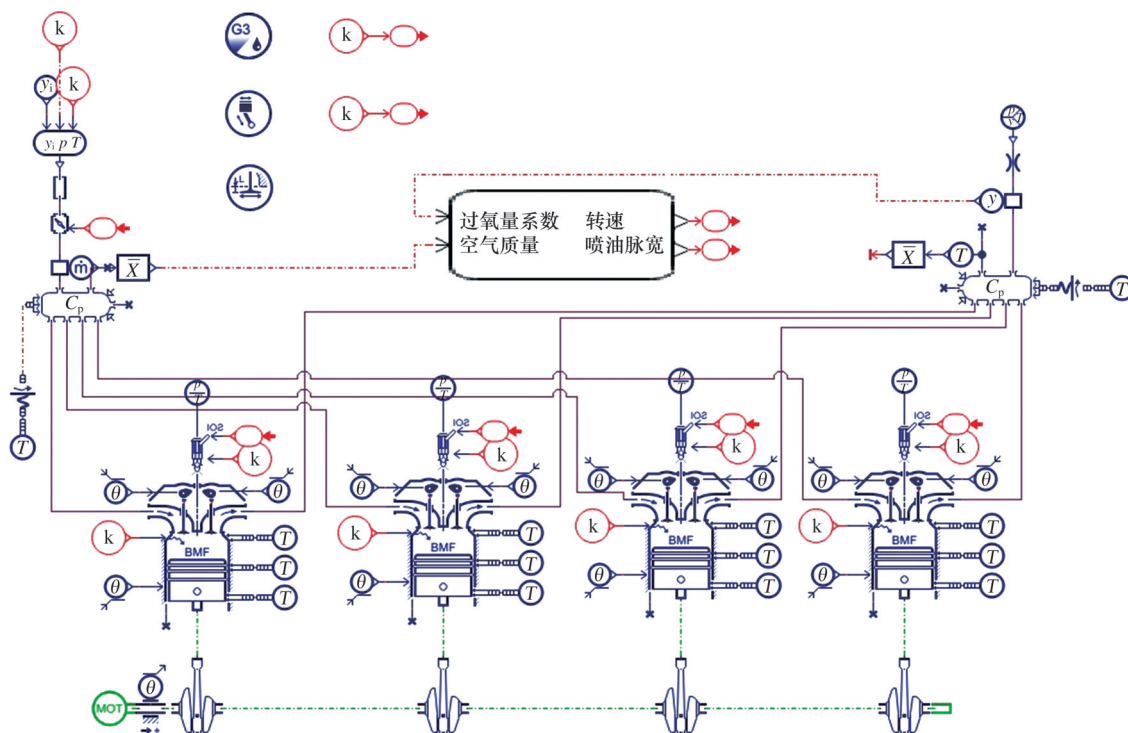


图6 通用航空活塞发动机整机数字化模型

Fig.6 Digital model of the GAPE

1.3 基于 Simulink 的空燃比控制策略

为实现 GAPE 空燃比的精准控制,提高发动机性能,本文提出了基于 MATLAB/Simulink 平台的 PID 控制策略,建立了 AMESim-PID 联合仿真数字化模型。该模型以构建的 GAPE 整机数字化模型为基础,以进气系统空气量为输入,过量系数为输出,通过 PID 策略调节燃油脉宽,实现空燃比的精准控制,如图7所示,其中, K_p 、 K_i 、 K_d 为 PID 控制参数。由图7可知,开环部分通过发动机转速、发动机数字化模型计算出基本燃油脉宽;闭环部分通过过量系数误差对燃油脉宽进行反馈调节,从而提高空燃比计算结果的合理性。

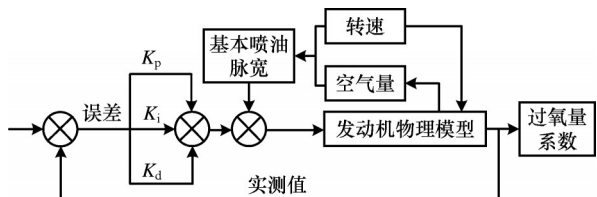


图7 基于PID的发动机空燃比控制

Fig.7 PID-based air-fuel ratio control of engine

要计算空燃比和过量系数,需明确空气质量流量与发动机工作参数间的关系,发动机进气系统气体质量流量可定义为

$$\dot{m}_{ap} = \frac{np_{man}}{120RT_{man}} V_{cyl} \varphi_c \quad (7)$$

式中: \dot{m}_{ap} 为气体质量流量; n 为发动机转速; p_{man} 为进气歧管压力; T_{man} 为环境温度; V_{cyl} 为发动机单缸工作容积; φ_c 为发动机充气效率。

依据空气质量守恒方程,进气歧管气体压力变化率 \bar{p}_{man} 的表达式为

$$\bar{p}_{man} = \frac{RT_{man}}{V_{man}} (\dot{m}_{at} - \dot{m}_{ap}) \quad (8)$$

式中: V_{man} 为进气歧管容积; \dot{m}_{at} 为节气门处的空气质量流量。

由式(7)和式(8)可得发动机燃油脉宽

$$t = \frac{\dot{m}_{ap} \times 4\pi}{0.0167 \times 14.7n} \quad (9)$$

根据图6和式(7)~式(9),GAPE的 AMESim-PID 联合仿真数字化模型如图8所示。

2 基于 GA-Halton 序列和 AEMF 的自适应 Kriging 模型

2.1 Kriging 模型

尽管第1节构建的 GAPE 联合仿真数字化模型能够较为准确地计算空燃比,但仿真过程较为复杂、计算效率较低,不利于空燃比控制可靠性的

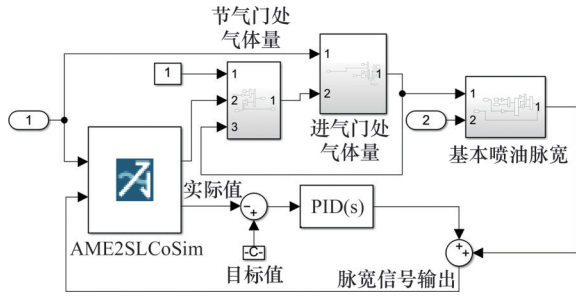


图8 AMESim-PID联合仿真数字化模型
Fig.8 AMESim-PID simulation digital model

分析,为此,本文提出了融合 GA-Halton 序列、AEMF 策略和复合收敛准则的自适应 Kriging 模型,量化表征不确定性参数和空燃比的函数关系。Kriging 模型是在保证一定精度的前提下,以半参数插值技术为基础,利用已知的样本点建立数学近似模型,其基本表达式为

$$\hat{g}(x) = f(x)\beta + z(x) \quad (10)$$

其中, x 为训练样本点; $\hat{g}(x)$ 为发动机系统性能函数; $f(x) = [f_1 \ f_2 \ \dots \ f_q]^T$ 为性能样本回归部分的 q 个基函数; β 为 $f(x)$ 回归系数; $z(x)$ 为均值为 0、方差为 σ^2 、协方差为 $\sigma^2 Q(\theta, x_i, x_j)$ 的高斯过程; Q 为性能样本核函数,表达式为

$$Q(\theta, x_i, x_j) = \exp\left(-\sum_{m=1}^n \theta_m (x_i^m - x_j^m)^2\right) \quad (11)$$

式中: n 为性能样本维度; θ 为核函数相关参数。

回归系数 β 值通常采用广义最小二乘法获得:

$$\beta = (J^T Q^{-1} J)^{-1} J^T Q^{-1} y \quad (12)$$

同理, $z(x)$ 中 σ^2 的估计值可表示为

$$\sigma^2 = \frac{1}{N} (y - J\beta)^T Q^{-1} (y - J\beta) \quad (13)$$

式中: N 为样本点总个数; J 为样本点回归矩阵; y 为响应值。

综上, Kriging 模型在未知点 x_0 处的预测值可表示为

$$\hat{y}(x_0) = f(x_0)\beta + r^T(x_0)Q^{-1}(y - J\beta) \quad (14)$$

式中, r 为待测点核样本点间的相关向量。

2.2 GA-Halton 序列

常规拉丁超立方方法容易使采样点间隔太近或分布在边界上,导致采样信息丢失。本文在 Halton 序列采样的基础上引入最大距离准则,提出了 GA-Halton 序列抽样方法。在试验设计中,若可以最小化任何两个测试点的最大距离测量,则该设计称为最小化最大距离设计。

对于矩阵 X_i, X_j , 可定义为

$$d_{ij} = d(X_i, X_j) = \left(\sum_{k=1}^m |x_{ik} - x_{jk}|^h\right)^{1/h} \quad (15)$$

式中: d_{ij} 为 Minkowski 距离; m 为两个采样点的组合数;

$h=1$ 或 2 , 表示欧几里德距离度量。

若对 Minkowski 距离进行最大化设计, 则称为最大距离设计, 其表达式为

$$\max\left(\min_{1 \leq i, j \leq n, i \neq j} d(X_i, X_j)\right) \quad (16)$$

对于给定的试验设计, 对所有位置距离 $d(X_i, X_j)$ 进行排序, 获得距离列表 (d_1, d_2, \dots, d_s) 和索引列表 (J_1, J_2, \dots, J_s) , 其中, s 是不同距离值的数量。若试验设计使以下各项最小化, 则称为最优试验设计:

$$\phi_h = \left(\sum_{i=1}^s J_i d_i^{-h}\right)^{1/h} \quad (17)$$

基于初始 Halton 序列获得的样本点, 利用遗传算法 (GA) 求解式 (16), 可获得均匀分布的 Halton 序列。

2.3 AEMF 自适应加点策略

为进一步提高 Kriging 模型的拟合精度, 本文提出了 AEMF 自适应加点策略。EMF 以概率统计参数为基础, 通过最大似然函数寻找样本分布, 其表达式为

$$E(I(x)) = -y(x)\varphi\left(-\frac{y(x)}{\sigma(x)}\right) + \sigma(x)\phi\left(-\frac{y(x)}{\sigma(x)}\right) \quad (18)$$

式中: $E(\cdot)$ 为期望函数; $I(x)$ 为改进量函数; $y(x)$ 为响应函数预测值; $\sigma(x)$ 为响应函数预测值的标准差; $\varphi(\cdot)$ 为标准正态分布下的累积分布函数; $\phi(\cdot)$ 为标准正态分布的概率密度函数。

由式 (18) 可知, 传统 EMF 算法存在欠拟合现象, 导致拟合曲线无法达到全局最优, 为此, 引入权值函数, 提出 AEMF 加点策略, 其表达式为

$$\Theta = \omega(x)E(I(x)) = \varphi\left(-\frac{y(x)}{\sigma(x)}\right)\varphi\left(1 - \frac{|y(x)|}{\sigma(x)}\right) \cdot \left(-y(x)\phi\left(-\frac{y(x)}{\sigma(x)}\right) + \sigma(x)\phi\left(-\frac{y(x)}{\sigma(x)}\right)\right) \quad (19)$$

式中: $\omega(x)$ 为权值函数; $\phi\left(-\frac{y(x)}{\sigma(x)}\right)$ 为安全抑制因子;

$\varphi\left(1 - \frac{|y(x)|}{\sigma(x)}\right)$ 为边界聚焦因子。

为保证 AEMF 自适应加点策略获取的样本点与原始分布规律的一致性, 将自适应加点区域定义为

$$x^* = \arg \max(\Theta) \quad (20)$$

2.4 复合收敛准则

为提高样本点拟合的全局性, 提出了相应的复合收敛准则:

$$\max(\Theta) \leq 0.01 \text{ 且 } B \leq 0.01 \quad (21)$$

$$B = \frac{1}{P_i N} \sum_{i=1}^N \varphi\left(-\frac{\hat{y}(x)}{\hat{\sigma}(x)}\right)$$

式中: P_i 为失效概率; N 为重要抽样的样本数量; $\hat{y}(x)$ 、 $\hat{\sigma}(x)$ 分别为第 i 个样本点的预测均值和标准差。

3 重要性抽样可靠性分析方法

为提高活塞发动机输出动力的稳定性,保证其空燃比控制的可靠性是关键。为兼具求解稳定性、计算效率和精度,本文采用重要性抽样方法进行可靠度计算。

依据可靠性理论,GAPE空燃比的功能函数可定义为

$$g_z(x) = \lambda - 1 = \begin{cases} [-0.2, 0) \cup (0, 0.2] & \text{可靠状态} \\ 0 & \text{最佳状态} \\ (-\infty, 0.2) \cup (0.2, \infty) & \text{不可靠状态} \end{cases} \quad (22)$$

根据式(22),空燃比控制的失效概率

$$P_f = \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{\vartheta(g_z(x)) f_z(x)}{\rho_V(x)} \rho_V(x) dV = E\left(\frac{\vartheta(g_z(x)) f_z(x)}{\rho_V(x)}\right) \quad (23)$$

式中: $\vartheta(\cdot)$ 为失效指标函数; $f_z(x)$ 为随机变量的联合概率密度函数; $\rho_V(x)$ 为重要抽样概率密度函数(ISD)。

显然,重要抽样的成功依赖于ISD函数的正确选择,通过理论分析得出最优的ISD函数为

$$p_{opt}(v) = \frac{\vartheta(g_z(x)) f_z(x)}{P_f} \quad (24)$$

为确保失效概率计算的准确性,求解过程中Kriging模型自适应加点点区域可定义为

$$\left. \begin{aligned} x^* &= \arg \max f_z(x) \\ \text{s.t. } g_z(x) &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (25)$$

4 GAPE空燃比控制可靠度求解算法

4.1 AMESim和Simulink协同计算方法

GAPE是典型复杂机电信息系统,其真实的物理模型难以获取,通常以仿真分析的方法构建相应性能函数。考虑到空燃比控制可靠性的精度和效率,给出了一种AMESim和Simulink协同计算的数字化模型调用方法,用于获取高保真的性能数据。具体操作流程如图9所示。

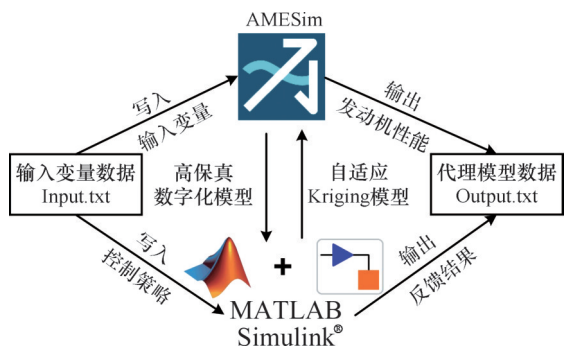


图9 AMESim和Simulink协同计算流程

Fig.9 Collaborative computing process between AMESim and Simulink

详细操作步骤如下:①依据式(1)~式(6),建立包含输入变量的数据文件“Input.txt”;②在AMESim平台中定义进气系统、燃油燃烧系统、排气系统,并将“Input.txt”文件写入各系统;③调用Interface模块,写入联合仿真中的输入和输出变量,生成扩展名为“.mexw64”的仿真接口文件;④利用“.mexw64”文件,在Simulink软件中生成与AMESim软件互传数据的AME2SLCoSim模块;⑤依据式(7)~式(9),在Simulink中建立空燃比的PID控制策略,对喷油脉宽信号进行反馈调节,通过AMESim平台计算出过量系数;⑥最终将输入变量数据与过量系数结果写入MATLAB中的代理模型文件“Output.txt”。

4.2 空燃比控制可靠度求解算法

提出的基于AMESim-PID-Kriging的空燃比控制可靠性分析方法流程图见图10。计算流程概述如下:①依据图1和式(1)~式(6),建立高保真数字化活塞发动机模型,获得真实发动机输出性能;②基于式(7)~式(9),利用Simulink软件建立空燃比的PID控制策略,搭建AMESim与

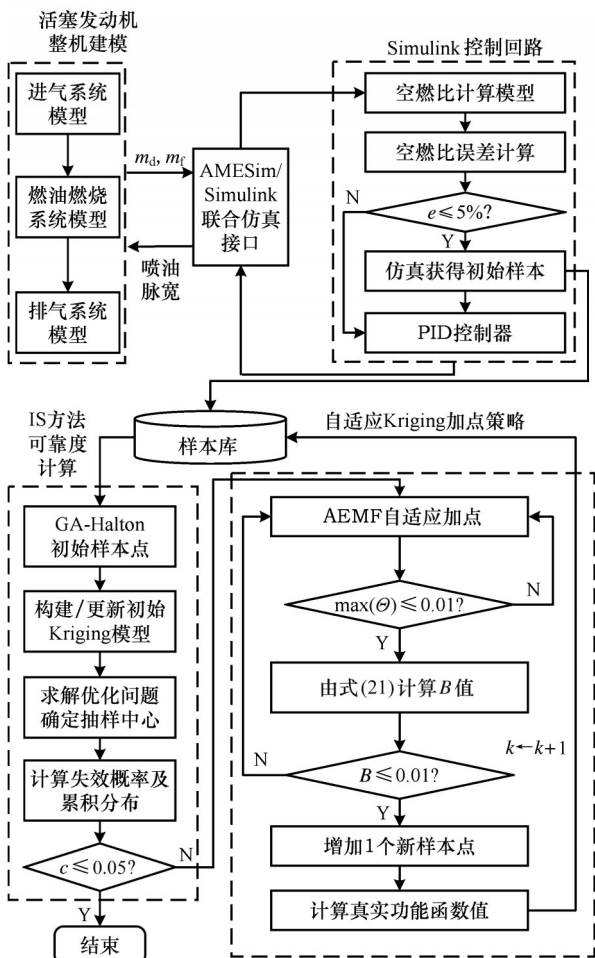


图10 GAPE空燃比可靠度求解算法

Fig.10 GAPE air-fuel ratio reliability calculation

MATLAB 的协同仿真平台,并确定输入变量和设计空间;③利用 GA-Halton 序列生成初始输入随机变量和样本,并通过协同计算平台计算空燃比的真实性能函数值集合;④由初始样本点集合及其对应的空燃比真实性能函数值集合构建性能函数的初始 Kriging 模型;⑤求解式(25),确定重要抽样中心,并产生重要抽样样本集,基于初始 Kriging 模型预测计算失效概率 \hat{P}_f 和协方差 c ;若满足条件 $c < 0.05$,流程结束,若不满足,继续步骤⑥;⑥计算重要区域中样本点的 θ 值,确定 $\max(\theta)$ 和 B 的值,以及对应的样本点 x ,判断是否同时满足收敛条件 $\max(\theta) \leq 0.01$ 和 $B \leq 0.01$,若满足,则增加 1 个样本点,计算其真实性能函数值,并加入样本库,若不满足,则重新选择样本;⑦每完成一次循环,迭代计数参数增加 1,即 $k = k + 1$,直至满足步骤⑤的收敛条件,迭代终止。

5 方法验证及工程应用

5.1 GA-Halton 序列有效性验证

为验证所提出的 GA-Halton 序列的有效性,使用拉丁超立方抽样(Latin hypercube sampling, LHS)方法、矩形网格抽样(rectangular grid sampling, RGS)方法和原始 Halton 序列进行对比分析。假设量纲一设计变量 x_1 和 x_2 的取值范围为 $[0, 1]$ 。利用 4 种方法分别获得 25 个采样点,其采样结果如图 11 所示。

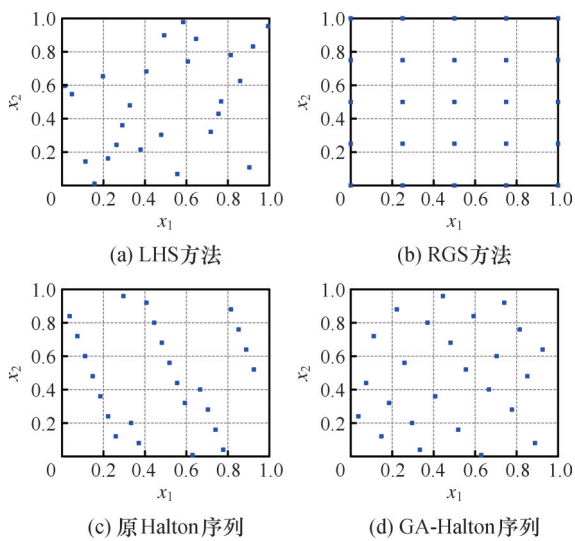


图 11 不同抽样方法的散点图对比

Fig.11 Comparison of scatter plots using different sampling methods

由图 11 可知, LHS 方法选取的 25 个采样点总体随机性较好,但均匀性较差,存在采样点集中

或相邻采样点过于接近,部分区域采样点信息缺失等问题;RGS 方法在一定程度上弥补了 LHS 方法在均匀性上的不足,但其随机性比 LHS 方法弱,且更多采样点具有相同的坐标值,导致采样点信息不覆盖整个设计空间,一些采样点分布在边界上,导致采样点信息利用率低;尽管 Halton 序列生成的样本点相比 LHS 方法和 RGS 方法分布更加均匀,但过于密集,均匀性仅在平面上的某个方向上表达;GA-Halton 序列在整个设计空间中具有更好的均匀性和随机性,样本信息采集可以覆盖整个设计空间。对比分析表明,GA-Halton 序列在样本选择的均匀性和随机性方面具有一定的优势,在此基础上构建的初始 Kriging 模型有利于提高模型精度。

5.2 自适应 Kriging 可靠性分析方法验证

为验证所提自适应 Kriging 可靠性分析方法的有效性和适用性,利用经典四失效域串联系统进行可靠度计算,并与多种经典可靠性分析方法进行比较,说明所提方法的计算效率和精度。

四失效域串联系统功能函数可表述为

$$g(x_1, x_2) = \min \begin{cases} 3 + \frac{(x_1 - x_2)^2}{10} - \frac{x_1 + x_2}{\sqrt{2}} \\ 3 + \frac{(x_1 - x_2)^2}{10} + \frac{x_1 + x_2}{\sqrt{2}} \\ (x_1 - x_2) + \frac{6}{\sqrt{2}} \\ (x_2 - x_1) + \frac{6}{\sqrt{2}} \end{cases} \quad (26)$$

式中: x_1, x_2 为相互独立且服从标准正态分布的量纲一随机变量。

依据式(26)中各随机变量的取值范围,采用 GA-Halton 序列生成初始样本点,求解相应的真实响应值以构建初始 Kriging 模型,利用 IS 方法计算串联系统的可靠度,并对其精度进行检验;通过 AEMF 自适应加点策略在样本库中增加最佳样本点进行模型更新,实现串联系统可靠度的精确计算与效率提高。本例中,12 个初始样本由 GA-Halton 序列获得,经自适应加点和模型更新,计算得到所提方法拟合的最优 Kriging 模型及其样本分布,如图 12 所示。其中,虚线为式(26)的真实极限状态函数曲线,实线为自适应 Kriging 模型拟合的极限状态函数曲线,红色点表示由 GA-Halton 序列生成的初始样本点,黄色点表示由 AEMF 自适应加点策略增加的样本点。整体而言,自适应 Kriging 模型拟合曲线与真实极限状态函数曲线具有较好的一致性,可较为准确地表征

式(26)的输入-输出关系;初始样本点均匀分布在
整个设计空间,说明初始样本选取的质量较高、随
机性和均匀性较好;新增样本点较为集中分布在
极限状态函数附近,说明自适应策略增加的样本
质量较高。

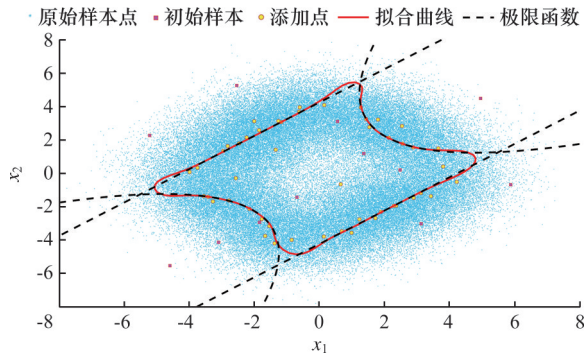


图12 自适应Kriging模型及其样本分布
Fig.12 Adaptive Kriging model and its sample distribution

为验证所提方法的可靠度计算精度和效率,
以蒙特卡罗模拟(MCS)仿真计算结果为标准,分
别与嵌入U函数的主动学习Kriging蒙特卡罗模
拟(AK-MCS+U)和嵌入EFF函数的主动学习
Kriging蒙特卡罗模拟(AK-MCS+EFF)方法进
行对比分析,三种方法的失效概率收敛曲线见
图13。

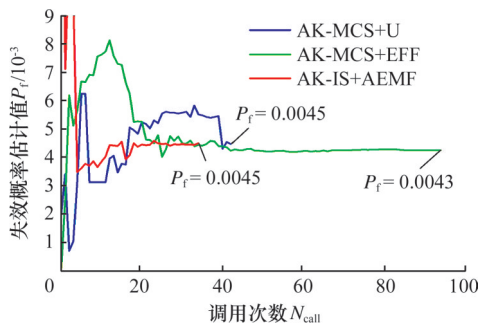


图13 三种计算方法下的可靠度收敛曲线
Fig.13 Reliability convergence curves under three calculation methods

由图13可知,三种计算方法下的可靠度收敛
曲线整体趋势基本一致,AK-IS+AEMF方法收
敛速度最快,其次是AK-MCS+U,三者的计算
结果较为接近。进一步,以文献[17]中提供的方
法和数据为参考,在调用次数 N_{call} 、失效概率 P_f 、
可靠性指标 β 和相对误差 δ 方面进行对比分析,
见表1。

由表1可知,AK-IS+AEMF方法仅需34次
功能函数调用就能得到较为精准的可靠性分析结
果,误差仅为0.22%;相比传统方法在计算效率和
计算精度方面均具有明显的优势,说明基于GA-

表1 不同方法的精度和效率对比

Tab.1 Comparison of accuracy and efficiency of different methods

方法	N_{call}	$P_f/10^{-3}$	β	$\delta/\%$
MCS	10^6	4.416	2.6180	
AK-IS+AEMF	34	4.5	2.6121	0.22
AK-MCS+U	42	4.5	2.6121	0.22
AK-MCS+EFF	94	4.3	2.6276	0.37
DS	52	4.5	2.6121	0.22
IS+response surface	1375	4.5	2.6121	0.22
IS+spline	428	4.5	2.6121	0.22

Halton序列和AEMF自适应加点策略的样本点
更新方法较传统加点方法占优。此外,与AK-
MCS+U、方向采样(directional sampling, DS)、
基于响应面的重要性采样(IS+response surface)
和基于样条的重要性采样(IS+spline)方法相比,
尽管计算结果相同,但计算效率较原来分别提高
了33.5%、52.9%、3944%和1158%,说明构建
的自适应Kriging模型具有较高的计算效率和精度。
综上,提出的AK-IS+AEMF方法能够同时兼顾
可靠度计算的精度和效率,且能够在保证计算精
度的前提下显著节省计算时间。

5.3 GAPE空燃比控制可靠性分析

本文以活塞发动机为对象,空燃比为性能指
标,对空燃比控制可靠性进行分析。结合第1节
和图10给出的建模过程,建立四冲程GAPE的
AMESim-PID联合仿真数字化模型,并以节气门
开度40%、转速2500 r/min为输入,过氧量系数
为输出,验证模型的有效性,仿真结果如图14和
图15所示。

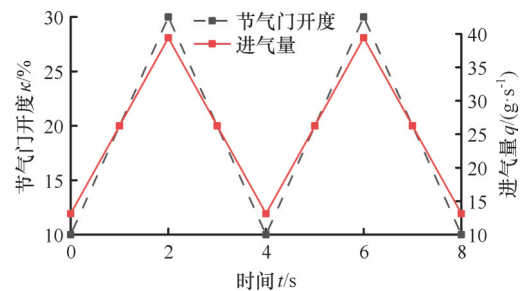


图14 节气门开度与进气量的关系

Fig.14 Relationship between throttle opening and intake volume

由图14可知,在节气门开度随时间有规律闭
合过程中,进气量也呈现脉冲式波动,其波动曲线
与节气门开度曲线保持一致,说明AMESim-PID
联合仿真数字化模型保真度较高,运行结果符合
客观实际。

由图15可知,PID控制前过氧量系数处于

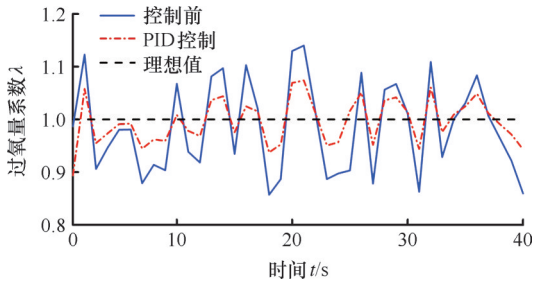


图 15 PID 控制前后过量系数变化

Fig.15 Changes in oxygen content coefficient before and after PID control

[0.85, 1.125], 加入 PID 控制策略后过量系数处于 [0.95, 1.07], 区间差提高了 53.36%, 说明 AMESim-PID 联合仿真数字化模型的 PID 控制策略对 GAPE 运行具有较好的控制效果, 能够提高其输出性能的稳定性。

GAPE 在运行过程存在不确定性因素, 容易使空燃比控制不稳定, 进而影响输出性能, 因此, 考虑节气门开度、转速对空燃比的影响, 借助 AMESim 和 Simulink 协同计算平台对其进行可靠性分析。随机变量的统计特征见表 2。

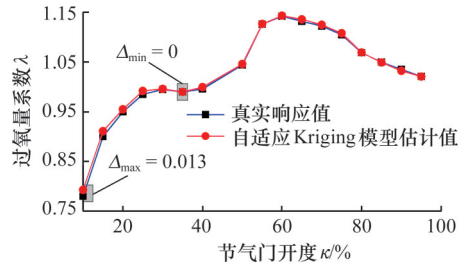
表 2 随机变量统计特征

Tab. 2 Statistical characteristics of random variables

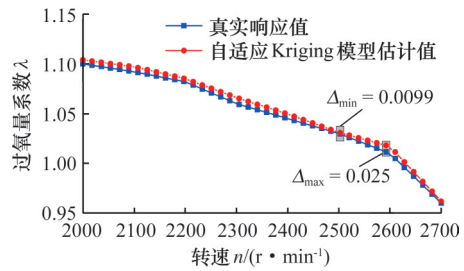
随机变量	均值	分布类型	变异系数
节气门开度	40%	正态分布	0.01
转速	2500 r/min	正态分布	0.02

进一步, 借助 AMESim 和 Simulink 协同计算平台, 利用 GA-Halton 序列获得初始样本点, 并反复调用 AMESim-PID 联合仿真数字化模型计算 GAPE 过量系数的真实响应值, 采用所提方法对 Kriging 模型进行迭代更新, 直至可靠性计算结果满足要求。最终拟合得到不同随机变量关于 GAPE 过量系数的 Kriging 模型曲线, 见图 16。

由图 16 可知, Kriging 模型曲线整体与随机变量波动下的过量系数趋势保持一致, 代理模型估计误差 Δ 的区间分别为 [0, 0.013] 和 [0.0099, 0.025], 表明 Kriging 模型的估计值与仿真获得的真实响应一致性较高, 能够精准表征不确定性变量与过量系数间的函数关系。图 16a 中, 当节气门开度小于 60% 时, 过量系数与节气门开度成正相关, 当节气门开度大于 60% 时, 过量系数与节气门开度成负相关, 且当节气门开度从 25% 增加到 40% 时, 过量系数在 1 附近波动。说明随着节气门开度的增加, 进入发动机的空气量增加, 燃烧过程更充分, 氧气利用率提高, 过量系数增大; 当节气门开度超过 60% 时, 空气流动和混合状况已达到最佳状态, 进一步增加空气



(a) 节气门开度与进气量系数的拟合情况



(b) 转速与过量系数的拟合情况

图 16 不同随机变量关于过量系数的 Kriging 拟合图

Fig.16 Kriging plot of different random variables with respect to the oxygen peroxide coefficient

量会导致燃烧效率下降, 过量系数减小。图 16b 中, 发动机过量系数与转速成负相关, 且当转速为 2600 r/min 时, 过量系数达到 1。说明随着发动机转速增大, 燃烧室内的混合气体湍流增强, 燃烧效率提高, 氧气得到更充分利用, 并在高速状态下, 进气量不足以使过量系数维持在较高数值, 因此过量系数减小。

基于 GAPE 的自适应 Kriging 模型及式 (22)~式 (25) 计算获得空燃比控制的可靠度, 如图 17 所示。由图 17 可知, 活塞发动机的过量系数在节气门开度、转速波动下的失效概率为 0.1641, 即可靠度为 0.8359, 说明不确定性因素引起的随机变量变化会降低空燃比的控制可靠度。相比仅进行单一的控制分析, 控制可靠性分析结果更符合发动机运行情况, 能够确保服役过程中动能的稳定输出。

为验证计算结果的合理性, 将所提方法计算

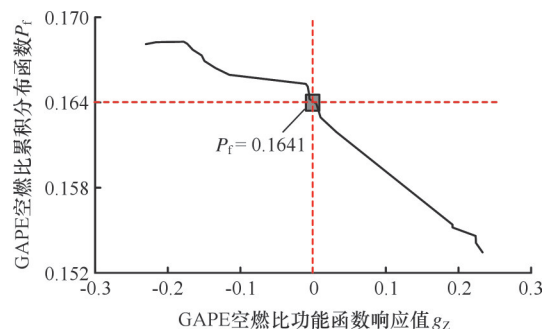


图 17 活塞发动机空燃比控制失效概率的 CDF 曲线
Fig.17 CDF curve of failure probability of GAPE air-fuel ratio control

结果与传统方法得到的可靠度结果进行对比分析,见表3。由表3可知,以MCS方法为参考,AK-IS+AEMF方法在AMESim-PID联合仿真数字化模型调用次数上具有显著优势,计算误差仅为2.98%;相比AK-MCS+U、AK-MCS+EFF方法,所提方法不仅在模型调用次数上分别提高了386%、400%,而且计算精度分别提高了10.5%、4.7%。可见,本文方法具有较好的工程适用性,在处理GAPE空燃比可靠控制问题上兼具计算精度和效率。

表3 不同方法可靠度计算结果对比

Tab. 3 Comparison of reliability calculation results of different methods

方法	N_{call}	P_f	β	$\delta/\%$
MCS	10^4	0.1712	0.9494	
AK-MCS+U	204	0.1794	0.9177	3.33
AK-MCS+EFF	211	0.1789	0.9196	3.13
AK-IS+AEMF	42	0.1641	0.9777	2.98

6 结论

1) 基于GAPE工作原理建立了AMESim-PID联合仿真数字化模型,提高了发动机服役性能量化的高保真性,增强了空燃比控制的稳定性。

2) 基于GA-Halton序列和AEMF加点策略,提出了一种新的自适应Kriging模型,该模型能够以较少的仿真模型调用次数得到高精度的拟合结果,显著提高了代理模型的构建效率。

3) 数值和工程算例应用表明,本文所提模型与方法在处理空燃比控制问题时,能够同时兼顾过气量系数的高保真性和稳定性;在可靠性分析时,能够在兼顾计算效率和精度的条件下,实现对控制可靠性的高效求解。

参考文献:

[1] 余莎莎,陈星雨. 城市空中交通领域关键技术创新与挑战[J]. 航空学报, 2024, 45(增刊1):730657.
YU Shasha, CHEN Xingyu. Key Technological Innovations and Challenges in Urban Air Mobility[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(S1):730657.

[2] 王翔宇,张平平,申余兵. 中国通用航空中小型发动机市场概述[J]. 航空动力, 2022(3):58-61.
WANG Xiangyu, ZHANG Pingping, SHEN Yubing. Small and Medium-size Engines Market Review of China General Aviation[J]. Aerospace Power, 2022(3):58-61.

[3] 赵振峰,王蕾. 航空重油活塞发动机技术难点与发

展启示[J]. 航空动力学报, 2024, 39(4):156-169.
ZHAO Zhenfeng, WANG Lei. Technical Difficulties and Development Enlightenment of Aviation Heavy Oil Piston Engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(4):156-169.

[4] JIANG H, ZHOU Y, HO H W, et al. Modeling of Two-stroke Aviation Piston Engines for Control Applications[J]. Advances in Mechanical Engineering, 2023, 15(2):1-15.

[5] 王煜坤,邵龙涛,余涛,等. 一种适用于二冲程航空重油活塞发动机的复合动力系统构型及其性能影响因素分析[J]. 航空动力学报, 2024, 39(12):16-26.

WANG Yukun, SHAO Longtao, YU Tao, et al. Analysis of Composite Power System Configuration and Performance Influencing Factors for Two-stroke Aviation Heavy Oil Piston Engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(12):16-26.

[6] 陈贵升,孙敏,贺如,等. 不同增压模式对压燃式航空活塞发动机性能的影响研究[J]. 推进技术, 2023, 44(11):43-53.

CHEN Guisheng, SUN Ming, HE Ru, et al. Study on the Effect of Different Boosting Modes on the Performance of Compression-ignition Aviation Piston Engine[J]. Propulsion technology, 2023, 44(11):43-53.

[7] 胡春明,张波,刘娜,等. 二冲程航空活塞发动机空燃比控制[J]. 航空动力学报, 2023, 38(11):2757-2765.

HU Chunming, ZHANG Bo, LIU Na, et al. Air-fuel Ratio Control of Two-stroke Aviation Piston Engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(11):2757-2765.

[8] 徐亚旋,刘梁,常思勤,等. 电磁驱动配气机构的发动机分缸工作一致性控制[J]. 中国机械工程, 2019, 30(21):2546-2553.

XU Yaxuan, LIU Liang, CHANG Siqin, et al. Cylinder Consistency Control for Engines Equipped with Electromagnetic Valve Trains[J]. China Mechanical Engineering, 2019, 30(21):2546-2553.

[9] 韩忠华. Kriging模型及代理优化算法研究进展[J]. 航空学报, 2016, 37(11):3197-3225.

HAN Zhonghua. Kriging Model and Surrogate Optimization Algorithm Research Progress[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(11):3197-3225.

[10] 李昊达,龙腾,史人赫,等. 基于样本映射与动态Kriging的飞行器离散连续优化方法[J]. 航空学报, 2024, 45(3):228726.

LI Haoda, LONG Teng, SHI Renhe, et al. Kriging-

- based Mixed-integer Optimization Method Using Sample Mapping Mechanism for Flight Vehicle Design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(3):228726.
- [11] TANG C, ZHANG F, ZHANG J, et al. A Novel Reliability Evaluation Method Combining Active Learning Kriging and Adaptive Weighted Importance Sampling[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2022, 65:249.
- [12] JING G X, ZHAO L B, MA T, et al. Failure Analysis and Pin Hole Profile Optimization Design of Combined Piston for Marine Diesel Engine Based on Kriging Model and NSGA- II Algorithm[J]. Engineering Failure Analysis, 2024, 163:108505.
- [13] DING Y Q, XU Y Z, BAI G L. Reliability Assessment for Hybrid Solar Tower under Near-fault Pulse-like Ground Motions Using Kriging Surrogate and Subset Simulation[J]. Journal of Vibration and Control, 2024, 30(9/10):2271-2282.
- [14] CHUN Y Z, ZHEN A L, XIAO W D, et al. Collaborative Modeling-based Improved Moving Kriging Approach for Low-cycle Fatigue Life Reliability Estimation of Mechanical Structures[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2024, 246:110092.
- [15] 宋周洲, 张涵寓, 刘钊, 等. 基于监督降维和自适应 Kriging 建模的高维不确定性传播方法研究[J]. 中国机械工程, 2024, 21(1):23-35.
- [16] XIAO N C, YUAN K, ZHAN H Y. System Reliability Analysis Based on Dependent Kriging Predictions and Parallel Learning Strategy[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2022, 218:108083.
- [17] LYU Z, LU Z, WANG P. A New Learning Function for Kriging and Its Applications to Solve Reliability Problems in Engineering[J]. Computers & Mathematics with Applications, 2015, 70(5):1182-1197.
- (编辑 袁兴玲)
-
- 作者简介:** 智鹏鹏, 男, 1989 年生, 副研究员。研究方向为韧性设计、机电装备结构/疲劳可靠性、不确定性分析与优化。E-mail: zhipeng17@yeah.net。汪忠来^{*}(通信作者), 男, 1980 年生, 教授。研究方向为高可靠性设计、稳健设计、模型验证。E-mail: wzhonglai@uestc.edu.cn。
- 本文引用格式:** 智鹏鹏, 刘雪琴, 官毅, 等. 基于 AMESim-PID-Kriging 的通航发动机空燃比控制可靠性分析方法[J]. 中国机械工程, 2025, 36(10):2433-2443.
- ZHI Pengpeng, LIU Xueqin, GUAN Yi, et al. AMESim-PID-Kriging-based Reliability Analysis Method for Air-fuel Ratio Control of General Aviation Engines[J]. China Mechanical Engineering, 2025, 36(10):2433-2443.
-
- (上接第 2432 页)
- [18] 王朝兵, 陈小安, 卓娅. 新型定日镜精密跟踪机构的传动精度研究[J]. 西安交通大学学报, 2014, 48(1):127-132. WANG Xiaobing, CHEN Xiaohan, ZHUO Ya. Transmission Accuracy of a New Precise Heliostat Tracking Machine[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2014, 48(1):127-132.
- [19] 王朝兵, 陈小安, 陈宏, 等. 误差随机性对行星齿轮系传动精度的影响特性[J]. 重庆大学学报, 2012, 35(9):41-47. WANG Xiaobing, CHEN Xiaohan, CHEN Hong, et al. Influence of Error's Randomness on Transmission Accuracy of Planetary Gear[J]. Journal of Chongqing University, 2012, 35(9):41-47.
- [20] 石照耀, 程慧明. 减速器滞回曲线的形态特性研究[J]. 机械工程学报, 2024, 60(1):343-351. SHI Zhaoyao, CHENG Huiming. Research on the Morphological Characteristics of Hysteretic Curve of Reducer [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2024, 60(1):343-351.
- (编辑 袁兴玲)
-
- 作者简介:** 肖洋秩, 男, 1989 年生, 博士、副教授。研究方向为高性能机电传动系统。E-mail: yxiao@mail.hzau.edu.cn。张诣^{*}(通信作者), 男, 1987 年生, 工程师。研究方向为风洞结构设计与分析。E-mail: zhangyi5266@163.com。
- 本文引用格式:** 肖洋秩, 张诣, 孙润阳, 等. 大型风洞双转轴机构精密重载减速器研制及应用[J]. 中国机械工程, 2025, 36(10):2423-2432.
- XIAO Yangyi, ZHANG Yi, SUN Runyang, et al. Development and Applications of Precision Heavy Duty Reducers for Double Rotating Shaft Mechanisms in Large Wind Tunnels[J]. China Mechanical Engineering, 2025, 36(10):2423-2432.