

基于涡轮增压系统模型的发动机安全影响因素敏感性分析

李 果^{1a,2}, 王梓潞^{1b}, 滕依达^{1b}, 许通格^{1b}

(1. 北京航空航天大学 a. 科学技术研究院; b. 能源与动力工程学院, 北京 100191; 2. 天目山实验室, 杭州 311115)

摘 要: 采用涡轮增压系统可以有效地恢复发动机高空动力性能, 提高通用航空器的工作升限, 但在改善发动机性能的同时, 其安全性也应引起足够重视。为提高航空活塞发动机涡轮增压系统的安全性并对实际运行提供建议, 本文基于模型的系统安全性分析、“V”型安全性分析、响应面分析法(RSM, response surface methodology)与 Sobol 因子敏感性分析方法, 构建了以 Rotax914 为原型的发动机整机准维模型与拟合方程进行全局敏感性分析, 对航空活塞发动机涡轮增压系统性能的不同安全影响因素的敏感性进行分析与比较。结果表明: 海拔高度的敏感性指数远高于其他因素; 进气阀直径的敏感性指数高于废气阀直径但二者在量级上相近; 在正常运行环境下空气过滤器的有效长度对发动机涡轮增压系统几乎不产生影响。因此, 在实际运行中可以根据分析结果调整安全影响因素的变化范围, 降低关键因素的不确定性, 从而进行高效、直观的安全分析。

关键词: 航空活塞发动机; 涡轮增压系统模型; 响应面分析法(RSM); Sobol 因子; 敏感性分析

中图分类号: V234+.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1674-5590(2025)01-0001-10

Sensitivity analysis of engine safety affecting factors based on the turbocharging system model

LI Guo^{1a,2}, WANG Zilu^{1b}, TENG Yida^{1b}, XU Tongge^{1b}

(1a. Institute of Science and Technology; 1b. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Tianmushan Laboratory, Hangzhou 311115, China)

Abstract: Adopting turbocharging system can effectively restore the high-altitude power performance of the engine and improve the working ceiling of general aircraft. However, while improving the engine performance, its safety should also be given sufficient attention. In order to improve the safety of the turbocharging system of aviation reciprocating engine and provide suggestions for actual operation, this paper combines model-based system safety analysis, "V" shaped safety analysis, response surface methodology (RSM), and Sobol factor sensitivity analysis method, and taking Rotax914 as prototype, a quasi dimensional model for the entire engine and fitting equation are constructed for global sensitivity analysis. The sensitivity of the turbocharging system performance of aviation reciprocating engine to different safety affecting factors are analyzed and compared. The results indicate that the sensitivity index of altitude is much higher than other factors, and the sensitivity index of intake valve diameter is higher than that of exhaust valve diameter but they are similar in magnitude. The effective length of air filter has almost no effect on the engine turbocharging system under normal operating condition. Therefore, during the actual operation, the change range of safety affecting factors can be adjusted according to the analysis results, in order to reducing the uncertainty of key factors and conducting efficient and intuitive safety analysis.

Keywords: aviation reciprocating engine; turbocharging system model; response surface methodology (RSM); Sobol factor; sensitivity analysis

航空活塞发动机由于其经济性、可靠性、使用灵活性以及维护便利性, 在 300 kW 功率以内具有独特优势并在目前及未来通航动力系统中将长期占据重要地位^[1]。但航空活塞发动机大多采用自然吸气的进气

方式, 在处于高海拔环境时, 其输出功率下降, 从而难以满足航空器的高空动力需求, 这在一定程度上制约了活塞式发动机的工作升限^[2]。采用涡轮增压系统后, 航空活塞发动机功率可以得到有效恢复, 但如果航空

活塞发动机涡轮增压系统(简称增压系统)发生故障会引起多种负面效应^[3],甚至对发动机零部件和整个系统产生损害,从而导致发动机失效。美国国家运输安全委员会的调查报告显示,1988年至1993年,共计发生88起因增压系统故障导致发动机失效的航空器事故,共造成6人死亡、35人受伤^[4]。1986年至1993年,美国联邦航空管理局共收到580份与增压系统有关的服务困难报告^[5],其中仅在1993年就收到44份^[6]。因此,增压系统在提升发动机性能的同时,其安全性问题必须得到同样的重视。

在航空发动机适航审定中,常用的安全性分析方法包括故障模式及影响分析(FMEA, failure modes and effects analysis)^[7]、故障树分析(FTA, fault tree analysis)^[8]和共因分析(CCA, common cause analysis)等^[9-10]。FMEA方法逐一分析各子系统或元件可能发生故障的阶段、故障模式、故障原因和产生的影响,通过自下而上的分析方式确定故障模式对更高层级子系统以及整个系统产生的影响^[11-12],通常被用来处理由单一故障引起的故障模式。FTA与FMEA不同,是一种自上而下的故障原因分析方法,在分析过程中,首先需要确定初始事件,一般指系统故障、部件失效、人为失误等,然后对可能导致其故障事件的原因进行逐级分析^[13-14]。CCA采用功能、系统或项目分类的分析方式,为检验各功能、各系统或各项目之间的独立性是否满足一定的安全性要求提供了工具,但是对于危险或严重的主要故障状态必须在已分配的概率预算之内。

传统方法在面对多域度复杂耦合类问题时仅能考虑单一问题或复杂独立问题,而非复杂耦合问题^[15]。为克服这一问题,文献[16]在发动机控制系统各功能及其之间关系的安全性分析中采用了“影响环”的方式,但只能看出各功能模块之间的定性关系而不能分析各功能模块参数的定量影响。文献[17]指出在故障树分析中可以通过结构、概率、临界和最小割集的重要度判断耦合失效模式及影响,但重要度评判具有高度主观性,很容易偏离实际情况,故该方法也具有一定的局限性。

基于模型的系统安全性分析方法,建立增压系统模型,将影响航空活塞发动机的多项安全影响因素通过数值转变为增压系统模型的输入变量,进而进行敏感性分析。这样在开发过程中的任何阶段都可以通过仿真对系统进行测试和验证,以使系统能够按照功能设计的要求运行。本文采用基于模型的系统安全性分析方法,可以得到在不同安全影响因素下航空活塞发动机性能的敏感程度,将安全影响因素做出分级以实

现面对复杂耦合类问题下的安全性分析。为对因素与指标进行定量敏感性分析,可以通过响应面分析法(RSM, response surface methodology)和多元二次回归方程拟合函数关系来探究不同影响因素对响应值的影响程度,从而避免忽略因素间相互影响的局限性。Sobol 因子分析法是一种全局敏感性分析方法,可以通过矩阵计算求取响应值的响应指数,进而量化某一参数对响应值的影响程度。该方法与回归法衡量无相关性输入相比,能考虑输入因素之间的相关作用,与筛选法(包括 Morris 法)相比可以在其基础上量化出敏感值的量级,与傅里叶振幅灵敏度测试(FAST, Fourier amplitude sensitivity test)法只能考虑非线性效应相比,可以进一步考虑影响因素间的相互作用。

针对航空活塞发动机这类复杂耦合系统,本文使用了一种增压系统安全性评估流程和高效的敏感性分析方法,通过将基于模型的系统安全性分析与“V”型安全性分析、响应面分析法及 Sobol 因子敏感性分析等方法相结合,构建了发动机模型与拟合方程进行全局敏感性分析,对增压系统性能对于不同安全影响因素的敏感性进行分析与比较,以期在实际的运行中可以根据分析结果调整安全影响因素的变化范围,降低关键因素的不确定性,从而进行高效、直观的安全分析以提高增压系统的安全性水平。

1 增压系统安全性评估流程和高效分析方法

1.1 安全性评估流程

基于模型的系统安全性分析方法可以克服传统方法面对复杂耦合类问题时的局限性,在针对增压系统进行安全性分析时应建立发动机整机模型。基于模型的航空活塞发动机系统安全性评估的典型“V”型流程^[18]如图1所示。

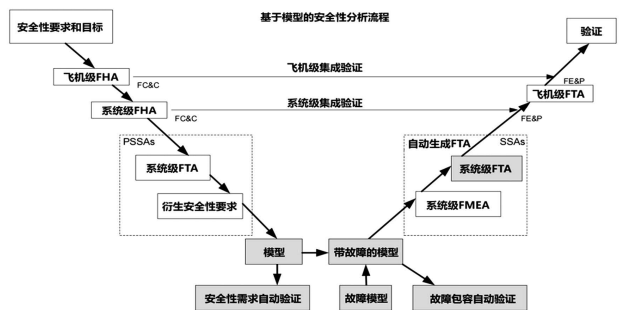


图1 基于模型的航空活塞发动机系统安全性评估流程
Fig.1 Model-based system safety assessment process of aviation reciprocating engine

图1中主要涉及功能危险性评估(FHA, functional

hazard assessment)、初步系统安全性评估(PSSA, preliminary system safety assessment)、系统安全性评估(SSA, system safety assessment)3个阶段。针对增压系统安全性分析,可在 PSSA 阶段使用模型来分析 FHA 阶段出现失效模式时可能的影响因素,并进行针对性运行以探究具体的影响程度。

1.2 安全性的高效分析方法

1.2.1 安全边界

安全边界是为避免失效而确定的一种对各系统或各部件的约束条件,组成了研究对象可容许的最大变化范围。在对增压系统的子系统或部件进行独立分析时,各自的安全边界与整个系统的运行最佳状态或安全边界并不一致,故可根据发动机的运行安全边界分析出在各种运行状态下各参数所能达到的最大容许范围,并以此为基础确定增压系统的安全边界。参考 Rotax914 型发动机的使用手册^[9]可确定发动机转速的安全边界为 2 500~5 500 r/min,发动机转速 5 500~5 800 r/min 的区域为预警区域,发动机转速超过 5 800 r/min 的边界线区域为极限运行边界。因此,本文在选取安全影响因素并进行运行与分析的过程中,需要保证发动机工作转速稳定在安全区域边界内。

1.2.2 安全影响因素的交互作用

为探究影响因素对响应值的影响程度,有效避免忽略因素间的相互影响这一局限性。本文利用响应面分析法,通过多元二次回归方程可以拟合安全影响因素与增压系统的性能指标响应值 Y 之间的函数关系,可表达为

$$Y = f(X_1, X_2, \dots, X_n) \quad (1)$$

式中: X_i 为安全影响因素($i = 1, 2, \dots, n$); n 为安全影响因素的数量。

通过一系列多变量、确定性试验,可以模拟真实极限状态曲面。首先,二次项基本方程为

$$Y = \beta_0 + \sum_{i=1}^n \beta_i X_i + \sum_{i=1}^n \beta_{ii} X_i X_i + \sum_{i=1}^n \sum_{j=1, j>i}^n \beta_{ij} X_i X_j + \varepsilon \quad (2)$$

式中: β_0 为初始系数; β 为各项系数,下标代表不同影响因素; ε 为误差项。多次试验后可将方程写成矩阵形式,其表达式为

$$Y = X\beta + \varepsilon \quad (3)$$

式中, ε 为误差项矩阵。最小方差为

$$L = \sum_{i=1}^n \varepsilon_i^2 = \varepsilon^T \varepsilon = (Y - X\beta)^T (Y - X\beta) \quad (4)$$

式中: ε_i 为各矩阵误差项; ε^T 为误差项转置矩阵。

当最小方差取最小值时,拟合曲面与实际值最接近,即可获得拟合的响应面。

1.2.3 增压系统对安全影响因素的敏感性

Sobol 因子分析法是一种在给定自变量种类与范围的条件下,通过矩阵计算求取响应值的响应指数,从而量化参数对响应值影响程度的全局敏感性分析方法。通过构造与影响因素数量及其各自变化范围的相关矩阵进行影响指数的求解以及采样点分析,再根据统计学相关公式得到安全影响因素的响应值,可以直观地反映出增压系统对安全影响因素的敏感程度,从而可以将各安全影响因素对增压系统的影响程度进行分析与比较。

2 航空活塞发动机整机模型

2.1 整机系统模型架构的确立

航空活塞发动机具有强“耦合性、瞬变性、整体性、非线性”的特点,因此,在选取系统模型时大致受到两方面的约束,一方面需要考虑具体需求、可操作性和时间成本;另一方面需要考虑模型接口是否便于分析与迭代,故本文建立增压系统准维模型进行分析,如图 2 所示。

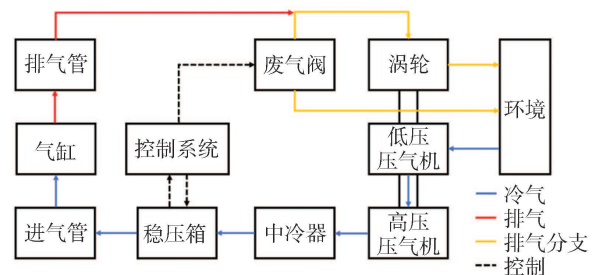


图 2 两级涡轮增压航空活塞发动机整机模型架构

Fig.2 Entire model architecture of two-stage turbocharging aviation reciprocating engine

从图 2 中可知,两级涡轮增压航空活塞发动机整机模型架构具体可划分为缸内工作过程模型、进排气系统模型、增压系统模型与控制系统模型等多个部分。其中,增压系统又包括中冷器模型、压气机模型与涡轮模型。

2.2 整机系统模型的建立

本文通过将实际工作中较为复杂的系统分解成若干子系统,然后建立相应的物理模型,之后再转换为数学模型。在不考虑进气系统的滤清器与排气系统的消音器等情况下,本文将发动机的整机模型划分为缸内工作过程、进排气系统与废气涡轮增压系统 3 个主要子系统。

2.2.1 缸内工作过程模型

关于曲轴转角 θ 的微分方程可表达为

$$\frac{1}{mC_v} \left(\frac{dQ_B}{d\theta} + \frac{dQ_w}{d\theta} - p \frac{dV}{d\theta} + h_s \frac{dm_s}{d\theta} + h_c \frac{dm_c}{d\theta} - u \frac{dm}{d\theta} \right) \quad (5)$$

式中: m 为气缸内油气质量; C_v 为比容; Q_B 为燃烧放热量; Q_w 为边界流动热量; p 为气缸内工质压力; V 为体积; h_s 为进气门前气体比焓; m_s 为流入质量; h_c 为气缸内气体比焓; m_c 为流出质量; u 为比内能。

缸内燃烧过程采用 Weibe 函数, 其表达式为

$$x_b(\theta) = \frac{m_b}{m} = 1 - \exp \left[-\alpha \left(\frac{\theta - \theta_0}{\Delta\theta_b} \right)^{s+1} \right] \quad (6)$$

式中: $x_b(\theta)$ 为已燃烧气体质量分数; m_b 为已燃烧气体质量; α 为可调经验参数; θ_0 为曲轴初始角; $\Delta\theta_b$ 为燃烧持续角; s 是燃烧品质指数。

缸内换热过程采用半经验公式 Woschni 函数, 其表达式为

$$\alpha_g = 820 p^{0.8} T^{-0.53} D^{-0.2} [C_1 C_m + C_2 \frac{T_s V_s}{p_a V_a} (p - p_0)]^{0.8} \quad (7)$$

式中: α_g 为瞬态换热系数; D 为气缸直径; C_1 和 C_2 为经验关系式中的常数; C_m 为活塞平均速度; p_a 、 T_s 、 V_a 分别是压缩起始点时的气缸内工质压力、温度、气缸容积; V_s 为气缸工作容积; p_0 为发动机倒拖时的气缸压力。

2.2.2 进排气系统模型

将进、排气门喉口视作流通面积随时间变化, 将流动过程假定为一维等熵绝热流动, 经过进气阀流入气缸的进气量变化率可以表示为

$$\frac{dm_s}{d\theta} = \frac{1}{6n_e} \mu_s A_s \frac{p_s}{\sqrt{R_s T_s}} \times \sqrt{\frac{2k_s \left[\left(\frac{p_e}{p_s} \right)^{\frac{2}{k_s}} - \left(\frac{p_e}{p_s} \right)^{\frac{k_s+1}{k_s}} \right]}{k_s - 1}} \quad (8)$$

式中: n_e 为发动机转速; μ_s 为流量系数; A_s 为瞬时流通截面积; p_s 、 T_s 分别为进气阀前工质的压力和温度; p_e 为进气阀后工质压力; R_s 、 k_s 分别为进气阀前工质的气体常数与绝热指数。

排气初期阶段, 由于缸内气体压差较大, 可能会导致通过排气阀流出的气体出现超临界流动状态, 而后随着压差不断减小, 可能转为亚临界流动状态。故通过排气阀流出气缸的排气量变化率可通过式(9)和式(10)表示。

$$\text{当 } \frac{p_r}{p} < \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \text{ 时, 出现超临界流动, 此时排气}$$

量变化率为

$$\frac{dm_c}{d\theta} = \frac{1}{6n_e} \mu_c F_c \frac{p}{\sqrt{RT}} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k+1}} \sqrt{\frac{2k}{k+1}} \quad (9)$$

当 $\frac{p_r}{p} \geq \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}$ 时, 转为亚临界状态, 此时排气量变化率为

$$\frac{dm_c}{d\theta} = \frac{1}{6n_e} \mu_c F_c \frac{p}{\sqrt{RT}} \times \sqrt{\frac{2k \left[\left(\frac{p_r}{p} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_r}{p} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]}{k-1}} \quad (10)$$

式中: μ_c 为排气阀流量系数; F_c 为进气阀瞬时流通面积; p_r 为排气阀后的排气管压力; k 为气缸内工质绝热指数; T 为温度。

2.2.3 废气涡轮增压系统模型

增压器与发动机的匹配准度直接影响到增压发动机的性能与安全性。

涡轮输出功率 W_t 可表示为

$$W_t = \eta_t m_t \frac{k_t}{k_t - 1} R_t T_t \left[1 - \left(\frac{p_0}{p_t} \right)^{\frac{k_t - 1}{k_t}} \right] \quad (11)$$

式中: η_t 为涡轮效率; m_t 代表涡轮质量流量; k_t 为玻尔兹曼常数; R_t 为摩尔气体常数; T_t 为涡轮温度; p_0 为涡轮背压; p_t 为涡轮入口压力。

增压转子扭矩平衡方程可表示为

$$M_t - M_c = J_c \frac{\pi}{30} \frac{dn_c}{dt} \quad (12)$$

式中: M_t 为涡轮扭矩; M_c 为压气机扭矩; J_c 为增压器的转动惯量; n_c 为增压器转速; t 为工作时间。

2.3 两级涡轮增压发动机的仿真模型建立

模型的建立过程涉及的发动机几何结构、工况环境与特性经验等参数, 可通过发动机技术手册与相关文献获得。本文采用以 Rotax914 一级涡轮增压发动机为基础, 加装一级压气机与高压级后中冷器构成的两级涡轮增压发动机系统。通过查阅发动机使用手册^[9], 可以确定 Rotax914 型活塞发动机主要技术参数, 如表 1 所示。

表 1 Rotax914 型活塞发动机主要技术参数

Tab.1 Main technical parameters of Rotax914 reciprocating engine

项目	技术参数	项目	技术参数
缸径 × 行程/ (mm × mm)	79.5 × 61.0	最大续航功率/kW	73.5
气缸容积/cm ³	1 211	最大续航转速/(r · min ⁻¹)	5 500
压缩比	9:1	运行临界高度/m	4 880
连杆长度/mm	106	点火次序	1-4-2-3
起飞功率/kW	84.5	燃油喷射系统	化油器式
起飞转速/(r · min ⁻¹)	5 800	增压方式	废气涡轮增压

为满足发动机在 10 000 m 高空的特性,设计目标为当负荷 100%、额定转速达 5 500 r/min 时的输出功率达到 70.5 kW,当给定阻力系数为 0.9 时,总增压比为 5.2。为保证系统稳定工作且各项参数指标不超过最大允许值,除进气口端的空气滤清器与排气口端的

消音器外,本文基本复现了原型机的部件连接形式,并最终通过 GT-ISE 平台建立了两级涡轮增压航空活塞发动机系统准维模型,其示意图如图 3 所示,其中模型示意图各节点的英文缩写与对应的中文释义如表 2 所示。

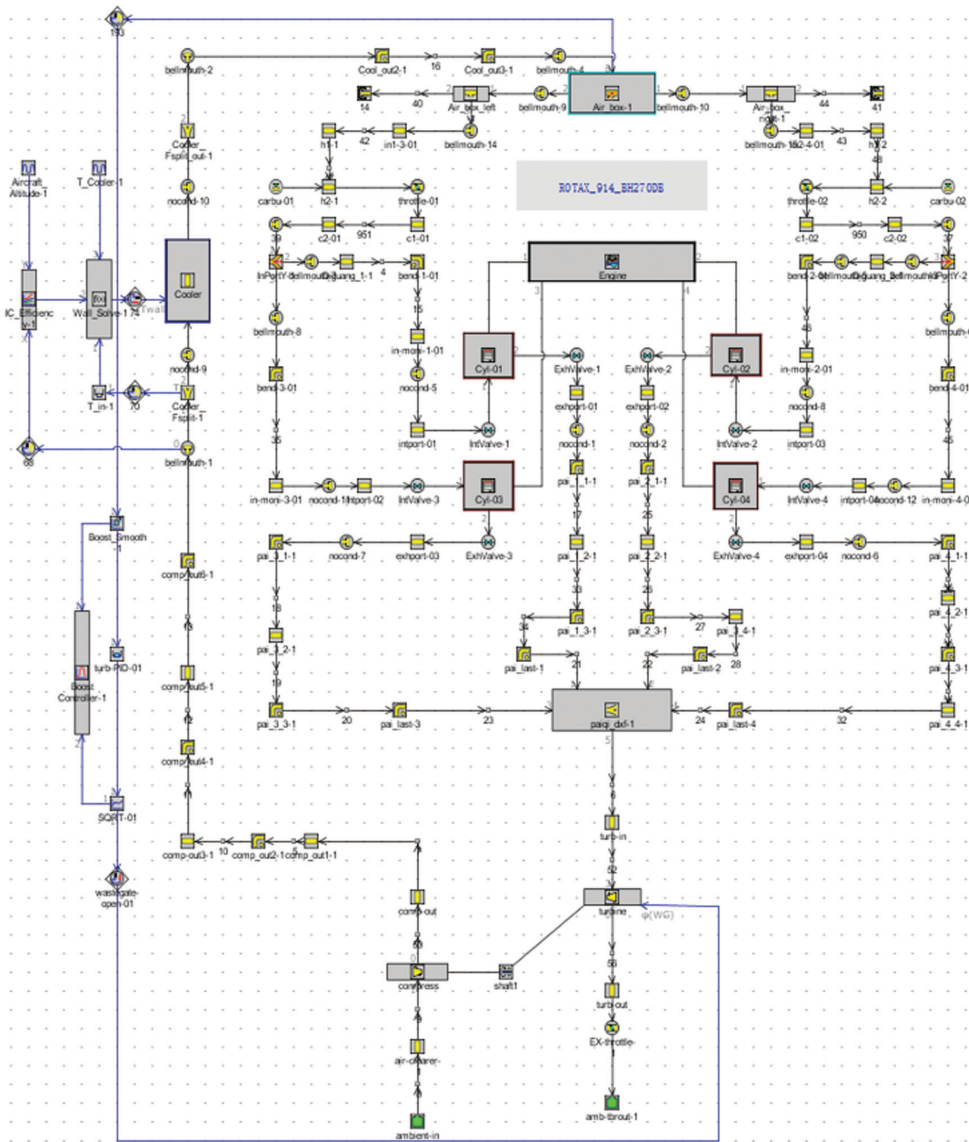


图 3 两级涡轮增压航空活塞发动机系统模型示意图

Fig.3 Schematic diagram of two-stage turbocharging aviation reciprocating engine system model

表 2 模型示意图各节点英文缩写释义表

Tab.2 Explanation table of the English abbreviations for each node in the model schematic diagram

英文缩写	中文释义	英文缩写	中文释义
IC	中冷器与增压空气流量	Amb	大气环境
Comp	压气机	Turb	涡轮
Int-	进气前缀	Cool	冷气
Cyl	气缸	T	温度
Pai/Ex	排气前缀	Moni	监控
Carbu	化油器	Bend	弯管

3 响应面分析代理模型

各安全影响因素对增压系统的影响具有交互作用,仅分析单一变量不完整且不准确。故本文通过响应面分析法进行响应优化实验,建立安全影响因素代理模型,可有效提高安全性分析效率并探究安全影响因素及其交互作用对增压系统性能的影响程度。

3.1 响应面实验设计

本文实验以在气缸进气、压缩、燃烧、排气4个过程中的发动机平均转速作为增压系统的性能指标响应值(Y),选取海拔高度(X_1)、进气阀直径(X_2)、废气阀直径(X_3)和空气过滤器有效长度(X_4)4个安全影响因素。通过设定响应值对应的四因素变化范围与变化步长,根据响应面分析法原理通过 Design-Expert 平台设计四因素三水平的响应面实验,系统形成同秩下最少最优实验组,并根据实验组参数利用前文建立的发动机整机模型进行模拟运行,得出各组实验对应的响应值。实验因素及各项实验参数值如表3所示。

表3 响应面实验安全影响因素及其参数值

Tab.3 Parameter values of safety affecting factors in the response surface experiment

序号	X_1 /km	X_2 /mm	X_3 /mm	X_4 /mm	$Y/(r \cdot \text{min}^{-1})$
1	5	30	30	120	3 058.14
2	9	27	30	120	2 954.85
3	5	30	27	108	3 007.23
4	5	30	30	120	3 058.14
5	9	30	33	120	2 883.94
6	5	33	30	132	3 106.35
7	5	27	30	108	2 954.88
8	5	27	27	120	2 923.78
9	5	30	33	108	3 057.48
10	9	33	30	120	2 894.31
11	1	30	30	132	3 234.36
12	5	27	33	120	2 962.41
13	5	33	27	120	3 056.87
14	1	27	30	120	3 115.63
15	1	30	30	108	3 235.68
16	1	30	27	120	3 185.81
17	5	33	33	120	3 117.39
18	5	30	30	120	3 058.14
19	5	30	33	132	3 056.31
20	9	30	30	132	2 882.95
21	9	30	27	120	2 951.80
22	1	33	30	120	3 308.29
23	5	30	30	120	3 058.14
24	5	30	27	132	3 005.90
25	5	33	30	108	3 107.39
26	9	30	30	108	2 881.74
27	1	30	33	120	3 246.47
28	5	30	30	120	3 058.14
29	5	27	30	132	2 953.71

本文采用 Box-Behnken 方法设计了 29 组对照实验,并根据模拟结果得到响应面模型。响应面实验中,各影响因素的显著水平如表4所示。通常 $P > 0.050 0$

表示模型项为不显著, $P < 0.050 0$ 表示模型项为显著,而 $P < 0.010 0$ 表示模型项为极显著。由表4可知:海拔高度的 F 值为 421.61, $P < 0.000 1$;进气阀直径的 F 值为 62.98, $P < 0.000 1$;废气阀直径的 F 值为 4.44, $P = 0.053 6$;空气过滤器有效长度的 F 值为 0.002 8, $P = 0.958 7$ 。交互项 X_1X_2 、 X_1X_3 与 X_1^2 对增压系统性能会产生显著影响,其他二次项对增压系统性能产生的影响不显著。

表4 响应面实验安全影响因素显著水平

Tab.4 The significance level of safety affecting factors in the response surface experiment

因素	F 值	P 值	因素	F 值	P 值
X_1 :海拔高度	421.61	<0.000 1	X_1X_3	5.93	0.028 8
X_2 :进气阀直径	62.98	<0.000 1	X_1X_4	0.002 3	0.962 4
X_3 :废气阀直径	4.44	0.053 6	X_2X_3	119.79	0.684 5
X_4 :空气过滤器有效长度	0.002 8	0.958 7	X_2X_4	6.070×10^{-6}	0.998 1
X_1X_2	16 027.56	0.000 3	X_3X_4	9.194×10^{-6}	0.997 6
X_1^2	4.79	0.046 0	X_2^2	2.79	0.116 8
X_3^2	2.81	0.115 6	X_4^2	1.78	0.204 0

不同安全影响因素对发动机转速影响情况如图4所示。由图4可知,海拔高度与进气阀直径的变化对增压系统性能会产生显著影响,废气阀直径的变化对增压系统性能产生的影响不显著,空气过滤器有效长度对增压系统性能基本不产生影响。

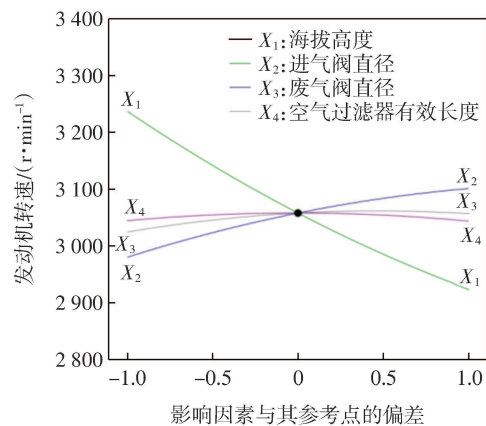


图4 不同安全影响因素对发动机转速影响情况

Fig.4 The impact of different safety affecting factors on engine speed

3.2 代理模型的建立与分析

建立安全影响因素代理模型后,通过图5与图6可以表明代理模型的建立与拟合情况。

预测值与实际值分布图、残差的正态概率分布图均呈现线性关系,且多元相关系数 $R^2 = 0.974 4$,可以说明数据的拟合模型相关性与适应性较好,最终可得到代理模型为

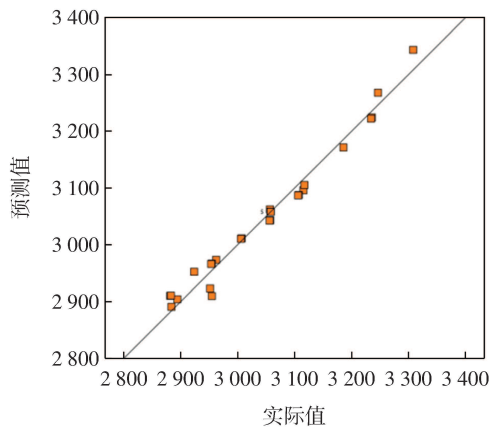


图 5 代理模型的预测值与实际值分布图

Fig.5 Distribution of predicted and actual values of surrogate model

$$\begin{aligned}
 Y = & 3\,058.14 - 156.39X_1 + 60.44X_2 + 16.05X_3 - \\
 & 0.4017X_4 - 63.30X_1X_2 - 32.13X_1X_3 + \\
 & 0.6325X_1X_4 + 5.47X_2X_3 + 0.0325X_2X_4 + \\
 & 0.0400X_3X_4 + 22.68X_1^2 - 17.32X_2^2 - \\
 & 17.38X_3^2 - 13.80X_4^2
 \end{aligned} \quad (13)$$

3.3 代理模型交互项的响应面分析

响应面图是量化各安全影响因素的响应值后构成的三维空间曲面图,曲面图形状可以表示出安全影

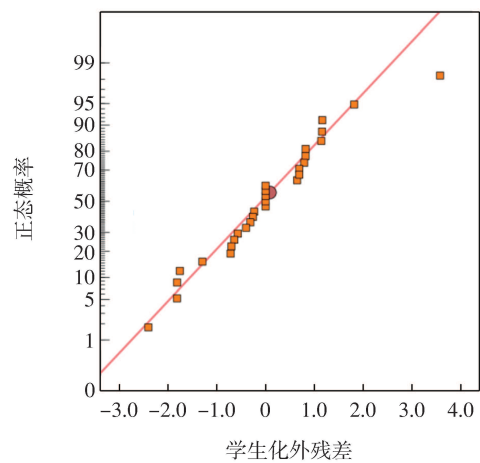


图 6 残差正态概率分布图

Fig.6 Normal probability distribution diagram of residuals

响因素间交互作用的水平。本文在保持其他参数不变的前提下,通过改变所研究的变量观察其响应值在响应面图上的变化方式来分析其相互作用可能产生的影响。图 7 为增压系统对 4 个安全影响因素所产生的 6 个交互项的响应面。曲线越陡峭说明该因素对增压系统性能影响越显著,等高线的椭圆轮廓数量越少且等高线的轮廓形状越接近圆形时,说明两个因素之间的相互作用越小,反之则越大。

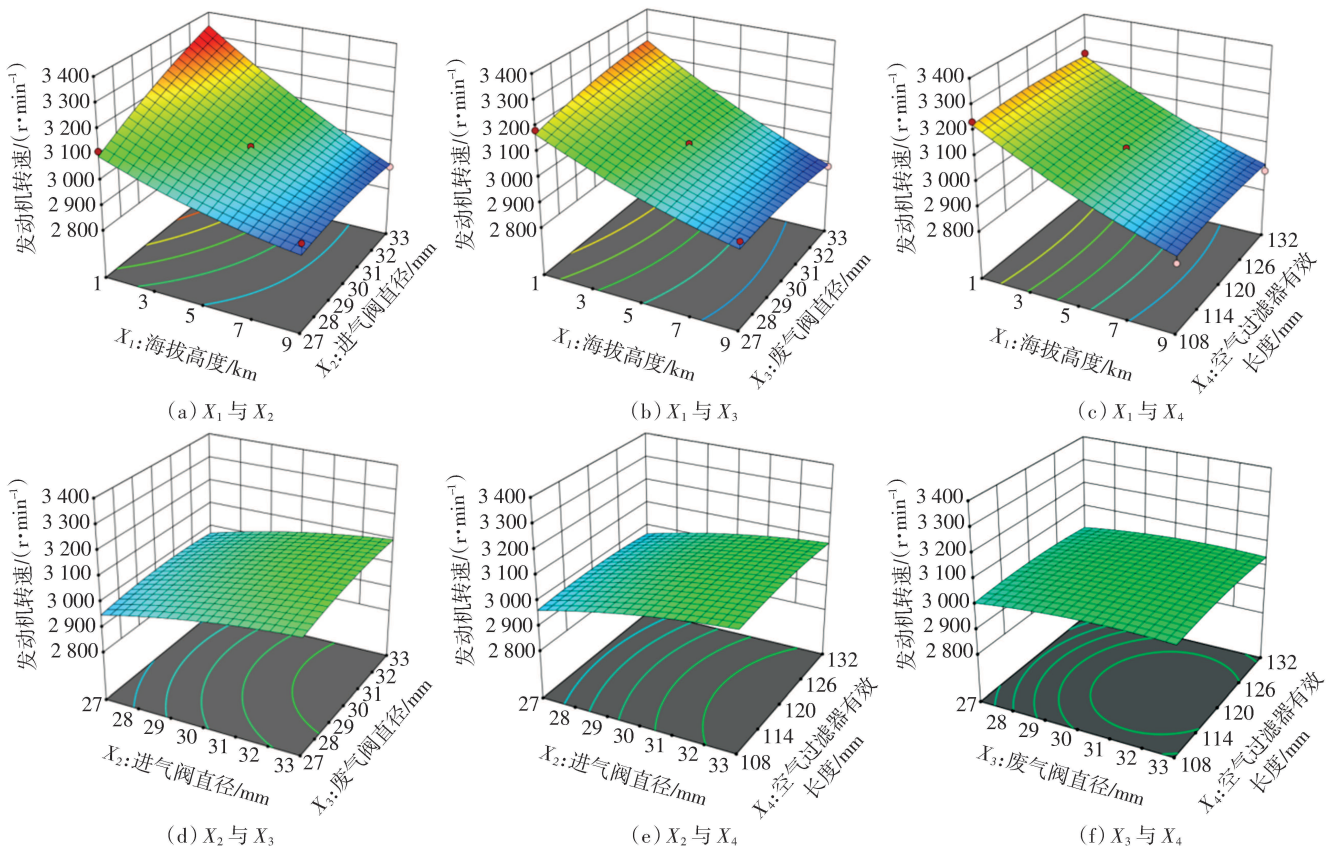


图 7 增压系统的交互响应面

Fig.7 Interaction response surface of turbocharging system

由图7可知:海拔高度与进气阀直径的交互作用较大,对增压系统的性能影响较为显著;废气阀直径与空气过滤器有效长度的交互作用较小,对增压系统的性能影响程度较小。

4 安全影响因素敏感性分析

根据响应面分析法得出安全影响因素代理模型以及发动机的工作安全边界,设定4种安全影响因素的取值范围与采样样本点数量,生成样本矩阵、样本变换矩阵与响应值矩阵,根据影响指数公式求解增压系统对安全影响因素的敏感值。

4.1 敏感性分析的样本点生成

根据1.2.1节可知,选取该发动机工作安全边界为2500~5500 r/min,令各安全影响因素 X_1, X_2, X_3, X_4 浮动 $\pm 5\%, \pm 10\%, \pm 15\%, \pm 20\%$,其取值范围如表5所示。

表5 安全影响因素变化范围

Tab.5 Changing ranges of safety affecting factors

安全影响因素	上限	下限	安全影响因素	上限	下限
海拔高度 X_1/km	10	1	废气阀直径 X_3/mm	36	24
进气阀直径 X_2/mm	36	24	空气过滤器有效长度 X_4/mm	144	96

样本点数量越多越能准确地反映出变量与响应值之间的联系,但达到一定值后其准确度将趋于稳定。因此,本文综合考虑运行结果与时间成本,最终选取样本点数量为900000。

4.2 敏感性分析的矩阵生成

确定安全影响因素数量 n 、取值范围与样本点数量 N 后,生成 $N \times 2n$ (在本文中即为 900000×8)的样本矩阵 M 。将矩阵 M 的前4列设置成为矩阵 A ,后4列设置成为矩阵 B ,所得矩阵 A 与 B 为样本矩阵。而后再将矩阵 B 中的第 i 列替换矩阵 A 的第 i 列,构造 $N \times n$ 的样本变换矩阵 $AB^i(i=1, 2, \dots, n)$ 。至此构造出 $A, B, AB^1, AB^2, AB^3, AB^4$ 6个矩阵,得到了 $N \times (n+2)$ (5400000组) X_1, X_2, X_3, X_4 输入数据,对应有5400000组数据及6个响应值矩阵 $Y_A, Y_B, Y_{AB^1}, Y_{AB^2}, Y_{AB^3}, Y_{AB^4}$ 。

4.3 敏感性分析的敏感指数生成

在4.2节中得到6个响应值矩阵 $Y_A, Y_B, Y_{AB^1}, Y_{AB^2}, Y_{AB^3}, Y_{AB^4}$ 后,根据以下公式可求得各安全影响因素各自的一阶影响指数与总影响指数。

一阶影响指数公式为

$$S_i = \frac{\text{Var}_{X_i}(E_{X_i}(Y|X_i))}{\text{Var}(Y)} \quad (14)$$

总影响指数公式为

$$S_{T,i} = \frac{E_{X_i}(\text{Var}_{X_i}(Y|X_i))}{\text{Var}(Y)} \quad (15)$$

式中: $\text{Var}()$ 代表方差函数; E 代表期望,即

$$\text{Var}_{X_i}(E_{X_i}(Y|X_i)) \approx \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N f(\mathbf{B})_j \times (f(\mathbf{AB}^i)_j - f(\mathbf{A})_j) \quad (16)$$

$$E_{X_i}(\text{Var}_{X_i}(Y|X_i)) \approx \frac{1}{2N} \sum_{j=1}^N (f(\mathbf{A})_j - f(\mathbf{AB}^i)_j)^2 \quad (17)$$

经过运算,图8—图11为各安全影响因素一阶影响指数与总影响指数随样本点数量变化的波动曲线图。

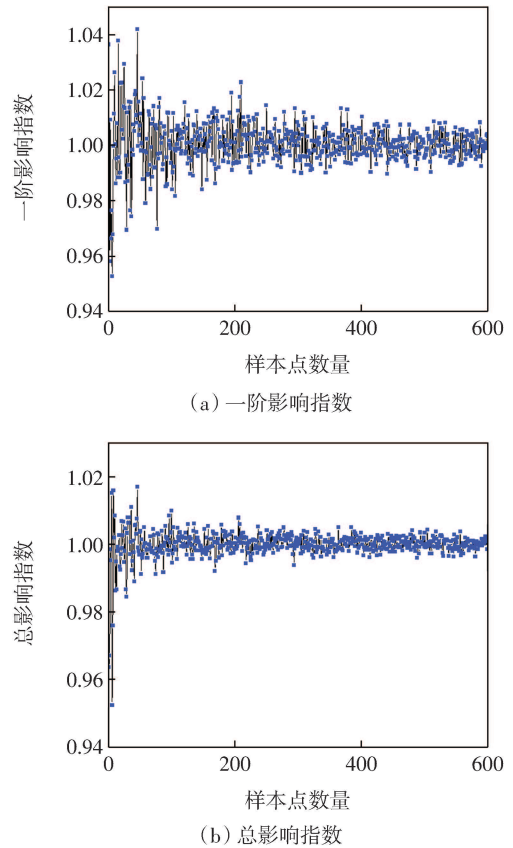


图8 海拔高度一阶影响指数与总影响指数

Fig.8 First-order impact index and total impact index of altitude

表6列出了各安全影响因素的一阶影响指数与总影响指数值。由表6可知,海拔高度的一阶影响指数与总影响指数远高于其他因素,因此在发动机实际运行环境中,需要根据运行目标选取合适的飞行空间以规避由于发动机对海拔高度的敏感性过高而造成的性能波动或发动机失效。增压系统对进气阀直径与废气阀直径的敏感程度量级较为接近,均分布在 $10^{-5} \sim 10^{-6}$ 区间,但对于进气阀直径的敏感程度仍显著高于对废气阀直径的敏感程度。在正常运行环境下,空气过滤器的有效长度对增压系统几乎不产生影响,其一阶影响指数与总影响指数远低于其他3个安全影响因素。

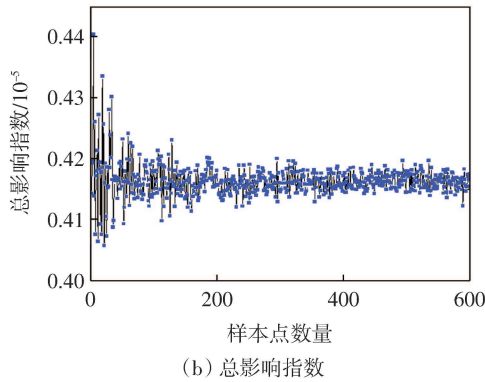
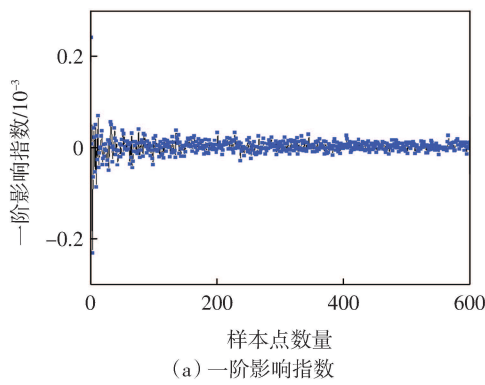


图 9 进气阀直径一阶影响指数与总影响指数

Fig.9 First-order impact index and total impact index of intake valve diameter

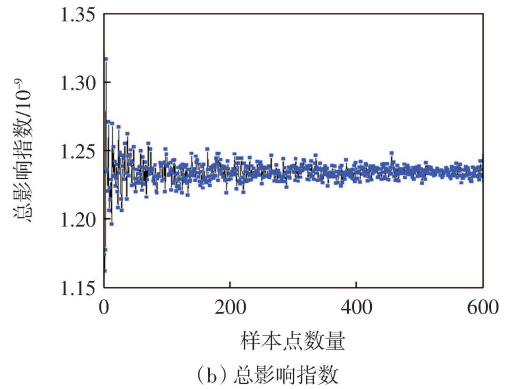
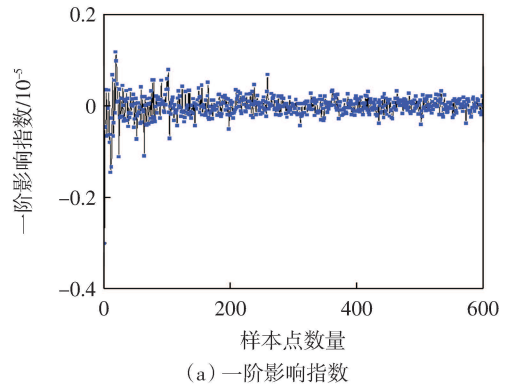


图 11 空气过滤器有效长度一阶影响指数与总影响指数

Fig.11 First-order impact index and total impact index of the effective length of air filter

表 6 各安全影响因素一阶影响指数与总影响指数

Tab.6 First-order impact index and total impact index of each safety influencing factor

安全影响因素	一阶影响指数	总影响指数
X_1	1.004 1	1.001 2
X_2	$2.574 9 \times 10^{-5}$	$4.175 0 \times 10^{-6}$
X_3	$5.331 2 \times 10^{-6}$	$1.078 8 \times 10^{-6}$
X_4	$5.434 2 \times 10^{-10}$	$1.231 1 \times 10^{-9}$

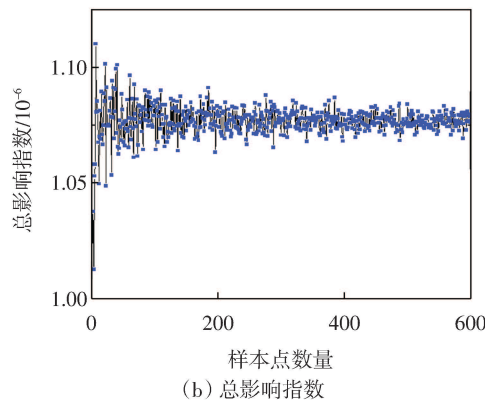
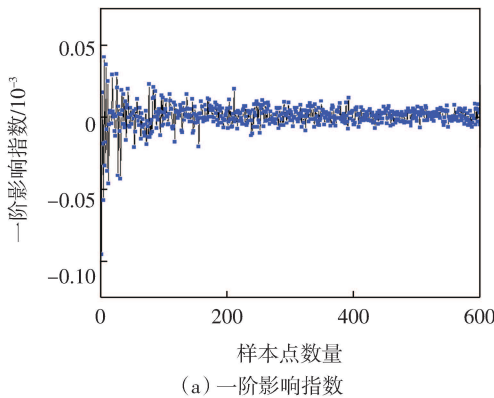


图 10 废气阀直径一阶影响指数与总影响指数

Fig.10 First-order impact index and total impact index of exhaust valve diameter

5 结语

本文提出了一种基于模型的增压系统安全性评估流程和高效的敏感性分析方法,确立系统模型为准维模型,参照实际型号的性能参数、结构参数与匹配原则构建了两级涡轮增压航空活塞发动机的系统模型。通过响应面分析法建立安全影响因素代理模型并利用 Sobol 因子分析法计算增压系统对安全影响因素的敏感程度,通过分析与比较计算结果可得出以下结论。

(1)航空发动机可以应用“V”型安全性分析流程,并将模型在 PSSA 阶段融入分析流程中,实现基于模型的系统安全性分析。

(2)通过响应面分析方法设计响应实验,建立安

全影响四因素代理模型并以此作为敏感性分析的重要基础。

(3)通过 Sobol 因子分析法进行敏感性分析,分析并比较所得影响指数,发现海拔高度的敏感性指数远高于其他因素,进气阀直径的敏感性指数高于废气阀直径但在量级上相近,在正常运行环境下,空气过滤器的有效长度对增压系统几乎不产生影响。

在实际设计过程中可以根据以上结论对航空活塞发动机涡轮增压系统使用基于本文模型的安全性分析流程与方法,以在发动机整体运行情况模拟和探究其他敏感因素等过程中进行高效、直观的安全性分析。另外,建议在实际运行过程中充分考量本文模型模拟的研究结果,例如针对增压系统较为敏感的影响因素,可充分考量并设置其工作范围,以降低敏感因素对发动机性能的影响程度,进而保障航空器与发动机的运行状态。

参考文献:

- [1] 中国航空工业发展研究中心. 通用航空中国市场预测年报(2021—2040)[R]. 北京:中国航空工业发展研究中心, 2021.
- [2] 张 朔, 赵振峰, 董雪飞, 等. 二冲程航空活塞发动机增压匹配研究和优化[J]. 兵工学报, 2020, 41(1): 135-142.
- [3] LAWRENCE J D, GALLAGHER J M. A proposal for performing software safety hazard analysis[J]. Reliability Engineering & System Safety, 1997, 55(3): 267-282.
- [4] National Transportation Safety Board. In reply refer to. A-94-8 1 and-82[EB/OL]. (2013-09-24) [2022-02-24]. http://www.ntsb.gov/doclib/reletters/1994/A94_81_82.pdf.
- [5] Gilbert, Gordon A. FAA will study accidents of turbocharged aircraft[J]. Business & Commercial Aviation, 1994, 75(2): 18.
- [6] PETER KATZ. Turbocharger trouble the finer points of turbocharge dengine operation[EB/OL]. (2013-09-24)[2022-02-24]. <http://www.planean-dpilotmag.com/pilot-talk/ntsb-debriefer/turbocharger-truble.html>.
- [7] MCDERMOTT R E, MIKULAK R J, BEAUREGARD M R. The basics of FMEA[M]. Portland, OR: Resources Engineering Inc., 1996.
- [8] BRUNS G, ANDERSON S. Validating safety models with fault trees[C]//SAFECOMP'93. London: Springer London, 1993: 21-30.
- [9] ORTMEIER F, REIF W, SCHELLHORN G. Formal safety analysis of a radio-based railroad crossing using deductive cause-consequence analysis(DCCA)[C]//5th European Conference on Dependable Computing, Budapest, Hungary, Springer Verlag, 2005: 210-224.
- [10] ALI HAIDER A, NADEEM A. A survey of safety analysis techniques for safety critical systems[J]. International Journal of Future Computer and Communication, 2013: 134-137.
- [11] PAHL G, BEITZ W. Engineering design: a systematic approach[M]. London: Springer Verlag, 1996: 529-531.
- [12] CHRYSLER CORP, FORD MOTOR COMPANY, GENERAL MOTORS CORP. Potential failure mode and effects analysis: reference manual[M]. Automotive Division of the American Society for Quality Control (ASQC) and the Automotive Industry Action Group (AIAC), 1995: 18-70.
- [13] 胡 波, 张明友. 基于故障树的压力容器失效诊断专家系统研究[J]. 武汉理工大学学报(信息与管理工程版), 2004, 26(2): 71-74.
- [14] 李 玺, 胡志刚. 基于模糊推理和自学习的工程机械故障诊断专家系统[J]. 计算机工程与应用, 2005, 41(15): 200-202.
- [15] WHALEN M, COFER D, MILLER S, et al. Integration of formal analysis into a model-based software development process[C]//12th International Workshop on Formal Methods for Industrial Critical Systems. Berlin, Heidelberg: Springer, 2008: 68-84.
- [16] WILKINSON P J, KELLY T P. Functional hazard analysis for highly integrated aerospace systems[C]//IEEE Certification of Ground/Air Systems Seminar. London, UK: IEEE, 1998: 4-146.
- [17] WANG Y. Development of a computer-aided fault tree synthesis methodology for quantitative risk analysis in the chemical process industry [D]. Texas: Texas A&M University, 2004.
- [18] JOSHI A, WHALEN M W, HEIMDAHL M P. Model-based safety analysis final report[EB/OL]. (2013-09-24)[2022-02-24]. <http://shemesh.larc.nasa.gov/fm/papers/Joshi-CR-2006-213953-Model-Based-SA.pdf>.
- [19] ROTAX AIRCRAFT ENGINE. Operation manual for Rotax engine type 914 F[R]. Austria: BRP-Rotax GmbH&Co. KG, 2007.

(责任编辑:刘雅婷)