

飞机失事后救生舱氧气系统的数学建模仿真

潘洁

(安徽理工大学理学院,安徽淮南 232007)

摘要:建立飞机中救生舱氧气控制模型,可实现飞机失事后救生舱中氧气浓度得精确控制。飞机失事后面临的破坏性和环境都是大随机事件,救生舱氧气系统的控制需要对压力、气体温度和氧气系统参数的时间差数据的准确掌握,实现氧气系统性能的定量评估,由于参数容易受到失事时外部环境的影响,无法预先设定。传统的氧气系统控制模型无法准确评估参数在恶化环境下的变化过程,仅能通过设定固定参数评估短期机组氧气性能变化情况,存在较大缺陷。提出采用改进遗传算法的自抗扰控制器氧气系统参数优化模型,塑造考虑控制约束的自抗扰控制器参数优化设计目标函数,并用一种改进自适应混沌遗传算法对氧气系统参数进行整定,实现失事飞机救生舱内氧气系统的有效控制。仿真结果表明,所提控制模型增强了系统的动态性和静态性,可有效应对系统参数的动态性,具有较高得控制性能。

关键词:飞机失事;救生舱;氧气系统;数学建模

中图分类号:F127 **文献标识码:**B

Mathematical Modeling and Simulation of Oxygen System in Capsule After Plane Crash

PAN Jie

(Anhui University of Science and Technology, Anhui Huainan 232007, China)

ABSTRACT: Traditional oxygen system control method cannot accurately assess the change of parameters in a deteriorating environment, which can only evaluate the short crew oxygen performance changes by setting fixed parameter. A parameter optimization model of oxygen system is proposed based on improved genetic algorithm and ADRC, the objective function is designed for the ADRC parameter optimization with control constraints, an improved adaptive chaotic genetic algorithm is presented for the setting of oxygen system parameters, and the effective control of the oxygen system within the capsule is realized. The simulation results show that the proposed control method can effectively deal with the dynamic parameters, and has high control performance.

KEYWORDS: A plane crash; Capsule; Oxygen system; Mathematical modeling

1 引言

随着经济的发展,当前交通运输业尤其是民航业呈现快速发展的态势,但是由于受到内部和外部等不确定因素的干扰,飞机失事的概率逐渐增加^[1]。救生舱中氧气的精准供应,可为救援人员以及被困人员提供可靠的救生舱内氧气资源使用数据,进而提高受困人员得生几率^[2,3]。为了确保人民群众的生命安全,寻求合理的方法对飞机失事后救生舱中氧气系统进行准确建模和控制,成为相关人员分析的重点问题^[4,5]。

飞机失事后的救生舱相关参数具有随机性和不确定性,飞机失事后面临的破坏性和环境都是大随机事件,救生舱氧

气系统的控制需要对压力、气体温度和氧气系统参数的时间差数据的准确掌握,实现氧气系统性能的定量评估,而这些参数又很容易受到失事时外部环境的影响,无法预先设定。传统的氧气系统控制模型无法准确评估参数在恶化环境下的变化过程,仅能通过设定固定参数评估短期机组氧气性能变化情况,存在较大缺陷。

通过对救生舱氧气系统压力、气体温度和氧气系统参数的时间差数据的处理,获取分析机组氧气性能得有价值数据,提出一种基于改进遗传算法的自抗扰控制器氧气系统参数优化模型,塑造考虑控制约束的自抗扰控制器参数优化设计目标函数,通过一种改进自适应混沌遗传算法对氧气系统参数进行整定,实现失事飞机救生舱内氧气系统的有效控制。仿真结果表明,所提控制模型增强了系统得动态性和静态性,可有效应对系统参数的动态性,具有较高得控制性能。

2 救生舱氧气系统数学模型

为了估测救生舱氧气系统的性能,首先需得到救生舱氧气系统压力 P 、气体温度 T 和氧气系统参数的时间差 t 。依据氧气系统结构该中含有一个压力传感器,可通过瓶体氧气压力进行读数。由于该系统不含温度传感器,因此对正常气密性下的某飞机 1 个月的 108 个数据点进行采集,完成对上述数据点氧气压力值、外界环境温度以及驾驶舱内温度的偏相关分析,从而得到瓶体内气体的温度。偏相关性分析通常应用于各种相关的变量中,清除其中的变量干扰后,得到两两变量之间的简单相关关系。采用偏相关来分析消除氧气系统本身的渗漏率干扰后,外界环境温度与驾驶舱温度对气瓶压力的相关性。通过偏相关对其进行研究可知,驾驶舱内温度、外界环境温度以及氧气系统压力参数和氧气压力的相关性。氧气压力值主要受外界温度以及驾驶舱温度的影响,并且受外界环境温度的影响更大一些。基于来自空客的资料,可将瓶体内气体温度拟合公式描述成 $T = (TAT + T_c)/2$,其中 TAT 表示外界温度、 T_c 表示驾驶舱温度。

在通过点与点相比得到压差的过程中,为了使点和点在同一标准下完成比较,通过理想气体方程 $P_1/T_1 = P_2/T_2$,将压力转变成相同环境温度下的压力 P_s ,各点的压力值均具有可比性,从而可得航段渗漏率 $P_L = P_s/t = (P_{s1} - P_{s2})/(t_2 - t_1)$,其中 t_1 表示飞机着陆时间, t_2 表示为飞机起航时间。上述理想气体方程还可应用于任一温度下机组氧气系统压力的预测,从而降低了由于冬季航行前后温差较大而引起的需频繁更换氧气瓶的工作量,提高了工作效率。因为飞行航段时间间隔较短,系统压力值波动不大,易受到外界温度拟合精度以及压力传感器探测精度的干扰,造成最终得到的压力值变化很大。通过比较两个间隔超过 24 小时的点的压力值来解决上述问题,假设间隔 24 小时的渗漏率用 P_{L24} 表示,为了清除采样过程中数据坏点的干扰,需完成对其的 3 天滚动平均,最终即可得到能够体现系统性能特性的 24 小时 3 天滚动平均渗漏率 ΔP_{Lavg24} 。

$$\Delta P_{Lavg24} = \frac{1}{3} \sum_{i=1}^3 (P_{L24-1} + \dots + P_{L24-n})/n \quad (1)$$

其中, n 表示 3 天中点的总量。

经以上处理后可基本得到研究机组氧气性能的有关数据。而对氧气系统效果的分析,和对氧气使用时间的估计则可采用一元线性回归法,其方法仅分析一个自变和一个因变量之间的统计关系。主要通过其分析标态氧气压力值 P_s 和气瓶安装时间 T_o 的统计关系。假设 P_s 和 T_o 的关系满足式(2):

$$P_s = U_1 + U_2 * T_o + _ \quad (2)$$

其中, P_s 表示被解释变量, T_o 表示解释变量, U_1 、 U_2 表示待估计参数, $_$ 表示随机干扰项,其主要体现了 P_s 被 T_o 解释的不确定性。通过普通最小二乘法对一元线性回归进行求解,具体的求解公式如下:

$$T_{oavg} = \sum_{i=1}^n (T_{o1} + \dots + T_{on})/n \quad (3)$$

$$P_{Savg} = \sum_{i=1}^n (P_{S1} + \dots + P_{Sn})/n \quad (4)$$

其中, T_{oavg} 表示解释变量均值, P_{Savg} 表示被解释变量均值。

$$U_2 = \sum [(T_o - T_{oavg}) * (P_s - P_{Savg})] / \sum (T_o - T_{oavg})^2 \quad (5)$$

$$U_1 = P_{Savg} - U_2 T_{oavg} \quad (6)$$

氧气系统固有的气密性能随 U_2 的降低而降低。 U_1 值主要和各时间段有关,对性能分析不产生任何影响。该方法可完成氧气系统性能的机队排序,但是不能识别单机的性能恶化,仅可实现对未更换氧气瓶以及充氧数据的监控。而对于时间段较长的机组氧气性能改变的监测只能采用相互独立样本 T 检验的方法来完成,该方法能够分析短期机组氧气性能恶化的状态。该方法先采集前后两个时间段的 P_{Lavg24} 数据样本,通过比较上述两组数据的变化程度对机组氧气系统出现恶化的时间段以及恶化程度进行判断,该方法不能完成整个机队的氧气系统性能排序。

具体公式如下

$$F = S_1^2/S_2^2 \quad (7)$$

其中, S_1^2 表示上一时间段 n 项数据 P_{Lavg24} 的方差, S_2^2 表示下一时间段 m 项数据的方差,式 $(7F(n-1, m-1))$ 分布,可采用差找 F 分布的方法得到 F 值,依据 F 对两组数据的差异性进行判断,若检测出两组数据相似概率低于 2.5%,则可判断这两组数据有显著差异,从而基于两组数据的均值对氧气系统渗漏率的改便程度进行判断。

3 自抗扰控制器氧气系统参数优化数学模型

遗传算法是一种依据生物遗传以及进化机制的适用于复杂系统改进的自适应概率改进算法。其模拟自然及遗传时产生的选择、交叉及变异等现象,从一个初始种群开始,在经过随机选择、交叉及变异处理后,得到一群更适应环境的个体,通过这样不停的进行繁衍进化,最终可获取到一群最适合环境的个体,从而得到失事飞机救生舱氧气系统控制问题的最优解。

3.1 考虑控制约束的自抗扰控制器参数优化设计目标函数的建立

评价失事飞机救生舱氧气系统性能的过程中,一般情况下会采用一个以失事飞机救生舱氧气系统瞬时误差 $e(t)$ 为泛函的积分为目标函数,通过时间乘绝对误差积分准则 (ITAE) 对系统的动态性能进行评价,以时间乘与误差成绩绝对值的积分为性能指标,用式(8)描述

$$J_{ITAE} = \int_0^{\infty} t |e(t)| dt \quad (8)$$

如果只考虑失事飞机救生舱氧气系统的动态特性,则给定的参数通常会造成氧气控制过大,不能实现预期的控制效果。由于氧气控制能量有限,所以将 u_{max} 与 u_{min} 作为一项重要的指标进行加权,则有

$$J_u = |u_{max} - u_{min}| \times \int_0^{\infty} |u(t)| dt \quad (9)$$

通过氧气控制能量受限以及氧气浓度误差泛函评价标准,采用权重系数法获取一个失事飞机救生舱氧气系统性能的评价指标,用式(10)描述

$$J = J_e + J_u$$

$$= \int_0^{\infty} t |e(t)| dt + w_k |u_{\max} - u_{\min}| \times \int_0^{\infty} |u(t)| dt \quad (10)$$

通过上述过程可以得到目标函数的最优极小值,需要将其转化成极大值问题,因为 $J > 0$, 故取 $g = 1 = J$ 。遗传算法是一种自由选择的算法,在进行迭代时一定会出现很多不可行染色体,为了使算法能够高效的识别同时越过不可行染色体,需使系统的输出误差不超过给定范围。对于不可行染色体,通过惩罚策略赋予其一个很小的惩罚值,融入惩罚策略的遗传算法适应度函数可描述成:

$$\max f = \begin{cases} 1/J & u < U_{\max}, u > U_{\min}, |e| < E \\ P & u \geq U_{\max}, u \leq U_{\min}, |e| \geq E \end{cases} \quad (11)$$

其中, U_{\max} 与 U_{\min} 分别表示氧气浓度控制量的惩罚上限及下限,符合 $U_{\max} \geq U_{sat\max}$, $U_{\min} \geq U_{sat\min}$, 其中 $U_{sat\max}$ 与 $U_{sat\min}$ 分别表示氧气浓度饱和输入的上下限, $|e|$ 表示氧气浓度控制误差允许范围, P 表示很小的一个罚值。

3.2 改进遗传算法自抗扰控制器氧气系统参数整定过程

在实际应用时遗传算法会出现早熟收敛以及收敛效率低的现象,导致其不得不用很长的时间去寻找最优解。为了避免上述弊端,采用一种改进自适应混沌遗传算法完成失事飞机救生舱氧气系统参数的优化。该算法通过浮点数编码,依据个体适应度值的排序完成对父体的选择,并且结合了自适应交叉、自适应变异以及混沌移民,对失事飞机救生舱氧气系统得参数整定,其遗传算法整定流程图用图1描述。

3.2.1 失事飞机救生舱氧气系统参数的编码

通过经验设定法整定跟踪微分器、扩张状态观测器中饱和函数的幂指数 a 以及线性区域的边界 d 。进行简化操作后,遗传算法的搜索区域以及不可行染色体的个数均降低了,效率得以提高。变量的数量越多,计算精度越高,二进制编码的速度就越低,对于精度要求高,搜索范围大的遗传算法,可采用浮点数编码。而自抗扰控制器涉及到的参数很多,同时区间分布广,不适合采用二进制编码,所以在确定失事飞机救生舱氧气系统的参数时采用浮点数编码。

3.2.2 失事飞机救生舱氧气系统参数初始种群的选取

通过经验设定法确定一组失事飞机救生舱氧气系统参数。其中跟踪微分器参数 r 可通过对象的响应速度来确定,和扩张状态观测器有关的各种参数可通过提到的动态失事飞机救生舱氧气系统参数确定法来确定,非线性误差状态反馈失事飞机救生舱氧气系统参数可通过 PD 控制器控制一个积分串联型对象的参数来确定。失事飞机救生舱氧气系统参数需符合下式:

$$u < U_{\max}, u > U_{\min}, |e| < E \quad (12)$$

在失事飞机救生舱氧气系统参数附近大范围随机搜索

符合式(12)的个体,直至得到的个体数目与遗传算法中群体大小相同,从而防止了很多的不可行个体的出现,提高了失事飞机救生舱氧气系统参数整定的效率,如图1所示。

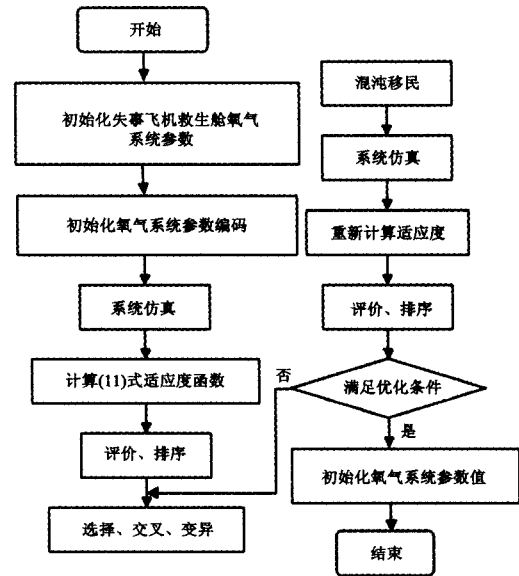


图1 基于改进遗传算法的自抗扰控制器
氧气系统参数控制流程图

4 实验验证

为了验证本文模型的有效性,需要进行相关的实验分析。实验将飞机失事后气体压力为 150Pa, 气体温度为 28℃ 的救生舱氧气系统作为仿真验证对象。传统控制模型与本文控制模型调节阶跃响应仿真结果对比用图2描述。传统控制模型与本文控制模型氧气浓度信号跟随仿真结果对比用图3描述。

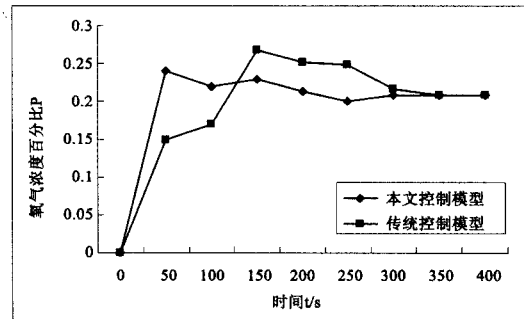


图2 传统控制模型与本文控制模型阶跃响应对比

分析图2和图3可得,本文控制模型与传统控制模型相比,调节效率高,超调量小,达到了一个很好的控制效果。在系统运行的初始阶段,本文控制模型的响应速度很快,在时间为25s左右时,舱内氧气即达到人体能够适应的安全范围内,在300s内即达到稳定状态;超调最大值也在18%—23%。

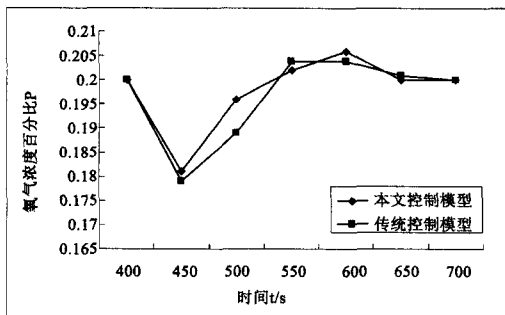


图3 传统控制模型与本文控制模型信号跟随对比

5%安全范围内。在系统连续变动已知的时,本文控制模型与传统控制模型相比,调节效率更高,超调幅值更小,可以稳定的保持在人体可接受范围内。在系统达到稳定后,在400s—450s之间加入3.6V电压,本文控制模型可以以更短的时间,更小的超调达到稳定状态,动态响应效果好。

救生舱是一个多参数、强耦合的复杂系统。在系统运行过程中,任意参数的变化都会影响氧气系统的模型结构,如飞机失事后救生舱气体压力变为180Pa,气体温度为30℃,则氧气系统模型发生改变,此时传统控制模型和本文控制模型阶跃响应仿真结果对比用图4描述。传统控制模型与本文控制模型信号跟随仿真结果对比用图5描述。

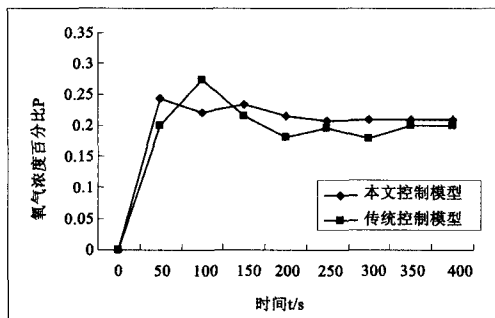


图4 传统控制模型与本文控制模型阶跃响应对比

分析图4和图5可得,当氧气系统模型改变后,本文控制模型变化不大,控制效果仍旧很好,而传统的控制模型动态性能下降,超调量升高同时调节速度更慢。

通过上述仿真结果可以看出,本文控制模型的调节速度快,超调量小,达到了很好的效果。在救生舱系统参数改变后,本文控制模型与传统控制模型相比,有更好的自适应能力,使得系统氧气浓度可以一直保持在人体可承受范围内,有着更好的稳定性以及更高的调节效率。

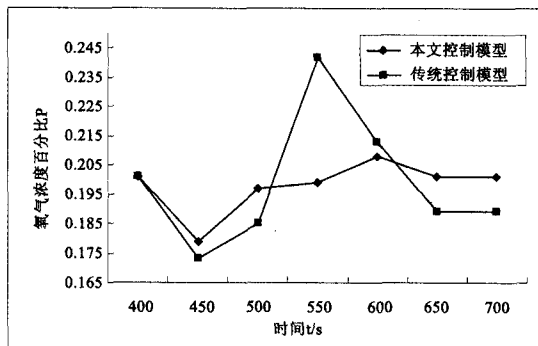


图5 传统控制模型与本文控制模型信号跟随对比

5 结论

本文通过对机组氧气系统压力、气体温度和氧气系统参数的时间差数据的处理,获取分析机组氧气性能得有价值数据,采用一元线性回归方法,对氧气系统性能进行机队排序,实现氧气系统性能的定量评估,塑造依据氧气系统数学模型。针对传统的氧气系统控制模型无法跟踪单击的性能恶化过程,仅能评估短期机组氧气性能变化情况的缺陷,本文采用了基于改进遗传算法的自抗扰控制器氧气系统参数优化模型,塑造考虑控制约束的自抗扰控制器参数优化设计目标函数,通过一种改进自适应混沌遗传算法对氧气系统参数进行整定,实现失事飞机救生舱内氧气系统的有效控制。仿真结果表明,所提控制模型增强了系统得动态性和静态性,可有效应对系统参数的动态性,具有较高得控制性能。

参考文献:

- [1] 韩俊芳,石红瑞,王勋宝. 空气球系统建模与仿真[J]. 计算机仿真, 2012, (10): 135-139.
- [2] 陈小云. 基于模糊PID控制的数字溢流阀的建模与仿真[J]. 计算机仿真, 2012, (4): 200-203.
- [3] 刘勇利. 汽-液两相表面式高压加热器动态数学模型的建立与仿真[J]. 电机辅机, 1999, (4): 6-9.
- [4] 张泾周,杨伟静,张安祥. 模糊自适应PID控制的研究及应用仿真[J]. 计算机仿真, 2009, (9): 132-135.
- [5] 林海波,吕晓美,姜航. 多环境参数模拟密封舱控制系统设计[J]. 北京:电子技术应用 2009, (9): 29-31.

[作者简介]



潘洁(1979-),女(汉族),安徽淮南人,硕士研究生,讲师,研究方向为概率统计。