

符合适航认证要求的燃油温度计算方法

张瑞华¹, 刘卫华¹, 刘文怡²

(1.南京航空航天大学 航空学院

飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部重点实验室, 南京 210016;

2.中国航空工业集团有限公司 金城南京机电液压工程研究中心, 南京 211106)

摘 要: 基于适航认证需要,以某型飞机中央翼油箱隔舱在规定工况下实测的燃油温度变化曲线为输入条件,借助于 MATLAB 多项式分段拟合功能,获取了各个阶段燃油温度变化规律的高阶函数表达式;采用 Monte Carlo 评估模型中规定的指数衰减方程来表征燃油温度变化规律,其中环境总温(TAT)由评估模型中所指定方法获取,平衡温差和时间常数由改进后的遗传算法反演得出;将反演得到的平衡温差和时间常数输入 Monte Carlo 评估模型并开展计算,比较了计算所获的温度数据与实测的多项式拟合数据,结果表明:两者变化趋势完全一致,各时刻的温差均不超过 1.67 K,整个航段燃油温度的计算值和实测值平均差约为 0.050 1 K;且在误差值较大的阶段,程序计算值均高于飞行实测值,满足适航标准的相关要求。所提出的时间常数和平衡温差反演方法科学可信,它较好地解决了当前适航认证中的瓶颈问题,可有力地支撑大飞机适航认证工作的顺利开展。

关 键 词: Monte Carlo 评估模型; 燃油温度; 平衡温差; 时间常数; 遗传算法

中图分类号: V228

文献标志码: A

Calculation method of fuel temperature conforming to requirements of airworthiness certification

ZHANG Ruihua¹, LIU Weihua¹, LIU Wenyi²

(1.Key Laboratory of Aircraft Environmental Control and Life Support of Ministry of

Industry and Information Technology, College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2.Jincheng Nanjing Engineering Institute of Aircraft System,

Aviation Industry Corporation of China Limited, Nanjing 211106, China)

Abstract: Based on the requirements of airworthiness certification, the measured fuel temperature change curve of the central wing fuel tank compartment of a certain aircraft under specified working conditions was taken as the input, and the high-order functional expression of the fuel temperature change rule in each stage was obtained by means of MATLAB polynomial piecewise fitting function. The exponential attenuation equation stipulated in the Monte Carlo evalua-

收稿日期: 2021-01-08

基金项目: 国家自然科学基金民航联合基金(U1933121); 获江苏省科研与实践创新计划(KYCX19_0198);

中央高校基本科研业务费专项资金(NC2020001); 江苏高校优势学科建设工程;

作者简介: 张瑞华(1997—),女,博士生,主要从事运输类飞机适航技术研究。

通信作者: 刘卫华(1965—),男,教授,博士,主要从事飞行器环境与生命保障工程、飞行器燃油系统研究。

E-mail:lw@nuaa.edu.cn

引用格式: 张瑞华,刘卫华,刘文怡. 符合适航认证要求的燃油温度计算方法[J]. 航空动力学报,2022,37(2):443-448. ZHANG Ruihua, LIU Weihua, LIU Wenyi. Calculation method of fuel temperature conforming to requirements of airworthiness certification[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(2): 443-448.

tion model was used to characterize the change law of fuel temperature. The total ambient temperature (TAT) was obtained by the method specified in the evaluation model, and the equilibrium temperature difference and time constant were obtained by the improved genetic algorithm. The equilibrium temperature difference and time constant obtained by the inversion were then input into Monte Carlo evaluation model for calculation, the calculated temperature data and the measured polynomial data were compared. The results showed that both trends were exactly the same, the temperature difference between each moment did not exceed 1.67 K, the mean difference between the calculated value and the measured value of fuel temperature during the entire flight segment was about 0.050 1 K; in the stage with large error value, the value calculated by program was higher than the value measured by flight, which met the relevant requirements of airworthiness standards. The inversion method of time constant and equilibrium temperature difference is scientific and reliable, which can solve the bottleneck problem in airworthiness certification process and can effectively support the smooth development of airworthiness certification of large aircraft.

Key words: Monte Carlo evaluation model; fuel temperature; equilibrium temperature difference; time constant; genetic algorithm

油箱燃爆是现代飞行安全的主要威胁之一^[1-4],随着航空技术发展和认知水平的提高,美国联邦航空局(Federal Aviation Administration, FAA)已先后多次发布适航规章、修正案和咨询通告,明确要求通过控制飞机机队平均可燃性暴露来降低油箱燃爆发生概率,以确保飞行安全。

所谓的“机队平均可燃性暴露”,是指一个机型的机队在世界范围内运行中各航段距离上,每个燃油箱空余空间处于可燃状态时间占可燃性暴露评估时间的比例^[5]。适航条款中规定:必须采用经适航审定当局批准的 Monte Carlo 评估模型,以计算出在所有飞行包线内,燃油温度处于可燃界限区域范围内时间之和占总评估时间的比例。

获取特定飞行包线内燃油温度变化规律通常可采用两种方法,即仿真算法或试验测试法^[6-7]。然而通过仿真计算或试验测试所获知的特定飞行包线内燃油温度变化规律却不能直接为 Monte Carlo 评估模型所使用,这是因为,在 FAA 规定的 Monte Carlo 评估模型中,整个机队燃油温度变化规律求取方法已限定为零阶集中参数解析法^[8],即限定了指数衰减方程表达形式,用户必须通过输入指数衰减方程中发动机不同工作状态下的时间常数和平衡温差才能求出机队在任意飞行包线内燃油温度变化规律。

为此,在实际的适航认证评估过程中,人们必须首先依据仿真算法或试验测试法来获取特定

飞行包线下燃油温度变化曲线;通过对该曲线的处理,提取出发动机不同工作状态下指数衰减方程中的时间常数和平衡温差,并输入到 Monte Carlo 评估模型中,计算出在该特定飞行包线下燃油温度变化;以计算数据与原始数据误差不超过 1.67 K 为判别标准,验证所得时间常数和平衡温差的可信度,在此基础上,应用 Monte Carlo 评估模型展开数以万计的任意飞行包线运算,获取机队平均可燃性暴露,形成相应适航认证评估报告,以支撑适航认证工作的顺利开展。

事实上,国内外学者对于飞行包线内燃油温度变化规律的获取方法已开展了大量研究,如: Pasion^[9]通过试验获取了飞行过程中燃油箱温度的测量数据; Lawson^[10]提出了从燃油箱收集液体温度数据的方法;康振焯等^[11]利用 MATLAB/Simulink 软件平台建立了飞机燃油箱热仿真模型,通过数值模拟获取了油箱内各计算节点温度;张兴娟等^[12]也利用基于 C 软件的程序对油箱内燃油温度进行了计算和仿真; Wang 等^[13]则针对飞机油箱长期热动力学分析问题,将热节点网络分析与基于 Open FOAM 软件的有限元数值计算相结合,提出了相应的解决方案等;然而,在获取特定飞行包线下燃油温度变化规律后,如何求取 Monte Carlo 评估模型中的平衡温差和时间常数则鲜有研究报道,因此,它也成了国产飞机适航认证过程中急需解决的瓶颈问题之一。

本文基于适航认证实际需要,以某型飞机中

央翼油箱隔舱在规定工况下实测的燃油温度变化曲线为输入条件,借助于 MATLAB 多项式分段拟合功能,来获取各个阶段燃油温度变化规律的高阶函数表达式;采用 Monte Carlo 评估模型中规定的指数衰减方程来表征燃油温度变化规律,其中:环境总温(TAT,量符号记为 T_{total})由评估模型中所指定方法获取,平衡温差和时间常数由改进后的遗传算法反演得出;将反演得到的平衡温差和时间常数输入 Monte Carlo 评估模型并开展计算,比较计算所获的温度数据与实测数据,以验证该方法的可信度,获得了良好的结果。

本文研究成果可为国产大飞机可燃性适航认证提供有效支撑。

1 实测燃油温度曲线及处理方法

图 1 为某型飞机在适航评估规定工况下(标准天长航程工况下)实测的中央翼某隔舱油箱燃油温度变化曲线,依据 Monte Carlo 评估模型对输入数据的要求,本文将整个航程根据发动机工作状态(发动机开或关)和油箱载油情况划分为八个阶段,即:①起飞前准备阶段,满油,发动机关闭;②起飞地面滑行阶段,满油、发动机启动;③爬升阶段,满油、发动机启动;④空中巡航阶段,满油、发动机启动;⑤空中巡航阶段,空油、发动机启动;⑥下降阶段,空油、发动机启动;⑦降落滑行阶段,空油、发动机启动;⑧地面停机阶段,空油、发动机关闭;并借助 MATLAB 多项式分段拟合功能,来获取各个阶段燃油温度(T_{fuel})变化规律的高阶函数表达式。

分段拟合的函数表达式计算结果与实测数据的比较亦见图 1 所示,其最大误差为 0.298 6 K, t 为飞行时间, H 为飞行高度。

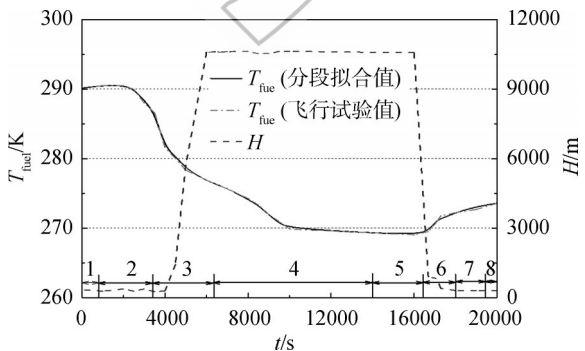


图 1 标准天长航程下的飞行包线及燃油温度

Fig.1 Standard long-haul flight envelope and fuel temperature

2 时间常数和平衡温差的提取方法

依据 Monte Carlo 评估模型,飞机油箱内燃油温度变化符合指数衰减规律,即:需用衰减时间常数 τ 和平衡温差 ΔT 来表征燃油温度变化规律。事实上,从已知的温度变化曲线中提取时间常数 τ 和平衡温差 ΔT ,其本质就是一个参数反演过程,为此,可以采用改进后的遗传算法来进行。

遗传算法模拟了生物基因的遗传现象^[14-17],它在每次迭代中都保留一组候选解,通过对候选解适应度进行评估,从解的集合中选取较优的个体,再利用遗传算子(选择、交叉和变异)对这些个体进行组合,以产生新一代的候选解集,重复此过程,直到满足某种收敛指标为止。

本文在简单遗传算法中引入了优选技术和随机复制过程,以提高优化效率,改善优化结果。改进后的遗传算法过程如图 2 所示。

本文中优化变量为时间常数 τ 和平衡温差 ΔT 。反演时,可取 20 个时间变量作为控制参数,在选择运算中各控制参数被选中的概率如式(1)所示,其交叉概率为 0.1,突变概率为 0.001。

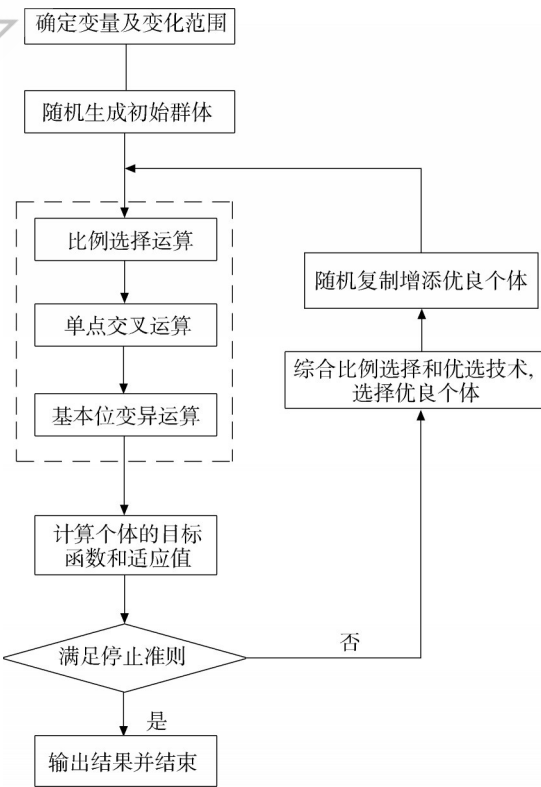


图 2 遗传算法过程

Fig.2 Process of genetic algorithm

$$P_i = f_i / \sum_{j=1}^n f_j \quad (1)$$

式中 f_i 为个体 i 的适应度。

用高阶函数关系来表示实测数据,将目标函数设为燃油温度计算结果与实测数据误差值平方总和,如式(2)所示,适应度函数 f 取为目标函数的倒数。

$$J = \sum_{i=0}^N (T_i - T_{i,\text{real}})^2 \quad (2)$$

式中 $T_{i,\text{real}}$ 为飞行实测数据中各时间步长下的燃油温度; T_i 为指数衰减方程计算所得的燃油温度。

对通过选择、交叉和变异过程的 20 个子代个体计算其目标函数和适应度,直至达到一定的代数(本文将算法终止条件设定为运行代数达到 650 代),由于计算的目标函数表示燃油温度计算值和试验值的接近程度,在寻优过程中它将随迭代次数增加而减小,故适应度函数将随迭代次数增加而增加。这里仅以地面滑行、满油、发动机启动状态为例,如图 3 可见,适应度函数值变化趋势符合预期,当迭代次数 i 达到 650 时,适应度函数值 f 已趋于稳定。

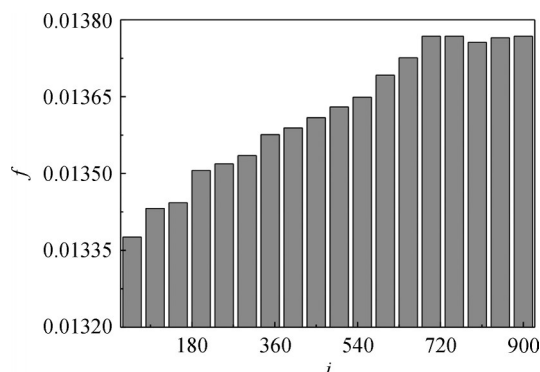


图 3 适应度随迭代次数的变化

Fig.3 Fitness varies with the number of iterations

3 燃油温度计算

Monte Carlo 评估模型中,燃油温度函数关系如式(3)所示^[18]。

$$T_{\text{fuel},i} = T_{\text{fuel},i-1} + (T_{\text{total}} + \Delta T - T_{\text{fuel},i-1}) (1 - e^{-1/\tau}) \quad (3)$$

在此,环境总温 T_{total} 为大气环境温度 T_{amb} 和飞行马赫数 Ma 的函数,它将由 Monte Carlo 评估模型中指定方程获取,如式(4)所示^[18]。

$$T_{\text{total}} = (T_{\text{amb}} + 460)(1 + 0.18Ma^2) - 460 \quad (4)$$

式中大气环境温度 T_{amb} 和飞行马赫数 Ma 随飞行高度变化关系如式(5)、式(6)所示^[18],计算中需选择相应的表达式。

$$\begin{cases} T_{\text{amb}} = T_{\text{grd}} - 0.012H & (H < 3048, T_{\text{grd}} > 277.59) \\ T_{\text{amb}} = T_{\text{grd}} - (T_{\text{grd}} - 4.3)H/3048 & (H < 3048, T_{\text{grd}} < 277.59) \\ T_{\text{amb}} = T_{\text{amb},H/3048 - 3048} - 0.012 & (H > 3048, T_{\text{amb}} \geq T_{\text{crz}}) \\ T_{\text{amb}} = T_{\text{crz}} & (H > 3048, T_{\text{amb}} < T_{\text{crz}}) \end{cases} \quad (5)$$

式中 T_{grd} 为地面大气温度; H 为飞行高度; T_{crz} 为巡航高度的大气温度。

$$\begin{cases} Ma = 0.4 & (H < 3048) \\ Ma = (H - 3048)(Ma_{\text{crz}} - 0.4)/6096 + 0.4 & (H < 9144) \\ Ma = Ma_{\text{crz}} & (H \geq 9144) \end{cases} \quad (6)$$

式中 Ma_{crz} 为巡航高度的马赫数(由用户根据实际机型情况自行输入,本文研究中,所输入的巡航马赫数为 0.78)。

获取环境总温变化规律后,将各阶段的时间常数 τ 和平衡温差 ΔT 输入 Monte Carlo 评估模型中(其中,飞机爬升和下降阶段的平衡温差 ΔT 和时间常数 τ 可结合飞行高度,由输入的滑行阶段和巡航阶段的平衡温差、时间常数线性插值获取),通过式(3)即可计算出整个飞行包线下燃油温度变化。

4 算例与结果分析

以图 1 所示某型飞机中央翼隔舱油箱为例,其标准天长航程下除爬升/下降外,各飞行状态的时间常数 τ 和平衡温差 ΔT 通过改进后的遗传算法获取,结果如表 1 所示。

表 1 中编号 1 为起飞前准备阶段,满油,发动机关闭;2 为起飞地面滑行阶段,满油、发动机启动;4 为空中巡航阶段,满油、发动机启动;5 为空中巡航阶段,空油、发动机启动;7 为降落滑行阶段,空油、发动机启动;8 为地面停机阶段,空油、

表 1 不同飞行状态下时间常数及平衡温差
($T_{\text{grd}}=293\text{ K}, t=20\ 000\text{ s}$)

Table 1 Time constants and the equilibrium temperature difference of each state ($T_{\text{grd}}=293\text{ K}, t=20\ 000\text{ s}$)		
编号	$\Delta T/\text{K}$	τ/s
1	272.59	1 055.1
2	272.98	2 439.2
4	278.89	13 395.4
5	278.87	13 438.4
7	272.88	2 444.2
8	272.82	1 888.3

发动机关闭。

值得注意的是,燃油箱为满油状态时的时间常数将低于空油状态,究其原因,满油状态时热容量大,达到热平衡所需的时间更长。

本文将所获悉的平衡温差 ΔT 和时间常数 τ 直接输入 Monte Carlo 评估模型中并开展计算,其中,飞机爬升和下降过程的平衡温差 ΔT 和时间常数 τ 已结合飞行高度,由输入的滑行阶段和巡航阶段的平衡温差、时间常数线性插值获得,该部分数据如表 2 所示。

表 2 爬升/下降状态下的时间常数及平衡温差
Table 2 Time constant and equilibrium temperature difference in the climbing/descending state

H/m	τ/s		$\Delta T/\text{K}$	
	爬升	下降	爬升	下降
609.6	2 716.84	2 722.81	273.13	273.03
1 828.8	3 995.24	4 005.65	273.82	273.73
2 438.4	4 634.44	4 647.07	274.16	274.08
3 048	5 273.64	5 288.49	274.51	274.43
3 657.6	5 912.84	5 929.91	274.86	274.48
4 267.2	6 552.04	6 571.33	275.2	275.13
4 876.8	7 191.24	7 212.75	274.54	275.48
6 096	8 469.64	8 495.59	276.23	276.18
6 705.6	9 108.84	9 137.01	276.58	276.53
7 315.2	9 748.04	9 778.43	276.92	276.88
7 924.8	10 387.24	10 419.85	277.27	277.23
8 534.4	11 026.44	11 061.27	277.62	277.58
9 144	11 665.64	11 702.69	277.96	277.93
9 753.6	12 304.84	12 344.11	278.31	278.28
10 363.2	12 944.04	12 985.53	278.65	278.63

所输出的温度变化曲线与实测数据对比情况如图 4 所示。

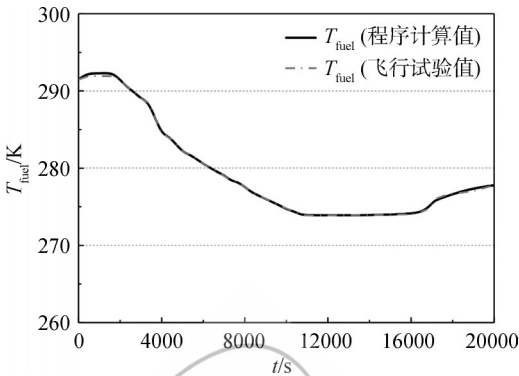


图 4 燃油温度变化规律
Fig.4 Fuel temperature variation rule

从图 4 中可见,燃油温度的计算曲线和试验曲线变化趋势完全一致,虽然温度实测值在巡航阶段具有小幅度的波动,而 Monte Carlo 评估模型的计算结果则过滤了这些波动,使得燃油温度变化曲线较为平滑,但两者吻合度良好;在本算例中,各时刻两者的温差均不超过 1.67 K,整个航段燃油温度的计算值和试验值平均差值约为 0.050 1 K;且在误差值较大的阶段,程序计算值高于飞行实测值,它将使得适航评估结果偏于安全,为适航标准所许可。由此可见,本文所获取的时间常数和平衡温差是可信的,其计算结果亦可有效地支撑适航认证工作开展。

5 结 论

基于适航认证需要,借助 MATLAB 多项式分段拟合功能拟合某型飞机中央翼油箱隔舱在规定工况下实测的燃油温度,获取各个阶段燃油温度变化规律的高阶函数表达式;采用 Monte Carlo 评估模型中规定的指数衰减方程来表征燃油温度变化规律,其中:环境总温 T_{total} 由评估模型中所指定方法获取,平衡温差和时间常数由改进后的遗传算法反演得出;反演得到的平衡温差和时间常数输入 Monte Carlo 评估模型计算所获的温度数据与实测数据两者变化趋势完全一致,各时刻的温差均不超过 1.67 K,整个航段燃油温度的计算值和试验值平均差值约为 0.050 1 K;且在误差值较大的阶段,程序计算值高于飞行试验值;本文所提出的时间常数和平衡温差反演方法科学可信;推广到不同机型,不同航线,该方法同样适用,它较好地解决了当前适航认证中的瓶颈问题,有力

地支撑了大飞机适航工作的顺利开展。

参考文献:

- [1] EVOSEVICH B J, JOJIC I. Aircraft fuel tank flammability reduction method and system:CA2873226C[P].2017-12-19.
- [2] MICHAEL B, WILLIAM M C. Inerting of a vented aircraft fuel tank test article with nitrogen - enriched air[R]. DOT/FAA/AR-01/6, 2001.
- [3] LANGTON R, CLARK C, HEWITT M, et al. Aircraft fuel system[M]. New York: John Wiley & Sons, 2010:225-237.
- [4] MARTINOV N P. Aircraft fuel tank explosion reduction safety method:US6343465[P].2002-02-05.
- [5] EVOSEVICH B J, JOJIC I. Aircraft fuel tank flammability reduction method and system:US10000294[P].2018-06-19.
- [6] Federal Aviation Administration. Fuel tank flammability reduction means[R]. FAA 25.981-2A, 2008.
- [7] PAUL M D, SURAWSKI E. Temperature control system for fuel tank inerting system:US15208139[P].2018-01-18.
- [8] 杨世铭, 陶文铨. 传热学[M]. 4版. 上海: 教育出版社, 2006: 398-399.
- [9] PASION A J. Inflight fuel tank temperature survey data [R]. NASA CR-159569, 1979.
- [10] LAWSON J C. Method for collecting liquid temperature data from a fuel tank:US5613778[P].1997-03-25.
- [11] 康振烨, 刘振侠, 任国哲, 等. 基于 MATLAB/Simulink 的飞机燃油箱内燃油温度仿真计算[J]. 推进技术, 2014, 35(1): 62-69.
- KANG Zhenye, LIU Zhenxia, REN Guozhe, et al. Simulation and calculation of fuel temperature in aircraft fuel tank based on MATLAB/simulink[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(1):62-69. (in Chinese)
- [12] 张兴娟, 张作琦, 高峰. 先进战斗机超声速巡航过程中的燃油温度变化特性分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 258-263.
- ZHANG Xingjuan, ZHANG Zuoqi, GAO Feng. Fuel temperature analysis of advanced fighter aircraft during supersonic cruise[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 258-263. (in Chinese)
- [13] WANG Ri, DONG Sujun, MENG Fanchao, et al. A shortcut method for solving long-term thermal dynamic analysis of aircraft fuel tank by thermal node network analysis and OpenFOAM software[J]. Advances in Mechanical Engineering, 2018, 10(11):16-19.
- [14] MAULIK U, BANDYOPADHYAY S. Genetic algorithm-based clustering technique[J]. Pattern Recognition, 2000, 33(9): 1455-1465.
- [15] SIVARAM M, BATRI K, MOHAMMED A S, et al. Exploiting the local optima in genetic algorithm using tabu search[J]. Indian Journal of Science and Technology, 2019, 12(1):9-13.
- [16] ARMAGHANI D J, HASANIPANAH M, MAHDIYAR A, et al. Airblast prediction through a hybrid genetic algorithm-ANN model[J]. Neural Computing and Applications, 2018, 29(9):619-629.
- [17] CHATTERJEE S, SARKAR S, DEY N, et al. Hybrid non-dominated sorting genetic algorithm: II neural network approach[M]. Hershey, US: IGI Global, 2018:264-286.
- [18] 刘卫华, 刘春阳, 薛勇. 油箱可燃性与适航符合性方法[M]. 北京: 科学出版社, 2017:118-121.

(编辑:张 雪)