

自适应克隆选择算法在等效系统拟配中的应用

段效聪¹, 徐浩军¹, 王国智¹, 李 哲¹, 吴喜杰²

(1. 空军工程大学航空工程学院, 西安, 710038; 2. 95960 部队, 西安, 710089)

摘要 等效系统拟配是一种有效评价高阶电传操纵飞机飞行品质的方法。传统的等效拟配通常采用最小二乘等方法,拟配结果易受初值选取的影响。建立了综合考虑某型飞机本体动力学、电传操纵系统、驾驶员操纵和升降舵的人-机闭环系统模型。给出了一种基于自适应克隆选择算法的等效系统拟配流程。采用自适应克隆选择算法对该高阶的人-机闭环系统进行了低阶等效拟配,拟配精度满足失配包络线的要求。仿真结果表明自适应克隆选择算法具备较强的寻优能力,可有效提高拟配精度。

关键词 等效系统拟配;自适应;克隆选择算法;飞行品质

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2020.03.004

中图分类号 V212.1 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2020)03-0019-06

The Application of Adaptive Clonal Selection Algorithm to Equivalent System Matching

DUAN Xiaocong¹, XU Haojun¹, WANG Guozhi¹, LI Zhe¹, WU Xijie²

(1. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. Unit 95960, Xi'an 710089, China)

Abstract Equivalent system simulation is a method to effectively evaluate the flight quality of high-order fly-by-wire aircraft. The traditional equivalent matching usually adopts the method of least squares, and the matching result is susceptible to the selection of the initial value. Firstly, a closed-loop pilot-aircraft system model, in consideration of the dynamics of a certain aircraft, the fly-by-wire system, the pilot's manipulation and elevator, is established, and then an equivalent system matching process based on adaptive clonal selection algorithm is presented. Finally, the closed-loop high-order pilot-aircraft system is adopted by the adaptive clonal selection algorithm. A low-order equivalent fit is performed, and the accuracy of the fit meets the requirements of the adaptive envelope. The simulation results show that the adaptive clonal selection algorithm has strong ability to optimize, and can be used to effectively improve the accuracy of the proposed matching.

Key words equivalent system matching; adaptive; clonal selection algorithm; flight quality

从 20 世纪 70 年代开始,以 F-16 战斗机和空客 A320 为代表的现代先进飞机开始使用电传操纵系
统(FBWS),极大提高了飞行性能,同时解决了超音速战斗机固有稳定性不足的问题,但也使得描述飞

收稿日期: 2019-12-23

基金项目: 工信部民用飞机专项科研(MJ-2015-F-019)

作者简介: 段效聪(1996—),男,安徽宿州人,硕士生,主要从事飞行仿真与飞行安全研究。E-mail:17791295423@163.com

引用格式: 段效聪,徐浩军,王国智,等.自适应克隆选择算法在等效系统拟配中的应用[J].空军工程大学学报(自然科学版),2020,21(3):19-24. DUAN Xiaocong, XU Haojun, WANG Guozhi, et al. The Application of Adaptive Clonal Selection Algorithm to Equivalent System Matching[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2020, 21(3): 19-24.

机动力学的数学模型阶次较高^[1],许多附加模态难与飞机的长短周期模态相区分,无法直接评定其飞行品质,因此军用规范 MIL-F-8785C 和 MIL-HD-BK-1797 中引入了等效系统的方法,并给出了相应的规定。

最小二乘法^[2-4]因其使用过程简便,在工程实际中被广泛应用,但不同的初值选取会对拟配结果产生较大的影响,且拟配精度不高,甚至拟配曲线发散,不利于飞机设计过程中飞行品质的评价。近年来许多智能算法被应用到等效系统拟配中,如混沌差分进化算法、遗传算法、NSGA-II 算法等^[5-9],仿真结果表明在满足失配度要求的同时可以解决传统拟配算法受初值选取影响较大的问题,但也存在计算效率低、收敛过程慢的缺点。

克隆选择算法(Clonal Selection Algorithm, CSA)是由 Jerne 提出的一种免疫算法(Immune Algorithm, IA),它借鉴人体在外界抗原感染下产生抗体,抗体通过克隆、变异过程更新抗体群,并抵抗外界抗原侵入的原理^[10],设计出求解函数优化的算法,实现自我学习、全局寻优的功能。研究人员将克隆选择算法应用于现代制造中柔性作业车间调度、无人机多机协同航路规划、图像聚类等问题^[11-13]中,并对该算法进行了优化改进,在工程应用中取得了较好的结果。

本文首先进行了人-机-环闭环系统的建模,在此基础上将克隆选择算法应用于等效系统拟配的仿真分析中,采用 GJB 2874—97 中规定的失配包络线对拟配结果进行检验,并与最小二乘法得到的拟配结果进行比较,使用克隆选择算法得到的低阶等效系统满足要求且精度更高,利用操纵期望参数 CAP 和 $(\omega_{n1} \cdot T_{\theta 2})$ 及 ζ_{n1} 对飞机纵向飞行品质进行评价,飞行品质评价结果满足飞机设计要求。

1 人-机-环闭环系统建模

驾驶员在特定的飞行环境中操纵飞机从而构成复杂的人-机-环闭环系统,飞行安全受到除飞机本体外包括驾驶员操纵、飞行环境等因素的影响,因

此建立包含驾驶员操纵行为及外部环境因素的高阶系统是飞行品质评估的基础。

1.1 驾驶员操纵行为建模

本文驾驶员模型采用补偿操纵模型,如图 1 所示。即驾驶员全神贯注地操纵飞机时,将根据飞机运动姿态误差值,及时调整驾驶杆输入,使飞机对指令的响应与飞行任务相匹配。

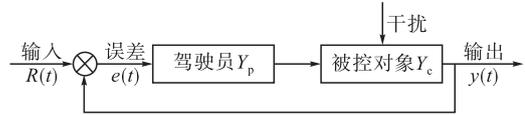


图 1 驾驶员补偿操纵模型

航线飞行时飞机姿态变化较为平稳,纵向短周期频率通常小于 10 rad/s,进行飞行品质分析时一般采用驾驶员传递函数模型^[14],对于大多数工程应用可以采用下式近似:

$$Y_p(s) = k_p \frac{T_L s + 1}{T_N s + 1} e^{-\tau s} \tag{1}$$

参数 k_p 、 T_L 、 T_N 、 τ 的取值范围参考文献[14]。

1.2 飞机本体及纵向电传操纵系统建模

1.2.1 飞机本体建模

忽略扰动运动中高度变化引起的外力和力矩的影响,利用“小扰动”条件将飞机运动分离成横向与纵向扰动运动,可以采用有因次矩阵形式的状态方程来表征飞机纵向扰动运动,如式(2)所示:

$$\dot{X} = AX + BU + CW \tag{2}$$

式中:状态矢量 $X = [\Delta V \ \Delta \alpha \ \Delta q \ \Delta \theta]$;控制矢量 $U = [\Delta \delta_c \ \Delta \delta_p]$;湍流矢量 $W = [w_x \ w_y \ w_{yx}]$;A 为纵向系统矩阵;B 为控制矩阵;C 为扰动矩阵。

1.2.2 纵向电传操纵系统建模

俯仰角速率指令构型可以使飞机具有良好的俯仰指向特性,文中背景飞机操纵系统采用该种构型控制率,其结构如图 2 所示,以俯仰角速率 q 作为机动指令,现代战斗机多采用放宽静稳定性设计,迎角 α 反馈可以补偿静稳定性,外环机动指令反馈回路和比例-积分环节可以消除俯仰角速率的稳态误差,并提供前向增益以提高飞机操纵性。控制率中指令变量为俯仰角速率增量指令 q_{cmd} ,有 4 个可调增益 K_q 、 K_i 、 K_a 、 K_p 。

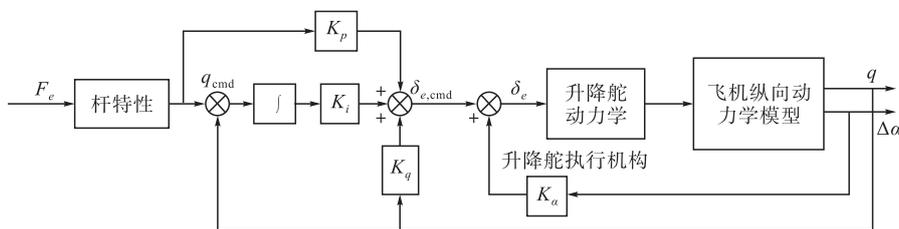


图 2 俯仰角速率指令构型结构图

1.2.3 舵面作动器模型

本文对算例飞机纵向进行等效系统拟配,主要操纵舵面为升降舵,其作动器动力学模型^[15]可以采用一阶惯性环节、速率限制器和位置限制器加以表征,如图 3 所示, T 为一阶惯性环节的时间参数,一般取 30。

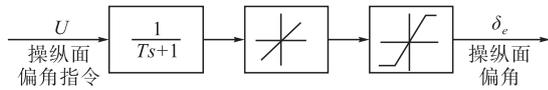


图 3 舵机动力学模型示意图

2 克隆选择算法

2.1 克隆选择算法基本原理

克隆选择算法的基本原理^[16]为:根据参数变化范围随机产生 N 个抗体,构成初始抗体群 P 。根据抗体群亲和度值 f 进行克隆扩增,形成抗体群 C 并记录此时 f 值。对抗体群 C 进行变异形成抗体群 C^* ,若抗体群 C^* 的 f 值不满足结束条件,从抗体群 C^* 中选取 d 个 f 值较高的抗体替换 P 中 d 个 f 值较低的抗体,对抗体群进行更新。经过若干代的克隆选择,得到最优的抗体,在整个过程中能够根据抗体对抗原的亲和度值 f 调节抗体的变异率和迭代次数。整个拟配流程见图 4。

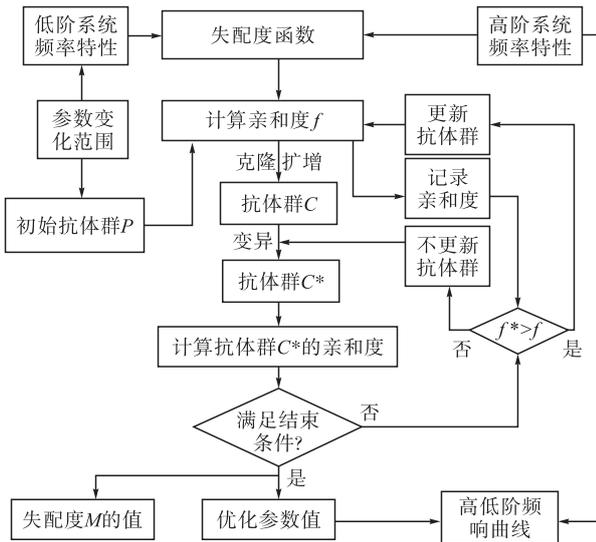


图 4 自适应克隆选择算法拟配流程图

2.2 基于自适应克隆选择算法的拟配流程

Step 1 根据参数变化范围随机产生 N 个抗体,构成初始抗体群 P ,设定计算过程最高迭代次数。

Step 2 M 为失配参数,计算过程如式(3),根据 $f=1/M$ 得到抗体群的 f 值并记录。

$$M = \sum_{i=1}^n \{ [A_{\text{hos}}(\omega_i) - A_{\text{los}}(\omega_i)]^2 + K[\Phi_{\text{hos}}(\omega_i) - \Phi_{\text{los}}(\omega_i)]^2 \} \quad (3)$$

式中: n 为拟配频率范围内所选取的点数,取值 30; ω_i 为拟配频率点,在 0.1~10 rad/s 的范围内按对数坐标 n 等分选取; $A_{\text{hos}}, \Phi_{\text{hos}}$ 分别为高阶系统频率特性的幅值和相位; $A_{\text{los}}, \Phi_{\text{los}}$ 分别为低阶等效系统频率特性幅值和相位; K 一般取 0.017 45 dB/(°)。

Step 3 对抗体群 P 中的抗体进行克隆扩增操作,得到抗体群 C 。抗体的克隆数 n 与其本身的 f 值有关,计算过程如式(4)所示。

$$n = \begin{cases} n_{\text{max}} \cdot \text{int} \left(\frac{f - f_{\text{min}}}{f_{\text{avg}} - f_{\text{min}}} \right), & f > f_{\text{avg}} \\ 0, & f \leq f_{\text{avg}} \end{cases} \quad (4)$$

式中: n_{max} 为给定的最大克隆常数; f 为要进行克隆的抗体亲和度值; f_{min} 为抗体群中最低的亲和度值; f_{avg} 为抗体群平均亲和度值, $\text{int}((f - f_{\text{min}})/(f_{\text{avg}} - f_{\text{min}}))$ 表示向下取整。

Step 4 对抗体群 C 中的抗体进行单点变异,得到抗体群 C^* 。抗体变异率 p_m 计算如式(5)所示,若 $f < f_{\text{avg}}$,则该抗体变异率为 $p_{m-\text{max}}$;若 $f > f_{\text{avg}}$,则抗体变异率依据式(8)进行计算。迭代次数越接近最大设定次数, p_m 值就越小。在寻优初始阶段及寻优后期,通过不同的变异率使其快速移动到抗原(全局极大值点)附近,并逐渐接近全局最优解,克服全局寻优和局部求精的矛盾。

$$p_m = \begin{cases} p_{m-\text{max}} - \left(\frac{p_{m-\text{max}} - p_{m-\text{min}}}{G_{\text{max}}} \right) G(i), & f > f_{\text{avg}} \\ p_{m-\text{max}}, & f \leq f_{\text{avg}} \end{cases} \quad (5)$$

式中: $p_{m-\text{max}}$ 为给定的最高变异率; $p_{m-\text{min}}$ 为给定的最低变异率; G_{max} 为最大迭代次数; $G(i)$ 为当前迭代数。

Step 5 计算抗体群 C^* 的 f^* 值并与初始抗体群的 f 值进行比较,如果 $f^* > f$,就保留此次变异的抗体,否则重新进行变异。这样可以保证在变异算子中引入新的、优良的抗体,避免计算过程中部分抗体退化的现象,可以提高算法的收敛速度。

Step 6 从抗体群 C^* 中选择 d 个 f 值较高的抗体替换 P 中 d 个 f 值较低的抗体。更新抗体个数 d 的计算如式(6)所示,在寻优初始阶段及寻优后期,随着抗体群的进化,抗体群 f 值相差逐渐减小,均值逐渐增大,使得在寻优初始阶段被更新的抗体数量多, d 值较大;寻优后期抗体被更新数量减少, d 值较小。

$$d = \begin{cases} d_{\text{max}} - \left(\frac{d_{\text{max}} - d_{\text{min}}}{G_{\text{max}}} \right) G(i), & f_{\text{max}} - f_{\text{min}} \leq \frac{2f_{\text{avg}}}{3} \\ d_{\text{max}}, & f_{\text{max}} - f_{\text{min}} > f_{\text{avg}} \end{cases} \quad (6)$$

式中: d_{max} 为给定抗体最大更新数量; d_{min} 为给定抗体最小更新数量。

Step 7 终止条件,满足终止条件时迭代计算结束,输出失配度 M 的值以及优化参数值。

3 仿真计算及飞行品质分析

算例飞机为常规气动布局,对于飞机纵向通道,以给定的俯仰角 ϑ 和俯仰角速率 q 低阶等效传递函数分别对长短周期进行拟配,此时飞机为巡航飞行阶段。依据规范 MIL-HDBK-1797,纵向低阶等效系统长短周期拟配的模型如式(7)和式(8)所示。

长周期:

$$\frac{\vartheta(s)}{F_z(s)} = \frac{K_\vartheta(1/T_{\vartheta 1})}{(\zeta_{n2}, \omega_{n2})} \quad (7)$$

短周期:

$$\frac{q(s)}{F_z(s)} = \frac{K_q(1/T_{\vartheta 2})e^{-\tau_\vartheta s}}{(\zeta_{n1}, \omega_{n1})} \quad (8)$$

式中: $e^{-\tau_\vartheta s}$ 在参数辨识时对纯延迟环节作一阶伯德描述^[17]。

如式(7)和式(8)所示,共有 8 个待拟配参数 $K_\vartheta, T_{\vartheta 1}, T_{\vartheta 2}, \zeta_{n1}, \omega_{n1}, \zeta_{n2}, \omega_{n2}, \tau_\vartheta$ 。各参数的初始范围分别取 $K_\vartheta \in [10, 15], T_{\vartheta 1} \in [0.1, 10], T_{\vartheta 2} \in [0, 10], \zeta_{n1}$ 和 $\zeta_{n2} \in [0, 2], \omega_{n1}$ 和 $\omega_{n2} \in [0, 20], \tau_\vartheta \in [0, 0.25]$ 。

为满足仿真的精度要求,设置最高迭代次数为 50 次,初始抗体数目 N 取 30。设定 4 个飞行状态为:① $H=3\ 000\text{ m}, Ma=0.5$;② $H=5\ 000\text{ m}, Ma=0.6$;③ $H=8\ 000\text{ m}, Ma=0.8$;④ $H=8\ 000\text{ m}, Ma=1.2$ 。在 $0.1\sim 10\text{ rad/s}$ 频率范围内进行拟配计算,计算结果见表 1。

表 1 等效系统拟配结果

飞行状态	K_ϑ	$T_{\vartheta 1}$	$T_{\vartheta 2}$	ζ_{n1}	ζ_{n2}	ω_{n1}	ω_{n2}	τ_ϑ	失配度	迭代次数
①	0.052 7	0.003 5	0.998 2	0.825 3	6.171 4	0.438 2	3.351 6	0.002 6	1.944 7	26
②	0.067 7	0.002 0	0.998 6	0.831 5	6.195 1	0.437 8	3.244 1	0.002 7	0.762 2	23
③	1.340 2	0.003 5	1.021 0	1.045 4	6.611 9	0.391 6	3.349 5	0.009 9	2.108 4	32
④	1.912 7	0.005 2	1.109 9	1.118 5	5.856 5	0.378 4	3.575 8	0.014 8	3.390 0	20

由表 1 数据可见,设定的 4 种状态下计算得到的 M 值均满足规范中所规定的失配度不大于 20 的要求,表明在所选择的拟配频率范围内,高低阶系统的频域响应基本一致,满足规范 MIL-F-8785C 和 MIL-HDBK-1797 的要求。

以飞行状态② $H=5\ 000\text{ m}, Ma=0.6$ 为例,在第 23 次迭代计算中得到最优值,收敛速度较快。高阶系统、等效低阶系统和飞机本体的阶跃响应特性和对数幅频特性曲线分别如图 5、图 6 所示。

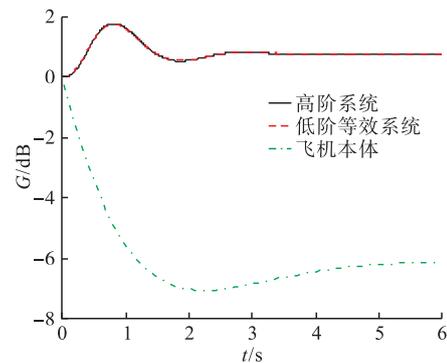


图 5 高阶系统、低阶等效系统和飞机本体阶跃响应曲线图

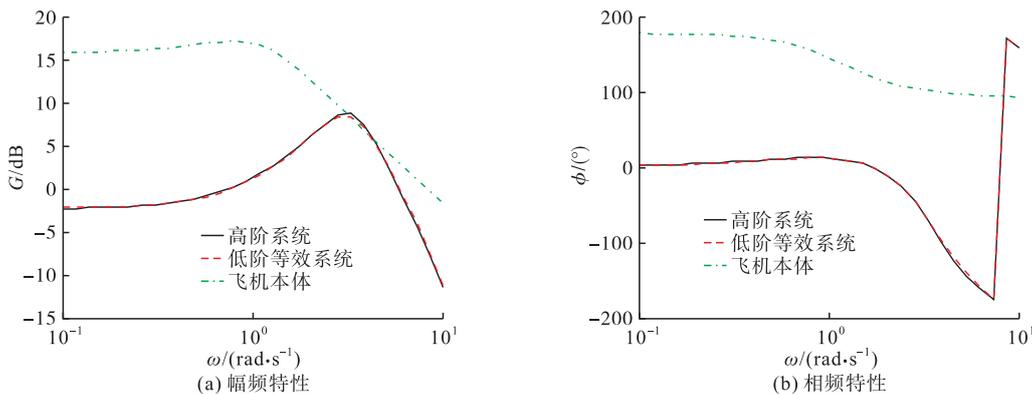


图 6 高阶系统、低阶等效系统和飞机本体 Bode 图

由图 5、图 6 可见:①飞机本体与高阶系统的对数幅频特性和阶跃响应特性相差较大,这说明在运

用等效系统准则评价飞机的飞行品质时,需要考虑飞行状态的外部环境及驾驶员行为状态因素;②相

较于飞机本体的阶跃响应,高阶系统的阶跃响应超调量小、调节时间快,这表明纵向控制增稳系统可以极大的改善飞机的动态特性;③在 0.1~10 rad/s 的频域范围内,高、低阶等效系统具有相似的对数幅频特性、相近的开环增益和绝对值相近的零极点,且时域内阶跃响应特性基本一致,从频域和时域的角度,都充分说明了运用自适应克隆选择算法辨识出的低阶系统参数精度高,高低阶系统拟配效果好。

选取相同的待拟配参数初值分别应用最小二乘法和自适应克隆选择算法进行等效系统拟配,得到的高、低阶系统的幅值失配包络图和相角失配包络图分别如图 7、图 8 所示。在实际应用中,MIL-HD-BK-1797 建议^[18]使用失配包络线来检验拟配精度是否满足标准。由图 7、图 8 可见,在 0.1~3 rad/s 范围内,失配度均处于包络线范围内,但使用自适应克隆选择算法拟配精度高于最小二乘法。3~10 rad/s 范围内,使用最小二乘法时出现了失配现象,使用自适应克隆选择算法未出现失配现象。在 0.1~10 rad/s 频率范围内,使用自适应克隆选择算法时失配度均处于失配包络线内,表明拟配结果是满足标准要求的,且拟配精度较高,受初值选取影响较小。

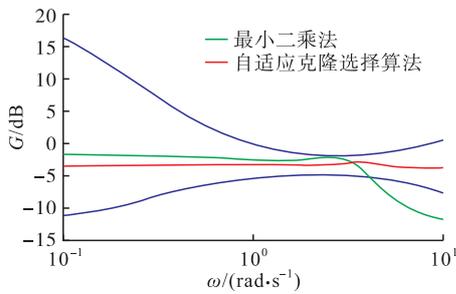


图 7 幅值失配包络图

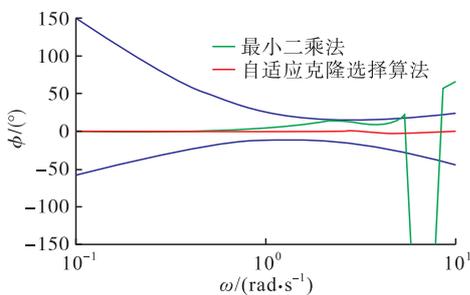


图 8 相角失配包络图

在获得低阶等效系统参数后,可以利用 2 种方法对飞机纵向短周期飞行品质^[19]进行评价:①依据 CAP 参数进行评价;②依据 $(\omega_{n1} \cdot T_{\theta 2})$ 及 ζ_{n1} 进行评价。文献[1]中认为 $(\omega_{n1} \cdot T_{\theta 2})$ 及 ζ_{n1} 对于衡量纵向飞行品质可以提供较好的相关性, $(\omega_{n1} \cdot T_{\theta 2})$ 及 ζ_{n1} 的组合确定了俯仰姿态频率响应的形状。

由拟配得到的低阶等效系统参数分别计算各种飞行状态下的 CAP 值、 ζ_{n1} 、 τ_{θ} 及 $\omega_{n1} \cdot T_{\theta 2}$, 按照

GJB185—86 中相关规定从短周期频率要求、动态品质要求和俯仰响应要求评判其飞行品质,其结果分别如图 9、图 10、图 11 所示。

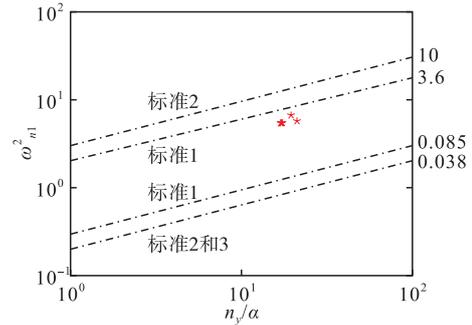


图 9 短周期频率要求(航行阶段)

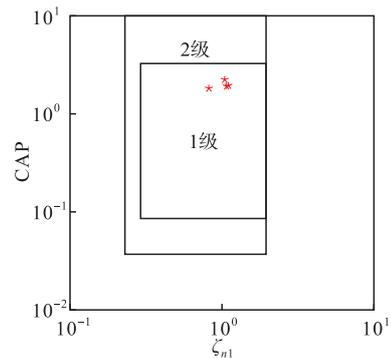


图 10 短周期动态品质要求(B 种飞行阶段)

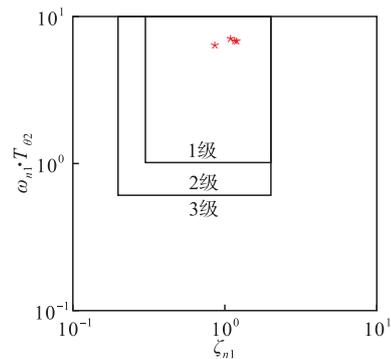


图 11 短周期俯仰响应要求(B 种飞行阶段)

由图 9、图 10、图 11 可以得到算例飞机在 4 种飞行状态下均达到一级飞行品质标准要求。

此外标准中规定对于各类型飞机及飞行状态等效时间延迟还应该满足以下条件:一级 0.1 s;二级 0.2 s;三级 0.25 s。

对于算例飞机设定的 4 种飞行状态,等效时间延迟均满足一级飞行品质要求。

4 结语

本文提出了一种基于自适应克隆算法的等效系统拟配方法。以算例飞机在巡航阶段 4 种飞行状态下的俯仰角 ϑ 和俯仰角速率 q 双拟配过程为例进行计算,并与最小二乘法得到的结果进行比较,仿真结

果验证了该算法的有效性和可行性。在计算过程中通过抗体对抗原亲和度的不同自适应调节变异率,并利用寻优后期变异率的变化逐渐接近全局最优解。算法对初值选取的依赖性小,结构简洁,拟配结果精度高,利用CAP参数、 $(\omega_{n1} \cdot T_{\theta 2})$ 及 ζ_{n1} 对飞行品质进行评价在工程应用中容易操作。同时算法仍然存在一些可以改进的地方,如抗体群更新时随机性的选择,抗体群 C^* 中退化抗体的处理等。

参考文献

- [1] 高金源,李陆毅,冯亚昌,等.飞机飞行品质[M].北京:国防工业出版社,2001.
- [2] 裴彬彬,徐浩军,张峰,等.一种改进的等效系统拟配方法[J].飞行力学,2013,31(3):221-224.
- [3] 王良禹,徐浩军,张喆,等.结冰对飞机横航向飞行品质的影响[J].飞行力学,2018,36(1):16-19.
- [4] LI H L, ZHANG G Z, ZHANG H Y, et al. Equivalent Matching Model of a Regulated Two-Stage Turbocharging System for the Plateau Adaptability [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 2016, 230(12):1-16.
- [5] ZHAO F Q, SHAO Z S, WANG J B, et al. A Hybrid Optimization Algorithm Based on Chaotic Differential Evolution and Estimation of Distribution[J]. Computational and Applied Mathematics, 2017, 36(1):433-458.
- [6] 周林,杨钊,李杰.基于Matlab的时域低阶等效系统的实现方法[J].飞行力学,2017,35(6):11-15.
- [7] 冀翔,夏洁.基于短时傅里叶变换的飞控纵向频域等效拟配[J].北京航空航天大学学报,2011,37(7):872-876.
- [8] 夏瑞,章卫国,李广文,等.基于改进的NSGA-II算法的飞机等效拟配[J].西北工业大学学报,2011,29(1):27-32.
- [9] SUN Y, ZHANG W G, ZHANG M. Modified Particle Swarm Optimization Based on Immune Clone Principle for Analog-Matching of Equivalent System [C]//IEEE International Conference on Automation & Logistics. Shenyang, China:IEEE,2009:1135-1138.
- [10] ZHOU B H, WU Q. An Improved Immune Clonal Selection Algorithm for Bi-Objective Robotic Assemble Line Balancing Problems Considering Time and Space Constraints[J]. Engineering Computations, 2019, 36(6):1868-1892.
- [11] CHAWLA V K, CHANDA A K, ANGRA S. A Clonal Selection Algorithm for Minimizing Distance Travel and Back Tracking of Automatic Guided Vehicles in Flexible Manufacturing System[J]. Journal of the Institution of Engineers, 2018(1):1-10.
- [12] 叶文,赵建忠,吕晓峰,等.采用层次分解策略的多机协同航路规划[J].现代防御技术,2018,46(4):21-26.
- [13] 石建平,李培生,刘国平,等.双层协同进化克隆选择算法及其应用[J].哈尔滨工业大学学报,2019,51(11):174-182.
- [14] MCRUER D. Human Dynamics in Man-Machine Systems[J]. Automatica, 1980, 16(3):237-253.
- [15] HUESCHEN R M. Development of the Transport Class Model(TCM) Aircraft Simulation From a Sub-Scale Generic Transport Model(GTM) Simulation [R]. Washington D C:NASA, 2011.
- [16] 魏圆圆,唐超礼,黄友锐.自适应克隆选择算法及其仿真研究[J].模式识别与人工智能,2005,22(2):202-207.
- [17] MOHAMED M. Parameter Identification of Flexible Aircraft Using Frequency Domain Output Error Approach[J]. IFAC Proceedings Volumes, 2014, 47(1):1166-1171.
- [18] United States of America, Department of Defense. Flying qualities of piloted aircraft; MIL-HDBK-1797 [S]. Arlington, Virginia: United States of America, Department of Defense, 1997.
- [19] 周堃,王立新,谭祥升.放宽静稳定电传客机纵向短周期品质评定方法[J].航空学报,2012,33(9):1606-1615.

(编辑:姚树峰)

基于置信规则库的机载导弹故障诊断

刘兆政¹, 肖明清¹, 朱海振¹, 李剑峰¹, 张 磊², 杨亚军³

(1. 空军工程大学航空工程学院, 西安, 710038; 2. 国防大学联合勤务学院, 北京, 100858;
3. 95910 部队, 甘肃酒泉, 735018)

摘要 针对机载导弹结构日益复杂,传统专家系统故障数据少、故障诊断效率低、准确率不高等问题,提出基于置信规则库的方法对机载导弹进行故障诊断。首先,描述了基于证据推理的置信规则库推理方法,建立输入与输出之间的非线性模型;其次,为解决传统专家系统中初始 BRB 参数不准确的问题,结合故障位置信息,建立参数优化学习模型;最后,以某型机载导弹的制冷系统为例,对基于置信规则库的机载导弹故障诊断方法进行了验证和对比。结果表明,该方法既能克服传统专家系统诊断效率低的问题,同时能够通过参数训练提高机载导弹的诊断精度,较好地提高了机载导弹故障诊断效率,为机载导弹的维护保障工作提供了参考。

关键词 机载导弹;置信规则库;故障诊断;参数优化;制冷系统

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2020.03.005

中图分类号 TJ760 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2020)03-0025-06

Fault Diagnosis of Airborne Missile Based on Belief Rule Base

LIU Zhaozheng¹, XIAO Mingqing¹, ZHU Haizhen¹, LI Jianfeng¹, ZHANG Lei², YANG Yajun³

(1. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. College of Joint Service, National Defense University, Beijing 100858, China;
3. Unit 95910, Jiuquan 735018, Gansu, China)

Abstract Aiming at the problem of increasingly complex structure of airborne missile, lack of diagnostic data in the traditional expert system, low efficiency and accuracy of fault diagnosis, a method based on Belief Rule Base (BRB) is proposed to diagnose the airborne missile. Firstly, this paper describes the reasoning method of BRB based on evidence reasoning and establishes the nonlinear model between input and output. Secondly, in order to solve the problem of inaccurate initial BRB parameters in traditional expert system, the parameter optimization learning model is established combining with the fault location information. Finally, taking a kind of airborne missile refrigeration system as an example, the fault diagnosis method of the airborne missile based on belief rule base is verified. The results show that this method can not only overcome the problem of low efficiency of traditional expert system diagnosis, but also improve the diagnosis accuracy of the airborne missile by parameter training. This method can improve the fault diagnosis efficiency of airborne missile and provide reference for the maintenance and support of airborne missile.

Key words airborne missile; BRB; fault diagnosis; parameter optimization; refrigeration system

收稿日期: 2019-08-27

作者简介: 刘兆政(1996—),男,河南信阳人,硕士生,主要从事航空武器装备故障诊断研究。E-mail:953631108@qq.com

引用格式: 刘兆政,肖明清,朱海振,等.基于置信规则库的机载导弹故障诊断[J].空军工程大学学报(自然科学版),2020,21(3):25-30.
LIU Zhaozheng, XIAO Mingqing, ZHU Haizhen, et al. Fault Diagnosis of Airborne Missile Based on Belief Rule Base[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2020, 21(3): 25-30.