

# 空天飞行器性能评估中的等效拟配方法研究

唐悦, 杨犇, 刘燕斌, 吉晓亮, 陈柏屹

(南京航空航天大学航天学院, 南京 211106)

**摘要:** 针对空天飞行器的飞行品质评估问题, 应用鸽群优化算法提出了一种等效拟配的方法。首先, 构建空天飞行器 (GHAME) 的动力学模型, 分析其模型特性; 接着, 依据飞行品质规范 MIL-F-8785C 和 MIL-STD-1797A 中等效系统准则, 使用最小二乘法对频域系统进行等效拟配; 最后, 针对最小二乘法初值敏感问题, 使用鸽群优化算法对等效系统的关键参数进行优化, 确定了可行的低阶系统, 进而基于失配包络线对两种拟配情况进行验证。结果表明, 使用鸽群算法优化后的低阶系统与原高阶系统相比失配度更小, 拟配误差满足要求。

**关键词:** 空天飞行器; 飞行品质; 等效拟配; 最小二乘法; 鸽群算法

**中图分类号:** V249      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1009-1300(2021)04-0043-09

**DOI:** 10.16358/j.issn.1009-1300.2021.1.061

## Research on Equivalent Matching Method in Aerospace Vehicle Performance Evaluation

Tang Yue, Yang Ben, Liu Yanbin, Ji Xiaoliang, Chen Baiyi

(College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

**Abstract:** Aiming at the flight quality evaluation problem of aerospace vehicles, an equivalent matching method is proposed by using pigeon inspired optimization. Firstly, the dynamics model of aerospace vehicle (GHAME) is constructed and its model characteristics are analyzed. Then, according to the equivalent system criteria in the flight quality specifications MIL-F-8785C and MIL-STD-1797A, the least squares method is used to carry out equivalent matching of the frequency domain system. Finally, for the sensitive problem of the initial value of the least squares method, the pigeon inspired optimization is used to optimize the key parameters of the equivalent system, and the feasible low-order system is determined and then the two matching situations are verified based on the mismatch envelope. The results show that the low-order system optimized by the pigeon inspired optimization has a smaller mismatch than the original high-order system, and the matching error meets the requirements.

收稿日期: 2021-05-24; 修回日期: 2021-05-31

基金项目: 江苏省基础研究计划青年基金项目 (BK20200437); 中国博士后面上基金 (2020M681586)

作者简介: 唐悦, 硕士研究生, 主要研究方向为空天飞行器建模与控制。

通讯作者: 刘燕斌, 副教授, 主要研究方向为空天飞行器多学科优化及控制。

引用格式: 唐悦, 杨犇, 刘燕斌, 等. 空天飞行器性能评估中的等效拟配方法研究[J]. 战术导弹技术, 2021, (4): 43-51. (Tang Yue, Yang Ben, Liu Yanbin, et al. Research on Equivalent Matching Method in Aerospace Vehicle Performance Evaluation [J]. Tactical Missile Technology, 2021, (4): 43-51.)

**Key words:** aerospace vehicle; flight quality; equivalent matching; least-square-method; pigeon inspired optimization

## 1 引言

空天飞行器指采用吸气式空天发动机、可水平起降,并自由穿梭于稠密大气、临近空间和近地轨道的新一代可重复使用天地往返飞行器,是下一代航天运输系统的发展方向<sup>[1]</sup>,具有成本低、可靠、快速、便捷的特点,具体体现为:单位运载成本低;拓展发射窗口,实现快速入轨;运载任务可靠性提升<sup>[2]</sup>。由于空天飞行器的技术复杂性和综合性,必须开展相关的基础技术研究,以形成完整的技术和基础体系,才能推动空天飞行器技术的整体进步和发展<sup>[3]</sup>。

对飞行品质的首次分析可以追溯到使用机动飞机进行的首次有人驾驶飞行<sup>[4]</sup>。1969年发布的MIL-F-8785B,提出了库珀-哈珀(Cooper-Harper Rating Scale, C-H)驾驶员评定方法、飞机状态、性能包线和控制增稳等新概念<sup>[5]</sup>。规范中详细描述了飞机的模态特性,并用频率、阻尼等参数来描述飞机的动态响应。

1980年提出的MIL-F-8785C,以提高飞行阶段的安全性,并使飞行员能够以精确、平稳和省力的方式执行任务,MIL-F-8785C提出了等效系统的概念,高阶系统通过等效拟配方法获得的相应低阶系统,并通过这一低阶等效系统评价飞行品质<sup>[6]</sup>。

1990年推出修订版MIL-STD-1797A并成为陆海空三军通用的标准。MIL-STD-1797A相对于MIL-F-8785C增加的准则包括操纵期望参数(CAP)、带宽准则及尼尔斯密斯闭环准则等<sup>[7]</sup>。

针对有人固定翼飞机的飞行品质,我国发布了GJB185-86《有人驾驶飞机(固定翼)飞行品质》及GJB2874-97《电传操纵系统飞机的飞行品质》等标准<sup>[8][9]</sup>,形成了我国军用固定翼飞机飞行品质的规范。

现代飞机多采用高增稳系统,高阶的动力学模型对飞行品质的研究较为困难,通过时域/频域

等效拟配,将高阶系统转为相应的低阶系统<sup>[10]</sup>,并通过等效低阶系统来评价飞行品质。针对等效拟配问题国内一些学者做了相应的研究。周琳等人分别应用了遗传算法加最小二乘法的混合寻优算法和多次循环的最小二乘算法,该方法以离散飞行实验数据作为数据源,包含数据预处理、等效系统拟配和纵向飞行品质分析,实现了一套完整的时域低阶等效系统拟配方法<sup>[11]</sup>。齐万涛等人以两种输入形式进行了飞行动力学仿真,基于得到的时域数据对两种低阶等效拟配方法——频域等效拟配法和时域等效拟配法进行了研究<sup>[12]</sup>。最小二乘法因其原理简单且编程容易实现,成为飞行品质研究中等效拟配最常用的手段,但其对初值的依赖性很大,需要多次试验来得到最合适的初值<sup>[13]</sup>。

鉴于最小二乘法对初值有较高的要求且容易陷入局部最优解,许多学者将优化算法引入到等效拟配中。林敏等人对粒子群算法进行改进,将改进算法应用于某型飞机横航向操纵系统的等效拟配计算,采用失配包络线对拟配精度进行了验证<sup>[14]</sup>。田宏峰等人对传统差分进化算法的核心公式进行了改进,提出了基于平均差分进化算法进行等效拟配的新思路<sup>[15]</sup>。段效聪等人给出了一种基于自适应克隆选择算法的等效拟配流程,采用自适应克隆选择算法对高阶的人——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<sup>[16]</sup>。

## 2 模型分析

空天飞行器GHAME是White等人提出<sup>[17]</sup>,该飞行器可以实现亚声速、跨声速、超声速和高超声速段的研究,是一种单级入轨的飞行器,可以从常规跑道上水平起飞,加速到轨道速度,然后进入低地球轨道或返回地球进行水平着陆。

飞行器的几何形状基于一个直径609.6 cm、长3657.6 cm的圆柱体。与圆柱体相连的是两个

10°半角圆锥体,分别代表飞机的机头和机尾。最后,机翼和尾巴被建模为薄三角板。该飞行器的各项外形参数如表1所示<sup>[18]</sup>。

表1 GHAME外形参数

参数	符号	数值
气动参考面积/m <sup>2</sup>	<i>s</i>	557.42
长度/m	<i>l</i>	71
起飞总质量/kg	<i>m</i>	136077
空载质量/kg	<i>m<sub>0</sub></i>	54431
翼弦长/m	<i>c</i>	22.86
机翼展长/m	<i>b</i>	24.38
机身直径/m	<i>d</i>	3.096

忽略地球自转的影响,空天飞行器纵向刚体动力学方程如下所示:

$$\begin{cases} \dot{v} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin(\theta - \alpha) \\ \dot{\alpha} = -\frac{T \sin \alpha + L}{mv} + \frac{g}{v \cos(\theta - \alpha)} + q \\ \dot{h} = v \sin(\theta - \alpha) \\ \dot{\theta} = q \\ \dot{q} = \frac{M_y}{I_y} \end{cases} \quad (1)$$

其中, *v*是飞行速度; *h*是飞行高度;  $\alpha$ 是迎角;  $\theta$ 是俯仰角; *q*是俯仰角速率; *I<sub>y</sub>*是转动惯量; *g*是重力加速度; *m*是飞行器的质量; *M<sub>y</sub>*是俯仰力矩,计算方式如下所示:

$$M_y = \bar{q} s c C_M \quad (2)$$

其中, *C<sub>M</sub>*是俯仰力矩系数,可表示为马赫数 *Ma*、迎角 *a* 和升降舵偏转  $\delta_e$  的函数,即

$$C_M = C_{L_0}(Ma, \alpha) + C_{M_\alpha}(Ma, \alpha)\alpha + C_{M_{\delta_e}}(Ma, \alpha)\delta_e \quad (3)$$

其中,  $\bar{q}$ 为动压,定义式如下:

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (4)$$

其中,  $\rho$ 为大气密度。GHAME气动力模型是建立在经验数据上的。对于GHAME模型,升力 *L* 和阻力 *D* 分别为:

$$\begin{aligned} L &= C_L \bar{q} s \\ D &= C_D \bar{q} s \end{aligned} \quad (5)$$

其中,升力系数 *C<sub>L</sub>* 和阻力系数 *C<sub>D</sub>* 分别为<sup>[19]</sup>:

$$\begin{aligned} C_L &= C_{L_0}(Ma, \alpha) + C_{L_\alpha}(Ma, \alpha)\alpha + C_{L_{\delta_e}}(Ma, \alpha)\delta_e \\ C_D &= C_{D_0}(Ma, \alpha) + C_{D_\alpha}(Ma, \alpha)\alpha \end{aligned} \quad (6)$$

GHAME的发动机模型可以适用于整个飞行器的飞行包线。针对GHAME的飞行范围,安排了多个发动机模式,包括涡轮喷气发动机、冲压发动机和超燃冲压发动机。GHAME模型假定发动机将自动从一个循环切换到下一个循环,并且发动机的进气口可变。发动机模式的断点为:涡轮喷气发动机,  $0 < Ma < 2$ ; 冲压发动机,  $2 < Ma < 6$ ; 超燃冲压发动机,  $6 < Ma$ 。发动机的推力方程如下所示:

$$T = \dot{m} g_0 I_{sp} \quad (7)$$

其中, *I<sub>sp</sub>*为比冲,  $\dot{m}$ 为质量的变化率, *g<sub>0</sub>*为地球表面的重力加速度大小。假设重量流率  $\dot{m} g_0$  是通过面积为 *A<sub>c</sub>* = 27.87 m<sup>2</sup> 的进气口的空气的质量,那么重量流率的计算方式如下<sup>[20]</sup>所示:

$$\dot{m} g_0 = g_0 \rho V_r A_c \quad (8)$$

其中, *V<sub>r</sub>*为地球相对速度。上式假设空气均匀进入整流罩,但这个假设对于超燃冲压发动机不成立<sup>[21]</sup>。因此GHAME模型的提出者引入了捕获面积系数 *C<sub>T</sub>*。这个系数是关于迎角和马赫数的函数,即 *C<sub>T</sub>* = *f*(*Ma*,  $\alpha$ )。那么有效重量流率就可以表示为:

$$\dot{m} g_0 = g_0 \rho V_r C_T(Ma, \alpha) A_c \quad (9)$$

燃油流量通过油门指令  $\phi$  处理 ( $\phi$  的范围为 0~1.2)。发动机的燃油/空气比被调整为化学计量比,即  $0.029\phi_i$ 。最后,将 *I<sub>sp</sub>* 令为油门指令和马赫数的函数。

$$T = 0.029\phi_i I_{sp}(Ma, \phi_i) g_0 \rho V_r C_T(Ma, \alpha) A_c \quad (10)$$

空天飞行器GHAME的飞行包线为迎角  $a = [-3, 21]^\circ$ , 马赫数  $Ma = [0.4, 24]$ , 升降舵偏转为  $\delta_e = [-20, 20]^\circ$ 。

### 3 基于最小二乘法的等效拟配

等效拟配通常分为时域拟配和频域拟配两种方法。下文使用频域拟配方法来求取飞机等效系统的参数,频域拟配的主要思路是:假设高阶系统频率特性的幅值和相角分别为 *G<sub>h</sub>*(*jω<sub>i</sub>*)、 $\varphi_h(j\omega_i)$ ,

求解出的低阶等效系统频率特性的幅值和相角分别为  $G_l(j\omega_i)$ 、 $\varphi_l(j\omega_i)$ ，寻求低阶等效系统中的相关参数，使下述失配度函数  $M$  最小：

$$\begin{aligned} M &= \sum_{i=1}^{20} [\Delta G^2(j\omega_i) + K\Delta\varphi^2(j\omega_i)] \\ &= \sum_{i=1}^{20} [G_h(j\omega_i) - G_l(j\omega_i)]^2 + \\ &\quad K \sum_{i=1}^{20} [\varphi_h(j\omega_i) - \varphi_l(j\omega_i)]^2 \end{aligned} \quad (11)$$

一般而言，失配参数越小，近似程度越高，反之，近似程度越低。在评价低阶等效系统的拟配效果时，通常若失配参数  $M \leq 20$ ，则认为拟配效果良好；若失配参数  $20 < M \leq 100$ ，则建议采用失配包络方法进行进一步的评价，如果各离散点处的误差均在失配包络线内，可认为拟配效果较好，如果离散点的误差超过了包络线范围，那么可以认为拟配效果不佳，求得的系统不适合作为高阶系统的低阶等效系统；如果  $M > 100$ ，则通常认为拟配效果不好<sup>[22]</sup>。

空天飞行器多数是静不稳定的，其开环性能品质往往并不理想，单独对俯仰角速率和迎角进行拟配，会出现长短周期频率不一致的问题，加入增稳系统以满足稳定性要求。采用纵向比例式增稳系统，选取俯仰角速率  $q$  和迎角  $\alpha$  作为反馈状态量。在小扰动情形下，将迎角作为信号反馈用于内环的增稳系统。

升降舵偏转角的动态方程可表示为：

$$\Delta\delta_e = \Delta\delta_{e\_trim} + k_q \cdot \Delta q + k_\alpha \cdot \Delta\alpha \quad (12)$$

其中， $k_q$  和  $k_\alpha$  是反馈增益，即控制律参数，取  $k_q = -0.5$ ， $k_\alpha = -0.02$ ， $\Delta\delta_{e\_trim}$  是配平状态下的升降舵。

选取俯仰角速率  $q$  和迎角  $\alpha$  作为反馈状态量进行拟配，在平衡条件下双拟配俯仰角速率和迎角拟配形式如下：

$$\begin{aligned} \frac{\Delta q(s)}{\Delta\delta_e(s)} &= \frac{A_\theta s + T_\theta}{s^2 + 2\zeta_{nsp}\omega_{nsp}s + \omega_{nsp}^2} \\ \frac{\Delta\alpha(s)}{\Delta\delta_e(s)} &= \frac{A_\alpha s + T_\alpha}{s^2 + 2\zeta_{nsp}\omega_{nsp}s + \omega_{nsp}^2} \end{aligned} \quad (13)$$

$$m = [A_\alpha, A_\theta, T_\theta, T_\alpha, \zeta_{nsp}, \omega_{nsp}]$$

拟配模型有六个未知数，即多目标优化问题，问题转化为求解这六个未知参数最优的问题。首

先使用频域辨识先得到输入输出的低阶频域模型，之后用最小二乘法 and 鸽群算法进行等效拟配得到相应的低阶系统。

传统的等效拟配采用最小二乘法对系统的俯仰角速率和迎角进行双拟配操作，考虑到目标函数为平方和形式，采用阻尼最小二乘法进行拟配。将目标函数  $J$  改写成如下形式：

$$J(x) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n f_i^2(x) \quad (14)$$

式中

$$f_i(x) = \begin{cases} G_h(k_i) - G_l(x, k_i) \\ K[\varphi_h(k_i) - \varphi_l(x, k_i)] \end{cases} \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad (15)$$

现将求矢量  $x$  ( $p$  维，一般  $n > p$ )，使  $J(x)$  极小，即要求

$$\nabla J(x) = \left[ \frac{\partial J}{\partial x_1}, \frac{\partial J}{\partial x_2}, \dots, \frac{\partial J}{\partial x_p} \right]^T = 0 \quad (16)$$

设  $x_0$  为解的初值，通过对  $f(x)$  线性近似，则有：

$$\begin{cases} f(x) = f_0 + A_0 \Delta x \\ f_0 = [f_i(x_0)], A_0 = [\partial f_i(x_0) / \partial x_j] \end{cases} \quad (i = 1, 2, \dots, n; j = 1, 2, \dots, p) \quad (17)$$

式 (17) 就转化成：

$$A_0^T A_0 \Delta x + A_0^T f_0 = 0 \quad (18)$$

最终求得

$$\begin{aligned} x &= x_0 + \Delta x \\ &= x_0 - (A_0^T A_0 + v^2 I)^{-1} A_0^T f_0 \end{aligned} \quad (19)$$

再代入式 (17)，通过多次迭代，直到  $J(x)$  小于某值为止<sup>[23]</sup>。

由于最小二乘法对初值的选取极为敏感，初值选取不当会导致拟配结果不佳，难以达到相应的精度要求。下文将采用鸽群算法进行拟配。

#### 4 基于鸽群算法的等效拟配

传统的鸽群算法 (pigeon-inspired optimization) 由地图罗盘算子和地标算子两个部分组成。在标准鸽群算法中， $N$  和  $D$  分别表示为鸽子种群的数量和优化问题的维度，每一个种群代表一种可能的解，并且对应于相应的适应值，通过在搜索空间随机生成初值用于优化迭代，鸽子  $r$

的位置和速度更新公式为

$$\begin{aligned} X(r) &= [x_1(r), x_2(r), \dots, x_D(r)], (r = 1, 2, \dots, N) \\ V(r) &= [v_1(r), v_2(r), \dots, v_D(r)], (r = 1, 2, \dots, N) \end{aligned} \quad (20)$$

### 4.1 地图罗盘算子

在地图罗盘算子中, 鸽群中每一个体通过地磁和太阳高度信息, 以及种群中最优信息来更新自身的速度和位置<sup>[24]</sup>, 地图罗盘算子最大迭代次数为  $N_{c1}$ , 速度和位置更新公式如下:

$$\begin{aligned} V^{(t)}(r) &= V^{(t-1)}(r) \cdot e^{-Rt} + \\ &\quad \text{rand} \cdot (X_g - X^{(t-1)}(r)) \\ X^{(t)}(r) &= X^{(t-1)}(r) + V^{(t)}(r) \end{aligned} \quad (21)$$

其中,  $t$  为当前迭代次数,  $R$  为地图罗盘因子,  $X_g$  为当前种群中全局最优解,  $\text{rand}$  为  $[0, 1]$  区间上的随机值。

### 4.2 地标算子

在地标算子中, 对地理位置不敏感一部分鸽子将跟随“最优”的个体飞向目的地, 适应度值小的个体被认为是“最优”个体。在每次迭代中, 按照适应度优劣对鸽群排序, 将适应度较差的一半鸽群淘汰, 留下较优个体。针对此部分种群, 选取种群中心点  $C(t)$  作为剩余鸽群的飞行参考方向, 对个体的位置进行更新, 地标算子最大迭代次数为  $N_{c2}$ , 位置更新公式为<sup>[25]</sup>:

$$\begin{aligned} C(t) &= \frac{\sum_{N_p} X^{(t)}(r) \cdot f(X^{(t)}(r))}{\sum f(X^{(t)}(r))} \\ X^{(t)}(r) &= X^{(t-1)}(r) + \\ &\quad \text{rand} \cdot (C(t) - X^{(t-1)}(r)) \end{aligned} \quad (22)$$

其中,  $f$  为适应度函数, 通过目标函数来构造,  $N_p$  为当前种群数量。在地标算子中, 每次迭代舍去部分个体, 既保证了算法的较优信息又提高了算法迭代效率, 能够保证算法的计算效率和收敛速度<sup>[26]</sup>。

鸽群算法用于等效拟配流程如图1所示。传统的等效拟配, 低阶系统参数的选取往往依靠工程经验使得参数选取耗费大量的时间, 使用智能鸽群算法可以大大的减少参数选取的时间, 使得低阶系统参数的选取更加快速、准确, 使用鸽群算法对等效拟配中低阶系统的相关参数进行寻优, 性能指标为:

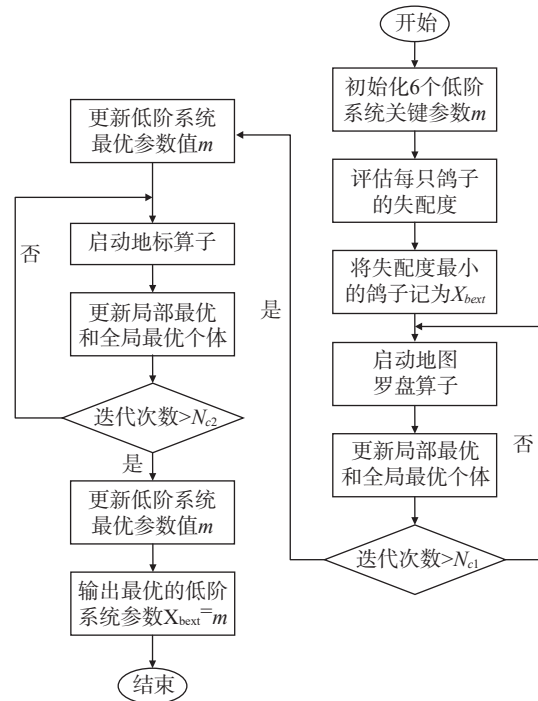


图1 鸽群算法用于等效拟配流程

$$J = \frac{k_1}{\sum_{i=1}^{n_1} J_1} + \frac{k_2}{\sum_{i=1}^{n_2} J_2} \quad (23)$$

其中

$$\begin{aligned} J_1 &= f_{1q}(x) + f_{1a}(x) \\ J_2 &= k \cdot (f_{2q}(x) + f_{2a}(x)) \end{aligned} \quad (24)$$

$k_1$ 、 $k_2$  为加权系数,  $k_1$ 、 $k_2$  通过鸽群算法来进行寻优得到,  $k$  一般选 0.0175,  $n_1$ 、 $n_2$  分别为幅值和相角序列的长度。 $f_{1q}(x)$  和  $f_{2q}(x)$  分别为高阶与低阶系统俯仰角速率频率特性的幅值差和相角差,  $f_{1a}(x)$  和  $f_{2a}(x)$  分别为高阶与低阶系统迎角频率特性的幅值差和相角差。

## 5 仿真结果及分析

### 5.1 最小二乘法结果

参考飞行品质规范 MIL-F-8785C 和 MIL-STD-1797A 中短周期模态特性, B类飞行阶段(航行阶段)的飞行品质要求, 对短周期模态的阻尼比和固有频率进行评价, 飞行品质指标如表2所示<sup>[27]</sup>:

随着飞行性能和飞行速度的提高, 飞机的气

表2 纵向飞行品质规范要求

等效参数	等级1	等级2
$\varepsilon_{nsp}$	0.3~2.0	0.2~2
$\omega_{nsp}$	大于0.87	大于0.7

动外形也发生变化,在纵向短周期响应特性中仅考虑固有频率和阻尼比是不够的,驾驶员评价飞机操纵性时,不仅关注动态响应情况,而且关心飞机航迹变化的最终结果。操纵期望参数CAP(Control Anticipation Parameter)它将驾驶员对俯仰角加速的敏感性与感知到的飞行器法向过载相关联,从初始姿态响应来预测航迹的最终情况,短周期无阻尼固有频率 $\omega_{sp}^2$ 和单位迎角下的稳态法向过载 $n_z/\alpha$ 的比值<sup>[28]</sup>。

$$CAP = \frac{(\ddot{\theta}/\delta_e)|_{t_i \rightarrow 0^+}}{(n_z/\delta_e)|_{t_i \rightarrow \infty}} \quad (25)$$

$$= \frac{\ddot{\theta}|_{t_i \rightarrow 0^+}}{n_z|_{t_i \rightarrow \infty}} \approx \frac{\omega_{nsp}^2}{n_z/\alpha}$$

B类飞行阶段时CAP的飞行品质规范如图2所示。

CAP飞行品质指标为:

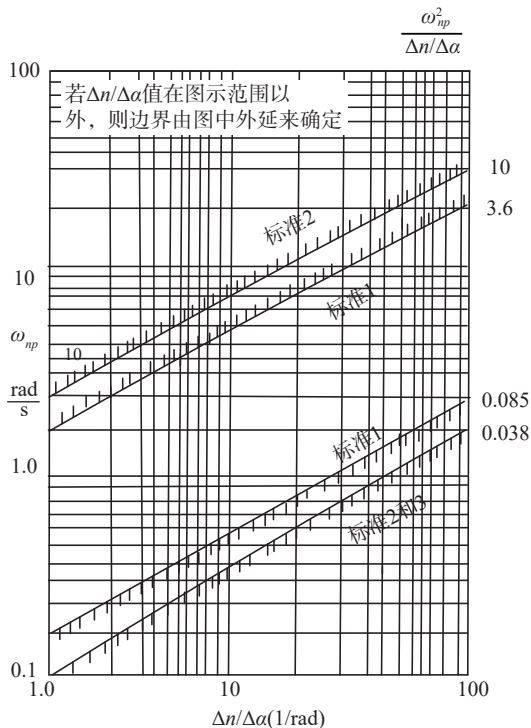


图2 航行阶段CAP评价指标要求

一级:  $0.085 < CAP < 3.6$ , 二级:  $0.038 < CAP < 10$ 。

选取4组不同的状态点使用最小二乘法进行等效拟配,状态点1 ( $Ma=5, h=24$  km), 状态点2 ( $Ma=8, h=24$  km), 状态点3 ( $Ma=8, h=28$  km), 状态点4 ( $Ma=10, h=28$  km), 最小二乘法采用相同的初值,增稳系统的控制增益保持一致,只改变飞行高度和马赫数的情况下,拟配后的结果如表3所示。

表3 最小二乘法拟配结果

参数	取值			
$A_\alpha$	-0.0451	-0.0748	-0.0740	-0.0988
$A_\theta$	-0.2713	-1.0077	-1.0079	-1.5093
$T_\theta$	-0.4479	-2.3477	-2.3362	-3.4133
$T_\alpha$	-0.2672	-0.9802	-0.9834	-1.3806
$\varepsilon_{nsp}$	1.0519	1.3655	1.3645	1.1530
$\omega_{nsp}$	0.8976	1.0465	1.0434	1.3247
$M$	0.0061	0.4491	0.4342	7.3969
$CAP$	0.0448	0.0458	0.0448	0.0539

状态点1的失配度最小,拟配效果最佳,拟配后的失配包络图以及高阶系统和低阶等效系统频率响应对比图如图3所示。

从仿真来看,最小二乘法拟配后的低阶系统的阻尼比和固有频率满足一级飞行品质的要求,操纵期望参数(CAP)满足二级飞行品质的要求。固定飞行高度时,当马赫数增加,拟配时的失配度会增加,拟配效果会一定程度上变差;固定马赫数时,当飞行高度增加,失配度会减小;当马赫数和飞行高度同时增加时,失配度会明显大幅度增加。

### 5.2 鸽群算法结果

选取拟配效果相对较差的状态点4,针对最小二乘法初值敏感问题,使用鸽群优化算法对等效系统的关键参数进行优化,鸽群算法各参数值设置如表4所示。

鸽群算法拟配和最小二乘法拟配后的失配包络图以及高阶系统和低阶等效系统频率响应对比如图4所示。

鸽群算法的适应值变化曲线如图5所示。

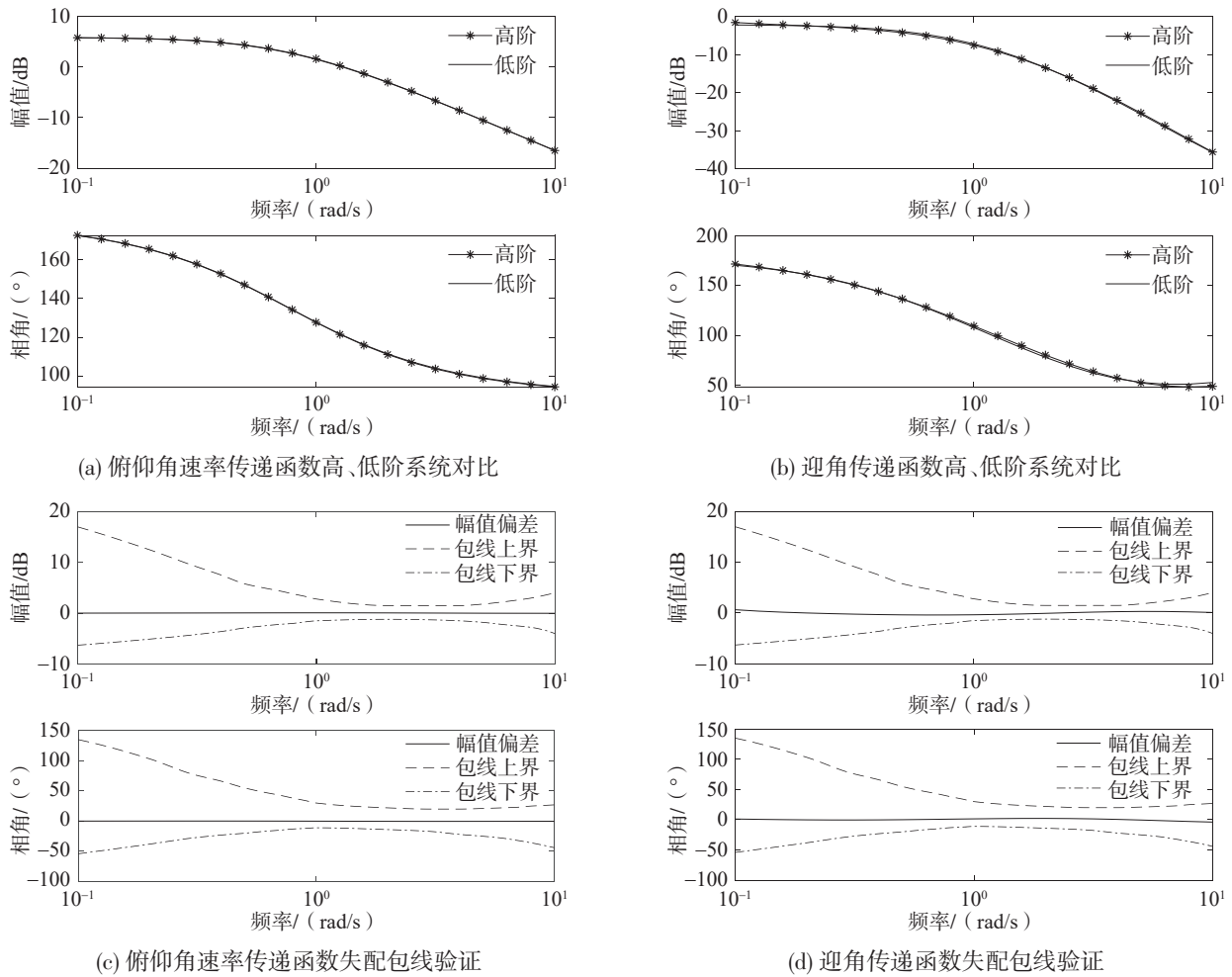


图 3 最小二乘法高阶系统和低阶系统拟配效果图

表 4 鸽群算法参数值设置

参数	数值
种群数量( $N$ )	100
最大迭代次数( $N_c$ )	100
地图罗盘因子( $R$ )	0.3
维数( $D$ )	8

使用鸽群算法优化后的最优关键参数为:  
 $[A_\alpha = -0.0888, A_\theta = -1.5093, T_\theta = -3.4133$   
 $T_\alpha = -1.3721, \zeta_{nsp} = 1.1530, \omega_{nsp} = 1.3247$   
 $k_1 = 0.0149, k_2 = -0.0027, J = 0.0004]$

## 6 结 论

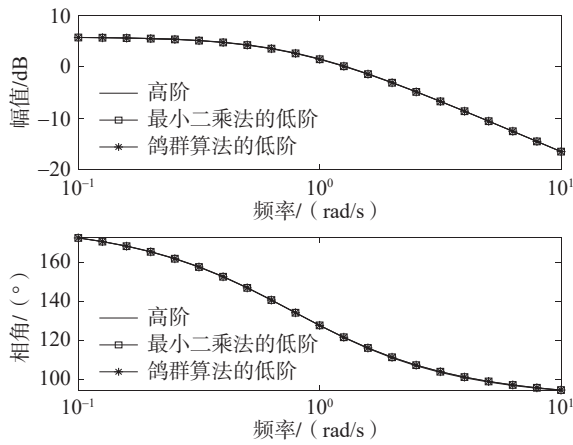
研究了空天飞行器性能评估中等效拟配的问题, 采用了最小二乘法以及鸽群优化算法进行等效拟配, 拟配后的低阶系统满足 MIL-F-8785C 和

MIL-STD-1797A 中规定的一级飞行品质的要求, 操纵期望参数 (CAP) 满足二级飞行品质的要求。研究表明:

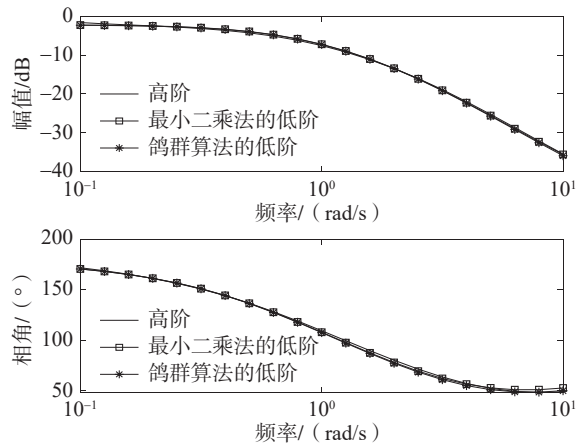
(1) 失配度只是一个评价指标, 失配度过大并不能说明拟配效果不好, 需要进一步确认。拟配效果不好, 失配度高。失配度和拟配效果间并没有绝对的关系。

(2) 不同的状态点拟配的效果具有差异性。需要多次实验。在最小二乘法基础上选取性能指标相对较差的点进行鸽群优化操作, 进一步得到拟配效果佳且失配度小的等效低阶系统。

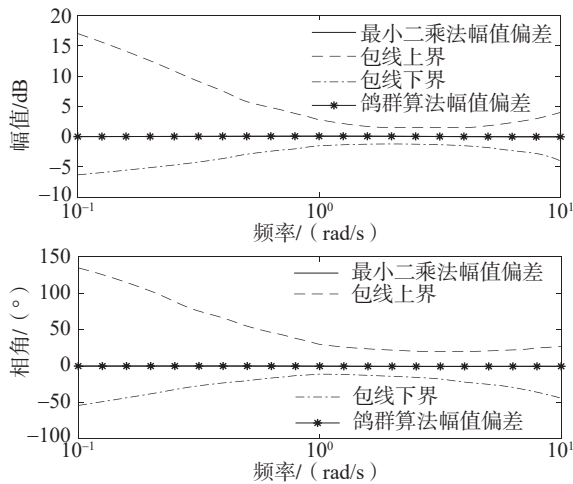
与单纯使用最小二乘法进行等效拟配操作相比, 鸽群算法不需要多次选取初值, 增加了拟配的准确性, 具有更好的工程应用前景。



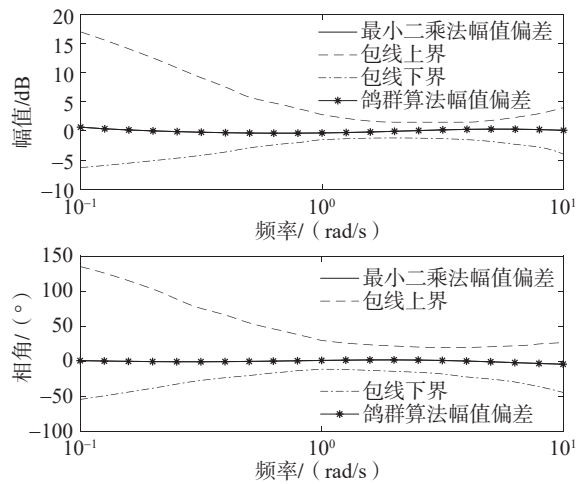
(a) 俯仰角速率传递函数高、低阶系统对比



(b) 迎角传递函数高、低阶系统对比



(c) 俯仰角速率传递函数失配包线验证



(d) 迎角传递函数失配包线验证

图 4 鸽群算法高阶系统和低阶系统拟配效果图

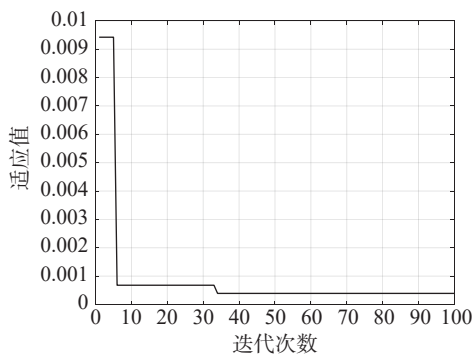


图 5 鸽群算法适应值变化曲线

[参 考 文 献]

[ 1 ] 王立宁. 空天飞行器气动技术研究[J]. 战术导弹技术, 2018, (4): 32-37.  
 [ 2 ] 王长青, 余文学, 史晓丽, 等. 空天飞行器制导控制

技术展望[J]. 战术导弹技术, 2016, (6): 1-7.  
 [ 3 ] 余文学, 刘凯, 刘晶. 空天飞行器制导控制技术发展思考[J]. 战术导弹技术, 2017, (4): 1-10.  
 [ 4 ] Greene K M, Kunz D L, Cotting M C. Toward a flying qualities standard for unmanned aircraft [C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2014.  
 [ 5 ] Cotting M C. UAV performance rating scale based on the cooper-harper piloted rating scale [C]. AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum & Aerospace Exposition, 2011.  
 [ 6 ] Demers B E. Methodology for a dynamic assessment of multiple aircraft tethered to a shared payload [D]. Georgia Institute of Technology, 2020.  
 [ 7 ] Cotting M C. Applicability of human flying qualities requirements for UAVS, finding a way forward [C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2013.



- [ 8 ] Efremov A, Efremov E, Tiaglik M. Advancements in predictions of flying qualities, pilot-induced oscillation tendencies, and flight safety [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2020, 43 (1): 4-14.
- [ 9 ] 张永. 固定翼飞机纵向飞行品质评价指标研究[D]. 广州: 中国民用航空飞行学院, 2018.
- [10] Hodgkinson J. A history of low order equivalent systems for aircraft handling qualities analysis and design [C]. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference & Exhibit*, 2013.
- [11] 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.
- [12] 齐万涛, 吕新波, 武虎子. 基于时域数据的两种低阶等效拟配方法研究[J]. *科技和产业*, 2021, 21 (1): 167-170.
- [13] 伍强, 徐浩军, 裴彬彬, 等. 结冰条件下飞机全包线模态特性分析方法[J/OL]. *系统工程与电子技术*: 1-12 [2021-05-11]. <http://kns.cnki.net/kcms/de-tail/11.2422.TN.20210412.0932.002.html>.
- [14] 林敏, 徐浩军, 薛源, 等. 粒子群算法在等效系统拟配中的应用[J]. *电光与控制*, 2011, 18 (12): 80-83.
- [15] 田宏峰, 薛源, 徐浩军, 等. 平均差分进化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 (1): 9-14.
- [16] 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 (3): 19-24.
- [17] White D A, Sofge D A. *Handbook of Intelligent Control: Neural*[J]. *Neural Networks*, 1994, 7 (5): 851-852.
- [18] Masternak T J. Multi-objective trajectory optimization of a hypersonic reconnaissance vehicle with temperature constraints[D]. Ohio: Air Force Institute of Technology, 2014.
- [19] Murillo Jr O J. A fast ascent trajectory optimization method for hypersonic air-breathing vehicles[M]. Ames: Iowa State University, 2010.
- [20] Zhang D, Liu L, Wang Y. On-line ascent phase trajectory optimal guidance algorithm based on pseudo-spectral method and sensitivity updates [J]. *Journal of Navigation*, 2015, 68 (6): 1-19.
- [21] 刘明磊, 张海波. 高超声速超燃冲压发动机实时模型仿真研究[J]. *航空动力学报*, 2017, 32 (6): 1447-1455.
- [22] 丛斌, 王立新. 飞翼布局飞机低阶等效拟配方法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2018, 44 (2): 286-294.
- [23] 李雅静, 魏斌, 秋路, 等. 频域参数辨识节点选择优化方法[J]. *航空科学技术*, 2017, 28 (2): 34-38.
- [24] Chen L, Duan H B, Fan Y M. Multi-objective clustering analysis via combinatorial pigeon inspired optimization [J]. *Science China Technological Sciences*, 2020, 63 (7): 1302-1313.
- [25] Hai X, Wang Z, Feng Q, et al. A novel adaptive pigeon-inspired optimization algorithm based on evolutionary game theory [J]. *Science China Information Sciences*, 2021, 64 (3): 1-2.
- [26] 张亚平, 孙佩华, 李昱辉, 等. 基于改进鸽群算法的高超声速飞行器轨迹优化[J]. *飞行力学*, 2017, 35 (4): 60-64.
- [27] 高金源. 飞机飞行品质[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [28] 吴森堂. 飞行控制系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2013.

(上接第42页)

- Proceedings of the Aiaa Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum & Aerospace Exposition, 2013.
- [14] 胡守超, 崔凯, 李广利, 等. 基于实验设计方法的高超声速飞机前缘型线优化分析[J]. *力学学报*, 2016, 48 (2): 290-299.
- [15] Shih T H, Liou W W, Shabbir A, et al. A new  $\kappa-\varepsilon$  eddy viscosity model for high reynolds number turbulent flows [J]. *Computers Fluids*, 1995, 24 (3): 227-238.
- [16] GJB 4399-2002. 高超声速风洞气动力试验方法[S]. 中国空气动力研究与发展中心, 2002.
- [17] 有连兴, 余雄庆, 欧阳星. 高马赫数无人机概念设计的外形参数化建模[J]. *南京航空航天大学学报*, 2014, 46 (3): 425-432.
- [18] 赖宇阳. *Isight* 参数优化理论与实例详解[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2012: 165-167.
- [19] 刘新建. 导弹总体设计导论[M]. 北京: 国防工业出版社, 2017: 80-90.
- [20] 冯志高. 高超声速飞行器概论[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2016: 48-51.