



基于柯西变异鸽群优化的大型民用飞机滚动时域控制

段海滨*, 杨之元

北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院, 飞行器控制一体化技术国防重点实验室仿生自主飞行系统研究组, 北京 100083

* E-mail: hbduan@buaa.edu.cn

收稿日期: 2017-07-05; 接受日期: 2017-08-28; 网络版发表日期: 2018-02-26

国家自然科学基金重点项目(批准号: 61333004)、国家杰出青年科学基金项目(批准号: 61425008)、国家自然科学基金重大研究计划(批准号: 91648205)和北京航空航天大学研究生创新实践基金项目(编号: YCSJ-01-2016-11)资助

摘要 采用先进的控制方法对大型民用飞机的多操纵面进行控制, 可以有效提高大型民用飞机飞行的安全性和可靠性. 针对大型民用飞机的在线滚动时域控制(receding horizon control, RHC)问题, 提出了柯西变异鸽群优化(Cauchy mutation pigeon inspired optimization, CMPIO). 柯西变异鸽群优化不但保持了鸽群优化(pigeon inspired optimization, PIO)收敛速度快的优点, 而且通过执行加入柯西变异的地图和指南针算子和地标算子, 可以有效降低优化结果陷入局部最优的概率, 改善滚动时域控制的快速性和稳定性. 在协调转弯过程和协调转弯的故障重构两个算例的仿真中, 基于柯西变异鸽群优化的滚动时域控制使大型飞机稳定地达到参考状态, 控制器同时合理地完成了多操纵面的控制分配和故障重构.

关键词 大型民用飞机, 滚动时域控制, 柯西变异, 鸽群优化

1 引言

现代大型民用飞机利用多操纵面控制飞机的姿态以及航迹, 大型民用飞机拥有较多的控制余度, 相同的机动动作可以由不止一种的执行机构动作组合实现. 采用先进的控制策略对多余度的执行机构进行控制, 可以有效提高大型民用飞机飞行的安全性.

大型民用飞机的控制设计对稳定性、可靠性以及安全性有很高的要求. 大型民用飞机一般的控制方法是利用控制律和控制分配方法的组合对多操纵面进行控制分配^[1]. Nguyen^[2]设计了增益较大时的改进自适

应控制律, 通过加入阻尼环节满足对轨迹跟踪的性能指标要求, 验证了改进的自适应控制律相比于标准自适应控制律对轨迹跟踪的优良表现. Gong等人^[3]利用经典的设计方法对大型飞机爬升阶段的控制律进行设计, 对比了俯仰角控制、垂直速率控制和高度控制3种控制模态的效果, 并利用C*准则对飞行品质进行评估以满足指标性能要求, 但线性模型中将一种舵面类型作为一个输入变量, 存在一定的误差. 此外, Wang等人^[4]将主动容错控制应用于大型民用飞机升降舵故障时的纵向控制, 提出了可调水平安定面的控制方法, 仿真表明多升降舵故障时可调水平安定面起到了重要作

引用格式: 段海滨, 杨之元. 基于柯西变异鸽群优化的大型民用飞机滚动时域控制. 中国科学: 技术科学, 2018, 48: 277-288

Duan H B, Yang Z Y. Large civil aircraft receding horizon control based on Cauchy mutation pigeon inspired optimization (in Chinese). Sci Sin Tech, 2018, 48: 277-288, doi: 10.1360/N092017-00211

用. Ríos等人^[5]利用标准HOSM观测器进行容错控制, 同时加入了积分滑模控制和修正的控制分配策略. Dong等人^[6]针对改善大型飞机的乘坐质量问题, 将全高度姿态角包线应用于大型民用飞机的模型预测控制律设计.

滚动时域控制(receding horizon control, RHC)是一种最早应用于工业控制的基于在线优化的控制方法. RHC将一段时间内的优化问题转化为有限个足够小的时间段内的优化问题, 进而显著减小计算的复杂度. RHC有着广泛的应用, Keviczky等人^[7]利用高层分散优化策略实现了对于一种无人飞行器的滚动时域控制, 设计了内环控制器并实现了无人飞行器的编队飞行和避撞. Bellingham等人^[8]和Schouwenaars等人^[9]利用混合整数线性规划对无人机的航路规划问题进行滚动时域控制优化. Kuwata等人^[10]利用计算效率较高的鲁棒约束滚动时域控制算法, 在未知有界的干扰下, 滚动时域控制算法成功将旋翼无人机导航至目标地点. 对于微型飞行器的路径规划问题, Watterson和Kumar^[11]提出了利用快速求解二次规划的方法, 生成光滑的避障轨迹对微飞行器进行滚动时域控制. Zhan等人^[12]利用基于蚁群算法的滚动时域控制解决飞机的进场和时间调度问题.

由于飞行器模型存在耦合和非线性等普遍特点, 而且控制输入和飞机的状态没有明显的映射关系, 因此很多学者通过智能计算方法与RHC结合对飞行器进行控制. Looye和Joos^[13]利用动态逆和多目标优化设计了大型飞机自动着陆的内环控制. 张祥银等人^[14]利用微分进化算法对控制量进行优化, 验证了基于微分进化算法的滚动时域控制的有效性. 但针对机动性较强的模型, 控制时域和预测时域较短, 没有充分发挥滚动时域控制的优势. Qiu和Duan^[15]利用改进的头脑风暴算法对无人机编队控制问题进行滚动时域控制的在线优化, 并对不同优化算法的效果进行了对比, 但对非线性模型进行优化计算会产生不可忽略的延时.

鸽群优化(pigeon inspired optimization, PIO)由Duan和Qiao^[16]于2014年提出, 鸽群优化包括两种不同的算子模型, 地图和指南针算子和地标算子. 地图和指南针算子模仿太阳和地球磁场对鸽子的引导作用, 引导鸽子寻找目标, 地标算子模仿导航工具地标对鸽子寻找目标的过程的影响. 鸽群优化具有收敛速度快, 搜索效率高的优势, 但是对于RHC优化问题, 在鸽子数

目较少且优化迭代次数较少的情况下, 后期搜索能力较弱以至于容易陷入局部最优.

本文提出的柯西变异鸽群优化(Cauchy mutation pigeon inspired optimization, CMPIO)通过对鸽群优化中的地图和指南针算子和地标算子加入柯西变异, 增强了算法后期对于全局最优的搜索能力, 在大型民用飞机的RHC优化问题中, 柯西变异鸽群优化能有效利用每一次迭代计算, 降低最终得到的解陷入局部最优的概率, 相比于鸽群优化能有效提高算法的计算效率, 进而提高大型民用飞机飞行控制器的性能.

2 大型民用飞机滚动时域控制问题描述

2.1 大型民用飞机建模

B747-200的主要控制舵面包括升降舵、方向舵、副翼和水平安定面. B747-200共有4片升降舵, 左右各2片, 用于控制飞机的俯仰运动. 方向舵有上下共2片, 主要用于控制飞机的偏航运动. 副翼分为内副翼和外副翼, 内副翼左右各1片, 外副翼左右各1片, 主要用于控制飞机的滚转运动. 水平安定面动作很慢, 用于飞机的配平, 不能作为飞机飞行控制舵面^[17].

B747-200在速度 $V=241$ m/s, 高度为7000 m时, 满足配平条件 $p, q, r, V, \alpha, \beta = 0$ 时的线性化小扰动模型^[1]为

$$\begin{aligned} \Delta \dot{\mathbf{x}} &= A\Delta \mathbf{x} + B\Delta \mathbf{u}, \\ \Delta \mathbf{y} &= C\Delta \mathbf{x} + D\Delta \mathbf{u}, \end{aligned} \quad (1)$$

式中, $\mathbf{x} \in R^n$ 为系统状态变量, $\mathbf{u} \in R^m$ 为系统的控制输入, $\mathbf{y} \in R^r$ 是系统的输出. 状态变量包括滚转角速率 p , 俯仰角速率 q , 偏航角速率 r , 飞机速度 V , 迎角 α , 侧滑角 β , 滚转角 ϕ , 俯仰角 θ 和偏航角 ψ 共9个状态量:

$$\mathbf{x} = [p \ q \ r \ V \ \alpha \ \beta \ \phi \ \theta \ \psi]^T.$$

控制输入包括右外侧副翼偏转 δ_{aor} , 左外侧副翼偏转 δ_{aol} , 右内侧副翼偏转 δ_{air} , 左内侧副翼偏转 δ_{ail} , 右外侧升降舵偏转 δ_{eor} , 左外侧升降舵偏转 δ_{eol} , 右内侧升降舵偏转 δ_{eir} , 左内侧升降舵偏转 δ_{eil} , 上侧方向舵偏转 δ_{ur} 和下侧方向舵偏转 δ_{dr} 共10个控制量:

$$\mathbf{u} = [\delta_{aor} \ \delta_{aol} \ \delta_{air} \ \delta_{ail} \ \delta_{eor} \ \delta_{eol} \ \delta_{eir} \ \delta_{eil} \ \delta_{ur} \ \delta_{dr}]^T.$$

在舵面动作时, 每个舵面的偏转受到指令回路与舵机的限幅和限速. 仿真中, $k+1$ 时刻舵面偏转位置的

上界 $\delta_{k+1\max}$ 和下界 $\delta_{k+1\min}$ 由式(2)确定.

$$\begin{aligned} \delta_{k+1\min} &= \max\{\delta_k + T\rho_{\min}, \delta_{\min}\}, \\ \delta_{k+1\max} &= \min\{\delta_k + T\rho_{\max}, \delta_{\max}\}, \end{aligned} \quad (2)$$

式中, δ_k 为 k 时刻的舵面偏转位置, ρ_{\max} 和 ρ_{\min} 分别为舵面的最大上偏和下偏速率, δ_{\max} 和 δ_{\min} 为舵面的上下位置约束, T 为仿真步长.

2.2 滚动时域控制

RHC是一种利用优化算法在线求解最优控制量的控制方法. RHC的核心思想是将一段时间分解为足够小的时间段后, 针对每个小时间段由系统的状态以及之前的输入序列利用优化算法求解当前时间段内的系统最优控制量^[15]. 在当前系统最优控制量作用下, 预测得到的一段固定时间内的系统状态与系统期望状态的误差作为优化算法的适应度函数. 在每个预测时间段内, 局部优化目标与全局优化目标相一致, 因此局部优化问题的数学模型等价于全局优化问题的数学模型. 随着时间的推移, 重复求解实时的最优控制指令并更新模型状态和指令序列, 以达到逐步缩小系统状态与系统期望状态之间误差的目的, 使得系统达到期望的状态^[14].

RHC形成的基于当前状态进行优化的策略对控制对象的不同状态甚至故障状态有着很强的适应能力. 大型民用飞机相比于军用飞机完成机动动作需要较长的时间, 而且大型民用飞机的控制追求更高的稳定性与可靠性, 因此RHC可用于大型民用飞机飞行控制, 而且RHC在一定程度上能有效完成控制分配.

2.3 大型民用飞机控制问题适应度函数设计

大型民用飞机的控制目标是使飞机的状态在较短时间内尽可能平稳的过渡到期望的状态, 并在这一过程中, 尽量减小操纵舵面的输入. 因此适应度函数中应当包括大型民用飞机状态与期望状态的误差和舵面输入指令两项, 利用二次型指标作为优化的适应度函数如式(3)所示:

$$\begin{aligned} \min J(\mathbf{u}) &= \sum_{i=0}^{n-1} \left\{ (\mathbf{x}_{k+i+1|k} - \mathbf{x}_{\text{ref}})^T \mathbf{Q} (\mathbf{x}_{k+i+1|k} - \mathbf{x}_{\text{ref}}) \right. \\ &\quad \left. + \mathbf{u}^{\left\{ \frac{i+1}{m} + 1 \right\}}{}^T \mathbf{R} \mathbf{u}^{\left\{ \frac{i+1}{m} + 1 \right\}} \right\} \end{aligned} \quad (3)$$

式中, $n=T_p/T$, $m=T_\delta/T$, T_p 为滚动时域控制预测时域长度, T_δ 为滚动时域控制指令步长, T 为仿真步长, $m, n \in N^+$ 且 T_p 与 T_δ 满足 $\frac{T_p}{T_\delta} = \frac{n}{m} \in N^+$, $\left\{ \frac{i+1}{m} + 1 \right\}$ 表示对 $\frac{i+1}{m} + 1$ 向负无穷方向进行取整运算, $\mathbf{x}_{\text{ref}} = [\mathbf{x}_{\text{ref}1}, \mathbf{x}_{\text{ref}2}, \dots, \mathbf{x}_{\text{ref}9}]^T$ 为大型民用飞机的期望状态, $\mathbf{x}_{k+i+1|k}$ 为预测的大型民用飞机状态, $\mathbf{Q} = \text{diag}\{Q_1, Q_2, \dots, Q_9\}$, $\mathbf{R} = \text{diag}\{R_1, R_2, \dots, R_{10}\}$, \mathbf{Q} 和 \mathbf{R} 均为正定对角加权矩阵.

式(3)中, $\mathbf{x}_{k+i+1|k}$ 通过B747-200的线性模型^[1]以及输入指令序列预测得到:

$$\mathbf{x}_{k+i+1|k} = \mathbf{x}_{k+i|k} + \left(\mathbf{A}\mathbf{x}_{k+i|k} + \mathbf{B}\mathbf{u}^{\left\{ \frac{i+1}{m} + 1 \right\}} \right) T. \quad (4)$$

大型民用飞机滚动时域控制时间序列如图1所示.

3 柯西变异鸽群优化

3.1 鸽群优化

鸽群优化中, 地图和指南针算子(map and compass operator)模仿太阳和地球磁场对鸽子的作用^[16]. 在寻找目标的第一个阶段中, 鸽子主要根据磁场和太阳的影响来寻找目标. 在鸽群优化的后期阶段, 太阳和磁场对鸽群寻找目标的影响逐渐减弱. D 维搜索空间的 N 只鸽子的位置和速度分别为 $\mathbf{X}_i = [x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{iD}]$ 和 $\mathbf{V}_i = [v_{i1}, v_{i2}, \dots, v_{iD}]$, 其中, $i=1, 2, \dots, N$, 鸽群优化地图和指南针算子^[16]如式(5)所示.

$$\begin{aligned} \mathbf{V}_i^{Nc} &= \mathbf{V}_i^{Nc-1} \cdot e^{-R \times Nc} + \text{rand} \cdot (\mathbf{X}_{\text{gbest}} - \mathbf{X}_i^{Nc-1}), \\ \mathbf{X}_i^{Nc} &= \mathbf{X}_i^{Nc-1} + \mathbf{V}_i^{Nc}, \end{aligned} \quad (5)$$

式中, R 是地图和指南针因数, Nc 是当前的迭代次数, rand 为0~1的随机数, $\mathbf{X}_{\text{gbest}}$ 是 $Nc-1$ 次迭代循环中鸽子的全局最好位置, 当地图和指南针算子迭代循环 $N_{c1\max}$ 次后, 鸽群的位置和速度交由地标算子继续迭代计算.

地标算子(landmark operator)模仿导航工具地标对鸽子的影响. 在寻找目标的第二个阶段中, 当鸽子接近目标时, 鸽子会依靠临近它们的地标进行导航, 根据地标算子精确寻找目标. 计算过程中, 每次迭代使得鸽子数目 N 折半, 适应度函数较差的鸽子被舍弃, 鸽群优化地标算子^[16]如式(6)所示.

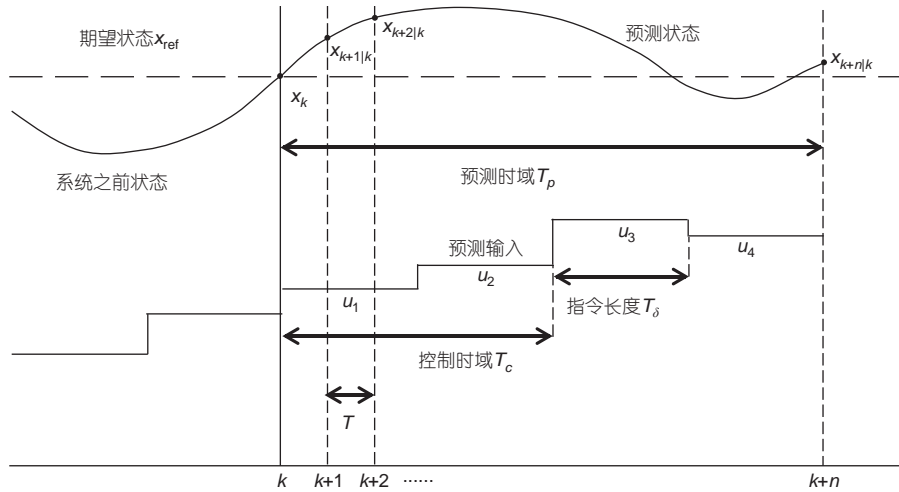


图 1 滚动时域控制时间序列示意图

$$X_{center}^{Nc-1} = \frac{\sum_{i=1}^{Nc-1} X_i^{Nc-1} \cdot F(X_i^{Nc-1})}{N^{Nc-1} \cdot \sum_{i=1}^{Nc-1} F(X_i^{Nc-1})}, \quad (6)$$

$$N^{Nc} = \frac{N^{Nc-1}}{2},$$

$$X_i^{Nc} = X_i^{Nc-1} + \text{rand} \cdot (X_{center}^{Nc-1} - X_i^{Nc-1}),$$

式中, X_{center} 为鸽群的加权中心参考位置, rand 为 0~1 的随机数, 当地标算子迭代循环 N_{c2max} 次后, 算法结束并输出优化结果。

3.2 柯西变异鸽群优化

由于鸽群优化具有较快的收敛速度, 因此对于较复杂的搜索空间容易导致优化结果陷入局部最优, 因此引入柯西变异改进鸽群优化。在鸽群优化地图和指南针算子和地标算子中加入柯西变异项, 柯西变异鸽群优化利用改进的两个算子依次计算。柯西变异鸽群优化能降低优化结果陷入局部最优的概率, 保证大型民用飞机 RHC 控制的快速性和稳定性。

柯西分布的密度函数定义为

$$f(x) = \frac{1}{\pi} \frac{a}{a^2 + x^2}, \quad x \in (-\infty, +\infty). \quad (7)$$

优化算法执行时如果第 k 个待优化参数的变化超出边界 x_{kmin} 和 x_{kmax} , 会强制令参数等于边界值, 引入按概率发生突变不超过 $[x_{min}, x_{max}]$ 的概率 percent 定量描述柯西分布的密度函数参数 a :

$$\int_{x_k^{min}}^{x_k^{max}} \frac{1}{\pi} \frac{a}{a^2 + x^2} dx = \frac{1}{\pi} \arctan \frac{x}{a} \Big|_{x_k^{min}}^{x_k^{max}} = \text{percent}. \quad (8)$$

因此, 可以通过式(9)定义柯西分布的概率密度函数参数。

$$a = \frac{x_k^{max} - x_k^{min}}{2 \tan \frac{\text{percent} \times \pi}{2}}. \quad (9)$$

在柯西变异鸽群优化的地图和指南针算子中, 当全局最优的适应度函数值在最近的 N_1 次迭代内, 如果变化的大小的绝对值小于 Th_1 , 那么对全局最优位置依据柯西分布概率密度函数进行柯西变异操作。假设 rand 为 0~1 范围内的随机数, 那么对每一维, 由概率密度分布函数的定义可以得到式(10)。

$$\int_{-\infty}^x \frac{1}{\pi} \frac{a}{a^2 + (x_{ik} - X_{gbestk})^2} dx = \text{rand}. \quad (10)$$

式中, X_{gbestk} 为 X_{gbest} 的第 k 维, 其余变量定义同鸽群优化中地图和指南针算子的定义。

因此, 第 i 只鸽子的位置的第 k 维 x_{ik} 如式(11)所示。

$$x_{ik} = X_{gbestk} + a \times \tan \left[\pi \left(\text{rand} - \frac{1}{2} \right) \right]. \quad (11)$$

基于柯西变异的鸽群优化的地图和指南针算子:

$$v_{ik}^{Nc} = v_{ik}^{Nc-1} \cdot e^{-R \times Nc} + \left\{ X_{gbestk} + a \times \tan \left[\pi \left(\text{rand} - \frac{1}{2} \right) \right] - x_{ik}^{Nc-1} \right\}, \quad (12)$$

$$x_{ik}^{Nc} = x_{ik}^{Nc-1} + v_{ik}^{Nc}.$$

柯西变异鸽群优化地图和指南针算子原理如图2所示. 在每一次迭代循环中, 如果出现鸽子的适应度函数值比 X_{gbest} 的适应度函数值好, 则利用该鸽子的位置代替 X_{gbest} . 当柯西变异鸽群优化地图和指南针算子迭代循环 N_{c1max} 次后, 鸽群的位置和速度交由柯西变异鸽群优化地标算子继续迭代计算.

在柯西变异鸽群优化中, 当鸽群个体的加权中心位置 X_{center} 在最近的 N_2 次迭代内如果每一维变化的比例最大值的绝对值小于 Th_2 , 那么对鸽群个体的加权中心位置 X_{center} 依据柯西分布概率密度函数进行柯西变异操作. 对于每一维参数变量, 可以得到基于柯西变异的鸽群优化的地标算子:

$$X_{centerk}^{Nc-1} = \frac{\sum_{i=1}^{Nc-1} x_{ik}^{Nc-1} \cdot F(x_{ik}^{Nc-1})}{N^{Nc-1} \cdot \sum_{i=1}^{Nc-1} F(x_{ik}^{Nc-1})} + a \times \tan\left[\pi\left(\text{rand} - \frac{1}{2}\right)\right]$$

$$N^{Nc} = \frac{N^{Nc-1}}{2}$$

$$x_{ik}^{Nc} = x_{ik}^{Nc-1} + \text{rand} \cdot (X_{centerk}^{Nc-1} - x_{ik}^{Nc-1}), \quad (13)$$

式中, $X_{centerk}^{Nc-1}$ 为 X_{center}^{Nc-1} 的第 k 维, rand 为0~1范围内的随机数, 其余变量定义同鸽群优化中地标算子的定义.

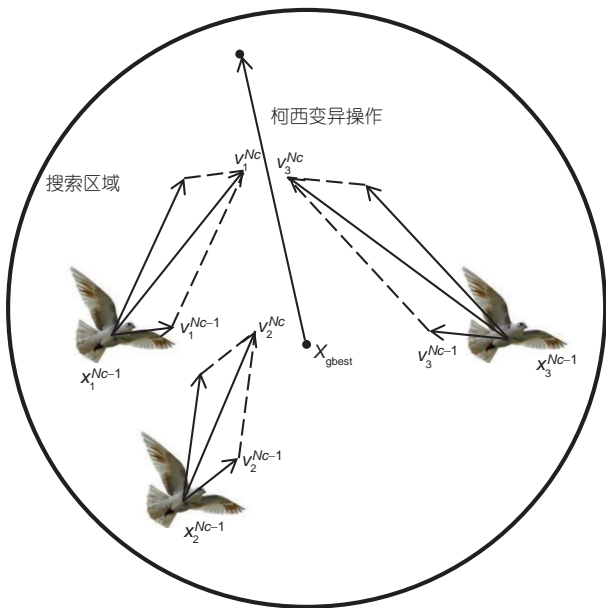


图2 (网络版彩图)柯西变异鸽群优化地图和指南针算子原理图

柯西变异鸽群优化地标算子原理如图3所示. 在每一次迭代循环中, 如果出现鸽子的适应度函数值比 X_{gbest} 的适应度函数值好, 则利用该鸽子的位置代替 X_{gbest} . 当柯西变异鸽群优化地标算子迭代循环 N_{c2max} 次后, 输出优化结果.

4 基于CMPIO的RHC控制器设计

大型民用飞机基于CMPIO优化的RHC系统结构如图4所示.

在滚动时域控制的每个控制时域 T_c , 利用大型民用飞机期望状态, 预测的指令, 飞机以及舵面当前时刻的状态对大型民用飞机模型的之后状态进行预测, 评价不同预测指令的适应度函数的大小, 利用柯西变异鸽群优化得到最优的10个舵面输入指令. 经过限幅和限速环节, 舵面输入作用于大型民用飞机模型, 得到的大型民用飞机真实的飞行状态作为反馈, 反馈作为下一次RHC的输入求解下一控制时域的舵面最优控制输入.

大型民用飞机为多操纵面控制, 操纵面数目远多于被控力矩数量. 在B747-200模型中, 每一次控制时域求解的是10个操纵舵面的最优输入指令, 当 $\max\{T_c / T_\delta, T_p / T_\delta\} = 2$ 时, 柯西变异鸽群优化的待优

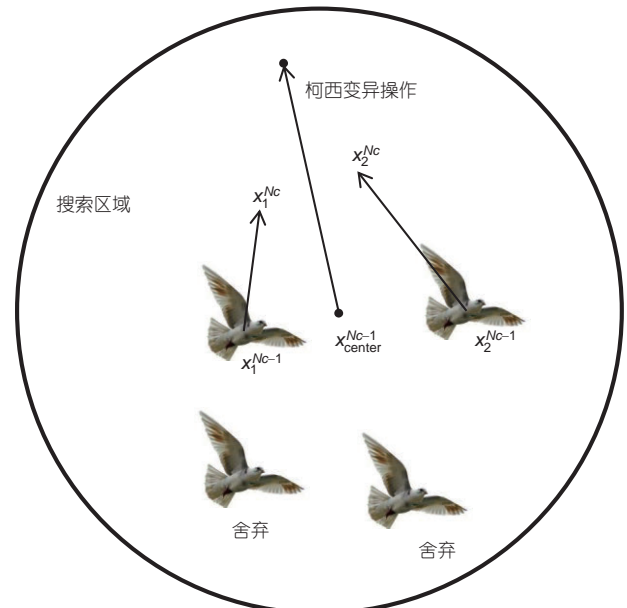


图3 (网络版彩图)柯西变异鸽群优化地标算子原理图

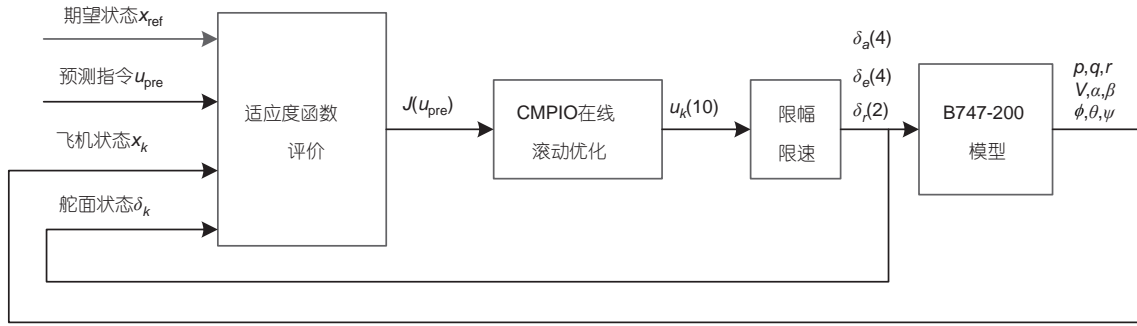


图 4 基于CMPIO优化的RHC系统结构

化参数为20, 当 $\max\{T_c/T_\delta, T_p/T_\delta\} = 3$ 时, 柯西变异鸽群优化的待优化参数为30. 搜索空间的维数不但增加优化算法的计算时间, 而且如果想得到好的优化结果, 必须增加鸽群的种群数目和优化迭代次数, 这样直接又使算法计算时间大幅度增加, 导致延时不可忽略. 大型民用飞机控制追求稳定性和低延时, 为了减小优化算法计算的时间, 大型民用飞机多操纵面滚动时域控制采用 $T_p=T_c=T_\delta$ 的单步预测控制策略. 除此以外, 当采用单步预测控制策略时, RHC的稳定性可以得到证明^[14].

大型民用飞机滚动时域控制过程中, 在 k 时刻控制器的优化流程如下所示.

Step 1 对控制器中RHC和CMPIO的参数进行初始化设置; 针对大型民用飞机的控制采用的RHC为单步预测控制, 因此 $T_p=T_c=T_\delta$. 因此在每一次寻找最优控制输入的求解过程中, 搜索空间的维数为 $D=10$.

Step 2 对鸽群种群和柯西变异鸽群优化进行初始化. 得到一组鸽群中每只鸽子的初始位置和初始速度, 每一只鸽子的位置都意味着对预测输入信号的参考值. 设置柯西变异鸽群优化算法的地图和指南针参数 R , 柯西分布概率密度参数 a , 地图和指南针算子和地

标算子中柯西变异的条件 N_1 和 N_2 , 地图和指南针算子和地标算子中变异阈值 Th_1 和 Th_2 .

Step 3 利用式(3)所示的二次型适应度函数评价每只鸽子的位置.

Step 4 利用式(12)的柯西变异鸽群优化地图和指南针算子进行迭代计算, 直至循环次数等于 N_{c1max} . 每一次循环后, 如果出现鸽子的适应度函数值比 X_{gbest} 的适应度函数值好, 则利用该鸽子的位置代替 X_{gbest} .

Step 5 利用式(13)的柯西变异鸽群优化地标算子进行迭代计算, 直至循环次数等于 N_{c2max} . 每一次循环后, 如果出现鸽子的适应度函数值比 X_{gbest} 的适应度函数值好, 则利用该鸽子的位置代替 X_{gbest} .

Step 6 将最佳的鸽子位置 X_{gbest} 作为 k 时刻的舵面输入指令.

Step 7 当到达 $k+T_\delta/T$ 时刻, 返回Step 3计算该时刻的舵面输入指令, 依次循环计算, 实现对大型民用飞机的在线滚动时域控制.

5 仿真实验与结果分析

B747-200在配平点的线性化模型^[1]为

$$A = \begin{bmatrix} -0.82 & 0 & 0.32 & 0 & 0 & -3.48 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.73 & 0 & -0.0009 & -1.2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.03 & 0 & -0.15 & 0 & 0 & 1.29 & -0.0021 & 0 & 0 \\ 0 & -0.08 & 0 & -0.0055 & 6 & 0 & 0 & -9.79 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & -0.0004 & -0.52 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.02 & 0 & -1 & 0 & 0 & -0.1 & 0.041 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0.02 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = 10^{-3} \times \begin{bmatrix} -4.2 & 4.2 & -5 & 5 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2.6 & 0.7 \\ -0.9 & -0.9 & -2.9 & -2.9 & -9.4 & -9.4 & -6.9 & -6.9 & -7.7 & 5.8 \\ -0.2 & 0.2 & -0.1 & 0.1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.2 & -0.2 & -0.18 & -0.18 & -0.13 & -0.13 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.1 & 0.1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

B747-200飞行控制操纵舵面的位置约束和速率约束^[18]如表1所示. 仿真中利用粒子群优化(particle swarm optimization, PSO)、鸽群优化以及柯西变异鸽群优化3种优化方法分别实现大型民用飞机的控制, 粒子群优化的参数选择如表2所示, 鸽群优化和柯西变异鸽群优化的参数选择如表3所示.

仿真步长为 $T=0.01$ s, 控制指令长度 T_δ , 控制时域长度 T_c 和预测时域长度 T_p 三者相等, 满足 $T_\delta=T_c=T_p=0.1$ s. 由于采用单步预测的滚动时域控制, 而且模型为B747-200的线性模型, 因此能有效降低每次计算控制指令所用的时间. 本文仿真算例中忽略延时对控制的影响. 仿真对比实验中, 只利用舵面控制飞机姿态角变化进

表1 B747-200舵面的位置约束和速率约束

| 舵面 | $\delta_{aor}, \delta_{aol}$ | $\delta_{air}, \delta_{ail}$ | $\delta_{eor}, \delta_{eol}, \delta_{eir}, \delta_{eil}$ | δ_{ur}, δ_{dr} |
|-------------|------------------------------|------------------------------|--|----------------------------|
| 最大舵偏角(°) | 15 | 20 | 17 | 25 |
| 最小舵偏角(°) | -25 | -20 | -23 | -25 |
| 最大上偏速率(°/s) | 55 | 45 | 37 | 50 |
| 最大下偏速率(°/s) | -45 | -40 | -37 | -50 |

表2 粒子群优化参数

| 参数 | 参数定义 | 数值 |
|------------|--------|-----|
| N_{cmax} | 最大循环次数 | 20 |
| N | 粒子数目 | 50 |
| w | 惯性 | 0.5 |
| $c1$ | 学习因子 | 2 |
| $c2$ | 学习因子 | 2 |

表3 鸽群优化和柯西变异鸽群优化参数

| 参数 | 参数定义 | 数值 | 参数应用于 |
|-------------|----------------|-----|-----------|
| N_{c1max} | 地图和指南针算子循环次数 | 15 | PIO和CMPIO |
| N_{c2max} | 罗盘算子循环次数 | 5 | |
| N | 鸽子数目 | 50 | |
| R | 地图和指南针因数 | 0.3 | |
| a | 柯西分布概率密度参数 | 1 | CMPIO |
| N_1 | 地图和指南针算子柯西变异条件 | 3 | |
| N_2 | 地标算子柯西变异条件 | 2 | |
| Th_1 | 地图和指南针算子变异阈值 | 1 | |
| Th_2 | 地标算子变异阈值 | 0.1 | |

而控制飞机运动, 推力保持不变.

以下利用飞机协调转弯和飞机协调转弯中的故障重构两个仿真算例证明柯西变异鸽群优化的高效计算能力以及滚动时域控制对于大型民用飞机控制以及故障重构的良好适用性. 每个仿真算例中, 多次调用优化算法求解最优输入时, 不同算法不同时刻的种群初始速度和初始位置均相同.

5.1 协调转弯

由协调转弯公式 $p=g\tan\phi/V$ 可得滚转角为 30° 时的协调转弯偏航角速率为 $1.345^\circ/s$, 飞机小扰动线性模型的初始状态为零, 参考状态为 $x_{ref}=[0, 0, 1.345, 0, 0, 0, 30, 0, 0]^T$, 相当于调整飞机滚转角为 30° , 并且偏航角速率为 $1.345^\circ/s$. 由于协调转弯会使得迎角增大以增大升力, 因此对于迎角和俯仰角不设置参考状态. 适应度函数中选取 $Q=\text{diag}\{2, 0, 100, 10, 0, 100, 50, 0, 0\}$, $R=0.1 \times I_{10}$, 仿真时间为 20 s . 进化曲线如图5所示, 利用柯西变异鸽群优化解算滚动时域控制输入时的飞机状态变化曲线如图6虚线所示, 利用柯西变异鸽群优化解算滚动时域控制输入时的飞机舵面偏转如图7虚线所示.

通过图5(a)的进化曲线可以看出在第9次的迭代计算中, 柯西变异带动鸽群向新的搜索方向进行探索, 找到了更优的控制输入. 柯西变异鸽群优化经过两个算子的迭代计算最终得到了相比于粒子群优化和鸽群优化适应度函数更小的舵面指令输入. 对于协调转弯过程, 图5(b)表明柯西变异鸽群优化适应度函数随时间收敛的速度最快, 证明了柯西变异鸽群优化对于大型民用飞机滚动时域控制具有很强的寻优能力.

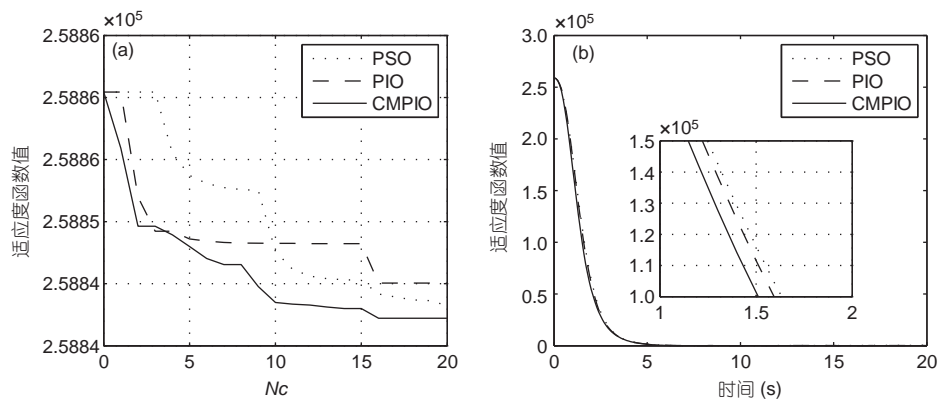


图5 协调转弯过程进化曲线. (a) 第一次求解输入指令时的进化曲线; (b) 每一时刻最优适应度值随时间变化曲线

图6体现了飞机协调转弯的状态变化, 滚转角在短时间达到参考滚转角 30° 并维持稳定, 稳定后滚转角速率为 0 , 俯仰角速率逐渐收敛, 偏航角速率在振荡中逐渐稳定在 $1.345^\circ/s$, 偏航角匀速增加. 由于飞机的推力保持不变, 而迎角增加产生增加的升力使得阻力增加, 因此速度逐渐减小. 迎角和侧滑角非常小并逐渐振荡收敛. 实现了滚转角为 30° 时飞机向右侧偏航的协调转弯.

图7可以看出, 在协调转弯过程中, 右外侧副翼和右内侧副翼向上偏转, 左外侧副翼和左内侧副翼向下偏转, 实现向右侧的滚转运动, 方向舵的偏转起到了消除侧滑角的作用.

5.2 故障重构

在协调转弯的过程中, 假设右外侧副翼在 3 s 时发生舵面卡死, 舵面偏转为 -5° 且无法回到零位, 则所需优化的控制输入变成了剩余9个可用舵面的控制指令. 协调转弯故障重构过程所用的控制方法和优化方法的参数设置与正常协调转弯过程相同. 前 3 s 未发生故障时飞机状态由任意一种算法解算(实验中选择CMPIO), 对比发生故障后利用不同优化算法对故障重构过程的控制效果. 进化曲线如图8所示, 利用柯西变异鸽群优化分别解算正常协调转弯和故障重构过程, 飞机状态变化对比曲线如图6实线所示, 飞机舵面偏转对比如图7实线所示.

图8(a)的进化曲线为在发生故障的时刻利用不同的优化算法解算控制输入的进化曲线, 可以看出在第13次的迭代计算中, 柯西变异鸽群优化利用柯西变异找到了更优的控制输入. 图8(b)中表明虽然粒子群优

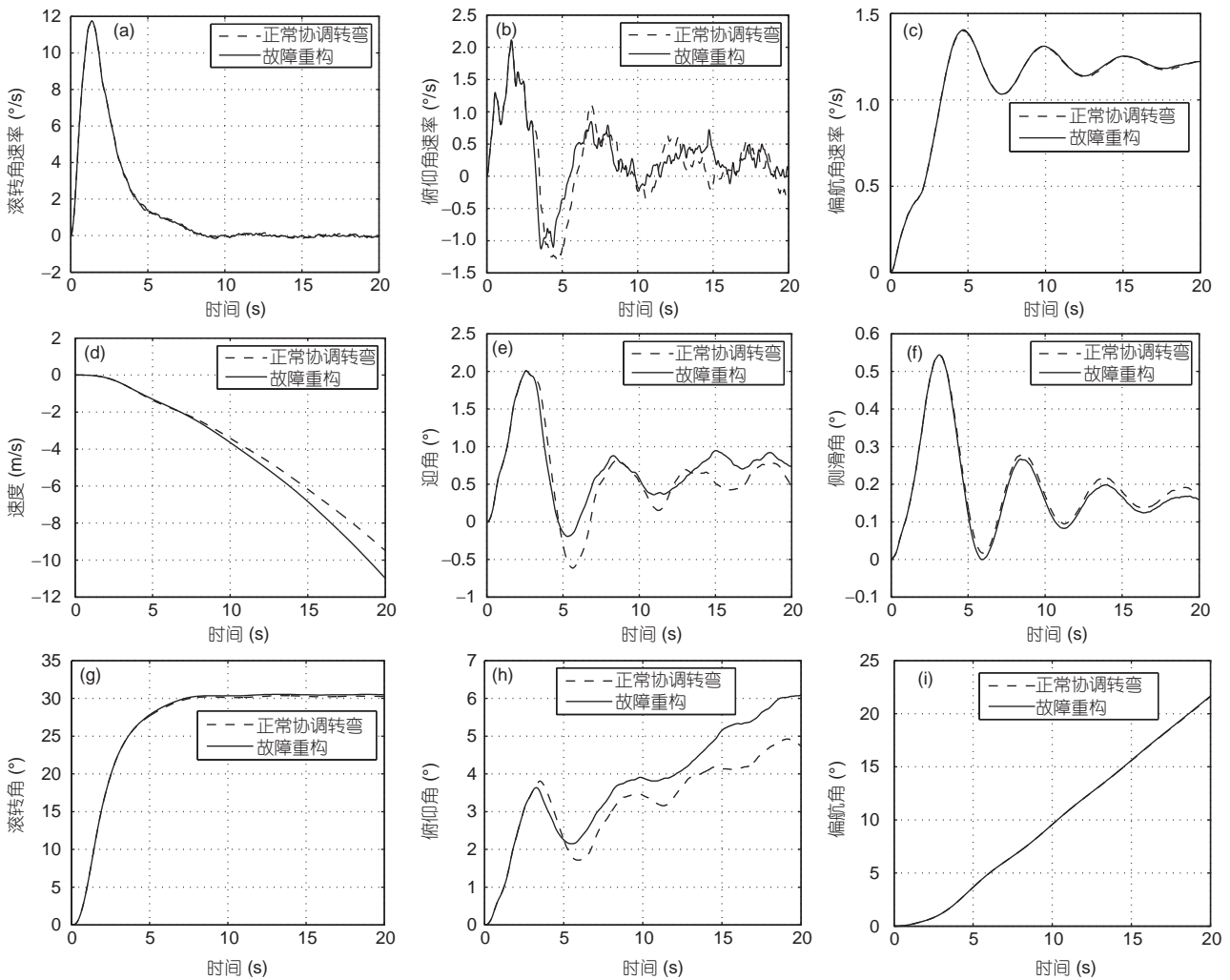


图6 故障重构与正常协调转弯飞机状态对比。(a) 滚转角速率;(b) 俯仰角速率;(c) 偏航角速率;(d) 速度;(e) 迎角;(f) 侧滑角;(g) 滚转角;(h) 俯仰角;(i) 偏航角

化的收敛速度最快,但是在之后的控制中,利用粒子群优化的滚动时域控制出现了发散的趋势,鸽群优化和柯西变异鸽群优化体现了在故障重构过程中控制的稳定性,柯西变异鸽群优化在稳定的解算方法中收敛速度是最快的。

图6体现了利用柯西变异鸽群优化分别解算正常协调转弯和故障重构过程时,飞机的状态变化对比。可以看出虽然右外侧副翼舵面卡死在 -5° 无法回到零位,但是故障重构使飞机完成了和正常协调转弯几乎完全相同的动作变化。对于滚转角速率、偏航角速率、侧滑角、滚转角和偏航角这些比较重要的协调转弯状态,故障重构状态曲线与正常协调转弯状态曲线几乎

相同,表明舵面卡死并未对协调转弯产生明显影响,体现了滚动时域控制对于故障重构控制的适用性。

图7体现了利用柯西变异鸽群优化分别解算正常协调转弯和故障重构过程时,飞机的舵面偏转对比。由于右外侧副翼舵面卡死在 -5° ,可以看出故障重构过程相比于正常协调转弯过程,右内侧副翼舵偏值较大,左侧两个副翼舵偏值较小,以平衡右外侧副翼舵面卡死造成的影响。

6 结论

采用先进的控制策略对多余度的执行机构进行控

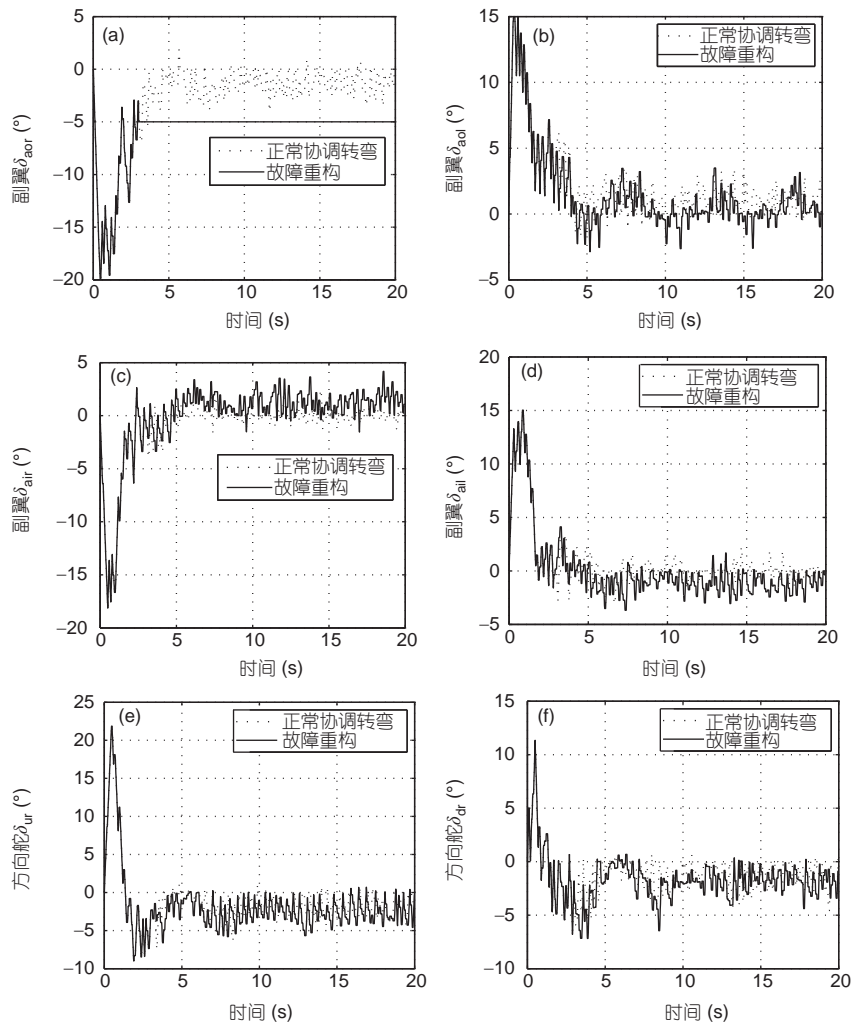


图 7 故障重构与正常协调转弯舵面偏转对比。(a) 右外侧副翼偏转; (b) 左外侧副翼偏转; (c) 右内侧副翼偏转; (d) 左内侧副翼偏转; (e) 上侧方向舵偏转; (f) 下侧方向舵偏转

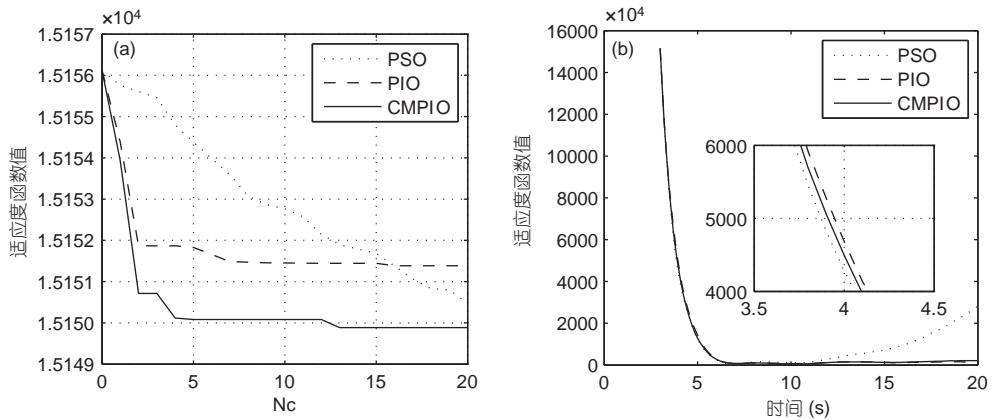


图 8 故障重构过程进化曲线。(a) 故障发生时刻求解输入指令时的进化曲线; (b) 每一时刻最优适应度值随时间变化曲线

制, 可以有效提高大型民用飞机飞行的安全性和可靠性. 本文将提出的柯西变异鸽群优化应用于大型民用飞机滚动时域控制的飞行控制器设计, 根据滚动时域控制在线优化求解最优控制输入, 控制大型民用飞机快速并稳定的达到参考状态, 同时完成多操纵面的控制分配. 此外, 在协调转弯和协调转弯故障重构两个

仿真算例中, 利用B747模型进行了仿真对比实验, 通过对比柯西变异鸽群优化与粒子群优化和鸽群优化的在线优化效果, 证明了柯西变异鸽群优化不但保持了鸽群优化快速收敛的优点, 而且加入的柯西变异能降低优化结果陷入局部最优的概率, 提高大型民用飞机控制的性能.

参考文献

- 1 Ahmad H, Young T M, Toal D, et al. Design of control law and control allocation for B747-200 using a linear quadratic regulator and the active set method. *P I Mech Eng G-J Aer*, 2010, 224: 817-830
- 2 Nguyen N. Robust optimal adaptive control method with large adaptive gain. In: *AIAA Infotech Aerospace Conference*. Seattle, 2009
- 3 Gong H, Zhen Z, Li X, et al. Design of automatic climbing controller for large civil aircraft. *J Franklin I*, 2013, 350: 2442-2454
- 4 Wang X, Wang S, Yang Z, et al. Active fault-tolerant control strategy of large civil aircraft under elevator failures. *Chin J Aeronaut*, 2015, 28: 1658-1666
- 5 Ríos H, Kamal S, Fridman L M, et al. Fault tolerant control allocation via continuous integral sliding-modes: A HOSM-observer approach. *Automatica*, 2015, 51: 318-325
- 6 Dong Y, Zhang Y, Ai J. Full-altitude attitude angles envelope and model predictive control-based attitude angles protection for civil aircraft. *Aerosp Sci Tech*, 2016, 55: 292-306
- 7 Keviczky T Á, Borrelli F, Fregene K, et al. Decentralized receding horizon control and coordination of autonomous vehicle formations. *IEEE Trans Contr Syst Technol*, 2008, 16: 19-33
- 8 Bellingham J, Richards A, How J P. Receding horizon control of autonomous aerial vehicles. In: *Proceedings of the American Control Conference*. Anchorage, 2002. 3741-3746
- 9 Schouwenaars T, How J, Feron E. Receding horizon path planning with implicit safety guarantees. In: *Proceedings of the American Control Conference*. Boston, 2004. 5576-5581
- 10 Kuwata Y, Schouwenaars T, Richards A, et al. Robust constrained receding horizon control for trajectory planning. In: *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. San Francisco, 2005. 6079
- 11 Watterson M, Kumar V. Safe receding horizon control for aggressive MAV flight with limited range sensing. In: *2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. Hamburg: IEEE, 2015. 3235-3240
- 12 Zhan Z H, Zhang J, Li Y, et al. An efficient ant colony system based on receding horizon control for the aircraft arrival sequencing and scheduling problem. *IEEE Trans Intell Transport Syst*, 2010, 11: 399-412
- 13 Looye G, Joos H D. Design of robust dynamic inversion control laws using multi-objective optimization. In: *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. Montreal, 2001. 4285
- 14 张祥银, 段海滨, 余亚翔. 基于微分进化的多UAV紧密编队滚动时域控制. *中国科学: 信息科学*, 2010, 40: 569-582
- 15 Qiu H, Duan H. Receding horizon control for multiple UAV formation flight based on modified brain storm optimization. *Nonlinear Dynam*, 2014, 78: 1973-1988
- 16 Duan H, Qiao P. Pigeon-inspired optimization: A new swarm intelligence optimizer for air robot path planning. *Int Jnl Intel Comp Cyber*, 2014, 7: 24-37
- 17 柴树梁. 大型民用飞机控制分配与自适应重构算法研究. 硕士学位论文. 上海: 上海交通大学, 2013
- 18 Hanke C R, Nordwall D R. The simulation of a jumbo jet transport aircraft Volume 2: Modeling data. NASA Technical Report, 1970

Large civil aircraft receding horizon control based on Cauchy mutation pigeon inspired optimization

DUAN HaiBin & YANG ZhiYuan

Bio-inspired Autonomous Flight Systems (BAFS) Research Group, Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University (BUAA), Beijing 100083, China

Multi-control surfaces controlled by advanced control methods can improve the safety and reliability of large civil aircraft effectively. An on-line optimization algorithm named Cauchy mutation pigeon inspired optimization (CMPIO) is proposed in this paper to solve the receding horizon control (RHC) problem. CMPIO preserves the obvious advantage of pigeon inspired optimization (PIO), which has fast convergence rate. Besides, CMPIO not only reduces the probability of optimization results trapping into local optimum, but enhances the rapidity and reliability of RHC by utilizing the map and compass operator and landmark operator improved by Cauchy mutation. In the simulations of coordinated turn and fault reconstruction in coordinated turn, it is shown that the large civil aircraft reaches reference state quickly and stably in RHC based on CMPIO. Meanwhile, controller completes the control allocation of multiple-control surfaces legitimately.

large civil aircraft, receding horizon control, Cauchy mutation, pigeon inspired optimization

doi: 10.1360/N092017-00211