

复合式高速直升机过渡走廊和最优过渡路线研究

朱汉,董睿,江顺,盛守照

(南京航空航天大学 自动化学院,江苏 南京 210016)

摘要:针对复合式高速直升机在飞行模式转换过程中存在的过驱动问题,设计最优过渡路线并优化过渡飞行方案。建立动力学模型,设计有约束的过渡走廊;将最大安全裕度作为最优目标,通过粒子群优化算法求解最优过渡路线。仿真结果表明:最优过渡路线能确保高速直升机在飞行模式转换过程中合理地分配各操纵量,并确保了模式转换的安全性。

关键词:复合式高速直升机;飞行模式转换;过渡走廊;最优过渡路线

中图分类号:TP273+.1 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2021)01-0188-05

Research of Composite High-speed Helicopter Transition Corridor and Optimal Transition Route

ZHU Han, DONG Rui, JIANG Shun, SHENG Shouzhao

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: As to the over-driving problem of the composite high-speed helicopter during flight mode conversion, an optimal transition route was designed and the transition flight plan was optimized. A dynamic model was established, and a constrained transition corridor designed. Afterward, with the maximum safety margin as the optimal target, the optimal transition route was solved by the particle swarm optimization algorithm. The simulation results show the optimal transition route ensures that high-speed helicopters can reasonably allocate various control amounts during flight mode conversion and the safety of mode conversion as well.

Keywords: compound high-speed helicopter; flight mode conversion; transition corridor; optimal transition route

0 引言

复合式高速直升机既具备普通直升机的垂直起落、悬停、低空低速性能和良好的机动性等特点,又具备固定翼飞机的高速飞行能力,如图1所示的美国某公司推出的复合式共轴双旋翼高速直升机X2即为该构型的典型代表。

国内外主要针对复合式高速直升机气动弹性耦合、建模分析和飞行控制等方面进行了研究,但很少见到有关复合式高速直升机过渡飞行方案、过渡走廊和过渡路线方面的研究分析。文献[1]对复合式共轴直升机模型进行研究。文献[2]进行了复合式共轴直升机3种飞行模式下的配平计算,但是没有给出过渡过程的走廊曲线。文献[3]采用线性过渡和功率最小优化过渡两种过渡飞行方案对复合式共轴直升机过渡飞行过程的操纵策略进行了研究,也没有给出走廊曲线。文献[4]给出了一种倾转三旋翼无人机过渡转换的过渡策略,对过渡走廊曲线进行研究。文献[5]研究了倾转旋翼飞行器过渡走廊曲线的确定方法。文献[6]针对倾转旋翼飞行器在考虑约束的情况下,确定了发动机短舱倾转角度-速度包线。文献[7]针对倾转旋翼机用最优控制方法研究倾转旋翼机的最优动态倾转过渡过程,得到对应的操纵策略和飞行轨迹。文

献[8]给出了一种倾转旋翼机过渡段走廊曲线的设计方法。



图1 X2高速直升机

本文针对复合式高速直升机在飞行模式转换过程中所存在的过驱动问题,通过研究其过渡走廊,设计基于最大安全裕度的复合式高速直升机的最优过渡路线并优化过渡飞行方案。

1 建模分析

1.1 机体部件气动模型

复合式高速直升机的主要部件包括一正一反旋转的共轴双旋翼、推进螺旋桨、机身(无机翼)、平尾(含升降舵)和垂尾(含方向舵)^[9],本文主要分析共轴双旋翼以及推进螺旋桨的气动模型。

1) 旋翼气动模型

基金项目:南京航空航天大学国防重大项目培育基金(NP201845)

第一作者简介:朱汉(1992—),男,云南宣威人,硕士研究生,研究方向为先进飞行器控制。

上、下旋翼纵向平面受力分析如图2所示,其入流计算模型分别为:

$$v_{i1} = v_1 + \delta_2 v_2 + (K_1 v_1 + K_2 \delta_1 v_2) \frac{r}{R} \cos \Psi_1 \quad (1)$$

$$v_{i2} = v_2 + \delta_1 v_1 + (K_2 v_2 + K_1 \delta_2 v_1) \frac{r}{R} \cos \Psi_2 \quad (2)$$

式中: δ_1 和 δ_2 为共轴双旋翼的气动干扰因子,由共轴双旋翼干扰模型决定; v_1 和 v_2 为共轴双旋翼的平均诱导速度; K_1 和 K_2 为共轴双旋翼尾迹迎角的经验函数,其表达式为:

$$K_1 = \frac{15\pi}{32} \tan\left(\frac{\chi_1}{2}\right) \quad (3)$$

$$K_2 = \frac{15\pi}{32} \tan\left(\frac{\chi_2}{2}\right) \quad (4)$$

上、下旋翼尾迹倾斜角 χ_1 、 χ_2 的表达式分别为:

$$\chi_1 = \tan^{-1}\left(\frac{\mu_1}{-\lambda_1}\right) \quad (5)$$

$$\chi_2 = \tan^{-1}\left(\frac{\mu_2}{-\lambda_2}\right) \quad (6)$$

式中: μ_1 、 μ_2 分别为上、下旋翼的前进比; λ_1 、 λ_2 分别为上、下旋翼的入流比。

平均诱导速度与拉力的关系由动量理论给出,表达式为:

$$T_1 = 2\pi\rho R^2 v_1 \sqrt{(\mu_1 \Omega R)^2 + (\lambda_1 \Omega R)^2} \quad (7)$$

$$T_2 = 2\pi\rho R^2 v_2 \sqrt{(\mu_2 \Omega R)^2 + (\lambda_2 \Omega R)^2} \quad (8)$$

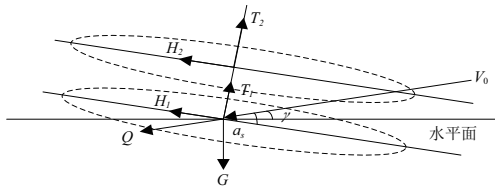


图2 旋翼纵向平面受力分析图

2) 推进螺旋桨气动模型

推进螺旋桨拉力和转矩分别为:

$$\begin{cases} T_p = \frac{1}{2} \rho \pi R_p^2 (\Omega_p R_p)^2 C_{tp} \\ Q_{kp} = -\frac{1}{2} \rho \pi R_p^3 (\Omega_p R_p)^2 C_{qkp} \end{cases} \quad (9)$$

式中: ρ 为空气密度; R_p 为推进螺旋桨桨叶半径; Ω_p 为推进旋翼转速; C_{tp} 为推拉力系数; C_{qkp} 为推反转矩系数。

1.2 整机全量动力学模型

将复合式高速直升机机身视为理想的刚体,定义直升机6个自由度分别为3个线速度 V_x 、 V_y 、 V_z , 3个角速度 ω_x 、 ω_y 、 ω_z 。

可建立直升机的刚体运动方程组为:

$$\begin{cases} m \left(\frac{dV_x}{dt} + V_z \omega_y - V_y \omega_z \right) + mg \sin \theta = \sum F_x \\ m \left(\frac{dV_y}{dt} + V_x \omega_z - V_z \omega_x \right) + mg \cos \theta \cos \phi = \sum F_y \\ m \left(\frac{dV_z}{dt} + V_y \omega_x - V_x \omega_y \right) + mg \cos \theta \sin \phi = \sum F_z \end{cases} \quad (10)$$

绕质心转动的动力学方程为:

$$\begin{cases} I_{xx} \frac{d\omega_x}{dt} + \omega_y \omega_z (I_{xx} - I_{yy}) + \left(\omega_x \omega_z - \frac{d\omega_y}{dt} \right) I_{xy} = \sum M_x \\ I_{yy} \frac{d\omega_y}{dt} + \omega_x \omega_z (I_{xx} - I_{zz}) + \left(\omega_y \omega_z - \frac{d\omega_x}{dt} \right) I_{xy} = \sum M_y \\ I_{zz} \frac{d\omega_z}{dt} + \omega_x \omega_z (I_{yy} - I_{xx}) + (\omega_y^2 - \omega_x^2) I_{xy} = \sum M_z \end{cases} \quad (11)$$

直升机姿态角与角速率之间的运动学关系为:

$$\begin{cases} \frac{d\theta}{dt} = \omega_z \cos \phi + \omega_y \sin \phi \\ \frac{d\phi}{dt} = \omega_x - \tan \theta (\omega_y \cos \phi - \omega_z \sin \phi) \\ \frac{d\psi}{dt} = \frac{\omega_y \cos \phi - \omega_z \sin \phi}{\cos \theta} \end{cases} \quad (12)$$

式中: m 是全机质量; g 是重力加速度; F_x 、 F_y 、 F_z 和 M_x 、 M_y 、 M_z 分别为双旋翼、推进螺旋桨、机身、平尾和垂尾在复合式高速直升机质心处产生的气动合力和合力矩; ϕ 、 θ 、 ψ 分别是机体滚转角、俯仰角和偏航角; I_{xx} 、 I_{yy} 、 I_{zz} 是机体质量对机体坐标系各轴的惯性积; I_{xy} 是惯性积。

2 过渡走廊设计

2.1 飞行模式转换及操纵迁移

复合式高速直升机有直升机和固定翼两套操纵系统。两套操纵系统的操纵效率在不同的前飞速度和飞行模式下有所不同:在悬停和低速前飞时,处于直升机模式;在中等速度前飞时,处于过渡模式;在高速飞行时,处于固定翼飞机模式。

直升机模式时需要负俯仰角使得高速直升机产生一个向前的分力,从而加速前飞;在固定翼飞机模式下,升力主要由主桨盘面与空气相对运动所产生,此时希望保持平飞,使得主桨盘面可以产生足够升力。过渡模式是由直升机模式到固定翼飞机模式(或由固定翼飞机模式到直升机模式)的必经过程,过渡过程仅仅作为一个暂时状态,为简化分析,主要研究其纵向运动。图3为飞行模式转换图。

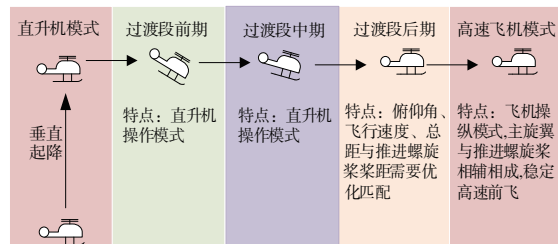


图3 飞行模式转换图

表1所示为过渡模式的纵向操纵迁移过程,整个纵向过渡段分为全直升机模式、直升机主导的混合模式、固定翼主导的混合模式和全飞机模式。横侧向进入姿态保持模式,操纵保持滚转平衡并跟踪预定的(直线)过渡轨迹。

表1 过渡模式纵向操纵迁移

飞行模式	俯仰通道	速度通道	高度通道
完全直升机模式	δ_{lon}	θ	δ_{col}
过渡模式	$\delta_{lon} \leftrightarrow \delta_e$	$\theta \leftrightarrow \delta_t$	$\delta_{col} \leftrightarrow \theta$
固定翼飞机模式	δ_e	δ_t	θ

2.2 过渡走廊

过渡走廊^[9]是直升机在任何时候都能够安全过渡飞行的通道。考虑到复合式高速直升机横侧向在过渡段进入姿态保持模式,而高度通道也进入保持模式,其过渡走廊主要由飞行速度、俯仰角、推进螺旋桨变距、纵向周期变距、升降舵和总距等组成,其中飞行速度和俯仰角对 (V, θ) 是独立的,推进螺旋桨变距、纵向周期变距、升降舵和总距是非独立的,推进螺旋桨变距主要用于飞行速度控制,纵向周期变距和升降舵用于俯仰姿态控制,总距用于保持高度控制。

基于过渡走廊的定义,直升机过渡飞行过程中,需要对直升机飞行速度和俯仰角加以分析;当俯仰角保持不变,若飞行速度过小,机身、平尾以及主桨盘面产生的升力不足以平衡重力;若飞行速度过大,导致主旋翼后行桨叶失速和前行桨叶激波,则主旋翼产生的升力不足以平衡直升机自身的重力。

对高速直升机的俯仰角变化做出规定以便建立安全的过渡走廊。本文规定:过渡飞行状态下复合式高速直升机的俯仰角小于失速俯仰角;邻近状态下的俯仰角变化小于一定范围,即

$$\begin{cases} \theta_t < \theta_{stall} \\ \theta_t - \theta_{t-1} < \varepsilon \end{cases} \quad (13)$$

采用状态点分析的方法来确定高速直升机的安全过渡走廊。通过对模型进行分析,可以得到不同飞行速度和俯仰角时,高速直升机对应的状态量,结合上述规定可以得到复合式高速直升机的过渡飞行走廊(图4)。

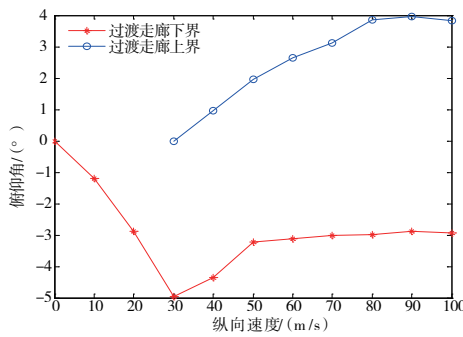


图4 过渡飞行走廊

理论上,得到高速直升机过渡走廊后,可以在过渡走廊范围内绘出无数条不同的飞行模式转换轨迹。

3 最优过渡路线设计

3.1 最优目标选择

在确定复合式高速直升机过渡走廊以后,需要在过渡

走廊范围内选择一条最优的飞行模式转换轨迹。考虑到复合式高速直升机过渡过程最重要的是安全保障,因此本研究将优化目标设定为过渡走廊的最大安全裕度。这样复合式高速直升机在过渡段具有足够的安全范围,提高过渡过程的可靠性。

从几何关系来看,安全裕度最大是指到安全边界最远,因此下面分别定义俯仰角安全裕度函数 θ^{safe} 、升降舵安全裕度函数 δ_e^{safe} 、纵向周期变距安全裕度函数 δ_{lon}^{safe} 、尾推螺旋桨桨距安全裕度函数 δ_t^{safe} 和总距安全裕度函数 δ_{col}^{safe} 。

$$\theta^{safe}(V) = \frac{|\theta(V) - \theta_{min}(V)| |\theta(V) - \theta_{max}(V)|}{\theta_{max}(V) - \theta_{min}(V)} \quad (14)$$

$$\delta_e^{safe}(V) = \frac{|\delta_e(V) - \delta_e^{min}(V)| |\delta_e(V) - \delta_e^{max}(V)|}{\delta_e^{max}(V) - \delta_e^{min}(V)} \quad (15)$$

$$\delta_{lon}^{safe}(V) = \frac{|\delta_{lon}(V) - \delta_{lon}^{min}(V)| |\delta_{lon}(V) - \delta_{lon}^{max}(V)|}{\delta_{lon}^{max}(V) - \delta_{lon}^{min}(V)} \quad (16)$$

$$\delta_t^{safe}(V) = \frac{|\delta_t(V) - \delta_t^{min}(V)| |\delta_t(V) - \delta_t^{max}(V)|}{\delta_t^{max}(V) - \delta_t^{min}(V)} \quad (17)$$

$$\delta_{col}^{safe}(V) = \frac{|\delta_{col}(V) - \delta_{col}^{min}(V)| |\delta_{col}(V) - \delta_{col}^{max}(V)|}{\delta_{col}^{max}(V) - \delta_{col}^{min}(V)} \quad (18)$$

定义安全指标函数

$$f(V, \theta, \delta_e, \delta_{lon}, \delta_t, \delta_{col}) = \theta^{safe}(V) \delta_e^{safe}(V) \delta_{lon}^{safe}(V) \delta_t^{safe}(V) \delta_{col}^{safe}(V) \quad (19)$$

优化目标为安全裕度最大,即目标函数

$$J = \max f(V, \theta, \delta_e, \delta_{lon}, \delta_t, \delta_{col}) \quad (20)$$

3.2 基于粒子群算法的最优过渡路线

采用粒子群优化算法^[10]确定复合式高速直升机在过渡过程中的配平值,即以优化值作为配平方程组的唯一解,以此来解决操纵冗余问题。

粒子群优化算法将解非线性方程组的数值解问题转化为极大优化问题,以式(20)作为粒子的适应度评价函数。粒子群优化初始化为一组配平状态点,然后通过迭代得到最优解。粒子通过跟踪两个极值在迭代中更新自己。

粒子群优化的迭代公式为

$$v_i^{k+1} = c_0 v_i^k + c_1 (p_{best_i}^k - x_i^k) + c_2 (g_{best_g}^k - x_i^k) \quad (21)$$

$$x_i^{k+1} = x_i^k + v_i^{k+1} \quad (22)$$

其中: v_i^k 是粒子的速度向量; x_i^k 是当前粒子的位置; $p_{best_i}^k$ 表示第*i*个粒子本身所找到的最优解的位置; $g_{best_g}^k$ 表示整个种群目前找到的最优解。 c_0, c_1, c_2 分别为随机数, $c_0 \in (0, 1), c_1, c_2 \in (0, 2)$ 。

粒子群优化算法主要计算步骤如下:

- 1) 初始化,设定常数 c_1 和 c_2 ,将当前进化代数置为 $k = 1$,确定初始种群 x_i^k ,随机产生各粒子初始位移变化 v_i^k ;
- 2) 计算粒子的适应度值 J ;
- 3) 将粒子的适应度值分别与自身最优值 $p_{best_i}^k$ 和种群

最优值 g_{best}^k 进行比较,值较优的为当前位置;

4) 按式(21)和式(22)更新粒子的速度和位置,产生新种群 x_i^{k+1} ;

5) 检查结束条件:所有粒子的最优值小于给定误差 ε ,满足条件即结束寻优;不满足,则跳转至2)且 $k = k + 1$ 。

过渡段优化配平流程图如图5所示。

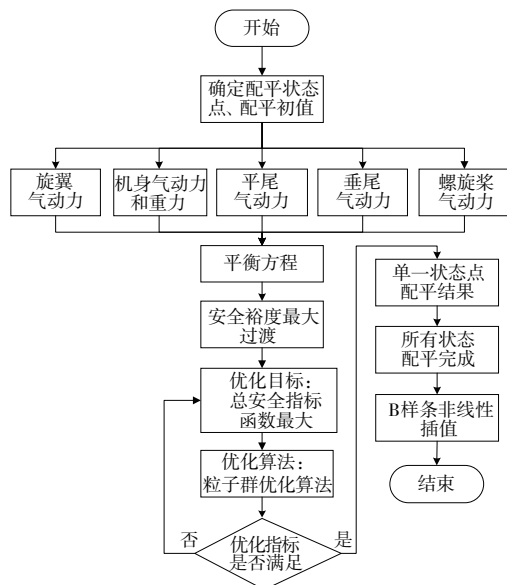


图5 过渡段优化配平流程图

4 仿真验证

最优过渡路线是基于过渡走廊和安全裕度最大确定的一条过渡路线。最优过渡路线规划模块输入为直升机的飞行速度、高度、垂向速度和俯仰角,输出为8个执行机构(全动平尾、横向周期变距、纵向周期变距、推进式螺旋桨、差动平尾、差动总距、方向舵、俯仰角和全动总距)的配平量和俯仰角的配平量。

以美国某公司研制的时速高达259英里(约合417 km/h)的复合式共轴刚性双旋翼高速直升机为例,基本参数如表2-表4所示。

表2 复合式高速直升机旋翼基本参数

参数	数值
旋翼半径/m	4.02
翼型	NACA0012
弦长/m	0.6
弦长变化	矩形桨叶
旋翼转速/(rad/s)	230
旋翼桨尖最大 M_a 数	0.68
负扭转	无
根切	0.12R
旋翼总距(上、下)/(°)	11
上、下旋翼间距/m	0.452
桨叶片数	4

表3 复合式高速直升机机身几何参数

参数	数值
机身长度/m	12.45
机身高度/m	3.94
机身宽度/m	3.55
平尾面积/m ²	6.22
垂尾面积/m ²	1.98

表4 复合式高速直升机整机参数

参数	数值
整机质量/kg	2 406(5 300 磅)
发动机功率/kW	1 044(1 400 马力)

仿真得到过渡段的最优过渡路线以及操纵和姿态对速度的变化规律,如图6-图8所示。

以直升机模式向飞机模式转换为例,图6为最优过渡路线,图7和图8为过渡飞行模式下纵向通道操纵量随着速度增加的变化趋势。当飞行速度较低时,复合式高速直升机处于直升机模式,产生负俯仰角低头前飞,此时俯仰姿态是由纵向周期变距 δ_{lon} 控制,速度由俯仰角 θ 控制,并通过控制总距 δ_{col} 实现高度保持。当飞行速度达到过渡起点速度时,升降舵 δ_e 具有一定的舵效,此时纵向周期变距 δ_{lon} 逐步改出,升降舵 δ_e 随着飞行速度的增加不断改入;同时在速度控制回路加入尾推螺旋桨距 δ_t 控制,高度保持依然通过控制总距 δ_{col} 实现。当俯仰角 θ 达到纵向模式切换点后,俯仰角 θ 参与到高度控制,并完全退出速度控制回路,此时总距 δ_{col} 逐步改出,直到过渡完毕高度控制全部通过控制俯仰角 θ 实现。

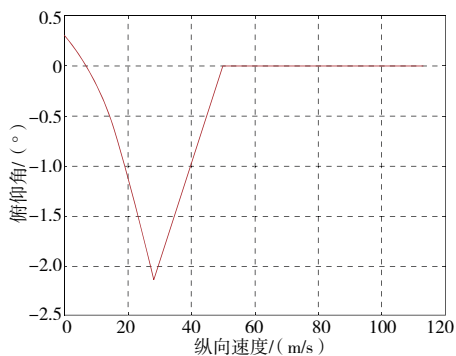


图6 最优过渡路线

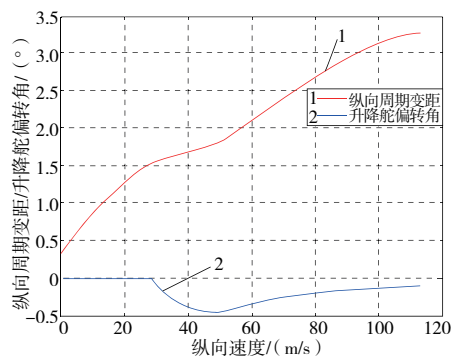


图7 纵向周期变距 δ_{lon} 和升降舵 δ_e 对速度的变化规律

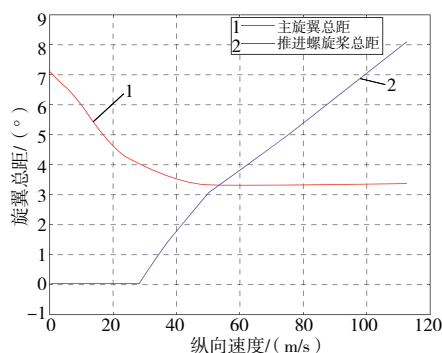


图8 总距 δ_{col} 和推进螺旋桨总距 δ_i 对速度的变化规律

5 结语

复合式高速直升机从直升机模式转换到固定翼飞机模式的过程中,存在操纵冗余和升力匹配问题,导致过渡过程的操纵分配相当复杂。本研究对高速直升机进行了过渡模式下的配平,获得约束条件下的过渡走廊,采用安全裕度最大优化过渡路线,得到了过渡飞行过程中操纵和姿态对速度的变化规律。仿真结果表明:最优过渡路线能确保高速直升

机在飞行模式转换过程中合理地分配各操纵量;有效解决了操纵冗余问题,并确保了模式转换的安全性。

参考文献:

- [1] 吴裕平, 习娟, 范俊. 共轴刚性旋翼高速直升机配平及旋翼系统气动特性研究[J]. 直升机技术, 2018(2): 1-7.
- [2] 段赛玉, 陈铭. 复合式共轴直升机飞行动力学数学模型研究[J]. 飞机设计, 2011, 31(3): 13-17, 36.
- [3] 王强, 陈铭, 徐冠峰. 复合式共轴直升机过渡模式的操纵策略[J]. 航空动力学报, 2014, 29(2): 458-466.
- [4] 陈琦, 江涛, 史凤鸣, 等. 倾转三旋翼无人机过渡模式走廊曲线研究[J]. 电光与控制, 2017, 24(3): 24-27.
- [5] 万华芳. 倾转旋翼飞行器过渡段仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- [6] 曹芸芸, 陈仁良. 倾转旋翼飞行器发动机短舱倾转角度-速度包线分析[J]. 航空动力学报, 2011, 26(10): 2174-2180.
- [7] 严旭飞, 陈仁良. 倾转旋翼机动态倾转过渡过程的操纵策略优化[J]. 航空学报, 2017, 38(7): 54-64.
- [8] 陈永, 龚华军, 王彪. 倾转旋翼机过渡段纵向姿态控制技术[J]. 飞行力学, 2011, 29(1): 30-33.
- [9] 周志浩. 升力转换式无人机飞行模式转换控制方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.

收稿日期:2019-12-20

(上接第166页)

度值越小,黄色程度越深表示可操作度值越大。由图9可知,可操作度值较大的区域主要分布在点 $(-0.4, -0.1)$ 附近。需要指出的是,在下一轮的铺砖作业过程中,不需要重新计算机械臂作业的可操作度值,移动小车的最优作业点依然为新的贴砖位置为原点的 $(-0.4023, -0.0938)$ 坐标点处。

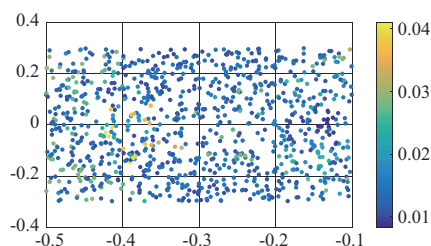


图9 可操作度散点色条图

5 结语

本文针对建筑移动机器人地砖铺设过程中,移动小车作业点选择问题进行了较为深入的研究。以最大可操作度为优化指标,并利用GA-PSO混合算法优越的搜索性能,优化移动小车进行铺砖作业时的作业点,以保证机械臂的操作灵活性。

为验证所提方法的有效性,本章利用MATLAB编写仿真程序,最终得到了机械臂的可操作度在移动小车位于不同作业点时的平面分布图,并通过GA-PSO混合算法得出了移动小车的作业点位于坐标为 $(-0.4023, -0.0938)$ 的点处,其可操作度值最大。相关仿真结果表明,本文所提出的基于GA-PSO混合算法的可操作度优化方法可以精确地得到移动小车的作业点,解决了移动小车与机械臂协调作业时路径规划的难题。

参考文献:

- [1] 齐伯文, 崔岩, 林彬. 建筑业中应用机器人的前景[J]. 信息技术, 1995(3): 33-37.
- [2] 顾军, 芮延年, 唐维俊, 等. 建筑机器人的研究与应用[J]. 昆明理工大学学报(自然科学版), 2007, 32(1): 54-59.
- [3] 张波涛. 移动机械臂运动规划算法及其应用研究[D]. 上海: 华东理工大学, 2012.
- [4] YOSHIKAWA T. Manipulability and redundancy control of robotic mechanisms [C]//Proceedings of 1985 IEEE International Conference on Robotics and Automation. St. Louis, MO, USA: IEEE, 1985:1004-1009.
- [5] MOUSAVI M, YAP H J, MUSA S N. A fuzzy hybrid GA-PSO algorithm for multi-objective AGV scheduling in FMS[J]. International Journal of Simulation Modelling, 2017, 16(1): 58-71.

收稿日期:2019-11-15