

空中机器人的混合系统建模与优化控制

李坚强¹ 裴海龙² 卢亚辉¹

(深圳大学计算机与软件学院 深圳 518060)¹(华南理工大学自动化科学与工程学院 广州 510641)²

摘要 针对空中机器人(小型无人直升机)非线性系统最优控制求解问题,提出了一种解决方法,该方法基于混合系统建模、降阶,求得系统约束下的状态最大可控不变集,在该集合内通过混合整数二次规划(MIQP)的方法以求得系统的最优控制。最后通过一个实际的样机进行建模、仿真,证明了本方法的可行性与有效性。

关键词 混合系统,小型无人直升机,自由度,混合逻辑动态模型,混合整数二次规划

中图分类号 TP27 **文献标识码** A

Hybrid Systems Model and Optimization Control of Aerial Robotics

LI Jian-qiang¹ PEI Hai-long² LU Ya-hui¹

(School of Information Engineering, Shenzhen University, Shenzhen 518060, China)¹

(Department of Automation, South China University of Technology, Guangzhou 510641, China)²

Abstract To solve the optimization control problem of aerial robotics (small unmanned helicopter) nonlinear system with six degree of freedom(DOF), this paper proposed a method that models and lower-orders based on hybrid systems, obtains the maximal controlled invariant sets by states constraint, then solves the optimization problem by mixed integer quadratic programming in the sets. Finally, a model is modeled and simulated, the result proves the validity and efficiency.

Keywords Hybrid systems, Small unmanned helicopter, Degree of freedom(DOF), Mix-logic dynamic model, Mixed-integer quadratic programming

1 引言

混合系统研究是当今非线性系统研究的一大热点。现实中的一切系统严格意义上都是非线性系统,但对于一些实际的非线性系统,由于其系统的复杂性,如十几阶的多阶强耦合系统^[17],对该类系统进行建模和求解,计算量将非常大,求解也非常困难,很难满足系统的实时性等要求。而基于多模型的混合系统分析设计是一种简洁有效的方法,考虑在不同的状态下对系统模型进行配平、简化和解耦,分别设计控制器,之后在各子系统之间设计切换控制策略。

由空中机器人(小型无人直升机)自身固有的特性和数学建模过程可知,该系统是一个典型的非线性多变量系统。由于非线性飞行控制系统理论本身仍处在积极发展之中,如果把非线性数学模型直接用于小型无人直升机飞行控制规律设计,将十分复杂和困难。工程界的惯例做法是在一定的条件下把直升机的非线性数学模型线性化,获得一组小扰动常系数微分方程,即直升机运动线性化数学模型,采用丰富而成熟的线性系统控制方法为其设计飞行控制系统。工程实践证明,利用线性化数学模型对直升机进行操稳特性分析和飞行控制规律设计,基本能够满足工程设计的精度要求^[17]。

本文主要针对小型无人直升机非线性系统进行混合系统建模,通过线性化建模求得悬停与前飞 3m/s 速度下的子系统,根据混合整数规划的方法求得子系统间的最优控制与切

换。与文献[17]中的 Gain scheduling 方法相比,本方法实现的时间性能更优。本文第 2 节给出小型无人直升机的非线性模型,并对其进行配平计算;第 3 节对无人直升机进行混合系统的 MLD 建模,把六自由度模型在水平面飞行降阶为三自由度,并进行悬停、前飞混合系统模式下的 MIQP 方法优化控制设计;第 4 节使用第 3 节的方法对小型无人直升机从初始状态到稳定进行仿真,并对仿真结果做进一步的分析;最后对本文方法进行总结,并提出下一步的工作。

2 无人直升机的混合系统建模

2.1 无人直升机非线性模型

小型无人直升机系统如图 1 所示。本文建立包含 11 个状态量和 4 个控制量的小型无人直升机飞行动力学非线性数学模型^[17],表示为

$$\dot{x} = f(x, u, t) \tag{1}$$

$$x = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ \phi \ \theta \ \psi \ a_1 \ b_1]^T$$

$$u = [\delta_{\omega} \ \delta_{\omega m} \ \delta_{\omega r} \ \delta_r]^T$$

其中,列向量 x 是小型无人直升机的状态变量,包括体轴系三维速度 u, v, w 、体轴系三维角速度 p, q, r 、姿态角 ϕ, θ, ψ 、旋翼纵向和横向挥舞角 a_1, b_1 , 共 11 个;列向量 u 是小型无人直升机的飞行操纵变量,包含主旋翼总距操纵变量 δ_{ω} 、主旋翼纵向周期变距操纵变量 $\delta_{\omega m}$ 、主旋翼横向周期变距操纵变量 $\delta_{\omega r}$ 及尾桨总距操纵变量 δ_r , 共 4 个。

到稿日期:2009-05-06 返修日期:2009-08-04 本文受深圳大学科研基金面上项目(200912)资助。

李坚强(1980-),男,博士,讲师,CCF 会员,主要研究方向为混合系统、智能机器人,E-mail:lijq@szu.edu.cn;裴海龙(1965-),男,教授,博士生导师,主要研究方向为混合系统、嵌入式系统与机器人控制;卢亚辉(1976-),男,讲师,主要研究方向为复杂系统建模。

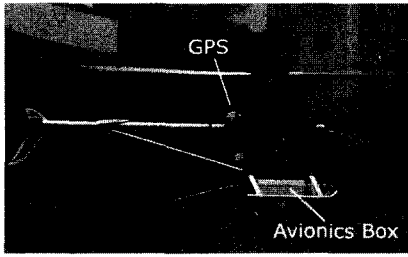


图1 小型无人直升机系统

f 代表小型无人直升机的运动与操纵输入及外界干扰之间的关系,是一个非线性函数,其关系为

$$\begin{aligned}
 \dot{u} &= vr - wq - g \sin \theta + (X_{mr} + X_{fus})/m \\
 \dot{v} &= wp - ur + g \sin \phi \cos \theta + (Y_{mr} + Y_{fus} + Y_{tr} + Y_{vf})/m \\
 \dot{w} &= uq - vp + g \cos \phi \cos \theta + (Z_{mr} + Z_{fus} + Z_{ht})/m \\
 \dot{p} &= qr(I_{yy} - I_{zz})/I_{xx} + (L_{mr} + L_{vf} + L_{tr})/I_{xx} \\
 \dot{q} &= pr(I_{zz} - I_{xx})/I_{yy} + (M_{mr} + M_{tr})/I_{yy} \\
 \dot{r} &= pq(I_{xx} - I_{yy})/I_{zz} + (-Q_e + N_{vf} + N_{tr})/I_{zz} \\
 \dot{\phi} &= p + q \cdot \sin \phi \tan \theta + r \cdot \cos \phi \tan \theta \\
 \dot{\theta} &= q \cdot \cos \phi - r \cdot \sin \phi \\
 \dot{\psi} &= q \cdot \sin \phi / \cos \theta + r \cdot \cos \phi / \cos \theta \\
 \dot{a}_1 &= -q \frac{a_1}{\tau_e} + \frac{1}{\tau_e} \left(\frac{\partial a_1}{\partial \mu} \cdot \frac{u - u_w}{\Omega R} + \frac{\partial a_1}{\partial \mu_e} \cdot \frac{w - w_w}{\Omega R} \right) + \frac{A_{\delta_{lon}}}{\tau_e} \delta_{lon} \\
 \dot{b}_1 &= -p \frac{b_1}{\tau_e} - \frac{1}{\tau_e} \left(\frac{\partial b_1}{\partial \mu} \cdot \frac{v - v_w}{\Omega R} + \frac{B_{\delta_{lat}}}{\tau_e} \delta_{lat} \right)
 \end{aligned} \quad (2)$$

其中, m 为小型无人直升机的质量, X, Y, Z 表示空气动力在体轴系的三分量, L, M, N 表示外力矩在体轴系的三分量, I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} 为直升机机体转动惯量, Q_e 是发动机产生的扭矩(顺时针为正), Ω 是主旋翼转速, I_{mr} 是主旋翼的旋转惯量, $A_{\delta_{lon}}$ 和 $B_{\delta_{lat}}$ 分别表示从周期变距输入到主旋翼挥舞角的有效稳态纵向和横向增益, 下标 mr 代表主旋翼, fus 代表机身, tr 代表尾桨, vf 代表垂尾, ht 代表平尾。无人机非线性模型的详细表述可见文献[17]。

2.2 小型无人直升机的配平计算

建立非线性模型后,由于系统模型的高阶非线性,直接设计控制器通常非常困难,因而需要在平衡点对非线性模型进行近似线性化,在线性化模型的基础上设计合适的控制方法。

本文主要研究的是悬停与速度为 3m/s 前飞两种飞行状态。首先得对这两个平衡点进行配平计算。配平计算就是计算出无人机在给定飞行条件下实现稳定飞行所需的操纵量、姿态角及其它一些有关的参数,这些数据就是小型无人直升机的配平值或平衡值。本文主要讨论的是在定常直线水平飞行条件下作用在主旋翼和直升机机体上的力和力矩是平衡的,因而令非线性方程中的加速度、角速度和角加速度等项为零,就可得到小型无人直升机的配平方程组,计算出配平值。

3 混合系统建模与控制器设计

3.1 混合系统建模

在悬停与 3m/s 小扰动假设的平衡条件下,首先对非线性模型在平衡点进行线性化。考虑式(1)是非线性系统,系统输出为

$$y = [1 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T x \quad (3)$$

对该非线性系统,可在输出向量空间取 l 个输出值,并得到相应的平衡点,通过雅可比线性化,在平衡点处展开成泰勒

级数,且保留线性部分,可得到原非线性系统的 l 个线性化模型^[17]。在平衡点 (x_i, u_i, y_i) 附近,其线性化模型 σ_i 形式如下^[18]

$$\begin{aligned}
 \dot{x} &= \left[\frac{\partial f}{\partial x} \right]_{x=x_i, u=u_i} x + \left[\frac{\partial f}{\partial u} \right]_{x=x_i, u=u_i} u \\
 \text{s. t. } y_i - \epsilon_i &\leq y \leq y_i + \epsilon_i
 \end{aligned} \quad (4)$$

令 $A_i = \left[\frac{\partial f}{\partial x} \right]_{x=x_i, u=u_i}$, $B_i = \left[\frac{\partial f}{\partial u} \right]_{x=x_i, u=u_i}$, 由于挥舞角无法测量,因而对该问题采用刚体假设来解决,用稳态关系代替挥舞角的微分方程。同时本文主要研究水平面的无人机控制,因而六自由度的无人机模型可简化为三自由度的模型。在原模型中,纵向的变量设置为零^[20]: $w=0, p=0, q=0, \phi=0, \theta=0$, 则可得到降阶的小型无人直升机线性化系统模型为

$$\dot{x} = A_i x + B_i u \quad (5)$$

其中,列向量 x 是降阶后的系统状态变量,仅包含二维速度、偏航角速度和偏航姿态角,共 9 个状态量,即

$$x = [u \ v \ r \ \psi]^T \quad (6)$$

$$u = [\delta_{col} \ \delta_{lon} \ \delta_{lat} \ \delta_r]^T \quad (7)$$

$$y = [1 \ 0 \ 0 \ 0] x \quad (8)$$

非线性系统在一定范围可以用混合系统(5)的子系统进行描述,而模型之间的切换条件则可以根据系统需求等来确定。

3.2 混合系统 MLD 模型的建立

非线性系统经过线性化后转化为多模态的混合系统。由于基于混合系统模型的控制器的控制通过离散控制实现,因而需要通过离散化,通过设置离散时间,通过零阶保持离散方法,将连续混合系统线性化。同时通过定义逻辑变量 $\delta_i \in (0, 1)$, 得到混合系统的混合逻辑动态模型。混合系统的离散时间混合逻辑动态(MLD)模型是由 Albert Bemporad 和 Manfred Morari 于 1999 年提出的^[10], 其一般表示式如下

$$\begin{cases}
 x(t+1) = A_c x(t) + B_{1l} u(t) + B_{2l} \delta(t) + B_{3l} z(t) + w \\
 y(t) = C_c x(t) + D_{1l} u(t) + D_{2l} \delta(t) + D_{3l} z(t) + w \\
 E_{2l} \delta(t) + E_{3l} z(t) \leq E_{1l} u(t) + E_{4l} x(t) + E_{5l}
 \end{cases} \quad (9)$$

其中, $\forall w \in W, t \in Z, x = \begin{bmatrix} x_c \\ x_l \end{bmatrix}, x_c \in \mathbb{R}^{n_c}, x_l \in \{0, 1\}^{n_l}, n_c \leq n$

$n_l; y = \begin{bmatrix} y_c \\ y_l \end{bmatrix}, y_c \in \mathbb{R}^{p_c}, y_l \in \{0, 1\}^{p_l}, p_c \leq p_c + p_l; u = \begin{bmatrix} u_c \\ u_l \end{bmatrix}, u_c$

$\in \mathbb{R}^{m_c}, u_l \in \{0, 1\}^{m_l}, m_c \leq m_c + m_l$ 分别为系统的状态、输出以及控制输入。它们既可以是连续变量(下标 c),也可以是离散(逻辑)变量(下标 l),还可以同时包含二者。 $\delta(t), z(t)$ 分别是 MLD 模型引入的辅助逻辑变量与辅助连续变量。辅助离散(逻辑)变量用于刻画混合系统中的各个部分之间的逻辑关系,用于表示离散事件、系统的不同运行模式或者用于表示系统运行所处的不同区域范围。在混合整数不等式中包含了 $\delta(t), z(t)$ 的定义,也包含了由于物理限制或安全运行的需要而必须要引入的、系统状态 $x(t)$ 与控制输入 $u(t)$ 所应满足的约束条件。

通过已经得到的混合逻辑动态模型(9)设计无人机最优控制器,在飞行包络内,通过有效的切换和有约束的控制输入,得到最优控制效果。

3.3 混合系统控制器的设计

本文研究的控制目标是无人直升机系统在飞行包络内由指定的飞行状态回到平衡点 $[0 \ 0 \ 0 \ 0]^T$ 。

建立 MLD 模型后,给定混合系统的初始状态 x_0 、状态 x 与输入 u 的约束等,针对系统约束提出了系统的生存域不变

集,该集合作为系统的状态约束集。在该不变集内,提出如下的混合整数预测控制,以考虑如下的最优控制问题。

问题1 给定一个初始状态 x_0 和终止时间 T , 找到一个控制序列 $u_0^{T-1} = \{u(0), u(1), \dots, u(T-1)\}$, 使得系统状态在不变集内到达所要求的稳定点, 并使性能指标(10)最优。

目标函数:

$$\min_{\{u_i^{T-1}\}} J(u_i^{T-1}, x(t)) = \min_{\{u_i^{T-1}\}} \left\{ \sum_{k=0}^{T-1} \|u_i(k) - u_e\|_{Q_1}^2 + \|\delta_i(k|t) - \delta_e\|_{Q_2}^2 + \|z_i(k|t) - z_e\|_{Q_3}^2 + \|x_i(k|t) - x_e\|_{Q_4}^2 + \|y_i(k|t) - y_e\|_{Q_5}^2 \right\} \quad (10)$$

约束条件:

$$\left\{ \begin{array}{l} x(k+1|t) = Ax(k|t) + B_1 u(k|t) + B_2 \delta(k|t) + B_3 z(k|t) \\ y(t) = Cx(k|t) + D_1 u(k|t) + D_2 \delta(k|t) + D_3 z(k|t) \\ E_2 \delta(k|t) + E_3 z(k|t) \leq E_1 u(k|t) + E_4 x(k|t) + E_5 \\ x(T|t) = x_e \quad k=0, 1, \dots, T-1 \\ x(t) \in Inv(x) \end{array} \right. \quad (11)$$

根据滚动时域控制, 取

$$u(t) = u_i^*(0) \quad (12)$$

式(10)中, $Q_i = Q_i' \geq 0, i=1, \dots, 5$ 是已知的权重阵, x_e 为可控不变集 $Inv(x)$ 的稳定状态, $(x_e, u_e, \delta_e, z_e)$ 为系统的终端状态。式(10)一式(12)为该改进预测控制算法, 与一般混合整数预测控制算法不同, 式(11)中用不变集 $Inv(x)$ 集合来约束系统状态。由于不变集的特殊属性, 预测控制系统既可以保证稳定性, 又可以保证系统状态的安全性。对于系统的不变集求解可见文献[3-6]。

对于问题1, 假设 t 是当前时刻, $x(t)$ 为当前系统状态。记 $u_i^{t-1} = \{u_i(0), u_i(1), \dots, u_i(k-1)\}$, 表示在 t 时刻求得的未来 k 时刻的最优控制序列。 $x(k|t) = x(t+k, x(t), u_i^{t-1})$, 表示基于系统的模型 t 时刻状态 $x(t)$ 在控制序列 u_i^{t-1} 作用下, 对未来 $t+k$ 时刻系统状态的预测。同理, $\delta(k|t), z(k|t), y(k|t)$ 都是基于当前时刻采用一控制序列对未来 k 时刻的预测。

定理1 对于混合系统(9), $(x_e, u_e, \delta_e, z_e)$ 为系统的终端状态, 且优化问题(10)存在可行解, 则在满足问题1中的所有约束条件下, 预测控制策略式(10)一式(12)使系统收敛于系统可控不变集内的稳定点。

对于定理1, 问题(10)的求解首先根据系统方程(9)与状态约束(11)求出系统的最大可控不变集^[6]。在该不变集内, 通过混合整数二次规划(MIQP)的方法求取最优控制。

4 数值仿真

本文采用的样例机为麻省理工学院的小型无人直升机 X-Cell 60SE, 其参数模型可见文献[17, 20]。通过配平、降阶、离散化, 以悬停与前飞 3m/s 的动态方程为子系统的混合系统模型如下

$$\dot{x} = A_1 x + B_1 u \quad (13)$$

$$\sigma = 0; y \leq 0.5$$

$$A_0 = \begin{bmatrix} 0.9961 & 0.0054 & 0.1093 & 0 \\ -0.0003 & 0.9898 & 0.0031 & 0 \\ -0.0076 & 0.0926 & 0.9150 & 0 \\ -0.0004 & 0.0047 & 0.0953 & 1.0000 \end{bmatrix}$$

$$B_0 = \begin{bmatrix} -0.0023 & -4.0045 & 0.0073 & 0.6738 \\ 0.1010 & 0.0006 & 3.9915 & -0.4345 \\ -0.0376 & 0.0154 & 0.1888 & 11.6144 \\ -0.0020 & 0.0005 & 0.0063 & 0.5875 \end{bmatrix}$$

$$\sigma = 1; y \geq 0.5$$

$$A_1 = \begin{bmatrix} 0.9951 & -0.0000 & -0.0003 & 0 \\ -0.0054 & 0.9717 & -0.2776 & 0 \\ 0.0303 & 0.1089 & 0.8838 & 0 \\ 0.0015 & 0.0056 & 0.0940 & 1.0000 \end{bmatrix}$$

$$B_1 = \begin{bmatrix} -0.0829 & -4.0008 & -0.0000 & -0.0017 \\ 0.1198 & 0.0079 & 3.9646 & -2.1444 \\ -0.1277 & -0.0620 & 0.2234 & 11.2752 \\ -0.0066 & -0.0021 & 0.0075 & 0.5738 \end{bmatrix}$$

设定系统的约束条件: $-4 \leq x_1 \leq 4, -1 \leq x_2 \leq 1, -5 \leq x_3 \leq 5, -1 \leq x_4 \leq 1, -10 \leq u_i \leq 10$ 。对于该系统, 求解步骤如下。

- 1) 将该系统化为 MLD 模型混合系统;
- 2) 求解该系统在约束条件下的最大可控不变集;
- 3) 在不变集通过 MIQP 求解最优控制。

本文所设计的控制目标是设计最优控制器, 使系统从初始状态 $x_0 = [2.5; -0.0449; 0; 0]$ 回到悬停稳定状态 $x_e = [0; 0; 0; 0]$ 。选择权重阵 Q_2, Q_3, Q_5 为零矩阵, $Q_1 = \text{diag}(0.1 \ 0 \ 1 \ 0.01 \ 100)$, $Q_4 = \text{diag}(10 \ 400 \ 4000 \ 30)$ 。通过迭代算法算出系统最大可控不变集后, 在集合内通过设定的权重值等进行 MIQP 求解。其仿真结果如图2-图5所示。

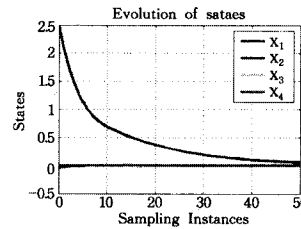


图2 系统状态图

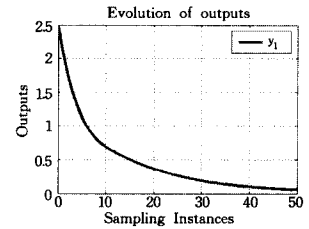


图3 系统输出状态图

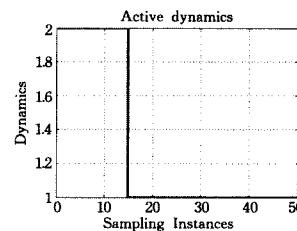


图4 动态子系统对应采样时间

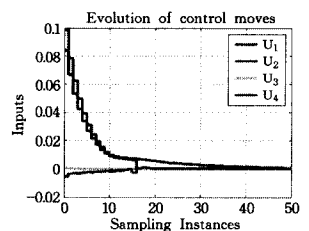


图5 系统控制输入图

从以上仿真图可以看出, 图1显示的系统状态与图2显示的输出状态在接近50步之后回到了系统需求的平衡点; 图3和图4则为不同的采样时间时系统所在的子系统与输入控制。相对于文献[20]中的每一子系统统一的LQR控制方法, 由于采用了滚动优化的策略, 每个采样周期的输入控制均为当前最优控制, 因而比文献[20]中的控制效果好。

结束语 本文提出了一种无人直升机混合系统建模优化预测控制的方法。首先对非线性的小型无人直升机系统进行混合系统MLD模型建模、水平面状态系统的降阶。通过迭代方法求出系统的不变集, 得到系统状态的生存域。在该集合内通过混合整数二次规划的方法求出了最优的控制输入, 从而使系统进入稳定状态。从仿真实例看, 用本文的方法能够很好地求出小型无人直升机在给定限制区域内的状态不变集, 在该集合内给定初始状态, 可得到最优控制, 使系统回到平衡点。本文所使用的方法为水平面的三自由度控制方法, 该方法同样适用于纵平面的控制方法设置。下一步的工作需要将水平面与纵平面的控制相结合, 控制无人机的六自由度飞行。

参考文献

- [1] Lygeros J. Lecture Notes on Hybrid Systems[R]. Dept. of Electrical and Computer Engineering, University of Patras, 2-6/2/2004
- [2] Pei Hai-long, Krogh B H. Stability Regions for Systems with Mode Transition [A]//Proc. of ACC01[C]. 2001
- [3] Blanchini F. Set Invariance in Control [J]. Automatica, 1999, 35:1747-1767
- [4] Jirstrand M. Invariant Sets for a Class of Hybrid Systems [A]//IEEE, CDC98[C]. 1998
- [5] Li Jian-qiang, Pei Hai-long. Efficient Transition for Invariant Set in a Class of Hybrid Systems [A]//The 6th International Conference on Control and Automation (ICCA2007)[C]. 2007
- [6] Rakovic S V, Grieder P, Kvasnica M, et al. Computation of Invariant Sets for Piecewise Affine Discrete Time Systems subject to Bounded Disturbances[A]//43rd IEEE Conference on Decision and Control[C]. 2004
- [7] Mayne D Q, Rawling J B, Rao C V, et al. Constrained Model Predictive Control: Stability and Optimality [J]. Automatica, 2000, 36:789-814
- [8] Rakovic S V, Kerrigan E C, Kouramas K I, et al. Invariant Approximations of the Minimal Robust Positively Invariant Set [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2005, 50(3)
- [9] Lin Hai, Antsaklis P J. Robust Invariant Control Synthesis for Discrete-time Polytopic Uncertain Linear Hybrid Systems[A]//Proc. of ACC03[C]. 2003
- [10] Bemporad A, Morari M. Control of systems integrating logic, dynamic, and constraints [J]. Automatica, 1999, 35(3):407-427
- [11] 张聚. 混杂系统理论及在非线形系统中的应用研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2005
- [12] Richards A, How J. Mixed-integer Programming for Control
- [13] Bemporad A. Hybrid Toolbox For Real-time Applications. October 2006
- [14] Grieder P, Kvasnica M, Baotic M, et al. Low complexity control of piecewise affine systems with stability guarantee [C] // ACC2004. 2004
- [15] Fletcher R, Leyffer S. Numerical experience with lower bounds for MIQP brand-and-bound [R]. Scotland: Dept. of Mathematics, University of Dundee, 1995
- [15] Torrisi F D, Bemporad A. HYSDEL 2.0-User Manual[M]. 2002
- [16] Wonham W M. Linear Multivariable Control: a Geometric Approach[M]. New York: Springer Verlag, 1985
- [17] 胡一凡. 飞行机器人的建模和控制[D]. 广州: 华南理工大学, 2004
- [18] 席裕庚, 王凡. 非线性系统预测控制的多模型方法[J]. 自动化学报, 1996, 22(4):456-461
- [19] Rakovic S, Grider P, Kvasnica M, et al. Computation of invariant sets for piecewise affine discrete systems subjects to bounded disturbances[C]//CDC 04. 2004
- [20] Yue Wei, Rodrigues L, Gordon B. Piecewise-affine Control of a Three DOF Helicopter[C]//ACC06. 2006

(上接第 182 页)

此方法, 蚂蚁在可行的路径上探索, 最终能搜索到最优装配序列。这种群体合作方式不仅要走最短的一步, 而且要综合整个蚂蚁群已经走过路径的经验, 选择最优路径, 同时也有一部分蚂蚁在探索新的路径, 从而找到全局最优解。在零件规模较大的情况下, 蚁群算法能更好地搜索出装配最优序列。

结束语 装配序列规划是数字化产品装配规划中的核心技术。本文对装配序列规划问题进行了数学上的描述, 并针对装配序列规划问题的特点, 将蚁群算法应用于求解装配序列规划的问题中。基于有向图的产品装配模型表达产品零件之间的装配优先关系, 集成干涉矩阵和工具列表矩阵表达零件可行装配方向等基本装配信息。本文在分析干涉矩阵的形式、性质的基础上, 采用集成干涉矩阵为算法提供产品可行装配方向推导的信息, 并给出了集成干涉矩阵的十进制和二进制转换方法。在此基础上, 基于蚁群算法的原理和模型, 构建了面向装配序列规划的蚁群算法, 并从装配可行方向的改变次数和装配工具的改变次数建立目标优化函数, 求解装配序列。最后通过两个实例的对比研究, 证明了蚁群算法能较好地搜索出装配最优序列。

参考文献

- [1] 李灿林, 蔡铭, 童若锋, 等. 基于规则和爆炸图的装配序列规划 [J]. 计算机辅助设计与图形学报, 2004, 16(8):1106-1113
- [2] LU Tao, Zhang Bo, JIA Peifa. Assembly Sequence Planning Based on Graph Reduction[C]//Proc. of IEEE Region 10 Int. Conf. on Computers, Communication, Control, and Power Engineering. 1993:119-122
- [3] Caselli S, Zanichelli F. On Assembly Sequence Planning Using Petri Nets [C] // Proceedings of the 1995 IEEE International Symposium on Assembly and Task Planning. 1995:239-244
- [4] Cao Tiejia, Sanderson A C. Task Decomposition and Analysis of Assembly Sequence Plans Using Petri Nets[C]//Proceedings of the Third International Conference on Computer Integrated Manufacturing. 1992:138-147
- [5] Wang Junfeng, Liu Jihong, Zhong Yifang. A Novel Ant Colony Algorithm for Assembly Sequence Planning [J]. Advanced Manufacturing Technology, 2005(25):1137-1143
- [6] Sebaaly M F, Fujimoto H. A Genetic Planner for Assembly Automation[C]// Proceedings of the IEEE Conference on Evolutionary Computation. 1996:401-406
- [7] Ye Nong, Banerjee P, Banerjee A, et al. A Comparative Study of Assembly Planning in Traditional and Virtual Environments [J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics-Part C: Applications and Reviews, 1999, 29(4):546-555
- [8] 夏平均, 姚英学, 刘江省, 等. 基于虚拟现实和仿生算法的装配序列优化[J]. 机械工程学报, 2007, 43(4):44-52
- [9] 谢龙, 付宜利, 马玉林. 基于复合装配图进行装配序列规划的研究[J]. 计算机集成制造系统, 2004, 10(8):997-1002
- [10] 付宜利, 田立中, 董正卫, 等. 装配关系的有向图表达方法研究 [J]. 计算机集成制造系统, 2003, 9(2):149-153
- [11] Dini G, Santochi M. Automated sequencing and subassembly detection in assembly planning [J]. CIRP Annals-Manufacturing Technology, 1992, 41(1):1-4
- [12] Cao Pengbin, Xiao Renbin. Assembly planning using a novel immune approach [J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2006(1):770-782