

# 四旋翼飞行器自适应反演姿态控制器设计

吴晓燕 黄佳奇 卜祥伟  
(空军工程大学防空反导学院 西安 710051)

**摘要** 针对四旋翼飞行器的非线性、强耦合控制问题,提出了一种自适应反演控制器设计方法。通过引入一阶低通滤波器来获取虚拟控制量的一阶导数,避免了虚拟控制量的复杂求导计算。采用充分光滑的投影算子对模型非匹配不确定项进行估计和补偿,放宽了传统投影算子对已知不确定项的上、下界的要求,同时抑制了“参数漂移”。仿真结果表明,该控制器具有良好的控制效果和鲁棒性。

**关键词** 四旋翼飞行器,自适应反演控制,一阶低通滤波器,充分光滑投影算子  
**中图分类号** TP273 **文献标识码** A

## Adaptive Backstepping Controller of Quadrotor UAV

WU Xiao-yan HUANG Jia-qi BU Xiang-wei  
(Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

**Abstract** An adaptive backstepping controller was designed for quadrotor UAV with non-linear and couplings. In order to obtain the virtual control item derivatives, low-pass first order filter was introduced. A sufficiently smooth projection operator was employed to estimate and compensate the model unmatched uncertainties for the sake of the inhibition of the parametrical drift and broaden the request of traditional projection operator which is conscious of the upper and the lower bounds of the uncertainties. Simulation results show that the designed controller possesses productive control effect and robustness.

**Keywords** Quadrotor UAV, Adaptive backstepping controller, Low-pass first order filter, Sufficiently smooth projection operator

### 1 引言

四旋翼飞行器是一种能够垂直起降、自主悬停、非共轴式的多旋翼碟形飞行器<sup>[1]</sup>,具有很强的机动性和可操作性,在军事、民用领域的应用前景广阔,近年来备受关注<sup>[2-4]</sup>。姿态控制是四旋翼飞行器自主飞行的核心,具有质量小、易变形且容易受到外界空气动力干扰的特点,增加了动力学模型的不确定性,从而为控制器的设计带来了极大挑战。

文献[5]利用自适应算法对模型不确定性进行补偿,设计了鲁棒双环控制器;文献[6]利用扩张状态观测器实现对干扰的估计,设计了基于自抗扰控制算法的控制器;文献[7-8]将控制系统分为位置子系统和旋转子系统,分别设计了控制器;文献[9]引入模糊系统来构造虚拟控制量,控制器具有很强的抗扰性,但是虚拟控制量求导复杂;文献[10-11]采用反演设计方法,保证了系统的稳定性,但分为多通道来设计控制器使得设计过程繁琐,同时反演设计过程的参数漂移并没有得到抑制。

本文针对存在不确定性的四旋翼飞行器非线性系统,采用块控反演技术,避免了姿态角之间的解耦,便于控制器设计;利用充分光滑投影算子对不确定参数进行估计和补偿,解决了单纯反演方法鲁棒性不强的问题;引入一阶低通滤波器来简化虚拟控制量的求导运算。最后,通过数字仿真对所设

计控制器的性能进行验证。

### 2 四旋翼飞行器姿态运动模型

四旋翼飞行器姿态运动学方程为<sup>[12]</sup>:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & \sin\phi\sec\theta & \cos\phi\sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中, $\phi, \theta, \psi$ 分别为滚转、俯仰和偏航角; $p, q, r$ 分别是3个姿态角的旋转角速度。

四旋翼飞行器绕机体坐标轴的转动方程为:

$$J \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & r & -q \\ -r & 0 & p \\ q & -p & 0 \end{bmatrix} J \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中: $J \in R^{3 \times 3}$ 为四旋翼飞行器的转动惯量矩阵。假设四旋翼机体完全对称,则由对称性可知, $J = \text{diag}(J_x, J_y, J_z)$ ;  $L, M, N$ 为四旋翼飞行器所受合外力矩沿机体坐标轴的3个分量。

通过空气动力学分析,四旋翼飞行器在空中主要受以下力矩影响<sup>[13]</sup>:

$$\begin{cases} L = L_R + L_G + L_D + L_d \\ M = M_R + M_G + M_D + M_d \\ N = N_R + N_G + N_D + N_d \end{cases} \quad (3)$$

本文受航空科学基金(20130196004)资助。

吴晓燕(1957-),女,博士生导师,主要研究方向为系统建模与仿真,E-mail:x\_ywu@126.com;黄佳奇(1992-),男,硕士,主要研究方向为四旋翼飞行器姿态控制,E-mail:415098150@qq.com(通信作者);卜祥伟(1987-),男,博士,主要研究方向为高超声速飞行器控制方法研究。

其中,下标( $R, G, D, d$ )分别表示旋翼升力、旋翼陀螺效应、空气阻力和外部干扰产生的力矩。

$$\begin{bmatrix} L_R \\ M_R \\ N_R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_L(\omega_2^2 - \omega_1^2) \\ k_L(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ k_Q(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_1^2) \end{bmatrix} \quad (4)$$

式(4)为旋翼升力力矩,  $k_L$  为升力系数,  $\omega_i$  ( $i=1, 2, 3, 4$ ) 为旋翼转速,  $l$  为电机轴到四旋翼飞行器重心的垂直距离,  $k_Q$  为反扭矩系数。

四旋翼飞行器飞行速度相对较慢,旋翼面积和转动惯量较小,将陀螺效应和阻力力矩忽略不计。从而式(3)可改写成:

$$\begin{cases} L = L_R + \Delta_L + L_d \\ M = M_R + \Delta_M + M_d \\ N = N_R + \Delta_N + N_d \end{cases} \quad (5)$$

其中,  $[\Delta_L \ \Delta_M \ \Delta_N]^T$  表示忽略掉的未建模项。

综上,四旋翼飞行器的姿态运动模型可表示为:

$$\begin{cases} \dot{\phi} = p + (q \sin \phi + r \cos \phi) \tan \theta \\ \dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} = (q \sin \phi + r \cos \phi) \sec \theta \\ \dot{p} = a_1 q r + b_1 k_L (\omega_2^2 - \omega_1^2) + \Delta_1 \\ \dot{q} = a_2 p r + b_2 k_L (\omega_3^2 - \omega_1^2) + \Delta_2 \\ \dot{r} = a_3 q r + b_3 k_Q (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_1^2) + \Delta_3 \end{cases} \quad (6)$$

其中,

$$\begin{cases} a_1 = \frac{J_y - J_z}{J_x} \\ a_2 = \frac{J_z - J_x}{J_y} \\ a_3 = \frac{J_x - J_y}{J_z} \end{cases}, \begin{cases} b_1 = \frac{l}{J_x} \\ b_2 = \frac{l}{J_y} \\ b_3 = \frac{l}{J_z} \end{cases}, \begin{cases} \Delta_1 = \frac{\Delta_L + L_d}{J_x} \\ \Delta_2 = \frac{\Delta_M + M_d}{J_y} \\ \Delta_3 = \frac{\Delta_N + N_d}{J_z} \end{cases}$$

$$\text{令 } x_1 = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}, x_2 = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}, u = \begin{bmatrix} k_L(\omega_2^2 - \omega_1^2) \\ k_L(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ k_Q(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_1^2) \end{bmatrix}$$

则四旋翼姿态运动模型可转化为标准的多输入、多输出非线性系统状态方程形式:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_1(x_1) + b_1(x_1)x_2 \\ \dot{x}_2 = f_2(x_1, x_2) + b_2(x_1, x_2)u \end{cases} \quad (7)$$

其中,

$$f_1 = 0_{3 \times 3}, b_1 = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix}$$

$$f_2 = f_{20} + \Delta f_2 = \begin{bmatrix} a_1 q r \\ a_2 p r \\ a_3 p q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta_1 \\ \Delta_2 \\ \Delta_3 \end{bmatrix}$$

$$b_2 = b_{20} + \Delta b_2 = \begin{bmatrix} b_1 & 0 & 0 \\ 0 & b_2 & 0 \\ 0 & 0 & b_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta b_1 & 0 & 0 \\ 0 & \Delta b_1 & 0 \\ 0 & 0 & \Delta b_1 \end{bmatrix}$$

其中,  $f_{20}, b_{20}$  为标称系统的值,  $\Delta f_2$  为系统的未建模动态和外部干扰,  $\Delta b_2$  为系统参数摄动。

### 3 控制器设计

#### 3.1 反演控制器设计

定义误差:

$$\begin{cases} \tilde{x}_1 = x_1 - x_{1d} \\ \tilde{x}_2 = x_2 - x_{2d} \end{cases} \quad (8)$$

其中,  $x_{1d}, x_{2d}$  为期望状态轨迹,则由式(7)和式(8)可得误差状态的动态方程为:

$$\dot{\tilde{x}}_1 = f_1 + b_1 x_2 - \dot{x}_{1d} \quad (9)$$

$$\dot{\tilde{x}}_2 = f_2 + b_2 u - \dot{x}_{2d} \quad (10)$$

考虑误差子系统(9),选取虚拟控制量为:

$$\bar{x}_2 = b_1^{-1} [-k_1 \tilde{x}_1 - k_2 \int_0^t \tilde{x}_1(\tau) d\tau + \dot{x}_{1d}] \quad (11)$$

其中,  $k_1, k_2$  为大于零的常数。

由于对  $\bar{x}_2$  求导较复杂,引入一阶低通滤波器来获取虚拟控制量的一阶导数:

$$\dot{x}_{2cmd} = (\bar{x}_2 - x_{2cmd})/\tau, x_{2cmd}(0) = x_{2cmd}(0) \quad (12)$$

考虑误差子系统(10),将其重新组合:

$$\dot{\tilde{x}}_2 = f_{20} + b_{20} u - \dot{x}_{2d} + \Delta f_2 + \Delta b_2 u = f_{20} + b_{20} u - \dot{x}_{2d} + \Delta \quad (13)$$

则实际控制量选为:

$$u = -b_{20}^{-1} [k_3 \tilde{x}_2 + k_4 \int_0^t \tilde{x}_2(\tau) d\tau + f_{20} - \dot{x}_{2d} + \hat{\Delta}] \quad (14)$$

其中,  $k_3, k_4$  为大于零的常数,  $\hat{\Delta}$  为  $\Delta$  的估计值。

#### 3.2 自适应律设计

对于上界已知的不确定项  $\Delta$ ,引入充分光滑投影算子对其进行估计,同时可抑制可能存在的参数漂移。

定义估计误差  $\tilde{\Delta} = \Delta - \hat{\Delta}$ 。

充分光滑投影算法  $Proj_d(\cdot)$  描述如下:

$$Proj_d(\mu, \hat{\Delta}) = \mu - \frac{\eta_1 \eta_2}{4(\sigma^2 + 2\sigma\Delta_0)^{m+1} \Delta_0^2} p_d(\hat{\Delta}) \quad (15)$$

其中,

$$p_d(\hat{\Delta}) = \hat{\Delta}^T \hat{\Delta} - \Delta_0^2$$

$$\eta_1 = \begin{cases} p_d^{m+1}(\hat{\Delta}), & p_d(\hat{\Delta}) > 0 \\ 0, & \text{其他} \end{cases}$$

$$\eta_2 = \frac{1}{2} p_d(\hat{\Delta})^T \mu + \sqrt{\left(\frac{1}{2} p_d(\hat{\Delta})^T \mu\right)^2 + \delta^2}$$

其中,  $\sigma$  与  $\delta$  为任意正常数,  $\Delta_0$  为  $\|\Delta\|$  的上界。

该算法具有如下性质<sup>[14]</sup>:

$$\tilde{\Delta}^T Proj_d(\mu, \hat{\Delta}) \geq \tilde{\Delta}^T \mu, \hat{\Delta}(0) \in \Omega \quad (16)$$

则自适应律设计为:

$$\dot{\hat{\Delta}} = \Gamma Proj_d(\mu, \hat{\Delta}), \mu = \tilde{x}_2 \quad (17)$$

其中,  $\Gamma$  为大于零的常数。

#### 3.3 稳定性证明

定义滤波误差:

$$y = x_{2cmd} - \bar{x}_2 \quad (18)$$

对式(18)求时间的一阶导数,并联立式(12),得:

$$\dot{y} = -\frac{y}{\tau} - \dot{\tilde{x}}_2 \quad (19)$$

分析可得,  $|\dot{\tilde{x}}_2|$  是连续函数,取其上界为  $B$ 。

选取 Lyapunov 函数:

$$W = W_{x_1} + W_{x_2} \quad (20)$$

其中,

$$W_{x_1} = \frac{1}{2} \tilde{x}_1^2 + \frac{k_1 \left( \int_0^t \tilde{x}_1 d\tau \right)^2}{2} \quad (21)$$

$$W_{x_2} = \frac{1}{2} \tilde{x}_2^2 + \frac{k_2 (\int_0^t \tilde{x}_2 d\tau)^2}{2} + \frac{\tilde{\Delta}^2}{2\Gamma} + \frac{y^2}{2} \quad (22)$$

分别对  $W_i$  求时间的一阶导数, 可得:

$$\dot{W}_{x_1} = -k_1 \tilde{x}_1^2 \quad (23)$$

$$\dot{W}_{x_2} \leq -k_2 \tilde{x}_2^2 - y^2/\tau + B_y + B\tilde{x}_2 + \tilde{\Delta}(\mu - Proj_d(\mu, \tilde{\Delta})) \quad (24)$$

对于式(24), 根据 Young 不等式:

$$B_y \leq |B| |y| \leq (B^2 y^2 + 1)/2$$

$$B\tilde{x}_2 \leq |B| |\tilde{x}_2| \leq (B^2 \tilde{x}_2^2 + 1)/2$$

则  $\dot{W} \leq -k_1 \tilde{x}_1^2 - (k_2 - \frac{B^2}{2}) \tilde{x}_2^2 + (\frac{B^2}{2} - \frac{1}{\tau}) y^2 + 1$ , 取  $k_2 \geq B^2/2$ ,

$\frac{1}{\tau} \geq \frac{B^2}{2}$ , 则  $\dot{W} \leq -c_0 W + 1$ ,  $c_0$  为大于零的常数, 取  $c_0 \geq \frac{1}{W}$ ,

$\dot{W} \leq 0$ .

可见, 闭环系统的所有信号在集合  $\Theta$  上半全局一致有界,  $\Theta = \{\tilde{x}_1, \tilde{x}_2, y, \tilde{\Delta}\}$ , 通过调整设计参数的值, 集合  $\Theta$  可以变得任意小, 从而跟踪误差可以收敛到任意小。

#### 4 仿真结果与分析

为了验证所设计的控制器的有效性, 针对模型式(6)进行闭环系统仿真, 模型参数为:  $l = 0.230\text{m}$ ,  $J_x = J_y = 0.008\text{kg} \cdot \text{m}^2$ ,  $J_z = 0.013\text{kg} \cdot \text{m}^2$ , 取  $\Delta = \sin(0.2\pi t) [0.5 \ 0.2 \ 0.8]^T$ , 控制器参数取为  $k_1 = 1.1, k_2 = 5, k_3 = 1, k_4 = 1.6$ , 滤波器参数  $\tau = 0.05$ , 充分光滑投影算子参数取  $\Gamma = 1, \delta = 1, \sigma = 0.5$ 。

四旋翼飞行器初始状态为  $x_1 = [1 \ 1 \ 1]^T, x_2 = [0.53 \ 0.58 \ 0.60]^T$ , 控制任务是使其原点悬停, 即  $x_{1d} = [0 \ 0 \ 0]^T, \dot{x}_{1d} = [0 \ 0 \ 0]^T$ , 采用定步长的四阶 Runge-Kuta 法求解, 仿真步长选为  $0.01\text{s}$ 。

角度输出和角速度输出仿真结果如图 1 和图 2 所示。

从图 1、图 2 可以看出, 在含有系统不确定项时, 常规反演方法不能准确实现原点悬停, 而含有光滑投影算子的自适应反演方法能够较好地克服模型不确定性的影响, 达到预期控制效果。虽然常规反演法收敛速度快, 但是二者差别不大 (在 1s 左右)。同时自适应反演控制器的输出始终维持在合理的范围内, 无抖振现象产生。

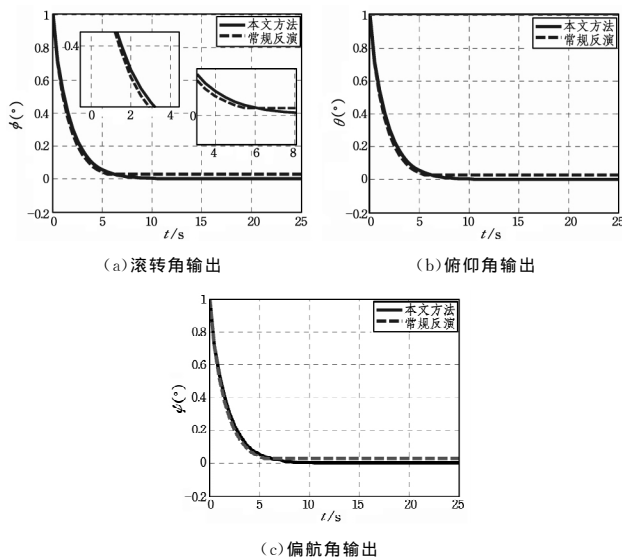


图 1 角度输出

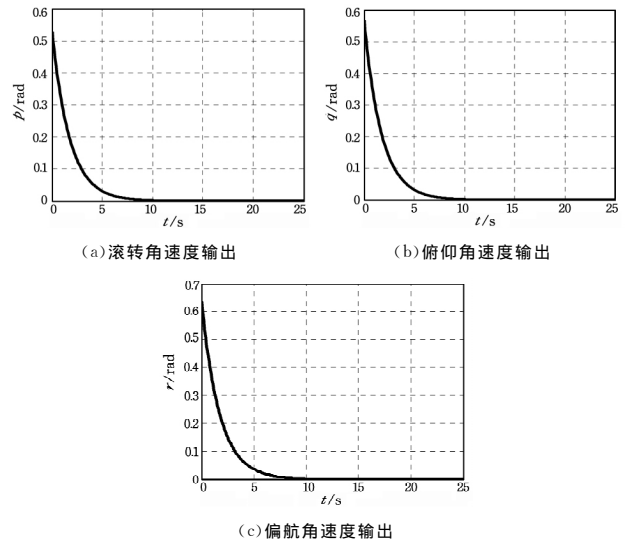


图 2 角速度输出

图 3 为充分光滑投影算子对模型不确定性的估计曲线, 从图中可以看出充分光滑投影算子可较精确地估计模型的不确定项, 同时不存在参数漂移, 从而显著增强了控制器的鲁棒性。

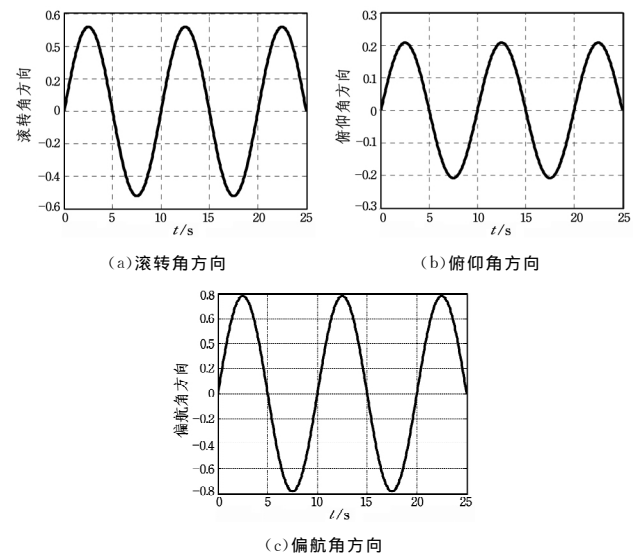


图 3 不确定项估计曲线

结束语 本文针对四旋翼飞行器姿态运动模型, 提出了一种自适应反演控制方法。引入一阶低通滤波器来获取虚拟控制量的一阶导数, 减少了复杂的求导运算量; 采用充分光滑投影算子对模型不确定项进行估计, 增强了系统的鲁棒性, 放宽了传统投影算子对已知不确定项上、下界的要求, 同时抑制了反演设计过程中的微分项膨胀问题。仿真结果表明, 设计的控制器具有良好的控制效果。

#### 参考文献

[1] 甄红涛, 齐晓慧, 夏明旗, 等. 四旋翼无人直升机飞行控制技术综述[J]. 飞行力学, 2012, 30(4): 295-299.  
 [2] 安宏雷, 李杰, 王剑, 等. 应用于四旋翼无人机角速度估计的几何滑模观测器设计[J]. 国防科技大学学报, 2013, 35(6): 165-170.  
 [3] SANTOS O, ROMERO H, SALAZAR S, et al. Real-time Stabilization of a Quadrotor UAV: Nonlinear Optimal and Suboptimal Control[J]. Intell Robot Syst, 2013, 70: 79-91.

表2 系统软件使用需求覆盖程度比较

测试方法	需求覆盖程度
场景法 <sup>[15]</sup>	从系统规格说明和软件需求规格说明中分析提取场景流程图,但场景流程图未能很好地反映系统软件内部各软件构件的协作性和交互性,并且未突出场景的运行条件。
基于 UML 顺序图的测试用例设计方法	对软件设计说明中 UML 顺序图进行测试需求或测试用例设计分析。但顺序图往往描述的是系统规格说明中的某一个功能下的处理逻辑,未能完全描述整个系统使用需求或系统能力。
因果图法系统测试用例设计方法 <sup>[16]</sup>	基于系统状态的转换进行用例设计和生成,未能很好地反映系统软件内部各软件构件的协作性和交互性,并且较难从系统状态关联到各软件构件的具体功能。
本文方法	将系统内部各软件构件功能、功能运行逻辑和运行条件进行关联,反映软件构件功能在系统能力实现过程中的协作性和交互性,突出系统能力处理逻辑的运行条件,使得生成的测试需求或测试用例能更充分地覆盖系统能力的各种实现逻辑和情况,而且能在测试用例生成时复用各软件构件功能测试时的用例步骤,提高测试设计效率。

表3 测试需求或测试用例自动化生成程度比较

测试方法	测试需求或测试用例自动化生成程度
场景法系统测试用例设计方法	未使用形式化语言描述软件需求,难以进行测试用例自动化生成
基于 UML 顺序图的测试用例设计方法	未使用形式化语言描述软件需求,难以进行测试用例自动化生成
因果图法系统测试用例设计方法	未使用形式化语言描述软件需求,难以进行测试用例自动化生成
本文方法	使用形式化语言描述软件需求,可使用 OPEN/CAESAR 和 TGV 工具进行测试用例的设计和生成

**结束语** 本文提出了一种面向系统能力的形式化分析和测试方法,并给出应用实例。相较于现行的 Z 语言、VDM、LOTUS、B 方法、UML 等软件需求形式化分析方法,该方法可从符合 GB/T 8567-2006《计算机软件文档编制规范》和 GJB 438B-2009《军用软件开发文档通用要求》要求的系统规格说明和软件需求规格说明中抽象出系统能力,并总结出系统能力运行路径和运行条件的形式化描述结果,在国内软件业界环境下具有较好的国标、国军标符合性和实用性,并解决了系统需求描述不准确、存在二义性的问题;相较于场景法和因果图法等系统测试方法,本文方法将系统软件内部各软件构件功能点、功能运行逻辑和运行条件串联起来,整体地描述了系统使用需求和系统能力,使得系统测试能更充分地验证系统能力的各种实现逻辑和场景。同时,使用 LOTOS 形式化语言描述系统能力,为测试需求和测试用例自动化设计和生成提供了可行性,有助于提高系统测试效率。

在后续工作中,可研发基于 OPEN/CAESAR 和 TGV 等工具的测试用例自动化生成工具,基于本文系统能力需求形式化分析结果,自动生成测试用例(预置条件-输入步骤-预期输出),从而提高面向系统能力测试方法的工程应用效率。

### 参考文献

- [1] GB/T 8567-2006. 计算机软件文档编制规范[S]. 北京:中国标准出版社,2006.
- [2] GJB 438B-2009. 军用软件开发文档通用要求[S]. 北京:中国人民解放军总装备部,2009.
- [3] 盛晓娟,贾丽娟,姬鹏超. 场景法在系统测试用例设计中的应用[J]. 计算机工程与设计,2016,37(7):1798-1804.
- [4] 李志强,邵培南,朱辉. 基于 UML 顺序图的测试用例生成[J]. 计算机工程,2010,36(22):58-60.
- [5] SPIVEY J M, ABRIAL J R. The Z notation[M]. Hemel Hempstead: Prentice Hall, 1992.
- [6] JONES C B. Systematic software development using VDM[M]. Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall, 1986.
- [7] LOTOS ISO. A formal description technique based on the temporal ordering of observational behaviour[S]. DIS 8807, 1987.
- [8] LANO K. The B language and method: a guide to practical formal development[M]. Springer Science & Business Media, 2012.
- [9] 邹盛荣,郑国梁. B 语言和方法与 Z、VDM 的比较[J]. 计算机科学,2002,29(10):136-138.
- [10] 罗铁庚,陈火旺,齐治昌,等. 协议形式化开发环境的规范语言[J]. 软件学报,1997,8(11):817-823.
- [11] GARAVEL H, MATEESCU R, LANG F, et al. CADP 2006: A toolbox for the construction and analysis of distributed processes[C]// International Conference on Computer Aided Verification. Springer Berlin Heidelberg, 2007:158-163.
- [12] CLAUDE J, THIERRY J. TGV: Theory, principles and algorithms: A tool for the automatic synthesis of conformance test cases for non-deterministic reactive systems[J]. Software Tools for Technology Transfer, 2002, 7(4):297-315.
- [13] YANG C Q, MILLER B P. Critical path analysis for the execution of parallel and distributed programs[C]// 8th International Conference on Distributed Computing Systems, 1988. IEEE, 1988:366-373.
- [14] 穆建成,辛未,马连川,等. 基于因果图法的 CTCS-3 级列控系统测试案例完备性验证方法[J]. 中国铁道科学,2016,37(1):124-131.
- [15] XIONG J J, ZHENG E H. Position and attitude tracking control for a quadrotor UAV[J]. ISA Transactions, 2014, 53:725-731.
- [16] 林旭梅,王婵. 四旋翼飞行器的自适应鲁棒滑模控制器设计[J]. 仪器仪表学报,2015,36(7):1522-1527.
- [6] 杨立本,章卫国,黄得刚. 基于 ADRC 姿态解耦的四旋翼飞行器鲁棒轨迹跟踪[J]. 北京航空航天大学学报,2015,41(6):1026-1033.
- [7] 李劲松,杨炼,王乐天. 小型四旋翼无人直升机自适应优化控制[J]. 上海交通大学学报,2015,49(2):202-207.
- [8] LIU H, BAI Y Q, LU G, et al. Robust Tracking Control of a Quadrotor Helicopter[J]. Intell Robot Syst, 2014, 75:595-608.
- [9] 杨立本,章卫国,黄得刚,等. 欠驱动四旋翼飞行器反演模糊自适应控制[J]. 西北工业大学学报,2015,33(3):495-499.
- [10] 贺有智,刘同其. 四旋翼飞行器时延积分反演容错控制[J]. 系统工程与电机技术,2015,37(10):2341-2346.
- [11] 赵元伟,卢京朝. 四旋翼飞行器的建模及基于反步法的控制[J]. 科学技术与工程,2013,34(13):10425-10430.
- [12] LARA D, ROMERO G, SANCHEZ A, et al. Robustness margin for attitude control of a four rotor minirotorcraft: Case of study[J]. Mechatronics, 2010(20):143-152.
- [13] ASHFAQ A, WANG D B. Modeling and backstepping based nonlinear control strategy for a 6DOF quadrotor helicopter[J]. Chinese J of Aeronautics, 2008(21):261-268.
- [14] CAI Z, DE QUEIROZ M S, DAWSON D M. A sufficiently smooth projection operator[J]. IEEE Trans. on Automatic Control, 2006, 51(1):135-139.

(上接第 528 页)