

基于 Backstepping 的飞行控制系统设计

董龙德, 陈 澜

(西北工业大学 自动化学院, 陕西 西安 710129)

摘 要:现代无人机多采用多操纵面设计, 这样使其性能有很大的提高, 但是同时也导致了飞机控制系统设计复杂度的增加。尤其在其大迎角飞行时, 是一个非线性、时变、耦合的多输入多输出(MIMO)系统, 这更增加了控制系统设计的复杂度。文中针对这个问题, 提出了一种基于 Backstepping(回推控制)的控制律设计方法, 克服了传统增益调参法需要纵横向解耦、参数切换等缺点, 且具有调节时间短、超调量小、鲁棒性强和易于工程实现等优点。将无人机迎角、侧滑角和滚转角速度作为被控指标设计控制律。通过对某型无人战斗机进行飞行控制律的设计分析, 得到了满意的控制效果。

关键词:回推控制; 大迎角机动; 多操纵面; 非线性控制

中图分类号: TP39

文献标识码: A

文章编号: 1673-629X(2012)05-0188-03

Design of Flight Control System Based on Backstepping Theory

DONG Long-de, CHEN Lan

(School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: Multi-control surfaces design is used in modern UAV. This improves UAV's performance a lot, but leads to increase the complexity of the aircraft control system design. Especially in the high attack angle of flight, it is a nonlinear, time-varying, coupling and multiple-input multiple-output system. To address this issue, present a control design based on Backstepping. This method don't need decoupling on the vertical and horizontal, parameter switching and so on. And it has a short settling time, small overshoot and strong robustness and easy engineering implementation, etc. The attack angle velocity, sideslip angle velocity and roll angular velocity of the UAV is used as control targets to design control law. By the control law design and analysis of a certain type of unmanned aircraft flight, get satisfactory control effect.

Key words: backstepping; high angle of attack; multi-surfaces; nonlinear control

0 引言

现代先进飞机配置多个冗余操纵面, 这有利于实现非常规飞行, 提高飞行敏捷性, 使飞机在机动和故障时有更多的选择, 但是同时也导致了飞机控制系统设计复杂度的增加。在传统飞机中, 每个通道仅有一个操纵面起主要作用, 但是在多操纵面飞机中, 在一个通道中就有多个操纵面起主要作用。为了达到更好的效果, 就必须充分利用多操纵面飞机的控制冗余性, 采用区别于传统方法的先进控制方法进行研究。文中采用 Backstepping 理论设计了多操纵面飞机飞行控制律, 并针对某先进无人机模型进行仿真验证^[1,2]。

1 Backsteppings 理论

Backstepping 也称为回推控制, 是国外近年来发展

起来的一种新的非线性设计方法。该方法最早由 kokotovic 等人于 1991 年首先提出, 他从 Luapunov 稳定性理论出发设计控制器, 其基本思想是: 将复杂的非线性系统分解为不超过系统阶次的子系统, 然后为每个子系统设计部分 Luapunov 函数和中间虚拟控制量, 再逐步后退设计, 最后到整个系统, 将它们集成起来完成整个控制律的设计。虚拟控制律的设计以保证内核系统的某种性能为目标(比如稳定性), 其过程是一种构造性的递归设计方法^[3]。

Lyapunov 函数法在非线性和非线性控制系统设计中已经广泛应用, 特别是 Lyapunov 稳定性理论取得了大量的研究成果, 但是对于如何构造用于系统控制设计的能量 V 函数, 至今仍然缺乏系统的方法。回推控制法的提出, 从一定程度上解决了这一问题, 并为之提供了一类较为简便的结构化, 系统化的控制系统设计方法^[4,5]。

考虑如下的 SISO 非线性系统:

$$\dot{x}_1 = f_1(x_1) + x_2$$

$$\dot{x}_2 = f_2(x_1, x_2) + x_3$$

$$\dot{x}_3 = f_3(x_1, x_2, x_3) + x_4$$

收稿日期: 2011-09-07; 修回日期: 2011-12-15

基金项目: 航空科学基金资助项目(20100753007)

作者简介: 董龙德(1985-), 男, 甘肃酒泉人, 硕士研究生, 研究方向为飞行控制与仿真。

$$\dot{x}_m = f_m(x_1, x_2, x_3, \dots, x_m) + u \quad (1)$$

$x_i \in R^n, i=1, 2, 3, \dots, m$ 表示状态, $u \in R^n$ 为控制输入量, $f_i, i=1, 2, 3, \dots, m$ 是包含不确定参数化和非线性化的非线性函数^[6]。方程(1)称之为严格负反馈形式方程。回推法的设计思想是视每一个子系统 $\dot{x}_i = F_i + \dot{x}_{i+1}$ 中的 x_{i+1} 为虚拟控制, 通过适当的虚拟反馈 $x_{i+1} = \alpha_i (i=1, 2, \dots, n-1)$, 使得系统的前面状态达到渐近稳定, 但系统的解一般不满足 $x_{i+1} = \alpha_i$ 。为此引进误差变量, 期望通过控制的作用, 使得 x_{i+1} 与虚拟反馈 α_i 间具有某种渐近特性, 从而实现整个系统的渐近稳定。

以二阶系统为例, 相关定理如下:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= \varphi(x_1) + x_2 \\ \dot{x}_2 &= u \\ y &= x_1 \end{aligned} \quad (2)$$

假设 1:

让 $\varphi(0) = 0$, 并且 φ 满足

$$\kappa = \max_{x_1 \neq 0} \frac{\varphi(x_1)}{x_1} < \infty \quad (3)$$

定理 1^[7]:

在假设 1 成立的前提下, 控制律

$$u = -k(x_2 + \psi(x_1))$$

$k \in R$ 满足:

$$(\varphi(x_1) - \psi(x_1))x_1 < 0 \quad x_1 \neq 0$$

$$\psi(x_1) > 0 \quad x_1 \neq 0$$

$$k > \psi'(x_1) \quad \forall x_1$$

κ 由式(3)得

可使得系统(2)渐近全局稳定, 一般选择

$$\psi(x_1) = k_1 x_1$$

$$\text{或 } \psi(x_1) = k_1 x_1 + \varphi(x_1) \quad (4)$$

回推法具有以下特点: 通过反向设计使控制的 V 函数和控制器的设计过程系统化、结构化, 在处理不确定性尤其是非匹配不确定性上具有较好的效果。控制器的设计能够较好地利用非线性系统中有用的非线性特性, 使设计出的控制满足系统性能要求。能够较为方便地同时设计控制器和随时更新的自适应律^[8]。

2 飞行控制律设计

(1) 飞机模型。

该飞机为多操纵面布局, 每个通道对应多个操纵面, 因此就无法像传统设计方法那样, 将舵面偏角作为输入, 在这里, 假设飞机舵面只影响气动力矩, 不影响气动力, 分别将滚转角加速度 (w 表示速度坐标系) \dot{p}_w 、俯仰角加速度 \dot{q}_w 、俯仰角加速度 \dot{r}_w 作为输入, 迎角 α 、侧滑角 β 、滚转角速度 p_w 作为输出, 由

$$T = IT_{bw}(\alpha, \beta) \dot{\omega}_w + \omega \times I \omega$$

$$\dot{\omega}_w = (\dot{p}_w \quad \dot{q}_w \quad \dot{r}_w)$$

$$\omega = (p \quad q \quad r)$$

(5)

I : 转动惯量; T : 气动力矩; T_{bw} : 机体坐标系到速度坐标系的变换矩阵^[9]。

可以得到产生控制输入角加速度所需要的力矩, 最后根据所需力矩和飞机状态由舵偏角控制分配器得到各个操纵面的舵偏角。这样设计控制律可以将飞机的控制律和控制分配器完全解耦, 互不影响, 有利于控制律的实现和改进^[10]。

飞机非线性模型如下:

$$\dot{p}_w = u_1 \quad (6)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{1}{\cos \beta} (q_w + f_\alpha(\alpha, \beta)) \quad (7)$$

$$\dot{q}_w = u_2 \quad (8)$$

$$\dot{\beta} = -r_w + f_\beta(\alpha, \beta) \quad (9)$$

$$\dot{r}_w = u_3 \quad (10)$$

$$f_\alpha(\alpha, \beta) = \frac{1}{mV_T} (L(\alpha, \beta) - F_T \sin \alpha + mg_1)$$

$$f_\beta(\alpha, \beta) = \frac{1}{mV_T} (Y(\alpha, \beta) - F_T \cos \alpha \sin \beta + mg_2) \quad (11)$$

$$g_1 = g(\sin \alpha \sin \theta + \cos \alpha \cos \varphi \cos \theta)$$

$$g_2 = g(\cos \alpha \sin \beta \sin \theta + \cos \beta \sin \varphi \cos \theta - \sin \alpha \sin \beta \cos \varphi \cos \theta)$$

(2) 飞行控制律设计。

飞行控制系统设计的目标是飞机必须跟踪驾驶员给定的纵、横、航三通道参考输入信号, 对于动态和稳态跟踪性能的评价, 分别有一系列时域或频域的评定指标。作战飞机的指令信号根据任务的不同要求有不同的设计, 较为常见的形式为: 在纵向一般选择迎角 α , 侧向一般选择 β 和 p_w 。

由式(6)~(11)可知, 原系统为一 MIMO 系统, 而利用 BackStepping 方法只能设计 SISO(单输入单输出系统), 但是如果忽略 α 和 β 的耦合, 原 MIMO 系统可以分解成三个 SISO 系统^[11]。在式(7)、(8)中只把 α 和 q_w 当作变量; 在式(9)、(10)中只把 β 和 r_w 当作变量, 其他参量如速度 V_T 和重力加速度 g 等都看作常量, 式(7)、(8)和式(9)、(10)均是二阶系统, 均符合式(2)的形式^[12]。

将式(7)、(8)和式(9)、(10)分别与式(2)比较如表 1。

由表 1 和式(4)可得到控制律形式为:

$$u_1 = K_p(p_w^{\text{ref}} - p_w) \quad (12)$$

$$u_2 = -K_q(q_w + K_\alpha \cos \beta (\alpha - \alpha^{\text{ref}}) + f_\alpha(\alpha^{\text{ref}}))$$

$$u_3 = -K_r(-r_w + K_\beta \beta + \frac{1}{V_T} g \cos \theta \sin \varphi) \quad (13)$$

表 1 式(7)、(8)和式(9)、(10)
分别与式(2)比较

式(2)	式(7)、(8)	式(9)、(10)
x_1	α	β
x_2	$q_w/\cos\beta$	$-r_w$
φ	$f_\alpha/\cos\beta$	f_β
u	$u_2/\cos\beta$	$-u_3$
y	α	β

将式(12)代入(5)可得出气动力矩 T , 再根据当时的飞行状态由控制分配器将操纵的气动力矩分配到舵面得出飞机的舵偏角, 完成控制律的设计。

3 仿真结果

对其先进战机在 $H = 6000\text{m}$ $V = 200\text{m/s}$; $H = 3000\text{m}$ $V = 100\text{m/s}$; $H = 1000\text{m}$ $V = 50\text{m/s}$ 三个状态点进行控制律方法设计与系统仿真, 假设飞机初始迎角 $\alpha_0 = 0^\circ$, 初始侧滑角 $\beta_0 = 7^\circ$ 。飞机机动动作要求: $\alpha^{\text{ref}} = 30^\circ$, $\beta^{\text{ref}} = 0^\circ$, $p_w^{\text{ref}} = 1^\circ/\text{s}$, 根据定理 1 的要求调试可得, 反馈增益 $K_p = 2$ 、 $K_q = 5.7$ 、 $K_\alpha = 1.3$ 、 $K_\beta = 1$ 、 $K_\alpha = 5$ 。

将上述参数代入式(12), 对式(6)~(11)描述的飞机方程进行仿真, 其仿真结果如图 1~图 3 所示:

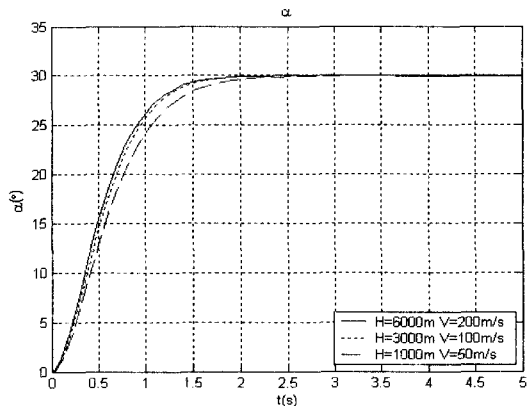


图 1 迎角 α 响应曲线

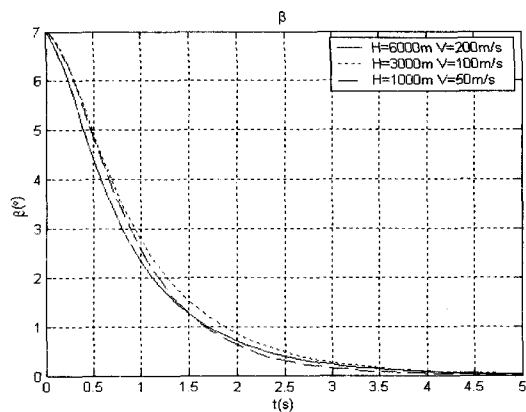


图 2 侧滑角 β 响应曲线

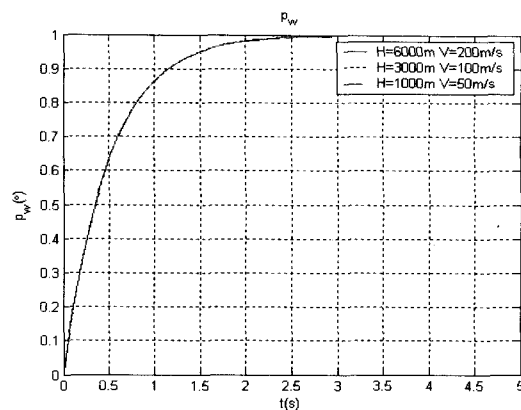


图 3 滚转角速度 p_w 响应曲线

在各个状态点, α 、 β 、 p_w 均很好地达到了预定指标, 调节时间均小于 3s, 超调量为 0, 且性能相差不大, 具有一定的鲁棒性能, 符合现代无人战斗机的设计要求, 效果良好。

4 结束语

文中提出了一种基于 Backstepping 理论的多操纵面飞行控制律的设计方法, 并进行了数字仿真, 与传统的增益调参方法相比, 有不需纵向解耦、考虑了非线性影响、易于工程实现、可以进行大迎角飞行仿真等优点。仿真结果显示飞机可以在大迎角机动时, 保证飞机稳定, 迎角、侧滑角、滚转角速度均能够跟踪指令值, 时域各项指标均符合现代无人战斗机的设计指标, 很好地达到了设计要求, 表明文中的控制方法具有很好的控制效果。

参考文献:

- [1] 杨小军, 潘泉, 张洪才. 一类非线性系统基于 Backstepping 的自适应稳定控制[J]. 西北工业大学学报, 2005(2): 28-31.
- [2] Durham W C. Computationally Efficient Control Allocation[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2001, 24(3): 519-524.
- [3] Bolrk W, Sasiadek J. Singularity of Backstepping Control for Nonlinear Systems[C]//Proceedings of the American Control Conference. Anchorage: [s. n.], 2002: 2689-2694.
- [4] 关新平, 陈彩莲, 范正平. 基于 backstepping 方法的混沌系统自适应模糊控制[J]. 物理学报, 2002(4): 753-758.
- [5] 李文磊, 张智焕. 基于自适应 Backstepping 设计的 TCSC 非线性鲁棒控制器[J]. 控制理论与应用, 2005(2): 215-220.
- [6] 胡云安, 晋云强. 非线性系统鲁棒自适应反演控制[M]. 北京: 电子工业出版社, 2010.
- [7] Harkegard O. Backstepping and Control Allocation with Applications to Flight Control[D]. Sweden: Linkoping University, 2003.

(下转第 194 页)

算用户消费等级的值:

用户消费等级=月平均缴费总额×权重+…+套餐资费×权重-累积欠费时长×权重-月平均欠费总额×权重-月平均停机次数×权重+用户当前位置×权重+…+手机尾号×权重

由于公式中各个准则因素的度量单位不一样,应对各因素进无量纲化处理得到标准值。在此基础上根据 2.3 节计算出的权值结果与各因素的标准值进行加权处理,即得到用户最终的消费等级值。

各因素无量纲化的标准值由公式 $x_i = \frac{X_i - \text{Min}}{\text{Max} - \text{Min}} \times$

100 确定,公式中的 X_i 代表因素样本值的实际取值,Max 代表因素样本值中最大的值,Min 代表因素样本值中最小的值。 x_i 则为各因素层经过无量纲化后的标准值。这样,计算出来的消费等级值就是一个无量纲的数值。除此之外,模型中包含需利用智能手机中的 GPS、检测手机号码等功能^[12]提取属性的步骤,先建立用户位置与手机信息对应提取的当量数据如表 3。

表 3 用户位置与手机信息的当量对应值

当前位置	中心商业区	普通市区	郊区
移动方式	公交、步行	出租	自驾
手机型号市场价格	<1000	1000 ~ 3000	>3000
手机号市场价格	<50	100 ~ 200	>200
当量取值	0	20	30

举例,现有客户采样记录如表 4。

表 4 客户采样

x_i	用户 A	用户 B	Max	Min
x_1	200 元	100 元	510	10
x_2	150 元	30 元	470	20
x_3	80 元	20 元	80	0
x_4	0	5	200	0
x_5	0	1	100	0
x_6	0	0.1	5	0
x_7	商业区	郊区	30	0
x_8	自驾	公交	30	0
x_9	1000 ~ 3000	<1000	30	0
x_{10}	100 ~ 200	<50	30	0

通过将各 x_i 进行无量纲化后代入建立好的用户消费等级公式计算可得到,用户 A 的得分为: $X_a = 14.4368$; 用户 B 的得分为: $X_b = 1.4308$ 。

接下来就可以根据这 2 个用户的得分情况,对其进行精确的营销,如对用户 A 推荐高级商业场所、推送奢侈品广告,对用户 B 推荐经济型商业场所、推送商品打折信息等。

4 结束语

文中主要给出了基于 AHP 方法构建电信用户消费等级的统计模型、公式及结果计算,结合智能手机的特点和功能,将电信用户的移动方式、位置等元素与其业务属性多维地组合起来,能有效地对用户消费等级进行判定,并保证了本模型的合理性。

参考文献:

- [1] 吴辉娟,袁方. 个性化服务技术研究[J]. 计算机技术与发展,2006,16(2):32-34.
- [2] 吴春英. 基于数据库的数据挖掘技术在电信信息分析系统中的研究与应用[D]. 上海:华东师范大学,2004.
- [3] 王丽萍,李多全. 基于 AHP 方法计算电信用户信用度[J]. 计算机工程与应用,2008,44(32):232-236.
- [4] 曹黎侠,冯孝周. 新的改进 AHP 算法研究及应用[J]. 计算机技术与发展,2010,20(12):115-117.
- [5] 许树柏. 使用决策方法-层次分析法原理[M]. 天津:天津大学出版社,1988.
- [6] 王莲芬,许树柏. 层次分析法引论[M]. 北京:中国人民大学出版社,1990.
- [7] Xu Z S, Wei C P. A consistency improving method in the analytic hierarchy process[J]. European Journal of Operational Research, 1999, 116(2):443-449.
- [8] Sasty T L. How to make a decision, the analytic hierarchy process[J]. European Journal of Operational Research, 1990, 48(1):9-26.
- [9] Sasty T L. The Analytic Hierarchy Process[M]. New York: McGraw-Hill, 1980.
- [10] 安立奎,韩丽艳. 层次分析法中判断矩阵一致性校验的 C 算法实现[J]. 电脑知识与技术,2007(12):1654-1655.
- [11] 陈大峰,万洛楷. 移动 BOSS 系统中客户信用度综合评定的研究[J]. 南京审计学院学报,2006,3(4):99-103.
- [12] 盖索林. Google Android 开发入门指南[M]. 北京:人民邮电出版社,2009.
- [8] Kzai K, Pan Z. Locally Optimal and Robust Backstepping Design[J]. IEEE Transactions on Automation Control, 2000, 45(2):260-270.
- [9] 肖业伦. 飞行器运动方程[M]. 北京:航空工业出版社,1987.
- [10] 占正勇,刘林. 多操纵面先进布局飞机控制分配技术研究[J]. 飞行力学,2006(3):13-17.
- [11] Kim K, Kim Y. Backstepping Control of Rigid Spacecraft Slew Maneuver[R]. AIAA-2001-4210, 2001.
- [12] Petersen J, Bodson M. Fast Control Allocation Using Spherical Coordinates[R]. AIAA99-4215, 1999.

(上接第 190 页)