

飞行导引系统垂直导引律设计与仿真

高 亢¹, 李中健¹, 雷志荣²

(1. 西北工业大学 自动化学院, 西安 710129; 2. 飞行器控制一体化国防科技重点实验室, 西安 710065)

摘要: 为了提高机动性能, 现代飞机的设计开始向放宽静不稳定乃至静不稳定的方向发展, 因此飞行控制律的设计尤为重要; 以大型民用客机的开发设计为应用背景, 根据飞行仿真的需要, 采用非线性动态逆的方法建立了飞机的线性模型, 并结合 PID 控制对飞机的垂直引导方面的控制系统进行分析和设计研究, 最后配合 Matlab/Simulink 数值仿真方法和 Stateflow 工具对所设计的控制律进行 PID 调参仿真; 仿真结果表明: 所设计的控制律可以达到所要求的控制精度, 具有良好的动态品质。

关键词: 飞行控制; 导引控制律; 动态逆; 仿真模型

Design and Simulation for Vertical Guidance Law Design of Flight Guidance System

Gao Kang¹, Li Zhongjian¹, Lei Zhirong²

(1. School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;

2. Key Laboratory of National Defence on Flight Vehicle Control Integrated Technology, Xi'an 710065, China)

Abstract: In order to improve the motor performance, the control law design is particularly important in modern airplane design because it is developed into static instability for higher mobility. This paper is based on the flight simulation needs, using nonlinear dynamic inversion method to build the linear model of the aircraft, and then using the PID control theory to analyze and design system of the plane for the horizontal guidance with the large civil aircraft design as the application background. Using Matlab/Simulink numerical simulation method and the Stateflow tool for PID adjusting parameters and simulating. The analysis shows that the controller can achieve the required control accuracy well and has the good dynamic quality.

Key words: flight control; control law; dynamic inversion; simulation mode

0 引言

大型飞机是我国现阶段科技发展计划的重大专项之一, 是提高国家竞争力的重要措施。新一代飞机已呈现明显的非线性特性, 传统的小扰动线性化控制方法已无法满足现代飞行控制系统的需要, 这就迫使人们以非线性模型为基础, 研究飞机的非线性飞行控制律设计方法。动态逆方法作为一种有效的非线性控制方法, 在设计时避免了大量调参工作, 设计出来的控制律也具有很强的适应性和通用性。但动态逆^[3]控制要求被控对象具有精确的数学模型, 这在实际的飞控系统建模中往往做不到。国内外许多针对飞行导引控制律设计的研究都是采用动态逆与智能控制相结合的思路, 以补偿由于系统未能精确建模而带来的逆误差。

本文针对某固定翼飞机飞行控制系统, 利用了奇异摄动理论对飞机状态进行时标分离的基础上, 应用非线性动态逆方法并结合了经典 PID 控制方法设计了飞行导引控制律, 并以纵向的俯仰通道为例出了仿真模型及结果, 该方法的仿真结果表明所设计的控制器参数很好地满足飞行品质时域和频域的要求, 同时在实际工程方面也可以得到很好的应用^[4-5]。

1 飞机仿真模型的建立

本文使用的飞机模型是常用的六自由度运动方程模型, 可表示如下:

$$\begin{cases} \dot{p} = (c_1 r + c_2 p)q + c_3 \bar{L} + c_4 N \\ \dot{q} = c_5 pr - c_6 (p^2 - r^2) + c_7 M \\ \dot{r} = (c_8 p - c_2 r)q + c_4 \bar{L} + c_9 N \\ \dot{\alpha} = q - p \cos \alpha \tan \beta - r \sin \alpha \tan \beta - \frac{(\dot{\gamma} \cos \mu + \dot{\chi} \sin \mu \cos \gamma)}{\cos \beta} \\ \dot{\beta} = p \sin \alpha - r \cos \alpha - \dot{\gamma} \sin \mu + \dot{\chi} \cos \mu \cos \gamma \\ \dot{\mu} = \frac{(p \cos \alpha + r \sin \alpha)}{\cos \beta} + \dot{\gamma} \tan \beta \cos \mu + \dot{\chi} (\sin \gamma + \tan \beta \sin \mu \cos \gamma) \\ \dot{\chi} = \frac{1}{mV \cos \gamma} (L \sin \mu + Y \cos \mu) + \frac{T_x}{mV \cos \gamma} (\sin \mu \sin \alpha - \cos \mu \cos \alpha \sin \beta) + \frac{T_y}{mV \cos \gamma} \cos \mu \cos \beta - \frac{T_z}{mV \cos \gamma} (\sin \mu \cos \alpha + \cos \mu \sin \alpha \sin \beta) \\ \dot{\gamma} = \frac{1}{mV} (L \cos \mu - Y \sin \mu - mg \cos \gamma - T_y \sin \mu \cos \beta) + \frac{T_x}{mV} (\sin \mu \cos \alpha \sin \beta + \cos \mu \sin \alpha) + \frac{T_z}{mV} (\sin \mu \sin \alpha \sin \beta - \cos \mu \cos \alpha) \\ \dot{x} = V \cos \gamma \cos \beta \\ \dot{y} = V \cos \gamma \sin \beta \\ \dot{z} = -V \sin \gamma \end{cases} \quad (1)$$

收稿日期: 2014-03-10; 修回日期: 2014-04-13。

基金项目: 中国航空科学基金(20123583033)。

作者简介: 高 亢 (1990-), 女, 陕西西安人, 硕士在读, 主要从事飞行控制、计算机控制系统方向的研究。

其中采用的 12 个运动状态为: $\mathbf{X} = [p, q, r, \alpha, \beta, \mu, V, \chi, \gamma, x, y, z]^T$, 其中 p, q, r 为飞机绕机体轴的转动角速度; α 为飞机迎角; β 为飞机侧滑角; μ 为飞机绕速度矢量滚转角 (航迹滚转角); V 为飞机速度; χ 为航迹方位角; γ 为航迹倾斜角; x, y, z 为地轴系中的飞机坐标。

通常在垂直剖面的控制量有升降舵和油门, 通过操纵这两个控制面, 完成对飞机姿态和航迹的控制。对飞机的纵向控制来说, 俯仰角是最基本的控制变量, 即使没有地平仪, 驾驶员也能很准确的观测俯仰角, 而且 θ 作为被控变量, 不仅能用来改变飞行航迹, 也能用来改变空速。本文采用非线性动态逆方法得到飞机的线性模型后, 结合经典 PID 控制法对纵向俯仰角保持模态控制律进行了设计。

2 动态逆-PID 控制律设计

2.1 动态逆的原理^[6-7]

动态逆方法是在逆系统理论上发展起来, 其基本思想是: 对给定的系统, 首先利用对象的模型生成一种可用反馈方法实现的原系统的“ α -一阶积分逆系统”, 将对象补偿为具有线性传递关系且已解耦的一种规范化系统——伪线性系统, 再用线性系统理论完成系统的综合。

假设存在 n 维非线性系统, 其输入变量维数为 m , 且 $m = n$, 则有 $\ddot{x} = f(x, \dot{x}, u)$ 。

其中: $x, \dot{x} \in \mathbf{R}^n, u \in \mathbf{R}^m, f$ 是一个 $\mathbf{R}^n \times \mathbf{R}^n \times \mathbf{R}^m$ 到 \mathbf{R}^n 的非线性映射。当 f 可逆, 可假定存在伪控制量 δ , 使得: $\delta = \ddot{x} = f(x, \dot{x}, u)$ 。

对上式求逆映射可得到: $u = f^{-1}(x, \dot{x}, \delta)$ 。此时, 系统 $\ddot{x} = f(x, \dot{x}, u)$ 中的 x 将很好的跟踪输入信号 u 。

在应用动态逆控制律时, 需要系统控制矩阵的全逆矩阵, 这就要求在控制系统的控制量个数不小于状态量的个数。对于本文所使用的飞机对象而言, 控制输入的数目小于状态变量的数目, 因此不能直接将动态逆方法应用于飞行控制系统设计, 在应用前使用奇异摄动方法进行预处理, 将高阶系统的求解任务分解成多个低阶系统的求解问题。

根据奇异摄动理论按状态变量变化快慢分为 4 个层次:

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \mathbf{x}_1 \\ \mathbf{x}_2 \\ \mathbf{x}_3 \\ \mathbf{x}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (p, q, r)^T \\ (\alpha, \beta, \mu)^T \\ (V, \chi, \gamma)^T \\ (x, y, z)^T \end{bmatrix} \quad (2)$$

$\mathbf{x}_1 = (p, q, r)^T$ 为转动角速度矢量, 该组变量变化最快, 这是因为飞机舵面偏转主要的效果反映在力矩上, 对角速度变量的影响最为明显。这组变量对增加飞机转动阻尼非常重要。

$\mathbf{x}_2 = (\alpha, \beta, \mu)^T$ 为相对于气流坐标轴系的姿态矢量, 它是由角速度矢量经过一次积分得到的, 因此比角速度的变化要慢。 $(\alpha, \beta, \mu)^T$ 主要受 $\mathbf{x}_1 = (p, q, r)^T$ 的影响, 飞机舵面偏转的变化对它的影响很小。这组变量在大迎角机动控制与增稳中非常重要。

$\mathbf{x}_3 = (V, \chi, \gamma)^T$ 为相对于地面坐标轴系的速度矢量, 它与 $(\alpha, \beta, \mu)^T$ 密切相关, 它的产生是由推力和相对于速度轴的姿态矢量产生的法向力和侧向力经一次积分后形成的, 因而比姿态矢量变化更慢。这组变量主要用于控制飞行轨迹。

$\mathbf{x}_4 = (x, y, z)^T$ 为飞机相对于地面坐标轴系的位置矢量, 是变化最慢的一组变量。这组变量并不直接包含在飞机姿态控制系统中, 但是在飞机与地面设备闭合得到的制导系统反馈回路中非常重要。

根据前述飞机状态变量的时间特性分析, 将飞机控制系统分为 4 个回路即: 快回路 $(p, q, r)^T$ 、慢回路 $(\alpha, \beta, \mu)^T$ 、非常慢回路 $(V, \chi, \gamma)^T$ 和最慢回路 $(x, y, z)^T$ 。

按照奇异摄动理论进行飞行控制律设计, 不仅可以简化求逆过程, 而且可以通过各个子系统的求解来降低系统阶次。

2.2 内回路的控制律解算

飞机舵面偏转对角速度变量的影响是最直接的, 将 $\mathbf{x}_1 = (p, q, r)^T$ 这组变量作为动态逆飞行控制系统内回路。从上节中可知内回路状态方程为:

$$\begin{cases} \dot{p} = (c_1 r + c_2 p)q + c_3 \bar{L} + c_4 N \\ \dot{q} = c_5 pr - c_6 (p^2 - r^2) + c_7 M \\ \dot{r} = (c_8 p - c_2 r)q + c_4 \bar{L} + c_9 N \end{cases} \quad (3)$$

进一步将式 (3) 转化为显含舵面偏角变量的仿射非线性形式:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = f_f(\bar{x}) + g_f(\bar{x})u \quad (4)$$

式中, \bar{x} 为由 8 个状态组成的向量, $\bar{x} = [V, \gamma, \alpha, \beta, \mu, p, q, r]^T$

u 为控制向量: $u = [\delta_a, \delta_e, \delta_r, \delta_x, \delta_y, \delta_z]^T$

对仿射非线性系统 (4) 求逆, 得控制输入 u 方程:

$$u = g_f^{-1}(\bar{x}) \left(\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} f_p(\bar{x}) \\ f_q(\bar{x}) \\ f_r(\bar{x}) \end{bmatrix} \right) \quad (5)$$

此处 u 为输出, 同时也是飞行控制系统的舵偏角输入。

2.3 PID 控制律设计

动态逆方法对飞机模型变化的设计具有很大的灵活性, 能够满足像大迎角、超机动等的非常规控制要求, 但是, 此方法太过依赖于对象模型的精确性, 对建模误差较为敏感, 并且难以处理系统的未知扰动。所以本文将其与经典的 PID 控制方法相结合, 来设计飞行器的控制系统。结合之后的控制器不仅具有非线性的解耦控制能力, 同时还保证了系统良好的稳定性^[8]。

纵向基本控制器是以俯仰角 θ 和俯仰角速率 q 为基本反馈量, 另以 $\Delta\theta_c$ 为外加控制信号。图 1 是一种俯仰姿态控制器的原理结构图, 其广泛的使用于固定翼飞机控制中, 并可以以双重方式使用被使用。

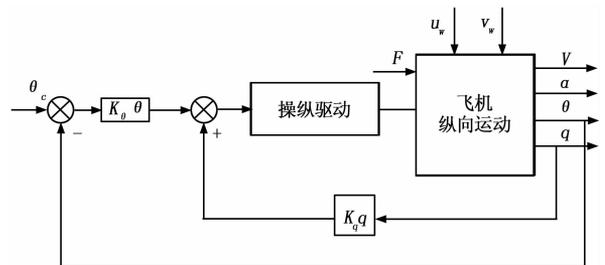


图 1 俯仰姿态控制器的原理结构图

采用两个观测变量 θ 和 q 以反馈的方式控制调节变量 δ_e 的方式，可以完成下列 3 项任务：(1) 改善短周期运动的固有阻尼特性；(2) 抑制扰动；(3) 稳定姿态。

俯仰基本控制器为航迹控制所需要的外回路做好基础，另外，这种结构实现方式简单，可靠性高。其控制律即控制反馈方程为：

$$\delta_e = K_\theta(\theta - \theta_c) + K_q q \quad (6)$$

式中， θ_c 为俯仰姿态控制的指令信号。 K_θ ：俯仰角传动比，起比例作用。随着 K_θ 值的增大，可以缩短调节时间、降低稳态误差，但是过大的 K_θ ，会使系统稳定性降低。 K_q ：俯仰角速度传动比，起加大俯仰阻尼，提高系统平稳性的作用。

速度保持的自动油门控制律为：

$$\delta_T = k_{vp}\Delta v + k_{vi} \int \Delta v dt + k_{vd} \dot{v} \quad (7)$$

油门控制的主要目的是补偿飞机飞行过程中动能的损失，使飞机速度达到恒定值。

俯仰保持就是使纵向基本控制器指令信号 θ_c 为 0。

图 2 给出了纵向基本控制器即俯仰保持控制的控制律仿真结构图。

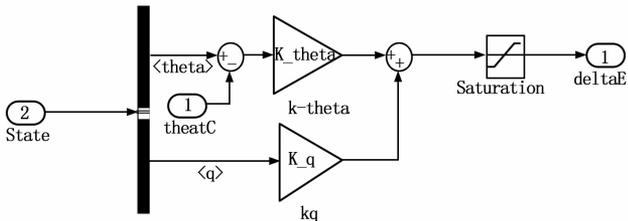


图 2 纵向基本控制器仿真结构图

3 逻辑控制模型的设计

飞行器的飞行轨迹有非常明显的分段特点，而且在各个飞行阶段其飞行状态和控制方式有明显的区别。因此，在每个不同的飞行阶段都对应一个与该阶段相对应的控制策略，基于 Stateflow 的建模方法可以完成飞行器逻辑建模任务，为飞行器控制逻辑建模提供了一种新的设计途径^[8]。

Stateflow 是有限状态机 (finite state machine) 的图形工具，它可以用于解决复杂的逻辑问题，用户可以通过图形化工具实现在不同状态之间的转换。本文在完成了各个模式的控制律设计后，在 Stateflow 环境下建立了某飞机的控制逻辑模型，其他部分的模型就用 Simulink 实现，将两者结合起来就可以实现飞机纵向控制的要求。

图 3 给出 simulink 环境下建立的某飞机的纵向各模式的控制切换模型。

图 4 给出了 Stateflow 环境下设计的逻辑控制模型。

通过 stateflow 的逻辑控制反馈到 simulink 仿真模型中，就可以对飞机纵向的各个状态进行自由切换控制。

4 基于 Simulink 的仿真和分析

根据图 2 的仿真结构图在 Matlab/Simulink 界面对纵向俯仰姿态保持控制器进行调参仿真^[9]。飞机在仿真时引入如下参数，根据规范要求，给定俯仰角初值 $\theta_0 = 5^\circ$ ，调节 K_θ 、 K_q ，使飞机在 5 s 内达到稳态精度要求 $\Delta\theta \leq \pm 0.5^\circ$ 之内，经调参

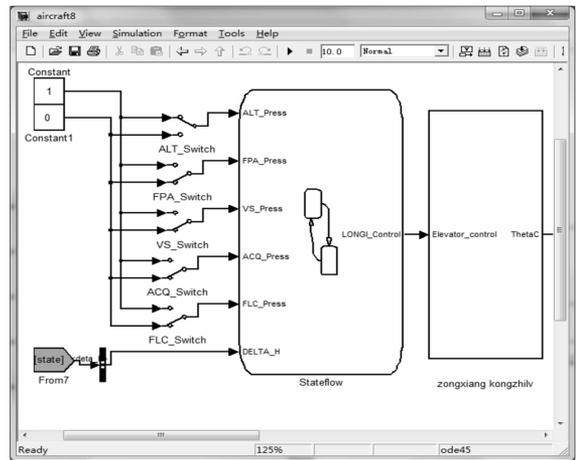


图 3 纵向各模式的控制切换模型

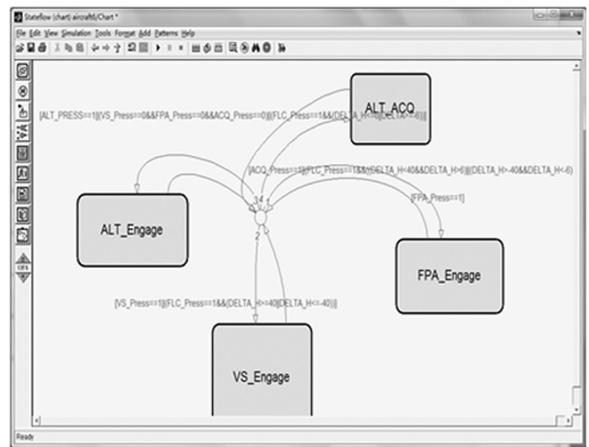


图 4 纵向控制逻辑模型

得，俯仰阻尼器增益 $K_q = 1.7$ ，姿态控制增益 $K_\theta = 2.3$ 使用某型飞机 3 000 m 高度配平数据，给定俯仰角初值 $\theta_0 = 5^\circ$ ，仿真曲线如图 5 所示。

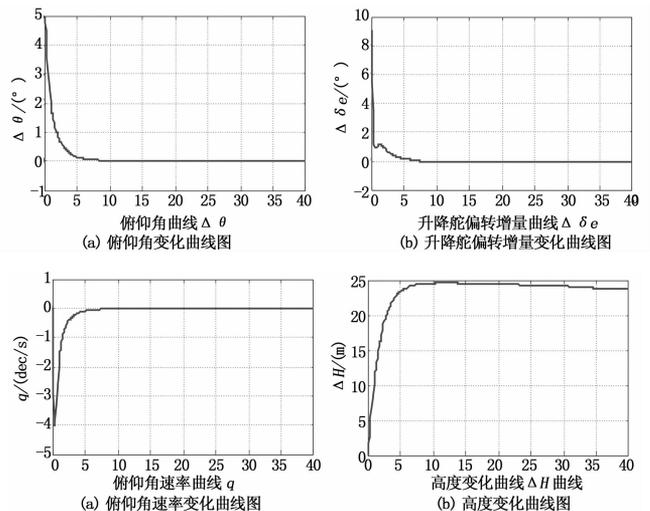


图 5 俯仰保持模式仿真曲线图

结合上述各个仿真曲线可知，飞机在 5 s 的时候 $\Delta\theta =$

0.14°, 调节时间 4.5 s, 响应无超调, 使飞机在 5 s 内恢复到 $\Delta\theta \leq \pm 0.5^\circ$ 之内。在初始俯仰角 $\Delta\theta_0 = 5^\circ$ 的作用下, 飞机抬头爬升, 达到稳态后飞机高度爬升 23 m。

仿真结果表明, 动态逆控制方法加入 PID 控制的补偿, 其输出能够满足设计要求。

5 总结

非线性动态逆控制作为非线性飞行控制理论的一个热点研究方向, 是解决非线性多变量解耦控制问题的有效方法。本文创新的将非线性动态逆方法结合经典 PID 控制理论方法来设计控制律, 以某型固定翼飞机飞行控制系统控制律的设计方案为背景, 并以纵向通道的俯仰角保持控制律为例, 给出了详细的介绍。并且利用这种方法, 设计了方案中的其他模态的控制律。仿真结果表明, 能够达到国军标飞行品质标准 1 的要求, 即能确保顺利完成各项预定的飞行任务^[10-11]。

参考文献:

- [1] 吴森堂, 费玉华. 飞行控制系统 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
[2] 贾秋玲, 袁冬莉, 栾云凤. 基于 MATLAB7. x/simulink/stateflow

系统仿真分析及设计 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2006.

(上接第 2255 页)

由此可知屏幕功耗达到总功耗的 61.1%, 功耗和背光亮度成正比, 调整屏幕的背光程度, 可以很大程度节省功耗, 最终的功耗节省程度如表 3 所示。

表 2 功耗节省

背光亮度	功耗比 (%)	节省程度 (%)
20	16.6	44.5
40	27.8	33.3
60	38.9	22.2
80	50	11.1

3 结论

现场调试是复杂而又非常重要的一项工作, 本文通过分析精准出铝控制系统在出铝现场调试中遇到的问题, 采用无线与有线通信相结合的思想, 设计并实现了精准出铝控制无线调试系统, 可根据实际出铝情况对 PLC 控制参数进行动态调整, 并快速找到最优控制参数, 达到出铝的精准控制。本系统建立了友好的可视化界面, 在实时性、可靠性方面都达到了较理想的效果。现场使用结果表明该无线调试系统方便了现场调试, 提升了项目进度, 方便了后期维护, 减少项目人力、物力开支, 并且对于复杂环境下的设备调试系统设计有一定的借鉴意义。

参考文献:

- [1] Proakis J G. Salehi M Communication systems engineering [M]. Upper Saddle River. Prentice Hall, 2001.
[2] Stallings W. 无线通信与网络 [M]. 何 军译. 北京: 清华大学

- 出版社, 2004.
[3] 张常年, 闫素梅, 康小麓, 等. TAP 火车无线遥控器的设计 [J]. 计算机测量与控制, 2010, 18 (3): 685-687.
[4] 德国西门子子公司. S7-200 中文系统手册 [Z], 2008.
[5] Single chip 433/868/915MHz Transceiver nRF905 [Z]. Nordic VLSI ASA, 2004.
[6] nRF905 RF and antenna layout [Z]. Nordic Semiconductor ASA, 2004.
[7] GB/Z19582. 1-2004. 中华人民共和国国家标准“基于 Modbus 协议的工业自动化网络规范第一部分: Modbus 应用协议” [S].
[8] 王书根, 王振松, 刘晓云. Modbus 协议的 RS485 总线通讯机的设计及应用 [J]. 自动化与仪表, 2011, 5 (4): 25-28.
[9] ZLG 公司. RS 485 选型指南 [Z]. 广州: 广州周立功单片机发展有限公司, 2004.
[10] Alessandro Rubini & Jonathan Corbet. LINUX Device Drivers 2nd Edition [M]. Sebastopol, CA, O' Reilly & Associates, Inc, 2001.
[11] 韩 兵, 周 雷, 王天华. 基于流速辨识的精准出铝系统的研究 [J]. 微计算机信息, 2010, 26 (4): 169-170.

更 正

本刊 2014 年第 6 期第 1833 页《基于 LXI 总线的压机试验台退磁试验系统研制》一文的基金项目为: 国家科技支撑计划课题 (2012BAH35F03)。

《计算机测量与控制》杂志社
2014. 7