

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2012.05.014

基于动态逆与 QFT 的鲁棒飞行控制器

鲁可, 袁锁中, 刘墨, 钱秋朦

(南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)

摘要: 针对保证无人战斗机控制器的解耦性能和鲁棒性能问题, 设计一个某无人战斗机的姿态控制器。将动态逆(DI)和定量反馈理论(QFT)相结合, 用动态逆实现无人战斗机控制的动态解耦, 用定量反馈理论保证控制器的鲁棒性能, 并以实例进行仿真结果分析。仿真结果表明: 在气动数据变化 $\pm 30\%$ 的范围内, DI与QFT控制器可以实现对飞机姿态的精确控制, 能很好地解决飞机的姿态控制问题, 有较好的工程应用价值。

关键词: 动态逆; 定量反馈; 鲁棒控制

中图分类号: TJ8 **文献标志码:** A

Robust Flight Controller Based on Dynamic Inversion and QFT

Lu Ke, Yuan Suozhong, Liu Zhao, Qian Qiumeng

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

Abstract: In order to solve the problem of unmanned combat air vehicle's decoupling and robust performances, design an attitude controller for a certain type unmanned combat air vehicle. Combine with the dynamic inversion (DI) and quantitative feedback theory (QFT), use dynamic inversion to achieve the dynamic decoupling and ensure robust performance by means of quantitative feedback theory. Then carry out some simulation analysis with examples. Simulation results show that changes in the aerodynamic data within $\pm 30\%$, DI + QFT controller can achieve precise control of the fighter attitude. The controller can solve the problem of aircraft attitude control and has a better engineering value.

Key words: dynamic inversion; quantitative feedback theory; robust control

0 引言

无人战斗机的出现是战术性空中力量的一场革命, 其以优良的性能引起了各国的广泛关注。和普通无人机相比, 无人战斗机采用了翼身融合设计, 使其具有良好的机动性、低可探测性和易于进行发动机一体化布置等众多优点^[1], 但同时也要求无人战斗机的控制器应该具有良好的解耦性能和鲁棒性能。针对这一问题, Blakelock 提出了经典 PID 控制和增益调度的方法^[2]; Balas 提出了 H_∞/μ 方法^[3], 但都没有解决解耦问题; Buffington 提出了反馈线性化和 μ 分析相结合的方法^[4], 取得了很好的效果, 但因设计过程复杂而不利于工程应用。因此, 笔者提出一种将动态逆和定量反馈理论相结合的方法设计控制器。这种控制器既有良好的动态解耦性能, 又有很好的鲁棒性能。

1 定量反馈理论

图 1 给出了 QFT 标准二自由度结构图, 其中 $R(S)$ 为指令输入; $F(s)$ 为包含不确定参数的被控对象; $D_1(S)$ 和 $D_2(S)$ 分别为输入端和输出端干扰信号。

QFT 将经典控制理论频域校正思想推广到不确

定系统的鲁棒控制器设计, 将对象不确定范围和系统性能指标用定量的方式在 Nicholas 图上形成模板和边界, 进而以标称对象开环频率特性满足边界条件为目标在 Nicholas 图形上对系统进行设计和综合, 最终所设计的控制器 $G(S)$ 和前置滤波器 $F(S)$ 使得不确定系统的闭环传递函数能够满足性能和稳定性要求^[5-6]。

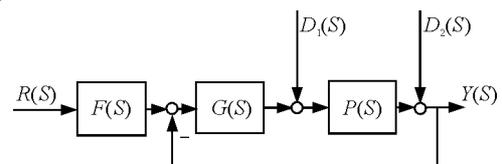


图 1 QFT 标准二自由度控制结构图

图 1 所示系统的闭环传递函数为

$$T_R(s) = F(s) \frac{L(s)}{1 + L(s)} \quad (1)$$

其中 $L(s)$ 为系统开环传递函数。

$$L(s) = G(s)P(s) \quad (2)$$

进行 QFT 控制器设计时, 通常考虑下述闭环系统性能指标:

1) 鲁棒稳定指标

收稿日期: 2011-12-07; 修回日期: 2012-01-04

基金项目: 南京航空航天大学专项科研项目基金(V1083-031)

作者简介: 鲁可(1987—), 男, 山东人, 硕士研究生, 工程师, 从事飞行控制研究。

$$\left| \frac{L(j\omega)}{1+L(j\omega)} \right| \leq \mu \quad (3)$$

式中， μ 为闭环系统允许的最大谐振幅值，单位为 dB。

2) 跟踪性能指标

$$T_{Rl}(j\omega) \leq T_R(j\omega) \leq T_{Ru}(j\omega) \quad (4)$$

其中 $T_{Rl}(j\omega)$ 和 $T_{Ru}(j\omega)$ 分别为给定的跟踪指标的下界和上界。

2 动态逆理论

无人战斗机模型是一个复杂的非线性动态模型，这种非线性主要来源于六自由度运动的耦合，以及气动力和力矩随飞行变化的非线性。用传统的飞行控制设计观念很难满足高性能飞行的要求，因此，以非线性模型为设计对象的非线性飞行控制系统的设计与实现，成为高性能无人机发展和应用中的一项关键技术。反馈线性化方法是非线性系统控制的一个重要研究方向。在状态反馈下，可以将一个非线性系统完全变换为一个线性系统。动态逆方法用对象模型生成原系统的逆系统，将对象补偿成为具有线性传递关系的且已解耦的伪线性系统^[7-10]。

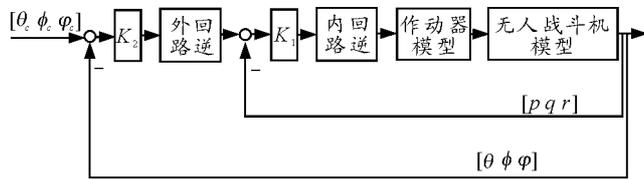


图 2 层叠结构非线性动态逆结构图

直接应用动态逆控制方法要求全逆必须满足控制变量与状态变量数目相等的条件，因此，非线性动态逆的方法在实际的飞行控制系统应用时，多采用奇异摄动原理，以时间为尺度将系统划分成多个回路，然后对各个回路分别进行设计。通过划分快、慢子系统，可实现将全系统的控制器设计问题转换为子系统的控制器设计问题。根据奇异摄动理论，要求系统状态变量的动力学特性具有明显不同的时间尺度差异。在飞行控制系统中，状态变量的动力学特性就具有这种时间尺度差异，满足时标分离的条件，如图 2 所示，控制器分成 2 个回路，其中内回路是快回路，变量为 $[p, q, r]$ 通过动态逆处理以后内回路可以近似视为一个积分环节。相同的道理外回路从时间尺度上来看要比内回路慢故称之

为慢回路。通过动态逆处理后整个系统变成了一个双积分类型的伪线性系统。

3 控制器设计

3.1 动态逆控制器设计

3.1.1 内回路动态逆控制器设计

忽略飞机舵面偏转引起的力的变化，内回路对应的为力矩方程。该力矩方程可以写成如下形式：

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = f_1(p, q, r) + g_1(p, q, r) \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中

$$f_1(p, q, r) = \begin{bmatrix} c_1 r q + c_2 p q \\ c_3 p r - c_6 p^2 + c_6 r^2 \\ c_8 p q - c_2 r q \end{bmatrix} \quad (6)$$

令 $\Sigma = I_x I_z - I_{xz}^2$ 则

$$\begin{aligned} c_1 &= \frac{(I_y - I_z)I_z - I_{xz}^2}{\Sigma} \\ c_2 &= \frac{(I_x - I_y + I_z)I_{xz}}{\Sigma} \\ c_3 &= \frac{I_z}{\Sigma} & c_4 &= \frac{I_{xz}}{\Sigma} \\ c_5 &= \frac{I_z - I_x}{\Sigma} & c_6 &= \frac{I_{xz}}{I_y} \\ c_7 &= \frac{1}{I_y} & c_8 &= \frac{(I_x - I_y)I_x + I_{xz}^2}{\Sigma} \\ c_9 &= \frac{I_x}{\Sigma} \end{aligned}$$

取内回路的控制律为

$$\begin{bmatrix} \delta_{ec} \\ \delta_{ac} \\ \delta_{rc} \end{bmatrix} = g_1^{-1}(p, q, r) \begin{bmatrix} \dot{p}_c \\ \dot{q}_c \\ \dot{r}_c \end{bmatrix} - f_1(p, q, r) \quad (7)$$

3.1.2 外回路动态逆控制器设计

外回路变量选择为 φ, θ, ψ 。系统的外回路对应于飞机的运动学方程。该运动学方程^[11]可以写成如下形式：

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix} = g_2(\phi, \theta) \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (8)$$

其中

$$g_2(\phi, \theta) = \begin{bmatrix} 1 & \tan\theta/\sin\phi & \tan\theta/\sin\phi \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi/\cos\theta & \cos\phi \end{bmatrix} \quad (9)$$

取外回路的控制律为

$$\begin{bmatrix} p_c \\ q_c \\ r_c \end{bmatrix} = g_2^{-1}(\phi, \theta) \begin{bmatrix} \dot{\phi}_c \\ \dot{\theta}_c \\ \dot{\varphi}_c \end{bmatrix} \quad (10)$$

以上控制器设计中的用到的公式来自于文献[12]。

3.1.3 动态逆控制器效果验证

选取无人战斗机直线平飞的平衡状态, 当 3 个通道同时加入阶跃信号时的响应如图 3。其中虚线为指令软化器的信号; 实线为响应信号; 各个舵面的动作情况如图 4, 各个舵面动作合理, 没有抖动。该控制器实现了系统的动态解耦。

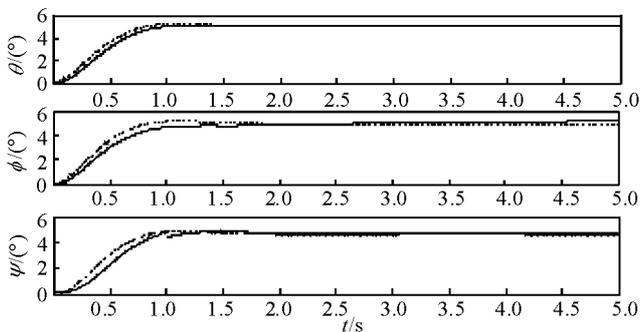


图 3 3 个通道对 5° 指令的响应

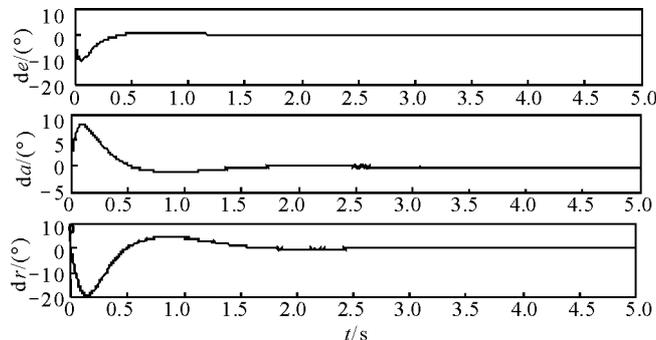


图 4 3 个舵面的响应

3.2 姿态回路 QFT+DI 控制器设计

要想使系统具有良好的动静态特性, 就需要在基于上面的动态逆反馈线性化的基础上, 运用线性

鲁棒控制理论进行系统设计, 使系统具有良好的鲁棒性能。采用 QFT 方法设计鲁棒控制器, 选用两自由度的结构如图 1 所示, QFT+DI 混合控制器的控制结构如图 5 所示。

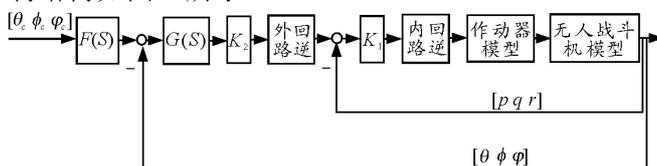


图 5 QFT+DI 控制结构

3.2.1 设计指标

根据飞机的动态性能要求, 闭环系统相位裕度为 45°, 超调量不大于 10%, 调节时间不超过 2 s。由上述闭环系统阶跃响应的时域指标可确定期望的闭环跟踪响应曲线的上、下边界为

$$T_{Ru} = \frac{6.25(0.2s + 1)}{s^2 + 3.9s + 6.25} \quad (11)$$

$$T_{Rl} = \frac{48}{(s + 1.5)(s + 4)(s + 8)} \quad (12)$$

可得系统鲁棒稳定指标为:

$$\left| \frac{L(j\omega)}{1 + L(j\omega)} \right| \leq \mu = 1.2 \quad (13)$$

它所对应的最小幅值裕度为:

$$M_g = 1 + \frac{1}{\mu} = 1.8333 = 5.2 \text{ dB} \quad (14)$$

最小相位裕度为:

$$M_p = 180^\circ - \cos^{-1}(0.5/\mu^2 - 1) = 49.24^\circ \quad (15)$$

符合系统要求。

3.2.2 对象模板

QFT 对不确定对象的描述采用的是对象模板的形式。对象模板表征的是对象在某一频率点处的不确定范围, 映射到 Nichols 图上是一个区域, 这个区域越大代表系统的不确定性越大。针对用动态逆处理过的无人战斗机数学模型, 选择一组代表性的频率点为: $\omega = \left[\frac{1}{8}, \frac{1}{4}, \frac{1}{2}, 1, 2, 4, 8, 100 \right]$, 在每一个频率点处, 对系统模型进行计算, 生成对象模板。名义对象可以由系统辨识得到。这里名义对象为:

$$P(s) = \frac{1}{s^2 + 1.4s} \quad (16)$$

3.2.3 控制器设计

复合边界的交集如图 6。根据边界性能指标, 绘制整个复合边界曲线, 以及基于开环频率特性,

引入平衡控制器 $G(S)$ 来改变开环频率特性曲线的形状, 使之满足设计性能指标要求。经过回路成形, 得到:

$$G(s) = \frac{280(s + 0.7485)(s + 15)}{(s + 5)(s + 144.3)} \quad (17)$$

取滤波器

$$F(s) = \frac{0.89(s + 1.1)(s + 113.8)}{(s + 1.301)(s + 2)(s + 42.81)} \quad (18)$$

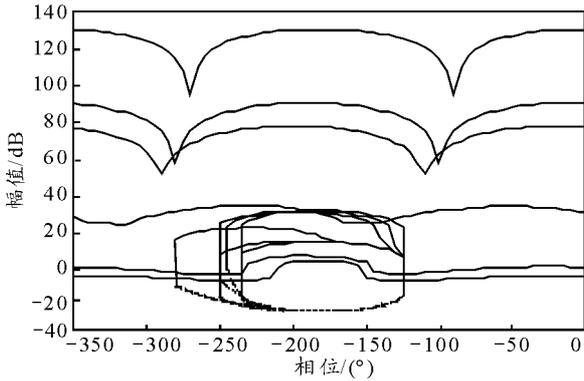


图 6 复合边界的交集

4 仿真结果

笔者假设气动导数的最大偏差为 30%, 应用所设计的控制器和前置滤波器进行飞机仿真控制, 仿真曲线如图 7。其中点线为理想响应曲线, 曲折线为在参数偏差下的动态逆的响应, 实线为在参数偏差下的 DI+QFT 综合控制器的响应。由图 7 可见, 即使参数有很大的不确定性时, 控制器的性能仍然能够满足性能指标, 有很强的鲁棒性。

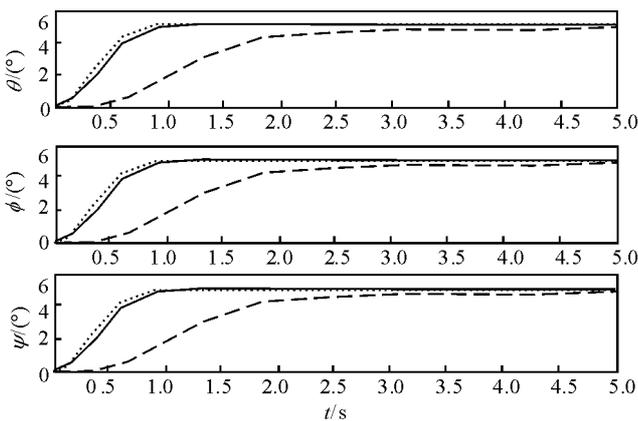


图 7 姿态角响应

5 结论

笔者应用 DI+QFT 相结合的方法设计了一种控

制器并成功运用到了无人战斗机上面。对无人战斗机这种非线性、强耦合、时变的控制对象首先运用动态逆的方法对其进行预处理, 使其变成一个伪线性系统并且进行动态解耦, 但由于动态逆依赖于精确的建模, 所以其鲁棒性性能不好, 然后采用 QFT 的设计方法设计一个鲁棒控制器用来保证控制器的鲁棒性。仿真结果表明: DI+QFT 的控制方法很好地解决了无人战斗机的姿态控制问题, 有较好的工程应用价值。

致谢

感谢南京航空航天大学硕士研究生马骏、邵康敏对本研究工作提供的帮助。

参考文献:

- [1] 张子军. 开裂式方向舵对某无尾飞翼布局飞机气动特性影响的实验研究[J]. 实验流体力学, 2010, 24(3): 63-66.
- [2] Blakelock. Automatic Control of Aircraft and Missiles Second Edn[M]. New York: John Wiley and Sons, 1991.
- [3] Balas. Design of a flight control system for a highly maneuverable aircraft using μ synthesis .In Proc [C]. CA: AIAA Guidance Navigation and Control Conf. Monterey, August 1993.
- [4] Horowitz I M. Survey of Quantitative Feedback Theory[J]. International Journal of Control(S0020-7179), 1991, 53(2): 255-291.
- [5] 鹿存侃. 基于 QFT 的高超声速飞行器鲁棒控制器设计 [J]. 系统仿真学报, 2010, 22(3): 695-698.
- [6] S. Antony Snell. Robust Longitudinal Control Design Using Dynamic Inversion and Quantitative Feedback Theory[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1997, 20(5): 933-940.
- [7] Nicholas A. Denison, Automated Carrier Landing of an Unmanned Combat Aerial Vehicle Using Dynamic Inversion[D]. WPAFB: DEPARTMENT OF THE AIR FORCE AIR UNIVERSITY, 2007.
- [8] Yoong-hyun Shin. Neural Network Based Adaptive Control for Nonlinear Dynamic Regimes[D]. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2005.
- [9] 郭锁凤. 先进飞行控制系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [10] 邵康敏. 基于 QFT 的直升机全包线姿态控制器设计[J]. 兵工自动化, 2011, 30(9): 53-55.
- [11] Jacob Reiner. Flight control design using robust dynamic inversion and time-scale separation[J]. Automatica, 1996, 32(11): 1493-1504.
- [12] 吴森堂. 飞行控制系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.