

民用飞机纵向增稳系统分析及最优控制器设计

Analysis and Design of a Longitudinal Stability Augmentation Control System for a Civil Aircraft

徐奎^{1, 2/1} 中国商飞上海飞机设计研究院 2 民用飞机模拟飞行国家重点实验室

摘要:对一般增稳控制系统的结构及其优缺点进行了分析,以某型放宽了纵向静稳定性的民用飞机为研究对象,在巡航状态的典型设计点下,利用一种综合反馈结构的纵向增稳控制系统和最优二次型控制器的设计方法,设计了增稳系统,并对自然飞机和带增稳系统的飞机进行了系统性能仿真对比分析。结果表明,利用最优控制设计理论设计的纵向增稳系统,改善了阻尼特性和稳定性,对工程设计具有一定的实际借鉴价值。

Abstract: Analyzed the advantage and disadvantage about stability augmentation control system with one or more feedback control signals, and the natural specific property of a civil aircraft with relaxed static stability. The LQR controller for a longitudinal stability augmentation control system of the civil aircraft was designed. According to the simulation results, by contrast with natural aircraft, the damping and stability of the aircraft with stability augmentation control system is improved after using LQR controller. This shows that the stability augmentation control system using LQR has a great deal of potentiality and practical values for engineering design.

关键词: 增稳系统; 最优控制; 反馈控制; 放宽静稳定性

Keywords: stability augmentation control system; linear quadratic regulator; feedback control; relaxed static stability

0 引言

追求高安全性、经济性、环保性和舒适性,是现代高性能民用飞机技术发展的趋势,将飞机设计成静不稳定或稳定性不足,可以减小飞行阻力、增加升力以及减小飞机重量,大大提高了飞机的经济性^[1]。对于此类静不稳定或稳定性不足的民用飞机,现代电传飞控系统必须提供增稳控制系统以改善飞机的稳定性。

常规增稳控制系统的设计主要利用经典的单回路频域或根轨迹方法进行设计。该方法简单、直观,在现役的民用飞机飞行控制系统中得到了广泛的应用。近年来,多变量控制理论得到了迅速发展,逐步应用到飞行控制系统的

设计当中,如最优二次型控制(LQR)设计方法、特征结构配置方法、定量反馈理论方法、非线性系统动态逆设计方法以及现代鲁棒设计方法等^[2]。本文基于某型民用飞机,利用最优控制理论LQR方法对增稳系统进行应用研究。

1 纵向增稳控制系统结构研究

设计纵向增稳控制系统的目的是为飞机的短周期模态提供满意的自然频率和阻尼比,从而改善飞机的阻尼特性和稳定性^[3]。一般可以采用的反馈结构有:俯仰角速率信号反馈、迎角信号反馈、法向过载信号反馈及俯仰角速率信号和迎角信号(或过载信号)的综合反馈。

单独采用某一种信号反馈,通常只改变系统某一种性能指标,对系统总体性能的改进往往不太理想。因此常常将多种反馈信号进行综合利用,采用综合反馈控制的结构,如引入俯仰角速率和迎角的组合反馈等,以期获得更好的控制效果。

基于俯仰角速率信号反馈、迎角信号反馈、法向过载信号反馈、俯仰角速率和迎角(或法向过载)综合反馈结构的优缺点总结见表1^[3-5]。

2 自然飞机稳定性分析

本文以某型民用飞机为研究对象,研究其巡航状态下的自然飞机稳定性和带增稳系统后的飞机稳定性,基本

表1 几种增稳控制结构的性能比较

反馈控制结构类型	优点	缺点
俯仰角速率反馈	可增加系统阻尼,改善动稳定性	静操纵性下降
迎角反馈	可改善系统静稳定性	系统阻尼减小、静操纵性下降
法向过载反馈	改善系统静稳定性	系统阻尼减小、静操纵性下降
俯仰角速率和迎角(或法向过载)综合反馈	可以改善飞机的静、动稳定性和提高短周期模态的固有频率	静操纵性下降

状态点为飞行速度150m/s、 $Ma0.45$ 、高度6000m。

巡航状态下某民用飞机的纵向线性状态方程为:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu} \quad (1)$$

$$\text{式(1)中: } \mathbf{x} = \begin{pmatrix} \Delta V \\ \Delta \alpha \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{pmatrix}, u = \Delta \delta。$$

在选定状态点下,通过将某飞机的六自由度飞线性模型进行配平线性化后,得到状态矩阵 $\mathbf{A}$ 和控制矩阵 $\mathbf{B}$ 。

带入具体数值计算自然飞机的纵向特征根为:

$$S_{1,2} = -0.4978 \pm 1.1479i$$

$$S_{3,4} = -0.0003 \pm 0.0902i$$

计算自然飞机的短周期运动阻尼比和固有频率分别为: $\zeta_s = 0.3979$; $\omega_s = 1.2512 \text{ rad/s}$;

自然飞机的长周期运动阻尼比和固有频率分别为:

$$\zeta_p = 0.0037; \omega_p = 0.0902 \text{ rad/s};$$

从以上自然飞机特征根及频率可以看出,该自然飞机由于在纵向上放宽了静稳定性,纵向长周期和短周期的阻尼都太小,长周期接近中立稳定。

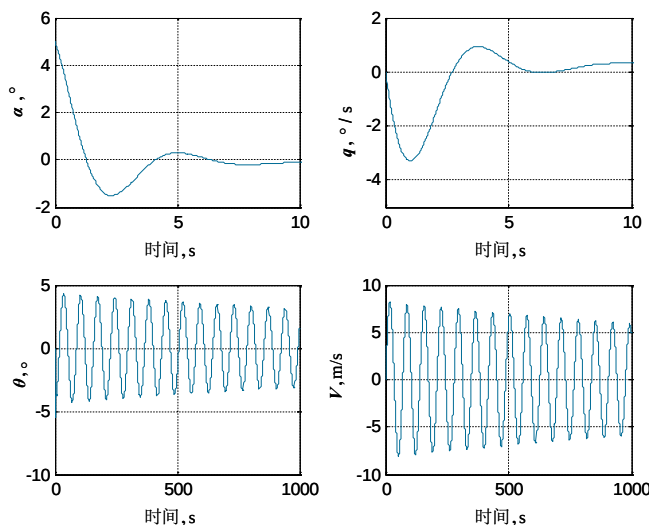
在给定迎角初始扰动 $\alpha_w(0)=5^\circ$ 时,该自然飞机的响应曲线见图1。

从以上给定初始扰动下的响应曲线可以看出,该型飞机纵向短周期和长周期都是稳定的,但由于该飞机在纵向上放宽了静稳定性,自然飞机的阻尼和静稳定性不够,造成短周期运动和长周期运动调节时间太长,振荡剧烈。

3 综合反馈增稳控制系统结构仿真分析

3.1 LQR控制理论

本文采用LQR最优控制理论设计某型民用飞机的增稳控制系统。最优二次型设计方法解决了当系统偏离平衡状

图1 α 、 q 、 θ 、 V 响应曲线

态后,系统将以一定的控制能量使系统状态按要求返回到平衡点的控制问题。

对于给定的连续线性定常被控对象:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu} \\ \mathbf{y} = \mathbf{Cx} \end{cases} \quad (2)$$

式(2)中: $\mathbf{x} \in \mathbf{R}_n, \mathbf{u} \in \mathbf{R}_m, \mathbf{A}$ 为 $n \times n$ 维系统矩阵, $\mathbf{B}$ 为 $n \times m$ 维控制矩阵, $\mathbf{C}$ 为 $p \times n$ 维输出矩阵。要求选取控制 $\mathbf{u}$,使得二次型积分代价函数式^[6-7](3)最小。

$$J = \frac{1}{2} \int_0^\infty (\mathbf{x}^T(t) \mathbf{Q} \mathbf{x}(t) + \mathbf{u}^T(t) \mathbf{R} \mathbf{u}(t)) dt \quad (3)$$

式(3)中, $\mathbf{Q}$ 和 $\mathbf{R}$ 分别为相应维数的加权矩阵。

依据最优二次型理论,可推得最优控制 $\mathbf{u}$ 是系统状态的线性组合:

$$\mathbf{u} = \mathbf{Kx} \quad (4)$$

式(4)中: $\mathbf{K}$ 为常值状态反馈增益矩阵, $\mathbf{K} = -\mathbf{R}^{-1} \mathbf{BP}$ 。 $\mathbf{P}$ 为对称正定矩阵,是Riccati方程(5)的解。

$$\mathbf{PA} + \mathbf{A}^T \mathbf{P} - \mathbf{PBR}^{-1} \mathbf{BP} + \mathbf{Q} = 0 \quad (5)$$

则闭环系统状态方程为:

$$\dot{\mathbf{x}} = (\mathbf{A} - \mathbf{BK}) \mathbf{x} \quad (6)$$

MATLAB工具中提供了线性二次型最优控制设计的算法,使用命令: $[\mathbf{K}, \mathbf{P}, \mathbf{e}] = \text{lqry}(\text{ss}(\mathbf{A}, \mathbf{B}, \mathbf{C}, \mathbf{D}))$

式(7)中: $\mathbf{K}$ 为常值状态反馈增益矩阵, $\mathbf{P}$ 为Riccati方程(5)的解, $\mathbf{e}$ 为闭环系统特征值。

3.2 基于LQR的综合反馈控制器设计

假定在无风和恒定飞行速度且小航迹角的情况下^[3]:

$$\dot{h} = V_0 \sin u \approx V_0 (\theta - \alpha) \quad (8)$$

由式(8)得:

$$n_z \approx V_0(q-\alpha)/g \quad (9)$$

在仿真时用迎角状态信息代替法向过载状态信息。仍采用最优二次型的设计方法寻求反馈阵 K ,进行全状态反馈。

将系统的状态变量扩展为: $x = (\Delta V, \Delta \alpha, \Delta q, \Delta \theta, \Delta d)^T$, $u = \Delta \delta_e$, 其中 $\dot{d} = \alpha$ 。

采用俯仰角速率和迎角综合反馈的仿真结构图见图2。

3.3 增稳控制系统性能仿真分析

在给定初始扰动 $\alpha_w(0)=5^\circ$ 时,通过调节 Q 、 R 得到比较合适的 K 阵,使得系统具有较好响应。

取 $Q=\text{diag}([0.01 \ 60 \ 150 \ 150 \ 50])$,

$R=50$,得到反馈增益阵:

$$K=[0.0209 \ -0.7361 \ -1.979 \ -1.0690 \ -1]$$

自然飞机和带增稳系统的飞机在给定初始扰动下的响应对比见图3。

从图3的仿真结果来看,由于引入了 α 、 q 的比例积分反馈,使得系统阻尼和固有频率得到了改善,系统的超调量及进入稳态的时间有了明显的改善。

4 结论

1)研究了一般增稳系统的控制结构,分析了几种结构下的优缺点。采用多种信号的综合反馈控制结构,获得更

好的控制效果。

2)分析了某型民用飞机的稳定性。该飞机纵向短周期和长周期都是稳定的,但由于该飞机在纵向上放宽了静稳定性,自然飞机的阻尼和静稳定性不够,造成短周期运动和长周期运动调节时间太长,振荡剧烈。

3)使用最优二次型理论,设计实现了利用俯仰角速率和迎角信号的综合反馈结构,通过对其巡航状态下自然飞机和带增稳系统飞机的仿真结果对比得出,飞机在增加增稳系统后较自然飞机后具有良好的动态特性及稳定性,对工程设计具有一定的借鉴意义。‘AST

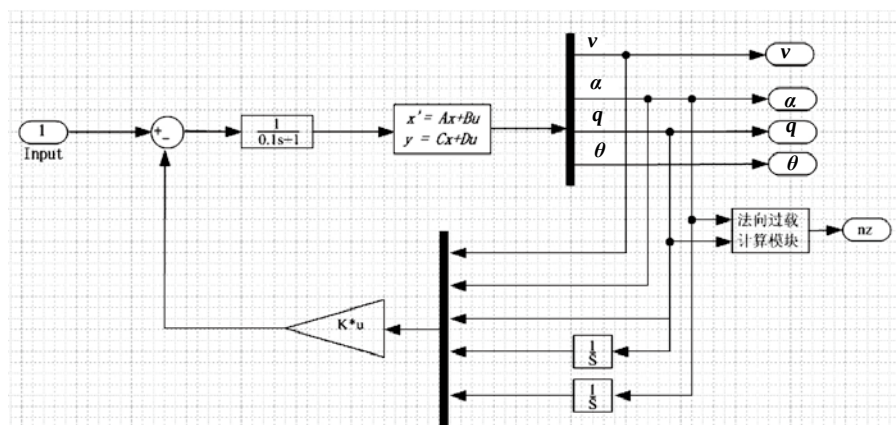


图2 纵向增稳控制系统仿真结构图

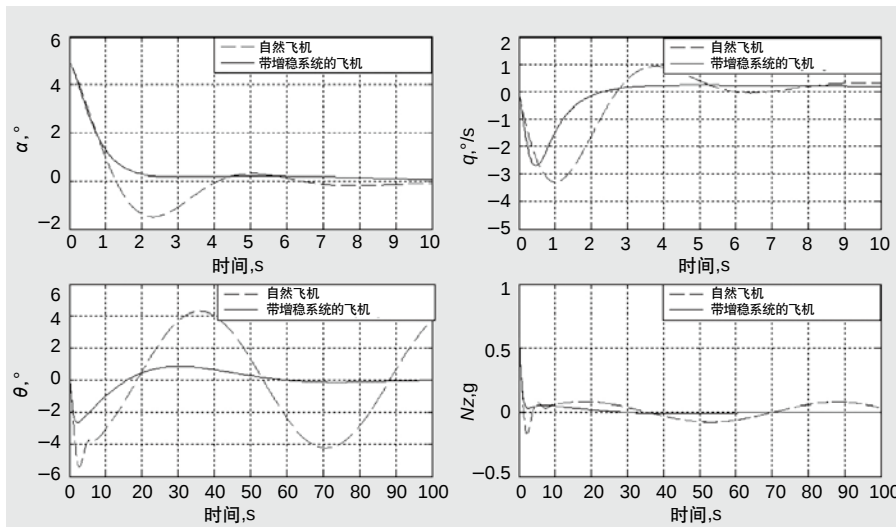


图3 α 、 q 、 θ 和 n_z 响应曲线

参考文献

- [1] 张明廉. 飞行控制系统[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994: 49-74.
- [2] 文传源. 现代飞行控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004.
- [3] 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: 79-92.
- [4] 高金源, 李陆豫, 冯亚昌, 等. 飞机飞行品质[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 10-28.
- [5] Nelson R C. Flight stability and automatic control[M]. University of Notre Dame, 1989: 198-217.
- [6] Slater G L. Analysis of integral controls in linear quadratic design[R]. AIAA 79-1743: 359-365.
- [7] Rehman O U, Fidan B, Petersen I. Minimax LQR control design for a hypersonic flight vehicle[R]. AIAA 2009-7291.

作者简介

徐奎, 硕士, 工程师, 从事飞行控制和飞行仿真技术研究。