

电传飞行控制系统稳定裕度的一种评估方法

张葵*, 高亚奎, 支超有

中航工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 通过分析电传飞控系统在实现不同功能下的控制回路稳定裕度评估方法, 给出了在姿态保持功能下进行稳定裕度评估时所需观测点的选取思路。通过简化真实飞机纵向控制律及飞机方程, 建立测试模型, 经过仿真分析和验证, 提出了带有姿态保持功能的飞控系统稳定裕度的评估方法。该方法已应用于某型号飞机地面试验。

关键词: 飞行控制系统; 姿态保持; 稳定裕度

中图分类号: V249

文献标识码: A

文章编号: 1007-5453 (2014) 03-0045-4

姿态保持一般是自动飞行控制所涵盖的功能,但若将此功能加入到主飞行控制系统中时,可更加便捷的减轻飞行员的工作负担,获得良好的效果。然而对于控制增稳系统来讲,增加姿态保持功能必然会对整个系统的稳定裕度产生影响。因此,对于带有姿态保持时的控制系统的稳定裕度测试必不可少。

随着控制回路越来越复杂,实现的功能越来越多,控制系统开环断点的选取不同,将导致系统的开环传递函数大不相同,在此基础上仿真或试验所得的闭环系统稳定裕度也有所差异。而对于在增稳系统中加入姿态保持功能的控制系统,其测试点的选取更是没有明确的定论。因此,通过对实现不同功能的控制回路的对比分析,并建模仿真,寻求更适于姿态保持控制回路的稳定裕度的评估测试方法是必要的。

1 评估方法

1.1 基本方法

为研究飞机的性能特性,首先考察基本的飞机控制回路,即不考虑飞行员在回路中作用的控制系统,见图1。

该系统的开环传递函数可表示为

$$G(s) = -G_c(s)G_A(s)H(s) \quad (1)$$

利用系统的开环频率特性 $G(j\omega)$ 可以判断闭环系统的相对稳定性,而相对稳定的程度可以用幅值裕度 G_m 和相位裕度 P_m 来表述:

$$G_m = -20 \lg |G(\omega_g)| \quad (2)$$

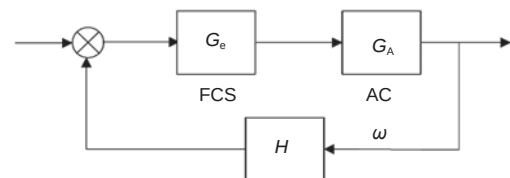


图1 阻尼系统回路

Fig.1 Damping system loop

$$P_m = 180^\circ + \arg(G(j\omega_c)) \quad (3)$$

式中: ω_g 为相角交界频率, $\arg(G(\omega_g)) = -180^\circ$, ω_c 为截止频率, $G(\omega_c) = 1$ 。 G_m 和 P_m 的大小表示了闭环系统的阻尼品质, ω_c 则体现了系统的响应时间^[1]。因此,稳定裕度的指标与系统的动态性能密切相关。

1.2 不同模态的稳定裕度评估方法

(1) 与早期只含有角速率单一反馈的阻尼系统不同,如今的飞控系统都是增加了迎角或法向过载反馈的控制增稳系统,见图2。根据国内外以往的经验,相位和幅值裕度的关键测量节点是在各通道对应的舵面指令位置处,见图2中的A点。这样,增益和相位的变化就可以影响所有的反馈回路。并且,这一位置处的增益和相位裕度最能反映舵机动力学和气动力学中的不确定因素,而且这些不确定因素在回路中的定义一般是不太准确的^[2]。

(2) 自动飞行控制系统是在原有的控制增稳回路前加入了自动驾驶仪,其基本的工作方式是用于姿态稳定,将姿态角

收稿日期: 2013-08-26; 退修日期: 2014-01-05; 录用日期: 2014-02-28

*通讯作者. Tel.: 15991790406 E-mail: zhangyan4840@163.com

引用格式: ZHANG Yan, GAO Yakui, ZHI Chaoyou. A method to estimate stability margin of fly-by-wire flight control system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(03): 45-48. 张葵, 高亚奎, 支超有. 电传飞行控制系统稳定裕度的一种评估方法[J]. 航空科学技术, 2014, 25(03): 45-48.

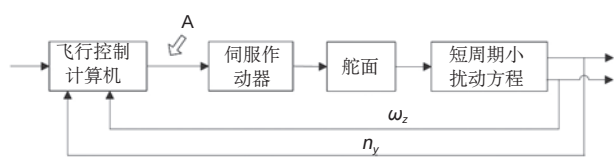


图2 控制增稳系统回路

Fig.2 Control argumentation system loop

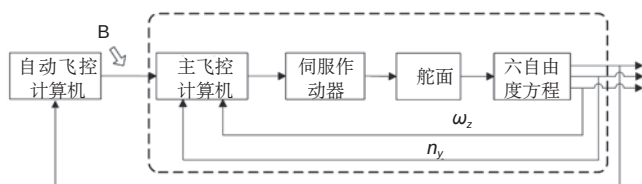


图3 自动飞控系统回路

Fig.3 Automatic flight control system loop

反馈到自动驾驶仪作为整个系统的一个外回路,见图3。此时可将控制增稳回路作为一个整体进行分析,因此在分析自动飞行控制系统的稳定裕度时,多采取在自动飞控计算机指令下发处设置观测点求取,即图3中的点B。此法可以更直观的反应外回路的增益和相位裕量的变化对整个系统的影响。

2 姿态保持功能下的稳定裕度评估

以解耦的纵向控制系统为例,按照经典控制理论方法^[3],通过与不同模态的对比,对带有姿态保持功能的控制系统进行稳定裕度评估测试方法分析,可得到选取有效方法的思路。

含有姿态保持功能的飞行控制系统,看似是给控制增稳系统增加了一个外回路,形同加入自动飞控后的控制系统,见图4。由于设计方法的差异(如带入姿态保持回路后内回路是否调参等因素),使得观测点的选取不能简单地等同于上述某一种,而要均衡的考虑各个因素。

因为稳定裕度的大小可以反应系统动态性能的好坏,即与时域响应变化一致。因此,可以通过调节控制律的反馈参数来改变系统的稳定裕度,并结合扰动的时域响应分析不同观测点的优劣。具体做法是,分别改变外回路姿态角反馈的增益系数和内回路增稳系统中积分、比例和前向通道的增益系数,在不同的系数下,分别将图4中的A、B两点作为观测点,得到系统的稳定裕度,并获取系统在扰动下的时域响应。最后,通过对比调参后在A、B两点处所得的稳定裕度是否与系统时域响应变化一致,分析哪一个观测点所得结果更具代表性。

3 仿真分析

3.1 控制律模型简化

为了更加直观的进行理论分析,现对某型飞机的纵向

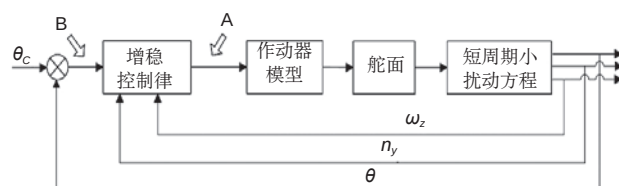


图4 姿态保持控制回路

Fig.4 Control loop of attitude hold

控制律进行简化,去掉不影响系统结果的功能,诸如迎角保护、速度/马赫数保护、水平安定面配平等。而后,选取高度2000m,速度90.73m/s,初始俯仰角7.140°的状态计算得出短周期小扰动飞机方程,并写成传递函数形式。最终得到被试模型结构,见图5,其中 G_{Act} 为作动器模型,形式为 $\frac{1}{0.25s+1}$,

并且图中 $\frac{n_y}{\delta_e} = \frac{-0.2194s+0.1402}{s^2+1.888s+1.982}$, $\frac{\omega_z}{\delta_e} = \frac{-0.4032s+0.2577}{s^2+1.888s+1.982}$

K_1 、 K_2 、 K_3 、 K_4 为测试增益调节参数。

3.2 仿真结果及分析

使各通道保持原有增益,逐渐将姿态反馈通道增益 K_1 增加到5、10、17倍,分别得到系统在5°俯仰角扰动下的时域响应。同理,保持各个通道增益不变,分别将积分通道增益 K_2 增加到10、50、80倍,比例通道增益 K_3 增加到20、100倍,前向通道增益 K_4 增加到10、30倍获取各自相应的时域响应数据。仿真后得到的时域曲线见图6~图9。

通过对时域曲线的分析可以得出,无论在何处增大增益,加入扰动后的时域响应随增益的增大而变差,并且增益越大,时域扰动响应结果越差,当增益增加到一定程度时,时域扰动响应出现震荡,系统达到临界稳定状态。

在得到时域响应结果后,就需获取对应状态下的稳定裕度来进行对比。对此,在之前对应的增益变化条件下,分别于A、B两处断开,获取系统的开环传递函数,并由传递函数绘制伯德图,读取幅值和相位裕度,所得结果见表1。

通过对表1数据进行分析,有如下结果:

(1) 从截止频率来看,无论增大何处增益,从A点即指

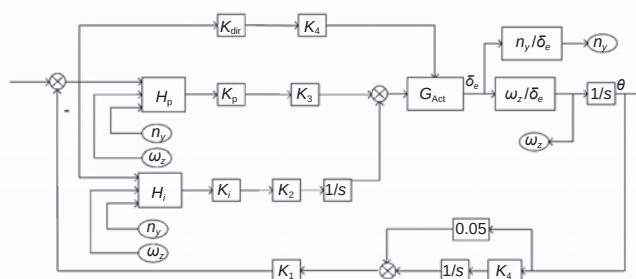


图5 纵向控制律简化模型

Fig.5 Simplified model of longitudinal control law

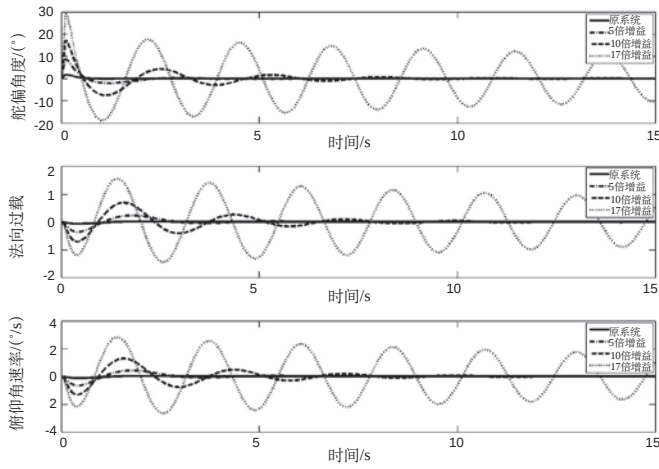


图6 不同姿态反馈通道增益下的时域响应曲线

Fig.6 Time-domain response curve of different attitude feedback gain

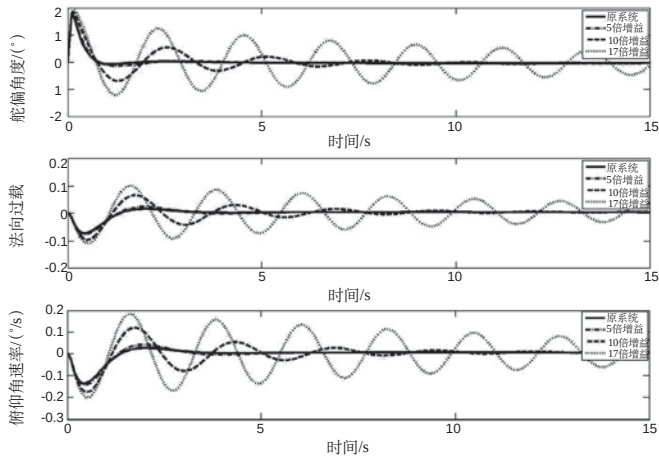


图7 不同积分通道增益下的时域响应曲线

Fig.7 Time-domain response curve of different integral gain

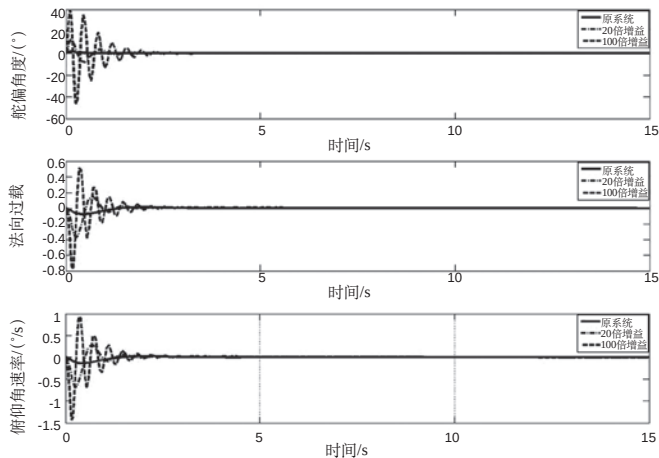


图8 不同比例通道增益下的时域响应曲线

Fig.8 Time-domain response curve of different proportion gain

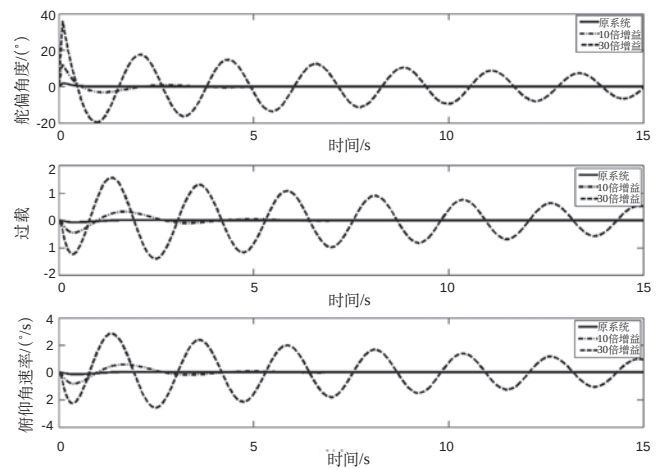


图9 不同前向通道增益下的时域响应曲线

Fig.9 Time-domain response curve of different forward channel gain

令输入端断开所得截止频率均随增益增加而变大;而从B点即反馈处断开所得截止频率仅随反馈通路和直接通路增益的增加而变化,不随积分通路及比例通路增益的增大变化;

(2) 从幅值裕度 G_m 来看,从A点断开时,所得幅值裕度均随增益增大而减小;当从B点断开时,改变比例通道增益,所得幅值裕度并未明显变化。

(3) 从相位裕度 P_m 来看,从A点断开时,所得相位裕度均随增益增大而减小;从B点断开,当改变积分通道或比例通道的增益时,所得相位裕度并未明显变化。

(4) 在临界稳定时,从A点断开测得的稳定裕度均接近于0。但在积分通路增益增加至系统临界稳定时,从B点断开的方法测取的稳定裕度还很大。

结合时域和频域响应曲线结果,可以分析得出:从A点断开,对不同通道参数变化观测到得结果与时域响应一致。而在B点断开,相当于在系统的外回路进行测试,所得的稳定裕度结果仅能反映姿态反馈通道增益 K_1 即外回路参数变化的结果。因此,在内回路的综合点即A点设置测试点,能更全面的观测到不同回路增益变化对整个系统的影响。

4 结论

飞行控制系统的稳定性和动态性能的验证评判,需在不同的状态和模态的组合下进行稳定裕度测试得到。选择合理的评估测试方法显得至关重要,本文提出的姿态保持功能下的稳定裕度评估方法,为完善控制律验证提供了参考。

选择在各通道对应的舵面指令处设置测试点,经仿真分析更能反映不同回路增益变化时的影响。但从工程上的角度出发,也可选取所得稳定裕度较低的测试点作为参考。这里所

表1 各状态下的稳定裕度
Table 1 Stability margin of different state

项目		测试点A处			测试点B处		
		$\omega_c/(\text{rad/s})$	Gm/dB	$P_m/(\%)$	$\omega_c/(\text{rad/s})$	Gm/dB	$P_m/(\%)$
原系统		0.22	54.00	52.00	0.19	25.00	46.00
改变姿态反馈处增益	增大5倍	1.46	44.00	57.00	1.00	11.00	54.00
	增大10倍	2.12	11.00	23.00	1.97	5.00	27.00
	增大17倍	2.69	0.90	2.00	2.67	0.50	3.00
改变积分通路的增益	增大10倍	0.77	48.00	92.00	0.19	23.00	45.00
	增大50倍	2.31	10.00	21.00	0.19	15.00	43.00
	增大80倍	2.80	2.00	5.00	0.19	7.00	43.00
改变比例通路的增益	增大20倍	7.25	33.24	32.00	0.31	24.00	57.00
	增大100倍	16.87	18.35	24.00	0.33	24.00	60.00
改变直接通路的增益	增大10倍	1.66	35.00	48.00	1.29	10.00	56.00
	增大30倍	2.76	2.30	4.00	2.74	1.20	5.00

做工作只是在特定的条件下得出了对应的评估方法,可满足此功能下验证的理论支持。而关于稳定裕度测试的方法,还待有系统全面的理论分析来支持工程上的应用,这也是后续的研究方向。

AST

[3] 高金源,李陆豫,冯亚昌.飞机飞行品质[M].北京:国防工业出版社,2003.
GAO Jinyuan, LI Luyu, FENG Yancang. Aircraft Handling Qualities[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003. (in Chinese)

参考文献

[1] 曹修治,乔建军,员正平.飞机稳定裕度判据研究[J].飞行力学, 2000, 18(2).
CAO Xiuzhi, QIAO Jianjun, YUAN Zhengping. Study of aircraft stability margin criterion[J]. Flight Dynamics, 2000, 18(2). (in Chinese)
[2] 田福礼.试飞确定电传系统稳定裕度[J].飞行力学, 1999, 17(2).
TIAN Fuli. The determination of fly-by-wire flight control system stability margin in flight test[J]. Flight Dynamics, 1999, 17(2). (in Chinese)

作者简介

张炎(1988—)男,硕士研究生,助理工程师。主要研究方向:飞机飞行控制系统与液压系统测试与验证。
Tel: 15991790406
E-mail: zhangyan4840@163.com
高亚奎(1959—)男,研究员,副总设计师。主要研究方向:飞机机电系统、飞行控制系统和系统仿真。
支超有(1964—)男,研究员,主任设计师。主要研究方向:飞机飞行控制系统与液压系统测试与验证。

A Method to Estimate Stability Margin of Fly-by-wire Flight Control System

ZHANG Yan*, GAO Yakui, ZHI Chaoyou
AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: Because the control loops are different when the system implements different functions, the methods to estimate stability margin of the FBW control system have differences. By comparing the different methods, the article presented an approach how to choice the test point for the control loop which can implement attitude hold function in order to estimate the stability margin. The real control laws and the aircraft motion equations were simplified, and the model was build. Finally the methods for estimating stability margin of the FBW control system with attitude hold had been proposed through simulation analysis. Furthermore, the methods has been used on the ground tests of the plane.

Key Words: fly-by-wire flight control system; attitude hold; stability margin

Received: 2013-08-26; Revised: 2014-01-05; Accepted: 2014-02-28

* Corresponding author. Tel: 15991790406 E-mail: zhangyan4840@163.com