

## 开关型飞行员诱发振荡抑制器研究

孟捷, 车万方, 薄涛, 兰新章  
(复杂航空系统仿真重点实验室, 北京 100076)

**摘要:** 飞行控制系统中的速率限制饱和后会产生时延, 此时若飞行员处置不当, 可能触发飞行员诱发振荡。建立了简化的速率限制器模型, 剖析了以逻辑条件法设计的开关型抑制器结构; 运用描述函数法研究了开关型抑制器的开环频域响应特性及相位补偿能力; 研究了开关型抑制器对正弦和偏差输入信号的开环响应特点, 提出应用开关型抑制器抑制飞行员诱发振荡; 建立了含开关型抑制器的人机闭环系统数学模型, 通过阶跃跟踪任务数值仿真, 对比了开关型抑制器与 DASA 前馈抑制器的性能。仿真结果表明, 开关型抑制器是有效的, 降低了飞行员诱发振荡发生的可能性。

**关键词:** 飞行控制系统; 飞行员诱发振荡; 描述函数; 速率限制

**中图分类号:** V212.1      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1671-637X(2013)11-0061-04

## On Switching Suppressor for Restraining Pilot Induced Oscillations

MENG Jie, CHE Wanfang, BO Tao, LAN Xinzhang

(Science and Technology on Complex Aviation Systems Simulation Laboratory, Beijing 100076, China)

**Abstract:** When rate limiter is saturated in flight control system, time delay would occur. The pilot induced oscillations (PIO) may come into being on condition that the pilot operates incorrectly. A simplified model of rate limiter was established, and the switching suppresser designed by using logical conditions method was anatomized. The response properties of the open-loop frequency and phase compensation ability of the suppresser were studied by using describing function. The open-loop response properties of the suppresser to sine wave and bias input were discussed. A switching suppresser to prevent PIO was proposed, and a mathematical model of closed-loop aircraft-pilot system with the derivative switching suppresser was set up. The step tracking tasks were simulated to study the performance the switching suppresser and DASA anticipatory control suppresser. The simulating results demonstrate that derivative switching suppresser effectively reduces the possibility of PIO.

**Key words:** flight control systems; pilot induced oscillation; describing function; rate limit

### 0 引言

早在 20 世纪 40 年代, 飞行员诱发振荡 (Pilot Induced Oscillations, PIO) 问题的研究便已开始, 但该问题直至 90 年代仍未获得圆满解决<sup>[1]</sup>。随着电传飞行控制系统在军用飞机和民用飞机上的广泛运用, PIO 问题出现了新特点。因速率限制饱和而引起的严重 PIO 事件不断出现, 曾使 YF-22 等先进战斗机发生飞

行事故。速率限制饱和是危险的, 它使飞行员面对高增益飞机动力学特性的突然改变, 往往来不及适应新的飞机动力学特性, 从而导致飞行员诱发振荡。因此, 设计针对速率限制饱和的飞行员诱发振荡抑制器是有必要的。

目前, 工程上常运用相位补偿技术来抑制因速率饱和和诱发的 PIO。相位补偿技术有两种: 一是减少驾驶杆命令增益或减少反馈控制增益, 但这会恶化飞机飞行品质; 二是速率限制被激活时对系统进行相位补偿。设计 PIO 抑制器可采用逻辑条件法和连续信号法<sup>[2]</sup>。逻辑条件法仅在控制系统需要相位补偿时工作, 而连续信号法将对控制系统产生持续的补偿信号。

收稿日期: 2012-10-31

修回日期: 2013-01-14

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61074007)

作者简介: 孟捷(1982—), 男, 湖南沅陵人, 博士后, 研究方向为飞行控制与飞行仿真。

本文将对运用逻辑条件法设计的开关型 PIO 抑制器进行研究;构建开关型抑制器的数学模型,运用描述函数法研究开关型 PIO 抑制器的频域和时域特性;以某型飞机为例,构建具有开关型 PIO 抑制器的人机闭环系统数学模型,并对阶跃跟踪任务进行仿真,研究开关型 PIO 抑制器的 PIO 抑制能力。

## 1 简化的速率限制环节模型

简化的速率限制环节模型<sup>[3]</sup>如图 1 所示。 $\delta_c$  为偏角命令输入信号; $\delta$  为偏角输出信号; $e$  为误差信号; $\omega_a$  为舵机带宽; $V_L$  为速率限制; $e_L$  为饱和点( $e_L = V_L/\omega_a$ )。只要误差信号  $e < e_L$ , 系统为线性一阶滞后环节, 其响应完全取决于时间常数  $T(T = 1/\omega_a)$ 。当误差信号  $e > e_L$  时, 饱和将会发生, 此时操纵面将以最大速率  $V_L$  运动, 直到偏角命令输入的幅值、频率衰减。

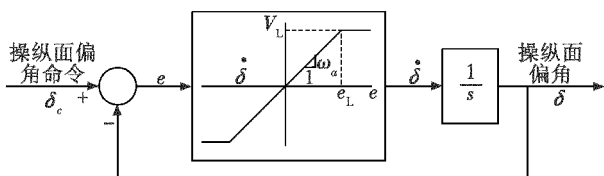


图 1 简化后速率限制环节模型

Fig. 1 The simplified rate limiter model

## 2 开关型 PIO 抑制器模型

开关型 PIO 抑制器结构如图 2 所示。

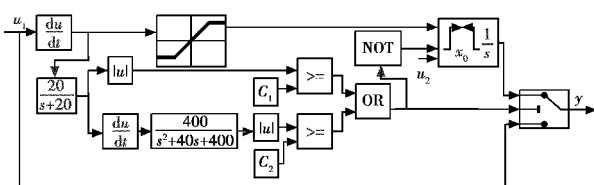


图 2 开关型 PIO 抑制器模型

Fig. 2 Switching PIO suppressor model

图 2 中: $u_1$  为由驾驶员输出的操纵信号; $u_2$  为从物理速率限制器反馈回的信号; $y$  为抑制器输出信号, 该系统是一逻辑结构<sup>[4]</sup>。 $u_2$  所连接的模块是一个条件积分器, 该模块具有状态重置功能。最上层信号为输入信号, 中间输入信号为控制积分器重置的外部信号, 最下层输入  $u_2$  信号是外部输入的积分初始条件。该模块基于外部输入信号在特定初始条件下可进行状态重置, 中间输入信号对应的端口为触发端口, 上升沿和下降沿表明了触发类型。

开关型 PIO 抑制器主要由 3 部分组成。最上层部分由一个微分器、速率限制器及积分器组成, 当非对称信号输入时, 积分器被用来减小偏差量; 中间部分提供了开关逻辑, 信号中的高频噪声被滤除, 滤波后信号的

速率和加速度值与预置的速率值  $C_1$  和加速度值  $C_2$  相比较, 任一数值超过预置值时, 补偿器上层部分被激活; 当滤波后信号的速率和加速度值未超过两者的预置值时, 信号可通过底层部分直接通过补偿器。

PIO 抑制器的设计是在飞机出现 PIO 现象后开始工作, 当 PIO 被抑制后抑制器即退出控制。PIO 现象只在满足特定触发条件下才偶然出现, 并且被成功抑制后不会再次发生。因此, PIO 抑制器的工作状态不会在两个反向控制状态间频繁切换。

## 3 开关型 PIO 抑制器频域特性分析

由于开关型 PIO 抑制器是非线性的, 因此运用描述函数法研究其频率特性<sup>[5]</sup>。描述函数取决于输入信号的幅值  $C$  和频率  $\omega$ , 当输入信号为  $u = C\sin(\omega t)$ , 输出信号为  $y(t)$  时, 则描述函数  $Y_N(C, \omega)$  为

$$\begin{cases} Y_N(C, \omega) = \frac{b_1 + ia_1}{C} \\ a_1 = \frac{\omega}{\pi} \int_0^{2\pi} y(t) \cos(\omega t) dt \\ b_1 = \frac{\omega}{\pi} \int_0^{2\pi} y(t) \sin(\omega t) dt \end{cases} \quad (1)$$

或

$$\begin{cases} Y_N(C, \omega) = \frac{c_1 \times e^{i\phi}}{C} \\ c_1 = \sqrt{(a_1)^2 + (b_1)^2} \\ \phi = \arctan(a_1/b_1) \end{cases} \quad (2)$$

式中: $a_1$  和  $b_1$  为傅里叶系数; $c_1$  和  $\phi$  分别为描述函数  $Y_N(C, \omega)$  的幅值与相位。

在进行频率特性分析时, 速率限制  $V_L$  的值设为  $\pm 1$  rad/s; 舵机带宽  $\omega_a$  为 10 rad/s; 开关型 PIO 抑制器  $C_1$  值等于速率限制  $V_L$  的值,  $C_2$  的值取 300。为充分研究开关型 PIO 抑制器的频率特性,  $V_L/C$  的值分别取为 1、0.8、0.5、0.3。飞行员最关心的频率范围是 0.1 ~ 10 rad/s。当频率低于 0.1 rad/s 时, 飞行员有足够时间进行操纵干预与修正。当频率高于 10 rad/s 时, 即使产生 180° 相位滞后, 也仅能产生小于 0.3 s 的时间延迟。速率限制环节和开关型 PIO 抑制器的相角曲线如图 3 所示。

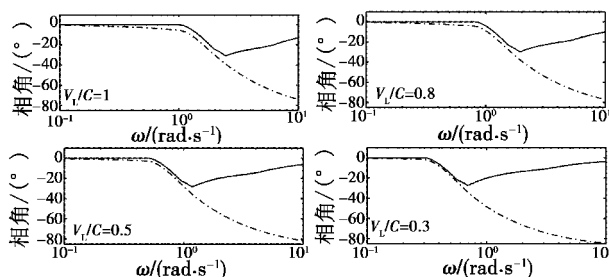


图 3 速率限制环节和开关型 PIO 抑制器的相角曲线

Fig. 3 Phase curve of rate limiter and suppressor

图 3 中,实线表示开关型 PIO 抑制器的相角曲线,点划线表示速率限制环节的相角曲线。开关型 PIO 抑制器的相位补偿能力曲线如图 4 所示,每条曲线对应的  $V_L/C$  的值标于图中。

图 3 和图 4 的结果说明,对相同幅值的正弦输入信号,随着速率限制  $V_L$  的不断减小,开关型 PIO 抑制器的相位补偿能力不断增强,相位补偿起始频率也不断减小。通过在时域内的进一步分析,可以验证频域内的分析结果。

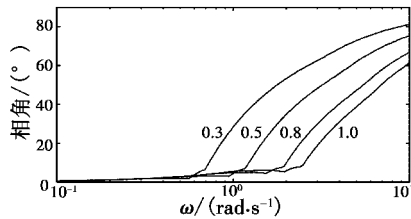


图 4 开关型 PIO 抑制器的相位补偿能力

Fig. 4 Phase compensation of switching PIO suppresser

#### 4 开关型 PIO 抑制器时域特性分析

当输入信号是  $u = \sin(3t)$  时,速率限制  $V_L$  分别为 1、0.8、0.5、0.3 (单位均为 rad/s) 时,开关型 PIO 抑制器的时间响应如图 5 所示。

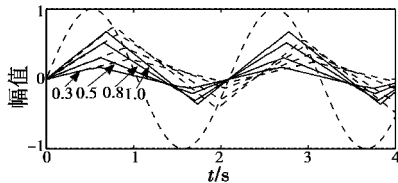


图 5 开关型 PIO 抑制器对正弦信号的时间响应

Fig. 5 Time responses of PIO suppresser to sine input

图 5 中,正弦输入信号和无补偿速率限制器三角输出信号均以虚线表示,开关型 PIO 抑制器的时间响应以实线表示。观察图 5 可知,速率限制  $V_L$  值越小,输出信号幅值越小,开关型 PIO 抑制器开始补偿的时间越早,时间延迟越小。

如果输入信号为非对称、无稳态误差的偏差信号时,飞行员的操纵将受到干扰,从而使飞行员给出较低的飞行品质评价。图 6 为偏差输入信号时,速率限制  $V_L$  分别为 1、0.8、0.5、0.3 (单位均为 rad/s) 时,开关型 PIO 抑制器的时间响应。

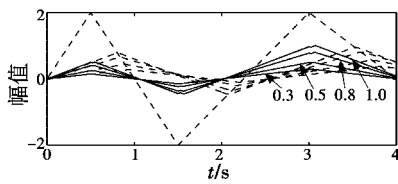


图 6 开关型 PIO 抑制器对偏差信号的时间响应

Fig. 6 Time responses of PIO suppresser to bias input

图 6 中,偏差输入信号和无补偿速率限制器输出信号均以虚线表示,开关型 PIO 抑制器的时间响应以实线表示。观察图 6 可知,开关型 PIO 抑制器对偏差信号的补偿依然有效。

#### 5 应用实例

开关型 PIO 抑制器将被应用于如图 7 所示的人机闭环系统。

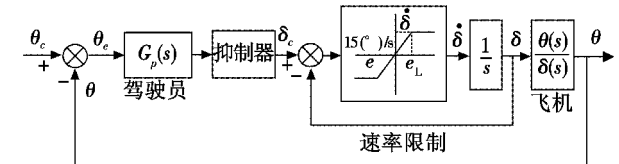


图 7 人机系统示意图

Fig. 7 Block diagram of pilot-vehicle system

图 7 中: $\theta_c$  为俯仰角指令; $\theta_e$  为俯仰角误差; $\delta_c$  为操纵面指令; $\dot{\delta}$  为操纵面偏角速率; $\delta$  为操纵面偏角; $\theta$  为俯仰角。驾驶员模型采用同步驾驶员模型<sup>[6]</sup>。驾驶员模型为  $G_p(s) = 4.5$ ,飞机纵向传递函数为

$$G_a(s) = \frac{\theta(s)}{\delta(s)} = \frac{3.476(0.0292)(0.883)}{[0.19, 0.1][0.366, 2.3]} \quad (3)$$

式中: $(a)$  表示  $(s+a)$ , 即  $(0.0292)$  表示  $(s+0.0292)$ ,  $(0.883)$  表示  $(s+0.883)$ ;  $[\zeta, \omega_n]$  表示  $(s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2)$ , 即  $[0.19, 0.1]$  表示  $(s^2 + 2 \times 0.19 \times 0.1 \times s + 0.1^2)$ ,  $[0.366, 2.3]$  表示  $(s^2 + 2 \times 0.366 \times 2.3 \times s + 2.3^2)$ 。图 7 中飞机模块  $\theta(s)/\delta(s)$  对应的传递函数是式(3)。系统中的开关型抑制器中参数  $C_1$  为 20, 参数  $C_2$  为 150。

阶跃追踪任务是一种典型的追踪任务,可使速率限制器工作于恶劣的环境中,此追踪任务可用来研究抑制器的效能<sup>[7]</sup>。为对比研究抑制器的效果,对文献[5]中的 DASA 前馈抑制器与开关型 PIO 抑制器同时进行了仿真, DASA 前馈抑制器的结构和参数与文献[5]中的设置一致。人机闭环系统  $5^\circ$  阶跃输入时域仿真结果如图 8 所示,图中虚线表示  $5^\circ$  阶跃输入信号,点划线表示未加抑制器的飞机俯仰角输出,实线表示加入开关型 PIO 抑制器的飞机俯仰角输出,密虚线表示 DASA 前馈抑制器的飞机俯仰角输出。由图可知,当人机闭环系统中未加入开关型 PIO 抑制器时,飞机出现了持续俯仰振荡,且振荡不衰减。加入开关型 PIO 抑制器后,飞机持续俯仰振荡消失,并且能对输入信号实现良好的跟踪。由仿真结果可知,开关型 PIO 抑制器的调节时间与超调量均优于 DASA 前馈抑制器。

当输入信号中存在一定程度的白噪声时,会对抑制的性能产生一定程度的影响,但抑制器仍可发挥其抑制功能,保证飞机不出现持续的飞行振荡。仿真结

果如图 9 所示。系统中的开关型抑制器中参数  $C_1$  为 15, 参数  $C_2$  为 150。

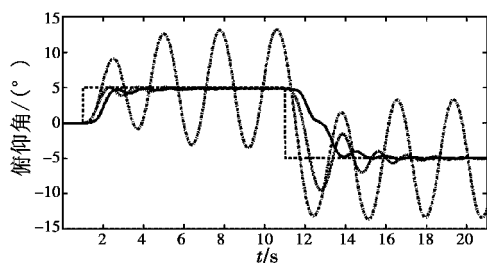


图 8 人机闭环系统  $5^\circ$  阶跃输入的时间响应图

Fig. 8 Time responses of aircraft-pilot system to  $5^\circ$  step input

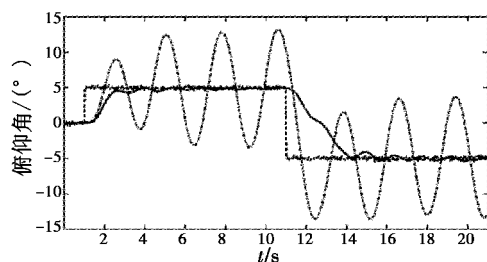


图 9 人机闭环系统  $5^\circ$  阶跃噪声输入的时间响应图

Fig. 9 Time responses of aircraft-pilot system to  $5^\circ$  step input with noise

## 6 结束语

若速率限制环节出现严重饱和,且飞行员处理不恰当,可能会引发拟线性的 PIO。本文以开关型 PIO 抑制器为研究对象,研究了它的开环频域特性。在时域内,通过正弦输入信号和偏差输入信号,研究了开关型 PIO 抑制器的补偿能力。通过阶跃跟踪任务的人机闭环系统仿真,验证了开关型 PIO 抑制器对因速率限制引发 PIO 的抑制效果。通过研究得到了以下结论:

1) 描述函数法是分析开关型 PIO 抑制器频率特

性的有效方法,其分析得到的结论对调整抑制器参数使之适应实际控制系统的需要有重要指导意义;

2) 开关型 PIO 抑制器采用变结构设计,只在系统发生速率限制饱和时发生作用,从而保证不对系统性能产生实质性影响;

3) 开关型 PIO 抑制器可作为一种备选的 PIO 抑制器设计方案。

## 参考文献

- [1] MCRUER D T. Aviation safety and pilot control, understanding and preventing unfavorable pilot-vehicle interactions [M]. Washington D. C.: National Academy Press, 1997.
- [2] ALCALA I, GORDILLO F, ARACIL J. Phase compensation design for prevention of PIO due to actuator rate saturation [C]//Proceedings of the 2004 American Control Conference, America, 2004:4678-4691.
- [3] KATAYANAGI. Pilot-induced oscillation analysis with actuator rate limiting and feedback control loop [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, America, 2004:1162-1168.
- [4] HANLEY J G. A comparison of nonlinear algorithms to prevent pilot-induced oscillations caused by actuator rate limiting [D]. America: Air Force Institute of Technology, 2003.
- [5] 孟捷,徐浩军,张建康. II 型 PIO 反馈与前馈抑制系统对比[J]. 航空学报, 2010, 31(9): 1701-1707.
- [6] 孟捷,徐浩军,武卫. 驾驶员模型对 II 型 PIO 预测影响研究[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(12): 3816-3819.
- [7] 孟捷. 非线性 PIO 机理及其预测与抑制方法研究[D]. 西安:空军工程大学, 2010.

(上接第 30 页)

Proceeding of the American Control Conference, 1998, 1904-1908.

- [13] SHAUNGNESSY J D, PINCKNEY S Z, MCMINN J D, et al. Hypersonic vehicle simulation model: Winged-cone

configuration [J]. NASA, 1990, TM-102610: 1-140.

- [14] 都延丽. 近空间飞行器姿态与轨迹的非线性自适应控制 [D]. 南京:南京航空航天大学, 2010.
- [15] 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.

欢迎订阅 欢迎刊登广告