考虑作动器速率饱和的人机闭环系统稳定域

曹启蒙 李颖晖 徐浩军

(空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038)

摘 要: 针对作动器速率饱和引起的Ⅱ型驾驶员诱发振荡(PIO, Pilot Induced Oscillations)严重威胁先进战机飞行安全的问题,研究了计及作动器速率饱和的人机闭环系统稳定域. 建立了考虑作动器速率饱和的人机闭环系统非线性模型,引入增广状态变量以及饱和度函数处理速率饱和环节,应用椭球体不变集估计人机闭环系统的稳定域,得到了稳定域估计的一般算法. 通过时域仿真研究了所估计的稳定域的保守性,研究了驾驶员操纵增益以及作动器速率饱和值对稳定域的影响. 结果表明:稳定域法物理意义清晰、结果直观,可用于人机闭环系统稳定性的评估. 研究结果可为先进战机飞行控制系统的设计提供理论依据.

关 键 词: 驾驶员诱发振荡; 速率饱和; 人机闭环系统; 稳定域; 椭球体不变集

中图分类号: V 328

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2013)02-0215-05

Stability region for closed-loop pilot-vehicle system with actuator rate saturation

Cao Qimeng Li Yinghui Xu Haojun

(School of Aeronautics and Astronautics Engineering, Air Force Engineering University, Xi' an 710038, China)

Abstract: To solve advanced warplanes flight safety problem caused by category Ⅱ pilot induced oscillations(PIOs), the stability region of closed-loop pilot-vehicle system with actuator rate saturation was studied. The nonlinear model of closed-loop pilot-vehicle system was built. The augmented state variables and saturation degree function were introduced to address the rate saturation element. The ellipsoidal invariant sets were applied to estimate the stability region of closed-loop pilot-vehicle system. The stability region estimating algorithm was obtained. The stability region conservatism was investigated by time domain simulation and the effects of pilot control gain and rate saturation value on the stability region were researched. The results show that the stability region method has specific physical concept and illustrative results, and can be applied to evaluate the stability of closed-loop pilot-vehicle system. The results can provide a theoretical guidance for designing flight control systems of advanced warplanes.

Key words: pilot induced oscillations(PIO); rate saturation; closed-loop pilot-vehicle system; stability regions; ellipsoidal invariant sets

在实际的控制系统中,执行器输出的幅值与速率不可能无限大. 在飞行控制领域,如果驱动舵面偏转的作动器输出幅值与速率发生饱和,那么舵面的偏转就会受到限制,就有可能引起驾驶员诱发振荡(PIO, Pilot Induced Oscillations)[1]. 其本质为人机闭环系统非线性失稳,将严重威胁飞行安全. 航空界一般将由于作动器速率限制作用导致的驾驶员诱发振荡定义为Ⅱ型 PIO[2]. 作动器速率限制未发生作用时,飞机各状态量处于人机闭环系统的稳定域之内,而当作动器速率限制环

收稿日期: 2012-01-09; **网络出版时间**: 2012-04-01 12:06

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120401.1206.014.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61074007)

作者简介: 曹启蒙(1986-),男,山东泰安人,博士生, caoqimeng@163.com.

节介入系统之后,人机闭环系统的稳定域将发生变化,如果当前的飞行状态处于稳定域之内,系统将保持稳定,反之系统会失稳,驾驶员诱发振荡随即发生.

关于Ⅱ型 PIO 的预测,国内外均依靠一些准则进行预测,如 Gap 准则[3]、开环发生点 OLOP (Open-Loop onset Point)准则[4],这些准则均以描述函数法为基础,而作动器描述函数模型的使用域与作动器的带宽[5]有关,这在一定程度上会影响预测结果. 人机闭环系统稳定域越大,说明系统抗干扰性能越好;稳定域若太小,则容易发生 PIO. 因此对特定飞行任务下的人机闭环系统稳定域进行研究,一方面可以评估当前飞行状态是否有失稳的危险,另一方面可用于指导飞行控制律的设计,使人机闭环系统的稳定域尽可能大,在飞行器的设计阶段将 PIO 的发生概率降到最低.

考虑作动器速率饱和因素的人机闭环系统相当于一类特殊的控制输入受限的系统,特殊之处在于相对于幅值饱和而言速率饱和是一种动态饱和环节,求解稳定域时需要对模型进行处理. 对于幅值饱和系统,国内外研究焦点多集中在设计控制器用以扩大稳定域方面,且成果较多. 而对于速率饱和系统无论是控制器设计还是稳定域求解则研究较少.

目前,航空界对幅值/速率饱和系统稳定域的研究主要集中在对静不稳定的飞机设计增稳控制器方面[6],而研究稳定域用以评估人机闭环系统稳定性以及预测 PIO 的文献较少. 本文重点研究考虑作动器速率饱和环节的人机闭环系统稳定域的估计方法,以及驾驶员操纵增益和作动器速率饱和值对稳定域的影响. 研究结果可为Ⅱ型 PIO 的预测提供一种新的思路,并可扩展用于Ⅲ型 PIO 的预测.

1 人机闭环系统

建立简化的考虑作动器速率饱和的俯仰姿态跟踪任务人机闭环系统,由驾驶员、速率限制作动器、飞机本体组成,如图 1 所示.

大量的飞行结果表明:当发生 PIO 时,驾驶员全神贯注地对飞机进行操纵,可用同步控制模型近似. 同步控制驾驶员模型如下式所示:

$$G_{\mathrm{p}}(s)=K_{\mathrm{p}} \tag{1}$$

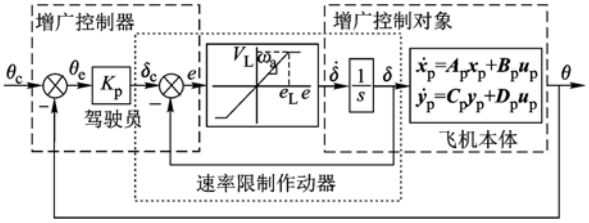
式中,K_{p} 为驾驶员增益.

速率限制作动器模型[3]如图 1 所示.

飞机本体采用状态空间模型:

$$\left.\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{p}}&=\boldsymbol{A}_{\mathrm{p}}\boldsymbol{x}_{\mathrm{p}}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{p}}\boldsymbol{u}_{\mathrm{p}}\\ \boldsymbol{y}_{\mathrm{p}}&=\boldsymbol{C}_{\mathrm{p}}\boldsymbol{x}_{\mathrm{p}}+\boldsymbol{D}_{\mathrm{p}}\boldsymbol{u}_{\mathrm{p}}\end{aligned}\right\} \tag{2}$$

式中,状态变量 $\boldsymbol{x}_{\mathrm{p}}=[v,\alpha,q,\theta]^{\mathrm{T}}$;$v$ 为前向速度;α 为迎角;q 为俯仰角速率;θ 为俯仰角;输入变量 $\boldsymbol{u}_{\mathrm{p}}=[\delta]$,$\delta$ 为升降舵偏角;输出变量 $\boldsymbol{y}_{\mathrm{p}}=[\theta]$.



δ_{c}—偏角指令输入信号;$\dot{\delta}$—作动器速率;δ—偏角输出信号;e—误差信号;ω_{a}—作动器带宽;V_{L}—作动器速率限制值;e_{L}—饱和点;θ_{c}—俯仰角指令信号;θ_{e}—俯仰角误差信号;θ—俯仰角输出信号;K_{p}—驾驶员模型增益.

图 1 俯仰姿态跟踪任务人机闭环系统

2 椭球体不变集稳定域估计

2.1 执行器饱和单输入系统的稳定域估计

考虑如下单输入系统[7-8]:

$$\left.\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{x}}&=\boldsymbol{A}\boldsymbol{x}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{u}\\ \boldsymbol{u}&=\mathrm{sat}(\boldsymbol{C}\boldsymbol{x})\end{aligned}\right\} \tag{3}$$

式中,状态变量 $\boldsymbol{x}\in\boldsymbol{R}^n$,控制变量 $\boldsymbol{u}\in\boldsymbol{R}$;$\mathrm{sat}(\cdot)$ 为饱和函数,$\mathrm{sat}(\boldsymbol{C}\boldsymbol{x})=\mathrm{sign}(\boldsymbol{C}\boldsymbol{x})\min\{\Delta,|\boldsymbol{C}\boldsymbol{x}|\}$,反馈增益矩阵 $\boldsymbol{C}\in\boldsymbol{R}^{1\times n}$,$\Delta>0$ 为饱和环节的限制值;$\boldsymbol{A}$,$\boldsymbol{B}$ 为相应维数的实数矩阵.

假设 1 假设式(3)的$(\boldsymbol{A},\boldsymbol{B})$可控,可知存在对称正定矩阵 $\boldsymbol{P}$ 满足 Lyapunov 方程:

$$(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{C})^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}+\boldsymbol{P}(\boldsymbol{A}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{C})+\boldsymbol{I}=0 \tag{4}$$

定义 1 稳定域是指平衡点邻域内的一类初始状态的集合,以这类初始状态出发,系统的轨迹能够始终保持在这个区域之内.

用式(4)的解 $\boldsymbol{P}$ 定义式(3)的 Lyapunov 函数 $V(\boldsymbol{x})=\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{x}$. 若存在某 $\gamma>0$ 使 $\forall\boldsymbol{x}\in\Omega(\boldsymbol{P},\gamma)$,有 $\dot{V}(\boldsymbol{x})<0$. 则 $\Omega(\boldsymbol{P},\gamma)=\{\boldsymbol{x}\in\boldsymbol{R}^n:\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{x}<\gamma\}$ 是式(3)的椭球体不变集.

定义 2 饱和度函数 $\sigma(\cdot)=R^n\to[0,1)$:

$$\sigma=\sigma(\boldsymbol{C}\boldsymbol{x})=\begin{cases}0 & |\boldsymbol{C}\boldsymbol{x}|\leqslant\Delta\\ 1-\dfrac{\Delta}{|\boldsymbol{C}\boldsymbol{x}|} & |\boldsymbol{C}\boldsymbol{x}|>\Delta\end{cases} \tag{5}$$

应用饱和度函数,于是式(3)可写为

$$\dot{\boldsymbol{x}}=(\boldsymbol{A}+(1-\sigma)\boldsymbol{B}\boldsymbol{C})\boldsymbol{x} \tag{6}$$

令 $\boldsymbol{Q}=(\boldsymbol{B}\boldsymbol{C})^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}+\boldsymbol{P}\boldsymbol{B}\boldsymbol{C}$,同时定义 $\sigma^*=\sup(\sigma\in[0,1):\boldsymbol{I}+\sigma\boldsymbol{Q}>0)$(sup 代表上确界),根据上确界定义可知,$\boldsymbol{I}+\sigma\boldsymbol{Q}>0$,$\forall\sigma\in[0,\sigma^*)$. 若

$\sigma^*=1$,则$\dot{V}(\boldsymbol{x})<0,\forall \boldsymbol{x}\in \boldsymbol{R}^n$,此时式(6)所代表的系统为全局渐近稳定;若 $\sigma^*<1$,则只对区域$\{\boldsymbol{x}:\sigma(\boldsymbol{x})<\sigma^*\}$中的 $\boldsymbol{x}$ 有$\dot{V}(\boldsymbol{x})<0$,此时式(6)为区域渐近稳定. 根据以上分析,可得下式:

$$\sigma^*=\begin{cases}1 & \lambda_{\min}(\boldsymbol{Q})\geqslant -1\\ \dfrac{-1}{\lambda_{\min}(\boldsymbol{Q})} & \lambda_{\min}(Q)<-1\end{cases} \tag{7}$$

定理[9]　设式(6)所表示的系统满足假设 1,若 $\lambda_{\min}(\boldsymbol{Q})\geqslant -1$,则系统(6)是全局渐近稳定的;若 $\lambda_{\min}(\boldsymbol{Q})<-1$,则系统(6)是区域渐近稳定的.

对于区域渐近稳定的系统可计算其椭球体稳定域,由数学分析求极值可得

$$\inf\left\{1-\frac{\Delta}{|\boldsymbol{Cx}|}:\boldsymbol{x}\in\Omega(\boldsymbol{P},\gamma)\setminus\{0\}\right\}=1-\frac{\Delta}{\sqrt{\gamma(\boldsymbol{CP}^{-1}\boldsymbol{C}^{\mathrm{T}})}} \tag{8}$$

若令 σ^* 等于式(8),则可从中反解出椭球体不变集 $\Omega(\boldsymbol{P},\gamma)$ 的参数 γ:

$$\gamma=\frac{\Delta^2}{((1-\sigma^*)^2(\boldsymbol{CP}^{-1}\boldsymbol{C}))} \tag{9}$$

2.2　速率饱和人机闭环系统稳定域估计

2.2.1　人机闭环系统状态方程模型建立

要估计图 1 所示考虑作动器速率饱和的人机闭环系统稳定域,必须建立如式(3)所示的状态方程模型. 模型建立的具体过程如下:

1) 建立增广被控对象状态方程模型.

增广被控对象由飞机本体与速率限制作动器的积分环节组成. 以飞机状态变量 v,α,q,θ 及作动器输出 δ 组成增广被控对象状态变量 $\boldsymbol{x}_{\mathrm{m}}=[v,\alpha,q,\theta,\delta]^{\mathrm{T}}$,以 θ 和 δ 组成输出变量 $\boldsymbol{y}_{\mathrm{m}}=[\theta,\delta]^{\mathrm{T}}$,$\dot{\delta}$ 作为控制变量 $\boldsymbol{u}_{\mathrm{m}}=[\dot{\delta}]$,则增广被控对象的单输入两输出状态方程为

$$\left.\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{m}}&=\boldsymbol{A}_{\mathrm{m}}\boldsymbol{x}_{\mathrm{m}}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{m}}\boldsymbol{u}_{\mathrm{m}}\\ \boldsymbol{y}_{\mathrm{m}}&=\begin{bmatrix}\theta\\ \delta\end{bmatrix}=\boldsymbol{C}_{\mathrm{m}}\boldsymbol{x}_{\mathrm{m}}\end{aligned}\right\} \tag{10}$$

式中,$\boldsymbol{A}_{\mathrm{m}}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{A}_{\mathrm{p}} & \boldsymbol{B}_{\mathrm{p}}\\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0}\end{bmatrix}$;$\boldsymbol{B}_{\mathrm{m}}=[0,\boldsymbol{I}]^{\mathrm{T}}$;$C_{\mathrm{m}}=\begin{bmatrix}0,0,0,1,0\\ 0,0,0,0,1\end{bmatrix}$.

2) 建立增广控制器状态方程模型.

增广控制器由驾驶员与速率限制作动器增益环节组成,由于采用同步驾驶员模型,因此增广控制器并未引入额外状态变量,可等效为一个两输入单输出的纯增益环节.

令 $\boldsymbol{u}_{\mathrm{m}}=[\dot{\delta}]=\mathrm{sat}(\boldsymbol{u}_{\mathrm{r}})$,则有

$$\boldsymbol{u}_{\mathrm{r}}=-\omega_{\mathrm{a}}\cdot[K_{\mathrm{p}},1]\cdot\boldsymbol{y}_{\mathrm{m}}=-\omega_{\mathrm{a}}\cdot[K_{\mathrm{p}},1]\cdot\boldsymbol{C}_{\mathrm{m}}\boldsymbol{x}_{\mathrm{m}} \tag{11}$$

3) 人机闭环系统状态方程模型.

以$\dot{\delta}$为输入、$\boldsymbol{u}_{\mathrm{r}}$ 为输出可得考虑作动器速率饱和的人机闭环系统状态方程模型,状态变量为 $\tilde{\boldsymbol{x}}=[v,\alpha,q,\theta,\delta]^{\mathrm{T}}$,则有

$$\left.\begin{aligned}\dot{\tilde{\boldsymbol{x}}}&=\tilde{\boldsymbol{A}}\,\tilde{\boldsymbol{x}}+\tilde{\boldsymbol{B}}\dot{\delta}\\ \tilde{\boldsymbol{y}}&=\tilde{\boldsymbol{C}}\,\tilde{\boldsymbol{x}}+\tilde{\boldsymbol{D}}\,\dot{\delta}\\ \dot{\delta}&=\mathrm{sat}(\tilde{\boldsymbol{y}})\end{aligned}\right\} \tag{12}$$

式中,$\tilde{\boldsymbol{A}}=\boldsymbol{A}_{\mathrm{m}}$;$\tilde{\boldsymbol{B}}=\boldsymbol{B}_{\mathrm{m}}$,$\tilde{\boldsymbol{C}}=-\omega_{\mathrm{a}}\cdot[K_{\mathrm{p}},1]\cdot\boldsymbol{C}_{\mathrm{m}}$;$\tilde{\boldsymbol{D}}=[\boldsymbol{0}]$;$\boldsymbol{u}_{\mathrm{r}}=\tilde{\boldsymbol{y}}$.

至此,已将图 1 所示的系统建立了形如式(3)所示的状态方程模型.

2.2.2　椭球体稳定域估计算法

根据以上分析,总结采用椭球体不变集法确定考虑作动器速率饱和的人机闭环系统稳定域的一般过程如下:

1) 选择待评估的闭环飞行任务,建立图 1 所示的闭环模型;

2) 将图 1 所示的系统转化为式(3)所示的形式,并验证是否满足假设 1,若满足,继续下一步;若不满足,停止;

3) 按式(4)求解正定对称矩阵 $\boldsymbol{P}$;

4) 计算 $\boldsymbol{Q}$ 及 $\lambda_{\min}(\boldsymbol{Q})$,若 $\lambda_{\min}(\boldsymbol{Q})\geqslant -1$,则系统(3)全局渐近稳定,停止;否则系统为有限区域渐近稳定,继续下一步;

5) 按式(9)计算 γ,则 $\Omega(\boldsymbol{P},\gamma)$ 是系统(3)的椭球体不变集,结束.

3　算例分析

3.1　保守性分析

研究图 1 所示人机闭环系统,具体参数如下:

$$\boldsymbol{A}_{\mathrm{p}}=\begin{bmatrix}-0.033\,094 & 0.069\,282 & -0.382\,66 & -0.519\,3\\ -0.015\,51 & -1.290\,7 & 0.993\,74 & -0.002\,477\\ 0.008\,304 & -5.801\,3 & -3.078\,2 & -0.001\,753\\ 0 & 0 & 1 & 0\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{B}_{\mathrm{p}}=\begin{bmatrix}-0.519\,3\\ -0.052\,43\\ -11.085\\ 0\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{p}}=[0\quad 0\quad 0\quad 1]\qquad \boldsymbol{D}_{\mathrm{p}}=[\boldsymbol{0}]$$

作动器带宽 $\omega_{\mathrm{a}}=20$ rad/s ,速率饱和值 $V_{\mathrm{L}}=$

20(°)/s,驾驶员模型增益值 $K_p=-3.23$.

按照2.2.2节中椭球体稳定域估算法,验证($\tilde{\boldsymbol{A}}$,$\tilde{\boldsymbol{B}}$)可控. 可得非线性人机闭环系统的5维超椭球体稳定域. 为给出稳定域的直观估计,将其投影到二维子空间. 分别选择(α,q)、(θ,δ)两个子空间进行投影,如图2、图3所示.

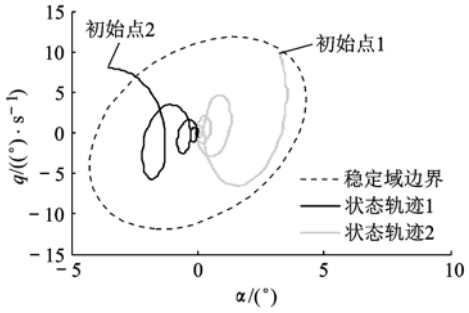


图2 稳定域(α,q)子空间投影及状态轨迹

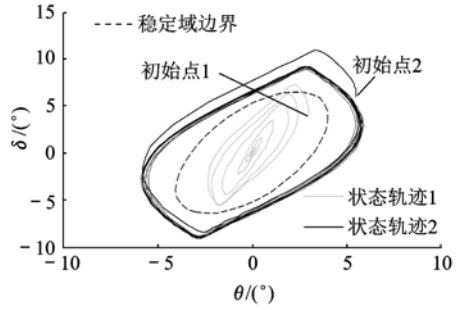


图3 稳定域(θ,δ)子空间投影及状态轨迹

为了评估求解出的稳定域的保守性,在稳定域内部以及外部分别选择两个初始状态点进行时域仿真,如图2、图3中状态轨迹1、2所示. 图2中初始点1的状态轨迹始终保持在稳定域之内,初始点2虽然在稳定域外部,但是其状态轨迹最终保持在稳定域之内,由此说明求解的稳定域有一定的保守性,与真实的人机闭环系统稳定域相比偏小. 图3中初始点1的状态轨迹始终保持在稳定域之内,而初始点2的状态轨迹形成了极限环振荡,表明人机闭环系统出现了PIO,此时作动器速率饱和环节起作用,输出波形为三角波形式,这与文献[5]的结论一致. 图4所示为发生PIO时作动器指令与输出时域仿真结果.

3.2 稳定域影响因素分析

增大作动器速率饱和值为 $V_{L1}=40$(°)/s,其他参数不变,求解稳定域并投影到(α,q)子空间,结果如图5所示,可见增大速率饱和值可以扩大人机闭环系统稳定域.

增大驾驶员操纵增益为 $K_{p1}=-4$,其他参数不变,求解稳定域并投影到(α,q)子空间,结果如图6所示. 可见增大操纵增益会减小人机闭环系统稳定域,若驾驶员操纵增益增大到一定程度,当飞机受到一个很小的迎角扰动时,人机闭环系统就有可能失稳,PIO就会出现.

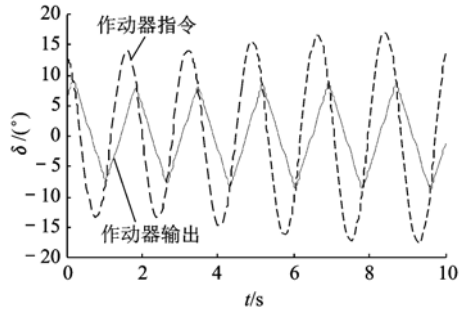


图4 发生PIO时作动器偏角

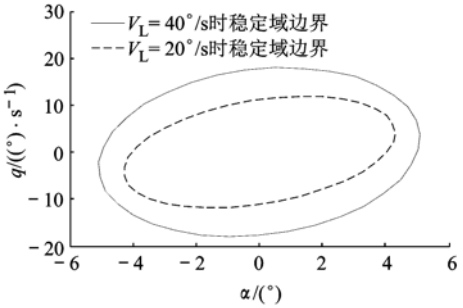


图5 改变速率饱和值时稳定域的变化

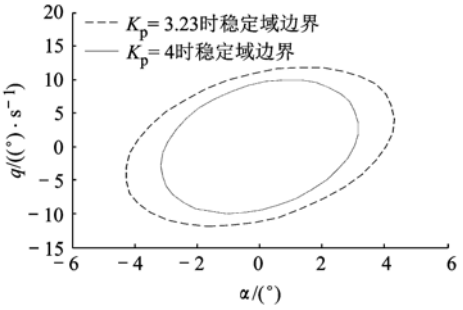


图6 改变驾驶员模型增益值时稳定域的变化

4 结束语

针对Ⅱ型PIO问题,研究了考虑作动器速率饱和的人机闭环系统稳定域. 给出了应用椭球体不变集估计人机闭环系统稳定域的一般算法,研究了稳定域的保守性以及影响因素.

1)稳定域法以飞机各状态量为参考对象,物理意义清晰、结果直观. 但算例研究表明采用本文方法所估计的稳定域略微保守,因此如何使估计的稳定域尽可能逼近系统实际稳定域是一个可以进一步研究的课题,这也是稳定域法预测PIO工程应用化的关键.

2)驾驶员操纵增益以及速率饱和值是影响人机闭环系统稳定域的重要因素. 为降低发生PIO的可能性,应尽可能增大人机闭环系统稳定域,一方面可以增大作动器速率饱和值,这就要求

使用较大体积和功率的作动器,但对现代战机的设计来说是个矛盾;另一方面驾驶员要避免粗暴地操纵飞机,当发生 PIO 时,果断放弃操纵以避免灾难性事故.

3) 在飞行器设计阶段如何选择最优的人机闭环系统稳定域范围也是一个可以进一步研究的课题,稳定域太大会影响先进战机机动性,太小则会影响稳定性.

参考文献 (References)

[1] Dornhein M A. Report pinpoints factors leading to the Yf-22 crash[J]. Aviation Week and Space Technology, 1992, 137(19):53-54

[2] 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 Luyü, Feng Yachang. Aircraft handling qualities [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2003 (in Chinese)

[3] 孟捷,徐浩军,李大伟. Gap 准则在Ⅱ型 PIO 预测中的应用[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(9):1067-1070
Meng Jie, Xu Haojun, Li Dawei. Application of Gap criterion in prediction of category Ⅱ PIO[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(9): 1067-1070 (in Chinese)

[4] Ossmann D, Heller M, Brieger O. Enhancement of the nonlinear OLOP-PIO-criterion regarding phase-compensated rate limiters[R]. AIAA 2008-6207, 2008

[5] Klyde H D, McRuer T D, Myers T T. Pilot-induced oscillation analysis and prediction with actuator rate limiting[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1997, 20(1): 81-89

[6] Goman M G, Fedulova E V, Khramtsovsky A V. Maximum stability region design for unstable aircraft with control constraints [R]. AIAA-96-3910, 1996

[7] Blanchini F. Set invariance in control[J]. Automatica, 1999, 35(11):1747-1767

[8] Hu T S, Lin Z L. Exact characterization of invariance ellipsoids for single input linear systems subject toactuator saturation[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 2002, 47(1):164-169

[9] 魏爱荣,赵克友. 运用线性反馈分析设计饱和线性系统[J]. 控制与决策,2005,20(1):59-60
Wei Airong, Zhao Keyou. Analysis and design for linear systems with saturation by linear feedback[J]. Control and Decision, 2005, 20(1):59-60 (in Chinese)

(编　辑:李　晶)

(上接第 200 页)

6　结 束 语

两个算例并没有涉及航向动导数的计算. 航向动导数的计算方法与纵向动导数计算方法类似,可先利用滑移网格方法计算航向组合动导数,然后利用旋转参考坐标系方法单独计算偏航阻尼导数. 使用提出的动导数计算方法可得到飞行器稳定性分析所需的各个单独的动导数. 网格划分使用非结构网格,且滑移网格在网格运动过程中网格质量不变,因此网格生成工作量较小,尤其是对水上飞机这类复杂外形. 只需进行若干次稳态计算即可得到阻尼导数,计算量较小. 提出的方法可用于复杂外形飞行器动导数的计算,具有较高的效率.

参考文献 (References)

[1] 袁先旭,张涵信,谢昱飞. 基于 CFD 方法的俯仰静、动导数数值计算[J]. 空气动力学学报,2005,23(4):458-463
Yuan Xianxu, Zhang Hanxin, Xie Yufei. The pitching static/dynamic derivatives computation based on CFD methods [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2005, 23(4):458-463 (in Chinese)

[2] 范晶晶,阎超,李跃军. 飞行器大迎角下俯仰静、动导数的数值计算[J]. 航空学报,2009,30(10):1846-1850
Fan Jingjing, Yan Chao, Li Yuejun. Computation of vehicle pitching static and dynamic derivatives at high angles of attack [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(10): 1846-1850 (in Chinese)

[3] Murman S M. Reduced-frequency approach for calculating dynamic derivatives [J]. AIAA Journal, 2007, 45(6):1161-1168

[4] Le Roy J F, Morgand S. SACCON CFD static and dynamic derivatives using ElSA [R]. AIAA 2010-4562, 2010

[5] 方振平,陈万春,张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005:189-193
Fang Zhenping, Chen Wanchun, Zhang Shuguang. Aircraft flight dynamics [M]. Beihang: Beijing University Press, 2005: 189-193 (in Chinese)

[6] 埃特肯 B. 大气飞行动力学[M]. 北京:科学出版社,1979:194-195
Etkin B. Dynamics of atmospheric flight [M]. Beijing: Science Press, 1979: 194-195 (in Chinese)

[7] Uselton B L, Jenke L M. Experimental missile pitch-and roll-damping characteristics at large angles of attack [J]. Journal of Spacecraft, 1977, 14(4):241-247

(编　辑:李　晶)