

doi: 10.7690/bgzdh.2024.07.013

基于 C* 准则的最优控制灵敏度设计方法

翟任庆

(航空工业西安飞行自动控制研究所, 西安 710065)

摘要: 为优化侧杆负载及控制灵敏度特性设计流程, 提出一种基于 C* 准则的最优控制灵敏度设计方法。依托国外相关经验, 结合 C* 准则设计参数; 介绍驾驶员人机工程学及侧杆性能对飞行体验的影响, 引出侧杆最优力感特性的设计方法, 结合传统的飞行品质规范搭建人机闭环模型验证。实验结果表明: 侧杆在不同速度下对纵向角速率和过载控制权重不同, 响应均满足 C* 准则的一级设计要求, 仿真验证了侧杆参数和飞行品质结合优化的有效性。

关键词: 人机工程学; 力感特性; 控制灵敏度; 仿真验证; C* 准则

中图分类号: V271.4 **文献标志码:** A

Sensitivity Design Method of Optimal Control Based on C* Criterion

Zhai Renqing

(AVIC Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: In order to optimize the design flow of side link load and control sensitivity characteristics, an optimal control sensitivity design method based on C* criterion is proposed. Based on foreign experience, the parameters were designed according to C* criterion. The influence of pilot ergonomics and side stick performance on flight experience was introduced, and the design method of side stick optimal force feeling characteristics was introduced. Combined with the traditional flying quality specification, the closed-loop model of pilot and pilot was built for verification. The experimental results show that the side stick has different weights of longitudinal angular rate and overload control at different speeds, and the response meets the first-level design requirements of the C* criterion. The simulation verifies the effectiveness of the combined optimization of side stick parameters and flying qualities.

Keywords: ergonomics; force feeling characteristics; control sensitivity; simulation verification; C* criterion

0 引言

电传飞控系统的普及, 使侧杆在飞行器上的应用成为趋势。从被动到主动, 侧杆控制器可实现的功能日渐丰富, 使人们开始关注侧杆交互领域方面的研究, 主要包括侧杆的力感及控制灵敏度特性等方面内容。现今, 指导侧杆特性设计的通用规范尚属空白, 传统工程实践主要依靠飞行经验确定力感及控制灵敏度范围, 设计成本较高且留有未知的优化空间。近些年, 有国外学者提出一种最优力感特性设计方法, 可较精准地计算得出所需最优参数取值。通过对比试飞验证, 设计效率显著提升, 计算结果和经验值高度吻合, 取得了理想的效果。国内也有学者采用这种方法, 解决侧杆人机交互模型的仿真问题。对带侧杆飞行器的驾驶感受提升需求促使人们把目光逐渐转向人机工程学领域, 了解人体结构特征, 有助于理解人机交互时感受产生的机理。

特性参数的设计服务于驾驶员飞行体验, 不能以牺牲飞行品质为代价, 结合品质规范进行设计可避免这种负面影响。在选取规范方面, C* 准则比较

真实和直接地表达了驾驶员所希望的品质要求。与其他指标相比, 其直观性强、物理意义清楚, 较好地结合了飞行力学和飞行控制 2 个领域对飞机设计的要求。

笔者通过介绍不同类型的驾驶行为特性以及侧杆的各种特征, 引出带侧杆飞行器设计过程中应考虑的要害, 为公式推导思路提供理论依据。随后介绍侧杆最优力感特性的设计思路, 参照相关经验, 提出基于 C* 准则的最优控制灵敏度设计方法。搭建人机闭环系统, 仿真验证飞行性能, 通过分析 3 种不同速度条件下的响应曲线, 体现设计思路的优势。

1 驾驶行为的人机工程学原理

在开发飞控系统初期, 考虑驾驶员控制动作的影响可显著提升人机交互性能。为完成飞行任务, 所有控制动作都可简化为“机动”和“稳定”2 种基本类型的驾驶行为。其中: “机动”行为用以改变飞行模式、飞行轨迹或机动飞行; “稳定”行为用以稳定飞行轨迹或飞行模式^[1]。

收稿日期: 2024-03-15; 修回日期: 2024-04-16

第一作者: 翟任庆(1998—), 男, 甘肃人, 硕士。

此外，驾驶员还执行一些非飞行任务类的测试动作，以评估飞机响应性能或熟悉驾驶动作，如对飞行器控制灵敏度的测评动作。

驾驶行为依据参照的物理特征可细分为 3 组：

1) “空间”特征，包括作用方向、轨迹和位移；2) “速度”特征，包括作用时间、速度和频率，值得注意的是，本组特征常用于快速操纵行为的研究，如精确跟踪或超前预控；3) “受力”特征，包括驾驶员受力、疲劳程度和控制舒适性等。

驾驶行为的主要影响因素包括：人体度量特征 (anthropometric characteristics, AC)、工作空间参数、操纵杆类型及特性、飞行器操稳特性以及飞控系统的设计^[2]。前三者决定了受人体生理特征和驾驶姿势限制的活动范围，后两者决定了控制飞机所需的操纵指令。操纵杆特性的优化实际意味着期望驾驶行为与驾驶员生理感觉之间的协调。

1.1 人体度量特征

AC 反映人体某些部位的体积大小及活动范围，其因人种的不同表现出显著的统计学差异。人体度量特征根据测量方式的不同可分为静态和动态 2 类。

1.2 工作空间参数

工作空间参数的设计服务于控制系统及驾驶体验的需求。飞行操控时，座舱结构和操纵杆位置的不同，导致人体姿势的差异性，从而影响身体部位的活动。研究表明，座椅的倾角以及胫骨与地面之间的夹角，限制人体四肢的活动限度。

1.3 操纵杆类型及特性

常见的操纵杆类型包括中央杆和侧杆 2 类，其活动范围由操纵杆的动态特性和尺寸设计决定，驾驶员操纵感受也与之相关。不同操纵杆对于特性方面的研究得到相似的结论，可变的负载特性可提供有益的飞行提示，对于相同偏转角度，操纵杆位移越大，越能提升控制精度，但活动范围超过一定阈值时会导致驾驶疲劳^[3]。

1.4 飞行器操稳特性

飞行器的操稳特性，在驾驶行为的研究中，主要关注 g -载荷或角速率的变化、飞行受扰时的动态特性以及配平模式。值得注意的是，控制灵敏度在飞行品质评估 (handling quality, HQ) 中的作用非常关键，反映了驾驶行为和飞机响应之间的关联性。

多项研究表明，飞机控制灵敏度在很大程度上影响着驾驶员试飞评估等级，其中最佳评级对应控制灵敏度的最佳值，且其值附近的评级增量可忽略不计。如果控制灵敏度与其最佳值差距较大，则评级明显恶化。控制灵敏度的最佳值与飞行模式、操纵杆力感特性和飞机动态特性有关^[4]。

1.5 飞控系统的设计

飞控系统的设计应满足驾驶员操纵需求，其响应带宽不允许过高过低，以免因额外操纵带来的驾驶员评级恶化问题。为能完成期望的控制动作，在飞控系统设计中应兼顾操纵杆的特性，操纵杆力和位移的优化会减轻操纵负荷。

2 侧杆特性应考虑的因素

飞控系统开发时，应考虑侧杆特性参数的选取，其中最关键的是控制灵敏度和侧杆力感特性的选择。研究表明，控制灵敏度取决于飞机动力学、飞行模式和力感特性^[5]。高评级的必要条件是保证最佳或接近最佳的控制灵敏度，即提供令人满意的控制精度和操纵品质。对于装有侧杆的飞机，当前仍然缺乏实验数据库和通用规范来评估和选择控制灵敏度及负载特性。近些年，国外进行了大量的实验和理论研究，开发了一套估算理论，为侧杆特性的优化带来契机。

3 最优侧杆控制灵敏度的设计

基于侧杆操纵的人机交互设计需要考虑诸多因素，其中须首要明确的是最大杆行程量。其值大小由侧杆长度及其可偏转角度共同决定，间接影响可输出的指令信号范围。为满足飞行品质需求，侧杆结构应在适宜人体生理特性和满足所需操纵精度之间权衡利弊设计最大杆行程量。为提升操纵舒适性并减少操纵动作交互影响，侧杆对中立位置前倾和侧倾角度的选取也存在相应规定。此外，侧杆力感特性和控制灵敏度参数的设计也显著影响人机交互。

3.1 侧杆力感特性参数优化

侧杆力感特性表征杆力 F 与位移 δ 及其导数 $\dot{\delta}$ 和 $\ddot{\delta}$ 之间的函数关系，其包括动态和静态力感特性 2 部分。相关研究表明，动态力感特性在人机交互过程中感受更为显著^[6]。尽管如此，静态力感特性在飞行品质评价体系仍占据主导地位，其函数关系通常表示为^[7]：

$$F = F^\delta \delta + F_{br} \operatorname{sgn} \delta + F_{fr} \operatorname{sgn} \dot{\delta} \quad (1)$$

式中： F^δ 为杆力梯度； F_{br} 为杆启动力； F_{fr} 为静摩擦力。

确定合适的力感特性参数并非易事，目前尚未有通用规范填补该域空白。现存的相关规范只能限制最大杆力取值范围，对于其他力感特性参数没有任何要求。由于缺乏通用规范，力感特性参数通常根据往常开发飞机的实践经验进行设计。然而，这种设计方法严重依赖飞行数据的选取，存在性能要求过高、研制成本较大等问题，给实际应用带来不便。

另有研究表明，对侧杆所施加的杆力和位移与飞行品质评价息息相关^[8]。如果满足特定组合关系，可以获得有效的触觉提示、舒适的操纵感受以及合理的操纵精度，从而达到最佳飞行品质。

为优化侧杆参数设计流程，国外结合工程实践开发出一种静态力感特性参数的选取方法。其设计思路主要源于：对于不同类型的驾驶杆和控制轴向来说，存在一组使肌肉感受最舒服的杆力 F^* 和位移 δ^* ，优化核心是使操纵过程中的力-位移组合与最优配置偏差最小。这种设计方法可描述为以下函数：

$$J = (F - F^*)^2 + k(\delta - \delta^*)^2 \quad (2)$$

式中： F 和 δ 分别为反映力和位移变化规律的特征值； k 为权重系数。

需要注意的是，最优配置与力感特性、控制灵敏度等参数无关，而力感特性和控制灵敏度的选取服务于驾驶杆力和位移活动范围^[9]。

$$F = F(F^\delta, \delta^x, \dots); \quad (3)$$

$$\delta = \delta(F^\delta, \delta^x, \dots) \quad (4)$$

换言之，最佳力感特性和控制灵敏度对应于近似理想的驾驶杆力-位移水平；因此，特征杆力和位移可表示为：

$$\delta = A_* \delta^x / |G_s(j\omega_*)| + d \cdot (A_* \delta^x \cdot F^\delta / |G_s(j\omega_*)| + F_{br} + F_{fr}); \quad (5)$$

$$F = F^\delta \cdot A_* \delta^x / |G_s(j\omega_*)| + F_{br} + F_{fr} \quad (6)$$

式中： $G_s(j\omega_*)$ 为特征频率是 ω_* 时由杆位移到被控变量的传递函数； δ^x 为控制灵敏度参数，其取值与被控状态 x 相关，笔者所述的即为针对C*变量设计的控制灵敏度参数。

在式(5)和(6)中，参数 F^* 、 δ^* 、 k 、 d 取决于操纵杆类型，参数 A_* 、 ω_* 取决于飞机型号和控制轴向。实验决定参数取值。

对侧杆力感特性的优化归根结底是找到满足条

件的一组参数值。在优化函数达到极值的前提下，可得：

$$F_{ex}^\delta = (F_* - (1 + k \cdot d) \cdot (F_{br} + F_{fr})) / (A_* \bar{\delta}^x (1 + k \cdot d)) + (k \cdot d \cdot (\delta_* - A_* \bar{\delta}^x)) / (A_* \bar{\delta}^x (1 + k \cdot d)) \quad (7)$$

式中： $\bar{\delta}^x = \delta^x \cdot |\bar{G}_s(j\omega_*)|^{-1}$ ； $|\bar{G}_s(j\omega_*)|$ 为特征频率是 ω_* ， $\delta^x=1$ 时的传递函数取值。

显然，杆力梯度的最优值取决于静态力感特性和控制灵敏度，估算得到的结果无需非常精确，可以默认 $F_{br}=F_{fr}=0$ ，控制灵敏度的选取常依据工程经验。依照相同思路，可求得启动力以及静摩擦力的最优值。研究表明，估算结果全部包含在工程经验总结的相应参数范围之内。

3.2 侧杆控制灵敏度参数优化

想要满足一级飞行品质，除了必要的力感特性范围外，控制灵敏度特性也是关键的影响因素。从工程经验角度来讲，人们期望达到最优的控制灵敏度特性。然而，控制灵敏度的传统选取过程复杂，需要考虑从操纵杆力感特性到飞行器动态特性和飞行任务等各种影响因素。文献[5]实验论证了控制灵敏度与力感特性对飞行品质影响的相似性准则，但尚未明确推导控制灵敏度的表达式。为减少设计成本，同时得到理想结果，在最优力感特性的设计思路基础上，依据国外研究经验，提出基于C*准则的最优控制灵敏度的设计方法。

3.2.1 C*准则介绍

C*准则是国外根据驾驶员对于不同态势的操纵习惯总结的一类飞行品质规范。根据试飞经验，飞机低速飞行时法向过载变化较小，俯仰运动变化很大，驾驶员主要注意俯仰速率响应，并按其进行操纵；高速飞行时，很轻微的俯仰运动可能伴随着较大的法向过载变化，驾驶员对法向过载响应最关心，并按过载进行操纵。考虑到这些事实，假定驾驶员对俯仰速率和法向过载的混合响应感觉与飞机的响应是一致的。于是把这个混合响应参数命名为C*，并定义为：

$$C^* = n_z + \lambda \omega_z \quad (8)$$

式中： n_z 为法向过载； ω_z 为俯仰角速率； λ 为可选的权重系数。

根据大量试验确定了C*包线，如图1所示。

图中：区域I为最佳响应区(适用于空战等工作阶段)；区域II为适用于非关键工作阶段(如加油，巡航等)；区域III为除I、II、IV之外的各个飞行阶

段；区域 IV 为动力进场阶段。当驾驶员施加一个单位阶跃力时，如果飞机的动态响应 C* 落在包线范围内，则认为满足相应操纵品质要求。

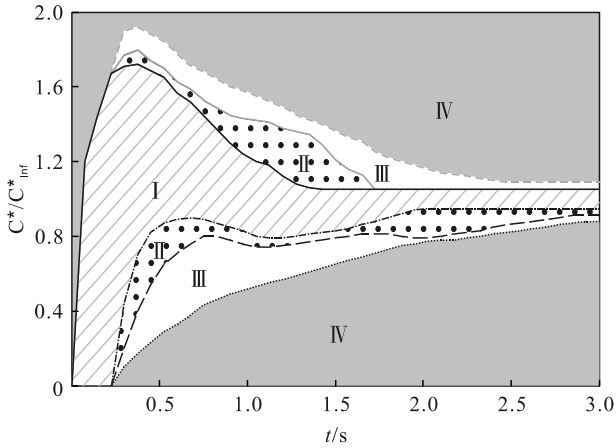


图 1 C* 响应包线范围

采用 C* 指令进行控制律设计，如采用俯仰速率和法向过载反馈的综合指令，驾驶员通过 C* 指令操纵舵面偏转控制飞机的 C* 响应，可使 C* 响应更易于满足 C* 评定准则^[10]。

3.2.2 最优控制灵敏度设计方法研究

控制灵敏度在飞机精准操纵时尤为关键，而飞机精准操纵常用正弦操纵响应来模拟，故在此推导假设操纵面与所控制状态均为正弦信号。

$$\left. \begin{aligned} \delta(t) &= A_\delta \sin \omega t \\ x(t) &= A_x \sin(\omega t + \varphi) \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

控制灵敏度的最佳值可以从参数 δ^x 的函数最小值条件式(2)估计出来。考虑到式(3)和(4)，有：

$$\delta_{ex}^x = \left| \bar{G}_s(j\omega_*) \right| A(F^\delta, F_{br}, F_{fr}); \quad (10)$$

$$\begin{aligned} A(F^\delta, F_{br}, F_{fr}) &= \frac{1}{A_*} \cdot \frac{F^\delta (F_* - F_{br} - F_{fr})}{F^{\delta 2} + k(1 + dF^\delta)^2} + \\ &\frac{1}{A_*} \cdot \frac{k(1 + dF^\delta) \cdot \left| \delta_* - d(F_{br} + F_{fr}) \right|}{F^{\delta 2} + k(1 + dF^\delta)^2} \end{aligned} \quad (11)$$

式中： $\bar{\delta}^x = \delta^x \cdot \left| \bar{G}_s(j\omega_*) \right|^{-1}$ 为归一化控制灵敏度系数； $\left| \bar{G}_s(j\omega_*) \right|$ 为特征频率是 ω_* ， $\delta^x=1$ 时的传递函数取值。

为结合品质规范计算控制灵敏度的最佳值，需计算 C* 通道传递函数 $\left| G_s(j\omega) \right|$ 。考虑到 C* 变量本质为法向过载和俯仰角速率结合的变量，建立纵轴上正常 g-载荷和俯仰角速率的线性组合函数：

$$\left| G_s(j\omega) \right| = \left| G_s^{n_z}(j\omega) \right| + \lambda \left| G_s^{\omega_z}(j\omega) \right| \quad (12)$$

式中 λ 为权重系数。考虑到式(10)–(12)可表示为：

$$\delta_{ex}^{n_z} = (1 + \lambda \sqrt{\omega_*^2 + (n_z^\alpha g/V)^2} / n_z^\alpha) \cdot \left| \bar{G}_s^{n_z}(j\omega) \right| \cdot A(F^\delta, F_{br}, F_{fr}) \quad (13)$$

式中 $\bar{G}_s^{n_z}(j\omega)$ 的取值与飞行时空气动力学、飞机构型以及飞控系统结构参数有关。

联立式(7)、(11)和(13)，即可得到最优的一组 F_{ex}^δ 与 $\delta_{ex}^{n_z}$ 取值。

3.3 优化函数解的唯一性证明

对式(2)分别求关于 F^δ 和 δ^x 的偏导数，满足 $f_{F^\delta}(F_0^\delta, \delta_0^x) = f_{\delta^x}(F_0^\delta, \delta_0^x) = 0$ 的驻点解有且只有一组，即 F_{ex}^δ 和 $\delta_{ex}^{n_z}$ 。对唯一驻点来说，极值必为最值。若能证明极值的存在，则优化函数解唯一，反之则不能。

观察式(5)和(6)，可知式(2)关于 F^δ 和 δ^x 的二阶偏导数均大于 0，即：

$$\left. \begin{aligned} \partial^2 J / (\partial^2 F^\delta) &= (\partial F / (\partial F^\delta))^2 + (\partial \delta / (\partial F^\delta))^2 > 0 \\ \partial^2 J / (\partial^2 \delta^x) &= (\partial F / (\partial \delta^x))^2 + (\partial \delta / (\partial \delta^x))^2 > 0 \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

由于导函数的连续性， $f_{xy} = f_{yx}$ ，另由 $\delta_{ex}^{n_z}$ 定义可知， $\left. \frac{\partial J}{(\partial \delta^x)} \right|_{\delta^x = \delta_{ex}^{n_z}} = 0$ ，故有 $f_{xy} = f_{yx} = 0$ 。根据极值的充分性判据可知，优化函数存在唯一的最小值解。

注：极值存在的充分性判据。

设 $z = f(x, y)$ 在点 (x_0, y_0) 的某领域内连续且有一阶及二阶连续偏导数，又 $f_x(x_0, y_0) = f_y(x_0, y_0) = 0$ ，令 $f_{xx}(x_0, y_0) = A$ ， $f_{xy}(x_0, y_0) = B$ ， $f_{yy}(x_0, y_0) = C$ ，则 $f(x, y)$ 在 (x_0, y_0) 处是否取得极值的条件如下：

- 1) $AC - B^2 > 0$ 时具有极值，且当 $A < 0$ 时有极大值，当 $A > 0$ 时有极小值；
- 2) $AC - B^2 < 0$ 时没有极值；
- 3) $AC - B^2 = 0$ 时可能有极值，也可能没有极值，还需另作讨论。

4 实验验证

以某型歼击机为例，分别以低(50 m/s)、中(120 m/s)、高(200 m/s)速条件下进行 C* 准则的仿真验证。为简化运算，根据工程经验，假设 $F_{br} = F_{fr} = d = 0$ 。计算得到的优化参数结果如表 1 所示。

表 1 侧杆优化参数

| 速度类型 | $F_{ex}^\delta / (\text{kg/mm})$ | $\delta_{ex}^{n_z} / (\text{mm/g})$ |
|------|----------------------------------|-------------------------------------|
| 低速 | 0.2 | 42.3 |
| 中速 | 0.2 | 42.1 |
| 高速 | 0.2 | 42.1 |

4.1 侧杆人机闭环模型

结合侧杆模型搭建的人机闭环模型如图 2 所示。该结构由驾驶员模型、侧杆负载系统、指令增益和飞机模型 4 部分构成^[7]。

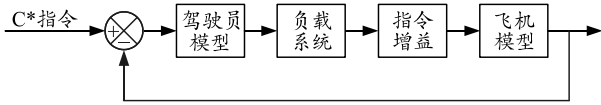


图 2 人机闭环系统

采用杆力式侧杆，输入的控制偏差作为杆力输入，经过驾驶员模型和侧杆负载系统，转换为舵面指令，进而改变飞机运动状态。这里的指令增益即控制灵敏度。负载系统包含侧杆动静态力感特性，反映人动杆时候的杆力反馈。飞机模型包含飞机本体和增稳系统 2 部分。驾驶员模型可理解为等效预测意识及决策时滞的超前-滞后环节和肌肉反应的纯延迟环节。选取不同的模型参数，反映驾驶员预判操纵和执行速度，对状态响应的超调量及调节时间都有所影响。

4.2 仿真验证

考虑精准控制下所设计算法的使用效果，此时控制灵敏度的选取较为关键，便于验证设计效果。精准控制常等效为正弦信号，对于 C* 准则涵盖的变量响应结果如图 3 和 4 所示。其中： Q_{sin} 为俯仰角速率等效指令； Q_h 为 200 m/s 下俯仰角速率响应； Q_m 为 120 m/s 下俯仰角速率响应； Q_l 为 50 m/s 下俯仰角速率响应。 Nz 符号同理。

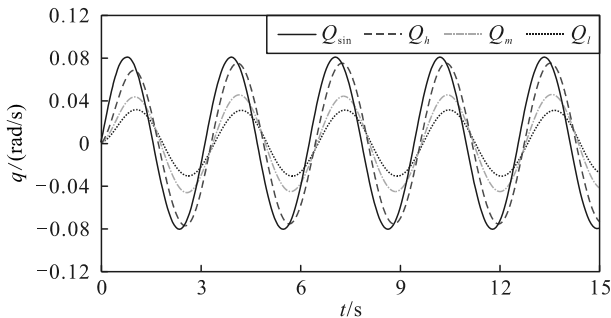


图 3 C* 响应下的俯仰角速率变化

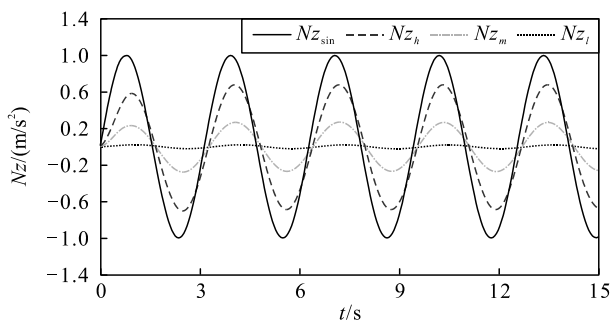


图 4 C* 响应下的法向过载变化

从上图可以看到，在 3 种飞行状态下飞机响应具有不同特点。低速时控制指令更偏向俯仰角速率，高速时更偏向法向过载信号，符合驾驶员飞行习惯。如图 5 所示，对输入端加阶跃信号可知，算法满足 C* 准则里 I 级响应要求。注：图中上下方 3 条线分别为前述 4 个品质等级区域的分割线。中间 3 条曲线有超调的为低速时的 C* 响应，上升时间最短的是高速时的 C* 响应，剩下的一条为中速时的 C* 响应。

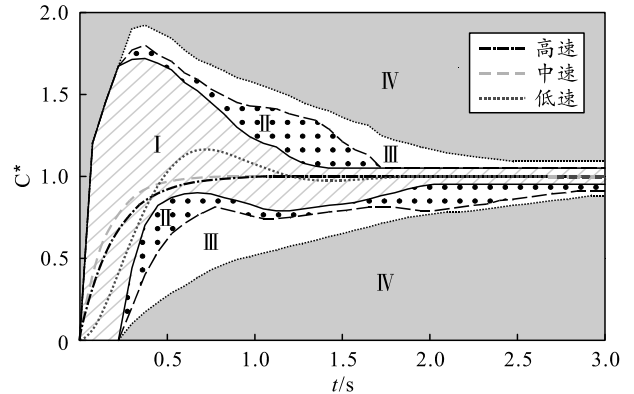


图 5 阶跃信号下的 C* 响应

5 结束语

基于人机工程学，在未进行试飞实验的基础上，笔者给出基于 C* 准则的最优控制灵敏度计算公式，从数学角度给出最优参数的表达式，达到节约设计成本的目的，具有工程应用价值。对侧杆人机闭环仿真模型的仿真，验证了算法的可行性。尚存不足的是，C* 准则没有考虑驾驶员在飞机操纵回路中的作用，由此评价的飞行品质与试飞员试飞后得到的结果相比，仍有一定的差距^[11]。

参考文献：

- [1] AFREMOV A V, OGOBLIN A V, PREDTECHENSKY A N, et al. Pilot as a Dynamic System[M]. Moscow: Mashino-stroyenie, 1996: 153.
- [2] LOMOV B F. Reference book on engineering psychology[M]. Moscow: Mashinostroyenie, 1982: 368.
- [3] ZAICHIK L E, YASHIN Y P. Engineering psychology applied to equipment design[M]. Moscow: Mashinostroyenie, 1971: 488.
- [4] DENISOV V G, ONISCHENKO V F, SKRIPETS A V. Engineering psychology in aviation[M]. Moscow: Mashino-stroyenie, 1971: 488.
- [5] RODCHENKO V V, ZAICHIK L E, YASHIN Y P, et al. Investigation of Controllability Criteria of Class III Aircraft Equipped with a Side Stick[R]. WL-TR-96-3079, Wright-Patterson AFB, OH, 1996.