飞行员滑模最优化控制行为特性分析

王春光[1,2], 李瑰贤[1], 郑叔涛[1], 韩俊伟[1]

(1. 哈尔滨工业大学 机电工程学院,150001 哈尔滨,hityue@126.com;
2. 重庆电子工程职业学院 机电工程系, 401331 重庆)

摘 要: 为了建立飞行员追踪控制策略模型,结合滑模控制和最优化控制的优点,提出了使系统从初始状态在切换超平面上的滑模最优化控制方法,该切换超平面随时间变化,并使系统只具有控制过程的滑模阶段,确保了系统的全局鲁棒性和稳定性.针对目标函数中加权矩阵的选取,改进了 H_∞ 控制中加权矩阵选取的随机搜索算法,得到了最优化控制加权矩阵的计算方法.为了使系统状态在最短时间内到达捕获控制切换超平面,采用滑模控制理论建立了飞行员捕获控制模型.建立了多输入多输出的从捕获任务到追踪任务的飞行员变策略控制模型,选取主要的控制偏差作为从捕获控制到追踪控制切换的判据.仿真结果表明,所提出的飞行员变策略控制符合其实际控制行为特征.

关键词: 人机系统;飞行员模型;变策略控制;滑模控制

中图分类号: V212.13 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2011)03-0038-06

Characteristic analysis of optimal control behavior of pilot sliding

WANG Chun-guang[1,2], LI Gui-xian[1], ZHENG Shu-tao[1], HAN Jun-wei[1]

(1. School of Mechatronics Engineering, Harbin Institute of Technology, 150001 Harbin, China, hityue@126.com;
2. Dept. of Mechatronics Engineering, Chongqing College of Electronic Engineering, 401331 Chongqing, China)

Abstract: To built pilot tracking control strategy model, the combination of sliding model control characteristic and optimal control characteristic is adopted to propose a sliding optimal control method, and the time-varying sliding surfaces are designed so that the system state is on the sliding surface from the beginning of the motion without reaching phase. The system is robust and stable. A parameter selected method of weighting matrix on H_∞ control is improved, by which the weighting matrix of linear quadratic optimal control is calculated. To drive the system state variables to the acquisition control switching surface in minimum time, the acquisition control strategy is buiied by sliding model control. The main error is regared as a judgement from acquisition control strategy to tracking control strategy. The simulation results show that the pilot variable stategy control is suitable to the real pilot control characteristic.

Key words: man-machine systems; pilot modeling; variable structure control; sliding mode control

飞行员的控制动力学是人机系统研究的重要内容,建立飞行员的控制动力学模型是人机系统分析与综合的基础[1-3].飞行模拟器传输延迟会引起飞行员诱发振荡,而飞行员诱发振荡是飞行员与飞机不良耦合问题中具有代表性的一种.建立飞行员的控制动力学模型对于飞行模拟器的逼真度评价起着至关重要的作用[4-6].

在实际飞行训练中,飞行员使用先验的知识而采取不同的对策,也就是变策略控制[7].由"捕获"转为"追踪"策略是飞行员常用的策略.飞行实践表明,经验丰富的飞行员在控制具有较大的状态初始条件时,如捕获任务,常常采用一些近似bang-bang控制的策略能够获得更佳的操纵效

收稿日期: 2010-01-27.
基金项目: 教育部新世纪优秀人才支持计划项目(NCET-04-0325).
作者简介: 王春光(1978—),男,博士研究生;
李瑰贤(1978—),女,教授,博士生导师;
韩俊伟(1964—),男,教授,博士生导师.

果[8]. 对于飞行员变策略控制的研究，文献[7]、[9]应用滑模控制建立了飞行员捕获策略模型，文献[7]结合滑模控制和最优化控制，提出了飞行员追踪策略模型. 该模型所提出的追踪策略切换超平面为固定超平面，具有到达阶段和滑动阶段 2 个条件，不能保证系统状态从初始时就沿着追踪策略切换超平面运动，并且最优化控制确定切换超平面时需要完全的系统知识，而通常情况下，真实的飞行状况不能够完全得到系统知识，因此限制了该方法的应用.

本文以文献[10]所提出的单输入时变切换超平面为基础，提出了多输入多输出时变切换超平面的计算方法，并将其应用于飞行员追踪控制策略，使用滑模控制建立飞行员捕获控制策略. 飞行控制过程中存在诸多偏差，根据飞行员培训手册[11-12]，确定一个主要偏差作为判定的依据，飞行员根据主偏差的大小来选择控制策略.

在追踪控制策略中，涉及到二次型性能指标加权矩阵的选取，在没有先验经验的情况下，修改了 H_∞ 控制加权矩阵选取的随机搜索算法[13]，完全使用 Matlab 软件计算，实现了最优化控制二次型性能指标中加权矩阵的选取.

1　飞行员追踪控制策略

1.1　滑模追踪控制策略

在实际飞行任务中，飞行员会根据飞机响应的实际飞行状态，利用先验的知识采取变策略的操纵，在出现小的偏差时飞行员需要采用追踪控制策略. 追踪控制策略的目的是保持系统的状态在切换超平面上[7].

设飞机小扰动线性化方程为

$$\dot{\bar{x}} = \boldsymbol{A}\bar{x} + \boldsymbol{B}u . \tag{1}$$

其中，$\bar{x} \in \mathbf{R}^n$，$\boldsymbol{A} \in \mathbf{R}^{n\times n}$，$\boldsymbol{B} \in \mathbf{R}^{n\times m}$，$u \in \mathbf{R}^m$，并且 $(\boldsymbol{A},\boldsymbol{B})$ 可控.

为了计算方便，将式(1)化为可控标准型，设转换矩阵为 $\bar{\boldsymbol{P}}$，即 $x = \bar{\boldsymbol{P}}\bar{x}$，有

$$\dot{x} = \bar{\boldsymbol{A}}x + \bar{\boldsymbol{B}}u . \tag{2}$$

其中，

$$\bar{\boldsymbol{A}} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & \cdots & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & \cdots & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & & \vdots & \vdots \\ a_1 & a_2 & a_3 & a_4 & \cdots & a_{n-1} & a_n \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ b_1 & b_2 & b_3 & b_4 & \cdots & b_{n-1} & b_n \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 & 1 \end{bmatrix}_{n\times n},$$

$$\bar{\boldsymbol{B}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \cdots & \vdots \\ 1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \underbrace{\ddots}_{m-2} & \cdots & 0 \\ 0 & \cdots & 1 & 0 \\ 0 & \cdots & 0 & 0 \end{bmatrix}_{n\times m}.$$

对追踪控制任务，依据滑动模态变结构控制理论设计一个切换面：

$$\sigma = \boldsymbol{C}x + \Omega. \tag{3}$$

其中，$\boldsymbol{C} = [C_1 \quad C_2 \quad \cdots \quad C_m]^{\mathrm{T}}_{m\times n}$，$\boldsymbol{C}$ 根据具体的飞行任务，参照飞行员培训规则确定，并且使 $(\boldsymbol{C}\bar{\boldsymbol{B}})$ 为对角阵，$\boldsymbol{C}\bar{\boldsymbol{B}} \neq 0$. $\sigma^{\mathrm{T}} = [\sigma_1 \quad \sigma_2 \quad \cdots \quad \sigma_m]$. Ω 是可微的，并将在以后定义. 如果是单输入控制，则 $\boldsymbol{C}$ 为单位矩阵. 可见如果 $\Omega(0) = -\boldsymbol{C}x(0)$，则 $\sigma(0) = 0$，因此该滑模控制从初始就在切换超平面上.

为了减小控制输入的抖动，引入边界层 $\Omega_\varepsilon = \{\boldsymbol{\sigma} \mid \ |\boldsymbol{\sigma}| \leqslant \boldsymbol{\varepsilon}\}$，$\boldsymbol{\varepsilon}$ 为小正数组成. $\boldsymbol{\varepsilon} = [\varepsilon_1 \quad \cdots \quad \varepsilon_m]^{\mathrm{T}}$，$\varepsilon_i (i = 1,\cdots,m)$ 为边界层宽度.

定义 $s_\varepsilon(\sigma)$ 为饱和函数，则该滑模控制输入为

$$u = -(\boldsymbol{C}\bar{\boldsymbol{B}})^{-1}[\boldsymbol{C}\bar{\boldsymbol{A}}x + \dot{\Omega} + \boldsymbol{M}s_\varepsilon(\sigma)] . \tag{4}$$

其中，

$$\boldsymbol{M} = \begin{bmatrix} m_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & m_m \end{bmatrix},\text{并且} m_1,\cdots,m_m > \alpha|\boldsymbol{C}\bar{\boldsymbol{B}}|,$$

α 为小正数，$m_i, (i = 1,\cdots,m)$ 为第 i 个输入的大小.

饱和函数 $s_\varepsilon(\sigma)$ 的取值为：

$$s_\varepsilon(\sigma) = \begin{cases} 1, & \text{当}\ \sigma > \varepsilon; \\ \dfrac{\sigma}{\varepsilon}, & \text{当}\ |\sigma| \leqslant \varepsilon; \\ -1, & \text{当}\ \sigma < -\varepsilon. \end{cases} \tag{5}$$

定义李亚普诺夫函数形式 $V = \sigma^{\mathrm{T}}\sigma/2$，它的微分

$$\dot{V} = \sigma\dot{\sigma} = \sigma(\boldsymbol{C}\bar{\boldsymbol{A}}x + \boldsymbol{C}\bar{\boldsymbol{B}}u + \dot{\Omega}) = -\sigma\boldsymbol{M}s_\varepsilon(\sigma) , \tag{6}$$

将式(5)代入式(6)，可见 $\dot{V} < 0$，系统稳定.

由于 $\sigma(0) = 0$，它在 $s_\varepsilon(\sigma)$ 内，因此式(3)将始终保持在边界层内运动，此时控制

$$u = -(\boldsymbol{C}\bar{\boldsymbol{B}})^{-1}[\boldsymbol{C}\bar{\boldsymbol{A}}x + \dot{\Omega} + \boldsymbol{M}\sigma/\varepsilon] , \tag{7}$$

此时，定义 $\tilde{\boldsymbol{x}} = [x_1, x_2, \cdots, x_n, x_{n+1}]$，$x_{n+1} = \Omega$ 和 $z = \dot{\Omega}$. 将上述新的状态变量和式(7)代入式(2)得

$$\dot{\tilde{x}} = \tilde{\boldsymbol{A}}\tilde{x} + \tilde{\boldsymbol{B}}z. \tag{8}$$

其中，

$$\tilde{\boldsymbol{A}} = \begin{bmatrix} \bar{\boldsymbol{A}} - \bar{\boldsymbol{B}}(\boldsymbol{C}\bar{\boldsymbol{B}})^{-1}(\boldsymbol{C}\bar{\boldsymbol{A}} + \boldsymbol{M}\boldsymbol{C}/\varepsilon) & -\bar{\boldsymbol{B}}(\boldsymbol{C}\bar{\boldsymbol{B}})^{-1}\boldsymbol{M}/\varepsilon \\ \text{zeros}(m, n+m) \end{bmatrix},$$

$$\tilde{\boldsymbol{B}} = \begin{bmatrix} -\bar{\boldsymbol{B}}(\boldsymbol{C}\bar{\boldsymbol{B}})^{-1} \\ \text{diag}([\underbrace{1,1,\cdots,1}_{m}]) \end{bmatrix}.$$

式中，zeros$(m, m+n)$ 表示 $m \times (n+m)$ 列零矩阵，diag$([1,1,\cdots,1])$ 表示 $m \times m$ 阶单位对角矩阵.

1.2 最优化滑模切换面的计算

当系统在切换超平面上时，即要保持鲁棒性又要考虑其他的性能需求，如最小能量输入、轨迹快速收敛等. 设计如下的目标函数：

$$I(x,u) = 1/2\int_0^{\infty}(x^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}x + u^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}u)\,\mathrm{d}t. \quad (9)$$

其中，$\boldsymbol{Q} \geqslant 0$ 为半正定对角阵，$\boldsymbol{R} > 0$ 为正定对角阵.

在没有先验经验的情况下，将文献[13]中 H_∞ 控制算法中选取加权矩阵的随机搜索算法应用在其性能指标 $\gamma \to \infty$ 时，选取的加权矩阵变成了一般二次型最优化控制的加权矩阵. 将 $\boldsymbol{Q}$，$\boldsymbol{R}$ 的搜索范围指定为(0,1)，每次批量运算可得不同组解，进行一定比较和选择后取其中一组解. 完全使用 Matlab 进行计算，其具体计算过程如下：

1) 输入矩阵 $\bar{\boldsymbol{A}}$，$\bar{\boldsymbol{B}}$ 和设定的运算次数 N；

2) 使用函数“diag(rand(n))”和“diag(rand(m))”，分别随机产生加权矩阵 $\boldsymbol{Q}$、$\boldsymbol{R}$ 的对角线元素，随机产生的矩阵必须满足 $\boldsymbol{Q} \geqslant 0$ 和 $\boldsymbol{R} > 0$；

3) 调用函数 $ARESOLV(\bar{\boldsymbol{A}}, \boldsymbol{Q}, \boldsymbol{M}')$，其中 $\boldsymbol{M}' = \bar{\boldsymbol{B}}\boldsymbol{R}^{-1}\bar{\boldsymbol{B}}^{\mathrm{T}}$，得到 $\boldsymbol{P}\bar{\boldsymbol{A}} + \bar{\boldsymbol{A}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P} - \boldsymbol{P}\boldsymbol{M}'\boldsymbol{P} + \boldsymbol{Q} = 0$ 的 Riccati 方程的解 $\boldsymbol{P}$；

4) 判断 Riccati 方程相对应的 Hamiltonia 矩阵

$$\boldsymbol{H} = \begin{bmatrix} \bar{\boldsymbol{A}} & -\boldsymbol{M} \\ -\boldsymbol{Q} & \bar{\boldsymbol{A}}^{\mathrm{T}} \end{bmatrix}$$

是否有虚轴上的特征值，及 $(\bar{\boldsymbol{A}}, \boldsymbol{M}')$ 稳定性，若没有虚轴上的特征值，则 Riccati 方程存在唯一的解 $\boldsymbol{P} = \boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}$；

5) 将 $\boldsymbol{P}$ 解代回原 Riccati 方程，用于后续步骤中检验解的正确性，求状态反馈 $K = -\boldsymbol{R}^{-1}\bar{\boldsymbol{B}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}$ 和闭环系统特征值 $E = eig(\overrightarrow{\bar{\boldsymbol{A}} + \bar{\boldsymbol{B}}\boldsymbol{K}})$；

6) 判断解阵的对阵性、准确性和正定性，否则返回步骤 2)；

7) 判断闭环系统特征值是否都位于左半相平面，否则返回步骤 2).

若以上几个判断条件满足，则所得到的加权矩阵为所求. 不满足时重新计算，直到得到满足条件的结果为止.

设得到的结果具有如下的形式：

$$\boldsymbol{Q} = \begin{bmatrix} d_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & d_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & d_n \end{bmatrix}, \boldsymbol{R} = \begin{bmatrix} \delta_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \delta_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \delta_m \end{bmatrix}.$$

在式(8)的转换状态条件下，目标函数式(9)从状态(x,u)变换到新的状态$(\tilde{x},z)$条件下的目标函数为

$$I(\tilde{x},z) = 1/2\int_0^{\infty}(\tilde{x}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{Q}}\tilde{x} + 2\tilde{x}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{N}}\tilde{x} + z^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{R}}z). \quad (10)$$

设 f_i 为 $(\boldsymbol{C}\bar{\boldsymbol{B}})$ 对角阵对角线上的第 i 个元素，则式(10)中，

$$\tilde{\boldsymbol{Q}} = \begin{bmatrix} \tilde{\boldsymbol{Q}}_1 & \tilde{\boldsymbol{Q}}_2 & \cdots & \tilde{\boldsymbol{Q}}_{m+1} \\ \tilde{\boldsymbol{Q}}_3 & \tilde{\boldsymbol{Q}}_4 & 0 & 0 \\ \vdots & 0 & \ddots & 0 \\ \tilde{\boldsymbol{Q}}_{m+2} & 0 & 0 & \tilde{\boldsymbol{Q}}_{m+3} \end{bmatrix}. \quad (11)$$

式(11)中：

$$\tilde{\boldsymbol{Q}}_1 = \boldsymbol{Q} + \sum_{i=1}^{m}(\delta_i)f_i^{-2}(C_i\bar{\boldsymbol{A}} + C_i m_i/\varepsilon_i)m_i/\varepsilon_i,$$
$$i = 1,\cdots,m;$$
$$\tilde{\boldsymbol{Q}}_j = f_j^{-2}(\delta_j)\left(C_j\bar{\boldsymbol{A}} + \frac{C_j m_j}{\varepsilon_i}\right)^{\mathrm{T}}\frac{m_j}{\varepsilon_j},$$
$$j = 2,\cdots,m+1;$$
$$\tilde{\boldsymbol{Q}}_K = f_k^{-2}(\delta_k)(C_K\bar{A} + C_K m_K/\varepsilon_i)m_k/\varepsilon_k,$$
$$k = 3,\cdots,m+2;$$
$$\tilde{\boldsymbol{Q}}_o = f_o^{2}(\delta_0)(m_o/\varepsilon_o)^2, o = 4,\cdots,m+3.$$

$$\boldsymbol{N} = \begin{bmatrix} N_1 & \cdots & N_m \\ N_2 & 0 & 0 \\ 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & N_{m+1} \end{bmatrix}. \quad (12)$$

式(12)中，

$$\boldsymbol{N}_h = f_h^{-2}(\delta_h)(C_h\bar{\boldsymbol{A}} + m_h/\varepsilon_h)^{\mathrm{T}}, h = 1,\cdots,m;$$
$$N_e = m_e/\varepsilon_e, e = 2,\cdots,m+1;$$
$$\tilde{\boldsymbol{R}} = \begin{bmatrix} f_1^{-2}(\delta_1) & 0 & 0 \\ 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & f_t^{-2}(\delta_t) \end{bmatrix},$$
$$t = 1,\cdots,M.$$

最小化目标函数式(10)条件下的解为

$$z = -\tilde{\boldsymbol{R}}^{-1}(\tilde{\boldsymbol{B}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}' - \boldsymbol{N}^{\mathrm{T}})\tilde{x},$$

$\boldsymbol{P}'$ 为如下 Riccati 方程的解：

$$\boldsymbol{P}'\tilde{\boldsymbol{A}}^{\mathrm{T}} + \tilde{\boldsymbol{A}}\boldsymbol{P}' + (\boldsymbol{P}'\tilde{\boldsymbol{B}} - \boldsymbol{N})\tilde{\boldsymbol{R}}(\tilde{\boldsymbol{B}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}' - \boldsymbol{N}^{\mathrm{T}}) - \tilde{\boldsymbol{Q}} = 0.$$

2　飞行员捕获控制策略

在出现较大偏差时，飞行员需要迅速采取捕获控制策略，在最短的时间内使系统的状态到达捕获滑模控制切换超平面. 对捕获任务，以文献[7,9]的工作为基础，采用允许使用的最大控制量，策略的改变和控制量的大小根据训练要求确定.

设捕获控制任务的线性时不变模型为

$$\dot{x}_{\mathrm{b}} = \boldsymbol{A}_{\mathrm{b}}x_{\mathrm{b}} + \boldsymbol{B}_{\mathrm{b}}u_{\mathrm{b}}. \tag{13}$$

其中，$x_{\mathrm{b}} \in \mathbf{R}^n$，$\boldsymbol{A}_{\mathrm{b}} \in \mathbf{R}^{n\times n}$，$\boldsymbol{B}_{\mathrm{b}} \in \mathbf{R}^{n\times m}$，$u_{\mathrm{b}} \in \mathbf{R}^m$，且$(\boldsymbol{A}_{\mathrm{b}}, \boldsymbol{B}_{\mathrm{b}})$ 可控.

定义切换面

$$\sigma_{\mathrm{b}} = C_{\mathrm{b}}x_{\mathrm{b}}.$$

式中，$\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}} \in \mathbf{R}^{m\times n}$，$\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}$ 根据参考文献[11－12]的飞行员培训规则需求，由指令状态构成.

对于式(13)的系统，若滑模运动存在，则得到如下的等效控制输入：

$$u_{\mathrm{eq}} = -(\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{B}_{\mathrm{b}})^{-1}\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{A}_{\mathrm{b}}x_{\mathrm{b}}. \tag{14}$$

式(14)是保持状态在切换面所需要的控制律.

如果系统由于外部扰动和内部的不确定性等原因脱离切换面，不连续控制输入采用最大的能量使系统尽快到达切换面. 滑模控制的这种特性符合飞行员的不连续控制行为特点.

不连续控制是一种 Bang-Bang 控制，其形式为

$$u_{\mathrm{w}} = u_{\max}\mathrm{sign}(\sigma_{\mathrm{b}}).$$

$u_{\max}$ 为允许使用的最大控制量，其大小由飞行员培训手册来确定[11－12].

综上所述，捕获控制策略的控制方法为

$$u_{\mathrm{b}} = u_{\mathrm{eq}} + u_{\mathrm{w}}.$$

3　控制策略切换方式

当飞行员从大偏差的捕获控制策略转变为小偏差的追踪控制策略时，根据训练标准在 2 种控制方式之间进行切换. 式(1)和式(13) 为 n 维状态变量，根据训练要求选取主要的控制偏差作为切换的判据. 如飞机近地着陆过程中，最大允许垂直偏差为 5 m，因此在偏差 >5 m 时采用捕获控制，在偏差 <5 m 时采用追踪控制策略.

综合了捕获控制和追踪控制的飞行员滑模最优化控制策略模型见图 1.

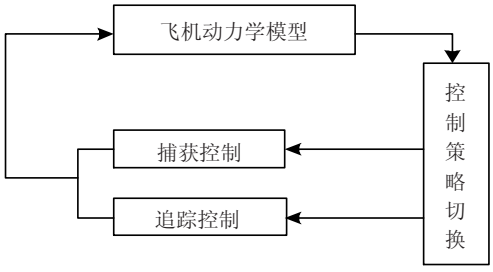


图 1　飞行员滑模最优化控制模型

4　实例验证

为了对提出的控制策略进行验证，将该控制策略应用于一架 B747 飞机近地着陆的纵向控制过程[14]. 飞行员的控制目的是将在安全高度时处于不正确状态的飞机，如图 2 虚线所示，在漂移之前，控制飞机到达正确的位置.

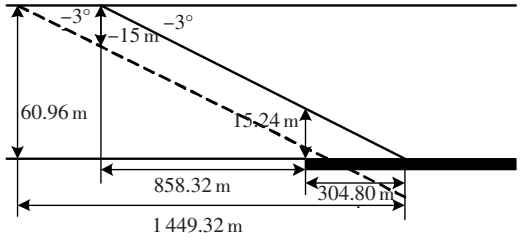


图 2　B747 飞机近地着陆

图 2 中斜实线为飞机进近过程中理想飞行轨迹，达到一定的高度时发生漂移. 虚线为在安全高度 60.96 m 时与理想飞行轨迹垂直偏差 15 m 的飞行轨迹，下滑角为 −3°.

B747 飞机着陆线性动力学方程为

$$\dot{\boldsymbol{x}}_c = \boldsymbol{A}_c\boldsymbol{x}_c + \boldsymbol{B}_c\boldsymbol{u}_c.$$

其中：$\boldsymbol{x}_c = \left[d, \Delta, \Delta\gamma, \Delta\theta, \Delta V, q, \dfrac{\Delta T}{T_{\max}}\right]$，分别代表纵向轨迹偏差、下滑角、俯仰角、航迹速度和俯仰角速度的扰动量以及油门杆扰动量与最大油门杆位置比率；

$$\boldsymbol{A}_c = \begin{bmatrix} 0 & 67.360\,8 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.480\,2 & 0.472\,8 & 0.001\,269 & 0.060\,79 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & -11.55 & -20.58 & -0.045\,51 & 0 & 9.927 \\ 0 & 0 & -0.25 & 0 & -0.7 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.5 \end{bmatrix};$$

$$\boldsymbol{B}_c = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.5 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.25 & 0 \end{bmatrix}^{\mathrm{T}};$$

控制输入

$$u_c = \left[(\Delta\theta)_c, \left(\frac{\Delta T}{T_{\max}}\right)_c\right]^{\mathrm{T}}.$$

捕获控制的切换面为

$$\boldsymbol{\sigma}_{\mathrm{b}} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\sigma}_\theta \\ \boldsymbol{\sigma}_T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 67.4532 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \boldsymbol{x}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{T}}.$$

捕获控制输入

$$(\Delta\theta)_c = \begin{cases} 3^\circ, & \sigma_\theta < 0; \\ -2^\circ, & \sigma_\theta > 0. \end{cases}$$

$$\left(\frac{\Delta T}{T_{\max}}\right)_c = \begin{cases} 0.12, & \sigma_T < 0; \\ -0.12, & \sigma_T > 0. \end{cases}$$

飞机近地着陆过程中,最大允许垂直偏差为 5 m,因此,在飞机进近过程中,捕获控制与追踪控制的切换边界以垂直偏差 5 m 为分界点.

追踪控制输入式(4) 中 $\boldsymbol{M}$ 取值为

$$\boldsymbol{M} = \begin{bmatrix} -2^\circ & 0 \\ 0 & 0.12 \end{bmatrix},$$

边界层宽度 $\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = 0.1$.

$$\boldsymbol{Q} = \begin{bmatrix} 0.6085 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.6315 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.1536 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.4508 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.8049 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.1909 \end{bmatrix}.$$

应用 Simulink 进行仿真,采用四阶 Runge-Kutta 法,步长选取 0.016 s,得到图 3 ~5 的结果.

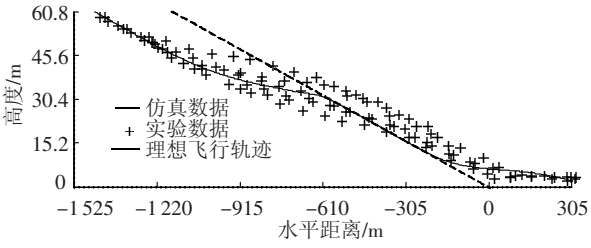


图 3 飞行着陆轨迹仿真

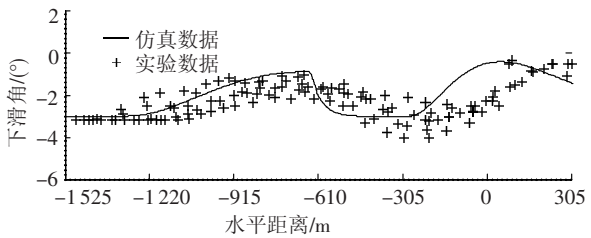


图 4 飞行着陆下滑角

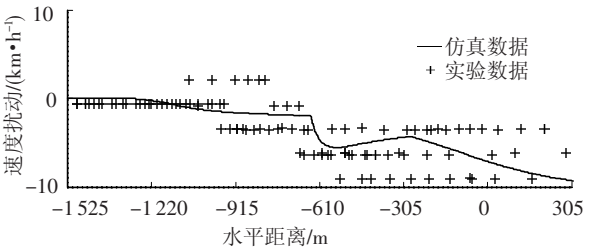


图 5 飞行着陆速度扰动

着陆过程中进近与漂移的分界高度 h_{py} 由如下的公式确定:

$$h_{\mathrm{py}} = -6\dot{h}.$$

漂移时的输入控制

$$(\Delta\theta)_{\mathrm{py}} = 4^\circ,$$

$$\left(\frac{\Delta T}{T_{\max}}\right)_{\mathrm{py}} = 0.$$

飞机着陆的初始状态

$$x_{c0} = [-15 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0],$$

使用 1.2 节修改的随机搜索算法,运算次数 N = 10 000,经过多次计算比较后,加权矩阵 $\boldsymbol{Q}$,$\boldsymbol{R}$ 取如下的数值:

$$\boldsymbol{R} = \begin{bmatrix} 0.8439 & 0 \\ 0 & 0.9943 \end{bmatrix},$$

相同的飞行条件下美国联邦航空管理局资助加拿大空中导航组织在飞行模拟器上做了实验,但由于数据记录系统的错误,只得到了飞行航迹的数据[15]. 因为已有文献中没有具体的实验数值,所以通过将仿真数据加到实验结果曲线中,与实验结果相比较.

从图 3 可见仿真高度变化轨迹在实验测试结果的范围内,在地平面上方 30.4 m 时,完成了高度偏差的修正. 从水平距离 −641.5 m 到 −277.6 m范围内为追踪控制阶段,目的是调整飞行轨迹按照理想飞行轨迹运动,下滑角逐渐变化到 −3°,没有超过近地警告系统所允许的最大下滑角 −4.7°,如图 4 所示. 在水平距离 −305 m 处,飞机进入跑道上空. 在 −277.6 m 处开始拉平阶段,飞行速度继续减小,如图 5 所示. 虽然图 3 到图 5 与实验数据存在一定的偏差,但均在实验结果允许的范围内,符合飞行着陆的特征.

从以上分析可以发现最优化控制和滑模控制相结合的飞行员控制策略,能够实现飞行员对飞机着陆的正常控制过程,并且飞行轨迹符合实验测试的结果.

5 结 论

1)本文提出了一种多输入多输出的滑模最优化控制方法,并且将其应用于飞行员追踪控制

策略.

2）修改了 H_∞ 控制中加权矩阵选取的随机搜索算法，得到了二次型最优化控制加权矩阵的计算方法.

3）建立了多输入多输出的从不连续控制到连续控制的飞行员控制策略模型，最后使用 B747 飞机着陆模型进行验证.

4）所提出的控制策略满足了飞机着陆的要求，证明了飞行员实际操作行为从滑模控制到滑模最优化控制的变策略行为特征，从而验证了飞行员滑模最优化控制模型的合理性.

参考文献：

[1] THOMAS B S, WILLIAM R F. Man-machine systems: information, control, and decision models of human performance [M]. Cambridge, Mass: MIT Press, 1974: 20 – 60.

[2] 胡兆丰. 人机系统和飞行品质[M]. 北京：北京航空航天大学出版社，1994：1 – 3.

[3] MCRUER D T, KRENDEL E S. Dynamic response of human operators[R]. [S. l.]: Illinois Institute of Technology Galvin Library, 1957.

[4] Van DEN BERG P, ZAAL P M T, MULDER M, *et al.* Preparation for conducting multi-modal pilot model identification in real flight [C]//Proceedings of the AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. Reston, Virginia, USA: The American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2006: 1 – 11.

[5] van DEN BERG P, ZAAL P M T, MULDER M, *et al.* Conducting multi-modal pilot model identification – results of a simulator experiment [C]//Proceedings of the AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. Reston, Virginia, USA: The American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007: 1 – 21.

[6] HESS A, MARCHESI F. Analytical assessment of flight simulator fidelity using pilot models [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32 (3): 760 – 770.

[7] PHILLIPS J M, ANDERSEN M R. A variable strategy pilot model[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Denver: The American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000: 195 – 204.

[8] MCRUER D T, KRENDEL E S. Mathematical models of human pilot behavior[R]. Neuilly sur Seine: North Atlantic Treaty Organization Advisory Group for Aerospace Research and Development, 1974: 1 – 84.

[9] 屈香菊. 驾驶员控制模型的建模研究[D]. 北京：北京航空航天大学，2003：82 – 97.

[10] XU R, OZGUNER U. Optimal sliding mode control for linear systems [C]//Proceedings of the 2006 International Workshop on Variable Structure Systems. Alghero: Institute of Electrical and Electronics Engineers Computer Society, 2006: 1 – 8.

[11] HEFFLEY R K, SCHULMAN T M. Derivation of human pilot control laws based on literal interpretation of pilot training literature [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1981: 513 – 519.

[12] ANON. Flying operations: instrument flight procedures [R]. [S. l.]: Department of the Air force, 1996: 12 – 65.

[13] 王欣. 飞机鲁棒控制器设计及稳定裕度研究[D]. 西安：西北工业大学，2004：38 – 48.

[14] PHILLIPS J M. Variable strategy model of the human operator[D]. Virginia: the Virginia Polytechnic Institute and State University, 2000: 39 – 54.

[15] ANON. Wide area augmentation system glide path bias investigation canadian airlines boeing 767 simulator [R]. [S. l.]: Satellite Navigation Program Office, 1998: 1 – 25.

（编辑　杨　波）