

复杂机动动作最优航迹控制模型及操纵特性分析

刘 瑛^{1,2†}, 李敏强¹, 张瑞峰³

(1. 天津大学 管理与经济学部, 天津 300072; 2. 中国人民解放军 95927部队, 河北 沧州 061036; 3. 北京航空工程技术研究中心, 北京 100076)

摘要: 为了提高驾驶员对机动动作的控制能力, 从驾驶员操纵角度避免机动动作过程中的风险, 提出以控制量变化率作为优化参数的机动动作最优航迹控制模型. 将机动动作划分为彼此相连的轨迹片段, 轨迹片段划分合理, 则每个轨迹片段具有相同的控制量变化率, 控制量变化率不但能够给出机动动作控制量的输入, 更重要的是能够反映机动动作过程中驾驶员操纵的快慢程度. 使用小生境稳态遗传算法(niching steady-state genetic algorithm, niching SSGA)对最优航迹控制模型进行求解, 求解结果为机动动作最优控制量变化率序列, 以该序列对应的控制量作为机动动作的输入, 能够实现一个标准的机动动作. 仿真实验部分以典型纵向机动动作斤斗及横侧向机动动作桶滚为例进行分析, 研究了两类动作的最优控制量变化率序列, 并对两类动作的操纵特性进行了分析.

关键词: 机动动作; 最优航迹控制; 小生境稳态遗传算法; 斤斗动作; 桶滚动作

中图分类号: V328.3 文献标识码: A

The optimal trajectory control model of the aircraft maneuver and its operation characteristics

LIU Ying^{1,2†}, LI Min-qiang², ZHANFG Rui-feng³

(1. College of Management and Economics, Tianjin University, Tianjin 300072, China;

2. 95927 Unit, Chinese Peoples Liberation Army, Cangzhou Hebei 061036, China;

3. Beijing Aeronautical Engineering Technology Research Center, Beijing 100076, China)

Abstract: To improve the control ability in aircraft maneuvers and reduce the flight risk from the view of operation pilots, we propose an optimal trajectory control model of the maneuver by taking the control rate of change as the optimization parameter. The maneuver is divided into connected trajectory segments. If the division is reasonable, all trajectory segments will have identical control rates of change. The control rate of change not only provides the control input of the maneuver, but also reflects the required pilot's control speed for the maneuver. A niching steady-state genetic algorithm (niching SSGA) is adopted to solve the optimal control model problem to obtain the optimal control sequences of the maneuver. The control inputs of the maneuver corresponding to the optimal control sequences drive the aircraft to complete the optimal maneuver. The optimal maneuver control model is used to analyze the characteristic vertical and lateral maneuvers, i.e., the loop and the barrel roll. The optimal control sequences of the maneuvers are obtained respectively and the operation characteristics of maneuvers are analyzed.

Key words: maneuver; optimal trajectory control; niching steady-state genetic algorithm; loop maneuver; barrel roll maneuver

1 引言(Introduction)

驾驶员是人-机闭环系统的核心环节, 因此如何从驾驶员操纵角度控制飞行风险是一个重要的研究方向. 飞行人员认为在空战对抗环境中, 往往需要战术机动动作的组合运用, 在这种情况下极易增大动作的偏差, 从而导致风险的增大. 因此提高驾驶员对机动动作的控制能力是避免飞行风险的一项重要工作.

目前, 对复杂机动动作控制律的研究分为两个研究方向: 第一, 如何实现对机动动作的有效控制; 第二, 如何保证机动动作过程中的安全性及鲁棒性.

实现对机动动作的控制, 主要包括3类研究方法: 第一, 基于机器学习的方法^[1-2]. 在该方法中充分利用有经验的驾驶员能够完成各类复杂机动的特性, 对其操纵过程中的控制量及状态数据进行分析, 利用机器学习的方法构建机动动作控制模型. 第二, 混合分解法. Mellinger 等人^[3]以四旋翼直升机为研究对象, 提出将机动动作过程划分为驻停阶段、姿态变化阶段及位置变化阶段, 并依据回馈控制原则设计控制器, 分别为驻停控制器、姿态控制器及航迹跟随控制器, 通过3种控制器的组合作用实现复杂机动. Emilio

Frazzoli等人^[4]提出将复杂机动轨迹划分为配平轨迹片段(trim primitive)及机动轨迹片段(maneuver primitive), 机动轨迹片段通过配平轨迹片段相连, 基于这样的设计思想提出了基于机动自动机(maneuver automaton)的运动规划框架, 由此将最优航迹控制问题转换为最优机动序列的求解问题. 文献[5]则将混合分解法用于自主车辆的运动规划中. 第三类方法, 逆仿真方法(inverse simulation). 逆仿真是依据动力学系统希望的输出来确定输入, 即可以根据飞行轨迹的时间历程, 反求出操纵规律. 由于其具有成本低、周期短的特点, 因此成为研究机动动作控制律的有力工具. 文献[6]则对该方法使用范围及应用原则进行了分析, 并将其应用于直升机Slalom机动的控制中.

对控制律研究的第2个方面: 保证机动动作控制过程中的安全性与鲁棒性. 基于这样的问题斯坦福大学的Jeremy H. Gillula等人^[7]进行了深入的研究, 提出利用可达集(reachable set)的方法保证四旋翼无人直升机机动动作的安全性, 将整个机动动作过程建模为控制与扰动的博弈, 构建Hamilton-Jacobi偏微分方程, 并使用水平集方法进行求解, 求解结果为机动动作过程中的安全机动序列及需要避免的机动序列, 从而实现了机动动作控制中的安全性及鲁棒性.

以上方法能够实现对机动动作的有效控制, 在研究过程中考虑了动作过程的安全性及鲁棒性要求, 但对于驾驶人员却无法跟踪这样的控制量变化规律. 从驾驶员角度, 如何在训练及空战中得到满足某个预定目标的具有可操纵性的控制序列则是更为关注的问题. 因此, 获得对驾驶人员具有指导价值的机动动作最优航迹控制序列是本文研究的重点.

本文以复杂战术机动动作作为研究对象构建最优航迹控制模型, 将机动动作划分为彼此相连的轨迹片段, 轨迹片段划分合理, 则每个轨迹片段具有相同的控制量变化率. 控制量变化率不但能够定量的给出机动动作过程中控制量的输入, 更重要的是能够定性的反映驾驶员操纵的快慢程度, 因此优化结果控制量变化率序列能够体现驾驶员完成标准机动动作过程中的操纵情况, 对驾驶员完成一个标准的机动动作具有指导意义. 最优航迹控制模型使用小生境稳态遗传算法(niching steady-state genetic algorithm, niching SSGA)进行求解, 并以典型的纵向机动动作斤斗及横侧向机动动作桶滚为研究对象, 得到两类动作的最优控制量变化率序列, 并依据该序列分析了斤斗动作及桶滚动作过程中驾驶员的操纵特征.

2 机动动作(Aircraft maneuver)

机动动作, 是指在给定的初始和限制条件下, 按照一定的控制参数变化规律进行的机动. 机动动作主要用于空战中, 其目的是规避敌方威胁并使我方占据有利态势. 按航迹分机动动作可以分为铅垂面内的机动

动作、水平面内的机动动作及空间机动动作^[8]. 铅垂面内的机动动作是指飞机的对称平面始终与飞行速度矢量所在的铅垂平面相重合的动作, 如斤斗、俯冲、跃升等. 水平面内的机动动作着重体现了飞机的方向机动性, 最常见的水平机动是盘旋, 即飞机在水平面内连续转弯不小于360°的机动飞行. 空间机动动作也称为横侧向机动是同时改变飞行速度、高度和方向的空间特技飞行, 其特点是飞行轨迹不仅在水平面内的投影是弯曲的, 而且还有高度的变化.

在对机动动作的研究中, 本文使用关键点标识整个动作, 关键点是指驾驶员完成机动动作过程中需要进行状态参数判断的关键位置, 驾驶员需要通过一系列操纵使状态参数在关键点达到标准状态参数的要求, 进而完成一个标准机动动作.

3 机动动作最优航迹控制模型(The optimal trajectory control model)

3.1 飞机运动方程(The equation of motion)

对于飞机本体模型描述, 一般可分为六自由度模型和三自由度模型两类. 当仿真任务主要针对飞机飞行轨迹及相应姿态控制提出时, 飞行动力学模型可采用三自由度模型. 在对机动动作最优航迹控制问题的研究中, 本文暂不考虑飞机自身的转动特性, 因此, 选用气流坐标系下的质点运动方程描述状态参数与控制量之间的关系.

质点运动方程被广泛应用于最优航迹控制问题的研究中^[9-10]. 控制量使用法向过载 n_z 、航迹滚转角 ϕ 及发动机推力设置 $u^{[11]}$, 使用以上3个控制量作为机动动作的输入量, 能较好的将飞行员的机动意图转换为控制量的输入, 并使得模型的优化结果, 即控制量变化率序列能够指导驾驶员完成标准机动动作. 飞行过程中假定驾驶员通过操纵使侧滑角 $\beta = 0^\circ$, 无扰动无侧滑条件下的质点运动方程可以表示为^[12]

$$\begin{cases} \dot{V} = (T \cos \alpha - D - mg \sin \gamma)/m, \\ \dot{\gamma} = g(n_z \cos \phi - \cos \gamma)/V, \\ \dot{\chi} = \frac{gn_z \sin \phi}{V \cos \gamma}, \\ \dot{x} = V \cos \gamma \cos \chi, \\ \dot{y} = V \cos \gamma \sin \chi, \\ \dot{h} = V \sin \gamma, \end{cases} \quad (1)$$

式中: V 表示真空速, γ 为航迹倾角, χ 表示方位角, x, y 为飞机在水平面的位移, h 表示飞行高度, α 表示迎角, g 为重力加速度. 发动机推力 T 及阻力 D 可由下式得到:

$$\begin{cases} T = uT_{\max}(h, M(h, V)), \\ D = \frac{L}{K} = \frac{n_z mg - T \sin \alpha}{K}, \end{cases} \quad (2)$$

式(2)中: T_{\max} 与飞行高度及马赫数有关,可由推力曲线插值得到; K 表示升阻比,由升阻比曲线插值得到。

3.2 机动动作最优航迹控制模型(The optimal trajectory control model of the maneuver)

针对常规空战战术机动动作,构建机动动作最优航迹控制模型。这里不考虑过失速机动,原因在于过失速机动具有机型的局限性,操纵的复杂性,以及高风险性。

驾驶员在完成机动动作的过程中,依据飞行大纲中柔和操纵的要求,不能够在非常短的时间内频繁地改变推杆或拉杆速率,即在某个时间间隔内推杆或拉杆速率应保持恒定,因此,对应的控制量变化率也应在该时间段内保持一致。所以,将动作划分为彼此相连的轨迹片段,轨迹片段划分合理,则每个轨迹片段具有相同的控制量变化率,这种处理方法具备合理性。轨迹片段如何划分及划分的粒度,应依据具体的机动动作并结合驾驶员的经验确定,尽管粒度划分越细精度越高,但同时需要考虑时间复杂度的要求,要在两者之间做一均衡。

机动动作最优航迹控制模型将控制量变化率作为模型中的优化参数,使用向量 f 标识。

机动动作最优航迹控制模型的性能指标函数包括两个部分:第1部分表示对机动动作各关键点状态的约束,用于实现一个标准的机动动作;第2部分为相邻轨迹片段控制量变化率尽可能小,用于保证动作过程中柔和操纵。具体表示形式如式(3)所示:

$$J = \min(\omega \sum_{i=1}^n W_i P_i(X) + (1 - \omega) \sum_{j=1}^{m-1} F_j), \quad (3)$$

式(3)中: n 表示机动动作关键点个数, m 表示轨迹片段数, ω 表示权重系数,最优化过程中令 $\omega > 0.5$,即关键点达到标准状态的优先级要高于机动过程中柔和操纵的要求, W_i 表示第 i 个关键点的权重,且 $\sum_{i=1}^n W_i = 1$ 。为了避免因各单目标函数值数量级不同而造成单目标对总目标影响力的差距,对性能指标函数的两个组成部分均进行了归一化处理。下面对性能指标函数的两个部分分别进行说明。

$P_i(X)$ 表示第 i 个关键点超出标准状态约束的罚函数,由下式定义:

$$P_i(X) = \sum_r w_{i,r} p_{i,r}, \quad (4)$$

式(4)中: $w_{i,r}$ 表示第 i 个关键点第 r 个参数的权重, $p_{i,r}$ 表示第 i 个关键点第 r 个参数的罚函数,由具体动作在关键点状态的约束确定。

F_j 表示第 $j+1$ 个轨迹片段与第 j 个轨迹片段控制量变化率的差值经归一化处理后的结果,用于体现柔和操纵的要求,变化率的差值可以表示为 $\Delta f_j = |f_{j+1} - f_j|$, F_j 可由下式表示:

$$F_j = \begin{cases} 0, & 0 \leq \Delta f_j \leq F_{\min}, \\ \frac{\Delta f_j - F_{\min}}{F_{\max} - F_{\min}}, & F_{\min} < \Delta f_j < F_{\max}, \\ 1, & \Delta f_j \geq F_{\max}, \end{cases} \quad (5)$$

式(5)中, F_{\min} 与 F_{\max} 分别表示变化率差值的最小值和最大值,可通过对具体机动动作实际状态数据的统计得到。

为了保证机动动作过程的安全性,要求状态参数在飞行包线范围之内,状态参数迎角 α 、速度 V 、高度 h 的范围如下式所示:

$$\begin{cases} \alpha_{\min} \leq \alpha \leq \alpha_{\max}, \\ V_{\min} \leq V \leq V_{\max}, \\ h_{\min} \leq h \leq h_{\max}. \end{cases} \quad (6)$$

同时,要求控制量过载 n_z 的范围为 $n_{z\min} \leq n_z \leq n_{z\max}$ 。控制量变化率能够体现驾驶员操纵的快慢程度,其范围可由下式表示:

$$\begin{cases} f_{n_{z\min}} \leq f_{n_z} \leq f_{n_{z\max}}, \\ f_{\omega_{\min}} \leq f_{\omega} \leq f_{\omega_{\max}}, \\ f_{u_{\min}} \leq f_u \leq f_{u_{\max}}. \end{cases} \quad (7)$$

控制量变化率范围的设定保证了最优控制量变化率序列的合理性及可行性。

轨迹片段终止的判断条件为

$$\psi_j = |\mathbf{X}_{j,t} - \mathbf{X}_{j,f}| \leq \delta, \quad j = 1, 2, \dots, n, \quad (8)$$

式(8)中: $\mathbf{X}_{j,t}$ 表示第 j 个轨迹片段 t 时刻的状态向量, $\mathbf{X}_{j,f}$ 为第 j 个轨迹片段的终止状态向量, δ 为一个较小的正数。

机动动作过程中控制量与控制量变化率的关系为

$$\begin{cases} n_{zj,t} = n_{zj,t-1} + f_{n_{z,j}} \Delta t, \\ \phi_{j,t} = \phi_{j,t-1} + (\omega_{j,t-1} + f_{\omega,j} \Delta t) \Delta t, \\ u_{j,t} = u_{j,t-1} + f_{u,j} \Delta t. \end{cases} \quad (9)$$

由式(9)可以将控制量变化率序列转换为机动动作控制量的输入。其中: $n_{zj,t}$, $\phi_{j,t}$, $u_{j,t}$ 表示第 j 个轨迹片段 t 时刻控制量的输入, $f_{n_{z,j}}$, $f_{\omega,j}$, $f_{u,j}$ 分别为第 j 个轨迹片段的过载变化率、滚转角速度变化率及推力设置变化率, Δt 为仿真步长。

3.3 斤斗动作最优航迹控制模型(The optimal trajectory control model of the loop maneuver)

仿真过程中,首先对一类典型的纵向机动动作斤斗进行研究,构建斤斗动作最优航迹控制模型。斤斗是一类超机动、大迎角的机动动作,它能够发挥飞机的纵向机动性能,在垂直机动中改变机动方向,实现在空战中占据主动态势的目的。

根据驾驶员的经验,以每 10° 航迹倾角划分一个轨迹片段,每个轨迹片段具有相同的控制量变化率,因此,斤斗动作由36段轨迹片段组成。由于斤斗是一类纵向机动动作,假定动作过程中航迹滚转角 $\phi = 0^\circ$,

因此控制量为过载 n_z 及推力设置 u . 在斤斗动作过程中 u 为常值, 则优化参数为过载变化率 f_{n_z} , 令其取值范围 $f_{n_z,j} \in [-1, 1, 5]$, $j = 1, 2, \dots, n$, f_{n_z} 与输入控制量的关系由式(9)给出.

斤斗动作需要进行参数判断的关键点有6个, 表1

给出了其中两个关键点的关键点标准状态约束及其对应的罚函数的定义.

从表1中可以看到对关键点状态参数均进行了归一化处理, 处理过程中需要确定状态参数的阈值, 阈值的确定通过对斤斗动作实际状态数据的统计得到.

表 1 斤斗动作关键点状态约束及其罚函数

Table 1 The state constraint and the penalty function at the key points of loop maneuver

关键点	标准状态参数	罚函数
关键点2 ($30^\circ \leq \gamma \leq 40^\circ$)	$4.5 \leq n_z \leq 5.5$	$p_{2,1} = \begin{cases} 0, & 4.5 \leq n_z \leq 5.5, \\ \frac{4.5 - n_z}{4.5 - n_{zmin}}, & n_{zmin} \leq n_z < 4.5, \\ \frac{n_z - 5.5}{n_{zmax} - 5.5}, & 5.5 < n_z \leq n_{zmax}, \\ 1 & n_z < n_{zmin} \text{ 或 } n_z > n_{zmax}. \end{cases}$
	$v \geq 650 \text{ km/h}$	$p_{3,1} = \begin{cases} 0, & v \geq 650, \\ \frac{650 - v}{650 - v_{min}}, & v_{min} \leq v < 650, \\ 1, & v < v_{min}. \end{cases}$
关键点3 ($\gamma = 90^\circ$)	$n_z \geq 4$	$p_{3,2} = \begin{cases} 0, & n_z \geq 4, \\ \frac{4 - n_z}{4 - n_{zmin}}, & n_{zmin} \leq n_z < 4, \\ 1, & n_z < n_{zmin}. \end{cases}$
	$10^\circ \leq \alpha \leq 12^\circ$	$p_{3,3} = \begin{cases} 0, & 10^\circ \leq \alpha \leq 12^\circ, \\ \frac{\alpha - 12^\circ}{\alpha_{max} - 12^\circ}, & 12^\circ < \alpha \leq \alpha_{max}, \\ \frac{10^\circ - \alpha}{10^\circ - \alpha_{min}}, & \alpha_{min} \leq \alpha < 10^\circ, \\ 1, & \alpha > \alpha_{max} \text{ 或 } \alpha < \alpha_{min}. \end{cases}$

判断斤斗动作轨迹片段终止的状态参数为航迹倾角 γ , 判断条件为

$$\psi_j = |\gamma_{j,t} - \gamma_{jf}| \leq \delta, \quad j = 1, 2, \dots, 36, \quad (10)$$

其中: $\gamma_{j,t}$ 表示第 j 个轨迹片段 t 时刻的航迹倾角, γ_{jf} 表示第 j 个轨迹片段的终止条件, 仿真过程中 δ 设定为 0.1° . 因此, 斤斗动作最优航迹控制模型可由下式表示:

$$\min (\omega \sum_{i=1}^n W_i P_i(X) + (1 - \omega) \sum_{j=1}^{m-1} F_{n_z,j}),$$

$$\text{s.t } \mathbf{X}_{j,t} = g(\mathbf{X}_{j,t-1}, n_{zj,t-1}, \Delta t),$$

$$\alpha_{min} \leq \alpha \leq \alpha_{max},$$

$$V_{min} \leq V_{j,t} \leq V_{max},$$

$$h_{min} \leq h_{j,t} \leq h_{max},$$

$$n_{zmin} \leq n_z \leq n_{zmax},$$

$$n_{zj,t} = n_{zj,t-1} + f_{n_z,j} \Delta t,$$

$$\psi_j = |\gamma_{j,t} - \gamma_{jf}| \leq \delta,$$

$$\gamma_{jf} = j \times 10,$$

(11)

其中: $n = 6$ 表示需要进行状态判断的6个关键点, $m = 36$ 表示36个轨迹片段, 仿真步长为 $\Delta t = 0.05 \text{ s}$, $g(\cdot)$ 表示气流坐标系下的质点运动方程. 斤斗动作最优航迹控制模型为求36组使性能指标达到最优的过载变化率序列.

3.4 桶滚动作最优航迹控制模型(The optimal trajectory control model of the barrel roll)

桶滚是一类典型的横侧向机动动作, 其战术意图是在飞机与来袭导弹距离较近, 且导弹处于飞机的前、后方时, 可使导弹的导引头不断的循环改变跟踪状态和前置角, 从而使得导引头跟踪困难, 进而达到规避导弹的目的.

桶滚动作过程中, 驾驶员需要判断的关键点有7个, 分别使用俯仰角 ϑ 及滚转角 ϕ 进行划分, 具体如表2所示.

桶滚动作的完成过程可以划分为两个阶段: 第1个阶段为桶滚动作的进入阶段, 该阶段从第1关键点开始至关键点2结束, 在关键点1驾驶员需要判断动作的进入条件是否满足; 第2个阶段为滚转阶段, 该阶段从第2关键点开始至第7个关键点结束,

其中第2个关键点为滚转过程的进入点,以俯仰角 ϑ 进行标识,对应的航迹滚转角 $\phi = 0^\circ$,第3至7个关键点使用航迹滚转角 ϕ 进行标识,其中第3个关键点对应的航迹滚转角 $\phi = 30^\circ$,后续的4个关键点为滚转阶段的两个垂直位置,一个顶点和一个改出点.表3中给出其中两个关键点的状态约束及其对应的罚函数.

表2 桶滚动作的关键点

Table 2 The key points of the barrel roll maneuver

关键点	位置	关键点	位置
1	$\gamma = 0^\circ$	5	$\phi = 180^\circ$
2	$\vartheta = 12^\circ$	6	$\phi = 270^\circ$
3	$\phi = 30^\circ$	7	$\phi = 360^\circ$
4	$\phi = 90^\circ$		

表3 桶滚动作关键点状态约束及其罚函数

Table 3 The state constraint and the penalty function at the key points of the barrel roll maneuver

关键点	标准状态参数	罚函数
关键点2 ($\vartheta = 12^\circ$)	$2 \leq n_z \leq 2.5$	$p_{2,1} = \begin{cases} 0, & 2 \leq n_z \leq 2.5, \\ \frac{2 - n_z}{2 - n_{zmin}}, & n_{zmin} < n_z < 2, \\ \frac{n_z - 2.5}{n_{zmax} - 2.5}, & 2.5 < n_z < n_{zmax}, \\ 1, & n_z \geq n_{zmax} \text{ 或 } n_z \leq n_{zmin}. \end{cases}$
关键点3 ($\phi = 30^\circ$)	$3 \leq n_z \leq 4$	$p_{3,1} = \begin{cases} 0, & 3 \leq n_z \leq 4, \\ \frac{3 - n_z}{3 - n_{zmin}}, & n_{zmin} < n_z < 3, \\ \frac{n_z - 4}{n_{zmax} - 4}, & 4 < n_z < n_{zmax}, \\ 1, & n_z \geq n_{zmax} \text{ 或 } n_z \leq n_{zmin}. \end{cases}$
	$20^\circ \leq \vartheta \leq 25^\circ$	$p_{3,2} = \begin{cases} 0, & 20^\circ \leq \alpha \leq 25^\circ, \\ \frac{20^\circ - \vartheta}{20^\circ - \vartheta_{min}}, & \vartheta_{min} < \vartheta < 20^\circ, \\ \frac{\vartheta - 25^\circ}{\vartheta_{max} - 25^\circ}, & 25^\circ < \vartheta < \vartheta_{max}, \\ 1, & \vartheta \geq \vartheta_{max} \text{ 或 } \vartheta \leq \vartheta_{min}. \end{cases}$

桶滚动作是纵向与横侧向机动的耦合,因此控制量为法向过载 n_z 及滚转角 ϕ ,对应的控制量变化率为过载变化率 $f_{n_z,j}$ 及滚转角速度变化率 $f_{\omega,j}$,其中 $f_{n_z,j}$ 作用于桶滚动作的全过程,而 $f_{\omega,j}$ 则作用于滚转阶段,与斤斗动作的过载变化率的取值范围相同: $f_{n_z,j} \in [-1, 1.5], j = 1, 2, \dots, 37$,滚转角速度变化率的取值范围 $f_{\omega,j} \in [-5^\circ, 5^\circ], j = 2, \dots, 37$.

依据驾驶员的经验,桶滚动作在进入阶段具有相同的过载变化率 $f_{n_z,j}$,在滚转阶段,滚转角 $\phi \in [0^\circ, 360^\circ]$,以每 10° 滚转角划分一个阶段,每个阶段具有相同的 $f_{n_z,j}$ 及 $f_{\omega,j}$.因此,桶滚动作可以划分为37个轨迹片段,其中滚转阶段包括36个轨迹片段.

桶滚动作的最优航迹控制模型可以表示为

$$\min \omega \sum_{i=1}^n W_i P_i(X) + (1-\omega) \left(\sum_{j=1}^{m-1} F_{n_z,j} + \sum_{j=2}^{m-1} F_{\omega,j} \right),$$

$$\text{s.t. } \mathbf{X}_{j,t} = g(\mathbf{X}_{j,t-1}, n_{zj,t-1}, \Delta t),$$

$$\alpha_{min} \leq \alpha \leq \alpha_{max},$$

$$V_{min} \leq V_{j,t} \leq V_{max},$$

$$h_{min} \leq h_{j,t} \leq h_{max},$$

$$n_{zmin} \leq n_z \leq n_{zmax},$$

$$n_{zj,t} = n_{zj,t-1} + f_{n_z,j} \Delta t,$$

$$\phi_{j,t} = \phi_{zj,t-1} + (\omega_{j,i} + f_{\omega,j} \Delta t) \Delta t,$$

$$\psi_{j\vartheta} = |\vartheta_{j,t} - \vartheta_{jf}| \leq \delta, j = 1,$$

$$\psi_{j\phi} = |\phi_{j,t} - \phi_{jf}| \leq \delta, j = 2, \dots, 37,$$

(12)

性能指标函数中 $n = 7$,表示7个需要进行状态判断的关键点, $m = 37$,表示桶滚动作的37个轨迹片段, $F_{n_z,j}$ 及 $F_{\omega,j}$ 分别表示桶滚动作相邻轨迹片段的过载变化率及滚转角速度变化率差值经归一化处理后的结果,具体由式(5)得到.由状态约束条件可知,判断第1个轨迹片段终止的状态参数为俯仰角 ϑ ,可由 $\sin \vartheta = \sin \gamma \cos \alpha + \cos \gamma \sin \alpha \cos \phi$ 得到,判断其他轨迹片段终止的状态参数为 ϕ ,仿真步长仍为0.05 s.桶滚动作最优航迹控制模型为求37组最优过载变化率及36组最优滚转角速度变化率序列.

另外, ϕ 的变化与绕机体三轴的转动都有关,因此是拉杆压杆共同作用的结果,航迹滚转角变化的运动学方程为

$$\frac{d\phi}{dt} = p + q \tan \vartheta \sin \phi + r \tan \vartheta \cos \phi,$$

其中 p, q, r 分别为机体绕 x 轴滚转角速度、绕 y 轴俯仰角速度及绕 z 轴的偏航角速度. 这里本文不考虑偏航角速度的影响, 因此滚转角速度仅与前两项有关, 由第2项可以看到只要航迹滚转角不为 0° , 则俯仰角 ϑ 的变化将会引起 ϕ 的改变. 在桶滚的前半段, ϕ 在 $0^\circ \sim 180^\circ$ 之间变化, 正弦值为正, 俯仰角为正, 所以拉杆会使航迹滚转角 ϕ 增大, 后半段 ϕ 在 $180^\circ \sim 360^\circ$ 之间变化, 正弦值为负, 俯仰角 ϑ 为负, 所以拉杆同样会使航迹滚转角增大. 因此, 在动作过程中应根据航迹滚转角及俯仰角的变化情况, 协调拉杆和压杆操作.

3.5 求解方法(Solving algorithm)

最优化问题的求解方法采用文献[13]中提出的 niching SSGA, 该算法对于非线性时变系统具有较好的适应性. 对于斤斗动作, 染色体的长度设定为36位, 表示36组过载变化率序列, 桶滚动作, 染色体长度为73位, 其中37组表示过载变化率序列, 36组表示滚转角速度变化率序列, 编码方式采用十进制编码. 首先, 随机产生20个个体, 通过联赛选择算法依据个体适应值的大小确定20个个体的选择概率; 之后, 根据选择概率确定4个子代个体, 并进行交叉操作, 成对的个体依据交叉概率进行单点交叉; 最后对于子代个体采用爬山算法得到近邻范围内的最优适应度个体, 并在算法中将单步爬山与总体爬山相结合, 从而最大程度避免陷入局部最优解. 为了保持种群的多样性, 采用最近邻替代算法(nearest neighbor replacement crowding, NNRC)^[14], 用子代个体替代种群中与该个体距离最近的5个个体中适应度最小的个体.

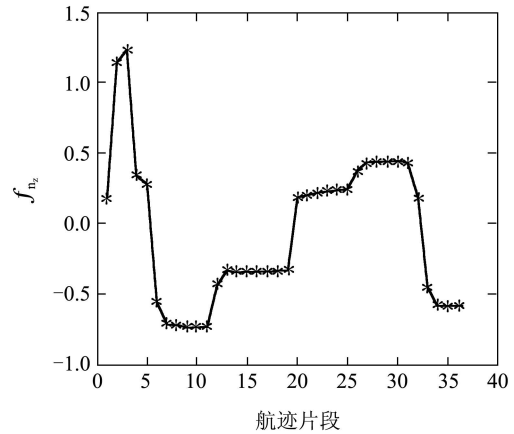
4 机动动作操纵特性分析(The analysis of operation characteristics of the maneuver)

4.1 斤斗动作操纵特性分析(The analysis of operation characteristics of the loop maneuver)

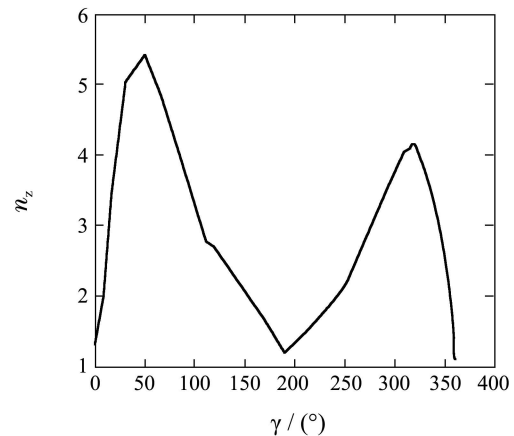
斤斗动作依据完成高度的不同, 分为低空斤斗、中空斤斗及高空斤斗. 本文以标准中空斤斗为研究对象, 使用小生境稳态遗传算法对斤斗动作最优航迹控制模型进行求解得到最优过载变化率序列. 由于过载变化率的大小能够体现驾驶员操纵的快慢, 因此, 可以定性的分析驾驶员完成标准斤斗动作过程中的操纵特性, 为驾驶员完成标准动作提供支持. 斤斗动作最优过载变化率序列及其对应的过载变化曲线如下图所示.

由图1(b)可以看到整个斤斗动作过载的变化过

程分为4个阶段: 第1个阶段 $0^\circ \leq \gamma \leq 40^\circ$, 这一过程中过载迅速增大, 直至 $\gamma = 40^\circ$ 时过载达到整个过程的最大值; 第2个阶段 $40^\circ \leq \gamma \leq 180^\circ$, 该过程过载逐渐减小, 直到 $\gamma = 180^\circ$ 时过载达到最小值; 第3个阶段, 开始完成斤斗的后半段, 该阶段 $180^\circ \leq \gamma \leq 320^\circ$, 这一过程中过载逐渐增大, 直至 $\gamma = 320^\circ$ 时达到后半段的最大值, 但后半段过载的最大值要小于前半段; 第4个阶段, 动作改出段, 该过程中过载迅速减小, 直至达到终端状态约束.



(a) 过载变化率曲线



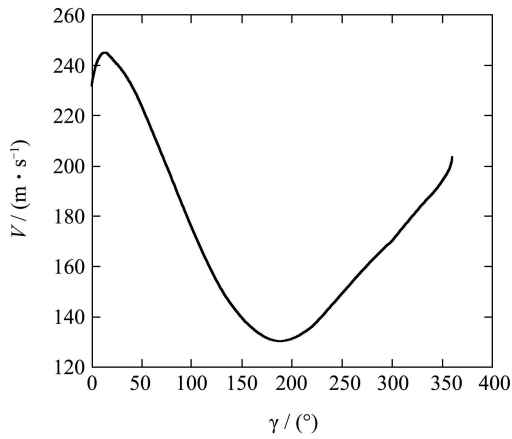
(b) 过载变化曲线

图 1 斤斗动作过载变化率及过载变化曲线
Fig. 1 The load factor and the changing rate of the load factor of the loop maneuver

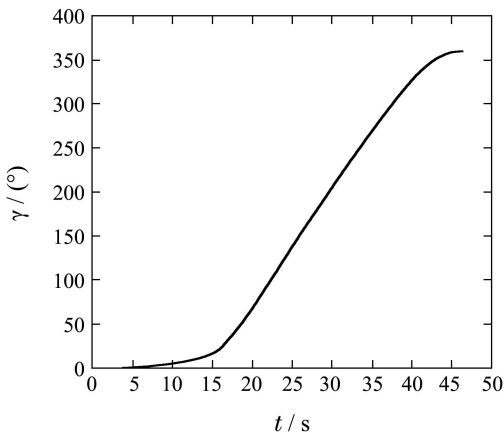
由图1(a)中的过载变化率序列分析得到标准中空斤斗动作驾驶员的操纵特征. 从图中可以看到, 初始阶段驾驶员迅速拉杆, 在短时间内形成较大的杆位移, 保证 $30^\circ \leq \gamma \leq 40^\circ$ 时过载达到前半段最大值; 第2个阶段, 驾驶员逐渐加速松杆, 并在 $90^\circ \leq \gamma \leq 150^\circ$ 时维持一个稳定的变化率, 之后逐渐减小该变化率直至第2阶段结束, 尽管该阶段为松杆操作, 但杆位移始终在平衡位置之后; 第3阶段初始, 在 $190^\circ \leq \gamma \leq 210^\circ$ 时, f_{nz} 接近0, 此时驾驶员保持

杆位移不变,之后逐渐增大拉杆量,直到 $230^\circ \leq \gamma \leq 270^\circ$ 时拉杆量保持稳定的变化率,随后减小拉杆变化率直到第3个阶段结束;第4个阶段驾驶员松杆,并维持一个稳定的松杆变化率直到最后一个轨迹片段结束达到动作结束状态约束条件.通过对标准斤斗动作驾驶员操纵特性的分析,使驾驶员对标准动作的操纵过程有一个直观的认识,为实际中完成标准机动动作提供支持.

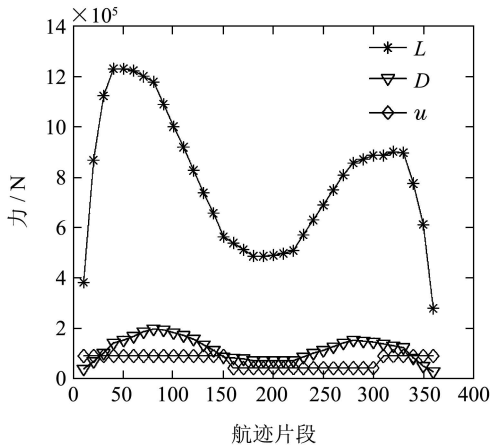
标准中空斤斗动作最优过载变化率序列对应的状态参数的变化如图2所示.



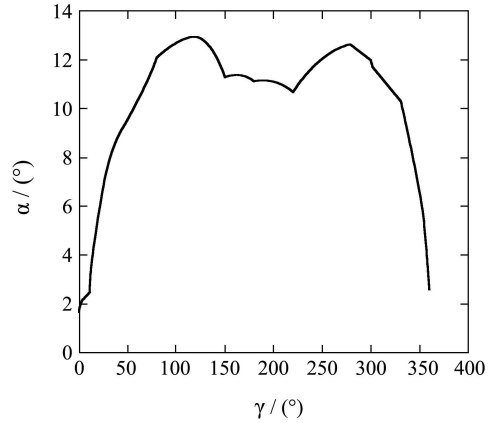
(a) 速度变化曲线



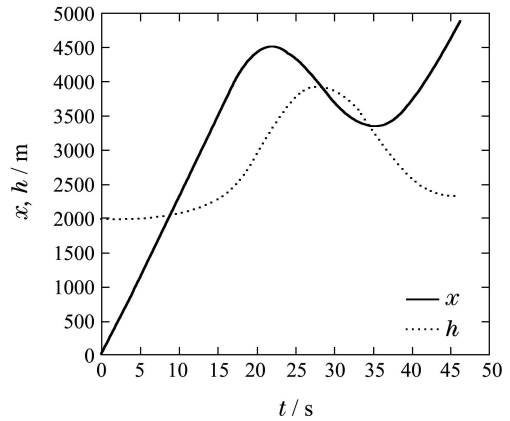
(b) 航迹倾角变化曲线



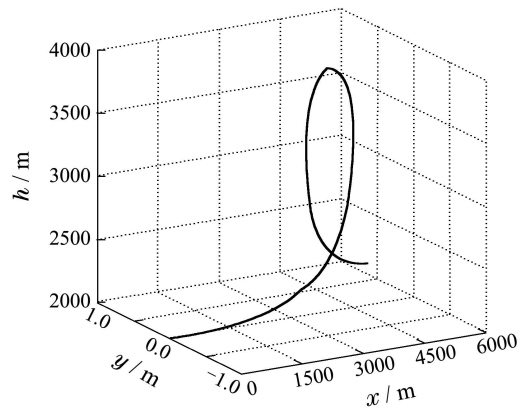
(c) 推力、升力、阻力变化曲线



(d) 迎角变化曲线



(e) x位移、高度变化曲线



(f) 航迹变化曲线

图2 斤斗动作状态参数变化曲线

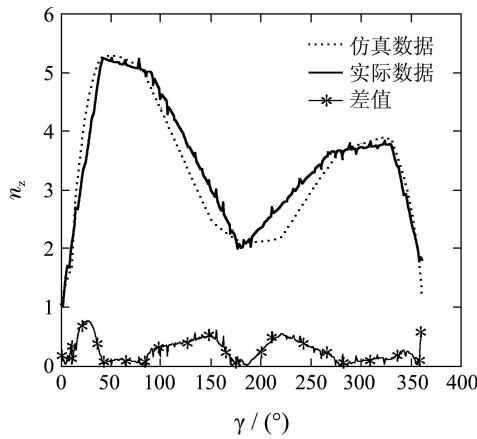
Fig. 2 The parameters of the loop maneuver

图2(a)为斤斗动作过程中速度的变化曲线,该曲线在初始阶段有一个逐渐增大的过程,结合图2(c)中初始阶段的受力情况进行分析,初始阶段航迹倾角较小,航迹倾角的变化曲线如图2(b)所示,则作为阻力部分的重力的分量较小,同时由于初始阶段迎角小,迎角变化曲线如图2(d)所示,则升力较小,升致阻力也较小,此时发动机推力远远大于阻力,这样在初始阶段速度逐渐增大;之后随着迎角的增大,升力逐渐增大,升致阻力也在增大,同时,随着航迹

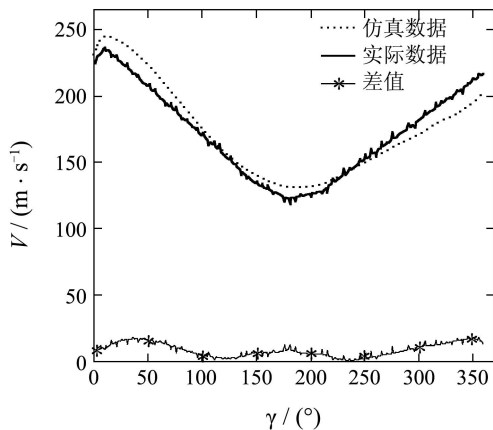
倾角的增大, 作为阻力的重力的分量也逐渐增大, 因此速度逐渐减小, 并在 $\gamma = 180^\circ$ 时达到整个过程的最小值. 在动作后半段由于重力的分量与速度的方向一致, 因此起到动力的作用, 则后半段速度逐渐增大, 并在动作的终止时达到后半段的最大值. 位移、高度的变化曲线如图2(e)所示, 可以看到斤斗动作的顶点与进入点的高度差接近2000 m, 与实际情况相符合. 图2(f)为标准中空斤斗动作的航迹.

为了证明最优航迹控制模型的有效性, 将仿真数据与一组实际的飞行数据进行比较, 过载 n_z 及状态参数 V, α 与实际数据的对比曲线如图3所示. 使用相关系数衡量仿真数据与实际数据之间的线性相关度, n_z, V, α 的相关系数分别为0.9619, 0.9608, 0.9837, 可见仿真数据与实际数据具有很强的线性相关性, 由此可以证明最优化模型的有效性.

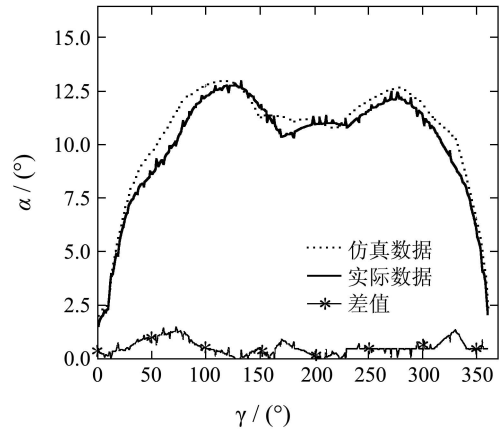
由图3可以看到, 实际数据具有波动性, 原因在于外界扰动的影响, 扰动包括气流影响及驾驶员的操纵. 但仿真数据与实际数据具有基本一致的变化趋势.



(a) 过载变化曲线



(b) 速度变化曲线



(c) 迎角变化曲线

图 3 仿真数据与实际数据对比曲线

Fig. 3 The comparison of simulation data and actual data

4.2 桶滚动作操纵特性分析(The analysis of operation characteristics of the barrel roll)

桶滚动作是典型的横侧向机动, 通过对桶滚动作最优航迹控制模型的求解得到最优过载变化率序列及滚转角速度变化率序列, 以控制量变化率序列对应的控制量作为机动动作的输入能够实现一个标准的桶滚动作. 这里需要指出的是在滚转阶段, 滚转角的变化是拉杆压杆共同作用的结果, 因此滚转角速度变化率体现的是驾驶员拉杆压杆操纵的快慢. 图3为最优的过载变化率序列及其对应的过载变化曲线, 以及滚转角速度变化率序列及其对应的滚转角速度变化曲线.

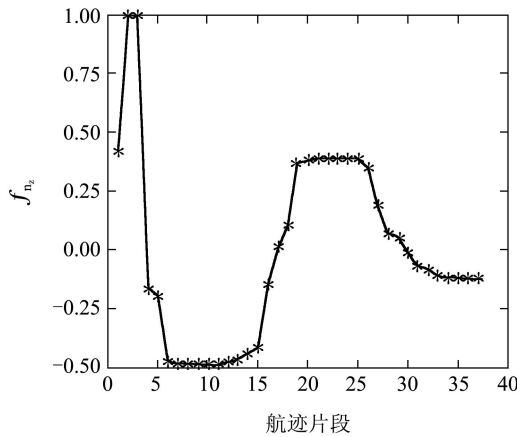
由图4(b)可以看到滚转过程中过载的变化分为4个阶段: 第1个阶段 $0^\circ \leq \phi \leq 20^\circ$, 这一过程中过载迅速增大, 直至 $\phi = 20^\circ$ 时过载达到整个过程的最大值; 第2个阶段 $20^\circ \leq \phi \leq 150^\circ$, 该过程过载逐渐减小, 直到 $\phi = 150^\circ$ 时过载达到最小值; 第3个阶段 $150^\circ \leq \phi \leq 280^\circ$, 这一过程中过载逐渐增大, 直至 $\phi = 280^\circ$ 时达到后半段的最大值; 第4个阶段 $280^\circ \leq \phi \leq 360^\circ$, 该过程过载逐渐减小, 至达到终端状态约束. 由图4(d)可知滚转过程中滚转角速度的变化分为两个阶段: 第1个阶段 $0^\circ \leq \phi \leq 130^\circ$, 该阶段滚转角速度逐渐增大, 并在 $\phi = 20^\circ$ 时达到整个过程的最大值; 第2个阶段 $130^\circ \leq \phi \leq 360^\circ$, 该过程中滚转角速度逐渐减小直到0.

由图4(a)(c)分析桶滚动作过程中驾驶员的操纵特性. 首先, 由图4(a)分析驾驶员的拉杆操纵过程, 桶滚动作进入阶段驾驶员通过拉杆操纵使得在第2个关键点的过载满足滚转阶段的进入条件. 滚转过程的第1个阶段, 驾驶员迅速拉杆并保持一个稳定

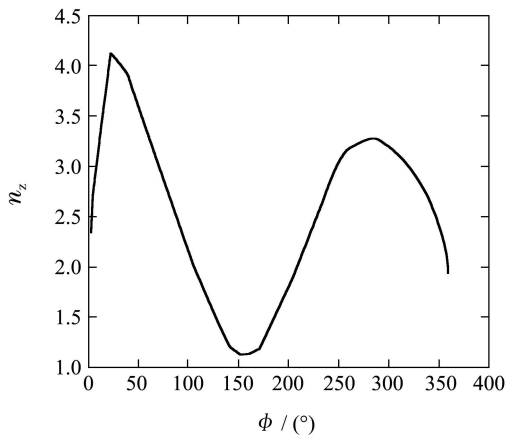
的拉杆速率;随后,在第2个阶段驾驶员加速松杆,并在 $50^\circ \leq \phi \leq 100^\circ$ 时保持一个稳定的松杆变化率,此时虽为松杆操作但杆位移始终在平衡位置之后;第3个阶段驾驶员加速拉杆,在 $200^\circ \leq \phi \leq 260^\circ$ 保持稳定的拉杆变化率;第4个阶段驾驶员加速松杆直到满足终端状态约束。

由图4(c)中滚转角速度变化率序列可以分析得到驾驶员拉杆、压杆的协调操纵过程。第1个阶段,在 $0^\circ \leq \phi \leq 20^\circ$ 时驾驶员通过拉杆压杆操作使得滚转角速度逐渐增大,之后在 $20^\circ \leq \phi \leq 130^\circ$ 时通过松杆压杆操纵不断增大滚转角速度;第2个阶段, $130^\circ \leq \phi \leq 150^\circ$ 时驾驶员通过松杆回杆操纵使得滚转角速度不断减小,之后在 $150^\circ \leq \phi \leq 280^\circ$ 时,通过拉杆回杆操作不断减小滚转角速度,在 $280^\circ \leq \phi \leq 360^\circ$ 时驾驶员通过松杆回杆操纵使滚转角速度逐渐变为0,整个过程中尽管存在松杆回杆操纵,但杆位移始终在平衡位置的左后方。

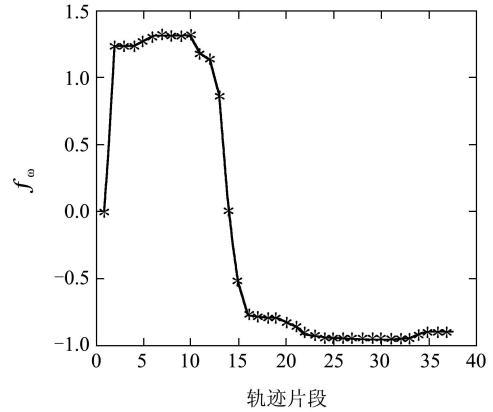
最优控制量变化率序列对应的桶滚动作状态参数的变化如图5所示。



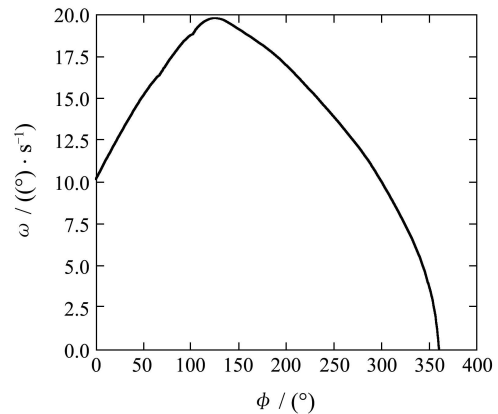
(a) 过载变化率曲线



(b) 过载变化曲线



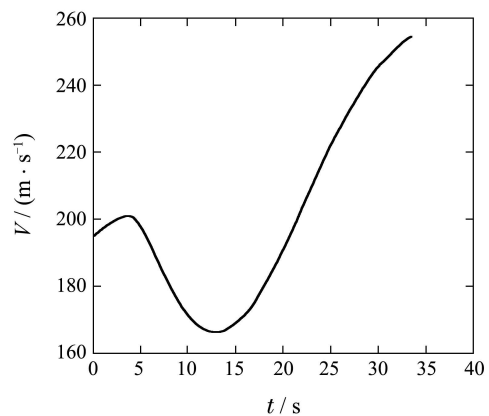
(c) 滚转角速度变化率曲线



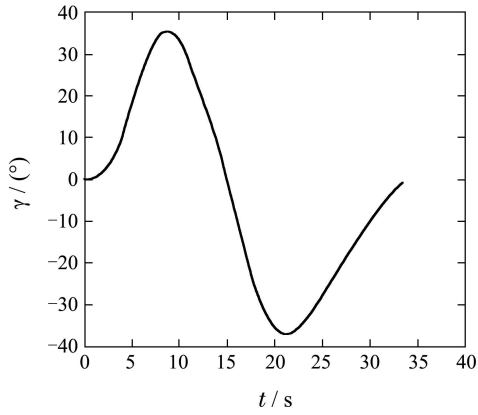
(d) 滚转角速度变化曲线

图4 桶滚动作最优控制量变化率序列及控制量变化曲线
Fig. 4 The load factor and the changing rate of the load factor of barrel roll

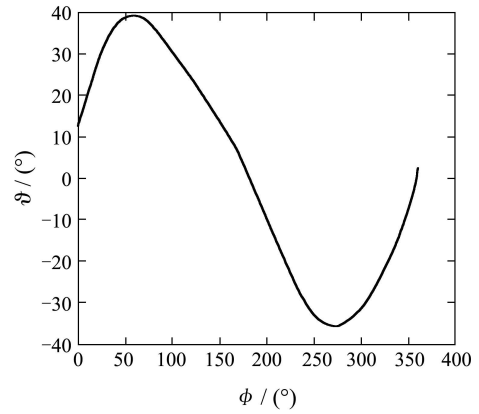
从图5中可以看到整个动作的完成时间为33 s;由图5(a)可知终止速度大于初始速度,原因在于整个过程中发动机推力处于“最大”状态,必然导致终止速度的增大;由图5(d)可以看到桶滚动作的进入点到最高点的高度差为800 m,与实际动作相符合;由图5(f)(g)可知, α 最大值出现在滚转角 ϕ 为 40° 左右,而 ϑ 的最大值出现在 ϕ 为 60° 附近;图5(i)为最优控制量变化率序列对应的桶滚动作的航迹。



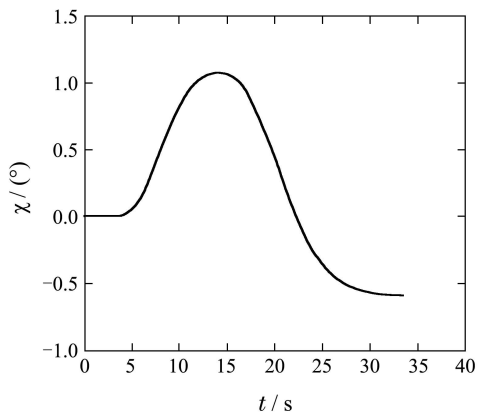
(a) 速度变化曲线



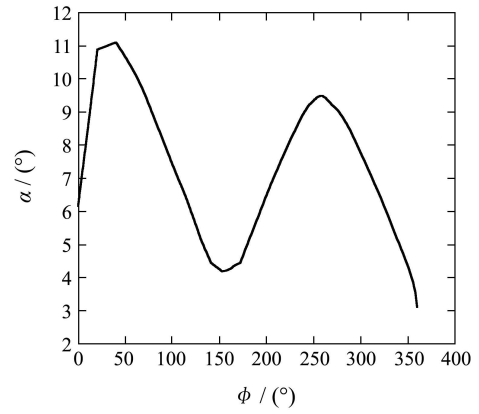
(b) 航迹倾角变化曲线



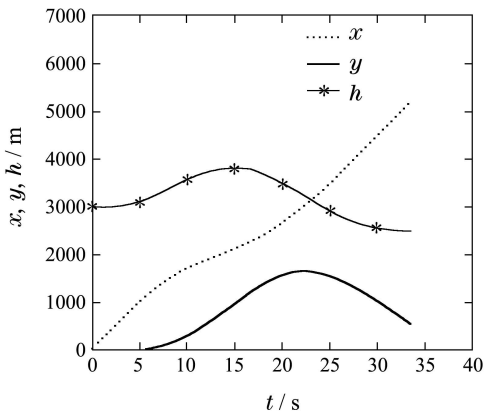
(f) 俯仰角变化曲线



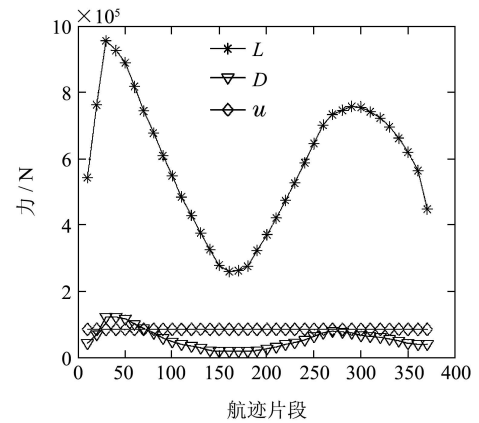
(c) 航迹方位角变化曲线



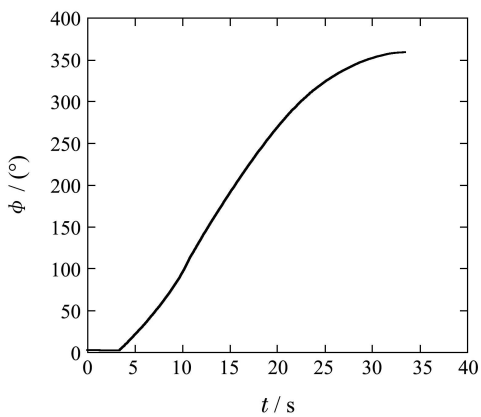
(g) 迎角变化曲线



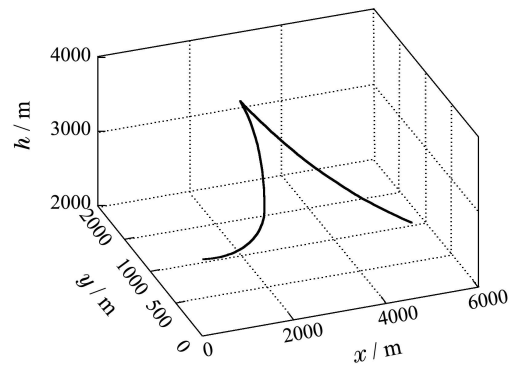
(d) x, y位移、高度变化曲线



(h) 升力、阻力、推力变化曲线



(e) 滚转角变化曲线



(i) 航迹变化曲线

图 5 桶滚动状态参数变化曲线
Fig. 5 The parameters of the barrel roll

5 结论(Conclusions)

本文以复杂机动动作为研究对象,构建了以控制量变化率为优化参数的机动动作最优航迹控制模型,控制量变化率不但能够给出机动动作过程中控制量的变化,同时能够定性地反应驾驶员完成机动动作过程中的操纵的快慢程度,以最优控制量变化率序列对应的控制量作为机动动作的输入,能够实现一个标准的机动动作,为驾驶员完成标准机动动作提供支持.仿真实验部分对典型的纵向机动斤斗及横侧向机动桶滚进行分析,给出了最优控制量变化率序列,分析了机动动作过程中驾驶员的操纵特性.通过与实际数据的比较验证了最优控制模型的有效性.后续研究工作将着眼于把机动动作最优航迹控制序列转换为飞机舵面的偏转量,从飞机本体层面实现机动动作的最优航迹控制.

参考文献(References):

- [1] GAVRILETS V, FRAZZOLI E. Aggressive maneuvering of small autonomous helicopters: a human-centered approach [J]. *The International Journal of Robotics Research*, 2001, 20(10): 795 – 807.
- [2] ABBEEL P, NG A Y. Exploration and apprenticeship learning in reinforcement learning [C] // *Proceedings of the 22nd International Conference on Machine Learning*. New York: ACM, 2005: 1 – 8.
- [3] MELLINGER D, MICHAEL N. Trajectory generation and control for precise aggressive maneuvers with quadrotors [J]. *The International Journal of Robotics Research*, 2012, 31(5): 664 – 674.
- [4] FRAZZOLI E, DAHLEH M A. Maneuver-based motion planning for nonlinear systems with symmetries [J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2005, 21(6): 1077 – 1091.
- [5] 陈杨. 基于轨迹片段的运动规划方法及其在自主车辆中的应用 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2006.
(CHEN Yang. *Motion planning method based on trajectory primitives and its applications in autonomous land vehicles* [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006.)
- [6] THOMSON D, BRADLEY R. Inverse simulation as a tool for flight dynamics research-principles and applications [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2006, 42 (3): 174 – 210.
- [7] GILLULA J H, HOFFMANN G M. Applications of hybrid reachability analysis to robotic aerial vehicles [J]. *The International Journal of Robotics Research*, 2011, 30(3): 335 – 354.
- [8] 方振平, 陈万春. 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: 95 – 114.
(FANG Zhenping, CHEN Wanchun. *Aerospace Vehicle Flight Dynamics* [M]. Beijing: Beijing Aeronautics and Astronautics University Press, 2005: 95 – 114.)
- [9] 陈晓, 王新民. 无人飞行器纵向剖面轨迹优化 [J]. 控制理论与应用, 2013, 30(1): 31 – 37.
(CHEN Xiao, WANG Xinmin. Optimization of vertical profile trajectory for unmanned aerial vehicle [J]. *Control Theory & Applications*, 2013, 30(1): 31 – 37.)
- [10] GLOVER W, LYGEROS J. A stochastic hybrid model for air traffic control simulation [J]. *Hybrid Systems: Computation and Control*, 2004, 29(3): 372 – 386.
- [11] VIRTANEN K, RAIVIO T, H-ARING R P. Decision theoretical approach to pilot simulation [J]. *Journal of Aircraft*, 1999, 36(4): 632 – 641.
- [12] VIRTANEN K, RAIVIO T. Modeling pilot's sequential maneuvering decisions by a multistage influence diagram [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2004, 27(4): 665 – 677.
- [13] LI M Q, KOU J S. A novel type of niching methods based on steady-state genetic algorithm [J]. *Advances in Natural Computation*, 2005, 36(12): 37 – 47.
- [14] LI M Q, LIN D. An investigation on niching multiple species based on population replacement strategies for multimodal functions optimization [J]. *Soft Compute*, 2010, 14(5), 49 – 69.

作者简介:

刘 瑛 (1980–), 女, 博士研究生, 目前研究方向为飞行器最优航迹控制, E-mail: liuying204@sohu.com;

李敏强 (1965–), 男, 教授, 博士生导师, 目前研究方向为飞行控制技术, E-mail: mqli@tju.edu.cn;

张瑞峰 (1975–), 男, 副教授, 目前研究方向为可靠飞行控制, E-mail: thisway030217@163.com