

基于伪谱法的翼伞系统归航轨迹容错设计

高海涛¹, 张利民¹, 孙青林^{1†}, 孙明玮¹, 陈增强¹, 亢晓峰²

(1. 南开大学 信息技术科学学院, 天津 300071; 2. 航宇公司 军代表室, 湖北 襄阳 441022)

摘要: 针对翼伞系统在归航过程中, 控制电机工作异常致使控制性能发生变化, 无法按原有规划轨迹到达目标点的问题, 提出一种基于Gauss伪谱法的归航轨迹容错设计方法. 首先根据翼伞系统控制特性的不同, 分别建立了正常和单电机异常工作状态下的质点模型, 并根据伞形参数确定了两种工作状态下的约束条件和目标函数; 其次, 利用Gauss伪谱法分别对两种工作状态下轨迹规划的最优控制问题求解, 获得翼伞系统不同状态下的最优飞行轨迹. 仿真结果表明, 在约束情况下, 翼伞系统无论在正常和单电机异常工作时都可以顺利到达目标点, 获得高精度的飞行轨迹.

关键词: Gauss伪谱法; 翼伞; 归航轨迹; 容错; 容错设计

中图分类号: V445.2+3, TP13 **文献标识码:** A

Fault-tolerance design of homing trajectory for parafoil system based on pseudo-spectral method

GAO Hai-*tao*¹, ZHANG Li-*min*¹, SUN Qing-*lin*^{1†},
SUN Ming-*wei*¹, CHEN Zeng-*qiang*¹, KANG Xiao-*feng*²

(1. College of Information Technical Science, Nankai University, Tianjin 300071, China;
2. Military Representative Office, Aerospace Industries Ltd, Xiangyang Hubei 441022, China)

Abstract: Since faults in the control motor change control characteristics, the parafoil system in the homing process cannot reach the target point in the original planned trajectory. To deal with this problem, we propose a fault-tolerance design for the homing trajectory by using the Gauss pseudo-spectral method. According to the control characteristic of the parafoil system, we build a normal model and a faulty model with one faulty motor. The constraint conditions and objective functions are respectively defined for the two models, in terms of the parafoil parameters. Using the Gauss pseudo-spectral method, we solve the optimal trajectory programming problem for the two models. The optimal flight trajectories of the parafoil system under different conditions are also obtained. Simulation results show that the parafoil system can reach the target point successfully under certain constraints, and obtain high-precision flight trajectory in normal operating conduction as well as when a motor fails.

Key words: Gauss pseudo-spectral method; parafoil; homing trajectory; fault tolerance; optimal design

1 引言(Introduction)

翼伞系统归航轨迹的规划是指在满足特定的约束条件的基础上, 寻找一条从初始点到目标点能够满足某些特定性能指标的轨迹, 是翼伞系统实现安全、精确归航的关键. 翼伞拥有滑翔、转弯、雀降功能, 与常规降落伞相比具有良好的可控性、滑翔性和稳定性, 克服了传统圆形降落伞随风飘、着陆点散布大的缺点, 在航天器回收、物资定点空投、灾难环境下救援等领域具有广泛的应用前景. 对翼伞系统的研究、开发与应用受到美俄等国重视, 也越来越受到国内航空航天科技工作者及来自高校、企业等研究机构科研人员的关注^[1]. 当翼伞系统的控制

性能因控制电机或其他控制部件工作异常而发生突变时, 翼伞系统在正常工作下规划出的轨迹将不再适用于飞行, 必须根据翼伞系统新的控制性能和要求重新规划归航轨迹, 因此, 研究翼伞系统归航轨迹的规划及其容错设计方法对实现翼伞系统的可靠归航具有重要意义.

目前, 对翼伞系统归航轨迹规划的研究成果相对较少, 对翼伞系统归航轨迹规划过程中的容错设计的文献还未出现. 国外早期的翼伞系统归航主要采用径向归航法^[2-3], 近年来对翼伞系统的归航的研究主要集中在最优控制归航法及分段归航法^[4-5]. 相比而言, 国内相关的研究起步较晚. 熊菁^[6]、徐钊等^[7]

分别应用共轭梯度法、粒子群算法对翼伞归航轨迹求解最优问题进行了研究. 熊菁^[6]、郑成等^[8]通过几何分析和参数优化相结合的方法对分段归航轨迹进行了研究, 取得了一定的成果. 求解最优控制问题的数值方法很多, 一般分为间接法和直接法^[9-12]. 相对于间接法, 直接法避免了间接法对共轭变量初值进行估计的困难, 但传统的直接法, 在求解轨迹优化问题时计算量大、求解非常困难, 且收敛速度也不能令人满意^[13], 在线规划应用中受到限制. 具有高求解精度且快收敛速度的Legendre伪谱法在近几年来飞行器轨迹优化中得到了广泛应用, Benson^[14]针对Legendre伪谱法存在的不足提出了Gauss伪谱法, Huntington^[15]对Gauss伪谱法和Legendre伪谱法进行了仿真比较, 验证了Gauss伪谱法在求解最优控制问题中具有更高的求解精度和更快的收敛速度, 适用于在线求解最优控制问题^[16], 为直接求解最优控制问题提供了一个新的有效途径.

本文首先对双电机控制(左右两个电机)的翼伞系统的运动特性进行了分析, 在此基础上给出了翼伞系统的质点模型, 并分析了翼伞系统在单电机异常工作状态下的控制性能的变化, 建立了该状态下的质点模型. 提出了单电机异常状态下翼伞系统归航轨迹再规划问题, 进一步分析了翼伞系统在正常和单电机异常工作状态下轨迹规划的约束条件及目标函数, 并提出利用Gauss伪谱法求解翼伞系统轨迹规划及再规划中的最优控制问题. 最后, 通过仿真验证了所提方法的可行性.

2 模型建立(Models)

2.1 翼伞系统质点模型(Models for parafoil system)

翼伞系统的飞行轨迹是通过控制翼伞后缘左右两侧的伞绳来实现的, 包括: 双侧下偏量, 指翼伞左右两侧伞绳同时下拉时的下拉程度; 单侧下偏量, 指仅单侧(左侧或右侧)伞绳下拉时的下拉程度. 翼伞系统整体的运动状态可以通过建立运动方程得到, 文献[6]建立翼伞系统的六自由度运动方程. 随着翼伞单侧下偏量的增大, 翼伞系统的滑翔比变小, 滚转角增大, 这将导致翼伞系统的抗风性能和稳定性随之下降. 为了保证翼伞系统的抗风性能和稳定性, 通常将单侧下偏量限定在中小偏量(0%~50%)的范围^[17]. 无论是单侧下偏还是双侧下偏, 翼伞的水平飞行速度和滑翔比在下偏量为中小偏量范围内时变化很小, 因此, 做以下假设:

1) 翼伞系统的垂直下降速度和水平飞行速度保持不变.

2) 水平风场已知, 并将其对翼伞运行轨迹的影响转化到初始点位置的偏移中去.

3) 翼伞对控制输入的响应无延时.

在上述假设条件下, 翼伞稳定下降段, 翼伞系统可视为一个质点, 其在风坐标系下的运动方程可以简化为式(1):

$$\begin{cases} \dot{x} = v_s \cos \psi, \\ \dot{y} = v_s \sin \psi, \\ \dot{\psi} = u, \\ \dot{z} = v_z, \end{cases} \quad (1)$$

其中: v_s 为水平飞行速度, v_z 为垂直下落速度, ψ 为转弯角, $\dot{\psi}$ 为转弯角速度, u 为控制量, 且 u 与伞绳的单侧下偏量呈对应关系, 其取值范围为 $u \in [-u_{\max}, u_{\max}]$, u_{\max} 为允许输入的最大控制量, 当 u 取负值时表示加在右边电机上的控制量为 $|u|$, 翼伞进行右转弯飞行, 当 u 取正值时表示加在左边电机上的控制量为 $|u|$, 翼伞进行左转弯飞行.

2.2 翼伞系统单电机异常状态质点模型(Models for parafoil system under state of single motor being abnormal)

翼伞系统空投后, 当控制电路或电机本身工作发生异常时, 翼伞的控制性能将发生改变, 主要分为两种情况: 一是控制翼伞伞绳的左右两个电机同时失去控制, 此时翼伞系统将彻底失去控制, 只能自由降落; 另一种情况是翼伞系统的两个电机只有一个失去控制, 另一个仍能正常工作, 此时翼伞系统仍具备一定的可控性, 但表征翼伞系统运动特性的质点模型将发生变化, 不再是式(1)形式, 需建立翼伞系统电机异常情况下的质点模型.

假设左侧电机控制量为 Δu 时电机发生故障, $\Delta u \in [0, u_{\max}]$, 电机被卡住, 左电机失去控制, 右侧电机工作正常, 此时, 若将右侧电机也加上绝对值为 Δu 的控制量, 左右下偏量达到平衡, 在此平衡的基础上, 对右侧控制量增大或减小即可实现对翼伞的左右转弯控制. 因此, 翼伞系统单个电机故障状态下的质点模型可以用下式表示:

$$\begin{cases} \dot{x} = v_s \cos \psi, \\ \dot{y} = v_s \sin \psi, \\ \dot{\psi} = u + \Delta u, \\ \dot{z} = v_z, \end{cases} \quad (2)$$

其中: v_s, v_z, ψ 和 $\dot{\psi}$ 意义同式(1), u 为正常工作一侧的电机的控制量, Δu 为故障电机被卡住时控制器对其所加的控制量, 当左侧电机异常, 右侧电机正常工作时, u 和 Δu 的取值范围为

$$u \in [-u_{\max}, 0], \Delta u \in [0, u_{\max}]. \quad (3)$$

当右侧电机异常, 左侧电机正常工作时, u 和 Δu

的取值范围为

$$u \in [0, u_{\max}], \Delta u \in [-u_{\max}, 0]. \quad (4)$$

3 翼伞系统轨迹优化(Trajectory optimization for parafoil system)

3.1 约束条件及目标函数(Constraint conditions and objective functions)

1) 初值条件.

设翼伞系统轨迹优化的初始时间为 t_0 , 初始条件为

$$x(t_0) = x_0, y(t_0) = y_0, z(t_0) = z_0, \psi(t_0) = \psi_0. \quad (5)$$

2) 终端约束.

设终止时间为 t_f , 则 $t_f = (z_0 - z_f)/v_z$, 目标点为

$$x(t_f) = x_f, y(t_f) = y_f, z(t_f) = z_f, \psi(t_f) = \psi_f. \quad (6)$$

到达目标点时要求翼伞系统逆风对准, 即翼伞系统的飞行方向与风向相反, 实现翼伞系统雀降的条件. 雀降因翼伞模仿鸟雀降落得名, 当翼伞以滑翔状态接近地面时, 如果以较快的速度将两操纵绳同时拉下, 在很短的时间内翼伞的前进速度和垂直速度将会迅速地减小到极小值(接近零), 如果开始操纵的高度选择适当, 并且迎风滑翔, 可使落地时的速度正好达到最小值, 此种操纵便称为雀降或迎风雀降), 例如, 当目标点附近的风向角度为 ψ_w , ψ_f 应满足

$$\psi(t_f) = (2k + 1)\pi + \psi_w, k \in \mathbb{Z}. \quad (7)$$

3) 控制约束.

$|u| \leq u_{\max}$ (允许的最大控制量 u_{\max} 对应最小转弯半径).

4) 目标函数.

对翼伞系统归航轨迹的优化即要求翼伞系统达到着陆误差最小且整个飞行过程中的控制能耗最小, 可以用以下两个目标函数表示:

$$J_1 = \min\left(\int_{t_0}^{t_f} u^2 dt\right), \quad (8)$$

$$J_2 = \min[(x(t_f) - x_f)^2 + (y(t_f) - y_f)^2]. \quad (9)$$

因此, 翼伞系统轨迹规划是一个多目标函数的最优控制问题, 为了方便求解最优问题, 这里采用加权因子的方法将多目标函数转化为单目标函数, 如式(10):

$$J = f_1 \times J_1 + f_2 \times J_2, f_1 \geq 0, f_2 \geq 0, \quad (10)$$

式中 f_1, f_2 为加权因子, 根据工程实际需要选择.

3.2 单电机异常状态约束条件及目标函数(Constraint conditions and objective functions under state of single motor being abnormal)

翼伞系统飞行过程中发生单电机故障, 翼伞系统控制特性将发生变化, 翼伞系统工作在正常条件下规划出的轨迹将不再适用于该系统, 需要在新的条件和控制特性下重新规划轨迹. 因此, 翼伞系统单电机异常状态下的归航轨迹重规划的约束条件及目标函数基于式(2)所示质点模型确定.

1) 初值条件.

设翼伞系统 t_s 时刻发生单电机故障, 故障条件下, 进行轨迹重新规划的初始条件为

$$\begin{cases} x(t_s) = x_s, y(t_s) = y_s, z(t_s) = z_s, \psi(t_s) = \psi_s, \\ t_0 \leq t_s \leq t_f. \end{cases} \quad (11)$$

2) 终端约束.

单电机控制条件下, 翼伞系统无法实现雀降功能, 因此其终端约束中的逆风对准将失去意义, 目标点也将发生变化, 由原来的实施雀降点变成着落点, 设到达目标点的终止时间为 t_e . 则 $t_e = t_s + (z_s - z_e)/v_z$, 目标点约束为

$$x(t_e) = x_e, y(t_e) = y_e, z(t_e) = z_e = 0. \quad (12)$$

3) 控制约束.

当右侧电机异常、左侧电机正常工作时, 控制约束为

$$0 \leq u \leq u_{\max}. \quad (13)$$

当左侧电机异常、右侧电机正常工作时, 控制约束为

$$-u_{\max} \leq u \leq 0, \quad (14)$$

u_{\max} 对应最小转弯半径, 为允许的最大控制量.

4) 目标函数.

翼伞系统在故障情况下轨迹的重新规划中其主要目的是实现着陆误差最小, 对总能耗要求较低或不做要求, 因此, 目标函数为

$$J = \min[(x(t_e) - x_e)^2 + (y(t_e) - y_e)^2]. \quad (15)$$

3.3 基于Gauss伪谱法求解最优问题(Solution to the optimal problem based on the Gauss pseudospectral method)

Gauss 伪谱方法将最优控制问题转化为具有一系列代数约束的参数优化问题, 即非线性规划问题(NLP), 然后采用适当的约束非线性优化算法求得数值最优解, 其在处理含初始值和终端约束的问题上具有优势^[18-19].

翼伞系统归航过程中的轨迹规划及其在单电机异常状态下的轨迹再次规划中求解最优的问题可以描述为以下形式, 即Bolza性能指标:

$$J = G(\mathbf{x}(t_1), t_1, \mathbf{x}(t_2), t_2) + \int_{t_1}^{t_2} g(\mathbf{x}(t), u(t), t) dt, \quad (16)$$

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = f(\mathbf{x}(t), u(t), t), \quad t \in [t_1, t_2], \quad (17)$$

$$\varphi(\mathbf{x}(t_1), t_1, \mathbf{x}(t_2), t_2) = \mathbf{0}, \quad (18)$$

$$\mathbf{C}[\mathbf{x}(t), u(t), t] \leq \mathbf{0}. \quad (19)$$

这里的 t_1 和 t_2 代表起始时间和终止时间, 状态 \mathbf{x} 指的是质点模型中的 x, y, z 和 ψ 组成的列向量, 式(16)代表目标函数, 由式(17)表示的状态方程可以由翼伞系统的质点模型得到, 式(18)和(19)可以由翼伞系统的约束条件得到.

1) 时间区间变换.

利用Gauss伪谱法求解最优时, 配点都分布在区间 $[-1, 1]$ 上, 所以需将时间区间从 $t \in [t_0, t_f]$ 或 $t \in [t_s, t_e]$ 上转换到区间 $\tau \in [-1, 1]$ 上, 对 t 做以下变换:

$$\tau = \frac{2t}{t_2 - t_1} - \frac{t_2 + t_1}{t_2 - t_1}. \quad (20)$$

经过变换后的式(16)–(19)变为如下形式:

$$J = G(\mathbf{x}(-1), t_1, \mathbf{x}(1), t_2) + \frac{t_2 - t_1}{2} \int_{-1}^1 g(\mathbf{x}(\tau), u(\tau), \tau) d\tau, \quad (21)$$

$$\dot{\mathbf{x}}(\tau) = \frac{t_2 - t_1}{2} f(\mathbf{x}(\tau), u(\tau), \tau), \quad \tau \in [-1, 1], \quad (22)$$

$$\varphi(\mathbf{x}(-1), t_1, \mathbf{x}(1), t_2) = \mathbf{0}, \quad (23)$$

$$\mathbf{C}[\mathbf{x}(\tau), u(\tau), \tau] \leq \mathbf{0}. \quad (24)$$

在翼伞系统正常工作时, 时间 t_1 取 t_0 , t_2 取 t_f ; 单电机异常工作状态下, 时间 t_1 取 t_s , t_2 取 t_e .

2) 状态变量和控制变量的近似.

首先在 $\tau \in [-1, 1]$ 上选取 K 个Legendre-Gauss多项式的零点(LG点), 记为 $\tau_1 \sim \tau_K$, 与节点 $\tau_1 = -1$ 共 $K+1$ 个LG点构成 $K+1$ 个Lagrange插值多项式 $P_i(\tau)$ ($i = 0 \sim K$), 以 $P_i(\tau)$ 作为插值基数可以将状态变量和控制变量近似为以下形式:

$$\mathbf{x}(\tau) \approx \mathbf{X}(\tau) = \sum_{i=0}^K \mathbf{X}(\tau_i) P_i(\tau), \quad (25)$$

$$\mathbf{u}(\tau) \approx \mathbf{U}(\tau) = \sum_{i=0}^K \mathbf{U}(\tau_i) P_i(\tau), \quad (26)$$

$$P_i(\tau) = \prod_{j=0, j \neq i}^K \frac{\tau - \tau_j}{\tau_i - \tau_j}. \quad (27)$$

利用Gauss伪谱法对问题进行处理时, 对于终点 $\tau_1 = 1$ 所对应的终端状态也应该满足式(28)的约束:

$$\mathbf{x}(\tau_2) \approx \mathbf{X}(\tau_1) + \int_{-1}^1 f(\mathbf{x}(\tau), u(\tau), \tau) d\tau. \quad (28)$$

可以用式(29)近似:

$$\mathbf{x}(\tau_2) \approx \mathbf{X}(\tau_1) + \frac{t_2 - t_1}{2} \sum_{k=1}^K w_k \cdot f(\mathbf{x}(\tau_k), \mathbf{U}(\tau_k), \tau_k, \tau_1, \tau_2), \quad (29)$$

其中: w_k 为高斯权重, τ_k 为LG点.

3) NLP问题及其求解.

对式(25)求导得

$$\dot{\mathbf{x}}(\tau) \approx \dot{\mathbf{X}}(\tau) = \sum_{i=0}^K \mathbf{X}(\tau_i) \dot{P}_i(\tau). \quad (30)$$

将式(30)代替式(22)对时间的导数, 并在插值节点 τ_k 处离散得式(31):

$$\sum_{i=0}^K D_{ki} \mathbf{X}(\tau_k) - \frac{t_2 - t_1}{2} f(\mathbf{X}(\tau_k), \mathbf{U}(\tau_k), \tau_k; t_1, t_2) = \mathbf{0}, \quad (31)$$

式中 D_{ki} 为微分矩阵, 其表达式为

$$D_{ki} = \sum_{l=0}^K \frac{\prod_{j=0, j \neq i, l}^k (\tau_k - \tau_j)}{\prod_{j=0, j \neq i}^k (\tau_i - \tau_j)}. \quad (32)$$

这样就将微分方程约束转换为式(31)决定的代数约束.

分别对式(23)和式(24)表示的边值约束条件和路径约束条件在插值点进行离散处理, 得式(33)和式(34):

$$\varphi(\mathbf{X}(\tau_1), t_1, \mathbf{X}(\tau_2), t_2) = \mathbf{0}, \quad (33)$$

$$\mathbf{C}(\mathbf{X}(\tau_k) \mathbf{U}(\tau_k), \tau_k; t_1, t_2) \leq \mathbf{0}. \quad (34)$$

经过上面变换, 就可以将求解翼伞系统轨迹的最优问题转化为非线性规划(NLP)问题的求解, 本文采用二次规划算法求解NLP问题. 但经过Gauss伪谱法离散处理后的翼伞系统轨迹优化问题变成了大规模的非线性优化问题, 为了提高求解精度及算法的收敛性和鲁棒性, 对求解过程中初值的选取尤为重要, 本文对初值的选取采用如下原则, 首先选择少量的节点对翼伞系统轨迹优化问题求解, 迅速得出一条轨迹, 然后再通过对粗略轨迹进行插值得到更多的节点.

4 仿真与分析(Simulation and analysis)

作为仿真实例, 本文选用空投质量约束条件为80 kg的伞型, 翼伞展弦比为1.73, 伞绳长度为3.7 m, 吊带长度为0.5 m, 伞衣面积22 m², 空投物阻力特征面积为0.5 m². 仿真分为两部分: 第1部分是基于式(1)翼伞系统质点模型及第3.1节中介绍的约束条件和目标函数, 利用Gauss伪谱法得出翼伞系统的归航轨迹; 第2部分是基于式(2)电机异常状态下翼伞系

统质点模型及第3.2节中介绍的约束条件和目标函数,利用Gauss伪谱法得出翼伞系统的再规划轨迹.

4.1 翼伞系统归航轨迹优化仿真(Simulation of homing trajectory optimization for parafoil system)

1) 仿真条件及参数设置.

根据所选伞型及其六自由度仿真结果,在保证翼伞系统倾斜角小于 20° 的前提下,翼伞系统的基本运动参数为

$$v_s = 15 \text{ m/s}, v_z = 4.6 \text{ m/s}, u_{\max} = 0.14. \quad (35)$$

要求翼伞系统实现自动雀降,即要求翼伞系统在到达目标点时应逆风飞行,其次要求翼伞系统尽可能减小与目标点的差值,做到精确空投,对控制总能耗要求相对较弱,因此,设加权因子 $f_1 = 1, f_2 = 5000$, 目标点为(0,0,0), 风向与 x 轴正向一致, 设定6种初始运动状态,如表1所示.

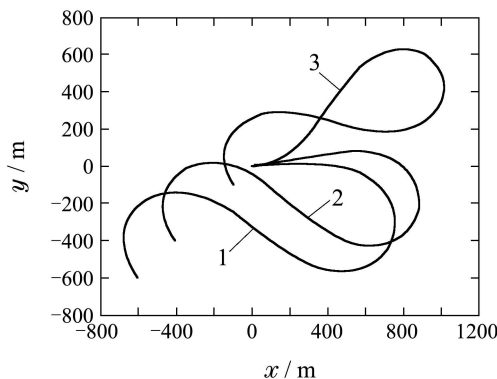
表1 初始状态
Table 1 Initial state

参数	1	2	3	4	5	6
x/m	-600	-400	-100	-3000	-3000	-2500
y/m	-600	-400	-100	-3000	-3000	-2500
z/m	920	920	920	1472	1472	1472
$\psi/^\circ$	135	135	135	135	-135	-135

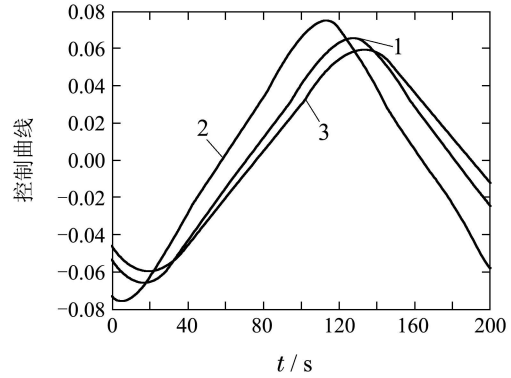
表1中: x, y, z 表示翼伞系统初始位置, ψ 表示初始转弯角度.

2) 仿真结果及分析.

图1是初始点距离目标点较近时的3条归航轨迹和相应的控制曲线,其初始状态分别对应表1前3组数据,由于初始高度相同,因此翼伞的飞行距离是相同的.从图1中可以看出,当初始点离目标点较近时,控制量呈类似余弦函数形状;翼伞系统的轨迹呈迂回转弯形状,没有明显的滑翔段,且初始点离目标点距离越近,迂回转弯越明显,其对应的转弯控制量也就越大,如初始点为(-100, -100, 920)时所对应的图1中3号线.



(a) 轨迹

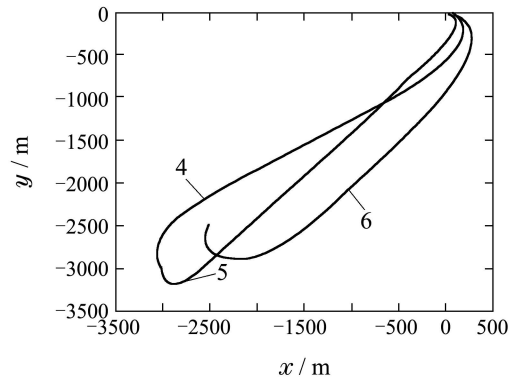


(b) 控制曲线

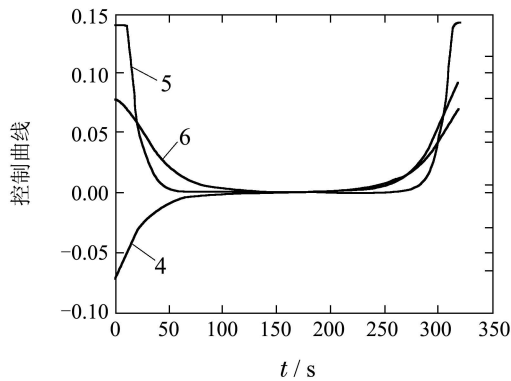
图1 初始点距目标点较近时最优控制曲线

Fig. 1 The optimal control curve when the initial point is closer to the target point

图2是初始点距离目标点较远时的3条归航轨迹和相应的控制曲线,其初始状态分别对应表1后3组数据,由于起始点和目标点距离较远,轨迹出现了较长的滑翔段,起始时的转弯是翼伞系统飞向目标点时所做的飞行方向调整,末端的转弯完成了逆风对准,以满足雀降关键性的条件,3组轨迹各自对应的控制量在翼伞转弯时较大,且转弯越明显控制量就越大,滑翔阶段的控制量为零.



(a) 轨迹



(b) 控制曲线

图2 初始点距目标点较远时最优控制曲线

Fig. 2 The optimal control curve when the initial point is farther away from the target point

表2列出了6种初始状态下翼伞系统飞行到终点时的方向角 ψ_f 、目标点分别在 x 轴和 y 轴方向上的位置误差 Δx_f 和 Δy_f 的值,从表中的数据可以看出,翼伞系统能够准确的飞向目标点,且在目标点位置实现逆风对准.

表 2 轨迹参数
Table 2 Trajectory parameter

初始状态	$\Delta x_f/m$	$\Delta y_f/m$	ψ_f/rad
1	5.264e-8	1.664e-7	3.14059265358979
2	4.856e-8	1.921e-7	3.14059265358979
3	-8.411e-8	2.239e-7	3.14059265358979
4	-2.683e-7	-1.557e-7	3.14059265358979
5	-9.919e-7	-1.0082e-6	3.14059265358979
6	-1.359e-7	-1.409e-7	3.14059265358979

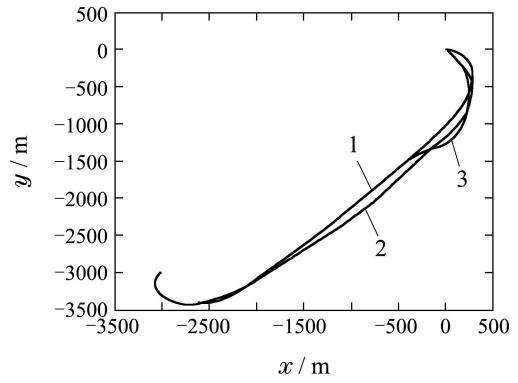
4.2 单电机异常状态下轨迹再规划仿真(Models when the state of single motor is abnormal)

1) 仿真参数设置.

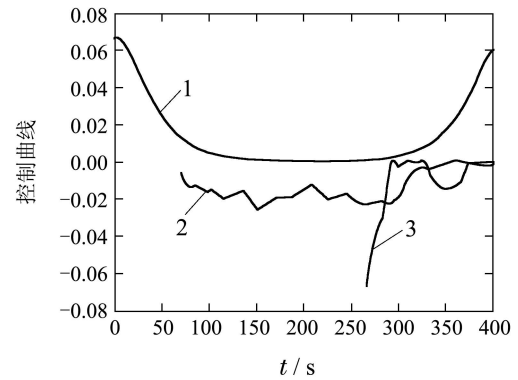
翼伞系统基本参数设置同式(35), 设翼伞系统初始相位为 -135° , 从起始点水平面坐标 $(-3000, -3000)$ 向目标点 $(0, 0)$ 正常飞行过程中出现单电机工作异常情况, 并设电机工作发生异常的时间发生在翼伞系统飞行到70.94 s和266.67 s时刻.

2) 仿真结果分析.

仿真结果如图3和表3所示. 图3中编号为1的轨迹曲线与控制量曲线为翼伞系统正常工作时基于伪谱法规划出的归航轨迹和控制曲线, 由于起始点与目标点距离较远, 中间有明显的滑翔阶段, 且在整个飞行过程中, 翼伞系统的控制量都是大于等于零的(仅左侧电机在工作), 即翼伞系统做左转弯和滑翔两种操作. 编号为2和3的曲线为翼伞系统分别在70.94 s和266.67 s时发生单电机故障的两条再规划轨迹曲线及对应的控制量变化曲线, 从表3可看出, 在70.94 s发生单电机故障时, $\Delta u = 0.0125$, 即翼伞系统左侧电机发生异常, 故障点水平面坐标为 $(-2395.68, -3358.57)$, 方向角为 24° ; 在266.67 s发生单电机故障时, $\Delta u = 0.01$, 即翼伞系统左侧电机发生异常, 故障点水平面坐标为 $(-395.84, -1501.61)$, 方向角为 47.56° . 从图3对应的控制曲线可看出, 出现单电机异常工作后, 控制量 u 的范围由原来的 $[-0.14, 0.14]$ (见式(1))变为 $[-0.14, 0]$ (见式(2)), 当 $\Delta u = 0.0125$ 时, 翼伞系统实施左转弯操纵的控制量范围为 $[-0.0125, 0]$, 实施右转弯操纵的控制量范围为 $[-0.0125, -0.14]$, 当时, 实施左转弯操纵的控制量范围为 $[-0.01, 0]$, 实施右转弯操纵的控制量范围为 $[-0.01, -0.14]$, 由于翼伞的可控性变差, 因此电机的控制动作与正常工作状态下相对变得更加频繁.



(a) 轨迹



(b) 控制曲线

图 3 单电机异常状态最优控制曲线

Fig. 3 The optimal control curve when single motor is abnormal

表 3 轨迹参数

Table 3 Trajectory parameter

t_s/s	Δu	x_s/m	y_s/m	ψ_s/rad
70.94	0.0125	-2395.68	-3358.57	0.42
266.67	0.01	-395.84	-1501.61	0.83

t_s/s	$\Delta x_e/m$	$\Delta y_e/m$	ψ_e/rad
70.94	1.647e-11	2.156e-12	2.55
266.67	2.487e-12	-2.544e-12	2.43

表3中 Δx_e 和 Δy_e 代表翼伞系统单电机异常状态下再规划轨迹的终点与目标点之间的水平面误差. 通过表中仿真数据和图3中再规划的轨迹可以看出, 系统在单电机异常状态下仍能规划出一条可行的轨迹用于引导翼伞系统飞向目标点.

5 结论(Conclusions)

本文利用Gauss伪谱法结合二次规划算法, 对翼伞系统正常和单电机异常工作状态下归航轨迹规划中的最优控制问题进行求解, 仿真算例表明Gauss伪谱法不需要对控制变量和状态变量进行精确猜测即可收敛, 求解得出了合理的控制量曲线及其对应的翼伞系统归航轨迹, 证明了算法的可行性. 本文研究

的容错设计方法为进行辅助着陆的翼伞系统和对着陆速度要求不高的翼伞系统提供了有效的归航轨迹设计方案,具有一定的工程参考价值.

参考文献(References):

- [1] 史献林, 余莉. 翼伞空中回收系统的研究及其进展 [J]. 航天返回与遥感, 2008, 29(1): 1 – 5.
(SHI Xianlin, YU Li. The study and development of the parafoil mid-air retrieval system [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2008, 29(1): 1 – 5.)
- [2] GOODRICK T F. *Wind effect on gliding parachute systems with non-proportional automatic homing control, AD-698549* [R]. MA, USA: Army Natick Research and Development Labs, 1969.
- [3] LI Y L, LIN H B. *Theoretical investigation of gliding parachute trajectory with deadband and non-proportional automatic homing control, AIAA-91-0834* [R]. Beijing: Chinese Academy of Space Technology, 1991.
- [4] SOPPA U, STRAUCH H. *GNC concept for automated landing of a large parafoil, AIAA-97-1464* [R]. St. Cloud, France: Dassault Aviation, 1997.
- [5] JANN T. *Aerodynamic model identification and GNC design for the parafoil-load system ALEX, AIAA-2001-2015* [R]. Braunschweig, Germany: DLR, 2001.
- [6] 熊菁. 翼伞系统动力学与归航方案研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2005.
(XIONG Jing. *Research on the dynamics and homing project of parafoil system* [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2005.)
- [7] 徐钊, 周德云. 基于最优控制的翼伞路径规划 [J]. 火力与指挥控制, 2010, 35(10): 59 – 61.
(XU Zhao, ZHOU Deyun. A path planning algorithm based on optimal control [J]. *Fire Control & Command Control*, 2010, 35(10): 59 – 61.)
- [8] 郑成, 吴庆宪, 姜长生, 等. 基于IAGA的翼伞系统分段归航轨迹的优化 [J]. 光电与控制, 2011, 18(2): 69 – 72.
(ZHENG Cheng, WU Qingxian, JIANG Changsheng, et al. Optimization in multiphase homing trajectory of parafoil system based on IAGA [J]. *Electronics Optics & Control*, 2011, 18(2): 69 – 72.)
- [9] 李树荣, 张强. 计算机数控系统光滑时间最优轨迹规划 [J]. 控制理论与应用, 2012, 29(2): 192 – 198.
(LI Shurong, ZHANG Qiang. Smooth and time-optimal trajectory planning for computer numerical control systems [J]. *Control Theory & Applications*, 2012, 29(2): 192 – 198.)
- [10] BETTS J T. Survey numerical methods for trajectory optimization [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1998, 21(2): 192 – 207.
- [11] 赵娟平, 高宪文, 符秀辉, 等. 移动机器人路径规划的改进蚁群优化算法 [J]. 控制理论与应用, 2011, 28(4): 457 – 461.
(ZHAO Juanping, GAO Xianwen, FU Xiuhui, et al. Improved ant colony algorithm of path planning for mobile robot [J]. *Control Theory & Applications*, 2011, 28(4): 457 – 461.)
- [12] 巩敦卫, 耿娜, 张勇. 密集障碍物环境下基于凸包和微粒群优化的机器人路径规划 [J]. 控制理论与应用, 2012, 29(5): 609 – 616.
(GONG Dunwei, GENG Na, ZHANG Yong. Robot path planning in environments with dense obstacles based on convex hull and particle swarm optimization [J]. *Control Theory & Applications*, 2012, 29(5): 609 – 616.)
- [13] 宗群, 田栢苓, 窦立谦. 基于Gauss伪谱法的临近空间飞行器上升段轨迹优化 [J]. 宇航学报, 2010, 31(7): 1775 – 1781.
(ZONG Qun, TIAN Bailing, DOU Liqian. Ascent phase trajectory optimization for near space vehicle based on gauss pseudospectral method [J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(7): 1775 – 1781.)
- [14] BENSON D. *A gauss pseudospectral transcription for optimal control* [D]. Boston: Massachusetts Institute of Technology, 2004.
- [15] HUNTINGTON G T. *Advancement and analysis of a gauss pseudospectral transcription for optimal control* [D]. Boston: Massachusetts Institute of Technology, 2007.
- [16] 张友安, 王丽英, 赵国荣. 基于伪谱法的自由采样实时最优反馈控制及应用 [J]. 控制理论与应用, 2012, 29(9): 1151 – 1156.
(ZHANG Youan, WANG Liying, ZHAO Guorong. Pseudospectral-based free sampling real-time optimal feedback control and its application [J]. *Control Theory & Applications*, 2012, 29(9): 1151 – 1156.)
- [17] GOCKEL W. *Concept studies of an autonomous GNC system for gliding parachute, AIAA-97-1465* [R]. Braunschweig, Germany: DLR, 1997.
- [18] 杨希祥, 张为华. 基于Gauss伪谱法的固体运载火箭上升段轨迹快速优化研究 [J]. 宇航学报, 2011, 32(1): 15 – 21.
(YANG Xixiang, ZHANG Weihua. Rapid optimization of ascent trajectory for solid launch vehicles based on gauss pseudospectral method [J]. *Journal of Astronautics*, 2011, 32(1): 15 – 21.)
- [19] 张煜, 张万鹏, 陈璟, 等. 基于Gauss伪谱法的UCAV对地攻击武器投放轨迹规划 [J]. 航空学报, 2011, 32(7): 1240 – 1251.
(ZHANG Yu, ZHANG Wanpeng, CHEN Jing, et al. Air-to-ground weapon delivery trajectory planning for UCAVs using gauss pseudospectral method [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(7): 1240 – 1251.)

作者简介:

高海涛 (1981-), 男, 博士研究生, 目前研究方向为翼伞导航、制导与控制, E-mail: gc_0532@126.com;

张利民 (1982-), 男, 博士研究生, 目前研究方向为飞行器导航、制导与控制, E-mail: limin_1107@aliyun.com;

孙青林 (1963-), 男, 教授, 博士生导师, 目前研究方向为自适应控制、翼伞自主归航控制, E-mail: sunql@nankai.edu.cn;

孙明玮 (1972-), 男, 副教授, 目前研究方向为自抗扰控制、飞行器制导与控制, E-mail: sun_mingwei@aliyun.com;

陈增强 (1964-), 男, 教授, 博士生导师, 目前研究方向为智能预测控制、多智能体系统控制、混沌系统与复杂动态网络, E-mail: chenqz@nankai.edu.cn;

亢晓峰 (1978-), 男, 工程师, 目前研究方向为产品可靠性分析, E-mail: gc_0530@163.com.