https://doi.org/10.1051/jnwpu/20224010062

面向火箭子级精确回收的翼伞最优航迹规划算法研究

邢小军，韩逸尘，樊国政，陈梦萍，李丰浩

（西北工业大学 自动化学院，陕西 西安　710072）

摘　要：翼伞是实现运载火箭子级精确回收的一种新的重要手段，针对翼伞在火箭子级回收中易受风场影响、落点误差大的问题，提出了一种基于天牛群算法的翼伞最优航迹规划算法。根据翼伞和某型火箭一子级组合体的动力学和运动学方程建立六自由度模型，并分析火箭一子级归航过程中不同转弯下偏量对前向速度、垂直速度及翼伞航迹规划的影响。在此基础上，将翼伞一子级组合体盘旋削高段的盘旋圈数、盘旋半径和方位角作为寻优参数，应用天牛群算法对组合体进行最优航迹规划，将平均风的影响转换为目标点的飘移，最终获得一条综合考虑能量以及落点精确度的归航航迹。仿真结果表明，所提出的基于天牛群算法的火箭一子级翼伞回收分段最优航迹规划算法收敛速度快，航迹落点精度高。

关　键　词：航迹规划；翼伞；火箭一子级；天牛群算法

中图分类号：V249.31　　**文献标志码：**A　　**文章编号：**1000-2758(2022)01-0062-07

当前，运载火箭子级的无损精确回收及可重复使用已经成为国际航天领域的研究热点。运载火箭子级回收的方式主要分为带翼飞回、垂直反推以及伞降回收 3 种。其中伞降回收方式主要有降落伞回收和翼伞回收 2 种[1]。相比于降落伞，翼伞具有出色的滑翔性以及可操纵性，是实现火箭子级回收的重要手段。这其中如何规划合理的翼伞回收航迹以实现子级的落点准确对保障地面人员的生命、财产安全及航天器的安全回收尤为重要。

基于翼伞进行火箭一子级回收主要采用径向归航、锥形归航和非比例控制等归航方式[2-3]，但这些归航方式存在如下问题：①翼伞操纵比较频繁，难以实现逆风着陆；②接近目标点时容易造成翼伞频繁控制，消耗能量过多；③实现复杂，且归航精度较低。当前，分段归航策略成为翼伞航迹设计的主要方式[4]。国内外学者对分段归航做了很多研究，如文献[5-6]将最优控制与分段归航相结合，并且进行了仿真验证。文献[7-8]研究了翼伞的最优控制归航方案，在分段归航的基础上考虑了地形威胁和风场的影响，将航迹寻优问题转换成参数寻优问题，应用粒子群算法实现了最优航迹规划等。

但上述研究未考虑翼伞不同转弯下偏量对火箭子级速度的影响，且未将分段归航的盘旋削高圈数作为规划目标，易导致翼伞控制机构能量过度消耗。此外，粒子群算法计算耗时、迭代缓慢会降低航迹规划效率。为此，本文针对某固体运载火箭一子级翼伞回收，主要研究翼伞不同转弯下偏量对一子级速度及航迹的影响，并提出一种基于天牛群算法的低能耗、高效率的翼伞一子级航迹规划算法。

1　火箭一子级翼伞组合体建模

在翼伞航迹规划中可将翼伞和火箭一子级组合体视为刚体，为更方便地分析翼伞运动对一子级及组合体姿态和航迹的影响，本节首先根据火箭一子级和翼伞的动力学和运动学方程建立组合体的六自

收稿日期：2021-05-20　　**基金项目：**国家自然科学基金(61771399)与陕西省自然科学基础研究计划(2020JM-123)资助

作者简介：邢小军(1976—)，西北工业大学副教授，主要从事飞行控制、导航理论及应用、计算智能理论及应用等研究。
e-mail：xxiaojun@ nwpu.edu.cn

由度模型,并分析翼伞在不同转弯半径下对组合体速度的影响。

1.1　假设条件

为简化分析,对翼伞建模做如下理想化假设:

1) 翼伞完全打开充满气后,展开形状为固定的对称形(除去存在下拉量的情况);

2) 伞衣质心与压心重合,位置在弦上距前缘 1/4。

1.2　运动学和动力学方程

表 1 列出了某型火箭一子级翼伞组合体的主要气动系数,其他参数请参考文献[9]中的具体数据。

表 1　火箭一子级翼伞组合体气动系数

C_{L0}	$C_{L\alpha}$	$C_{L\delta\alpha}$	C_{D0}	$C_{D\alpha}$	$C_{D\delta\alpha}$
0.457 9	0.034 4	0.328 1	0.069 4	0.000 6	0.127 5

翼伞一子级组合体运动学方程为

$$\begin{bmatrix}\dot{x}\\ \dot{y}\\ \dot{z}\end{bmatrix}=\boldsymbol{B}_{\mathrm{p}}^{d}\begin{bmatrix}u\\ v\\ w\end{bmatrix}\tag{1}$$

式中:$[x,y,z]$ 表示大地坐标系内火箭一子级翼伞组合体的位置坐标;$[u,v,w]$ 分别为机体坐标系三轴方向上速度分量;$\boldsymbol{B}_{\mathrm{p}}^{d}$ 表示为机体坐标系到大地坐标系的转换矩阵,其表达式为

$$\boldsymbol{B}_{\mathrm{p}}^{d}=\begin{bmatrix}\cos\theta\cos\psi & \sin\theta\cos\psi\sin\varphi-\sin\psi\cos\varphi & \sin\theta\cos\psi\cos\varphi+\sin\psi\sin\varphi\\ \cos\theta\sin\psi & \sin\theta\sin\psi\sin\varphi+\cos\psi\cos\varphi & \sin\theta\sin\psi\cos\varphi-\cos\psi\sin\varphi\\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\varphi & \cos\theta\cos\varphi\end{bmatrix}\tag{2}$$

式中,φ,θ,ψ 分别表示组合体的滚转角、俯仰角和偏航角。

翼伞一子级组合体的动力学方程为

$$\begin{bmatrix}\dot{u}\\ \dot{v}\\ \dot{w}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}rv-qw\\ pw-ru\\ qu-pv\end{bmatrix}+\frac{1}{m_{\mathrm{p}}+m_{\mathrm{b}}}(F_{\mathrm{A}}+F_{\mathrm{W}})\tag{3}$$

式中:F_{A} 为气动力在组合体三轴上的分量;F_{W} 为重力在机体坐标系上的分量;$[p,q,r]$ 为机体坐标系中组合体的角速度;m_{p} 为翼伞的质量;m_{b} 为一子级的质量。

火箭一子级翼伞组合体的角运动方程为

$$\begin{bmatrix}\dot{p}\\ \dot{q}\\ \dot{r}\end{bmatrix}=\boldsymbol{I}_{\mathrm{T}}^{-1}\left(\boldsymbol{M}_{\mathrm{A}}-\begin{bmatrix}0 & -r & q\\ r & 0 & -p\\ -q & p & 0\end{bmatrix}\boldsymbol{I}_{\mathrm{T}}\begin{bmatrix}p\\ q\\ r\end{bmatrix}\right)\tag{4}$$

式中:$[\dot{p},\dot{q},\dot{r}]$ 为机体坐标系中组合体角速度的变化率;$\boldsymbol{I}_{\mathrm{T}}$ 为组合体相对于刚体质心的转动惯量矩阵;$\boldsymbol{M}_{\mathrm{A}}$ 为组合体总的气动力矩。

火箭一子级翼伞组合体的欧拉角变化率与机体坐标系的 3 个角速度分量之间的关系式可以写为

$$\begin{bmatrix}\dot{\varphi}\\ \dot{\theta}\\ \dot{\psi}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}1 & \sin\varphi\tan\theta & \cos\varphi\tan\theta\\ 0 & \cos\varphi & -\sin\varphi\\ 0 & \sin\varphi/\cos\theta & \cos\varphi/\cos\theta\end{bmatrix}\begin{bmatrix}p\\ q\\ r\end{bmatrix}\tag{5}$$

2　基于天牛群算法分段最优航迹规划

火箭一子级翼伞组合体的航迹反映了组合体质点的运动轨迹,航迹规划采用分阶段设计方式,可体现出火箭一子级翼伞组合体的位置及航向角变化。因此,本文首先通过火箭一子级翼伞组合体六自由度模型分析翼伞不同转弯下偏量对组合体速度及航迹的影响,并在航迹规划中予以考虑。此外,为降低翼伞航迹规划的复杂度,进一步将六自由度模型简化为质点模型。

2.1　质点模型

在风场方向水平、大小已知的情况下,取大地坐标系,水平风向为 x 轴方向,按照右手准则确定 y 轴方向,z 轴为垂直于地面向上,则火箭一子级翼伞组合体的模型可以简化为

$$\begin{cases}\dot{x}=v_l\cdot\cos\psi+v_{\mathrm{wind},x}\\ \dot{y}=v_l\cdot\sin\psi+v_{\mathrm{wind},y}\\ \dot{z}=v_z\\ \dot{\psi}=\delta_a\end{cases}\tag{6}$$

式中:v_l 表示火箭一子级翼伞组合体的水平飞行速度;v_z 表示火箭一子级翼伞组合体的垂直下降速度;$v_{\mathrm{wind},x}$ 表示水平风速在 x 轴的投影;$v_{\mathrm{wind},y}$ 表示为水平风速在 y 轴的投影;$\psi,\dot{\psi}$ 分别为火箭一子级翼伞组合体的转弯角度、转弯角速度;δ_a 表示火箭一子级

翼伞组合体转弯下偏量,它可改变火箭一子级翼伞组合体的滚转角,根据受力平衡及几何运动关系可以得出滚转角与火箭一子级翼伞组合体的转弯角速度正相关,滚转角和转弯下偏量存在一一对应关系[7],因此定义火箭一子级翼伞组合体转弯下偏量数值上等于转弯角速度。

2.2 航迹分阶段设计

基于分段归航方案[10],航迹分为飞行段、盘旋削高段和雀降段[11],图 1 为分段归航航迹示意图。

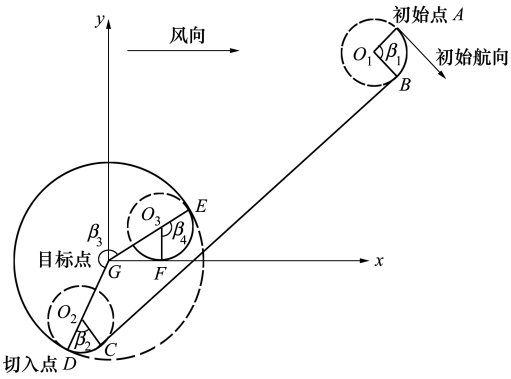


图 1 分段归航航迹示意图

其中 BC 段为飞行段, DE 段为盘旋削高段, FG 段为雀降段,AB、CD、EF 段为圆弧过渡段,β_1,β_2 分别表示圆弧过渡段弧度;β_3 表示盘旋阶段的圆弧段弧度;β_4 为盘旋削高段和雀降段之间的过渡段弧度,是盘旋削高段末尾速度方向和逆风方向的夹角,可通过调整 β_4 确保雀降段能够逆风着陆。显然,根据图 1 可以很容易得出各段航迹的几何关系。

本文翼伞航迹规划的目标是确定盘旋削高段和雀降段切入点的最优坐标,以保证组合体在雀降段能够逆风着陆于目标点,同时能量消耗尽可能低。由于不同的盘旋半径对应不同的前向速度和垂直速度,盘旋阶段的盘旋半径表达式为

$$R_{\mathrm{ep}} = \frac{v_l}{\delta_a} = \frac{v_l}{\dot{\psi}} \tag{7}$$

式中,v_l 是关于 $\dot{\psi}$ 的方程式。根据上述分析,设置航迹规划算法寻优的 3 个未知量分别为盘旋阶段的转弯下偏量 $\dot{\psi}$、盘旋阶段切入点相对于落点的方位角 θ_{ep} 以及盘旋阶段的整圆周圈数 k。

再以能量消耗最小以及落点偏差最小为优化目标,首先构造如(8)式所示的函数

$$\begin{cases} F_1 = \left| \dfrac{R_{\min}(\beta_1 + \beta_2 + \beta_4)}{f_{\min}} + \dfrac{R_{\mathrm{ep}}\beta_3 + 2k\pi \cdot R_{\mathrm{ep}}}{f} + \dfrac{D_{BC}}{f_0} + \dfrac{\sqrt{(R_{\mathrm{ep}} - 2R_{\min})R_{\mathrm{ep}}}}{f_0} - z_0 \right| \\ F_2 = \displaystyle\int_{t_0}^{t_{\mathrm{f}}} \delta_a^2 \mathrm{d}t \end{cases} \tag{8}$$

式中:f_0 为组合体稳定滑翔状态下的滑翔比;$f_{\min}$ 为组合体最小转弯半径时的滑翔比;f 为组合体盘旋削高阶段时的滑翔比;$2k\pi \cdot R_{\mathrm{ep}}$ 为盘旋阶段过程中盘旋段整圆周的水平距离;z_0 为翼伞开始工作时一子级高度。F_1 为组合体着陆时的偏差,即设计的一子级航迹的垂直海拔高度与不同阶段下各水平飞行距离通过滑翔比转化成的高度总和之差的绝对值。D_{BC} 为 BC 段的直线长度。

取最终目标函数为

$$F = \min\{k_1F_1 + k_2F_2\} \tag{9}$$

本节中设定 F_1 的权重系数为 0.8,F_2 的权重系数为 0.2。

2.3 天牛群算法

本文采用天牛群算法[12-13]对(9)式所示的目标函数进行优化。

设有 N 只天牛,分别表示为 $l = (l_1, l_2, \cdots, l_N)$,每只天牛的位置可以定义为 $l_i = (\boldsymbol{R}_{\mathrm{epi}}, \theta_{\mathrm{epi}}, k_i)^{\mathrm{T}}$,也表示一个可能的函数最优解;将其带入到设定的目标函数中,得出每个天牛位置的适应度值;完成该位置计算后,天牛的位置会发生变化,用 $\boldsymbol{v}_i = (v_{i1}, v_{i2}, v_{i3})^{\mathrm{T}}$ 表示天牛位置变化时的速度,速度更新表达式为

$$v_{is}^{n+1} = \omega \cdot v_{is}^n + c_1 \cdot r_1 \cdot (p_{\mathrm{best}_{is}}^n - l_{is}^n) + c_2 \cdot r_2 \cdot (g_{\mathrm{best}_s}^n - l_{gs}^n) \tag{10}$$

式中:r_1 和 r_2 为[0,1]之间均匀分布的随机数;$s = 1,2,3$;$i = 1,2,..N$;$\boldsymbol{p}_{\mathrm{best}_i} = (p_{\mathrm{best}_{i1}}, p_{\mathrm{best}_{i2}}, p_{\mathrm{best}_{i3}})^{\mathrm{T}}$ 为当前个体的最优值,并且将所有个体的最优解中的最小值作为全局最优解 $\boldsymbol{g}_{\mathrm{best}} = (g_{\mathrm{best}_1}, g_{\mathrm{best}_2}, g_{\mathrm{best}_3})^{\mathrm{T}}$;$n$ 表示当前正在进行的迭代次数,学习因子 c_1,c_2 为常数,惯性权重系数 ω 随过程变化,变化规律为

$$w = w_{\max} - (w_{\max} - w_{\min}) \cdot i/I \tag{11}$$

I 为最大迭代次数,天牛位置的更新规律为

$$l_{is}^{n+1} = l_{is}^n + \lambda v_{is}^{n+1} + (1 - \lambda) Y_{b_{is}}^n \tag{12}$$

(12)式中的 $Y_{b_{is}}^k$ 表示由天牛 2 个触角探测到的信息强度决定的部分位移增量,表达式为

$$Y_{b_i} = s_t \cdot \boldsymbol{r}_3 \cdot \mathrm{sign}(f_{\mathrm{left}} - f_{\mathrm{right}}) \tag{13}$$

式中,$f(x)$ 表示天牛位置的气味浓度,也称为适应度函数,其最大或最小值对应于气味源点,代表所求目标函数。$\boldsymbol{r}_3$ 为[0,1]之间均匀分布的随机数组成的 1 × 3 向量;根据天牛位置计算每个天牛的左侧距离 x_{left} 和适应度 f_{left} 及右侧距离 x_{right} 和适应度 f_{right}

$$\begin{cases} f_{\mathrm{left}} = f\left(l_i + v_i \cdot \dfrac{s_t}{2 \times 2}\right) \\ f_{\mathrm{right}} = f\left(l_i - v_i \cdot \dfrac{s_t}{2 \times 2}\right) \end{cases} \tag{14}$$

对天牛的步长以及 2 个触角的质心之间的距离进行更新

$$s_t^{n+1} = \delta \cdot s_t^n \tag{15}$$

$$d_0 = \frac{s_t}{\mathrm{e}} \tag{16}$$

(15)式中 δ 为步长的衰减系数,d_0 为天牛两须之间的距离,e 为自然常数。

基于天牛群算法对上述 3 个未知参数 $R_{\mathrm{ep}}, \theta_{\mathrm{ep}}, k$ 寻优的具体流程如图 2 所示。

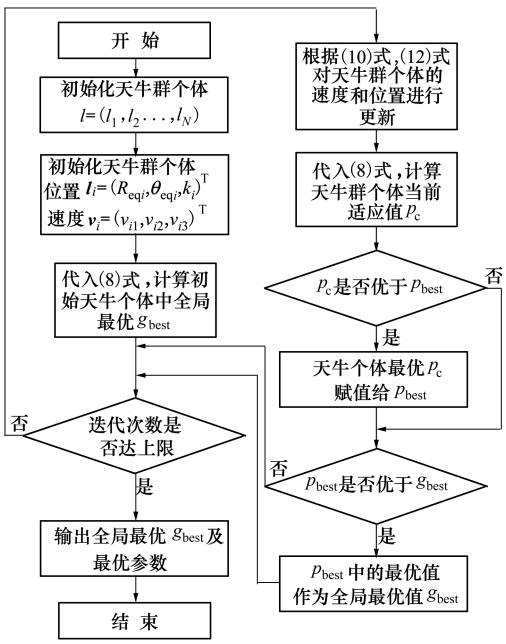


图 2　天牛群算法流程图

将寻优的结果代入到分段归航航迹中,得出每段航迹起始点坐标,计算出每个分段航迹的期望控制输入量(偏航角速率)、作用时间,再结合(6)式得出归航航迹。

3　仿真实验

3.1　翼伞—子级组合体下偏量仿真结果

已知翼伞—子级组合体转动惯量矩阵为

$$I_T = \begin{bmatrix} 19\ 128 & 0 & 2\ 732 \\ 0 & 13\ 880 & 0 \\ 2\ 732 & 0 & 12\ 912 \end{bmatrix}$$

组合体总质量 $m_{\mathrm{p}} + m_{\mathrm{b}}$ 为 1 900 kg。假设组合体初始位置为(0,0,7 000)m,初始速度为(10,0,40)m/s,初始欧拉角为(-60°,0°,0°),初始欧拉角速度为(0,0,0)(°)/s,计算翼伞不同转弯下偏量的组合体前向速度和垂直速度,并对前向速度、垂直速度与转弯下偏量进行拟合,得出前向速度与转弯下偏量之间的数学关系式为

$$v_l = 3.254\dot{\psi}^2 - 15.51\dot{\psi} + 32.08 \tag{17}$$

垂直速度与转弯下偏量之间的数学关系式为

$$v_z = 139.6\dot{\psi}^2 - 21.99\dot{\psi} + 14.17 \tag{18}$$

3.2　最优航迹规划仿真结果

设定目标落点为(-5 000,-4 000,0)m,最小转弯半径 $R_{\min}$ 为 100 m,最小转弯半径时滑翔比为 1.594,算法寻优中的步长衰减系数 δ 为 0.95,盘旋阶段时的滑翔比为 $\dfrac{v_l}{v_z}$。由于目标函数中存在 $\sqrt{R_{\mathrm{ep}} - 2R_{\min}}$,故令 $R_{\mathrm{ep}} > 2R_{\min}$,控制量取值范围为 $\dot{\psi} \in [0, 0.98]$,$\theta_{\mathrm{ep}} \in [-\pi, \pi]$,$k \in [0, 10]$。以右侧下偏控制为例,用天牛群算法和粒子群算法对目标函数寻优,得到迭代结果如图 3 所示。

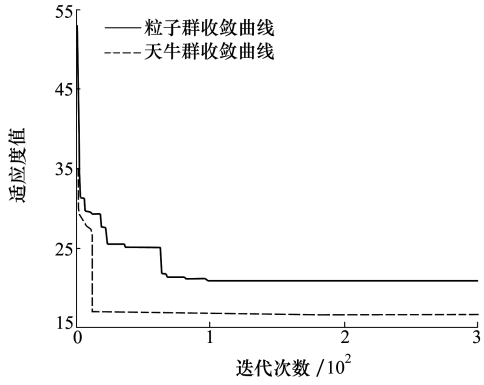


图 3　天牛群算法和粒子群算法收敛曲线

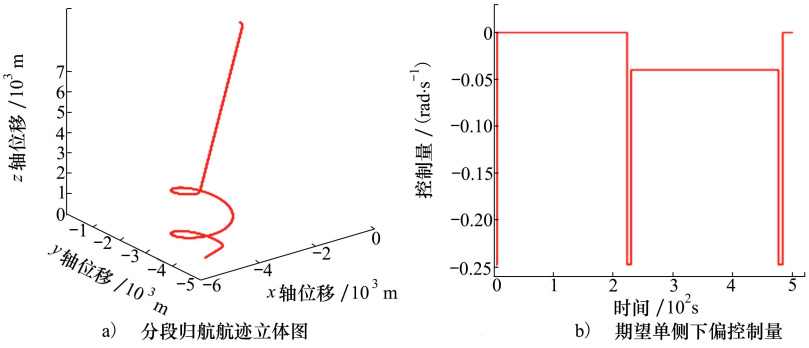
图 3 给出了天牛群算法和粒子群算法的收敛性以及函数寻优结果。可以看出,天牛群算法的收敛速度更快。此外通过多次算法寻优可知,天牛群算

法的最优值收敛于 16.725 左右,而粒子群算法寻得的最优值在 20.899 左右。由此可见,相对于粒子群算法,天牛群算法由于在寻优过程中加入了天牛粒子自身的判断,从而降低了陷入局部最优的概率,同时收敛速度更快,寻优结果更好。

通过天牛群算法得到(9)式中的目标函数最优值为 0.317 3,其对应的 3 个参数最优值为 $\dot{\psi}=0.039\ 9$ rad/s,$\theta_{ep}=-2.560\ 8$ rad,$k=1.025$,k 取整为 1,将求得的最优值带入到质点模型中,得到航迹以及控制量曲线如图 4 所示。

由图 4a)可得,最终航迹规划的落点为(-489 9,-401 7,0.316 1)m,距离目标落点偏差为 102.42 m。从期望转弯下偏量的变化曲线中可以看出,组合体的盘旋削高段期望转弯下偏量为 -0.039 9,转弯半径为 788.63 m。根据控制量曲线可以算出归航的总能量消耗为 1.587 5。

左侧下偏与右侧下偏的航迹结果如图 5 所示。



a) 分段归航航迹立体图　　b) 期望单侧下偏控制量

图 4 右侧下偏规划航迹

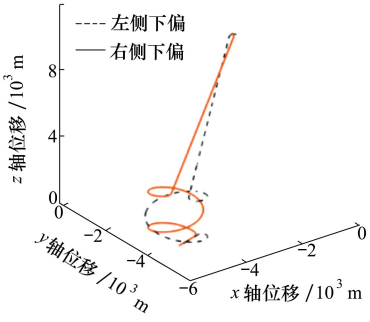


图 5 不同下偏方式规划航迹

由图 5 可知,无论是左侧下偏的逆时针转弯运动还是右侧下偏的顺时针转弯运动,规划的航迹都能准确到达目标点。

对不同转弯方法的落点偏差以及能量消耗统计结果如表 2 所示。可以看出,两者规划落点偏差仅 10 m,但能量消耗相差较大,这是因为目标点在初始飞行方向的右侧,左侧转弯时需要以最小转弯半径左转更大的角度,期望单侧转弯控制量作用时间长,所以理论上应根据初始飞行方向和目标点决定采用的转弯方式,目标点在初始飞行方向左侧时选择左侧转弯,在右侧时选择右侧转弯。

表 2 左右下偏归航指标对比(拟合后)

转弯方式	落点偏差/m	能量消耗
右侧下偏	102.42	1.587 5
左侧下偏	91.71	2.512 4

火箭一子级翼伞归航航迹若在持续沿 x 轴正向常值风情况下,会因为逆风导致到达目标点的时间延长,进一步造成最终落点偏差位置较大,为解决这一问题,本文将平均风的影响在航迹规划中予以考虑,方法是在持续沿 x 轴正向常值风情况下,调整无风情况下规划落点的位置,使该落点叠加水平风场产生的位移刚好等于任务要求落点。在沿 x 轴正向平均风速为 5 m/s 的常值风下,原目标点设置为(-5 000,-4 000,0)m,补偿风场引起的距离偏差后,规划目标点修正为(-7 606,-4 000,0)m,天牛群算法对该目标点进行寻优,得出其中的最优参数为,$\dot{\psi}=0.076\ 5$ rad/s,$\theta_{ep}=-3.021\ 6$ rad,$k=2.358$,则最终的规划路径如图 6 所示。

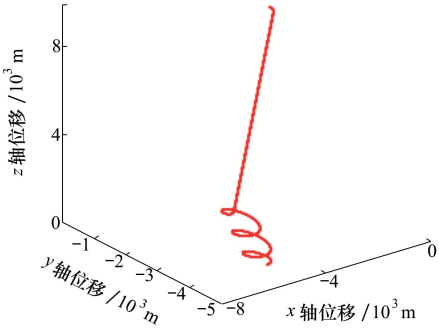


图 6 常值风下的分段归航航迹

由图 6 可知,最终规划落点坐标为(-4 992,4 003,-1.404)m,速度为(-24.47,0,10.7)m/s 火箭一子级翼伞组合体的雀降段方向为 x 轴负向,为逆风雀降,满足要求。

4 结　论

本文通过翼伞和火箭一子级组合体的六自由度模型仿真得到翼伞转弯下偏量对前向速度、垂直速度的影响并拟合出数学关系加入到航迹规划的过程中,可以使各航迹段更贴近于高保真模型的飞行速度,减少后续的航迹跟踪控制的难度;采用天牛须算法进行航迹规划的参数寻优,相较于粒子群算法寻优速度更快,并且优化了粒子群算法容易陷入局部最优的缺点;在考虑能量最优的同时,将盘旋削高的圈数作为寻优目标之一,仿真结果表明该航迹规划算法能够在风场影响下规划出落点精准的火箭一子级回收航迹。

参考文献:

[1] CHEN Q, ZHAO M, LI Y H, et al. Optimal segmented path planning for parafoil system based on gradient descent method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(12): 324226

[2] GOODRICK T F. Estimation of wind effect on gliding parachute cargo systems using computer simulation[R]. AIAA-1970-1193

[3] GOODRICK T F, MURPHY A L J, et al. Analysis of various automatic homing techniques for gliding airdrip systems with comparative performance in adverse winds[R]. AIAA-1973-0462

[4] KLOTZ H, MARKUS M. Guidance and control for autonomous reentry and precision landing of a small capsule[C]//Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, 2000

[5] KAMINER I I, YAKIMENKO O A. On the development of GNC algorithm for a high-glide payload delivery system[C]//42nd IEEE International Conference on Decision and Control, 2003

[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. Researth on the dynamics and homing project of parafoil system[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2005 (in Chinese)

[7] 谢亚荣, 吴庆宪, 姜长生, 等. 粒子群算法在翼伞空投系统航迹规划中的应用[J]. 航空兵器, 2010(5): 7-10
XIE Yarong, WU Qingxian, JIANG Changsheng, et al. Application of particle swarm optimization algorithm in route planning for parafoil airdop system[J]. Aero Weaponry, 2010(5): 7-10 (in Chinese)

[8] 陶金. 复杂环境下翼伞系统的建模与归航控制研究[D]. 天津:南开大学,2017
TAO Jin. Research on modeling and homing control of parafoil systems in complex environments[D]. Tanjin: Nankai University, 2017 (in Chinese)

[9] 郭一鸣, 闫建国, 邢小军, 等. 变形翼伞回收系统的建模与分析[J]. 西北工业大学学报, 2020, 38(5): 952-958
GUO Yiming, YAN Jianguo, XING Xiaojun, et al. Modeling and analysis of deformed parafoil recovery system[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(5): 952-958 (in Chinese)

[10] JANN T. Aerodynamic model identification and GNC design for the parafoil-load system ALEX[C]//16th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conferencea and Seminar, 2001

[11] SOPPA U, STRAUCH H, GOERIG L, et al. GNC concept for automated landing of a large parafoil[C]//14th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, 1997

[12] JIANG X, LI S. Beetle antennae search without parameter tuning(BAS-WPT) for multi-objective optimization[J]. Filomat, 2020, 34(15): 5113-5119

[13] WANG T, YANG L, LIU Q. Beetle swarm optimization algorithm: theory and application[J]. Filomat, 2020, 34(15): 5121-5137

Research on parafoil optimal flight path planning algorithm for precise recovery of sub-stage booster of rocket

XING Xiaojun, HAN Yichen, FAN Guozheng, CHEN Mengping, LI Fenghao

(School of Automation, Northwestern Ploytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Parafoil is an important novel method to realize the precise recovery of sub-stage booster of rocket. In this paper, a parafoil optimal path planning algorithm based on longicorn algorithm is proposed to solve the problems that the parafoil is easily affected by wind field and the error of landing point is large in the recovery of sub-stage booster of rocket. Firstly, according to the dynamics and kinematics equations of the parafoil and a rocket sub-stage combined system, a 6-degree-of-freedom model of the system was established to analyze the effects of different downward deviation on the forward velocity, vertical velocity and the trajectory planning of the parafoil during the homing process of the rocket sub-stage. On this basis, the number of circling turns, radius and azimuth of the cutting-high section of the combination of the parafoil and the sub-stage booster were taken as the optimal parameters, and the optimal path planning was carried out by using the longicorn algorithm. Finally, a homing path with comprehensive consideration of energy and the accuracy of the landing point was obtained. The simulation results show that the piecewise optimal flight path planning algorithm based on longicorn algorithm proposed in this paper has fast convergence speed and high precision of flight track landing point.

Keywords: track planning; parafoil; first-stage booster of rocket; longicorn algorithm

引用格式: *邢小军, 韩逸尘, 樊国政, 等. 面向火箭子级精确回收的翼伞最优航迹规划算法研究[J]. 西北工业大学学报, 2022,40(1): 62-68*

XING Xiaojun, HAN Yichen, FAN Guozheng, et al. Research on parafoil optimal flight path planning algorithm for precise recovery of sub-stage booster of rocket[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2022, 40(1): 62-68 (in Chinese)

© 2022 Journal of Northwestern Polytechnical University.

This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution License (http://creativecommons.org/licenses/by/4.0), which permits unrestricted use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.