

文章编号 :1001 - 2486(2005)06 - 0001 - 04

## 基于进化算法的在轨对地定点着陆优化变轨分离技术\*

赵健康 戴金海

(国防科技大学 航天与材料工程学院,湖南 长沙 410073)

**摘要** :针对在轨对地定点再入方面的问题,重点讨论了远地点单脉冲变轨模式和一般单脉冲变轨模式,在此基础上提出了一种基于进化算法在轨对地定点着陆的优化变轨分离技术,这样既保证了着陆精度,又保证了所耗能量最小。通过仿真计算,验证了该方法的正确性。

**关键词** :在轨对地着陆;变轨分离;进化算法

中图分类号 :T273 文献标识码 :A

## A Research of the Technique of Optimizing the Orbit-alteration for the Exact-landing of Aircraft by Using Evolution-algorithm

ZHAO Jian-kang, DAI Jin-hai

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract** :This paper deals with the exact-landing of aircraft and discusses a kind of the technique of optimizing the orbit-alteration for the exact-landing of aircraft by using evolution-algorithm, based on single-pulse on orbital apogee and common single-pulse.

**Key words** :aircraft-exact-landing on ground; orbit-alteration; evolution-algorithm

随着航天技术的发展,天地联系日益紧密,如航天器的发射与在轨回收、航天员的上天与安全返回、航天武器的在轨对地攻击等等,因此,在轨对地定点再入是一个非常重要的工作。为了保证返回的安全与对地定点着陆的高精度,必须有较好的在轨对地定点着陆技术<sup>[2]</sup>。

由于在轨飞行器有着自己的运行规律,因此在进行对地定点再入时,有着自己的方式,一般而言,是由在轨分离、变轨、制动段制导、再入末制导等组成。为了保证定点着陆,在轨分离与变轨尤其重要,它是保证航天器着陆是否高精度定点的关键。对于在轨分离与变轨而言,为了保证有较高的着陆精度,必须寻找合适的分离与变轨点,设计好合适的再入轨道,同时考虑所耗的能量大小,这样必须对分离与变轨进行优化设计。

目前,这方面研究主要集中在卫星、飞船再入返回方面。在卫星返回方面,主要采用一般优化算法,但精度不高;在飞船返回方面,对其定点着陆,在再入制导控制方面讨论得比较多<sup>[1,2,5-7]</sup>。

## 1 对地定点着陆变轨方式

## 1.1 远地点单脉冲变轨方式

远地点单脉冲变轨就是在停泊轨道上采用单脉冲变轨,且使转移轨道在变轨点为远地点。

对于地面目标点而言,设地面目标点在地面的位置为:地理经度为 $\lambda_m$ ,地理纬度为 $\varphi_m$ ,则在地固系中坐标为:

$$r_{md} = [r_m \cos \varphi_m \sin \lambda_m, r_m \cos \varphi_m \cos \lambda_m, r_m \sin \varphi_m]^T \quad (1)$$

设变轨初始时,地固系与地心惯性系的旋转角为 $\Omega_0$ ,再入飞行器与地面目标点的相遇时间为 $t$ ,则地固系到地心惯性系的变换为:

\* 收稿日期:2005-09-18  
基金项目:武器装备预研基金项目(51420020203KG01)  
作者简介:赵健康(1966—),男,副教授。

$$\tilde{R}_{Id} = R_2(\tilde{\Omega}_0 + \omega_0 t) \quad (2)$$

式中,  $\omega_0$  为地球旋转角速度。故相遇时, 地面目标点在地心惯性系的位置为:

$$r_{ml} = R_{Id} r_{md} \quad (3)$$

若采用远地点变轨方式, 即分离点为转移轨道远地点。其着陆转移示意图如图 1 所示。

设变轨时飞行器的位置为  $r_s$ , 速度为  $V_s$ , 变轨后位置为  $r_s$ , 速度为  $V'_s$ , 则变轨前飞行器在地心惯性系的位置:

$$r = \frac{\tilde{a}(1 - \tilde{e}^2)}{1 + \tilde{e} \cos \tilde{f}} \begin{bmatrix} \cos \tilde{\Omega} \cos(\tilde{\omega} + \tilde{f}) - \sin \tilde{\Omega} \sin(\tilde{\omega} + \tilde{f}) \cos \tilde{i} \\ \sin \tilde{\Omega} \cos(\tilde{\omega} + \tilde{f}) + \cos \tilde{\Omega} \sin(\tilde{\omega} + \tilde{f}) \cos \tilde{i} \\ \sin(\tilde{\omega} + \tilde{f}) \sin \tilde{i} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中, 轨道参数为停泊轨道参数。

变轨后有如下关系:

$$\begin{cases} |r_s| = a(1 + e) \\ |V'_s| = \sqrt{\frac{\mu}{a} \cdot \frac{(1 - e)}{(1 + e)}} \end{cases} \quad (5)$$

设着陆点的真近地点角为  $f$ , 轨道周期为  $T$ , 则有:

$$\begin{cases} M = \sqrt{\mu/a^3} (t + T/2 - \tau) \\ E \approx M + e \sin M + \frac{e^2}{2} \sin 2M \\ f \approx 2 \arctan \left[ \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \left( \frac{E}{2} \right) \right] \end{cases} \quad (6)$$

图 1 中, 着陆转移角为:

$$\beta = \arccos \frac{r_s \cdot r_{ml}}{|r_s| \cdot |r_{ml}|} \quad (7)$$

定义着陆转移角在转移轨道平面内沿转移轨道方向为正, 因而有:

$$f = \beta + \pi \quad (8)$$

另外, 若  $R_d$  为地球半径, 则在着陆点有:

$$\frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos f} = R_d \quad (9)$$

这样, 可由式(3)(6)~(8)确定真近地点角  $f$ , 当然, 在计算过程中, 可以考虑约束条件  $(a(1 - e) \leq R_d, \beta < \pi)$ , 若无解, 则改变  $r_s$ 。再由式(5)(9)确定  $a, e$ 。从而可以由式(5)得出变轨后的速度, 即有  $V'_s = V'_s e_t, e_t$  为切向, 则

$$e_n = r_{ml} \times r_s \quad (10)$$

$$e_r = r_s / |r_s|, e_t = e_r \times e_n \quad (11)$$

即可得:

$$\Delta V = V'_s - V_s \quad (12)$$

## 1.2 一般单脉冲变轨方式

根据椭圆轨道方程, 在变轨点的有:

$$\frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos f_0} = r_s \quad (13)$$

这样可得:

$$\frac{1 + e \cos f}{1 + e \cos f_0} = \frac{|r_s|}{R_d} \quad (14)$$

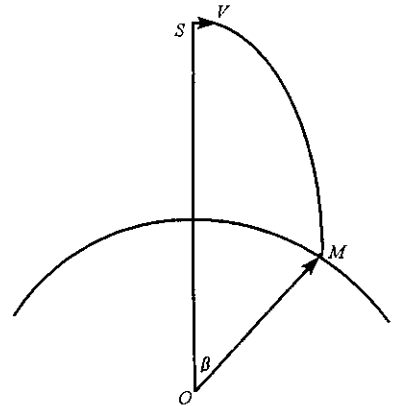


图 1 对地远地点变轨着陆示意图

Fig.1 Sketch-map of aircraft exact-landing on ground

式中  $f, f_0$  为着陆点与变轨点的真近地点角,  $f - f_0 = \beta$ , 利用着陆点与变轨点的时间差  $\Delta t = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} [E - E_0 - e \sin(E) + e \sin(E_0)]$  计算  $\beta$ 。

由式(6)(7)(13)(14)可以得出转移轨道参数  $a, e, f$  随  $f_0$  的变化, 其中  $180^\circ \leq f_0 \leq 270^\circ$ ,  $a(1 - e) \leq R_d, \beta < \pi$ 。当给定  $f_0$  时, 可以得出转移轨道参数  $a, e$ , 设  $e_r, e_t$  为变轨点的径向与切向, 进而可以求解  $V'_s$ 。

$$\begin{cases} v_r = \sqrt{\mu/P} e \sin f_0 e_r \\ v_f = \sqrt{\mu/P} (1 + e \cos f_0) e_t \end{cases} \quad (15)$$

同样, 着陆轨道面沿法向为:  $e_n = r_{ml} \times r_s$ , 则

$$e_r = r_s / |r_s|, \quad e_t = e_r \times e_n \quad (16)$$

由式(12)可得速度增量。

## 2 变轨点窗口分析

由上节分析可知, 特别是远地点变轨方式, 着陆转移角必须有一定的约束, 即  $\beta < 90^\circ$ , 因而变轨点有一定的限制, 其计算变轨点范围步骤:

(1) 由式(4)计算停泊轨道上某时刻的矢径  $r_{s0}, r_s = r_{s0}$ ;

(2) 令  $a = |r_s| / (1 + e), e \in [0, 1]$ , 计算  $T = 2\pi \sqrt{a^3 / \mu}$ ;

(3) 在  $t < 0.25T$  的范围内, 由  $r_{ml} = R_d r_{md}$  计算  $r_{ml}$ , 由式(7)以及  $r_d = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos f}$  计算  $\beta, r_d$ , 判断是否存在  $\beta < \pi, r_d < R_d$ ;

(4) 在停泊轨道上步进计算新矢径  $r_s$ , 回到第(2)步重复计算。

## 3 基于进化算法变轨优化分析

由于对地面目标点进行着陆的变轨点有一个范围, 以及一般变轨方式中存在初始真近地点角的选择问题, 因而变轨方面存在优化问题。存在两类优化问题: 一类是变轨点的优化, 主要针对远地点变轨方式; 一类是转移轨道的优化, 主要针对一般变轨方式。

对于能量最省的优化, 可设性能指标为

$$J = |\Delta V| = \min \quad (17)$$

上述各节的计算都需要迭代算法, 针对这种寻优模式, 采用进化算法进行计算。

第一类, 对于变轨点优化, 其优化步骤:

(1) 在变轨点的范围内, 随机生成初始群体,  $X = (r_{si}) \in \Delta r_s, \Delta r_s$  为变轨点范围; ①产生初始群体;  $Y = (a_i, e_i, f_i) \in (\Delta a, \Delta e, \Delta f)$ ; ②随机选择两个父代个体, 然后将其分量进行随机交换, 构成子代新个体的各个分量, 从而得到如下新个体:  $Y = (a_q, e_q, f_q) \in (\Delta a, \Delta e, \Delta f), q$  为组合数; ③在重组个体基础上添加一个  $N(0, \sigma)$  随机量, 从而形成新个体进行突变; ④由式(12)计算  $J = |\Delta V|$ ; ⑤若  $J$  变化较小(或无解), 选取  $J$  最小为优化值, 则终止, 否则, 选取  $J$  较小的几个个体作为初始个体, 重复②。各步骤服从式(3)(5)~(9)。

(2) 在个体基础上添加一个多个  $N(0, \sigma)$  随机量进行扩体, 从而形成新个体;

(3) 由式(13)计算  $J = |\Delta V|$ ;

(4) 若  $J$  变化较小, 选取  $J$  最小为优化值, 则终止, 否则, 选取  $J$  较小的几个个体作为初始个体, 重复(1)。

这样, 可以找出  $|\Delta V| = \min$  的最佳变轨点及其变轨轨道。

第二类, 对于转移轨道优化, 其优化步骤:

(1)产生初始群体:  $Y = (a_i, e_i, f_i, f_{0i}) \in (\Delta a, \Delta e, \Delta f, \Delta f_0)$ , 且服从式(3)(6)(7)(13)(14),  $\Delta f_0 \in [180^\circ, 270^\circ]$ ;

(2)随机选择两个父代个体, 然后将其分量进行随机交换, 构成子代新个体的各个分量, 从而得到如下新个体:  $Y = (a_q, e_q, f_q) \in (\Delta a, \Delta e, \Delta f)$ ,  $q$  为组合数;

(3)在重组个体基础上添加一个  $N(0, \sigma)$  随机量, 从而形成新个体进行突变;

(4)由式(12)计算  $V'_s$ , 计算  $J = | \Delta V |$ ;

(5)若  $J$  变化较小(或无解), 选取  $J$  最小为优化值, 则终止, 否则, 选取  $J$  较小的几个个体作为初始个体, 重复(2)。

这样, 找出  $| \Delta V | = \min$  的轨道参数, 此时的轨道参数就是最佳攻击转移轨道。

## 4 仿真实例分析

### (1)变轨点范围实例分析

作为例子, 假设地面目标点的经纬度为  $(110^\circ, 30^\circ)$ , 航天器的轨道参数为: 长半轴  $a$  为 6881km, 偏心率为 0.01, 轨道倾角为  $56.9^\circ$ , 近地点幅角  $w = 67^\circ$ ,  $\Omega = 23^\circ$ ,  $\Omega_0 = 104^\circ$ , 考虑变轨所耗的能量(如轨道面改变在锐角范围内), 使轨道面改变较小, 这样可得出适合对地面目标点在  $t < 0.25T$  ( $T$  为周期) 范围内进行着陆的变轨点范围, 如表 1 所示。

### (2)优化变轨实例分析

实例 1: 同样以上述例子来分析。对于远地点变轨模式变轨点优化而言, 在变轨点区间内, 采用基于进化算法优化得到如下结论: 变轨点在  $t = t_0 + 11\ 232$  时刻, 转移轨道为长半轴为  $a = 6367.9\text{km}$ , 偏心率为  $e = 0.07$ , 落地点的真近地点角为  $f = 4.7626$ 。这时, 速度改变大小为  $297.3\text{m/s}$ 。

实例 2: 也同以上述例子来分析。对于一般变轨模式的变轨优化而言, 在变轨点区间内, 采用基于进化算法优化得到如下结论: 转移轨道为长半轴为  $a = 6369.5\text{km}$ , 偏心率为  $e = 0.07$ , 变轨点近地点角为  $f_0 = 3.1415$ , 落地点的真近地点角为  $f = 4.7615$ 。这时, 速度改变大小为  $315.7\text{m/s}$ 。从实例 2 来看, 得出的结论与实例 1 相同, 即基于远地点变轨模式还是最优变轨模式。

表 1 轨道上变轨点的范围(近似值)

Tab. 1 Scope of orbit-altered

圈序号	时间区间(s)	时间(s)
1	$t_0 + 168 \rightarrow t_0 + 1572$	1440
2	$t_0 + 5676 \rightarrow t_0 + 7096$	1420
3	$t_0 + 11\ 184 \rightarrow t_0 + 12\ 336$	1152
4	$t_0 + 16\ 656 \rightarrow t_0 + 17\ 832$	1176
5	$t_0 + 22\ 056 \rightarrow t_0 + 23\ 508$	1452
6	$t_0 + 27\ 420 \rightarrow t_0 + 28\ 884$	1464

注:  $t_0$  为过近地点时刻。

## 5 结束语

对地定点再入是一个复杂过程, 再入变轨点对于不同的停泊轨道有不同的范围(即变轨窗口不同), 而且再入轨道也是多样的。对于再入轨道的优化问题很难寻找灵敏度函数, 为此采用进化算法进行计算。从计算实例来看, 基于进化算法的变轨优化方法是一个较好的方法。

## 参考文献:

- [1] 赵汉元. 再入飞行器动力学和制导[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1992.
- [2] 王希季. 航天器进入与返回技术[M]. 北京: 宇航出版社, 1991.
- [3] 任萱. 人造地球卫星轨道力学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1989.
- [4] 云庆夏. 进化算法[M]. 北京: 冶金工业出版社, 2000.
- [5] 程国彩. 航天飞行器最优控制理论与方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 1999.
- [6] 曾国强, 任萱. 载人航天器低空应急救生分离时刻计算[J]. 中国空间科学技术, 2000(6).
- [7] 赵汉元. 飞船再入轨道和制导规律设计及六自由度弹道仿真[J]. 航天返回与遥感, 2001(3).

