

液体运载火箭的一种迭代制导方法

茹家欣

北京宇航系统工程研究所, 北京 100076

E-mail: ru_jx@126.com

收稿日期: 2008-08-03; 接受日期: 2008-10-29

摘要 针对液体运载火箭的基本特点和对迭代制导的要求, 从火箭简化运动方程及其最优控制解出发, 以火箭推力方向的 3 分量为控制变量, 导出了一种迭代制导方法, 并通过数字仿真证明了其有效性.

关键词

液体运载火箭
迭代制导
数字仿真

1 前言

目前我国空间发射都采用液体运载火箭, 其制导控制都采用基于标准发射轨道的摄动制导方式. 随着空间发射任务的多样化和复杂化, 对运载火箭的飞行控制要求越来越高, 摄动制导方式越来越不能适应相关发射任务需求, 需要研究控制精度更高, 适应能力更强的迭代制导方法.

运载火箭的迭代制导不同于弹道导弹, 弹道导弹迭代制导的目标一般只有 2 个, 即瞄准点的经、纬度, 而运载火箭迭代制导的目标则更多, 如轨道倾角、近地点高度、远地点高度以及近地点幅角、升交点经度等^[1]. 液体运载火箭的迭代制导更不同于固体运载火箭, 液体运载火箭的发动机推力相对稳定, 可基本视为常值, 偏差小, 动力飞行时间也长, 固体运载火箭则相反, 发动机推力变化大, 偏差大, 动力飞行时间也短. 因此应针对液体运载火箭的基本特点和对迭代制导的要求来研究它的迭代制导方法.

西北工业大学“迭代制导方法与工程应用研究”报告从火箭的最优控制出发, 以火箭的俯仰角和偏航角为控制变量, 给出了一种迭代制导方法. 本文以火箭推力方向的 3 分量为控制变量, 给出一种更为简单的迭代制导算法, 并通过数值仿真证明了其有效性.

2 火箭运动方程的简化

迭代制导与摄动制导相比, 火箭飞行中姿态变化大, 飞行攻角大, 一般不宜在大气层内飞行段实施, 同时火箭动力飞行一般每段飞行时间和距离都不很长. 因此, 在研究液体运载火箭的迭代制导方法时, 可假设火箭是以常值推力在真空常值引力场内飞行, 其运动方程可简化为^[2]

$$\begin{aligned}dV_x / dt &= a \times U_1 + gxp, \\dV_y / dt &= a \times U_2 + gyp, \\dV_z / dt &= a \times U_3 + gzp, \\dx / dt &= V_x, \\dy / dt &= V_y, \\dz / dt &= V_z.\end{aligned}\quad (1)$$

上述运动方程的初始条件为

$$\begin{aligned}t=0, V_x &= V_{x0}, V_y = V_{y0}, V_z = V_{z0}, \\x &= x_0, y = y_0, z = z_0;\end{aligned}\quad (2)$$

终端约束

$$\begin{aligned}t=T, V_x &= V_x^*, V_y = V_y^*, V_z = V_z^*, \\x &= x^*, y = y^*, z = z^*;\end{aligned}\quad (3)$$

控制约束

$$U_1 \times U_1 + U_2 \times U_2 + U_3 \times U_3 = 1. \quad (4)$$

式中, 火箭状态参数 V_x, V_y, V_z 为惯性坐标系中速度分量, 单位 m/s; x, y, z 为惯性坐标系中坐标, 单位 m. 平

均引力加速度 g_{xp} , g_{yp} , g_{zp} 为从当前点飞行至终点惯性坐标系中平均引力加速度分量, 单位 m/s^2 ; 控制参数 U_1 , U_2 , U_3 为发动机推力方向单位向量的 3 分量; 推进加速度 a 为由发动机推进产生的加速度, 又称视加速度, 单位 m/s^2 .

$$a = V_{ex} \times R/m = V_{ex}/(\tau - t), \quad (5)$$

这里, V_{ex} 为发动机比冲, 又称发动机排气速度, 单位 m/s ; R 为推进剂每秒消耗量, 单位 kg/s ; m 为火箭飞行中质量, 单位 kg ; τ 为火箭质量燃尽时间, 单位 s .

$$\tau = m_0/R = V_{ex}/a, (t = 0). \quad (6)$$

3 庞德里亚金极大值原理之下的最优控制问题解

按庞德里亚金极大值原理, 在极值条件 $J = -T$ 之下(燃烧时间最短, 推进剂消耗最少), 上述最优控制问题的解可描述如下

$$\begin{aligned} U_1 &= \lambda_1/\lambda, \\ U_2 &= \lambda_2/\lambda, \\ U_3 &= \lambda_3/\lambda, \\ \lambda &= (\lambda_1 \times \lambda_1 + \lambda_2 \times \lambda_2 + \lambda_3 \times \lambda_3)^{0.5}. \end{aligned} \quad (7)$$

上式中 λ_1 , λ_2 , λ_3 为以下伴随方程的解

$$\begin{aligned} d\lambda_1/dt &= -\lambda_4, \\ d\lambda_2/dt &= -\lambda_5, \\ d\lambda_3/dt &= -\lambda_6, \\ d\lambda_4/dt &= 0, \\ d\lambda_5/dt &= 0, \\ d\lambda_6/dt &= 0. \end{aligned} \quad (8)$$

以上伴随方程的解可写为

$$\begin{aligned} \lambda_1 &= \lambda_{1f} + (T-t) \times \lambda_{4f}, \\ \lambda_2 &= \lambda_{2f} + (T-t) \times \lambda_{5f}, \\ \lambda_3 &= \lambda_{3f} + (T-t) \times \lambda_{6f}, \\ \lambda_4 &= \lambda_{4f}, \\ \lambda_5 &= \lambda_{5f}, \\ \lambda_6 &= \lambda_{6f}. \end{aligned} \quad (9)$$

选择终点参数 T , λ_{1f} , λ_{2f} , λ_{3f} , λ_{4f} , λ_{5f} , λ_{6f} 可使终端约束(3)式得到满足.

4 最优控制解的简化

当火箭推进剂每秒消耗量 R 取指定常数而不可控时, 不能再对火箭入轨点水平坐标 X_f 提出约束, 此时应有

$$\begin{cases} \lambda_{4f} = 0, \\ U_1 = \lambda_1/\lambda, \\ U_2 = \lambda_2/\lambda, \\ U_3 = \lambda_3/\lambda, \end{cases} \quad (10)$$

$$\lambda = (\lambda_1 \times \lambda_1 + \lambda_2 \times \lambda_2 + \lambda_3 \times \lambda_3)^{0.5}, \quad (11)$$

$$\begin{cases} \lambda_1 = \lambda_{1f}, \\ \lambda_2 = \lambda_{2f} + (T-t) \times \lambda_{5f}, \\ \lambda_3 = \lambda_{3f} + (T-t) \times \lambda_{6f}, \end{cases} \quad (12)$$

而终点参数 T , λ_{1f} , λ_{2f} , λ_{3f} , λ_{5f} , λ_{6f} 的选择应使终端约束 $t = T$, $V_x = V_x^*$, $V_y = V_y^*$, $V_z = V_z^*$, $y = y^*$, $z = z^*$ 得到满足.

如果对入轨点坐标 Y_f 和 Z_f 也没有约束, 则还有

$$\lambda_{5f} = 0, \quad \lambda_{6f} = 0,$$

此时,

$$\begin{aligned} \lambda_1 &= \lambda_{1f}, \\ \lambda_2 &= \lambda_{2f}, \\ \lambda_3 &= \lambda_{3f}. \end{aligned} \quad (13)$$

控制参数 U_1 , U_2 , U_3 变为常数. 即当对火箭入轨点只有速度约束, 没有坐标约束时, 火箭飞行中纵轴(推力)保持指定方向. 我们记此时的最优控制为

$$\begin{aligned} U_1 &= C_1, \\ U_2 &= C_2, \\ U_3 &= C_3, \end{aligned} \quad (14)$$

并且,

$$(C_1 \times C_1 + C_2 \times C_2 + C_3 \times C_3)^{0.5} = 1. \quad (15)$$

当对入轨点坐标 X_f 无约束, 而对入轨点坐标 Y_f 和 Z_f 有约束时, 依(10), (11)和(12)式, 我们记此时的最优控制为

$$\begin{cases} U_1 = \lambda_1/\lambda, \\ U_2 = \lambda_2/\lambda, \\ U_3 = \lambda_3/\lambda, \end{cases} \quad (16)$$

$$\lambda = (\lambda_1 \times \lambda_1 + \lambda_2 \times \lambda_2 + \lambda_3 \times \lambda_3)^{0.5}, \quad (17)$$

$$\begin{cases} \lambda_1 = C_1, \\ \lambda_2 = C_2 + D_2 - t \times E_2, \\ \lambda_3 = C_3 + D_3 - t \times E_3, \end{cases} \quad (18)$$

可认为此时的 λ_1 , λ_2 , λ_3 为在前面 C_1 , C_2 , C_3 基础上的改正, 改正量 $D_2 - t \times E_2$ 和 $D_3 - t \times E_3$ 相对较小.

5 火箭入轨点只有速度约束时最优控制的求解

以(14)式 $U_1=C_1$, $U_2=C_2$, $U_3=C_3$ 代入(1)式, 在区间(0, T)积分之, 可得

$$\begin{aligned} V_x^* - V_{x0} &= C_1 \times W_0 + gxp \times T, \\ V_y^* - V_{y0} &= C_2 \times W_0 + gyp \times T, \\ V_z^* - V_{z0} &= C_3 \times W_0 + gzp \times T, \end{aligned} \quad (19)$$

故, 有

$$\begin{aligned} C_1 &= (V_x^* - V_{x0} - gxp \times T) / W_0, \\ C_2 &= (V_y^* - V_{y0} - gyp \times T) / W_0, \\ C_3 &= (V_z^* - V_{z0} - gzp \times T) / W_0, \end{aligned} \quad (20)$$

这里 W_0 为视加速度 a 在区间(0, T)的积分, 由(5)式积分可得

$$W_0 = Vex \times \ln[\tau / (\tau - T)], \quad (21)$$

要求

$$(C_1 \times C_1 + C_2 \times C_2 + C_3 \times C_3)^{0.5} = 1,$$

故, 应有

$$\begin{aligned} W_0 &= [(V_x^* - V_{x0} - gxp \times T)^2 + (V_y^* - V_{y0} - gyp \times T)^2 \\ &\quad + (V_z^* - V_{z0} - gzp \times T)^2]^{0.5}, \end{aligned} \quad (22)$$

而由(21)式, 有

$$T = \tau \times [1 - \exp(-W_0 / Vex)], \quad (23)$$

因此, 上面(20)式中火箭需要继续飞行时间 T 可用(22)和(23)式迭代计算.

6 火箭入轨点有位置约束时最优控制的求解

把(17)和(18)式代入(16)式, 有

$$\begin{cases} U_1 = C_1 / \lambda, \\ U_2 = (C_2 + D_2 - t \times E_2) / \lambda, \\ U_3 = (C_3 + D_3 - t \times E_3) / \lambda, \end{cases} \quad (24)$$

$$\begin{aligned} 1/\lambda &= 1/[C_1^2 + (C_2 + D_2 - t \times E_2)^2 + (C_3 + D_3 - t \times E_3)^2]^{0.5} \\ &\approx 1 - C_2 \times (D_2 - t \times E_2) - C_3 \times (D_3 - t \times E_3). \end{aligned} \quad (25)$$

把(25)式代入(24)式, 有

$$\begin{cases} U_1 = C_1 \times [1 - C_2 \times (D_2 - t \times E_2) - C_3 \times (D_3 - t \times E_3)], \\ U_2 = (C_2 + D_2 - t \times E_2) \times [1 - C_2 \times (D_2 - t \times E_2) \\ \quad - C_3 \times (D_3 - t \times E_3)], \\ U_3 = (C_3 + D_3 - t \times E_3) \times [1 - C_2 \times (D_2 - t \times E_2) \\ \quad - C_3 \times (D_3 - t \times E_3)]. \end{cases} \quad (26)$$

把(26)式代入方程(1), 在(0, T)区间积分, 与(19)式对比, 可知: 为满足入轨点相关速度约束, 当忽略二阶及以上小量时, U_1, U_2, U_3 中 D_2, E_2, D_3, E_3 应满足以下方程

$$\begin{cases} C_1 \times W_0 = C_1 \times W_0 - C_1 \times (C_2 \times D_2 + C_3 \times D_3) \times W_0 \\ \quad + C_1 \times (C_2 \times E_2 + C_3 \times E_3) \times W_1, \\ C_2 \times W_0 = C_2 \times W_0 - C_2 \times (C_2 \times D_2 + C_3 \times D_3) \times W_0 \\ \quad + C_2 \times (C_2 \times E_2 + C_3 \times E_3) \times W_1, \\ C_3 \times W_0 = C_3 \times W_0 - C_3 \times (C_2 \times D_2 + C_3 \times D_3) \times W_0 \\ \quad + C_3 \times (C_2 \times E_2 + C_3 \times E_3) \times W_1 + D_3 \times W_0 \\ \quad - E_3 \times W_1, \end{cases} \quad (27)$$

这里 W_1 为视加速度 a 与时间 t 的乘积在区间(0, T)的积分, 使用分部积分方法可得

$$W_1 = \tau \times W_0 - Vex \times T. \quad (28)$$

(27)式简化整理得

$$\begin{cases} (C_2 \times D_2 + C_3 \times D_3) \times W_0 = (C_2 \times E_2 + C_3 \times E_3) \times W_1, \\ (C_2 \times D_2 + C_3 \times D_3) \times W_0 = (C_2 \times E_2 + C_3 \times E_3) \times W_1 \\ \quad + (D_2 \times W_0 - E_2 \times W_1) / C_2, \\ (C_2 \times D_2 + C_3 \times D_3) \times W_0 = (C_2 \times E_2 + C_3 \times E_3) \times W_1 \\ \quad + (D_3 \times W_0 - E_3 \times W_1) / C_3, \end{cases} \quad (29)$$

可知, 当忽略二阶及以上小量时, 只要

$$D_2 = E_2 \times W_1 / W_0, \quad (30)$$

$$D_3 = E_3 \times W_1 / W_0, \quad (31)$$

即可使入轨点相关速度约束完全得到满足.

而为满足入轨点相关位置(仅 y 和 z 向坐标)约束, U_1, U_2, U_3 中 D_2, E_2, D_3, E_3 应满足以下坐标方程

$$\begin{aligned} y^* - y_0 &= V_{y0} \times T + gyp \times T^2 / 2 + C_2 \times S_0 - C_2 \times (C_2 \times D_2 \\ &\quad + C_3 \times D_3) \times S_0 + C_2 \times (C_2 \times E_2 + C_3 \times E_3) \times S_1 \\ &\quad + D_2 \times S_0 - E_2 \times S_1, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} z^* - z_0 &= V_{z0} \times T + gzp \times T^2 / 2 + C_3 \times S_0 - C_3 \times (C_2 \times D_2 \\ &\quad + C_3 \times D_3) \times S_0 + C_3 \times (C_2 \times E_2 + C_3 \times E_3) \times S_1 \\ &\quad + D_3 \times S_0 - E_3 \times S_1, \end{aligned}$$

这里 S_0 和 S_1 分别为视加速度 a 和它与时间 t 的乘积在区间(0, T)的二次积分, 相当 W_0 和 W_1 对时间 t 的一次积分, 有

$$S_0 = T \times W_0 - W_1, \quad (32)$$

$$S_1 = \tau \times S_0 - Vex \times T^2 / 2, \quad (33)$$

令

$$dy = y^* - y_0 - (V_{y0} \times T + gyp \times T^2/2 + C_2 \times S_0), \quad (34)$$

$$dz = z^* - z_0 - (V_{z0} \times T + gzp \times T^2/2 + C_3 \times S_0), \quad (35)$$

与(30)和(31)式共同代入上面二坐标方程, 整理得 E_2 和 E_3 的二元一次方程

$$\begin{aligned} & [(1 - C_2 \times C_2) \times (S_0 \times W_1/W_0 - S_1)] \times E_2 \\ & - C_2 \times C_3 \times (S_0 \times W_1/W_0 - S_1) \times E_3 = dy, \\ & [(1 - C_3 \times C_3) \times (S_0 \times W_1/W_0 - S_1)] \times E_3 \\ & - C_2 \times C_3 \times (S_0 \times W_1/W_0 - S_1) \times E_2 = dz, \end{aligned}$$

再令

$$\begin{cases} H_{10} = dy/(S_0 \times W_1/W_0 - S_1), \\ H_{20} = dz/(S_0 \times W_1/W_0 - S_1), \\ H_{11} = 1 - C_2 \times C_2, \\ H_{22} = 1 - C_3 \times C_3, \\ H_{12} = H_{21} = -C_2 \times C_3, \end{cases} \quad (36)$$

$$\begin{cases} DR_1 = H_{10} \times H_{22} - H_{12} \times H_{20}, \\ DR_2 = H_{11} \times H_{20} - H_{21} \times H_{10}, \\ DR_0 = H_{11} \times H_{22} - H_{12} \times H_{21}, \end{cases} \quad (37)$$

可得 E_2 和 E_3 的解, 与(30)和(31)并立, 有

$$\begin{aligned} E_2 &= DR_1/DR_0, \quad D_2 = E_2 \times W_1/W_0, \\ E_3 &= DR_2/DR_0, \quad D_3 = E_3 \times W_1/W_0. \end{aligned} \quad (38)$$

积分(1)第 1 式可得入轨点 X 向坐标预测值

$$\begin{aligned} x' &= x_0 + V_{x0} \times T + gxp \times T^2/2 + C_1 \times [(1 - C_2 \times D_2 - C_3 \times D_3) \\ &\quad \times S_0 + (C_2 \times E_2 + C_3 \times E_3) \times S_1]. \end{aligned} \quad (39)$$

7 将入轨点轨道根数约束转化为速度和坐标约束

卫星的入轨要求以椭圆轨道的基本参数表达, 一般有近地点高度 H_p 、远地点高度 H_a (或轨道半长轴 a , 或轨道周期 T_w) 和轨道倾角 i , 某些卫星还有近地点幅角 ω , 对于组网发射的卫星和实施空间交会对接的追踪飞行器还有升交点赤经 Ω 等. 为便于利用上面最优控制解法, 需要将这些轨道参数约束转化为速度和坐标约束.

7.1 选择入轨点轨道坐标系将对轨道倾角和升交点赤经的约束转化为横向速度和横向坐标约束

上面最优控制问题采用入轨点轨道坐标系作为基本参考系, 坐标原点取地球质心, 以卫星要求进入的轨道平面作为基准面, OY 轴自地球质心指向入轨

点, OX 轴在轨道平面内, 垂直 OY 轴, 指向卫星运动方向, OZ 轴与 OX 和 OY 轴构成右手直角坐标系.

采用入轨点轨道坐标系后, 上述用于决定轨道面的轨道倾角 i 和升交点赤经 Ω 的约束, 转化为 Z 向速度和坐标约束, 只要控制入轨点火箭运动参数, 使

$$V_z^* = 0,$$

$$z^* = 0,$$

即可将卫星送入所要求的轨道面, 满足其轨道倾角 i 和升交点赤经 Ω 的要求.

7.2 将近地点高度远地点高度和近地点幅角约束转化为速度和坐标约束

在获知入轨点纬度幅角 U (升交点至入轨点转过的地心角) 之后, 减去近地点幅角 ω , 即可得卫星入轨点真近点角 η . 如果对近地点幅角 ω 无约束, 卫星入轨点真近点角 η 可取理论弹道计算结果.

由近地点高度 H_p 、远地点高度 H_a , 可按下式计算轨道半长轴 a , 偏心率 e 和半通径 P :

$$a = a_e + (H_a + H_p)/2, \quad (40)$$

$$e = (H_a - H_p)/(2 \times a), \quad (41)$$

$$P = a \times (1 - e \times e). \quad (42)$$

由此可计算入轨点地心距 r 以及垂直速度 V_r 水平速度 V_p , 而根据入轨点轨道坐标系的定义, 这里入轨点地心距 r 即 Y 向坐标约束 y^* , V_r 即 Y 向速度约束 V_y^* , V_p 即 X 向速度约束 V_x^* . 所以

$$y^* = P/(1 + e \times \cos \eta), \quad (43)$$

$$V_x^* = (GM \times P)^{0.5}/y^*, \quad (44)$$

$$V_y^* = e \times \sin \eta \times (GM/P)^{0.5}, \quad (45)$$

这里, $GM = 398600.5 \times 10^9 \text{ m}^3/\text{s}^2$, 为地球引力常数.

7.3 入轨点轨道坐标系与发射惯性坐标系的关系

发射惯性坐标系是火箭制导控制的基本坐标系, 它在火箭起飞瞬时与发射坐标系重合, 在火箭飞行中相对惯性空间保持不动. 发射坐标系原点在发射点, OY 轴与当地重垂线重合指向上方, OX 轴在当地水平面内指向发射瞄准方向, OZ 轴与 OX 和 OY 轴构成右手直角坐标系. 发射坐标系 OY 轴的指向以发射点处的天文经、纬度 λ_T 和 B_T 表示, 其 X 轴的指向以发射瞄准方向的天文方位角 A_T 表示. 自发射惯性坐标系围绕指定坐标轴经 6 次旋转, 可达到上面给出的入

轨点轨道坐标系, 第1次围绕发射惯性坐标系的Y轴旋转 A_T , 此后依次围绕新生成坐标系Z轴旋转 B_T , Y轴旋转 -90° , Z轴旋转 $-\Delta\Omega$, Y轴旋转 i , 最后围绕Z轴旋转 $-U$. 因此, 火箭在入轨点轨道坐标系中运动参数(V_x, V_y, V_z, x, y, z)可由火箭在发射惯性坐标系中运动参数($V_{xg}, V_{yg}, V_{zg}, x_g, y_g, z_g$)转换而得, 有

$$\begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} = \mathbf{Ma} \begin{bmatrix} V_{xg} \\ V_{yg} \\ V_{zg} \end{bmatrix}, \quad (46)$$

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \mathbf{Ma} \begin{bmatrix} x_g + R_{0x} \\ y_g + R_{0y} \\ z_g + R_{0z} \end{bmatrix}, \quad (47)$$

这里 R_{0x}, R_{0y}, R_{0z} 为地心至发射点向径在发射坐标系之三分量.

当定义坐标系围绕X轴转动A角的转换方阵

$$\mathbf{M}_x(A) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos A & \sin A \\ 0 & -\sin A & \cos A \end{bmatrix}, \quad (48)$$

坐标系围绕Y轴转动B角的转换方阵

$$\mathbf{M}_y(B) = \begin{bmatrix} \cos B & 0 & -\sin B \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin B & 0 & \cos B \end{bmatrix}, \quad (49)$$

坐标系围绕Z轴转动C角的转换方阵

$$\mathbf{M}_z(C) = \begin{bmatrix} \cos C & \sin C & 0 \\ -\sin C & \cos C & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (50)$$

则

$$\mathbf{Ma} = \mathbf{M}_z(-U) \cdot \mathbf{M}_y(i) \cdot \mathbf{M}_z(-\Delta\Omega) \cdot \mathbf{M}_y(-90^\circ) \cdot \mathbf{M}_z(B_T) \cdot \mathbf{M}_y(A_T), \quad (51)$$

(51)式中, $\Delta\Omega$ 为升交点赤经 Ω 与发射惯性坐标系OY轴赤经的差, 它可根据下式计算

$$\Delta\Omega = (\Omega_e + \omega_e \times t_k) - (\lambda_T + \omega_e \times \Delta t_f), \quad (52)$$

式中,

Ω_e 为卫星入轨时升交点地理经度计算值, 单位 deg;

λ_T 为发射点天文经度, 单位 deg;

ω_e 为地球自旋角速度, 0.00417807416 deg/s;

Δt_f 为火箭实际起飞时间相对理论起飞时间的偏差, 单位 s;

t_k 为火箭飞行时间(从火箭起飞或平台断调平至

卫星入轨), 单位 s.

如果对升交点赤经 Ω 无约束, (52)式中可取 $\Delta t_f = 0$, 忽视火箭起飞时间偏差的影响.

8 入轨点纬度幅角及控制参数的迭代计算

选择理论弹道计算获得的入轨点纬度幅角或上一个时间节点迭代获得的入轨点纬度幅角作为初值, 进行本时刻第1轮迭代计算, 第1轮计算完成后, 由(39)式算得X向坐标预估值 X' , 此后入轨点纬度幅角 U 按以下公式迭代计算

$$U^{(i+1)} = U^{(i)} + \tan^{-1}(X'/Y^*),$$

当 $|X^{(i)}|$ 或 $|U^{(i+1)} - U^{(i)}|$ 小于指定迭代精度要求时, 本时刻迭代结束.

获得满足终端约束的控制参数($C_1, C_2, D_2, E_2, C_3, D_3, E_3$)后, 计算控制参数当前($t=0$)值

$$\begin{cases} U_1 = C_1/\lambda, \\ U_2 = (C_2 + D_2)/\lambda, \\ U_3 = (C_3 + D_3)/\lambda, \end{cases} \quad (53)$$

$$\lambda = [C_1^2 + (C_2 + D_2)^2 + (C_3 + D_3)^2]^{0.5}. \quad (54)$$

9 火箭姿态角计算

火箭姿态控制用俯仰角 ϕ_{cx} 和偏航角 ψ_{cx} 相对发射惯性坐标系定义, 有

$$\begin{cases} \cos\phi_{cx} \times \cos\psi_{cx} = U_1g, \\ \sin\phi_{cx} \times \cos\psi_{cx} = U_2g, \\ -\sin\psi_{cx} = U_3g, \end{cases} \quad (55)$$

这里, U_1g, U_2g, U_3g 为控制参数在发射惯性坐标系下3分量, 可由它在入轨点轨道坐标系下3分量(U_1, U_2, U_3), 经坐标转换而得, 计算公式如下

$$\begin{bmatrix} U_1g \\ U_2g \\ U_3g \end{bmatrix} = \overline{\mathbf{Ma}} \cdot \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \end{bmatrix}, \quad (56)$$

而 $\overline{\mathbf{Ma}}$ 为 $\mathbf{Ma}$ 的转置矩阵.

由(55)式得

$$\phi_{cx} = \tan^{-1}(U_2g/U_1g), \quad (57)$$

$$\psi_{cx} = \sin^{-1}(-U_3g). \quad (58)$$

10 当飞行轨道分成两段及多段时迭代制导的处置

根据过去液体运载火箭发射轨道设计的经验, 在一级飞行结束后, 火箭基本在大气层外飞行, 其飞行俯仰角程序一般分成两段或更多段, 有时各段发动机参数(包括真空比冲 V_{ex} 和推进剂每秒消耗量 R)

也不相同, 因此相关迭代制导也需要分成两段或多段进行.

多段迭代制导中入轨前一段迭代应与前面介绍相同, 而其它段迭代的核心是确定本段终点火箭运动参数约束 V_x^* , V_y^* , V_z^* 和 y^* , z^* , 本段终点 V_x^* , V_y^* , V_z^* 和 y^* , z^* 确定后, 迭代制导的方法就与前面介绍的末段迭代制导方法一样了.

原则上本段及本段以前火箭运动参数的误差, 应由本段的迭代制导加以消除, 因此本段终点火箭运动参数约束 V_x^* , V_y^* , V_z^* 和 y^* , z^* , 应由本段终点火箭发射惯性坐标系中理论运动参数 V_{xg} , V_{yg} , V_{zg} 和 xg , yg , zg 转换而得, 而转换矩阵参数本段终点纬度幅角 U , 轨道倾角 i 以及升交点赤经 Ω (或升交点经度 Ω_e) 也可由本段终点火箭发射惯性坐标系中理论运动参数 V_{xg} , V_{yg} , V_{zg} 和 xg , yg , zg 计算, 不过由于火箭推力无法在飞行中调整, 无法满足 X 向坐标约束 X^* , 所以这里算得的纬度幅角 U 只能作为初值, 仍需要像第 8 节那样参与迭代, 即使这样, 迭代至本段终点, 火箭飞行时间和航程仍将出现误差.

如果下一段发动机参数与本段不同, 可通过调整关机参数调整本段结束时间, 从而消除火箭入轨点航程或总飞行时间的部分偏差.

11 迭代制导算法仿真

为检验以上迭代制导算法的效果和适用性, 设

定 CZ-2F 载人运载火箭发射飞船实现与目标飞行器交会对接的轨道, 进行了数值仿真计算. 迭代制导从火箭起飞后 233.633 s (二级飞行 75 s) 开始, 此时火箭已经抛掉飞船整流罩. 为简化计算假定火箭二级主发动机和游动发动机都为一次关机, 不考虑发动机的关机过程和推力后效, 主发动机关机后推力和推进剂流量立即为零, 游机关机后飞船立即进入预定轨道.

11.1 迭代制导分段及理论轨道

火箭的迭代制导分主发动机工作段和游动发动机单独工作段两段进行, 主发动机工作段迭代制导从火箭起飞后 233.633 s 开始, 至主发动机关机前结束, 由迭代制导计算的火箭需要继续飞行时间 T 控制, 主发动机关机按火箭飞行速度控制. 游动发动机单独工作段迭代制导在主发动机关机后开始 (如果主发动机分 2 次关机, 应从其推力后效完全结束开始), 至游动发动机关机前结束, 由本段需要继续飞行时间 T 控制, 而游动发动机按轨道半长轴关机, 以保证轨道半长轴的控制精度.

理论轨道计算, 偏航程序角取零, 火箭发射瞄准方向取 99 deg, 发射点天文经、纬度同 CZ-2F 火箭. 而火箭主发动机工作段与游动发动机组合比冲取 2930.9 m/s, 推进剂每秒总消耗量取 270.589 kg/s, 游动发动机单独工作段发动机比冲取 2751.8 m/s, 推进剂每秒总消耗量取 16.690 kg/s. 相关特征点参数如表 1.

表 1 理论轨道特征点基本参数

参数名称(单位)	迭代开始	主发动机关机	飞船入轨
飞行时间/s	233.6333	456.3425	614.5424
发射惯性系坐标 xg/m	359828.1	1405036.7	2554081.7
发射惯性系坐标 yg/m	6486642.6	6410688.6	6054337.4
发射惯性系坐标 zg/m	7524.8	-5294.6	-13834.3
发射惯性系速度 $V_{xg}/m \cdot s^{-1}$	3153.7047	7250.992	7230.599
发射惯性系速度 $V_{yg}/m \cdot s^{-1}$	480.6849	-1483.509	-3047.126
发射惯性系速度 $V_{zg}/m \cdot s^{-1}$	-58.5897	-55.895	-51.784
火箭质量/kg	77545.8	15183.2	14642.8
俯仰程序角/deg	19.35747	-9.00436	-35.10152
偏航程序角/deg	0.0	0.0	0.0
至地球中心距离/m	6496619.5	6562856.5	6571036.9
垂直速度/ $m \cdot s^{-1}$	654.5531	103.2915	3.0332
水平速度/ $m \cdot s^{-1}$	3122.8040	7400.6850	7846.6054
纬度幅角 U/deg	-	111.9929	122.5420
近地点高度 H_p/m	-	-986030	200000
远地点高度 H_a/m	-	197702	400000
轨道倾角 i/deg	-	41.9846	42.0021
近地点幅角 ω/deg	-	299.2948	121.0422
升交点地理经度 Ω_e/deg	-	-4.4590	-5.1712

根据以上理论弹道参数可计算出主发动机工作段迭代制导终点目标参数，列出如表 2。

游动发动机单独工作段迭代制导终点目标参数，列出如表 3。

11.2 零干扰弹道与理论弹道特征点参数对比

为了了解迭代制导的基本情况，首先在零干扰下

迭代制导，进行了零干扰弹道计算，其特征点基本参数与前面理论弹道相应参数对比如表 4。

飞船入轨参数与理论弹道相应参数对比如表 5。

两条弹道火箭飞行中的姿态程序角对比如图 1。图 1 中，细实线为理论弹道俯仰程序角，粗实线为迭代制导俯仰程序角 $Ficx$ 和迭代制导偏航程序角 $PScx$ 。

表 2 主发动机工作段迭代制导终点目标参数

参数名称	符号	单位	数值
垂直速度(入轨点轨道坐标系 Y 向速度)	V_r 和 V_y^*	m/s	103.2915
水平速度(入轨点轨道坐标系 X 向速度)	V_p 和 V_x^*	m/s	7400.6850
至地心距离(入轨点轨道坐标系 Y 向坐标)	r 和 y^*	m	6562856.5
轨道倾角	i	deg	41.9846
升交点赤经与发射惯性坐标系 OY 轴赤经之差	$\Delta\Omega$	deg	-102.8688

表 3 游动发动机单独工作段迭代制导终点目标参数

参数名称	符号	单位	数值
轨道半通径	P	m	6669505.0
轨道偏心率	e	-	0.01499029
轨道近地点幅角	ω	deg	121.0422
轨道倾角	i	deg	42.0021
升交点赤经与发射惯性坐标系 OY 轴赤经之差	$\Delta\Omega$	deg	-102.9200

表 4 零干扰弹道与理论弹道特征点参数对比

特征点	参数名称	零干扰弹道	理论弹道	偏差
主发动机关机点	飞行时间/s	456.3454	456.3425	0.0029
	发射惯性系坐标 xg/m	1405484.7	1405036.7	448.0
	发射惯性系坐标 yg/m	6410590.7	6410688.6	-97.9
	发射惯性系坐标 zg/m	-5301.6	-5294.6	-7.0
	发射惯性系速度 $V_{xg}/m\cdot s^{-1}$	7250.9062	7250.992	-0.086
	发射惯性系速度 $V_{yg}/m\cdot s^{-1}$	-1483.9310	-1483.509	-0.422
	发射惯性系速度 $V_{zg}/m\cdot s^{-1}$	-55.8269	-55.895	0.068
	火箭质量/kg	15182.36	15183.2	-0.84
	俯仰程序角/deg	-10.7082	-9.00436	-1.7038
	偏航程序角/deg	-0.0728	0.0	-0.0728
飞船入轨点	飞行时间/s	615.0274	614.5424	0.485
	发射惯性系坐标 xg/m	2557877.4	2554081.7	3795.7
	发射惯性系坐标 yg/m	6052736.9	6054337.4	-1600.5
	发射惯性系坐标 zg/m	-13862.9	-13834.3	-28.6
	发射惯性系速度 $V_{xg}/m\cdot s^{-1}$	7228.7391	7230.599	-1.860
	发射惯性系速度 $V_{yg}/m\cdot s^{-1}$	-3051.5310	-3047.126	-4.405
	发射惯性系速度 $V_{zg}/m\cdot s^{-1}$	-51.7459	-51.784	0.038
	火箭质量/kg	14633.96	14642.8	-8.84
	俯仰程序角/deg	-34.8240	-35.10152	0.2775
	偏航程序角/deg	-0.8736	0.0	-0.8736

表 5 零干扰弹道与理论弹道入轨点轨道参数对比

参数名称	零干扰弹道	理论弹道	偏差
入轨前飞行时间/s	615.0274	614.5424	0.485
入轨点纬度幅角/deg	122.5781	122.5420	0.0361
轨道半长轴/m	6671004	6671004	0
轨道偏心率	0.01499040	0.01499029	0.00000011
轨道近地点高度/m	199999	200000	-1
轨道远地点高度/m	400001	400000	1
近地点幅角/deg	121.0106	121.0422	-0.0316
轨道倾角/deg	42.0022	42.0021	0.0001
升交点地理经度/deg	-5.1737	-5.1712	-0.0025

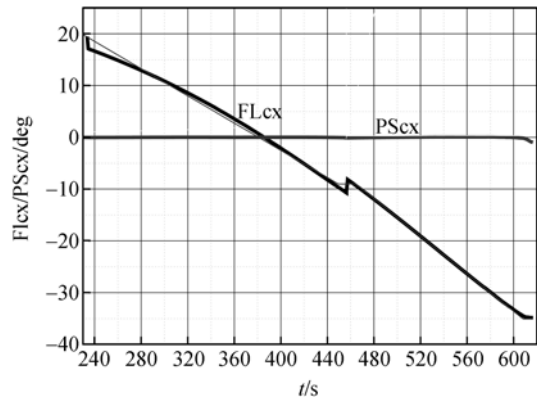


图 1 火箭飞行中的姿态程序角对比

由表 4 所列数据和图 1 曲线可以看出, 零干扰弹道与理论弹道有一定差异, 这是由迭代制导数学模型的近似造成的, 为得到便于箭上计算机完成迭代计算的迭代制导计算方法, 前面第 2 节至第 6 节对火箭运动方程和最优控制解作了简化处理, 认为火箭是在常值引力场内飞行, 并忽略了改正量 $D_2 - t \times E_2$ 和 $D_3 - t \times E_3$ 二阶及更高阶小量的影响, 这使所迭代出的火箭姿态程序角偏离理论弹道相应值, 随之零干扰弹道也偏离理论弹道. 不过由表 5 所列数据可以看出, 除了不能通过迭代控制的入轨点飞行时间和纬度幅角外, 其它轨道参数零干扰弹道相对理论弹道的偏差都很小, 说明迭代制导是可行的, 同时表 4 所列弹道偏差并不大, 可以接受.

但是, 上述迭代制导方法在火箭参数出现偏差以及在飞行中遇到干扰后, 能否有效控制飞船入轨参数, 达到相应入轨精度要求? 迭代会不会发散? 在

什么情况下会发散? 这是我们应该关心的问题.

11.3 迭代制导算法收敛范围分析

迭代制导开始后, 火箭已经抛掉飞船整流罩, 在真空中飞行, 没有空气动力作用, 其参数偏差主要是发动机(包括主机和游机)参数偏差, 包括比冲偏差, 推进剂每秒消耗量偏差, 推力作用线横移和偏斜(俯仰、偏航两方向), 还有火箭迭代制导开始时火箭的运动参数(速度、坐标)偏差, 以及火箭质量偏差和起飞时间偏差. 设置这些参数的正负偏差, 对火箭飞行和迭代制导进行仿真. 获得这些参数偏差的收敛范围和相应飞船入轨点轨道参数偏差, 计算结果列入表 6 和 7. 表中, δH_p 为近地点高度偏差, δH_a 为远地点高度偏差, 它们单位都为 m, δU 为入轨点纬度幅角偏差, δi 为轨道倾角偏差, $\delta \omega$ 为轨道近地点幅角偏差, $\delta \Omega$ 为轨道升交点赤经偏差, 它们单位都为 deg. 而 δV_{xg} , δV_{yg} , δV_{zg} 为迭代开始火箭运动速度在发射惯性坐标系中分量的偏差, 单位为 m/s; δxg , δyg , δzg 为迭代开始火箭在发射惯性坐标系中坐标的偏差, 单位为 m; δm 为迭代开始火箭质量偏差, 单位为 kg; δR_2 和 δR_3 分别为主发动机工作段和游机单独工作段推进剂每秒消耗量偏差, 单位为 kg/s; δV_{ex_2} 和 δV_{ex_3} 则为相应两段发动机比冲偏差, 单位为 m/s; $\delta \Phi_2$ 和 $\delta \Psi_2$ 为主发动机工作段由推力作用线偏斜、推力作用线横移以及火箭质心横移折算的火箭俯仰和偏航角偏差, $\delta \Phi_3$ 和 $\delta \Psi_3$ 则为游机单独工作段火箭相应俯仰和偏航角偏差, 它们单位都为 deg; 最后 δt_f 为火箭起飞时间(平台断开调平时间)偏差, 单位为 s.

表 6 参数最大负偏差及其引起的飞船入轨参数偏差

参数偏差	δU	δH_p	δH_a	δi	$\delta \omega$	$\delta \Omega$
$\delta V_{xg} = -560$	-2.25178	1.9002	-1.9000	-0.00001	0.01093	-0.00001
$\delta V_{yg} = -870$	-2.61858	1.9879	-1.9878	-0.00001	0.01524	-0.00001
$\delta V_{zg} = -1000$	-0.74582	1.1060	-1.1061	-0.00007	0.01677	0.00017
$\delta xg = -45000$	-0.42734	0.2602	-0.2600	0.00000	-0.00419	0.00000
$\delta yg = -130000$	-2.08435	1.7674	-1.7673	-0.00001	0.01270	-0.00001
$\delta zg = -195000$	-1.17023	1.2407	-1.2409	-0.00006	0.01185	0.00012
$\delta m = -2600$	-0.62371	0.2008	-0.2007	0.00000	-0.01374	0.00000
$\delta R_2 = -15.0$	0.49461	-0.3337	0.3338	0.00000	0.00219	0.00000
$\delta V_{ex_2} = -880$	-3.94355	3.2045	-3.2042	-0.00001	0.00740	-0.00002
$\delta \Phi_2 = -13.0$	0.00967	0.6567	-0.6567	0.00000	0.01437	0.00000
$\delta \Psi_2 = -20.0$	1.84672	-0.1294	0.1295	0.00005	0.01612	-0.00010
$\delta R_3 = -2.9$	2.23333	-0.2634	0.2634	0.00000	0.01643	0.00001
$\delta V_{ex_3} = -360$	1.38706	0.1728	-0.1727	0.00000	0.01703	0.00001
$\delta \Phi_3 = -0.50$	0.00080	1.5063	-1.5066	0.00000	0.04007	0.00000
$\delta \Psi_3 = -3.0$	0.01047	0.0692	-0.0717	-0.00082	-0.00017	0.00190
$\delta t_f = -1800$	-7.10001	5.1075	-5.1075	-0.00003	0.00980	-0.00001

表 7 参数最大正偏差及其引起的飞船入轨参数偏差

参数偏差	δU	δH_p	δH_a	δi	$\delta \omega$	$\delta \Omega$
$\delta V_{xg} = 540$	2.41333	-2.2216	2.2217	0.00000	0.00050	0.00001
$\delta V_{yg} = 1070$	-1.65798	1.5634	-1.5633	0.00000	-0.00073	-0.00001
$\delta V_{zg} = 1000$	-1.79016	1.6390	-1.6389	0.00003	0.00723	-0.00009
$\delta xg = 62000$	0.58068	-0.2783	0.2785	0.00000	0.00428	0.00001
$\delta yg = 160000$	-1.12244	1.1924	-1.1924	0.00000	0.01037	-0.00001
$\delta zg = 200000$	-0.62481	1.0394	-1.0394	0.00005	0.01650	-0.00014
$\delta m = 4000$	0.95556	-0.1384	0.1383	0.00000	0.01024	0.00000
$\delta R_2 = 9.0$	-0.27385	0.2034	-0.2033	0.00000	-0.00139	0.00000
$\delta V_{ex_2} = 320$	1.36688	0.2008	-0.2007	0.00000	0.01723	0.00001
$\delta \Phi_2 = 10.0$	-0.01127	0.4769	-0.4768	0.00000	0.01018	0.00000
$\delta \Psi_2 = 20.0$	2.24920	-0.1703	0.1705	-0.00007	0.01723	0.00018
$\delta R_3 = 1.5$	-0.82810	0.9861	-0.9859	0.00000	0.00958	0.00000
$\delta V_{ex_3} = 160$	-0.50979	-0.0683	0.0682	0.00000	-0.01745	0.00000
$\delta \Phi_3 = 0.50$	-0.00013	-2.3760	2.3750	0.00000	-0.05744	0.00000
$\delta \Psi_3 = 3.0$	0.01100	0.0990	-0.1006	0.00023	0.00210	-0.00053
$\delta t_f = 1600$	2.64486	-1.3957	1.3955	-0.00002	0.00883	0.00006

从表 6 和 7 所列数据可以看出，以上迭代制导方法收敛范围是很大的，远远大于火箭参数可能出现的最大偏差，完全可以满足火箭迭代制导收敛范围的要求。在收敛范围边界，迭代制导后近地点高度偏差最大达到 5.11 m，远地点高度偏差与近地点高度偏差数值接近符号相反，轨道半长轴偏差为 0 (这是因为入轨前采用了半长轴关机)，轨道倾角偏差最大达到 -0.00082 deg，近地点幅角偏差最大达到 -0.05744 deg，升交点赤经偏差最大达到 0.0019 deg，这个迭代制导精度应该能满足运载火箭入轨控制精度的要求。

另外，从表 6 和 7 所列数据可以看出，迭代制导后飞船入轨参数偏差与火箭自身参数偏差以及飞行

中受到的外干扰的大小没有比例关系，这与摄动制导不同，因此不能使用分项加最大偏差求均方和的方法计算迭代制导的最大方法误差。

11.4 迭代制导方法误差仿真结果

为估计 CZ-2F 火箭采用以上迭代制导方法产生的制导方法误差，根据 CZ-2F 火箭的弹道偏差及结构参数偏差情况，加入使用蒙特卡罗方法产生的随机干扰，对火箭采用迭代制导的方法误差进行了仿真计算， 1×10^4 条加入各种干扰的仿真偏差弹道入轨点主要轨道参数偏差的分布情况如图 2~4。而根据 CZ-2F 偏差弹道计算资料确定的火箭最大偏差数据

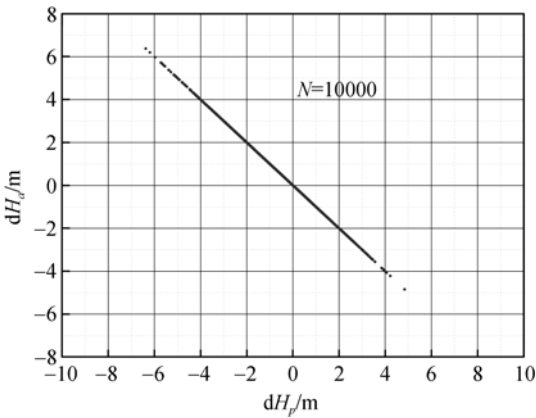


图 2 近地点高度偏差 dH_p 和远地点高度偏差 dH_a 散布情况(单位:m)

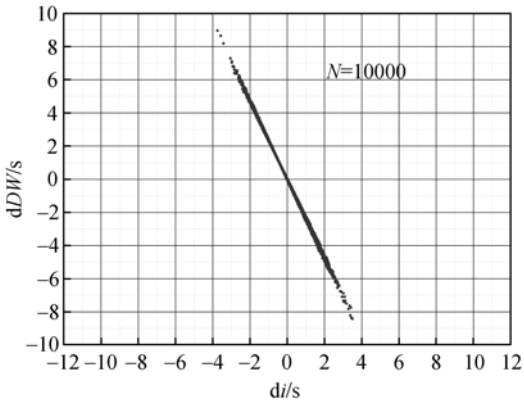


图 3 轨道倾角偏差 di 和升交点赤经偏差 dW 散布情况(单位:角秒)

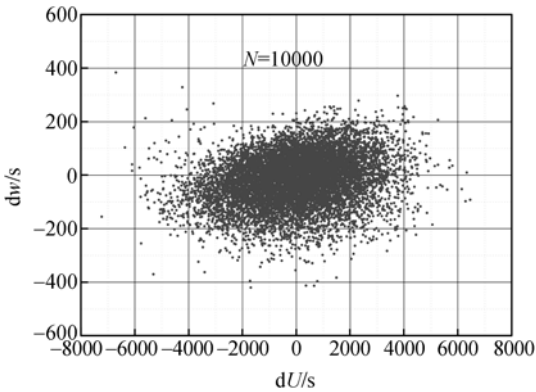


图 4 入轨点纬度幅角偏差 dU 和近地点幅角偏差 dw 散布情况(单位:角秒)

如表 8. 认为以上参数偏差互相独立并服从正态分布, 表中所列最大偏差值应为其 3 倍方差(3σ), 但是为留有余量, 在仿真计算中将表 8 所列数据除 2 作为相应参数的方差.

由图 2 可以看出, 由于入轨前采用半长轴关机, 轨道半长轴偏差很小, 而近地点高度和远地点高度偏差呈现负相关, 最大偏差不超过 6.5 m. 由图 3 可以看出, 轨道倾角和升交点赤经偏差也呈现负相关, 轨道倾角最大偏差不超过 4 角秒(0.0011 deg), 升交点赤经最大偏差不超过 9 角秒(0.0025 deg). 由图 4 可以看出, 入轨点纬度幅角和近地点幅角偏差没有相关关系, 入轨点纬度幅角最大偏差达 7200 角秒(2.0 deg), 而近地点幅角最大偏差达 420 角秒(0.1167 deg), 这是因为火箭发动机推力不能调节, 以上迭代制导方法无法控制飞船入轨点纬度幅角, 而飞船轨道近点高度 200 km, 远点高度 400 km, 很接近圆形轨道, 近地点位置对火箭运动参数偏差非常敏感, 因此轨道近地点幅角最大偏差也比较大.

为对入轨点纬度幅角进行必要控制, 以减小其偏差 dU , 可根据主发动机工作段迭代结束前对其关

表 8 与迭代制导相关的 CZ-2F 火箭参数最大偏差

符号	单位	最大偏差	符号	单位	最大偏差
δV_{xg}	m/s	92.5	δV_{ex_2}	m/s	30.0
δV_{yg}	m/s	92.7	$\delta \Phi_2$	deg	0.4
δV_{zg}	m/s	36.0	$\delta \Psi_2$	deg	0.4
δx_g	m	11500	δR_3	kg/s	0.5
δy_g	m	4300	ΔV_{ex_3}	m/s	28.0
δz_g	m	12400	$\delta \Phi_3$	deg	0.5
δm	kg	1000	$\delta \Psi_3$	deg	0.5
δR_2	kg/s	7.0	δf	s	240

机点纬度幅角的预测值 U , 调整主发动机关机速度 $V_{k2}(V_{k2} = V_{k2}^* + C \times (U - U_{k2}^*))$, 以消除主发动机关机时纬度幅角偏差造成的飞船入轨点纬度幅角偏差. 根据关机点纬度幅角预测值 U 调整主发动机关机速度 V_{k2} 后, 对火箭采用迭代制导的方法误差进行了新一轮仿真计算, 发现飞船入轨点轨道参数偏差中, 只有入轨点纬度幅角偏差明显减小, 其他参数偏差只有微量变化. 对应入轨点纬度幅角和近地点幅角偏差散布情况参见图 5.

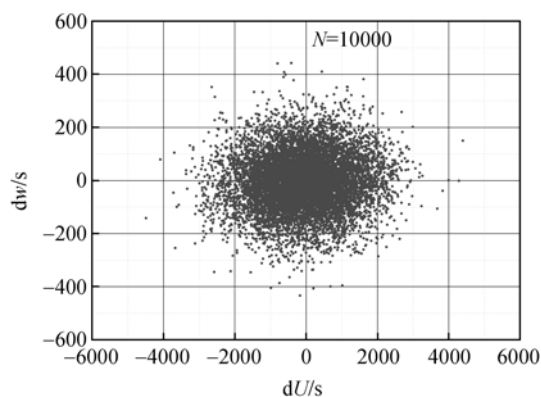


图5 入轨点纬度幅角偏差 dU 和近地点幅角偏差 dw 散布情况(单位: 角秒)

(按主发动机关机点纬度幅角预测值调整主发动机关机速度 V_{k2})

从图 5 可以看出, 根据关机点纬度幅角预测值 U 调整主发动机关机速度 V_{k2} 后, 近地点幅角最大偏差由 420 角秒增加至 450 角秒, 而入轨点纬度幅角偏差则由 7200 角秒(2.0 deg)减小至 4500 角秒(1.25 deg).

如果能够在主发动机工作段迭代制导停止后(需要继续飞行时间 $T < 10$ s), 立即开始预测飞船入轨点纬度幅角 U , 并根据入轨点纬度幅角预测值 U 调整主发动机关机速度 V_{k2} , 则飞船入轨点纬度幅角偏差可进一步减小. 但是, 由于无法消除游机工作段参数

偏差造成的飞船入轨点纬度幅角偏差, 这么调整主发动机关机速度 V_{k2} , 使飞船入轨点纬度幅角偏差减小至 0.5 deg 以下仍然是困难的.

11.5 迭代制导姿态程序角跳跃和发散的处理

由图 1 可以看出, 在每段迭代制导的始点, 所得火箭的姿态程序角相对前一时刻都有一定差异或跳跃, 当存在参数偏差时, 这种跳跃会更大, 为了避免这种跳跃对火箭姿态控制带来不利影响, 限制这种跳跃是必要的, 所以对迭代制导获得的姿态程序角速率应加以限制, 本节在计算中限制姿态程序角速率不得超过 2 deg/s, 在迭代周期取 0.1 s 的情况下, 迭代计算得到的姿态角, 要与前一节点进行比较, 当两者之差大于 0.2 deg 时, 则按 2 deg/s 角速率重新计算当前的姿态角值. 另外, 在每段迭代的终点附近, 由于需要继续飞行时间 T 和需要增加速度 W_0 都接近于零, 这会引起姿态程序迭代结果迅速变化, 甚至导致迭代发散, 为此需要在临近终点前停止迭代, 此后火箭姿态角根据前面算出的参数 $C_1, C_2, C_3, D_2, E_2, D_3, E_3$ 和自停止迭代开始历经的时间 t , 按 (16)~(18) 和 (56)~(58) 式计算, 仿真计算中都作了这种处理, 一般以迭代中算出的需要继续飞行时间 T 进行控制, 当 T 小于指定的 $T_{\min}$ (一般取 10 s) 时, 停止迭代计算.

12 结论

从火箭简化运动方程及其最优控制解出发, 以火箭推力方向的 3 分量为控制变量, 导出的迭代制导方法计算简便, 更有利于箭机实现. 数字仿真结果数明, 它有足够的收敛范围, 并能够有效提高火箭入轨参数控制精度.

参考文献

- 1 陈新民, 余梦伦. 迭代制导在运载火箭上的应用研究. 宇航学报, 2003, 24(5): 484—489
- 2 李华滨, 李伶. 小型固体运载火箭迭代制导方法研究. 航天控制, 2002, 20(2): 29—37