

火星探测器飞行轨道设计

尹大伟, 文援兰, 刘 峰, 廖 瑛

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 在一些基本假设的基础上, 初步设计了从地球停泊轨道发射探测器到达火星的飞行轨道。运用圆锥曲线拼接法, 设计了采用双共切和单共切两种不同的日心段转移方式时, 探测器日心段、地心段和火星中心段的飞行轨道, 并分析比较了这两种设计方法的特点。根据限制性二体问题动力学模型, 仿真计算了探测器在不同轨道段的飞行轨迹, 结果表明, 探测器可以按照所设计的轨道飞行到达火星, 并被其捕获, 成为环绕火星飞行的卫星。

关 键 词: 轨道设计; 火星探测器; 轨道拼接法; 霍曼 (Hohmann) 转移

中图分类号: V412.42

文献标识码: A

文章编号: 1002-0853(2009)05-0040-04

引言

火星是距离地球最近的外行星, 对火星的探测和开发具有十分重要的意义。火星探测是近年来航天活动的热点之一, 美、俄等曾多次发射探测器对火星进行探测活动, 取得了丰硕的成果。我国已经成功发射了“嫦娥一号”绕月探测器, 具备了一定的深空探测能力。研究火星探测轨道与近地航天器有很大差异, 出现了许多新的问题, 例如: 力学模型的选择, 轨道的设计方法, 发射窗口的选择, 导航及制导等^[1]。本文进行了初步的轨道设计研究, 设计出了从地球发射飞往火星并绕火星飞行的探测器飞行轨道。

1 基本假设

在研究火星探测器飞行轨道过程中进行如下假设^[2]:

(1) 忽略火星绕日轨道与黄道面的倾角, 假设探测器在黄道面内完成所有飞行段的轨道转移;

(2) 由于星际航行消耗的燃料有限, 飞行时间长, 为缩短飞行时间, 目前多采用大推力火箭发动机, 本文假设发动机按冲量模式工作;

(3) 探测器在飞往火星过程中, 按照影响球理论, 假设每一时刻只受对其运动影响最大的中心引

力体的作用, 因此使用限制性二体模型和受摄二体模型求解飞行轨道。

2 坐标系定义

研究探测器的运动, 首先需要定义参考坐标系。根据火星探测器飞行轨道特点, 定义三个坐标系: 日心黄道惯性系、地心黄道惯性系和火星中心黄道惯性系。以日心黄道惯性系为例, 坐标系定义如下: 坐标原点为太阳质心, x 轴指向 1900.0平春分点, y 轴在黄道面内沿逆时针方向垂直于 x 轴, z 轴垂直于黄道面, 指向与 x 轴和 y 轴成右手定则关系。地心惯性系和火星中心惯性系坐标原点分别定义在地球质心和火星质心, 坐标轴指向定义与日心黄道惯性系平行。

3 地球、火星轨道要素的计算

进行火星探测器的飞行轨道设计前, 首先需要地球和火星绕日的精确轨道参数。本文利用 JPL 星历计算程序得到 2008~2017年的行星位置数据^[2], 计算步长设为 4 h, 使用最小二乘法拟合出日心惯性坐标系下地球和火星位置坐标随时间变化的规律, 采用 6阶拟合, 位置对时间求导即可得到速度。由 JPL 星历得到的实时数据点太多, 本文将地火 10 年的星历数据每 21个记录分为一组进行分段拟合,

收稿日期: 2009-01-04 修订日期: 2009-02-25

基金项目: 国家自然科学基金资助 (10573041); 国家“863”计划资助 (2007AA12Z308)

作者简介: 尹大伟 (1981-), 男, 山东威海人, 博士研究生, 研究方向为飞行器系统建模仿真、自主导航;

文援兰 (1965-), 男, 湖南醴陵人, 副教授, 博士, 研究方向为航天器轨道确定、航天器控制与仿真。

拟合后取中间第 11 个点作为后续计算的计算点。由拟合出的位置、速度可以求出地球和火星的轨道要素。由于地球和火星的轨道根数是随时间变化的,需计算出地球和火星的平均轨道根数,本文采用迭代方法确定平均轨道根数。

4 探测器飞行轨道设计

根据基本假设,按照探测器不同的飞行阶段,使用圆锥曲线拼接法和影响球概念^[3],在精确确定地球、火星轨道参数的基础上,分别设计地心段、日心段和火星中心段飞行轨道。首先选择日心段轨道转移方式,根据发动机的能力,日心转移轨道选择为椭圆轨道,本文设计双共切和单共切两种日心段转移轨道。根据两种日心段轨道设计值,计算相应的地球中心段和火星中心段飞行轨道。地心段飞行轨道设计为圆形近地停泊轨道和双曲线转移轨道,火星中心段飞行轨道为双曲线转移轨道和近火星圆形绕飞轨道。

4.1 日心段双共切轨道设计

参考坐标系为日心黄道惯性系,探测器日心飞行轨道的初始条件为:

$$R_0 = R_{\oplus 0} + R_e \quad (1)$$

$$V_0 = V_{\oplus 0} + \dot{V}_{\infty} \quad (2)$$

式中, R_0 和 V_0 分别为火星探测器在此时刻的日心位置和速度; $R_{\oplus 0}$, $V_{\oplus 0}$ 分别为地球在日心轨道上 $t = 0$ 时的位置和速度; 矢量 R_0 由地球中心指向飞出地球影响球交点; \dot{V}_{∞} 为火星探测器飞出地球影响球时的地心速度。

当 \dot{V}_{∞} 与 $V_{\oplus 0}$ 共线时,可得到 V_0 的极值。因此将 V_0 的方向设计为与地球的公转速度方向相同,对于外行星探测器而言: $V_0 = V_{\oplus 0} + \dot{V}_{\infty}$ 。轨道设计时,设计探测器飞出地球影响球时从影响球下方飞出;进入火星影响球时,从影响球下方进入,且分别沿地球、火星绕日公转的速度方向。根据双共切转移轨道几何关系,可以得出双共切日心段轨道长半轴为:

$$a_s = (R_0 + R_t + R_e - R_{\oplus}) / 2 \quad (3)$$

式中, R_0 为地球的日心距; R_t 为火星的日心距; R_e , R_{\oplus} 分别为地球、火星影响球半径。双共切轨道到达火星的飞行时间为半个椭圆轨道周期,因此 $T_s = \pi \sqrt{a_s^3 / \mu}$ 。

飞出地球影响球时探测器日心轨道速度为:

$$V_0 = \sqrt{2 \times \left(\frac{\mu}{R_0 + R_e} - \frac{\mu}{2 a_s} \right)} \quad (4)$$

到达火星影响球时探测器的日心速度为:

$$V_T = \sqrt{2 \times \left(\frac{\mu}{R_t - R_{\oplus}} - \frac{\mu}{2 a_s} \right)} \quad (5)$$

根据椭圆轨道性质可计算出日心轨道段其他轨道要素。

4.2 日心段单共切轨道设计

当日心段采用单共切转移轨道时,设转移角度为 f_s 。轨道设计时,探测器飞出地球影响球方式与双共切时相同。飞入火星影响球时,沿火星中心和日心连心线与火星影响球下的交点以速度倾角 Θ_T 方向进入,则探测器初始矢径大小为 $R_0 + R_e$,终止位置矢径大小为 $R_t - R_{\oplus}$,则有轨道方程:

$$\left. \begin{aligned} R_0 + R_e &= \frac{P_s}{1 + \epsilon \cos \Theta_0} \\ R_t - R_{\oplus} &= \frac{P_s}{1 + \epsilon \cos \Theta_T} \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

由式(6)可求得单共切椭圆转移轨道的半通径 P_s 和偏心率 ϵ ,从而可计算其他轨道要素,以及 T_s , Θ_T , V_0 , V_{∞} 。

4.3 地心段轨道设计

参考系为地心黄道坐标系,根据日心段得到的 V_0 设计地心段轨道。由式(2)可知,地心双曲线剩余速度为: $V_{\infty} = V_0 - V_{\oplus 0}$ 。

双曲线转移轨道的近地点与停泊轨道半径 $R_{\oplus 0}$ 相等,故有双曲线轨道近地点速度 $V_{\oplus P} = \sqrt{\frac{V_{\infty}^2}{1 + 2\mu_{\oplus}/R_{\oplus 0}}}$ 。为使特征速度 ΔV_1 最小,在停泊轨道上施加沿轨道切线方向的冲量,得出特征速度 $\Delta V_1 = V_{\oplus P} - \sqrt{\mu_{\oplus}/R_{\oplus 0}}$ 。双曲线轨道瞄准参数 $B_0 = R_{\oplus 0} \sqrt{1 + (V_{\infty}^2 / V_{\oplus 0}^2)}$,由瞄准参数可计算出地心双曲线转移轨道的偏心率、渐近线真近点角和偏转角分别为: $\Theta_0 = (1 + B_0^2 / \mu_{\oplus}^2)^{1/2}$, $f = \arccos(-1/\Theta_0)$, $\delta/2 = \arcsin(1/\Theta_0)$ 。

4.4 火星中心段轨道设计

参考系为火星中心黄道惯性系。当火星探测器沿双共切日心轨道到达火星影响球边界时,该点为日心轨道与火星中心轨道的拼接点,双共切轨道运动时 V_T 与交会时刻火星飞行速度 V_{T1} 共线,探测器从火星影响球的前方进入,所以有: $V_{\infty} = V_{T1} - V_{\oplus}$ 。

与地心段飞行轨道相似,确定双曲线飞行轨道的瞄准参数 B 求得双曲线轨道的偏心率 ϵ 长半轴 a ,渐近线真近点角 f_{∞} 和速度偏转角 δ 。由双曲线轨道变为绕火星飞行的环绕轨道时,需要沿探测器飞行的反切线方向施加冲量,降低速度,其特征速度为:

$$\Delta V_1 = V_P - \sqrt{\mu_t/r_P} \quad (7)$$

式中, V_P 为火星双曲线轨道近心点的速度; r_P 为绕飞轨道高度。

当日心轨道段为单共切椭圆时, 火星探测器抵达火星影响球边界时, V_1 和 V_{1T} 不共线, 两者之间有夹角 Θ_T , 此时 $V_{1\infty}$ 不与 V_{1T} 共线, $V_{1\infty}$ 的方向可由矢量三角形确定, 其大小为:

$$V_{1\infty} = \sqrt{V_T^2 + V_{1T}^2 - 2V_TV_{1T}\cos\Theta_T} \quad (8)$$

其他轨道参数和特征速度的计算方法与双共切时相同。

4.5 轨道设计结果

初始条件: 假设设计的地心停泊圆轨道高度为 200 km, 火星中心段绕飞圆轨道高度 500 km, 日心段选择单共切转移方式时转移角度设为 120°。按照轨道设计步骤, 分别设计出日心单共切和双共切转移轨道情况下的三段轨道。以日心段为例, 双共切和单共切转移方式结果见表 1。由设计结果可知, 采用双共切转移轨道时, 消耗能量小, 但飞行时间长。且如果在双共切转移方式时地心段的特征速度基础上, 增加很小的速度增量, 就可以将日心段的双共切轨道段变为单共切轨道, 使日心段飞行时间大大缩短。由表 1 知, 增加的速度增量仅为 0.364 741 45 km/s, 但飞行时间节省了约 108.6 天, 大大缩短了飞行时间^[4]。

表 1 日心段轨道设计结果

| 参数 | 双共切 | 单共切 |
|------------------------|-------------------------------|-------------------------------|
| 半长轴 /m | 1.887 876 28×10 ¹¹ | 2.128 490 30×10 ¹¹ |
| 偏心率 | 0.207 289 83 | 0.296 901 32 |
| 转移时间 /s | 2.236 838 55×10 ⁷ | 1.298 417 47×10 ⁷ |
| 初速度 /m·s ⁻¹ | 3.272 181 02×10 ⁴ | 3.391 446 86×10 ⁴ |
| 末速度 /m·s ⁻¹ | 2.148 523 97×10 ⁴ | 2.326 133 80×10 ⁴ |
| 地、火初相角 /rad | 0.773 315 25 | 0.719 681 37 |

5 飞行轨道仿真结果及分析

根据基本假设, 每一段飞行轨道模型简化为限制性二体问题。根据轨道设计结果和限制性二体动力学模型, 选择 2009 年日心单共切和双共切轨道的发射窗口, 由 JPL 星历查找发射时间地球和火星的初始位置, 采用变步长 Runge-Kutta 方法^[5]求解无摄动时探测器地心、日心和火星中心段的飞行轨道, 得到双共切和单共切两种方式的各段飞行轨道, 部分计算结果见图 1~图 4。

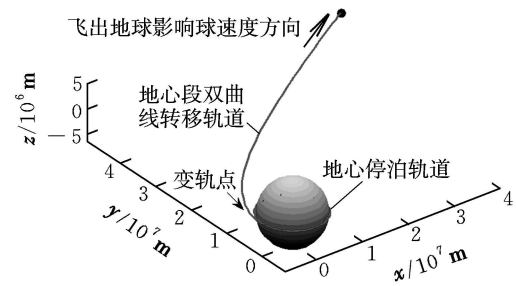


图 1 双共切时地心段飞行轨道

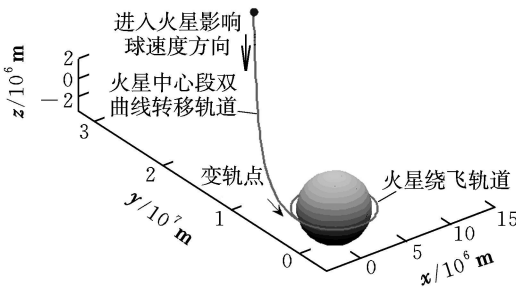


图 2 双共切时火星中心段飞行轨道

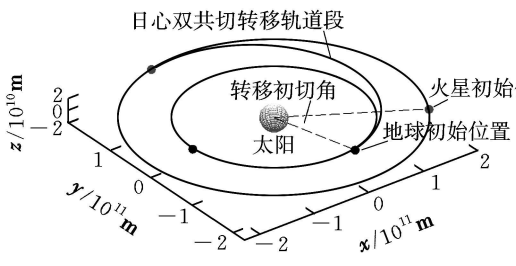


图 3 双共切时日心段飞行轨道

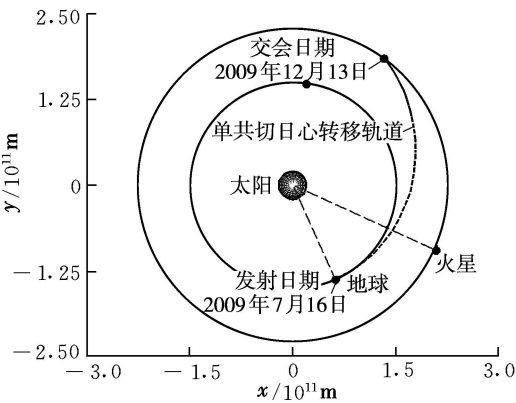


图 4 单共切时发射窗口及交会日期

从探测器无摄飞行轨道仿真结果可知: 在地心段, 探测器从地心圆形停泊轨道经轨道机动, 经双曲线转移轨道飞出地球影响球, 进入日心段飞行轨道, 沿日心椭圆转移轨道(双共切和单共切)飞向火星; 进入火星影响球后, 沿双曲线转移轨道飞近火星中心, 到达绕飞高度后, 经再次轨道机动变为火星中心绕飞轨道。因此, 不考虑摄动时, 探测器可以按照第 4 节设计的两种轨道和变轨策略, 按地球中心、太阳

中心和火星中心三段轨道到达火星并成为火星的绕飞卫星。根据基本假设, 变轨发动机按脉冲模式工作, 本文不考虑其对轨道影响^[6]。

6 结束语

通过仿真表明, 本文的研究完成了从地球发射探测器到达火星的初步轨道设计, 但行星际深空探测理论是非常复杂的, 需要进一步根据实际情况进行轨道修正、制导、导航及控制等技术的进一步研究。

参考文献:

[1] Andrey B S, Gerald C S, Ross A C. Interplanetary Mission

Design Handbook[M]. California: Jet Propulsion Laboratory, 1998: 1-10

[2] 李济生. 人造卫星精密轨道确定[M]. 北京: 解放军出版社, 1995: 37-39

[3] Richard H B. An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics[M]. New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999: 419-467.

[4] Paul D W, Robert D. Mission Design Options for Human Missions[J]. MARS, 2007, 3: 12-18

[5] Kathryn C B. Fuel Optimal Mars Transfer Trajectories[D]. Houston Texas: Rice University, 2004

[6] 朱隆魁, 汤国建, 吴瑞林, 等. 脉冲推力矢量控制方法及对导弹弹道的影响[J]. 飞行力学, 2008, 26(1): 56-59

Flight Orbit Design of Rover to the Mars

YN Dawei, WEN Yuanlan, LIU Feng, LIAO Ying

(College of Aerospace and Material Engineering, NUDT, Changsha 410073, China)

Abstract: This paper designed a flight orbit from the Earth to the Mars on the basis of some assumptions. The geocentric and heliocentric orbits and the orbit around the Mars were preliminarily designed by the method of Patched-Conic orbits based on Hohmann and single cotangent heliocentric transfer orbits and the differences were analyzed. The designed trajectory was simulated according to the dynamics model of restricted two-body problem. The conclusion is that the Rover could arrive at the Mars, and then become a satellite of the Mars along the designed orbits.

Key words: orbit design; Mars rover; patched-conic orbit; Hohmann transfer

(编辑: 崔立峰)

(上接第 39页)

Study of the Wing Shape of Flapping-wing MAV

GAO Guanglin, SONG Bifeng, LI Zhanke

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The study of the wing shape is one of important contents of the flapping-wing MAV's aerodynamic design. Wing shape has a great effect on the aerodynamic characteristics together with structure form of the wing and the flapping rule. In this paper, we search the state points of design variables which are more uniform and can well reflect the system performance in state space based on an uniform design method and compute the aerodynamic characteristics by the strip theory, then establish the 2-ranks response surface model of taper ratio, flapping angle and flapping frequency. We gained the effect rule of taper ratio to aerodynamic characteristics and gained the estimate formula of lift coefficients.

Key words: uniform experimental design; response surface method; taper ratio; flapping frequency; flapping angle

(编辑: 崔立峰)