

文章编号: 1004-7182(2008)02-0015-09

# 火星探测器轨道设计与优化技术

张旭辉<sup>1</sup>, 刘竹生<sup>2</sup>

(1. 北京宇航系统工程研究所, 北京, 100076; 2. 中国运载火箭技术研究院, 北京, 100076)

**摘要:** 介绍火星探测器轨道设计以及优化技术,并对大推力轨道设计方法、小推力轨道设计方法以及借力飞行轨道设计方法等进行综合分析,为未来的火星探测器轨道设计提供参考。

**关键词:** 火星探测器; 轨道设计与优化; 大推力冲量变轨; 小推力变轨; 借力飞行轨道

**中图分类号:** V412.4<sup>+</sup>1 **文献标识码:** A

## Trajectory Design and Optimization of Mars Satellite

Zhang Xuhui<sup>1</sup>, Liu Zhusheng<sup>2</sup>

(1. Beijing Institute of Space System Engineering, Beijing, 100076;

2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing, 100076)

**Abstract:** A detailed introduction on trajectory design and optimization technology of Mars satellite is presented. Analyse of heavy-lift trajectory optimization, finite-thrust trajectory optimization and swingby trajectory design are analyzed for reference to trajectory design of Mars satellite in China.

**Key Words:** Mars satellite; Trajectory design and optimization; Direct trajectory optimization; Finite-thrust trajectory optimization; Swingby trajectory

### 0 引言

火星是地球的近邻,它的特征在很多方面都与地球极为相似。有人认为,火星的现在就是地球的未来,因而开展火星探测和研究,对于认识人类居住的地球环境,特别是认识地球的长期演化过程,是十分重要的。

自1960年苏联发射世界上第1颗火星探测器开始,40多年中全世界对火星探测已经取得了令人瞩目的成绩,拍摄了大量的照片,成功在火星表面实现软着陆的同时对火星的表面形貌、大气、水分、温度、极冠以及是否存在生命等进行了详细的考察和探测,获取了一系列关于火星的重要信息。

到目前为止,发射火星探测器的国家只有美国、俄罗斯、日本和欧洲宇航局;而中国的火星探测计划尚处于起步阶段,初步提出了未来15~20年确立以月球和火星为主的深空探测工程研究。随着嫦娥一号卫星顺利进入环月轨道并正常工作,火星探测工程将提前提上日程。

轨道设计是火星探测工程总体和分系统(如测控系统、发射系统、运载系统和探测器等)的先导。火

星探测器轨道设计是以航天器轨道动力学理论和方法为基础,根据飞行任务,在综合考虑能量、飞行时间、地面测控、光照等轨道约束条件下进行的复杂而重要的科研工作。

按照不同的分类方式,可将火星探测轨道分为多种形式,如按火星探测器轨道的运行阶段分类,可将其分为3个阶段:绕地心(地球质心)运动阶段,绕日心(太阳质心)运动阶段,以及绕火心(火星质心)运动阶段<sup>[1,2]</sup>;若从轨道能量获取方式划分,可将其分为:大推力变轨,小推力变轨,利用天体引力变轨的火星探测轨道<sup>[3]</sup>,以及按是否包含地球停泊轨道段等等划分。本文着重按能量获取方式阐述不同的火星探测器轨道设计及优化方法。

### 1 大推力轨道设计方法

大推力冲量变轨也叫直接转移方案,它是指探测器速度增量是通过大推力火箭的短时间内燃烧产生的,大推力冲量变轨的优点是可以有效地节约飞行时间。

大推力冲量变轨又可分为冲点航线(见图1)和合

收稿日期: 2008-02-04; 修回日期: 2008-03-05

作者简介: 张旭辉(1975-),男,硕士,高级工程师,主要从事飞行器设计研究

点航线(见图2)。

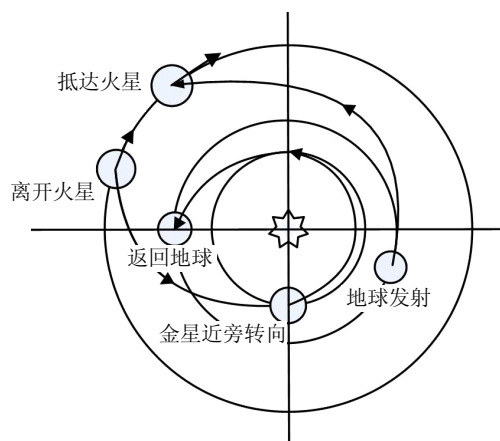


图1 大推力方案的冲点航线

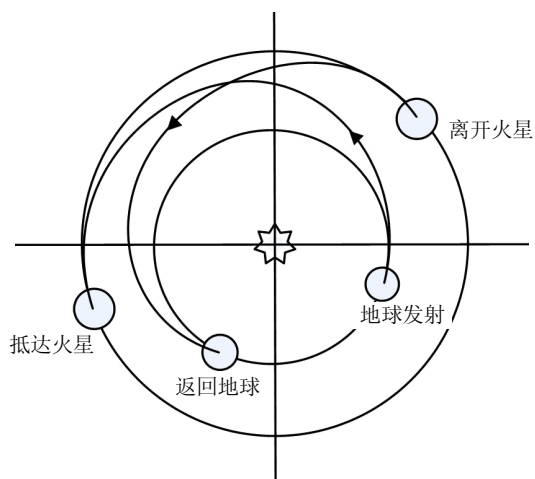


图2 大推力方案的合点航线

行星和太阳都沿黄道运动,因此它们在天球上的位置,通常都用各自的黄经来表示,它们之间的相对位置,就是它们的黄经差;当行星和太阳的黄经差相等时,就是它们的相合,叫做“行星合日”,或称之为“合”;当两者的黄经相差 $180^\circ$ 时,叫做“行星冲日”,或称之为“冲”;从这一次行星合日(或冲日),到下一次行星合日(或冲日)所经历的时间,叫做行星的会合周期。

大推力冲点航线方案是指探测器向着出航时火星与地球的冲点或其附近航行的转移轨道。这个方案从低轨道起飞需要的速度增量(约 $5\text{ km/s}$ ),途中航行时间长。由于此类方案途经太阳系,所以可以利用金星引力加速和转弯,来降低速度增量要求和入口速度,以缩短航行时间,大约缩短 $1.5\sim 2$ 年。

大推力合点航线方案是指探测器向着出航时火星

与地球的合点或其附近航行的转移轨道,典型的航线是 Hohmann 轨道。沿合点航线从低轨道起飞,要求的速度增量较小(约 $4\text{ km/s}$ ),但航行路程和航行时间比冲类方案相应较长。

火星探测器在整个轨道转移过程中,分别运动在地球、太阳和火星的引力场中,其运动规律非常复杂,直接考虑四体模型(探测器、地球、太阳和火星)不可能有解析解,即使简化到2个限制性三体问题(探测器、地球、太阳和探测器、火星、太阳)也很难求得解析解。同时设计火星探测器轨道需要考虑的约束条件较多,包括探测器的燃料约束、各个轨道段的动力学约束、测控约束以及光照条件约束,因此设计火星探测器轨道远比设计一般的地球卫星轨道复杂。

基于以上原因,在设计星际探测转移轨道时,可以分为:前期的初步设计和后期的精确设计(或优化设计)。前者又可分为近似轨道模型及较精确轨道模型下的轨道设计。尽管利用近似轨道模型的分析方法(如拼接圆锥曲线法)不够精确,但对星际飞行的任务轨道来说,这种方法是值得借鉴和研究的;虽然已经有了一些精确的轨道模型(如伪状态理论),这些模型都考虑了第3体引力,远比拼接圆锥曲线拼接法精确,但这些轨道模型递推复杂,很难将诸如极大值原理和主矢量原理应用于轨道优化过程中,当精确的轨道模型中包含了所有的轨道约束后,优化将变得更为困难。

### 1.1 初步设计方法

#### a) 近似模型下的轨道设计方法。

这个方法通常只考虑影响探测器运动的主要因素,进行合理的假设,并在此基础上建立可解析表示的探测器运动数学模型来进行轨道分析、计算和设计。

近似分析方法一般应用的模型为影响球模型,影响球模型是将多体问题转化为一系列的两体问题。影响球模型可以描述为:每一个大的质量体(天体)都有一定范围的三维引力支配区域,探测器开始在一个天体影响球内仅仅受到该天体单个引力的作用,当探测器远离这个天体的时候,最终达到一个位置(影响球边界),另外一个天体引力的影响将比初始离开的天体引力更为重要。这个位置将是探测器受制于第2个天体引力的开始。

求解影响球模型的方法主要包括拼接圆锥曲线法,也叫做圆锥曲线拼接法(Patched Conic Method)。它是分析星际转移轨道飞行中常用的一种近似分析方法,在火星探测中将转移轨道分成3段:地心圆锥曲线、日心圆锥曲线和火心圆锥曲线。圆锥曲线的连接处是影响球的表面。由于拼接圆锥曲线方法在地心圆

锥曲线段略去了太阳引力的影响和其他行星的影响,在日心圆锥曲线段则略去了地球和其他天体引力的影响,这样将会引起位置误差。当星际飞行时间增大时,位置误差也随之迅速增加<sup>[4]</sup>。Breakwell 和 Perko 证明了对于行星际的轨道设计,采用拼接圆锥曲线方法是合理的<sup>[5]</sup>。因为对于行星际探测器来说,大部分飞行是在单个天体(太阳)的引力作用下进行的,只在整个飞行过程中很短的一段时间内,探测器的轨道才由它飞离和到达的行星决定。美国加州理工学院的喷气推进实验室(JPL)在轨道设计方面做了大量的工作,他们以能量等高线图的形式给出了从地球到太阳系内各大行星的直接转移轨道,并把一些重要信息列入到设计手册里,供轨道设计人员参考。

#### b) 较精确模型下的轨道设计方法。

基于拼接圆锥曲线法,一些学者提出了各种改进的方法,如渐进双曲线匹配法(Method of Matched Asymptotic Expansions)<sup>[6]</sup>、开普勒轨道组合法(Method of Combining Keplerian Orbits)<sup>[7]</sup>、混合拼接圆锥曲线方法(Hybrid Patched Conic Method)<sup>[8]</sup>等。这些方法对  $N$  体引力摄动的影响进行了处理,可修正由拼接圆锥曲线方法造成的 95% 以上的误差。

还有一种较精确模型的设计方法是重叠圆锥曲线方法(Overlapped Conic Method),理论基础是 Wilson 提出的伪状态理论(Pseudo State Theory)<sup>[9]</sup>,这种方法是一种计算限制性三体问题的封闭式近似解法,与近似模型的拼接圆锥曲线方法最大区别是,在重叠圆锥曲线方法中,在同一时间段内的地心圆锥曲线段和日心圆锥曲线段同时计算,并按一定的准则叠加起来,从而得到地日转移轨道的近似解,将这种方法用于地日转移轨道的初步计算和仿真时,相对拼接圆锥曲线方法可以减少 80% 以上的误差,并且保持了计算的简单性和快速性。基于此理论,国外许多学者相继开发了多种轨道递推技术并应用于行星际轨道的初步设计<sup>[10,11]</sup>。

### 1.2 精确优化设计方法

采用初步设计方法进行行星际的轨道设计,尽管可以得到转移轨道的特性,甚至通过较精确模型下的初步设计可以得到较精确的轨道转移参数,但其无法满足任务要求和轨道计算精度要求,因此需要采用优化设计方法的精确数值计算来得到最终满足要求的转移轨道。

行星际转移轨道的优化数值计算方法通常可以分为 2 类:一是轨道最优控制算法;另一类是轨道搜索优化算法。

2 种优化数值算法的区别在于前者将行星际转移轨道的求解过程归结为一个优化控制问题,采用庞特里亚金(Pontryagin)极大值原理或非线性规划方法进行求解。

对于行星际转移轨道,由于轨道运动方程非线性很强,轨道约束条件复杂,使用最优控制原理来求解行星际轨道非常困难,因此相关的研究应用不多。Angelo Miele 和 T. Wang 使用连续梯度修补(Sequential Gradient Restoration)<sup>[12,13]</sup>非线性规划算法来研究火星探测轨道的特性。该方法是一种迭代算法,它由一系列循环构成,每一循环包括了一梯度段和一修复段。在梯度段,扩展的执行索引将降低;为了避免过多的扰乱约束,在修复段,将减少错误的约束;与此同时,为了避免过多的执行索引改变,在每一完备的梯度-修补循环中,将降低执行索引,约束将会满足一个预先给定的精度。

因此,现在多采用轨道搜索和优化方法来求解行星际转移轨道,而采用的搜索算法都属于试探法,首先将行星际转移轨道初始计算结果作为迭代初始值,然后根据一定的迭代方法对搜索变量进行调整,直到最终的轨道参数与任务要求满足给定的容许误差,由于这些搜索方法不能保证绝对收敛性,因此目前的计算软件多采用人机交互式,并且在某些情况下依赖于使用者的经验。根据所搜索方法中是否使用目标轨道参数对控制变量的偏导数信息,将搜索方法分为 2 类:一类是不采用偏导数信息的算法,如变步长折回爬山法、可变容差多面体算法、遗传算法等;另一类是需要偏导数信息的算法,如 Newton-Raphson 微分校正算法、拟牛顿法以及最速下降法等。

对于采用偏导数信息的搜索算法,计算偏导数的方法有 2 种:a)采用数值差分法,每求解一次偏导数矩阵或敏感矩阵需要积分多次行星际转移轨道,其优点是可以计算目标轨道参数对各种变量的偏导数矩阵,包括那些不能直接用轨道状态来表示的控制变量;b)通过状态转移矩阵来计算偏导数矩阵,其优点是通过一次数值积分即可计算出偏导数矩阵,缺点是随待估动力学参数的增多,数值积分的维数会扩展得很大,且数学模型越精确,计算量也越大。这种方法适用于控制变量可用轨道状态来表述的情况。

### 2 小推力轨道设计方法

小推力系统是指使用高比冲的推进系统,因其产生的推力又非常小,因此完成加速过程需要很长的时间,也就是说,在离开或抵达行星时需要长时间的螺

螺旋线运动以达到与增加速度冲量相同的目的,在星际航行时也可以部分使用微小推力的变轨。小推力的具体实现有太阳电子推力器、原子能的电子推力器和太阳帆等。

图 3 与图 4 说明了小推力任务方案,其中图 3 是条典型的地球逃逸螺旋线,探测器花费了大量的时间在地球影响球中。图 4 说明了一个典型的小推力任务方案,在这个方案中探测器继续使用小推力前进,并最终抵达火星的一个相对较高的能量轨道。小推力系统的最大优点是它们的高冲量降低了消耗在低地球轨道上的燃料质量。

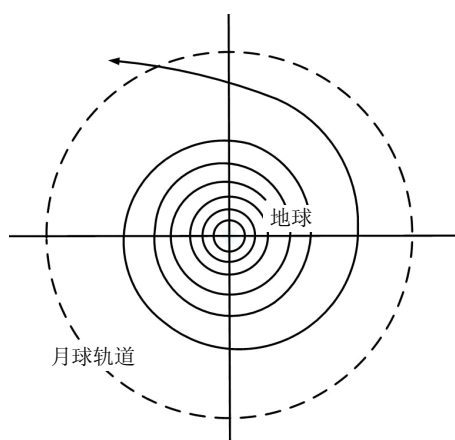


图 3 小推力轨道地球逃逸段

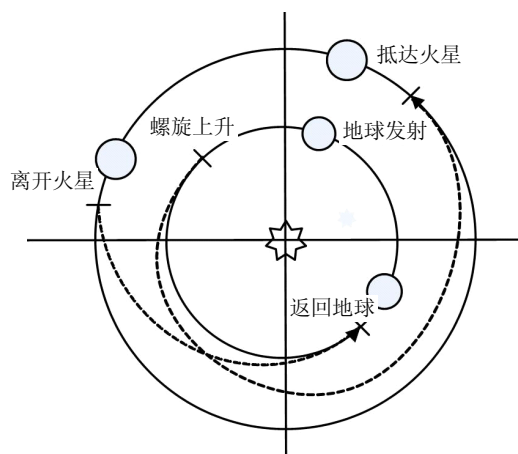


图 4 典型小推力任务方案

由于小推力发动机具有推力小、高比冲的特点(比冲为常规推进剂数倍到十几倍),因此变轨方案和设计方法将会不同于常规发动机的变轨情形<sup>[14]</sup>。这也导致小推力变轨有其时间长、推力加速度小的特点,一般的优化方法难以直接应用到小推力变轨的优化设计中来,这就需要寻求更为有效的优化算法。

小推力轨道优化问题在原理上属于函数空间的最优化控制问题,尽管如此,当前的大多数解法都采用了有限维近似。近 40 年来出现了 2 种类型的求解轨道优化问题的方法。

#### a) 间接方法。

以基于 Pontryagin 极小值原理的方法为代表,该类方法的控制变量可根据 Hamilton 函数得出,该方法需要用变分原理求解优化的必要条件,从而将问题归结为用数值方法求解两点边值问题。对于目标函数及约束条件具有简单而明确的数学解析表达式的最优化问题,通常可采用间接方法解决。

目前已提出许多间接方法,例如相邻极值方法(Neighboring External Methods)、梯度方法、拟线性化(Quasilinearization)方法、有限差分方法(Finite Difference Method)和排列技术(Collocation Technique)方法,其主要的缺点是需要对两点边值问题的伴随变量进行初始猜测,并处理 Euler-Lagrange 方程的敏感度和优化控制中不连续性问题。

#### b) 直接方法。

直接方法比较多,一般思路是将轨道离散化,将无限维的连续问题转为有限维的参数优化问题,在每一段设几个待优化的参数,然后利用某种方法进行参数优化。这些方法的基本特征是将问题进行简化,将求最优解的问题转化为求十分接近的最优解的次优解的问题,也就是说,经过一系列的迭代以产生点的序列,使之逐步接近最优点。对于目标函数较为复杂或无明确表达式或无法用解析形式求解的最优化问题,通常可采用直接方法来解决。

在研究间接方法的同时,许多学者也提出了许多直接方法,这些方法可根据其对运动方程离散化的处理方法进行分类,将运动方程离散化的最直接方法是使用各种数值积分方法。

例如,遗传算法将现有的比较成熟的非线性寻优算法成功地应用到轨道设计中,具有适用面广、寻优速度快、收敛性好的特点<sup>[15]</sup>。同时出现在 20 世纪 60 和 70 年代的数学规划方法采用显式的单步数值积分的方法,将运动方程约束转化为一组离散的代数约束,从而将问题转化为多级离散优化问题。对于此类方法,中间状态变量通常随着前向积分过程消去。而另外一种方法则是将中间状态作为变量保留下来,这将导致生成一个具有极多约束的大型规划问题。这种方法称为 Direct Transcription<sup>[16]</sup>方法。由于早期求解大型非线性规划问题存在一定的困难,因而很多年来较少受到关注。而其他直接方法却得到发展和使用。一种较适

用的方法是将控制变量的时间历程进行简单参数化, 然后对运动方程进行前向积分, 有时也称这种方法为直接打靶法。另外一种方法是将状态变量和控制变量用多项式进行表示, 使用积分罚函数将问题转化为一组非约束离散优化问题<sup>[17]</sup>。

1987年, Hargraves 和 Paris 重新引入了 Direct Transcription 方法, 采用排列方案 (Collocation Scheme) 将运动方程进行离散化<sup>[18]</sup>, 将运动方程减缩为一组非线性约束, 然后采用序列二次规划技术进行求解。Neuman 和 Sen 使用 Direct Collocation Method 来求解线性二次型问题<sup>[19]</sup>。Entight 和 Conway 将此方法解释为使用隐性积分公式的 Direct Transcription 方法<sup>[20]</sup>。此后两人提出一种改进的并行打靶法, 将其应用于 Direct Transcription 方法<sup>[21]</sup>。

### 3 借力飞行轨道设计方法

从一个星球发射的探测器飞近另外一个星球, 利用此星球的引力改变轨道, 向另外的目标星球飞去, 这种利用引力的方式称为借力飞行或近旁转向技术, 又叫引力甩摆或引力辅助轨道转移技术。可再细划为: 把探测器非常接近天体的过程叫做飞越 (Flyby) 或近旁转向 (Swingby); 利用近旁转向使探测器产生期望的轨道改变效果叫做引力辅助 (Gravity Assist)。

通过近旁转向既可以改变探测器轨道的方向, 还能使探测器加速或减速。对于需要很大能量的行星际探测, 可以在中途通过近旁转向利用某星球的引力获得速度增量, 从而节省一定的燃料。

使用借力飞行方案探测太阳系中的天体, 借力天体无非就是地球的天然卫星 (月球) 和比所要探测行星离地球更近的太阳系行星。

借力飞行概念的基本原理至少在 150 年前已经在天体力学领域众所周知了, 在 19 世纪 Leverrier 和 Tisserand 已经致力于解释彗星轨道是怎样改变的<sup>[22]</sup>; 在 20 世纪 50 年代 Battin 已经研究在往返星际航行的返回段利用借助行星的引力来增加探测器的能量<sup>[23]</sup>。

#### 3.1 借月球引力轨道的设计与优化技术

从目前借月球引力飞行技术的应用来看, 主要有 3 个方面。

a) 利用月球近旁转向技术改变探测器地心轨道的形状和方位, 从而实现特定的探测任务。例如日本于 1990 年发射的 HITEN 号探测器和 1992 年发射的 GEOTAIL 探测器, 均采用双月球近旁转向技术形成近似太阳同步的地心椭圆轨道, 实现对地磁尾区域的探测, 其中 HITEN 探测器主要是为了演示和验证发射太

阳同步轨道的双月球引力近旁转向技术。

b) 利用月球近旁转向技术将探测器移到日-地拉格朗日点, 从而实现对太阳的长期观测和空间环境的探测。1994 年美国发射的 WIND 探测器, 同样使用月球近旁转向技术对地磁尾进行探测并达到日-地的 L1 拉格朗日点, 形成晕轮轨道。

c) 利用月球近旁转向技术增加探测器的地心轨道速度和轨道能量, 从地球逃逸轨道, 形成行星际探测轨道, 主要用于近地空间的小行星、彗星和火星的探测任务。ISEE-3 探测器是首次使用月球借力飞行技术进行深空探测的航天器。1994 年美国发射的 Clementine 同样使用了月球近旁转向技术, 原计划对近地小行星 Geographo 进行近距离飞越探测<sup>[24]</sup>, 由于软件故障导致姿控燃料耗尽, 因此任务被迫取消。

月球近旁转向技术在挽救发射失败卫星上的成功应用, 更显示出该技术的巨大吸引力。1998 年 6 月, 休斯公司 2 次借助月球的近旁转向作用成功地将发射失败的原 Asiasat-3 通信卫星转移到倾角仅几度的地球同步轨道, 使之成为可以用于海事通信、新闻采集等业务的卫星, 创造了航天史上的一大奇迹<sup>[25]</sup>。

国内外学者对月球近旁转向技术及其应用进行了广泛的研究。Farquhar 和 Dunham 首先提出双次月球近旁转向的轨道概念来实现地磁尾探测任务<sup>[26]</sup>, 通过月球引力改变探测器轨道的方位, 使其拱线方向与日地连线保持给定的方位。对于多次的月球近旁转向飞行轨迹, 目前的研究多将其转化为几段多体的 Lambert 类型的轨道, 通过各种搜索方法消除各段轨道连接点的速度不匹配。由于月球近旁转向轨道同样具有强烈的非线性, 传统的轨道设计方法有时不能适用。针对这个问题, Ishii 和 Matsuo 给出了一种新的轨道设计方法<sup>[27]</sup>, 即递归多部线性化方法 (RMSL), 可直接利用二体模型解析解作为初值, 采用精确动力学模型进行数值积分求解, 保持了数值计算的稳定性。Wilson 和 Howell 给出了另一种有效设计多次月球近旁转向轨道的初始设计方法<sup>[28]</sup>, 该方法将设计过程分为 3 个步骤, 首先采用二体模型设计构造粗略的轨道原形, 然后采用多圆锥截线方法引入月球和太阳的引力影响, 并使用优化方法减少各段轨迹的速度不连续性从而生成连续的多次月球近旁转向轨道, 最后采用数值微分修正方法生成一个连续且精确的轨道。

对如何利用月球近旁转向技术进行地球逃逸并实现低能量的行星际探测, 一些学者进行了深入研究。Hanson 和 Deaton 对单次和多次月球近旁转向 (包括有动力和无动力借力飞行) 进行火星探测问题进行了



研究,并对这些方案的可行性进行了分析<sup>[29]</sup>。Cassell 和 Penzo 等对太阳引力摄动情况下的双次近旁转向的地球逃逸轨道的优化问题进行了研究<sup>[30]</sup>,通过引入主矢量,将双次近旁转向的优化问题转化为最优控制问题,并通过非线性规划进行求解,最终将其成果形成专用工程软件 LAMDA<sup>[31]</sup>。中国的陈永志、曾国强<sup>[32]</sup>等在此方面也进行了深入研究。

### 3.2 借行星引力轨道的设计与优化技术

从火星探测借太阳系行星的引力飞行来看,应用最多的是金星。而金星为深空探测器提供借力源的实例有:美国的水星探测器水手 10 号(Mariner 10)借金星之引力辅助于 1974 年到达水星;欧空局的伽利略号(Galileo)经过 1 次金星和 2 次地球近旁转向后到达木星;NASA/ESA 的联合项目卡西尼号(Cassin)土星探测器经过了两次金星近旁转向于 2004 年 7 月到达土星。金星近旁转向技术的应用主要表现在 2 个方面:a)利用金星近旁转向技术改变探测器日心轨道的形状和方位,从而实现特定的探测任务;b)利用金星近旁转向技术增加探测器的日心轨道速度和轨道能量,从而形成更远的行星际探测轨道。

但实际上一般借金星引力之后,探测器相对于日心的轨道形状、方位、速度和轨道能量都会相应的变化,也就是说这两方面是一起应用的。考虑轨道设计方法的通用性,下面介绍借行星引力的轨道设计与优化方法。

#### 3.2.1 借力飞行轨道设计方法

借力飞行轨道不同于直接转移轨道,因为借力飞行轨道使用第 2 引力体去改变探测器相对于中心引力体的能量。先驱者、旅行者和伽利略探测器的轨道已经证明了借力飞行轨道在行星际任务中是极有价值的。一种轨道设计方案,因为利用第 2 体引力的近旁转向技术可以很大程度上减少对大行星、小行星和彗星探测所需的能量,与此同时也可提高探测器安全返回的可行性。

通常情况下,近旁转向时是没有燃料消耗的,即不需要额外的发动机机动来改变探测器的日心能,从而降低了探测器大量的燃料消耗。J.K.Miller 应用蒂塞朗准则(Tisserand's Criterion)对近拱点无动力情况下的借太阳系内天体引力飞行进行了研究<sup>[33]</sup>,并找到了发射行星和借力天体、借力天体和目标天体之间可行的成对轨道。实际研究中,一旦发射行星和借力天体、借力天体和目标天体之间的相遇时间确定后,即可利用兰伯特定律(Lambert's Theorem)和数值积分方法

完成相应的轨道设计工作。

Sergeyevsky 和 Yin 提出了绘制确定直接转移轨道发射和到达能量的 Pork-chop 图的方法<sup>[34]</sup>,并用此来寻找发射行星和借力天体、借力天体和目标天体之间所有可行的轨道。对于行星际探测任务的飞行轨道设计来说,可以将其看成是由绘制不同的 Pork-chop 图来完成的。Pork-chop 图是以发射时间和到达时间为坐标的所需发射能量的等高线图。对于一个确定的发射时间段,所需能量等高线图由无数条直接转移轨道(如 Earth-Venus, Earth-Jupiter 等)构成,并且图上的每一点都是通过求解相应的兰伯特(Lambert)问题得到的。Batin 提出了另一种利用 Patched-conic 原理绘制 pork-chop 图以达到描述多天体轨道交会(多天体借力飞行)模型<sup>[35]</sup>。

虽然多天体交会借力飞行轨道的设计很复杂,但多天体交会借力飞行轨道有其特殊的优点,比如要求的发射能量较小、一次发射可实现多个任务等。因此,美国、欧空局、俄罗斯和日本等科研机构对其做了深入的研究,特别是美国加州理工学院的喷气推进实验室提供了一个很好的用于多天体交会轨道设计的工具(STOUR-Satellite Tour Design Program)<sup>[36]</sup>。STOUR 最初用于探测木星及其卫星的伽利略号探测器的多天体交会轨道方案设计。它采用了圆锥曲线拼接的原理,并把它应用于行星际探测任务的轨道设计。STOUR 已经成功地应用于多个太阳系探测任务的轨道设计,其中包括旅行者号的轨道设计,探测土星及其卫星的伽利略号的轨道设计。STOUR 一般会给出初始的设计参数,这些参数可用来进行更精确的引力场模型优化。

然而,STOUR 有一个很大的缺点就是不能确保找到所有满足发射要求的轨道。为此,Williams 和 Longuski 提出了一种自动设计多天体交会借力飞行轨道的方法<sup>[37]</sup>,即给出初始发射的时间段和目标天体,通过自动寻找 C3 匹配(即飞出和飞入借力天体的能量匹配)可找出所有满足条件的发射机会。这种方法不仅有效地提高了 STOUR 软件的效率,而且可以给出更多的轨道设计方案,所以这种方法使 STOUR 升级为 STOURA(发射机会的自动化搜索软件,它可以完成轨道的初始方案设计)。

STOURA 也能够绘制出类似于 Sergeyevsky 提出的直接转移轨道 Pork-chop 图。两者不同的是,Sergeyevsky 提出的仅仅是两天体之间的直接转移轨道的能量等高线图,而 STOURA 绘制出的 Pork-chop 图包含了多天体交会的能量等高线图和用于多个轨道段拼接的能量等高线图。Williams 和 Longuski<sup>[38]</sup>还证明

了 STOURA 不但能够给出已知的轨道设计方案, 而且还能够找出一些新的、更为行之有效的轨道设计方案。

对于某些行星的方位, 结合探测器的发动机机动将提高完成近旁转向的可行性, 同时能降低完成任务的燃料要求, 这就意味着探测器在初始地球停泊轨道上的质量也相应减少。Gobet 研究了近旁转向技术在单个冲量下双曲线到双曲线的轨道转移<sup>[39]</sup>, 并指出: a) 在近旁转向期间使用发动机机动(包括单一冲量情况)将增加任务的应变性; b) 单一冲量情况下, 在近拱点使用发动机机动是接近优化转移点的变轨方式; c) 在近旁转向的行星的引力影响框架内, 双曲线转移可被简化为二维问题来进行分析。Wlaton, Marchal 和 Culppe 同样对近旁转向期间双曲线到双曲线的轨道转移进行了研究, 但他们的研究包括了多个冲量的情况<sup>[40]</sup>, 并对最小速度增量机动(给定的额外速度矢量)的类型进行了分类。Gobet、Marchal 和 Wlaton 通过理论分析得出单一冲量变轨是大多数借力飞行轨道转移中最好的转移方式。

在近旁转向技术中, 除了上面提到的近旁转向期间的机动(power swingby)外, 还有一种深空机动( $V_{\infty}$  Leveraging), 它是通过一个相对较小的深空机动来改变在一个行星处的双曲线速度, 这种作用类似于平时生活中的杠杆作用。与上面提到的近旁转向期间机动不同的是, power swingby 的机动是探测器在近旁转向期间发生, 即, 发生在借力天体的影响球内; 而深空机动顾名思义机动是在深空的某一点产生, 并且还是在日心影响球内。R. E. Diehl 和 M. R. Myers 证明了带有深空机动的借力飞行更能节省能量, 提高效率, 并以土星、木星和彗星为例, 设计了交会轨道<sup>[41]</sup>。随后, Moonish R. Patel 和 James M. Longuski 又提出了一种自动设计带有深空机动的借力飞行轨道的方法<sup>[42]</sup>。这种方法能够找出所有存在带有深空机动的轨道方案, 通过这种方法设计的深空机动点将使得在 2 个引力体之间飞行段的能量最小。

借力飞行前后, 探测器速度矢量转角的变化往往受到借力天体体积、质量等因素的影响, 而不能达到理想的要求, 除了使用近旁转向机动和深空机动外, 也可以在借力引力中引入气动辅助变轨(即气动—引力辅助转移(AGA))来解决这一问题。国外学者 Mc. Ronald, J. E. Randolph<sup>[43]</sup>以及 Jon A. Sims、James M. Longuski<sup>[44]</sup>等对气动—引力辅助转移轨道进行了深入研究, 其中研究主要集中在 2 个方面: a) 利用 AGA 技术设计和预测星际探测任务的转移轨道和发射机会; b) 对 AGA 转移中大气对转移轨道的影响进行分

析。

### 3.2.2 借力飞行轨道优化技术

在单个天体无动力借力飞行方案中, 轨道优化将是一个非常简单的事, 但对于多天体交会的有动力借力飞行, 轨道优化将显得非常重要。Carl G. Sauer 提出了一种借力飞行处无深空机动的轨道优化方法。这种方法使用了主矢量原理对借力飞行的多天体交会轨道进行优化。无论是对于有动力和还是无动力的借力飞行任务来说, 主矢量原理都是一个很好的星际轨道设计和分析的工具。

对于整个轨道的能量最优问题可由 C. Sauer<sup>[45]</sup>和 L. A. D'Amario, D. V. Bymes, L. L. Sackett, R. H. Stanford<sup>[46]</sup>提出的全局优化方法解决。基于这些理论, 他们设计出用于任务总能量优化分析的 MIDAS 软件。

对于多天体交会借力飞行轨道, Louis A. D'Amario 和 Dennis V. Byrnes<sup>[47]</sup>等提出了带有飞越高度和飞越方向约束的多天体交会轨道的优化方法, 即通过变化借力天体之间深空机动点的位置来寻求使总的速度增量最小, 通过求解  $N$  体兰伯特问题可以得到连接深空机动点之间的轨道段。使用惩罚函数可以将带约束的参数化优化问题转化为无约束的参数化优化问题, 然后通过带有解析的一阶导数的 Quasi-Newton 算法求解。这种方法已经成功的运用于伽利略探测器的轨道优化。随后, Louis A. D'Amario, Dennis V. Bymes 和 Richard H. Stanford 又提出了带有约束的多天体交会轨道总的深空机动优化方法, 这种方法原本是由于卫星轨道的, 后来经过修改应用于行星际的轨道优化。这种方法主要是增加了代价函数, 参数包括从停泊轨道上逃逸的速度增量, 以及到达目标天体时形成环绕轨道所需的增量, 相对于发射天体的双曲线逃逸速度和发射的日期。将上述参数设置为优化的独立变量, 运用多圆锥曲线方法和牛顿优化算法, 得到优化结果。

以罗塞塔任务为背景, J. Schoemnaekers<sup>[48]</sup>针对多天体交会轨道设计中的射入轨道、深空机动、在火星和地球处借力飞行的参数, 提出了线性化优化方法, 解释了这种算法的实质, 并给出了探测维尔坦彗星的罗塞塔任务的轨道优化结果。Dario Pastrone, Lorenzo Casalino 和 Guido Colasurdo<sup>[49]</sup>提出了用最优化控制理论寻找探测火星轨道发射机会的优化方法。因为考虑了在火星逗留的时间和对金星借力飞行时间的约束, 使得这个探测火星往返任务的优化问题变得相对复杂。Dario Pastrone 所提出的方法, 假设以太阳为中心引力体, 整个轨道由几个直接转移轨道段组成, 在借力飞行处飞入与飞出是瞬时的, 且深空机动处速度的变化

也是瞬时的条件下,给出了用最优控制理论解决多天体轨道优化的模型,并给出了算例的仿真结果。

## 4 结 论

许多航天强国在火星探测技术方面研究起步很早,掌握了丰富的轨道设计经验并用于工程实践。本文系统地对国内外先进的或者已经使用过的火星探测的轨道设计与优化方法进行了调研综述,供从事火星探测研究的相关科研人员参考和借鉴。

## 参 考 文 献

- [1] 李大耀. 论火星探测[J]. 航天返回和遥感, 2003,3(24):59-62.
- [2] 吴国兴. 如何飞往火星[J]. 太空探索, 2005(2):26-29.
- [3] Gerald Walberg. How shall we go to Mars: a review of mission scenarios[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1993,2(30):129-139.
- [4] 杨嘉樾. 航天轨道动力学与控制(上)(下) [M]. 北京: 宇航出版社, 1995.
- [5] Breakwell J V, Perko L M. Matched asymptotic expansions, patched conics and the computation of interplanetary trajectories[R]. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, AIAA 65-689, 1965.
- [6] Lagerstrom P A, Kevorkian J. Nonplanar earth-to-moon trajectories in the restricted three-body problem[J]. AIAA Journal, 1966,4(1):149-152.
- [7] Butikov, Eugene I. Families of Keplerian orbits[J]. European Journal of Physics, 2003,2(24):175-183.
- [8] Escobar P R, Forster K, Stern G S, Stern R J. The hybrid patched conic technique applied to translunar and transearch trajectory propagation [R]. TRW Note, No.69-FMT-728, 1969.
- [9] Wilson S W. A pseudostate theory for the approximation of three-body trajectories[R]. AIAA Astrodynamics Conference, Santa Barbara, California, AIAA 70-1071, 1970-08.
- [10] Byrnes D V. Application of pseudostate theory to the three-body lambert problem[J]. Journal of the Astronautical Science, 1989, 37(3): 221-232.
- [11] Damario L A, Byrnes D V, Sacket L L, et al. Optimization of multiple flyby trajectories[R]. AAS/AIAA Astrodynamics Specilists Conference, Provincetown, MA, AAS 79-162, 1979-06.
- [12] Miele A, Wang T. Fundamental issues of orbital transfers for Mars missions. Acta Astronautica, 2004, 55: 79-94.
- [13] Miele A, Wang T. Optimal trajectories for earth-to-mars flight[J]. Journal of Optimization Theory and Applications, 1995(3):467-499.
- [14] Noci G. Development of small ion thrusters for lightsats application[R]. 31st AIAA/ASME/SAM/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, San Diego, CA, AIAA 95-3071, 1995-07.
- [15] Bradley Wall, Bruce A Conway. Near-optimal low-thrust earth-Mars trajectories via a genetic algorithm[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2005,28(5):1027-1031.
- [16] Canon M D, Gullum C D, Polak E. Theory of optimal control and mathematical programming[M]. New York: McGraw-Hill, 1970.
- [17] Johnson F T. Approximate finite-thrust trajectory optimization[J]. AIAA Journal, 1969,7(6):993-997.
- [18] Hagraves C R, Paris R W. Direct trajectory optimization using nolinear programming and collocation[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1987,10(4):338-342.
- [19] Neuman C P, Sen A. A suboptimal control algorithm for constrained problems using cubic splines[J].Automatica, 1973,9(5):601-613.
- [20] Entight P J, Conway B A. Discrete approximations to optimal trajectories using direct transcription and nonlinear programming[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1992,15(4):994-1002.
- [21] Enright P J, Conway B A. Optimal finite-thrust spacecraft trajectories using collocation and nonlinear programming[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1991,14(5):981-985.
- [22] Broucke R A. The celestial mechanics of gravity assist[R]. AIAA/ASS Astrodynamics Conference, AIAA 88-4220-CP, 1988.
- [23] Battin R H. An introduction to the mathematics and methods of astrodynamics[S]. American Institute of Aeronautics and Adtronautics, 1987.
- [24] Carrington D, Carrio J, Jen J, et al. Trajectory design for the deep space program science experiment(DSPSE) mission[R]. Proceeding of the AAS/NASA International Symposium, Greenbelt, Maryland, AAS93-260, 1993-04.
- [25] 云帆. 休斯公司成功挽救原亚洲卫星-3[J]. 国际太空, 1998(10):6-8.
- [26] Farquhar R W, Dunham D W. A new trajectory concept for exploring the earth's geomagnetic tail[R]. Proceedings of AIAA/AAS Aerospace Sciences Meeting, Pasadena,CA, AIAA 80-0112, 1980-01.
- [27] Ishii N, Matsuo H. Design procedure of accurate orbits in a multibody frame with a multiple swingby[R]. Proceedings of the AAS/AIAA Astrodynamics Conference, Victoria, Canada, AAS 93-655, 1993-08.
- [28] Roby S W, Kathleen C H. A design concept for multiple lunar swingby trajectories[R]. AIAA/AAS Astrodynamics Conference, Scottsdaic, AZ, AIAA 94-3718-CP, 1994-08.
- [29] Hanson J M, Deaton A W. Use of multiple lunar swingby for departure to Mars[R]. Proceedings of the AAS/AIAA Astrodynamics Conference, Durango, CO, AAS 91-499, 1991-08.
- [30] Cassell C R. Optimization of solar-perturbed double lunar swingby escape trajectories[R]. Proceedings of the AAS/AIAA Spaceflight Mechanics Meeting, Monterey, CA, AAS 98-165, 1998-02.
- [31] Cassell C R., Penzo P A. LAMDA:a software tool for lunar-assist escape missions[R]. Proceedings of AAS/AIAA Astrodynamics Specialists Conference, Halifax, Nova Scotia, Canada, AAS95-405, 1995-08.



- [32] 陈永志, 曾国强. 双月球近旁转向探月初步分析[J]. 飞行力学, 2005, 23(1): 86-89.
- [33] Miller J K. Application of tisserand's criterion to the design of gravity assist trajectories[R]. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, Monterey, California. AIAA 2002-4717. 2002-08-05-08.
- [34] Seergeyevsky A B, Yin N H. Interplanetary mission design handbook[M]. Volume 1, Part 1: Earth to Venus Ballistic Mission portunities, 1991-2000.
- [35] Battin R H. An introduction to the mathematics and methods of astrodynamics[M]. AIAA Education Series, New York, 1987.
- [36] Longuski J M. User's guide (phase1) satellite tour design program (STOUR)[M]. Jet Propulsion Laboratory, JPLD 263, Pasadena, CA, 1983-11.
- [37] Williams Steve N, Longuski James M. Automated design of multiple encounter gravity-assist trajectories[R]. AIAA-90-2982-CP.
- [38] Williams S N, Longuski J M. Low energy trajectories to mars via gravity assist from Venus and earth[J]. The Journal of Spacecraft and Rockets, 1991, 28: 486-88.
- [39] Gobetz F W. Optimum tranfers between hyperbolic asymptotes[J]. AIAA Journal, 1963-09, 1(9): 2034-2041.
- [40] Walon J M, Marchal C, Culp R D. Synthesis of the optimal transfers between hyperbolic asymptotes[J]. AIAA Journal, 1975-08, 13(8): 980-988.
- [41] Diehl R E, Myers M R. Gravity-assist trajectories to the outer solar system[M]. Jet Propulsion Laboratory, JPL Publication D-4677, Pasadena, CA, 1987-08.
- [42] Patel Moonish R, Longuski James M. Automated design of delta-V gravity-assist trajectories for solar system exploration[R]. AAS 93-682.
- [43] Mc.Ronald A D, Randolph J E. Hypersonic maneuvering for augmenting planetary gravity assist[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1992, 29(2): 216-222.
- [44] Sims Jon A, Longski James M. Aerogravity assist trajectories to the outer planets and the effect of drag[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2000, 37(1): 49-55.
- [45] Sauer C. The effect of parking orbit constraints on the optimization of ballistic planetary mission[R]. AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, AAS 83-311, 1983.
- [46] D'Amario L A, Bymes D V, Sackett L L, et al. Optimization of mutiple flyby trajectories[R]. AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, AAS 79-162, 1979.
- [47] D'Amario Louis A, Bymes Dennis V, Stanford Richard H. Interplanetary trajectory optimization with application to Galileo[J]. J. Guidance 1982.5(5):465-471.
- [48] Rosetta Schoenmaekers J. Optimal maneuvers planning for multiple swingby trajectories[M]. Proceeding of the 12<sup>th</sup> International Symposium on 'Space Fight Dynamics': ESOC, Damstadt, Germany, 1997-06-2-6.
- [49] Pastrone Dario, Casalino Lorenzo, Colasurdo Guido. Indirect optimization method for round-trip Mars trajectories[R]. AAS 95-305.

## 俄罗斯军方计划 2008 年进行 11 次战略导弹发射

俄罗斯战略火箭兵司令索洛夫佐夫 27 日宣布, 俄军计划在 2008 年进行 11 次战略导弹的实弹训练发射和试验发射。索洛夫佐夫当天在新闻发布会上称, 在 2008 年的计划中, SS-25 (白杨)、SS-19 (匕首) 和 SS-18 (撒旦) 3 种导弹的发射是为了检验延长其服役期的可靠性, 其余的发射是为了检验新型导弹的性能, 或用来发射卫星的退役洲际弹道导弹的可靠性。俄罗斯

战略火箭兵今年将装备 11 枚最新式的发射井型和机动型白杨-M 洲际弹道导弹。计划在今年完成第 5 个发射井型白杨-M 导弹团的装备工作, 并开始装备第 6 个团, 还计划完成第一个机动型白杨-M 导弹团的装备工作, 并开始装备第 2 个团。

(康开华 供稿)

## 俄罗斯 S-400 将担负防空任务

俄空军总司令亚历山大·泽林表示, 在不久的将来, 新一代 S-400 凯旋防空导弹系统将担负本国防空任务。俄罗斯已经装备了该系统。1 个导弹团正在换装。凯旋防空导弹系统的性能优良, 1 套“凯旋”系统可替换 3 套 S-300 防空导弹系统, 防

御距离可达 400 km。泽林表示, 包括白俄罗斯在内的独联体国家对该系统非常感兴趣。

(康开华 供稿)