

文章编号: 1001- 2486(2010) 03- 0042- 06

载人火星任务气动捕获段轨道初步设计*

李 楨, 李海阳, 程文科

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:以载人火星探测任务为背景,建立了气动捕获段轨道的三自由度动力学模型。给出了满足任务要求的约束条件,求解了进入走廊,并分析了相关参数对轨道的影响。在此基础上采用遗传算法与序列二次规划相结合的串行优化策略,分析了通过侧倾角控制可达的航程范围。研究表明,气动捕获相对于直接减速入轨在能量需求上有显著优势,且具备一定的机动能力,是一种较为可行的载人火星飞船入轨方式。

关键词:载人火星探测; 气动捕获; 轨道设计

中图分类号: V412 **文献标识码:** A

Preliminary Aerocapture Trajectories Design for Manned Mars Mission

LI Zhen, LI Hai-yang, CHENG Wen-ke

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

Abstract: In view of human exploration of Mars, the three-degree-of-freedom dynamic model of aerocapture trajectory was established. The constraints which satisfy the mission requirements were listed, and the entry corridor was obtained. The influence of some parameters on the trajectory shape was analyzed. A pipelining optimization approach of Genetic Algorithm (GA) and Sequential Quadratic Programming (SQP) were introduced to analyze the attainable region of flight through bank angle control. The results indicate that, compared with direct deceleration by retro-rocket, aerocapture mode is highly advantageous in energy requirement, and has good maneuver ability. It is a feasible approach for manned spacecraft to insert into Mars orbit.

Key words: manned Mars exploration; aerocapture; trajectory design

近年来,载人航天活动持续升温,并且探索的领域正逐步从近地拓展到深空。火星是太阳系中与地球性质最相似的行星。开展载人火星探测对拓展人类在宇宙中的存在有重要意义,是对航天技术的巨大挑战^[1]。美国宇航局(NASA)、欧空局(ESA)、俄罗斯联邦航天局等航天机构都发布了载人火星任务的方案构想,其中有代表性的包括“设计参考任务(DRM)”、“星座计划(Constellation Program)”、“奥罗拉计划(Aurora Program)”等。我国作为目前世界上为数不多的几个掌握载人航天技术的国家之一,开展载人深空探测的预先研究,具有长远的战略意义。

载人火星探测是大规模的复杂工程,轨道设计是总体方案设计的基础。就整个任务而言,飞船需经历发射入轨、行星际出航飞行、射入火星停泊轨道、下降、软着陆、起飞入轨、行星际归航飞行、再入地球大气、软着陆等一系列过程。其中,射入火星停泊轨道阶段是轨道设计的重点和难点之一,国外关于此专题的研究主要包括: Braun 对于无人和载人火星探测 EDL (Entry, Descent & Landing) 过程面临的挑战进行了详细论述,并着重设计了载人任务的流程,估计了飞行器质量规模^[2-3]; Hanninen 等对依靠火星和金星大气辅助变轨的飞行器外形和侧倾角进行了优化设计^[4]; Vaughan 研究了火星气动捕获过程的轨道特性^[5]; Birstow 基于“阿波罗”飞船的再入制导算法,研究了“乘员探索飞行器”(Crew Exploration Vehicle, CEV)的再入制导策略^[6]。国内目前基本还没有相关专题的研究。本文采用气动捕获(aerocapture)的入轨方式,对此阶段轨道进行设计与分析。

* 收稿日期: 2009- 07- 10

作者简介: 李楨(1980—),女,博士生。

1 概念

飞船射入火星轨道过程需要利用火星大气辅助变轨,以减少飞船的燃料消耗。如果飞船在地球-火星转移段沿能量最优的霍曼轨道飞行,被火星引力捕获后单纯依靠反推发动机制动变轨,需要速度冲量大约 2.3 km/s ,而通过大气辅助变轨的方式,速度冲量需求至少降低一个量级,大大节约了燃料。

利用火星大气减速入轨的方式大致分两类:气动刹车(aerobraking)和气动捕获^[7]。气动刹车通过飞船较长时间在环绕火星的大椭圆轨道上飞行,多次穿越火星大气,从而逐步降低轨道远拱点,见图1。美国1996年发射的“火星全球勘测者(MGS)”探测器首次采用了气动刹车减速,大约经过130个地球日后进入目标轨道。气动刹车方式最节约能量,但耗时数月,如果应用于载人任务,将面临可靠性降低、受火星气候影响较大等诸多难题。气动捕获过程如图2所示,飞船被火星引力捕获后,以一个较小的入射角进入火星大气,自动制导控制系统将调节飞船的轨道,进入大气之后飞船需要大型减速防热罩,飞船飞出火星大气后,通过一次飞船自身推进系统实施的变轨抬升飞船近拱点,进入环绕火星的停泊轨道。此方式时间短、可靠性高,比较适合应用于未来的载人任务。

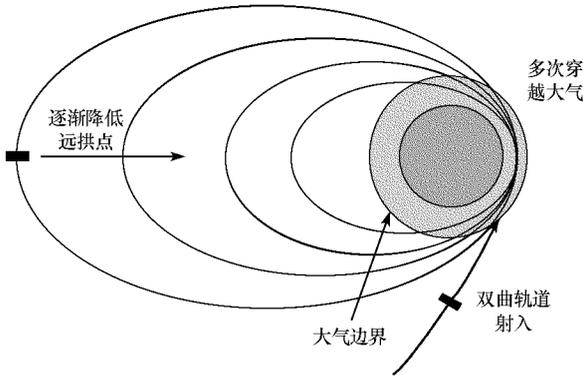


图1 气动刹车示意图

Fig.1 Sketch map of aerobraking

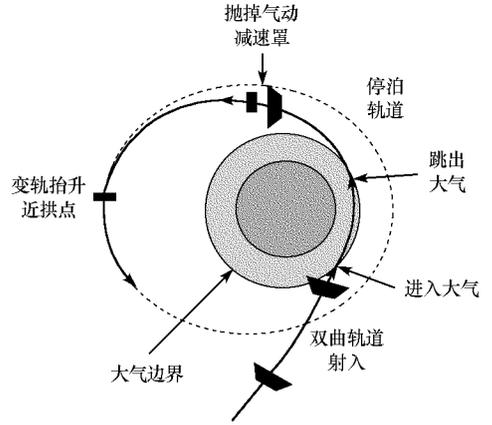


图2 气动捕获示意图

Fig.2 Sketch map of aerocapture

在载人火星任务中,气动捕获段是轨道设计的一个难点。虽然无人探测器进入火星轨道和软着陆,国外已有多次成功实践,但载人飞船巨大的质量规模(数十吨至上百吨),以及热流、过载、时间、精度等约束都明显比无人探测器严格,使得轨道设计面临更严峻的挑战。

2 模型

气动捕获过程如图2所示,飞船在进入火星大气之前沿以火星为中心的开普勒轨道运行,在大气层中飞行一段时间后跳出大气,大气层内的三自由度动力学方程见式(1)^[4]:

$$\begin{cases} \frac{dr}{dt} = V \sin \gamma, & \frac{d\theta}{dt} = \frac{V \cos \gamma \sin \Psi}{r \cos \varphi}, & \frac{d\varphi}{dt} = \frac{V \cos \gamma \cos \Psi}{r} \\ \frac{dV}{dt} = -\frac{D}{m} - g \sin \gamma + \omega^2 r \cos \varphi (\sin \gamma \cos \varphi - \cos \gamma \sin \varphi \cos \Psi) \\ \frac{d\gamma}{dt} = \frac{1}{V} \left[\frac{L \cos \sigma}{m} + \left(\frac{V^2}{r} - g \right) \cos \gamma + 2\omega V \cos \varphi \sin \Psi + \omega^2 r \cos \varphi (\cos \gamma \cos \varphi + \sin \gamma \sin \varphi \cos \Psi) \right] \\ \frac{d\Psi}{dt} = \frac{1}{V} \left[-\frac{L \sin \sigma}{m \cos \gamma} + \frac{V^2}{r} \cos \gamma \sin \Psi \tan \varphi - 2\omega V (\cos \varphi \tan \gamma \cos \Psi - \sin \varphi) + \frac{\omega^2 r}{\cos \gamma} \sin \varphi \cos \varphi \sin \Psi \right] \end{cases} \quad (1)$$

式中: r 为火星中心距, θ 和 φ 分别为经纬度, V 为速度大小, γ 为航迹角, Ψ 为航向角, ω , g , σ , L , D 分别为火星自转角速度、火星引力加速度、侧倾角、升力和阻力。

升力和阻力表达式为:

$$\begin{Bmatrix} L \\ D \end{Bmatrix} = \frac{1}{2} \rho V^2 S \begin{Bmatrix} C_L \\ C_D \end{Bmatrix} \quad (2)$$

式中, ρ 为火星大气密度, S 为气动参考面积, C_L 、 C_D 分别为升力系数和阻力系数。

火星大气模型采用了 NASA Glenn 研究中心公布的火星大气密度指数模型^[8]:

$$T = \begin{cases} -31 - 0.000998h & (h < 7000) \\ -23.4 - 0.00222h & (h > 7000) \end{cases} \quad (3)$$

$$p = 0.699e^{-9 \cdot 10^{-5}h} \quad (4)$$

$$\rho = \frac{p}{0.1921 \cdot (T + 273.1)} \quad (5)$$

其中, 温度 T 、压强 p 、密度 ρ 的单位分别为 $^{\circ}\text{C}$ 、 kPa 和 kg/m^3 。

3 轨道设计

3.1 进入走廊

设计气动捕获阶段的轨道首先需要计算进入走廊, 即飞船安全进入火星大气所必须满足的各种约束条件的交集。本文以进入点的航迹角描述进入走廊^[2-3], 主要考虑以下几点终端约束与过程约束:

- (1) 初始航迹角的绝对值不能太小, 否则飞船会迅速跳出大气而达不到需要的减速效果, 因此进入角极限值须保证飞船在气动捕获阶段的末速度(跳出大气时刻的速度)小于某一上限;
- (2) 初始航迹角的绝对值不能太大, 否则飞船会撞击火星表面, 因此要求气动捕获段飞船轨道的最低点高于某一危险临界值;
- (3) 气动捕获过程中的过载须始终保证在宇航员能承受范围内;
- (4) 进入角须满足热控需求, 气动捕获过程中的热流密度峰值和总加热量都需在载人飞船可承受范围内。

以上四点约束的具体表达式为:

$$\begin{cases} V_f < 4000\text{m/s} \\ h_{\min} > 20\text{km} \\ n_{\max} = (\sqrt{L^2 + D^2}/m)_{\max} < 5g \\ Q = \frac{C_1}{\sqrt{R_d}} \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{0.5} \left(\frac{V}{V_c} \right)^{3.15} \leq 420\text{kW/m}^2 \\ Q = \int_0^t Q(t) dt \leq 38\text{MJ/m}^2 \end{cases} \quad (6)$$

式中, V_f 为末速度大小, h_{\min} 为轨道最低点高度, g 为地球海平面重力加速度, Q 和 Q 分别为热流密度和总加热量, $C_1 = 285.526$ ^[9], R_d 为飞船头部曲率半径, V_c 为火星第一宇宙速度 $V_c = 3.547\text{km/s}$ 。

飞船形状参考美国的 CEV, 基本尺寸参考了文献[3]中的参数, 见表 1。一般而言, 飞船的气动系数与马赫数、攻角、飞船外形密切相关, 由于目前难以获得飞船在火星大气环境下的气动力数据, 文献中一般将升阻比取为 0.3~0.5 的常数^[3], 本文暂且认为飞船按配平攻角飞行, 升力系数和阻力系数为表 1 中的常值。

表 1 飞船基本参数

Tab. 1 Basic parameters of the spacecraft

飞船质量(t)	减速罩直径(m)	头部曲率半径(m)	升力系数	阻力系数	弹道系数(kg/m^2)
20	10	10	0.5	1.68	152

初始航迹角和进入速度剖面内的走廊如图 3 阴影部分所示。由图可见热控约束在很大区域内都能满足(主要原因是火星大气很稀薄), 进入走廊主要由前三点约束构成一个狭长区域, 且进入大气速度在 7.2km/s 以上没有可行解。若飞船在星际航行段采用两脉冲最小能量轨道, 不同年份到达火星影响球边界的速度一般在 $(2\sim 4)\text{km/s}$, 到达火星大气边界的速度不会超过 7.2km/s , 若飞船采用有限推力的星际

转移轨道, 到达火星影响球边界的速度能控制到接近于零, 进入大气的速度自然会小于脉冲推力的情形。因此, 图 4 所示的走廊足以满足一般任务需求。

3.2 轨道特性分析

在图 4 得出的走廊之内, 选取 4 组参数(见表 2), 分析不同进入角、初速度、升阻比、弹道系数对气动捕获段轨道的影响, 认为飞船按配平攻角飞行, 无侧滑, 无侧倾。仿真结果见图 4。

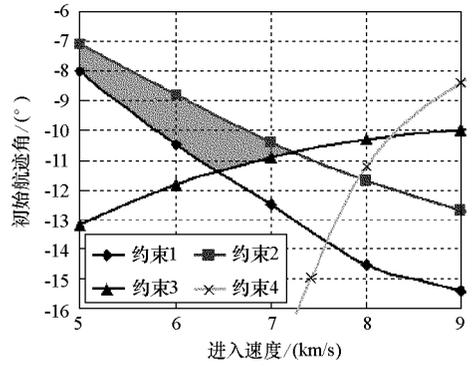


图 3 气动捕获走廊

Fig. 3 Aerocapture corridor

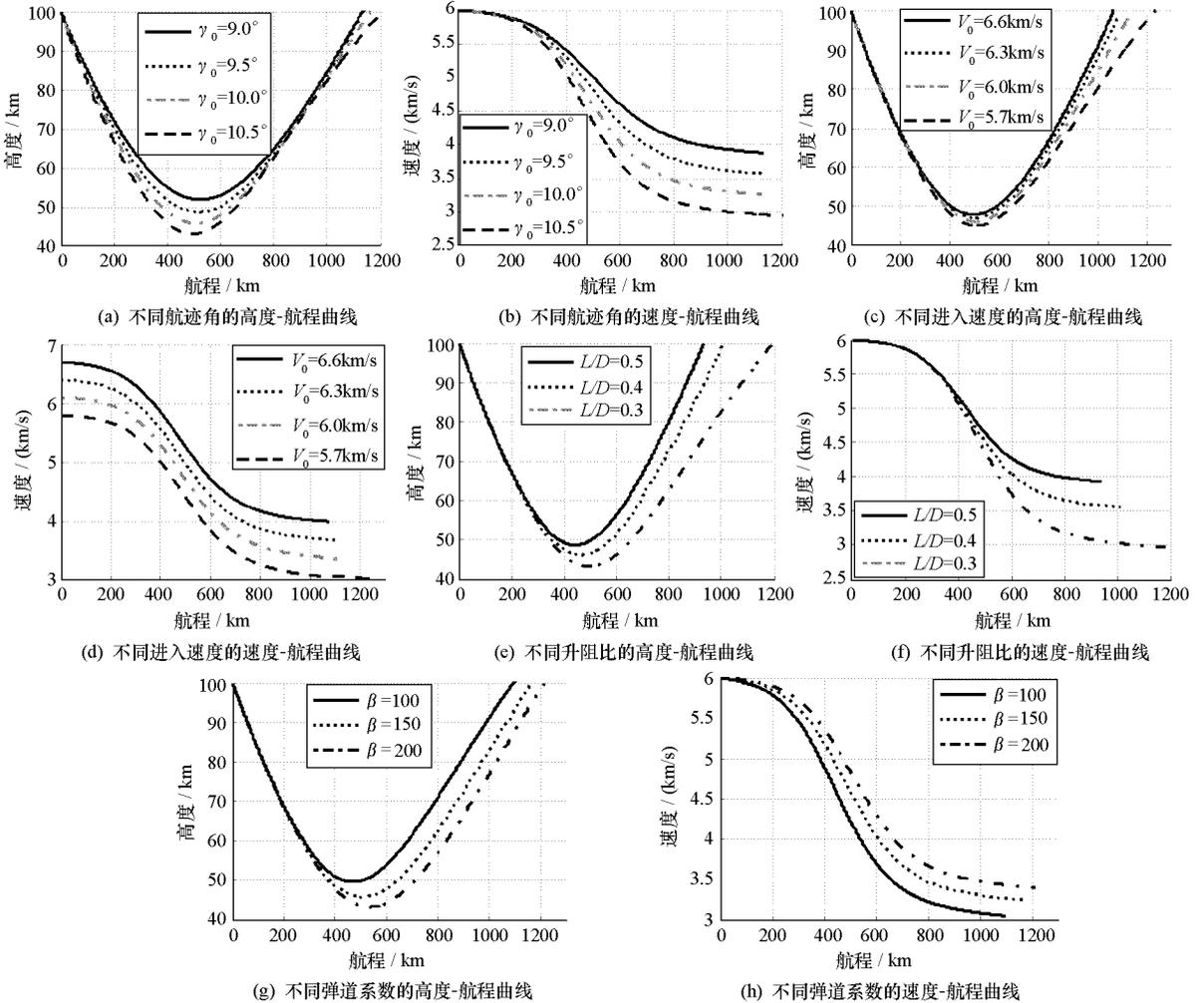


图 4 不同初始状态的气动捕获段轨道

Fig. 4 Aerocapture trajectories of different initial states

表 2 初始参数

Tab. 2 Initial parameters

编号	$\gamma_0 / (^\circ)$	$V_0 / (\text{km/s})$	L/D	β
(1)	- 9.0 - 9.5 - 10.0 - 10.5	6.0	0.3	150
(2)	- 10.0	6.0 6.3 6.0 5.7	0.3	150
(3)	- 10.5	6.0	0.3 0.4 0.5	150
(4)	- 10.0	6.0	0.3	100 150/200

结果表明,随着 v_0 绝对值增大,航程增大,末速度迅速减小,这样的特性与该算例的升阻比较小有关(大升阻比下航程会随 v_0 绝对值增大而减小)。随着初速度增大,航程减小,末速度迅速增大。由于满足约束的初始条件变化范围不大,不同进入角和初速度对航程的影响也就较小,但对末速度的影响较为显著,航程的小幅度增大会造成末速度迅速减小。随着升阻比增大,航程缩短,末速度增大。随着弹道系数增大,航程增大,末速度增大。本节分析得出了进入角、初速度、升阻比、弹道系数对轨道航程、速度、高度的影响规律,可通过设计这些参数以满足任务需求。

3.3 机动能力分析

气动捕获段轨道设计的目的是通过此阶段使飞船准确进入目标停泊轨道,同时在气动捕获过程中满足任务需求的各种过程约束(如过载、热流等),因此要求飞船具备一定的机动能力,以抵消各种偏差。飞船始终按配平攻角飞行且无侧滑时,气动捕获段的轨道设计就是侧倾角变化规律的设计。通过侧倾角设计可使飞船具备一定的机动能力,为准确进入环火星停泊轨道,以及最终的定点着陆奠定基础。

本节计算的初始条件和终端条件见表3,初始速度值来自2033年从地球出发,能量最优的地球-火星两脉冲转移轨道的计算结果,航迹角值来自图4的走廊。飞船经过气动捕获段轨道飞出大气层后,将沿一段开普勒轨道到达远拱点,并在远拱点通过脉冲发动机加速进入

表3 边界条件

Tab.3 Boundary states

$\gamma_f / (^\circ)$	$V_0 / (\text{km/s})$	$\gamma_f / (^\circ)$	$V_f / (\text{km/s})$
-9.5	5.969	5.0±2	3.5±0.1

停泊轨道。目标停泊轨道设计为远拱点高500km,近拱点高200km的椭圆轨道。根据目标轨道和施加的冲量可获得变轨前远拱点的轨道参数,再根据开普勒轨道的性质逆推,可求解气动捕获段结束时刻的速度和航迹角,如表3所示。终端约束不以等式约束的形式出现,因为飞船的发动机有一定的变轨能力,对气动捕获终端状态可以适当放宽;但给出一个上下限范围,因为太大的偏差会带来过多的燃料消耗。

给定初始条件后,飞船的极限航程可由一组最优轨迹获得。如果定义侧倾角恒等于零的气动捕获轨道为标称轨道,以标称轨道星下点组成的大圆弧为准,纵向航程和横向航程分别定义为沿该大圆弧方向的航程和垂直于该大圆弧的航程。气动捕获段的纵向航程和末航迹角 γ_f ,将直接影响到下一阶段进入停泊轨道的近拱点幅角;横向航程和末航向角 ψ_f 将直接影响到停泊轨道的倾角。本文将优化目标函数设计为最大(最小)纵向航程或横向航程(用经纬度表示):

$$J = \pm \theta_f \quad \text{or} \quad J = \pm \varphi_f \quad (7)$$

问题描述为在时间区间 $[\tau_0, \tau_f]$ 中,寻找最优控制变量 $\sigma(\tau)$,满足动力学微分方程(1)以及状态变量边界条件,并且使某性能指标 J 最小的最优控制问题。为处理终端时间的不确定性,这里将 τ_f 也作为优化变量。在求解过程中将飞行时间 N 等分,引入参数向量 $\Lambda = (\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_i, \dots, \sigma_{N+1})$ 作为 $\sigma(\tau)$ 在离散节点上的值,从而将最优控制问题转化为参数优化问题。

本文采取遗传算法(Genetic Algorithm, GA)和序列二次规划(Sequential Quadratic Programming, SQP)算法相结合的方法求解该问题。遗传算法的优点在于具有较强的全局搜索能力,且不存在初值的选取问题,但其计算速度较慢,对约束的处理不够灵活,一般采用罚函数法。而序列二次规划算法的优点是收敛性好、计算效率高、能处理各类约束,但对初值较为

表4 极限航程的仿真结果

Tab.4 Simulation results of terminal distances

轨道参数	最大纵程	最小纵程	最大横程
纵程/km	1245	1151	1230
横程/km	0	0	37
$V_f / (\text{km/s})$	3.41	3.53	3.45
$\gamma_f / (^\circ)$	4.6	6.2	5.0
$\psi_f / (^\circ)$	0	0	3.9
远拱点变轨所需 $\Delta V / (\text{m/s})$	197	99	164
直接减速入轨所需 $\Delta V / (\text{m/s})$		2380	

敏感。因此,考虑到序列二次规划很强的局部寻优能力,可弥补遗传算法的不足,而遗传算法无需初值估计的优势也弥补了序列二次规划的不足,本文采取“遗传算法+序列二次规划”的串行优化策略。利用遗传算法搜索可行解,以此作为初值运用序列二次规划算法再次迭代,可达到较好的收敛效果。求得

的纵程最大、纵程最小、横程最大三条最优轨道参数见表 4。横程最大的最优轨道曲线见图 5。

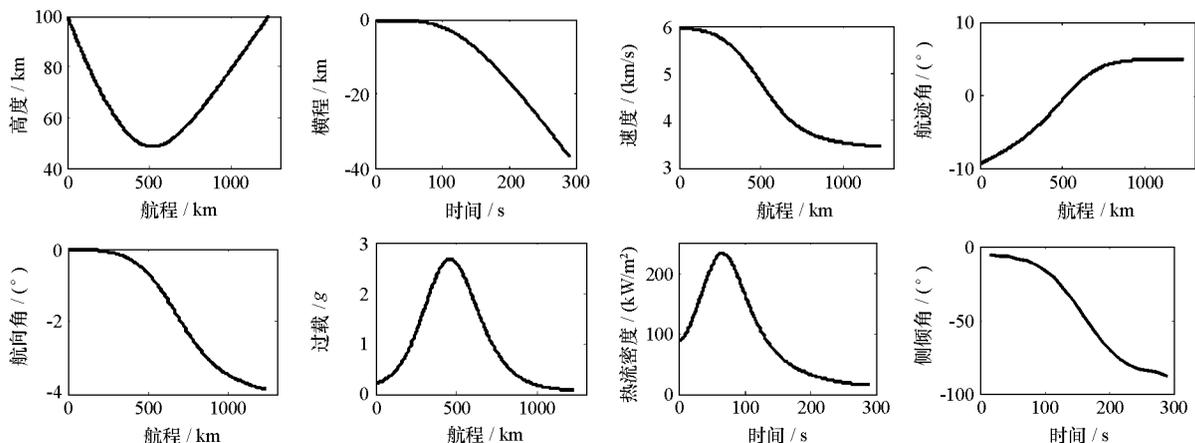


图 5 横程最大轨道

Fig. 5 Trajectory of the max transverse distance

结果表明, 通过侧倾角控制飞船在火星大气层内的飞行, 可以获得满足各项约束条件的飞行轨道, 且在不需要燃料消耗的前提下, 使飞船具备一定的机动能力, 纵向机动能力使飞船将要进入的目标轨道的拱线有 1.6° 的机动范围, 而横向机动使飞船具有 $\pm 3.9^\circ$ 的轨道面调整能力, 有利于飞船准确进入目标轨道。但从结果也能看出, 气动捕获阶段的机动能力十分有限, 尤其是纵向机动, 分析原因主要在以下方面: (1) 气动捕获段轨道初始条件必须与星际转移段结束时的轨道参数吻合, 而末端条件来自任务设计的火星停泊轨道, 因此该阶段轨道设计问题是一个设计空间较小的两点边值问题, 再加上热流、过载等过程约束, 使得解空间更加狭窄; (2) 火星大气十分稀薄, 再加上飞船升阻比较小, 这些也是造成飞船机动能力小的因素。同时应指出, 从任务需求而言, 飞船在气动捕获阶段本来也不需要具有大幅机动的能力, 而是通过控制侧倾角以达到修正偏差, 精确入轨的目的。

通过与单纯依靠发动机减速入轨的方式相比, 采用气动捕获的方式进入停泊轨道, 速度增量的需求不到前者的 $1/10$ (见表 4), 这将大大减小飞船携带的燃料, 同时带来的附加时间消耗很小。这是采用此方式入轨的最大优势所在。

4 结束语

本文对载人火星任务中的一个重要阶段——气动捕获段的轨道设计问题进行了初步研究。阐述了气动捕获概念, 分析了它相对于气动刹车方式的优势。建立了三自由度动力学模型, 求解了载人飞船进入走廊, 分析了一些主要参数变化对轨道的影响。结合总体任务需求, 通过控制侧倾角设计了满足边界条件和过程约束的气动捕获段轨道。结果表明本文的轨道方案满足初步设计的要求。相对于依靠发动机减速入轨的方式, 气动捕获大大节约了燃料消耗, 并且具备一定的轨道面调整能力和近拱点位置的调整能力, 用于载人飞船进入火星轨道有较高的可行性。

参考文献:

- [1] 李桢, 李海阳. 美国载人登火星方案综述 [J]. 载人航天, 2008, (1): 14–18.
- [2] Christian J A, Grant W, Jarret L, et al. Extension of Traditional Entry, Descent and Landing Technologies for Human Mars Exploration [J]. Journal of spacecraft and rockets, 2008, 45(1): 130–141.
- [3] Braun R D, Manning R M. Mars Exploration Entry, Descent and Landing Challenges [J]. Journal of spacecraft and rockets, 2007, 44(2): 310–323.
- [4] Hänninen P G, Lavagna M R, Finzi A E. Preliminary Design Global Optimization for Space Vehicles During Atmospheric Maneuvers [C]//AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. Capua, Italy, 2005: 1–13.
- [5] Vaughan D, Miller H C, Brand G. A Comparative Study of Aerocapture Missions with a Mars Destination [C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Tucson, Arizona, 2005.
- [6] Hendrickson B S. Reentry Guidance with Extended Range Capability for Low I/D Spacecraft [D]. UnivAerospace Engineering, 2006.
- [7] Donald R. Human Exploration of Mars — Reality or Fantasy? [M]. ddrapp@earthlink.net, 2006.
- [8] Angelo C, Emilio R. A Simplified Model for the Evaluation of the deltaV of Ascent Trajectories [C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE joint propulsion conference and exhibit. Tucson, Arizona, 2005.
- [9] Larson W J, Lindar K P. Human Space Flight: Mission Analysis and Design [M]. 2007.