特征模型理论及其在火星气动捕获制导中的应用

孟斌^{1,2*}, 唐青原¹, 吴宏鑫^{1,2}

1. 北京控制工程研究所, 北京 100094;

2. 北京控制工程研究所空间智能控制技术重点实验室, 北京 100094

* E-mail: mengb@amss.ac.cn

收稿日期: 2019-08-28; 接受日期: 2019-12-18; 网络版发表日期: 2020-04-15

国家重点研发计划(编号: 2018YFA0703800)、空间智能控制技术重点实验室基金(编号: ZDSYS-2018-04)和国家自然科学基金(批准号: 51805025)资助项目

摘要 火星探测是近年来世界范围内深空探测领域的持续热点. 低成本空间运输是太空探索和开发的重要因素之一, 气动力辅助变轨可降低航天飞行器的设计成本. 气动捕获是气动力辅助变轨的一种方式, 指的是利用行星大气产生的气动力, 降低轨道能量, 实现由双曲线轨道向目标环绕轨道的转移. 气动捕获任务仅有一次实现的机会, 可靠性要求非常高, 因此对于气动捕获制导和控制的精度和鲁棒性提出了很高的要求, 需要采用智能自主的制导方法. 基于特征模型的制导方法具有强适应性、鲁棒性和自主性, 有广泛的应用前景. 本文对特征模型理论及其在火星气动捕获制导中应用的研究现状和进展进行了综述, 并提出了有待解决的问题, 为进一步开展相关研究提供了基础.

关键词 火星进入, 气动捕获, 特征模型理论, 数值预测校正制导

1 引言

开展深空探测活动是人类探索宇宙奥秘、寻求长久发展的必然途径, 是在近地空间活动取得重大突破的基础上, 向更为广阔的太阳系空间的必然拓展. 其意义: (1) 有利于促进对太阳系及宇宙的形成与演化、生命起源与进化等重大科学问题的研究, 从而进一步认识地球以及空间现象和地球之间的关系; (2) 有利于推动空间技术的跨越式可持续发展, 从而不断提升人类进入太空的能力; (3) 有利于催生一系列基础性、前瞻性的新学科、新技术, 从而促进一系列相

关科学技术的发展; (4) 有利于培养和造就创新型人才队伍, 从而推动人类社会可持续进步. 火星探测是近些年世界范围内深空探测领域的持续热点. 从20世纪60年代开始, 美国、苏联、欧洲以及日本都竞相发射探测器对火星进行探测, 已实现了飞越、环绕、着陆、巡视等多种形式的探测, 取得了大量的科学成果. 未来, 美国计划在2037~2050年间实现火星载人登陆计划, 我国计划在2020年发射火星探测器, 实现火星的着陆与巡视任务, 未来包括我国在内的多国航天机构都计划发射火星采样返回任务.

低成本空间运输是实现人类对太空探索和开发的

引用格式: 孟斌, 唐青原, 吴宏鑫. 特征模型理论及其在火星气动捕获制导中的应用. 中国科学: 技术科学, 2020, 50: 483-492

Meng B, Tang Q Y, Wu H X. Characteristic model and its applications in Mars aerocapture guidance (in Chinese). Sci Sin Tech, 2020, 50: 483-492, doi: 10.1360/SST-2019-0304

重要关键之一。气动力辅助变轨在航天飞行器设计中可获得惊人的成本降低。从学科发展来看, 气动力辅助变轨是数学、力学与宇航学科交叉发展起来的分支。在星际航行的大部分时间里, 飞行器依靠天体引力飞行, 在接近或离开某个星球时才需要燃料提供额外的冲量。燃料提供额外冲量的位置往往在星球的低轨道上, 若星球具有大气, 可以利用气动力进行制动从而节省大量的推进剂。即使个别星球没有大气(如月亮、水星), 在星际航行返回时, 进入地球低轨道一般要进行制动, 可以利用气动力完成。火星拥有稀薄的大气, 可以利用大气进行辅助变轨, 以达到节约燃料的目的。火星的引力常数是地球的10.7%, 周围的大气压约为地球的0.7%, 附近的太阳辐射强度约为地球的42%, 平均为 589 W/m^2 , 一个火星年中太阳辐射强度的变化约为19%, 火星的反照率在赤道附近约为0.25~0.28, 随纬度增加, 反照率增大。这两点说明, 在火星轨道上, 探测器收到的太阳辐射和火星反照都不太高, 会具有较低的初始温度水平。具体来说, 对于轨道高度为0.1个火星半径的圆轨道而言, 太阳处于探测器轨道内侧, 此时火星附近的参考球近日点光照区最高温度为 11°C , 阴影区最低温度为 -162°C ; 而远日点光照区最高温度为 -16°C , 阴影区最低温度为 -163°C 。正是因为较为稀薄的大气, 在初始温度较低的情况下, 探测器在气动制动过程中受到的气动热具有较大的温度余量。因此, 火星是一个适宜大气制动的星体^[1-3]。

气动捕获的概念是在20世纪60年代由London^[4]提出的, 指的是利用行星大气产生的气动力, 降低轨道能量, 实现由双曲线轨道向目标环绕轨道的转移^[4,5], 如图1所示。相较于传统化学燃料脉冲变轨, 气动捕获技术在节省燃料方面具有相当大的优势。NASA的马歇尔航天飞行中心(Marshall Space Flight Center)的空间推进技术项目办公室对气动减速和气动捕获这两种技术的优缺点进行了研究, 对其风险进行了系统的评估。该研究的结果显示, 在对携带4台890 N轨道机动发动机的地球返回舱进行模拟分析后, 得出结论: 纯推力制动、一次性大气制动需要的发动机开机时间分别是51和21 min(此处气动捕获制动的开机指的是形成环绕后调整轨道至目标停留轨道的轨控发动机开机), 相当于节省了40%的燃料。若飞行器携带的发动机是490 N的中小推力轨控发动机, 节省燃料的比例将进一步提高, 这在未来返回式任务中意义尤为重大^[1]。气

图1 (网络版彩图)气动捕获示意图

Figure 1 (Color online) Schematic diagram of aerocapture.

动力辅助变轨技术在星际飞行中也有重要作用, 在火星载人飞行中, 若采用目前的推进技术, 采用气动力辅助变轨技术(火星大气捕获, 返回时地球大气捕获)是任务实现的关键。对最小能量轨道可将总质量比减小至1/3, 而对快速转移轨道则可减少至原来的1/10。在登月返回中, 返回舱返回地球时若采用气动力辅助变轨技术, 可节省大量推进剂, 使得近地轨道的起飞质量减少16%~20%。因此, 气动力辅助变轨技术是先进运载器设计的关键技术^[3]。然而, 不同于已经成功实施了4次的气动减速技术, 气动捕获技术依然处于研究和地面试验阶段^[1]。

气动捕获任务仅有一次实现的机会, 可靠性的要求非常高, 因此对于气动捕获制导和控制的精度提出了很高的要求。同时, 由于深空探测任务距离遥远, 大气环境和飞行器参数等带有较大的不确定性, 因此需要采用智能自主制导方法。基于特征模型的数值预测校正制导技术是基于特征模型理论提出的, 具有广阔的应用前景。

2 特征模型理论

基于特征模型的自适应控制方法是吴宏鑫^[6-8]于

20世纪80年代提出的,经过了40多年的研究,形成了一套实用性很强的自适应控制理论和方法^[9-26].该方法在神舟飞船再入升力控制^[18]、神舟飞船和天宫一号交会对接控制^[19,20]、嫦娥五号试验器返回器跳跃式再入控制^[21]和电解铝控制^[22]等任务中得到成功应用.

基于特征模型的自适应控制方法从应用的角度出发进行自适应控制的研究.从20世纪50年代末期由美国麻省理工学院提出第一个用于飞行的自适应控制系统以来,自适应控制理论的研究引起了广泛关注,取得了丰硕成果和重要进展.然而,一般情况下,自适应控制系统的暂态响应较差.特别是在初始参数误差大的情况下,暂态误差也会很大,需要花费较长时间校正到满意值.由于为了保证自适应控制系统的稳定性,必须保持较小的参数校正率,这就决定了随着初始误差的增大,参数校正到满意值所需时间也会增加;对于高阶线性系统,自适应控制需要估计的参数个数也是非常多的,从而导致工程设计非常复杂;由于工程实际中测量和干扰等各种原因,难以保证参数估计收敛;现有的各种自适应控制方法,在实际应用中需要人为调试的参数太多,因此对于不允许在运行中人为调试的对象不能应用,如航天器控制;非线性和时变系统的自适应控制,目前还有很大困难^[9].

特征模型理论在很大程度上解决了上述问题.其理论基础是“全系数之和等于1”,该理论是吴宏鑫^[8]于20世纪80年代初提出的.实际被控对象大都是连续系统,离散系统是通过各种离散化方法把连续被控对象人为离散化得到的.离散化系统的系数与连续系统相关,具体地说,与连续系统的最小时间常数和采样周期等相关.通过选取采样周期,使之与最小时间常数满足一定的关系,在一定条件下,“全系数之和等于1”给出了未知系数线性定常连续系统的离散化方程的系数的界,揭示了被控对象差分方程系数的客观规律,从而为控制设计提供了基础.在上述理论上,吴宏鑫提出了特征模型理论,包括特征建模、参数辨识和全系数自适应控制三部分.一般来说,特征模型由系数有界的二阶线性时变差分方程描述,其界是可以事先确定的.采用投影梯度法或最小二乘法进行参数辨识,然后将辨识结果投影到系数的界中.其中投影部分与一般自适应控制不同.特征模型的系数具有确定的范围,这是基于特征模型的自适应控制成功应用的关键之一,加合理的限制,是任何工程上成功应用的自适

应控制必须要有的技术措施.全系数自适应控制包括维持跟踪控制、黄金分割自适应控制、逻辑积分控制、逻辑微分控制.黄金分割自适应控制是本方法中特有的一种反馈控制律.这4种控制律是针对不同的控制目标提出的,针对不同的具体问题,在控制设计时进行适当的选择.

特征模型理论是一种新型理论框架,在理论上牵引出了大量基础科学问题需要开展深入研究.在特征建模方面,需要研究被控对象与二阶离散系统的等价性;在参数辨识方面,需要研究与状态相关的系数的参数辨识的收敛性;在稳定性方面,需要研究高阶连续被控对象与低阶离散控制组成的混杂系统的稳定性.近年来,在实际应用的牵引下,特征模型理论取得了进一步进展.在特征建模方面,证明了一般线性定常系统和二阶仿射非线性系统在一定条件下可以转换成系数有界的二阶线性时变差分方程的形式^[13,14],发展了两种新型建模方法^[23-25].特征模型的系数包含被控对象的状态、输入和输出信息,为了确定系数的界,需要首先对状态、输入和输出做一些假设,因此限制了其应用的范围.机械臂动力学的科氏力项使得特征模型的系数与状态有关,给研究带来一定的难度.针对该问题,提出了与状态相关的辨识投影区域,以及新型基于特征模型的自适应控制方法,在一定条件下证明了基于特征模型的渐近稳定性.该研究推广了特征模型的理论框架和方法.进一步研究了基于特征模型的多机械臂自适应控制.并进一步证明了有向通信拓扑下多机械臂基于特征模型的一致性误差一致最终有界^[23,24].一般系统的动力学模型具有高阶非线性形式,因此建立特征模型时,需要把一些高阶项和非线性项转换到特征模型的系数中.一般来说,要求非线性函数在输出为零时,需要转换到特征模型的系数中的项也为零.但是,当不满足上述条件时,例如,常值不确定性,将导致特征模型应用的困难.针对这个问题,提出了平移变换的方法解决该问题^[25].基于特征模型的自适应控制方法的稳定性问题的研究也取得了重要进展.针对一类二阶非线性不确定系统的位置跟踪问题,通过建立相应的特征模型,给出了基于特征模型的黄金分割自适应控制器.证明了闭环系统稳定,并且该控制算法能够保证输出跟踪误差足够小^[26].特征模型理论为高阶复杂对象进行低阶控制器设计提供了依据,为自适应控制理论和实际应用相结合提供了

一条新的技术途径, 有效地解决了参数估计未收敛到“真值”时自适应控制系统的稳定性问题. 特征建模方法以及稳定性结果对于火星气动捕获制导方法的收敛性研究具有重要作用.

3 基于特征模型的火星气动捕获制导

3.1 航天器进入(再入)制导

航天器进入(再入)制导的任务是使航天器在优良的热力学环境中飞行, 并精确地满足过载、热和终端条件等各种约束. 按气动力特征不同, 进入(再入)式航天器可以分为3类: 弹道式、弹道-升力式、升力式航天器. 弹道式航天器, 对升力不加以控制. 弹道-升力式航天器, 升阻比较小, 通过对倾侧角的调整来改变升力方向. 升力式航天器升阻比大, 再入机动能力强^[27]. 再入制导理论从20世纪50年代开始研究, 20世纪60年代初开始先后在载人飞船、航天飞机中得到成功应用. 再入制导方法主要分为标准轨道制导方法和预测制导方法, 标准轨道制导方法包括轨道规划和跟踪, 预测制导方法又可以分为解析预测制导方法和数值预测制导方法. 目前这4个方面以及综合利用各方法的混合制导方法在国内外均得到一定研究, 并取得了重要的进展. 回顾再入制导算法的研究和应用进展, 其历经了阿波罗制导算法、航天飞机制导算法和数值预测校正制导的发展历程.

阿波罗飞船最终返回地球的是其指令舱, 属于弹道-升力式飞行器. 指令舱具有轴对称圆锥体外形, 通过质心偏置使得指令舱再入时的配平状态具有一定的攻角和升力. 制导系统通过姿态控制系统来控制指令舱绕着速度轴旋转的倾侧角以改变升力方向, 也就改变了升力在纵向平面的投影, 因此改变了在纵向平面上升阻比大小, 从而调整再入轨迹. 在制导算法设计中, 为了简化设计, 一般假设姿态控制系统响应足够迅速, 不考虑它的响应延迟^[28,29]. 按照轨迹方向分为纵向制导和侧向制导, 分别由指令舱的倾侧角幅值与符号控制. 阿波罗纵向制导全程分为7个阶段, 实际中并不一定每个阶段都会经历, 而是根据飞行器状态进行解算, 然后判断飞行器进入哪一个阶段. 在每一个阶段采取不同的制导和控制策略, 具体采用的是解析预测制导方法和轨道跟踪制导方法.

航天飞机返回再入到地球的部分, 称为轨道飞行

器, 属于升力式再入飞行器. 轨道器有翼面, 具有复杂的外形, 升阻比较大, 再入方式复杂. 制导变量是攻角和倾侧角, 其中攻角按照热流的限制和横向机动能力的要求加以确定, 需要进行制导设计的仅为倾侧角. 航天飞机轨道器的再入制导方法包含两个部分, 即保证航程的纵向制导律和保证飞行方向的侧向制导律. 纵向制导律跟踪阻力加速度曲线; 侧向制导律则是一个倾斜角翻转逻辑控制器. 再入过程中, 如果阻力加速度理想地跟踪了设计的曲线, 则航天飞机还能飞行的航程, 就可以利用解析的方法预测到. 如果该预测值与期望值有较大的偏差, 则对一段参考阻力加速度曲线进行调整, 从而满足终端航程要求. 这种调整方法就是来自于预测制导方法的. 而调整后的参考阻力加速度曲线就是需要航天飞机跟踪的标准轨道, 可以利用标准轨道制导方法来设计线性跟踪控制律. 在航天飞机的数十年运行历史中, 没有发生由于制导方面的问题而引起的重大事故, 充分说明了这一制导方法的可靠性. 但是这种方法付出的代价却是极高的地面支持成本和苛刻的返回限制条件, 当飞行中发生意外情况时, 在制导方面缺乏灵活有效的应对措施. 每当飞行任务和有效载荷等因素发生变化, 地面技术支持人员就要花费大量时间来重新设计、分析轨迹和制导方案. 更重要的是, 飞行任务前设计制导方案时不可能穷尽所有可能发生的紧急情况, 因此很难从制导上提高飞行器再入过程中的应急能力. 在航天飞机取得巨大的成功后, 设计人员一方面利用实际飞行数据来分析制导系统的性能, 另一方面则尝试利用各种方法来改进这种制导律^[30]. 文献^[31]利用反馈线性化方法设计航天飞机的阻力加速度跟踪控制律, 认为航天飞机原来使用的线性化控制律是对非线性控制律的近似. 因为考虑了动力学系统的高阶信息, 在大的任务(运行)区域和增强的升阻比(提高控制能力)情况下, 非线性控制律具有更好的性能. 此外利用预测控制方法^[32,33]、LQR方法^[34]、模糊控制方法^[35]、基于特征模型的自适应控制方法^[36]、非线性逆方法^[37]等来进行阻力加速度跟踪控制, 也得到了相应的研究.

数值预测制导方法对于初始误差和不确定性具有强适应性和鲁棒性. 随着计算机水平的显著提高, 经过60多年的发展, 数值预测制导方法取得了较大的进展. 在初始误差散布很大以及飞行器出现问题的情况下, 数值预测制导方法仍然可以取得较好的制导精度. 在

文献[38]中, 针对不同升阻比的飞行器再入过程提出了一种统一的制导方法, 并进行了仿真验证^[39]. 数值预测制导律的轨迹约束问题是其必须考虑的关键问题和难点, 也是目前研究的热点问题^[40-46]. 文献[41]指出对于小升阻比飞行器, 当飞行器的初始倾侧角幅值越大时过程的过载峰值越小. 基于此, 该文献设计了一个过载消除器, 当飞行器进入大气层前预测过载峰值, 如果过大则增加初始倾侧角. 文献[42]将轨迹分为两部分, 导引飞行器在第一部分以常值热流轨迹飞行, 第二部分采用不受限的预测校正制导算法. 文献[43]在飞行器过载达到限制时采用升力向上的制导命令. 文献[44]将轨迹约束与飞行器受到的空气阻力对应, 得到空气阻力允许的范围. 当阻力达到边界时则采用增加飞行器飞行高度的策略以减少阻力. 文献[45,46]充分利用准平衡滑翔条件(quasi-equilibrium glide condition, QEGC)给出轨迹约束的实现方法, 提出了预测轨迹约束实现方法, 并对QEGC开展了深入的理论分析. 收敛性也是数值预测制导律必须考虑的问题. 当前最可靠的算法是迭代单一参数的数值算法. 但是, 由于制导周期的限制, 对于数值预测制导算法在实际应用中的收敛性问题需要进一步分析.

3.2 基于特征模型的制导

基于特征模型的制导方法是一种数值预测校正制导方法. 与一般数值预测校正制导方法不同, 该方法并不要求在每个制导周期航程偏差控制到零, 而是着眼于整个再入过程, 因此减少了迭代次数, 制导时间短, 适于工程应用^[18,21], 具有广阔的应用前景.

基于特征模型的制导方法可以分为三类. 第一类是基于特征模型的数值预测校正制导方法, 通过对动力学进行积分得到航程偏差, 然后建立航程偏差和制导变量倾侧角的二阶(或一阶)离散差分形式的特征模型, 最后通过黄金分割律(或比例)求取制导律. 第二类称作混合制导方法, 在再入段之前的过渡段, 利用计算机的空闲时段, 采用基于二阶特征模型的自适应方法在线设计再入段的跟踪轨迹^[47]. 第三类方法称作双环制导方案. 与混合制导方法不同, 随着宇航级计算机性能的提高, 双环制导方案把在过渡段进行在线轨迹设计, 转变为在再入段进行在线轨迹设计和轨迹跟踪. 采用两个采样周期不同的制导环, 外环采用较大的采样周期, 利用基于一阶特征模型的自适应方法在线进

行轨迹设计, 内环采用较小的采样周期, 跟踪在线设计的轨迹^[21]. 基于一阶特征模型的数值预测校正方法也在火星气动捕获制导中进行了仿真研究^[48], 表明了方法的有效性.

基于特征模型的制导方法属于数值预测校正制导方法, 因此轨迹约束和收敛性问题是其关键难题. 目前, 其轨迹约束通过两个步骤实现: 第一步, 把基于特征模型的自适应控制方法所求得的制导律进行投影; 第二步, 通过在峰值过载前后降低允许倾侧角幅值大小和全升力上拉的方法进行预防^[47]. 该方法将在一定程度上影响制导精度. 在收敛性方面, 文献[49]针对二阶离散模型, 在一定条件下证明了基于特征模型的数值预测校正制导律的收敛性. 但是, 再入动力学是一个连续的高阶非线性模型. 基于特征模型的自适应律是低阶离散形式的, 与再入动力学组成的闭环系统是一个混杂强非线性系统. 因此需要进一步证明混杂非线性系统的稳定性. 为了完善基于特征模型的制导方法, 尚需开展轨迹约束和收敛性问题的研究.

3.3 气动捕获制导

气动捕获可靠性的要求非常高, 因此对于其制导和控制的精度提出了很高的要求. 气动捕获的制导问题需要考虑的不确定性可分为初始条件的不确定性和环境的不确定性. 初始条件的不确定性包括初始进入轨道的不确定性和飞行器气动参数的不确定性. 前者是由接近段轨道导航误差引起的, 后者是由系统气动模型的建模误差引起的. 火星大气稀疏, 伴有偶发性全球风暴, 其结构具有极强的不确定性, 是气动捕获任务中环境不确定性的主要来源^[2]. 1996和2001年美国发射的火星全球勘探者号和火星奥德赛号, 均采用了气动减速技术, 在气动减速期间都遇到了大气密度突变问题.

气动捕获制导问题的研究可以追溯到20世纪70年代末, 文献[5]对气动捕获任务导航制导和控制的精度和轨道特性进行了分析, 论证了利用气动减速实现轨道捕获的可行性. 早期的气动捕获制导律是由阿波罗下降段制导律演变而来的, 是一种基于小扰动线性化原理的解析制导律^[50,51]. 进一步以航天飞机制导律为基础, 发展了以阻力平面跟踪为代表的混合预测校正制导方法^[52]. 但是, 对于具有极强不确定性气动环境的火星气动捕获问题, 解析制导方法难以满足制导精

度和鲁棒性的要求, 因此数值预测校正制导方法逐渐成为了解决气动变轨问题的主要研究方向^[48,53]. 为了进一步提高控制能力, 提出了倾侧角和攻角两个制导量的气动捕获制导方法^[54]. 文献^[55]提出了一种广泛适用于火星和木星气动捕获的双参数制导方法. 火星的气动捕获任务又可以分为载人任务和无人任务. 文献^[56]总结了1979~2003年气动捕获的相关文章, 分析了载人任务和无人任务在设计细节上的不同. 载人任务对气动飞行过程中有5g最大加速度的限制; 质量规模更大; 对任务周期有明确限制, 宇航员不能长时间地执行在轨任务, 所以行星际转移轨道段转移时间较短, 气动捕获所需提供的速度增量更大.

针对火星进入气动捕获的制导问题, 采用基于特征模型的数值预测校正制导方法, 开展了初步的研究^[48]. 系统的输入输出关系采用一阶特征模型描述:

$$\begin{aligned} y(k) &= f(k)y(k-1) + g(k)u(k), \\ f(k) &\in [0.2, 0.99], g(k) \in [0.003, 1], \end{aligned}$$

其中, $y(k)$ 为制导目标, 将在下面进行介绍; $u(k)=\cos\sigma_k$ 为制导变量, σ_k 为 k 时刻的倾侧角; $f(k)$ 和 $g(k)$ 通过投影最小二乘法或投影梯度法得到, 辨识结果记为 $\hat{f}(k)$ 和 $\hat{g}(k)$. 利用如下方法计算制导变量:

$$\begin{aligned} u_L(k) &= -l\hat{f}(k)y(k)/\hat{g}(k), \quad l > 0, \\ u(k) &= u(k-1) + u_L(k), \\ \sigma_k &\in [15^\circ, 165^\circ]. \end{aligned}$$

下面设计制导目标. 这里设计了两类制导目标. 在图1中, 探测器进入大气时刻的双曲线称为初始轨道; 探测器飞出大气后形成的环绕轨道称为气动过渡轨道, 用上标或下标 e 表示; 最终目标环绕轨道用上标或下标 $*$ 表示. 为了实现目标环绕轨道, 需要在过渡轨道期间进行发动机制动. 首先, 探测器飞出退出大气点B后, 所形成的过渡轨道近点一定在大气层内, 需要在远火点C进行近点抬升制动; 若近火点抬升后的过渡轨道的远火点与目标轨道存在误差, 则还需要在探测器再次过近火点D时调整远火点高度. 记过渡轨道B点后纵向状态变量为 $\mathbf{x}_e=[r_e, V_e, \gamma_e]^T$, 则过渡轨道半长轴 a_e 、远火点半径 r_a^e 、近火点半径 r_p^e 分别为^[57]

$$a_e = \frac{\mu_m}{2\mu_m/r_e - V_e^2},$$

$$\begin{aligned} r_a^e &= a_e \left(1 + \sqrt{1 - \frac{V_e^2 r_e^2 \cos^2 \gamma_e}{\mu_m a_e}} \right), \\ r_p^e &= a_e \left(1 - \sqrt{1 - \frac{V_e^2 r_e^2 \cos^2 \gamma_e}{\mu_m a_e}} \right). \end{aligned}$$

记目标轨道远火点和近火点半径分别为 r_a^* 和 r_p^* . 相应地, 在图1中C点和D点所需的速度增量分别为

$$\begin{aligned} \Delta V_1 &= \sqrt{2\mu_m} \left(\sqrt{\frac{1}{r_a^*} - \frac{1}{r_a^e + r_p^*}} - \sqrt{\frac{1}{r_a^*} - \frac{1}{2a_e}} \right), \\ \Delta V_2 &= \sqrt{2\mu_m} \left(\sqrt{\frac{1}{r_p^*} - \frac{1}{r_a^e + r_p^*}} - \sqrt{\frac{1}{r_p^*} - \frac{1}{r_a^e + r_p^*}} \right). \end{aligned}$$

由于 $|\Delta V_1| \ll |\Delta V_2|$, 因此以 $\tilde{y}_1(k) = -\Delta V_1$ 作为第一类控制目标. 第二类制导目标以过渡轨道和目标轨道的远火点半径差作为制导目标.

$$\tilde{y}_2(k) = \Delta r = r_a^e - r_a^*.$$

基于特征模型的方法是基于全系数之和等于1的基础上进行设计的, 通过输入变换实现. 采用

$$A_i(k) = \frac{d\tilde{y}_i(k)}{du(k)}, \quad i = 1, 2,$$

对上述两类输出进行输入变换. 变换后特征模型的输出选取为

$$y_i(k) = \frac{\tilde{y}_i(k)}{A_i(k)}, \quad i = 1, 2.$$

以无人返回式探测器作为研究对象, 假设质量为2500 kg, 速度增量为2077 m/s, 比冲为310 s, 在多种不确定性的条件下进行了仿真研究. 以远火点半径和能量最优为控制目标的两种制导律分别称为方法A和方法B, 得到的结果如表1所示. 可见基于特征模型的方法的有效性.

4 结论

气动捕获制导的可靠性、鲁棒性和精度要求很高, 需要采用智能自主的制导方法. 数值预测校正制导方法对于初始偏差和不确定性具有强适应性和鲁棒性, 是一种在线的自主制导方法, 也是目前气动捕获制导的主要研究方向之一. 基于特征模型的数值预测校

表 1 基于特征模型的数值预测校正制导方法仿真结果^[48]

Table 1 Simulation results of numerical prediction correction guidance method based on characteristic model [48]

序号	不确定性			方法A		方法B	
	大气密度	升力系数	阻力系数	ΔV_2 (m/s)	Δr (km)	ΔV_2 (m/s)	Δr (km)
1	0	0	0	46.11	2.05×10^{-5}	44.86	-1×10^{-3}
2	+50%	0	0	96.64	56.26	54.26	-51.36
3	-50%	0	0	60.67	127.80	68.71	183.05
4	+30%	+20%	0	74.97	-90.25	56.52	55.76
5	-30%	-20%	0	58.05	79.22	47.17	1.56
6	+30%	0	+20%	135.14	-271.01	49.21	-21.61
7	-30%	0	-20%	49.63	9.98	50.20	-22.06

正制导方法在轨得到一定验证, 具有广泛的应用前景. 该方法在火星气动捕获制导方面也开展了初步的仿真

研究, 表明了其有效性. 需要进一步开展轨迹约束和收敛性的研究.

参考文献

- 1 Tang Q Y. Autonomous orbit determination and control of Mars aerodynamic capture (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Beijing: China Academy of Space Technology, 2019 [唐青原. 火星气动捕获的自主轨道确定与控制. 博士学位论文. 北京: 中国空间技术研究院, 2019]
- 2 Xia Y Q. Navigation, Guidance and Control of Mars Probe During Its Entry, Descent and Landing: Seven Minutes of “Horror” (in Chinese). Beijing: Science Press, 2017 [夏元清. 火星探测器进入、下降与着陆过程的导航、制导与控制: “恐怖”七分钟. 北京: 科学出版社, 2017]
- 3 Wu D L, Wang X J. Aerodynamic Assisted Orbit Change Dynamics and Optimal Control of Spacecraft (in Chinese). Beijing: China Aerospace Press, 2006 [吴德隆, 王小军. 航天器气动辅助变轨动力学与最优控制. 北京: 中国宇航出版社, 2006]
- 4 London H S. Change of satellite orbit plane by aerodynamic maneuvering. *J Aerospace Sci*, 1962, 29: 323–332
- 5 Cruz M I. The aerocapture vehicle mission design concept. In: Conference on Advanced Technology for Future Space Systems. Hampton, 1979. AIAA 79-0893
- 6 Wu H X, Sa Z T. A all-coefficient adaptive control method (in Chinese). *Acta Autom Sin*, 1985, 11: 12–20 [吴宏鑫, 萨支天. 一种全系数的自适应控制方法. 自动化学报, 1985, 11: 12–20]
- 7 Wu H X, Sa Z T. An all-coefficients identification adaptive control method and its applications. *IFAC Proc Volumes*, 1987, 20: 179–184
- 8 Wu H X. All-Coefficient Adaptive Control Theory and Applications (in Chinese). Beijing: National Defense Industry Press, 1990 [吴宏鑫. 全系数自适应控制理论及其应用. 北京: 国防工业出版社, 1990]
- 9 Wu H X, Hu J, Xie Y C. Characteristic model-based all-coefficient adaptive control method and its applications. *IEEE Trans Syst Man Cybern C*, 2007, 37: 213–221
- 10 Wu H X, Hu J, Xie Y C. Characteristic Model Based Intelligent Adaptive Control (in Chinese). Beijing: China Science and Technology Press, 2009 [吴宏鑫, 胡军, 解永春. 基于特征模型的智能自适应控制. 北京: 中国科学技术出版社, 2009]
- 11 Wu H X, Liu Y W, Liu Z H, et al. Characteristic modeling and flexible structure control (in Chinese). *Sci China Ser E-Inf Sci*, 2001, 31: 137–149 [吴宏鑫, 刘一武, 刘忠汉, 等. 特征建模与挠性结构的控制. 中国科学E辑: 信息科学, 2001, 31: 137–149]
- 12 Wu H X, Wang Y C, Xing Y. Intelligent characteristic model based intelligent control and applications (in Chinese). *Sci China Ser E-Inf Sci*, 2002, 32: 805–816 [吴宏鑫, 王迎春, 邢琰. 基于智能特征模型的智能控制及应用. 中国科学E辑: 信息科学, 2002, 32: 805–816]
- 13 Meng B, Wu H X. Proof of characteristic model for linear time invariant systems (in Chinese). *Sci China Ser E-Inf Sci*, 2007, 37: 1258–1271 [孟斌, 吴宏鑫. 线性定常系统特征模型的证明. 中国科学E辑: 信息科学, 2007, 37: 1258–1271]
- 14 Meng B, Wu H X. On characteristic modeling of a class of flight vehicles’ attitude dynamics. *Sci China Tech Sci*, 2010, 53: 2074–2080

- 15 Meng B, Wu H X. On the convergence and stability of golden section control (in Chinese). *Acta Astron*, 2009, 30: 2128–2132 [孟斌, 吴宏鑫. 黄金分割控制的收敛性和稳定性研究. *宇航学报*, 2009, 30: 2128–2132]
- 16 Xie Y C, Wu H X. Application of golden section on adaptive robust controller design (in Chinese). *Acta Autom Sin*, 1992, 18: 177–185 [解永春, 吴宏鑫. 黄金分割在自适应鲁棒控制器设计中的应用. *自动化学报*, 1992, 18: 177–185]
- 17 Xie Y C, Wu H X. Robustness of all-coefficient adaptive control (in Chinese). *Acta Autom Sin*, 1997, 3: 153–158 [解永春, 吴宏鑫. 全系数自适应控制方法的鲁棒性. *自动化学报*, 1997, 3: 153–158]
- 18 Hu J. All-coefficient adaptive reentry lift control of manned spacecraft (in Chinese). *Acta Astron*, 1998, 19: 8–12 [胡军. 载人飞船全系数自适应再入升力控制. *宇航学报*, 1998, 19: 8–12]
- 19 Xie Y C, Hu J, Wang M, et al. Accurate and stable control of Shenzhou spacecraft in rendezvous and docking. *IFAC Proc Volumes*, 2013, 46: 524–528
- 20 Hu J, Xie Y C, Zhang H, et al. Guidance, navigation and control system of Shenzhou-8 spacecraft rendezvous and docking and its flight result evaluation (in Chinese). *Aerosp Control Appl*, 2011, 12: 1–5 [胡军, 解永春, 张昊, 等. 神舟八号飞船交会对接制导、导航与控制系统及其飞行结果评价. *空间控制技术与应用*, 2011, 12: 1–5]
- 21 Hu J, Zhang Z. Research on high speed return reentry guidance technology of manned lunar landing vehicle (in Chinese). *Control Theory Appl*, 2014, 31: 1678–1685 [胡军, 张钊. 载人登月飞行器高速返回再入制导技术研究. *控制理论与应用*, 2014, 31: 1678–1685]
- 22 Wang Y C, Geng C F, Wu H X. An adaptive fuzzy controller and its application in the process control of electrolytic aluminum (in Chinese). *Aerosp Control*, 2001, 19: 22–28 [王迎春, 耿长福, 吴宏鑫. 一种自适应模糊控制器及其在电解铝过程控制中的应用. *航天控制*, 2001, 19: 22–28]
- 23 Wang L J, Meng B. Characteristic model-based control of robotic manipulators with dynamic uncertainties. *Sci China Inf Sci*, 2017, 60: 079201
- 24 Wang L J, Meng B. Characteristic model-based consensus of networked heterogeneous robotic manipulators with dynamic uncertainties. *Sci China Tech Sci*, 2016, 59: 63–71
- 25 Xu L J, Hu Y. Relative position control of non-cooperative maneuvering target rendezvous (in Chinese). *Aerosp Control Appl*, 2015, 41: 13–18 [徐李佳, 胡勇. 非合作机动目标交会的相对位置控制. *空间控制技术与应用*, 2015, 41: 13–18]
- 26 Jiang T T, Wu H X. Sampled-data feedback and stability for a class of uncertain nonlinear systems based on characteristic modeling method. *Sci China Inf Sci*, 2016, 59: 092205
- 27 Zhao H Y. *Spacecraft Entry Dynamics and Guidance* (in Chinese). Beijing: National Defense Science and Technology University Press, 1997 [赵汉元. 飞行器再入动力学和制导. 北京: 国防科技大学出版社, 1997]
- 28 Wang Z G, Meng B, Zhao Y B. On the guidance for the Lunar return skip reentry considering the earth rotation (in Chinese). *Control Theory Appl*, 2018, 35: 732–740 [王泽国, 孟斌, 赵云波. 考虑地球自转的探月返回跳跃式再入制导研究. *控制理论与应用*, 2018, 35: 732–740]
- 29 Bairstow S H. Reentry guidance with extended range capability for low L/D spacecraft. Dissertation for Master's Degree. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2006
- 30 Zhang Z. Research on guidance and control law of high lift drag ratio hypersonic vehicle (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Beijing: China Academy of Space Technology, 2011 [张钊. 大升阻比高超声速飞行器制导与控制律研究. 博士学位论文. 北京: 中国空间技术研究院, 2011]
- 31 Mease K D, Kremer J P. Shuttle entry guidance revisited using nonlinear geometric methods. *J Guid Control Dyn*, 1994, 17: 1350–1356
- 32 Lu P. Nonlinear trajectory tracking guidance with application to a launch vehicle. *J Guid Control Dyn*, 1996, 19: 99–106
- 33 Lu P. Regulation about time-varying trajectories: Precision entry guidance illustrated. *J Guid Control Dyn*, 1999, 22: 784–790
- 34 Dukeman G A. Profile-following entry guidance using linear quadratic regulator theory. In: *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. Monterey, 2002. AIAA 2002-4457
- 35 Jouhaud F. Fuzzy logic control—Application to the guidance of a re-entry space capsule. *Acta Astronaut*, 2000, 46: 507–517
- 36 Yang J C, Hu J, Ni M L. Adaptive guidance law design based on characteristic model for reentry vehicles. *Sci China Ser F-Inf Sci*, 2008, 51: 2005–2021
- 37 Roenneke A J, Well K. Nonlinear drag-tracking control applied to optimal low-lift reentry guidance. In: *Guidance, Navigation, and Control Conference*. San Diego, 1996. AIAA-96-3698
- 38 Lu P. Entry guidance: A unified method. *J Guid Control Dyn*, 2014, 37: 713–728
- 39 Lu P, Brunner C W, Stachowiak S J, et al. Verification of a fully numerical entry guidance algorithm. *J Guid Control Dyn*, 2017, 40: 230–247

- 40 Moseley P E. The Apollo entry guidance: a review of the mathematical development and its operational characteristics. Technical Report. TRW-69-FMT-791, 1969
- 41 Lu P. Predictor-corrector entry guidance for low-lifting vehicles. *J Guid Control Dyn*, 2008, 31: 1067–1075
- 42 Zimmerman C, Dukeman G, Hanson J. Automated method to compute orbital reentry trajectories with heating constraints. *J Guid Control Dyn*, 2003, 26: 523–529
- 43 Braun R D, Powell R W. Predictor-corrector guidance algorithm for use in high-energy aerobraking system studies. *J Guid Control Dyn*, 1992, 15: 672–678
- 44 Joshi A, Sivan K, Amma S S. Predictor-corrector reentry guidance algorithm with path constraints for atmospheric entry vehicles. *J Guid Control Dyn*, 2007, 30: 1307–1318
- 45 Xue S B, Lu P. Constrained predictor-corrector entry guidance. *J Guid Control Dyn*, 2010, 33: 1273–1281
- 46 Lu P. Entry guidance using time-scale separation in gliding dynamics. *J Spacecr Rockets*, 2015, 52: 1253–1258
- 47 Hu J. A hybrid reentry guidance method for manned spacecraft (in Chinese). *Aerosp Control*, 1999, 2: 19–24 [胡军. 载人飞船的一种混合再入制导方法. *航天控制*, 1999, 2: 19–24]
- 48 Tang Q Y, Wang X L. On Mars aerocapture guidance based on all-coefficient adaptive predictive correction algorithm (in Chinese). *J Syst Sci Math Sci*, 2019, 39: 675–690 [唐青原, 王晓磊. 基于全系数自适应预测校正算法的火星气动捕获制导研究. *系统科学与数学*, 2019, 39: 675–690]
- 49 Li M M, Hu J. An approach and landing guidance design for reusable launch vehicle based on adaptive predictor-corrector technique. *Aerosp Sci Tech*, 2018, 75: 13–23
- 50 Vinh N X, Johnson W R, Longuski J M. Mars aerocapture using bank angle modulation. In: *Astrodynamics Specialist Conference*. Denver, 2000. AIAA 2000-4424
- 51 Rozanov M, Guelman M. Aeroassisted orbital maneuvering with variable structure control. *Acta Astronaut*, 2008, 62: 9–17
- 52 Bryant L E, Tigges M A, Ives D G. Analytic drag control for precision landing and aerocapture. In: *23rd Atmospheric Flight Mechanics Conference*. Boston, 1998. AIAA 1998-4572
- 53 Powell R W, Braun R D. Six-degree-of-freedom guidance and control analysis of Mars aerocapture. *J Guid Control Dyn*, 1993, 16: 1038–1044
- 54 Jits R Y, Walberg G D. Blended control, predictor-corrector guidance algorithm: An enabling technology for Mars aerocapture. *Acta Astronaut*, 2004, 54: 385–398
- 55 Sokolov N L. Investigation of the optimal two-parameter control of a spacecraft moving in an atmosphere. *Cosmic Res*, 1989, 27: 64–70
- 56 Vaughan D, Miller H C, Griffon B, et al. A comparative study of aerocapture missions with a Mars destination. In: *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. Tucson, 2005. AIAA 2005-4110
- 57 Geng C F. *Spacecraft Dynamics* (in Chinese). Beijing: China Science and Technology Press, 2006 [耿长福. *航天器动力学*. 北京: 中国科学技术出版社, 2006]

Characteristic model and its applications in Mars aerocapture guidance

MENG Bin^{1,2}, TANG QingYuan¹ & WU HongXin^{1,2}

¹ *Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100094, China;*

² *Key Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Beijing 100084, China*

Mars exploration has been a hot spot around the world in the field of deep space exploration in recent years. Low-cost space transport is one of the key factors in space exploration and development, and aerodynamic assisted orbit change will reduce space vehicle design costs. Aerocapture is a form of aerodynamically assisted orbit shift, referring to the use of the aerodynamic force generated by the planetary atmosphere to minimize the energy of the orbit and the transfer of the hyperbolic orbit to the target orbit. There is only one opportunity to fulfill the aerocapture mission, and the criterion for reliability is very high. Because the aerocapture guidance and accuracy and robustness of the control are very poor, a smart and autonomous guidance system is required. The characteristic model-based guidance approach has a broad application potential and has high adaptability, robustness, and autonomy. The research status and progress of the theory of characteristic model and its application in Mars aerocapture guidance are reviewed, and the problems to be solved are put forward, which provides the basis for further research.

Mars entry, aerocapture, characteristic model theory, numerical predictor-corrector guidance

doi: [10.1360/SST-2019-0304](https://doi.org/10.1360/SST-2019-0304)