doi:10.11887/j.cn.201703003 http://journal.nudt.edu.cn

高超声速飞行器滑翔制导方法综述*

潘 亮[1],谢 愈[1],彭双春[1],徐明亮[2],袁天保[3]
(1.国防科技大学 机电工程与自动化学院,湖南 长沙 410073;
2.北京跟踪与通信技术研究所,北京 100094;3.火箭军装备研究院,北京 100094)

摘 要:阐明高超声速飞行器滑翔制导的基本问题,分析滑翔制导过程面临的复杂多约束、机动任务要求、参数扰动等研究难点;分别就国内外标准轨迹制导方法和预测-校正制导方法相关研究现状展开综述,指出了这两类方法中存在的问题。在此基础上,提出高超声速飞行器滑翔制导研究中亟待解决的关键问题,并指出未来滑翔制导方法的研究热点。

关键词:高超声速飞行器;滑翔制导;标准轨迹制导;预测-校正制导;综述
中图分类号:V448 **文献标志码**:A **文章编号**:1001-2486(2017)03-015-08

A survey of gliding guidance methods for hypersonic vehicles

PAN Liang[1], *XIE Yu*[1], *PENG Shuangchun*[1], *XU Mingliang*[2], *YUAN Tianbao*[3]
(1. College of Mechatronic Engineering and Automation, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China;
3. Equipment Academy of the Rocket Force, Beijing 100094, China)

Abstract: The basic problem of gliding guidance for hypersonic vehicles was proposed, and the difficulties of complicated multiple constraints, maneuver requirements, and parameter perturbation in the course of gliding guidance were analyzed. The corresponding research status at home and abroad was surveyed, and the problems were also pointed out. On this basis, the key problems required to be solved at present in the research of gliding guidance for hypersonic vehicles were presented, and the research hotspots in the methods of future gliding guidance were also pointed out.

Key words: hypersonic vehicle; gliding guidance; standard trajectory guidance; predictor-corrector guidance; survey

虽然近年来高超声速技术取得了较大进展,但总体而言,高超声速飞行技术相关理论研究还不够系统和深入,离实际应用差距较大。制导系统是被誉为飞行器“大脑”的核心组成部分,是保证飞行器平稳可靠飞行的关键系统。在高超声速飞行器滑翔机动飞行过程中,飞行速度快、机动范围大、参数扰动强、气动力/气动热等复杂飞行环境对飞行器的影响显著,如何在滑翔机动制导中综合考虑这些因素,是高超声速飞行器制导理论需要解决的关键科学问题。

本文研究的对象特指一种飞行速度超过5马赫、具有大升阻比气动外形的无动力高超声速飞行器。它通过助推火箭发射到一定高度或从空间轨道释放后,利用气动升力在临近空间作长时间远距离高超声速滑翔飞行,如美国的高超声速通用航天飞行器(Common Aero Vehicle, CAV)。

1 高超声速飞行器滑翔制导基本问题

制导是指导弹等制导武器在飞行过程中,克服各种干扰因素,使之按照选定的制导律或者预定的基准弹道,导引武器飞向目标的过程[1]。制导律描述的是制导武器接近目标的整个飞行过程所应遵循的运动规律[2]。本文研究的高超声速飞行器飞行过程可描述为:由助推火箭发射或者从天基平台释放,初始高度处在大气层边缘,初始速度略低于第一宇宙速度。再入大气层后进行远距离无动力滑翔飞行,滑翔过程中要满足驻点热流、过载、动压、控制等多种约束条件限制。在接近目标上空时,转入俯冲段,进行快速转弯俯冲,进而释放有效载荷对目标进行打击。美国高超声速CAV[3-4]载荷释放过程和所携带的典型有效载荷分别如图1

* **收稿日期**:2016-01-10
基金项目:国家自然科学基金资助项目(11502289)
作者简介:潘亮(1973—),男,新疆库尔勒人,副研究员,博士,E-mail:panliang.2000@gmail.com;
谢愈(通信作者),男,副研究员,博士,E-mail:15111155218@139.com

和图 2 所示。

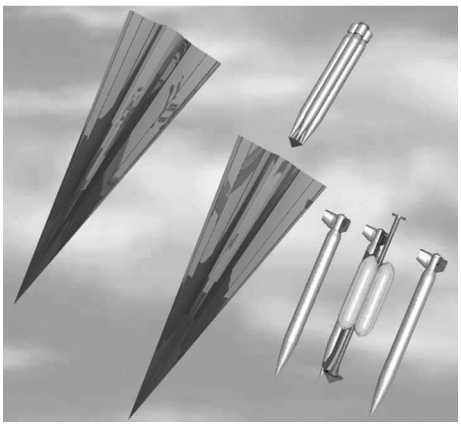


图 1 CAV 载荷释放过程

Fig. 1 Release of CAV payloads

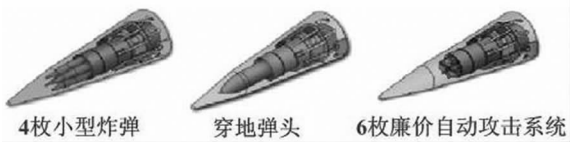


图 2 CAV 有效载荷

Fig. 2 Payloads of CAV

滑翔飞行段的制导目的是综合考虑诸多复杂约束条件以及性能指标需求,控制飞行器在安全飞行走廊内完成远距离滑翔飞行,满足各种气动力、气动热、过载等约束,实现飞行器高精度、强鲁棒性和强适应性制导的任务要求。由于飞行过程气动力动态变化、气动热环境要求苛刻、热烧蚀不对称、飞行器模态变化剧烈,对飞行器制导控制提出了很高的要求。

滑翔飞行段制导问题可归纳为:从滑翔起点开始,在满足各种复杂过程约束的条件下,引导飞行器进行远距离无动力滑翔飞行,最终到达预定的终端点(或与俯冲段的交班点),并满足要求的终端或交班状态。滑翔段制导实际上与航天飞机、可重复使用运载器(Reusable Launch Vehicle, RLV)再入制导具有一定相似之处,但所受的约束条件更加苛刻,终端约束更强,对适应任务的灵活性要求更高。

2 高超声速飞行器滑翔机动制导问题分析

2.1 复杂多约束

高超声速飞行器长时间在临近空间高超声速飞行,既要满足设定的飞行任务要求,还要受到诸多复杂条件的约束,这些条件是进行制导设计时必须考虑的。根据约束条件的特点,可将其分为过程约束和端点约束两大类,如表 1 所示。

表 1 主要约束条件

Tab. 1 Major constraints

	约束条件	主要目的
过程约束	热流密度约束	防止气动热烧蚀破坏
	动压约束	防止空气舵铰链力矩过大
	过载约束	防止飞行器结构性破坏
	平衡滑翔约束	保证飞行器平稳飞行
	控制量约束	满足飞行器控制能力要求
端点约束	起始条件	满足助推段与滑翔段交班条件
	终端约束	满足滑翔段和俯冲段交班条件

2.1.1 过程约束

热流密度约束:在研究飞行器制导问题时,通常以驻点热流密度峰值作为约束条件,因为驻点是飞行器加热较严重的区域。

动压约束:在飞行力学问题中,动压是最重要的特征量之一。所有气动力和力矩都与动压成比例,考虑到动压对控制系统的影响和侧向稳定性的要求,再入过程中的动压不能超过飞行器所能够承受的极限值。

过载约束:为了结构安全,需要考虑过载约束。考虑到该研究对象为升力体机动滑翔飞行器,其轴向、法向都可能产生较大过载,影响飞行器结构的安全性,因此一般考虑对总过载进行限制。

平衡滑翔约束:平衡滑翔约束是一种考虑飞行器控制能力的“软约束”,即不是严格要求满足的约束条件,主要用于保证飞行器飞行过程平稳。

控制量约束:控制量通常取攻角和倾侧角,对控制量约束主要限制控制量的幅值和变化率。

2.1.2 端点约束

起始条件:再入起始点状态需要满足助推段与滑翔段交班状态要求,并决定了滑翔飞行器的飞行能力。再入起始点状态参数由助推段飞行状态决定。

终端约束:终端约束是为了保证滑翔段和俯冲攻击段交接班而对飞行器提出的状态要求。一般包括终端速度大小、终端高度、终端方位角、终端速度倾角等。根据交接班任务的不同,终端约束条件也不一样。

2.2 机动任务要求

高超声速飞行器在提高自身机动能力的同时,也增加了制导设计的难度。在进行制导方法研究时,需要重点考虑不同机动任务的要求。

例如:

1)预设航路点:航路点是飞行器为满足多载荷释放或侦测等任务要求而需飞过的位置,一般要求飞行器从各航路点正上方飞过。

2)目标变更:高超声速飞行器在实施飞行任务之前一般会预设目标点。但由于突发威胁、任务临时改变等原因,在飞行过程中可能要求飞行器在机动能力允许的情况下调整到新的目标点。

3)应急处置:高超声速飞行器可能具备人在回路的控制能力。在飞行过程中,由于某些原因临时取消飞行任务,需要将飞行器导引到预先设定的应急处置区域。

4)禁/避飞区:飞行器飞行过程中不允许或尽量避免经过某些区域,如敌方反导系统拦截区域、易受敌探测或电磁干扰的空域、地缘政治因素不允许通过的区域等。

2.3　参数扰动

在高超声速飞行器滑翔机动制导过程中,飞行高度和速度变化剧烈,气动力、气动热特性复杂,其制导控制系统不可避免地会受到各种扰动的影响,如大气密度、气动参数、飞行器质量、初始再入状态等均不同程度地存在扰动。由于传统的飞行走廊和参考飞行剖面设计过程中通常没有考虑参数扰动的影响,或者所考虑的扰动与实际情况存在较大差异,而飞行器在实际飞行过程中不可避免地会受到各种扰动因素的影响。虽然可通过增加反馈的形式将实际飞行剖面控制在参考剖面附近,但当设计的飞行剖面位于靠近走廊边界的位置时,仍有可能使得实际飞行约束超出最大允许值。此外,在这些干扰和摄动的作用下,使得制导系统参数存在扰动,制导信息往往不完全是平稳信号。在这种情况下,制导系统的稳定性和鲁棒性会降低,这将直接影响到制导效果,甚至导致高超声速飞行器滑翔机动制导过程出现失稳现象。

可见,高超声速飞行器滑翔制导问题是一个复杂多约束不确定性系统的鲁棒控制问题,需要重点考虑多约束影响、机动任务要求、参数扰动等情况。因此,研究先进滑翔制导理论和方法,保证飞行器平稳飞行,并充分发挥其机动能力优势,提高制导控制系统的鲁棒性,对于研发高超声速飞行器具有十分重要的理论和实践意义。

3　滑翔制导方法相关研究现状综述

3.1　国内外研究现状

3.1.1　标准轨迹制导

标准轨迹制导,即通过对预先设计好的参考轨迹进行跟踪来实现制导。标准轨迹制导通常可分为标准轨迹设计和标准轨迹跟踪两个主要步骤。

标准轨迹制导在美国航天飞机返回再入制导中得到了成功应用,在飞行器再入制导方法中具有重要地位,它已成为了 X－33、X－37 等许多再入飞行器的基准方法。该方法主要包括离线参考阻力加速度剖面规划和在线阻力加速度剖面跟踪。参考阻力加速度剖面一般包括两个二次曲线段、一个拟平衡滑翔段、一个常阻力段和一个线性能量段。在规划过程中需将剖面限制在飞行走廊内,以满足航程要求和气动热、过载、动压、平衡滑翔等飞行约束条件;在线阻力加速度剖面跟踪,主要通过调整倾侧角跟踪参考阻力加速度剖面,并在倾侧翻转时对攻角进行微调,以尽量降低倾侧翻转过程带来的影响。当预测航程与期望航程存在偏差时,对参考阻力加速度剖面进行动态调整,以消除航程误差;航向通过基于侧向方位误差走廊的倾侧翻转进行控制[5]。

为了适应新一代 RLV 再入制导的需要,产生了一系列再入制导方法的改进方案,主要体现在改进参考飞行剖面设计及更新方法、改进剖面跟踪控制方法等方面。

1)改进剖面设计及更新方法

在经典的标准轨迹制导方案中,假设飞行器沿大圆弧飞行,并在二维再入飞行走廊内设计参考阻力加速度飞行剖面,没有考虑侧向机动需求,难以满足大范围侧向机动再入制导要求。为此,Mease 等[6]在参考阻力加速度飞行剖面规划中同时考虑了纵向运动和侧向运动。该方法可以看作是航天飞机阻力剖面规划技术的自然扩展,分为轨迹长度规划子问题和轨迹曲率规划子问题。两个子问题需要反复迭代,最终确定出所需的三维轨迹。文献[7]在此基础上提出了一种演化的加速度再入制导方法(Evolved Acceleration Guidance Logic for Entry, EAGLE),并对其性能进行分析。EAGLE 最突出的特性在于能够规划三维轨迹,从而具备处理大侧向机动的再入制导问题的能力。文献[8]对 EAGLE 的性能做了进一步分析。文献[9]在以往 EAGLE 基础上,提出一种新的轨迹规划方法,能够获得近似的最大纵程和最大横程。

2)改进剖面跟踪控制方法

20 世纪 90 年代初,Mease 等[10－11]利用非线性几何中的反馈线性化理论,给出了基于阻力加速度剖面的轨迹跟踪方法。通过对跟踪控制律的理论分析表明,基于反馈线性化的跟踪制导更具

一般性。以此为基础,文献[12]进一步给出了滑模观测器,用来估计干扰,与反馈线性化跟踪制导配合使用。除了用于跟踪阻力加速度剖面外,作为经典制导方法的扩展,反馈线性化跟踪制导还用于跟踪其他形式的标准轨迹[13-14]。文献[14]以乘员探索飞行器和军用航天飞机为背景,将二维制导扩展为完整的三维再入制导,并且将攻角和倾侧角均作为控制量,跟踪以能量为自变量的地面航迹。

除了反馈线性化跟踪制导外,另一种非线性跟踪制导律为基于预测控制理论的跟踪制导。Lu[15]采用与经典的标准轨迹制导类似的制导方案,但参考阻力加速度剖面参数化为能量的分段线性函数并进行优化,提出了一种基于非线性预测控制的轨迹控制律。文献[16]进一步将基于预测控制的跟踪制导应用到 X-33 中,并给出了按照预测射程进行阻力剖面更新的方法。文献[17]在 Lu 所提方法基础上,选取不同的性能指标,最终获得了与反馈线性化跟踪制导不同的制导律,其优势在于能够适用于控制量饱和的情况。

前面所述方法大都属于基于阻力加速度剖面的跟踪制导,另一种思路是将轨迹跟踪问题处理为在参考轨迹状态空间考虑的调节问题。为解决该线性时变系统带来的难题,Lu[18]基于滚动时域控制方法近似求解,给出了一种闭路稳定控制律。文献[19]同样将再入制导作为在状态空间考虑的相对参考轨迹的轨迹调节问题,并分别以能量和待飞航程为独立变量进行分析。Dukeman[20]基于线性二次型调节器给出了一种标准轨迹跟踪制导方法。标准轨迹参数包括参考状态(待飞航程、高度和飞行路径角)和参考控制量(攻角和倾侧角)。纵向采用跟踪制导方式,侧向制导则仍通过与经典的标准轨迹制导类似的基于方位误差走廊的倾侧翻转实现。

3.1.2 预测-校正制导

标准轨迹制导方法虽然在工程实际中得到了应用,但是该方法必须预先规划参考轨迹,灵活性不足,且对初始再入条件敏感,无法完全满足新一代再入飞行器或高超声速飞行器制导要求。为此,人们一直在追求具有自主能力的预测-校正制导方法。预测-校正制导方法是以消除实际轨道的预报落点和预定落点位置之间的偏差为目的的制导方法。与标准轨迹制导方法不同,预测-校正制导不依赖于标准轨迹,而是在飞行过程中对终端状态不断进行预测,根据与期望终端状态的偏差校正控制量。因此,该方法包括两个步骤:①基于实际飞行状态进行终端状态的快速预测;②根据预测结果进行弹道控制量的校正。按照预测方法的不同,预测-校正制导方法可分为解析预测-校正制导和数值预测-校正制导。

1)解析预测-校正制导

解析预测-校正制导基本原理为:通过将轨迹调制到特定形式而获得轨迹的近似解析解,在每一制导周期中对飞行器终端状态进行解析预测,根据预测的终端状态偏差校正控制量。

从 20 世纪 80 年代开始,解析预测-校正方法就开始在大气捕获及火星探测任务的弹道规划与制导研究中受到重视并得到快速发展[21-25]。针对火星探测中大气捕获和精确着陆问题,Bryant 等[21]基于参考阻力-高度变率提出了一种解析的阻力控制算法;而 Masciarelli 等[22]同样也是基于参考高度变率和阻力的计算,开发了一种解析预测-校正算法以满足火星返回轨道设计要求。Hanak 等[23]则对这种解析预测-校正算法进行了改进,使其具备了更强的适应能力。与前述方法不同,Lafontaine 和 Levesque 等[24-25]在假设了火星为不旋转行星的情况下,针对火星精确着陆问题提出了一种新的解析预测-校正方法,利用常飞行路径角或者飞行路径角与大气密度成比例关系的弹道剖面进行终端状态的解析预测。此外,还有部分学者研究基于平衡滑翔假设的弹道解析预测-校正方法。如 Tigges 等[26]利用平衡滑翔条件实现了火星再入弹道的快速预测,提出了一种解析预测-校正的再入弹道快速生成与制导方法;而 Xu 等[27]则以大升阻比高超声速滑翔飞行器为研究对象,利用平衡滑翔条件提出了一种自适应预测-校正的弹道快速生成方法。该方法首先根据控制终端速度及消除终端航向误差的需求实时确定倾侧角,将飞行器速度方向调整到射面内,进而基于拟平衡滑翔条件通过对终端状态的预测来调整攻角。

由于解析预测-校正制导方法采用解析公式进行在线轨迹预测计算,故计算量和存储量均很小,便于工程应用。

2)数值预测-校正制导

数值预测-校正制导基本原理为:通过对整个飞行过程中的控制量进行参数化,使得控制量序列可由几个待定的控制参数进行描述,在飞行过程中利用运动方程的数值积分对终端状态进行预测,根据终端偏差来校正控制参数。

由于数值预测-校正制导需要实时轨迹数值

积分,故在线计算量很大。随着计算机技术的不断提高,人们逐渐开始重视数值预测 - 校正方法,研究重点包括如何降低数值预测的计算量以及控制量的校正方法等。为解决救生返回制导面临的不确定性问题,Powell[28] 为空间站的返回救生船设计了一种预测 - 校正制导律。此外,Powell 还为火星探测器设计了一种典型的滚转角翻转数值预测 - 校正再入制导律[29]。其中,控制量由滚转角幅值和翻转时间两个参数描述,弹道预测过程采用四阶 Runge Kutta 积分,而控制量校正则采用了二分法。Fuhry[30] 和 Lu[31] 分别针对再入问题,设计了相应的预测 - 校正方法。Youssef[32] 针对 RLV、X - 33 等再入飞行器,研究了数值预测 - 校正方法,控制参数可以包括倾侧角和攻角以及切换时间等多种组合,主要验证了取不同控制参数时的制导效果。国内学者针对控制量校正问题提出了采用单纯形法[33]、模糊逻辑[34] 等方法。为降低数值预测 - 校正方法的计算量,Xu 等[35] 基于神经网络建模方法实现了弹道的快速预测。雍恩米[36] 利用预设航路点将再入弹道分段,每次只预测飞行器到下一个航路点而不是目标点的终端状态,从而降低在线弹道预测的计算量。Zhang 等[37] 则提出了每个制导周期只计算一次校正而不进行迭代的思路。

3.2　研究现状评述

从实际应用的角度,无论是标准轨迹制导方法还是预测 - 校正制导方法都存在一些问题。

1)标准轨迹制导法着重借鉴航天飞机取得的成功经验,在飞行走廊内设计解析形式的阻力加速度 - 速度剖面(或其他类型剖面)作为参考轨迹,满足过程约束和航程要求;通过设计侧向方位误差走廊来实现倾侧翻转,实现对航向的控制。在这类标准剖面再入制导方法研究中,侧向机动制导仅作为纵向制导的“陪衬”,并没有充分发挥高超声速飞行器的横侧向高机动能力,更没有考虑机动任务以及航路点、禁/避飞区等约束下的实际需求,因而标准轨迹制导法难以满足高超声速飞行器复杂动态的机动任务需求。

2)预测 - 校正制导在飞行过程中对终端状态不断进行预测,根据所预测的终端状态与期望终端状态的偏差校正控制量。但无论是解析预测 - 校正制导还是数值预测 - 校正制导都有其难以克服的缺陷:

解析预测 - 校正制导通过将轨迹调制到特定形式而获得轨迹的近似解析解,在每一制导周期中对飞行器终端状态进行解析预测,根据预测的终端状态偏差校正控制量。由于在线计算需要采用解析公式以及动力学模型的复杂性,往往只能求取近似解析解,预测模型误差大,制导精度低,并且缺少对严格飞行过程约束的处理能力,难以适应高超声速飞行器在多约束条件下有效执行机动任务的制导要求。同时,参数扰动情况将会进一步加剧预测模型误差,大大提高制导控制的难度。

数值预测 - 校正制导通过对整个飞行过程中的控制量进行参数化,在飞行过程中利用数值积分对终端状态进行预测,根据终端偏差来校正控制参数,高超声速滑翔飞行器飞行距离远、机动范围大、在线计算量很大,目前由于弹载计算机水平的限制,大量的在线实时计算量使其还难以直接在实际中应用。

此外,无论是解析预测 - 校正制导还是数值预测 - 校正制导都着重于纵向制导方法的设计,而忽略了侧向机动能力的预测与侧向机动弹道的规划,因而限制了高超声速飞行器侧向机动能力的发挥,难以适应飞行器在复杂多变的战场环境下进行各种机动任务的实际需求。

4　滑翔制导亟待解决的关键问题

4.1　机动能力快速预测模型构建

高超声速飞行器因其具有快速反应能力、强突防能力、高机动作战及精确打击能力,具有巨大的军事价值和潜在的经济价值,为了充分利用其机动能力优势,扩展其战场空间,构建基于三维剖面的机动能力预测模型,显得尤为重要和迫切。为了解决直接由动力学积分求解机动能力模型计算量大、求解时间长、存储数据多等问题,研究高超声速飞行器快速预测模型,提出从当前状态点对应的目标覆盖区域问题的解析计算方法,将复杂的动力学积分计算问题转化为基于平面曲线理论的弹道快速生成方法,值得深入研究和探讨。

4.2　不同机动任务情况下制导方法的自适应设计

在不同的作战任务要求下,高超声速飞行器的机动任务是不同的,即使执行一次作战任务,飞行器机动任务亦可能会因为某些因素(如突发威胁、目标变更)而改变,离线条件下设计的制导方法难以完全确保飞行器滑翔机动过程的稳定性和适应性。在这种情况下,如何通过对机动任务及形式进行分析、分类和抽象,构建不同的机动任务模型,快速设计合理的机动策略,以保证高超声速飞行器针对不同机动任务的实时性和自适应性,

是解决飞行器圆满完成作战任务的关键理论问题,需要结合机动任务模型特点和滑翔机动制导理论方法展开研究。

4.3 参数扰动情况下制导方法的鲁棒性设计

参数扰动会影响制导效果,甚至造成飞行器在飞行过程中的结构性损坏,是高超声速飞行器滑翔机动制导需要解决的基本问题。针对这类问题,深入分析不同参数的扰动偏差模型,构建考虑参数扰动情况下的飞行走廊,进而在飞行走廊内进行制导方法的优化设计,将是解决参数扰动情况下高超声速滑翔飞行器制导鲁棒性设计的关键理论问题。

5 未来制导方法研究热点

5.1 三维剖面制导方法研究

能够进行大幅度横侧向机动飞行,是高超声速飞行器相对于弹道导弹等传统武器的最突出优势之一。这使得飞行任务对横侧向机动能力需求越来越高。基于这一点,学者们在原有再入制导方法的基础上,针对航路点和禁飞区等复杂飞行任务问题都做了深入研究,比如 Jorris 等[38]研究的考虑禁飞区和航路点的三维轨迹快速再入制导方法,Chen 等[39]研究的满足约束条件下临近空间高超声速滑翔飞行器三维轨迹快速生成,Xie 等[40]研究的考虑航路点和禁飞区的三维再入轨迹生成等。这些方法大多集中在基于特定航路点以及禁飞区等约束下三维轨迹生成方法,并不具备普适意义。同时这些方法一般采用事先给定的固定攻角方案,主要通过调节倾侧角进行侧向机动,并保证平衡滑翔飞行,控制任务繁重,而倾侧角本身的调节能力有限,因此,采用这类制导方法仍旧难以充分发挥飞行器横侧向机动能力。

基于三维剖面的制导方法是再入制导方法中一个相对前沿且新颖的研究领域,目前仍处于探索研究阶段。基于三维剖面的制导方法原理是:综合考虑纵向航程与侧向机动任务需求,产生满足各种约束条件下的三维剖面,通过跟踪剖面得到需要的攻角和倾侧角,从而控制飞行轨迹。从可查阅到的国外文献来看,Mease[6,11]在三维剖面制导方法上的研究较为深入。在设计三维剖面时,Mease 将纵向航程和横程误差同时考虑进去以产生各种满足约束条件下的三维剖面,然后利用忽略纵向运动后得到降阶的三自由度动力学模型求解出所有的状态变量和控制量攻角和倾侧角。但该方法仅采用简单负反馈进行跟踪制导,并未基于三维剖面进行制导方法的深入研究。后来,Mease 又研究了一种三维剖面制导方法,即改进的加速度再入制导方法。该方法中攻角仍旧采用事先给定的攻角速度函数,仅依靠调节倾侧角来控制再入轨迹。因此,倾侧角需要同时兼顾纵向航程与侧向横程误差,控制任务复杂繁重。国内以 Mease 所研究的三维剖面生成和 EAGLE 制导方法为蓝本,开展了相关研究。比如闫晓东[41]设计了三维轨迹生成方法,郭继峰[42]研究了三维自主再入制导方法等。这些研究工作为后续研究提供了良好的理论借鉴。

目前,虽然基于三维剖面的制导方法研究还处于初步阶段,但已体现了其特有的技术优势。与传统制导方法相比,基于三维剖面的制导方法主要有如下突出特点:

1)增加侧向机动任务需求,从而需要设计的剖面维数增加,设计剖面时所需要的再入走廊将会变得更加复杂,从而增加了优化设计的难度;

2)攻角不再采用事先给定的速度函数攻角方案,直接由三维剖面跟踪获得,通过攻角和倾侧角同时控制飞行轨迹,提高了飞行器的控制效率;

3)将侧向机动任务需求考虑到剖面设计中,可有效提高横向机动控制能力,改善横程误差;

4)通过跟踪三维剖面同时确定需要的攻角与倾侧角,既不会有控制量富余而造成多余的机动,也不会因为控制量不足而引起飞行过程的抖动,可有效减少能量浪费,增大滑翔距离,扩展可覆盖区域。

5.2 考虑飞行器动态特性的闭环预测制导

在实际制导过程中,飞行器是一个高阶的、存在惯性和阻尼的复杂系统。在制导方法研究过程中,按照研究惯例,基于瞬时平衡的基本假设,忽略了飞行器的动态效应以及飞行器系统模型的不精确性,必然给制导带来误差。对于临近空间高超声速飞行器而言,在极大动压的作用下,控制系统是否具备足够的控制效率和如何设计强应力环境下的控制系统,都是值得深入探讨的问题。而考虑复杂的高阶飞行器运动模型,又将给飞行器制导设计带来困难。今后的工作需要基于高维弹体运动模型进行制导律的数值解或解析表达式的推导。

同时,由于优化模型与实际飞行环境的不一致,如大气密度、高阶项引力摄动和控制偏差的影响,飞行器若仍按优化得到的控制曲线采用开环制导,则可能引起较大的再入偏差。因此,一方面,应定量分析各种扰动因素对飞行参数的影响;

另一方面,应研究有效的闭环制导方法或补偿措施以提高制导精度。随着计算机数值处理能力的提高,精度更高、鲁棒性更强、自主性更好的数值预测制导方法必将更具有实际应用的潜力。就目前的硬件水平而言,为了降低预测制导周期内的计算量,可以深入研究模型简化方法,并进行制导算法设计。

5.3　轨迹规划、制导与控制一体化

一直以来,制导与控制一体化是导弹系统研究的热点问题,文献[43]验证了制导姿控一体化设计对拦截高机动目标的优越性。文献[44]阐述了空间轨迹与空间姿态控制的关系,即飞行器的位形空间就是任务空间,对其进行控制的基本要求是可以打击目标,同时需要兼顾飞行器的姿态控制。轨迹规划的目标是根据战场态势生成能够连接起始点至目标点的飞行器运动轨迹;制导的任务是基于测量信息实时生成飞行器的期望加速度,保证飞行器逐渐接近目标;而控制器则能实现制导律要求的期望加速度,完成控制任务。如果能够建立飞行器规划、制导与控制的一体化模型,以舵偏角为输入,以飞行轨迹为输出,设计统一的控制律,将推动飞行器规划、制导与控制领域的革新。

6　结论

本文围绕高超声速飞行器滑翔制导问题展开综述,探讨了高超声速飞行器滑翔制导面临的突出问题;论述国内外相关研究概况与存在的问题;并提出亟待解决的关键科学问题,指出了未来制导方法的研究热点。本文的研究工作,对于解决高超声速飞行器滑翔制导的关键理论问题具有参考意义。

参考文献(References)

[1] 羌镠. 导弹技术词典:导弹系统[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1991: 188 - 251.
QIANG Liu. Dictionary of missile technology: missile system[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1991: 188 - 251. (in Chinese)

[2] 徐明友. 弹箭飞行动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 99 - 106.
XU Mingyou. Flight dynamics of missiles and rockets[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003: 99 - 106. (in Chinese)

[3] Richie G. The common aero vehicle: space delivery system of the future[C]//Proceedings of Space Technology Conference and Exposition, AIAA99 - 4435, 1999.

[4] Terry H P. A common aero vehicle (CAV): model, description, and employment guide [R]. Air Force Research Laboratory, 2003.

[5] Harpold J C, Graves C A, Jr.. Shuttle entry guidance[J]. Journal of the Astronautical Sciences, 1979, 27(3): 239 - 268.

[6] Mease K D, Chen D T, Schonenberger H, et al. Reduced-order entry trajectory planning for acceleration guidance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2002, 25(2): 257 - 266.

[7] Leavitt J, Saraf A, Chen D, et al. Performance of evolved acceleration guidance logic for entry [C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, AIAA - 2002 - 4456, 2002.

[8] Saraf A, Leavitt J, Chen D, et al. Design and evaluation of an acceleration guidance algorithm for entry[C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, AIAA - 2003 - 5737, 2003.

[9] Leavitt J A, Mease K D. Feasible trajectory generation for atmospheric entry guidance [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(2): 473 - 481.

[10] Mease K D. Shuttle entry guidance revisited [C]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Hilton Head Island, SC: AIAA, 1992.

[11] Mease K, Kremer J P. Shuttle entry guidance revisited using nonlinear geometric methods [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1994, 17(6): 1350 - 1356.

[12] Talole S E, Benito J, Mease K D. Sliding mode observer for drag tracking in entry guidance[C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, AIAA - 2007 - 6851, 2007.

[13] Sanjay B A, Mease K D. Tracking law for a new entry guidance concept [C]//Proceedings of 22nd Atmospheric Flight Mechanics Conference, AIAA - 97 - 3581, 1997.

[14] Bharadwaj S, Rao A V, Mease K D. Entry trajectory tracking law via feedback linearization [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1998, 21(5): 726.

[15] Lu P. Entry guidance and trajectory control for reusable launch vehicles[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2012, 20(1): 143 - 149.

[16] Lu P, Hanson J M, Bhargava S. An alternative entry guidance scheme for the X - 33 [C]//Proceedings of 23rd Atmospheric Flight Mechanics Conference, AIAA - 98 - 4255, 1998.

[17] Benito J, Mease K D. Nonlinear predictive controller for drag tracking in entry guidance [C]//Proceedings of AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exihibit, AIAA - 2008 - 7350, 2008.

[18] Lu P. Regulation about time-varying trajectories-precision entry guidance illustrated [C]//Proceedings of Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, AIAA - 99 - 4070, 1999.

[19] Lu P, Shen Z, Dukeman G, et al. Entry guidance by trajectory regulation [C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, AIAA - 2000 - 3958, 2000.

[20] Dukeman G A. Profile-following entry guidance using linear quadratic regulator theory [C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, AIAA - 2002 - 4457, 2002.

[21] Bryant L E, Tigges M A, Ives D G. Analytic drag control for precision landing and aerocapture[C]//Proceedings of 23rd

Atmospheric Flight Mechanics Conference, A98 - 37438, 1998.

[22] Masciarelli J, Rousseau S, Fraysse H, et al. An analytic aerocapture guidance algorithm for the Mars sample return orbiter[C]//Proceedings of Atmospheric Flight Mechanics Conference, AIAA - 2000 - 4116, 2000.

[23] Hanak C, Crain T, Masciarelli J. Revised algorithm for analytic predictor-corrector aerocapture guidance-exit phase [C]// Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit Austin, AIAA - 2003 - 5746, 2003.

[24] de Lafontaine J, Levesque J F, Kron A. Robust guidance and control algorithms using constant flight path angle for precision landing on Mars [C]// Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, AIAA 2006 - 6075, 2006.

[25] Levesque J F, Lafontaine J D. Optimal guidance using density-proportional flight path angle profile for precision landing on Mars [C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, AIAA 2006 - 6076, 2006.

[26] Tigges M, Ling L. A predictive guidance algorithm for mars entry[C]//Proceedings of 27th Aerospace Sciences Meeting, AIAA - 89 - 0632, 1989.

[27] Xu M L, Liu L H, Tang G J. Quasi-equilibrium glide auto-adaptive entry guidance based on ideology of predictor-corrector[C]//Proceedings of 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, 2011.

[28] Powell R W. Six-degree-of-freedom guidance and control entry analysis of the HL - 20 [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1993, 30(5): 537 - 542.

[29] Powell R W. Numerical roll reversal predictor-corrector aerocapture and precision landing guidance algorithm for the Mars surveyor program 2001 missions: AIAA - 98 - 4574[R]. NASA Langley Technical Report Server, 1998.

[30] Fuhry D P. Adaptive atmospheric reentry guidance for the Kistler K - 1 orbital vehicle[C]//Proceedings of Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, AIAA - 99 - 4211, 1999.

[31] Lu P. Predictor-corrector entry guidance for low lifting vehicles[C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Hilton Head, South Carolina, 2008.

[32] Youssef H, Chowdhry R S, Lee H, et al. Predictor-corrector entry guidance for reusable launch vehicles[C]//Proceedings of Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, AIAA - 2001 - 4043, 2001.

[33] 呼卫军, 杨业, 周军. 基于外部信息源的临近空间飞行器中制导研究[J]. 航天控制, 2010, 28(2): 23 - 28.
HU Weijun, YANG Ye, ZHOU Jun. Research of midcourse guidance based on external information source for near space vehicle[J]. Aerospace Control, 2010, 28(2): 23 - 28. (in Chinese)

[34] 王俊波, 曲鑫, 任章. 基于模糊逻辑的预测再入制导方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(1): 63 - 66.
WANG Junbo, QU Xin, REN Zhang. Predictive guidance method for the reentry vehicles based on fuzzy logic [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(1): 63 - 66. (in Chinese)

[35] Xu M L, Liu L H, Yang Y, et al. Neural network based predictor-corrector entry guidance for high lifting vehicles[C]// Proceedings of 62nd International Astronautical Congress, 2011.

[36] 雍恩米. 高超声速滑翔式再入飞行器轨迹优化与制导方法研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2008.
YONG Enmi. Study on trajectory optimization and guidance approach for hypersonic glide-reentry vehicle[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)

[37] Zhang Z, Hu J. Prediction-based guidance algorithm for high-lift reentry vehicles [J]. Science China Information Sciences, 2011, 54(3): 498 - 510.

[38] Jorris T R, Cobb R G. Three-dimensional trajectory optimization satisfying waypoint and no-fly zone constraints[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(2): 551 - 572.

[39] Dong C, Chao T, Wang S Y, et al. Rapid three-dimensional constrained trajectory generation for near space hypersonic vehicles[C]//Proceedings of 18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2012 - 5896, 2012.

[40] Xie Y, Liu L H, Liu J, et al. Rapid generation of entry trajectories with waypoint and no-fly zone constraints [J]. ACTA Astronautica, 2012, 77: 167 - 181.

[41] 闫晓东, 王智. 高超声速无动力滑翔三维轨迹规划方法[J]. 北京理工大学学报, 2013, 33(7): 669 - 674.
YAN Xiaodong, WANG Zhi. Three-dimensional trajectory planning method for hypersonic glide vehicles [J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2013, 33(7): 669 - 674. (in Chinese)

[42] 郭继峰, 傅瑜, 崔乃刚. 三维自主再入制导方法[J]. 控制与决策, 2013, 28(5): 688 - 694.
GUO Jifeng, FU Yu, CUI Naigang. Three dimensional autonomous entry guidance method [J]. Control and Decision, 2013, 28(5): 688 - 694. (in Chinese)

[43] Zhurbal A, Idan M. Effect of estimation on the performance of an integrated missile guidance and control system [C]// Proceedings of Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, AIAA 2008 - 7458, 2008.

[44] 韩大鹏. 基于四元数代数和李群框架的任务空间控制方法研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2008.
HAN Dapeng. Research on task-space control based on quaternion algebra and a lie-group framework[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)