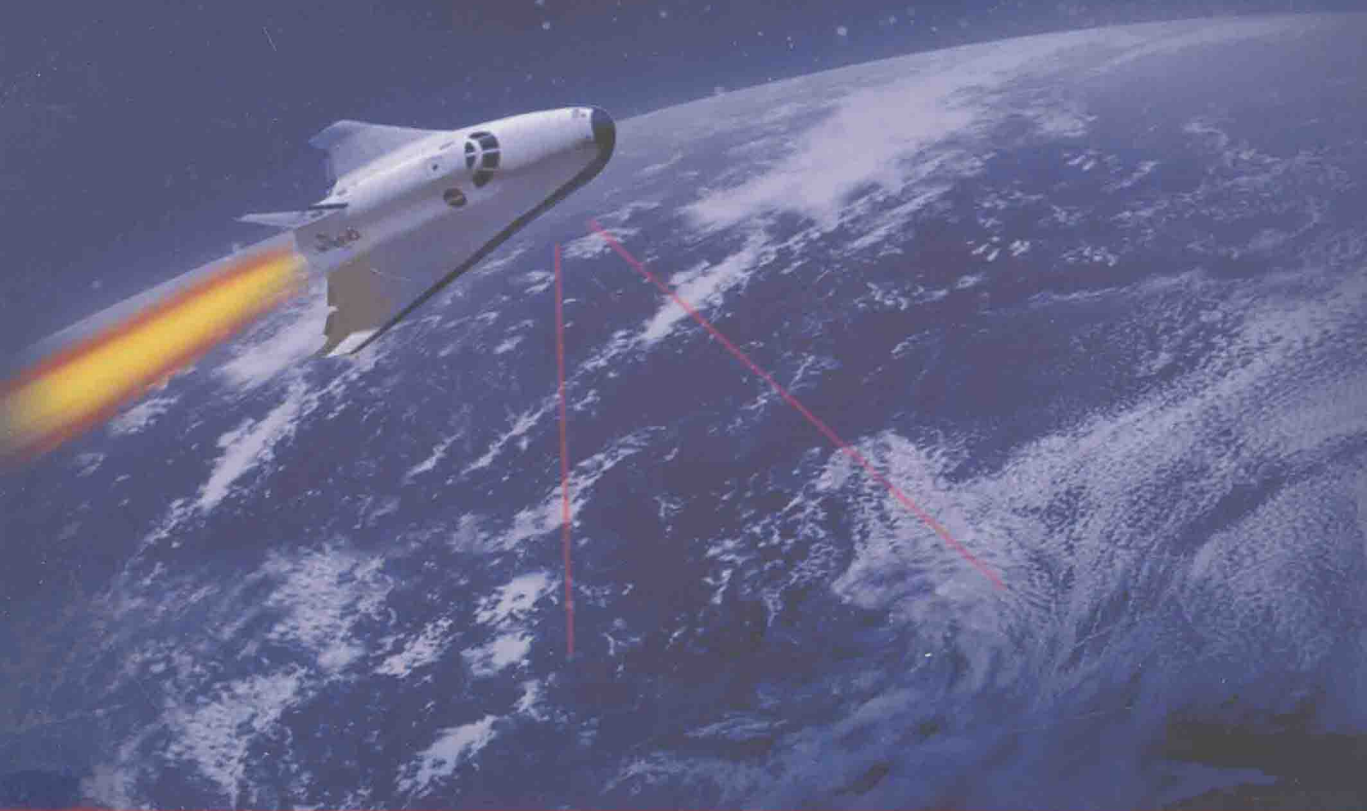




航天科技图书出版基金资助出版

# 高超声速飞行器 制导与控制技术 (下)

李惠峰 编著



中国宇航出版社

航天科技图书出版基金资助出版

# 高超声速飞行器制导与控制技术 (下)

李惠峰 编著



中国宇航出版社

·北京·

## 第 6 章 高超声速飞行器制导律设计

制导是指按照一定的规律将飞行器从空间某点导引到目标点，其所遵从的规律即为制导律。制导律设计的目的是使飞行器在不违背各种约束的情况下，将飞行器导引到指定的位置，并满足终端要求。对于高超声速飞行器整个飞行过程来说，再入段是一个非常严峻的阶段，因此再入段的制导律设计是本章关注的重点。

本章 6.1 节首先介绍了制导律的分类以及国内外再入制导技术的发展，并在此基础上总结了再入制导律设计的关键点和实际运行经验；6.2 节主要介绍航天飞机的制导方法，以及在航天飞机再入制导方法的基础上发展起来的衍生的阻力加速度制导方法，这两种方法都属于标称轨道制导方法的范畴；6.3 节详细介绍了预测校正制导律设计的关键环节；6.4 节主要介绍了兼有标称轨迹法和预测制导法两种制导方法的混合制导法。

### 6.1 高超声速飞行器制导方法概述

#### 6.1.1 制导律发展综述

飞行器再入制导的目的是控制其在着陆点（开伞点）附近着陆，并使飞行器满足过载和热环境等要求。飞行器再入制导方法一般分为两大类<sup>[1]</sup>：一类是跟踪预先设计好的标称轨迹制导；一类是利用预测能力对落点航程进行预测，并实时校正控制量的预测校正制导。再入制导理论在 20 世纪 50 年代末至 60 年代初有了很大发展并趋于成熟，20 世纪 60 年代初至 80 年代末，再入制导理论成功地应用于载人飞船和航天飞机，并取得了极大的进步。在新一代重复使用运载器（Reusable Launch Vehicle, RLV）需求的推动下，美国国家航空航天局马歇尔研制中心（NASA Marshall）于 1999 年底启动了先进的制导与控制计划（Advanced Guidance and Control, 简称 AG&C）<sup>[2]</sup>。此后，具有自主性、自适应性和鲁棒性的再入制导方法研究进入高潮，如神经网络自适应制导律、模糊自适应制导法、滑模变结构制导律、模型参考自适应方法以及兼有标称轨迹法和预测制导法的混合制导方法等，也广泛应用于低升阻比飞行器（如阿波罗、猎户座 CEV）的再入制导中<sup>[3-7]</sup>。但上述方法的基础都是传统的标称轨迹法和预测制导法，因此下面主要介绍国内外标称轨迹法和预测制导法的发展现状。

##### 6.1.1.1 标称轨迹法

所谓标称轨迹法，是在飞行器的弹载计算机中，预先装订标准再入轨道参数的方法。飞行器在实际的再入过程中，由于受初始条件误差、大气环境变化、气动系数变化等因素的影响，实际飞行轨迹偏离了标称轨迹，这时，制导系统通过将实际轨迹与标称轨迹比

较,产生误差信号,并根据误差信号计算出所需要的姿态角信息,然后由姿控系统调姿,从而实现实际飞行轨迹跟踪标称轨迹。

标称轨迹法主要包括标称轨迹规划和参考轨迹在线跟踪两部分。标称轨迹的优化方法很多,早在20世纪60年代初就有大量的参考文献<sup>[8-15]</sup>报道。随着美国阿波罗计划和航天飞机计划的发展,阻力加速度剖面规划再入轨迹的标称轨迹法得到了成功的应用<sup>[16]</sup>。航天飞机再入制导分为纵向和侧向分别进行制导。纵向制导跟踪阻力加速度剖面,并根据飞行状态调整阻力剖面以满足要求的航程。侧向制导采用基于漏斗曲线的开关控制方式,通过调整倾侧角的正、负号,来保证方位角的精度。离线弹道规划可以预先设计出满足各种约束条件的最优弹道,但在线实现的时候,由于航天飞机仅使用倾侧角来控制气动力,以及航天飞机存在非线性动力学特性,所规划的弹道往往不能够被精确地跟踪,特别是横程或方位角存在较大误差时,精确跟踪更为困难。

尽管航天飞机再入制导方法取得了巨大的成功,但由于其采用大圆弧策略来预测航程,侧向机动能力差,因此其自主性、自适应能力已不能满足第二代RLV横程能力和着陆精度的需要<sup>[17]</sup>。为了提高航天飞机再入制导的自主性、自适应性和鲁棒性,对于航天飞机标称轨迹再入制导方法的改进可以沿着两条技术路线展开:一是研究具备鲁棒性能和自适应能力的轨道跟踪方法;二是研究在线弹道规划算法。具有在线自主设计参考弹道的航天器,首先可以提供更高的安全性。例如,当航天器在上升阶段或返回阶段出现故障的时候,可以快速规划一条应急轨道,从而导引航天器安全地返回地面;其次,可以使航天器具有更多的操作灵活性,并具备多任务的能力,大幅度减少地面任务规划时间,从而降低费用。因此,寻求在线轨道快速规划算法,成为基于标称轨迹制导策略的另一个研究热点,它将使得传统的标称轨迹制导方法具备较强的鲁棒性和一定的自主性能。目前,以这两种算法为代表的标称轨迹再入制导方法都在向实现RLV在线任务规划能力的方向发展。

考虑到航天飞机制导律中,因过多倾斜角反转,而不能完成具有大横程需求的飞行任务,以及其航程预测手段误差过大等缺点,在航天飞机制导律的基础上,伦内克(Roenneke)<sup>[18-19]</sup>主要改进了纵向制导律:阻力加速度剖面的函数关系式,由分段解析式改进为更为通用的三次样条插值;轨迹跟踪控制问题转化为阻力空间中的线性调节器问题。随后,他利用LQR线性最优调节器方法和非线性控制器设计方法<sup>[20]</sup>设计的轨道控制器,具有较强的鲁棒性。该方法用来跟踪其他的名义参考轨道,也具有较好的性能。伦内克所设计的具有自适应能力的标称轨迹再入制导系统具有很好的发展前景。2001年,伦内克提出了一种满足纵程的最优阻力剖面在线快速规划算法<sup>[21]</sup>。该算法具有以下特点:在飞行轨道上,基于名义离轨点,能够支持落点的选择和离轨方向的确定;在再入阶段能够根据导航数据累计误差,更新参考再入轨道数据。该算法同样是基于以能量为独立变量的再入轨道动力学模型。采用它能在特定的再入走廊内,从当前状态快速计算出一条参考轨道,从而不需要为飞行器预先选定一条参考轨道。优化算法在每次迭代过程中,都可以给出一条可行的再入轨道。

在航天飞机再入制导方法的基础上,K·D·米斯(K. D. Mease)首先应用近似反馈

线性化技术,将航天飞机只具有局部渐进特性的纵向参考轨迹跟踪律改进成为具有全局渐进跟踪性能的跟踪律<sup>[22]</sup>,并在此基础上,研究了RLV再入轨迹的规划方法<sup>[23]</sup>。随后,K·D·米斯将航天飞机的二维纵向再入制导律推广到三维<sup>[24-25]</sup>。为了解决航天飞机制导中采用大圆弧假设航程预测公式带来的精度下降问题,在考虑飞行器侧向运动给航程预估带来的影响的前提下,K·D·米斯提出了一种基于降阶模型的在线阻力加速度以及侧向加速度参考剖面生成方法,即后来广泛应用的EAGLE(Evolved Acceleration Guidance Logic for Entry)制导方法。后期,K·D·米斯进一步对EAGLE进行了改进<sup>[26]</sup>,考虑到制导律因采用三段样条函数而导致航程能力减小、飞行器覆盖区的边界点无法到达的问题后,将制导律的阻力加速度剖面进一步调整为最大与最小解析阻力加速度的插值组合形式,使其在航程能力上具有与最优制导律类似的性能。

陆平借鉴航天飞机制导律中阻力加速度与纵程的解析关系,以全程热流率积分为性能泛函数建立带不等式约束的轨迹优化模型,利用成熟的序列二次规划算法求解得到阻力加速度参考剖面,并应用非线性预测控制律完成轨迹跟踪<sup>[27-28]</sup>,其侧向制导主要参考的是航天飞机的侧向制导策略。唯一的不同是,在接近末端能量管理段之前,陆平通过设计侧向轨迹并进行跟踪,来满足终端航行瞄准的要求。随后,陆平提出了一种新颖的在线轨迹生成技术<sup>[29-30]</sup>,其纵向制导在“速度-高度”空间中再将再入轨迹分为3段:常值倾斜角的初始下降段、轨迹倾角与变化率都近似为零的准平衡滑翔段以及与末端能量管理的交接段。在准平衡滑翔假设条件下,将不等式约束转化成为对倾斜角幅值的约束,简化了再入轨迹生成过程。侧向制导通过搜索倾斜角反转点,最终完成三维再入轨迹的生成。而三自由度参考轨迹的跟踪律采用了基于逼近滚动时域方法的LTV系统的预测控制方法。同时,为了改进侧向制导在鲁棒性以及任务适应性等方面的性能,陆平将航天飞机侧向制导中所使用的航向瞄准误差调整为横程参数,基于一系列的飞行器侧向运动特点提出了较为复杂的倾斜角反转的判定标准<sup>[31]</sup>,并在此基础上,为了解决前期参考轨迹跟踪律试图跟踪所有轨迹参数而带来的问题,将轨迹跟踪问题转换为更为简单的LQR控制律。

齐默尔曼(Zimmerman)<sup>[32]</sup>提出了一种考虑热流等约束条件的再入轨道快速规划方法。它是采用打靶法获得优化参考轨道,并把再入轨道分为常值热流跟踪的轨道速度再入段与线性倾侧角控制的亚轨道速度再入段两部分。将再入轨迹分为常值热流率跟踪段与亚轨道再入段,首先根据跟踪不同常值热流率对再入轨迹所产生的影响来选择合理的常值热流率,并得到两段的交接点。应用多维牛顿迭代法完成由两个变量组成的线性倾斜角控制量的搜索,得到亚轨道参考轨迹,并应用杜克曼(Dukeman)提出的LQR方法完成参考轨迹跟踪<sup>[33]</sup>。

国内学者在再入制导方面也进行了大量的研究,这些研究主要集中在参考轨迹的设计和跟踪方面,如参考文献[34]提出的可重复使用跨大气层飞行器再入混合制导方法,将再入轨道在线生成技术、基于阻力加速度飞行剖面的跟踪制导技术和数值技术有机结合。参考文献[35]通过对剩余航程的估算对参考阻力加速度剖面进行周期性更新,并采用数值预测方法搜索倾斜角反转时刻,应用反馈线性化方法完成对参考阻力加速度剖面的跟

踪。参考文献 [36] 以阻力与能量关系的优化剖面作为基准轨迹, 推导用于跟踪基准轨迹的 PID 控制律。参考文献 [37] 和参考文献 [38] 针对一种高升阻比高超声速飞行器, 应用基于特征模型的自适应控制理论, 设计了一种跟踪参考阻力加速度的制导方法。参考文献 [39] 通过共轭梯度优化算法设计了飞行器基于多约束条件的最优轨迹, 利用线性状态调节器制导方法实现了阵风干扰作用下纵向与侧向参考轨迹的同时跟踪。参考文献 [40] 将再入参考轨迹优化问题转化为多维非线性规划问题, 完成了满足临近空间无人飞行器再入返回时高动态、强约束的轨迹快速优化, 最后利用反馈线性化方法实现轨迹跟踪。另外, 为了消除实际再入过程中由于各种扰动造成的参考轨迹偏差, 科研人员研究了在线轨迹修正方法, 如参考文献 [41] 提出一种改进的再入制导算法, 该算法根据剩余航程和预测航程信息, 对输入到反馈控制器的参考飞行剖面参数进行修正, 以消除剩余航程误差。

除此之外, 还有一部分学者致力于在线轨迹的快速生成以及最优制导方面的研究, 如参考文献 [42] 将再入轨迹分为初始下降段和拟平衡滑翔段, 设计了一种考虑各种弹道约束的远程滑翔式再入飞行器的三自由度轨迹快速生成方法。参考文献 [43] 将再入弹道跟踪问题转化为线性时变系统最优控制问题, 利用基于伪谱法的最优反馈控制算法, 设计了一种便于在线实现的自适应鲁棒再入制导律。参考文献 [44] 针对可重复使用运载器再入轨迹在线规划问题, 提出一种基于割线法的标称轨迹快速生成方法。在最优制导方面, 参考文献 [45] 研究了再入飞行器在降弧段进行高空机动的最优制导问题, 采用最优控制理论推导出满足再入约束条件的高空最优制导律, 并给出了剩余时间的计算方法。参考文献 [46] 针对高超声速再入飞行器纵向平面内最远距离制导问题, 利用奇异摄动理论将再入动力学分成两个时间尺度, 然后应用最优控制理论与非线性微分几何方法对两个低维子系统分别设计相应的制导律。参考文献 [47] 以亚轨道飞行器为研究对象, 应用勒让德伪谱法进行在线轨道重构, 生成满足各种轨道约束的最优返回轨迹, 并实施反馈更新当前轨道控制量, 最终完成实时最优闭环制导律设计。

#### 6.1.1.2 预测-校正制导法

预测-校正制导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。与标称轨迹法不同, 它着眼于每时每刻实际再入轨道对应的落点和理论落点的误差, 并根据这一误差值, 以满足最大过载和最大热流的约束限制而产生控制指令, 对航天器实现轨道控制。预测制导法可以达到比标称轨迹制导法更高的落点精度, 并且对再入初始条件不敏感; 其主要的制约条件是需要实时计算。随着高性能计算机的出现, 预测-校正制导方法越来越有可能得到实际的应用。尤其在 AG&C 计划的支持下, 虽然标称轨迹制导方法在鲁棒弹道跟踪算法和在线弹道规划算法上取得了很大的进展, 使再入性能有了很大的提高, 但依然没有从根本上解决标称轨迹制导方法对初始再入条件敏感和操作灵活性差的固有问题, 因此人们一直在追求具有自主能力的预测-校正制导方法。

预报落点位置和制导方法的选择是实施预测-校正制导法需要解决的两大问题。就预报落点位置而言, 可以采用快速数值积分法和闭环解析法两种方法。快速数值积分法是利用机载计算机对运动方程组进行数值积分, 该方法的优点是能处理任何可能的飞行条件,

且预报精度高,对航程、加速度和热流等均能进行预测。但由于要进行数值积分运算,因此对机载计算机的快速运算能力和存储能力要求很高。闭环解析法是指通过对再入运动方程组进行合理简化,得到飞行器运动方程组的显式解。由于飞行器再入段运动的复杂性,求解过程一般都要基于很多假设,因此得到的解只是运动方程组的近似解,且不能获得所有情况下的运动方程组的解析解。闭环解析法由于限制条件较多、预报精度较差,同时也不能对任意飞行条件进行处理,适应能力也较差,但该方法计算量小,对机载计算机计算能力和存储能力的要求较低。

20世纪60年代以来,很多学者对末端弹道快速积分算法问题进行了研究,艾伦(Allen)<sup>[48]</sup>、查普曼(Chapman)<sup>[49]</sup>等人在这方面作出了突出的贡献。在参考文献[50-52]中,通过连续测量轨迹状态量,根据飞行器的运动微分方程,由机载计算机积分生成可能的飞行轨迹,该过程在再入飞行中反复进行,以预测飞行器的落点。而参考文献[53-56]则通过对再入轨迹可能的全部或者部分近似解的分析和研究,以预测飞行器的轨迹。鲍威尔(Powell)<sup>[57]</sup>为返回式救生飞船设计了一种预测-校正制导律,该制导律能够有效地解决救生返回制导所面临的不确定性问题。鲍威尔也为火星探测器设计了一种滚动反转预测-校正再入制导律<sup>[58]</sup>。该制导律指令由滚转角幅值和滚转方向两个参数来描述。算法由内回路和外回路构成,内回路采用预测-校正逻辑,通过积分弹道方程来寻求满足约束条件的名义制导指令,然后将名义制导指令传给外回路。外回路控制整个制导过程,并可以根据飞行器当前状态的信息,将制导指令传给控制系统。蒙特卡罗仿真表明,该方法对导航误差、空气动力误差、质量误差和大气密度等的不确定性具有较好的鲁棒性。

日本学者石冢(Ishizuka)等人为HOPE-X空天飞机设计了一种通用的简单实时积分预测-校正再入制导律<sup>[59]</sup>。富尔(Fuhry)<sup>[60]</sup>为KistlerK-1轨道飞行器设计了一种基于再入运动方程组的自适应预测-校正算法,该制导律基于再入运动方程组设计预测-校正算法,生成倾侧角指令和唯一的一次倾侧角变号(正、负)时间指令。仿真结果表明,该制导律在大扰动条件下具有良好的性能,并且预测-校正算法可以在K-1轨道飞行器的处理器上在线运行。德国学者伦内克为中低升阻比的货运/载人航天器设计了一种自适应预测-校正再入制导律<sup>[61]</sup>。Kaluzhskikh<sup>[62]</sup>在飞行器再入前设计参考倾侧角时序,但由于再入过程中受到大气扰动的影响,需要不断修正以满足纵程与横程精度要求。尤瑟夫(Youssef)<sup>[63]</sup>和陆平(Ping Lu)<sup>[64-66]</sup>着重研究了倾侧角参数化问题,并提出了一种针对低升阻比飞行器的再入预测制导方法。

预测-校正制导方法在气动辅助变轨的星际探测器设计上也得到了广泛的应用。Neptune探测器采用了一种叫做HYPAS(Hybrid Predictor-corrector Aerocapture Scheme)的混合预测制导律作为该探测器的候选再入制导律<sup>[67]</sup>。HYPAS制导律采用的分析方法基于阻力角速度和高度变化率误差来预测弹道误差并调整倾侧角,从而保证探测器远地点高度和轨道倾角的制导精度。

国内学者针对预测-校正制导法也有一定的研究成果,参考文献[68]分别对再入标称轨迹制导和采用Runge-Kutta Fehlberg自适应变步长轨道快速预报方法的预测-校正制导方

法进行了比较分析研究,并指出,两种方法有机结合将成为未来可重复使用跨大气层飞行器再入制导的发展趋势。参考文献 [69] 以可重复使用运载器为研究对象,利用数值预测-校正方法设计了能够同时满足过程约束与终端约束的制导律。参考文献 [70] 根据伪谱法将再入动力学微分方程约束转换为代数方程约束,将制导问题转换为不需要积分弹道的最优规划问题,设计了一种最优预测-校正制导方法。除此之外,还有一些非主流的再入制导方法也有一定的发展,如参考文献 [71] 首先分析了动压变化的影响因素,制定了抑制下沉率的制导策略,并给出了迎角和过载指令的设计方法,然后分析初始状态偏差和气动系数偏差对动压的影响,提出根据初始高度调整制导指令和根据下沉率进行过载指令补偿的闭环制导方案。参考文献 [72] 应用粒子群优化方法、奇异摄动理论和虚拟目标导引方法以及随机跳变系统理论分别设计了高超声速飞行器的上升段、巡航段以及俯冲攻击段的制导律。

## 6.1.2 制导律设计的关键点

### 6.1.2.1 制导律设计的关键技术

再入制导律根据导航系统提供的相关信号,给姿态控制系统提供制导指令,该制导指令应在尽可能大的干扰(如传感器测量误差)与不确定(如大气扰动、飞行器模型误差)飞行环境条件下,将再入飞行器准确地从再入点导引到指定的目标着落点,并保证飞行器在再入过程中不违背热流率、热载荷、过载、动压等约束条件。除此之外,制导律应该考虑姿态控制系统的能力,减小姿态控制系统的负担,提高再入轨迹质量并保证飞行器到达由自身能力决定的可达区域中的任意目标点,提高再入飞行器的任务适应性。在完成上述功能的基础上,制导律应该在现有机载计算机技术条件下,提高算法运算效率并减小算法的资源占用率。

目前,再入制导主要分为以下3类:

- 1) 跟踪标称轨迹完成再入飞行器导引的标称轨迹法;
- 2) 通过闭环解析预测或者快速数值积分预测手段实现再入导引的预测轨迹法;
- 3) 兼有上述两种制导方法的混合衍生型制导法。

对于上述的每一种制导律,因解决飞行器再入轨迹问题的方法不同,所以其设计的关键技术也不同。下面将对3种制导律的设计关注点进行简要论述。

#### (1) 标称轨迹法

飞行器再入的标称轨迹,主要通过直接或者间接优化算法取得。由于目前轨迹优化算法在收敛性、求解速度等方面存在很大的不确定性,标称轨迹的获得一般都以离线方式进行。在得到再入标称轨迹后,将标称轨迹参数存入弹载计算机,作为参考轨道。在飞行器再入飞行过程中,参考轨道参数与导航系统获得的飞行状态参数实时进行比较,从而给姿态控制系统提供制导指令,以修正飞行轨道。对标称轨迹法进行评估时,需要关注的技术重点包括以下内容。

##### ① 选择哪些状态变量作为标称轨迹的参量

选择合适的状态变量作为标称轨迹参数,既可以简化算法结构,又可以减小制导参数



算法对弹载存储资源的需求。

### ②参考轨道跟踪控制律的选取以及相应闭环反馈系数的确定

科学的参考轨道跟踪控制律可以显著增强制导律对非标称条件的鲁棒性，而闭环控制律反馈系数将在很大程度上决定轨道跟踪的动态响应，再入轨道质量将是反馈系数选取是否合理的直接体现。

### (2) 预测轨迹法

对预测轨迹法进行评估时，需要重点关注以下方面。

#### ①快速数值积分预测模型中，轨迹控制参数剖面的选择

因为再入攻角一般是根据具体飞行任务提前规划的，所以快速数值积分轨迹控制参数主要指倾侧角。倾侧角剖面是指通过一定方式对再入倾侧角控制进行参数化，便于校正运算。倾侧角剖面的选择与再入过程的能量/射程管理有直接关系，对再入飞行器的机动能力的发挥起决定作用。

#### ②快速数值积分预测模型中，数值积分算法、积分步长的选取

一般情况下，基于快速数值积分预测模型的预测轨迹法，对飞行器在线处理能力有较高的要求。在保证预测轨迹精度与收敛性的前提下，选择合适的数值积分算法，并尽可能选取较大积分步长，这将显著降低该类型制导律对弹载计算能力的要求。

#### ③快速数值积分预测模型中制导模型的自适应算法

快速数值预测模型依赖自身的飞行器制导模型（如气动模型、大气密度模型、重力场模型）生成预测轨迹，制导模型与飞行器真实运行模型的误差，决定了预测轨迹的正确性，因此，有效的制导模型自适应算法，能够改善预测轨迹。

#### ④如何保证预测轨迹不违背过程约束

过程约束（如热流、动压、过载等）是满足再入飞行过程中热力学环境的保证。预测轨迹一定要有明确的技术路线，保证通过预测机制得到的再入轨迹不违背这些“硬约束”。

#### ⑤闭环解析预测模型中，再入轨迹的分段与轨迹剖面的选择

闭环解析预测模型的获得，很大程度上取决于对再入轨迹的分段、轨迹剖面的选择以及再入动力学的简化，分段简化的合理性直接决定了闭环解析模型与真实轨迹之间的误差，最终决定了轨迹预测的精度。

#### ⑥轨迹校正算法选取与保证算法收敛性措施

轨迹校正算法通过选取合理的校正算法以及数值方法完成对控制量剖面或者轨迹剖面的调整：校正方法的质量直接影响再入飞行器的机动能力，如航天飞机通过调整阻力剖面，使其经过黑障区后的机动能力满足要求；通常情况下，校正数值方法求解的是多元非线性方程组。预测轨迹法最大的难点在于如何保证制导律的收敛性，或者说在一个制导周期内，当制导律没有收敛时，如何保证再入轨迹控制能正常运行。为确保校正算法的收敛性，需要针对具体情况进行相应处理。

### (3) 兼有标称轨迹法与预测轨迹法的混合衍生型制导律

标称轨迹法与预测轨迹法各有优缺点。

对于标称轨迹法得到的再入轨迹,一般具有优良的再入热力学环境,对实际轨迹与标称轨迹的偏差具有有限鲁棒性,对弹载计算机功能要求比较低。当再入实际轨迹与参考轨迹的偏差超出制导律自身所能承受的范围时,制导性能将大幅下降。

基于快速数值积分的预测轨迹法,对再入初始条件散布、再入飞行过程中各类条件的不确定性,具有很强的鲁棒性。但由于再入轨迹完全依赖于内置制导模型与导航系统的实时输入参量,所以,它对导航误差与制导模型误差非常敏感。当实际导航系统出现较大偏差或者内置制导模型与真实运行模型存在较大建模误差时,该种制导律性能同样会急剧下降。此外,在很多情况下,其自身的校正算法并不能保证在每一个制导周期内都收敛,那么制导性能也将随之下降。由于该制导方法需要进行数值预测与校正,故对弹载计算机功能要求比较高。

基于闭环解析的预测轨迹法,虽然对再入初始条件散布、再入飞行过程中各类条件的不确定性,具有一定的鲁棒性,但该类制导方法普遍存在一些假设条件,当实际运行轨迹满足这些条件时,制导律性能比较稳定,一旦实际再入轨迹状态不满足这些假设条件时,制导性能将大幅下降。另外,该种制导方法与快速数值积分的预测轨迹法相比较,对弹载计算机功能要求相对较低。

从上面的分析可以看出,混合衍生型制导律兼有标称轨迹法和预测轨迹法两种制导律的优点,但是,并不是在任何情况下它都能很好地应用于制导律设计。比如对于试验型飞行器,在飞行环境、气动模型、热防护、机身结构、导航设备等方面,都存在很大的不确定性,在这种情况下,采用离线优化得到标称轨迹,通过标称轨迹法实现再入飞行制导是一条比较合理的技术路线。通过一定数量的飞行试验积累,对一系列再入关键技术(飞行环境建模、气动模型建立、热防护性能、机身结构性能、导航设备工作情况)有了比较深入的理解后,根据飞行器的具体情况,结合标称轨迹法和预测轨迹法两类制导律的特点,才能给出最适合的混合衍生型制导律。

#### 6.1.2.2 制导律的关键性能

再入制导律的关键性能是评估所制定的指标体系的依据。制导律的设计是为了确定再入飞行器三自由度质点的运动轨迹。再入轨迹质量是制导律性能的外在表现,制导律的关键性能除了与再入轨迹相关的性能外,还包括制导模型自适应能力、系统裕度等方面的内在性能,根据上述对飞行器再入制导律的定义,可以将再入制导律的关键性能分为以下7个方面。

##### (1) 到达指定目标点的精确度

精确度是再入制导律最基本的性能,也是最值得关注的性能。在武器研制领域,高精度的再入制导意味着更强的打击能力。

##### (2) 满足再入过程约束的能力

再入飞行器高超声速再入大气层后,将承受异常恶劣的再入热学和力学环境,再入轨迹必须要满足过程约束,如最大热流率、总热载荷、动压、过载以及铰链力矩等,在这种情况下,如何将飞行器安全地引导到指定目标点,是再入制导律的根本任务。制导律在满

足约束控制方面的性能,将直接影响再入飞行器能否充分利用再入走廊。除此之外,合理的过程约束控制机制,能够在不违背约束条件下,最大限度地减轻总体设计的负担(通过降低再入过程总热载荷来减小热防护系统的质量)。

### (3) 对干扰等各种不确定性的裕度及敏感性

再入飞行器飞行包络线内环境条件变化范围大,且程度剧烈,同时存在气动力、热结构/控制多种物理场严重耦合等客观因素,加上在很多学科领域(如高超声速空气动力学)还需对一些机理性问题进行深入研究,因而,就需要再入制导律对这些干扰与不确定性因素具有合理的裕度,或者说对它们具有较低的敏感性。

### (4) 制导律的任务适应性

为了简化制导方法、增加武器系统战场适应能力,再入制导律必须具有任务需求的适应能力,主要包括:允许任务载荷量范围有一定变化、适应再入过程约束条件的变化和大纵程或者大横程目标切换等;不需要对制导律结构或输入参数等方面进行过多的修改,就可装载使用。制导律较强的任务适应能力,不仅因系统结构得到简化而显著增强控制系统的可靠性,同时,可大大减少武器系统研发与维护的成本。

### (5) 匹配导航系统与姿态控制系统的功能

制导律不是一个独立工作的环节,它首先根据导航系统提供的相关信息,计算并形成制导指令,进而通过姿态控制系统实现制导。在整个飞行控制系统中,它起着承上启下的作用。导航系统或者姿态控制系统都直接影响制导效果,如果传感器提供了错误的位置信息,那么,无论制导律多么完美,飞行器也不能到达预定目标;因此,在设计制导律时,要充分考虑到导航系统与姿控系统的影响,并由此选择合理的制导方法。

### (6) 再入段的能量管理

再入制导律的核心问题是再入过程的能量管理,即规划一种合理的能量耗散方式,以完成规定的飞行任务。在再入过程中,能量水平直接决定了飞行器的射程能力、再入热力学状态等。因此,具有不同任务需求的再入飞行器在制导律设计过程中,应该选择不同的能量耗散方式,这就决定了不同类型再入飞行器的制导律是不可能通用的。正确的做法应该是,由任务需求选择匹配的能量耗散方式,然后在此基础上进行有针对性的制导律研发工作。

对于可重复使用的运载器,比如航天飞机、X-33、X-37B等,要求其具有运行可靠性高、可重复使用、运营成本低、能水平着陆等特点,这就需要它的再入热力学环境条件要相对保守(比如总热载荷要小),在进入末端能量管理段(Terminal Area Energy Management, TAEM)时,保证飞行器在一个合理的能量水平上,以增加着陆的安全性。对于具有高升阻比的机动再入飞行器(Maneuvering Reentry Vehicle, MaRV),比如 AMaRV(Boeing)、HPMaRV(Lockheed Martin)、HTV-2/CAV等,要求它应该具备全球快速到达、高作战效能、强突防能力等性能。因此,这类飞行器在再入过程中,要具有大的射程能力、尽量高的速度和较大的末端能量状态等。

通过对上述两类飞行器任务需求的对比分析,可以看出,两者在能量耗散方法设计上

存在本质的区别：RLV 需要一种相对保守、安全性较高的能量耗散过程，而 MaRV 需要的是一种尽量减小再入过程中的能量损失、最大限度发挥飞行器的机动能力（较大的纵程与横程）的更加主动的能量耗散过程。

进行制导律评估时，需十分重视再入轨迹的能量管理，它直接关系到能否保证飞行器准确地到达目标点：过早的大能量耗散，将导致飞行器不能到达（undershoot）指定目标；而保存过多的能量，将导致飞行器必须通过超越（overshoot）目标点才能耗散掉多余的能量。

#### （7）制导算法复杂性

制导算法的复杂性主要包括算法逻辑结构、算法收敛性、算法运算效率以及算法占用内存资源等方面，简单的逻辑结构能够增强系统的可靠性，高效且占用资源少的算法能够减小弹载计算机的研发成本。在制导算法的评估过程中，算法复杂性程度的评估也是非常重要的内容。

#### 6.1.2.3 影响制导律性能的重要因素

对再入制导律进行评估，需要找出影响它的重要因素，并将这些影响因素进行系统建模，在进行评估时，将这些因素科学地加入到评测仿真中。通过前期的研究以及大量工程经验，将影响制导律性能的因素总结如下。

##### （1）再入飞行器气动模型

高升阻比再入飞行器，主要通过调整自身的气动力来完成对再入轨迹的控制，气动模型的变化对再入轨迹将产生重要的影响。

##### （2）环境模型

环境模型的改变，如大气密度的变化，特别是高空大气密度的变化，将直接影响飞行器气动力，进而对再入轨迹产生非常大的影响。

##### （3）再入点导航设备输出的速度/位置信息

使用再入点导航设备提供的速度/位置信息，可进行在线轨迹生成。带有误差的导航信息将直接导致制导律生成不准确的参考轨迹，进而对再入制导性能带来较大影响。

##### （4）飞行器质量特性

对于具有被动热防护系统的再入飞行器，热防护材料需要经历烧蚀，在这个过程中飞行器质量特性（如质量大小、质心位置）将发生改变，进而影响到飞行器的配平攻角、升重比等，而这两个因素也是影响再入轨迹的重要参量，因此，在再入制导律评估中，应考察质量变化对其性能的影响。

##### （5）姿态控制系统

再入姿态控制系统的主要作用是响应制导指令。由于姿态控制系统自身具有的动力学特性，导致制导指令不能被理想地执行，飞行器也就不可能得到所需的气动力，进而使得轨迹控制出现误差。

##### （6）导航系统

目前，再入飞行器导航系统一般采用 GPS/IMU 组合导航，高速再入的“黑障”

现象将导致 GPS 不能正常工作, 而初始对准状态或者陀螺漂移等因素, 会导致 IMU 带有测量误差, 因此, 导航系统提供给制导律的信号, 将不是飞行器真实位置信息的反映, 而是带着随机误差的导航信号, 这就使得制导律的效果不可能与理论计算的结果完全一致。

### 6.1.3 制导律实际运行经验

#### 6.1.3.1 高超声速飞行器制导律运行分析

再入制导律的基础理论已趋于成熟, 在再入飞行器导航系统没有根本变革的情况下, 相关制导技术主要是为了适应新型再入飞行器及其飞行任务而研发的。依靠飞行力学、空气动力学、控制理论、计算机科学等学科的发展, 在已经形成的制导技术基础上, 进行有针对性(如提高系统鲁棒性、可靠性等)的精细化改进。因此, 对制导律的评估, 应深刻了解目前所存在的问题, 抓住制导律的主要矛盾, 科学高效地给出评估结论。

##### (1) 双子星座飞船(Gemini)

双子星座飞船是美国第1个再入大气层实施主动控制的再入飞行器, 它通过质心偏离飞行器对称轴来获得一定的飞行器机动能力( $L/D \approx 0.19$ ), 制导系统通过将升力分配到纵向与侧向两个方向, 控制再入射程并最终完成飞行器再入定点控制。双子星座返回舱应用了两类不同的制导技术即常值倾侧角技术与零升力射程预测技术。常值倾侧角技术是通过恒定的倾侧角幅值与倾侧角方向的不断变化, 来完成再入轨迹导引。零升力射程预测技术是使用升力尽早消除预测轨迹的终端误差, 当该误差为零时, 飞行器按弹道再入方式飞向目标点。

通过对双子星座返回舱的误差分析可以看出, 对其散布影响最大的因素是返回舱的质量, 其次分别为大气密度、再入点速度、再入弹道倾角、倾侧角姿态、再入点高度、气动系数、升力矢量指向、高空风场等因素, 如表6-1所示。

表6-1 双子星座飞船再入着陆点散布误差分析

终端误差来源	最大误差范围	再入着陆点散布	
		纵程/km	横程/km
再入初始点误差			
高度/m	640	52.967 2	6.482
速率/(m/s)	0.914 4	73.339 2	8.704 4
弹道倾角/(°)	0.015	60.745 6	7.774 8
方位角/(°)	0.036	-0.555 6	3.704
经度/(°)	0.012	-1.111 2	0.185 2
纬度/(°)	0.003	-0.185 2	0.092 6
大气密度/%	60	-74.820 8	9.815 6

续表

终端误差来源	最大误差范围	再入着陆点散布	
		纵程/km	横程/km
飞行器质量/%	1	80.006 4	9.630 4
气动系数/%	20	-50.189 2	6.296 8
升力矢量指向/(°)	7.5	37.780 8	7.408
倾侧角姿态/(°)	5.0	57.597 2	1.296 4
倾侧角反转时间/s	4	0.185 2	3.148 4
高空风		8.519 2	0.926

双子星座飞船在前几次再入飞行过程中,都出现了较大的落点误差。例如,第3次再入飞行中,由于实际升阻比比制导模型中设定的升阻比小35%,导致飞船机动能力大约损失了296.32 km,从而导致最终定点着陆误差为111.12 km;第5次再入飞行中,由于导航设备没有及时更新,出现了877.848 km的导航误差,最终导致定点着陆误差为168.532 km。从第8次开始,双子星座飞船采用了零升力射程预测技术,其着陆误差均控制在6.3 km以内。

双子星座飞船再入飞行经验表明,由于升阻比的不确定性来自于飞行器质心位置的变化、飞行器气动模型变化等,获得准确的升阻比非常困难,而常值倾侧角技术对于升阻比的变化过于敏感,因此在没有准确的飞行器升阻比特性的情况下,不建议使用该制导技术。由于常值倾侧角技术的比例性质,导致再入飞行器对其升阻比的不确定性极其敏感。比如,当飞行器实际飞行的升阻比值比制导模型中所设定的升阻比值小很多时,如果没有其他特殊处理,这种制导技术可能会导致飞行器在再入初期耗散大量能量,导致飞行器对再入后期可能出现的终端误差无法进行处理。而零升力射程预测技术不需要事先了解飞行器升力特性,可以将飞行器引导到所达区域内的任何目标。

从双子星座飞船采用的两种制导方法对比中可以得出,再入过程中对于着陆点误差的修正要尽快完成,这样才能最大程度地减小制导精度对升阻比值大小不确定性的敏感性。

## (2) ASSET 和 PRIME 计划

ASSET (Aerothermodynamic/elastic Structural Systems Environmental Tests) 与 PRIME (Precision Recovery Including Maneuvering Entry) /X-23 是美国空军 X-20 Dyna-Soar 计划取消后,又一升力体再入飞行器试验计划——START (Spacecraft Technology and Advanced Reentry Test) 计划。

ASSET 是 START 计划的第1阶段亚轨道试飞器,它主要用来进行高温结构与气动加热试验,最大升阻比为1.2,通过改变飞行器质心位置来达到改变平衡攻角的目的。ASSET 制导采用标称轨迹法,试飞结果(见表6-2)表明,该制导律取得了令人满意的效果,其所有试飞试验的侧向散布都控制在11 km以内。

表 6-2 ASSET 亚轨道试飞器飞行试验结果

飞行试验编号	初始高度/km	初始速度/(m/s)	射程/km	着陆点误差/km
ASV-1	60.96	4 876.8	1 744.6	-101.86
ASV-3	64.62	5 486.4	2 574.3	-144.456
ASV-4	60.96	5 913.1	4 259.6	-174.088
AEV-1	50.29	3 962.4	1 563.1	-14.816
AEV-2	53.04	3 962.4	1 374.2	-83.34

经过分析发现, ASSET 试飞器着陆点散布的主要原因是试飞前预测的飞行器平衡气动特征与真实情况不同, 从而导致实际升阻比比预测升阻比小 10%。

PRIME/X-23 是 START 计划的第 2 阶段近地轨道试飞器, 该试飞器最大升阻比为 1.4。再入飞行测试计划的主要目的是为了验证无人机动再入的技术可行性, 将定点着陆误差精度控制在 18.52 km ( $3\sigma$ ) 以内, 并保证具有 1 296.4 km 的侧向机动能力。X-23 首次采用“加速度制导”技术, 通过将事先存入弹载计算机中的加速度参考剖面与实际测量得到的加速度剖面相比较, 从而产生俯仰方向的制导指令, 以改变飞行器的升阻比, 最终通过升阻比的调整, 达到航程控制的目的。除此之外, 通过将飞行器绕速度轴进行倾斜, 来完成侧向机动控制。

加速度制导的优点是容易实现, 并且射程参数对再入速度误差、再入角误差、加速度误差和飞行器升阻比不确定性等, 都具有很低的敏感性。其缺点是: 如果要求很高的制导精度, 需要设计相应的末制导律与之匹配; 而且参考轨迹是固定的, 因此加速度制导不能对轨道减速段产生的误差进行修正。除此之外, 它的侧向机动误差与姿态控制误差和飞行器升阻比指令误差有较大关系。

### (3) 航天飞机

航天飞机再入制导设计理念以及所涉及的一系列技术, 对再入飞行器制导律发展产生了深远影响。航天飞机再入制导律的分类, 既有预测轨道法, 又有标称轨迹法, 属于混合衍生型制导律。

航天飞机再入制导律通过将再入过程约束(热流率、过载、动压以及平衡滑翔能力)转化到“速度-阻力加速度”空间中, 形成再入走廊, 在再入走廊中选择由 5 段简单几何曲线组成的阻力剖面, 组成基本参考轨迹。再入飞行的参考轨迹是综合航程要求以及热力学环境要求优化生成的, 它的剩余航程预测采用了解析航程预测公式, 该公式是在忽略地球自转、假设轨迹倾角为零的条件下推导出的。除航程公式外, 参考轨迹上的高度变化率以及升阻比, 同样可以得到解析表达式, 从而航天飞机制导律是根据高度变化率误差以及阻力加速度误差跟踪生成参考轨迹, 并最终完成再入飞行任务。

#### 6.1.3.2 制导律的运行经验

综合几类再入飞行器制导律实际运行情况, 分析它们所遇到的问题, 得出如下 6 方面的启示, 对制导律设计评估有重要的参考价值。

### (1) 再入飞行器升阻特性的不确定性

目前, CFD 技术或地面试验还不完善, 导致了无法准确预测飞行器的气动特性。如果飞行器是采用烧蚀热防护, 在再入过程中, 质心会发生变化, 从而影响飞行器的配平特性, 这都将导致再入飞行器的实际升阻比与预测升阻比之间存在较大的差异。如果升阻比模型中没有在线自适应系统设计, 制导律将会因为这种实际升阻比与预测升阻比之间的差异出现制导性能的下降。而制导性能下降对于机动能力要求不高的再入任务(如目标点位于可达区的中间区域)影响不是特别明显, 而对于一些飞行器机动能力的极限情况, 将导致出现很大的终端误差。出现这种情况的主要原因, 是飞行器在再入过程中并没有按照其自身实际具有的机动能力进行能量管理, 而是被错误的预测机动能力所误导。为了克服这个问题, 航天飞机中的升阻比特性根据导航系统实测数据进行实时更新。再入制导律中对升阻比特性的自适应机制, 将直接决定该制导律对升阻比建模误差的鲁棒性, 而且这种对升阻比不确定性的鲁棒性, 只有依赖一些极限飞行任务才能进行全面考查。

### (2) 常值倾侧角技术

常值倾侧角技术主要应用在利用快速数值积分的预测轨迹法中, 常值倾侧角只需要一个变量, 就可以参数化倾侧角控制量, 通过这种参数化方式, 显著提高了校正算法的运算效率与收敛性, 最终提高了再入制导算法的运算速度。然而, 当再入飞行任务对飞行器机动能力要求比较高或者再入轨迹比较短时, 该技术存在明显的问题: 它不能迅速消除因诸如导航信息误差等带来的制导误差, 它对误差的抵消作用分摊到整个全轨迹段; 它受飞行器建模误差的影响较大, 当采用错误的飞行器动力学模型进行快速积分时, 会出现非常不合理的能量耗散弹道, 在接近目标时, 导致飞行器已基本丧失对误差或者各种随机扰动的修正能力。对于采用常值倾侧角技术的制导律, 在一些极限任务情况下, 将很有可能出现制导性能急剧下降的状况。

### (3) 导航系统误差对制导性能的影响

制导律的设计一定要考虑当前导航系统所处的技术水平, 分析导航系统所能提供信号的准确性与可靠性, 要全面考虑导航信息可能出现的问题。航天飞机制导律在这个方面就处理得比较合理。首先, 因为当时惯导系统不能提供准确的高度变化率信息, 而不准确的高度变化率信息直接导致出现跟踪误差, 随即在跟踪控制律中, 增加了跟踪误差积分项, 使得跟踪律的稳态误差被消除。对于再入过程中的黑障现象, 为了减小该现象给导航系统带来的误差, 保存了黑障后的再入机动能力, 采用了巧妙的航程校正方法。再入过程中, 由于制导系统的性能与导航信息直接相关, 在对制导律评估时, 一定要对导航误差在制导系统中的传递进行科学分析, 特别是要考察对各类传感器误差的敏感性。

### (4) 纵向与侧向解耦处理后的机动能力分配

目前很多制导律都将纵向与侧向分开处理, 基本思路是倾侧角幅值完成纵向制导, 倾侧角符号完成侧向制导。在应用这种制导方法时, 一定要注意考察制导律分配给侧向的机动能力。在很多情况下(如大的纵程目标), 当倾侧角的幅值比较小时, 飞行器的侧向机动能力几乎消失。因此, 对于纵向与侧向解耦的制导律, 在评估过程中应注意其倾侧角幅



值是否有零值倾侧角出现,特别是当快接近目标时,如果有零值倾侧角出现,就需要对其横程散布情况进行细致考察。

#### (5) 长周期振荡轨迹的诱发问题

对于高升阻比再入飞行器,相关最优化理论已经证明振荡轨迹对应的是极限航程能力。但这里指出的长周期振荡的诱发原因不是最优指标,而是因为在进行侧向控制时,倾侧角的反转诱发的不必要的再入轨迹长周期振荡。在评估过程中,一定要分清楚是什么原因引起轨迹振荡,如果是因为倾侧角的反转这个原因,那么必须采取类似航天飞机的方法进行振荡的抑制。

#### (6) 飞行任务的适应性

制导律的设计一定是基于再入飞行任务,而再入飞行任务是根据飞行器研制任务需求形成的,例如阿波罗计划,由于当初错误的研制任务需求定义,而使阿波罗飞船的再入制导律结构与制导逻辑变得相对非常复杂,在后期的实际运行中,复杂的逻辑并没有发挥作用,反而将简单的问题复杂化。对于评估来说,也应该是一样的,一定要以飞行任务或者是飞行器研制需求为出发点,进而设计评测任务以及评估指标体系,评估的最终目的是找到最适合飞行器研制需求的制导律。

## 6.2 基于阻力加速度的标称轨迹制导

目前,标称轨迹制导方法应用非常广泛,尤其是基于阻力加速度剖面的制导方法,如X-33、X-34和刚刚试飞成功的X-37B飞行器再入制导,都是以航天飞机的制导律为基础设计的。随着对飞行器性能要求的提高,航天飞机制导律的某些性能(如侧向机动能力)已不能满足要求,一些衍生的阻力加速度制导方法就随之发展起来。本节除了详细介绍经典的航天飞机再入制导方法外,也对目前应用较广泛的衍生的阻力加速度标称轨迹制导方法进行了介绍。

### 6.2.1 航天飞机制导

#### 6.2.1.1 航天飞机制导的需求分析

航天飞机的再入过程从120 km高度的再入点开始,再入到终端速度为762 m/s结束。其再入制导的主要目的有两点:1)在轨道器飞行任务中,引导轨道器沿着事先设计的、满足最小设计需求的轨迹飞行;2)在到达终端能量管理区(TEAM段)时,轨道器的末段能量状态和飞行姿态满足规定要求。

航天飞机再入飞行关注的重点是热防护系统(TPS)和飞行控制系统(FCS)。再入制导要在满足热防护系统的保护作用的前提下,减小再入过程的吸热量,使得需用的热防护材料最少。航天飞机的实际飞行测试结果表明,大攻角飞行可以减少再入过程的吸热量,从而减轻热防护系统的负担。这是因为,虽然采用大攻角飞行可能会使刚进入高热流区的热量比小攻角飞行时高,但由于攻角大,其飞行速度降速很快,能较快地通过高热流区