DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.201810036

# 高超音速飞行器及其制导控制技术综述

穆凌霞[1,2], 王新民[1], 谢 蓉[1], 张友民[3], 李 滨[1], 王 剑[1]

(1. 西北工业大学 自动化学院, 西安 710072; 2.西安理工大学 自动化与信息工程学院,西安 710048;
3.康考迪亚大学 机械,工业与航空工程系,蒙特利尔 H3G 1M8)

**摘 要**: 高超音速飞行器军事上的强突防、强侦察能力,民用上的高效部署、星际旅行能力,使其成为各国构建战略威胁、争夺太空资源的重要途径之一,针对这一热点前沿问题,综述了高超音速飞行器的发展及其制导控制技术. 首先,对高超音速飞行器的研制历史及现状进行总结,梳理发展脉络揭示其发展规律,并对高超音速飞行器轨道、近空间及大气层内飞行任务进行分析. 然后,重点讨论再入返回的飞行约束条件及制导方法,包括:离线轨迹制导、在线轨迹制导以及预测制导,并针对复杂环境下强约束、任务突变等制导难点,展望高精度多约束轨迹制导、快速轨迹规划制导、鲁棒自适应轨迹重构制导等技术;进而,综述了目前高超音速强非线性、不确定性、时变性、结构挠性、控制约束及故障等控制难题及其解决方法,并对系统模型/扰动/故障深层次机理分析、多控制问题兼顾及多控制器切换、智能自主高超音速飞行等控制技术提出了展望. 最后,指出了高超音速飞行器的发展需兼顾高超音速打击武器及可重复使用空天往返运载技术,制导控制系统的研制需向极广空域下的智能自主高超音速制导与控制一体化迈进.

**关键词**: 高超音速飞行器;再入返回;轨迹制导;轨迹重构;高超音速飞行控制;制导控制一体化;智能自主高超音速飞行
**中图分类号**: V249 **文献标志码**: A **文章编号**: 0367-6234(2019)03-0001-14

# A survey of the hypersonic flight vehicle and its guidance and control technology

MU Lingxia[1,2], WANG Xinmin[1], XIE Rong[1], ZHANG Youmin[3], LI Bin[1], WANG Jian[1]

(1. School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, 710072, China;
2. School of Automation and Information Engineering, Xi'an University of Technology, Xi'an 710048, China;
3. Department of Mechanical, Industrial & Aerospace Engineering, Concordia University, Montreal H3G 1M8, Canada)

**Abstract**: Hypersonic flight vehicles (HFVs) have strong penetration and reconnaissance capabilities in military affairs, efficient deployment and space travel capabilities in civil use, making them one of the important ways for countries to construct strategic threats and compete for space resources. Hence, it draws much attention from many countries. The paper firstly reviews the development history and current research status of the HFVs, aiming to reveal the development principle. It is followed by the flight task analysis in different space domains ranging from orbiting space, near-space, and airspace. Then, the flight constraints and guidance methods for the reentry phase are mainly discussed, including offline reference trajectory-based guidance method, online trajectory-based guidance method, and prediction guidance method. Furthermore, the expectation of the future guidance system is given which lies in multi-constraints trajectory-based guidance method with high accuracy, nonlinear programming trajectory optimization-based guidance in real-time, and trajectory re-planning guidance technology with robustness to different tasks. Thirdly, the hypersonic flight control methods on solving the problem of high nonlinearity, uncertainty, time-varying, flexibility, input constraint, and system fault are summarized. Then, looking into the future, three aspects are discussed, including the deep mechanism analysis on system model/disturbance/fault, the control tradeoff when solving multiple problems, controller smooth switching technology, and autonomous hypersonic flight control in the present of the unexpected events. At last, the thinking on the HFV future development including hypersonic missile and reusable launch vehicle is provided, as well as the integrated guidance and control system design.

**Keywords**: hypersonic flight vehicle; reentry guidance; trajectory-based guidance; trajectory re-planning; hypersonic flight control; integrated guidance and control; autonomous hypersonic flight

**收稿日期**: 2018-10-09
**基金项目**: 国家自然科学基金(61833013)
**作者简介**: 穆凌霞(1988—),女,讲师,博士;
王新民(1951—),男,教授,博士生导师;
张友民(1963—),男,教授,博士生导师
**通信作者**: 王新民, wxmin@nwpu.edu.cn

发展高超音速飞行器的需求主要来自3个方面:1) 军用的高超音速飞行器,包括高马赫数的军用飞机和导弹,将使空中作战平台提高到崭新的水平,在未来的高科技战争中起到杀手锏的作用;

2）高超音速客机,实现3 h内全球达到;3）水平起降的可重复使用空天飞行器,显著降低天地往返运输成本,远期可实现星际旅游. 现有研究中,对高超音速的定义通常源于《高超音速高温气体动力学》[1]和美国国家研究会议对美国空军高超音速规划的评估报告[2],即大于5倍音速的速度,相应地,高超音速飞行器（hypersonic flight vehicle, HFV）定义为在大气层内飞行速度可达到甚至高于5倍音速的飞行器.

高超音速飞行器极高的飞行速度,保证了在军事上的快响应、强突防、高毁伤能力,商业上的天地往返、星际巡航等功能,因此,此类飞行器作为国家战略威慑形成、空间资源争夺的重要手段之一,成为各军事强国/大国竞相探索研究的对象. 高超音速飞行器的关键技术包括先进的推进技术、先进的导航制导与控制技术、新型材料与热防护技术等.

就制导与控制技术而言,由于高超音速飞行器特殊的气动结构（弹性结构、机体/发动机一体化）、多样化的飞行任务（打击、侦察、空天往返）、极端的飞行环境（跨越航空域、临近空间与太空域),较常规飞行器具有更强的非线性、不确定性、时变性、多重约束等问题,对高可靠、高精度、高自主制导与控制系统提出了更大的挑战,引起了学者们的广泛关注. 不少杂志成立了高超专递,持续跟踪报道HFV的最新研制进展[3-4]. 文献[5-11]等主要从HFV的建模及姿态控制方面展开综述,文献[12]综述了吸气式高超音速导弹的制导控制方法,文献[13]针对HFV再入飞行综述了容错制导概况,文献[14-16]针对高超音速滑翔飞行器,综述了轨迹规划及制导方法. 上述文献针对不同类型的HFV,分别在建模与控制、轨迹规划与制导等方面进行了充分的综述,但是,制导与控制作为不可分割的技术,尤其对于高超音速飞行器大范围飞行而言,两者的关系更为紧密. 本文将从HFV的发展分类、任务分析、制导与控制方面进行综述,旨在:1）跟踪HFV的发展前沿,梳理发展脉络,揭示其发展规律;2）分析HFV轨道、近空间和大气层内飞行任务,以及制导与控制系统的总体任务;3）分别综述当前制导与控制技术的研究现状,并提出展望. 期望在对HFV有全面了解的前提下聚焦到制导控制技术上,为高超音速飞行器制导与控制一体化的智能自主飞行提供有益的参考.

## 1　高超音速飞行器概述

### 1.1　高超音速飞行器的发展

自20世纪60年代起,各国开始了高超音速飞行器的研究,经过不断的发展,美、俄、德、法、日等国均取得了一定成果,相继实施了多项计划,在新的科技发展推动下,高超音速技术已由概念和原理探索阶段,过渡到了以高超音速飞机、高超音速巡航导弹、可重复使用空天运载器等为应用背景的先期技术开发阶段.

作为世界第一大军事强国,美国在空间资源的利用上一直处于领先状态,为了保持并进一步加强军事威慑及打击能力,不断进行着技术上的改进和完善. 20世纪60年代,美国就着手发展高超音速飞行器,包括X-15飞行器、NASP计划、HyperX计划和X-43系列等. 近年来,取得了阶段性突破,2013年5月1日X-51A第4次试飞试验成功,速度达到Ma5.1,验证了碳氢燃料超燃冲压发动机用于推进的可行性. 在此基础上,美国对高超音速技术的研究力度进一步加大,2013年,由DARPA和美国空军联合,同时启动“战术助推滑翔”（TBG）和“高超音速吸气式武器概念”（HAWC）两大项目,其中,TBG项目旨在研发和演示验证火箭助推加速后,高超音速无动力滑翔的空基发射高超音速导弹技术. HAWC项目则侧重于吸气式高超音速飞行器的应用基础试验研究,并探索其在高超音速飞机和空天飞机中的应用可能性. DARPA预计在2020年之前进行导弹演示飞行,此外,2018年最新开展了先进的全程发动机（AFRE）计划,目的是开发一个可以从低速起飞加速到高超音速飞行的发动机. 表1给出了美国高超音速飞行器的发展情况,及主要特点,图1为美国高超音速飞行器研究历程,图2为其他国家研究历程.

俄罗斯作为传统航天强国,在这一领域也在持续进行研究,苏联曾实施“冷”计划,比X-43A提前了近10 a,20世纪90年代,实施了“彩虹”-D2、“鹰”、“鹰”-31、“针”等高超音速计划. 1991年11月27日,在SA-5地空导弹上加装亚燃/超燃冲压发动机进行的第一次飞行试验,完成了发动机从亚燃到超燃状态的切换,历史性地实现了首次高超音速飞行试验. 可是由于冷战结束苏联解体,HFV的研制工作也放慢了速度,直到近年来,美国在高超音速方面连续取得的突破使俄罗斯意识到新的潜在危机,加速了高超音速研发项目,包括:可重复使用高超音速有翼火箭运载空天飞行器MPKH、布拉莫斯-2高超音速导弹、Yu-71高超音速助推滑翔飞行器、飞机投放式的高超音速导弹-“匕首”、吸气式高超音速导弹-“锆石”、滑翔翼高超音速导弹-“先锋”等等.

英国的高超音速研制工作可追溯至20世纪80年代,英国宇航公司设计了水平起降的单级入轨

**表 1　美国高超音速飞行器发展时间表**

Tab.1　Research history of hypersonic flight vehicles in the USA

| 时间 | 事件 | 机型 | 研究进展 | 结果 | 意义 |
|---|---|---|---|---|---|
| 20 世纪 60 年代 | 开始研究 | X-15 | 1967/10 速度达到 Ma6.7 | 经费缺乏、技术局限，计划取消 | 奠定了 HFV 研制基础 |
| 1986 年—1994 年 | 国家空天飞机计划（NASP） | X-30 | 单级入轨空天飞机，尝试超燃冲压发动机 | 8 年 100 亿美元，计划取消 | 验证了 Ma8 超燃冲压发动机，得到丰富数据 |
| 20 世纪 90 年代 | Hyper-X 计划 | X-43A/B/C/D | 无人高超音速验证机 | X-43A 飞行试验成功 | 标志着超燃冲压发动机技术走向工程研制阶段 |
| 2001 年 | X-43A 首次试验 | X-43A | | 飞机空中爆炸 | |
| 2004 年 3 月 | X-43A 二次试飞 | X-43A | 速度达到 Ma6.83，飞行时间 10 s | 试飞成功 | 验证了在高超音速导弹/飞机、可回收运载火箭等应用的可能 |
| 2004 年 11 月 | X-43A 三次试飞 | X-43A | 在约 3 万米的高空，以 Ma9.8 飞行约 10 s | 试飞成功 | 标志着人类飞行器制造和设计进入了新纪元 |
| 2007 年 | | SR-72 | 速度达到 Ma6，战略隐身多用途无人侦察机 | 在研 | 堪称人类制造的“最快飞机” |
| 2010 年 | X-51A 一次试飞 | X-51A | 速度达到 Ma4.88，飞行时间超过 3 min | 在研 | |
| 2013 年 | X-51A 四次试飞 | X-51A | 速度达到 Ma5.1，飞行时间超过 6 min | 试飞成功 | 飞行时间最长，验证碳氢超燃冲压发动机用于推进的可行性 |
| 2013 年— | TBG 项目 | | 空射高超音速导弹，大气层内的飞行方案 | 在研 | 仅以空气舵作为执行机构，可实现导弹全程机动 |
| 2013 年— | HAWC 项目 | | 以超燃冲压发动机为动力的空射高超音速导弹 | 在研 | |

**图 1　美国高超音速飞行器研究历程**

Fig.1　The USA hypersonic flight vehicles

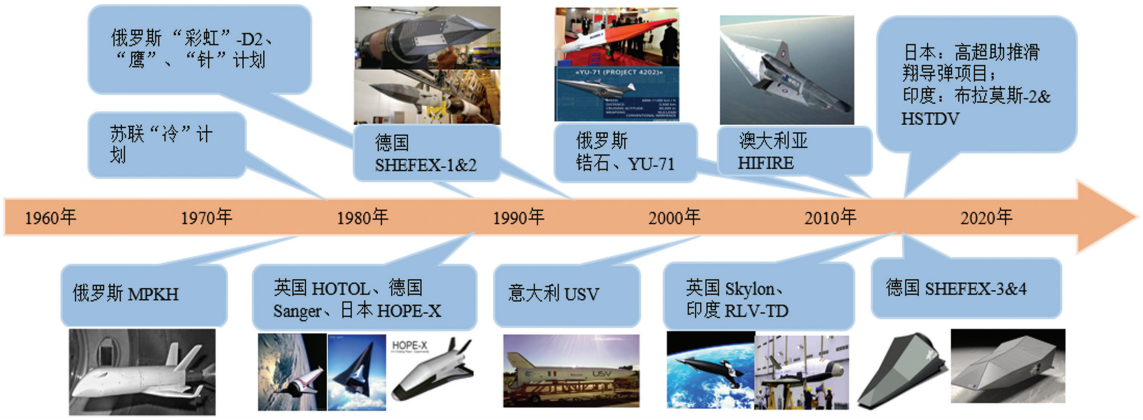



**图 2　其他国家高超音速飞行器研究历程**

Fig.2　The hypersonic flight vehicles in other countries

HOTOL 空天飞机,采用罗-罗公司的 RB545 发动机,后因政府原因,1989 年项目叫停. 但是研究工作并未因此中止,在 RB545 发动机的基础上,英国反应发动机公司（REL）设计了涡轮-火箭组合发动机“佩刀”(SABRE),21 世纪以来,SABRE“预冷却器”关键技术取得突破,项目进入了加速发展阶段. 基于 SABRE,2013 年欧空局与英国政府提出了单级入轨的 Skylon 空天飞行器方案,2016 年英国启动了“英国未来小型载荷运载器”项目（FSPL-UK),目标包括:2020 年实现部分可重复使用的两级入轨商业发射系统,2030 年实现完全可复用的两级入轨发射系统. 不仅如此,SABRE 目前受到 NASA、美国空军、DARPA 的关注,其技术具有彻底改变目前进入空间方式的能力,具备为新一代水平起降、可重复使用的小型空天飞行器提供可靠动力的潜力.

德国航空航天公司于 20 世纪 80 年代提出 Sanger 背负式两级入轨空天飞机的概念,背部的 HORUS 可部署有效载荷,德国宇航中心（DLR）正式将其作为西德高超音速计划的参考概念,后考虑到成本和性能收益于 1995 年被取消. 在 20 世纪末 DLR 启动了 SHEFEX 项目,2005 年进行了 SHEFEX-1 试验,测试了尖锐前缘构型用于再入飞行器的可能性,在 2012 年的 SHEFEX-2 实验中,依然采用尖锐前缘构型,但是改成了轴对称形式,并在再入过程增加了鸭翼进行主动控制. 2016 年 SHEFEX-3 试验,由火箭发射达到太空高度后,启动再入返回任务,SHEFEX-3 增加了表面积,使其更接近航天飞机和 X-33,可以同时改变侧滑角和迎角,增加了航程能力,但为了避免大迎角/大侧滑角所带来的热流过大问题,限制了迎角和侧滑角. 目前,正在研究 REX Free Flyer/SHEFEX IV 飞行器,目标是填补短期的轨道试验能力及长期的国际空间站任务能力.

意大利航空航天研究中心（CIRA）在 2003 年提出了无人空间飞行器（USV）项目计划,主要针对新型材料、先进的结构设计、先进制导导航与控制等关键技术进行了研究.

日本 NASDA 和 NAL 20 世纪 80 年代启动试验性空天飞行器计划,联合研制了 HOPE-X 轨道飞行器,计划服务于国际空间站,但后因经济停滞,日本国家宇宙开发厅改组,日本宇宙航空航天开发机构（JAXA）成立,2003 年项目取消. 2017 年日本计划启动高速助推滑翔导弹项目,关键技术包括滑翔飞行器设计、气动力/直接力复合滑翔飞行控制技术、火箭发动机助推器技术等. 此外,日本与欧洲正合作开展高超音速客机研究,JAXA 提出未来将验证巡航速度达到 Ma5 的高超音速客机.

印度在 2010 年左右提出两级入轨可重复使用运载器（RLV）技术,印空局（IRSO）于 2016 年开展了 RLV-TD 的验证工作,采用超燃冲压发动机. 同时,印度通过国际合作,积极推进高超音速巡航导弹的研制工作,有与俄罗斯合作的有布拉莫斯-2 导弹,与以色列和英国合作的有高超音速技术验证器（HSTDV）项目.

澳大利亚国防科技组织在 2006 年底和美国空军签署协议,正式展开高超音速飞行试验（HIFIRE),近 10 a,先后完成了 10 次左右试验,涉及超燃冲压发动机、气动、热防护等方面技术.

综上所述,各国在高超音速技术领域进行着持久不懈的探索与研究,不断推进高超技术的发展前进,可以预见,高超音速飞行技术的突破,将成为人类继发明飞机、跨越“音障”之后的第 3 个划时代的里程碑. 纵观高超音速飞行器的发展历程,总结规律如下:

1)各国对高超音速技术处于积极探索阶段,并没有形成统一的战略,研究工作主要集中在两方面,一方面,集中在以技术成熟的火箭为动力装置的助

推滑翔导弹方面，可在短期实现纵深打击、形成有效战略威胁；另一方面，在超燃冲压发动机方向进行着持续探索，以期望在此基础上制造高超音速导弹、高超音速飞机、空天飞行器，实现水平起降、自由进入空间的终极目标.

2）20 世纪 80 至 90 年代，美国和俄罗斯引领了空天飞行器的研究热潮，英国、德国、日本等各国也争相提出各种空天飞行器构型，受限于当时的技术水平、经费预算的调整，大部分项目最终搁浅，但是在不断的探索中，一些关键技术得到了积累与发展. 21 世纪以来，在新一轮航天运载技术变革的浪潮下，各国纷纷重启空天飞行器的研制工作，比如美国的 XS-1、德国的 SHEFEX 和英国的 Skylon 等.

3）除了传统军事强国加大了高超音速/空天飞行器的研制力度，可以看到，印度、澳大利亚等通过加强国际合作，也志在新一轮的空天竞赛中提高竞争力.

考虑到新型空间探索、卫星频繁发射的商业需求，以及“空天一体，攻防兼备”的战略需求，研究、探索与突破新一代高超音速飞行器的关键技术，加快高超音速飞行器设计研制工作，是当前我国航空航天工程的一项重大任务，对提高我国航空航天运载系统的国际竞争力、应对未来空天安全威胁、形成有效战略威慑、抢占空天制高点，具有重大的战略意义.

### 1.2　高超音速飞行器的分类

就目前已有的高超音速飞行器，大致可分为如下几类，如图 3 所示. 按气动布局可分为锥形体、升力体和乘波体，锥形体代表机型为 Winged-cone 飞行器，如图 4(a)所示，是 NASA 公开的试验机型，具有较为丰富的试验数据；升力体代表机型为 X-33 可重复使用运载器，如图 4(b)所示，取消了常规飞行器的机翼，由翼身融合体产生升力，是小型空天飞行器的首选方案；乘波体代表机型为 X-43A，如图 4(c)所示，采用机体/发动机一体化设计，超燃冲压发动机置于机体下腹部，前体下壁面作为进气道外压缩段，可以对气体进行多级的预压缩，增加进气道来流的密度和压强，从而保证了进入发动机内部氧气的体积浓度，后体下壁面作为喷管的外膨胀段，可以在不产生诱导阻力的情况下提高气动升力和推进效率，是高超音速最有前景的外形. 按动力装置可分为早期的火箭推进和以超燃冲压发动机为动力的吸气式 HFV，从目前研究情况来看，吸气式 HFV 被广泛接受，成为研究的重点. 按照功能用途可分为运载器和巡航器，运载器可入轨进入太空进行空间试验或星际旅行，巡航器主要在大气层内飞行，可作为高超音速飞机、战略攻击机或者高超音速巡航导弹等.

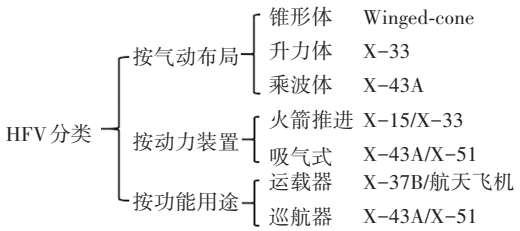
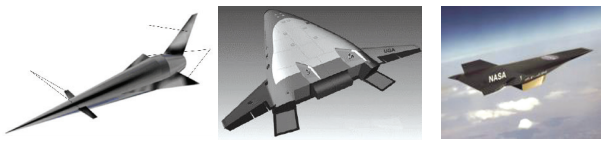



**图 3　高超音速飞行器分类**

Fig.3　The categories of the hypersonic flight vehicles



(a) Winged-cone　(b) X-33　(c) X-43A

**图 4　高超音速飞行器的不同气动布局**

Fig.4　Aerodynamic configurations for different HFVs

### 1.3　高超音速飞行器任务分析

不同功能用途的高超音速飞行器飞行范围不同，如图 5 所示，其中以 X-37B/航天飞机为代表的重复使用空天运载器，通常用于发送卫星入轨或运送载荷至太空站，可实现轨道飞行. 以火箭为动力的高超音速弹道导弹（hypersonic missile，HM）以执行地面打击任务为主，可以到达 100 km 的太空高度，也可不到达. 以超燃冲压为动力的吸气式高超音速飞行器，可用于快速打击或成为临近空间飞机，飞行高度通常在 20～100 km 的空天过渡区（即临近空间，又可称为亚轨道）. 由此可见，高超音速飞行器飞行跨度大，经历航空域、临近空间、太空域，飞行速度跨越了高超音速、超音速、跨音速和亚音速，飞行环境和飞行任务极其复杂，是航空航天技术的高度融合. 对制导控制技术提出了前所未有的挑战. 高超音速飞行器的制导与控制结构如图 6 所示，本文主要从制导与控制的角度进行综述.

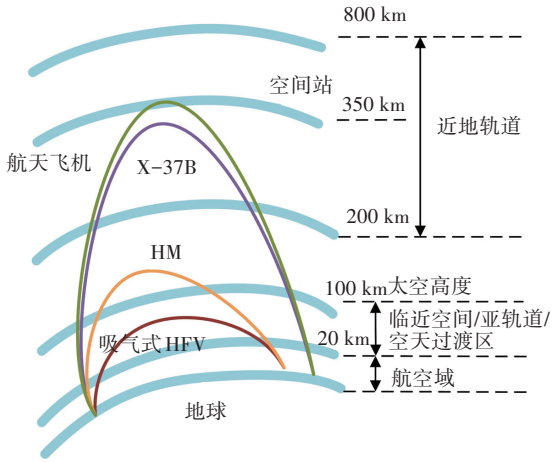



**图 5　不同用途的高超音速飞行器飞行范围示意图**

Fig. 5　Schematic diagram of the HFV flight envelopes for different purposes

高可靠、高精度、高智能、低成本地实现高超音速飞行任务是发展高超音速飞行器的目标之一,先进制导与控制技术是实现这一目标的有效手段. 据研究统计[17],俄罗斯、美国、欧洲及日本自 1990 年来的各种飞行器故障/事故中,利用先进高可靠的制导控制技术,可以解决其中 42.5%的故障/事故. 不仅如此,先进制导与控制技术,在减小前期任务规划时间、降低总体研发成本方面,也发挥着巨大的作用.

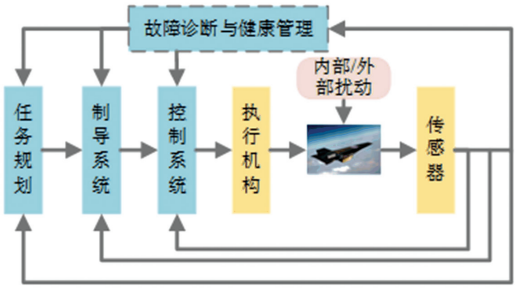



**图 6　高超音速飞行器制导与控制结构图**

Fig.6　Guidance and control diagram of the HFV

图 6 给出了制导与控制系统结构图,由任务规划、制导系统、控制系统、执行机构、飞行器模型、传感器以及故障诊断与健康管理模块等组成. 任务规划在飞行前根据需求制定飞行任务,或在飞行中根据突发状况改变飞行任务或实行任务中止等应急操作. 制导系统包括轨迹规划与轨迹跟踪,传统方法通常是在飞行前根据飞行器的性能离线规划满足约束的轨迹,构成轨迹数据库,预先加载在机载计算机中,飞行中根据当前飞行状态对预先设定的轨迹进行跟踪飞行. 控制系统则实现制导指令(迎角 $\alpha$、倾侧角 $\sigma$,等)的跟踪. 执行机构和传感器设备分别完成控制指令的实施和飞行状态的测量. 此外,故障诊断与健康管理模块可对飞行器状态进行实时监测,为任务重规划、制导控制重构提供重要的决策信息.

## 2　高超音速飞行器制导方法综述

高超音速飞行器的飞行可分为起飞段、上升段、入轨段、在轨段、离轨段以及再入返回段. 由于各阶段所处的飞行环境及任务要求不尽相同,制导系统的任务有所不同. 起飞和上升段制导根据不同入轨方式(火箭发射入轨或载机投放)有所不同;在轨飞行段制导目的主要是进行轨道修正及轨道机动;离轨段制导目的则是保证飞行器能够以满意的精度到达再入返回的起点;再入返回段制导需要完成大气层内的高精度回收或打击任务. 本文主要讨论再入返回大气层的制导问题,可应用于针对高超音速导弹的精确打击制导任务和可重复使用高超音速运载器的再入回收任务.

再入返回段飞行包线大,高度跨越太空域、临近空间、稠密大气层,速度经历高超音速、超音速、跨音速、亚音速等阶段,需综合考虑到复杂的大气环境,因此约束条件较多,包括过载、动压、气动热等,单一的再入返回方法无法满足如此大的飞行包线和如此复杂的飞行环境下的安全返回任务,鉴于此,这一飞行段又可进一步细化为初期再入段(initial re-entry, IRE)、末端能量管理段(terminal area energy management, TAEM)和进场着陆段(approach and landing, A&L). 初期再入段速度较高,也称为高超音速大气再入段(hypersonic atmospheric re-entry, HARE),起始于约 120 km 的高度,起始速度可以高达 Ma24. 在此阶段,热流约束至关重要,热流约束与大气密度和速度的立方成比例,为了有效地控制飞行器的温度,需要尽量地降低飞行速度,并且保持在较高的高度上,这一目的可以通过大迎角飞行来实现(大迎角意味着较大的表面积,也即较大的升力).

在 HARE 段结束后,进入 TAEM 飞行段,即高度 30 km、速度 Ma3 左右,在此阶段需要耗散剩余的能量,调整航向对准跑道,为进场着陆段做准备. 结束 TAEM 段的飞行,能量控制在合适的范围内,在高度达到 3 km、马赫数降低到 Ma0.3 左右时,并且飞行方向调整至跑道方向,此时,进入 A&L 段的飞行,导引飞行器像普通航空飞行器在机场跑道水平着陆.

典型的高超音速飞行器再入返回制导系统的设计是针对三自由度质心动力学方程组,研究飞行器质心运动的规律,制导结构图如图 7 所示,涉及到:1)考虑飞行任务和飞行环境等的轨迹规划/重规划技术,即,考虑多约束条件设计满足要求的滑翔剖面;2)制导律技术,用于实现轨迹跟踪. 同时,先进的制导系统需具备任务变化、环境变化或飞行器故障时的在线轨迹重构能力.

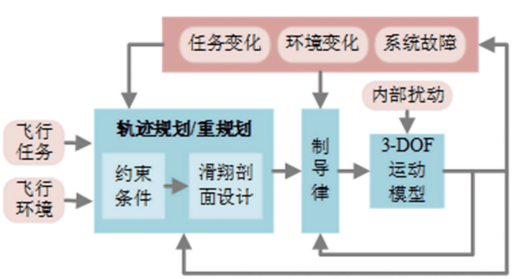



**图 7　高超音速飞行器制导结构图**

Fig.7　Diagram of HFV guidance system

### 2.1　再入返回约束条件

不管是高超音速导弹还是可重复使用高超音速运载器，都需再入返回大气层，利用大气消耗巨大的动能和势能，实施精确打击或回收任务. 这一过程中涉及到飞行是否安全和任务是否完成. 飞行安全方面，需要考虑大气摩擦导致的机体表面高温的问题，以及飞行器所能承受的最大过载问题等. 任务可达方面，则需要考虑返回轨迹是否合理可行，衍生出平衡滑翔约束及飞行指令约束等. 具体约束如下：

1）动压约束. 最大动压约束的设定是为了保证飞行器不受物理损伤，数值大小取决于气动控制铰链力矩和机体表面热防护材料. 另一方面，在返回末端无动力滑行时，还需考虑到最小动压约束，数值大小由飞行器的最大滑行能力决定，为此，得到动压约束范围为

$$\bar{q}_{\min} \leqslant \bar{q} = 0.5\rho V^2 \leqslant \bar{q}_{\max}. \tag{1}$$

其中：$\bar{q}_{\max}$、$\bar{q}_{\min}$ 分别为最大动压和最小动压约束，$\rho$ 为大气密度，$V$ 为飞行速度.

2）过载约束. 过载约束通常由机组人员生理承受能力、飞行器结构强度和机载设备正常工作能力所决定. 对于无人飞行器可适当放宽过载约束. 通常研究法向过载，定义为机体坐标系法向方向的加速度，一般为了计算方便，简化为

$$N_z = \frac{L\sin\alpha + D\cos\alpha}{mg} \leqslant N_{z\max}. \tag{2}$$

其中 $N_{z\max}$ 为最大过载，$L$、$D$ 分别为气动升力和气动阻力.

3）热流限制. HARE 段极快的速度和极高的高度所带来的巨大能量，使得飞行器表明温度急剧升高，从而导致严峻的气动热问题. 气动热的程度在机体不同的部位会有不同程度的体现，一般考虑较严重的临界加热区的气动热效应，表示为驻点热流密度约束，即

$$\dot{Q} = c\rho^{0.5} V^{3.15} \leqslant \dot{Q}_{\max}. \tag{3}$$

其中 $\dot{Q}_{\max}$ 为最大气动热流率，$c$ 为气动热流常数.

4）平衡滑翔约束. 在 HARE 段飞行器的振荡型跳跃有可能导致“飘回”大气层外，为了避免该现象，通常设定平衡滑翔约束，可用轨道倾角变化率表示为

$$\dot{\gamma} = 0, \tag{4}$$

而对于超音速、跨音速和亚音速飞行段（末端能量管理段和进场着陆段），为了保证返回的平稳性，也可约束为准平衡滑翔飞行，即

$$\dot{\bar{q}} = 0. \tag{5}$$

5）指令约束条件及终端状态约束. 除此之外，还有迎角 $\alpha$ 的幅值约束和倾斜角 $\sigma$ 的幅值约束和飞行终端的状态约束，分别表示为

$$|\alpha| \leqslant \alpha_{\max}, \tag{6}$$

$$|\sigma| \leqslant \sigma_{\max}, \tag{7}$$

$$x(t_f) = x_f. \tag{8}$$

### 2.2　制导方法总结

制导系统的目的是在满足约束条件的前提下，安全可靠地从特定的位置导引飞行器至指定的终端位置. 本质上，这一目的可通过调节气动力分量（升力、侧力和阻力）来实现，而气动力的大小由速度、大气密度、气动系数和飞行器的气动外形而决定. 其中，速度、大气密度的变化与气动系数有直接的联系，气动外形通常是固定的，气动系数则由迎角和马赫数的变化决定. 在纵向，通过改变迎角（飞行器抬头或低头）实现对高度的控制；而在侧向，则通过改变倾侧角达到改变气动力方向的目的. 纵观目前的制导方法，大致可分为 3 类：离线参考轨迹制导方法、在线参考轨迹制导方法以及预测制导方法.

#### 2.2.1　离线参考轨迹制导方法

离线参考轨迹制导的基本原理：首先，选取一定范围的再入点，离线生成一组标准轨迹；然后，在进入再入窗口时，选择与当前初始条件相符合的标准轨迹，作为参考轨迹；最后设计轨迹跟踪律对参考轨迹进行跟踪控制，要求能够消除由气动干扰、大气环境以及飞行器质量变化所产生的影响.

因其简单易于实现的特点，这种方法被广泛应用于再入返回飞行的各个阶段（高超音速再入段，末端能量管理段和着陆段），以及常规飞行器无动力滑行的进场着陆段. 例如，传统的末端飞行制导方法通常设计为跟踪给定的飞行剖面，如适用于初期再入飞行段的“阻力-速度”剖面[18]、“阻力-能量”剖面[19]、“动压-高度”剖面[20]，等. 对这类方法而言，如果可以设计合适的制导律，实现对预先设计的参考轨迹的精确跟踪或者在标称轨迹较小的偏差范围内，那么，可以达到较为满意的制导性能. 但是当出现预先未知的突发事件时，如器件故障或任务改变/中止，制导性能将大幅度下降.

#### 2.2.2　在线参考轨迹制导方法

随着机载计算性能的大幅提高，在线轨迹规划技术受到了越来越多的关注. 因此，改进的参考轨迹制导方法，则可以在进入末端飞行初始点时，根据当前的飞行状态在线规划出合适的参考轨迹.

这种方法能够根据当前的飞行器状态生成有效的参考轨迹，可以快速处理非标称任务或紧急着陆等情形，对突发任务具有极强的自适应能力，极大提

高了制导系统对不确定因素的鲁棒性,增强了自主飞行的能力. 但是,最终的制导精度,很大程度上依赖于在线轨迹规划的实时性[21]. 为此,文献[22]通过对优化问题进行降维处理,有效地提高了问题求解的速度. 文献[23]通过离线轨迹和在线更新相结合方法,周期性地改变制导指令,从而加快了轨迹迭代的速度,有效地解决了实时性问题,并保证了系统的鲁棒性.

2.2.3 预测制导方法

预测制导方法则不依赖于某一参考轨迹,最具代表性的为预测-校正(predictor & corrector, P&C)制导方法,其基本原理:首先,预测落点位置,然后,在每个制导周期内实时比较预测落点与理论落点之间的偏差,根据偏差实时校正迎角和滚转角. 一般情况下,P&C 制导法可分为解析 P&C 和数值 P&C 制导. 其中,解析 P&C 制导法在再入条件不确定或有偏差时,具有较高的鲁棒性,但该方法极其依赖于飞行器模型,若模型较为复杂,推导过程非常繁琐,通常为了简化问题,会对飞行模型进行合理简化,但在非标称的情形或者模型不确定性较大时,制导的性能将大幅下降. 数值 P&C 制导法则较易实现,但在求解过程中会出现对运动方程的积分,严重影响了落点位置预测的求解效率;此外,若校正算法求解较慢,会导致制导周期内算法并不一定能收敛,这也一定程度上影响了制导的性能. 因此为了保证求解效率,对机载计算机的性能要求非常高.

该类制导方法最显著的特点是无需依赖预先设计的轨迹,对任务不确定性的自适应能力很强,不需要独立的轨迹规划器和轨迹跟踪律. 目前不少针对高超音速大气再入段的研究成果[24-25]表明该方法具有较强的优越性. 但是与常规的轨迹及轨迹跟踪分开设计的方法相比,最大的问题是,缺少有效的机制来严格实现轨迹的不等式约束(如过载、动压、热流等). 因此该方法最初的应用主要集中于低升阻比的航天器,如 Apollo 跳跃再入制导任务[26],可通过约束初始条件间接满足其他过程约束条件,或通过额外的假定状态,如文献[27]利用的高超音速飞行段的准平衡滑翔假设条件,来间接满足多种不等式约束.

### 2.3 制导方法展望

由目前制导研究现状来看,离线参考轨迹制导方法工程实用性较强,但是对环境扰动、任务变化/中止、飞行器故障等情形的应对能力不足;在线轨迹参考轨迹制导技术具备较强的鲁棒性,但是,目前受限于轨迹生成的实时性问题,还有待进一步探索;预测制导有效地避免了轨迹规划的问题,但是如何解决飞行过程中的多约束问题还有待进一步研究. 鉴于此,制导系统将着重于解决以下问题:如何处理多约束问题,如何保证制导的快速性,以及如何提高制导应急任务的自适应能力. 未来的研究方向将包括:1) 高精度多约束轨迹制导技术.受上述不同制导方法的启发,在线参考轨迹制导方法在轨迹可行性及易于满足约束方面具有较好的优势,若能提高在线轨迹规划的实时性,并结合预测制导的思想,根据当前飞行环境周期性地进行轨迹校正,将能保证较高的制导精度. 2) 快速轨迹规划制导技术.快速轨迹生成技术可有效地减轻飞行前标称轨迹设计的工作量,减少飞行前准备的时间与成本,提升飞行器在再入返回过程中的自主性以及自适应能力. 随着计算机性能的大幅提升及优化算法的快速发展,不少研究机构致力于基于非线性规划技术的轨迹生成软件的开发,如 Bollino 等开发的 DIDO 软件包[28], Milam 等开发的 NTG 软件包[29], Sagliano 等开发的 SPARTAN 软件包[30]. 3) 鲁棒自适应性轨迹重构制导技术.当遇到突发情况或任务改变时,制导系统能够具备一定的轨迹重规划能力. 此外,由于体积和质量的限制,以及从经济角度的考虑,通常只配备一定数量的操纵舵面,若某一个舵面出现故障情况,将严重影响飞行器的性能. 此时,若制导系统不及时作出相应的调整,将会无法跟踪标称参考轨迹,从而无法飞行至指定的位置. 鉴于上述问题,突发情况及飞行器故障情形下的,具有鲁棒自适应性的轨迹重构技术将是一个值得研究的方向.

## 3 高超音速飞行器控制方法综述

### 3.1 控制面临的问题及解决方案综述

飞行器工程研制中,大多采用经典的增益预置(gain schedule, GS)控制,首先在飞行包线内选择多个设计点;然后在每一个工作点基于小扰动原理得到近似线性模型,设计相应的控制器;最终设计程序在各个工作点插值得到当前飞行状态下的控制器. 在 HFV 领域, NASA 马歇尔航天中心 Charles 等[31]采用 PID 增益预置控制方法,设计 X-33 的上升段、过渡段和再入段的姿态控制律. NASA 德莱顿飞行研究中心的 Catherine 和兰利研究中心的 John 等[32]介绍了 X-43A 试验机的导航、制导与控制系统,并分析了 2004 年 3 月 27 日进行的 Ma6.83 的飞行试验, X-43A 采用经典的 PID 增益预置控制方法,纵横向分开设计,纵向控制如图 8 所示. 结果表明,经典的 GS 控制可以取得较好的效果,但是,此次试验设定为巡航直线飞行,试验目的是验证超燃冲压发动机性能,飞行持续时间仅 10 s,飞控系统的

功能未完全体现. GS 控制本质上是一种开环自适应控制，根据飞行状态选择相应的控制参数，由于缺少闭环系统控制性能的反馈信息，当飞行范围扩大，任务更复杂时，该方法的控制效果还有待验证.

考虑到 HFV 非常规的气动布局、复杂的飞行环境带来一系列控制难题：更强的非线性、更大的不确定、强时变、结构挠性等，国内外学者进行了很多探索，包括非线性控制、鲁棒控制、自适应控制等，如图 9 所示.

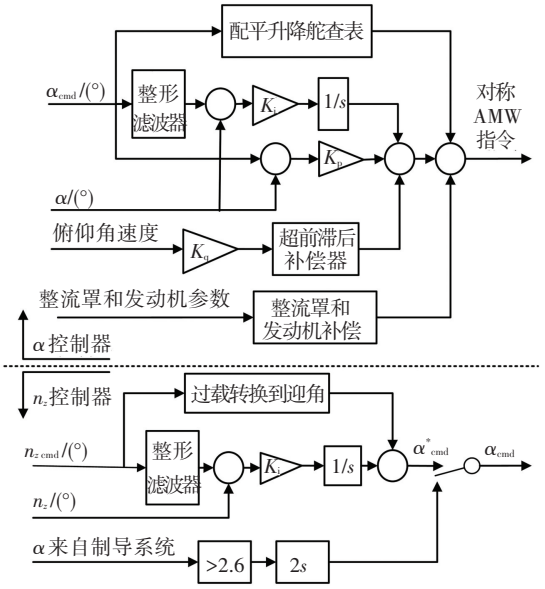



**图 8　X-43A 纵向飞行控制律结构[32]**

Fig.8　Longitudinal flight control law of X-43A[32]

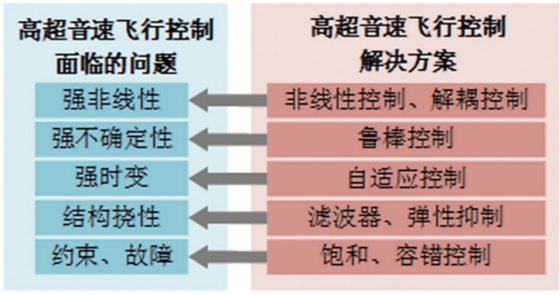



**图 9　高超音速飞行器控制问题及其解决方案**

Fig.9　HFV control problem and solution

### 3.1.1　强非线性问题研究现状

HFV 的强非线性现象由其独特的飞行器构型和特殊的飞行任务引起，主要体现在两方面：

1）飞行器构型.典型的 HFV 采用机体/发动机一体化的构型，导致飞行器弹性机体与推进系统之间的严重耦合[33]，此外升降舵-升力的耦合，导致非最小相位零点的出现[34]，限制了飞控系统的设计带宽. 考虑 HFV 高度子系统非最小相位的特性，文献[35]将系统通过微分同胚转换正则形式，实现内动态的镇定. 文献[36]考虑到 HFV 非最小相位和欠驱动的特性，设计了二阶动态滑模控制器. 文献[37]提出了基于输出重定义的非最小相位动态逆控制方法. 文献[38]考虑具有耦合特性的 HFV 模型，设计了基于干扰观测器的反步控制方法. 文献[39]针对推力与机体强耦合的问题，研究了 $H_\infty$ 和 $\mu$ 综合的控制方法，解决了耦合造成的气动不确定性.

2）飞行任务.HFV 飞行范围极广，速度极高，动力学特性必然是非线性的，在巡航飞行时，若速度、高度变化较小，通常可采用解耦线性化模型. 文献[40-41]针对高超音速滑翔飞行器的纵、横侧向模型，分别设计了 L1 自适应控制器. 文献[42]针对反馈线性化解耦 HFV 模型，设计了基于特征模型的自适应控制器. 文献[43]利用反馈线性化对高度和速度模型解耦，设计了鲁棒补偿器抑制内外扰动的影响. 但是当涉及大飞行范围、大姿态变化时（如再入），模型非线性特性必须予以考虑，因此非线性控制或带切换的控制器族，也是高超音速飞控研究的重点之一. 文献[44]针对非仿射 HFV 模型，研究基于扩展状态观测器的动态逆反步控制方法. 文献[45]针对非线性 HFV 模型，设计了反步滑模控制器，可抑制输入饱和. 文献[46]针对 HFV 非仿射模型，设计了一种新型反步法. 文献[47]针对 HFV 的非线性模型且迎角不可测的情况，设计了基于观测器的自适应控制器. 文献[48]针对 6-Dof 非线性 HFV 模型，设计了基于观测器的动态逆自适应控制器. 文献[49]利用神经网络逼近 HFV 非线性模型，避免了输出反馈线性化过程中繁琐的高阶微分运算. 文献[50]提出了 H∞ 动态逆控制，实现了复杂条件下高度非线性解耦控制. 文献[51]在反步法的理论框架下，研究了 HFV 非线性自适应控制方法（框架如图 10 所示），包括基于鲁棒自适应反步的非线性控制、基于干扰/状态观测器的非线性控制、抗执行器饱和的非线性控制等方法，为解决 HFV 非线性、不确定、输入饱和以及状态不完全可测的问题提供了有效的途经.

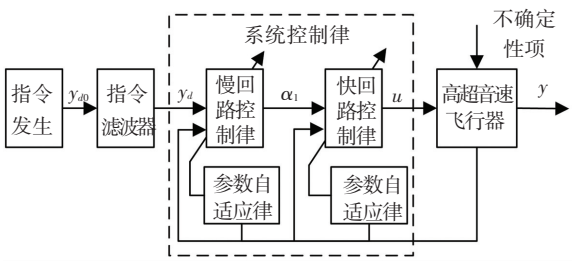



**图 10　基于参数自适应的鲁棒反步控制结构**

Fig.10　The adaptive robust backstepping controller

### 3.1.2　强不确定性问题研究现状

考虑到气动、干扰等问题，HFV 模型通常呈现

出强不确定性,主要体现在:1) 模型不确定.高速飞行时,受高温、粘性、真实气体效应等的影响,气动气热特性变化剧烈,高速飞行引起的机体表面烧蚀,也会导致气动外形发生变化;此外,大气模型和质量变化也是着陆过程需考虑的不确定因素. 2) 外界干扰.典型 HFV 的长、短周期模态都不稳定,导致高动态下更易受扰动影响;传感器测量误差,尤其是高速飞行时,难以获得精确的迎角和侧滑角.

针对模型不确定性和外界干扰问题,文献[52]提出了神经网络动态逆补偿的高超音速纵向控制方法,基本控制器为动态逆,神经网络在线补偿模型不确定性带来的误差. 文献[53]对三通道动态逆解耦后设计了滑模控制器,实现 HFV 模型不确定性和外部干扰下的有限时间姿态控制. 文献[54]设计了基于终端滑模的 HFV 非匹配不确定性抑制方法. 文献[55]研究了动态逆状态约束控制,利用 Jacobian 学习规则快速获取模型不确定性. 文献[56]设计了基于观测器的动态面控制方法,抑制了内外扰动的影响. 文献[57]考虑风干扰设计了基于扰动观测器的神经元自适应控制方法. 文献[58]考虑执行器饱和和内外干扰,设计了自适应滑模控制器. 文献[59]针对输入输出线性化系统,设计了滑模容错控制方法,并利用自适应算法估计系统的未知动态和扰动信息. 文献[60-61]针对 RLV 上升段控制问题,设计多重时间范围的连续滑模控制,在不确定性和外部干扰下,提供足够的鲁棒能力. 文献[62]针对通用的 HFV 纵向模型,在 110 kft 高度和 Ma15 的巡航条件下,设计了多输入多输出自适应滑模控制律,对于具有低幅值控制输入的系统满足性能要求.

3.1.3　强时变性问题研究现状

特殊的飞行任务给 HFV 带来了强时变性问题,主要体现在:1) 飞行包线大.空间上经历稠密大气层、稀薄大气层、临近空间等,速度上经历亚音速、跨音速、超音速和高超音速,气动参数变化很大,飞行包络范围广,时变特性大. 2)短时间内状态变化巨大,如 X-33 从高度 120 km 处以速度 7 940 m/s 再入返回时,下降到 30 km,减速到 1 000 m/s,用时 200 s 左右.

该强时变系统要求所设计的控制律能够自适应地满足整个飞行包线下的所有模型参数的变化. 文献[63]建立了能表征 HFV 再入时变机理的神经网络特征模型,设计了自适应滑模控制方法. 文献[64]设计了基于时变干扰观测器和参考轨迹重构器 (RVG) 的滑模容错控制策略.

3.1.4　结构挠性问题研究现状

为增大推重比,部分 HFV 的机身大面积使用具有较低弹性自然频率的轻质复合材料. 由于机体弹性形变会改变自由流的流场特性和机身的气压分布,并干扰发动机进气条件,因此,在建模过程中应充分考虑弹性模态影响. 而机体弹性模态与俯仰角速度、法向加速度之间都会存在惯性耦合,一阶、二阶弹性模态对短周期模态都会有较大的影响,可通过设计滤波器抑制结构弹性[33]. 文献[65]针对 HFV 反馈线性化模型,设计了弹性自适应控制器. 文献[66]考虑 HFV 弹性模型输入幅值和速率受限,设计了基于收敛微分器和观测器的反步控制方法. 文献[67]基于稀疏神经网络的模型参考自适应控制,解决了 HFV 挠性影响,并提高了求解速度. 文献[68]设计了基于高阶滑模控制观测一体化的弹性 HFV 控制器.

3.1.5　控制约束及故障等问题

由于 HFV 工程研制经验有限,在方案设计阶段即需考虑控制约束及故障问题,如此,可保证飞行安全、降低飞行试验成本. 文献[69]考虑 HFV 控制约束,设计了基于 LTV 多模型的预测控制方法. 文献[70]针对输入速率受限问题,通过自适应地改变制导回路的指令,实现 HFV 抗饱和控制. 文献[71]考虑升降舵控制约束,构造了辅助系统分析约束影响. 文献[72]针对 X-33 发动机故障问题,研究了基于神经网络模型参考自适应控制器,能够获得正常情况下与增益调度方法相似的性能. 文献[73]设计了基于二次规划的控制分配方法,解决了 X-33 多操纵面故障重构问题. 文献[74]将 HFV 舵面卡死故障转换成干扰形式,设计了基于观测器的预测容错控制方法. 文献[75]考虑迎角约束和输入故障,设计了基于 Barrier Lyapunov 方程的学习控制方法. 文献[76]设计了基于扰动观测器的抗输入饱和的控制器. 文献[77]设计了一种自适应动态逆控制策略,对控制面失效等具有鲁棒性. 文献[33]针对某型超燃冲压 HFV,研究了具有重置动态的 LPV 切换控制系统,如图 11 所示. 针对不同的故障设计相应的鲁棒 H∞ 重置容错控制器,并引入平均停延时切换逻辑保证整个切换系统的全局稳定性.

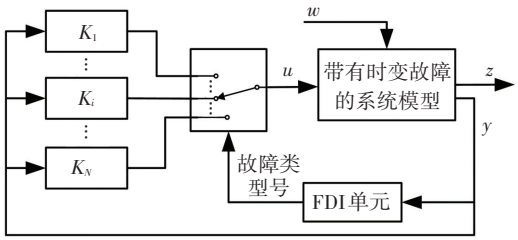



**图 11　切换容错控制系统框架图**

Fig.11　The switch-based fault-tolerant-control system

文献[78]考虑 X-33 模型不确定性、执行机构故障和输出扰动的情形，设计了自适应广义滑模观测器，如图 12 所示，取得了较好的状态估计和故障重构效果. 文献[79]针对高超音速巡航飞行段的模型不确定性、执行机构故障及故障引起的饱和问题，设计了基于滑模观测器的容错控制系统，具有良好的鲁棒性及容错能力.

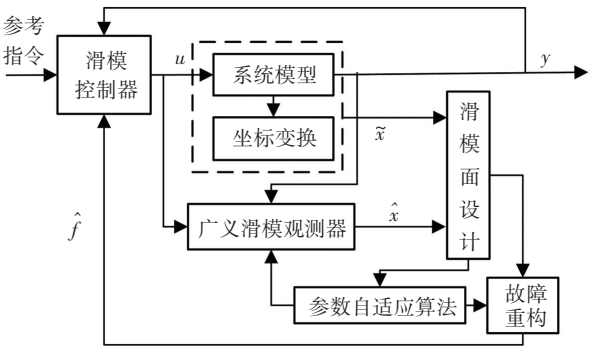



**图 12　基于观测器的滑模控制系统**

Fig.12　The observer-based sliding mode control system

### 3.2　控制方法展望

高超音速飞行器自提出起，控制问题就受到学者们的广泛关注，取得了丰硕的研究成果，在工程应用方面，美国近年来研制了许多高超音速关键技术验证机（如 X-34、X-37、X-38、Hyper-X）和总体方案验证机（如 X-30、X-33），利用这些验证机型，美国对高超音速飞行器控制方法的研究已从实验室研究阶段进入飞行试验研究阶段. 其中，X-33 采用了带有神经网络补偿的非线性动态逆控制方法，具有良好的非线性解耦控制能力、较强的鲁棒性以及容错重构性能[80]；X-43A 的控制律设计基于飞行器的刚体线性化模型，采用了经典的线性控制器设计方法和基于迎角和马赫数的增益调度技术[32]；在控制系统仿真和稳定性分析阶段则采用了 X-43A 的非线性模型，以找出线性化设计过程的不足之处，也便于分析参数变化对系统的影响[81].

在理论研究方面，大量文献作出了深入探索，本文认为若想从理论走向应用，如下问题值得进一步研究：1）模型/扰动/故障深层次机理分析. 目前，大部分文献采用面向控制的简化模型，若能通过分析 HFV 所呈现出的模态，及其主导状态等信息，做到有针对性的应用控制方法解决 HFV 的控制难题，形成优势互补，将使控制效益最大化. 另一方面，对先进控制方法中的设计参数进行分析，如文献[82]对模型参考自适应方法中在高超音速飞行器再入飞行中的应用中涉及的多参数，进行了敏感性分析，将为控制方法的实际应用打下良好的基础. 此外，文献通常直接给出扰动或故障假设，对扰动及故障的形成机理进行建模与分析有待进一步研究. 2）多控制问题兼顾及多控制器切换. 高超音速飞行控制同时面临多种难题，目前的研究大多针对其中的一种或两种控制问题，而当同时考虑 3 种及以上的控制问题时，飞控系统将面临更大的挑战，因此，如何设计可兼顾多种控制难题的单个控制器，保证满意的性能指标，是待解决的问题之一. 此外，由于不同飞行阶段控制侧重点不同，需要不同的控制器，那么如何实现高速飞行状态下控制器的平滑切换，实现真正的全包线控制任务，将是高超音速飞控从理论走向实际应用的关键因素之一. 3）智能自主高超音速飞行. 目前多数研究是制导回路和控制回路独立设计，对传统飞行器而言，该策略简单有效，但是由于高超音速飞行器飞行范围极大，制导回路与控制回路的关系变得更加紧密，例如，在扰动/故障/任务变化后，制导回路是否能够在高速飞行状态下迅速作出调整，为控制回路提供可行的飞行指令？制导与控制一体化策略[83]是解决这一问题的有效途径，将为智能自主高超音速飞行奠定基础.

## 4　结　语

高超音速飞行器不仅关系着国家军事战略格局，而且提供了人类空天飞行/运载的新手段. 通过对各国发展高超音速飞行器的历史及现状、制导技术、控制技术 3 个方面的综述，总的来说，我国高超音速飞行器的发展应兼顾：短期可见成效的、迅速形成战略威慑的高超音速打击武器，以及未来可引领航天运载技术变革的可重复使用空天往返飞行器，两者需齐头并进，确保在空天领域的可持续发展. 在制导技术方面，为了满足高超音速极广空域飞行下的多约束问题，提高任务灵活性，需加强高精度、自主任务规划、鲁棒可重构制导策略的研究工作. 在控制技术方面，为了使已有的控制理论研究成果走向工程实际，需对模型/故障/扰动深层次机理分析、多控制问题兼顾及多控制器切换等方面进行更深入的研究，最终实现制导控制一体化的智能自主高超音速飞行.

## 参考文献

[1] ANDERSON J D. Hypersonic and high temperature gas dynamics [M]. New York: McGraw-Hill Book Company, 1989

[2] Committee on Review and Evaluation of the Air Force Hypersonic Technology Program, National Research Council. Review and evaluation of the air force hypersonic technology program[R]. Washington DC: National Academics Publications, 1998

[3] 张攀峰，詹世革. 从国家自然科学基金资助看高超声速流动研究的发展现状[J]. 航空学报，2015，36(1):1
ZHANG Panfeng, ZHAN Shige. Development of hypersonic flow re-

search in China based on supported projects of NSFC[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1):1

[4] 胡冬冬, 刘晓明, 张绍芳, 等. 2016年国外高超声速飞行器技术发展综述[J]. 战术导弹技术, 2017(1):28
HU Dongdong, LIU Xiaoming, ZHANG Shaofang, et al. Review of hypersonic technologies progresses abroad in 2016[J]. Tactical Missile Technology, 2017(1):28

[5] 张灿, 胡冬冬, 叶蕾, 等. 2017年国外高超声速飞行器技术发展综述[J]. 战术导弹技术, 2018(1):47
ZHANG Can, HU Dongdong, YE Lei, et al. Review of the development of hypersonic vehicle technology abroad in 2017[J]. Tactical Missile Technology, 2018(1):47

[6] 孙长银, 穆朝絮, 余瑶. 近空间高超声速飞行器控制的几个科学问题研究[J]. 自动化学报, 2013, 39(11):1901
SUN Changyin, MU Chaoxu, YU Yao. Some control problems for near space hypersonic vehicles[J]. Acta Automatica Sinica, 2013, 39(11): 1901

[7] XU Bin, SHI Zhongke. An overview on flight dynamics and control approaches for hypersonic vehicles[J]. Science China Information Sciences, 2015, 58(7):1

[8] 任章, 白辰. 高超声速飞行器飞行控制技术研究综述[J]. 导航定位与授时, 2015, 2(6):1
REN Zhang, BAI Chen. The overview of difficulties and methods of hypersonic vehicle flight control [J]. Navigation Positioning & Timing, 2015, 2(6):1

[9] 吴立刚, 安昊, 刘健行, 等. 吸气式高超声速飞行器控制的最新研究进展[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2016, 48(10):1
WU Ligang, AN Hao, LIU Jianxing, et al. Recent progress in control of air-breathing hypersonic vehicles[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2016, 48(10):1

[10] 宗群, 李勃, 尤明, 等. 高超声速飞行器建模与自主控制技术研究进展[J]. 科技导报, 2017, 35(21):95
ZONG Qun, LI Qing, YOU Ming, et al. New development of modeling and autonomous control for hypersonic vehicle[J]. Science & Technology Review, 2017, 35(21):95

[11] 甄子洋, 朱平, 江驹, 等. 基于自适应控制的近空间高超声速飞行器研究进展[J]. 宇航学报, 2018, 39(4):355
ZHEN Ziyang, ZHU Ping, JIANG Ju, et al. Research progress of adaptive control for hypersonic vehicle in near space[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(4): 355

[12] 方洋旺, 柴栋, 毛东辉, 等. 吸气式高超声速飞行器制导与控制研究现状及发展趋势[J]. 航空学报, 2014, 35(7):1776
FANG Yangwang, CHAI Dong, MAO Donghui, et al. Status and development trend of the guidance and control air-breathing hypersonic vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(7):1776

[13] 钱佳淞, 齐瑞云, 姜斌. 高超声速飞行器再入容错制导技术综述[J]. 飞行力学, 2015, 33(5):390
QIAN Jiasong, QI Ruiyun, JIANG Bin. Review of reentry fault-tolerant guidance technology on hypersonic vehicles [J]. Flight Dynamics, 2015, 33(5):390

[14] 黄长强, 国海峰, 丁达理. 高超声速滑翔飞行器轨迹优化与制导综述[J]. 宇航学报, 2014, 35(4):369
HUANG Changqiang, GUO Haifeng, DING Dali. A survey of trajectory optimization and guidance for hypersonic gliding vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(4):369

[15] 刘思源, 梁子璇, 任章, 等. 高超声速滑翔飞行器再入段制导方法综述[J]. 中国空间科学技术, 2016, 36(6):1
LIU Siyuan, LIANG Zixuan, REN Zhang, et al. Review of reentry guidance methods for hypersonic gliding vehicles[J]. Chinese Space Science and Technology, 2016, 36(6):1

[16] 潘亮, 谢愈, 彭双春, 等. 高超声速飞行器滑翔制导方法综述[J]. 国防科技大学学报, 2017, 39(3):15
PAN Liang, XIE Yu, PENG Shuangchun, et al. A survey of gliding guidance methods for hypersonic vehicles[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2017, 39(3):15

[17] HANSON J M. A plan for advanced guidance and control technology for 2nd generation reusable launch vehicles[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Monterey, California: AIAA, 2002:4557

[18] MOSELEY P E. The Apollo entry guidance: a review of the mathematical development and its operational characteristics[R]. Houston, TX:TRW,1969

[19] HARPOLD J C, GRAVES C A. Shuttle entryguidance[J]. Journal of Astronautical Sciences, 1979, 37(3):239

[20] MU Lingxia, YU Xiang, ZHANG Youmin, et al. Onboard guidance system design for reusable launch vehicles in the terminal area energy management phase[J]. Acta Astronautica, 2018, 143(2): 62

[21] MU Lingxia, YU Xiang, ZHANG Youmin, et al. Trajectory planning for terminal area energy management phase of reusable launch vehicles[J]. 20th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace, 2016, 49(17): 462

[22] 穆凌霞, 李平, 李乐尧, 等. RLV末端能量管理段的在线轨迹规划算法[J]. 系统工程与电子技术, 2017, 39(3): 591
MU Lingxia, LI Ping, LI Leyao, et al. Onboard trajectory planning algorithm for terminal area energy management phase of a RLV[J]. Systems Engineering and Electronics, 2017, 39(3):591

[23] TIAN Bailing, FAN Wenru, SU Rui, et al. Real-time trajectory and attitude coordination control for reusable launch vehicle in reentry phase[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2015, 62(3):1639

[24] LU Ping. Entry guidance: a unified method[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(3):713

[25] LU Ping, BRUNNER C W, STACHOWIAK S J, et al. Verification of a fully numerical entry guidance algorithm[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2017, 40(2):230

[26] BRUNNER C, LU Ping. Skip entry trajectory planning and guidance[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2008, 31(5): 1210

[27] XUE Songbai, LU Ping. Constrained predictor-corrector entry guidance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(4):1273

[28] BOLLINO K P. High-fidelity real-time trajectory optimization for reusable launch vehicles[D]. Monterey, California: Naval Postgraduate School, 2006

[29] MILAM M B. Real-time optimal trajectory generation for constrained dynamical systems[D].Pasadena, California: California Institute of Technology, 2003

[30] SAGLIANO M, THEIL S, D'ONOFRIO V, et al.SPARTAN: a novel pseudospectral algorithm for entry, descent, and landing analysis[C]//The 4th CEAS Specialist Conference on Guidance, Navigation and Control. Warsaw, Poland: Springer, 2017:669

[31] HALL C E, GALLAHER M W, HENDRIX N D. X-33 attitude control system design for ascent, transition, and entry flight regimes [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Boston, MA: AIAA, 1998:4411

[32] BAHM C, BAUMANN E, MARTINS J, et al. The X-43AHyper-X Mach 7 flight 2 guidance, navigation, and control overview and flight test results [C]//AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies. Capua, Italy: AIAA, 2005:3275

[33] 李乐尧. 高超声速飞行器飞控系统的故障诊断与容错控制技术研究[D]. 西安:西北工业大学, 2015
LI Leyao. Research on fault diagnosis and fault-tolerant control for the flight control system of hypersonic vehicle[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015

[34] FIORENTINI L, SERRANI A. Adaptive restricted trajectory tracking fora non-minimum phase hypersonic vehicle model[J]. Automatica, 2012, 48(7):1248

[35] 晁涛, 王雨潇, 王松艳, 等. 考虑非最小相位特性的高超声速飞行器轨迹跟踪控制[J]. 系统工程与电子技术, 2018, 40(7):1548
CHAO Tao, WANG Yuxiao, WANG Songyan, et al. Trajectory tracking control for non-minimum phase hypersonic vehicles[J]. Systems Engineering and Electronics, 2018, 40(7):1548

[36] WANG Zhi, BAO Weimin, LI Huifeng. Second-order dynamic sliding-mode control for nonminimum phase underactuated hypersonic vehicles[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2017, 64(4):3105

[37] YE Linqi, ZONG Qun, CRASSIDIS J L, et al. Output-redefinition-based dynamic inversion control for a nonminimum phase hypersonic vehicle[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2018, 65(4):3447

[38] 郭宗易, 周军, 郭建国. 新型高超声速飞行器耦合姿态控制系统设计[J]. 宇航学报, 2017, 38(3):270
GUO Zongyi, ZHOU Jun, GUO Jianguo. Novel coupling based attitude control system design for hypersonic vehicles[J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(3):270

[39] BUSHCEK H, CALISE A J. Uncertainty modeling and fixed-order controller design for a hypersonic vehicle model[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1997, 20(1):42

[40] BANERJEE S, WANG Z, BAUR B, et al. L1 adaptive control augmentation for the longitudinal dynamics of a hypersonic glider[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 39(2):275

[41] BANERJEE S, BOYCE R, WANG Z, et al. L1 augmented controller for a lateral/directional maneuver of a hypersonic glider[J]. Journal of Aircraft, 2017, 54(4):1257

[42] 杜立夫, 黄万伟, 刘晓东, 等. 考虑特征模型的高超声速飞行器全通道自适应控制[J]. 宇航学报, 2016, 37(6):711
DU Lifu, HUANG Wanwei, LIU Xiaodong, et al. Whole channel adaptive control for hypersonic vehicle considering characteristic model[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(6):711

[43] 李昭莹, 余令艺, 刘昊, 等. 高超声速飞行器非线性鲁棒控制律设计[J]. 控制理论与应用, 2016, 33(1):62
LI Zhaoying, YU Lingyi, LIU Hao, et al. Nonlinear robust controller design for hypersonic vehicles[J]. Control Theory & Applications, 2016, 33(1):62

[44] ZHANG Shen, WANG Qing, DONG Chaoyang. Extended state observer based control for generic hypersonic vehicles with nonaffine-in-control character[J]. ISA Transactions, 2018, 80(9):127

[45] 路遥, 孙友, 路坤锋, 等. 近空间高超声速飞行器输入饱和抑制模糊自适应控制[J]. 宇航学报, 2018, 39(9):986
LU Yao, SUN You, LU Kunfeng, et al. Fuzzy adaptive control for near-space hypersonic vehicles with saturation restraint of inputs[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(9):986

[46] BU Xiangwei, WU Xiaoyan, HUANG Jiaqi, et al. Robust estimation-free prescribed performance back-stepping control of air-breathing hypersonic vehicles without affine models[J]. International Journal of Control, 2016, 89(11): 2185

[47] FAMULARO D I, VALASEK J, MUSE J A, et al. Observer-based feedback adaptive control for nonlinear hypersonic vehicles[C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Grapevine, Texas:AIAA, 2017:1492

[48] FAMULARO D I, VALASEK J, MUSE J A, et al. Adaptive control of hypersonic vehicles using observer-based nonlinear dynamic inversion[C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Kissimmee, Florida:AIAA, 2018:843

[49] XU H J, MIRMIRANI M, IOANNOU P A. Robust neural adaptive control of a hypersonic aircraft[C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control conference and Exhibit. Austin, TX: AIAA,2003:5641

[50] 刘燕斌, 陆宇平. 基于 H∞ 最优控制理论的高超音速飞机纵向逆控制[J]. 系统工程与电子技术, 2006, 28(12):1882
LIU Yanbin, LU Yuping. Longitudinal inversion control based on H∞ optimal control theory for hypersonic vehicle[J]. Systems Engineering and Electronics, 2006, 28(12):1882

[51] 王首斌. 高超音速飞行器非线性控制律设计方法研究[D]. 西安:西北工业大学, 2013
WANG Shoubin. Research on design method of nonlinear control law for a hypersonic vehicle[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2013

[52] DA COSTA R R, CHU Q P, MULDER J A. Re-entry flight controller design using nonlinear dynamic inversion[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Montreal, Canada: AIAA, 2001:4219

[53] 刘海东, 包为民, 李惠峰, 等. 高超声速飞行器全局有限时间姿态控制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(9):1864
LIU Haidong, BAO Weimin, LI Huifeng, et al. Attitude control method within finite time globally for hypersonic vehicles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(9):1864

[54] 宗群, 张秀云, 邵士凯, 等. 非匹配不确定的弹性高超声速飞行器终端滑模控制[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2017, 49(8):158
ZONG Qun, ZHANG Xiuyun, SHAO Shikai, et al. Terminal sliding mode control for flexible hypersonic vehicle with mismatched uncertainties[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2017, 49(8):158

[55] SACHAN K, PADHI R. State-constrained robust adaptive cruise control design for air-breathing hypersonic vehicles[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Kissimmee, Florida: AIAA, 2018:847

[56] 张科, 杨文骏, 张明环, 等. 基于 LESO 的高超声速飞行器动态面控制[J]. 西北工业大学学报, 2018, 36(1):13
ZHANG Ke, YANG Wenjun, ZHANG Minghuan, et al. LESO based dynamic surface control for hypersonic flight vehicle[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2018, 36(1):13

[57] XU Bin, WANG Danwei, ZHANG Youmin, et al. DOB-based neural control of flexible hypersonic flight vehicle considering wind effects[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2017, 64(11):8676

[58] 孙经广, 宋申民, 陈海涛, 等. 高超声速飞行器有限时间饱和跟踪控制[J]. 控制理论与应用, 2017, 34(10): 1349

SUN Jingguang, SONG Shenmin, CHEN Haitao, et al. Finite-time tracking control of the hypersonic vehicle with input saturation[J]. Control Theory & Applications, 2017, 34(10): 1349

[59] SUN Jingguang, SONG Shenmin, WU Guanqun, et al. Fault-toterant track control of hypersonic vehicle based on fast terminal sliding mode[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2017, 54(6):1304

[60] SHTESSEL Y, HALL C, JACKSON M. Reusable launch vehicle control in multiple time scale sliding modes[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2000, 23(6):1013

[61] HALL C E, SHTESSEL Y B. RLV sliding mode control system using mode observers and gain adaptation[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Austin, Texas: AIAA, 2003:5437

[62] XU H J, MIRMIRANI M D, IOANNOU P A. Adaptive sliding mode control design for a hypersonic flight vehicle[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(5):829

[63] 常亚菲, 姜甜甜. 高超声速再入飞行器的特征建模及自适应递推滑模控制[J]. 宇航学报, 2018, 39(8):889
CHANG Yafei, JIANG Tiantian. Characteristic modeling and adaptive recursive sliding mode control for hypersonic reentry vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(8):889

[64] 常晶, 周军. 一种基于时变干扰观测器的高超声速飞行器容错控制策略设计[J]. 控制与决策, 2018, 33(10):1893
CHANG Jing, ZHOU Jun. A FTC scheme for hypersonic vehicle based on adaptive disturbance observer[J]. Control and Decision, 2018, 33(10):1893

[65] 余朝军, 江驹, 甄子洋, 等. 高超声速飞行器弹性自适应控制方法[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2018, 39(6): 1026
YU Chaojun, JIANG Ju, ZHEN Ziyang, et al. A novel resilient adaptive control scheme for hypersonic vehicles[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2018, 39(6): 1026

[66] 骆长鑫,张东洋,雷虎民,等.输入受限的高超声速飞行器鲁棒反演控制[J]. 航空学报, 2018, 39(4):213
LUO Changxin, ZHANG Dongyang, LEI Humin, et al. Robust backstepping control of input-constrained hypersonic vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(4):213

[67] NIVSION S A, KHARGONEKAR P. A Sparse neural network approach to model reference adaptive control with hypersonic flight applications[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Kissimmee, Florida: AIAA, 2018:842

[68] ZONG Qun, WANG Jie, TIAN Bailing, et al. Quasi-continuous high-order sliding mode controller and observer design for flexible hypersonic vehicle[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 27(1):127

[69] 马宇, 蔡远利. 高超声速飞行器调度双模预测控制方法[J]. 控制与决策, 2017, 32(11): 2063
MA Yu, CAI Yuanli. Scheduled dual mode predictive control for hypersonic vehicles[J]. Control and Decision, 2017, 32(11): 2063

[70] GAUDIO J E, ANNASWAMY A M, LAVRESKY E. Adaptive control of hypersonic vehicles in the presence of rate limits[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Kissimmee, Florida: AIAA, 2018:0846

[71] ZONG Qun, WANG Fang, TIAN Bailing, et al. Robust adaptive dynamic surface control design for a flexible air-breathing hypersonic vehicle with input constraints and uncertainty[J]. Nonlinear Dynamics, 2014, 78(1):289

[72] JOHNSON M D, CALISE A J, JOHNSON E N. Further evaluation of an adaptive method for launch vehicle flight control[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Providence, RI: AIAA, 2004:5016

[73] BURKEN J J, LU P, WU Z, et al. Two reconfigurable flight-control design methods: robust servomechanism and control allocation[J]. Journal of Guidance Control Dynamics, 2001, 24(3):482

[74] 胡超芳, 陶晔, 高志飞, 等. 基于预测控制的高超声速飞行器容错控制器设计[J]. 控制与决策, 2017, 32(11):2085
HU Chaofang, TAO Ye, GAO Zhifei, et al. Fault tolerant controller design based on predictive control for hypersonic vehicles[J]. Control and Decision, 2017, 32(11):2085

[75] XU Bin, SHI Zhongke, SUN Fuchun, et al. Barrier Lyapunov function based learning control of hypersonic flight vehicle with AOA constraint and actuator faults[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2018(2):1

[76] AN Hao, LIU Jianxing, WANG Changhong. Disturbance observer-based antiwindup control for air-breathing hypersonic vehicles[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2016, 63(5): 3038

[77] ROLLINS E, VALASEK J, MUSE J A, et al. Nonlinear adaptive dynamic inversion applied to a generic hypersonicvehicle[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Boston, MA: AIAA, 2013:5234

[78] 穆凌霞, 余翔, 李平, 等. 自适应广义滑模观测器之状态估计和故障重构[J]. 控制理论与应用, 2017, 34(4):483
MU Lingxia, YU Xiang, LI Ping, et al. State estimation and fault reconstruction from an adaptive descriptor sliding mode observer[J]. Control Theory & Applications, 2017, 34(4):483

[79] MU Lingxia, LI Leyao, YU Xiang, et al. Observer-based fault-tolerant control of hypersonic scramjet vehicles in the presence of actuator faults and saturation[J/OL]. International Journal of Robust and Nonlinear Control. (2017-12-07)[2018-09-10]. https://doi.org/10.1002/rnc.4004.DOI:10.1002/rnc.4004

[80] DOMAN D B, NGO A D. Dynamic inversion-based adaptive/reconfigurable control of the X-33 on ascent[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2002, 25(2):275

[81] DAVIDSON J, LALLMAN F, MCMINN J, et al. Flight control laws for NASA's Hyper-X research vehicle[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Portland, OR: AIAA, 1999:4124

[82] MOOIJ E. Simple adaptive control system design trades[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Grapevine, Texas: AIAA, 2017:1502

[83] TIAN Bailing, FAN Wenru, ZONG Qun. Integrated guidance and control for reusable launch vehicle in reentry phase[J]. Nonlinear Dynamics, 2015, 80(1/2):397

(编辑 魏希柱)