

吸气式高超声速飞行器制导与控制方法综述

王勇, 张艳, 白辰, 傅瑜, 檀朋硕

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要:吸气式高超声速飞行器飞行于临近空间环境, 飞行速度和高度跨度范围大, 气动特性和飞行参数变化剧烈, 其动力学模型存在高非线性、强耦合性和不确定性等特点, 同时轨迹设计受热流率、动压以及过载等多项约束, 给制导和控制系统设计带来挑战, 成为当前研究的热点。分析了各种吸气式高超声速飞行器制导和控制方法的特点不足。并针对当前存在的问题和难点, 对吸气式高超声速飞行器制导与控制技术发展趋势进行了深入分析。

关键词:高超声速; 制导与控制; 综述; 发展趋势

本文引用格式:王勇, 张艳, 白辰, 等. 吸气式高超声速飞行器制导与控制方法综述[J]. 兵器装备工程学报, 2017(4): 72-76.

Citation format:WANG Yong, ZHANG Yan, BAI Chen, et al. Review of Guidance and Control Approaches for Air-Breathing Hypersonic Vehicle [J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2017(4): 72-76.

中图分类号: V448.2

文献标识码: A

文章编号: 2096-2304(2017)04-0072-05

Review of Guidance and Control Approaches for Air-Breathing Hypersonic Vehicle

WANG Yong, ZHANG Yan, BAI Chen, FU Yu, TAN Peng-shuo

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: The flight speed and height of hypersonic vehicle change dramatically, which results in very complicated aerodynamic characteristics, highly nonlinear and strongly coupled dynamic model. Moreover, there are several strict constraints on flight trajectory, such as thermal speed, atmosphere stress, over loading and so on. Therefore, the guidance and control problem of hypersonic vehicle is extremely challenging. The characteristics and disadvantages of each method were thoroughly analyzed. Furthermore, the focuses in guidance and control field were proposed for future research.

Key words: hypersonic vehicle; guidance and control; review; future development

高超声速飞行器飞行速度快、机动性能好, 具有极高的战略意义^[1]。高超声速飞行器通常可分为吸气式高超声速飞行器和无动力再入高超声速飞行器。其中, 吸气式高超声速飞行器指以超燃冲压发动机为动力, 飞行速度大于5倍声速, 在距离地面20~100 km的大气区域内机动飞行的有翼或无翼飞行器^[2-3]。吸气式高超声速飞行器关键技术包括超燃冲压发动机、机体发动机一体化设计、热防护与材料、高超声速空气动力、高超声速飞行制导与控制等^[4]。由于吸气式高超声速飞行器机体推进结构一体化设计、飞行空域广、

速度和高度跨度范围大, 动力学模型具有强非线性、高耦合性和不确定性等特点, 其制导和控制系统设计面临许多难点和挑战, 成为当前控制学科研究的热点。

1 吸气式高超声速飞行器飞行特点

吸气式高超声速飞行器具有高非线性、强耦合性、不确定性和多约束的特点^[5]。

收稿日期: 2016-11-15; 修回日期: 2016-12-15

基金项目: 国家自然科学基金“单滑块滑翔飞行器跨时间尺度强耦合控制研究”(11572097)

作者简介: 王勇(1987—), 男, 工程师, 主要从事飞行器制导与控制技术研究。

1.1 高非线性

1) 吸气式高超声速飞行器飞行于临近空间环境,飞行速度和高度跨度大,大气压力和密度变化大,气动特性随飞行参数变化剧烈,非线性特性明显^[1];

2) 舵机等执行机构存在饱和、死区等非线性特性。

1.2 强耦合性

1) 吸气式高超声速飞行器采用超燃冲压发动机为动力装置,发动机性能与飞行高度、速度、姿态等参数密切相关,同时发动机推力特性直接影响飞行状态,即动力与飞行状态间耦合严重^[3];

2) 吸气式高超声速飞行器一般为细长体外形,其固有频率和结构刚度较低,易造成显著的弹性变形,影响超燃冲压发动机进气道和喷管的气流,影响飞行器动力学特性和发动机推力,即机体、动力、结构动态间耦合严重^[4];

3) 吸气式高超声速飞行器通常采用面对称构型和大机动飞行模式,导致其三通道姿态运动间耦合强;

4) 气动加热导致材料性能与刚度下降,影响飞行器结构模态频率和模态振型,进而通过气动伺服热弹性问题影响飞行控制,即气动热、结构动力学、控制间存在耦合。

1.3 不确定性

1) 高超声速流的薄激波层、高熵层、黏性干扰、高温效应以及低密度流导致飞行器气动特性的严重不确定性;

2) 气动加热导致结构振型和固有振动频率变化,结构动力学存在不确定性;

3) 临近空间环境复杂多变,大气干扰存在不确定性。

1.4 多约束

1) 吸气式高超声速飞行器由于在大气层内长时间飞行,飞行速度快,飞行器热力学环境十分恶劣,为保证飞行器热防护、飞行器机体载荷等要求,对飞行热流率、动压以及过载等约束严格^[3];

2) 针对轨迹优化问题,高超声速飞行器往往具有航路点、禁飞区等约束;

3) 吸气式高超声速飞行器控制执行机构存在运动速率、舵面偏转范围等能力约束;

4) 吸气式高超声速飞行器飞行速度快,对机载计算机计算量和计算速度提出了较强的约束。

2 制导方法

在制导方法方面,目前多数研究侧重于高超声速无动力滑翔飞行器再入阶段,针对打击地面目标、各种约束下制导方法进行研究,在吸气式高超声速飞行器制导方面研究相对较少^[1]。针对高超声速无动力滑翔飞行器再入制导,总体而言,制导方法可分为标准轨迹制导法、预测制导法以及混合制导法^[6]。

2.1 标准轨迹制导法

在飞行器的机载计算机中,预先装订符合各种再入约束和终端约束的再入标准轨迹参数。飞行器飞行过程中,由于大气环境差异、气动系数不确定性等原因,实际轨迹会偏离

标准轨迹,飞行中制导系统将实际轨迹与标准轨迹进行比较,产生控制指令^[3]。标准轨迹制导法简单、计算速度快,标准轨迹气动热、过载等特性较优,但鲁棒性和适应性较差、制导精度低,灵活性较差。

标称轨迹制导步骤包括轨迹规划和轨迹跟踪。轨迹规划为多约束优化问题,即在满足气动热、动压、过载等各种约束条件下得到使飞行器性能指标最优的飞行状态参数。在轨迹规划方面,主要方法包括基于阻力加速度剖面的再入制导方法^[7-12]、考虑准平衡滑翔的再入制导方法^[13]等。美国阿波罗计划中使用了基于阻力加速度剖面规划再入轨迹的标准轨迹法,其核心思想为将各种约束条件转化为阻力加速度-速度再入走廊,并通过调解飞行器攻角和侧滑角跟踪参考阻力加速度剖面^[7]。在该方法基础上,后续研究又针对纵向和横向加速度剖面同时规划^[8-9]、基于阻力加速度和能量剖面的轨迹规划^[10]、基于剩余航程的加速度剖面更新^[11]、倾侧角反转策略^[12]等方面进行了完善。考虑准平衡滑翔的再入制导方法则基于平衡滑翔条件,将相关约束转化为倾侧角-速度再入走廊^[13]。在轨迹规划方面,以实际飞行状态为初值的在线轨迹规划方法成为当前研究热点,常用方法包括直接打靶法^[14]、最优规划法^[15]、序列二次规划法^[16-17]等。

轨迹跟踪从方法上可分为线性跟踪和非线性跟踪。线性跟踪控制方法为对轨迹状态的直接跟踪,包括PID控制^[18]、线性二次调节器(Linear Quadratic Regulator, LQR)^[19]、伪谱法^[20]等。非线性轨迹跟踪法充分考虑动力学模型中的非线性因素,实现对标准轨迹参数如阻力加速度等的渐进跟踪,通常采用反馈线性化^[21]、自适应控制^[22]、滑模控制^[23]等方法。从轨迹跟踪策略方面而言,轨迹跟踪又可分为纵横向分离制导和纵横向同时制导^[24]。其中,纵向制导往往采用攻角和倾侧角实现;在横向轨迹跟踪方面,目前主要包括倾侧角反转控制逻辑^[25]、横向参考轨迹跟踪^[26]等。其中,倾侧角反转控制往往依据剩余航程、横向航程等信息,设计倾侧角反转位置或时间,实现横向跟踪^[25];横向参考轨迹跟踪则直接对参考轨迹进行跟踪^[26]。

2.2 预测制导法

预测制导法通过实时计算再入轨迹落点和理论落点的误差,结合最大过载和最大热流等约束,产生控制指令,消除实际轨迹的预报落点与理论落点位置之间的偏差,实现飞行器制导。其优点为落点精度高、对再入初始条件不敏感,缺点为需要在线实时计算、对机载计算机性能要求高。

其中,落点预测方法分为数值预测方法和解析预测方法^[6]。其中,解析预测方法对初始条件不确定具有一定的鲁棒性,但推导较为繁琐,前期研究主要集中在模型条件合理简化下的精确解析模型推导方面,包括弹道解析解^[27]、终段速度和射程解析预测^[28]、三维解析解^[29]等。数值预测方法实施起来比较容易,但由于要对运动方程进行积分,计算速度较慢,对机载计算机要求较高,常用方法包括龙格-库塔积分法^[20]、牛顿迭代法等。随着弹载计算机性能不断增强,目前研究逐渐向数值预测方法转移。

预测制导法方面,目前研究方向包括快速准确积分算

法^[30]、多约束下轨迹预测方法^[31]、初始条件大范围散布下制导方法^[32]、获取预测轨迹后制导律^[33-35]等,常用制导律包括倾侧角反转逻辑^[33]、纵横向轨迹同时跟踪^[34]、奇异扰动理论和虚拟目标导引^[35]等。

2.3 混合制导法

标准轨迹制导法和预测制导法各有优缺点,为满足高超声速飞行器多任务需求,亦可将两种方法相结合,即混合制导。一种混合制导思路为:对全程飞行轨迹进行离线规划得到标准轨迹,将标准轨迹进行分段得到若干航路点,在航路点之间进行在线预测校正制导^[36]。目前混合制导方面研究包括倾侧角动态调整制导律^[37]、基于最优控制的混合制导^[38]、基于高斯伪谱方法的分段预测混合制导方法^[39]等。

3 控制方法

在吸气式高超声速飞行器控制方面,变增益控制、线性变参数等线性控制方法,反馈线性化、动态逆、自适应控制、滑模变结构等非线性控制方法,反演控制等直接控制方法,以及神经网络、模糊控制、预测控制和人工智能等现代控制方法均有应用。

3.1 变增益控制

变增益控制方法将飞行包络划分为不同区域,针对各区域,基于小扰动线性化原理,将飞行器运动模型线性化,采用经典线性控制理论对各单点开展控制器设计,然后通过插值等方式获取全包络控制律^[2]。该方法技术成熟、简单、可靠,在工程实践中得到了广泛应用。但吸气式高超声速飞行器存在高非线性和强耦合特性,由于变增益控制器按开环设计,当系统动态特性或扰动特性明显时,无法满足所有点的稳定性或控制精度要求。美国高超声速飞行验证机 X-33 采用的即为基于 PID 的变增益控制^[5]。

3.2 线性变参数

线性变参数控制(Linear Parameter-Varing, LPV)方法是通过选择适当的调度参数,在参数空间内将非线性系统的状态空间矩阵表示为调度参数的连续函数,从而使被控对象的时变非线性模型转换为具有线性形式的 LPV 模型,从而基于线性系统设计方法设计控制器^[40]。该方法是一种保证系统稳定性和动态性能的变增益技术。设计相对简单,技术比较成熟,不受计算机运算速度的限制。当飞行器动态特性和扰动特性过于显著时,控制效果较差,鲁棒性有限。

3.3 反馈线性化

反馈线性化(Feedback Linearization)方法针对高超声速飞行器非线性模型,基于微分几何理论,通过输入输出反馈线性化,将非线性系统的动态特性转换为线性动态特性,用期望的动态去消除或取代系统中存在的不完整或不期望的动态^[2],采用成熟的线性系统理论进行控制器的设计。该方法不同于传统小扰动线性化,将非线性系统精确线性化,包括泰勒公式的高阶项。反馈线性化方法要求系统能建立精确的数学模型,不具备对参数和模型变化的鲁棒性^[41]。在采用反馈线性化对系统进行线性化后,也可采用最优控制、

滑模控制等方法设计控制器,提高系统性能。

3.4 动态逆方法

动态逆方法对被控对象的非线性时变耦合特性进行精确建模,构成在线的时变控制器使系统成为伪线性系统,然后用线性系统理论完成控制器的设计^[42]。该方法比较简单,适合非线性、强耦合、多变量和时变系统的控制,要求非线性模型能够动态求逆,对模型误差敏感,鲁棒性不强。由于高超声速飞行器精确非线性建模比较困难,限制了其应用。由于用于动态逆计算的模型存在不确定性因素,导致逆误差的存在,所以需考虑逆误差补偿问题^[43]。

3.5 自适应控制

自适应控制方法是一种控制器参数能够在线自适应变化,控制律根据对象的动态特性进行调整的控制方法^[44],分为直接自适应控制和间接自适应控制两类。直接自适应控制直接整定系统参数,间接自适应控制在线辨识系统参数,进而设计控制器。目前趋势为将智能控制方法和自适应控制理论结合^[45]。自适应控制方法主要用于参数时变或者参数具有不确定性的多变量系统,综合解耦、辨识以及控制设计的过程。多变量自适应控制方法需在线对被控对象的数学模型进行辨识,使算法复杂度高,飞控计算机压力增大。

3.6 滑模变结构控制

滑模变结构控制方法通过设计滑模面和切换控制使系统沿滑模面运动。该方法对系统参数摄动和外部干扰具有良好适应性和强鲁棒性,广泛应用于飞行器不确定性控制中^[46]。与自适应方法相比,无需系统在线辨识,减少了机载计算机工作量。由于切换存在时间滞后、空间滞后以及惯性影响,在滑模面上会出现锯齿形轨迹,即抖振问题。

3.7 反演控制

反演控制方法是一种将微分几何理论与李亚谱诺夫稳定性理论结合起来的控制方法,不依赖于求逆的非线性系统自适应控制方案,将复杂的非线性系统分解成不超过系统阶数的子系统,每个子系统设计李亚谱诺夫函数和中间虚拟控制律,一直反推到整个系统,从而实现系统全局稳定或跟踪^[47]。该方法优点在于对系统非线性约束条件要求低,缺点在于每一步需对虚拟控制律进行重新计算,设计过程复杂。

4 发展趋势分析

4.1 制导姿控一体化设计

吸气式高超声速飞行器一般采用乘波体外形,其超燃冲压发动机进气道通常位于机体腹下部,为保证发动机正常进气,要求飞行器在跟踪标准飞行轨迹时,全程保持正攻角飞行;超燃冲压发动机点火及工作过程对飞行器飞行参数要求严格,对控制精度提出了较高要求。此外,由于高超声速飞行器飞行速度快,轨迹参数变化快,与传统弹道式飞行器相比,制导与姿控间耦合关系要强烈得多,传统制导姿控回路独立设计方法可能无法实现系统总体性能指标最优,需开展制导姿控一体化设计^[3,4,6]。

目前工程上常采用倾斜转弯(Back-to-turn, BTT)控制技术解决发动机进气和轨迹跟踪问题,其主要思路为当出现负过载弹道时,先控制飞行器绕x轴滚转,产生负过载,在转弯过程中实现侧滑角为零,并保持飞行攻角为正。但采用该方法时仍需解决运动学耦合、惯性耦合以及控制耦合问题^[4]。

4.2 多约束条件下制导与控制

高超声速飞行器飞行包线大、飞行参数变化剧烈,导致分离、热防护、结构、动力等各系统的设计工况均较为恶劣。反之而言,即各系统均会对飞行轨迹和姿态参数等提出相应的反约束。如何实现多约束条件下精确打击与稳定飞行,提高飞行器综合性能指标,成为制导与控制系统设计需解决的问题^[1-5]。

4.3 轨迹在线重规划

吸气式高超声速飞行器往往要求飞行器制导系统具备在线实时轨迹重规划能力。由于飞行器模型不确定性、高非线性以及强耦合性等特点,在不同初始条件下,满足各种设计约束的轨迹在线规划需求给制导系统设计带来了挑战,亟需结合现代控制理论与智能优化算法开展快速智能轨迹优化方法研究^[13]。

4.4 气动伺服热弹性问题

目前已有文献中,考虑气动伺服热弹性的控制方法相对较少。由于高超声速飞行器细长体外形特性,其弹性对控制的影响不可忽略。另一方面,由于气动加热导致热力学特性变化,引起材料特性变化,导致系统结构模态频率变化,进而影响飞行控制。后续吸气式高超声速飞行器控制方法研究中,有待进一步分析气动伺服热弹性影响以及解决方法^[48]。

5 结束语

吸气式高超声速飞行器具有的高非线性、强耦合性、不确定性和多约束等特点,给制导与控制系统设计带来了巨大挑战,使其成为当前控制学科研究的热点。目前大部分研究尚停留在方法设计和仿真分析阶段,离实际工程应用存在一定差距。本文系统介绍了吸气式高超声速飞行器制导和控制方法,分析了各种方法的优缺点,并对吸气式高超声速飞行器制导与控制技术发展趋势进行了展望。

参考文献:

[1] 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):1776-1786.

[2] 姜伟,王宏力,陆敬辉,等.吸气式高超声速飞行器控制方法研究进展[J].航空控制,2016,34(1):90-96.

[3] 王文博,范国超,许承东.临近空间高超声速飞行器制导与控制技术研究综述[J].战术导弹技术,2015(6):32-36.

[4] 闫杰,于云峰,凡永华,等.吸气式高超声速飞行器控制技术[M].西安:西北工业大学出版社,2015.

[5] B F, M M, A I P. Flight dynamics and control of air-breathing hypersonic vehicles: review and new directions: International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies[Z]. Norfolk, VA, 2003.

[6] 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):369-379.

[7] HARPOLD J C, GRAVES C A. Shuttle Entry Guidance [J]. Journal of Astronautical Sciences, 1979, 27(3): 239-268.

[8] MEASE K D. Entry Trajectory Tracking Law via Feedback Linearization[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1998, 21(5): 726-732.

[9] JOUHAUD F. Closed Loop Reentry Guidance Law of a Space Plane: Application to Hermes[J]. Acta Astronautica, 1992, 26(8-10): 577-585.

[10] ROENNEKE A J, MARKL A. Re-Entry Control of a Drag vs. Energy Profile[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1994, 17(5): 916-920.

[11] 潘乐飞,李国新.衍化的加速度再入制导律方案研究[J].计算机仿真,2007,24(2):22-25.

[12] 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.

[13] SHEN Z, LU P. Onboard Entry Trajectory Planning Expanded to Sub-Orbital Flight[R]. AIAA-2003-5736, 2003.

[14] SCHIERMAN J D, HULL J R, WARD D G. Adaptive Guidance with Trajectory Reshaping for Reusable Launch Vehicles[C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. USA: Monterey, 2002.

[15] KEVIN P. BOLLINO, I. MICHAEL ROSS. Optimal Nonlinear Feedback Guidance for Reentry Vehicles[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. [S. l.]: [s. n.], 2006.

[16] 李惠峰.高超声速飞行器制导与控制技术[M].北京:中国宇航出版社,2012.

[17] LU P. Entry Guidance and Trajectory Control for Reusable Launch Vehicle [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1997, 20(1): 143-149.

[18] 陈敬志,杨一栋.一种新的空间飞行器再入制导律研究[J].飞行力学,2007,25(3):58-61.

[19] DUKEMAN GREG A. Profile-following entry guidance using linear quadratic regulator theory [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Montherey, CA, 2002.

[20] RAO ANIL V, MEASE KENNETH D. Entry Trajectory Tracking Law via Feedback Linearization[J]. AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1998, 21(5): 726-740.

[21] 潘乐飞,李国新.可重复使用运载器预测-校正再入制导研究[J].飞行力学,2007,25(1):55-58.

- [22] 杨俊春,胡军,倪茂林.基于特征模型的再入飞行器自适应制导律设计[J].中国科学//信息科学,2008,38(12):2134-2149.
- [23] 彭双春,朱建文,汤国建,等.适于高超声速飞行器的三维非线性滑模制导律[J].系统工程与电子技术,2015,37(9):2080-2087.
- [24] 宋晨,周军,郭建国,等.高超声速飞行器基于路径跟踪的制导方法[J].宇航学报,2016,37(4):435-441.
- [25] SHEN Z, LU PING. Dynamic Lateral Entry Guidance Logic [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2004, 27(6):949-959.
- [26] SUDIR M, Tewari Ashish. Adaptive maneuvering entry guidance with ground-track control [J]. Aerospace Science and Technology, 2007, 11(2):419-431.
- [27] 高长生,荆武兴,郑立伟.再入弹道解析算法在新型制导律上的应用研究[J].宇航学报,2007(5):143-150.
- [28] Xu M L, Chen K J, Liu L H, et al. Quasi-equilibrium glide adaptive guidance for hypersonic vehicles [J]. Science China Technological Sciences, 2012, 55(3):856-866.
- [29] 胡正东,郭才发,蔡洪.天基对地打击动能武器再入解析预测制导技术[J].宇航学报,2009,30(3):1039-1051.
- [30] 胡建学,陈克俊,赵汉元,等.RLV再入标准轨道制导与轨道预测制导方法比较分析[J].国防科技大学学报,2007(1):26-29.
- [31] 李惠峰,谢陵.基于预测校正方法的RLV再入制导律设计[J].北京航空航天大学学报,2009,35(11):1344-1348.
- [32] YOUSSEF HUSESEIN, CHOWDHRY RAJIV S, LEE HOE-ARD. Predictor-corrector entry guidance for reusable launch vehicles [C]//In. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Montreal, Canada, 2001.
- [33] SHEN Z, LU PING. Dynamic Lateral Entry Guidance Logic [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2004, 27(6):949-959.
- [34] BHARADWAJ SANJAY, RAO ANIL V. MEASE KENNETH D. Entry Trajectory Tracking Law via Feedback Linearization [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1998, 21(5):726-732.
- [35] 胡诗国,方洋旺,张平,等.一种近空间高超声速飞行器的制导律设计与仿真[J].弹道学报,2011,23(3):7-12.
- [36] 王青,莫华东,吴振东,等.基于能量的高超声速飞行器再入混合制导方法[J].北京航空航天大学学报,2014,40(5):579-584.
- [37] MASCIARELLI J P, WESTHELLE C, GRAVE C. Aerocapture guidance performance for the neptune orbiter [C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Rhode Island; AIAA, 2004:1-7.
- [38] 王俊波,田源,任章.基于最优化问题的混合再入制导方法[J].北京航空航天大学学报,2010,36(1):736-740.
- [39] 水尊师,周军,葛致磊.基于高斯伪谱方法的再入飞行器预测校正制导方法研究[J].宇航学报,2011,32(6):1249-1255.
- [40] CAI G B, DUAN G R, HU C H, et al. A Velocity-Based LPV Modeling and Control Framework for an Air-breathing Hypersonic Vehicle [J]. International Journal of Innovative Computing, Information and Control, 2011, 7(5A):2269-2281.
- [41] FISHER J R. Aircraft control using nonlinear dynamic inversion in conjunction with adaptive robust control [D]. USA: Texas A&M University, 2004.
- [42] BRINKER J S, WISE K A. Stability and flying qualities robustness of a dynamic inversion aircraft control law [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1996, 19(6):1270-1277.
- [43] WAN J, WANG Q, AI J L. Dynamic inversion-based control system of a hypersonic vehicle with model uncertainty, AIAA-2012-5965 [R]. Reston; AIAA, 2012.
- [44] NARENDRA K, LIN Y, VALAVANI L. Stable adaptive controller design, Part II: Proof of stability [J]. Automatic Control, IEEE Transactions on, 1978, 23(4):570-583.
- [45] DU Y, WU Q, JIANG C, et al. Adaptive robust predictive control for hypersonic vehicles using recurrent functional link artificial neural network [J]. International Journal of Innovative Computing, Information and Control, 2010, 6(12):5351-5365.
- [46] 胡跃明.变结构控制理论与应用[M].北京:科学出版社,2003.
- [47] 曹立佳,张胜修,刘毅男,等.带有自适应参数近似的块控反步飞行控制器设计[J].航空学报,2011,32(12):2259-2267.
- [48] 黄琳,段志生,杨剑影.近空间高超声速飞行器对控制科学的挑战[J].控制理论与原理,2011(10):1496-1505.
- [49] 刘艳雯,胡超芳.基于反步法的高超声速飞行器终端滑模控制[J].火力与指挥控制,2016(9):28-31.