

近空间高超声速飞行器控制的几个科学问题研究

孙长银^{1,2} 穆朝絮³ 余瑶²

摘要 近空间高超声速飞行器的特点给其建模和控制带来了新的问题. 本文首先分析高超声速飞行器的特点, 进一步给出大包络飞行的统一模型. 其次, 总结了高超声速飞行器巡航控制、再入姿态控制研究的现状, 强调了弹性、非最小相位、再入制导控制一体化设计等问题. 最后, 结合高超声速飞行器的发展, 阐述了高超声速目标的拦截问题, 提供未来可供研究的方向.

关键词 高超声速飞行器, 特性分析, 巡航控制, 再入控制, 拦截

引用格式 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. 自动化学报, 2013, 39(11): 1901–1913

DOI 10.3724/SP.J.1004.2013.01901

Some Control Problems for Near Space Hypersonic Vehicles

SUN Chang-Yin^{1,2} MU Chao-Xu³ YU Yao²

Abstract The characteristics of near space hypersonic vehicles have brought about new difficulty in modeling and control. Firstly, this paper analyzes some characteristics of hypersonic vehicles, and then puts forward the unified model in the large envelope flight. Secondly, an overview of current control studies on the cruising phase and the reentry phase is presented, where the problems of flexibility, non-minimum phase, integrated design of reentry guidance and control are emphasized. Finally, with the development of hypersonic vehicles, the interception issue of hypersonic targets is discussed, which provides the potentiality for future research.

Key words Hypersonic vehicles, characterization, cruising control, reentry control, intercepting

Citation Sun Chang-Yin, Mu Chao-Xu, Yu Yao. Some control problems for near space hypersonic vehicles. *Acta Automatica Sinica*, 2013, 39(11): 1901–1913

“近空间”是指高于普通航空器飞行空间, 而低于轨道飞行器运行空间, 距地面 20 km ~ 100 km 之间的区域. 近空间高超声速飞行器是航空与航天紧密联系的产物. 20 世纪 50 年代提出的超燃冲压发动机为高超声速飞行器提供了可靠的动力方式, 这种近空间高超声速飞行器被称为“吸气式高超声速飞行器”. 近期高超声速飞行器发展目标为高超声速巡航导弹和高超声速飞机, 主要执行大气层内的巡航任务, 远期发展目标为跨大气层飞行执行入轨任务的空天飞机.

近空间高超声速飞行器有巨大的军事和民用前景, 在情报收集、侦查监视、通讯保障等方面都具有

独特的优势. 二十世纪九十年代以来, 美国、日本、俄罗斯、法国、德国、印度和澳大利亚等国陆续取得了高超声速飞行技术上的重大突破和重要进展, 特别是美国已进入工程样机研制阶段. 目前, 我国也正在实施高超声速飞行器科技专项工程.

近空间高超声速飞行器的关键技术包括推进技术、总体技术、材料技术、导航制导与控制技术、试验验证技术等, 是多项前沿技术的高度综合^[1]. 高超声速飞行器是一个高动态、强耦合、快时变、不确定、带约束的多变量非线性系统. 复杂的动力学特性, 未知的飞行环境和严格的控制要求导致飞行器控制系统既要有灵活的操纵性, 又要有必要的鲁棒性与适应性, 这对控制理论与方法提出了极高的要求^[2]. 飞行控制是高超声速飞行技术的核心问题之一, 本文对近空间高超声速飞行器巡航和再入飞行控制中的若干问题进行综述, 总结之前的研究成果, 为后续研究提供依据和参考.

1 近空间高超声速飞行器特性及模型分析

1.1 近空间高超声速飞行器特性分析

为了实现高超声速飞行, 近空间高超声速飞行器需要跨越亚音速、跨音速、超音速三个阶段. 近空间特有的空间特征使得高超声速飞行器动态更加复杂. 总的说来, 近空间高超声速飞行器具有下列特

收稿日期 2013-07-10 录用日期 2013-07-15
Manuscript received July 10, 2013; accepted July 15, 2013
国家自然科学基金(61125306, 61304018), 国家自然科学基金重大研究计划(91016004)资助

Supported by National Natural Science Foundation of China (61125306, 61304018) and Major Research Program of National Natural Science Foundation (91016004)

庆祝《自动化学报》创刊 50 周年专刊约稿
Invited Articles for the Special Issue for the 50th Anniversary of Acta Automatica Sinica

1. 东南大学自动化学院 南京 210096 2. 北京科技大学自动化学院 北京 100083 3. 天津大学电气与自动化工程学院 天津 300072

1. School of Automation, Southeast University, Nanjing 210096
2. School of Automation and Electrical Engineering, University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083 3. Department of Electrical Engineering and Automation, Tianjin University, Tianjin 300072

点:

强非线性. 近空间高超声速飞行器跨越平流层、中间层和部分热层,这一区域空气压力和大气密度的变化范围大,环境温度变化复杂,使得飞行器的特性随飞行高度、速度变化呈现出强烈的非线性特性.

强耦合. 高超声速巡航飞行器主要存在着各种气推耦合^[3]. 由于在结构设计时,采用机身、发动机以及控制执行机构的一体化设计,这使得推进系统与飞行器气动之间存在强耦合. 气动参数会影响推进系统,推力和进气道的压力又受到俯仰控制舵面的影响. 前体进气道的压缩气流将产生升力和抬头力矩,而后体的喷管气流也将产生升力和低头力矩. 当飞行器的前后体气流压力在横侧向的作用力不一致时,还将会有滚转力矩扰动和偏航力矩扰动出现. 耦合导致了高超声速飞行器模型的非线性程度更高. 高超声速再入飞行器依靠气动力控制实现远距离机动飞行,由于动力系统关闭,主要存在着轨迹和姿态耦合问题.

模型不确定性和干扰. 高超声速飞行器在大气层内飞行时,高超声速气流引起局部流场中激波与边界层的干扰,会导致飞行器表面的热流率及局部压力的变化,而直接影响飞行器的气动力特性. 在高超声速条件下,飞行器表面烧蚀不可避免的引起机体气动外形变化,而造成控制系统的结构失真^[4-5]. 高超声速飞行器大的飞行包络使得控制模型参数容易受到高低空的气动力特性差异的影响,而大气特性的测量和气动特性的估算都是困难的. 因此,高超声速飞行器模型具有不确定性,模型参数也是高动态变化的. 高超声速飞行器的飞行状态容易受到许多随机干扰的影响. 对典型的高超声速飞行器布局而言,长周期模态是欠阻尼的,短周期模态是不稳定的,其静态稳定边界随着马赫数的增加降低,并且呈现非最小相位特征,使得飞行器在高超声速飞行时易受到随机干扰的影响.

约束和时变. 高超声速飞行器大攻角的舵效耦合必然使得飞行器在高速巡航过程中存在攻角、额定角速度、飞行器姿态等方面的约束. 在再入过程中,往往产生很大的热流密度、过载和动压,所以在制导控制系统设计中,要把热流密度、过载和动压所决定的飞行走廊约束考虑进去^[6]. 此外,高超声速飞行器具有明显的时变特性. 时变因素包括燃料消耗引起的高超声速飞行器质量变化,时变的非线性气动特性和气热特性等. 例如,某些气动参数是飞行高度和马赫数的非线性函数,而飞行高度和马赫数又是随时间大范围变化的^[7-8]. 空气舵舵效与速度高度相关,例如,在 5 马赫的速度下,飞行器在 10 000 m 高空的舵效相对 100 m 时下降了 1/3 以上,随着飞行时间的变化,空气舵可能难以提供足够

的控制力矩来满足操纵要求^[4]. 空气舵的舵回路响应时间长,导致制导回路延时比较长. 因此,如果在分析时能够将时变因素考虑进去,将会提高系统模型的准确性和控制性能.

1.2 近空间高超声速飞行器模型研究

由于高超声速飞行器自身动力学特性复杂及缺少建模所需的实验数据,在已有的研究成果中,多集中于高超声速飞行器纵向运动模型的研究. 早期的研究工作有美国 NASA 兰利研究中心在 1990 年给出的一种带翼锥形体构型的高超声速飞行器模型^[9]. 该模型公布了大多数的风洞试验气动数据,目前已成为各国学者进行飞行控制系统设计的主要模型. 许多学者对锥形体构型的飞行器建模进行了大量创新性的研究工作. Heller 等^[10]给出了锥形体构型高超声速飞行器的解析数学模型,奠定了后续工作的基础. 文献 [11-16] 在带翼锥形体高超飞行器建模方面也做了许多深入的探索工作. 1994 年,美国亚利桑那州立大学学者 Chavez 等给出了全面的一体化解析式空气动力学/推进系统分析方法^[17]. 美国空军实验室学者 Bolender 等对此方法做了详细的改进和扩展^[8],提出了一种包含弹性运动方程的纵向动力学模型. Williams 等^[18]在 2006 年进一步分析了吸气式高超声速飞行器的弹性模态,考虑了飞行器在飞行过程中质量以及结构的温度变化对弹性模态的影响. 2007 年, Parker 等^[19]忽略了该模型中的某些弱耦合和慢时变动态特性,利用曲线拟合的方法得到了飞行器的力和力矩方程,从而推出了一种面向控制的吸气式高超声速飞行器模型. 近年来,国内部分学者也做了许多关于近空间高超声速飞行器建模的工作, Yao 等^[20]给出了具有发动机安全边界的吸气式高超声速飞行器模型,深入分析了飞行器内部各种耦合作用. 文献 [21-23] 详细推导了一类锥形体构型的高超声速飞行器六自由度十二状态的数学模型,在不考虑地球曲率和自转的条件下,设计反作用控制系统 (Reaction control system, RCS) 配合舵面共同完成飞行器的姿态控制,绘制了不同飞行阶段气动参数随攻角、马赫数的变化曲线. 给出的近空间飞行器的大包络运动控制模型如下:

$$\dot{x} = V \cos \gamma \cos \chi \quad (1)$$

$$\dot{y} = V \cos \gamma \sin \chi \quad (2)$$

$$\dot{z} = -V \sin \gamma = -\dot{H} \quad (3)$$

$$\dot{V} = \frac{1}{M}(-D + Y \sin \beta - Mg \sin \gamma + T_x \cos \beta \times \cos \alpha + T_y \sin \beta + T_z \cos \beta \sin \alpha) \quad (4)$$

$$\dot{\chi} = \frac{1}{MV \cos \gamma} [L \sin \mu + Y \cos \mu \cos \beta + T_x (\sin \mu \times \sin \alpha - \cos \mu \sin \beta \cos \alpha) + T_y \cos \mu \cos \beta - T_z (\sin \mu \cos \alpha + \cos \mu \sin \beta \sin \alpha)] \quad (5)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{MV} [L \cos \mu - Y \sin \mu \cos \beta - Mg \cos \gamma + T_x (\cos \mu \sin \alpha + \sin \mu \sin \beta \cos \alpha) - T_z (\cos \mu \times \cos \alpha - \sin \mu \sin \beta \sin \alpha) - T_y \sin \mu \cos \beta] \quad (6)$$

$$\dot{\alpha} = q - \tan \beta (p \cos \alpha + r \sin \alpha) + \frac{1}{MV \cos \beta} \times (-L + Mg \cos \gamma \cos \mu - T_x \sin \alpha + T_z \cos \alpha) \quad (7)$$

$$\dot{\beta} = \frac{1}{MV} (Y \cos \beta + Mg \cos \gamma \sin \mu - T_x \sin \beta \cos \alpha + T_y \cos \beta - T_z \sin \beta \sin \alpha) + p \sin \alpha - r \cos \alpha \quad (8)$$

$$\dot{\mu} = \sec \beta (p \cos \alpha + r \sin \alpha) + \frac{1}{MV} [L \tan \gamma \sin \mu + L \tan \beta - Mg \cos \gamma \cos \mu \tan \beta + (T_x \sin \alpha - T_z \cos \alpha) (\tan \gamma \sin \mu + \tan \beta) - (T_x \cos \alpha + T_z \sin \alpha) \tan \gamma \cos \mu \sin \beta + (Y + T_y) \tan \gamma \cos \mu \cos \beta] \quad (9)$$

$$\dot{p} = I_{qr}^p qr + \dot{I}_p^p p + \frac{1}{I_{xx}} (l_A + l_T) \quad (10)$$

$$\dot{q} = I_{pr}^q pr + \dot{I}_q^q q + \frac{1}{I_{yy}} (m_A + m_T) \quad (11)$$

$$\dot{r} = I_{pq}^r pq + \dot{I}_r^r r + \frac{1}{I_{zz}} (n_A + n_T) \quad (12)$$

其中, $I_{qr}^p = -\frac{I_{zz} - I_{yy}}{I_{xx}}$, $\dot{I}_p^p = -\frac{\dot{I}_{xx}}{I_{xx}}$, $I_{pr}^q = -\frac{I_{xx} - I_{zz}}{I_{yy}}$, $\dot{I}_q^q = -\frac{\dot{I}_{yy}}{I_{yy}}$, $I_{pq}^r = -\frac{I_{yy} - I_{xx}}{I_{zz}}$, $\dot{I}_r^r = -\frac{\dot{I}_{zz}}{I_{zz}}$. x, y, z 是对地位置矢量, V, H 表示飞行器的速度和高度, $\chi, \gamma, \alpha, \beta, \mu$ 表示航迹方位角、航迹倾斜角、攻角、侧滑角和滚转角, p, q, r 分别是滚转、俯仰、偏航角速度, l_A, m_A, n_A 和 l_T, m_T, n_T 分别是气动力矩和滚转力矩、俯仰力矩、偏航力矩, 方程 (1) ~ (12) 确定了 12 个状态 $x, y, z, V, \chi, \gamma, \alpha, \beta, \mu, p, q, r$ 6 个自由度的非线性方程组, 也表明了 12 个状态变量与气动舵面提供的气动力矩 l_A, m_A, n_A 以及控制系统提供的力矩 l_T, m_T, n_T 之间复杂的非线性函数关系. T_x, T_y, T_z 表示在机体 x_b, y_b, z_b 方向上的推力.

考虑高超声速飞行器巡航控制问题时, 主要考虑飞行器纵向动态. 系统的速度 V 、攻角 α 、高度

H 、航迹倾斜角 γ 、俯仰角速度 q 等状态, 控制量主要为升降舵面和油门开度. 侧滑角 $\beta = 0$, 滚转角 $\mu = 0$, 航迹方位角 $\chi = 0$, 侧力 $Y = 0$, 上述状态方程可以被简化为

$$\dot{V} = \frac{T_x \cos \alpha + T_z \sin \alpha - D}{M} - g \sin \gamma \quad (13)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{L + T_x \sin \alpha - T_z \cos \alpha}{MV} - \frac{g \cos \gamma}{V} \quad (14)$$

$$\dot{H} = V \sin \gamma \quad (15)$$

$$\dot{\alpha} = q - \dot{\gamma} \quad (16)$$

$$\dot{q} = \frac{(I_{zz} - I_{xx})pr - \dot{I}_{yy}q + m_A + m_T}{I_{yy}} \quad (17)$$

该模型类似于美国 NASA 兰利研究中心开发的锥形体构型的高超声速飞行器模型. 在更改假设的条件下, 六自由度模型可以转换为锥形体高超声速飞行器模型.

高超声速飞行器无动力再入飞行时, 主要考虑姿态角和姿态角速率, 控制量主要包括气动舵面提供的控制量和 RCS 提供的控制量. 采用的状态量为攻角 α 、侧滑角 β 、滚转角 μ 、以及角速度 p, q, r . 再入控制设计的目标是根据期望的制导指令 Ω_c 给出合适的舵面偏角指令和反作用推力调制指令, 使得姿态角 Ω 可以快速准确的跟踪指令 Ω_c . 这里的飞行控制设计实际上包含两个过程: 姿态控制与控制分配. 姿态控制的目的是由 Ω_c 得到控制力矩; 控制分配的目的是将控制力矩分配到舵面偏角指令和反作用控制系统推力指令. 参考文献 [24-25], 无动力再入高超声速飞行器模型可由 6 自由度 12 状态方程 (7) ~ (12) 表示, 方程 (1) ~ (6) 在再入轨迹制导时使用. 再入飞行状态变量在时间尺度上具有明显差异, 利用奇异摄动理论, 将飞行器的状态分为快慢不同的两组变量, $\omega = (p, q, r)^T$ 是角速度矢量, 为系统快状态变量, $\Omega = (\alpha, \beta, \mu)^T$ 是由角速度矢量一次积分形成的, 为系统慢状态变量, 然后可以对高超声速飞行器的再入姿态控制分为快、慢的回路各自设计控制系统.

2 近空间高超声速飞行器巡航控制

2.1 线性控制方法

高超声速飞行器巡航控制问题主要基于纵向模型展开. 起初, 主要对近空间飞行器的线性模型进行控制系统的设计, 基本方法是利用有效的数学工具, 对高超声速飞行器非线性模型进行线性化, 然后针对得到的线性化模型设计飞行控制器. 文献 [10] 对高超声速飞行器纵向动态的配平点线性化模型, 提出了基于输出反馈的鲁棒控制器, 使得闭环系统

在模型不确定和变飞行条件情况下, 只用部分状态信息, 仍能够实现速度和高度跟踪控制. Marrison 等^[26] 对含有 28 个不确定参数的高超声速飞行器纵向动态模型, 提出了线性二次型随机鲁棒控制律, 达到了比较理想的控制效果. Naidu 等^[27] 针对高超声速飞行器纵向动态的线性化模型, 提出了基于 H_2 和 H_∞ 优化控制的解决方案. 国内学者 Gao 等^[28] 利用 LMI (Linear matrix inequality) 技术, 针对配平巡航条件下的线性化纵向模型, 给出了一种保性能的线性控制律设计方法. 文献 [29–30] 根据高超声速飞行器纵向运动方程在配平点的线性化模型, 分别利用 μ 分析和 L_1 自适应控制方法设计高超声速飞行器鲁棒控制系统. 文献 [31] 给出了 1996 年日本试飞的 Hyflex 弹性高超声速飞行器模型, 并为其线性模型设计了基于 LQR (Linear quadratic regulator) 的状态反馈控制器. 文献 [32] 对高超声速飞行器纵向/横侧向组合的线性化模型提出了模型参考自适应的控制方法. 文献 [33] 考虑了高超声速飞行器的多类不确定, 如俯仰运动、升力、质量和重心位置的不确定情况, 对纵向动态的配平点线性化模型设计了自适应控制器.

2.2 非线性控制方法

近空间高超声速飞行器本质上是高度非线性的, 线性控制方法很难克服系统中非线性因素、状态耦合、扰动、参数变化及状态约束的影响, 因此难以取得好的闭环控制性能. 在现有的高超声速飞行器非线性控制方法中, 可以大致分为基于非线性动态逆 (Nonlinear dynamic inversion, NDI) 或者反馈线性化的控制方法和其它非线性控制方法.

基于动态逆或者反馈线性化控制方法的特点是利用严格的非线性状态变换与反馈, 来抵消系统中难以处理的非线性特性, 使得抵消后的系统变为或近似为线性系统. Gunnarsson 等^[34] 对高超声速飞行器的纵向控制问题, 提出了基于动态逆和 μ 分析结合的方法. Wang 等^[35] 则采用了非线性动态逆与随机鲁棒结合的方法. Parker 等^[19] 在高超声速飞行器机理模型基础上建立了便于控制设计的模型, 提出了基于鲁棒二次调节器和近似反馈线性化结合的控制方法. Fiorentini 对高超声速飞行器纵向动态模型提出了基于非线性序贯环闭包 (Nonlinear sequential loop closure) 和自适应动态逆结合的自适应控制方法^[36]. 文献 [37] 考虑了控制输入情况, 针对高超声速飞行器纵向模型提出了一种改进的集成自适应控制方案. 文献 [38] 则对高超声速飞行器纵向模型提出了一种反馈线性化与多输入多输出自适应滑模控制结合的方法. 文献 [39] 对满足积分二次型约束的不确定高超声速飞行器, 提出了一种基

于反馈线性化和鲁棒极小极大控制的解决方案. 文献 [40] 采用滑模观测器观测高超声速飞行器未知状态, 再结合滑模控制器进行跟踪控制, 讨论了含有未知状态信息的高超声速飞行器的控制问题. 基于动态逆或者反馈线性化的方法要求高超声速飞行器模型具备反馈线性化的条件, 实际飞行器完全满足反馈线性化条件是困难的, 特别是有可能还存在着非最小相位动态. 此外, 当存在模型不精确或者干扰时, 反馈线性化方法本身不具有鲁棒性, 需要与其他的鲁棒控制方法结合使用.

增益调度控制方法是保证高超声速飞行器大包络飞行的一种有效解决方法. 美国的 X-43A 试飞过程就是采用增益调度的控制方法. 文献 [10] 对高超声速飞行器横侧向模型提出了基于增益调度和多模型特征值分配的控制设计方法. 另一种增益调度类方法是线性参数时变 (Linear parameter varying, LPV) 技术, 该方法将飞行器动态对调度变量的依赖考虑进去. 文献 [41] 采用变参数切换控制策略实现高超声速飞行器纵向模型速度、高度的跟踪控制. 文献 [42] 对高超声速飞行器纵向模型建立了快慢环的多胞线性变参数模型, 然后使用基于增益调度的切换控制器来实现跟踪控制. 文献 [43] 考虑了控制器冗余下的高超声速飞行器控制问题, 基于纵向模型提出了一种新的线性参数时变控制方法. 这类增益调度控制方法的局限性在于当系统建模不准确或者面临大扰动时, 难以保证满意的控制性能. 当飞行条件越来越复杂时, 对于参数/增益的设计过于琐碎复杂.

近几年来, 反步法 (Backstepping) 被应用于高超声速飞行器控制, 也出现了许多有意义的结果. 文献 [44] 采用模糊自适应系统对系统参数变化引起的不确定性进行辨识, 然后分别设计了基于动态逆的速度控制器和基于反步方法的高度控制器. 文献 [45] 将高超声速飞行器纵向模型合理简化为连续非线性系统的严格反馈形式, 采用欧拉法得到了飞行器近似的离散模型, 并利用反步方法设计了高超声速飞行器的离散控制器. 从实际角度来看, 考虑发动机的动态更具有研究意义. 因此, 文献 [46] 中控制器的设计考虑了发动机的动态, 给出了基于反步的控制器设计方法. 文献 [47] 基于小增益定理, 对高超声速飞行器纵向模型设计了反步控制系统, 针对飞行器迎角和航迹角难以测量的问题, 采用非线性观测器来估计系统的迎角和航迹角.

智能控制方法也开始广泛运用于高超声速飞行器的控制. 文献 [48–49] 分别提出了基于模糊逻辑控制和神经网络控制的解决方案. 另外, 文献 [50] 利用基于特征建模的全系数自适应控制理论, 针对大范围时变参数的高超声速飞行器, 提出了基于特

征模型的内外环控制方法, 该方法不但可以实现稳定的目标跟踪, 而且还可以保证飞行器的攻角变化满足一定的约束条件. 轨迹线性化 (Trajectory linearization control, TLC) 方法也被应用到高超声速飞行器巡航段的跟踪控制中, 文献 [51–52] 对高超声速飞行器纵向动态模型, 提出基于微分代数理论的轨迹线性化控制方法, 并取得了良好的控制效果. 还有滑模控制、有限时间控制、预测控制^[53–54] 等其他的一些控制方法. 文献 [55] 采用了二阶终端滑模方法为高超声速飞行器纵向模型设计控制器, 该控制方法能够提供连续的控制律和实现参考指令的快速跟踪. 文献 [56–57] 采用了积分滑模控制的方法对存在外界干扰的高超声速飞行器跟踪问题进行了有限时间控制的研究. 文献 [58] 将纵向模型中的一些非线性耦合项作为集总干扰, 采用非线性干扰观测器补偿干扰, 同时采用了有限时间控制技术, 为高超声速飞行器设计了跟踪控制器. 文献 [59] 基于非线性干扰观测器设计了鲁棒控制算法, 处理高超声速飞行器跟踪控制中存在的非匹配干扰问题. 在实际应用中, 高超声速飞行器的升降舵往往会受到物理机理的约束, 针对这方面的问题, Groves 等^[60] 提出了基于抗饱和控制的高超声速飞行器控制方法. 文献 [61] 考虑了系统中对状态和控制变量的非线性约束, 提出了基于模型预测控制的高超声速飞行器纵向控制方法.

2.3 弹性振动、非最小相位、耦合问题

上述巡航和再入的高超声速飞行器模型将飞行器视为刚体. 实际上, 在飞行器飞行速度较低时, 刚体姿态运动频率与结构振动频率相差很大, 结构振动属于高频振动. 但随着轻质复合材料的出现, 细长体或升力体的气动布局, 使得结构固有频率降低, 且结构载荷力随着飞行马赫数的升高而迅速增大, 出现了刚体运动与结构振动相耦合的情况. 弹性振动与刚体运动之间相互影响, 弹性振动改变飞行器部件与气流的相互作用, 从而改变气动力和气动力矩; 而刚体运动改变飞行器的压力分布, 从而影响弹性振动^[62]. 对高超声速飞行器弹性动态, 常采用具有自由边界的非均匀梁代替飞行器机身机翼等. 以一组交叉非均匀梁表示的弹性高超声速飞行器纵向弹性扰动的动力学方程表示为

$$\ddot{\eta}_i + 2\xi_i w_i \dot{\eta}_i + w_i^2 \eta_i = N_i, i = 1, \dots, n \quad (18)$$

其中, η_i 是飞行器弹性位移状态量, ξ_i 是结构阻尼, w_i 是结构自然震荡频率, N_i 是结构载荷力, i 是弹性模态数. 文献 [62] 给出了一种刚体与弹性运动完全解耦的高超声速飞行器纵向模型, 并研究弹性和刚体高超声速飞行器模型的开环极点分布. 可以得

到, 弹性振动对高度模态和长周期模态的影响可以忽略, 即弹性振动对高度、速度和航迹角的影响很小, 但攻角和俯仰角出现振荡, 说明弹性振动主要影响高超声速飞行器的短周期模态. 攻角和俯仰角的改变也很大程度上影响飞行器的弹性振动. 因而, 飞行器的弹性振动与飞行姿态密切相关. 文献 [63–64] 考虑了带有结构弹性模型的高超声速飞行器的跟踪控制问题, 利用动态逆和自适应控制方法设计了控制器. 文献 [65] 利用 L_1 自适应控制技术为带有结构弹性的高超声速飞行器设计了跟踪控制器. 文献 [36] 考虑带有气动热弹性的高超声速飞行器模型的控制问题, 设计了鲁棒控制器, 并利用 Lyapunov 函数理论分析了闭环系统的稳定性. 文献 [66] 对弹性高超声速飞行器建立了多胞 LPV 模型, 并设计了非脆弱 H_2 增益调度跟踪控制器以实现速度和高度的跟踪控制.

高超声速飞行器在一些情况下还有非最小相位特性. 例如, 对于采用尾部升降舵控制的飞行器来说, 飞行器的升降舵到航迹角通道具有非最小相位特性^[67–68]. 为此, Fiorentini 等^[69] 针对航迹角动态的非最小相位特性, 通过坐标变换将航迹角和俯仰动态变换成一个反馈前馈型子系统和反馈型子系统互联的形式, 然后通过饱和控制设计和输入状态稳定性方法, 得到了自适应高增益控制和低幅值反馈控制结合的非线性控制器.

高超声速飞行器的纵向运动和横侧向运动之间存在着强的耦合, 国内外公开发表的文献中几乎都没有考虑对包括纵向和横侧向在内的整体系统进行集成控制设计. 原因是: 单个纵向模型或者横侧向模型的控制设计已经比较复杂, 如果再考虑纵向和横侧向之间的耦合特性, 则控制设计更为复杂; 其次, 很难通过机理建模、系统辨识等方法, 精确确定纵向和横侧向之间的耦合项.

3 近空间高超声速飞行器再入控制

再入控制的主要任务是通过设计再入姿态控制器, 使得系统在完成制导指令跟踪的同时, 实现高超声速飞行器的安全稳定再入飞行. 再入控制是实现飞行器安全稳定飞行的重要保证, 对该问题的研究有着重要的理论意义和实际意义.

3.1 再入制导律的设计

目前制导律的设计主要有两种方法: 标准轨道制导法和预测校正制导法. 对于标准轨道制导法, 文献 [70] 基于纵向运动沿着实际轨道线性化的模型, 结合线性最优调节器原理设计了制导律, 但是没有考虑控制和轨迹的约束条件. 文献 [71] 提出了一种内外环的制导方法, 外环为优化的制导轨线, 内环为

基于线性二次调节器得到的反馈控制律. 针对预测校正制导法, 文献 [72] 采用模型预测控制设计了再入飞行器纵向制导方法. 文献 [73] 利用预测校正方法设计了满足轨迹约束的制导律. 文献 [74] 对低升阻比的再入飞行器提出了一种基于预测校正方法的自适应制导律, 文献 [75] 进一步给出了具有中高升阻比再入飞行器基于预测校正方法的制导律, 并在设计过程中考虑了任何可行的不等式约束. 为了得到更好的制导效果, 文献 [76] 给出了一种基于跟踪控制技术、数字预测校正技术和在线轨线生成的混合制导方法. 文献 [77] 结合最优化理论、标准轨道法和在几个有限特征点进行预测制导法, 提出了一种最优化制导方法.

标准制导法和预测校正往往需要求解大量的 Riccati 方程或线性矩阵不等式, 得到的制导律并不实用. 文献 [78] 和文献 [79] 分别提出了基于伪谱优化算法的制导方法, 避免了大量数学运算带来的问题. 未来的制导律设计, 可以把标准制导法和预测校正法有机的结合起来. 目前, 虽然已有一些这方面的成果, 如文献 [77, 80], 但还有很多的问题不够完善, 如怎样最优选取有限特征点进行预测制导、怎样把一些智能算法引入制导律的设计中来提高制导律的鲁棒性、自适应性和自主性等问题, 有待进一步加强研究.

3.2 控制力矩分配

控制力矩的分配是高超声速飞行器再入制导和控制中一个重要问题. 由于高超声速再入飞行器飞行的环境恶劣, 气动特性复杂, 只靠传统的气动操纵面难以保证飞行器的机动能力和敏捷性. 为此, 高超声速飞行器采用气动舵面和反作用控制系统进行复合控制. 气动舵面包括方向舵、升降副翼等. 由于操纵面数量多, 操纵面的控制方式和组合方式不唯一, 而且各类控制执行机构本身以及各操纵面之间都存在不同类型的约束和限制. 在这样的情况下, 必须考虑气动面和 RCS、气动面之间的控制分配问题. 文献 [81] 采用相平面的分析方法来设计气动面与 RCS 姿态控制, 但相平面只能用于单轴角运动姿态的控制分析, 不能对各轴角运动之间的耦合进行解耦分析. 文献 [82] 在 X-33 重构飞行控制上提出一种基于二次规划的控制分配方法, 操纵力矩与操纵面的关系认为是近似线性的. 文献 [83] 利用动态逆的控制策略来解算三轴所各需的控制力矩, 并且提出了一种混合规划策略, 在气动面与 RCS 两者之间的力矩采用链式递增分配, 在气动面饱和时才启动 RCS, 气动面所不足的控制力矩由 RCS 提供, 而气动面之间的力矩分配采用二次规划求解. 因此, 如何合理有效地解决异类混合多操纵面的分配与协调问题, 并

利用飞行器的控制余度产生最大的控制效能, 是一个关键问题. 由于操纵面的能力及空气动力学上的原因, 飞行器的这些操纵面都有一定的偏转限制, 因此对这些位置受限的操纵面设计分配律就转变成了一个受限控制量分配问题. 对受限控制量的分配问题需要知道飞行器的精确的操纵面气动效率. 现有的一些多操纵面控制分配设计方法通常假设操纵面的气动效率是线性变化的. 但是实际上, 高超声速飞行器的操纵面气动效率是非线性变化的, 其控制分配属于非线性控制分配问题.

因此, 对于再入过程中的控制力矩分配问题, 应结合高超声速飞行器的气动布局特点, 考虑各类变量 (如舵面偏转位置、速率等) 约束, 对高超声速飞行器操纵特性进行更精确地描述, 在多优化目标任务下展开受限控制量分配问题的优化设计与求解, 提出有效快速的分配算法, 并分析控制分配算法对于控制系统稳定性的影响等.

3.3 再入姿态控制

基于对现有文献的分析, 高超声速飞行器姿态控制问题的求解方法主要有增益调度、反馈线性化、自适应反步、滑模控制及轨迹线性化等.

马歇尔航天中心的 Hall 等^[84] 将小扰动线性化理论和增益调度相结合, 设计了俯仰、偏航和滚转通道的变结构 PID 控制器, 实现了对 X-33 姿态的稳定跟踪. 然而, 为了达到好的跟踪效果, 该方法要计算大量的增益预置表, 且只在预设轨迹附近有效, 当系统受到外界干扰较大时, 往往不能获得理想的跟踪效果. 佐治亚理工学院的 Johnson^[85] 基于自适应反馈线性化策略, 对 X-33 的姿态控制问题进行研究, 通过引入伪控制隔离器 (Pseudo control hedging), 克服神经网络可能导致的作动器饱和问题, 实现了不确定影响下飞行器姿态的稳定跟踪. 德克萨斯大学的 Lian 等^[86] 基于自适应反步, 对飞行器的再入姿态控制问题进行研究, 表明基于自适应反步的控制策略相比于增益调度和反馈线性化, 在实现姿态控制时能够获得更好的跟踪效果.

20 世纪 90 年代末, Shtessel 等^[87-88] 针对飞行器的上升模式和再入模式, 基于滑模理论对其姿态控制问题进行研究, 提出了基于单环和内外双环的两种滑模控制策略. 基于单环设计的滑模控制器需要对姿态误差进行高阶求导; 基于内外双环设计的滑模控制器, 避免了对姿态误差的高阶求导. 仿真结果表明, 两种滑模策略的控制效果几乎等同. 然而, 由于双环结构下的控制器设计避免了对跟踪误差的高阶求导, 因此, 在之后的研究中, 该控制策略受到了更多的关注. 2000 年, Shtessel 等^[89-90] 考虑有界干扰和不确定对姿态控制的影响, 基于内外双环

的滑模控制方法对姿态控制问题进行研究. 与之前研究的主要不同在于期望姿态角速率的获取上, 论文首先依据多时间尺度, 将系统划分为内外双环, 以俯仰、偏航和滚转角速率作为虚拟控制输入, 以制导指令作为系统的期望跟踪, 设计外环滑模控制器; 系统内环以飞行器的控制力矩作为输入, 设计滑模控制器, 实现对外环输出(姿态角速率)的跟踪控制; 整个系统最终通过控制力矩实现对制导指令的稳定跟踪, 并基于蒙特卡洛仿真对控制方法的鲁棒性进行了验证. 2002年, Shtessel等^[91]考虑外界干扰及飞行器部分操纵面失效可能导致的执行器饱和对姿态控制性能的影响, 在双环滑模控制结构的基础上, 基于时变滑模方法, 对高超声速飞行器的姿态跟踪控制问题进行研究. 对传统双环滑模控制器结构进行推广, 通过引入时变控制参数, 并利用PD特征值配置技术, 在保证系统稳定的前提下, 依据执行器的运行情况, 在线调整滑模面及边界层厚度, 有效抑制了执行器发生饱和的可能, 实现了对姿态角的有效控制. 2006年, Hall等^[92-93]为了改进系统的控制性能, 提高其抗干扰能力, 在双环滑模控制的基础上, 加入了具有自适应增益算法的滑模干扰观测器, 用以估计再入过程中的干扰及不确定, 该方法在不降低系统鲁棒性的同时, 实现了对给定制导指令的稳定跟踪. 此外, 国内外的其他学者, 基于滑模理论对飞行器的再入姿态控问题, 也进行了很多的研究工作, 但整个控制系统的设计主要还是围绕Shtessel和Hall的研究思路展开, 具体可参见文献[94-97]. 尽管双环的滑模控制策略在再入姿态控制中能够获得比较好的跟踪效果, 但在双环结构下, 整个控制系统的稳定性分析比较繁琐, 且内外环控制参数的选择也依赖于一定的工程背景.

俄亥俄大学的Zhu等^[98]首次将轨迹线性化应用到X-33再入段的姿态控制中, 作者依据给定的制导指令, 通过设计飞行器的伪逆模型, 获得系统的标称轨迹, 在此基础上, 构建基于误差动态的线性时变系统, 并利用PD特征值方法设计控制律, 实现对姿态跟踪误差的有效调节. Bevacqua等^[99]在轨迹线性化设计中, 通过引入时变带宽算法, 在实现姿态控制的同时, 提高了系统在执行器饱和及高动压等极限状态下的控制性能. 尽管, TLC能够通过时变带宽技术来增强系统的控制性能, 改善其鲁棒性, 但由于系统自身的限制, 闭环系统的带宽不能任意配置, 只能限定在一定的范围之内, 限制了TLC的工程应用. 为了进一步提高系统的鲁棒性, 文献[100-102]将干扰观测器和轨迹线性化控制方法相结合, 通过设计干扰观测器来估计和补偿不确定对系统性能的影响, 仿真结果表明, 加入干扰观测器的轨迹线性化控制策略, 在不降低系统跟踪性能的同时, 能够有效

抵制外界不确定及干扰的影响, 提高了系统的鲁棒性. TLC作为一种新兴的控制策略, 也存在着不足. 由于非线性时变反馈调节律的设计理论尚未成熟, 目前TLC设计中, 闭环系统的误差调节器基于线性时变系统的状态反馈控制律来实现, 虽然可以获得沿标称状态的指数收敛, 但却是局部的, 文献[103]指出, 当控制系统存在较大的不确定时, TLC的控制性能将大幅度降低甚至失效. 结合干扰观测器的滑模控制策略或轨迹线性化控制策略, 在设计过程中都需要对外界的干扰及不确定进行在线估计, 增加了计算的负担和控制器的设计难度, 难以满足高超声速飞行器实时性的要求.

高超声速再入飞行器的制导和控制系统是一个非常复杂的耦合系统, 进行制导和控制设计时, 传统的方法是把制导回路和控制回路分开设计, 根据各自模型的特点, 寻求合适的控制方法, 这样可以降低制导和控制系统设计的复杂性, 但是往往两者结合起来, 就不能保证再入飞行器的整体的精确性和稳定性. 研究制导和再入控制的一体化设计, 可以提高再入飞行器的制导精度和综合性能, 也是未来再入控制发展的趋势.

4 高超声速目标拦截

近空间高超声速飞行器速度快、机动性好, 能够短时间完成全球部署, 已显示出武器化的端倪^[104]. 近空间高超声速飞行器加剧了太空军事化的竞争, 已成为世界各军事强国共同关注的热点课题, 它将改变未来战争的作战样式, 对国家安全产生战略性的影响. 在高超声速武器尚未实际应用前, 开展有效的拦截防御技术的研究, 对国家安全具有重要的意义.

高速飞行器的拦截技术以空间飞行器和大气层内的飞行器为主要拦截对象. 美国自八十年代以来研制和试验了大量动能拦截器, 用于反卫星或大气层外弹道导弹的中段拦截. 对于大气层内的武器拦截, 美国基于大气层内轻型射弹技术, 重点研究大气层内轻型拦截器及先进导引头、精确制导技术等, 以对付大气层内弹道导弹的威胁. 高超声速目标的拦截与传统的导弹拦截有着很大的不同. 高超声速目标一般飞行在20 km~100 km的近空间, 飞行高度高且速度快, 拦截系统的反应时间短, 是现有精确制导武器的拦截盲区; 高超声速目标在气动力作用下侧向机动能力强, 具有机动变轨能力, 甚至可以跳跃飞行, 对拦截系统的制导技术提出了巨大的挑战; 高超声速目标飞行的空天环境电磁信号密集, 信号干扰严重, 目标探测极为困难. 因此, 飞行空域、飞行速度、大的机动范围以及波浪式的飞行弹道等因素, 使得传统的拦截技术难以应用于高超声速目标的拦

截, 迫切需要研究新的制导控制方法, 解决高超声速目标拦截的问题。

高超声速目标的飞行过程可以分为助推段、巡航段和再入段。高超声速目标的拦截涉及早期预警、探测跟踪、拦截器发射、中制导和末制导阶段。目标的助推段和初始巡航段, 是早期预警探测区域; 巡航段的目标, 受超燃冲压发动机工作的限制, 不能进行大过载运动, 机动能力较弱, 是探测跟踪、拦截器发射和中制导阶段; 再入段目标发动机熄火, 机动性强且弹道不固定, 末制导段精确导引拦截器是拦截成功的关键。高超声速目标拦截采取的方式是碰撞击毁, 为保证拦截成功概率, 一般采用多拦截器协调拦截的方案。多拦截器协调拦截在水面舰艇饱和攻击、无人机编队飞行等领域已经进行了研究。由于高超声速目标飞行环境和飞行模式的特殊性, 需要考虑飞行速度、飞行环境、飞行弹道和飞行约束等问题, 研究适用于高超声速目标特性的多拦截器协调制导控制技术, 是解决高超声速目标拦截问题的关键。

高超声速目标多拦截器协调制导控制问题包含了探测跟踪、协同感知、协同制导和协同控制等多项关键技术。高超声速目标多拦截器的协同感知和探测跟踪是目标拦截的基础。协同制导与协同控制是高超声速目标拦截的关键。在信息感知和跟踪方面, 文献 [105] 研究了三维环境中的多机器人动态目标协作观测的问题, 以扩展集员估计方法为基础, 将信息融合过程与算法本身存在的集合运算环节相结合, 提出了一种高精度的多机器人观测信息融合方法, 实现了多机器人的协同探测。文献 [106] 采用递阶分布式融合估计结构, 提出一种分布式无色信息滤波算法, 建立目标状态融合的模型, 用于提高多无人机分布式协同信息感知和融合方法。文献 [107] 分析了临近空间高超声速飞行器探测的难点, 并在此基础上总结了国外临近空间高超声速飞行器探测系统发展情况。文献 [108] 通过参考美国 X-43A 高超声速飞行器试验飞行弹道, 建立了临近空间高超声速目标的运动模型, 提出了一种基于模型自适应滤波的高超声速目标跟踪算法。在协同制导方面, 文献 [109] 根据制导约束条件的不同, 将多导弹协同制导律分为弹着时间、终端角度、终端速度分别约束, 以及弹着时间与终端角度同时约束四类, 并系统的论述了各类导引律的方法和特点, 为多导弹协同制导律的优化设计提供参考。文献 [110] 根据多导弹协同攻击的特点和要求, 提出基于导引时间限制和变量协调策略的一种双层协同制导结构。文献 [111] 利用图论与一致性理论, 分析研究了网络拓扑跳变时的分布式协同制导问题, 实现了协同末制导时间的一致性。文献 [112] 对反舰导弹提出了一种基于时间和攻击角度约束的协同制导律。文献 [113] 提出了一

种基于角度约束的有限时间收敛的制导律设计方法。多拦截器系统协同控制可以借鉴多智能体协同控制方法。在多无人机协同控制领域, 主要体现在无人机编队和协同控制两个方面, 包括了通信拓扑、控制稳定性、任务分配和任务规划等问题。文献 [114] 通过多层数据融合, 研究了在有丢包、延时等情况下的目标实时跟踪问题, 并研究了多智能体分层跟踪和协同算法, 最终实现目标的拦截。文献 [115] 使用分布式卡尔曼滤波算法实现了多智能体对目标的协同跟踪。文献 [116] 设计了多智能体对目标的有限时间拦截算法。基于上面的分析, 高超声速目标的拦截问题尚处于初始研究阶段, 相关的控制理论和控制方法还很不完善, 需要借鉴卫星编队飞行、多无人机系统协调控制等现有的研究理论和方法为基础, 结合高超声速目标的特性进行多拦截器协同拦截的研究。

5 结语

本文总结了高超声速飞行器目前研究的热点问题, 包括特性和数学描述、巡航和再入控制方法等, 指出其中仍存在的问题, 如弹性问题、最小相位问题、制导控制一体化设计问题, 并对未来高超声速目标的拦截问题进行综述, 以引起研究者对这一新兴领域的重视。总的来说, 对高超声速飞行器控制相关问题的研究虽然取得了一定进展, 但尚有很多理论和应用上的问题需要认真分析解决。高超声速飞行器建模、巡航/再入控制、拦截问题中任一问题都相当复杂, 是空气动力学、高温气动热力学、信息控制科学等多个分支的交叉与融合, 在高超声速飞行器的建模、分析、设计、仿真和实验等研究中提炼出的新的控制难题和方法, 在发展高超声速飞行器技术的同时, 促进控制科学的发扬光大。

References

- Huang Lin, Duan Zhi-Sheng, Yang Ying. Several problems on control of modern aircraft. *Science and Technology Review*, 2008, **26**(20): 92-98
(黄琳, 段志生, 杨莹. 现代飞行器控制的几个科学问题. 科技导报, 2008, **26**(20): 92-98)
- Cui Er-Jie. Research statutes, development trends and key technical problems of near space flying vehicles. *Advances in Mechanics*, 2009, **39**(6): 658-673
(崔尔杰. 近空间飞行器研究发展现状及关键技术问题. 力学进展, 2009, **39**(6): 658-673)
- Clark A, Wu C, Mirmirani M, Choi S B. Development of an airframe-propulsion integrated hypersonic vehicle model. In: *Proceedings of the 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. AIAA 2006-218
- Zhang Jing-Nan, Sun Wei-Meng, Zheng Zhi-Qiang. Discussion of control technique of hypersonic weapon. *Aero Weaponry*, 2006, (4): 11-13
(张静男, 孙未蒙, 郑志强. 高超声速武器控制技术发展探讨. 航空兵器, 2006, (4): 11-13)

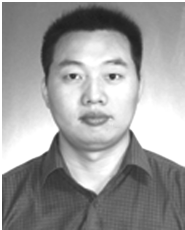
- 5 Fidan B, Mirmirani M, Ioannou P A. Flight dynamics and control of air-breathing hypersonic vehicles: review and new directions. In: Proceedings of the 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies. Norfolk, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003. AIAA 2003-7081
- 6 Yong En-Mi, Tang Guo-Jin, Chen Lei. Rapid trajectory planning for hypersonic unpowered long-range reentry vehicles with multi-constraints. *Journal of Astronautics*, 2008, **29**(1): 46–52
(雍恩米, 唐国金, 陈磊. 高超声速无动力远程滑翔飞行器多约束条件下的轨迹快速生成. 宇航学报, 2008, **29**(1): 46–52)
- 7 Wei Jian-Li, Yu Yun-Feng, Yan Jie. Research on robust control of hypersonic vehicle. *Journal of Astronautics*, 2008, **29**(5): 1526–1530
(尉建利, 于云峰, 闫杰. 高超声速飞行器鲁棒控制方法研究. 宇航学报, 2008, **29**(5): 1526–1530)
- 8 Bolender M A, Doman D B. Nonlinear longitudinal dynamical model of an air-breathing hypersonic vehicle. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, **44**(2): 374–387
- 9 Shaughnessy J D, Pinckney S Z, McMinn J D, Cruz C I, Kelley M L. Hypersonic Vehicle Simulation Model: Winged-Cone Configuration. NASA Technical Memorandum 102610, NASA Langley Research Center, USA, 1990
- 10 Heller M, Sachs G, Gunnarsson K S, Frank H, Rylander D. Flight dynamics and robust control of a hypersonic test vehicle with ramjet propulsion. In: Proceedings of the 8th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998. AIAA 1998-1521
- 11 Keshmiri S, Colgren R, Mirmirani M. Development of an aerodynamic database for a generic hypersonic air vehicle. In: Proceedings of the 2005 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. San Francisco, California: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005. AIAA 2005-6257
- 12 Colgren R, Keshmiri S, Mirmirani M. Nonlinear ten-degree-of-freedom dynamics model of a generic hypersonic vehicle. *Journal of Aircraft*, 2009, **46**(3): 800–813
- 13 Lee J. Modeling and Controller Design for Hypersonic Vehicles [Ph. D. dissertation], University of Kansas, USA, 2006
- 14 Huo Y, Mirmirani M, Ioannou P, Kuipers M. Altitude and velocity tracking control for an airbreathing hypersonic cruise vehicle. In: Proceedings of the 2006 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Keystone, Colorado: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. AIAA 2006-6695
- 15 Kuipers M, Mirmirani M, Ioannou P, Huo Y. Adaptive control of an aeroelastic airbreathing hypersonic cruise vehicle. In: Proceedings of the 2007 AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Hilton Head, South California: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007. AIAA 2007-6326
- 16 Kuipers M, Ioannou P, Fidan B. Robust adaptive multiple model controller design for an airbreathing hypersonic vehicle model. In: Proceedings of the 2008 AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Honolulu, Hawaii: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008. AIAA 2008-7142
- 17 Chavez F R, Schmidt D K. Analytical aeropropulsive-aeroelastic hypersonic-vehicle model with dynamic analysis. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1994, **17**(6): 1308–1319
- 18 Williams T, Bolender M A, Doman D B, Morataya O. An aerothermal flexible mode analysis of a hypersonic vehicle. In: Proceedings of the 2006 AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Keystone, Colorado: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. AIAA 2006-6647
- 19 Parker J T, Serrani A, Yurkovich S, Bolender M A, Doman D B. Control-oriented modeling of an air-breathing hypersonic vehicle. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, **30**(3): 856–869
- 20 Yao Z H, Bao W, Chang J, Yu D, Tang J. Modelling for couplings of an airframe-propulsion integrated hypersonic vehicle with engine safety boundaries. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2010, **224**(1): 43–55
- 21 Keshmiri S, Colgren R, Mirmirani M. Six-DOF modeling and simulation of a generic hypersonic vehicle for control and navigation purposes. In: Proceedings of the 2006 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Keystone, Colorado: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. AIAA 2006-6694
- 22 Zhang Jun, Jiang Chang-Sheng, Fang Wei. Variable structure near space vehicle control characteristics of large flight envelope. *Journal of Astronautics*, 2009, **30**(2): 543–549
(张军, 姜长生, 方炜. 变结构近空间飞行器大飞行包络控制特性研究. 宇航学报, 2009, **30**(2): 543–549)
- 23 Qian Cheng-Shan. Robust Control for Aerospace Vehicles Based on Multi-model [Ph. D. dissertation], Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, China, 2008
(钱承山. 空天飞行器多模型鲁棒控制研究 [博士学位论文], 南京航空航天大学, 中国, 2008)
- 24 Brockhaus R. *Flight Control*. Beijing: National Defence Industry Press, 1999
(布洛克豪斯. 飞行控制. 北京: 国防工业出版社, 1999)
- 25 Guo Suo-Feng, Shen Gong-Zhang, Wu Cheng-Fu. *Advanced Flight Control System*. Beijing: National Defence Industry Press, 2003
(郭锁凤, 申功璋, 吴成福. 先进飞行控制系统. 北京: 国防工业出版社, 2003)
- 26 Marrison C I, Stengel R F. Design of robust control systems for a hypersonic aircraft. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1998, **21**(1): 58–63
- 27 Naidu S D, Banda S S, Bufington J L. Unified approach to H_2 and H_∞ optimal control of a hypersonic vehicle. In: Proceedings of the 1999 American Control Conference. San Diego, California: IEEE, 1999. 2737–2741
- 28 Gao H J, Si Y L, Li H Y, Hu X X, Wang C H. Modeling and control of an air-breathing hypersonic vehicle. In: Proceedings of the 7th Asian Control Conference. Hong Kong, China: IEEE, 2009. 304–307
- 29 Lei Y, Cao C Y, Cliff E, Hovakimyan N, Kurdila A, Wise K. L_1 adaptive controller for air-breathing hypersonic vehicle with flexible body dynamics. In: Proceedings of the 2009 American Control Conference. Saint Louis, Missouri: IEEE, 2009. 3166–3171
- 30 Sigthorsson D O, Jankovsky P, Serrani A, Yurkovich S, Bolender M A, Doman D B. Robust linear output feedback control of an airbreathing hypersonic vehicle. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, **31**(4): 1052–1065
- 31 Ochi Y. Design of a flight controller for hypersonic flight experiment vehicle. *Asian Journal of Control*, 2004, **6**(3): 353–361

- 32 Mooij E. Numerical investigation of model reference adaptive control for hypersonic aircraft. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2001, **24**(2): 315–323
- 33 Gibson T E, Crespo L G, Annaswamy A M. Adaptive control of hypersonic vehicles in the presence of modeling uncertainties. In: Proceedings of the 2009 American Control Conference. Saint Louis, Missouri: IEEE, 2009. 3178–3183
- 34 Gunnarsson K S, Jacobsen J O. Design and simulation of a parameter varying controller for a fighter aircraft. In: Proceedings of the 2001 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Montreal, Canada: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001. AIAA 2001-4105
- 35 Wang Q, Stengel R F. Robust nonlinear control of a hypersonic aircraft. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, **23**(4): 577–585
- 36 Fiorentini L, Serrani A, Bolender M A, Doman D B. Nonlinear robust adaptive control of flexible air-breathing hypersonic vehicles. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2009, **32**(2): 402–417
- 37 Serrani A, Zinnecker A M, Fiorentini L, Bolender M A, Doman D B. Integrated adaptive guidance and control of constrained nonlinear air-breathing hypersonic vehicle models. In: Proceedings of the 2009 American Control Conference. Saint Louis, Missouri: IEEE, 2009. 3172–3177
- 38 Xu H J, Mirmirani M, Ioannou P. Adaptive sliding mode control design for a hypersonic flight vehicle. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2004, **27**(5): 829–838
- 39 Rehman O U, Fidan B, Petersen I. Minimax LQR control design for a hypersonic flight vehicle. In: Proceedings of the 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Bremen, Germany: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009. AIAA 2009-7291
- 40 Mu C X, Sun C Y, Yu X H. Observation and control for air-breathing hypersonic aircrafts based on sliding mode method. In: Proceedings of the 37th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society. Melbourne, Australia: IEEE, 2011. 3965–3970
- 41 Huang Y Q, Sun C Y, Qian C S, Wang L. Non-fragile switching tracking control for a flexible air-breathing hypersonic vehicle based on polytopic LPV model. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, **26**(4): 948–959
- 42 Huang Y Q, Sun C Y, Qian C S, Zhang J M, Wang L. Polytopic LPV modeling and gain-scheduled switching control for a flexible air-breathing hypersonic vehicle. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2013, **24**(1): 118–127
- 43 Sigthorsson D, Serrani A, Bolender M A, David D B. LPV control design for over-actuated hypersonic vehicles models. In: Proceedings of the 2009 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Illinois, Chicago: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009. AIAA 2009-6280
- 44 Gao Dao-Xiang, Sun Zeng-Qi, Luo Xiong, Du Tian-Rong. Fuzzy adaptive control for hypersonic vehicle via backstepping method. *Control Theory and Applications*, 2008, **25**(5): 805–810
(高道祥, 孙增圻, 罗熊, 杜天容. 基于 Backstepping 的高超声速飞行器模糊自适应控制. 控制理论与应用, 2008, **25**(5): 805–810)
- 45 Gao Dao-Xiang, Sun Zeng-Qi, Du Tian-Rong. Discrete-time controller design for hypersonic vehicle via back-stepping. *Control and Decision*, 2009, **24**(3): 459–463, 467
(高道祥, 孙增圻, 杜天容. 高超声速飞行器基于 Back-stepping 的离散控制器设计. 控制与决策, 2009, **24**(3): 459–463, 467)
- 46 Liu Yan-Bin, Lu Yu-Ping. Longitudinal inversion flight control based on backstepping for hypersonic vehicle. *Control and Decision*, 2007, **22**(3): 313–317
(刘燕斌, 陆宇平. 基于反步法的高超音速飞机纵向逆飞行控制. 控制与决策, 2007, **22**(3): 313–317)
- 47 Zong Q, Ji Y H, Zeng F L, Liu H L. Output feedback backstepping control for a generic hypersonic vehicle via small-gain theorem. *Aerospace Science and Technology*, 2012, **23**: 409–417
- 48 Zhou Z, Lin C F. Fuzzy logic based flight control system for hypersonic transporter. In: Proceedings of the 36th IEEE Conference on Decision and Control. San Diego, California: IEEE, 1997. 2730–2735
- 49 Xu H J, Mirmirani M, Ioannou P. Robust neural adaptive control of a hypersonic aircraft. In: Proceedings of the 2003 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Austin, Texas: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003. AIAA 2003-5641
- 50 Meng B, Wu H X. Adaptive control based on characteristic model for a hypersonic flight vehicle. In: Proceedings of the 26th Chinese Control Conference. Zhangjiajie, Hunan: IEEE, 2007. 720–724
- 51 Adami T A, Zhu J, Bolender M A, Doman D B, Oppenheimer M. Flight control of hypersonic scramjet vehicles using a differential algebraic approach. In: Proceedings of the 2006 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Keystone, Colorado: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. AIAA 2006-6559
- 52 Adami T A, Zhu J. Control of a flexible, hypersonic scramjet vehicle using a differential algebraic approach. In: Proceedings of the 2008 AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Honolulu, Hawaii: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008. AIAA 2008-7464
- 53 Mu Chao-Xu, Yu Xing-Huo, Sun Chang-Yin. Phase trajectory and transient analysis for nonsingular terminal sliding mode control systems. *Acta Automatica Sinica*, 2013, **39**(6): 902–908
(穆朝絮, 余星火, 孙长银. 非奇异终端滑模控制系统相轨迹和暂态分析. 自动化学报, 2013, **39**(6): 902–908)
- 54 Zhou Ying-Jiang, Wang Li, Sun Chang-Yin. Global asymptotic and finite-time stability for nonlinear systems. *Acta Automatica Sinica*, 2013, **39**(5): 664–672
(周映江, 王莉, 孙长银. 一类非线性系统的全局渐近稳定和有限时间镇定. 自动化学报, 2013, **39**(5): 664–672)
- 55 Zhang R M, Sun C Y, Zhang J M, Zhou Y J. Second-order terminal sliding mode control for hypersonic vehicle in cruising flight with sliding mode disturbance observer. *Journal of Control Theory and Applications*, 2013, **11**(2): 299–305
- 56 Sun H B, Li S H, Sun C Y. Finite time integral sliding mode control of hypersonic vehicles. *Nonlinear Dynamics*, 2013, **73**(1–2): 229–244
- 57 Sun H B, Li S H, Sun C Y. Robust adaptive integral-sliding-mode fault-tolerant control for airbreathing hypersonic vehicles. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, 2012, **226**(10): 1344–1355
- 58 Li S H, Sun H B, Sun C Y. Composite controller design for an airbreathing hypersonic vehicle. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, 2012, **226**(5): 651–664

- 59 Yang J, Li S H, Sun C Y, Guo L. Nonlinear-disturbance-observer-based robust flight control for airbreathing hypersonic vehicles. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2013, **49**(2): 1263–1275
- 60 Groves K P, Serrani A, Yurkovich S, Bolender M A, Doman D B. Anti-windup control for an air-breathing hypersonic vehicle model. In: Proceedings of the 2006 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Keystone, Colorado: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. AIAA 2006-6557
- 61 Vaddi S S, Sengupta P. Controller design for hypersonic vehicles accommodating nonlinear state and control constraints. In: Proceedings of the 2009 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Illinois, Chicago: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009. AIAA 2009-6286
- 62 Li Hui-Feng. *Guidance and Control Technology of Hypersonic Aircrafts*. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2012
(李惠峰. 高超声速飞行器制导与控制技术. 北京: 中国宇航出版社, 2012)
- 63 Sun H B, Li S H, Sun C Y. Non-fragile adaptive fault-tolerant controller design for an airbreathing hypersonic vehicle. In: Proceedings of the 31st Chinese Control Conference. Hefei, China: IEEE, 2012. 453–458
- 64 Sun H B, Li S H, Sun C Y. Adaptive fault-tolerant controller design for airbreathing hypersonic vehicle with input saturation. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2013, **24**(3): 488–499
- 65 Fiorentini L, Serrani A, Bolender M A, Doman D B. Nonlinear robust/adaptive controller design for an air-breathing hypersonic vehicle model. In: Proceedings of the 2007 AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Hilton Head, South California: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007. AIAA 2007-6329
- 66 Sun C Y, Huang Y Q, Qian C S, Wang L. On modeling and control of a flexible air-breathing hypersonic vehicle based on LPV method. *Frontiers of Electrical and Electronic Engineering*, 2012, **7**(1): 56–68
- 67 Bolender M A, Doman D B. Flight path angle dynamics of air-breathing hypersonic vehicles. In: Proceedings of the 2006 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Keystone, Colorado: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006. AIAA 2006-6692
- 68 Oppenheimer M W, Doman D B. Control of an unstable, nonminimum phase hypersonic vehicle model. In: Proceedings of the 2006 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, Montana: IEEE, 2006. 1–7
- 69 Fiorentini L, Serrani A, Bolender M A, Doman D B. Nonlinear control of non-minimum phase hypersonic vehicle models. In: Proceedings of the 2009 American Control Conference. Saint Louis, Missouri: IEEE, 2009. 3160–3165
- 70 Yang Jun-Chun, Ni Mao-Lin. Design of guidance law for reentry vehicles based on the solution of Riccati equation. *Aerospace Control*, 2006, **24**(4): 31–34
(杨俊春, 倪茂林. 基于 Riccati 方程解的再入飞行器制导律设计. 航天控制, 2006, **24**(4): 31–34)
- 71 Carson J M III, Epstein M S, MacMynowski D G, Murray R M. Optimal nonlinear guidance with inner-loop feedback for hypersonic re-entry. In: Proceedings of the 2006 American Control Conference. Minneapolis, Minnesota: IEEE, 2006. 5782–5787
- 72 Zhang J, Xiao Y Z, Bi Z F. Guidance method based on multi-model prediction for re-entry vehicles. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2008, **29**(Suppl): S20–S25
- 73 Li Hui-Feng, Xie Ling. Reentry guidance law design for RLV based on predictor-corrector method. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009, **35**(11): 1344–1348
(李惠峰, 谢陵. 基于预测校正方法的 RLV 再入制导律设计. 北京航空航天大学学报, 2009, **35**(11): 1344–1348)
- 74 Lu P. Predictor-corrector entry guidance for low-lifting vehicles. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, **31**(4): 1067–1075
- 75 Xue S B, Lu P. Constrained predictor-corrector entry guidance. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2010, **33**(4): 1273–1281
- 76 Hu Jian-Xue, Chen Ke-Jun, Zhao Han-Yuan, Yu Meng-Lun. Hybrid entry guidance for reusable launch vehicles. *Journal of Astronautics*, 2007, **28**(1): 213–217
(胡建学, 陈克俊, 赵汉元, 余梦伦. RLV 再入混合制导方法研究. 宇航学报, 2007, **28**(1): 213–217)
- 77 Wang Jun-Bo, Tian Yuan, Ren Zhang. Mixed guidance method for reentry vehicles based on optimization. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2010, **36**(6): 736–740
(王俊波, 田源, 任章. 基于最优化问题的混合再入制导方法. 北京航空航天大学学报, 2010, **36**(6): 736–740)
- 78 Chen Gang, Kang Xing-Wu, Yan Gui-Rong, Chen Shi-Lu. Real time robust adaptive reentry guidance law based on pseudo-spectral method. *Journal of System Simulation*, 2008, **20**(20): 5623–5626, 5634
(陈刚, 康兴无, 闫桂荣, 陈士鲁. 基于伪谱方法的自适应鲁棒实时再入制导律研究. 系统仿真学报, 2008, **20**(20): 5623–5626, 5634)
- 79 Tian B L, Zong Q. Optimal guidance for reentry vehicles based on indirect Legendre pseudospectral method. *Acta Astronautica*, 2011, **68**(7–8): 1176–1184
- 80 Hu Jian-Xue, Chen Ke-Jun, Zhao Han-Yuan, Yu Meng-Lun. Comparisons between reference-trajectory and predictor-corrector entry guidances for RLVs. *Journal of National University of Defense Technology*, 2007, **29**(1): 26–29, 34
(胡建学, 陈克俊, 赵汉元, 余梦伦. RLV 再入标准轨道制导与轨道预测制导方法比较分析. 国防科技大学学报, 2007, **29**(1): 26–29, 34)
- 81 Calhoun P C, Queen E M. Entry vehicle control system design for the mars science laboratory. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2006, **43**(2): 324–329
- 82 Burken J J, Lu P, Wu Z L, Bahm C. Two reconfigurable flight-control design methods: robust servomechanism and control allocation. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2001, **24**(3): 482–493
- 83 He Cheng-Long, Chen Xin, Yang Yi-Dong. Mixed programming control allocation for reusable launch vehicles using dynamic inverse calculating. *Systems Engineering and Electronics*, 2010, **32**(9): 1973–1976, 2008
(贺成龙, 陈欣, 杨一栋. 一种动态逆解算的 RLV 混合规划控制分配研究. 系统工程与电子技术, 2010, **32**(9): 1973–1976, 2008)
- 84 Hall C, Hodel A S, Hung J Y. Variable-structure PID control to prevent integrator windup. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2001, **48**(2): 442–451
- 85 Johnson E N. *Limited Authority Adaptive Flight Control*. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2000

- 86 Lian B H, Hurtado J E. Adaptive backstepping control based autopilot design for reentry vehicle. In: Proceedings of the 2004 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Providence, Rhode Island: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004. AIAA 2004-5328
- 87 Shtessel Y, Krupp D. Reusable launch vehicle trajectory control in sliding modes. In: Proceedings of the 1997 American Control Conference. Albuquerque, New Mexico: IEEE, 1997. 2557–2561
- 88 Shtessel Y, McDuffie J, Jackson M, Hall C, Gallaher M, Krupp D, et al. Sliding mode control of the X-33 vehicle in launch and re-entry modes. In: Proceedings of the 1998 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Boston, Massachusetts: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998. AIAA 1998-4414
- 89 Shtessel Y, Hall C, Jackson M. Reusable launch vehicle control in multiple-time-scale sliding modes. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, **23**(6): 1013–1020
- 90 Shtessel Y, Hall C. Multiple time scale sliding mode control of reusable launch vehicles in ascent and descent modes. In: Proceedings of the 2001 American control conference. Arlington, Virginia: IEEE, 2001. 4357–4362
- 91 Shtessel Y, Zhu J, Daniels D. Reusable launch vehicle attitude control using a time-varying sliding mode control technique. In: Proceedings of the 34th Southeastern Symposium on System Theory. Savannah, Georgia: IEEE, 2002. 81–85
- 92 Hall C, Shtessel Y. Sliding mode disturbance observer-based control for a reusable launch vehicle. In: Proceedings of the 2005 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. San Francisco, California: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005. AIAA 2005-6145
- 93 Hall C, Shtessel Y. Sliding mode disturbance observer-based control for a reusable launch vehicle. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006, **29**(6): 1315–1328
- 94 Shtessel Y, Strott J, Zhu J. Time-varying sliding mode control with sliding mode observer for reusable launch vehicle. In: Proceedings of the 2003 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Austin, Texas: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003. AIAA 2003-5362
- 95 Ning Guo-Dong, Zhang Shu-Guang, Fang Zhen-Ping. Entry control using sliding modes and state observer synthesis for reusable launch vehicle. *Journal of Astronautics*, 2007, **28**(1): 69–76
(宁国栋, 张曙光, 方振平. 可重复使用航天器基于状态估计的再入飞行滑模控制器设计研究. 宇航学报, 2007, **28**(1): 69–76)
- 96 Li Ke-Feng Tian Yuan, Ren Zhang. Advanced control method research for lift reentry flight. *Aerospace Shanghai*, 2006, **23**(4): 27–29, 33
(黎科峰, 田源, 任章. 升力式再入飞行器的先进控制方法研究. 上海航天, 2006, **23**(4): 27–29, 33)
- 97 Ji Peng-Fei, Zhou Jun. Variable structure attitude control algorithm of reentry vehicle. *Computer Simulation*, 2010, **27**(4): 53–56
(及鹏飞, 周军. 再入飞行器变结构姿态控制律设计与仿真. 计算机仿真, 2010, **27**(4): 53–56)
- 98 Zhu J, Banker B, Hall C. X-33 ascent flight control design by trajectory linearization—a singular perturbation approach. In: Proceedings of the 2000 AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Denver, Colorado: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000. AIAA 2000-4159
- 99 Bevacqua T, Best E, Huizenga A, Cooper D, Zhu J. Improved trajectory linearization flight controller for reusable launch vehicles. In: Proceedings of the 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004. AIAA 2004-875
- 100 Zhang Chun-Yu, Jiang Chang-Sheng, Zhu Liang. Trajectory linearization control for a aerospace vehicle based on fuzzy disturbance observer. *Journal of Astronautics*, 2007, **28**(1): 33–38
(张春雨, 姜长生, 朱亮. 基于模糊干扰观测器的空天飞行器轨迹线性化控制. 宇航学报, 2007, **28**(1): 33–38)
- 101 Zhu L, Jiang C S, Zhang C Y. Adaptive trajectory linearization control for aerospace vehicle based on rbfnm disturbance observer. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2008, **28**(3): 673–677
- 102 Zhu Liang, Jiang Chang-Sheng, Xue Ya-Li. Robust adaptive trajectory linearization control for aerospace vehicle using single hidden layer neural networks. *Acta Armamentarii*, 2008, **29**(1): 52–56
(朱亮, 姜长生, 薛雅莉. 基于单隐层神经网络的空天飞行器鲁棒自适应轨迹线性化控制. 兵工学报, 2008, **29**(1): 52–56)
- 103 Zhu Liang. Robust Adaptive Control for Uncertain Non-linear Systems and Its Applications to Aerospace Vehicles [Ph. D. dissertation], Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, China, 2006
(朱亮. 空天飞行器不确定非线性鲁棒自适应控制 [博士学位论文], 南京航空航天大学, 中国, 2006)
- 104 Yan Dai-Wei, Gu Liang-Xian, Guan Qian-Shan, Sun Ping. Combat effectiveness modeling and evaluation of hypersonic cruise missiles. *Acta Armamentarii*, 2007, **28**(6): 725–729
(阎代维, 谷良贤, 管千山, 孙平. 高超声速巡航导弹作战效能建模与评估. 兵工学报, 2007, **28**(6): 725–729)
- 105 Gu Feng, He Yu-Qing, Han Jian-Da, Wang Yue-Chao. An active cooperative observation method for multi-robots in three dimensional environments. *Acta Automatica Sinica*, 2010, **36**(10): 1443–1453
(谷丰, 何玉庆, 韩建达, 王越超. 三维环境中多机器人动态目标主动协作观测方法. 自动化学报, 2010, **36**(10): 1443–1453)
- 106 Wang Lin, Wang Nan, Zhu Hua-Yong, Shen Lin-Cheng. Distributed fusion estimation algorithm for multi-UAVs cooperative sensing. *Control and Decision*, 2010, **25**(6): 814–820
(王林, 王楠, 朱华勇, 沈林成. 一种面向多无人机协同感知的分布式融合估计方法. 控制与决策, 2010, **25**(6): 814–820)
- 107 Xiao Song, Tan Xian-Si, Wang Hong, Li Zhi-Huai. Research on the detection system of near-space hypersonic vehicle. *Winged Missiles Journal*, 2012, (6): 28–31
(肖松, 谭贤四, 王红, 李志淮. 国外临近空间高超声速飞行器探测系统研究. 飞航导弹, 2012, (6): 28–31)
- 108 Li Chang-Xi, Bi Hong-Kui, Wang Hong, Zhang Bing. A target tracking algorithm for hypersonic aircraft in near space. *Aerospace Electronic Warfare*, 2012, (4): 10–13
(李昌玺, 毕红葵, 王红, 张兵. 一种临近空间高超声速目标跟踪算法. 航天电子对抗, 2012, (4): 10–13)
- 109 Wang Jian-Qing, Li Fan, Zhao Jian-Hui, Wan Cong-Mei. Summary of guidance law based on cooperative attack of multi-missile method. *Flight Dynamics*, 2011, **29**(4): 6–10
(王建青, 李帆, 赵建辉, 万聪梅. 多导弹协同制导律综述. 飞行力学, 2011, **29**(4): 6–10)
- 110 Zhao S Y, Zhou R. Multi-missile cooperative guidance using coordination variables. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, **29**(6): 1605–1611

- 111 Peng Chen, Liu Xing, Wu Sen-Tang, Li Meng. Consensus problems in distributed cooperative terminal guidance time of multi-missiles. *Control and Decision*, 2010, **25**(10): 1557–1561, 1566
(彭琛, 刘星, 吴森堂, 李蕊. 多弹分布式协同末制导时间一致性研究. *控制与决策*. 2010, **25**(10): 1557–1561, 1566)
- 112 Harl N, Balakrishnan S N. Impact time and angle guidance with sliding mode control. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2012, **20**(6): 1436–1449
- 113 Fan Z E, Shi X J, Pan C P, Gu W J. A finite-time convergent variable structure guidance law with impact angle constraint. *Intelligence Computation and Evolutionary Computation, Advances in Intelligent Systems and Computing*. Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 2013, **180**: 513–519
- 114 Oh S, Schenato L, Chen P, Sastry S. Tracking and coordination of multiple agents using sensor networks: system design, algorithms and experiments. *Proceedings of the IEEE*, 2007, **95**(1): 234–254
- 115 Olfati-Saber R, Jalalkamali P. Collaborative target tracking using distributed Kalman filtering on mobile sensor networks. In: *Proceedings of the 2011 American Control Conference*. San Francisco, California: IEEE, 2011. 1100–1105
- 116 Wang X L, Hong Y G, Jiang Z P. Coverage tracking of a moving target by a group of mobile agents. In: *Proceedings of the 7th Asian Control Conference*. Hong Kong, China: IEEE, 2009. 332–337



孙长银 东南大学特聘教授. 2001 年和 2004 年分别获得东南大学自动化学院工学硕士、博士学位. 主要研究方向为飞行器控制, 非线性控制, 智能控制和优化理论. 本文通信作者.

E-mail: cysun@seu.edu.cn

(**SUN Chang-Yin** Distinguished professor of Southeast University. He

received the M.S. and Ph.D. degrees from School of Automation, Southeast University in 2001 and 2004 respectively. His research interest covers flight control, nonlinear control, intelligent control, and optimal theory. Corresponding author of this paper.)



穆朝絮 天津大学电气与自动化工程学院讲师. 2012 年获得东南大学控制理论与控制工程专业博士学位. 主要研究方向为飞行控制, 非线性系统变结构控制及应用. E-mail: cxmu@tju.edu.cn

(**MU Chao-Xu** Lecturer in the Department of Electrical Engineering and Automation, Tianjin University. She

received her Ph.D. degree in control theory and control engineering, Southeast University in 2012. Her research interest covers flight control, variable structure control for nonlinear systems and application.)



余瑶 北京科技大学自动化学院讲师. 2010 年获得清华大学自动化系博士学位. 主要研究方向为非线性控制, 鲁棒控制和时滞系统.

E-mail: yuyao@ustb.edu.cn

(**YU Yao** Lecturer with the School of Automation and Electrical Engineering, University of Science and Technology

Beijing. She received the Ph.D. degree from Department of Automation, Tsinghua University in 2010. Her research interest covers nonlinear control, robust control, and time-delay systems.)