

高超声速飞行器建模与自主控制技术 研究进展

宗群, 李勍, 尤明, 张睿隆, 朱婉婉

天津大学电气与自动化工程学院, 天津 300072

摘要 高超声速飞行器是国内外研究的热点问题。综述了高超声速飞行器建模与自主控制问题。阐明了高超声速飞行器的特点及控制难点, 列举了典型的高超声速飞行器模型, 从机理推导方法、计算流体力学(CFD)实验方法、模型简化技术和模型验证技术方面介绍了高超声速飞行器建模的研究进展, 从传统滑模控制、高阶滑模控制、反步控制、自适应控制、轨迹线性化控制方面阐述了高超声速飞行器自主控制的研究进展, 探讨了高超声速飞行器仿真平台开发的研究趋势。

关键词 高超声速飞行器; 建模; 自主控制; 仿真平台

高超声速飞行器是指飞行速度超过5倍音速的飞机、导弹、炮弹等有翼或无翼飞行器。高超声速技术为集航空、航天、材料、气动、控制、优化和计算机为一体的多学科交叉研究领域, 高超声速飞行器涉及发动机、结构外形设计、材料研制、气动受力分析、控制算法开发、优化和计算机等众多技术^[1-6], 是航空航天技术的战略制高点。这种飞行器在距离地面20~100 km的空域执行特定任务^[7], 既有航空技术的优势, 又有航天器不可比拟的优点, 既能在大气层内以高超声速进行巡航飞行, 又能穿越大气层进行再入轨道运行, 具有很高

的军事和民用价值, 是未来进入空间并控制空间, 保证控制优势的关键支柱, 同时也是对空间进行大规模开发的载体, 是一种具有广阔开发前景的飞行器。

高超声速飞行器的特点主要体现在4个方面: 模型结构非线性、模型参数非线性、约束条件非线性等引起的强非线性特性; 机体发动机一体化设计、流固耦合、弹性刚体耦合、通道耦合等引起的强耦合特性; 大空域飞行、高超声速流、质量变化等引起的快时变特性; 未建模动态、数据稀缺、弹性变形、随机干扰等引起的不确定特性, 如图1所示。

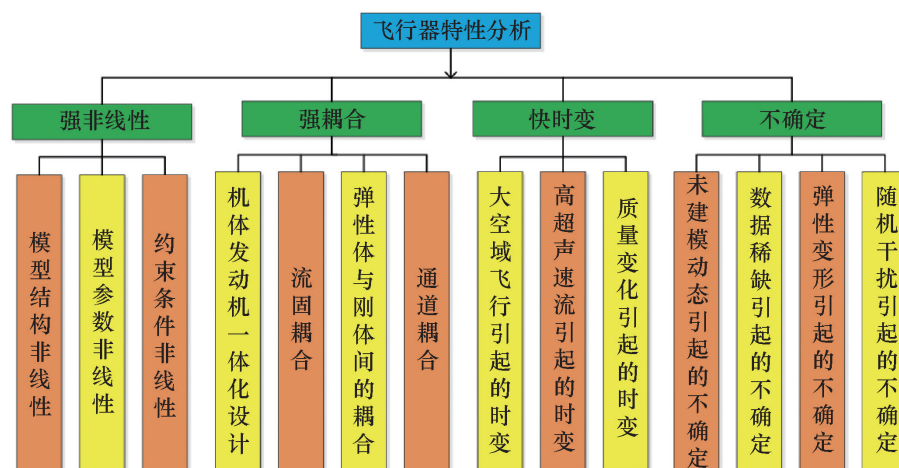


图1 高超声速飞行器特性

Fig. 1 Characteristics of hypersonic vehicle

收稿日期: 2017-05-04; 修回日期: 2017-05-31

基金项目: 国家自然科学基金项目(61673294)

作者简介: 宗群, 教授, 研究方向为飞行器制导控制与仿真, 电子信箱: zongqun@tju.edu.cn

引言格式: 宗群, 李勍, 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): 95-106; doi: 10.3981/j.issn.1000-7857.2017.21.012

由于独有的强非线性、强耦合、快时变、不确定等特性,高超声速飞行器成为国际上一个热点研究问题。近年来,国内外的研究团队针对高超声速飞行器的控制问题开展了深入研究,取得了不少理论和实际成果。但是由于自身的复杂性及外界环境的影响,使得高超声速飞行器平稳控制难以实现。本文以经典巡航段高超声速飞行器模型为基础,重点关注并梳理了高超声速飞行器面向控制建模、自主控制与仿真平台开发等新问题的新进展。

1 高超声速飞行器典型模型

目前国际上普遍采用空军实验室基于图2所示X-43A飞行器构型建立的第一定律模型(first principal model, FPM)。



图2 典型X-43A高超声速验证机
Fig. 2 X-43A hypersonic verification machine

该模型考虑机体在飞行过程中发生的弹性形变,采用拉格朗日方程和可压缩流理论建立包含弹性状态的高超声速飞行器模型,表达式为^[8]

$$\begin{cases} \dot{v} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma \\ \dot{\gamma} = \frac{L + T \sin \alpha}{mv} - \frac{g \cos \gamma}{v} \\ \dot{h} = v \sin \gamma \\ \dot{\alpha} = q - \dot{\gamma} \\ \dot{q} = \frac{M_{yy}}{I_{yy}} \\ \ddot{\eta}_i = -2s_{m,i}\omega_{m,i}\dot{\eta}_i - \omega_{m,i}^2\eta_i + N_i, i = 1, 2, 3 \end{cases} \quad (1)$$

其中,速度 v 、航迹角 γ 、高度 h 、攻角 α 、俯仰角速率 q 为5个刚体状态量; η_i 为第 i 阶弹性模态; I_{yy} 为俯仰转动惯量;在标准质量下,弹性结构的阻尼和自然频率分别为 $s_{m,i}$ 和 $\omega_{m,i}$;控制输入通过发动机推力 T 、升力 L 、阻力 D 、俯仰力矩 M_{yy} 及广义力

N_i 影响飞行器动态。

发动机推力、升力、阻力、俯仰力矩、广义力的表达式为

$$\begin{aligned} T &\approx \bar{q}S_{ref}(C_{T,\phi}(\alpha)\phi + C_T(\alpha) + C_T^\eta\eta) \\ L &\approx \bar{q}S_{ref}C_L(\alpha, \delta_e, \eta) \\ D &\approx \bar{q}S_{ref}C_D(\alpha, \delta_e, \eta) \\ M_{yy} &\approx z_T T + \bar{q}\bar{c}S_{ref}C_M(\alpha, \delta_e, \eta) \\ N_i &\approx \bar{q}S_{ref}(N_i^{\alpha^2}\alpha^2 + N_i^\alpha\alpha + N_i^{\delta_e}\delta_e + N_i^0 + N_i^\eta\eta) \quad i = 1, 2, 3 \end{aligned} \quad (2)$$

式中, $\bar{q} = \frac{1}{2}\rho v^2$ 为动压, ρ 为空气密度; S_{ref} 为参考面积; \bar{c} 为纵向参考长度; z_T 为推力力矩耦合系数。 δ_e 为升降舵偏角; ϕ 为燃油当量比; C_T 为推力系数; C_L 为升力系数; C_D 为阻力系数; C_M 为力矩系数。

气动系数表达式为

$$\begin{cases} C_{T,\phi}(\alpha) = C_T^{\phi\alpha^3}\alpha^3 + C_T^{\phi\alpha^2}\alpha^2 + C_T^{\phi\alpha}\alpha + C_T^\phi \\ C_T(\alpha) = C_T^{\alpha^3}\alpha^3 + C_T^{\alpha^2}\alpha^2 + C_T^\alpha\alpha + C_T^0 \\ C_L(\alpha, \delta_e, \eta) = C_L^\alpha\alpha + C_L^{\delta_e}\delta_e + C_L^0 + C_L^\eta\eta \\ C_D(\alpha, \delta_e, \eta) = C_D^{\alpha^2}\alpha^2 + C_D^\alpha\alpha + C_D^{\delta_e^2}\delta_e^2 + C_D^{\delta_e}\delta_e + C_D^0 + C_D^\eta\eta \\ C_M(\alpha, \delta_e, \eta) = C_M^{\alpha^2}\alpha^2 + C_M^\alpha\alpha + C_M^{\delta_e}\delta_e + C_M^0 + C_M^\eta\eta \\ C_j^\eta = [C_j^{\eta_1} \ 0 \ C_j^{\eta_2} \ 0 \ C_j^{\eta_3} \ 0] \quad j = T, M, L, D \\ N_j^\eta = [N_j^{\eta_1} \ 0 \ N_j^{\eta_2} \ 0 \ N_j^{\eta_3} \ 0] \quad i = 1, 2, 3 \end{cases} \quad (3)$$

2 高超声速飞行器面向控制建模研究进展

面向控制建模不同于传统建模思路,是一种面向控制需求的模型处理工作,一方面需要考虑模型特性表达,另一方面需要充分考虑控制器设计方法的优势与需求,在协调模型复杂度和控制方法适用性之间显得尤为重要。高超声速飞行器面向控制建模问题主要涉及机理推导方法、计算流体力学(CFD)实验方法、模型简化技术、模型验证技术,其优缺点如表1所示。

本节将分别从机理推导方法、CFD实验方法、模型简化技术、模型验证技术4方面阐述目前国内外的研究进展。

2.1 机理推导方法

高超声速飞行器机理建模是从机理上分析飞行器高速飞行的物理特性,探讨飞行器气动、发动机系统、结构动态及飞行动态,研究高超声速飞行器动力学行为,能够为飞行器

表1 4种建模技术优缺点

Table 1 Advantages and disadvantages of each modeling technology

建模技术	优点	缺点
机理推导方法	从机理上分析物理特性,计算量小	建模不精确
CFD实验方法	精确分析流场特性及受力	计算量大,计算效率低
模型简化技术	简化模型利于控制器设计及仿真	难以保证简化模型的准确性
模型验证技术	多角度分析模型可靠性和有效性	需要完整的模型输入输出信息

设计、飞行环境、流场特性及控制系统设计等提供理论依据。

鉴于X-43A飞行器试飞的成功,美国空军实验室从2005年开始,公开发表了一系列X-43A机理建模的研究成果。2005—2007年,Bolender等^[9-10]基于X-43A飞行器构型,采用斜激波和普朗特-迈耶膨胀波理论计算定常空气动力,根据悬臂梁理论,建立机身梁的振动方程并获取弹性模态,采用一维可压缩流理论获取推进系统模型,并根据拉格朗日方程建立了刚体和弹性体耦合的高超声速飞行器动力学模型。在定常气动力的基础上,Oppenheimer等^[11-12]利用活塞理论在气动模型中加入了非定常效应,分析非定常效应对高超声速飞行器气动力的影响。2008年,Oppenheimer等^[13]又在气动模型中加入了由气动加热引起的黏性效应,分析黏性力对高超声速飞行器气动力的影响。此外,Oppenheimer等^[14]研究了鸭翼面和升降舵面上激波和膨胀波交互特性,分析了非定常力、黏性效应及定常力对飞行器受力的影响^[15-16]。并且针对高超声速飞行器质量和温度的变化,分析了弹性结构固有频率和振型模态的变化规律^[17-18]。2008年,Baumann等^[19]为了比较X-43A六自由度仿真模型和飞行数据,采用蒙特卡洛方法,分析了加入不确定仿真模型和具体飞行数据的一致性。空军研究实验室建立的弹性体模型称为第一定律模型(first principal model),是目前最复杂的高超声速飞行器纵向模型,后续很多面向控制建模和控制的报道均基于此模型,而对该模型进行非线性鲁棒控制及非最小相位问题的研究,是近年研究的热点。天津大学宗群团队^[20-24]针对X-43A构型的飞行器建模进行了较为深入的研究,采用机理推导方法建立了弹性体高超声速飞行器模型,并进行了一系列模型分析工作,得到了不同飞行条件下高超声速飞行器的气动特性变化规律,并且分析了高超声速飞行器的黏性效应、气动热弹性效应及气动伺服弹性效应。

2.2 CFD实验方法

CFD实验是高超声速飞行器气动建模的一种关键手段,可以与机理分析结合互相验证,也可以独立进行工作,主要工作目的是通过模拟风洞实验获得高超声速飞行器的气动数据。

2004年,美国加州州立大学的Keshmiri和Mirmirani针对高超声速飞行器Winged-Cone模型,在平坦大地假设下建立了六自由度动力学方程,使用美国国家航空航天局(NASA)兰利研究中心和洛克韦尔国际公司合作开发的基于CFD的计算机程序建立气动模型,在不同马赫数、攻角和舵偏角条件下得到Winged-Cone模型的气动数据(包含升力系数、阻力系数、侧力系数、滚转力矩系数、俯仰力矩系数、偏航力矩系数)^[25]。Keshmiri等^[26]于2005年将CFD实验获得的气动数据拟合合成力和力矩系数的表达式,并与风洞实验气动数据进行对比,分析拟合表达式的准确性;并于2006年将Winged-Cone六自由度非线性模型在5马赫、65000英尺(1英尺=30.48 cm)飞行条件下进行平衡点线性化,得到状态空间模型,用于后期控制器设计^[27]。2005年,英国帝国理工学院的

Javaid和Serghides使用CFD软件进行了乘波体飞行器的飞行仿真,分析了在不同高度条件下发动机入口气流限制值和不同发动机产生的推力值^[28]。2005—2006年,美国加州州立大学教授Mirmirani采用CFD手段进行高超声速飞行器建模。Mirmirani针对弹性体X-43A模型,通过FLUENT软件给出了完整的带有气推耦合的气动数据,根据飞行器表面的斜激波膨胀波特性,采用工程方法对CFD技术的结果进行了验证分析,并结合机理分析与CFD实验提出了纵向吸气式高超声速飞行器模型CSULA-GHV,为控制设计与飞行环境仿真提供了基本条件^[29-31]。2007年,Wang等^[32]针对乘波体飞行器进行了巡航段的CFD仿真实验,获得了不同马赫数和攻角条件下的升力系数、阻力系数和俯仰力矩系数取值,分析了系数取值随攻角和马赫数的变化趋势。2009年,美国密歇根大学的Frendreis等^[33-34]针对飞行器三维几何构型,考虑机身弹性弯曲和扭转及气动-结构-推进之间的耦合效应,采用CFD技术结合活塞理论,建立了高超声速飞行器弹性体六自由度模型。

2.3 模型简化技术

模型简化广义上是指复杂模型的简单化,本质是建模复杂度与实际可用性的一种折中与妥协,将最能匹配实际应用的特性保留下来,通过这些特性能够近似表示整个系统,实现对系统的认识和改造。

兰克泽斯模型降阶方法和阿诺尔迪模型降阶方法是基于Krylov子空间的模型降阶方法,前者通过构造互为正交的矩阵 V 和 W ,作为标准列正交向量基底,并将其作用到原始模型上,投影得到 γ 阶降阶模型,使降阶模型能够保持原始模型的前 $2r$ 个矩;而后者通过构造正交矩阵 V ,作为标准列正交向量基底,并将其作用到原始模型上,投影得到 r 阶降阶模型。这两种方法最早见于Lanczos^[35]和Arnoldi^[36]发表的论文,并因此得名。2002年,德国University of Bremen的Salimbahrami和Lohmann利用线性系统中 B 矩阵的前(系统的输入输出维数)列来构造正交投影矩阵 V 的前 m 列,并通过迭代计算构造与 V 正交的 W 矩阵,将 V 和 W 作为投影矩阵来进行模型降阶^[37],提出一种改进的兰克泽斯模型降阶方法,并利用 B 矩阵的各列构造正交投影矩阵 V ,提出一种改进的阿诺尔迪模型降阶方法^[38],这两种方法可以用来解决多输入多输出的大规模系统的模型降阶问题,可以用于高超声速飞行器模型简化。平衡方法是一种基于奇异值分解的模型降阶方法,是一种通过选择适当的映射子空间获得高性能降阶模型的映射性降阶方法。1981年,Moore^[39]提出了线性系统主成分分析的概念,通过系统的可控性和可观性引入平衡模型降阶方法。2004年,美国Rice University的Gugercin和Antoulas讨论了5种平衡方法的特点,对平衡降阶方法现状进行总结,并提出一种基于系统格莱姆频域响应的频域权重平衡方法^[40]。基于以上模型降阶方法,天津大学宗群团队提出了一种适用于高超声速飞行器模型的模型降阶方法,该方法采用基于奇异值分解的投影技术,对高阶的高超声速飞行器模型进行平衡变换,进而通过截断获得低阶的微分方程,方便控制器的设计,达到模型简化的目的^[41]。

2.4 模型验证技术

模型验证工作是建模工作的后续研究内容,一方面,建模过程会存在误差;另一方面,模型简化过程不可避免地引入模型误差。此外,由于外界环境的未知因素,如参数误差和测量误差等,也会造成最终提供给使用者的数学模型偏离真实系统模型。因此,需要研究模型验证理论评判所建立模型与真实模型之间差别的大小,并以此评价模型的可靠性。

2001年,NASA 德莱顿飞行研究中心的 Williams^[42]针对高超声速飞行器 X-33 模型性能分析需求,首次将蒙特卡洛模型预测验证方法应用到高超声速飞行器的系统评价领域,利用蒙特卡洛分析的方法,评价了高超声速飞行器整体系统的飞行性能。2008年,NASA 德莱顿飞行研究中心的 Baumann 等^[43]针对临近空间高超声速飞行器 X-43A 六自由度运动模型,提出了基于高超声速飞行器不稳定模型的闭环验证思路。2010,空军工程大学吴静等^[44]将改进的灰色关联系数运用到导弹仿真模型的输出一致性研究当中,阐释了改进灰色关联系数的优点。2010年,空军工程大学王曙钊等^[45]对于灰色关联系数在模型验证上的仿真应用作了进一步研究,也将其应用在导弹模型仿真一致性验证上。2003年,美国 Sandia 国家实验室的 Hills 等^[46]提出了基于马氏距离度量的假设检验一致性验证方法,主要运用在航空航天相关的领域当中。2008年,空军工程大学的李鹤等^[47]分别采用窗谱估计和极大熵谱估计,对飞行模拟器飞行性能进行了频域上的验证,提出了模型验证方案。2009年,美国空军实验室的 Torrez 等^[48]针对高超声速飞行器发动机模型,研究了在不同飞行条件下推力的敏感性;通过固定马赫数不变并计算偏导数的方法,研究了在攻角变化情况下,推力变化范围;进而固定攻角不变,研究了在马赫数变化情况下,推力变化范围。2010年,美国怀俄明大学的 Brian 等^[49]采用求取导数的方法研究了高超声速流模型对相关参数的敏感性。2009年,奥地利因斯布鲁克大学土木工程学院的 Oberuggenberger 等^[50]研究阿里亚娜欧洲空间组织运载火箭在不同载荷不同飞行条件下,参数敏感性问题;采用蒙特卡洛仿真实验方法进行了 100 次随机采样,研究了 17 个输入参数的不确定,应用基于方差的 Sobol 敏感性分析方法,进行了参数敏感性分析。基于以上模型验证方法,天津大学宗群团队^[1]建立了一套包含定性、时域定量、频域定量和安全域分析的模型验证理论体系,适用于高超声速飞行器模型验证工作。

2.5 研究展望

针对高超声速飞行器建模的研究,尽管已经取得了显著的成果,但仍然有一些问题亟待解决。

高超声速飞行器建模未来的研究方向包括以下几点。

1) 解决模型精确度带来的相关问题。在建立高超声速飞行器系统模型过程中,经常需要对飞行器进行精确的动力学分析,并且需要将建模与控制分开进行考虑。而基于精确动力学分析的建模方法,会带来两方面的问题:一方面会使得数学模型十分复杂,加大了实际控制设计的难度;另一方

面,如果模型精确度不够高或者模型具有时变性,也会增加硬件组成控制器的难度。针对控制器设计问题,传统的控制器设计大多是在数学模型基础上进行设计,从而使得高超声速飞行器模型的精确度直接影响着控制系统的性能好坏。诸多的工程实践中,包括航空航天工程在内,由于各种因素所导致的对象参数变化,使得相对应的数学模型无法精确地描述对象的基本性能,最终导致设计的控制系统与最初期望的控制指标不匹配。在高超声速飞行器面向控制建模的过程中,不能过多地忽略模型信息,因为模型信息的缺失,可能会对闭环控制系统带来威胁,会影响到控制的性能及系统的稳定性。控制器设计问题尽量以改变飞行器模型形式的方式来进行,改变模型形式的方式可以充分利用模型的信息,不再遵循扰动处理的思路,同时稳定刚体模型中的零动态。这种思路的好处在于不会导致模型信息丢失,可以有效解决模型形式和控制方法之间存在的矛盾,方便控制器的设计。因此,充分考虑模型精确度带来的相关问题,是高超声速飞行器建模过程中的重点研究方向之一。

2) 解决模型中的各种耦合问题。由于高超声速飞行器/发动机耦合动力系统中存在的强耦合作用,飞行器/发动机经常会运行在进气道不起动、燃烧室超温等多个安全边界附近,这使得飞行器/发动机可能会越界,从而导致飞行的失败。同时,由于高超声速飞行器气动参数的时变特性以及参数的摄动范围较大,而姿态系统与气动力的耦合会对姿态系统本身产生影响,但以目前的状况来说,在控制器的设计中,气动力对姿态的耦合影响这一因素并未被考虑在内,这就导致了在实际工程的应用中,控制器最终的控制效果不好。这说明现有的建模与控制方法还不能满足实际工程的需要,急需一个新的具有解耦特性的控制器。因此,建立高超声速飞行器的六自由度非线性模型及气动参数模型,分析模型中的耦合特性具有十分重要的意义。

3) 解决非最小相位问题。非最小相位系统是指包含不稳定零动态的系统,是十分特殊的一种系统。前人研究发现,对于控制设计来说,非最小相位的特性十分重要,如果设计不合理,就可能导致内部动态发散、系统失控等严重后果。非最小相位特性可能由高超声速飞行器在巡航段的飞行过程中产生的升降舵-升力耦合所导致:升降舵会使飞行器的升力受到影响,产生抬头力矩的同时升力则会下降,导致飞行器爬升时会出现一种先降后升的反向效应。从数学模型的角度来看,升降舵-升力耦合使得系统存在非最小相位特性,因为升降舵在高度状态的较低阶导数中提前出现,系统的相对阶会被降低,使得系统中存在不稳定零动态。传统非线性控制方法的直接使用受到了非最小相位特性的限制,使得稳定控制器的设计成为主要问题。动态逆方法的使用受到不稳定零动态的限制:动态逆方法线性化了系统的输入输出,但同时导致零动态变成了不可观的部分,零动态会随着输出精确跟踪的实现而发散。因此,考虑高超声速飞行器中不稳定零动态的影响,实现非最小相位系统的稳定跟踪

控制将是未来的研究热点。

4) 解决弹性振动建模及控制问题。高超声速飞行器不属于纯刚体, 飞行器飞行过程中会产生弹性振动, 这些振动的激励源来自于舵面控制力、气动力、横侧向推力以及发动机在工作过程中产生的额外振动激励。传感器测量到上述固有的振动信息之后, 由控制系统反馈到了舵系统, 导致飞行控制系统的控制精度受到影响。超燃冲压发动机需要良好进气, 但弹性振动问题极大影响姿态的精细控制, 导致精细控制姿态无法保证, 进而会对发动机的工作品质产生影响, 甚至会导致飞行的失败。因此, 在高超声速飞行器飞行

控制系统的设计过程中, 弹性振动建模及控制问题是需要考虑的问题之一。

3 高超声速飞行器自主控制研究进展

高超声速飞行器是一个高度非线性的系统, 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等影响, 因此难以取得好的闭环控制性能。现有的高超声速飞行器的非线性控制方法主要有传统滑模控制、高阶滑模控制、反步控制、自适应控制、轨迹线性化控制等, 各自优缺点如表2所示。

表2 5种非线性控制方法优缺点

Table 2 Advantages and disadvantages of each control method

控制方法	优点	缺点
传统滑模控制	具有很好的鲁棒性, 响应速度快	具有抖震现象
高阶滑模控制	鲁棒性强, 精度高且动态性能强	参数的选取复杂, 存在奇异问题
反步控制	程序化、结构化且实用性较强	求导过程中方程项数过多
自适应控制	可以很好地处理参数不确定性	估计参数并不收敛到其真实值
轨迹线性化控制	系统误差动态特性指数稳定	鲁棒性随系统不确定性增加而降低

3.1 传统滑模控制

滑模控制(sliding mode control, SMC)本质上是一类特殊的非线性控制, 且非线性表现为控制的不连续性。因此, 针对非线性系统, 滑模控制有着良好的鲁棒性。

北京航空航天大学无人机飞行器研究所的邵星灵和王宏伦针对高超声速飞行器再入姿态跟踪问题, 采用了一种新颖的混合控制框架, 结合了基于观测器的滑模控制(SMC)与轨迹线性化控制(TLC), 在控制约束下存在多个不确定性的情况下, 可以确保HRV的高精度的抖动自由跟踪性能^[51]。东南大学自动化学院孙海滨等针对具有外部扰动的吸气式高超声速飞行器(AHV)的纵向模型的跟踪控制问题, 通过引入有限时间积分滑模模型, 为AHV的纵向模型设计了一种新的有限时间控制方法, 该控制方法使速度和高度在有限时间内跟踪参考信号^[52]。哈尔滨工业大学吴立刚团队^[53]对于研究吸气式高超声速飞行器小扰动问题, 使用了线性滑模面和自适应控制结合的控制, 仿真结果表明对于不确定边界未知的情况下仍然能保持系统稳定。天津大学的宗群团队^[54]针对高超声速飞行器不确定问题, 使用了积分滑模控制器, 仿真结果表明该控制器输出很好地跟踪了输入信号。

3.2 高阶滑模控制

滑模控制器的形式是非线性的, 这会导致高频抖振的产生。在实际问题中, 控制器和执行机构无法实现高频切换, 滑模控制的工程应用受到了很大限制。很多学者提出了高阶滑模的概念, 以减少滑模抖振的影响, 同时它还保持了普通滑模控制鲁棒性的优点。

Tournes等^[55]针对飞行器模型和发动机模型中存在大量

不确定亚轨道飞行的超音速滑翔机, 采用高阶滑模控制方法, 保证了系统的控制性能和鲁棒性。天津大学的宗群等^[56-58]针对吸气式高超声速飞行器模型, 运用反馈线性化方法得到线性模型, 设计高阶滑模控制器。文献[56]分环设计了有限时间收敛滑模控制器, 文献[57]根据多输入多输出拟连续高阶滑模理论, 设计控制器, 两篇文献都结合了自适应控制, 在该方法下, 不需要知道不确定上界。文献[58]在此基础上, 考虑部分状态反馈, 运用高阶滑模观测器估计攻角和航迹角, 设计了部分状态反馈滑模控制器。2013年, 天津大学的田栢苓等^[59]基于齐次性理论, 在不确定上界的情况下, 设计自适应高阶滑模控制器, 并运用Monte-Carlo仿真验证了控制器的鲁棒性。北京理工大学Wang等^[60]针对缺少参数和有额外扰动的再入飞行器姿态控制问题, 提出了一种三阶滑模控制器, 仿真结果表明该控制器有着良好的跟踪精度。华中科技大学的Zhang等^[61]针对高超声速飞行器提升稳定性减小抖颤的问题提出了一种高阶滑模跟踪控制的方法, 仿真结果证明该方法是有效的。

3.3 反步控制

反步法是一种由前往后递推的设计方法, 运用了静态补偿的思想, 前面的子系统需要后面的子系统虚拟控制才能达到镇定。该方法在高超声速飞行器及临近空间空天飞行器控制上得到良好的运用。

华中科技大学的Zhang等^[62]针对高超声速飞行器中的配错不确定性问题, 利用反步法设计指数滑模控制器, 仿真结果表明在工作中有良好效果。北京航空航天大学的邵星灵等^[63]针对使用一种新型微分器的高超声速飞行器中的姿态跟

踪控制问题,采用反步鲁棒轨迹线性化控制方法进行研究,得到满意的跟踪性能和很好的鲁棒性。空军工程大学防空反导学院的王鹏飞等^[64]对于具有执行器约束的弹性吸气式高超声速飞行器,提出了自适应模糊反步法跟踪控制。结果表明,当输入饱和时,该算法比常规算法有更好的性能。2012年,天津大学的宗群团队^[65]在设计高超声速飞行器的控制器中使用了反步的方法,在实际过程中,飞行器的攻角和航迹角难以测量,文章中设计了一种非线性观测器,该控制器能对攻角与航迹角实时预测,并结合反步法得到一种动态输出反馈控制器,最后证明了该控制器闭环稳定。俄亥俄州立大学的Fiorentini等^[66]运用了自适应律对气动参数和飞行器质量等不确定参数进行估计,文章在飞行器高度控制中采用了反步法。文献[67]使用了动态面结合径向基神经网络的控制方法对模型中的不确定进行估计。2014年,宗群等^[68]对文献[67]中的方法进行改进,运用最小参数法对神经网络的权值进行估计,减轻了神经网络学习过程的计算量,并且在控制器中加入了一个子系统以防执行器执行过程中出现饱和。反步法设计过程简单,实现相对容易,与动态逆方法相比,设计过程中可以直接使用Lyapunov函数保障系统的稳定性;同时,反步法在设计非线性控制器时更加灵活。

3.4 自适应控制

自适应控制方法是一种能修正自己的特性以适应对象和扰动的动态特性变化的控制方法。由于高超声速飞行器的快时变特性,自适应方法在其控制中起到重要作用。

澳大利亚昆士兰大学的Banerjee、德国慕尼黑工业大学的Wang、Baur、Holzapfel和美国康列狄格大学的Che和Cao针对高超声速滑翔机中的下降阶段纵向轨迹控制问题,采用L1自适应控制加大纵向气动力的方法进行研究,得到L1增强控制器在基本控制存在不确定操作时能成功还原闭环性能^[69]。澳大利亚的阿德莱德大学的Prime等^[70]针对乘波类高超声速飞行器中的纵向动力学问题,采用L1纵向自适应控制的方法进行研究,得到L1自适应对于载入飞行器是一个有效的方法,即使在特定条件下缺少性能,但在总体上飞行器能保持稳定。美国麻省理工学院Wiese等^[71]针对高超声速飞行器中的控制有效性、重心的纵向位置和空气动力学系数的不确定问题,采用自适应增强、增益调节基本LQR-PI控制器方法进行研究,该控制器可以提供稳定的跟踪性能。南京航空航天大学姜斌团队^[72]针对参数不确定的高超速飞行器纵向动力学问题,采用自适应输出反馈容错控制器进行研究,该控制器有着良好的容错能力。南京航空航天大学自动化学院焦鑫等^[73]针对高超声速飞行器切换过程中的稳定性和平滑性进行研究,提出了一种新的自适应切换控制,保证了高超声速飞行器在切换过程的稳定性和平滑性。北京航空航天大学邵星灵等^[74]针对高超声速飞行器在控制约束和多扰动情况下的制导和控制问题,运用统一增强轨迹线性化控制(TLC)框架下的参考跟踪方法,制导和控制性能良好。中国科学院自动化研究所的蒲志强等^[75]针对弹性吸气式高超声速飞行器结构

具有明显的不确定性问题,提出一种新的非线性不确定模型,结果表明系统具有较强的鲁棒性。空军工程大学防空反导学院卜祥伟等^[76]针对具有参数不确定性受约束的弹性吸气式高超声速飞行器(FAHV),提出基于神经近似的鲁棒自适应控制方法。在存在不确定参数、外部干扰和控制输入约束的情况下,所述控制策略有效。西北工业大学航空航天飞行动力学国家重点实验室的许斌^[77]对于高超声速飞行器在未知动态输入非线性,提出了具有鲁棒自适应神经控制,对于具有弹性影响的姿态子系统的控制具有良好的性能。

3.5 轨迹线性化控制

轨迹线性化的设计思想为首先利用开环的被控对象的输入输出逆映射,将轨迹跟踪问题转化为一个时变非线性的跟踪误差调节的问题,然后设计闭环的状态反馈调节律,以获得满意的控制性能。

2006年,俄亥俄州立大学Adami等^[78]首次将轨迹线性化控制方法应用于临近空间飞行器纵向运动方程中。首先,建立平衡点的查询表,在不同的飞行高度和飞行速度条件下,配平飞行器模型以计算该查询表,然后采用拟合的方法用解析表达式表示配平数据。根据上述的平衡点查询表,运用分配策略将轨迹线性化方法用于飞行纵向、刚体模型中。该方法采用了时变的特征值,避免了将固定特征值用于时变动力学系统时可能导致的不可靠结果问题。南京航空航天大学姜长生团队^[79]针对TLC不能很好地解决临近空间飞行器在飞行过程中的建模误差和外界干扰等不确定因素而导致的性能下降甚至失效的问题,运用非线性干扰观测器对系统中存在的不确定进行估计,其输出用以设计新的补偿控制律,从而改善当前轨迹线性化方法的控制性能。文献[80]运用鲁棒自适应轨迹线性化方法,实现飞行控制系统设计。利用单隐层神经网络的逼近能力,在线估计系统中存在的不确定性,其中神经网络输出用抵消不确定性对轨迹线性化方法控制性能的影响。鲁棒自适应控制器能够克服逼近误差,并保证闭环系统有良好的控制性能。北京航空航天大学的邵星灵等^[81]针对高超声速飞行器中的有界不确定性的姿态跟踪问题,采用轨迹线性化控制和自抗扰控制相结合的方式,使得飞行器在姿态跟踪方面有良好的表现。

3.6 研究展望

针对高超声速飞行器自主控制技术的研究,也存在一些亟待解决的问题。高超声速飞行器自主控制未来的研究方向包括以下几点。

1) 解决控制方法综合问题。如本文第3节所介绍,目前,现有的高超声速飞行器的非线性控制方法主要有传统滑模控制、高阶滑模控制、反步控制、自适应控制、轨迹线性化控制等,上述控制方法分别具有各自的优点和缺点。多种控制方法的综合是当前控制理论研究的趋势所在,高超声速飞行器的控制不再是使用单一的一种控制方法,而是将多种控制理论和方法结合运用,通过这种组合的方式来弥补某一种控制方法的不足,扬长避短,从而达到更好的控制效果。高

超声速飞行器的飞行是一个跨度范围巨大的过程,包括上升加速、巡航以及再入大气层的过程,这就涉及多个控制器的切换和平稳过渡问题。由于高超声速飞行器飞行过程的这种复杂性,导致单一控制律无法始终保证飞行器的稳定性和鲁棒性,所以必然需要多种控制律的应用,而多种控制律的应用则会带来控制器的切换问题。因此,将各种控制理论的优点进行综合,把现有的控制方法进行交叉融合,探索能在工程上适用的控制策略,针对飞行器的特性来设计具有更高效率的组合控制器,将是未来高超声速飞行器控制理论研究的重点。

2) 解决智能控制理论和方法的拓展应用问题。智能自主控制是高超声速飞行器控制技术发展的趋势,由于飞行环境的气动参数变化幅度较大,将智能控制方法合理运用,可以为高超声速飞行器设计相对应的智能自主控制器。目前流行的智能控制方法大多可以在飞行器控制领域得到应用,例如多智能体系统理论,将是该领域中的一种重要尝试。之所以可以使用多智能体系统技术,是因为高超声速飞行器自主控制系统在逻辑上和物理上存在分布特性,从而可以依此来设计相应的飞控系统体系结构。可见,将智能控制的理论及方法应用于高超声速飞行器的自主控制过程中,将是未来研究的热点话题。

3) 解决多目标优化控制方法问题。高超声速飞行器在飞行过程中不但需要跟踪角度轨迹和角度指令,在一些情况下也需要准确地跟踪飞行器高度变化、飞行速度变化及位置矢量变化,因此可以将其看作是一个多目标优化的控制问题。在建立多目标优化的高超声速飞行器模型过程中,应当把飞行系统的设计要求同飞行器在空中的飞行环境进行综合考虑,选取适当的目标函数。在多目标优化计算的过程中,优化信息在模型中进行信息的传递以及数据的切换,设计最优的控制方案。因此,充分考虑高超声速飞行器飞行过程中的各种指标,实现多目标优化控制是自主控制的发展方向。

4) 解决不确定扰动情况下的控制理论方法问题。无论采用何种控制方法,不仅要跟踪给定角度指令和角度轨迹,同时也要确保高超声速飞行器在高速飞行过程中的稳定。如果想要实现上述功能,就必须将各种外在扰动情况考虑进

去。由于高超声速飞行器模型大多没有将飞行过程中所受到的干扰考虑在内,而各种扰动往往难以避免且无法预知,这就致使飞行器的控制系统基础结构失真,由此带来了模型和参数的不确定性。真实有效地描述飞行器飞行过程中各种具有不确定性的外界干扰,研究不确定扰动状况下的控制方法是一个重要的研究方向。

4 高超声速飞行器仿真平台研究进展

针对高超声速飞行器强非线性、强耦合、快时变、不确定等特性,开发适用的仿真平台对高超声速飞行器研究具有十分重要的意义,可以有效缩短试验周期,降低试验成本。

2002年,NASA 德莱顿飞行研究中心以 F-18, F-15 以及 X-38 和 X-43A 的相关飞行过程任务为研究对象,提出了一套飞行训练评估仿真系统^[82],进行飞行过程中的安全性研究。图 3 为该系数据据显示界面。

2006年,NASA 兰利研究中心针对通用飞行器,基于 Matlab 进行了二次开发,设计与实现了 MASCOT 软件^[83],用于飞行器控制系统设计及稳定性分析,仿真界面如图 4 所示。

2006年 NASA 艾姆斯(AMES)研究中心针对在回路的飞行仿真模拟任务,开发了空天研究实验系统^[84],该系统实现了在回路仿真,飞行过程评估等相关的功能,图 5 所示为 AMES 研究中心开发的系统界面和数据分析界面图。

2007年,美国弗吉尼亚理工大学面向多种飞行器提出了基于仿真的验证测试技术,并在此基础上搭建了仿真平台^[85],以模拟的形式对飞行器飞行过程进行评估验证,仿真平台演示效果如图 6 所示。

天津大学宗群团队^[86]为了更好地验证高超声速飞行器模型的正确性和控制方法的基本性能,搭建了高超声速飞行器数字化仿真平台。仿真平台硬件上由 dSPACE 实时仿真机、仿真主控计算机和视景仿真计算机组成;在软件上由仿真平台主控软件及视景仿真软件组成,仿真平台的总体结构如图 7 所示。

仿真平台主控软件将多线程的 Matlab Engine 集成到软件中,实现对 Simulink 仿真模型及控制方法的调用及修改等功能;利用 dSPACE 提供的 Clib 函数库及 TRC 文件解析,将

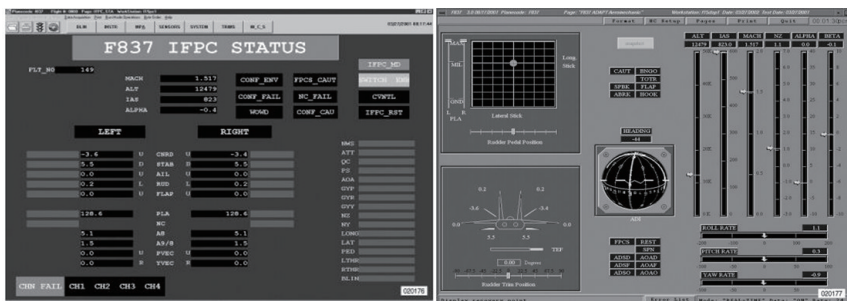


图 3 德莱顿中心设计开发的仿真软件界面
Fig. 3 A simulation software interface for the Dryden Center

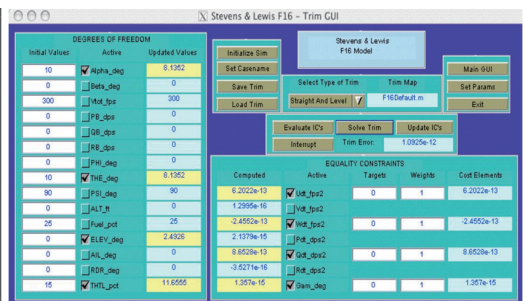


图 4 兰利中心设计开发的仿真软件界面
Fig. 4 A simulation software interface for the Langley Center



图5 AMES中心设计开发的仿真软件界面

Fig. 5 A simulation software interface for the AMES Center

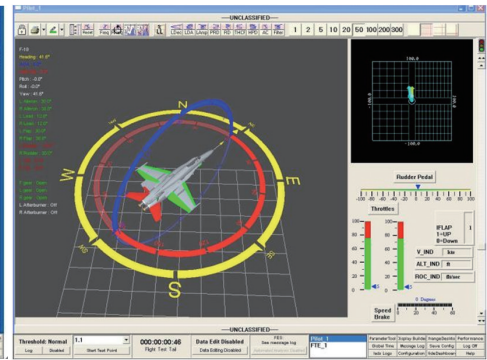


图6 飞行教学任务验证仿真软件效果图

Fig. 6 Simulation software for flight teaching task verification

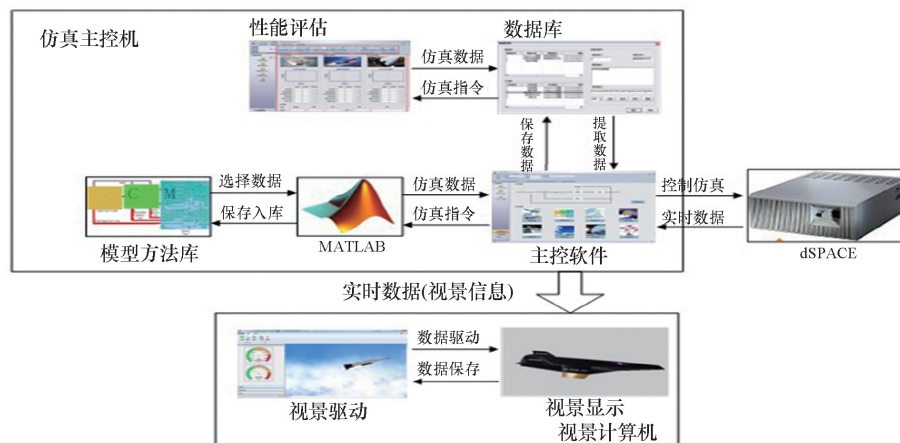


图7 仿真平台总体结构示意图

Fig. 7 Overall structure of the simulation platform

dSPACE 实时仿真集成到主控软件中,从而可以通过主控软件实现实时仿真和在线调参功能;通过在程序中集成 MySQL 提供的 API,实现通过主控软件对数据库的添加删除等操作,其中数据库包含了仿真中用到的模型和控制方法的相关信息,以及仿真生成的实验数据信息^[87];仿真平台同时还集成了定量性能评估功能,根据实时仿真过程中得到的仿真数据,通过 AHP 层次分析法对仿真结果进行定量分析,从而对模型和算法的改进提供参考^[88]。在主控软件的基础上,将视景仿真软件加入仿真平台,从而提供直观逼真的视景显示效果。视景仿真软件通过 3ds MAX 建立飞行器模型;基于 MFC

库和 OGRE 图形引擎开发场景编辑工具,实现场景的生成;通过 UDP 协议与主控计算机进行通信,将仿真数据传递给视景计算机,实现飞行器模型的数据驱动;通过 OpenGL 技术实现飞行器及环境的渲染和优化,提高场景的真实度。视景仿真软件以动画方式提供可视化飞行演示,使仿真结果更加生动形象^[89]。主控软件实时仿真曲线图及视景软件显示如图 8 所示。

针对高超声速飞行器仿真平台的研究,未来的研究方向以软件更新为主。随着高超声速飞行器理论研究的不断深入,软件仿真也应与时俱进,软件工具的更新换代,可以使仿真平台

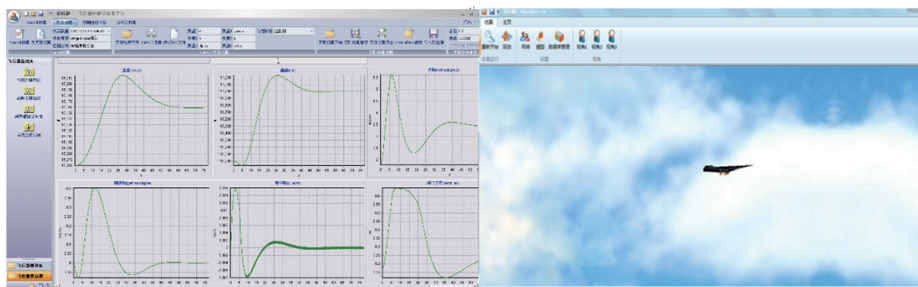


图8 仿真曲线及视景显示

Fig. 8 Simulation curve and visual display diagram

的开发变得更加高效。目前,一些新型的软件技术正在被广泛使用,例如 C#编程语言、WPF 用户界面、Unity 3D 引擎技术等。新技术的应用可以带来更快的运算速率、更加美观的 UI 界面以及更加逼真的视景仿真效果等。因此,使仿真平台的搭建符合软件更迭的趋势,是未来仿真平台的发展方向。

5 结论

从面向控制建模、自主控制、仿真平台 3 个方面介绍了高超声速飞行器研究的新进展。高超声速飞行器是当今国内外研究的热点问题,已经取得了一定的研究进展,但是仍有许多问题亟待解决。在未来的研究中,模型、控制、仿真依然是高超声速飞行器研究领域的三大关键问题,需要相关研究团队综合考虑,在现有的理论及实际基础上开展深入的研究,取得更大的研究成果。

参考文献 (References)

- [1] 宗群, 曾凡琳, 张希彬, 等. 高超声速飞行器建模与模型验证[M]. 北京: 科学出版社, 2016.
Zong Qun, Zeng Fanlin, Zhang Xibin, et al. Modeling and model validation of hypersonic vehicle[M]. Beijing: Science Press, 2016.
- [2] Rodriguez A, Dickeson J, Cifdaloz O, et al. Modeling and control of scramjet-powered hypersonic vehicles: Challenges, trends, and tradeoffs [C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2008.
- [3] McClinton R, Rausch V L, Shaw R J, et al. Hyper-X: Foundation for future hypersonic launch vehicles[J]. Acta Astronautica, 2005, 57(2): 614-622.
- [4] Fidan B, Mirmirani M, Ioannou P. Flight dynamics and control of air-breathing hypersonic vehicles: Review and new directions[C]//12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, Norfolk, Virginia, December 15-19, 2003.
- [5] Hallion R. The History of Hypersonics: Or, 'Back to the Future: Again and Again'[C]//43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, January 10-13, 2005.
- [6] Thompson E, Keith H, Leslie W. Faster than a speeding bullet: Guinness recognizes NASA Scramjet[EB/OL]. [2017-03-31]. https://www.nasa.gov/home/hqnews/2005/jun/HQ_05_156_X43A_Guinness.htm.
- [7] Moses P, Rausch V, Nguyen L, et al. NASA hypersonic flight demonstrators overview, status, and future plans[J]. Acta Astronautica, 2004, 55(8): 619-630.
- [8] Fiorentini L. Nonlinear adaptive controller design for air-breathing hypersonic vehicles[D]. Columbus: The Ohio State University, 2010.
- [9] Bolender M, Doman D. A non-linear model for the longitudinal dynamics of a hypersonic air-breathing vehicle[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, San Francisco, California, August 15-18, 2006.
- [10] Bolender A, Doman B. Nonlinear longitudinal dynamical model of an air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal Spacecraft and Rockets, 2007, 44(2): 374-386.
- [11] Oppenheimer W, Doman B. A hypersonic vehicle model developed with piston theory[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Keystone, Colorado, August 21-24, 2006.
- [12] Oppenheimer M, Skujins T, Bolender M, et al. A flexible hypersonic vehicle model developed with piston theory[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Hilton Head, South Carolina, August 20-23, 2007.
- [13] Oppenheimer W, Doman B. Viscous effects for a hypersonic vehicle model[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Honolulu, Hawaii, August 18-21, 2008.
- [14] Oppenheimer W, Doman B, et al. Canard-elevon interactions on a hypersonic vehicle[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Honolulu, Hawaii, August 18-21, 2008.
- [15] Bolender A, Oppenheimer W, Doman B. Effects of unsteady and viscous aerodynamics on the dynamics of a flexible air-breathing hypersonic vehicle[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Hilton Head, South Carolina, August 20-23, 2007.
- [16] Bolender A, Doman B. Modeling unsteady heating effects on the structural dynamics of a hypersonic vehicle[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Keystone, Colorado, August 21-24, 2006.
- [17] Williams T, Bolender A, Doman B. An aerothermal flexible mode analysis of a hypersonic vehicle[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Keystone, Colorado, August 21-24, 2006.
- [18] Culler J, Williams T, Bolender A. Aerothermal modeling and dynamic analysis of a hypersonic vehicle[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Hilton Head, South Carolina, August 20-23, 2007.
- [19] Baumann E, Bahm C, Strovers B, et al. The X-43A six degree of freedom monte carlo analysis[C]. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, January 7-10, 2008.
- [20] Zong Q, You M, Zeng F L, et al. Aeroservoelastic modeling and analysis of a six-DOF hypersonic flight vehicle[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2016, 230(7): 1240-1251.
- [21] Zhang X B, Zong Q. Modeling and analysis of an air-breathing flexible hypersonic vehicle[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2014, 2014(6): 759-765.
- [22] Zhang X B, Zong Q, Zeng F L. Effects of aeroelastic modes on the dynamics of a flexible hypersonic vehicle[C]//The 25th Chinese control and Decision Conference, Guiyang, July 18, 2013.
- [23] 张希彬, 宗群. 考虑气动-推进-弹性耦合的高超声速飞行器面向控制建模与分析[J]. 宇航学报, 2014, 35(5): 528-536.
Zhang Xibin, Zong Qun. Control-oriented modeling and analysis of a hypersonic vehicle with coupled[J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(5): 528-536.
- [24] 张希彬, 宗群. 面向控制的弹性体高超声速飞行器建模与分析[J]. 控制与决策, 2014, 29(7): 1205-1210.
Zhang Xibin, Zong Qun. Control-oriented modeling and analysis of flexible hypersonic vehicle[J]. Control and Decision, 2014, 29(7): 1205-1210.
- [25] Keshmiri S, Mirmirani D, Colgren R. Six-DOF modeling and simulation of a generic hypersonic vehicle for conceptual design studies[C]//AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, Providence, Rhode Island, August 16-19, 2004.
- [26] Keshmiri S, Colgren R, Mirmirani D. Development of an aerodynamic database for a generic hypersonic air vehicle[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, San Francisco, California, August 15-18, 2005.
- [27] Keshmiri S, Colgren R, Mirmirani D. Modeling and simulation of a generic hypersonic vehicle using merged aerodynamic models[C]//14th

- AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Canberra, Australia, November 6-9, 2006.
- [28] Javaid H, Serghides C. Airframe-propulsion integration methodology for waverider-derived hypersonic cruise aircraft design concepts[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2005, 42(4): 663-671.
- [29] Mirmirani D, Wu C. Modeling for control of a generic airbreathing hypersonic vehicle[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, San Francisco, California, August 15-18, 2005.
- [30] Clark K, Mirmirani D, Wu C, et al. An aero-propulsion integrated elastic model of a generic airbreathing hypersonic vehicle[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Keystone, Colorado, August 21-24, 2006.
- [31] Clark K, Wu C, Mirmirani D. Development of an airframe-propulsion integrated generic hypersonic vehicle model[C]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, January 9-12, 2006
- [32] Wang X, Feng D, Yu Y. Modeling method and CFD simulation of a hypersonic cruise vehicle[C]//2nd IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications. Harbin: IEEE, 2007: 1346-1349.
- [33] Frendreis G, Skujins T, Cesnik E. Six-degree-of-freedom simulation of hypersonic vehicles[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Chicago, Illinois, August 10-13, 2009.
- [34] Frendreis G, Cesnik E. 3D simulation of flexible hypersonic vehicles [C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Toronto, Ontario, Canada, August 2-5, 2010.
- [35] Lanczos C. An iteration method for the solution of the eigenvalue problem of linear differential and intergral operators[J]. *Journal of Research of the National Institute of Standards & Technology*, 1950, 45 (45): 255-282.
- [36] Arnoldi E. The principle of minimized iterations in the solution of the matrix eigenvalue problem[J]. *Quarterly of Applied Mathematics*, 1951, 9(1): 17-29.
- [37] Salimbahrami B, Lohmann B. Modified lanczos algorithm in model order reduction of MIMO linear systems[R/OL]. [2017-03-31]. http://www.rt.mw.tum.de/fileadmin/w00bhf/www/publikationen/forschungsberichte/FB_2002_Salimbahrami_LanczosMIMO.pdf.
- [38] Salimbahrami B, Lohmann B, Bechtold T. Two-sided arnoldi in order reduction of large scale MIMO systems[R/OL]. [2017-03-31]. http://www.rt.mw.tum.de/fileadmin/w00bhf/www/publikationen/forschungsberichte/FB_2002_Salimbahrami_techrep_3.pdf?origin=publication_detail.
- [39] Moore B. Principal component analysis in linear systems: Controllability, observability, and model reduction[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1981, 26(1): 17-32.
- [40] Gugercin S, Antoulas C. A survey of model reduction by balanced truncation and some new results[J]. *International Journal of Control*, 2004, 77(8): 748-766.
- [41] 尤明, 宗群, 曾凡琳, 等. 基于平衡截断方法的高超声速飞行器模型降阶[J]. *控制理论与应用*, 2014, 31(6): 795-800.
You Ming, Zong Qun, Zeng Fanlin, et al. Model order reduction for hypersonic vehicle based on balanced truncate method[J]. *Control Theory and Applications*, 2014, 31(6): 795-800.
- [42] Williams P. A Monte Carlo dispersion analysis of the X-33 simulation software[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Montreal, Canada, August 6-9, 2001.
- [43] Baumann B, Richard M. The X-43A six-degree of freedom Monte Carlo analysis[C]//46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, January 7-10, 2008.
- [44] 吴静, 吴晓燕, 陈永兴, 等. 基于改进灰色关联分析的仿真模型验证方法[J]. *系统工程与电子技术*, 2010, 32(8): 1677-1679.
Wu Jing, Wu Xiaoyan, Chen Yongxing, et al. Validation of simulation models based on improved grey relational analysis[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2010, 32(8): 1677-1679.
- [45] 王曙钊, 刘兴堂, 段锁力. 利用灰色关联度理论对仿真模型的评估研究[J]. *空军工程大学学报(自然科学版)*, 2007, 8(1): 73-76.
Wang Shuzhao, Liu Xingtang, Duan Suoli. Research on simulation model evaluation using grey correlation degree[J]. *Journal of Air Force Engineering University(Natural Science Edition)*, 2007, 8(1): 73-76.
- [46] Hills R, Leslie H. Statistical validation of engineering and scientific models: Validation experiments to application[R]. Albuquerque, NM: Sandia National Labs, 2003.
- [47] 李鹤, 吕岩, 杨明权. 基于频谱分析的飞行模拟器飞行性能验证[J]. *军械工程学院学报*, 2008, 20(6): 33-37.
Li He, Lv Yan, Yang Mingquan. Validation of flight simulator's flight performance based on spectrum analysis[J]. *Journal of Ordnance Engineering College*, 2008, 20(6): 33-37.
- [48] Torrez S, Driscoll J, Dalle D. Hypersonic vehicle thrust sensitivity to angle of attack and mach number[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Chicago, Illinois, August 10-13, 2009..
- [49] Brian L, Dimitri M. Parameter sensitivity analysis for hypersonic viscous flow using a discrete adjoint approach[C]//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, January 4-7, 2010.
- [50] Oberguggenberger M, King J. Classical and imprecise probability methods for sensitivity analysis in engineering: A case study[J]. *International Journal of Approximate Reasoning*, 2009, 50(4): 680-693.
- [51] Shao X L, Wang H L. Sliding mode based trajectory linearization control for hypersonic reentry vehicle via extended disturbance observer [J]. *Isa Transactions*, 2014, 53(6): 1771-1786.
- [52] Sun H B, Li S, Sun C. Finite time integral sliding mode control of hypersonic vehicles[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2013, 73(1/2): 229-244.
- [53] Hu X, Wu L G, Hu C, et al. Adaptive sliding mode tracking control for a flexible air-breathing hypersonic vehicle[J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2012, 349(2): 559-577.
- [54] Liu H, Zong Q, Tian B L, et al. Hypersonic Vehicle control based on Integral Sliding Mode Method[C]//Proceeding of the 10th World Congress on Intelligent Control and Automation. Beijing, China, July 6-8, 2012.
- [55] Tourmes C, Hanks G. Hypersonic glider control using higher order sliding mode control[C]//IEEE SoutheastCon 2008. Huntsville: IEEE, 2008: 274-279.
- [56] Zong Q, Wang J, Tao Y. Adaptive high-order dynamic sliding mode control for a flexible air-breathing hypersonic vehicle[J]. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2013, 23(15): 1718-1736.
- [57] Wang J, Zong Q, Tian B, et al. Flight control for a flexible air-breathing hypersonic vehicle based on quasi-continuous high-order sliding mode[J]. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2013, 24(2): 288-295.
- [58] Zong Q, Wang J, Tian B L, et al. Quasi-continuous high-order sliding mode controller and observer design for flexible hypersonic vehicle[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 27(1): 127-137.
- [59] Tian B L, Fan W, Zong Q, et al. Adaptive high order sliding mode controller design for hypersonic vehicle with flexible body dynamics [J]. *Mathematical Problems in Engineering*, 2013, doi: 10.1155/2013/357685.
- [60] Wang L, Sheng Y Z, Liu X D, et al. High-order sliding mode attitude

- controller design for reentry flight[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2014, 25(5): 848–858.
- [61] Zhang Y Y, Li R F, Xue T, et al. An analysis of the stability and chattering reduction of high-order sliding mode tracking control for a hypersonic vehicle[J]. *Information Sciences*, 2016, 348: 25–48.
- [62] Zhang Y, Li R, Xue T, et al. Exponential sliding mode tracking control via back-stepping approach for a hypersonic vehicle with mismatched uncertainty[J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2016, 353(10): 2319–2343.
- [63] Shao X L, Wang H L. Back-stepping robust trajectory linearization control for hypersonic reentry vehicle via novel tracking differentiator[J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2016, 353(9): 1957–1984.
- [64] Wang P F, Wang J, Bu X W, et al. Adaptive fuzzy back-stepping control of a flexible air-breathing hypersonic vehicle subject to input constraints[J]. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2016, doi: 10.1007/s10846-016-0438-9.
- [65] Zong Q, Ji Y, Zeng F, et al. Output feedback back-stepping control for a generic hypersonic vehicle via small-gain theorem[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2012, 23(1): 409–417.
- [66] Fiorentini L, Serrani A. Adaptive restricted trajectory tracking for a non-minimum phase hypersonic vehicle model[J]. *Automatica*, 2012, 48(7): 1248–1261.
- [67] Butt W, Yan L, Kendrick A. Adaptive dynamic surface control of a hypersonic flight vehicle with improved tracking[J]. *Asian Journal of Control*, 2013, 15(2): 594–605.
- [68] Zong Q, Wang F, Tian B, 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): 289–315.
- [69] 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 & Dynamics*, 2016, 39(2): 275–291.
- [70] Prime Z, Doolan C, Cazzolato B. Longitudinal L1 adaptive control of a hypersonic re-entry experiment[C]//15th Australian International Aerospace Congress (AIAC15), Australian International Aerospace Congress. Melbourne: VIC, 2013: 717–726.
- [71] Wiese D, Annaswamy A, Muse J, et al. Adaptive control of a generic hypersonic vehicle[R/OL]. [2017-03-31]. http://dspace.mit.edu/bitstream/handle/1721.1/101661/WIESE_GNC_2013_PREPRINT.pdf;jsessionid=D448EEA0D9B361CA72AFB5E02DCC0A6?sequence=1.
- [72] He J J, Qi R Y, Jiang B, et al. Adaptive output feedback fault-tolerant control design for hypersonic flight vehicles[J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2015, 352(5): 1811–1835.
- [73] Jiao X, Jiang J. Design of adaptive switching control for hypersonic aircraft[J]. *Advances in Mechanical Engineering*, 2015, 7(10): 1–10.
- [74] Shao X, Wang H, Zhang H P. Enhanced trajectory linearization control based advanced guidance and control for hypersonic reentry vehicle with multiple disturbances[J]. *Aerospace Science & Technology*, 2015, 46: 523–536.
- [75] Pu Z Q, Tan X, Fan G, et al. Uncertainty analysis and robust trajectory linearization control of a flexible air-breathing hypersonic vehicle[J]. *Acta Astronautica*, 2014, 101(1): 16–32.
- [76] Bu X, Wu X, Wei D, et al. Neural-approximation-based robust adaptive control of flexible air-breathing hypersonic vehicles with parametric uncertainties and control input constraints[J]. *Information Sciences*, 2016, 346(C): 29–43.
- [77] Xu B. Robust adaptive neural control of flexible hypersonic flight vehicle with dead-zone input nonlinearity[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2015, 80(3): 1509.
- [78] Adami T, Zhu J, Bolender M, et al. Flight control of hypersonic scramjet vehicles using a differential algebraic approach[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Keystone, Colorado, August 21–24, 2006.
- [79] 朱亮, 姜长生. 基于非线性干扰观测器的空天飞行器轨迹线性化控制[J]. *南京航空航天大学学报*, 2007, 39(4): 491–495.
Zhu Liang, Jiang Changsheng. Nonlinear disturbance observer-enhanced trajectory linearization control for aerospace vehicle[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2007, 39(4): 491–495.
- [80] 朱亮, 姜长生, 薛雅丽. 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[J]. *兵工学报*, 2008, 29(1): 52–56.
Zhu Liang, Jiang Changsheng, Xue Yali. Robust adaptive trajectory linearization control for aerospace vehicle using single hidden layer neural networks[J]. *Acta Armamentarii*, 2008, 29(1): 52–56.
- [81] Shao X L, Wang H L. Active disturbance rejection based trajectory linearization control for hypersonic reentry vehicle with bounded uncertainties[J]. *Isa Transactions*, 2015, 54: 27.
- [82] Shy K S, Hageman J J, Le J H. The role of aircraft simulation in improving flight safety through control training[R/OL]. [2017-03-31]. https://www.nasa.gov/centers/dryden/pdf/88743main_H-2501.pdf
- [83] Crespo L G, Kenny S P. Matlab stability and control toolbox: trim and static stability module[R/OL]. [2017-03-31]. <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20070006853.pdf>.
- [84] Prevot T, Smith N, Palmer E, et al. The airspace operations laboratory (AOL) at NASA ames research center[C]//AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, Keystone, Colorado, August 21–24, 2006.
- [85] Cotting M C, McCue L. The instructional design and redesign of an undergraduate-level, simulator-based course on ‘flight test techniques’[R/OL]. [2017-03-31]. http://icee.usm.edu/ICEE/conferences/asee2007/papers/93_THE_INSTRUCTIONAL_DESIGN_AND_REDESIGN_OF.pdf.
- [86] 郝秀, 宗群, 李庆鑫, 等. 基于 dSPACE 的高超声速飞行器实时仿真平台[J]. *计算机应用与软件*, 2014(2): 52–54.
Hao Xiu, Zong Qun, Li Qingxin, et al. A real-time simulation platform for hypersonic vehicle based on dSpace[J]. *Computer Applications and Software*, 2014(2): 52–54.
- [87] 宗群, 廖海林, 吕力, 等. 基于分布式架构的临近空间飞行器视景仿真方法: 201110299796[P]. 2012-04-25.
Zong Qun, Liao Hailin, Lü Li, et al. Scene simulation method of near space vehicle based on distributed architecture: 201110299796[P]. 2012-4-25.
- [88] 宗群, 董琦, 徐锐, 等. 可重复使用运载器再入制导与控制系统性能评估方法: 201410415835.3[P]. 2014-11-19.
Zong Qun, Dong Qi, Xu Rui. Performance evaluation method of reentry guidance and control system for reusable launch vehicle: 201410415835.3[P]. 2014-11-19.
- [89] 宗群, 徐锐, 李庆鑫, 等. 基于 OGRE 的无人机全轨迹实时视景仿真系统[J]. *控制工程*, 2015(1): 1–7.
Zong Qun, Xu Rui, Li Qingxin. A real time visual simulation system for unmanned aerial vehicle[J]. *Control Engineering of China*, 2015(1): 1–7.

New development of modeling and autonomous control for hypersonic vehicle

ZONG Qun, LI Qing, YOU Ming, ZHANG Ruilong, ZHU Wanwan

College of Electrical Engineering & Automation, Tianjin University, Tianjin 300072, China

Abstract Hypersonic vehicle is a hot topic at home and abroad. In this paper, the modeling method and autonomous control issue of hypersonic vehicles are reviewed. First, the characteristics and control difficulties of hypersonic vehicle are briefly described. Secondly, typical hypersonic vehicle models are presented. Thirdly, the research progress of modeling of hypersonic vehicles is introduced from four aspects: mechanism deduction method, CFD experimental method, model simplification technique, and model verification technique. Fourthly, the research progress of autonomous control for hypersonic vehicles are stated, including the traditional sliding mode control, high-order sliding mode control, back-stepping control, adaptive control and trajectory linearization control. The research of simulation platform for hypersonic vehicle is briefly introduced as well. In the end, some prospects and conclusions are given.

Keywords hypersonic vehicle; modeling; autonomous control; simulation platform

(责任编辑 刘志远)