

基于Back-stepping设计的高超声速飞行器自适应控制方法综述

许斌¹, 丁林阁², 王士星³, 史忠科¹

1. 西北工业大学自动化学院, 西安710072

E-mail: {binxu,zkeshi}@nwpu.edu.cn

2. 海军装备研究院, 北京100161

E-mail: dinglinge@gmail.com

3. 清华大学计算机系, 北京100084

E-mail: wangsx07@mails.tsinghua.edu.cn

摘要: 近年来学者针对巡航段高超声速飞行器的纵向通道模型控制进行了大量的研究, 其中反步法因可以很好处理非匹配不确定性被广泛采用。本文从高超声速飞行器的纵向通道模型出发, 给出简化后的一般非线性形式, 进而对已有的Back-stepping控制器设计进行描述, 并对衍生出的动态面、指令滤波等相关技术进行简要概述。最后对高超声速飞行器的Back-stepping控制的未来研究进行相关的探讨。

关键词: 高超声速飞行器, 反步法, 动态面, 综述

Review on Back-stepping Hypersonic Flight Control

Bin Xu¹, Linge Ding², Shixing Wang³, Zhongke Shi¹

1. School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'An, 710072

E-mail: {binxu,zkeshi}@nwpu.edu.cn

2. Naval Academy Of Armament, Beijing, China, 100161

E-mail: dinglinge@gmail.com

3. Department of Computer Science, Tsinghua University, Beijing, 100084

E-mail: wangsx07@mails.tsinghua.edu.cn

Abstract: Recently numerous controller designs have been developed for the longitudinal dynamics of hypersonic flight vehicle in cruising phase. Among these methods, back-stepping is widely studied since it provide the systematic design dealing with mismatched uncertainty. This paper first presents the nonlinear formulation for the dynamics and then the recent back-stepping related design is reviewed such as dynamic surface control, command filter design. The discussion for future hypersonic flight control is presented at the end of the paper.

Key Words: hypersonic flight vehicle, back-stepping, dynamic surface control, review

1 引言

随着科学技术的进步, 作为人类尚未发掘空间之一的近空间已成为各国关注的热点和开发利用的重点空间领域, 具有重要的应用前景。近空间介于航天航空高度之间, 而航空与航天紧密联系的必然结果, 导致了人们构想一种既能在大气层内飞行, 又能在大气层外航行, 水平起飞, 水平降落的新型飞行器[1]。而研制能够持久稳定地运行于近空间执行特定任务的飞行器, 则是开发近空间资源的关键。与其他飞行器相比, 近空间飞行器具有如下的独特优势: 首先, 近空间环境几乎不受气候的影响, 并且目前世

界上绝大多数的作战飞机和地空导弹都无法达到近空间, 因此, 近空间形成了一个相对独立的“真空”层, 从而给近空间飞行器提供了相对安全、隐蔽的工作环境; 其次, 近空间飞行器比低轨卫星更接近地球, 对于一些特定区域而言, 近空间飞行器能够比卫星提供更多更精确的信息, 但应用成本要比卫星便宜得多。一般认为飞行速度马赫数大于5的飞行器即为高超声速飞行器, 这个概念是1945年首次由钱学森先生提出。作为一种航天与航空的综合产物, 高超声速飞行器的主要优点[2]包括隐身性能好, 飞行速度快, 打击范围广, 打击目标能力强等。高超声速飞行器具有突出的快速反应能力, 得到世界范围内的关注和研究, 为军用民用做出划时代的贡献。

此项工作得到国家自然科学基金资助, 项目批准号: 61304098, 61134004, 61273153.

2 高超声速飞行器的国内外研究现状

2.1 国外研究现状

由于高超声速飞行器具有极大的战略意义和应用价值,世界主要航空航天大国都在开展相关工作,美国、俄罗斯、英国、法国、德国、日本、印度等国家都在积极为研制高超声速飞行器作各项技术储备。美国早在20世纪50年代末就进行了X-15 高超声速验证机的首次飞行试验,拉开了高超声速飞行相关技术与探索的序幕,在该领域始终处于领先地位。美国航宇局研制使用火箭发动机的X-15飞机

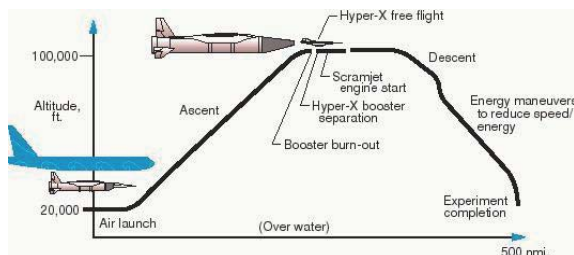


图 1: 高超声速飞行器爬升示意图

在1967年10月创下的6.7马赫的纪录。1986年,美国开始进行X-30国家空天飞机(NASP)计划,进一步尝试开发已有的超燃冲压发动机技术。X-30是用于验证一种单级入轨(SSTO)空天飞机及其所需的氢燃料超燃冲压发动机和高温材料等技术,由于技术上无法突破而最终放弃。美国宇航局和美国空军分别实施各自的超燃冲压发动机技术验证计划。其中美国航宇局的计划是Hyperx,而美国空军的计划称为高超技术(HyTECH),最近又更名为高超装置(HySET)。

美国NASA研究中心的高超音速系列飞行器包括三个范例:X-43A、X-43B和X-43C。由于地面设施所提供的有关高超声速飞行特性的信息有限,NASA设计了高超声速飞行器X-43A,并在2004年3月和11月分别进行了7倍音速和10倍音速的飞行试验。验证机采用升力体构形,发动机采用氢燃料、双模态(冲压/超燃冲压),工机身和发动机采用一体化设计。由于超燃冲压发动机只能在超音速条件下点火工作,因此,这个验证机由B-52飞机投放的“飞马”火箭的第一级来助推。

为了推进美国“全球到达,全球打击”计划,美国国防部加快了由美国空军与国防部预研局(DARPA)联合实施的X-51A 高超声速巡航飞行器的研究,并计划将其发展为一种马赫数达到5~7的高超声速全球精确打击武器。2011年6月13日进行的X-51“乘波者”高超声速飞行器第二次飞行试验中,由于超燃冲压发动机的进气道未启动,X-51第二次飞行过早终止。在操作人员的控制下,飞行器溅落加利福尼亚沿海。2011年8月11日上午,美国NASA进行了“猎鹰”HTV-2飞机飞行试验。HTV-2是美军研制历史上最快的无人飞机。其在美国加州范登堡空军基地成功发射升空,在独自飞行并返回地球时失去联系。

2013年5月,美国X-51A型高超音速飞行器



图 2: NASA高超音速系列飞行器-猎鹰

以5.1倍音速飞行了三分钟之后,坠入太平洋。虽未达到6倍音速的预期,但已经取得“历史性成就”。

2.2 国内研究现状

国内的高超声速推进技术研究始于20世纪80年代后期,初期的研究工作主要是整理和吸收国外研究成果,建立高超声速燃烧和冲压发动机的基础概念,并对其性能进行初步分析。90年代前期,研究主要集中在氢燃料超声速燃烧方面,研究目标是初步认识高超声速燃烧的流场形态,主要研究手段为数值模拟和少量的小尺度试验。90年代中期,国内研究者开始关注喷射方式对氢/空气混合和火焰稳定的影响,混合增强技术成为研究重点。

最近几年,我国正就发展高超声速飞行器关键技术中的核心问题进行研究。《空天飞行器的若干重大基础问题》2005年项目指南中列出6个研究方向,其中之一就是空天飞行器的智能自主控制与智能结构的失效防范。在2005年8月的中国智能自动化学术会议上,吴宏鑫院士就高超声速飞行器的智能自主控制问题,特别提出了8类值得关注的研究内容,并将其归纳为4个基础理论问题。2006年,崔尔杰院士总结了自2002年起的三年多时间里具有创新意义的研究成果[3],并指出,这项研究计划与国外空天技术未来发展关键科学技术问题的主要研究目标是一致的,其提到的六个基础理论研究内容之一为智能自主控制。

3 高超声速飞行器动力学模型

针对巡航段的纵向通道模型,目前国际上的主流研究主要针对锥体加速器构型和X-30构型。

目前控制模型主要是锥体加速器构型的动力学模型,它的前体是轴对称圆锥形,喷管部分是锥平截头体,发动机模块环绕整个机体[4]。文献[5, 6]忽略空气动力学、推力和结构动力学之间的耦合,得到刚体假设下的包括气动力、气动力矩、推力系统和刚体转动惯量的数学模型。文献[1]总结了Winged-Cone锥体加速器飞行器的动力学特性及控制系统设计中存在的若干问题。这里简要给出文献中广泛使

用的Winged-Cone模型

$$\begin{aligned}\dot{V} &= \frac{T \cos \alpha - D}{m} - \frac{\mu \sin \gamma}{r^2} \\ \dot{h} &= V \sin \gamma \\ \dot{\gamma} &= \frac{L + T \sin \alpha}{mV} - \frac{(\mu - V^2 r) \cos \gamma}{V r^2} \\ \dot{\alpha} &= q - \dot{\gamma} \\ \dot{q} &= \frac{M_{yy}}{I_{yy}}\end{aligned}$$

模型包含五个状态变量 $X_h = [V, h, \alpha, \gamma, q]^T$ 和两个控制输入 $U_c = [\delta_e, \Phi]^T$ 。相关的变量定义如下 $r = h + R_E$, $\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V^2$, $L = \bar{q} S C_L$, $D = \bar{q} S C_D$, $T = \bar{q} S C_T$, $M_{yy} = \bar{q} S \bar{c} [C_M(\alpha) + C_M(\delta_e) + C_M(q)]$, $C_L = 0.6203\alpha$, $C_D = 0.6450\alpha^2 + 0.0043378\alpha + 0.003772$, $C_M(\alpha) = -0.035\alpha^2 + 0.036617\alpha + 5.3261 \times 10^{-6}$, $C_M(q) = (\bar{c}/2V)q(-6.796\alpha^2 + 0.3015\alpha - 0.2289)$ 。

控制输入相关的定义如下

$$\begin{aligned}C_T &= \begin{cases} 0.02576\Phi & \text{if } \Phi < 1 \\ 0.0224 + 0.00336\Phi & \text{other} \end{cases} \\ C_M(\delta_e) &= 0.0292(\delta_e - \alpha)\end{aligned}$$

其中 ρ 是空气密度, S 是参考面积, \bar{c} 参考长度, R_E 为地球半径, $C_x, x = L, D, T, M$ 是力和力矩气动参数。

随着对高超声速飞行特性的深入了解,许多学者认为,推进器/机身的一体化设计是解决高超声速飞行的有效途径[7]。但是,这种一体化结构也为控制系统的设计带来了新的挑战,细长的机身是保证氢燃料和氧气充分混合充分燃烧的条件,但在飞行过程中易产生由柔性机身弹性变形引起的振动。基于X-30构型,文献[8]中给出了解析的气动推力/气动弹力数学模型,控制执行机构为俯仰控制舵面以及发动机燃料流和扩散面积比率调节器。文献[9, 10]考虑弹性变形,流体流量,参数变化和不确定性等因素对模型进行推广。2005年, Bolender和Doman[11]采用拉格朗日方程和压缩流理论提出了关于X-43A的纵向运动非线性模型,该模型包含了发动机、机身之间的耦合作用和细长机身的弹性变形对俯仰力矩的影响。文献[12]利用流体力学理论得到一个精确动力学模型。文献[13]对气动力和气动力矩进行近似曲线拟合,得到曲线拟合模型(CFM)。面向控制的模型是在曲线拟合模型的基础上得到,区别是去掉了高度和柔性模态之间的耦合并将弱舵偏耦合设为零。面向控制的模型(Control Oriented Model)是在文献[13]中给出,具体的动力学模型如下

$$\begin{aligned}\dot{V} &= \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma \\ \dot{h} &= V \sin \gamma \\ \dot{\gamma} &= \frac{L + T \sin \alpha}{mV} - \frac{g \cos \gamma}{V} \\ \dot{\alpha} &= q - \dot{\gamma} \\ \dot{q} &= \frac{M_{yy}}{I_{yy}}\end{aligned}$$

相关的气动力和气动力矩定义如下

$$\begin{aligned}T &\approx T_\Phi(\alpha)\Phi + T_0(\alpha) \\ &= [\beta_1(h, \bar{q})\Phi + \beta_2(h, \bar{q})]\alpha^3 \\ &\quad + [\beta_3(h, \bar{q})\Phi + \beta_4(h, \bar{q})]\alpha^2 \\ &\quad + [\beta_5(h, \bar{q})\Phi + \beta_6(h, \bar{q})]\alpha \\ &\quad + [\beta_7(h, \bar{q})\Phi + \beta_8(h, \bar{q})] \\ D &\approx \bar{q}S(C_D^{\alpha^2}\alpha^2 + C_D^\alpha\alpha + C_D^0) \\ L &\approx L_0 + L_\alpha\alpha = \bar{q}SC_L^0 + \bar{q}SC_L^\alpha\alpha \\ M_{yy} &\approx M_T + M_0(\alpha) + M_{\delta_e}\delta_e \\ &= z_T T + \bar{q}S\bar{c}(C_M^{\alpha^2}\alpha^2 + C_M^\alpha\alpha + C_M^0) + \bar{q}S\bar{c}C_M^{\delta_e}\delta_e \\ \bar{q} &= \frac{1}{2}\rho V^2, \rho = \rho_0 \exp\left[-\frac{h-h_0}{h_s}\right]\end{aligned}$$

4 高超声速飞行器反步法控制研究现状

从已有的文献可以看出,目前对高超声速飞行器飞控系统研究,都是以忽略模型之间相互耦合影响为前提的,主要设计高超声速飞行器纵向模态的控制器。对高超声速飞行器横侧向模态的研究较少。文献[14, 15]对高超声速飞行器横侧向模态可能出现的动态特性进行了分析,并采用工程上常用的增益预置方法为其设计控制器,最后给出了仿真结果。但是这些横侧向模态控制器的设计过程都是很初步的,甚至连被控模型也未给出。因此,如果进一步考虑到横侧向和纵向耦合的模型时,控制问题将变得更复杂。原因在于缺乏足够的实验数据,且各国对相关数据都严格保密。主要用到的模型是Winged-Cone锥体加速器模型[6]和面向控制的模型[13]。

针对高超声速飞行器的控制器设计,经历了线性到非线性发展,其中Gregory和Buschek等根据飞行器的局部线性模型设计了线性控制器[16][17],对存在的参数不确定和外界干扰,采用 H_∞ 和 μ 综合的鲁棒控制方法进行补偿;微分几何方法是考虑李导数线性化方法,通过不断求导,使得实际控制量出现在等式中。基于该思路,可将复杂的非线性模型转化为线性反馈模型,进而设计基于动态逆的控制策略, Xu利用高超声速飞行器的动态逆模型设计了基于滑模控制的鲁棒控制方法[18];基于特征模型设计, Gong提出一种高超声速飞行器自适应姿态控制[19]。

4.1 反步法控制的一般步骤

高超声速飞行器的动力学模型具有分层递阶的下三角结构,由于飞行环境大范围的变化,机身的弹性变形、气动参数变化和外界干扰都不可避免,且表现为非匹配的不确定性,无法通过控制器设计直接消除,这类非线性系统适合采用反步法进行控制器的设计,通过虚拟控制量的设计,对系统中的非匹配不确定性能够进行较好的补偿,确保控制系统的稳定性和可靠性。

以Winged-Cone模型为例,给出获得严格反馈形式的步骤:

考虑巡航段 γ 很小,可近似认为 $\sin \gamma \approx \gamma$ 。在 $\gamma - \theta$ 表达中,推力项 $T \sin \alpha$ 远小于升力 L ,故忽略。

对于 $h-\gamma$ 子系统, 定义高度跟踪误差 $\tilde{h} = h - h_r$, 选择如下航迹角跟踪指令

$$\gamma_d = \arcsin \left[\frac{-k_h(h - h_r) - k_I \int (h - h_r) dt + \dot{h}_r}{V} \right] \quad (1)$$

易知如果选择 $k_h > 0$, $k_I > 0$, 如果航迹角不断逼近期望的 γ_d , 则高度跟踪误差指数收敛到零附近 [20].

定义 $X = [x_1, x_2, x_3]^T$, $x_1 = \gamma$, $x_2 = \theta_p$, $x_3 = q$, $\theta_p = \alpha + \gamma$. 则高度子系统动力学可写为:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 \\ \dot{x}_2 &= f_2(x_1, x_2) + g_2(x_1, x_2)x_3 \\ \dot{x}_3 &= f_3(x_1, x_2, x_3) + g_3(x_1, x_2, x_3)\delta_e \\ y_A &= x_1 \end{aligned} \quad (2)$$

速度子系统可写成如下形式

$$\begin{aligned} \dot{V} &= f_v + g_v u_v \\ u_v &= \Phi \end{aligned} \quad (3)$$

其中 $f_1 = -(\mu - V^2 r) \cos \gamma / (V r^2) - 0.6203 \bar{q} S \gamma / (m V)$, $g_1 = 0.6203 \bar{q} S / (m V)$, $f_2 = 0$, $g_2 = 1$, $f_3 = \bar{q} S \bar{c} [C_M(\alpha) + C_M(q) - 0.0292 \alpha] / I_{yy}$, $g_3 = 0.0292 \bar{q} S \bar{c} / I_{yy}$.

当 $\Phi > 1$, $f_v = -(D/m + \mu \sin \gamma / r^2) + 0.0224 \bar{q} S \cos \alpha / m$, $g_v = 0.00336 \bar{q} S \cos \alpha / m$; 否则 $f_v = -(D/m + \mu \sin \gamma / r^2)$, $g_v = 0.02576 \bar{q} S \cos \alpha / m$.

反步法控制[21]主要针对严格反馈系统而言, 控制器设计的每一步只对应一个子系统, 设计过程简单, 系统的稳定性分析基于Lyapunov理论进行。在控制器的设计过程中, 需要用到虚拟控制量的微分, 在系统模型已知或系统模型中参数未知而非线性函数已知的情况下, 可以根据系统模型经过反复微分求得, 这就是控制器设计中的“项数爆炸”问题, 这也是传统back-stepping设计固有的缺陷。为避免反步法设计过程中反复进行虚拟控制量导数求取, 通过引入一阶滤波器动态面方法 [22, 23]被广泛应用。进一步, 将滤波前后的指令差别作为影响系统的因素, 可进一步建立辅助误差方程, 实现指令滤波控制 [24]。方便起见, 将以上方法归结为反步法相关控制。下面我们给出动态面设计方法的思路:

为清晰的说明动态面控制方法的设计思路, 假设式(2)中的 f_i 和 g_i 已知。对于系统(2), 定义 $\tilde{x}_1 = x_1 - x_{1d}$ 。取 θ_p 作为虚拟变量设计 x_{2c}

$$g_1 x_{2c} = -k_1 \tilde{x}_1 - f_1 + \dot{x}_{1d} \quad (4)$$

其中 $k_1 > 0$ 是待设计参数。引入新的系统变量 x_{2d} ; 其中 x_{2d} 是通过一阶滤波器设计得到

$$\epsilon_2 \dot{x}_{2d} + x_{2d} = x_{2c}, x_{2d}(0) = x_{2c}(0) \quad (5)$$

取 q 作为虚拟控制量, 设计 x_{3c} 如下

$$x_{3c} = -k_2 \tilde{x}_2 + \dot{x}_{2d} \quad (6)$$

其中 $k_2 > 0$ 是待设计参数。

通过一阶滤波器设计, 引入新的变量 x_{3d}

$$\epsilon_3 \dot{x}_{3d} + x_{3d} = x_{3c}, x_{3d}(0) = x_{3c}(0) \quad (7)$$

最终设计舵偏角 δ_e 为

$$g_3 \delta_e = -k_3 \tilde{x}_3 - f_3 + \dot{x}_{3d} \quad (8)$$

其中 $k_3 > 0$ 是待设计参数。

4.2 连续高超控制研究

针对高超声速飞行器, Liu[25]采用非线性动态逆控制与反步法相结合的方法设计飞行控制系统。该系统以非线性动态逆控制作为控制内环, 通过将非线性的多输入多输出系统进行精确线性化, 解除了多变量之间的强耦合关系; 并以反步法作为控制外环, 保证系统的全局稳定以及抑制不确定参数的扰动。Gao[26]则针对姿态子系统设计快慢控制器然后合成。

考虑系统存在未知非线性, 典型的自适应处理方法包括线性参数化以及智能控制。线性参数化是考虑动力学参数不确定性, 将原有方程变为参数辨识形式。文献[27]基于线性参数化策略设计了反步法鲁棒控制器。在 [23][24]中, 通过指令滤波以及补偿设计, 实现了执行器受限以及状态受限情形的控制。基于智能控制的策略, 其目标是利用智能系统逼近系统的不确定, 从而实现自适应设计。在高道祥的工作中, Winged-Cone锥体加速器模型被划分为高度和速度两个子系统, 其中高度子系统进一步化作严格反馈的形式。根据得到的严格反馈形式, 其研究了高超声速飞行器控制的back-stepping控制[28]。文献[29]提出一种动态面控制, 引入一系列的一阶微分滤波器得到虚拟控制量的微分。为解决back-stepping设计过程中的繁杂推导与计算, Xu[20]将严格反馈形式转化为一般输出形式。与文献[30]不同, 这里的模型转换并不通过李导数计算, 并且这里高增益观测器不是对原有系统状态进行估计, 而是对系统新定义的状态进行估计。基于以上模型转换, 只需一个神经网络对系统的集总未知进行估计[31], 从而简化控制器设计。

4.3 离散高超控制研究

在具体工程问题中, 大多数实际对象本身是连续时间系统, 但连续时间算法的实现不太适合现代数字计算技术。离散化方法和离散控制得到了广泛的关注[32, 33, 34]。

针对高超声速飞行器的离散自适应控制, 文献[35]采用欧拉近似法, 将高超声速飞行器动力学方程的严格反馈形式转化成近似离散模型, 同样采用反步法设计飞行器的离散控制器。为解决“非因果问题”, 文献[36]中, 采用模糊系统对系统的未知项进行逼近。在文献[37]中, 通过变量重新定义实现控制器设计, 并通过Lyapunov理论进行了相关的渐近稳定性证明。进一步考虑降低神经网络在线学习参数, 文献[38][39]研究了基于最少参数学习的反步法控制器设计, 并应用于高超声速飞行器的纵向通道控制。克里格方法可以实现最优无偏估计[40], 已经被应用于

自适应控制设计中。文献[41]将系统的不确定性描述为满足高斯分布的扰动,研究了基于克里格算法的反步法控制器设计。当考虑执行器受限,为保持动态性能,文献[42][43]研究了基于辅助误差动力学的离散自适应控制。

5 结论与未来研究

通过以上分析可知,国内外学者在高超声速飞行器的控制问题上取得了一定的成果,但这个领域的相关研究还非常初步。依赖于相对精确数学模型的传统控制器设计方法很难应用于高超声速飞行器的控制器设计中去。要适应大范围的飞行环境和高机动性要求,控制系统就必须具有高可靠性、鲁棒性、强适应性和强抗干扰能力。在这种情况下,需将智能自适应的控制方法引入控制系统设计当中,使之具有对不确定性的处理能力、自主能力、容错能力和自学习能力,能够在各种参数和结构的扰动、突变作用下,确保飞行稳定性和机动性的协调,以达到预期的任务要求。

考虑到纵向通道模型的分层递阶结构,反步法控制被广泛用于高超声速飞行器的控制研究中。针对高超声速飞行器的反步法控制设计,既包含了连续设计、离散设计,也涉及动态面技术、指令滤波技术等;研究的问题也从一般的跟踪问题,拓展到执行器受限等问题。针对反步法的高超声速飞行器控制技术已经做了较多的工作,在文献[20][23][37][39][41]的基础上,可进一步考虑以下研究:

1. 考虑系统状态未知情形建立基于观测器设计的非线性高超声速飞行器智能控制方法;
2. 考虑执行器存在故障情形下的控制问题,结合Back-stepping设计提高系统的自适应修复能力;
3. 考虑动态建模的学习方法,提高系统对不确定性的学习精度,进而提高控制精度。

此外,飞行过程会带来热力学效应[44],使得控制难度增加。高超声速飞行器当前还处于试制阶段,美国进行的几次试验也是短短的几分钟甚至是几秒钟,因而无法全面了解其动力学特性。目前的高超声速模型大多是通过拉格朗日动力学推导而来,缺乏足够的试验数据,这就使得控制研究对象本身存在很大程度的不确定性[45]。针对高超声速飞行器对象本身的控制,我们需要进一步考虑以下问题:

1. 应对机体耦合以及弹性模态影响:发动机与机身一体化构形设计使得弹性机身、推进系统以及结构动力学之间存在强耦合作用,导致飞行动力学特征非常复杂[4]。柔性模态与刚体耦合,如何实现这一复杂系统控制,仍需进一步研究;
2. 应对大包络飞行的强自适应能力:当前的智能控制器都是基于智能系统的万能逼近性进行,但高超声速飞行器飞行器的飞行速度快;此外,由于工作条件大范围变化导致飞行器的动力学特征

和模型参数在飞行中变化非常显著,这就要求控制系统具有强的自适应能力;

3. 应对气动热影响:考虑气动热影响。高超声速飞行器高速飞行,其中气动热是高超声速飞行器有别于其他飞行器的重要特征之一。HTV-2的测试失败,其原因归结为气动热带来的毁灭性结构破坏。

因此,在控制器设计过程中应进一步结合高超声速飞行器的特点进行。

参考文献

- [1] 朱云骥, 史忠科, “高超声速飞行器飞行特性和控制的若干问题,” 飞行力学, vol. 23, no. 3, pp. 5–8, 2006.
- [2] 王旭豪, 王文发, 王兆雷, “高超声速飞行器的特点及其对未来作战的影响,” 飞航导弹, no. 5, pp. 26–28, 2011.
- [3] 崔尔杰, “重大研究计划“空天飞行器的若干重大基础问题”研究进展,” 中国科学基金, no. 5, pp. 278–280, 2006.
- [4] 吴宏鑫 and 孟斌, “高超声速飞行器控制研究综述,” 飞行力学, vol. 39, no. 6, pp. 756–765, 2009.
- [5] W. Heiser and D. Pratt, *Hypersonic airbreathing propulsion*. AIAA, 1994.
- [6] J. Shaughnessy, S. Pinckney, J. Mcminn, C. Cruz, and M. Kelley, *Hypersonic vehicle simulation model: winged-cone configuration*. NASA Technical Memorandum, 1990.
- [7] J. Hunt and J. Martin, “Aero-space plane figures of merit,” in *AIAA Materials Specialist Conference-Coating Technology for Aerospace Systems*, 1992.
- [8] F. Chavez and D. Schmidt, “An integrated analytical aeropropulsive/aeroelastic model for the dynamic analysis of hypersonic vehicles,” in *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Hilton Head Island, SC*, pp. 551–563, 1992.
- [9] K. Bilimoria, “Integrated development of the equations of motion for elastic hypersonic flight vehicle,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 18, no. 1, pp. 73–81, 1995.
- [10] F. Chavez and D. Schmidt, “Uncertainty modeling for multivariable-control robustness of elastic high-speed vehicles,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 22, no. 1, pp. 87–95, 1999.
- [11] M. Bolender and D. Doman, “A nonlinear model for the longitudinal dynamics of a hypersonic air-breathing vehicle,” in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 2005.
- [12] M. Bolender and D. Doman, “Nonlinear longitudinal dynamical model of an air-breathing hypersonic vehicle,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 44, pp. 374–387, 2007.
- [13] J. Parker, A. SERRANIT, S. Yurkovich, M. Bolender, and D. DOMAN, “Control-oriented modeling of an air-breathing hypersonic vehicle,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 30, no. 3, pp. 856–869, 2007.
- [14] M. Heller, F. Holzappel, and G. Sachs, “Robust lateral control of hypersonic vehicles,” in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 2005.
- [15] B. Appleby and N. Adams, “Robust estimator design applied to the lateral dynamics of a hypersonic vehicle,” in

- AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, pp. 752–757, 1991.
- [16] I. Gregory, R. Chowdhry, J. McMinn, and J. Shaughnessy, *Hypersonic vehicle model and control law development using h_∞ and μ synthesis*. NASA TM-4562, 1994.
 - [17] H. Buschek and A. Calise, “Uncertainty modeling and fixed-order controller design for a hypersonic vehicle model,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 20, no. 1, pp. 42–48, 1997.
 - [18] H. Xu, M. Mirmirani, and P. Ioannou, “Adaptive sliding mode control design for a hypersonic flight vehicle,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 27, no. 5, pp. 829–838, 2004.
 - [19] 龚宇莲, 吴宏鑫, “基于特征模型的高超声速飞行器的自适应姿态控制,” *宇航学报*, vol. 31, no. 9, pp. 2122–2128, 2010.
 - [20] B. Xu, D. Gao, and S. Wang, “Adaptive neural control based on HGO for hypersonic flight vehicles,” *SCIENCE CHINA Information Sciences*, vol. 54, no. 3, pp. 511–520, 2011.
 - [21] P. Kokotovic, “The Joy of Feedback: Nonlinear and Adaptive: 1991 Bode Prize Lecture,” *IEEE Control Systems Magazine*, vol. 12, pp. 7–17, 1991.
 - [22] D. Wang and J. Huang, “Neural network-based adaptive dynamic surface control for a class of uncertain nonlinear systems in strict-feedback form,” *IEEE Transactions on Neural Networks*, vol. 16, no. 1, pp. 195–202, 2005.
 - [23] B. Xu, X. Huang, D. Wang, and F. Sun, “Dynamic surface control of constrained hypersonic flight models with parameter estimation and actuator compensation,” *Asian Journal of Control*, vol. 16, no. 1, pp. 162–174, 2014.
 - [24] B. Xu, D. Wang, H. Wang, and S. Zhu, “Command filter based robust nonlinear control of hypersonic aircraft with magnitude constraints on states and actuators,” *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, vol. 73, no. 1–4, pp. 233–247, 2014.
 - [25] Y. Liu and Y. Lu, “Longitudinal inversion flight control based on backstepping for hypersonic vehicle,” *Control and Decision*, vol. 22, no. 3, pp. 313–317, 2007.
 - [26] D. Gao and Z. Sun, “Fuzzy tracking control design for hypersonic vehicles via ts model,” *SCIENCE CHINA Information Sciences*, vol. 54, no. 3, pp. 521–528, 2011.
 - [27] L. Fiorentini, A. Serrani, M. Bolender, and D. Doman, “Nonlinear robust adaptive control of flexible air-breathing hypersonic vehicles,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 32, no. 2, pp. 401–416, 2009.
 - [28] D. Gao, Z. Sun, X. Luo, and T. Du, “Fuzzy adaptive control for hypersonic vehicle via backstepping method,” *Control Theory and Application*, vol. 25, no. 5, pp. 805–810, 2008.
 - [29] D. Gao, Z. Sun, and T. Du, “Dynamic surface control for hypersonic aircraft using fuzzy logic system,” in *IEEE International Conference on Automation and Logistics*, pp. 2314–2319, 2007.
 - [30] X. Li, B. Xian, C. Diao, Y. Yu, K. Yang, and Y. Zhang, “Output feedback control of hypersonic vehicles based on neural network and high gain observer,” *SCIENCE CHINA Information Sciences*, vol. 54, no. 3, pp. 429–447, 2011.
 - [31] J. Park, S. Kim, and C. Moon, “Adaptive neural control for strict-feedback nonlinear systems without backstepping,” *IEEE Transactions on Neural Networks*, vol. 20, no. 7, pp. 1204–1209, 2009.
 - [32] A. Arapostathis, B. Jakubczyk, H. Lee, S. Marcus, and E. Sontag, “The effect of sampling on linear equivalence and feedback linearization,” *Systems & Control Letters*, vol. 13, no. 5, pp. 373–381, 1989.
 - [33] D. Nesic and L. Grüne, “Lyapunov-based continuous-time nonlinear controller redesign for sampled-data implementation,” *Automatica*, vol. 41, no. 7, pp. 1143–1156, 2005.
 - [34] L. Grüne, K. Worthmann, and D. Nesic, “Continuous-time controller redesign for digital implementation: a trajectory based approach,” *Automatica*, vol. 44, no. 1, pp. 225–232, 2008.
 - [35] 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*, vol. 24, no. 3, pp. 459–463, 2009.
 - [36] 高道祥, 孙增圻, “高超声速飞行器离散模糊自适应控制,” *空间控制技术与应用*, vol. 35, no. 5, pp. 13–19, 2009.
 - [37] B. Xu, F. Sun, C. Yang, D. Gao, and J. Ren, “Adaptive discrete-time controller design with neural network for hypersonic flight vehicle via back-stepping,” *International Journal of Control*, vol. 84, no. 9, pp. 1543–1552, 2011.
 - [38] B. Xu, Y. Pan, D. Wang, and F. Sun, “Discrete-time hypersonic flight control based on extreme learning machine,” *Neurocomputing*, vol. 128, pp. 232–241, 2014.
 - [39] B. Xu, D. Wang, F. Sun, and Z. Shi, “Direct neural discrete control of hypersonic flight vehicle,” *Nonlinear Dynamics*, vol. 70, no. 1, pp. 269–278, 2012.
 - [40] H. Wu and F. Sun, “Adaptive Kriging control of discrete-time nonlinear systems,” *IET Control Theory & Applications*, vol. 1, no. 3, pp. 646–656, 2007.
 - [41] B. Xu, F. Sun, H. Liu, and J. Ren, “Adaptive kriging controller design for hypersonic flight vehicle via back-stepping,” *IET Control Theory & Applications*, vol. 6, no. 4, pp. 487–497, 2012.
 - [42] B. Xu, Z. Shi, C. Yang, and S. Wang, “Neural control of hypersonic flight vehicle model via time-scale decomposition with throttle setting constraint,” *Nonlinear Dynamics*, vol. 73, no. 3, pp. 1849–1861, 2013.
 - [43] B. Xu, S. Wang, D. Gao, and Y. Zhang, “Adaptive neural control of a hypersonic vehicle in discrete time,” *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, vol. 73, no. 1–4, pp. 219–231, 2014.
 - [44] Z. Wilcox, W. MacKunis, S. Bhat, R. Lind, and W. Dixon, “Robust nonlinear control of a hypersonic aircraft in the presence of aerothermoelastic effects,” in *American Control Conference*, pp. 2533–2538, 2009.
 - [45] B. Fidan, M. Mirmirani, and P. Ioannou, “Flight dynamics and control of air-breathing hypersonic vehicles- review and new directions,” in *12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies*, 2003.