

## 基于特征模型的高超声速飞行器自适应控制研究进展

孟 斌<sup>†</sup>

(北京控制工程研究所, 北京 100190)

**摘要:** 钱学森先生1945年在论文《论高超声速相似律》中,首次提出了高超声速(hypersonic)的术语.高超声速飞行器具有的强大的军事和民事应用前景,20世纪80年代初,在世界上掀起了研究和发 展高超声速飞行器的热潮,其中高超声速飞行器控制是其关键科学和技术问题之一.高超声速飞行器的研究取得了大量理论成果,与其形成鲜明对比的是,高超声速飞行器在试飞实验中却遇到了很大困难,例如X-51A, HTV-2.这种现象不得不引发我们进行深入思考.由于高超声速空气动力学研究的局限性,导致目前所建立的高超声速飞行器的动力学模型,与真实系统相比,其结构和参数不确定性非常大,它从根本上限制了控制理论和方法的研究.并且由于高超声速飞行器动力学模型的复杂性,导致目前工程应用中的控制方法复杂化.因此,针对高超声速飞行器控制问题,需要深入开展气动、控制交叉学科的研究,以及适于工程应用的自适应控制的研究.针对上述问题,我们开展了一定的研究.我们建立了三轴耦合的高超声速飞行器被控对象类X-20及其气动模型,并结合工程应用,直接针对表格形式的气动模型开展控制研究.针对强耦合和无解析动力学的控制问题,特征模型理论有其独特优势.近年来,我们系统研究了基于特征模型的高超声速飞行器的爬升、滑翔和再入控制问题.本文首先介绍特征模型理论和方法,进而综述和分析基于特征模型的高超声速飞行器自适应控制的研究进展,并提出进一步需要研究的问题.

**关键词:** 特征模型; 高超声速飞行器控制; 爬升; 滑翔; 再入

中图分类号: TP273 文献标识码: A

## Review of the characteristic model-based hypersonic flight vehicles adaptive control

MENG Bin<sup>†</sup>

(Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China)

**Abstract:** Tsien Hsue-shen proposed the terminology hypersonic in the paper “similarity laws of hypersonic flow” for the first time in 1945. Hypersonic flight vehicles have strong military and civil application prospects, where the control of hypersonic flight vehicles is one of the key science and technology problems. The researches of hypersonic flight vehicles have made great progresses; while there have been great difficulties in the test of them, for example, X-51A and HTV-2. This phenomenon has to trigger us to think profoundly. The restriction of the research of aerodynamics results in the current dynamic models with significant uncertainties of structure and parameters compared with the true vehicles, which restricts fundamentally the research of its control theory and approach. And the complexity of the hypersonic dynamics results in the complication of the control method in engineering. Hence, for the hypersonic flight vehicle control problem, we need to the study the interdisciplinary of aerodynamics and control and the adaptive control apt to the engineering. For the above problems, we have done some researches. A three axes coupling hypersonic flight vehicle model analogy X-20 and its aerodynamic model were constructed. Combining the engineering, the control was research according to the table type of aerodynamic data. The characteristic model has the important advantages with strong coupling and without analytic dynamic equation. In recent years, characteristic model-based control of hypersonic climbing, gliding and reentry have been researched. In this paper, we shall first introduce the characteristic theory. This review of the characteristic model-based control of hypersonic flight vehicles is followed. Finally, conclusions and future work are summarized.

**Key words:** characteristic model; hypersonic flight vehicles; climbing; gliding; reentry

### 1 引言(Introduction)

1945年钱学森先生在论文《论高超声速相似律》中,首次提出了高超声速(hypersonic)的术语.一般认为,以大于5马赫飞行的飞行器称为高超声速飞行器.

此时,飞行器周围流场呈现出高超声速气体动力学所特有的特征,即薄激波层、粘性干扰、熵层、高温效应和低密度效应.20世纪五六十年代远程弹道导弹的出现、载人飞船的成功返回以及X-15试验机飞行速度

超过6马赫等系列事件,标志着人类开始进入了高超声速时代.由于高超声速飞行器所具有的强大的军事和民用应用前景,20世纪80年代初,在世界上掀起了研究和发​​展高超声速飞行器的热潮.迄今,各航天大国纷纷制定了高超声速飞行器发展战略,同时也认识到发展高超声速飞行器的极大困难,建立了多项高超声速飞行器基础研究计划.2013年,美国开展了高超声速飞行器HTV-2, X-51A和X-37B的试飞实验,涵盖了高超声速飞行器的滑翔、超燃动力和可重复使用3个研究热点.在我国,国家自然科学基金委已经启动《空天飞行器的若干重大基础问题》和《近空间飞行器的关键基础科学问题》两项重大研究计划,973和863也启动了相关专项研究<sup>[1]</sup>,在高超声速关键科学和技术方面取得了重要进展.

高超声速飞行器的关键科学和技术问题涉及到推进、防热、导航制导和控制等各个方面.在控制方面,高超声速飞行器具有与亚声速/超声速飞行器不同的特点,包括控制系统的实时性、控制模式、变参数、不确定性和非最小相位等问题.此外,许多随机干扰因素对飞行器的飞行状态也有着非常大的影响<sup>[1-10]</sup>.上述特点使得高超声速飞行器控制研究非常具有挑战性,对控制理论提出了许多崭新的研究课题,从而推动了控制学科的发展.从20世纪80年代起至今,高超声速飞行器控制得到了广泛而深入的研究,取得了丰硕的研究成果.从控制理论的角度来看,高超声速飞行器控制历经了从线性控制、最小相位非线性控制到非最小相位非线性控制的发展历程,目前的研究热点包括非最小相位高超声速飞行器控制问题和高超声速飞行器的热气弹控制问题.与高超声速飞行器控制理论研究进展形成鲜明对比的是,高超声速飞行器在试飞实验中却遇到了很大困难,例如X-51A, HTV-2.这种现象不得不引发我们进行深入思考.由于高超声速空气动力学研究的局限性,导致目前所建立的高超声速飞行器的动力学模型,与真实系统相比,其结构和参数不确定性非常大.在《高超声速飞行器HTV-2第二次试飞报告》中指出,“HTV-2在第二次飞行期间经历了最初的冲击波干扰,超过飞行器设计的100倍”,“第二次飞行数据证明了从已知的飞行包线推断和仅从先进的热模型和地面测试不能成功预测马赫数20气动飞行的严酷现实”<sup>[11]</sup>.高超声速飞行器气动建模问题极大限制了控制理论和方法的研究,并且由于高超声速飞行器动力学模型的复杂性,导致目前工程应用中的控制方法复杂化.因此,针对高超声速飞行器控制问题,需要深入开展气动、控制交叉学科的研究,以及适于工程应用的自适应控制的研究.

2005年以来,在吴宏鑫院士的带领下,我们对高超声速飞行器自适应控制问题开展了系统深入的研究:

1) 由于高超声速飞行器建模的复杂性,目前国际

上已发表的高超声速飞行器气动模型仅有纵向模型.为了深入研究三轴耦合问题,与中国航天空气动力研究院合作,建立了高超声速飞行器研究对象类X-20及其三轴气动模型.

2) 目前国际上已发表的文章大多针对的是被控对象的解析动力学,它是通过对工作点的气动数据拟合得到的.考虑到实际工程需要,我们直接针对气动数据表格进行控制设计.针对强耦合和无解析模型的控制问题,特征模型理论具有独特优势.

本文首先介绍基于特征模型的自适应控制理论和方法,然后围绕高超声速飞行器爬升、滑翔和再入问题,介绍基于特征模型的高超声速飞行器控制的研究进展,并提出进一步需要研究的问题.

## 2 基于特征模型的自适应控制理论和方法 (Characteristic model-based adaptive control theory and method)

基于特征模型的自适应控制方法是吴宏鑫院士20世纪80年代初提出的<sup>[12-14]</sup>,该方法遵循钱学森先生在《工程控制论》中的思想“只要比较直观的讲法能够达到目的,我们就用不用严密精巧的数学方法来讨论”<sup>[15-16]</sup>.这句话体现了钱先生对于工程实际对象的复杂性、具体性,以及工程问题特点的深刻认识.经过了30多年的研究,基于特征模型的自适应控制方法不仅在理论上取得了重要进展<sup>[17-25]</sup>,而且在载人飞船再入升力控制<sup>[26]</sup>、神舟飞船和天宫一号交会对接控制<sup>[27-28]</sup>、电解铝控制<sup>[29]</sup>等中得到成功应用,其中飞船返回再入控制的开伞精度达到世界先进水平<sup>[18]</sup>.高超声速飞行器是我国重点发展领域,其控制问题是必须攻克的关键科学和技术问题之一.围绕该问题,我们紧密结合工程实际应用,研究了基于特征模型的高超声速飞行器爬升、滑翔和再入控制问题<sup>[30-33]</sup>,取得了重要进展.

基于特征模型的自适应控制方法从应用的角度出发进行自适应控制的研究.从20世纪50年代末期由美国麻省理工学院提出第一个用于飞行的自适应控制系统以来,自适应控制理论的研究引起了广泛关注,取得了丰硕成果和重要进展.然而,自适应控制在实际中并未得到广泛应用.其原因在于目前出现的自适应控制理论在实际工程应用中存在如下问题:一般情况下,自适应控制系统的暂态响应较差.特别是在初始参数误差大的情况下,暂态误差也会很大,需要花费较长时间校正到满意值.这是由于为了保证自适应控制系统的稳定性,必须保持较小的参数校正率,这就决定了随着初始误差的增大,参数校正到满意值所需时间也会增加;对于高阶线性系统,自适应控制需要估计的参数个数也是非常多的,从而导致工程设计非常复杂;由于工程实际中测量和干扰等各种原因,难以保证参数估计收敛;现有的各种自适应控制方法,

在实际应用中需要人为调试的参数太多,因此对于不允许在运行中人为调试的对象不能应用,如航天器控制;非线性和时变系统的自适应控制,目前还有很大困难.引起上述困难的重要原因之一是现有的自适应控制理论以复杂动力学模型为基础<sup>[18]</sup>.

特征模型理论在很大程度上解决了上述问题.其理论基础是“全系数之和等于1”<sup>[14]</sup>.实际被控对象大都是连续系统,离散系统是通过各种离散化方法把连续被控对象离散化得到的.基于这种认识,“全系数之和等于1”在一定条件下给出了未知系数线性定常连续系统的离散化方程的系数的界,揭示了被控对象差分方程系数的客观规律,为控制设计提供了基础.在此基础上,为了回答工程控制中的一个基本理论问题,结合控制模型和控制目标要求的关係,进一步证明了高阶线性定常系统、二阶仿射非线性系统与二阶模型的关系.在实际应用中的两个标志性方法,一个是PID控制器,另一个是Kalman滤波器,它们都被广泛而成功地应用在众多实际系统中,都能成功对付相当一大类的非线性系统.但是其稳定性等的证明基本上都是针对二阶线性模型的.这是控制理论在实际应用中普遍存在的问题,也是现有控制理论框架无法解决的难题<sup>[34-35]</sup>.在文献[19]中,对于工程上常见的一类未知系数线性定常系统

$$G(s) = \frac{k_v}{s^2} + \sum_{i=1}^m \frac{k_i}{s + \lambda_i} + \sum_{i=1}^h \left( \frac{k_{p+i}}{s + \lambda_{p+i}} + \frac{\bar{k}_{p+i}}{s + \bar{\lambda}_{p+i}} \right) +$$

$$\sum_{i=1}^p \frac{k_{wi}}{(s + w_i)^2},$$

作者证明在位置保持控制要求下,其输出和输入满足如下关系:

$$y(k+2) = f_1(k)y(k+1) + f_2(k)y(k) + g_0(k)u(k+1) + g_1(k)u(k), \quad (1)$$

其中:  $u, y$  分别表示输入和输出;  $f_i(k), g_j(k), i = 1, 2, j = 0, 1$  是慢时变和有界的,且其界可事先确定.对于最小相位系统或弱非最小相位系统,式(1)可以简化为

$$y(k+2) = f_1(k)y(k+1) + f_2(k)y(k) + g(k)u(k), \quad (2)$$

其中  $f_i(k), g(k), i = 1, 2$ , 属于凸闭集

$$D = \{f_1, f_2, g | 1.4331 \leq f_1 \leq 1.9974, -0.9999 \leq f_2 \leq -0.5134, 0.9196 \leq f_1 + f_2 \leq 0.9999, 0.003 \leq g \leq 0.3\}. \quad (3)$$

如果被控对象的控制性能要求与输出的  $m(m \geq 1)$  阶导数相关,则其输出和输入满足  $m$  阶线性时变差分方程,方程的系数是慢时变有界的,其界可事先确定.

在上述理论基础上,吴宏鑫院士提出了特征模型理论,包括特征建模、参数辨识和全系数自适应控制3部分(如图1所示).

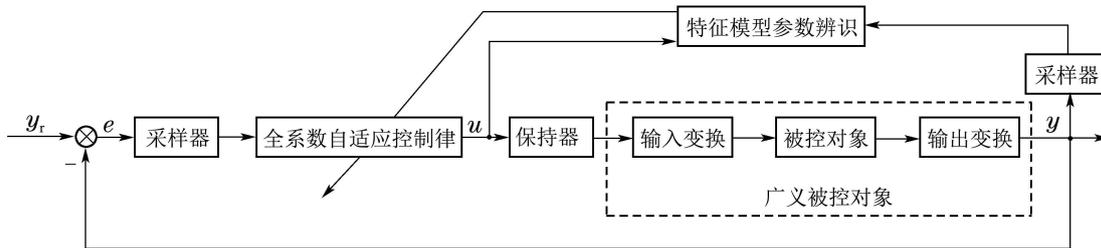


图1 基于特征模型的自适应控制示意图

Fig. 1 Schematic of characteristic model-based adaptive control

目前,将模型(2)称为特征模型,但不局限于此,只要符合下述4个特点都属于特征模型的范畴.特征模型有如下特点:1)特征模型的形式和阶次除考虑被控对象的特征外,主要取决于控制性能要求;2)特征模型的形式比动力学方程简单,工程实现容易、方便;3)在同样输入下,特征模型和被控对象在输出上是等价的;4)特征模型与降阶模型不同,它是把动力学中的高阶信息压缩到几个特征参量之中,并不丢失信息.在文献[19]的基础上,本文进一步证明了一般线性定常系统和二阶仿射非线性系统在一定条件下可以转换成模型(2)<sup>[21-22]</sup>.与其他自

适应控制相同,在设计自适应控制之前首先进行参数辨识,不同点在于需要辨识的是特征模型(2)的系数,而非原系统的系数,且已经给出了模型(2)的系数的界式(3).因此采用带有投影的最小二乘或者梯度等方法进行辨识.针对模型(2),投影梯度方法为

$$\begin{cases} \hat{\Theta}(k+1) = \\ \hat{\theta}(k) + \frac{\alpha \phi(k)(y(k+2) - \phi(k)^T \hat{\theta}(k))}{1 + \phi(k)^T \hat{\theta}(k)}, \\ \hat{\theta}(k+1) = \Pi[\hat{\Theta}(k+1)], \end{cases} \quad (4)$$

$\hat{\theta}(k) = [\hat{f}_1 \ \hat{f}_2 \ \hat{g}]^T$  为  $f_1, f_2, g$  的辨识参数,  $\phi(k) = [y(k+1) \ y(k) \ u(k)]^T$ ,  $0 < \alpha < 1$ ,  $\Pi[\hat{\theta}(k)]$  表示投影算子, 将  $\hat{\theta}(k)$  投影到  $D$  中. 特征模型的系数具有确定的范围, 这是基于特征模型的自适应控制成功应用的关键之一, 加合理的限制, 是任何工程上成功应用的自适应控制必须有的技术措施. 利用辨识参数, 设计基于特征模型(2)的全系数自适应控制  $u$ , 包括维持跟踪控制  $u_0$ 、黄金分割控制  $u_G$ 、逻辑积分控制  $u_I$  和逻辑微分控制  $u_D$ :

$$u = u_0 + u_G + u_I + u_D, \quad (5)$$

$$u_0(k) = \frac{y_r(k) - \hat{f}_1(k)y_r(k) - \hat{f}_2(k)y_r(k-1)}{\hat{g}(k)}, \quad (6)$$

$$u_G(k) = \frac{l_1 \hat{f}_1(k)e(k) + l_2 \hat{f}_2(k)e(k-1)}{\hat{g}(k)}, \quad (7)$$

$$u_I(k) = u_I(k-1) - k_I e(k), \quad (8)$$

$$u_D(k) = -k_D e(k), \quad (9)$$

其中:  $y_r(k)$  为跟踪目标函数,

$$l_1 = 0.382, \ l_2 = 0.618,$$

$$e(k) = y(k) - y_r(k),$$

$$k_I = \begin{cases} k_{I1}, & e(k)(e(k) - e(k-1)) > 0, \\ k_{I2}, & e(k)(e(k) - e(k-1)) \leq 0, \end{cases}$$

$$k_{I1} \gg k_{I2} > 0, \ k_D = c_D \sqrt{\sum_{j=0}^{l_D} |e(k)|} > 0,$$

$k_{I1}, k_{I2}, c_D, l_D$  为所需调整的参数. 黄金分割自适应控制律是本方法中特有的一种反馈控制律. 式(6)–(9)是针对不同的控制目标提出的, 针对不同的具体问题, 在控制设计时对式(6)–(9)进行适当的选择. 我们也开展了稳定性研究. 文献[23–25]给出了基于特征模型的自适应控制的稳定性的条件. 针对具体高超声速飞行器被控对象, 文献[32–33]给出了稳定性条件. 特征模型理论为高阶复杂对象进行低阶控制器设计提供了依据, 为自适应控制理论和实际应用相结合提供了一条新的技术途径, 有效地解决了参数估计未收敛到“真值”时自适应控制系统的稳定性问题.

### 3 基于特征模型的高超声速飞行器控制研究进展(Review of the characteristic model-based hypersonic flight vehicles control)

本节针对具体的高超声速飞行器对象, 介绍基于特征模型的自适应控制设计方法, 包括高超声速飞行器的爬升、滑翔和再入3部分内容.

### 3.1 X-34的爬升控制<sup>[30]</sup>(Climbing control of X-34)

#### 3.1.1 预备知识和问题描述(Preliminaries and problem formulation)

跨大气层飞行器X-34如图2所示. X-34由载机携带到高度7 km(0.7 Mach)进行投放, 飞行器投放后, 火箭发动机点火, 飞行器迅速拉起, 进行迅速爬升, 到75 km(7.5 Mach), 燃油消耗完后, 发动机停机, 进入无动力爬升阶段, 达到预定高度, 最后进行无动力下降. 火箭发动机推力大小为240 kN, 其方向在俯仰平面内 $\pm 15^\circ$ 范围内是可以调整的. 控制输入包括舵面和RCS(偏航和滚转方向控制), 舵面为升降舵、机身襟翼和减速板. 笔者所在团队与航空部门合作根据文献[36–37]中的气动数据建立了气动数据表.



图 2 X-34外形

Fig. 2 X-34 shape

这里主要考虑X-34有动力爬升段(2.5 Mach到7.5 Mach)的纵向控制问题. 由于在高空段空气密度急剧减少, 使得在高空爬升段的控制问题与一般飞机有着很大不同. 通过对动力学和气动数据进行仔细分析, 可以看出高空爬升段设计中主要面临如下困难: 1) 高度和速度协调控制问题. 跨大气层飞行器爬升段的任务目标是在经历动力上升和无动力上升后, 因热防护材料的限制, 飞行高度应能超过预先制定的高度范围, 飞行速度则应小于机体结构限制的最大马赫数要求. 因此如何实现高度和速度协调控制是本设计的一个难点; 2) 长周期不可直接控制问题. 通过对飞行器动力学方程进行估算可知, 在高空高速的范围内, 空气密度急剧减小, 由于在速度变量和爬升角变量动力学中动压是控制输入的系数, 从而导致控制输入失去作用, 使得这两个变量难以控制. 也即, 高空范围内存在外环长周期不能直接控制的问题; 3) 如何针对短周期变量, 设计合适的控制目标, 以实现爬升段的控制, 也是面临的问题之一; 4) 爬升过程中气动特性变化剧烈, 并出现了反效现象, 难以对其气动系数进行拟合, 以得到动力学方程的解析表达式, 因此难以利用现代控制方法进行控制律设计.

考虑圆形旋转地球情形下飞行器纵向动力学方程<sup>[38]</sup>:

$$\begin{aligned}\dot{V} &= -\frac{\mu}{r^2} \sin \gamma + \frac{(P \cos \alpha - D)}{m} + \omega_E^2 r \sin \gamma, \\ V\dot{\gamma} &= -\left(\frac{\mu}{r^2} - \frac{V^2}{r}\right) \cos \gamma + \frac{(P \sin \alpha + L)}{m} + \\ & 2\omega_E V + \omega_E^2 r \cos \gamma, \\ \dot{h} &= V \sin \gamma, \\ \dot{q} &= \frac{M_y}{I_y}, \\ \dot{\alpha} &= q - \dot{\gamma}.\end{aligned}$$

变量说明请参见文献[30]. 在爬升过程中, 由于巨大的发动机推力, 飞行器重心、质量和惯矩随时间剧烈变化, 变化曲线请参见文献[30].

根据文献[36-37]中X-34有动力爬升典型飞行轨迹, 设计了 $\alpha$ 和 $q$ 的跟踪曲线<sup>[30]</sup>. 为简化设计, 固定推力沿飞行器体轴方向, 并且由气动数据可知, 当襟翼为 $-15^\circ$ 时可以提供最大力矩, 这里固定襟翼为 $-15^\circ$ . 按照实际要求<sup>[36-37]</sup>, 升降舵幅值限制为 $-30^\circ$ 到 $20^\circ$ , 变化率限制为 $\pm 60^\circ/\text{s}$ 以内. 本节考虑存在不确定性情形下, 设计受限升降舵偏角, 跟踪 $\alpha$ 和 $q$ 的参考曲线.

### 3.1.2 基于特征模型的自适应控制设计 (Characteristic model-based adaptive control design)

由上可知, X-34的爬升控制属于时变非线性系统的受限控制问题, 加之其气动系数是表格形式, 因此无被控对象的解析动力学模型. 针对该问题, 考虑设计基于特征模型的自适应控制, 包括特征建模, 参数辨识和自适应控制. 在线性系统特征建模理论的基础上<sup>[21]</sup>, 首先建立X-34的特征模型.

**定理 1** 当采样周期较小时,  $\alpha$ 和 $q$ 满足如下特征模型:

$$\begin{aligned}\alpha(k+2) &= \\ f_{11}(k)\alpha(k+1) + f_{12}(k)\alpha(k) + g_1(k)\overline{DE}, \\ q(k+2) &= \\ f_{21}(k)q(k+1) + f_{22}(k)q(k) + g_2(k)\overline{DE},\end{aligned}$$

其中:  $f_{ij}, g_i, i, j = 1, 2$  满足式(3),  $\overline{DE}$ 表示舵偏角.

利用投影梯度方法(4)辨识 $f_{ij}, g_i, i, j = 1, 2$ , 并投影到式(3)内, 辨识结果记为 $\hat{f}_{ij}(k), \hat{g}_i(k), i, j = 1, 2$ . 进而设计自适应控制律(5), 这里仅采用了黄金分割控制和逻辑积分控制:

$$\begin{aligned}\overline{DE} &= u_1 + u_2, u_i = u_{Gi} + u_{Li}, i = 1, 2, \quad (10) \\ u_{Gi}(k) &= -\frac{l_1 \hat{f}_{ij}(k)e_i(k) + l_2 \hat{f}_{ij}(k)e_i(k-1)}{\hat{g}_i(k)},\end{aligned}$$

$$i = 1, 2,$$

$$u_{Li}(k) = u_{Li}(k-1) - k_{Li}e_i(k), i = 1, 2,$$

其中:  $e_1(k) = \alpha(k) - \alpha_r(k)$ ,  $\alpha_r(k)$ 表示攻角跟踪曲线,  $e_2(k) = q(k)$ , 其他参数参见文献[7-8].

笔者与合作者对上面的设计进行了数学仿真验证. X-34数学仿真模型采用WGS84地球模型和重力加速度模型, 考虑不同地理位置平均海平面与椭圆地球的差异. 设计了控制律(10). 仿真结果表明<sup>[30]</sup>, 所设计的控制律实现了爬升目标和高度和速度的协调控制, 满足过载限制要求. 当存在不确定性时, 对于攻角和俯仰角速率都有很好的跟踪效果. 可见, 针对复杂控制问题, 基于特征模型的控制方法设计简单, 具有良好的控制效果.

## 3.2 类X-20滑翔控制<sup>[31-32]</sup>(Gliding control of analogy X-20)

### 3.2.1 预备知识和问题描述 (Preliminaries and problem formulation)

由于高超声速飞行器公开发表的气动数据较少, 一般仅有俯仰平面的气动数据. 为了更加深入地开展高超声速飞行器的研究, 笔者所在团队与中国航空气动力技术研究院合作, 参照高超声速飞行器X-20构造了高超声速飞行器外形, 称为“类X-20”, 如图3所示.

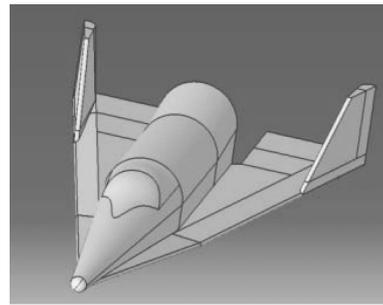


图3 类X-20飞行器外形示意图

Fig. 3 Schematic of analogy X-20 shape

类X-20具有4个独立的控制舵面, 即左、右副翼和左、右偏航舵. 两个副翼同步偏转时, 主要产生俯仰通道的控制作用; 两个副翼差动偏转时, 主要产生滚转通道的控制作用; 两个偏航舵同步偏转时, 主要产生偏航通道的控制作用. 中国航空气动力技术研究院利用工程建模方法对类X-20进行了气动建模, 给出了高度为20~80 km, 马赫数为5~25的三轴气动数据, 为高超声速飞行器的控制研究提供了基础<sup>[39]</sup>. 各项气动系数均建模为基本量和由舵偏产生的气动系数增量的和, 具体形式如下:

$$C_i =$$

$$C_{i0}(H, Ma, \alpha, \beta) + \Delta C_{i,\delta_e}(H, Ma, \alpha, \beta, \delta_e) + \Delta C_{i,\delta_r}(H, Ma, \alpha, \beta, \delta_r) + \Delta C_{i,\delta_\phi}(H, Ma, \alpha, \beta, \delta_\phi),$$

其中:  $i = a, y, n, mx, my, mz$ ;  $C_a, C_y, C_n, C_{mx}, C_{my}, C_{mz}$  分别表示轴向力系数、侧向力系数、法向力系数、滚转力矩系数、俯仰力矩系数和偏航力矩系数;  $C_{i0}$  表示各项气动系数基本量, 是高度、马赫数、攻角和侧滑角的函数;  $\Delta C_{i,j}, j = \delta_e, \delta_r, \delta_\phi$  表示由舵  $j$  产生的相应气动系数  $C_i$  的增量, 是高度、马赫数、攻角、侧滑角和舵偏  $j$  的函数. 这里气动系数均为表格形式.

考虑平面地球的前提下, 根据飞行器六自由度动力学模型, 利用攻角和侧滑角与本体速度的关系, 可以得到飞行器动力学方程如下<sup>[38]</sup>:

$$\left\{ \begin{aligned} \dot{\phi} &= \omega_{x1} + \omega_{y1} \sin \phi \tan \theta + \omega_{z1} \cos \phi \tan \theta, \\ \dot{\theta} &= \omega_{y1} \cos \phi - \omega_{z1} \sin \phi, \\ \dot{\phi} &= \omega_{y1} \sin \phi / \cos \theta + \omega_{z1} \cos \phi / \cos \theta, \\ \dot{\omega}_{x1} &= \frac{J_{y1} - J_{z1}}{J_{x1}} \omega_{y1} \omega_{z1} + \frac{M_{x1}}{J_{x1}}, \\ \dot{\omega}_{y1} &= \frac{J_{z1} - J_{x1}}{J_{y1}} \omega_{x1} \omega_{z1} + \frac{M_{y1}}{J_{y1}}, \\ \dot{\omega}_{z1} &= \frac{J_{x1} - J_{y1}}{J_{z1}} \omega_{x1} \omega_{y1} + \frac{M_{z1}}{J_{z1}}, \\ \dot{\alpha} &= \omega_{y1} - (\omega_{x1} \cos \alpha + \omega_{z1} \sin \alpha) \tan \beta + \\ &\quad g \frac{\cos \alpha \cos \phi \cos \theta + \sin \alpha \sin \theta}{V \cos \beta} + \\ &\quad \frac{\cos \alpha Q_{z1} - \sin \alpha Q_{x1}}{mV \cos \beta}, \\ \dot{\beta} &= -\omega_{z1} \cos \alpha + \omega_{x1} \sin \alpha + \\ &\quad \frac{g(\sin \phi \cos \theta + \sin \gamma \sin \beta)}{V \cos \beta} + \\ &\quad \frac{Q_{y1} \cos \beta - (Q_{x1} \cos \alpha + Q_{z1} \sin \alpha) \sin \beta}{mV}, \end{aligned} \right. \quad (11)$$

其中气动力与气动力矩表达式如下:

$$\begin{aligned} Q_{x1} &= -\frac{1}{2} \rho V^2 S_t C_a, \\ Q_{y1} &= \frac{1}{2} \rho V^2 S_t C_y, \\ Q_{z1} &= -\frac{1}{2} \rho V^2 S_t C_n, \\ M_{x1} &= \frac{1}{2} \rho V^2 S_t l_t C_{mx}, \\ M_{y1} &= \frac{1}{2} \rho V^2 S_t l_t C_{my}, \\ M_{z1} &= \frac{1}{2} \rho V^2 S_t l_t C_{mz}. \end{aligned}$$

升力  $L$  与阻力  $D$  由轴向力与法向力合成, 其表达式

分别为

$$\begin{aligned} L &= -Q_{z1} \cos \alpha + Q_{x1} \sin \alpha = \\ &\quad \frac{1}{2} \rho V^2 S_t (C_n \cos \alpha - C_a \sin \alpha), \\ D &= -Q_{z1} \sin \alpha - Q_{x1} \cos \alpha = \\ &\quad \frac{1}{2} \rho V^2 S_t (C_n \sin \alpha + C_a \cos \alpha). \end{aligned}$$

变量说明请见文献[32]. 控制目标是在存在不确定性下, 设计舵偏角, 跟踪攻角和滚转角曲线, 并使侧滑角保持在0附近.

### 3.2.2 基于特征模型的自适应控制设计(Characteristic model-based adaptive control design)

由上可见, 类X-20的滑翔控制属于强耦合不确定非线性控制问题, 并且无解析动力学方程. 针对上述问题, 我们开展了多项基于特征模型的自适应控制设计研究, 包括基于特征模型的补偿控制<sup>[31]</sup>、基于解耦特征模型的自适应控制<sup>[32]</sup>和基于多输入多输出特征模型的自适应控制等. 仿真结果表明, 上述3种方法均能较好的实现控制目标. 由于基于解耦特征模型方法更为简单, 适于工程应用, 这里介绍该方法.

基于特征模型的自适应控制包括非线性系统的特征建模、参数辨识和控制3部分内容. 记

$$\begin{aligned} u_1(k) &= \delta_y(k), u_2(k) = \delta_z(k), u_3(k) = \delta_x(k), \\ y_1(k) &= \alpha(k), y_2(k) = \beta(k), y_3(k) = \phi(k). \end{aligned}$$

根据非线性系统特征建模理论<sup>[22]</sup>, 建立式(11)的解耦特征模型:

$$y_i(k+2) = f_{i1}(k)y_i(k+1) + f_{i2}(k)y_i(k) + g_{i0}(k)u_i(k), \quad i = 1, 2, 3, \quad (12)$$

其中:  $f_{ij}, g_{i0} (j = 1, 2)$  为时变有确定界的系数, 其界可以按照非线性系统特征模型理论计算, 在数学仿真中, 一般取为式(3). 利用投影梯度法辨识方法(4)辨识特征模型(12)的系数, 参数辨识结果用相应变量上方加“^”表示.

三通道均设计基于特征模型的单输入单输出自适应控制

$$u_i(k) = (1 - \lambda_{i3})u'_i(k) + \lambda_{i3}u_i(k-1), \quad i = 1, 2, 3, \quad (13)$$

它是由当前控制  $u'_i(k)$  与前一步控制量  $u_i(k-1)$  通过平滑得到, 当前控制

$$u'_i(k) = u_{0i}(k) + u_{Gi}(k) + u_{Di}(k)$$

为维持跟踪控制律  $u_{0i}(k)$ 、黄金分割控制律  $u_{Gi}(k)$  和逻辑微分控制律  $u_{Di}(k)$  之和, 它们的具体

表达式为

$$\begin{cases} u_{0i}(k) = \\ \frac{y_{ir}(k+1) - \hat{f}_{i1}y_{ir}(k) - \hat{f}_{i2}y_{ir}(k-1)}{\hat{g}_{i0} + \lambda_{i1}}, \\ u_{Gi}(k) = -\frac{l_1\hat{f}_{i1}e_i(k) + l_2\hat{f}_{i2}e_i(k-1)}{\hat{g}_{i0} + \lambda_{i2}}, \\ u_{Di}(k) = \\ -c_{Di}\sqrt{\sum_{n=1}^{l_{Di}} |e_i(k-n)|(e_i(k) - e_i(k-1))}, \end{cases} \quad (14)$$

其中:  $y_{ir}(k)$ 表示相应参考曲线,  $e_i(k) = y_i(k) - y_{ir}(k)$ , 其他参数参见式(6)–(9). 上述设计与式(5)有一定区别, 增加了平滑控制和调节参数 $\lambda_{i1}, \lambda_{i2}$ . 平滑控制是为了减小控制舵面的抖动, 参数用以调节稳定性<sup>[23]</sup>.

对控制律(13)进行了数学仿真. 根据气动数据建立数学仿真模型, 设计控制律(13), 在存在不确定性下进行了数学仿真, 不确定性包括: 1) 气动力矩系数偏差:  $\pm 30\%$ ; 2) 气动阻尼力矩系数偏差:  $\pm 50\%$ ; 3) 转动惯量偏差:  $\pm 10\%$ ; 4) 大气密度偏差: 45 km 高度以下取 $\pm 15\%$ , 70 km 高度以上取 $\pm 30\%$ , 45 km ~ 70 km 高度按线性插值. 通过仿真可见所设计的控制律实现了控制目标, 具有较强鲁棒性.

### 3.2.3 黄金分割控制的闭环稳定性(Closed loop stability of golden-section control)

特征模型的系数是有界时变的, 这里利用线性区间时变系统理论给出黄金分割控制下的稳定性条件.

考虑高超声速飞行器姿态动力学方程(11), 其线性离散化系统具有如下形式:

$$\begin{cases} \alpha(k+2) = \\ \bar{f}_{11}(k)\alpha(k+1) + \bar{f}_{12}(k)\alpha(k) + \\ \bar{g}_1(k)\delta_\alpha(k) + \bar{f}_1(\beta, \phi), \\ \beta(k+2) = \\ \bar{f}_{21}(k)\beta(k+1) + \bar{f}_{22}(k)\beta(k) + \\ \bar{g}_2(k)\delta_\beta(k) + \bar{f}_2(\alpha, \phi), \\ \phi(k+2) = \\ \bar{f}_{31}(k)\phi(k+1) + \bar{f}_{32}(k)\phi(k) + \\ \bar{g}_3(k)\delta_\phi(k) + \bar{f}_3(\alpha, \beta). \end{cases} \quad (15)$$

按照特征模型的思想可知式(15)的系数均有界. 在黄金分割控制(14)控制下, 可以得到式(15)的闭环系统为

$$X(k+1) = A(k)X(k) + F(x_1, x_2, x_3), \quad (16)$$

其中:

$$\begin{aligned} X(k) &= [\alpha(k) \ \alpha(k+1) \ \beta(k) \ \beta(k+1) \\ &\quad \phi(k) \ \phi(k+1)]^T, \\ A(k) &= \begin{bmatrix} A_1(k) & 0 & 0 \\ 0 & A_2(k) & 0 \\ 0 & 0 & A_3(k) \end{bmatrix}, \\ A_i(k) &= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ \bar{f}_{i2} - k_i l_2 \hat{f}_{i2} & \bar{f}_{i1} - k_i l_1 \hat{f}_{i1} \end{bmatrix}, \quad i=1, 2, 3, \\ F &= [0 \ \bar{f}_1 \ 0 \ \bar{f}_2 \ 0 \ \bar{f}_3]^T, \\ k_i &= \frac{\bar{g}_i}{\hat{g}_{i0} + \lambda_{i2}}, \quad i=1, 2, 3. \end{aligned}$$

**定理 2** 考虑高超声速飞行器线性离散化动力学系统(15), 在黄金分割控制律(14)控制下, 闭环系统为式(16). 如果存在一个采样时间 $h_0$ 使得

$$X(k+1) = A(k)X(k)$$

是指稳定的, 则当采样周期 $h \leq h_0$ 时, 式(16)局部指数稳定.

## 3.3 航天飞机类飞行器再入控制<sup>[33]</sup>(Space shuttle-like flight vehicles reentry control)

### 3.3.1 预备知识和问题描述(Preliminaries and problem formulation)

飞行器的返回再入过程, 指的是飞行器沿其运行轨道直接进入、或者离开其原运行轨道沿转变后的轨道进入地球大气层, 并通过大气用大气减速, 安全降落到地球上的过程. 再入过程中存在多种随机干扰源和不确定因素, 例如质量特性及其变化, 包括: 质量、质心、转动惯量及惯量矩变化、结构的振型和频率的变化等; 敏感器测量和安装误差; 发动机推力变化、推力偏心和推进剂晃动; 航天器内外部各种扰动力矩, 主要有气动扰动力矩、质量排出力矩、陀螺进动扰矩及电磁干扰力矩等; 环境不确定性, 包括大气密度偏差, 风、气动特性偏差; 初始条件偏差等. 这些因素使得航天器不能按理想的轨迹飞行. 为了减少这些因素的影响, 要求再入制导和控制系统具有鲁棒性和自适应性<sup>[40]</sup>.

航天飞机类再入飞行器纵平面运动方程为

$$\begin{cases} \dot{h} = v \sin \theta, \\ \dot{v} = -\frac{\rho S C_D v^2}{2m} - g \sin \theta, \\ \dot{\theta} = \frac{\rho S C_L v}{2m} \cos \sigma - \frac{g \cos \theta}{v} + \frac{v \cos \theta}{r}, \end{cases} \quad (17)$$

其中变量说明请参见文献[33], 本部分考虑在一定

不确定性下, 设计制导律 $\sigma$ , 跟踪参考阻力加速度曲线.

### 3.3.2 基于特征模型的自适应制导律设计 (Characteristic model-based adaptive guidance law design)

飞行器再入时速度非常高, 当跟踪的参考阻力加速度斜率突然改变时, 将会出现过冲现象. 本部分针对转折点处的超调问题, 提出了非线性黄金分割控制律, 通过增大微分项的系数, 加大系统的阻尼比, 从而使得跟踪过程快速收敛.

基于特征模型的自适应控制包括特征建模、参数辨识和自适应控制3部分. 首先建立特征模型. 定义输入和输出分别为 $u = (C_L/C_D) \cos \sigma$ 和 $y = a_D$ , 其中 $a_D$ 表示阻力加速度. 利用特征建模理论可以建立式(17)的特征模型:

$$y(k+2) = \alpha_1(k)y(k+1) + \alpha_2(k)y(k) + \beta(k)u(k), \quad (18)$$

其中:

$$\alpha_1(k) = 2 + a_1(k)\Delta T + a_0(k)\Delta T^2,$$

$$u_0(k) = \frac{-\ddot{a}_{D_0} + \frac{\dot{a}_{D_0}^2}{a_{D_0}} - 2\frac{a_{D_0}\dot{a}_{D_0}}{v_0} - \frac{2a_{D_0}^3}{v_0^2} + \frac{2a_{D_0}g^2}{v_0^2} - \frac{2a_{D_0}g}{r_0} - \frac{a_{D_0}v_0^2}{h_s r_0} + \frac{a_{D_0}g}{h_s} + \frac{a_{D_0}\ddot{C}_{D_0}}{C_{D_0}} - \frac{a_{D_0}\dot{C}_{D_0}^2}{C_{D_0}^2}}{\frac{2ga_{D_0}^2}{v_0^2} + \frac{a_{D_0}^2}{h_s}},$$

非线性微分黄金分割控制

$$\begin{aligned} u_{NL}(k) &= \\ & -[k_p(k)y(k) + K_D(k, y(k))(y(k) - y(k-1))], \\ k_p(k) &= [l_1\hat{\alpha}_1(k) + l_2\hat{\alpha}_2(k)]/\hat{\beta}(k), \\ K_D(k, y(k)) &= k_d(k)(\eta_1|y(k)|^\mu + \eta_2), \\ k_d(k) &= -l_2\hat{\alpha}_2(k)/\hat{\beta}(k) \end{aligned}$$

和逻辑积分控制

$$\begin{aligned} u_I(k) &= \\ & \begin{cases} u_I^*(k), & v_1 - \Delta v_b \leq v \leq v_1 + \Delta v_a, \\ 0, & \text{其他,} \end{cases} \\ u_I^*(k) &= -k_I \sum_{i=k-N}^k y(i), \\ k_I &= \\ & \begin{cases} k_{I1}, & y(k)[y(k) - y(k-1)] > 0, \\ k_{I2}, & y(k)[y(k) - y(k-1)] < 0, \end{cases} \end{aligned}$$

其中:  $v_1$ 表示参考阻力加速度曲线在第1个转折点处的速度,  $\eta_1 > 0$ ,  $\eta_2 > 0$ ,  $\mu, N, \Delta v_a > 0$ ,  $\Delta v_b > 0$ ,  $k_{I1} \geq k_{I2} \geq 0$ 为待调节参数.

$$\begin{aligned} \alpha_2(k) &= -1 - a_1(k)\Delta T, \\ \beta(k) &= b(k)\Delta T^2, \\ a_1(t) &= \frac{2\dot{a}_{D_0}}{a_{D_0}} - \frac{2a_{D_0}}{v_0}, \\ b(t) &= \left(-\frac{2g}{v_0^2} - \frac{1}{h_s}\right)a_{D_0}^2, \\ a_0(t) &= -\frac{\dot{a}_{D_0}^2}{a_{D_0}^2} - \frac{2\dot{a}_{D_0}}{v_0} - \frac{6a_{D_0}^2}{v_0^2} + \\ & \frac{2g^2}{v_0^2} - \frac{2g}{r_0} - \frac{v_0^2}{h_s r_0} + \frac{g}{h_s} + \frac{\ddot{C}_{D_0}}{C_{D_0}} - \\ & \frac{\dot{C}_{D_0}^2}{C_{D_0}^2} - \frac{4ga_{D_0}}{v_0^2}u_0 - \frac{2a_{D_0}}{h_s}u_0. \end{aligned}$$

下标0表示各量对应于标称轨道的取值,  $\Delta T$ 表示采样周期,  $\alpha_1, \alpha_2, \beta \in D$ ,  $D$ 在式(3)中给出定义. 利用投影梯度算法(4)辨识参数 $\alpha_1, \alpha_2, \beta$ , 辨识结果记为 $\hat{\alpha}_1, \hat{\alpha}_2$ 和 $\hat{\beta}$ . 进而设计基于特征模型(18)的自适应控制

$$u(k) = u_0(k) + u_{NL}(k) + u_I(k) \quad (19)$$

包括维持跟踪控制

### 3.3.3 非线性黄金分割控制的稳定性(Stability of nonlinear golden section control)

这里基于时变Lyapunov稳定性理论给出在式(19)控制下式(18)的稳定性条件. 首先给出假设条件.

**假设 1** 假设  $0 < \varepsilon_b \leq \beta(k)/\hat{\beta}(k) \leq 2$ .

**假设 2**  $|y(k)|^\mu < M$ ,  $M$ 为常数界.

定义

$$\begin{aligned} f_1(k) &= -\alpha_1(k) + \frac{\beta(k)}{\hat{\beta}(k)}[l_1\hat{\alpha}_1(k) + l_2\hat{\alpha}_2(k) - \\ & l_2\hat{\alpha}_2(k)(\eta_1|y(k)|^\mu + \eta_2)], \\ f_2(k) &= -\alpha_2(k) + \frac{\beta(k)}{\hat{\beta}(k)}[l_2\hat{\alpha}_2(k)(\eta_1|y(k)|^\mu + \eta_2)], \\ \Delta f_1(k) &= f_1(k+1) - f_1(k), \\ \Delta f_2(k) &= f_2(k+1) - f_2(k), \\ \Delta(f_1^2(k)) &= f_1^2(k+1) - f_1^2(k), \\ \Delta(f_2^2(k)) &= f_2^2(k+1) - f_2^2(k). \end{aligned}$$

**定理 3** 如果假设1和2成立, 则在非线性微分黄金分割自适应控制(19)控制下, 式(18)一致渐近

稳定的充分条件为

$$\begin{aligned} & \frac{N_1(k)}{2} - \sqrt{q_{11}(k)q_{22}(k) - \bar{\delta}} < -\varepsilon_1 \Delta f_1(k) < \\ & \frac{N_1(k)}{2} + \sqrt{q_{11}(k)q_{22}(k) - \bar{\delta}}, \\ & \Delta(f_1^2(k)) < \\ & -f_2^2(k+1) + (1+2\varepsilon_1 - \delta_2)f_1^2(k+1) - \\ & f_1^4(k+1) + \delta_2 - \delta_1 - \delta_{22}, \\ & \Delta(f_2^2(k)) < (1-\delta_2)f_2^2(k+1) - \\ & f_1^2(k+1)f_2^2(k+1) + \delta_1 - \delta_{11}, \end{aligned}$$

其中:  $0 < \delta_1 < \delta_2$ ,  $0 < \delta_{11}$ ,  $0 < \delta_{22}$ ,  $0 < \bar{\delta} < \delta_{11}\delta_{22}$ ,

$0 < \varepsilon_1 < \frac{\delta_1}{\sqrt{3}M_1}$ ,  $M_1$ 为 $|f_1(k)|$ 的上界,

$$\begin{aligned} N_1(k) &= -2p_{12}(k+1) - 2[p_{12}(k+1)f_2(k+1) - \\ & p_{22}(k+1)f_1(k+1)f_2(k+1)], \\ p_{11}(k) &= f_2^2(k) + \delta_1, \\ p_{12}(k) &= \varepsilon_1 f_1(k), \\ p_{22}(k) &= f_1^2(k) + \delta_2, \\ q_{11}(k) &= p_{11}(k) - p_{22}(k+1)f_2^2(k+1), \\ q_{12}(k) &= p_{12}(k) + p_{12}(k+1)f_2(k+1) - \\ & p_{22}(k+1)f_1(k+1)f_2(k+1), \\ q_{22}(k) &= p_{22}(k) - p_{11}(k+1) + \\ & 2p_{12}(k+1)f_1(k+1) - \\ & p_{22}(k+1)f_1^2(k+1). \end{aligned}$$

#### 4 总结(Conclusions)

本文综述和分析了变参数、强耦合和强不确定性高超声速飞行器基于特征模型的自适应控制的研究进展。将进一步研究非最小相位系统基于特征模型的控制理论和方法,以及考虑热气动弹性影响的高超声速飞行器的制导和控制问题。

#### 参考文献(References):

- [1] 吴宏鑫, 孟斌. 高超声速飞行器控制研究综述 [J]. 力学进展, 2009, 39(6): 756 - 765.  
(WU Hongxin, MENG Bin. Review on the control of hypersonic flight vehicles [J]. *Advances in Mechanics*, 2009, 39(6): 756 - 765.)
- [2] 包为民. 航天飞行器控制技术研究现状与发展趋势 [J]. 自动化学报, 2013, 39(6): 697 - 702.  
(BAO Weimin. Present situation and development tendency of aerospace control techniques [J]. *Acta Automatica Sinica*, 2013, 39(6): 697 - 702.)
- [3] 黄琳, 段志生, 杨剑影. 近空间高超声速飞行器对控制科学的挑战 [J]. 控制理论与应用, 2011, 28(10): 1496 - 1505.  
(HUANG Lin, DUAN Zhisheng, YANG Jianying. Challenges of control sciences in near space aerospace aircrafts [J]. *Control Theory & Applications*, 2011, 28(10): 1496 - 1505.)
- [4] 吴宏鑫, 孟斌, 李勇. 近空间飞行器技术新进展 [R] //2011高技术发展报告. 北京: 北京控制工程研究所, 2011: 63 - 71.  
(WU Hongxin, MENG Bin, LI Yong. Progress in near space vehicles technology [R] //High Technology Development Report. Beijing: Beijing Institute of Control Engineering, 2011: 63 - 71.)
- [5] FIDAN B, MIRMIRANI M, IOANNOU P A. *Flight dynamics and control of air-breathing hypersonic vehicles: review and new directions, 2003-7081* [R]. Los Angeles: AIAA, 2003.
- [6] BOLENDER M A, DOMAN D B. *Flight path angle dynamics of air-breathing hypersonic vehicles* [R]. Dayton: AIAA, 2006: 2006 - 6692.
- [7] WALTON J T. *Performance sensitivity of hypersonic vehicles to change angle of attack and dynamic pressure* [R]. Cleveland: AIAA, 1989: 89 - 2463.
- [8] 黄嶙, 郝宇清, 段志生. 可重复使用天地往返飞行器中的多输入控制问题 [J]. 控制理论与应用, 2014, 31(7): 878 - 889.  
(HUANG Di, HAO Yuqing, DUAN Zhisheng. Multiple-input problem in control of reusable launch vehicle [J]. *Control Theory & Applications*, 2014, 31(7): 878 - 889.)
- [9] 孙长银, 穆朝絮, 张瑞民. 高超声速飞行器终端滑模控制技术 [M]. 北京: 科学出版社, 2014.  
(SUN Changyin, MU Zhaoxu, ZHANG Rumin. *Hypersonic Flight Vehicle Terminal Sliding Mode Technology* [M]. Beijing: Science Press, 2014.)
- [10] 李公军, 孟斌. 非最小相位高超声速飞行器控制 [J]. 系统科学与数学, 2014, 34(7): 769 - 779.  
(LI Gongjun, MENG Bin. Adaptive dynamic surface control for non-minimum phase hypersonic flight vehicles [J]. *Journal of Systems Science and Mathematical Sciences*, 2014, 34(7): 769 - 779.)
- [11] DARPA. *Engineering review board concludes review of HTV-2 second test flight* [R/OL]. www.darpa.mil/NewsEvents/Releases/2012/04/20.aspx, DARPA, 2012.
- [12] 吴宏鑫, 萨支天. 一种全系数的自适应控制方法 [J]. 自动化学报, 1985, 11(1): 12 - 20.  
(WU Hongxin, SA Zhitian. An all-coefficient adaptive control method [J]. *Acta Automatica Sinica*, 1985, 11(1): 12 - 20.)
- [13] WU H X, SA Z T. An all-coefficients identification adaptive control method and its applications [C] //Proceedings of the 10th IFAC World Congress. Munich, Germany: Elsevier Science Ltd., 1987.
- [14] 吴宏鑫. 全系数自适应控制理论及其应用 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1990.  
(WU Hongxin. *All-coefficient Adaptive Control Theory and Application* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1990.)
- [15] TSIEN H S. *Engineering Cybernetics* [M]. New York: McGraw-Hill Book Company, Inc, 1954.
- [16] 吴宏鑫. 工程实际中的控制理论和方法的研究与展望 [J]. 控制理论与应用, 2014, 31(12): 1626 - 1631.  
(WU Hongxin. Research and prospect on control theory and method in engineering [J]. *Control Theory & Applications*, 2014, 31(12): 1626 - 1631.)
- [17] 吴宏鑫, 胡军, 解永春. 基于特征模型的智能自适应控制 [M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2009.  
(WU Hongxin, HU Jun, XIE Yongchun. *Characteristic Model Based Intelligent and Adaptive Control* [M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2009.)
- [18] WU H X, HU J, XIE Y C. Characteristic model-based all-coefficients adaptive control method and its applications [J]. *IEEE Transaction on Systems Man and Cybernetics*, 2007, 37(2): 213 - 221.
- [19] WU H X, LIU Y W, LIU Z H, et al. Characteristic modeling and the control of flexible structure [J]. *Science in China (Information Sciences)*, 2001, 44(4): 278 - 291.
- [20] WU H X, WANG Y C, XING Y. Intelligent control based on intelligent characteristic model and its application [J]. *Science in China (Information Sciences)*, 2003, 46(3): 225 - 240.

- [21] 孟斌, 吴宏鑫. 线性定常系统特征模型的证明 [J]. 中国科学(E辑), 2007, 37(10): 1258 – 1271.  
(MENG Bin, WU Hongxin. Proof of the characteristic model for the linear time-invariant systems [J]. *Science in China (Series E)*, 2007, 37(10): 1258 – 1271.)
- [22] MENG B, WU H X. On characteristic modeling of a class of flight vehicles' attitude dynamics [J]. *Science in China (Technological Sciences)*, 2010, 53(8): 2074 – 2080.
- [23] 孟斌, 吴宏鑫. 黄金分割控制的收敛性和稳定性研究 [J]. 宇航学报, 2009, 30(5): 2128 – 2132.  
(MENG Bin, WU Hongxin. Convergence and stability of golden-section control [J]. *Journal of Astronautics*, 2009, 30(5): 2128 – 2132.)
- [24] 解永春, 吴宏鑫. 黄金分割在自适应鲁棒控制器设计中的应用 [J]. 自动化学报, 1992, 18(2): 177 – 185.  
(XIE Yongchun, WU Hongxin. The application of the golden section in adaptive robust controller design [J]. *Acta Automatica Sinica*, 1992, 18(2): 177 – 185.)
- [25] 解永春, 吴宏鑫. 全系数自适应控制方法的鲁棒性 [J]. 自动化学报, 1997, 23(2): 153 – 158.  
(XIE Yongchun, WU Hongxin. The robustness of the all coefficient adaptive control method [J]. *Acta Automatica Sinica*, 1997, 23(2): 153 – 158.)
- [26] 胡军. 载人飞船全系数自适应再入升力控制 [J]. 宇航学报, 1998, 19(1): 8 – 12.  
(HU Jun. All coefficient adaptive entry lifting control of manned spacecraft [J]. *Journal of Astronautics*, 1998, 19(1): 8 – 12.)
- [27] XIE Y C, HU J, WANG M, et al. Accurate and stable control of Shenzhou spacecraft in rendezvous and docking [C] // *Proceedings of the 19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace*. Wurzburg, Germany: [s.n.], 2013.
- [28] 胡军, 解永春, 张昊, 等. 神舟八号飞船交会对接制导、导航与控制系统及其飞行结果评价 [J]. 空间控制技术与应用, 2011, 37(6): 1 – 5.  
(HU Jun, XIE Yongchun, ZHANG Hao, et al. Shenzhou-8 spacecraft guidance navigation and control system and flight result evaluation for rendezvous and docking [J]. *Aerospace Control and Application*, 2011, 37(6): 1 – 5.)
- [29] 王迎春, 耿长福, 吴宏鑫. 一种自适应模糊控制器及其在电解铝过程控制中的应用 [J]. 航天控制, 2001, 19(4): 22 – 28.  
(WANG Yingchun, GENG Changfu, WU Hongxin. An adaptive fuzzy controller and its application in the process control of aluminum electrolysis [J]. *Aerospace Control*, 2001, 19(4): 22 – 28.)
- [30] MENG B, WU H X. Characteristic model based control of the X-34 reusable launch vehicle in its climbing phase [J]. *Science in China (Information Sciences)*, 2009, 52(11): 2216 – 2225.
- [31] 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 [J]. 宇航学报, 2010, 31(9): 2122 – 2128.  
(GONG Yulian, WU Hongxin. Characteristic model-based adaptive attitude control for the hypersonic flight vehicles [J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(9): 2122 – 2128.)
- [32] ZHANG Z, HU J. Stability analysis of a hypersonic vehicle controlled by the characteristic model based adaptive controller [J]. *Science in China (Information Sciences)*, 2012, 55(10): 2243 – 2256.
- [33] YANG J C, HU J, NI M L. Adaptive guidance law design based on characteristic model for reentry vehicles [J]. *Science in China (Information Sciences)*, 2008, 51(12): 2005 – 2021.
- [34] 郭雷. 关于控制理论发展的某些思考 [J]. 系统科学与数学, 2011, 31(9): 1014 – 1018.  
(GUO Lei. Some thinking about control theory development [J]. *Journal of Systems Science and Mathematical Sciences*, 2011, 31(9): 1014 – 1018.)
- [35] 孟斌. 飞行器PID控制的实用稳定性 [C] // 10000个科学难题: 信息科学卷. 北京: 科学出版社, 2011: 744 – 746.  
(MENG Bin. Practical stability of flight vehicles with PID controllers [C] // *10000 Selected Problems in Sciences: Information Science*. Beijing: Science Press, 2011: 744 – 746.)
- [36] BRAUCKMANN G J, RUTH M J. Aerodynamic characteristics, database development and flight simulation of the X-34 vehicle [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2011, 38(3): 334 – 344.
- [37] PAMADI B N, BRAUCKMANN G J. Aerodynamic characteristics and development of the aerodynamic database of the X-34 reusable launch vehicle [C] // *Proceedings of the International Symposium on Atmospheric Reentry Vehicles and Systems*. Arcachon, France: [s.n.], 1999.
- [38] 肖业伦. 航空航天器运动的建模——飞行动力学的理论基础 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2003.
- [39] 张红军, 陈英文, 张卫民. 基于工程快速计算方法的高超声速高升阻比飞行器气动特性 [J]. 战术导弹技术, 2011, (1): 37 – 43.  
(ZHANG Hongjun, CHEN Yingwen, ZHANG Weimin. Research on aerodynamics characteristic hypersonic high lift-drag ratio vehicle based on engineer rapid prediction method [J]. *Tactical Missile Technology*, 2011, (1): 37 – 43.)
- [40] 王希季. 航天器进入与返回技术 [M]. 上册. 北京: 宇航出版社, 1991.  
(WANG Xiji. *Spacecraft Entry and Return Technology* [M]. The first volume. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1991.)

### 作者简介:

孟斌 (1973–), 女, 高级工程师, 目前研究方向为高超声速飞行器控制、特征建模理论、多拉格朗日系统协调控制等, E-mail: mengb@amss.ac.cn.