

## 近空间高超声速飞行器对控制科学的挑战

黄琳, 段志生, 杨剑影

(北京大学 工学院 力学与空天技术系, 湍流与复杂系统国家重点实验室, 北京 100871)

**摘要:** 本文分别从6个方面讨论高超声速飞行器对控制科学带来的挑战: 1) 高超声速飞行器强耦合特征, 解耦与耦合协调控制的区别与联系; 2) 高超声速飞行器异类多作动器的协调配合, 以及冗余控制输入和一体化设计带来的控制科学问题; 3) 流体力学与控制的结合, 面向控制的建模理论与方法; 4) 高超声速飞行器中相关的经典非线性、时变、优化与变分问题; 5) 高超声速飞行器控制过程中的飞行分段与问题分解; 6) 重视计算机的作用, 有效结合计算机仿真解决工程问题. 从高超声速飞行器实际需求出发提炼问题并加以解决, 不仅对飞行器本身非常重要, 而且会推动控制科学的发展.

**关键词:** 高超声速飞行器; 耦合; 多作动器; 面向控制建模; 非线性.

**中图分类号:** V249.1      **文献标识码:** A

## Challenges of control science in near space hypersonic aircrafts

HUANG Lin, DUAN Zhi-sheng, YANG Jian-ying

(State Key Lab for Turbulence and Complex Systems, Department of Mechanics and Aerospace Engineering,  
College of Engineering, Peking University, Beijing 100871, China)

**Abstract:** This paper discusses challenges faced by control science for hypersonic aircrafts in six aspects: 1) coupling characteristics of hypersonic aircrafts, differences and connections between decoupled and coupled control; 2) Coordinated control of heterogeneous actuators for hypersonic aircrafts, and scientific problems in multiple control inputs and unified design; 3) combination between fluid dynamics and control, and control-oriented modeling method; 4) canonical nonlinear, time-varying and optimizing problems for hypersonic aircrafts; 5) flight section and problem decomposition for hypersonic aircraft control; 6) relying on numerical simulation more than ever to solve engineering problems in hypersonic aircraft control. The investigation of these problems from practical engineering perspective is not only important for aircraft design in particular but also beneficial for the development of control science.

**Key words:** hypersonic aircrafts; coupling; heterogeneous actuators; control-oriented modeling; nonlinear

### 1 引言(Introduction)

传统航空航天飞行器主要集中在距地20 km以下的稠密大气层内的航空领域和距地100 km以上的航天领域. 随着航空航天技术的快速发展, 距地20~100 km的临近空间正成为各发达国家飞行器发展的热点. 近空间高超声速飞行器技术是21世纪航空航天技术的新制高点, 美国2004年11月试飞成功的X-43A高超声速飞行器(图1)是航空史上继发明飞机、突破声障之飞行后的第3个划时代的里程碑. 目前高超声速飞行器已成为未来国防装备发展和民用空天技术的重要方向, 特别是临近空间高超声速飞行器, 由于其具备传统航空与航天飞行器所不具备的战略、战术以及效费比方面的优势, 更是受到普遍关注, 是目前各国争夺空天权争相发展的重点, 已经成为21世纪世界航空航天领域一个极其重要的发展方向<sup>[1~10]</sup>. 美国在去年一年内发射升空的X-37B, X-51A(图2)和HTV-2是3种不同类型

不同用途的高超声速临近空间飞行器, 其试飞的成功或部分成功使其在该领域处于领先地位. 继美国之后, 俄罗斯、欧盟、日本、中国都相继开展了高超声速飞行器研究任务, 我国自然科学基金委员会已设立多年期重大研究计划, 航空航天院所也相继开展了高超声速重大科技研发. 抓住这一发展机遇, 面向国家重大需求, 提炼解决其中的基础课题, 无论在理论还是应用上, 都具有重要意义, 会推动相关领域的巨大发展.

飞行控制是高超声速飞行器的运行中枢, 是其安全飞行、完成任务使命的保证, 飞行控制技术更是高超声速飞行器研制中的核心和关键技术之一. 由于近空间高超声速飞行器超高的飞行速度和特殊的飞行环境, 飞行控制面临着传统飞行器所未曾遇到过的复杂的新问题. 临近空间大气密度、温度、压力、辐射、风场具有和传统航空航天环境完全不同的复杂环境特性, 大气的稀薄特性使得普通飞机无

法获得足够的气动升力而难以抵达; 而大气阻力的耗散作用使得卫星作无动力轨道飞行的速度会迅速衰减进而导致陨落. 因此, 能够长时间在临近空间运行的飞行器种类非常有限, 对飞行控制的要求尤为苛刻. 这一空域飞行的飞行器具有比传统飞行器远为复杂的强耦合、强非线性、强时变的动力学特征, 且飞行动力系统对姿态特别是攻角侧滑角有非常严格的条件要求, 可供飞行的走廊受到严格限制. 飞行的跨空域、大包线、全速域、刚体/热弹性、多输入多输出、变量长短周期、多种操纵面、传感器的不确定性等因素等等, 都使得临近空间动力学建模与控制系统的研究与设计面临着前所未有的困难和挑战. 其中一些科学问题所具有的新的特点是现今控制科学尚未充分认识和研究的.



图 1 X-43A 高超声速飞行器  
Fig. 1 Hypersonic aircraft X-43A

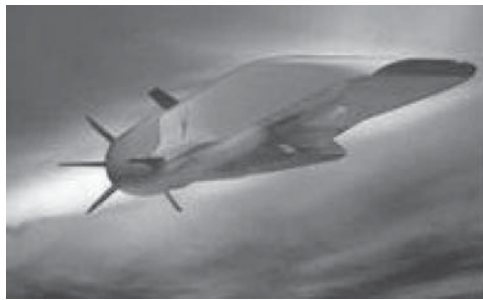


图 2 X-51A 高超声速飞行器  
Fig. 2 Hypersonic aircraft X-51A

首先, 高超声速飞行器飞行范围覆盖了从大气层到近太空的广大空域, 在近太空区域存在非连续流体的现象, 已超出经典空气动力学的有效范围, 难以精确描述其气动特性. 另外, 由于技术限制, 地面风洞实验难以模拟高马赫飞行环境, 使得控制系统赖以设计的气动参数具有较大偏差. 此外, 在飞行过程中, 由于高超声速引起的气动加热造成飞行器的外形变化、机体弹性变形、弹性颤振等原因, 也引入了动态不确定因素. 此外, 传感器的精度下降等, 都导致了飞行器有较大的模型不确定性. 因此, 从飞控设计角度看, 亟需一套近空间高超声速飞行器的建模与验模方法.

常规飞行器飞行控制系统通常采用多通道解耦设计, 控制操纵力(力矩)一般仅认为与本通道控制

输入成线性关系, 而与飞行器的姿态、航迹变化关系不大, 即使与飞行器的姿态、航迹变化有关系, 这个关系也可近似描述. 而高超声速飞行器飞行控制系统的控制操纵力(力矩)与飞行器的姿态、航迹变化以及与飞行环境之间存在强烈的耦合, 各飞行通道之间的强非线性耦合很难采用传统的解耦方法处理, 因此, 需要研究其飞行的可解耦条件和在不可解耦状态下解决非线性强耦合的协调控制方法.

由于高超声速飞行器的飞行空域更加宽阔, 气动特性非常复杂, 且存在气动加热等复杂因素, 仅靠传统的气动操纵面很难完成控制任务. 通常具有多种类型的操纵控制配置, 如气动舵面、推力矢量、变惯量、微喷管控制装置、智能材料自适应机翼等, 构成混合异类多操纵面控制体系. 这种混合异类多控制面配置大大增加了高超声速飞行器的操控性能, 同时也增加了控制分配和协调管理的复杂程度, 成为高超声速飞行器控制的一个特殊问题.

总之, 高超声速飞行器对控制系统提出了许多新问题, 需开展控制新理论、新方法和算法的研究. 通过对高超声速受控飞行急需解决的气动建模、控制方面的相关科学问题进行深入研究, 取得突破, 不仅具有重要的理论意义, 也具有巨大的应用价值, 其成果将对我国高超声速飞行器预研提供新理论、新思路、新方法, 并将有力地推进相关学科(控制科学、飞行动力学)的发展.

## 2 耦合、解耦与协调(Coupling, decoupling and coordination)

高超声速飞行器在近空间飞行, 由于系统本身的力学特点与复杂的受力状况产生不同类型、不同物理机制的运动之间的耦合是常见的. 这些不同物理机制的运动单独存在并进行考虑时可能不发现或不发生什么奇特的结果, 但当它们同时存在时(这在运动体是常见的)由于耦合效应往往会产生意想不到的甚至灾难性的后果. 在研究设计工作中, 为了简单, 人们常常把实际存在耦合效应的系统加以简化, 将其分解成若干个简单的系统进行考虑而认为其间的耦合可以忽略, 但随着系统的复杂程度的增加和要求性能的提高, 这种考虑常被证明是不合适的, 而把不同系统的问题不加分析地全部放在一起进行考虑, 常常使问题变得十分复杂, 这不仅表现在处理问题在数量上的扩大而且可能产生质上的巨大变化. 于是讨论耦合, 可解耦的条件, 耦合的利用和协调就成了处理高超声速飞行器控制的一项重要任务.

飞机的自动驾驶仪大致出现在20世纪40年代, 这是用自动控制手段实现运动体自动按人的需求进行运动的范例. 当时的这种驾驶仪主要用来在飞机巡航飞行(等高等速直线飞行)条件下代替驾驶员进行

操作,一般驾驶仪分为纵向(俯仰)、航向(偏航)和侧滚3个通道,并认为其间相互影响很小,这种考虑对于飞机作长途飞行时为减轻驾驶员的工作起到了很好的作用.对于飞机的不同模式的运动的耦合,很早就分析飞机纵向运动的模态时就发现,一般的飞行器的纵向运动模式在线性假定的前提下,常有对应两个时间尺度的运动,一般称为长周期运动与短周期运动.两种运动同时存在且存在耦合,一般从纵向的舒适性考虑,人们不希望有太大的短周期运动,但对于近空间飞行器,对应这两个运动的模态常常是一个不稳定另一个处于临界阻尼的状况,此时不认真分析与控制这两种运动是危险的.

关于运动模态的耦合,一个典型的例子就是前述飞机3个通道(俯仰,航向,侧滚)运动之间的耦合,这是因为即使将飞机看成是刚体,飞机所受的作用力是:1)来自空气的气动力,它们会因为操纵面运动而发生变化;2)发动机的推力;3)重力.由于这些力的存在,因此飞行器的不同姿态下受力情况就有很大的差异,致使飞机的任何一个通道的运动都会影响到另外两个通道的受力与运动,这种运动是通过控制对象的物理或力学特征相互影响的,把这种影响强行看成很小而加以忽略只在很特殊的飞行状态(巡航飞行)下才能近似成立.如果要求飞行器作机动性飞行,这种耦合的效应是不可能忽略的,而最近对于导弹所用的利用侧滑与侧滚联合实施拐弯控制正是利用耦合的一种表现<sup>[11~13]</sup>.

从还原论哲学的思维出发,对于一个具耦合效应的控制对象,设计控制总是希望通过解耦来化复杂为简单,在线性时不变假定下,这可一般性地表述为系统:

$$\dot{x} = \begin{pmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \end{pmatrix} + B \begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \end{pmatrix} = Ax + Bu,$$

$$u = \begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \end{pmatrix}.$$

这里分别是不同子系统的状态.当人们考虑全状态反馈

$$u = \begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} K_{11} & K_{12} \\ k_{21} & K_{22} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \end{pmatrix} = Kx$$

时,就系统的稳定性而言,在 $A, B$ 可镇定的条件下,上述 $K$ 是不难选取的.但如果本文考虑每个子系统都只用自己的状态构造反馈,并且反馈也只作用在自己这个子系统上,此时控制矩阵 $B$ 与反馈矩阵 $K$ 将写成

$$B = \begin{pmatrix} B_{11} & 0 \\ 0 & B_{22} \end{pmatrix}, K = \begin{pmatrix} K_{11} & 0 \\ 0 & K_{22} \end{pmatrix}.$$

由于 $B$ 与 $K$ 均具有特定的结构, $(A, B)$ 不仅可能是使原可镇定的条件不再成立,而且即使这一条件依然成立但具特定结构的 $K$ 也无法选到.上个世纪80年代Davison与Ozguner指出,对于这种具耦合的对象所用各子系统自己管自己的分散控制,有可能存在用分散控制的反馈无法改变的闭环特征值——又称分散控制固定模,而当这种特征值对应坏的动态特性时,系统就无法用分散控制的办法进行控制,因此人们就寄希望去解决系统可分散控制的条件的获得<sup>[14~16]</sup>.但至今进展甚少,这一问题的另一个合适提法就是如何得到将系统进行解耦控制的条件,特别对于飞行器,由于其本身物理上决定的耦合效应,在不清楚解耦条件下强行解耦,有可能引起意想不到的乃至灾难性后果.

经典的刚体力学表明刚体的一个运动总可分解为其一固定点的运动和它绕该固定点的转动所实现,特别当固定点选为该问题的质心时,分析问题可以更为方便,这一分解在飞行动力学上的对应就是飞行器在空间中的运动总可分解为其质心的运动(轨道运动)和相对其质心的姿态运动,并且人们无论是分析还是综合设计总是分别设计其轨道运动和姿态运动,一般对于这两种运动之间的相互影响也常不予考虑.对于飞行在大气层中的飞机说来,由于姿态的不同而引起气动力分布的差异,从而导致运动轨线的不同是人们早就清楚的.但这种不同一般不会引起灾难性的结果.但当这种飞机是以吸入式发动机为动力装置以高马赫数在近空间中飞行时,由于吸入式发动机对飞行器飞行攻角的严格要求,就使得飞行器的攻角对发动机的效率与气动分布均产生严重的影响,并因而显著地影响飞行器的飞行轨线.为了不致引起灾难性后果,就必须在飞行过程中控制攻角,而攻角的测量本身又是一项十分困难的任务.如何对一个很难测量的物理量实施十分严格的控制就成为近空间飞行器飞行控制的一个关键.

从力学角度看,飞行器与自然界的天体有一个很大的区别就是它由于要安装有效载荷如仪器甚至人,一般总是轻质具空腔的物体.在经典天体力学的范围内讨论星体的运动用质点与刚体就可以了,但对于飞行器很多时候必须考虑它所具有的弹性体的效应,人们一开始认识这一点是导弹由于细长中空引起的共振而导致的断裂,人们又从汽轮机叶片和飞机机翼发生的由气动力与弹性相互作用引起的颤振这种气固耦合的问题中引起警觉,流固耦合引起的颤振研究历来被认为是控制学家介入力学研究的范例.这是因为当流体对固体作用时引发了固体的振动,而固体本身的振动又改变了流体的流场从而改变了流体对固体的作用力,这是一种典型的非线性正反馈机制.用控制的手段解决流固耦合引起的

颤振在固体表面作适度的改变来影响流场从而使正反馈机制发生变化, 这从理论上是一种分布参数系统的控制问题, 从理论上弄清楚当然不是易事. 当流体以高超声速流过固体时, 自然会产生气动热, 而气动热本身会降低固体的刚度, 这时的弹性变成了由热引起的热弹性, 讨论热弹性下流固耦合及如何用控制手段来减少这种振动是很有意义的.

人们在意识到耦合存在的情况下, 一个积极的思路应该是利用耦合, 即采用不同通道不同模式之间不是解耦而是利用交叉联结实现协调控制, 对于比较简单的常系数线性系统模式的稳定性问题, 由于可利用线性代数与多项式的根的判定, 可以指出<sup>[17~19]</sup>:

1) 两个均不可镇定的系统, 在常能满足的一般假定下, 可以用交叉反馈实现整体渐进稳定. 对于一个多通路存在耦合的控制对象, 也可以用自身反馈与交叉反馈联合来实现整体渐进稳定.

2) 在关联系统中存在一种结构, 如果要求整体系统渐进稳定, 则一定存在子系统是不稳定的.

对于非线性系统的协调控制, 当然不可能那么容易得出结果. 但当只将关联看成不同通道之间连接时, 描述这种联结本身可以用关联矩阵进行表示, 而当系统的一些性能可以用矩阵不等式表示时, 就有希望用关联矩阵作为变量放入矩阵不等式中求解, 这种想法在相对简单的Lure系统的关联设计上已经奏效. 此时可以利用系统具有的性质(双态性、稳定性等等)对应的矩阵不等式求解的方法来设计控制器以避免混沌等不良性能的产生<sup>[20]</sup>. 但对于不同模式(弹性与刚体、姿态与轨道等)之间的关联能否也用这一途径还是一个开问题, 但这种想法一旦能借助计算机加以实现就有可能出现新的前景.

### 3 异类作动器的动态分配与协调(Dynamic allocation of heterogeneous actuators and coordination)

最初的飞机, 为了进行姿态控制, 人们分别用3个操纵面来实现3个通道的控制, 即用水平舵控制俯仰, 方向舵控制航向, 付翼控制侧滚, 在飞机作巡航飞行时(等高、等速直线飞行), 这种做法是合适的, 并因此而设计3个互相解耦的自动驾驶仪来实现自动控制下的巡航飞行.

随着对飞行器运动的品质与多样化的要求, 人们一方面从冗余配置以提高可靠性出发, 另一方面也想提高飞行性能, 将飞机的可操纵面的种类和个数大大增加. 一个近代飞机的可操纵面可以多达20多个, 让这些操纵面协调地动作一定会比3个操纵面取得更好的结果. 但由于操纵面的个数的增加, 其合理分配就变成一个变量比方程多的经典以最小二乘方式寻求在可行解集的基础上进一步优化的问题, 但

由于参与其中的一些变量具有物理与几何上的约束致使这种优化问题增加了困难. 这可以在离线情况下, 设计好分配至各操纵面的动作来实现较好的运动要求, 于是例如伪逆法等办法就相继出现, 以满足这种离线的静态分配方式, 但作为具有一定性能要求或机动性要求的飞行仅依靠离线事前安排的分配作动器而不在线进行动态分配是难以实现的.

以目前国际上特别关心的近空间高超声速飞行器为例, 由于近空间是指介于20~120 km之间的空域, 其飞行走廊十分狭窄. 只有在这个范围内才能实现飞行, 同时由于空气稀薄必然带来舵效的降低, 而必须采用其他作动器例如推力矢量等. 在这样复杂的条件下还要实现有一定机动性的飞行, 就必须利用计算机根据要求实现作动器的在线动态分配.

在线作动器动态分配的问题是一个十分困难而又复杂的问题, 下面用一个最简单的理论模型来阐述. 系统方程为 $\dot{x} = Ax + Bu$ .

控制器约束的功率约束为 $|v_i| \leq 1$ .

控制器约束的总能量约束为 $\int_0^T \phi(u) dt \leq M$ .

其中 $\phi(u)$ 可以是 $u \in \mathbb{R}^m$ 的下凸正函数.

问题的提法是: 寻求 $v_i(t), i = 1, 2, \dots, m$ 满足约束, 使空间给定的两点 $x_0, x_T$ 有系统的解 $x(t, u)$ 满足 $x(0, u) = x_0, x(T, u) = x_T$ .

从数学上讲, 由于无论是功率约束还是总能量约束都是凸闭的约束, 而系统方程可以在给定 $T$ 以后本身表明是在初始条件已知下由控制空间到状态空间的仿射映射. 于是从理论上可达集的凸性与闭性均得到保证, 从而寻求满足需求的合适的控制的存在性在理论上就没有任何问题, 这些是上个世纪六十年代初最优控制理论刚兴起时就已清楚的结论<sup>[21~24]</sup>. 但从控制科学的角度仅仅有存在性的结论并不真正解决控制如何建立, 即它并未回答控制应怎样适时分配.

与这一问题相关的是受双重凸约束最速控制问题. 这一问题的控制求解依赖于系统方程与共轭系统方程的一个特殊边值问题的求解, 即系统方程的状态变量具有初值要求, 而共轭方程的变量具有终值要求, 这一终值要求与状态变量的终值处可达域边界的内法向有关. 这样一种复杂的定解问题使控制的真正求解变得十分困难, 在单重功率约束下问题的解已经研究了50年并有一些结论, 而双重约束下如何有效求解依然值得研究, 与之相关的是一类特殊的偏微分方程(Bellman方程)的求解. 实际上, 人们并不企求最优控制而是希望求得次优意义下的可行性控制, 这是因为最优常常并不鲁棒, 但可行性控制如何求也并不简单. 要求的放松与判别的难易和求解的难易并不等同, 这方面一个明显例子是代数方程 $Ax = B$  比起不等式 $Ax \leq B$  无论是判别与

求解都相对简单,特别对不等式方程的通解的求得则更为困难.事实上,可行性解集的求解算法并不比求最优解简单,特别在可行解集之上加上别的要求时更是如此<sup>[25~27]</sup>.

对于飞行器的控制动态分配问题,情况要更为复杂,首先模型本身存在很强的非线性且各通道之间有很强的耦合效应,模型的强时变也难于用简单的时不变线性系统刻画,而要求讨论控制动态分配问题又大都针对非巡航飞行.可以考虑的方法是对上述简单的问题先求得计算机研究的突破然后将其改造以适应复杂情形的需求.

经过简单抽象并线性化,多作动器系统可以简化为一个具有冗余输入的线性系统.在现代控制理论中,自从Wonham<sup>[21]</sup>证明了任何一个多输入线性系统,都可以通过设计一个反馈矩阵并寻找一个输入矩阵列空间中的向量而变为单输入系统以后,单输入系统与多输入系统的本质区别一直没有得到足够的重视.从可镇定性,可控性,或者极点配置的角度来看,如果一个单输入系统已经是可控的,即使再增加控制矩阵的列使其变为多输入系统,也不会起到任何作用.但是对于其他控制系统性能指标问题,单输入系统与多输入系统有什么本质区别?特别是控制输入矩阵的列向量线性相关时,多余的线性相关列有什么作用?这些都是控制理论中的基本问题,回答这些问题对于理解多控制输入在实现控制目标中的作用有重要意义.最近笔者发表文章给出了增加控制输入后能严格改善二次性能指标的充分必要条件<sup>[28,29]</sup>,这方面的研究刚刚起步.结合高超声速飞行器的具体需求,针对多输入系统,设计一个计算机平台,结合故障诊断技术使用多输入实现<sup>[25~27]</sup>和故障诊断<sup>[30]</sup>方面的成果有很多值得借鉴之处.

#### 4 流体主动控制与面向控制建模(Active fluid control and control-oriented modeling)

流体主动控制是通过控制的手段弥补气动外形在飞行效果上的不足,流动控制技术的核心是对流动施加影响改变流场以满足需求,传统飞行器里面的层流控制主要是为了降低飞行阻力,而在高超声速飞行器里,由于整个气动下表面与发动机是一体设计的,对下表面的气流需要控制转捩保持在湍流状态,使进入燃烧室的气流尽量为湍流获得高的燃烧效率.传统的控制方法是在气动表面安装涡发生器或者粗糙带.对于高超声速飞行器,尤其是在试飞阶段发动机舱会动态开合,这种传统的被动控制方法很难在不同的飞行模式下保持效率.主动控制技术可以根据传感器输入相应地改变安装在气动表面的作动器工作强度.具体来说,当发动机启动,进气道打开时,打开作动器扰动边界层促进入流混合和湍流化,提高燃烧效率;当高超飞行结束,飞行器进

入滑行段时,发动机进气道和喷管关闭,此时控制作动器给边界层输送能量防止分离,降低飞行阻力.在高超声速条件下对转捩机制的深入理解是设计合适的控制器产生需要的作动效果所必需的.

另外,在较强背景扰动及姿态调整情况下,动态气动特性演变规律的认识对气动建模也至关重要.如何在此条件下建立适合近空间飞行器控制所需要的动力学模型并确立其误差特性,是解决高超声速飞行控制的基础.飞行器的建模由于研究问题的不同,常使模型的建立必须适应待解决的问题的要求.从动力学与控制的角度,建模应能反应系统的动态性能而又便于操作,即抓住控制对象的主要动态特征特别要关注其中的有害特征.这样才有可能用控制减少这类特征的影响.飞行器的动力学建模的一个关键是必须清楚其上的受力特征,其中外面气体对飞行器的作用力的刻画是关键.从实践或计算所得到的气动数据出发,建立一个用于控制可操作的动力学模型.模型本身的结构、参数与气体流动的改变的相互作用如何,以及利用控制的手段来改变外空气的流场,以满足需求,这都是控制与建模一体化研究要关注的问题.高超声速飞行器流体动力学的高维、高非线性和前述的多飞行模态的特征,使得传统的小扰动线性化建模方法遇到很大困难.为此需要发展一套方法可以根据实验或者计算得到的流场数据推导出面向控制器设计的降阶模型,该模型需要能够根据少数几个参数输入(马赫数,发动机舱工作状态,作动器工作状态等)就能够准确预测飞行器附近小范围内的流体动力学发展.这样一个模型不但可以帮助飞行器局部流体控制,而且可以当作硬件在系统仿真中作为实际物理模型使用,因而在高超飞行器研制中有很大的用处.

面向控制建模则是在建模中考虑控制,为形成建模与控制的一体化设计,以此来综合改善飞行控制效果的一种途径.

高超声速飞行器与传统飞行器相比,强非线性强耦合性和强时变特性是如此显著,以至无法将其忽略或只考虑为干扰,此外由于高超声速飞行器还必须考虑气动热造成的弹性体效应,以及动力与机体一体化设计的要求,这使得高超声速飞行器的动力学建模变得非常复杂,在此基础上建立的飞行器运动学和动力学模型必定是高阶的复杂非线性微分方程,这对设计具有实际工程应用价值的控制器造成了严重困难.

具体来说,由于高速飞行或机动飞行,飞行通道之间存在强非线性耦合,耦合项造成的诱导力矩有时甚至超过通道舵面本身的控制力矩,因此,通常无法像传统飞行器那样采用小扰动线性化,通道间独立设计的动力学建模方法.动力学模型必须包含非

线性耦合项. 此外, 由于速度高, 参数变化快, 采用传统的某个特征点冻结系数的方法也很难适应. 因此, 对动力学方程的传统建模方法形成挑战.

高速飞行面临的动力学主要问题有:

1) 由于飞行造成的强非线性, 小攻角低速飞行时候, 升力系数是线性变化的, 高超声速飞行时, 飞行器机身产生的非线性涡和激波成为升力的主要来源, 非线性问题变得无法忽视, 此外, 舵面的快速饱和, 对初始状态和飞行条件的高度敏感, 高速下参数的剧烈变化, 这些非线性因素使得传统的小扰动冻结系数线性化建模方法有可能完全不能适用, 需要在动力学模型中保留具有显著影响的非线性项, 才能真实反映其飞行状态;

2) 由于高速飞行造成通道间高度耦合, 飞行中存在严重的诱导滚转和侧向诱导, 通道诱导效应造成的不利力矩, 甚至超过通道本身的舵面控制力矩, 因此, 传统的忽略耦合项, 通道独立设计模型的方法就有了局限性. 把耦合项只作为随机干扰的传统做法, 因为不能真实反映耦合作用的实际大小、作用方向和作用机理, 因此所设计的控制有极大的保守性. 事实上交叉耦合作用很多情况下是不对称的, 有些则是对系统稳定有利的, 在耦合现象严重时必须在状态方程中保留具有显著影响的耦合项. 必须在状态方程中保留具有显著影响的耦合项;

3) 由于本身高马赫数状态下, 目前很难得到精确的气动数据. 因此, 建模中就必须考虑足够的不确定性和体现参数变化的范围和变化的剧烈程度;

4) 动力学模型还必须体现飞行初始状态的约束条件, 如速度高度角度姿态过载限制等, 以及终点的约束条件, 如落角和精度限制;

5) 由于考虑高速带来的热效应, 建模的时候还必须考虑弹性体效应, 由于高超声速飞行器动力系统对环境要求严格, 必须满足几乎为零的侧滑角.

因此, 建模的时候还必须考虑动力气动和总体一体化设计的严格要求. 此外, 对典型的高超声速飞行器布局而言, 长周期模态是欠阻尼(或不稳定)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<sup>[31]</sup>. 吸气式高超声速飞行器推进系统对于攻角和侧滑角的变化非常敏感<sup>[32]</sup>. 高速下压俯冲飞行时, 飞行器有可能常常出现俯仰角正负90度的情况, 传统微分方程建立的模型由于分母有俯仰角余弦项, 会导致模型解算的奇异和发散. 因此, 需要考虑避免方程的奇异是下压段特殊的动力学建模的问题, 有可能需要采用四元素或别的方法建立动力学模型.

因此, 高超声速飞行器动力学建模需要考虑的因素远比传统飞行器复杂, 这就造成综合考虑这些因素所得到的模型必定是高阶复杂非线性的, 直接针

对这样的模型设计控制器, 是难以实现的. 退一步说, 即使能实现, 控制器本身必定是复杂高阶的, 只具有理论意义, 在实际应用中无法实现. 因此, 如何对高阶的原始动力学模型, 根据控制设计的要求进行简化处理, 得到面向控制的合理的低阶动力学模型, 是解决高超声速飞行器控制问题的关键技术之一. 从机理出发综合建模需要考虑各方面因素, 物理模型极其复杂, 导致根据模型得到的动力学方程过于庞大, 且阶次很高, 难以设计稳定可靠的控制器. 因此研究面向控制的模型简化方法是后续的飞行器能否成功控制与优化的瓶颈问题. 这就需要考虑复杂模型特征, 利用建模和控制的内在联系, 结合控制指标的要求, 构建面向控制的飞行器简化模型, 完成模型简化方法的研究, 实现飞行器面向控制的模型简化, 提供模型简化的理论方法. 这方面主要需要研究的内容有: 1) 考虑复杂模型特征, 通过对飞行器的复杂模型分析, 利用建模和控制的内在联系, 结合控制指标的要求进行特征提取. 2) 以提取的模型特性为依据, 构建面向控制的飞行器简化模型. 3) 对简化模型进行误差估计和参数敏感性分析, 从而为模型验证提供依据. 建立整套适用于飞行器的模型简化理论体系. 建立飞行器模型简化的仿真环境. 4) 降阶简化模型的控制方法研究, 如简化后可解耦是否原系统就可以解耦? 若不能解耦, 需要考虑耦合因素研究关联协调控制方法. 5) 模型验证方法研究, 这是一个反复迭代的过程, 直到得到能够满足此要求的简化模型. 在此基础上经分析和总结, 得出高超声速飞行器模型简化的一般性原则和理论.

## 5 飞行分段与问题解耦(Flight section and problem decomposition)

高超声速飞行器由于跨越的空域范围(从几千米到上百公里高度)、速度变化范围(从二十几个马赫到亚音速)以及飞行过程中动压变化和气动参数的变化都非常大, 这就导致飞行器在全包线范围飞行时呈现出大范围快速剧烈变化的动态特性, 飞行器在巡航和机动不同运动状态下也呈现出明显不同的运动模态. 因此, 将高超声速飞行器在整个飞行过程中采用单一的建模和控制显然是困难且难以奏效的. 如何对飞行器在包线内的全范围飞行进行分段建模与控制, 是一个必须充分考虑和深入分析的问题.

这里面需要研究的问题通常有: 1) 轨道规划: 按任务要求, 受力情况与约束条件(考虑实现可能), 确定优化轨道及其分段. 2) 轨道实现: 根据飞行轨道的制导指令, 受力情况与约束条件操纵能力与约束, 确定操纵面与发动机的工作以实现轨道. 3) 姿态控制: 保证姿态的精确, 这一点对冲压发动机的高超飞行尤为突出, 适应不确定性和抗扰动, 如何优化和分

配施加在操纵面上的控制. 4) 模型重构: 按飞行条件引起的动态模型变化, 重新构造模型.

具体到飞行分段处理的问题, 其关键在于确定一个科学的分段原则, 传统飞行控制采用选择特征点, 通过小扰动冻结系数进而线性化的方法来考察飞行不同阶段的动态特性, 这个方法在高超声速飞行控制中, 仍然是一个可以借鉴的做法. 然而, 传统飞行控制在特征点的选择上, 通常依据的是工程积累的经验而非严格的科学判据, 很多时候, 飞行器的飞行就可以简单地处理成巡航段, 爬升段, 下压段和转弯段. 更进一步也是选择那些一般的明显直观的物理变化过程, 如分离过程、机动最大过程、动压最大或最小、攻角最大或最小等时刻, 这样基本确定出整个飞行过程中动态特性的不确定性范围, 然后用单一或很少的控制器来实现整个飞行过程的控制, 由于传统飞行器在任务飞行包线内, 速度、高度变化范围不大, 整个飞行弹道上的各个特征点在飞行参数和状态上变化并不显著, 且具有一定的单调特征. 也就是说, 实际飞行状态可视作一个小范围的线性缓变过程. 这样, 分段问题就显得并不突出, 甚至多数情况下, 全弹道的非线性飞行过程完全可以用一个线性模型去逼近. 因此, 传统的直观的选择特征点的做法在很多情况下是一个十分有效的经验方法.

高超声速飞行问题就要复杂得多, 由于跨空域范围和速度变化大, 动压的变化可达几百上千倍, 而且由于密度和速度的变化并非同方向且呈现非线性. 因此动压的变化也是高度和速度的复杂非线性函数, 不像传统飞行基本是与飞行阶段的不同呈现单调性的变化. 此外, 由于高超声速飞行在飞行运动通道之间存在显著的强耦合特性, 气动耦合、惯性耦合以及运动学的耦合, 导致飞行过程中飞行气动导数不仅与飞行器高度和速度的变化相关, 还和各运动通道的姿态角度和角速度的变化相关, 呈现出不太有规律的复杂非线性变化特点, 传统做法中很多可以忽略的小量在高超声速飞行中就不容忽视. 这样, 简单地从直观的角度来进行飞行器飞行分段, 就无法反映出实际飞行状态的真实变化. 尽管在大多数情况下, 将平稳飞行的巡航段与做较大机动的爬升, 下压, 和转弯阶段分离开来独立处理, 即使是高超声速飞行, 仍然一定程度上不失为有效和实用的做法, 但必须对其的可适用范围做谨慎的分析.

由于实际的高超声速飞行状态在包线内并不按不同飞行阶段单调变化, 因此, 按时间轴对飞行过程进行分段的直观做法就不尽合理, 仅仅按高度和速度来对飞行进行分段处理也过于简单. 在高超声速飞行中, 可以尝试采用一个特征区域来加以表征. 这

个特征区域应该是高度, 速度, 攻角, 侧滑角, 滚转角以及这些角度的变化率的函数. 依据函数值构成的数值等高线来划分飞行状态不同区域, 这样控制器设计面向的不是简单的不同飞行时段, 而是面向有相同动态特征的飞行过程. 也就是说, 面向飞行控制所依据的飞行分段是依据飞行状态的特征上的相近. 这种飞行分段的做法降低了问题的难度, 使得能在每一段飞行区域内根据任务要求, 抓住问题的主要特征和约束, 在模型里体现出运动特性的最重要方面, 并通过设计相应的控制器解决关键飞行问题. 比如, 在巡航阶段主要需要关心姿态的保持, 特别是为了满足冲压发动机的有效工作而控制侧滑角和攻角在极小的误差内, 而实现对姿态的高精度控制. 而在下压阶段, 本文更重要的需要解决由于快速下压时急剧滚转和攻角快速变化, 带来的大范围不确定性的鲁棒控制问题. 由于这种分段的方法很强依赖于飞行状态的信息, 因而在实现时就要求状态测量的及时与精确, 而这也有一定难度.

对困难问题进行合理分解处理是一种有效而实用的研究方法, 飞行分段其目的是将全包线范围的高超声速复杂建模与控制的问题合理简化, 但这种做法目前并没有理论上可供直接采用的统一的依据, 这就需要根据不同对象, 不同任务进行具体的分析. 例如, 传统将姿态和质心分离开来独立设计的做法, 由于快变量和慢变量之间的频谱差异较大, 完全可行, 但对高超声速飞行, 快慢变量之间的界限由于速度太快, 就变得相对模糊, 是否仍然能将问题独立开来, 我们就需要从理论上先对这个问题有足够的了解, 才能决定可分离设计还是必须一体化设计.

对高超声速复杂控制问题的解耦处理的必要还涉及到其他多个方面, 如飞行器模型的降阶处理, 就涉及到飞行通道运动间分解处理的可能性, 分解成独立运动需要满足什么条件, 才不因分解而丢失实际运动模态? 各运动通道气动耦合、惯性耦合以及运动学的耦合强度, 在什么样的条件下可以将问题转化成单个通道问题处理? 飞行器的六自由度运动在什么样条件下能够分离成独立的姿态控制与独立的轨迹控制? 综合考虑弹性和热效应的高超飞行在什么样的条件下能分解成独立的弹性结构控制和刚体运动控制? 这些都是需要进一步深入研究的问题.

## 6 非线性、时变问题(Nonlinear and time-varying problems)

### 6.1 非线性(Nonlinearity)

任何飞行器的姿态控制在考虑偏差较大时就一定是非线性问题, 而当飞行距离与速度若能与地球

尺度可比拟时, 所受的地球引力场将不能看成是常数平行力场, 此时的轨道动力学与控制也必然是非线性的. 而对于近空间高超声速飞行器(如图2示)说来, 问题就更为复杂, 其非线性的特殊性还来自3个方面. 1) 飞行器模型本身具有很强的非线性, 气动力分布与气动热严重地依赖于飞行姿态致使模型中参数与系统的状态存在严重非线性耦合, 发动机的效益、推力将严重地非线性地依赖飞行器的姿态. 这种非线性依赖关系并不能简单地表现成状态的解析函数, 例如多项式等等, 而是一些物理上并未完全弄明白的非线性依赖关系. 2) 主要是来自于飞行大空域和飞行走廊的狭窄. 这样飞行器的近似模型必须随着飞行状况变化而进行变换, 即必须用模型族来表述系统. 于是控制器就可能是带切换的控制器族, 从整体上看系统控制器的模式就一定是变化显著的非线性模式. 3) 来自于飞行器的机动飞行, 无论是爬升、下降还是平面机动飞行, 各种耦合效应、非线性依赖关系都是一定存在的. 因此对于这样的控制问题简单地套用例如微分几何方法可能取不到有价值的结果, 而必须将数学、力学、物理以及控制科学的理论、方法综合在一起进行考虑, 然后着眼于计算机的实现, 而这是过去非线性控制理论很少碰到的.

人们对系统是否线性的认识在数学描述上常着眼于对应的系统是否具有迭加原理, 在函数的描述就归结为是否只具有一次幂<sup>[33,34]</sup>; 而在物理工程上很多因果关系并不清楚, 一些函数也并不能精确地加以刻画, 例如气动特性. 因此对非线性的认识常着眼于两点: 一是一些在线性系统中不可能出现的动力学过程, 例如自振、混沌、多平衡位置等等是否实际上已经存在; 二则是描述相对变化关系时是否具有均匀性, 例如气动特性相对于飞行器攻角的变化就不具有均匀性等等. 由于飞行器的一些非线性并不能用精确的数学描述方法描述出来, 因而建立在精确描述之上的非线性控制理论在应用来解决实际问题时必须经过改造以适应要求, 这种改造的途径之一就是理论转化为数值算法.

此外, 通常在传动系统中常出现的非线性因素, 由于采用磁元件而引起的回线效应, 作动器的饱和以及量程的受限等非线性问题在飞行器控制上都是难免的.

对于近空间的飞行器说来, 目前从物理机制上还有很多问题远未研究清楚, 加上飞行环境的复杂与飞行条件的苛刻, 就必须研究具有很大不确定性的系统在一些比较苛刻的要求下的控制. 这可能就是对鲁棒控制的一个新的挑战, 人们的愿望当然希望一

个控制器在设计时就能保证它所具有的性能都好, 但事实常不是这样, 就临近空间飞行器而言, 在采用吸入式发动机时, 其飞行攻角的严格满足将是第一位的, 这就给飞行控制提出了一种按具不同优先度的性能指标的要求, 而这方面的理论究竟应该怎样建立还是并不清楚的.

## 6.2 时变问题(Time-varying problem)

早期的控制系统设计是依据系统的定常与线性模式的, 在飞行器控制系统设计中, 无论是着眼于巡航飞行的飞机还是在很短时间需要控制的导弹, 这种模型都是近似且合理的, 即使对于时变的系统也用一种冻结系数的方法进行工程上的处理, 且并不怀疑其正确性. 但随着飞机的受控运动要求的变化, 人们开始从一些飞行事故的分析中认识到<sup>[21]</sup>:

1) 一阶系统  $\dot{x} = p(t)x$ ,  $x \in \mathbb{R}$ , 若  $p(t) \leq -\alpha$ ,  $\alpha > 0$ , 则必有  $\lim_{t \rightarrow \infty} x(t) = 0$ . 这一事实并不能导致一般系统  $\dot{x} = A(t)x$ ,  $x \in \mathbb{R}^n$ ,  $n \geq 2$ ; 若  $\text{Re}\{\lambda(A(t))\} \leq -\alpha$ ,  $\alpha > 0$  就有  $\lim_{t \rightarrow \infty} x(t) = 0$  的结论, 其中  $\lambda(A(t))$  是  $A(t)$  的特征值. 很容易举出这方面的反例, 这表明冻结系数的做法在严格意义上并无数学根据.

2) 对于实际运作的系统, 一般只在有限时间内讨论问题, 因而  $\lim_{t \rightarrow \infty} x(t)$  对于实际问题是无意义的, 随之人们开始讨论有限时间稳定性和解界的估计.

3) 对冻结系数法另一个深刻的认识是即使讨论  $t \rightarrow +\infty$  的问题, 似乎也完全没有必要要求对所有  $t \in \mathbb{R}$  都有  $\text{Re}\{\lambda(A(t))\} \leq -\alpha$ .

在认识到冻结系数法是一个既不必要也不充分的方法之后, 人们希望能从Lyapunov方法寻求出路, 但数学家所给出的结论是证明了各种意义下稳定性与判定这类稳定性的Lyapunov函数存在性在何种条件下是等价的, 而这种存在的Lyapunov函数的构造却是依赖于系统基本解系的求得, 这种纯粹数学兴趣的结果对于本来求解就极端困难的时变系统的实际需求几乎是没有任何关系的.

对于时变系统说来, 至今没有任何有效的方法可以利用, 而现代高超声速飞行器由于大空域大速度的运动, 如果再考虑到机动性, 则其时变就具有一快而大的特点, 即变化幅度与速度都可能很大, 而实际需求几乎从不提出时间趋于无穷的问题, 而是需要发展在有限给定的时间内. 系统的扰动或误差究竟会发展到什么程度, 如何给出这种程度的估计方法以及如何设计控制器来保证飞行器的扰动会在允许的程度以内, 这就迫使笔者由完全依赖经典的稳定性理论转而寻求新的理论方法以及利用计算机来实现的技术.



### 6.3 优化控制(Optimizing control)

对运动体的运动过程常常会提出各种性能指标, 这些指标有时是相悖的. 最早的朴素的提法就是“又要马儿好, 又要马儿不吃草”. 人们一开始认为这是互相矛盾的要求, 而认为这样的马儿不存在, 后来人们就发现当马儿好有了明确的可操作的定义后, 把“不吃草”改为“少吃草”就可能满足要求. 运动体同其他的受控系统一样, 当控制的目的不是单一指标时就会碰到类似情况.

仅就飞行器的外形作为控制为例, 这种控制会明显地影响到气动力与隐身, 外形对于隐身或气动力的分布的影响本质上都是分布参数系统的控制问题. 一个是基于电磁波传播的Maxwell-Boltzman方程, 从隐身的角度, 外形的选取常称为结构隐身, 结构隐身目前相比材料选取等其他因素在隐身上起的作用是主导地位的. 另一个则是更为复杂的气动力满足的Navier-Stokes偏微分方程, 在气体流场确定的情况下合理的外形可以得到期望的气动力分布. 设计者的目标是希望在隐身效果与气动力合理分布之间取得一种平衡, 即两方面均不求最优而只要满足性能指标要求. 这种对两个或两个以上性能指标寻求控制使系统的几个指标均符合要求是一种可允意义下的多目标问题, 这类问题在数学理论上一般不可能有类似存在唯一那样干净而漂亮的结果, 实际需要的是算法, 即对给定的系统与指标, 寻求一种根据系统与指标可能提供的信息的算法作为控制使要求得到满足. 这种结果不具有唯一性, 而是一种非线性规划, 追求的也不是非线性规划的全局最优而是折衷的可行性解.

### 7 重视计算机的作用(Paying more attention to numerical simulation)

重视计算机的作用体现在不应该仅仅把计算机视作飞行控制的一个计算工具, 而是应该从方法论意义上来重视计算机的作用.

1988年, Fleming等在关于控制的未来发展方向的报告中指出: 控制科学应以控制工程为背景以数学与计算机两种手段进行研究<sup>[35]</sup>, Murray等在2003年的关于信息化世界中控制的发展方向的文章中则认为: 所谓控制器的设计本质上是计算机算法的设计<sup>[36]</sup>.

严格地从数学上得以证明的成熟的控制理论对工程设计有着重要的指导意义, 这就要求重视数学在工程中的作用, 为工程提供方法及其理论依据. 但理论总有着其显而易见的局限性, 而任何数学理论都有她自身的理论框架, 凡是符合其框架的问题她就可以研究, 问题的提法不符合其框架就难以讨论. 目前成熟的数学上严格的控制理论都是与特定的数学理论相联系的, 而实际系统总要复杂得多, 对于高超飞行器来说, 这一特征尤其突出, 那么在理论上并

不能保证的场合, 采用计算机算法来取代严格的数学理论, 不仅是必须的而且计算机算出的结果才是系统可接受的信息, 因为真正实现控制是提供关于信息的算法而不是定理的结论.

重视计算机的作用还体现在计算机的仿真作用上, 计算机仿真并不是单纯解题, 而是一种验证: 即通过仿真我们必须能验证所说设计的方法和控制器, 能在实际飞行中有效. 这就要求我们在现有的硬件软件基础上形成对近空间高超声速飞行器控制研究的仿真条件, 做到: 可以进行控制器设计和对系统性能评估, 研究出一个合理的仿真体系结构, 保证实时性, 具有实时分析系统性能和设计控制器的能力, 对六自由度飞行弹道进行实时仿真, 以全面考察控制器在整个飞行过程中的性能, 具有实时评估与改进控制系统性能的能力. 数值仿真是首先要做到的第一步, 这一步是否成功取决于计算机所构建的东西是否与真实情况相符, 否则仿真可能变成伪仿.

### 8 结束语(Conclusion)

人类社会在自身发展的过程中, 科技所起到的作用日益明显, 科技的发展总是向着一些以前认为不可能做到的事去发起挑战. 人类原本是陆生动物, 在天空飞行是人类的数千年的理想, 怀特兄弟制造了飞机, 随后飞机以亚音速的方式实现了飞行, 投入了战争, 也发展出一个新的航空的行业. 后来人们希望飞行速度能超过声速, 克服了音障并实现了超音速飞行, 与此同时又出现了火箭技术并实现了轨道飞行, 但这两者长期难以统一起来, 即尚无法实现在轨道飞行与航空之间的平稳过渡. 当前近空间飞行器的研究正是针对这一需求而开展的新领域.

现代飞行器的复杂飞行一定会对控制系统提出更精确、更灵活而又更可靠的要求, 这一新的要求对控制科学提出了新的挑战, 提出了一些具新特点的问题, 抓住这一机遇, 开展有针对性的研究, 将有可能使控制科学得到新的发展动力.

### 参考文献(References):

- [1] GREGORY I M, CHOWDHRY R S, MCMINN J D, et al. Hypersonic vehicle model and control law development using  $H_\infty$  and  $\mu$  synthesis[M] // NASA Technical Memorandum 4562, 1994. Hampton, VA: National Aeronautics and Space Administration Langley Research Center.
- [2] MARRISON C I, STENGEL R F. Design of robust control systems for a hypersonic aircraft[J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 1998, 21(1): 58 – 63.
- [3] 刘桐林. 未来超声速飞航导弹技术发展思考[J]. *飞航导弹*, 2003, 33(3): 15 – 23.  
(LIU Tonglin. Thinking of the development of future supersonic technology[J]. *Winged Missiles Journal*, 2003, 33(3): 15 – 23.)
- [4] 刘桐林. 美国高超声速技术的发展与展望[J]. *航天控制*, 2004, 22(4): 36 – 41.  
(LIU Tonglin. Development and prospect of hypersonic technology in USA[J]. *Aerospace Control*, 2004, 22(4): 36 – 41.)

- [5] 陈绍宇. 高速飞行器结构综述[C] //航空论坛, 2005, 3: 7 – 15.  
(CHEN Shaoyu. Review of structure of hypersonic aircraft[C] //Aerospace Forum, 2005, 3: 7 – 15.)
- [6] HELLER M, SACHS G, GUNNARSSON K S, et al. Flight dynamics and robust control of a hypersonic test vehicle with ramjet propulsion[C] //Proceedings of the 8th AIAA International Conference on Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies. Reston, VA: AIAA Inc, 1998.
- [7] DAVIDSON J, LALLMAN F, McMINN J D, et al. Flight control laws for NASA's Hyper-X research vehicle[C] //AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston, VA: AIAA Inc, 1999: 99 – 4124.
- [8] SHTESSEL Y, McDUFFIE J, JACKSON M, et al. Sliding mode control of the X-33 vehicle in launch and re-entry modes[C] //AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston, VA: AIAA Inc, 1998: 98 – 4414.
- [9] CALISE A J. Development of a reconfigurable flight control law for the X-36 tailless fighter aircraft[C] //AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston, VA: AIAA, 2000: AIAA-2000 – 3940.
- [10] 黄琳, 段志生, 杨莹. 现代飞行控制的若干科学问题[J]. 科技导报, 2008, 26(266): 92 – 98.  
(HUANG Lin, DUAN Zhisheng, YANG Ying. Problems of science and modern flight control[J]. Science and Technology Review, 2008, 26(266): 92 – 98.)
- [11] DAY R E. Coupling Dynamics in Aircraft: a Historical Perspective[M] //NASA Special Publication 532. California: Dryden Flight Research Center Edwards, 1997.
- [12] 郑建华, 杨涤. 鲁棒控制理论在倾斜转弯导弹中的应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.  
(ZHENG Jianhua, YANG Di. The Application of Robust Control Theory to Bank-to-Turn Missile[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2001.)
- [13] 段广仁, 王好谦, 张焕水. 平滑切换控制律的参数化设计及其在倾斜转弯导弹中的应用[J]. 航天控制, 2005, 23(2): 41 – 46.  
(DUAN Guangren, WANG Haoqian, ZHANG Huanshui. Parameter design of smooth switching controller and application for bank-to-turn missiles[J]. Aerospace Control, 2005, 23(2): 41 – 46.)
- [14] DAVISION E J, OZGUNER U. Characterization of decentralized fixed modes in interconnected systems[J]. Automatica, 1983, 19(2): 182 – 196.
- [15] SILJAK D D. Decentralized Control of Complex Systems[M]. New York: Academic, 1991.
- [16] 高为炳, 霍伟. 大系统的稳定性、分散控制及动态递阶控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1994.  
(GAO Weibing, HUO Wei. The Stability, Decentralized Control, and Hierarchical Control of Large Scale System[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1994.)
- [17] 黄琳, 段志生. 控制科学中的复杂性[J]. 自动化学报, 2003, 29(5): 748 – 754.  
(HUANG Lin, DUAN Zhengsheng. Complexity in control science[J]. Acta Automatica Sinica, 2003, 29(5): 748 – 754.)
- [18] DUAN Z S, WANG J Z, HUANG L. Special decentralized control problems in discrete-time interconnected systems composed of two subsystems[J]. Systems & Control Letters, 2007, 56(3): 206 – 214.
- [19] DUAN Z S, WANG J Z, CHEN G R, et al. Stability analysis and decentralized control of a class of complex dynamical networks[J]. Automatica, 2008, 44(4): 1028 – 1035.
- [20] WANG J Z, DUAN Z S, YANG Y, et al. Analysis and Control of Nonlinear Systems with Stationary Sets: Time-Domain and Frequency-Domain Methods[M]. Singapore: World Scientific, 2009.
- [21] WONHAM W M. Linear Multivariable Control: A Geometric Approach[M]. New York: Springer-Verlag, 1979.
- [22] 黄琳. 稳定性与鲁棒性的理论基础[M]. 北京: 科学出版社, 2003.  
(HUANG Lin. Fundamental Theory on Stability and Robustness[M]. Beijing: Science Press, 2003.)
- [23] 毛剑琴, 钟宜生, 林岩, 等. 鲁棒与最优控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.  
(MAO Jianqin, ZHONG Yisheng, LIN Yan, et al. Robust and Optimal Control[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002.)
- [24] 王朝珠, 秦化淑. 最优控制理论[M]. 北京: 科学出版社, 2003.  
(WANG Chaozhu, QIN Huashu. Optimal Control Theory[M]. Beijing: Science Press, 2003.)
- [25] DURHAM W C. Constrained control allocation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1993, 16(4): 717 – 725. .
- [26] CAMERON D. Control allocation challenges requirements for the blended wing body[J]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2000: AIAA-2000-4539.
- [27] KEVIN R S, DURHAM W C. A comparison of control allocation methods for the F215 active research aircraft utilizing real-time piloted simulations[J]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 1999: AIAA-1999-4281.
- [28] DUAN Z S, YANG Y, HUANG L. The effects of redundant control inputs in optimal control[J]. Science in China(Series F), 2009, 52(11): 1973 – 1981.
- [29] DUAN Z S, HUANG L. Two kinds of harmonic problems in control systems[J]. Journal System Science & Complexity, 2009, 22(4): 587 – 596..
- [30] 周东华, 叶银忠. 现代故障诊断与容错控制[M]. 北京: 清华大学出版社, 2000.  
(ZHOU Donghua, YE Yinzong. Modern Fault Diagnosis and Fault Tolerant Control[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2000.)
- [31] BOLENDER M A, DOMAN D B. Flight path angle dynamics of airbreathing hypersonic vehicles[C] //Proceeding of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston, VA: AIAA, 2006: AIAA-2006-6692. .
- [32] WALTON J T. Performance sensitivity of hypersonic vehicles to changes of angle of attack and dynamic pressure[C] //Proceedings of the 25th Conference on ASME, SAE, and ASEE, Joint Propulsion. Reston, VA: AIAA, 1989: 89 – 2463.
- [33] KHALIL H K. Nonlinear Systems[M]. New Jersey: Prentice-Hall, 2002.
- [34] 洪奕光, 程代展. 非线性系统的分析与控制[M]. 北京: 科学出版社, 2005.  
(HONG Yiguang, CHENG Daizhan. Nonlinear System Analysis and Control[M]. Beijing: Science Press, 2005.)
- [35] FLEMING W H. Report of the Panel on Future Direction in Control Theory: a mathematic perspective[M]. Philadelphia, PA: Society for Industrial and Applied Mathematics, 1988.
- [36] MURRAY R M. Future direction in control in an information-rich world[J]. IEEE Control System Magazine, 2003, 23(2): 20 – 33.

### 作者简介:

黄琳 (1935—), 男, 教授, 中国科学院院士, 控制科学专家, 主要研究方向为稳定性与鲁棒控制, E-mail: hl35hj75@pku.edu.cn;

段志生 (1972—), 男, 博士, 教授, 主要研究方向为鲁棒控制、关联协调控制, E-mail: duanzs@pku.edu.cn;

杨剑影 (1966—), 男, 博士, 教授, 主要研究方向为飞行控制, E-mail: yjy@pku.edu.cn, jianying2000@163.com.