

# 可重复使用天地往返飞行器中的多输入控制问题

黄 頔, 郝宇清, 段志生<sup>†</sup>

(北京大学 工学院 力学与工程科学系 湍流与复杂系统国家重点实验室, 北京 100871)

**摘要:** 本文从5个方面对新一代可重复使用天地往返飞行器(reusable launch vehicle, RLV)中存在的多输入控制问题进行了讨论: 1) RLV增加冗余输入通道后, 对飞行器系统性能的影响; 2) RLV存在冗余输入通道时的控制分配问题; 3) RLV再入大气层时, 舵面和喷流反作用系统(reaction-jet control system, RCS)异类执行机构的复合控制问题; 4) RLV三通道关联耦合效应对控制的影响; 5) RLV为抑制机体弹性振动而面临的执行器位置寻优问题. 开展RLV多输入控制课题的研究, 不仅能挖掘出控制科学中的新问题, 推动控制理论的进一步发展, 而且也能对工程实践提供重要的理论支撑.

**关键词:** 可重复使用天地往返飞行器(RLV); 冗余输入; 控制分配; 异类执行机构; 耦合; 位置寻优

**中图分类号:** TP273      **文献标识码:** A

## Multiple-input problem in control of reusable launch vehicle

HUANG Di, HAO Yu-qing, DUAN Zhi-sheng<sup>†</sup>

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

**Abstract:** This article discusses the multiple-input problem in control of the reusable launch vehicle (RLV) in five aspects: 1) the effects of redundant control inputs on the performance index of the RLV's system; 2) the control allocation for redundant input channels of the RLV; 3) blending aerodynamic surfaces with reaction-jet control system (RCS) in RLV's reentry phase; 4) coupling effects on the control of the RLV; 5) location optimization of actuators for suppressing the elastic vibration of the airframe of the RLV. Research on the multiple-input problem in control of the RLV not only helps solving the essential problem in control theory and developing in this field, but also provides important theoretical support for engineering practice.

**Key words:** reusable launch vehicle (RLV); redundant inputs; control allocation; heterogeneous actuators; coupling; location optimization

### 1 引言(Introduction)

从1903年美国莱特兄弟完成人类的首次飞行, 到1957年苏联发射第一颗人造地球卫星, 人类从未停止过征服天空、探索太空的脚步. 现在, 航空航天技术已发展成为最为尖端的技术之一, 是一个国家科技水平和综合国力的重要体现<sup>[1]</sup>. 同时, 航空航天技术也是新技术的驱动者和催化剂. 譬如美国的“阿波罗”登月工程就催生了3000多项新技术, 其中1000多项转为民用. 因此, 大力发展航空航天事业, 将对增强国家科技实力、国防实力和民族凝聚力产生深远的影响, 是国家高新技术发展的必然需求.

当前, 世界各国都在高度关注和发展自由进入空间、增强空间控制和实现天地往返等技术, 许多新概念空天飞行器和先进技术已被各航空航天大国列入发展规划, 并取得了一定的进展<sup>[2]</sup>. 新一代可重复使

用天地往返飞行器(reusable launch vehicle, RLV)就是新概念空天飞行器中的一类, 它与传统飞行器有很大区别. 传统航空飞行器(飞机等)主要在距地20 km以下的稠密大气层依靠气动力进行飞行, 航天飞行器(卫星等)则在距地100 km以上的太空中依据轨道动力学进行运动, 而20 km~100 km的临近空间则是这两种飞行器不可逾越的鸿沟<sup>[3-4]</sup>. 为了打破空天界限, 新一代RLV的研制计划应运而生, 如美国的X-33(见图1)计划等. RLV集卫星、导弹、飞机于一体, 可自由跨越太空与稠密大气层, 既能像普通飞机一样在大气层飞行, 又能以高超声速穿越临近空间. 该类飞行器在20 km~100 km高空的飞行速度为12~25倍音速, 并可进入地球轨道成为航天飞行器, 而在返回大气层后, 又可以像飞机一样在大气层内飞行并在机场水平着陆. RLV兼具航空飞行器和航天飞行器的特点和优势, 能

实现民用和军用任务的不同需求,并由于可重复使用而大幅度降低航天运输费用.经过数十年的发展,我国已步入世界航空航天强国的行列,在进入空间、开展空间活动方面已取得了长足进步.确保安全、可靠、快速、机动、廉价、环保地进出空间,不仅是未来实现迅速部署、重构、扩充和维护航天器的基础,也是大规模开发利用空间资源的前提<sup>[5-6]</sup>.



图1 X-33可重复使用天地往返飞行器  
Fig. 1 X-33 reusable launch vehicle (RLV)

传统的航天和航空飞行器在技术上已较为成熟,而RLV需要兼顾航空和航天两个环境截然不同,飞行特点迥异的技术领域,在总体、气动、动力、控制与制导、材料等各个方面都面临重大挑战.早在莱特兄弟设计飞机之初,就已经注意到对飞行器的控制是设计飞行器需克服的一个主要障碍,而导航、制导与控制发展作为一个独立技术领域也可追溯到“阿波罗”登月时代.近几十年来,控制技术更是被美国列为高超声速飞行器五大核心技术之一<sup>[7-8]</sup>.RLV相对于传统飞行器,面临着更加复杂的机动任务,如在轨期间的大范围轨道、姿态机动,特别是重返大气层后,需要较长时间飞行在人类认识极不充分的临近空间,这意味着RLV的控制不能像传统飞行器那样充分依赖传统的地面规划和标准程序控制.另外,RLV的再入飞行是一个大范围机动(包括高度、航向和姿态)、全速域(从宇宙速度到低速进场着陆)、强不确定性(环境不确定性、模型不确定性和干扰不确定性)和强耦合(运动通道耦合、控制耦合、姿态与轨迹耦合)的复杂运动过程,受到过载、动压、热流和终端条件等多种约束,可供选择的飞行走廊受到限制,同时环境和飞行动力学存在极大的不确定性,因而,对传统的飞行控制形成了严峻挑战.

在RLV飞行控制所面临的诸多尚未解决的问题中,由RLV的冗余操纵面、异类操纵面以及强耦合的动力学特征所带来的多输入控制问题,是比较有代表性的一类问题,这类问题也是现今控制科学中尚未充分认

识和研究的.接下来,本文主要将从五个方面,对此类问题进行讨论.

## 2 冗余输入的作用(The effects of redundant control inputs)

传统飞行器为进行姿态控制,用3个操纵面分别对3个通道进行控制,即升降舵控制俯仰通道、方向舵控制偏航通道、副翼控制滚转通道;并因此而设计3个相互解耦的自动驾驶仪来实现飞行器的自主飞行<sup>[4]</sup>.

在很多情况下,上面的做法是合适的.然而,对于具有特殊气动布局,在临近空间进行高超声速巡航,且需要进行大范围机动的新一代RLV来说,这种简单的设计方法却未必可行.为了提高系统的可靠性,同时也希望能提高飞行性能,改善飞行品质,RLV通常会配置有冗余的操纵面.直观来看,拥有冗余操纵面的系统性能一般会比原系统更好,然而理论上对此却未有明确的解释.Wonham<sup>[9]</sup>证明了任何一个多输入线性系统,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,使得原系统变为单输入系统.然而,在此之后单输入系统与多输入系统的区别一直没有得到足够的重视.

经过一定的抽象并进行线性化,实际中的多执行器非线性系统可以简化为一个具有冗余输入的线性系统.对于线性系统,冗余控制输入指的是输入阵 $B$ 有冗余的列,也就是说 $B$ 阵的列是线性相关的或 $B$ 阵有多于可控性要求的列.从可镇定性,可控性,或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,这几个指标也不会发生变化.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是否有本质的区别,特别是控制输入矩阵的列向量线性相关时,多余的线性相关列对系统是否有作用,这些都是现代控制理论中的基本问题.

研究这些问题,对明确多控制输入在帮助实现控制目标中的作用是有着重要意义的.

例如考虑如下线性系统:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + B_0 u_0, & A \in \mathbb{R}^{n \times n}, B_0 \in \mathbb{R}^{n \times r_0}, \\ y = Cx, & C \in \mathbb{R}^{m \times n}, \end{cases} \quad (1)$$

它的二次性能指标为

$$J_0 = \int_0^{\infty} (y^T(\tau)y(\tau) + u_0^T(\tau)R_0 u_0(\tau))d\tau. \quad (2)$$

关于二次性能指标最优控制问题的一些结论见文献[10-11],这个问题所对应的Riccati方程为

$$V_0 A + A^T V_0 + C^T C - V_0 B_0 R_0^{-1} B_0^T V_0 = 0, \quad (3)$$

上式一般可由Hamilton阵方法求解. 相应的Hamilton阵为

$$H_0 = \begin{pmatrix} A & -B_0 R_0^{-1} B_0^T \\ -C^T C & -A^T \end{pmatrix}.$$

增加系统(1)的控制输入, 得到系统

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu, \\ y = Cx, \end{cases} \quad (4)$$

其中:

$$B = (B_0, B_1), \quad u = (u_0^T, u_1^T)^T, \quad B_1 \in \mathbb{R}^{n \times r_1}.$$

$$\begin{cases} VA + A^T V + C^T C - VB_0 R_0^{-1} B_0^T V - VB_1 R_1^{-1} B_1^T V = 0, \\ H = \begin{pmatrix} A & -B_0 R_0^{-1} B_0^T - B_1 R_1^{-1} B_1^T \\ -C^T C & -A^T \end{pmatrix}. \end{cases} \quad (7)$$

利用代数Riccati方程及Hamilton矩阵, 文献[12]给出了二次性能指标严格改善的充要条件.

**引理 1** 假设  $(A, B_0)$  可镇定,  $(A, C)$  可观测. 那么, 对于Riccati方程(3)和(7),  $V_0 \geq V$ , 最优性能指标满足

$$J_{0 \min} \geq J_{\min}.$$

此外,  $\text{Ker}(V_0 - V) \neq \{0\}$  当且仅当Hamilton阵  $H_0$  和  $H$  有一个相同的特征值以及此特征值对应的特征向量也相同. 因此, 当

$$\text{Ker}(V_0 - V) = \{0\}$$

时, 对任意非零初始条件都有  $J_{0 \min} > J_{\min}$ .

同时, 文献[12]给出了在动态输出反馈的情况下, 对控制输入进行扩展时, 冗余控制输入在  $H_2$  最优控制中能够改善系统  $H_2$  性能指标的条件.

在此基础上, 如果对控制输入和量测输出同时进行扩展, 文献[14]给出了在这种扩展下系统  $H_2$  性能指标减小的条件.

对于带有不确定的线性系统, 文献[14]得出了冗余的控制输入能严格改善系统的性能指标的充要条件.

传统飞行控制是在总体设计之后进行的, 但在现代的先进飞行系统的设计中强调“一体化设计”理念, 为了达到更好的飞行性能, 在飞行器的总体设计之初就对控制效应进行考虑, 从而优化飞行器的结构设计. 对冗余输入作用的分析所得到的这些结论, 可以作为RLV的结构设计时选择控制输入

系统(4)的二次性能指标为

$$J = \int_0^\infty (y^T(\tau)y(\tau) + u^T(\tau)Ru(\tau))d\tau, \quad (5)$$

其中  $R$  是  $R_0$  的扩展, 具有如下形式:

$$R = \begin{pmatrix} R_0 & R_{01} \\ R_{01}^T & R_1 \end{pmatrix} = R^T > 0. \quad (6)$$

与系统(1)相比, 系统(4)可以看成是具有冗余输入的新系统. 利用文献[12-13]的方法, 不失一般性,  $R$  可以假设为一对角阵

$$R = \begin{pmatrix} R_0 & 0 \\ 0 & R_1 \end{pmatrix}.$$

那么性能指标  $J$  相应的Riccati方程和Hamilton阵为

矩阵以及操纵面数量的依据. 因此, 冗余输入的理论分析对RLV的研究具有重要意义. 如前文所述,  $B_0$  是原输入阵,  $B_1$  是增加控制输入后输入阵扩展的部分, 文献[14]将系统性能指标下降速率的快慢, 作为确定  $B_1$  的标准. 如果  $B_1$  能自由选择, 那么就可确定一个合适的  $B_1$  使得二次性能指标迅速下降. 由于Riccati方程处理起来较为困难, 需要将Riccati方程转变为Riccati不等式. 然后, 应用文献[15]中迭代算法, 来求解关于  $B_1$  的这个非线性的不等式. 由此, 文献[14]给出了确定最优  $B_1$  的方法.

另外, 文献[16]中给出了在离散时间系统中, 冗余输入对二次性能指标的改善作用, 同时也给出了性能指标非严格减小时初始状态的确定方法. 文献[17-18]证明了在时间最优控制中, 增加输入的冗余系统最优控制的时间相比于原系统将更小. 文献[19]针对多入多出系统, 给出了增加冗余输入后系统性能变化的显式表达式, 说明了系统性能改变只与原系统的非最小相位零点有关.

目前尽管已得到了一些结果, 但冗余输入方面很多问题仍亟待解决.

首先, 理论分析中的线性系统都是由实际非线性系统线性化得到的, 而传递函数的  $L_\infty$  范数的增加会使得线性化误差变大. 如何扩展控制输入矩阵来减慢传递函数的  $L_\infty$  范数的增加, 也是值得进一步考虑的. 其次, 以上这些结论主要针对的是线性系统, 这与实际飞行器控制问题还是有一定的区别. 例如考虑如下再入飞行器非线性模型<sup>[20]</sup>:

$$\left\{ \begin{array}{l}
 \dot{\alpha} = \omega_{z1} + \frac{\sin \alpha \sin \beta}{\cos \beta} \omega_{y1} - \frac{\cos \alpha \sin \beta}{\cos \beta} \omega_{x1} - \\
 \frac{(C_N q S - mg \cos \varphi \cos \gamma - mg \sin \varphi \sin \psi \sin \gamma) \cos \alpha}{mV \cos \beta} - \frac{(-C_A q S - mg \sin \varphi \cos \psi) \sin \alpha}{mV \cos \beta}, \\
 \dot{\beta} = \omega_{y1} \cos \alpha + \omega_{x1} \sin \alpha - \frac{-C_A q S - mg \sin \varphi \cos \psi}{mV} \cos \alpha \sin \beta + \\
 \frac{C_N q S - mg \cos \varphi \cos \gamma - mg \sin \varphi \sin \psi \sin \gamma}{mV} \sin \alpha \sin \beta + \\
 \frac{C_Z q S - mg \sin \varphi \sin \psi \cos \gamma + mg \cos \varphi \sin \gamma}{mV} \cos \beta, \\
 \dot{\gamma} = \omega_{x1} + \dot{\varphi} \sin \psi, \\
 J_{x1} \dot{\omega}_{x1} - J_{x1y1} \dot{\omega}_{y1} - J_{x1z1} \dot{\omega}_{z1} + J_{z1} \omega_{y1} \omega_{z1} - J_{x1z1} \omega_{x1} \omega_{y1} - J_{y1z1} \omega_{y1}^2 - J_{y1} \omega_{y1} \omega_{z1} + \\
 J_{y1z1} \omega_{z1}^2 + J_{x1y1} \omega_{x1} \omega_{z1} = C_1 q S L - C_{1p} q S L^2 \omega_{x1} / V, \\
 J_{y1} \dot{\omega}_{y1} - J_{x1y1} \dot{\omega}_{x1} - J_{y1z1} \dot{\omega}_{z1} + J_{x1} \omega_{x1} \omega_{z1} - J_{x1y1} \omega_{y1} \omega_{z1} - J_{x1z1} \omega_{z1}^2 - J_{z1} \omega_{x1} \omega_{z1} + \\
 J_{x1z1} \omega_{x1}^2 + J_{y1z1} \omega_{x1} \omega_{y1} = C_n q S L - C_{nr} q S L^2 \omega_{y1} / V, \\
 J_{z1} \dot{\omega}_{z1} - J_{x1z1} \dot{\omega}_{x1} - J_{y1z1} \dot{\omega}_{y1} + J_{y1} \omega_{x1} \omega_{y1} - J_{x1y1} \omega_{x1}^2 - J_{y1z1} \omega_{x1} \omega_{z1} - J_{x1} \omega_{x1} \omega_{y1} + \\
 J_{x1y1} \omega_{y1}^2 + J_{x1z1} \omega_{y1} \omega_{z1} = C_m q S L - C_{mq} q S L^2 \omega_{z1} / V,
 \end{array} \right. \quad (8)$$

其中:  $\alpha, \beta, \gamma$  分别是攻角、侧滑角和速度倾侧角;  $\psi, \varphi$  是偏航角和俯仰角.  $\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}$  是体轴系下3轴的角速度;  $g$  是重力加速度;  $V$  是飞行器的速度;  $J_{x1}, J_{y1}, J_{z1}, J_{x1y1}, J_{x1z1}, J_{y1z1}$  是相应的转动惯量;  $C_A, C_N, C_Z, C_1, C_n, C_m, C_{mq}, C_{nr}, C_{1p}$  是相应的气动力和气动矩系数;  $q$  是动压;  $S$  是飞行器参考面积;  $L$  是飞行器参考长度. 在特征点对式(8)进行线性化得

$$\dot{x}_e = A_e x_e + B_e u_e, \quad A_e \in \mathbb{R}^{6 \times 6}, \quad B_e \in \mathbb{R}^{6 \times 2},$$

其中:  $x_e = [\alpha \ \beta \ \gamma \ \omega_{x1} \ \omega_{y1} \ \omega_{z1}]^T$ ,  $u_e = \{\delta_l, \delta_r\}$ ,  $\delta_l, \delta_r$  是飞行器的左右舵面. 假如增加一个输入通道, 就会引起与之相关的气动力和力矩系数发生变化, 比如增加输入会使轴向力系数  $C_A$  发生变化, 从而导致  $A_e$  阵中对应  $\alpha$  和  $\beta$  的系数发生改变. 因而, 在实际飞行器模型中, 增加冗余的输入后, 线性化后的系统阵  $A$  和输入阵  $B$  都会发生变化, 而现有理论分析中只考虑了  $B$  阵的变化, 由此带来了新的问题, 有待进一步解决. 另外, 在实际飞行器设计中, 设计者所关注的不仅仅是关于跟踪误差及耗能的二次性能指标, 还需要考虑飞行器的飞行性能、机动性、敏捷性以及操纵性等其他指标. 如何增加冗余输入通道, 来优化这些性能指标, 也是一个值得继续思考的问题.

### 3 控制器分配(Control allocation)

在上一节中, 已提到新一代RLV为了提高可靠性和飞行性能, 增加了操纵面的个数. 这时, 传统的通过3通道解耦设计控制器的方法已不再适用, 通常采用控制分配技术将控制指令分配到各个操纵舵

面来进行控制. 控制分配问题是当前大家关注比较多的一个问题, 它是处理过驱动飞行控制系统的多输入控制通道间最优组合的一种有效方法, 目的是将飞行器俯仰、偏航和滚转3轴转矩以一种最优的方式分配到受约束的冗余输入通道上<sup>[21-23]</sup>. 这些冗余输入通道之所以受到约束, 是由于实际舵机的操纵性能有限, 并且空气动力学上也有一定的要求, 因此这些操纵面都只能在一定的角度范围内, 以一定的速率偏转. 如何有效地最优地分配这些位置和速率受限的操纵面, 来产生各个通道所需转矩是控制分配问题中的核心. 应用控制分配技术可以有效降低传统关键操纵面的关键系数, 充分利用操纵面间内在的气动余度, 从而提高系统的可靠性. 另外, 由于在不同约束下, 控制分配问题的解不再唯一, 因此可实现基于多目标的优化设计, 如通过分配优化设计, 实现操纵面偏转能量损耗最小、操纵面偏转量最小、雷达反射面最小、巡航状态下阻力最小、起飞着陆时升力最大等优化目标<sup>[24]</sup>.

具有控制分配模块的控制系统, 各部分的输入输出关系是, 输入指令经过控制器后输出为虚拟控制量, 通常这些虚拟控制量是飞行器的期望力矩或角加速度, 分别投影到体轴系的3个轴上的力矩指令或角加速度指令, 它经控制分配模块处理, 作为操纵面的位置指令输出给各执行机构, 最后由各执行机构跟踪这些位置指令, 以此获得所需要达到的控制力矩或角加速度. 一个应用了控制分配技术的飞行控制系统可分为传感器模块、控制器模块、控

制分配模块、作动器模块和飞行器机体模块这5部分组成(见图2).

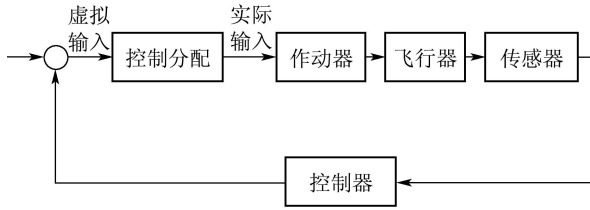


图2 某飞行器控制分配框图

Fig. 2 Block diagram of control allocation of an aircraft

控制分配的基本问题可描述如下:

求解控制量  $u \in \mathbb{R}^n$  使得

$$Bu = d_{\text{des}},$$

$$\text{s.t. } u_{\min} \leq u \leq u_{\max},$$

$$\dot{u} \leq \dot{u}_{\max},$$

其中:  $B \in \mathbb{R}^{m \times n}$  是控制效率矩阵,  $u_{\min} \in \mathbb{R}^n$  和  $u_{\max} \in \mathbb{R}^n$  是控制量的下界和上界,  $\dot{u} \in \mathbb{R}^n$  是控制速率,  $\dot{u}_{\max} \in \mathbb{R}^n$  是最大控制速率,  $d_{\text{des}}$  是期望的转矩,  $n$  是控制的操纵面数量,  $m$  是要控制的轴数.

对于离散系统, 速率限制可转换到位置限制中, 进而约束项改变为

$$\underline{u} \leq u \leq \bar{u},$$

其中:

$$\underline{u} = \min(u_{\max}, u + \Delta t \dot{u}_{\max}),$$

$$\bar{u} = \min(u_{\min}, u - \Delta t \dot{u}_{\min}).$$

控制分配问题是近年来的热点, 国内外的研究者在这方面得到了很多不错的结果. 控制分配的方法, 主要可分为广义逆控制分配、链式递增分配、动态控制分配、非线性控制分配、直接分配和数学规划方法<sup>[25]</sup>.

接下来, 简要介绍一下这些方法. 广义逆控制分配方法包括伪逆法、加权伪逆法以及控制约束广义逆分配方法等. 伪逆法的思想是取控制量的2范数, 即关于能量的函数为最优指标. 这个问题可以描述为

$$\min_u \|u\|_2,$$

$$Bu = d_{\text{des}},$$

它的最优解是  $u = B^T(BB^T)^{-1}d_{\text{des}} = B^+d_{\text{des}}$ .

通过伪逆法进行控制分配后, 在飞行全程每个控制量都参与控制, 因此这种方法可减少舵面总偏转量, 延缓舵面发生饱和的时间. 加权伪逆法是伪逆法的一种推广, 此方法按使用侧重点的不同对各

个控制量进行加权. 控制约束广义逆分配方法有多级广义逆和重新分配伪逆法, 在期望目标可达时, 一般可求出需用的控制, 而当目标不可达时, 误差将剧烈增大.

链式递增分配的思想是将控制量分成若干组, 每组均可产生期望方向的力矩, 先启用某一组的控制量, 若达到饱和, 则启用下一组控制量, 依次类推. 将控制输入矩阵和执行器都进行相应分组, 那么链式递增分配可表示为

$$Bu = [b_1 \ b_2 \ \cdots \ b_k] \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ \vdots \\ u_k \end{bmatrix},$$

其中  $b_i$  和  $u_i$  ( $i = 1, 2, \dots, k$ ) 分别为对应的输入矩阵和执行器的分组. 链式递增分配一般用于带有气动舵面、RCS或推力矢量的复合控制系统的飞行控制, 这种方法可最大限度利用气动舵面, 避免频繁开启RCS等辅助控制面, 从而减少能量的消耗, 但它的缺点是易造成较大操纵量.

一般情况下, 考虑控制系统的控制分配问题时, 研究的仅仅是从虚拟控制矢量  $d_{\text{des}}(t)$  到实际控制量  $u(t)$  的静态关系

$$u(t) = h[d_{\text{des}}(t)],$$

可是不同执行机构间的动态特性是不同的, 这些冗余的执行器在不同的频段上, 会对控制分配的效果产生一定影响. 如果考虑从  $d_{\text{des}}(t)$  到  $u(t)$  之间的动态关系

$$u(t) =$$

$$h[d_{\text{des}}(t), u(t-T), d_{\text{des}}(t-T), u(t-2T), \dots],$$

其中  $T$  是采样时间间隔. 这就是所谓的动态分配算法, 将执行器的动态也考虑了进来.

如果不将飞行器模型进行线性化, 直接考虑非线性系统, 那么输入矩阵最初具有非线性, 因而非线性控制分配问题可以描述成以下形式:

$$\min_u c^T u,$$

$$\text{s.t. } B(u) = d_{\text{des}},$$

$$\underline{u} \leq u \leq \bar{u},$$

其中:  $u$  是实际操纵面的偏转角度,  $d_{\text{des}}$  是虚拟控制转矩,  $\underline{u}$  和  $\bar{u}$  分别是操纵面偏转的下界和上界.

对于多控制量实现多控制目标的控制分配问题, Durham<sup>[22]</sup>提出了一种基于目标可达集几何空间的直接分配算法, 它可实现目标可达集中所有的控制目标. 这种算法可描述成如下的最优分配问题的形

式: 设 $\hat{d}$ 表示转矩空间 $\Phi$ 中单位向量, 即 $\hat{d} = \frac{\vec{d}}{|\vec{d}|}$ , 给定输入矩阵 $B$ , 带约束的控制向量集合 $\Omega$ 和期望转矩 $\vec{d}_{\text{des}}$ , 确定 $u \in \Omega$ 使 $u$ 产生的转矩在 $\hat{d}_{\text{des}}$ 方向的幅值最大. 若求得的 $u$ 产生的转矩幅值超过了期望转矩的幅值, 可以对 $u$ 乘上一衰减系数, 使二者相等. 这样做的物理意义是, 在控制能力的范围内, 确定最优控制 $u$ , 使得在给定向量的转矩最大.

数学规划的控制分配方法, 主要包括线性规划和二次规划方法. 线性规划控制分配算法可描述为

$$\begin{aligned} \min_u & c^T u, \\ \text{s.t.} & Bu = d_{\text{des}}, \\ & \underline{u} \leq u \leq \bar{u}. \end{aligned}$$

类似地, 二次规划控制分配算法可描述为

$$\begin{aligned} \min_u & u^T Qu + c^T u, \\ \text{s.t.} & Bu = d_{\text{des}}, \\ & \underline{u} \leq u \leq \bar{u}. \end{aligned}$$

这两种算法都是由代价函数、等式约束和不等式约束3个部分构成的, 它们的不同之处在于对代价函数的选择, 线性规划中为控制量的一次函数, 二次规划则取控制量的二次函数. 等式约束限定了控制量的解空间, 不等式约束则体现执行器位置和速率限制. 当执行器饱和时, 满足条件的最优解位于可达集之外, 这时求解过程就需要放松等式的约束, 而不等式约束将保持不变, 转而求取次优解. 二次规划控制分配算法可利用代价函数和约束条件, 对某些控制量加权或惩罚, 从而使系统遵循特定的约束条件, 成为一些较为复杂的控制分配问题的解决途径.

新一代RLV的执行机构具有强非线性、强时滞、强动态和强不确定性等诸多特性, 还需要从以下方面进一步加深对控制分配问题的研究. 首先, 尽管文献[26–27]等一些文章给出了非线性系统控制分配的一些研究成果. 然而, 目前大多数的控制分配算法仍针对线性系统. 而RLV的动力学和运动学模型是非线性的, 所以进一步研究非线性控制分配是非常必要的. 其次, 关于动态分配的问题也需要深入研究, 这个问题由Hargard<sup>[28]</sup>最先提出. 在现有动态分配的文献中, 主要有3种设计思路: 1种是将输入矩阵设计成一个动态系统进行设计, 第2种是将输入矩阵设计成滤波器的形式进行设计, 最后一种是根据执行器的频域特性来实现控制分配. 但这几种方法的效果都不是很理想, 需要进一步的研究. 再次, 由于RLV控制系统中存在很强的时滞, 因

此需要考虑当输入存在时滞的情况下, 如何实现控制分配. 现有文献很少涉及这方面的研究, 因此这是一个富有挑战性的课题. 此外, 对于输入矩阵中含有不确定性的控制分配问题, 目前也只有一些零散的结果, 而这个问题对于RLV控制分配算法的设计也是很有意义的.

#### 4 异类执行机构的控制(Control of heterogeneous actuators)

RLV再入大气层后, 进行高超声速飞行, 此时操纵面的控制效率与亚声速/超声速飞行状态相比有了较大降低, 使得操纵面不能提供足够的控制力矩来满足飞行器控制的要求. 另外, 在高超声速下, 操纵面不能进行过大的偏转, 因为这可能会引发飞行器难以承受的气动热, 所以, 在此期间往往采用空气舵面和RCS相结合的控制手段, RCS产生的力矩与动压无关, 它通过喷出气体而使飞行器产生相反方向的力矩. 一般来说, RLV在再入大气层可以分为3个阶段: 再入时的初始阶段, 动压很低, 气动舵面几乎不起作用, 需用RCS单独进行控制; 随着RLV逐渐进入稀薄大气层, 动压逐步升高, 开始采用舵面和RCS复合控制模式; 进入稠密大气层后, 可以独立的通过舵面进行控制. RLV采用这种异类混合的多执行器的控制模式, 可大大提高不同阶段的飞行性能, 但也增加了控制与协调管理的复杂程度. 舵面和RCS这两类控制输入有本质区别, 舵面是连续作用的, 而RCS是离散作用且推力大小不可调, 此外还存在舵面偏转范围有限、RCS能量有限等约束条件. 因此, 如何有效分配不同的操纵面协调完成控制任务, 其不同物理量之间的控制构型建模和控制逻辑分配, 是传统飞行器所没有遇到的特殊的新问题, 需要从理论上找到解决此问题的有效方法.

在考虑舵面与RCS复合控制前, 需要先研究单独对RCS的控制. RCS提供的是开关控制输入, 对这种类型的执行器主要有两大类控制方法: 一类是直接方法, 需要设计复杂的非线性算法; 另一类是间接方法, 通过Bang-Bang调制、脉冲宽度调制(pulse width modulation, PWM)等调制方法或者采用控制分配, 使得可以通过设计线性的控制律, 来控制具有开关输入的非线性系统. 文献[29]将描述函数方法应用于带有喷管的弹性航天器的非线性控制分析和设计. 描述函数法或相平面分析对于再入飞行器来说, 曾是非常普遍和有效的设计方法. 然而, 这种方法只适用于单通道的设计, 当应用于RLV这种多轴之间耦合严重的飞行器, 这种方法则显得过于繁

杂. 目前的研究表明, 应用非线性方法对开关输入的系统进行控制是比较困难的, 相比之下采用调制或控制分配的间接方法是比较好的选择. 文献[30]利用Bang-Bang调制将模型预测控制方法用于微小卫星的姿态控制. 文献[31]提出了将离散的调幅控制器转换为PWM控制器, 不论在离散时间控制器设计时采用何种方法, PWM控制输入的脉宽和时延都是不变的. 文献[32-33]也应用PWM调制方法进行飞行器控制器设计. 文献[34]则提出了一种混合整数线性规划(mixed-integer linear programming, MILP)方法, 用MILP方法对RCS中的各个喷流发动机进行控制分配.

对于舵面与RCS复合控制, 北京航空航天大学的张阳等提出优化控制选择配置算法, 把控制力矩指令配置为末端执行机构指令<sup>[35]</sup>. Paradiso提出了一种基于线性规划的方法来协调RCS与气动舵面<sup>[36]</sup>, 并且在控制器设计之初将RCS视为连续的控制量, 从而可以应用连续的多输入系统控制方法进行控制器设计, RCS的实际指令则由PWM方法得到. Doman等在Paradiso的工作基础之上, 首先应用链式控制分配方法对RCS和气动舵面的控制量进行协调, 然后用MILP方法对RCS中的各个喷流发动机进行控制分配<sup>[34]</sup>. 相比于Paradiso的方法, 用这种方法喷流发动机工作的次数较少, 但喷流的总时间较长. Tournes等在考虑喷流与外流相互干扰引起的参数摄动和模型不确定性的情况下, 利用高阶滑模理论对具有RCS的大气层高空拦截弹进行了控制系统设计, 仿真结果表明这种方法具有良好的鲁棒性<sup>[37]</sup>. 此方法在控制器设计时也同样将RCS视为连续控制量, 之后通过PWM及零阶保持的方法得到开关式的控制量. 在Tournes等的工作基础上, Shtessel等利用高阶滑模对具有RCS的高空拦截弹控制和制导进行了一体化设计<sup>[38]</sup>, 这种方法在模型不确定、目标机动以及时延的情况下, 仍能取得很好的控制效果. Zhou等深入分析了具有RCS的拦截弹系统的内动态, 证明了具有RCS之后的系统能消除原系统存在的非最小相位特性, 并且利用反馈线性化方法设计了非线性控制器<sup>[39]</sup>.

尽管目前在舵面与RCS复合控制方面有一些结果, 但大都是回避了RCS开关输入的特性, 仍将其看做连续的输入进行设计, 然后再进行PWM或其他方式的调制. 然而, 经过调制之后是无法再保证系统稳定性的, 并且调制前后的动态响应也是不完全一致的. 另外, 若部分输入通道发生故障, 如何判断

剩余控制通道能否完成任务, 这与系统的可靠性是息息相关的. 所以, 舵面与RCS复合控制方面还有许多待解决的问题值得去探究.

## 5 耦合控制(Coupling control)

RLV再入过程具有高超声速特性, 并且将经历高度、速度的大范围变化, 还可能进行大范围的机动, 如倾斜转弯及大攻角滚转过失速机动, 这导致非线性和强耦合性动力学特性显著. 传统飞行因为运动的交叉耦合参数非常小, 通常可忽略或作为随机干扰处理, 所以传统飞行器建模与控制通常采用解耦处理方法, 如俯仰、偏航、滚转三通道独立建模, 并且独立设计, 但是在RLV高超声速再入条件下, 运动学和动力学参数之间的交叉耦合变成最主要的飞行特征之一, 而且有时通常是靠这些交叉耦合作用来实现机动飞行的, 如倾斜转弯飞行就是利用滚转与偏航的耦合作用来实现横侧向的滚转转弯机动, 于是耦合因素就不能再忽略或简单的作为随机干扰处理. 因此, 在RLV再入过程的控制器设计时, 需要考虑3通道关联因素, 这与传统建模与控制理论通常回避或进行简单处理的思想是不同的.

对于姿态多通道耦合问题, 国外早在20世纪50年代开始, 就对多种因耦合因素造成的飞行失稳和飞行事故进行了较为深入的动力学分析. 1997年, Dryden Flight Research Center的Richard E. Day在《Coupling Dynamics in Aircraft: A Historical Perspective》<sup>[40]</sup>一文中对气动耦合、惯性耦合和控制耦合造成的历史上一系列飞行事故的原因进行了综述, 深刻揭示出耦合因素在飞行器飞行成败中的关键作用, 指出了X-2的事故是由3种连续的耦合作用所致, 首先是舵面控制耦合直接导致惯性滚转耦合, 然后由于惯性耦合导致失稳螺旋运动, 从而造成飞行事故. 文献[40]对X-3, F-100A, YF-102等飞行器的事故原因进行了深入分析, 并指出惯性耦合是造成这些事故的根本原因. 文献[41]指出, X-3在试验飞行中, 经常会出现滚转耦合的问题, 即在进行一个轴机动时就会引起另外两个轴上不受控制的机动, 当时F-100战斗机也经常碰到这样的问题, NASA随即在X-3上对滚转耦合问题进行了深入的研究. 文献[42-43]对X-15再入飞行阶段失败的研究表明, X-15飞行器是因为滚转-偏航状态耦合造成稳定性逐渐减弱的荷兰滚现象, 与同时造成不稳定的控制耦合, 共同导致了飞行失稳. 文献[44]研究表明space transportation system(STS)飞行器飞行失稳的原因在于运动通道耦合作用导致了荷兰滚模态发散和控制失效. 2010年4月22日, 代表国际最先进水平之一的第二代猎鹰高超声速试验飞行器HTV-

2A (hypersonic test vehicle)在美国试飞失败,通过对HTV-2飞行试验失败原因的深入分析,初步认为HTV-2试验失败是由于飞行器控制通道之间的耦合、飞行器飞行姿态与气动力之间的耦合所致.美国国防高级工程审查委员会(Defense Advanced Research Projects Agency)分析报告揭示,HTV-2飞行异常的特点是其沿着纵轴缓慢偏转,直到横滚速度达到极限值,触发自主飞行系统命令飞行终止.改进后的HTV-2于2011年8月11日再次试飞,但仍未取得成功.

国内外学术界对多通道强耦合的动力学与控制问题一直都非常关注,但由于问题所涉及的复杂度和难度,这一问题始终未能得到很好的解决.文献[45]基于倾斜转弯(bank to turn, BTT)导弹的耦合模型,在多种不确定因素下,给出了鲁棒多变量的控制方法.文献[46]利用神经网络,对BTT导弹的自动驾驶仪进行了鲁棒自适应控制器设计.文献[47-48]分别应用非线性和增益调度方法对BTT导弹进行了控制.目前对机动飞行的研究中,时域法中较有代表性的线性二次高斯法(LQG)是较为成功的方法.文献[49]利用该方法进行设计,但忽略俯仰-偏航通道间耦合,制导系统只产生俯仰和滚动命令,偏航通道起协调控制作用.对于滚转速率不高的导弹,该设计方法简单可靠,但对于滚转速率要求较高,俯仰-偏航通道耦合严重的情形,此方法有很大的局限性.文献[50]则针对大攻角导弹,研究了俯仰、偏航、滚转3通道一体化鲁棒控制器设计方法.

对于解耦的飞行器,每个舵单独控制一个通道,相当于几个单输入系统.现在面临多通道的耦合,可能多个输入控制一个姿态角或角速率,或者多个输入对应多个通道的角度和角速率,它们之间交叉耦合,而且还有非线性/时变等特征,形成了一个复杂的多输入问题.针对这类问题,目前已有的这些控制方法,将耦合视为干扰或常量,本质上仍是进行了解耦处理.因此,需要进一步研究可解耦的条件以及通过协调关联控制的方法,解决不同通道的关联耦合问题.历史上大量飞行事故与飞行中的耦合因素有直接关系,对飞行中耦合作用物理机理的认识不足,很大程度上是导致这些失败的主要原因.深入分析耦合因素的动力学特征,对耦合效应的充分认识,在控制上进行利用或抑制,对实际工程应用也具有重要意义.

## 6 执行器位置寻优(Location optimization of actuators)

根据“一体化设计”理念,在飞行器总体设计之初就将控制效应考虑进来,亦即如何对舵面或其他

操纵面进行合理有效的位置配置,以实现飞行器性能最好、控制效率最高、操纵面使用时间最长等特性.

由于RLV要在临近空间进行高超声速巡航,RLV是一个细长弹性体,因此抑制弹性体的振动成为一个迫切需要解决的问题.下面主要就如何合理配置执行机构,以抑制机体的弹性振动这个问题进行讨论.执行器有效的配置可以在抑制弹性振动的基础上,通过优化一些目标函数使得性能指标达到最优.而不正确地配置执行器往往会使控制失效,有些甚至会让飞行器失稳造成不可挽回的灾难.这些目标函数就被称作“优化判据”.根据不同的优化判据,执行器会有不同的配置方案.根据目前已有的文献,优化判据的建立可以依据以下几个方面.

### 1) 执行器的模态力/力矩最大化.

通过对压电执行器施加适当的电压,使主结构产生与振动应变相反的应变来抑制主结构体的振动.所以执行器应该被配置在主结构应变较大的区域,远离零应变区域.通过合理地配置执行器的位置,使得重点关注模态上的模态力最大化.为达到这个目标,可将系统用模态坐标表示.例如用独立的模态力来控制一个平板的各个模态,则控制第 $j$ 个模态的模态力为<sup>[51]</sup>

$$Q_j(t) = -a_p b_p \left( \frac{h_s + h_p}{2} \right) L[\psi_j] V_j(t), \quad (9)$$

其中:算子 $L = e_{31} \left\{ \frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2} \right\}$ ,  $\psi_j$ 是第 $j$ 个模态函数.显然,如果电压 $V_j(t)$ 是常量,当 $L[\psi_j]$ 最大化时,模态力也会最大化.另一方面,当模态力是常量时,最大化 $L[\psi_j]$ 可以使输入电压最小.所以优化判据就是,通过合理地配置执行器的位置,使 $L[\psi_j]$ 最大.

同理,压电执行器对主结构体施加的力矩是执行器位置和厚度的函数<sup>[52]</sup>

$$M = -2b_s Y_p d_{31} \int_{(h_s-h_p)/2}^{(h_s+h_p)/2} E_z y dy = -2b_s \int_0^d \sigma_x y dy,$$

其中 $y$ 是横向距离梁中性层的距离.通过优化执行器的位置和厚度,可以使得作用在主结构体上的力矩最大.

### 2) 控制力最小化/能量耗散最大化.

在模态坐标下,弹性体的主动控制方程如下<sup>[53]</sup>:

$$\ddot{\eta}(t) + D\dot{\eta}(t) + A\eta(t) = B_a V_{act}, \quad (10)$$

模态振幅 $\eta$ 可以通过控制电压 $V_{act}$ 来控制.令

$$\begin{bmatrix} \eta(t) \\ \dot{\eta}(t) \end{bmatrix},$$



将系统(10)表示成状态空间的形式<sup>[54]</sup>

$$\begin{aligned} \dot{X}(t) &= AX(t) + BV_{\text{act}}(t), \\ Y(t) &= CX(t), \end{aligned} \quad (11)$$

其中:  $A = \begin{pmatrix} 0 & I \\ -A & -D \end{pmatrix}$ ,  $B = \begin{pmatrix} 0 \\ B_a \end{pmatrix}$ . 由于  $V_{\text{act}}$  是所加在执行器上的电压, 则抑制弹性体振动所消耗的电能<sup>[55]</sup>

$$J_e = \int_0^\infty V_{\text{act}}^T R V_{\text{act}} dt, \quad (12)$$

其中  $R$  是一个实对称正定的权衡矩阵. 由于所加控制力的作用, 弹性体的能量耗散<sup>[56]</sup>

$$J_d = - \int_0^\infty X(t) Q X(t) dt,$$

其中  $Q = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & D_c \end{pmatrix}$ . 综合以上两点, 得到一个能同时最小化所需电能和最大化能量耗散的寻优判据

$$J_{\text{ed}} = \int_0^\infty (X^T Q X + V_{\text{act}}^T R V_{\text{act}}) dt,$$

这是一个LQR性能指标. 它可以通过寻找执行器的最优位置来最小化, 最小值可以被表示为<sup>[57]</sup>

$$J_{\text{ed}} = X^T(0) P X(0),$$

其中  $P$  矩阵就是 Riccati 方程  $PA + A^T P + Q - PBR^{-1}B^T P = 0$  的解.

部分文献应用以上方法, 在控制住飞行器的弹性振动同时, 达到了目标函数所希望的控制效果. 文献[58]利用了第2种优化判据——二次性能指标来配置直升机的执行器, 以达到控制机身振动的目的. 仿真结果表明, 采用这种判据可在电压受限的情况下达到很好的控制效果. 文献[59]采用能量耗散为目标函数, 也确定出了弹性飞行器操纵面的最优位置.

### 3) 能控性最大化.

下面考察系统(11)的可控性. 如果闭环系统(11)的每一个状态都能被控制输入拉到某一个指定的状态, 则系统被称作完全可控. 否则就被称作不可控. 系统(11)的可控性不但与这个系统动力学有关, 还与执行器的数目和位置有关. 因为矩阵  $B$  是执行器数目和位置的函数. 通常情况下, 考察系统的可控性是通过能控性矩阵  $R$  的秩来判断的.

$$R = [B \ AB \ A^2 B \ \cdots \ A^{2n-1} B]_{2n \times 2n},$$

如果  $R$  满秩, 则系统可控, 否则系统不可控.

对一个弹性系统, 式(12)保证了执行器在这种位置下, 控制系统振动所需的电能最小. 通过计算, 可得若想将状态在某个时间  $t_1$  之后由初始状态  $\{x_0\}$  拉

到  $\{x_{t_1}\}$ , 最小的控制能量是<sup>[60]</sup>

$$J_e = [e^{At_1} \{x_0\} - \{x_{t_1}\}]^T G_C^{-1}(t) [e^{At_1} \{x_0\} - \{x_{t_1}\}],$$

其中  $G_C$  是可控性格兰姆矩阵, 它是执行器位置和数目的函数. 则若想最小化  $J_e$ , 就需要最小化  $G_C^{-1}(t)$ , 则需要最大化  $G_C(t)$ . 因此, 可控性格兰姆矩阵的特征值就成了衡量可控性的一个标志. 可控性格兰姆矩阵的特征值越大, 则可控性就越强. 若该矩阵的某一个特征值非常小, 就说明要控制住对应的模态, 需要很大的力和电压. 因此, 最小化性能指标<sup>[61]</sup>

$$J_e = \left( \sum_{j=1}^{2n} \lambda_j \right)^{2n} \sqrt{\prod_{j=1}^{2n} \lambda_j}, \quad (13)$$

也就是抑制振动所需的最小能量. 其中,  $n$  是需要控制的模态数目,  $\lambda_j$  是能控性格兰姆矩阵的特征值. 判据(13)等价于判据<sup>[62]</sup>

$$J_e = \text{tr}(G_C) * (\det G_C)^{1/2n}.$$

### 4) 主结构挠度最大化.

对执行器施加电压时, 主结构会相应地产生挠度, 挠度大小与执行器的位置相关. 因此, 主结构的挠度就可以作为执行器最优配置的判据<sup>[63]</sup>. 使用模态坐标的方法, 加有压电执行器的梁挠度可以表示为<sup>[53]</sup>

$$w(x, t) = \sum_{i=1}^{\infty} \psi_i(x) \eta_i(t).$$

执行器的最优位置即系统的应变值最大位置, 即梁挠度最大的地方. 主结构最大挠度值可以表示为执行器边界的角位移之和<sup>[64]</sup>

$$w_{\text{max},j} = \frac{1}{w_j^2} \frac{a_0}{2\zeta_j m_j} |(\theta_1 a_p + \theta_2 b_p)_j|,$$

其中  $\theta_1, \theta_2$  是执行器长和宽边界相对于  $x$  轴和  $y$  轴的角位移. 通过优化这个最大挠度值, 可以找到执行器的最优位置以及它的方向.

### 5) 鲁棒性能最大化.

考虑受控系统, 其中的执行器和传感器是成对出现的:

$$\begin{aligned} \ddot{\eta}(t) + D\dot{\eta}(t) + A\eta(t) &= B_a(V_{\text{act}} + w), \\ z &= B_a^T \dot{q}, \\ y &= B_a^T q, \end{aligned}$$

其中:  $y(t)$  是量测输出,  $z(t)$  是受控输出,  $w$  是一个扰动输入,  $H$  无穷综合问题目的就是设计一个输出反馈控制增益  $G$ ,  $V_{\text{act}} = -Gy$ , 使得闭环系统在稳定的同时, 系统从扰动输入到输出的  $H_\infty$  范数  $\gamma$  取到最

小<sup>[65]</sup>. 由于 $B$ 与执行器的位置有关, 因此得到的鲁棒优化判据是, 通过合理地配置执行器的位置, 使系统的 $H_\infty$ 范数尽量小. 通过求解LMI, 算法寻优可以找出使得 $\gamma$ 最小的执行器位置以及对应的输出反馈增益 $G$ .

综合以上方法, 第1种方法要求模态之间的控制是解耦的, 即各个执行器与模态一一对应. 然而, 各个模态间完全解耦是很困难的. 因此, 在飞行器的振动控制中, 这种方法应用得较少. 通过第2种方法来配置执行器的位置, 通常能够达到较好的效果, 但是这种方法一般需要比较精确的模型, 如果模型参数存在不确定, 则很可能会使系统失稳, 所以鲁棒性更强的方法此时就会表现出一定的优势. 由于弹性飞行器模型的复杂性, 利用鲁棒的方法来确定执行器最优位置往往会使计算量相对较大, 因而这种方法暂时只用在弹性梁的振动控制中. 而将弹性高阶模态看作不确定或系统存在参数不确定性时, 用鲁棒方法配置执行器位置的方法在飞行器方面的应用还相对较少, 有待进一步的研究. 本节仅仅对通过优化执行器位置, 抑制机体的弹性振动这个问题进行了一定的综述. 对于不需要考虑弹性振动的飞行器, 也可以借鉴此思想, 通过修改目标函数, 将飞行器性能、控制效率、操纵面使用时间等作为设计指标来配置执行器. 另外, 还可以在抑制弹性振动的同时, 优化其他的性能指标. 所以, 在此问题上, 还有许多工作需要开展下去.

## 7 结束语(Conclusions)

本文对RLV中的多输入控制问题进行了综述. 首先, 讨论了RLV为提升飞行性能和可靠性, 增加冗余输入通道后, 对飞行器系统性能的影响. 同时, 介绍了RLV存在冗余输入通道时的控制分配问题. 继而, 总结了RLV再入大气层时, 由于飞行包络过大, 需要利用舵面和RCS这两种异类执行机构的复合控制问题. 另外, 讨论了RLV在高超声速和大范围机动的条件下, 运动学和动力学参数之间的交叉耦合效应严重的问题, 说明需要进一步研究可解耦的条件以及3通道协调关联控制. 最后, 总结了RLV为抑制机体弹性振动而面临的执行器位置寻优问题. 尽管目前某几个方面的研究已经取得了一些突破和成果, 但是总体上RLV的多输入控制问题仍然处于发展阶段, 仍有许多问题需要进一步研究和认识.

新一代RLV是继航天飞机之后航空航天技术的制高点, 也是我国航空航天领域的重要战略发展方

向. 它将架起天地往返的桥梁, 可以为太空育种, 太空生物实验频繁输送物资与人员, 甚至对将来的太空旅游, 高速民航的发展发挥重大作用. 另外RLV研制技术是综合集成技术, 包含电子信息、机电一体化、材料能源、仿真计算、网络通信、控制、导航、空气动力、可靠性与安全性保障等技术, 可以推动多产业部门协同发展, 促进国家高新技术产业快速发展. 开展RLV多输入控制课题的研究, 将为RLV的工程实践提供重要的理论基础, 具有深远的意义.

## 参考文献(References):

- [1] 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.)
- [2] 王晓东. 导弹和运载火箭姿态稳定与控制技术发展的回顾和展望 [J]. 导弹与航天运载技术, 2003, (3): 25 – 30.  
(WANG Xiaodong. Prospect and review of attitude stabilization and control technology control technology development for missile and launch vehicle [J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2003, (3): 25 – 30.)
- [3] 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.)
- [4] 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 science in near space hypersonic aircrafts [J]. *Control Theory & Applications*, 2011, 28(10): 1496 – 1505.)
- [5] 杨勇. 我国重复使用运载器发展思路探讨 [J]. 导弹与航天运载技术, 2006, (4): 1 – 4.  
(YANG Yong. Study on roadmap of Chinese reusable launch vehicle [J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2006, (4): 1 – 4.)
- [6] 江绍东, 韩鸿硕. 美国可复用运载器现行方案概况 [J]. 中国航天, 2004, (5): 21 – 25.  
(JIANG Shaodong, HAN Hongshuo. A survey of current RLV concepts in the U.S. [J]. *Aerospace China*, 2004, (5): 21 – 25.)
- [7] 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.)
- [8] FIDAN B, MIRMIRANI M, IOANNOU P A. Flight dynamics and control of air-breathing hypersonic vehicles: review and new directions [C] // *The 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies*. Norfolk, VA: AIAA Inc, 2003.
- [9] WONHAM W M. *Linear Multivariable Control: A Geometric Approach* [M]. New York: Springer-Verlag, 1979.
- [10] ZHOU K, DOYLE J C, GLOVER K. *Robust and Optimal Control* [M]. New Jersey: Prentice Hall, 1996.
- [11] HUANG L. *Fundamental Theory on Stability and Robustness* [M]. Beijing: Science Press, 2003.
- [12] DUAN Z S, HUANG L, YANG Y. The effects of redundant control inputs in optimal control [J]. *Science in China Series F: Information Sciences*, 2009, 52(11): 1973 – 1981.

- [13] DUAN Z S, HUANG L. Two kinds of harmonic problems in control systems [J]. *Journal System Science & Complexity*, 2009, 22(4): 587 – 596.
- [14] DUAN Z S, HUANG L, YAO Y, et al. On the effects of redundant control inputs [J]. *Automatica*, 2012, 48(9): 2168 – 2174.
- [15] WANG J L, YANG G H. An LMI approach to  $H_{-}$  index and mixed  $H_{-}/H_{\infty}$  fault detection observer design [J]. *Automatica*, 2007, 43(9): 1656 – 1665.
- [16] DUAN Z S, HUANG L, JIANG Z P. On the effects of redundant control inputs in discrete-time systems [C] // *Proceedings of the 31st Chinese Control Conference*. Hefei: IEEE, 2012: 165 – 170.
- [17] PENG Z X, YANG Y, HUANG L. Cost analysis with input extension in time optimal control [C] // *Proceedings of the 29th Chinese Control Conference*. Beijing: IEEE, 2010: 1652 – 1656.
- [18] PENG Z X, YANG Y, HUANG L. Effects of input redundancy on time optimal control [J]. *Acta Automatica Sinica*, 2011, 37(2): 222 – 227.
- [19] LATORRE I A, SALGADO M E, SILVA E I. On the impact on MIMO zeros and achievable performance of adding additional input channels to square MIMO discrete-time systems [C] // *Australian Control Conference*. Melbourne: IEEE, 2011: 106 – 111.
- [20] HUANG D, DUAN Z S, QIN G Z, et al. Attitude control for hypersonic vehicle's reentry phase with reaction jets [C] // *Proceedings of the 32th Chinese Control Conference*. Beijing: IEEE, 2013.
- [21] DURHAM W C. Attainable moments for the constrained control allocation problem [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1994, 17(6): 1371 – 1373.
- [22] DURHAM W C. Computationally efficient control allocation [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2001, 24(3): 519 – 524.
- [23] BODSON M. Evaluation of optimization methods for control allocation [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2002, 25(4): 703 – 711.
- [24] CUI L, YANG Y. Disturbance rejection and robust least squares control allocation in flight control system [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2011, 34(6): 1632 – 1643.
- [25] BODSON M, FROST S A. Load balancing in control allocation [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2011, 34(2): 380 – 387.
- [26] BENOSMAN M, LIAO F, LUM K Y, et al. Nonlinear control allocation for non-minimum phase systems [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2009, 17(2): 394 – 404.
- [27] JOHANSEN T A, FOSSEN T I, BERGE S P. Constrained nonlinear control allocation with singularity avoidance using sequential quadratic programming [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2004, 12(1): 211 – 216.
- [28] HARKEGARD O. Dynamics control allocation using constrained quadratic programming [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2004, 27(6): 1028 – 1034.
- [29] ANTHONY T, WIE B. Pulsed-modulated control synthesis for a flexible spacecraft [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1989, 13(6): 1014 – 1022.
- [30] HEGRENAES O, GRAVD AHL J, TONDEL P. Attitude control by means of explicit model predictive control, via multi-parametric quadratic programming [C] // *Proceedings of the American Control Conference*. Portland: IEEE, 2005.
- [31] BERNELLI-ZAZZERA F, MANTEGAZZA P. Pulse-width equivalent to pulse-amplitude discrete control of linear systems [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1992, 15(2): 461 – 467.
- [32] ZIMPFER D, SHIEH L, SUNKEL J. Digitally redesigned pulse-width modulation spacecraft control [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1998, 21(4): 529 – 534.
- [33] IEKO T, OCHI Y, KANAI K. New design method for pulse-width modulation control systems via digital redesign [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1999, 22(1): 123 – 128.
- [34] DOMAN D, GAMBLE B, NGO A. Control allocation of reaction control jets and aerodynamic surfaces for entry vehicles [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(1): 13 – 24.
- [35] 张阳, 黎科峰, 张庆振, 等. 反作用控制系统在RLV再入复合控制中的研究 [J]. *航天控制*, 2008, 26(3): 19 – 24.  
(ZHANG Yang, LI Kefeng, ZHANG Qingzhen, et al. Reaction control system of system of RLV blended control in reentry mode [J]. *Aerospace Aerospace Control*, 2008, 26(3): 19 – 24.)
- [36] PARADISO J A. Adaptable method of managing jets and aerosurfaces for aerospace vehicle control [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1991, 14(1): 44 – 50.
- [37] TOURNES C, SHTESSEL Y, SHKOLNIKOV I. Missile controlled by lift and divert thrusters using nonlinear dynamic sliding manifolds [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006, 29(3): 617 – 625.
- [38] SHTESSEL Y, TOURNES C. Integrated higher-order sliding mode guidance and autopilot for dual-control missiles [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(1): 79 – 94.
- [39] ZHOU D, SHAO C. Dynamics and autopilot design for endoatmospheric interceptors with dual control systems [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 13(6): 291 – 300.
- [40] RICHARD E D. Coupling dynamics in aircraft: a historical perspective [M] // *NASA Special Publication 532*. California: Dryden Flight Research Center, 1997.
- [41] MILLER J. *The X-Planes: X-1 to X-45 (2nd edition)* [M]. Hinckley, UK: Midland Publishing, 2001.
- [42] THOMPSON M O. *At the Edge of Space: The X-15 Flight Program* [M]. Washington, DC and London: Smithsonian Institution Press, 1992.
- [43] DANA W H. The X-15 airplane-Lessons learned [C] // *The 31st Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*. Reno, NV: AIAA Inc, 1993.
- [44] ILIFF K W, SHAFER M F. Space shuttle hypersonic aerodynamic aerothermodynamic flight research and the comparison to ground test results [M] // *NASA Technical Memorandum 4499*. California: Dryden Flight Research Center, 1993.
- [45] LIN C F, CLOUTIER J R, EVERS J H. High performance robust bank-to-turn missile autopilot design [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1995, 18(1): 46 – 53.
- [46] FU L C, CHANG W D, YANG J H, et al. Adaptive robust bank-to-turn missile autopilot design using neural networks [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1997, 20(2): 346 – 354.
- [47] XIN M, BALAKRISHNAN S N, STANSBERRY D. Nonlinear missile autopilot design with Theta-D technique [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2004, 27(3): 406 – 417.
- [48] CRATER L H, SHAMMA J S. Gain-scheduled bank-to-turn autopilot design using linear parameter varying transformations [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1996, 19(5): 1056 – 1063.
- [49] LIN J M, TSAI H L. General autopilot design for BTT missile by generalized linear quadratic Gaussian/loop transfer recovery method [C] // *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. Keystone, CO: AIAA Inc, 2006.
- [50] KANG S, KIM J. Roll-pitch-yaw integrated robust autopilot design for a high angle-of-attack missile [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(5): 1622 – 1628.
- [51] LI B, LI Y G, YIN X G, et al. Maximal modal force rule for optimal placement of point piezoelectric actuators for plates [J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2000, 11(7): 512 – 515.
- [52] MAIN J A, GARCIA E, HOWARD D. Optimal placement and sizing of paired piezo-actuators in beams and plates [J]. *Smart Materials and Structures*, 1994, 3(3): 373 – 381.

- [53] ZHANG J, HE L, WANG E, et al. A LQR controller design for active vibration control of flexible structures [C] // *IEEE Pacific-Asia Workshop on computational Intelligence and Industrial Application*. Wuhan: IEEE, 2008.
- [54] YANG S M, LEE Y J. Optimization of non-collocated sensor/actuator location and feedback gain in control systems [J]. *Smart Materials and Structures*, 1993, 2(2): 96 – 102.
- [55] KIM T W, KIM J H. Optimal distribution of an active layer for transient vibration control of a flexible plate [J]. *Smart Materials and Structures*, 2005, 14(5): 904 – 916.
- [56] YANG Y, JIN Z, SOH C K. Integrated optimal design of vibration control system for smart beams using genetic algorithms [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2005, 282(3): 1293 – 1307.
- [57] BRUANT I, COFFIGNAL G, LENE F, et al. A methodology for determination of piezoelectric actuator and sensor location on beam structures [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2001, 243(5): 861 – 882.
- [58] SONG L S, XIA P Q. Active control of helicopter structural response using piezoelectric stack actuators [J]. *Journal of Aircraft*, 2013, 50(2): 659 – 663.
- [59] 袁建平, 陈士榘. 弹性飞行器操纵机构最优位置的确定 [J]. *航空学报*, 1986, 7(4): 340 – 346.  
(YUAN Jianping, CHEN Shilu. Determination of optimal position of actuators for flexible flight vehicles [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1986, 7(4): 340 – 346.)
- [60] HAC A, LIU L. Sensor and actuator location in motion control of flexible structures [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1993, 167(2): 239 – 261.
- [61] PENG F, NG A, HU Y R. Actuator placement optimization and adaptive vibration control of plate smart structures [J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2005, 16(3): 263 – 271.
- [62] BRUANT I, PROSLIER L. Optimal location of actuators and sensors in active vibration control [J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2005, 16(3): 197 – 206.
- [63] MOITA J S M, CORREIA V M F, MARTINS P G, et al. Optimal design in vibration control of adaptive structures using a simulated annealing algorithm [J]. *Composite Structures*, 2006, 75(1/2/3/4): 79 – 87.
- [64] IP K H, TSE P C. Optimal configuration of a piezoelectric patch for vibration control of isotropic rectangular plates [J]. *Smart Materials and Structures*, 2001, 10(2): 395 – 403.
- [65] DEMETRIOU M A, GRIGORIADIS K M. Collocated actuator placement in structural systems using an analytical bound approach [C] // *Proceedings of the American Control Conference*. Boston: IEEE, 2004.

### 作者简介:

黄 嶝 (1989–), 男, 博士研究生, 目前研究方向为飞行器控制,

E-mail: huangdi.coe@pku.edu.cn;

郝宇清 (1989–), 女, 博士研究生, 目前研究方向为动力学与控制, E-mail: roujianziying24.student@sina.com;

段志生 (1972–), 男, 教授, 第7届“关肇直奖”(2001年)获奖论文作者, 长江学者, 目前研究方向为鲁棒控制、多输入协调控制、飞行器控制等, E-mail: duanzs@pku.edu.cn.