

# 飞机超机动状态动力学特征及对控制系统的挑战

朱纪洪<sup>1†</sup>, 张尚敏<sup>2</sup>, 周池军<sup>1,3</sup>, 王向阳<sup>1</sup>, 刘凯<sup>1</sup>

(1. 清华大学 计算科学与技术系, 北京 100084; 2. 清华大学 自动化系, 北京 100084;

3. 空军工程大学 防空反导学院, 陕西 西安 710051)

**摘要:** 超机动能力作为第四代战斗机的重要标志性特征, 在近距离空战中具有极其重要的作用. 针对非线性非定常气动效应、强耦合和操纵器异构冗余等超机动状态飞机的基本动力学特征, 分析了其非线性气动力/力矩、非定常迟滞效应、参数快时变、惯性耦合和推力矢量等因素给控制系统带来的挑战, 总结了超机动飞机的非线性非定常气动力建模、飞行控制和控制分配的研究现状, 给出了一种基于非线性补偿和气动力模型数据库的鲁棒解耦控制策略, 为超机动飞行控制方法的工程应用提供了参考.

**关键词:** 超机动; 动力学; 解耦控制; 飞行控制

中图分类号: V249.12 文献标识码: A

## Dynamic characteristics and challenges for control system of super-maneuverable aircraft

ZHU Ji-hong<sup>1†</sup>, ZHANG Shang-min<sup>2</sup>, ZHOU Chi-jun<sup>1,3</sup>, WANG Xiang-yang<sup>1</sup>, LIU Kai<sup>1</sup>

(1. Department of Computer Science and Technology, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2. Department of Automation, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

3. Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an Shaanxi 710051, China)

**Abstract:** Super-maneuverability is a critical feature of the fourth generation fighter, which plays an extremely important role in dogfight. The nonlinear unsteady aerodynamic effect, channel coupling and heterogeneous manipulator redundant which exist in the super-maneuver are analyzed. Challenges for control system brought by some special dynamic characteristics are deduced, such as nonlinear aerodynamic force and moment, unsteady hysteresis effect, fast time-varying parameters, inertial coupling and thrust vector. The research progress of the unsteady aerodynamic force, flight control and control allocation of super maneuver is summarized. Based on dynamic inversion methodology, a robust decoupling control strategy that adopted nonlinear compensation and aerodynamic model database is proposed, which could provide a reference for engineering applications of flight control for super-maneuverable aircraft.

**Key words:** super-maneuverability; dynamics; decoupling control; flight control

### 1 引言(Introduction)

“超机动”是指迎角超过失速迎角、气动舵面操纵效率下降甚至失效情况下完成大角速率机动飞行动作的超常规机动. 超机动并不要求很高的过载, 通过拉大迎角(可达70°以上)并绕速度矢量滚转, 从而获得快速机头指向或快速瞄准能力. 战斗机超机动能力在空战中具有极其重要的作用, 可用于在超视距空战后的近距离格斗中快速发射和回避格斗导弹, 有效地攻击敌机和保存自己, 达到先敌毁伤目标的目的.

目前国外不仅已经实现了“尾冲”、“眼镜蛇”、“锥子”等简单的机动动作, 而且还实现了“Herbst”机动、“猫鼬”等复杂的机动动作. 由于在空战中的重要作用, 超机动能力已经成为第四代战斗机及未来

高性能战斗机不可缺少的重要标志性特征, 受到了前所未有的高度重视, 已经在F-22中得到了具体体现.

在超机动过程中, 一方面需要突破失速禁区, 另一方面还需要在迎角超过甚至远大于临界失速迎角的情况完成大角速率机动, 飞机的气动力/力矩特性不仅线性度差, 还会出现迟滞现象, 其飞行动力学涉及大范围非线性、非定常及强耦合特性. 与传统的飞行状态相比, 超机动没有典型的配平状态, 以平衡点小扰动线性化和线性控制理论为基础的传统飞行控制方法面临严峻的挑战.

### 2 超机动动作(Super maneuvers)

超视距空战和近距离格斗空战是现代和未来战斗机

空战的两种主要模式. 随着战斗机隐身性能和电子干扰性能的提高, 超视距空战效能的发挥将受到限制, 近距格斗在空战中仍占有相当比例. 为了提高飞机的敏捷性, 使飞行员能快速调转机头、为提高对目标的击毁概率创造条件, 第四代战斗机的飞行迎角已扩大到 $60^\circ$ , 而且还可以在此迎角下实现对飞机的有效控制, 快速改变航向和姿态, 对空中格斗及规避威胁十分有利.

超机动动作很多, 图1给出了F-22进行超机动的连续镜头图片, 3种机动动作依次为“眼镜蛇”机动、“猫鼬”机动和“Herbst”机动. “眼镜蛇”机动过程

为: 驾驶员从水平飞行状态快速拉杆到底, 飞机突然急剧抬头, 保持短时间迎角为 $90^\circ \sim 95^\circ$ , 瞬时速度迅速降低, 然后驾驶员操纵飞机低头返回到正常的飞行状态, 在机动过程中, 飞行高度较初始状态略有上升, 但变化量不大. “猫鼬”机动首先完成一个拉至高点的“眼镜蛇”动作, 然后反向再完成了一个滚动, 从而实现机头调转 $180^\circ$ 的目标. “Herbst”机动过程为: 驾驶员操纵飞机动态进入并达到最大迎角, 在飞机减速的过程中, 驾驶员操纵飞机绕速度矢量滚转, 一直沿航迹方向旋进直到航向改变 $180^\circ$ 为止. “Herbst”机动可以实现相对于常规飞机极小的转弯半径.

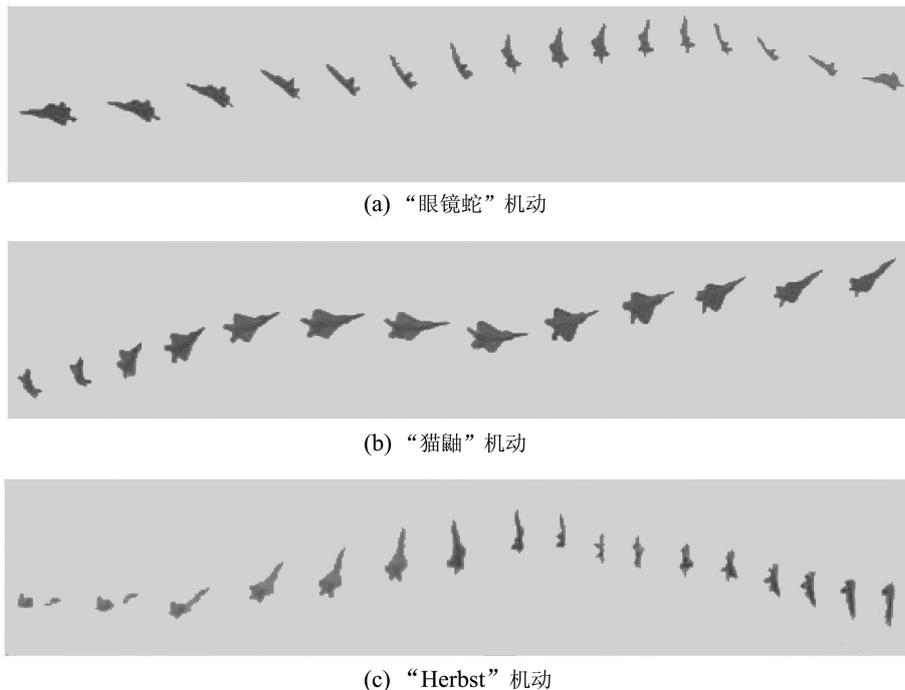


图 1 F-22战斗机进行超机动的连续镜头图片

Fig. 1 Footage pictures of F-22 fighter super maneuvers

超机动动作虽然复杂, 但是可以分解为几个基本的机动动作. 以X-31验证机<sup>[1]</sup>为例, 它成功实现了超机动的3个里程碑动作:  $70^\circ$ 迎角稳定平飞、 $70^\circ$ 迎角绕速度矢量滚转和快速拉起到过失速状态. 通过这3个里程碑动作的叠加可以实现具有实战意义的“Herbst”机动, 如图2所示.

### 3 超机动动力学特征(Dynamics of super maneuvers)

#### 3.1 非线性非定常气动效应(Nonlinear unsteady aerodynamic effect)

第三代战斗机的飞行迎角范围主要为 $0^\circ \sim 30^\circ$ , 在该范围内气动升力和迎角呈近似线性关系, 而在第四代战斗机进行超机动的大迎角区域, 气动升力随迎角的增大迅速减小, 且相对迎角呈现明显的非

线性特征, 如图3所示. 在大迎角飞行区域, 飞机的气动力和力矩同时呈现非线性、非定常和快时变特性, 如图4所示.

大迎角下的非线性非定常气动效应与气流分离及涡结构动态运动特性紧密相关, 大角速度的俯仰机动会导致绕机体的空气流动在短时间内发生从附着流到分离产生旋涡、再到旋涡破裂等复杂的流动过程, 尤其是在 $40^\circ \sim 70^\circ$ 迎角范围内, 气流分离引起的涡系很不稳定, 对外部扰动非常敏感, 机身左右两侧很小的几何不对称可能对涡系产生较大的影响. 通常在 $30^\circ \sim 40^\circ$ 迎角范围内, 机翼上面涡系的不对称破裂导致产生不对称的滚转力矩, 在 $50^\circ \sim 70^\circ$ 迎角范围内, 机身头部的不对称涡系产生偏航力矩<sup>[2]</sup>.

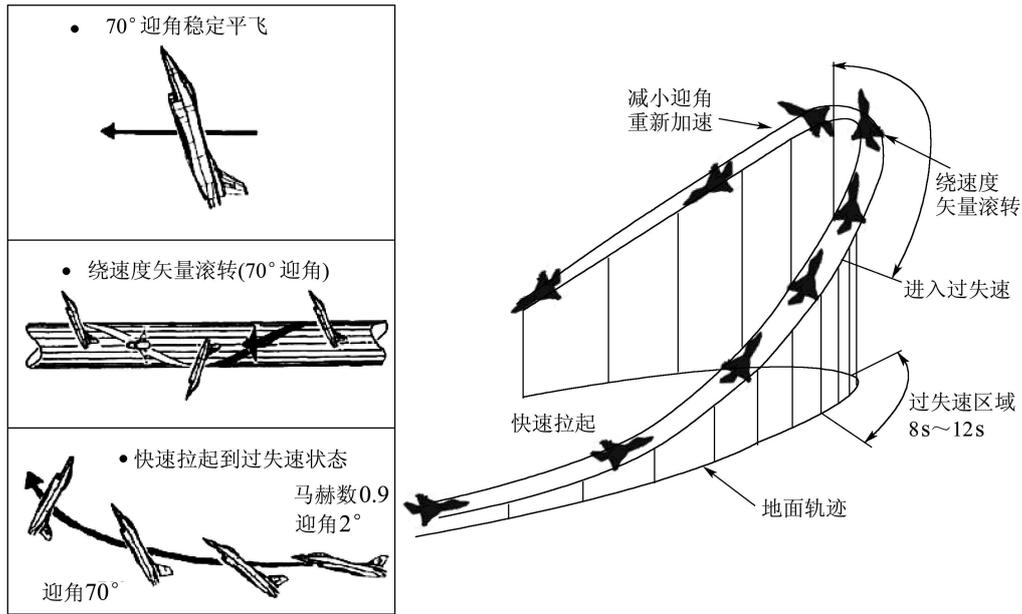


图2 典型超机动动作与“Herbst”机动示意图

Fig. 2 Typical super maneuvers and Herbst maneuver schematic

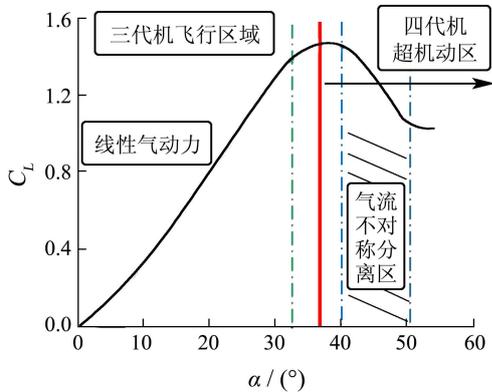


图3 飞机升力特性曲线

Fig. 3 Lift curve of aircraft

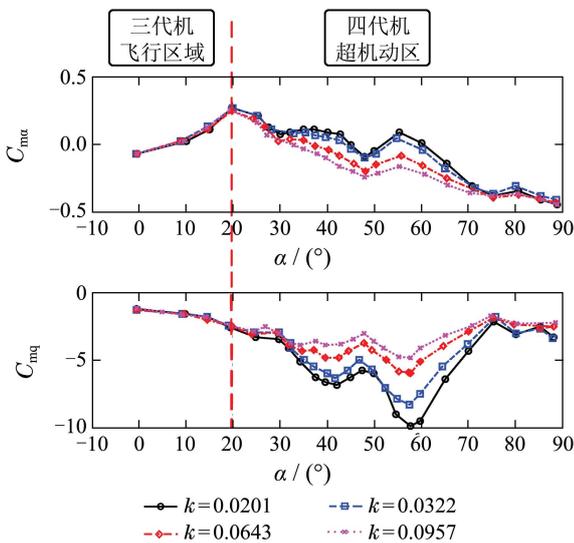


图4 飞机力矩特性曲线

Fig. 4 Moment curves of aircraft

此外,在失速迎角区,由于迎角增加和减小的过程中气流分离点存在差异,气动力和力矩呈现明显的迟滞效应<sup>[3]</sup>,如图5所示。

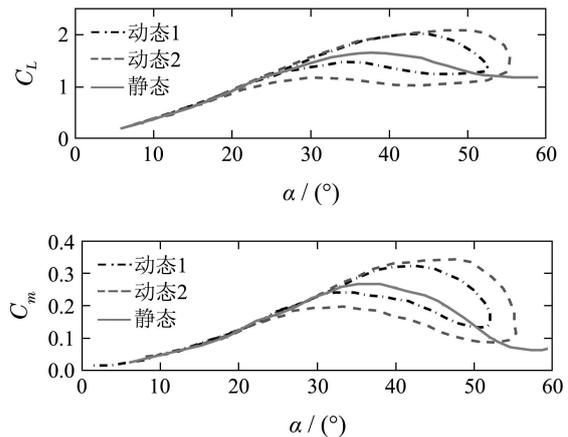


图5 气动迟滞现象

Fig. 5 Aerodynamic hysteresis

从图5中可以看出,在迎角增加的过程中,由于旋涡破裂的延迟,使得升力系数的动态值大于相应迎角下的静态值;而在迎角减小的过程中,由于分离流重新转换为附着流的过程存在延迟,导致法向力系数动态值低于相应迎角下的静态值,因此形成了所谓的大迎角非定常气动力迟滞效应。除法向力系数以外,俯仰力矩系数也具有类似的迟滞效应。

### 3.2 通道间的强耦合作用(Channel coupling)

第三代战斗机的滚转机动主要是在小迎角范围内完成的,通道间的耦合作用不突出。对于第四代

战斗机而言,通常需要在 大迎角下进行大角速度滚转机动,如果飞机绕机体轴滚转,迎角和侧滑角将发生转换,当滚转角等于 90° 时,迎角全部转换为侧滑角,如图 6 所示. 在大迎角飞行条件下,气流角之间的相互转换使运动参数和气动参数出现强烈的耦合即运动耦合,将导致侧滑偏离使飞机失去控制. 为避免运动参数和气动参数的耦合,现代战斗机通常采用绕速度轴滚转来取代绕机体轴滚转. 然而在绕速度轴滚转过程中,由于转动轴和机体惯性主轴不一致将会产生幅值较大且非线性特征明显的惯性耦合力矩<sup>[1]</sup>,即“惯性耦合”. 假设机身的质量分布集中在两端,如果飞机在某个迎角下绕速度轴进行滚转,惯性耦合将导致飞机上仰,如图 7 所示. 考虑到机动过程中模型不确定性,飞行模式转换的暂态过程以及传感器测量误差不可避免,因此通过控制飞机绕速度矢量旋转可有效抑制运动耦合,但要完全避免运动耦合是不可能的,运动耦合与惯性耦合问题同时存在,飞机各通道间呈现强耦合特性. 运动学耦合与惯性耦合问题同时存在,飞机各通道间呈现强耦合特性.

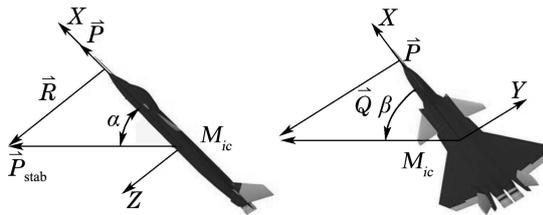


图 6 运动参数和气动参数的耦合  
Fig. 6 Coupling of motion parameters and aerodynamic parameters

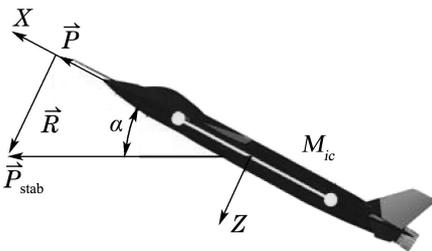


图 7 滚转产生俯仰惯性耦合力矩  
Fig. 7 Pitching moment induced by rolling

为了进一步阐述惯性耦合产生的机理,下面从定量的角度对惯性耦合力矩进行分析.

当飞机侧滑角为零时,速度轴坐标系的 X 轴与稳定轴坐标系的 X 轴相重合,此时绕速度轴滚转即为绕稳定轴滚转. 将机体轴转动角速度转换到稳定

轴坐标系,即

$$\begin{pmatrix} p_s \\ q_s \\ r_s \end{pmatrix} \leq \begin{pmatrix} \cos \alpha & 0 & \sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (1)$$

其中:  $(p_s, q_s, r_s)^T$  和  $(p, q, r)^T$  分别表示稳定轴坐标系和机体坐标系的角速度. 由惯性耦合产生的上仰力矩可以表示为

$$M_{ic} = (I_z - I_x)pr. \quad (2)$$

当飞机保持迎角恒定并绕速度轴滚转时,  $\dot{\alpha} = 0$ ,  $q_s \approx 0$ ,  $p_s = \dot{\Omega}$ , 同时为了使飞机在滚转过程中不产生侧滑,要求  $r_s = 0$ , 则有

$$\begin{cases} p \cos \alpha + r \sin \alpha = \dot{\Omega}, \\ -p \sin \alpha + r \cos \alpha = 0. \end{cases} \quad (3)$$

通过求解上式可得

$$\begin{cases} p = p_s \cos \alpha, \\ r = p_s \sin \alpha. \end{cases} \quad (4)$$

将式(4)代入式(2)中可得

$$M_{ic} = \frac{1}{2}(I_z - I_x)p_s^2 \sin(2\alpha). \quad (5)$$

由式(5)可知,惯性耦合力矩与稳定轴滚转角速度的平方成正比,且相对迎角呈非线性三角函数关系.

### 3.3 操纵器冗余异构(Heterogeneous manipulator redundant)

当飞机接近失速迎角时舵面将完全浸入低能的失速尾流中,舵面操纵效能急剧下降. 图 8 为一般战斗机机动飞行需用值与气动操纵面可用值随着迎角变化的关系,可见在需要利用推力矢量增强操纵以实现战斗机的超机动控制. 安装有双发动机推力矢量控制装置的战斗机如图 9 所示,不考虑推力损失时,推力矢量产生的操纵力矩为<sup>[4]</sup>

$$\begin{cases} M_x = \frac{d_e}{2}(T_R \cos \kappa_R \sin \sigma_R - T_L \sin \kappa_R \cos \sigma_R), \\ M_y = l_e(T_R \cos \kappa_R \sin \sigma_R + T_L \cos \kappa_R \sin \sigma_R), \\ M_z = \frac{d_e}{2}(-T_R \cos \kappa_R \cos \sigma_R + T_L \cos \kappa_L \cos \sigma_L) + \\ l_e(T_R \sin \kappa_R + T_L \sin \kappa_L), \end{cases} \quad (6)$$

其中:  $d_e$  表示两个推力矢量出口中心距离,  $l_e$  表示推力矢量出口到飞机重心的距离,  $T_L$  和  $T_R$  分别表示左侧及右侧发动机推力,  $\kappa_R$  和  $\kappa_L$  分别表示两个推力矢量的侧向偏转角,  $\sigma_R$  和  $\sigma_L$  分别表示两个推力矢量的纵向偏转角.

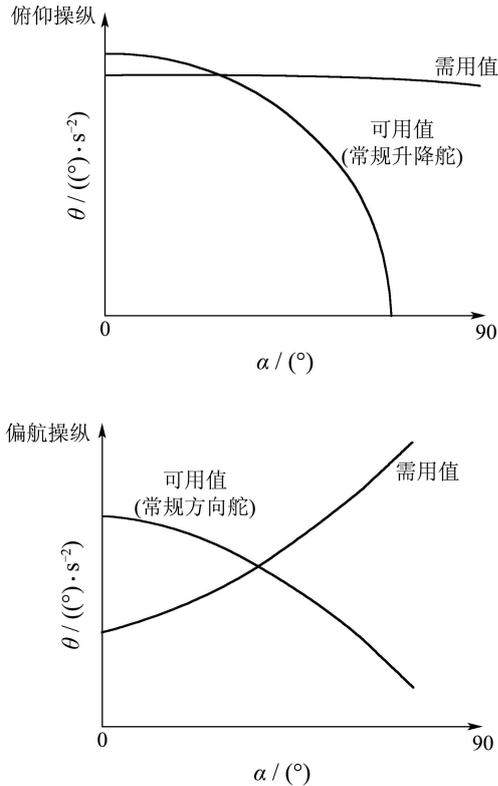


图8 大迎角时俯仰和偏航机动的可用值和需用值

Fig. 8 Available values and values required for pitch and yaw maneuver at large angle of attack

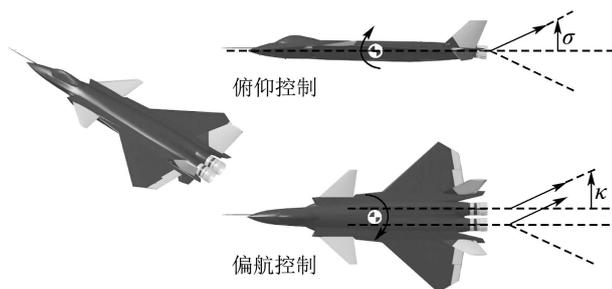


图9 推力矢量战斗机

Fig. 9 Thrust vector fighter

由式(6)可知, 推力矢量操纵具有耦合、非线性特征. 推力矢量操纵有别于传统气动舵面, 过失速机动工程中存在异构操纵器分配问题<sup>[5]</sup>.

#### 4 超机动控制系统挑战与策略(Challenges and control strategy of super-maneuverable aircrafts)

##### 4.1 挑战1: 气动力/力矩非线性(Nonlinear aerodynamic force/moment)

第三代战斗机的正常飞行迎角一般小于 $30^\circ$ , 在此飞行区域内通过平衡点小扰动方法得到的线性模型能够很好反映真实飞机动力学特征, 因此, 采用传统的线性控制方法可以达到较好的控制效果. 但

是对于 $30^\circ$ 迎角以上的区域, 在三代机以往的设计经验中一直被视为飞行禁区. 为了保证飞行安全, 三代机通常在控制系统设计中采用极限迎角限制器避免失速, 如F-16的飞行迎角限制在 $25^\circ$ 以内. 在正常情况下, 一旦飞机接近或超过失速迎角, 迎角限制器就会产生动作, 控制飞机恢复到非失速区. 但是迎角限制器只能避免飞机进入失速区域, 无法实现在失速状态下对飞行状态的有效控制. 以苏-27为代表的少数三代机可以通过驾驶员控制实现“眼镜蛇”机动, 但机动动作短暂且无法用于实战, 其飞控系统并不具备超机动控制能力. 为实现超机动飞行, 第四代战斗机需要在失速迎角范围内对飞行状态进行有效控制, 在此飞行区域内, 气动力和力矩呈现强非线性特性. 对驾驶员而言, 具有强耦合及非线性特征的飞机很难操纵, 超机动要求通过飞行控制系统消除非线性因素的影响, 并具有较好的操稳特性, 便于驾驶员操纵. 在超机动过程中, 飞机没有典型的配平状态, 采用平衡点小扰动方法得到的线性模型已经不能有效描述飞机的真实动力学特性. 因此, 传统的线性控制方法, 如增益预置在超机动飞行控制系统设计中已经失效, 必须采用先进的非线性控制方法对系统的非线性进行有效补偿.

针对非线性气动力和力矩的补偿控制, 可以采用在线气动数据库及所建立的非线性气动模型, 结合气动舵面及推力矢量的控制效能, 依靠配平舵面及推力矢量的偏转在一定程度上消除系统的非线性. 考虑到横侧向气动模型由于非对称因素可能存在较大的建模误差且对参数变化比较敏感, 在非线性的基础上, 可以通过引入侧滑角变化率的反馈信号增大阻尼以提高稳定性.

##### 4.2 挑战2: 非正常迟滞效应(Unsteady hysteresis effect)

至今, 国内外的气动力模型大多都是在线性叠加原理的基础上建立的, 通常采用静导数和动导数来描述, 其气动力/力矩通常采用单自由度运动获得的结果进行线性叠加. 该气动力/力矩模型在迎角小于失速迎角时, 能够较为准确地描述飞机的真实气动特性, 经过长期考验是可用的. 但是当迎角大于失速迎角时, 其气动力/力矩具有明显的迟滞效应, 试验表明, 传统叠加模型不再成立, 特别是存在多自由度运动时. 近年来, 针对非正常迟滞效应的建模成为学术研究的一个重要方向, 传统的阶跃函数、傅里叶变换和状态空间等方法也取得了许多新进展<sup>[6]</sup>, 但是这些方法仍然具有一定的局限性, 缺乏表征迟滞效应的泛化能力, 导致气动建模存在一

定的模型不确定性,从而提高了对控制器的鲁棒性要求。

针对非正常迟滞效应所带来的模型不确定性问题,可以考虑将本质上非线性和时变的建模误差近似为线性参数摄动,在此基础上设计鲁棒控制器。如果难以达到期望的控制效果,则需要建立更为准确的用于描述迟滞效应的非正常气动模型直接采用基于迟滞模型的非线性控制方法进行迟滞补偿,消除其不利影响。考虑到飞机的角加速度信号包含模型信息,因此可以利用角加速度反馈对模型不确定性进行补偿。但是飞机一般情况下不会安装角加速度传感器,因此角加速度信号无法直接测量得到,因此需要对角速度测量信号进行滤波估计或采用高增益观测器进行观测<sup>[7]</sup>。基于角加速度反馈的不确定性补偿不依赖系统的精确气动模型,可以显著提高控制器的鲁棒性<sup>[8]</sup>。

### 4.3 挑战3: 动力学/运动学参数快时变(Fast time-varying parameter)

第三代战斗机的飞行迎角范围较小,机动能力有限,在小迎角条件下,飞机的动力学/运动学参数耦合小,当采用状态反馈进行动态逆控制器设计时,可以忽略传感器测量、信号传输及作动器等因素引起的延迟对状态反馈和系统稳定性的影响。而对于第四代战斗机,通常需要在飞行迎角超过甚至远大于临界失速迎角的情况下完成大角速度机动飞行。在机动过程中,机体表面的空气流动会随着飞行姿态的变化产生附着流分离和旋涡破裂等复杂的流动过程,导致气动力和力矩产生剧烈变化,飞机的飞行状态变化迅速,动力学/运动学参数耦合明显且快时变,信号测量及控制上的时间延迟可能会对控制器的鲁棒性和系统的稳定性产生较大影响<sup>[9-11]</sup>。

针对系统动力学/运动学参数快时变问题,可以采用前馈方式对非线性气动力矩和惯性耦合力矩进行补偿,提升系统的动态特性,减小飞机通道间的耦合。此外,也可以考虑采用基于气动数据库的预测控制方法克服参数快时变的影响<sup>[12]</sup>: 根据飞机当前的状态,基于气动数据库对飞机未来时刻的状态进行预测,通过反馈预测的飞行状态对系统的非线性进行预先补偿,可以避免因动力学/运动学参数快时变引起的控制偏离,实现对非指令运动的有效抑制。

### 4.4 挑战4: 惯性耦合(Inertial coupling)

在大迎角下,飞机绕速度轴的滚转能力已经成为超机动的基本要素。为了在近距离空中快速瞄准

目标,四代机往往需要通过绕速度轴的快速滚转改变机头的指向<sup>[13]</sup>。在绕速度轴滚转机动过程中,俯仰通道会产生与滚转角速度的平方成正比的惯性耦合力矩,该力矩严重削弱了飞机的操纵效能,如果俯仰通道无法产生足够的控制力矩用于抵消惯性耦合引起的上仰力矩,飞机将产生非指令运动,并引起俯仰稳定性的恶化。需要注意的是,绕速度矢量轴的快速滚转运动不仅会在俯仰通道产生惯性耦合,同时也会在偏航通道产生惯性耦合力矩,使飞机发生侧滑偏离,恶化偏航稳定性。因此,需要研究消除惯性耦合力矩的非线性控制方法。

对于惯性耦合力矩,如果飞机的惯性参数和姿态角速度可以准确地测量得到,通过实时求逆运算可以对惯性耦合力矩进行精确补偿,从而实现解耦控制。然而在实际飞行过程中,飞机的质量和质心位置随燃料的消耗会逐渐发生改变<sup>[14]</sup>,同时飞机的姿态角速度也不可避免存在测量误差<sup>[15]</sup>,因此需要在考虑惯性耦合力矩补偿误差的基础上分析耦合的结构特征,明确解耦设计的前提条件,根据闭环系统系统的稳定性和飞行品质判断解耦设计的有效性。当解耦的控制效果无法满足系统的鲁棒稳定性和飞行品质要求时,即认为系统不能进行解耦设计。此时需要综合考虑稳定性、鲁棒性和飞行品质等方面要求,进行多输入多输出系统的耦合设计,实现对强耦合系统的综合协调控制<sup>[6]</sup>。

### 4.5 挑战5: 推力矢量控制(Thrust vector control)

推力矢量控制的引入提高了飞机的操控能力,但同时也对飞机控制系统的设计带来了新的挑战<sup>[17-18]</sup>。首先,推力矢量的引入改变了飞机的动力学模型,推力矢量不同于传统的气动操纵舵面,其本身动力学模型较为复杂,而且与飞机机体之间会产生耦合作用。其次,气动舵面和推力矢量共同使用带来了控制中的过驱动问题,需要多操纵器协同控制。再次,推力矢量对飞机的姿态和气流角等状态都有较大影响,一方面由于推力方向会发生变化,推力和推力力矩更加复杂;另一方面推力矢量会对飞机周围流场产生影响,使飞机气动特性发生较大变化<sup>[19-22]</sup>。因此,为有效利用推力矢量进行超机动飞行控制,需要对控制分配、推力矢量对飞机气动特性的影响等一系列问题进行深入的研究。

## 5 超机动动力学建模与控制方法研究现状 (Progress of dynamics modeling and flight control)

超机动主要涉及三方面的基础科学和关键技术:非线性非正常空气动力学、推力矢量技术和非线性飞行控制理论和方法。本节针对超机动动力学及控

制的, 阐述非线性非定常气动力建模、非线性飞行控制方法及控制分配方法的研究现状.

5.1 非线性非定常气动力建模(Nonlinear and unsteady aerodynamic modeling)

动力学建模对飞行控制律设计至关重要, 当飞机在大迎角下飞行时, 飞机的动力学模型为多变量、时变非线性系统, 图10为超机动战斗机动力学模型结构图. 只有建立飞机精确的模型, 控制律设计才能有的放矢. 如果模型不精确, 所设计的控制

律在应用时往往效果变差. 基于常规气动系数及气动导数的建模方法已不能完全表达非线性非定常气动特性. 目前, 已有大量工作研究了非线性非定常气动建模方法, 但主要还停留在理论研究层面. 较具代表性的工作包括美国NASA的Klein, Murphy等提出的阶跃响应函数方法, 俄罗斯中央气动研究院的Goman, Khrabrov<sup>[6]</sup>等提出的状态空间方法. 这些方法都有着较大的应用潜力, 已经有若干研究工作开始将其与控制律的设计及分析相结合.

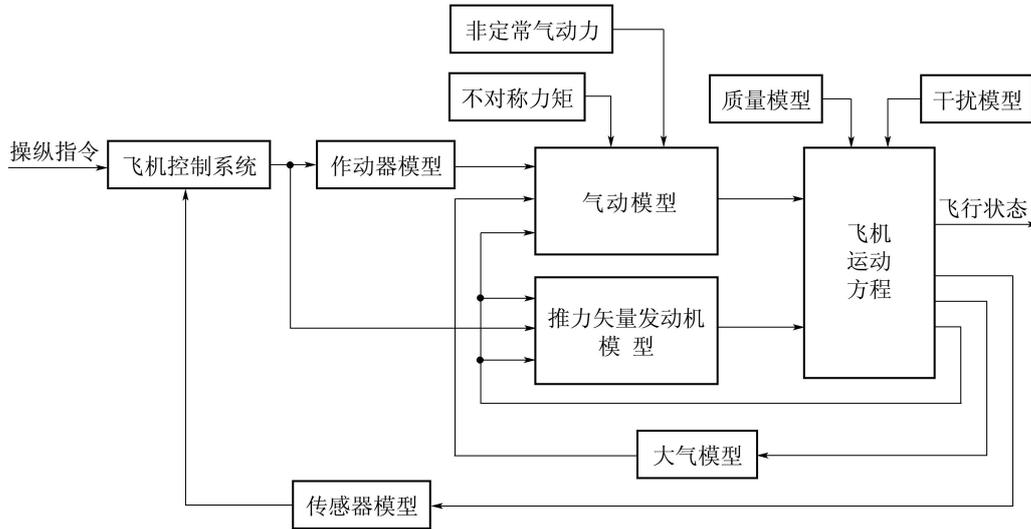


图 10 战斗机超机动动力学模型

Fig. 10 Dynamic model of super-maneuverable fighters

1) 基于气动导数的准定常方法.

早期对非定常气动特性进行建模时, 会引入加速度导数或迎角和侧滑角变化率的导数, 以修正常规准定常导数来近似非定常气动效应. 但是修正效果较为有限, 仅能在小幅度和低频运动的情况下有较好的近似效果, Dunca和Etkin分别从时域和频域研究了加速度导数的应用范围. 许多文献研究了对常规气动导数模型的扩展, 使之能够更为准确的表征非定常气动效应. 较为重要的方法是引入与频率相关的气动导数, 这些导数是飞机等效运动频率的函数. Lan等<sup>[23]</sup>提出了扩展多项式模型: 将气动模型表达为飞行状态的非线性多项式形式, 而多项式系数则与飞机运动频率有关. Brandon等<sup>[24]</sup>针对F-16XL风洞模型, 较为全面地描述了频率相关气动导数的定义与应用. 这类方法能够较为准确地模拟受迫振荡风洞试验中的非线性非定常气动效应, 但存在的一个问题是, 较难确定飞机在实际飞行过程中的等效运动频率.

2) 线性非定常方法.

不管气动导数模型如何扩展、具有何种形式, 都

只能是一种“准定常”(quasi-steady)气动模型. 许多研究工作对“非定常”气动建模方法进行了探索. 作为建立非定常气动模型的第一步工作, 首先通过小扰动运动假设, 将气动模型作为线性系统来进行处理有一定的现实意义. 线性化假设适用于小幅运动, 并且方便于对非定常气动特性进行初步分析. 线性非定常气动模型主要有4类, 在基于线性化假设的前提下, 这4类方法是等价的, 其中比较有实际意义的3类是: 拉普拉斯域-气动传递函数(aerodynamic transfer function, ATF). 利用传递函数来表达气动力与飞行状态如迎角之间的关系<sup>[25]</sup>. 状态空间表示-一阶线性微分方程组. 俄罗斯中央空气动力研究院的Goman与Abramov在1994年首次提出利用状态空间方法建立大迎角气动模型<sup>[26]</sup>, 是较具代表性的一项工作, 之后Goman等进行了许多后续的完善工作, 此后许多其他研究者的工作也在此基础上进行. 时域-阶跃响应函数(indicial response function, IR). 利用细化的阶跃响应来建立非定常气动模型, 美国NASA Langley研究中心的Klein等<sup>[27]</sup>给出了阶跃响应函数的一阶形式, 这一方法也是较具代

表性的一项工作,以后有许多工作在此基础进行了完善和扩展。

### 3) 非线性非定常方法。

在线性形式的状态空间方法中,使用线性微分方程来描述表示气流特征的内部变量,而针对非线性非定常气动建模的扩展中,将内部变量的微分方程修改为非线性形式,则所建立模型能够较好的表征非线性非定常气动特性<sup>[28]</sup>。Klein等<sup>[29]</sup>提出了基于阶跃响应函数的非线性非定常气动模型辨识方法。与状态空间方法相似,也是使用多项式来拟合非定常气动模型中的非线性因素。辨识算法采用极大似然估计方法。建模方法中的关键是确定多项式的形式,Klein等给出了一种分步回归方法,但是过程较为繁琐,因此如何确定非定常气动模型中非线性的表征形式是建模的重要内容。Nielsen工程研究公司(Nielsen Engineering & Research Inc)<sup>[30]</sup>根据Klein等建立的非线性阶跃响应函数方法开发了软件工具包Indicial Prediction System (IPS),能够利用试验数据对非线性非定常气动效应进行建模。Oliveira-Neto等<sup>[31]</sup>利用基于状态空间表示的非定常气动建模方法建立了一个三角翼飞机的翼摇模

型。利用Navier-Stokes方程可以充分描述飞机气动力,但是以目前的计算方法和计算能力还无法在飞行动力学仿真环境中准确地解算Navier-Stokes方程,因此需要探索更为实际和简化的气动建模方法,以能够与动力学方程相结合。Oliveira-Neto等提出了一种比较有效的建模方法,在该方法中,假设飞机气动模型可表示为多个升力面气动模型的合成,每个升力面都有对应的气动系数,参考Goman等提出的状态空间方法,建立每个升力面的气动系数模型。所有气动力系数相加即获得整体的气动力系数,所有气动力系数乘以对应的力臂并相加即获得整体的气动力矩系数。

### 5.2 非线性飞行控制方法(Nonlinear flight control)

现代战斗机超机动控制方法的研究始于20世纪80年代,国内外开展了大量理论与试验研究。随着超机动验证机项目的展开,大量的研究工作以具备超机动能力的X-31, F-18 HARV等飞机为对象,探索和研究了先进非线性控制方法在飞行控制律设计中的应用,典型方法如非线性动态逆,以及与其相结合的鲁棒控制和自适应控制等方法。几种典型超机动验证机的研究历程如图11所示。

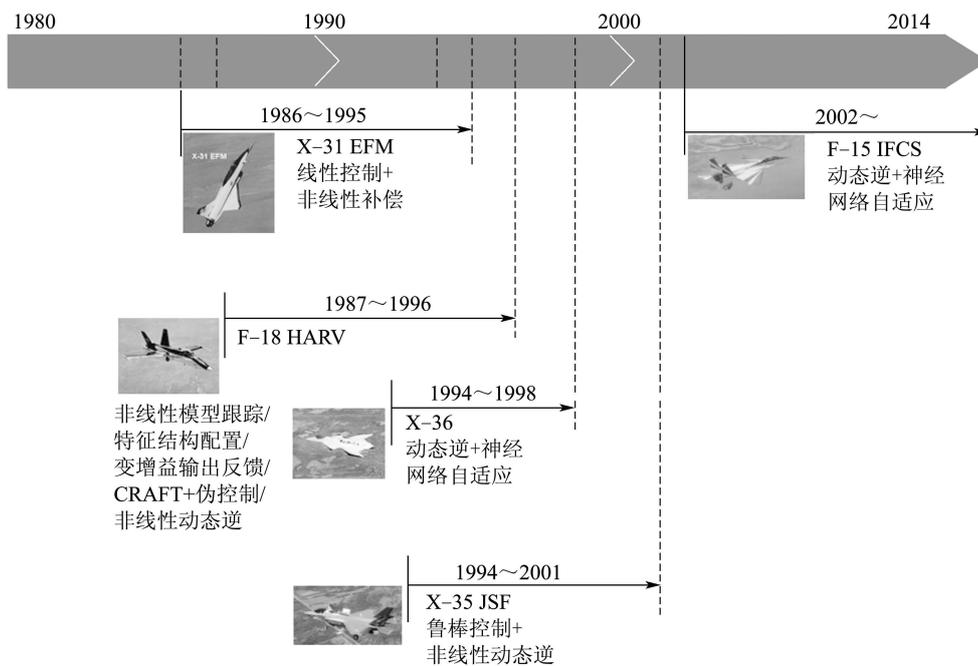


图 11 几个超机动验证机研究历程<sup>[32-40]</sup>

Fig. 11 History of several super-maneuverable demonstrator<sup>[32-40]</sup>

X-31采用了基于非线性动态逆的飞行控制方法,基于时标分离方法<sup>[41]</sup>,将飞行控制系统划分为快慢两个回路,解决了动态逆对系统输入输出数量关系的要求,X-31的控制律结构如图12所示。在该

控制律作用下,X-31成功实现了超机动的3个里程碑动作及“Herbst”机动<sup>[32-34]</sup>。

针对动态逆方法对模型误差鲁棒性差的问题,F-18 HARV采用结构奇异值综合与非线性动态逆

相结合的鲁棒控制方法进行了飞行控制律设计, 所获得的控制系统对模型参数摄动具有较好的鲁棒性. F-18 HARV的控制律结构如图13所示. 逆系统的设计通过存储在飞控计算机中的气动数据插值表进行实时计算, 试飞结果表明利用该方法能够在较短的设计周期内, 得到具有期望飞行品质的控制律<sup>[35-36]</sup>.

美国联合攻击机F-35的飞行控制律设计也采用了非线性动态逆方法, 通过模块化思想, 实现了用于满足飞行品质的控制律设计与飞机动力学解耦控制相对独立, 控制律结构如图14所示. F-35沿用了F-22在控制律设计中所使用的飞行品质规范, 获得

了良好的机动性能<sup>[42]</sup>.

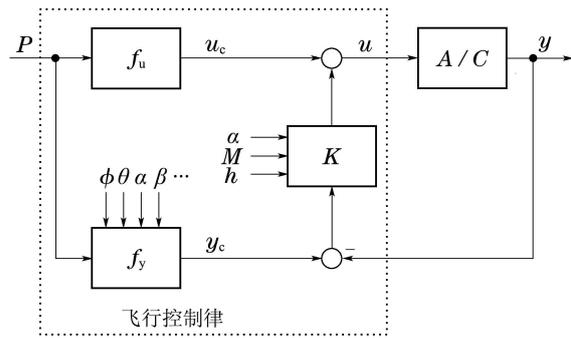


图 12 X-31验证机控制律结构

Fig. 12 Control law structure of X-31 demonstrator

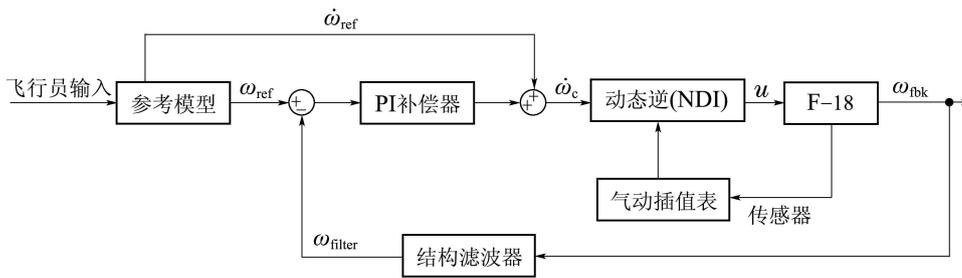


图 13 F-18非线性动态逆控制器结构

Fig. 13 Structure of Nonlinear dynamic inversion control law of F-18 fighter

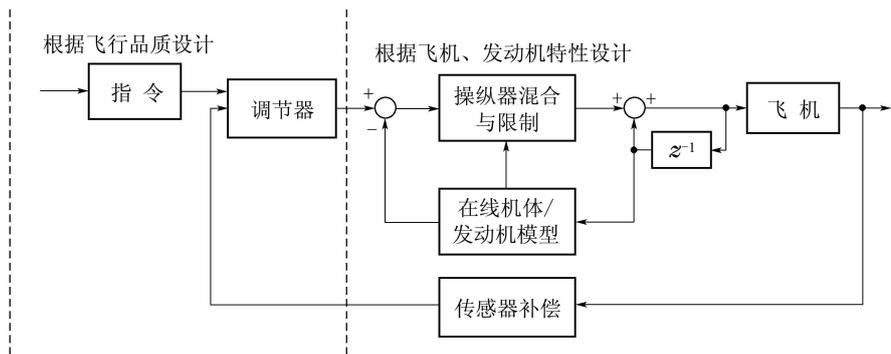


图 14 F-35战斗机飞行控制律

Fig. 14 Control law of F-35 fighter

### 5.3 控制分配方法(Control allocation)

控制分配方法主要包括: 非优化控制分配方法和优化控制分配方法. 以广义逆法为代表的非优化控制分配方法, 具有计算量小、易于实现等优点, 但是难以充分发挥各操纵面的效能. 以二次规划方法为代表的优化控制分配方法以位置、速率约束等因素作为约束条件, 以评估控制目标和操纵器操纵量的代价函数为优化目标, 然后求解优化问题获得分配结果, 目前该方法应用较为广泛<sup>[43-45]</sup>.

超机动过程中, 操纵器包括了气动舵面及推力矢量, 它们具有不同的动态特性, 因此存在冗余异

构操纵器分配问题. 气动舵面及推力矢量受到物理限制, 在对期望的控制指令进行操纵器分配时, 必须考虑操纵器位置和速率约束. 针对操纵器动态特性差异问题, 文献<sup>[46-48]</sup>研究了动态控制分配方法, 该方法以操纵器位置、速率及动力学方程作为约束条件, 以指令和系统响应的误差为优化指标, 通过求解二次优化问题获得分配结果. 文献<sup>[47-50]</sup>研究了预测控制分配方法, 将模型预测控制的基本思想引入控制分配中. 其中, 文献<sup>[50]</sup>针对已知跟踪曲线的系统, 由动态逆方法得到操纵力矩跟踪曲线, 以此作为操纵器系统的跟踪曲线, 设计基于模型预测控

制方法. 该方法对于跟踪曲线确定的系统, 可以消除操纵器动态差异, 针对高超音速飞行器的控制效果比较理想.

## 6 超机动控制方法设想(A strategy of flight control for super maneuver)

超机动控制作为一个闭环增稳非线性控制问题, 可以采用动态逆等方法进行解决, 通过控制器设计

消除非线性的影响, 使飞机内环动力学呈现线性系统特性. 目前, 先进飞行控制系统采用基于李导数的动态逆控制(输入输出反馈线性化)方法进行内环非线性控制器设计<sup>[51-52]</sup>. 主要设计过程包括: 获得被控对象的逆系统; 通过非线性反馈实现输入输出解耦线性化; 对解耦后的线性系统设计鲁棒线性控制器. 动态逆控制系统的结构如图15所示.

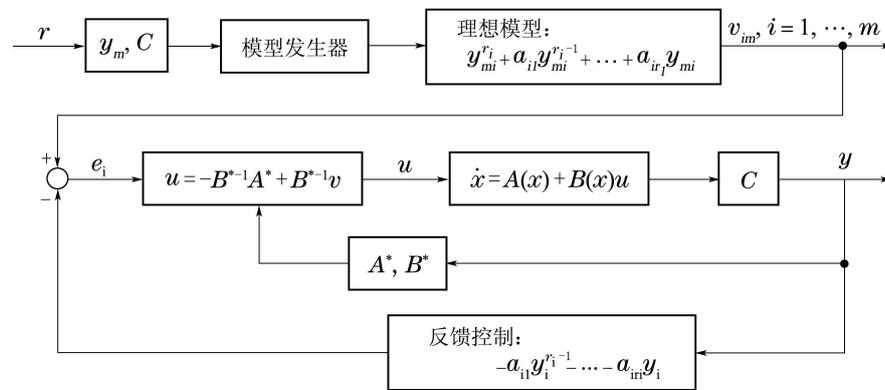


图 15 动态逆控制系统结构图

Fig. 15 System structure of dynamic inversion control

采用动态逆方法进行控制器设计需要比较精确的模型数据, 通过逆系统设计将非线性系统转化为线性系统. 然而, 在大迎角超机动过程中, 系统的非线性、非定常及强耦合特性导致控制器设计所使用的模型与飞机真实的动力学模型之间存在较大的差异. 因此, 需要针对超机动的动力学特征研究具有强鲁棒性的逆系统设计方法, 使得系统在存在的非线性、强耦合及模型不确定性的情况下仍然具有较好的鲁棒稳定性和期望的飞行品质.

针对大迎角超机动飞行存在的非线性、非定常及强耦合问题, 设想采用一种基于气动数据库的非线性解耦控制方法进行鲁棒控制律设计. 系统的总体控制框图见图16. 其中, 气动数据库是基于风洞试验和飞行试验中不同状态点飞机的气动数据和飞行参数建立的, 通过插值计算可以实现飞机在线实时状态的查询. 控制器由力矩补偿模块、线性控制器、鲁棒控制补偿器和力矩分配模块4部分组成.

控制的流程为: 首先, 根据飞机的当前飞行状态, 通过查询飞行气动数据库得到消除非线性非定常气动力矩和惯性耦合力矩所需的控制输入量, 通过力矩补偿模块对其进行实时补偿; 然后, 针对补偿后的线性系统, 设计线性控制器进行控制, 从而实现预期达到的状态; 最后, 利用期望的参考模型, 通过鲁棒控制补偿器对飞行品质和飞行性能加以闭环控制, 使得系统具有良好的操稳特性<sup>[53-54]</sup>.

在图16所示的控制结构中, 气动数据库、力矩补偿模块、力矩分配模块与飞机动力学组成伪控制对象, 线性控制器与伪控制对象串联组成闭环系统, 在理想情况下该系统是线性或者是弱非线性的, 通过鲁棒控制补偿对闭环系统与理想模型输出误差进行调节, 强制使闭环系统联合鲁棒控制补偿器逼近参考模型, 从而克服逆系统对建模误差敏感的问题.

以姿态角速度为跟踪目标时, 如果不考虑力矩分配问题, 当控制器设计所使用的对象模型与实际飞机模型精确匹配时, 则伪控制对象为3个解耦的线性子系统<sup>[55]</sup>. 当然在实际飞行中, 飞机的动力学模型不可避免会存在建模误差, 伪控制对象仍带有一定的通道间耦合和非线性. 将线性控制器与伪控制对象组成的闭环系统与参考模型作差, 得到系统误差, 针对该系统误差进行鲁棒控制即得到鲁棒控制补偿器. 该方法将闭环跟踪性能的设计与模型不确定性的鲁棒补偿分离, 简化了控制结构和设计过程.

在传统的动态逆控制方法中, 为实现系统的线性化需要通过状态反馈抵消飞机动力学模型中的所有非线性项, 如气动力/力矩相关项、惯性耦合项和重力项等. 其中, 部分项非线性特征强烈, 使用线性方法难以处理, 如惯性耦合项等, 必须抵消以利于控制器设计; 但是气动力矩中的阻尼项反映了飞机本身固有的阻尼特性, 有利于控制系统的动态性能,

没有必要消除. 因此, 在逆系统设计的过程中, 保留气动力矩阻尼项, 通过非线性补偿得到一个弱非线性系统, 该系统可以看作是一个包含时变参数的线性系统. 这种处理方法最大的好处就是保留了一部

分对象特征即气动阻尼特性, 因此在采用鲁棒控制等方法进一步设计外环控制器时, 不仅可以降低控制器设计的保守性, 而且付出的控制代价低, 便于工程实现.

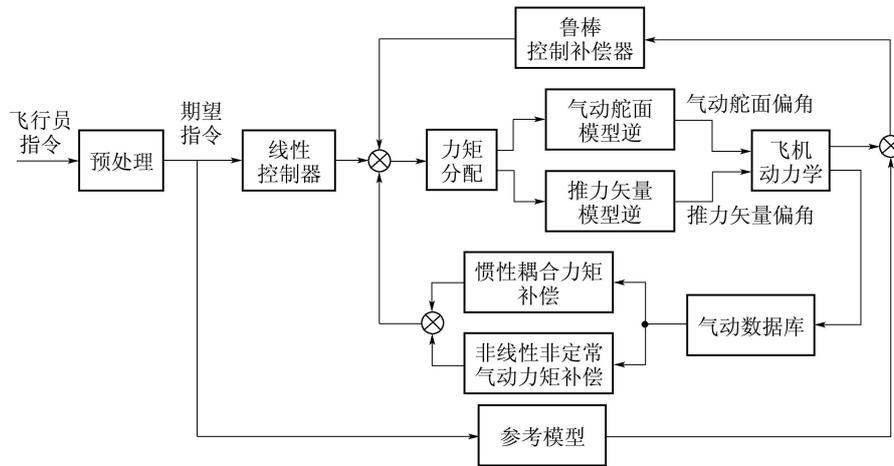


图 16 总体控制结构框图

Fig. 16 Overall control structure diagram

以迎角和侧滑角为跟踪目标时, 一种方式是首先实现角速度的精确跟踪, 然后在此基础上根据奇异摄动理论实现外回路跟踪, 因此, 可以在角速度控制的基础上进一步设计外回路控制律<sup>[56]</sup>. 另一种方式是直接针对迎角和侧滑角动态设计逆系统, 需要对迎角和侧滑角微分方程进行再次微分, 在控制器设计过程中需要使用的反馈信号包括迎角和侧滑角的导数信号, 而不包括角速度信号. 但是, 从实际传感器角度而言, 迎角和侧滑角导数信号显然不如角速度信号测量精确, 而且可信度较低. 因此, 逆系统只针对角速度微分方程设计, 在此基础上利用时标分离进一步设计迎角和侧滑角跟踪控制器.

## 7 结论(Conclusions)

飞机超机动状态动力学特征包括非线性非定常特征、运动耦合、惯性耦合和操纵器异构冗余等, 国内外针对该非线性、强耦合和模型不确定性系统开展了多种控制方法的研究, 并在多型验证机上进行了试验验证. 基于逆系统方法的方法是当前的普遍思路, 传统的动态逆方法对模型精度要求高, 难以应用于快时变系统控制, 本文给出的基于非线性补偿和气动力模型数据库的鲁棒解耦控制提供了一种解决思路, 可以为超机动飞行控制方法的工程应用提供参考.

## 参考文献(References):

[1] ALCORN C W, CROOM M A, FRANCIS M S, et al. The X-31 aircraft: advances in aircraft agility and performance [J]. *Progress in*

*Aerospace Sciences*, 1996, 32(4): 377 – 413.

- [2] Г · С · 比施根斯(俄). 超声速飞机空气动力学和飞行力学 [M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2009.
- [3] SHIN Y, ANTHONY J C, MATTHEW J. Adaptive control of advanced fighter aircraft in nonlinear flight regimes [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(5): 1464 – 1477.
- [4] WILSON E A, DAN A, PINHAS Z. Geometric evaluation of axisymmetric thrust-vectoring nozzles for aerodynamic performance predictions [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(3): 712 – 716.
- [5] BARHAM R W. Thrust vector aided maneuvering of the YF-22 advanced tactical fighter prototype [C] // *Agard Conference Proceedings Agard CP*. Palmdale: NASA, 1994: 1 – 13.
- [6] GOMAN M, KHRABROV A. State-space representation of aerodynamic characteristics of an aircraft at high angles of attack [J]. *Journal of Aircraft*, 1994, 31(5): 1109 – 1115.
- [7] PANCHAL B, JAYWANT P K, TALOLE S E. Robust predictive control of a class of nonlinear systems [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2014, 37(5): 1437 – 1445.
- [8] SIEBERLING S, CHU Q P, MULDER J A. Robust flight control using incremental nonlinear dynamic inversion and angular acceleration prediction [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2010, 33(6): 1732 – 1742.
- [9] ISHIHARA A, BEN M S, NGUYEN N, et al. Time delay margin estimation for adaptive outer-loop longitudinal aircraft control [C] // *AIAA Information Technology @ Aerospace Conference*. Atlanta: AIAA, 2010.
- [10] KOSCHORKE J. *Advanced flight control design and evaluation* [D]. Stevinweg: Delft University of Technology, 2012.
- [11] KOSCHORKE J, WOUTER F, Kampen V, et al. Time delayed incremental nonlinear control [C] // *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*. Boston: AIAA, 2013.
- [12] MEDAGODA E D B, PETER W G. Multiple horizon model predictive flight control [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2014, 37(3): 946 – 951.

- [13] ATESOGLU O, OZGOREN K. Automated maneuvering control of a conventional tactical aircraft enhanced with thrust vectoring controls [C] // *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*. Portland: AIAA, 2011.
- [14] GIOVANNI M, SONACO M. Nonlinear autopilot design for an asymmetric missile using robust back-stepping control [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2014, 37(5): 1462 – 1476.
- [15] JOSHI S M, PARAG P. Direct model reference adaptive control with actuator failures and sensor bias [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, 36(1): 312 – 317.
- [16] RICHARD D E. *Coupling dynamics in aircraft: a historical perspective* [R]. Edwards: NASA, 1997.
- [17] HOLGER F. Thrust vectoring and tailless aircraft design—Review and outlook [C] // *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*. Reston: AIAA, 1996.
- [18] ASBURY S C, FRANCIS J C. *Multi-axis thrust-vectoring characteristics of a model representative of the F-18 high- $\alpha$  research vehicle at angles of attack from 0° to 70°* [R]. Hampton: NASA Langley Research Center, 1995.
- [19] BENJAMIN G O, SHERBAUM V. Thrust vectoring—theory, laboratory, and flight tests [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1993, 9(1): 51 – 58.
- [20] BENJAMIN G O. *Vectored Propulsion, Super-maneuverability and Robot Aircraft* [M]. Berlin/Heidelberg/New York: Springer-Verlag, 1990.
- [21] WILSON E A, ADLER D, PINHAS B Y. Thrust-Vectoring Nozzle Performance Modeling [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(1): 39 – 47.
- [22] ATESOGLU O, OZGOREN M K. Control and robustness analysis for a high-infinity maneuverable thrust-vectoring aircraft [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(5): 1483 – 1496.
- [23] LIN G F, LAN C E, BRANDON J M. A generalised dynamic aerodynamic coefficient model for flight dynamics applications [C] // *22nd Atmospheric Flight Mechanics Conference*. Hampton: AIAA, 1997: 377 – 391.
- [24] BRANDON J M, FOSTER J V. Recent dynamic measurements and considerations for aerodynamic modelling of fighter airplane configurations [C] // *The 23rd Atmospheric Flight Mechanics Conference*. Hampton: AIAA, 1998: 633 – 649.
- [25] Greenwell D I. Frequency effects on dynamic stability derivatives obtained from small-amplitude oscillatory testing [J]. *Journal of Aircraft*, 1998, 35(5): 776 – 783.
- [26] GOMAN M, KHRABROV A. State-space representation of aerodynamic characteristics of an aircraft at high angles of attack [J]. *Journal of Aircraft*, 1994, 31(5): 1109 – 1115.
- [27] KLEIN V, NODER K D. *Modelling of aircraft unsteady aerodynamic characteristics: part 1—postulated models* [R]. Hampton: AIAA, 1994.
- [28] GOMAN M, KHRABROV A, USOLTSEV S. Unsteady aerodynamic model for large amplitude maneuvers and its parameter identification [C] // *The 11th IFAC Symposium on System Identification*. Japan: IFAC, 1997: 1 – 16.
- [29] KLEIN V, MURPHY P C. *Estimation of aircraft nonlinear unsteady parameters from wind tunnel data* [R]. Hampton: NASA, 1998.
- [30] REISENTHIEL P H, BETTENCOURT M T, MYATT J H, et al. A nonlinear indicial prediction tool for unsteady aerodynamic modelling [C] // *The 23rd Atmospheric Flight Mechanics Conference*. Hampton: AIAA, 1998: 552 – 564.
- [31] Pedro J D O, WILLIAM H M, OLYMPIO A D F. Using unsteady aerodynamic multi-axis state-space formulation as a tool to represent wing rock [C] // *The 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno: AIAA, 2007: 1 – 14.
- [32] BEH H, HOFINGER G, HUBER P. Control law design of the experimental aircraft X – 31A [C] // *The 19th Congress of the ICAS*. Anaheim: AIAA, 1994: 541 – 549.
- [33] HUBER P, PATRICIA S. X-31 high angle of attack control system performance [C] // *High-Angle-of-Attack Projects and Technology Conference*. Edwards: NASA, 1994: 1 – 20.
- [34] ALCORN C W, CROOM M A, FRANCIS M S, et al. The X-31 aircraft: advances in aircraft agility and performance [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1996, 32(4): 377 – 413.
- [35] DAVIDSON J B, FOSTER J V. Development of a control law design process utilizing advanced synthesis methods with application to the NASA F-18 HARV [C] // *High-Angle-of-Attack Projects and Technology Conference*. Edwards: NASA, 1992.
- [36] ALBION H B, JOSEPH W P, WILSON R J, et al. *An overview of the NASA F-18 high alpha research vehicle* [R]. Edwards: NASA, 1996.
- [37] BRINKER J S, WISE K A. Flight testing of reconfigurable control law on the X-36 tailless aircraft [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2001, 24(5): 903 – 909.
- [38] WALKER G P, ALLEN D A. X-35B STOVL flight control law design and flying qualities [C] // *Proceedings of the Biennial International Powered Lift Conference and Exhibit*. Williamsburg: AIAA, 2002: 1 – 13.
- [39] PERHINSCHI M G, NAPOLITANO M R, CAMPA G, et al. Augmentation of a non linear dynamic inversion scheme within the NASA IFCS F-15 WVU simulator [C] // *Proceedings of the 2003 American Control Conference*. Denver: IEEE, 2003: 1667 – 1672.
- [40] BOSWORTH J T. Flight results of the NF-15B intelligent flight control system (IFCS) aircraft with adaptation to a longitudinally destabilized plant [C] // *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*. Honolulu: AIAA, 2008: 1 – 18.
- [41] REINER J, BALAS G J, GARRARD W L. Flight control design using robust dynamic inversion and time-scale separation [J]. *Automatica*, 1996, 32(11): 1493 – 1504.
- [42] GREGORY W, WURTH S, FULLER J. F-35B integrated flight-propulsion control development [C] // *2013 International Powered Lift Conference*. Los Angeles: AIAA, 2013: 1 – 15.
- [43] 马建军, 李文强, 李鹏, 等. 飞行器控制分配技术研究现状与展望 [J]. *飞行力学*, 2009, 27(3): 1 – 6. (MA Jianjun, LI Wenqiang, LI Peng, et al. Status and future of control allocation for aerospace vehicle [J]. *Flight Dynamics*, 2009, 27(3): 1 – 6)
- [44] HARKEGARD O, GLAD S T. Resolving actuator redundancy—optimal control vs control allocation [J]. *Automatica*, 2005, 41(1): 137 – 144.
- [45] BOLENDER M A, DOMAN D B. Nonlinear control allocation using piecewise linear functions [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2004, 27(6): 1017 – 1027.
- [46] BORDIGNON K, BESSOLO J. Control allocation for the X-35B [C] // *Biennial International Powered Lift Conference and Exhibit*. Williamsburg: AIAA, 2002: 1 – 10.
- [47] SEN S, RAY G, GHOSHAL T K. Dynamic control allocation for tracking time-varying control demand [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(4): 1150 – 1157.
- [48] LUO Y, SERRANI A, YURKOVICH S, et al. Model predictive dynamic control allocation with actuator dynamics [C] // *Proceedings of the 2004 American Control Conference*. Boston: IEEE, 2004: 1695 – 1700.
- [49] LUO Y, SERRANI A, YURKOVICH S, et al. Dynamic control allocation with asymptotic tracking of time-varying control input commands [C] // *Proceedings of the 2005 American Control Conference*. Portland: IEEE, 2005: 2098 – 2103.

- [50] LUO Y, SERRANI A, YURKOVICH S, et al. Model-predictive dynamic control allocation scheme for reentry vehicles [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(1): 100 – 113.
- [51] SNELL S, ANTONY D F N, WILLIAM L. Arrard. Nonlinear inversion flight control for a super-maneuverable aircraft [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1992, 15(4): 976 – 984.
- [52] BUGAJSKI D J, Enns D F. Nonlinear control law with application to high angle-of-attack flight [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1992, 15(3): 761 – 767.
- [53] ATESOGLU Ö, ÖZGÖREN M K. High-alpha flight maneuverability enhancement of a fighter aircraft using thrust-vectoring control [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(5): 1480 – 1493.
- [54] ATESOGLU Ö, ÖZGÖREN M K. Nonlinear robust controller design for high-alpha maneuvering enhancement of a fighter aircraft with aerodynamic and thrust vectoring controls [C] // *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*. Honolulu: AIAA, 2008: 1 – 8.
- [55] TOL H J, VISSER C C, VAN K E, et al. Nonlinear multivariate spline-based control allocation for high-performance aircraft [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2014, 37(6): 1840 – 1862.
- [56] KOLESNIKOV E. NDI-based flight control law design [C] // *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. San Francisco: AIAA, 2005: 1 – 13.

#### 作者简介:

**朱纪洪** (1968–), 男, 教授, 博士生导师, 目前主要从事飞行控制领域的研究工作, E-mail: jhzhu@mail.tsinghua.edu.cn;

**张尚敏** (1972–), 男, 博士研究生, 目前主要从事飞行器动力学建模与控制领域的研究工作, E-mail: zhang-sm09@mails.tsinghua.edu.cn;

**周池军** (1988–), 男, 博士研究生, 目前主要从事飞行控制领域的研究工作, E-mail: zhouchijun666@126.com;

**王向阳** (1986–), 男, 博士后, 目前主要从事飞行控制领域的研究工作, E-mail: wangxy668@126.com;

**刘凯** (1984–), 男, 博士后, 目前主要从事飞行控制和飞行参数辨识的研究工作, E-mail: k.liu11@163.com.