

飞行器气动参数辨识进展

蔡金狮

(中国空气动力研究与发展中心)

提要 飞行器气动参数辨识研究的主题,是应用系统辨识技术从飞行试验数据求取气动力,从而建立飞行器动力学系统的数学模型。它研究的对象是飞行器;解决的是空气动力学问题;采用的基本方程是飞行动力学的运动方程组;应用的研究手段是现代控制论的滤波、预测和估计理论。它是处于空气动力学、飞行力学、弹性力学和现代控制论之间的应用性研究课题。

本文综述了国内外公开发表的飞行器参数辨识研究的理论结果和实践经验,分八个专题——模型辨识,参数估计,数据预处理和相容性检验,试验设计与最佳输入,弹性与非定常效应,频域辨识,闭环辨识,辨识准确度与系统验证——评述其研究进展和现状。

关键词 辨识;建模;参数估计;模态辨识;飞行器;气动参数;数据处理;飞行试验;状态估计

飞行器气动参数辨识自 Warner 等的先导性工作以来^[1,2],至今已有近70年了。早期的气动参数辨识是通过稳态飞行数据获得飞行特性,今天已能采用随意的大幅值机动飞行数据辨识气动、控制导数。40—50年代,频率法和回归技术在工程界盛行,当时从飞行试验数据确定气动参数主要采用频率法^[3,4]、回归技术^[6]、时间矢量法^[6]和模拟匹配技术^[7]。随着近代控制论、统计数学和电子数字计算技术的迅速发展,系统辨识学逐渐形成一门新的学科。它在飞行试验数据分析中的应用,促使飞行器气动参数辨识在70年代飞跃发展^[8-11],并在飞行器设计中起着越来越重要的作用——验证和校正飞行器气动力系数的风洞实验和理论计算结果^[12,13];为地面和空中仿真系统提供正确的飞行器动力学模型^[14];为飞行器控制系统的设计和改进行提供基本数据^[15,16];鉴定定型飞机的飞行品质^[17];研究高性能飞机的飞行品质^[18];进行飞行器失事事故分析^[19]以及飞行器自适应控制^[20-22],等等。下面就气动参数辨识的主要内容按八个专题——模型辨识,参数估计,数据预处理和相容性检验,试验设计与最佳输入,弹性与非定常效应,频域辨识,闭环辨识和系统验证——评述气动参数辨识的新近进展。

I. 模型辨识

进行飞行器气动参数辨识,必须先确定气动力的数学模型结构形式,然后在已知模型结

构下估计模型的未知参数, 1911年 Bryan^[23]就提出了飞行器气动系数的线性数学模型, 70多年来它一直是飞机操纵、稳定性分析和飞行品质规范的基础。当飞行器作小迎角飞行时, 气动力可以采用 Bryan 数学模型; 气动参数辨识就简化为已知模型的参数估计问题。目前线性气动力模型的参数辨识, 不论是含有过程噪音和观测噪音^[24], 或是仅含观测噪音^[25]的情况, 都有成熟的算法。发达国家的飞行试验中心和飞机设计制造公司, 都有自己的一整套线性气动参数辨识程序, 并积累了丰富的经验^[26-36]。

近代战斗机要求作过失速机动飞行^[37], 迎角可达 30° , 甚至 80° 以上。机身、机翼上的脱体涡、涡系干扰和涡破裂使气动系数呈高度非线性, 甚至出现迟滞^[38]、脉动^[39]现象。战术导弹小展弦比翼、舵、尾翼和弹体之间的复杂涡系干扰, 使得小迎角时的气动系数也呈非线性非定常效应, 线性模型已不适用, 非线性气动模型的辨识成了飞行器性能分析和仿真系统设计中迫切需要解决的实际问题。

非线性气动系数的数学模型就是飞行器气动力和力矩系数与飞行状态参数(迎角、侧滑角、角速率、舵偏角等)的非线性关系式。此模型可以依据风洞实验数据建立; 也可依据空气动力学理论建立或利用飞行试验数据建立^[40]。从飞行试验数据建立气动系数非线性数学模型, 必须解决两个问题: 模型的结构形式; 模型的优选判据和算法^[41]。

1. 模型构式 目前最常用的非线性气动系数模型有三种。

1) 多项式模型 是 Bryan 模型的直接推广, 将气动系数展成飞行器状态参数的高阶幂级数, 然后逐项筛选掉对飞行响应影响最小的项^[42]。[43]对 A-7 飞机采用4阶多项式模型, 从156个参数筛选出47个构成多项式模型。随着模型阶数的增加, 需要筛选的模型也增多, 一个25个参数的高阶多项式, 需要进行筛选的模型竟达几万个之多。因此在筛选之前, 需要根据气动力的物理意义选取适当数量的候选模型(显然确定候选模型有人为因素), 再用逐步回归法筛选, 直到所有对飞行器运动有显著影响的项都选入模型为止^[44], 最后求得一个既反映气动力非线性特性且项数又最少的多项式模型。

2) 样条函数模型 采用样条函数建立数学模型的优点在于, 它可以在预定区间内无零点, 且可用低阶模型很好地逼近各种非线性^[45]。兰利研究中心曾用零阶和二阶样条函数辨识大迎角气动系数, 还将实测数据按 $\alpha < 0$ 和 $\alpha > 0$ 分别处理, 证实升力曲线在大迎角时存在分叉现象, 解释了飞机大迎角纵向运动的自激振荡现象^[46]。

3) 阶跃过渡函数模型 70年代 Tobak 等采用阶跃响应的方法建立气动力与飞行状态参数变化历程的一般关系式^[47], 并经实验^[48]和理论^[49]验证, 是较严格的非线性气动系数的数学模型; 但这种数学模型一般是不可辨识的, 需做简化, 将过渡函数展为多项式、样条函数、阶梯函数或级数和的形式才能进行辨识^[50]。[51]分析高性能战斗机飞行试验数据发现, 迎角小于 40° 时, 可用二次多项式描述法向力系数, 而迎角大于 40° , 必须用单位阶跃响应的过渡函数模型, 才能获得与飞行试验数据符合较好的法向力系数。

飞行器气动参数辨识的建模问题, 主要是建立气动力的非线性数学模型, 但也要根据所研究的对象采用正确的动力学模型——刚体模型, 弹性模型, 单自由度、三自由度、六自由度模型。若飞行器有大型摆动发动机, 动力学模型中还应计入狗尾巴效应等。

2. 建模判据和优选算法 模型辨识的关键是建模判据和优选算法。由于实测数据含有噪音, 不能仅以对现有数据拟合误差最小作为建模判据。建模判据应能使优选出的模型具有

以下性质^[44,52]：能很好地拟合现有飞行试验数据；各项有明确的物理意义；能预测类似条件下的实测数据；在性能相当的条件是阶次最低的模型。气动参数辨识采用的建模判据有：

1) 最大信息量判据 又称“赤池信息准则”(AIC)，在统计模型选择中应用广泛。它是根据模型的分布密度函数应该最逼近真实分布密度函数的思想导出的，此判据可定义为对数似然函数减去参数个数的 K 倍($1 \leq K \leq 3$, $K=1$ 时为AIC)。在给定的候选模型集当中(当待估计参数的个数相等时)，似然函数最大的模型为最优模型^[52]；而似然函数相当时，待估计参数的个数最少的模型为最优模型。从近代统计理论来看，此判据比较严格，但它要求预知每个模型的概率密度函数且计算量很大。

2) 最大可信度判据 可信度可以有不同定义：给定观测量条件下模型为最优模型的概率；新息平方和之逆；残差平方和之逆或拟合误差之逆等。对给定的候选模型集，采用卡尔曼滤波逐点计算每个模型的可信度。可信度最大的模型为最优模型^[53]。滤波过程中对可信度小的模型可及时剔除；可信度明显优于所有模型者，可及时定为最优模型。这种方法也要求预知系统的测量和过程噪声协方差，但因采用递推算法，故比最大信息量判据的计算量小。

3) F 统计检验 F 统计检验是最广泛使用的模型假设实验，其优点是有现成的优化标准程序，且计算量小。用此判据建立非线性气动系数数学模型的算法是，先将线性项纳入模型，然后将候选的非线性项逐项计算它与气动系数的偏相关系数，将偏相关系数最大的项纳入模型，并剔除不满足显著性水平的项，反复进行直到剩下的模型候选项不再改善整体模型的 F 值为止。此时的复相关系数应接近1，而残差序列应是相当于零均值的白噪音。此法用于民航机^[45]和战斗机^[54]的大迎角飞行试验，其气动参数辨识结果与风洞实验结果相符较好。

4) 预测均方差判据 基本思想是模型的拟合能力和预测能力最强者为最优模型。预测均方差包括测量噪音方差、预测方差和预测偏差等三项。噪音方差与模型无关；而模型的参数过多时，预测方差偏大；当模型参数太少时，则预测偏差偏大，故预测均方差最小者为最优模型。具体算法是将实测数据分成两组，拟合其中一组数据，确定候选模型的参数，用此模型和参数预测第二组数据，计算其均方差，预测均方差最小的模型为最优模型。^[55]给出预测均方差与拟合均方差的关系式，指出可用全部数据确定模型参数，同时计算预测均方差，以增加建模的信息量。^[56]给出用 $N-1$ 个点进行模型参数估计，而用一个点进行预测的“预测平方和判据”。

通常采用 F 检验和用其他判据建立的数学模型相差不多^[52]，但当数据不完备时， F 检验可能给出错误结果^[57]。^[57]提出采用特定区间中的正交-正则多项式作为候选模型项，并采用特征值分解法或矩阵变换将实测数据变换到主元基系后，再采用子集回归法确定模型的方法。其仿真结果表明，这种算法有较好的稳健性(robustness)。

目前非线性气动参数的模型辨识还处于研究初始阶段，不论是模型结构形式，还是实用的建模判据和优选算法都有待进一步研究，特别是飞机失速/尾旋区的气动模型、大迎角区的分叉、迟滞气动模型都远未给出实用的方法。

II. 参数估计

通过模型辨识确定飞行器数学模型后，问题就变成根据试验数据求取模型中未知参数，即所谓参数估计问题，参数估计要解决判据和算法两个问题，目前气动参数辨识最广泛应用

的判断是最大似然判断,最常用的算法则是修正牛顿-拉夫逊算法。

1. 最大似然法 最大似然概念是 Fisher 提出的。他认为若系统模型是正确的,则有关系统中未知参数的信息全部包含于似然函数之中。故使似然函数取最大值的参数即为此参数的最优估计。[170]总结了最大似然法用于气动参数辨识的主要结果。

似然函数取决于系统的统计特性。当试验数据足够多时,可以证明新息趋于高斯分布^[58]。在高斯分布假设下,可得似然函数的具体表达式,从而推导出考虑过程噪声和测量噪声的最大似然估计算法^[59]。此算法采用卡尔曼滤波进行状态估计,需预知过程噪声和测量噪声的统计特性,且误差协方差的计算较复杂。为简化计算,在气动参数辨识中常采用稳态 Riccati 方程计算协方差,或者进一步假定卡尔曼增益和误差方差为常数进行计算^[60]。[61]通过取对数似然函数极值的方法,求得以新息表达的最优协方差阵的算式,此式在无噪声统计特性的先验知识时广为应用。协方差阵也可根据经验确定^[62]。在外界干扰不大时,常采用不考虑过程噪声的最大似然法,此时不必用卡尔曼滤波进行状态估计,计算大为简化,广为应用^[63]。当待估计参数有先验知识时,应用联合概率密度公式可导出包括参数先验知识的最大似然判断,即修正最大似然法^[64]。当协方差矩阵的逆矩阵取为常数矩阵时,不考虑过程噪声的最大似然法就简化为输出误差法^[65],其基本思想是使系统输出的加权残差平方和取极小值的参数即为参数的最优估计值。对无控弹丸,其运动状态可由三周期解描述,灵敏度有解析表达式,计算大为简化^[66]。对有过程噪声而没有测量噪声的情况,最大似然法化成方程误差法^[67]。

最大似然法广泛应用于飞行器参数辨识各领域,针对不同对象——飞机^[68],直升机^[69],战术弹^[70],弹丸^[71],再入体^[72],弹道靶^[73],风洞^[74];不同的问题——稳定、控制导数^[75],大迎角气动参数^[76],小不对称气动系数^[77],升阻比^[78],大气湍流^[79],颤振^[80],热流率^[81]等,建立相应的简化数学模型和测量方程,进行参数辨识。

最大似然法给出了对数似然函数表达式后,参数估计问题就化为在给定数学模型下,寻求待估参数值使对数似然函数取极小值的优化计算问题。在诸多优化计算中,经验表明,修正牛顿-拉夫逊法对气动参数辨识收敛最快^[82,77]。[83]指出,在某些情况下,高斯-牛顿法可能给出较好结果。[84]指出,当噪声较大时,随机搜索法可能收敛更快。

实际利用最大似然法辨识气动参数时,有不少处理技巧和简化算法。算法中的状态对待估参数的灵敏度,通常采用微分方程数字积分法计算,方程组维数高,费时,因此发展了差分法^[85]、平面拟合法^[86]等近似算法。此外还有一些近似处理方法,例如,对飞机稳定导数辨识,通常采用纵横向分开的短周期运动方程,当飞机有滚转时,其纵横向虽有耦合仍分开处理,而将耦合项作为已知测量值输入,以提高辨识准确度^[87];当非线性项较小时,可将非线性项当做已知输入而仍用线性化辨识程序处理^[76];在辨识过程中,若发现两个参数相关性较大而无法辨识时,可将其中的小量固定而先辨识出信息量大的参数,或者给相关项加权进行处理^[88]。[46]指出,对大机动飞行数据进行气动参数辨识时,将数据按迎角小区间分组进行处理,比在整个迎角区间辨识气动参数,所得结果好得多。气动参数辨识不是纯理论问题,辨识过程的处理技巧和经验以及对气动现象物理本质的了解常常是获得成功的关键。

2. 广义卡尔曼滤波法 最大似然法采用迭代算法,较费时。为了实时估计,发展了递推估计算法。Chen^[89]最早应用卡尔曼滤波进行参数递推估计。其基本思想是将待估参数

作为状态参数增广到状态矢量中,采用卡尔曼滤波算法对增广后的状态进行递推估计,当待估参数达到稳态值时即为参数的最优估计。可取得估参数的增益和新息乘积作为收敛判据^[90]。此法已用于再入体^[91]、战术弹^[92]和弹道靶^[90]等的实验数据的气动参数辨识。计算中需用稀疏矩阵以节省机时^[93]。当数据采样速率远高于计算滤波增益所需时间时,可采用数据压缩技术,以避免在线处理时的数据堆积现象^[94]。

Ljung^[95]研究了广义卡尔曼滤波器用于线性系统参数估计时的渐近特性,指出由于滤波过程没有计入参数 θ 变化对增益的影响,其用于参数估计时常导致有偏估计或发散,因此,目前倾向于只用广义卡尔曼滤波进行状态估计而不用参数估计。

3. 分割算法 继60年代Kalman-Bucy滤波器之后,70年代Lainiotis证明了分割定理^[96],提出新的滤波和平滑算法-分割算法^[97]。广义分割算法将状态初始矢量分解为两个高斯统计矢量之和,从而将估计分解为二:一是部分初始条件已知的状态估计;二是初始条件未知部分的参数估计。此法也是递推算法,其特点在于将状态估计与参数估计分割开,与广义卡尔曼滤波将状态和参数联在一起估计是不同的^[98,102]。将初始状态矢量分割成任意数目的联合高斯随机矢量之和,可导出广义多分割算法^[99]。[100]将分割算法用于估计相继两次参数估计值之差 $\delta\theta$,导出迭代型的广义分割辨识算法,将参数估计问题化为增广状态矢量下的非线性型定点平滑问题,并用于飞行器参数辨识^[101]。

4. 修正微分动态规划法 动态规划法是一种分步最优算法。它根据最优化原理,将 N 段决策问题化为 N 个一段决策问题,对多段决策过程的寻优是行之有效的。[103]采用贝尔曼偏微分方程,导出微分动态规划方程组,给出同时辨识飞行器非线性气动参数和过程噪声的算法。为保证计算收敛,采用了收敛控制技术^[104]。

5. 建模前估计法(Estimation Before Modeling) 上述四种方法都是先确定系统数学模型构式再进行参数估计;此法是先进行参数估计再确定模型构式。它将参数估计分为两步进行^[105]。第一步用卡尔曼滤波和 Bryso-Frazici 平滑器对状态参数、气动力和力矩系数的时间历程进行估计,给出气动系数与状态参数的时间序列。第二步是建模,采用逐次多元线性回归分析法对所得的气动系数和状态参数的时间序列进行拟合(可用 F 统计检验),建立气动系数的数学模型,并获得相应的非线性气动参数^[106,107]。此法将复杂的建模和估计问题解耦为6个简单问题,方法简便,在大攻角气动参数辨识中广为应用。

上述参数估计诸方法都已成功地用于气动参数估计。但它们有一个共同问题,即系统的过程噪声和测量噪声特性通常是未知的,因此在卡尔曼滤波过程中如何选定噪声协方差就带有人为因素。这对估计结果准确度有什么影响?特别是当过程噪声特性不清楚时,如何确定其统计特性?当噪声不是高斯分布白色噪声时,如何给出简单而实用的参数估计算法?这些问题都未很好解决。

III. 数据预处理和相容性检验

飞行试验数据常含有跳码、错码、零位漂移、偏移或比例因子等误差,致使各实测数据互不相容——不满足运动方程组。因此,在数据用于参数辨识之前必须进行数据预处理和数据相容性检验,矫正错误数据和部分测量误差,否则会消耗大量机时和精力,辨识出的结果却是错误的。

预处理包括测量数据由电量到物理量的转化,错码剔除,漏码补正,采样时刻不同步校

正, 缓变参数的插值计算, 传感器安装位置修正等等^[108]。对混有高频干扰信号的数据, 必须设计低通滤波器将高频分量滤去^[109]。为选取合适的低通滤波器, 对飞行试验数据先作快速富氏变换并进行信号频谱特性分析和信号间相关性分析^[110], 再分析其可辨识性。试验数据间的时间延迟是造成辨识误差的主要来源之一^[111], 有实例表明, 角速度与舵偏相差 0.1 秒, 可导致横滚力矩导数相差 50%。数据的时间延迟来源于数据采集的低通滤波器、压力传感器的长管传输、各传感器的频率和阻尼特性不同等因素。校正时间延迟可采用时间移动法^[112]、时间矢量法^[113]、最小二乘法^[114]、仪器二阶动力学模型法^[115]处理。

数据相容性检验是利用多余的测量数据, 通过运动方程组将系统中的常值系统误差辨识出, 然后重建满足运动方程的数据。最早从事数据相容性检验工作的是 Gerlach^[116]。通常是利用风速、角速率、迎角、侧滑角、欧拉角和高度等测量量, 通过三组运动方程组(线速度、欧拉角、线位移), 采用广义卡尔曼滤波^[117]、最大似然法^[118]或最小二乘法^[119]辨识出数据中的常值偏差、比例因子误差等, 并重建状态参数和观测参数。

数据相容性检验实质上是轨道重建技术, 可用于失事分析。飞行器失事时, 遥测参数测量不全, 可采用上述状态估计法将雷达、飞行记录等不同来源的数据组合起来, 估计失事时飞行器沿轨道的运动状态^[120]。通常采用卡尔曼滤波, 也可用变分法^[121]和解析法^[122]。

近几年来, 状态估计转向更复杂的问题, 例如风向、风速的估计, 其基本思想是利用加速度和欧拉角测量值将加速度转到地面坐标系, 积分出位置, 与从雷达和压力计获得的位置信息相匹配, 求出加速度和初值偏差, 可求得飞行器相对于地面的速度与相对于空气速度之差就是风的分量^[123]; 类似地, 可由地轴系的速度、风速和欧拉角求迎角或侧滑角; 或由速度、欧拉角、迎角和侧滑角求风速^[51]; 由加速度、角速度、迎角、侧滑角和风速求仪器系统误差和欧拉角^[124]; 由加速度、角速度、位置和风速求欧拉角、迎角、侧滑角^[125]; [126]采用卡尔曼滤波从加速度、角速度、气象、轨道测量等四个不同来源的数据求航天飞机的速度、迎角、侧滑角和风速。当然, 状态估计还可用于轨道重建^[127]。

IV. 试验设计与最优输入

飞行器气动参数辨识的准确度依赖于飞行试验数据所含气动参数的信息量以及数据的测量准确度。要辨识出准确的气动系数, 首先必须设计充分激发飞行器运动模态的控制输入和对测试仪器准确度提出正确的要求。

最早研究动态系统最优输入问题的是 Levin^[128], 而最早讨论飞行器最优输入的是 Gerlach^[129]。10年后 Mehra^[130]进行了较系统的研究, 从判据到算法都有较大发展。

参数估计要求辨识所得参数的偏差和协方差都尽可能小。对无偏估计器, 最优输入就是要使协方差最小。通常用信息矩阵之逆估计协方差, 故信息矩阵的不同测度就成了各种最优设计判据——信息矩阵之迹为最大; 信息矩阵之逆的最大特征值取最小; 信息矩阵行列式达最大; 输出量协方差矩阵的最大特征值达最小; 频域中系统传递函数的协方差矩阵的适当的范数的极大值达极小等等。也可从系数相关性最小的观点设计最优输入, 如使各参数相关系数的平方加权性能指标达最小^[131]。在上述判据下, 可求得各种最优输入——Mehra输入^[132], Schulz输入^[133], DUT输入^[134]等。但这些最优输入都较复杂, 驾驶员难以准确实施。

[135]给出的 3211 型输入可激发飞行器较宽频带的响应, 在欧洲广泛使用。近来有人对

F-8 飞机采用 9 种不同输入进行实验^[136], 结论是静稳定导数对输入方式不敏感, 而控制导数对输入方式较敏感; 横向导数对输入型式亦较敏感。经验表明, 在一个副翼动作之后, 紧接着一个舵动作就会较充分激起横向运动模态。对横向输入的优化问题尚需进一步研究。在飞行试验中实施最优输入必须训练驾驶员^[10], 但更有效的还是采用先进的飞行试验设备^[137]。

对传感器和数据采集系统的精度要求是飞行试验设计的重要组成部分。[138]对飞行试验仪器作了充分论证。Sorenson^[139]系统研究了仪器静态误差对参数辨识准度的影响。[140]采用蒙特卡罗法研究了仪器误差对辨识准度的影响, 从气动参数辨识准度的角度对仪器的偏置误差、安装误差、对不准度、电码分层数、噪信比等因素提出要求^[141]。Bryant^[142]还进一步研究了仪器动态误差对辨识准度的影响。[143]对数据采样速率提出了要求, 指出当数据混有高频信号时, 为将其滤掉, 有时需将采样速率提高一个量级。

V. 弹性与非定常效应

可控布局飞机和细长飞行器的气动弹性效应较大, 在设计控制系统前, 应建立弹性飞行器的数学模型, 弹性飞行器的气动参数辨识已是迫切要求解决的问题; 对弹性效应较大的飞行器, 如果不计入弹性效应将导致参数辨识发散^[144]。

Schwanz^[145]首先在时域研究了气动弹性参数辨识问题。在准定常假设下, 建立纵向弹性飞行器动力学方程、测量方程和最大似然估计算式, 但因待估参数过多和输入设计没解决而不实用。后来他引用飞机设计的状态缩减技术^[146]使状态方程中的气动弹性参数尽可能少, 只取短周期振型和 1, 2, 5 阶弹性振型, 并选择合适的控制输入, 成功地分析了 B52E (CCV) 飞行试验数据^[147]。[148]采用将状态方程和测量方程正则化的方法减少待估参数, 同时采用频率扫描法解决输入设计问题。[149]避开动力学方程, 在已知飞行器力和力矩的假设下, 采用卷积法将气动响应过渡函数的 Duhamel 积分写成差分求和形式, 用加权最小二乘法在时域进行气动弹性参数的递推估计, 求得各非定常气动响应过渡函数。

[150]在频域中辨识弹性飞行器的数学模型以克服时域法参数过多的缺点, 输入舵偏为离散的正弦振动, 构成离散频谱, 采用加权最小二乘法从复频响应数据辨识出传递函数矩阵模型。此法用于空中模拟器飞行试验数据, 取翼弯曲、翼扭转和体-翼弯曲的最低五个模态的频率为输入频率, 辨识结果较好。

系统辨识技术还可用于辨识飞行器弹性振动的自然频率、阻尼因子、振型、模态质量以及确定颤振边界等^[151-154]。目前弹性飞行器气动参数辨识中, 假定了已知弹性模态和频率; 若弹性模态受气动力影响较大, 需同时辨识弹性模态和气动参数, 则问题更加复杂。

计及非定常气动力的飞行器的状态方程是积分微分方程, 需做简化才可辨识^[60]。目前仅飞行器机翼对尾翼下洗影响的非定常效应的研究较深入。Wells^[155]利用 Prandtl 升力线理论建立升力阶跃函数表达式^[156], 由翼涡运动规律导出单位迎角阶跃下机翼对尾翼的下洗公式, 求得飞行器纵向非定常气动力模型^[157]、横向非定常气动力模型^[158]。其系统辨识方程组是积分微分方程组, 在时域中不易处理, 经拉氏变换到频域, 再利用最大似然法求解。将此法用于飞行仿真和试飞数据结果表明, 在某些情况下, 非定常效应可使静导数偏差 9%, 动导数偏差百分之几十, 这主要是由 C_{ma} 引起^[159]。Maine 通过设计特殊控制输入也直接从飞行试验数据求出 C_{ma} ^[160]。Gupta 等^[51]应用阶跃过渡函数研究飞机在失速/尾旋区域中的非定常气动效应, 计及弹性和非定常效应的飞行器气动参数辨识的研究工作还处于探索

阶段, 至今还未得出实用的算法。

VI. 频域辨识

在工程界, 40—50年代是频域法的全盛时期, 在参数辨识中也占主导地位。最早将频域技术用于飞行特性分析的是 Milliken^[161]。后来他人又发展了从频率响应曲线获得飞机短周期纵横向运动特性和气动力导数的方法^[162]。60年代随着数字计算机和控制论状态空间法的发展, 人们转向了时域。70年代 Mehra 又研究了频域法, 给出了最一般的频域回归公式并推广到最大似然法^[163]。之后, Gupta 又提出方程误差法^[164]、辅助变量法^[165]。[166]较系统地总结了频域中的参数辨识方法, 并给出最大似然法、方程误差法和输出误差法的估计公式, 这些公式可用于实验数据时间历程的富氏变换、频率响应曲线、谱或互谱密度等数据形式, 把时域中的统计学辨识方法移到了频域。

频域法的主要优点是将线性微分方程或微分积分方程转化为代数方程而简化计算, 而且可将被测数据选择在感兴趣的频率范围。例如 [167] 就是用此法将弹性模态与刚体模态分开处理。频域法的缺点是只能处理线性系统, 而且数据经变换后精度下降, 特别是采样数据较少时误差更大。[168]用快速富氏变换的装填技术提出了“零添补”技术, 在实测数据平稳段增加零输入和零输出, 使得在频域中获得足够多的数据, 以改善辨识精度。

频域法目前尚未得到广泛应用, 预料在气动弹性和非定常气动力辨识领域的应用会得到发展。

VII. 闭环辨识

近代飞机带有自动增稳系统, 其飞行试验的控制是闭环的; 驾驶员诱发振荡则是另一个闭环控制的例子; 战术弹在飞行中是整个武器系统的一环节, 其实战飞行也是闭环控制, 上述诸例都要求研究闭环系统的气动参数辨识。

带自动驾驶仪的飞行器可简化为由驾驶仪和飞行器两个环节构成的闭环系统, 将各环节断开, 可作为开环系统进行参数辨识^[169]: 由驾驶仪输入-输出确定驾驶仪的参数; 由飞行器输入-输出确定飞行器的稳定、控制导数; 也可由驾驶仪输入和飞行器输出辨识出带自动驾驶仪的飞行器的当量稳定和控制导数。但是当量稳定、控制导数没有物理意义, 不能说明带自动驾驶仪飞机的动力学特性。[170]指出, 对带增稳系统的飞机, 无法将飞机阻尼和驾驶仪阻尼分开, 为求得高增稳飞机的气动导数, 必须在增稳系统反馈回路上加入独立的控制输入。[171]有类似结论并指出闭环系统辨识对输入设计要求较高, 否则不可辨识。[18]用一时间延迟、一阶迟后和一个相当的飞行器模型描述驾驶员-增稳系统-飞机这一闭环系统, 用两种不同算法都能很好拟合飞机响应曲线, 但给出的气动参数却不一致, 说明解不唯一。[172]将闭环系统飞行试验数据断开做为开环处理, 结果较好, 但如果闭环系统使气动力项与控制项相关, 以致动力学方程的惯性加速项很小时, 辨识精度会较差或无法辨识。

闭环系统参数辨识还处于探索阶段, 没有成熟结果, 闭环的当量系统、低阶当量模型、人机模型等都有待进一步研究。

VIII. 辨识精度和系统验证

气动参数辨识精度是重要而又未很好解决的问题。参数辨识误差包括模型误差和估计误差, 而估计误差主要来源于过程噪音和测量噪音; 模型误差虽可通过对复杂模型和简化模型进行辨识仿真计算来估计, 但模型总是近似的, 模型误差不可知, 通常将它当成过程噪音,

从而将辨识准确度归结为参数估计准确度。

系统辨识理论证明,最大似然估计是渐近无偏的^[173],还证明对给定动态系统模型,当采样数据点足够多时,动态系统的最大似然估计是渐近有效的,其估计值与真值的协方差渐近等于信息矩阵之逆^[174]。这说明 Cramer-Rao 不等式不仅是估计方差的下界,而且是接近最大似然估计的方差。因此 Fisher 信息矩阵所定义的以估计值为中心的不确定度椭球是参数辨识准确度的一个很好的度量。

在辨识仿真计算中,Cramer-Rao 界和估计准确度比较一致,但对飞行试验数据,其 C-R 界却与重复测量所得之方差相差甚远,甚至可差 5—10 倍^[175]。[176] 指出 C-R 界是在白噪音条件下导出的,上述差异是因实测数据的噪音不是白噪音而频带较窄所致,并由此提出修正因子估算方法。虽然也有人提出用相关性、灵敏度等作为辨识准确度判据^[177]或采用随机搜索法求参数可信度区间^[178],但是 C-R 界至今仍是最常用的辨识准确度估计方法。

C-R 界是准确度的度量,但在实用中还需辅之以工程判断:分析辨识结果数量级是否合理,考察数据拟合程度好坏以及辨识所得模型的预测能力等。当工程判断与 C-R 界不一致时,就应分析模型是否合适、是否有某重要因素未计入模型。实际上气动参数辨识的正确性,最终还是需要通过风洞实验、理论计算和飞行试验结果的综合分析方能得出,只有当三大手段所获得的结果相一致时,才是可信的正确结果,这才是最终的系统验证。

结束语

飞行器气动参数辨识已有很大进展,特别是线性气动参数辨识已很成熟,也积累了丰富经验。但是闭环辨识、非线性气动参数模型、弹性和非定常效应都很不成熟,甚至还处于探索阶段,需要解决的问题还很多。另外,在飞行试验设计中如何在输入设计、测试仪器精度要求、飞行轨道设计和数据采集系统等方面考虑气动参数辨识的要求,以便能更多更好地提供含有足够信息量且较为准确的飞行试验数据,也是一个值得重视的问题。

参 考 文 献

- 1 Warner EI, et al. NACA Rep. No. 70(1919)
- 2 Fowler RH, et al. *Philos. Tran. Roy. Soc. London*, A 221 (1921, 3): 295—388
- 3 Seemans RC Jr, et al. *J. Aeron. Sci.*, 17, 1 (1950): 22—38
- 4 Greenberg H. NACA TN 2340 (1951)
- 5 Shinbrot M. NACA TN 2341 (1951)
- 6 Doetsh KH. R. A. E. TR 67-200 (1967)
- 7 Rampy JM, et al. FTC-TDR-64-8 (1964)
- 8 Rediess H. NASA TND-7647 (1974): 1—18
- 9 Iliff KW. AGARD CP-235 Paper 15 (1978)
- 10 Hamel PG. AGARD LS-104 Paper 1 (1979)
- 11 —, AGARD LS-114 Paper 10 (1981)
- 12 Suit WT, et al. AIAA 85-1765 (1985)
- 13 Klein V. *J. Aircraft*, 23, 4 (1986, 4): 306—312
- 14 Tappan MW, et al. AIAA 84-552 (1984)
- 15 Holleman EC. NASA TND-8052 (1976)
- 16 吴文芝等,哈尔滨工业大学学报,精密仪器专辑 (1985): 10—17
- 17 Anderson LC, et al. AIAA 84-2086 (1984)
- 18 Shafer MF. *J. Guid. Contr. Dyn.*, 5, 5 (1982): 504—511
- 19 Wingrove RC, et al. AIAA 82-1310 (1982)
- 20 Price CE, et al. AD-731714 (1974)
- 21 Gerilar J, et al. *IEEE, AC-19*, 6 (1974, 12)
- 22 丘浚兴,自动控制理论及应用会议 (1979)
- 23 Bryan GH. *Stability in Aviation* (1911)
- 24 Maine RE, et al. NASA TP-1563 (1980)
- 25 —, et al. NASA TND-7831 (1975)
- 26 —, et al. NASA TP-1690 (1981)
- 27 Iliff KW, et al. NASA TP-1459 (1979)
- 28 Ross AJ, et al. R. A. E. TR-75090 (1975)
- 29 Grove RD, et al. NASA TND-6735 (1972)
- 30 Taylor LW Jr, et al. NASA TND-6734 (1972)
- 31 Nagy C Jr. AFFTC-TC-75-4 (1975)
- 32 万宗国,有控飞行器气动、控制导数估值的 Fortran 语言程序使用说明,中国空气动力研究与发展中心报告 (1983)
- 33 刘金生等,飞行力学 (1984, 2): 86—94

- 34 Hiff KW. AIAA 82-1373 (1982)
- 35 Jeglum PM. AGARD CP-235 Paper 14 (1978)
- 36 Wolcowing CH, et al. AGARD CP-119 Paper 23 (1972)
- 37 Bradley RG, et al. AIAA 83-2063 (1983)
- 38 Phillips WH. NASA TP-1242 (1978)
- 39 Newsom WA Jr. NASA TP-2011 (1982)
- 40 Taylor LW Jr, et al. AIAA 83-2086 (1983)
- 41 蔡金狮. 飞行力学 (1984, 2): 8-17
- 42 Kain JE, et al. AIAA 78-1341 (1978)
- 43 McBrinn DE, et al. AIAA 3rd Atmo. Flt. Mech. Conf. (1976): 108-117
- 44 Klein V, et al. NASA TP-1916 (1981)
- 45 —, et al. NASA TP-2126 (1983)
- 46 Batterson JG, et al. AIAA 83-2067 (1983)
- 47 Tobak M, et al. NASA TM-85880 (1984)
- 48 Jerney C, et al. AIAA 85-1826 (1985)
- 49 Katz J, et al. *J. Aircraft*, **23**, 1 (1986): 19-25
- 50 Gupta NK, et al. AIAA 85-1763 (1985)
- 51 —, et al. AIAA 82-1375 (1982)
- 52 Gupta NK. AIAA 77-1170 (1977)
- 53 Fiske PH, et al. AIAA 77-1171 (1977)
- 54 Klein V, et al. AIAA 83-2066 (1983)
- 55 Taylor LW Jr. AGARD CP-172 Paper 4 (1974)
- 56 Klein V, et al. AIAA 81-1856 (1981)
- 57 Anderson LC. AIAA 85-1766 (1985)
- 58 Kailash T. *IEEE Trans.*, IT-15, 5 (1969)
- 59 Hall WE, et al. AD-A 032800 (1973)
- 60 Maine RE, et al. AIAA 80-1603 (1980)
- 61 Mehre RK. *AIAA J.*, **19**, 1 (1971): 28-29
- 62 Hiff KW, et al. NASA TND-6579 (1972)
- 63 全昌业等. 飞行试验, 1978年2期
- 64 Taylor LW Jr, et al. AIAA 69-315 (1969)
- 65 蔡金狮等. 空气动力学学报, 创刊号 (1980): 21-39
- 66 Eikenberry RS. SC-CR-70-6051 (N70-37626)
- 67 DiFranco D. Cornell Aero. Lab. Rep TC-1921-F-3 (1965)
- 68 Hiff KW. *J. Guid. Control*, **2**, 3 (1979): 228-234
- 69 Gould DG, et al. AGARD CP-172, paper 23 (1975)
- 70 Driscoll TR, et al. AIAA 75-1119 (1975)
- 71 Granot R, et al. AIAA 82-1312 (1982)
- 72 江叔伟. 空气动力学学报, 创刊号 (1980): 40-51
- 73 Chapman G T, et al. AD-713915 Chapter 7 (1971)
- 74 马家骥等. 力学学报 (1980): 84-89
- 75 Stepner DE, et al. NASA CR-2200 (1973)
- 76 Ross AJ. AGARD LS-104, Paper 8 (1979)
- 77 蔡金狮. 飞行器系统辨识学, 上册 (1986): 138-144
- 78 Hiff KW. *J. Aircraft*, **14**, 12 (1977): 1792-1799
- 79 —, et al. AIAA 77-1133 (1977)
- 80 Russo ML, et al. AIAA 83-2696 (1983)
- 81 Hodge JK, et al. *J. Spacecraft*, **23**, 5 (1986): 453-460
- 82 Murphy PC. NASA TP-2311 (1984)
- 83 Hiff KW, et al. AIAA 84-2070 (1984)
- 84 Trankle TL, et al. AIAA 81-1865 (1981)
- 85 Keshar DA, et al. AIAA 79-400 (1979)
- 86 Murphv RC, et al. AIAA 84-2084 (1984)
- 87 Johnston DE. AGARD CP-235, Paper 36 (1978)
- 88 Hiff KW, et al. NASA TND-8209 (1976)
- 89 Chen RTN, et al. Cornell Aero. Lab. Rep. No. BM-2820-F-1 (1971)
- 90 Kain JE. AIAA 79-1687 (1979)
- 91 Kelsey JR, et al. AIAA 79-1686 (1979)
- 92 Lee JG, et al. AIAA 85-1768 (1985)
- 93 Kelsey JR. SAND 78-2032 (1978)
- 94 Medan Y, et al. AIAA 81-4243 (1981)
- 95 Ljung L. *IEEE Trans.*, AC-24, 1 (1979): 36-50
- 96 Lainiotis DG. *IEEE Trans.*, AC-16, 2 (1971): 160-169
- 97 韩志刚. 应用数学与计算数学 (1980, 3): 66-81
- 98 Lainiotis DG. *Proc. IEEE*, **64** (1976): 1126-1142
- 99 Lainiotis DG, et al. Joint Auto. Cont. Conf., Vol. 2 (1978): 215-229
- 100 Eulrich BJ, et al. *ibid*, Vol. 2 (1978): 231-246
- 101 Govindaraj MS, et al. *ibid*, Vol. 2 (1978): 247-258
- 102 甘宏等. 哈尔滨工业大学学报 (1984, 4)
- 103 Jonsson HO. AIAA 83-284 (1983)
- 104 Jarmark B. *Proc 1977 IEEE Conf. Dist. Contr.* (1977): 471-479
- 105 Stalford HL. AIAA 80-1631 (1980)
- 106 —. AIAA 80-172 (1980)
- 107 Fratter C, et al. AIAA 83-2099 (1983)
- 108 蔡金狮. 飞行器系统辨识学, 上册 (1986): 148-158
- 109 Edwards JW. NASA TND-7941 (1975)
- 110 Galbraith TJ, et al. AIAA 83-2065 (1983)
- 111 Bryant WH, et al. NASA TND-7647 (1974): 261-280
- 112 Maine RE. NASA TM-81355 (1981)
- 113 Gilyard GB. NASA TND-7819 (1974)
- 114 Feik RA. ADA-073203 (1975)
- 115 Williamson WE. *J. Guid. Control*, **3**, 3 (1980): 275-279
- 116 Gerlach DH. AGARD CP-17 pt. 1 (1966): 499-523
- 117 Klein V, et al. NASA TND-8514 (1977)
- 118 Keskar DA, et al. AIAA 80-1602 (1980)
- 119 Heck ML, et al. AIAA 83-2100 (1983)
- 120 Wingrove RC, et al. AIAA 82-1310 (1982)

- 121 Bach RE Jr. AIAA 80-1601 (1980)
- 122 —, et al. NASA TM-78609 (1980)
- 123 Park EK, et al. Symp. Society of Flight Test Engin. (1982)
- 124 Taylor LW Jr. AIAA 82-1306 (1982)
- 125 Bach RE Jr, et al. AIAA 82-1306 (1982)
- 126 Whitmore SA. AIAA 83-2097 (1983)
- 127 Compton H, et al. AIAA 81-2459 (1981)
- 128 Levin MJ. *IRE Tran.*, CT-7 (1960): 50-56
- 129 Gerlach OH. Delft Tech. U. Rep UTH-117 (1964)
- 130 Mehra RK. *IEEE Trans.*, AC-19 (1974): 192-200, 753-768
- 131 Wells WR. AIAA Atmo. Fli. Mech. Conf. (1976): 101-107
- 132 Mehra RK. AGARD CP-172, Paper 12 (1975)
- 133 Schulz G. *Regelung Stechnik*, Heft 10 (1977): 324-330
- 134 Plaetschke E. AGARD LS-104, Paper 3 (1979)
- 135 Koehler R, et al. DFVLR Inst. fur Flugmech. IB 154-77/40 (1977)
- 136 Shafer MF. AIAA 84-2073 (1984)
- 137 Duke FL, et al. AIAA 83-2137 (1983)
- 138 Wolcowing CH. AGARD Rep. 549 part 1
- 139 Sorenson JA. NASA CR-112121 (1972)
- 140 Bryant WH, et al. NASA TND-7647 (1974): 161-280
- 141 Hedge WE. NASA TND-7712 (1975)
- 142 Bryant WH, et al. AGARD C-P172, Paper 5 (1975)
- 143 Maine RE. NASA TP-1336 (1978)
- 144 Schwanz RC, et al. AIAA 80-1634 (1980)
- 145 —, et al. AGARD CP-172, Paper 29 (1974)
- 146 Schwendler R, et al. ASD-TR-61-680 (1962)
- 147 Schwanz RC, et al. AIAA 80-1635 (1980)
- 148 Rynaski E, et al. AGARD CP-235, Chapter 17 (1978)
- 149 熊笑菲. 西北工业大学八系博士论文 (1985)
- 150 Eulrich BJ, et al. AIAA 80-1633 (1980)
- 151 Meirovitch L, et al. AAS 85-670 (1985)
- 152 Hendricks SL, et al. AIAA 84-0060 (1984)
- 153 Vigneron FR, et al. *AIAA J.*, 25, 1(1987): 152-160
- 154 张令弥. 系统识别与飞机颤振. 南京航空学院 (1985)
- 155 Wells WR, et al. AIAA 77-1124 (1977)
- 156 Parks GD. AIAA Atmo. Fli. Mech. Conf. (1976): 128-136
- 157 Queijo MJ. NASA TP-1536 (1979)
- 158 Wells WR, et al. AIAA 79-1638 (1979)
- 159 —, et al. AIAA 79-1639 (1979)
- 160 Maine RE, et al. AIAA 78-1342 (1978)
- 161 Milliken WF Jr. *J.A.S.*, 14, 9 (1947): 493-519
- 162 Donegan JJ, et al. NACA TN 3083, Rep. 1225 (1955)
- 163 Mehra RK. "System Identification", Advances and case studies (1976): 211-249
- 164 Gupta NK. Joint Auto. Cont. Conf. (1977): 804-808
- 165 —, et al. NASA CR-151955 (1977)
- 166 Klein V. NASA TP-1637 (1980)
- 167 Rynaski EG, et al. AIAA 78-1328 (1978)
- 168 Wells WR, et al. Proc. 27th Int. Instru. Sym., Vol. 18, Pt1 (1981): 357-367
- 169 Koehler R, et al. AGARD CP-260, Paper 16 (1979)
- 170 Hiff KW. AGARD LS-104 Paper 6 (1979)
- 171 Koehler R, et al. AGARD LS-104 Paper 10 (1979)
- 172 蔡金狮等. 航天工业部预研文集, 第二集 (1986)
- 173 Balakrishman AV. Communication Theory. Chapter 3 (1968)
- 174 Caines PE, et al Proc. 1976 Joint Auto. Cont. Conf. (1976): 586-592
- 175 Klein V. NASA TP-1306 (1979)
- 176 Maine RE, et al. NASA RP-1077 (1981)
- 177 Williams JL, et al. NASA TND-7749 (1974)
- 178 Mereau P, et al. NASA TM-76978 (1980)

ADVANCES IN IDENTIFICATION OF AIRCRAFT AERODYNAMIC PARAMETERS

Cai Jin-shi

(China Aerodynamic Research and Development Center)

Abstract The object of the identification of aircraft aerodynamic parameters (IAAP) is to obtain the aerodynamic coefficient from flight test data by means of the system identification and to establish the mathematical model of the

aircraft dynamic system. The research target of IAAP is the aircraft, its goal is to solve the aerodynamic problem, the basic equation which has been used in IAAP is the equations of motion of flight mechanics and its research means is the filter, prediction and estimation in cybernetics. So, IAAP is an interdisciplinary-science, which bridges the flight mechanics, aerodynamics, elasticity and cybernetics.

This paper reviews the theoretical results and the practical experience of IAAP which include model identification, parameter estimation, data pre-process and compatibility check, test design and optimum input, elasticity and unsteady flow effect, frequency-domain identification, closed-cycle system identification, identification accuracy and system validation.

Keywords *identification; modeling; parameter estimation; mode identification; aircraft; aerodynamic parameter; data process; flight test; state estimation*

中国科学院科技翻译工作者协会力学研究所分会成立

科技翻译事业发达是科技先进国家的共同特征。只有通过大量翻译,才能使国外一切先进科学技术,迅速通过我国文字最广泛地植根于我国人民群众之中。力学所许多同志认识到,在完成各自的科研工作之余,积极参加科技翻译工作,是义不容辞的责任。因此于1987年7月份成立了“中国科学院科技翻译工作者协会力学研究所分会”。目前已有70多名会员,大多具有高级职称,有过公开发表的译作,有丰富的笔译、口译经验。语种有英、俄、德、法、日、匈等,涉及专业有数、理、化、天、地、生和各工程部门。为了广泛开展口、笔译翻译服务工作,特别成立了“翻译业务及咨询组”,承接有关科技文章、专著、丛书等的译校工作和学术活动中的口、笔译工作,以及航空航天、机械、化工、矿冶、环境、能源、交通等各工程部门引进项目的口、笔译任务。需委托任务者可与分会“翻译业务及咨询组”联系。地址:100080 北京市中关村。

唐福林 供稿