

基于飞行数据多重分区的高机动飞机气动建模及参数辨识

胡爽, 朱纪洪[†]

(清华大学 计算机科学与技术系, 北京 100084)

摘要: 在准定常假设下, 飞机在大迎角或大幅机动飞行时, 其气动特性呈现非线性特点. 常用基于配平状态下小幅机动飞行辨识所得的线性气动模型已不再适用. 为解决这一问题, 提出一种飞行数据多重分区方法, 通过各区间的局部线性化以表征气动特性的全局非线性. 各区间中, 针对气动力和力矩系数的静态项、动导数项及控制导数项进行泰勒级数展开, 提出一种通用气动模型, 并利用最小二乘法方法辨识各项气动参数. 根据某现代战斗机仿真飞行试验数据, 辨识相关气动参数并与真实值进行比较, 结果表明两者吻合较好. 试验结果验证了所述飞行数据多重分区方法和通用气动模型的有效性.

关键词: 空气动力学; 气动建模; 参数辨识; 多重分区

中图分类号: V212.1 文献标识码: A

Multiple partitioning of flight data for manoeuvrable aircraft aerodynamic modeling and parameter estimation

HU Shuang, ZHU Ji-hong[†]

(Department of Computer Science and Technology, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: Under the quasi-steady assumption, aerodynamic characteristics show marked nonlinearity in high angle of attack or large amplitude maneuvers of manoeuvrable aircraft. A linear aerodynamic model generally identified from small amplitude maneuvers about trim conditions is no longer suitable for this case. In order to solve this problem, a method of multiple partitioning of flight data is proposed, which can characterize aerodynamic global nonlinearity by partitioned linearity. In each partitioned subset, a general aerodynamic model is formed by the Taylor's series expansion of static terms, dynamic stability derivatives and control derivatives of aerodynamic force and moment coefficients. The parameters in this aerodynamic model are estimated by using the class of least squares methods. According to the simulation flight test data of a modern fighter aircraft, the aerodynamic parameters are estimated which fit well with the true values. The test results verify the proposed multiple partitioning of flight data and the general aerodynamic model.

Key words: aerodynamics; aerodynamic modeling; parameter estimation; multiple partitioning

1 引言(Introduction)

飞机的气动特性主要通过理论计算、风洞试验、飞行试验等方式获取. 其中, 根据飞行试验数据的气动建模及辨识, 能够验证理论计算和风洞试验结果, 为飞机仿真试验与性能验证提供更为准确的气动模型, 已成为飞机设计和研究过程中不可或缺的一部分^[1-2]. 目前, 常用的方法是基于配平状态下小幅机动飞行数据, 建立线性气动模型并辨识相应气动参数^[3-4]. 然而, 该方法存在一定的局限性. 文[5]研究表明, 当配平状态接近失速区域时, 即使在小幅扰动下, 飞机气动特性仍将产生剧烈变化而具有非线性的特点. 在过失速迎角时, 飞机甚至没有传统的配平状态.

此外, 随着航空技术的发展以及现代空战的需求, 飞机往往需要进行大迎角或大幅机动飞行. 此时, 飞机的气动特性受到附着流分离、涡流形成、涡流破碎等一系列气流变化过程影响, 不仅呈现非线性特点, 还会产生非定常效应^[6]. 由此可见, 针对大迎角或大幅机动飞行, 常用基于配平状态小幅机动的线性气动模型已不再适用. 文[7]研究表明在快速大幅机动下, 非定常效应对气动特性的影响不显著. 为便于研究, 本文采用准定常假设, 不考虑气动特性的非定常效应.

文[8-9]提出了迎角分区思想, 其原理是将全部飞行数据按照迎角大小划分为若干个区间, 保证各区间迎角变化范围足够小, 一般不超过 2° . 各区间内, 可

收稿日期: 2016-04-27; 录用日期: 2016-07-22.

[†]通信作者. E-mail: jhzhu@tsinghua.edu.cn; Tel.: +86 10-62796706.

本文责任编辑: 宗群.

国家“973”计划项目(2012613189)资助.

Supported by National “973” Program (2012613189).

以忽略迎角变化对气动特性的影响,认为气动参数是常值.然后,应用修正逐步回归法^[10]确定气动模型结构并辨识相关参数.然而,上述迎角分区方法存在一定的局限性.第一,各项气动参数不仅与迎角有关,还可能与侧滑角有关,特别是飞机的横侧向运动.因此,仅针对迎角进行分区是不完善的.第二,应用修正逐步回归法建立的气动模型,在很大程度上与飞机本体特性及飞行数据有关,不具有通用性.对于不同飞机或不同飞行数据,所建立的气动模型往往不同.第三,各区间迎角变化范围取值较小,容易导致各区间飞行数据缺少足够用于辨识的有效信息.因此,需要提供大量且充分激励的飞行数据.

针对迎角分区方法的局限性,一方面,本文提出一种飞行数据多重分区的方法,在已有的迎角分区基础上进行扩展,针对每个迎角区间内的飞行数据,进一步根据侧滑角大小划分区间.该多重分区方法的准则有别于迎角分区方法,能够扩大区间取值范围.另一方面,本文针对气动力和力矩系数的静态项、动导数项及控制导数项进行泰勒级数展开,提出一种通用气动模型,适用于所提出的多重分区方法.最后,运用所述飞行数据多重分区方法和通用气动模型,根据某现代战斗机仿真飞行试验数据辨识得到气动参数,并与真实值进行比较分析.

2 飞行数据多重分区(Multiple partitioning of flight data)

2.1 多重分区步骤(Multiple partitioning procedure)

首先,根据迎角分区方法^[8-9],将图1所示飞行数据按照迎角从小到大划分为若干个区间,称作“迎角区间”.有别于迎角分区方法中各区间迎角变化范围需要足够小(一般不超过 2°),本文提出的多重分区方法允许较大的区间范围,具体将在下文阐述分区准则时展开讨论.这里取各区间迎角变化范围为 5° ,则图1所示飞行数据被划分为6个迎角区间,虚线之间所包含的曲线部分即为各区间对应的飞行数据.由此可见,各区间内飞行数据不连续,可能来自不同时刻或不同机动.

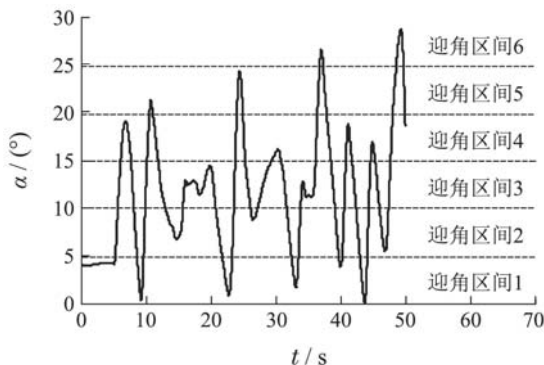


图1 飞行数据迎角分区
Fig. 1 Flight data partitioning by angle of attack

然后,在迎角分区的基础上,针对各迎角区间的飞行数据,按照侧滑角从小到大进一步划分为若干个区间,称作“迎角侧滑角区间”.以图1中迎角区间3为例,该区间飞行数据中侧滑角变化情况如图2所示.考虑到飞机在实际飞行过程中侧滑角的变化范围较小,这里取各区间侧滑角变化范围为 2° ,则迎角区间3中飞行数据进一步被划分为6个迎角侧滑角区间.图2中虚线之间所包含的曲线部分即为各个迎角侧滑角区间对应的飞行数据.根据上述步骤,依次对图1中其余迎角区间的飞行数据进行分区处理,即可得到所有迎角侧滑角区间,完成所述多重分区处理步骤.

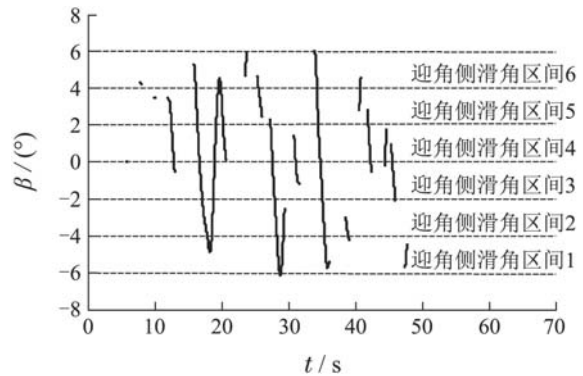


图2 迎角区间3中飞行数据侧滑角分区
Fig. 2 Subset 3 partitioning by sideslip angle

从另一角度看,将图1所示的飞行数据转化到由迎角和侧滑角构成的坐标系中,如图3所示,图中每个点代表一个飞行状态点.由此,上述多重分区步骤转化为对坐标平面的分割.迎角方向取 5° 间隔依次划分,侧滑角方向取 2° 间隔依次划分,图3中虚线围成的矩形即为多重分区所得的迎角-侧滑角区间,矩形内各点即为该区间飞行数据.

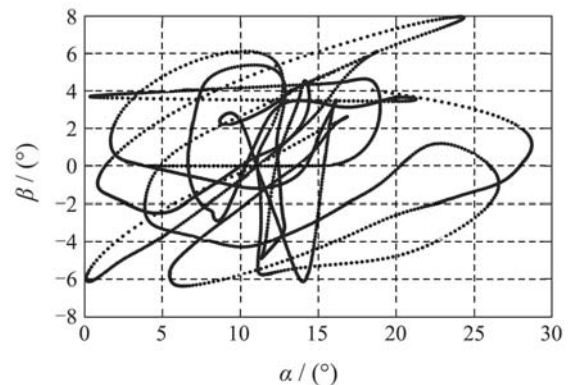


图3 飞行数据多重分区
Fig. 3 Flight data multiple partitioning

2.2 多重分区准则(Multiple partitioning principle)

迎角分区方法的原理是各区间内忽略迎角变化对气动特性的影响,认为各区间气动参数是常值.为此,分区准则是确保各区间迎角变化范围足够小,一般不

超过 2° . 然而, 区间范围过小容易导致可用于辨识的有效信息不足, 需要提供大量且充分激励的飞行数据.

为了扩大区间取值范围, 本文提出的多重分区方法的原理是考虑各区间迎角及侧滑角变化对气动参数的线性影响, 认为各区间气动参数是线性变化的. 为此, 分区准则是确保区间范围在气动参数的线性区中. 图4所示为某飞机偏航力矩系数动导数 C_{nr} 的风洞试验结果, 图中虚线之间的区域可以认为 C_{nr} 是线性的. 由图可见, 对于迎角在 $-10^\circ \sim 30^\circ$ 范围的飞行数据, 分区时可取区间迎角变化范围不超过 10° . 对于迎角在 $30^\circ \sim 40^\circ$ 范围的飞行数据, 分区时可取区间迎角变化范围不超过 5° . 当然, 不同飞机气动特性不尽相同, 区间迎角变化范围取值需要结合实际情况来分析确定. 此外, 飞机在实际飞行过程中侧滑角变化范围较小, 一般不超过 $\pm 10^\circ$. 若区间侧滑角变化范围取值较大, 会导致分区稀疏, 区间个数较少, 不利于表征全局气动特性. 因此, 一般取侧滑角变化范围为 2° 左右较为合适.

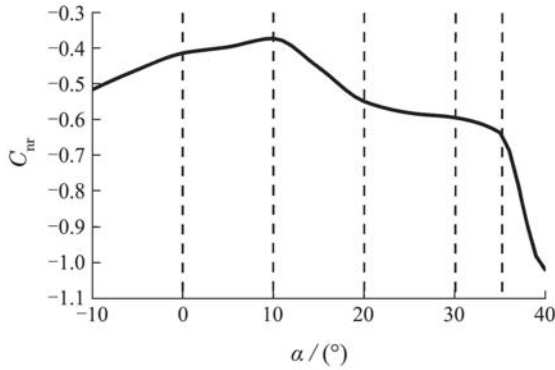


图 4 偏航力矩动导数 C_{nr} 风洞试验结果
Fig. 4 Damping-in-yaw derivate C_{nr} wind-tunnel measurement

3 气动建模及参数辨识(Aerodynamic modeling and parameter estimation)

3.1 气动建模(Aerodynamic modeling)

作用于飞机的空气动力, 可沿机体轴坐标系分解为3个气动力系数 C_X, C_Y, C_Z 和3个气动力矩系数 C_l, C_m, C_n . 在准定常假设下, 不考虑气动特性的非定常效应, 并且忽略马赫数对气动特性的影响. 区分纵向和横侧向运动, 上述气动力和力矩系数与飞机状态量和控制量的关系可表示为

$$C_a = C_a(\alpha, \beta, V, q, \delta_{lon}), \quad a = X, Z, m, \quad (1)$$

$$C_a = C_a(\alpha, \beta, V, p, r, \delta_{lat}), \quad a = Y, l, n, \quad (2)$$

其中: α 为迎角, β 为侧滑角, V 为空速, p, q 和 r 分别为滚转角速度、俯仰角速度和偏航角速度, δ_{lon} 表示影响纵向运动的相关舵面(如升降舵、鸭翼等)偏角, δ_{lat} 表示影响横侧向运动的相关舵面(如方向舵、副翼等)偏角.

基于传统气动导数模型, 上述气动力和力矩系数可分解为静态项、动导数项和控制导数项这3部分之和, 如下所示:

$$C_a = C_{a0}(\alpha, \beta) + C_{aq}(\alpha, \beta) \frac{q\bar{c}}{2V} + C_{a\delta_{lon}}(\alpha, \beta) \delta_{lon}, \quad a = X, Z, m, \quad (3)$$

$$C_a = C_{a0}(\alpha, \beta) + C_{ap}(\alpha, \beta) \frac{pb}{2V} + C_{ar}(\alpha, \beta) \frac{rb}{2V} + C_{a\delta_{lat}}(\alpha, \beta) \delta_{lat}, \quad a = Y, l, n, \quad (4)$$

其中: \bar{c} 为平均气动弦长, b 为机翼展长, C_{a0} 表示气动系数的静态项, C_{ap}, C_{aq} 和 C_{ar} 表示气动系数的动导数, $C_{a\delta_{lon}}$ 和 $C_{a\delta_{lat}}$ 表示气动系数的控制导数.

由式(3)–(4)可知, 气动系数的静态项、动导数和控制导数与迎角和侧滑角有关. 根据本文所述多重分区思想, 各区间内迎角和侧滑角的变化对气动导数的影响是线性的. 为此, 针对各区间气动系数的静态项、动导数和控制导数, 在各区间的平均迎角 $\bar{\alpha}$ 和平均侧滑角 $\bar{\beta}$ 处, 进行泰勒级数展开并保留一次项, 可得

$$\begin{cases} C_{a0}(\alpha, \beta) = \\ C_{a0}(\bar{\alpha}, \bar{\beta}) + C_{a\alpha}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\alpha + C_{a\beta}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\beta, \\ C_{aq}(\alpha, \beta) = \\ C_{aq}(\bar{\alpha}, \bar{\beta}) + C_{aq\alpha}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\alpha + C_{aq\beta}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\beta, \\ C_{a\delta_{lon}}(\alpha, \beta) = \\ C_{a\delta_{lon}}(\bar{\alpha}, \bar{\beta}) + C_{a\delta_{lon}\alpha}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\alpha + \\ C_{a\delta_{lon}\beta}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\beta, \quad a = X, Z, m, \end{cases} \quad (5)$$

$$\begin{cases} C_{a0}(\alpha, \beta) = \\ C_{a0}(\bar{\alpha}, \bar{\beta}) + C_{a\alpha}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\alpha + C_{a\beta}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\beta, \\ C_{ap}(\alpha, \beta) = \\ C_{ap}(\bar{\alpha}, \bar{\beta}) + C_{ap\alpha}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\alpha + C_{ap\beta}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\beta, \\ C_{ar}(\alpha, \beta) = \\ C_{ar}(\bar{\alpha}, \bar{\beta}) + C_{ar\alpha}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\alpha + C_{ar\beta}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\beta, \\ C_{a\delta_{lat}}(\alpha, \beta) = \\ C_{a\delta_{lat}}(\bar{\alpha}, \bar{\beta}) + C_{a\delta_{lat}\alpha}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\alpha + \\ C_{a\delta_{lat}\beta}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\beta, \quad a = Y, l, n, \end{cases} \quad (6)$$

其中: $\Delta\alpha = \alpha - \bar{\alpha}, \Delta\beta = \beta - \bar{\beta}$. 将式(5)–(6)分别代入式(3)–(4)可得

$$C_a = C_{a0}(\bar{\alpha}, \bar{\beta}) + C_{a\alpha}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\alpha + C_{a\beta}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\beta + [C_{aq}(\bar{\alpha}, \bar{\beta}) + C_{aq\alpha}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\alpha + C_{aq\beta}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\beta] \frac{q\bar{c}}{2V} + [C_{a\delta_{lon}}(\bar{\alpha}, \bar{\beta}) + C_{a\delta_{lon}\alpha}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\alpha + C_{a\delta_{lon}\beta}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\beta] \delta_{lon}, \quad a = X, Z, m, \quad (7)$$

$$C_a =$$

$$\begin{aligned}
& C_{a0}(\bar{\alpha}, \bar{\beta}) + C_{a\alpha}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\alpha + C_{a\beta}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\beta + \\
& [C_{ap}(\bar{\alpha}, \bar{\beta}) + C_{ap\alpha}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\alpha + \\
& C_{ap\beta}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\beta] \frac{pb}{2V} + [C_{ar}(\bar{\alpha}, \bar{\beta}) + \\
& C_{ar\alpha}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\alpha + C_{ar\beta}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\beta] \frac{rb}{2V} + \\
& [C_{a\delta_{lat}}(\bar{\alpha}, \bar{\beta}) + C_{a\delta_{lat}\alpha}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\alpha + \\
& C_{a\delta_{lat}\beta}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\beta] \delta_{lat}, \quad a = Y, l, n. \quad (8)
\end{aligned}$$

式(7)–(8)即为本文提出的适用于飞行数据多重分区方法的通用气动模型。

3.2 参数辨识(Parameter estimation)

首先,需要计算3个气动力系数 C_X, C_Y, C_Z 和3个气动力矩系数 C_l, C_m, C_n 。飞机可视为刚体,其平动和转动运动过程遵循牛顿第二定律,沿机体轴坐标系的6自由度运动方程如下所示:

$$\begin{cases} \bar{q}SC_X + X_T = mgn_x, \\ \bar{q}SC_Y + Y_T = mgn_y, \\ \bar{q}SC_Z + Z_T = mgn_z, \\ \bar{q}SbC_l + L_T = I_x\dot{p} - I_{xz}(pq + \dot{r}) + (I_z - I_y)qr, \\ \bar{q}S\bar{c}C_m + M_T = I_y\dot{q} + I_{xz}(p^2 - r^2) + (I_x - I_z)pr, \\ \bar{q}SbC_n + N_T = I_z\dot{r} - I_{xz}(\dot{p} - qr) + (I_y - I_x)pq, \end{cases} \quad (9)$$

其中: \bar{q} 为动压, S 为机翼面积, m 为飞机质量, g 为重力加速度, I_x, I_y, I_z, I_{xz} 为飞机惯量, n_x, n_y, n_z 为机体轴坐标系3个方向的过载, $X_T, Y_T, Z_T, L_T, M_T, N_T$ 分别为发动机推力在机体轴坐标系3个方向的分力及力矩。

飞行试验中,除推力和角加速度不可测之外,其余状态量一般均可直接测得。实际工程中,推力一般用地面试验数据代替,角加速度一般通过测得的角速度值进行数值差分求解。由此,即可根据式(9)解算得到各区间每个飞行状态点的气动力和力矩系数大小。

由式(7)–(8)可知,本文提出的通用气动模型中待辨识的气动参数与各区间平均迎角 $\bar{\alpha}$ 和平均侧滑角 $\bar{\beta}$ 有关,即各区间内上述气动参数为常值。假设某个区间有 N 个飞行数据点,则该区间各项气动力和力矩系数可根据式(7)–(8)构成 N 个方程,利用最小二乘类参数辨识方法^[11],即可辨识得到各个气动参数。

为提高辨识结果的精确性,对各区间飞行数据提出两点要求:1)飞行数据足够多,保证各区间飞行状态点数大于待辨识气动参数个数,使得方程个数大于未知数个数。2)飞行数据激励充分,保证各区间飞行数据共线性不严重。文[12]研究表明条件数小于30,可以认为数据共线性不严重。根据以上两点要求,对所有区间进行筛选,保留符合要求的区间用于气动参数辨识。

4 仿真飞行试验(Simulation flight test)

本文采用某现代战斗机模型进行仿真飞行试验,该飞机模型的详细形式见文[13]。其中,用于仿真飞行试验的气动数据,由文[14]根据该飞机16%缩比模型风洞试验数据^[15]建立的多项式气动模型产生。该多项式气动模型能够较准确地拟合风洞试验数据,较好地表征气动参数的全局非线性。然而,该气动模型对于气动建模与参数辨识而言是未知的。

上述风洞试验数据是在较低马赫数(小于0.6)条件下获得,可以忽略马赫数对气动特性的影响。此外,上述气动模型不考虑前缘襟翼的影响,纵向运动受升降舵影响,横侧向运动受方向舵和副翼影响。由此,可根据式(7)–(8)建立如下气动模型:

$$\begin{aligned}
C_a = & C_{a0}(\bar{\alpha}, \bar{\beta}) + C_{a\alpha}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\alpha + \\
& C_{a\beta}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\beta + [C_{aq}(\bar{\alpha}, \bar{\beta}) + \\
& C_{aq\alpha}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\alpha + C_{aq\beta}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\beta] \frac{q\bar{c}}{2V} + \\
& [C_{a\delta_e}(\bar{\alpha}, \bar{\beta}) + C_{a\delta_e\alpha}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\alpha + \\
& C_{a\delta_e\beta}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\beta] \delta_e, \quad a = X, Z, m, \quad (10)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
C_a = & C_{a0}(\bar{\alpha}, \bar{\beta}) + C_{a\alpha}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\alpha + \\
& C_{a\beta}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\beta + [C_{ap}(\bar{\alpha}, \bar{\beta}) + \\
& C_{ap\alpha}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\alpha + C_{ap\beta}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\beta] \frac{pb}{2V} + \\
& [C_{ar}(\bar{\alpha}, \bar{\beta}) + C_{ar\alpha}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\alpha + \\
& C_{ar\beta}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\beta] \frac{rb}{2V} + [C_{a\delta_a}(\bar{\alpha}, \bar{\beta}) + \\
& C_{a\delta_a\alpha}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\alpha + C_{a\delta_a\beta}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\beta] \delta_a + \\
& [C_{a\delta_r}(\bar{\alpha}, \bar{\beta}) + C_{a\delta_r\alpha}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\alpha + \\
& C_{a\delta_r\beta}(\bar{\alpha}, \bar{\beta})\Delta\beta] \delta_r, \quad a = Y, l, n, \quad (11)
\end{aligned}$$

其中: δ_e 为升降舵偏角, δ_a 为副翼偏角, δ_r 为方向舵偏角。

仿真飞行试验中,接入操纵杆,手控操作较长时间的大迎角大幅机动飞行,尽可能使得迎角、侧滑角、角速度、舵面偏角等状态量和控制量有较大范围变化,从而获取较多且较充分激励的仿真飞行数据。其中一组飞行数据各状态量及控制量变化情况如图5–7所示。

实际飞行试验中,飞机各状态量和控制量受传感器噪声、环境干扰等因素影响而含有各类噪声。为了使仿真飞行数据更接近实际飞行状况,可在由式(9)解算得到的3个气动力系数 C_X, C_Y, C_Z 和3个气动力矩系数 C_l, C_m, C_n 上加入各类噪声模型。对于白噪声,基本最小二乘法即可给出气动参数的无偏一致估计。对于有色噪声,增广最小二乘法、广义最小二乘法、辅助变量法、相关二步法、偏差补偿最小二乘法等最小二

乘类参数辨识方法分别对应一种特定的噪声模型而给出无偏一致估计^[11]。仿真飞行试验的目的在于验证所提出的飞行数据多重分区方法及通用气动模型的有效性,对于飞行数据所含噪声情况,本文不作深入研究,应用基本最小二乘法辨识气动参数即可。

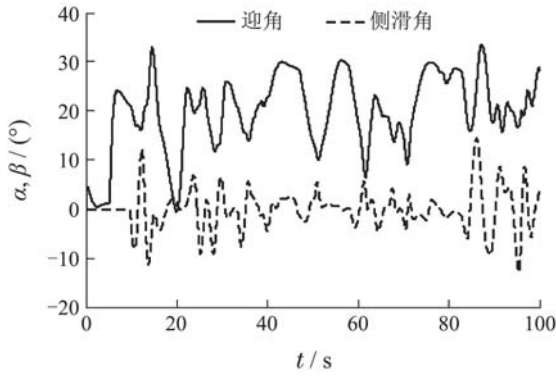


图 5 迎角及侧滑角变化情况
Fig. 5 Angle of attack and sideslip angle variation

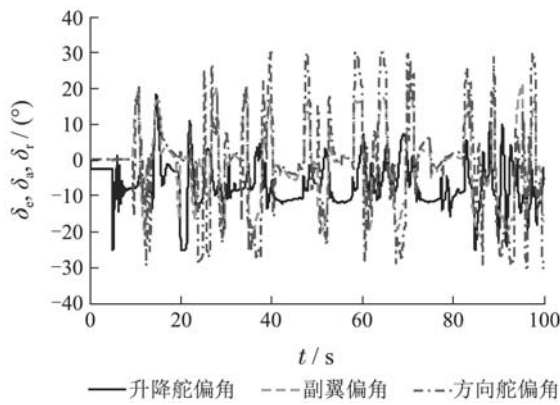


图 6 升降舵、副翼及方向舵偏角变化情况
Fig. 6 Elevator, aileron and rudder variation

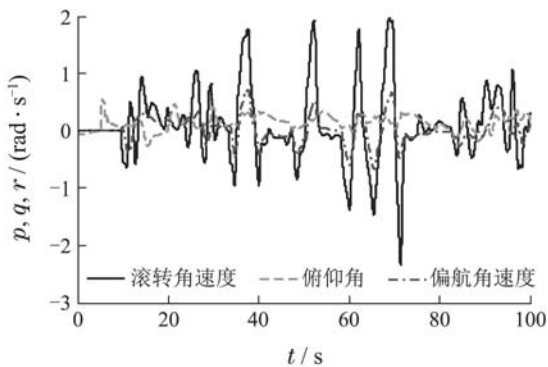


图 7 滚转、俯仰及偏航角速度变化情况
Fig. 7 Roll, pitch and yaw angular velocity variation

5 结果分析(Result analysis)

根据所提出的飞行数据多重分区方法将图5-7所示的飞行数据划分为若干个区间. 筛选飞行数据点足够多(大于15)且共线性不严重(条件数小于30)的区间用于气动参数辨识. 根据式(10)-(11)建立各区间气动

模型,应用最小二乘法辨识得到各个气动参数. 综合各区间气动参数辨识结果,即可得到全局气动特性。

取区间迎角变化范围为 5° ,侧滑角变化范围为 2° 的分区情况,滚转力矩系数 C_l 的静态项 C_{l_0} 、动导数项 C_{l_p} 和 C_{l_r} 、控制导数项 $C_{l_{\delta_a}}$ 和 $C_{l_{\delta_r}}$ 的辨识结果如图8-12所示,图中每个点代表相应区间的辨识结果.采用均方误差(MSE)衡量辨识结果,

$$MSE = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (C_{li} - \hat{C}_{li})^2, \quad (12)$$

其中: N 为某区间的飞行数据点数, C_{li} 为该区间各点滚转力矩系数真实值, \hat{C}_{li} 为相应各点滚转力矩系数辨识值.具体结果如表1所示,可见辨识结果与真实值较为接近.结合图示结果与表中数据可知,动导数项 C_{l_p} 和 C_{l_r} 不受侧滑角影响,仅与迎角有关.其余气动参数均受到迎角和侧滑角的共同影响。

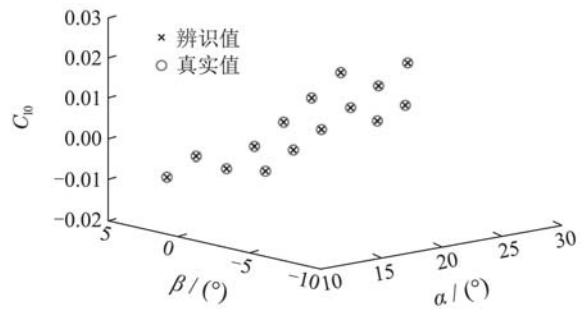


图 8 C_{l_0} 辨识结果与真实值比较
Fig. 8 Comparison of estimated results and true values of C_{l_0}

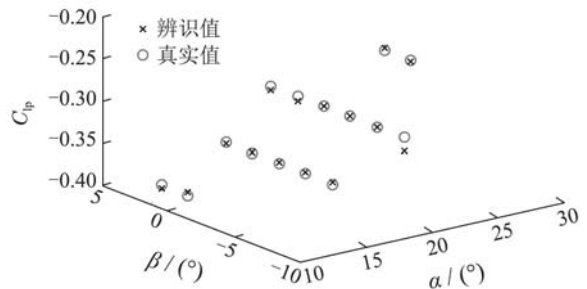


图 9 C_{l_p} 辨识结果与真实值比较
Fig. 9 Comparison of estimated results and true values of C_{l_p}

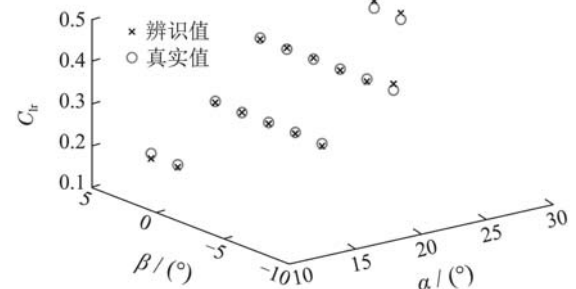


图 10 C_{l_r} 辨识结果与真实值比较
Fig. 10 Comparison of estimated results and true values of C_{l_r}

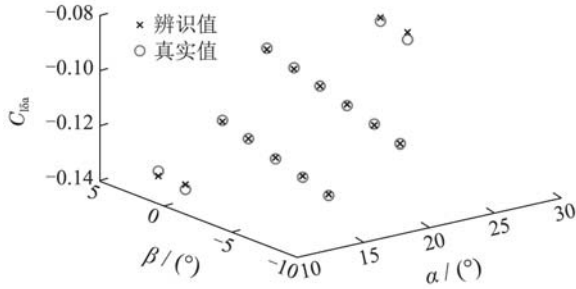


图 11 $C_{l_{\delta_a}}$ 辨识结果与真实值比较

Fig. 11 Comparison of estimated results and true values of $C_{l_{\delta_a}}$

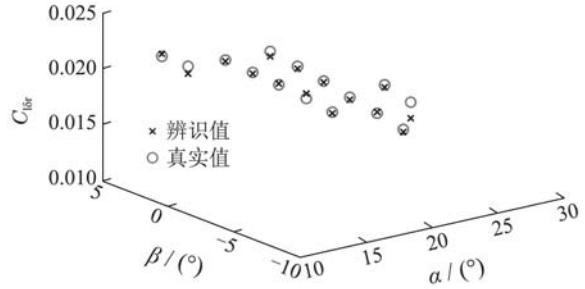


图 12 $C_{l_{\delta_r}}$ 辨识结果与真实值比较

Fig. 12 Comparison of estimated results and true values of $C_{l_{\delta_r}}$

表 1 滚转力矩系数的各项气动参数辨识值与真实值比较

Table 1 Comparison of estimated results and true values of roll moments parameters

$\bar{\alpha}/(^\circ)$	$\bar{\beta}/(^\circ)$	MSE	C_{l_0}		C_{l_p}		C_{l_r}		$C_{l_{\delta_a}}$		$C_{l_{\delta_r}}$	
			辨识值	真实值	辨识值	真实值	辨识值	真实值	辨识值	真实值	辨识值	真实值
11.85	0.40	2.69×10^{-6}	-0.0014	-0.0014	-0.3867	-0.3905	0.1924	0.1996	-0.1347	-0.1363	0.0212	0.0218
	2.40	5.01×10^{-6}	-0.0082	-0.0082	-0.3945	-0.3905	0.1891	0.1996	-0.1350	-0.1336	0.0220	0.0218
16.86	-5.56	4.79×10^{-6}	0.0213	0.0214	-0.3556	-0.3585	0.2808	0.2881	-0.1327	-0.1330	0.0190	0.0192
	-3.56	5.80×10^{-6}	0.0134	0.0135	-0.3560	-0.3585	0.2865	0.2881	-0.1296	-0.1299	0.0199	0.0195
	-1.54	6.79×10^{-6}	0.0057	0.0057	-0.3571	-0.3585	0.2858	0.2881	-0.1266	-0.1268	0.0198	0.0197
	0.47	4.64×10^{-6}	-0.0017	-0.0017	-0.3573	-0.3585	0.2866	0.2881	-0.1234	-0.1238	0.0198	0.0200
21.86	2.48	7.72×10^{-6}	-0.0090	-0.0089	-0.3600	-0.3585	0.2875	0.2881	-0.1209	-0.1207	0.0200	0.0202
	-6.06	4.36×10^{-6}	0.0213	0.0214	-0.3336	-0.3175	0.3997	0.3864	-0.1188	-0.1188	0.0163	0.0164
	-4.04	2.82×10^{-6}	0.0140	0.0141	-0.3172	-0.3175	0.3800	0.3864	-0.1156	-0.1155	0.0171	0.0170
	-2.02	4.66×10^{-6}	0.0070	0.0070	-0.3172	-0.3175	0.3821	0.3864	-0.1119	-0.1123	0.0173	0.0175
	-0.01	2.60×10^{-6}	0.0000	0.0000	-0.3178	-0.3175	0.3878	0.3864	-0.1088	-0.1091	0.0179	0.0180
	1.97	5.54×10^{-6}	-0.0067	-0.0067	-0.3231	-0.3175	0.3873	0.3864	-0.1065	-0.1059	0.0183	0.0184
26.87	3.97	3.31×10^{-6}	-0.0133	-0.0133	-0.3217	-0.3175	0.3849	0.3864	-0.1029	-0.1027	0.0184	0.0188
	-1.68	1.91×10^{-6}	0.0047	0.0047	-0.2720	-0.2703	0.4808	0.4664	-0.0918	-0.0945	0.0142	0.0155
	0.32	2.25×10^{-6}	-0.0009	-0.0009	-0.2669	-0.2703	0.4844	0.4664	-0.0901	-0.0914	0.0160	0.0162

取区间迎角变化范围为 2° ，侧滑角变化范围为 2° 的分区情况，控制导数项 $C_{l_{\delta_a}}$ 的辨识结果如图13所示。由图可见，辨识结果与真实值较为接近，说明多重分区方法亦适用于区间范围较小的迎角分区方法。较小的区间范围可将飞行数据划分为更多的区间。然而，对比图11可知，图13中辨识所得数据点数甚至比图11还少1个。由此说明，区间范围越小，可能导致各区间飞行数据不足或共线性严重，使得可用于辨识的区间反而更少。

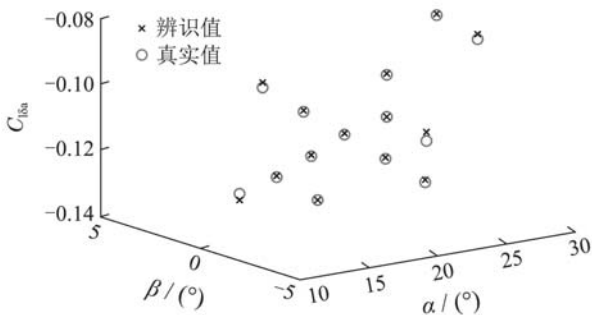


图 13 区间迎角范围 2° 时 $C_{l_{\delta_a}}$ 辨识结果与真实值比较
Fig. 13 Comparison of estimated results and true values of $C_{l_{\delta_a}}$ when 2° angle of attack variation in subsets

取区间迎角变化范围为 10° ，侧滑角变化范围为 2° 的分区情况，控制导数项 $C_{l_{\delta_a}}$ 的辨识结果如图14所示。由图可见，辨识结果与真实值较为接近，说明多重分区方法适用于较大的区间范围。较大的区间范围虽然将飞行数据划分为较少的区间，但各区间所包含飞行数据将增多，有利于辨识，特别是在整体飞行数据较少的情况下。

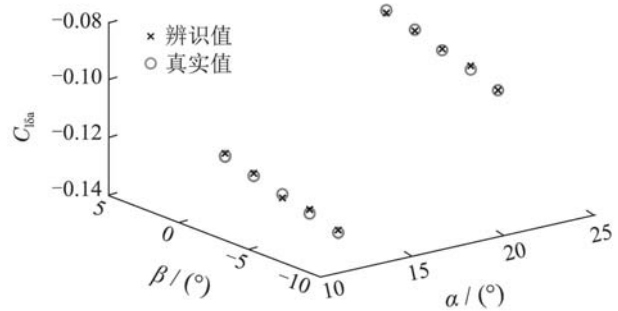


图 14 区间迎角范围 10° 时 $C_{l_{\delta_a}}$ 辨识结果与真实值比较
Fig. 14 Comparison of estimated results and true values of $C_{l_{\delta_a}}$ when 10° angle of attack variation in subsets

6 结论(Conclusions)

针对飞机大迎角或大幅机动飞行时气动特性呈现非线性的问题, 在分析现有迎角分区方法的基础上, 本文提出了一种飞行数据多重分区方法及一种通用气动模型, 根据某现代战斗机仿真飞行试验数据辨识得到气动参数, 与真实值比较分析, 可以得到以下结论:

1) 针对大迎角或大幅机动飞行数据, 所提出的多重分区方法及通用气动模型能够较好地表征气动特性的全局非线性。

2) 传统气动导数模型中各项气动参数除了受迎角影响, 还可能与侧滑角有关。相比于迎角分区方法, 所提出的多重分区方法考虑了侧滑角对气动参数的影响, 更具普适性。

3) 飞行数据分区时, 区间范围大小的选取将影响气动参数辨识结果。区间范围较小, 各区间飞行数据可能较少或共线性严重。区间范围较大, 分区较为稀疏, 区间个数少。相比于迎角分区方法, 所提出的多重分区方法既适用于较小的区间范围, 还适用于较大的区间范围, 在气动导数线性变化范围内可根据实际情况灵活选取。

本文的气动建模及辨识工作是在准定常假设下开展, 未考虑气动特性的非定常效应, 下一步将考虑非定常条件下的气动建模及辨识。此外, 受数据约束, 未考虑马赫数对气动特性的影响, 在条件允许下, 可以扩展所提出的多重分区方法, 进一步根据马赫数大小划分区间。

参考文献(References):(References):

- [1] KLEIN V, MORELLI E. *Aircraft System Identification: Theory and Practice* [M]. Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [2] CAI Jinshi. *Aircraft System Identification* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003.
(蔡金狮. 飞行器系统辨识学 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.)
- [3] CHOWDHARY G, JATEGAONKAR R. Aerodynamic parameter estimation from flight data applying extended and unscented Kalman filter [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2010, 14(2): 106-117.
- [4] KLEIN V, MURPHY P. *Aerodynamic parameters of high performance aircraft estimated from wind tunnel and flight test data* [R]. Hampton, VA, USA: NASA, 1998.
- [5] BATTERSON J G. *Estimation of airplane stability and control derivatives from large-amplitude longitudinal maneuvers* [R]. Hampton, VA, USA: NASA, 1981.
- [6] BESGAS Γ C. *Aerodynamics and Flight Dynamics for Supersonic Aircraft* [M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2009.
(比施根斯Γ C. 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.)
- [7] KLEIN V, NODERER K D. *Modeling of aircraft unsteady aerodynamic characteristics, part 3: parameters estimated from flight data* [R]. Hampton, VA, USA: NASA, 1996.
- [8] BATTERSON J G, KLEIN V. Partitioning of flight data for aerodynamic modeling of aircraft at high angles of attack [J]. *Journal of Aircraft*, 1989, 26(4): 334 – 339.
- [9] PARAMESWARAN V, GIRIJA G, RAOL J R. Estimation of parameters from large amplitude maneuvers with partitioned data for aircraft [C] // *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*. Austin, Texas, USA: AIAA, 2003: 5703.
- [10] KLEIN V, BATTERSON J G, MURPHY P C. *Determination of airplane model structure from flight data by using modified stepwise regression* [R]. Hampton, VA, USA: NASA, 1981.
- [11] XIAO Deyun. *Theory of System Identification with Applications* [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2014.
(萧德云. 系统辨识理论及应用 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2014.)
- [12] BELSLEY D A, KUH E, WELSCH R E. *Regression Diagnostics: Identifying Influential Data and Sources of Collinearity* [M]. New York, USA: John Wiley & Sons, Inc, 2005.
- [13] SONNEVELDT L. *Nonlinear F-16 model description* [R]. Netherlands: Delft University of Technology, 2006.
- [14] MORELLI E. Global nonlinear parametric modelling with application to F-16 aerodynamics [C] // *American Control Conference*. New York, USA: IEEE, 1998: 997 – 1001.
- [15] STEVENS B L, LEWIS F L. *Aircraft Control and Simulation* [M]. 2nd Edition. New Jersey, USA: John Wiley & Sons, Inc, 2003.

作者简介:

胡爽 (1990–), 男, 博士研究生, 目前研究方向为飞行器气动建模及辨识, E-mail: hus13@mails.tsinghua.edu.cn;

朱纪洪 (1968–), 男, 教授, 博士生导师, 目前研究方向为飞行控制、非线性控制、航空电子, E-mail: jhzhu@tsinghua.edu.cn.