

# 基于物理解算的民用飞机气动参数辨识方法研究

吴戴鹏\*, 王磊, 黎先平, 欧阳一方

中国商飞上海飞机设计研究院, 上海 201206

**摘要:** 传统的风洞试验与理论计算无法满足建立高精度飞机飞行动力学模型的需求, 有必要通过试飞后的气动参数辨识来修正其飞行动力学模型。以极大似然法为代表的传统动态激励气动参数辨识法极大地依赖于激励信号设计、辨识算法等, 存在较大的不确定性。本文提出了一种基于物理解算的方法, 利用飞机不同飞行条件下的配平数据, 从物理机理出发, 针对气动静导数条理进行一一解算, 并形成了物理解算法的辨识流程和方案。这一方法可为后续动导数的动态激励辨识减少大量未知参数, 从而提高了整个气动模型的修正精度和效率。研究结果表明这一方法具有较高的可靠性和准确性。

**关键词:** 参数辨识; 物理解算; 气动静导数

中图分类号: V19      文献标识码: A      DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.04.037

为获得准确的气动参数, 建立精确的飞机气动模型, 传统的风洞试验与理论计算已不能满足需求。必须要借助气动参数辨识的手段来解析气动模型中未知的气动参数, 修正气动模型, 最终得到精确的飞行动力学模型, 这对于民用飞机的飞行控制律设计和模拟器试验 (MOC8) 适航验证具有重要意义<sup>[1]</sup>。

目前, 国内传统的气动参数辨识主要是动态激励法, 通过激发飞机纵向及横航向的模式响应, 以最小二乘法、极大似然法等数学方法搜索最优的气动参数。该方法经理论验证表明具有一定成熟度, 然而它也有着其与生俱来的缺点。以极大似然法为例, 当飞机的数据量增加或待辨识参数较多时, 其迭代的效率会大幅下降, 并且若设计的激励信号无法充分激发系统模式时, 往往还会出现辨识失败 (发散或精度变低)。因此, 应用其他方法来提前辨识并锁定部分气动参数, 对于提高其辨识准度和效率具有非常重要的意义<sup>[2,3]</sup>。

此外, 受限于实际的飞行条件, 要让民用飞机在空中状态时, 通过机动动作来充分激励飞机的飞行模式, 对飞行员的操作有非常高的要求, 若机动不能充分激励, 有可能需要反复试验, 增加试验成本。同时, 动态激励法所获得的参数往往物理意义较为有限, 工程实用价值不佳。

本文以某民用飞机纵向气动模型为例, 提出了一种基

于飞机稳定平飞状态下, 利用物理解算辨识气动静导数的方法。该方法通过获取飞机在配平状态下的飞行数据, 组合利用差别化重量 (质量)、重心, 从而解算出飞机气动模型的气动静导数。图 1 给出了飞机气动参数辨识的完整设计思路。

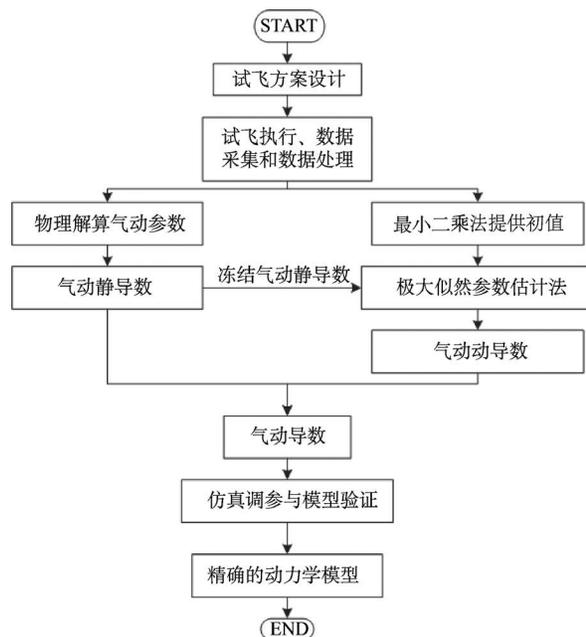


图 1 气动参数辨识流程图

Fig.1 Flow chart of aerodynamic parameters identification

收稿日期: 2018-02-05; 退修日期: 2018-03-26; 录用日期: 2018-03-30

\* 通信作者. Tel.: 021-20864802 E-mail: wudaipeng@comac.cc

引用格式: Wu Daipeng, Wang Lei, Li Xianping, et al. Research on aerodynamic parameters identification of civil aircraft based on physical calculation[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (04): 37-41. 吴戴鹏, 王磊, 黎先平, 等. 基于物理解算的民用飞机气动参数辨识方法研究 [J]. 航空科学技术, 2018, 29 (04): 37-41.

该方案综合利用了物理解算法、最小二乘参数估计法和极大似然参数估计法,以最小二乘法提供初值,以物理解算法提供气动静导数,提高极大似然参数估计法的精度和效率,从而提高整个气动参数辨识的准度和效率。

## 1 数学模型

飞机的升力系数和俯仰力矩系数可以表示为:

$$C_L = C_L(\alpha, \delta_i, \delta_e, \bar{\alpha}, \bar{q}) \quad (1)$$

$$C_m = C_m(\alpha, \delta_i, \delta_e, \bar{\alpha}, \bar{q}, T) \quad (2)$$

式中:  $\alpha$  为迎角,  $\delta_i$  为平尾偏度,  $\delta_e$  为升降舵偏度,  $\bar{\alpha}$  为无量纲迎角变化率,  $\bar{q}$  为无量纲俯仰角速度,  $T$  为飞机推力。

本文提出的基于物理解算的气动参数辨识方法以稳定平飞时的飞机纵向气动模型为基础,且仅研究飞机飞行的线性区。根据小扰动线性理论<sup>[4]</sup>对方程进行线性化:

$$\Delta C_L = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \Delta \alpha + \frac{\partial C_L}{\partial \delta_i} \Delta \delta_i + \frac{\partial C_L}{\partial \delta_e} \Delta \delta_e + \frac{\partial C_L}{\partial \bar{\alpha}} \Delta \bar{\alpha} + \frac{\partial C_L}{\partial \bar{q}} \Delta \bar{q} \quad (3)$$

$$\Delta C_m = \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \Delta \alpha + \frac{\partial C_m}{\partial \delta_i} \Delta \delta_i + \frac{\partial C_m}{\partial \delta_e} \Delta \delta_e + \frac{\partial C_m}{\partial \bar{\alpha}} \Delta \bar{\alpha} + \frac{\partial C_m}{\partial \bar{q}} \Delta \bar{q} + \frac{\partial C_m}{\partial T} \Delta T \quad (4)$$

本文提出的物理解算方法是基于飞机配平来开展的,要求飞机在平稳大气中执行飞行任务,以避免湍流对配平状态飞行数据的影响。此时,对处于定速定状态点的配平飞机而言,推力增量对俯仰力矩的影响可以忽略(  $\frac{\partial C_m}{\partial T} \Delta T$  可认为是二阶小量),且相关的迎角变化率和俯仰角变化率为零(由于随机噪声等干扰的影响,实际配平飞行过程中为小量)。利用扰动量定义,向上述线性化模型引入零迎角升力(俯仰力矩)系数,最终获得辨识模型如下:

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{L\delta_i} \delta_i + C_{L\delta_e} \delta_e \quad (5)$$

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{m\delta_i} \delta_i + C_{m\delta_e} \delta_e \quad (6)$$

式中:  $C_{L\alpha}$ ,  $C_{L\delta_i}$ ,  $C_{L\delta_e}$  分别为升力系数关于迎角、平尾偏度、升降舵偏度的气动导数,  $C_{L0}$  为零迎角升力系数;  $C_{m\alpha}$ ,  $C_{m\delta_i}$ ,  $C_{m\delta_e}$  分别为俯仰力矩系数关于迎角、平尾偏度、升降舵偏度的气动导数;  $C_{m0}$  为零迎角俯仰力矩系数。

## 2 物理解算气动参数辨识方法

飞机在稳定平飞时,在惯性参考系中保持力和力矩的

三轴平衡。因此,在忽略地球自转以及曲率带来的向心力情况下,当飞机保持定常稳定平飞时,有:

$$C_L = \frac{W}{qS} \quad (7)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (8)$$

式中:  $W$  为飞机的重力 ( $mg$ ),  $q$  和  $S$  分别为飞机的动压和参考面积。飞机在平飞情况下,俯仰角速度和迎角变化率均为零,故有:

$$C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{m\delta_i} \delta_i + C_{m\delta_e} \delta_e = 0 \quad (9)$$

即纵向合俯仰力矩为零。因此,利用飞机纵向配平的试飞科目,可以获得飞机相同重量、不同重心组合下的俯仰力矩平衡关系,从而联立平衡方程组辨识出升降舵卸载时的平尾效率。

在获得了平尾效率  $C_{m\delta_e}$  后,将其作为  $C_{m0}$  和  $C_{m\alpha}$  系数辨识的输入,利用不同重量相同重心组合的飞行试验数据可以辨识出  $C_{m0}$  和  $C_{m\alpha}$ :

$$\begin{bmatrix} C_{m0} \\ C_{m\alpha} \end{bmatrix} = \mathbf{A} \cdot \begin{bmatrix} C_{m\delta_i} \delta_{i1} \\ C_{m\delta_i} \delta_{i2} \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中:  $\mathbf{A}$  为飞行当地大气数据获得的数据矩阵,  $\delta_{i1}$  和  $\delta_{i2}$  分别为升降舵在不同重量、重心下的平尾偏度。其中,对于升降舵效率  $C_{m\delta_e}$ ,可利用平尾/升降舵耦合的飞行科目,即升降舵和平尾等效配平原理,由  $C_{m\delta_i}$  计算获得:

$$C_{m\delta_e} = \frac{1}{\eta} C_{m\delta_i} \quad (11)$$

式中:  $\eta$  为平尾与升降舵的偏度比。

至此,按照物理平衡原理,上述已将俯仰力矩静态导数及系数  $C_{m0}$ ,  $C_{m\alpha}$ ,  $C_{m\delta_i}$ ,  $C_{m\delta_e}$  全部辨识完毕。

获得关于平尾和升降舵的俯仰力矩气动导数后,可进一步通过尾容量来解算出  $C_{L\delta_i}$  和  $C_{L\delta_e}$ 。为辨识出  $C_{L0}$  和  $C_{L\alpha}$ ,冻结已辨识出的  $C_{L\delta_i}$  和  $C_{L\delta_e}$ ,在飞机配平状态下利用相同重量、不同重心组合的飞行试验数据辨识得到:

$$\begin{bmatrix} C_{L0} \\ C_{L\alpha} \end{bmatrix} = \mathbf{B} \cdot \begin{bmatrix} C'_{L(1)} \\ C'_{L(2)} \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中:  $\mathbf{B}$  为飞机平飞时获得的大气数据矩阵。  $C'_{L(1)}$  和  $C'_{L(2)}$  为剔除平尾和升降舵升力影响后的升力系数。

为此,可以得到纵向静态气动导数辨识的详细流程,如图2所示。

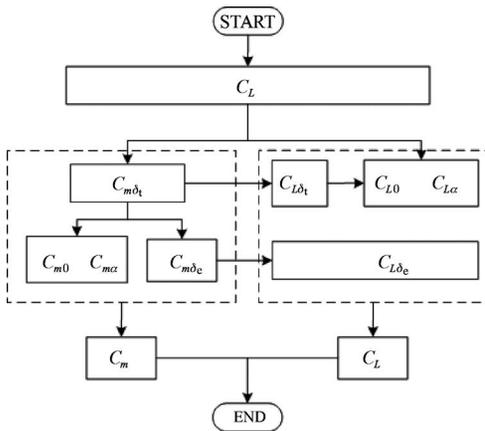


图2 物理解算气动参数流程

Fig.2 Flow chart of aerodynamic parameters identification with physical calculation

### 3 物理解算辨识方法应用

由上述气动静态导数辨识的原理,需选取不同重量重心的组合,选取在前重心和后重心的构型执行纵向配平,利用上述解算原理可辨识出纵向  $C_{m0}$ ,  $C_{m\alpha}$ ,  $C_{m\delta_t}$ ,  $C_{m\delta_c}$ ,  $C_{L0}$ ,  $C_{L\alpha}$ ,  $C_{L\delta_t}$ ,  $C_{L\delta_c}$ 。

以某民用飞机高雷诺数风洞试验数据为研究对象。通过本文的方法辨识该民用飞机的各个静态导数。再与原始数据进行对比,以检验其辨识的效果。

本文选取某民用飞机飞行包线内巡航时一状态点,马赫数为 0.5,高度分别为 2011.68m 和 4358.64m,重量、重心的选择见表 1。

表 1 重量、重心组合

Table 1 Combination of weight and center of gravity

	前重心	后重心
小重量	✓	✓
大重量	✓	✓

基于某民用飞机的本体模型,分别对该民用飞机大重量前重心、大重量后重心、小重量前重心和大重量后重心组合情况下的巡航构型进行定直平飞纵向配平。为确保获取准确稳定配平状态的试飞数据,要求飞机在平稳大气环境中飞行,且无影响飞机操纵品质特性的加改装,对于飞机的平飞状态,要求:(1)保持松杆稳定平飞状态至少 20s;(2)法向加速度稳定,轴向和俯仰加速度为零;(3)高度保持不变;(4)横航向控制偏转为零。

对获取的飞机配平试飞数据进行数据处理,利用物理

解算获得相应飞机正常飞行包线内的纵向俯仰力矩系数静态导数和升力系数静态导数。

由以上的配平计算可辨识出不同重量、重心组合相应包线内状态点的平尾效率。进而利用平尾/升降舵配平等效原理,执行平尾/升降舵耦合试验任务,可分别获得大小重量对应的升降舵效率。具体操纵如下:

(1) 在给定构型下升降舵保持中立,使用平尾配平飞机保持稳定直线飞行 10s;

(2) 在两个方向上分别以一定增量偏转平尾,改变 2~3 种平尾状态,同时操纵侧杆,配平飞机,保持原有飞行状态 10s;

(3) 机动动作过程中侧杆量操纵不超过 1/2;

(4) 在大小重量下各重复动作一次。

利用以上两个飞行科目的桌面仿真结果,将纵向气动静导数解算出来,并获得各状态点下气动导数的信息阵,见表 2,从而获得飞机气动模型纵向在线性段的辨识结果。

表 2 物理解算所得纵向静态导数信息矩阵

Table 2 Information matrix of longitude static derivative from physical calculation

马赫数	高度 /m	俯仰力矩系数静态导数				升力系数静态导数			
		$C_{m0}$	$C_{m\alpha}$	$C_{m\delta_t}$	$C_{m\delta_c}$	$C_{L0}$	$C_{L\alpha}$	$C_{L\delta_t}$	$C_{L\delta_c}$
0.5	2011.68	$\begin{bmatrix} C_{mxi(FL)} & C_{mxi(FH)} \\ C_{mxi(AL)} & C_{mxi(AH)} \end{bmatrix}$				$\begin{bmatrix} C_{mxi(FL)} & C_{mxi(FH)} \\ C_{mxi(AL)} & C_{mxi(AH)} \end{bmatrix}$			
0.5	4358.64	$\begin{bmatrix} C_{mxi(FL)} & C_{mxi(FH)} \\ C_{mxi(AL)} & C_{mxi(AH)} \end{bmatrix}$				$\begin{bmatrix} C_{mxi(FL)} & C_{mxi(FH)} \\ C_{mxi(AL)} & C_{mxi(AH)} \end{bmatrix}$			

注:  $x_i$  分别为 0,  $\alpha$ ,  $\delta_t$ ,  $\delta_c$ ; FL, FH, AL, AH 分别为小重量前重心、大重量前重心、小重量后重心、大重量后重心。

为验证辨识结果的准确性和可靠性,将经过物理解算辨识后的气动导数与原始气动数据进行对比验证。通过对比发现,在仅考虑气动静导数时,升力系数  $C_L$  的辨识结果在线性段与高雷诺数风洞试验吻合很好,纵向俯仰力矩系  $C_m$  在前重心处的辨识效果很好,后重心处在飞机的主要飞行迎角段吻合较好。气动参数辨识结果与风洞试验结果对比如图 3 所示。

### 4 结论

物理解算气动参数辨识方法可以有效地辨识出气动模型的静态导数,该方法仅通过飞机纵向配平及平尾/升降舵耦合科目,利用飞行试验中更容易获得的稳定定常平飞数据,可大大降低飞行员飞行操纵的要求,对建立准确的气动模型和飞行动力学模型具有一定指导意义。

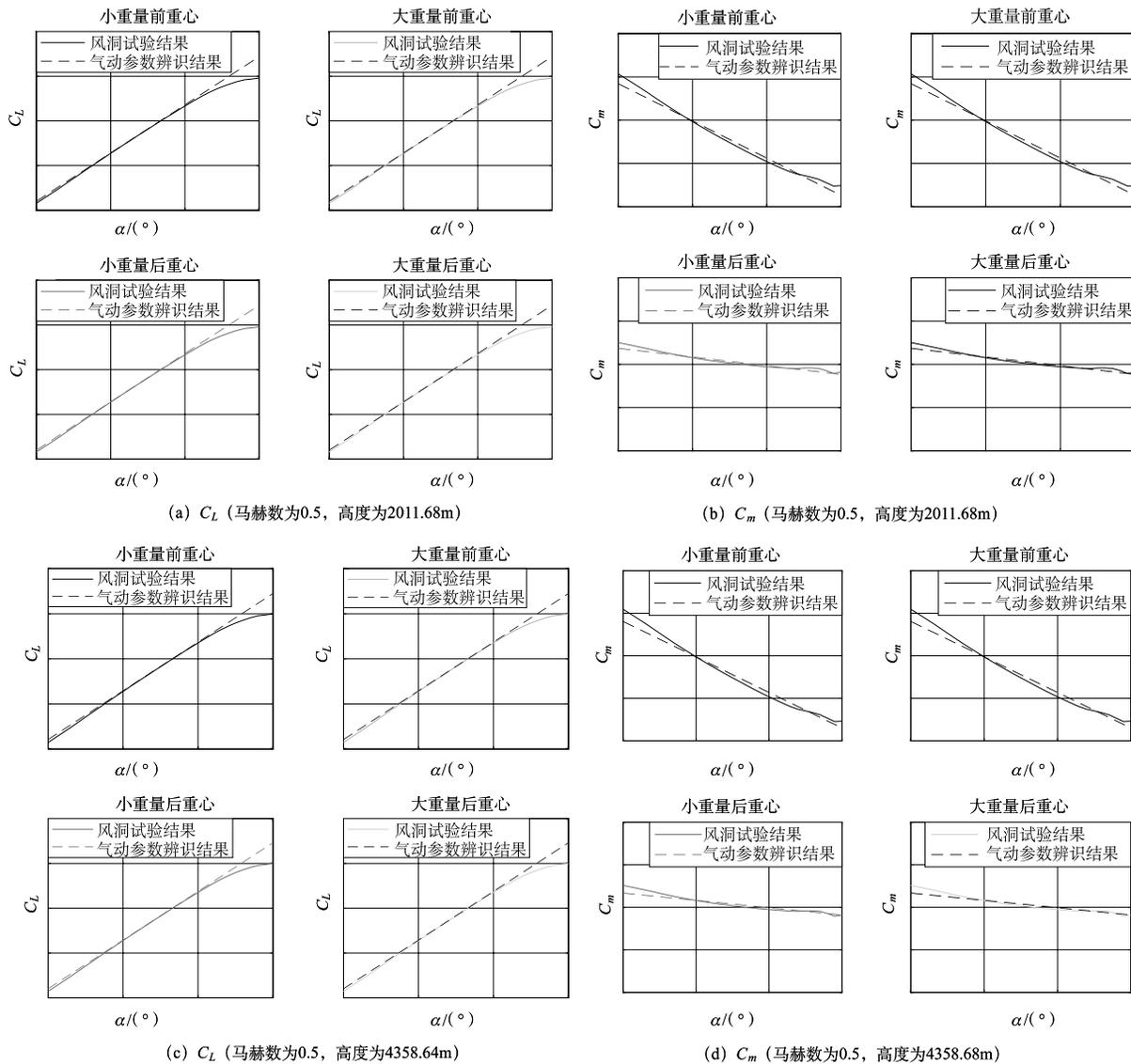


图3 气动参数辨识与高雷诺数风洞试验对比

Fig.3 Comparison between aerodynamic parameter identification and wind tunnel tests of high Reynolds

同时利用该方法辨识出静态导数后,可以利用冻结系数法,再利用传统的极大似然法对动导数进行辨识,此时飞机的未知气动参数大为减少,辨识的效率和精度可以得到显著改善。通过这两步的辨识,再通过进一步的检验机动微调参数,可修正得到更高精度的气动模型。下一步将通过飞行试验对这一方法作进一步的检验和验证。

AST

### 参考文献

- [1] 陈少敏. 飞行器气动参数辨识方法研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.  
Chen Shaomin. Aerodynamic parameter identification for aircraft[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014. (in Chinese)
- [2] 蔡金狮. 飞行器系统辨识 [M]. 北京: 宇航出版社, 1995.  
Cai Jinshi. Aircraft system identification[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1995. (in Chinese)
- [3] Klein V, Morelli E A. Aircraft system identification theory and practice[M]. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [4] 方振平. 航空飞行器飞行动力学 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.  
Fang Zhenping. Flight dynamics of aircraft [M]. Beijing: Beihang University Press, 2005. (in Chinese)

**作者简介**

吴戴鹏 (1992- ) 男, 硕士。主要研究方向: 飞行力学。

Tel: 021-20864802

E-mail: wudaipeng@comac.cc

王磊 (1986- ) 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 飞

行力学。

黎先平 (1966- ) 男, 博士, 研究员。主要研究方向: 飞机总体设计与飞行力学。

欧阳一方 (1982- ) 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向:

飞行力学。

## Research on Aerodynamic Parameters Identification of Civil Aircraft Based on Physical Calculation

Wu Daipeng\*, Wang Lei, Li Xianping, Ouyang Yifang

COMAC Shanghai Aircraft Design Research Institution, Shanghai 201206, China

**Abstract:** Traditional wind tunnel tests or theoretical calculations cannot meet the demand of establishing a high-precision aircraft flight dynamics model. It is necessary to correct the aerodynamic model through the aerodynamic parameter identification after the flight test. The traditional dynamic excitation aerodynamic parameters identification method, represented by maximum likelihood method greatly depends on the excitation signal design and identification algorithm, and has great uncertainty. In this paper, a method based on physical solution was proposed. This method used trim data under different flight conditions. It calculated the aerodynamic static derivatives in order according to the physical mechanism. The specific technical process and scheme for physical identification were formulated. This method reduces lots of unknown parameters for dynamic excitation method. It will improve the efficiency and accuracy. The results show that this method has high reliability and accuracy.

**Key Words:** parameter identification; physical calculation; aerodynamic static derivative

Received: 2018-02-05; Revised: 2018-03-26; Accepted: 2018-03-30

\*Corresponding author. Tel.: 021-20864802 E-mail: wudaipeng@comac.cc