

# 飞行器气动力参数辨识技术的发展与应用

苏晟

(北京航空航天大学能源与动力工程学院 102206)

**摘要:** 对于大气层内长时间飞行的飞行器,如巡航导弹、滑翔导弹,空气动力是影响最大也是最复杂的外力。航空技术的飞速发展,对飞行器的性能指标提出了越来越高的要求。精确的飞行器动力学模型是飞行器控制系统设计与校正,飞行器地面仿真及飞行品质评价的重要前提和基础。本文就飞行器气动力参数辨识技术的发展与应用展开探讨。

**关键词:** 参数辨识;原理;发展;应用

## 引言

飞机在投放副油箱、炸弹等外挂物时,这些投放物在离开飞机的初期,处于飞机的干扰流场之中,它们的运动轨迹与姿态对保证飞机安全十分重要。对于飞机投放炸弹等常规外挂物,分离时只需确保飞机安全即可,而对于空中投放发射的飞行器与载机的分离,既要确保载机安全,又要保证飞行器安全可控。尤其对于外挂飞行器翼面大、质量轻等情形,分离运动轨迹与姿态变化受载机干扰流场影响更加明显,对飞行安全与飞行任务成败影响更大。这就对飞行器分离的干扰气动力数据准确性提出了更高的要求。

## 1 气动力参数辨识技术的原理介绍

有效提高飞行器仿真系统置信度的方式之一是借助精确的气动力数学模型。目前,通过理论计算、风洞实验和飞行试验这三种方法可以建立飞行器数学模型。合理进行简化的过程使理论计算的精确度有所降低;昂贵的试验费用与必存的“洞壁效应”是风洞实验明显的缺陷。长期的实践使人们认识到只有把三种方法结合起来,互相补充,最终得到的飞行器数学模型才能准确、实用、可靠。因系统辨识度与计算机仿真技术的进步而得到了极大发展的气动力参数辨识技术为飞行试验建立数学模型提供了新的可能,并成为重要的手段。气动力参数辨识技术就是根据飞行器在飞行过程中测得的响应时间历程通过参数辨识技术提取真实飞行器的气动参数,为飞行器的后续研究和分析提供依据。

## 2 气动参数智能辨识流程设计

当导弹飞行时,纵横向运动相互耦合,必须采用六自由度运动方程作为导弹动力学系统的数学模型,其中气动参数是未知的。首先给定气动参数的一组初估值,计算六自由度运动方程对输入测量值的响应,并与真实系统输出的测量值进行比较,判断是否满足一定的等价准则,如果不满足,则修正气动参数。反复这一过程,直至满足等价准则为止,从而得到正确的气动参数。智能气动参数辨识方法主要是基于神经网络方法和 SVM 方法。SVM 可以用于对其他方法建立的模型的参数进行训练。SVM 可以对神经网络的参数或六自由度模型的参数,以及其他一些算法的参数进行学习。SVM 可直接利用输入输出数据进行训练,给出训练后的模型,同时给出关注的参数,也可以对经其他方法处理后的样本进行学习。SVM 还可用于子样的扩充,即利用已有的小样本数据作为 SVM 的原始训练样本,寻找 SVM 的最优参数,继而对训练后的模型对小样本数据进行预测扩充。并且,针对在线参数辨识问题,可以将 SVM 方法与神经网络结合使用。即利用 SVM 的快速和少数支撑向量决定结果的特点,设计模型修订策略,在线对已经离线训练好的神经网络模型进行修订。

## 3 投放分离气动力数据可辨识性分析

飞行器气动力参数辨识是将飞行器作为一个动力学系统,采用系统辨识理论与技术,利用飞行器在飞行试验中测得的数据,建立飞行器气动力的数学模型并获得其中的气动力参数值。气动力辨识结果的有效性受气动参数可辨识性、气动力模型、辨识输入数据的

准确性、辨识方法等的影响。针对不同类型的气动数据采用相适应的气动力模型和辨识方法,提高输入数据的准确性,可提高辨识结果的有效性。投放分离干扰气动力受众多参数的影响,经过上述分析简化后,干扰气动力主要与垂直分离距离  $Z$ 、相对俯仰角  $\theta$ 、载机迎角  $\alpha_0$  的变化有关。在分离过程中,  $Z$  与  $\theta$  的变化范围是比较大的,其对干扰气动力的影响更容易辨识出来。由于飞行器的质量固定,载机也都是按照预设的固定方案投放,多次飞行投放时  $\alpha_0$  的变化非常小,因此要辨识出  $\alpha_0$  对干扰气动力的影响非常困难,如果要得到可信的辨识结果需要设计多种投放分离方案,即做辨识输入设计。同理对于投放马赫数、载机侧滑角等一些比较固定的参数,也无法辨识出其对干扰气动力的影响,工程上对这些比较固定的参数的影响进行辨识意义也不大。因此从数据可辨识性和工程应用考虑,本文只对  $Z$  与  $\theta$  的影响进行辨识。

## 4 应用前景

在飞行器的工程研制以及飞行模拟器的开发中,建立准确的飞机气动模型,是飞行控制律参数调整、工程模拟机仿真等工作的前提和基础。采用气动力参数辨识技术可以对试飞数据进行辨识,而对上述建立的飞行器气动模型进行验证和重新修正。在飞机飞行品质评价的过程中,可以利用试飞数据结合气动参数辨识技术,计算出飞机荷兰滚运动模式的阻尼比,这是飞机飞行品质适航符合性评定的重要内容之一。另外,气动力参数辨识技术还可以为飞行器控制系统的设计和改进行提供基本数据,验证和校验飞行器气动参数的风洞试验和理论分析结果,用于飞行器自适应控制和自学习控制的在线辨识,扩展飞行试验范围,进行飞行器失事事故分析等等,还可以减少危险的飞行试验,用来研究大迎角飞行力学所产生的非线性和不稳定气动特性。

## 结语

航空技术的飞速发展,对飞行器的性能指标提出了越来越高的要求。精确的飞行器动力学模型是飞行器控制系统设计与校正,飞行器地面仿真及飞行品质评价的重要前提和基础。

## 参考文献

- [1] 蔡金狮. 动力学系统辨识与建模[M]. 北京: 国防工业出版社, 2016.
- [2] 蔡金狮. 飞行器气动参数辨识进展[J]. 力学进展, 2017(4): 467-478.
- [3] 东, 崔尔杰, 陈则霖. 喷流控制飞行器气动参数辨识方法研究[J]. 空气动力学学报, 2016, 29: 433-438.
- [4] 何开锋, 汪清, 钱炜祺, 等. 高超声速飞行器气动力/热参数辨识研究综述[J]. 实验流体力学, 2015, 25(5): 99-104.
- [5] 余舜京, 程艳青, 钱炜祺. 跨声速气动参数在线辨识方法研究[J]. 宇航学报, 2017, 32(6): 1211-1216.
- [6] 兴举. 飞行器状态空间模型参数在线辨识方法[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2016.