

小尺度试验飞机系统及飞行测试方法

Subscale Experimental Aircraft System and Flight Test Method

西北工业大学航空学院 张 炜 郭 庆 张怡哲

[摘要] 研究了小尺度试验飞机在现代飞机设计过程中的作用,从飞行试验需求的角度分析了试验飞机系统的构成及其功能,进而建立了小尺度试验飞机系统设计框架。针对非常规多操纵面布局飞机的动态测试方法进行了探讨。

关键词: 小尺度试验飞机 非常规布局飞机 飞行试验系统

[ABSTRACT] The importance of subscale experimental aircraft in modern aircraft design is researched. The construction and function of experimental aircraft system is analyzed according to flight test demand. The design framework of subscale experimental aircraft system is built up. The dynamic test method is discussed for unconventional aircraft with multi-control surface.

Keywords: Subscale experimental aircraft Unconventional aircraft Flight test system

常规的飞行试验是指有人驾驶试验飞机的飞行试验,属于试验空气动力学的范畴,这项传统技术已经成为成熟的理论和方法^[1]。但是通常飞行试验处于飞机总体设计的后期,也就是以原型机为平台,通过飞行实测对气动、控制等细节进行评估并指导设计方案的改进、完善和定型。这是一个逆向反复迭代过程,由于原型机研制成本、飞行员人员安全和昂贵的测试设备等因素,其试验成本高、风险大且周期长^[2]。因此必须发展新的试验技术,提高飞机研制效率。

小尺度试验飞机验证系统是以遵循动力学相似理论设计制造的缩比飞行模型为平台,通过遥控、自主飞行和遥测方式开展闭环控制飞行试验研究的综合系统。由试验飞机平台、飞行控制系统、机载飞行参数记录设备、地面遥控遥测设备、通信链路和设备、飞行参数辨识软件等分系统组成^[3]。

在非常规布局飞机初步设计阶段,运用小尺度试验飞机验证技术可在方案设计初期对气动数值计算和风洞试验结果进行飞行验证,预测飞行性能、控制律和控制系统设计,可降低飞机研制风险、缩短研制周期^[4]。运用试验飞机进行技术探索和验证是解决现代飞行器设计领域

中技术障碍和难题、实现技术创新的重要手段。

1 非常规布局飞机飞行试验进展

随着现代飞机性能和品质要求不断提高,飞行器的气动布局与传统飞机布局相比发生了很大的变化。先进的军用飞机为增强高隐身性而采用无尾布局,引入了全动翼尖、嵌入面及阻力方向舵等新型操纵面^[5];未来民用飞机从环保航空概念出发,追求减排、降噪和最佳飞行性能等目标,采用翼身融合、多操纵面冗余控制等技术。这些新的流动控制技术的应用,引出了复杂的非线性动力学耦合分析及建模、多操纵面的控制分配等难题。

在新型布局飞机研制周期中,即便是运用先进的计算流体力学和风洞实验方法进行前期论证,方案设计中仍然存在大量的不确定性因素。美国在先进布局飞行验证方面已经有了几十年的发展,这些科学性的探索对当前美国领先的航空宇航科技水平提升起到了强大的牵引作用。美国在 F-15 研制过程中就开展过小尺度试验飞机试飞研究,对大迎角飞行特性数学模型进行了较好的验证,而费用仅为原型机的 1/30^[4]。

近十年来,小尺度模型遥控试验飞机技术在国际相关研究领域引起了广泛关注,已成为飞行试验研究领域新的增长点。美国西佛吉尼亚大学、英国克兰菲尔德大学等都开展了许多基础性研究工作。德国斯图加特大学建立了基于缩比模型的可变布局飞行试验平台^[5];美国 NASA 兰利研究中心建立了小尺度试验飞机低速飞行试验研究系统,目前正在进行的试飞科目是针对翼身融合体飞机的飞行试验相关研究^[6]。多操纵面耦合控制和噪声特性试验研究是其研究计划中的重点内容。

2 小尺度试验飞机系统关键技术

2.1 试验飞机设计

小尺度试验飞机验证技术中最重要的是明确试飞结果能够在多大程度上反映真实飞机的动力学特性,这一点与实验空气动力学类似,取决于模型是否满足动力学相似准则。即为保证飞行试验结果的科学性,必须保证试验机与原准机在几何、质量、时间及空气动力学等方面达到某种程度上的相似性^[5]。不同的试验科目对相似性

的要求不同,需要研究不同验证科目的动力学特征与相似参数之间的关系。描述飞机气动特性的无量纲气动力(力矩)系数的主要相似参数包括当量角速度、当量角加速度、当量加速度、斯德鲁哈尔数、雷诺数、弗劳德数、马赫数等。当试验飞机与原准机如果能够满足所有的相似条件时,那么无量纲化的气动参数必然完全相同,其各种飞行特性也相同。然而实际上要同时满足上述相似准则是不可能的,通常只能保证主要相似参数相同,也就是所谓的部分模拟^[4]。虽然无法做到雷诺数相似,小尺度试验飞机对于飞行特性的研究是可以接受的。如果进行低速飞行(低于 Ma0.3)则也可以不考虑马赫数相似。因此,小尺度试验飞机以弗劳德数为主要相似参数,使试验飞机与原准机达到运动轨迹和飞行姿态等参数的相似。所以在保证满足几何、重量、转动惯量相似的条件下,小尺度试验飞机飞行测试结果可以用于与原准机的操纵性、稳定性等特性相关的动力学分析和控制问题的研究^[7]。利用风洞试验和数值计算数据指导设计是飞机研制过程不可缺少的环节,但是数据应用效果如何只能等到原型机飞行测试阶段才能得到答案。

2.2 参数识别技术

多操纵面布局飞机在飞行过程中,决定操纵面效能的因素不仅是舵面的气动效率,还包含飞行控制/导航系统软硬件、执行机构等部件的响应特性,其动力学方程具有高阶性、高增益、多模态和非线性特征,因此测试多操纵面效能是一项复杂的系统性试验和系统辨识过程。

基于飞行试验的飞机动力学建模是利用试验测得的飞行数据,通过系统辨识计算得到飞机的动态模型。美国军方飞机操纵品质标准 MIL-STD-1797 对此方法给予了认可。国际领域内的重要期刊和科研机构都很关注系统辨识理论研究进展,其中 Journal of aircraft 曾经以专刊的形式进行研究,并介绍了成果。NASA 的 Langley 研究中心、德国宇航中心(DLR)、NASA Dryden 飞行研究中心等国外研究机构都开展过大量科研项目^[7]的研究。系统辨识技术涉及试验设计、数据预处理、模型结构确定及模型参数辨识等多方面的内容。当系统中所有状态量均可无误差地测量时,可采用方程误差法进行辨识,常用的最小二乘辨识法可看作方程误差法的特殊形式;当状态变量无法全部测量而系统噪声可以忽略时,可采用输出误差法辨识,输出误差法是目前应用最多的辨识方法,它对飞行试验时的气象条件要求较高;当系统方程中的噪声不能忽略时,可采用滤波误差法辨识,此时系统状态量是随机量,需要同模型参数一起估计,目前最常用的估计方法是扩展卡尔曼滤波(EKF)和无迹卡尔曼滤波(UKF)。这三类方法都可在最大似然估计框架下得到解释,可看作特殊的最大似然估计,最大似然类

辨识算法大多具有对应的频域辨识版本。此外还有基于神经网络的辨识方法,以及用于自适应控制、故障检测与控制重构等目的的迭代辨识算法,如迭代最小二乘法(RLS)、带遗忘因子的 RLS、状态扩增 EKF 和状态扩增 UKF 算法^[8]等。以上方法直接用于辨识多操纵面布局飞机的动态模型时面临着巨大的挑战。比如使用输出误差法时,由于状态方程和灵敏度方程本身是不稳定的,加之模型参数初值存在偏差、运动方程和气动模型存在模型误差、飞行试验中包含过程噪声,很容易在仿真和优化过程中出现数值发散现象。用上述经典方法对其进行辨识往往难以得到满意的结果。

多操纵面布局飞机的控制运用多余度、多目标控制效应器的闭环控制系统,飞机的响应是操纵面的协同动作的结果,由于这些操纵面几乎处于同一平面内,用飞行试验数据进行单独操纵面效能的参数辨识是很困难的。因此为了能够验证多操纵面布局飞机的气动模型和控制律,需要先进的参数识别方法和工具。通常飞机的参数识别是在离线情况下使用先前的飞行数据进行分析。机动指令都是提前计划好的,并且按照飞行试验计划来实施。

2.3 飞行测试系统及方法

在飞行试验设计方面,利用小尺度试验飞机开展常规布局飞机飞行测试完全能够运用已经成熟的理论和方法,但多数还仅限于遥控飞行测试,即由遥控操作员实施预先设计的机动飞行,完成测试科目。该方法的局限性在于操作员无法正确及时地感知飞行姿态、航向和过载等操纵响应,所得到的数据与实际试验设计方案偏差太大,无法胜任多操纵面布局飞行特性测试。因此,将无人机技术应用于小尺度试验飞机验证是必然的。

在测试手段和仪器设备需求方面,多种高精度、高性能的微型控制元件,传感器,存储器,数据传输和通讯设备等都可基本满足要求。可调控制律自驾组件能够实现飞行平台的有效控制并能够模拟多操纵面布局的控制分配;地面站界面可实现 HUD 叠加视频图像、飞行参数监控、航迹显示等;数据链可进行空地双向数据和图像传输;传感器包括三轴加速度、三轴角速度、三轴姿态角、高度、空速、迎角、侧滑角、航向、位置、地速、操纵输入量、舵偏角等;数据采集设备能够具有针对上述传感信息进行高速采集、记录、显示和回放功能(视频和数据同步)。构建测试系统的关键是建立满足成本、可靠性和精度等要求的系统集成优化和维护使用的方法。

3 小尺度试验飞机系统综合设计

新概念布局飞机设计中迫切需要在设计初期能够进行动态特性验证的试验方法,不但要求这种方法能够

反映对象飞机真实环境中的动态响应,还要具备效率高、费用低、风险小的优点,并且能够与气动实验、数值计算优势互补,以便建立更精确的飞行动态模型。此外,从空气动力学试验技术的发展来看,也需要借以新的实验理论和方法,丰富研究手段,推动技术发展。多操纵面布局飞机是未来飞机设计发展的一个重要趋势,同时也产生气动力控制耦合等不确定问题。

根据未来新型布局飞机的飞行试验技术需求,本文建立了一种小尺度试验飞机系统,系统框架如图1所示。该系统可实现试验飞机的遥控飞行及自动飞行、高速飞行参数采集、操纵数据采集、数据及视频的传输与记录,飞行参数辨识工程软件。主要技术指标如下:试验飞机有效载荷大于10kg,飞行时间大于60min;测控稳定工作距离不小于50km,传输速率不低于115kb/s;下传及显示总延时不大于40ms,操纵信号上传总延时不大于30ms;空中采集参数包括:三轴加速度、三轴角速度、三轴姿态角、高度、空速、迎角、侧滑角、航向、位置、地速、操纵输入量、舵偏角;机载测量精度优于5%;地面采集参数包括:操纵手动作、所有遥测数据、视频图像;采集和记录速率不小于30Hz,记录时间不小于120min。

本文的小尺度试验飞机系统在某型飞翼布局飞机稳定性和操纵性,以及多操纵面效能测试研究中得到了应用并取得了满意的实验结果。

4 结论

运用小尺度试验飞机进行非常规布局前期设计评估的有效性已经得到实践的检验,并逐渐显示出特色和优势。然而该项技术涉及到实验流体力学、计算流体力学、飞行力学、控制理论、测试技术等多个学科的交叉,无论从实验理论和方法上都需要不断完善。在多操纵面布局飞机研制的概念设计阶段,运用小尺度试验飞机

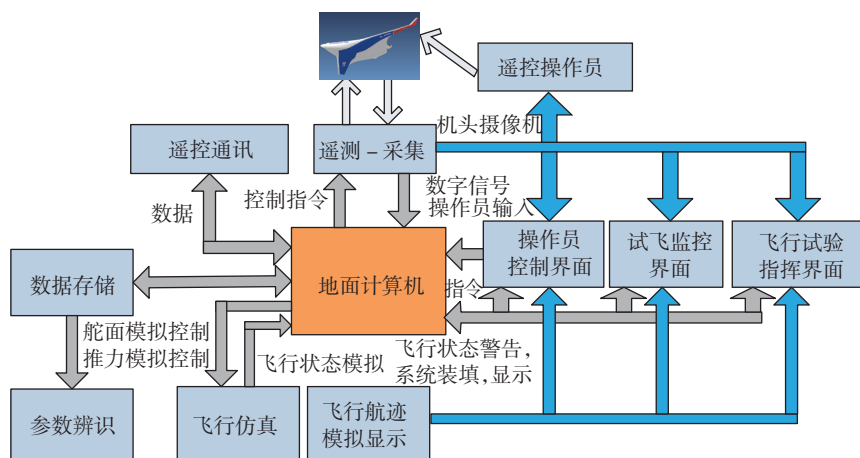


图1 小尺度试验飞机飞行试验系统构成

Fig.1 Construction of flight test system for subscale experimental aircraft

飞行试验技术,探索新型试验方法,对于丰富飞行试验理论体系,拓展飞机实验空气动力学的研究内容等方面具有实质意义。

参考文献

- [1] Owens D B, Brandon J M, Croom M A, et al. Overview of dynamic test techniques for flight dynamics research at NASA LaRC// Proceedings of 25th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 2006.
- [2] Morelli E A. Real-time dynamic modeling-data information requirements and flight test results//Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Honolulu, 2008.
- [3] Wolowicz C H., Jr Bowman J S, Gilbert W P. Similitude requirements and scaling relationships as applied to model testing. NASA, 1979.
- [4] 恽起麟. 风洞试验. 北京: 国防工业出版社, 2000.
- [5] 中国人民解放军总装备部军事训练教材编辑工作委员. 模型自由飞试验. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [6] Regan C. In-flight stability analysis of the X-48B aircraft. AIAA-2008-6571, 2008.
- [7] Morelli E A. Determining the accuracy of maximum likelihood parameter estimates with colored residuals//NASA CR 194893. Virginia, 1994.
- [8] Jordan T L, Langford W M, Hill J S. Airborne subscale transport aircraft research testbed, aircraft model development//AIAA 2005-6432, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Washington: AIAA, 2005.

(责编 亦非)

(上接第84页)

- [8] Akerstrom P, Wikman B, Oldenburg M. Material parameter estimation for boron steel from simultaneous cooling and compression experiment. Modeling and Simulation in Materials Science and Engineering, 2005 (13): 1291-1308.
- [9] Turetta A, Bruschi S, Ghiotti A. Investigation of 22MnB5 formability in hot stamping operations. Journal of Material Processing Technology, 2006 (177): 396-400.

[10] 林建平, 王立影, 田浩彬, 等. 超高强度钢板热冲压成形研究与进展. 热加工工艺, 2008, 37(21): 140-144.

[11] 林建平, 孙国华, 朱巧红, 等. 超高强度钢板热成形板料温度的解析模型研究. 锻压技术, 2009, 34(1): 20-23.

[12] Lin Jianping, Wang Liying, Tian Habin, et al. Research on the hot stamping process of quenched ultrahigh strength Steel// Proceedings of the 2007 International Conference on Advances in Construction Machinery and Vehicle Engineering, 2007: 179-183.

[13] 《有色金属及其热处理》编写组. 有色金属及其热处理. 北京: 国防工业出版社, 1993: 27-28.

[14] 张李明, 刘玲, 贾寓真. 拉伸与轧制预变性对2519A铝合金组织与力学性能的影响. 中国有色金属学报, 2010, 20(6): 1088-1094.

(责编 夏宛)