

大型飞机翼面载荷测量 技术浅析

Brief Analysis of Load Measurement of Wings on Large Commercial Jet

中国飞行试验研究院飞机所 杨全伟 舒成辉 赵 华



杨全伟

高级工程师, 硕士, 主要研究方向为飞机载荷测量与验证飞行试验, 飞机结构强度分析等。

研制新飞机应进行包括飞行载荷试验、地面载荷试验、强度验证试验、动态响应试验、气动弹性稳定性试验、振动试验、航空声试验等内容的结构飞行试验, 以验证飞机结构完整性^[1]。飞机载荷验证飞行试验, 是飞机结构飞行试验的重要内容之一。

飞机使用中作用在飞机上的载荷是结构设计的主要依据, 但在飞机设计阶段, 主要是在理论计算和风洞

飞机使用中作用在飞机上的载荷是结构设计的主要依据, 但在飞机设计阶段, 主要是在理论计算和风洞试验结果的基础上, 根据已有飞机的设计经验进行修正、确定结构设计载荷。修正过程的理论计算和风洞试验不可能完全真实地考虑到影响飞机载荷的所有因素, 由它们得到的结果是否合理, 最终必须根据真实飞行试验测得的载荷和飞行参数, 外推到设计载荷并重新校核结构强度, 并进行载荷设计方法的验证等。

试验结果的基础上, 根据已有飞机的设计经验进行修正、确定结构设计载荷。修正过程的理论计算和风洞试验不可能完全真实地考虑到影响飞机载荷的所有因素, 由它们得到的结果是否合理, 最终必须根据真实飞行试验测得的载荷和飞行参数, 外推到设计载荷并重新校核结构强度, 然后进行载荷设计方法的验证等^[2]。这是结构重构和提高效率、增强飞行性能(主要指战斗机)和飞行经济性(主要指运输机)的主要手段。显然, 飞机载荷验证的首要工作是在真实使用条件下测量飞机载荷。因此, 载荷测量与分析技术也被列为我国发展大型

飞机要突破的10项关键技术之一^[3]。

飞机载荷按使用情况分为飞行载荷和地面载荷。对于飞行载荷, 主要应测量飞机主要翼面上弯矩、剪力 and 扭矩3种载荷的展向分布, 还应测量飞机其他部件包括增升装置、操纵舵面、操纵装置、起落架舱门等的载荷。对于地面载荷, 主要应测量起落架上的垂向、航向、侧向及扭矩载荷, 还应尽量利用飞行载荷测试设备, 切实可行地测量地面操纵中受载严重的飞机其他部件上的载荷。

本文在简要介绍一般载荷测量方法的基础上, 重点分析了飞行载荷中的翼面载荷的测量方法及其最新

进展,探讨了测量大型飞机翼面载荷将面临的问题及解决途径。

载荷测量方法

1 直接测量方法

载荷测量方法可分为直接方法和间接方法。直接方法指压力测量法,就是通过直接测量结构表面的压力分布,从而得到气动载荷的方法;间接测量方法则是通过受载前后结构特征的变化,确定所受载荷的一类方法,比如应变法、变形法等。

压力测量分为脉动压力测量和准静态压力测量,在载荷测量中指准静态压力测量,即测量垂直于机体外表面方向上的静压力,一般方法是采用打孔法。打孔法主要有测压带法和翼型表面打孔法两种,前者是在测压带上打测压孔,后者则是直接在机翼表面打测压孔,但两种方法的测压原理是相同的。在测压部位上钻制测压孔,并要求孔壁无倒角、无毛刺以及孔中心线与测压表面严格垂直。压力传感器与测压孔直接连接或通过不太长的导管相连接,结合处要求密封。传感器通过电缆与记录设备相连,将压力的电信号传输给记录设备。由于实施打孔和安装传感器要求尽量与飞机部件装配同时进行,所以测压试验的难度一般较大。此外,也可用薄片型压力传感器贴在飞机外表面,信号传输导线引入机体,进行压力测量;另外,人们也对用排管法测量压力分布做了探索^[2]。压力测量法主要用于分布载荷的测量。

2 间接测量方法

(1) 应变法。

首先在部件主要受力元件上粘贴应变计,并根据载荷测量需要组成应变测量电桥。然后进行地面加载试验,对应变电桥进行校准,建立欲测载荷和电桥输出的关系—载荷方程。在飞行中,结构受载变形,应变电桥产生输出,记录此输出,根据地面校准得到的载荷方程反算得到飞

行实测载荷。其实,这是一种既可用于飞行载荷的测量,也可用于地面载荷的测量的方法,被认为是标准的、唯一通用的载荷测量方法,得到了广泛应用^[4]。

(2) 变形法。

考虑到一些工程实际问题,如应变计在某些材料(例如钛)上的粘贴性、应变计引线对飞机重量的影响以及应变计会受物理损坏、温度、疲劳、粘结剂老化、冷纤焊接头、电磁干扰等一些其它因素的影响,因此美国在F/A-18飞机上开展了用变形测量系统确定气动弹性变形,通过变形与受载的关系,间接测量载荷的研究^[5]。地面校准中,在记录校准载荷及其作用下的结构应变的同时,也记录了结构变形,采用回归方法,分别用应变数据和变形数据与所加载荷建立载荷方程。飞行阶段则要记录结构应变数据和机翼变形数据,飞行后则用完全类似于应变法的处理过程,得到变形法的测量结果。事后还可对变形法与应变法得到的结果进行比较,结果显示,两种方法得到的弯矩载荷方程的相关性较好,而扭矩载荷方程的相关性稍差,分析其原因可能有结构滞后、机械间隙和测量的分辨率等几个方面。

变形法与应变法相比,其缺点和局限性也很明显:飞行中的变形测量是一个还不太成熟的领域;对相对刚硬的结构,可能得不到很好的结果;另外,飞行环境也使变形测量有困难,例如光学变形测量系统在正对日光时会失效。

最新技术及方法

1 应变测量技术

如前所述,应变法技术成熟、实用性好、工业支持较强。人们围绕应变法,开展了多方面的创新研究。

应变测量方面,现有应变传感技术在分辨率和时间响应性能方面已经非常好了,然而其必须要导线连

接、供电电源和昂贵的应变采集设备等问题,则严重削弱了其在飞机应变测量方面的优势,导线及测试设备的附加重量影响飞机原有性能,从而影响待测载荷情况飞行状态的实现;应变采集设备记录通道能力的不足,则限制结构应变测量的数量及位置分布,制约着飞机载荷测量的精度。为此,发展了一种新颖的被动无线应变传感器^[6],这种传感器用一种串联于交叉指型电容器的平面电感器,取消了传统传感器为了电源供给和信号传输而设置的连线,这种方法在结构健康监测等领域已经应用。

光纤传感器利用光导纤维作为传感器主要元件,应用于结构应变、温度等物理量的实时测量。较之传统电阻丝应变计,光纤应变传感器克服了易受周围电磁场干扰、零点漂移较大、温度补偿复杂等缺点^[7,8]。特别是有一种光纤分布式应变传感器系统,可用来测量全部光纤长度范围内的应变,将其铺设成二维或者三维的形状,在飞机、宇宙飞船等结构中形成智能监控结构,可精细测量和监控结构健康状态^[9]。这种分布式应变测量手段,对下文将提及的基于统计的和基于有限元分析的反插值方法也是一个有力支持。

2 传统应变计法中载荷方程的推导方法

载荷方程推导方面,传统的方法是线性回归法^[10],这种方法的基础是结构遵循线性响应假设,而实际结构往往在中等载荷作用下还呈线性,但在大载荷作用下则出现明显的非线性,尤其对新型的复合材料整体结构及大型飞机的大展弦比机翼而言,线性回归法可能会有严重误差。因此人们分别用奇异值分解法^[4]、神经网络法^[11]做了探索工作。

对基于将测量应变与所加载荷进行回归分析建立载荷方程的应变计法的一个基本要求是必须施加数量充分的、大小及作用点位置准确已

知的校准载荷,以保证用得到的载荷方程反算欲测载荷的“信噪比”。但施加载荷既费时又费力,为此,人们做了大量的研究探索,企图减小校准工作的强度。奇异值分解(SVD)在最优化问题、最小二乘法问题、统计学等领域有广泛应用,在传感器载荷校准领域,人们探索了一种应用奇异值分解的新方法,这种方法仅需理论上数量充分的校准载荷的准确信息,而其余校准载荷则不必知道其载荷大小和作用点位置等信息,从而减小载荷施加的工作量及测量难度。这种方法在传感器校准技术中的研究较多^[12-14]。在飞机载荷校准领域,人们已经开始研究利用奇异值分解在解决最小二乘法问题中的理论,建立推导载荷方程的新方法,但这种方法的好处还有待进一步验证^[4]。是否能借鉴奇异值分解在传感器校准中的成功经验,将其应用于飞机载荷校准中,以期降低载荷施加复杂性、减少试验消耗、提高校准精度,更是一个有待研究的课题。

神经网络法是一种不依赖于初始模型格式的信息处理方法,鉴于结构非线性问题日益突出的现实,人们研究了利用神经网络信息处理技术建立载荷方程的方法,取得了较理想的结果。然而,这种方法的收敛性很大程度上依赖于所选的参数组合,参数组合若不恰当,则可能是发散的。

3 一种基于统计的载荷测量方法

获取飞行载荷的传统应变计法要通过地面应变计校准,以得到校准数据并要推导具有满意精度的载荷方程,而一种直接关联飞行应变和地面数据的载荷估计方法则不同。

该方法通过最小二乘回归分析确定飞行和地面数据之间固有的结构最优拟合线性模型,而不用传统应变法的载荷方程,并方便地用结构应变响应的统计概念确定和排除偏离模型的应变。这种方法符合了当前的几个发展趋势:较小试验矩阵、校

准载荷为飞行状态分布载荷和所采集的数据的最大化应用等^[15, 16]。

4 基于有限元的计算分析方法

(1) 有限元分析应变计校准。

有限元法目前已成成为结构分析必不可少的手段,近年来,人们又将其引入了结构试验领域^[4, 17-19]。美国一直非常重视飞机载荷校准试验技术的研究,早在70年代就开展了利用有限元分析辅助飞机载荷校准试验的研究^[4],尤其在F/A-18飞机的载荷校准试验中,用有限元分析预测了试验可能产生的变形,改进了试验设备,优化了试验程序,确保了试验顺利进行^[20]。国内有限元理论研究处于国际先进水平,在航空结构分析等工程应用领域积累了丰富的经验,具备了大型复杂结构的分析能力^[21]。近几年,开展了利用飞机静力试验数据修正和确认全机有限元模型的研究工作^[22],进行了构建飞机结构强度静力试验计算机仿真系统的探索^[23, 24]。在载荷校准方面,初步掌握了有限元分析应变计载荷校准的核心关键技术,具备了一定的工程处理经验^[25, 26]。

(2) 基于有限元分析的反插值方法。

针对下一代飞行器的结构健康监测问题,人们建立了包括一种反公式的基于有限元的方法^[19],该方法用所测结构表面应变反推飞行器实时载荷、应力和位移等,从而精确、实时地确定用以建立结构健康监测信息数据库的飞行载荷、应力和位移。该方法以给定结构的标准有限元模型为核心,反插值公式基于所受载荷的参数估计,通过将计算的和测量的应变最小二乘来构建。这种方法产生线性代数方程的控制系统,并提供精确定义载荷近似值的未知系数。

大型飞机载荷测量面临的问题和解决途径展望

经过几代人的卓越工作,我们已

经掌握了一套规范的载荷测量方法,完成了多个型号飞机的载荷测量工作。我国大型飞机的立项,给载荷测量技术带来新的挑战,同时也是我们提高技术能力的一个难得的机遇。

首先,大型飞机机翼结构上的特点,如大展弦比、带动力装置等将带来载荷测量方法和实施方面的一系列问题,我们必须从方法上大胆创新,改进应变测量技术、试验设计手段和试验实施方法等。针对大型飞机受载面积大的特点,应研究光纤分布式应变测量系统的工程应用问题,克服传统应变计在测量大面积范围应变时,引起的测点多、改装工作量大和对测载对象影响大等潜在问题。在以有限元为核心的“数字化”设计取得成功的背景下,共享有限元模型资源,应用于载荷测量,而节省日益昂贵的人力资源,将是必然的发展趋势和问题解决途径。要加强加载方式和设备的研制,满足大型飞机载荷校准时大载荷、大变形、大范围分布等需求,同时也要加强新方法的验证和测量结果评估方法研究。

其次,大型飞机的使用特点,决定了阵风载荷测量将是一个不容回避的问题,而我们在这方面尴尬的“零储备”现状,促使我们必须加大研究力度,才能确保我们的“大飞机”达到适航标准,并具有国际竞争力。

最后,为了保证载荷测量飞行试验的顺利进行,要加强飞行员的培训,以适应飞机适航飞行试验的要求,特别是实施阵风载荷飞行试验时用机动飞行状态模拟阵风载荷情况的飞行技术培训等。值得期待的是虚拟训练,有针对性地开展阵风载荷环境的模拟技术,在虚拟现实环境下使飞行员进行以模拟阵风载荷为目的的机动飞行驾驶技术训练。

注:本文有参考文献26篇,因篇幅所限,未能一一列出,读者如有需要,请向编辑部索取。(责编 侧卫)