

全尺寸飞机结构试验技术

Evaluation of Full Scale Aircraft Structure Strength Test Technology

强宝平 / 中国飞机强度研究所

导读:全尺寸飞机结构试验是以对真实的飞机结构施加外载的方式,模拟其在使用中可能遇到的受载情况。通过测量飞机的响应,核对其设计是否达到要求,检验飞机是否安全可靠。全尺寸飞机结构试验作为一种传统的、可靠的验证手段,一直占据着不可替代的重要位置。本文结合飞机结构试验技术的发展,对全尺寸飞机结构试验相关技术进行了分析。

关键词: 飞机结构试验; 载荷施加; 试验控制; 试验测量; 无损检测; 虚拟试验

Keywords: aircraft structural strength test; loading application; test control; test measurement; nondestructive inspection; virtual test

0 引言

在飞机研制过程中,普遍采用“积木式”验证策略。即从材料和元件的性能测试开始,逐级对典型细节、组件、部件结构和全尺寸结构的设计和分析进行充分的试验验证。因此,全尺寸飞机结构试验位于“积木式”验证规划的顶

层,对整个设计过程进行最全面、最接近真实的验证。

近年来,随着虚拟试验技术的快速进步,有逐步替代和减少物理试验的趋势,但全尺寸结构验证试验仍然是不可缺少的。对此,军机规范和民机适航条例均有明确的要求,通过全尺寸结构验证试验

是型号定型或取证的必要条件之一。

1 全尺寸飞机结构试验技术

全尺寸飞机结构试验是在试验室中,通过对真实的飞机结构施加外载的方式,模拟飞机在使用中可能遇到的受载情况。通过测量其响应(如应

变、应力、应变、位移、温度等),常高,采用离心压气机,大量采用整体结构件,大部分技术与中小型航空发动机有通用性。APU的研发主要依靠中小型航空发动机的设计技术开展。因此,辅助动力装置发展应充分借鉴中小型航空发动机型号研制的成功经验,充分吸取中小型航空发动机预先研究成果,充分利用中小型航空发动机试验技术基础,发挥中小型航空发动机行业力量,协作发展。

APU有其自身的技术特点,涉及的关键技术较多,如高压比高效率单级离心压气机设计、宽广喘振裕度压气机设计、双模态燃烧室设计、高效向心涡轮设计、双金属整体叶片盘制造、全权限数控系统设计等技术,应通过先期开展系统

深入的预先研究,打好基础,稳步发展。

APU产品有系列化发展的特点,如美国霍尼韦尔公司的GTCP36型APU,有40多种产品,功率从96.9kW到370kW,广泛用于战斗机、运输机、直升机和民航客机上。

由表1可见,国外军用战斗机的GTS功率在100 kW左右,直升机多功能APU当量功率在100 kW左右,新型战斗机、运输机、150座左右大型客机APU当量功率在400 kW左右。因此,APU的发展一定要注重技术水平先进的100 kW级燃气涡轮起动机、100 kW级辅助动力装置、400 kW级辅助动力装置的平台建设,在这三大平台基础上进行局部改进改型。

参考文献

- [1] Lanham J C, Wigmore D B. Next generation aircraft auxiliary power systems[R]. SAE 1999-01-1378.
- [2] Klaass R M. Power system for 21st century fighter aircraft[R]. SAE-TP-892253.
- [3] 于敦. 飞机第二动力系统[R]. 航空情报研究报告HY89002, 1989-1.

作者简介

李东杰,中航工业微小型发动机首席技术专家,中航工业动研所副总师,研究员,长期从事航空发动机、辅助动力装置和地面燃气轮机总体设计研究工作。

力、变形、转角、位移、频率、振幅等), 核对其设计要求是否达到, 检验其是否安全可靠。

全尺寸飞机结构试验包括静力、刚度、疲劳、损伤容限、地面共振等, 本文主要介绍全尺寸飞机结构静力和疲劳/损伤容限试验技术。

全尺寸飞机结构静力和疲劳/损伤容限试验属于准静态试验, 涉及试验的规划、载荷的获得、载荷的施加、试验的控制、测量和损伤的检测等技术。

1.1 试验规划

飞机在研制过程中, 试验的总体设计和规划对于化解技术风险、缩短研制周期具有非常重要的意义。

由于积木式验证策略的采用, 全尺寸飞机结构的重点已转移到对总体传载、连接结构和载荷综合效应的验证等, 缩短了试验周期。

在试验规划中, 重验证试验轻研发试验, 即前期积木式验证不充分, 会造成全尺寸结构试验验证的项目过多, 技术风险增大。要改变这种现状, 在飞机研发的过程中, 必须重视试验验证的总体规划, 加强前期的基础研究和积木式验证, 分散和减轻全尺寸结构试验验证的技术风险。

1.2 试验载荷

飞机在飞行中承受的外载包括升力、重(惯性)力、推(拉)力和阻力。这些外载通常是由分布载荷和一些集中载

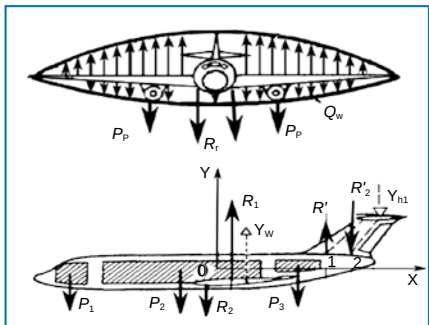


图1 飞机外载的形式

荷构成的(图1)。

试验载荷(谱)的确定需综合考虑飞机的飞行包线和任务剖面, 筛选其使用中可能遇到的最大受载工况作为结构设计和静力试验的载荷, 根据各种飞行工况及其对应的频次确定疲劳试验的载荷谱^[1]。

全尺寸飞机结构静力和疲劳/损伤容限试验的试验载荷(谱)通常以试验任务书的形式给出, 一般要经过载荷简化处理才能变为试验实施载荷。

在全尺寸飞机结构疲劳试验中, 需要用有限的加载点和确定的杠杆系统来模拟几十种甚至上千种试验载荷工况, 其载荷处理与优化技术是一个难点。

针对全尺寸飞机结构试验, 我国开展了试验载荷计算和处理方法的研究工作, 应用带多种约束的最小二乘法, 解决了考虑机翼展向和弦向分布的载荷优化问题^[2], 研究成果成功地应用于多个型号的全尺寸飞机疲劳试验。

1.3 载荷施加技术

在飞机发明的初期, 采用的是在飞机结构上堆沙袋、站人等方法, 模拟飞机在使用中的受载情况。随着飞机尺寸和载荷的增大, 上述方法的局限性日益突出。二战后期, 得益于飞机液压操控技术的进步, 液压加载装置被应用到了飞机疲劳试验中, 结合加载卡板、拉力垫和杠杆系统等载荷引入方法, 实现了加载方式的突破^[3]。

我国的试验技术师承前苏联, 试验加载主要采用胶布带杠杆系

统。这种加载方法具有设计简单、实施方便、传载准确等特点, 一直是国内结构试验的主要加载方式^[4]。但所采用胶布带只能传递单向拉载, 且局部传载不均匀, 不适用于一些对面外载荷敏感的材料(如夹层复合材料), 以及需双向加载的结构的试验。

近年来, 随着我国新型飞机的研发, 对全尺寸飞机结构试验也提出了更高的要求, 一些新型的载荷引入方式和装置已成功地应用于飞机结构试验, 包括新型拉压垫、硬式连接双向加载杠杆系统等。

1.4 试验件支持与约束技术

在全尺寸飞机静力/疲劳试验过程中, 对试验件施加的外载理论上应是平衡的。但由于加载误差和结构变形的影响, 试验件上会产生少量不平衡力和力矩。为了保持试验件的姿态, 保证试验载荷的施加, 必须支持并约束试验件。

试验件支持与约束点的设计应遵

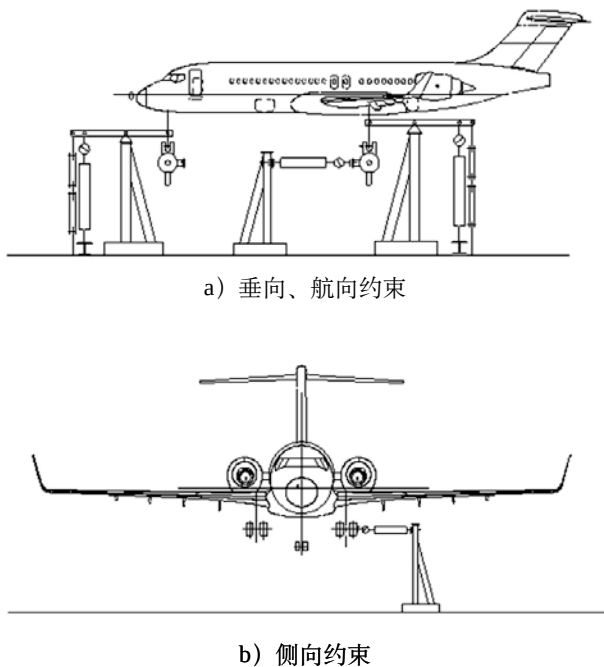


图2 全机试验悬空支持

循以下原则:支持与约束点应远离考核部位,以免影响其真实传力;应选取试验件相对刚硬的部位,以保持试验件姿态的稳定;通常要求支持和约束是静定的。

通过三个起落架将飞机悬空支持并静定约束是一种常用的方案(图2)。该方案将三个起落架通过假轮悬吊于杠杆的一端,杠杆另一端设置位移控制作动筒,在主起落架处设航向约束和侧向约束。该约束方式通过多个试验验证,安全可靠,已是全尺寸飞机静力/疲劳试验通用的约束模式。

1.5 试验控制技术

早期的机械、液压加载方式要靠人工调节载荷的大小,难以完成复杂的试验加载,特别是多通道协调加载。而随着电液伺服技术和计算机技术的发展,使得由计算机控制的多通道协调试验加载成为可能。

典型的多通道协调加载控制系统采用的是“PIDF+静动踏步”控制策略,即各通道采用闭环反馈误差调节控制,而通道间的协调同步则采用“踏步等待”来实现。这种策略具有技术成熟、适应性强等优点,但控制品质和效率难以进一步提高。

2005年,FCS公司与空中客车公司共同开展了“快速准确的疲劳试验(Fast and Accurate Fatigue Testing)”项目,历时两年多时间,形成了新的控制技术和控制软件,并应用于空客飞机的疲劳试验中^[5]。

2009年,MTS公司推出了CCC(Cross-Coupling Compensation)技术,用于克服控制通道间的相互干扰,以提高疲劳试验的加载速率。

目前,国内结构试验中使用的多通道协调加载控制系统主要是引进的MTS或MOOG系统,这些系统具有技术先进、性能稳定等特点,但接口开放有限,对于特殊的试验控制需求,如参数

自动优化、自激抑制、可控应急卸载等,则实现困难。

1.6 试验测量技术

由于受技术条件的限制,早期的全尺寸飞机结构试验还无法开展真正意义上的结构响应测量,也无法准确验证飞机结构是否满足强度要求,直到电阻式应变计和位移传感器的出现,针对飞机结构响应的测量才进入了一个全新的时代。如今,电阻式应变计和位移传感器依然是全机结构试验应变和位移测量的主要工具和仪器。同时,随着电子信息技术和计算机技术的发展,原有的手动测量方式也逐步被全自动测量方式所取代,提高了试验测量的效率。

电阻式应变计具有灵敏度高、使用简单的优点。但由于需要对每个应变计进行人工标识,无法保证其准确性,容易出现张冠李戴。TID(Transducer Identity)技术有效弥补了这一缺陷。TID是一种电子标签,可对应变计进行标识和传递,减少了人工在应变计信息传递过程中的不确定性,降低了出错率。

我国在电阻式应变计、位移传感器和数据采集设备均实现了国产化,设备性能指标达到国际先进水平,并已成功应用于全尺寸飞机结构试验。我国开展的非接触式应变、位移测量方法的研究工作,部分研究成果已经或准备应用于全机结构试验。

如今,以数字全息干涉法^[6]、电子散斑干涉术^[7]、自动网格法^[8]、数字散斑法^[9]等为代表的非接触式应变测量方法也得到了广泛的研究,成为了全尺寸飞机结构试验应变测量技术的发展方向。

1.7 损伤检测技术

早期的飞机结构损伤检测主要采用光学—目视检查方法,该方法操作简单、检查范围广、成本低。目前,该方法

依然是飞机结构损伤检测的重要方法之一。但是,由于人眼的分辨率低,该方法无法检测宽度小于0.01mm的裂纹。

为了弥补光学—目视检查方法的不足,科研人员开展了一系列无损检测技术的研究工作。先后推出了渗透检测技术、磁粉检测技术、超声波检测技术、涡流检测技术等无损检测技术,并成功应用于飞机结构的损伤检测。

随着新材料的应用(尤其是复合材料在飞机设计生产中的大量使用)、飞机结构和制造工艺的不断更新以及对结构损伤快速检测要求的不断提高,上述无损检测方法的局限性也日益明显。针对这些问题,科研人员又相继研发了红外无损检测技术、微波检测技术和声发射检测技术,并得到了成功应用,尤其是声发射检测技术,更是开启了结构损伤连续动态监测的新时代。

为了及时、准确发现结构损伤,降低试验风险,缩短试验周期,降低试验费用,我国也一直致力于结构损伤检测新技术、新方法的创新研究工作。针对新材料、新结构、新工艺开展了红外热成像检测技术、超声相控阵检测技术、晶相分析,数字式超声C扫描系统研发等工作。作为传统无损检测方法的补充手段,这些技术已在多个飞机结构试验中进行了应用。

在结构损伤动态监测方面,我国科研人员通过基于压电和声发射技术的损伤监测方法,研制了结构健康监测(SHM)系统^[10],实现了试验中对飞机结构实时监测。该技术对于及时发现结构损伤、提高结构安全性和降低结构维护成本具有重要意义。

1.8 虚拟试验技术

虚拟试验技术始于20世纪80年代,是以建模与仿真、计算机测量与控制、计算机网络与通信、可视化与虚拟现实



图3 飞机结构虚拟试验场景

等技术为基础,通过建立虚拟实体和虚拟环境进行的一种试验技术^[11-12]。作为一种针对物理试验的辅助试验技术,虚拟试验技术在试验风险点分析、试验件结构危险部位分析等方面对于飞机结构试验进行了有益的补充。

我国在飞机研制过程中也一直致力于全尺寸飞机结构虚拟试验技术的研究。中国飞机强度研究所的科研人员通过MSC SimManager仿真管理平台,研制了飞机结构虚拟试验系统(图3),并得到了成功应用^[13]。应该指出的是,我国还处于虚拟试验技术发展的初级阶段,虚拟试验技术依然任重道远。

2 试验基础设施

拥有大规模的试验基础设施是航空强国的重要标志,如俄罗斯至少拥有3个100m×100m的飞机强度试验厂房;乌克兰的安东诺夫也拥有1个100m×100m的强度试验厂房;美、德、法、英等国同样也拥有多座大规模的航空结构强度综合研究试验厂房。

在国家的大力支持下,我国飞机结构试验的场地规模不断扩大,试验能力不断提高,达到了国际先进水平。目前,中国飞机强度研究所现有5个全尺寸飞机结构静力/疲劳试验厂房,其中

最大的一个120m×90m,厂房地坪承载能力为10~20t/m,设有多台10t以上的吊车、9000kN·m和18000kN·m的承力墙,具备同时满足数架200t以上飞机结构试验的能力。

3 结束语

全尺寸飞机结构试验技术在世界各国的飞机研制过程中发挥着举足轻重的

作用。我国通过汲取国际先进经验和自主研发相结合的道路,经过科研人员50余年的不懈努力,形成了以试验设计技术、载荷施加技术、试验控制技术、试验测量技术、损伤检测技术以及虚拟试验技术为核心的全尺寸飞机结构试验技术体系,试验规模和试验能力达到了国际先进水平,在结构强度验证方面为我国飞机型号研制和定型提供了强有力的技术支持和保障。

与航空发达国家相比,我国在试验整体规划的合理性以及试验技术的先进性方面还存在一定的差距。因此,在取得成绩的同时,我们更应正视不足,继续紧扣技术发展前沿,进一步完善试验技术体系,更好地为我国飞机研制保驾护航。

AST

参考文献

- [1] 王裕昌,等.飞机设计载荷计算指南:地面载荷[Z]. 西安:航空航天工业部科学技术研究院飞行试验研究院,1990.
- [2] 冯建民.复杂疲劳设计载荷谱到试验载荷谱转化处理方法研究[J]. 结构强度研究,1999(1).
- [3] Molent L. The history of structural fatigue testing at fishermans

bend Australia[R]. DSTO-TR-1773, 2005.

[4] 王凤山. 飞机结构强度试验实用指南[Z]. 西安:中国飞机强度研究所,2007.

[5] Karel G. Fast fatigue testing and fast setup[C]. Aerospace Test Expo 2006 Europe.

[6] Seebacher S. et al. The determination of material parameters of microcomponents using digital holography[J]. Optics and Lasers in Engineering, 2001 (36).

[7] 孙平,等. 三维电子散斑干涉技术及其应用[J]. 光学学报,2003(7).

[8] 冯传玉,等.应用自动网格法测量带孔洞大样品的变形[J]. 实验力学,2001(4).

[9] Guastavino R, Goransson P. A 3D displacement measurement methodology for anisotropic porous cellular foam materials[J]. Polymer testing, 2007(26).

[10] 孙侠生,肖迎春,张积广,等.飞机结构健康监测技术进展及发展趋势[J]. 结构强度研究,2009(1).

[11] 支超有,唐长红. 现代飞机系统虚拟试验验证技术发展研究[J]. 航空科学技术,2010(6).

[12] 杜承烈,陈进朝,尤涛. 虚拟试验软件平台技术的研究与展望[J]. 计算机测量与控制,2011(3).

[13] 万春华,付智才. MSC Sim Manager环境下飞机结构静强度虚拟试验流程管理[J]. 航空制造技术,2011(7).

作者简介

强宝平,中航工业强度设计和验证技术首席技术专家,中航工业飞机强度研究所副所长、总工程师,长期从事飞机结构强度研究工作。