

某型民用运输机主起落架 连接区结构静力试验

Static Strength Test of the Main Landing Gear Attachment Structure of a Type of Civil Aircraft

陈博 陆慧莲 / Chen Bo Lu Huilian

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

飞机静力试验是飞机试验的重要内容之一,是验证飞机结构强度和静力分析正确性的重要手段。为验证某型民用运输机主起落架连接区结构满足静强度要求,以及有限元计算分析的正确性,在静力试验飞机上进行了主起落架连接区结构静力试验。通过全机有限元模型和细节有限元模型分析计算,进行加载、应力\应变、位移试验数据与有限元计算值的分析对比,计算值与试验数据符合较好。

关键词:民用飞机;静力试验;有限元;主起落架

[Abstract] Static strength test is one of the important tests for an aircraft and an important method to verify structural strength and static analysis for an aircraft. To validate the safety of the main landing gear attachment structure of a type of civil aircraft and the results of finite element analysis (FEA) model, a static structural test of the main landing gear attachment structure is performed on the static strength test aircraft. The load, stress/strain and displacement test data are compared with the analysis result of the aircraft finite element (FE) model and detail FE model. The results show that the FEA are in good agreement with test data.

[Key words] Civil Aircraft; Static Strength Test; Finite Element Method; Main Landing Gear

0 引言

飞机静力试验是飞机试验的重要内容之一,通过静力试验可以观察和研究飞机结构或构件在静载荷作用下的强度、刚度以及应力、变形分布等情况,是验证飞机结构强度和静力分析正确性的重要手段。全尺寸飞机结构静强度试验为飞行试验计划顺利地执行提供保证,包括飞行载荷测量和验证试飞^[1]。主起落架通过飞机主起落架连接区的前接头、主接头及侧撑杆梁与飞机连接。主起落架连接区结构属于主要结构件,即PSE(Primary Structure Element),飞机在空中时,连接区结构承受并传递的主起落架惯性载荷并不大,但在最关键的起飞和着陆两个阶段,连接区结构承受并传递来自地面的反力,对飞机的安全考核至关重要。主起落架连接区结构载荷工况复杂、受载严重,其中主接头为全机

受载最大的结构件,必须通过试验来验证主起落架连接区结构能够满足强度要求^[2]。

静力试验飞机是一款专用于地面静力试验的飞机,为了更加真实地反映主起落架连接区结构的载荷传递,以及机翼和机身支持刚度对载荷分配的影响,主起落架连接区结构静力试验在静力试验飞机上进行。试验完成后,通过全机有限元模型和细节有限元模型分析计算,进行了加载、应力\应变、位移试验数据与有限元计算值的分析对比,结果表明计算值与试验数据符合较好。

1 结构简介

起落架在飞机上的布局形式主要有:单主轮式;后三点式;双自行车式,如B-52轰炸机;自行车式,如“鹞”式战斗机;前三点式;多个车架式,如波音747。前三点式布局在飞机重心后布置一对主

轮,在远离重心的前面布置一个前轮。决定民用飞机主起落架连接区结构形式的因素主要有:总体、气动布局;机翼和机身结构布局;机翼翼型高度,增升装置布局;主起落架结构形式、收放形式等。常见的主起落架连接区结构形式有:辅助梁式结构,如波音 727 ~ 767 等机型;扭力盒式结构,如波音 707 和 720 等机型;构架式结构,如 A310、A320、A330、A340、MD-80 和 MD-90 等机型。构架式结构是由悬臂于机翼翼盒后部的一组构架来连接主起落架。

主起落架的转轴前交点、后交点分别与飞机机翼后梁上的主起落架前接头、主接头相连。主起落架的侧撑杆与飞机侧撑杆梁下耳片相连,而侧撑杆梁通过左耳片和右耳片分别与主起落架主接头和机身框相连。前接头和主接头固定在机翼后梁之后,主接头的上、下表面除与机翼蒙皮相连外,还在下蒙皮外形的外表面布置有沿气流方向加强板。侧撑杆梁用于将主起落架侧撑杆的水平分力返传到主接头上。主起落架连接区各连接结构示意图如图 1 所示。



图 1 主起落架连接区各连接结构示意图

2 试验

2.1 试验坐标系

试验坐标系与飞机坐标系相同:原点 O 位于机头前 1 000mm 处,机身构造水平面与机身对称面交线为 Y 轴,逆航向为正;过原点垂直飞机对称面的直线为 X 轴,指向左翼尖为正;Z 轴按右手定则确定,如图 2 所示。试验设计和现场安装过程中均采用试验坐标系。

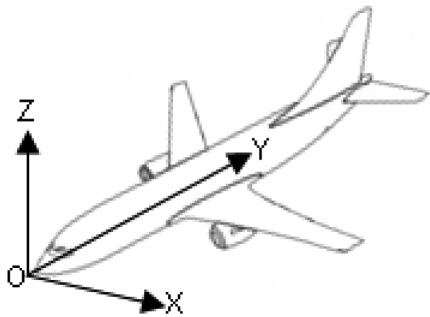


图 2 试验坐标系示意图

2.2 试验载荷

由于主起落架连接区结构及所受载荷的左右对称性,本试验考核部位为左侧主起落架连接区的侧撑杆梁、前接头、主接头以及各接头处的连接。根据主起落架连接区各结构 X、Y、Z 三个方向的最大力、最小力载荷工况,最大力矩、最小力矩载荷工况,三个方向的最大合力、最大力矩载荷工况,初步挑选出主起落架连接区结构的受载严重工况。除去重复载荷工况,共 24 种载荷工况。再选出不同轮胎构型着陆情况下机翼扭转、弯曲严重载荷工况 3 种,共计 27 种载荷工况。

根据初步筛选出来的 27 种载荷工况,进行全机有限元求解。在主起落架轮轴点对应有限元节点上施加试验载荷,在机身对称面上施加约束:在前机身顶部点施加 1、2、3 三个方向平动约束、底部点施加 1 方向平动约束、后机身顶部点施加 1、3 两个方向平动约束。导出左侧机翼翼盒、中央翼求解结果进行比较,并按以下准则进行载荷工况筛选:a) 是否引起局部结构受力严重;b) 是否引起大部分结构受力较严重;c) 结构受载的综合考虑。通过进一步筛选最终确定了 3 种试验载荷工况,如表 1 所示。

表 1 试验载荷工况

序号	载荷工况	实际含义
1	2TG0P0UR	标准海平面最大停机重量地面转弯
2	2DU2P0U9	标准海平面最大着陆重量最大起旋
3	2DV2P0V9	标准海平面最大着陆重量垂直载荷的第一个峰值

2.3 试验机支持

试验时飞机采用前起落架、后机身悬空支持,即通过前起落架假轮垂向的撬杠和后机身框垂直向上的吊点(采用拉板加松紧螺套的形式)将飞机悬挂起来,为防止飞机滚转将后机身框左右侧通过连接件与地面连接,如图 3 所示。在该支持状态下支持点可提供飞机垂向位移、俯仰和滚转约束;在后机身框左右侧各布置一航向约束点,以提供飞机航向位移和偏航约束;在后机身框侧向布置一侧面对拉约束点,以提供飞机侧向位移约束。在每个约束点上均安装有载荷传感器,以便对约束点的载荷进行监控。试验时,整个飞机呈静定悬浮状态。

2.4 试验加载

试验前,将相对于主起落架轮轴点的试验载荷,按照静力等效的原则转化到试验飞机主起落架各加载接头上。试验载荷用到的垂向加载点有 2

个,航向加载点有4个,侧向加载点有1个。为避免出现过大的约束载荷,降低试验风险,在试验飞机非考核部位上施加了配平载荷。配平载荷用到的垂向加载点有21个,航向加载点有11个,侧向加载点有9个。右机翼的配平载荷用以平衡飞机的滚转力矩,航向配平载荷施加在左右假发动机、右主起落架和机身前端的机身框上,机身框上的载荷沿Y轴加载。机身配平载荷用以平衡飞机的俯仰、偏航力矩及侧向、垂向载荷。

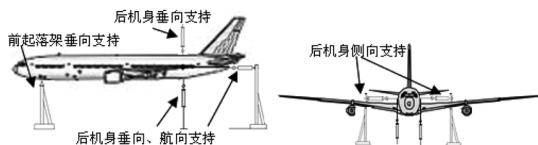


图3 前起落架-后机身悬空支持示意图

2.5 试验准备及监控

试验实施前,根据各试验工况的试验载荷、配平载荷和约束情况进行全机有限元求解。试验载荷施加在左侧主起落架轮轴点节点上。由于试验飞机的配平载荷点和约束点在飞机结构之外,所以全机有限元模型中需要增加对应的节点,以施加配平载荷和约束。配平载荷通过多点约束 RBE3 施加到有限元模型上,飞机约束通过多点约束 RBE2 施加到有限元模型上。试验载荷下机翼变形和应力分布示意图如图4所示。完成试验载荷的全机有限元计算之后,根据应力水平和裕度,筛选出薄弱部位。预试和正式试验时对试验考核部位和非考核部位的薄弱部位以及部分位移测量点和摄像点进行实时监控。

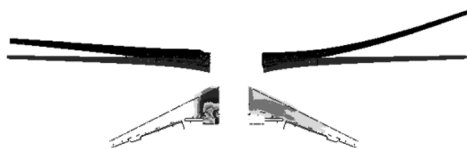


图4 机翼变形和应力分布示意图

2.6 试验测量

通过应变测量和位移测量,得出测量部位的应力值和位移值,为有限元计算和强度计算的合理性提供试验依据。应变测量主要以左机翼主起落架连接区结构为主,同时对受到主起落架载荷影响较大的左侧机翼、中央翼和中机身结构也进行应变测量。试验时机身、左/右假发动机、前起落架及右机翼等部位施加有配平载荷,所以在这些部位挑选部分应变片进行测量。共计975个应变片。左侧机翼前、后梁各布置5个位移测量点,右侧机翼前、后梁

各布置4个位移测量点,主起落架各连接结构和内襟翼舱共布置7个位移测量点,机身布置3个位移测量点,共计28个位移测量点。左侧主起落架连接区共布置5个摄像头,试验中进行全程摄像记录。

3 试验分析

3.1 加载结果

工况2、3试验载荷和配平载荷的加载点误差均不超过1%,满足试验实施大纲的加载要求。工况1试验载荷加载点误差均不超过1%,仅有一个配平载荷加载点误差大于1%,但实加载荷比理论值大,对结构考核是偏保守的。

3.2 位移对比分析

对左侧主起落架前接头、主接头、侧撑杆梁和机翼的位移测量数据与计算值进行了对比。试验值与计算值比较吻合,分析计算偏于保守。由于个别测量点的位移很小,所以试验值与计算值之间存在一定程度的差异。2DU2P0U9 工况极限载荷试验机翼前、后梁位移的试验测量值与计算值对比如图5所示。

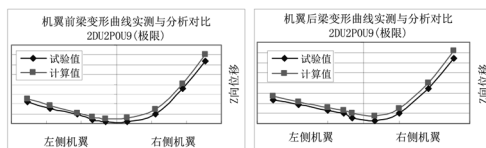


图5 2DU2P0U9 工况极限载荷试验机翼前、后梁位移对比示意图

3.3 应变对比分析

对左侧主起落架前接头、主接头、侧撑杆梁的应变测量数据与计算值进行了对比。主起落架连接区结构贴片位置如图6所示。为方便比较,将应变测量数据和计算值转换为应力进行比较,如表2所示,试验值与计算值比较吻合,分析计算偏于保守。

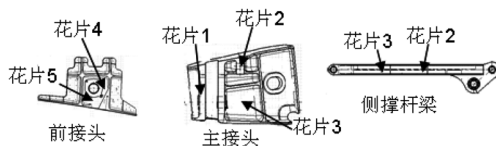


图6 主起落架连接区结构贴片位置示意图

3.4 试验检查结果

试验检查结果如表3所示。检查结果表明,主起落架连接区结构能够承受限制载荷而无有害永久变形,承受了极限载荷3s后没有发生任何整体破

(下转第57页)

通过有限元分析可以得出在抗剪切屈曲能力上,菱形开孔最好,长圆形开孔次之,圆形开孔承载削弱腹板承载能力更多。碳纤维层压板复合材料梁腹板 $\pm 45^\circ$ 铺层占多数,圆形开孔对纤维切割较多,造成载荷传递不连续面积较大,对梁腹板承载造成承载能力下降较大。

3 结论

通过对复合材料梁腹板不同开孔形式试验研究及有限元模拟得出以下结论:

(1) 复合材料梁腹板开孔在满足相应要求后,菱形开孔承载能力最高,长圆形开孔次之,圆形开孔承载能力较弱;圆形开孔对腹板开孔造成的结构承载能力损失较大。

(2) 有限元计算结果和试验结果基本吻合,而且略偏保守,满足工程计算要求。

(3) 试验破坏载荷大于屈曲载荷两倍以上,说明复合材料梁腹板有较强的后屈曲承载能力,采用

复合材料的后屈曲承载能力设计是梁腹板的一种合理优化设计方法。

参考文献:

- [1] 陈绍杰,高树理,等. 复合材料结构设计手册[M]. 北京:航空工业出版社,1990.
- [2] 童贤鑫,郑晓玲,等. 复合材料结构稳定性分析指南[M]. 北京:航空工业出版社,2002.
- [3] Damodar R Ambur, Navin Jaunky, Mark W Hillburger. Progressive failure studies of stiffened panels subjected to shear-loading[J]. Composite Structures, 2004, 65: 129-142.
- [4] 白瑞祥,陈浩然,刘远东. 分层损伤复合材料加筋层合板屈曲和后屈曲性能研究[J]. 大连理工大学学报,2003, 43(3): 274-280.
- [5] Hwang Shunfa, Liu Guihuann. Buckling behavior of composite laminates with multiple delamination under uniaxial compression[J]. Composite structures, 2001, 53: 235-243.

(上接第 23 页)

坏,符合 CCAR 25.305(a)(b) 和 25.307(a) 条款的要求,通过限制和极限载荷试验。

表 2 试验值与计算值对比

试验工况	位置	应力/MPa	试验值	计算值	试验/计算
1	侧撑杆梁腹板(花片2)	σ_0	719.6	817.0	0.88
1	侧撑杆梁腹板(花片3)	σ_0	702.8	783.0	0.90
1	侧撑杆梁与主起连接耳片(花片2)	σ_{VMS}	122.7	144.0	0.85
2	前接头耳片(花片4)	σ_{VMS}	66.5	68.0	0.98
2	前接头耳片(花片5)	σ_{VMS}	101.9	100.4	1.01
3	主接头腹板(花片3)	τ	138.0	140.0	0.99
3	主接头左侧耳片(花片1)	σ_{VMS}	133.0	148.0	0.90

4 结论

(1) 试验测量数据可靠有效,试验考核部位计算值与试验数据比较吻合,静强度分析计算合理、正确。

(2) 主起落架连接区结构满足静强度要求。

表 3 试验检查结果

试验情况	结构合格判据	检查结果
限制载荷	1) 结构承受限制载荷时间不小于 30s; 2) 结构没有裂纹或破坏; 3) 结构没有有害永久变形; 4) 结构连接没有铆钉或螺栓断裂、破坏。	1) 达到 67% 载荷后,保载 30s,且结构不破坏; 2) 结构没有裂纹或破坏; 3) 结构没有有害永久变形; 4) 结构连接没有铆钉或螺栓断裂、破坏。
100% 极限载荷	1) 结构承受 100% 极限载荷时间不小于 3s; 2) 结构没有整体破坏,只要不影响结构能承受最终载荷,局部裂纹以及永久变形是允许的; 3) 结构、连接铆钉或螺栓允许部分断裂,但不能影响结构继续承载,否则将不被接受。	1) 达到 100% 载荷后,保载 3s,结构不破坏; 2) 结构没有整体破坏,存在局部损伤,但不影响结构承受最终载荷; 3) 结构、连接铆钉或螺栓没有断裂。

参考文献:

- [1] 国防科学技术工业委员会. HB7713-2002 中华人民共和国航空行业标准飞机结构静强度试验通用要求[S]. 国防科学技术工业委员会,2002:1-2.
- [2] 中国民用航空总局. CCAR-25-R3 中国民用航空规章(第 25 部)运输类飞机适航标准[S]. 中国:中国民用航空总局,2001:29-30.