

真空吸盘加载技术在EC175/Z15平尾疲劳试验中的研究与应用

Research and Application of Vacuum Pad Loading Technique in EC175/Z15 Horizontal Stabilizer Fatigue Test

邵骞 马利娜 / 中国飞机强度研究所

摘要: 在航空结构强度试验中通常采用的试验方法有胶布带、拉压垫及卡板加载方式。对于一些结构和试验有特殊要求的项目,应用传统加载方式难以满足试验要求或存在较大试验实施风险。真空吸盘加载技术的发明及应用满足了某些试验的特殊要求,弥补了传统加载方式的某些不足。介绍了真空吸盘加载技术在EC175/Z15平尾疲劳试验中的研究与应用,对真空吸盘加载技术的系统构成、设计和试验实施过程中的相关问题进行了分析,应用实践证明真空吸盘加载技术具有安装实施方便、可靠、高效、安全,且具有无损检测便利性。

Abstract: Due to particularity of structure or requirements in aerostat strength tests. This paper aims to introduce a new loading method that makes up shortcomings of the routine loading techniques with canvas-pad, pull-pressure pad and lock-board. This method in our study is known as vacuum pad loading technique and we make a general instruction to this new technique through its application in EC175/Z15 horizontal stabilizer fatigue test. The test results indicated that vacuum pad loading technique has convenience during installation as well as reliability, high efficiency and security. In addition it is propitious to perform NDT.

关键词: 真空吸盘; 平尾; 疲劳试验; 结构强度; 无损检测; 适航

Keywords: vacuum pad; horizontal; fatigue test; structural strength; NDT; airworthiness

襟翼电机离合器控制电源出现故障时,2台襟翼电机离合器同时不工作,导致2台襟翼电机同时不工作的故障。

3.4 重新设计襟翼开关

通过与机组人员沟通,决定将原中央操纵台上的1个襟翼开关改为2个襟翼开关,并由原来位置移位到左、右操纵台上方。为了便于机组人员在飞机夜航时使用,将襟翼开关增加了导光板。为了防止误操作,加装防护栏。通过重新布局襟翼操纵开关,解决了空勤操作不便的问题,并增加了襟翼操纵的裕度。为了防止左、右驾驶员同时操纵襟翼开关时,出现操作方向不一致的情况,增加了一个左、右驾驶员襟翼开关联锁继电器。当右驾

驶员操纵襟翼开关时,联锁继电器不工作,机上电源通过右驾驶员襟翼操纵开关,控制襟翼收放。当左驾驶员操纵襟翼开关时,联锁继电器工作,断开了右驾驶员操纵襟翼开关的电源,右驾驶员操作不起作用。避免了左、右驾驶员同时操纵襟翼开关时,出现误操作的问题。

4 结束语

改进后,飞机襟翼收放系统有2套独立的控制电路和电机,每套控制电路和电机均能收放襟翼。在一台电机运转故障导致断路器保护的情况下,该电机的电磁制动离合器同时断电,能保证另一台电机带动襟翼正常工作。通过以上4项改进设计,

解决了襟翼控制系统存在的故障,提高了襟翼控制系统的可靠性。通过重新布局襟翼操纵开关,方便了机组人员的操作,减轻了机组人员的工作负荷,提高了系统的可操作性。4项改进设计得到了飞行试验的验证,在后续飞行中,该型飞机的襟翼控制系统没有再出现类似故障。 **AST**

参考文献(略)

作者简介

张晓燕,工程师,从事飞机控制系统设计与试验工作。

张巍,高级工程师,从事飞机控制系统设计与试验工作。

0 引言

在航空结构静力、疲劳强度试验中,目前对于翼面结构部分的载荷施加方式主要有胶布带、拉压垫以及卡板三种加载方式。但在进行EC175/Z15型直升机平尾疲劳试验时,由于试验件结构承载能力有限,且前缘区域局部强度不高,如采用这三种方式进行载荷施加,存在试验过程中难以对加载部位进行频繁、全面的无损检测,以及可能造成加载区损坏等问题。真空吸盘加载方式作为一种新型的试验加载技术,在前期大量的研究基础上,已取得了一定的成果并在一些项目中进行实际应用。真空吸盘加载方式在结构强度试验应用中具有以下特性:在安装实施过程中无需对试验件进行打磨、清洗、涂胶、烘烤等有毒、危险和对试验件可能造成损伤的作业,具有实施安全性;试验安装无需复杂工艺,准确快捷,具有高效性;可根据需求随时分离真空吸盘而不造成试验件损伤,从而便于对结构进行全面的无损检测,具有无损检测便利性^[1]。因此,EC175/Z15平尾疲劳试验采用真空吸盘这种新型的试验加载方式,根据试验要求,对试验条件及加载系统进行了设计,并顺利完成疲劳试验,为适航取证提供试验依据。

1 试验要求及设备

1.1 试验要求

EC175/Z15型直升机是中法合作的直升机项目,为须通过中国和欧洲民航审定部门审查要求的双适航机型。根据《EC175/Z15平尾疲劳试验任务书》此项疲劳试验目的为:验证平尾及平尾接头的疲劳强度是否满足相关文件的要求,确定平尾及平尾接头的疲劳极限,为适航取证提供试验依据。

1.2 试验件

EC175/Z15平尾试验件包括平尾接头和平尾两部分。平尾接头为铝合金结构;平尾翼展3400mm,弦长330mm,采用超轻型设计,前后梁之间为纸蜂窝铝蒙皮结构,前缘到前梁部分仅有蒙皮锥形,蒙皮厚度仅0.2mm。试验件结构见图1。

1.3 试验设计

平尾疲劳试验的支持方式为将平尾试验件通过平尾接头固定在试验夹具上,试验件姿态与实际装机状态一致。

考虑到平尾试验件及试验载荷特点,在本试验中设计使用的是偏心加载式吸盘,以满足载荷作用点靠近前缘的试验要求。吸盘底边为300mm×340mm,在吸盘底板中心线上距前端100mm处设置加载连接用单耳接头,在吸盘吸合面粘贴一圈宽度20mm,厚度15mm的密封用发泡胶条^[2],见图2。吸盘在试验过程中内部压强小于-0.06MPa,通过单耳接头加载时吸



图1 平尾试验件

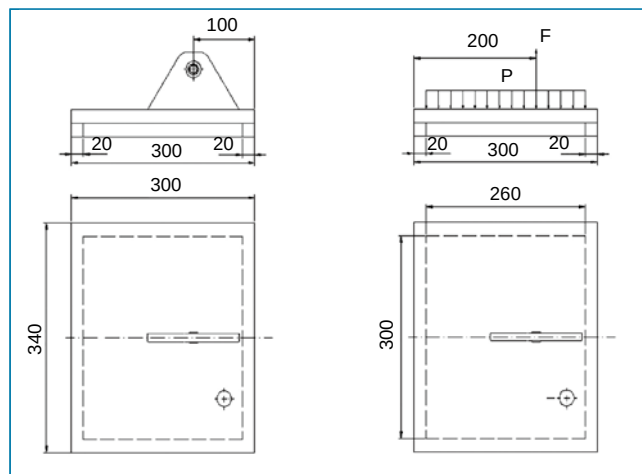


图2 吸盘外形与受力分析图

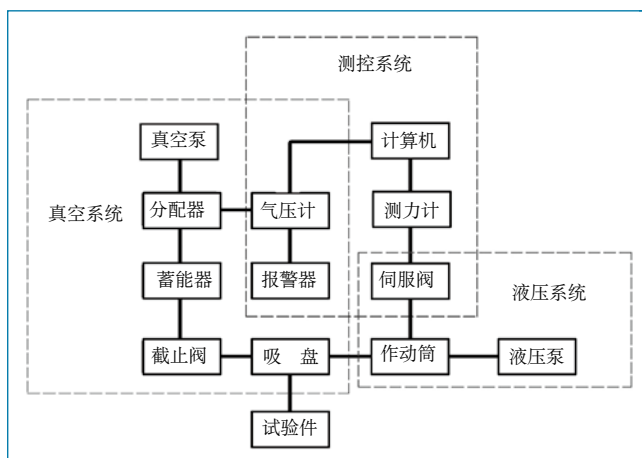


图3 试验加载系统框图

盘的设计承拉能力计算如下^[3]:

$$F = P \times \frac{300/2}{200} = S \times \Delta p \times \frac{300/2}{200} = 260 \times 300 \times 0.06 \times \frac{300/2}{200} = 3510 \text{ N} \quad (1)$$

式中, F 为吸盘设计承拉能力, P 为吸盘吸力, S 为吸盘有效面积, Δp 为吸盘内外压差。

1.4 试验加载系统与控制

试验时由真空泵产生真空,真空管路将真空泵、分配器以及吸盘相连通。当开启阀门后,在吸盘与试验件之间形成真空,吸盘吸附在试验件上,试验时加载装置通过吸盘上的连接接头进行加载^[4]。试验通过计算机控制伺服阀操纵执行器液压

作动筒进行推拉动作,作动筒连接在吸附于平尾试验件上的吸盘,对试验件进行推拉双向加载,由计算机、测力计、伺服阀、作动筒、真空系统、吸盘加载装置和试验件构成一个闭环加载控制系统,保证试验按照载荷要求进行施加。由于系统中应用了真空吸盘作为载荷施加介质,为保证真空吸盘及真空系统处于安全的工作状态,设置了压力表和报警装置进行观察、监测^[5]。当出现异常情况时报警系统自动进行声光报警。试验系统构成见图3,试验现场实施情况见图4。

2 试验过程及结果分析

试验设有左右两个加载点,分别对平尾左右两侧进行加载。

第一阶段疲劳试验,平尾左右两侧载荷按30%与70%的比例分配,载荷为 $F_{左}=-600N \pm 1200N$, $F_{右}=-1400N \pm 2800N$ 。试验完成50000次加载循环。经无损检测,发现平尾接头右上侧耳片根部产生裂纹,且裂纹不可修复,而平尾没有产生裂纹。

第二阶段疲劳试验,更换新的平尾接头,平尾左右两侧载荷均分,疲劳试验的载荷改为 $F_{左}=F_{右}=-1000N \pm 2000N$,完成50000次加载循环。第三阶段疲劳试验,疲劳试验的动态载荷部分提高20%,载荷改为 $F_{左}=F_{右}=-1000N \pm 2400N$,完成50000次加载循环。第四阶段疲劳试验,疲劳试验的动态载荷部分提高20%,载荷改为 $F_{左}=F_{右}=-1000N \pm 2880N$,完成50000次加载循环。第五阶段疲劳试验,疲劳试验的动态载荷部分提高20%,载荷改为 $F_{左}=F_{右}=-1000N \pm 3456N$,完成50000次加载循环。每完成50000次加载循环后均进行无损检测,试验件未产生裂纹。

第六阶段疲劳试验,疲劳试验的载荷改为 $F_{左}=F_{右}=-1000N \pm 4032N$,完成50000次加载循环。试验结束后进行无损检测,发现平尾上表面连接孔附近产生两条裂纹,平尾内部前梁右侧缘条上部出现裂纹,另外左侧吸盘加载区域蒙皮上产生两条裂纹,见图5、图6、图7。至此,平尾疲劳试验全部结束。

3 吸盘应用情况分析

在疲劳试验过程中要求试验现场压强低于 -0.06MPa ,以保证真空盘内部压强符合试验安全要求。真空泵一般每运行10min后试验现场压强即达到 -0.08MPa ,随即真空泵关闭,经大约四小时疲劳试验运行后试验现场压强逐渐升高到 -0.06MPa ,按照试验要求再次开启真空泵到现场压强达到 -0.08MPa 时真空泵再次关闭。

疲劳试验中最大拉载为2632N,最大压载为5432N,加载吸盘的设计承拉能力为3510N,试验中真空吸盘加载装置拉向安全系数为1.33。在EC175/Z15平尾疲劳试验六个加载阶段过程

中,共计进行了30万个加载循环,在整个疲劳试验加载期间真空吸盘无滑移和脱落情况发生,试验加载运行稳定可靠。

在每一阶段疲劳试验结束后,只需将吸盘上阀门关闭,即可将加载装置与试验件脱离以便进行无损检测工作。检测完毕将吸盘放置到原加载点位置,打开阀门即可将加载装置与试验件连接以便继续进行试验。真空吸盘的应用简化了拆装工作、缩短了试验周期,且整个试验件表面均可进行检测^[6]。

4 结论

由于中法合作的EC175/Z15民用直升机项目在通过中国民用航空总局审定部门(CAAC)和欧洲民航审定部门(EASA)的双适航审查后,方能在中国和欧洲市场销售。因此,EC175/Z15平尾疲劳试验从设计、准备、实施和报告总结等各个环节均有CAAC和EASA的相关人员监督审查。应用真空吸盘方式对平尾进行疲劳试验加载,发现了结构的薄弱部位,根据试验结果可确定平尾结构的疲劳极限,为适航取证提供了试验依据^[7],达到了试验目的。

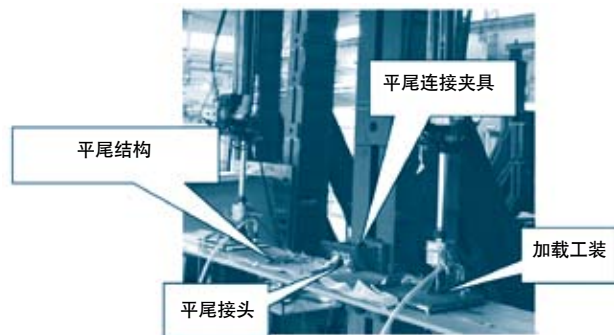


图4 平尾疲劳试验现场照片

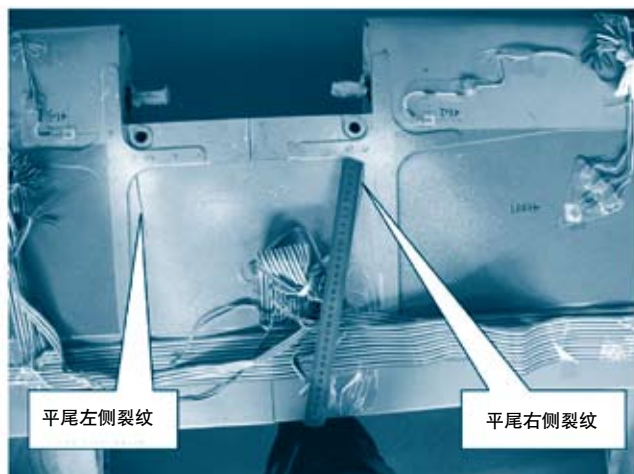


图5 平尾连接孔附近裂纹

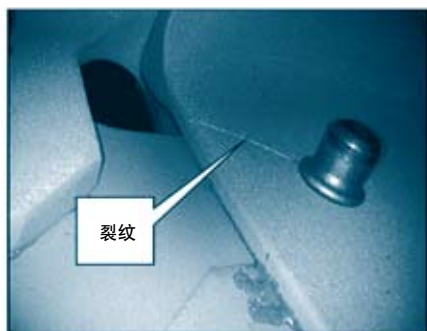


图5 前梁右侧缘条上部裂纹

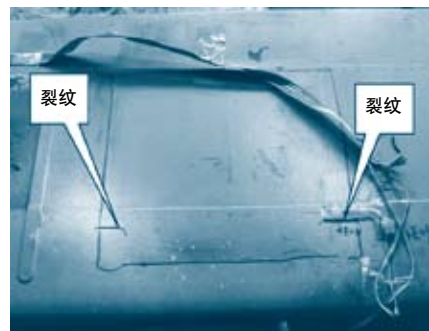
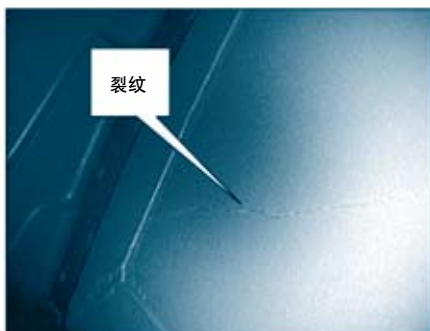


图7 左侧吸盘加载区域裂纹

通过EC175/Z15平尾疲劳试验验证,表明真空吸盘这种新型的试验加载方式具有实施的简便性、安全性、可靠性和高效性,可以在其他相关适用试验项目中进行应用^[8]。

AST

参考文献

[1] 邵骞,王俊安.真空吸盘加载技术研究[C]/中国航空学会.第五届中国航空学会青年科技论坛文集.北京:北京航空航天大学出版社,2012:631-635.

[2] 高尚雪.一种平面真空吸取器的

改进[J].机械,2011,(01):9-14.

[3] 李鄂民.真空吸盘技术在板配重系统中的应用[J].液压与气动,2011,(02):15-20.

[4] 何存兴.液压传动与气压传动[M].第二版,武汉:华中科技大学出版社,2000:225-237.

[5] 邹明明,李小宁.非接触式真空吸取动态过程试验研究[J].液压与气动,2011,(03):20-22.

[6] 邵骞.真空吸盘试验加载技术研究报告[R]. 623S-201101-135,西安:中国

飞机强度研究所,2011.

[7] 李红军.航空航天概论[M].北京:北京航空航天大学出版社,2006:108-130.

[8] 邵骞.真空吸盘试验加载技术:中国, ZL 2011 2 0244285.5 [P]. 2012.2.

作者简介

邵骞,硕士,高级工程师,结构强度主任工程师,主要从事航空结构地面静力/疲劳强度试验技术研究。

《航空科学技术》征稿通知

《航空科学技术》创刊于1989年,是由中国航空工业集团公司主管、中国航空研究院主办、中航出版传媒有限责任公司《航空科学技术》编辑部编辑出版的科技类中文期刊(双月刊,逢双月15日出版),国内外公开发行。国内统一连续出版物号:CN11-3089/V;国际标准刊号:ISSN1007-5453。

为了丰富刊物内容,全面展示航空科学技术的进步与发展,现面向广大航空科研人员。

征稿内容

来稿应反映航空科学技术的新动向、新进步、新成果,支持和推动航空科学技术发展创新。文章涉及:科技管理、飞行器、航空动力、机载设备、先进制造、新材料、新工艺、试验与测试等领域。作者可就所开展的科研工作论述其学术价值和工程实用价值,展示有创新价值或实用价值的科研成果等。

来稿要求

1. 遵守国家保密规定和《著作权法》有关规定,来稿时请提供科技论文/科技信息外投不涉密审查证明,如发生侵权或泄密问题,责任由作者承担。

2. 稿件要求论点明确、内容充实、数据可靠、条理清楚、文字简洁。

3. 文章一般限制在5000字以内(包括公式、图表所占版面),并提供中文标题(不超过18字)、英文标题、中/英文关键词、作者信息(姓名/工作单位)、参考文献、作者简介(学历、技术职务、主要研究方向等),基金文章请标注基金编号,并请随文附上联系电话、电子邮箱、通信地址等。

4. 投稿邮箱:ast@aviationnow.com.cn;联系电话:010-58354704。请勿一稿多投,来稿无论录用与否一律不退稿,请谅解。

5. 本刊为全国科技论文统计用刊,并已被万方数据—数字化期刊群、《中国学术期刊网络出版总库》及CNKI系列数据库收录,其作者文章著作权使用费与本刊稿酬一次性给付。如作者不同意文章被合作媒体收录,请在来稿时向本刊声明,本刊将做适当处理。

《航空科学技术》编辑部