

民用飞机发动机吊挂部段静力试验与静强度分析

李卫平¹ 谭伟² 薛彩军² 聂宏²

(1. 中国商飞上海飞机设计研究院, 上海, 200232;

2. 南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016)

摘要:根据民用飞机发动机吊挂部段静力试验技术需求,研制了一套用于吊挂部段静力试验的试验系统,解决了吊挂支持模拟、加载边界模拟等关键技术,完成了吊挂应急着陆、航向侧移两种危险工况试验,并结合试验台架-吊挂有限元分析模型对吊挂进行了静强度分析。试验结果表明,试验系统工作稳定可靠,吊挂在应急着陆等工况下未发生有害塑性变形,其强度、刚度满足设计要求。对比显示:试验最大应力与有限元分析相对误差均小于8%,验证了分析模型的准确性。试验结果可作为民用飞机发动机吊挂部段强度性能的评定依据,有限元建模方法可应用于吊挂部段改型设计。

关键词:民用飞机;发动机吊挂;静力试验;有限元模型

中图分类号:V228.4

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2011)06-0732-06

Static Test and Computational Analysis for Pylon of Airliner Engine

Li Weiping¹, Tan Wei², Xue Caijun², Nie Hong²

(1. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China Ltd, Shanghai, 200232, China;

2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A static test rig is developed for the pylon of the civil airplane based on its test specifications. Several key technologies are studied including hanging support simulation and loading boundary simulation. According to the requirement of test, two dangerous working conditions test are finished, i. e., emergency landing test and heading lateral test. And bench-eylon finite element analysis model is built based on experimental test for the computational analysis of pylon strength. The test results show that the test system is stable and reliable, and the pylon has enough strength and stiffness in the two work ing conditions. Contrast analysis shows the relative errors of the max stress between the results of the test and analysis are less than 8%, which verify the accuracy of analysis model. Test results can be used for the strength evaluation of the engine pylon, and the method of the finite element modeling can be applied to pylon for the retrofit design.

Key words: civil airplane; pylon; static test; finite element model(FEM)

发动机吊挂部段是发动机短舱与机翼之间的过渡部段,它是民用飞机重要结构部段之一,具有传递发动机的推力、吸收发动机振动、隔离发动机火区的关键作用^[1]。近年,吊挂受到广泛研究:2001年,Thomas等采用数值仿真方法研究了吊挂气动载荷特点^[2];2003年,Oliveira等采用CFD数

值仿真方法分析了ERJ145飞机吊挂温度场引起的结构应力,并通过试验验证了分析方法的正确性^[3];2003年,Ko等采用多学科分析方法、CFD仿真方法分析了悬臂梁飞机吊挂,在跨声速条件下受机翼、梁相互干扰引起的气动载荷特点^[4];2009年,刘亚奇等综述了国内外大型飞机翼下发动机吊

挂的结构型式及其与机翼的连接方式,分析了吊挂的结构特点和传力路径^[1]。

结构静强度研究有分析和试验两种方法,它们相辅相成。试验结果可作为结构强度性能的依据,同时可为建立精确的分析模型提供数据支持。结构分析为结构设计的基本环节,分析结果可为试验测量点布置提供依据。此外,分析结果可作为试验的补充,直观地呈现吊挂结构的应力分布和结构变形情况。因此,针对适航中提出的飞机重要结构件必须进行静力试验的要求,进行吊挂静力试验研究并建立吊挂分析模型具有重要意义。

1 试验件及试验系统

1.1 试验件

试验件为民用飞机传统型吊挂部段研究件,属盒式梁式结构吊挂^[5],主要由梁、框和腹板组成,包括前后安装架、前上梁、后上梁、左右腹板、底梁和10个框,如图1所示,各零部件材料见表1。吊挂上部通过前、后两个接头及剪切销柱与机翼连接。吊挂下部通过前、后安装架与发动机连接。与机翼连接接头不受弯矩,前接头提供垂向约束,后接头提供垂向及侧向约束,剪切销柱提供航向、侧向约束,3约束构成静定支持结构。

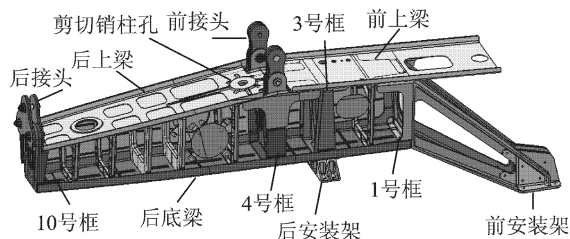


图1 民用飞机传统型吊挂部段模型

表1 试验各零部件材料

结构	材料
前后安装架、1~10号框、前后接头	7050 铝合金
前上梁、后上梁、前底板、后底板	15-5PH 钢

1.2 试验台架

试验件正置安装于试验台架,如图2所示,试验台架由吊挂支持架、前接头支持、后接头支持及销接头支持构成。吊挂支持架由20号槽钢焊接而成,用螺栓固定于承力墙。各接头支持上端与吊挂支持架采用螺栓连接,下端作特殊设计,保证试验件连接方式、约束数目及约束形式与真实结构相同。

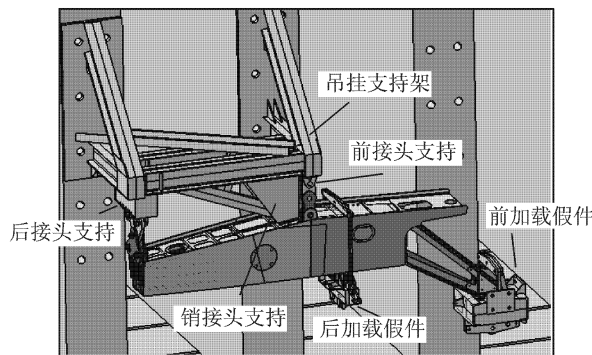


图2 试验台架

受剪切销柱约束,吊挂前后接头不会产生较大偏转,其耳片基本保持竖直状态。吊挂前接头受沿耳片拉压力,不提供扭转及弯曲约束。前接头支持中,在承力片上部加入关节轴承(图3);上端面与支持座下端面间留有1 mm 间隙;下部与吊挂前接头耳片间留有2 mm 间隙,保证吊挂在前接头处转动自由。吊挂后接头只提供垂向、侧向位移约束。后接头支持中,承力片上下加入关节轴承,使承力片在侧向-垂向平面内构成二力杆(图4),在航向可以做小角度的自由偏转,吊挂后接头不产生航向约束。

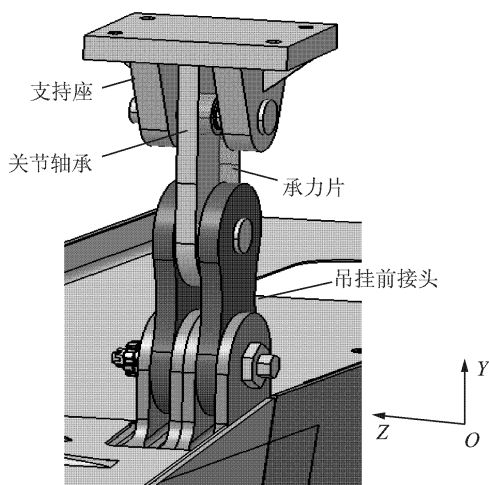


图3 后接头结构

剪切销提供吊挂的航向、侧向约束,不产生弯矩约束。销接头支持中,剪切销柱下端安装了关节轴承,且在销支撑框与吊挂上梁间留有7 mm 间隙,保证吊挂可绕销柱自由转动。此外在剪切销柱与销支撑框接触表面进行渗碳处理,减小相互间摩擦,保证剪切销柱在销支撑框内可以沿销轴滑动,如图5所示。

吊挂安装架上安装加载假件,模拟与发动机连

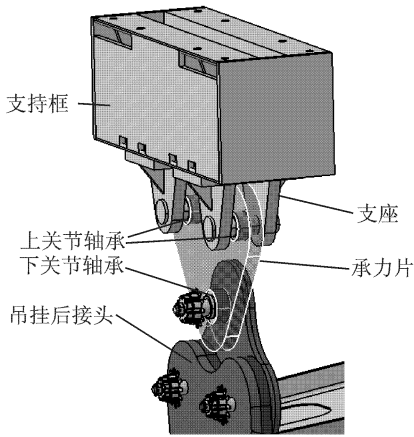


图4 后接头结构

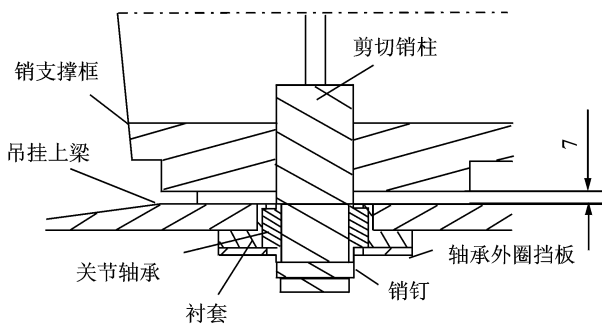


图5 销接头结构

接,如图2所示。假件四周焊接耳片及连接块,上、下连接横梁,便于连接各方向的加载设备,施加载荷。

1.3 加载与测量设备

试验采用MTS多点协调加载系统加载,该系统采用AeroST控制器,配合国产的液压系统,由国内公司集成出一套完整的,技术指标符合要求的16通道航空结构多点协调加载系统。测量系统包括应变测量和位移测量系统。应变测量系统由应变片、导线及静态应变仪组成;位移测量系统包括位移计与静态应变仪(与应变测量系统共用)。设备型号及精度如表2所示。

表4 吊挂部段试验施加载荷

工况	前安装架加载点载荷					后安装架加载点载荷				
	F_x / kN	F_y / kN	F_z / kN	M_x / (kN·mm)	M_z / (kN·mm)	F_x / kN	F_y / kN	F_z / kN	M_x / (kN·mm)	M_z / (kN·mm)
01	-128	21.1	0	90.8	-7 330	0	-21.1	0	-575	43.7
02	113	-18.7	-8.24	-80.4	6 490	0	18.7	0	509	-38.7

2.2 试验过程及结果

对表3中两种试验工况进行试验,试验按照先

表2 试验加载及测试设备表

序号	设备名称	规格牌号	精度
1	载荷传感器	MTS-661.20F/LCD-100KTT	0.5%
2	位移传感器	YHD-50/YHD-100	0.5%
3	应变片	BE120-3AA/BE120-3CB	1%
4	静态应变仪	DH3816	$\pm 2\mu\epsilon$

在试验件安装架、框、腹板、梁等零部件典型部位布置应变片,贴片位置的选取遵从易操作、应力大、应力梯度小的原则,共计粘贴93个应变花、48个单片。在前、后安装前沿中点布置位移测量点,测量安装架航向、垂向及侧向位移。前安装架应变、位移测量现场如图6所示。

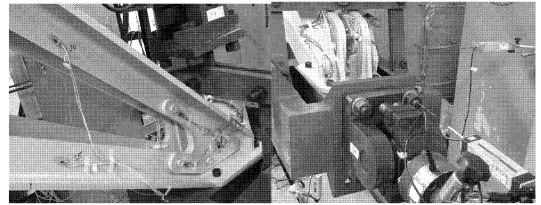


图6 前安装架应变、位移测量

2 吊挂部段试验

2.1 试验工况及工况载荷

吊挂部段的载荷主要来自发动机推力及发动机惯性力,其危险工况出现在飞机飞行状态改变瞬间,如飞机应急着陆、侧移等动作,典型的吊挂危险工况如表3所示,其中 n_x, n_y, n_z 分别表示航向、垂向、侧向过载。

表3 吊挂部段试验工况

工况	状态	n_x	n_y	n_z	推力 T	减缩系数
01	应急着陆	9			0	0.61
02	侧移		1.5	4.2	0	0.62

注:(1)动力装置质量为2 380 kg;(2)由于试验件与真机材料不同,通过减缩系数将状态载荷折算成试验载荷。

将表3中发动机载荷,折算到发动机前后安装架,即吊挂前后安装架下表面中心点,得到表4所示载荷。

预试消除结构间隙,再正式试验的程序进行。正式试验时,将试验载荷分为30级,前15级以5级为加

载间隔,后15级逐级加载。对应每一步加载进行应变、位移测量。试验过程中,吊挂没有产生破坏现象。试验结束后检查,吊挂结构未产生裂纹及有害塑性变形,表明吊挂结构能承受表3所列的两种危险工况。试验获得2种工况所有应变测量点的应变数据和前后安装架前沿中点三方向位移数据。试验数据表明工况01较工况02更为严重,最大应变值达到 $2\ 039\ \mu\epsilon$,但最大微应变处应变载荷曲线(图7,图8)线性度很好,表明该处结构仍处于线弹性变形阶段。表5列出了所测的最大应变值及所在部位。

表6列出了两工况前、后测量点主位移方向的位移值,结果显示侧向工况(02)较航向工况(01)产

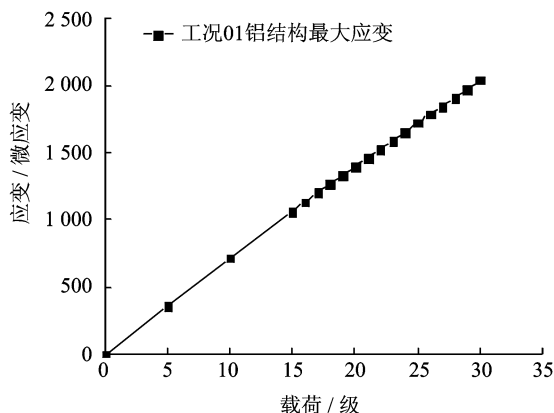


图7 工况01铝结构最大应变-载荷变化曲线

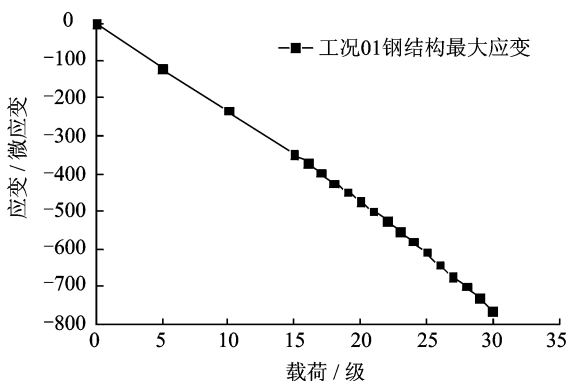


图8 工况01钢结构最大应变-载荷变化曲线

表5 两工况测得的最大应变

材料	工况	最大应变/ $\mu\epsilon$	应变方向	所在部位
7050	01	2 039	沿前安装架 缘条	前安装架下缘条 中部内侧
	02	-1 838	垂向	前安装架前沿
15-5PH	01	-763	航向	后上梁前端下铰框
	02	724	偏航向 45° 方向	后上梁 尾部下铰框

生更大的位移。结合表4中的工况载荷分析得出:吊挂航向刚度较侧向刚度大。该结果与吊挂的长方形盒式结构刚度特点一致。

表6 各工况位移数据

工况	前测量点		后测量点	
	最大位移/mm	方向	最大位移/mm	方向
01	23.2	垂向	-4.4	航向
02	-53.4	侧向	-17.4	侧向

3 有限元分析

建立、分析吊挂有限元分析模型,一方面可以获得吊挂的应力、应变分布情况,以及吊挂整体变形情况;另一方面可将有限元模型用作吊挂进一步分析(如动强度分析、疲劳强度分析)。鉴于试验数据是在吊挂置于试验台架上测得,本文将试验台架与吊挂整体进行有限元分析,直接提取分析结果与试验测得值进行对比,验证模型的准确性。

3.1 有限元建模

本文采用商用软件MSC.Patran建立试验台架-吊挂有限元模型,所建模型如图9所示。建模时忽略不影响应力分析的结构细节(如螺栓孔、倒角),在原几何模型基础上提取中面进行面网格划分,所有面网格采用四边形4节点壳单元,单元数量共计103 770个。零部件之间的螺栓、铆钉连接采用多点约束(Multi-Point constraints, MPC)模拟。鉴于支持接头的重要性及其中零件的复杂性对其进行了特殊的处理。根据前接头支持的承力特点,去掉了关节轴承、支座耳片,直接将承力片与支座底板连接,如图10所示。将吊挂前接头耳片简化为杆单元,使其只承受拉、压载荷。去掉承力片轴承孔、下端销孔及支座底板螺栓孔,应用MPC连接承力片与吊挂前接头耳片。此外,通过改变承力片上部分单元厚度,将支座耳片的承载面积叠加上。

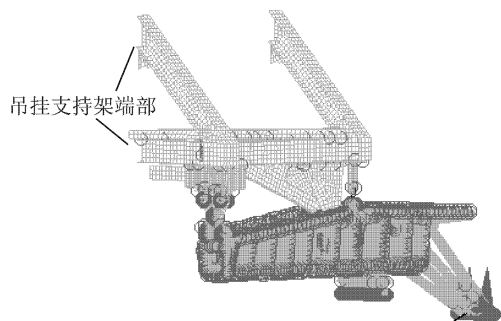


图9 试验台架-吊挂有限元模型

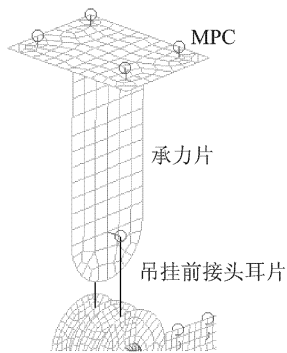


图10 前接头支持有限元模型

吊挂后接头建模时,上、下耳片间采用MPC模拟两耳片间的接触关系。上、下螺栓孔处建立梁单元模拟螺栓连接,同时通过MPC的节点自由度耦合关系模拟上螺栓处的关节轴承连接,如图11所示。

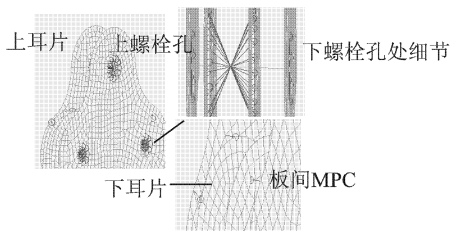


图11 后接头支持有限元模型

去掉关节轴承等销轴下端的零件,只保留销支撑框及销轴进行销接头支持有限元建模。销支撑框下端突台是为了增加销轴与支持框的接触面积,在原有钢板下表面焊接了另一块钢板。突台处建模时,取突台上板的上表面及突台下板的下表面进行网格划分,在两板的边沿采用MPC模拟焊接关系。采用梁单元模拟剪切销柱,其下端为关节轴承球心位置,该位置受轴承轴向尺寸限制,不在上梁中性面(面单元所在面)内,如图12所示。

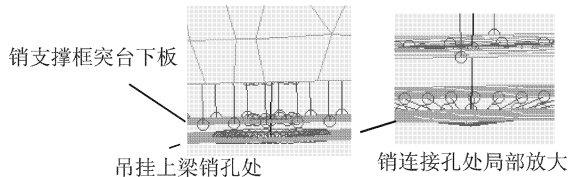


图12 销接头支持有限元模型

在前、后安装架下面布置假件板,模拟加载假件。假件板与前安装架间相应位置采用MPC模拟销连接及螺栓连接。同时,在假件板四周布置MPC用以施加试验载荷,图13所示为工况01载荷施加情况,载荷单位为N,此外在前安装架前沿建立一梁单元,用以测量梁端点处位移使用。

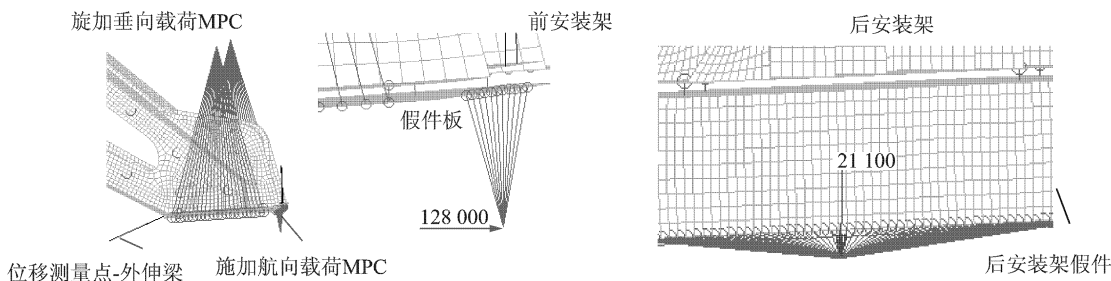


图13 加载模拟

3.2 分析工况及分析结果

采用Nastran软件对试验台架-吊挂有限元模型进行静强度分析^[6],分析工况选择表3中两试验工况,分析结果如图14~17所示。工况01为航向载荷工况,变形主要在航向-垂向平面,吊挂盒段略有俯仰变形,变形最大区域发生前安装架。前安装架下梁向内弯曲变形,有利于发动机安装面保持水平,保护发动机安装节。铝制零件中,前安装架应力较大,分布在100 MPa与300 MPa之间;钢制零件中后上梁前端下铰框处应力较其他部位大。工况02为侧向载荷工况,吊挂结构有侧向及滚转变形,前安装架前沿侧向位移达到48.9 mm。该工况前安装架较其他铝制零件应力较大;钢制零件中后上梁应

力最大,其下铰区出现大应力区,其上某些铆钉出现应力集中。

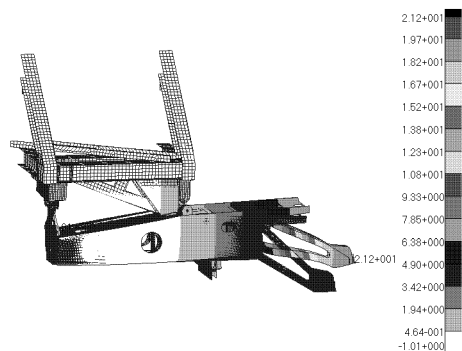


图14 工况01垂向位移分布及结构变形

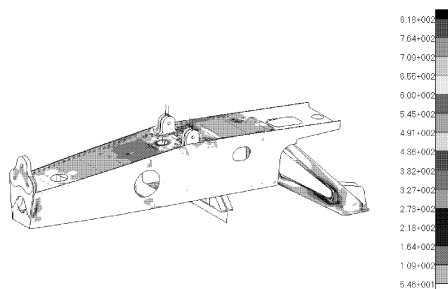


图15 工况01吊挂VonMises应力分布

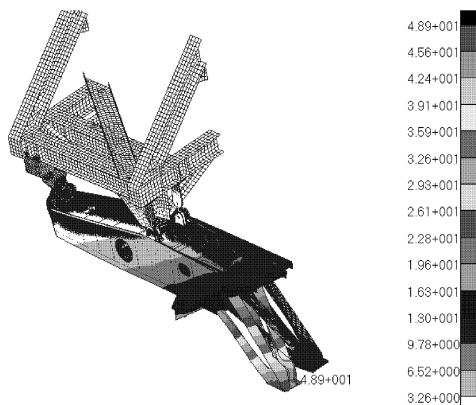


图16 工况02侧向位移分布及结构变形

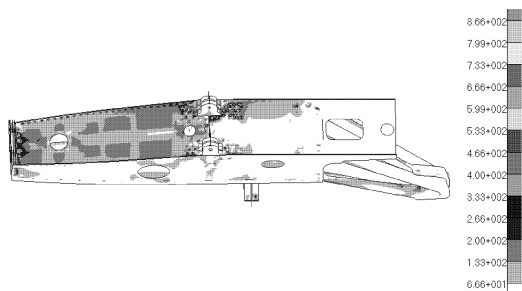


图17 工况02吊挂VonMises应力分布

4 试验与分析结果对比

为了验证有限元模型的准确性,从有限元分析结果中提取试验应变最大值部位的应力,试验与分析应力对比如表7所示。由表7可知:对于同一部位,有限元计算所得应力值小于试验测得应力值,且两者偏差较小,在误差允许范围内。有限元模型中采用了壳单元模拟吊挂结构,故模拟结构刚度偏弱、应力偏小。表明本文所用的建模方法正确,所建立的吊挂有限元模型合理,可为吊挂的进一步分析

及类似结构的有限元建模提供参考。

表7 试验与分析应力对比

工况	部位	试验值/ MPa	分析值/ MPa	分析误差 绝对值/%
01	前安装架缘条	144.7	141.2	2.4
	后上梁前部	-160.2	-150.1	6.3
02	前安装架前沿	-130.5	-121	7.3
	后上梁尾部	152	145	4.6

5 结束语

提出一套专用于民用飞机发动机吊挂部段静力试验的试验方案,完成了某吊挂结构静强度试验,在应急着陆等危险工况下吊挂结构无有害塑性变形。研究了吊挂结构有限元建模分析方法,试验结果与分析结果对比显示,试验最大应力与有限元分析相对误差均小于8%,表明分析方法和建立的有限元模型合理。

参考文献:

- [1] 刘亚奇,胡锦涛. 翼下发动机吊架及其与机翼连接结构研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2009(S1): 74-76.
- [2] Thomas R H, Kinzie K W. Computational analysis of a pylon-chevron core nozzle interaction[C]//7th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Maas-tricht, The Netherlands:AIAA, 2001:1-12.
- [3] Oliveira G L, Santos L C C. Conjugate heat transfer methodology for aircraft pylon analysis [C]//21st Applied Aerodynamics Conference. Orlando, Florida:AIAA, 2003:1-11.
- [4] Ko A, Mason W H. Transonic aerodynamics of a wing/pylon/strut juncture[C]//21st Applied Aerodynamics Conference. Orlando, Florida: AIAA, 2003:1-10.
- [5] 何子华. 某飞机机身加装外挂后静力试验初步方案设计[D]:西安:西北工业大学航空学院, 2007.
- [6] 徐文正. CRH2 动车组动车构架结构强度分析[D]:北京:北京交通大学, 2007.