

飞机发动机吊挂静力试验技术研究

贾宇飞 李 洋

海军装备部 陕西西安 710089

摘要: 随着经济的发展和科技的进步,航空技术迅速发展,飞机设计越来越复杂。飞机发动机与机翼之间的连接主要用于传递动力装置的载荷,是飞机结构强度设计的关键要素。根据飞机发动机吊挂段静力试验的技术要求,研制了吊挂段静力试验系统,解决了吊挂架仿真和荷载极限仿真等关键技术。试验结果表明试验系统工作稳定可靠,紧急着陆时吊挂无有害塑性变形,强度和刚度符合设计要求。本文详细介绍了这一问题,以供同行参考。

关键词: 飞机吊挂; 结构强度设计; 静力试验; 关键技术

前言:

飞机发动机作为重要的支撑和连接装置,不仅能有效地将发动机的动力传递给飞机,而且还能承受发动机的负荷。飞行过程中产生的角和侧惯性力是高温影响区和全飞机集中的应力区,因结构强度导致的事故时有发生。发动机吊挂和机翼连接器主要用于传输动力装置的负荷,这是飞机的一个重要传输元件。从飞机安全的角度来看,在发动机和机翼连接处对飞机进行分析和测试尤为重要。

一、试验件及试验工况

1. 试验件及支持

根据现有连接方法,自由结构可以分为抗拉筋结构、箱梁结构和超静态结构。其中箱形梁结构的前接头位于翼缘前梁上,后接头位于翼缘前梁和翼缘后梁之间的下部翼缘皮肤上。吊挂箱部分有一个可在吊挂架上均匀分配发动机负荷的隔板。本文的试验项目吊挂在箱形梁结构上。发动机顶部通过前后连接器和剪切销连接到机翼。发动机底部通过前后安装支架连接到发动机上。连接至机翼的接头没有弯矩,前接头提供垂直约束,后接头提供垂直约束和侧约束,剪切销提供方向和侧方向约束,三个约束构成静态支撑结构。安装支架上有定位销孔和螺栓孔,安装销和螺栓分别连接到发动机上。

2. 试验载荷

吊挂部分的载荷主要来自发动机的推力和惯性,当飞行状态发生变化时,如飞机紧急降落、横向运动等,就会出现其危险的运行状态。典型的悬浮危险条件见表1。将表1中的发动机载荷转换为发动机前后装配接头,即吊挂在前、后装配支架的底面中心,以获得表2中所示的载荷。

表1 吊挂部段试验工况
Tab. 1 Load case of the pylon

工况	状态	$n_x(g)$	$n_y(g)$	$n_z(g)$	推力 T	减缩系数
01	应急着陆	9			0	0.61
02	应急着陆	-9			0	0.54
03	侧移		1.5	4.2	0	0.62

3. 试验系统设计指标

测试系统包括试验台、充电系统和测量系统。由于试验是在试验平台上静态安装的,因此试验平台必须有足够的强度来承受试验。与此同时,试验台需要足够的刚度,以避免试验台的过度变形以及加载和支撑误差。此外,负载和测试测量系统必须达到足够的精度。测试系统的具体规格见表3。

二、吊挂的有限元建模

航空发动机吊挂材料大多为铝合金或钢,有三种常

表2 吊挂部段试验施加载荷

Tab. 2 Test load of the pylon

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_y (kN·mm)	F_x (kN)	F_y (kN)	F_z (kN)	M_x (kN·mm)	M_y (kN·mm)
01	-128	21.1	0	90.8	-7330	0	-21.1	0	-575	43.7
02	113	-18.7	-8.24	-80.4	6490	0	18.7	0	509	-38.7
03	1.7	-19.2	-60.4	156	2670	-1.7	-2.5	0	17200	-94.0

表 3 试验系统指标
Tab. 3 Test system Indicator

指标名	指标大小或说明
试验台架强度	静强度安全系数取 3.0
试验台架刚度	吊挂前接头销孔处垂向位移 < 1mm
支持边界	前接头提供垂向约束,后接头提供垂向及侧向约束,剪切销柱提供轴向、侧向约束
加载边界	按照吊挂与发动机连接形式进行连接
加载精度	±1%
测量精度	±1%

见结构：箱形梁结构、抗拉杆结构和超静态结构。本文采用箱形梁结构将飞机发动机连接器连接到飞机机翼。剪切销孔与机翼上的剪切销相对应。下部安装支架的前后安装支架分别连接到航空发动机的前后安装支架，箱形梁上的分离支架将负载均匀分布到吊挂支架上。建立机械模型之前，必须简化悬置模型，以确保分析的准确性和效率。

三、试验方案

1. 试验台架

试验元件安装在试验台架上，由吊挂架、前连接架、后连接架和销连接架组成。每个连接支架的顶部通过螺栓连接到吊挂支架，底部专门设计为确保连接模式、约束数和试样形状与实际结构相同。在剪切销约束下，吊挂的前后连接没有很大的灵活性，并且它们的凸柱通常保持垂直。自由前接头支持沿凸柱的应力和压力，而不受扭转或弯曲约束。增加支撑零件顶部的关节轴承，在支撑的顶面和底面之间留有 1mm 间隙，在提升前在底部面和关节悬吊耳之间留有 2mm 间隙，以确保关节在提升前自由旋转。

2. 试验加载

(1) 力施加方案。吊挂点载荷是由重量、机械螺旋载荷和液压致动器直接加载的集中载荷。为了准确地施加载荷，小于 5000N 的小载荷采用重型载荷，大于 5000N 的载荷采用液压执行机构载荷。

(2) 力矩施加方案。套用扭矩的方式有两种：偏移力和力对。力偏移方法是在特定方向上从测试所需的载荷点偏移测试力，从而在测试所需的载荷点周围创建一对扭矩。您可以通过控制偏移方向和距离来获得测试所需的扭矩。在此经验中，挠曲力优先于扭矩的套用，当挠曲力不可行或所需偏移较大时，会发生扭矩的套用。

3. 加载与测量设备

在试验中采用了 MTS 多点协调充电系统。测量系统包括变形测量系统和位移测量系统。应变测量系统由应变计、导体和静态应变计组成。位移测量系统包括位移计数器和静态应变计数器。位移测量点位于前后安装面

的中间，用于测量安装支架的垂直、垂直和横向位移。

四、试验结果

在表 3 中测试三个测试条件。试验是根据预先测试程序进行的，目的是在进行正式测试之前消除结构性差异。在正式测试中，测试负荷分为 30 个级别，加载区域的前 15 个级别加载为 5 个级别，最后 15 个级别加载为增量。试验过程中，试验系统运行正常，试验台、吊挂和装载假零件不会造成损坏，试验台上前配件的最大垂直位移不得超过 1mm。试验结果表明，案例 01 比其他两例严重，在这种情况下，变形载荷曲线与最大变形的线性关系非常好，这意味着结构仍处于线性弹性变形阶段。在运行条件 01、02 下，吊挂支架承受着很大的牵引杆头力，主要由剪力销连接，因此后上部梁在销子附近有较大变形，因此试验测量的最大变形出现在上部梁前方。通过将吊挂尺寸相结合来计算偏差角度，03 工作状态引起的电机偏差角度最大，达到 1.51°。

五、结束语

总之，试验成功表明试验方案合理，试验台站可靠。在试验过程中，结构中不存在危险的塑性变形，这意味着悬浮体具有足够的强度，能够承受紧急着陆等极端工作条件。这些试验的结果可作为评估飞机发动机吊挂部分的强度和刚度或建立有限元模型的基础。

参考文献：

- [1] 刘亚奇, 胡锦涛, 刘星北等. 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 (增刊): 74-76.
- [2] 李卫平, 谭伟, 薛彩军, 等. 民用飞机发动机吊挂部段静力试验与静强度分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2011 (6): 732-737.
- [3] 马振云, 何景武, 梁猛. 机翼/主起落架连接结构传力路线分析[J]. 长沙航空职业技术学院学报, 2010, 10 (4): 28-31.
- [4] 张跃飞, 陈林, 刘艳稳. 新研通用挂架前接头螺栓断裂分析[J]. 失效分析与预防, 2010, 5 (4): 248-251.