

大型水陆两栖飞机起落架强度试验技术

王彬文, 董登科, 陈莉, 谢宇航

(中国飞机强度研究所全尺寸飞机结构静力/疲劳航空科技重点实验室, 710065, 西安)

摘要: 针对大型水陆两栖飞机起落架的超静定连接及高支柱结构所带来的试验问题, 基于刚度等效理论采用数值仿真方法分别对起落架与机身连接和与试验装置连接模型进行分析, 通过调整试验装置结构形式、尺寸及厚度等, 实现起落架装置连接模型对机身连接模型在变形主方向位移的模拟; 基于数值仿真的力学边界条件模拟, 计算主起落架轮轴中心点在最大载荷时的位移, 预先调整加载点安装位置以保证最大载荷时的加载精度。试验结果表明, 在机尾下沉着陆最大回弹载荷内外轮分配比例为 6:4 的工况下, 轮轴中心点主变形方向的位移基本相同, 两种连接方式各向载荷最大误差在 7% 左右。研制了集模块化、多功能和通用性于一体的机身刚度模拟自平衡试验装置, 满足了主起落架 8 种工况的静强度试验需求, 可为其他型号起落架试验提供参考。

关键词: 水陆两栖飞机; 高支柱; 超静定; 起落架; 静强度试验

中图分类号: V216.1 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtub202007002 **文章编号:** 0253-987X(2020)07-0009-08



OSID 码

Strength Test Technique for Large Amphibious Aircraft Landing Gear

WANG Binwen, DONG Dengke, CHEN Li, XIE Yuhang

(Full Scale Aircraft Structure Static/Fatigue Aeronautic Science and Technology Key Laboratory,
Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

Abstract: To solve the test problems caused by the statically fixed connection and high pillar structure of large amphibious aircraft landing gear, based on the stiffness equivalence theory, two models of landing gear connected with fuselage and connected with test device were analyzed by numerical simulation method. By optimizing the structural form, size and thickness of the test device, the displacement of landing gear-device connection model in the main direction of deformation was simulated according to that of the landing gear-fuselage connection model. Based on the numerical simulation of mechanical boundary condition, the displacement at the center point of the main landing gear shaft under the maximum load was calculated, and the installation position of the loading point was adjusted in advance to ensure the loading accuracy under the maximum load. The results showed that under the maximum resilience load condition (the load ratio of inner wheel to outer wheel is 6:4) for the tail subsidence landing, the displacement of the wheel shaft center point in the main deformation direction was basically the same, and the maximum error of the two connection modes in each direction was about 7%. On this basis, a self-balancing experimental device for fuselage stiffness simulation was developed, which integrates modularization, multi-function and universality, and can meet the static strength test requirements of the main landing gear under eight working conditions. The research results can

收稿日期: 2019-10-21。 作者简介: 王彬文(1974—),男,博士,研究员。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51601175)。

网络出版时间: 2020-05-14

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20200513.1702.012.html>

be used for reference in the tests of other types of landing gears.

Keywords: large amphibious aircraft; high pillar; statically indeterminate structure; landing gear; static strength test

大型水陆两栖飞机 AG600 是我国首次研制的大型特种民用飞机,具备在陆上和水上起飞及降落的能力,可以执行森林灭火和水上救援等多项特种任务^[1]。起落架结构作为 AG600 飞机的关键部位,是飞机设计、分析的关键,对飞行安全有重要影响^[2]。适航规章对起落架静力试验有明确的要求^[3],在相关标准及规范中也有具体的试验要求^[4]。

由于载荷大、工况多、边界条件复杂,因此起落架的支持方案直接关系到试验质量和试验结果的有效性^[5-6]。欧美等航空工业先进国家已经开发出了一系列起落架试验装置,可以对不同型号起落架进行静力与疲劳试验,试验精度、效率较高^[7-8]。国内的起落架一般按照静定结构设计,载荷较小,起落架结构的载荷传递路线相对简单,可在全机静力试验飞机上直接开展部分试验^[9-12]。在进行起落架部件试验时,需针对特定工况设计专用的试验夹具或装置,采用正装^[13]或倒装^[14]等方式将起落架固定,支持夹具、加载夹具多为一次性设计使用,且试验加载作动筒位置固定,不能随起落架的变形而变化。

AG600 飞机机身底部与船底相似,其 V 型结构致使主起落架无法安装在机身底部,只能采用高支柱式结构安装于机身两侧^[15-16],导致其主起落架较一般起落架更高,如某型飞机的起落架仅有 1 900 mm 左右,而 AG600 飞机主起落架高达 3 460 mm,因此受载时其变形也更大。此外,主起落架放下时通过下位锁和上三角架连接到机身上,形成了超静定结构^[17],起落架零部件的载荷分配与起落架刚度及其支持刚度密切相关,使得起落架边界条件更加复杂。

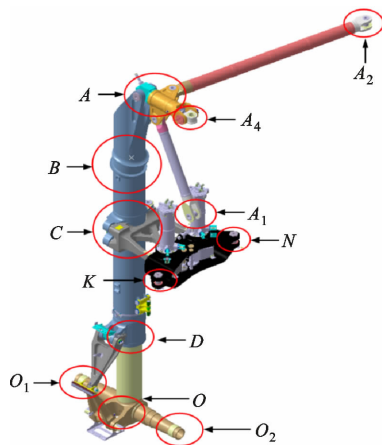
从公开资料来看,高度 3 m 以上的高支柱起落架静力试验相关资料很少,起落架与机身连接的超静定结构支持刚度模拟技术也鲜有提及。目前,对于飞机结构支持刚度的模拟主要集中于吊挂与机翼之间。郑光在某飞机机翼 IPS 吊挂连接接头破坏试验中,为了保证吊挂结构受载姿态与真实工况一致,在吊挂连接接头与机翼模拟段连接界面设计了多排螺栓连接,通过改变界面上的螺栓个数和位置来实现对试验吊挂支持刚度的调整^[18]。李卫平等通过在前、后接头处采用关节轴承以保证试验件的连接方式、约束数与约束形式和真实结构相同,从而实现

支持边界的模拟^[19]。唐维通过有限元仿真计算对机翼过渡段进行刚度设计,并通过吊挂假件试验来验证其刚度,以确保能为吊挂提供真实的边界支持^[20]。

本文针对 AG600 飞机起落架结构及其与机身结构连接的高支柱及超静定等特点,通过对不同工况下起落架与机身连接各部位受载情况的分析,提出了基于刚度等效的支持刚度模拟和载荷边界模拟数值仿真技术,真实模拟了高支柱超静定连接起落架与机身连接处的刚度和载荷,确保了准确施加起落架试验边界条件。在此基础上,研制出了集模块化、多功能和通用性为一体的自平衡起落架试验装置,为高支柱超静定起落架 8 种工况的静强度试验提供了技术支撑和设备保障。

1 AG600 飞机起落架试验特征分析

AG600 飞机的主起落架模型如图 1 所示,主要由外筒、活塞杆、上下扭力臂、横梁、垂向杆、航向杆、锁臂、锁壳、缓冲器内部零件以及相关连接件和密封件等构成,放下时与机身共有 7 个部位相连接,其中收放机构与机身有 2 处连接。在起落架收放机构设计时需要避免使用一个作动器完成一种以上功能,因此收放机构基本不参与结构传载,从而主起落架与机身的传载连接部位共有 5 处,起落架与机身连接位置说明见表 1。为了便于分析,图 2 给出了起落架受载时各连接节点处的载荷示意图。



A—外筒与上三角架连接点;B—外筒与收放装置连接点;C—外筒与下位锁连接点;D—外筒与上扭力臂连接点;O—轮轴中心点;
O₁—外侧机轮中心点;O₂—内侧机轮中心点。

图1 AG600 飞机的主起落架模型

表 1 起落架与机身连接位置

位置编号	位置说明
A ₁	垂向杆与机身连接部位
A ₂	航向杆与机身连接部位
A ₄	万向接头与机身连接部位
N	锁壳与机身连接部位
K	锁壳与机身连接部位

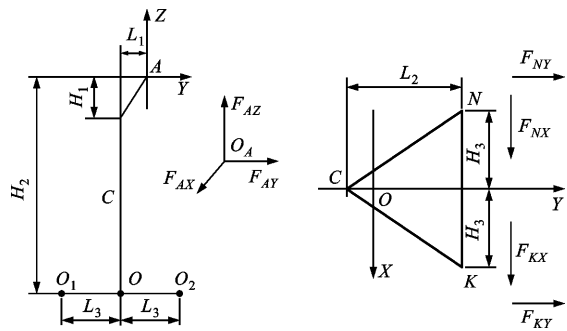


图 2 起落架受载时各连接节点处载荷示意图

以起落架的支柱及下位锁组合体为研究对象,列出平衡方程如下

$$\sum F_x = 0$$
$$F_{AX} + F_{O_1X} + F_{O_2X} + (F_{NX} + F_{KX}) = 0$$
$$\sum F_y = 0$$
$$F_{O_1Y} + F_{O_2Y} + F_{AY} + (F_{NY} + F_{KY}) = 0$$
$$\sum F_z = 0$$
$$F_{O_1Z} + F_{O_2Z} + F_{AZ} = 0$$
$$\sum M_{OC} = 0$$
$$M_{AZ} - F_{AX}L_1 - (F_{NX} + F_{KX})L_2 - F_{NY}H_3 + F_{KY}H_3 + M_{O_1Z} + M_{O_2Z} = 0$$
$$\sum M_{AX} = 0$$
$$M_{O_1X} + M_{O_2X} + F_{O_1Y}H_2 + F_{O_2Y}H_2 + (F_{NY} + F_{KY})H_1 = 0$$
$$\sum M_{AY} = 0$$
$$M_{O_1Y} + M_{O_2Y} + F_{O_1X}H_2 + F_{O_2X}H_2 + (F_{NX} + F_{KX})H_1 = 0$$

(1)

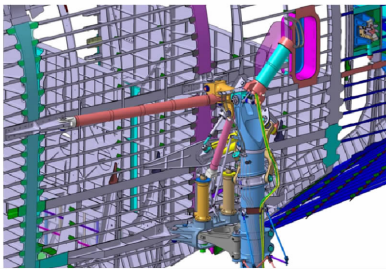
各参数的具体含义如图 2 所示,可以看出,式(1)中共有 8 个独立未知量,而平衡方程只有 6 个,因此平衡方程组奇异,各独立未知量难以唯一确定。实际上,对于支柱与下位锁的组合体来讲,A 点约束了 3 个方向的平动,N、K 两点共同约束 X 方向、Y

方向平动以及 Z 方向转动,因此该组合体在 Z 方向的转动约束为多余约束;对于下位锁来讲,如果仅仅约束 X 方向、Y 方向平动及 Z 方向转动,则 N、K 两点只需其中 1 个点的铰支座形式为固定铰支座,而另外一个点为滑动铰支座即可,然而实际结构中两个连接点都对 X 方向、Y 方向的平动进行了约束,因而此处又多了 1 个约束。经上述分析,可判断 AG600 飞机主起落架结构为二次超静定结构,其与机身各连接部位的载荷无法直接获得。

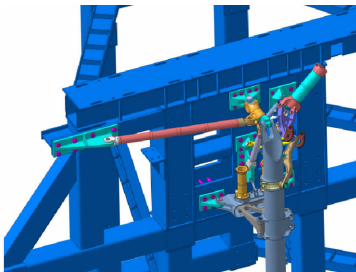
2 试验方案设计

2.1 超静定起落架试验支持边界的确定

起落架一般设计为静定结构,载荷传递路线清晰,易于强度设计。AG600 飞机独特的机身结构需要将高支柱式起落架安装在机身两侧,当主起落架放下时通过下位锁和上三角架连接到机身上,形成了超静定结构,导致起落架各连接部位的载荷分配与起落架的刚度及其支持刚度密切相关。在主起落架静力试验时,如何准确地模拟主起落架与机身的连接关系,确保载荷分配比例与全机状态一致,是该试验的第 1 个难点。为了解决上述问题,本文基于刚度等效理论提出了利用有限元分析、调整试验装置支持刚度以获得与机身支持刚度相当的试验装置设计方案。首先,分别建立了起落架与机身连接和起落架与试验装置连接的两种方式,如图 3 所示,保证两种模型的接口(单耳、双耳和连接螺栓等)均相同。其次,采用 Nastran 软件分别建立了两种连接



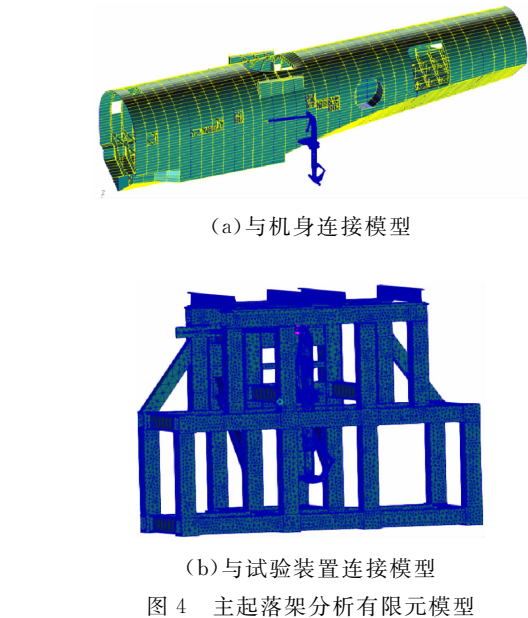
(a)起落架与机身连接



(b)起落架与试验装置连接

图 3 两种连接情况示意图

方式的有限元模型,如图 4 所示。主起落架与试验装置均采用 Tet10 实体单元,机身采用梁单元和壳单元,螺栓连接采用 RBE2+RJOINT 来模拟,零件之间的接触通过 Contact Table 表定义。最后,以起落架与机身连接模型各关注点的位移为目标,通过调整试验装置结构形式、尺寸及厚度等,使得起落架与机体和试验装置连接时各主要关注点的位移一致,以此模拟起落架实际的边界支持刚度,从而实现试验载荷传递的真实模拟。主起落架试验装置的优化设计过程如图 5 所示,优化过程中各模型在关注点的 X 方向位移见表 2。可以看出,由于基于起落架的受力特征和结构特征所建立的初始模型刚度较小,导致初始模型各关注点的 X 方向位移较大,因此在后续的设计过程中逐渐增加试验装置的刚度,与此同时还要保证 5 个关注点(A、B、C、D、O,见图 1)的 X 方向位移与机身连接模型的对应位移更接近。需要说明的是,由于 AG600 起落架静力工况众多,试验装置优化需要多次尝试和迭代,十分复杂,本文仅以主起落架地面载荷试验的 CT 6:4 工况为例(机尾下沉着陆最大回弹载荷内外轮载荷分配比例为 6:4),对优化过程中的部分内容进行简要说明。



从表 2 可以看出,起落架在优化后的试验装置上进行静力试验时,各关注点的 X 方向位移与机身连接模型对应关注点的位移很接近,最大误差仅有 7.06%。需要说明的是,各关注点在 Y 方向和 Z 方向的位移和误差均较小,在工程可接受范围内,本文对其不再赘述。由于在起落架试验装置上进行多种

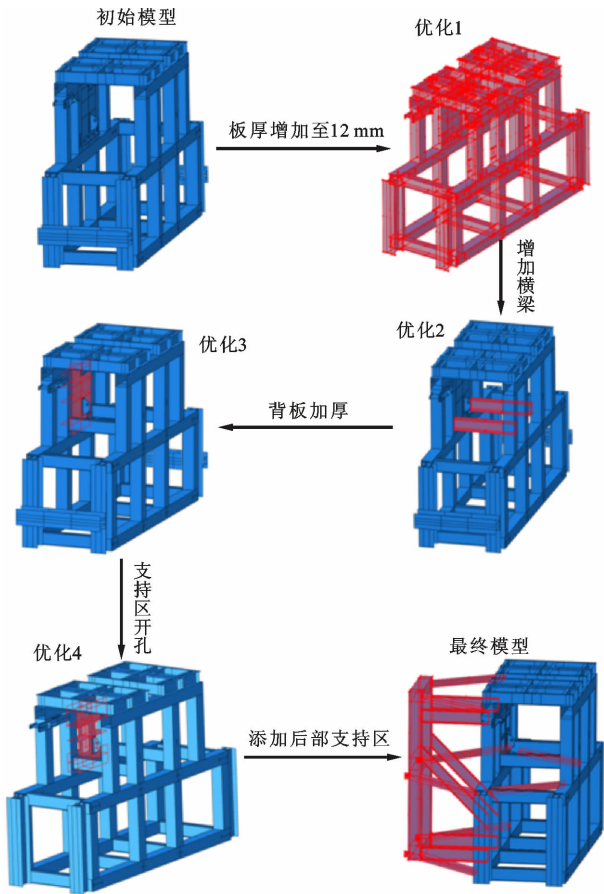


图 5 AG600 主起落架试验装置优化设计过程

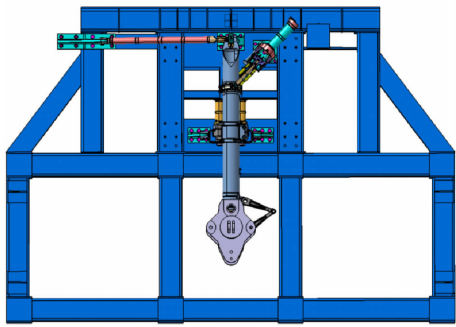
工况的静力试验,优化后的试验装置需要能够同时满足在所有工况下刚度的等效性。经过多次优化设计,最终所得 AG600 主起落架的试验装置以及安装示意图如图 6 所示。

表 2 AG600 主起落架各关注点 X 方向位移

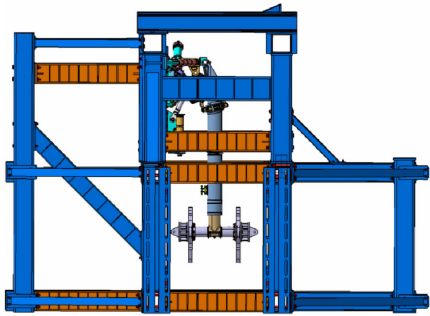
模型类别	X 方向位移/mm				
	A	B	C	D	O
目标模型	7.87	5.24	-9.49	-73.72	-121.06
初始模型	12.48	-1.99	-24.15	-111.56	-165.58
优化 1	8.33	2.77	-13.36	-88.51	-137.35
优化 2	8.49	3.43	-12.49	-87.28	-136.03
优化 3	7.10	4.42	-9.62	-80.36	-127.39
优化 4	7.08	4.73	-9.18	-79.68	-126.62
最终模型	7.47	5.61	-8.83	-72.27	-119.24
误差/%	-5.08	7.06	6.95	1.96	1.50

2.2 高支柱起落架大位移加载技术

AG600 飞机主起落架采用了高支柱结构,轮轴中心受载后会产生较大位移。如果沿用常规起落架试验中固定作动筒位置的加载方式,当主起落架试验载荷较大时,加载点处会产生较大位移,加载力线会发生偏转,使作动筒的加载方向与起落架的实际



(a)正视图



(b)侧视图

图 6 AG600 主起落架试验装置及安装示意图

受载方向存在一定偏差,如图 7 所示。如何保证高支柱起落架在大载荷条件下的加载方向,是本试验的第 2 个难点。

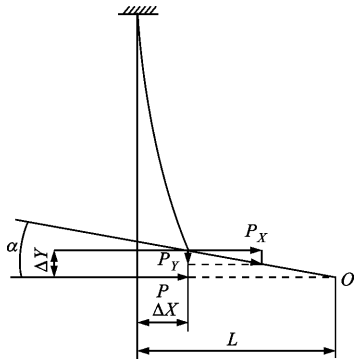


图 7 大位移导致加载偏差示意图

为了解决大载荷下加载方向的偏差问题,本文通过有限元仿真计算最大载荷时主起落架轮轴中心点 O 的位移量,据此预先调整加载点安装位置以保证最大载荷时的加载精度。高支柱起落架的静强度试验需要进行多种工况的加载,加载点位置会随载荷工况而发生变化,因此在加载夹具上设计长条孔,根据试验需要可灵活调整加载点位置,大位移加载技术如图 8 所示。

2.3 模块化、多功能、自平衡试验装置设计

由 2.1 节可知,AG600 飞机主起落架的二次超

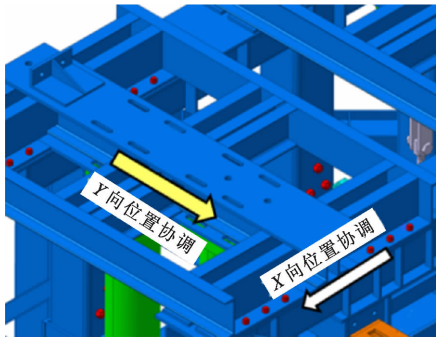


图 8 大位移加载技术示意图

静定连接使得其试验边界支持比较复杂,加之该起落架强度试验载荷工况较多,试验环境也没有承力墙可使用。如何在满足起落架各载荷工况试验要求的同时尽可能简化试验结构,是该试验的第 3 个难点。

本文提出可模拟机身支持刚度的模块化、自平衡试验装置设计技术,搭建了可实现 X 正负向、 Y 正负向和 Z 正向的复杂大载荷施加的试验装置,并且可通过模块化组合以满足起落架 8 种工况的试验项目。试验装置整体模型及各作动筒位置如图 9 所示,多种载荷工况下的试验方案如图 10 所示。本次主起落架静强度试验主要涉及 8 种工况,分别为机尾下沉着陆最大回弹载荷(CT6:4,CT0:6)、两点水平着陆最大起转载荷(LZ6:4)、两点水平着陆垂直载荷(LC5:5)、两点姿态刹车(LS6:4)、地面滑行 2g(H2X4:6)、转弯(ZW0:1,ZW5:5),不同的载荷工况采用不同的加载方式,各种载荷工况详见表 3。

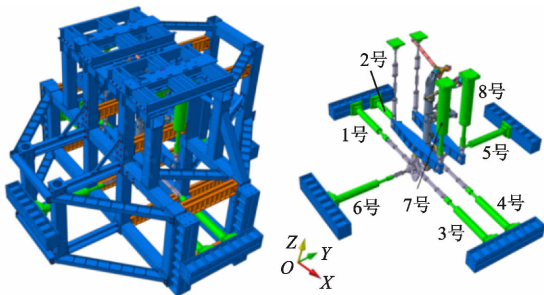


图 9 试验装置整体模型及各作动筒位置

3 高支柱起落架静强度试验

3.1 起落架试验件

AG600 水陆两栖飞机主起落架系统主要用于飞机的起飞、着陆、地面滑跑和地面停放,安装于机身两侧。

3.2 试验载荷

AG600 飞机的起落架试验载荷主要依据飞机的

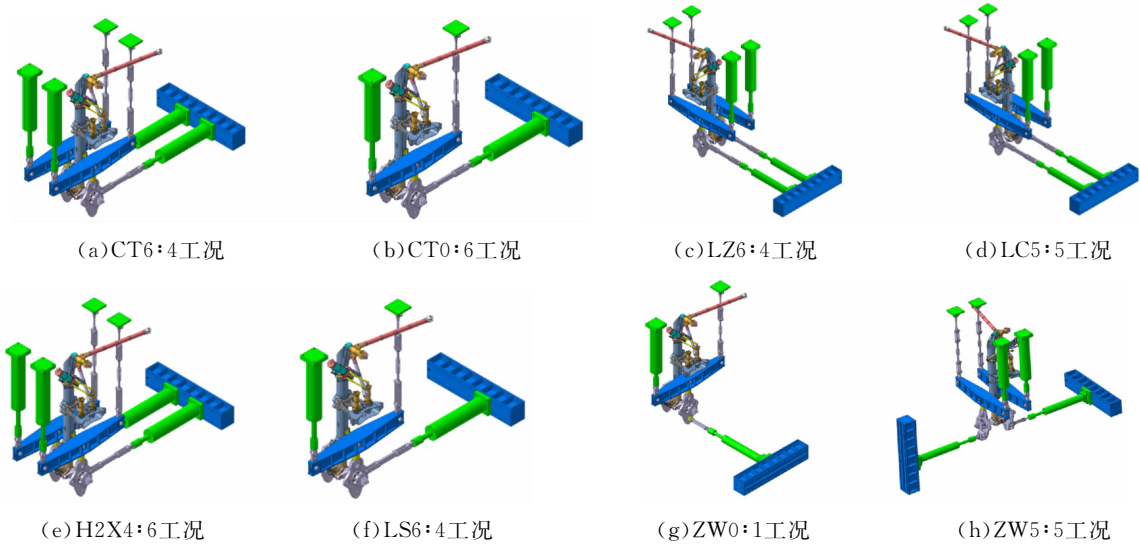


图 10 各试验工况加载方案

表 3 高支柱起落架静强度试验载荷

工况	P_{O_1x} /kN	P_{O_1y} /kN	P_{O_1z} /kN	$M_{O_1x}/$ (kN·m)	$M_{O_1y}/$ (kN·m)	$M_{O_1z}/$ (kN·m)	P_{O_2x} /kN	P_{O_2y} /kN	P_{O_2z} /kN	$M_{O_2x}/$ (kN·m)	$M_{O_2y}/$ (kN·m)	$M_{O_2z}/$ (kN·m)
CT6:4	-239.2	0.0	264.0	0.0	0.0	0	-159.5	0.0	176.0	0.0	0.0	0
CT0:6	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0	-239.2	0.0	264.0	0.0	0.0	0
LZ6:4	224.0	0.0	280.0	0.0	0.0	0	149.3	0.0	186.7	0.0	0.0	0
LC5:5	124.5	0.0	311.1	0.0	0.0	0	124.5	0.0	311.1	0.0	0.0	0
LS6:4	158.1	0.0	263.5	0.0	66.4	0	105.4	0.0	175.7	0.0	44.3	0
H2X4:6	0.0	0.0	276.0	0.0	0.0	0	0.0	0.0	414.0	0.0	0.0	0
ZW0:1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0	0.0	132.0	528.0	6.3	0.0	0
ZW5:5	0.0	172.5	345.0	65.2	0.0	0	0.0	172.5	345.0	65.2	0.0	0

设计使用情况而定,主要包括飞机着陆、地面滑行以及地面操作等情形。试验坐标系原点位于起落架安装支架横梁与机身连接的万向接头耳片中心, X 轴方向为逆航向, Z 轴垂直地面向上, Y 轴垂直于 XOZ 平面指向机身,主起落架载荷如图 11 所示。

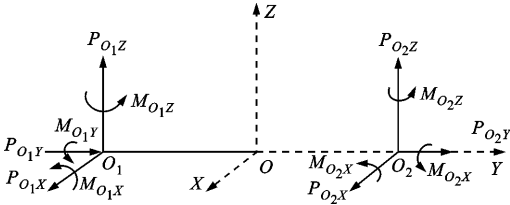


图 11 主起落架载荷示意图

3.3 试验加载

AG600 飞机起落架需要开展 8 种工况下的静强度试验。本文以主起落架地面载荷试验的 CT6:4 工况为例对起落架试验中的载荷进行说明,其他工况不再赘述。

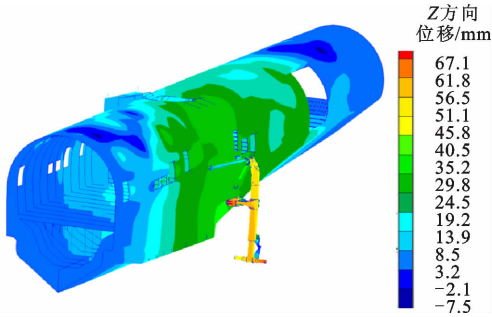
以 CT6:4 工况下的载荷为边界条件,对起落架与机身连接和试验装置连接的有限元模型分别进行分析,其在不同坐标方向的位移云图如图 12 所示。可以看出,两种连接方式下起落架的各部位在 3 个坐标方向的变化趋势相同,均在起落架最底端的位移最大,其中在 X 负方向位移最大,在 Y 向和 Z 向的位移较小,起落架左右轮位移不对称且变化趋势基本相同。为了更直观地反映两种连接方式下主起落架的位移,图 13 给出了主起落架主要关注点 O 、 D 、 C 、 B 、 A 处的位移趋势,表 4 给出了起落架连接点 A_2 、 A_1 、 A_4 、 N 和 K 处的载荷及误差。可以看出,试验装置上起落架各主要关注点处位移与机体真实结构位移的计算结果差异很小,且各连接点处的载荷也接近。综上所述,证明了在该试验装置上进行的起落架静强度试验能够模拟起落架真实受载的情形。

表 4 CT6:4 工况连接点载荷及误差

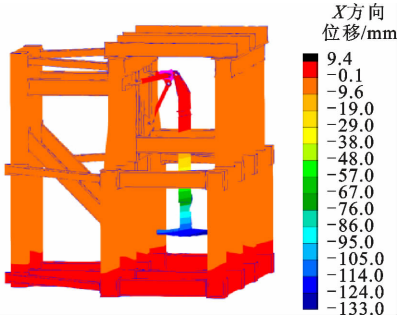
连接点	载荷方向	载荷/kN		误差/%
		机身连接模型	框架连接模型	
A ₁	X	0.2	0.2	0.00
	Y	247.4	247.4	0.00
	Z	−510.0	−510.0	0.00
A ₂	X	−657.6	−646.4	−1.70
	Y	132.6	130.4	−1.66
	Z	0.1	0.1	0.00
A ₄	X	152.9	149.8	−2.03
	Y	−458.6	−455.6	−0.65
	Z	70.1	69.9	−0.29
N	X	427.7	398.5	−6.83
	Y	−694.3	−688.9	−0.78
	Z	0.0	0.0	0.00
K	X	475.9	496.6	4.35
	Y	772.9	766.8	−0.79
	Z	0.0	0.0	0.00

3.4 试验结果

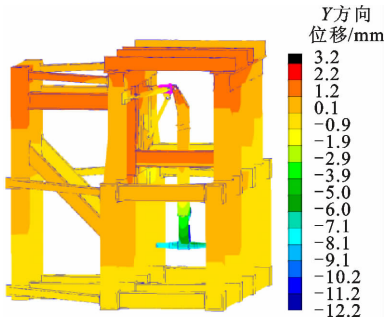
图 14 和图 15 分别给出了 CT6:4 工况极限载荷试验过程中起落架各测量点的应变和位移随载荷的变化曲线。可以看出,应变和位移曲线线性和对称性良好,卸载后曲线回零良好,表明试验加载过程平稳,试验件未出现非线性位移。试验结束后,经目视检查,起落架试验件未产生可影响其性能的损伤及



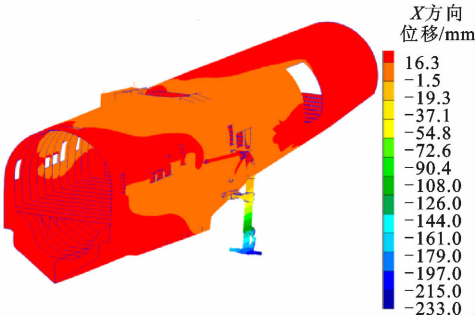
(c) 机身连接模型 Z 方向



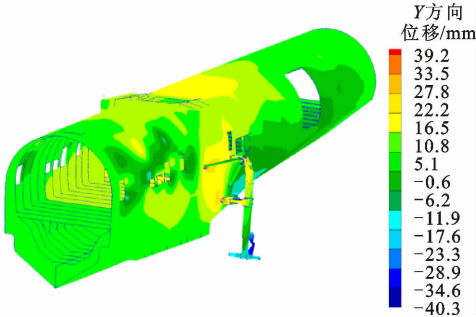
(d) 框架连接模型 X 方向



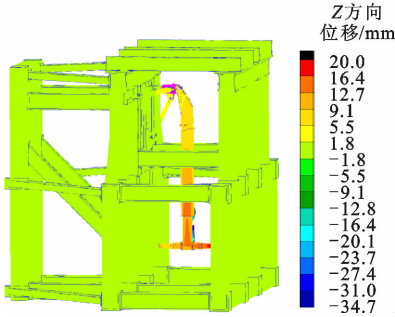
(e) 框架连接模型 Y 方向



(a) 机身连接模型 X 方向



(b) 机身连接模型 Y 方向



(f) 框架连接模型 Z 方向

图 12 CT6:4 工况在不同方向的有限元分析位移云图

变形。

以 CT6:4 工况下关注点 O 为例,表 5 给出了起落架在试验中实测位移与前述有限元分析所得位移对比。其中 X 方向位移实测与分析结果非常接近; Y 方向位移较小,基本可忽略; Z 方向实测结果与分

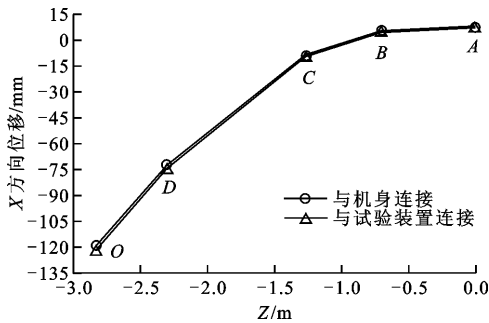


图 13 工况 CT6:4 关注点 O、D、C、B、A 在 X 方向的位移趋势图

析结果差别较大,主要原因在于试验件油缸内的液压油本身具有可压缩性,并且充油过程中混入的气体也具有可压缩性,导致加载过程中 Z 方向产生额外的变形。总体而言,实测结果与分析的起落架与机身连接和与试验装置连接的位移是一致的,证明了试验结果的正确性和试验方案的有效性。

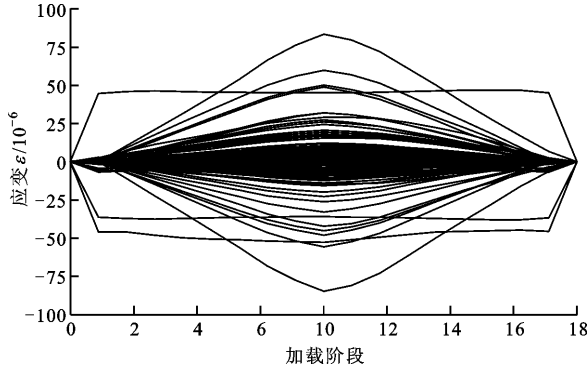


图 14 CT6:4 工况极限载荷试验应变随载荷的变化

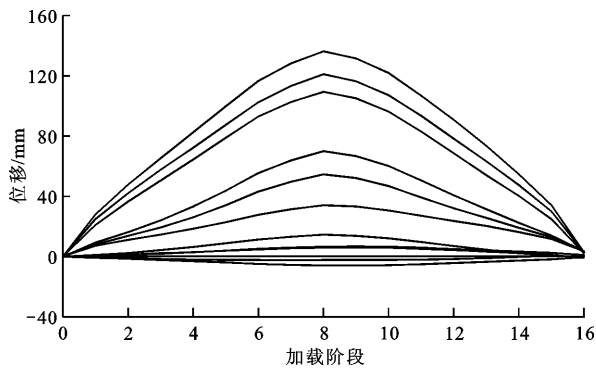


图 15 CT6:4 工况极限载荷试验位移随载荷的变化

表 5 CT6:4 工况下起落架关注点 O 的位移

方向	关注点 O 的位移/mm		
	试验结果	模型 1	模型 2
X	-120.82	-121.06	-119.24
Y	-2.31	-5.68	-7.85
Z	34.01	4.42	5.98

4 结 论

(1)采用刚度等效的方法能够有效地解决超静定起落架结构的试验连接刚度问题,实现 AG600 飞机主起落架支持边界刚度的真实模拟。

(2)基于数值仿真的力学边界条件模拟,预先调整加载点安装位置解决了加载中的大位移问题,实现了高支柱起落架的精确加载。

(3)本文所研制的集多功能、模块化和通用性为一体的自平衡起落架试验装置具有刚度模拟可靠有效、大位移加载精度高、装置通用性好等优点,能有效应用于大型水陆两栖飞机起落架在多种工况下的静强度试验,并可推广应用于其他型号起落架静力试验中。

参考文献:

- [1] 黄领才,雍明培. 水陆两栖飞机的关键技术和产业应用前景 [J]. 航空学报, 2019, 40(1): 522708.
HUANG Lingcai, YONG Mingpei. Key technologies and industrial application prospects of amphibian aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sincia, 2019, 40(1): 522708.
- [2] NIE H, WEI X H. Key technologies for landing gear of large civil aircrafts [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 40(4): 427-432.
- [3] 中国民用航空局. 中国民用航空规章(第 25 部)运输类飞机适航标准: CCAR-25-R4 [S]. 北京: 中国民用航空局, 2011: 29-30.
- [4] 国防科学技术工业委员会. 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: HB7713—2002 [S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 2002: 1-7.
- [5] 孙侠生. 民用飞机结构强度刚度设计与验证指南 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2012: 81-90.
- [6] 强宝平. 全尺寸飞机结构试验技术 [J]. 航空科学技术, 2012(6): 10-13.
QIANG Baoping. Evaluation of full scale aircraft structure strength test technology [J]. Aeronautical Science and Technology, 2012(6): 10-13.
- [7] DE FARIAS C R, AZEVEDO E, HIPPERT J. Fracture of an aircraft's landing gear [J]. Engineering Failure Analysis, 2002, 9: 265-275.
- [8] CHESTER D H. Aircraft landing impact parametric study with emphasis on nose gear landing conditions [J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(3): 394-403.

(下转第 157 页)

- 运动学分析及优化 [J]. 机械设计与研究, 2018, 34(6): 57-62.
- ZHANG Chunyan, XIE Mingjuan, ZHANG Dan. Kinematic analysis and optimization of a multi-mode mobile parallel mechanism [J]. Machine Design and Research, 2018, 34(6): 57-62.
- [19] 汪满新, 安守和, 冯虎田, 等. 一种具有两种操作模式的高速并联机器人机构: 201711183450.9 [P]. 2017-11-23.
- [20] HUANG Tian, LI Ya, TANG Guobao, et al. Error modeling, sensitivity analysis and assembly process of a class of 3-DOF parallel kinematic machines with parallelogram struts [J]. Science in China: Series E, 2002, 45(5): 467-476.
- [21] 于今, 余伟, 吴超宇, 等. 直线驱动型并联机器人误差模型与灵敏度分析 [J]. 农业机械学报, 2017, 48(7): 383-390.
- YU Jin, YU Wei, WU Chaoyu, et al. Error modeling and sensitivity analysis of linear driven parallel robot [J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2017, 48(7): 383-390.
- [22] 王晓磊, 金振林, 李晓丹. 四足机器人腿部并联机构末端位置误差分析与验证 [J]. 农业工程学报, 2019, 35(6): 39-46.
- WANG Xiaolei, JIN Zhenlin, LI Xiaodan. Analysis and verification of terminal position error of leg parallel mechanism of quadruped robot [J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering, 2019, 35(6): 39-46.
- (编辑 武红江)
-
- (上接第16页)
- [9] 陈博, 陆慧莲. 某型民用运输机主起落架连接区结构静力试验 [J]. 民用飞机设计与研究, 2013(3): 21-23.
- CHEN Bo, LU Huilian. Static strength test of the main landing gear [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2013(3), 21-23.
- [10] 贺谦. 基于全尺寸飞机的前起落架最大回弹载荷静力试验研究 [J]. 强度与环境, 2012, 39(5): 34-37.
- HE Qian. Static test on the maximal rebound load of frontal undercarriage based on full scale aircraft [J]. Structure and Environment Engineering, 2012, 39(5): 34-37.
- [11] 刘权良, 尹伟, 夏峰. 飞机结构静强度试验支持方案的确定 [J]. 航空科学技术, 2012(5): 32-35.
- LIU Quanliang, YIN Wei, XIA Feng. The determination of support scheme for aircraft static strength verifications test [J]. Aeronautical Science and Technology, 2012(5): 32-35.
- [12] 夏峰, 穆家琛. 全机静力试验多轮多支柱起落架支持与加载技术 [J]. 科学技术与工程, 2018, 18(30): 238-244.
- XIA Feng, MU Jiachen. The support and loading technology of landing gear with multi-wheels and multi-struts for full-scale aircraft static test [J]. Science Technology Engineering, 2018, 18(30): 238-244.
- [13] 朱锦杰. 飞机起落架地面疲劳试验系统设计 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009: 4-7.
- [14] 樊丽娟. 飞机起落架静强度试验技术 [J]. 科技创新与应用, 2013(3): 96.
- FAN Lijuan. Static strength test technology of landing gear for aircraft [J]. Technology Innovation and Application, 2013(3): 96.
- [15] 詹家礼. 大型水陆两栖飞机起落架方案设计及相关技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010: 7-21.
- [16] 何月洲, 赵洪伟. 水陆两栖飞机静强度试验悬空支持技术研究及应用 [J]. 工程与试验, 2018, 58(4): 98-105.
- HE Yuezhou, ZHAO Hongwei. Study on suspended support technology in static strength test of full-scale amphibian aircraft and its application [J]. Engineering and Test, 2018, 58(4): 98-105.
- [17] 詹家礼, 魏小辉, 米滨, 等. 大型水陆两栖飞机起落架总体布局 [J]. 江苏航空, 2010(4): 2-5.
- ZHAN Jiali, WEI Xiaohui, MI Bin, et al. Overall layout landing gear of large amphibious aircraft [J]. Jiangsu Aviation, 2010(4): 2-5.
- [18] 郑光. 某飞机机翼吊挂连接接头破坏试验设计 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013: 12-18.
- [19] 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, 43(6): 732-737.
- LI Weiping, TAN Wei, XUE Caijun, et al. Static test and computational analysis for pylon of airliner engine [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(6): 732-737.
- [20] 唐维. 民用飞机发动机吊挂连接件强度试验与分析 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014: 26-37.
- (编辑 武红江)