

# 大型客机全机静力试验飞机变形规律及影响研究

郑建军<sup>1,2</sup>

(1.西安交通大学 航天航空学院 机械结构强度与振动国家重点实验室, 陕西 西安 710049;  
2.中国飞机强度研究所 强度与结构完整性全国重点实验室, 陕西 西安 710065)

**摘要:**全机静力试验是在实验室固定坐标系下对飞机结构开展的各种载荷状态模拟,试验中需要考虑飞机的极限变形和变位。介绍了飞机研制过程中的主要构型,分析了试验构型的特殊性。结合大型客机全机静力试验典型载荷工况,分析了飞机的变形特征,总结了各主要部段在不同载荷状态下的变形规律。分析了飞机结构大变形对载荷计算、载荷施加、姿态控制和试验实施等方面的影响。基于飞机结构变形特征,提出了试验工况最优位姿确定、飞机姿态精准控制、结构大变形后载荷精确计算等影响试验精准性的关键因素,并从载荷平衡性、姿态稳定性、数据合理性3个维度提出了试验精准性的评价指标。研究结果对于大变形飞机的特征分析和试验精准性品质横向比较具有重要参考价值。

**关键词:**全尺寸飞机;静力试验;大变形;评价指标

**中图分类号:**V216.1<sup>+</sup>1

**文献标志码:**A

**文章编号:**1000-2758(2025)06-1121-11

作为飞机结构设计与制造性能验证的重要手段之一,全机静力试验是最早付诸实施的飞机地面强度试验类型,其试验结果也一直得到设计师们的重视和信赖。全机静力试验是包含载荷处理<sup>[1-3]</sup>、试验承载<sup>[4]</sup>、试验支持<sup>[5-7]</sup>、载荷施加<sup>[8-9]</sup>、液压气动<sup>[10-12]</sup>、试验控制<sup>[13-15]</sup>、试验测量<sup>[16-18]</sup>、无损检测<sup>[19-20]</sup>、健康监测<sup>[21-22]</sup>、虚拟试验等<sup>[23-24]</sup>多个技术分支的综合性系统工程。历经100多年的发展,各主要航空研制国家都发展了各具特色的试验技术体系<sup>[25-31]</sup>。

民航客机需严格按照运输类飞机适航标准<sup>[32]</sup>开展设计与验证工作。其中,针对大型运输类飞机,要求结构必须能够承受限制载荷而无有害的永久变形,结构必须能够承受极限载荷至少3 s而不破坏,必须表明每一临界受载情况下均符合强度和变形要求。表明符合性需要开展详细的试验策划<sup>[33]</sup>并严格按照型号合格审定程序<sup>[34]</sup>开展设计验证。全机

静力试验作为结构静强度验证最可靠最充分的手段,是飞机强度研究者认识结构强度最根本和最直接的试金石<sup>[35]</sup>。

国内以往研制的飞机大都刚度较大,试验中飞机变形对试验精准性的影响较小,因此,在刚体假设下开展试验载荷处理及实施可以满足工程需要。在ARJ21-700飞机、C919大型客机等型号研制中,已发现结构变形带来的问题,但受限于试验技术能力,仅解决了如垂直弦平面加载等机翼大变形带来的主要矛盾,未系统开展飞机结构变形对试验的影响分析<sup>[31]</sup>。波音、空客等大型客机研发机构也开展了相关研究,满足了波音B787<sup>[36]</sup>、空客A350<sup>[28]</sup>、空客A380<sup>[29]</sup>等飞机的研制需求,但对飞机结构在试验中的变形特征的系统性分析未见报道。

随着新研飞机尺寸和变形越来越大,对试验精准性的要求越来越高,特别是宽体客机、大翼展高空长航时无人机的研发,结构变形对试验精准性的影响不可忽略。由于飞机研制的高成本特征,单一型号的全机静力试验通常只有1架试验机,而不同型号间的构型特征、设计指标等又各不相同,存在不同型号间的试验技术难以进行准确横向比较的问题。

本文介绍了全机静力试验的 3 类典型载荷工况和试验目的,分析了飞机研制过程中的 4 类主要构型,并对比了试验构型的特殊性。结合大型客机全机静力试验典型载荷工况,分析了飞机的变形特征,总结了机翼、机身、尾翼、发动机、起落架等主要部段在不同载荷状态下的变形规律。分析了飞机结构大变形对载荷计算、载荷施加、姿态控制和试验实施等方面的影响。基于该影响,进一步提出了试验工况最优位姿确定、飞机姿态精准控制、结构大变形后载荷精确计算等影响试验精准性的关键因素,并从载荷平衡性、姿态稳定性、数据合理性 3 个维度提出了试验精准性的评价指标。本文研究结果对于大变形飞机全机静力试验的特征分析和试验精准性品质横

向比较具有重要参考价值。

## 1 全机静力试验典型载荷工况

全机静力试验通常由多个全机加载的工况和几十个部件考核工况组成,每个工况独立考核某个或几个部位的强度,全部工况组合成为总包线。为了保障试验安全并提升研制效率,通常试验分为首飞前试验和首飞后试验,首飞前仅需对飞机首飞必要的试验工况开展限制载荷试验,保障首飞安全,首飞后则需对所有考核工况和部位逐一进行限制和极限载荷考核。民用飞机全机静力试验典型的全机载荷工况如表 1 所示。

表 1 民机典型全机试验工况及重点考核部位

序号	典型试验工况	重点考核部位
1	全机前轮侧偏工况静力试验	前机身
2	全机 2.5g+增压工况静力试验	机翼、机身
3	全机侧偏着陆工况静力试验	起落架连接区、机身
4	全机 2.5g 机动平衡工况静力试验	机翼、中央翼
5	全机最大垂直力着陆工况静力试验	中后机身、后机身最大弯矩
6	全机 -1g 工况静力试验	机翼、中央翼
7	全机三点水平着陆工况	前机身最大剪力

全机工况试验采用基于全机载荷处理结果的一整套平衡载荷,由于缝翼、副翼、襟翼等活动翼面不是该工况的包线状态,具体实施中往往将这些载荷等效处理在机翼主结构上,保证剖面的总弯矩、剪力、扭矩等效即可。此类试验是全机静力试验最主要的考核目的,也是规模最大、难度最大、风险最大的试验项目。

静强度考核,因其受飞机结构的变形影响,在开展这类结构的试验时,除部件本身的试验载荷外,还需要在机翼、机身等提供边界的部位施加配套载荷,从而为考核部件提供更精准的位移边界条件,需要提供位移边界条件的试验工况如表 2 所示。配套后根据全机平衡还需对前述载荷进行配平,保障试验过程载荷的平衡。

除此之外,飞机上如活动翼面、后机身等结构的

表 2 典型需配套载荷的部件试验工况及重点考核部位

序号	试验项目	典型试验工况	重点考核部位
1	后机身	机动平衡	后机身垂向
		发动机失效	后机身侧向
2	缝翼	缝翼放下, 2g 过载	缝翼及缝翼滑轨
		缝翼收起, 最大正过载	
3	襟翼试验	内襟翼复飞	襟翼及襟翼滑轨
		外襟翼 1+F 卡位	
4	副翼	副翼上偏	副翼及副翼连接
		侧向 18g	
		副翼下偏	

某些部件试验,仅考核部位载荷需要精确处理,非考核部位进行全机载荷配平即可,常见的部件试验工况如表3所示。

表3 民机典型部件试验工况

序号	试验项目	典型试验工况
1	扰流板	扰流板静力试验
2	增压舱增压	增压舱增压试验
3	垂直安定面和方向舵	偏航机动
		发动机失效
		36g 工况
4	前起落架连接	前起牵引
		三点水平着陆
		前轮侧偏
5	主起落架连接	转弯工况
		两点滑行刹车
6	吊挂	动着陆(垂向 3.65g)
		垂向连续突风

全机静力试验成本巨大,为了更多挖掘试验飞机的潜力,往往还需要在试验机上继续开展局部连接结构的强度验证,如APU连接试验、RAT连接试验、座椅连接试验、厨房盥洗室连接试验、顶起试验、驾驶舱操纵系统连接强度试验等。这些试验结构变形的影响较小,不是本文研究重点。

## 2 典型大变形飞机构型变化规律研究

### 2.1 飞机研制过程的主要构型

飞机设计研制过程中,不同阶段不同目的下需要考虑飞机不同的构型状态,研制过程中涉及的主要构型有以下4种构型状态。

**设计构型。**总体气动在进行总体布局设计后,首先需要进行打样设计,目前的飞机设计几乎都是三维设计,结构设计完成后直接用于制造和装配,由于飞机制造和装配都需要在零件处于不受力的状态下开展,因此设计构型又称型架构型或0g构型。

**巡航构型。**飞机在运营过程中必然会因承受气动/惯性载荷而产生变形,结构变形后气动效率也因此而改变,为了实现飞机在巡航状态下最优的气动性能,在设计之初往往需要以最优巡航构型为基础,以巡航载荷进行反向迭代反推结构在零g下的构型,使得飞机运营更经济。

**停机构型。**在运营维护过程中,飞机处于地面停机状态,结构会随自重而变形,因此,在进行关键维护装置的设计时,需要考虑此变形带来的影响,即采用停机构型进行关键参数的设计。

**试验构型。**全尺寸试验特别是全机静力试验,需要考核结构在极限载荷情况下的强度,25部中25.305(b)条规定<sup>[32]</sup>,进行到极限载荷的静强度试验必须包括加载引起的极限变位和极限变形。因此在进行试验设计时,必须根据不同的考核工况,分析该工况的变形特征,并考虑由此变形带来的姿态变化和载荷变化。

### 2.2 典型工况下试验飞机的变形特征分析

以经适航验证的大型客机自然网格模型为基础,对试验主要载荷工况进行有限元分析,分析载荷与试验载荷完全相同。飞机约束采用与试验相同的六自由度静定约束方法,即在前起、左右主起约束3个垂向线位移,在左右主起约束2个航向线位移,在右主起约束侧向线位移。主要载荷工况及变形特征如下:

#### 1) 全机稳定俯仰工况

全机稳定俯仰工况是使用中飞机承受最大对称正过载工况,此工况下飞机全部质量体产生最大垂向惯性过载,而机翼承受巨大剪力和弯矩以平衡惯性载荷,有限元计算结果如图1所示。

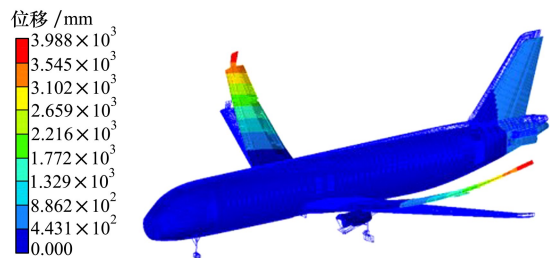


图1 全机稳定俯仰工况分析结果

由有限元计算结果可知,左右机翼基本对称向上变形,是全机主要变形部件,符合受载特征;机头略微向上变形,后机身向下变形显著,说明机身一方面因受惯性力而向下变形,另一方面也存在一定程度的整体俯仰,这与稳定俯仰工况下结构的受力特征不符,分析原因是机翼受载向上变形的同时,中央翼因受起落架约束而出现了向下变形导致中机身机体整体向下平动,而前起落架却没有变形,故而出现整体抬头现象;此外,机身整体还有一定的侧向位移,这也与实际对称受载不符,原因是侧向约束于右

主起落架,主起落架因机翼受载有协调变形的趋势,但约束点限制了该趋势,故而推动飞机整体侧向平移。

根据以上分析,试验中因约束设置的不合理导致飞机出现了整体俯仰和整体侧偏,进而导致所有加载点的力线都偏离了理论角度,降低试验加载精度;另一方面,机翼垂向变形是主变形方向且变形量较大,使得物理试验的加载方向产生较大变化,是影响加载准确性的另一个因素。

### 2) 全机-1g 工况

全机-1g 工况是条款规定的一项负过载包线工况,该工况下全机质量体产生 1g 向上惯性力,而气动载荷向下与惯性力平衡。有限元计算结果如图 2 所示。

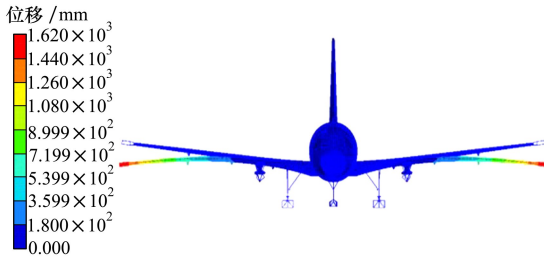


图 2 全机-1g 工况分析结果

由有限元计算结果可知,左右机翼基本对称向下变形,符合受载特征;后机身向上少许变形,是机身受-1g 惯性力引起;此外,机身整体还有一定的侧向位移,这是因为侧向约束于右主起落架,主起落架因机翼受载存在协调变形的趋势,但约束点限制了该趋势,故而推动飞机整体侧向平移。

根据以上分析,试验中因约束设置的不合理导致飞机出现了整体侧偏,进而导致所有加载点的力线都偏离了理论角度,降低了试验加载精度。

### 3) 最大垂直力着陆工况

该工况模拟飞机在最不利情况下着陆,此时飞机以最大下沉速度接地,主起落架产生支撑反力平衡飞机降落产生的冲击,该工况下后机身将产生最大的垂向惯性力。有限元计算结果如图 3 所示。

由有限元计算结果可知,左右机翼基本对称向上变形,符合受载特征;机头略微向上变形,自前起落架区域往后机身向下变形显著,说明机身一方面因受惯性力而向下变形,另一方面也存在较为显著的整体俯仰,此外,机身整体还有较大的航向向前位移和一定的侧向位移。

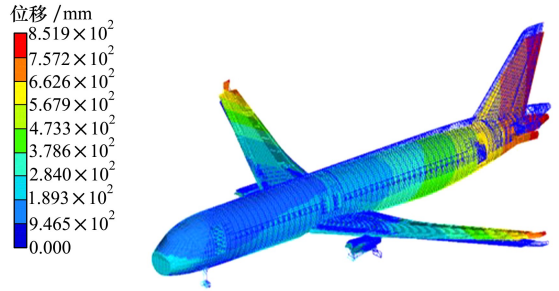


图 3 最大垂直力着陆工况分析结果

分析原因,该工况下中后机身、后机身存在较大的向下惯性载荷,左右主起落架被动承受较大的垂向和航向载荷,主起落架在受到垂向和航向载荷后,自身因铰支于机翼上,起落架主支柱出现了俯仰和侧向变形,而起落架轮轴中心却被约束了 3 个方向的线位移,使得机翼铰支点被动出现反向变形,叠加机翼弯矩导致的中央翼下弯,最终使得机身整体出现显著抬头,机身整体向前和向左位移。

根据以上分析,试验中因约束设置的不合理导致飞机出现了整体俯仰、整体侧偏和航向位移,进而导致所有加载点的力线都偏离了理论角度,降低试验加载精度。

### 4) 全机偏航机动工况

该工况模拟飞机在空中转弯时的载荷,此时飞机通过调整方向舵使得垂直尾翼受到侧向载荷,该载荷使得飞机产生侧向弯矩,进而促使飞机转弯,在此工况下,由于方向舵产生侧向载荷,垂尾将产生侧向变形,受此影响,后机身将产生侧向弯曲变形和扭转变形,有限元计算结果如图 4 所示。

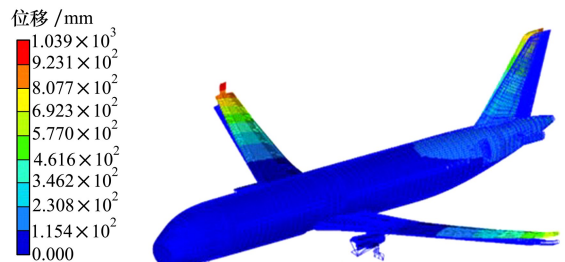


图 4 全机偏航机动工况分析结果

由有限元计算结果可知,左右机翼向上变形但变形高度并不一致,符合受载特征;机头略微向上变形,后机身向下变形,说明机身一方面因受惯性力而向下变形,另一方面也存在一定的整体俯仰,机身侧

向也出现了一定的变形,机头机尾向右侧变形,中机身向左侧少许突出,符合侧向受载规律;此外,机身整体还有一定的侧向位移。

分析原因,该工况下的受力比较复杂,既有垂向的气动和惯性载荷,又有侧向的气动和惯性载荷,垂向载荷导致了与稳定俯仰工况类似的变形规律,侧向载荷使机身产生了侧向变形。

试验中因约束起落架轮轴导致飞机出现了整体俯仰和整体侧偏,进而导致所有加载力线都偏离了理论角度,降低试验加载精度。结构本身的侧向和垂向变形使得所有加载点的实际加载方向都偏离了理论方向,导致实际加载精度进一步降低。

### 2.3 全机静力试验飞机结构变形规律研究

根据前述不同载荷工况下飞机变形特征的分析,可以总结出如下规律。

#### 1) 机翼变形规律

试验过程中机翼受到垂直于弦平面的气动升力、向下的惯性力、向前的气动力分量、发动机推力等载荷的共同作用,产生向上、向前的三维变形趋势。通常机翼都有后掠角,机翼向上的气动载荷还会对翼根产生较大扭矩,导致机翼产生扭转变形趋势;此外,机翼上反角的构型使得机翼在向上变形过程中挠曲线角度更大,使得垂直于机翼弦平面的气动载荷产生了不可忽略的展向分量,同时降低了垂向分量,对于全机稳定俯仰工况等由适航规章规定的载荷,要求机翼的升力要更大才足以平衡全机的垂向惯性力,当然,更大的载荷使得机翼的变形也更大。总体而言,机翼对于大部分工况都将产生对载荷影响显著的向上变形和少量的航向变形和少量的扭转变形。

#### 2) 机身变形规律

机身主要受到结构的惯性载荷、客载、商载以及水平安定面和升降舵、垂直安定面和方向舵等传来的操纵载荷等的共同作用,产生主要向下弯曲的变形趋势。在最大垂直力着陆工况中,中后机身、后机身承受最大的垂向惯性载荷,导致较大的垂向变形,是机身垂向变形较大的载荷工况;偏航机动工况中,垂直安定面和方向舵产生较大侧向载荷,导致机身产生一定的侧向变形,是机身侧向变形较大的工况。此外,机身还受到增压载荷的影响,但对结构变形影响不大。

#### 3) 起落架变形规律

起落架主要承受着陆产生的垂向载荷、侧向载

荷和刹车载荷作用,由于起落架铰支于机翼后梁,且为长直悬臂构型,因此在受载后会沿受载方向产生较大的变形,此外,受机翼整体变形影响,起落架将产生协调变形,使得最终的变形结果常常呈现复杂的三维变形模式。

#### 4) 发动机变形规律

发动机主要承受发动机推力、发动机反推力、发动机惯性力、全机动态载荷的共同作用,发动机自身因系统刚度较大,产生的变形量非常小,但发动机由发动机吊挂连接在机翼上,发动机吊挂与机翼连接部位会产生一定的俯仰和滚转变形,此外,发动机整体也会受到机翼带来的垂向和俯仰变形影响。

#### 5) 垂直安定面和方向舵变形规律

垂直安定面和方向舵主要承受侧向气动力载荷和侧向操纵气动力的影响,使机身整体产生侧向变形,受机身整体侧向变形的影响,垂直安定面和方向舵偏离理论位置,影响试验加载方向的准确性。

## 3 大变形对全机静力试验的影响研究

### 3.1 大变形对载荷计算的影响

飞机设计时载荷计算是基于设计构型的,即全机工况的试验载荷基于设计构型平衡,然而在真实试验过程中,在全机  $0g$  扣重状态与设计构型完全一致,在其他加载过程中因结构变形,载荷作用点随结构变形而变化,导致加载方向偏差,从而导致加载精度降低,典型因结构变形产生几何非线性导致载荷重构的状态有机翼大变形、起落架大变形和尾翼大变形等情况。

机翼大变形导致固定加载点加载方向偏差,进而产生附加载荷,如在大型客机全机  $2.5g$  稳定俯仰工况中,翼尖加载点处挠度约  $40^\circ$ ,如采用  $3.5^\circ$  的设计构型进行载荷处理,在试验中垂向实加载荷仅为  $85%$ ,展向附加载荷为  $52%$ ,这样巨大的载荷差异将直接影响试验结果的准确性。

起落架因承受集中大载荷,在最大垂直力着陆工况下影响巨大,以某典型飞机为例,在最大垂直力着陆工况下,起落架垂向航向变形  $280\text{ mm}$ ,侧向变形  $200\text{ mm}$ ,此外,因约束于起落架轮轴,起落架变形导致机身向下变形  $120\text{ mm}$ ,这样的变形量和起落架巨大的单点载荷 ( $450\ 000\text{ N}$ ) 显著地改变了机体结构的载荷分布,使得实际施加在起落架连接区的弯矩误差达到  $3%$ ,超过了设计允许值,因此不得不按

照变形后的坐标进行载荷计算。

### 3.2 大变形对载荷施加的影响

全机静力试验实践中,主要的加载方式有胶布带-杠杆系统加载、拉压垫-杠杆加载、卡板加载、剪力块-杠杆加载、地板杠杆加载系统加载等,其基本原理都是双铰支单自由度拉/压加载,加载点一端连接在结构加载节点上,另一端连接在承载固定支座上,由于全机试验的复杂性和高风险性,目前并未大规模采用随动加载。基于加载方式的二力杆特征,结构大变形将给载荷施加带来很大困扰。

机翼大变形将导致加载节点随着结构一起变形,而固定在承载支座上的铰支点却无法随动,从而导致载荷方向变化而影响加载精准性,也可能导致加载力线与空间中其他设备干涉等问题。为了更准确模拟机翼载荷,目前的方法是采用垂直于弦平面加载,即保证在考核载荷时加载方向垂直于机翼挠曲线的弦平面,这样就导致加载方向不是竖直方向,而是大角度三维加载,使得加载点固定、防滑、载荷平衡等都面临巨大的困难。

起落架区域因结构位置的特殊性,垂向上方往往有襟翼遮挡,导致不便于向上加载,工程实践中通常采用撬杠方式进行加载,这样的加载形式因着力点距离加载点较近,在面临起落架的大变形时将产生较大的加载方向误差,使得全机加载精度难以保证。

对于机身加载而言,为了更加精确地模拟机身客载、货载,最新研制的机身双层地板双向加载模式,将机身客舱地板和货舱地板按载荷比例进行连接,最后铰支于客舱地板的合力点杠杆上。这种加载方式可以大幅提高机身框局部的加载精度,但面临的问题是需要机身蒙皮上开孔,合力点连接装置通过该开孔实现与地面加载装置的连接,然而,随着机身弯曲变形,机身剖面出现了较大俯仰偏转,导致穿出开孔的合力点杠杆与蒙皮干涉,进而影响载荷的继续施加。

### 3.3 大变形对姿态控制的影响

飞机约束通常选择在可以承受集中大载荷的部位。为了更好地反映全机加载的准确性,全机静力试验通常采用六自由度静定约束,起落架轮轴、发动机、水平安定面等部位单点承载能力较强,且一般采用假件模拟结构载荷,因此常常作为约束点的备选位置,无论约束点选择在何处,结构在受载后都会产生较大的变形,因约束点的位移被限制,进而导致飞

机整体出现平动和转动。飞机偏离了理论位置,以飞机理论坐标为参考安装的试验加载设备其作用点偏离理论位置导致加载精度降低,影响试验的精准性。

另一方面,静力试验加载过程中,全机是一套完整的平衡载荷。随着加载过程中结构变形,加载力线矢量方向发生变化,导致沿理论加载力线方向的分量不足,而垂直于理论加载方向产生了载荷分量,这些不平衡量都需要在约束点进行平衡,这也导致约束点载荷与理论载荷产生偏差。

由于飞机姿态变化影响所有加载点的加载精度,因此飞机姿态的精准控制也成为试验精准性的重要突破方向。

### 3.4 大变形对试验实施的影响

结构大变形后,试验加载设备在试验过程中会出现较大范围的移动,使得加载设备存在与承载框架、检查平台等固定设施干涉的风险;结构大变形给试验加载设备的行程长度也带来一定挑战,如试验加载过程中加载作动器行程不足或行程变化方向分析不准确,导致加载系统没有足够行程完成载荷施加,可能导致试验失败;大变形下随着载荷的增加结构内部逐渐存贮变形能,这些变形能在结构发生异常破坏或试验系统异常保护时将瞬间释放,然而结构受试验加载设备的限制,如果仅有个别加载点无法快速释放载荷,可能导致结构局部超载,进而导致结构局部非正常破坏,因此,控制安全保护一直是结构大变形飞机全机静力试验面临的重大挑战;此外,结构大变形给试验测量特别是位移测量也带来新的挑战,因结构存在三维变形,传统的一维测量方法无法有效满足三维变形的测量精度要求,因此对三维非接触测量技术需求迫切。

## 4 试验精准性关键因素及评价指标

### 4.1 试验精准性关键因素研究

根据大变形飞机构型变化规律和飞机大变形对全机静力试验的影响研究,要提高大变形飞机全机静力试验的精度,主要解决3个关键因素:

#### 1) 不同试验工况最优约束位置确定

飞机在不同载荷状态下有不同的变形特征,对于全机静力试验,不同载荷工况也表现出截然不同的变形形式,以往采用六自由度静定支持的方式仅适用于飞机在小变形情况下的姿态控制和约束反力

分析,当结构出现大变形情况,特别是约束点受结构大变形影响较大时,传统方法的有效性就不能满足试验需求了。以往工程实践中,发现结构大变形将对试验机姿态产生较大影响时,首先对主要变形方向采用了位移补偿的方法,此方法一定程度上解决了大变形带来的主要矛盾,但对于试验工况到底应该约束什么位置,在特定加载系统下如何更好地适应加载系统带来的误差和试验加载精度的要求,给出最优理论约束位置,这一问题一直没有得到有效解决。因此,为了继续提高全机静力试验精度,必须解决不同试验工况下最优约束位置的确定问题。

## 2) 试验中理论最优位姿的精准控制

要实现最优理论位置的精准控制,要解决三大关键技术:①最优位置的高精度感知。结构在受载后,机体全部结构都会发生变形,在试验约束状态下,结构的弹性变形和刚体位移相互耦合,因此难以通过测量个别位置的方法实现全机结构刚体位移的高精度感知。可行的办法就是采用理论分析和试验数据相结合,先分析确认结构的变形特征,通过实际测量获取弹性变形和刚体位移的耦合量,然后通过理论分析和实际测量的对比,实现弹性变形后的最优拟合,进而分离出结构的刚体位移。②最优位置刚体位移与实际约束控制点位移的实时计算。理论位置与实际约束位置存在几何关系,可以通过简单几何运算得到实际约束点的位移补偿值。需要注意的是,随着约束点变形量的增加,几何位置关系也出现变化,因此按照原几何关系计算结果与实际结果存在一定误差。③实时计算值的快速高效控制。理论计算完成后,需要将新的计算结果反馈给控制系统,由控制系统实时更新控制指令,实现对飞机姿态的高精度控制,然而,目前的控制系统受安全保护原因,无法在控制系统内部进行复杂运算,要解决本问题需要搭建新的闭环控制系统,将姿态运算放置于外部系统,计算完成后反馈给控制系统,由控制系统实施。

## 3) 飞机结构大变形后载荷精准计算

结构大变形后,载荷需要重新计算,但不同的载荷工况计算方式却不相同,全机 2.5g 稳定俯仰工况和全机-1g 工况,这类工况的全机过载是由适航条款规定的,因此全机惯性载荷不变,载荷重构只能对气动载荷进行修正,而其他空中工况是根据载荷包线筛选出来的,遵循气动载荷和惯性载荷耦合调整的原则;最大垂直力着陆工况,载荷计算时起落架接

地点坐标是在型架构型的基础上开展的,而实际上起落架因受载后变形,导致载荷出现显著区别,该工况的载荷重构往往以起落架支柱与机翼连接点的弯剪扭总载一致作为调整原则。

除设计载荷需要迭代外,试验中考虑施加载荷沿坐标轴的分量变化,还需要对变形后的载荷进行三维重构,对结构大变形后载荷修正的方法进行研究。试验过程中不是所有结构同时作为考核目标,因此对考核位置和非考核区域可以采用不同的处理方法,对目标考核结构,需要尽可能精准地分析变形前后的载荷区别,并尽试验技术所能精准地模拟试验载荷,对于非目标考核区域,则只需要分析变形带来的载荷变化,并把这些变化在合适的位置进行平衡即可。

## 4.2 试验精准性评价指标研究

衡量全机静力试验是否精确加载,可以从载荷平衡性、姿态一致性和数据对称性三方面进行评价。

### 1) 载荷平衡性

全机静力试验的目的是模拟服役或运营的极限载荷情况,虽然飞机在不同状态下受到多类复杂载荷的共同作用,但这些载荷都可以通过逐一分析和简化的方式用力学基本概念进行描述。在试验中通常将各方向上的各种力进行简化合并,对各部位各方向上的合力进行集中加载,合并后在各方向上依然处于平衡状态。因此,理论上试验飞机的约束上是没有约束反力的。而真实试验中,由于安装位置误差导致的加载方向误差和加载载荷误差、结构变形导致的载荷误差等各种因素,使得约束点上会产生一定的不平衡量,这些不平衡量的大小就是衡量试验加载精准性的重要标准之一。根据全机静力试验载荷分析,将载荷平衡性定义为

$$e_f = \frac{f_{e,\max}}{F_{\max}} \times 100\% \quad (1)$$

式中:  $e_f$  表示载荷误差比例;  $f_{e,\max}$  表示约束点最大载荷误差;  $F_{\max}$  表示试验工况下单向最大载荷。

这一描述既结合了试验考核的实际载荷,又使得不同机型、不同载荷工况具有相同的参照指标,便于进行试验技术的横向比较。如在某型飞机全机静力试验中,2.5g 稳定俯仰载荷工况主要考核机翼垂向承载能力,则载荷误差主要基于全机垂向最大载荷进行计算,而在偏航工况中,飞机侧向载荷对机身产生的扭矩是严酷状态,则同时需要对飞机侧向剪力误差进行评价。

### 2) 姿态稳定性

试验中确保飞机姿态稳定是保证载荷施加点加载准确的基础。现阶段全机静力试验中飞机姿态控制技术体系和相关规范尚不完善,只规定了试验件姿态约束安装误差需保证飞机俯仰、偏航、滚转误差不大于 20 mm,未对试验中飞机姿态误差做出规定。飞机是一个弹性体,结构在受载后将产生弹性变形,支撑飞机的约束点不可避免将受到飞机结构变形的影响,进而导致约束点偏离原来的约束位置,使得飞机整体姿态产生变化。如果约束不合理,约束系统自身也会偏离理论的约束位置,使得飞机整体产生平动或转动。当飞机姿态产生变化后将使得施加在飞机上所有加载点的载荷方向产生偏移,进而导致加载不准确。试验中为了监测飞机姿态的稳定性,通常在飞机关键部位安装位移传感器,通过传感器数值的分析验证飞机姿态是否满足试验要求。

飞机姿态误差主要包含平动误差和转动误差,为了更加简单但精确地定义飞机姿态误差,将姿态误差定义为

$$e_t = \frac{e_{d,max}}{L_{max}} \times 100\% \quad (2)$$

式中:  $e_t$  表示平动误差比例;  $e_{d,max}$  表示飞机最大平动误差绝对值;  $L_{max}$  表示飞机长度/翼展的大值。

$$e_y = \max(\gamma, \vartheta, \phi) \quad (3)$$

式中:  $e_y$  表示转动误差;  $\max(\gamma, \vartheta, \phi)$  表示飞机滚转,俯仰,偏航的最大角度。

### 3) 数据合理性

在开展一项全机工况正式试验前,需要开展多次低载预试,通过低载预试可以获得结构在低载下的物理响应。获取结构响应的类型通常有粘贴应变片获取特定位置的应变响应、测量结构整体变形获得结构局部和整体变形曲线、安装监控摄像头获取

结构局部的图像数据等。预试完成后需要进行数据分析,对于应变数据,可以对应变数据的线性度、重复性、应变极值、对称性等进行分析,对于位移数据,可以对位移数据的线性度、重复性、对称性等进行基本分析,还可以分析挠曲线的平滑度衡量结构整体的变形趋势、对比理论变形与实测结果的差异等。对于图像视频,可以观察结构局部的形态变化、是否存在张力场、结构局部是否非正常变形等。

数据合理性是一项综合指标,往往需要与分析结果进行对比,通常个别数据的偏离是由单点测量数据误差或结构应力梯度过大,应变测量位置偏移导致,如果出现集群数据偏移计算值,则需要仔细查验分析过程并校核试验过程,如果是分析问题则需要调整分析方法或模型后再次对比,如果是试验精准性原因问题则需修改试验方案并重新试验。

## 5 结 论

本文介绍了飞机研制过程中考虑的主要构型,分析了全机静力试验构型变化的特殊性,分析了全机静力试验的典型载荷工况及变形特征,总结了主要部段在全机静力试验中的变形规律,从载荷计算、载荷施加、姿态控制、试验实施等方面剖析了结构变形对全机静力试验的影响。

提出了不同试验工况最优约束位置确定、试验中最优姿态精准控制和大变形飞机载荷精准计算三大影响全机静力试验精准性的关键要素。针对大变形飞机全机静力试验效果评价提出了载荷平衡性、姿态稳定性和数据合理性三大指标,并对指标的具体衡量方法进行了研究。研究结果为大变形飞机的特征分析和试验精准性评价横向比较提供了重要参考。

## 参考文献:

[1] 王彬, 郑建军, 刘玮, 等. 基于考核目标等效的试验载荷处理方法[J]. 航空学报, 2023, 44(17): 228064  
WANG Bin, ZHENG Jianjun, LIU Wei, et al. Testing load transacting method based on assessment target equivalent[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(17): 228064 (in Chinese)

[2] 田文朋, 夏峰, 宋鹏飞, 等. 水陆两栖飞机静力试验优化机翼变形的载荷配平[J]. 航空学报, 2020, 41(11): 223956  
TIAN Wenpeng, XIA Feng, SONG Pengfei, et al. Load balancing for wing deformation optimization in amphibious aircraft static test[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(11): 223956 (in Chinese)

[3] LOVEJOY A E, JEGLEY D C, HILBURGER M W, et al. Lessons learned from large-scale aerospace structural testing[J]. AIAA Journal, 2023, 61(11): 5110-5120

- [4] 严冲. 全尺寸飞机强度试验整体框架设计技术研究[J]. 今日制造与升级, 2022(10): 163-166  
YAN Chong. Research on the design technology of the overall framework for strength test of full-scale aircraft[J]. Manufacturing and Upgrading Today, 2022(10): 163-166 (in Chinese)
- [5] 王鑫涛, 杜星. 飞机结构强度试验应急载荷限定系统[J]. 航空学报, 2020, 41(2): 223332  
WANG Xintao, DU Xing. Emergency load limited system for aircraft structural strength test[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(2): 223332 (in Chinese)
- [6] 刘玮, 郑建军. 大型客机结构试验主起落架随动加载技术[J]. 航空科学技术, 2020, 31(12): 42-47  
LIU Wei, ZHENG Jianjun. Self-adaptable loading technique for main landing gears in structural test of large airliner[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(12): 42-47 (in Chinese)
- [7] ZHENG Jianjun, WANG Binwen, ZHU Lingang, et al. Research on attitude control and constraint system design of full-scale aircraft static test based on barycenter[C]//32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Shanghai, China, 2021
- [8] JUTTE C V, WIESEMAN C D, LOVEJOY A E, et al. Static loads testing of a high aspect ratio tow-steered wingbox[C]//AIAA SciTech 2020 Forum, 2020
- [9] ZHENG Jianjun, WANG Mengmeng, ZHANG Lei, et al. Rigid loading accelerates full-scale aircraft fatigue test[C]//The 38th Conference and 31st Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue and Structural Integrity, Delft, 2023
- [10] 王鑫涛, 杜星. 基于负载匹配的阀控液压缸匹配特性研究[J]. 液压与气动, 2019(5): 117-121  
WANG Xintao, DU Xing. Matching characteristics research based on load matching for valve-controlled hydraulic cylinder[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2019(5): 117-121 (in Chinese)
- [11] 任鹏, 高建, 王鑫涛. 襟缝翼耐久性试验电液伺服协同加载技术研究[J]. 机床与液压, 2022, 50(2): 82-86  
REN Peng, GAO Jian, WANG Xintao. Study on electro-hydraulic servo collaborative loading technology for the durability test of flaps and slats[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2022, 50(2): 82-86 (in Chinese)
- [12] SHIM J Y. Geometrical analysis on parts of load limit valve for static structural test of aerospace flight vehicles[J]. Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, 2019, 47(9): 607-616
- [13] 赵洪伟, 冯建民, 韩涛, 等. 多通道结构疲劳试验系统闭环交叉补偿控制[J]. 控制工程, 2021, 28(2): 395-400  
ZHAO Hongwei, FENG Jianmin, HAN Tao, et al. Closed-loop cross-compensation control for multi-channel structural fatigue testing system[J]. Control Engineering of China, 2021, 28(2): 395-400 (in Chinese)
- [14] SHIM J Y. Evaluating the accuracy of load application for static structural testing of aerospace flight vehicles[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2020, 21(1): 133-152
- [15] GOWTHAM G. Mathematical modelling and PID control system implementation for quadcopter frame Tarot FY650[J]. Aircraft Engineering Aerospace Technology, 2024, 96(2): 273-284
- [16] 雷道红, 郭晓冬. 大型飞机结构试验应变片测量与管理方法[J]. 工程与试验, 2022, 62(1): 80-82  
LEI Daohong, GUO Xiaodong. Measurement and management method of strain gauge for large aircraft structure test[J]. Engineering & Test, 2022, 62(1): 80-82 (in Chinese)
- [17] 柴东波, 郭晓冬, 杨东涛. 全机静力试验预警方法的研究[J]. 工程与试验, 2020, 60(4): 13-15  
CHAI Dongbo, GUO Xiaodong, YANG Dongtao. Research on early warning method in aircraft full scale static test[J]. Engineering & Test, 2020, 60(4): 13-15 (in Chinese)
- [18] CHEN X, FAN H, PEI J, et al. Real time monitoring and forecasting of full scale aircraft static test[J]. Tsinghua Science Technology, 2009, 14: 38-42
- [19] HEIDA J, HWANG J. Monitoring of a full-scale wing fatigue test[C]//7th European Workshop on Structural Health Monitoring, Nantes, France, 2014
- [20] YASUDA Y D, CAPPABIANCO F A, MARTINS L E G, et al. Aircraft visual inspection: a systematic literature review[J]. Computers in Industry, 2022, 141: 103695
- [21] 吕帅帅, 杨宇, 王彬文, 等. 基于改进 FaceNet 的飞行器结构裂纹识别方法[J]. 航空学报, 2022, 43(6): 525463  
LYU Shuaishuai, YANG Yu, WANG Binwen, et al. A crack identification method of aircraft structure based on improved FaceNet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(6): 525463 (in Chinese)
- [22] LI S, ZHANG G, WANG J. Civil aircraft health management research based on big data and deep learning technologies[C]//

2017 IEEE International Conference on Prognostics and Health Management, 2017

- [23] 王彬文, 聂小华, 万春华, 等. 全机静强度虚拟试验技术研究及应用[J]. 航空学报, 2022, 43(6): 526273  
WANG Binwen, NIE Xiaohua, WAN Chunhua, et al. Research and application of virtual test technology for static strength of full scale aircraft structure[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(6): 526273 (in Chinese)
- [24] CHIARIELLO A, PERILLO G, LINARI M, et al. Virtual full scale static test of a civil tilt rotor composite wing in non-linear regime[J]. Aerospace Engineering Technology, 2024, 11(4): 278
- [25] SHCHERBAN K S, SURNACHEV A A, LIMONIN M V, et al. Combined static and fatigue tests of the full-scale structure of a transport aircraft[C]//Proceedings of the 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, 2019
- [26] SHIM J Y, JUNG K, LEE H, et al. KC-100 full-scale airframe static test[J]. Journal of the Korean Society for Aeronautical Space Sciences, 2014, 42(1): 67-75
- [27] SODJA J, DE BREUKER R, MEDDAIKAR Y M, et al. Ground testing of the flexop demonstrator aircraft[C]//AIAA SciTech 2020 Forum, 2020
- [28] RAYNES S. Airbus wing integration center, filton, bristol, UK[C]//35th Conference and 29th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue and Structural Integrity, Nagoya, Japan, 2017
- [29] YUDI A, PETER B, THOMAS N. Test program for the A380 major fatigue test[C]//Proceedings of the 23rd ICAF Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, 2005
- [30] TIGNER B, MEYER M, HOLDEN M, et al. Test techniques for small-scale research aircraft[C]//16th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 1998
- [31] 郑建军, 唐吉运, 王彬文. C919 飞机全机静力试验技术[J]. 航空学报, 2019, 40(1): 522364  
ZHENG Jianjun, TANG Jiyun, WANG Binwen. Static test technology for C919 full-scale aircraft structure[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(1): 522364 (in Chinese)
- [32] 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[S]. CCAR-25-R4, 2016  
China Civil Aviation Administration. China civil aviation regulations-Part 25-Airworthiness standards for transport aircraft[S]. CCAR-25-R4, 2016 (in Chinese)
- [33] 赵峻峰, 李三平, 李强. 民用飞机机体结构静强度验证[J]. 民用飞机设计与研究, 2020(2): 1-5  
ZHAO Junfeng, LI Sanping, LI Qiang. Static strength verification of civil aircraft body structure[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2020(2): 1-5 (in Chinese)
- [34] 中国民用航空局. 型号合格审定程序[EB/OL] (2023-12-06) [2025-01-05]. [https://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/GFXWJ/202312/t20231223\\_222437.html](https://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/GFXWJ/202312/t20231223_222437.html)
- [35] 王彬文, 王育鹏. 飞机强度试验[M]. 北京: 航空工业出版社, 2021  
WANG Binwen, WANG Yupeng. Aircraft strength tests[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2021 (in Chinese)
- [36] A S, CHISHOLM B D, CHAPMAN S R, et al. Full-scale fatigue testing at boeing commercial airplanes: from the 707 to the 787 [C]//35th Conference and 29th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue and Structural Integrity, Nagoya, Japan, 2017

# Study on the deformation law and influence of large passenger aircraft in full-scale aircraft static test

ZHENG Jianjun<sup>1,2</sup>

1.State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures,  
School of Aerospace, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;  
2.National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China

**Abstract:** The full-aircraft static test constitutes a simulation of various load states, conducted on the aircraft structure within a fixed coordinate system in a laboratory setting. It is imperative to take into account the ultimate deformation and displacement of the aircraft. This paper introduces the main configurations in the process of aircraft development and analyses the special characteristics of the test configurations. Combined with the typical loading conditions of the full-scale static test of a large passenger aircraft, the deformation characteristics of the aircraft are analyzed, and the deformation laws of each major section under different loading conditions are summarized. The effects of large deformation of the aircraft structure on load calculation, load application, attitude control and test execution are analyzed. The study proposes key factors affecting the accuracy of the test, including the determination of the optimal position and attitude for the test condition, the precise control of the aircraft attitude, and the precise calculation of the load after the large deformation of the structure. In addition, the study puts forward evaluation indexes for the accuracy of the test from the three dimensions of load balance, stability of attitude, and reasonableness of data. The results of the study are of great value for the characterization of large deformation aircraft and for the lateral comparison of the quality of test precision.

**Keywords:** full-scale aircraft; static test; large deformation; evaluation indicators

**引用格式:** 郑建军. 大型客机全机静力试验飞机变形规律及影响研究[J]. 西北工业大学学报, 2025, 43(6): 1121-1131  
ZHENG Jianjun. Study on the deformation law and influence of large passenger aircraft in full-scale aircraft static test[J].  
Journal of Northwestern Polytechnical University, 2025, 43(6): 1121-1131 (in Chinese)