

文章编号: 1674-8190(XXXX)XX-001-07

# 民用飞机全机静力试验前机身工况配平载荷设计

袁强飞

(上海飞机设计研究院 飞机结构强度工程技术所, 上海 201210)

**摘要:** 民用飞机全机静力试验中由于加载方案复杂, 为了简化试验加载数量, 传统的配平方案主要保证考核区的加载准确性, 对于非考核区的载荷简化到若干加载点上。对于飞机机身这种薄壁结构, 非考核区的配平对考核区影响较大。以某飞机前机身严重工况为例, 基于飞机全机有限元模型, 研究静力试验的载荷配平方案; 通过对比分析态载荷与传统试验态配平载荷方案下的内力解, 对传统全机静力试验载荷配平方案进行优化。结果表明: 优化后的试验态内力解与分析态内力解基本吻合; 对于飞机机身薄壁结构, 圣维南原理并不适用, 全机静力试验的载荷配平要与真实工况受力情况吻合, 才能达到试验验证目的。

**关键词:** 民用飞机; 全机; 静力试验; 配平载荷

中图分类号: V216.1

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## Balancing Load Design for Full-size Static Strength Test of Large Civil Aircraft in Front Fuselage Serious Condition

YUAN Qiangfei

(Aircraft Structure and Stress Division, Shanghai Aircraft Design & Research Institute, Shanghai 201210, China)

**Abstract:** In the full-size static strength test of aircraft, the traditional balancing load scheme is used to ensure the loading accuracy to simplify the complex loading scheme, and the load in non-assessment area is simplified to several loading points. For the thin-wall structure, the balancing in non-assessment area has great influence on assessment area. Taking a front fuselage serious condition of a large civil aircraft as an example, the load balancing scheme of full-size static strength test is studied based on the finite element model. By comparing the internal force solution of analysis mode load and traditional test mode balancing schemes, the traditional load balancing scheme of full-size static strength test is optimized. The results show that the internal force under optimized test load is basically identical with that under theoretical design load. The Saint Venant principle is inapplicable to the thin-wall structure of civil aircraft. The load balancing of full-size static strength test should accordance with the stress of actual condition, which can achieve the purpose of test verification.

**Key words:** civil aircraft; full-size; static test; load balancing

收稿日期: 2022-10-10; 修回日期: 2022-11-28

通信作者: 袁强飞, yuanqiangfei@comac.cc

引用格式: 袁强飞. 民用飞机全机静力试验前机身工况配平载荷设计[J]. 航空工程进展, XXXX, XX(XX): 1-7.

YUAN Qiangfei. Balancing Load Design for Full-size Static Strength Test of Large Civil Aircraft in Front Fuselage Serious Condition[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, XXXX, XX(XX): 1-7. (in Chinese)

## 0 引言

现代民用飞机研发通常采用积木式设计验证体系<sup>[1]</sup>,作为该验证体系顶端的全机静力试验,其对于验证符合性意义重大。民用飞机全机静力试验的主要目的:验证飞机结构的强度和变形满足《中国民用航空规章第25部》(CCAR25-R4)<sup>[2]</sup>相关条款要求;验证分析态的有限元模型及分析结果是否正确;验证飞机结构的静强度和静强度分析方法,并为飞机结构设计、制造工艺的合理性提供必要的资料<sup>[3]</sup>;通过最终的极限载荷试验测试飞机的强度安全裕度<sup>[4-5]</sup>。为了实现飞机全机静力试验的目的,必然涉及试验载荷加载方案的确定。试验载荷的准确加载是民用飞机全机静力试验的前提条件,是整个试验过程中的重要环节,直接关系到试验结果的质量。因此,设计一套合理的试验载荷加载方案,对全机静力试验的安全、试验验证的目的具有重要的意义。

国内外研究研究者对民用飞机静力技术和载荷设计开展了广泛的研究。李卫平等<sup>[6]</sup>研究了发动机吊挂静力试验技术,设计了一套吊挂静力试验系统,并验证了该系统的可靠性;刘佳<sup>[7]</sup>研究了后机身静力试验方案设计技术,合理的模拟了后机身结构的支持和边界条件;郑建军等<sup>[8]</sup>以适航标准要求为主线,结合C919飞机结构的特点,分析了C919飞机全机静力试验的难点,从试验支持、加载方案及控制、试验测量及监测、损伤监测等方面制定了总体技术方案;刘兴科等<sup>[9]</sup>研究了大展弦比机翼静力试验技术,提出了机翼盒段大变形状态下的试验载荷的准确施加的方法;刘冰<sup>[10]</sup>以飞机全机静力试验支持与约束系统为研究对象,提出了静顶支持与双向约束方案;陈博等<sup>[11]</sup>研究了主起落架连接区静力试验技术,对比了试验结果与分析结果,验证了分析方法的正确性;滕青<sup>[12]</sup>结合有限元分析,研究了民用飞机全机静力试验机身加载方案;何志全等<sup>[13]</sup>研究了大型民用飞机缝翼全机静力试验载荷设计,形成了一种前缘缝翼经理试验载荷设计技术;杨超等<sup>[14]</sup>研究了大变形飞机配平与飞行载荷分析方法,提出了一种可同时考虑几何非线性效应和曲面气动力效应的大变形飞机静气动弹性配平和载荷分析方法;马凯超等<sup>[15]</sup>研究了飞机副翼飞行载荷设计,研究表明其研究的飞机襟副翼和副翼飞行载荷受滑流影响较小;

胡文亮等<sup>[16]</sup>研究了飞机静力试验中的载荷分配问题,提出了通过拉格朗日级值函数分配试验载荷的方法;K. J. Weder等<sup>[17]</sup>通过闭环控制系统控制的多点协调同步加载方法使得全机静力试验的精度、速度、可靠性和安全性均得到极大的提高;M. Sanayei等<sup>[18]</sup>通过提高测量与分析技术使得试验结果便于后期的分析与优化,而不必开展代价高昂的破坏试验。陈英华<sup>[19]</sup>等以某型机全机静力试验有限元模型为研究对象,基于静力试验实测的应变值,进行变量参数敏感分析和模型优化。以上研究者在民用飞机静力试验方案设计、边界条件模拟、试验载荷分配、结果分析等方面取得的丰硕研究成果给本文提供了重要的技术参考。民用飞机全机静力试验配平方案具有多样性,完全按照理论设计载荷进行配平,需要大量的人力、物力和时间成本,在静力试验中配平载荷能否对考核区结构的内力进行准确的模拟存在的较大的技术挑战。

本文结合某型号飞机全机静力试验前机身某严重工况,通过对比分析态载荷与传统试验态配平载荷方案下的内力解,解释传统试验态配平载荷方案不合理的原因,并对传统全机静力试验配平方案进行优化。

## 1 理论设计载荷

分析态载荷即为全机配套载荷,反映飞机全机结构在不同工况下的真实受载情况,由于其载荷施加复杂、分布范围广,在进行全机静力试验时,无法完全按照分析态的全机配套载荷加载,因此需要进行试验态的载荷设计,试验态载荷是分析态载荷的一种等效,试验态载荷设计方案能否反映飞机考核区在该工况下的真实受力情况直接影响着试验的可靠性和准确性。

飞机在设计过程中要考虑几千种不同的载荷工况,涉及不同的加载区域和考核区域,在工程应用中常采用数值模拟和试验相结合的方法来完成飞机结构不同工况不同部位的强度分析,数值模拟是对试验的补充,试验是对数值模拟的验证。为了保证试验的有效性,在试验之前需要进行数值模拟对试验态的载荷设计进行验证,常用的方法是通过有限元模型计算并对比分析态设计载荷和试验态设计载荷下的内力解。

本文以某大型民用飞机全机静力试验前机身某严重工况为例进行载荷设计,对全机有限元模型进行内力解计算时,分析态设计载荷的加载如图1所示(有限元分析时全机各部位加载的均为真实载荷,因此有限元模型中全机配套载荷分布在全机所有位,图1中为全机载荷分布示意图),前机身在此工况下,前起落架上载荷较大,载荷主要包括前起载荷和全机配套载荷,全机在前起载荷和全机配套载荷的作用下整体平衡。对设计分析态进行有限元求解时对模型进行静定约束,即选取中央翼对称面上的三个有限元节点,分别进行 $(U_x, U_y, U_z)$ 、 $(U_y, U_z)$ 、 $(U_z)$ 的自由度约束,其中 $x$ 表示逆航向, $y$ 表示垂向向上, $z$ 表示侧向。

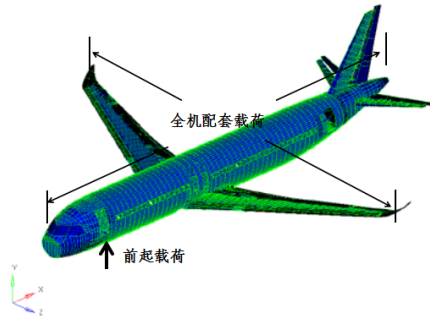


图1 分析态全机有限元加载示意图

Fig. 1 The diagram of theoretical design load for full-size FEM model

## 2 试验态载荷设计

### 2.1 传统全机载荷配平方案

分析态载荷为全机配套载荷,除考核区按照真实载荷施加外,非考核区在试验状态下无法完全实现全机配套载荷的加载,因此需要设计与分析态载荷等效的试验态载荷(即配平载荷,配平载荷是试验时针对考核区加载后,在非考核区进行加载,使得飞机在试验时成静定状态)。相比于分析态载荷,配平载荷很大程度上减少了加载点数量,节约了加载设备量以及时间成本。在进行飞机全机静力试验时,在左、右主起落架和平尾假件设置垂向约束 $(U_y)$ ;在左、右平尾分别设置航向约束 $(U_x)$ ;在右主起落架设置侧向约束 $(U_z)$ 。在此支持状态下,飞机呈静定支持。在本文所述的前机身严重工况时,飞机主要受到前起落架载荷和全机配套载荷,在进行试验态载荷设计时,主要是对全机配套载荷用配平载荷进行等效,增强试验

的可操作性,同时又不影响试验结果的准确性。

根据圣维南原理,当前机身和前起落架上施加试验载荷后,只需要在远离前机身考核区域施加配平载荷,配平载荷不会影响考核区的内力分布。因此,一种传统的简单配平方案如图2所示,在该配平方案下:前机身承受的来自前起落架的俯仰矩主要通过后机身加向上的配平载荷 $(F'_{y1})$ 产生的俯仰矩进行平衡;前起落架和前机身施加的垂向试验载荷主要通过左右机翼和后机身施加垂向配平载荷 $(F'_{y3}$ 和 $F'_{y2})$ 进行平衡;前起落架和前机身施加的航向载荷主要通过左右主起落架的航向配平载荷 $(F'_{x1}$ 和 $F'_{x2})$ 进行平衡,其中 $F_{x1}$ 、 $F_{x2}$ 与 $F_{y1}$ 、 $F_{y2}$ 分别表示该工况下的航向与垂向试验载荷, $F_{x1}'$ 、 $F_{x2}'$ 与 $F_{y1}'$ 、 $F_{y2}'$ 、 $F_{y3}'$ 分别表示该方案中的航向与垂向配平载荷。

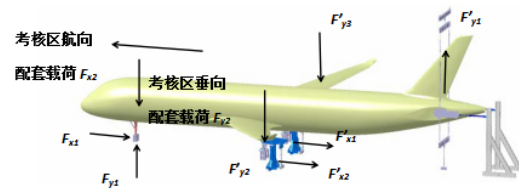


图2 常用试验载荷配平方案示意图

Fig. 2 The diagram of common test load balance scheme

假设试验载荷加载点的位置坐标为 $(x_n, y_n, z_n)$ ,其中 $n=1,2$ ;各配平载荷加载点的位置坐标为 $(x_m', y_m', z_m')$ ,其中 $m=1,2,3$ ;各试验载荷相对坐标原点三个方向的弯矩分别为 $M_{xn}, M_{yn}, M_{zn}$ ;各配平载荷相对于坐标原点三个方向的弯矩分别为 $M_{xm}', M_{ym}', M_{zm}'$ ,根据力和矩的平衡,试验载荷和配平载荷满足以下方程组:

$$\begin{cases} F_{x1} + F_{x2} + \sum_{m=2} F'_{xm} = 0 \\ F_{y1} + F_{y2} + \sum_{m=3} F'_{ym} = 0 \\ M_{x1} + M_{x2} + \sum_{m=3} F'_{xm} = 0 \\ M_{y1} + M_{y2} + \sum_{m=3} F'_{ym} = 0 \\ M_{z1} + M_{z2} + \sum_{m=3} F'_{zm} = 0 \end{cases}$$

为了对配平载荷的有效性进行验证,基于全机的有限元模型,计算分析态设计载荷以及上述的传统试验态载荷两种情况的内力解,本文选取前机身考核区第33框和第34框之间长桁(全机有限元模型中33框和34框之间总计74个长桁单元,

以此区域单元为代表,对比此工况下前机身内力分布以及大小来反映配平载荷是否合理)轴力作为分析对象,有限元模型求解得到的两种载荷下的归一化内力解对比曲线如图3所示。对于试验考核区,试验配平载荷下的内力解与理论设计载荷下的内力解差距较大,说明上述传统的配平载荷设计方案不能有效等效分析态设计载荷,不满足适航验证要求,不能作为此真实工况下的试验或数值模拟的载荷施加方案。有限元计算结果表明,对于机身薄壁结构,局部大变形和应力集中的影响很远,配平载荷作用位置对考核区内力影响较明显,圣维南原理并不完全适用。

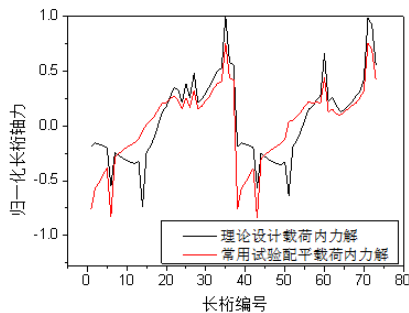


图3 传统试验载荷与理论载荷内力对比

Fig. 3 The result comparison of FEM analysis between the common test load and theoretical design load

### 2.2 载荷配平方案优化

传统配平载荷下试验与分析结果差异较大的原因主要有:此配平载荷仅在非考核区对试验考核区的载荷进行配平,但与非考核区真实受力情况不吻合,不能模拟和等效该工况下飞机的真实受力问题。为了提高全机静力试验的有效性,对上述传统配平载荷方案进行优化,优化要素和优化后的试验流程如图4~图5所示。

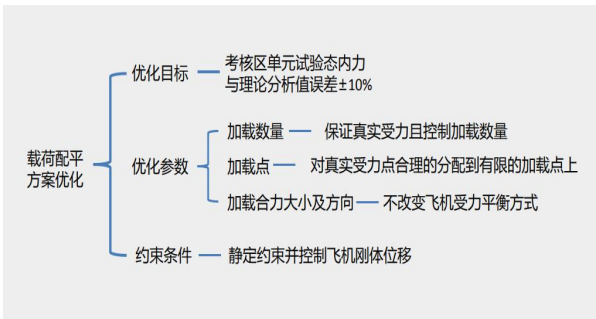


图4 配平方案优化要素

Fig. 4 The key point of optimized balancing load

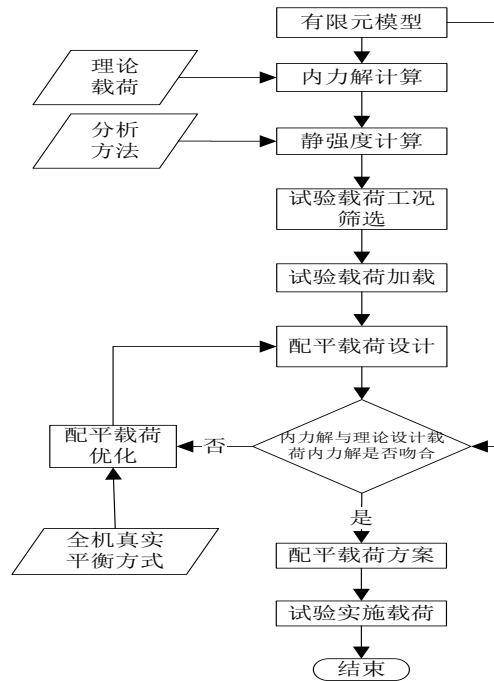


图5 配平方案优化试验流程图

Fig. 5 The test flow chart of optimized balancing load

优化的配平方案是基于飞机在此工况下的真实受力情况,非考核区的配平载荷简化不改变全机的受力形式,此严重工况下飞机受力(对数据进行了归一化处理)情况如图6~图7所示。图6中横坐标航向表示从机头只向机尾,横坐标原点距离机身等直段距离为10 m,图7中横坐标为0处表示机翼与机身连接处。

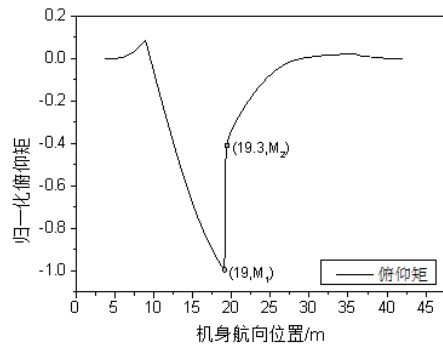


图6 前机身严重工况下全机俯仰矩分布情况

Fig. 6 The distribution of aircraft pitching moment for serious condition of front fuselage

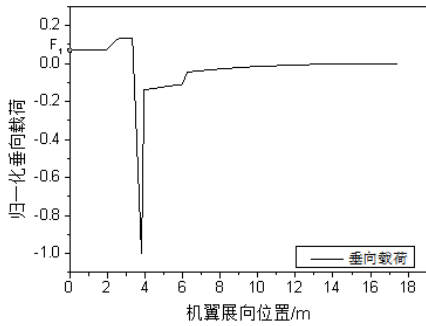


图7 前机身严重工况下机翼垂向载荷分布情况  
Fig. 7 The vertical load distribution of wing for serious condition of front fuselage

为前机身某严重工况下机身对坐标系原点的俯仰矩归一化曲线如图6所示,此图中俯仰矩数据为全机载荷数据,由载荷专业提供给下游专业进行试验或分析使用。从图6可以看出:在该工况下飞机机身从机头累积到机翼与机身连接处的俯仰矩为 $M_1$ ,而从后机身到机翼与机身连接处的俯仰矩为 $M_2$ , $M_1+M_2$ 的俯仰矩应当由机翼和主起上的配平载荷产生的俯仰矩进行平衡。前机身严重工况下,单边机翼的垂向载荷归一化曲线如图7所示,从图7可以看出:在该工况下飞机单边机翼传递到机身上的垂向载荷为 $F_1$ 。在该工况下,左右主起落架上轴点承受的航向载荷为 $F_x$ ,轴向载荷为 $F_y$ 。

根据上述飞机在真实考核工况下的受力情况,重新进行配平载荷设计,在后机身施加配平载荷,使其从后机身到机翼与机身连接处的俯仰矩为 $M_2$ ,在左右主起落架、左右机翼上施加配平载荷,用于平衡从机头到机翼与机身连接处以及从后机身到的机翼与机身连接处的力矩 $M_1+M_2$ ,且需要保证左右机身传递到机身上的载荷以及左右主起落架上的载荷满足真实的受力情况(即 $F'_{y4}$ 与 $F'_{y1}$ 之差以及 $F'_{y5}$ 与 $F'_{y3}$ 之差均接近 $F_1$ )。新的配平方案如图8所示。

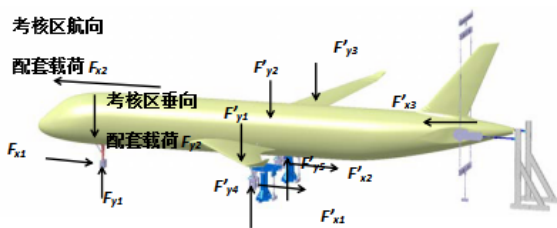


图8 优化设计配平方案示意图  
Fig. 8 The diagram of optimized test load balance scheme

在新的配平方案下,试验考核区前机身第33框-34框之间长桁分析态和试验态归一化内力解比较如图9所示,可以看出:新的配平方案下的内力解与理论设计载荷下的内力解吻合完好,说明该配平方案可以对理论设计载荷进行有效等效,以此作为全机静力试验的载荷施加方案,能够实现前机身结构静强度的考核。

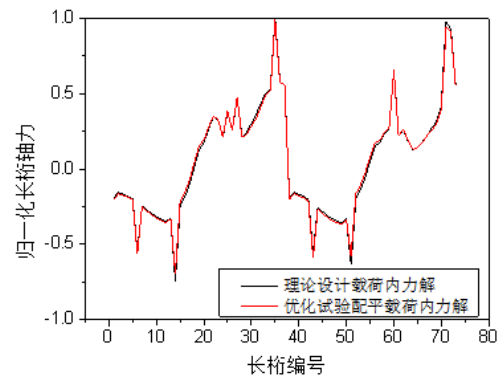


图9 优化试验载荷与理论载荷内力对比  
Fig. 9 The result comparison of FEM analysis between the optimized test load and theoretical design load

### 3 试验结果

为了进一步对优化后的试验配平载荷方案进行验证,(第2节是通过优化配平方案得到该配平方案下分析值与理论分析值一致,理论分析值为全机有限元模型中施加实际载荷,配平方案分析值为全机有限元模型施加优化后的配平载荷,进一步验证表示本节中对试验数据与优化配平方案的分析数据进行比较),根据优化后的试验载荷配平方案进行全机静力试验,对试验态应变片测量数据与分析态有限元模型计算结果进行了对比分析,以试验考核区第25框关键剖面位置为例,归一后的微应变曲线如图10所示。通过对比分析发现,新的配平方案下分析态有限元计算结果与试验态应变片的真实测量结果的变化趋势能够较好地吻合,且分析态的有限元计算结果略大于试验态应变片测试结果,表明所建立的分析态有限元模型内力解可以偏保守反映前机身结构内力的特征,将该有限元模型的计算结果用于前机身结构的强度分析可以保证其结构的安全性。在其他工

况其他危险部位的试验载荷设计时,本文的设计方法及流程具有很大的参考意义。

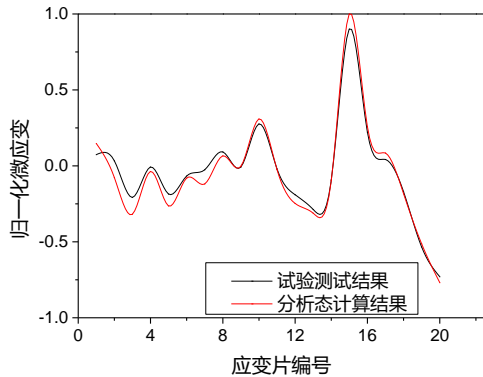


图10 第25框实测应变片与有限元计算结果比较  
Fig. 10 Strain's comparison of frame 25 between test data and results of FEM analysis

## 4 结 论

(1) 对于民用飞机机身薄壁结构,局部大的变形和应力集中的影响范围很远,这种情况下圣维南原理并不适用,因此传统的全机静力试验配平方案不能准确反应试验考核区的真实应力水平。

(2) 结合飞机在该工况下的真实受力情况,配平载荷不改变飞机的真实受力,对传统配平方案进行优化,优化后的配平载荷方案试验数据与分析数据能够较好的吻合,能对理论设计载荷进行有效的等效,该原则同样适用于全机静力试验中其他部段考核工况试验。

### 参 考 文 献

- [1] 孙侠生, 齐丕骞. 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, 2021.  
SUN Xiasheng QI Piqian. Design and verification guide of strength and stiffness in civil aircraft structure[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2021. (in Chinese)
- [2] 中国民用航空局. 运输类飞机适航标准: CCAR25-R4[S]. 北京: 中国民用航空局政策法规司, 2016.  
CAAC. Airworthiness standards for transport aircraft: CCAR-25-R4[S]. Beijing: CAAC, 2016. (in Chinese)
- [3] 吴德彦, 强宝平, 何正忠. 飞机结构静强度试验通用要求: HB 7713-2002[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 2002.  
WU Deyan. QIANG Baoping. HE Zhengzhong. General requirements of static strength test for aircraft structure: HB 7713-2002[S]. Beijing: Technology and Industry for National Defence, 2002. (in Chinese)
- [4] 强宝平. 全机飞机结构试验技术[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 & Technology, 2012(6): 10-13. (in Chinese)
- [5] 中国飞机强度研究所. 航空结构强度技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2013.  
AVIC Aircraft Strength Research Institute. Aircraft structure strength technology[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013. (in Chinese)
- [6] 李卫平, 谭伟, 薛彩军, 等. 民用飞机发动机吊挂部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 airliner engine[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011, 43(6): 732-737. (in Chinese)
- [7] 刘佳. 民用飞机后机身结构静力试验方案设计[J]. 民用飞机设计与研究, 2013(2): 10-12.  
LIU Jia. Static test method for the after fuselage structure of civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2013(2): 10-12. (in Chinese)
- [8] 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): 210-221.  
ZHENG Jianjun, TANG Jiyun, WANG Binwen. Static test technology for C919 full-scale aircraft structure[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(1): 210-221. (in Chinese)
- [9] 刘兴科, 刘冰, 张建锋. 全机飞机大展弦比机翼静力试验技术研究[J]. 工程与试验, 2014, 54(1): 17-20.  
LIU Xingke, LIU Bing, ZHANG Jianfeng. Study on static test technology for high-aspect ratio wing of full scale aircraft[J]. Engineering & Test, 2014, 54(1): 17-20. (in Chinese)
- [10] 刘冰. 大型飞机全机静力试验静定支持与约束技术及其应用[J]. 科学技术与工程, 2019, 19(11): 286-291.  
LIU Bing. Research and application of statically determinate support and restraint technology for static test on large aircraft[J]. Science Technology and Engineering, 2019, 19(11): 286-291. (in Chinese)
- [11] 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技术[J]. 民用飞机设计与研究, 2013(3): 20-23.  
CHEN Bo, LU Huilian. Static strength test of the main landing gear attachment structure of a type of civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2013(3): 21-23. (in Chinese)
- [12] 滕青. 民用飞机全机静力试验机身加载方案研究[J]. 中国

- 科技技术, 2018(16): 38-40.
- TENG Qing. Study on the airframe loading scheme of civil aircraft static test[J]. China Science and Technology Information, 2018(16): 38-40. (in Chinese)
- [13] 何志全, 刘杨, 李泽江. 大型民用飞机缝翼全尺寸静力试验载荷设计[J]. 航空学报, 2019, 40(2): 88-94.
- HE Zhiqian, LIU Yang, LI Zejiang. Load design for full scale static test of slat on large civil aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(2): 88-94. (in Chinese)
- [14] 杨超, 王立波, 谢长川, 等. 大变形飞机配平与飞行载荷分析方法[J]. 中国科学, 2012(10): 1137-1147.
- YANG Chao, WANG Libo, XIE Changchuan, et al. Methods for large deformation aircraft balancing and flight load analysis[J]. Science China, 2012(10): 1137-1147. (in Chinese)
- [15] 马凯超, 徐岚玲, 张建叶. 舰载运输类飞机副翼飞行载荷设计[J]. 航空学报, 2019, 40(4): 58-66.
- MA Kaichao, XU Lanling, ZHANG Jianye. Flight load design of aileron of carrier-based transport category aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(4): 58-66. (in Chinese)
- [16] 胡亮文, 宋乾福. 飞机静力试验中机翼的载荷分配研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2015(4): 9-12.
- HU Liangwen, SONG Qianfu. Research on load distribution of wing in aircraft static test[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2015(4): 9-12. (in Chinese)
- [17] WEDER K J, PANTHER C C, SMITH J E. Applications of circulation control, yesterday and today[J]. International Journal of Engineering, 2010, 4(5): 411-429.
- [18] SANAYEI M, OPIPEDE O. Damage assessment of structures using static test data [J]. AIAA Journal, 1991, 29(7): 1174-1179.
- [19] 陈英华, 陈静. 全机有限元模型修正及验证方法研究[J]. 航空工程进展, 2017, 8(2): 149-153.
- CHEN Yinghua, CHEN Jing. The research of global FEM modal updating and verification method [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2017, 8(2): 149-153. (in Chinese)

#### 作者简介:

袁强飞(1985—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:民用飞机舱门结构与机构强度设计与试验验证等。

(编辑:丛艳娟)