航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Jul. 15 2018 Vol. 29 No.07 36-40

飞机结构强度试验商载施加技术研究

邵骞*，董登科，马利娜，张园丽
中国飞机强度研究所， 陕西 西安 710065

摘 要：根据中后机身连续开口区强度试验技术需求，提出了一种新型的商载加载装置设计思想，通过分离引出加载方式解决了以往机身商载不能按理论载荷施加到各框的问题。该加载方式显著降低了加载杆拉力和杠杆弯矩，对机身的改动较小，加载装置更轻巧、试验换装简便。试验结果表明，该方法试验加载装置稳定，载荷传力明确，能更真实地模拟机身的受载情况。试验实施简便，可推广应用于同类型机身试验设计、载荷处理、加载夹具设计及载荷加载方案设计。

关键词：试验技术；结构强度；商载；静力试验；加载模拟

中图分类号：V216 **文献标识码**：A DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2018.07.036

全尺寸飞机结构试验是在实验室中对真实的飞机结构以施加载荷的方式，模拟飞机在使用中可能遇到的受载情况，通过测量其响应，核对是否达到其设计要求，检验其是否安全可靠[1]。全尺寸结构验证试验是对整个设计过程进行最全面、最接近真实的验证，是型号定型或取证的必要条件，是获取其力学性能和传力特性最有效、最可靠的途径[2]。

地板梁结构是民用飞机机身结构不可缺少的组成部分，一般由地板横梁、纵梁和支柱等结构组成。其中地板横梁是比较关键的结构，主要承受垂直向下的载荷，需要分别与地板纵梁、支柱和机身框连接，承担着由客舱和货舱载荷构成的商业载荷（简称商载）[3]。在民用飞机全尺寸结构试验中，商载占机身载荷的主要部分，载荷作用位置在机身内部机舱地板结构上，通过地板结构再传递到机身壳体结构[4]。

传统的机身加载方式是将结构气动、惯性载荷与商载叠加，通过在机身外侧粘贴胶布带的方法将载荷施加到机身上，与结构实际受载情况存在偏差，并且由于试验加载系统大量占用机身外表面，使得机身外表面被胶布带及加载装置包裹，不利于外部应变片的安装和测量及对蒙皮张力场等试验现象进行观察监控。

王征等对飞机商载加载及地板载荷综合处理系统进行了研究，目前在全机试验中，是将试验商载施加到机舱地板的对应结构部位，并以4个机身框为一组构成机身地板结构加载标准模块，对各工况机身商载进行综合处理，通过计算确定各加载模块载荷，保证机身总体载荷满足控制剖面误差要求[5,6]，但对于各机身框载荷未能实现按理论载荷施加。

随着飞机设计制造与结构强度试验技术的发展，对于飞机结构地面验证试验提出了高精高效的加载要求。对试验模拟载荷的施加，要求真实精准，与实际使用状态更加接近，获得更翔实的试验数据。试验方法对试验结果有着重要的影响，采用不同的方式施加机身商载直接关系到试验加载是否能够模拟机身结构真实受载状态，进而会影响到结构试验的准确性。

1 问题的提出

某型飞机是以市场为导向，全新研制的一型适合中短程航线运营、具有良好经济性和航线适应性的先进国产涡桨支线飞机[7]。中后机身连续开口区强度试验是针对机身气密区收缩段、连续大开口结构规划的研究性试验，试验目的为对中后机身结构设计、生产制造及工艺进行综合验证，为研究中后机身连续大开口结构变形规律、结构传力路线和计算方法提供试验支持[8]。

试验考核区为45~54框间连续开口区结构，试验件结构如图1所示。试验为摸底研究性质，试验更关注考核结构各部位的细节受载情况[9]，共有5种载荷工况，不同工况下

收稿日期：2018-04-13； 退修日期：2018-05-03； 录用日期：2018-05-25
* 通信作者 . Tel.：029-88268404 E-mail：shaoqian623@163.com
引用格式：Shao Qian, Dong Dengke, Ma Lina, et al. Research on payload loading technology of aircraft structural strength test[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (07)：36-40. 邵骞，董登科，马利娜，等 . 飞机结构强度试验商载施加技术研究 [J]. 航空科学技术，2018, 29 (07)：36-40.

各框位的商载、总载及合力作用点位置变化较大，试验商载（43 ～ 46 框）见表 1、表 2。以往的商载加载方式是以 4 个机身框为标准模块进行载荷施加，各框位载荷未能按实际受载情况分配[10]，不能满足当前试验要求，因此，需开发能实现各框位载荷与实际受载情况一致的加载技术。

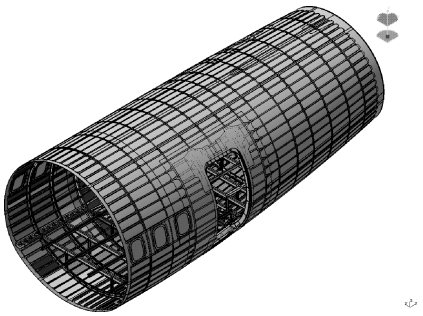

图 1　试验件结构
Fig.1　Test parts structure

表 1　各工况框位商载
Table 1　Section payload for all case

框站位	框位坐标 / mm	429 工况 / N	318 工况 / N	377 工况 / N	867 工况 / N	208 工况 / N
43	20540	−6366	−3401	−10032	−10183	−4829
44	21070	−7835	−4503	−10996	−11147	−5636
45	21600	−6454	−4621	−9636	−9860	−14237
46	22103	−4890	−2332	−6216	−6186	−14142

表 2　各工况商载总载荷汇总
Table 2　The sum of payload load in all case

工况名称	429 工况 /N	318 工况 /N	377 工况 /N	867 工况 /N	208 工况 /N
商载总和 /N	−25545	−14858	−36881	−37375	−38844
合力点坐标 / mm	21270	21276	21238	21236	21574

要按结构实际受载情况对各框位地板横梁进行模拟商载施加，可通过单框引出后合并和多框合并后引出两种加载方式。在单框引出后合并加载方式中，商载通过固定于地板横梁上的两处加载接头直接作用，按要求对各加载框施加相应的载荷，在每个加载接头处机身框的前后机身壁板开载荷孔，将加载杆引出机身后再合并施加，试验装置如图 2 所示。此加载方式地板梁与加载装置连接处易出现弯扭造成局部载荷失真，由于要开设较多载荷孔，对机身壁板改动较大且不利于充气试验时的密封。

多框合并后引出加载方式是以连续几个框为一组设置杠杆系统，根据试验工况要求进行各级杠杆力臂长度的调整，在合力加载点对应的机身壁板位置开载荷孔将加载装置引出机身后施加，通过对合力位置施加该区总载荷实现对各框位地板横梁的商载施加，试验加载装置如图 3 所示。此加载方式需根据不同工况合力作用点位置在机身开载荷孔将加载杆引出，存在试验件局部开孔较多、可能有孔位交错和孔位与机身或加载结构干涉等问题。

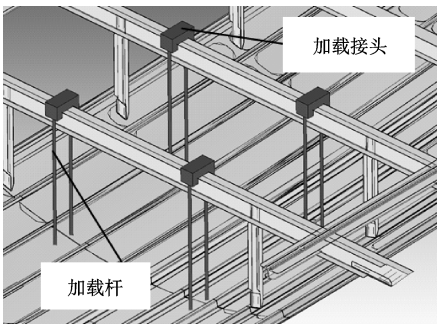

图 2　单框引出加载装置
Fig.2　Single frame reach out loading device

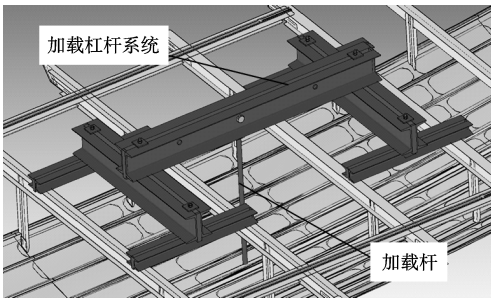

图 3　多框合并加载装置
Fig.3　Multi frame combined loading device

2 试验设计与实施

2.1 试验加载方案

由表 1 、表 2 可知商载合力作用点位置的关系：318 工况与 429 工况相距 6mm；377 工况与 867 工况相距 2mm；377 工况与 429 工况相距 32mm；208 工况与 45 框轴线相距 26mm。如运用多框合并后引出加载方式，由于存在各工况的合力作用点位置间距过小、合力作用点位置与机身框结构干涉等，因而不宜和难以进行机身壁板开孔，试验加载难以实施。

鉴于单框引出后合并加载和多框合并后引出两种加载方式存在的问题，提出了多框组合后分离式引出再合并加载方案。该方案是以多框加载杠杆系统为基础，设两根加载杆，增设合并杠杆，将商载合力分两路引出后再于机舱外合并施加，试验装置如图 4 所示。以连续 4 个框为一组设置杠

杆系统，试验时一级杠杆和三级杠杆位置不变，根据需要在一级杠杆和三级杠杆上开设对应不同试验工况加载位置的连接孔，通过调整二级杠杆安装位置使杠杆力臂符合各试验工况的设计要求，在三级杠杆上设置两根加载杆，两加载杆位置跨度覆盖所有试验工况合力点区域且避开机身框或其他不宜开孔部位，于两加载杆对应的机身壁板位置开孔将加载杆引出机身，并在机舱外以合并杠杆连接，通过对合并杠杆上的合力作用点加载实现载荷按比例施加于各框。

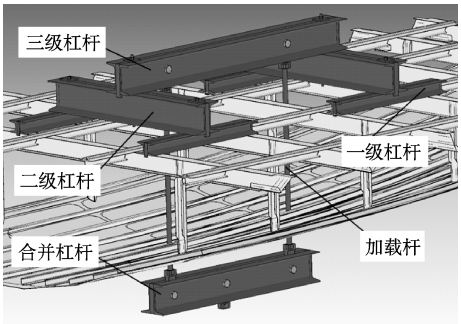

图 4 试验加载装置
Fig.4 Test loading device

2.2 试验加载装置设计

设计多框组合后分离式引出再合并加载装置的关键在于协调解决加载杆位置问题，三级杠杆、合并杠杆上的受力情况如图 5 所示，载荷关系由式 (1) ~ 式 (4) 给出。

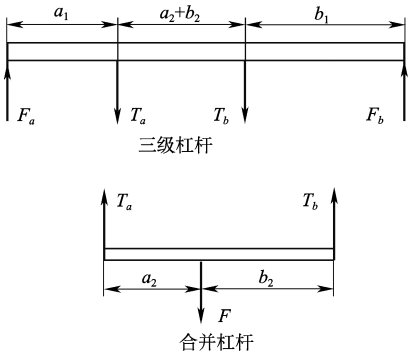

图 5 杠杆受力情况
Fig.5 Lever analysis

$$T_a + T_b = F \tag{1}$$

$$T_a \times a_2 = T_b \times b_2 \tag{2}$$

$$F_a + F_b = F \tag{3}$$

$$T_a \times a_1 + T_b \times (a_1 + a_2 + b_2) = F_b \times (a_1 + a_2 + b_1 + b_2) \tag{4}$$

根据表 1 、表 2 中的位置关系，协调机身结构确定加载杆及开孔位置见表 3。由式 (1) ~ 式 (4) 可得到加载杆的拉力、三级杠杆弯矩，见表 4，对比多框合并后引出加载方式的加载杆的拉力、三级杠杆弯矩，可以看出分离引出加载方式显著降低了加载杆拉力和三级杠杆弯矩，使加载杆和机身壁板开孔可更细小，对机身的改动和影响较小，三级杠杆更轻巧，试验换装简便。

表 3 加载杆及开孔位置
Table 3 Load pole and hole position

孔编号	X 坐标 /mm	Y 坐标 /mm
1	20993	0
2	21974	0

表 4 加载装置对比
Table 4 Comparison of loading device

试验工况	分离引出加载方式		直接引出加载方式	
	加载杆拉力 /N	三级杠杆弯矩 / (N·m)	加载杆拉力 /N	三级杠杆弯矩 / (N·m)
429	18344	2280	25545	6208
318	10577	1427	14858	3428
377	27654	3698	36881	8859
867	28102	3755	37375	8946
208	23023	3500	38844	7838

2.3 试验结果

试验按照先预试再正式试验的程序进行，试验中逐级进行应变和位移测量，试验系统工作正常，试验件及加载装置没有异常响动。试验测得应变数据和位移数据，其中直接承受商载的横梁及支柱在限制载荷时各工况应变数据见表 5，各工况支柱部位典型应变片 45 框支柱上的 45010 片载荷应变曲线如图 6 所示，典型工况 208 工况各框位支柱部位载荷应变曲线如图 7 所示，377 工况应变理论值与试验值对比如图 8 所示。

表 5 限制载荷应变数据
Table 5 Limit load strain data

应变编号	429 工况 / με	318 工况 / με	377 工况 /με	867 工况 / με	208 工况 / με
43007	−249	−155	−465	−466	−225
43509	−268	−171	−480	−478	−242
44008	−307	−193	−532	−532	−286
44510	−320	−214	−538	−586	−314
45010	−502	−270	−619	−708	−1010
45513	−422	−225	−566	−583	−877
46007	−161	−54	−218	−187	−423
46509	−175	−91	−243	−240	−542

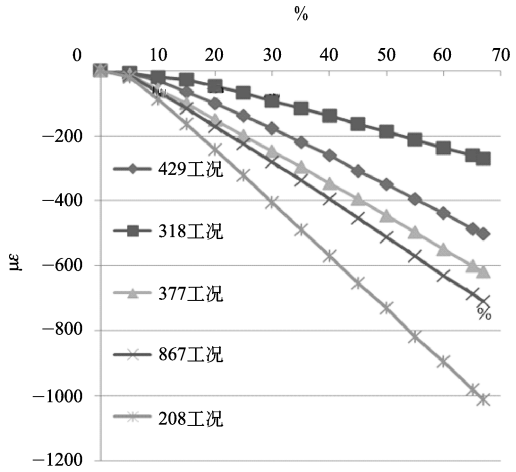

图 6　45010 片载荷应变曲线

Fig.6　Load strain curves of 45010

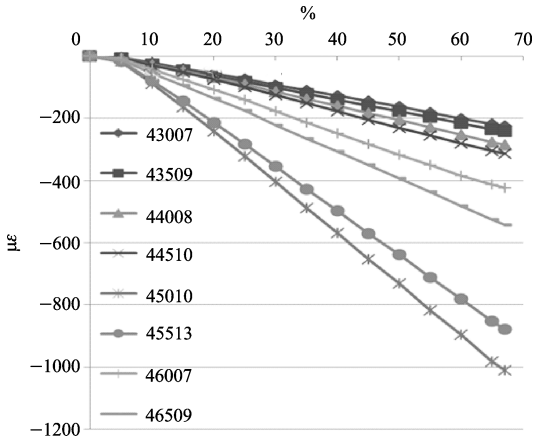

图 7　208 工况载荷应变曲线

Fig.7　Load strain curves of 208 case

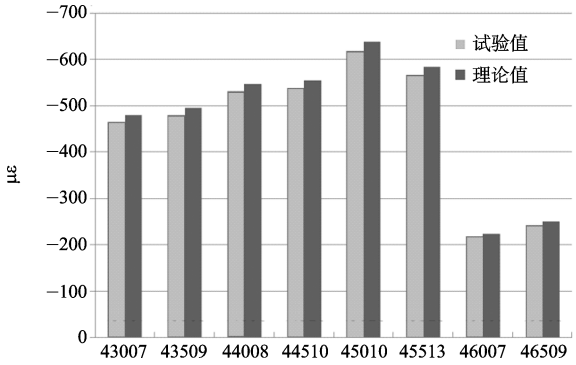

图 8　377 工况应变理论值与试验值对比

Fig.8　Comparison between theoretical and experimental values of 377 case

由图 6~ 图 8 可以看出，在限制载荷阶段结构处于线弹性变形，直接承受商载的横梁支柱部位，应变与载荷呈稳定的比率，试验测得应变值与理论值相近。结果表明，应用多框组合分离式引出再合并的试验加载方案，试验载荷是按照要求的各框商载施加到相应框位地板横梁上的。

3 结论

本文针对飞机结构强度试验中商载施加的高精、高效加载要求，提出了一种新型的商载加载装置设计思想。试验结果表明，该试验方案合理，试验加载装置可靠。通过分析，可以得出以下结论：

（1）只设计一套加载装置就实现了 5 种工况载荷加载，减少了设计工作量及加工量，降低了试验成本。

（2）解决了以往机身商载未能按理论载荷施加到各框的问题，试验模拟更加真实，提高了试验精度。

（3）分离引出加载方式显著降低了加载杆拉力和三级杠杆弯矩，在机身壁板开孔更小，对机身的改动较小，加载装置更轻巧、试验换装简便。

该试验方法加载装置稳定，载荷传力明确，能更真实地模拟机身的受载情况，试验实施简便，可推广应用于同类型飞机机身试验设计、载荷处理、加载夹具设计及载荷加载方案设计等。试验结果可作为结构强度、刚度性能的评定依据，为有限元建模提供数据支持。

参考文献

[1] 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 & Technology，2012（6）：10–13.（in Chinese）

[2] 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. Aerostructure strength technology[M]. Beijing：Aviation Industry Press，2013.（in Chinese）

[3] 孙洁琼 . 民用飞机客舱地板横梁结构研究 [J]. 民用飞机设计与研究，2016（1）：1–4.
Sun Jieqiong. Research on cabin floor crossbeam structure for commercial aircraft[J].Civil Aircraft Design & Research，2016（1）：1–4.（in Chinese）

[4] 张卫文 . 飞机地板常用结构设计与传力分析 [J]. 中国科技信息，2013（13）：112–113.
Zhang Weiwen. Analysis of common structure design and force

transfer of aircraft floor[J].China Science and Technology Information, 2013 (13): 112-113. (in Chinese)

[5] 王征 . 某型飞机静力试验货舱地板加载技术研究总结报告 [R]. 中国飞机强度研究所, 2012.
Wang Zheng. A summary report on the aircraft loading test technology of the aircraft cabin static test[R]. AVIC Aircraft Strength Research Institute, 2012. (in Chinese)

[6] 王征 . 一种飞机机身商载加载系统及加载方法, 中国: 201310169979.0[P].2013-05-10.
Wang Zheng. A loading system and loading method for aircraft fuselage payload, China: 201310169979.0 [P]. 2013-05-10. (in Chinese)

[7] 肖君 . MA700 飞机工作分解结构方法研究 [J]. 西安航空学院学报, 2014 (1): 16-18.
Xiao Jun. Research on MA700 aircraft work breakdown structure method[J]. Journal of Xi' an Aeronautical University, 2014 (1): 16-18. (in Chinese)

[8] 张洪智 . 中后机身连续开口区强度试验任务书 [R]. 中航飞机研发中心, 2015.
Zhang Hongzhi. Middle and rear fuselage continuous open area strength test mission book[R]. AVIC Research and Development Center, 2015. (in Chinese)

[9] 马利娜 . 中后机身连续开口区强度试验载荷计算报告 [R]. 中国飞机强度研究所, 2016.
Ma Lina. Middle and rear fuselage continuous open area strength test load calculation report[R]. AVIC Aircraft Strength Research Institute, 2016. (in Chinese)

[10] 邵骞 . 中后机身连续开口区强度试验大纲 [R]. 中国飞机强度研究所, 2016.
Shao Qian. Middle and rear fuselage continuous open area strength test outline[R]. AVIC Aircraft Strength Research Institute, 2016. (in Chinese)

作者简介

邵骞 (1968-) 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 航空结构地面静力 / 疲劳强度试验技术研究。
Tel: 029-88268404
E-mail: shaoqian623@163.com

Research on Payload Loading Technology of Aircraft Structural Strength Test

Shao Qian*, Dong Dengke, Ma Lina, Zhang Yuanli
AVIC Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China

Abstract: According to the requirement of the continuous opening area strength test of the mid-rear fuselage, put forward a new kind of payload loading device design. Through the separation and extraction of the loading method, the problem of the failure to apply the theoretical load to each case was solved. This loading method significantly reduce the tension of the loading pole and the bending moment of the lever, the impact on the fuselage changes is small, the loading device is more lightweight, and experiment is easy to test and replace. The test results show that the loading device of the test method is stable, load transfer is clear, can simulate the loading condition of the airframe more realistically. The test is simple to implement and can be applied to the same type of airframe test design, load processing, and loading fixture design and load loading scheme design.

Key Words: testing technology; structural strength; payload; static experiment; loading simulation

Received: 2018-04-13; **Revised:** 2018-05-03; **Accepted:** 2018-05-25

***Corresponding author.Tel.:** 029-88268404 **E-mail:** shaoqian623@163.com