

# 民用飞机后机身结构 静力试验方案设计

## A Static Test Method for the After Fuselage Structure of Civil Aircraft

刘 佳 / Liu Jia

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

### 摘 要:

针对某民用飞机后机身结构特点和受载形式,设计了相应的静力试验方案。该方案合理模拟了后机身结构的支持和边界条件,同时对后机身严重载荷情况进行分析处理,实现了飞行载荷和惯性载荷在后机身结构上的施加,顺利完成了大部段复杂结构的静强度试验。试验结果表明,后机身结构能够承受极限载荷,其刚度和强度满足设计要求。

**关键词:**民用飞机;后机身;静力试验;试验方法

[Abstract] According to the after fuselage structure of civil aircraft, a static test method was designed. The support and boundary condition were simulated reasonably. The flight and inertia load were applied by analyzing and redistributing the severe load case. Test results show that the after fuselage structure could bear the limit and ultimate load; the after fuselage structure has enough stiffness and strength to satisfy the design requirement.

[Key words] Civil Aircraft; After Fuselage; Static Test; Test Method

## 0 引言

飞机结构静强度试验是通过给试验件施加静态载荷的方法研究和验证飞机结构在静载荷作用下的静强度特性<sup>[1]</sup>。在飞机设计研制阶段,对于新结构、新材料和新工艺等都需要通过设计研发试验加以验证。在申请型号合格证阶段应按照 CCAR-25-R4<sup>[2]</sup>的有关条款进行全尺寸飞机结构静力验证试验。

飞机结构的静力试验是一项复杂的系统工程,试验件支持状态的模拟和载荷处理及施加对试验结果的真实性起到至关重要的作用。随着航空技术的发展、试验条件和试验方法的不断进步以及学者们长期的研究和探索,形成了针对不同飞机结构的静强度试验方案及其制定要素<sup>[3]</sup>,使得飞机结构试验的支持模拟更加符合飞机的实际使用状况。对于试验载荷的演化处理方法和杠杆系统的载荷配重方法都有研究<sup>[4-5]</sup>。

针对民用飞机后机身结构特点和受载形式,模拟其支持条件并对试验载荷进行处理,完成了大部段复杂结构的静强度试验,并对后机身结构进行了验证。

## 1 试验件与试验方案设计

某型民用飞机后机身采用常规半硬壳式结构,主要承受平尾、垂尾载荷和机身惯性载荷,并为平尾、垂尾及球面框提供支持。后机身试验件为除去尾锥整流罩的整个后机身结构,如图 1 所示。

后机身试验件安装于承力墙上进行静力试验,试验件支持如图 2 所示。根据圣维南原理并对比不同长度过渡段对后机身框及壁板的内力分布影响,最终确定后机身试验件设计有 3 个框段的过渡段用以模拟中后机身对后机身的支持。

平尾假件分左件、右件和中间段 3 部分。其中平尾假件中间段在试验前安装至后机身试验件上,平尾假件左、右件分别设计有向上和向下的垂向加

载点用以施加平尾气动和惯性载荷。

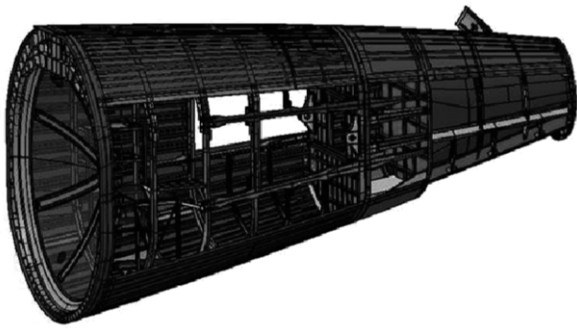


图1 后机身试验件

垂尾假件由2个侧向带板和4根加载横梁组成。试验时通过2个侧向带板实现垂尾前、后梁侧向载荷的施加;通过4根横梁分左、右两侧向上、向下实现垂尾滚转矩的施加。平尾、垂尾载荷采用软式连接后由作动筒拉向施加。由于后机身气动和惯性载荷为非均匀分布载荷,在试验中采用集中载荷代替,即将分布载荷分解到若干区域,集中载荷施加在单个区域上,再用杠杆系统和胶布带将其分级连接,由作动筒拉伸完成加载。

试验件还设计有4个扣重点,机身2个,平尾2个。其中,机身扣重点1扣除试验件前段部分结构重量和垂尾假件重量。机身扣重点2扣除试验件前段部分结构重量和后段结构重量。左、右平尾各设1个扣重点,扣除平尾假件的重量。试验前对加载杠杆和线缆进行称重,其重量在各加载点分别扣除。

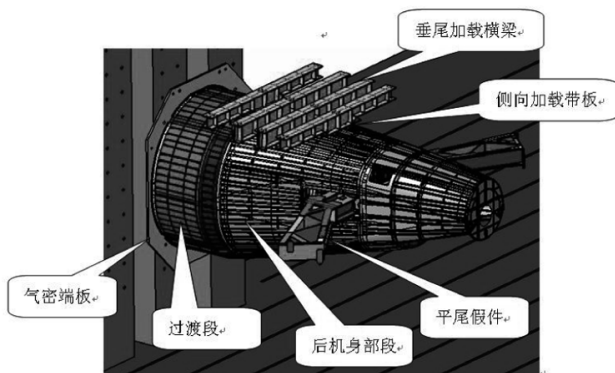


图2 试验件支持

## 2 载荷工况与处理原则

对某型民用飞机全机载荷所有工况进行筛选,将垂直离散突风,偏航机动、非校验机动和平尾非对称工况作为后机身试验件的考核工况。载荷处

理遵循以下原则:

(1)依照载荷等效原则,力求保证考核部位承受的总载荷和总压心不变;

(2)机身各框惯性载荷与气动载荷合并加载;

(3)各框力矩载荷在试验件上统一施加,偏航矩用侧向载荷试件,俯仰矩和滚转矩用垂向载荷施加;

(4)垂尾的滚转矩处理到垂尾的垂向加载点上,俯仰矩处理到机身的垂向加载点上,偏航矩处理到机身的侧向加载点上;

(5)平尾的滚转矩处理到左、右平尾的垂向加载点上,俯仰矩处理到机身的垂向加载点上,偏航矩处理到机身的侧向加载点上。

(6)对于载荷处理后两框的载荷相差悬殊可在邻近框位上进一步载荷处理;

(7)对于各载荷情况的累积总力和总力矩量级相对其他分量较小时,该分量可以省略不加。

以非校验机动工况垂向载荷处理为例,将后机身气动载荷与惯性载荷叠加,其中 $Q_y$ 为机身惯性荷载, $Q_z$ 为机身惯性载荷与气动载荷之和,再叠加平尾惯性载荷中的俯仰矩 $M_x = 200\text{N} \cdot \text{m}$ ,总载荷如表1所示。鉴于机身总航向力、滚转矩和偏航矩较小,省略不加;将隔框13和隔框14的垂向载荷调整到机身隔框1、隔框10~隔框12处;由于加载设备位置所限,隔框1~隔框4的垂向载荷无法施加,因此在4个隔框之间新增加载点,并调整各框垂向载荷的压心位置,保证等效载荷施加后的机身总载荷相同,总压心位置一致。等效后的载荷见表2。

表1 非校验机动工况机身试验总载荷

框站位	Y	$Q_y$	$Q_z$	$M_x$	$M_y$	$M_z$
	(m)	(N)	(N)	(N.m)	(N.m)	(N.m)
隔框1	33.34	-85	3063	43.023	10.129	-1.428
隔框2	34.013	-83	4586	39.479	1.789	-0.252
隔框3	34.609	-67	4208	39.409	0	0
隔框4	35.206	-53	3069	30.438	0	0
隔框5	35.601	-77	2755	47.353	0	0
隔框6	35.996	-26	2160	16.266	0	0
隔框7	36.392	-92	2150	67.428	0	0
隔框8	36.742	-37	1164	28.271	0	0
隔框9	37.092	-131	2203	117.862	-17.482	-2.077
隔框10	37.614	-179	1056	499.887	-4.614	-0.548
隔框11	38.136	-204	1083	557.618	18.92	1.99
隔框12	38.658	-136	1201	252.325	-131.452	7.839
隔框13	39.289	-117	2473	78.517	-1846.82	1.084
隔框14	39.9	-16	167	14.988	0	0
$\Sigma$	35.863	-1303	31337	2274	-1969.53	6.608

表2 载荷处理结果

框站位	X (mm)	Y (mm)	Z (mm)	Qz (N)
隔框1-隔框2之间	300	33677	0	4301
隔框2-隔框3之间	405	34311	0	4397
隔框3-隔框4之间	300	34908	0	3638
隔框4-隔框5之间	300	35426	0	1534
隔框5	300	35601	0	2755
隔框6	300	35996	0	2160
隔框7	440	36392	0	2150
隔框8	300	36742	0	1164
隔框9	330	37092	0	2203
隔框10	300	37614	0	2505
隔框11	300	38136	0	2083
隔框12	105	38658	0	2446
$\sum Q_z$ (N)	0	35.863	0	31337
$\sum M_x$ (N·m)			2274	

### 3 试验过程与结果

后机身结构静力试验安排有限制载荷和极限载荷试验,其中限制载荷是飞机服役中预期的最大载荷,限制载荷试验是新研制飞机首飞和允许飞机在80%限制载荷内使用的条件之一。各考核工况均逐渐协调加载至限制载荷,每级载荷增量5%,加载到100%限制载荷时保持载荷停留时间3s。各级载荷下同时进行应变和位移测量,逐级卸载后10min后再次测量,检查残余变形。

极限载荷是在限制载荷的基础上乘以规定的安全系数,极限载荷试验是鉴定试验件承受极限载荷能力的试验。各考核工况均逐渐协调加载至120%限制载荷,每级载荷增量5%,高载部分每级载荷增量1%,加载到150%限制载荷(极限载荷)时保载3s。各级载荷下同时进行应变和位移测量,逐级卸载后10min后再次测量,检查残余变形。

在开展限制载荷和极限载荷试验前需分别进行40%载荷的预试,通过若干次预试测量所得的应变数据和理论分析值进行相关性和重复性分析,待试验状态稳定后进行相应的载荷试验。非校验机动限制载荷试验如图3所示,预试测量数据重复性分析如图4所示,部分理论分析值和试验测量值对比如图5所示。



图3 限制载荷试验

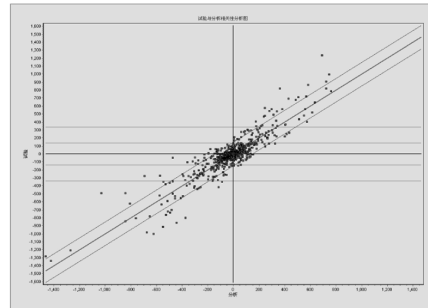


图4 测量数据重复性对比

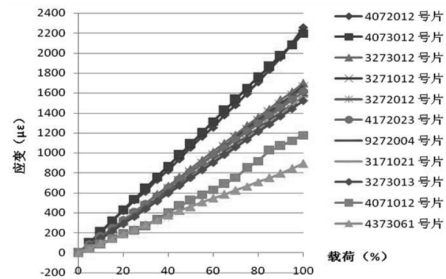


图5 载荷-应变曲线图

### 4 结论

后机身作为机身和平、垂尾的重要支持结构,其刚度和强度的设计需要依据准确的试验数据。后机身结构静力试验方案确定了试验件的支持条件、加载方式和载荷处理原则及方法。某民用飞机后机身结构承受限制载荷而无有害的永久变形,并且能够承受极限载荷而不破坏,证明其满足静强度的设计要求。后机身结构静力试验的顺利完成证明了该方法的合理性和可行性,试验获得的经验和发现的问题及解决问题的方法可为民用飞机大部段复杂结构的设计研发试验提供借鉴和参考。

#### 参考文献:

- [1] 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.
- [2] CCAR-25R4 运输类飞机适航标准[S]. 中国民用航空局,2009.
- [3] 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.
- [4] 刘金玉,李军,戴舜. 飞机结构静力试验中杠杆系统的载荷配重[J]. 实验科学与技术,2012,10(4):30-32.
- [5] 王正平,韩鸿源. 飞机结构试验载荷演算方法研究[J]. 西北工业大学学报,1999,17(4):649-652.