

飞机结构静强度试验支持方案的确定

The Determination of Support Scheme for Aircraft Static Strength Verification Test

刘权良 尹伟 夏峰 / 中国飞机强度研究所

摘 要: 飞机结构试验是一个复杂的系统工程。飞机的支持方案是贯穿于整个试验过程的重要环节, 它规定了试验件的支持状态, 决定了试验结果的质量。本文通过对型号试验支持方案的进展历程和目前的发展动向的介绍, 阐述了飞机结构试验支持方案制订的过程和考虑要素。

关键词: 验证试验; 全尺寸飞机结构; 试验支持状态; 结构试验; 静强度

Keywords: certification test; full scale aircraft structure; test support; structural testing; static strength

全尺寸飞机结构静强度试验是按预定方案向飞机结构施加设定的静态载荷, 然后测量在此确定载荷下的结构强度反应, 进而确定其结构静强度特性。尽管计算机技术和结构分析技术都已经取得了长足的发展, 但由于飞机结构、材料以及加工工艺等的复

杂性, 全尺寸飞机结构静强度试验仍然是研究、验证与鉴定飞机结构在静载荷作用下其静强度特性的一种可靠和有效的方法, 是飞机设计、制造生产和设计定型所必需和无法替代的重要环节之一。

总体而言, 全尺寸飞机结构静强

度试验的目的是鉴定飞机结构的设计静强度, 并为验证强度和刚度的计算方法及结构设计、制造工艺的合理性提供必要的数据和资料^[1]。

为了实现全尺寸飞机结构静强度试验的目的, 必须重视验证试验的总体设计和规划, 对试验的项目、内容

$$C_i = C_i(\alpha, \beta, \delta) + C_i\left(\frac{\omega b}{2V}\right) + (C_{i_p} + C_{i_\beta} \sin \alpha) \frac{p_{\text{mod}} b}{2V} + (C_{i_q} + C_{i_z}) \frac{q_{\text{mod}} \bar{c}}{2V} + (C_{i_r} - C_{i_\delta} \cos \alpha) \frac{r_{\text{mod}} b}{2V} + C_{i_a} \frac{\bar{c} \dot{\alpha}_t}{2V} + C_{i_p} \frac{b \dot{\beta}_t}{2V} \quad (8)$$

式(8)中, 总气动力系数中右端第1项表示静态气动力数据项, 包含舵偏为零的静态项和舵面偏转引起的静态增量项, 第2项为旋转运动引起的气动力项, 第3至5项为强迫角振荡运动引起的气动力项, 最后两项由平移振荡运动引起。

5 结束语

飞机大迎角气动力非线性特性研究涉及的内容甚多。本文只是在大迎角非线性气动力建模方面做了一些有

益的探讨, 要想进一步解决大迎角气动力非线性特性问题, 还需综合利用数学、力学、计算机、试验等多种手段, 在运动机理、数学模型、数值仿真等方面

做深入而细致的研究工作。

AST

参考文献

- [1] 刘昶. 大迎角非线性飞行动力学(一)[J]. 飞行力学, 1989(2): 95-104.
- [2] (苏)柯契克M. 极限状态飞行—现代飞机失速和尾旋的预防[M]. 北京: 航空工业出版社, 1989.
- [3] 李永富, 陈洪. 研究尾旋的风洞试验技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.

[4] Bihrlé W J, Barnhart B. Spin prediction techniques[J]. Journal of Aircraft, 1983, 20(2): 97-101.

[5] Kalviste J. Use of rotary balance and forced oscillation test data in a six degrees of freedom simulation[C]. AIAA-2822-1364, 1982.

[6] 涂良辉, 江积祥. 某型高级教练机尾旋特性预测研究[J]. 飞行力学, 2011, 29(5): 1-4.

[7] 黎先平, 唐登斌, 刘昶. 飞机尾旋特性的综合数据分析法[J]. 航空学报, 1999, 20(6): 537-541.

作者简介

涂良辉, 博士, 高级工程师, 主要从事飞行器动力学与控制研究工作。

及顺序都要进行周密的设计和安排,这必然涉及试验支持方案的确定。可以说,合理的飞机结构试验支持是试验安全、顺利进行的根本保障,是试验设计过程的重要环节^[2]。

1 全机试验支持的发展背景

飞机地面强度试验是在地面环境下模拟飞机在使用过程中可能遇到的受力状况,从而对其进行强度验证和校核。不同机型、机种的使用要求是不一样的,随着航空技术的发展和飞机设计思想的演变,现代飞机的高机动、高性能、高可靠性和全天候等要求使得飞机的使用状况越来越复杂;结构计算技术的提升使得对结构材料的使用越来越趋于精确,相应的其安全裕度则越来越小,有些飞机为了提升机动性能甚至不惜牺牲部分安全裕度。这些都指出了飞机结构试验技术面临的挑战和发展方向。

飞机结构试验的支持经历了一个逐步发展的过程。早期试验主要关注的是飞机的主体结构强度,各试验情况的加载点较少,全机试验支持一般采用地面支持和机翼固定夹具支持,这两种支持都属于静不定支持。采用机翼固定夹具支持时,往往设计有模拟机翼对接部位强度和刚度的过渡段,其优点是,空中情况试验时起落架处于收起状态,能够真实反映飞机飞行的受力情况;其缺点是,全机试验时无法同时考核机翼结构,机翼结构作为部件试验需要单独进行试验。

为了能同时考核机身结构和机翼结构的强度,尤其是为了验证机身与机翼的连接结构的强度,发展了起落架支持方案。最初的起落架支持类似于地面固定支持,只是为了实现加载,通过立柱将飞机固定支持在

适当的高度。实际上,这种支持是通过假轮着地点来施加轮轴压向载荷,其缺陷在于:由于空中情况载荷量级较大,在全机试验和起落架试验时,当支持点作为加载点或作为约束点所受的支反力较大时,限制了假轮的变形,同时还存在失稳的问题。

试验支持发展的第三个阶段是利用杠杆导向作用。选取假轮上端加载接头作为约束点,杠杆与假轮之间通过连接件连接,放松了由于支持对于起落架变形的限制,并消除了失稳问题。这样的支持方式一直沿用至今,只是在约束形式上进行了几次改进,由最初的悬浮加配重支持形式过渡到悬浮差动约束形式。

随着航空技术的发展以及试验技术和试验方法的提升,试验支持方案也会不断得到改进,使飞机结构试验的支持状态更符合飞机的实际使用状态。

2 试验支持在结构试验中的地位

试验件支持是进行静力试验的基础和前提条件,在进行试验设计时,首先确定的就是支持方案。可以说,飞机的支持方案是贯穿于整个试验过程始终的重要环节,它规定了试验件的支持状态,决定了试验结果的质量。

2.1 静强度试验的基本构成

全尺寸飞机结构试验通常由试验件(包括假件)、支持夹具、加载设备、控制设备、测量设备和专用设备部分构成。试验加载设备包括传力设备和加载作动筒,作动筒一端与传力设备连接,另一端与试验夹具连接,通过控制系统控制实施加载。

2.2 试验情况分类

全机结构静力试验按规模和试验情况类别,通常分为在整体飞机结构上进行的部件试验、地面情况试验和

空中情况试验三大类。根据试验验证的目的,分为首飞前试验情况和首飞后试验情况。对于一些部件试验,首飞前后的试验项目可能会略有调整,相应地,首飞前后的试验情况及试验顺序也会有所不同。

2.3 试验支持的重要性

飞机结构试验是一个复杂的系统工程。一般来说,一架全尺寸飞机的结构试验,通常包含多个部件情况试验、地面情况试验和空中情况试验,总的情况试验数量往往多达几十甚至上百个。根据试验任务书的要求和试验技术能力,针对每个情况的考核目的,合理安排试验顺序,制定合理有效的试验方案,对于保证试验件安全、试验结果的有效性和缩短试验周期都有重要的意义。

3 试验支持方式的确定

试验件支持状态是试验实施大纲的重要内容之一。试验实施大纲由试验承担方依据试验大纲、试验任务书和标准^[1,3]的要求制定,并经试验委托方认可。

由于飞机在设计中已经考虑了飞机的质量,给出的试验载荷中包含了飞机自身结构重量。为了实施结构试验,需要保证飞机具备一定的支持状态,并在此支持状态下,设置相应的约束点,以保持飞机的试验状态。试验的支持不仅确定了飞机结构在各试验情况下的试验状态,而且在试验准备期间用于飞机的正常支持(或悬挂)。

设计全机试验支持方案的一般原则是:

1) 试验件的支持状态应尽可能符合飞机的真实受载状态,从而使被考核的部位能够得到真实的考核,确保不影响考核部位的应力分布,并确保

试验安全可靠, 容易实施。

2) 夹具支持时应尽量模拟试验件的边界条件, 必要时应设置过渡段^[1], 以避免支持区域或考核部位应力分布的失真。

3) 全机悬空支持时, 约束点(含被动点)应设置在非重点考核部位, 尽可能少地影响考核部位的内力分布, 且选用静定支持, 以便通过约束点载荷误差监控评估试验载荷施加的误差; 当考核部位载荷较小时, 可采用固定支持, 不监控约束点载荷。

4) 飞机支持设计不仅要考虑正常试验过程约束点的载荷, 也应考虑非试验期间和试验件破坏瞬间的意外载荷, 防止试验件滚转、俯仰。

5) 全机悬空支持的支持夹具应能方便地进行试验件姿态调整和更换传感器。

6) 全机悬空支持约束点应尽量远离试验主要考核部位, 并尽量选在刚度较大的部位; 约束点不能限制试验件变形, 以免使非考核部位出现过度变形和局部破坏。

试验中试验件的支持方案直接关系到试验质量和试验结果的有效性。根据不同的试验情况, 试验支持应采用相应的支持方式。

3.1 部件试验支持

部分部件试验采用地面固定支持状态来进行。起落架地面固定支持是通过前、主起假轮将飞机固定在地面上, 支持方式见图1。在起落架地面固定支持下, 根据假轮的设计形式, 通常采用前起落架轮心约束垂向和侧向位移, 左右主起落架轮心约束垂向、侧向、航向3个方向位移。这种支持属于静不定约束, 在此支持状态下, 一般进行部件和操纵系统等情况的试验。

部分部件试验无配平载荷, 即试验载荷不是自身平衡的, 试验加载所产生的反力由支持点平衡。一般而言, 在这种状态下进行的试验项目多是部件试验中载荷比较小的项目, 支持点区域不是考核部位, 产生的支反力不会影响考核部位的内力, 也不会导致起落架区域产生永久性变形或局部破坏。

但当某个部件试验情况的试验载荷较大, 可能对支持点产生较大反力时, 就必须通过设置平衡加载点, 将支反力控制在一定范围内以避免对支持点造成损害。

由于这种支持状态为静不定支持, 在计算各试验情况支持点的支反力时需要进行工程简化, 以便计算出各约束点的最大支反力。如果支反力远小于约束点承载能力且支持结构也可以承受该方向支反力, 则该部件试验不需要配平载荷; 如果支反力大于约束点承载能力的40%, 或支持结构不能承受该方向的支反力, 则应给出配平载荷。

3.2 前起试验支持

全机状态下的前起试验主要考核前起落架及其与机身连接区域的静强度。

前起试验支持一般是由左、右主起落架和发动机(或后机身段)共同支持。一种典型的支持方式是: 左主起落架轮心约束垂向、航向和侧向的位移, 右主起落架轮心约束垂向和航向位移, 左右发动机合并设置一个垂向双

向约束点。在此支持状态下, 整个飞机处于静定支持状态。支持示意图见图2。

在每个约束点上, 都安装有载荷传感器, 可以对飞机约束点的载荷进行监控。

3.3 主起试验支持

全机状态下的主起试验主要考核主起落架及其与机身连接区域的静强度。由于主起结构具有对称性, 一般选取一侧主起落架进行试验。

主起落架与机身连接试验支持一般选取前起、另一侧主起或发动机接头、机身段等组合完成。一种典型的支持是: 由前起落架轮心约束垂向、航向和侧向位移, 左右发动机垂向前加载接头分别设置垂向约束, 左右发动机侧向前接头设置侧向约束。在此状态下, 整个飞机处于静定支持状态, 支持示意图见图3。

在每个约束点上, 都安装有载荷传感器, 可以对飞机约束点的载荷进行监控。



图1 地面固定支持状态示意图



图2 前起试验支持示意图

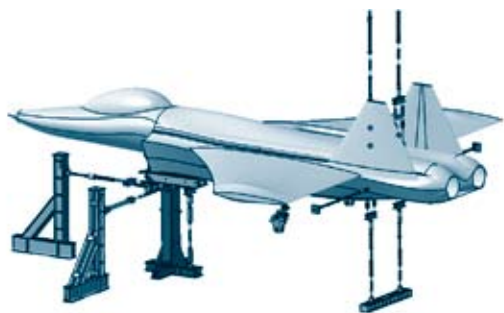


图3 主起试验支持示意图



图4 空中情况全机支持示意图

3.4 全机试验支持

全机试验主要考核全机结构以及翼身连接部位的静强度。全机试验支持一般采用前、主起全机悬空静定约束：前起落架、左右主起落架轮心约束垂向位移，左主起轮心约束侧向位移，左右主起轮心约束航向位移。在每个约束点上，都安装有载荷传感器，可以对飞机约束点的载荷进行监控。支持示意图见图4。

飞机在全机悬空支持状态下，试验载荷通常是自身平衡的，全机保持平衡状态，理论上讲，支持点不受载。但是由于结构扣重和加载误差的影响，小载荷时支持点既是支持点又是被动加载点（有时根据载荷处理情况不同也可能作为主动加载点），试验过程中的载荷就不可能完全平衡，各约束点会被动施加相应的平衡载荷（即支反力）以保持飞机的试验姿态。

由于采用悬空静定支持，这些被动加载点的支反力在理论上都有唯一的确定值，可以计算出每一级载荷下的支反力理论值，对比支反力的理论值和反馈值，就能判断试验的设计、安装和加载是否正确，是否满足任务书要求。在目前的试验技术水平下，支反力误差可以控制在5kN以下。

3.5 专用试验台支持

对于一些大型、较为独立的部件试验，在飞机上进行部

件试验较为困难的情况下，可以采用专用试验台支持来进行试验。试验台的设计需模拟考核件与飞机自身连接时真实的边界条件，并应具有足够的强度。

4 发展趋势与结论

起落架地面固定支持、起落架悬空支持是全机结构静力试验最基本的两种支持方式，其余支持方式是这两种方式的变换。无论采用哪种方式，都是为了在保证试验件安全的基础上，统筹安排试验的顺序，并选取相应的支持状态，使得试验件能够得到真实考核，获得有效的试验数据。在此基础上，能够使各试验情况之间不同的支持换装安全方便，易于实施。

总之，一个好的支持方案应至少满足如下要求：

- 1) 试验支持涵盖所有试验情况，并应尽可能符合飞机的真实使用情况。
- 2) 制定试验方案时，在满足试验要求的前提下，应合理安排试验顺序，尽量避免频繁换装。
- 3) 试验支持夹具要有足够的强度，以满足试验的安全性要求。
- 4) 试验支持夹具要便于换装，在保证安全的前提下易于实施。

飞机结构静强度试验的支持方案经过几十年不断的探索、研究和改进，已成功完成了许多飞机型号的试验工作，同时，飞机结构试验的支持仍然是一个需要继续研究和发展的关键问题。

AST

参考文献

- [1] 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[S]. 国防科学技术工业委员会发布, 2002.
- [2] 王凤山. 飞机结构强度试验使用指南[M]. 中国飞机强度研究所, 2007.
- [3] GJB67 6A-2007 军用飞机结构强度规范[S].

作者简介

刘权良，高级工程师，主要从事飞机结构强度试验技术及相关课题的研究工作。

尹伟，工程师，主要从事飞机结构强度试验技术研究。

夏峰，高级工程师，主要从事飞机结构强度试验设计与分析工作。