

全尺寸飞机大展弦比机翼静力试验技术研究

刘兴科, 刘冰, 张建锋

(中国飞机强度研究所全尺寸飞机结构静力/疲劳航空科技重点实验室, 陕西 西安 710065)

摘要: 在大展弦比飞机的机翼承载能力试验中, 试验加载方向会因其大变形发生变化。本文以全尺寸结构机翼为研究对象, 提出一种试验加载技术, 最大程度实现机翼载荷的准确施加。通过此静强度试验, 很好地解决了机翼试验大变形加载问题, 具有较大的现实意义和应用价值。

关键词: 静力试验; 全尺寸; 大变形; 加载技术

中图分类号: V214.1⁺1

文献标识码: B

doi: 10.3969/j.issn.1674-3407.2014.01.005

Study on Static Test Technology for High-Aspect Ratio Wing of Full Scale Aircraft

Liu Xingke, Liu Bing, Zhang Jianfeng

(Key Laboratory of static and fatigue test of full scale aircraft, AVIC Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, Shanxi, China)

Abstract: In the bearing capability static test of wing structure, because of the high-aspect ratio, the large deformation will arouse load direction changed. Taking the full scale aircraft structure as research object, a test loading technology is proposed, which can realize the extractive wing loading. The static test of a certain type aircraft structure solves the problems of large deformation loading, which has great realistic significance and application value.

Keywords: static test; full scale; large deformation; loading technology

1 引言

机翼作为飞机重要的承载部件, 其强度直接影响飞机的飞行安全。因此, 需通过静力试验, 对机翼的强度进行验证。机翼最大承载能力历来都是飞机结构强度最关心的问题之一, 也是决定飞机性能及承载能力的关键。机翼静强度试验是根据不同载荷工况验证飞机是否满足强度设计要求的^[1]。因此, 通过对机翼承载能力试验研究, 对发现机翼结构设计薄弱环节以及结构改型和发展具有重要意义^[2]。

然而目前飞机机翼静力试验主要存在两个问题:

(1) 对于大展弦比的飞机, 在静力试验中, 机翼变形非常大, 试验数据往往和理论计算有一定偏差,

变形越大, 偏差越明显。通过机翼静力试验, 研究人员发现, 机翼变形导致加载误差的主要原因是大变形导致加载方向发生变化^[3]。为了减少变形引起的试验误差, 试验人员应该在试验前对试验载荷大小及方向进行修正。然而, 怎样修正, 修正多少, 目前并没有各方可接受的修正方案。今后, 随着飞机展弦比的增大, 机翼变形引起的试验误差将更加突出。

(2) 机翼试验普遍采用的方法是将单个机翼从飞机上拆下来, 固定在专门设计的夹具上进行加载试验。这种方法最大的缺陷是在试验过程中, 机翼与专用夹具的连接无法真实模拟机翼与机身连接的刚度, 从而使静力试验与飞行实测中机翼状态不一致, 造成无法定量的试验误差。

本文以上述问题为研究对象, 基于全尺寸飞机的机翼静力试验, 提出一种机翼试验加载技术, 对类

[收稿日期] 2014-03-05

[作者简介] 刘兴科, 男, 陕西西安人, 硕士, 主要从事飞机结构强度试验技术研究, E-mail: l_xk08@163.com.

似机翼试验具有较大的借鉴意义和应用价值。

2 机翼加载误差分析

机翼加载一般按机体坐标系处理,初始加载方向与地面保持垂直,其原理示意如图 1 所示。图中实线所示为初始加载方向,虚线为加载变形后加载方向。随加载级数的增加,加载方向从实线位置变化到虚线位置,加载方向发生了明显变化。

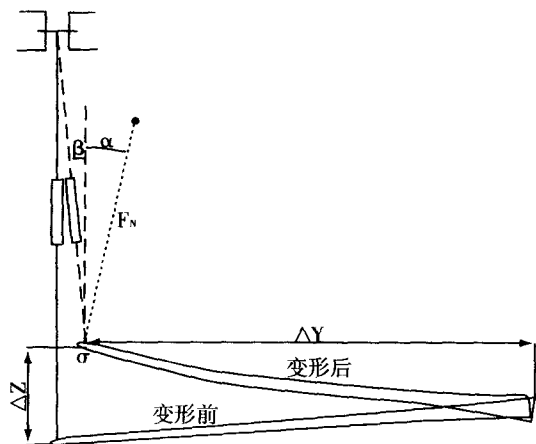


图 1 机翼变形前后加载情况

因此,垂直于机翼当地弦平面加载可以更真实地模拟飞机实际受力情况^[4]。为解决机翼加载过程中因变形产生误差的问题,最准确的方法是加载方向随着机翼变形而变化,始终保持垂直于机翼弦平面。然而,此种加载方法涉及到随动加载机构,加载装置复杂,实现困难,特别是对于大展弦比飞机,由于飞机机翼较大,随着机翼变形而改变加载方向很容易引起加载设备干涉及试验安全等问题。根据工程实际情况,试验所验证的是特征载荷^[5],即确保最终载荷准确性是关键。机翼最终加载状态如图 2 所示,在特征载荷时,加载方向垂直于机翼当地弦平面。

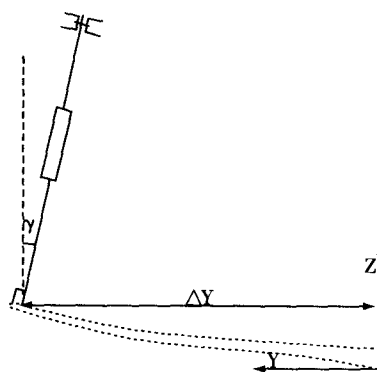


图 2 机翼变形后最终加载状态

机翼应力计算如下:

$$M = F \cos \beta \cdot \Delta Y - F \sin \beta \cdot \Delta Z \quad (1)$$

$$\sigma = \frac{M}{W} - \frac{F \sin(\beta + \alpha)}{A} \quad (2)$$

$$M' = F \cos \alpha \cdot \Delta Y + F \sin \alpha \cdot \Delta Z \quad (3)$$

$$\sigma' = \frac{M'}{W} \quad (4)$$

式中, M 为变形后机翼根部弯矩, F 为加载载荷, β 为加载方向与垂向夹角, ΔY 为翼面作用点距离机翼根部距离, ΔZ 为加载点处机翼变形量, σ 为下翼面根部作用点正应力, A 为作用点截面积, α 为变形后加载方向与机翼弦平面法线方向夹角, W 为机翼弯曲模量。

图 1 这种加载方法,初始状态就存在误差,对于大变形或者上反角明显的机翼,此方法会产生更大误差。真实机翼根部弯矩应按式(3)计算。如果 σ' 为结构实际使用中下翼面应力,则一般 $\sigma \neq \sigma'$,这两者之间的差值反映为加载误差,始终存在于加载过程中。

3 机翼加载技术

飞机实际飞行中,气动力始终垂直于机翼表面。

机翼变形后是一条连续曲线,每一个点的法线方向都是不同的,实现垂直弦平面加载,需对变形曲线作近似处理,将连续的气动载荷离散为分区域的加载。需要根据机翼理论变形,对机翼按翼肋分区。对于每个分区内可认为加载方向相同,分区内加载装置设计时按平行力系处理,每个分区各加载方向相同,原理如图 3 所示。

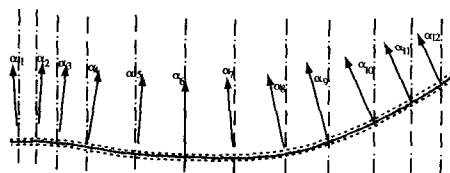


图 3 加载方向示意图

表 1 为机翼变形后各肋站位上有限元计算理论位置,通过线性拟合得到机翼变形挠度曲线方程如式(5)所示,式(6)为由式(5)得到的机翼变形率,式(7)为机翼变形变化率。

$$y = 10^{-18}x^5 - 10^{-13}x^4 + 3 \times 10^{-9}x^3 - 3 \times 10^{-5}x^2 + 0.0546x + 3522.5 \quad (5)$$

$$y' = 5 \times 10^{-18}x^4 - 4 \times 10^{-13}x^3 +$$

$$9 \times 10^{-9} x^2 - 6 \times 10^{-5} x + 0.0546 \quad (6)$$

$$y'' = 2 \times 10^{-17} x^3 - 1.2 \times 10^{-12} x^2 + 1.8 \times 10^{-8} x - 6 \times 10^{-5} \quad (7)$$

图 4 所示为机翼变形后理论位置曲线,图 5 为

变化率曲线。可以看出,机翼变形后的曲线法向方向是连续变化的,所以对施加载荷的分区需要遵循一定的规律。

表 1 理论计算各肋变形坐标

坐标	坐标值							
Y(mm)	3529	3530	3534	3539	3648	3709	3765
X(mm)	0	660	1320	1940	22960	23638	24264

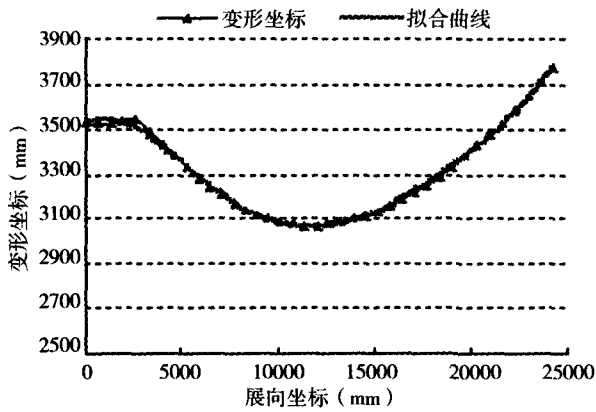


图 4 机翼变形曲线

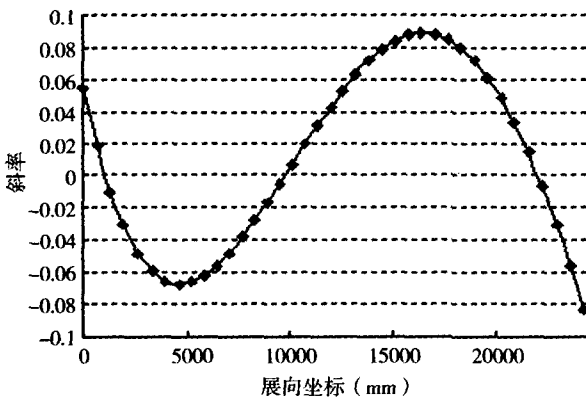


图 5 机翼变形率

分区需要遵循的原则:

- (1) 变形后各肋法线方向相关系数大的地方划分为一个区,即: $\gamma_{xy} = \frac{L_{xy}}{\sqrt{L_{xy}L_{yy}}}$;
- (2) 变化率大的地方多分区,即: $y'' = y''_{\max}$ 或 y''_{\min} ;
- (3) 连续区域分为一个区,即: $x \in [x_n, x_{n+1}]$;
- (4) 估算分区内弯矩 ($M = \sum_i F_i \cdot x_i$) 和剪力 $F_{剪} = \sum_i F_i$, 误差 ϵ , 需要满足 $\epsilon \% \leq \epsilon_0 \%$, 如不满足则重

新分区,通常 $\epsilon_0 \leq 1$ 。

确定好分区,对每个分区内载荷组建杠杆加载系统,即得到处理后各分区加载点。根据机翼理论变形及变形率,计算得到各区域加载点加载角度。同时,根据各分区的误差量修正加载点载荷,根据修正后载荷,调整全机其它配平加载点载荷,保证全机加载的平衡。为了减小在加载过程中载荷不垂直于机翼弦平面产生的误差,机翼加载点安装位置尽可能选择在较高的位置,即采用延长加载力线加载方式。

4 试验

4.1 机翼试验支持方案

对于飞机静力试验,采用整机状态进行机翼考核试验,可以真实模拟飞机机翼的边界条件,反映真实的翼身结合处应力分布。对于全尺寸飞机结构,在试验中如何将其约束固定是一个很重要的问题。通过大量试验研究^[6],飞机在试验中需约束 6 个方向自由度,并保持悬空状态。在前起落架、左主起落架和右主起落架假轮垂向用撬杠将试验飞机悬空支持,使试验飞机处于全机悬空状态。在这种支持状态下,水平基准线距地面有一定高度。每个约束点安装载荷传感器,同时监控支反力^[7],航向约束点用带位移控制的加载作动筒对飞机的姿态进行监控。支持状态和约束点设置如图 6 所示。

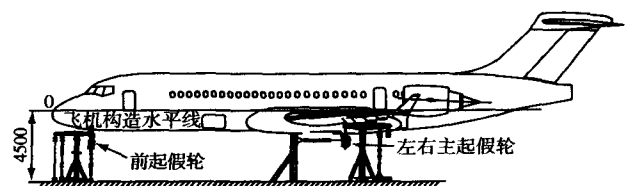


图 6 试验飞机支持示意图

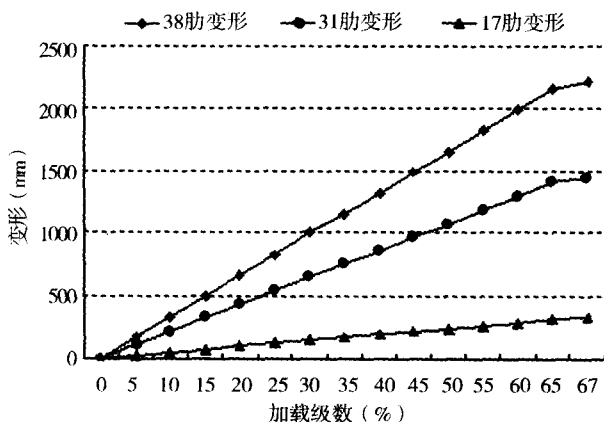
4.2 试验载荷、控制与测量

以67%设计载荷作为试验载荷,具体加载:以5%为一级加载至65%,再以2%为一级加载至67%,保载30s然后按程序逐级退载。加载与卸载每级逐级测量。试验利用整套国际先进的MTS多点协调加载系统进行加载控制及数据采集^[8]。该系统由多通道FlexTest200航空伺服控制系统、VXI1629型多通道高速率数字采集系统、MTS超静音节能油源系统、MTS液压分配器及液压油路系统、MTS液压伺服作动缸以及监控终端5个子系统组成。配套软件是AeroPro软件(用于大型结构多通道试验的航空试验及数据采集集成软件)^[9]。加载控制系统具有齐全的安全保护和协调加载能力^[10-11],能有效地保证加载控制精度。数据采集系统可实时显示任意测量点的曲线图形,试验后可按多种规定格式输出测量结果。

试验中载荷的施加从0开始,逐级加载至设计载荷,加载精度为1%^[12]。在加载过程中,逐级测量应变和位移。分别采用应变片和位移传感器进行应变和位移数据的测量,应变测量精度1%,位移测量精度0.5%。

5 试验结果与分析

试验选取机翼部分位置变形量和应变数据,图7(a)所示为机翼17肋、31肋、38肋加载变形曲线。可以看到,机翼在加载过程中,各肋位移变形线性良好,变化平稳。图7(b)为67%设计载荷时机翼变形量曲线与理论计算变形量曲线对比,在靠近翼根处变形量小,到靠近翼尖部分变形量迅速增加,翼尖实测最大变形2.2m,与理论计算相比差1.3%,吻合试验前期理论计算结果。



(a)

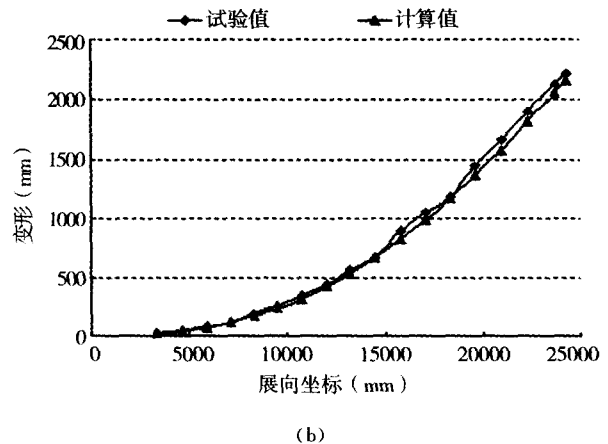


图7 67%设计载荷机翼变形曲线

由于机翼向上弯曲变形,所以上壁板压缩变形,下壁板拉伸变形,上壁板处应变应为负,下壁板处应变应为正,翼根处的应变大于中间部分,这是因为翼根处所受弯矩大于中间部分。图8为机翼部分结构实测应变,与试验前期估计一致。从图中可以看出,每级应变增量基本相同,反映加载增量稳定,试验加载能达预期效果。

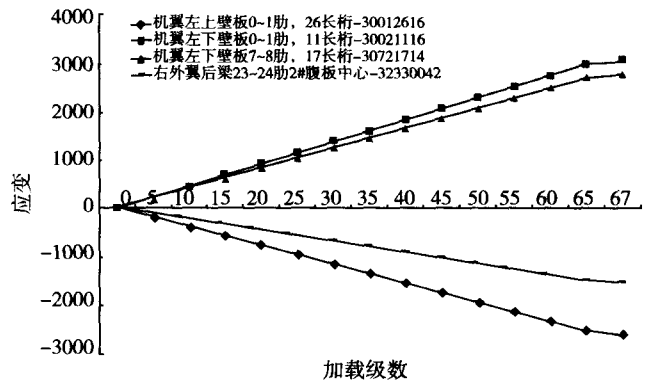


图8 典型结构应变

6 结论

本文根据大展弦比飞机静力试验中机翼大变形特点,提出了一种新型试验方法,最大限度保证了载荷施加的准确性和合理性。以某型飞机全机静力试验为研究对象,验证了此种试验方法。试验结果表明,机翼垂向加载,采用机翼分区平行力系预置作动筒加载能得到比较好的结果,对全尺寸飞机静力试验中的大变形试验具有借鉴意义。

(下转第28页)

(5)函数式 $\beta = A\alpha^2 + k$ 是在结构面尺寸较小、JRC 值较小的情况下进行试验模拟得到的。结构面参数对函数式系数 A 与 k 的影响没有得到定量的分析。对于函数式在工程中应用,仍需进一步的试验获得更多数据来确定。

本文已定性地指出结构面粗糙度 $JRC^{[10-11]}$ 以及楔块模型断面角 ω 对 $\beta-\alpha$ (倾斜角-旋转角)函数关系的影响,希望能够在更多以及更精确的试验数据的基础上得出 JRC、 ω 与 $\beta-\alpha$ (倾斜角-旋转角)函数关系的定量关系,使在已知楔块质量、粗糙度 JRC 以及断面角 ω 的情况下,推算出该楔块的 $\beta-\alpha$ (倾斜角-旋转角)函数关系及极限平衡状态曲线,成为楔块稳定性的判定依据。

参考文献

- [1] Wu Faquan. Constitutive model and strength of Jointed masses[C]. In: Yan Tongzhen et al. (eds). Proc. of the International Symposium on Landslide, Geotechnics, May 21-23 1991. Wuhan: Huazhong Univ. of Sci. & Tech. Press, 1991.
- [2] Xu Guangli, Pan Bietong, Yan Tongzhen. Determination of deformable Parameters for Jointed rock mass. With analytical decomposition method[C]. In: Yan Tongzhen et al. (eds). Proc. of the International Symposium on Landslide Geotechnics, May 21-23, 1991. Wuhan: Huazhong Univ. of Sci. & Tech. Press, 1991.
- [3] Patton F D. Multiple models of shear failure in rock [C]. Proc. 1st International Congress of Rock Mechanics. ISRM, 1966. 509-513.
- [4] 王建锋. 岩体结构面粗糙度 JRC 研究进展[J]. 地质科技情报, 1991, 10(2).
- [5] Landanyi B, Arehambault G. Simulation of shear behavior of a jointed rock mass[C]. Proc. 11th Symposium on Rock Mechanics. New York: AIME, 1970, 105-125.
- [6] Clerier A. Some remarks on shear strength measurement along joints in rocks with a rigid behavior[J]. Bulletin of the International Association of Engineering Geology, 1990, (41): 57-62.
- [7] Turk N, et al. Characterization of rock joint surfaces by fractal dimension[C]. In: Forman I W et al. eds. 28th US Symposium on Rock Mechanics, Tucson, 29 June-1 July, 1987. Netherlands: Balkema Publishers, 1987, 1223-1236.
- [8] Wang, SH; Lee, CI; Ranjith, PG; Tang, CA. Modeling the Effects of Heterogeneity and Anisotropy on the Excavation Damaged/Disturbed Zone (EDZ)[J]. Rock Mechanics and Rock Engineering, 2009, 42(2): 229-258.
- [9] Shuhong Wang, Pengpeng Ni, Mudan Guo. Spatial characterization of joint planes and stability analysis of tunnel blocks[J]. Tunneling and Underground Space Technology, 38 (2013): 357-367.
- [10] Wang, Shuhong, Ni, Pengpeng. Application of Block Theory Modeling On Spatial Block Topological Identification To Rock Slope Stability Analysis[J]. International Journal Of Computational Methods, 2014, 11(1): 903-914.
- [11] Wang, SH (Wang, Shuhong); Ni, PP (Ni, Pengpeng); Yang, H (Yang, Hao); Xu, Y (Xu, Yuan). Modeling on spatial block topological identification and their progressive failure analysis of slope and cavern rock mass [C]. 11th International Conference On The Mechanical Behavior Of Materials (ICM11), Procedia Engineering, 2011, 10: 1509-1514.

(上接第 20 页)

参考文献

- [1] 周栋, 吴慧勇. 基于杠杆原理的起落架疲劳试验随动加载装置分析[J]. 飞机设计, 2008, 28(1): 20-22.
- [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. 4-85 军用飞机强度和刚度规范地面载荷[S].
- [4] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册(第 9 册)[M]. 航空工业出版社, 2001.
- [5] 王裕昌, 苏开鑫, 徐守富, 等. 飞机设计载荷计算指南地面载荷[R]. 航空航天工业部科学技术研究院, 飞行试验研究院, 1990.
- [6] 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.
- [7] Jegley D C, Bush H G, Lovejoy A E. EVALUATION OF THE STRUCTURAL RESPONSE AND FAILURE OF A FULLSCALE STITCHED GRAPHITE-EPOXY WING [C]. AHS Structures Specialists' Meeting, Williamsburg, VA, 2001.
- [8] MTS System Corporation. AeroPro Software Reference [M]. Eden: Prairie, 2008.
- [9] MTS Data Display Software Reference [DB /CD]. MTS Systems Corporation, 2008.
- [10] 李健, 张强, 高祖德, 等. 随机谱疲劳试验协调加载控制技术[J]. 测控技术, 2006, 25(8): 30-36.
- [11] 方明云. 全机静力试验控制软件的协调自动控制加载方法[J]. 直升机, 1999, (3): 36-40.
- [12] 董海峰, 姜昆. 直升机复合材料大部件试验装备校准技术研究[C]. 大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年年会论文集, 北京: 中国航空学会, 2007.