

飞机静力试验中机翼的载荷分配研究

Research on Load Distribution of Wing in Aircraft Static Test

胡亮文 宋乾福 / Hu Liangwen Song Qianfu

(中航通飞研究院有限公司, 珠海 519000)

(China Aviation General Aircraft Co., Ltd, Zhuhai 519000, China)

摘要:

针对飞机静力试验加载的问题,为使得试验加载力反映飞机受力特性,由载荷分配前输入的典型剖面上剪力、弯矩、扭矩推导出相邻剖面之间的剪力、弯矩、扭矩,通过构造带内力约束的拉格朗日极值函数求出试验加载力,将载荷分配前输入的内力与试验载荷分配后产生的内力进行对比分析,可以得出:通过构造带内力约束的拉格拉日极值函数法分配得到的试验载荷符合载荷的传递,能够满足飞机静力试验加载的要求,可以用于飞机静力试验的加载。

关键词: 内力;加载;拉格朗日极值法;静力试验;试验载荷

中图分类号: V216.1

文献标识码: A

[Abstract] Referring to the problem of impropriety loading in the aircraft static test, the section internal forces were deduced from the shearing force and bending moment and torsional moment of its neighboring sections, and the Lagrange function with internal forces restriction was imported to calculate the loading force in the static test, in order to reflect the aircraft forcing characteristic more reality in the test loading process. Comparing the original internal force before load distribution to the calculating internal force after load distribution, it was known that the internal force calculated from the method of constructing the Lagrange function with internal forces restriction was consistent to the real transferring loading, which satisfies the requirement of the static test, the method can be applied in the aircraft static test.

[Key words] internal force; infliction; lagrange optimization method; static test; experiment load

0 引言

试验载荷的处理是全机静力试验顺利开展的关键,它直接影响到加载方案的合理性,如果考虑得不充分,会造成试验与分析出现较大误差,严重情况下可能会出现局部提前破坏。如何确保试验的加载能够反映载荷的传递,是全机静力试验所必须解决的问题。早在上世纪国内的专家和学者^[1-2]在结构静力试验中就做了相应的研究,近些年来一些专家也做了相应的研究,文献[3]针对飞机结构静力试验设计给出了集中试验载荷的演算,文献[4]用SYZHFP程序按照静力等效原则得到全机静力试验载荷,文献[5-7]开发了静力试验设计与仿真系统,文献[8]提出了民用飞机静力试验平尾假

件的设计思路,文献[9]提出了不同的约束条件和加载方式,文献[10]提出了静力试验数字仿真的关键技术与解决方案,文献[11-12]解决加载边界模拟的技术以及分析了影响加载精度的主要因素和提高精度的措施。静力试验加载的基本假定是无航向载荷、侧向力,仅仅作用有垂直方向的力。为使得加载力反映飞机的受力特性,本文通过构造带内力约束的拉格朗日极值函数求出各试验加载点的载荷。

1 拉格朗日极值法求试验加载力

全机静力试验的加载是沿着垂直方向施加的,假定机翼的剪力、弯矩、扭矩是垂直方向载荷所产生的且是相对某剖面的刚心点而言。设机翼共划

分为 N 个典型剖面,第 i 个典型剖面上剪力为 Q_i 、弯矩为 M_i 、扭矩为 T_i ,设其刚心点的坐标为 (XG_i, YG_i) ,其相邻的第 $i+1$ 个剖面的剪力为 Q_{i+1} 、弯矩为 M_{i+1} 、扭矩为 T_{i+1} ,刚心点坐标为 (XG_{i+1}, YG_{i+1}) 。假设在第 i 个剖面和第 $i+1$ 个剖面之间共有 K 个试验加载点,其坐标为 $(x_j, y_j), 1 \leq j \leq K$,该点处加载力为 f_j ,如图 1 所示。

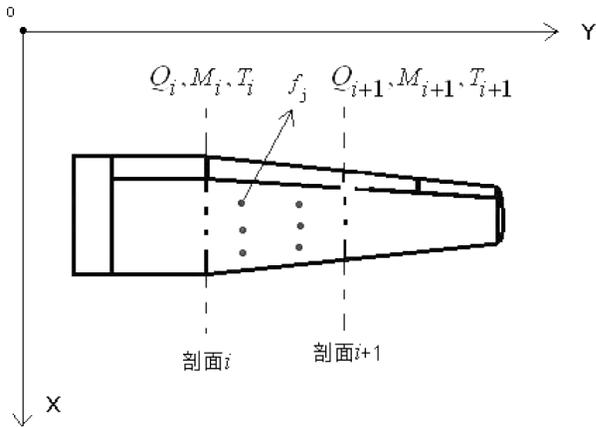


图 1 机翼静力试验加载点

由图 1 可知,根据第 i 剖面和 $i+1$ 剖面的内力,在 YG_i 和 YG_{i+1} 之间的区域内试验加载点的载荷对剖面 i 刚心处的剪力设为 Q' 、弯矩设为 M' 、扭矩设为 T' ,则满足:

$$Q' = Q_i - Q_{i+1}$$

$$\text{当 } i \leq N-1 \text{ 时: } M' = M_i - M_{i+1} - Q'_{i+1}(YG_{i+1} - YG_i) \quad (1)$$

$$T' = T_i - T_{i+1} - Q'_{i+1}(YG_{i+1} - YG_i)$$

$$Q' = Q_N$$

$$\text{当 } i = N \text{ 时: } M' = M_N \quad (2)$$

$$T' = T_N$$

则加载点所施加的载荷必须满足:

$$\sum_{j=1}^K f_j = Q'$$

$$\sum_{j=1}^K f_j (y_j - YG_i) = M' \quad (3)$$

$$\sum_{j=1}^K f_j (x_j - XG_i) = T'$$

构造拉格朗日函数:

$$G(f_j, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3) = \sum_{j=1}^K (f_j - \frac{Q'}{K})^2 + \lambda_1 (\sum_{j=1}^K f_j - Q') + \lambda_2 (\sum_{j=1}^K f_j (y_j - YG_i) - M') + \lambda_3 (\sum_{j=1}^K f_j (x_j - XG_i) - T') \quad (4)$$

若满足约束条件(3),那么必须找到合适的 $f_j, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ 满足关系式:

$$\frac{\partial G(x, y, f)}{\partial f_j} = 2(f_j - \frac{Q'}{K}) + \lambda_1 + \lambda_2 (y_j - YG_i) + \lambda_3 (x_j - XG_i) = 0 \quad (1 \leq j \leq K)$$

$$\frac{\partial G(x, y, f)}{\partial \lambda_1} = \sum_{j=1}^K f_j - Q' = 0 \quad (5)$$

$$\frac{\partial G(x, y, f)}{\partial \lambda_2} = \sum_{j=1}^K f_j (y_j - YG_i) - M' = 0$$

$$\frac{\partial G(x, y, f)}{\partial \lambda_3} = \sum_{j=1}^K f_j (x_j - XG_i) - T' = 0$$

令: $xx_j = x_j - XG_i$, 则:
 $yy_j = y_j - YG_i$

$$\begin{bmatrix} 2 & 0 & 0 & \cdots & 1 & yy_1 & xx_1 \\ 0 & 2 & 0 & \cdots & 1 & yy_2 & xx_2 \\ 0 & 0 & \cdots & \cdots & 1 & yy_j & xx_j \\ 0 & 0 & \cdots & 2 & 1 & yy_K & xx_K \\ 1 & 1 & \cdots & 1 & 0 & 0 & 0 \\ yy_1 & yy_2 & \cdots & yy_K & 0 & 0 & 0 \\ xx_1 & xx_2 & \cdots & xx_K & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ \cdots \\ f_k \\ \lambda_1 \\ \lambda_2 \\ \lambda_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2 \frac{Q'}{K} \\ 2 \frac{Q'}{K} \\ \cdots \\ 2 \frac{Q'}{K} \\ Q' \\ M' \\ T' \end{bmatrix} \quad (6)$$

由此即可得到每个试验加载点的载荷。

2 算例

以某型号机翼静力试验的典型工况为例,半个机翼共划分 10 个典型剖面包含 9 个加载区域,每个加载区域内包含的加载点均在主承力结构的前后梁上,机翼的气动外形和静力试验前后梁的加载点如图 2 所示。

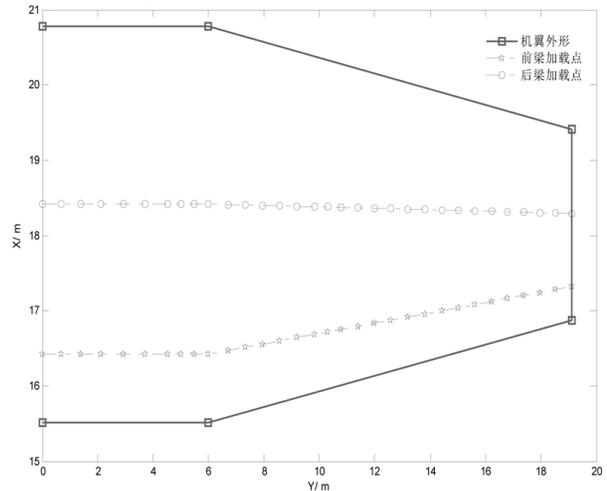


图 2 试验加载点示意图

根据已知剖面的内力和具体的试验加载点的坐标即可推导出各相邻剖面之间的剪力、弯矩、扭矩,构造拉格朗日极值函数即可求出各相邻剖面区域内的加载力。设试验载荷分配前的剪力为 Q_1 、弯矩为 M_1 、扭矩为 T_1 ,试验载荷分配后产生的剪力为 Q_2 、弯矩为 M_2 、扭矩为 T_2 。其加载前后的剪力对比如图 3 所示、扭矩对比如图 4 所示、弯矩对比如图 5 所示。

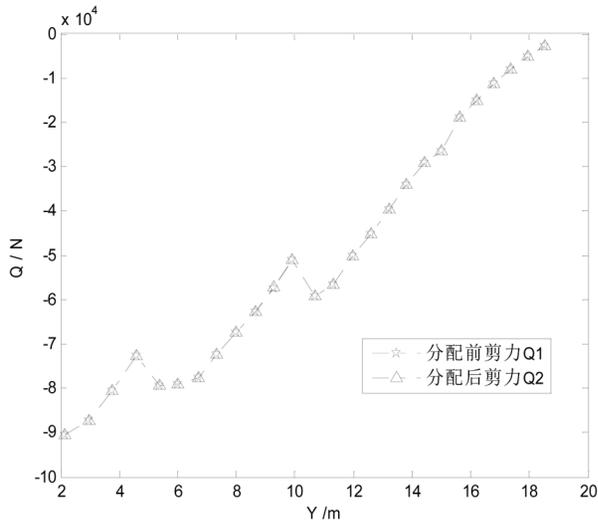


图 3 剪力对比

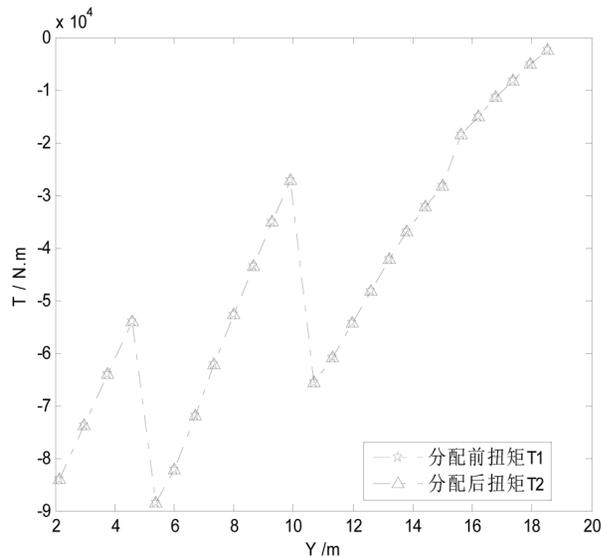


图 4 扭矩对比

由载荷分配前后的内力对比可以看出,按照拉格朗日极值法求得的试验加载力满足静力试验的要求。根据计算所得到的加载力便能合理地选择试验胶布带的尺寸,从而为静力试验的加载提供依据。

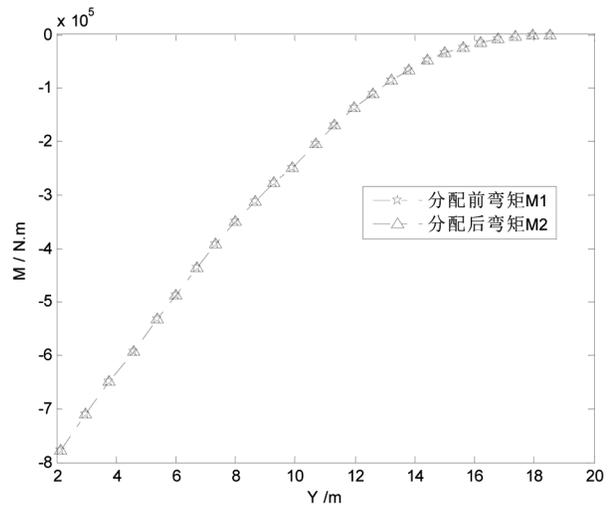


图 5 弯矩对比

3 结论

飞机静力试验的加载是静力试验的关键,它关系到静力试验的顺利开展。选择合理的加载方案是静力试验首先要解决的问题。本文通过某型号机翼典型剖面的弯矩、剪力、扭矩,根据递推法得到相邻剖面区域内的弯矩、剪力、扭矩。为使得加载点的载荷不至于过大出现局部破坏,通过构造带约束的构造拉格朗日极值函数,求出加载区域的加载力。分析与计算可以得到如下结论:

- (1) 静力试验载荷分配后产生的弯矩、剪力、扭矩和载荷分配前的弯矩、剪力、扭矩的误差较小,符合载荷的传递,能够达到静力试验预期的目的;
- (2) 采用拉格朗日极值法分配得到的加载力为静力试验加载点如何选取粘贴胶布带的尺寸大小提供依据。

参考文献:

- [1] 赵善斋. 结构静力试验边界条件的试验研究[J]. 强度与环境, 1991, 2: 35-37.
- [2] 赵善斋. 结构静力试验载荷误差分析[J]. 强度与环境, 1986, 4: 57-58.
- [3] 王正平, 韩鸿源. 飞机结构静力试验载荷演算方法研究[J]. 西北工业大学学报, 1999, 11: 649-651.
- [4] 彭勉, 胡茂和. 直升飞机全机静力试验载荷分配研究[J]. 直升机技, 1998, 4(116): 12-14.
- [5] 伺同济. 面向对象的飞机结构试验设计软件分析与开发[J]. 结构强度研究, 2004, 4: 78-79.
- [6] 伺同济. 飞机结构静力试验计算机仿真系统的构架与组

成[J]. 结构强度研究,2005,2:78-79.

[7] 伺同济,张建锋. 飞机结构静力试验 CAD 系统[J]. 计算机系统应用,2013,2:53-54.

[8] 刘佳. 一种民机静力试验平尾加载假件的设计[J]. 工程与试验,2013,3(53):38-39.

[9] 彭刚. 飞机全机悬空静力试验技术[J]. 洪都科技,2009,4:34-43.

[10] Xu Ze. Digital Simulation of Full Scale Static Test of Aircraft[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2005,5:138-139.

[11] 李卫平,谭伟等. 民用飞机发动机吊挂部段静力试验与静强度分析[J]. 南京航空航天大学学报,2011,12:732-733.

[12] 黄献龙,李尚义. 静力试验用电液伺服加载系统的分析和实验[J]. 导弹与航天运载技术,2000,6:16-18.

(上接第4页)

的干扰,涡流发生器亦没有发挥作用的空间;当翼吊布局出现后,干扰因素扩展到机翼、吊挂、发动机等多个部件,需要考虑更多因素,技术手段更加多样。一体化设计技术逐步趋于融合式、多参数、多位置的设计,使大尺寸发动机能够近距离安装到机翼,部件间干扰得以控制到可接受程度。

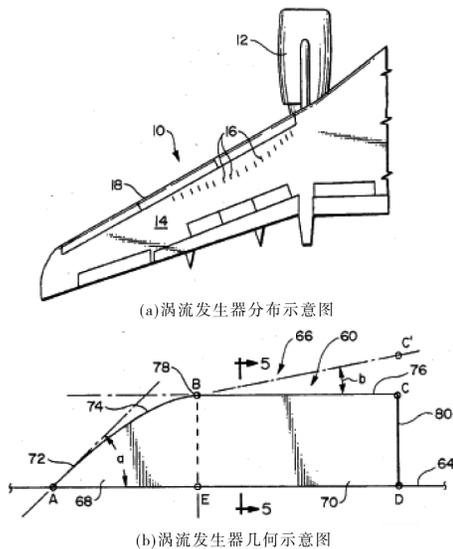


图10 涡流发生器

(1) 融合式

融合式的设计让各个部件彼此相容,不再单打独斗。例如机翼与吊挂相交部位,随着发动机安装方式改变,单一封闭缝翼与发动机短舱空隙的方法^[1]变化为吊挂改型主动匹配缝翼几何形状^[2-3],从而实现与缝翼融合设计,形成无缝增升气动面。又如机翼与吊挂相交部位后部逐渐发展出整流罩形式来融合机翼与吊挂的后部^[6]。

(2) 多参数

人们通过更多参数进行更精确的设计,发掘部件潜力,拓展使用范围。例如吊挂、缝翼匹配方案向着多参数方向发展,采用多个角度配合实现匹配方案^[3]。又如涡流发生器,形状从原始的片状^[8]发展为

多几何参数约束的多边形或多边形组合,周向、轴向位置参数得以充分研究和发展^[9],多参数设计促使涡流发生器使用范围从短舱发展到机翼表面,使用形式从单一涡流发生器发展为涡流发生器阵列^[10]。

(3) 多位置

人们不再满足单一位置的改善,逐步将关注点从短舱、吊挂发展到机翼,以及短舱和机翼上的辅助气动手段。例如通过调整机翼下表面压力分布,减弱与发动机之间的干扰,允许发动机与机翼近距离安装。通过机翼、吊挂、短舱等多位置的设计手段,合力完成飞机发动机一体化设计。

随着技术发展,新方案在早期成果基础上得以逐步细化改善,实施位置越来越灵活,提升性能的措施也越来越多。这些技术方案向我们展示了航空技术不断进取的历程,反映了技术发展的脉络和趋势,早期技术方案更重视原理性突破和创新,对我们进一步构思新方案、实现新技术具有宝贵的借鉴意义。

参考文献:

- [1] Cole. Extendable Aerodynamic Fairing. US3, 968, 946, 1976.
- [2] Perin. Arrowlike Aircraft Wing Equipped With a High-Lift System and With a Pylon for Suspending the Engine. US4, 637, 573, 1987.
- [3] Lord. Aircraft Wing/Nacelle Combination. US5, 443, 230, 1995.
- [4] Kutney. Drag-Reducing Component. US4, 314, 681, 1982.
- [5] Patterson. Compression Pylon. US4, 867, 394, 1989.
- [6] Hackett. Aircraft Wing Pylon Extensions for Minimized Aerodynamic Penalties. US5, 102, 069, 1992.
- [7] Goldhammer. Nacelle and Wing Assembly. US4, 815, 680, 1989.
- [8] Kerker. Liftvanes. US3, 744, 745, 1973.
- [9] Wang. Nacelle/Wing Assembly With Vortex Control Device. US4, 540, 143, 1985.
- [10] Van Der Hoeven. Vortex Generator. US4, 655, 419, 1987.