

文章编号:1674-8190(2014)03-383-07

翼面结构结点载荷转换分配方法的比较分析

雷莉,韩庆,钟小平

(西北工业大学 航空学院,西安 710072)

摘要:在对飞机的翼面结构进行有限元分析时,如何将气动载荷有效地加载到有限元模型上至关重要。研究翼面结构中气动结点载荷向有限元结点载荷转换的三种分配方法:三点排、四点排、多点排,并使用这三种方法对翼面结构有限元模型进行分析计算。结果表明:三种方法均能满足总载荷相同、总压心相同,且满足载荷分配要求;多点排方法不仅能适用于极端条件下的载荷分配且算法实现简单、计算效率高、理论依据强,还能实现载荷加载点位置的自由选取,四点排、三点排依次次之。所得结论可为结构有限元计算的载荷前处理和拓扑优化中的载荷分配提供一定参考和借鉴。

关键词:翼面结构;气动载荷;有限元结点载荷

中图分类号: V224

文献标识码: A

Comparative Analysis of Conversion Distribution Methods for Wing Structural Node Loads

Lei Li, Han Qing, Zhong Xiaoping

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In aircraft structural analysis, the conversion of aerodynamic load into finite element node load is essential. Three converting algorithms are studied, i. e. three-point method, four-point method and multi-point method. Finite element models of wing structures are analyzed and compared by using the above methods. The result shows that all of three methods satisfy the total load and pressure so that all of them can realize the load allocated requirements. Multi-point method can not only be used under extreme conditions with simple operation on strong theoretical basis, but also select the loading location freely. The four-point method and three-point method are followed successively. Those comparative analyses and conclusions are of certain referential significance for the nodal load pre-processing in finite element calculation and the load distribution in topology optimization.

Key words: wing structures; aerodynamic load; finite element node load

0 引言

飞机翼面结构承受气动外载荷,结构和非结构质量引起的惯性载荷,气密舱压力、油箱压力以及温度引起的热载荷等。在对翼面结构进行有限元分析时,由于气动网格往往与有限元网格不重合,需要将气动载荷从气动结点转换到有限元结点上;

在拓扑优化中,有限元网格结点位置会随着优化过程而变化,这就需要载荷大小也随着结点位置的变化而变化,以确保总载、压心、力矩不变。因此,有限元结点载荷的真实性非常重要。载荷转换方法主要有三种:三点排^[1]、四点排^[2]和多点排^[1]。张振伟^[3]假设平直机翼或后掠机翼气动载荷沿展向椭圆分布、沿弦向三角形分布,并建立场函数来实现载荷和位移边界的处理;王专利^[4]、王想生等^[5-6]采用多点排方法来实现气动载荷与有限元结点载荷的转化;刘钢等^[7]、张颖等^[8]采用三点排方法实现气动载荷与有限元结点载荷的转化;陈全礼等^[9]

收稿日期:2013-10-25; 修回日期:2014-06-05

通信作者:雷莉,leililei.li@163.com

采用三点排方法和多点排方法实现气动载荷与有限元结点载荷的转化。而对于四点排方法的应用未见报道。上述三种方法的分配效果、实现的难易程度、计算量、对极端条件的适应能力、载荷加载点的控制等鲜有文献研究。

本文针对上述问题,分析并比较翼面结构中气动结点载荷向有限元结点载荷转换的三种分配方法,即三点排、四点排和多点排,并使用这三种方法对翼面结构有限元模型进行计算,以期工程计算中载荷分配方法的选择提供参考。

1 三种载荷分配方法简介

1.1 三点排方案

所谓三点排是指把气动结点 A 上的载荷 P_A 按静力等效原则和力矩平衡原则分配到邻近的三个结构结点上。这三个结构结点必须满足如下要求:①与气动结点距离最近;②不共线;③所围区域包含气动结点。

假设三个有限元结点 1、2、3 已被选定,它们与气动结点 A 的位置关系如图 1 所示。

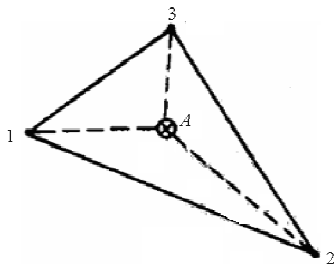


图 1 三点排示意图

Fig. 1 Schematic diagram of three-point method

此时分配到这三个结构结点上的载荷按式(1)计算。

$$P_j = (A_j/A) \times P_A \quad (1)$$

式中: P_A 为气动点 A 上的载荷; A 为 $\triangle 123$ 的面积; $j=1,2,3$, 则 A_1 为 $\triangle A23$ 的面积, A_2 为 $\triangle A13$ 的面积, A_3 为 $\triangle A12$ 的面积。

三点排方案有两种特殊情况:一是如果气动结点与其中一个结构结点重合,则直接将气动结点所受载荷分配到该结构结点上;二是如果气动结点恰好在其中两个结构结点所在的线段上,则利用杠杆原理将载荷分配到该两个结构结点上。

将同一结构结点上分配到的载荷累加,即可得

到该结构结点上的载荷。

1.2 四点排方案

所谓四点排是指把气动结点 C 上的载荷 P_C 按静力等效原则分配到邻近的四个结构结点上。

设结构单元四边形 $ijhm$, 通过气动结点 C 做四边形的等百分线, 将四边形 $ijhm$ 分成四个小四边形, 每个小四边形的面积分别记为 S_i 、 S_j 、 S_k 、 S_m , 四边形 $ijhm$ 的面积为 S , 如图 2 所示。

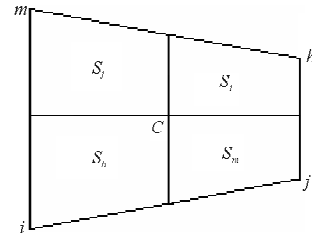


图 2 四点排示意图

Fig. 2 Schematic diagram of four-point method

P_C 分配到这四个结构结点的计算公式为

$$P_k = (S_k/S) \times P_C \quad (2)$$

式中: $k=i, j, h, m$ 。

将分配到同一结构结点上的力叠加,即得到等效结点力。

1.3 多点排方案

多点排方案的基本思路是按照使整个系统应变能最小为原则进行分配的,离气动结点近的结构结点多分配一些,反之少分配一些。多点排示意图如图 3 所示。

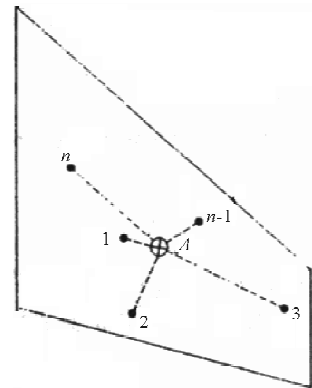


图 3 多点排示意图

Fig. 3 Schematic diagram of multi-point method

假设结构结点和气动结点之间有一根无形的

梁,其为以气动结点一端为固支的悬臂梁,该梁自由端上的结构结点 A 分配到载荷 P_j 时的应变能为

$$U_j = \frac{P_j^2 L_j^3}{6EI} \quad (3)$$

式中: EI 为假想梁的抗弯刚度。

则全系统(全部假想梁)的应变能为

$$U = \sum_{j=1}^n U_j \quad (4)$$

多点排方案要求分配到结构结点上的载荷应使系统的应变能最小,同时还应满足静力等效条件:

$$P_A = \sum_{j=1}^n P_j \quad (5)$$

$$\sum_{j=1}^n P_j \bar{x}_j = 0 \quad (6)$$

$$\sum_{j=1}^n P_j \bar{z}_j = 0 \quad (7)$$

式中: $\bar{x}_j = x_j - x_A$; $\bar{z}_j = z_j - z_A$; n 为结构结点数。

从式(5)~式(7)可以看出,方程数目三个,而未知数大于三个,无法进行求解(即无法通过满足系统的应变能最小进行求解)。

引入应变能最小原则,采用拉格朗日乘子法建立拉格朗日函数

$$F = \sum_{j=1}^n \left(\frac{P_j^2 L_j^3}{6EI} - \bar{\lambda} P_j - \bar{\lambda}_x P_j \bar{x}_j - \bar{\lambda}_z P_j \bar{z}_j \right) \quad (8)$$

式中: $\bar{\lambda}$ 、 $\bar{\lambda}_x$ 、 $\bar{\lambda}_z$ 为拉格朗日乘子。

为使 $F(\bar{\lambda}, \bar{\lambda}_x, \bar{\lambda}_z)$ 取最小值,令

$$\partial F(\bar{\lambda}, \bar{\lambda}_x, \bar{\lambda}_z) / \partial P_j = 0 \quad (9)$$

得

$$P_j L_j^3 = \lambda + \lambda_x \bar{x}_j + \lambda_z \bar{z}_j \quad (10)$$

式中: $\lambda = 3\bar{\lambda}EI$; $\lambda_x = 3\bar{\lambda}_x EI$; $\lambda_z = 3\bar{\lambda}_z EI$ 。

整理得

$$\begin{bmatrix} \sum_{j=1}^n L_j^{-3} & \sum_{j=1}^n \bar{X}_j L_j^{-3} & \sum_{j=1}^n \bar{Z}_j L_j^{-3} \\ \sum_{j=1}^n \bar{X}_j L_j^{-3} & \sum_{j=1}^n \bar{X}_j^2 L_j^{-3} & \sum_{j=1}^n \bar{X}_j \bar{Z}_j L_j^{-3} \\ \sum_{j=1}^n \bar{Z}_j L_j^{-3} & \sum_{j=1}^n \bar{X}_j \bar{Z}_j L_j^{-3} & \sum_{j=1}^n \bar{Z}_j^2 L_j^{-3} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \lambda \\ \lambda_x \\ \lambda_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_A \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

由式(11)解出 λ 、 λ_x 、 λ_z 后,回代入式(10)可得各结构结点所分配到的载荷,对所有气动结点用上述方法将载荷分配到结构结点上。

在载荷分配过程中,如果气动结点与某个结构结点重合,则直接将气动结点上的载荷赋予该结构结点。在多点排中,为了保证力和力矩同时等效,会出现结点载荷方向与气动载荷方向不一致的极端情况,如图 4 所示,气动结点 A 分配到有限元结点 1、2、3 上的载荷,其方向势必会有 1~2 个与之不同。

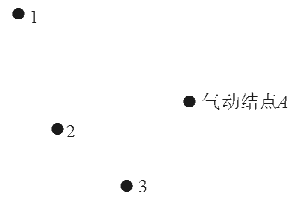


图 4 多点排载荷方向说明图

Fig. 4 Load direction explanation diagram of multi-point method

在三种结点载荷转换分配方法中,气动结点受三个方向的载荷。分别将气动结点载荷投影在坐标系的三个方向上,形成三个分力;再将有限元模型投影在坐标系三个面内,三个分力分别与其垂直的面进行计算,如 x 轴方向上的分力,用 yz 平面投影的模型来计算。这是因为静力等效中力矩平衡要求有限元结点所分配的载荷与该点到气动结点的距离是垂直的。

2 算例

本文共计算四个算例,其模型相关参数如表 1 所示。

表 1 算例模型参数

Table 1 Parameters of models

算例	载荷/N	展长/mm	根弦长/mm
算例 1	1 210	1 000	1 000
算例 2	72.64	5 000	2 000
算例 3	171.11	5 000	2 000
算例 4	92 912.23	1 600	550

2.1 均布载荷

均布载荷模型如图 5 所示。

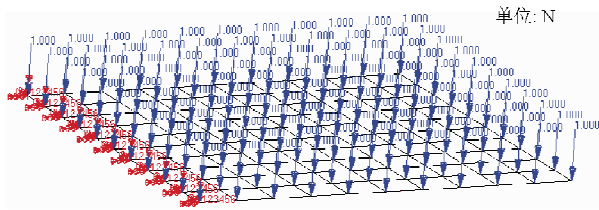


图 5 均布载荷模型

Fig. 5 Model of uniform load

气动结点网格和结构结点网格如图 6 所示,实线条为气动网格,虚线条为有限元网格。

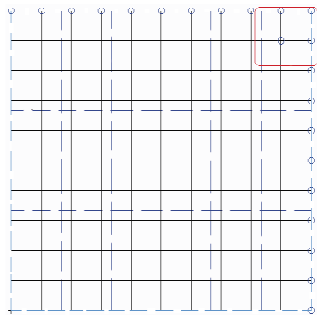


图 6 气动网格与结点网格示意图

Fig. 6 Schematic diagram of aerodynamic grid and finite element mesh

选取图 6 中方框部位进行分析,如图 7 所示。

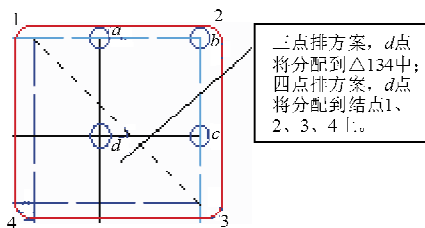


图 7 局部网格图

Fig. 7 Diagram of local grids

在三点排方案中, a 点将自身载荷分别配到 1、2 结点上, 1、2 结点分到载荷分别为 6 和 4 N; 由于气动结点 b 与结构结点 2 重合, b 点将载荷全部分配到 2 点, 为 10 N; c 点将自身载荷分配到 2、3 结点上, 分别为 4 和 6 N; d 点将自身载荷分配到 1、4、3 结点上, 分别为 4、1、4 N。由此可见, 在三点排中, 2 点所获载荷为 18 N。

对于四点排方案, 根据其载荷分配规则, a 、 b 、 c 分法同三点排, 只有 d 点不同。 d 将载荷分配到

1、2、3、4 结点上, 分别为 2.4、1.6、2.4、3.6 N; 结构结点 2 上总共分得的载荷为 19.6 N。可见, 三点排方案和四点排方案在该结点上有很大不同, 实际上, d 点应相应分配一些载荷到 b 点, 所以与三点排相比, 四点排更为合理。

展向载荷分配如图 8 所示。

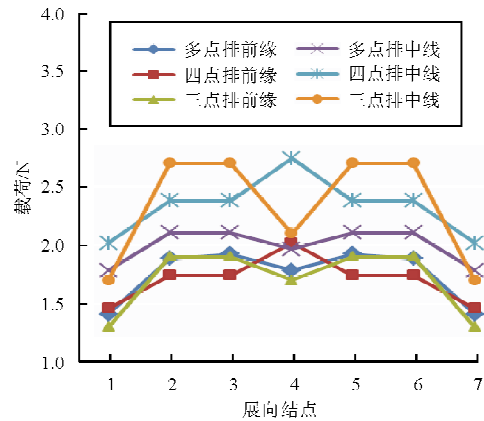


图 8 展向结点载荷分配示意图

Fig. 8 Schematic diagram of spanwise node load distribution

从图 8 可以看出: 每种分配方法均为模型中间的结点力分配的大, 边缘的结点力分配的小; 三点排结点载荷出现跳跃, 在展向和弦向波动幅度最大, 且最大分配载荷明显比四点排、多点排大; 四点排相比于三点排有很大改善, 但是与多点排还是有差异的; 多点排在展向基本呈直线分布, 最平稳, 展向差异最小, 弦向均匀度好, 可见多点排效果最接近真实的均匀分布, 其次为四点排。

将图 8 中的载荷应用到该模型的有限元计算中, 得到展向应力如图 9 所示, 展向位移如图 10 所示。

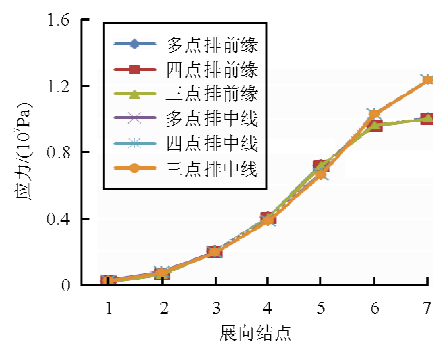


图 9 展向应力示意图

Fig. 9 FEM results of spanwise stress

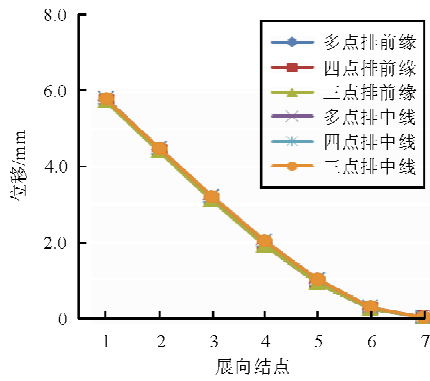


图 10 展向位移示意图

Fig. 10 FEM results of spanwise displacement

从图 9~图 10 可以看出,结构响应区别细微,可忽略不计。

2.2 二维平直翼沿展向椭圆分布弦向均匀分布

气动载荷沿机翼展向椭圆分布,沿弦向均匀分布,如图 11~图 12 所示。

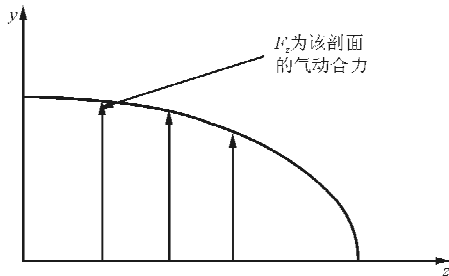


图 11 展向椭圆分布载荷

Fig. 11 Spanwise elliptical distribution load

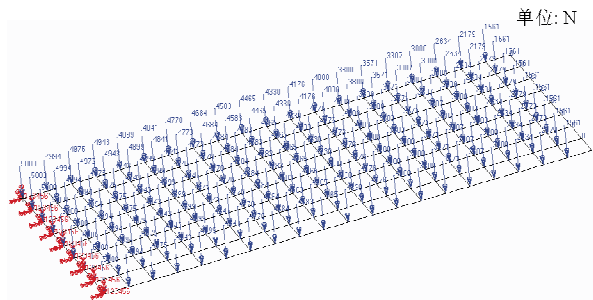


图 12 展向椭圆分布载荷模型

Fig. 12 Spanwise elliptical distribution load model

有限元结点展向载荷模拟结果如图 13 所示。

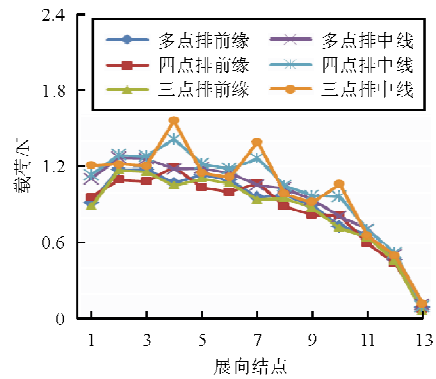


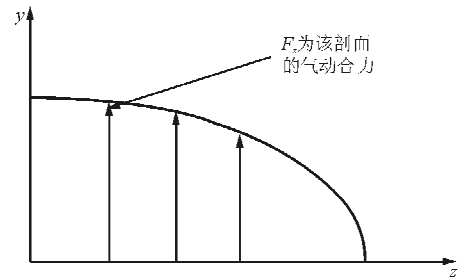
图 13 展向结点载荷示意图

Fig. 13 Spanwise node load distribution

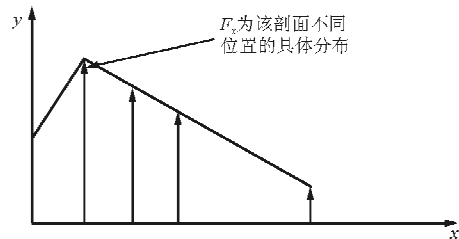
从图 13 可以看出:三点排结点载荷出现较大跳跃,四点排跳跃较小,多点排相对较平缓;从分配载荷差值看,多点排<四点排<三点排。可见多点排最平稳、均匀度好,其次为四点排。

2.3 二维平直翼沿展向椭圆分布弦向三角形分布

气动载荷沿展向椭圆分布,沿弦向三角形分布,如图 14 所示^[3],弦向分布的具体方程在 0 到 0.4 内为 $0.8x + 0.2$,在 0.4 到 2 内方程为 $-0.56x + 1.22$ 。



(a) 展向分布



(b) 弦向分布

图 14 气动载荷分布图

Fig. 14 Aerodynamic load distribution

有限元节点展向载荷模拟结果如图 15 所示。

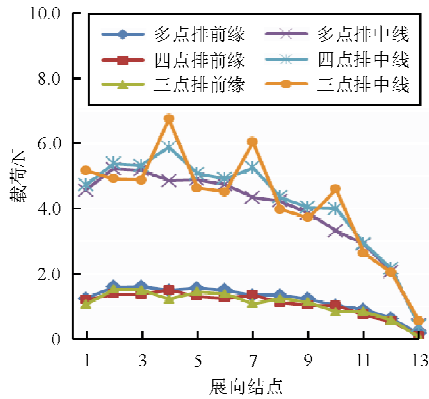


图 15 展向节点载荷分布图

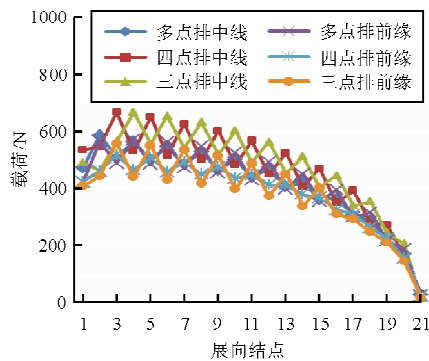
Fig. 15 Spanwise node load distribution

从图 15 可以看出:无论是在中线处还是前缘处,三点排节点载荷出现较大跳跃,沿展向过渡最不光滑,四点排跳跃较小,多点排相对较平缓;多点排最平稳、沿展向相对光滑过渡,其次为四点排。

2.4 三维机翼

三维机翼上下翼面气动载荷分布如图 14 所示。机翼前缘展向分布具体方程为 $100\sqrt{1-z^2}/1600^2$, 上翼面根肋弦向分布在 1 047.00 到 1 198.94 的具体方程为 $0.36x - 176.53$, 在 1 257.05 到 1 597.00 的具体方程为 $-0.17x + 466.283$; 下翼面根肋弦向分布在 1 047.00 到 1 210.30 的具体方程为 $0.36x - 297.27$, 在 1 141.55 到 1 597.00 的具体方程为 $-0.18x + 358.33$ 。

三维机翼上、下翼面展向节点载荷分布如图 16 所示。



(a) 上翼面

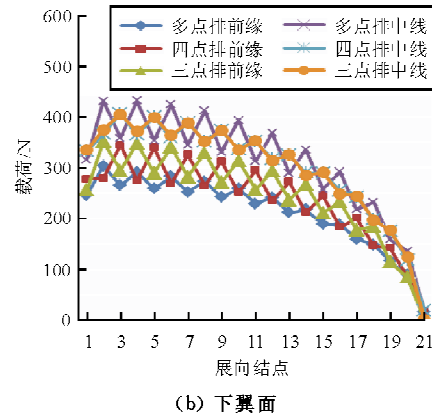
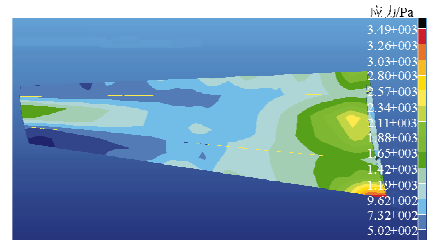


图 16 三维机翼上、下翼面展向节点载荷分布图

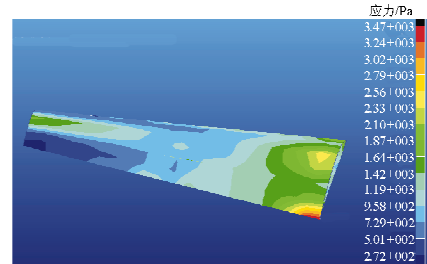
Fig. 16 Spanwise node load distribution on upper and lower surface of three-dimensional wing

从图 16 可以看出,从载荷光滑过渡来看,多点排跳跃小,曲线相对平滑,四点排次之,三点排最差。

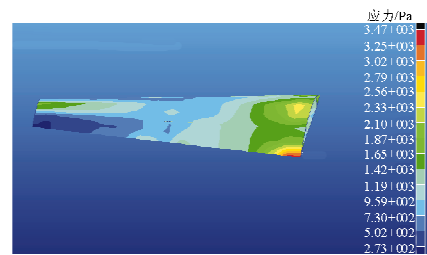
三维机翼多点排、四点排、三点排应力图如图 17 所示。



(a) 多排点



(b) 四排点

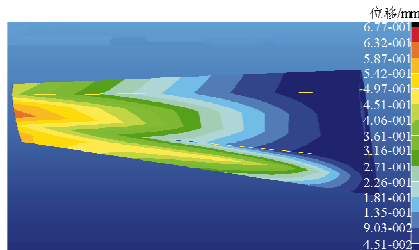


(c) 三排点

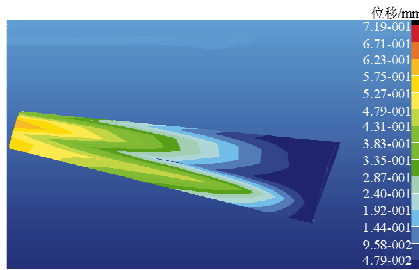
图 17 三维机翼多点排、四点排、三点排应力图
Fig. 17 Stress rainbow of three-dimensional wing by multi-point, four-point and three-point methods

从图 17 可以看出,四点排、三点排应力比多点排应力小 0.5%。

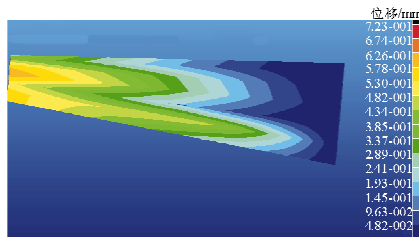
三维机翼多点排、四点排、三点排位移图如图 18 所示。



(a) 多点排



(b) 四点排



(c) 三点排

图 18 三维机翼多点排、四点排、三点排位移图

Fig. 18 Displacement rainbow of three-dimensional wing by multi-point, four-point and three-point methods

从图 18 可以看出,多点排位移 < 四点排位移 < 三点排位移。

综合图 17~图 18,可以发现三种载荷分配方案的应力、位移有较为显著的区别。

3 结论

介绍了三种结点载荷转换分配方法,通过四个算例,对比该三种方法的优劣性,三者都可以很好地模拟二维、三维气动载荷,在三维机翼的应用中,多点排效果最优。

(1) 从三维机翼结点载荷分配、应力、位移结果来看,多点排效果最好,其次四点排,再次三点

排;二维机翼也类似。

(2) 从原理上来看,三点排与四点排能保证力矩不变,即压心不变,而多点排在满足压心不变的基础上,还能保证应变能最小,理论基础强。

(3) 从计算量上看,三点排要针对每个气动结点比较其与有限元结点的距离,进而找出满足条件的三个最小距离结点,而多点排则无需这样。

(4) 从极端条件上看,三点排、四点排对某些极端点无法分配,而多点排则无此限制。

(5) 从载荷加载点位置的选取上来看,多点排可以根据实际载荷情况布置结构结点的位置,算法实现简单,而四点排、三点排必须在结构边界上布置结构结点,造成结构结点布置上的困难。

参考文献

- [1] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册: 第 9 分册——载荷、强度和刚度[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001: 331-333.
General Editorial Board of *aircraft design manual*. Aircraft design manual: No. 9 — load, strength and stiffness[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001: 331-333. (in Chinese)
- [2] 陶梅贞, 等. 现代飞机结构综合设计[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2007: 49-50.
Tao Meizhen, et al. Structure comprehensive design of modern aircraft[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2007: 49-50. (in Chinese)
- [3] 张振伟. 机翼结构选型方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
Zhang Zhenwei. A research on the wing structural configuration selection[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [4] 王专利. 翼面结构有限元模型节点气动载荷计算[J]. 洪都科技, 2007(1): 7-14.
Wang Zhuanli. FEM node load calculation of wing structure [J]. *Hongdu Science and Technology*, 2007(1): 7-14. (in Chinese)
- [5] 王想生, 赵彬, 李永刚, 等. 基于 ISIGHT/NASTRAN 的机翼翼梁的结构优化设计[J]. 飞机设计, 2008, 28(4): 23-27.
Wang Xiangsheng, Zhao Bin, Li Yonggang, et al. Structure optimization of airfoil based on ISIGHT/NASTRAN [J]. *Aircraft Design*, 2008, 28(4): 23-27. (in Chinese)
- [6] 王想生, 赵彬, 李永刚, 等. 飞机主承力结构细节分析[J]. 飞机设计, 2008, 28(6): 12-17.
Wang Xiangsheng, Zhao Bin, Li Yonggang, et al. The detail analysis for primary load-carrying structure of the aircraft[J]. *Aircraft Design*, 2008, 28(6): 12-17. (in Chinese)

(下转第 396 页)

- 合板模型[J]. 复合材料学报, 2009, 26(3): 195-201.
- Zhao Qun, Jin Haibo, Ding Yunliang, et al. Equivalent laminates model for stiffened panel global buckling analysis [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2009, 26(3): 195-201. (in Chinese)
- [10] 张仲桢. 飞机结构初步设计的快速方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学航空宇航学院, 2008.
- Zhang Zhongzhen. A study on rapid approach for the preliminary design of aircraft structure[D]. Nanjing: College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [11] 常楠, 赵美英, 王伟. 基于 MSC. Patran/Nastran 的复合材料层合板稳定性优化[J]. 飞机设计, 2007, 27(2): 34-36.
- Chang Nan, Zhao Meiyang, Wang Wei. MSC. Patran/Nas-

tran based ply optimization design for stability of composite laminates[J]. Aircraft design, 2007, 27(2): 34-36. (in Chinese)

作者简介:

茅佳兵(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞机结构稳定性、疲劳与断裂。

王生楠(1963—),男,教授,博导。主要研究方向:飞机结构疲劳断裂可靠性、固体力学。

刘俭辉(1983—),男,博士研究生。主要研究方向:飞机结构疲劳与断裂。

(编辑:马文静)

(上接第 389 页)

- [7] 刘钢, 段世慧. 大展弦比柔性机翼的结构与气动耦合特性分析[J]. 结构强度研究, 2007(2): 47-57.
- Liu Gang, Duan Shihui. Structure and aerodynamic coupling characteristics analysis of flexible large aspect ratio wing[J]. Structural Strength Research, 2007(2): 47-57. (in Chinese)
- [8] 张颖, 李令芳. 飞机结构疲劳试验载荷优化分配[J]. 飞机工程, 2004(3): 55-61.
- Zhang Ying, Li Lingfang. The optimal distribution of aircraft structural fatigue loading [J]. Aircraft Engineering, 2004(3): 55-61. (in Chinese)
- [9] 陈全礼, 熊建琦. 飞机结构静强度试验载荷等效[J]. 飞机工程, 2005(1): 63-65.
- Chen Quanli, Xiong Jianqi. Application of the load equivari-

ant method on aircraft static strength test[J]. Aircraft Engineering, 2005(1): 63-65. (in Chinese)

作者简介:

雷 莉(1989—),女,硕士研究生。主要研究方向:飞行器结构优化设计、强度分析。

韩 庆(1969—),男,副教授。主要研究方向:结构优化设计和生存力。

钟小平(1977—),男,讲师。主要研究方向:结构优化设计、强度分析。

(编辑:马文静)