

# 有限元软件在飞机结构打样设计中的应用

翟新康 黄其青 殷之平 (西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

The application of the finite element software in the preliminary design of the airplane structures

ZHAI Xin-kang, HUANG Qi-qing, YIN Zhi-ping (Northwest Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**【摘要】**针对飞机结构打样设计阶段缺乏全机有限元模型,无法快速对结构进行初步强度估算,在工程梁理论的基础上,充分利用静力等效原则及圣维南原理,有效使用有限元软件,提出一种合理、快捷、高效的有限元力学建模方法。算例及大量的工程实际应用表明:该方法效率高、实用性广,可以大大缩减飞机研制周期。

**关键词:**打样设计;有限元模型;圣维南原理;工程梁理论

**【Abstract】**Aimed at the characteristics that lacking of the finite element model of the full airplane structure in the preliminary design of the airplane structures and can't estimate the initial strength of the airplane structure. This article put forward a kind of method to create the finite element mechanics model with the reasonable, fast and efficient characteristics basing on the foundation of the engineering beam theories and Saint-venant's principle and through the use of the finite element software. The example and the massive project practical application indicated that this method has the characteristics with high efficiency and broad usability and it can reduce the design cycle of the airplane structures greatly.

**Keywords:** Preliminary design; The finite element model; Saint-venant's principle; The engineering beam theories

中图分类号:TH122 文献标识码:A

## 1 前言

在飞机结构强度打样设计阶段,强度工程人员最关心的就是全机结构总体应力分布是否合理、关键件或者某些框段内力分布情况如何。所以此时特别需要全机有限元模型。但是恰恰相反,这时候一方面由于结构尺寸未完全最终确定,再加上飞机型号研制周期节点的限制,强度工程师往往要提前对结构进行强度初步估算,显然工程梁理论工作量太大不能满足型号研制周期的需要。针对这一具体情况,充分利用静力等效原则及圣维南原理,提出一种合理、快捷、高效的有限元力学建模方法,达到快速校核强度的目的。算例及大量工程实际应用表明:该方法效率高、实用性广,可以大大缩减型号设计周期。

再承受正应力,只承受切应力。如图2(a)为结构实际剖面,图2(b)为简化后的剖面。

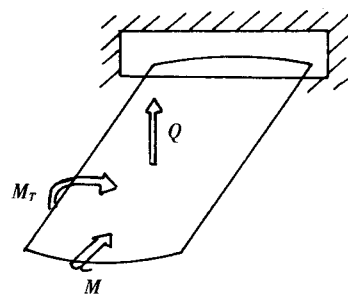
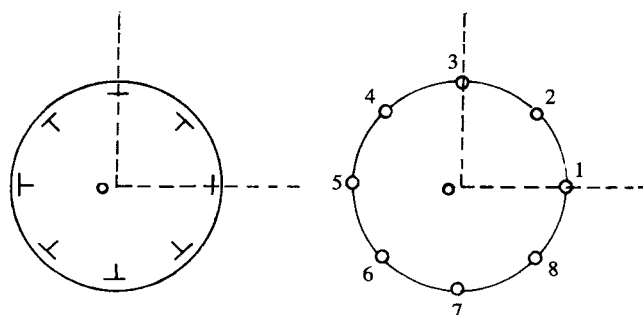


图1 某机翼受力示意图



(a)结构实际剖面

(b)简化后的剖面

图2 具有集中面积的薄壁结构计算模型

## 2 工程梁理论

飞行器结构是一个复杂的薄壁结构,它是由结构骨架(如梁、肋、桁条等)与受力的金属蒙皮等组合而成的一个受力整体。如图1所示机翼,在已知外载荷作用下各剖面的总内力(弯矩、扭矩、轴力和剪力)是静定的。但要进一步求出各元件(桁条、蒙皮等)的内力,必须进行必要的工程假设,使其形成工程计算模型<sup>[1]</sup>。

### 2.1 有集中面积的薄壁结构的正应力计算

实际中的薄壁结构一般是由梁、长桁及受力蒙皮所组成的,各个元件实际上既承受正应力也同时承受切应力。为了简化计算,可以将蒙皮承受正应力的能力折算到梁、长桁等的集中面积中去,组成新的仅承受正应力的集中面积的元件,而认为蒙皮不

$$\bar{x}_0 = \frac{\sum_{i=1}^8 A_i \bar{x}_i}{\sum_{i=1}^8 A_i} \quad \bar{y}_0 = \frac{\sum_{i=1}^8 A_i \bar{y}_i}{\sum_{i=1}^8 A_i} \quad J_x = \sum_{i=1}^8 A_i y_i^2$$

$$J_y = \sum_{i=1}^8 A_i x_i^2 \quad J_{xy} = \sum_{i=1}^8 A_i x_i y_i \quad A_0 = \sum_{i=1}^8 A_i$$

这里的剖面形心是指剖面上所有能够承受正应力的面积的形心。 $J_x, J_y$  和  $J_{xy}$  分别表示剖面上所有能够承受正应力的面积的形心坐标轴  $x, y$  惯性矩和形心坐标轴  $xy$  的惯性积,  $A_0$  则表示剖面上所有能够承受正应力的面积的总和。

正应力计算公式:  $\sigma = -\frac{\bar{M}_y}{J_y} x + \frac{\bar{M}_x}{J_x} y + \frac{N_x}{A_0}$

$$\bar{M}_y = \frac{1}{k} \left( M_y + M_x \frac{J_{xy}}{J_x} \right) \quad \bar{M}_x = \frac{1}{k} \left( M_x + M_y \frac{J_{xy}}{J_y} \right) \quad k = 1 - \frac{J_{xy}^2}{J_x J_y}$$

### 2.2 自由弯曲时单闭室剖面切应力计算

$$q = \frac{\bar{Q}_y}{J_x} S_x + \frac{\bar{Q}_x}{J_y} S_y + q_0 = \bar{q} + q_0$$

式中:  $S_x$  和  $S_y$  分别表示从  $s=0$  边算起, 一直到所求剪流处, 所有承受正应力的面积对形心轴  $x$  轴和  $y$  轴的静矩。 $\bar{q}$  为由轴力差引起的弯曲剪流, 它相当于在  $\alpha$  处切开时的剖面结构的剪流。积分常数  $q_0$  为计算始点  $\alpha$  处的剪流值。

计算步骤: 先选择一适当的切口, 将单闭室剖面切开为开剖面, 计算剖面剪流  $\bar{q}$ 。然后利用剖面的力矩平衡方程, 求出切口处的剪流  $q_0$ 。最后, 将  $\bar{q}$  和  $q_0$  两部分剪流叠加, 便得到剖面的总剪流。其中  $\bar{q}$  的方向完全按照开剖面剪流方向的决定方法去确定, 而  $q_0$  的方向则由力矩平衡方程的解确定的<sup>[2]</sup>。

单闭室剖面的剪流  $q$  等于将单闭室剖面切开后的剖面剪流  $\bar{q}$  与切开处剪流  $q_0$  之和。

$$\text{切开处剪流 } q_0 \text{ 为 } q_0 = \frac{1}{Q} \left( M_x - \int_s \bar{q} p ds \right)$$

$Q = \oint p ds$ , 等于闭合周边所围面积的两倍。

## 3 有限元分析

### 3.1 力学模型

将模型划分为过渡段、考核段、参与段及加载段 4 段区域。如图 3 所示。

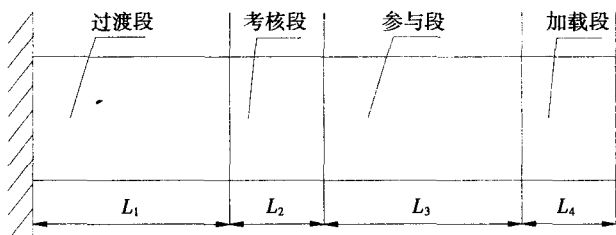


图3 有限元力学计算模型

### 3.2 各段长度选取

假设考核段横截面直径为  $d$ , 长度为  $L_2$ 。当然考核段可以是某一框端面, 也可以是飞机机身或机翼一段结构。根据圣维南原理, 如果把物体一小部分边界上的外力, 变换为分布不同但静力等效的外力(主矢量相同, 对于同一点的主矩也应相同), 那么, 距离作用点充分远处所受的影响, 可以忽略不计。为了尽量减少根部约束对考核段的影响, 再此特别增加过渡段, 而且过渡段长度一般取  $L_1 \geq 1.5L_2$ ; 同理, 为了尽量减少加载区域对考核段的影响, 再此也特别增加参与段, 参与段长度一般也取  $L_3 \geq 1.5L_2$ 。加载段长度一般取  $L_4 = L_0$  ( $L_0$  为一个框距)。各段长度的选取在考虑了上述因素后, 为了真正达到高效率建模需要, 各段的长度均以框距的整数倍为最佳。

### 3.3 载荷处理

为了尽量方便建模, 在处理考核段端面上承受的弯矩、扭矩及剪力时, 充分利用静力等效, 采取在加载段的两端进行加载的方式。假设考核段端面上弯矩为  $M_x$ 、扭矩为  $T_x$ 、剪力为  $Q_y$ 。加载段静力等效见图 4。

由静力平衡得

$$Q_y = F_a + F_b \quad (1)$$

$$M_x = -(F_a \times L_a + F_b \times L_b) \quad (2)$$

$$T_x = 4dQ \quad (3)$$

由式(2)和式(3)得到

$$F_a = -\frac{Q_y L_b + M_x}{L_b - L_a} \quad (4)$$

$$F_b = \frac{Q_y L_a + M_x}{L_b - L_a} \quad (5)$$

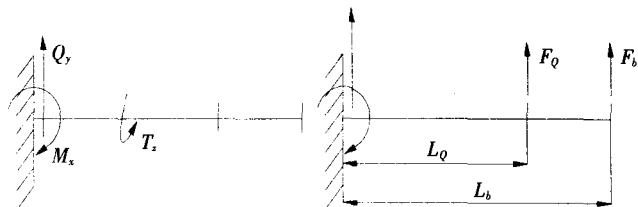


图4 加载段静力等效示意图

(3)式中,  $Q$  用来静力等效扭矩  $T_x$ , 为了建模方便, 假设  $Q$  只作用在图 2 所示的点 1、点 3、点 5、点 7 处。

这样, 载荷  $F_a, F_b$  分别由自身框平面内的节点分担。即

$$F_{a_i} = \frac{1}{8} F_a \quad (6)$$

$$F_{b_i} = \frac{1}{8} F_b \quad (7)$$

### 3.4 有限元模型

考核段就是要进行研究的对象, 所以需要按照真实结构进行合理简化来建立有限元模型。过渡段是为了消除有限元模型根部约束对考核段的影响而增加的。参与段是为了消除有限元模型加载端对考核段的影响而增加的。加载段纯粹是为了施加载荷的需要。所以, 过渡段、参与段及加载段的模型可以直接利用有限元软件中的命令来 COPY 考核段的真实模型, 这样既满足工程实际应用, 有能达到高效、快速建立有限元分析模型的目的。

## 指尖密封迟滞特性的当量优化研究\*

王 栋<sup>1</sup> 陈国定<sup>1</sup> 安晓宁<sup>2</sup>

(1 西北工业大学, 西安 710072)(2 西安武警工程学院, 西安 710068)

The equivalent optimization research on hysteresis of finger seal

WANG Dong<sup>1</sup>, CHEN Guo-ding<sup>1</sup>, AN Xiao-ning<sup>2</sup>

(1 Northwest Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2 Engineering College of Chinese Armed Police Force, Xi'an 710068, China)

**【摘 要】**从指尖密封装置的工作原理出发,将指尖密封迟滞性能优化问题转化为一个能够进行数学处理的简单当量模型的优化问题。通过建立当量模型中各等效参数和实际指尖密封结构参数之间的映射关系,构建了指尖密封迟滞性能优化的质量-弹簧-阻尼当量模型。以此当量模型为研究对象,实现了以指尖密封迟滞率最小为优化目标进行指尖密封结构参数的优化计算,解决了指尖密封装置迟滞性能优化的不可控问题。有限元仿真计算实例支持了这一当量优化模型。所提出的分析方法为指尖密封性能的进一步优化设计提供了一定理论参考依据。

**关键词:**指尖密封;迟滞性能;当量模型

**【Abstract】**Based on the working principle of finger seal, the paper formulates the transformation from hysteresis optimization of finger seal to the optimization of equivalent mathematic model. A mass-spring-damp model is proposed through constructing the mapping relation between equivalent parameters and finger seal's structural parameters. Then the structural parameters are optimized with the objective of minimum hysteresis rate in finger seal. Meanwhile it also solves the problem that the hysteresis optimization of finger seal is uncontrollable. Finally the simulation in Finite Element Method (FEM) software validates the equivalent mathematic model. The proposed method offers theoretical reference to further optimization design on finger seal.

**Key words:** Finger seal; Hysteresis; Equivalent model

中图分类号: TH136 文献标识码: A

## 1 引言

指尖密封是用于航空发动机气流流路密封及主轴承腔密封的一种新型密封技术,由于其具有优良的封严性能和较高的价

格比,因而近年来受到了国内外学者的广泛重视和研究<sup>[1,2]</sup>。

迟滞问题是影响指尖密封工作性能的关键因素之一,也是擎肘其尚难以广泛应用的一个原因。所谓迟滞是指当转子(或

\* 来稿日期: 2006-11-22 \* 基金项目: 国家自然科学基金(50575182); 航空科学基金(05C53056); 航空支撑科技基金(04B53004)

## 4 算例及分析

以某飞机机身中段为例。为简单起见,假设机身某框上均匀分布 8 根长桁,长桁面积  $A=200\text{mm}^2$ ,蒙皮厚度  $t=1.5\text{mm}$ ,机身直径  $d=4000\text{mm}$ 。框上弯矩为  $M_x=1.5\times 10^8\text{Nmm}$ ,剪力为  $Q_x=2\times 10^5\text{N}$ ,扭矩  $T_z=5\times 10^8\text{Nmm}$ 。用工程梁理论及有限元力学模型进行计算,计算结果表明,长桁正应力及蒙皮剪应力误差均在 5% 以内,这主要是由于框上长桁数量布置较少,使得蒙皮闭合周边所围面积减少所致。而飞机实际结构长桁数量是它的 10 倍左右,这样可以减少一些误差。当然这点误差完全满足飞机强度初步打样设计阶段的需要。

析及大量工程实际应用表明,该方法合理、快捷、高效,满足工程计算要求。

(2) 该方法实用性广,适用于几何截面尺寸均匀变化的结构或者构件,尤其适用于大展弦比直机翼或者直机身。

(3) 该力学模型对于飞机结构试验件夹具的设计及计算或者类似的结构设计及强度计算都有一定的指导意义。

(4) 飞机结构几何尺寸最终确定后,必须建立全机有限元模型,以便得到更为准确的计算结果。

## 参考文献

- 1 龚尧南编. 结构力学基础. 北京: 航空工业出版社, 1993.
- 2 黄其青, 王生楠编. 结构力学基础. 西安: 西北工业大学出版社, 2000.

## 5 结论

(1) 给出了飞机结构打样设计阶段的强度计算模型, 算例分