

民用飞机机翼翼盒刚度分析

■ 陈博 刘杨 王爱军

摘要:文章给出了机翼翼盒剖面几何特性和刚度计算的基本方法,主要包括机翼翼盒剖面形心计算、机翼翼盒剖面关于给定弦线的惯性矩和关于形心轴的惯性矩计算,机翼翼盒剖面弯曲刚度计算,机翼翼盒剖面扭转刚度计算以及长桁等效面积计算等内容,为后期机翼翼盒刚度分析设计、有限元模型分析计算提供了支持。

关键词:机翼;惯性矩;弯曲刚度;扭转刚度

1. 引言

机翼是飞机的升力面,刚度设计十分重要。首先要保证飞机的气动特性对翼面、舵面变形的要求,刚度不够将引起气动弹性,对某些支持点,刚度不够将影响其运动的精确性。同时,在某些情况下,刚度也不能太大,如突风缓和要求^[1]。飞机机翼结构由许多结构元件构成。由于尺寸大、结构复杂,一般通过试验和有限元方法进行静力和动力学分析。然而,在早期初步设计阶段,特别是必须结构优化的时候,全尺寸试验和详细有限元分析是不实际,并且耗时耗财的。因此,必须开发简化的模型和可靠的分析方法,以进行简单、有效的结构分析和优化设计^[2]。结合民用飞机初步设计阶段的刚度设计要求和有限元模型分析计算要求,本文给出了飞机机翼翼盒剖面几何特性和刚度计算的工程方法。

2. 几何特性

任意平面图形如图1所示,其面积为A。该图形对z轴和y轴的静矩为^[3]:

$$S_z = \int_A y dA, S_y = \int_A z dA \quad (1)$$

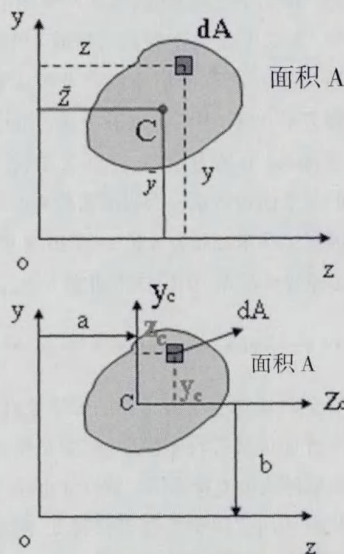


图1 平面图形几何特性计算示意图

平面图形的形心坐标 $C(\bar{y}, \bar{z})$ 的计算公式为:

$$\bar{y} = \frac{\int_A y dA}{A}, \bar{z} = \frac{\int_A z dA}{A} \quad (2)$$

组合图形的静矩等于图形各组成部分对某一轴的静矩的代数和,即:

$$S_z = \sum_{i=1}^n A_i \bar{y}_i, S_y = \sum_{i=1}^n A_i \bar{z}_i \quad (3)$$

式中, A_i 、 \bar{y}_i 和 \bar{z}_i 分别表示任一组成部分的面积及其形心的坐标。n 表示图形由 n 个部分组成。组合图形形心坐标的计算公式为:

$$\bar{y} = \frac{\sum_{i=1}^n A_i \bar{y}_i}{\sum_{i=1}^n A_i}, \bar{z} = \frac{\sum_{i=1}^n A_i \bar{z}_i}{\sum_{i=1}^n A_i} \quad (4)$$

图形对 z 轴和 y 轴的惯性矩为:

$$I_z = \int_A y^2 dA, I_y = \int_A z^2 dA \quad (5)$$

同一平面图形对于平行的两对坐标轴的惯性矩并不相同。当其中一对轴是图形的形心轴时,它们之间有比较简单的关系。在图1中,C为图形的形心, y_c 和 z_c 是通过形心的坐标轴。图形对形心轴 y_c 和 z_c 的惯性矩分别记为:

$$I_{y_c} = \int_A y_c^2 dA, I_{z_c} = \int_A z_c^2 dA \quad (6)$$

若 y 轴平行于 y_c , 且两者的距离为 a; z 轴平行于 z_c , 且两者的距离为 b, 图形对 y 轴和 z 轴的惯性矩的计算公式,

作者简介:陈博、刘杨、王爱军,上海飞机设计研究院强度设计研究部,硕士;研究方向:机翼结构强度、有限元建模与分析。

即平行移轴公式为:

$$I_z = I_{z_c} + b^2 A, I_y = I_{y_c} + a^2 A \quad (7)$$

3. 机翼翼盒剖面惯性矩

(1) 翼盒剖面关于弦线的惯性矩。

如图 2 所示,弦线两端点分别取在前梁和后梁腹板中点处,即 A 点 \$(x_A, y_A, z_A)\$ 和 B 点 \$(x_B, y_B, z_B)\$, P 点为各个结构件剖面形心坐标 \$(x_0, y_0, z_0)\$。

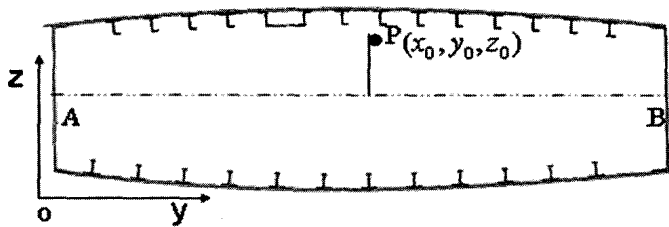


图 2 翼盒剖面关于弦线的惯性矩计算示意图

空间一点 P 到有向线段 AB 的距离

d_{AB} 可以表示为:

$$d_{AB} = \frac{\sqrt{\left| \begin{matrix} y_0 - y_A & z_0 - z_A \\ m_1 & l_1 \end{matrix} \right|^2 + \left| \begin{matrix} z_0 - z_A & x_0 - x_A \\ l_1 & m_1 \end{matrix} \right|^2 + \left| \begin{matrix} x_0 - x_A & y_0 - y_A \\ m_1 & n_1 \end{matrix} \right|^2}}{\sqrt{m_1^2 + n_1^2 + l_1^2}} \quad (8)$$

式中, \$(m_1, n_1, l_1) = (\frac{x_B - x_A}{d_{AB}}, \frac{y_B - y_A}{d_{AB}}, \frac{z_B - z_A}{d_{AB}})\$ 为有向线段 AB 的方向单位矢量。

机翼翼盒剖面关于弦线的惯性矩 I 的计算公式为^[4]:

$$I = \sum_{i=1}^{u+1} A_i d_i^2 + \sum_{j=1}^{u+2} A_j d_j^2 + \sum_{k=1}^2 \frac{t_k h_k^3}{12} \quad (9)$$

式中, \$A_i\$ 为长桁和梁缘条面积, \$d_i\$ 为长桁和梁缘条形心到剖面弦线的距离; \$A_j\$ 为长桁间蒙皮面积, \$d_j\$ 为长桁间蒙皮形心到剖面弦线的距离; \$u, l\$ 分别为上、下壁板长桁和梁缘条的数目; \$t_k, h_k\$ 分别为前、后梁的腹板厚度和高度。相对于翼盒剖面惯性矩来说,长桁和梁缘条对自身形心轴的惯性矩为小量,所以没有考虑。

(2) 翼盒剖面关于剖面形心轴的惯性矩。

求解翼盒剖面关于剖面形心轴的惯性矩时必须首先确定形心坐标系,见图 3。坐标系原点为翼盒剖面形心坐标 C,形心轴的 y 轴通过形心点 C 且平行于

弦线 AB, 单位矢量为 $n_y = n_{AB} = (\frac{x_B - x_A}{d_{AB}}, \frac{y_B - y_A}{d_{AB}}, \frac{z_B - z_A}{d_{AB}})$ 。

任意取上壁板某一长桁的形心坐标 D \$(x_0, y_0, z_0)\$, 得到剖面内另一单位矢量 $n_{AD} = (\frac{x_D - x_A}{d_{AD}}, \frac{y_D - y_A}{d_{AD}}, \frac{z_D - z_A}{d_{AD}})$, 则翼盒剖面的法向单位矢量为 $n_z = n_{AB} \times n_{AD}$, 同样可以得到形心坐标系 z 轴单位矢量为 $n_x = n_z \times n_y$ 。在形心坐标系确定以后,相对形心轴的惯性矩计算可以参考 (1) 节。

后,相对形心轴的惯性矩计算可以参考 (1) 节。

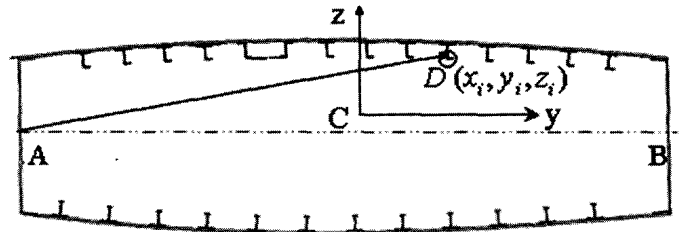


图 3 翼盒剖面关于形心轴的惯性矩计算示意图

4. 机翼翼盒剖面刚度

(1) 机翼翼盒剖面弯曲刚度。

机翼翼盒剖面关于弦线的弯曲刚度 D_{stiff} 的计算公式为:

$$D_{stiff} = \sum_{i=1}^{2u+2l} E_i I_i \quad (10)$$

式中, \$E_i\$ 为材料弹性模量; \$I_i\$ 为长桁、蒙皮、梁缘条和腹板关于翼盒剖面弦线的惯性矩。

(2) 机翼翼盒剖面扭转刚度。

机翼翼盒剖面的扭转刚度 C_{tw} 的计算公式为^[5]:

$$C_{tw} = \frac{4A^2}{\oint \frac{1}{G_i} ds} \quad (11)$$

式中, \$A\$ 为翼盒剖面所围面积; \$G_i\$ 为材料剪切模量; \$t_i\$ 为蒙皮、梁腹板的厚度; $\oint ds$ 为沿翼盒剖面周线积分。

(3) 机翼翼盒剖面长桁等效面积。

建立机翼有限元模型时,长桁简化为杆元,长桁节点取在上下蒙皮中面,见图 4。为了保证翼盒有限元模型的弯曲刚度与实际结构一致,必须对模型中的长桁面积进行等效计算。长桁等效面积的计算公式为:

$$A_0 = A_i \times d_i^2 / d_0^2 \quad (12)$$

式中, \$A_0\$ 为长桁等效面积, \$A_i\$ 为长桁实际面积, \$d_0\$ 为翼盒有限元模型中长

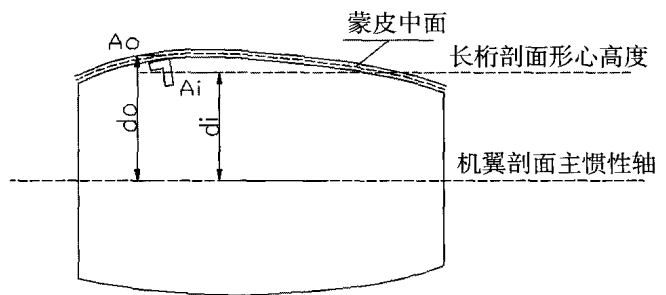


图 4 机翼长桁面积等效示意图

桁节点到机翼剖面主惯性轴的距离, \$d_i\$ 为长桁实际形心到机翼剖面主惯性轴的距离。

5. 应用实例

以某型飞机机翼为例,使用本文方法进行翼盒刚度分析计算。材料性能数据见表 1。

表 1 机翼翼盒材料性能数据

结构部位	拉伸弹性模量 (MPa)	泊松比
上壁板	71706	0.32
上壁板长桁	71706	0.33
下壁板	71000	0.33
下壁板长桁	73774	0.33
前、后梁	71016	0.33

(下转第 40 页)

事件处置结束后不会进行总结、评价,而这一点对于未来应急处置效果的改进具有至关重要的作用,不可忽略。

(3) 决策支持模块的建设方面。

这个模块是本体系的核心模块,其中涉及知识表示、知识检索、机器学习等人工智能领域,目前我国的应急管理决策支持方面的智能化水平普遍不高,需要在理论研究与应用方面继续探索。

(4) 处置调度模块的建设方面。

这个模块主要负责指令发布和物资调度,前者可以借助于数字化预案系统实现,后者需要对物资的储备和运输问题进行研究,这两方面的理论研究成果都不少,但是在实际工作中的应用不多,目前的主要工作应当是加快理论成果的转化。

(上接第 35 页)

(1) 任意剖面刚度计算。

首先确定一个机翼翼盒剖面,见图 5。该剖面包括 15 个上壁板长桁、11 个下壁板长桁,上壁板长桁真实面积为 489.5~831.2mm,长桁理论形心到弦线的距离为 217~298mm,下壁板长桁真实面积为 787.5~1362mm,长桁理论形心到弦线的距离为 217~320mm。剖面前梁厚度为 7.6mm,后梁厚度为 14.1mm,蒙皮厚度为 6.5~12mm。使用本文方法对该翼盒剖面进行惯性矩和刚度计算:关于弦线的惯性矩 $4.48E-03m^4$ 、弯曲刚度 $3.21E+08N \cdot m^2$ 、扭转刚度 $2.24E+08N \cdot m^2$,关于平行于弦线形心轴的惯性矩 I_y 为 $4.18E-03m^4$ 、关于平行于弦线形心轴的惯性矩 I_z 为 $2.04E-02m^4$,上壁板长桁等效面积为 446.6~737.5mm,下壁板长桁等效面积为 683.8~1182.6mm。

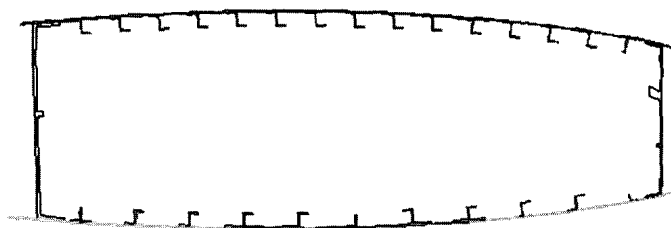


图 5 翼盒剖面示意图

5. 总结

总体来说,应急处置体系应当是个庞大、复杂的系统,并且需要随着应用的深入不断完善其功能,我国目前很多应急处置工作都比较分散,多头管理、各自为政的方式也不利于应急管理工作的统一规划和执行,目前的重点应当是尽快将各项工作都统一到这个体系中来,建立一个全面的、灵活的、具有自我学习能力因而能够不断完善、升级的应急管理处置体系。

参考文献

[1] 申俊义,杜冬霞,谢红薇. 应急预案数字化系统的研究与实现[J]. 科技情报开发与经济, 2008(36): 105-108.

[2] 翟丹妮. 数字化预案系统的功能分析研究[J]. 中国公共安全: 学术版, 2009(Z1): 49-52.

[3] 刘畅, 谢红薇, 杜冬霞. 基于语义 Web 服务的数字化应急预案检索系统框架[J]. 电脑开发与应用, 2010(1): 4-7.

[4] 王煜, 毛雪岷. 基于网络本体语言 OWL 数字化自然灾害应急救援预案要素的实现[J]. 安徽农业科学, 2010(26): 14773-14775.

[5] 刘栋, 陈颖, 沈沉, 等. 电力应急预案数字化方法研究[J]. 电力系统自动化, 2009(21): 48-52.

[6] 何建春. 水上交通应急数字化预案平台建设[J]. 中国水运, 2008(2): 48-49.

(编辑 蔡忆宁)

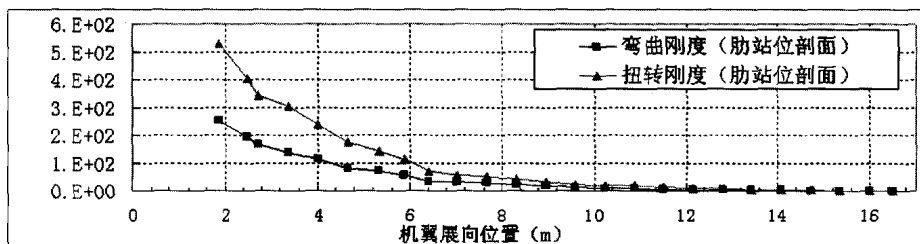


图 6 机翼翼盒肋站位剖面的刚度变化

(2) 肋剖面刚度计算。

在进行机翼翼盒刚度设计分析时,机翼翼盒所有肋站位剖面的刚度都是必须知道的。使用本文方法计算了翼盒所有 25 个肋站位剖面的刚度特性。剖面刚度变化如图 6 所示,图中给出的剖面刚度为无量纲数值,等于每个肋站位剖面的刚度除以 25# 肋站位剖面的刚度。

6. 结论

结合民用飞机初步设计阶段的刚度设计要求和有限元模型分析计算要求,本文给出了飞机机翼翼盒剖面几何特性和刚度计算的工程方法。使用该方法计算了典型翼盒剖面的刚度特性,该方法切实可行,满

足使用要求,为民用飞机详细设计阶段的刚度分析计算工作提供了支持。

参考文献

[1] 王志瑾,姚卫星. 飞机结构设计[M]. 北京:国防工业出版社,2007:41-42.

[2] Jan Kroo. Aircraft Design: Synthesis and Analysis[M]. US: Desktop Aeronautics, 2001: 70-75.

[3] 刘鸿文. 材料力学(上册)[M]. 北京:高等教育出版社,1991:378-393.

[4] 飞机设计手册编委会. 飞机设计手册第 9 册: 载荷、强度和刚度[M]. 北京:航空工业出版社,2001:193-200.

[5] 薛明德,向志海. 飞行器结构力学基础[M]. 北京:清华大学出版社,2009:76-81.

(编辑 姚鑫)