

飞行器翼面结构型式的确定

Structural Configuration Identification of Aircraft Wing

南京航空航天大学飞行器先进设计技术国防重点学科实验室 姚卫星 张振伟



姚卫星

博士,教授,主要从事飞行器结构设计理论及应用的研究。承担了国家自然科学基金、863项目、国防基础研究、国防预研等项目,参与了多个飞机型号的结构设计与分析工作。已发表学术论文190多篇,著作2部,教材2部,获部级科技进步奖4项。

翼面是飞行器结构的主要部件之一,翼面结构型式是直接影响机翼结构的重量特性。目前翼面结构型式的确定很大程度还依赖于以往的设计经验。

在飞行器设计实践中人们已总

飞行器翼面结构型式的选择是结构方案设计阶段的重要内容之一。通过相关参数的统计分析和布局优化设计可以确定翼面结构型式。随着计算技术和拓扑优化技术的发展,结构设计的智能化和自动化水平将不断提高,结构型式的确定将更多地依赖布局优化的结果。

总结出翼面结构选型的一些规律^[1-2]。图1所示。

不同机翼布置方案有着不同的结构

梁式机翼的翼梁是梁式机翼的

重量特性^[3-6],这些知识对于机翼结构设计是十分重要的。

本文将对翼面结构型式、型式选择参数、确定翼面结构型式的拓扑优化方法进行简要的总结。

翼面结构型式

翼面结构总体上看是一个薄壁梁。现代飞行器翼面结构型式可分为梁式、单块式和多腹板式,如

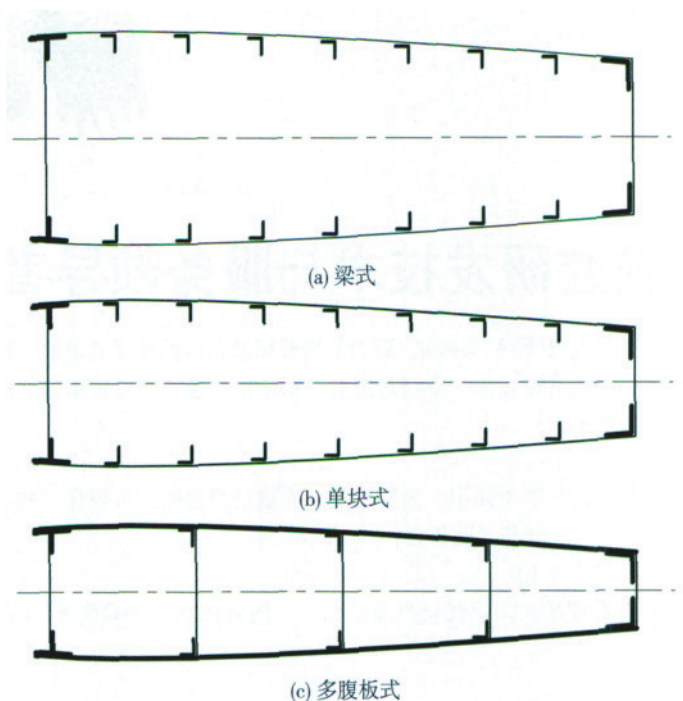


图1 三种机翼结构的典型剖面

主要受力构件,机翼蒙皮较薄。机翼结构传递气动力和集中力的分工为:翼梁缘条传递了绝大部分弯矩,翼梁腹板传递剪力,机翼蒙皮传递扭矩。梁式机翼和机身都采用集中连接,机翼上的扭矩通过机翼根部的侧边加强肋转换成机翼机身连接接头上的一对剪力。所以机翼蒙皮和翼梁腹板受剪载荷,翼梁缘条受拉压载荷。

单块式机翼的上、下壁板成为主要受力构件。单块式机翼的蒙皮和长桁组成壁板,成为传递机翼弯曲和扭转载荷的主要元件,翼梁缘条传递弯矩的比例较小,剪力由翼梁腹板传递。通常单块式机翼是左右贯通的整体,左右机翼上的对称弯矩自我平衡。如果左右机翼不能贯通,那么机身机翼就要采用周缘连接形式,这种连接形式的构造复杂、装配工艺也比较困难。

多腹板式机翼无长桁,有较多腹板,主要由上、下厚蒙皮承受弯矩,多用于高速飞机的小展弦比薄机翼上。该式和单块式机翼统称为整体式机翼。

翼面结构型式设计参数

1 有效高度

图2所示为一个工字梁剖面,此处的弯矩为 M ,则在梁中的最大正应力:

$$\sigma_{\max} = \frac{MH}{2J}, \quad (1)$$

式中 J 为惯性矩。设梁有效高度 H_{eff} ,则最大应力:

$$\sigma_{\max} = \frac{M}{AH_{\text{eff}}}, \quad (2)$$

由式(1)和(2)可求出 H_{eff} 。机翼剖面的有效高度比 \bar{H}_{eff} 定义为:

$$\bar{H}_{\text{eff}} = \frac{H_{\text{eff}}}{H}. \quad (3)$$

它是材料利用率的度量, \bar{H}_{eff} 越接近1,材料利用率就越高。对于梁式机翼,约为0.8,对于单块式和多腹板式

机翼,约为0.9。

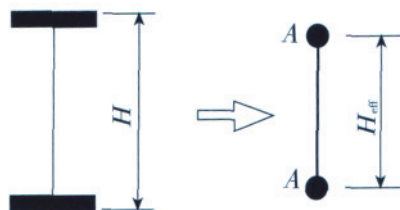


图2 典型工字梁剖面等效图

2 相对载荷

图3为一典型翼面结构剖面,其相对载荷 \bar{M} 定义为:

$$\bar{M} = \frac{M}{H_{\text{eff}}B}, \quad (4)$$

它表征了该剖面承受弯曲载荷的严重程度。

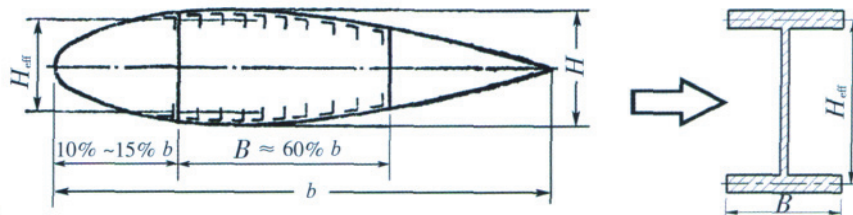


图3 翼剖面在弯剪载荷作用下的等效

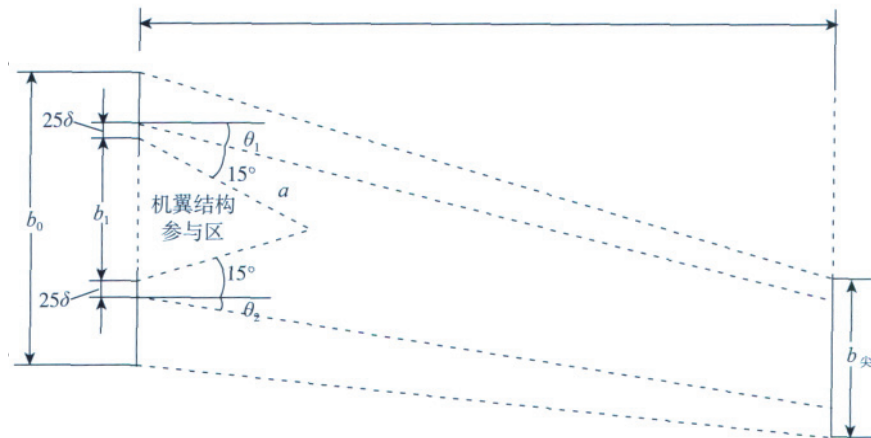


图4 双梁机翼根部参与区

3 参与区系数

翼面结构参与区内是一个逐渐参与传力的结构区域。该区域结构尺寸主要是为了满足局部载荷、锥形、工艺制造等要求。从飞机结构设计的观点看,参与区内的材料利用率很低,因此在设计中要尽量避免出现大的结构参与区。

翼面结构参与区系数定义为:参与区面积与翼面总面积 S 的比值:

$$\zeta = \frac{S_1}{S}, \quad (5)$$

参与区系数 ζ 越小,则参与区内的蒙皮面积占整个机翼面积的比值越小,反之亦然。参与区的存在将引起机翼结构重量发生变化。定义了参与区重量因子 ψ :

$$\psi = \frac{W_1}{W_2} - 1. \quad (6)$$

按照上述定义,可以计算各类翼面结构的参与区系数,如图4所示。

翼面结构型式的选择

1 金属材料翼面结构

经过对已有的98架飞机的机翼

结构参数和结构型式之间的关系进行统计分析^[7]。图5给出了统计结果。

图5的结果表明:当相对厚度 \bar{C} 在12%~18%、相对载荷 \bar{M} 小于1时,宜采用梁式;当相对厚度 \bar{C} 在10%~18%、相对载荷 \bar{M} 大于1.5时,宜采用单块式;当相对厚度 \bar{C} 小于8%、相对载荷 \bar{M} 大于1时,宜采用多腹板式。但是在相对厚度 \bar{C} 大于8%和相对载荷 \bar{M} 在1~1.5之间时无法判

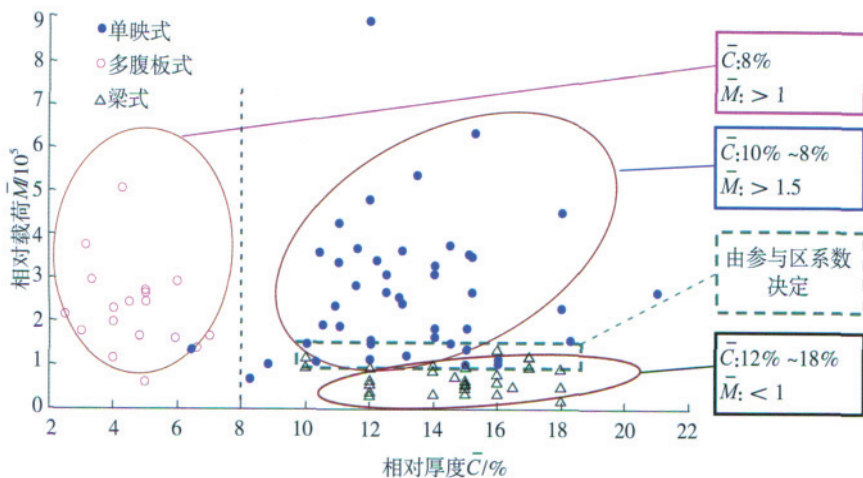


图5 金属材料翼面结构型式

断采用梁式结构还是单块式结构。

为此统计分析了梁式机翼和单块式机翼的参与区系数,图6给出了78架飞机的统计结果。

给出统计结果。

3 结构选型的综合考虑

(1) 其他因素。

机翼受力型式的选择在很大程

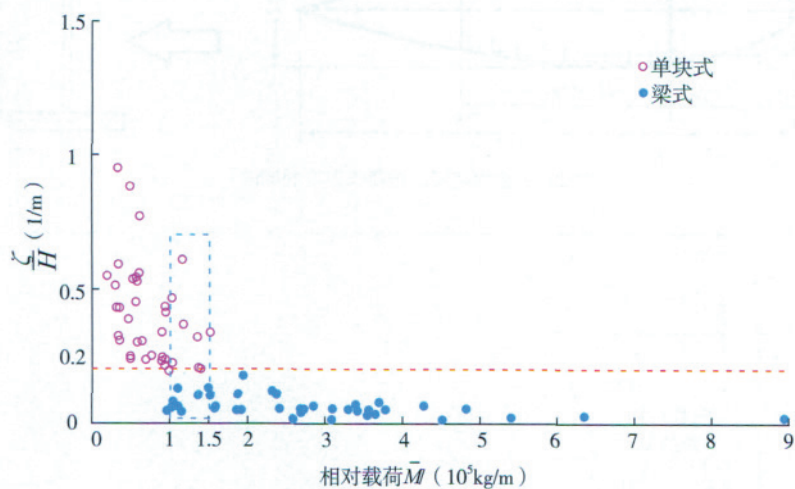


图6 飞机机翼的 ζ/H 与 \bar{M} 关系图

由图6可以看到:当相对厚度 \bar{C} 在12%~18%、相对载荷 \bar{M} 小于1时,宜采用梁式结构;当相对厚度 \bar{C} 在10%~18%、相对载荷 \bar{M} 大于1.5时,宜采用单块式结构;在相对载荷 \bar{M} 处于1~1.5之间时:对于梁式结构, ζ/H 大于0.2;对于单块式结构, ζ/H 小于0.2。

2 复合材料翼面结构

复合材料由于其弱的剪切能力和相对弱的抗屈曲能力,复合材料翼面结构型式只采用单块式结构和多腹板式结构。由于真实飞机的复合材料翼面结构目前还很少,所以无法

度上还受到总体布局的影响。起落架布置、机身机翼连接形式、发动机舱与机翼的连接、内部布置、开口与参与区等均影响结构选型。

(2) 一个机翼可能多种型式共存。

实际上,由于考虑各种因素的综合协调,一个机翼可能采用多种型式共存的混合结构,如米格-15、米格-21和F-104的机翼上由于收藏起落架或机身内部布置的影响,受力型式由外段的单块式或多腹板式转换为根部的梁架式。本文针对翼根剖面处的相关参数进行了统计分析,这

种方法对于混合式机翼中外段的结构选型同样也是适用的。相应地,相关参数的统计计算是针对当地剖面进行的。

翼面结构型式的拓扑优化方法

随着拓扑优化设计技术的发展,翼面结构型式确定可以借助于拓扑优化设计。

1 优化问题表述

优化目标:重量最轻;

约束条件:强度、应变、刚度、稳定性、颤振、尺寸上下限约束;

布局优化:梁或墙的位置和数量、筋条的剖面形状、筋条位置和数量、肋的位置和数量;

尺寸优化:各几何剖面尺寸、铺层数量和顺序(复合材料)。

从算法的实用性看,目前在同时满足各种约束下进行布局优化的效率和效果都不好。我们认为采用二步优化方法比较实用。

2 二步优化算法

进行布局优化设计存在困难的主要原因有3点:(1)为了尽可能提高材料的利用效率,所设计的结构不仅要满足强度要求,而且应在强度约束条件下不出现有害的失稳现象,约束条件的复杂化提高了优化设计的难度。

(2)目前在航空壁板结构分析中采用的有限元计算模型主要有2种:一种通过板单元拟合蒙皮,以梁元模拟加强筋,由于航空壁板的加强筋均为单侧布置,而目前最为通用的NASTRAN软件在稳定性分析中尚不能处理筋条偏置的影响,计算误差较大;另一种模型则将筋条也用板单元拟合,可以反映出壁板的详细几何形状,精度较高,但建模的工作量大,同时由于模型复杂,运算速度较慢。(3)有限元网格与结构元件的拓扑位置是密切相关的,布局优化中如果要调整加强筋的位置,则必须重新建模,而建模过程往往在有限元分析与优化工作中占用了绝

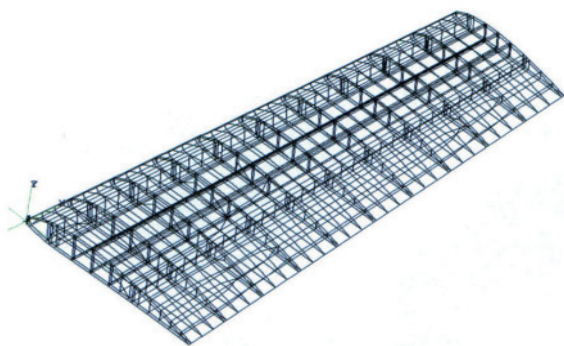


图7 复合材料原型机翼的有限元模型

大部分时间。

一步解决机翼盒段布局优化问题十分困难的另一个重要原因是：对于结构的强度和整体变形而言，加强筋和蒙皮的作用是相同的，普通肋没有作用；对于结构的屈曲稳定性和颤振而言，二者的作用截然不同，普通肋对于稳定性有很大贡献。因此从结构布局优化的实用性出发，我们发展了一个机翼结构盒段的二步布局优化算法：

第一步：对机翼结构进行强度、应变和变形约束下的布局优化，优化问题表述为：

- 优化目标：重量最轻；
- 约束条件：强度、应变、刚度、尺寸上下限约束；
- 布局优化：梁或墙的位置和数量。
- 尺寸优化：各几何剖面尺寸、铺层数量；

第二步：对机翼结构进行屈曲稳定性和颤振约束下的布局优化，优化问题表述为：

- 优化目标：稳定性因子最大；
- 约束条件：扭转变形、尺寸上下限约束；
- 布局优化：筋条的剖面形状、筋条位置和数量、肋的位置和数量；
- 尺寸优化：各几何剖面尺寸、铺层数量。

第一步优化给出了梁的位置和蒙皮的尺寸分布，第二步给出筋条的型式、位置和尺寸，肋的位置和尺寸。第二步实际上是将第一步确定的蒙

皮的截面积分为蒙皮和筋条两部分，再添加普通肋。因为第二步不会降低机翼纵向的强度和刚度，因此第二步只需要核对扭转变形。

如果第二步化后的屈曲稳定性仍然不能满足设计要求，可以增加蒙皮和筋条的尺寸；如果扭转变形不满足设计要求，可以增加

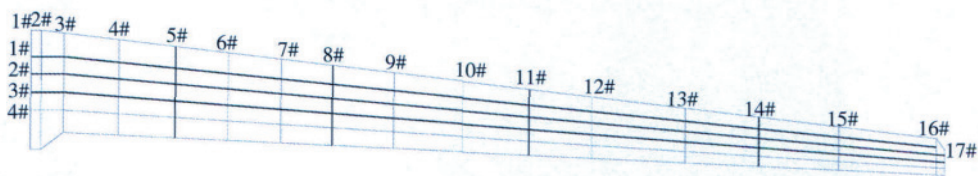


图8 全球鹰机翼结构布置图

蒙皮的厚度。

由于第一步布局优化设计面对的结构是主传力结构，同时又很简洁，很容易找到最优解。第二步优化不改变机翼结构的传力路线，因此最终优化结果就是全局最优解或十分接近全局最优解。

3 实例

采用二步算法，我们完成了9个典型算例和5个工程算例，结果比较满意。下面简要介绍2个实例。

(1) 轻型飞机机翼。

图7为某轻型飞机原型机翼采用双梁式结构，梁采用等百分比布置，双梁之间上下蒙皮上等百分比等间距布置3根长桁，展向均匀地顺气流布置11根翼肋。材料为硬铝LY12CZ，尺寸优化后机翼的最小重量为45.4kg。

在前后梁位置不变的情况下进行布局优化，优化后结构重量为39.3kg，减重6.1kg。结构型式仍然为梁式，但上蒙皮长桁变为5根，Z型截面，蒙皮屈曲稳定性为临界约束。

(2) 全球鹰机翼。

全球鹰无人机(Global-Hawk)采用大展弦比机翼，其展弦比达到25。机翼贯穿机身，采用多腹板式。机翼等百分比均匀布置4个梁(腹板)，

展向顺气流布置17个翼肋，如图8所示。机翼材料采用T300/5208碳纤维复合材料层合板，尺寸优化后，半机翼结构FE模型重量为512.9kg。

在前后梁位置不变的情况下进行布局优化，优化后结构重量为500.7kg，减重12.2kg。结构型式仍然为多腹板式，梁的数量没有变，在1~8肋之间和梁之间的上蒙皮加了3根T型长桁。

结束语

飞行器翼面结构型式的选择是结构方案设计阶段的重要内容之一。通过相关参数的统计分析和布局优化设计可以确定翼面结构型式。随着计算技术和拓扑优化技术的发展，结构设计的智能化和自动化水平将不断提高，结构型式的确定将更多地依赖布局优化的结果。

参考文献

- [1] 王志瑾,姚卫星.飞机结构设计.北京:国防工业出版社,2004.
- [2] 张永顺,魏法杰.结构型式计算机辅助设计的一种方法.专家系统与模糊数学的应用.1988,9(8):387-391.
- [3] Govil A K, J.S.Arora., E.J. Haug. Optimal design of wing structures with substructuring. Computers & Structures, 1979, 10(6): 899-910.
- [4] 飞机设计手册总编委会.飞机设计手册 第10册:结构设计.北京:航空工业出版社,2000.
- [5] 单永飞,刘林海.国内某预研型飞机机翼平面形状对结构重量的影响.民用飞机设计与研究,2001,(1):5-10.
- [6] Житомирский Г. И. Конструкция самолётов. Машиностроение, 1995.
- [7] 张振伟,姚卫星.机翼结构型式和选型参数的统计分析.飞机设计,2011, 31(2):16-19.

(责编 小城)