

飞机翼面结构布局综合设计方法研究

邓扬晨^{1,2}, 詹光, 高彤¹, 章怡宁²

(1. 西北工业大学中法并行工程联合实验室, 西安 710072)

(2. 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

摘要: 为了探讨飞机翼面结构主要纵横骨架的最佳布局问题, 并提供符合工程实际的、用于概念设计阶段的飞机结构设计方法, 本文采用分级优化与集成的策略, 该策略分为3个层次。第一个层次为拓扑优化, 并由此确定纵向骨架的个数与位置的最优布局; 第二个层次为尺寸优化, 它用来确定翼面的中间参数; 第三个层次为稳定性准则优化, 它确定横向骨架的个数与位置的最优布局。在分级优化的3个层次中, 拓扑优化是独立的, 尺寸优化与稳定性准则优化是相互耦合的。以国外某飞机机翼为例, 结果表明本文提出分级优化的思路与所采用的集成方法是可行的, 并且具有很好的数值效果。作者认为: 它对从事飞机结构设计的人员有一定的指导性和参考价值, 值得在飞机设计部门推广应用。最后, 总结给出5点结论供参考。

关键词: 分级优化; 拓扑优化; 尺寸优化; 稳定性准则优化; 集成方法; 飞机翼面结构布局

Analysis and Synthesis Based Aircraft Wing Structural Layout Study

Deng Yangchen^{1,2}, Zhan Guang, Gao Tong¹, Zhang Yining²

(1. Sino - French Laboratory of Concurrent Engineering, Department of
Aircraft Manufacturing Engineering, Northwestern Polytechnical University, xi'an 710072, China)

(2. Shenyang Aircraft Design & Research Institute, Shenyang 110035, China)

Abstract: In order to study the optimal layout problem about aircraft wing conceptual design and offer a new design approach for practical aircraft engineering, authors presented a strategy of hierarchy optimization and integrated idea, in which three layers were included. The first one belonged to topology optimization that determined the optimal number and position of wing spars. The second one belonged to size optimization that determined the intermediate parameters of wing structure. The third one belonged to stability criterion optimization that determined the optimal number and position of wing ribs. During the hierarchy optimization, the first layer was an independent optimization and the last two layers were coupled with each other. A practical aircraft wing was utilized as an example and the optimal results showed that the proposed method was feasible. Therefore, authors supposed that it could give some advice and direction to aircraft designers. Finally five useful conclusions could be drawn from this research work, so the method is deserved to application in structure design department.

Keywords: hierarchy optimization; topology optimization; size optimization; stability criterion optimization; integrated method; aircraft wing structural layout

收稿日期: 2003-10-10

基金项目: 中国博士后基金(2002032222)、“航空科学基金(03B53003)”和“中航一集团第601研究所‘十五’预研项目——基于拓扑优化技术的机翼结构布局设计技术研究(2001-JGCL-5)”以及“西北工业大学研究生创业种子基金(20030057)”的部分资助。

飞行器设计水平的高低是反映一个国家科研实力、创新能力和拥有知识产权多寡的一个重要指标之一, 而结构的轻量化设计是实现这一重要指标的前提基础。在航空、航天技术飞速发展的推动下, 以及两次海湾战争的刺激和需求的牵引下, 许多国家开始集中科研力量, 加速研制性能先进的飞行器。方案论证阶段的结构布局 (Structural Layout) 设计是新一代飞行器研制的核心技术之一, 其重要程度随着飞行器性能的提高和研制周期的缩短变得愈来愈重要了。传统的、基于经验的设计方法已经无法满足现代飞行器的设计需求, 研究和开发基于数值优化和计算力学的现代设计方法以及软件平台是开展此项工作的当务之急。

本项工作正是在上述背景下开展的一项探索性工程应用研究, 希望通过分级优化技术逐渐代替部分经验设计与直觉判断, 用于飞行器翼面结构概念设计之中, 旨在提供一种有别于传统设计的、并且具有可操作性的、用于飞行器翼面结构方案论证的新方法。

结构优化四十多年的发展显示尺寸和形状优化技术在工程界得到了十分广泛的应用^[1]; 而拓扑优化则是近 15 年^[2]里逐渐成为学术与工程领域研究的热点之一。下面作一简要的综述: 袁振等^[3]提出复合材料扭转轴截面微结构拓扑优化设计新模型, 它可以非常有效地实现微结构的拓扑优化设计。任礼行等^[4]提出了一种包含虚节点和虚单元的力学模型, 利用 Kuhn - Tucker 条件和满应力准则, 可以把结构拓扑优化的非线性规划由混合型转化为连续型, 并把拓扑、几何与尺寸优化统一起来, 使问题的困难程度有所降低。谭中富等^[5]以内力为设计变量, 构造了多工况作用下空间桁架结构的拓扑优化模型, 利用凸规划的对偶理论, 可转换成以 Lagrange 乘子为变量的二次规划, 再以可分离变量的子二次规划进行逼近, 用解析法即可求解。王跃方等^[6]提出了一个多工况下受应力、位移约束的离散变量桁架结构的拓扑优化方法, 给出了结构拓扑形式变更时的约束处理方法和杆件删除策略, 使基结构设计空间的维数不断降低, 达到最优拓扑, 避免了奇异解的出现。程耿东等^[7]研究了在给定外载和支承的条件下平面弹性体的拓扑优化问题, 在分析该问题拓扑优化的特殊困难后, 提出修改的满应力方法求解这一问题, 使得设计空间在迭代过程中

不变。盛兴旺等^[8]采用将桩数变化系数作为变量, 建立了桩基优化显函数式的优化数学模型, 采用分级优化求解, 结合专家工程库进行了拓扑优化。汤文成等^[9]提出了用于机床大件结构拓扑生成的方法, 并对结构进行有限元分析和优化设计, 从而实现结构的自动设计, 为结构件的拓扑优化和几何、尺寸优化作了有益的尝试。杨德庆等^[10]研究了变密度法中幂函数模式和指数函数模式的特性, 该工作对某些问题有利于拓扑优化的顺利实施。孙焕纯等^[11]论述了离散变量结构拓扑优化设计的若干问题, 讨论了离散型优化模型的合理性, 提出截面设计变量的离散程度和全局约束会影响最优拓扑, 是优化中不可忽略的因素。王晓明等^[12]介绍微小型柔性结构在 MEMS 中的应用前景以及连续体结构拓扑优化的一般方法, 在此基础上探讨了利用均匀化理论、有限元及伴随变量法来计算连续体结构拓扑优化的敏度响应方法。尹凌峰等^[13]采用离散变量拓扑优化算法与结构有限元分析相结合的方法设计板片空间结构, 克服了传统设计方法的一些缺陷。这种新的优化设计方法效果显著, 并指出形状与布局优化是今后结构设计应该重点发展的方向。夏利娟等^[14]讨论了连续体结构拓扑优化的均匀化方法及其相关理论, 分别针对静力问题和特征值问题, 建立了相应的结构拓扑优化模型; 同时也指出了目前有关结构拓扑优化的工程应用研究还很成熟, 尤其在国内尚属于起步阶段。该文将结构拓扑优化设计理论应用于实际工程结构的概念设计之中, 并取得了较好的优化效果。通过对一些经典的算例和某卫星构架子结构的拓扑优化计算, 表明所建立的结构拓扑优化模型能够有效地应用于工程实际, 从而为工程设计的结构型式选取提供了有价值的概念设计方案。王健等^[15]研究了具有应力和厚度约束的弹性平面体结构拓扑优化问题, 指出这类问题不同于一般意义的拓扑优化问题, 其优化结果不仅得到最优拓扑, 而且得到最优形状和尺寸。文中建立了这类问题的数学模型, 给出了求解策略。针对基于 ESO (Evolutionary Structural Optimization) 的拓扑优化方法, 荣见华等^[16]提出了一种适应于桥梁结构的拓扑优化技术。该文引进了两种性能指标公式来确定最佳拓扑设计。另外, 为了更有效地尝试改进最终设计的细节, 而又不进行更精细有限元网络的完整分析, 还提出了一种精细网络设计方案; 再结合

“细啃”技术,完成了考虑应力、位移、频率约束的斜拉桥优化设计。王健^[17]研究了在形状和应力约束下的连续体结构拓扑优化问题,采用满应力法求解保证了应力约束的满足,根据对形状的要求,固定部分单元不被删除,使得最优拓扑满足设计要求。以框架结构为例进行了计算,结果表明了算法的正确性。谢忆民等^[18]介绍了 ESO 的最新进展,说明了渐进结构拓扑优化(ESO)是近年来兴起的一种解决各类结构优化问题的数值方法。张荭蔚等^[19]阐述和分析了运用有限元分析方法进行机械结构拓扑优化设计的基本原理和所涉及的某些关键问题,并指出应用有限元法进行机械承载结构拓扑优化设计是一种有效的优化设计方法,可为机械结构及零部件轻量化设计提供重要的概念化设计参考。

总之,拓扑优化作为一项重要手段,一方面,开展学术理论探讨;另一方面,已经开始向许多工程应用领域解决实际问题的方向迈进。

1 基本方法

为了研究飞机翼面主要纵横结构件的最佳布局问题,本文研究工作分为3个层次进行迭代优化计算,其中,后两个层次的工作耦合循环迭代。首先,利用拓扑优化技术确定翼面纵向骨架的材料分布;其次,通过尺寸优化技术确定翼面结构的中间参数,例如:壁板的厚度和工作应力等;最后,采用壁板总体稳定性优化准则确定翼面横向骨架的个数和所在的位置。在翼面的拓扑优化中,以 UG[®] 和 ANSYS[®] 为平台,利用作者提出的“功能结构件”和“非功能结构件”概念以及“敏度阈值”概念和“约束补偿”措施构造出一种新算法;以 20 节点体单元建立翼面的有限元分析模型;以最小柔顺性为目标函数,以一定的材料质量为约束,以伪密度为设计变量建立翼面的优化模型。迭代计算可以得出纵向骨架的个数和所在的位置。在翼面的尺寸优化中,以 SAMCEF[®] 和 BOSS/QUATTO[®] 分别为分析与优化平台,针对飞机翼面结构的专业特点,在 MATLAB6.5[®] 平台上自行开发了由翼面理论图数据直接建立全部的节点坐标信息和单元连接信息的网格自动生成器;结合航空工程背景知识,以板、杆单元建立翼面的有限元分析模型,以最小的结构质量为目标函数,以强度和刚度为约束,以链化的板厚度和杆剖面积为设计变量建立翼面的优

化模型。在翼面的稳定性优化中,以 MATLAB6.5[®] 为平台自行开发了优化程序,实现了横向骨架个数和位置的确定。整个设计过程的流程图见图1。

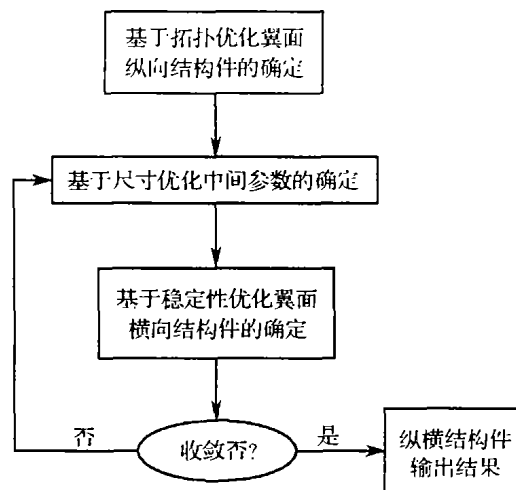


图1 整个设计过程的流程

1.1 基于拓扑优化翼面纵向结构件的确定

运用 CAD、CAE 和拓扑优化方法相结合的途径来研究翼面纵向结构件的确定问题。针对这一工程题目,作者认为使用结构拓扑优化技术部分代替设计人员的经验与直觉判断,从方法上可看作是从“感性”到“理性”的飞跃。

机翼是十分典型的航空薄壁结构,与其它工程结构相比,其中刚度是比较突出的问题。由此可提出这样的问题:在给定的结构材料用量下,寻找具有最小柔顺性的翼面结构最佳的材料分布。而这正是飞机概念设计阶段所关心的主要问题之一。所给出的优化模型如下:

$$\text{最小化 } C(\vec{X}) = \vec{F}^T \cdot \vec{U}(\vec{X})$$

$$\text{满足 } \begin{cases} V(\vec{X})/V_0 \leq f \\ 0 < x_i \leq 1 \end{cases} \quad i = 1, \dots, N$$

其中, \vec{X} 为设计变量(这里为伪密度)向量, $C(\vec{X})$ 为结构的柔顺性(亦称外力功), \vec{F} 为节点载荷向量, $\vec{U}(\vec{X})$ 为节点位移向量, $V(\vec{X})$ 为在设计变量状态下的翼面结构有效体积, V_0 为在设计变量取 1 状态下的翼面结构有效体积, f 为材料用量的

百分比, N 为设计变量的数目。整个设计过程的流程图见图 2。

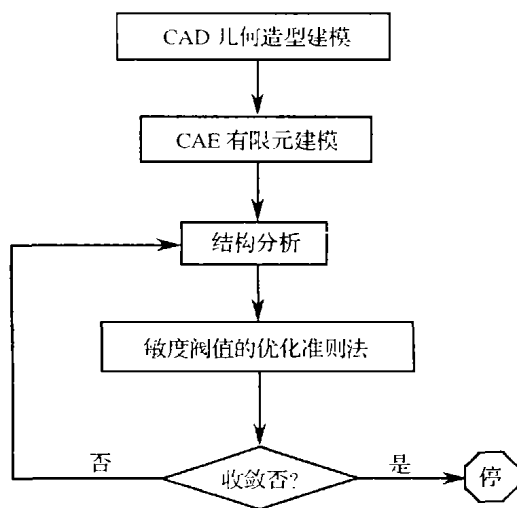


图2 确定翼面纵向结构件的设计流程

1.1.1 几何造型平台

利用 CAD 几何造型平台现有的成熟技术进行飞机翼面的三维实体几何建模, 很多事实已经证明是该领域未来发展的方向。这里采用 UG[®] 软件完成上述的造型工作, 以 PARASOLID 数据格式传递相关的信息。

1.1.2 有限元建模平台

利用 CAE 有限元平台进行飞机翼面结构建模和求解。这里采用 ANSYS[®] 软件从事上述分析工作。

1.1.3 一种新的拓扑优化准则

本文采用“敏度阈值”概念^[20,21], 也就是将结构拓扑优化模型中的柔顺性 (Compliance) 对伪密度 (Pseudo-Density) 求敏度, 并把该敏度向量归一化, 取中间值作为阈值。对于大于阈值的伪密度, 增加其数值; 对于小于阈值的伪密度, 减少其数值。同时, 给出一种“约束补偿”措施, 也就是将设计变量数值增加所引起的体积改变量与设计变量数值减少所引起的体积改变量保持相等, 从而在优化迭代过程中保证不违反约束要求。具体优化算法如下:

(1) 寻优方向

$$\vec{S}^{(k)} = \text{sgn} \left\{ \frac{-\nabla C(\vec{X}^{(k)})}{\max(-\nabla C(\vec{X}^{(k)}))} - \text{median} \left[\frac{-\nabla C(\vec{X}^{(k)})}{\max(-\nabla C_4(\vec{X}^{(k)}))} \right] \right\}$$

(2) 设计变量的改变量

$$\Delta \vec{X}^{(k)} = ML \cdot \vec{S}^{(k)}$$

(3) 设计变量的过渡量

$$\vec{X}^{(k+1)} = \vec{X}^{(k)} + \Delta \vec{X}^{(k)}$$

(4) 设计变量迭代式

$$\vec{X}^{(k+1)} = \min \left\{ \max \left[\vec{X}^{(k+1)}, \vec{X}_{\min}^{(k+1)} \right], \vec{X}_{\max}^{(k+1)} \right\}$$

其中, $\text{sgn}(\cdot)$ 为符号函数; 算子 $\text{median}[\cdot]$ 表示对某一向量取中间值; ML 表示优化过程中的运动限 (move-limit); $\vec{X}_{\max}^{(k+1)}$ 与 $\vec{X}_{\min}^{(k+1)}$ 分别表示迭代第 $(k+1)$ 次的设计变量下界和上界。数值迭代过程及结果表明: $\vec{X}_{\max}^{(k+1)}$ 与 $\vec{X}_{\min}^{(k+1)}$ 可以直接取为 \vec{X}_{\max} 与 \vec{X}_{\min} , 即设计变量的下界与上界。

从本质上讲, 该算法遵循这样的指导思想: 为了整个模型的稳健, 对设计变量的奖励, 上要封顶; 对设计变量的惩罚, 下要保底。其中, “奖罚”制度是由“敏度阈值”来确定的; 而“封顶”与“保底”规则是由“约束补偿”来实现的。

1.1.4 辅助优化建模

对于带有起落架和活动翼面的机翼^[20], 对这些功能部件提供必要的支撑是十分自然的, 否则, 无法保证机翼基本的装载功能。将这些利用经验容易给出的支撑件称为“功能构件”; 除此之外, 询问机翼结构具有某种度量下的最大刚度, 它还需要哪些主要承力件? 把这种通过拓扑优化手段给出的承力件称为“非功能构件”。在优化模型中, “功能构件”是预先给定的; 而“非功能构件”的个数与所在位置则是通过优化迭代得到的。由“功能构件”和“非功能构件”组合一起便得到了飞机总体设计阶段对机翼结构的定性设计。

1.2 基于尺寸优化中间参数的确定

用前一部分的最优结构拓扑形式与按经验给定的横向骨架的个数以及间距等参数作为翼面的初始设计点, 将翼面的最轻结构质量作为目标函数, 把强度和刚度作为约束条件。其中, 翼面的翼尖处最大位移和翼面 70% 展长处的翼弦扭角为刚度约束; 蒙皮的应力为强度约束。求解工具选用 SAMCEF[®] 作为分析工具, 选用 BOSS/QUATTO[®] 作为优化工具, 优化算法采用序列二次规

划。采用板、杆单元对翼面结构进行有限元建模,经过合理的变量链化后,把链化的板厚度和杆剖面面积作为设计变量。在优化后的最轻质量条件下,把蒙皮的厚度和应力作为中间参数,它们是后续工作的基础。该阶段设计过程的流程框图见图3。

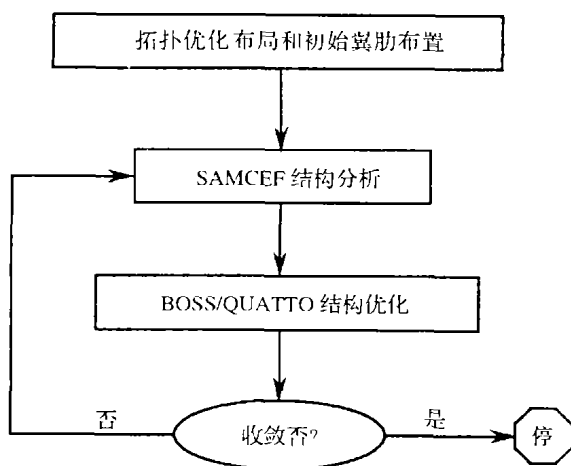


图3 确定翼面中间参数的设计过程

1.3 基于稳定性优化翼面横向结构件的确定

即使不考虑刚度约束,仅壁板的应力和稳定性约束,翼面结构质量的轻量化问题将是非凸不连续,而且还是具有多个局部最优解的混合变量优化问题^[22],直接求解难度很大。

本文从飞机翼面结构受力特点出发,经分析可知:翼肋一方面扩散气动力,更重要的作用是防止蒙皮失稳,这里以此为切入点。进一步的分析可知:翼肋不同于翼梁,它对飞机翼面的总体刚度贡献很小,因此,出于工程设计角度考虑,我们作如下假设:翼肋根数小范围的增减对飞机翼面结构总体刚度的影响忽略不计,同时,对壁板应力的影响也忽略不计。

如此一来,将该混合变量优化问题转化为分级优化下的离散变量问题,使得问题得以适当简化,该阶段设计过程的流程图见图4。利用前述假设,构造算法如下:

(1)以尺寸优化输出结果作为初始值。

(2)令翼面壁板(蒙皮)的工作应力小于等于其总体失稳应力,即 $\sigma_{gz} \leq \sigma_{zs}$ 。其中, σ_{gz} 取自对应的尺寸优化所输出的结果; $\sigma_{zs} = \frac{\pi^2 E \cdot J_z}{l^2 \cdot F} = \frac{\pi^2 E \cdot \delta^2}{12 l^2}$ ^[23], E 为弹性模量, δ 为壁板的厚度, l 为两

根翼肋的间距,通过调整 l ,使得 $\sigma_{gz} \leq \sigma_{zs}$ 。

(3)利用上述所求得各个翼肋间距 l 值,可以得到整个翼面的翼肋根数。

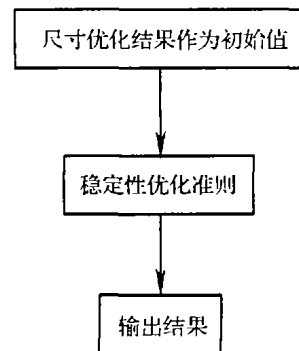


图4 确定翼面横向结构件个数的设计过程

2 算例

为检验和考核本文方法的有效性,以国外某三代战斗机机翼结构的概念设计为例,其平面图和经过圆整的翼型数据取自该型号飞机的机翼理论图,外载荷取自其强度校核报告,共有5种载荷情况。

对于拓扑优化情况:由于是多载荷工况,所以将目标函数推广为 $C(\vec{X}) = \sum_{k=1}^k \vec{F}^T \cdot \vec{U}_k(\vec{X})$,其中, k 为载荷的工况数。针对飞机翼面结构而言,前期的研究工作表明:采用拓扑优化技术,只能获得纵向承力构件,而无法得到横向结构件^[20,21]。因此,在拓扑优化阶段,结构材料用量为15%。

利用UG[®]和ANSYS[®]软件建立机翼的CAE分析模型,其有限元网格图见图5;该模型有12 166个节点和6 005个单元,其中,单元为20个结点的六面体块体元,见图6,其单元类型为SOLID95。

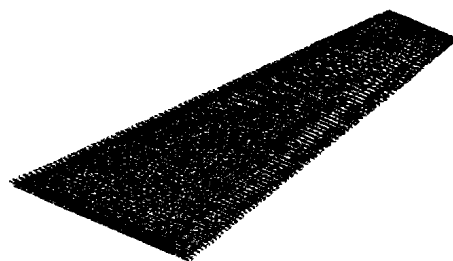


图5 机翼有限元网格图

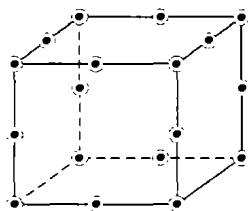


图6 20个节点的六面体单元

机翼的初始状态材料分布见图7; 经过迭代计算后, 机翼的材料最优分布见图8; 目标函数——柔顺性的迭代历程图见图9。

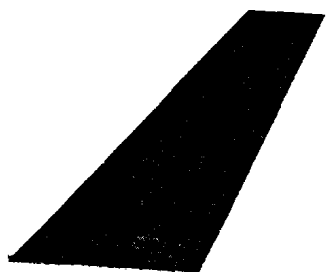


图7 机翼初始状态的材料分布

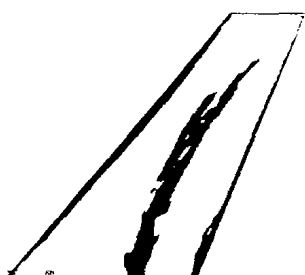


图8 机翼材料的最优分布

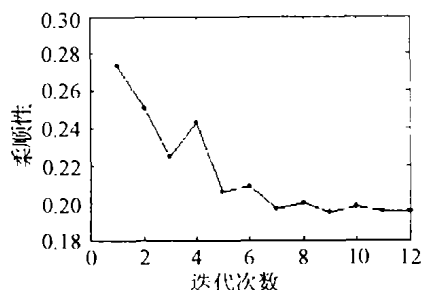


图9 机翼目标函数的迭代历程

对于尺寸优化和稳定性准则优化情况: 由于两者之间存在耦合关系, 因此, 将二者放在一起考虑。以拓扑优化结果和初始给出的横向翼肋个数作为机翼的初始结构布局进行尺寸优化, 采用板、杆单元进行有限元建模, 经过链化后的板

厚度与杆剖面面积作为优化中的设计变量。

初始所建的模型1共有454个节点, 1248个单元, 沿主梁外段方向, 翼肋的初始肋距为250mm, 见图10。

经过一轮的尺寸优化迭代, 最终的壁板厚度分布见图11; 所得到的最轻结构质量与刚度约束情况见表1; 强度约束情况见图12。

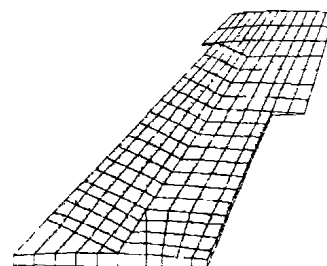


图10 模型1的有限元网格

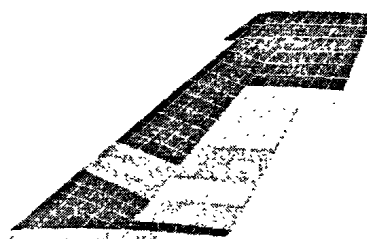


图11 优化后模型1的壁板厚度分布

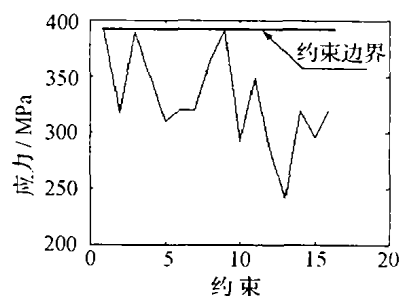


图12 优化后模型1强度约束函数曲线

表1 优化后模型1的目标函数值与刚度约束函数值

名称	数值	约束边界值
机翼结构质量/kg	460.621	/
翼尖最大位移/mm	690.478	740
翼尖最小位移/mm	-358.884	-740
载荷工况1 翼面转角/(°)	1.924	5.7
载荷工况2 翼面转角/(°)	1.266	5.7
载荷工况3 翼面转角/(°)	5.804	5.7
载荷工况4 翼面转角/(°)	0.721	5.7
载荷工况5 翼面转角/(°)	0.732	5.7

针对图 11 结果进行壁板稳定性优化,以边肋为基准,沿着垂直边肋的方向,所得肋距见表 2。

表 2 模型 1 各个翼肋的间距 单位: mm

肋号	1	2	3	4	5	6	7
肋距	240.0	230.0	210.0	190.0	215.0	165.0	145.0
肋号	8	9	10	11	12	13	14
肋距	145.0	150.0	165.0	200.0	195.0	215.0	215.5
肋号	15	16	17	18	19	20	21
肋距	220.0	255.0	275.0	315.0	360.0	365.0	370.0

在上述优化结果基础上,重新建立模型 2,考虑到网格的均匀性,适当增加了几个虚拟翼肋,并以主承力盒建立有限元模型,共有 616 个节点,2 271 个单元,沿着垂直边肋的方向,翼肋间距值取模型 1 的优化值,见图 13。

经过新一轮的尺寸优化迭代,最终的壁板厚度分布见图 14;所得到的最轻结构质量与刚度约束情况见表 3;强度约束情况见图 15。

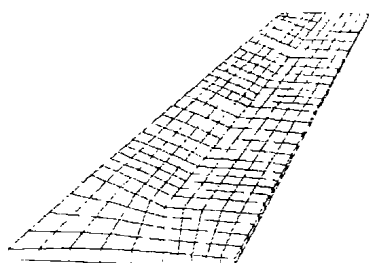


图 13 模型 2 的有限元网格

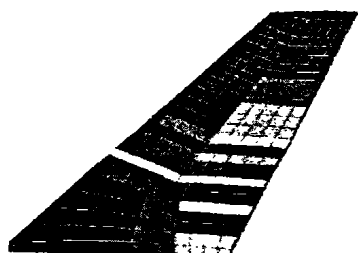


图 14 优化后模型 2 的壁板厚度分布

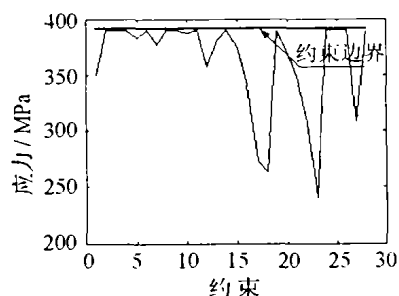


图 15 优化后模型 2 强度约束函数

表 3 优化后模型 2 的目标函数值与约束函数值

名 称	数 值	约束边界值
机翼结构质量/kg	340.736	/
翼尖最大位移/mm	689.413	740
翼尖最小位移/mm	-389.214mm	-740
载荷工况 1 翼面转角/(°)	2.560	5.7
载荷工况 2 翼面转角/(°)	1.730	5.7
载荷工况 3 翼面转角/(°)	5.705	5.7
载荷工况 4 翼面转角/(°)	1.355	5.7
载荷工况 5 翼面转角/(°)	1.431	5.7

针对图 14 结果进行壁板稳定性优化,以边肋为基准,沿着垂直边肋的方向,所得肋距见表 4。

表 4 模型 2 各个翼肋的间距 单位: mm

肋号	1	2	3	4	5	6	7	8
肋距	305.4	199.6	169.0	196.0	148.5	157.8	151.9	140.6
肋号	9	10	11	12	13	14	15	16
肋距	137.9	138.3	140.0	199.3	157.4	156.9	172.3	188.1
肋号	17	18	19	20	21	22	23	24
肋距	211.0	216.1	226.0	387.5	234.2	250.5	269.8	295.9

在上述优化结果基础上,重新建立模型 3,共有 550 个节点,2 022 个单元,沿着垂直边肋的方向,翼肋间距值取模型 2 的优化值,见图 16。

经过新一轮的尺寸优化迭代,最终的壁板厚度分布见图 17;所得到的最轻结构质量以及刚度与强度约束情况见表 5;强度约束情况见图 18。

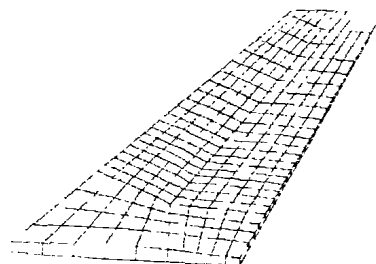


图 16 模型 3 的有限元网格



图 17 优化后模型 3 的壁板厚度分布

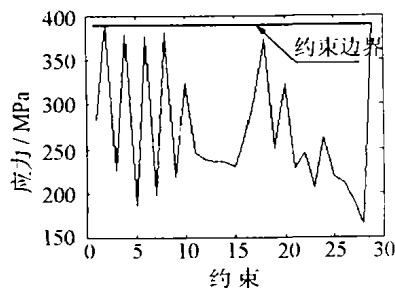


图 18 优化后模型 3 强度约束函数

表 5 优化后模型 3 的目标函数值与约束函数值

名称	数值	约束边界值
机翼结构质量/kg	434.529	/
翼尖最大位移/mm	618.046	740
翼尖最小位移/mm	-330.744	-740
载荷工况 1 翼面转角/(°)	3.417	5.7
载荷工况 2 翼面转角/(°)	2.114	5.7
载荷工况 3 翼面转角/(°)	5.706	5.7
载荷工况 4 翼面转角/(°)	1.572	5.7
载荷工况 5 翼面转角/(°)	1.610	5.7

针对图 17 结果进行壁板稳定性优化, 以边肋为基准, 沿着垂直边肋的方向, 所得肋距见表 6。

表 6 模型 3 各个翼肋的间距 单位: mm

肋号	1	2	3	4	5	6	7	8
肋距	343.4	231.1	197.2	177.3	170.0	160.3	156.7	156.4
肋号	9	10	11	12	13	14	15	16
肋距	163.4	168.4	176.6	190.0	214.2	226.5	247.7	272.4
肋号	17	18	19	20	21	22	23	24
肋距	293.0	299.2	287.8	262.1	281.0	315.9	389.9	488.5

由表 4 与表 6 的对比可知: 尽管两者所对应的肋距存在一些不同, 可是两者的翼肋根数却是相同的。对于翼面结构布局设计阶段, 确定翼梁与翼肋的根数与位置, 正是这一设计阶段所关心的问题, 至于详细设计与实际制造时的细节尺寸, 还需要形状与尺寸优化以及综合其他一些因素进行必要的尺寸圆整。

3 讨论

最佳纵横骨架个数与位置的确定是翼面概念设计的主要任务, 直接获得它们, 目前还存在困难, 无法做到, 这也是采用分级优化来确定它们的根本原因。

通过采用拓扑优化手段, 可以获得翼面纵向

骨架^[20,21]; 对于横向骨架, 利用强度、刚度与稳定性约束所建的模型可以说明最优解是存在的^[22], 但是, 直接求解是十分复杂和困难的。因此, 本文将该混合变量问题的求解转化为通过尺寸优化与稳定性准则优化两者的耦合过程来实现。算例表明: 这一思路是可行和有效的。

从图 1 的流程可以看出: 拓扑优化与尺寸优化是彼此独立的, 即纵向骨架的确定与横向骨架的确定是不耦合的, 而且, 前者是后者的基础工作。尽管两者均需要优化数值迭代, 由于是采用分级优化策略, 因此, 就整体而言, 计算工作量是相对少一些。

4 结论

(1) 采用拓扑优化技术, 获得翼面纵向骨架的个数与位置, 进一步证实了文献 [20] 和 [21] 方法的有效性。

(2) 采用尺寸优化与稳定性准则优化的耦合, 获得翼面横向骨架的个数与位置。

(3) 通过分级优化策略, 可以定量地实现翼面的结构布局设计。

(4) 本方法结合飞机设计专业知识, 具有明确的操作步骤, 力学概念清晰, 工程背景强, 易于被飞机结构设计人员所接受等特点。

(5) 使用本方法, 对从事飞机结构设计的人员具有一定的指导性和参考价值。

参考文献

- [1] Schmit L A. Structural synthesis—Its genesis and development. AIAA Journal, 1981, 19(10):1249-1263.
- [2] Bendsoe M P, Kikuchi N. Generating Optimal Topologies in Structural Design Using a Homogenization Method, Comput. Methods Appl. Mech. Engrg. 1988, (71):197-224.
- [3] 袁振, 吴长春. 复合材料扭转轴截面微结构拓扑优化设计. 力学学报. 2003, (1):39-42.
- [4] 任礼行, 李康元. 多层次优化方法. 应用数学与计算数学学报. 1994, 8(2): 72-83.
- [5] 谭中富, 张作泉, 冯恩民. 桁架结构拓扑优化的对偶逼近方法. 科技通报. 1994, (5):288-291.
- [6] 王跃方, 孙焕纯. 多工况多约束下离散变量桁架结构的拓扑优化设计. 力学学报. 1995, (3):365-369.
- [7] 程耿东, 张东旭. 受应力约束的平面弹性体的拓扑优化. 大连理工大学学报. 1995, (1):1-9.
- [8] 盛兴旺, 袁伯永. 空间桩基的拓扑优化. 长沙铁道学院学报. 1995, (4):25-32.
- [9] 汤文成, 易红, 唐寅. 机床大件结构的拓扑优化设计. 1996, (5):22-26.

- [10] 杨德庆,隋允康. 桁架拓扑优化设计密度变量的两种模式. 1997,(5):61-62.
- [11] 王跃方,孙焕纯,黄丽华. 离散变量结构拓扑优化设计研究. 固体力学学报,1998,(1):59-69.
- [12] 王晓明,刘震宇,郭东明. 基于均匀化理论的微小型柔性结构拓扑优化的敏度分析. 中国机械工程,1999,(11):1264-1266.
- [13] 尹凌峰,郭小明,赵惠麟. 离散变量结构拓扑优化在板片空间结构设计中的应用研究. 工业建筑,2002,(12):67-69.
- [14] 夏利娟,吴嘉蒙,金咸定. 工程结构的拓扑优化设计研究(英文). 船舶力学,2002,(6):107-113.
- [15] 王健,程耿东. 具有应力和厚度约束的平面弹性体结构拓扑优化设计. 机械科学与技术,2002,(5):741-744.
- [16] 荣见华,姜节胜,颜东煌,徐斌. 多约束的桥梁结构拓扑优化. 工程力学,2002,(4):160-165.
- [17] 王健. 具有形状和应力约束的连续体结构拓扑优化及其在框架结构设计中的应用. 工程力学,2002,(4):99-103.
- [18] 荣见华,谢忆民,姜节胜,徐斌,付俊庆. 渐进结构优化设计的现状与进展. 长沙交通学院学报,2001,(3):16-23.
- [19] 张荭蔚,顾力强. 基于有限元分析技术的大客车车门结构拓扑优化设计研究. 机械设计与研究,2002,(5):46-47.
- [20] 邓扬晨,张卫红,朱继宏,章怡宁. 飞机翼面结构概念设计方法研究. 已提交“航空学报”.
- [21] 邓扬晨,张卫红,万敏,章怡宁. 飞机活动翼面的结构布局方法研究. 已提交“力学与实践”.
- [22] 邓扬晨,张卫红,章怡宁,王敏. 从多格薄壁盒模型结构优化设计想到的问题. 拟发表在“航空计算技术”2003,(4).
- [23] 王生楠. 飞行器结构力学. 西安:西北工业大学出版社,1998.

作者简介

邓扬晨(1965—),男,博士后,辽宁省“百千万人才工程”“千人层次”人选。

詹光(1979—),男,硕士研究生,主要研究方向:计算机流体力学。

高彤(1979—),男,硕、博士连读研究生,主要研究方向:计算机辅助制造。

章怡宁(1939—),男,研究员,北京航空航天大学 and 沈阳飞机设计研究所博士生导师,飞机设计专家。