

某型飞机翼盒结构多约束优化设计

Multi-constrained Optimization Design of Wing Box for Some Aircraft

柯志强 崔卫军 廉 伟 / Ke Zhiqiang Cui Weijun Lian Wei

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘 要:

将翼盒尺寸设计中多学科设计要求,包括应力、稳定性、气动弹性、变形和制造等要求转化为优化设计过程中和结构尺寸相关联的约束条件,从而将翼盒尺寸多学科优化设计(MDO)问题转化为多约束优化设计(MCO)问题。基于 Hyperworks 优化设计平台,建立了某型飞机翼盒有限元模型并利用 TCL\TK 语言将多学科约束嵌入到翼盒尺寸优化设计过程中,定义了多约束优化设计模型。优化设计结果减重 7.4%,有效指导了翼盒结构详细设计。

关键词:机翼翼盒;优化;多学科;多约束;Hyperworks

中图分类号:V214.19

文献标识码:A

[Abstract] The multidisciplinary design optimization (MDO) of wing box is transformed into the issue of multi-constrained optimization (MCO) of wing box with all relevant sizing requirements for structural stress, stability, aero-elastic behavior. Deflection and manufacture are treated as the constraints of the sizing optimization. All constraints are linked with the design variables and written into the process of optimization by TCL/Tk toolkit based on Hyperworks platform. A MCO model of wing box is developed after a FEM model. The MCO method has been successfully applied to a trunk liner wing box sizing and a 7.4% weight-saving result has been obtained with much shorter iteration, which confirmed its validity.

[Key words] wing box; optimization; multi-disciplines; multi-constraints; Hyperworks

0 引言

翼盒结构尺寸由多学科要求确定,包括应力、变形、稳定性、气动弹性和制造等。为了同时考虑各学科之间的要求及相互作用,多学科优化设计(Multidisciplinary Design Optimization, 简称 MDO)方法应运而生。Timothy 等多学科优化设计的发展进行了总结^[1],并对其困难和挑战进行了归纳。Raphael 等多学科优化设计在航空领域的发展作过综述^[2]。虽然关于多学科优化设计方法的研究颇多,但由于其复杂性和巨大的计算量,针对机翼翼盒结构的多学科优化设计多集中在理论研究或基于简单模型,应用于实际工程结构设计的案例很少。

本文以结构尺寸优化设计为主线,将结构尺寸

定义为优化变量,各学科的设计要求用优化变量表述后作为优化设计的约束条件嵌入到优化流程中。基于 Hyperworks 平台,建立有限元模型之后,利用 TCL\TK 语言将各学科约束嵌入到翼盒尺寸优化设计过程中,定义多约束优化设计模型(Multi-constraints Optimization, 简称 MCO)。MCO 模型简化了多学科优化设计问题,并能够同时考虑所有学科的设计要求,提高优化设计迭代效率。将 MCO 方法应用于某型飞机翼盒尺寸优化设计,大大缩短了迭代周期,满足工程要求,减重效果显著,证明 MCO 方法行之有效。

1 优化设计流程

优化设计问题即为最小化目标函数的问题,即在满足约束条件的前提下,在设计变量范围内寻找

一组最优解,使得目标函数最小化。优化模型一般可表述为:

$$\begin{aligned} & \text{Minimize: } f(X) = f(x_1, x_2, \dots, x_n) \\ & \text{Subject to: } g_j(X) \leq 0 \quad j = 1, \dots, m_j \\ & \quad \quad \quad h_k(X) = 0 \quad k = 1, \dots, m_k \\ & \quad \quad \quad x_i^L \leq x_i \leq x_i^U \quad i = 1, \dots, n \end{aligned} \quad (1)$$

式中,

X 为设计变量;

$f(X)$ 为是设计目标;

$g(X), h(X)$ 为设计约束。

翼盒结构尺寸优化指在满足给定约束条件的前提下,在可制造的尺寸范围内,寻找最优的结构参数,使得结构重量最轻。

翼盒结构尺寸多约束优化设计流程如图 1 所示。设计输入是翼盒尺寸优化设计的基础,包括外形、布置、载荷和初始参数等,初始参数通过工程计算得到。优化设计迭代过程中,优化结果作为下一轮优化设计的初始参数,有限元模型是优化设计的载体,严格按照建模规范建立有限元模型,并借助工程经验和试算等方法对有限元模型进行校核,确保模型的正确。

优化模型是优化设计的核心,除了通常考虑的应力、位移约束之外,重点将气动弹性要求、稳定性要求转化为关联设计变量的约束,从而实现多学科优化问题到多约束优化问题的转化。

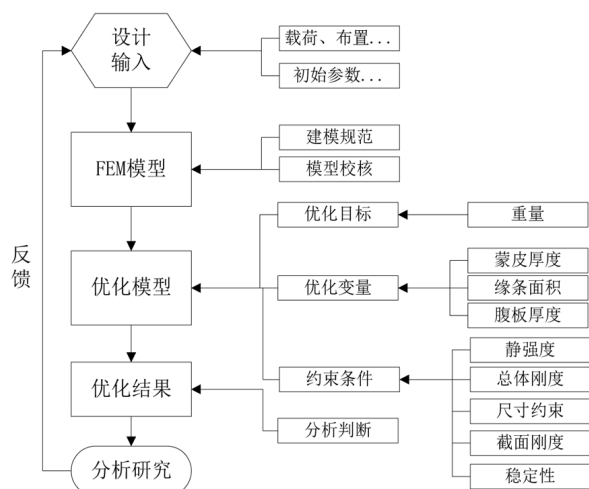


图 1 优化设计流程

2 有限元模型

严格按照相关的建模规范建立有限元模型。为了减少边界条件的影响,有限元模型除了外翼盒

段还包括中央翼盒和中机身段。机翼有限元模型如图 2 所示。

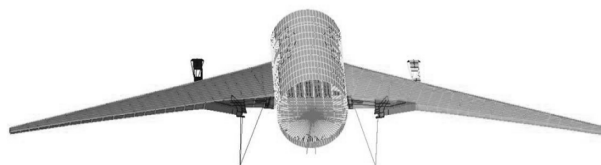


图 2 有限元模型

外翼盒段有限元模型按自然网格划分,即按翼肋和长桁(梁)围成的自然网格划分有限元单元。蒙皮、梁腹板和肋腹板通过壳(Shell)单元模拟,长桁、梁(肋)缘条通过梁(Bar)单元来模拟。

考虑实际承载特点,长桁单元的惯性矩设置为 1,可忽略不计。整个有限元模型包含 5 344 个节点、14 986 个单元。为了保证有限元模型的正确性,本文对有限元模型进行了调试和检验。试算结果和强度校核模型计算结果一致,保证了有限元模型的正确性,本文不再进行说明。

3 优化模型

3.1 优化目标

优化目标:最小结构重量。

3.2 优化变量

翼盒尺寸优化设计的变量为翼盒主结构的尺寸,包括蒙皮厚度、缘条面积、梁缘条面积和腹板厚度。通过试算,翼肋(包括普通肋和加强肋)参数对翼盒尺寸优化结果影响较小,最终的优化过程中未作为设计变量。实际上,翼肋沿翼盒展向间隔布置,不直接参与翼盒载荷沿展向的传递。虽然翼肋参数对局部有一定影响,但是在优化设计的自然网格粗模型下,难以敏感地反映出来。翼盒尺寸优化设计变量如表 1 所示。

表 1 优化设计变量

结构	蒙皮	长桁	梁腹板	梁缘条
变量	厚度	面积	厚度	面积

3.3 设计约束

机翼翼盒结构需要满足复杂的设计要求,包括应力要求、变形要求、制造要求、稳定性要求和气动弹性要求等。优化过程中,将约束分为两种类型:内部响应约束和外部响应约束。内部响应为简单响应,能从求解器中直接读取结果;外部响应为较

复杂的响应,必须构造外部函数来定义。优化约束如表 2 所示。

稳定性要求可以表示为:

$$\frac{\sigma}{[\sigma]} \leq 1 \quad (2)$$

式中,

σ 表示工作应力;

$[\sigma]$ 表示符合稳定性要求的许用应力。

稳定性许用应力和结构参数相关,因此可以用优化变量表达。本文借助 TCL/TK 语言,将稳定性许用应力用优化变量表达,并作为外部函数响应嵌入到优化设计过程当中。

表 2 优化约束

约束类型	组件	约束定义	响应类型
应力	蒙皮	主应力	内部响应
应力	梁腹板	剪切应力	内部响应
应力	长桁,梁缘条	轴向应力	内部响应
变形	翼尖	位移、扭转角	内部响应
尺寸	壁板,梁	尺寸范围,比例	内部响应
稳定性	上、下壁板	长桁稳定性	外部响应
稳定性	上、下壁板	壁板柱稳定性	外部响应
稳定性	梁腹板	剪切稳定性	外部响应
气动弹性	翼盒截面	EI, GJ	外部响应

结构尺寸优化设计中很难直接考虑气动弹性方面的要求。为了减少计算量,缩短迭代周期,本文将气动弹性方面的要求转换为尺寸优化设计中的约束,从而在优化过程中间接考虑气动弹性要求。

气动弹性要求主要表现为翼盒截面刚度的要求(包括弯曲刚度 EI 和扭转刚度 GJ)。在选定站位,外形已定的情况下,截面刚度可以定义为结构参数的函数,因此可以表示为优化变量的函数。

$$EI = \sum_{i=1}^n f(v_i) \quad (3)$$

$$GJ = \sum_{i=1}^n g(v_i)$$

式中,

EI 为截面弯曲刚度;

GJ 为截面扭转刚度;

v 为结构参数。

借助 TCL 语言,本文将截面刚度以外部响应的形式嵌入优化设计过程中^[3],从而间接考虑气动弹性要求。

$$[EI]_{\min} \leq EI_j \leq [EI]_{\max} \quad (4)$$

$$[GJ]_{\min} \leq GJ_j \leq [GJ]_{\max}$$

式中,

$[EI]$ 为气动弹性要求的截面弯曲刚度;

$[GJ]$ 为气动弹性要求的截面扭转刚度;

j 为截面序号。

事实上, $[EI]$ 、 $[GJ]$ 同样和结构参数有关(结构参数会影响重量重心分布)。气动弹性专业的工程人员根据当前的数据能够分析出截面刚度的要求,这种预估值能够有效地指导优化设计。这种处理方式将滞后的气动弹性要求校核工作提前为对气动弹性要求的预估要求,能够更好地指导优化设计工作,缩短迭代周期;此外,考虑了气动弹性要求的尺寸优化设计更接近真实状态的传力路径,避免了后期由于气动弹性要求而更改尺寸所引起应力分布的变化而造成前期尺寸优化的失效。

整个优化模型包含有 1 280 个质量响应约束,46 个位移响应约束,10 3758 个应力响应约束,117 591 个函数响应约束。

4 优化结果

翼盒结构尺寸优化设计模型利用 OptiStruct (V11.0) 进行求解,迭代曲线如图 3 所示,经过 19 个迭代步时基本满足约束要求,最终 81 步收敛。经过优化,结构减重比例见表 3,除下蒙皮减重不明显之外,其他部件都有较大幅度的减重效果。在保证有限元模型正确的基础上,本文的优化结果同样得到了强度校核团队的检验,说明了优化结果的正确性,可以作为结构详细设计的依据,本文不展开分析。

由于上壁板蒙皮的设计驱动较为典型且能完整涵盖所有学科,本文以上壁板蒙皮为例进行分析。一般而言,上壁板蒙皮参数主要由壁板稳定性、截面刚度、应力约束确定。壁板稳定性裕度由蒙皮和长桁参数关联确定,在合理的长桁/蒙皮面积

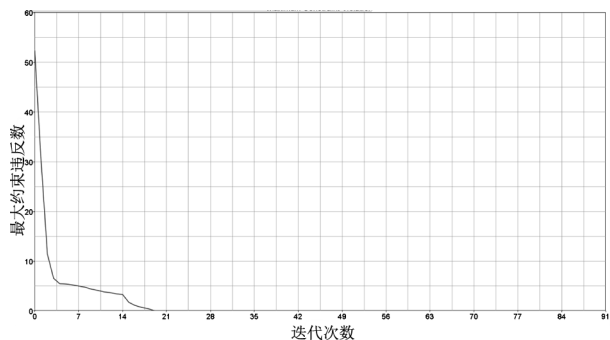


图3 最大违反迭代曲线

表3 减重比例

部件	上壁板	下壁板	前梁	后梁	总计
比例	11.4%	0.7%	13.6%	12.4%	7.4%

比例约束下(尺寸约束),壁板稳定性裕度不失为分析蒙皮设计驱动的有效指标。图4为翼盒截面扭转刚度的裕度(由于弯曲刚度同时包含长桁和蒙皮的贡献,二者无关联且效率相当,因此分析蒙皮时不进行分析)。图5为上壁板的截面平均稳定性裕度。图6为上壁板蒙皮应力云图。虽然没有严格界限,通过分析,可以得出上壁板区域性的主要设计驱动。例如,在翼盒中内段(约5号肋到10号肋之间),翼盒截面扭转刚度基本满足要求,但是壁板稳定性有较大裕度,蒙皮应力值相对较低,说明在此区间,上壁板蒙皮厚度主要由刚度约束确定。而在翼盒中外段(约11号肋到18号肋),翼盒扭转刚度裕度相对较高,而壁板稳定性裕度较低蒙皮应力值较大。说明在此区间,上壁板蒙皮厚度主要由壁板稳定性和蒙皮应力约束确定。

通过平均裕度的方法虽然难以确定每一个局部单元的设计驱动,但是通过这种趋势分析能够给工程师宏观的把握,为进一步的优化和分析提供思路和参考。事实上,通过裕度的对比分析,可以对其他部段或局部的设计驱动进行分析,本文不一一赘述。

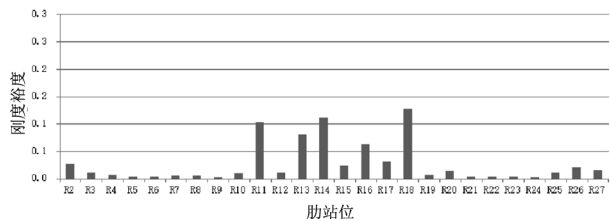


图4 扭转刚度裕度

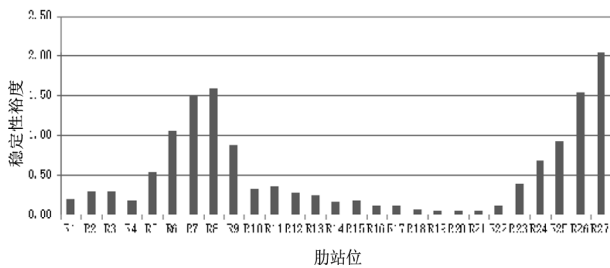


图5 上壁板稳定性裕度



图6 上蒙皮应力分布

5 结论

本文将多学科设计要求转化为结构尺寸优化设计的约束条件,从而将机翼翼盒多学科优化设计问题简化为多约束尺寸优化设计问题。将多约束尺寸优化设计方法应用于某大型飞机翼盒结构尺寸优化设计,获得了7.4%的减重效果。实践表明:(1)多约束优化设计方法简化合理,能够满足工程设计要求;(2)多约束优化设计方法同时考虑多专业的设计要求,避免设计反复,其迭代周期短,减重效果显著。

参考文献:

- [1] T. W. Simpson, V. Toropov, V. Balabanov, et al. Design and analysis of computer experiments in multidisciplinary design optimization: a review of how we have come or not [C]// 12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. Victoria, British Colombia, 10-12, 2008, 9.
- [2] Jaroslaw Sobieszczanski-Sobieski, R. T. Haftka. Multidisciplinary Aerospace Design Optimization: Survey of Recent Developments[J]. Structural Optimization, 1997(14): 1-23.
- [3] 柯志强, 闫国良. 翼盒尺寸优化中的刚度约束法[J]. 科学技术与工程, 2011, 11(31): 7736-7739.