

翼盒尺寸优化中的刚度约束法

柯志强 闫国良

(上海飞机设计研究院结构部,上海 200232)

摘要 翼盒为机翼主要承力部件,优化潜力较大,是机翼结构优化设计的重点对象。在翼盒结构尺寸优化设计阶段,考虑到计算效率和技术成熟度等因素,往往只重点考虑静强度和总体变形约束。优化结果存在不满足颤振和局部刚度要求的风险。基于刚度指标,通过 HyperWorks 脚本二次开发,建立了关联结构参数的机翼剖面刚度响应。实现了机翼结构尺寸优化设计中各站位处的刚度约束,为如何在机翼结构优化设计中考虑颤振刚度约束提供了新的方法。

关键词 翼盒 尺寸优化 刚度 约束 Hyperworks

中图分类号 V214.1; **文献标识码** A

在“为减轻每一克重量而努力”的航空领域,结构优化设计技术无疑起到越来越重要的作用。结构重量的减轻就意味着结构效率的提高、商载的增大、经济性的增加和竞争力的提升。各种优化设计技术的应用已经成为先进飞机越来越重要的一个设计亮点。

近年来,结构优化设计技术越来越受到国内航空单位的重视,尤其是在商用飞机领域,结构效率的提高直接影响飞机的竞争力。飞机翼盒结构作为飞机机翼主要承力部件,优化减重潜力巨大,因此也成为结构优化设计的重点。飞机机翼结构优化设计实际上是一个复杂的多学科综合优化设计,理论上优化过程中需要考虑多项约束,如静强度约束、静刚度约束、稳定性约束、动力学特性约束和气动弹性约束等。然而在实际的详细设计中,考虑到计算效率和技术成熟度等因素,机翼结构优化设计往往只考虑静强度约束和总体变形约束,然后通过校核调参迭代方法验证和满足其他约束条件。往往机翼结构在满足静强度要求的情况下不能满足颤振、刚度要求,给结构设计造成反复,甚至会造成初始设计的错误。如何在结构优化设计中考虑

颤振刚度要求便成为一个迫切需要解决的问题。直接考虑气动弹性多学科耦合的优化设计难度较大,多用以概念设计和初步方案设计,难以应用于详细设计。一般而言,总体部门基于气动弹性等考虑,会提出结构的刚度指标,结构设计必须满足刚度指标。以机翼刚度指标为基础,本文通过 HyperWorks 脚本二次开发,建立了关联结构参数变量的机翼剖面刚度响应,实现了机翼结构尺寸优化设计中各站位处的直接刚度约束,为如何在机翼结构优化设计中考虑颤振刚度约束提供了新的方法。

1 机翼结构尺寸优化设计模型

机翼结构尺寸优化设计就是在满足给定的设计要求下,调节可能的结构尺寸变量,使得结构重量最轻。结构设计的优化数学模型可以表述为^[1]:

求设计变量 $X = \{x_1, x_2, x_3, \dots, x_N\}, i = 1, 2, \dots, N_1$ 。

使得目标函数 $f(X) \rightarrow \min$

并满足约束条件:

$g_j(X) \geq 0, j = 1, 2, 3, \dots, N_2;$

$h_l(X) = 0, l = 1, 2, 3, \dots, N_3;$

$x_i^L \leq x_i \leq x_i^U$ 。

其中, $X = \{x_1, x_2, x_3, \dots, x_N\}$ 是设计变量列向量; $f(X)$ 为目标函数; $g_j(X)$ 和 $h_l(X)$ 分别是不等式和等

2011年8月4日收到,8月16日修改

第一作者简介:柯志强(1984—),男,硕士,助理工程师,研究方向:飞机结构设计和优化。

式约束; x_i^l 和 x_i^U 分别代表设计变量的下限与上限。
本文机翼结构尺寸优化设计中,优化模型定义如下:

(1) 设计变量

机翼翼盒结构尺寸中的设计变量为蒙皮厚度、腹板厚度、缘条面积。

(2) 目标函数

机翼翼盒结构重量。

(3) 约束条件

机翼结构尺寸优化设计中的约束条件为结构尺寸约束,静强度约束,总体变形约束和结构剖面刚度约束。

2 弯扭刚度的计算

2.1 弯曲刚度

本文弯曲刚度用 EI 表示,其中 E 为材料的弹性模量, I 为截面的惯性矩。 I 一般而言是相对于截面形心主轴而言的,即截面对其形心主轴的惯性矩。因此在求惯性矩之前先要确定截面的形心位置和形心主轴。对于由长桁、蒙皮和前后梁组成的闭式翼盒截面,局部坐标下的形心坐标为^[2]:

$$\left\{ \begin{aligned} y_c &= \frac{\int_A y dA}{A} \\ z_c &= \frac{\int_A z dA}{A} \end{aligned} \right. \xrightarrow{\text{离散处理}} \left\{ \begin{aligned} y_c &= \frac{\sum_{i=1}^n A_i y_i}{\sum_{i=1}^n A_i} \\ z_c &= \frac{\sum_{i=1}^n A_i z_i}{\sum_{i=1}^n A_i} \end{aligned} \right. \quad (1)$$

式(1)中,
 A_i 为各离散部分截面面积,
 y_i, z_i 为截面形心坐标。
形心主轴则由惯性积为 0 确定,即:
$$\int_A yz dA = 0。$$

确定了形心主轴之后则可计算出截面的惯性矩:

$$I_y = \int_A y^2 dA \xrightarrow{\text{离散处理}} I_y = \sum_{i=1}^n [(I_{y_0})_i + (y_0)_i A_i] \quad (2)$$

式(2)中,
 y_0 为离散面积的形心坐标(相对于形心主轴);
 I_{y_0} 为离散面积相对于自身平行于总截面形心主轴的形心轴的惯性矩。

在优化模型中,机翼长桁简化为杆单元,长桁节点取在上、下蒙皮单元中心处,计算弯曲翼盒剖面刚度时长桁面积按照以下原则等效,如图 1 所示。

$$A_{\text{eff}} = \frac{(A_i \times d_i^2)}{d^2} \quad (3)$$

式(3)中: A_{eff} :等效长桁面积; A_i :长桁面积; d_i :长桁形心到惯性轴的距离; d :蒙皮中面到惯性轴的距离。

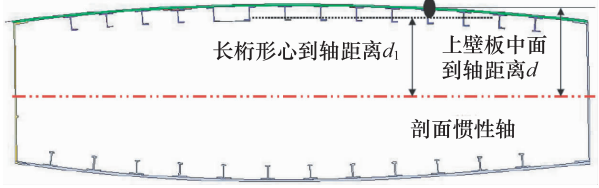


图 1 长桁等效截面面积示意图

2.2 扭转刚度

扭转刚度是截面的固有特性,只与截面的几何参数和材料属性有关,代表了截面抵抗扭转变形的能力,本文用 GJ 表示。

对于翼盒围成的单闭室剖面而言,扭转刚度的计算公式为:

$$GJ = \frac{4\bar{A}^2}{\oint \frac{ds}{Gt}} \quad (4)$$

式(4)中: G :剪切模量; $\bar{A}$:封闭剖面厚度中线所围成的面积; t :计算点处结构的厚度。

计算 GJ 的关键是计算积分 $\oint \frac{ds}{Gt}$ 。由于扭矩产生的剪流主要是由于梁腹板和蒙皮组成的闭盒来传递,开剖面长桁可以认为不参与剪流的传递,因此在计算时去掉长桁的截面面积,只考虑蒙皮和梁腹板的作用。将积分离散处理:

$$\oint \frac{ds}{Gt} = \sum_{i=1}^n \frac{s_i}{G_i t_i} \quad (5)$$

式(5)中: s_i :沿周线离散片段的长度; t_i :离散片段的平均厚度; G_i :离散片段材料的剪切模量。

3 TCL 语言的实现

HyperMesh 拥有十分方便的二次开发环境,便于使用者针对某一特定用途进行定制开发。在本次优化分析的参数设定中,涉及到一千多个设计变量以及设计变量与属性之间的关联定义信息,单纯依靠手工定义相当耗时,且极易出错。本次优化定义过程中借助于 Tcl/Tk 语言编写了一些通用的定义优化变量的脚本,通过这些脚本可以快速将模型中的厚度和面积参数并定义设计变量,并建立变量之间的函数关系,大大地提高了工作效率,并最终实现了刚度响应的定义和刚度约束的施加。刚度约束定义流程如图 2 所示。

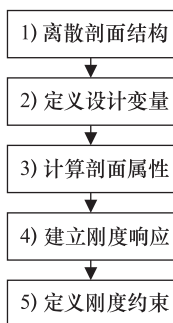


图 2 刚度约束
定义流程

3.1 离散剖面结构

为方便设计变量的定义并和有限元模型保持一致,选取肋站位面为刚度约束的控制站位,按照模型实际单元数量对剖面进行离散。

3.2 定义设计变量

提取模型中的结构参数(如蒙皮厚度、长桁截面积)并定义为设计变量。

3.3 计算截面属性

计算形心,剖面面积等截面几何信息。一般而言,截面几何信息主要由外形决定,结构参数变化对结果影响较小。为简便和效率考虑,本文中剖面形心、剖面面积数据直接在 CAD 模型中获取,然后在优化有限元模型中定义。

3.4 建立刚度响应

按照上文中弯、扭刚度的计算方法,利用函数功能建立关联设计变量的 EI 、 GJ 刚度响应。

3.5 定义刚度约束

按照总体部门提供的刚度曲线定义刚度约束。

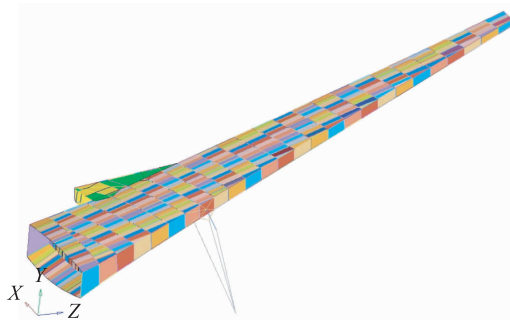


图 3 翼盒有限元模型

4 算例

本文以某型飞机翼盒为对象,对直接刚度约束方法进行了验证。图 4、图 5 为只考虑结构尺寸约束、静强度约束和总体变形约束时优化后的翼盒弯、扭刚度曲线,由图可以看出,优化后的翼盒局部剖面不满足刚度要求;图 6、图 7 为同时考虑直接刚度约束时优化后的翼盒弯、扭刚度曲线,此时优化后的翼盒已经完成满足刚度要求。因此,翼盒优化设计中的直接刚度约束方法能够很好地控制翼盒各站位处的刚度,能够进一步提高翼盒优化设计的效果。图 8 为目标重量的迭代结果,两次优化结果目标重量都有明显降低。不施加刚度约束时经过 8 步迭代结果收敛,目标重量减小约 320 kg,降幅较大;施加刚度约束时迭代 12 步结果收敛,目标重量减小约 180 kg,降幅相对较小。优化过程中,相比不考虑刚度约束的结果,截面刚度的控制倾向于得到更合理、保守的结果,可以避免设计的反复,提高优化设计的效率。此外,施加直接刚度约束后的优化结果中应力分布和尺寸分布更加合理,本文不予展开讨论。

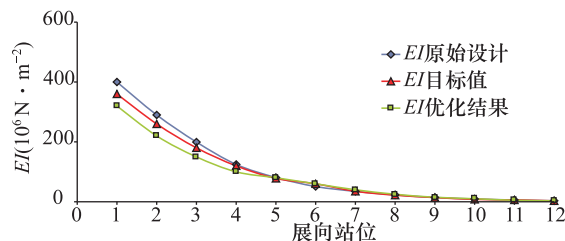


图 4 不考虑直接刚度约束时优化的 EI 刚度曲线

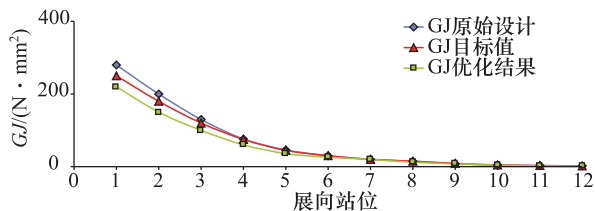


图5 不考虑直接刚度约束时优化的 GJ 曲线

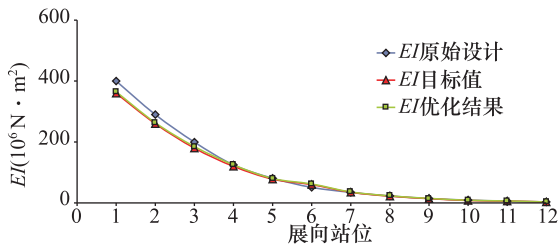


图6 考虑直接刚度约束时优化的 EI 曲线

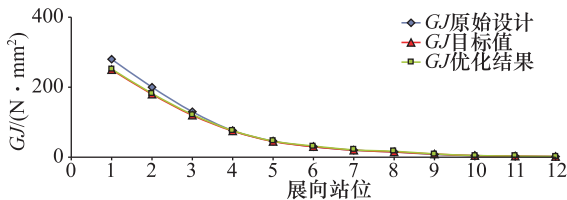


图7 考虑直接刚度约束优化的 GJ 曲线

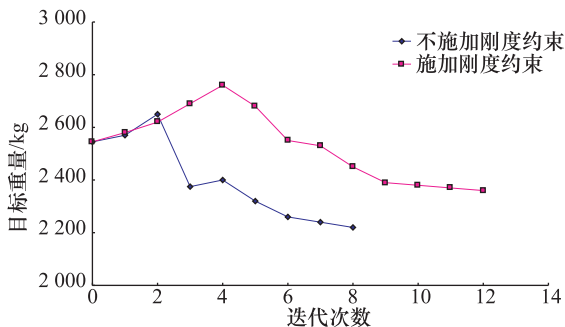


图8 目标重量迭代结果

注:保密考虑,保证对比效果的前提下对数据进行了处理。

5 结论和讨论

本文利用 HyperWork 软件 Tcl/Tk 语言进行二次开发,建立了关联结构参数变量的机翼剖面刚度响应,实现了机翼结构尺寸优化设计中各站位处的刚度约束,并在某飞机翼盒尺寸优化中得到了验证和应用,为如何在机翼结构优化设计中考虑刚度约束提供了新的方法。

本文提出的刚度约束基于合理的刚度指标,而刚度指标的确定则超出了本文的范围。

参 考 文 献

- 1 飞机设计手册编委会. 飞机设计手册(第10册)结构设计. 北京:航空工业出版社,2002
- 2 单辉祖. 材料力学(I). 北京:高等教育出版社,2004

Rigidity Constrains Method in Sizing Optimization of Wingbox Structure

KE Zhi-qiang, YAN Guo-liang

(Shanghai Aircraft Design & Research Institute, Shanghai 200232, P. R. China)

[Abstract] As the main load-bearing structure, wing box is one of the main optimization objects which has great potential of weight reduction. During sizing-optimization for the wing box, static strength and globe deformation are focused on, and the other constrains are generally not taken into consideration due to the computing efficiency or technical maturation, which will induce that the optimization results can not meet with the requirements of rigidity or flutter. A local rigidity response coupled with structure parameters is established to provide a direct rigidity constrain in the process of sizing-optimization by hyperworks script developing.

[Key words] wing box sizing optimization rigidity constraints hyperworks