

# 飞行器结构系统协同布局 优化设计技术\*

Optimal Design Technology of Collaboration Arrangement  
for Aircraft Structure

西北工业大学现代设计与集成制造技术教育部重点实验室 张卫红 夏凉 朱继宏 张桥



张卫红

西北工业大学教授、博士生导师，教育部第二批长江学者，国家杰出青年基金获得者，国家新世纪百千万人才工程入选人。1991年获比利时列日大学应用科学博士学位。1992~1999年先后获比利时教育部高级研究员，法国UTBM科技大学高级研究员、终生副教授，法国教育部教授等资格。

**组件子系统的布局和结构构型的协同优化能够有效提高结构系统的力学性能，同时实现结构系统的紧凑性、轻量化目标。**

新世纪以来，我国航空航天科学与技术日新月异，基于CAE数值仿真和优化设计的现代数字化设计手段极大地促进了航空航天工业的发展。随着新一代研究探索计划的展开，新型飞行器越来越高的性能指标和越来越复杂的服役环境对结构系统的力学性能提出了更加苛刻的要求。为此，我们需要充分利用结构优化设计技术前沿的最新进展，围绕结构系统的轻量化、紧凑性和多功能要求，从基础理论、设计方法、设计平台和制造工艺等不同层面开展创新性研究，从而实现设计流程的数字化和自动化。

西北工业大学现代设计与集成制造技术教育部重点实验室工程仿真与宇航计算技术研究团队针对飞行器结构系统的协同布局优化设计问题，从设备组件的装填布局优化设计和结构拓扑优化设计2方面开展

了系统性研究，解决了大量技术难题，相关研究已发表论文30余篇，并获得了国家自然科学基金和国家杰出青年基金的支持。

飞行器结构系统在飞行过程中承受着热载荷、惯性载荷以及由气动载荷引起的冲击、振动等复杂载荷。显然，设备组件的布局和支撑连接结构的构型这2方面因素从根本上决定了结构系统的整体力学性能。为保证飞行器的平衡与稳定性并避免设备或结构的损坏，需要对这2种布局形式进行合理的优化设计。多组件结构系统这一设计模式不仅针对飞行器设计，同时还涵盖了许多其他工业产品，如图1所示。

目前，飞行器结构设计领域通常采用传统的参数修正和人工试错相结合的方法，组件和结构布局分别开展串行设计。以卫星为例，多个组件集中安装在结构上，结构系统的布局

\* 国家自然科学基金(10925212、11002113)、西北工业大学研究生创业种子基金(Z2011081)等资助。

设计一般有 2 种模式:(1)首先确定结构形式,然后在预留空间内挂载或安装组件;(2)先将组件摆放到合理位置,然后根据组件的支撑要求设计结构构型。随后,在初步获得组件和结构布局形式的基础上,通过多轮人工调整,最终获得一个可行的设计方案并进行试件加工和加载试验验证。事实证明,这种基于传统经验的人工设计方法是一种顾此失彼的设计模式,不仅研制周期长,也无法体现组件布局和结构构型设计 2 方面对系统几何、物理特性和综合力学性能影响的耦合关系。迄今为止,虽然几何层面的装填布局优化设计和力学层面的结构优化设计 2 个单方面技术

问题中包含了装填布局优化和结构拓扑优化 2 种设计类型,分别需要对组件的空间位置和支撑结构的材料布局形式 2 种设计变量进行迭代更新,最终满足一系列几何、物理和力学承载的设计指标要求<sup>[1-2]</sup>。

### FCM 装填布局优化

装填布局优化的最关键难题包括优化问题的定义、组件干涉的规避,对于任意外形轮廓的组件而言,目前几乎无法用显式函数精确描述其几何干涉,也无法建立简单直观的干涉函数形式。圆或球体之间的干涉检测十分简单,只须判断圆心(球心)之间距离是否大于两者半径之

和即可,同时该距离函数形式简单,易于求导,从而提供规避干涉的寻优方向。如图 3 所示,一个组件可由一个包络圆族近似描述,并可通过调节包络圆数目、半径和在组件上的相对位置来获得更好的近似效果,因此该方法被命名为有限包络圆方法<sup>[3]</sup>。

求解三维装填布局的有限包络圆方法是二维问题的拓展,除了使用包络球来代替包络圆进行组件和设计区域的近似之外,每个组件的空间位置和方向包括 6 个自由度,即 6 个几何设计变量。如图 4 所示,采用 21 个包络球近似的 4 个小立方体、35 个包络球近似的 2 个小长方体的组件将被放置在一个用 6 个大包络球近似的大立方体设计区域内。

初始布局下,假设所有组件都被随意放置在设计区域外部,如图 5(a)所示。设计目标是在将所有组件放进设计区域以内并获得最紧凑的立方体装填形式。在经过 23 次优化迭代后,最终布局形式如图 5(b)所示。

在飞船、卫星等典型航天器结构系统的布局优化设计中,转动惯量是保持航天器飞行稳定和平衡的重要指标,因此有限包络圆方法也可以求解以转动惯量为目标的优化设计问题。如图 6 所示,圆柱形容器半径为 2.6m,高度为 3.5m,4 个组件初始放置在容器外部。最终优化结果如图 7 所示,4 个组件顺次排列在容器的中轴线上,且组件自身最小转动惯量

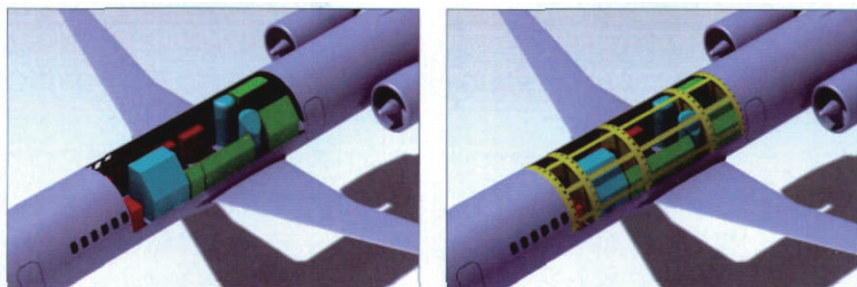


图1 典型的多组件结构系统

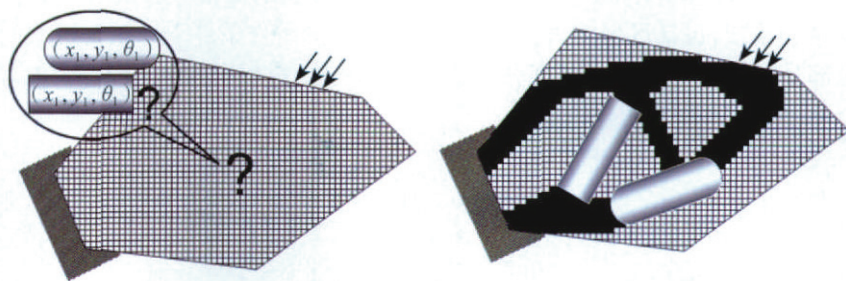


图2 多组件结构系统布局优化示意图

已经获得长足的进展,但同时体现几何装填和结构构型的协同优化设计研究却仍未引起较多关注。

本工作以飞行器结构系统的协同优化设计为背景,提出对组件的空间布局和相应支撑结构的拓扑构型同时进行优化设计。图 2 从概念上解释了本工作所开展的协同优化设计:首先定义若干待布置组件和带有载荷、边界条件的设计区域,优化

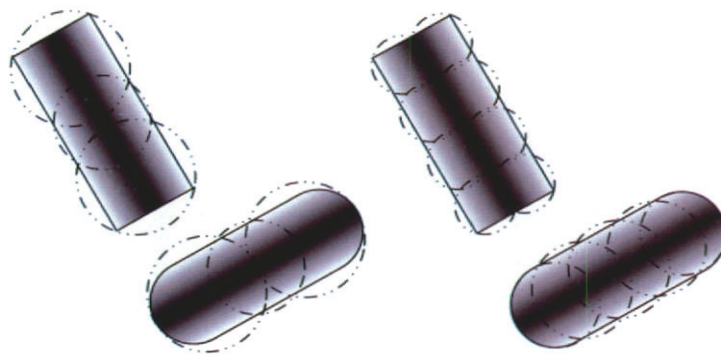


图3 有限包络圆的组件近似方法

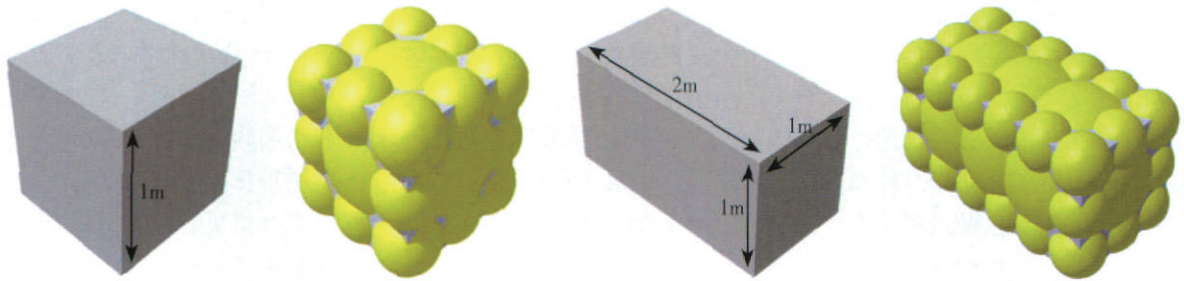
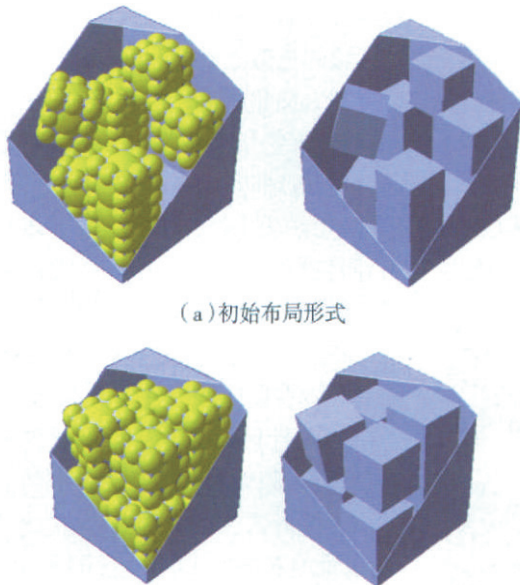


图4 2种不同形状的组件以及包络球定义方式



(a)初始布局形式  
(b)更为紧凑的优化布局形式  
图5 立方体空间布局设计结果

响应驱动,从 ANSYS 输出的格式化文件中寻找并获取优化设计所关心的响应结果和灵敏度数据,传递给 Boss-Quattro 的优化算法。

借助这些数据接口,本工作建立了如图 8 所示的优化设计流程。

### 1 嵌入式组件子系统的协同优化设计

本节将从最简单的协同优化设计问题着手,探讨组件和结构二者之间对于系统力学性能的影响机理。首先考虑如图 9 所示的一个简化挂架结构系统,设计区域为长方形,右

有集中载荷。考虑结构系统的整体刚度最大,即结构受载荷作用下变形最小作为目标,对支撑结构的材料用量进行约束,即仅使用 50% 原结构体积所占的材料用量,同时避免组件间的干涉并保证组件在设计区域内。

我们假定组件的材料属性强于支撑结构的材料属性,其中支撑结构的材料为铝,组件的材料为钢,优化设计结果中组件和支撑结构的耦合布局形式如图 10 (a) 所示。由于组件材料的弹性模量大于支撑结构,2 个组件最终被优化放置到结构的主传力路径上,而支撑结构也在组件和边界条件周围展开成为典型拓扑优化设计样式。为了对比不同条件下支撑结构的优化构型,采用拓扑优化求解无组件条件下该结构框架的结构构型,材料用量上限同样设置为

的转轴与中轴线重合,如果组件的材料密度为  $\rho$ ,此时系统的转动惯量为  $25.157\rho$ 。

### 结构与子系统布局协同优化

结构与子系统布局协同优化设计是一种带有 2 种设计模型(几何装填模型和有限元模型)以及 2 种混合设计变量(组件的空间位置和材料的拓扑布局形式)的设计问题<sup>[4-5]</sup>,本工作建立了 Boss-Quattro 和 ANSYS 之间专用的数据交换接口,分别称之为:(1)参数驱动,用来从 ANSYS 模型文件读取设计变量的参数信息并进行变量上下限的定义,同时实现设计变量更新的功能;(2)执行驱动,借助系统调用实现 ANSYS 对指定模型文件的分析工作,并驱动外部计算模块与 ANSYS 实现协同工作;(3)

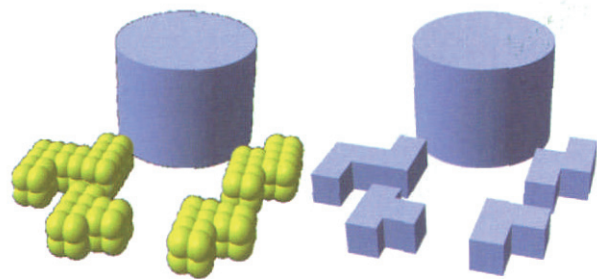


图6 组件的初始布局形式

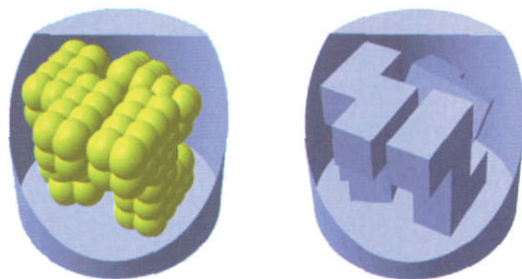


图7 转动惯量最小的最终优化结果

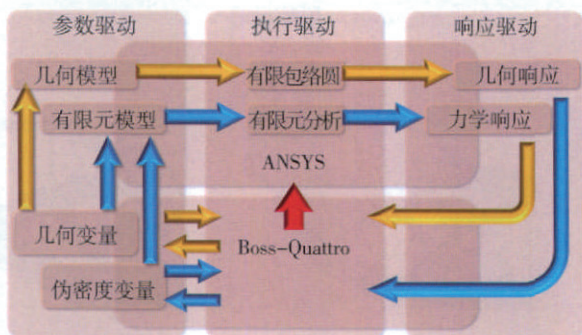


图8 协同优化设计的流程与平台

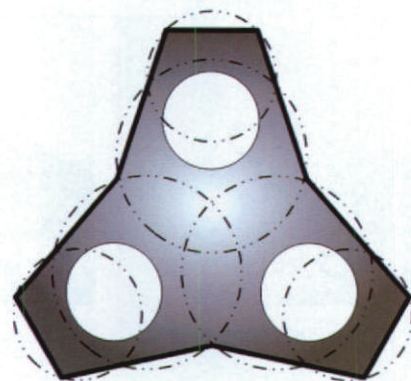


图12 组件外形及其包络圆定义

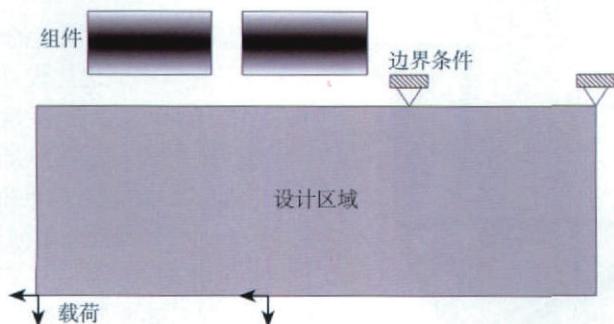


图9 简化挂架的示意图

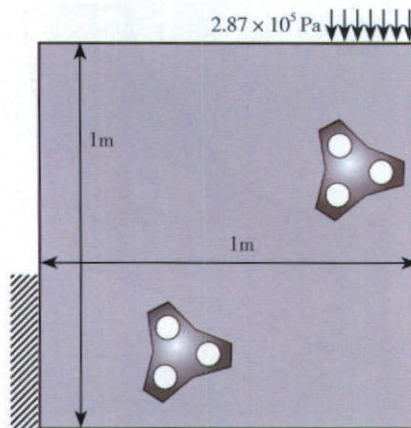


图13 初始设计布局

50%，最终优化构型如图 10 (b) 所示。对比图 10 (a) 和 (b) 的结构样式，可以发现二者在结构细节上并不相同，这也表明协同布局优化并不等同于将组件简单而直接地嵌入到拓扑优化设计结果中，组件布局和支撑结构构型的同时优化设计反映了二者之间的耦合承载关系。



图10 简化挂架和不带有组件的挂架结构拓扑优化设计

如图 11 所示为某飞机结构件的原始设计样式，有 2 组带有厚边的通孔需要穿过该结构，图中不同的颜色代表不同的厚度。在协同优化设计中，将这 2 组通孔定义为组件，包络圆定义如图 12 所示。需要指出的是，此时的组件模型事实上包括空洞和实体两相材料。结构和组件的实体部分采用相同的材料铝进行设计。

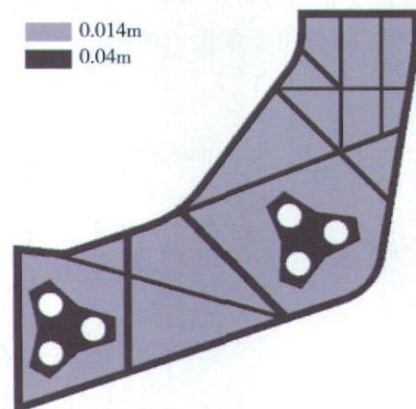


图11 结构件的原始设计



图14 结构的单纯拓扑优化设计

设计结果如图 14 所示。可以发现优化设计的结构构型与原有设计差别很大，大部分材料被分布在结构左侧靠近固定位置处。

在协同优化过程中，同样选择结构整体刚度最大为设计目标，以原有设计的结构重量 28.7kg 为上限。如

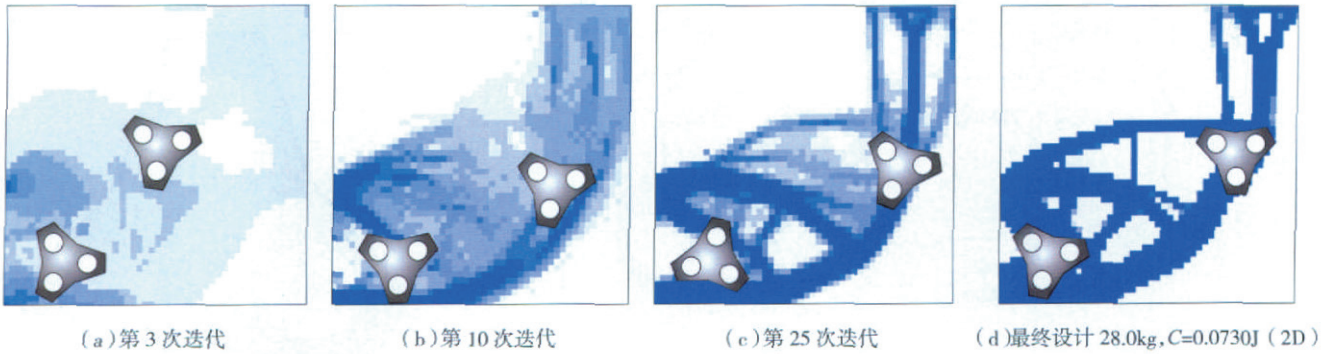


图15 带通孔的结构件设计迭代过程

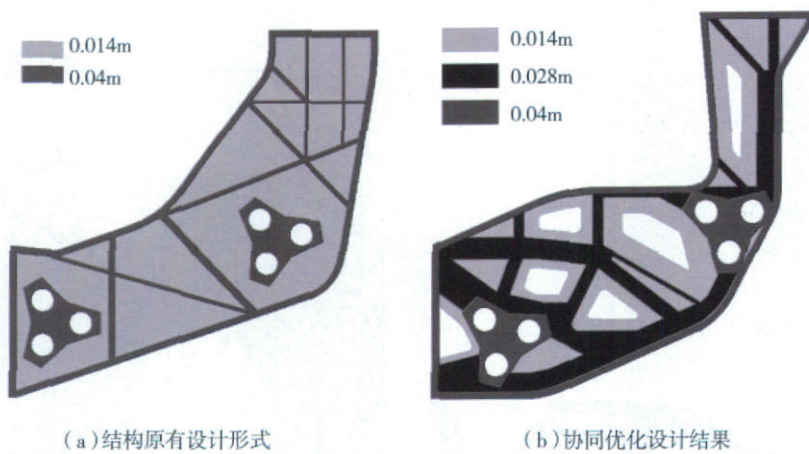


图16 优化后的结构设计样式与原结构样式对比

图 15 所示,在优化过程中 2 个组件很快就找到了大致的优化位置,2 个组件最终集成为结构的一部分,支撑结构的构型也类似于纯结构框架拓扑优化设计的结果。协同优化的最终设计结果与原有设计的二维模型相比,优化设计不仅提高了近 22% 的整体结构刚度,同时减轻了 2.5% 的重量。

进一步将协同优化设计结果建成如图 16 所示的结构样式,其中 3 种不同的颜色代表不同的结构厚度,结构重量与原有设计保持一致。经过对该优化后三维模型的分析,发现其整体结构刚度较原有设计提高了 38%,而且结构中的最大应力( $Von-Mise$ )也在原有设计基础上下降了 27%。

## 2 考虑惯性力作用的协同优化设计

由于组件和结构都具有自身的

刚度和质量属性,因此整体式结构系统的布局优化问题事实上是一种刚度和质量的协同布局优化问题。前一节有关组件和结构协同布局优化设计主要是寻找合适的组件和结构之间的耦合刚度布局,而本节将介绍惯性力环境下多组件结构系统的协同布局优化设计。在以整体结构刚度最大化为设计目标的实际优化过程中,组件由于惯性力的作用,倾向

于放置在靠近边界固定的位置,从而限制了装填布局优化设计的搜索范围。在飞行器器结构系统的优化设计过程中,为了保证其飞行的平衡和稳定性,通常需要考虑系统的质心位置和转动惯量等物理指标<sup>[6-7]</sup>。因此,本工作引入这类物理约束用以对组件位置进行强制性的重新布局。

本节继续用一个飞行器结构系统的示意性算例从多个角度验证所提出的协同布局优化设计方法。如图 17 所示,从圆柱形外壳伸出 3 片相同的结构,支撑着中部的设备。其中每片结构上都有 2 个相同的组件,每个组件利用 5 个包络圆进行近似,而中部的设备被简化成加载在结构一端的集中力,大小 18000N,材料设置同上。

由于设计区域面积相对较小,为避免设计结果中出现过多的材料,添加组件之后将支撑结构的材料用量限制为 35%。如图 18 所示,此时组件的材料不仅强于也重于支撑结构的材料,因此从优化设计一开始 2 个

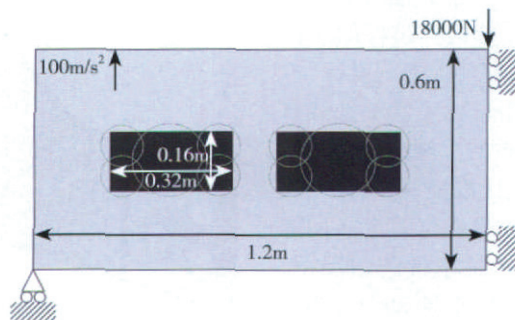


图17 航天器结构系统简化后的协同布局优化设计

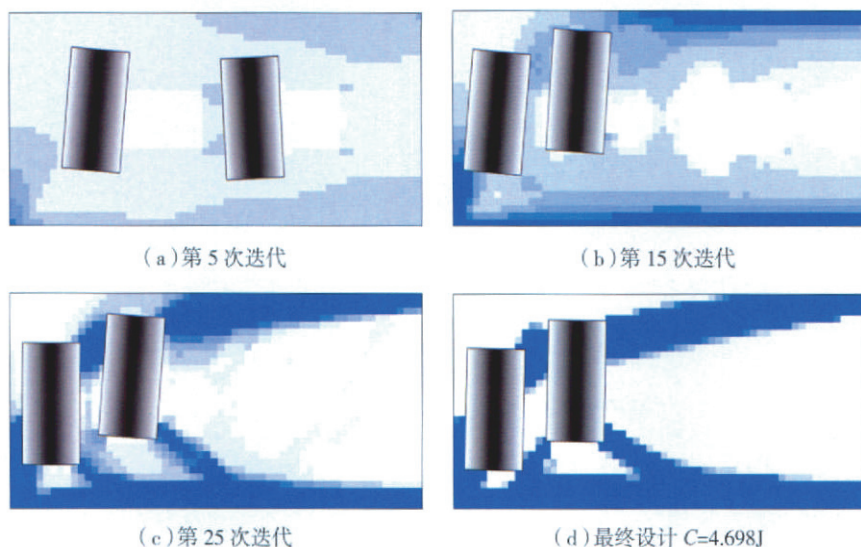


图18 带有惯性力的协同布局优化设计迭代过程

组件就向左侧固定区域移动,同时由于受惯性力作用,大部分材料都布局在左侧竖直固定位置附近。为了进行对比,在给出惯性力条件下,该结构不带组件的优化设计结果如图19所示,材料用量约束为50%,加速度设置为 $100\text{m/s}^2$ 。

随后,对结构系统的布局引入较为严格的质心位置约束,此时质心位置要求在设计区域的中心处,此时协同布局优化设计如图20所示。显然,为了满足系统的质心位置约束,2个组件的移动方式与不带质心位置约

束时有较大区别,其位置从设计一开始就不得不分布在设计区域中心的两侧,并很快稳定下来。随着支撑结构构型的逐渐清晰,发现结构的材料布局也不再集中于设计区域靠近固定位置的一侧。

图21将定义质心位置约束前后2种设计结果进行对比,为保证系统的质心严格约束在设计区域的中心,所付出的代价是结构整体刚度比不带质心位置约束时下降了34%。

## 结束语

本文介绍了笔者所在团队近年

来在结构与子系统布局协同优化设计方面取得的一些研究成果。研究表明,组件子系统的布局和结构构型的协同优化能有效提高结构系统的力学性能,同时实现结构系统的紧凑性、轻量化目标。目前,本团队正致力于改善该协同优化方法的优化效率<sup>[8]</sup>,希望能够将该方法从二维问题推广应用于三维复杂问题;与此同时,后续工作中将考虑更多复杂载荷,如热、过载、冲击与振动等<sup>[9]</sup>,同实际问题进一步接轨。

## 参考文献

- [1] Zhu J H, Zhang W H, Beckers P. Integrated layout design of the multi-component system. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 2009, 78 (6): 631-651.
- [2] Zhu J H, Zhang W H. Integrated layout design of supports and structures. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2010, 199 (9-12): 557-569.
- [3] Zhu J H, Beckers P, Zhang W H. On the multi-component layout design with inertial force. *Journal of Computational and Applied Mathematics*, 2010, 234 (7): 2 222-2 230.
- [4] Zhu J H, Zhang W H, Beckers P. Simultaneous design of components layout and supporting structures using coupled shape and topology optimization. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2008, 36 (1): 29-41.
- [5] Zhu J H, Zhang W H, Beckers P. Multi-component layout design with coupled shape and topology optimization. *International Journal of Simulation and Multidisciplinary Design Optimization*, 2008, 2 (3): 167-176.
- [6] Zhu J H. Integrated layout design of multi-component systems [D]. Belgium: Universit é de Liège, 2008.
- [7] 夏凉,朱继宏,张卫红.提高组件系统布局协同优化设计效率:新策略.第二届中国计算力学大会.四川:绵阳,2010.
- [8] 张桥,张卫红,朱继宏.动力响应约束下的结构拓扑优化设计. *机械工程学报*, 2010, 46 (5): 45-50.
- [9] Zhang Q, Zhang W H. Finite-circle method for component approximation and packing design optimization. *Engineering Optimization*, 2009, 41 (10): 971-987.

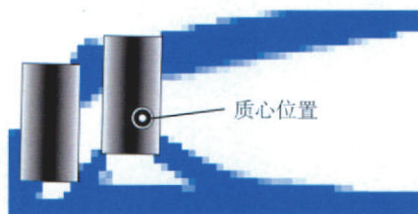
(责编 泰山)



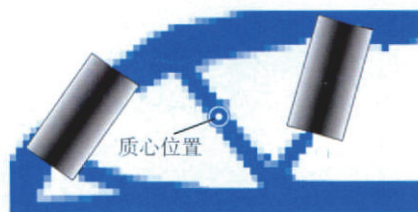
图19 不带组件带有惯性力的拓扑优化设计结果



图20 带有质心位置约束的协同布局优化设计



(a) 约束前



(b) 约束后

图21 定义质心位置约束前后2种设计结果进行对比