

热压罐成型复合材料所用框架式模具热弹性耦合优化设计

贾东升, 高彤, 唐磊, 许英杰

(西北工业大学航宇材料结构一体化设计与增材制造装备技术国际联合研究中心, 西安 710072)

[摘要] 以热压罐成型复合材料所用框架式模具为研究对象, 着眼于温度变化较大的热压罐成型工况, 目标为降低模具型面的热变形。建立框架式模具热力耦合拓扑优化有限元模型, 对模具进行变形分析, 得出影响模具型面变形的主要因素; 通过模具型面总变形在 X 、 Y 、 Z 方向变形分量的比较, 结合工程实际, 确定了模具设计需要重点关注型面展向变形。发展了热弹性耦合结构拓扑优化设计方法, 对比各工况下的拓扑优化设计结果, 得到了镂空型周期性框架式模具构型。重构模型的变形分析验证了该模型可有效降低热变形 15.92%, 减重 21.32%, 验证了该优化设计方法的有效性。

关键词: 拓扑优化; 热力耦合; 局部变形; 框架式模具; 结构设计

Thermo-Elastic Topology Optimization of Framed Mould Used in Autoclave Processing for Composite Structures Forming

JIA Dongsheng, GAO Tong, TANG Lei, XU Yingjie

(State IJR Center of Aerospace Design and Additive Manufacturing, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

[ABSTRACT] In this paper, the framed mould used in autoclave processing for composite structure forming was optimized considering thermo-elastic stress field. By adopting the finite element (FE) method, the deformation of the framed mould was obtained under thermo-mechanical loading. Through comparing the deformation of the mould surface in X , Y , Z direction from an engineering point of view, it is concluded that in the design of the framed mould one should focus on reducing the deformation in X & Y direction. A thermo-elastic structural topology optimization method was developed to minimize the thermal deformation of the mould surface, leading to the optimal configuration with periodic hollow units. FE analysis of the reconstructed model shows that compared with the original design, the thermal deformation and weight of the optimized result are reduced by 15.92% and 21.32%, respectively, thus demonstrating the validity of the proposed method.

Keywords: Topology optimization; Thermo-elastic coupling; Local deformation; Framed mould; Structural design

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2019.21.079

复合材料结构件整体成型是飞机研制的关键技术之一, 除复合材料性能、铺层设计、成型过程模拟^[1]等研究之外, 成型模具设计的优劣也是决定结构件成型质量的重要因素^[2]。在热压罐成型复合材料过程中, 模具和复合材料制件相互贴合, 一起放入真空的热压罐中固化成型, 因此模具的变形会直接影响到复合材料制件的形状和尺寸精度^[3]。

传统的“蛋框式”模具通常是依据经验设计得到的,

质量较大, 而且主体结构采用殷钢制造, 成本较高。王雯^[4]等使用尺寸优化方法对框架式模具进行了轻量化设计并取得了一定效果。相较于尺寸优化, 拓扑优化具有更高的设计自由度, 通常可以大幅提升结构性能。张铖等^[5]使用商业软件(例如 Hyperworks)对热压罐成型复合材料所用框架式模具进行了轻量化设计, 但是试验表明, 现有的商业软件内嵌的灵敏度求解优化算法并未考虑热应力项, 所以商业软件热力耦合拓扑优化的结果

往往不够准确。此外,热压罐成型温度变化较大,热变形控制问题十分突出。综上所述,本文使用专业的热弹性耦合结构拓扑优化程序 TopOptimizer 对框架式模具进行热力耦合结构拓扑优化。

在过去 30 年,为了得到各种严苛服役条件下的结构布局设计,拓扑优化技术已经从传统的单一机械载荷扩展到各种复杂载荷耦合的结构设计中。设计相关载荷下的拓扑优化是个富有挑战性的热点话题,也是未来的主要发展方向之一^[6]。所谓的设计相关载荷,区别于传统的非设计域载荷,即载荷会随着设计域的材料分布的变化而变化。典型的设计相关载荷包括:体载(如惯性力)^[7]、热传导问题中的热载荷^[8]、面载荷^[9-10]、热弹性应力载荷。

本文基于 TopOptimizer 结构优化程序,以控制模具型面局部变形和减重为目标,建立热压罐成型复合材料所用框架式模具的有限元模型并进行变形分析,分别采用粗网格和精细网格对框架式模具进行热弹性耦合的结构拓扑优化,在保证结构重量不变或降低的同时,减小模具型面变形。

1 材料插值模型

对于热弹性耦合结构优化问题,设计相关的热应力载荷应随设计变量的变化而变化。使用有限元方法,第 i 个单元的热应力载荷节点矢量表达式为:

$$\begin{aligned} \mathbf{F}_i^{\text{th}} &= \beta_i \bar{\mathbf{F}}_i^{\text{th}} \\ \bar{\mathbf{F}}_i^{\text{th}} &= \int_{\Omega_i} \mathbf{B}_i^{\text{T}} \boldsymbol{\phi} \Delta t_i d\Omega \end{aligned} \quad (1)$$

式中,单元位移矩阵 \mathbf{B}_i 由形状函数的导数组成,与拓扑设计变量无关; Δt_i 为单元温度向量; β 为热应力系数,是杨氏模量(E)、热膨胀系数(α)和泊松比(μ)的函数,可表示为:

$$\beta_i = \frac{E_i \alpha_i}{1 - 2\mu_i} \quad (2)$$

在上述问题,为了计算单元刚度矩阵和热应力载荷向量,首先要对弹性矩阵和 β 进行参数化。同时,热传导系数 λ_i 也应该参数化。RAMP 模型在设计相关载荷下更具优势。参数化的材料特性为:

$$\begin{aligned} \mathbf{D}_i &= \frac{x_i}{1 + S^D(1 - x_i)} \mathbf{D}^{(0)} \\ \beta_i &= \frac{x_i}{1 + S^\beta(1 - x_i)} \beta^{(0)} \\ \lambda_i &= \frac{x_i}{1 + S^\lambda(1 - x_i)} \lambda^{(0)} \end{aligned} \quad (3)$$

其中,上标 (0) 表示实体材料的特性。 S^D , S^β and S^λ 是

RAMP 模型的初始参数。在这里, \mathbf{D} 为依赖于杨氏模量和泊松比的弹性矩阵。实体材料的 β 用式(4)计算。

$$\beta^{(0)} = \frac{E^{(0)}}{1 - 2\mu^{(0)}} \alpha^{(0)} \quad (4)$$

2 框架式模具数值模拟

基于上述理论基础,建立框架式模具的热弹性耦合结构拓扑优化模型。

2.1 有限元模型

该框架式模具型面与飞机机翼曲面贴合, CAD 模型如图 1 所示,型面厚 9mm,支撑框格数为 5×9 ,每个框格的尺寸为 $325\text{mm} \times 235\text{mm} \times 400\text{mm}$,壁厚 5mm,通风口尺寸 $200\text{mm} \times 220\text{mm}$ 。模具材料为 Q235 钢,密度 $=7850\text{kg/m}^3$,弹性模量 $E=214\text{GPa}$,泊松比 $=0.27$,线膨胀系数 $=1.232 \times 10^{-5}/\text{K}$ ^[3]。整体模具尺寸较大,为了保证计算效率并且考虑激光切割板材制造工艺约束,采用壳单元建立有限元模型。

载荷模型分析:有限元模型中不考虑模具与其支撑面间的摩擦,假设材料属性不随温度变化。在模拟计算时可以看作模具底面 4 个底角中的 1 个固定,其他 3 个底角只限制沿高度方向的变形为零。所需施加的载荷包括模具温度载荷、模具自身重力载荷及制件和型面上工装的压力载荷 0.2MPa。为了减小模型复杂度,温度场设置为均匀升温 200°C (参考温度 20°C)^[3]。

2.2 变形分析

选取实心 and 框架式两种材料用量的模具,选取如下 3 种不同工况。工况 1:温度均匀升高 200°C ,型面法向压力 0.2MPa。工况 2:只有型面法向压力 0.2MPa。工况 3:只有温度均匀升高 200°C 。变形结果如表 1 所示。

对比实心结构与框架式结构的变形大小,得到不同材料用量下引起模具型面变形的主要因素均为由温度升高导致的热膨胀。对比位移在 X 、 Y 、 Z 方向的分量,可知 3 个方向的变形大小相近,所以各个方向的位移均会对复合材料制件产生较大影响。进一步结合工程实

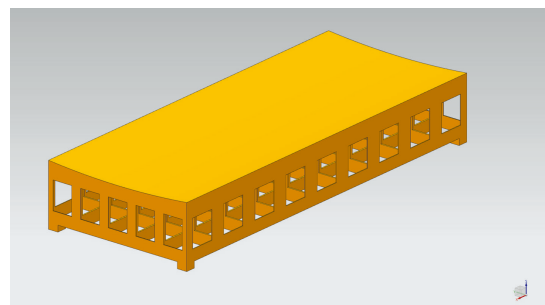


图1 框架式模具几何模型
Fig.1 CAD model of framed mould

表1 各工况下框架式模具型面最大变形

Table 1 Maximum deformation of frame mould surface under different working conditions

mm

模型与工况		总变形	X方向变形	Y方向变形	Z方向变形
实心结构	工况 1	6.76	6.24	2.46	1.01
	工况 2	0.0397	—	—	—
	工况 3	6.76	—	—	—
框式结构	工况 1	12.5	11.2	0.124	1.36
	工况 2	1.46	—	—	—
	工况 3	10.8	—	—	—

际,对于商用飞机复合材料机翼成型所用的大尺寸、小曲率框架式模具, X、Y方向变形相对Z方向的变形更大。此外,型面的展向变形决定了装配孔的位置精度,低精度的装配孔会产生较大的修补成本甚至导致复材制件报废。综上所述,框架式模具结构设计除了考虑高度方向的变形外,还需要重点考虑沿型面展向的位移变形。

2.3 热弹性耦合结构拓扑优化

选取周期性框架式模具其中一个隔框单元分别使用粗糙网格和精细网格进行热弹性耦合结构拓扑优化,图2为隔框单元的有限元模型。分别控制温度场和型面压力载荷的大小,得到优化结果如图3所示。

对比各优化结果,发现精单元网格时载荷在 2MPa 型面压力、200℃温度场和 20MPa 型面压力、无温度场下出现清晰的结构,其中的镂空特征十分突出。镂空特征结构与棋盘格现象是一对容易混淆的概念:棋盘格现象是单元材料呈现 0、1 交替分布,是一种数值不稳定现象;而镂空结构的尺寸远大于单元的尺寸,是一种明确的结构特征。此外,在精细的网格下才可以观测到镂空特征结构,这进一步说明了精细优化的必要性。为了验证上述镂空特征结构的有效性,设置以下对照试验。

以原始框架式模具为对照组,相应的镂空型模具作为变量组,分析镂空特征对结构热变形的影响。

设置两种框架式模具厚度相同,如图4所示,原始框架式模具型面最大变形为 1.250cm,质量为 296.525kg,镂空型周期性模具型面最大变形为 1.051cm,质量为 233.294kg。镂空结构有效降低热变形 15.92%,同时减重 21.32%。

镂空特征结构可行性分析:在框架式模具的制造过

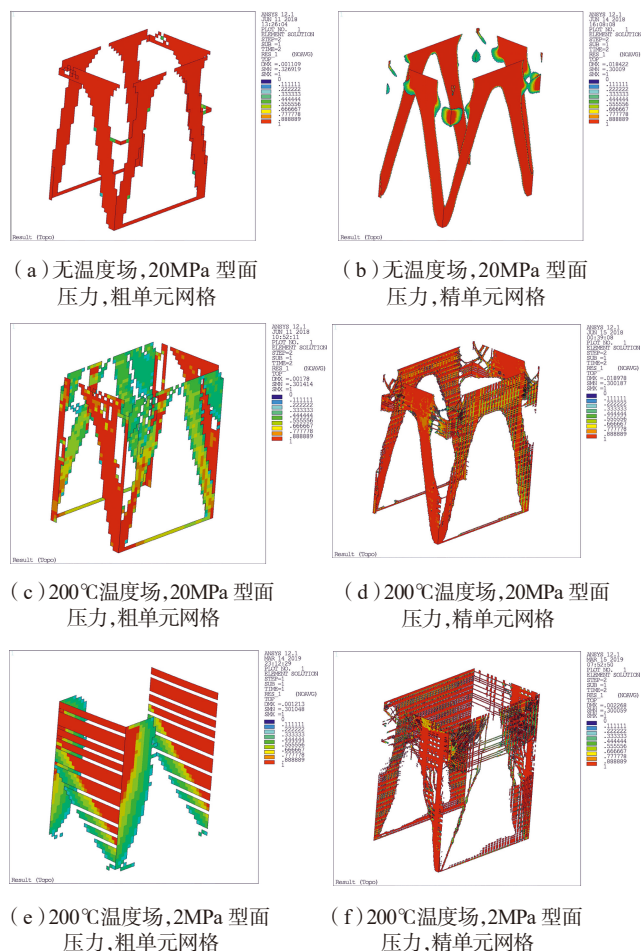


图3 隔框单元热力耦合拓扑优化结果

Fig.3 Results of thermo-elastic topology optimization

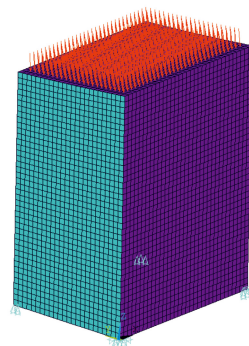


图2 隔框单元优化有限元模型

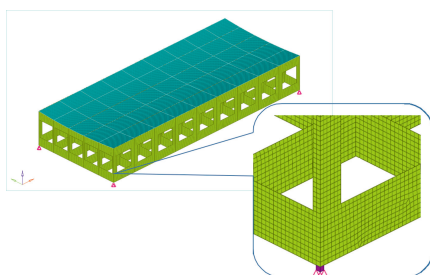
Fig.2 Finite element model of framed unit

程中,采用板材搭建的框架式结构十分有利于模具温度场均匀性的提升,镂空结构可进一步提升模具的散热能力。综上所述,镂空式周期性框架式模具具有较大优势,可降低热变形。

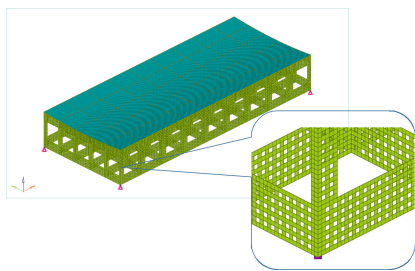
3 结论

(1) 建立框架式模具热力耦合有限元模型。对不同条件下的模具进行了变形分析,发现温度升高导致的热膨胀为影响模具型面变形主要因素。

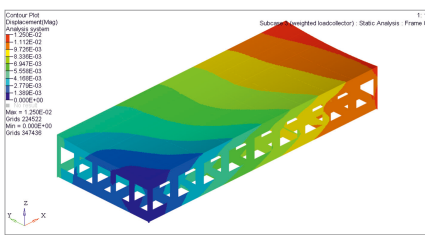
(2) 对比发现 X、Y 方向的变形与 Z 方向的变形大小相近,故框架式模具结构设计除了考虑高度方向的变形外,还需要重点考虑型面的展向变形。



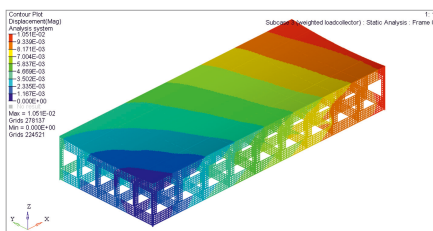
(a) 原始框架式结构



(b) 镂空型周期性结构



(c) 原始框架式结构变形云图



(d) 镂空型周期性结构变形云图

图4 原始框架式模具和镂空型周期性模具变形分析

Fig.4 Deformation analysis of original and hollow framed mould

(3) 建立热弹性耦合结构拓扑优化模型,对比研究优化结果得到镂空型周期性框架式模具,该结构可有效降低热变形 15.92%,同时减重 21.32%。除此之外,镂空型结构设计不仅仅可以应用于框架式模具,还可以应用于其他类似的以温度载荷为主导的结构设计。

参考文献

[1] 王永贵, 梁宪珠. 热压罐工艺的成型压力对框架式模具温度场的影响[J]. 玻璃钢/复合材料, 2009(4): 70-73.
WANG Yonggui, LIANG Xianzhu. The influence of molding pressure in autoclave technical temperature field of frame tooling [J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2009(4): 70-73.

[2] 晏冬秀, 刘卫平, 黄钢华, 等. 复合材料热压罐成型模具设计研究[J]. 航空制造技术, 2012, 55(7): 49-52.
YAN Dongxiu, LIU Weiping, HUANG Ganghua, et al. Design study for composites autoclave forming mould[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(7): 49-52.

[3] 岳广全, 张博明, 杜善义, 等. 热压罐成型工艺所用框架式模具的变形分析[J]. 复合材料学报, 2009, 26(5): 148-152.
YUE Guangquan, ZHANG Boming, DU Shanyi, et al. Geometrical deformations of the framed mould in autoclave processing for composite structures[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2009, 26(5): 148-152.

[4] 王雯, 鲍益东, 樊胜宝, 等. 框架式复材成型模具轻量化设计方法[J]. 航空制造技术, 2018, 61(23/24): 82-86.
WANG Wen, BAO Yidong, FAN Shengbao, et al. Lightweight design method of frame molding die for composite materials[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(23/24): 82-86.

[5] 张铖, 梁宪珠, 胡江波, 等. 拓扑优化在框架式模具结构选型中的应用[J]. 航空制造技术, 2012, 55(9): 62-63, 68.
ZHANG Cheng, LIANG Xianzhu, HU Jiangbo, et al. Application of topology optimization in structure selection of frame mould[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(9): 62-63, 68.

[6] DEATON J, GRANDHI R. Stiffening of thermally restrained structures via thermoelastic topology optimization[C]//Proceedings AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference. Honolulu: AIAA, 2012.

[7] BRUYNEEL M, DUYSINX P. Note on topology optimization of continuum structures including self-weight[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2005, 29(4): 245-256.

[8] GAO T, ZHANG W H, ZHU J H, et al. Topology optimization of heat conduction problem involving design-dependent heat load effect[J]. Finite Elements in Analysis and Design, 2008, 44(14): 805-813.

[9] SIGMUND O, MAUTE K. Topology optimization approaches: a comparative review[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2013, 48(6): 1031-1055.

[10] ZHU J H, ZHANG W H, XIA L. Topology optimization in aircraft and aerospace structures design[J]. Archives of Computational Methods in Engineering, 2016, 23(4): 595-622.

通讯作者: 许英杰, 博士、教授, 研究方向为航空航天复合材料材料结构一体化设计与制造的基础和应用, E-mail: xu.yingjie@nwpu.edu.cn。

(责编 一元)