

拓扑优化方法在航空用钣金零件设计中的应用

王 凤

(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

[摘要] 为了满足航空产品高载重量及低耗油率的要求,采用拓扑优化技术对航空用钣金零件进行结构优化,实现了钣金零件强度高和重量轻的指标。案例分析表明,在航空用钣金零件初始设计阶段引入拓扑优化方法,会比设计过程中单纯使用结构尺寸优化和形状优化获得更大的经济效益。

关键词: 航空产品; 钣金零件; 拓扑优化; 有限元分析

Application of Topology Optimization Technique to the Design of Aviation Sheet Metal Parts

WANG Feng

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

[ABSTRACT] In order to obtain the high carrying capacity and low oil-consumption, the topology optimization technique was used in the design of aviation sheet metal parts which is a effective method to achieve high-intensity and minimum weight products. It can be found that the analysis of topology optimization was done to original structure, and the result was far greater saving and design improvement than sizing or shape optimization.

Keywords: Aviation production; Sheet metal parts; Topology optimization; Finite element analysis

DOI:10.16080/j.issn 1671-833x.2017.1/2.087

钣金件与一般的机械加工件有很大的不同,钣金零件通常是薄板件,有刚度较小,形状复杂多变的特点^[1]。在航空领域,钣金零件是航空制造工程的重要组成部分,例如,由板材组成的薄壳铆接结构是飞机的结构主体,据统计,钣金零件约占飞机零件数量的50%^[2],同时,钣金零件在飞机发动机上也大量应用,发动机外部的附件及管路支撑大部分是由钣金零件实现的。因此,航空用钣金零件最大的要求就是强度高,重量轻,这样才能满足飞机和发动机高载重量及低耗油率要求,其设计的最终目标就是实现零件在外形结构、力学性能、重量及成本等方面综合平衡。

对于钣金件结构设计来说,以往通常采用的结构优化方法是尺寸优化和形状优化,虽然目前尺寸优化和形状优化技术已经比较成熟,但是在结构布局已定的情况下,设计者对设计的修改程度有限,优化设计所能产生的效果也有限^[3]。采用传统优化方法设计的钣金零件为了追求强度高,往往是以增加板材厚度,增加加强筋等牺牲重量的手段实现的,而为了减重目的设计的减重孔又往往极易损害强度指标。相比较传统优化方法,拓扑优化方法可以很好地解决保证强度和减轻重量之间的矛盾,实现保证强度的前提下钣金件传力结构最合理,重量最轻。拓扑优化设计是一种根据约束、载荷及

优化目标来寻求结构材料最佳分配的优化方法,其主要应用于零件设计的方案设计阶段,对最终产品的成本和性能有着决定性影响。在航空用钣金零件初始设计阶段就引入拓扑优化方法,会比设计过程中单纯使用结构尺寸优化和形状优化获得更大的经济效益^[4]。

1 拓扑优化理论

拓扑优化主要思想是将寻求结构的最优拓扑问题转化为给定的设计区域内寻求最优材料的分布问题^[5],故拓扑优化设计又称做材料分布优化设计^[6]。它认为结构是由非均匀的微观基结构组成。为简化优化设计问题,人们通常假设微观基结构是一个中心带孔的空矩形,这个矩形带有3个设计变量,变量 a 和 b 是微孔的边长, θ 为微孔的方向角。在优化的过程中,基结构根据 a 、 b 和 θ 数值的变化,总是在空心 and 实体之间变化并旋转。当 $a=b=0$ 时,微观基结构变成一个完全的实体,相反,当 $a=b=1$ 时,微观基结构则成为一个完全的空洞。因此,当设计区域总的材料和边界条件给定后,材料被从设计区域的一部分转移到另外一部分,形成新的材料分布,这也就是拓扑优化的过程(图1)。拓扑优化通过移动材料改善结构性能,形成力的最佳传递路径,输出优化的结构设计方案。

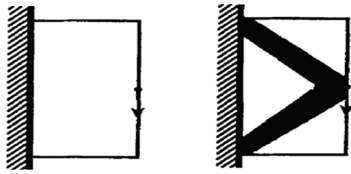


图1 拓扑优化示意图

Fig. 1 Sketch map of topology optimization

对于航空用钣金零件的结构设计单单使用一种优化方法是很难达到效果的,需要联合应用拓扑优化方法以及传统的结构尺寸和形状优化来实现最优解。

2 航空用钣金零件设计流程

本文主要采用UG - Nastran 和 ANSYS 两种有限元分析软件对航空用钣金零件进行拓扑优化。首先根据零件安装位置,在三维UG软件中建立钣金件几何模型,然后在Nastran软件中进行前处理,再利用ANSYS软件中的Topological Opt模块定义优化设计区域、目标函数和约束条件,最后进行拓扑优化迭代求解。

对航空用钣金零件来说拓扑优化应处于结构的方案设计阶段,其优化结果是一切后续设计的基础。当结构的初始拓扑不是最优解时,尺寸和形状优化可能导致次优结构的产生。因此只有首先完成一个好的拓扑优化方案后再进行后面的技术设计和详细设计才有价值。

因此从工程设计的角度看,航空用钣金零件结构设计应该遵循从拓扑优化到形状优化,再到尺寸优化的思路,具体流程如图2所示。对于钣金零件,“设计输入”

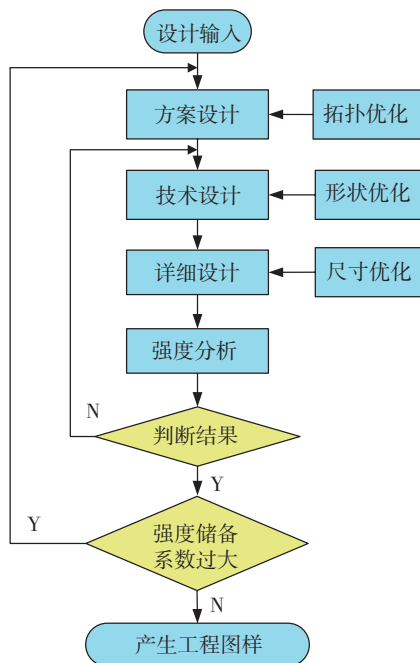


图2 航空用钣金零件设计流程

Fig.2 Flow chart of the design of aviation sheet metal parts

要选取的应是零件设计允许的最大实体边界,原因是ANSYS软件拓扑优化的本意就是从基体中去掉材料,在规定的设计区域内,依据已知的约束条件确定孔洞的数量、位置及其连接形式,设计出一个最优结构布局,优化的目标就是质量在原来基础上减少的具体百分数。因此在方案设计阶段必须在最大实体边界上进行拓扑,拓扑优化时需要设定零件的定位约束、载荷、优化约束参数(如应力、频率等)和减重目标。拓扑优化结束后,参考可以削减材料的显示云图进行技术设计(形状优化)和详细设计(尺寸优化)。

详细设计阶段完成后,对零件进行强度校核,如果有不满足的情况,说明技术设计和详细设计阶段选取的零件结构外形不合适,需要重新设计各种外形参数;如果强度分析结果满足要求而强度储备系数过大,就要考虑是否是方案设计阶段拓扑优化时设置的质量减重目标过小,没有充分发挥材料的潜力,因此需要重新回到方案设计阶段。

该设计方法的特点是:在钣金零件的初始方案设计阶段采用拓扑优化手段确定结构的最佳拓扑形式,随后再确定结构外形的技术设计和细化结构尺寸的详细设计。由此可见,拓扑优化是方案设计的关键步骤,它决定产品的最终形状与性能,是钣金零件设计最具有决定意义的一步。而且,该方法在强度校核之后设置的是否强度储备系数过大的判断分支可以有效避免由于强度储备系数过高导致材料浪费和不必要的重量,对于航空用钣金零件来说可以有效控制重量指标。

3 案例分析

以某航空发动机外部支撑附件的钣金支架为例,说明拓扑优化方法在航空用钣金零件设计中的应用。

(1) 设计输入。

首先,按照钣金支架在航空发动机上的摆放位置设计一个支架的三维最大实体轮廓(三维模型见图3),支架截面设计为三角形,而不是直接选用厚度均匀的板

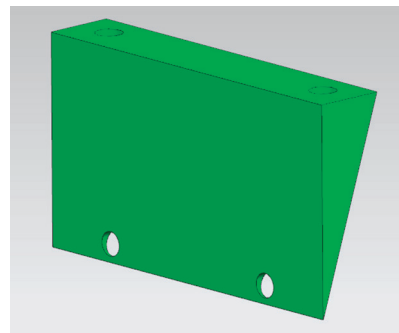


图3 支架初始轮廓

Fig.3 Original structure of the bracket

材。构型的目的是为了创建可能允许的最大实体边界,便于采用 ANSYS 软件从基体中去掉材料,来得到最优拓扑结构。

(2) 方案设计。

对初始轮廓进行方案设计阶段的拓扑分析,创建约束,施加载荷,设置优化约束参数为最大许用应力,设置质量减重目标,拓扑优化云图如图 4 所示。云图呈现了支架承受载荷后的传力路径,其中偏红色区域应力较大,需要保留材料以保证强度;偏蓝色区域应力较小,可以去掉材料实现减重目的。

(3) 技术设计。

拓扑云图中显示支架与机匣连接的下部安装孔附近材料分布比较重要,参照拓扑优化结果设计了如图 5 所示的支架的钣金结构外形。

(4) 详细设计。

取支架外形尺寸和板厚参数等进行参数优化,得到的钣金支架具体结构尺寸如图 6 所示。

(5) 强度校核。

对详细设计后的支架进行强度校核。采用的校核标准为屈服安全系数 $n_{0.2} \geq 1.2$, 极限安全系数 $n_b \geq 1.5$ 。利用 UG-Nastran 软件进行钣金支架静强度计算,计算结果为 $n_{0.2}=1.5$, $n_b=2.5$, 认为该钣金支架满足强度校核要求且强度储备系数合适,该设计完成。当钣金支架不满足强度校核指标,说明在技术设计和详细设计阶段选取的零件外形尺寸和板厚参数不合适,需要重

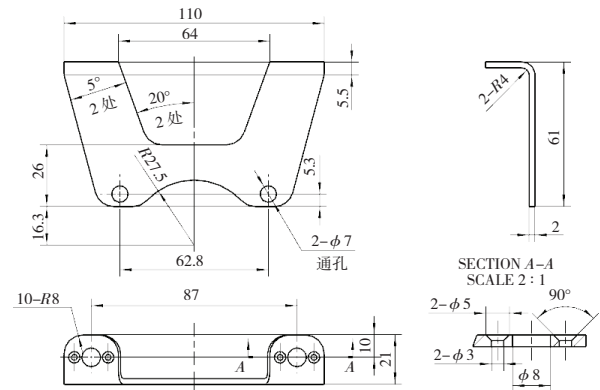


图6 优化后的钣金支架结构尺寸

Fig.6 Sheet metal figure of the bracket after optimizing

新进行外形设计;当钣金支架满足强度校核要求但强度储备系数过高时,说明方案设计阶段拓扑分析时设计的质量减重目标不合适,需要重新进行拓扑优化生成新的拓扑云图指导后续设计。

4 结束语

(1) 通过在方案设计阶段引入拓扑优化方法,可以得到最有利于载荷传递的结构布局方案,得出钣金零件最佳拓扑形式,指导后续详细设计阶段的尺寸参数设计。

(2) 通过在钣金零件设计流程中增加强度储备系数是否过高的判断分支,能够有效控制航空用钣金零件的材料浪费和重量超标。

参考文献

[1] 陈金花. 基于实例的飞机钣金件工艺设计系统关键技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.

CHEN Jinhua. The key techniques research of aircraft sheet metal parts process design system based on the examples[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006.

[2] 《航空制造工程手册》总编委会. 航空制造工程手册: 飞机钣金工艺[M]. 北京: 航空工业出版社, 1992.

Aeronautical manufacturing engineering handbook Editorial Board. Aeronautical manufacturing engineering handbook: Aircraft sheet metal process[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1992.

[3] 芮强, 王红岩, 王良曦. 多工况载荷下动力舱支架结构拓扑优化设计[J]. 兵工学报, 2010, 31(6): 782-786.

RUI Qiang, WANG Hongyan, WANG Liangxi. Research on topology optimization of power train bracket under multiple loads[J]. Acta Armamentarii, 2010, 31(6): 782-786.

[4] 周克民, 李俊峰, 李霞. 结构拓扑优化研究方法综述[J]. 力学进展, 2005 (35): 69-76.

ZHOU Kemin, LI Junfeng, LI Xia. Summary of research methods for structural topology optimization[J]. Advances in Mechanics, 2005 (35): 69-76.

(下转第93页)

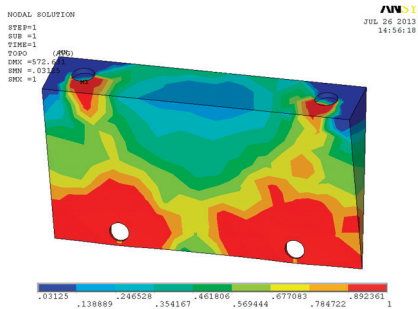


图4 支架拓扑优化云图

Fig.4 Topology optimization nephogram of bracket

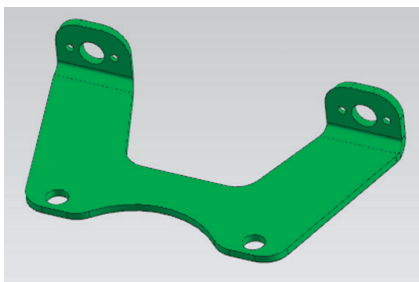


图5 支架钣金结构外形

Fig.5 Sheet metal figure of bracket