

航空发动机燃烧室机匣轻量化设计方法



许璠璠¹, 杨眉¹, 柴象海¹, 阎琨², 倪晓琴¹

1. 中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241

2. 大连理工大学, 辽宁 大连 116024

摘 要:以航空发动机燃烧室机匣轻量化设计需求为牵引,建立了可变壁厚减轻质量(简称减质)优化方法,以单元壁厚为设计变量,设计域总应变能最小作为优化目标,体积分数作为约束条件,开展机匣本体优化设计,实现了壁厚更优分布;进一步基于变密度拓扑优化设计方法,以单元密度为设计变量,柔度最小为优化目标,结构的减质体积分数作为约束条件,开展了机匣安装座与法兰边减重优化设计。两种优化方法各有优化对象、优化阶段的侧重,前者更适用于初步设计阶段,获得良好的最初壁厚分布,后者适用详细设计阶段,进行局部结构轻量化设计。减质优化设计成功通过了压力考核试验,验证了优化方法的有效性及其可行性。

关键词:航空发动机; 燃烧室机匣; 轻量化设计; 拓扑优化; 壁厚分布优化

中图分类号: V232.5

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2021.12.003

航空发动机轻量化设计是提高发动机推重比、提升发动机性能的有效手段之一,是一项极具挑战性的工作。各发动机强国均将轻量化设计方法及技术作为其航空发动机发展计划的重要一环。目前,工业上轻量化设计主要通过采用轻量化材料和结构优化设计两方面来实现。对于航空发动机机匣类零件的轻量化需求,因其高温高压的工作环境,轻量化材料的强度与制造工艺发展受限,结构优化设计是一种减少零部件材料用量的更有效的途径。

我国民用航空发动机正处在研发阶段,轻量化设计是保障国产发动机在航发市场中立足的基础,因此针对航空发动机零件的减重优化设计方法的研究迫在眉睫。近年来,各学者对结构优化方法有了较多的研究,目前工程结构优化方法可以分为尺寸优化、形状优化和拓扑优化设计三类方法^[1-2]。拓扑优化是最近几十年在尺寸优化、形状优化基础上发展起来的。常见的拓扑优化的方法包括均匀化法^[3]、变密度法^[4-6]、渐近结构法^[7-8]、水平集法^[9-10]和移动组件法^[11-12]。其中,变密度法是以单元的相对密度作为设计变量,具有设计变量少、优化算法简单等优势。目前,各行

业学者将拓扑优化的方法应用到不同的工程背景中,涌现出多种创新性的应用,如邢广鹏等^[13-17]提出的多工况、多目标、多尺度拓扑优化设计方法,拓扑优化已经成为了突破传统优化设计方法的研究热点。

本文基于某型号航空发动机燃烧室机匣的结构设计,根据 Cheng 等^[18]提出的针对薄壁结构厚度分布的类拓扑优化设计方法,以机匣壁厚作为设计变量,设计域总应变能最小作为优化目标,优化后结构的减质体积分数作为约束条件,得到壁厚更优分布。同时进一步基于变密度法对机匣结构进行经典拓扑优化,以单元相对密度为设计变量,以柔度最小为优化目标,结构的减重体积分数作为约束条件,获得更优的轻量化设计,最后通过压力试验进行了考核验证。

1 燃烧室机匣结构

燃烧室机匣为薄壁圆筒,结构环向剖面如图1所示,主要特征为:(1)变直径;(2)两端为法兰结构,与其他机匣通过螺栓进行连接;(3)设计有功能性开孔及安装座。机匣开孔与安装座的安装面为配合其他零件的安装而设计,本次

收稿日期: 2021-08-09; 退修日期: 2021-10-15; 录用日期: 2021-11-16

基金项目: 国家重点研发计划(2018YFB1106400)

引用格式: Xu Fanfan, Yang Mei, Chai Xianghai, et al. Lightweight design method of aero-engine combustor case[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(12): 27-34. 许璠璠, 杨眉, 柴象海, 等. 航空发动机燃烧室机匣轻量化设计方法[J]. 航空科学技术, 2021, 32(12): 27-34.

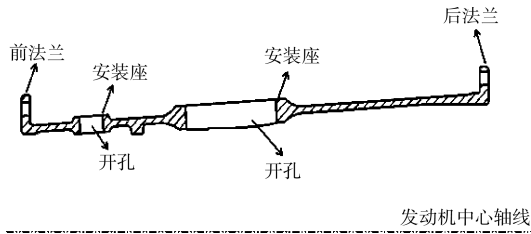


图1 航空发动机燃烧室机匣结构示意图

Fig.1 Aero-engine combustor casing structure

优化设计不对其进行更改。

航空发动机燃烧室内为燃烧区域,机匣承受着高温高压的燃气,选材为某高温合金。

根据航空发动机适航规定 CCAR-33.64 条款要求,燃烧室机匣作为静承压件,需要满足耐压压力下不出现超过使用限制的永久变形,过压压力下不发生破裂。本文以耐压压力作为优化设计目标工况,优化后需要校核耐压工况下材料未超过屈服强度。机匣所受的主要载荷为内部压力、法兰边轴向力、法兰边扭矩。

2 燃烧室机匣壁厚优化

参考文献[18]提出了针对薄壁结构厚度分布的优化设计准则,该方法通过减小结构总弯曲应变能的方式,减小结构的变形,从而提升结构的刚度。本文以该优化准则为基础,建立了燃烧室机匣壁厚优化设计方法。考虑到燃烧室机匣优化的可设计区域为薄壁筒区域,因此以所有单元的厚度作为设计变量,设置厚度取值下限,以保证满足可制造性要求,设计域总应变能最小作为优化目标,优化后结构的减重体积分数作为约束条件,得到壁厚更优分布。本优化设计方法与变密度拓扑优化方法有相似之处,也可以认为是多参数(每个单元的壁厚)的尺寸优化。

优化列式如下:

$$\begin{cases} \text{find } \mathbf{h} = \{h_1, \dots, h_i, \dots, h_N\} \\ \min \Phi \\ \text{s.t. } \sum_{i=1}^N H_i A_i = H_{ini} \sum_{i=1}^N A_i \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{h}$ 为设计变量矢量; h_i 为第*i*个单元的厚度; N 为设计变量总数; A_i 为第*i*个单元的面积; H_{ini} 为设定的初始单元厚度; Φ 表示单元应变能总和。

建立有限元模型,如图2所示,设计域采用壳单元模拟,利于在优化程序中方便地通过改变截面属性调整单元厚度,非设计域安装座及两端法兰厚度相对较大,采用实体单元,以更好地模拟实际的受力变形模式。壳单元与实体

单元的连接方式为:在实体单元下表面附着一层壳单元,该部分壳单元设为不可优化域,与设计域部分的壳单元共节点连接,非设计域壳单元与实体也通过共用节点的方式连接。通过上述方式,混合模型实现了薄壁筒部分的壳单元弯矩向实体单元的传递。



图2 实体单元与壳单元混合模型

Fig.2 Mixed model of solid element and shell element

在以发动机中心轴线为轴向的柱坐标系下,约束机匣前安装边前端面周向和轴向位移,机匣内表面施加耐压压力载荷,后安装边后端面施加轴向力载荷,并通过 MPC 与质量点形式施加扭矩载荷,载荷施加如图3和图4所示。其中,压力载荷为以高温下耐压工况压力值通过影响系数法换算的常温压力,故不考虑温度载荷。

优化过程采用 MATLAB 与 ANSYS 混合编程的方式实现,使用 ANSYS APDL 语言实现结构仿真分析,并直接提

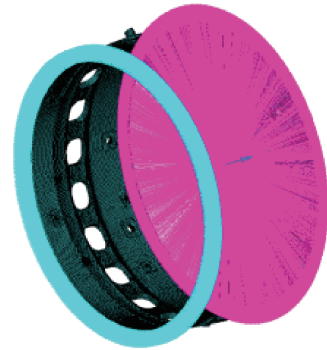


图3 边界条件与扭矩施加示意图

Fig.3 Boundary conditions and torque

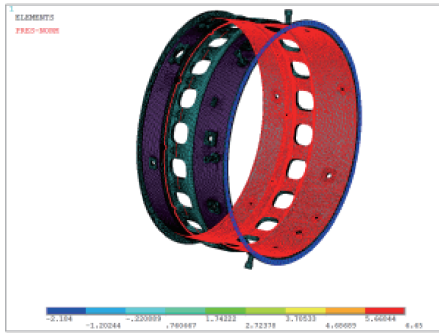


图4 压力载荷与轴向力施加示意图

Fig.4 Pressure load and axial force

取单元应变能, MATLAB用于实现优化流程及设计变量更新。具体思想描述为通过程序更改迭代每一个单元厚度, 在单元总体积满足设定的体积要求下, 获得单元总应变能最小的求解结果, 作为结构优化最终结果。设计变量为设计域每一个单元的厚度值, 通过赋予不同的截面 Section 属性实现, 约束条件设置单元总体积低于原体积的 50%, 壁厚最大为 6mm, 最小为 3mm, 目标函数为设计域单元总的应变能最小。

优化后的机匣厚度分布如图 5 所示。机匣原壁厚设计为 5mm, 根据优化结果, 上游段大部分区域厚度在 4mm 以内, 考虑到加工便利性与时间成本, 上游段不再进行变厚度设计, 壁厚减薄为 4mm, 下游段有较大部分区域在 5.5mm 以内, 不再进行减薄, 保持原厚度 5mm。对于形状简单加工方便的机匣, 可以在厚度上进一步精细设计实现壁厚连续变化, 以达到金属材料更程度的利用。

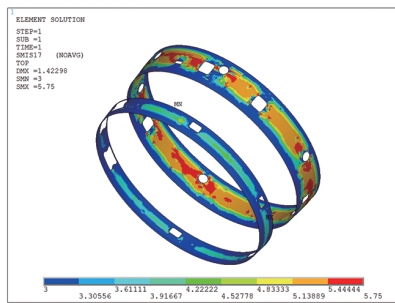


图5 设计域壁厚分布

Fig.5 Wall thickness distribution in the design domain

壁厚优化后应力分布如图 6 所示, 设计域平均应力为 660MPa, 低于常温下材料屈服强度 758MPa, 保证了机匣的安全性。

3 燃烧室局部区域拓扑优化

局部区域拓扑优化主要针对安装座以及法兰附近进行

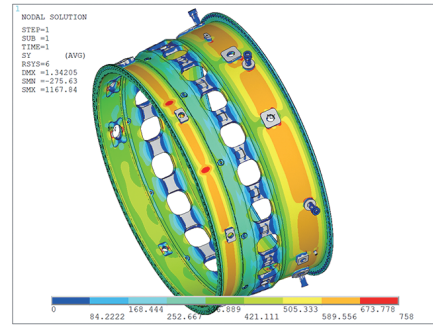


图6 机匣应力分布

Fig.6 Casing stress distribution

减质去除材料的设计, 本文选取工程中应用较多的变密度法开展, 以单元相对密度作为设计变量, 柔度最低为优化目标, 优化前后体积比为约束条件, 建立优化模型。变密度法常用的插值模型有两种^[1,19]: 固体各向同性材料惩罚模型 (SIMP)、材料属性的有理近似模型 (RAMP), 在插值模型中引入惩罚因子, 可使材料相对密度向 0-1 两端逼近^[20], 减小处于中间密度值的单元。本文所用 SIMP 密度函数插值模型的数学模型如下:

$$\begin{cases} E_e = (\rho_e)^p \cdot E_0 \\ 0 < \rho_{\min} \leq \rho_e \leq 1 \end{cases} \quad (2)$$

式中: E_e 为单元的弹性模量; E_0 为材料的初始弹性模量; ρ_e 为单元的相对密度; $\rho_{\min}$ 为单元的相对密度最小值, $\rho_{\min}$ 取 0.001, p 为优化问题的密度惩罚因子, 常取 $p = 3$ ^[21]。

基于 SIMP 的拓扑优化列式如下:

$$\begin{cases} \min C = \mathbf{F}^T \mathbf{U} = \mathbf{U}^T \mathbf{K} \mathbf{U} = \sum_{e=1}^N u_e k_e u_e = \\ \sum_{e=1}^N (\rho_e)^p u_e k_0 u_e \\ \text{s.t. } V = fV_0 \geq \sum_{e=1}^N \rho_e v_e \\ 0 < \rho_{\min} \leq \rho_e \leq 1 \end{cases} \quad (3)$$

式中: C 为结构的柔度; $\mathbf{F}$ 为结构外部所受的载荷; $\mathbf{U}$ 为整体位移矩阵; $\mathbf{K}$ 为整体刚度矩阵; u_e 为单元的位移; k_e 为单元的刚度; k_0 为单元的初始刚度; N 为离散单元个数; V 为优化后的结构体积; f 为优化前后的体积分数; V_0 为初始体积; v_e 为单元体积。

建立有限元模型如图 7 所示, 包括燃烧室机匣、上游连接的压气机机匣延伸段与下游连接的涡轮机匣延伸段, 延伸段可近似模拟机匣在发动机上的装配状态, 降低加载的边界位移约束的不适应性。在发动机中心线为轴向的柱坐标系下, 约束压气机机匣延伸段前端面轴向与周向位移, 加

载载荷为压力载荷与轴向力载荷。根据装配要求与轻量化设计需求,将结构分为设计域与不可设计域,如图8所示。

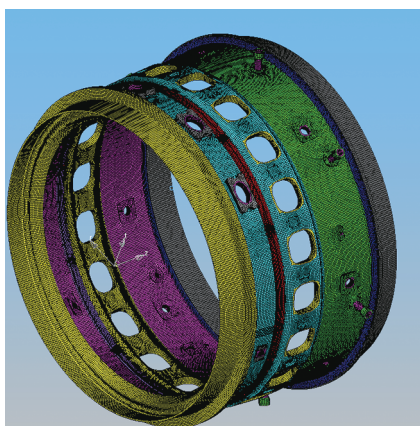


图7 拓扑优化模型

Fig.7 Topology optimization model

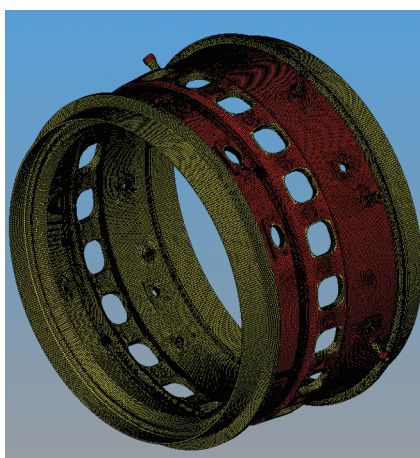


图8 设计域(红色区域)与不可设计域(黄色区域)

Fig.8 Design domain (red) and non-design domain(yellow)

基于变密度拓扑优化方法建立优化流程,设置优化目标为柔度最小,约束条件为优化后体积小于优化前体积的50%。优化后单元的相对密度分布如图9所示。可对安装座区域进行减薄:位置1安装座周向两侧、位置2喷嘴座之间,如图10所示。位置1影响到安装座盖板密封,不进行优化设计。位置2开孔用于装配内部结构,孔的大小不能进行更改,优化后如图10所示。另外,可对下游段靠近法兰区域(位置3)进行壁厚减薄,考虑到密封性能,安装边需要有较好的刚度,该处厚度仍设计高于其余区域,如图11所示。

对于机匣平直段,使用拓扑优化方法得到的单元相对密度较低的区域与本文使用壁厚优化方法所得的可减薄区

域相似,可见两种方法得到的轻量化结果在壁厚分布具备一致性,但是拓扑优化方法同样得到了局部结构更优的材料分布。笔者认为,两种方法各有优化结构、优化阶段的侧重,前者更适用于初步设计阶段,获得良好的最初壁厚分布,易于实现,工作量少,后者适用于详细设计阶段,获得更具体的材料优化分布。

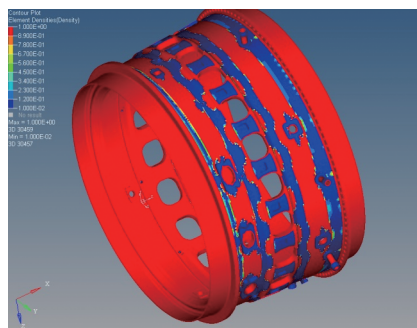
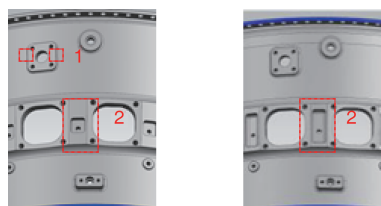


图9 单元密度分布图

Fig.9 Element density distribution

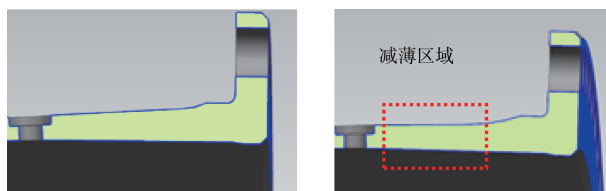


(a) 原方案

(b) 减重方案

图10 机匣减质区域示意

Fig.10 Decrease weight area of case



(a) 原方案

(b) 减重方案

图11 位置3减薄方案

Fig.11 Decrease thickness of position 3

4 试验验证

根据所得轻量化结构,设计压力考核试验进行考核验证。试验方案如图12所示,简要描述如下:机匣与上下转接段通过螺栓相连,上下转接段承担了模拟燃烧室机匣在实际发动机安装状态下的边界刚度;机匣内部充液压油提供试验压力载荷,内部设计传力筒可减少充油体积,同时将液压油在竖直方向产生的部分压力载荷传递到基座上,液压油在传力环上的作用力提供轴向力载荷,传力环的受力

面积需要根据载荷大小进行设计。扭矩载荷通过外部作动筒施加力偶的形式实现。试验件的设计关键为密封问题，主要使用耐油腐蚀的丁腈密封圈进行密封。

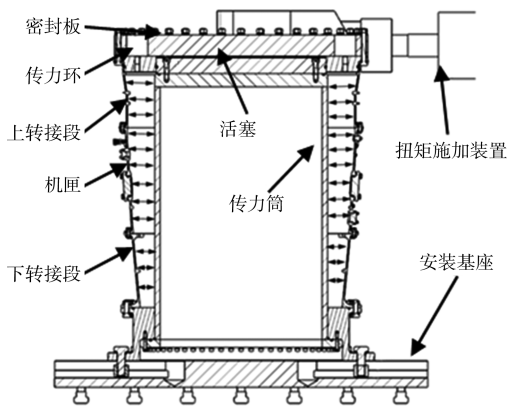


图 12 机匣压力试验方案图
Fig.12 Casing pressure test scheme

安装座密封：开孔设计堵盖凸台深入开孔，O形圈径向密封，如图 13 所示。法兰边密封：转接段设计开槽，放置 O 形圈轴向密封，如图 14 所示。密封圈尺寸和密封槽尺寸选取参考 GB/T 3452.1—2005 和 GB/T 3452.3—2005。

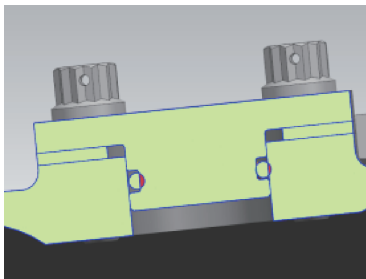


图 13 安装座密封设计
Fig.13 Sealing design of mount

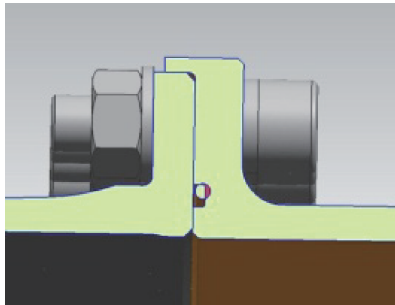


图 14 安装法兰边密封设计
Fig.14 Sealing design of flange

试验目的考核机匣是否在耐压压力下不出现超过使用限制的永久变形，过压压力下不发生破裂的考核要求。试验测

试内容主要为关键区域的应变，根据仿真分析结果，高应力区域为安装座孔边与安装台凸台的倒圆角处，在相应位置布置应变测点，如图 15 所示，编号末位为 X 的应变测点为机匣内表面测点，测试方向均为机匣周向，应变片量程为 $20000\mu\epsilon$ ，精度为 $\pm 1\%$ 。试验过程中，按照目标压力载荷的 20%、40%、60%、80%、85%、90%、95%、100% 逐级加载，并在每一级载荷下保载 1min，获取稳定状态的测点数据。试验结果简要描述以下：耐压 (7.39MPa) 工况下，机匣上应变测点随压力载荷变化如图 16 所示，可见均处在线弹性变形阶段，应变均为可恢复应变，未出现超过使用限制的永久变形；过压 (9.45MPa) 工况下，机匣上应变测点随压力载荷变化如图 17 所示，可见处在初步进入屈服阶段，材料产生了塑性的不可恢复的应变，未出现机匣破裂；机匣通过试验考核要求。为考核机匣最大承压能力，继续增大试验压力，最终在 11.9MPa 内压载荷下机匣发生破裂，机匣在过压下的破裂安全因数为 1.25。

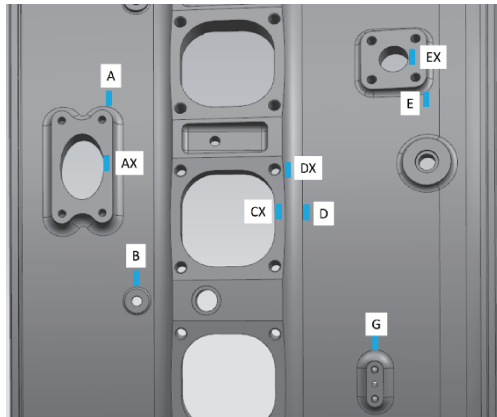


图 15 压力试验应变测点位置示意图
Fig.15 Strain gauge position

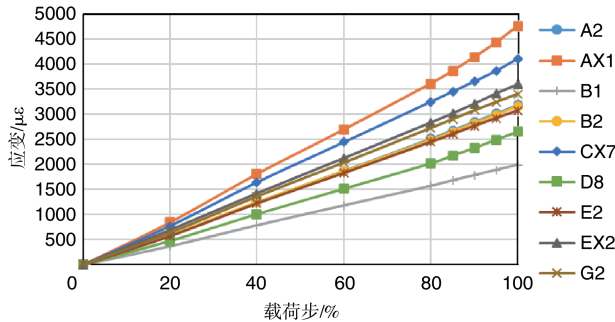


图 16 耐压工况应变测试数据
Fig.16 Strain test data of limit case

5 仿真验证

根据试验件设计，建立有限元模型进行模拟，以验证仿

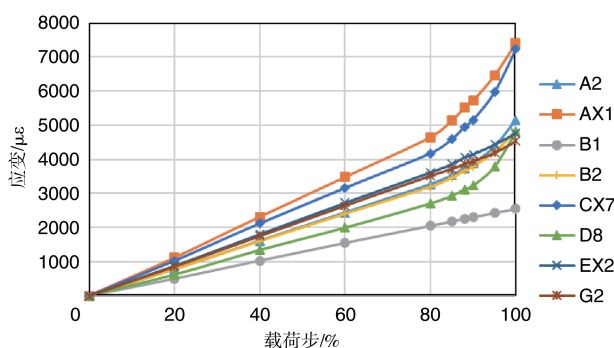


图17 过压工况应变测试数据

Fig.17 Strain test data of ultimate case

真分析方法。模型如图18所示,对应试验工况,施加内部压力、轴向力、扭矩载荷。采用杨眉等^[22]提出的材料真实应力应变弹塑性多线性曲线考虑材料非线性,如图19所示,接触位置建立接触单元考虑接触非线性。分析结果与试验测试对比见表1,相对偏差量计算公式:相对偏差量=(有限元分析结果-试验结果)/试验结果,耐压工况下有限元分析结果相对偏差小于5.5%,仿真精度较好,可以作为后续轻量化结构优化设计的校核方法,减少试验成本。

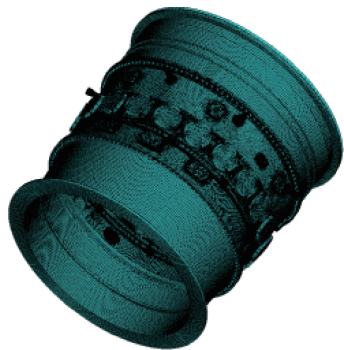


图18 有限元模型

Fig.18 Finite element model

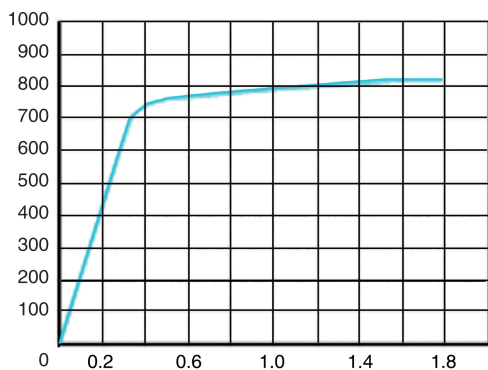


图19 真实应力应变弹塑性多线性曲线

Fig.19 Real stress-strain elastic-plastic curve

表1 试验与仿真应变结果对比

Table 1 Comparison of experimental and simulated strain data

工况	测点编号	试验结果/με	有限元分析结果/με	相对偏差/%
耐压	A2	3187	3139	-1.51
	AX1	4760	4609	-3.17
	B1	1986	2069	4.12
	B2	3157	3010	4.66
	CX7	4110	3953	-3.82
	D8	2649	2676	1.01
	E2	3071	3102	1.00
	EX2	3596	3793	5.48
	G2	3460	3523	1.82

6 结束语

本文基于航空发动机燃烧室机匣轻量化设计需求,进行了壁厚优化设计与局部结构的拓扑优化,实现了减质5.8%,开展并通过了压力考核试验。

通过两种优化设计结果,可以得到如下结论:两种方法得到的轻量化结果在设计域壁厚分布具备一致性;壁厚优化设计方法更适用于初步设计阶段,获得良好的最初壁厚分布,易于实现,工作量少;拓扑优化设计适用于详细设计阶段,获得更具体的材料优化分布;可以参照本文建立的有限元模型开展仿真分析,作为轻量化结构设计安全性的校核方法,减少试验成本,实现快速优化迭代。

本文所述优化方法获得的机匣优化设计方案,经试验验证满足强度设计要求,为发动机以内部压力为考核指标的机匣类零件轻量化设计提供了参考。

AST

参考文献

- [1] 王杰. 基于变密度法的结构拓扑优化研究[D]. 太原:中北大学,2014.
Wang Jie. The research of structure topology optimization based on variable density method[D]. Taiyuan: North University of China, 2014. (in Chinese)
- [2] 王凯剑,张睿,李岩. 翼身融合客机 PRSEUS 壁板参数识别研究与优化设计[J]. 航空科学技术,2021,32(5): 44-53.
Wang Kaijian, Zhang Rui, Li Yan. Parameters identification research and optimization design of PRSEUS panel in blended-wing-body civil aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(5): 44-53. (in Chinese)
- [3] Bendsøe M P, Kikuchi N. Generating optimal topologies in structural design using a homogenization method[J]. Computer

- Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1988, 71(2): 197-224.
- [4] Sigmund O. Design of material structures using topology optimization[D]. Denmark: Technical University of Denmark, 1994.
- [5] 冯佳宾. 变密度法在连续体与点阵材料拓扑优化中的应用研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2019.
Feng Jiabin. Research on application of variable density method in topology optimization of continuum structure and lattice material[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2019. (in Chinese)
- [6] 郭文杰, 聂小华, 王立凯, 等. 大展弦比无人机翼梁结构刚度优化设计[J]. 航空科学技术, 2018, 29(12): 8-13.
Guo Wenjie, Nie Xiaohua, Wang Likai, et al. Stiffness optimization design of a high aspect-ratio UAV wing beam[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(12): 8-13. (in Chinese)
- [7] Yang X Y, Xie Y M, Steven G P. Bi-directional evolutionary method for stiffness optimization[J]. AIAA Journal, 1999, 37: 1483-1488.
- [8] 宋健. 多辐板风扇盘拓扑优化方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
Song Jian. Topology optimization method for multi-web disk [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [9] 高杰. 基于参数化水平集的结构/材料多尺度拓扑优化设计研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2019.
Gao Jie. Research on topology optimization for multiscale design of structure-material based on parametric level set[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2019. (in Chinese)
- [10] 付君健. 基于参数化水平集的多孔结构拓扑优化方法研究 [D]. 武汉: 华中科技大学, 2019.
Fu Junjian. Research on parametric level set based topology optimization method for cellular structures[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2019. (in Chinese)
- [11] Zhang W S, Yuan J, Zhang J, et al. A new topology optimization approach based on Moving Morphable Components (MMC) and the ersatz material model[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2016, 53: 1243-1260.
- [12] 张健. 基于可移动变形组件法的结构拓扑优化研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2016.
Zhang Jian. The research on structural topology optimization based moving morphable components (MMC) method[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2016. (in Chinese)
- [13] 邢广鹏, 孙志刚, 崔向敏, 等. 多工况载荷下航空发动机支架拓扑优化设计[J]. 航空动力学报, 2020, 35(11): 2248-2262.
Xing Guangpeng, Sun Zhigang, Cui Xiangmin, et al. Topological optimization design of aero-engine support structure under multiple loading conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(11): 2248-2262. (in Chinese)
- [14] 苏长青, 杨蕾, 郝万里, 等. 飞机发动机吊挂多目标拓扑优化研究[J]. 机械设计与制造, 2020(12): 24-27, 33.
Su Changqing, Yang Lei, Hao Wanli, et al. The research on multi-objective topology optimization of aircraft engine pylon [J]. Machinery Design & Manufacture, 2020(12): 24-27, 33. (in Chinese)
- [15] 高文俊, 吕西林. 拓扑优化在结构工程中的应用[J]. 结构工程师, 2020, 36(6): 232-241.
Gao Wenjun, Lyu Xilin. Applications of topology optimization in structural engineering[J]. Structural Engineers, 2020, 36(6): 232-241. (in Chinese)
- [16] 徐聪, 徐国艳, 张立玲. 发动机罩的结构轻量化设计[J]. 机械设计与制造, 2016(7): 193-196.
Xu Cong, Xu Guoyan, Zhang Liling. The lightweight design of the structure of the engine hood[J]. Machinery Design & Manufacture, 2016(7): 193-196. (in Chinese)
- [17] 阎军, 张晨光, 霍思旭, 等. 宽弦风扇叶片空腔结构多目标轻量化设计[J]. 航空科学技术, 2021, 32(4): 60-64.
Yan Jun, Zhang Chenguang, Huo Sixu, et al. Multi-objective lightweight design of the cavity structure of wide-chord fan blades[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(4): 60-64. (in Chinese)
- [18] Cheng K T, Olhoff N. An investigation concerning optimal design of solid elastic plates[J]. International Journal of Solids and Structures, 1981, 17(3): 305-323.
- [19] 高翔, 王林军, 杜义贤. 改进的抑制灰度单元的拓扑优化方法 [J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2020, 32(12): 2003-2012.
Gao Xiang, Wang Linjun, Du Yixian. An improved topology

- optimization method for suppressing gray elements[J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics, 2020, 32 (12): 2003-2012. (in Chinese)
- [20] 盛旭东. 连续体结构拓扑优化方法及其应用研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- Sheng Xudong. Study on continuum structure topology optimization and application[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [21] 陈越, 张蕾. 基于OptiStruct的复合材料发动机罩结构轻量化设计[J]. 机械设计与制造, 2018(8): 122-125.
- Chen Yue, Zhang Lei. Structural lightweight design of composite engine shield based on optic struct[J]. Machinery Design & Manufacture, 2018(8): 122-125. (in Chinese)
- [22] 杨眉, 许璠璠, 宁宝军, 等. 航空发动机燃烧室机匣破裂安全性预测方法[J]. 航空科学技术, 2018, 29(5): 22-28.
- Yang Mei, Xu Fanfan, Ning Baojun, et al. Predicting method of burst security of aero-engine combustor case[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(5): 22-28. (in Chinese)

Lightweight Design Method of Aero-engine Combustor Case

Xu Fanfan¹, Yang Mei¹, Chai Xianghai¹, Yan Kun², Ni Xiaoqin¹

1. AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China

2. Dalian University of Technology, Dalian 116024, China

Abstract: A thickness optimization design method is established for the lightweight design requirement of aero-engine combustor case. The thickness of each element is taken as design variable. The optimization objective is the total strain energy of design domain. An optimal thickness distribution is achieved by the thickness optimization design method in this paper. For the weight reduction optimization mount of combustor case and flange, topology optimization based on variable density method is used. The density of element is taken as design variable and the flexibility is taken as the optimization objective. The two methods have their own features. The former method is more suitable for the preliminary design stage to obtain a good initial wall thickness distribution, while the latter is suitable for the detailed design stage to carry out local structure lightweight design. Finally the load carrying capacity of the optimized design is verified by the pressure test, which shows the effectiveness and feasibility of the approaches proposed.

Key Words: aero-engine; combustor case; lightweight design; topology optimization; thickness distribution optimization

Received: 2021-08-09; Revised: 2021-10-15; Accepted: 2021-11-16

Foundation item: National Key R&D Program of China(2018YFB1106400)