

S弯喷管与后机身腹板式传力结构优化设计研究

薛丁维^{1,2}, 黄 盛^{1*,2}, 廖华琳²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129; 2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 腹板结构刚度好、应力集中小, 是S弯喷管与后机身典型的连接形式, 但腹板的布局和尺寸设计与喷管的热应力和热变形之间存在深度耦合, 结构冗余较大。为同时满足喷管结构强度和轻量化设计要求, 针对等壁厚S弯喷管腹板式传力结构的布局和尺寸开展了多目标优化设计方法的探讨, 并针对腹板结构的传力冗余开展了气-热载荷下的拓扑优化研究。结果表明: S弯喷管变形主要体现为喷管出口段唇口处出现的全局上翘变形, 以及喷管收敛段后部出现的局部热翘曲; 随着结构中各布局尺寸参数变化, 腹板轴向布局位置对变形量的影响大于腹板结构厚度变化; 经过多目标优化, 腹板最大变形量降低26%, 总质量降低43%; 结构经过拓扑优化, 腹板在允许的结构变形下其应力水平降低23%, 总质量降低47%, 说明S弯喷管传统的腹板式传力结构存在较大的优化设计空间。

关键词: S弯喷管; 腹板结构; 热固耦合; 多目标优化; 拓扑优化; 航空发动机

中图分类号: V231.9 文献标识码: A 文章编号: 1672-2620(2025)01-0087-14

DOI: 10.3724/j.GTER.20250006

Optimization design of serpentine nozzle and load transfer structure of rear fuselage web plate

XUE Dingwei^{1, 2}, HUANG Sheng^{1*, 2}, LIAO Hualin²

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China; 2. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: The web plate structure of the serpentine nozzle exhibits good stiffness and low stress concentration, making it a typical connection form between the nozzle and the rear fuselage. However, the layout and size design of the web plate are deeply coupled with the thermal stress and deformation of the nozzle, leading to significant structural redundancy. To simultaneously meet the requirements of nozzle structural strength and lightweight design, a multi-objective optimization design method was studied for the layout and size of the web plate-type reinforcement structure with equal wall thickness in the serpentine nozzle, and a topological optimization research was also conducted under aerothermal loads to address the force transfer redundancy of the web plate structure. The results show that the deformation of the serpentine nozzle mainly manifests as global upward deformation at the lip of the nozzle exit section and local thermal warping at the rear of the nozzle convergence section. The variation in the axial layout position of the web plate has a greater impact on the deformation than the change in the structural thickness of the web plate. After multi-objective optimization, the maximum deformation of the structure is reduced by 26%, and the total weight of the structure is reduced by 43%. After topological optimization, the stress level of the web plate is reduced by 23%, and the total weight of the structure is reduced by 47%. This indicates that there is significant optimization design space for the traditional web plate-type reinforcement structure in serpentine nozzles.

Key words: serpentine nozzle; web plate structure; thermal-mechanical coupling; multi-objective optimization; topology optimization; aero-engine

收稿日期: 2024-12-27

基金项目: 航空发动机及燃气轮机基础科学中心项目(P2022-DC-I-002-001)

作者简介: 薛丁维(2000-), 男, 山西万荣人, 硕士研究生, 研究方向为发动机排气系统热结构优化设计。

通信作者: 黄 盛(1987-), 男, 副教授, 博士, 研究方向为发动机热端部件多尺度结构设计。E-mail: hs@nwpu.edu.cn

1 引言

S弯喷管作为低可探测飞行器实现红外隐身和雷达隐身的核心部件^[1],在压力载荷与热载荷的耦合作用下很容易发生较大变形甚至断裂失效^[2]。腹板式传力结构是一种工程上常用的结构加强方式,能够有效提高目标结构的承载能力和抗变形能力。传统腹板式传力结构虽具有较强的变形抑制能力与可靠性,但由于S弯喷管外形曲面和结构变形模式复杂^[3],腹板式传力结构的设计同样需要结合喷管的具体变形特征来进行,包括考虑喷管内壁面气动压力分布、温度分布以及喷管材料的强度和刚度等因素的影响^[4]。

国内外针对S弯喷管开展了大量研究工作。REYNOLDS和REEDER^[5]开展了S弯喷管宽高比对喷管内部流动特性的影响研究。NOH等^[6]进行了无人飞行器喷管气动隐身性能及红外隐身性能分析研究。孙鹏等^[7]基于真实构型的双涵道S弯喷管的壁面温度分布特征以及喷管尾焰特征,通过数值模拟的方法分析了双涵道S弯喷管内外流场的温度分布特征。程稳等^[8]采用数值模拟的方法着重研究了轴向长度比和中心线变化规律2个几何参数对S弯喷管红外辐射特性的影响。目前国内外的主要研究方向集中在S弯喷管气动性能、红外辐射特性以及电磁散射特性等方面,针对S弯喷管结构响应的相关探讨相对较少,仅进行了部分研究。如莱特州立大学的DEATON和GRANDHI^[9-11]研究了S弯喷管结构等效应力/应变产生的机理及分布规律,结果表明主要结构响应是空间温差而非温度升高的结果;开展了S弯喷管进口压力与最高温度对结构响应影响规律的研究,结果表明喷管进口压力以及最高温度与喷管最大应力以及子结构最大应变呈正相关;探究了S弯喷管各部件厚度对结构响应的影响规律,结果表明喷管厚度增加所引起喷管应力和子结构应变变化规律相反;采用响应曲面设计方法开展了优化分析,结果表明增加某一部件厚度的同时会导致另一部件的结构响应增加;开展了热/结构环境下结构设计的多学科设计优化方法研究,结果表明增加材料的热膨胀会导致更大的面外变形和更高的应力,从而传递给周围结构更强的负载。DEATON等^[12-13]开展了以应力应变膨胀为代表的热结构响应特征研究,结果表明喷管内部结构的热

膨胀会受到周围低温子结构的抑制从而产生应力集中现象。URBANCZYK和ALONSO^[14]开展了在设计优化框架内进行的耦合气动结构分析研究,结果表明应力集中在喷管和框架的结合部位。孙鹏等^[15]通过数值模拟的方式开展了流固耦合作用下双S弯收敛喷管的结构变形研究,结果表明在气动载荷作用下S弯喷管沿 y 向的最大变形位移为25.3 mm,且位于喷管出口上壁面的中心位置。李秋琳等^[16]通过双向耦合方法研究了不同出口宽高比对双S弯喷管流固耦合特性的影响,发现S弯喷管上、下壁面的最大变形均出现在S弯第一弯下游区域,且出口宽高比与喷管第一弯下游区域变形量呈正相关。

目前S弯喷管腹板式传力结构的工程设计主要依据工程经验和参照国外相关型号,针对S弯喷管在多物理场耦合作用下的结构响应特性以及喷管承力结构的优化设计研究成果较少,缺乏针对各腹板结构布局以及厚度的协同优化研究。在腹板式传力结构的设计过程中,为避免出现总体结构超重等问题,需要通过多目标优化和拓扑优化实现其变形抑制效果和总体结构轻量化要求间的平衡,提高S弯喷管性能的同时延长其使用寿命。因此,有必要针对S弯喷管及其承力结构进行多类型载荷耦合作用下的多目标优化设计以及拓扑优化设计,在保证其变形抑制效果的同时降低结构质量,为S弯喷管承力结构优化设计提供理论基础。

2 几何模型

2.1 S弯喷管模型

S弯喷管中心线的形状为S弯曲线,曲线在起点与终点处的导数均为0^[17]。采用S弯曲线的中心线设计可使得喷管进口与出口的气流方向均与发动机轴线平行,从而利用S弯曲线的弯曲型面设计对航空发动机内部高温部件以及旋转部件进行有效遮挡以满足低可探测性要求^[18]。

图1为完全遮挡内部涡轮部件的S弯喷管低可探测设计准则。针对双S弯喷管,若要完全遮挡涡轮部件,需满足上、下纵线的切线 MN 经过喷管进口的下端点 B 或喷管出口的上端点 C ^[19]。

图2为S弯喷管基础构型。使用LEE和BOEDICKER^[20]所提出的曲线变化规律进行S弯喷管中心线设计,S弯喷管流通截面设计采用由圆形

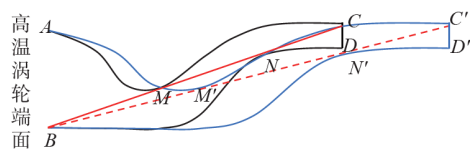


图1 S弯喷管低可探测设计准则

Fig.1 Low detectability design criteria of the serpentine nozzle

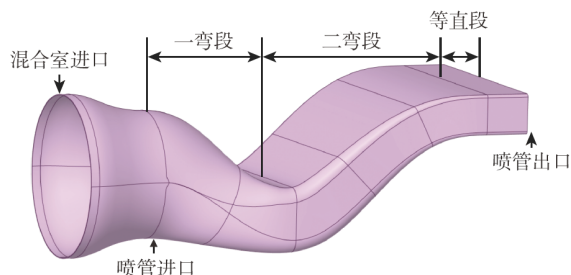


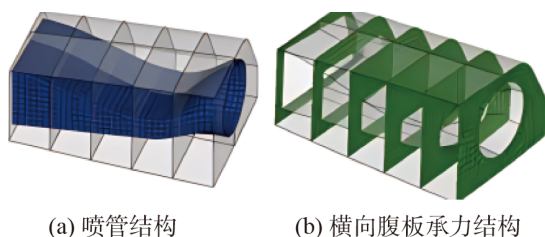
图2 S弯喷管基准模型

Fig.2 Geometry model of the serpentine nozzle

进口截面逐渐过渡为矩形或其他非圆形状截面的方式实现,在截面渐变过程中,喷管沿程截面的几何尺寸与形状均会发生不同程度的改变。

2.2 腹板结构设计

腹板式传力结构形式参考DEATON和GRANDHI^[9]早期提出的发动机排气冲刷结构中采用的喷管承力子结构形式,如图3所示。其中嵌入式发动机喷管周围的承力结构主要采用横向腹板的形式,大大降低了喷管结构的变形程度与应力分布,同时代替喷管承受更多负载。

图3 发动机排气冲刷结构^[9]Fig.3 Engine exhaust-washed structures^[9]

包含腹板式传力结构的S弯喷管主要包括喷管入口段、一弯段、二弯段、出口等直段、纵向腹板、局部横向腹板。通过分析S弯喷管的变形模式,发现喷管变形主要分为喷管出口等直段唇口处出现的全局上翘变形以及喷管二弯段中部出现的局部鼓包变形,如图4所示。

分别在喷管的上、下壁面对称截面由喷管出口端向前延伸至喷管进口端布置2个纵向腹板以降低

总变形/mm:

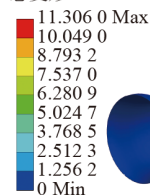


图4 S弯喷管变形分布云图

Fig.4 Deformation contours of the serpentine nozzle

喷管唇口处出现的全局上翘变形;在喷管出口端、进口端及沿程易变形壁面法向截面布置局部横向腹板,从而抑制喷管收敛段后部出现的局部鼓包变形,如图5所示。通过将纵向腹板和局部横向腹板相结合能够有效抑制S弯喷管的全局变形和局部变形,使得S弯喷管的结构变形处于较低水平,从而在工作中保持较高的气动性能。

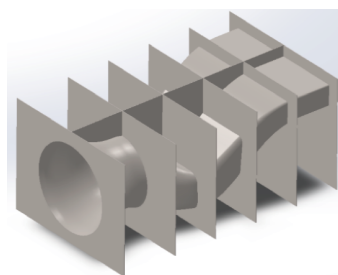


图5 S弯喷管腹板式传力结构模型

Fig.5 Geometry model of the web plate-type reinforcement structure in the serpentine nozzle

2.3 参数化建模

对S弯喷管腹板式传力结构模型进行设计,并采用SolidWorks软件完成参数化建模,便于后续导入ANSYS软件的Workbench平台进行有限元计算及响应面优化设计^[21]。S弯喷管厚度为1.60 mm,总长度为1 054.00 mm,出口直管段宽度为541.42 mm,上纵向腹板顶端与下纵向腹板低端相距50.00 mm,局部横向腹板左右两侧相距50.00 mm。

图6为S弯喷管腹板结构几何参数示意。主要设计参数包括:喷管上壁面纵向腹板厚度 Z_1 ,喷管下壁面纵向腹板厚度 Z_2 ;局部横向腹板1厚度 D_1 ,局部横向腹板2厚度 D_2 ,局部横向腹板3厚度 D_3 ,局部横向腹板4厚度 D_4 ,局部横向腹板5厚度 D_5 ;局部横向腹板2相对出口端轴向距离 W_1 ,局部横向腹板3相对出口端轴向距离 W_2 ,局部横向腹板4相对出口端轴向距离 W_3 ,局部横向腹板5相对出口端轴向距离 W_4 。进口

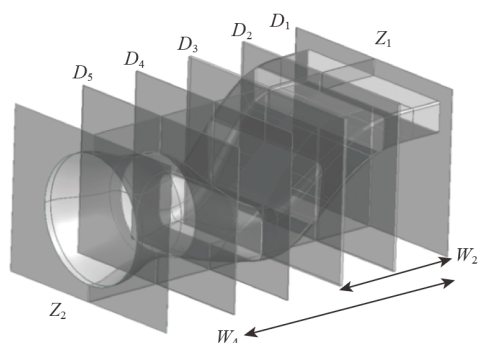


图6 腹板结构参数化建模

Fig.6 Parametric model of the web plate structure in the serpentine nozzle

端横向腹板由于固定约束条件暂不进行参数化建模参与后续优化。将上述参数化模型利用ANSYS双向参数互动技术由Solidworks软件导入Workbench平台中进行参数识别并提取至参数集。

3 多场耦合计算

针对包含腹板结构的S弯喷管结构流热固耦合分析为单向耦合计算,主要考虑喷管内部流体温度场及压力场对结构响应的影响。

3.1 多场耦合理论

流热固单向耦合是指在对流场进行分析并得到相关热载荷与压力载荷的前提下,首先将热载荷计算结果导入到几何结构上进行热分析,从而得到相应热应力;再综合之前所计算得到的压力载荷连同热应力导入到几何结构上(图7),最终经过数值模拟计算得到所需要的结果。

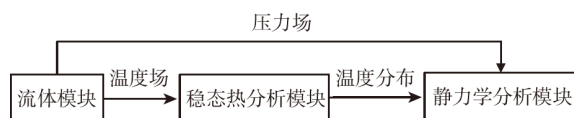


图7 单向耦合系统

Fig.7 One-way coupling system

流热固双向耦合则是指在对流场进行分析并得到结构所受相关热载荷与压力载荷后,首先将压力载荷计算结果导入到几何结构上,此时结构分析计算结构反作用于流场的压力载荷而并非直接计算响应结果;之后将所得结构反作用于流场的压力载荷导入至流场中,再反之分析计算结构在流场中的压力载荷,如此反复进行;热载荷分析计算过程同上。因此,流热固双向耦合过程虽然更加符合实际工况

下的结构受力情况,但也相较流热固单向耦合过程更为复杂,考虑到后续响应面优化过程中样本点数量巨大,选用流热固单向耦合方法作为主要求解思路进行模拟计算^[22]。

3.2 数值计算方法

S弯喷管结构材料选用有限元软件自带的钛合金材料参数,材料参数包括弹性模量 E 、密度 ρ 、泊松比 μ 以及屈服强度 σ_s 。具体材料参数如表1所示。网格尺寸设置为10 mm,目标网格单元质量设置为0.25,从而保证网格划分质量,其他参数为默认值。S弯喷管有限元模型如图8所示。

表1 结构材料参数

Table 1 Material parameters

材料参数	数值
弹性模量 E/GPa	96
密度 $\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$	4 620
泊松比 μ	0.36
屈服强度 σ_s/MPa	930

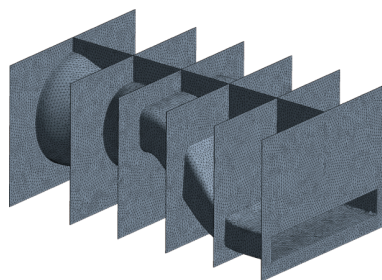


图8 腹板结构有限元模型

Fig.8 Finite element model of the web plate structure in the serpentine nozzle

利用Fluent软件进行数值计算。其中,环境压力为101 325 Pa,环境温度为288 K;喷管内涵压力进口边界落压比为1.66,进口总温为845.7 K;喷管外涵压力进口边界落压比为1.64,进口总温为351 K,气流方向沿喷管轴向,喷管壁面设置为无滑移绝热壁面。远场压力出口边界出口压力及温度与环境保持一致。经过网格无关性验证,计算采用的网格数量为791万。流体边界及网格分布如图9所示。

通过计算得到S弯喷管沿程截面上的温度及压力分布,其中各沿程截面由喷管入口端面沿轴向间隔0.12 m均匀排布,如图10所示。S弯喷管内壁面的温度场及压力场如图11所示。由温度场数据可进行稳态热计算得到总体结构温度分布,并结合喷管内壁面压力场数据进行结构静力学计算,可得结构变

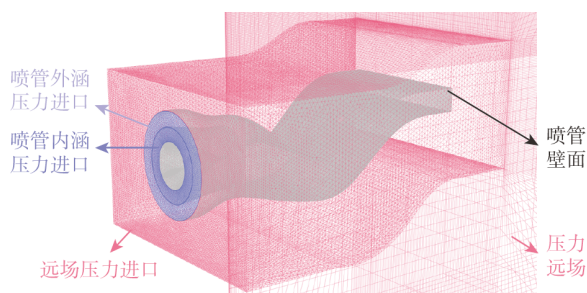


图9 计算网格及边界条件

Fig.9 Computational grid and boundary condition

形及等效应力分布。

静力学计算边界条件除导入温度载荷及内壁面压力载荷外,对喷管进口段与腹板上、下边缘处采用固定支撑约束,并对喷管以及腹板结构外表面(固定约束面除外)施加大气压力0.1 MPa。

3.3 求解结果

本算例模型参数取值如表2所示,进口端横向腹板厚度设置为2 mm。

根据上述流热固单向耦合分析流程对添加腹板结构前、后有限元模型进行数值模拟计算,可得包含腹板结构的S弯喷管温度分布云图、等效应力分布

云图及总变形分布云图,如图12所示,添加腹板结构前后计算结果对比如表3所示。

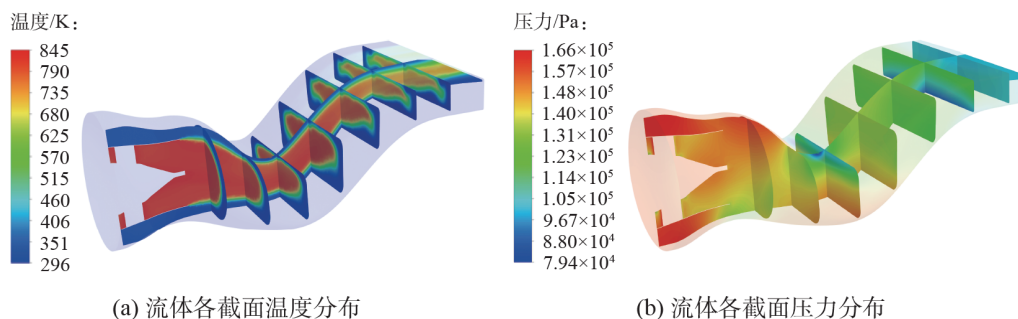
最大变形工程要求为1.00 mm,钛合金材料屈服强度为930 MPa。由表3可知,添加腹板结构前、后结构最大应力均远低于钛合金材料屈服极限;结构最大变形由无腹板结构时的11.31 mm降至1.35 mm,大于1.00 mm,仍不满足工程要求;总质量增加了16.88 kg,相比原喷管结构质量增加169.99%。为解决目前腹板结构变形较大且冗余质量过多的问题,在本算例构型的基础上开展后续腹板式传力结构布局以及厚度多目标优化设计研究。

4 多目标优化设计

以未经优化含有腹板式传力结构的S弯喷管结构为对象,利用响应面法研究各布局参数及厚度参数对变形量等状态参数的影响,并根据给定优化目标及限制条件进行优化设计。

4.1 响应面优化设计

响应面优化基本流程如图13所示。在实际响应面建立以及后续优化过程中,响应面优化设计的精度往往受到样本点的选取、响应面类型以及响应值

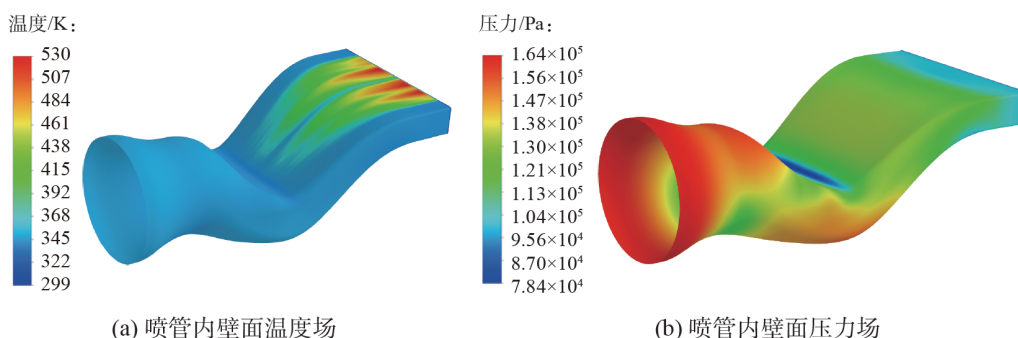


(a) 流体各截面温度分布

(b) 流体各截面压力分布

图10 S弯喷管沿程截面温度及压力分布

Fig.10 Static temperature and pressure counters of cross sections inside the serpentine nozzle



(a) 喷管内壁面温度场

(b) 喷管内壁面压力场

图11 S弯喷管内壁面温度及压力分布

Fig.11 Static temperature and pressure counters of the inner wall of the serpentine nozzle

表2 有限元模型参数
Table 2 Parameters of the finite element model

设计变量	数值/mm	设计变量	数值/mm
W_1	200	D_1	2
W_2	400	D_2	2
W_3	600	D_3	2
W_4	800	D_4	2
Z_1	2	D_5	2
Z_2	2	—	—

随自变量因子变化的复杂度等因素的影响,响应面质量无法得到保证。由于样本空间范围通常较广无法立即确定优化点所在区域,且在样本空间内均匀加密样本点将大大增加计算量,因此往往需要针对样本点取样范围、取样密度进行多次调整并重新拟合响应曲面;根据响应曲面变化趋势和灵敏度分析确定优化点所在样本空间范围,在此基础上缩小样本空间并增加单位样本空间样本点数量,从而获得局部精度更高的响应曲面^[23]。

考虑到响应面优化过程中设计变量较多且样本空间较大的特点,为提高响应曲面精度,对布局参数与厚度参数分别进行响应面多目标优化设计,厚度参数将基于布局参数优化结果中的腹板构型开展响

应面优化。采用拉丁超立方取样试验设计方法(Latin hypercube sampling design)生成样本点,能够在样本点数量有限的情况下,使样本点均匀分布在样本空间内,有效提高响应面质量;响应面类型为遗传集聚(Genetic aggregation)响应面;优化算法选取多目标遗传算法(Multi objective genetic algorithm, MOGA),数学模型如式(1)所示。

$$\begin{cases} \text{Minimize: } F(\mathbf{x}) = \{f_1(\mathbf{x}), f_2(\mathbf{x}), \dots, f_n(\mathbf{x})\} \\ \text{Subject to: } g_i(\mathbf{x}) \geq 0, i = 1, 2, \dots, m \\ h_i(\mathbf{x}) = 0, i = 1, 2, \dots, p \\ lb_i \leq x_i \leq ub_i, i = 1, 2, \dots, q \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{x}$ 为设计变量, $F(\mathbf{x})$ 为目标函数, $g_i(\mathbf{x})$ 、 $h_i(\mathbf{x})$ 为状态变量, n 为目标个数, m 为不等式约束个数, p 为等式约束个数, q 为不等式约束个数, lb_i 为第*i*个变量下限, ub_i 为第*i*个变量上限。

与传统的单目标遗传算法不同,MOGA算法能够在同时考虑多个目标函数的情况下进行优化,从而得到多个最优解,并且这些解集在多个目标函数上均具有较好的适配性。在MOGA算法中,首先需要初始化种群,随机生成一组初始解;然后计算每个个体在多个目标函数上的适应度;根据个体的适应

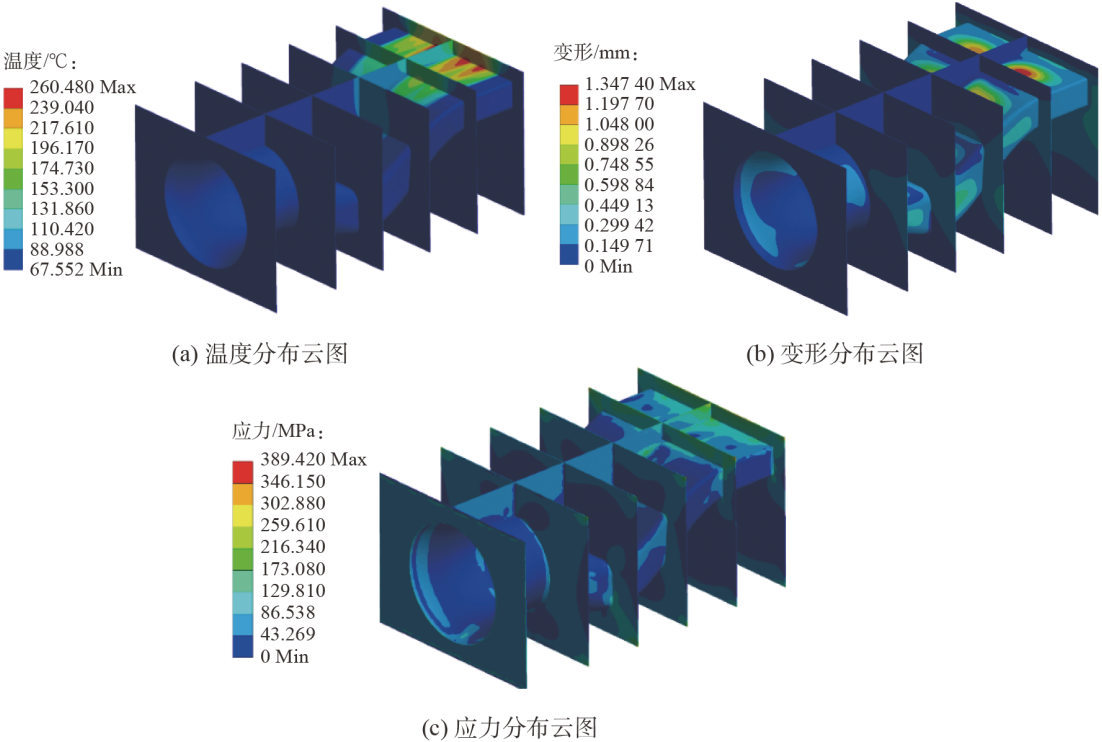


图12 S弯喷管腹板结构温度、变形及应力分布云图
Fig.12 Temperature, deformation and stress contours of the web plate structure in the serpentine nozzle

表3 计算结果对比		
Table 3 Comparison of finite element calculation results		
参数	无腹板结构	含腹板结构
最大应力/MPa	193.02	389.42
最大变形/mm	11.31	1.35
总质量/kg	9.93	26.81
腹板质量/kg	0.00	16.88

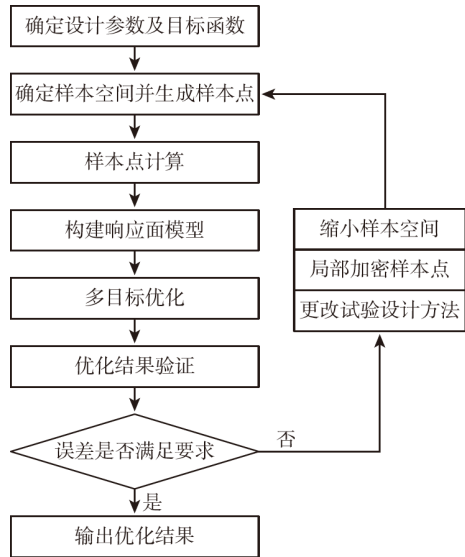


图13 响应面优化流程框图
Fig.13 Response surface optimization process

度进行筛选,选出一部分个体作为下一种群的父代进行交叉和变异;交叉操作通过将选定的父代个体进行基因交换,生成新的子代个体;变异操作对交叉后的子代个体进行基因变异,引入新的遗传信息;之后计算新个体的适应度,并根据适应度选择出新的种群。重复执行这些步骤,直到达到预定的迭代次数或满足终止条件;最后输出优秀的解集作为算法的结果。算法框图如图14所示。

4.2 优化设计参数

优化设计参数包括: Z_1 、 Z_2 ; W_1 、 W_2 、 W_3 、 W_4 ; D_1 、 D_2 、 D_3 、 D_4 、 D_5 。将以上设计参数作为布局设计变量与厚度设计变量,并将流热固耦合分析后处理结果中的最大变形、最大等效应力以及结构总质量作为目标函数构建布局响应面及厚度响应面,基于所建

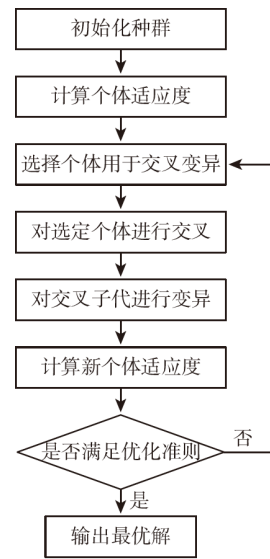


图14 多目标遗传算法框图
Fig.14 Multi-objective genetic algorithm

响应面模型进行后续优化设计研究。在等效应力低于结构材料屈服强度且结构最大变形低于工程要求的前提下求解质量最小化对应的自变量因子组合,最大变形工程要求为1 mm,钛合金材料屈服强度为930 MPa(为简化计算,本文忽略钛合金材料性能参数随温度的变化)。

4.3 布局响应面优化分析

一轮布局参数优化各轴向距离取样范围为 ± 50 mm,样本空间如表4所示,各厚度参数固定为2 mm,并通过拉丁超立方取样试验设计方法生成160组样本点进行计算。由于各样本点最大应力远小于材料屈服极限,且布局参数对总质量影响较小,因此首先以最小变形作为优化目标进行响应面优化,追求更佳变形抑制能力的腹板布局。

一轮布局参数优化结果如表5所示。由表可知,

表4 一轮布局参数样本空间				
Table 4 Sample space of first-round layout parameters				
	W_1 /mm	W_2 /mm	W_3 /mm	W_4 /mm
下限	150	350	550	750
上限	250	450	650	850

表5 一轮布局参数优化结果						
Table 5 Optimization result of first-round layout parameters						
	W_1 /mm	W_2 /mm	W_3 /mm	W_4 /mm	最大变形/mm	相对误差/%
优化点	220.00	396.00	650.00	763.00	0.96	0.00
验证点	220.00	396.00	650.00	763.00	1.71	78.89
直接优化点	155.00	390.00	622.00	772.00	1.00	0.00

一轮响应面优化点与验证点相对误差较大远高于5%,响应面精度较低不满足优化要求,考虑到一轮响应面优化取样范围较大且样本点数量不足必然导致优化点附近样本空间响应面局部精度不足,故基于一轮响应面优化样本点计算结果以最小变形作为优化目标进行直接优化,对接近最小变形优化目标的样本点进行筛选,从而确定优化点所在范围。

在第一轮直接优化点的基础上缩小样本空间取样范围并增加范围内取样数量进行二轮布局参数优化以提高优化点附近响应面质量。二轮布局参数优化各轴向距离取样范围为 ± 10 mm,样本空间如表6所示,厚度参数固定为2 mm,并通过拉丁超立方取样试验设计方法生成200组样本点进行计算。以最小变形作为优化目标进行响应面优化。

表6 二轮布局参数样本空间

Table 6 Sample space of second-round layout parameters

	W_1/mm	W_2/mm	W_3/mm	W_4/mm
下限	144.50	380.17	612.17	762.17
上限	164.50	400.17	632.17	782.17

利用多目标遗传算法对指定设计参数进行优化,优化迭代过程在进行13次迭代后基本达到收敛,优化算法收敛曲线如图15所示,优化过程总变形收敛曲线如图16所示,各设计变量收敛曲线如图17所示。

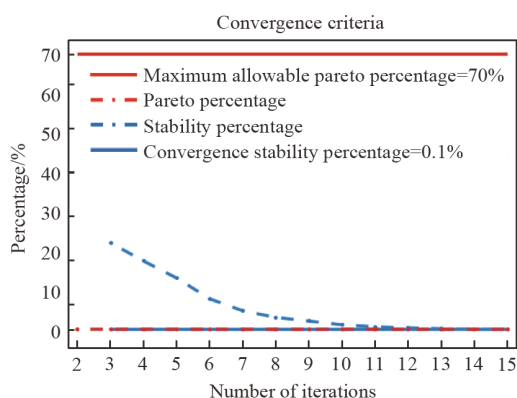


图15 一轮多目标遗传算法收敛曲线
Fig.15 Convergence criteria of first-round multi-objective genetic algorithm

二轮布局参数优化结果如表7所示。由表可知,二轮响应面优化点与验证点相对误差为4.23%,低于5.00%,响应面精度较高满足优化要求。后续厚度参数优化将沿用表7中二轮布局参数优化结果,在

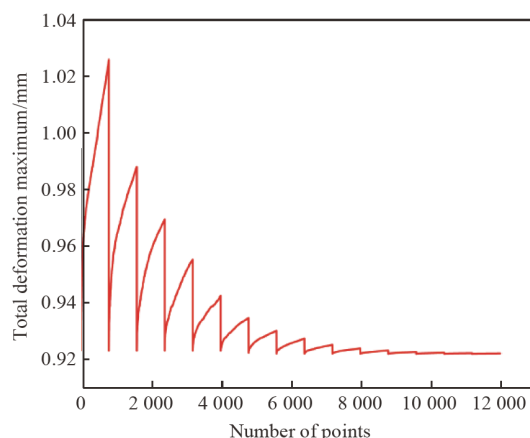


图16 一轮优化过程总变形收敛曲线
Fig.16 Convergence criteria of first-round total deformation maximum

此构型基础上对各厚度参数进行优化设计。

4.4 厚度响应面优化分析

厚度取样范围为0.5~1.5 mm,样本空间如表8所示,各布局参数选取如表7所示,进口端横向腹板由于固定约束条件暂不进行优化,厚度设置为1.0 mm,并通过拉丁超立方取样试验设计方法生成200组设计点进行计算。由于各样本点最大应力远小于材料屈服极限,因此在变形量小于1.0 mm条件下以总质量最小化作为优化目标进行响应面优化,数学模型如式(2)所示。

$$\begin{cases} \text{Minimize: } F(\mathbf{x}) = \{f_1(\mathbf{x}), f_2(\mathbf{x}), \dots, f_n(\mathbf{x})\} \\ \text{Subject to: } g(\mathbf{x}) \leq 1, i = 1, 2, \dots, m \end{cases} \quad (2)$$

利用多目标遗传算法对指定设计参数进行优化,优化迭代过程在进行15次迭代后基本达到收敛,优化算法收敛曲线如图18所示,优化过程总变形以及总质量收敛曲线如图19所示,部分设计变量收敛曲线如图20所示。

厚度参数优化结果及验证如表9、表10所示。由表可知,一轮响应面优化点与验证点变形相对误差为0.7%,低于5.0%;质量相对误差为0%,低于5.0%,响应面精度较高满足优化要求。针对以上设计点计算结果进行分析可知,S弯喷管腹板结构厚度变化对于结构最大变形量的影响远小于腹板轴向布局位置对变形量的影响,因此在各布局参数固定前提下所进行的本轮厚度参数优化过程中,为逼近结构质量最小化的优化目标,多数设计参数的优化结果偏向于取值下限,即0.50 mm。

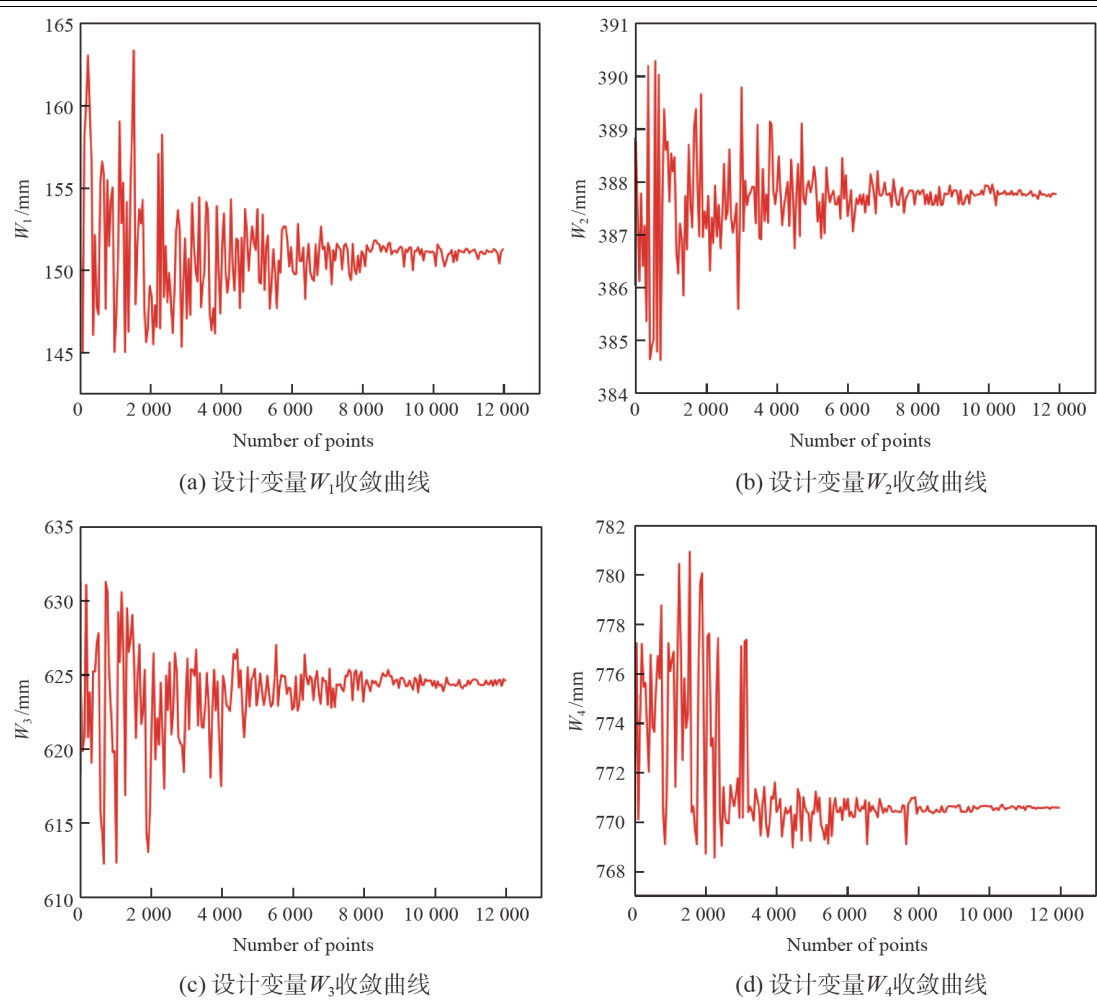


图17 一轮各设计变量收敛曲线
Fig.17 Convergence criteria of first-round design variables

表7 二轮布局参数优化结果
Table 7 Optimization results of second-round layout parameters

	W_1/mm	W_2/mm	W_3/mm	W_4/mm	最大 变形/mm	相对 误差/%
优化点	151.00	388.00	624.00	771.00	0.92	0.00
验证点	151.00	388.00	624.00	771.00	0.96	4.23

表8 厚度参数样本空间
Table 8 Sample space of thickness parameters

	$Z_1\sim Z_2/\text{mm}$	$D_1\sim D_3/\text{mm}$
下限	0.50	0.50
上限	1.50	1.50

4.5 多目标优化结果对比

经过2轮布局参数优化以及一轮厚度参数优化,包含腹板式传力结构的S弯喷管模型如图21所示,优化后有限元模型变形分布云图以及应力分布云图如图22所示。优化前、后各参数取值如表11所示。

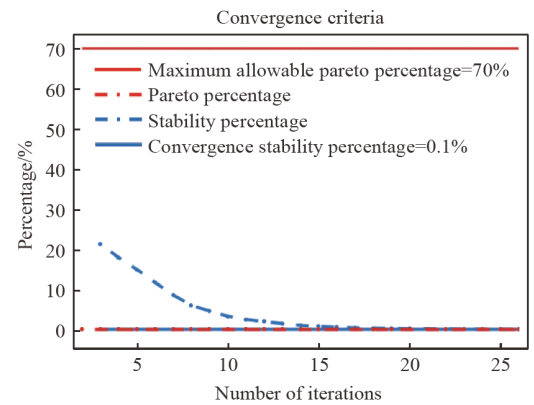


图18 二轮多目标遗传算法收敛曲线
Fig.18 Convergence criteria of second-round multi-objective genetic algorithm

由表可知,经过优化设计的结构最大应力由389.42 MPa上升至531.32 MPa,未超过钛合金材料屈服极限,结构最大变形由1.35 mm下降至0.99 mm,

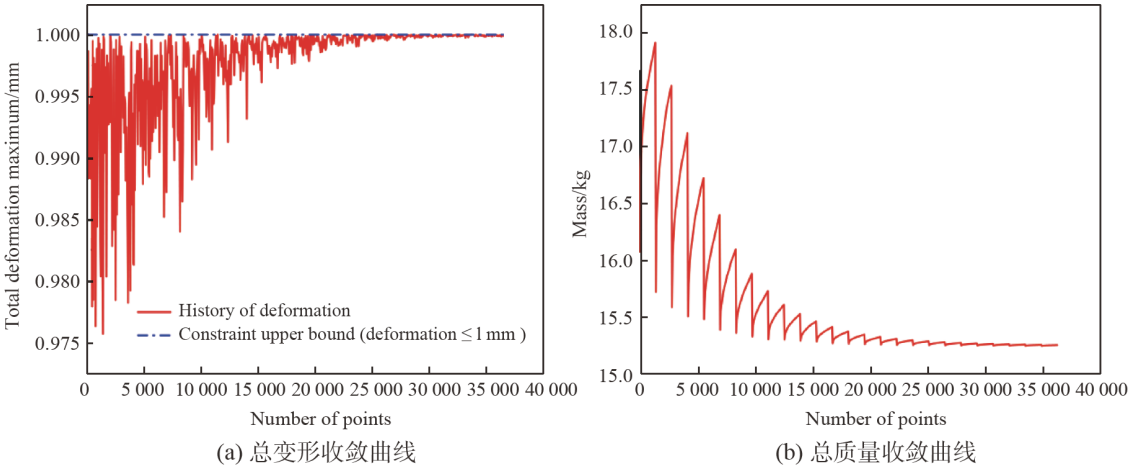


图19 二轮优化过程总变形/总质量收敛曲线
Fig.19 Convergence criteria of second-round total deformation maximum/mass

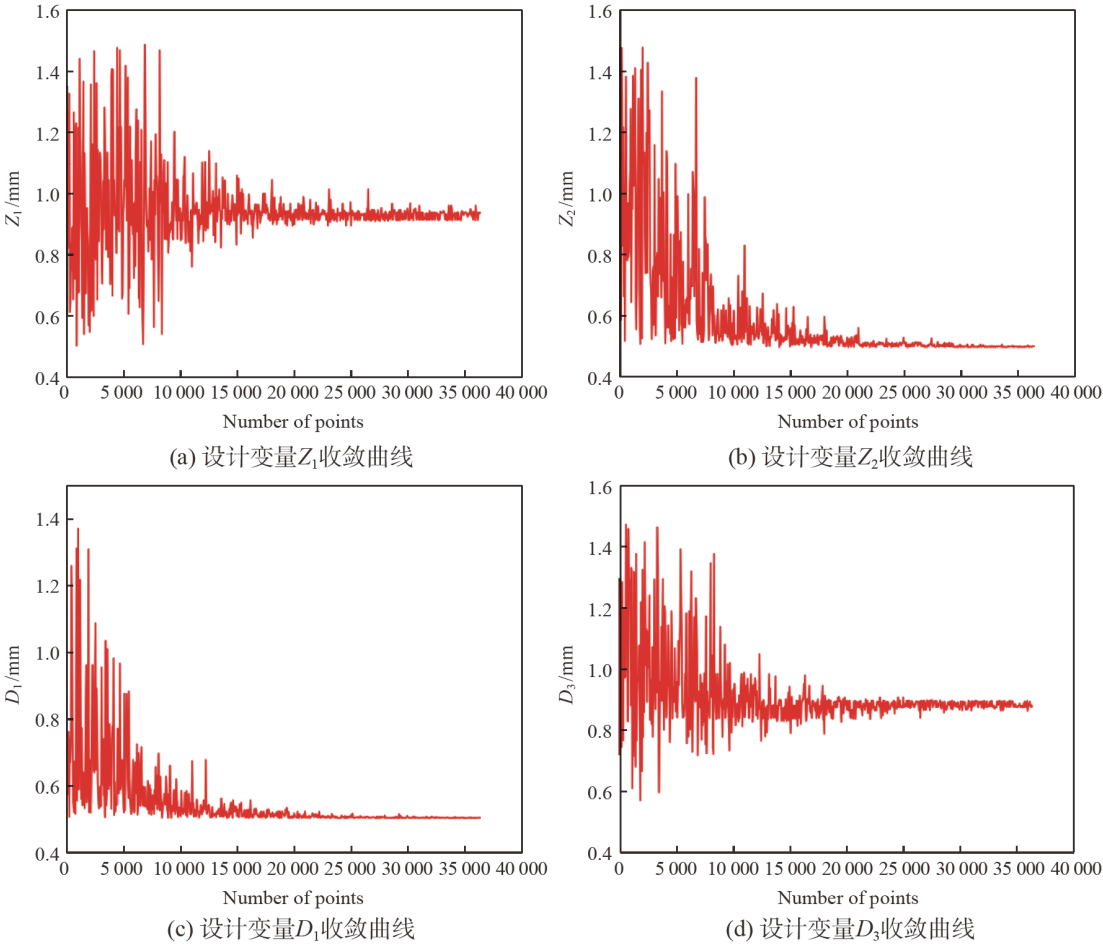


图20 二轮部分设计变量收敛曲线
Fig. 20 Convergence criteria of second-round design variables

表9 厚度参数优化结果

Table 9 Optimization result of thickness parameters

	Z_1/mm	Z_2/mm	$D_1 \sim D_2/\text{mm}$	D_3/mm	$D_4 \sim D_5/\text{mm}$
优化点	0.94	0.50	0.50	0.87	0.50
验证点	0.94	0.50	0.50	0.87	0.50

表10 优化结果验证

Table 10 Optimization result verification

	最大变形/mm	变形相对误差/%	总质量/kg	质量相对误差/%
优化点	1.00	0	15.25	0
验证点	0.99	0.7	15.25	0

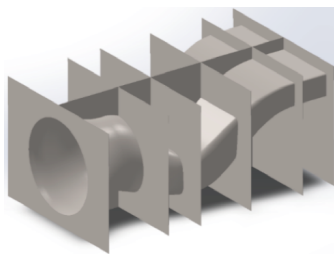


图21 S弯喷管腹板结构多目标优化模型
Fig.21 Multi-objective optimization model of the web plate structure in the serpentine nozzle

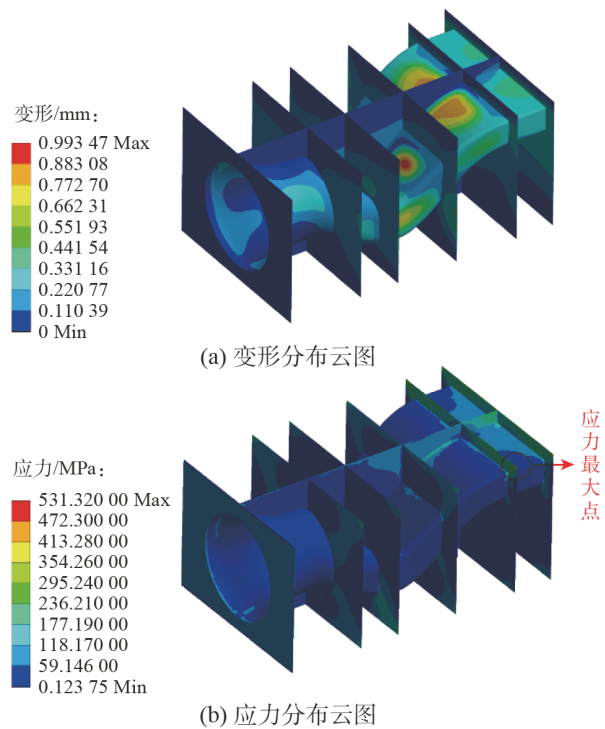


图22 优化模型变形/应力分布云图
Fig.22 Deformation/stress contours of the web plate structure in the serpentine nozzle after optimizing

满足工程要求;总质量相比初始腹板结构降低43.12%,腹板质量降低68.48%,减重效果显著。

5 拓扑优化设计

拓扑优化可根据优化目标和约束条件针对模型中的指定区域进行优化,从而得到设计空间内的最佳结构材料分布方案,达到性能优化或轻量化设计的目的。本文拓扑优化设计方法使用基于密度的求解方法,采用固体各向同性材料惩罚(SIMP)模型对基于模型中各单元密度进行优化。

5.1 拓扑优化数学模型

拓扑优化目标函数可选取为质量最小化、体积

表11 各参数优化前、后对比
Table 11 Comparison of parameters before and after optimization

参数	初始参数值	多目标优化参数值
W_1/mm	200.00	151.04
W_2/mm	400.00	387.79
W_3/mm	600.00	624.43
W_4/mm	800.00	770.54
Z_1/mm	2.00	0.94
Z_2/mm	2.00	0.50
D_1/mm	2.00	0.50
D_2/mm	2.00	0.50
D_3/mm	2.00	0.87
D_4/mm	2.00	0.50
D_5/mm	2.00	0.50
最大应力/MPa	389.42	531.32
最大变形/mm	1.35	0.99
总质量/kg	26.81	15.25
腹板质量/kg	16.88	5.32

最小化、刚度最大化、应力最小化等,响应约束条件可以采用结构体积、质量、刚度、变形、支反力、应力等。本次拓扑优化数学模型可定义为满足质量约束条件下的结构刚度最大。拓扑优化模型以及优化区域设置如图23所示,将腹板上、下表面、同喷管接触面以及上、下纵板同进口面的接触区域设置为优化边界(红),对腹板结构设计区域(蓝)进行拓扑优化。

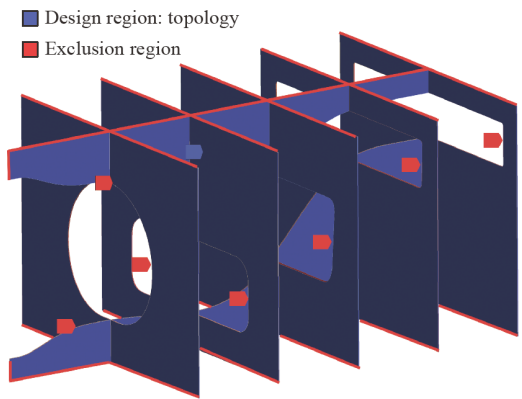


图23 拓扑优化模型
Fig.23 Topology optimization model

5.2 拓扑优化结果及后处理

模型边界条件沿用3.3节所述温度载荷与气动载荷,针对均匀腹板构型进行拓扑优化,通过不断调整模型网格,多次迭代最终得到符合设计要求拓扑优化结果,将结果导出并进行二次建模,所得腹板结构拓扑优化方案与其他结构方案的对比,如图24所示。

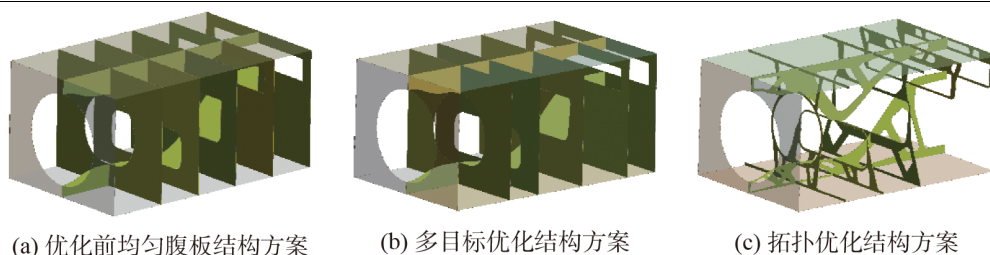


图24 腹板加强结构方案

Fig.24 Various structural schemes of the web plate structure in the serpentine nozzle

6 优化结果对比

针对多目标优化结构方案与拓扑优化结构方案进行同一工况下的多场耦合对比计算,各方案有限元模型变形分布云图以及应力分布云图如图25所示,各方案性能对比如表12所示。

表12 各方案性能对比

Table 12 Performance comparison of structural schemes

参数	多目标优化结构	拓扑优化结构
最大应力/MPa	531.32	408.85
最大变形/mm	0.99	1.65
总质量/kg	15.25	14.32
腹板质量/kg	5.32	4.39

通过对比2种结构优化方案计算结果可知:多目标优化模型相比优化前减重43%,且变形量小于1.0 mm较拓扑优化方案更具有刚度优势;基于未优化模型得到的拓扑优化模型相比优化前减重47%,

较多目标优化方案更满足轻量化设计需求,同时降低23%的应力水平,变形量较优化前仅增加0.3 mm。

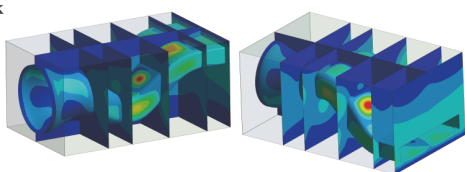
7 结论

通过单向流热固耦合分析,将S弯喷管流场分析得到的内壁面压力和温度分布作为喷管与后机身腹板式传力结构的设计载荷,建立了包含喷管壁面和后机身壁板的热固耦合有限元模型;结合结构响应特性分析了腹板结构各布局参数及厚度参数对结构最大应力、最大变形及总质量状态参数的影响;提出了针对腹板式传力结构的布局以及厚度分布多目标优化设计方法,并采用拓扑优化方法对腹板布局方案的腹板材料分布进行优化。对比原结构响应和2种优化设计方案表明:

(1) 随着结构中各设计参数变化,腹板结构厚度变化对于结构最大变形量的影响远小于腹板轴向布局位置对变形量的影响。因此在优化设计过程中

变形/mm:

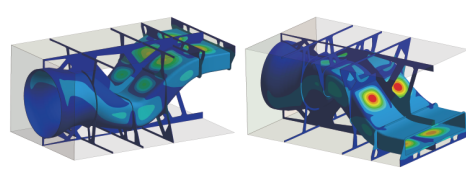
0.993 47 Max
0.883 08
0.772 70
0.662 31
0.551 93
0.441 54
0.331 16
0.220 77
0.110 39
0 Min



(a) 多目标优化结构变形云图

变形/mm:

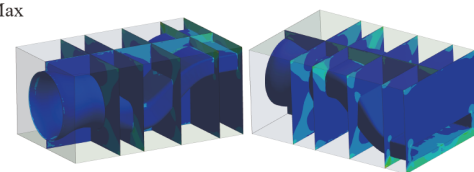
1.651 20 Max
1.467 70
1.284 20
1.100 80
0.917 32
0.733 85
0.550 39
0.366 93
0.183 46
0 Min



(b) 拓扑优化结构变形云图

压力/MPa:

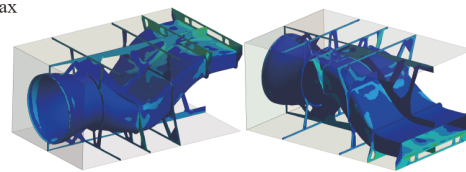
531.320 00 Max
472.300 00
413.280 00
354.260 00
295.240 00
236.210 00
177.190 00
118.170 00
59.146 00
0.123 75 Min



(c) 多目标优化结构应力云图

压力/MPa:

408.850 00 Max
363.430 00
318.000 00
272.580 00
227.150 00
181.730 00
136.300 00
90.875 00
45.449 00
0.023 82 Min



(d) 拓扑优化结构应力云图

图25 各方案变形及应力分布云图

Fig.25 Deformation/stress contours of various structural schemes

应先针对腹板结构布局进行优化,改善其变形抑制效果,再针对各腹板厚度进行优化减重,可以更好地实现结构综合性能的优化。

(2) 在热固耦合影响下,腹板结构加强的S弯喷管的热变形随着结构参数变化的趋势与腹板的热应力相反,经过优化使结构变形量在满足工程要求的同时,应力水平也有明显提高。传统的腹板式结构具有较大的减重设计空间以及刚度优势,但投入工程应用还需进一步降低应力水平。

(3) 对S弯喷管腹板加强结构在初始布局方案下开展拓扑优化,尽管刚度有所下降,但能够进一步降低结构质量并大幅降低应力水平,具有抑制喷管变形、传力和减重的综合结构优势,但腹板初始结构布局对拓扑优化空间产生一定限制。

(4) 针对S弯喷管腹板式传力结构,基于腹板布局和尺寸的多目标优化算法可以实现严格的变形抑制目标,并降低结构质量;拓扑优化方法可以有效吸收热膨胀,进一步降低应力水平和质量;将2方法相结合可以实现兼顾结构刚度、强度和材料利用率的综合最优设计。

参考文献:

- [1] LEE Y R, LEE J W, SHIN C M, et al. Characteristics of flow field and IR of double serpentine nozzle plume for varying cross sectional areas and flight conditions in UCAV[J]. Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, 2021, 49(8): 689–698.
- [2] CROWE D S, MARTIN C L. Hot streak characterization in serpentine exhaust nozzles[R]. AIAA 2016-4502, 2016.
- [3] 邓洪伟, 尚守堂, 金海, 等. 航空发动机隐身技术分析[J]. 航空科学技术, 2017, 28(10): 1–7.
DENG Hongwei, SHANG Shoutang, JIN Hai, et al. Analysis and discussion on stealth technology of aeroengine[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(10): 1–7. (in Chinese)
- [4] 王俊华. 航空发动机尾喷管的气动/隐身特性研究[D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2019.
WANG Junhua. Investigation on aerodynamic and stealth characteristics of aeroengine nozzle[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2019. (in Chinese)
- [5] REYNOLDS T, REEDER M F. Effect of aspect ratio on flow through serpentine nozzles[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(3): 836–851.
- [6] NOH S, BAE J Y, KIM J, et al. Analysis of flow and infrared signature characteristics according to UCAV nozzle shape[J]. Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, 2019, 23(5): 27–35.
- [7] 孙鹏, 周莉, 王占学, 等. 双涵道S弯喷管内/外流场的温度分布研究[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(6): 1331–1339.
SUN Peng, ZHOU Li, WANG Zhanxue, et al. Temperature distributions of internal flow and external jet fields of double serpentine convergent nozzle for turbofan[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 39(6): 1331–1339. (in Chinese)
- [8] 程稳, 周莉, 王占学, 等. 几何参数对S弯喷管红外辐射特性的影响[J]. 推进技术, 2018, 39(9): 1974–1985.
CHENG Wen, ZHOU Li, WANG Zhanxue, et al. Effects of geometric parameters on infrared signature of serpentine nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(9): 1974–1985. (in Chinese)
- [9] DEATON J D, GRANDHI R V. Thermal-structural analysis of engine exhaust-washed structures[R]. AIAA 2010-9236, 2010.
- [10] DEATON J D, GRANDHI R V. Thermal-structural design and optimization of engine exhaust-washed structures[R]. AIAA 2011-1903, 2011.
- [11] DEATON J D, GRANDHI R V. Design of engine exhaust-washed structures for an efficient supersonic air vehicle MDO application[R]. AIAA 2012-5493, 2012.
- [12] DEATON J D. Design of thermal structures using topology optimization[D]. Dayton: Wright State University, 2014.
- [13] DEATON J D, GRANDHI R V. Stiffening of restrained thermal structures via topology optimization[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2013, 48(4): 731–745.
- [14] URBANCZYK P, ALONSO J J. Coupled multiphysics analysis for design of advanced exhaust systems[R]. AIAA 2017-0799, 2017.
- [15] 孙鹏, 周莉, 王占学, 等. 双S弯喷管的流固耦合特性研究[J]. 推进技术, 2022, 43(10): 153–162.
SUN Peng, ZHOU Li, WANG Zhanxue, et al. Fluid-structure interaction characteristic of double serpentine nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(10): 153–162. (in Chinese)
- [16] 李秋琳, 周莉, 孙鹏, 等. 出口宽高比对S弯喷管流固耦合特性影响[J]. 航空学报, 2023, 44(14): 154–168.
LI Qiulin, ZHOU Li, SUN Peng, et al. Influence mechanism of aspect ratio on fluid-structure interaction

- characteristics of serpentine nozzle[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(14): 154–168. (in Chinese)
- [17] SHAN Yong, ZHOU Xiaoming, TAN Xiaoming, et al. Parametric design method and performance analysis of double S-shaped nozzles [J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 2019: 4694837.
- [18] 孙啸林, 王占学, 周 莉, 等. 基于多参数耦合的S弯隐身喷管设计方法研究[J]. *工程热物理学报*, 2015, 36(11): 2371–2375.
SUN Xiaolin, WANG Zhanxue, ZHOU Li, et al. The design method of serpentine stealth nozzle based on coupled parameters[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2015, 36(11): 2371–2375. (in Chinese)
- [19] 孙啸林. 低可探测S弯喷管设计及性能评估方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2018.
SUN Xiaolin. Investigation on design method and performance estimation of low observable S-shaped nozzle[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018. (in Chinese)
- [20] LEE C, BOEDICKER C. Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft[R]. AIAA 1985-3073, 1985.
- [21] 王箫剑, 洪 君, 陈晶华, 等. 基于参数化建模和响应面优化的箱体减重研究[J]. *空天防御*, 2022, 5(4): 60–66.
WANG Xiaojian, HONG Jun, CHEN Jinghua, et al. Weight reduction study of box structure based on parametric modeling and response surface optimization [J]. *Air & Space Defense*, 2022, 5(4): 60–66. (in Chinese)
- [22] 罗 沛, 郑 敏. 航空发动机尾喷管热流耦合分析[J]. *国际航空航天科学*, 2016, 4(4): 85–96.
LUO Pei, ZHENG Min. Thermal-fluid-solid coupling analysis of aero-engine nozzle[J]. *Journal of Aerospace Science and Technology*, 2016, 4(4): 85–96. (in Chinese)
- [23] 姜 琬, 金海波, 孙卫平. 基于多级响应面法的翼梢小翼气动优化设计[J]. *航空学报*, 2010, 31(9): 1746–1751.
JIANG Wan, JIN Haibo, SUN Weiping. Aerodynamic optimization for winglets based on multi-level response surface method[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(9): 1746–1751. (in Chinese)