

气控软体驱动器结构分析与优化设计*

刘卓群¹, 张翔², 黄奕勇², 陈小前², 赵勇¹

(1. 国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073; 2. 军事科学院国防科技创新研究院, 北京 100071)

摘要:气控软体驱动器的结构特性对其运动和力学特性影响显著,目前气控软体驱动器支反力和倾角性能亟须提升。基于 ABAQUS 提供的脚本接口,采用 Python 语言开发脚本建立气控软体驱动器参数化仿真模型,将尺寸因子作为优化变量,联立 Isight 和 ABAQUS,采用单因子试验方法确定倾角和支反力两个目标量的高敏感性影响因子。运用归一化与加权策略及进化优化算法对倾角与支反力进行全局目标优化,得到最优参数组合。结果表明,支反力和倾角相对于响应初值分别提升 29%、136%,实现气控软体驱动器有限元计算和多变量优化耦合运行,同步提升了气控软体驱动器的弯曲变形能力和负载能力。

关键词:气控驱动器;参数化;敏感性分析;多目标优化设计

中图分类号:TP241.3 文献标志码:A 开放科学(资源服务)标识码(OSID):

文章编号:1001-2486(2022)02-150-12



听语音
与作者
互动
聊科研

Structure analysis and design optimization of pneumatic soft manipulator

LIU Zhuoqun¹, ZHANG Xiang², HUANG Yiyong², CHEN Xiaolian², ZHAO Yong¹

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. National Innovation Institute of Defense Technology, Academy of Military Sciences, Beijing 100071, China)

Abstract: The motion and mechanical characteristics of pneumatic soft manipulators are significantly affected by their structural characteristics. At present, it is urgent to improve the support reaction force and inclination angle of the pneumatic soft manipulator. Based on the script interface provided by ABAQUS, Python script was developed to establish a parametric simulation model of gas control software drive, using the size factor as the optimization variable, linking Isight and ABAQUS, and to determine the high sensitivity influence factor of inclination angle and support reaction force by single factor test method. The normalization and weighting strategy and the evolutionary optimization algorithm were used to optimize the inclination angle and the support reaction force, thereby obtaining optimal parameter combination. The results show that the support reaction force and inclination angle are increased by 29% and 136% respectively compared with the initial value of the response. The combination of finite element calculation and multi-variable optimization of the pneumatic soft manipulator is realized and the bending deformation capacity and load capacity of the pneumatic soft manipulator are improved simultaneously.

Keywords: pneumatic manipulator; parameterization; sensitivity analysis; multi-objective design optimization

复杂环境下的救援工作、生物医学诊断及手术、未来空间在轨服务以及未来家庭的人机交互等应用场景下,传统刚性机器人发挥受限,需要具备一定的柔性、在发生碰撞时能保证目标安全的软体机器人^[1]。软体机器人凭借其柔性、轻质及安全接触等优点,近年来发展迅速。软体机器人的发展不仅需要材料的创新,同时还要进行与之相适应的结构设计,以实现相应的大变形等控制策略。

采用不同驱动方式,软体机器人的设计与特性将出现显著差异。当前,气压驱动与线驱动是两种最普遍的驱动方式。张润玺^[2]提出了线驱动软体手术机器人的形状感知控制算法,制作原理样机并成功在活体生物上进行实验。Chen等^[3-4]设计了一种由充气波纹管组成的可折叠空间软体机械臂,制作了地面原理样机并进行了实验。Voisembert等^[5]设计了一款通过截止栓和绳索的联合驱动实现运动控制的充气机械臂。两种

* 收稿日期:2021-11-03

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11725211,11972373,52072408);国防科技基础加强计划资助项目(2020-JCJQ-QT-039)

作者简介:刘卓群(1993—),男,山东烟台人,博士研究生,E-mail:gkdlzq@163.com;

张翔(通信作者),男,副研究员,博士,E-mail:zxstudy@nudt.edu.cn

驱动方式的差异主要体现在软体机器人的运动灵活性、对控制的响应速度以及末端负载能力三个方面。

对气压驱动方式而言,不同结构的气控软体驱动器运动性能和力学性能差异很大。其中,气囊的设计和研发属于关键环节。传统气囊结构分为密闭型气囊、排气型气囊和组合型气囊^[6],本文研究的气控软体驱动器属于密闭型气囊。对气囊的设计研究可分为解析法、有限元仿真法以及实验法。其中,有限元仿真法不需要引入过多假设条件,也不受气囊大变形影响,且仿真成本相对较低,为国内外大多数学者所采用。Lee等^[7]通过有限元分析,利用 LS-DYNA 对“猎户座”乘员舱着陆气囊进行结构优化设计,成功降低整体着陆载荷,提升了乘员舱的整体稳定性。

气控软体驱动器的性能指标与驱动器的每一项设计参数都息息相关,为提升气控软体驱动器的整体性能,需要先对驱动器进行参数化建模,对参数进行灵敏度分析确定高灵敏度参数,然后采用相应的优化算法对目标进行优化。在模型参数化研究方面,李晓祥等^[8]通过将试验载荷参数化,解决了传动实验台在非平稳实验条件下的载荷表达问题;李治宇等^[9]通过 VB 编程结合 SolidWorks 完成了对 Clipper 返回舱的参数化建模;秦宇等^[10]利用 Python 脚本对 ABAQUS 进行二次开发,完成了对优化目标的参数化建模;陈红伦等^[11]通过解析钢筋模型的几何信息,通过程序生成基于 IFC 标准的钢筋参数化模型;李忠献^[12]、赵昕^[13]、孙立镭^[14]等分别对不同系统的模型参数化方法进行了改进。建立参数化模型后,需要进行多参数灵敏度分析,统计不同参数对目标性能的影响程度。文献[15-18]采用单参数变化方法、正交试验设计结合方差分析或基于深度神经网络等不同方法进行了参数敏感性分析;尹汉锋等^[19]采用遗传算法结合 LS-DYNA 对气囊排气孔径等参数进行了优化设计;刘鑫等^[20]采用多目标遗传算法结合气体热力学性质,完成了气囊动态特性参数优化。

在目前的气控软体驱动器的研究方面,王华^[21]、许宗贵^[22]等建立了气控软体驱动器的数学模型,分别通过有限元仿真和实验测试的方法验证了数学模型的有效性。谢荣臻等^[23]建立气控软体驱动器的数学模型,采用解析法建立单目标多约束优化模型寻找最优尺寸参数组合,完成了对气控软体驱动器的设计优化,提升了其弯曲性能。刘春山^[24]对 SMA 人工肌肉进行了建模分

析研究,通过实验测试的方法获得了驱动辐射对称型软体机器人的最优参数。综上,学者们进行仿真分析时主要通过将 Cad 模型导入 ABAQUS 等有限元软件或直接手动建立仿真模型进行分析,若参数变化,则需要手动修改模型,不利于提高计算效率。在对气控软体驱动器进行优化分析时,主要通过建立数学模型,用数学解析的方法得到优化函数,然后进行寻优计算。此种方法对数学模型精度要求较高,若数学模型不够精确将直接导致优化结果的偏差。若采用实验法,制作实验样机分批测试,该方法能最直接准确地反映出优化结果的合理性,但该方法成本较高,不具有普适性。

气控软体驱动器是软体机械臂的重要结构组件,本文针对现有驱动器倾角和支反力有限的问题,提出气控软体驱动器的智能优化设计方法。

1 模型参数化

1.1 几何模型与物理过程描述

气控驱动器由三个完全相同的波纹管气囊对称并联,波纹管气囊之间通过一系列薄板连接。整体设计如图 1 所示,剖面构型及充气方式如图 2 所示。波纹管气囊在充入不同气压时,将呈现不同的长度变化,通过波纹管气囊与薄板的联合作用,可实现驱动器整体的弯曲指向运动。



图 1 气控驱动器设计图

Fig. 1 Schematic diagram of pneumatic manipulator

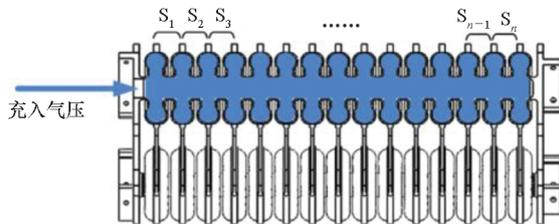


图 2 气控驱动器剖面

Fig. 2 Section view of pneumatic manipulator

1.2 结构参数化

结构优化主要分为参数优化和无参优化两类。参数优化是通过参数化手段研究结构尺寸及

工艺参数等对目标量的响应,获得因子的影响规律和最优解集;无参优化则以刚度最大、质量最小等作为目标量,进行拓扑或者形貌优化,通常会极大地改变结构形状。气控驱动器的变形优化属于参数优化,在结构参数化时需控制每一个特征尺寸,通过垂直、相切、平行、相等、固定等方式进行尺寸约束,避免出现相交、错位、重叠等结构错误,下面对结构参数化过程进行详细描述。

1.2.1 气囊

取气囊最小特征结构进行参数化,尺寸名称和标注如图 3 所示,其中 r_1 和 r_2 为所指圆弧段的半径。在进行结构优化时,每一个尺寸均为独立变量。

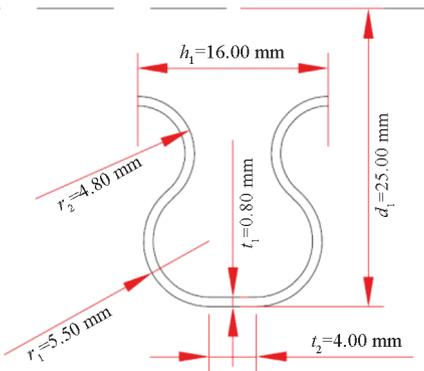


图 3 气囊最小特征结构参数化图

Fig. 3 Parameterized diagram of the minimum characteristic structure of the airbag

1.2.2 薄板

去除掉其中部分圆孔和圆角等非关键部位结构,参数化尺寸名称和标注如图 4 和图 5 所示,其中 r_6 为所指圆弧段的半径。在进行结构优化时, r_3 ($r_3 = d_1$)、 r_4 ($r_4 = r_3 + 2$) 及 t_4 ($t_4 = t_2$) 为非独立变量,其余尺寸均为独立变量。

图 4 和图 5 中的“最小特征结构”是指几何模型中的最小重复结构,可由它通过阵列或复制等操作实现几何建模。

2 结构分析与优化设计方法

2.1 结构分析方法

采用有限元仿真法对气控驱动器的充压变形过程进行仿真分析,通过 Python 语言对 ABAQUS 二次开发,完成了仿真过程中的前处理建模(仿真建模、边界、载荷、时间步、物理场设置)以及后处理(可视化、计算结果处理、数据提取)过程。下面就其流程进行详细说明。

2.1.1 仿真建模

基于 Python 脚本接口的参数化建模易于修

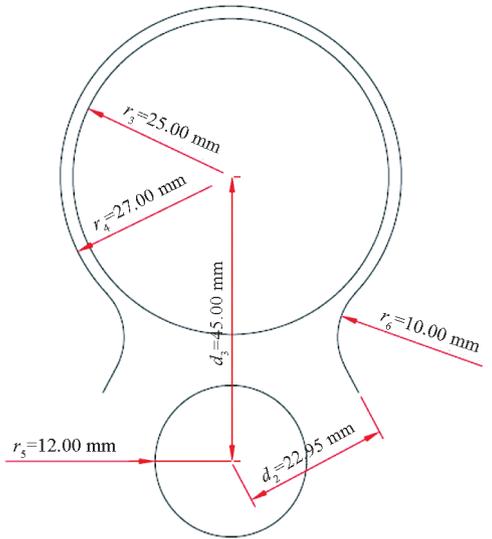


图 4 薄板最小特征结构参数化平面图

Fig. 4 Parameterized plan of the smallest characteristic structure of the thin plate

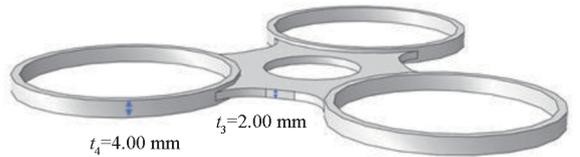


图 5 薄板最小特征结构参数化立体图

Fig. 5 Parametric stereogram of minimum characteristic structure of the thin plate

改模型的几何结构参数,便于模型执行有限元分析。采用 Python 语言开发脚本,建立气控驱动器参数化模型,由二维草绘生成一个三维旋转体——气囊,最终建立气控驱动器仿真模型。为优化效率和计算量考虑,根据几何、载荷、边界的对称性,实际仿真时只取半模型进行计算。

在实现上述参数化建模时,需要注意结构间的尺寸约束关系:一部分尺寸约束是气控驱动器结构具有的内在特征,可视为结构造型;而另一部分是为避免干涉等结构错误施加的,可视为优化约束。为利于优化分析,需在程序中对这两类约束实行自动化控制。

2.1.2 网格划分与载荷设置

出于计算精度和计算量的综合考虑,需要对四面体单元和六面体单元进行比较。根据有限元理论和力学理论可知,一阶四面体单元为常应力应变单元;六面体单元形函数含有非一次项,具有更高的精度。但一阶六面体单元存在天然的缺陷,在外力作用下可能会出现“剪力自锁”或“沙漏”现象,这两种现象都有可能导导致结果错误。为降低影响,一方面,可以细化网格,增加网格数

量;另一方面,可以换用二阶单元,从本质上去除“剪力自锁”与“沙漏”现象的影响。但这两种改善网格性能的方式均会增加计算量,而由于气控软体驱动器结构优化过程计算量较大,显然六面体单元并非明智选择,所以在不牺牲计算精度的同时,为提高计算效率与有限元模型的收敛性,在此选择 C3D4 四面体单元进行网格划分。

气控驱动器的充压变形结构优化过程基于两个载荷工况进行。

1) 载荷工况一:驱动器底部固定,一个气囊充压,实现弯曲变形,统计弯曲倾角(如图6所示)。

2) 载荷工况二:驱动器两端同时固定,一个气囊充压,主要实现内部挤压,统计顶部支反力。

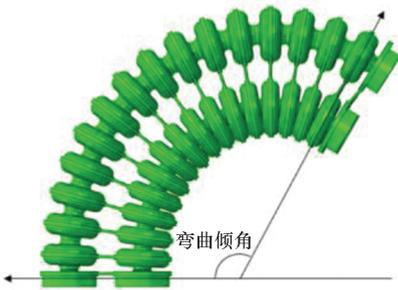


图6 弯曲倾角示意

Fig. 6 Schematic diagram of bending inclination

加载情况如图7所示,压力最终以剪力形式作用在气囊内表面,从而产生定向弯曲。

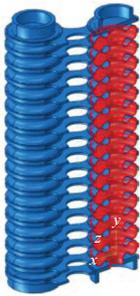


图7 气控驱动器充气加载示意

Fig. 7 Schematic diagram of internal inflation pressure of pneumatic manipulator

2.1.3 求解器选择

在有限元数值计算中,隐式计算采用 Newton-Raphson 增量迭代法,在计算精度方面具有较大优势;显式算法采用中心差分,本质上是一种线性插值,牺牲部分数值精度,需要通过减小时间步长弥补。在计算量方面,两种算法不能进行绝对比较,因为隐式算法采用迭代方法,计算量取决于收敛程度;而显式算法由于采用线性化处理,且为了考虑应力波传递和可能的共振行为,要求时间步长极小,所以计算量通常较大。

两种算法各有优劣,实际仿真中通常结合具体物理过程选择。出于对优化过程连续性和计算量的考虑,隐式算法容易出现不收敛而使计算中断,对优化迭代极其不利;但同时,显式算法一般适用于高速冲击过程,如果为了达到准静态过程而一味地延长加载时间,将极大增加计算量。经计算评估,在气控驱动器充压变形过程中,显式算法计算量远大于隐式,因此本文选用隐式算法进行结构优化仿真。

2.2 优化设计方法

2.2.1 优化方法

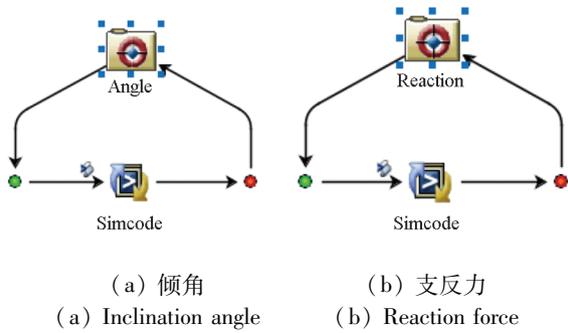
在 Isight 软件中,优化算法大致分为三大类,分别为数值优化算法、直接搜索优化算法和全局探索优化算法。其中全局探索优化算法可以处理多峰性、非线性、非连续、不可微等问题,并进行全局寻优。气控驱动器结构优化过程涉及的优化变量多,约束条件复杂,同时仿真计算又选用隐式迭代算法,可以预见,目标函数会出现多峰性、非线性、非连续、不可微等问题,因此决定选用全局探索优化算法中的进化优化算法(Evolutionary optimization algorithm, Evol)进行优化。

Evol 是通过在每个设计变量上增加一个正态分布的随机值来突变设计,正态分布的期望和标准差是自适应的,在优化过程中会发生变化。该算法可以一次性改变多个设计变量,并能保证设计点不重复,还可以同时并行计算多个设计点,选出最优设计点指向下一步,特别适合于严重非线性、不连续、计算量巨大的优化进程。

2.2.2 优化思路

如前所述,气控驱动器的充压变形结构优化涉及两个载荷工况,优化目标为同时使弯曲倾角和支反力最大。涉及多目标优化时,不同目标间具有较强的耦合关系,优化难度较大。为此,应作加权和归一化处理,将多目标耦合为一个目标进行优化。具体思路如下:①弯曲倾角作为单一优化目标获得其最大值 A_{\max} ,如图8(a)所示;②支反力作为单一优化目标获得其最大值 F_{\max} ,如图8(b)所示;③将弯曲倾角与支反力作为多目标优化时,分别以 A_{\max} 值和 F_{\max} 值为分母作归一化处理,目标加权比为 1:1,如图9所示。

在图例中,有 Optimization、Simcode 及 Calculator 三个组件。Optimization 执行优化设计,图8(a)中 Angle、图8(b)中 Reaction、图9中 Angle_Reaction 为优化组件;优化组件通过调用 Isight 算法库的 Evol 优化算法,在每次优化开始



(a) 倾角 (a) Inclination angle
(b) 支反力 (b) Reaction force

图 8 倾角与支反力单目标优化示意

Fig. 8 Schematic diagram of single objective optimization of inclination angle and reaction force

前,在 d_1 、 h_1 、 t_1 等设计变量上增加一个正态分布的随机值进行突变设计,然后通过 Simcode 组件调用 ABAQUS,执行 Python 参数化程序进行仿真计算,Calculator 组件执行归一化处理,结果返回 Optimization 优化组件,选出本次优化的最优设计点,在此基础上进入下一次循环,由此形成回路,最终完成目标优化。

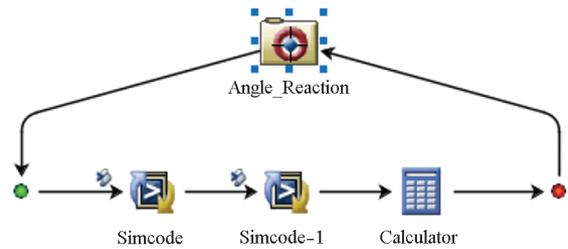


图 9 倾角与支反力耦合多目标优化示意

Fig. 9 Schematic diagram of multi-objective optimization of inclination angle and reaction force

2.3 材料本构模型确定方法

气控驱动器由尼龙构成,对于这种塑料类的弹塑性材料,根据 GB 1040—92《塑料拉伸性能试验方法》国家标准测试规范设计如图 10 所示哑铃状试样,进行单轴拉伸实验。其中, $L_0 =$

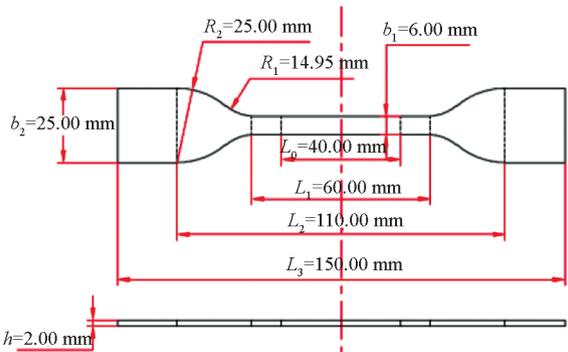


图 10 尼龙材料单轴拉伸实验哑铃状试样

Fig. 10 Dumbbell shaped specimen for uniaxial tensile test of nylon

40.00 mm 为标称距离, $b_1 = 6.00$ mm 为试样宽度, $h = 2.00$ mm 为试样厚度。由拉伸实验获得 L_0 区间的应力应变数据。

在处理名义应力应变数据之前,首先做如下假设:①物体内部无间隙,可以用连续性介质力学描述变形行为;②物体内部各个位置的物质具有相同特性,满足均匀性假设;③物体内部各个位置的材料属性为各向同性;④材料本构关系在线性阶段满足胡克定律,在塑性阶段满足各向同性硬化模型,即在强化阶段,屈服面的中心位置保持不变,形状只做相似的扩大;⑤在大变形行为中,应变为格林应变,应力为柯西应力;⑥在拉伸实验中,标称距离范围内各点的变形情况完全一致。

材料实验的数据常以名义应力应变的形式给出。在这种情况下,必须将名义数据转换为真实应力应变的值。真实应变与名义应变关系有

$$\varepsilon = \ln(1 + \varepsilon_{nom}) \quad (1)$$

式中, ε 为真实应变或对数应变, ε_{nom} 为名义应变。

考虑塑性变形的不可压缩性,并假定弹性变形也是不可压缩的,可以建立实际应力与名义应力之间的关系

$$\sigma = \sigma_{nom}(1 + \varepsilon_{nom}) \quad (2)$$

式中, σ 为实际应力, σ_{nom} 为名义应力。

如图 11 所示为名义应力应变曲线和实际应力应变曲线。其中,屈服强度按 0.2% 残余应变计算,得 $\sigma_{0.2} = 15.18$ MPa, $\sigma_{nom0.2} = 14.90$ MPa;杨氏模量 $E = 809.6$ MPa,泊松比 $\nu = 0.35$ 。

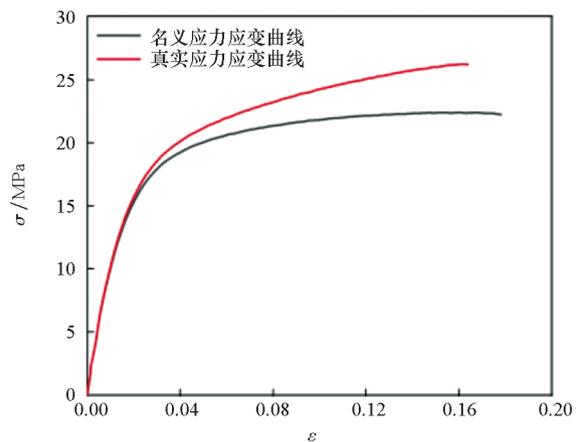


图 11 名义与实际应力应变曲线

Fig. 11 Nominal and actual stress-strain curves

在结构有限元原理中,为方便计算屈服函数与硬化参数,需明确给出应力与塑性应变的数据。不同应变之间的关系有

$$\varepsilon_p = \varepsilon - \varepsilon_e = \varepsilon - \frac{\sigma}{E} \quad (3)$$

式中, ε_p 为塑性应变, ε_e 为弹性应变。得到的实

实际塑性应力应变曲线如图 12 所示,最大等效塑性应变 $peeq_{max} = 0.131537$ 。

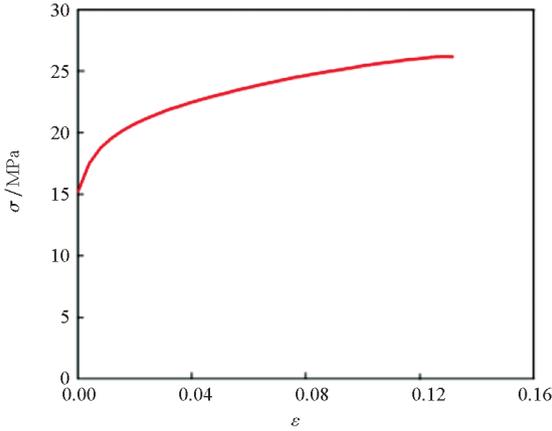


图 12 实际塑性应力应变曲线

Fig. 12 Actual plastic stress-strain curve

3 结构参数敏感性分析

为分析不同尺寸参数变化对气控驱动器力学性能的影响程度,需要进行尺寸参数灵敏度分析。气控驱动器的变形优化包含两个载荷工况,为较清晰地获得因素对目标量的响应,采用单参数敏感性分析法分析尺寸参数对气控驱动器的力学性能的影响,单参数敏感性分析过程如下。

3.1 参数初值与设计范围

设计变量范围、初值以及响应量初值列于表 1 中。

表 1 设计变量与响应值初值

Tab. 1 Initial values of design variables and responses

设计变量	范围	初值	响应量初值	
			倾角/ (°)	支反力/N
d_1	22.50 ~ 27.50 mm	25.00 mm	27.109	111.71
h_1	14.40 ~ 17.60 mm	16.00 mm		
t_1	0.72 ~ 0.88 mm	0.80 mm		
t_2	3.60 ~ 4.40 mm	4.00 mm		
r_1	4.95 ~ 6.05 mm	5.50 mm		
r_2	4.32 ~ 5.28 mm	4.80 mm		
d_2	20.655 ~ 24.245 mm	22.95 mm		
d_3	40.50 ~ 49.50 mm	45.00 mm		
r_3	10.80 ~ 13.20 mm	12.00 mm		
r_6	9.00 ~ 11.00 mm	10.00 mm		
t_3	1.80 ~ 2.20 mm	2.00 mm		
气囊节数 n	10 ~ 20	16		
气压 p	0.10 ~ 0.60 MPa	0.30 MPa		

按物理含义,因子变量分为三类,分别为结构尺寸、气囊节数、气压。其中结构尺寸设计范围为 $\pm 10\%$,若过小,则无法反映因子的影响;若过大,则可能出现几何结构的干涉错误。气囊节数与气压是独立于几何尺寸的,为了反映因子影响的广度,可以适当扩大设计范围,结果分别为 10 ~ 20 和 0.10 ~ 0.60 MPa。

根据上述方式给出的设计变量范围和初值,可以得到单因子分析时的设计点,每个因子的水平数约为 11。与初始值相比,采用控制变量法使每个设计点只有一个因子与其不同。在设计点因子分析过程中,各因子理论上在设定范围内线性均匀分布,但因子分析的实质是在不同参数组合下进行的有限元仿真分析,涉及收敛性等问题。部分因子在线性变化过程中的某个点可能会导致计算不收敛的问题,此时该因子的设计点取值在线性变化的基础上有轻微波动,各因子变化的总体趋势是在设定范围内均匀地线性分布。

3.2 单因子影响分析——倾角

该载荷工况下,气控驱动器底部固定,对一个气囊充气,结构发生弯曲变形,将弯曲倾角作为响应量。单因子影响结果表明,部分因子对响应结果几乎没有影响,还有部分因子对响应结果影响较小且无规律可循,剩下部分因子对响应结果影响较大且呈单调性,下面进行详细阐述。

如图 13 所示,这些因子的改变几乎不会引起倾角的变化。因为 d_2, r_5, r_6, t_3 因子均与薄板结构相关,进行单因子分析时,一个因子的变化无法显著改变形变方向上的刚度,并且外力方向和作用面积也与它们无关。

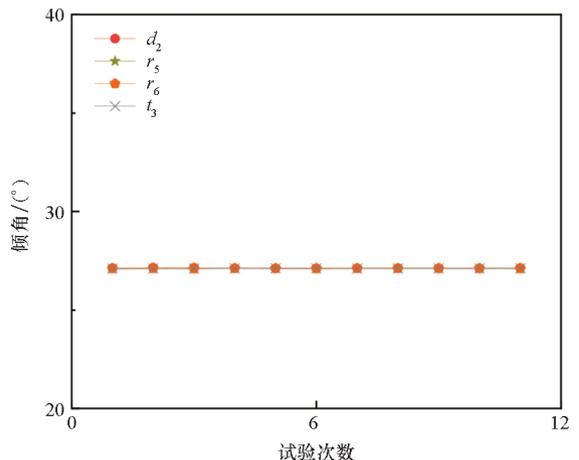


图 13 倾角的低灵敏度影响因子

Fig. 13 Low sensitivity influence factor of inclination angle

如图 14 所示,这些因子为倾角的低敏感性参

数,对倾角的影响也无规律可循。因为 d_1 、 h_1 、 r_1 、 r_2 、 t_1 、 t_2 因子均与波纹管气囊结构有关,进行单因子分析时,其中一个因子的变化在影响变形方向上结构刚度的同时,又改变了外力的作用面积或方向,进而直接导致刚度 - 位移 - 力平衡方程的改变,并且刚度和外力的变化方向可能不一致,这就出现了图中参差不齐的位移响应结果。

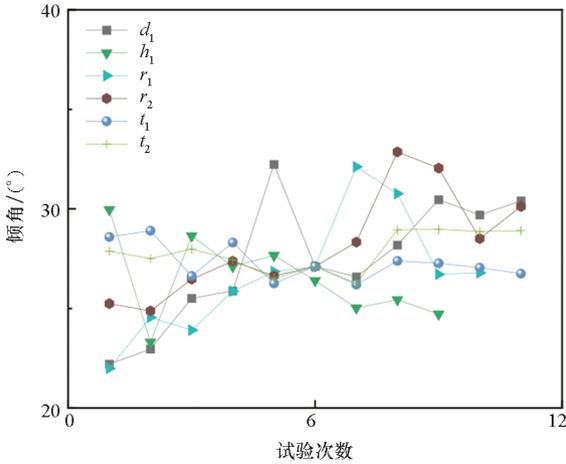


图 14 倾角的低灵敏度且无规律分布的影响因子
Fig. 14 Low sensitivity and irregularly distributed influencing factors of inclination angle

如图 15 所示,倾角对气囊间距 d_3 、气囊节数 n 和气压 p 的影响非常敏感且具有单调性。

1) d_3 实际上为三个气囊的分布距离,随着气囊间距的增大,驱动器倾角逐渐减小。即当设计的结构较紧凑时,刚度反映的是整体结构抵抗变形的能力,在这种外力作用和变形模式下,变形方向上的刚度较大;而当设计的结构较分散时,刚度更多地反映局部结构抵抗变形的能力,在这种外力作用和变形模式下,变形方向上的刚度较小。

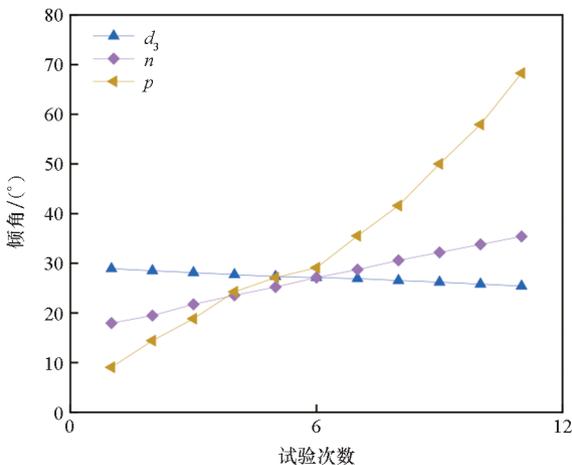


图 15 倾角的高灵敏度影响因子
Fig. 15 High sensitivity influence factor of inclination angle

2) n 代表气囊节数,结果表明,随着气囊节数增多,驱动器倾角也逐渐增大。如果将驱动器视为悬臂梁,当节数增加即悬臂梁的长度增加时,外力作用面积显著增大,继而使得力与弯矩同时增大。而由于结构尺寸未发生变化,所以惯性矩、抗弯截面系数及刚度均无改变,悬臂梁自由端挠度和转角增大。

3) 气压 p 本质上是一种工艺参数,相比其余因子,它对响应结果影响程度最大。结果表明,随着气压值增大,倾角显著增大。因为其直接决定了外力的大小,从而对响应结果的影响也最直接。

3.3 单因子影响分析——支反力

该载荷工况下,气控驱动器两端同时固定,对一个气囊进行充压,主要实现内部挤压,将顶部支反力作为响应量。由于施加压力载荷,每个位置载荷均垂直作用面,顶部支反力反映的是顶部气囊的受力,尽管整体受力平衡,但不从整体角度作受力分析。两端均受约束的气囊,可以简化为杆件,内部或局部受力,产生挤压。下面通过分析因子对外力与刚度的影响(本质上与刚度无关,只为方便分析),来间接描述对顶部支反力的作用。

如图 16 与图 17 所示,这些因子对支反力的影响较小:①与气囊相关的 t_1 、 t_2 、 r_1 、 r_2 因子,进行单因子分析时,虽然这些因子的变化引起气压局部作用面积的变化,但对横向截面面积影响较小。即对受面积和形状影响的截面刚度影响较小,甚至外力与刚度的变化处于一种互相抵消的状态。如图所示,支反力作为一种约束边界上的合外力,正好反映出这种影响本质。② d_2 、 d_3 、 r_5 、 r_6 、 t_3 因子与薄板有关,参照倾角分析部分,进行单因子分析时,它们对受力位置处的刚度与面积影响有限,

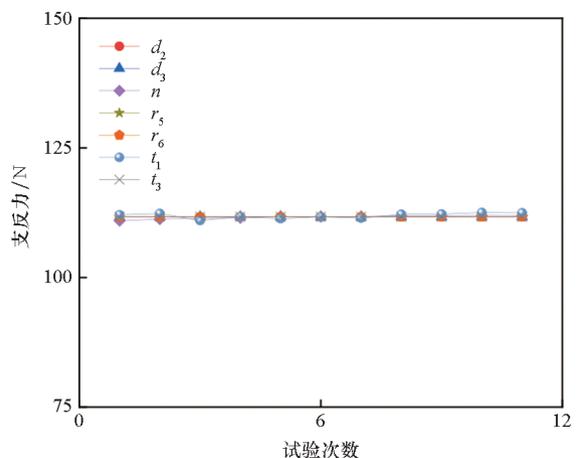


图 16 支反力的低灵敏度影响因子(薄板)
Fig. 16 Low sensitivity influence factor of reaction force (thin plate)

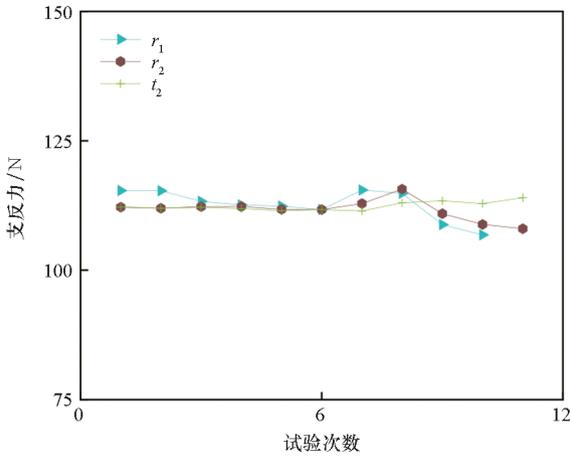


图 17 支反力的低灵敏度影响因子(气囊)

Fig. 17 Low sensitivity influence factor of reaction force (airbag)

故对支反力影响较小。③如果把气囊节数 n 比作杆件的长度,当外力不变时,它的变化不会引起应力和应变的改变,也不会影响力平衡状态。

如图 18 所示,这些因子对支反力的影响较大且呈单调性:① d_1 与 h_1 分别决定了气囊在横向和纵向上的尺寸。结果表明,随着 d_1 增大,支反力也逐渐增大:因为 d_1 越大,气压作用面积越大,则合力越大。随着 h_1 增大,支反力逐渐减小:因为 h_1 增大,间接影响了其他结构的位置关系,导致横向整体面积减小(纵向面积不会影响),所以合外力减小。②同理,气压 p 本质上是一种工艺参数,相比其余因子,它的影响程度最明显。结果表明,随着气压值增大,支反力显著增大。

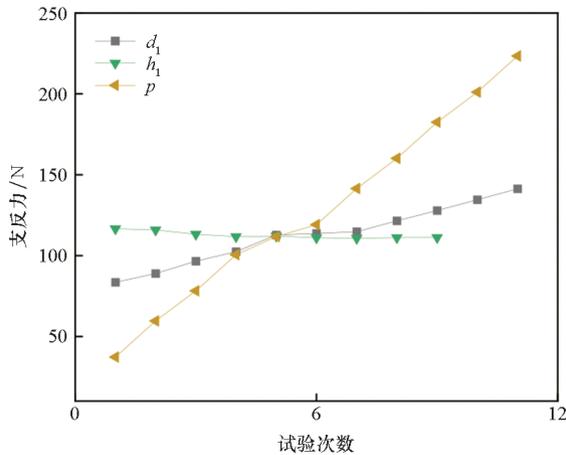


图 18 支反力的高灵敏度影响因子

Fig. 18 High sensitivity influence factor of reaction force

3.4 分析结论

1)气囊节数 n 和气压 p 与响应值间呈较为明显的单调性规律,影响较大,但气囊节数和气压实质上不同于尺寸因子,两者与尺寸因子相互独立,

所以不将两者作为优化变量考虑,仅选择结构尺寸因子作为优化变量。

2)以结构尺寸因子的倾角或支反力响应初值为分母,将该因子在设计变量区间内倾角或支反力的变化差值作为分子,计算得到相应因子灵敏度。结构尺寸因子对倾角与支反力的灵敏度如表 2 所示。可以看到, d_1 、 h_1 、 r_1 、 r_2 对倾角的影响均超过 10%,其他因子影响较小; d_1 对支反力的影响最大且呈单调递增趋势,数值接近 25.4%,其余因子影响则均较小。

表 2 结构尺寸因子灵敏度

Tab. 2 Sensitivity of structure size factor

设计变量	尺寸因子灵敏度			
	倾角/%	趋势	支反力/%	趋势
d_1	18.1	非单调	25.4	单调递增
h_1	12.6	非单调	2.4	单调递减
t_1	4.4	非单调	1.0	极小
t_2	4.3	非单调	1.1	非单调
r_1	19.2	非单调	3.8	非单调
r_2	13.5	非单调	3.4	非单调
d_2	1.0	极小	1.0	极小
d_3	6.8	单调递减	1.0	极小
r_5	1.0	极小	1.0	极小
r_6	1.0	极小	1.0	极小
t_3	1.0	极小	1.0	极小

4 结构优化与性能评估

基于第 3 节选取较为敏感的结构尺寸参数,对其进行优化。根据 3.4 节的结论,气囊节数 n 和气压 p 不作为优化参数。在后续优化过程中气囊节数 n 和气压 p 按照表 1 中的初始值进行设置,分别为 16 节和 0.3 MPa。优化步骤如下:

1)载荷工况一优化:以倾角作为单一优化目标获得其最大值;

2)载荷工况二优化:以支反力作为单一优化目标获得其最大值;

3)多目标耦合优化:根据步骤 1 和步骤 2 优化结果,对倾角与支反力作归一化处理,进行加权作多目标耦合优化。

除了确定优化变量与优化目标量之外,还需给定约束条件。为保证结构的合理性,应设定尺寸约束;为判断收敛性,应设定布尔值;为避免结构破坏,应给定变形极限,这里为最大等效塑性应变 $peeq_{max} = 0.131\ 537$ 。

4.1 全局目标函数建立

由倾角和支反力单一优化目标优化结果可得两个优化目标的最大值分别为 A_{max} 、 F_{max} ，然后将其作为分母，进行优化目标归一化处理，有

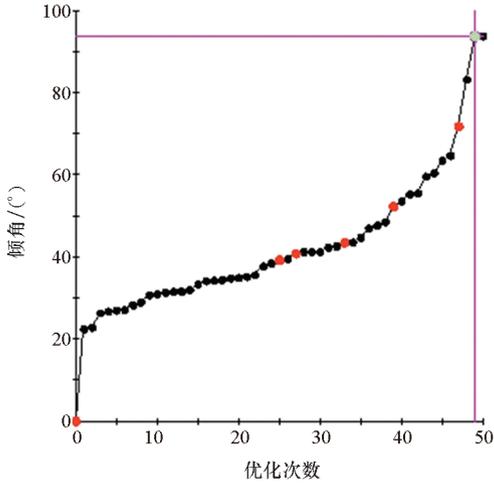
$$\begin{cases} Opt(A, F) = f_A \cdot A_{Coefficient} + f_F \cdot F_{Coefficient} \\ A_{Coefficient} = A/A_{max} \\ F_{Coefficient} = F/F_{max} \end{cases} \quad (4)$$

其中， $A_{Coefficient}$ 表示倾角归一化系数， $F_{Coefficient}$ 表示支反力归一化系数，暂取 $f_A : f_F = 1 : 1$ 。

4.2 单目标最大值计算

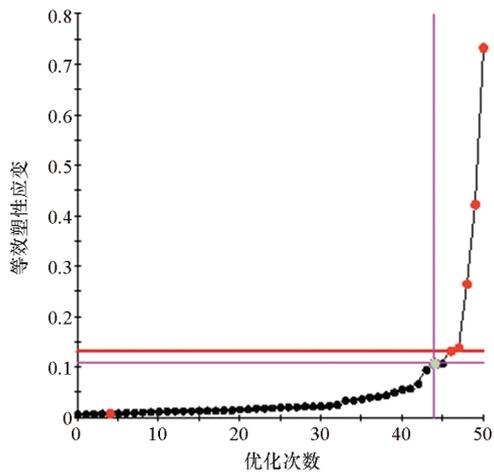
4.2.1 倾角优化

设置的优化次数为 100，但因结构错误与收敛性等原因，计算成功的次数约为 50。如图 19(a) 所示为倾角优化数值统计结果，其中，红点表示失败点，黑点为非最优点，绿点为最优点。图 19(b) 表示仿真模型的全局最大等效塑性应变



(a) 倾角数值

(a) Inclination angle value



(b) 等效塑性应变数值

(b) Equivalent plastic strain value

图 19 倾角优化结果

Fig. 19 Optimization results of inclination angle

变，可以看到，部分设计点计算的等效塑性应变超过最大塑性应变，最终判定为失败点。

表 3 为设计变量与优化结果，可以看到最终 $A_{max} = 93.787^\circ$ ，约是初值 27.109° 的 3.5 倍。

表 3 倾角设计变量与优化结果

Tab. 3 Design variables and optimization results of inclination angle

设计变量	范围/mm	初值/mm	结果/mm	倾角/(°)	
				初值	结果
d_1	20.00 ~ 30.00	25.00	28.4		
h_1	8.00 ~ 24.00	16.00	18.88		
t_1	0.20 ~ 2.00	0.80	0.512		
t_2	2.00 ~ 6.00	4.00	4.40		
r_1	2.50 ~ 8.50	5.50	6.10		
r_2	1.80 ~ 7.80	4.80	6.00	27.109	93.787
d_2	20.00 ~ 30.00	22.95	21.55		
d_3	35.00 ~ 55.00	45.00	47.40		
r_5	6.00 ~ 18.00	12.00	15.60		
r_6	5.00 ~ 15.00	10.00	11.40		
t_3	1.00 ~ 3.00	2.00	1.68		

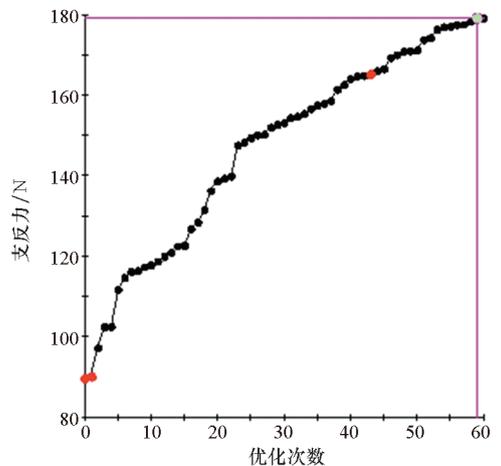
4.2.2 支反力优化

如图 20(a) 所示为支反力优化数值统计结果，其中，红点表示失败点，黑点为非最优点，绿点为最优点。图 20(b) 表示仿真模型的全局最大等效塑性应变。

表 4 为设计变量与优化结果，可以看到最终的 $F_{max} = 179.2 \text{ N}$ ，约是初值 111.71 N 的 1.6 倍。

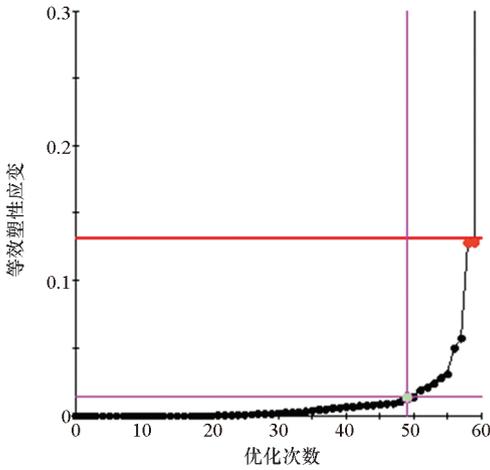
4.3 全局优化实施

由上述单目标计算可得最大值分别为 $A_{max} = 93.787^\circ$ 、 $F_{max} = 179.2 \text{ N}$ ，将优化次数设置为 100。



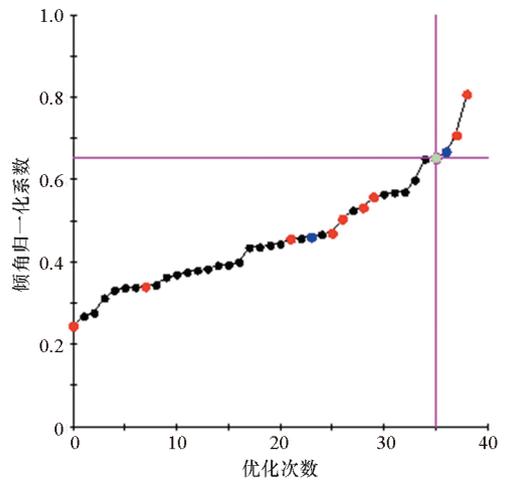
(a) 支反力数值

(a) Reaction force value



(b) 等效塑性应变数值

(b) Equivalent plastic strain value



(a) $A_{Coefficient}$

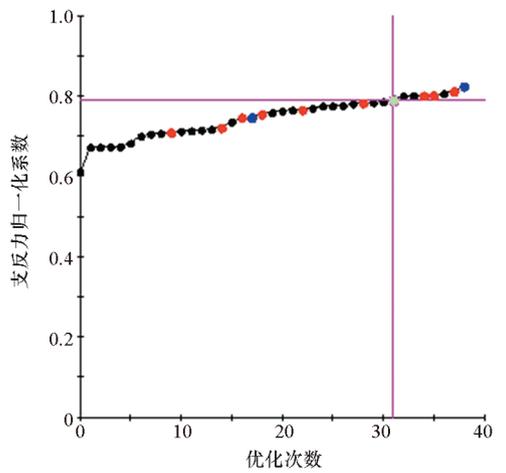
图20 支反力优化结果

Fig. 20 Optimization results of reaction force

表4 支反力设计变量与优化结果

Tab. 4 Design variables and optimization results of reaction force

设计变量	范围/mm	初值/mm	结果/mm	支反力/N	
				初值	结果
d_1	20.00 ~ 30.00	25.00	30.00		
h_1	8.00 ~ 24.00	16.00	13.44		
t_1	0.20 ~ 2.00	0.80	0.476		
t_2	2.00 ~ 6.00	4.00	5.28		
r_1	2.50 ~ 8.50	5.50	3.70		
r_2	1.80 ~ 7.80	4.80	5.04	111.71	179.2
d_2	20.00 ~ 30.00	22.95	22.35		
d_3	35.00 ~ 55.00	45.00	51.40		
r_5	6.00 ~ 18.00	12.00	18.00		
r_6	5.00 ~ 15.00	10.00	9.40		
t_3	1.00 ~ 3.00	2.00	2.08		



(b) $F_{Coefficient}$

图21 归一化系数统计

Fig. 21 Normalization coefficient statistics

表5 倾角与支反力耦合的优化结果

Tab. 5 Optimization results of coupling of inclination angle and reaction force

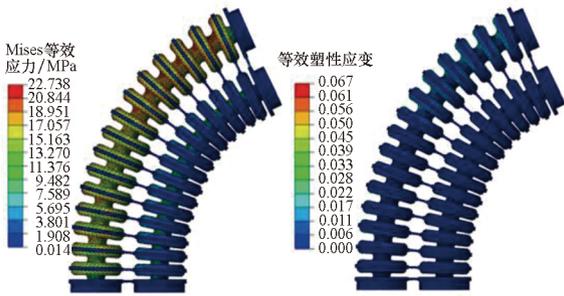
设计变量	范围/mm	初值/mm	结果/mm	倾角/(°)		支反力/N	
				初值/结果	初值/结果		
d_1	20.00 ~ 30.00	25.00	28.00				
h_1	8.00 ~ 24.00	16.00	15.68				
t_1	0.20 ~ 2.00	0.80	0.512				
t_2	2.00 ~ 6.00	4.00	3.76				
r_1	2.50 ~ 8.50	5.50	4.66				
r_2	1.80 ~ 7.80	4.80	6.00	27.109/	111.71/		
d_2	20.00 ~ 30.00	22.95	22.95	64.054	144.105		
d_3	35.00 ~ 55.00	45.00	47.00				
r_5	6.00 ~ 18.00	12.00	9.36				
r_6	5.00 ~ 15.00	10.00	9.00				
t_3	1.00 ~ 3.00	2.00	1.88				

如图21(a)所示为 $A_{Coefficient}$ 统计结果,其中,红点表示失败点,黑点为非最优点,蓝点为某一优化变量在此时取得最大值,绿点为最优点。如图21(b)所示为 $F_{Coefficient}$ 统计结果。

在耦合优化目标取得最优解时,倾角归一化系数 $A_{Coefficient} = 0.65252$,支反力归一化系数 $F_{Coefficient} = 0.78875$,据此可计算出 $A = 64.054^\circ$, $F = 144.105\text{ N}$ 。此时的优化变量值与优化目标值均列于表5中。从表5结果可以看出,全局目标优化后的支反力与倾角相比初值分别提升了29%、136%,得到了气控驱动器最优参数组合。

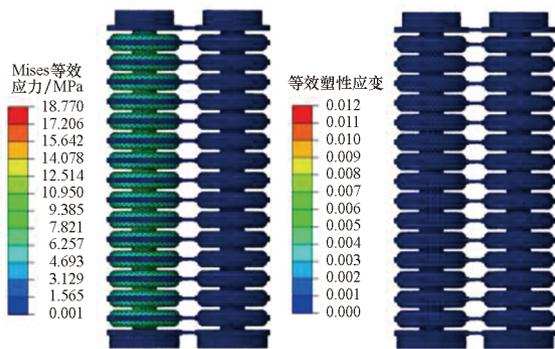
4.4 气控驱动器优化结果

用两种载荷工况对优化后的气控驱动器进行仿真分析,模拟结果如图 22 所示。可以看到,工况一条件下,在内部气压作用下,驱动器弯曲并发生塑性变形。前已述之,等效塑性应变应小于最大等效塑性应变 $peeq_{max} = 0.131\ 537$;此外,由于塑性变形无法恢复,在气压撤销之后,存在残余应变。据此建议,在所加气压作用下(本仿真中气压为 0.3 MPa),驱动器应最好不发生塑性变形。工况二条件下,结构在气压作用下,产生的 Mises 应力与等效塑性应变相比工况一均较小,且几乎未发生塑性应变,处于安全形变范围之内。



(a) 工况一下 Mises 等效应力与等效塑性应变

(a) Mises equivalent stress and equivalent plastic strain under working condition 1



(b) 工况二下 Mises 等效应力与等效塑性应变

(b) Mises equivalent stress and equivalent plastic strain under working condition 2

图 22 优化后的气控驱动器仿真分析图

Fig. 22 Simulation analysis diagram of optimized pneumatic manipulator

5 结论

针对气控软体驱动器设计优化问题,以弯曲倾角和支反力为评价目标,提出气控软体驱动器的结构分析与优化设计方法。主要工作及结论如下:

1) 自主开发几何参数化程序,将仿真计算的非线性算法与 Evol 优化算法耦合,高效、稳定地实现特征参数优化,并进一步确立了软体驱动器各个几何

特征之间的两大类型约束关系,最后对各参数进行灵敏度分析,确定高敏感度参数。

2) 运用归一化与加权策略及 Evol 优化算法对倾角与支反力进行全局目标优化,成功将支反力和倾角分别提升了 29%、136%,得到了最优参数组合。

3) 由于气囊节数和气压本质为工艺参数,并独立于结构尺寸因子,本文没有将两者作为优化变量进行分析。根据现有结论无法推断两者变化对“支反力和倾角分别提升 29%、136%”优化结果的影响。在后续研究中,会考虑将主成分分析或降维方法引入多变量优化方法,将气囊节数、气压和结构尺寸因子同时作为优化变量,开展对驱动器的优化设计。

4) 由于气控驱动器优化参数较多,当几何拓扑发生变化或者结构变动较大时,可能出现干涉等几何错误。为了获得适用范围更广的优化设计,未来可以采用拓扑优化的方式进行软体驱动器设计。

5) 在敏感性分析方法上,若直接采用正交试验、中心因子组合试验、超拉丁方试验等多因子分析方法,不仅计算量过大,而且结果也很难收敛在一个合理的范围内。未来可采用遗传算法或人工神经网络对现有特征参数进行进一步分析,结合拓扑优化的结果,将软体驱动器的倾角和支反力推向新的极限。

参考文献 (References)

[1] TRIMMER B. A journal of soft robotics: why now? [J]. *Soft Robotics*, 2014, 1(1): 1-4.

[2] 张润玺. 线驱软体手术机器人形状感知与控制[D]. 上海: 上海交通大学, 2016.
ZHANG R X. Shape detecting and control of the soft surgical robot[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2016. (in Chinese)

[3] CHEN X Q, ZHANG X, LIU H W, et al. Design and development of a soft robotic manipulator[J]. *International Journal of Mechanics and Materials in Design*, 2020, 16(2): 309-321.

[4] LIU Z Q, ZHANG X, LIU H W, et al. Kinematic modelling and experimental validation of a foldable pneumatic soft manipulator[J]. *Applied Sciences*, 2020, 10(4): 1447.

[5] VOISEMBERT S, MECHEBAL N, RIWAN A, et al. Design of a novel long-range inflatable robotic arm: manufacturing and numerical evaluation of the joints and actuation[J]. *Journal of Mechanisms and Robotics*, 2013, 5(4): 045001.

[6] 温金鹏, 李斌, 杨智春. 缓冲气囊冲击减缓研究进展[J]. *宇航学报*, 2010, 31(11): 2438-2447.
WEN J P, LI B, YANG Z C. Progress of study on impact attenuation capability of airbag cushion system[J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(11): 2438-2447. (in Chinese)

[7] LEE T J, MCKINNEY J, CORLISS J M. Airbag landing impact performance optimization for the Orion crew module[C]// *Proceedings of Earth & Space: Engineering, Science, Construction, and Operations in Challenging Environments*, 2008: 1-12.

[8] 李晓祥, 王安麟, 付志翼. 面向典型换挡工况重构的参数

- 化试验载荷模型[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2020, 52(1): 43-49.
- LI X X, WANG A L, FU Z Y. Parameterized test load model for typical shifting condition reconstruction [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2020, 52(1): 43-49. (in Chinese)
- [9] 李治宇, 杨彦广, 袁先旭, 等. 返回舱模型参数化方法研究[J]. 计算机仿真, 2013, 30(1): 104-109.
- LI Z Y, YANG Y G, YUAN X X, et al. Research on parameterization method for reentry capsule model [J]. Computer Simulation, 2013, 30(1): 104-109. (in Chinese)
- [10] 秦宇, 陈良玉. ABAQUS 前处理二次开发在切削过程参数化建模中的应用[J]. 机床与液压, 2017, 45(13): 139-142.
- QIN Y, CHEN L Y. Application of second development for fore treatment of ABAQUS in parametric modeling of the cutting process [J]. Machine Tool & Hydraulics, 2017, 45(13): 139-142. (in Chinese)
- [11] 陈红伦, 徐嘉懿, 王春江, 等. 基于 IFC 标准的简支梁钢筋模型参数化自动生成[J]. 图学学报, 2019, 40(2): 351-357.
- CHEN H L, XU J Y, WANG C J, et al. Automatic generation of parameterized reinforcement model based on IFC standard for a simply supported beam [J]. Journal of Graphics, 2019, 40(2): 351-357. (in Chinese)
- [12] 李忠献, 武魏娜. 模型参数化方法的一种改进算法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2009, 41(2): 159-163.
- LI Z X, WU W N. A modified algorithm of model parameterization method [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2009, 41(2): 159-163. (in Chinese)
- [13] 赵昕, 李杰. 基于反应力向量灵敏度的模型参数化方法[J]. 振动与冲击, 2002, 21(4): 61-65.
- ZHAO X, LI J. Parameterization method based on sensitivities of response force vectors [J]. Journal of Vibration and Shock, 2002, 21(4): 61-65. (in Chinese)
- [14] 孙立镭, 刘宪国, 高雪瑶. 自由特征模型参数化研究[J]. 计算机工程与应用, 2009, 45(35): 18-20, 40.
- SUN L J, LIU X G, GAO X Y. Research on parameterization of freeform feature model [J]. Computer Engineering and Applications, 2009, 45(35): 18-20, 40. (in Chinese)
- [15] 熊冰, 范晓楠, 魏金鹏, 等. 飞发一体化算力体系及算力参数敏感性[J]. 航空学报, 2021, 42(8): 213-225.
- XIONG B, FAN X Q, WEI J P, et al. Force accounting systems of aircraft/engine integration and force accounting parameter sensitivity analysis [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(8): 213-225. (in Chinese)
- [16] 范周伟, 余雄庆, 王朝, 等. 基于深度神经网络的客机总体设计参数敏感性分析[J]. 航空学报, 2021, 42(4): 384-393.
- FAN Z W, YU X Q, WANG C, et al. Sensitivity analysis of key design parameters of commercial aircraft using deep neural network [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(4): 384-393. (in Chinese)
- [17] 薛米安, 邢建建, 陈奕超, 等. 基于振动台实验的液体晃动激励参数敏感性研究[J]. 大连理工大学学报, 2019, 59(2): 162-171.
- XUE M A, XING J J, CHEN Y C, et al. Excitation parameters sensitivity study of liquid sloshing based on shaking table experiment [J]. Journal of Dalian University of Technology, 2019, 59(2): 162-171. (in Chinese)
- [18] 李天娥, 孙晓颖, 陆正争, 等. 平流层软式飞艇的多参数敏感性分析[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2015, 47(10): 13-19.
- LI T E, SUN X Y, LU Z Z, et al. Multi-parameter sensitivity of stratosphere non-rigid airship [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2015, 47(10): 13-19. (in Chinese)
- [19] 尹汉锋, 文桂林, 韩旭. 空投设备缓冲气囊的优化设计[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(5): 1325-1327.
- YIN H F, WEN G L, HAN X. Optimal design of airbag impact attenuation system for airdropping equipment [J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(5): 1325-1327. (in Chinese)
- [20] 刘鑫, 韩旭, 刘桂萍. 基于微型多目标遗传算法的气囊缓冲特性优化[J]. 中国机械工程, 2009, 20(15): 1819-1823.
- LIU X, HAN X, LIU G P. Optimization of cushion characteristic of airbag based on micro multi-objective genetic algorithms [J]. China Mechanical Engineering, 2009, 20(15): 1819-1823. (in Chinese)
- [21] 王华, 康荣杰, 王兴坚, 等. 软体弯曲驱动器设计与建模[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 1053-1060.
- WANG H, KANG R J, WANG X J, et al. Design and modeling of a soft bending actuator [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 1053-1060. (in Chinese)
- [22] 许宗贵, 方醒, 陈凌峰, 等. 一种仿生软体驱动器的设计与弯曲建模研究[J]. 机电工程, 2018, 35(11): 1190-1194.
- XU Z G, FANG X, CHEN L F, et al. Structure & bending model of a biomimetic soft actuator [J]. Journal of Mechanical & Electrical Engineering, 2018, 35(11): 1190-1194. (in Chinese)
- [23] 谢荣臻, 黄东煜, 苏满佳, 等. 三维气动软体驱动器弯曲建模与分析[J]. 机械工程学报, 2020, 56(15): 157-169.
- XIE R Z, HUANG D Y, SU M J, et al. Modeling and analysis of 3D pneumatic soft actuator on bending [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2020, 56(15): 157-169. (in Chinese)
- [24] 刘春山. SMA 人工肌肉软体机器人的变形控制与运动机理研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2018.
- LIU C S. Research on deformation control and motion mechanism of soft robot based on SMA artificial muscle [D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2018. (in Chinese)