

基于 Abaqus-Isight 的飞机舱门密封件的联合优化设计

王增辉^{1*} 高飞² 吴海弟²

(1. 西北橡胶塑料研究设计院有限公司, 咸阳 712023; 2. 航空工业第一飞机设计研究院, 西安 710089)

摘 要: 为了适应飞机舱门密封件研制周期较短以及正向设计的发展趋势, 基于 Abaqus-Isight 软件对飞机舱门密封件进行仿真分析和优化设计, 同时校准了材料参数, 提出了两种对飞机舱门密封件的优化设计方法, 通过对比得到更优的密封件结构。通过试验得到橡胶与织物的材料参数, 基于 Abaqus-Isight 对材料参数进行校核, 通过试验得到的压缩试验曲线对材料参数进行修正, 得到与成品试验拟合度更高的材料参数; 基于 Abaqus-Isight 对飞机舱门密封件进行 DOE 正交试验优化设计, 将产品结构参数作为变量, 压缩力、接触压力、摩擦损耗能作为优化目标, 可以得到局部最优结构; 将 DOE 正交试验结果拟合得到近似模型, 通过 Isight 的近似模型算法得到全局最优结构, 综合评估采用近似模型算法能够得到更为优异的结果。

关键词: 飞机舱门密封件; 仿真分析; 优化设计

中图分类号: V260.5

文献标识码: A

OSID:



0 引言

飞机舱门密封件由橡胶和织物复合硫化制成, 其典型结构如图 1 所示; 其中橡胶为主体材料, 具有良好的压缩回弹性能, 为密封提供接触压力; 密封件外表面复合一层涤纶织物, 起耐磨与降低摩擦的作用; 密封件内部复合一层网眼织物, 起增强作用, 提高撕裂强度与刚度。

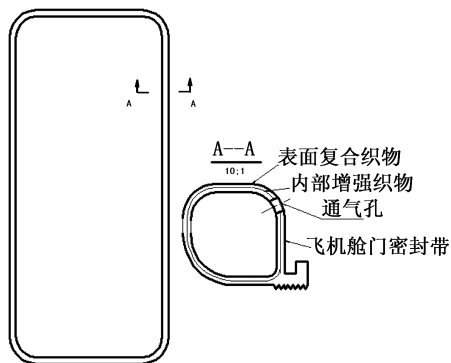


图 1 飞机舱门密封件结构示意图

目前, 国内基于飞机舱门密封件的设计路线仍以参考国外同类产品和大量试验件为主, 正向设计问题亟待解决。因此需要基于 Abaqus-Isight 这类仿真软件和优化软件结合起来对产品进行正向设计, 知其然亦知其所以然, 通过仿真驱动设计。本文提出的仿真驱动正向设计的核心理念在于利用仿真的低成本和高效率的特点, 运用 Isight 这类优化设计软件进行仿真, 通过不断调整参数, 验证各种创新思路的可行性, 进而发现新方案, 实现仿真驱动正向设计, 降低研发成本, 缩短研制周期。

对于飞机舱门密封件, 由于影响产品最终密封性能的因素很多, 主要包括制造工艺、材料配方、产品结构等。其中产品结构可以用统一的材料本构模型通过参数调整的方法进行优化; 制造工艺方法和材料配方的影响主要体现在改变橡胶材料的本构模型, 需要大量测试橡胶材料本构模型进行优化, 受限于现阶段橡胶材料本构模型测试结果存在一定误差, 需要进行修正, 针对制造工艺和材料配方进行优

* 通信作者。E-mail: wangzenghui@chemchina.com

引用格式: 王增辉, 高飞, 吴海弟. 基于 Abaqus-Isight 的飞机舱门密封件的联合优化设计[J]. 民用飞机设计与研究, 2022(2): 7-14. WANG Z H, GAO F, WU H D. Joint optimization design of aircraft door seals based on Abaqus-Isight[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2022(2): 7-14 (in Chinese).

化改进工作量较大。本文限于篇幅,主要基于统一的制造工艺和材料配方,通过 Isight 软件结合成品试验对测得橡胶材料本构试验结果进行修正,进而基于 Abaqus-Isight 软件对产品结构进行正向优化设计。

1 实验

1.1 原材料

硅橡胶混炼胶,邵氏硬度 50 度,西北橡胶塑料研究设计院有限公司;聚酯织物,进口。

1.2 主要仪器与设备

开炼机,XK-250,东莞锡华检测仪器有限公司;平板硫化机,DYZ-200,上海东业机电设备制造有限公司;微机控制电子万能试验机,CMT4502,美特斯工业系统(中国)有限公司;单轴拉伸试验机(EU-500 型)、等双轴拉伸试验机(EB-5000 型)和平面剪切试验机(EP-10 K 型),北京易瑞博科技有限公司;舱门密封件样段模具,西北橡胶塑料研究设计院有限公司;成品样段压缩试验工装,西北橡胶塑料研究设计院有限公司。

1.3 试样制备

在开炼机上返炼硅橡胶混炼胶并出片,辊温控制在 $40^{\circ}\text{C} \sim 60^{\circ}\text{C}$,采用塑料布隔离胶片,待用;将表面复合织物和内部增强织物增粘处理,晾干,待用;使用舱门密封件样段模具,将硅橡胶及织物分别剪裁制备 100 mm 长半成品,使用平板硫化机硫化样品,硫化条件为 $160^{\circ}\text{C} \times 45 \text{ min}$ 。将处理好的织物和硅橡胶混炼胶置入 1 mm 厚胶板模具中,使用平板硫化机硫化,制得织物薄膜,硫化条件为 $160^{\circ}\text{C} \times 10 \text{ min}$;将硅橡胶混炼胶置入 $150 \text{ mm} \times 150 \text{ mm} \times 2 \text{ mm}$ 的试片模具中,使用平板硫化机硫化试样,一段硫化条件为 $160^{\circ}\text{C} \times 25 \text{ min}$,使用热烘箱进行二段硫化,二段硫化条件为 $200^{\circ}\text{C} \times 4 \text{ h}$ 。

1.4 性能测试

将制备好的 $150 \text{ mm} \times 150 \text{ mm} \times 2 \text{ mm}$ 硅橡胶试样裁剪成相应规格,进行单轴拉伸试验、等双轴拉伸试验和平面剪切试验,通过数据拟合与评估,得到硅橡胶材料本构模型参数;将制备好的织物薄膜,采用双轴拉伸试验机进行试验,测得织物经向模量、纬向模量和泊松比;将制备好的 100 mm 长的成品样段试样放入成品样段压缩试验工装,将工装安装于电子万能试验机进行压缩试验得到压缩力-位移曲线^[1]。

1.5 试验结果

将硅橡胶材料进行单轴拉伸试验、等双轴拉伸试验和平面剪切试验,其工程应力-应变曲线如图 2 所示。

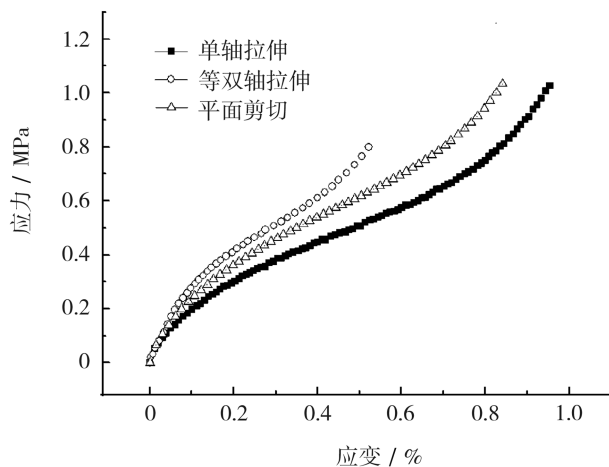


图 2 硅橡胶材料本构参数采集试验曲线

将织物材料与硅橡胶通过模压硫化法制备厚度为 1 mm 的薄膜,然后进行双轴拉伸试验,得到经纬向弹性模量和泊松比^[2],具体数据如表 1 所示。

表 1 织物材料试验数据

织物类型	经向模量 E_1/MPa	纬向模量 E_2/MPa	泊松比 ν_{12}
表面复合织物	52.76	10.12	0.4
内部增强织物	22.65	7.21	0.7

2 仿真分析

2.1 材料参数设置

根据橡胶材料超弹性本构关系测试结果,选取小应变常用的 Neo-Hookean 超弹性本构模型^[3]拟合橡胶材料参数,具体结果如表 2 所示。

表 2 硅橡胶材料超弹本构关系模型参数拟合结果

超弹本构模型	C10	D1
Neo-Hookean	0.270 668 289	0.037 069 1552 8

由于织物材料的经纬线夹角在大变形过程中很容易发生改变,而正交各向异性材料要求主轴在变形过程中始终不变,因而织物属于各向异性且非正交的材料^[4]。

对于飞机舱门密封件表面复合织物和内部增强织物,由于织物和橡胶进行了共硫化,橡胶不可避免

地渗入到织物内部,使织物层实际上形成了一个复合薄膜,内部橡胶与织物纤维交错呈现规则分布,橡胶阻碍了大变形下织物的经线和纬线夹角变化趋势,形成一种近似正交各向异性的材料;在密封件承担正向拉压变形的情况下,可将其视为正交各向异性的材料,进行有限元分析。

在仿真分析过程中,使用 ABAQUS 软件中的 LAMINA 单元模拟织物材料,其中参数包括 E_1 、 E_2 、 ν_{12} 、 G_{12} 、 G_{13} 和 G_{23} 等,其中 E_1 、 E_2 和 ν_{12} 可以通过试验测得,织物的 G_{12} 、 G_{13} 和 G_{23} 因在与橡胶复合的材料中不起主导作用,可用橡胶初始剪切模量替代。

2.2 基于 Abaqus-Isight 修正材料参数

2.2.1 试验与仿真对比

硫化加工一段舱门密封件样段,将其放入成品压缩试验工装采用电子拉力机进行压缩试验,如图 3 所示;成品试验得到压缩力-位移曲线如图 5 所示。

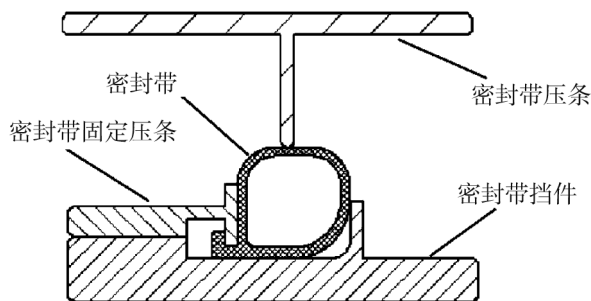


图 3 舱门密封件样段的成品压缩试验

采用 Abaqus 对舱门密封件样段的结构进行仿真计算,密封件压条和卡槽均为铝合金材料,定义铝合金材料的弹性模量为 69 GPa,泊松比为 0.35;密封件橡胶材料本构参数见表 2;表面复合织物和内部增强织物的参数见表 1。仿真计算得到的应力-应变云图如图 4 所示,压缩力-位移曲线如图 5 所示。

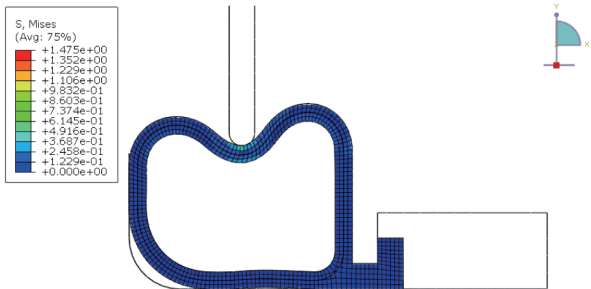


图 4 舱门密封件样段的仿真计算得到的应力应变云图

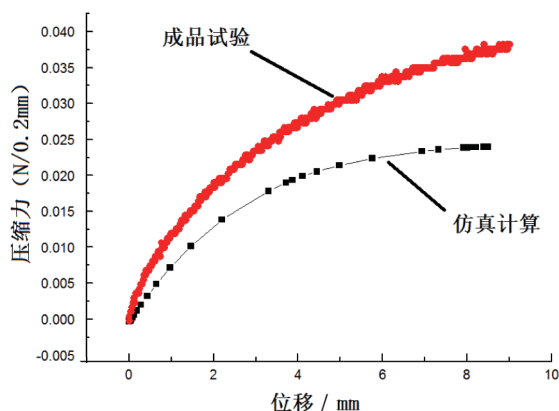


图 5 舱门密封件样段的成品试验得到的压缩力-位移曲线与仿真得到的压缩力-位移曲线,拟合度 69%

通过对比图 5 所示的舱门密封件样段的成品试验压缩力-位移曲线与仿真得到的压缩力-位移曲线,可以发现两者之间存在一定误差。通过插值算法求得试验与仿真得到的压缩力-位移曲线在相同均布点处的压缩力值,然后采用面积法求得两条曲线的拟合度,经计算求得拟合度为 69%,拟合程度较差,需要对材料参数进行修正调整以减小误差^[5]。

2.2.2 利用 Isight 进行材料参数修正

本文采用 Isight 软件进行材料参数修正^[6]。由于在飞机舱门密封件的模型中橡胶材料是主体材料,橡胶材料参数对压缩力起主要作用,因此将橡胶材料参数作为变量,仿真计算得到的压缩力-位移曲线的拟合度为目标值,将该目标值最小化来设置 Isight 模型,如图 6 所示。最终硅橡胶材料校准后的参数结果见表 3,将校准后的硅橡胶材料参数代入舱门密封件的仿真模型中提交计算,得到材料参数校准后的舱门密封件的压缩力-位移曲线对比如图 7 所示。通过插值算法求得试验与仿真得到的压缩力-位移曲线在相同均布点处的压缩力值,然后采用

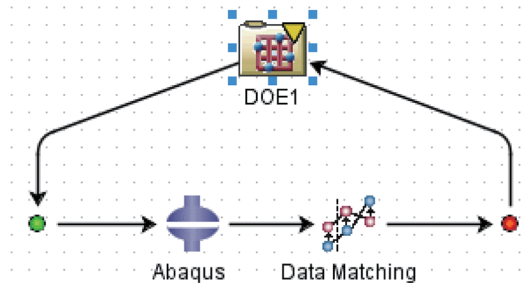


图 6 材料参数校准的 Isight 模型

面积法求得两条曲线的拟合度,经计算求得拟合度为 91%,拟合程度较好,初步达到材料修正的目的。

表 3 校准后的硅橡胶材料超弹本构关系模型参数

超弹本构模型	C10	D1
Neo-Hookean	0.482 051 235 7	0.037 069 155 28

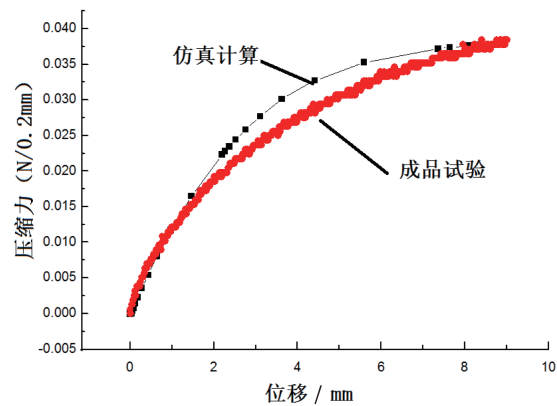


图 7 材料参数校准后舱门密封件的压缩力-位移曲线的仿真与成品试验结果对比(拟合度 91%)

2.2.3 材料参数修正后的验证试验

为了验证材料修正后的仿真分析的可信性,分别硫化加工一段编号为 A-1、B-1 的舱门密封件样段共计 2 种,将其放入成品压缩试验工装进行压缩试验,同时将该结构使用修正后的材料参数进行仿真计算。

A-1 舱门密封件的成品压缩试验如图 8 所示,仿真计算得到的应力-应变云图如图 9 所示,仿真计算得到压缩力-位移曲线与成品试验结果对比如图 10 所示。



图 8 A-1 舱门密封件样段的成品压缩试验

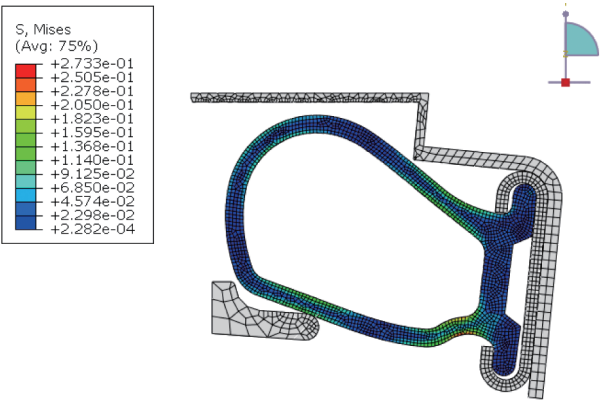


图 9 A-1 舱门密封件样段的仿真计算得到的应力应变云图

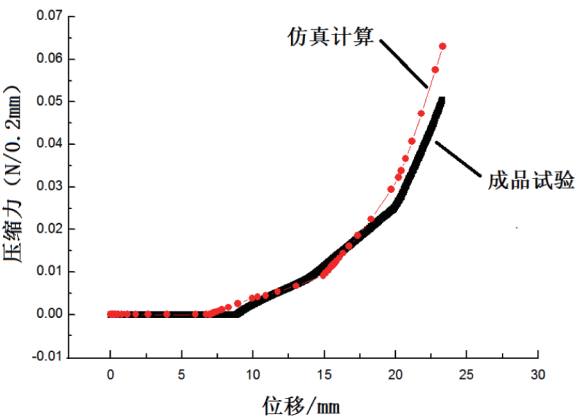


图 10 A-1 舱门密封件的压缩力-位移曲线的仿真与成品试验结果对比(拟合度 92%)

B-1 舱门密封件的成品压缩试验如图 11 所示,仿真计算得到的应力-应变云图如图 12 所示,仿真计算得到压缩力-位移曲线与成品试验结果对比如图 13 所示。

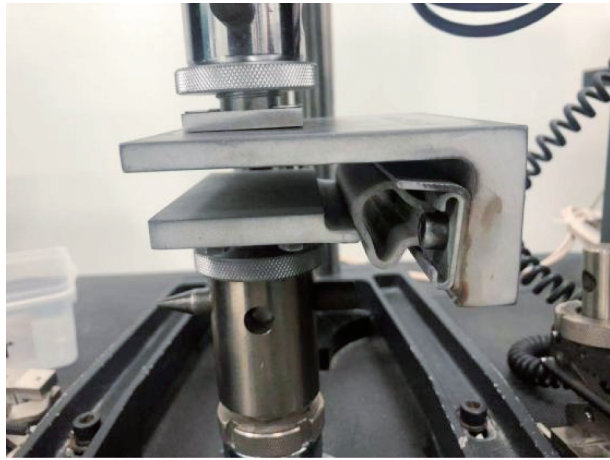


图 11 B-1 舱门密封件样段的成品压缩试验

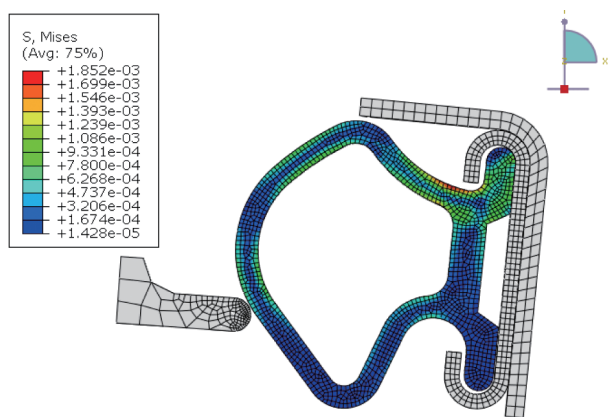


图 12 B-1 舱门密封件样段的仿真计算得到的应力应变云图

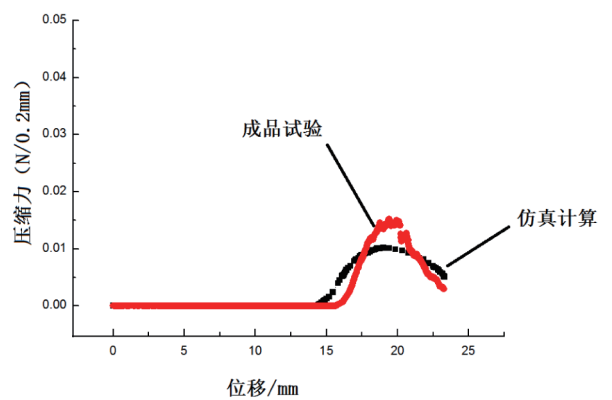


图 13 B-1 舱门密封件的压缩力-位移曲线的仿真与成品试验结果对比(拟合度 86%)

由上述结果可以看出,材料参数修正后,在不同结构的舱门密封件的仿真计算中都有良好的拟合度,拟合度均大于 85%,材料参数修正后在类似结构模型中的可信性较高。

2.3 基于 Abaqus-Isight 的 DOE 优化设计

飞机舱门密封系统的结构较为复杂^[7],除去材料外,影响飞机舱门密封件使用功能的因素主要包括:舱门密封件结构、卡槽结构、挡件结构、压件结构、运动轨迹等。本文借鉴国内外飞机舱门密封件的设计经验,初步设计了一个典型结构,暂定了各部位的尺寸,同时选择运动轨迹最为复杂的舱门上部进行研究。但由于参数较多,有很多不同位置的尺寸会影响密封件的功能。本文限于文章篇幅,仅选取飞机舱门密封件工作面与卡槽底面夹角的角度与工作面的圆角半径的尺寸作为主要研究对象作为影响因素,如图 14 所示。根据经验设计了此两个影响因素的水平,如表 4 所示。

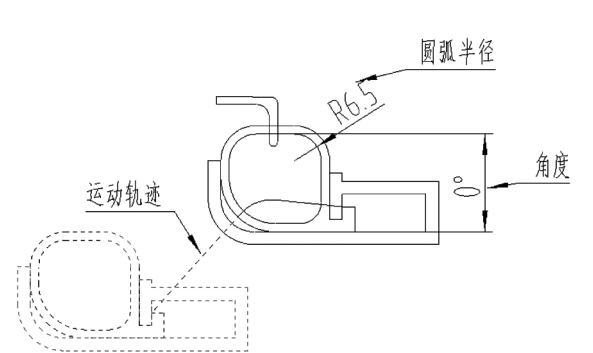


图 14 典型飞机舱门密封件的结构及两个典型位置的影响因素

表 4 影响飞机舱门密封件的因素及水平

水平	因素	
	角度/°	圆角半径/mm
1	0	4
2	15	6.5
3	30	9
4	45	11.5

本文设计了一个 2 因素 4 水平试验,需要进行 16 次试验。具体仿真计算安排如表 5 所示。

表 5 仿真计算安排

试验号	角度/°	圆角半径/mm
1	0	4
2	0	6.5
3	0	9
4	0	11.5
5	15	4
6	15	6.5
7	15	9
8	15	11.5
9	30	4
10	30	6.5
11	30	9
12	30	11.5
13	45	4
14	45	6.5
15	45	9
16	45	11.5

仿真计算首先可以得到密封件接触应力分布,如果出现接触压力为零时,说明密封件可能会发生

漏气现象,最大接触压力越大,密封性越好;其次,可以拟合压缩力-位移曲线,压缩力值越小,关门力越小;最后也可以导出摩擦损耗能-时间曲线,摩擦损耗能越小,对密封件的磨损就越小。

在这种多指标试验中,由于各个量纲和重要程度不一致,而且各个因子及水平对各个指标的影响也不同。因此,在分析该多指标试验结果时,应根据产品实际情况统筹兼顾,采用综合加权评分法,以便于对各项指标进行综合优选。具体操作如下:

1) 确定各项试验指标的权分值。通过具体产品评估,最大接触压力评分为 50,压缩力评分为 -30,摩擦损耗能为 -20,其中正值代表越大越好,负值代表越小越好。

2) 计算各项试验指标的评分值。由于各项指标的量纲和观察值数量级均不相同,不利于综合加权评分,首先求得该项试验观察值的极差,即最大值和最小值的差,将所有数值减去最小值,然后除以极差,这样所有数据的评分均介于0.0~1.0之间,成为相同数量级的无量纲参数。

3) 计算综合加权平均值。同一试验号的各项指标的权分值与其无量纲参数(评分)乘积之和即为该号试验的综合加权评分。

综合加权评分的最大值即为最优解。综上,针对压缩力、最大接触压力、摩擦损耗能等 3 个优化目标进行设计,通过 Isight 设计 DOE 优化模型^[8]。

如图 15 所示, Isight 在不用人工干预的情况下不断调用仿真分析软件进行优化计算, 得到局部最优解, 见表 6; 优化的密封件结构图如图 16 所示。

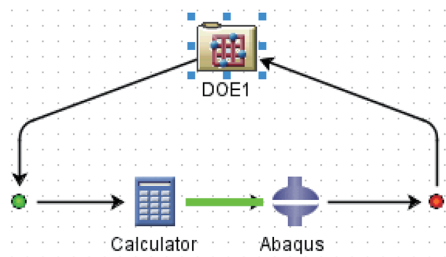


图 15 Isight 的 DOE 优化模型

表 6 Isight 设计 DOE 优化模型得到的最优结果

	角度 /°	圆角 半径	压缩力 (N/0.2mm)	接触压力 /MPa	摩擦损 耗能/mJ
原始设计	0	6.5	0.038 724 7	0.038 441	70.040 785 6
优化结果	45	9	0.033 213 6	0.032 584	10.010 638 2

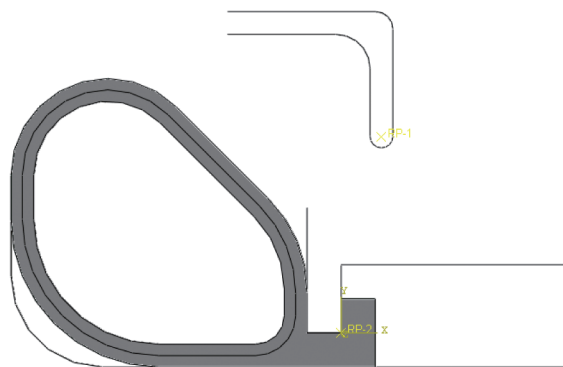


图 16 Isight 的 DOE 优化的密封件结构

2.4 基于 Abaqus-Isight 的近似模型优化设计

在优化过程中,可以采用 Isight 正交试验设计方法直接改变仿真分析模型里的参数,但是这种方法存在两个问题,第一个问题是正交试验设计只是设计均匀的样本点,得到的结果未必是最优解,而仅是局部最优解;第二个问题是仿真分析计算耗时很长,假设一个模型仿真计算需要 1 h,进行 16 次运算的化就需要 16 h,为了精度更高假如进行 64 次运算,那么就需要 64 h,接近 3 天,耗时很长且未必能得到最优解。

因此将采用 Isight 近似模型的方法进行优化设计,用近似模型替代高强度仿真^[9],这样能够避免高强度仿真计算,减少迭代时间;有效避免限于局部最优解,使数值优化算法也有可能找到全局最优解。

在 Isight 的后处理模块导出自动拟合好的近似模型^[10],如图 17 所示;然后将这个模型替代 Abaqus

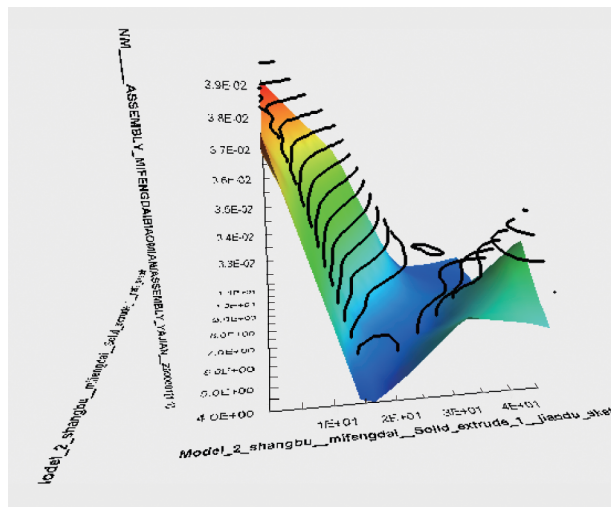


图 17 通过 Isight 拟合的近似模型

模块,算法选择优化设计中大规模逼近的算法,通过 Isight 建立优化模型,如图 18 所示,计算调用近似模型 400 余次,这个过程虽然计算 400 余次,但仅耗时不到 1 min,计算效率极高。

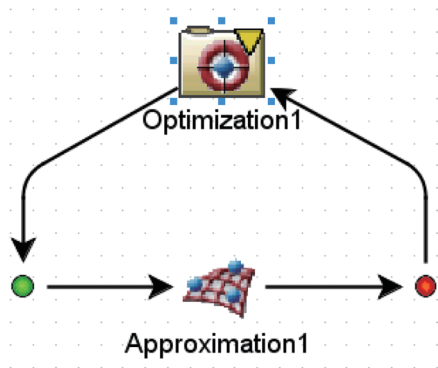


图 18 通过 Isight 拟建立的近似模型算法优化模型

优化的结果方面,本次求得一个更加优化的结果,如表 7 所示;优化的密封件结构图如图 19 所示;对比数据如表 8 所示,DOE 优化算法和近似模型算法都导致了接触压力不同程度的降低,甚至近似模型算法降低了 20%,但是由于舱门密封件本身自密封的机理,接触压力对密封效果的影响比重不是太大;近似模型算法的压缩力和摩擦损耗能方面均优于 DOE 优化算法的优化结果,综合评估采用近似模型算法能够得到更为优异的结果。

表 7 近似模型算法优化的最优解

角度 /°	圆角半径 /mm	压缩力 (N/0.2mm)	接触压力 /MPa	摩擦损耗能 /mJ
44.99	4.327	0.031 505 7	0.030 922 5	0.010 329 5

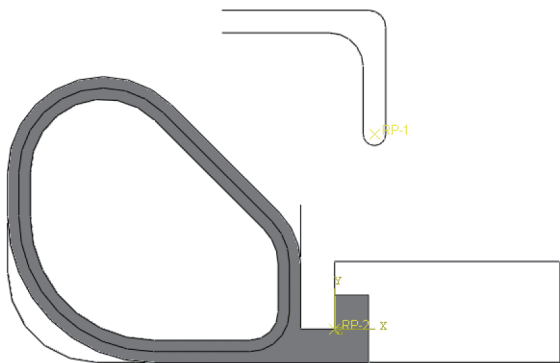


图 19 通过 Isight 拟建立的近似模型算法优化的结构

表 8 不同算法优化的对比

优化 算法	角度 /°	圆角半径 /mm	压缩力 降低率 /%	接触压力 提高率 /%	摩擦损 耗能降 低率/%
原始设计	0	6.5	—	—	—
DOE 优化	45	9	14	-15.24	74
近似模型 优化	44.99	4.327	19	-20	75

3 结论

- 1) 基于 Abaqus-Isight 对材料参数进行修正,将材料参数作为变量,将仿真结果与成品试验结果的压缩试验曲线拟合度作为优化目标,可以得到与成品试验拟合度更高的材料参数。
- 2) 基于 Abaqus-Isight 对飞机舱门密封件进行 DOE 正交试验优化设计,将产品结构参数作为变量,压缩力、接触压力、摩擦损耗能作为优化目标,可以得到局部最优结构。
- 3) 将 DOE 正交试验结果拟合得到近似模型,通过 Isight 的近似模型算法得到全局最优结构,综合评估采用近似模型算法能够得到更为优异的结果。

参考文献:

[1] 王增辉. 飞机舱门密封带的仿真分析[J]. 特种橡胶制品,2017,38(5):56-59,64.

[2] 贺平,刘金勇. 碳纤维层合板有限元分析[J]. 数字海洋与水下攻防,2018,1(4):32-35,62.

[3] OGDEN R W. Non-linear elastic deformations [M]. Chichester;Ellis Horwood, 1984.

[4] 沈斌,任莎莎,季鹏凯. 安全气囊织物材料的力学性能仿真研究[J]. 机械设计与制造,2012(12):45-47.

[5] 刘萌,王青春,王国权. 橡胶 Mooney-Rivlin 模型中材料常数的确定[J]. 橡胶工业,2011,58(4):241-245.

[6] 刘文武,朱石坚,楼京俊,等. 确定橡胶材料应变能密度函数的一种新方法研究[J]. 振动与冲击,2007,26(7):1-5,9,176.

[7] 王增辉. 飞机舱门密封带的仿真优化设计[J]. 特种橡胶制品,2019,40(1):46-51.

[8] 李庆东. 试验优化设计[M]. 重庆:西南师范大学出版社,2015.

[9] 吴杨,武振江,曹建,等. 基于 isight 响应面模型的白车身轻量化研究[J],北京汽车,2019(6):1-6.

- [10] 刘雪杰,周瑾,金超武,等. 基于 RBF 近似模型的低速永磁电机齿槽转矩优化[J]. 微特电机,2020,48(1): 25-29.

及工艺研究工作。E-mail: wangzenghui@chemchina.com

高飞 男,工程师。主要研究方向:飞机舱门设计。

E-mail: gaof020@avic.com

吴海弟 男,高级工程师。主要研究方向:飞机舱门设计。

E-mail: wuhd002@avic.com

作者简介

王增辉 男,工程师。主要研究方向:橡胶密封制品的设计

Joint optimization design of aircraft door seals based on Abaqus-Isight

WANG Zenghui^{1*} GAO Fei² WU Haidi²

(1. Northwest rubber& plastics research & design institution, Xianyang 712023, China;

2. AVIC the first aircraft institute, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to adapt to the short development cycle of aircraft door seals and the development trend of forward design, this paper simulates, analyzes and optimizes the aircraft door seal based on Abaqus sight software, calibrates the material parameters, puts forward two optimization design methods for aircraft door seal, and obtains a better seal structure through comparison. To better seal structure, the material parameters of rubber and fabric were obtained by experiments, the material parameters were checked based on Abaqus-Isight, and the material parameters were corrected through the compression test curve obtained by the test, so as to get the material parameters with higher fitting degree with the finished product test; Based on Abaqus-Isight pairs of aircraft, the optimization design of cabin door seals was carried out by DOE orthogonal test, with product structural parameters as variables, compression force, contact pressure and friction loss energy as optimization targets, and the local optimal structure could be obtained. The approximate model was obtained by fitting the results of DOE orthogonal test. The global optimal structure can be obtained by using the approximate model algorithm, and better results can be obtained by using the approximate model algorithm for comprehensive evaluation.

Keywords: aircraft door seals; simulation analysis; optimization design

* Corresponding author. E-mail: wangzenghui@chemchina.com