

【兵器与设备】

某型起落架结构的软件细节优化*

马魁江¹, 杨文潇², 聂 宏¹

(1. 南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016; 2. 电子科技大学 软件学院, 成都 610000)

摘要:在 MSC.Patran 中建立某型起落架的模型, 并进行静力试验, 得出应力分布; 通过 VC++ 编程对 MSC.Patran 进行二次开发, 实现与 Isight 的无缝连接. 然后对某型起落架进行优化设计, 通过对比优化前后结构细节、模型应力分布的差异情况, 可知优化设计达到了提高结构细节耐久性的目的.

关键词:起落架; 应力分布; 优化; 二次开发

中图分类号: TP391

文献标识码: A

文章编号: 1006-0707(2008)02-0010-03

起落架是飞机安全飞行的关键部件, 受力严重、工作环境恶劣、故障率高. 现代高性能飞机起落架结构的核心问题, 是如何实现长寿命、高可靠性与低维修成本. 因此, 开展飞机起落架耐久性的研究具有重要意义. 虚拟试验技术是用数值仿真的方法, 按照真实物理试验大纲的要求, 模拟真实试验进行的整个过程, 得到物理试验的数值仿真结果. 虚拟试验既可以在产品设计的初级阶段分析其疲劳性能, 优化产品寿命, 又可以在定寿阶段预测物理试验的结果, 与物理试验共同形成一个交互式的试验流程. 运用该技术可以减缩产品开发和测试成本、缩短投放市场的时间、提高产品寿命, 产生较大的经济效益.

1 将 CAD 技术运用在多学科优化设计中

飞机设计涉及多门学科, 而各学科之间相互作用、相互影响, 是一项复杂的系统工程. 近来飞机工业界研究人员认识到: 当将多学科优化设计 (Multidisciplinary Design Optimization, 简称 MDO) 理论应用于工程实践时, 必须与 CAD 技术相结合.

1) 基于 CAD 的参数化能为各学科提供一个统一的高精度几何模型, 从而避免各学科几何模型不统一带来的误差, 同时也解决了各学科重复建模的问题.

2) 参数化的 CAD 模型不仅仅包含了尺寸信息, 更重要的是它可以将设计规范和专家经验融入设计中, 更好的反映设计者的意图, 提高产品质量.

3) 飞行器 MDO 的过程和结果能用 CAD 几何模型直接显示出来, 从而在总体设计阶段能直观地观察设计方案的合理性, 而且这个 CAD 几何模型还可被下游设计 (详细设

计) 直接利用, 从而实现总体设计与详细设计的无缝连接, 缩短设计周期.

虽然 MDO 和 CAD 都是飞行器设计中重要的设计技术, 但十几年来 MDO 领域和 CAD 领域的发展几乎是相互独立的, 它们各自的演变过程都受到用户群体的需求影响和技术可行性的限制, 尽管实际上两者是密切相关的, 但对于它们之间的交融研究却不多.

因此, 展开多学科优化设计和 CAD 软件的结合很有必要, 因为这样不但可以缩短设计周期, 而且可以减少不必要的人工干预.

2 建立代理模型

要对模型进行优化, 必须运用工程软件, 本研究中选用的优化软件为 Isight, 由于要计算结构应力分布, 所以需要与软件 Patran 相结合, 因此需要对 Patran 进行二次开发, 二次开发选用 VC++.

依据耐久性设计原则, 减小应力集中系数需要减小相对宽度和相对厚度^[1]. 相对宽度对相对厚度的影响系数可用式(1)表达:

$$\sigma_{\text{REP}} = \frac{P}{(W-D)T} \quad (1)$$

其中: W 为耳片宽度; D 为耳片孔的直径; T 为耳片厚度.

相对厚度对相对宽度的影响系数可用式(2)表达:

$$\sigma_{\text{REP}} = \frac{P}{(W_L-D)T_L} \quad (2)$$

其中: W_L 为耳片宽度; D 为耳片孔直径; T_L 为连杆厚度^[2].

结构代理模型建立的目的是建立 $\sigma_{\text{REP}} = \frac{P}{(W-D)T}$ 和

* 收稿日期: 2008-02-17

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(10072025).

作者简介: 马魁江(1982—), 男, 四川南充人, 硕士研究生, 主要从事飞机起落架装置设置研究.

$$\sigma_{REP} = \frac{P}{(W_L - D)T_L} \text{ 之间的相互关系}^{[3]}$$

3 细节结构优化

原耳片宽度为 56 mm,厚度为 13 mm,耳片形状接近斜削耳片,如图 1 所示.

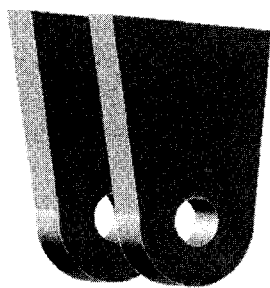


图 1 耳片原模型

依据式(1)和式(2),对耳片的相对宽度和相对厚度进行调整.修改后的耳片宽度为 51 mm,厚度为 11.5 mm,使得修改后的耳片更接近斜削耳片.修改后的耳片如图 2 所示.

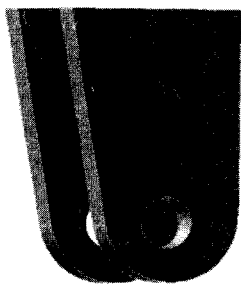


图 2 修改后的耳片模型

在 Patran 中对耳片进行前处理,包括划分网格、定义边界条件、施加载荷、定义材料和单元属性,最后再用 Nastran 进行计算.

在划分网格时,可选择质量较高的六面体网格,并且在施加载荷时,应该注意施加的方式和位置,可通过 MPC 把载荷施加在孔心处,这样和实际的载荷情况比较接近^[4].

因为要得到的是耳片应力分布的比较,因此施加载荷的大小并不重要.选取 3 种工况,分别为:

工况 1: $P_X = 500 \text{ N}$, $P_Y = 0$, $P_Z = 0$.

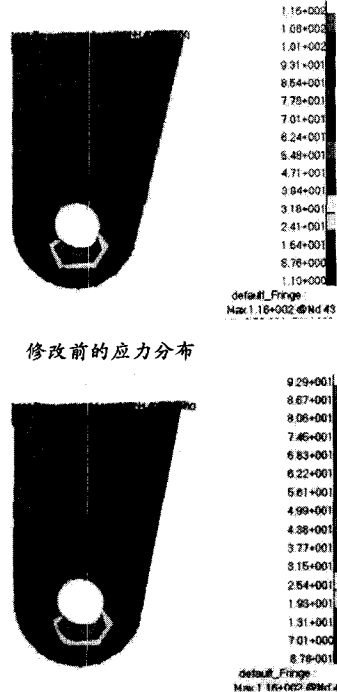
工况 2: $P_X = 0$, $P_Y = 500 \text{ N}$, $P_Z = 0$.

工况 3: $P_X = 0$, $P_Y = 0$, $P_Z = 500 \text{ N}$.

4 修改耳片与原耳片模型的应力分布比较

第 1 工况时,耳片最大应力为 116 Pa,修改后的耳片最

大应力为 93 Pa,如图 3 所示.

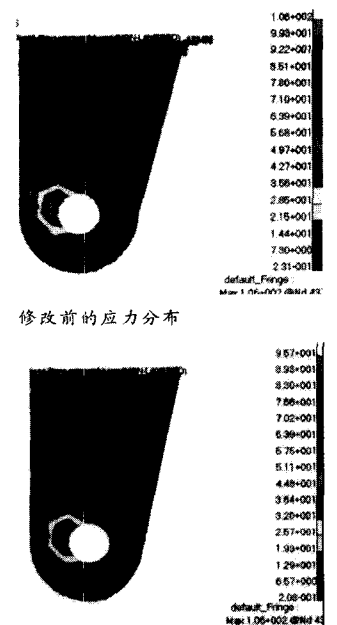


修改前的应力分布

修改后的应力分布

图 3 工况 1 应力分布比较

第 2 工况时,耳片最大应力为 106 Pa,修改后的耳片最大应力为 96 Pa,如图 4 所示.



修改前的应力分布

修改后的应力分布

图 4 工况 2 应力分布比较

第 3 工况时,耳片最大应力为 106 Pa,修改后的耳片最大应力为 95 Pa,如图 5 所示.

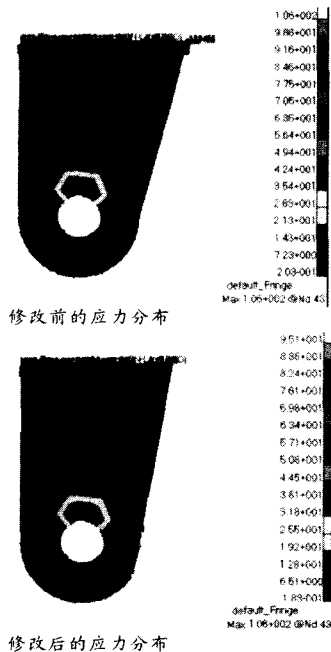


图5 工况3应力分布比较

由图3~5可以看出,修改后的耳片最大应力减少了1/10左右,并且应力分布明显比原耳片更均匀,减小了应力集中,延长了耳片的寿命,为提高整个前起落架的寿命提供了重要的一环。

5 耳片改进设计中需要注意的问题

在耳片的改进设计中,需要注意3个问题。

1) 优化、改进是一个不断迭代的过程,代理模型一定要

准确建立。Patran的二次开发需要与Isight实现无缝连接。

2) 修改减小了应力集中,具体对疲劳寿命的提高程度,可以通过下一步的疲劳试验来进行验证。

3) 细节的耐久性设计在很大程度上是针对整个结构的一个细节,在设计、改进的过程中,需要考虑改进对整个结构的影响。

6 结束语

从应力云图可以看出,模型优化结果符合要求,因此将CAD技术运用到多学科优化中切实可行。用VC++对MSC.Patran进行二次开发和建立代理模型是整个结构优化中重要的一环,同时经验公式也对结构细节的优化起到了重要作用。

参考文献:

- [1] 航空航天工业部科学技术研究院.近代飞机耐久性设计技术[M].成都:航空航天工业部《AFFD》系统工程出版社,1989.
- [2] 陈水根.主起落架外筒疲劳耐久性评估及损伤容限评估[D].西安:西北工业大学,2004.
- [3] 李自胜,朱莹,向中凡.基于CATIA软件的二次开发技术[J].四川工业学院学报,2003,22(1):16-18.
- [4] 万俊麟.基于虚拟试验技术的飞机起落架疲劳性能研究[D].南京:南京航空航天大学,2006.
- [5] Nie Hong, wu Fumin. Prediction of fatigue crack initiation life based on a new local stress/strain analysis approach [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1988, 9(9): 424-429.

(上接第3页)

$$[C] = \begin{bmatrix} C_1 \\ C_2 \\ C_3 \\ C_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_{F1} \cdot P_{H1} \cdot P_{D1} \cdot P_{S1} \\ P_{F2} \cdot P_{H2} \cdot P_{D2} \cdot P_{S2} \\ P_{F3} \cdot P_{H3} \cdot P_{D3} \cdot P_{S3} \\ P_{F4} \cdot P_{H4} \cdot P_{D4} \cdot P_{S4} \end{bmatrix} \quad (23)$$

利用相关方法和模型就可以计算激光武器各项能力数值P,然后建立能力列向量,最后可以给出效能评估的各项品质因数。值得注意的是,如何计算武器系统的能力是效能评估问题中的一个难点,这项工作需要深入开展。

5 结束语

为了探讨高能激光武器系统效能评估方法,本研究从一般原理入手,首先介绍了武器系统效能的概念和一般分析过程。对于系统效能评估,ADC模型物理概念清晰,以该模型为基本框架讨论了将其应用于高能激光武器系统效能评估的可行性。问题的关键是根据评估目的,选定合适的评估要素。激光武器系统的总体效能评估涉及的子系统复杂,指标和元素数量众多,因此,要做好全面的效能评估是困难的。本

研究从武器系统发展考虑,忽略了部分评估要素,主要侧重于作战效能模型的建立。建立了基本模型,要解决的关键技术就是计算各种状态条件下武器的作战能力。

参考文献:

- [1] 康崇禄.国防系统分析方法[M].北京:国防工业出版社,2003.
- [2] 甄涛,王平均,张新民.地地导弹武器作战效能评估方法[M].北京:国防工业出版社,2005.
- [3] 高尚,姜寿春.武器系统效能评定方法综述[J].系统工程理论与实践,1998(7):109-114.
- [4] 时俊红.武器系统效能评估方法浅论[J].火控雷达技术,2003(4):47-50.
- [5] 魏继才,胡晓峰.武器系统效能建模方法研究与应用[J].系统工程与电子技术,2002(6):20-24.
- [6] 刘天坤,赵玉善.防空武器系统效能分析研究[J].地面防空武器,2005(4):22-25.
- [7] 汪荣鑫.随机过程[M].西安:西安交通大学出版社,2006.