

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2018.02.017

基于 CATIA 软件的舱门机构曲柄有限元分析

Finite Element Analysis for Door Mechanism Crank Based on CATIA

梁东明 王黎明 丛家勇 / LIANG Dongming WANG Liming CONG Jiayong

(中航沈飞民用飞机有限责任公司, 沈阳 110013)

(AVIC SAC Commercial Aircraft Company Ltd., Shenyang 110013, China)

摘 要:

概述了 CATIA 软件有限元分析过程,应用虚拟部件简化舱门打开机构,使复杂的装配部件的有限元分析简化为单个零件的有限元分析。在理想误差范围内,将 CATIA 软件的有限元模拟结果与 NASTRAN 软件模拟结果比对分析,针对 CATIA 软件分析得到的应力集中数据,提出了供设计参考的数据处理方法,并通过试验验证该方法具有一定的有效性,对结构设计人员具有一定的参考价值。

关键词:转换误差;应力集中;NASTRAN 软件;CATIA 软件有限元分析

中图分类号:V223+.9

文献标识码:A

[Abstract] The CATIA finite element analysis (FEA) process was summarized, virtual parts were used to simplify the finite element model of door-opening mechanism, and then the complicated FEA of door-opening mechanism was simplified to FEA of single part. Within the ideal range of transfer error, the results from CATIA FEA and NASTRAN were compared and analyzed. Based on stress concentration data by CATIA, a data processing method was presented for design, and a test was carried out to validate the method, which could provide some valuable references to structure designers.

[Keywords] transfer error; stress concentration; NASTRAN; CATIA FEA

0 引言

在产品 设计 初期,设计自由度较高,CAD (Computer Aided Design)数据更改后,不能直接快速地反应到 CAE (Computer Aided Engineering)系统中,待独立 CAE 系统分析后,再返回 CAD 系统进行产品设计,将造成大量重复复杂的工作,严重影响产品初期设计周期^[1],CATIA 软件将产品零部件设计和有限元分析集成在同一环境下,为结构设计人员提供了有限元分析的快捷途径。结构设计人员通过 CATIA 软件快速检查对比不同的设计方案,提高了有限元的分析效率,缩短研发周期,降低设计成本,为产品全生命周期管理 (PLM) 提供了有效可行的依据和方法,保证了设计的稳定性和合理性。

1 CATIA 软件有限元概述

CATIA 软件有限元分析总体上可分成前处理、计算求解以及后处理 3 个阶段,其过程与 NASTRAN、ANSYS 等专业软件类似,但又有显著的自身优势,特别是前处理阶段。

前处理阶段对几何模型进行网格划分、确定边界条件以及分析定义载荷工况,得到有限元模型的相关数据。CATIA 软件可以将几何数模中的零件材料信息、组件装配关系、焊接定义等信息直接传递到有限元分析环境中,使有限元前处理工作更加准确、高效。

计算求解阶段对前处理完毕的有限元模型进行分析计算,CATIA 软件有限元模块提供了 Auto、Gauss、Gauss R6 等多种计算求解方法。

后处理阶段主要包括数据输出和图形显示,查

看结果的收敛性,判断分析计算精度^[2]。

实践表明,网格重划分技术比网格增加技术具有更多的优点,如收敛速度快、网格单元形状稳定等^[3]。CATIA软件有限元提供了自适应网格细化功能,根据现有的网格并配合误差估计重新划分网格,最大限度确保有限元模型的求解精度。

2 工况分析

某型号飞机舱门打开驱动机构如图1所示,安装在机身支座上的曲柄将气弹簧弹力传递到舱门打开机构上。驱动机构运动原理如图2所示,AB₁是曲柄的初始位置,沿 ω 逆时针转动3°后到达AB₂位置,此时与气弹簧CB₂共线,旋转117°后,到达AB₃位置,此时气弹簧伸长最长,曲柄到达最终位置。

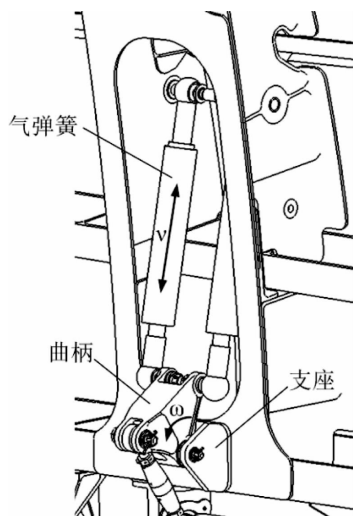


图1 气弹簧机构

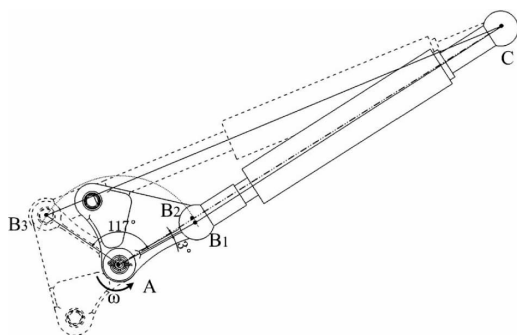


图2 机构运动原理

气弹簧装机前初始状态为完全伸长,原长为335 mm,机构运动过程中气弹簧始终处于受压状态,其载荷和行程的曲线如图3所示。

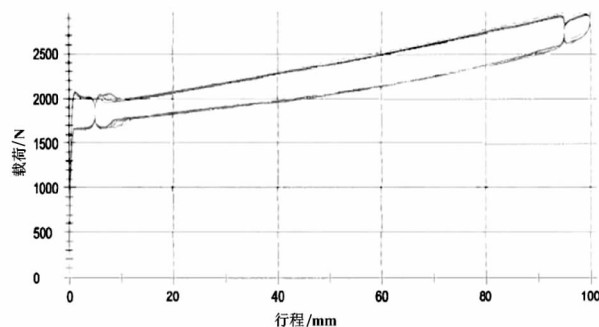


图3 气弹簧载荷-行程曲线

利用参数化建模的机构运动草图,模拟机构运动过程,确定气弹簧伸长长度及载荷。草图模拟过程中建立曲柄旋转角度、气弹簧长度参数,通过曲柄旋转角度参数驱动机构运动草图,从而快速确定气弹簧长度,再依据气弹簧载荷和行程的曲线确定气弹簧载荷。

3 模拟分析与试验

曲柄材料为7475-T7351铝合金,材料规格为2 in(1 in=2.54 cm)厚板,屈服强度 $F_{ty}=58 \text{ ksi}=4 \times 10^8 \text{ Pa}$;抗拉极限 $F_{tu}=70 \text{ ksi}=4.83 \times 10^8 \text{ Pa}$;杨氏模量 $E=1.03 \times 10^4 \text{ ksi}=7.1 \times 10^{10} \text{ Pa}$;泊松比 $\mu=0.33$;密度 $\rho=2710 \text{ kg/m}^3$;热膨胀系数 $2.36 \times 10^{-5}/\text{Kdeg}$ 。^[4]

利用CATIA软件建立有限元模型,为使计算简单高效,将连接气弹簧和曲柄的螺栓设计为虚拟部件,两根气弹簧提供载荷 F 相同,把气弹簧载荷施加在虚拟件上,使装配体有限元分析转化为单个零件静力分析,简化有限元模型如图4所示。

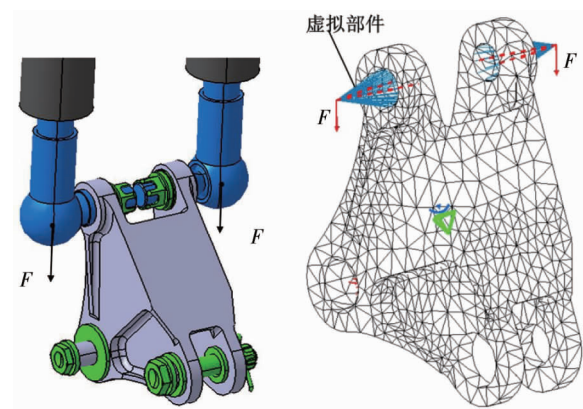


图4 曲柄设计模型与有限元模型

通过机构运动草图分析得出,曲柄在起始位置时,气弹簧被压缩89.5 mm,利用气弹簧载荷-行程

曲线,确定气弹簧载荷为 2 850 N,将载荷施加到有限元模型中,得到应力云图如图 5 所示。

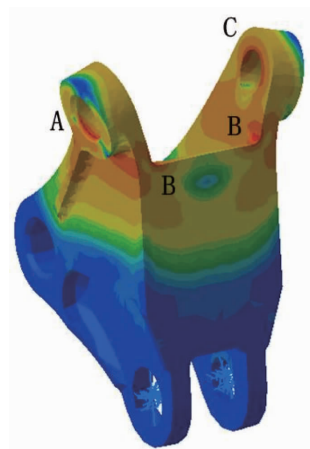


图 5 曲柄应力云图示意

图 5 显示,螺栓孔下边缘 A 区、上边缘 C 区出现应力集中现象,该应力集中是由螺栓局部挤压螺栓孔造成的,属于正常现象,本文不做过多讨论,而 B 区作为设计校核的重点区域。

改变机构运动草图中的曲柄旋转角度参数,同样的方法确定弹簧载荷的大小和方向,同时,将载荷施加到有限元模型中,分析曲柄最容易失效工况。曲柄旋转范围是 $0^{\circ} \sim 117^{\circ}$,曲柄转过 3° 后与气弹簧共线 (AB_2 位置),弹簧受压行程最长,曲柄受力最大,分别对 0° 和旋转 3° 的曲柄进行有限元分析。当曲柄旋转 10° 后,取 10° 为步长,对后面的工况进行对比分析,观察 B 区应力集中趋势。应力云图显示曲柄旋转 20° 时, B 区最大应力值为 1.52×10^9 Pa,均大于其他工况下 B 区的最大应力值。

由于曲柄旋转 1° ,气弹簧行程变化约 1 mm,考虑制造装配误差,分别对旋转 19° 和 21° 的曲柄进行分析比对。结果显示曲柄旋转 20° 时,曲柄 B 区最大应力值均大于其他工况下 B 区的最大应力值,所以曲柄旋转 20° 时最容易失效,分析结果见表 1。

表 1 中的计算误差是 CATIA 软件将设计数模转化成有限元数模时造成的转换误差。有限元计算精度包含两方面,首先是将设计数模转换成有限元数值模型时造成的转换误差,其次才是模拟分析误差。通常应用 CATIA 软件有限元分析时,应使计算误差在 10% 以下,理想精度在 5% 以下^[1],计算过程中可采用高阶单元、局部网格加密、自适应网格划分等手段降低计算误差。

表 1 曲柄有限元初步分析结果

曲柄旋转 角度 / ($^{\circ}$)	气弹簧 载荷 / N	B 区最大 Von Mises 应力值 / 10^8 Pa	计算误差 / %
0	2 850	12.95	3.18
3	2 850	13.64	4.06
10	2 820	13.33	7.19
19	2 784	15.1	4.54
20	2 780	15.2	4.55
21	2 772	15.1	4.54
30	2 700	13.4	7.11
40	2 650	13.67	7.24
50	2 550	12.29	7.1
60	2 450	11.16	7.22

当曲柄转过 20° ,计算误差 4.55% 时,有限元模型最小网格尺寸为 0.5 mm,曲柄的物理属性及误差报告如图 6 所示,应力云图如图 7 所示。

Global estimated error rate: 4.54801 %

Defined Materials

Material: Aluminium

杨氏模量: $7.1e+010$ N_m2

泊松比: 0.33

密度: 2710 kg_m3

热膨胀: $2.36e-005$ Kdeg

屈服强度: $4e+008$ N_m2

图 6 7475 曲柄误差报告

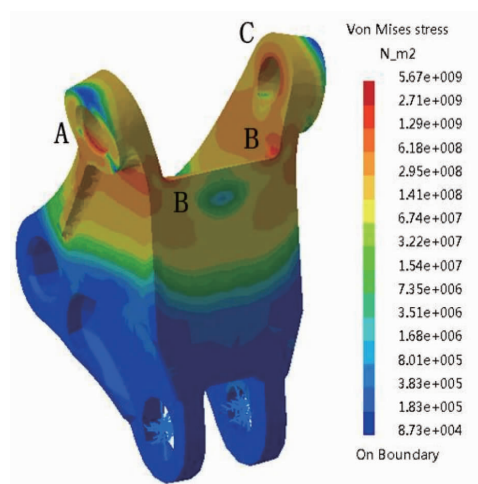


图 7 7475 曲柄应力云图

B 区边界节点应力值如图 8 所示,云图显示边界节点值在 7×10^8 Pa $\sim 1.47 \times 10^9$ Pa 之间,严重超出材

料屈服极限和抗拉极限。考虑到四面体网格计算结果与工程实际的偏差,选取与边界节点相邻的节点应力数据作为设计参考,相邻边界节点应力云图如图 9 所示,应力值在 $4.93 \times 10^8 \text{ Pa} \sim 6.8 \times 10^8 \text{ Pa}$ 之间,也明显超过材料屈服极限和抗拉极限,所以认为曲柄会在 B 区发生变形失效,甚至断裂。

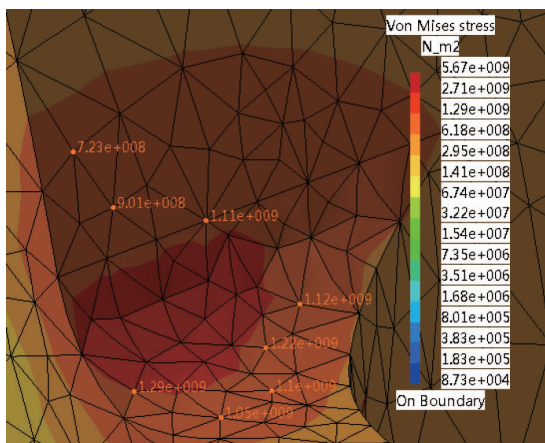


图 8 7475 曲柄 B 区边界应力云图

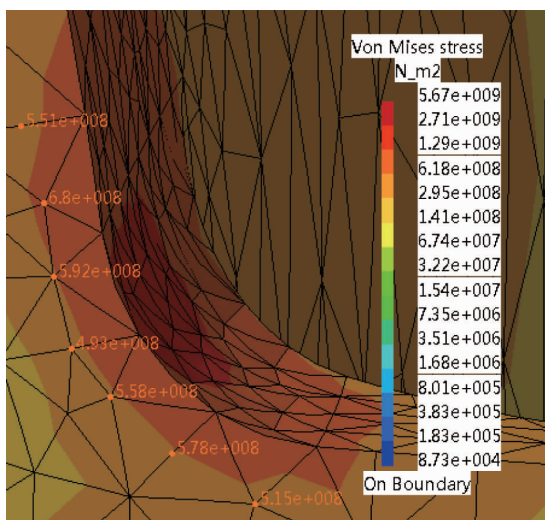


图 9 7475 曲柄 B 区相邻边界节点应力云图

应用 NASTRAN 软件进行对比分析,载荷工况相同,有限元网格仍采用四面体网格,最小网格尺寸为 0.7 mm ,NASTRAN 软件分析的应力云图如图 10 所示,曲柄的 B 区仍为应力集中区,应力云图如图 11 所示,此区域应力均大于 $5.38 \times 10^8 \text{ Pa}$,超过材料抗拉极限。

两次分析结果均显示曲柄在 B 区将发生变形失效,甚至有断裂风险。

为验证 CATIA 软件有限元分析结果,将材料为 7475-T7351 的曲柄试验件装配到舱门打开驱动机

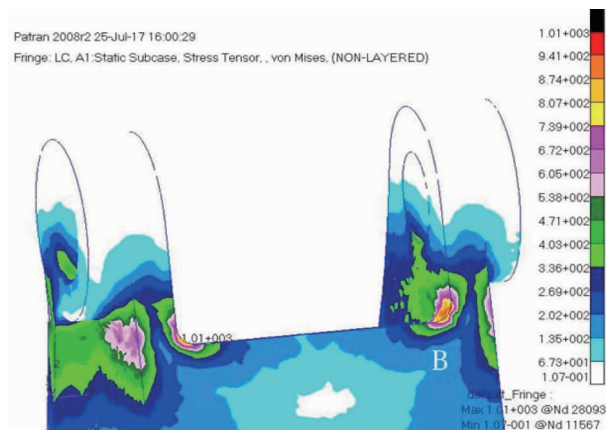


图 10 7475 曲柄 NASTRAN 软件分析应力云图

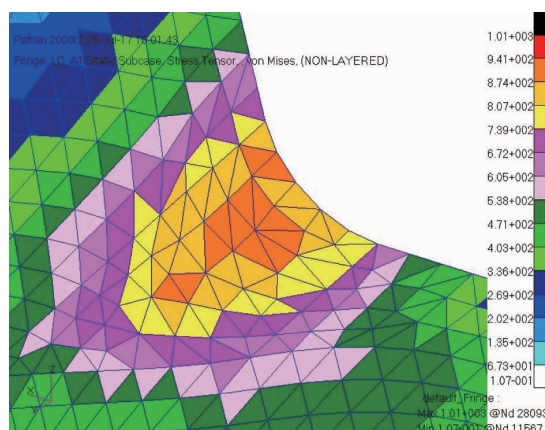


图 11 7475 曲柄 B 区 NASTRAN 软件分析应力云图

构中进行开关门试验,试验过程中发现曲柄发生明显变形,如图 12 所示。为防止曲柄断裂造成意外,将变形的曲柄立即拆卸。经测量发现,曲柄发生永久塑性变形,耳片端面距离由原来的 44 mm 变成 48.57 mm ,如图 13 所示。



图 12 7475 曲柄变形图示

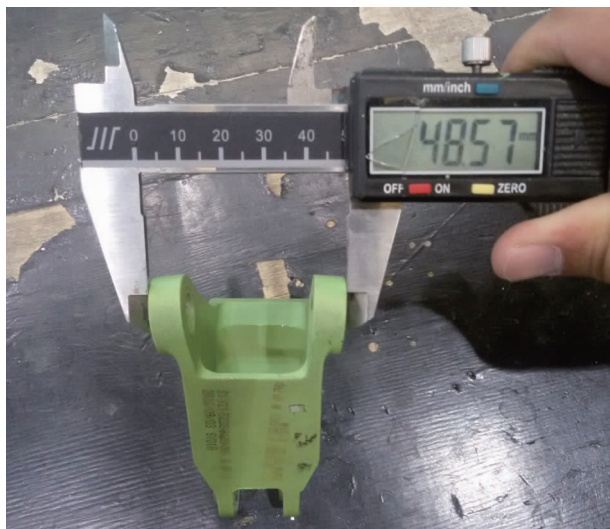


图 13 塑性变形曲柄测量图示

试验结果与 CATIA 软件有限元分析结果基本一致,但曲柄未发生断裂,其主要原因有以下三点:

1) 本文 CATIA 软件有限元分析中采用的材料本构关系为线弹性关系,并未考虑塑性本构关系,所以应用线弹性本构关系计算材料达到屈服极限后的应力水平会偏高;

2) 曲柄试验件产生了不可恢复的塑性变形,该变形有效释放高应力所蓄积的能量,显著降低了结构应力水平。

3) 对于曲柄的突变区域,自动网格划分对最终结果的准确性会有一定的影响^[5]。

4 优化设计与校核

将曲柄材料更换为 15-5PH,最终热处理到 H1025 状态,材料规格为 2 in 厚板,相关力学性能参数:屈服强度 $F_{ly} = 143 \text{ ksi} = 9.86 \times 10^8 \text{ Pa}$;抗拉极限 $F_{lm} = 154 \text{ ksi} = 1.06 \times 10^9 \text{ Pa}$;杨氏模量 $E = 2.85 \times 10^4 \text{ ksi} = 1.97 \times 10^{11} \text{ Pa}$;泊松比 $\mu = 0.27$;密度 $\rho = 7860 \text{ kg/m}^3$;热膨胀系数 $1.17 \times 10^{-5} / \text{Kdeg}$ 。^[4]

将曲柄旋转 20° 时的载荷重新施加,利用 CATIA 软件进行有限元分析。局部最小网格大小为 0.5 mm ,计算误差为 5.04% ,零件物理属性以及误差报告如图 14 所示。曲柄应力云图如图 15 所示,B 区边界上有 10 个以上单元格的节点应力值超过材料抗拉极限。

尽管 B 区边界少数节点应力值超过材料抗拉

Global estimated error rate: 5.03791 %

Defined Materials

Material: Steel

杨氏模量: $2 \times 10^{11} \text{ N/m}^2$

泊松比: 0.27

密度: 7860 kg/m^3

热膨胀: $1.17 \times 10^{-5} / \text{Kdeg}$

屈服强度: $9.86 \times 10^8 \text{ N/m}^2$

图 14 15-5PH 曲柄误差报告

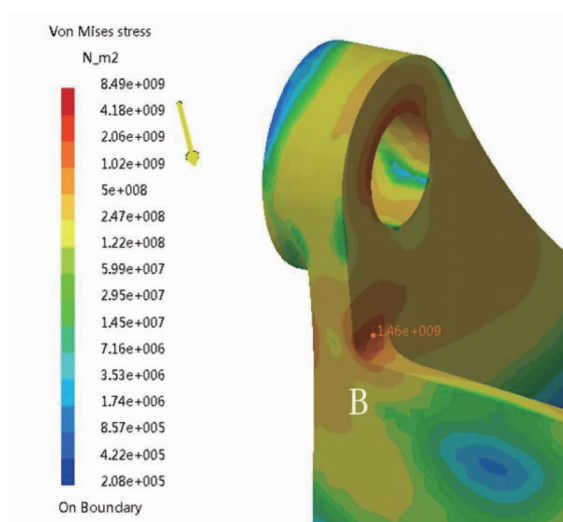


图 15 15-5PH 曲柄应力云图

极限,综合 7475-T7351 曲柄的试验结果,仍然选取 B 区与边界节点相邻的节点应力数据为设计参考,应力云图如图 16 所示,相邻节点应力值在 $3.92 \times 10^8 \text{ Pa} \sim 6.24 \times 10^8 \text{ Pa}$ 之间,安全裕度大于 0.58,所以认为 15-5PH 曲柄满足设计要求。再次应用 NAS-TRAN 进行对比分析,B 区局部应力云图如图 17 所示,由于计算误差个别单元格节点(共 9 个单元格)应力值在 $9.42 \times 10^8 \text{ Pa} \sim 1.01 \times 10^9 \text{ Pa}$ 之间,其余节点应力值在 $6.06 \times 10^8 \text{ Pa} \sim 9.42 \times 10^8 \text{ Pa}$ 之间,安全裕度大于 0.05,NASTRAN 软件结果显示 15-5PH 曲柄满足设计要求。

综上所述,并结合 7475-T7351 曲柄的试验结果,认为 15-5PH 曲柄满足设计要求。

将 15-5PH 材料的曲柄试验件装配到舱门打开驱动机构中,曲柄正常装机工作未发生变形失效,如图 18 所示。

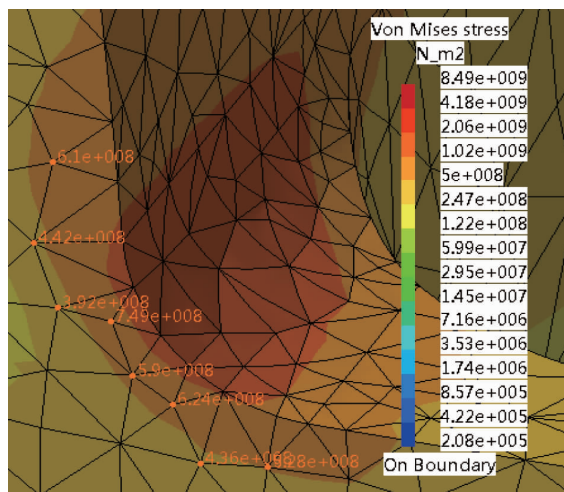


图 16 15-5PH 曲柄 B 区 CATIA 分析应力云图

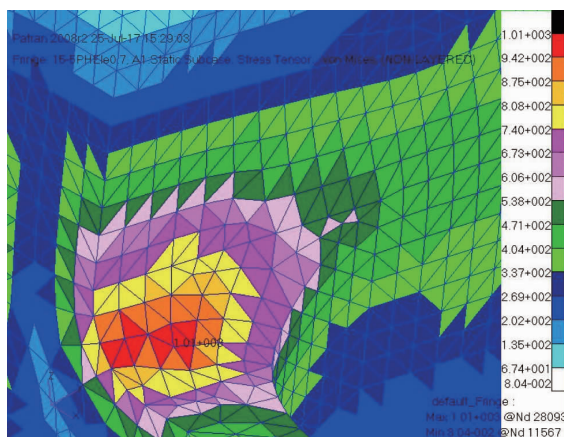


图 17 15-5PH 曲柄 B 区 NASTRAN 分析应力云图



图 18 15-5PH 曲柄正常装机图示

5 结论

CATIA 软件有限元分析过程中,为提高有限元的计算精度,应尽量使设计数模转换成有限元数值模型时造成的转换误差(即表 1 中提到的计算误差)降低到 5% 以下,降低误差过程中可采取高阶单元、局部网格加密以及自适应网格划分手段。对于 CATIA 软件分析的应力集中区数据,可选取边界相邻的节点应力值作为设计参考。需要注意的是, CATIA 软件有限元分析的通用模块仅能对零件的线弹性变形进行模拟分析,当零件处于塑性变形阶段,分析结果偏高,对于材料塑性变形以及橡胶的非线性弹性或者其他超弹性材料的模拟,可采用 CATIA 软件的 ANL 模块。

CATIA 软件是面向结构设计人员的 CAE 分析工具,特别是在产品设计初期,有助于结构设计人员对设计方案进行快速检查和修正。在产品详细设计阶段,设计人员还得借助更专业的 CAE 软件对复杂工况、多场耦合、非线性、复杂材料行为进行模拟分析。

参考文献:

- [1] 何文军. CATIA 环境中的设计 CAE 及应用[M]. 北京:机械工业出版社,2012: 4-7, 67-70.
- [2] 张勇,张树生,张开兴. 基于 CATIA 的减速器输出轴有限元分析[J]. 机械与电子,2010(6): 11-13.
- [3] 李海峰,吴冀川,刘建波,等. 有限元网格剖分与网格质量判定指标[J]. 中国机械工程,2012,23(3): 68-377.
- [4] Federal Aviation Administration. Metallic Materials Properties Development and Standardization: MMPDS-07 [s]. US: [s. n.], 2012.
- [5] 盛选禹,唐守琴,等. CATIA 有限元分析命令详解与实例[M]. 北京:机械工业出版社,2005: 286-300.

作者简介

梁东明 男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机舱门设计、尺寸工程;E-mail: dongming186@163.com

王黎明 男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机结构动力学分析、复合材料结构分析;E-mail: wang. liming@ sacc. com. cn

丛家勇 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机舱门设计;E-mail: cong. jiayong@ sacc. com. cn