



大功率柴油机飞轮壳优化设计

吕 林, 张学龙, 彭庆永, 刘世峰, 刘志强

(安徽华菱星马汽车集团股份有限公司, 安徽 马鞍山 243000)

摘 要: 针对某柴油机飞轮壳由铸铁件改为铸铝件, 装机 300 h 复合循环试验后, 飞轮壳出现多处明显裂纹的故障, 从理论和试验两方面对飞轮壳断裂的原因进行分析。分析结果显示: 飞轮壳的结构设计不合理和铸造缺陷是造成飞轮壳断裂的主因。据此, 改进了飞轮壳的结构设计和铸造方法, 成功解决了飞轮壳断裂问题。

关键词: 柴油机; 飞轮壳; 断裂; 结构设计; 铸造

中图分类号: TK423.3⁺¹ **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4357(2015)05-0037-03

Flywheel-housing Optimization Design of a Large Power Diesel Engine

Lv Lin, Zhang Xuelong, Peng Qingyong, Liu Shifeng, Liu Zhiqiang

(Anhui Hualing Xingma Automobile Co., Ltd., Anhui Maanshan, 243000)

Abstract: The material of a certain flywheel-housing was changed from cast iron into cast aluminum, but some obvious crackles were found on the cast aluminum flywheel-housing after 300 hours combined cycle test. The theoretical simulations and tests were done to study the causes of the crackles. The analysis results showed that the defects of structure design and casting process were the main causes. Then the structure optimization was carried out and the casting process was improved, and the crackle problem of the flywheel-housing was solved successfully.

Key words: diesel engine; flywheel-housing; crackle; structure design; casting

0 引言

为实现柴油机轻量化设计, 某大功率柴油机飞轮壳由铸铁件改为铸铝件, 铸铝飞轮壳装机 300 h 复合循环试验后, 检查发现飞轮壳上出现多处明显裂纹。本文借助有限元软件 PROE^[1] 和模态理论^[1] 以及着色探伤技术, 对柴油机飞轮壳断裂失效的原因进行了深入分析, 成功地解决了飞轮壳断裂失效问题。

1 飞轮壳断裂问题描述

某大功率柴油机飞轮壳由铸铁件改为铸铝件装

机后, 在台架复合试验中频繁出现飞轮壳断裂问题。飞轮壳在台架上的状态如图 1 所示, 飞轮壳通过左右两端悬置与地面支架连接, 固定在试验台架上。复合循环试验 300 h 后, 检查飞轮壳状态, 发现飞轮壳两端悬置附近出现明显的断裂裂纹, 裂纹位置如图 2 中黑色虚线框中所示。

2 断裂原因分析

根据飞轮壳在台架上的状态, 从以下三方面对飞轮壳断裂原因进行分析。一, 飞轮壳的受力情况。新型飞轮壳由铝合金沙铸而成, 铸铝件的许用拉应力较铸铁件有所减小, 所以须分析装机后飞轮

收稿日期: 2015-01-17; 修回日期: 2015-04-11
基金项目: 国家技术创新工程试点省项目, 项目号: 10140106016。
作者简介: 吕林(1984-), 男, 工程师, 主要研究方向为发动机及整车振动噪声控制, E-mail: zhangxuelong-2008@163.com。

壳的受力情况。二，发动机曲轴在工作过程中不断激励飞轮壳，曲轴转频与飞轮壳可能发生共振。第三，铸造缺陷，飞轮壳铸造件中的沙眼会严重影响其许用应力。

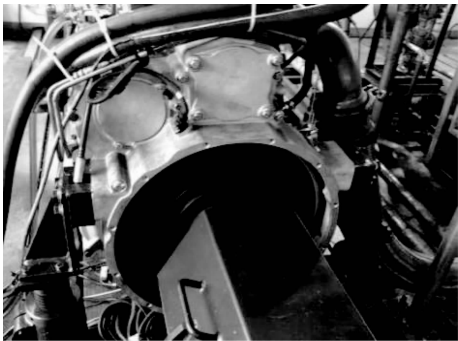


图 1 发动机复合试验飞轮壳状态

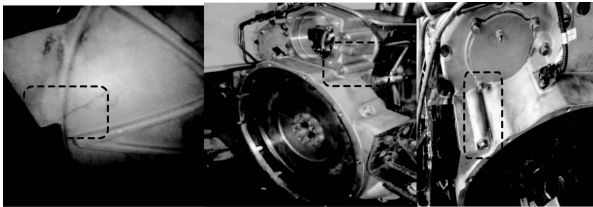


图 2 飞轮壳断裂区域

本文采用 PROE 有限元分析技术和着色探伤技术对上述可能原因进行逐个分析，以找出飞轮壳断裂的主要原因，并采取相应措施解决飞轮壳断裂问题。

3 理论计算分析

在 PROE 软件中建立飞轮壳的三维有限元模型，如图 3 所示，模型包括缸体、齿轮室、飞轮壳和飞轮壳两端悬置。为方便建模和计算，缸体只取六分之一部分。因为模型计算主要关心飞轮壳整体的受力状态，所以缸体、齿轮室和悬置的材料均选为铸铁，其材料属性为：密度 $7.8 \times 10^3 (\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$ ，弹性模量 206 GPa，泊松比 0.3。飞轮壳的材料为铝合金，牌号为 ZAlSi8Cu1Mg，密度 $2.8 \times 10^3 (\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$ ，弹性模量 0.72 GPa，泊松比 0.31，许用拉应力为 255 MPa。

3.1 飞轮壳静力学计算

飞轮壳和齿轮室通过 19 根螺栓连接到缸体上，每个螺栓的预紧力均在 10 000 N 以上，故飞轮壳、齿轮室和缸体之间的接触均设定为绑定。建立悬置模型主要是考虑方便加载，并且悬置与飞轮壳的接触部位不是分析的重点，也不考虑螺栓受力情况，故悬置与飞轮壳之间的接触亦设为绑定。

模型为四面体单元，共生成单元 3 254 198 个，

其中飞轮壳单元数量 2 842 492 个。力加载在飞轮壳两端悬置底面，根据发动机的重量并考虑动载荷，每个悬置的加载力为 4 MPa。约束缸体六个自由度。飞轮壳静力学计算结果应力云图如图 4、图 5 和图 6 所示。由飞轮壳的应力云图看，飞轮壳的受力部位主要集中在两端悬置附近，出现局部应力集中，这也是飞轮壳断裂的主要部位。但最大的应力为 130 MPa，远远小于许用应力 255 MPa，可见飞轮壳的强度足够。

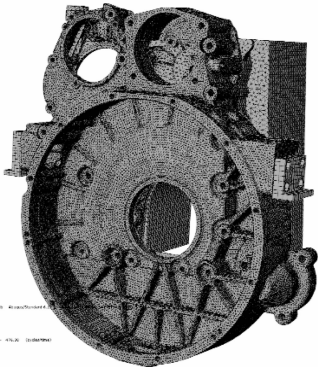


图 3 飞轮壳装配模型

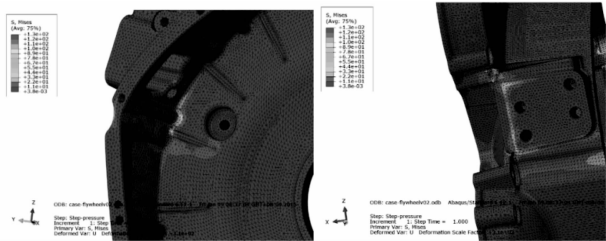


图 4 左悬置应力云图

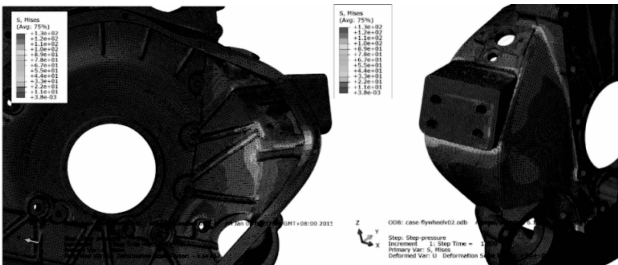


图 5 右悬置飞轮壳应力云图



图 6 飞轮壳上部应力云图

3.2 飞轮壳模态计算

飞轮壳模态计算的模型及参数与静力学计算一致，去掉两端悬置。模态计算结果如图 7 所示，飞轮壳的第一阶模态频率为 476 Hz。发动机曲轴转频的 3 倍频在 150 ~ 170 Hz 范围内，可见飞轮壳的一阶模态远远高于曲轴的激励频率，所以可排除飞轮壳与曲轴转频共振因素。

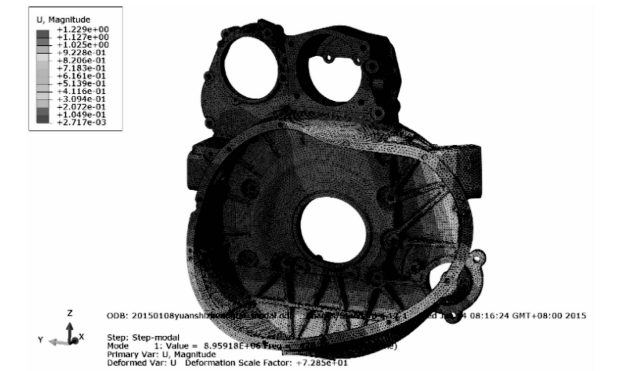


图 7 飞轮壳一阶模态

4 飞轮壳着色探伤试验

对飞轮壳进行着色探伤，着色探伤渗透剂显像的纹路如图 8 所示。从图 8 中可以看到，沙铸的飞轮壳壁内有很多沙眼，有些沙眼贯穿飞轮壳的壳壁。沙眼的存在不但会使飞轮壳受力时出现局部较大应力集中，还会大大降低飞轮壳的许用应力。可以判断飞轮壳沙眼缺陷是造成飞轮壳断裂的主要原因。

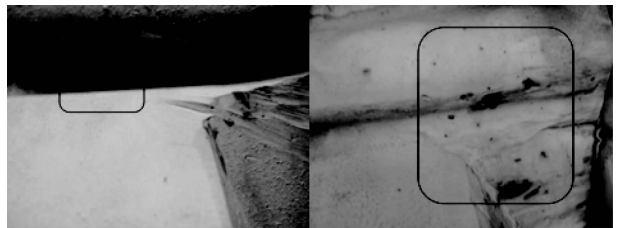


图 8 飞轮壳着色探伤渗透剂显像的纹路

5 飞轮壳改进设计

针对以上分析结果，本文采取以下措施来提高

飞轮壳的强度：一，改进飞轮壳应力集中区域的结构设计，减小局部应力集中；二，飞轮壳铸造由沙铸改为压铸，避免沙眼出现。飞轮壳结构优化后，有限元模型计算结果应力云图如图 9、图 10 所示。与修改前的飞轮壳应力计算结果比较可以发现，左右悬置两侧和上部的局部应力集中基本消除，一阶模态由 476 Hz 增大到 487 Hz，改进效果明显。新飞轮壳经着色探伤确定无沙眼后装机，在台架上复合循环试验 1 000 h，检查未发现裂纹。

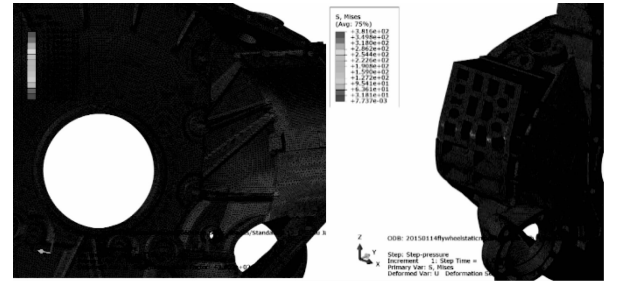


图 9 改进后右悬置应力云图

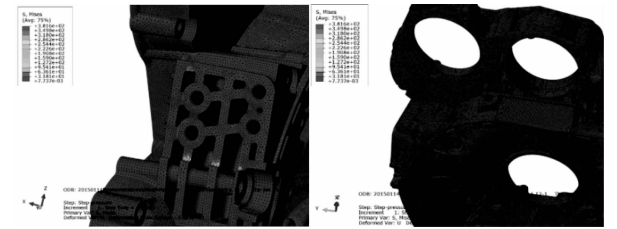


图 10 改进后左侧悬置应力云图

6 结论

飞轮壳断裂的主要原因是结构设计不合理和沙眼的存在，结构设计不合理使飞轮壳出现局部应力集中；沙眼的存在使得飞轮壳的许用应力大大降低，两者的共同作用最终促使飞轮壳发生断裂。改进结构设计和消除铸造过程中的沙眼是解决飞轮壳断裂的有效措施。

参考文献

[1] 傅志方, 华宏星. 模态分析理论与应用 [M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2000, 33-39.