

液体火箭发动机涡轮转子超速离心变形特性研究

窦 唯, 金志磊, 闫宇龙
(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 由于液体火箭发动机涡轮泵运行状态的好坏直接影响发动机的性能和可靠性, 所以对其进行超速疲劳试验是检验涡轮泵转子系统高速旋转时稳定性的可靠保证。低温氢转子转速高、动能大, 实际工作中又受低温环境、振动等多种复杂因素的影响, 给涡轮转子的结构强度和稳定性带来很大挑战。为确保涡轮泵产品运行的稳定性, 研究其高速离心时的变形特性对保证涡轮泵产品的结构强度和可靠性具有重要意义。建立了涡轮等部件的有限元模型, 研究应力分布和形变特性, 在理论研究的基础上开展了试验研究, 验证了产品设计的可靠性, 为发动机的可靠运转提供保证。

关键词: 液体火箭发动机; 涡轮; 超速疲劳试验; 变形特性

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 05-0023-06

Over-speed centrifugal deformation characteristics of turbine-rotor in liquid propellant rocket engine

DOU Wei, JIN Zhilei, YAN Yulong

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: Since the running status of turbopump for liquid propellant rocket engine affects the performance and reliability of the engine directly, it is necessary to perform the over-speed durability test of turbopump to verify the stability of turbopump rotor system and research the over-speed centrifugal deformation characteristics, which can guarantee the structural strength and reliability of the pump. The high-speed low-temperature hydrogen rotor has high kinetic energy, but is affected by low-temperature working environment, vibration and other complex factors, which bring a great influence on the structural strength and stability of turbine-rotor. Finite element models of turbine and other components were built to calculate the stress distribution and deformation characteristics. The reliability was verified by testing. The experimental study was carried out on the basis of theoretical research to provide a guarantee for reliable running of the engine.

Keywords: liquid propellant rocket engine; turbine; over-speed fatigue test; deformation characteristic

收稿日期: 2015-05-24; 修回日期: 2015-07-19

基金项目: 中国航天科技集团公司重大工艺课题研究(ZDGY2013-35)

作者简介: 窦唯 (1977—), 男, 博士, 高级工程师, 研究领域为转子动力学及故障诊断技术

0 引言

涡轮泵是液体火箭发动机的动力核心部件,其运行状态的好坏将直接影响发动机的性能和可靠性。涡轮和叶轮等组件是涡轮泵重要组件,对其进行超速试验是检验高速旋转时稳定性的可靠保证。

由于涡轮转子转速高、动能大,实际工作中又受低温、振动等多种复杂因素的影响,给涡轮转子的结构强度带来很大挑战。为确保产品运行的结构强度及可靠性,研究涡轮转子高速离心的变形特性在发动机研制中显得尤为重要。

本文以某发动机涡轮、叶轮为研究对象,开展了高速离心变形特性研究。通过有限元分析得出了涡轮叶轮等部件的离心变形特性,通过超速试验验证了涡轮等部件的可靠性。

1 涡轮、叶轮及转子离心变形特性研究

建立了涡轮、叶轮、转子等部件的有限元模型,研究了高转速离心力作用下涡轮、叶轮及转子等零部件的变形特性。涡轮及叶轮为 TC4 钛合

金属材料,转子材料为 GH4169。

根据涡轮、叶轮、转子的三维模型采用网格划分软件对模型进行网格划分。涡轮和转子采用六面体结构化网格划分,涡轮的网格总数为 414 384,转子网格总数为 144 616 个。由于叶轮的结构较复杂,因此一级叶轮和二级叶轮的网格采用四面体非结构化网格,并且采用对网格进行加密的方法来达到较高的求解精度,一级叶轮的网格总数为 587 317 个,二级叶轮的网格总数为 701 385 个。

下面以涡轮为研究对象进行分析,涡轮的网格模型及边界条件设置如图 1 所示。将网格文件导入到有限元结构分析软件中进行分析计算。首先进行计算模型材料属性设置、部件间的接触和相互作用关系定义、载荷和边界条件定义、分析步设置等。

通过有限元结构分析软件计算涡轮在高速离心力载荷作用下的径向变形,变形云图及应力分布云图如图 2 所示。由图可见,在 66 000 r/min 的转速下,涡轮在径向的最大变形为 238.5 μm ,最大变形出现在涡轮围带边缘处。此时,涡轮所受最大应力为 562 MPa。



图 1 涡轮网络模型及边界条件设置

Fig. 1 Network model and boundary conditions settings of turbine

同理得到一级叶轮、二级叶轮及转子的变形云图及应力分布云图,如图 3 至图 5 所示。在 66 000 r/min 的转速下,一级叶轮在径向的最大变形为 101.6 μm ,最大变形出现在叶轮外径边缘处。相对于涡轮,离心力对一级叶轮的半径的扩大影响较小。此时,一级叶轮所受最大应力为

407 MPa。二级叶轮的最大变形为 176 μm ,最大变形出现在二级叶轮后凸肩密封环边缘。二级叶轮所受最大应力为 500 MPa。转轴在径向的最大变形为 2.63 μm 。由于轴的外径较小,因此高速离心力的作用有限。此时,所受最大应力为 73 MPa。



图 2 涡轮径向变形云图和应力分布云图

Fig. 2 Nephograms for radial deformation and stress distribution of turbine

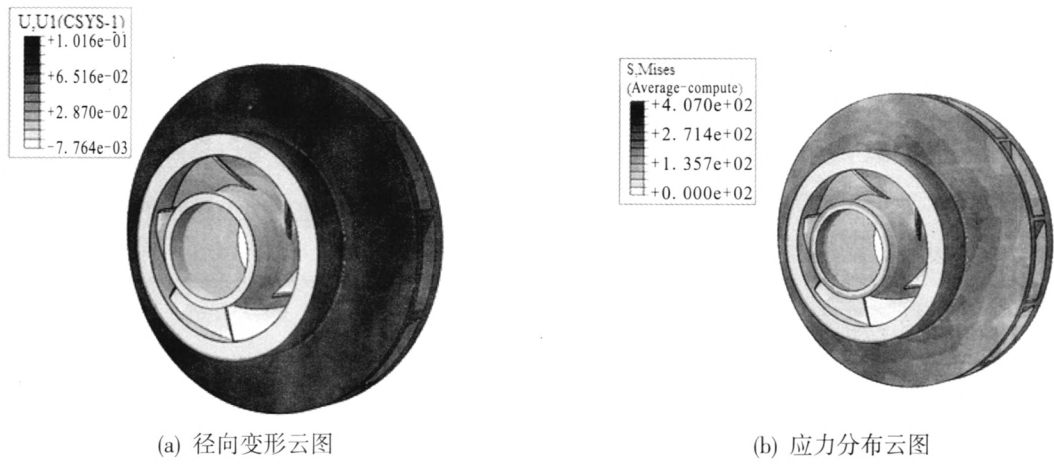


图 3 一级叶轮径向变形云图和应力分布云图

Fig. 3 Nephograms for radial deformation and stress distribution of first-stage impeller

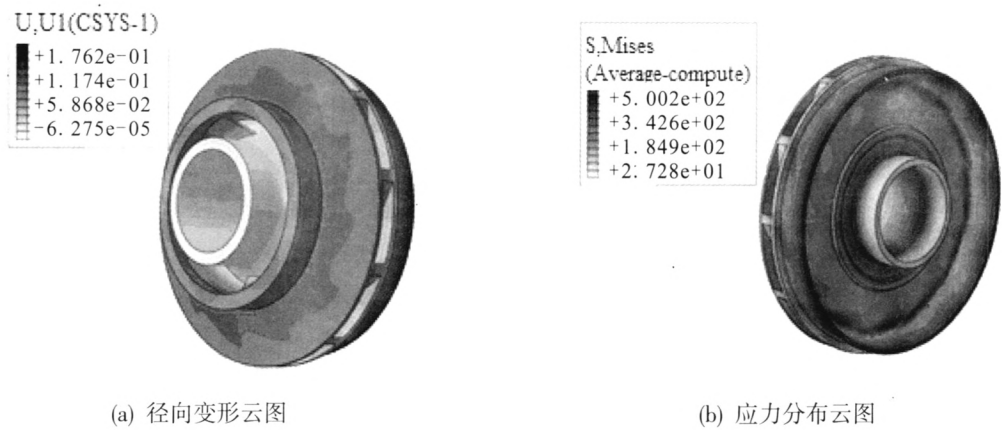


图 4 二级叶轮径向变形云图和应力分布云图

Fig. 4 Nephograms for radial deformation and stress distribution of second-stage impeller

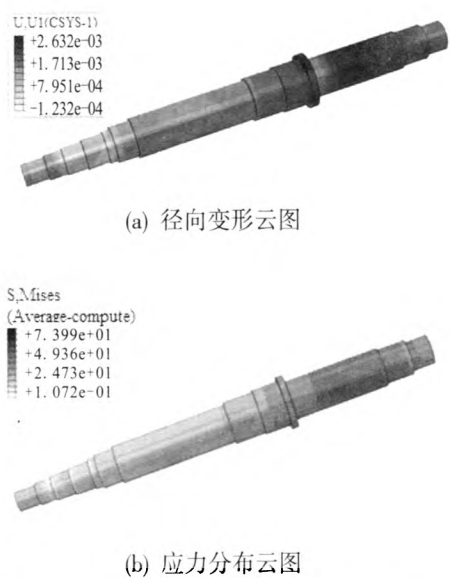


图 5 转轴径向变形云图和应力分布云图

Fig. 5 Nephograms for radial deformation and stress distribution of turbo-pump shaft

2 各部件离心变形分析

根据各涡轮泵转子各零部件的有限元计算结果，在工作转速 66 000 r/min 的离心力载荷作用下最大变形及变形处最大应力见表 1 和表 2。

表 1 各零部件变形及位置

Tab. 1 Deformation and position of each component				
部件	最大变形/ μm	位置	内孔变形/ μm	
			前	后
轴	2.6	涡轮前轴肩	-	-
一级叶轮	101.6	叶轮外缘	3.5	4.7
二级叶轮	176	叶轮后凸肩 密封环边缘	4.0	6.1
涡轮	238.5	叶片围带边缘	5.6	8.3

表 2 离心变形最大应力

Tab. 2 Maximum stress of centrifugal deformation				
部件	涡轮	一级叶轮	二级叶轮	轴
最大应力/ MPa	562	500	407	73

由表 1 和表 2 可知，在高速离心力载荷作用下，两级叶轮和涡轮均会产生较大的径向变形，根据 TC4 钛合金材料的屈服极限为 825 MPa，GH4169 材料的屈服极限为 1 035 MPa 可知，涡轮、叶轮及转子最大应力远小于材料的屈服极限，满足结构强度设计要求。

3 试验研究

为了验证仿真分析的结果，在超速试验台上开展了涡轮、叶轮转子超速、疲劳试验。试验台为进口产品，最高工作转速可达 125 000 r/min，最高加热温度可达 800 ℃，可以进行旋转部件的超速试验、疲劳试验等试验项目。

试验研究分为超速试验和疲劳试验，具体实验要求如表 3 和表 4 所示。根据试验要求开展试验研究。

表 3 强度试验参数表

Tab. 3 Parameter table for strength test			
试验要求	一级叶轮	二级叶轮	涡轮盘
转速/($\text{r}\cdot\text{min}^{-1}$)	60 000	60 000	80 000
试验时间/s	300	300	300

表 4 疲劳试验参数表

Tab. 4 Parameter table for fatigue test			
试验要求	一级叶轮	二级叶轮	涡轮盘
转速/($\text{r}\cdot\text{min}^{-1}$)	53 000	53 000	70 000
试验时间/s	5 400	5 400	5 400

试验过程中，先将涡轮转子在 1 000 r/min 的低速下旋转，以释放由于装配紧固所产生的装配应力，过滤掉启动过程中的不稳定振动幅值，使测试数据平稳有效。

超速试验数据如图 6 所示，疲劳试验数据如图 7 所示。图中横轴为时间，纵轴为转速和振动幅值，振动幅值以系统允许振动的百分比表示。

从图 6 和图 7 可以看出，在升速与降速的过程中轴振速度超出最大允许值的 20%，这与通过转子系统的临界转速有关；达到试验要求转速后轴振速度保持在 15% 以下，且波动不大。

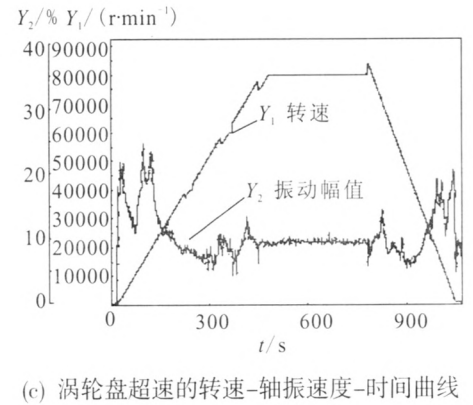
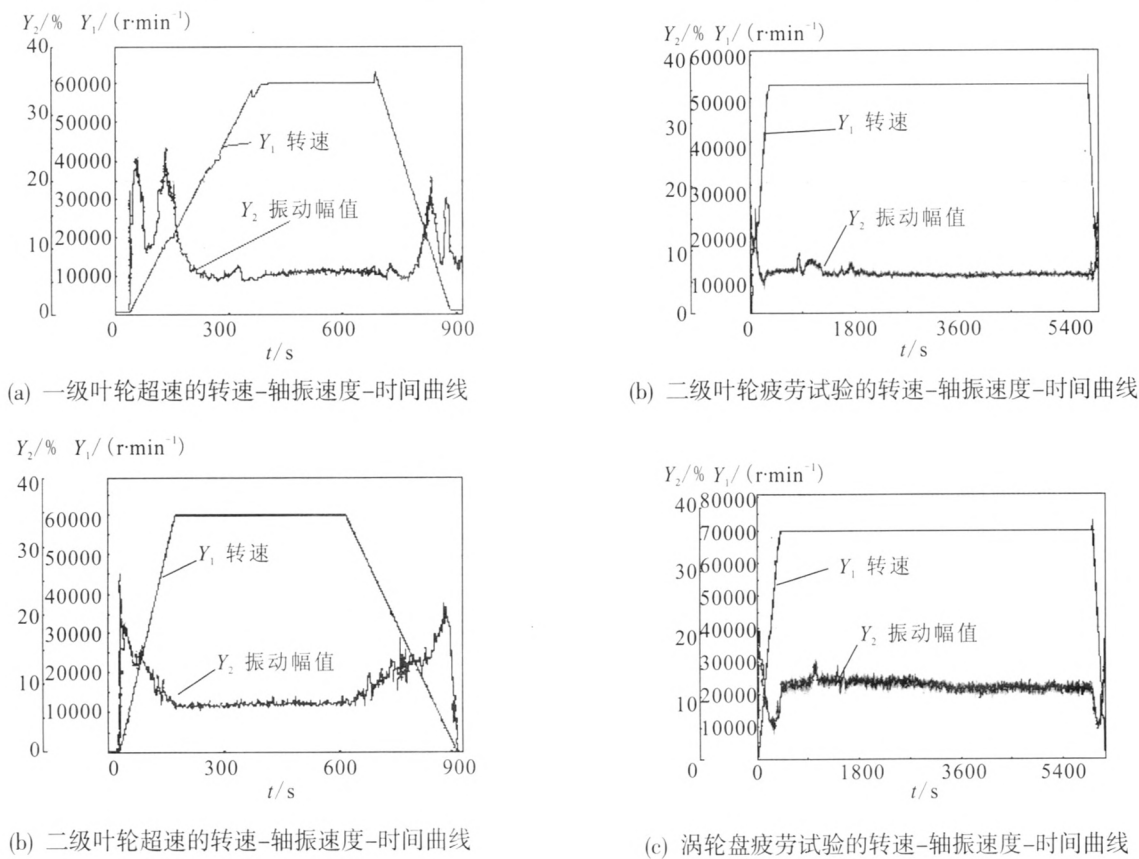


图 6 超速试验数据曲线

Fig. 6 Data curves of over-speed test

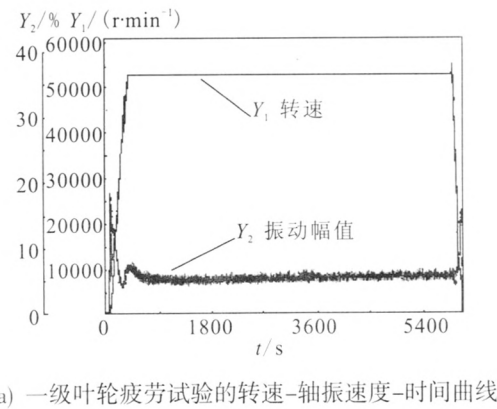


图 7 疲劳试验数据曲线

Fig. 7 Data curves of fatigue test

试验完成后, 分别对以上 3 件试验件进行无损探伤, 检验报告结果均为合格, 证明了所设计的涡轮叶轮满足强度要求。

4 结论

本文针对某发动机涡轮转子开展了高速离心变形特性研究。通过建立有限元模型, 对涡轮叶轮等部件的离心变形特性和应力分布情况进行了分析, 并通过超速试验验证了涡轮等部件的结构强度稳定性。本文所获得的研究结论能够为发动机的安全、可靠运转提供支持。

参考文献:

[1] 吴荣仁, 陆君毅. 飞轮的超速和飞裂试验研究[J]. 机电工程, 1993(4): 28-30.

[2] 高兴, 黄科, 段浩. 高速叶轮的塑性变形特性分析[J]. 鱼雷技术, 2013(1): 14-19.

- [3] 黄智勇, 李昌旻, 黄红. 高工况涡轮泵轴系状态对工作可靠性的影响[J]. 火箭推进, 2007, 33(1): 32-35.
HUANG Zhiyong, LI Changhuan, HUANG Hong. The effect of high operating condition turbopump shafting status on reliability[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2007, 33(1): 32-35.
- [4] 吴荣仁, 李勤, 洪伟荣. 带轴涡轮转子在立式超速试验台上的超速试验[J]. 化工机械, 2002, 29(1): 8-10.
- [5] 窦唯. 液体火箭发动机涡轮泵转子密封系统动力稳定性研究[J]. 宇航学报, 2013, 34(12): 1557-1568.
- [6] 窦唯, 褚宝鑫. 支承总刚度对泵转子临界转速及稳定性影响[J]. 火箭推进, 2014, 40(1): 30-38.
DOU Wei, CHU Baoxin. Effect of bearing supporting stiffness on dynamic stability and critical speed of turbopump rotor system[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(1): 30-38.
- [7] 郭军刚, 王春侠, 胡丽国. 多叶油润滑箔片轴承转子系统动力学特性研究[J]. 强度与环境, 2013, 40(2): 12-20.
- [8] 肖明杰, 黄金平, 李锋. 基于传递矩阵法的涡轮泵转子系统瞬态动力学特性预测和分析[J]. 机械强度, 2011, 33(6): 900-906.
- [9] 钱振军. 旋转圆盘与轴套装后最小松脱转速的理论计算[J]. 铁道师院学报, 2001, 18(3): 10-14.
- [10] 姚青文, 李长宝. 套装叶轮不平整表面接触问题的有限元分析[J]. 汽轮机技术, 2014, 56(2): 88-90.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 16 页)

参考文献:

- [1] 王爱玲, 林庆国, 吴建军. 运载火箭气氧/煤油姿控发动机技术研究[J]. 上海航天, 2006(5): 6-11.
- [2] 王爱玲, 吴建军. 气氧/煤油发动机电点火技术研究[J]. 上海航天, 2006(6): 14-17.
- [3] 丁丰年, 张恩昭. 航天运载器及液体推进技术[J]. 火箭推进, 2001(1): 10-19.
DING Fengnian, ZHANG Enzhao. Space vehicles and liquid propulsion technology[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2001(1): 10-19.
- [4] 金盛宇. 气氧/煤油姿控发动机喷注器方案研究[C]//中国航空学会火箭发动机专业委员会. 中国航空学会火箭发动机专业委员会 2006 年火箭推进技术学术会议论文集. 宜昌: 中国航空学会, 2006: 37-43.
- [5] 陈朝, 金盛宇, 白云峰. 气氧/煤油姿控发动机点火技术研究[C]//中国航空学会火箭发动机专业委员会. 中国航空学会火箭发动机专业委员会 2009 年火箭推进技术学术会议论文集. 宜昌: 中国航空学会, 2009: 229-234.
- [6] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 宇航出版社, 1993.
- [7] 朱宁昌, 董锡鉴. 液体火箭发动机设计[M]. 北京: 宇航出版社, 1994.
- [8] 金盛宇, 许宏博, 吉林. 气氧/煤油发动机气膜冷却参数影响试验研究[C]//中国航天第三专业信息网. 中国航天第三专业信息网第 35 届学术会议论文集. 上海: 中国航天第三专业信息网, 2014: 325-329.
- [9] 高思秘, 蔡铭汤, 袁在顺. 液体推进剂[M]. 北京: 宇航出版社, 1989.

(编辑: 陈红霞)