

径流式涡轮在膨胀循环发动机 氢涡轮泵中的应用

杨 凡¹, 叶小明²

(1. 中国运载火箭技术研究院, 北京, 100076; 2. 北京航天动力研究所, 北京, 100076)

摘 要: 为满足膨胀循环液体火箭发动机高性能和高可靠的研制要求, 在氢涡轮泵方案的选择上采用了径流式氢涡轮方案。通过一维热力和三维结构设计, 初步验证了径流式氢涡轮应用可行性。借助于 CFD 分析软件, 完成了该涡轮设计工况全三维粘性数值模拟, 证明性能满足指标要求。通过强度优化设计和轴向力平衡两方面研究, 突破了涡轮泵应用的两大技术难点。结合该涡轮介质试验及发动机热试车考核情况, 得出径流式涡轮能够应用于膨胀循环发动机氢涡轮泵的结论。

关键词: 膨胀循环; 径流式涡轮; 数值仿真; 强度优化; 轴向力平衡; 热试车

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2012) 03-0040-06

Application of radial turbine in hydrogen turbopump of expander cycle rocket engine

YANG Fan¹, YE Xiao-ming²

(1. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;

2. Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: In order to meet the high-performance and high reliability requirements in development of the expander cycle liquid rocket engine, the radial turbine was adopted in the scheme selection of hydrogen turbopumps. The feasibility was preliminarily verified through 1D thermal design and 3D structure design. With CFD analysis software, the full 3D viscosity numerical simulation was completed under turbo's design working conditions, proving that the performance could meet the qualification requirement. Two main technical problems in turbopump applications were solved through strength optimum design and axial force balance research. In combination with the results obtained in medium test and hot test, a conclusion that the radial turbine can be applied to the hydrogen turbopump of expander cycle engine was achieved.

Keywords: expander cycle; radial turbine; numerical simulation; strength optimization; axial force balance; hot test

收稿日期: 2011-11-14; 修回日期: 2012-02-06

基金项目: 国家“863”项目(2009AA7020512)

作者简介: 杨凡(1981—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机涡轮泵设计及型号质量管理

成喷嘴后压力 p_1 变化 0.1 MPa 左右,这会产生附加的轴向力。通过轴向力对喷嘴出口压力波动的敏感度分析,可以做到对轴向力的变化范围心中有数,从而避免轴承由于承受过大轴向力而失效,首次试车时更要注意这种情况。轴向力对喷嘴出口压力的导数为

$$\begin{aligned}\frac{\partial F_z}{\partial p_1} &= \frac{\partial F_{z1}}{\partial p_1} + \frac{\partial F_{z3}}{\partial p_1} - \frac{\partial F_{z2}}{\partial p_1} \\ &= -\frac{\pi(D_1^2 + D_{2s}^2 + D_1 D_{2s})}{6} - \frac{\pi}{4} D_{2s}(D_1 + D_{2s}) - \\ &\quad \frac{\pi}{4}(D_1^2 - D_b^2)\end{aligned}\quad (5)$$

$$\Delta F_z = \left[\frac{\pi(D_1^2 + D_{2s}^2 + D_1 D_{2s})}{6} - \frac{\pi}{4} D_{2s}(D_1 + D_{2s}) - \frac{\pi}{4}(D_1^2 - D_b^2) \right] \cdot \Delta p_1 \quad (6)$$

在目前结构参数下, $\Delta F_z = 9\,573.5 \Delta p_1$, N。 Δp_1 取 0.1 MPa 时,产生 957.35 N 的轴向力,但是如果轴承按承受 1 961.33 N 轴向力要求,就可以使涡轮泵在较安全的工作环境下工作。

3 试车情况

径流涡轮参加了 4 次涡轮泵介质试验以及 3 次全系统热试车,累计时间 100 s。全系统试车中,氢涡轮泵启动关机迅速、主级段运转平稳且各参数协调一致。氢涡轮泵转速 63 000 rpm,涡轮效率 0.74,总轴向力约为 392.266 N。试车后分解检查,氢涡轮盘及轴承结构完好无异常。通过试车验证,径流式涡轮无论是性能、结构强度还是协调性都能够满足发动机使用要求。

4 结论

通过对在膨胀循环发动机中采用径流式氢涡轮泵方案可行性的深入研究得到以下结论:

1) 膨胀循环氢氧发动机的氢涡轮具有高速和高效率的特点,通过设计及全三维数值仿真结果看到,径流式涡轮在性能上能够满足发动机使用要求。

2) 当径流式涡轮与轴采用花键配合时,在高速下 Von Mises 等效大值发生在位于键槽背向叶片方向一端的齿根处,但通过调整叶轮背部的型线可以明显地改善轮盘的应力分布以及叶片的变形大小,从而有效提高涡轮盘的安全系数。

3) 由于高速下轴承承受轴向力的限制,膨胀循环发动机中径流式涡轮在实际应用时必须考虑到轴向力的有效平衡。研究表明,改变涡轮端密封直径的大小可以有效地解决这一问题。

4) 根据发动机热试车及分解检查情况,径流式涡轮性能、结构和协调性都能够满足膨胀循环氢氧发动机应用要求。

参考文献:

- [1] JEAN F, SNECMA P. Development status of the VINCI engine for Ariane 5 upper stage, 2001-3553 [C]// Proceedings of 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Salt Lake City, Utah: AIAA, 2001: 111-121.
- [2] POPP M, BULLOCK J R, SANTIAGO J R. Development Status of the Pratt & Whitney RL60 Upper Stage Engine, AIAA 2002-3587 [C]// Proceedings of 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Indianapolis, Indiana: AIAA, 2002: 11-20.
- [3] 杨策. 径流式叶轮机械理论及设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.
- [4] JAPISKE D, BAINES W R, MCCUNE J E, et al. Theory of blade design for large deflections[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1984 (106): 354-365.
- [5] HUANG Xi-cheng. Cylindrical parabola curve blade shaping calculate of radial impeller and mathematics equation[M]. Beijing: National Defense Industry Publisher, 1981.
- [6] 邓清华, 牛久芳, 丰镇平. 微型燃机向心透平叶轮顶部间隙流动的数值模拟[J]. 西安交通大学学报, 2005, 39(7): 685-688.
- [7] 邓清华, 牛久芳, 丰镇平. 向心涡轮叶轮顶部间隙泄漏流动特性研究[J]. 中国科学, 2009, 39(4): 618-625.
- [8] 邓清华, 牛久芳, 丰镇平. 某型航空发动机高压涡轮叶尖间隙数值分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(1): 63-67.

(编辑: 陈红霞)