

蜗壳喉部面积对泵性能的影响研究

于 晴, 王晓锋, 张 聘, 李惠敏

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 在某型液体火箭发动机研制中, 为了适应发动机推力的提升, 需要对泵结构进行适应性改进。基于面积比原理对泵压式液体火箭发动机泵蜗壳喉部与叶轮的匹配进行设计与研究。采用数值模拟和试验研究相结合的方法研究了蜗壳喉部面积变化对泵性能的影响。分别对两种不同面积比的泵模型进行计算分析, 结果表明: 在高效区范围内, 随着蜗壳喉部与叶轮出口面积比值的增大, 泵的扬程和效率均有所提高, 试验结果与计算结果也较为吻合。因此, 蜗壳喉部面积扩大后, 与叶轮匹配性有所改善, 可以适应发动机推力提升的要求, 结构改动简单易行, 而且对已制品可以进行返修, 减少经济损失。

关键词: 液体火箭发动机; 泵; 蜗壳喉部面积; 发动机推力; 数值模拟

中图分类号: V434.2-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2017)06-0044-04

Effect of volute throat area on pump performance

YU Qing, WANG Xiaofeng, ZHANG Dan, LI Huimin

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: During the development of a certain liquid rocket engine, the adaptability improvement of the pump structure needs to be realized to promote the thrust of the engine. Based on the area ratio principle, the match of the volute throat and impeller in the turbopump-fed liquid rocket engine is designed and studied in this paper. The influence of the variation of volute throat area on pump performance is studied by using the method of combining numerical simulation with experimental research. The pump models with two different area ratios were analyzed. The results indicate that, in the range of the high efficiency, both the pump lift and efficiency are increased with the increase of area ratio of the volute throat to the impeller outlet. The experimental results are tallied with the calculation results. Thus, the match of the volute throat and the impeller can be improved as the volute throat area is widened, which can satisfy the requirement of the thrust enhancement of the engine. Furthermore, the structure is easy to alter, even the final products can be sent back for modification. It is sure that its cost will be reduced greatly.

Keywords: liquid rocket engine; pump; volute throat area; engine thrust; numerical simulation

收稿日期: 2016-11-29; 修回日期: 2017-09-22

基金项目: 国家重大基础研究项目 (613321)

作者简介: 于晴 (1986—), 女, 硕士, 研究领域为涡轮泵设计

0 引言

随着战略武器的发展和航天活动的需要, 液体火箭发动机技术近些年得到了飞速发展。涡轮泵是供应系统中的关键组件, 为发动机燃烧室提供高压推进剂, 有发动机“心脏”之称。具备高性能的涡轮泵系统是实现泵压式液体火箭发动机高性能的重要先决条件之一, 涡轮泵的性能和可靠性将直接影响发动机乃至航天运载器的运载能力和可靠性。其中叶轮和蜗壳是泵过流部件的核心。

某型液体火箭发动机研制中, 为了适应发动机的推力提升, 对泵吸水室、诱导轮及叶轮等零件进行了结构改进, 而泵壳体未作更改。水力试验时, 连续出现泵扬程偏低的现象。对设计参数分析认为, 推力提高后泵壳体的喉部面积略显偏小, 泵壳体可能并非叶轮的最佳匹配结构。

目前, 关于高效率、高扬程的叶轮设计研究较多, 但高性能的泵不但要求有高效的叶轮, 而且还需要与叶轮匹配的蜗壳。忽略过流部件之间的匹配关系也会对产品性能造成影响。王洋等^[1]通过确定离心泵蜗壳第八断面面积新方法, 发现蜗壳喉部面积是影响泵性能的敏感因素。李海权^[2]提出了通过选择合适的喉部面积能使泵在大流量工况获得陡降的扬程—流量曲线, 从而使泵的运行更加稳定。施卫东等^[3]对低比转速离心式消防泵进行设计与试验研究, 试验结果表明增大喉部面积有利于获得平坦的性能曲线, 同时可以扩大高效区范围和提高最高效率。张翠儒等^[4]对液体火箭上面级发动机用超低比转数泵进行研究时, 参考超低比转数泵面积比设计法选取蜗壳喉部速度系数, 合理匹配蜗壳的喉部面积和离心叶轮, 减少水力损失。H. H. Anderson 早期在文献中首次提出了离心泵的面积比原理^[5], 指出蜗壳的喉部面积与叶轮出口叶片间的总面积之比是控制离心泵性能的重要因素, 同时还给出了面积比与比转速的关系曲线。R. C. Worster 通过详细的理论分析和数学证明, 验证了面积比原理的科学性^[6]。赵瑞勇等^[7]基于面积比原理对某型变工况低比转速燃料泵开展了小流量扬程特性不稳定的

试验研究, 获得了变工况低比转速泵的小流量不稳定工程控制方法及其稳定工作边界, 袁寿其等^[8]对面积比原理进行了理论推导和试验研究, 明确了面积比对泵性能的影响, 杨军虎^[9-10]等推导了离心泵面积比的计算公式, 体现了面积比值和叶轮、蜗壳的水力参数关系。

针对某型液体火箭发动机在推力提高后, 泵扬程出现偏低的问题, 本文利用面积比原理分析、CFD 仿真计算后, 确认了泵蜗壳喉部面积对泵性能的影响, 并对壳体改进后的产品进行了试验验证。

1 研究对象

某型液体火箭发动机燃料泵比转速 n_s 为 31.388。

叶轮出口叶片间的总面积根据公式 (1) 近似求得, 其计算结果为 2297.45 mm^2 :

$$F_2 = (\pi D_2 \sin \beta_2 - z \delta_2) b_2 \quad (1)$$

泵壳体蜗壳喉部实际当量尺寸为 12.67 mm , 喉部面积 F_3 实测值为 141.48 mm^2 , 面积比 $Y = F_3/F_2 = 0.062$ 。

国内学者根据对 166 台国产泵统计, 得到了面积比与比转速的关系曲线^[11], 如图 1 所示, 并通过最小二乘法原理拟合出两者的关系式: $Y = 0.036\ 849 + 0.002\ 31n_s$ 。据此算得该泵面积比的高效值 $Y=0.109$, 从图 1 中可以看到泵壳体改进前的面积比仍在高效区范围内, 但偏高效区下界线。

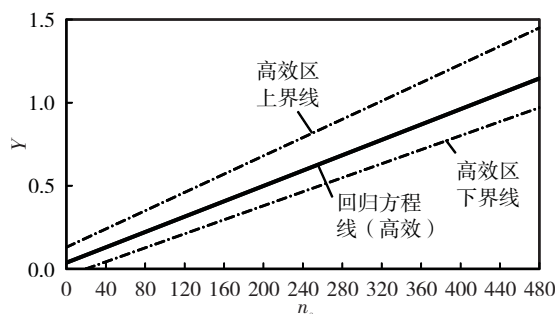


图1 国内泵统计曲线

Fig. 1 Statistical curves of pump in China

初步分析认为, 面积比仍有增大的空间, 可

以通过增大面积比提高泵扬程,从而改善燃料泵的性能。

为此,对泵壳体局部结构进行改进,将蜗壳喉部当量尺寸扩大为 14 mm,喉部面积 F_3 为 188.26 mm^2 ,面积比 $Y = F_3/F_2 = 0.082$ 。

2 仿真分析

2.1 三维造型与网格划分

采用 Pro/E 软件建立两个不同面积比的流体域模型,考虑到实际产品喉部局部结构不规则,模型 1 按喉部当量尺寸为 13 mm 进行建模(喉部面积为 161.27 mm^2),模型 2 按喉部当量尺寸为 14 mm 进行建模(喉部面积为 188.26 mm^2),蜗道半径相关尺寸也随之变化,除此之外两个流体域模型其他结构尺寸均一致,蜗壳结构如图 2 所示。

为了减小边界条件对计算结果的影响,泵进口延长了 100 mm,泵出口延长了 300 mm,采用 ANSYS 软件中的 mesh 模块分别对两个过流部件的流体域模型进行网格划分,如图 3 所示,两个流体域模型各个过流部件的网格单元的数目见表 1。

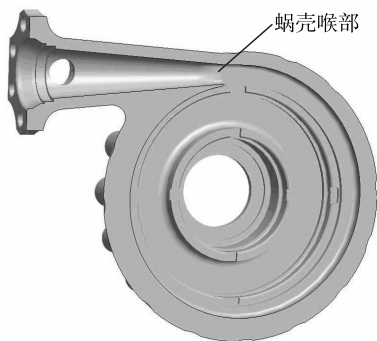


图 2 蜗壳剖面图

Fig. 2 Section diagram of the volute

2.2 计算方法与边界条件

为了能够准确描述泵内流体复杂的三维旋转流动过程,针对 RANS 时均化的 3D 瞬态 N-S 方程进行非定常求解。其中,湍流模型采用的是 $SST k-\omega$ 两方程模型。边界条件设置中,入口边界条件给定静压;出口边界条件给定质量流量;

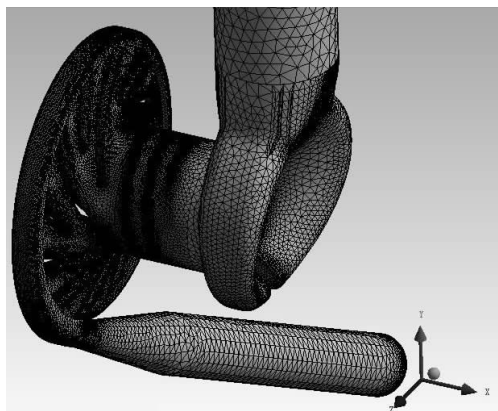


图 3 流体域模型网格

Fig. 3 Grid of hydro-region model

表 1 模型的网格单元数目

Tab. 1 Grid cell number of model

模型	进口	吸水室	转子	蜗壳	出口
1	19 067	622 713	1 695 534	277 063	42 839
2	19 943	625 838	1 780 109	286 741	44 999

泵结构中的固体壁面采用无滑移边界条件,其中,吸水室和转子表面粗糙度为 0.003 2,蜗壳表面粗糙度为 0.001 6;而计算中附加的进出口延长部分则认为是光滑壁面。

具体的计算过程中,第一步,针对不同的出口流量值,首先进行定常计算,初步得到一个近似的稳态流场;第二步,将定常计算的结果作为非定常计算初始值,开始非定常精确求解过程。其中,将叶轮旋转一周的时间记为 T ,非定常计算中的物理时间步长取为叶轮旋转一周时间的 $1/180$,对应时间步为 $\Delta t = T/180 = 2.38095 \times 10^{-5}$,而每个时间步长内的内迭代次数设置为 30。

2.3 数值计算性能预测

针对上述模型 1 和模型 2 对 5 个流量工况进行对比计算,具体为 $0.8q_v$, $0.9q_v$, $1.0q_v$, $1.1q_v$, $1.2q_v$ 。不同流量下,泵的扬程和效率随蜗壳喉部面积的变化情况如图 4 所示。

可以看到,在 $0.9q_v$ 以上的工况点,蜗壳喉部面积增大后,泵的扬程和效率均提高;随着泵流量的增大,两者提高的幅度均越来越大。

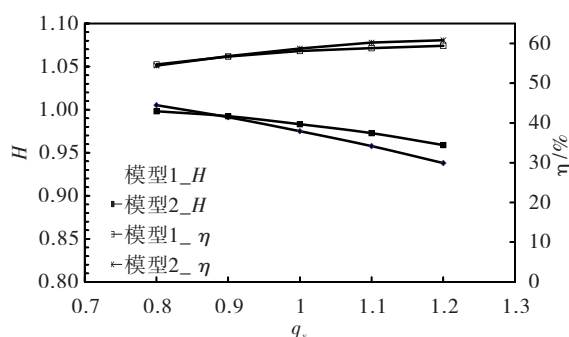


图4 两个模型的计算性能曲线

Fig. 4 Curves for computation performance of the two models

3 试验验证

3.1 改进产品

通过上述分析可以看到, 增大蜗壳喉部面积可以提高泵的效率 and 扬程, 因此, 采用电火花加工对产品蜗壳喉部进行返修扩大, 返修后测量其蜗壳喉部当量尺寸实际值为 14.75 mm, 喉部面积 F_3 实测值为 199.7 mm², 面积比 $Y = F_3/F_2 = 0.087$, 与三维数值仿真计算模型 2 相当。

3.2 试验结果分析

为了验证产品的改进效果, 在泵蜗壳喉部返修前和返修后分别进行了水力试验, 试验在同一试验台进行, 两次试验转速和工况保持一致, 泵流量从 $1.2q_v$ 连续下降至 $0.8q_v$, 在该区间均匀取 5 个工况点, 测量这 5 个流量点的泵扬程和功率, 试验结果如图 5 所示。

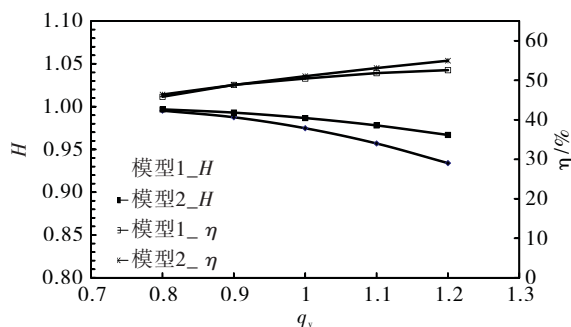


图5 两个模型的试验性能曲线

Fig. 5 Curves for testing performance of the two models

根据试验结果可以看到, 在泵设计工况下, 蜗壳喉部面积增大后, 泵的扬程和效率均提高, 其中, 泵扬程增大幅度约为 0.2 ~ 0.3 MPa; 并且随着泵流量的增大, 改善效果更明显。由于数值计算中的效率只考虑了水力效率, 而没有考虑容积损失和摩擦损失, 因此试验所得的泵效率相对计算结果要略低, 但二者趋势一致, 可以很好的验证数值计算的可靠性。

随着蜗壳喉部面积的增大, 面积比增大, 更有利于蜗壳收集流体并使流体动能转换为压力能, 因此扬程会有所提高。同时, 由于蜗壳喉部面积的增大, 流体的速度值减小, 蜗壳喉部隔舌部位的冲击损失和出口锥管的沿程损失也随之减少。因此可以看到, 在喉部面积扩大后, 蜗壳与叶轮匹配性有所改善, 即增大面积比可提高泵的效率 and 扬程。

4 结论

1) 在高效区范围内, 随着蜗壳喉部与叶轮出口面积比值的增大, 泵的扬程和效率均有所提高, 可以适应发动机推力提升的要求。

2) 蜗壳喉部面积扩大后, 蜗壳与叶轮匹配性有所改善, 喉部速比 (蜗壳喉部流速与叶轮出口切向速度之比) 介于液体火箭发动机泵推荐设计值范围内, 产品改进有效。

3) 为了使泵扬程满足要求, 适当加大蜗壳喉部当量尺寸, 而叶轮等其它部件的结构尺寸可以保持不变, 结构改动简单易行, 同时, 对于已制品可以进行返修扩大达到使用要求, 减少经济损失。

4) 数值模拟结果与试验研究结果较吻合, 研究结果表明面积比原理在液体火箭发动机泵的设计应用中有着重要的指导意义。

参考文献:

- [1] 王洋, 张翔. 低比转速离心泵蜗壳第八断面面积确定新方法[J]. 排灌机械, 2008, 26(1): 29-32.
- [2] 李海权. 离心泵蜗壳喉部面积对泵性能的影响[J]. 通用机械, 2003(11): 41-43.

(上接第 47 页)

- [3] 施卫东,张德胜. 低比速离心式消防泵的设计与试验研究[J]. 中国机械工程, 2009, 20(5): 514-517.
- [4] 张翠儒,白东安,郭维. 液体火箭上面级发动机用超低比转数泵研究[J]. 火箭推进, 2005, 31(2): 17-22.
ZHANG Cuiru, BAI dong'an, GUO Wei. Research on ultra-low-specific-speed rotation pump for upper stage engine [J]. Journal of rocket propulsion, 2005, 31(2): 17-22.
- [5] ANDERSON H H. Mine pumps [J]. Journal of mining society, 1984(6): 34-38.
- [6] WORSTER R C. The flow in volutes and its effects on centrifugal pump performance[J]. Proc mech E, 1963, 177(31): 50-60.
- [7] 赵瑞勇,张翠儒,刘军年,张晶辉. 面积比对变工况泵性能稳定性影响的研究[J]. 火箭推进, 2016, 42(4): 35-40.
- ZHAO Ruiyong, ZHANG Cuiru, LIU Junnian, et al. Investigation on influence of different area ratio on stability of centrifugal pump with variable working conditions [J]. Journal of rocket propulsion, 2016, 42(4): 35-40.
- [8] 袁寿其,曹武陵,陈次昌. 面积比原理和泵的性能[J]. 农业机械学报, 1993, 24(2): 36-40.
- [9] 杨军虎,张人会,王春龙,等. 低比转速离心泵的面积比原理[J]. 兰州理工大学学报, 2006, 32(5): 53-55.
- [10] 杨军虎,张人会,王春龙,等. 计算离心泵面积比和蜗壳面积的方法[J]. 机械工程学报, 2006, 42(9): 67-70.
- [11] 关醒凡. 泵的理论与设计[M]. 北京:机械工业出版社, 1987.

(编辑:马 杰)