

高空发动机涡轮泵启动性能仿真与试验研究

付 瑜, 王伟光, 李 瑜, 许开富
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要:在涡轮泵启动物理模型理论分析的基础上,编写仿真程序对启动过程进行分析。搭建了涡轮泵启动性能试验台,采用某型火箭发动机涡轮泵进行试验验证。仿真结果表明该模型满足涡轮泵启动特性研究的要求,试验结果表明该试验方案适合进行涡轮泵启动性能试验研究,可用于研究涡轮泵启动过程中涡轮、泵、机械密封、轴承等重要零组件的性能。

关键词:涡轮泵;启动;性能试验

中图分类号:V434⁺.21-34 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2018)05-0056-05

Simulation and experimental study on start-up performance of turbopump in high altitude liquid rocket engine

FU Yu, WANG Weiguang, LI Yu, XU Kaifu
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: For the turbopump in liquid rocket engine, a simulation program was compiled to analyze its start-up process based on the theoretical analysis. Moreover, an experimental rig for the start-up performance of turbopump was built and the turbopump in a certain type of engine was tested for verification. The simulation results show that the model meets the study requirements of the start-up process. The experimental results show that the experimental scheme is suitable for the performance study of turbopump start-up, and can be used in the investigation of turbine, pump, mechanical seal, bearing and other important components.

Keywords: turbopump; start-up; performance test

0 引言

某高空发动机利用火药启动器为涡轮泵提供启动初始动能,驱动涡轮转动。涡轮泵的启动成功与否直接关系到试验和发射成败,因此对涡轮泵启动过程展开研究具有极其重要的意义。目前对涡轮泵启动性能研究通过涡轮泵联试及发动机整机试车来获得,准备周期长,试验费用高,因而进行多次重复涡轮泵启动性试验不现实。

为研究涡轮泵启动性能,本文以某型火箭发动机涡轮泵为研究对象,以高压空气驱动涡轮泵启动,以水替代推进剂,搭建涡轮泵启动性能试验系统,在理论分析的基础上,开展试验研究工作。

1 试验系统方案及要求

为研究涡轮泵启动性能,设计了如图1所示的

收稿日期:2018-04-26;修回日期:2018-06-20

作者简介:付 瑜(1984—),男,硕士,研究领域为液体火箭发动机涡轮泵设计

涡轮泵启动性能试验方案,通过辅助水箱给水箱增压,通过两泵前调节阀调节控制两泵入口压力达到给定值,两泵泵后管路分别设定泵后调节阀和流量计,水通过泵后管路回流到水箱循环使用;高压气瓶提供涡轮驱动气源、通过调节涡轮进气控制阀开度控制喷嘴入口压力,进而控制涡轮转速启动加速性的目的,根据不同试验程序调整不同压力完成试验任务。

在高压气瓶出口和涡轮进气控制阀之间设定传感器测量高压气瓶压力和温度,涡轮喷嘴入口前设计压力传感器测量喷嘴入口压力,两泵入口和出口管路分别设定压力传感器测量泵入口和出口压力,涡轮泵转速通过转速传感器测量。

如果试验系统针对燃料泵单独进行研究,可以

关闭氧化剂泵入口和出口阀门。为防止泵空转时轴承损坏,启动前需要将氧化剂泵腔灌满水即可,此时氧化剂泵没有扬程,计算转矩时只考虑氧化剂泵转动惯量 I_0 引起的转动惯量。

2 涡轮泵启动数学模型

实际涡轮泵启动过程是个复杂的物理过程,为了方便对问题的研究作如下假设:气体从气瓶流经控制阀门为绝热膨胀的节流过程,气体在涡轮喷嘴内流动时的减压节流过程为绝热过程,假定涡轮流道内运动时不存在热交换;涡轮泵启动的数学模型由三部分构成:涡轮喷嘴数学模型;涡轮叶片气动模型;涡轮泵动力学模型。

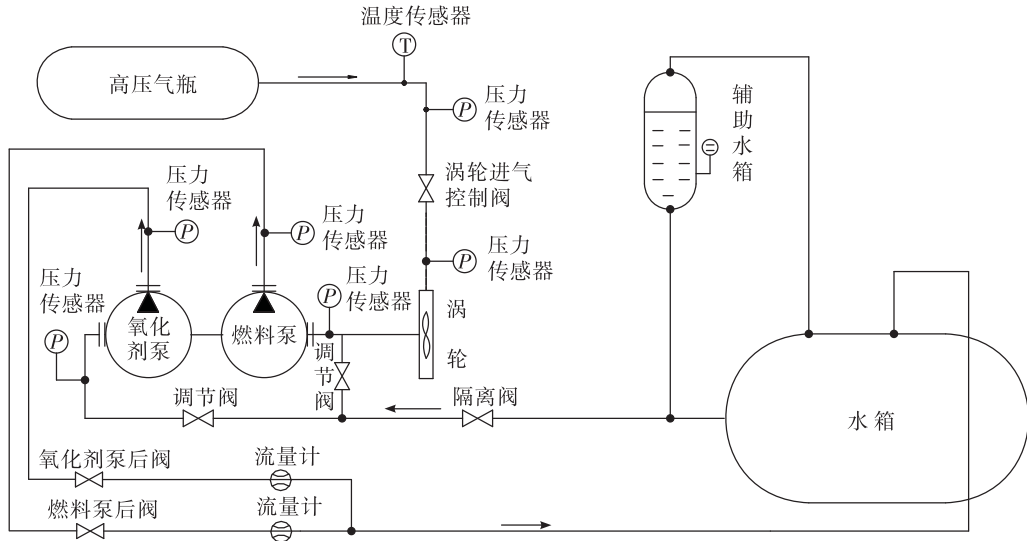


图1 涡轮泵启动性能试验方案简图

Fig.1 Test diagram of turbopump start-up performance

2.1 涡轮喷嘴数学模型

本文研究的高空火箭发动机涡轮泵涡轮喷嘴为拉瓦尔超音速喷嘴,涡轮叶片为冲击式叶片,在喷嘴出口背压满足要求下求解喷嘴入口压力及流量,根据圣维南定理,不论阀门处流动为亚声速或者超声速状态,假设气体在进气调节阀的流动过程为绝热过程,流经涡轮进气调节阀的空气流量 Q_v 可表示为:

$$Q_v = \mu_1 A_1 p_0 \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{1}{RT_0} \left[\left(\frac{p_i}{p_0} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_i}{p_0} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]} \quad (1)$$

式中: μ_1 为进气调节阀流量系数; A_1 为涡轮进气调节阀流通面积; p_0 为气瓶初始压力; T_0 为气瓶初始空气温度; p_i 为喷嘴入口压力; R 为气体常数; k 为空气绝热指数。

喷嘴入口温度 T_i 由式(2)求解:

$$T_i = T_0 \left(\frac{p_i}{p_0} \right)^{\frac{(k-1)}{k}} \quad (2)$$

判断阀门处流动是否达到声速的标准为:

$$\frac{p_i}{p_0} < \left(\frac{2}{k+1}\right)^{k/(k-1)} \quad (3)$$

流经喷嘴流量 Q_n 均可用下式表示:

$$Q_n = \mu_2 A_2 \left(\frac{2}{k+1}\right)^{(k+1)/2(k-1)} \left(\frac{k}{k+1}\right)^{1/2} \frac{p_i}{\sqrt{RT_i}} \quad (4)$$

式中: μ_2 为喷嘴流量系数; A_2 为喷嘴喉部面积; p_i 为喷嘴入口压力; T_i 为喷嘴入口温度; R 为气体常数; k 为空气绝热指数。

判断阀门处流动是否达到声速的标准为:

$$\frac{p_2}{p_i} < \left(\frac{2}{k+1}\right)^{k/(k-1)} \quad (5)$$

式中 p_2 为喷嘴出口压力。由于冲击式涡轮为速度级涡轮, 涡轮中压降较小, 喷嘴出口压力和涡轮出口压力可近似认为相等, 涡轮出口压力可由试验测量。

通过试验测定的数据判定式(3)和式(5)均成立, 进气调节阀和喷嘴启动过程中两处均能达到超音速流动。

由 $Q_n = Q_v$ 连立式(1), (2)和式(4)可以求解出喷嘴入口压力。

由于仿真过程中模型系数取的是设计值, 分析过程适用于设计点附近, 启动阶段不管是模型, 还是系数都有一定偏差, 系数经试验后适当修正。

2.2 涡轮叶片气动模型

喷嘴出口处的流速可以由以下公式求解:

$$v_1 = \varphi_1 \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_i (1 - \pi^{(k-1)/k})} \quad (6)$$

式中: π 为喷嘴压比; φ_1 为喷嘴速度系数。

喷嘴出口的气流进入涡轮叶片推动涡轮转动从而带动两泵做功, 如图2所示, 图中 β_1 为叶片进口角、 v_1 为叶片进口速度、 w_1 为叶片进口相对速度、 U 为叶片圆周速度; β_2 为叶片出口角、 v_2 为叶片进口速度、 w_2 为叶片进口相对速度。气流进出叶片时仅产生微弱扰动, 气流进入叶片时损失忽略, 按稳态计算涡轮叶片产生的圆周力 F_r 和转矩 M_r 如式(7)所示, R_r 为涡轮转子中径;

$$\begin{cases} F_r = Q_n (v_1 \cos \beta_1 + v_2 \cos \beta_2) \\ M_r = R_r Q_n (v_1 \cos \beta_1 + v_2 \cos \beta_2) \end{cases} \quad (7)$$

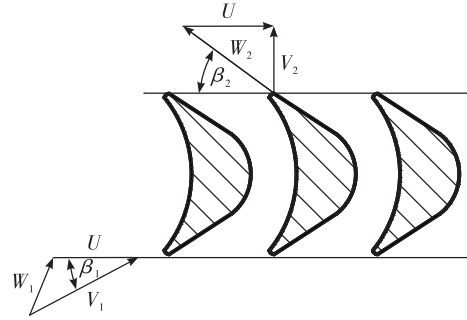


图2 冲击式涡轮叶片进出口速度示意图

Fig. 2 Schematic diagram of inlet and outlet velocity for impact turbine blade

2.3 涡轮泵动力学模型

从涡轮泵的设计参数可以求出涡轮的转动惯量 I_t , 氧化剂泵转动惯量 I_o , 燃料泵转动惯量 I_f ; 由于轴承密封的摩擦力矩较小, 分析计算时忽略; 涡轮泵为同轴设计, 涡轮和泵转速一致, 设涡轮泵转速为 v , 氧化剂泵转矩为 M_o , 燃料泵转矩为 M_f , 涡轮泵的启动过程运动方程可用式(8)表示;

$$M_t + \frac{30}{\pi} I_t \frac{dv}{dt} = \left(M_f \frac{30}{\pi} + I_f \frac{dv}{dt}\right) + \left(M_o + \frac{30}{\pi} I_o \frac{dv}{dt}\right) \quad (8)$$

其中两泵转矩 M_o 和 M_f 通过泵水力性能试验扭矩仪测量得出给定泵入口压力下转矩与转速关系式 $M_o = f_o(v)$, $M_f = f_f(v)$ 。

2.4 高压气瓶数学模型

高压气瓶工作过程可视为绝热过程, 高压气瓶气体重量为 m , 根据质量守恒定律推导气瓶工作过程方程为:

$$\frac{dp_0}{dt} = k \frac{p_0}{m} \frac{dm}{dt} \quad (9)$$

3 仿真及试验结果分析

根据涡轮泵启动数学模型编制仿真计算程序, 在给定的初始条件下以四阶 Runge - Kutta 法求解微分方程, 对启动过程进行仿真。

根据仿真计算结果选定试验相关参数, 高压气瓶容积 $V = 25$ L, 气瓶初始压力 $p_0 = 9$ MPa, 涡轮泵的转动惯量和进气阀门流通面积使用设计参数。

涡轮泵仿真计算结果、高压空气驱动涡轮试验结果及某次发动机涡轮泵热试车性能对比如图3~图7所示。

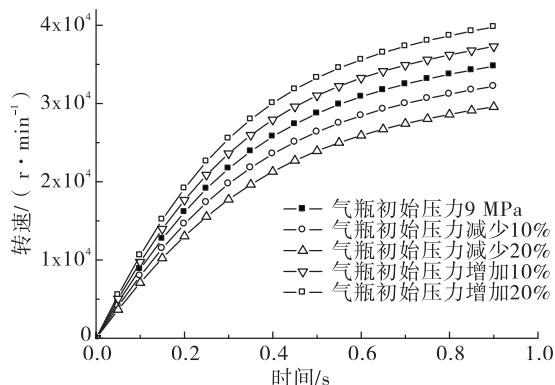


图3 涡轮泵转速随气瓶初始压力变化曲线

Fig. 3 Turbopump speed for different initial bottle pressures

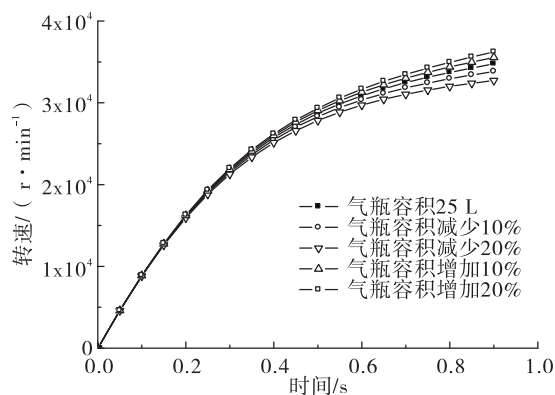


图4 涡轮泵转速随气瓶容积变化曲线

Fig. 4 Turbopump speed for different bottle volumes

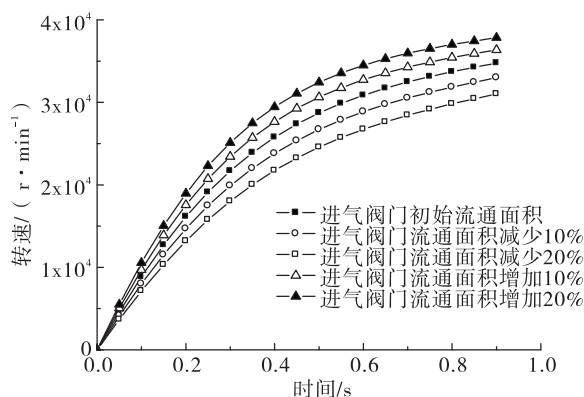


图5 涡轮泵转速随进气阀门流通面积变化曲线

Fig. 5 Turbopump speed for different flow areas of inlet valve

通过分别改变仿真计算参数中的气瓶初始压力,气瓶容积、进气阀门流通面积三个参数得出涡轮泵转速变化结果如图3~图5所示,可以看出:三

者均是影响涡轮泵启动转速变化的主要因素,在进行仿真计算时要根据现有的试验条件进行计算调整,指导搭建试验系统,从而达到预期试验目标。

通过分析对比涡轮泵启动性能试验结果及仿真计算结果、某次发动机涡轮泵热试车喷嘴入口处测量的火药启动器腔压,如图6所示。从图中可以看出,仿真计算结果和试验结果一致性较好,在启动0.05 s左右由于涡轮进气控制阀打开特性和火药燃烧特性差异导致压力变化不一致,在0.1~0.5 s区间基本模拟出火药燃气在火药启动器腔压变化趋势,因为气瓶压缩空气温度较火药燃气温度低,只有提高试验喷嘴入口压力才能达到相同涡轮做工能力的目的。

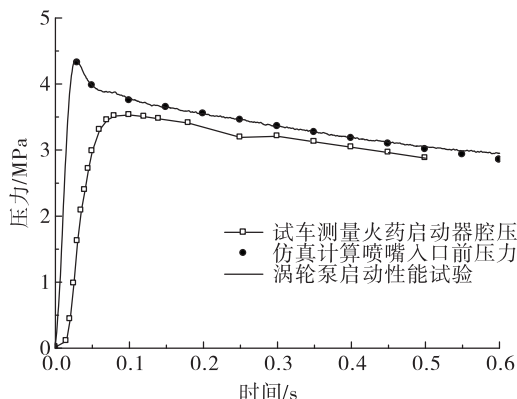


图6 喷嘴入口压力和火药启动器腔压曲线

Fig. 6 Pressure comparison between nozzle inlet and cartridge starter cavity

涡轮泵仿真计算、启动性能试验、涡轮泵热试车时启动段转速对比如图7所示,仿真计算结果和涡轮启动性能试验结果基本一致,说明试验系统的理论分析和设计模型基本正确。

涡轮泵热试车时在启动段0.5~0.7 s火药启动器能量迅速衰减,推进剂进入燃气发生器点火接替火药启动器工作,短时间内的物理化学变化较复杂,导致涡轮泵启动转速随之发生变化,现有的试验条件难以模拟这段时间内的物理化学变化过程,导致试验测量转速与试车转速相比波动较大,但在0.9 s时试验系统涡轮泵转速基本达到热试车时转速,达到预期目标。

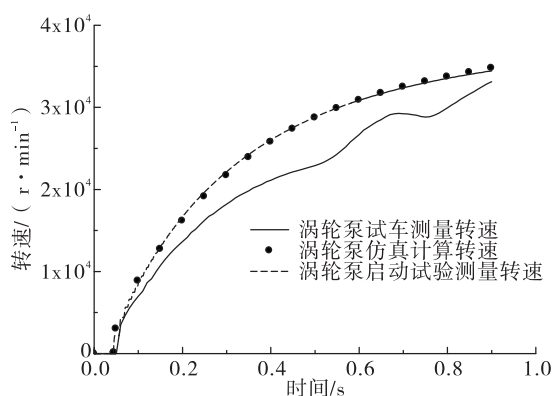


图 7 涡轮泵转速对比

Fig. 7 Comparison of turbopump rotation speeds

4 结论

1) 搭建了涡轮泵启动性能试验方案,通过理论分析和仿真计算指导试验方案调整,试验结果表明该试验方案适合进行上面级涡轮泵启动试验性能研究,试验系统简单安全,可进行多次重复性试验,用于研究涡轮泵启动过程中涡轮、泵、密封、轴承等重要零组件的性能。

2) 试验气瓶容器不满足要求可以在供气管路串联气瓶解决此问题,气瓶压力过低则无法达到预期涡轮泵启动加速性,进气阀门流通面积对涡轮泵启动加速性影响也较大,若气瓶到涡轮喷嘴入口处有流通面积小于喷嘴喉部面积的节流元件也可导致试验无法达到预期目标,这些试验系统搭建时均需考虑。

3) 在气瓶容积足够的情况下涡轮泵启动后通过调节涡轮进气控制阀开度将涡轮泵转速长时间维持在工作转速,可以对涡轮泵相关性能进一步开展研究。

参考文献:

- [1] 刘红军,张恩昭,董锡鉴. 补燃循环发动机启动特性仿真研究[J]. 火箭推进,1999,20(3):5-9.
LIU Hongjun, ZHANG Enzhao, DONG Xijian. Start-up simulation of a liquid propellant staged combustion rocket engine[J]. Journal of rocket propulsion, 1999, 20(3):5-9.
- [2] 练永庆,徐勤超,王树宗. 空气涡轮机带负载启动过程仿真[J]. 机械工程学报,2011,47(8):191-198.
- [3] 逯婉若,黄智勇. 涡轮性能实验研究[J]. 火箭推进,2004,30(6):11-14.
LU Wanruo, HUANG Zhiyong. Experimental investigation of turbine performance[J]. Journal of rocket propulsion, 2004, 30(6):11-14.
- [4] JOUINI D B M, SJOLANDER S A. Midspan flow-field measurements for two transonic linear turbine cascade at off-design conditions[J]. ASME Journal of turbomach 2002, 124:176-186.
- [5] 张也影. 流体力学[M]. 北京:高等教育出版社,2011.
- [6] 凌永祥,陈明逵. 计算方法教程[M]. 西安:西安交通大学出版社,2005.
- [7] 朱宁昌,刘国球. 液体火箭发动机设计[M]. 北京:中国宇航出版社,2009.
- [8] 张基鑫,张鹤平. 液氧试验台系统设计与实现[J]. 火箭推进,2004,30(4):49-54.
ZHANG Jixin, ZHANG Heping. Design and realization of LOX test bed system[J]. Journal of rocket propulsion, 2004, 30(4):49-54.
- [9] 徐楠,安莎,白东安,等. 上面级发动机小功率冲击式涡轮性能试验研究[J]. 火箭推进,2016,42(6):43-47.
XU Nan, AN Sha, BAI Dong'an, et al. Performance test for low-power impact turbo of upper stage liquid rocket engine[J]. Journal of rocket propulsion, 2016, 42(6):43-47.

(编辑:陈红霞)