

# 上面级发动机小功率冲击式涡轮性能试验研究

徐楠, 安莎, 白东安, 刘军年  
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

**摘要:** 设计了一种适用于小功率冲击式涡轮性能试验方案, 该方案由燃气路和水路组成, 通过酒精发生器获取高温高压空气驱动涡轮转动, 泵为水介质增压作为负载进行涡轮性能试验, 保证了试验涡轮状态与真实产品状态的一致性。以涡轮相似换算准则为基础在试验系统能力允许的范围内设计试验工况。本涡轮性能试验方案利用泵水力性能核算涡轮输出功, 根据实测的涡轮压力、温度等参数, 最终获得涡轮效率随涡轮速比变化的性能曲线。通过设计考台试验件及考验方法, 确保试验系统参数测量的稳定可靠。经某上面级发动机涡轮泵作为试验对象验证, 采用该试验方案可以获取涡轮效率。同时3件试验涡轮转子的性能试验结果对比表明该上面级发动机涡轮转子性能一致。

**关键词:** 冲击式涡轮; 试验方案; 性能试验

**中图分类号:** V433.9-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2016) 06-0043-05

## Performance test for low-power impact turbo of upper stage liquid rocket engine

XU Nan, AN Sha, BAI Dongan, LIU Junnian  
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** A test scheme suitable for performance test of the low-power impact turbo was designed. This scheme is composed of gas and water paths, by which high pressure and high temperature gas is obtained to drive the turbo by an air/alcohol generator, and a pump increases the water pressure as load for the turbo performance test to ensure that the state of the turbo under test is in conformity with the state of the actual turbopump products. The operating condition of test is designed in the allowable range of the testing system capacity based on the turbo similarity conversion criterion. The output work of the turbo can be calculated with the pump hydraulic experimental data, and the correlation of the turbo efficiency and the turbo speed ratio can be obtained according to the measured turbo pressure, temperature and other parameters. The calibration test pieces and methods are designed to ensure the stability and the reliability of test parameters. Taking the turbopump of a certain type of upper stage liquid rocket engine as the test object, the turbo efficiency is got with this test scheme. The test results of the three testing turbo rotors also show that the performances of the turbo rotors are consistent.

**Keywords:** impact turbo; test scheme; performance test

收稿日期: 2016-04-25; 修回日期: 2016-06-21

作者简介: 徐楠 (1981—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机涡轮泵设计

## 0 引言

泵压式上面级发动机对性能精度控制要求很高, 涡轮泵作为发动机的“心脏”, 获得准确的涡轮泵性能对发动机性能精度控制至关重要。目前泵的性能通过高速高精度的水力试验系统获得, 而对于所用的小功率冲击式涡轮, 其性能依靠发生器-涡轮泵联动试验方式获取并通过后续的发动机试车数据进行修正。

发生器-涡轮泵联动试验得到涡轮性能, 实际是包括涡轮、燃气发生器、以及节流元器件在内的整个副系统性能, 各组件差异带来的影响因素不能剥离, 不利于单独评估涡轮的性能及偏差。况且发生器-涡轮泵联动试验采用真实推进剂, 成本昂贵且安全防护要求高, 因而对每台涡轮进行例行性能试验是不现实的。

传统的涡轮吹风试验方案, 通常适用于大功率、反力式涡轮性能试验。为满足电机负载及测功仪器要求, 试验的涡轮状态通常与真实工作状态存在较大差异, 得到的涡轮性能曲线与发动机真实状态下相差较大, 只能相对比较作为参考, 并不适用上面级发动机涡轮性能试验。

为准确测试小功率冲击式涡轮性能, 本文以某上面级发动机涡轮为研究对象, 结构上基本保持与涡轮泵产品一致, 通过酒精发生器燃气驱动涡轮, 以水力试验过的泵打水作为负载, 开展试验研究工作。

## 1 试验涡轮参数相似换算准则

酒精发生器驱动涡轮的原理应满足涡轮模拟试验准则, 即认为涡轮流道中的气体流场特性与雷诺数无关, 并假定涡轮流道内运动时不存在热交换, 此时的模拟条件为:

- 1) 圆周速度和绝热速度之比:  $u/c_{ad} = \text{常数}$ ;
- 2) 马赫数  $Ma$  为常数。

通过上述模拟条件, 可以推导出涡轮实际应用工况与试验工况之间的主要参数关系, 包括涡轮压比、转速、涡轮流量及涡轮输出功。

试验条件下涡轮压比换算方程:

$$\left(\frac{p_0^*}{p}\right)_M = \left[1 + \frac{k_M - 1}{k_H - 1} \left[ \left(\frac{p_0^*}{p}\right)_H^{\frac{k_H - 1}{k_H}} - 1 \right] \right]^{\frac{k_M}{k_H - 1}} \quad (1)$$

试验条件下涡轮转速换算方程:

$$n_M = n_H \sqrt{\frac{k_M}{k_H} \frac{k_H - 1}{k_M - 1} \frac{R_M}{R_H} \frac{T_{0M}}{T_{0H}}} \sqrt{\frac{1 - \left(\frac{p_2}{p_0^*}\right)_H^{\frac{k_M - 1}{k_M}}}{1 - \left(\frac{p_2}{p_0^*}\right)_H^{\frac{k_H - 1}{k_H}}}} \quad (2)$$

试验条件下涡轮流量换算方程:

$$G_M = \bar{G} p_{0M}^* \sqrt{k_M \left(\frac{2}{k_M + 1}\right)^{\frac{k_M + 1}{k_M - 1}}} / \sqrt{R_M T_{0M}} \quad (3)$$

其中

$$\bar{G} = \frac{G_H \sqrt{R_H T_{0H}}}{p_{0H}^* \sqrt{k_H \left(\frac{2}{k_H + 1}\right)^{\frac{k_H + 1}{k_H - 1}}}} \quad (4)$$

试验条件下涡轮有效输出功换算方程:

$$(N_{\text{eff}})_M = \frac{(N_{\text{eff}})_H (G \cdot T_0 \cdot f i N_T)_M}{(G \cdot T_0 \cdot f i N_T)_H} \quad (5)$$

其中

$$f i N_T = \left(\frac{Rk}{k-1}\right) \left[1 - \frac{1}{\left(\frac{p_2}{p_0^*}\right)^{\frac{k-1}{k}}}\right] \quad (6)$$

式中:  $T_0$  为涡轮入口温度, K;  $p_0^*$  为涡轮入口压力, Pa;  $p_2$  为涡轮出口压力, Pa;  $k$  为燃气绝热指数;  $N_{\text{eff}}$  为涡轮有效输出功, kW;  $u$  为圆周速度, m/s;  $c_{ad}$  为理论绝热速度, m/s;  $n$  为转速, r/min;  $R$  为气体常数, J/(kg·K);  $G$  为涡轮流量, kg/s; 下标 M 为热标模拟试验工况; 下标 H 为涡轮泵设计额定工况。

如公式 (1) 所示, 试验涡轮工质物性一定的条件下, 试验换算的压比也就确定了, 涡轮入口压力只与涡轮出口压力有关。在满足试验条件的情况下, 涡轮入口压力选择小一些有利于试验系统的安全。因此确定涡轮出口压力时, 在保证涡轮出口工质流动处于超音速状态下, 尽量取低。

根据公式 (2) ~ (6), 试验涡轮压力参数确

定后, 试验转速、流量及功率只受试验涡轮入口温度参数影响。不同于大推力、大流量的涡轮吹风试验选取较低的入口温度, 对于上面级发动机涡轮, 由于输出功率小、涡轮工质流量低, 在选取涡轮燃气入口温度参数时, 应在试验系统允许的条件下选取高一些, 尽量接近实际工况涡轮的入口温度, 以保证试验过程具备较高的转速和较大的输出功率, 目的是保证负载泵可以在较高的转速下工作, 保证泵性能与水力试验数据接近。

根据涡轮试验转速对所配套的泵水力试验, 以获取不同转速的泵性能, 满足涡轮试验过程涡轮转速比一定范围的泵负载功率的准确核算。

## 2 性能试验方案

涡轮性能试验方案见图 1, 该系统由燃气路和水路组成。燃气路: 通过试验台的酒精发生器燃烧, 为涡轮工作提供工质流量和压力, 输出功率。泵水路: 使用涡轮泵自身带的泵在试验涡轮转速下输送水介质作为负载, 经过泵后排出外界。该系统不需额外的测功设备, 泵负载功率通过泵水力试验获取的效率曲线, 以及涡轮性能试验过程中实测泵扬程、流量及涡轮转速间接计算得到。其中泵水路结构与涡轮泵产品状态完全一致, 与水力试验用泵从泵壳体、泵轮、诱导轮及泵腔内密封组件均保持同一套产品按同一间隙水平控制, 最大程度保证产品一致性。

根据相似燃气涡轮性能试验台对空气流量、酒精流量及水流量等因素的小偏差敏感性的研究, 调节涡轮入口压力时优先通过调节空气流量进行控制, 调节涡轮入口温度时优先通过调节酒精流量进行控制, 调节涡轮转速时优先通过调节水流量进行控制。

试验工况调节过程: 在酒精发生器点火后, 吹动涡轮进行性能试验, 通过调节酒精发生器内酒精与空气的混合比, 即调节酒精流量和空气流量, 达到调节涡轮入口温度、涡轮入口压力的目的。当温度、压力达到目标值, 通过调节流经泵的水流量, 达到调节负载的目的, 使涡轮转速达到目标转速。待工况稳定后, 开始数据采集, 采集包括温度、涡轮工质流量、压力、泵流量及进

出口压力在内的测量参数。在完成额定工况试验基础上进行涡轮速比拉偏工况试验, 获取一定速比范围内的涡轮性能, 速比拉偏通过调节泵流量或调节酒精发生器混合比的方式完成。

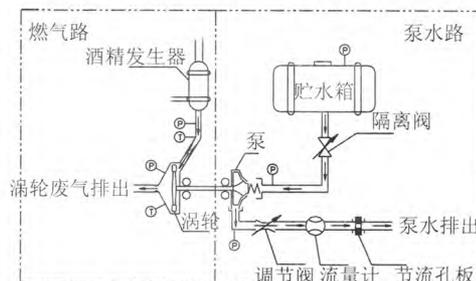


图 1 涡轮性能试验方案简图

Fig. 1 Diagram of test scheme of turbo performance

由于本研究对象, 涡轮壳体与其中一个泵壳体为一体化设计, 不能拆分, 因此在试验研究过程中, 只能通过调整涡轮转子的方式进行实现。试验通过采取用同一套泵产品搭配 3 个不同涡轮转子装配成试验用涡轮泵进行试验, 以达到以下主要目的:

- 1) 涡轮个体性能偏差比较, 通过用同一套泵与不同涡轮转子组合试验, 比较在相同试验工况参数下的涡轮转速及涡轮效率的相对偏差;
- 2) 对涡轮吹风试验的性能与发动机采用的涡轮效率曲线进行对比分析, 验证后续新型号设计过程采用涡轮性能试验获取涡轮性能的可行性提供依据。

## 3 性能试验与结果分析

### 3.1 试验系统考台试验

由于 3 次涡轮性能试验并非连续进行, 期间试验系统穿插了其他的试验项目, 为保证试验系统状态稳定、参数测量准确, 在各次涡轮性能试验前按要求进行试验系统考台试验。

考虑试验对象涡轮为单喷嘴局部进气式冲击涡轮, 燃气通过喷嘴后为超音速燃气, 喷嘴前燃气 RT 值一定时, 涡轮工质流量仅与喷嘴前压力相关, 不受喷嘴后环境影响。基于此, 考台件设计为喷嘴组件, 采用产品的涡轮喷嘴结构为基础进行适应性改制。在涡轮性能试验前, 先用该喷

嘴试验件进行吹风考台试验, 试验过程保持喷嘴前温度不变, 得到燃气流量与涡轮入口压力之间的变化关系。

根据3次涡轮性能试验前的系统考台试验结果, 额定涡轮入口压力附近实测涡轮流量情况见图2。数据表明: 在相同的涡轮温度、压力下涡轮工质流量一致, 偏差在1 g/s以内, 表明试验系统稳定, 试验系统状态满足涡轮性能试验要求。

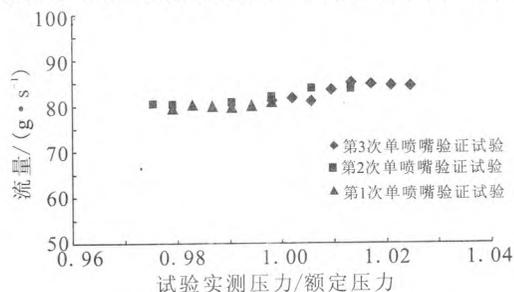


图2 额定压力下的喷嘴试验工质流量

Fig. 2 Working medium flow of nozzle test at rated pressure

## 3.2 涡轮性能结果分析

### 3.2.1 涡轮转速的差异对比

本次研究试验共完成了3台涡轮的性能测试。每台涡轮在试验过程中, 分别完成一次额定工况性能试验和一次速比拉偏工况试验, 经试验数据判读, 同一台涡轮产品2次点火试验在同一工况下的试验数据一致, 说明试验状态稳定性很好。

采用同一套泵作负载的超音速燃气冲击式涡轮性能试验, 在涡轮入口温度保持稳定的条件下, 涡轮入口压力与转速的关系, 如图3所示, 表明二者呈线性关系, 且3次试验变化趋势一致。

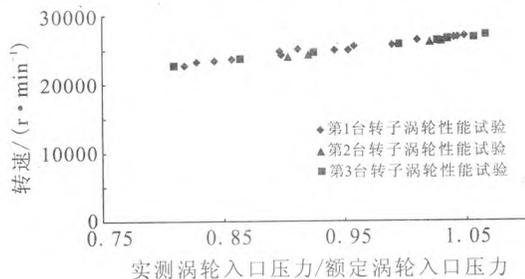


图3 3台产品性能试验涡轮入口压力相对值与转速关系曲线

Fig. 3 Inlet pressure relative value versus rotary speed of turbo-rotors in three products

为分析各次试验转速随涡轮入口压力变化的差异, 对各次试验数据进行线性拟合, 并插值比较相同入口压力下, 不同次试验转速的差异, 如表1所示。

表1 3台转子试验涡轮入口压力与转速关系偏差比较

Tab. 1 Deviation comparison between inlet pressure and rotary speed of the three turbo-rotor samples

	额定入口压力拟合转速/( $r \cdot \min^{-1}$ )	与平均值的偏差/( $r \cdot \min^{-1}$ )
第1台转子试验	26 164	+96
第2台转子试验	25 980	-88
第3台转子试验	26 085	+17
平均值	26 068	—

由表1中3次试验结果可以看出, 不同的涡轮转子在相同入口压力下的转速差异在 $\pm 100 r/min$ 左右, 即偏差约 $\pm 0.4\%$ 。

### 3.2.2 涡轮效率差异分析

3次试验结果的 $u/c$ 范围内, 以额定速比下涡轮经验公式得到涡轮效率作为基准, 比较实测涡轮效率与经验公式得到涡轮效率, 见图4。不同转子间试验得到的性能非常接近, 并且试验结果与该涡轮的效率经验公式结果也很吻合, 如表2所示, 在相同的涡轮速比下3台转子通过性能试验测量得到结果极差小于1%。将3次试验数据点综合进行拟合, 可以看出涡轮试验拟合曲线与经验公式曲线, 趋势一致, 同一速比点的偏差约0.5%。

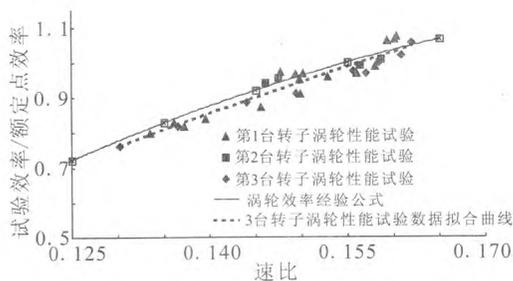


图4 3台产品性能试验涡轮效率实测及调整计算用经验公式对比

Fig. 4 Measured turbo efficiency and empirical formula in performance test of three turbo-rotor samples

表2 相同速比下的3台产品涡轮效率对比  
Tab. 2 Turbo efficiencies of three samples  
at the same speed ratio

	额定速比下试验效率与 经验公式效率绝对偏差
第1台涡轮转子试验	0%
第2台涡轮转子试验	-0.5%
第3台涡轮转子试验	-0.9%
3台产品数据总拟合	-0.5%

鉴于目前用调整计算用涡轮效率经验公式,已经过了多台次的发动机试车考验,因此可认为采用本试验方案获取的涡轮性能是准确、可信的。

试验结果表明,在试验系统能力、试验测量精度满足上面级发动机涡轮泵试验要求的条件下,采用本文试验研究方案可以获得准确的涡轮性能,能识别出涡轮个体性能差异,这对控制上面级发动机的涡轮性能精度有着重要意义。对于后续类似新型号研制,通过涡轮性能热标试验的方法获取涡轮,相比于通过涡轮泵-发生器联动试验等方法,其实现成本和周期会大大缩减。

## 4 结论

1) 本文的涡轮性能试验方案,适用于小功率、高转速高压比冲击式涡轮性能测试,结果准确、可信,试验便捷,经济性好,非常适用于新型号上面级发动机研制获取、评估、分析涡轮性能;

2) 对于本文研究的涡轮,经涡轮性能试验

结果验证,目前所采用涡轮效率经验公式结果与试验结果吻合。3台不同涡轮转子比较试验表明,性能一致性很好,涡轮转子个体差异不会对发动机性能产生明显的影响。

## 参考文献:

- [1] 任汉芬,夏德新,译.液体火箭发动机涡轮泵装置原理与计算[M].北京:航天工业总公司第十一研究所(京),1999.
- [2] 张贵田,高压补燃液氧煤油发动机[M].北京:国防工业出版社,2005.
- [3] 于龙淮,周德山,译.航空航天工程中的小流量泵[M].北京:宇航出版社,1993.
- [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] 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.
- [6] 赵哲,刘宝琴.燃气涡轮性能试验台的控制因素敏感度分析[J].火箭推进,2009,35(5): 56-59.  
ZHAO Zhe, LIU Baoqin. Sensitivity analysis of controlling elements on a gas turbine performance test bench[J]. Journal of rocket propulsion, 2009, 35(5): 56-59.
- [7] 秦立森,赵晓路. IET短周期涡轮实验台模拟高空涡轮性能试验研究[J].工程热物理学报,2009(1): 47-52.

(编辑:马杰)