

涡轮性能实验研究

逯婉若, 黄智勇

(陕西动力机械设计研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 对液体火箭发动机主涡轮的性能试验进行了介绍。主要包括涡轮性能吹风试验系统的配置、模拟试验参数的选择、性能换算方法的确定和试验数据的处理方法。同时对热试车后涡轮性能的计算也作了介绍, 并将热试结果与模拟试验结果进行了对比, 肯定了模拟试验的正确性。最后就实际应用中的一些问题进行了分析。

关键词: 液体火箭发动机; 涡轮; 性能试验

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2004)06-0011-05

Experimental Investigation of Turbine Performance

Lu Wanruo, Huang Zhiyong

(Shaanxi Power Machine Design & Research Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The performance tests of the main turbine of a liquid rocket engine are introduced in this paper. The scheme of the experimental system, the simulation test conditions, and the way of test data processing are presented. The calculation of the turbine performance from hot fire test data is shown and the results are compared with which from the simulation tests to verify the design of the simulation tests. Some other problems in practical application are analyzed at the end of the paper.

Key words: liquid rocket engine; turbine; performance test

符号说明:

Ma	马赫数	u	圆周速度, m/s
T_0	涡轮入口温度, K	c_{ad}	绝热速度, m/s
p_0^*	涡轮入口总压, Pa	n	转速, r/min
p_2	涡轮出口压力, Pa	m	流量系数

收稿日期: 2003-10-15; 修回日期: 2004-03-18。

作者简介: 逯婉若 (1971—), 女, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机涡轮泵技术。

R	气体常数, J/(kg.k)	F	涡轮流通面积, m^2
k	燃气指数	$q(l)$	气动函数
M	模拟试验工况	H	实际试车工况
q_m	热试车时泵流量	n_t	热试车时泵转速
ρ	泵介质密度	n	额定工况时泵转速
$P_{O(F)}$	热试车时泵的功率		

1 引言

在补燃循环的发动机系统中,主涡轮的性能对发动机的整体性能影响很大,因此,系统必须要准确知道主涡轮的各项性能,才能比较准确的进行系统参数平衡调整。同时,由于涡轮泵的压力很高,各组件在工作时产生的轴向力很大,获取涡轮准确的轴向力特性,是保证涡轮泵正常工作的重要手段。

对于一台新研制的涡轮来说,实际性能和设计性能可能有一定的差异。为了知道涡轮实际性能,必须进行性能吹风试验。由于试验条件不可能完全满足发动机的实际工况,性能吹风试验只能选用合适的涡轮工质,按照某种模拟准则降低工况进行,并将试验得到的数据按照特定的关系换算,获取涡轮的性能特性。对于批量生产的涡轮,由于生产过程的人为不确定因素,每一台涡轮性能都有差别。因此,涡轮性能吹风试验不仅是研究性的,更是检验涡轮生产工艺偏差的一种方法。

2 试验系统配置及要求

目前,液体火箭发动机涡轮性能吹风试验一般采用压缩空气或氟利昂作为模拟工质。如果涡轮的压比较大,气体经涡轮膨胀做功后温降很大,可能在涡轮通道内发生结冰,此时就需要对模拟工质进行加热,加热的方式通常采用酒精或煤油燃烧,然后将燃烧产生的高温气体混入常温气体。

涡轮性能试验系统组成:具有高速高精度的测功装置、高可靠性高准确度的数据采集和适时处理系统、控制操作系统、气体供应系统、气体

加温系统、轴承润滑冷却系统、排气消音系统和消防系统等。

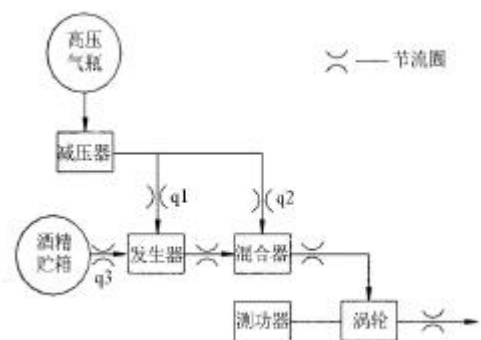


图 1 涡轮性能试验示意图

Fig.1 Sketch of turbine performance experiment system

测功一般采用水力测功器,通过测定摩擦盘平衡力矩及转速,计算得到输出功率。如果涡轮为反力式,产生的轴向力较大,副系统还要测量涡轮轴向力。试验系统中使用气体加温系统的目的是为了提高涡轮工质的温度,避免气体膨胀降温后水蒸气在涡轮通道内凝结,影响涡轮的实际性能。但是,工质温度过高,对试验系统管路及密封的要求需相应提高。通常情况下,对模拟试验气体温度的要求是在试验中不发生结冰现象。气体加温系统可以采用酒精/空气或煤油/空气燃气发生器产生燃气,与大量常温空气掺混降温后驱动涡轮。由于试验的转速比较高,时间比较长,测功器和涡轮的轴承应采用油强制润滑。图1为涡轮性能试验系统示意简图。从图中可以看出,通过在系统管路上设置节流圈,用减压器调节气体的压力,达到调节工质流量的目的。涡轮后设

置节流圈的目的是为了稳定涡轮出口压力,同时,在工质流量不变的前提下,通过改变此孔板流通面积来调节涡轮压比。

3 模拟试验准则和模拟试验参数确定

3.1 模拟试验准则

在液体火箭发动机涡轮性能模拟试验中,广泛采用原型(全尺寸产品)涡轮组件。

决定涡轮工况的参数主要有:涡轮入口的总压和温度、出口静压、转速、工质的物理和热力学性能参数(其中有:气体常数 R , 绝热指数 k , 运动粘度 ν)。上述参数可以用下列三个无量纲参数表示:

- (1) 雷诺数, Re ;
- (2) 马赫数, Ma ;
- (3) 圆周速度和绝热速度之比, u/c_{ad} 。

通常,液体火箭发动机涡轮在性能模拟试验时应用的是近似模拟条件。如果考虑到在模拟试验过程中,一般是单独实现了涡轮流道中的气体流场条件,也就是说流场的特性与雷诺数无关。在这种情况下,假定工质在涡轮流道内流动时不存在热交换(作绝热流动),此时模拟条件为:

$$u/c_{ad} = \text{常数} \quad Ma = \text{常数}$$

因此,对于模拟工况和真实工况可以得出:

$$(Ma)_M = (Ma)_H$$

$$\left(\frac{u}{c_{ad}}\right)_M = \left(\frac{u}{c_{ad}}\right)_H$$

全尺寸涡轮采用马赫数相等及 u/c_{ad} 相等的相似准则。

3.2 模拟试验参数的确定

模拟试验参数主要包括涡轮入口的总压和温度、涡轮出口静压、转速、流量等。

(1) 涡轮压比的确定

根据马赫数相等

$$Ma_M = Ma_H \quad (1)$$

可导出

$$\left(\frac{p_0^*}{p_2}\right)_M = \left\{1 + \frac{k_M - 1}{k_H - 1} \left[\left(\frac{p_0^*}{p_2}\right)_H^{\frac{k_H - 1}{k_H}} - 1\right]\right\}^{\frac{k_M}{k_M - 1}} \quad (2)$$

(2) 涡轮转速的确定

根据 u/c 相等

$$\left(\frac{u}{c_{ad}}\right)_M = \left(\frac{u}{c_{ad}}\right)_H \quad (3)$$

可导出

$$n_M = n_H \sqrt{\frac{k_M}{k_H} \times \frac{k_H - 1}{k_M - 1} \times \frac{R_M}{R_H} \times \frac{T_{0M}}{T_{0H}}} \times \sqrt{\frac{1 - \left(\frac{p_2}{p_0^*}\right)_M^{\frac{k_M - 1}{k_M}}}{1 - \left(\frac{p_2}{p_0^*}\right)_H^{\frac{k_H - 1}{k_H}}}} \quad (4)$$

(3) 涡轮出口压力

原则是,应使涡轮出口孔板的流动处于超临界状态,以便使涡轮出口压力不受外界反压的影响。涡轮入口温度 T_{0M} 的确定应兼顾试验系统和工质在涡轮通道内不出现结冰现象为前提。

(4) 涡轮流量的确定

涡轮设计流量

$$G = \sqrt{k \left(\frac{2}{k+2}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \frac{mFq(l)p_0^*}{\sqrt{RT}} \quad (5)$$

令 $\bar{G} = mFq(l)$ 为折合流量,则涡轮设计工况折合流量

$$\bar{G} = mFq(l) = \frac{G \sqrt{RT}}{p_0^* \sqrt{k \left(\frac{2}{k+2}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}} \quad (6)$$

对于全尺寸涡轮的模拟试验,涡轮流通面积相等, l 数相等,因此 $mFq(l)$ 相等。

涡轮模拟试验流量

$$G_M = \bar{G} p_{0M} \sqrt{k_M \left(\frac{2}{k_M + 1} \right)^{\frac{k_M + 1}{k_M - 1}} / \sqrt{R_M T_{0M}}} \quad (7)$$

4 试验数据的处理

模拟试验涡轮的输出功率, 由测功器的扭矩 Me 和转速 n_M 直接获取, 流量 G_M 一般通过标准孔板的参数计算得到, 从而可计算出涡轮下列性能参数:

涡轮效率

$$h_t = \frac{Me p n_M / 30}{G_M L_{ad}} \quad (8)$$

涡轮反力度

$$r = \frac{\left(\frac{p_1}{p_0^*} \right)^{\frac{k_M - 1}{k_M}} - \left(\frac{p_2}{p_0^*} \right)^{\frac{k_M - 1}{k_M}}}{1 - \left(\frac{p_2}{p_0^*} \right)^{\frac{k_M - 1}{k_M}}} \quad (10)$$

涡轮喷嘴当量流通面积

$$mF = \left(\frac{G_M}{p_0^*} \right) \times \sqrt{\frac{(k_M - 1) R_M T_{0M}}{2 k_M \left[\left(\frac{p_1}{p_0^*} \right)^{\frac{2}{k_M}} - \left(\frac{p_2}{p_0^*} \right)^{\frac{2}{k_M}} \right]}} \quad (11)$$

涡轮轴向力的计算 F_a 要根据涡轮的具体结构来确定。

涡轮性能模拟试验得到的数据一般处理成特性曲线的形式。由于 u/c 是涡轮工况的一个特征值, 因此, 效率、反力度、轴向力等性能特性都可以处理成随 u/c 变化的关系曲线。

根据经验, 效率拟合成随 u/c 变化的二次曲线, 反力度拟合成随 u/c 变化的三次曲线, 轴向力拟合成随 u/c 变化的三次曲线。由于反力度和轴向力与具体涡轮的设计及结构有关, 此处不再列举试验曲线。

图 2 是模拟试验得到的涡轮效率随 u/c 变化的曲线, 图 3 是在热试车的 u/c 下, 模拟试验得到的效率与热试车得到的效率比较。从图 3 中可以看出, 模拟试验与热试车获得的效率散差在 3% 以内, 属于测量参数波动引起的散差。

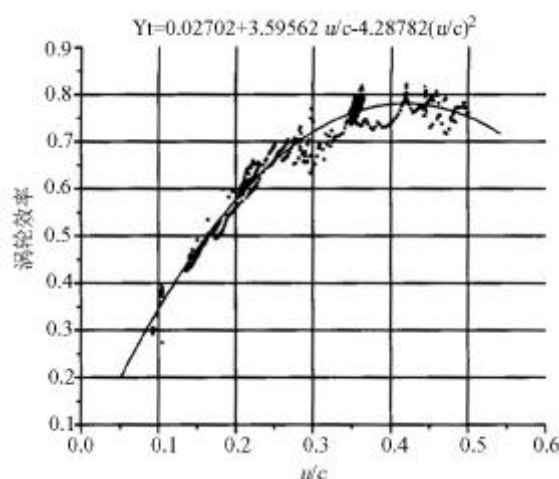


图 2 模拟试验涡轮效率曲线

Fig.2 Turbine efficiency curve of simulation tests

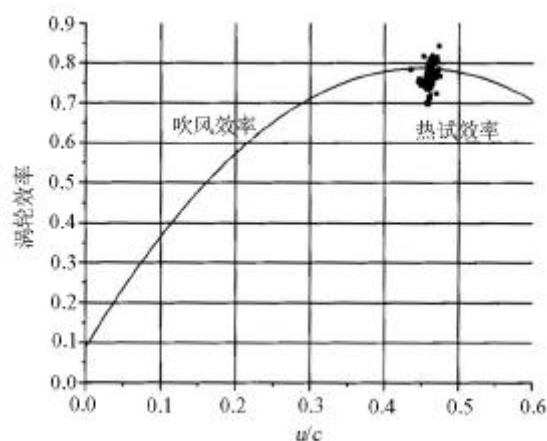


图 3 涡轮效率曲线比较

Fig.3 Comparison of turbine efficiency curves

5 热试车涡轮性能的计算

涡轮效率 η_t 可按式计算:

$$h_t = \frac{P_o + P_f}{P_t} \cdot 100\% \quad (12)$$

式中, 输入功率 P_t 为涡轮工质的绝热功

$$P_t = q_t L_{ad} \quad (13)$$

输出功率 $P_o + P_f$ 为燃料泵和氧化剂泵组件功率之和 (包括轴承、动密封及其它耗功组件的功率)。

(下转第 41 页)

思想的应用。在导弹武器技术领域及其工业体系中,模块化技术的发展和运用,将在尽可能少的投入下大大提高武装力量打击能力的灵活性和多选择性。同时,这也是一个大的系统工程,需要在实践中摸索前进。

参考文献:

[1] 朱辉. 关于模块和模块化概念探讨[J]. 电子机械工程,

1997, (1),

[2] 杨淑梅. 论模块化设计与标准化[J]. 机械工业标准化与质量, 1997, (4),

[3] 陈永亮, 徐燕申. 模块化制造技术与可持续发展[J]. 机械制造, 1999, (12),

[4] 孙岗. 模块化设计是产品开发的方向[J]. 发电设备, 1996, (12),

[5] 劳俊, 伍世虔, 杨叔子. 模块化与现代制造技术[J]. 制造技术与机床, 1994, (9),

(编辑: 陈红霞)

(上接第14页)

泵组件的功率, 由泵的水力试验获得, 通常按下面的公式来计算:

$$P = \alpha + \beta q_v + \gamma q_v^2 \quad (14)$$

式中, q_v 为泵在额定工况下的体积流量; α 、 β 、 γ 为计算常数。

将热试车实测的泵流量, 按公式(15)换算至额定工况下的流量, 代入公式(14), 获取在额定工况下泵的功率, 然后将此功率按公式(16)换算至试车工况, 即可得到泵在试车工况下的功率:

$$q_v = \frac{q_m}{r} \left(\frac{n}{n_t} \right) \quad (15)$$

$$P_{0(f)} = P \left(\frac{n_t}{n} \right)^3 \quad (16)$$

图3中涡轮的热试效率是按照上面的计算方法获得的。从图中可以看到, 热试车时涡轮在稳定工况的效率和相应的模拟试验工况得到的效率很接近, 说明了涡轮模拟性能试验采用的准则与换算方法正确。需要注意的是: 涡轮模拟试验得到的性能曲线均为稳态工况效率, 适用于静态调整计算。而对于发动机动态过程的起动仿真计算, 涡轮效率曲线只能作为参考。

6 结论

通过对液体火箭发动机涡轮性能模拟试验的研究及对热试车涡轮效率的反算, 表明了模拟试验确定的模拟准则、主要模拟参数、数据处理方法、性能参数换算关系能真实反应涡轮实际性能的特点, 模拟试验获得的涡轮性能满足发动机系统参数平衡调整的要求。

涡轮性能模拟试验是在某一稳定工况下进行的, 获得的性能只能对应于所模拟的稳定工况, 不能代表涡轮在热试车中的动态性能。

采用本试验系统进行涡轮性能模拟试验, 获得的效率比热试车反算得到的效率偏高约2% (多台涡轮的统计数据), 属于系统偏差, 在应用效率特性时, 可以按此偏差进行修正。

参考文献:

[1] 唐狄毅, 廉小纯著. 航空燃气轮机原理 [M]. 国防工业出版社, 1990.

[2] 任汉芬, 夏得新译. 液体火箭发动机涡轮泵装置原理与计算 [M], 1999.

(编辑: 王建喜)