

某型弹用发动机火药吹转模拟试验

朱榕川, 刘志刚, 顾 杨, 代国志, 贺 元
(中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 四川 江油 621703)

摘 要: 针对某型弹用发动机火药起动试验件起动试验要求,通过静态烟火试验数据确定火药起动模拟试验设备技术指标,在试验台上进行了高压冷吹和真实火药热吹起动试验,获取了两类试验下模拟转子的起动特性.试验结果表明:通过静态烟火试验和高压冷吹测得不同压力下空气流量、转速数据可以拟合出相关关系式,通过关系式能够预估燃气发生器所用火药量在热吹试验中转子可能最大转速,最后通过 0.8 kg 真实火药热吹试验获取的最高转速与换算压力状态下的冷吹最高转速仅相差 116 r/min,进一步验证了试验和预估方法的有效性和准确性,可以减少或取消不同装药量火药在模拟转子上的吹转试验,减低在发动机上的试验安全风险,为在发动机上的应用奠定基础.

关 键 词: 火药起动; 弹用发动机; 冷吹; 热吹; 起动喷嘴; 高压气体

中图分类号: V231 **文献标志码:** A

Simulation test of a powder starting system of
a missile engine

ZHU Rong-chuan, LIU Zhi-gang, GU Yang,
DAI Guo-zhi, HE Yuan
(China Gas Turbine Establishment,
Aviation Industry Corporation of China, Jiangyou Sichuan 621703, China)

Abstract: For the requirements of a missile engine power starting test object, the technique index of the simulation test rid was decided by static pyrotechnic test data. Both the high pressure cold-air blowing test and the real powder hot-air blowing test were accomplished to get the starting characteristics of the simulator rotor. The test results showed that: the relational expression could be fitted by the air flux and rotation speed under different pressures measured in the static pyrotechnic test and high pressure cold-air blowing test. With the relational expression, the possible maximum rotation speed of the gas generator rotor using hot air with specific powder quantity could be forecasted. At last, the maximum rotation speed was obtained in the hot-air blowing test using 0.8 kg real powder. Compared with the maximum rotation speed obtained in the cold-air blowing test under reduced pressure, the difference was only 116r/min. This further proved the validity and accuracy of the forecasting method. It will decrease or cancel the blowing tests of the simulator rotor using powder of different quantities and reduce the test safety risk. The experimental research will lay a foundation for the application on real engine.

Key words: powder start; missile engine; cold-air blowing; hot-air blowing; start nozzle; high pressure gas

弹用发动机是航空发动机家族 70 年代发展起来的新成员,结构、组成、工作原理和普通航空发动机类似,它具有体积小、结构简单、成本低、推质比高、寿命短、贮存期内维护简单等特点^[1-3]. 弹用发动机的起动、加速过程有其特殊性和复杂性. 在导弹发射过程中,要求发动机不经过慢车暖机阶段就能够加速达到大推力状态. 整个起动和加速过程采用制式起动模式,持续时间很短(一般为 6~10 s),即火药起动+烟火点火+程式化的控制时序^[4],其起动加速是一个非稳态过程,期间存在许多不确定的因素,十分复杂,是弹用涡喷发动机飞行的故障多发区^[5],也是弹用涡喷发动机研究的重点问题. 国内外相关研发机构对弹用发动机起动特性已进行了大量的研究. 屠秋野, Agrawal 等建立了燃气轮发动机的通用起动模型和低压转子速下发动机部件特性,并对起动控制规律进行了研究^[6-7]; YAN 建立了涡喷发动机在高空起动的动态模型^[8]; Morita 等研究了涡扇发动机的二次起动特性^[9]; 郑严、于达仁、杨欣毅等研究了涡喷发动机的风车起动特性,并用神经网络的方法对试验数据进行了建模^[10-12]; 陈玉春等对涡扇发动机炮式起动数学模型及起动特性进行了研究^[13]; 于军等建立了弹用涡喷发动机启动加速至巡航状态全过程的动态性能仿真模型,并对仿真模型计算结果进行了分析^[14]; 牛军等提出和建立了基于 MATLAB 环境的某弹用涡喷发动机及其供油调节系统的全工况闭环仿真平台^[15]; 江民节针对炮式起动条件下的微型燃烧室烟火点火技术开展相关研究工作^[16]; 刘建国提出了一种新的起动方法,在盘壁面增加起动端齿,利用火药燃气冲击起动端齿,带动发动机涡轮和压气机加速,达到快速起动目的^[17]; 刘建国、李小柱等对高压气体冷起动进行了研究^[18],并在试验室成功应用到某涡喷发动机上,但发动机起动完毕后,需继续带动额外负载,影响发动机工作效率. 以上研究以建模和理论研究居多,对于进行真实工况下的冷吹、热吹试验对比研究的相关文献资料较少.

由于火药起动的特殊性,其燃气是高温、高压的气体,转换效率与发动机部件、火药起动喷嘴、装药量、连管结构等有密切的关系. 为了确保发动机火药起动试验可靠性、降低整机试验的风险,项目团队首先开展模拟火药起动器压力条件的冷吹试验研究,再进行了真实火药起动器(热吹)模拟试验研究,以便更好地掌握火药起动器特性和试验规律,评估装药量、火药起

动喷嘴气动特性、连管结构和高压涡轮部件等的特性,为进一步在发动机上应用验证奠定基础. 本文结合某型火药起动模拟冷吹和真实火药热吹试验项目,对试验台建设、试验结果分析以及对比验证进行了阐述.

1 确定台架技术指标

在进行冷吹设备建设和吹转试验前,开展了不带转子状态下的装药量为 1.0 kg 状态下的燃气发生器(带环管及起动喷嘴)的静态烟火试验,试验现场见图 1 所示. 燃气发生器出口连接环管,环管上安装 3 个喷嘴,其余出口通过堵头密封. 燃气发生器和环管上安装有压力测点,喷嘴出口安装一支温度测点.

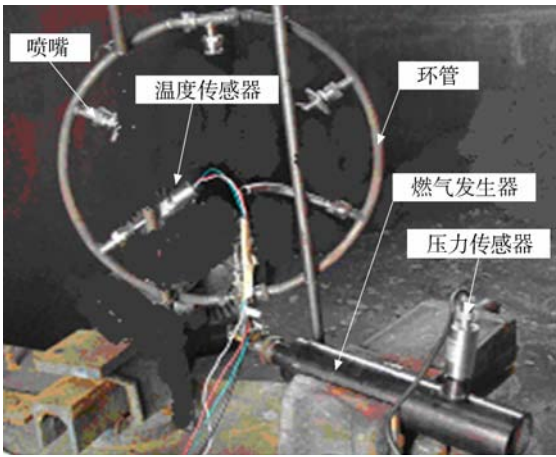


图 1 静态烟火试验现场图
Fig. 1 Pyrotechnic testing site

通过烟火试验获得了带有 3 个喷嘴的环管内部燃气最大工作压力、最高温度、最大状态持续时间以及燃气压降等数据,见图 2.

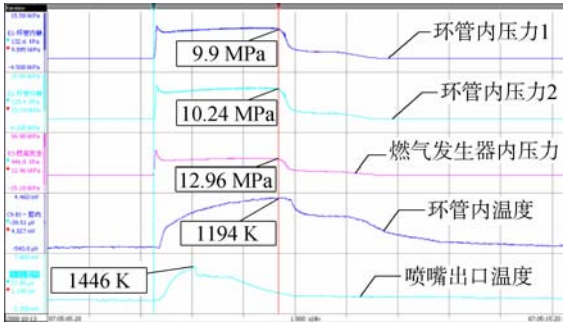


图 2 烟火试验测量参数历程图
Fig. 2 Variation of the measurement parameters with time during the pyrotechnic testing

通过获得的数据为带转子状态下的冷吹及热吹试验台建设和试验提供了准确的技术指标. 见表 1.

表 1 试验台架技术指标
Table 1 technology index of test rid

参数名称	指标
压力/MPa	3.0~13.5
环管温度	常温~1450 K
最长供气时间/s	10
最大供气流量/(kg/s)	1.2
起动前后气源压降/MPa	1.0

2 试验件及设备简介

试验件由两部分组成:火药起动喷嘴,包含外部流通道;用于试验的涡轮级,包括导向器、转子、起动阻力矩(模拟压气机的转动惯量-试验件整个转子的转动惯量等价于发动机高压转子的转动惯量)以及排气段,见图 3 所示. 试验件转速要求不超过 25 000 r/min.

火药模拟冷吹试验台属于放气式试验设备,设备主体由空压机、储气系统、流量测量装置、滑油系统、电磁阀、支架以及数据采集系统组成(图 4). 试验前从空压机向集气瓶打入高压空气,并汇集在集气瓶中,同时开启 DN50 电磁阀向流量管中充入气体. 压力达到试验状态时,开启流量计后的 DN20 电磁阀,高压气体通过流量计后进入试验喷嘴,吹动模拟转子运转,同时记录流量和转速

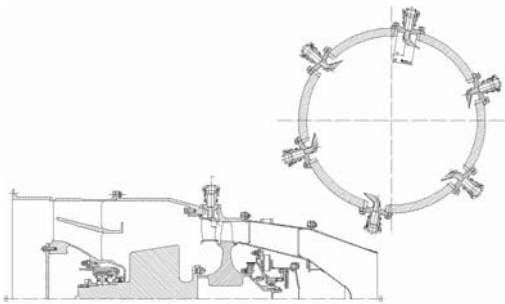
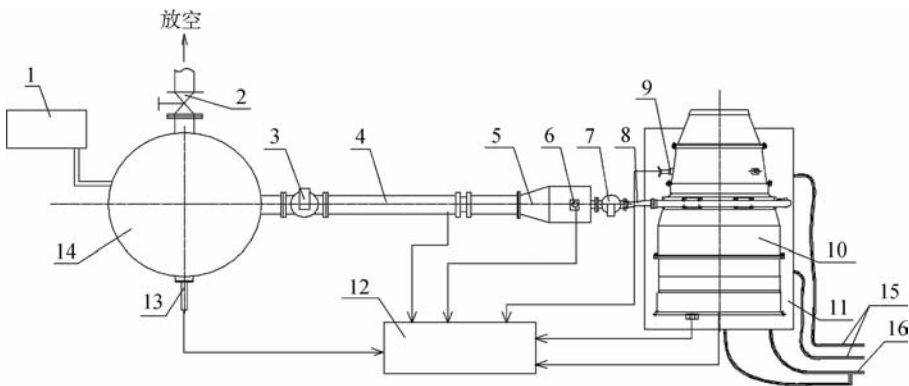


图 3 试验件示意图
Fig. 3 Sketch of test object

变化. 在流量管后采用 PT1000 测量气流温度,在进口测量段上用进口总压探针测量气体进口总压. 冷吹时间是通过台架上的可编程逻辑控制器对电磁阀来精确控制的,能满足冷吹时间精度要求. 整个试验周期最短为 3 s,最长为 10 s,试验压力最大为 13.5 MPa;其中短周期高压流量测量装置采用高压孔板配上高频响压差传感器以及动态采集系统组成,通过后期处理和修正获得起动喷嘴的瞬时流量^[19].

火药热吹试验台在冷吹试验台已有的支架和数据采集系统基础上,去掉了高压空气进气系统,增加了防护装置、火药燃气发生器以及点火系统(图 5). 试验前固定好火药燃气发生器,并通过转接头与试验件连接. 试验时通过点火系统对火药燃气发生器进行点火,点火成功后,高温高压燃气发生器通过转接段喷入试验件,吹动涡轮转子运转,同时测试系统采集试验时的各个参数.

冷吹和热吹试验测量及监视参数见表 2.



1 空压机; 2 安全阀; 3 电磁阀(DN50); 4 流量测量装置; 5 进口测量段; 6 进口总压探针;
7 电磁阀(DN25); 8 金属软管; 9 栅后三点总温总压复合探针; 10 试验件; 11 台架;
12 数据采集系统; 13 总温总压探针; 14 储气罐; 15 回油管; 16 供油管

图 4 火药模拟冷吹试验设备原理图

Fig. 4 Sketch of the powder simulation test rid using cold air

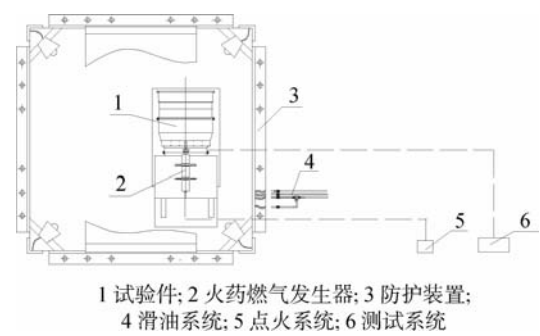


图 5 火药燃气热吹试验器示意图

Fig. 5 Sketch of the powder test rid using hot air

表 2 测量及监视参数

Table 2 Measurement and monitoring parameters

参数名称	测量范围	响应频率/Hz	精度/%
转速/(r/min)	0~25 000	500	±0.5
大气压力/MPa	0.08~0.10	10	±0.5
压力/MPa	0~16	500	±0.5
冷吹温度/K	0~320	20	±3.0
热吹温度/K	0~1 600	20	±3.0
冷气流量/(kg/s)	0.24~1.20	10	±1.5
振动/g	0~100	1 000	±0.1
滑油压力/MPa	0~0.6	10	±0.2
滑油回油温度/℃	0~200	10	±3.0

3 冷吹试验结果及分析

3.1 冷吹试验结果

为了摸清涡轮转子的起动特性,减小试验风险,冷吹试验分为中低压和高压冷吹两个阶段进行。

首先开展了中低压冷吹试验,由于未掌握试验件起动特性,试验预先限定最高转速不超过 18 000 r/min,振动总量不超过 20 g. 试验件供气压力从 3.0 MPa 开始,按 0.2 MPa 递增,供气压力为 5.8 MPa 时,试验结束,每次冷吹持续时间为 5 s. 试验先进行 6 喷嘴冷吹试验,再进行 3 喷嘴冷吹试验,喷嘴都为周向均布. 通过试验获得数据得到最大流量、最高转速随供气压力变化的曲线图,如图 6、图 7 所示. 从图中看出,在 3 个喷嘴和 6 个喷嘴状态下,最大流量、最高转速随供气压力变化曲线均按照一定的斜率变化,供气压力越大,各项参数越大. 在 3 个喷嘴和 6 个喷嘴工况下,递增斜率存在着一定区别,说明喷嘴数量对各项参数影响明显,且在喷嘴数量一定的情况下,递增斜率存在一定关系式。

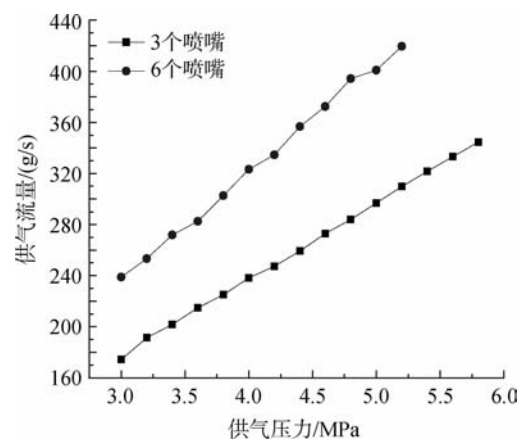


图 6 流量随供气压力变化对比曲线

Fig. 6 Variation of the flux with gas supply pressure

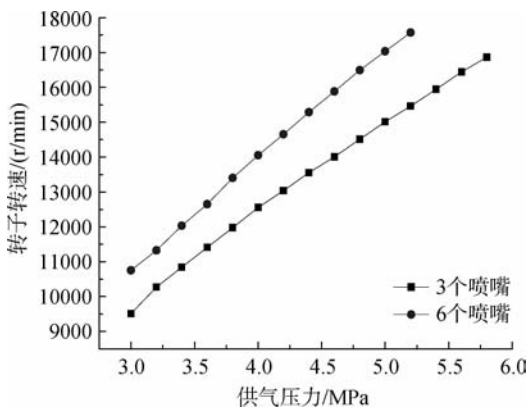


图 7 转速随供气压力变化对比曲线

Fig. 7 Variation of the rotate speed with gas supply pressure

选取 3 个喷嘴供气压力为 5.6 MPa 时压力、转速以及流量随时间变化数据作出相应曲线,见图 8. 涡轮转子的转速与进气压力的作用时间呈线性上升,进气空气的工作时间越长,其转子转速越高,且无平衡迹象。

在完成中低压冷吹后,初步掌握了模拟起动试验件起动特性,在风险和试验状态可控的前提下完成了高压冷吹试验。

根据静态烟火试验的结果高压冷吹试验进行了 3 个喷嘴在不同进口压力从 8.0 MPa 按 0.4 MPa 逐步递增至 13.4 MPa 时的流量、转速变化吹转试验. 利用静态烟火试验中获得的流量、最高燃气压力以及最高限定转速等数据,对高压冷吹试验中流量 W 、转速 n 随压力 p 变化曲线进行无量纲化. 相对流量 K_w 为实测气体流量与 1.0 kg 火药在 3 s 内平均流量之比,相对压力 K_p 为进口气体压力与燃气发生器最高内压之比,相对转速 K_n 为实测转速与最高限定转速之比,并分别对相

对流量、相对转速随相对压力变化进行二次拟合，如图 9、图 10 所示，同时得到相应的关系式。

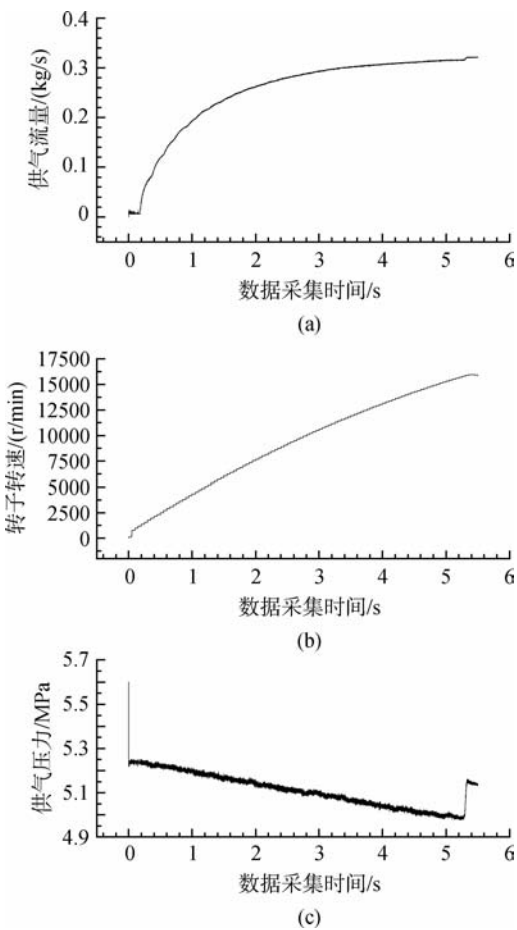


图 8 5.6 MPa 时压力、转速、流量随时间变化曲线图
Fig. 8 Variation of the pressure, rotate speed and the flux with time at 5.6 MPa

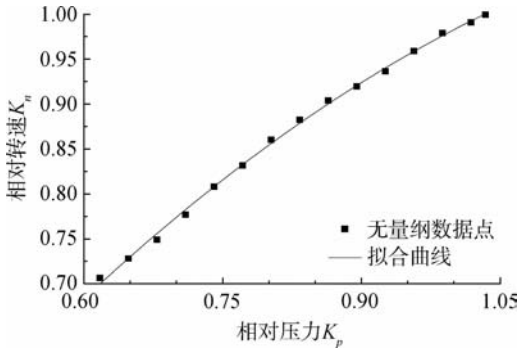


图 10 相对转速随相对压力变化曲线
Fig. 10 Variation of relative rotate speed with relative pressure

其中

$$K_w = \frac{W}{333}, \quad K_p = \frac{p}{12.96}, \quad K_n = \frac{n}{25\,000}$$

3.2 冷吹试验结果分析

根据 1.0 kg 装药量的静态烟火试验中获得的环管燃气最高工作压力以及最高工作温度，并假定冷吹压力与热吹压力一样均为 12.96 MPa，由式(3)把最大压力状态时火药燃气发生器产生的燃气流量换算到常温状态冷气流量^[20]，可以得到冷吹时对应 3 s 内的冷气流量为 735 g/s；通过关系式(1)得到对应的冷气压力为 12.26 MPa，将得到的计算压力值带入关系式(2)，计算结果表明 1.0 kg 装药量的燃气发生器使试验转子可能达到的转速为 23 807 r/min。

$$\frac{W_{cool} \cdot \sqrt{T_{cool}}}{p_{cool}} = \frac{W_{heat} \cdot \sqrt{T_{heat}}}{p_{heat}} \tag{3}$$

通过计算得到的冷气压力为 12.26 MPa，与假定冷气压力为 12.96 MPa 的误差为 5.4%，由于静态烟火试验中火药短时间燃烧过程产生的燃气流速、温度以及压力变化与高压空气冷吹较为稳定的气流流速、温度以及压力有较大的不同，带来较大的误差。因此在考虑测量误差和两种不同特性试验带来的误差外，通过冷吹得到的变化关系式和相似准则来评估某额定装药量的热吹试验转速有一定参考价值，但需要在后续真实火药热吹试验进行验证，并找到冷吹和热吹之间的关系。

3.3 冷吹试验结果应用

该试验件涡轮转子加速特性除了与转子系统的惯性矩有关外，主要取决于转子叶片的气动性能(扭矩特性)，但是由于转子叶片流场的不均匀性、非定常性、边界复杂性等问题，目前暂无法进行模拟计算，难以得到扭矩的计算特性。并且模拟

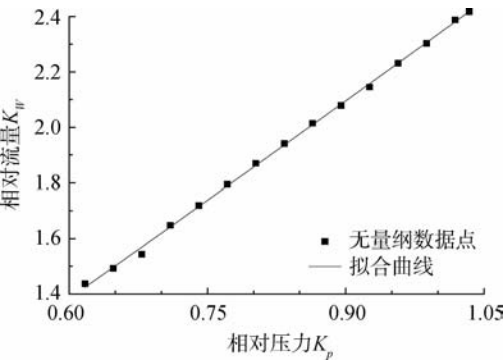


图 9 相对流量随相对压力变化曲线
Fig. 9 Variation of relative flux with relative pressure

K_w - K_p 变化关系式

$$K_w = 0.0069 + 2.245K_p + 0.0838K_p^2 \tag{1}$$

K_n - K_p 变化关系式

$$K_n = -0.0868 + 1.604K_p - 0.535K_p^2 \tag{2}$$

试验件采用起动阻力矩来模拟压气机的转动惯量,未考虑压气机叶片的气动力矩对转子起动特性的影响,因此模拟试验与发动机整机起动必然存在差异.在开展真实火药热吹试验前,考虑到首次开展热吹试验,而且热吹和冷吹试验特性有一定的差异.为减少超转等试验风险,决定在后续火药热吹试验中将火药用量减少到 0.8 kg.

由于未开展 0.8 kg 的烟火试验,将 1.0 kg 静态烟火产生的压力和温度数据带入计算,得到火药量为 0.8 kg 时的转子最高转速为 20709 r/min.与限定转速 25000 r/min 相差 17%,并且考虑 0.8 kg 火药量产生的燃气温度、压力将低于 1.0 kg 火药量带来的燃气温度和压力,因此最终转子可能达到的最高转速将低于 20709 r/min,超转可能性将进一步降低.

4 真实火药热吹试验验证

根据设定好的 0.8 kg 装药量、环管上均布 3 喷嘴进行了真实火药热吹模拟试验.通过布置在环管上的压力测点和转子出口的总温探针获得了压力和温度数据,并测得随点火时间变化的转速数据.由于火药起动试验中采用的燃气发生器未布置压力测点,因此未对燃气发生器内部的压力进行测量.

根据试验数据得到转速和环管压力随时间变化历程图,如图 11 所示.可以看出,点火开始后,环管压力在短时间内急速上升,随后环管压力逐渐稳定在 8.0 MPa 左右,燃烧持续时间约 3 s.在采集时间为 22.7 s 时火药燃尽,压力开始下降.在

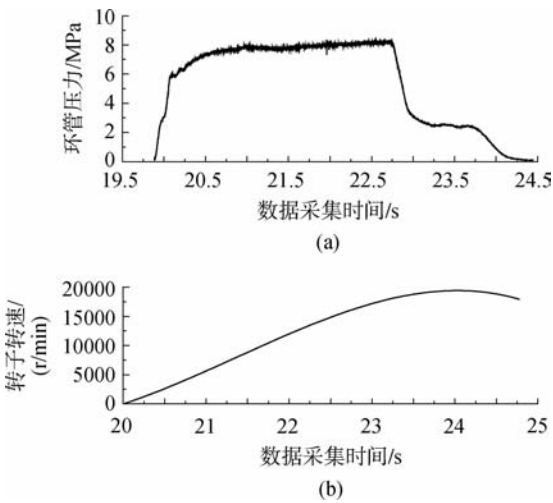


图 11 真实热吹转子转速、压力随时间历程变化
Fig. 11 Variation of rotate speed and pressure with time in real hot-blowing test

23 s 到 23.7 s 之间压力稳定在 2.5 MPa 左右,可能是由于少量残余火药燃烧所致.由转速随时间变化曲线图可以看出,转子转速基本按照一定斜率增长.随着环管压力的增大,转子转速迅速上升.在火药燃尽时,转子转速升至 16114 r/min.之后环管压力逐渐下降,转子转速继续上升并达到最大转速 19407 r/min.火药燃尽后约 1.3 s 转子达到最大转速.控制系统数据显示,整个过程中滑油回油温度上升 1~2 K;振动总量最大为 12 g,未超限定值.以上数据表明在此装药量的热吹转试验中,试验件风险可控,状态较好.

在热吹试验时,栅后温度采用高频响小惯性热电偶来进行温度测量,3 支探针沿周向均匀布置,温度随时间变化历程图见图 12.1 号探针和 3 号探针温度变化趋势基本相同,但是有 50 K 的温度差.对比环管压力图可以看出,22.7 s 火药燃尽,压力出现转折点,22.8 s 栅后温度达到最高点,之后温度开始下降,23 s 到 23.7 s 之间残余火药燃烧,温度又逐渐上升.2 号探针最高温度与其他两个探针温度分布有明显差异,最大温度偏差 148 K.从 3 支探针的温度分布可以看出,燃气通过旋转叶栅后的流场并不均匀,导致温度偏差较大.

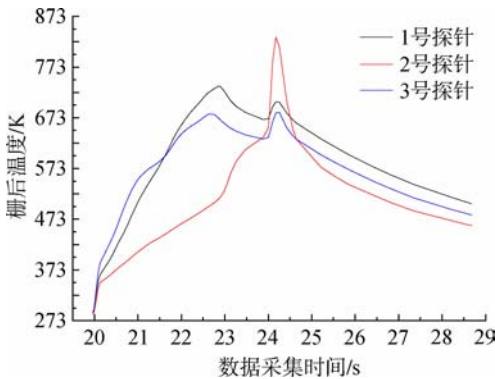


图 12 栅后温度随时间变化曲线
Fig. 12 Variation of temperature after vane with time

5 冷吹与热吹试验对比分析

通过高压空气冷吹和真实火药热吹试验结果对比,可以看出 0.8 kg 装药量的热吹状态下最高转速 19407 r/min 远小于通过流量冷吹和静态烟火试验数据所预估最高转速范围 20709 r/min,试验结果与试验前的分析一致,但试验前预估的最高转速是采用 1.0 kg 火药量的烟火试验数据,计算数据和试验结果必然存在较大的差异.因此需

要将 0.8 kg 火药量的热吹数据与相应的冷吹数据进行对比分析。

通过热吹试验测得的转子最高转速数据带入关系式(2),计算出对应压力为 9.1 MPa,通过关系式(1)计算得到对应的冷气状态流量应为 541.5 g/s。通过关系式(2)计算得到的压力可以近似认为是燃气发生器腔内压力,可以看出燃气从燃气发生器到环管之间的压力降约为 1.0 MPa。而 1.0 kg 火药量的静态烟火试验中对应的压降约为 2.7 MPa 左右。

受试验件条件限制,在热吹试验中无法获得喷嘴出口温度,按照公式(3)可以计算出对应的热态喷嘴出口温度为 1208 K,比 1.0 kg 火药量的喷嘴出口温度低 238 K。

将冷吹试验中最接近计算压力值 9.2 MPa 状态下的试验数据与火药热吹数据进行对比分析,如图 13、图 14 所示。为了更准确的对比分析,将两类试验的起始时间统一按照转子转动瞬间开始计时。

从图 13、图 14 中可以发现,冷吹和热吹试验

起动转速变化曲线在 0~3 s 内起动加速特性基本一致,冷吹起动瞬间斜率较高,这是由于冷吹气源保证了进口压力瞬间能够达到 9.2 MPa,并且压力较为稳定,整个冷吹试验中压降仅为 0.45 MPa;而燃气发生器中的火药有一段充分燃烧、膨胀的过程,从压力随时间变化图中可以看出燃气发生器在转子转动前 0.12 s 已经点火,转动后的 1 s 内环管压力从 0.118 MPa 急剧升高至 8 MPa,因此导致在起动后 1 s 内喷嘴出口压力与冷吹有较大差异,从而影响转子起动瞬间的加速特性。在冷吹试验中起动 3 s 以后瞬间关闭了冷吹气源,转子在惯性的作用下转速继续增大,但斜率逐渐变小,并在关闭气源 0.5 s 后转速达到最大 19 523 r/min 后逐渐降低,而热吹在起动后 2.7 s 后斜率逐渐变小,此时对应热吹环管压力也呈现阶梯式降低,转速在起动后 4 s 达到最大 19 407 r/min 后逐渐降低,而此时环管内压力也降至 1.0 MPa 以下。在换算压力状态下的冷吹与热吹最高转速仅相差 116 r/min。

因此对于火药模拟试验件而言,高压冷吹和真实火药热吹两个试验状态下转子的起动特性基本一致;在确定火药量后,可以根据静态烟火试验获取的燃气发生器压力、温度等数据和冷气吹转起动特性关系式来预估真实火药吹转的最高转速。

6 结 论

通过静态烟火起动获得的数据,确定了试验台技术指标,并在自行设计完成的试验台上完成了气体冷吹与火药热吹两类试验,建立了真实火药吹转的预估方法和试验流程。

1) 利用静态烟火和高压气体冷吹试验数据,初步摸索出冷吹试验数据的分析方法,建立压力与转速、流量关系式,确定了火药起动器吹转涡轮部件性能的预估方法,通过真实火药热吹试验进一步验证了冷吹试验以及预估方法的有效性和准确性。

2) 通过换算得到进口压力一致的高压冷吹与火药热吹两种起动方式在 0~3 s 内模拟试验件的起动加速特性基本一致。

3) 根据起动特性关系式来预估不同装药量下的热吹最高转速,可以减少或取消不同装药量火药在模拟转子上的吹转试验。

4) 由于试验件采用起动阻力矩来模拟压气机的转动惯量,未考虑压气机叶片的气动力矩对

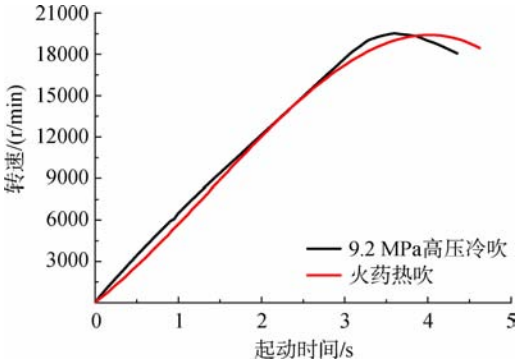


图 13 转速随起动时间变化对比曲线
Fig. 13 Variation of rotate speed with start-up time

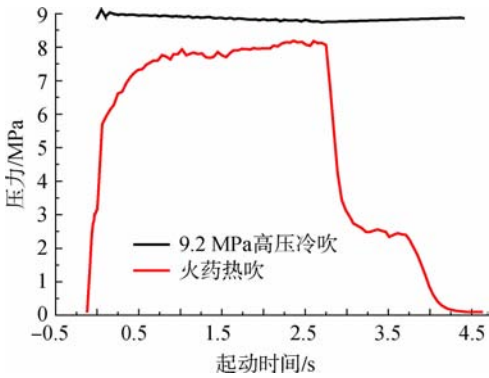


图 14 压力随起动时间变化对比曲线
Fig. 14 Variation of pressure with start-up time

转子起动特性的影响,因此模拟试验与整机起动存在一定差异.

参考文献:

[1] 郑严,庞重义.弹用涡喷(涡扇)发动机技术[J].飞航导弹,2001(12):43-52.

[2] 郑严,庞重义.弹用涡喷(涡扇)发动机技术(续)[J].飞航导弹,2002(1):40-45.

[3] 苏三买,张蕾,蔡元虎,等.弹用喷气发动机发展及关键技术分析[J].航空动力学报,2009,24(11):2410-2414.

SU Sanmai, ZHANG Lei, CAI Yuanhu, et al. Microturbo engine development and key technology analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2410-2414. (in Chinese)

[4] 郑严.弹用涡喷发动机起动加速过程试验[J].推进技术,2000,21(4):5-8.

ZHENG Yan. Starting and accelerating the missile turbojet engine by ground test[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(4): 5-8. (in Chinese)

[5] 盛德林,刘伟.巡航导弹试验故障及其分析[J].飞航导弹,1994(9):1-13.

[6] 屠秋野,唐狄毅.涡扇发动机起动模型及起动控制规律研究[J].推进技术,1999,20(2):21-24.

TU Qiuye, TANG Diyi. Study on startup model and startup control law of turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(2): 21-24. (in Chinese)

[7] Agrawal R K, Yunis M. A generalized mathematical model to estimate gas turbine starting characteristics[R]. ASME PaPer 81-GT-202, 1981.

[8] YAN Deyou. A dynamic model of turbojet in starting at high altitude[R]. International Society of Air-Breathing Engines, ISABE 83-7045, 1983.

[9] Morita M, Sasaki M. Restart characteristics of turbofan engines[R]. International Society of Air-Breathing Engines, ISABE 89-7127, 1989.

[10] 郑严,史新兴.弹用涡轮喷气发动机火箭橇试验研究[J].推进技术,2001,22(1):26-29.

ZHENG Yan, SHI Xinxing. Investigation of rocket sled test for missile turbojet engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(1): 26-29. (in Chinese)

[11] 于达仁,郭钰锋,牛军,等.涡喷发动机风车起动工况的神经网络建模[J].推进技术,2001,22(3):183-186.

YU Daren, GUO Yufeng, NIU Jun, et al. Turbojet modeling in wind milling based on radial basis function networks[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(3): 183-186. (in Chinese)

[12] 杨欣毅,沈伟,刘海峰,等.一种弹用涡喷发动机风车起动数值仿真方法[J].航空动力学报,2010,25(8):1776-1782.

YANG Xinyi, SHEN Wei, LIU Haifeng, et al. Numerical method for modeling missile turbojet engine windmill start process[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1776-1782. (in Chinese)

[13] 陈玉春,陆尧,王菊金,等.涡扇发动机炮式起动数学模型及起动特性研究[J].航空学报,2002,23(6):568-570.

CHEN Yuchun, LU Yao, WANG Jujin, et al. Research on cartridge starting characteristics of turbofan engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(6): 568-570. (in Chinese)

[14] 于军,于守志.弹用涡喷发动机飞行试验启动加速性能仿真[J].推进技术,2001,22(6):454-457.

YU Jun, YU Shouzhi. Starting and accelerating model of missile turbojet engine in flight test[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(6): 454-457. (in Chinese)

[15] 牛军,于达仁,冯国泰.弹用涡喷发动机全工况闭环仿真平台[J].航空动力学报,2003,18(5):709-712.

NIU Jun, YU Daren, FENG Guotai. Full process circled simulation flat of missile turbojet[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(5): 709-712. (in Chinese)

[16] 江民节.炮式起动条件下的微型燃烧室烟火点火技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2013.

JIANG Minjie. Pyroflare ignition technology research of micro combustor on cartridge starting condition[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)

[17] 刘建国.弹用涡喷发动机快速起动涡轮结构设计与分析[D].长沙:国防科学技术大学,2011.

LIU Jianguo. Structure design and strength analysis of the turbine based on fast-startup of the turbojet engine[D]. Changsha: Graduate School of National University of Defense Technology, 2011. (in Chinese)

[18] 刘建国,李小柱,冯玉红.一种小型涡喷发动机火药起动方式的研究[C]//航空学会动力分会火箭发动机专业学术交流论文集.湖北 宜昌:中国航空学会,2006:124-127.

[19] 朱榕川,代国志,贺元,等.短周期高压试验状态下的气体流量测量[J].燃气涡轮试验与研究,2012,25(S0):1-5.

ZHU Rongchuan, DAI Guozhi, HE Yuan, et al. Gas flux measurement under short period and high pressure experiment[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2012, 25(S0): 1-5. (in Chinese)

[20] 廉筱纯,吴虎.航空发动机原理[M].西安:西北工业大学出版社,2005.

(编辑:叶 青)