

某微型燃气轮机适应高原起动的技术方案

李皓然¹, 丁天宝², 李玮薇¹, 卢志峰¹, 肖军辉¹, 张红霞¹

(1. 中国航空发动机集团 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;

2. 中国兵器工业集团有限公司 西北机电工程研究所, 陕西 咸阳 712099)

摘 要: 为满足某微型燃气轮机能同时在平原及不低于 4 500 m 高原地区安全可靠运行,通过设计减小单油路离心式燃油雾化喷嘴的流量数,以及改变喷嘴与供油控制系统的耦合工作特性,设计利用起动泄油系统,在降低点火与起动过程供油量的同时提高了燃油喷嘴的雾化及点火性能,解决了高原起动超温问题。平原及高原地区试验证明,点火起动成功率为 100%、高原起动过程最高排气温度为 720℃,与原设计状态在平原环境工作时一致、起动时间小于 40 s,可保证平原、高原点火和起动过程的安全性及可靠性,满足平原、高原条件下的燃气轮机性能。

关 键 词: 微型燃气轮机; 喷嘴; 点火; 起动; 超温; 高原; 供油控制

中图分类号: V239; TK471 **文献标志码:** A

Starting technical scheme of a micro gas turbine adapting to plateau

LI Haoran¹, DING Tianbao², LI Weiwei¹,
LU Zhifeng¹, XIAO Junhui¹, ZHAN Hongxia¹

(1. Hunan Aviation Powerplant Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;

2. Northwest Institute of Mechanical and Electrical Engineering,

China North Industries Group Corporation Limited, Xianyang Shaanxi 712099, China)

Abstract: In order to ensure the micro gas turbine can be reliably and safely operated on the plain and plateau area not less than 4 500 m, this technical solution was designed by reducing flow number of single centrifugal fuel atomized nozzle, considering the parameter matching of oil supply control system. When the ignition and fuel supply quantity at starting process was reduced, and the coupling of nozzle and oil control system was changed, the problem of starting over temperature on the plateau was solved. The test on plain and plateau showed that the success rate of ignition start-up was 100%, the highest exhaust temperature was 720℃ through plateau starting process, which was consistent with the state of the original design working environment on the plain, and the starting time was less than 40 s. This can guarantee the safety of ignition and starting process and reliability on plain and plateau, helping to satisfy gas turbine property on the condition of plain and plateau.

Key words: micro gas turbine; nozzle; ignition; starting; overtemperature; plateau; oil supply

收稿日期:2016-10-18

作者简介:李皓然(1963—),男,工程师,主要从事航空发动机与燃气轮机燃烧技术、燃气轮机总体性能与热电系统集成技术研究。

引用格式:李皓然,丁天宝,李玮薇,等.某微型燃气轮机适应高原起动的技术方案[J].航空动力学报,2018,33(5):1050-1056. LI Haoran, DING Tianbao, LI Weiwei, et al. Starting technical scheme of a micro gas turbine adapting to plateau[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(5): 1050-1056.

高原地区使用微型燃气轮机需解决的关键技术问题是增强点火可靠性和保证起动过程安全、排气不超温。4000 m 以上高原环境空气稀薄,起动过程中空气质量流量显著减少,如不采取技术措施会出现以下问题:①起动过程油气比显著增高,造成燃气温度急剧上升、燃气轮机过热,由此起动运行点沿等 $n/\sqrt{T_{t1}}$ (T_{t1} 为压气机进口总温、 n 为转速)线向趋近压气机喘振边界的方向移动,有可能出现失速或喘振;②点火富油增大,且在高原低气压下喷嘴雾化性能降低,由此点火性能及可靠性降低;③由于起动过程空气流量大幅减小,涡轮前温度上升超过涡轮允许的温度限制值;④受燃调稳定控制最小供油量的限制,高原燃气轮机空载供油量降低,接近不稳定供油控制区域。因此,如不进行改进设计,严重时将导致点火及起动失败、涡轮前燃气超温或运行不稳定等,直接危及燃气轮机的可靠性、安全性及使用寿命^[1-4]。

某单轴微型燃气轮机用做电源的动力,其燃油调节采用的是机械液压式燃油调节器,燃烧室为单管燃烧室,燃油喷嘴为单油路离心式燃油雾化喷嘴,该微型燃气轮机原设计规定在海拔 3000 m 以下地区使用。因此,探索研究增强该类微型燃气轮机高原点火及起动性能、改善在高原稳定运行的技术方法,对于拓宽微型燃气轮机的使用地域范围,确保在高海拔地区的正常安全使用具有重要意义。

为了使某微型燃气轮机在不低于海拔 4500 m 的范围内能顺利可靠地点火起动并稳定运行,考虑尽可能简单可靠及兼顾高原和平原使用等,本文从满足微型燃气轮机在高原的点火、起动及工作包线范围总体性能要求出发,针对燃油喷嘴与供油控制系统参数耦合提出了改进设计技术方案。

1 微型燃气轮机起动特性分析

1.1 微型燃气轮机平原起动特性及分析

微型燃气轮机在环境温度为 26℃,平原条件下的起动试验性能曲线见图 1,横坐标为时间,对应纵坐标 $\bar{Q}_1$ 为相对设计最大燃油流量百分比、 t_6 为排气温度、 $\bar{n}$ 为相对发动机设计转速百分比,即相对转速。

出于其他原因考虑,本篇文章中的转速都用相对物理转速而不用相对换算转速,由于挑选出的几张试验曲线图试验环境温度基本相当,因此

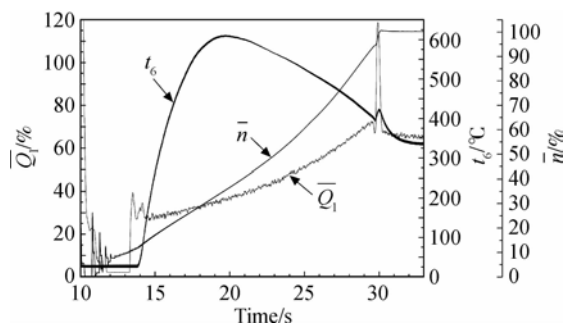


图1 微型燃气轮机平原条件起动试验性能曲线

Fig. 1 Plain starting experimental performance curve of micro gas turbine

不影响对运行特性的基本分析。

微型燃气轮机燃用-10号或-35号柴油,相对转速在15%左右开始点火,点火时的燃油流量 $\bar{Q}_1$ 约为30%,观察供油曲线与排气温度曲线,起动供油与点火成功之间有将近1s的延时,起动过程中最高排气温度为620℃,起动时间约为20s。在点火起动至发动机相对转速95%(供油控制切换之前),通过燃油喷嘴的 $\bar{Q}_1$ 与 $\bar{n}$ 基本呈线性关系;排气温度 t_6 变化近似抛物线,刚点火成功时的温升斜率最大,最高排气温度对应的发动机相对转速在33%~36%之间;排气温度达到最大值后,随着发动机相对转速 $\bar{n}$ 的增加排气温度逐渐降低,排气温度降低的原因,一方面是因为随 $\bar{n}$ 的增加,空气流量的快速上升,另一方面是由于随 $\bar{n}$ 的增加,压气机压比不断上升,燃气在涡轮中膨胀降温幅度不断加大; $\bar{n}$ 增大至95%时燃油调节控制器切换到闭环恒转速控制,切换点对应排气温度为约为400℃;起动结束至设计转速,在空载稳定运行几分钟后,排气温度稳定在325℃左右, $\bar{Q}_1$ 约为53.5%。

1.2 高原低气压条件对微型燃气轮机起动性能及其他影响

在海拔高度4000~5000m,大气压力要降低40%以上,点火及起动过程中,如进入燃烧室的燃油供油规律不改变,燃烧室内的油气比将大幅度上升,余气系数降低,火焰筒头部及主燃区富油增大。因此,微型燃气轮机不采取相应的技术措施,直接在4000m以上高原环境条件下使用,主要会产生以下几方面的问题:

1) 偏离设计范围,点火起动油气比大幅上升,严重富油,且同时受高原大气压力对燃油喷嘴雾化性能的不利影响,点火能量需要量增大,点火成功率降低,甚至点火起动失败^[5]。

2) 每次起动,超温保护系统都要进入保护状态,且超温保护泄油系统及泄油电磁阀多次频繁工作,降低了超温保护泄油系统的可靠性和工作寿命。

3) 起动温升速度快,热应力大,热冲击严重^[6],超过一定海拔高度以后,即使起动超温保护泄油系统进入保护泄油状态,由于泄油保护能力的限制,涡轮前燃气温度在超温泄油温度点以上停留时间相对较长,对发动机运行的安全性、可靠性和使用寿命产生不利影响,严重时甚至直接损坏发动机。

4) 空载及低负荷状态,燃油流量较平原状态大幅降低,与之对应,燃油喷嘴进出口的燃油压差将成二次方关系下降,因此对于单油路离心雾化的燃油喷嘴其雾化性能也将随之下降^[7],影响燃烧性能。

5) 空载时发动机油耗接近燃油调节器控制供油的最小极限流量,安全余量减小,安全性降低,超转及转速不稳定的风险加大。

2 高原起动技术方案与试验

2.1 高原起动运行技术参数分析

针对高原环境条件,在相似工作状态下,微型燃气轮机的空气流量 W_{ap} 为^[8]

$$W_{ap} = W_{as} \times \frac{p_{apt0}}{p_{ast0}} \times \frac{\sqrt{t_{ast0}}}{\sqrt{t_{apt0}}} \quad (1)$$

式中 W_{ap} 为高原环境空气流量; W_{as} 为海平面标准状态下空气流量; p_{apt0} 为高原试验大气压力; p_{ast0} 为海平面标准大气压力; t_{ast0} 为海平面标准大气温度; t_{apt0} 为高原试验大气温度。

由能量平衡方程,在相似工况下,高原起动所需供油量及对应的燃油喷嘴进出口压差分别为^[9-10]

$$W_{fp} = W_{fs} \times \frac{p_{apt0}}{p_{ast0}} \times \frac{\sqrt{t_{ast0}}}{\sqrt{t_{apt0}}} \quad (2)$$

$$\Delta p_{fp} = \Delta p_{fs} \times \left(\frac{p_{apt0}}{p_{ast0}} \times \frac{\sqrt{t_{ast0}}}{\sqrt{t_{apt0}}} \right)^2 \quad (3)$$

式中 W_{fp} 相似换算至高原起动所需供油量; W_{fs} 海平面标准条件下发动机起动供油量; Δp_{fp} 根据高原起动所需供油量换算,对应的燃油喷嘴进出口压差; Δp_{fs} 海平面标准大气条件下发动机起动供油所对应的燃油喷嘴进出口压差。

在高原海拔 4 000 m 时,国际标准大气 (ISA) 的大气压力为 61.640 kPa; 海拔 5 000 m 时,国际

标准大气 (ISA) 的大气压力仅为 54.020 kPa; 在大气温度相同时,对应相似工况按式 (1)~式 (3) 计算,海拔 4 000 m 参数

$$W_{ap} = 0.608 \times W_{as}; \quad W_{fp} = 0.608 \times W_{fs};$$

$$\Delta p_{fp} = 0.370 \times \Delta p_{fs}$$

对应相似工况海拔 5 000 m 参数

$$W_{ap} = 0.533 \times W_{as}; \quad W_{fp} = 0.533 \times W_{fs};$$

$$\Delta p_{fp} = 0.284 \times \Delta p_{fs}$$

根据以上计算数据,高原海拔 4 000~5 000 m 时,对应的发动机进气流量和起动所需供油,只有海平面的 60.8%~53.3%,燃油喷嘴进出口压差则只有海平面状态的 37%~28.4%,因此燃油雾化将严重恶化。

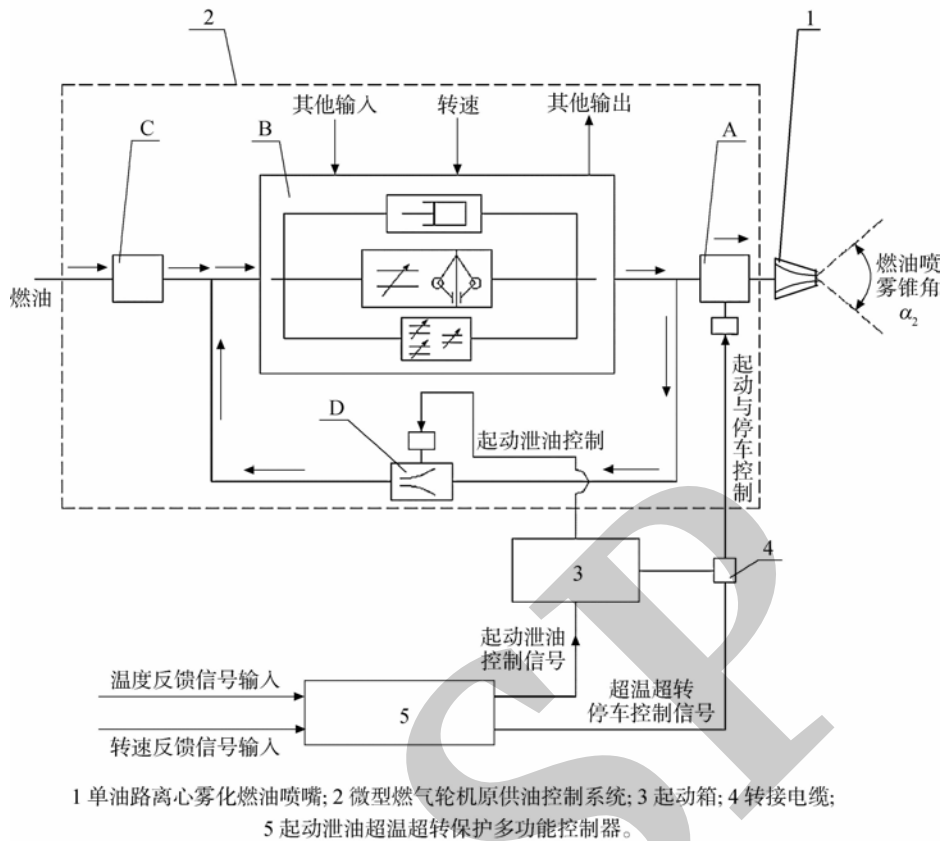
对照图 1 中的 t_6 排气温度曲线,起动过程中如果进入燃烧室的燃油量保持平原状态不变,发动机在高原 4 000~5 000 m 起动时将会严重超温。所以有:①如果不改变燃油喷嘴设计,仅对供油系统采取减少供油措施,则势必造成燃油喷嘴进出口压差大幅度的降低,燃油喷嘴的雾化性能恶化,雾化锥角同时也发生变化等,对点火及燃烧性能造成不利影响,严重时有可能点不着火;②如果仅采取加大超温泄油量的措施,一方面会影响燃气轮机在平原起动泄油运行时的可靠性,另外也不能解决提高高原点火性能及起动可靠性的问题,且在起动超温结束泄油后燃烧温度仍然会冲高接近或超过温度限制值,或出现电磁阀振荡开关断续泄油(振荡供油)和燃烧温度忽高忽低的现象,由此会影响微型燃气轮机的使用寿命,并存在安全风险,且起动时间会进一步延长。

2.2 技术方案

基本设计思路及要求:不直接改变原有燃油调节器的设计参数,经改进的微型燃气轮机适应在平原和高原之间随车机动运行工作。在点火起动过程中,一方面通过适当提高供油压力以提高燃油雾化性能、保证点火成功率;另一方面降低燃油流量,获得合适的油气比,在保证安全温度裕度的前提下适当提高起动过程的涡轮前温度,以尽量缩短与平原起动时间差距,同时避免起动过程超温和压气机工作进入喘振区域^[11];燃油调节控制能同时适应平原、高原环境发动机起动以及负载稳态、瞬态变化的调节要求。技术方案示意图见图 2^[12]。

方案要点如下:

1) 根据文献[13],单油路离心式燃油雾化喷嘴的流量特性方程可表示为



1 单油路离心雾化燃油喷嘴; 2 微型燃气轮机原供油控制系统; 3 启动箱; 4 转接电缆;
5 启动泄油超温超转保护多功能控制器。
A 电磁阀等; B 机械液压式燃油调节器(由柱塞泵、离心飞重摆及活门、其他调节活门、
节流嘴、压力信号器等组成); C 供油前置系统; D 超温泄油电磁阀与节流嘴等。

图 2 微型燃气轮机高原适应性改进设计方案示意图^[12]

Fig. 2 A schematic diagram of the design scheme for improving plateau adaptability of micro gas turbine^[12]

$$W_f = F_n \times \sqrt{\Delta p_f} \tag{4}$$

式中 W_f 、 Δp_f 分别为燃油喷嘴流量、喷嘴进出口压差; F_n 为流量数, 与喷嘴结构参数、流体的物理与运动参数相关, 其中喷嘴结构参数对 F_n 值的大小起决定性作用。

在不改变微型燃气轮机原供油控制系统技术参数的条件下, 通过重新设计改变原有单油路离心雾化燃油喷嘴的结构参数, 减小流量数 F_n , 从而改变燃油喷嘴的流量压力特性和与燃油控制系统匹配耦合后的供油特性。由于流量数 F_n 的减小, 对应同一发动机转速 n , 燃油调节器中的柱塞泵供油容积流量不变、 Δp_f 升高、内部回油量增加、燃油喷嘴流量 W_f 减小, 根据文献^[14]给出的计算方法, 索太尔平均直径(SMD, 量符号记为 D_{sm})也随之减小。因此该技术在减少燃油流量、改善油气比、避免启动超温的同时, 可提高雾化性能、点火性能和燃烧性能。

2) 经计算分析, 在燃烧室适应火焰长度及燃烧场分布的变化范围内, 设计适当减小在海平面标准状态下的燃油喷雾锥角, 以修正由于高原环

境燃烧室内压力降低对喷雾锥角的影响, 兼顾高平原环境条件下火焰筒内燃烧区余气系数的合理分布, 保证点火和燃烧性能。

3) 系统设计利用启动泄油节流嘴、启动泄油电磁阀。用于启动初期在某一低转速阶段通过泄油进一步减少供油, 避免燃气轮机启动过程超温。设计需确定启动泄油节流嘴的流量特性参数, 打开、关闭泄油电磁阀的排气温度 t_6 与相对转速 $\bar{n}_1$ 、 $\bar{n}_2$ 的关联控制数学模型及相关参数。根据技术方案图 2, 超温超转保护器通过反馈排气温度 t_6 控制泄油电磁阀的开关, 泄油工作区间计算曲线见图 3, 试验启动泄油控制工作曲线见图 4。

4) 设计增加超温超转保护控制器, 该超温超转保护控制器除了具有超温超转保护功能, 还具有启动超温泄油控制功能, 根据输入的 $\bar{n}$ 和 t_6 信号参数, 及预设的控制模型, 通过对信号的分析与判断, 给出启动泄油电磁阀的开、关控制信号指令以及各种工作状态的超温超转保护控制指令。

5) 通过高原适应性改进设计, 更换燃油喷嘴与原燃油控制系统耦合改变供油控制规律, 同时

增加超温超转保护控制器及增强控制功能,辅以起动过程中通过泄油控制温度,使微型燃气轮机能适应海拔 0 m 至不低于 4 500 m 的地区使用。

以上设计参数具体取值,根据不同微型燃气轮机性能、系统参数匹配及综合性能分析等,进行设计计算取得。

针对图 2 所示系统,根据某微型燃气轮机特性,结合离心式燃油雾化喷嘴流量特性和机械液压式燃油调节器基本原理^[15-18],本技术方案的燃油供油系统数学模型可表示为

$$W_{\text{f}pn} = f \left[p_{\text{apt}0}, \rho_f, p_z, F_n, k_{\text{rf}}, \bar{n}_1, \bar{n}_2, \right. \\ \left. \pi_c \left(\frac{\bar{n}}{\sqrt{t_{\text{apt}0}}}, \frac{t_{\text{t}4}}{t_{\text{apt}0}} \right), \bar{n}, g_{\text{zn}}(\bar{n}) \right] \quad (5)$$

式中 $W_{\text{f}pn}$ 为 $\bar{n}$ 对应的燃油流量; ρ_f 为燃油密度; p_z 为燃油调节器前增压泵压力; k_{rf} 为泄油节流嘴流量特性参数; $t_{\text{t}4}$ 为燃烧室出口总温; $\pi_c(\bar{n}/\sqrt{t_{\text{apt}0}}, t_{\text{t}4}/t_{\text{apt}0})$ 为压比随 $\bar{n}/\sqrt{t_{\text{apt}0}}, t_{\text{t}4}/t_{\text{apt}0}$ 变化关系; $\bar{n}$ 为相对转速, $0\% \sim (100\% \pm 2.5\%)$; $g_{\text{zn}}(\bar{n})$ 随 $\bar{n}$ 变化的燃油调节规律修正函数。

$g_{\text{zn}}(\bar{n})$ 根据供油系统的数学模型,以及标准状态下燃油调节器与原燃油喷嘴匹配组成系统的试验数据,利用微粒群与可变误差多面体混合计算方法^[19-21],通过全局优化求解获得。

根据式(5)中参数的不同设计选取,可获得不同设计要求的结果。式(5)中各参数的设计选取,需针对不同型号微型燃气轮机特点,根据工作环境、总体性能及压气机与涡轮工作特性、点火及燃烧性能、供油系统参数匹配、工作包线内等转速调节稳态和瞬态转速调整率范围、起动时间要求等约束条件,进行综合分析迭代计算求解获得。根据求得的 F_n ,结合单油路离心式燃油雾化喷嘴的设计方法及其他设计条件要求,通过设计计算获得高原适应性改进型燃油喷嘴的具体结构参数。

根据燃油供油系统与燃油喷嘴特性耦合数学模型式(5),利用软件 Matlab 编程计算^[22],分别匹配原燃油喷嘴和某一高原型燃油喷嘴的设计计算供油工作特性曲线见图 3。从图 3 曲线可以看出,改进设计后,点火和起动过程的供油流量明显减小,由于起动初期在某一低转速区间,油气比仍相对偏大,对应起动高温区域,采用泄油进一步降低燃油流量。高原环境条件下相似工况的燃油消耗较平原状态低,该设计性能曲线很好地适应了

这一规律。从图 3 两条曲线的右端可以看出,高原改进后的最小供油量较原供油量低,这样有利于在高原空载和低负载状态下控制发动机转速稳定,避免超转或转速摆动。

根据图 3 计算曲线, $\bar{Q}_i$ 由原来的约 110% 降到了 95%。根据计算和试验,燃气轮机在平原额定工况下实际耗油在 81%~87%,因此功率输出能同时满足平原和高原的使用要求。系统最大供油受图 2 中 B 的溢流限压阀及转速控制调节阀等控制,由于燃油调节器中柱塞泵的工作压力及流量有足够大,且本项设计中对应的最大限制控制压力仅为 4.5 MPa,因此根据需要适当调高溢流限压阀的控制压力等,可提高最大供油流量,且不影响起动供油特性。

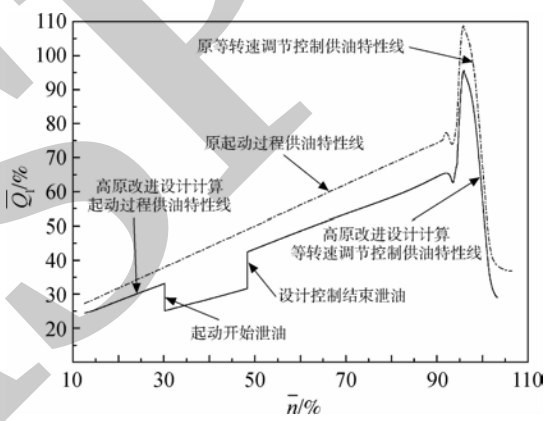


图 3 设计计算供油控制特性对比

Fig. 3 Comparison of design and calculation of oil supply control characteristics

按文献[23]的方法计算 SMD,在常温常压大气条件下,以柴油为燃料介质,结合设计取得的供油控制特性(见图 3)并对计算模型进行相应变换,针对高原型燃油喷嘴和原燃油喷嘴计算获得的雾化性能对比分析曲线见图 5。

图 5 中曲线 1 对应的是在图 3 所示高原供油流量特性条件下,高原改进型喷嘴随发动机转速变化的雾化性能;曲线 3 是假定采用高原供油控制流量特性,降低燃油流量,原喷嘴随发动机转速变化的雾化性能;曲线 2 为未采取任何改进设计措施,保持原供油规律,原微型燃气轮机工作过程燃油喷嘴的雾化性能。经计算分析对比表明,本技术方案明显提高了燃油雾化性能,有利于高原点火和提高燃烧性能。

由于燃油调节器及燃油喷嘴存在加工误差、试验测试误差,每台产品之间会有一些差异,而且

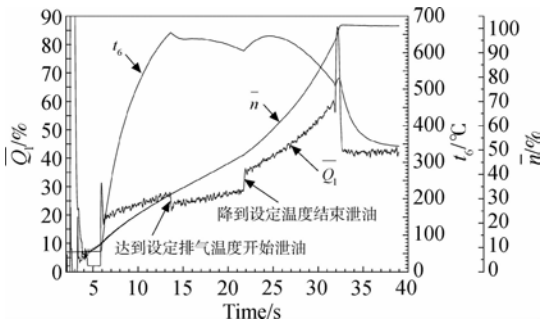


图 4 海拔 4013m 高原、大气温度为 26℃ 起动试验性能曲线

Fig. 4 At altitude of 4013m plateau, starting test performance curve at 26℃ atmospheric temperature

理论计算本身也存在一些误差,因此理论设计计算与实际装机运行试验结果会有一点小的差别;试验证明,理论设计机理正确,设计计算与实际运行的规律一致,在工程允许的误差范围内设计计算结果可行;如需进一步缩小设计与试验之间的误差,可提高加工精度、提高试验与测试精度,通过相关试验确定更准确的修正设计数学模型等。

2.3 高原试验验证与分析

采用本技术方案,将改进设计的单油路离心式燃油雾化喷嘴替换原单油路离心式燃油雾化喷嘴,用研制的超温超转保护器替代原来的温度限制器。超温超转保护器具有泄油控制功能,与泄油电磁阀、泄油节流嘴等共同组成泄油控制系统。在青海格尔木地区海拔 4013、4500 m 和海拔 4720 m 高原分别进行了点火起动、加减负负载稳态运行、突加突减负负载运行等试验,达到设计性能指标要求,限于文章篇幅,这里仅介绍在海拔 4013 m 点火起动试验的部分试验结果。

海拔 4013m 高原、大气温度为 26℃,起动试验性能曲线见图 4。点火转速小于 15%、对应燃油流量约 20%,与图 1 平原试验对比,点火燃油流量减少了近 1/3,起动供油与点火成功之间没有延时;点火泄油控制开始相对转速 $\bar{n}_1$ (约 31%),此时排气温度最高(655℃),泄油开始后,排气温度开始缓慢下降,最低降至 605℃,泄油结束相对转速 $\bar{n}_2$ (约 48%);与图 1 平原状态试验比较,起动过程中排气平均温度相对升高,但均控制在超温限制范围以内,整个起动过程不超温;起动转速达到 95%时的燃油流量比图 1 所示原系统平原状态减少了约 1/7,相应排气温度升高了 115℃,排气温度约为 520℃,起动时间为 30s;点火无延时,说明高原点火性能好,点火热冲击小,点火

成功至升温到最高温度的平均温升斜率及点火热冲击均有所降低,这有利于发动机的安全、可靠起动运行和使用寿命。

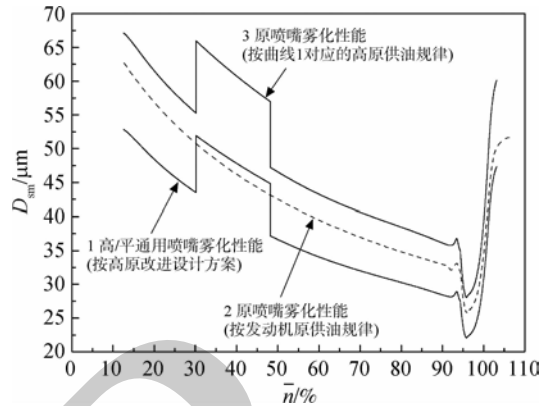


图 5 设计计算喷嘴雾化性能对比分析

Fig. 5 Comparison and analysis of designing and calculation of nozzle atomization performance

本次在高原 4013、4500 m 和 4720 m 的试验表明,除由于高原低气压环境条件影响,受燃气轮机排气温度的限制,使额定功率及最大功率输出有所下降和起动时间稍有延长外,试验过程一切正常,达到了预期的设计性能指标和使用要求。该项技术已用于批产的某型号微型燃气轮机。

3 结 论

针对高原和平原环境条件,通过对微型燃气轮机的总体性能、燃烧与燃油喷嘴性能等进行理论分析计算,以及建立供油控制系统数学模型并进行计算分析等,确定高原改进设计技术参数。

经分析研究与试验验证,可得出以下结论:

1) 与平原状态相比,高原环境点火可靠性下降,起动及其相似工况的油耗相对要低;通过设计减小离心式燃油雾化喷嘴的流量数和设计采用高原起动泄油的方法,可改变燃油系统的供油规律,减少点火及起动过程燃油流量、改善油气比,同时可提高燃油喷嘴进出口燃油压力差,并由此改善高原环境燃油喷嘴的燃油雾化及点火性能等。

2) 该技术方案解决了某微型燃气轮机上高原应用的点火与起动关键技术问题,避免了高原点火可靠性降低、起动过程超温、热冲击过大和喘振的风险;最小供油量较原最小供油量低,增加了高原空载转速控制的稳定裕度;由此增强了微型燃气轮机上高原应用的安全性、可靠性和使用寿命;通过更换改进型燃油喷嘴和具有起动泄油控制与超温超转保护的多功能控制器,燃气轮机就

可适应在平原和高原条件下运行工作。平原及高原地区试验证明,点火起动成功率为100%、高原起动过程最高排气温度为720℃与原设计状态在平原环境工作时一致、起动时间小于40s,拓宽了微型燃气轮机应用的地域范围及市场。

参考文献:

- [1] 朴英. 航空燃气涡轮发动机起动性能分析[J]. 航空动力学报, 2003, 18(6): 777-782.
PIAO Ying. An analysis of the starting characteristics of aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6): 777-782. (in Chinese)
- [2] 郭昕, 杨志军. 航空发动机高、低温起动及高原起动试验技术探讨[J]. 航空动力学报, 2003, 18(3): 327-330.
GUO Xin, YANG Zhijun. Study of aeroengine starting tests at high/low temperatures and at plateau[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(3): 327-330. (in Chinese)
- [3] 李文峰, 王永生, 雷震, 等. 某涡扇发动机高原起动试验研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(5): 599-603.
LI Wenfeng, WANG Yongsheng, LEI Zhen, et al. Experimental investigation of some turbofan engine starting in plateau area[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(5): 599-603. (in Chinese)
- [4] 清华大学热能工程系, 深圳南山热电股份有限公司. 燃气轮机与燃气-蒸汽联合循环装置: 上册[M]. 北京: 中国电力出版社, 2007.
- [5] 金如山. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 宇航出版社, 1988.
- [6] 林汝谋, 金红光. 燃气轮机发电动力装置及应用[M]. 北京: 中国电力出版社, 2004.
- [7] 焦树建. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 机械工业出版社, 1981.
- [8] 翁史烈. 燃气轮机性能分析[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 1987.
- [9] 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.
- [10] 桥洪信, 夏爱国, 杨立. 某型航空发动机高原使用起动供油量调整研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(4): 534-537.
QIAO Hongxin, XIA Aiguo, YANG Li. Study of adjusting aeroengine starting fuel supply in the plateau area[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(4): 534-537. (in Chinese)
- [11] 江勇, 周宗才, 桑增产, 等. 发动机高原地面启动实验初步研究[J]. 推进技术, 2003, 24(6): 547-549.
JIANG Yong, ZHOU Zongcai, SANG Zengchan, et al. An engine-starting test on the highland ground[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(6): 547-549. (in Chinese)
- [12] 李皓然, 卢志峰, 李玮薇, 等. 微型燃气轮机的起动供油控制方法及系统: CN201410221932. 9[P]. 2014-08-06.
- [13] 侯凌云, 侯晓春. 喷嘴技术手册[M]. 2版. 北京: 中国石化出版社, 2007.
- [14] 航空发动机设计手册总编委会. 航空发动机设计手册: 第9册 主燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [15] 骆广琦, 桑增产, 王如根, 等. 航空燃气涡轮发动机数值仿真[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- [16] 葛树宏, 樊丁, 彭凯. 某型航空发动机燃油调节器改型设计研究[J]. 计算机仿真, 2012, 29(8): 81-84.
GE Shuhong, FAN Ding, PENG Kai. Study on remodel design of aero-engine fuel controller[J]. Computer Simulation, 2012, 29(8): 81-84. (in Chinese)
- [17] 苏三买. 某型涡扇发动机燃油调节器改进及高空适应性分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1760-1764.
SU Sanmai. Analysis of modification and high-altitude adaptability for fuel flow regulator of a turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1760-1764. (in Chinese)
- [18] 唐继勇. 机械液压式转速调节器研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2005.
TANG Jiyong. Research on mechanical hydraulic mode speed regulator [D]. Xian: Northwestern Polytechnical University, 2005. (in Chinese)
- [19] 曾建潮. 微粒群算法[M]. 北京: 科学出版社, 2004.
- [20] 王桂林. 叶片参数的优化方法及数值研究[D]. 天津: 天津大学, 2010.
WANG Guilin. Optimization of blades parameters and its numerical study[D]. Tianjin: Tianjin University, 2010. (in Chinese)
- [21] 米蓉, 丁国富. 基于 Powell-PSO 混合算法的铲运机正转六杆机构优化设计[J]. 机械设计与研究, 2010, 26(1): 28-31.
MI Rong, DING Guofu. Six-linkage optimization design of LHD shovel based on the Powell-PSO hybrid algorithm [J]. Machine Design and Research, 2010, 26(1): 28-31. (in Chinese)
- [22] 王正林, 龚纯, 何倩. 精通 MATLAB 科学计算[M]. 2版. 北京: 电子工业出版社, 2009.
- [23] JASUJA A K. Atomization of crude and residual fuel oils [J]. Journal of Engineering for Power, 1979, 101(2): 250-258.

(编辑: 王碧珺)