

航空用燃气发生器和高温放气阀的设计原则及试验

邵 飞, 王洪铭

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 分析了燃气发生器和高温放气阀的作用及必要性, 阐述了两者的设计思路, 提出了有关的设计原则, 并根据该原则设计研制出了满足技术指标的燃气发生器和高温放气阀. 对两者进行一系列试验, 验证了设计原则的正确性. 结果表明: 燃气发生器在最小空气流量为 0.025 kg/s, 最高燃气工作温度为 950 °C, 燃气温度波动范围为 ± 10 °C, 实现稳定工作; 高温放气阀在 1200 °C 时能实现不漏气、灵活可靠的工作. 上述技术指标均高于我国目前地面上使用的、车用的同类试验设备. 利用该两项试验设备, 可准确、完整地得到涡轮增压器特性, 为实现航空活塞发动机的优良高空性能提供了依据.

关 键 词: 燃气发生器; 高温放气阀; 涡轮增压器; 无人机; 涡轮增压器特性

中图分类号: V312.1

文献标志码: A

Design principles and experiment on gas generator and high-temp gas release valve for aviation

SHAO Fei, WANG Hong-ming

(School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The design thoughts of gas generator and high-temp gas release valve were introduced, and their design principles were developed and confirmed experimentally. The experimental results show that, the gas generator can work steadily in the environment where the air mass flow rate is 0.025 kg/s, the work temperature being up to 950 °C, and the fluctuation of combustion temperature being ± 10 °C, and high-temp gas release valve has the characteristics of no leakage at 1200 °C. The indexes above are higher than those of experiments for vehicles and grounds. Using the gas generator and high-temp gas release valve, the turbocharger characteristic can be obtained accurately and completely, helping to realize optimum altitude performance of state of art aero-piston engine.

Key words: gas generator; high-temp gas release valve; turbocharger; unmanned aerial vehicle; turbocharger characteristic

当前是无人机热的时代, 各国均投入不少人、财力研制或购置无人机. 无人机的动力有相当多是采用航空活塞发动机. 为提高无人机的飞行高度, 需要提高航空活塞发动机的高空性能, 也就是要提高涡轮增压器的高空性能^[1-8].

国外, 以色列首先将装有涡轮增压器的活塞

发动机用于无人机上. 20 世纪 90 年代, 美国 AFS (Aurora Flight Sciences) 公司与西弗吉尼亚大学共同研究三级涡轮增压器, 尝试将无人机飞行高度提升到 21 km^[8]. 在 90 年代美国 TMS (Thermo Mechanical Systems) 公司研究三级涡轮增压器, 计划提高无人机飞行高度至 27 km. 对于航空涡

涡轮增压器的研究,国外已具有相当先进的技术.而在国内,大部分局限在地面用的、内燃机上的、车用的涡轮增压器^[2,9-10],而对于航空用的涡轮增压器的研究,还处于起步阶段.

研制航空用的涡轮增压器,必须经过充分地、准确地、完整地试验.若没有足够的试验数据,就无法评定涡轮增压器的性能及其空中的实用性,无法计算无人机的飞行参数和轨迹^[1,8],因此也就无法评估无人机的高空性能.早在20世纪,国外不少文献介绍,用燃气发生器做涡轮增压器试验^[2,8],即利用燃气发生器排出的高温燃气,吹动涡轮旋转,从而带动涡轮增压器旋转,做出完整的涡轮增压器特性.需要指出的是,燃气发生器的特性指标应满足航空用的涡轮增压器试验的要求,否则做不出合格的涡轮增压器的特性曲线.当前,还有用活塞发动机的排气和电加热空气等办法进行涡轮增压器试验,但是这些办法都因试验设备的限制,只能得到涡轮增压器的某些部分的性能数据,无法获得完整的、尤其是高空条件下的涡轮增压器的边界特性,因此无法满足无人机的要求.

本文介绍了航空用燃气发生器和高温放气阀的一些设计原则,并对研制出的燃气发生器和高温放气阀进行反复改进及大量试验,使该燃气发生器实现具有空气流量小(最小为0.025 kg/s)、燃气温度较高(最高为950℃)、燃烧稳定性好(燃气温度波动范围为±10℃)等特点;研制的高温放气阀,可承受1200℃的高温,且密封性好,保证了涡轮增压器试验时的起动过程的安全性,从而为研制空中性能优良的涡轮增压器提供了有力的技术支持.

1 涡轮增压器特性

本节讨论如何用试验的方法获取涡轮增压器特性.做涡轮增压器试验时,首先将涡轮增压器调整稳定在若干转速,相应测得若干组数据,并进行整理计算.假设增压器的进、出口总压和进、出口总温分别为 p_1^* 、 p_2^* 和 T_1^* 、 T_2^* ,则增压比 π_k^* 和增压器效率 η_k^* 为

$$\pi_k^* = p_2^* / p_1^*$$

$$\eta_k^* = T_1^* [\pi_k^{*(\kappa-1)/\kappa} - 1] / (T_2^* - T_1^*) \quad (1)$$

式中 κ 为空气比热比.

设驱动增压器的涡轮进、出口总压和进、出口总温分别为 p_3^* 、 p_4^* 和 T_3^* 、 T_4^* ,则可计算出在该转速下的膨胀比 π_t^* 和涡轮效率 η_t^*

$$\pi_t^* = p_3^* / p_4^*$$

$$\eta_t^* = (T_3^* - T_4^*) / T_3^* [1 - 1 / \pi_t^{*(\kappa'-1)/\kappa'}] \quad (2)$$

式中 κ' 为燃气比热比.

计算若干转速下的参数后即可画出该涡轮增压器性能曲线.该曲线应采用无因次的折合流量、折合转速等.完整的涡轮增压器特性如图1所示,图中包含了4条边界特性曲线 a 、 b 、 c 、 d .

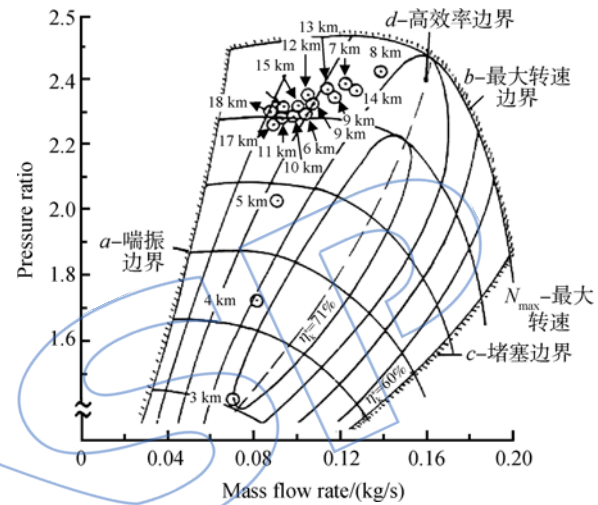


图1 涡轮增压器特性^[8]

Fig. 1 Characteristic of turbocharger^[8]

从以上计算过程可以看出,对涡轮增压器试验的要求,首先要做到转速能调整稳定在任意值,其次能做出完整的 a 、 b 、 c 、 d 四条边界特性曲线.该问题在下节继续讨论.

现针对图1补充以下建议:

1) 建议用涡轮增压器总效率 η_t 代替增压器效率 η_k^* .图1中的高效率边界 d 为增压器效率的最高点之连线,但并不代表涡轮增压器的总效率.可通过以下公式求出涡轮增压器的总效率.

由涡轮增压器流量和功率平衡得

$$G_t = G_a - G_c + G_f = G_a(1 - \delta + f) \quad (3)$$

$$G_a L_k = G_t L_t \cdot \eta_m \quad (4)$$

式中 G_t 为涡轮燃气总流量; G_a 为增压器总空气流量; G_c 为涡轮轴承冷却气量,从增压器出口引出; G_f 为燃油流量;下标 c 和 f 分别为冷却气量和燃油流量与空气流量的比值. L_k 为单位质量气体的压缩功; L_t 为单位质量气体的膨胀功; η_m 为机械效率,指涡轮增压器轴承损失.

涡轮增压器总效率 $\eta_t = \eta_t^* \cdot \eta_k^* \cdot \eta_m$.即

$$\eta_b = \frac{\kappa R(\kappa' - 1)}{\kappa' R'(\kappa - 1)} \times \frac{T_1^*}{T_3^*(1 - c + f)} \times \frac{\pi_{\kappa}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{1 - 1/\pi_{\kappa}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \quad (5)$$

式中 R 为空气气体常数, R' 为燃气气体常数.

2) 建议在图 1 中, 记录绘制涡轮增压器温度比 T_3^*/T_1^* 和涡轮膨胀比 π_{κ}^* 的变化曲线.

以上建议是为研究航空活塞发动机涡轮增压器提供思路, 以便更直观、更全面、更好地评定其性能.

2 试验设备的选择

本节讨论使用燃气发生器作为航空涡轮增压器试验设备的必要性和可行性. 若采用航空活塞发动机和电加热器, 均因没有完全达到航空涡轮增压器的试验要求, 均无法得到准确、完整的涡轮增压器特性.

2.1 利用燃气发生器

图 2 为用燃气发生器做涡轮增压器试验的示意图, 图中 G_a 表示供入燃气发生器的空气流量, G_f 为供入燃气发生器的燃油流量, 燃气发生器进口安装有空气流量和燃油流量调节阀, 增压器出口安装空气流量调节阀. 涡轮与增压器转速相同, 流量和功率平衡^[2-8].

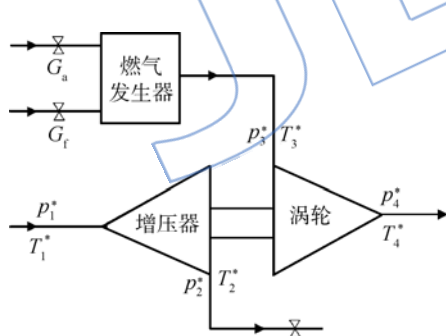


图 2 用燃气发生器做涡轮增压器试验的示意图

Fig. 2 Sketch of turbocharger experiment by using gas generator

当飞行高度增加, 涡轮出口总压逐渐降低, 涡轮膨胀比增加; 增压器进口总压和总温则随着高度的增加而降低. 为得到涡轮增压器不同高度下的特性, 在做涡轮增压器的试验时, 通过调整涡轮出口反压和调节增压器出口阀门, 试验不同高度下的特性. 为保持转速不变, 可通过改变燃气发生器进口的 G_a 和 G_f , 使转速恢复到原有数值.

使用燃气发生器做试验台的特点是: 空气流量和燃油流量均能独立调节, 因此能得到设计范

围内的、任意值的稳定转速和涡轮温度, 不仅可以做地面条件下的涡轮增压器试验, 也可以做空中条件下的试验. 燃气发生器使用汽油作为燃料, 因此能得到准确、完整的涡轮增压器特性, 即能得到图 1 中的 a, b, c, d 四条曲线. 用上述特性可估算出飞行中涡轮增压器和发动机的共同工作点, 进一步估算无人机的飞行数据和轨迹^[8].

2.2 利用航空活塞发动机

将图 2 中的燃气发生器改为航空活塞发动机, 用发动机的排气吹动涡轮旋转. 若改变增压器出口的空气流量调节阀, 则涡轮增压器的转速改变, 要做出涡轮增压器的特性, 必须要求涡轮增压器保持转速不变, 需分别调节 G_a 和 G_f , 但活塞发动机无法独立调节这两个参数, 因此做不出等转速增压器和涡轮的特性. 另外在发动机出厂时, 其性能参数已定, 做试验时就要受到其参数的制约, 无法得到图 1 中的 a, b, c, d 四条边界性能曲线. 要研制出空中性能优良的涡轮增压器, 其试验设备不宜采用航空活塞发动机.

2.3 利用电加热器

本方法是用电将空气加热, 用热空气吹动涡轮旋转, 目前国内已有的电加热器, 最高温度大约为 700°C , 但航空活塞发动机的燃气最高温度为 950°C , 两者相差大约 250°C . 因此使用电加热器就无法得到在 950°C 时的性能数据, 同时也无法证明其一定能承受 950°C 的热负荷. 可见, 电加热的办法, 无法做到使用汽油为燃料的涡轮增压器的试验要求, 也就得不到航空活塞发动机用的涡轮增压器特性, 不能提供准确的喘振边界、堵塞边界等, 无法保证无人机在空中工作时的安全性和可靠性.

另一方面, 不同燃料, 燃烧产物不同, 得到的涡轮增压器特性不同^[11]. 如用乙醇为燃料以及用电加热器测出的特性, 不同于使用汽油燃料测出的涡轮增压器特性.

通过以上分析可知, 燃气发生器通过独立调整燃油流量和空气流量, 能够得到涡轮增压器准确、完整的特性, 为提高涡轮增压器的空中性能提供了保障. 因此, 燃气发生器是涡轮增压器必需的试验设备.

3 燃气发生器的工作原理

燃气发生器的工作原理如图 3 所示, 本图简明地表示了燃气发生器的基本组成, 同时表示了

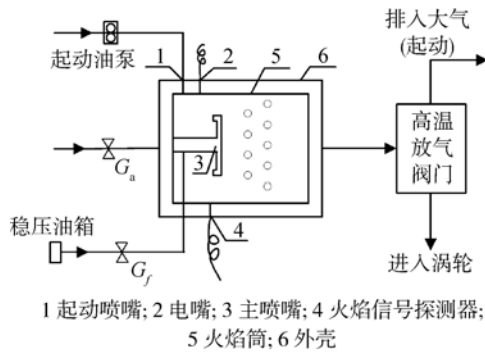


图 3 燃气发生器和高温放气阀门示意图

Fig. 3 Sketch of gas generator and high-temp gas release valve

高温放气阀的作用。

试验时首先通过启动喷嘴和电嘴点火,成功点火后即停止工作,主喷嘴继续供油.工作过程中燃油流量和空气流量独立调节.

启动时,由于空气流量小,火焰筒内温度低,主喷嘴的燃油雾化极差,此时燃油蒸发很少.为此,只能采用富油启动,造成涡轮叶尖挂火,严重时烧伤叶片.一般的涡喷发动机,其操作规范中,均限定发动机启动次数,限定启动时最高排气温度^[12].为了保护涡轮叶片,设计中采用高温放气阀,以及 2 个排气通道,燃气发生器启动过程中,令高温燃气排入大气中,当启动完成并达到正常工作,燃气才能进入涡轮.为了万无一失地保护叶片,需要一台既能耐高温又能控制燃气走向的阀门.目前国内没有 1200℃ 的货架产品,需要自主设计研制.

4 燃气发生器的设计原则

本燃气发生器用于航空活塞发动机涡轮增压器的试验研究,因此,燃气发生器的性能一方面应满足活塞发动机空中工作要求,另一方面还要满足涡轮增压器的空中工作要求.其具体技术指标为:

- 1) 最大空气流量为 0.15 kg/s.
- 2) 最小空气流量为 0.025 kg/s.
- 3) 最高燃气工作温度为 950℃.
- 4) 燃气温度波动范围为 ±10℃.

从技术指标的数据及要求可知,本燃气发生器的空气流量很小,燃气温度较高,需要使用汽油作为燃料.本燃气发生器的使用范围,属于小型类别,在小型燃气发生器中具有典型特征.目前国内没有满足上述指标的产品,也没有已研制出的样机和现成图纸可供参考,必须自主研制.下面针对燃气发生器设计原则的一些问题进行讨论.

4.1 空气流量极小问题

本燃气发生器最大空气流量为 0.15 kg/s,额定空气流量为 0.085 kg/s,其喘振边界空气流量估算为 0.025 kg/s,在涡喷发动机中,0.025 kg/s 属于极小空气流量范畴,0.025 kg/s 是普通涡喷发动机中单管燃烧空气流量的 1/225,在此极小空气下,雷诺数 Re 很低,流动稳定性差.经过流场的数值模拟可知,此极小空气流量存在流动不稳定问题,因此必须解决极小空气流量下的燃烧稳定问题^[7].

试验中发现,不稳定燃烧与燃气发生器的结构有关.经过反复多次尝试,最终通过修改、优化火焰筒的结构尺寸,如直径和长度等,解决了空气流量极小问题,在空气流量为 0.025 kg/s 条件下实现了稳定燃烧.

4.2 主喷嘴工作条件差

表 1 给出了本燃气发生器的工作环境参数,并与涡喷发动机各参数进行了比较.可以看出,本燃气发生器燃烧室进口处主喷嘴的工作条件,比微型发动机还恶劣,进口处空气压力比微型发动机约降低一半,进口空气温度约降低了 2/3,进口气流速度约降低了 3/4.若与普通的涡喷发动机相比,大约恶劣 10 倍以上^[13-14].针对如此严重不利的工作条件,对以下几种主喷嘴进行研究,最终确定使用蒸发管式喷嘴.

表 1 本燃气发生器主喷嘴工作环境与涡喷发动机比较
Table 1 Working environment of main fuel nozzle of gas generator compared with jet engine

燃烧室进口参数	普通涡喷发动机	微型涡喷发动机	本燃气发生器
空气压力/MPa	2~3	0.2~0.3	0.08~0.15
空气温度/℃	约 700	约 150	≤50
空气流速/(m/s)	≥100	60~70	≤15

4.2.1 离心喷嘴

离心喷嘴的工作条件是,必须用油泵增加油压.本燃气发生器的最大与最小燃油流量之比约为 25 倍.必须用 625 倍油压差的油泵,即最大油压与最小油压之比需达到 625.为保障最小燃油流量时主喷嘴雾化好,一般情况下,要求油泵的最小压力至少应为 0.5 MPa,这样最大压力就应是 300 MPa,而市场上出售的产品最大压力约为 20 MPa,要求如此高的油泵不现实^[14].由此可知用

一个离心喷嘴,用一个油泵,无法完成本发生器的供油。假如用主、副油路的办法,即一套系统为小燃油流量,另一套为大燃油流量,这将使结构和调节性均比较复杂,此办法不好用。

4.2.2 空气雾化喷嘴

一般空气雾化喷嘴在 40~50 m/s 空气速度下才可以雾化,本燃气发生器最大空气流速小于等于 15 m/s,最小空气流速仅为每秒几米。可见,本发生器的最大空气流速比空气雾化喷嘴要求的流速大约降低了 2/3,因此空气雾化喷嘴不能用^[14]。

4.2.3 甩油盘

本发生器的火焰筒内没有旋转件,若选用油盘,则应在大约 50 mm 直径的火焰筒内,额外增加一套能耐高温,又要高速转动的零件,这反而增加了设计难度,因此不宜使用甩油盘^[15]。

4.2.4 蒸发管式喷嘴

蒸发管式喷嘴具有流量小、蒸发性好、燃烧效率高等工作特点^[16-17]。考虑到本燃气发生器的工作环境,最终选择了蒸发管式喷嘴。

对燃气发生器进行优化设计并仔细调试,以提高蒸发管式喷嘴的燃烧效率,最高燃烧效率已做到了大于等于 98%;充分利用空气流速较低的特点,使空气在燃烧室内的总压损失较小,达到较高的总压恢复系数。本发生器的总压恢复系数最高已做到大于等于 99%。

另外,由于蒸发管内燃油的充分蒸发,一般蒸发管燃烧室中余气系数 $\alpha=20\sim 25$ 时就达到了其贫油灭火边界。本燃气发生器研制过程中,充分考虑了涡轮增压器试验的堵塞和喘振边界问题,当涡轮增压器处在堵塞边界工作时,燃气发生器的空气流量较大,燃气温度为 300~400℃,余气系数 $\alpha=9\sim 12$,这时仍可保持燃烧稳定,远离灭火边界,不会灭火;在喘振边界时,燃气发生器的燃气温度为 750~850℃,余气系数 $\alpha=3.5\sim 4.5$,同样远离灭火边界,保持燃烧稳定。

4.3 点火起动问题

对于本燃气发生器的点火起动,尝试选用当前市场上现有的最小流量的起动喷嘴(流量为 15~20 kg/h)时,燃气发生器点火后燃气温度迅速升高到 1200℃以上,燃烧室外壳温度都过高,点火失败。这说明此流量的起动喷嘴并不适用于燃气发生器点火。为解决点火问题,研制了 4 kg/h 的起动喷嘴。经过大量方案的设计和改进,且进行了串装试验及总体试车,实现了 5 s 内点火成功。

燃气发生器点火成功并不等于起动完成。由于在起动阶段冲击温度是在 950~1000℃,为保护涡轮叶片,此时应将高温燃气排入大气,当温度降到要求的正常值时,才能将燃气供入涡轮。上述全过程完成之后,才能称之为点火起动成功。本文的试验结果中,已达到 5 s 内 100%点火成功率,点火起动全过程约 36 s,并做到了安全点火起动。

4.4 隔热问题

本燃气发生器空气流量和燃油流量较小,产生热量少,但燃气温度高,与周围环境温差大,散热量大。如上游燃气为 950℃时,经过长度为 0.5~0.8 m、直径为 60 mm、壁厚为 1 mm 的管道后,下游温度估计降低到约 880℃,同时造成试验数据不稳定^[13-14]。

为解决隔热问题,采用保温材料屏蔽和薄层气体分子热运动隔热两种方法,并经过多种方案的设计和试验,有效减轻了辐射散热及大量削弱气团对流散热。即使发生器工作在 950℃时,在热管道附近的散热量也很小,测试的温度也不随时间改变。良好的隔热效果为得到涡轮增压器稳定的试验数据提供了保障。

4.5 火焰信号探测问题

燃气发生器类似涡喷发动机燃烧室,燃烧试验时,都存在如何观察火焰信号的问题,若出现异常现象而未及时发现,很容易引起安全事故。

为解决火焰信号探测问题,采用自主研发的专利技术——“光电火焰信号探测器”^[18],即利用光信号的无惯性传播,将光能转换为电信号,实现远距离传送,提供实时火焰信号记录。在研制中,对光电火焰信号探测器的结构尺寸进行了相应的改进。探测器能准确地判断燃烧情况,加快了工作进度,更重要的是为试验时的安全性提供警示依据。

5 高温放气阀的设计原则

目前国内销售的高温放气阀,其最高温度约为 650℃。本燃气发生器工作时最高温度为 950℃,起动时最高冲击温度约为 1200℃。在起动过程中,高温放气阀打开,燃气全部排入大气,不允许高温燃气漏入涡轮中,以避免烧伤涡轮叶片;正常工作时,高温放气阀关闭,燃气全部进入涡轮,不允许漏入大气中,以保证试验精确度。可见,对高温放气阀的要求,不仅是耐高温,还要求它在高温中不漏气,并做到安全执行操作。现对高温放气阀设计原则讨论如下:

5.1 密封及耐高温问题

针对高温放气阀的密封,在高温放气阀设计中采用特殊的型面配合,为高温放气阀的密封性提供了基本保证.为做到高温放气阀耐高温及在高温环境下不变形的要求,采用特殊的高温合金材料,并进行精细加工,可在1200℃下安全可靠工作.对于高温放气阀的燃气通道,为防止通道及气流温度的不均匀,对通道采用旋涡设计方法,使燃气通道在高温工作状态下受热均匀且不变形,从而保证燃气通道的密封性.

对已设计加工完成的高温放气阀,还需要检查其漏气情况.采用了多种检测方式,如使用微型空气流量测量仪、风标法、丝线法、水波纹法等,检查高温放气阀在冷态和热态的密封性,结果显示漏气量均为零,从而实现了高温放气阀耐高温且密封性良好.

5.2 执行操作问题

高温放气阀的执行操作问题也是设计中的一个关键问题,即如何实现高温放气阀的开启和关闭.本设计全面考虑了推动高温放气阀的功率要求、完成“开”、“关”动作的时间以及操作安全可靠等因素,采用气动式的执行机构,即利用压缩空气推动阀门,完成“开”、“关”动作.同时为实现可靠的远距离操纵,还采用了电气自动控制.为保障试验数据稳定,高温放气阀前、后的管道,均按本文第4.4部分的要求,做好隔热.

高温放气阀的设计方案经过不断的改进和设计,以及单独试验、总体试车等,现已达到冷态和1200℃环境下均不漏气,操纵灵活可靠,自动按时完成“开”和“关”的程序.

6 试验结果

燃气发生器和高温放气阀是在反复修改中完成,为保障质量,还做了以下工作:①串装试验:找出各零件、各组合件之间的最佳配合;②总体试车:调试总体性能,试验各零件、各组合件的承载能力,即进行多方面的联合试验;③检测:每次试验均做多种检测,找出故障点,并有针对性反复改进,直到检测达到各项技术指标.

根据上述设计原则,研制了燃气发生器和高温放气阀,其试验结果如图4~图7所示,从图中可看出两者的性能都达到技术指标.现对试验结果分析如下:

1) 点火起动过程

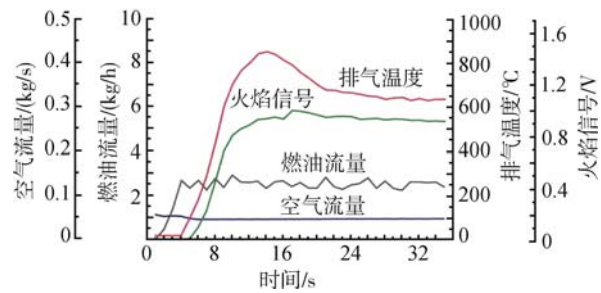


图4 燃气发生器点火起动过程

Fig. 4 Igniting and starting process of gas generator

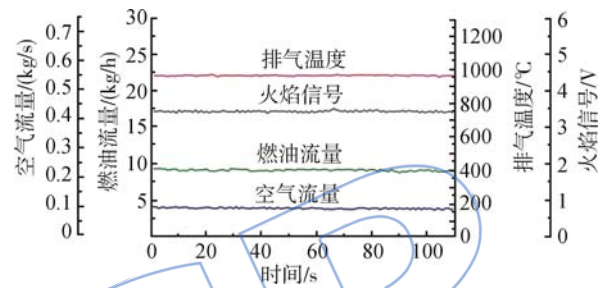


图5 空气流量为0.1 kg/s,燃油流量9.1 kg/h的燃烧过程

Fig. 5 Stable combustion process of gas generator at $G_a=0.1$ kg/s, $G_f=9.1$ kg/h

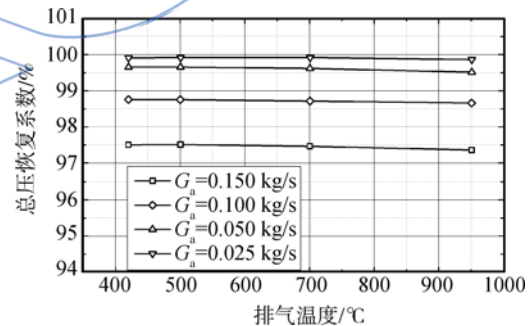


图6 燃气发生器总压恢复系数和排气温度的关系

Fig. 6 Relationship of total pressure recovery coefficient of gas generator and exhaust temperature

如图4所示,图中表示空气流量为0.05 kg/s,5s内完成点火,点火成功率为100%.点燃后,排气温度迅速提升,最高冲击温度控制在1200℃以下.在36s时排气温度和火焰信号已经完全稳定.点火起动全过程在36s内完成,排气温度正常后,高温放气阀自动关闭,燃气进入涡轮.

2) 燃烧过程

调整空气流量为0.1 kg/s,试验结果如图5所示.从图中可以看出,燃烧过程中的空气流量和燃油流量非常稳定,未出现任何大幅度的变化,这就保证了燃烧过程的稳定.从排气温度曲线可以

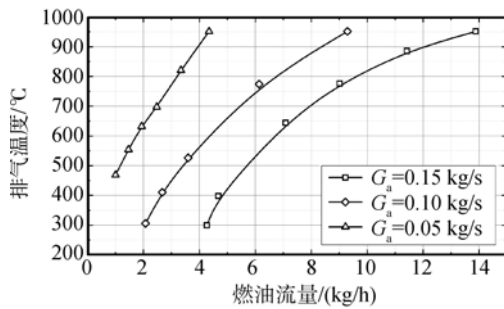


图7 排气温度与空气流量、燃油流量的关系

Fig. 7 Relationship of exhaust gas temperature between air mass flow rate and fuel mass flow rate

看出,燃气温度的波动范围为 $\pm 10^\circ\text{C}$,达到了技术指标.排气温度和火焰信号的稳定均表明,燃气发生器实现了稳定燃烧.

3) 燃气发生器总压恢复系数

在不同温度下,空气流量为 0.025, 0.050, 0.100, 0.150 kg/s 的总压恢复系数如图 6 所示.图中显示,本燃气发生器总压恢复系数随温度的变化很小,其值一直保持在 0.975~0.995.相比目前一般燃烧器总压恢复系数 0.94~0.96 而言,本燃气发生器的流动损失较小.

4) 排气温度与空气流量、燃油流量的关系

通过试验测得排气温度与空气流量、燃油流量的关系,从而得到燃气发生器的使用性能,如图 7 所示.做涡轮增压器试验时,首先选定排气温度,然后根据试验要求选择空气流量 G_a ,最后从图中查出相对应的燃油流量 G_f .当确定某一参数后,其他两个参数相对应的数值也很容易确定了.图 7 还说明按照本文提出的设计原则,可保证燃气发生器在各工况下的稳定性能,为燃气发生器的安全使用提供了方便.

7 结论

为实现空中性能优良的涡轮增压器的成功研制,本文分析了燃气发生器和高温放气阀作为试验设备的必要性和可行性,讨论了燃气发生器和高温放气阀的设计原则,并对设计出的燃气发生器和高温放气阀进行了试验验证,主要得出以下结论:

1) 与其他试验方法相比,燃气发生器和高温放气阀选用汽油为燃料,可以得到准确、完整的涡轮增压器特性,可绘制出高效率边界以及喘振边界、最大转速边界、堵塞边界,且能保证高温条件下涡轮增压器的可靠性和安全性.

2) 在燃气发生器的设计过程中,通过优化火焰筒结构尺寸,解决了极小空气流量下的燃烧稳定问题;经过分析以及大量试验验证,通过改进蒸发管式喷嘴,解决了主喷嘴工作条件差的问题;采用保温材料屏蔽和薄层气体分子热运动隔热两种方法减轻了辐射散热,大量削弱了对流散热;设计研制起动喷嘴实现了快速和安全起动,采用光电火焰信号探测器实现准确判断燃烧情况.在高温放气阀的设计中,采用高温合金材料及特殊型面配合等方法实现其耐高温且不漏气,并利用气动式执行机构自动完成高温放气阀的“开”、“关”动作.

3) 对燃气发生器和高温放气阀进行试验验证,两者的性能都达到了技术指标.结果显示点燃后最高冲击温度控制在 1200°C 以下,36 s 以内完成点火起动全过程,在不同空气流量情况下,燃气温度在 950°C 时均实现稳定燃烧,且保证了较小的流动损失.高温放气阀实现了耐高温,且具有良好的密封性.试验结果说明研制的燃气发生器和高温放气阀具有良好的使用性能.

致谢:

本课题是在经费少且技术难度大的情况下完成的.在此对热心帮助我们的北京航空航天大学无人机所、能源与动力工程学院的各级领导和老师及其他有关单位和专家表示深深的感谢!

参考文献:

- [1] 陈妍,王洪铭.一种带涡轮增压器的活塞发动机调节及其特性[J].北京航空航天大学学报,1998,24(1):16-20.
CHEN Yan, WANG Hongming. Control and performance of a turbosupercharged piston engine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1998, 24(1): 16-20. (in Chinese)
- [2] 陆家祥.车用内燃机增压[M].北京:机械工业出版社,1993.
- [3] 沈权.内燃机增压[M].北京:中国铁道出版社,1990.
- [4] 林建生,谭旭光.燃气轮机与涡轮增压内燃机原理及应用[M].天津:天津大学出版社,2005.
- [5] 李刚.内燃机[M].北京:中国铁道出版社,2007.
- [6] 秦有方,陈士尧,王文波.车用内燃机原理[M].北京:北京理工大学出版社,1997.
- [7] 徐华航.空气动力学基础[M].北京:国防工业出版社,1979.
- [8] Loth J L, Morris G J, Metlapalli P. Staged turbocharging for high altitude IC engines[R]. AIAA 97-3294, 1997.
- [9] 钟华贵,刘坤,文国治.车用涡轮增压器试验台与试验技术[J].燃气涡轮试验与研究,2003,16(4):37-41.
ZHONG Huagui, LIU Kun, WEN Guozhi. Test rig and

- test technology of turbocharger for vehicles[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2003, 16(4): 37-41. (in Chinese)
- [10] 于立国, 马朝臣, 施新, 等. 车用涡轮增压器涡轮非稳态特性试验研究[J]. 内燃机工程, 2010, 31(5): 36-40.
YU Ligu, MA Chaochen, SHI Xin, et al. Experimental investigation on vehicular turbocharger turbine characteristics under unsteady flow condition[J]. Chinese Internal Combustion Engine Engineering, 2010, 31(5): 36-40. (in Chinese)
- [11] 霍磊, 王洪铭. 不同燃料对涡轮增压器试验的影响[J]. 航空动力学报, 2012, 27(7): 1537-1541.
HUO Lei, WANG Hongming. Effect of various fuels used on turbocharger experiment [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(7): 1573-1541. (in Chinese)
- [12] 宋兆泓. 航空发动机故障分析[M]. 北京: 航空工业出版社, 1995.
- [13] 斯廖赫先科. 空气喷气发动机原理[M]. 王振华, 陆亚钧, 译. 北京: 国防工业出版社, 1982.
- [14] 王乃行, 徐敦铤. 航空燃气涡轮发动机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1982.
- [15] 曾川, 王洪铭. 微涡喷发动机离心甩油盘环形折流燃烧室的设计与实验研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(1): 92-96.
ZENG Chuan, WANG Hongming. The design and study of the annular combustion chamber with centrifugal fuel injection[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(1): 92-96. (in Chinese)
- [16] 王洪铭, 朱志伟, 张叔农. 蒸发室模型试验研究[J]. 航空动力学报, 1992, 7(1): 65-68.
WANG Hongming, ZHU Zhiwei, CHANG Shunong. The experimental study on the performance of evaporator model[J]. Journal of Aerospace Power, 1992, 7(1): 65-68. (in Chinese)
- [17] 孙跃中. 蒸发管喷嘴燃油雾化特性试验研究[J]. 航空动力学报, 1989, 4(3): 277-279.
SUN Yuezhong. An experimental study on fuel spray atomizing characteristics of evaporating pipe atomizer[J]. Journal of Aerospace Power, 1989, 4(3): 277-279. (in Chinese)
- [18] 刘鸿志, 王洪铭. 光电火焰信号传感器: 中国, 91202796. 7 [P]. 1992-05-06.