

多点喷射空气酒精燃气发生器试验验证*

赵芳^{1,2}, 任泽斌^{1,2}, 王飞¹, 史煜¹, 李先锋¹, 罗智锋³

(1. 中国空气动力研究与发展中心 设备设计与测试技术研究所, 四川 绵阳 621000;

2. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621000;

3. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 绵阳 621300)

摘要:为有效解决现有燃气引射气源存在的诸多缺点,适应一种引射系统大流量、小型化的需要,在综合分析各燃气引射气源方案的基础上,研制了一种以空气、酒精作为推进剂的多点喷射结构的燃气发生器,并开展了多种工况下的试验研究。结果表明:采用的多点喷射方案大大提高了空间利用率,有效满足了引射系统小型化的要求;喷雾性能好,喷雾锥角及粒径优于设计指标要求;点火可靠性高,解决了领域内现有燃气发生器点火可靠性低的缺点;点火迅速,燃烧平稳,可实现较为均匀的出口温度场;燃气发生器工作范围较宽,能在余气系数2.52~4.34范围内稳定燃烧;高效的火焰筒内壁空气冷却方式有效保证了燃气发生器长时间工作运行。

关键词:燃气引射;推进剂;多点喷射;燃气发生器;余气系数

中图分类号: V231.2;TK223.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2023)02-045-08

Test verification of multi-point injection air and ethanol gas generator

ZHAO Fang^{1,2}, REN Zebin^{1,2}, WANG Fei¹, SHI Yu¹, LI Xianfeng¹, LUO Zhifeng³

(1. Facility Design and Instrumentation Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;

2. State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;

3. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang 621300, China)

Abstract: In order to effectively solve the shortcomings of the existing gas ejection source, as well as meet the needs of large mass flowrate and miniaturization of an injection system, a gas generator with multi-point injection structure using air and alcohol as propellants was developed based on the comprehensive analysis of various gas injection source schemes, and the experimental research under various working conditions was carried out. Research results show as follows: the multi-point injection scheme greatly improves the space utilization rate, which effectively meets the miniaturization requirements of ejection system. Spray performance is good, and the spray cone angle and particle diameter are superior to the index requirements. Ignition reliability is high, which solves the shortcomings of low ignition reliability of the existing gas generator in the field. The operation curve indicates a rapid ignition, stable combustion and uniform temperature field of gas generator. The excess air coefficient range for stable operation is 2.52~4.34, showing a wide mass flow-rate range. In addition, efficient film cooling on the combustion liner inner wall effectively ensures the long time operation of the gas generator.

Keywords: combustion gas ejection; propellant; multi-point injection; gas generator; excess air coefficient

相对于压缩空气、氮气等常温引射气源而言,高温燃气引射具有引射效率高、装置规模小等优势,广泛应用于航空航天及武器系统等领域,主要包括超燃冲压发动机地面试验平台、负压和真空抽负系统、激光器排气系统等^[1-6]。

燃气引射的气源来源于燃气发生器的燃烧产物,而燃气发生器是通过燃烧化学推进剂产生一定压力及高温气体的装置^[7-9]。燃气发生器种类

繁多,其中航空、航天及武器系统引射领域常采用的燃气发生器种类主要包括:过氧化氢催化分解的单组元燃气发生器,低浓度过氧化氢与酒精双组元燃气发生器,空气(还包括氧气或液氧)、烃类燃料、水三组元燃气发生器,基于航空发动机燃烧室结构的单管燃烧室燃气发生器以及基于航空发动机燃烧室结构的环形燃烧室燃气发生器等^[10-16]。

* 收稿日期:2021-06-16

基金项目:国家高技术研究发展计划(863计划)资助项目(2015AA8061009)

作者简介:赵芳(1988—),男,湖南衡阳人,副研究员,硕士,E-mail:zfcardc@163.com;

李先锋(通信作者),男,江苏邳州人,高级工程师,硕士,E-mail:1968683223@qq.com

综合分析而言,上述各类燃气发生器均存在一定程度的不足,主要包括:过氧化氢催化分解的单组元燃气发生器存在燃气焓值低、引射效率低、运行成本高等问题;低浓度过氧化氢与酒精双组元燃气发生器点火困难,需采用预燃室预先点火,再者,运行及维护成本高;空气、烃类燃料、水三组元燃气发生器系统较为复杂,需配备冷却水喷注系统,同样带来运行及维护成本问题;基于航空发动机燃烧室结构的单管燃烧室燃气发生器存在容积流量上限限制,带来主燃孔与掺混孔射流深度不够的问题,进一步影响系统性能;基于航空发动机燃烧室结构的环形燃烧室燃气发生器同样受容积流量上限的影响,随着容积流量的增加,火焰筒高度基本不变,但火焰筒直径变化较大,使得燃气发生器整体尺寸增大,导致制造成本急剧增加,同时也增大了整体装置的安装场地。此外,上述前三类燃气发生器燃烧区域内壁面与火焰直接接触,需配置夹套水冷系统实施冷却,大大增加了配套的辅助系统规模,不利于引射系统的小型化^[7,16]。

为此,在上述分析的基础上,结合一种引射系统大流量、小型化等需求,综合各类燃气发生器的特点,提出了一种多点喷射以高压空气与工业酒精为推进剂的新型引射气源方案。该方案选用的推进剂组合安全环保、便于运输与储存,价格低廉且容易获取。结构上设计有效结合了液体火箭发动机推力室与航空发动机燃烧室的综合优势,采用了类似于液体火箭发动机喷注盘结构的头部以及航空发动机燃烧室结构的火焰筒。由此,该型燃气发生器不仅具有点火装置简单,燃气焓值及燃烧效率高,运行及维护成本低,还包括不需要额外的冷却装置而带来的体积规模小、质量小等优点^[7,13-14]。

本文为解决领域内现有燃气发生器存在的诸多缺点,以引射装置大流量高温燃气、小型化使用需求为牵引,研制了一种多点喷射结构、以高压空气与工业酒精为推进剂的新型燃气发生器试验件及配套试验平台。开展了多种状态下的试验研究,验证了燃气发生器方案的合理可行性,并获得了一定研究成果。

1 燃气发生器方案

多点喷射空气、酒精燃气发生器的设计参数如表 1 所示,根据表中设计参数,结合液体火箭发动机推力室与航空发动机燃烧室设计方法开展了燃气发生器的方案设计。

表 1 燃气发生器设计参数

Tab. 1 Gas generator design parameters

设计参数	数值
余气系数	3.0
酒精流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	2.1
室压(无量纲)	4.4
燃气总温/K	1 100
出口温度(测量端)偏差/ $^{\circ}\text{C}$	50

设计的多点喷射空气、酒精燃气发生器结构组成主要包括进口扩压器、离心喷嘴、两级旋流器、喷液盘、点火电嘴、火焰筒及壳体等,具体示意图如图 1 所示,工作原理如图 2 所示。

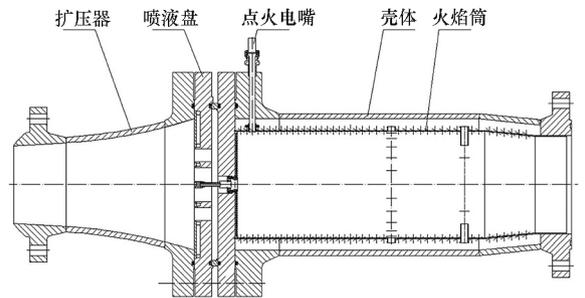


图 1 燃气发生器结构示意图

Fig. 1 Structure diagram of gas generator

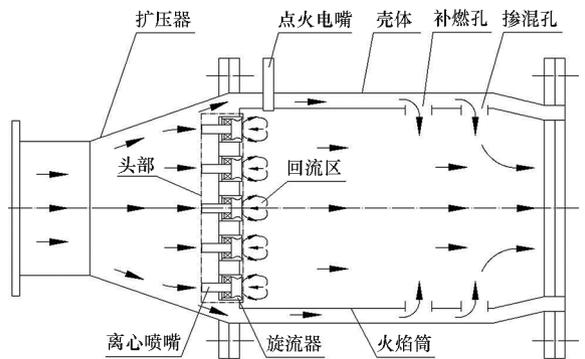


图 2 工作原理

Fig. 2 Principle drawing of gas generator

常规的航空发动机燃烧室进口为环形结构,而该型燃气发生器为圆筒形,因此扩压器设计为锥筒收口。

喷嘴性能直接影响到燃气发生器的燃烧性能,本方案中采用双油路离心式喷嘴,结合两级旋流器共同工作,如图 3 所示,其工作原理在于:雾化时,燃料在喷嘴的供应压力下进行一次雾化,紧接着在两级旋流器的共同作用下进行二次雾化。由于旋流器的作用,雾化后的燃油在文氏管内表面形成油膜,并在出口处产生剪切破碎^[7]。

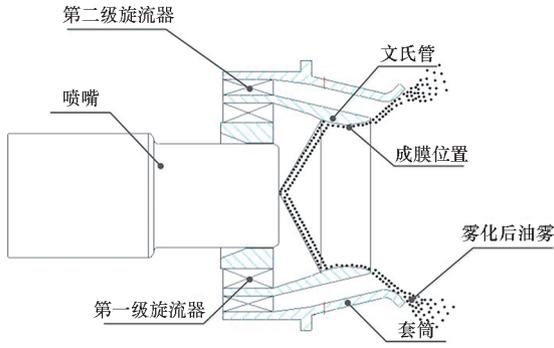


图3 喷嘴雾化过程示意图

Fig.3 Spray process of pressure-swirl injector with swirler

为了解决现有燃气发生器存在的容积流量较大带来的尺寸过大问题,重新设计了燃烧组织方式,燃烧组织采用布置在同一平面,即借鉴液体火箭发动机燃烧室推力室头部设计方法,设计燃料喷液盘(如图4所示),通过多点喷射的方式将燃料注入火焰筒中参与燃烧;喷液盘主要由燃料分流盘、流道盖板、离心喷嘴安装孔等组成。燃料分流盘采用整体机加工,在一整块圆形毛料上铣出气流通道与燃料分流槽(燃料通道),将整体机加工的流道盖板焊接在燃料分流槽上;进油接头、喷嘴进油管分别焊接在分流盘上^[16]。

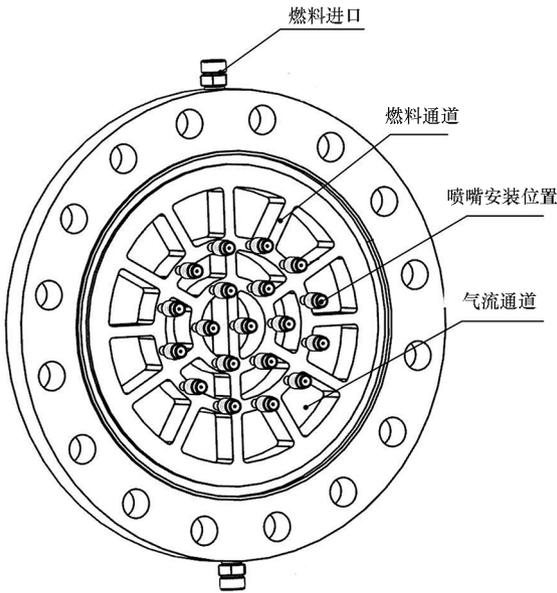


图4 喷液盘三维结构示意图

Fig.4 3D structure diagram of injection tray

燃气发生器火焰筒上游区域沿周向布置两个互为角度的点火电嘴,有效保证低温(达到253 K)来流条件下的点火率。为有效保证燃气发生器长时间安全运行,火焰筒头部设计采用“冲击+气膜”的冷却方式(如图5所示),低温空气通过开设在燃料分流雾化装置上的若干孔冲击

在挡溅盘上形成冲击冷却,之后通过挡溅盘上均匀分布的大量倾斜小孔进入燃烧区,在挡溅盘高温侧形成一层均匀气膜,减少高温燃气与挡溅盘之间的对流传热,将挡溅盘温度控制在金属长期许用工作温度下^[16]。

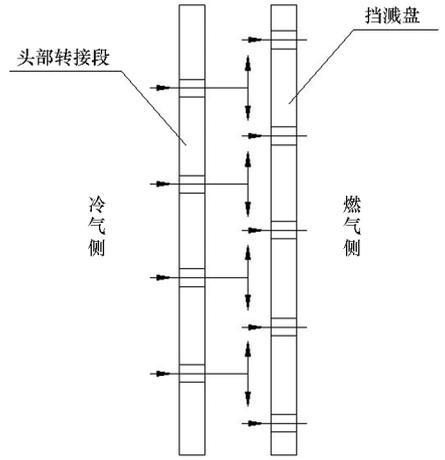


图5 火焰筒头部冷却结构示意图

Fig.5 Cooling structure diagram of combustion liner head

火焰筒壁面采用多斜孔气膜冷却(如图6所示),通过火焰筒壁面均匀分布的大量倾斜小孔进入火焰筒,在火焰筒内壁形成一层均匀的气膜,将火焰筒内高温燃气与金属壁面隔开,有效降低了高温燃气与金属壁面的对流传热,使得火焰筒壁面温度控制在金属长期许用工作温度下^[16]。

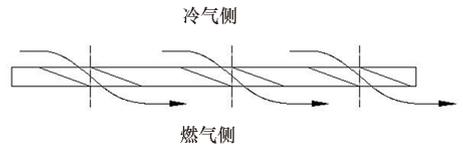


图6 火焰筒壁面多斜孔冷却结构示意图

Fig.6 Cooling structure diagram of combustion liner wall

燃气发生器的基本工作流程如下:高速气流进入扩压器后,在扩压器等压力梯度渐扩通道的作用下,气流速度逐渐降低至火焰筒进口所需数值,经扩压器减速后的新鲜空气一部分由头部装置进入火焰筒,一部分进入火焰筒与壳体之间的环形通道,通过开设在火焰筒壁面的各类孔(包括气膜孔、补燃孔及掺混孔)进入火焰筒;火焰筒头部进入的新鲜空气在轴向旋流器的作用下,在燃烧区域形成有利于火焰稳定的回流区,并与离心喷嘴喷射出的燃料充分混合形成可燃混合物,通过布置在火焰筒壁面上的高能等离子点火电嘴直接点火燃烧,燃烧后形成的高温燃气与掺混孔进入的低温空气进行高效掺混,在发生器出口形成满足需要的高

温燃气^[16]。

2 试验系统

燃气发生器试验系统包括喷雾试验系统及热试车试验系统,原理图分别如图 7、图 8 所示。其中喷雾试验系统主要用于喷嘴性能的测试及筛选,主要构成包括试验对象、雾化台、供应系统、测控系统及测量设备(主要包括单反相机及马尔文粒径测量仪等)。

热试车试验系统主要用于开展燃气发生器的点火试验及燃烧性能研究试验等,包含推进剂(空气与水(酒精模拟工质))供给系统、测量控制系统及排气系统等。

空气供给系统包含气罐及管道阀门组件等。水(酒精模拟工质)供给系统包含储罐、挤推系统及吹除系统等^[7]。

测量控制系统包括运行时序控制及参数测量等,所采用的相关测量设备包括压力传感器、温度传感器及流量计等。其中,压力传感器采用压阻式压力变送器,最大响应频率达到 30 kHz,全量程测量精度达到 0.5%;温度传感器采用耙式结构,测量精度达到 ± 1 K;流量计则采用涡轮流量计,全量程精度达到 1%^[7]。

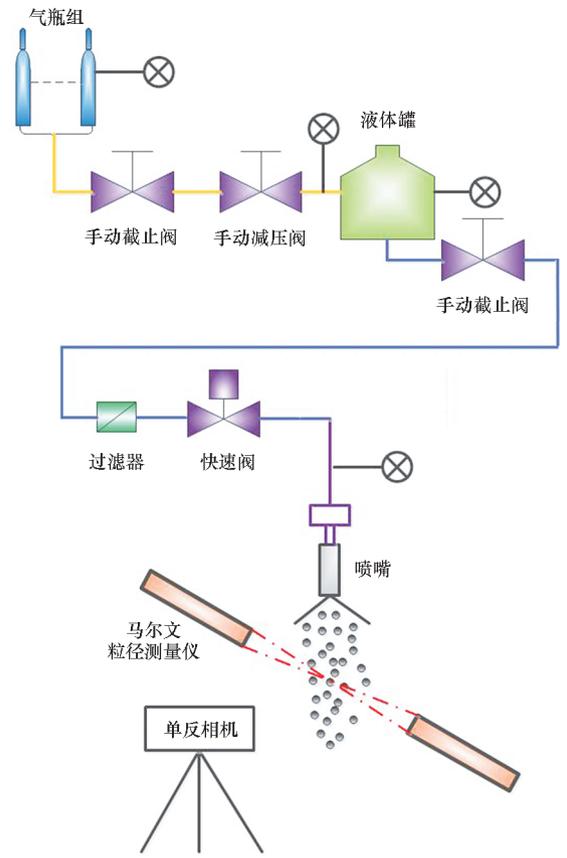


图 7 喷雾测试平台原理示意图

Fig. 7 Schematic diagram of spray test platform

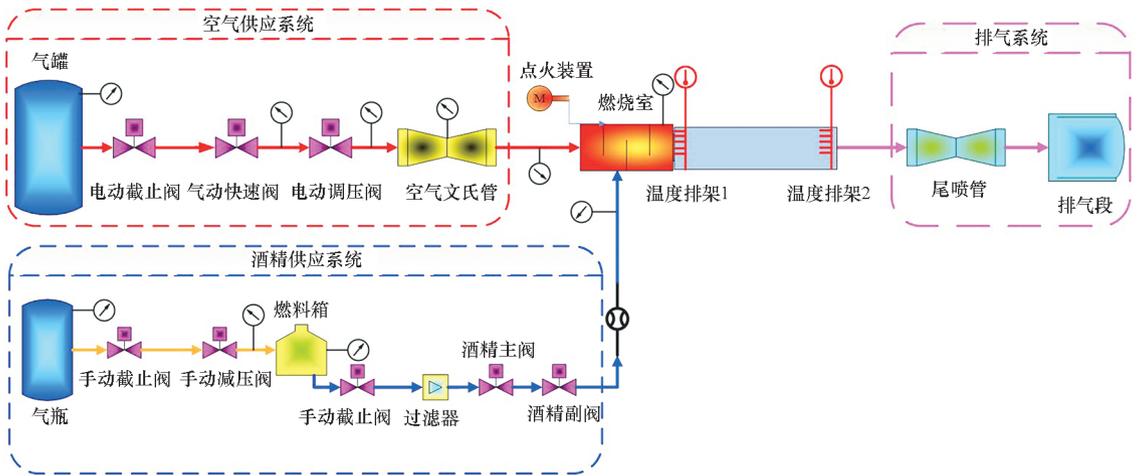


图 8 燃气发生器热试车原理示意图

Fig. 8 Hot test schematic diagram of gas generator

3 试验结果与分析

3.1 喷雾性能

衡量喷雾性能的主要指标包括喷雾锥角、喷雾粒径等,相关结果如图 9、图 10 所示。其中,图 9 给出了喷注压降为 2.5 MPa 工况下对应的单喷嘴喷雾场。由图 9 可知,喷雾分两层,界面清晰明显,对应的锥角分别为 111.3° 、 73.7° ,与设计值

(2.5 MPa 喷注压降下对应内外两层锥角的设计值分别为 104° 、 70°) 基本保持一致。

对于燃气发生器而言,喷嘴粒径通常关注的是索太尔平均直径(sauter mean diameter, SMD),其含义指的是在保持液滴表面积和体积之比与真实液滴群相同的前提下,通过采用将直径大小相同的液滴代替实际液滴群,该参数是评判喷嘴雾化性能的重要依据,SMD 值越小,雾化性能越

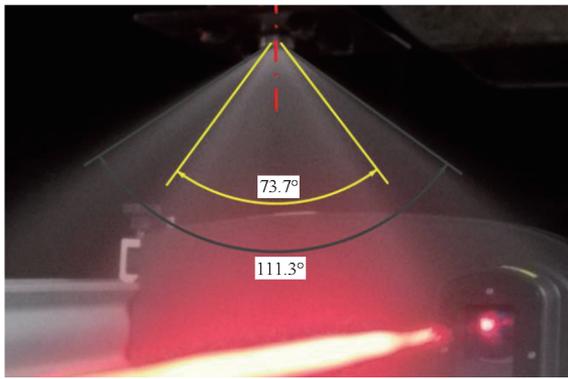


图9 单喷嘴设计工况下的喷雾场

Fig. 9 Photograph of spray field under design condition

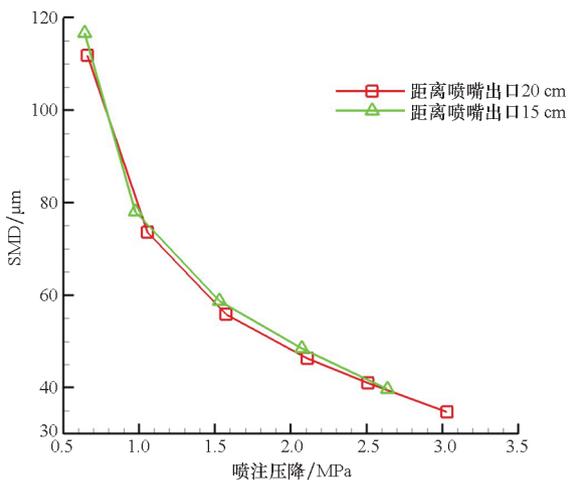


图10 不同截面上的SMD值随喷注压降的变化曲线

Fig. 10 SMD with pressure drop of different cross-section

好^[7]。根据文献[17]可知,由于离心式喷嘴产生的锥形液膜在与周围空气共同作用下破碎成液丝,经气动力的进一步作用破碎成大液滴,且大液滴在空气中运动会进行二次雾化,最终生成小的液滴,由此造成SMD值随喷嘴出口的距离增加而逐渐减小。但当离喷嘴出口达一定值时,也就是到充分雾化时,SMD值趋于同数量级,相差甚小。

喷嘴不同喷注压降下不同截面上的SMD分布如图10所示,由图可知,同一测量高度(喷嘴出口中心至激光轴中心之间的距离)下,随着喷注压降的增大,SMD值逐渐变小,但这种趋势在开始时比较明显,当喷注压降达到1.5 MPa后,随着喷注压降的增大,SMD值的减小趋于平缓;设计工况下(喷注压降对应为2.5 MPa)喷嘴SMD值达到40 μm左右,优于设计指标50 μm;随着喷注压降的增大,各测量高度下所测得到的SMD值表现的趋势及大小基本保持一致,因此,相关的喷雾对比试验测量位置均设置在距离喷嘴出口中轴线下游15 cm高度处。

3.2 点火特性

针对设计的多点喷射燃气发生器,开展了一系列的点火试验,出于安全考虑,选取燃气流量为30 kg/s作为点火特性研究工况,相关曲线如图11所示。由图可知,与常规燃气发生器保持一致,点火试验分为启动过程、燃烧过程及关车过程三个典型过程。其中,启动过程指的是从空气、酒精依次进入燃烧室至两者在燃烧室内建压的过程;燃烧过程指的是燃烧室建压后维持压力稳定工作的过程;关车过程指的是酒精供应阀门关闭、吹除过程直至空气供应阀门关闭的过程。

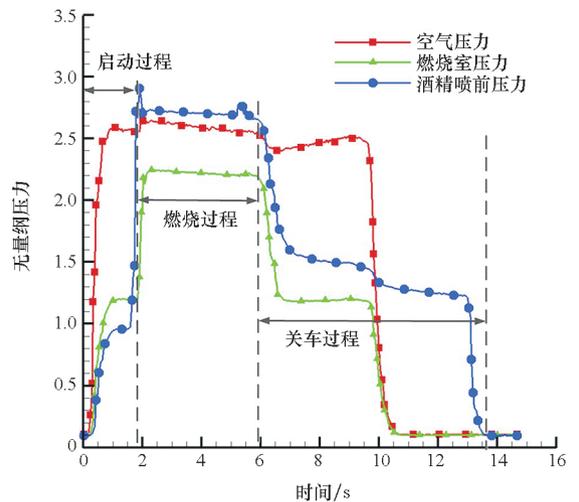


图11 燃气发生器30 kg/s流量工况下压力曲线

Fig. 11 Operation pressure curves of gas generator under 30 kg/s mass flowrate condition

通常采用点火时间及着火延迟时间来评价燃气发生器的启动性能,相关曲线如图12所示,在此定义点火时间 t_i 为燃气发生器酒精喷前压力突跃时刻至燃烧室压力突跃时刻的间隔;着火延迟时间 t_s 则定义为燃气发生器燃烧室压力突跃时刻至燃烧室压力达到稳态压力值的95%之间的时间间隔^[7,11,18]。由图可知,燃气发生器在30 kg/s工况下的点火及着火延迟时间分别约为0.14 s、0.25 s,相比于该工况下的空气压力达标时间1.1 s而言,可以认为:在忽略燃料雾化、蒸发及混合等毫秒量级时间的前提下,燃气发生器点火时,酒精基本上是在喷入燃烧室的同时被点燃,即点火时间很短;此外,点着后的火焰传播速度较快,使得燃烧室压力在很短的时间内达到稳定值,即着火延迟时间同样较短^[7]。

为了适应引射器多工况工作条件,同时探究燃气发生器贫油点火边界,在此针对燃气发生器开展了贫油点火极限探究试验,安全起见,此项工作仍基于30 kg/s流量工况开展,通过调节酒精

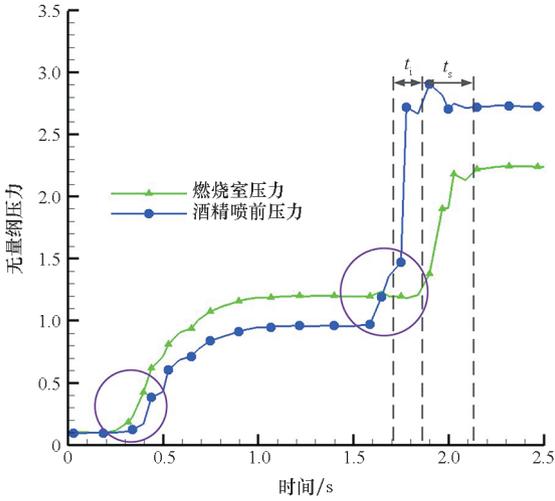


图 12 燃气发生器启动阶段曲线

Fig. 12 Start-up curve of gas generator

流量改变推进剂的余气系数 α ，实现多种试验工况，相关试验工况及试验结果如表 2 所示。其中，中途熄火对应的工况工作曲线如图 13 所示，可知，在 2.4 s 时刻，燃烧室压力出现陡增，表明燃

表 2 贫油点火试验工况及结果

Tab. 2 Lean ignition test conditions and results

α	燃烧室压力(无量纲)	备注
2.52	2.25	稳定燃烧
2.90	2.13	稳定燃烧
3.27	2.09	稳定燃烧
3.51	1.99	稳定燃烧
4.17	1.82	稳定燃烧
4.34	—	中途熄火

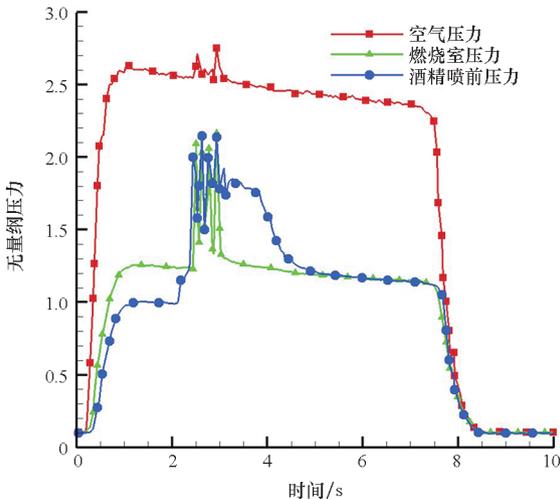


图 13 燃气发生器贫油点火极限工作曲线

Fig. 13 Test curve of gas generator under the lean ignition limit

气发生器点火成功，但此时燃烧产生的热量与空气带走的热量基本持平，燃烧出现振荡，造成燃气发生器熄火，说明此时的余气系数基本达到贫油点火极限。

3.3 设计工况性能

燃气发生器设计工况下的工作曲线如图 14 所示，可知，发生器启动迅速，燃烧室压力曲线平稳，流量及压力满足设计指标要求。

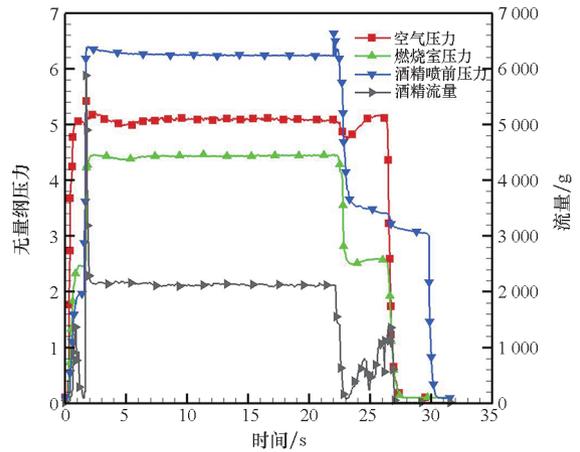


图 14 燃气发生器设计工况下工作曲线

Fig. 14 Operation curves of gas generator under the design condition

燃气发生器测量端出口温度(图 8 所示的温度排架 2, 测点按从上到下顺序依次编号)的分布如图 15 所示, 由图可见, 同一径向截面上温度的分布呈现中间高、两侧低, 这符合管路的热防护设计; 此外, 同一径向截面上温度的偏差保持在 50 K 以内, 满足设计指标要求。根据航空发动机燃烧室常用的出口温度评价指标——温度径向分布系数来分析燃气发生器测量端出口温度的分布均匀性, 温度径向分布系数计算公式如下^[7]:

$$\delta_r = \frac{t_{\max} - t_{\text{out}}}{t_{\text{out}} - t_{\text{in}}}$$

式中, t_{\max} 、 t_{in} 及 t_{out} 分别表示燃气发生器出口某截面径向剖面最高温度、来流平均温度及出口平均温度。

鉴于数据有限, 将燃气发生器径向排架温度视为径向剖面温度, 经过数据分析计算得到燃气发生器设计工况下的径向分布系数为 8.6%, 优于航空发动机燃烧室对出口燃气的均匀性指标要求(小于 10%)^[7,19]。

此外, 为考核及验证火焰筒壁面多斜孔气膜冷却的有效性, 试验过程中对火焰筒壁温进行了实时监测, 具体测点布局及编号示意图如图 16 所示。

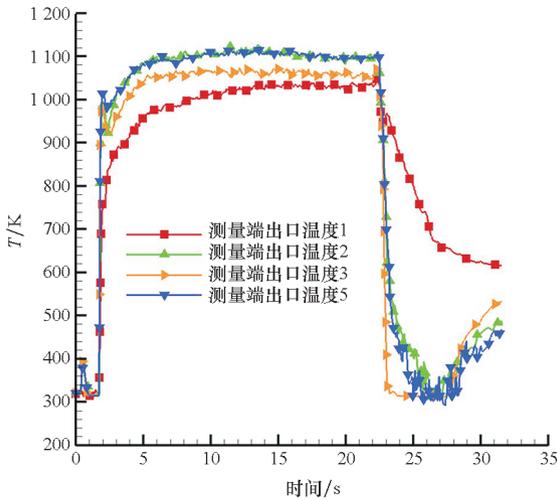


图 15 测量端出口温度曲线

Fig. 15 Measurement section temperature distribution curves

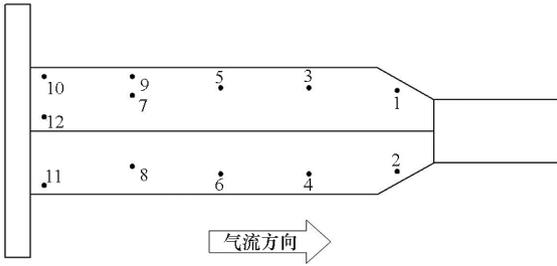


图 16 火焰筒壁面温度测点分布

Fig. 16 Combustion liner temperature measuring point

燃气发生器设计工况下的火焰筒壁温曲线如图 17 所示,根据曲线可知,试验过程中火焰筒壁温已达到平衡,各壁面测点的温度均小于 873 K,远远小于火焰筒材料 GH3039 长期允许的使用温度^[7]。此外,火焰筒壁温沿气流方向分布呈现中间高、两端低,由此可见,燃烧基本集中控制在中

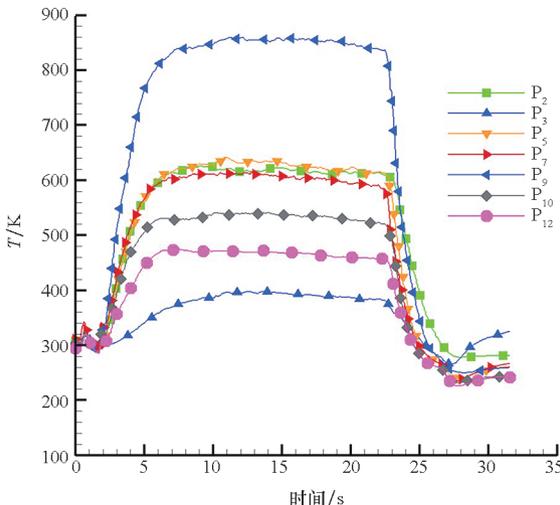


图 17 火焰筒壁面温度曲线

Fig. 17 Combustion liner temperature distribution

上游,不存在火焰过长问题,提高了设备的安全性。为验证火焰筒头部采用“冲击 + 气膜”冷却方式的有效性,给出了燃气发生器近 100 车次热试(约 2 000 s 工作时间)后的喷注面板实物图(如图 18 所示),可知喷注面板经长时间工作后,深颜色区域较少,且集中于旋流器周边,可以认为该型燃气发生器满足长时间安全运行要求。



图 18 喷注面板烧蚀照片

Fig. 18 Erosion photo of injection panel

4 结论

1) 多点喷射结构燃气发生器技术方案可行,结构紧凑,点火可靠性高,启动迅速,运行平稳,出口温度场均匀,满足设计指标要求。

2) 相对于现有应用引射领域内的燃气发生器而言,多点喷射结构方案大大提升了空间利用率,减小了辅助系统规模,有效保证了引射系统的小型化。

3) 燃气发生器工作范围宽,贫油点火极限基本达到 4.34,可满足引射系统多工况工作条件;此外,气膜冷却可保证燃气发生器长时间工作运行。

4) 有效结合了液体火箭发动机推力室与航空发动机燃烧室的综合优势,为引射系统及相关领域提供了一种新型、高效、大流量、安全环保、小体积及启动快等特点的燃气引射气源方案。

5) 本研究扩展了基于液体火箭发动机推力室与航空发动机燃烧室结构的燃气发生器的综合应用;为领域内燃气发生器的选型、设计及应用提供有力借鉴。

参考文献 (References)

[1] 廖达雄. 气体引射器原理及设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2018.
LIAO D X. Principle and design of gas ejector[M]. Beijing:

- National Defense Industry Press, 2018. (in Chinese)
- [2] 赵芳, 任泽斌. 燃气发生器应用综述[J]. 火箭推进, 2019, 45(3): 1-8.
ZHAO F, REN Z B. Overview of application of combustion-gas generator [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(3): 1-8. (in Chinese)
- [3] 潘刚, 牛旭东, 丁兆波, 等. 大流量低混合比氢氧喷嘴变工况燃烧特性研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2020(5): 43-47.
PAN G, NIU X D, DING Z B, et al. Research on variable-flow combustion performance of large flow rate and low mixture ratio hydrogen/oxygen injector [J]. Missiles and Space Vehicles, 2020(5): 43-47. (in Chinese)
- [4] 徐万武. 高性能、大压缩比化学激光器压力恢复系统研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2003.
XU W W. Study of high performance, high compression ratio pressure recovery system for chemical laser[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2003. (in Chinese)
- [5] CONNAUGHTON J W. Application of a hydrazine gas generator to vacuum ejector pumping of a chemical laser[C]//Proceedings of AIAA/SAE the 13th Propulsion Conference, 1977.
- [6] 熊剑, 肖虹, 李小平, 等. 宽范围变流量空气/液氧/酒精燃烧加热器试验[J]. 火箭推进, 2020, 46(3): 56-61.
XIONG J, XIAO H, LI X P, et al. Experimental study on air/LOX/alcohol combustion heater with variable flow rate in large range[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2020, 46(3): 56-61. (in Chinese)
- [7] 赵芳, 任泽斌, 李先锋, 等. 空气/酒精燃气发生器试验研究[J]. 工程热物理学报, 2019, 40(9): 2190-2197.
ZHAO F, REN Z B, LI X F, et al. Experimental study of air/ethanol gas generator [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2019, 40(9): 2190-2197. (in Chinese)
- [8] 张小平, 严伟. 蓝箭航天液氧甲烷发动机研制进展[J]. 上海航天, 2019, 36(6): 83-87.
ZHANG X P, YAN W. The development of land space liquid oxygen/methane rocket engine [J]. Aerospace Shanghai, 2019, 36(6): 83-87. (in Chinese)
- [9] 冯军红, 沈赤兵, 赵芳. 液氧与气氧对空气加热器燃烧流场的影响分析[J]. 国防科技大学学报, 2012, 34(4): 43-48.
FENG J H, SHEN C B, ZHAO F. Analysis of liquid and gaseous oxygen influence on the combustion flow field of air heater [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2012, 34(4): 43-48. (in Chinese)
- [10] 刘盛田, 胡兴伟, 柳琪, 等. 一氧化二氮/乙醇燃气发生器试验研究[J]. 舰船科学技术, 2008, 30(增刊2): 223-226.
LIU S T, HU X W, LIU Q, et al. The experimental studies of gas generator based on nitrous oxide and ethanol[J]. Ship Science and Technology, 2008, 30(Suppl 2): 223-226. (in Chinese)
- [11] 李清廉, 李庆, 王振国. 氧气/醇类燃气发生器启动过程试验研究[J]. 火箭推进, 2010, 36(1): 13-18.
LI Q L, LI Q, WANG Z G. Experimental research of the start-up process of gaseous oxygen/ethanol gas generator[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2010, 36(1): 13-18. (in Chinese)
- [12] 陈志强, 廖达雄, 刘宗政, 等. 过氧化氢加酒精补燃气体发生器实验研究[J]. 强激光与粒子束, 2007, 19(9): 1409-1412.
CHEN Z Q, LIAO D X, LIU Z Z, et al. Experimental studies of gas generator based on hydrogen peroxide and hypergolic ethanol[J]. High Power Laser and Particle Beams, 2007, 19(9): 1409-1412. (in Chinese)
- [13] 罗智锋, 刘重阳, 冯大强, 等. 一种以乙醇为燃料的环形燃烧室燃气发生器: CN103697471A[P]. 2014-04-02.
LUO Z F, LIU Z Y, FENG D Q, et al. Annular combustion chamber fuel gas generator using alcohol as fuel: CN103697471A[P]. 2014-04-02. (in Chinese)
- [14] 罗智锋, 冯大强, 屈成泽, 等. 一种以乙醇为燃料的单管燃烧室燃气发生器: CN204534569U[P]. 2015-08-05.
LUO Z F, FENG D Q, QU C Z, et al. Use can burner gas generator of ethanol as fuel: CN204534569U[P]. 2015-08-05. (in Chinese)
- [15] 曹鹏进, 白晓, 成鹏, 等. 气液比对气液同轴离心式喷嘴缩进室内流动过程的影响[J]. 推进技术, 2022, 43(1): 200861.
CAO P J, BAI X, CHENG P, et al. Effects of gas-liquid ratio on internal flow dynamics of gas-liquid swirl coaxial injector in recess chamber [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(1): 200861. (in Chinese)
- [16] 罗智锋, 李先锋, 冯大强, 等. 一种以乙醇为燃料的多点喷射燃气发生器: CN107420937B[P]. 2019-04-26.
LUO Z F, LI X F, FENG D Q, et al. Multi-point injection fuel gas generator using ethanol as fuel: CN107420937B[P]. 2019-04-26. (in Chinese)
- [17] 康忠涛. 空气/煤油直接燃烧生成燃气方法研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2012.
KANG Z T. Research on the gas generating method based on the direct combustion of air and kerosene [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012. (in Chinese)
- [18] 郑丽, 李清廉, 于向财, 等. 减压器动态特性试验与仿真研究[J]. 航空发动机, 2009, 35(2): 40-43, 29.
ZHENG L, LI Q L, YU X C, et al. Experiment and simulation of dynamic characteristics for decompressor [J]. Aeroengine, 2009, 35(2): 40-43, 29. (in Chinese)
- [19] MELLOR A M. Design of modern turbine combustors[M]. San Diego: Academic Press, 1990.