

气氧/气甲烷火炬点火器设计及试验

王煜锟, 王 玫, 张 锋, 冯建畅
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 针对某型液氧/甲烷火箭发动机, 为寻求多次使用的点火器, 提出了变结构气氧/气甲烷火炬式点火器设计方案。根据设计要求及技术指标, 对点火器进行了变结构、变缩进长度及变混合比试验, 验证了点火器设计的可靠性。试验结果表明: 混合比越大, 燃烧室压强越大, 出口补燃情况不发生改变; 缩进长度的变化不影响燃烧室压强及出口补燃情况的变化; 排放甲烷与出口富氧燃气的掺混, 能有效地促使出口补燃发生, 其中收缩式出口能有效促进掺混; 点火导管直径能有效改变出口富氧燃气速度, 出口富氧燃气速度降低能有效地促使排放路甲烷与出口燃气掺混, 有利于稳定燃烧。

关键词: 液氧/甲烷发动机; 火炬点火器; 燃烧室; 试验研究

中图分类号: V433-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2022)03-0057-06

Design and experimental study of gas oxygen/methane torch igniter

WANG Yukun, WANG Mei, ZHANG Feng, FENG Jianchang
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: For a liquid oxygen/methane rocket engine, in order to develop an igniter for multiple uses, a design scheme of variable structure gas oxygen/gas methane torch igniter was proposed. According to the design requirements and technical indexes, the tests of variable structure, variable indent length and variable mixing ratios were carried out to verify the reliability of the igniter design. The experimental results show that the higher the mixing ratio is, the higher the combustion chamber pressure is, while the secondary combustion at the outlet does not change. The change of indent length does not affect the combustion chamber pressure and the afterburning at outlet is similar. The mixing of the discharged methane and the oxygen-enriched fuel gas at the outlet can effectively promote the secondary combustion at the outlet, and the shrinkage outlet can effectively enhance the mixing. The diameter of the ignition duct can effectively change the outlet speed, and the decrease of the outlet speed can effectively promote the mixing of methane in the discharge path and the central gas, which is conducive to stable combustion.

Keywords: liquid oxygen/methane rocket engine; torch igniter; combustion chamber; experimental study

收稿日期: 2021-08-31; 修回日期: 2021-10-16

基金项目: 国家级重点实验室基金(614270401041701)

作者简介: 王煜锟(1997—), 男, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机系统仿真。

0 引言

随着航天事业的不断发展,可重复使用运载器逐渐成为未来航天运载器的重要发展方向^[1]。液氧/甲烷发动机以低成本、高性能、易使用、无毒、无污染的优势,成为可重复使用运载器的首选推进系统,因此受到各航天大国的竞相关注^[2-3]。

液氧/甲烷属于非自燃的双组元低温推进剂组合,要实现发动机的点火启动,就必须设置点火装置^[4]。目前液体火箭发动机常用的点火装置主要为固体火药点火器、化学点火器以及火炬式点火器。其中,火炬式点火器具有点火能量大、可重复使用、工作时间便于调节和使用维护方便等优点,是可重复使用液氧甲烷发动机理想的点火方式^[5]。火炬式点火器一般由推进剂供应系统、燃烧室、火花塞点火系统以及喷管(或燃气导管)等部件组成^[6]。

国内外学者针对火炬式点火器的工作状态均做出了一定的研究。NASA 格林研究中心设计了一种由头部、舱室和燃料冷却套筒组成的液氧/甲烷火炬式点火器,并在此点火器模型上进行了 750 多次试验。试验对混合比、器件温度、火花塞能量、燃料纯度、点火器几何构型等因素对点火器燃烧温度及工作状态影响做了分析,结果表明,混合比越大,燃气温度越高;且火花塞能量低于 200 MJ 时,点火失败^[7]。Aerojet 公司开展了液氧/甲烷点火技术研究,掌握了不同工作条件下点火器燃烧室温度特征、稳态工作特性、壳体冷却及热交换导致的混合比变化特征、点火器的脉冲工作性能等,初步确定了点火器的点火边界特性^[8-11]。国内刘巍等设计了旋转液膜冷却的气氧/酒精火炬式点火器,氧化剂为气态,使用液体燃料对燃烧室壁面进行再生冷却,加强了热防护效果。试验结果显示:当余氧系数一定时,若液体燃料沸点较高,则燃烧室下游燃烧产物核心部分为气态,周围为液态;若液体燃料沸点较低,则燃烧室下游燃烧产物为气态。且最长工作时间达到 20 s^[12]。

综上可知,针对火炬点火器的工作状态、工作性能、工作边界等已经有了较为全面和深入的研究,但主要集中在液氧/液氢或者液氧/煤油领域,而针对气氧/气甲烷火炬点火器的工作特性等还鲜有研究^[13]。鉴于此,本文设计了一种气氧/气甲烷火炬点火器,并采用试验手段对其工作特性开展了

研究,为工程设计提供指导。

1 试验装置设计与试验方法

1.1 试验装置设计

根据已有火炬点火器设计方案,结合所需设计要求,确定燃烧室采用普通圆筒结构设计。气氧/气甲烷火炬式点火器的喷注器采用直流撞击式喷注器。氧喷嘴和甲烷喷嘴的撞击角度为 180°^[14]。

试验时,氧气和甲烷经过孔板以一定的速度和流量进入燃烧室中同轴碰撞、掺混。点火器出口结构分别为直流出口和收缩出口。

表 1 为点火器设计主要参数。点火器采用气气推进剂组织燃烧,设计压强为 1 MPa,设计流量为 8 g/s。点火器头部配置单独火花塞,全部氧气(流量 5 g/s)由点火器燃烧室接入一个直流喷嘴喷入燃烧室。甲烷分两路,一小部分甲烷(流量 0.25 g/s,占甲烷总流量的 8.3%)由燃烧室一个直流喷嘴喷入燃烧室,并与氧气的喷射方向同轴对撞;其余甲烷(流量 2.75 g/s,占甲烷总流量的 91.7%)通过设置在导火管组件的直流喷嘴进入,并在导火管外部加入冷却甲烷管路组件。整个点火器各部件由螺栓连接。

表 1 点火器设计输入参数
Tab. 1 Input parameters of igniter design

| 名称 | 设计要求 | 备注 |
|---------------------------|--------|-------------|
| 燃气流量/(g·s ⁻¹) | 8 | 推力室总流量 0.2% |
| 燃料 | 甲烷 | 常温气体 |
| 氧化剂 | 氧气 | 常温气体 |
| 点燃方式 | 火花塞 | — |
| 燃烧室理论燃气温度/K | ≥2 200 | — |
| 点火器燃烧室压力/MPa | 1.0 | 推力室点火前 |
| 单次最长工作时间/s | 3 | — |
| 累计工作次数 | 30 | — |

点火器结构 A、B、C 剖面图分别如图 1 和图 2 所示,本文共设计了 3 种结构的点火器,3 种结构点火器其燃烧室直径、氧气入口喷嘴内径、点火甲烷入口喷嘴内径、点火导管长度、排放甲烷环缝宽度均相同。其主要区别是:A 结构出口为直流出口,B、C 结构出口为收缩出口。结构 A 和 B 点火导管直径相同,结构 C 点火导管直径为结构 B 直径的

1.5倍。3种结构差异主要是点火导管直径大小与有无出口收缩段(如图2所示红框位置为收缩出口),直径大小影响出口富氧燃气流速,而出口收缩段影响出口富氧燃气与排放路甲烷的掺混,从而影响出口补燃情况。气氧/气甲烷点火器实物如图3所示。

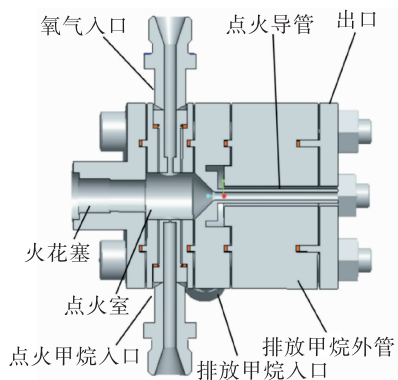


图1 A结构点火器剖视图

Fig.1 Sectional view of structure A igniter

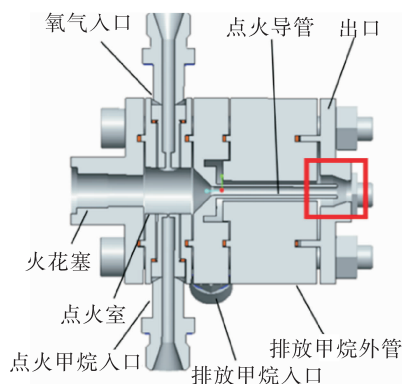


图2 B、C结构点火器剖视图

Fig.2 Sectional view of structure B and C igniter



图3 气氧/气甲烷点火器实物图

Fig.3 Prototype of gas oxygen/gas methane igniter

1.2 试验方法

试验系统原理图如图4所示。氧气和甲烷分别经减压阀、电磁阀和孔板进入火炬点火器进行点火燃烧,通过调节氧化剂入口与燃料入口压强保证试验所需的流量^[15]。

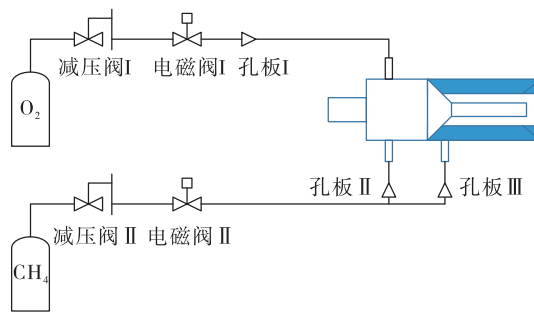


图4 点火器试验原理图

Fig.4 Schematic diagram of ignition test

点火装置电火花塞采用高可靠组件,且具备重复使用能力。该火花塞点火能量约为300 MJ,点火频率为30 Hz,对应高压包的输入电压为24 V^[16-17]。

点火3 s时序如图5所示,先打开氧气阀门,0.5 s后打开甲烷阀门,工作3 s后关闭所有阀门,其中火花塞在初始阶段工作1 s后停止工作。2 s及5 s工作时序与3 s时序基本相同,即:0.5 s后打开甲烷阀门,工作2 s/5 s后关闭所有阀门,火花塞在初始阶段工作1 s后停止工作。

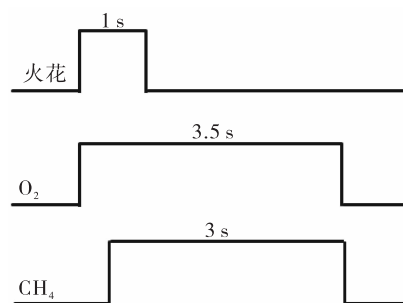


图5 点火器3 s点火时序图

Fig.5 3 s time sequence of ignitor

2 试验结果与分析

根据不同的排放冷却甲烷外管出口结构形式,火炬点火器共有结构A、结构B和结构C等9种不同状态,另外,3种结构的外管出口均可通过调节垫

片个数,调节外管出口的缩进长度^[18]。以及不同核心混合比进行展开,主要试验结果如表 2 所示。

试验主要针对不同结构状态下、不同缩进长度

表 2 气氧/气甲烷点火器点火试验
Tab. 2 Summary of ignition test for gas oxygen/gas methane igniter

| 结构状态 | 氧化剂入口 压力/MPa | 燃料入口 压力/MPa | 氧化剂流量/ (g·s ⁻¹) | 燃烧室燃料 流量/(g·s ⁻¹) | 排放路燃料 流量/(g·s ⁻¹) | 核心 混合比 | 缩进长度/ mm | 点火出口 补燃情况 |
|-------|-----------------|----------------|--------------------------------|----------------------------------|----------------------------------|-----------|-------------|--------------|
| 状态 A1 | 2. 9 | 1. 80 | 5 | 0. 25 | 2. 75 | 20. 00 | 0 | N |
| 状态 A2 | 2. 9 | 2. 14 | 5 | 0. 30 | 2. 70 | 16. 70 | 0 | N |
| 状态 A3 | 2. 9 | 2. 50 | 5 | 0. 35 | 2. 65 | 14. 29 | 0 | N |
| 状态 B1 | 2. 9 | 1. 80 | 5 | 0. 25 | 2. 75 | 20. 00 | 20 | N |
| 状态 B2 | 2. 9 | 1. 80 | 5 | 0. 25 | 2. 75 | 20. 00 | 10 | N |
| 状态 B3 | 2. 9 | 1. 80 | 5 | 0. 25 | 2. 75 | 20. 00 | 0 | N |
| 状态 C1 | 2. 9 | 1. 80 | 5 | 0. 25 | 2. 75 | 20. 00 | 0 | Y |
| 状态 C2 | 2. 9 | 2. 14 | 5 | 0. 30 | 2. 70 | 16. 70 | 0 | Y |
| 状态 C3 | 2. 9 | 2. 50 | 5 | 0. 35 | 2. 65 | 14. 29 | 0 | Y |

2.1 混合比变化试验

本文通过保持氧气流量一定,改变点火路甲烷与排放路甲烷流量大小,对点火器进行时长为 2 s 的点火试验研究。得到了直流式的结构 A 不同混合比情况下燃烧室压力变化情况,并观察了出口补燃火焰稳定性的变化情况^[19]。

采用结构 A 的火炬点火器,开展如表 2 所示的状态 A1 ~ A3 工况的点火试验,以获得两路甲烷流量分配对点火器工作特性的影响,3 种工况下燃烧室压强分布如图 6 所示。

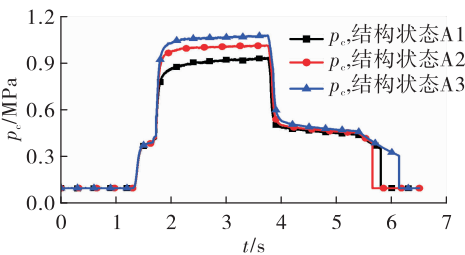


图 6 结构 A1、A2、A3 燃烧室压力
Fig. 6 Chamber pressure of structure A1, A2 and A3

图中 3 条压力曲线代表 3 个工况,随着点火甲烷流量的增加,3 个工况下的燃烧室压力分别为 0. 90 MPa、1. 02 MPa、1. 09 MPa,燃烧室压力不断升高,燃烧室燃气温度也不断升高。分析其原因主要是随着燃烧室燃料流量的增大,燃烧室内混合比逐

渐接近当量混合比,因而燃烧室压力和温度升高。而试验曲线在打开氧阀后产生了约为 0. 4 MPa 的压力“平台”,这是由于先打开氧阀,气氧进入燃烧室从而建压产生压力“平台”。试验中未观察到排放甲烷与出口燃气发生补燃,只是在点火初期有火花闪过,分析原因认为是点火初期燃烧室压强还很低、直流式出口不利于排放甲烷与富氧燃气的掺混、出口富氧燃气速度较高不易产生补燃火焰等造成的^[20]。

2.2 变缩进长度试验

采用结构 B 的点火器,开展如表 2 所示的状态 B1 ~ B3 工况的点火试验,分析点火导管出口缩进长度对点火器工作特性的影响,3 种工况下燃烧室压强分布如图 7 所示。

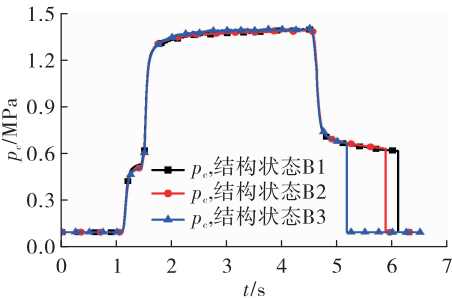


图 7 结构 B1、B2、B3 点火室压力
Fig. 7 Chamber pressure of structure B1, B2 and B3

3种缩进长度下,燃烧室压力均为1.35 MPa,且比结构A这3种工况下的压力高,这是由于结构B状态下出口为收缩结构,相较于结构A的直流式出口,出口的燃气质量流量降低,燃烧室压力升高。对比结构B不同缩进长度的燃烧室压强曲线可知,燃烧室压力并未发生变化,说明缩进长度对燃烧室压力并不产生影响。压力拖尾段持续时间随着缩进长度的减小而减小,这是由于关闭氧阀和甲烷阀后剩余燃气流出时间会由于缩进长度的缩短而降低。

观察3次点火试验的燃气出口补燃情况,发现在初始阶段有火花闪过但火焰并未产生。分析其原因是加入收缩出口以后有利于燃气与排放甲烷的掺混,但由于收缩出口会使富燃燃气流速增大,对补燃产生较大影响,从而导致燃烧失败。因而加大掺混的同时需降低富燃燃气速度。

2.3 变结构试验

对收缩结构C进行如表2所示的状态C1~C3的2s点火试验,燃烧室压强如图8所示。不同混合比下燃烧室压强分别为0.98 MPa、1.05 MPa、1.18 MPa,压力值和燃烧室温度不断升高。

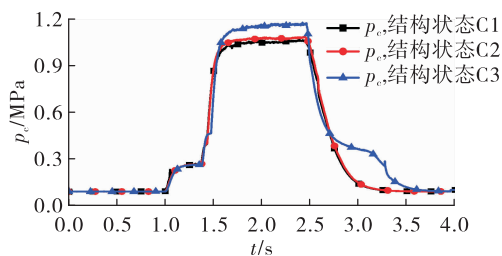


图8 结构C1、C2、C3点火室压力

Fig.8 Chamber pressure of structure C1, C2 and C3

由于结构C的导火管直径为结构B的1.5倍,此时燃烧室点火导管直径增大,燃烧室喉部直径增大,燃烧室压力相较于结构B降低,如图9所示,B3状态压力为1.35 MPa,C3状态压力为1.18 MPa。燃烧室收缩直径及点火导管直径变大也会增大阀门关闭时的剩余燃气的质量流量,从而使得压力“拖尾段”时间变短。点火导管直径变大,富燃燃气出口流速降低,此时3次试验出口都产生了相当稳定的羽流火焰,如图10所示。

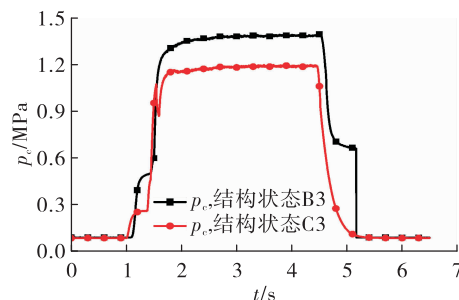


图9 结构B3、C3点火室压力

Fig.9 Chamber pressure of structure B3 and C3

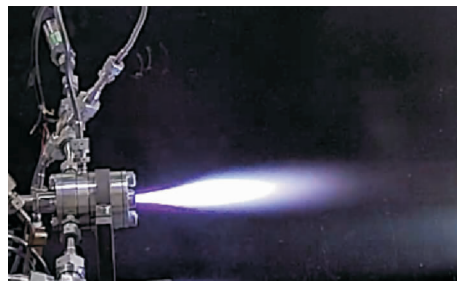


图10 点火器出口火焰补燃图

Fig.10 Flame afterburning at igniter outlet

2.4 长程试验及过热情况评估

为验证点火器的耐热状况,本文进行了5s的单次点火试验,试验得到的压强分布如图11所示。

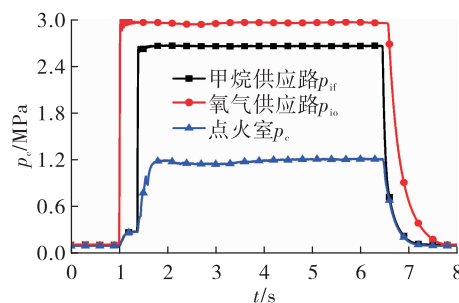


图11 5s长程试车压力

Fig.11 Chamber pressure of 5 s ignition test

在本文所设计的点火器进行的超过30次点火试验中,整个结构完好,火花塞工作正常。如图12所示,燃烧室、导火管、点火器头部过热区都主要发生在靠点火甲烷入口处。这是由于点火室在点火过程中处于富氧状态,而靠近甲烷喷嘴的区域,混合比较为接近化学当量混合比,所以燃烧温度相比平均混合比对应的燃烧温度高,出现了过热的痕迹,但对整个结构并未产生影响。

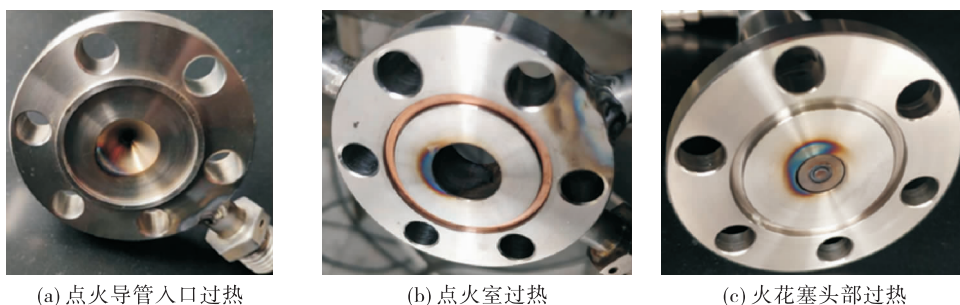


图 12 点火器过热部位

Fig. 12 Overheating part of igniter

3 结论

本文针对液体火箭发动机多次点火问题设计了气氧/气甲烷火炬式点火器,通过试验对点火器方案进行了验证,研究分析了点火导管内径和出口形状等关键因素对点火器出口补燃的影响,得出的结论如下。

1) 点火器采用直流互击式喷注、富氧燃气与排放甲烷在出口补燃、点火导管收缩出口的结构方案,补燃火焰稳定,燃烧室压力达到设计值,并进行多次点火和长程试验,满足点火路多次工作要求。

2) 甲烷流量与氧气流量的比值会影响点火器燃烧室压强的大小,在富氧情况下,比值越大,压强越大。合理选择点火器结构促进排放甲烷与中心燃气的掺混,能有效地促使出口补燃的发生。

3) 增大点火导管直径能有效地降低富氧燃气的出口速度,使用点火导管收缩出口能有效地促使排放甲烷与富氧燃气的掺混。两种因素共同促使出口补燃的发生。出口速度降低能有效地促使排放路甲烷与中心燃气掺混,同时也可避免对出口补燃火焰稳定性产生负面影响。

参考文献:

- [1] 李斌,张小平,高玉闪. 我国可重复使用液体火箭发动机发展的思考[J]. 火箭推进,2017,43(1):1-7.
- LI B, ZHANG X P, GAO Y S. Consideration on development of reusable liquid rocket engine in China[J]. Journal of Rocket Propulsion,2017,43(1):1-7.
- [2] 孙宏明. 液氧/甲烷发动机评述[J]. 火箭推进,2006,32(2):23-31.

SUN H M. Review of liquid oxygen/methane rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32 (2) : 23-31.

- [3] 蔡震宇,王铁岩,曹红娟. 一种气氧/气甲烷火炬式电点火器方案研究[J]. 载人航天,2016,22(3):338-342.
- [4] KLEM M D, SMITH T D, WADEL M F. Liquid oxygen/liquid methane propulsion and cryogenic advanced development [EB/OL]. https://www.researchgate.net/publication/287060866_Liquid_oxygenliquid_methane_propulsion_and_cryogenic_advanced_development,2011.
- [5] 孙纪国,王珏. 高混合比火炬式电点火器试验研究[J]. 推进技术,2000,21(1):33-35.
- [6] 孙纪国,王剑虹. 低温富燃火炬点火器研究[J]. 导弹与航天运载技术,1999(6):17-22.
- [7] GEORGE A, REPAL B. Hydrogen oxygen torch ignitor [EB/OL]. <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=199400229212018-12-18T13:56:52+00:00Z>,1994.
- [8] BREISACHER K, AJMANI K. LOX/methane main engine igniter tests and modeling [C]//44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia; AIAA,2008.
- [9] SANCHEZ L E, ELLIS R J, DORADO V, et al. An experimental investigation of a LOX/CH₄ torch ignition system for propulsion research [C]//50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia; AIAA,2014.
- [10] FLORES J R, SANCHEZ L, DORADO V, et al. An experimental evaluation of a torch ignition system for propulsion research [C]//49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia; AIAA,2013.
- [11] LUX J, HAIDN O. Flame stabilization in high-pressure liquid oxygen/methane rocket engine combustion [J]. Journal of Propulsion and Power,2009,25(1):15-23.

(下转第78页)

- [12] BASQUIN O H. The exponential law of endurance tests[J]. Proceedings of ASTM, 1919(10):625-630.
- [13] KAWAI M, YANO K. Probabilistic anisomorphic constant fatigue life diagram approach for prediction of $P-S-N$ curves for woven carbon/epoxy laminates at any stress ratio[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2016, 80:244-258.
- [14] STEPHENS R I, FUCHS H O. Metal fatigue in engineering [M]. New York: John Wiley & Sons Inc, 2001.
- [15] VASSILOPOULOS A P, MANSHADI B D, KELLER T. Influence of the constant life diagram formulation on the fatigue life prediction of composite materials[J]. International Journal of Fatigue, 2010, 32(4):659-669.
- [16] SENDECKYJ G P. Constant life diagrams: A historical review[J]. International Journal of Fatigue, 2001, 23(4):347-353.
- [17] GAO J X, AN Z W, KOU H X. Fatigue life prediction of wind turbine rotor blade composites considering the combined effects of stress amplitude and mean stress[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part O: Journal of Risk and Reliability, 2018, 232(6):598-606.
- [18] GERBER W Z. Investigation of allowable stress in iron construction [J]. Bayer Arch Ing Ver, 1974, 6(6):101-110.
- [19] GOODMAN J. Mechanics applied to engineering[EB/OL]. [https://www. researchgate. net/publication/265350702 _Mechanics_Applied_to_Engineering](https://www.researchgate.net/publication/265350702_Mechanics_Applied_to_Engineering), 1930.
- [20] SODERBERG C R. Factor of safety and working stress[J]. Transactions of the ASME, 1930, 52(2):13-28.
- [21] 刘俭辉, 王生楠, 韦尧兵, 等. 304 不锈钢低周疲劳断裂特性的研究[J]. 航空制造技术, 2013, 56(17):84-88.

(上接第 62 页)

- [12] 刘巍, 杨涛, 胡建新, 等. 气氧/酒精火炬式点火器试验[J]. 推进技术, 2008, 29(3):269-272.
- [13] 王铁岩, 郑孟伟, 蔡振宇. 气氧甲烷火炬式点火器稳态仿真分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2016(4):63-66.
- [14] 张蒙正, 张泽平, 李鳌, 等. 两股互击式喷嘴雾化性能实验研究[J]. 推进技术, 2000, 21(1):57-59.
- [15] 潘一力, 周海清, 吉林, 等. 液氧/液甲烷姿控发动机点火技术研究[J]. 火箭推进, 2019, 45(4):16-25.
- PAN Y L, ZHOU H Q, JI L, et al. Study on ignition technology of LOX/LCH₄ attitude control engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(4):16-25.
- [16] 王艳, 方杰, 杨进慧, 等. 氢氧火炬点火器低压燃烧流动仿真研究[J]. 航空动力学报, 2021, 36(11):2344-2352.
- [17] 邓维鑫, 乐嘉陵, 杨顺华, 等. 空气/煤油火炬点火器设计及试验[J]. 航空动力学报, 2017, 32(7):1554-1560.
- [18] 王栋, 郭红杰, 梁国柱, 等. N₂O/C₃H₈ 火炬式点火器试验研究[J]. 推进技术, 2010, 31(6):777-782.
- [19] 刘盛田, 柳琪, 高磊, 等. N₂O/H₂ 富燃火炬式点火器研究[J]. 舰船科学技术, 2008, 30(2):94-97.
- [20] 俞南嘉, 张国舟, 刘红军, 等. 氦气谐振点火器和气氧/煤油火炬点火器研究[J]. 推进技术, 2003, 24(6):553-556.