

氧气/煤油点火装置高空点火试验研究

雷向东, 余协正, 杨京军, 凌文辉

(北京动力机械研究所, 北京, 100074)

摘 要: 为了实现冲压发动机高空环境条件下可靠点火以及空中熄火后再次点火的需求, 研制了一种可多次点火、重复使用的氧气/煤油点火装置, 并对氧气/煤油点火装置的高空点火性能进行了试验研究。试验结果表明: 高空环境条件下温度和压力发生了变化, 着火边界变窄, 点火可靠性较地面降低, 通过进一步理论分析, 认为降低油气比和改变点火时序是提高高空点火可靠性的关键所在。适当降低煤油流量的供应将降低油气比, 从而可以将设计点控制在着火区, 点火装置时序设计按电嘴发火-氧气进入预燃室-煤油进入预燃室的顺序执行, 该时序设计可以确保点火初期让油气比经历从贫油状态过渡到富油状态, 当进入着火区时即能保证点火成功。

关键词: 冲压发动机; 点火装置; 高空点火; 氧气/煤油; 点火可靠性

中图分类号: V233.3-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 06-0037-07

High-altitude ignition tests of oxygen/kerosene ignition system

LEI Xiang-dong, YU Xie-zheng, YANG Jing-jun, LING Wen-hui

(Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: In order to accomplish reliable ignition and re-ignition of scramjet, an oxygen/kerosene ignition system, which can ignite for several times and can be used repeatedly, was developed. The ignition performance test of the system was performed in high altitude environment. The results indicate that the flame boundary narrows down and the ignition reliability is lower than that on ground due to temperature and pressure change at high altitude. Theoretical analysis shows that the effective way to improve the ignition reliability at high altitude is to decrease the kerosene/oxygen ratio and change the ignition sequence. Proper reduction of kerosene flow can reduce the kerosene/oxygen ratio, thus the design point can be kept in the fire area. The time-sequence of the ignition system can be designed as spark plug ignition, oxygen entering and kerosene flow into the pre-combustion chamber. The sequence can ensure that the kerosene/oxygen ratio in ignition stage transits from the deficient oil state to the rich oil state to ensure successful ignition when kerosene and oxygen enter into fire area.

Keywords: scramjet; ignition system; high-altitude ignition; oxygen/kerosene; ignition reliability

收稿日期: 2014-06-09; 修回日期: 2014-09-15

作者简介: 雷向东 (1977—), 女, 硕士, 研究领域为航天火工装置设计

0 引言

为了满足冲压发动机高空点火启动以及空中熄火后的 2 次点火, 研制了一种可多次点火、重复使用的氧气/煤油点火装置。该点火装置在多次地面试验中, 均能成功可靠点火。在高空条件下, 由于温度和压力下降, 点火环境将变得十分恶劣, 如何保证氧气/煤油点火装置在高空条件下的可靠点火性能, 是亚燃冲压发动机研制过程中面临的一个关键问题。

国内外对冲压发动机高空点火方面做了大量工作, Ballal 和 Lefebvre 进行了一系列基础研究^[1], 给出了点火性能影响因素与最小点火能量的函数关系, 还从概念上分析了高空点火和贫油熄火的基本过程, 为高空点火和稳定特性与所包含的工作参数建立关系提供了有用的理论基础。Read 等对低温、低压下, 航空发动机燃烧室中受湍流作用影响的点火过程及流场结构进行了分析^[2]。Cote 也对低压条件下点火问题进行了研究^[3]。国内方面邢菲等对航空发动机驻涡燃烧室内掺混气温度对点火性能的影响进行了研究^[4]; 李庆等研究了来流参数对冲压发动机高空点火性能的影响^[5]。

本文主要针对一种可用于冲压发动机多次点

火启动的氧气/煤油点火装置在高空环境中的点火性能进行了试验研究。

1 氧气/煤油点火装置

1.1 点火装置组成及工作原理

氧气/煤油点火装置主要由氧气供应组件、煤油供应组件、电点火组件和预燃室 4 部分组成, 如图 1 所示。其工作原理为: 氧气瓶中的氧气经减压阀、单向阀和流量喷嘴进入预燃室, 煤油经旋流式喷嘴雾化后进入预燃室, 与氧气形成可燃混合气。此时电嘴连续打火, 即可将混合气点燃并从喷口处喷出形成点火火炬从而点燃发动机。如图 2 所示为氧气/煤油点火装置在地面试验中的火焰输出状态。

1.2 氧气流量控制

氧气流量主要通过流量喷嘴进行控制, 其原理是当气流在流量喷嘴喉部加速到临界速度下, 流过喷嘴的气体质量流量是实际上游条件下可能达到的最大流量。即气体的流量可以通过喷嘴上游的气体参数来确定。根据《用临界流文丘里喷嘴测量气体流量》中临界流质量流量计算公式, 可得:

$$m = k \frac{P}{\sqrt{t}} \quad (1)$$

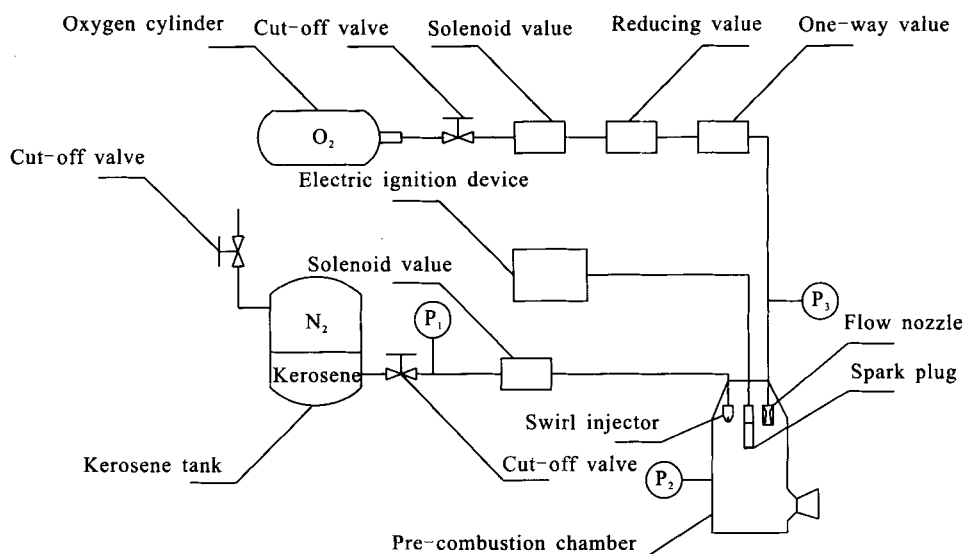


图 1 试验装置示意图

Fig. 1 Diagram of oxygen/kerosene ignition test system

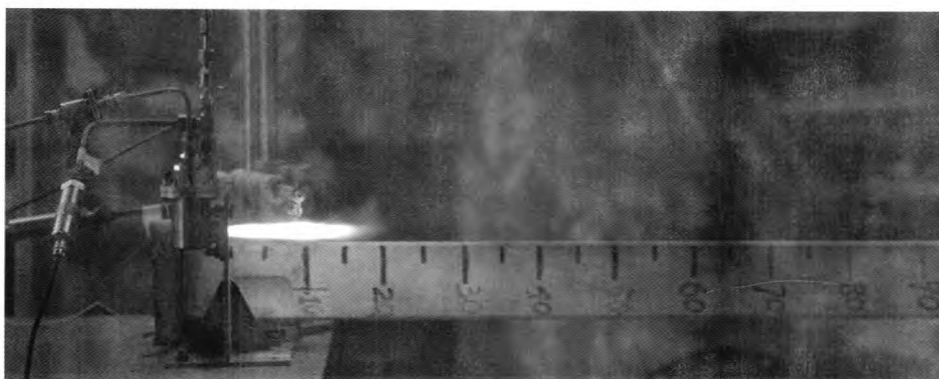


图2 多次点火装置火焰输出状态

Fig. 2 Flame output state of the ignition system

式中: m 为气体质量流量, g/s ; p 为喷嘴入口处压力, MPa ; t 为喷嘴入口处温度, K ; k 为流量系数, 可以通过试验来确定这个值。通过试验, 标定了试验用点火装置氧气供气压力与流量的关系式:

$$m=136.984 \frac{p}{\sqrt{t}} \quad (2)$$

根据公式(2), 试验中氧气流量只与上游压强以及氧气温度有关, 即预燃室压强变化不会引起氧气流量变化。

1.3 煤油流量控制

试验中使用的煤油喷嘴为离心式喷嘴, 煤油流量可根据喷嘴前后的压力差比的平方根大致估算, 即:

$$m=m_0 \sqrt{\Delta p / \Delta p_0} \quad (3)$$

式中: m 为煤油质量流量, g/s ; Δp 为供油压力差, MPa ; m_0 为标定压差下的煤油质量流量, g/s ; Δp_0 为标定时供油压力差, MPa 。

通过试验标定了试验用点火装置煤油供油压差与流量的关系:

$$m=8.821 \times \sqrt{\Delta p} + 0.506 \quad (4)$$

式中: m 为质量流量, g/s ; Δp_0 为供油压差, MPa 。根据公式(4), 煤油的质量流量只与喷嘴上游与下游的压差有关, 即预燃室压强变化会引起煤油流量变化, 当点火启动后预燃室内压力升高, 从而引起点火前后油气比逐渐变化。

2 高空点火试验

2.1 试验状态

本试验中点火装置预燃室直接安装在某冲压发动机燃烧室外壁上, 其他部件放置于附件架上, 并在高空舱内与发动机进行联动试验。点火装置上安装了点火电压、供氧压力、供油压力和预燃室压力4路测点, 其中3个压力传感器的安装位置如图1中 P_1 , P_2 和 P_3 位置所示。

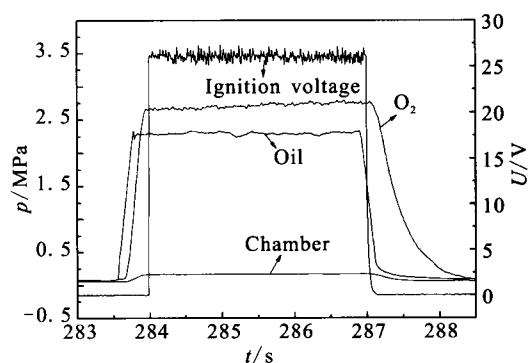
试车台按照既定要求将试验状态模拟到位之后, 发动机控制系统按照预定的点火时序启动点火流程, 共进行了4次高空点火试验。

2.2 试验结果与分析

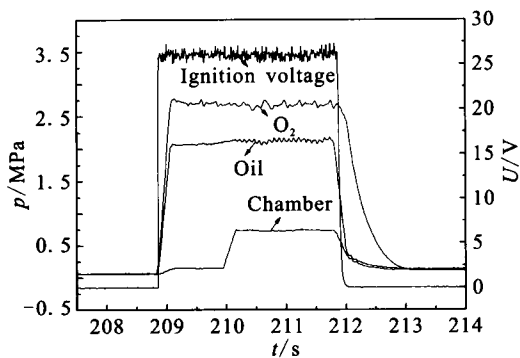
2.2.1 第1次点火试验

第1次试验中试验状态: 高度为21 km, 马赫数为3.0, 环境温度为217.4 K; 发动机模拟状态: 模拟温度为609.6 K, 模拟压力为0.358 MPa, 空气流量为31.3 kg/s; 点火时高空舱实际温度为298 K, 压力为7 kPa, 此时发动机燃烧室内背压0.06 MPa。试验曲线见图3(a)。

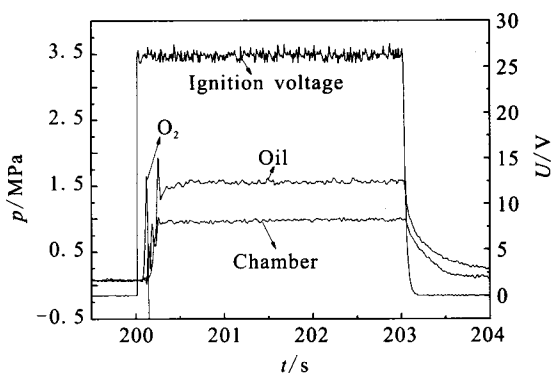
从图3(a)中可以看出, 煤油首先建立压力2.3 MPa, 随后氧气建立压力2.7 MPa, 由于2个压力传感器的位置均紧挨预燃室, 可以确定煤油先于氧气进入预燃室, 并与随后到达的氧气形成油气混合物。此时, 预燃室内的压力也从点火前的0.06 MPa(该压力为发动机燃烧室内压力)升高至0.16 MPa, 随后电点火装置通电产生电火花, 电压为26 V, 但是预燃室内并没有建立起正



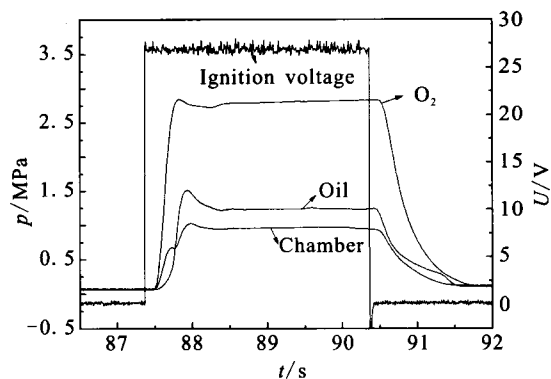
(a) 第一次点火试验数据



(b) 第二次点火试验数据



(c) 第三次点火试验数据



(d) 第四次点火试验数据

图3 试验数据

Fig. 3 Ignition test data

常的工作压力(0.8 MPa 左右), 而是一直维持在 0.16 MPa 左右, 停止点火后, 氧气压力下降, 预燃室内的压力也降至点火前。说明该压力是由氧气进入预燃室后产生的, 本次试验中点火启动失败。

假设通氧气后预燃室的喷管达到临界状态^[10], 对于氧气, k 取 1.4, 则根据气体动力学知识可估算出喉部截面的压强为:

$$P_e = 0.16 \times \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} = 0.084 \text{ MPa}$$

因为 0.084 MPa > 0.06 MPa, 即喷管喉部截面的压强大于环境背压, 说明此时喷管确实已处于临界状态, 当环境背压继续下降, 已不能影响喷管喉部以上的流动, 呈壅塞状态。在某冲压发动机的整个飞行包线内, 发动机燃烧室内的压力最低为 0.04 MPa, 所以点火装置在整个飞行包线内, 当氧气供应压力达到 2.7 MPa

左右时, 预燃室内的压力最低为 0.16 MPa 左右, 背压继续降低对其无影响。第一次点火装置未正常工作。

2.2.2 第2次点火试验

第2次试验的试验状态和模拟状态与第1次完全一致。通过改变点火时序和煤油流量, 点火成功, 相应试验曲线如图3(b)所示。

从图3(b)中可以看出, 电点火装置首先通电产生电火花, 随后煤油和氧气几乎同时进入预燃室, 供油压力 2.1 MPa, 氧气压力 2.7 MPa, 此时预燃室内的压力从点火前的 0.06 MPa 升至 0.16 MPa, 并持续 1 s 左右, 之后预燃室内压力突跃至 0.73 MPa, 说明本次试验中点火装置成功点火, 并点燃发动机, 但有较长的点火延迟。

2.2.3 第3次点火试验

第3次试验中试验状态高度 24 km, 马赫数 3.5, 环境温度 220.7 K; 模拟试验状态: 发动机

模拟温度 761.4K, 模拟压力 0.383 MPa, 空气流量为 29.95 kg/s; 点火时高空舱实际温度为 298 K, 实际压力为 30 kPa, 发动机燃烧室内背压 0.07 MPa 左右。继续改变点火时序和煤油流量, 点火成功, 相应试验曲线如图 3(c)所示。

从图 3(c)中可以看出, 电点火装置首先通电产生电火花, 随后氧气进入预燃室(注: 本次试验中氧气传感器损坏, 未测得后续的压力值, 但由于氧气管路中试验件的状态前后一致, 所以认为稳定后氧气的压力同样为 2.7 MPa 左右), 此时供油压力还处于爬升阶段, 未达到稳定状态, 但是预燃室内的压力却快速上升至 0.98 MPa, 说明此时点火装置已经正常点火工作, 并成功点燃发动机, 点火延迟时间较第 2 次中大大缩短。

2.2.4 第 4 次点火试验

第 4 次试验状态和模拟状态与第 3 次试验

完全一致, 在第 3 次试验基础上改变点煤油流量, 点火成功, 相应试验曲线如图 3(d)所示。

从图 3(d)中可以看出, 第 4 次电点火装置首先通电产生电火花, 随后氧气进入预燃室, 此时供油压力还处于爬升阶段, 未达到稳定状态, 但是预燃室内的压力却快速上升至 0.96 MPa, 说明此时点火装置已经正常点火工作, 并成功点燃发动机, 点火延迟时间较第 3 次中缩短约 30 ms。

2.2.5 试验结果分析

将上述 4 次试验数据整理后如表 1 所示。对比表 1 中的试验结果, 在点火环境基本相当的情况下, 前 3 次试验点火结果截然不同。主要变化是降低了供油量和调整了点火时序由先供油改为先供氧。至于为何会对高空点火产生如此明显的影响, 可以用热着火理论进行定性解释。

表 1 试验数据
Tab. 1 Test data

<i>Ma</i>	高度/km	环境温度 /°C	发动机燃烧室 压力/MPa	点火时序	油压/MPa	预燃室压 力/MPa	点火延 迟/ms	油气 混合比	试验结果
3.0	21	-55.6	0.06	先供油	2.3	-	-	0.642	点火失败
3.0	21	-55.6	0.06	同时	2.1	0.73	1 200	0.588	点火成功
3.5	24	-52.3	0.07	先供氧	1.6	0.98	220	0.514	点火成功
3.5	24	-52.3	0.07	先供氧	1.23	0.96	190	0.453	点火成功

一般而言, 油气混合物的可燃边界随压力和温度的变化规律如下图 4 所示。油气混合物存在着一个着火浓度的贫油极限和富油极限, “U”字形内是能着火区域, “U”字形外则是不能着火区域。若油气混合物的成分太贫或太富, 不管压力是多少都不能着火; 当压力较低时, 高低限彼此趋近, 着火范围变窄, 最后重合于一点; 压力低于该值时, 则任何混合成分都不可能着火。对温度的变化也具有一致的规律。

在高空点火试验中, 由于相应的试验状态为模拟高空环境(低温、低压), 油气混合物的可

着火浓度范围相比地面环境(常温、常压)将变窄, 如图 5, 图中曲线对应将从实线变成虚线。

在最初的点火装置设计中, 为了增加点火能量和火焰长度, 将设计点设计在富油状态, 不仅能充分利用氧气, 未烧完的煤油还可喷入发动机燃烧室形成二次燃烧增加点火能量。假设当初的设计点在 A 处, 在地面环境时始终处于实线“U”字形曲线的内部(着火区), 所以点火不会出现问题; 而当处于高空环境时, 原先的设计点将处于虚线“U”字形曲线外部(非着火区)的 A₁ 处。第 2 次试验中, 降低了煤油流量, 即设计

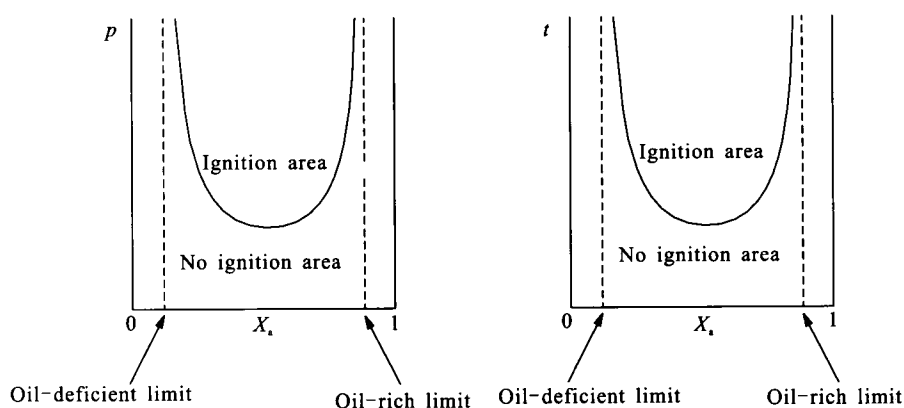


图4 着火浓度极限随温度和压力的变化曲线

Fig. 4 Variation of flame concentration limit with pressure and temperature

点从 A (即 A_1) 更改为 B 处, 可能恰好在虚线“U”字形曲线边界上 (着火区和非着火区的边界), 此时点火较为困难, 随着电嘴能量的积累、或者电嘴周围油气比的扰动, 在一定的延迟时间后点火成功; 而在第 3 次试验中, 由于继续降低煤油供应量, 设计点将移动至 C 处, 处于虚线 U 形曲线上方 (着火区), 所以能顺利点火, 且延迟时间很短。

氧气能迅速在预燃室内建立起压力, 而煤油将经历从低压至稳定压力的变化, 故对应的油气比也经历了从贫油极限向富油极限的变化, 在这段时间内, 若电嘴连续打火即可在合适的油气比下点火, 增加了点火成功率。

第 4 次试验与第 3 次试验相比, 降低了第 4 次试验煤油质量流量, 预燃室压力基本一致, 但点火延迟时间缩短了 30 ms, 即适当增加余气系数有利于缩短点火延迟时间。

3 结束语

在高空条件下, 由于温度和压力下降, 点火环境将变得十分恶劣, 在地面能正常工作的氧气/煤油点火装置在高空条件下的点火可靠性降低, 甚至出现点火失败的情况。本文通过对氧气/煤油点火装置高空点火试验研究, 认为从以下几个方面开展工作将是提高点火装置高空点火性能的关键。

3.1 油气比及点火时序

在地面点火适用的油气比设计点在高空条件下未必适合, 适当降低煤油流量的供应可以将设计点控制在着火区, 保证能够顺利点火。对于点火时序, 需保证点火装置按电嘴发火-氧气进入预燃室-煤油进入预燃室的顺序执行, 该时序设计可以在点火初期让油气比经历从贫油状态过渡到富油状态, 当进入着火区时即能保证点火成功。

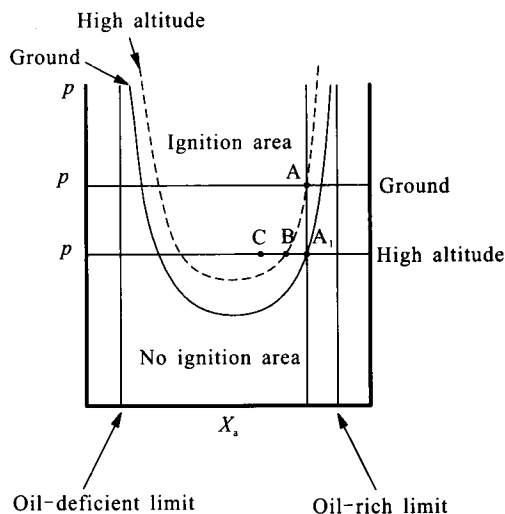


图5 点火初期电嘴周围点火环境的变化过程示意图

Fig. 5 Enviroment change around spark plug at early stage of ignition

实际的点火过程更为复杂, 因为氧气和煤油在点火初期进入预燃室的压力是一个逐渐上升的过程, 所以当改变点火时序为先供氧后供油时,

3.2 结构优化设计

合理地设计氧气进口的位置、预燃室的结构、煤油喷嘴的结构及电嘴的位置等,使电嘴周围形成良好的点火环境,在一定程度上也能提高高空点火能力。

此外,制约氧气/煤油点火装置点火高度的另一个重要方面就是电点火组件的工作高度。因为随着高度的增加,电点火组件的电嘴能量将下降甚至无法工作,所以提高电点火组件的高空工作性能也是一个很重要的方面。

参考文献:

- [1] BALLAL D R, LEFEBVRE A H. A general model of spark ignition for gaseous and liquid fuel-air mixtures[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 1981, 18(1): 1737-1746.
- [2] BALLAL D R, LEFEBVRE A H. Some fundamental aspects of flame Stabilization[C]// 5th International Symposium on Air Breathing Engines. Bangalore: National Aeronautical Laboratory, 1981: 481-488.
- [3] BALLAL D R, LEFEBVRE A H. Basic ignition research related to altitude flight problems' gas turbine combustor design problems [M]. Washington DC: Hemisphere Publishing Corp, 1980: 180-201.
- [4] LEFEBVRE A H, MELLOR A M, PETERS J E. Ignition/stabilization/Atomization: alternate fuels in gas turbine combustors[C]// Combustion and Chemical Kinetics Workshop. Columbia, MD: AIAA, 1978: 137-159.
- [5] BALLAL D R, LEFEBVRE A H. Ignition and flame quenching in flowing gaseous mixtures [J]. *Proceedings of R Soc Land*, 1977, 357: 163-181.
- [6] READ R W, ROGERSON J W, HOCHGREB S. Relight imaging at low temperature, low pressure conditions, AIAA 2008-0957[R]. USA: AIAA, 2008.
- [7] COTE T, RIDLEY J D, CLEMENTS R M, et al. The ignition characteristics of igniters at sub-atmospheric pressure [J]. *Combustion Science and Technology*, 1986, 48: 151-162.
- [8] 邢菲, 张荣春, 樊未军. 主流及掺混气温度对单涡轮油驻涡燃烧室点火及熄火性能影响的试验 [J]. *航空动力学报*, 2008, 23(12): 2280-2285.
- [9] 李庆, 谭建国. 冲压发动机点火性能影响因素研究[J]. *推进技术*, 2013, 34(8): 1082-1087.
- [10] 冯青, 李进武, 张丽. 工程热力学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2008.

(编辑: 马 杰)

(上接第23页)

- [6] 袁丹青, 刘吉春, 丛小青, 等. 变螺距诱导轮内流场空化数值模拟[J]. *排灌机械*, 2008, 26(5): 42-45.
- [7] 赵瑞, 崔宝玲, 朱祖超, 等. 高速诱导轮内部流场的数值计算[J]. *浙江理工大学学报*, 2010, 27(3): 412-416.
- [8] 刘德民, 许洪元. 离心泵诱导轮的数值模拟[J]. *水泵技术*, 2008 (6): 28-32.
- [9] 郭维, 白东安. 超低比转速离心泵内流场计算及分析[J]. *火箭推进*, 2007, 33(2): 26-30.
- [10] YAKHOT V, ORSZAG S A. Renormalization group analysis of turbulence: basic theory[J]. *Journal of Scientific Computing*, 1986, 1 (1): 1-11.
- [11] YAKHOT V, ORSZAG S A, THANGAM S, et al. Development of turbulence models for shear flows by a double expansion technique[J]. *Physics of Fluids A*, 1992, 4 (7): 1510-1520.

(编辑: 马 杰)