

文章编号:1674-8190(2013)03-364-05

航空活塞发动机高空台试验性能分析

赵阳旭¹, 陈伟博², 刘晓凌¹, 郑勇¹, 屠秋野²

(1. 西北工业大学 第365研究所, 西安 710072)

(2. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘要: 为测试 HS990 航空活塞发动机的高空适用性, 分别采用不同化油器对 HS990 发动机进行高空台试验。分析发动机装国产和进口化油器的性能数据, 研究发动机高空熄火现象发生的原因及缸温变化对发动机高空性能的影响。结果表明: HS990 发动机最大工作高度超过 7km, 在 5km 以上高度使用非增压油箱工作时, 进气温度低于 -18°C , HS990 发动机的膜片式化油器会出现供油减少甚至停止的故障。对比装国产化化油器和进口化油器时, 发动机分别具有较好的高空功率特性和高空工作稳定性。适当的冷却空气量有利于降低汽缸头部温度, 保证发动机稳定工作。

关键词: 航空活塞发动机; 高空台试验; 高空适用性; 工作稳定性

中图分类号: V234

文献标识码: A

Altitude Simulation Test Analysis for a Piston Aero-engine

Zhao Yangxu¹, Chen Weibo², Liu Xiaoling¹, Zheng Yong¹, Tu Qiuye²

(1. The 365 Institute, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

(2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

Abstract: In order to test the altitude operability of HS990 Piston Aero-engine, homemade and imported carburetors are used respectively for the HS990 engine experiments in an altitude simulation test cell. Performance data of engine adopting homemade and imported carburetor are also analyzed respectively. The reason why engine altitude flameout phenomenon will happen is investigated and the influence of cylinder temperature on the altitude performance of engine is studied. The results show that the maximum operating height of HS990 piston engine exceeds 7km. When the altitude is above 5km and the inlet temperature is below -18°C , the existing diaphragm carburetor will reduce or even stop fuel supplying. Comparing with imported carburetor, homemade carburetor has a better power-altitude performance, but imported carburetor has better operating stability in high altitude. Appropriate cooling air flow will be advantageous to the cylinder to decrease its operating temperature, and ensure the engine operating stability.

Key words: piston aero-engine; altitude simulation test; altitude operability; operating stability

0 引言

以航空活塞式发动机为动力装置的中小型无人机被广泛应用于通讯、侦察、较射和对地攻击等多种任务^[1-4]。随着任务需求的拓展, 对无人机及

其动力装置也提出了更高的要求。高空适用性是针对航空动力装置的高空推力、功率、油耗和工作稳定性提出的特殊要求。拓展现有航空动力装置高空适用性的技术手段通常包括高空适用性改装和高空台性能试验^[5-7]。

通常, 航空动力装置都具有一定的使用包线。在使用包线内, 发动机的性能通过设计保证。当发动机的使用范围超出包线时, 推力、功率和耗油率等性能可通过计算外推获得。但发动机面临的最

大问题,即工作稳定性,必须通过试验获取^[8]。2000年,P&W公司为了将原最大使用高度12 km的PW545小型商用涡扇发动机的使用高度拓展至20 km,开展了一系列地面高空台性能试验,主要目的在于验证发动机的高空工作稳定性。

HS990发动机作为国产的航空活塞发动机,被用作多种小型无人机的动力装置。该发动机地面功率为50 kW,地面耗油率为0.5 kg/(kW·h⁻¹),主要工作在5 km以下的飞行高度。为了进一步拓展发动机的高空适用性,进行了高空台性能试验。获取HS990活塞发动机在5~8 km的高空功率特性、油耗特性和工作稳定性。为HS990发动机用于5~8 km高度飞行器动力提供技术依据。

1 试验内容

1.1 试验方案

HS990航空活塞发动机的高空台试验通过调整高空舱进气温度和排气反压,使舱内环境达到要求的气压和温度,模拟发动机高空工作环境。发动机在高空台上的安装如图1所示。

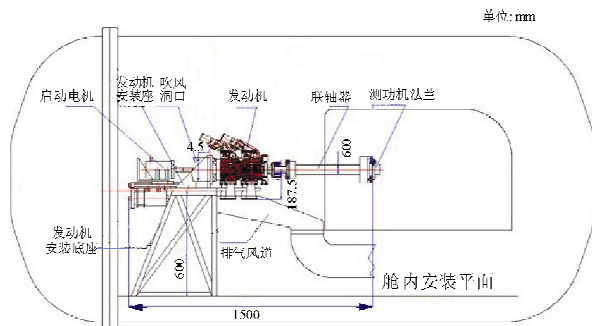


图1 HS990航空活塞发动机高空台试验
Fig.1 Altitude simulation test of HS990 piston aero-engine

为摸索发动机最佳性能,分别使用国产和进口化油器进行试验。国产HY-90型和进口TILL-OTSON HR型化油器,喉管直径分别为34 mm和32 mm。喉管直径影响发动机进气量,进而影响功率。在高空试验过程中装进口化油器,发动机功率随高度增加下降幅度较装国产化化油器时大,因为进口化油器的喉管尺寸限制了发动机进气量。所以,为提高HS990发动机高空功率,选装国产化化油器。

在高空供油不足的情况下,使用注油孔喷油运转发动机。记录发动机在1~7 km高度和不同转速下的试验数据。试验高度间隔按1 km递增,如果发动机工作稳定,则继续增加。

1.2 发动机性能测试

待测的HS990发动机,首先在AVL电力测功机上进行地面转速-功率测试,标定发动机的最大功率,以便与高空性能进行对比。发动机的地面转速特性如图2所示。

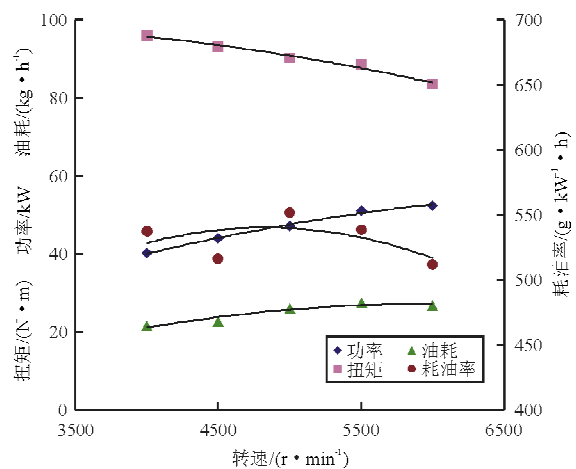


图2 发动机特性测试性能曲线

Fig.2 Curve of the engine performance test

从图2可以看出,在进气温度11℃的情况下,最大功率输出达到52 kW,耗油率在500~530 g/(kW·h⁻¹)之间。

1.3 发动机供油

在5 km高度,HS990发动机使用非增压油箱可自吸供油,即发动机膜片泵前的进油压力不低于54 kPa。为保证发动机在5 km以上高度的供油压力,高空台试验采用电动供油组件,用于进油(膜片泵前)增压。电动供油组件由电动油泵、油气分离器、压力调节器和油滤组成。

高空台试验过程中,在7 km高度,油箱压力约为42 kPa,发动机供油压力约为62 kPa;在8 km高度油箱压力约为35 kPa,发动机供油压力约为55 kPa。发动机正常工作,电动供油组件供油流量和压力稳定。显然,在油箱压力大幅度变化的情况下,电动供油组件始终能保持发动机进油压力高于舱内环境压力20 kPa。

2 试验数据分析

2.1 装国产化化油器性能数据

发动机装国产化化油器的功率高度特性如图3所示。

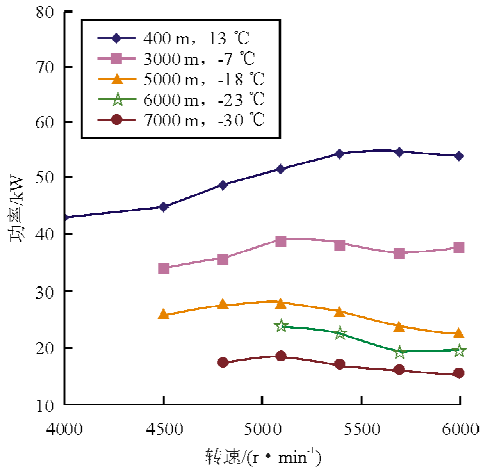


图3 功率高度特性(装国产化化油器)
Fig. 3 Power-altitude performance(adopting homemade carburetor)

从图3可以看出,随着高度增加,空气密度下降,各转速下的功率都呈下降趋势。在低空400 m条件下,发动机功率随转速的升高而增加。在3~7 km的高空台试验中,由于进气压力下降,发动机功率在转速达到5 100 r/min后,随转速的增加而下降。在7 km高空最大功率约为18 kW。

发动机装国产化化油器的油耗高度特性如图4所示。

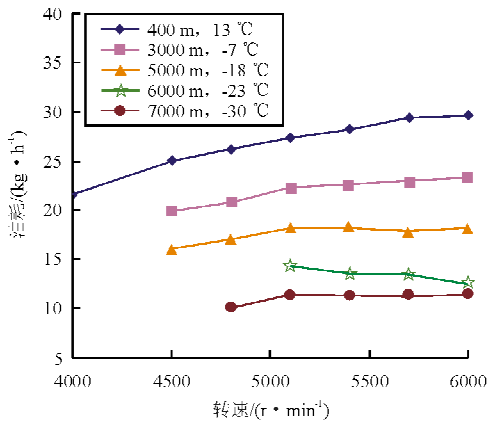


图4 油耗高度特性(装国产化化油器)
Fig. 4 Oil consumption-altitude performance (adopting homemade carburetor)

从图4可以看出,随着高度的增加,发动机功率下降,各转速下的油耗也呈下降趋势。在3 km以下高度,发动机油耗随转速的升高而增加。在5~7 km高度,发动机油耗随转速的变化非常平缓。在7 km高度油耗约为10 g/h。

2.2 装进口化油器性能数据

发动机装进口化油器的功率高度特性如图5所示。在低空条件下,发动机在转速5 500 r/min工况功率达到最大值。在5 km高度,发动机功率随着转速的增加而下降,在6~7.5 km高度功率维持在15 kW左右。

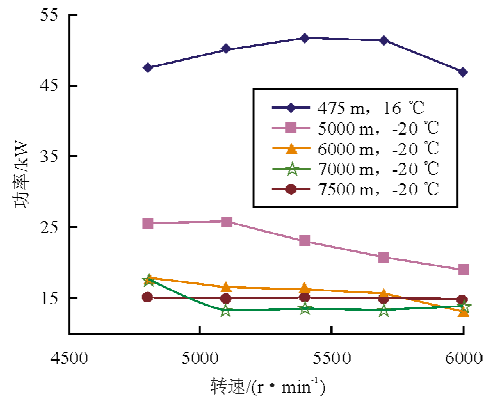


图5 功率高度特性(装进口化油器)
Fig. 5 Power-altitude performance(adopting imported carburetor)

发动机装进口化油器的油耗高度特性如图6所示。在低空条件下,发动机油耗随转速略有增加;在5~7.5 km高度油耗随着转速增加基本保持不变。

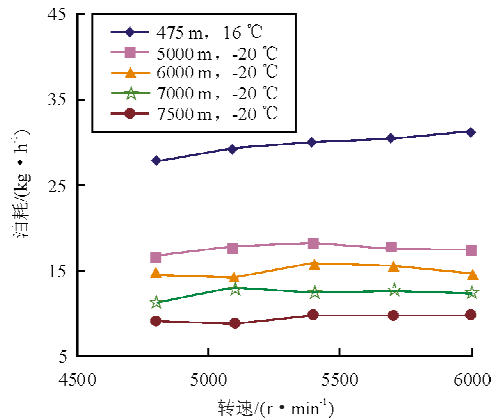


图6 油耗高度特性(装进口化油器)
Fig. 6 Oil consumption-altitude performance (adopting imported carburetor)

因为二冲程活塞汽油发动机特殊的扫气、换气系统,外界大气条件特别是大气压力对发动机的工作过程有明显影响,通过高空台试验获取 HS990 发动机在不同高度的功率和耗油率数据,分析 HS990 发动机功率和耗油率在标准大气条件下随高度增加的变化规律。从发动机功率、耗油率与高度的试验数据可以看出,发动机功率随高度增加而线性下降,耗油率随高度增加而增大,但不是明显的线性关系。

2.3 高空熄火现象及原因分析

在高空台试验过程中,发动机多次发生高空熄火,熄火情况统计如表 1 所示。总结统计结果可以看出,熄火现象发生在 5 km 以上高度,7 km 以上高度出现最为频繁。所有熄火现象均发生在进气温度 -18°C 以下。

表 1 高空熄火数据统计表

Table 1 Statistics of high altitude flameout data

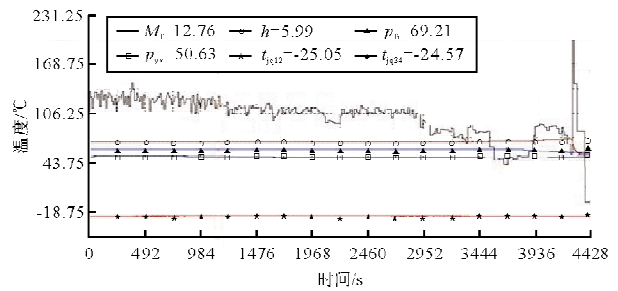
序号	转速/ ($\text{r} \cdot \text{min}^{-1}$)	进气 温度/ $^{\circ}\text{C}$	高度/ km	现象
1	4 800	-23	6	1~2 缸熄火
2	5 100	-37	8	2,4 缸熄火
3	5 100	-42	7.5	3~4 缸熄火
4	5 100	-26	7.25	4 缸熄火
5	5 100	-20	8	2 缸熄火
6	5 100	-37	7	3 缸熄火

安装国产化油器进行高空台试验时共出现了四次熄火过程。第一次发生在 6 km 高度,测试 4 800 r/min 外特性时排气温度下降,1~2 缸熄火。第二次是 8 km 高度,转速 5 100 r/min 时 4 缸排气温度降低并出现熄火征兆,然后 2 缸排气温度随之降低也出现熄火征兆。第三次出现在降低高度至 7.5 km,排气温度显示 3~4 缸熄火,继续降低高度至 6.5 km,熄火气缸无复燃现象。第四次出现在重新启动发动机后,在 7.5 km 高度时 4 缸排气温度下降,再次出现熄火征兆。

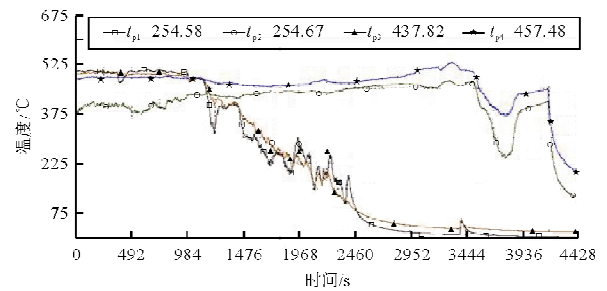
在装进口化油器试验时共出现两次熄火。第一次发生在 7.9 km 高度,转速为 5 100 r/min ,2 缸熄火,发动机工作不稳定。第二次发生在 8 km,3 缸熄火。降低高度到 6.9 km 后,3 缸排气温度

恢复正常。

第一次高空熄火时温度随时间的变化规律如图 7 所示。 M_f 表示供油量, h 表示高度, p_n 表示供油压力, p_{yx} 表示油箱压力, T_{jq} 表示进气温度, T_p 表示排气温度。



(a) 发动机进口参数



(b) 发动机排气温度/ $^{\circ}\text{C}$

图 7 第一次高空熄火数据

Fig. 7 First high altitude flameout data

从图 7 可以看出,高空熄火现象发生时,发动机供油量明显下降,1、2 缸的排气温度迅速降低。总结六次高空熄火数据记录可以得出,当发动机出现高空熄火现象时,均伴随着发动机供油量下降。此时如果采取增加供油的补救措施,发动机均不同程度地出现恢复工作的迹象。由此判断,造成发动机高空熄火的主要原因是供油不足,即贫油熄火。

2.4 缸温对发动机高空性能的影响

当发动机在高空工作时,汽缸冷却空气量会减少,汽缸工作温度随之上升。适当增加汽缸冷却空气量,有利于改善汽缸工作条件。因此,在 7 km 高度、进气温度 -37°C 、发动机转速 5 100 r/min 工况下,改变发动机汽缸冷却空气量,对发动机的汽缸温度和排气温度进行测试,冷却风量逐渐增加时发动机缸温和排气温度随时间的变化规律如图 8 所示, T_{qs} 表示缸头温度, T_p 表示排气温度。

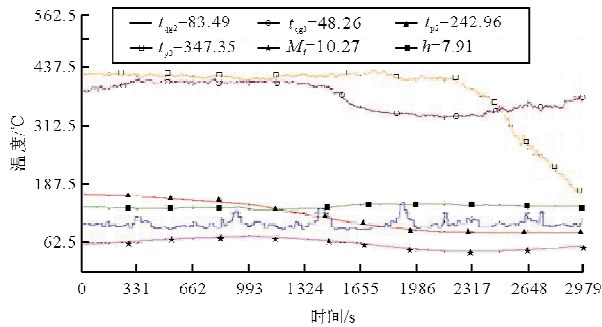


图8 冷却风量对发动机缸温和排气温度影响(7 km)

Fig. 8 Impact of the cooling air flow on the engine exhaust temperature(7km)

从图8可以看出,排气温度开始快速下降时缸头温度在 $100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右,此时发动机熄火。

测试结果表明:随着汽缸冷却空气量增加,2缸头部温度从 $160\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右降至 $100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右。此时,2缸排气温度骤降,出现熄火征兆。3缸头部温度与排气温度也有相似变化,但在记录时间内并未熄火。因排气温度传感器故障,1、4缸数据未在图中表达。显然,适当增加高空冷却空气流量,会降低发动机汽缸头部温度,但是过多的冷气量会大幅度降低缸头温度导致发动机不稳定工作。根据试验数据,缸头温度应高于 $100\text{ }^{\circ}\text{C}$,否则会造成发动机熄火。

3 结论

(1) HS990 发动机可以在 7 km 高度下稳定工作。进油压力高于 54 kPa 时,发动机可自吸供油;低于 54 kPa 时,需借助电动供油组件辅助供油。

(2) 在 5 km 以上高度,进气温度低于 $-18\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,HS990 发动机的膜片式化油器会出现供油减少甚至停止的故障,导致发动机贫油熄火。化油器故障后,在当时空中条件下一般不会恢复正常工作。

(3) 对比装不同化油器发动机的高空适用性,装国产化油器发动机的功率高度特性明显优于进口化油器;而装进口化油器的发动机则具有较好的高空工作稳定性。

(4) 适当增加高空冷却空气流量,会降低发动机汽缸头部温度,但过多的冷气量将大幅度降低缸

头温度并导致发动机不稳定工作。 $100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上的缸头温度有利于保证发动机高空工作稳定性。

参考文献

- [1] 刘艳华,孙颖,孙智孝. 活塞发动机与无人机性能匹配分析[J]. 飞机设计, 2007, 27(4): 10-12, 30.
Liu Yanhua, Sun Ying, Sun Zhixiao. Performance matching of piston engine to unmanned aerial vehicle[J]. Aircraft Design, 2007, 27(4): 10-12, 30. (in Chinese)
- [2] 张翔,臧小杰. 小型活塞式无人机发动机测试系统[J]. 中国民航飞行学院学报, 2011, 22(1): 38-40.
Zhang Xiang, Zang Xiaojie. Measuring system of small piston engine for UAV[J]. Journal of Civil Aviation Flight University of China, 2011, 22(1): 38-40. (in Chinese)
- [3] 郭荣华,吴玉生,陈庆荣. 神经网络在无人机电控活塞发动机试验中应用[J]. 航空动力学报, 2011, 26(7): 1672-1680.
Guo Ronghua, Wu Yusheng, Cheng Qingrong. Application of neural networks in the test for electronic-controlled gasoline engine of unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7): 1672-1680. (in Chinese)
- [4] Fulghum, David A. Decades are needed to perfect unmanned war planes[J]. Aviation Week & Space Technology, 1998, 149(5): 70.
- [5] Weinberg M, Wzykowski J. Development and testing of a commercial turbofan engine for high altitude UAV applications[J]. SAE 2001-01-2972, 2001.
- [6] Brinkworth B J. Performance parameter benchmarks for small piston aeroengines[J]. The Aeronautical Journal, 2001, 105(1044): 63-68.
- [7] Sleeman D. Test rig simplifies aero engine impeller inspection[J]. Condition Monitor, 2002(75).
- [8] Walsh P, Fletcher P. Gas turbine performance[M]. Wiley-Blackwell, 2004: 4-5.

作者简介:

赵阳旭(1971—),男,博士,工程师。主要研究方向:推进系统控制。

陈伟博(1989—),男,硕士研究生。主要研究方向:航空工程。

刘晓凌(1977—),男,硕士,工程师。主要研究方向:航空发动机控制。

郑勇(1979—),男,硕士,工程师。主要研究方向:航空发动机总体设计。

屠秋野(1971—),男,博士,副教授。主要研究方向:航空宇航推进理论与工程。

(编辑:张杰)