

高空环境下喷嘴参数对航空活塞发动机 燃烧与性能的影响

徐劲松¹, 聂珂², 沈颖刚³, 黄国勇¹

(1. 昆明理工大学 民航与航空学院, 昆明 650500;

2. 昆明理工大学 交通工程学院, 昆明 650500;

3. 昆明理工大学 城市学院, 昆明 650051)

摘 要: 以一台四缸四冲程压燃式航空煤油活塞发动机为研究机型,运用工程系统高级建模和仿真平台软件(AMESim)仿真软件建立了发动机的整机模型,并使用台架实验的采集数据对该仿真模型进行了验证。在高空环境中,仿真分析了飞行器起飞工况、最大巡航工况下发动机喷油器的不同喷孔数、孔径对发动机燃烧过程、性能和NO_x排放特性的影响。计算结果表明:稳态工况下,随着喷孔数的增加,最高燃烧压力和温度增加,瞬时放热率增长速度快且峰值上升;同时,缸内预混燃烧得到强化,燃烧始点提前,滞燃期和燃烧持续期缩短,燃烧重心前移,循环热效率增高,但同时会提高NO_x的生成量;在飞行器瞬态变海拔的起飞工况下,多喷孔数、小孔径的喷油嘴有利于航空活塞发动机在高空环境下恢复发动机功率,提升飞行器的动力性和续航性能。

关 键 词: 压燃式航空活塞发动机; 不同喷孔数和孔径; 高空环境; 燃烧过程; 排放和性能

中图分类号: V231; TK46⁺.1

文献标志码: A

Effects of combustion and performance of compression-ignition aero piston engine with different nozzle parameters in the high-altitude environment

XU Jinsong¹, NIE Ke², SHEN Yinggang³, Huang Guoyong¹

(1. Faculty of Civil Aviation and Aeronautics,

Kunming University of Science and Technology, Kunming 650500, China;

2. Faculty of Transportation Engineering,

Kunming University of Science and Technology, Kunming 650500, China;

3. City College,

Kunming University of Science and Technology, Kunming 650051, China)

Abstract: Taking a four-cylinder compression-ignition aero kerosene piston engine as the research model, AMESim (advanced modeling environment for performing simulation of engineering systems) simulation software was used to establish the engine model, and the simulation model was verified with the data collected from the engine bench test. In the high-al-

收稿日期: 2020-12-27

基金项目: 国家自然科学基金(61863017)

作者简介: 徐劲松(1973—),男,副教授,博士,研究方向为航空发动机的燃烧与控制。E-mail:372606249@qq.com

引用格式: 徐劲松,聂珂,沈颖刚,等. 高空环境下喷嘴参数对航空活塞发动机燃烧与性能的影响[J]. 航空动力学报,2021,36(6): 1222-1233. XU Jinsong, NIE Ke, SHEN Yinggang, et al. Effects of combustion and performance of compression-ignition aero piston engine with different nozzle parameters in the high-altitude environment[J]. Journal of Aerospace Power, 2021,36(6):1222-1233.

titude environment, the influence relationship of the combustion characteristic, performances and NOx emission characteristics of the engine between different nozzles and diameters' injector schemes under the takeoff condition and the maximum cruising condition of the aircraft was simulated and analyzed. The results showed that, under steady-state conditions, the maximum combustion pressure and temperature increased with the increasing numbers of nozzle-hole, and the heat release rates also increased rapidly with the peak value. In addition, when the premixed-combustion in the cylinder was strengthened and the combustion starting point was advanced, the ignition delay period and combustion duration were shortened, the combustion center moved forward, and the cycling thermal efficiency was higher, but the NOx emission was increased. Under the takeoff condition of the aircraft with the transient altitude change, multi-holes and small-diameters of fuel nozzle were conducive to the recovery of engine power in the high-altitude environment, improving the dynamics and the continuous flying performance of aircraft.

Key words: compression-ignition aero piston engine;
different numbers and diameters of nozzle-hole;
high-altitude environment; combustion process;
emission and performance

航空活塞发动机以其良好的燃油经济性、工作效率,较高的功重比,被广泛应用为小型通用飞机及无人机的动力装置^[1-3]。航空煤油与汽油相比,其存储和运输更安全、燃烧热值更高,获取便捷且质量稳定^[4-6]。由于航空煤油的辛烷值较低且不易点燃,在压燃式航煤发动机中的燃烧稳定性和可靠性优越,使其成为航空活塞发动机领域的一项研究热点和趋势^[7-9]。与普通车用发动机不同的是:航空发动机主要工作在高空环境下,其空气稀薄,大气压力和环境温度低,环境变化快,进入发动机气缸的空气量减小,使得燃烧过程恶化^[10-11]。发动机燃烧做功需要把燃料通过喷嘴喷射为颗粒度非常小的雾状油滴,才能与空气充分混合,达到良好的燃烧效果^[12]。雾化燃料与空气的混合质量,对于发动机动力性、经济性和排放起到至关重要的作用,而航空煤油的运动黏度远远大于汽油,流动阻力大,这就造成航空煤油的雾化效果比汽油差,恶化航空煤油在高空环境下的燃烧效果^[13-15]。

目前,已有的研究主要集中在二冲程、单缸、点燃式航空活塞发动机^[16-17],而针对压燃式航空活塞发动机高空环境燃烧特性的研究相对较少。本文在压燃式航空煤油活塞发动机台架实验的基础上,采用改变不同喷孔数和孔径的喷油器,对仿真模型进行海拔高度 h 为 3 000 m 和 4 000 m 高空运行时发动机的性能变化规律进行分析,进一步研究其燃烧过程、动力性能和 NOx 排放特性,以便能为压燃式航空活塞发动机的开发和优化匹配

提供部分的理论依据和工程指导。

1 航空活塞发动机的性能实验

本研究以某型压燃式高压共轨四缸四冲程航空煤油活塞发动机为研究对象,该发动机自带传动比为 1.69 的减速器,主要技术参数如表 1 所示(文中如未经标注的转速都为螺旋桨转速)。

表 1 航空活塞发动机主要参数
Table 1 Main parameters of aero piston engine

参数	数值
缸径/mm	83
活塞行程/mm	92
排量/L	1.991
压缩比	18.0
最大巡航转速/(r/min)	2 010
最大连续功率/kW	99(2 300 r/min)
进气方式	废气涡轮增压+中冷
燃油供给	高压共轨直喷燃油系统

本实验地点在云南昆明,约 1 890 m 的海拔高度,大气压力约为 80.9 kPa 左右。航空活塞发动机实验台架整体布局如图 1 所示。缸压采集系统为瑞士奇石乐(Kistler)公司的 6058A 预热塞式缸压传感器和 4665B1 电荷放大器,把缸压信号与曲轴转角传感器信号一并接入 Kistler 2893AK8 燃

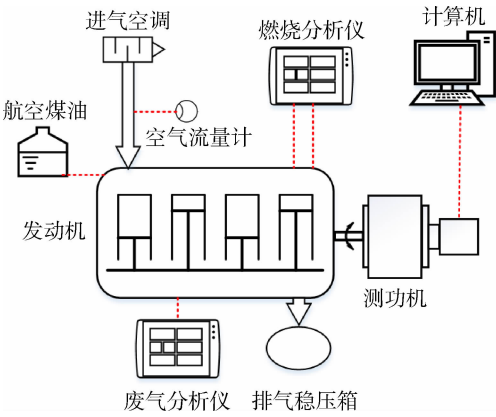


图 1 实验台架整体布局图

Fig. 1 Overall layout of test bench

烧分析仪,通过燃烧分析仪对发动机燃烧工作过程的缸压信号进行实时采集、分析及存储。

实验过程中保持本地大气压力 80.9 kPa、温度 10~15℃、湿度 48%~50%,并根据该型航空活塞发动机技术手册的要求:发动机机油温度保持 100~110℃,冷却水温度保持 90~100℃,从而保证发动机处于最佳工作状态,使得测量数据保持相对稳定状态。在实验工况点应保持稳定 1 min 后,方可进行实验数据记录,每个实验工况点重复测量 3 次,然后对各实验数据取平均值,以保证实验数据的准确性。在进行航空活塞发动机的外特性实验之后,还测得起飞工况、最大巡航工况的缸压数据,主要用于下一小节的仿真模型验证,为高空仿真奠定基础。

航空发动机台架外特性实验结果如图 2 所示,随着转速和功率的上升,发动机的转矩没有出现下降,是典型的发动机螺旋桨特性;而车用柴油发动机的外特性曲线是转速在达到最大扭矩转速

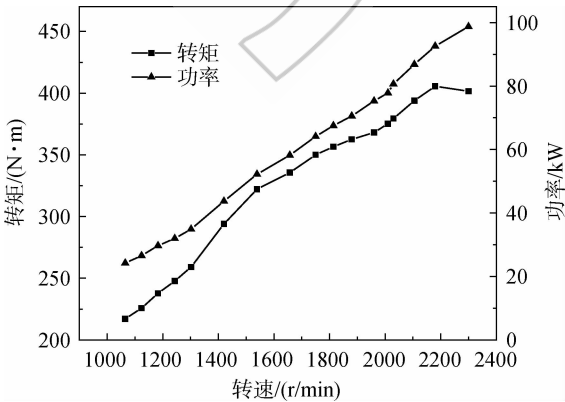


图 2 航空活塞发动机外特性曲线

Fig. 2 External characteristic curve of aviation piston engine

后,转矩会随着转速的增加而下降(如图 3 所示为昆明云内动力的 D19 柴油机外特性曲线)。车用柴油发动机与航空活塞发动机在转速和转矩上有一定差别:车用柴油机一般在转速 n 为 1 800 r/min 附近到达最大扭矩点,且保持一定转速后,在 2 500 r/min 之后转矩逐渐下降,而航空发动机的轴输出转矩要与飞机螺旋桨的推力相匹配,通常当螺旋桨转速接近 2 700 r/min 时,桨尖的切速度已经接近或超过音速,使得螺旋桨的推力明显下降,形成音障。正常工作情况下转速升高时,螺旋桨的推力也要不断加大,即,随发动机转速的增加,输出的轴转矩也要不断加大。

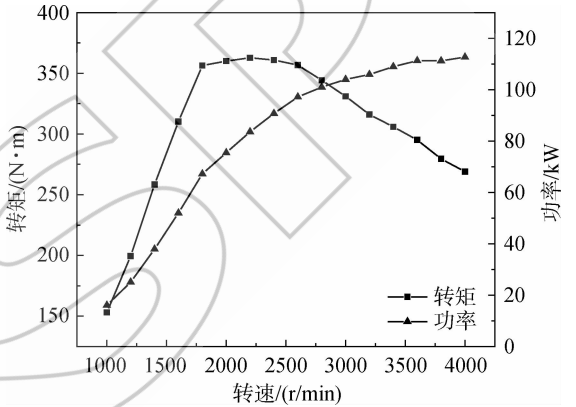


图 3 D19 柴油机外特性曲线

Fig. 3 External characteristic curve of D19 diesel engine

2 仿真模型的建立及验证

根据该型航空活塞发动机操作手册上记录的几何参数和性能参数,再结合部分测量数据和实验数据,使用 LMS (Leuven Measurement and System) 公司的一维软件:工程系统高级建模和仿真平台 AMESim (Advanced Modeling Environment for performing Simulations of engineering systems) 建立了航空活塞发动机的仿真模型(图 4 所示)。该 AMESim 仿真模型包含:曲轴转角 θ , 气体质量分数 y_i , 喷油器的喷油提前角 S_{oi} , 氧传感器信号 λ , 气体质量流量 m , 进/排气歧管 C_p , 起动电机 MOT, 转动惯量 I 等组件,侧重于计算发动机的缸压、燃烧放热率、输出转矩、功率和 NOx 排放物,它能与美国 MathWorks 公司的 Matlab 控制模型软件进行联合仿真,可组成从机械的工作过程到控制策略的系统级仿真测试平台。发动机建模时采用双火焰 DFM (dual flame model) 燃烧模型可以非常精确地表示缸内的燃烧过程^[18]。燃烧模型的建立基于以下几个假设

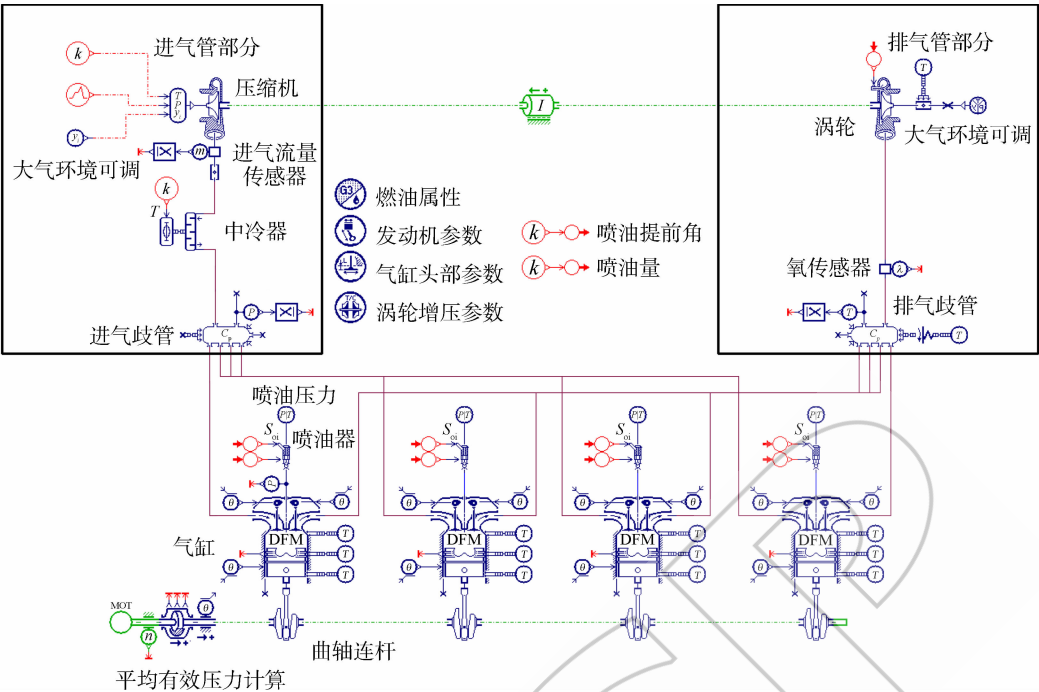


图 4 AMESim 航空发动机模型
Fig. 4 AMESim aviation engine model

条件:工质为理想气体且在缸内是均匀分布;气体的流动过程设为亚稳定流动,不考虑气体流入或流出时的动能;工质的热力学参数与气体的质量、体积和温度有关;燃料充分燃烧。燃烧过程中的燃烧放热率为

$$\frac{dQ_{\text{comb}}}{dT} = C_{\text{mode}} \cdot m_f \cdot e^{\frac{C_{\text{rate}} \sqrt{E}}{\sqrt{V}}} \quad (1)$$

$$k = \frac{E_{\text{diss,kin}}}{m_{\text{gas}}} \quad (2)$$

$$\frac{dE_{\text{diss,kin}}}{dT} = 0.5 \times \left(\frac{1}{n_{\text{nozzle}} \cdot \rho_f \cdot S_{\text{nozzle}}} \right)^2 \cdot \left(\frac{dm_{\text{inj}}}{dT} \right)^3 - C_{\text{diss}} \cdot E_{\text{diss,kin}} \quad (3)$$

式中 C_{mode} 为燃烧放热系数($C_{\text{mode}}=455$), m_f 为燃烧室内的燃油质量, C_{rate} 为燃烧混合系数($C_{\text{rate}}=0.007$), C_{diss} 为湍流耗散系数($C_{\text{diss}}=150$), V 为气缸容积, $E_{\text{diss,kin}}$ 为燃烧过程所消耗的能量, m_{gas} 为缸内气体的总质量, n_{nozzle} 为每个喷嘴上的喷孔数量, S_{nozzle} 为每个喷孔的面积, ρ_f 为燃油的密度, $\frac{dm_{\text{inj}}}{dT}$ 为喷油速率, T 为时间单位。

传热模型采用 Woschni 模型,计算公式为

$$Q = \frac{130 \cdot p^{0.8}}{t^{0.53} \cdot B^{0.2}} \cdot \left[C_1 \cdot v_p + C_2 \cdot \frac{V_c t_1}{p_1 V_1} (p - p_0) \right]^{0.8} \cdot (t - t_{\text{wall}}) S_{\text{wall}} \quad (4)$$

式中 p, t 为燃烧室内的压力和温度, B 为气缸直径, C_1 和 C_2 为 Woschni 系数 ($C_1=6.3, C_2=0.0035$), V_c 为单缸工作容积, v_p 为活塞平均速度, p_1, t_1, V_1 为压缩始点时气缸内压力、温度、容积, p_0 为未燃烧时缸内气体压力, t_{wall} 为缸内各壁面的平均温度, S_{wall} 为散热表面积。

整个发动机模型包括进气系统、气缸、喷油系统、排气系统等关键系统,航空活塞发动机使用 RP-3 航空煤油,其理化性质参数如表 2 所示,因此需要把模型中的燃油属性的各参数:元素组成、

表 2 RP-3 航空煤油理化性质参数
Table 2 Physical and chemical properties of RP-3 aviation kerosene

参数名称/单位	数值
组成(C : H)	10 : 22
密度/(kg/L)	0.7796
饱和蒸气压/kPa	5.4
汽化潜热/(kJ/kg)	345
闪点/℃	45~51
低热值/(kJ/kg)	43530
混合气热值/(kJ/kmol)	84524.3
凝点/℃	-60
自燃点/℃	250
运动黏度/(mm ² /s)	1.48

燃油密度、汽化潜热值、低热值等设置为航空煤油的理化参数。

数值模拟计算可为实验过程提供理论导向,通过前期在一些固定工况和条件下的实验数据,对仿真模拟进行验证和修正,从而保障在其他工况下的仿真结果具有可行性和准确性。经查阅,大量文献主要是使用平原实验数据对仿真模型验证之后,再通过修改模型中的大气环境边界来进行发动机高空环境下的性能仿真。本文是采用高海拔环境下测得的缸压实验数据,对仿真模型进行验证,使得仿真过程的起点较高。

根据该型航空发动机的技术手册,其工作过程主要分为两个工况:起飞工况和最大巡航工况,在最大巡航工况和起飞工况的转速分别为 2010 r/min 和 2300 r/min,负荷均为 100%。如图 5 所示,航空活塞发动机在 1890m 高海拔环境下最大巡航转速、起飞转速实验缸压曲线和模拟缸压曲线的对比,模拟仿真曲线和实验缸压曲线能较好地吻合,最大误差不超过 5%,实验值和模拟值的

缸压曲线基本上能完全贴合,说明该仿真模型能够保障压燃式航空活塞发动机燃烧过程仿真模拟的准确性。

3 计算结果与分析

航空活塞发动机必须保持在高空环境下稳定运行,当飞行器出现巡航高度变化时,高空的大气环境压力、温度会对发动机性能产生较大的影响。依据表 3 所示的高空环境 3000m 与 4000m 的大气压力和温度,利用仿真模型对发动机最大巡航转速工况进行模拟计算。

表 3 不同海拔高度对应的大气压力和温度
Table 3 Atmospheric pressure and temperature corresponding to different altitudes

海拔高度/m	大气压力/kPa	大气温度/℃
10	101	24
1890	80.9	19
3000	70.1	-6
4000	61.7	-12

与汽油相比,航空煤油的运动黏度更高,挥发性低、雾化性能差,需要通过性能更好的喷油系统,调整燃油喷射参数来提高航空煤油的雾化质量,获得较高的燃烧速率^[19]。本文通过调整喷油嘴的喷孔数、喷孔直径参数来仿真寻找适应高空环境的喷油器,喷油嘴的结构参数包括喷孔直径、喷孔长度、喷孔的形状、喷孔入口倒角和流量系数等等,喷孔直径是这些参数中对喷射特性影响最大的一个参数^[20]。由于开展高空实验不容易,可先通过修改喷嘴的喷孔数、喷孔直径进行数值仿真,为后期的高空实验指引大方向,也能降低成本。本文针对活塞式航空发动机建立的仿真模型,在不改动喷油提前角和循环喷油量的前提下,同时保证喷孔总流通面积基本相等,通过修改喷油器模块中喷孔数、孔径(喷孔为单圈分布且均布)得到 4 种不同的喷嘴方案,由于它们的喷油速率不同,从而可获得不同的一维仿真结果,以此研究不同喷孔数、孔径对不同海拔高度下压燃式航煤发动机的燃烧过程、性能、NOx 排放特性的影响规律。如表 4 所示的 4 种计算方案中,原机的喷孔尺寸为 6×0.129 mm,喷孔单圈均匀分布,喷孔流量系数为 0.7,喷孔夹角 150°,喷孔入口为倒圆,且经过液力研磨,以此为仿真分析的基础。方案 4 中的喷孔直径 0.1mm 是参考该孔径喷嘴在

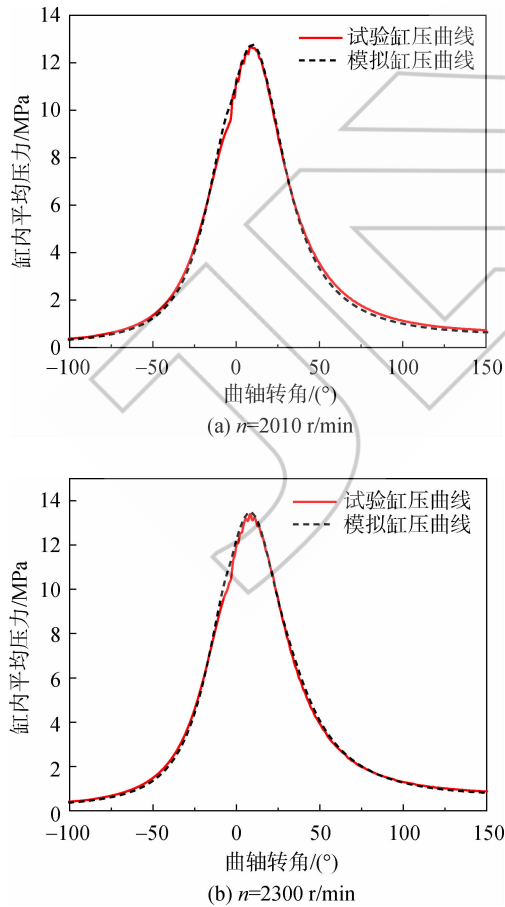


图 5 仿真与实验数据对比曲线

Fig. 5 Comparison curve between simulation and test data

表 4 4 种喷嘴方案

Table 4 Four calculation schemes of nozzle

方案	喷孔数×孔径/mm	总流通面积/mm ²
1	5×0.141	0.078
2	6×0.129	0.0784
3	8×0.112	0.0788
4	10×0.1	0.0785

昆明云内 D19 高压共轨柴油机上能获得稳定喷射特性^[21]而制定的。

3.1 喷孔数、孔径对压燃式航煤发动机燃烧过程的影响分析

在高空环境下大气的压力、温度、氧含量比低海拔环境低,导致进入发动机的空气量减小,使得发动机燃烧恶化。如图 6、图 7 所示,不同海拔高度下喷孔数、孔径对缸内平均压力的影响。两个高空海拔与 1890 m 海拔相比,最大燃烧压力均有较大的降幅,4 000 m 海拔下的降幅更大,并且缸内平均压力曲线所包围的面积变小,证明发动机的做功能力在下降。随着孔径的减小,两个高空环境下航空发动机的缸内最高爆发压力都在不断增大,以 4 000 m 海拔下 2010 r/min 为例,10 孔的缸内最高爆发压力约为 10.6 MPa,比 5 孔的增大了约 0.7 MPa。这是因为在循环喷油量不变,且喷嘴总流通面积基本相等的前提下,随着喷孔直径的减小,喷油速率增加,燃油喷雾的索特平均直径减小,提高了航空煤油的雾化性能,同一时刻着火的燃料数量增多,缸内的燃烧压力迅速上升。小孔径方案 4 的缸内压力曲线所包围的面积和大孔径相比有一定程度的增大,即:航空活塞发动机做功能力得到了提升,但喷孔数过多会造成相邻的油束互相重叠和干涉等问题,导致燃烧室内局

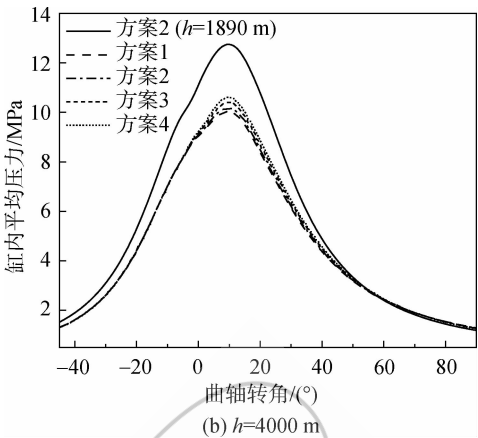
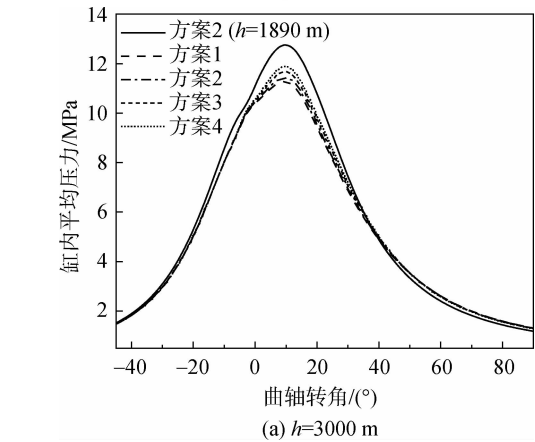


图 6 喷孔数、孔径对缸内平均压力的影响
($n=2010\text{ r/min}$)
Fig. 6 Effect of the numbers and diameters of nozzle-hole on pressure in cylinder
($n=2010\text{ r/min}$)

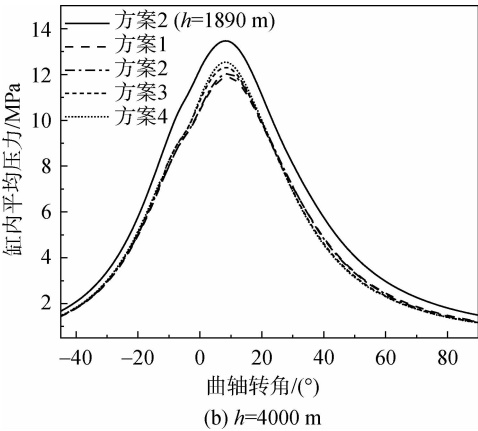
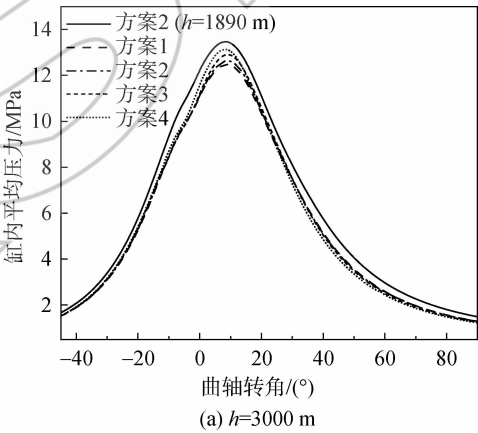


图 7 喷孔数、孔径对缸内平均压力的影响
($n=2300\text{ r/min}$)
Fig. 7 Effect of the numbers and diameters of nozzle-hole on pressure in cylinder
($n=2300\text{ r/min}$)

部混合气浓度过高,反而使得燃烧不充分^[22]。两个转速在不同海拔下 10 孔方案的缸内平均压力升高率比少孔径方案更高,这会增大发动机的燃烧噪声和机械负荷。

如图 8、图 9 所示为高空环境下喷孔数和孔径对瞬时放热率的影响。图中的两个高空海拔与海拔 1890 m 相比,瞬时放热率的峰值以及放热率的上升速率都有较为明显的下降,4 000 m 海拔的下降幅度则更大,以 2 010 r/min 为例,当海拔从 1890 m 升高到 4 000 m 时的瞬时放热率峰值由曲轴转角的 62.6 J/(°)下降至 49.9 J/(°),这是因为进气量随着海拔的升高而下降,缸内形成的可燃混合气减少,导致放热率峰值随之下降。在两个高海拔下,10 孔方案的预混燃烧进行得最快,瞬时放热率增长速度最快、峰值最大;采用 5 孔喷油器在预混燃烧和扩散燃烧阶段,瞬时放热率的增长速度和峰值都是最小的,原因在于喷孔数少、孔

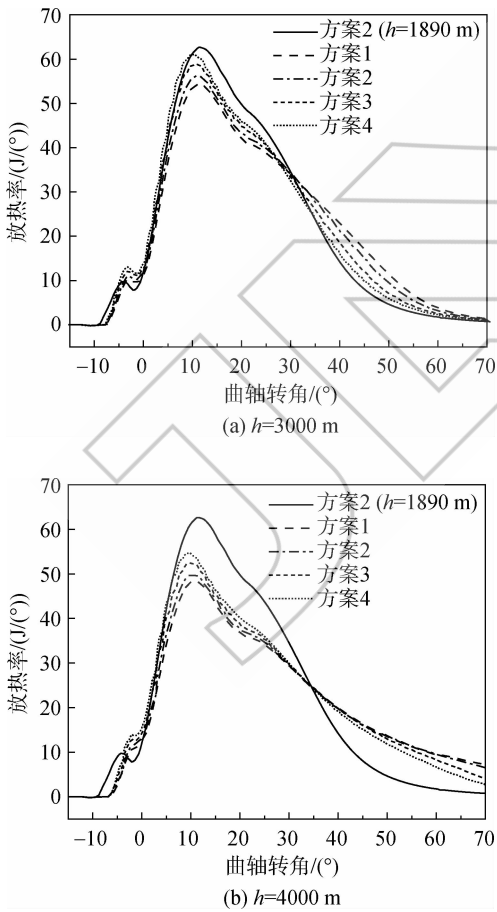


图 8 喷孔数、孔径对瞬时放热率的影响
($n=2\,010\text{ r/min}$)
Fig. 8 Effect of the numbers and diameters of nozzle-hole on heat release rate
($n=2\,010\text{ r/min}$)

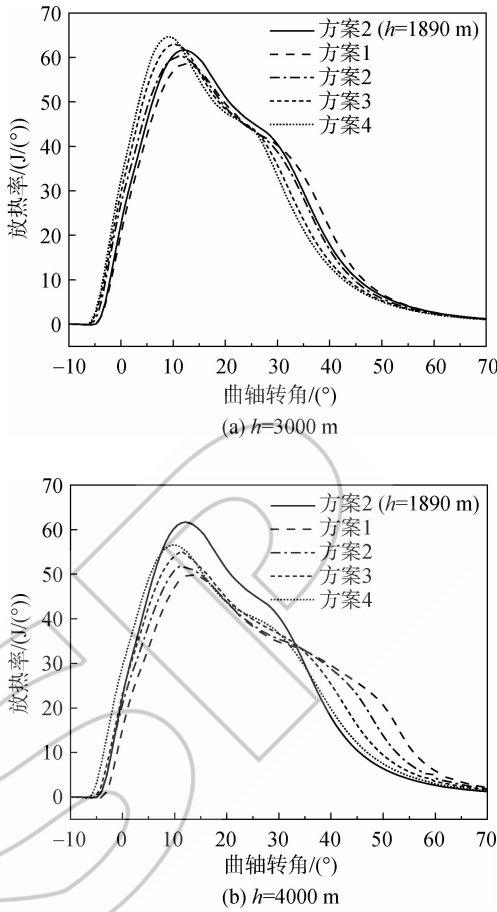


图 9 喷孔数、孔径对瞬时放热率的影响
($n=2\,300\text{ r/min}$)
Fig. 9 Effect of the numbers and diameters of nozzle-hole on heat release rate
($n=2\,300\text{ r/min}$)

径大,喷射出的燃油液滴粒径大,使得燃油与空气混合速度慢且不均匀,油滴间的空气利用率不高,燃烧性能不佳。在 3 000 m 海拔 2 300 r/min 的小孔径方案 4 中,燃烧放热率峰值甚至超过了大孔径方案 1 在 1 890 m 下的放热率峰值。因此,从瞬时放热率图 8 中还可以看出,孔径越大,燃烧后燃期延长,后燃期占燃烧持续期的比例越大。

总之,多喷孔、小孔径方案可以在预混燃烧期内形成更多的可燃混合气,扩大了预混燃烧的燃料占总循环喷油量的比例,加快航空煤油的燃烧放热速率。

表 5 和表 6 给出了 3 000 m 和 4 000 m 海拔的最大巡航转速下不同喷孔方案的燃烧过程参数,其燃烧过程变化趋势基本一致。图 10 是分析不同海拔下喷孔数、孔径对滞燃期的影响。燃烧重心和燃烧持续期是衡量压燃式航空发动机燃烧质量的重要指标^[23]。本文以累积放热量达到总放热量 5% 所对应的曲轴转角作为燃烧始点;以累积放热量达到

总放热量 50% 所对应的曲轴转角作为燃烧重心;燃烧持续期定义为燃烧始点到累积放热量达到总放热量 90% 之间对应的曲轴转角。通过对比表 5 和表 6 的内容可以得出:海拔升高会对各种燃烧过程参数造成影响,由于海拔越高,发动机进气密度越低,气缸内氧含量减少,燃烧不充分,使得燃烧始点和燃烧重心有所滞后,燃烧持续期呈缩短趋势,有效热效率下降,主要原因是滞燃期对压燃式活塞发动机的燃烧过程和性能有着极大的影响。根据图 10 所示,滞燃期的延长使得预混燃烧放热比例有所增加,更多的燃烧集中在预混燃烧阶段,燃烧放热、扩散燃烧放热比例下降,导致燃烧始点、燃烧持续期等各种燃烧参数有恶化的趋势。

表 5 不同喷孔方案的燃烧过程参数 ($h=3000\text{ r/min}$)

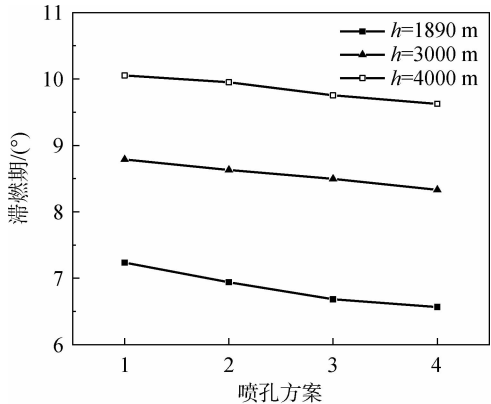
Table 5 Combustion parameter of different nozzle-hole schemes ($h=3000\text{ r/min}$)

方案	燃烧 始点/(°)	燃烧 持续期/(°)	燃烧 重心/(°)	有效 热效率/%
1	-4.06	38.56	12.54	34.61
2	-4.2	38.21	12.49	34.96
3	-4.38	37.78	12.41	35.43
4	-4.53	37.43	12.36	35.76

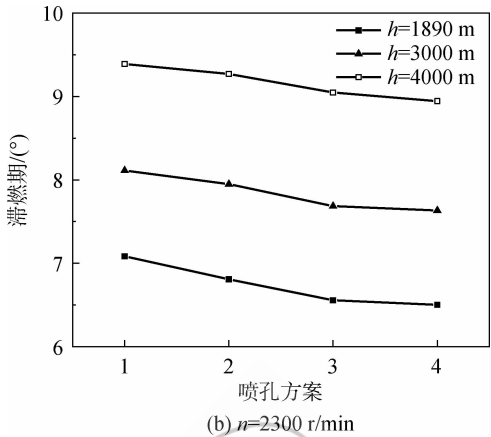
表 6 不同喷孔方案的燃烧过程参数 ($h=4000\text{ r/min}$)

Table 6 Combustion parameter of different nozzle-hole schemes ($h=4000\text{ r/min}$)

方案	燃烧 始点/(°)	燃烧 持续期/(°)	燃烧 重心/(°)	有效 热效率/%
1	-2.81	37.79	12.70	32.42
2	-2.94	37.47	12.61	32.90
3	-3.14	37.04	12.51	33.59
4	-3.27	36.75	12.46	34.10



(a) $n=2010\text{ r/min}$



(b) $n=2300\text{ r/min}$

图 10 喷孔数、孔径对滞燃期的影响

Fig. 10 Effect of the numbers and diameters of nozzle-hole on the ignition delay period

对比同一海拔高度下 4 个喷孔方案的燃烧持续期,发现 10 孔方案的燃烧持续期最短,5 孔的燃烧持续期最长,6 孔和 8 孔的差距不大,说明减小喷孔直径可加速燃烧过程,使燃烧放热更为集中,热损耗较少,提高了压燃式航煤发动机缸内燃烧的有效热效率,这与表 5、表 6 中有效热效率的变化情况相符合。随着喷孔数从 5 孔增加到 10 孔,燃烧重心离上止点的距离减小,有效热效率提高,说明随着喷孔数增加、孔径减小,滞燃期会缩短,但是缩短幅度不是很大,主要原因是多喷孔方案的喷雾粒度更小,改善了航空煤油的雾化情况,缩短了燃烧准备时间,预混燃烧阶段的放热量增加,这与图 9 的分析相符合。

3.2 喷孔数、孔径对压燃式航煤发动机的性能影响分析

如图 11 所示,不同高空环境下喷孔数、孔径对发动机功率、有效燃油消耗率的影响。以 2300 r/min 和 4000 m 海拔下原机方案 2 为对比基准,方案 1 的发动机功率下降了约 0.9 kW,而方案 4 的功率上升了 2.18 kW。同样在 2300 r/min 和 3000 m 高空海拔下的 10 孔与 5 孔相比较,10 孔的功率提升了约 3.6%,相同转速和 4000 m 高空海拔下的 10 孔与 5 孔相比较,10 孔的功率提升了约 5.8%。根据 3000 m、4000 m 高空海拔与 1890 m 海拔的对比,在喷孔总流通面积及其他喷油喷射参数均不变的情况下,通过使用合适的喷孔数和孔径的组合方案能提升航空活塞发动机的功率,说明高空环境下多喷孔、小孔径的喷嘴更有利于航空活塞发动机的功率恢复。此外,喷孔数、孔径对燃油消耗率 BSFC (brake specific fuel

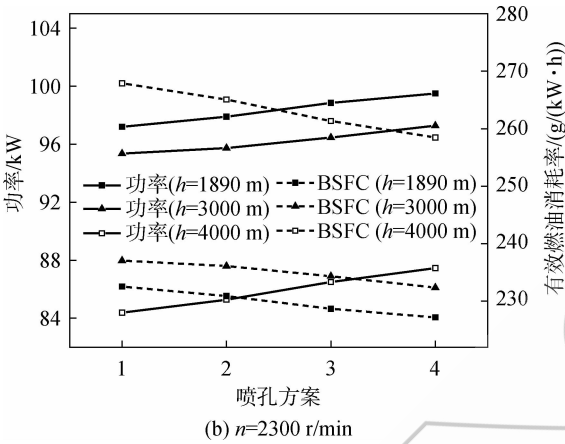
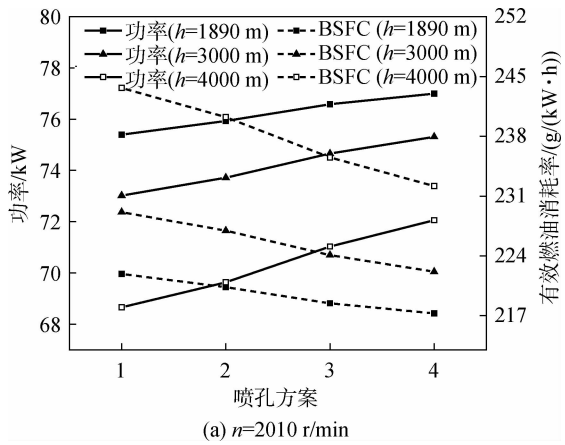


图 11 喷孔数、孔径对功率、燃油消耗率的影响
Fig. 11 Effect of the numbers and diameters of nozzle-hole on power and fuel consumption

consumption)的影响是:基于循环供油量不变的情况下,增加喷孔数可以改善发动机的燃油经济性。

依据图 6~图 9 和表 5、表 6 中多喷孔方案对航煤发动机燃烧性能和有效热效率的改善,再结合图 11 的燃油消耗率的变化情况,可确定增加喷孔数、减小孔径能有效提升航空活塞飞行器的动力性能和续航性能。

3.3 喷孔数、孔径对压燃式航煤发动机 NO_x 排放的影响分析

目前,虽然欧盟废气排放标准还没有包含安装在固定翼螺旋桨飞机推进系统的航空活塞发动机^[24],但随着时间的推移,以及我国通用航空领域的快速发展,航空活塞发动机的排放法规最终还是会颁布的。

如图 12 是不同喷孔数和孔径对缸内最高燃烧温度的影响,随着喷孔数的增加,缸内最高燃烧温度也显著的增长,主要是因为多喷孔数对燃烧特性有改善作用;但压燃式活塞发动机 NO_x 的生成主要与氧浓度和温度有关,在进气环境相同的

情况下,气缸内的最高燃烧温度是决定 NO_x 生成量的最重要因素。如图 13 所示,不同喷孔数和孔径对 NO_x 排放的影响中,随着喷孔数的增加,其排放量的上升趋势基本上与缸内最高燃烧温度一致,即:缸内最高温度越高,NO_x 的生成量越多。再加之多孔数的放热率较快,缸内局部高温的区域越广,进一步加速了 NO_x 的生成;但随着海拔

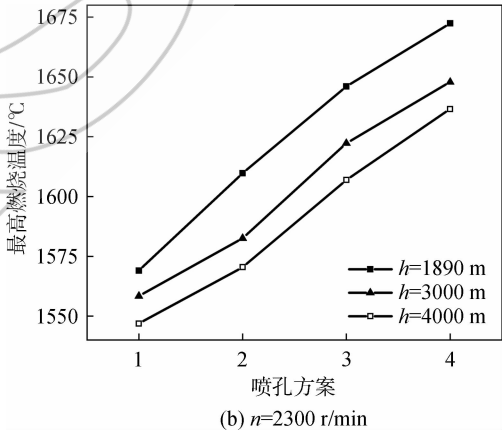
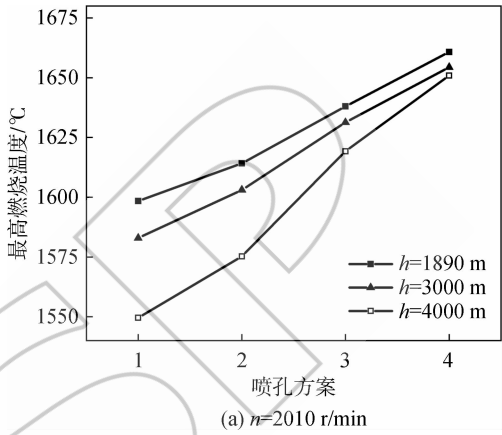
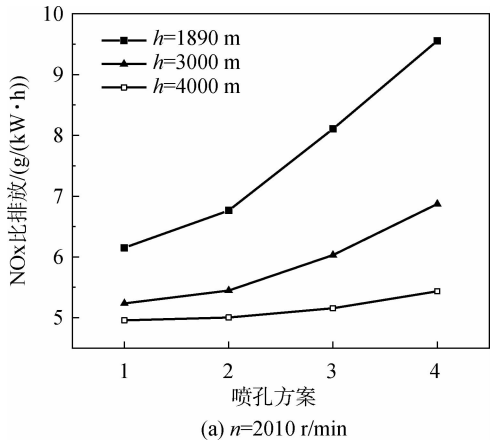


图 12 喷孔数、孔径对最高燃烧温度的影响
Fig. 12 Effect of the numbers and diameters of nozzle-hole on temperature in cylinder



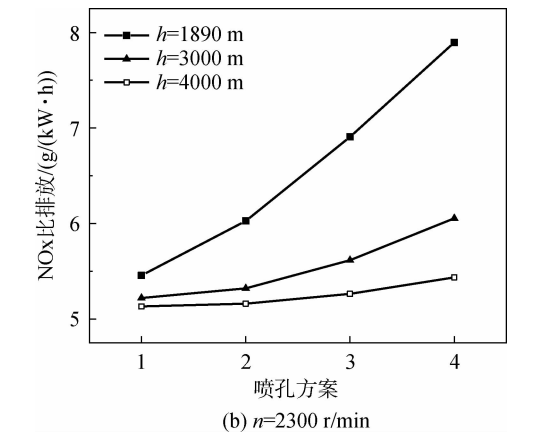


图 13 喷嘴数、孔径对 NOx 排放的影响

Fig. 13 Effect of the numbers and diameters of nozzle-hole on NOx emission

越高,NOx 排放却越低,这是由于高空环境下缺氧,使得 NOx 的生成量减小。

3.4 瞬态变海拔下喷嘴数、孔径对发动机性能的影响分析

在前文针对发动机稳态工况仿真分析的基础上,再次模拟仿真装载该机型的航空飞行器从地面起飞,爬升到一定飞行高度后的巡航过程,且随飞行高度的增高,大气压力和温度越低。本文研究的机型可安装在钻石 DA40 飞机上,在瞬变海拔大气变化过程中,按照海拔高度每上升 100 m,平均大气压力降低 1.09 kPa 的设定^[25],以此对飞机爬升率为 3.7 m/s 进行仿真,即:仿真飞机从 10 m 海拔离地起飞,爬升约需 18 min 到达 4000 m 海拔高度的过程(如图 14 所示)。

随着飞行高度的升高,对发动机性能影响最大的进气质量流量在 18 min 内的变化过程如图 15 所示。虽然有涡轮增压系统的进气补偿作用,

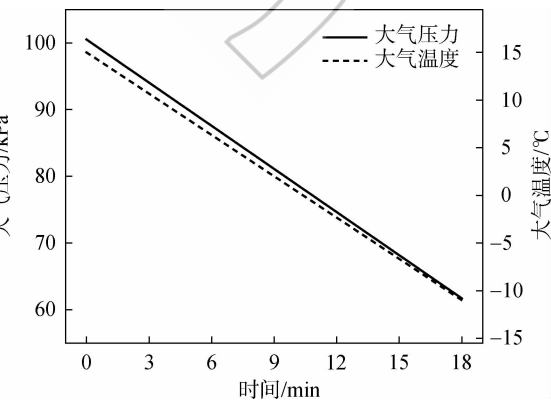


图 14 爬升过程的大气压力、温度变化过程

Fig. 14 Change process of atmospheric pressure and temperature in climbing process

但海拔越高,还是不可避免的出现了进气质量流量下降的情况。

结合图 14、图 16 和图 17 可知,在瞬态变海拔下喷嘴数和孔径对发动机功率、有效燃油消耗率的影响是:随着飞行高度的升高,由于进气压力

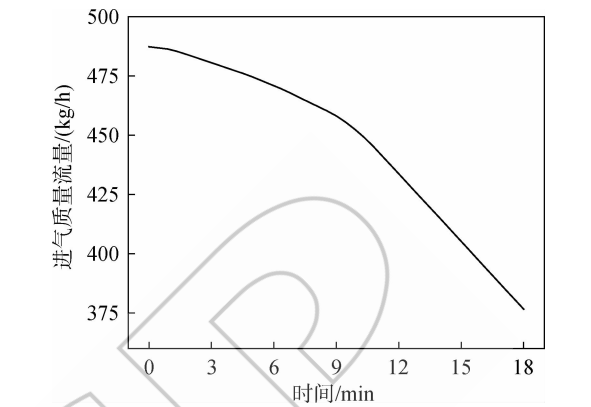


图 15 进气质量流量的变化过程

Fig. 15 Change process of intake mass flow rate

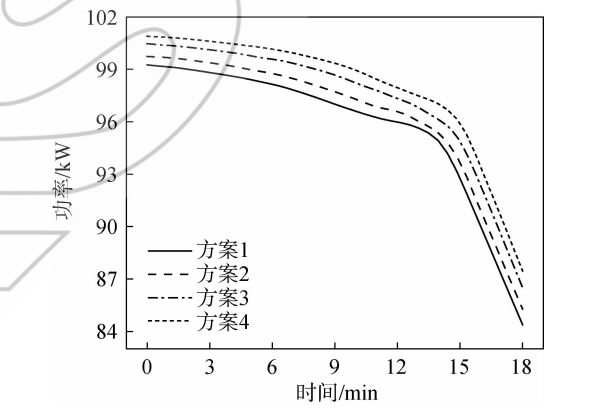


图 16 不同喷嘴方案对发动机功率的影响

Fig. 16 Effect of different nozzle-hole schemes on engine power

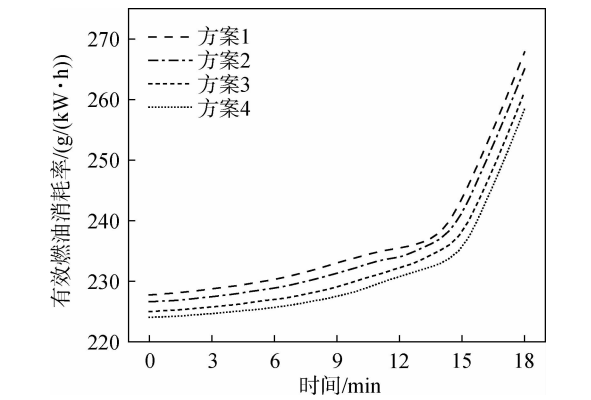


图 17 不同喷嘴方案对发动机燃油消耗率的影响

Fig. 17 Effect of different nozzle-hole schemes on fuel consumption

下降,进气量减少,航空发动机功率出现逐渐下降的趋势,相应的有效燃油消耗率逐渐上升,但多喷孔方案的动力性和经济性比少喷孔方案的要更好,多喷孔方案能提升发动机的高空特性,增加飞行器的续航能力,使其更加适应高空环境。

综合考虑航空活塞发动机在高空环境下的动力性、经济性、NO_x 排放性,以本文研究机型为例,喷油器方案3和方案4是比较理想的方案,但最终确定方案4为最佳方案。

4 结 论

1) 随着喷油器的喷孔数增多、孔径减小,使得燃油喷雾的索特平均直径减小,预混燃烧阶段的放热量增加,燃烧始点提前,滞燃期缩短,燃烧持续期缩短,燃烧重心前移,燃烧过程集中放热的持续期更短,燃烧更为充分,循环热效率得到进一步提高。

2) 高空环境下多喷孔、小孔径的喷油嘴能够改善航空煤油自身雾化质量差的缺点,有利于恢复发动机的功率,减低燃油消耗率,有效提升航空飞行器的动力性能和续航性能;但喷孔数的增加会使缸内最高燃烧温度显著增高,会增加NO_x 的生成量。在实际应用中应合理调整喷孔数和孔径,且在动力性、经济性和排放性能中寻找平衡点。

3) 以本文研究机型为例,10孔的小孔径方案能够使压燃式航空煤油活塞发动机更好的适应高空环境,建议在设计时应尽量选用小孔径、多孔数的喷油器。

参考文献:

- [1] LI Jin, ZHOU Lei, ZHAO Zhenfeng, et al. Research on knocking characteristics of kerosene spark-ignition engine for unmanned aerial vehicle by numerical simulation[J]. Thermal Science and Engineering Progress, 2019, 9: 1-10.
- [2] HASHMI K, RADHAKRISHNA D. Prediction of high altitude performance for UAV engine[R]. SAE Paper 2015-26-0207, 2015.
- [3] 朱华勇,牛铁峰,沈林成,等. 无人机系统自主控制技术现状与发展趋势[J]. 国防科技大学学报, 2010, 32(3): 115-120.
ZHU Huayong, NIU Yifeng, SHEN Lincheng, et al. State of the art and trends of autonomous control of UAV systems[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2010, 32(3): 115-120. (in Chinese)
- [4] Department of Defense. Department of Defense management policy of energy commodities and related service[R]. Washington DC, USA: Department of Defense, 2004.
- [5] Senior NATO Logisticians' Conference. North Atlantic Treaty Organization logistics handbook [R]. Brussels: North Atlantic Treaty Organization, 2007.
- [6] MENACHEM R. JOSEF E. Tactical UAV engines integration in IAI[R]. AIAA 2003-6534, 2003.
- [7] DUDDY B J. LEE J, WALLUK M, et al. Conversion of a spark-ignited aircraft engine to JP-8 heavy fuel for use in unmanned aerial vehicles[J]. SAE International Journal of Engines, 2011, 4(1): 82-93.
- [8] 宗培越,胡春明,王书典. 活塞式航空煤油直喷发动机的爆震控制[J]. 航空动力学报, 2018, 33(3): 635-641.
ZONG Peiyue, HU Chunming, WANG Shudian. Knocking control of direct injection piston type aviation kerosene engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 635-641. (in Chinese)
- [9] GROENEWEGER J R. LITKE P J. WILSON C W, et al. The performance and emissions effects of utilizing heavy fuels and biodiesel in a small spark ignition internal combustion engine[R]. AIAA 2011-695, 2011.
- [10] 王艳华,李云清,陈小龙,等. 轻型航空发动机二级涡轮增压匹配模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26(5): 1099-1103.
WANG Yanhua, LI Yunqing, CHEN Xiaolong, et al. Two stage turbocharging matching of light aero engine at high altitude[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5): 1099-1103. (in Chinese)
- [11] 周兵,兰旭东,徐向华,等. 柴油发动机热管理系统的高度特性[J]. 航空动力学报, 2016, 31(5): 1097-1104.
ZHOU Bing, LAN Xudong, XU Xianghua, et al. Altitude characteristics of the thermal management system of diesel engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(5): 1097-1104. (in Chinese)
- [12] 王成龙. 高海拔环境下柴油机喷雾撞壁及燃烧特性研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2016.
WANG Chenglong. Study of spray impingement characteristics and combustion characteristics for diesel engine at high altitude [D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2016. (in Chinese)
- [13] 王春丰,魏民祥. 航空活塞发动机燃烧煤油冷起动油量控制研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(7): 1619-1624.
WANG Chunfeng, WEI Minxiang. Research on cold start fuel flow control of aero piston engine burning kerosene [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(7): 1619-1624. (in Chinese)
- [14] 王思奇. 小型航模二冲程煤油发动机缸内直喷技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
WANG Siqi. Research on GDI technology of small model two-stroke kerosene engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [15] 刘涛. 航空煤油雾化特性实验研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2018.
LIU Tao. Experimental study on characteristics of aviation kerosene atomization. [D]. Hefei: University of Science

and Technology of China,2018. (in Chinese)

[16] 胡春明,毕延飞,王齐英,等. 航空活塞式发动机瞬态空燃比控制仿真研究[J]. 航空动力学报,2018,33(5):1236-1244.

HU Chunming,BI Yanfei,WANG Qiyong,et al. Simulation research on transient airfuel ratio control of aero piston engine[J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(5):1236-1244. (in Chinese)

[17] 王蕾,赵振峰,俞春存,等. 点燃式航空活塞发动机汽油航空煤油燃烧特性[J]航空动力学报,2020,35(9):1801-1811.

WANG Lei,ZHAO Zhenfeng,YU Chuncun,et al. Combustion characteristics of gasoline aviation kerosene in spark ignition aviation piston engine[J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(9):1801-1811. (in Chinese)

[18] JORDAN R,ALESSIO D,GREGORY F. The dual flame model (DFM): a phenomenological 0D diesel combustion model to predict pollutant emissions[R]. SAE Paper 2015-24-2388,2015.

[19] 蔡娟. 某小型航空煤油活塞发动机总体性能分析及优化 [D]. 南京:南京航空航天大学,2015.

CAI Juan. Analysis and optimization on the overall performance of small aviation kerosene piston engine [D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2015. (in Chinese)

[20] 宋少文. EMD 机车柴油机喷嘴内的空化流动及其燃油雾化仿真研究[D]. 辽宁 大连:大连交通大学,2014

SONG Shaowen. Simulation of cavitation flow in nozzle and fuel atomization of EMD locomotive diesel[D]. Dalian, Liaoning:Dalian Jiaotong University,2014. (in Chinese)

[21] 沈颖刚,李伟东,陈贵升,等. 高原环境下喷孔直径对不同掺混比生物柴油燃烧与排放的影响[J]. 内燃机工程,2016,37(4):76-83.

SHEN Yinggang,LI Weidong,CHEN Guisheng,et al. Effects of nozzle diameter on combustion and emission characteristics of different blending ratios of biodiesel under plateau environment[J]. Chinese internal combustion engine engineering,2016,37(4):76-83. (in Chinese)

[22] 周苗. 直喷式柴油机喷油器参数对燃烧和排放影响的数值模拟[D]. 辽宁 大连:大连理工大学,2008

ZHOU Miao. Numerical simulation for effects of fuel injector parameters on combustion and emission of di diesel engine[D]. Dalian, Liaoning:Dalian University of Technology,2008. (in Chinese)

[23] 李长胜. 小型高速航空重油活塞发动机混合气形成及燃烧特性的研究[D]. 北京:北京交通大学,2014.

LI Changsheng. Study on the mixture formation and combustion of light-weight, high-speed, heavy oil aero-engine [D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2014. (in Chinese)

[24] JAROSLAW M. Correction of the model for assessing the emission of harmful exhaust emissions from the engine of a small aircraft during the flight[J]. Transport-ation Research Proceedia,2018,35:230-239.

[25] 刘瑞林. 柴油机高原环境适应性研究[M]. 北京:北京理工大学出版社,2013.

(编辑:张 雪)