

文章编号: 1000-8055(2024)12-20230203-11

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20230203

一种适用于二冲程航空重油活塞发动机的复合动力系统构型及其性能影响因素分析

王煜坤^{1,2}, 邵龙涛³, 余涛^{3,4}, 耿泰⁵, 徐征⁶, 周煜⁵

- (1. 南京航空航天大学 金城学院, 南京 211156;
2. 南京航空航天大学 民航学院, 南京 211106;
3. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
4. 武汉第二船舶设计研究所, 武汉 430205;
5. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 100191;
6. 北京航空航天大学 中法航空学院, 杭州 311115)

摘 要: 面向高功率密度和低耗油率, 提出了一种航空活塞-涡轮复合循环动力系统构型, 活塞子系统采用气缸水平对置的二冲程航空重油活塞发动机, 涡轮机子系统由燃烧器和涡轮增压器组成。基于 GT-POWER 平台, 采用缸压对比研究的方法验证了仿真模型的准确性。基于仿真模型研究了增压器效率、涡轮等熵效率、补燃油量及海拔高度对复合循环动力系统性能的影响, 并依据油耗与输出扭矩进行系统性能评估。研究结果表明: 与单一航空活塞发动机相比, 混合动力系统在极限状态下能将输出扭矩提升约 30%; 压气机等熵效率提升 10% 产生的扭矩增益大于涡轮等熵效率提升 10% 产生的扭矩增益; 涡轮前补燃燃油流量在 0.2 g/s 时, 能够将排温提升约 150 K, 所有工况点输出扭矩提升 20% 以上。因此, 涡轮前补燃是提升航空活塞-涡轮混合动力系统性能的有效手段。

关 键 词: 二冲程航空活塞; 混合动力系统; GT-POWER 模拟; 涡轮子系统效率; 补燃
中图分类号: V19 **文献标志码:** A

Scheme and performance analysis of a hybrid power system for two stroke aviation heavy fuel piston engine

WANG Yukun^{1,2}, SHAO Longtao³, YU Tao^{3,4}, GENG Tai⁵, XU Zheng⁶, ZHOU Yu⁵

- (1. Jincheng College,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211156, China;
2. College of Civil Aviation,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;
3. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
4. Wuhan Second Ship Design and Research Institute, Wuhan 430205, China;
5. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191, China;
6. Zhongfa Aviation Institute, Beihang University, Hangzhou 311115, China)

收稿日期: 2023-03-30

基金项目: 国家重点基础研究发展计划(2018YFB010400); 国家自然科学基金(U22233213, 52206131, 51775025);

浙江省自然科学基金(LQ22E060004); 国家重点研发计划项目(2022YFB2602002)

作者简介: 王煜坤(1992—), 男, 讲师, 博士生, 主要从事航空器飞行技术、故障诊断与监测技术等研究。

通信作者: 周煜(1980—), 男, 研究员、博士生导师, 博士, 主要从事发动机叶片机械转子动力学及气动热力设计、发动机转子系统智能化制造关键技术等研究。E-mail: zybuu@hotmail.com

引用格式: 王煜坤, 邵龙涛, 余涛, 等. 一种适用于二冲程航空重油活塞发动机的复合动力系统构型及其性能影响因素分析[J]. 航空动力学报, 2024, 39(12): 20230203. WANG Yukun, SHAO Longtao, YU Tao, et al. Scheme and performance analysis of a hybrid power system for two stroke aviation heavy fuel piston engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(12): 20230203.

Abstract: In response to high power density and low fuel consumption, an aviation piston-turbine hybrid power system configuration was proposed, wherein the piston subsystem adopted a two stroke aviation heavy oil piston engine with horizontally opposed cylinders, and the turbine subsystem consisted of a burner and a turbocharger. Based on the GT-POWER platform, the accuracy of the simulation model was verified using a comparative study of cylinder pressure. The effects of turbocharger efficiency, turbine efficiency, reheating fuel flow rate, and altitude on the performance of hybrid power system were studied, and the system performance was evaluated based on brake specific fuel consumption and output torque. The research results showed that the hybrid system can increase the output torque by about 30% compared with the aviation piston engine at the limit state. The torque gain generated by a 10% increase in compressor efficiency was greater than the torque gain generated by a 10% increase in turbine efficiency. When the reheating fuel flow rate in front of the turbine was 0.2 g/s, the exhaust temperature can be increased by about 150 K, and the output torque at all operating points can be increased by more than 20%. Therefore, reheating in front of a turbine is an effective means to improve the performance of an aviation piston-turbine hybrid system.

Keywords: two stroke aviation piston; hybrid system; GT-POWER simulation; turbine subsystem efficiency; reheating

涡轮机功质比较高,具备良好的低温低气压起动性能,但热效率相对较低^[1]。二冲程航空活塞发动机在低温低气压条件下起动性能较差^[2],但二冲程航空活塞发动机废气中能量较高,涡轮增压能够从高能废气中进一步提取有用功^[3]。发动机转速较低,可以直驱螺旋桨,无需减速机构,对提升动力系统功质比具有重要意义^[4]。然而,由于二冲程发动机扫气时进气压力必须高于排气歧管压力,因此二冲程航空活塞发动机需与增压器配合使用,确保发动机在所有工况均能正向扫气压力^[5-6]。小型无人机(unmanned aerial vehicle, UAV)通常采用活塞发动机或者卫星涡喷发动机作为动力^[7],航空活塞-涡轮混合动力系统能够将内燃机(internal combustion engine, ICE)的续航优势和可靠性优势与涡轮机的功质比优势及起动优势结合起来^[8],充分利用废气中的余能^[9]。从混合动力系统整体分析,涡轮机不仅作为增压器工作而且能够在某些特定工况进行涡轮能量补充,提供了一种利用废气能量增加活塞发动机输出功的方法^[10]。

国内外研究学者对于活塞-涡轮混合动力系统,已经进行了多项研究。早在 1968 年, Melchior 便向法国专利局申请了 Hyperbar 专利,且在 1972 年成功应用于 520-6LS3 型补燃增压柴油机^[11-13]。2003 年,美国能源部率先与卡特彼勒公司进行了一项合作计划,提出采用电动涡轮复合系统提升柴油机的燃烧效率,研究结果表明重油

发动机的燃烧效率提升了 5%~10%^[14]。2010 年, Shreyas 等人采用数值分析的方式研究了柴油复合涡轮循环,结果表明,循环的总效率随着涡轮机入口温度的上升而下降,且随着压比的增加而增加^[15]。Honeywell 公司采用电动涡轮与活塞混合的方案,并开发出了 3 代电动增压产品,极大地改善了活塞发动机的燃油经济性^[16]。Bin 等人试验研究分析了小型发动机耦合电动复合涡轮在余热回收方面的可行性^[17]。2022 年, Mattarelli 等人研究了 1 台二冲程压燃式飞机发动机,其气缸边界条件限定为 12.5 MPa,在额定功率下实现了无烟燃烧^[18]。清华大学的刘刚等人提出了一种涡轮活塞组合循环(turbine-piston combination cycle, TP-CC)发动机混合动力系统,研究结果表明, TP-CC 发动机能够以活塞机循环、涡轮机循环、涡轮-活塞联合循环 3 种循环模式工作^[19]。张尧对涡轮活塞组合发动机的各个工作模式进行了理论循环分析,分析了活塞发动机增压比、缸内压缩过程、燃气轮机压比等对理论循环的影响^[20]。天津大学的何冠璋以全历程能流回路为研究对象,建立了发动机串联发电复合涡轮的效率模型,并且提出了全历程能流回路能量管理策略^[21]。Shreyas 等人对 1 种涡轮活塞组合循环发动机进行了理论循环分析,分析结果表明,该组合循环整体热效率随涡轮入口温度的上升而下降,随压气机压比和柴油机压缩比的上升而上升^[15]。北京航空航天大学的刘畅等人对于带补燃增压的航空活塞发动机

进行了起动策略的研究, 研究表明, 复合型起动策略对于提升航空活塞发动机的功质比具有重要意义^[22]。

虽然国内外众多学者对活塞-涡轮混合动力系统进行了大量的研究, 但其应用对象多以特种车辆为主, 其边界条件与其应用在航空领域有所差别。尤其对于二冲程航空活塞发动机来讲, 随着海拔高度的增加, 其扫气效率下降显著^[23]。因此, 本研究以最小化燃油消耗率 (brake specific fuel consumption, BSFC)、最大化输出扭矩为目标, 分析了涡轮等熵效率、压气机等熵效率、补燃燃油流量和海拔高度等输入参数对混合动力系统性能的影响权重。研究组织结构如下: 文中第 1 节对航空活塞-涡轮混合动力系统进行了理论计算。文中第 2 节建立了航空活塞-涡轮仿真模型, 基于对比研究结果对仿真模型进行了验证。文中第 3 节讨论了不同工况的航空活塞-涡轮混合动力系统的性能, 并且分析了涡轮效率、补燃及海拔高度对混合动力系统的影响。文中第 4 节总结了本研究得出的结论。

1 混合动力系统的理论分析

1.1 航空活塞-涡轮混合动力构型设计

本研究虽然是航空活塞-涡轮混合动力系统, 但其与传统的柴-燃联合动力有着本质的区别。传统的柴-燃联合动力是通过输出轴耦合, 进行动力传递。航空活塞-涡轮混合动力系统是工质循环的耦合, 其理论循环的 p - V 图如图 1 所示, p 表示压力, V 表示容积; T - S 图如图 2 所示, T 表示温度, S 表示熵^[24]。其工质所经历的流程为 1—2—3—4—5—6—7—8—9—10—11—12。1—3 为压气机压缩过程, 4—5—6—7—8—9 为活塞机缸内循环过程, 2—10 为定压加热过程,

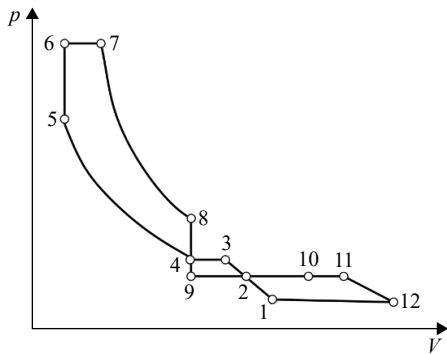


图 1 复合动力循环 p - V 图

Fig. 1 Hybrid power cycle p - V diagram

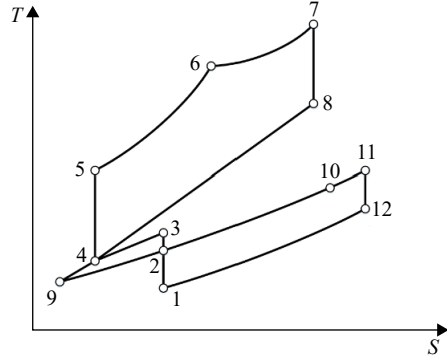


图 2 复合动力循环 T - S 图

Fig. 2 Hybrid power cycle T - S diagram

11—12 为等熵膨胀过程。

图 3 显示了本研究的混合动力系统配置构型图。涡轮机有 1 个与涡轮轴耦合的电动机。涡轮增压系统模型是简单的 2 个单级绝热压缩/膨胀方程, 分别代表涡轮和压气机。在本研究中, 暂不考虑电力传输部分对混合动力系统的影响。

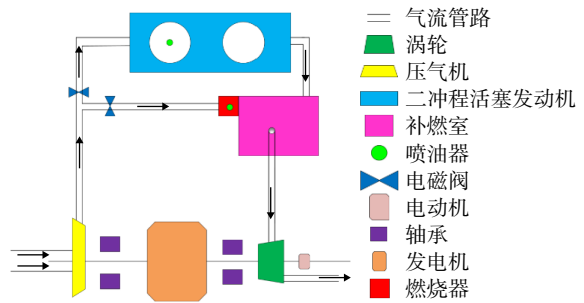


图 3 混合动力系统配置构型图

Fig. 3 Hybrid power system configuration diagram

1.2 涡轮理论计算

本研究中的涡轮增压器模型仅存在 2 个等熵方程, 在整个循环过程中效率保持不变, 因此气体流量和压比之间没有联系, 这在压气机涡轮 Map 图中进行了详细说明。

涡轮输出功可定义为

$$P = \eta_t \dot{m}_{ex} c_p T_{in} \left[1 - \left(\frac{p_{out}}{p_{in}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \quad (1)$$

其中 η_t 为涡轮等熵效率, $\dot{m}_{ex}$ 为排气流量, c_p 为排气比定压热容, T_{in} 为涡轮进口总温, p_{out} 为涡轮出口静压, p_{in} 为涡轮进口静压, γ 为比热比。

由式(1)分析可知, 涡轮进口总温对涡轮输出功率的影响最大。涡轮前的压力变化会产生较大涡轮功变化。此外, 废气流量和涡轮进口总温的变化与涡轮功率成正比。因此, 为了使涡轮功最

大化,一种方法是提高涡轮膨胀比;另一种方法是提高进口总温或排气流量。这就是涡轮前再加热空气的原因,可以看到它对涡轮的输出功率有直接的影响。

流量平衡

$$\dot{m}_t = \dot{m}_c + \dot{m}_{\text{engine}} + \dot{m}_b$$

(2)

式中 $\dot{m}_t$ 为涡轮后的流量, $\dot{m}_c$ 为流经压气机的流量, $\dot{m}_{\text{engine}}$ 为发动机的燃油流量, $\dot{m}_b$ 为燃烧器的燃油流量。

1.3 补燃流量理论计算

为了模拟补燃室的作用,利用排气中氧的质量分数和排气流量,来确定产生化学计量燃烧产物所需的燃料流量^[25]。在原有的废气温度的基础上计算出燃料燃烧引起的气体温度上升,然后用于计算新增的涡轮功。

补燃后将温度提高到 T_n ,并与气缸排气进行掺混,随后进入涡轮。

$$\dot{m}_{\text{air},b} = \dot{m}_c - \dot{m}_{\text{air},e}$$

(3)

$$T_n = T_p + \frac{\dot{m}_b Q_{\text{lh}} \eta_b}{\dot{m}_t c_p}$$

(4)

式中 $\dot{m}_{\text{air},b}$ 为流经燃烧器的空气流量, $\dot{m}_{\text{air},e}$ 流经活塞发动机的流量, T_n 为活塞发动机补燃后温度, T_p 为活塞发动机排气温度, Q_{lh} 为燃油的低热值, η_b 为燃烧器的燃烧效率。

2 仿真模型的建立与验证

2.1 仿真模型的建立

本研究中模型的建立是基于北京航空航天大学微小型动力团队自主研发的小型二冲程航空重油活塞发动机^[26]和微型燃气轮机,如图 4 和图 5 所示。它没有专门的配气机构,可减少功率损耗,获得更高的功率^[27]。表 1 对该航空活塞发动机参数进行了说明。

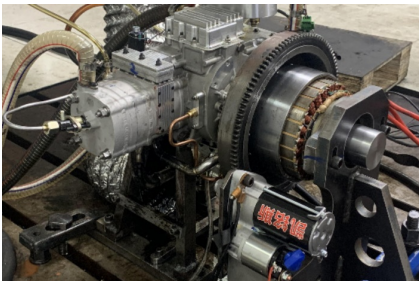


图 4 航空活塞发动机
Fig. 4 Aviation piston engine

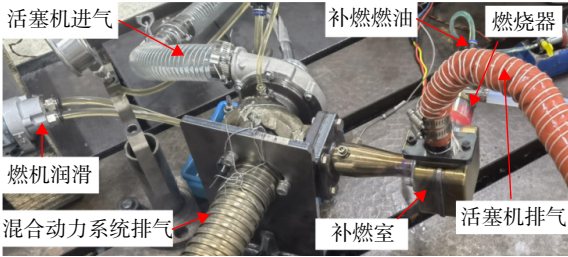


图 5 燃气轮机子系统
Fig. 5 Sub-system of gas turbine

表 1 航空活塞发动机规格

Table 1 Specification for aviation piston engine

参数	数值及说明
型式	水平对置 2 缸、增压、水冷
排量/L	0.4
冲程数	二冲程
缸径/mm	65.5
冲程	60
燃烧方式	缸内直喷
燃烧室形状	浅盆型燃烧室
压缩比	16
喷油系统	电控直列泵
额定转速/(r/min)	2 400
扫气方案	气口横流扫气
喷孔数	4
喷孔直径/mm	0.18
油束夹角/(°)	150
喷油器倾斜角度/(°)	10
扫气开始角度(CA)/(°)	125
排气开始角度(CA)/(°)	110

注:表中 CA 为曲轴转角。

本研究中的水平对置活塞发动机,排气口先于扫气口 15°(CA)打开。曲轴相位被用来作为进气口和排气口时面值的参考,然后计算进气口和排气口的面积。其在 GT-POWER 中的一维仿真模型如图 6 所示。

其中航空活塞发动机的扫气特征如图 7 所示。由于其采用气口横流扫气的方案,因此其扫气口时面值关于曲轴下止点对称^[28]。

2.2 边界条件的设置

定义燃烧始点为燃烧总放热量的 5%,滞燃期为喷射始点(start of injection, SOI)与燃烧始点(start of combustion, SOC)之间的曲轴转角^[29]。压气机进口压力、出口压力均设置为静压。涡轮进口压力、涡轮出口压力均设置为总压。压气机出口压力,假设等于进气歧管绝对压力。采用空燃比(air-fuel ratio, AFR)对发动机的燃油经济性进行限制^[30]。

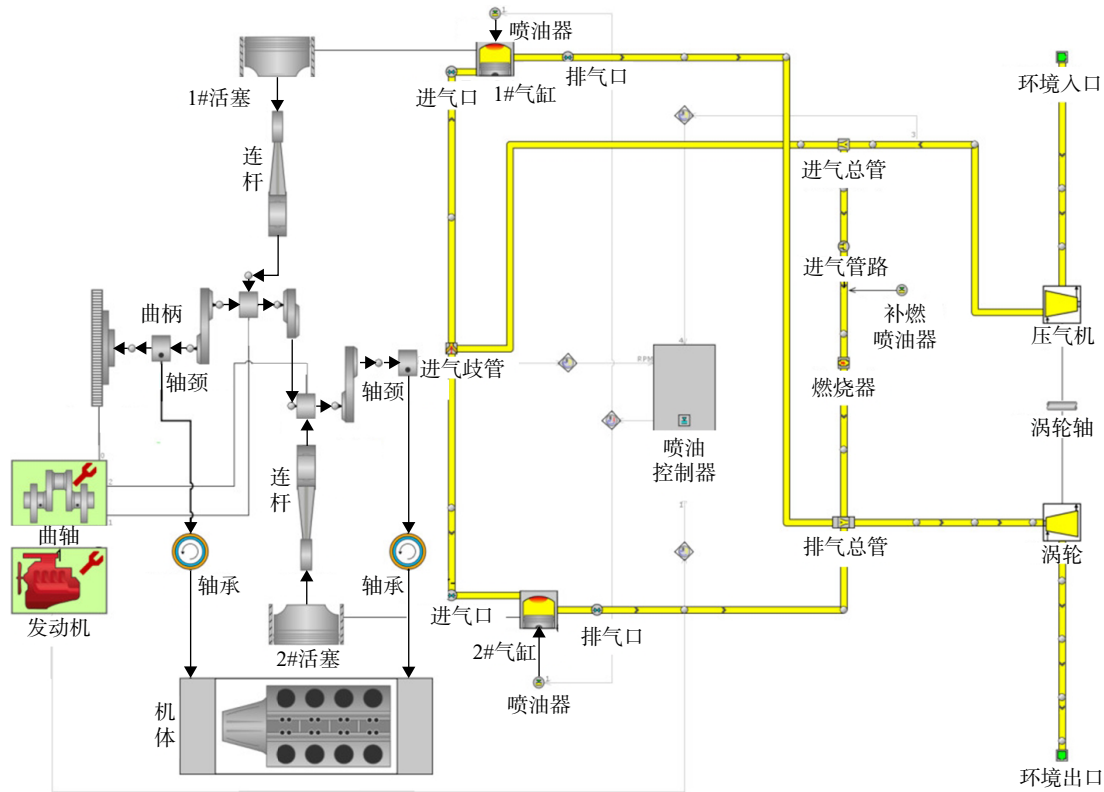


图 6 活塞-涡轮混合动力系统的一维仿真模型

Fig. 6 One-dimensional simulation model of piston-turbine hybrid power system

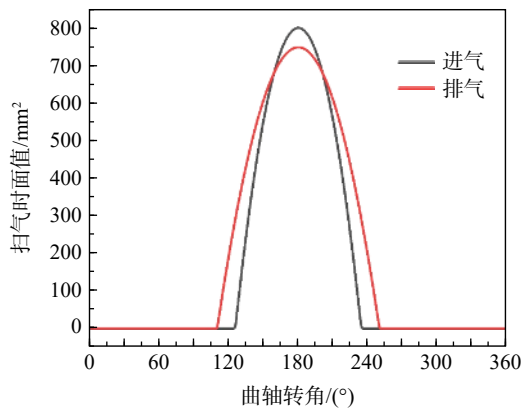


图 7 扫气时面值随曲轴转角的变化

Fig. 7 Variation of face value with crankshaft angle during scavenging

涡轮保护的温度限制为 1 200 K^[31]。如果新计算的废气温度超过这个限制,则以达到 1 200 K 的最低燃油消耗量作为基准。在每次计算涡轮功之前,需要进行排气比定压热容 c_p 和比热比 γ 的校核。最终确定需要的补燃燃料流量,再计算混合动力系统的 BSFC。

由于航空活塞-涡轮混合动力系统轻量化的设计,当活塞、活塞环、连杆、曲轴、轴承等需要承受更大的气缸压力时,它们通常也会变得更重,其可靠性高度依赖燃烧过程中的缸温、缸压^[32]。

因此需要对缸温、缸压峰值进行限制,本研究将气缸温度限制在 2 200 K 以下。且研究表明,气缸温度低于 1 400 K 会导致不完全燃烧,产生更多的碳氢化合物(hydrocarbon compounds, HC)排放^[33]。因此,气缸的峰值温度需要控制在 1 600~2 200 K 范围内,气缸的压力峰值限制在 12 MPa^[34]。

爆震极易引发航空活塞发动机的故障,爆震与发动机的最大压力上升率(maximum pressure rise rate, MPRR)正相关^[35]。导致爆震燃烧的 MPRR 在 0.5~1.2 MPa/(°)(CA) 范围内。本研究基于噪声、振动的控制,将转速 $N=2\,400\text{ r/min}$ 时的 MPRR 限制为 0.5 MPa/(°)(CA)。

表 2 对以上边界条件

表 2 不同转速下边界条件的设置

Table 2 Setting of boundary conditions at different rotational speeds

变量	$N=1\,800\text{ r/min}$		$N=2\,400\text{ r/min}$	
	最小值	最大值	最小值	最大值
进气压力/ 10^5 Pa	0.54	1	0.54	1
进气温度/K	255	298	255	298
空燃比	15	25	15	25
气缸峰值温度/K	1 600	2 200	1 600	2 200
气缸峰值压力/MPa	0	12	0	12
压力升高率/(MPa/(°))*	0	0.5	0	0.5

注:表中带*的角度表示曲轴转角。

进行了总结。

2.3 仿真模型的验证

采用模型对比研究的方法,将航空活塞发动机与航空活塞-涡轮混合动力系统给定相同的输入,对航空活塞-涡轮混合动力系统模型的有效性和准确性进行验证^[36]。

图 8 显示了在转速 $N=1\,800\text{ r/min}$ (最大扭矩转速)和 $N=2\,400\text{ r/min}$ (最大功率转速)时,航空活塞发动机和航空活塞-涡轮混合动力系统气缸压力曲线的对比。两种动力系统气缸压力曲线没有明显的差别。实际上,两种气缸之间的最大气缸压力百分比误差为 0.5% ($N=1\,800\text{ r/min}$)和 2% ($N=2\,400\text{ r/min}$)。平均有效压力、输出扭矩、BSFC 对比误差均在 3% 以内。因此认为建立的航空活塞-涡轮混合动力系统模型是有效的。

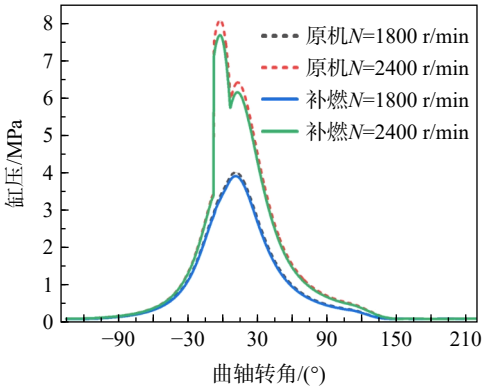


图 8 1 800 r/min 和 2 400 r/min 缸压曲线对比图
Fig. 8 Comparison diagram of cylinder pressure curves at 1 800 r/min and 2 400 r/min

3 结果与讨论

基于本研究建立的航空活塞-涡轮混合动力系统仿真模型,评估了涡轮和压气机等熵效率、补燃和海拔高度的变化对混合动力系统输出扭矩和油耗的影响。

3.1 不同运行工况的航空活塞发动机性能

每个发动机转速都选取效率最高的点 A、峰值输出扭矩 B 两个工况点,表 3 总结了两个发动机转速下所有工况点的运行参数。

由表 3 可以看出,所有工况点的运行参数均在边界条件范围内。图 9 展示了 1 800 r/min 时发动机 BSFC 与输出扭矩的关系。可以看出,当输出扭矩大幅增加(10 N·m 增至 40 N·m)时,BSFC 大幅降低(410 g/(kW·h)至 230 g/(kW·h))。分析认为这是由于随着输出的增加,气缸相对传热损失降低,因此耗油率下降。图 10 展示了 2 400 r/min

表 3 不同发动机转速下两个工况点运行参数

Table 3 Operating parameters at two operating points at different engine rotational speeds

工况点	$N=1\,800\text{ r/min}$		$N=2\,400\text{ r/min}$	
	A	B	A	B
环境压力/kPa	100	100	100	100
空燃比	41.2	24	41.95	32.8
峰值温度/K	1 276	1 662	1 880	1 930
峰值压力/MPa	3.117	4.444	4.339	3.982
输出扭矩/(N·m)	11.56	23.37	23.04	26.38
BSFC/(g/(kW·h))	297	245	248.6	245.87
平均有效压力/MPa	0.286	0.475	0.358	0.409

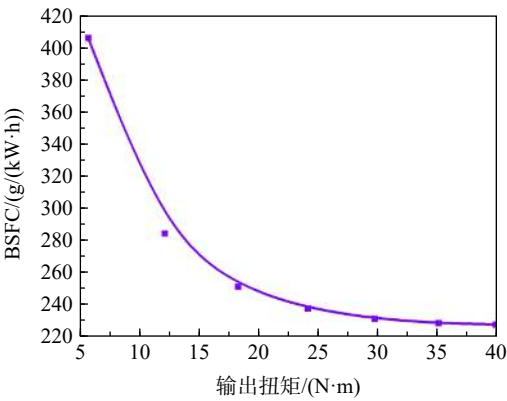


图 9 1 800 r/min 时 BSFC 随输出扭矩变化图
Fig. 9 Variation of BSFC with output torque at 1 800 r/min

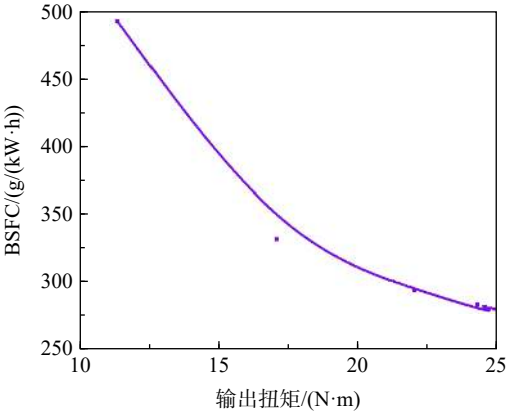


图 10 2 400 r/min 时 BSFC 随输出扭矩的变化
Fig. 10 Variation of BSFC with output torque at 2 400 r/min

时 BSFC 与输出的关系。结果表明,BSFC 随输出的增大呈线性减小。

3.2 涡轮等熵效率对混合动力系统性能的影响

基于每个工况,对涡轮系统机械效率产生的影响进行分析。压气机和涡轮的等熵效率最初都假定为 65%。然后改变压气机等熵效率($\eta_c=$

55%, 75%), 同时保持涡轮等熵效率 η_t 恒定在 65%。涡轮等熵效率以相同的方式变化, 压气机等熵效率保持在 65%。图 11 表明在大负荷时, 涡轮等熵效率的提高导致输出扭矩的增加和 BSFC 的减少, 而在小负荷时, 压气机和涡轮的效率对二冲程航空活塞发动机的性能影响不大。分析认为, 这是由于在小负荷时, 最低效率的压气机和涡轮压缩的气体也能够维持发动机的基本性能, 因此在小负荷时, 压气机和涡轮等熵效率对混合动力系统性能影响不大。在大负荷时, 涡轮等熵效率的提高使涡轮能够从废气中提取的有效功增加, 因此增加了涡轮系统的输出功, 从而降低了混合动力系统的 BSFC。

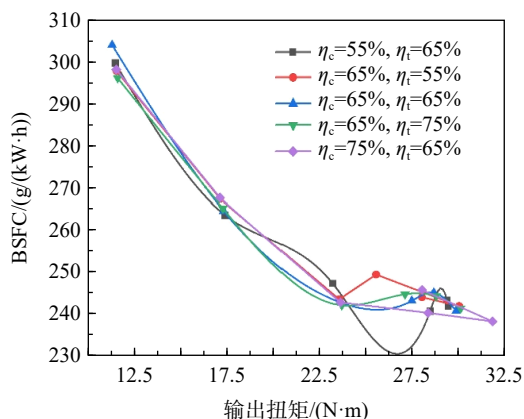


图 11 1800 r/min 时不同压气机和涡轮等熵效率对 BSFC 和输出扭矩的影响

Fig. 11 Effects of different isentropic efficiencies of compressors and turbines on BSFC and output torque at 1800 r/min

此外, 从图 12 可以看出, 将涡轮等熵效率和压气机等熵效率变化相同的变量, 改变压气机具有更明显的效果。这主要是由于压气机基础功率大于涡轮功。分析认为, 压气机和涡轮的峰值效率分别为 75% 是可以实现的。这些效率用于所有随后的模拟, 它们各自的结果被用作进一步研究的基础。

3.3 补燃燃油流量对混合动力系统性能的影响

由于在大负荷或者高空时, 将进气压力压缩至所需压力所需的功大于涡轮可从废气中提取的功, 因此需要采用某种方法提升涡轮的做功能力。由第 1 节涡轮的理论计算可知, 提高涡轮的膨胀比, 提升涡轮进口温度, 以及增加排气流量, 可以提升涡轮的做功能力。由于涡轮及活塞发动机的结构不变, 因此涡轮的膨胀比及活塞发动机的排气流量基本不变。本研究选择提升涡轮进口温度

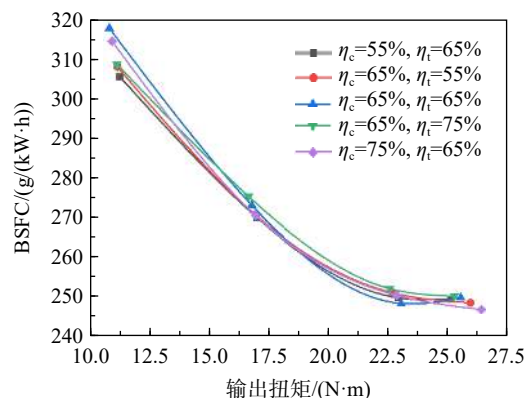


图 12 2400 r/min 时不同压气机和涡轮等熵效率对 BSFC 和输出扭矩的影响

Fig. 12 Effects of different isentropic efficiencies of compressors and turbines on BSFC and output torque at 2400 r/min

的方法, 提升涡轮的做功能力。

提升涡轮的进口温度, 一种方法是采用延长喷油持续期, 增加排气温度, 这种办法降低了活塞发动机的效率; 另一种办法是补燃增加涡轮进口温度, 其能够提高发动机输出扭矩, 同时维持活塞发动机效率。由于航空重油活塞发动机在所有工况点都是稀燃, 因此废气中存在过量的游离氧; 这允许在排气系统内(涡轮前)进一步燃烧, 以增加排气能量。对于每个工况点, 废气中氧气的质量分数决定了可以继续燃烧的燃料量。废气中氧气在补燃室完全燃烧对应的燃油消耗量被定义为“100% 补燃”。“50% 补燃”是指这个燃油消耗量的一半。燃烧将会提高废气温度, 从而由涡轮回收更多的涡轮功。

设定 1200 K 的温度极限来保护涡轮。如果达到该限值, 将仅使用 1200 K 废气温度限值所需的燃油量。表 4 总结了前面提到的对于每个工况点计算, 包括气缸燃料流量, 以便与计算的补燃燃料流量进行比较。

由表 4 可以看出, 补燃能够明显提升废气温度, 且从“50% 补燃”的温度提升效果明显大于“100% 补燃”的温度提升效果。图 13 表明, 补燃增加导致输出扭矩增加, 但代价是 BSFC 增加。从图中可以看出, 当使用“100% 补燃”时, 工况点 A 和 B 显示输出扭矩增加。然而, 即使在“100% 补燃”的情况下, 工况点 B 显示的复合扭矩仅略大于 50% 补燃的输出扭矩 (2 N·m), 但 BSFC 值显著增加。这说明了补燃系统的燃烧效率较低, 燃油能量利用率低。

可以看到 2400 r/min 工况时具有类似的趋

表 4 每个发动机转速下 3 个工况点的补燃计算总结
Table 4 Summary of reheating calculations for three operating points at each engine rotational speed

参数		N=1 800 r/min		N=2 400 r/min	
		A	B	A	B
气缸循环喷油量/mg		5	8	5	6
进气歧管流量/(g/s)		8.56	7.67	8.85	9.11
废气中空气流量/(g/s)		6.42	4.23	5.99	5.68
初始废气温度/K		621	678	678	723
补燃 50%	补燃流量/(g/s)	0.22	0.14	0.21	0.2
	温度提升/K	136	36	152	110
	新废气温度/K	757	714	830	833
补燃 100%	补燃流量/(g/s)	0.44	0.28	0.42	0.4
	温度提升/K	197	122	184	142
	新废气温度/K	818	800	862	865

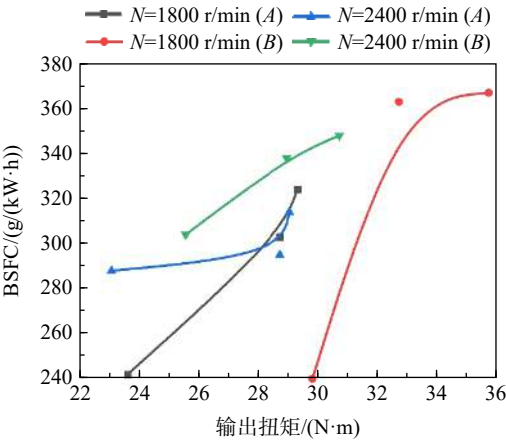


图 13 不同程度的补燃 BSFC 随输出扭矩的变化图
Fig. 13 Variation diagram of staged reheating BSFC with output torque

势, 尽管由于废气中氧气的质量分数较低。在 50% 补燃和 100% 补燃之间, BSFC 和输出变化很小, 表明这种影响是非线性的。分析认为这是由于补燃对排气比定压热容和比热比的影响所导致的微小误差。尽管如此, 补燃的使用明显增加了输出扭矩, 证明了航空活塞-涡轮混合动力系统的优势。

3.4 海拔高度对混合动力系统性能的影响

航空活塞-涡轮混合动力系统运行期间的海拔高度有所不同。本研究模拟了 $H=0, 3\,000, 5\,000\text{ m}$ 三个海拔高度下的环境压力。涡轮后压力为环境绝对压力, 表 5 总结了飞机发动机在不同海拔下的性能参数。

在高空, 保持恒定的发动机转速和空燃比, 在不做任何调整的前提下, 由于排气背压的降低, 压气机 MAP 图上的工况点会朝着更高的涡轮增

表 5 航空活塞发动机在不同海拔下的特性参数
Table 5 Characteristic parameters of aviation piston engines at different altitudes

转速/ (r/min)	海拔/ m	排气流 量/(g/s)	环境压 力/kPa	环境温 度/K	扭矩/ (N·m)	功率/ kW
1 800	0	14.9	100	288	22.7	4.28
	3 000	10.7	69	268	19.3	3.65
	5 000	8.3	53	255	13.4	2.50
2 400	0	16.0	100	288	21.8	5.48
	3 000	11.1	69	268	17.1	4.30
	5 000	76.3	53	255	10.5	2.65

压器转速和更高的压力比移动。但是, 从表 5 中可以看出, 随着海拔高度的增加, 发动机的扭矩和功率急剧降低。因此, 从能量平衡的角度分析, 此时涡轮功的增加不能够满足压气机的功率需求, 需要在涡轮前进行额外的能量补充。

图 14 表明, 随着海拔高度的增高, 补燃产生的扭矩增益会越来越大。与 50% 补燃产生的扭矩增益相比, 100% 补燃产生的扭矩增益相对较小。分析认为, 这是由于 100% 补燃时, 排气中燃料过多, 空燃比过低, 燃烧较差, 燃烧效率较低。

图 15 显示在 2 400 r/min 时出现的类似趋势, 随着补燃的增加, 输出增加, 输出增益随着补燃程度的增加逐渐降低。

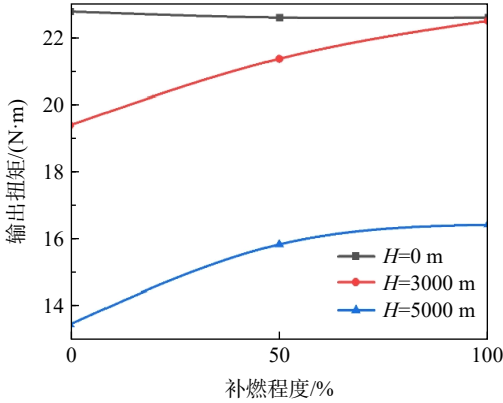


图 14 1 800 r/min 时补燃对输出扭矩的影响
Fig. 14 Effect of reheating on output torque at 1 800 r/min

3.5 不同参数对混合动力系统影响的权重分析

为了更直观地对比各参数对混合动力系统性能的影响, 将各参数进行当量化, 得到如式(5)所示的当量化参数 X_n , 并将这些不同参数所对应的性能参数进行当量化, 得到如式(6)所示的当量化参数 ΔY_n 。通过分析 ΔY_n 随 X_n 的变化规律, 可以确定各参数对性能的影响权重。

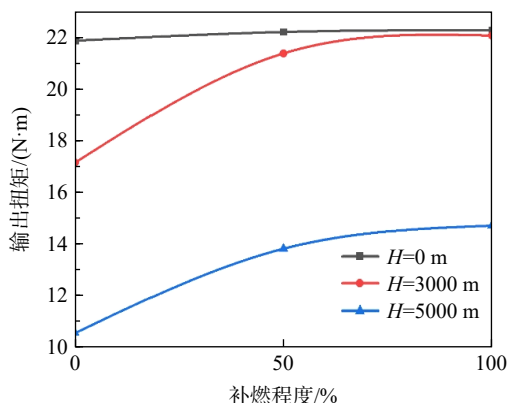


图 15 2400 r/min 时补燃对输出扭矩的影响

Fig. 15 Effect of reheating on output torque at 2400 r/min

$$X_n = \frac{X_r - X_{r,\min}}{X_{r,\max} - X_{r,\min}} \quad (5)$$

$$\Delta Y_n = \left| \frac{\Delta Y_r}{Y_{r,\max} - Y_{r,\min}} \right| \quad (6)$$

式中 X_n 、 ΔY_n 分别为各参数及性能参数的当量化数据, X_r 为原始输入数据, ΔY_r 为当前性能参数及相邻试验点较小性能参数的差值,若无较小试验点,则该值为0。 $X_{r,\max}$ 、 $X_{r,\min}$ 分别为改变参数的最大值和最小值, $Y_{r,\max}$ 、 $Y_{r,\min}$ 分别为性能参数的最大值及最小值。

X_r 的当量化数据0、0.5和1分别对应空燃比为24、33、42;对应涡轮等熵效率为55%、65%、75%;对应压气机等熵效率为55%、65%、75%;对应补燃油量为0.14、0.28、0.42。

为了确定量化评价参数的主要影响因素,指定以下标准,即BSFC的影响权数 ΔY_n 的变化范围在5%以内时,可认为忽略不计;超过5%但未达到15%时,可认为影响较小;当超过20%时,可认为影响较大。当量化BSFC随各参数的变化规律如图16所示。

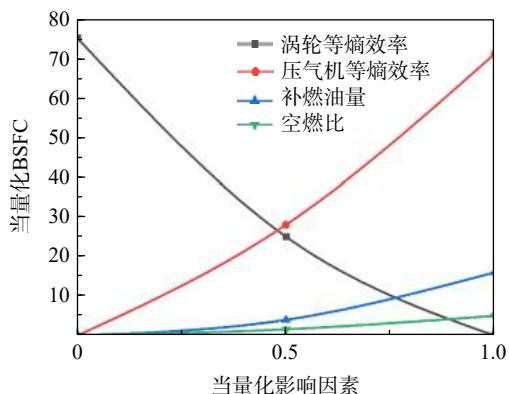


图 16 当量化 BSFC 变化规律曲线

Fig. 16 Variation law curves of equilibrium BSFC

综上分析可知,活塞发动机的空燃比对混合动力系统的BSFC几乎没有影响,补燃油量对BSFC的影响较小,涡轮等熵效率和压气机等熵效率对BSFC影响较大。

4 结 论

本研究使用一维发动机仿真软件GT-POWER在1800 r/min和2400 r/min转速下与同功率等级的航空活塞发动机在输出扭矩和BSFC方面进行了对比研究。评估了补燃增压器效率、补燃程度和海拔高度对发动机性能的影响。

本文工作得出的结论是:

1) 涡轮等熵效率的提高能够增加航空活塞发动机的输出扭矩,并由于扭矩的增加而降低了BSFC。与提升涡轮等熵效率相比,提升压气机等熵效率能够产生更大的增益,这意味着压气机功大于涡轮功。补燃在50%范围内,能够产生较大的扭矩增益。在50%~100%之间,虽然也能够产生适当的扭矩增益,但不成比例地增加了BSFC。因此,航空活塞-涡轮混合动力系统在某些工况能达到助推效果。

2) 在1800 r/min转速时,使用补燃在A和B工况点均能产生扭矩增益。在2400 r/min转速时的,扭矩增益的趋势相似,但程度较低。这是由于2400r/min较差的发动机扫气效率较低,发动机短路损失较小,排气中氧气的质量分数较低。

3) 海拔高度的增加导致输出扭矩减小,BSFC增加。在两种发动机转速下,补燃可以有效地最大化输出扭矩。混合动力系统在2400 r/min时提供的最大输出扭矩与二冲程航空重油活塞发动机相比,提升约为30%。

这些结果表明二冲程航空活塞-涡轮混合动力系统适用于轻量化要求较高的无人机,并且是废热回收的可行选择;本研究仅在某些工况条件下进行了证明。未来应该对影响混合动力系统性能的气口(进、排)面积、扫气效率、涡轮等熵效率等参数进行深入研究。

参考文献:

- [1] 周桥. 微小型回热循环燃气轮机性能仿真及控制规律优化研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2020.
ZHOU Qiao. Research on performance simulation and control law optimization of micro recuperated cycle gas turbine [D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2020. (in Chinese)
- [2] 凌建群, 周磊磊. 应用电动增压器改善涡轮增压柴油机高原低温带载起动性能的研究[J]. 柴油机设计与制造, 2020, 26(3): 14-18, 21.

- LING Jianqun, ZHOU Leilei. Improvement of cold starting performance of turbocharged diesel engine at high altitude with load by electrical booster[J]. *Design and Manufacture of Diesel Engine*, 2020, 26(3): 14-18, 21. (in Chinese)
- [3] HUGHES M, OLSEN J. Fuel burn reduction of hybrid aircraft employing an exhaust heat harvesting system[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2022, 38(2): 241-253.
- [4] ZHOU Yu, HONG Lifeng, et al. Investigation on transient dynamics of rotor system in air turbine starter based on magnetic reduction gear[J]. *Journal of Advanced Manufacturing Science and Technology*, 2021, 1(3): 2021009.
- [5] 董雪飞. 对置活塞二冲程柴油机换气过程及增压匹配研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2015.
- DONG Xuefei. Research on scavenging process and turbocharging matching of an opposed-piston two-stroke diesel engine[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2015. (in Chinese)
- [6] ZHOU Yu, LI Xueyu, DING Shuiting, et al. Technologies and studies of gas exchange in two-stroke aviation piston engine: a review[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, 34(2): 586-600.
- [7] 杨小川, 王运涛, 黄勇, 等. 基于油电混合动力的中小型无人机及其作战应用展望[J]. *飞航导弹*, 2018(11): 41-45, 51.
- YANG Xiaochuan, WANG Yuntao, HUANG Yong, et al. Small and medium-sized UAV based on hybrid electric and oil and its operational application prospect[J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 2018(11): 41-45, 51. (in Chinese)
- [8] HAGEMAN M D, MCLAUGHLIN T E. Considerations for pairing the IC engine and electric motor in a hybrid power system for small UAVs[R]. AIAA 2018-2132, 2018.
- [9] 杨南杰. 电动增压及涡轮发电混合增压系统的研究[D]. 福州: 福州大学, 2018.
- YANG Nanjie. The research on electric supercharging and turbine generator of the hybrid supercharging system[D]. Fuzhou: Fuzhou University, 2018. (in Chinese)
- [10] 陈火雷, 李敏, 孔祥花. 复合涡轮增压器对柴油机能影响的仿真研究[J]. *内燃机与动力装置*, 2019, 36(2): 28-32.
- CHEN Huolei, LI Min, KONG Xianghua. Simulation research on the influence of compound turbocharger on diesel engine performance[J]. *Internal Combustion Engine & Powerplant*, 2019, 36(2): 28-32. (in Chinese)
- [11] 张洪义, 张世沛. 补燃增压柴油机的匹配算法[J]. *舰船科学技术*, 1980, 2(9): 50-59.
- ZHANG Hongyi, ZHANG Shipai. Matching calculation method of supercharged diesel engine with supplementary combustion[J]. *Ship Science and Technology*, 1980, 2(9): 50-59. (in Chinese)
- [12] 张洪义, 白涛, 张世沛. 补燃增压柴油机匹配计算程序及其初算结果分析[J]. *舰船科学技术*, 1981, 3(12): 35-60.
- ZHANG Hongyi, BAI Tao, ZHANG Shipai. Matching calculation program of supplementary combustion supercharged diesel engine and analysis of its initial calculation results[J]. *Ship Science and Technology*, 1981, 3(12): 35-60. (in Chinese)
- [13] MELCHIOR J, ANDRE-TALAMON T. Hyperbar system of high supercharging[R]. Milwaukee, US: National Combined Farm, Construction & Industrial Machinery and Powerplant Meetings, 1974.
- [14] HOPMANN U, ALGRAIN M C. Diesel engine electric turbo compound technology[R]. California, US: Future Transportation Technology Conference & Exposition 2003-01-2294, 2003.
- [15] SHREYAS K S, RENALD T. Numerical analysis of a turbocompounded Diesel-Brayton combined cycle[J]. *Continuum Mechanics, Fluids, Heat*, 2010, 1790-5095.
- [16] 韩冀宁, 张虹, 段雪莹. 电动复合增压系统工作策略对发动机加速特性的影响[J]. *车辆与动力技术*, 2019(4): 7-12, 16.
- HAN Jining, ZHANG Hong, DUAN Xueying. The influence of the working strategy of electric compound supercharging system on engine acceleration characteristics[J]. *Vehicle & Power Technology*, 2019(4): 7-12, 16. (in Chinese)
- [17] BIN MAMAT A M I, MARTINEZ-BOTAS R F, RAJOO S, et al. Waste heat recovery using a novel high performance low pressure turbine for electric turbocompounding in downsized gasoline engines: experimental and computational analysis[J]. *Energy*, 2015, 90: 218-234.
- [18] MATTARELLI E, CAPRIOLI S, RINALDINI C A, et al. Numerical optimization of supercharging and combustion on a two-stroke compression ignition aircraft engine[J]. *International Journal of Engine Research*, 2023, 24(6): 2352-2368.
- [19] 刘刚, 张扬军, 黄开胜, 等. 涡轮活塞组合循环 (TPCC) 发动机性能试验研究[J]. *军事交通学院学报*, 2020, 22(8): 37-43.
- LIU Gang, ZHANG Yangjun, HUANG Kaisheng, et al. Experimental study on performances of turbo-piston combined cycle engine[J]. *Journal of Military Transportation University*, 2020, 22(8): 37-43. (in Chinese)
- [20] 张尧. 涡轮活塞组合发动机系统仿真与控制[D]. 北京: 清华大学, 2015.
- ZHANG Yao. Simulation and control of diesel brayton combined cycle engine[D]. Beijing: Tsinghua University, 2015. (in Chinese)
- [21] 何冠璋. 柴油机串联发电复合涡轮全历程能流回路能效优化策略研究[D]. 天津: 天津大学, 2017.
- HE Guanzhang. Overall efficiency optimization strategy of diesel engine with electric turbocompounding based whole energy route [D]. Tianjin: Tianjin University, 2017. (in Chinese)
- [22] 刘畅, 徐征, 周煜. 带补燃增压的航空活塞发动机复合型起动策略研究[J]. *小型内燃机与车辆技术*, 2021, 50(1): 5-12.
- LIU Chang, XU Zheng, ZHOU Yu. Investigation on hybrid start-up strategy of aero-piston engine with hyperbar[J]. *Small Internal Combustion Engine and Vehicle Technique*, 2021, 50(1): 5-12. (in Chinese)
- [23] ZHENG Xu, JI Fenzhu, DING S, et al. High-altitude performance and improvement methods of poppet valves 2-stroke aircraft diesel engine[J]. *Applied Energy*, 2020, 276: 115471.
- [24] 赵静霞, 郑令仪, 孙祖国. 具有旁通补燃、超高增压、低压缩比复合发动机循环的热力分析[J]. *兵工学报*, 1984(4): 55-65.
- ZHAO Jingxia, ZHENG Lingyi, SUN Zuguo. Thermodynamic analysis of compound engine cycle with by-pass afterburning, ultra-high supercharging and low compression ratio[J]. *Vehicle & Power Technology*, 1984(4): 55-65. (in Chinese)
- [25] YOUNG A, TURNER J, HEAD R. Turbocompounding the opposed-piston 2-stroke engine[C]//SAE Technical Paper Series, 400 Commonwealth Drive. Warrendale, PA, United States: SAE International, 2021: 2021-01-0636.
- [26] ZHENG X U, FENZHU J I, DING S, et al. Effect of scavenge port angles on flow distribution and performance of swirl-loop scavenging in 2-stroke aircraft diesel engine[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(3): 105-117.
- [27] MAZURO P, KOZAK D. Experimental investigation on the performance of the prototype of aircraft Opposed-Piston engine with various values of intake pressure[J]. *Energy Conversion and Management*, 2022, 269: 116075.
- [28] ZHU Sipeng, GU Yuncheng, YUAN Hao, et al. Thermodynamic analysis of the turbocharged marine two stroke engine cycle with

- different scavenging air control technologies[J]. *Energy*, 2020, 191: 116533.
- [29] 江涛. 高速直喷柴油机基于目标放热规律的燃烧过程主动控制方法的研究[D]. 长春: 吉林大学, 2019.
- JIANG Tao. The study of active control method of combustion process based on target heat release law of high speed DI engine[D]. Changchun: Jilin University, 2019. (in Chinese)
- [30] 胡春明, 张波, 刘娜, 等. 二冲程航空活塞发动机空燃比控制[J]. 航空动力学报, 2023, 38(11): 2757-2765.
- HU Chunming, ZHANG Bo, LIU Na, et al. Air-fuel ratio control of two stroke aviation piston engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2023, 38(11): 2757-2765. (in Chinese)
- [31] 柴金华. 燃气轮机冷却系统的主动控制研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.
- CHAI Jinhua. Reserch on active control of gas turbine cooling system[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021. (in Chinese)
- [32] 丁水汀, 宋越, 杜发荣, 等. 航空重油活塞发动机发展趋势及关键技术分析[J]. 航空动力学报, 2021, 36(6): 1121-1136.
- DING Shuiting, SONG Yue, DU Farong, et al. Analysis on development trend and key technology of aircraft heavy fuel piston engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(6): 1121-1136. (in Chinese)
- [33] 冯爽. 压燃式发动机瞬变工况微粒排放控制方法及生成机理及研究[D]. 长春: 吉林大学, 2022.
- FENG Shuang. Research on particle emissions control method and generation mechanism of compression ignition engine under transient condition[D]. Changchun: Jilin University, 2022. (in Chinese)
- [34] MATTARELLI E, RINALDINI C A, WILKSCH M. 2-stroke high speed diesel engines for light aircraft[J]. *SAE International Journal of Engines*, 2011, 4(2): 2338-2360.
- [35] 耿钊, 赵振峰, 李鸿, 等. 点燃式航空重油活塞发动机冷启动控制策略[J]. 航空动力学报, 2020, 35(1): 185-195.
- GENG Zhao, ZHAO Zhenfeng, LI Hong, et al. Cold start control strategy of spark igniting type heavy oil piston aero-engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(1): 185-195. (in Chinese)
- [36] 胡杰, 莫清烈, 姜峰, 等. 基于 GT-Power 对机车柴油机燃用生物柴油的性能分析[J]. 广西科技大学学报, 2022, 33(3): 122-129.
- HU Jie, MO Qinglie, JIANG Feng, et al. Performance analysis of locomotive diesel engine fueled with biodiesel based on GT-Power [J]. *Journal of Guangxi University of Science and Technology*, 2022, 33(3): 122-129. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)