



DOI:10.12404/j.issn.1671-1815.2404769

引用格式:温占永,田亚明,孙鹏晖,等.航空活塞发动机有效功率及空中功率恢复研究[J].科学技术与工程,2025,25(16):6760-6765.

Wen Zhanyong, Tian Yaming, Sun Penghui, et al. Effective power and power recovery of aviation piston engine[J]. Science Technology and Engineering, 2025, 25(16): 6760-6765.

航空活塞发动机有效功率及空中功率恢复研究

温占永, 田亚明, 孙鹏晖, 赵韦东

(中国航天空气动力技术研究院彩虹无人机科技有限公司, 北京 100074)

摘要 针对某型航空活塞发动机提出一种基于中冷系统传热数学仿真的有效功率计算方法,并应用 VB 语言对该中冷系统传热仿真模型进行开发。通过试验数据对仿真模型的有效性进行验证。结果表明:中冷器冷侧出口温度、热侧出口温度的仿真计算值与试验值误差均在 1.5% 以内。利用该仿真模型,研究了风扇风量对航空活塞发动机有效功率的影响,并对空中有效功率恢复进行研究。结果表明:随着风扇风量的增加,风扇功率增幅变大,而发动机功率增幅降低。在二者的综合作用下,发动机有效功率随着风扇风量的增加先升高后下降。对于所研究的航空活塞发动机,当风扇风量为 1 400 m³/h 时,发动机有效功率达到最大,其最大值为 101.6 kW。当飞行高度在 2 000 m 以下时,随着飞行高度的升高,发动机有效功率恢复系数小幅增加,当飞行高度在 2 000 m 以上时,发动机有效功率随着飞行高度的增加大幅降低。在海平面环境为 50 °C 条件下,在 7 000 m 高度即便维持稳压箱压力不变,发动机有效功率恢复系数仅能达到 92.2%。

关键词 航空活塞式发动机; 中冷系统; 电动风扇; 稳压箱温度; 有效功率

中图分类号 TK402;

文献标志码 A

Effective Power and Power Recovery of Aviation Piston Engine

WEN Zhan-yong, TIAN Ya-ming, SUN Peng-hui, ZHAO Wei-dong

(CH UAV Science & Technology Co., Ltd., China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

[Abstract] A calculation method of effective power based on heat transfer mathematical simulation of intercooling system was proposed for an aviation piston engine, and the heat transfer simulation model of the intercooling system was developed with VB language. The validity of the simulation model was verified by the test data. The results show that the errors between the simulation values and the test values of the intercooler cold side outlet temperature and the hot side outlet temperature are within 1.5%. Using the simulation model, the influence of fan air flow on the effective power of the aviation piston engine was studied, and the air effective power recovery was studied. The results show that with the increase of fan air volume, the amplification of fan power increases, while the amplification of engine power decreases. Under the combined effect of the two, the effective power of the engine first increases and then decreases with the increase of fan air volume. For the aviation piston engine studied, when the fan air volume is 1 400 m³/h, the effective power of the engine reaches the maximum, which is 101.6 kW. When the flight altitude is below 2 000 m, the engine effective power recovery coefficient increases slightly with the increase of flight altitude, and when the flight altitude is above 2 000 m, the engine effective power decreases significantly with the increase of flight altitude. Under the condition of 50 °C at sea level, the effective power recovery coefficient of the engine at 7 000 m is only 92.2%.

[Keywords] aviation piston engine; intercooling system; electric fan; surge tank temperature; effective power

航空活塞发动机具有质量轻、价格便宜、耗油率低、推进效率高等优点,被广泛用于中小型无人机^[1-2]。航空活塞发动机作为容积式动力机械,其输出功率与进气充量成正比关系。对于涡轮增压式航空活塞发动机,在其临界增压高度以下涡轮增压器可以能够提升进入气缸的空气质量流量,使之接近海平面标准大气压下的水平。然而,经过增压

之后的空气温度显著上升,不仅限制了充气效率的潜在提升空间,而且当高温空气未经冷却便直接参与燃烧时,可能导致发动机功率降低,同时增加了爆震发生的可能性^[3-5]。为了提升进气充量和发动机功率,通常在增压器与发动机进气系统之间安装一套由电动驱动的风扇冷却装置,即空-空中冷器,旨在降低增压空气的温度并提高其密度。经过冷

收稿日期:2024-06-25; 修订日期:2025-03-07

基金项目:某型无人机作战能力提升研制项目(LZX2022005)

第一作者:温占永(1986—),男,汉族,山东鄄城人,硕士,高级工程师。研究方向:中大型高空长航时无人机动力系统与燃油系统。E-mail:wzy8766@126.com。

却的空气随后进入发动机的稳压箱。值得注意的是,飞机上电动风扇所需的电力来源于发动机轴功通过发电机转换而来。因此,扣除电动风扇功率消耗后剩余的发动机有效功率,才是评估整个动力系统性能的关键参数。为了使航空活塞发动机在空中有尽可能高的动力输出,有必要对影响其有效功率的因素及其空中有效功率恢复情况开展研究。

增压中冷系统作为航空活塞发动机的重要系统,对发动机功率恢复及可靠运行具有重要意义。张春成等^[6]采用 Flotherm 热仿真软件,分别研究了翅片布局、散热器参数变化以及布置风机对散热器散热特性的影响。李胜等^[7]基于中心复合设计方法和响应面方法,对空冷中冷器百叶窗翅片的几何结构参数进行试验设计与优化研究,研究了开窗角度、百叶间距、翅片间距等结构参数变化对中冷器性能的影响。马会明等^[8]通过三维 CFD 仿真方法分析了翅片的结构参数对中冷器性能的敏感性,得到了不同厚度下的翅片换热效率和冷却空气的沿程阻力。现有研究多集中在面向结构参数对中冷器换热性能的影响及对发动机冷却系统传热性能^[9-10],对直接影响发动机功率输出的增压中冷系统传热研究以及考虑电动风扇能量损耗的航空活塞发动机有效功率相关的研究鲜有报道。

鉴于此,针对某型航空活塞发动机提出一种基于中冷系统传热数学仿真的发动机有效功率计算方法,并应用 VB 语言对该中冷系统传热仿真模型进行开发。利用该仿真模型,研究风扇风量对航空活塞发动机有效功率的影响,并对该航空活塞发动机空中有效功率恢复进行研究,为中大型航空活塞发动机中冷系统设计及有效功率计算提供参考。

1 仿真建模

某航空活塞发动机增压中冷系统架构示意图如图 1 所示。来自外界的空气经涡轮增压器增压后进入中冷器,再经电动风扇驱动的冷却空气冷却后进入发动机稳压箱。为便于工程应用,对发动机中冷系统传热过程做出以下简化和假设:①将中冷器芯体、空气的温度参数视为集总参数;②忽略中冷器壁面的热传导;③忽略中冷管路与外界的换热。

1.1 增压器

增压器是增压中冷系统的重要部件。根据热力学原理,发动机进气在增压器中的压缩过程是按多变过程进行的。发动机进气经增压器增压后进入中冷器,中冷器热侧进口气体温度计算公式为

$$T_{h,in} = \frac{(\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1)T_{env} + T_{env}}{\eta_c} \quad (1)$$

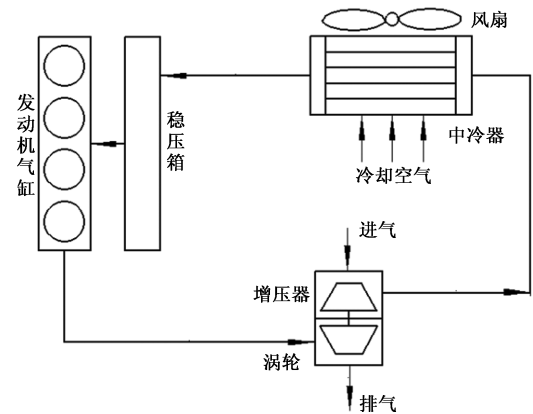


图 1 发动机中冷系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of engine intercooling system

式(1)中: T_{env} 为发动机进气温度,即环境温度, K; η_c 为压气机效率; k 为多变指数, $k = 1.4$; π 为增压器增压比。

1.2 中冷器

中冷器采用板翅式结构,其热侧为经涡轮增压后的增压空气,冷侧为冷却空气。增压空气在中冷器管路内部流动,经中冷器冷却后进入稳压箱,故中冷器热侧出口温度即稳压箱温度,而冷侧空气与外界环境相通。

中冷器增压空气的热平衡方程为

$$c_h q_h (T_{h,in} - T_{h,out}) + h_h A_h (T_r - T_{h,out}) = 0 \quad (2)$$

式(2)中: c_h 为热侧气流比热容, $J/(kg \cdot K)$; q_h 为热侧气流质量流量, kg/s ; $T_{h,in}$ 、 $T_{h,out}$ 分别为热侧气流进出口温度, K; h_h 为中冷器器芯体与热侧气流的对流换热系数, $W/(m^2 \cdot K)$; T_r 为中冷器芯体温度, K; A_h 为中冷器器芯体与热侧气流的对流换热面积, m^2 。

流经中冷器的冷却气流的热平衡方程为

$$c_c q_c (T_{env} - T_{c,out}) + h_c A_c (T_r - T_{c,out}) = 0 \quad (3)$$

式(3)中: c_c 为冷侧气流比热容, $J/(kg \cdot K)$; q_c 为冷侧气流质量流量, kg/s ; T_{env} 为冷侧气流进口温度,即环境温度, K; $T_{c,out}$ 为冷侧气流出出口温度, K; h_c 为中冷器器芯体与冷侧气流的对流换热系数, $W/(m^2 \cdot K)$; A_c 为中冷器器芯体与冷侧气流的对流换热面积, m^2 。

对于中冷器芯体,其热平衡方程为

$$c_r m_r \frac{dT_r}{dt} = h_h A_h (T_{h,out} - T_r) + h_c A_c (T_{c,out} - T_r) \quad (4)$$

式(4)中: c_r 为中冷器芯体的比热容, $J/(kg \cdot K)$; m_r 为中冷器芯体的质量, kg 。

1.3 风扇

风扇安装在中冷器后面,是一款轴流式电动风扇。影响风扇风量的主要因素有风扇直径、转速、

叶片数量及形状等因素^[11]。根据风扇相似性原理,对于某一特定的电动风扇,风扇消耗的功率与风扇流量的立方成正比,与空气密度成正比^[12]。

$$\frac{P_f}{P_{f0}} = \left(\frac{q_v}{q_{v0}}\right)^3 \frac{\rho}{\rho_0} \quad (5)$$

式(5)中: P_f 为风扇消耗的功率, kW; q_v 为体积流量, m^3/h ; ρ 为流经风扇的气体密度, kg/m^3 ; ρ_0 、 q_{v0} 、 P_{f0} 分别为在某一工况下流经风扇的气体密度、体积流量及风扇消耗的功率。

为评价风扇与发动机的匹配程度,定义无量纲数风扇功率系数 ζ_f 为风扇消耗功率与发动机功率之比,它的值越小,表明风扇与发动机的匹配程度越好。

$$\zeta_f = \frac{P_f}{P_e} \quad (6)$$

式(6)中: P_f 为风扇功率, kW; P_e 为发动机功率, kW。

1.4 发动机功率及有效功率

对于所研究的涡轮增压式航空活塞发动机,发动机功率与稳压箱压力成正比,与稳压箱温度的平方根成正比。针对临界增压高度以下发动机功率及有效功率开展研究,在这种情况下稳压箱压力和设定压力相等,因此发动机功率仅与温度有关。

$$\frac{P_e}{P_{e0}} = \frac{p}{p_0} \frac{\sqrt{T_0}}{\sqrt{T}} \quad (7)$$

式(7)中: P_e 为发动机功率, kW; p 为稳压箱压力, kPa; T 为稳压箱温度, K; p_0 、 T_0 、 P_{e0} 分别为发动机在某一工况下的稳压箱压力、稳压箱温度及对应的发动机功率。

稳压箱温度和上文所述的中冷器热侧出口温度相等,即 $T = T_{h,\text{out}}$ 。

由于对于所研究的动力系统,电动风扇的功耗源自发动机发电,故定义发动机有效功率为

$$P = P_e - \frac{P_f}{\eta_f} \quad (8)$$

式(8)中: P 为有效功率, kW; η_f 为转换效率。

1.5 空气热力学参数

研究表明,当海拔高度 H 在 0 ~ 11 km 范围内时,海拔高度 H 处的大气温度、压力的计算公式分别为^[13]

$$T' = T'_0 - 0.0065H \quad (9)$$

$$p' = p'_0 (1 - 0.225577 \times 10^{-4}H)^{5.25588} \quad (10)$$

式中: T' 为海拔高度 H 处的大气温度, K; T'_0 为海平面处的大气温度, K; H 为海拔高度, m; p' 为海拔高度 H 处的大气压力, Pa; p'_0 为海平面处的大气压力。

根据理想气体状态方程可得到空气密度为

$$\rho_{\text{air}} = \frac{p'}{R_g T'} \quad (11)$$

式(11)中: R_g 为空气比气体常数, $R_g = 287 \text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$ 。

根据文献[14]推导可知,散热器芯体与冷侧气流的对流换热系数的计算公式为

$$h_c = C\lambda\nu^n\mu^{-n}d_e^{n-1}\rho_{\text{air}}^n \quad (12)$$

式(12)中: C 和 n 为与中冷器翅片形状结构相关的常数; d_e 为换热通道的当量直径, m; λ 为流经中冷器空气的导热系数, $\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$; ρ_{air} 为流经中冷器空气的密度, m^3 ; ν 为流经中冷器空气的流速, m/s ; μ 为流经中冷器空气的动力黏度, $\text{Pa}\cdot\text{s}$ 。

根据文献[15],空气的导热系数、动力黏度主要与温度有关,关系式为

$$\lambda = 8 \times 10^{-5}T' + 2 \times 10^{-3} \quad (13)$$

$$\mu = 5.1 \times 10^{-8}T' + 3.223 \times 10^{-6} \quad (14)$$

2 仿真模型开发及验证

为了计算发动机功率 P_e , 必须首先计算出稳压箱温度 T , 即中冷器热侧出口温度 $T_{h,\text{out}}$ 。发动机中冷系统传热计算流程如图2所示。根据飞行剖面确定外界环境温度、增压比、发动机进气流量、冷却空气质量流量、对流换热系数等仿真输入参数;应用VB语言采用4阶龙格-库塔法对式(1)~式(4)组成的方程组进行编程开发;初始化各节点参数,利用上述传热模型对稳压箱温度、中冷器冷侧出口气流温度等参数进行动态仿真计算。

为了验证中冷器热侧出口温度 $T_{h,\text{out}}$ 计算模型的准确性,在常温风洞内搭建中冷器性能测试平台,选取风速分别为 4 ~ 10 m/s 时的 7 种工况进行试验,中冷器风洞试验工况参数如表1所示。表2为中冷器性能参数的风洞试验数据与仿真计算数据的对比,可以看出,各工况点在平衡状态下中冷器热侧出口温度、冷侧出口温度的仿真计算结果与

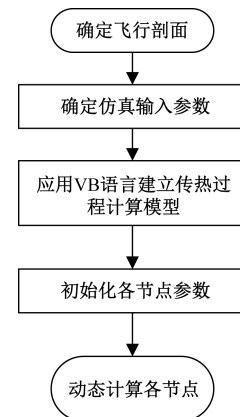


图2 发动机中冷系统传热计算流程

Fig. 2 Heat transfer calculation process for engine intercooling system

表1 中冷器风洞试验参数

Table 1 Wind tunnel test parameters for intercoolers

工况	$v/(m \cdot s^{-1})$	$q_h/(kg \cdot s^{-1})$	$T_{env}/^{\circ}C$	$T_{h,in}/^{\circ}C$
1	4.0	0.092	40.0	131.9
2	5.0	0.092	40.0	131.9
3	6.0	0.092	40.0	132.0
4	7.0	0.092	40.0	132.0
5	8.0	0.092	40.0	132.0
6	9.0	0.092	40.0	132.2
7	10.0	0.092	40.0	132.0

表2 中冷器风洞试验数据与仿真计算数据的对比

Table 2 Comparison of wind tunnel test data and simulation calculation data for intercoolers

工况	$T_{h,out}/^{\circ}C$			$T_{c,out}/^{\circ}C$		
	试验值	仿真值	误差/%	试验值	仿真值	误差/%
1	69.6	69.7	0.13	63.6	63.4	-0.30
2	66.3	66.5	0.19	60.6	59.9	-1.19
3	64.2	64.2	0.13	57.8	57.4	-0.63
4	62.3	62.7	0.57	55.3	55.4	0.06
5	60.9	61.0	0.20	53.7	53.9	0.30
6	59.8	59.9	0.19	52.4	52.6	0.41
7	58.8	58.9	0.18	51.1	51.5	0.82

风洞试验结果误差均在 1.5% 以内。说明所开发的发动机中冷系统传热模型具有很高的可信度,可基于此模型开展进一步的仿真研究。

3 风扇风量对有效功率的影响

为了研究风扇风量对有效功率的影响,设定工作高度为 0 m、环境温度为 15 °C、增压比为 1.43 和进气流量为 0.13 kg/s。由图 3 可知,在风扇风量逐步提升的过程中,风扇消耗的功率随之增长,且功率的增长率亦呈现上升趋势。尽管如此,风扇功率系数的增长率相对较低。这一现象的原因在于,增大的风量增强了对发动机进气系统的冷却效果,从而降低了稳压箱的温度,进而使得发动机的输出功率得到了提升。由图 4 可知,发动机的有效功率并不会随风扇风量的无限增长而持续增加;事实上,它呈现出先增后降的趋势,在风扇风量达到 1 400 m³/h 时达到峰值,此时最大有效功率为 101.6 kW。产生这一现象的原因在于:首先,对于特定型号的中冷风扇,在保持其他条件恒定的情况下,风扇能耗与风量的立方成正比。随着风量的增加,风扇消耗的功率也随之增加,且增长率逐渐增大。其次,当风扇风量超过某一临界点后,稳压箱温度的下降速度放缓,导致对发动机功率提升的贡献减弱。鉴于此,在选择中冷风扇时必须权衡这些因素,合理设定风扇风量参数,以优化发动机的有效功率。

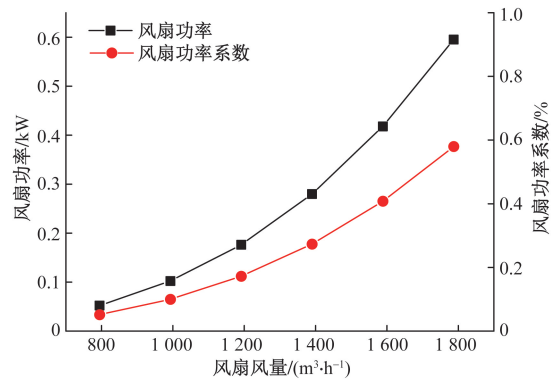


图3 风扇功率、风扇功率系数随风量的变化

Fig. 3 Variation of fan power and fan power coefficient with wind volume

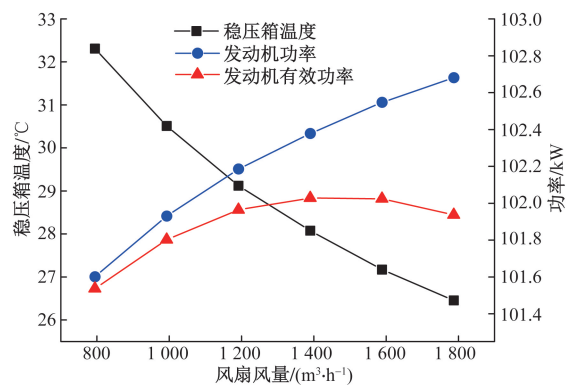


图4 发动机有效功率随风量的变化

Fig. 4 Variation of engine effective power with wind volume

4 空中有效功率恢复分析

为了研究发动机有效功率在空中的恢复情况,设定风扇风量为 1 400 m³/h、稳压箱压力为 145 kPa、进气流量为 0.13 kg/s。设定海平面环境温度分别为 20、30、40、50 °C,各高度处的环境温度按照每升高 1 000 m 下降 6.5 °C 设定。

定义有效功率系数为

$$\eta = \frac{P}{P_{opt}} \tag{15}$$

式(15)中: P 为空中发动机有效功率; P_{opt} 为在海平面标准天气条件下发动机有效功率的最优值, $P_{opt} = 101.6$ kW。

由图 5、图 6 可知,随着飞行高度的上升,稳压箱温度经历先下降后显著上升的过程,与此同时,发动机功率也呈现先轻微上升后急剧下降的趋势。这背后的原因是,在低海拔飞行时,增压对稳压箱温度的影响较小,稳压箱温度主要受周围环境温度下降的影响。然而,当飞行高度超过 2 000 m 至临界增压高度时,增压比率开始显著影响稳压箱温度,随着增压比率的增加,稳压箱温度急剧上升。

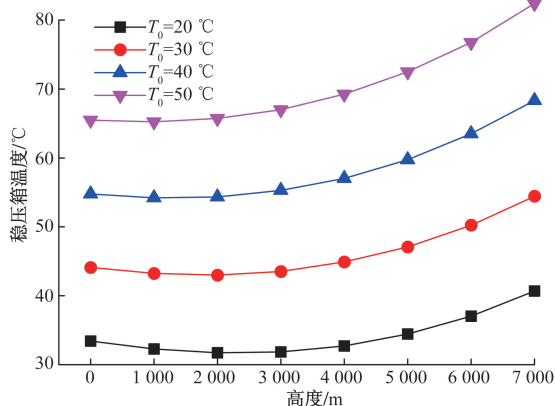


图5 稳压箱温度随飞行高度的变化

Fig. 5 Variation of surge tank temperature with flight altitude

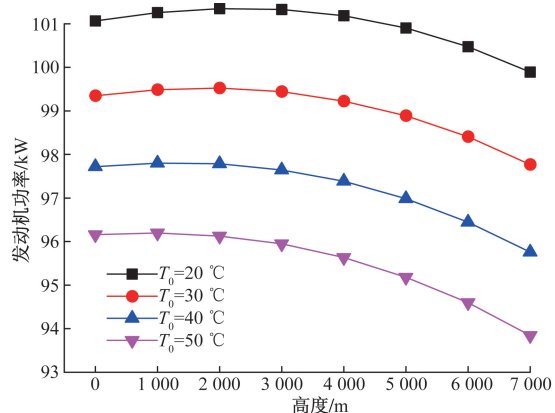


图6 发动机功率随飞行高度的变化

Fig. 6 Variation of engine power with flight altitude

由图7可知,在维持风扇风量恒定的条件下,随着飞行高度的增高,空气密度减少导致风扇所需的输入功率相应降低,因而风扇功率系数呈现下降趋势。由图8可知,在不同温度环境下,发动机有效功率恢复系数受发动机和风扇功率共同影响。在飞行高度低于2 000 m时,该系数随高度的增加而略有提升;然而,一旦超过2 000 m,随着飞行高度的继续上升,该系数会显著下降。在海平面环境为50 °C条件下,在7 000 m高空中即便采用涡轮增压技术能使稳压箱的压力保持在145 kPa,但发动机有效功率恢复系数只能达到92.2%。

5 结论

(1)各工况点在平衡状态下中冷器热侧出口温度、冷侧出口温度的仿真计算结果与风洞试验结果误差均在1.5%以内,说明所开发的发动机中冷系统传热模型具有较高的可信度,可基于此模型开展进一步的仿真研究。

(2)随着风扇风量的增加,风扇功率增幅变大,而发动机功率增幅降低。在二者的综合作用下,发

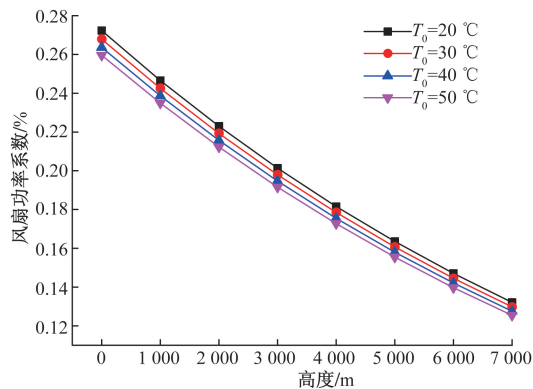


图7 风扇功率系数随飞行高度的变化

Fig. 7 Variation of fan power coefficient with flight altitude

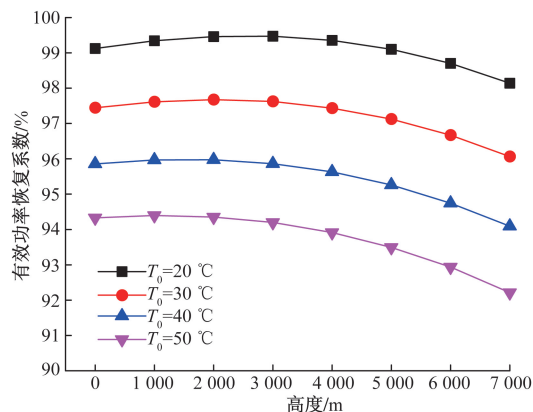


图8 有效功率系数随飞行高度的变化

Fig. 8 Variation of effective power coefficient with flight altitude

动机有效功率随着风扇风量的增加先升高后下降。在中冷器风扇选型过程中应注意这一折中关系,通过合理选配中冷器风扇风量参数,使发动机有效功率达到最佳水平。对于所研究的航空发动机,当风扇风量为1 400 m³/h时,发动机有效功率达到最大,其最大值为101.6 kW。

(3)对于所研究的航空发动机,其受发动机功率、风扇功率综合作用,当飞行高度在约2 000 m以下时,随着飞行高度的逐渐增加,发动机有效功率恢复系数小幅增加,当飞行高度在约2 000 m以上时,随着飞行高度的继续上升,该系数会显著下降。在海平面温度为50 °C的条件下,即便在7 000 m的高度能够维持稳压箱压力不变,发动机的有效功率恢复系数也仅能达到92.2%。

参 考 文 献

- [1] 商立英,张超,徐声明,等.一种螺旋桨飞机滑流影响的极曲线确定方法[J].科学技术与工程,2023,23(34):14873-14878.
Shang Liying, Zhang Chao, Xu Shengming, et al. Determination method of lift and drag polar with slipstream effect for propeller-driven aircraft[J]. Science Technology and Engineering, 2023, 23

- (34): 14873-14878.
- [2] 孙毅刚, 刘永臻, 单泽众, 等. 风速对小型旋翼无人机螺旋桨的影响分析[J]. 科学技术与工程, 2022, 22(29): 13096-13103.
Sun Yigang, Liu Yongzhen, Shan Zezhong, et al. Analysis on the influence of wind speed on propeller of small rotary-wing unmanned aerial vehicle[J]. Science Technology and Engineering, 2022, 22(29): 13096-13103.
- [3] 王赫. 活塞式航空煤油发动机燃烧特性及爆震控制研究[D]. 天津: 天津大学, 2018.
Wang He. Research on combustion characteristics and knock control for direct injection piston aviation kerosene engine [D]. Tianjin: Tianjin University, 2018.
- [4] Cho S, Song C, Kim N, et al. Influence of the wall temperatures of the combustion chamber and intake ports on the charge temperature and knock characteristics in a spark-ignited engine [J]. Applied Thermal Engineering, 2021, 182: 116000.
- [5] 孙美瑶. 航空活塞发动机空冷换热器高空流动换热特性及强化研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2023.
Sun Meiyao. Research on high-altitude flow and heat transfer characteristics and enhancement of air-cooled heat exchangers for aviation piston engines[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2023.
- [6] 张春成, 袁瑞明, 吕强, 等. 不同散热器结构对其散热特性影响的数值研究[J]. 环境技术, 2024, 42(6): 152-156.
Zhang Chuncheng, Yuan Ruiming, Lü Qiang, et al. Numerical investigation of the effect of different radiator structures on heat dissipation characteristics [J]. Environmental Technology, 2024, 42(6): 152-156.
- [7] 李胜, 朱佳, 黄德慧, 等. 空冷中冷器百叶窗翅片结构参数优化[J]. 吉林大学学报(工学版), 2023, 53(4): 998-1006.
Li Sheng, Zhu Jia, Huang Dehui, et al. Structural parameters optimization of louver fins of air-cooled charge air cooler[J]. Journal of Jinlin University(Engineering and Technology Edition), 2023, 53(4): 998-1006.
- [8] 马会明, 王国强, 赵凤祥, 等. 柴油风冷中冷器的优化设计与匹配研究[J]. 机械设计与制造, 2018, 9(S1): 137-140.
Ma Huiming, Wang Guoqiang, Zhao Fengxiang, et al. Research on optimization design and matching of diesel air-cooled intercooler [J]. Machinery Design & Manufacture, 2018, 9(S1): 137-140.
- [9] Wanger T, Rottengruber H, Mandl F, et al. Optimization of the engine water jacket from concept to production-ready level[J]. MTZ Worldwide, 2021, 82: 60-65.
- [10] 许翔, 索文超, 杨定富, 等. 车用散热器高原传热性能仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2018, 30(8): 3146-3153.
Xu Xiang, Suo Wenchao, Yang Dingfu, et al. Heat transfer simulation of vehicle heat exchanger in plateau environment[J]. Journal of System Simulation, 2018, 30(8): 3146-3153.
- [11] 姜渊博. 基于 FLOWMASTER 的调车机车冷却系统设计与仿真计算分析[D]. 大连: 大连交通大学, 2020.
Lou Yuanbo. Design and simulation analysis of cooling system of shunting locomotive based on FLOWMASTER [D]. Dalian: Dalian Jiaotong University, 2020.
- [12] 窦满峰, 华志广, 颜黎明, 等. 跨高度风机特性高效控制方法[J]. 微电机, 2017, 50(3): 39-42.
Dou Manfeng, Hua Zhiguang, Yan Liming, et al. Research on efficient control method of fan characteristics over a wide range of altitude[J]. Micromotors, 2017, 50(3): 39-42.
- [13] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册(第一册)[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.
The Editorial Board of the *Aircraft Design Manual*. Aircraft design manual (volume 1)[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996.
- [14] 李毅, 刘景平, 赵瀚军. 高原工程机械冷却系统实验研究[J]. 装备制造技术, 2009(3): 11-13.
Li Yi, Liu Jingping, Zhao Hanjun. Experimental study on cooling system for construction machinery in the plateau[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2009(3): 11-13.
- [15] National Oceanic and Atmospheric Administration. U. S. standard atmosphere[S]. Washington, D. C. : US Government Printing Office, 1976.