

文章编号:1000-8055(2021)09-1887-07

doi:10.13224/j.cnki.jasp.20200503

某航空活塞发动机进、排气正时优化

崔华盛¹, 李滨时², 赵振峰¹, 冯熠硕¹

(1. 北京理工大学 机械与车辆学院, 北京 100081;

2. 中国兵器装备集团有限公司 洛阳北方企业集团有限公司, 河南 洛阳 471031)

摘 要: 利用基于仿真的遗传算法优化方法,对某型点燃式航空活塞发动机气门正时优化进行了研究。通过耦合发动机性能模型与 modeFrontier 专业优化软件,以提高发动机巡航工况下有效功率和降低燃油消耗率为目标对发动机的进、排气正时和进、排气持续期进行了优化。分析结果表明:相比于原机,通过优化进、排气门正时和进、排气持续期,发动机在巡航工况下燃油消耗率降低 2.5%,功率提升 7.3%;优化后的进、排气参数也可以提升发动机节气门全开时发动机的性能,减少飞行器的起飞滑跑距离。

关 键 词: 航空活塞发动机; 点燃式; 耦合仿真; 气门正时; 性能优化

中图分类号: V234; TK411.2

文献标志码: A

Timing optimization for intake and exhaust of an aircraft piston engine

CUI Huasheng¹, LI Binshi², ZHAO Zhenfeng¹, FENG Yishuo¹

(1. School of Mechanical Engineering,

Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Luoyang Northern Enterprises Group Company Limited,

China South Industries Group Company Limited, Luoyang Henan 471031, China)

Abstract: A genetic algorithm optimization method based on simulation was used to study the valve timing optimization of a certain type of spark-ignited aircraft piston engine. By coupling engine performance model and modeFrontier software, the intake and exhaust timing, intake and exhaust duration were optimized to achieve better engine performance. The analysis results showed that the engine power increased by 7.3% and the fuel consumption rate reduced by 2.5% under cruising condition. The optimized intake and exhaust timing can also improve engine performance under 100% throttle opening, which can reduce taxiing distance of the aircraft equipped with the engine.

Key words: aircraft piston engine; spark ignition type; coupling simulation; valve timing; performance optimization

近年来,随着国内通用航空事业的蓬勃发展,具有低油耗、低成本、结构简单的点燃式航空活塞

发动机再次进入大众视野^[1-3]。虽然活塞发动机与螺旋桨组合的动力方式已存在一百多年,但随着

收稿日期: 2020-11-23

基金项目: 深圳市科技创新基金(JCYJ2017081711434526)

作者简介: 崔华盛(1992—),男,博士生,主要研究方向为动力机械及工程。

通信作者: 赵振峰(1974—),男,副教授,博士,主要研究方向为动力机械总体技术及理论、航空活塞式发动机技术。

E-mail: zhzhf@bit.edu.cn

引用格式: 崔华盛,李滨时,赵振峰,等. 某航空活塞发动机进、排气正时优化[J]. 航空动力学报,2021,36(9):1887-1893. CUI Huasheng, LI Binshi, ZHAO Zhenfeng, et al. Timing optimization for intake and exhaust of an aircraft piston engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(9): 1887-1893.

电子控制、铝合金材料、燃烧等新技术的发展,目前市面上成熟的点燃式航空活塞发动机的整机质量、最大功率和燃油油耗等多项指标均远远优于二战时列装的点燃式航空活塞发动机。随着燃油重整技术的发展,普通车用汽油的辛烷值也得到了有效的提升,点燃式航空活塞发动机在使用过程中不再需要燃用专门的航空汽油,这进一步拓展了点燃式航空活塞发动机的使用范围。

虽然点燃式航空活塞发动机工作原理与车用点燃式发动机相似,但是由于负载形式不同,因此两者的负荷特性有较大区别:点燃式航空活塞发动机的工作转速区间非常宽泛,在飞行器起飞准备过程中,发动机节气门调整至最大,转速达到发动机最大转速;待飞行器成功升空后,发动机逐渐减小节气门开度;当到达指定高度时,发动机维持一个合理的转速和节气门开度;当飞行器完成飞行任务返航降落时,逐渐缩小油门从而降低发动机功率和飞行器高度,实现飞行器的下降和着陆^[2]。在整个飞行过程中,发动机转速跨度较大,由于发动机进、排气系统均无法实时调整,如何确定发动机的进、排气门开启和关闭正时从而实现较好的整机动力性和燃油经济性对点燃式航空活塞发动机而言至关重要。

目前,国内外很多学者针对活塞发动机的进排气正时优化进行了深入的研究。采用试验方法虽然可以直观获得结果,但是由于使用成本过高,且耗费大量时间,现在已经很少。随着计算机仿真技术的发展,利用性能仿真模型对发动机的进、排气参数进行优化,可以快速获得发动机进、排气正时对整机性能的影响规律,得到可行的最优解后利用发动机台架对仿真结果进行验证,该方法具有很强的实用价值^[4-5]。河北工业大学的刘庚非等利用完成验证的发动机性能模型研究不同进气相位和排气相位对发动机动力性和经济性影响,得出变化规律后使用发动机台架进行验证,采用优化后的进、排气相位有效提高了发动机的输出扭矩^[6]。重庆大学的张磊等利用 AVL-Boost 搭建某型增压中冷天然气发动机的性能仿真模型,在此基础上对发动机的空燃比、点火提前角和配气相位等参数进行优化。发动机采用优化后的运行参数可以提升整机动力性,同时降低发动机的排放^[7]。南京航空航天大学的张伟等针对航空煤油燃烧速度低、不易蒸发的特点,对某型点燃式航空活塞发动机的配气相位和点火正时进行优化。发

动机的配气相位经过优化后,有效功率有所提升,而发动机的燃油消耗率基本保持不变,间接改善了整机的燃油经济性^[8]。

本文以某型点燃式航空活塞发动机为研究对象,通过分析该型发动机的进、排气门正时的特点和使用工况,对四冲程点燃式航空活塞发动机进、排气正时和进、排气门的持续期进行优化,进而改善发动机的燃油经济性,延长飞行器的滞空时间。

1 进、排气正时分析

本文的研究对象为一台水平对置四冲程点燃式航空活塞发动机。发动机的部分参数见表1所示^[9]。

表1 航空活塞发动机主要技术参数
Table 1 Main technical parameters of aviation piston engine

参数	数值
排量/L	1.2
缸径/mm	79.5
冲程/mm	61
最大连续功率对应转速/(r/min)	5 500
最大连续运转功率/kW	75
最大转速/(r/min)	5 800
发动机压缩比	9

固定翼飞行器所用的活塞发动机使用工况可以简单拆分为起飞、爬升、巡航、下降和着陆5种工况^[2]。按照文献[10]中提到的某中空长航时无人机的飞行工况分类,假设某一中空长航时无人机飞行时间为20 h,飞行高度为7 km,爬升速度为30 m/s;爬升到指定高度时,保持巡航速度为40 m/s不变;完成任务返航时开始降低高度,下降速度为30 m/s。图1为根据上述数据计算得到的整个飞行过程中各个飞行阶段所占比例,虽然飞行器实际工作过程中较为复杂,各飞行阶段占比与图1有所区别,但依然可以确定:在整个飞行过程中,发动机巡航工况所需时间远远大于其余4种工况。如果可以改善发动机巡航工况下的燃油消耗率,即可在不改变飞行器携带燃料质量的前提下改善飞行器的巡航时间。原型发动机的工作范围以及发动机油耗特性已经在文献[2]中详细列举出来,因此本文不再赘述。

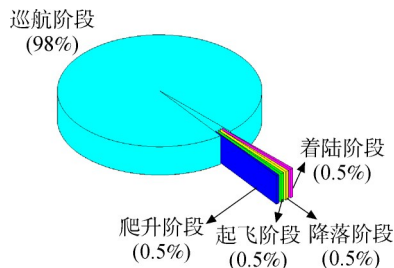


图1 飞行过程中各工况占总时间百分比

Fig.1 Percentage of the total time taken by each operating condition during flight process

图2为原机的进、排气门正时,图中TDC表示上止点,BDC表示下止点。发动机在起飞工况时,需要在最大节气门开度、最大发动机转速情况下短时间工作^[11]。为了保证该工况下的发动机各缸缸内废气和新鲜工质能够及时更换,发动机的进、排气持续期较大,因此进气门晚关角和排气门早开角较大,导致发动机的有效压缩比和有效膨胀比变小。根据式(1)~式(3)可知^[12],由于发动机进气门关闭时刻太迟,导致发动机的有效压缩比仅为7左右,导致发动机热效率下降。由式(3)可知,由于发动机的实际压缩比降低,导致发动机的理论热效率降低约7.5%。

$$x = r \left[(1 - \cos \varphi) + \frac{\lambda}{4} (1 - \cos 2\varphi) \right] \quad (1)$$

$$\varepsilon_c = \frac{V_a}{V_c} \quad (2)$$

$$\eta_t = 1 - \frac{1}{\varepsilon_c^{\kappa-1}} \quad (3)$$

式中 x 为活塞位移, r 为曲柄半径, φ 为曲轴转角, λ 为曲柄连杆比, V_a 为活塞位于下止点时燃烧室容积, V_c 为活塞位于上止点时燃烧室容积, ε_c 为发动机几何压缩比, κ 为等熵指数, η_t 为发动机的热

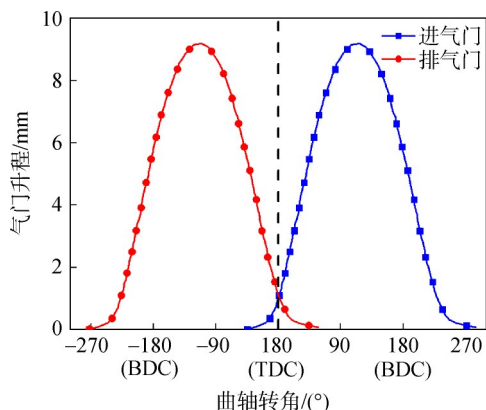


图2 发动机进、排气门升程曲线

Fig.2 Valve-lift curve of engine intake and exhaust valve

效率。

当飞行器处于巡航状态时,发动机的节气门开度和发动机转速相比爬升工况均有所减小。由于节气门开度的减小和发动机增压压力的降低,发动机泵气损失增加,导致发动机热效率进一步下降。同时,由于发动机转速下降,进气速度降低,气流惯性减小,过大的进气持续时间可能导致缸内气体回流,回到进气道内,降低发动机的充量系数,导致发动机功率减小。因此,合理的发动机进、排气正时对发动机的动力性和经济性至关重要^[13]。

2 计算模型的验证

采用数学优化算法对工程问题的优化一般分为两步:①将需要优化的工程问题转化成最优化问题,建立对应的数学模型;②选用恰当的优化方法,求解该数学模型,获得规定范围内的全局最优解^[14-15]。因此,拥有一个计算精度满足设计要求的发动机性能计算程序是优化设计的基础。为降低优化难度,本文使用GT-Power搭建发动机性能仿真模型。采用单韦伯燃烧模型模拟缸内燃烧过程^[16];采用Woschni经验公式模拟缸内壁面传热过程^[17-18]。GT-Power通过确定气门最大升程所在曲轴转角(crank timing angle)、气门升程数列(angle array)和转角系数(angle multiplier)调整进、排气门正时和气门持续时间。完成搭建的模型如图3所示。

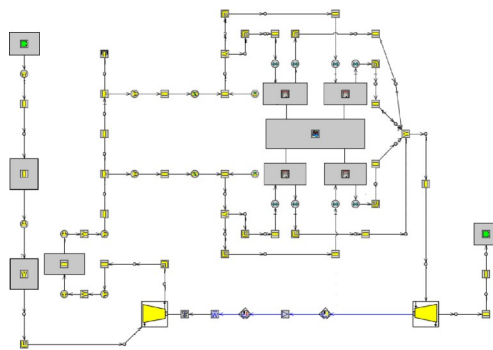


图3 发动机一维性能仿真模型示意图

Fig.3 Schematic diagram of one-dimensional engine simulation model

图4为发动机外特性工况的仿真结果与试验结果对比,试验结果与仿真结果相差不大,最大误差为10%。

图5为利用图3所示的模型针对飞行器常用巡航工况(发动机节气门开度为45%,发动机转

速为4 500 r/min)下,仿真得到的缸压曲线和放热率曲线与试验测量的缸压和计算的放热率对比。由于模型的放热和传热均采用经验模型,导致仿真结果和试验数据存在些许差异,但差异较小,结合外特性工况的对比结果,遂决定采用该模型进行性能优化工作。

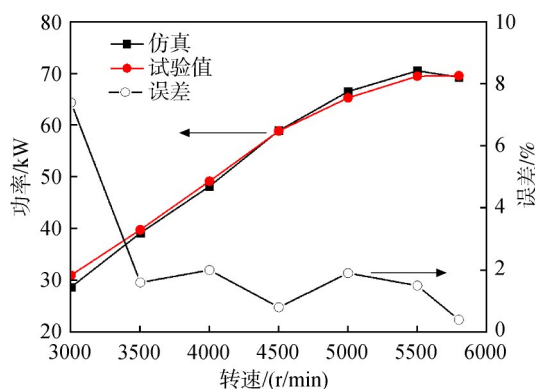


图4 发动机节气门全开仿真与试验结果对比

Fig.4 Comparison of engine power for 100% throttle opening

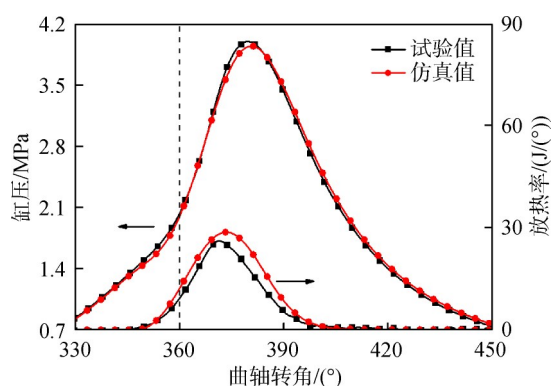


图5 巡航工况的试验值与仿真值对比

Fig.5 Comparison between experiments and simulation for cruise operation

3 优化模型的搭建

本文利用遗传算法对仿真模型进行优化,利用专业优化软件modeFrontier与GT-Power软件耦合,在不改变发动机进、排气管路、燃烧系统和增压系统的条件下,通过优化进、排气门正时和进、排气持续时间,改善发动机在巡航工况下的燃油消耗率。图6为本文建立的耦合优化模型。

上述创建的优化模型包括:①输入参数,即设计变量,本文采用进气正时曲轴转角和排气正时曲轴转角分别代表GT模型进、排气门的曲轴转角,用于调整进、排气门正时;采用进气持续曲轴

转角和排气持续曲轴转角代表GT模型进、排气门的转角系数,用于调整进、排气门的开启持续时间;②输出参数,使用最大有效功率和最小燃油消耗率作为优化目标;③耦合节点,用于实现modeFrontier和GT-Power耦合,并对GT-Power的输入参数进行调整;④算法节点,用于定义优化算法和遗传迭代次数。优化模型中输入参数的边界及约束条件设置见表2。

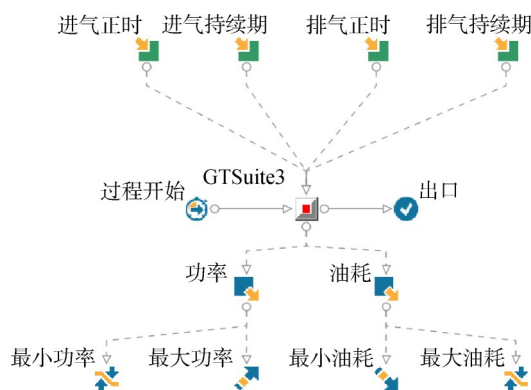


图6 ModeFrontier优化模型

Fig.6 Optimization model designed by modeFrontier

表2 优化参数边界及约束条件的设置

Table 2 Optimize parameter boundary and constraint condition

参数	上下边界	步长	约束条件
进气正时曲轴转角/(°)	50~130	2	
排气正时曲轴转角/(°)	130~50	2	
进气持续曲轴转角/(°)	0.5~1.4	0.1	
排气持续曲轴转角/(°)	0.5~1.4	0.1	
有效功率/kW			>40
有效燃油消耗/(g/(kW·h))			<304

利用遗传算法对某问题进行优化,需要根据一定的规律给出具有代表性的初始数据点,这一过程被称为试验设计。modeFrontier软件提供了多种试验设计方法(design of experiment, DOE),如拉丁超立方体,正交试验法、全因子设计法、参数试验法等。由于本文的设计变量较少,采用基于准随机法衍生出的Sobol方法进行试验设计,进行20次仿真计算,为后续的优化过程提供初始数据点。采用MOGA(multi objective genetic algorithm)-II作为优化算法,遗传代数为300代。图7为本文的优化流程图。

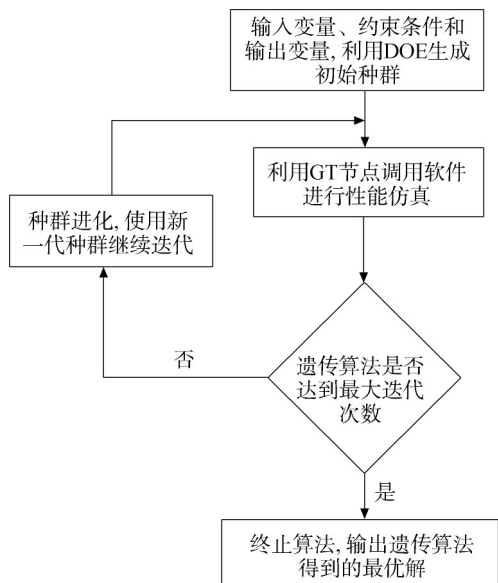


图7 基于仿真的策略流程图

Fig.7 Strategy flow chart based on simulation

4 结果分析

图8和图9分别耦合模型在迭代计算过程中输出参数的变化过程,从图中明显可以看到,优化过程的初始阶段,两个输出参数,即发动机功率和燃油消耗率均无法满足设计要求。随着迭代的推进,燃油消耗率和发动机功率逐步稳定,并在迭代过程中分别得到了该发动机在巡航工况下的最大功率和最低燃油消耗率。在第261组设计参数中,耦合仿真模型得到了发动机在该工况下最低燃油消耗率,约为296 g/(kW·h),相比原机,燃油消耗率降低8 g/(kW·h),此时的发动机功率约为42.98 kW,比原机数据高3 kW。

在第142组设计参数中,联合仿真模型得到了发动机在该工况下的最大功率,为45 kW,比原

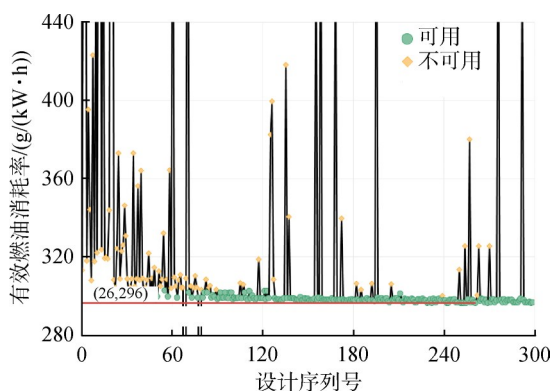


图8 优化过程中油耗分布

Fig.8 Distribution of fuel economy during optimization process

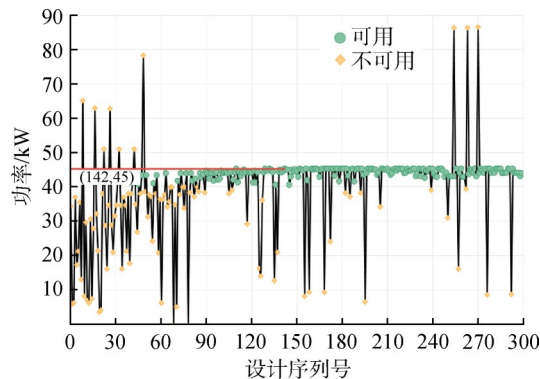


图9 优化过程中功率分布图

Fig.9 Distribution of engine power during optimization process

机仿真数据高5 kW,此时发动机燃油消耗率约为298 g/(kW·h),相比原机低了6 g/(kW·h)。

本文同时针对发动机的功率和燃油消耗率进行优化,属于多目标优化问题。多目标问题很难获得一个最优解使所有输出同时实现最大化。为了简化优化结果的选取,采用帕累托(Pareto)最优解作为参考。图10即为耦合仿真模型得到的帕累托前沿,在该解集内选取设计参数。图11为

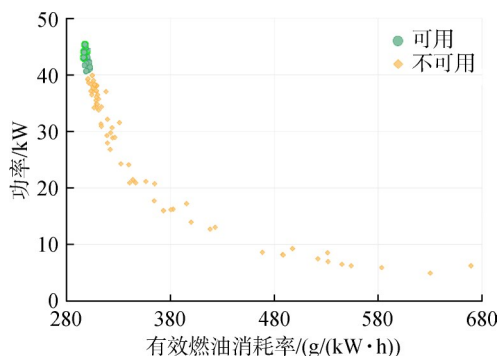


图10 优化目标的Pareto前沿

Fig.10 Pareto frontier for optimized target

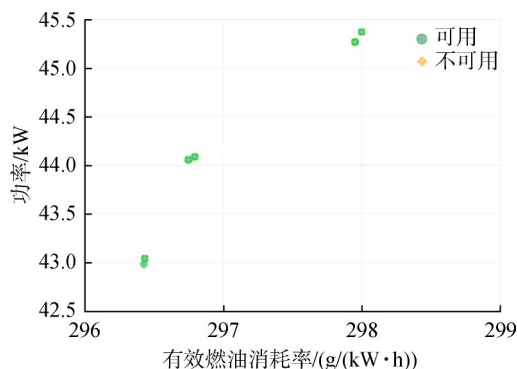


图11 Pareto前沿的局部放大图

Fig.11 Local enlarged view of Pareto frontier

帕累托前沿的局部放大图,帕累托前沿包含 63 组参数组合,集中在 5 个区域中。为降低计算量选取各区域中的一组设计参数,比较各组设计参数在巡航工况下的功率和燃油消耗率,如表 3 所示。采用方案 6 可以最大限度降低燃油消耗,提升飞行器的留空时间。图 12 给出了不同方案的进排气正时对比,方案 6 的排气门正时、排气门开启持续时间与原机相差无几,但是进气门的正时相比原机有较大变化,进气门开启持续时间明显缩短,提高了发动机的压缩比,从而改善发动机的热效率和燃油经济性。

以上的优化结果虽然可以很好地满足巡航工况下的功率和燃油消耗的设计要求,但尚不能直接采用上述优化结果。飞行器在起飞时发动机在最大功率点短时工作,如果功率无法满足要求,飞机的起飞滑跑距离将增加;如果发动机的最大连续运转功率降低,飞机的爬升率下降。因此有必

要对优化后的进排气参数在短时最大功率点和连续工作最大功率点进行验证。

分别计算发动机采用 5 组设计参数在 5 500 r/min、100% 节气门开度和 5 800 r/min、115% 节气门开度两个工况下的发动机功率,由于这两个工况使用时间有限,因此不考虑其燃油消耗率。优化结果与原机结果如图 13 所示。通过优化进气门、排气门正时和进、排气持续时间,发动机的功率并未出现损失,相反,采用新的进排气正时后,两个工况下的发动机功率均有提升,如图 13 所示,利用原机性能模拟验证发动机改变进、排气正时后发动机在 5 500 r/min 和 5 800 r/min 转速下的最大功率变化情况。发动机在 5 500 r/min 转速时,功率提升约 6.2%;发动机在 5 800 r/min 转速、节气门全开状态下,发动机功率提升约 4.4%。

表 3 在 Pareto 前沿上选取的最优解
Table 3 Optimal solution selected on Pareto frontier

方案	进气正时 曲轴转角/(°)	进气持续期 曲轴转角/(°)	排气正时 曲轴转角/(°)	排气持续期 曲轴转角/(°)	功率/kW	燃油消耗率/ (g/(kW·h))
原机	482	1.32	231	1.29	40	304
1	484	1	230	1.4	45.37	298
2	480	1	230	1.4	45.26	297.95
3	482	1	230	1.3	44.09	296.79
4	480	1	230	1.3	44.06	296.75
5	480	1	230	1.2	43.04	296.43
6	478	1	230	1.2	42.98	296.23

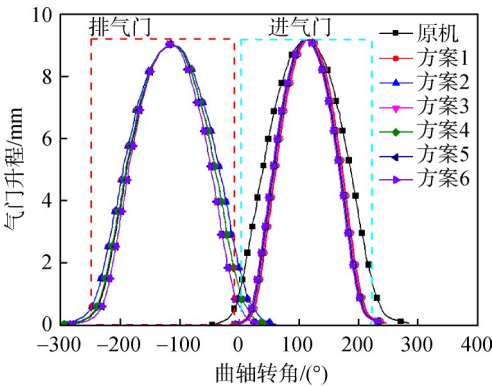


图 12 原机与优化方案气门正时对比
Fig.12 Comparison of valve timing for the original case and optimized cases

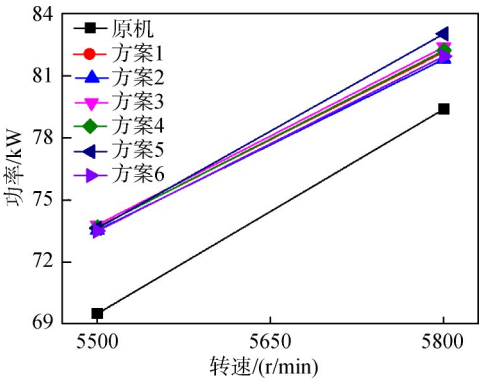


图 13 优化结果对比
Fig.13 Comparison of optimized results

整个基于仿真的算法优化过程中,共调用了300次仿真,如果采用手动调整参数的方法,需要对129 600个设计点进行仿真,计算量巨大,应用本文使用的方法,可以在保证精度的前提下大幅提升优化效率,减少优化所需时间。

5 结 论

1) 在不改变原机进、排气系统、燃烧系统的条件下,通过将进气正时曲轴转角提前 4° ,进气持续期缩短25%,排气正时曲轴转角提前 1° ,排气持续期曲轴转角缩短6.9%,可以使发动机在巡航工况下燃油消耗率降低2.5%,发动机功率提升7.3%;同时在转速为5 500 r/min和5 800 r/min时,发动机输出功率均有提升。

2) 将发动机性能仿真模型与遗传算法结合,在保证计算精度的前提下可以有效减少仿真所需时间,提高设计效率,进而得到可靠的优化结果。

参考文献:

- [1] 尹泽勇,李上福,李概奇.无人机动力装置的现状与发展[J].航空发动机,2007,33(1):10-15.
YIN Zeyong, LI Shangfu, LI Gaiqi. Current state and development of the unmanned aerial vehicle powerplants[J]. Aero-engine, 2007, 33(1):10-15. (in Chinese)
- [2] WANG S, JI C W. Cyclic variation in a hydrogenenriched spark-ignition gasoline engine under various operating conditions[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2012, 37(1):1112-1119.
- [3] JI C, WANG S. Effect of hydrogen addition on combustion and emissions performance of a spark ignition gasoline engine at lean conditions[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2009, 34(18):7823-7834.
- [4] 朱访君,吴坚.内燃机工作过程数值计算及其优化[M].北京:国防工业出版社,1997.
- [5] 顾宏中.涡轮增压柴油机能研究[M].上海:上海交通大学出版社,1998.
- [6] 刘庚非,赵顺超,马成功,等.配气相位对汽油机动力性影响的仿真研究[J].河北工业大学学报,2019,48(6):49-53.
LIU Gengfei, ZHAO Shunchao, MA Chenggong, et al. Simulation studies of the influence of gas distribution phase on the dynamics of gasoline engine[J]. Journal of Hebei University of Technology, 2019, 48(6):49-53. (in Chinese)
- [7] 张磊,葛晓成,杨洁,等.基于试验设计的天然气发动机参数优化[J].重庆理工大学学报(自然科学),2020,34(3):16-22.
ZHANG Lei, GE Xiaocheng, YANG Jie, et al. Parameter optimization of natural gas engine based on design of experiments[J]. Journal of Chongqing University of Technology (Natural Science), 2020, 34(3):16-22. (in Chinese)
- [8] 张伟,毛建国,魏特特,等.基于响应曲面法的煤油发动机气门正时优化[J].中国机械工程,2016,27(7):85-90.
ZHANG Wei, MAO Jianguo, WEI Tete, et al. Optimization of valve timing of a kerosene engine based on RSM[J]. China Mechanical Engineering, 2016, 27(7):85-90. (in Chinese)
- [9] 秦德,李志化,王轩.ROTAX 912/914系列航空发动机简介[J].小型内燃机与车辆技术,2017,46(3):92-96.
QIN De, LI Zhihua, WANG Xuan. Brief introduction of ROTAX 912/914 series aircraft engine[J]. Small Internal Combustion Engine and Vehicle Technique, 2017, 46(3):92-96. (in Chinese)
- [10] 温占永,罗洋.中空长航时无人机恒速螺旋桨与发动机匹配研究[J].航空工程进展,2020,11(5):672-678.
WEN Zhanyong, LUO Yang. Study on matching constant speed propeller for piston engine on MALE UAV[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(5):672-678. (in Chinese)
- [11] 黄奇,李宜峰,林可心,等.飞机起飞和着陆所需滑跑距离计算方法中参数值的试验分析[J].路基工程,2013(5):87-89,93.
HUANG Qi, LI Yifeng, LIN Kexin, et al. Experimental analysis on parameters required in calculation of taxiing distance for airplane's taking-off and landing[J]. Subgrade Engineering, 2013(5):87-89,93. (in Chinese)
- [12] 周龙保.内燃机学[M].北京:机械工业出版社,2011.
- [13] 郑宇,孟凡旺,张强.配气正时对增压发动机性能影响综述[J].内燃机与配件,2019(15):52-55.
ZHENG Yu, MENG Fanwang, ZHANG Qiang. Summary of influence of valve timing on performance of supercharged engine[J]. Internal Combustion Engine and Parts, 2019(15):52-55. (in Chinese)
- [14] 孙振绮,丁效华.最优化方法[M].北京:机械工业出版社,2004.
- [15] 卢险峰.最优化方法应用基础[M].上海:同济大学出版社,2003.
- [16] 徐斌,刘波,杨世春,等.某型航空活塞发动机进排气系统优化分析[J].航空动力学报,2014,29(3):624-630.
XU Bin, LIU Bo, YANG Shichun, et al. Optimization analysis of an aircraft piston engine intake and exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(3):624-630. (in Chinese)
- [17] 陈方超,杨海青,刘锐,等.提高四冲程点燃式重油航空发动机抗爆性措施[J].航空动力学报,2018,33(3):611-619.
CHEN Fangchao, YANG Haiqing, LIU Rui, et al. Measures to improve anti-knock quality for four-stroke ignited kerosene aviation engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3):611-619. (in Chinese)
- [18] 陈红.航空涡轮增压汽油机特性及其优化匹配研究[D].北京:北京交通大学,2008.
CHEN Hong. Study on characteristics of aviation turbo gasoline engine and optimization research[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University. (in Chinese)

(编辑:王碧珺)