航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Jun. 25 2019 Vol. 30 No.06 45-50

涡轮增压二冲程汽油机排气系统匹配研究

杨学锋*
海军装备部装备项目管理中心，北京 100040

摘　要：为提高无人机的工作升限，需要补偿高空处下降的功率，涡轮增压技术是航空活塞式发动机实现功率恢复的有效手段之一。二冲程汽油机使用增压技术后存在很多技术难点，尤其是增压后扫气损失的合理控制、扫气方案与排气管路的合理匹配等问题。因此本文通过仿真计算的方法对某型二冲程活塞汽油机，从涡轮增压布置方案、排气管路设计等方面进行了匹配研究，仿真结果表明，二冲程汽油机涡轮增压时涡轮布置在排气膨胀管后可以改善其换气过程；排气膨胀管结构形式及尺寸均对发动机性能有明显影响，且排气膨胀管位于排气歧管后，总长度1.2m，主直径186mm时发动机动力性能最优。

关键词：二冲程汽油机；涡轮增压；涡轮布置位置；排气膨胀管

中图分类号：V233　　**文献标识码**：A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2019.06.007

目前，我国对中高空、短航时的无人直升机，大多采用的是自然吸气式二冲程航空活塞式发动机，活塞式二冲程汽油机功重比高，结构简单[1]，将其应用在小型飞机上，有着成本低、续航能力强等优点。但随着运行海拔的升高，空气密度降低，每循环进入汽缸的空气质量减少，对于采用预混燃烧的汽油机来说，也就意味着进入汽缸的可燃油量的减少，导致输出功率降低。如果不采用增压，有数据表明，海拔5km处的发动机功率仅为地面时的0.448倍[2]，这种特性很大程度上限制了活塞式发动机正常运行的海拔高度。

为了提高无人直升机的工作升限，需要补偿高空处下降的功率，涡轮增压技术是航空活塞式发动机实现功率恢复的有效手段之一。二冲程汽油机使用增压技术后有不少技术难点，尤其是增压后扫气损失的合理控制、扫气方案与排气管路的合理匹配等问题。

尽管难点重重，但增压技术作为发动机功率强化及恢复的一个十分重要而有效的技术手段，在二冲程汽油机高空功率恢复时值得被优先考虑。目前，我国小型航空飞机的动力装置大部分采用二冲程活塞汽油机，为拓宽现已定型的小型航空活塞式发动机的升限，有必要进一步研究该类发动机相应的增压改造方法与技术。

对于该类二冲程曲轴箱扫气汽油机采用涡轮增压或机械增压的研究在国内外都相对较少。在国外，Ken Hardman对二冲程曲轴箱扫气的GDI汽油机采用膨胀式排气系统和涡轮增压，并测试了发动机性能，结果表明发动机功率大幅提升，但可靠性还有待提高[3]。Nathan Bradbury等对二冲程曲轴箱扫气的GDI发动机进行涡轮增压研究，结果表明随着功率密度的增加，可变几何涡轮能够改善低速性能，而且找了一种采用簧片阀来增加喉口响应和提高低速扭矩的方法[4]。R.U. Gustsfsson等也对二冲程发动机具有排气调谐的排气管做了研究，认为理想的排气波形应具有良好的抽吸与推回效应，即希望在扫气期间，在排气口形成稳定的负压区，使缸内大量的废气被吸出，以增加缸内的新鲜充量；在随后的排气期间，在排气口附近形成压力波峰，从而阻止混合气流失[5,6]。这样的系统结合在二冲程曲轴箱扫气汽油机的增压系统中能大大改善油耗。

在国内，上海交通大学的刘博、邓康耀等对航空涡轮增压二冲程汽油机在高海拔时的功率恢复与在该种增压形式下排气系统的设计做了一定的研究，利用排气调谐改善了二冲程发动机扫气严重的问题[7,8]。

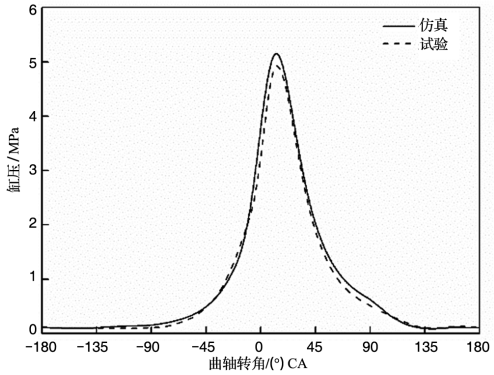
本文通过仿真计算的方法对某型二冲程活塞式汽油

收稿日期：2019-04-15；退修日期：2019-05-20；录用日期：2019-05-30
*通信作者.Tel.：18810961522　　E-mail：yangxf_2008_0808@163.com
引用格式：Yang Xuefeng. Research on matching of exhaust system of turbocharged two-stroke gasoline engine[J]. Aeronautical Science & Technology，2019，30(06)：45-50. 杨学锋. 涡轮增压二冲程汽油机排气系统匹配研究[J]. 航空科学技术，2019，30(06)：45-50.

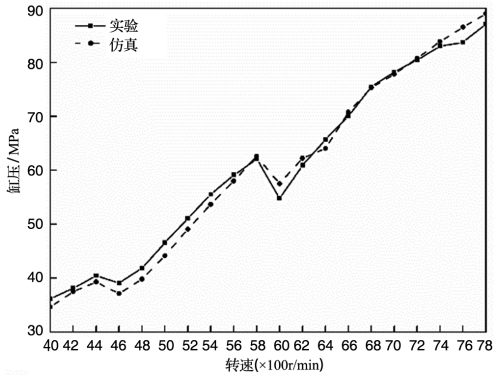
机，从涡轮增压布置方案、排气管路设计等方面进行了性能匹配研究，提出二冲程活塞汽油机较优的涡轮布置方案，以及匹配良好的排气管路设计方法。

1 模型建立与校验

利用发动机性能仿真软件GT–power建立研究对象的一维仿真模型，为验证模型的准确性，对节气门开度50%，转速6500r/min工况点处的缸压以及发动机外特性进行了校核计算，并将计算结果与试验数据进行了对比，对比结果如图1所示，从图中可以看出，仿真所得缸压值、扭矩值与试验值基本趋势一致，且在测量点的误差均在5%以内，因此可以认为该模型的计算结果可靠。



（a） 缸压校核



（b） 功率校核

图1 模型验证结果

Fig.1 Results of model validation

在此模型基础上，遵循增压器匹配原则，为该研究对象选择合适的增压器，并建立增压发动机模型，为后续匹配分析提供可靠的计算模型。

2 涡轮布置方式研究

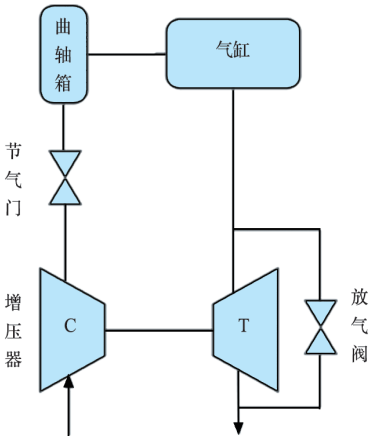
对于四冲程发动机而言，一般废气涡轮的安装位置会尽量靠近发动机排气口处，以尽量减少排气中可用能的损失。但对二冲程发动机来说，排气管内的压力变化会对其换气过程与综合性能产生明显的影响，对于非增压发动机，排气口处的压力波动形式与排气膨胀管的形式有关，且波动形式对不同的海拔高度具有不变性。增加涡轮增压器后，由于废气涡轮的阻碍作用，发动机的排气背压的平均值会升高，但废气涡轮对排气口处压力波动形式的影响仍需进一步讨论。本节以第一节中所建立的涡轮增压发动机仿真模型为基础，选取三种不同的涡轮与膨胀管的布置方案，在海拔高度(2800m)处对发动机的换气过程进行仿真计算。计算中令放气阀关闭，即不考虑放气阀对排气压力波动的影响。涡轮布置方案如图2所示。

图3为无膨胀管时发动机第一缸的换气过程压力波动情况。无膨胀管时，涡轮直接与发动机排气歧管出口相连，缸内废气从排气口流出后经由歧管直接进入涡轮进行膨胀，然后排入大气。由图3可知，无膨胀管时，发动机排气口处背压波动表现出振荡下降的趋势，没有出现理想换气过程中排气背压“双波峰”的波动形式，在由排气形成的第一个压力波峰值过后，排气口立即出现第二次背压上升，在160°CA ATDC时背压达到第二次升高过程的最大值，由此导致曲轴箱压力在164°CA ATDC时开始升高，表明此时扫气口处开始出现气体倒灌，扫气口在尚未完全打开时扫气过程的进行便已经受阻。在187°CA ATDC后，随着排气背压的下降与扫、排气压力差的增大，曲轴箱压力再次开始下降，表示气体重新开始从扫气口流入汽缸。之后扫气过程正常进行直至换气过程结束。

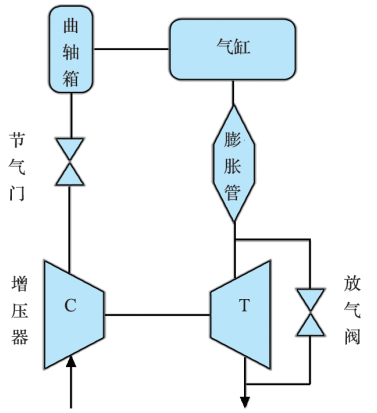
图4为废气涡轮安装位置为发动机排气歧管与膨胀管之间时汽缸换气过程的压力变化情况，其中排气膨胀管为原机排气管。与图3对比可知，涡轮安装在膨胀管前时，汽缸换气过程的压力变化形式与无膨胀管时基本相同，涡轮对排气气流的阻碍作用仍直接影响汽缸的扫气过程，表明此布置方案下膨胀管对换气过程的压力波动没有影响，不能起到促进扫气过程并降低扫气短路损失的作用。

图5为涡轮安装于排气膨胀管之后时汽缸换气过程的压力变化情况，所用膨胀管仍为原机排气管。在此布置方案中，排气口背压保持了非增压时的波动形式，在扫气过程开始后，排气背压能维持在相对较低的水平，并在扫气口逐渐关闭的过程中逐渐升高，至扫气口关闭前令扫气口处出现一定量的充量倒流现象，保持了对扫气过程短路损失的抑制作用。

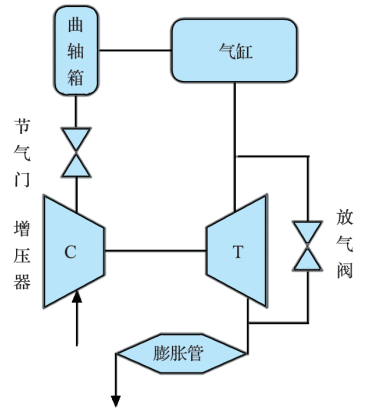
综合分析方案1、方案2、方案3可知，在进行二冲程发动机的增压匹配时，不能忽略排气膨胀管的作用，且应将废



（a） 方案1：涡轮前置



（b） 方案2：涡轮前置



（c） 方案3：涡轮后置

图2 涡轮-排气膨胀管布置方案

Fig.2 Turbo-exhaust expansion pipe layout

气涡轮安装于膨胀管出口处，避免涡轮直接与发动机排气歧管相连，以保证换气过程的正常进行。

3 排气管路匹配优化

由第2节可知，对于二冲程发动机，在进行涡轮增压匹配时不可忽略排气膨胀管对发动机换气过程的影响。本节基于增压发动机模型以及上节对排气膨胀管与废气涡轮位置匹配关系的讨论结果，提出两种排气膨胀管布置方案，并对每种布置方案设计不同的排气管尺寸，以2800m海拔处发动机输出有效功率最大为目标，选取最佳排气膨胀管布置形式与结构尺寸。

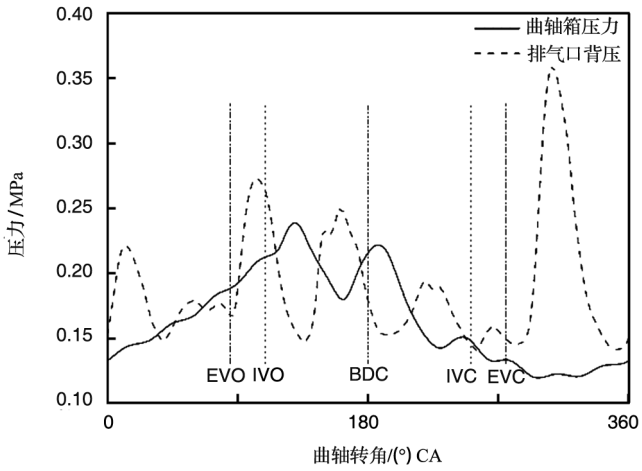


图3 方案1换气过程压力变化

Fig.3 Change of pressure during air change of plan 1

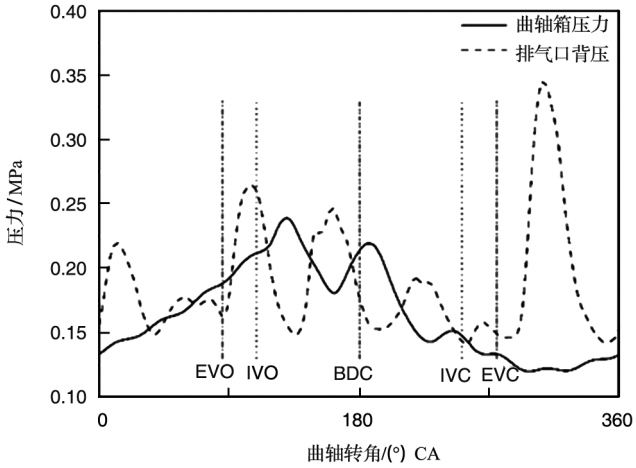


图4 方案2换气过程压力变化

Fig.4 Change of pressure during air change of plan 2

膨胀管的几何结构如图6所示。本节计算中，不计尾管影响，因此长度尺寸中，排气管总长度L_T定义为图上L_1至L_6之和。定义主直径为膨胀管最大直径D_4。各段长度与直径比例关系见参考文献[9]。

由第2节的讨论结果知，二冲程发动机的排气膨胀管应布置于发动机排气口与废气涡轮之间。由于本研究所针

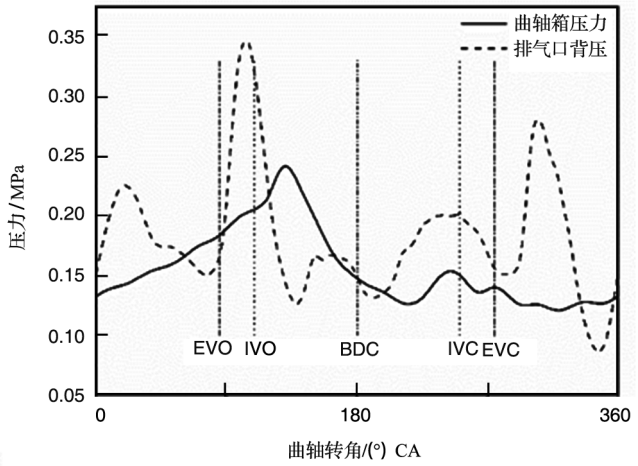


图5 方案3换气过程压力变化

Fig.5 Change of pressure during air change of plan 3

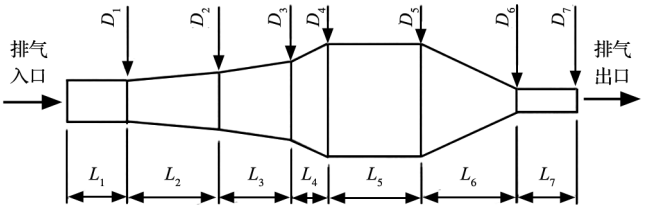


图6 排气膨胀管结构尺寸

Fig.6 Exhaust expansion tube construction dimensions

对的发动机汽缸数目大于1，因此存在两种不同的膨胀管布置形式：

（1）膨胀管前置

即膨胀管位于排气歧管前，两汽缸排气口处各自连接一根膨胀管，两根膨胀管出口处连接歧管，每缸的废气流经膨胀管后再汇合进入废气涡轮；

（2）膨胀管后置

即膨胀管位于排气歧管后，两汽缸共用一根膨胀管，排气气流先在歧管中汇合，再流入膨胀管和涡轮。

取膨胀管总长和主直径为两个独立变量，针对两种不同的布置形式，分别设计了9种不同的管长和5种不同的主直径尺寸。管长取值范围为0.8~1.6m，主直径取值范围为膨胀管入口直径的2.25~3.25倍。并在2800m海拔、涡轮放气阀完全关闭、发动机工况为6500r/min、节气门全开的仿真环境下进行了大量计算。

图7为膨胀管布置在排气歧管之前时不同膨胀管几何结构对发动机有效功率的影响情况。由图可知，随膨胀管长度增加，发动机有效功率大致呈先上升再下降的趋势，最大功率在膨胀管总长1.4m、主直径147mm时（方案34）出现，为83.99kW。9组不同管长中，发动机最低功率出现在方案2处，即膨胀管总长0.8m、主直径122.5mm时，最低功率为54.58kW，与最大功率相差29.41kW。对比管长变化与主直径变化对发动机性能的影响情况可知，膨胀管前置时，膨胀管总长度为影响发动机性能的主要因素。

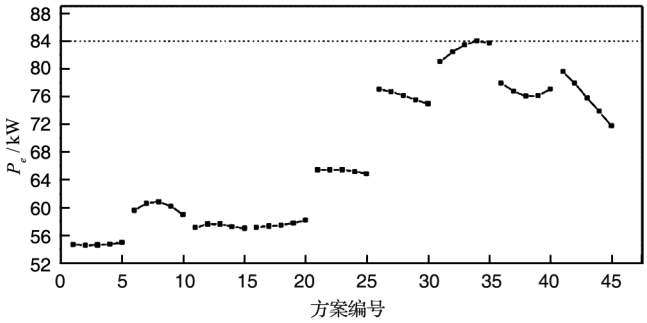


图7 膨胀管前置方案发动机性能变化

Fig.7 Expansion tube front-mounted engine performance changes

图8为膨胀管前置时最大功率点方案34（总长1.4m，主直径147mm）换气过程的压力变化情况。在膨胀管总长1.4m时，排气背压的波动情况符合“双波峰”形式，背压波谷相位与下止点重合，且波谷持续时间较长，保证扫气过程的充分进行；排气背压在扫气口关闭前29°CA时（222°CA ATDC）再次形成波峰，可以降低过后排气阶段中充量的短路损失。计算得到该方案点下发动机给气比为1.037，缸内捕获率0.898，扫气效率0.931。

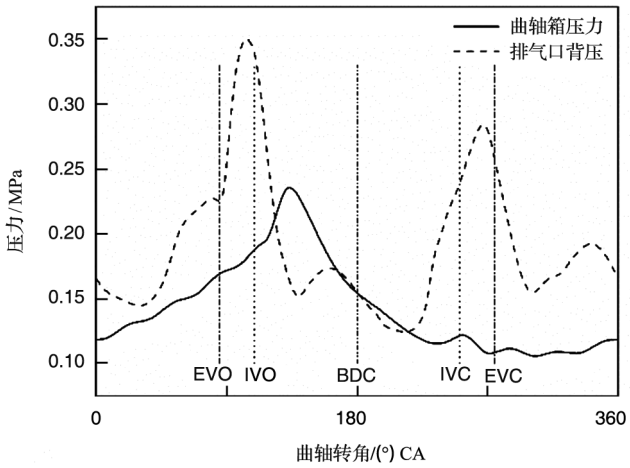


图8 方案34时换气过程压力波动情况

Fig.8 Pressure fluctuation during air change process in plan 34

图9为膨胀管后置时不同排气管几何结构对发动机有效功率的影响。排气管总长为1.1m和1.2m时发动机有效功率较高，在排气管总长1.2m、主直径186mm时，发动机取得最大有效功率，为87.83kW，排气管总长低于1.1m或大于1.2m时，发动机功率均明显下降，最低功率在排气管总长1.3m、主直径201.5mm时（方案75）出现，为63.94kW，低于最大功率23.89kW。由图9可知，在膨胀管后置方案中，管长对发动机性能的影响依然明显强于主直径的影响。

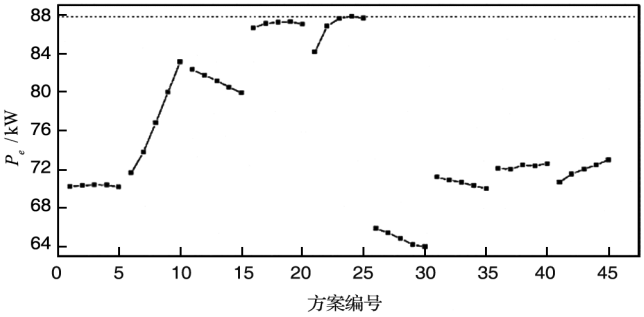


图9 膨胀管后置方案发动机性能变化

Fig.9 Expansion tube rear scheme engine performance change

图10为膨胀管后置、总长1.2m、主直径186mm时发动机换气过程压力波动曲线。在该方案点处，发动机的扫、排气压力波动形式可维持理想形式，扫气过程中排气背压基本维持在波谷区间，排气压缩波在扫气口关闭前为32°CA时（219°CA ATDC）返回排气口，同时排气背压开始超过扫气压力，直至排气口关闭时达到峰值。该方案下，发动机给气比1.057，捕获率0.891，扫气效率为0.942。

对比膨胀管前置与膨胀管后置两种不同布置方案的计算结果可知，膨胀管后置方案中发动机的有效功率整体高于膨胀管前置方案：后置方案有效功率的最大值超过前置方案最大值3.84kW；功率的最小值超过前置方案最小值9.36kW，表明排气膨胀管置于发动机排气歧管与废气涡轮之间的布置方案对发动机性能的提升效果较好，并由此确定在计算范围内，发动机最佳膨胀管尺寸为总长度1.2m、主直径186mm。

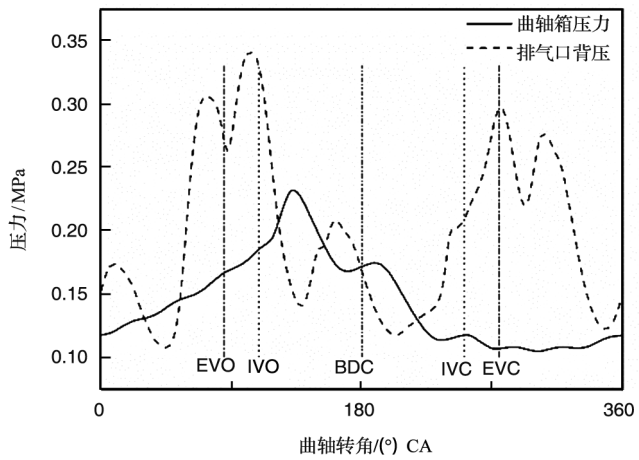


图10 方案69换气过程压力波动情况

Fig.10 Pressure fluctuation during air change process in plan 69

4 结论

通过分析，可以得出以下结论：

(1) 二冲程汽油机涡轮增压时需要考虑排气膨胀管对其换气过程的影响。

(2) 涡轮增压二冲程汽油机的涡轮布置在排气膨胀管后可以改善其换气过程。

(3) 涡轮增压二冲程汽油机排气膨胀管结构形式及尺寸均对发动机性能有明显影响。

(4) 排气膨胀管位于排气歧管后，总长度1.2m，主直径186mm时发动机动力性能最优。

参考文献

[1] 陈黎. 军用无人机技术的发展现状及未来趋势[J]. 航空科学技术, 2013(2):11-14.
Chen Li. Development status and future trend of military UAV technology[J]. Aviation Science & Technology, 2013(2):11-14. (in Chinese)

[2] 刘艳华, 孙颖, 孙智孝,等. 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.
Liu Yanhua, Sun Ying, Sun Zhixiao, et al. Performance matching analysis of piston engine and uav[J]. Aircraft Design, 2007, 27(4):10-12.(in Chinese)

[3] Hardman K E. Turbocharged spark ignition two stroke engine [J]. Journal of Insect Science, 1994, 11(1):53-57.

[4] 罗雄儒. 燃油系统气塞对活塞式发动机稳定工作的影响[J]. 航空科学技术, 2008(2):9-11.
Luo Xiongru. Influence of fuel system gas plug on stabilization of piston engine[J]. Aviation Science & Technology, 2008(2):9-11. (in Chinese)

[5] Gustafsson R U K, Blair G P, Jonsson B I R. Reducing exhaust emissions and increasing power output using a tuned exhaust pipe on a two-stroke engine[C]//Small Engine Technology

Conference & Exposition, 2001.

[6] Gustafsson R U K. A practical application to reduce exhausts emissions on a two-stroke engine with a tuned exhaust pipe [C]//Small Engine Technology Conference & Exposition, 2006: 822-823.

[7] 刘博, 邓康耀. 二冲程汽油机高空增压功率恢复计算研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7):1570-1576.
Liu Bo, Deng Kangyao. Calculation of high-altitude supercharging power recovery for two-stroke gasoline engines [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1570-1576. (in Chinese)

[8] 刘博, 邓康耀. 二冲程增压汽油机排气温降特性研究[J]. 内燃机工程, 2009, 30(1):32-35.
Liu Bo, Deng Kangyao. Research on exhaust temperature drop characteristics of two-stroke supercharged gasoline engine [J]. Internal Combustion Engine Engineering, 2009, 30(1): 32-35. (in Chinese)

[9] Blair G P. Design and simulation of two-stroke engines[M]. Warrendale, PA: Society of Automotive Engineers, 1996.

（责任编辑　陈东晓）

作者简介

杨学锋(1977－) 男，学士，工程师。主要研究方向：海军航空装备。
Tel：18810961522
E-mail：yangxf_2008_0808@163.com

Research on Matching of Exhaust System of Turbocharged Two-stroke Gasoline Engine

Yang Xuefeng*

Project Management Center of Naval Equipment Department, Beijing 100040, China

Abstract: In order to improve the working limit of the drone, it is necessary to compensate for the falling power at the high altitude. Turbocharging technology is one of the effective means for the aviation piston engine to achieve power recovery. There are many technical difficulties in the use of supercharging technology for two-stroke gasoline engines, especially the reasonable control of scavenging loss after supercharging, the reasonable matching of scavenging scheme and exhaust piping. Therefore, the simulation calculation method is applied to the matching of a two-stroke piston gasoline engine from the turbocharged layout scheme and the exhaust pipeline design. The simulation results show that when the turbine is arranged in the exhaust, when the two-stroke gasoline engine is turbocharged. After the expansion tube, the ventilation process could be improved ; the structure and size of the exhaust expansion tube have a significant impact on the engine performance, and the exhaust expansion tube is located behind the exhaust manifold, with the total length 1.2m and diameter 186mm, the engine power performance is optimal.

Key Words: two-stroke gasoline engine; turbocharger; turbine arrangement position; exhaust expansion tube

Received: 2019-04-15； **Revised:** 2019-05-20； **Accepted:** 2019-05-30

***Corresponding author.Tel. :** 18810961522 **E-mail:** yangxf_2008_0808@163.com