

文章编号:1000-8055(2009)07-1570-07

二冲程汽油机高空增压功率恢复计算研究

刘 博, 邓康耀

(上海交通大学 动力机械及工程教育部重点实验室, 上海 200240)

摘 要: 通过地面试验与高空仿真模拟相结合的方式对二冲程汽油机高空增压功率恢复性能进行了研究. 建立了二冲程增压汽油机的仿真计算模型, 分析了二冲程汽油机排气系统的特性. 针对性的设计了排气管系, 合理调整排气管的长度以及收缩膨胀比, 促进了汽油机的扫气过程, 弥补了加装增压器带来的排气背压增大缺点. 研究了增压后的汽油机在不同海拔处的功率和油耗特性, 其输出功率与燃油经济性比原机都有所改善, 能够适应高空的工作条件.

关 键 词: 二冲程; 增压汽油机; 高海拔; 功率恢复; 发动机建模

中图分类号: TK411. 8

文献标识码: A

Computed study on power recovery of turbocharged two stroke spark ignition engine at altitude

LIU Bo, DENG Kang-yao

(Key Laboratory for Power Machinery and Engineering of Ministry of Education, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: The power recovery ability of a turbocharged two stroke spark ignition (SI) engine at altitude was studied experimentally at ground and simulated at altitude. A new exhaust system was applied for the purposes of achieving good scavenging performance. Through proper design of the exhaust pipe's length and cross section area variation, scavenging performance was improved, but always deteriorated on turbocharged engine because of back pressure rising in the exhaust pipes. Turbocharged two stroke spark ignition (SI) engine is better than corresponding original engine at altitude both in terms of output and economics. So, it is suitable to work at high altitude.

Key words: two stroke; turbocharged spark ignition engine; high altitude; power recovery; engine model

活塞式二冲程汽油机功重比高, 结构简单. 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, 每循环进入气缸的空气量减少, 对于预混燃烧的汽油机来说, 也就意味着进入气缸的可燃油量的减少, 输出功率的降低. 这种特性限制了活塞式发

动机正常运行的海拔高度. 为了补偿高空处下降的功率, 提高其工作的海拔高度范围, 应设法提高进气量. 内燃机的涡轮增压技术利用排气能量驱动增压器压缩进气, 能有效提高活塞式发动机的循环进气量, 从而提高其输出功率, 是高空功率恢复的有效手段之一.

收稿日期: 2008-07-08; **修订日期:** 2008-12-30

作者简介: 刘博(1982 -), 男, 辽宁抚顺人, 博士生, 主要研究方向为内燃机增压. E-mail: liubo_spt@sjtu.edu.cn

通讯作者: 邓康耀(1961 -), 男, 江西新干人, 教授、博士生导师, 主要研究方向为内燃机增压与性能.

E-mail: kydeng@sjtu.edu.cn

涡轮增压技术在柴油机以及四冲程汽油机上已经得到了广泛的应用,二冲程汽油机使用涡轮增压器成功案例还鲜见报道^[1-2],原因之一是由于二冲程汽油机的正常工作对扫气质量的依赖性很大,使用涡轮增压器会提高排气背压,如排气背压大于汽油机的进气压力,则扫气无法正常进行,没有新鲜充量进入气缸,汽油机也就不能工作。为此针对二冲程汽油机增压系统匹配与性能进行了研究。

高空运行试验成本大,监控困难。经综合考虑,采取非增压二冲程汽油机(原机)地面试验与高空增压模拟计算相结合的方式对二冲程汽油机的增压匹配、排气系统设计以及性能等方面进行研究。结果表明,选择合适的涡轮增压器与汽油机进行匹配并对汽油机的进排气系统进行合理设计可以避免扫气干扰不畅问题,能够显著提高汽油机在高空中运行时的输出功率并降低燃油消耗率,从而扩展其运行的海拔高度范围。

1 原机地面试验

1.1 原机介绍

试验所用的非增压原机为二缸二冲程水平对置电控二冲程汽油机,排量为 498 cm³,具体规格如表 1 所示。

1.2 原机地面试验系统

图 1 所示为原机地面试验系统示意图。汽油机进气流量由上海同圆发动机测试工程有限公司 ToCeil20N 型热式气体质量流量计监测;功率和转速由湘仪动力测试仪器有限公司 GW60 型电涡流测功机监测并控制;燃油消耗率由同公司 FC2210 型油耗仪测量;汽油机节气门位置以及

表 1 二冲程汽油机规格	
Table 1 Configurations of original engine	
机型	二缸二冲程对置
标定功率/kW	28.3 (6700 r/min)
缸径×行程	75 mm×56 mm
排量/cm ³	498
压缩比	10.8:1
扫气形式	曲轴箱压缩扫气
排气孔开启角	90.2°曲轴转角(CA)上止点后(A TDC)
扫气孔开启角	117.5°曲轴转角(CA)上止点后(A TDC)

排气温度、缸头温度由汽油机自带传感器和软件监控。以上数据分别传输到控制台端,由相应仪器显示并实时记录。

该汽油机为风冷式,因地面台架试验无法实现自然冷却,所以在两个缸头分别放置风机进行强制冷却,通过监测汽油机的缸头温度考察冷却效果。

2 增压仿真模型建立

2.1 原机模型建立

在内燃机设计和开发领域应用发动机仿真软件能够有效的节省试验工作量和成本。因此基于内燃机一维仿真软件 GT-POWER 建立了二冲程汽油机原机模型和涡轮增压器模型,并对原机模型进行了试验验证。

将二冲程汽油机分成进排气系统,扫气系统,缸内燃烧系统和传热系统等几个系统分别进行模块化仿真建模。燃烧模型采用零维燃烧模型,应用 Wiebe 放热经验公式描述气缸内燃烧进行情况;传热模型采用 Woschni 模型,计算高温气体对气

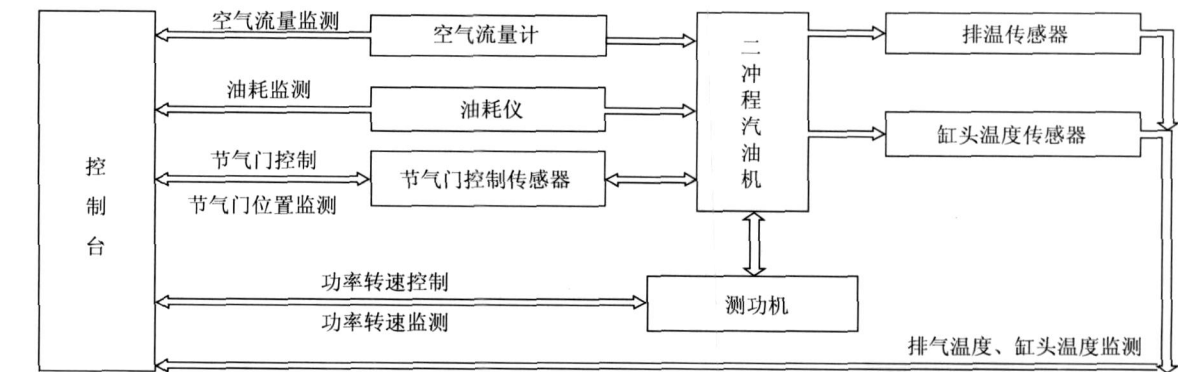


图 1 原机地面试验示意图

Fig.1 Scheme of original engine test bench at altitude of 0 m

缸四壁以及缸头活塞的传热情况;扫气模型通过指定缸内不同的总残余气体质量分数所对应的排气孔处的残余气体质量分数来模拟扫气进行情况,即将气缸划分为已燃气体和新鲜充量两个部分,两个部分在缸内总成分比例与在排气口处的局部成分比例相对应关系即代表了此时的扫气状况;进排气管经划分网格后根据质量、动量与能量守恒控制方程进行一维非定常流动与传热计算;高空环境由指定不同海拔高度处的汽油机进排气温度和压力来实现。原机不包括增压系统,将上述模块组合得到的原机模型与试验数据进行对比验证。试验测量值与原机模型计算值的误差小于3%,见图2,表明该仿真模型能够准确指示二冲程汽油机的性能以及各部件运行的关联情况。

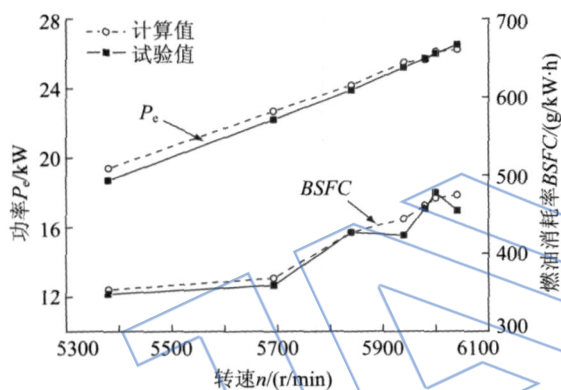


图2 原机模型计算值与试验结果的校核

Fig. 2 Verified of original engine model

2.2 涡轮增压器选用及其模型化

根据原机的流量以及增压后期望得到功率,模拟计算时采用的增压器型号为 Honeywell 公司生产的 Grrett GT1241。其最高转速为 220 000 r/min,流量范围为 40~310 kg/h。

对于离心式压气机,随着运行高度的升高,进口雷诺数降低,气体黏性阻力对其影响增大。压气机的效率、压比以及流量范围都将受到影响,应根据运行海拔高度条件对压气机的特性图进行修正。西安交通大学蒋德明教授^[3]提出了以进口雷诺数为变量的适合增压器的特性图修正方法,依据上述方法对本文中处于不同运行高度的压气机的特性图进行了修正,8 000 m 处的压气机最大效率约为海平面处的 95.3%、最大压比为海平面处的 116.4%、质量流量范围为海平面处的 42.4%。下文中增压发动机模型

的计算将依据运行高度变化采用相应高度的压气机特性图谱。

将不同海拔高度处的压气机与涡轮的特性图谱离散得到的压气机和涡轮特性插值表格分别输入 GT-POWER 的涡轮增压器模块中,并与原机模型的进排气模块相连即得到了增压二冲程汽油机的仿真模型,作为下一步研究的基础,见图3。

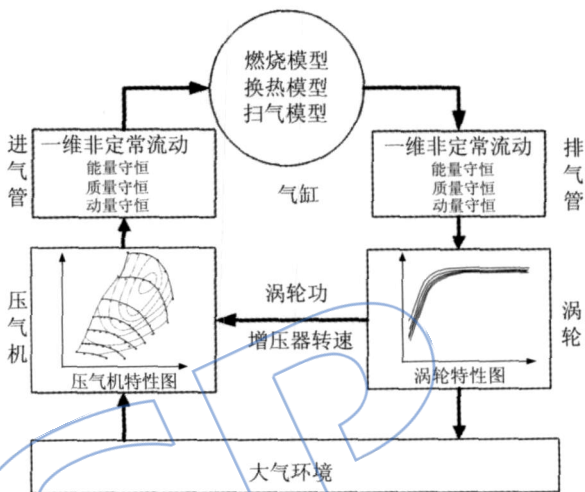


图3 增压发动机仿真模型示意图

Fig. 3 Module simulation of two stroke turbocharged spark ignition engine

3 排气系统布置方案

3.1 二冲程增压汽油机排气系统特性

一般来说,为了最大化利用内燃机的排气能量,希望从排气口到涡轮进口的排气管能够尽可能的短,并且应充分利用排气的脉冲能量。而对于曲轴箱扫气的两冲程汽油机来说,排气方案的设计则首先要考虑扫气过程的顺利进行。

理想二冲程扫气应具有以下几个特征过程:排气口开启后,随着已燃气体进入排气管,缸内压力能够迅速降低。当扫气口开启时,缸内压力应小于进气口处压力以使新鲜充量进入气缸,避免发生缸内压力过高以至于已燃气体倒流到扫气管的情况发生;活塞在下止点时,排气口的压力应在其波动范围内的波谷区间以促使总给气量最大;当进气口关闭排气口未关时,排气口处的压力波动应在波峰区间以阻止缸内未燃的充量直接进入排气管而造成燃油损失并影响排放^[4]。为达到上述要求,仔细分析了二冲程排气管内的波动效应,提出了图4形式的排气管布置方案。排气从对置的两个气缸分别出来后,经历了膨胀、收缩过程,并在涡轮前混合进入涡轮。各管段的长度和截面积

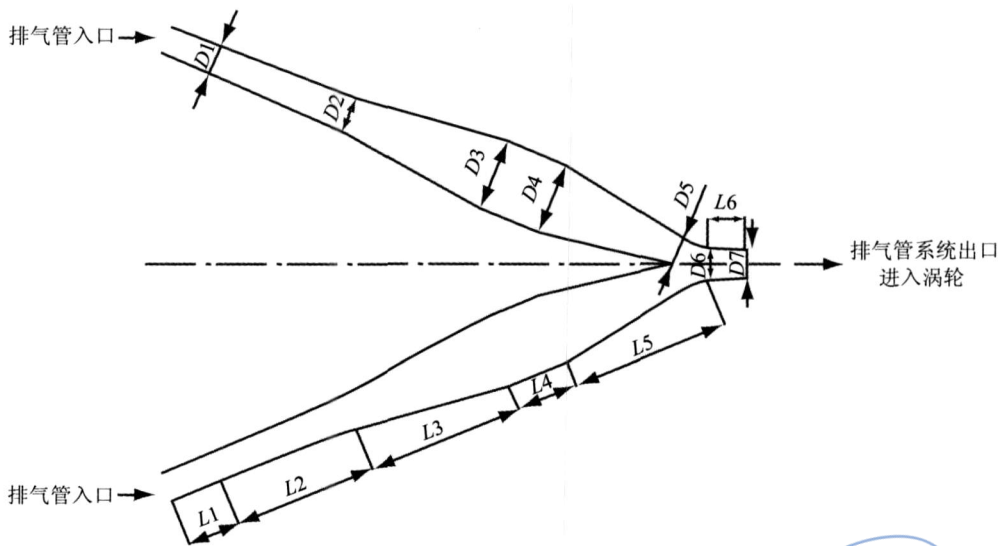


图 4 排气管系示意图
Fig. 4 Scheme of turbocharging exhaust system

变化比例参考文献[5]设计。

排气管设置有膨胀收缩管段,其原理是从排气口排出的高压排气在排气管中传播时,遇到膨胀管段($L3$)时会向排气口方向反射回一个膨胀波,膨胀波到达排气口时可以在排气管处可以形成压力波谷;相反地,当排气继续向前传播遇到收缩管段($L5$)时,会反射压缩波,并在排气口处形成压力波峰。各管段的最佳长度以及最佳收缩率、膨胀率与排气管内压力波的传播速度相关,正向传播的压力波速为排气速度加上当地声速,反射压力波速等于当地声速减去排气速度^[6]。合理设置排气管系各管段的长度以及收缩率、膨胀率就可以实现当活塞处在下止点处时膨胀波反射到排气口处,形成压力波谷;而当进气口关闭排气口仍开的扫气末期时,压缩波反射回到排气口处形成压力波峰,实现理想的二冲程扫气过程。

3.2 选择最佳排气系统布置方案

航空用二冲程汽油机运行区域很广,既要考虑负荷转速对排气温度、速度的影响,也要考虑到运行海拔高度的影响。试验方法确定最佳排气管系在时间和成本上都难以承受,所以本文应用模拟计算方法选取合适的排气管系。

采用本文所研究的二冲程汽油机的某小型飞机高空飞行的功率要求为原机地面标定功率的一半即 14 kW。以该功率为目标,基于图 4 所示的排气管基本形式,为了确定最优的排气管长度以及

各段的收缩膨胀比,试算了由 10 种不同的排气管长(分布范围在 0.7 m 到 1.36 m)以及 5 种不同的截面直径变化(最大截面直径 $D3$ 分布范围在 0.05 m 到 0.09 m)所组合而成的 50 种不同的排气管布置方案。

图 5 所示为增压二冲程汽油机在海拔 8000 m 处,标定工况下(节气门全开,转速为 6700 r/min) 50 个方案点的功率计算值。由图可见随着排气管总长度的增大该汽油机的功率呈先上升再下降的趋势。在排气管总长为 1 m 的时候(图 3 中以实心点表示),5 个管径方案中的 3 个都接近达到了

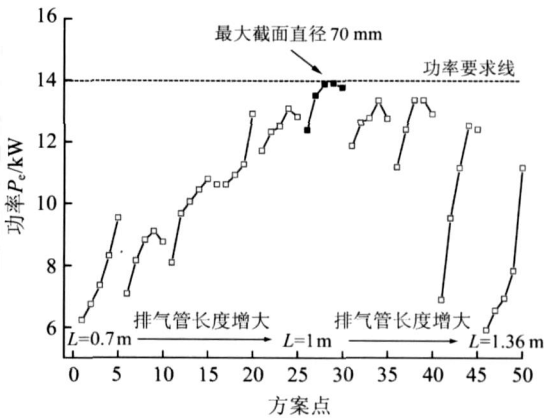


图 5 排气管长度以及截面积对发动机性能的影响
Fig. 5 Influence of exhaust system on engine performance

14 kW 的功率要求. 当最大截面直径为 70 mm 时, 功率首次接近要求达到 13.9 kW, 随着最大截面面积增大到 80, 90 mm, 功率上升不是很明显且开始有下降趋势, 可以看到继续增大排气管的最大截面积对增压汽油机性能提高并不明显, 而且过于庞大的排气管系会带来发动机体积质量过大等新问题. 综合功率要求和排气管系统体积, 选用排气管总长 L 为 1 m, 最大截面直径 D_3 为 70 mm 的排气管布置方案.

3.3 排气系统对扫气特性影响分析

上文给出了最佳的排气系统布置方案, 下面将对不同排气系统对二冲程汽油机扫气性能以致输出功率的影响进行详细分析.

二冲程汽油机的扫气性能可以由下 3 个参数来评价, 给气比 η_a , 陷气率 η_r , 充气效率 η_v , 它们的定义分别为

$$\eta_a = \frac{m_{\text{deliver}}}{m_b} \tag{1}$$

$$\eta_r = \frac{m_{\text{trapping}}}{m_{\text{deliver}}} \tag{2}$$

$$\eta_v = \frac{m_{\text{trapping}}}{m_b} = \eta_a \cdot \eta_r \tag{3}$$

式中 m_{deliver} 为每循环流经二冲程汽油机的总给气量; m_b 为按照进气管状态(密度)充满气缸排量的理论需气量; m_{trapping} 为每循环排气门关闭后, 最终留在缸内的新鲜气量. η_a 代表的是二冲程汽油机的气体通过能力, η_r 代表的是气缸留住新鲜充量的能力, η_v 代表的是最终的二冲程汽油机的充气效率.

图 6 所示为海拔 8000 m 处, 不同排气管长度方案对增压二冲程汽油机扫气情况影响的计算结果. 排气口开启(EVO)时, 缸内的已燃气体进入排气管, 使排气管内的压力快速升高. 随之进气口开启(IVO), 曲轴箱内的压缩油气混和物进入气缸, 由于活塞的继续下行使得进气口处的压力持续升高. IVO 前这一段过程是净排气过程. IVO 到 IVC(进气口关闭)之间为扫气阶段, IVC 到 EVC(排气口关闭)之间为后排气阶段. 下面就以上三种管长的扫气情况对排气系统对二冲程扫气过程的影响进行进一步分析.

由图 6(a)可见, 过短的排气管(0.7 m)提早了第一波膨胀波反射到排气口的时间, 使得排气口在活塞到达下止点(BDC)前就达到了波谷, 而随之而来的反射压缩波却在下止点处形成了压力

波峰, 阻止了新鲜充量进入气缸和已燃气体的排出, 致使 η_a 不高. 更偏离理想状况的一个情形是 IVC 时, 排气口处的压力又形成一个小波谷, 会导致新鲜充量溢出到排气管, 有损 η_r . 计算结果显示该方案的给气比为 $\eta_a = 0.41$, 陷气率 $\eta_r = 0.84$, 充气效率 $\eta_v = 0.34$.

相反的, 见图 6(c), 过长的排气管长(1.36 m)使得在 EVC 后才达到压力波谷, 排气口处压力缓慢下降, 使进排气压差小, 影响扫气速度. 在后排气阶段, 排气口处的压力波谷还造成了大量新鲜充量溢出的情形, η_r 为三种情况最小的. 最终计算结果为该方案的给气比 $\eta_a = 0.48$, 陷气率 $\eta_r = 0.76$, 充气效率 $\eta_v = 0.36$.

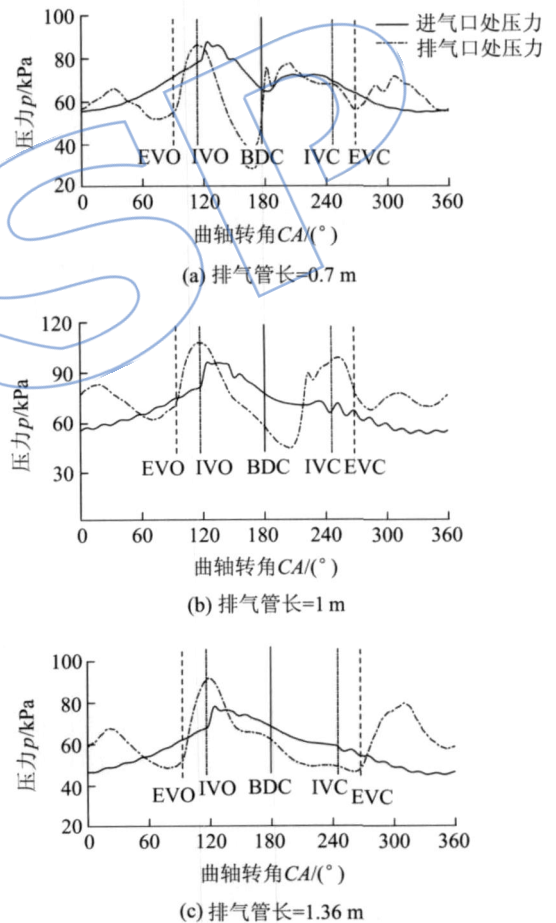


图 6 海拔 8000 m 处发动机在不同排气管长度时的扫气情况

Fig. 6 Scavenging performances of different exhaust system at altitude of 8000 m

适当的排气管长(1 m)实现了上文中提到的理想扫气情况, 见图 6(b). BDC 与排气口压力波谷基本重合, 进排气保持一个长时间的高压差使总给气量增大, 最大化 η_a . 后排气阶段, 排气口处

又恰能形成一个压力波峰,阻止未燃气体损失,使 η_r 最大化.相应的,这个方案的计算结果肯定也是最好的:给气比 $\eta_k=0.55$,陷气率 $\eta_r=0.85$,充气效率 $\eta_k=0.47$.

4 增压模型各海拔高度计算结果

依据我国国家标准规定的海拔高度和大气气温、大气气压的关系,计算增压二冲程汽油机在海拔0~8000 m处标况下的运行情况,每隔1000 m取一点,共计算9个工况点.

4.1 汽油机与增压器在各海拔高度联合运行情况

汽油机与压气机在不同海拔高度处的联合运行情况如图7所示,运行点以空心矩形表示.因离心式压气的性能受进口雷诺数变化影响,所以不同海拔高度出的压气机特性图谱是有差别的.低海拔时,增压器转速很低,压气机运行在低等熵效率区.随着海拔高度的增加,涡轮排气背压降低,单位排气通过涡轮转化的涡轮功变大,致使涡轮增压器转速上升,增压比也随之上升.汽油机与压气机的联合运行点向右上方移动,即进入了高等熵效率区.压气机的高效率的压缩进一步的促进了增压比的上升.由图7可以看出,压气机的运行

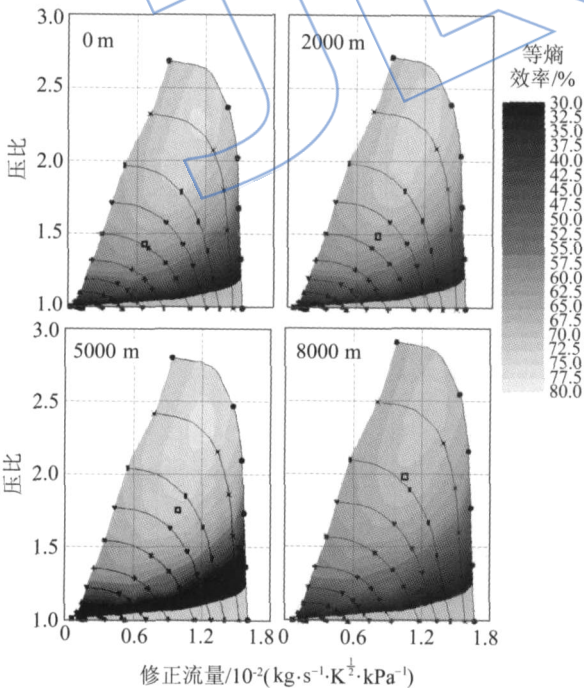


图 7 增压器在各海拔高度处的运行点
Fig. 7 Operation points of turbocharger at different altitude

点是随着海拔高度逐渐往高转速,高压比,高效率区移动的.可见涡轮增压器对高海拔运行有天然的适应性,大气压力越低,增压比越高,这样就很好的解决了空中运行高度上升给汽油机带来进气量快速下降的问题,能够实现功率恢复.

4.2 增压前后汽油机各海拔高度性能对比

增压前后的汽油机输出功率随海拔高度变化的对比如图8所示.随着空中运行高度的升高,增压前后的汽油机功率都是下降的.由于增压器的功率补偿作用,增压后的汽油机功率下降斜率小于原机.压气机的效率和压比随海拔升高而升高使得增压器对汽油机功率的增加效果随着海拔高度的升高而增强.在海拔0 m处增压前后的功率提升为14%,在海拔8000 m处则达到了158%.

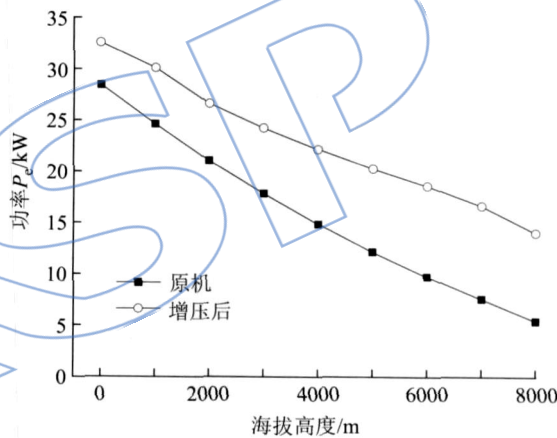


图 8 增压前后发动机功率随海拔变化
Fig. 8 Comparison on power at altitude between original and turbocharged engine

由图9可以看出,增压后的汽油机有效燃油消耗率(BSFC)随海拔升高成略微上升趋势,而原机的BSFC在海拔5000 m以后上升的很快,经济性极差.有效燃油消耗率BSFC表征的是内燃机的有效效率 η_e , η_e 等于指示热效率 η 与机械效率 η_m 的乘积.随着海拔的升高,由于空燃比,转速,点火提前角都相同,所以缸内燃烧情况接近一致指示效率变化不大.但原机进气量减少则指示功率 p_i 快速在下降,而机械损失功率 p_m 主要跟转速相关,转速不变则机械损失 p_m 基本不变,这样使得机械效率 $\eta_m = \frac{p_i - p_m}{p_i} = 1 - \frac{p_m}{p_i}$ 下降,从而导致原机的BSFC随海拔高度升高增加的很快.增压后的二冲程汽油机由于进气量的补偿作用,指示输出功率 p_i 下降的幅度较小,燃油经济性好于原机.

另一方面,加装增压器后提高了排气背压,限制了扫气使得增压后二冲程汽油机的陷气率高于原机,如在海拔0 m处,原机标定工况下的陷气率为0.71而增压后则达到了0.88,新鲜充量短路进入排气管量的减少,也显著的提高了二冲程汽油机的燃油经济性.

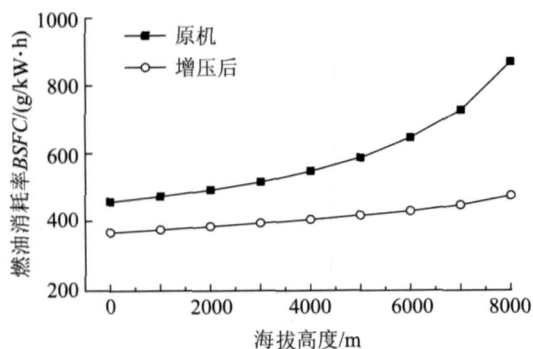


图9 增压前后发动机油耗随海拔高度变化

Figure.9 Comparison on BSFC at altitude between original and turbocharged engine

5 结 论

通过上述计算与分析可以得出如下结论:

1) 排气波动效应对二冲程汽油机的扫气性能有较大影响.通过合理布置排气系统,可以优化二冲程发动机的排气波动效应,达到促进扫气性能同时避免新鲜油气充量损失的效果.在选定排气管直径情况下,过短或过长的排气管相对于最优配置可以造成28%及23%的充气效率降低.

2) 选择合适的增压器,针对性的合理调整排气系统的布置可以实现小型二冲程汽油机的增压

匹配,解决了二冲程汽油机增压后出现的背压过高,扫气不畅的问题.

3) 二冲程汽油机采用增压技术能够提高输出功率和降低油耗,能够一定程度上弥补由于空中运行海拔高度上升而带来的输出功率快速下降的问题.文中二冲程汽油机经涡轮增压后在8000 m处相比较原机的功率可以提高158%,扩展了其运行的海拔高度范围.同时降低油耗率为46%,适合应用在高续航高海拔要求的小型飞机上.

参考文献:

- [1] Hardman K. Turbocharged spark ignition two stroke engine [R]. SAE Paper 942529, 1994.
- [2] Bradbury N, Braven K D, Findlay A, et al. Turbocharging a crank-case scavenged and direct-injected two-stroke engine for snowmobile applications [R]. SAE Paper 2006-32-0052, 2006.
- [3] 蒋德明. 内燃机的涡轮增压[M]. 北京: 机械工业出版社, 1986: 311-315.
JIANG Deming. Turbocharging of internal combustion engine [M]. Beijing: China Machine Press, 1986: 311-315. (in Chinese)
- [4] Heywood J B, Sher E. The two-stroke cycle engine [M]. Philadelphia: Taylor and Francis, 1999: 44-45.
- [5] Blair G P. Design and simulation of two-stroke engine [M]. Warrendale P. A.: Society of Automotive Engineers Inc., 1996: 371-375.
- [6] 刘铮, 张扬军. 内燃机一维非定常流动[M]. 北京: 清华大学出版社, 2007: 73-81.
LIU Zheng, ZHANG Yangjun. One dimensional unsteady flow in internal combustion engine [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2007: 73-81. (in Chinese)