

文章编号: 1000-8055(2009)08-1736-05

# 活塞发动机高空动力恢复方法的探索

徐 斌, 梁郑岳

(北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191)

**摘 要:** 分析了新一代无人机动力的发展, 针对小型无人机的活塞式动力装置的性能特点, 提出了一种小型无人机二级增压系统匹配的高空实现方法. 并对发动机的高空性能进行了初步分析, 验证了方案的可行性, 为高空无人机动力装置提供了设计依据.

**关 键 词:** 小型无人机; 活塞动力装置; 二级增压; 模拟计算

**中图分类号:** V234.1

**文献标识码:** A

## Research into the restoration method for high-altitude piston engine

XU Bin, LIANG Zheng-yue

(School of Transportation Science and Engineering,  
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** The power development of a new generation of unmanned aerial vehicle (UAV) was analyzed. According to the performance characteristic of small UAV powered by the piston devices, a method matching small UAV's two-stage supercharging system was designed for realization at high altitude. A preliminary analysis on the high-altitude performance of engine was conducted to verify the feasibility of the programme, providing a design basis for high-altitude UAV.

**Key words:** small unmanned aerial vehicle (UAV); piston power unit;  
two-stage supercharging; simulation calculation

近年来随着无人机 (unmanned aerial vehicle, 简称 UAV) 战术要求的不断发展, 各国都加大了对高空飞行平台的研制力度, 无人驾驶飞机的功能逐步得到提升, 并向中高空长航时方向发展.

由于续航能力强, 升功率大, 且造价低, 目前在许多中高空、长航时无人机上采用的是增压活塞式汽油发动机作为动力. 为了满足无人机飞行高度不断提高的需求, 提高发动机高空动力性能, 在无人机的活塞式动力装置中采用多级增压技术是势在必行.

本文重点讨论作为无人机动力的小型活塞式汽油发动机提高其高空性能的一种解决办法——二级可变增压技术.

## 1 二级可变增压方案设计

随着海拔的升高, 大气压力、温度、密度大幅下降, 对发动机的动力性有严重的影响. 为解决汽油机的高空运行问题, 必须对原有发动机进行进一步的进气增压<sup>[1]</sup>.

二级可变增压系统是指活塞发动机以一定方式连接两个增压器, 而且辅有一定的调节装置, 使得发动机的增压压力在一定范围内可以根据发动机运行状态进行调节<sup>[2]</sup>, 以达到优化发动机性能, 满足高空动力性能的要求目的. 方案如图 1 所示, 系统由两个串联增压器、两个涡轮、调节阀、废气阀、单向阀及冷却器组成. 根据国际标准大气, 在 3000 m 以上高度飞行时, 由于空气密度减小, 空

收稿日期: 2008-07-25; 修订日期: 2008-12-08

作者简介: 徐斌 (1962 - ), 男, 河北博野人, 教授, 博士, 主要从事汽车发动机现代设计方法、汽车发动机工作过程分析.

气温度下降到零度以下,经过低压级压缩的空气温度不是很高,冷却问题不是很严重,因此把冷却器安装在高压级压气机后化油器前,这样可以保证进气温度。通过调节阀对两级涡轮的能量进行调节分配,以保证涡轮压气机在高效率区工作,系统具有可变增压比的调节功能。根据发动机工作要求和环境情况,通过废气阀调整废气总能量利用来调节增压器转速,以保证发动机进气压力和保证化油器正常工作。通过单向阀的调整,使二级增压系统在串联和并联两种状态之间变化。设定飞行高度为 10000 m 至 12000 m,其主要工作方式有两种形式。

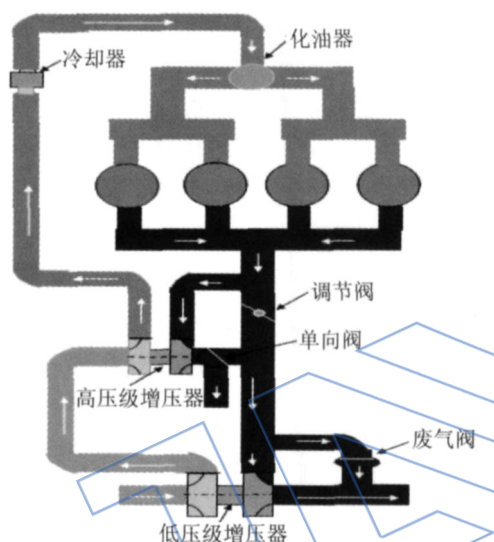


图 1 二级增压系统方案

Fig. 1 Two-stage supercharging system's plan

空气首先经低压级压气机压缩,然后进入高压级压气机进一步压缩,然后经过后冷却器进一步冷却,最后通过进气总管进入气缸。从气缸排出的废气先进入排气歧管来驱动涡轮运动。同时有一旁通管路直接从总管连接到涡轮后,在旁路上装有废气阀,根据不同工况的要求,控制废气阀来调节增压器转速和发动机的性能,当发动机处于低速时,发动机气体流量较小,调节阀关闭,单向阀关闭高压级涡轮通向排气管的通路,所有废气皆经过高压级涡轮流向低压级涡轮,废气(旁通)阀不打开,形成涡轮串联增压系统,所有废气经高压级涡轮膨胀后由低压级涡轮流出,这种布置方案的优点是在保证了一定的进气压力控制的同时,最大限度的利用废气能量,可以使涡轮增压器具有较大的压比,保证发动机正常工作;但涡轮增压器的压比调节范围较小;当发动机处于高速大负荷工况时,调节阀打开,则单向阀开启高压级涡轮

通向排气管的通路,形成涡轮并联增压系统,部分废气经废气(旁通)阀直接进入低压级涡轮,以降低高压级的涡轮功和进气压力,使进气压力不至于达到设定的最高极限。这种布置方案由于部分废气没有对涡轮做功,直接排出大气,排气温度较高,对废气能量的利用率较低。优点是二级涡轮增压器的压比、流量可以在更大的范围内进行调节,两级压气机工作相对平稳,使发动机获得更大的运行范围。

从结构上来看,在发动机整个运行工况范围内,二级可调增压系统都可以达到很高的增压压力,产生较大的空气流量。

对于航空活塞汽油发动机来说,怠速工况、起飞状态、中低空(一般低于 4000 m)巡航和低空爬升状态时适用涡轮并联增压系统方式工作;当在高空爬升和高空巡航时采用涡轮串联增压系统方式工作。

总的来讲,二级增压表现在发动机性能上的优点有:

- 1) 在发动机结构强度允许的范围内,可以大幅度提高升功率,恢复高空动力性能;
- 2) 可大幅度提高发动机的低速扭矩,降低最大扭矩点转速,降低油耗;
- 3) 可以改善发动机的瞬态响应性能;
- 4) 采用电控系统对旁通阀进行调节,可实现增压器和发动机在全工况范围内的优化匹配。

国外一些著名的发动机技术咨询公司或发动机公司也都将二级增压视为满足未来使用要求的较有潜力的技术之一,而且部分国外部分无人机上也采用了该种技术手段。

## 2 增压参数的初步估算

本文中采用的参考发动机是活塞式航空发动机,其参数如表 1 所示。

为保证发动机与增压器的良好匹配,达到预定的各项性能指标,首先要正确确定增压参数。增压参数主要有:增压压力  $p_c$  或压比  $\pi$  以及空气流量  $G_c$ 。

增压后发动机所需空气流量  $G_c$  为<sup>[1]</sup>

$$G_c = \frac{N_e g_e \alpha \eta_k}{3600} L_0 \quad (1)$$

式中  $g_e$  为发动机有效燃油消耗率;  $N_e$  为发动机有效功率;  $\alpha$  为发动机过量空气系数;  $\eta_k$  为发动机扫气系数;  $L_0$  为化学计量空燃比。

表 1 发动机参数  
Table 1 Parameters of the piston engine

| 参数               | 数值与说明         |
|------------------|---------------|
| 形式               | 水平对置、四冲程      |
| 燃油供给方式           | 化油器           |
| 缸数 ×缸径/mm ×冲程/mm | 4 ×79.5 ×61   |
| 排量/L             | 1.2           |
| 压缩比              | 9             |
| 最大扭矩/(N ·m)      | 128           |
| 标定功率/kW          | 75            |
| 标定转速/(r/min)     | 5500          |
| 冷却方式             | 缸盖水冷、缸体空冷     |
| 点火顺序             | 1 - 4 - 2 - 3 |
| 点火提前角(CA)/(°)    | 26            |
| 燃烧持续期(CA)/(°)    | 65            |

压气机压比为<sup>[3]</sup>

$$\pi_c = \left[ \frac{\rho_c}{\rho_a} \right]^{\frac{1}{1-\lambda}} \eta_n \tag{2}$$

式中  $\lambda = (\kappa - 1) / \kappa$ ,  $\kappa$  为气体等熵指数;  $\eta_n$  为压气机多变效率;  $\rho_a$  为经空气滤清器后压气机进口处的空气密度;  $\rho_c$  为压气机出口处的空气密度为

$$\rho_c = \frac{G_c}{\eta_v \eta_s \frac{V}{\tau} \frac{n}{60}} \tag{3}$$

式中  $\tau$  为行程系数;  $\eta_s$  为发动机充量系数;  $\eta_v$  为发动机扫气系数;  $V$  为发动机总工作容积;  $n$  为发动机转速.

根据发动机高空动力性能的要求,设定增压目标压力为  $1.22 \times 10^5$  Pa,国际标准大气简表中 10 000 m 高空大气压力为  $0.26 \times 10^5$  Pa,考虑二级增压发动机的连接管路及中冷器对气动上产生的阻力损失,给定阻力系数为 0.9. 因此,二级增压发动机总增压比为<sup>[4]</sup>

$$\pi = 1.22 \div (0.26 \times 0.9) = 5.2$$

本文设计中选定总增压比为 5.2. 二级增压的压比分配的原则是在全负荷工况分配比例为 4 : 6,即高压级的压比占总压比的 40 %,低压级的压比占总压比的 60 %,这样可使两级压气机都在高效率区附近工作<sup>[5]</sup>.

3 模型假设与计算流程

3.1 模拟分析模型假设

计算模型假设工质为理想气体,缸内工质均匀混合,进入气缸内的气体与气缸内的残余废气

瞬时完全混合;气体流入和流出气缸的流动过程为准稳态流动过程;工质进、出口处的流动动能忽略不计. 系统边界内同一瞬时各点热力状态,化学成分完全相同,管道流动为一维非定常流.

3.2 模型建立方法及设计点选择

在模拟分析中,涉及内燃机工作过程的热力学计算,燃烧规律控制,工质流动影响等等.

发动机在空中按照按螺旋桨特性运行时,大气压力和温度的变化对发动机的性能影响很大<sup>[6]</sup>. 计算中环境参数应以国际标准气象资料来确定<sup>[7]</sup>.

设计点为发动机在不同海拔高度下最大连续工作状态. 采用单级增压发动机的试验数据对模型进行校核,在确定发动机系统模型准确性的基础上,对一级增压发动机匹配二级增压系统,对这两种布置方案建立的二级增压器模型都进行模拟计算分析.

在计算中,增压器采用简化模型计算<sup>[7]</sup>. 根据预估的总压比及压比分配关系,经过在发动机设计点转速下模拟后,计算得到二级涡轮的有效流通面积. 然后经过进一步的计算,得到设计点的发动机外特性曲线以及耗气特性等相关参数.

根据计算结论进行合理的增压器选型. 然后根据具体的涡轮增压器性能曲线建立增压器完整模型,进行模拟计算<sup>[8]</sup>.

3.3 计算结果及分析

计算分析中,发动机转速为 5 500 r/min,节气门开度为 100 %,发动机稳定工作时,根据功率平衡原理进行飞行从地面到 12 km 的海拔高度下两种方案计算,在计算中通过调整废气阀来调整增压器转速,以保证进气压力. 图 2~图 6 给出了发动机功率、进气管流量、扭矩、进气管压力和高低压比分配的对比情况,可以分析此时发动机性能、涡轮增压器性能的变化.

由计算结果表明在同一高空飞行条件下,当海拔高度低于 9 km 时,随海拔升高增加,大气压力和大气密度下降,涡轮的膨胀比增大,增压器转速上升,压气机压比提高,从而补偿了因海拔升高而引起的进气密度下降带来的影响,因此能产生足够的压力实现供气量充足,其相应的功率和扭矩变化不大,与地面工况相比,最大降幅不超过 6.5 %,满足功率恢复的要求;当飞行高度超过 9 km,两种二级增压方案的功率、流量、扭矩和进气管压力都大幅度下降,而二级增压系统以涡轮

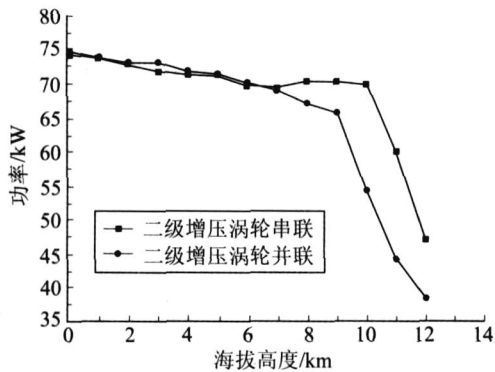


图 2 功率对比图  
Fig. 2 Power contrastive chart

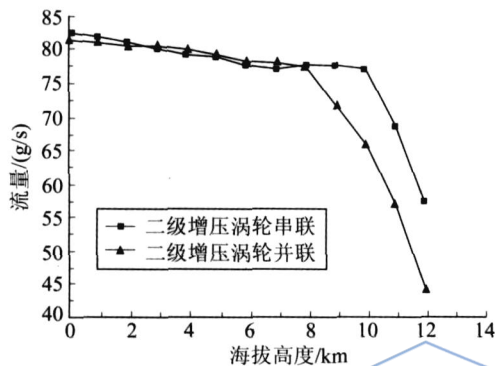


图 3 进气管流量对比图  
Fig. 3 Inlet air pipe flow contrastive chart

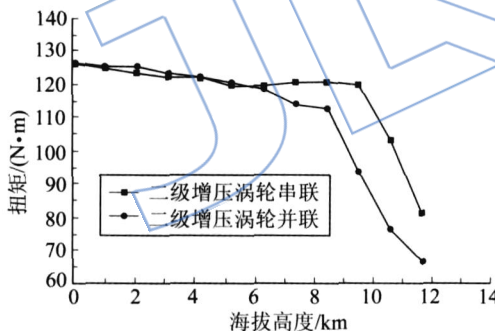


图 4 扭矩对比图  
Fig. 4 Torque contrastive chart

并联方案运行的下降得更快,不能恢复到发动机的地面功率和扭矩数值,难以满足无人机在巡航状态下对发动机的动力性要求.分析其原因是在海拔 9 km 之后,由于进气压力下降导致进气管的质量流量已经持续下跌,部分废气能量没有得到有效利用,不能供给发动机足够的进气充量,所以功率和扭矩会急剧下降.

增压器串联模式可以满足 10 km 以上的动力要求,在海拔高度 11 km 时功率达到地面功率的 80 %,仍能满足飞行要求.

图 6 给出了高低压比在不同海拔高度下的分

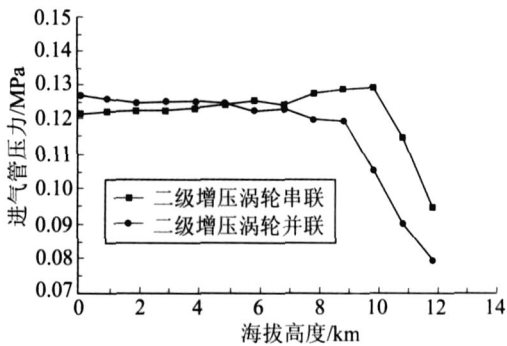


图 5 进气管压力对比图  
Fig. 5 Inlet air pipe pressure contrastive chart

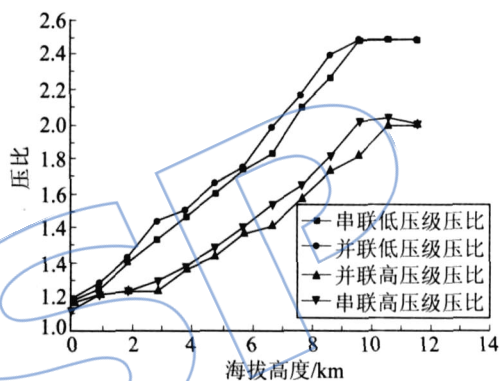


图 6 压比分配对比图  
Fig. 6 Compression ratio distribution contrastive chart

配,由图可以看出,二级增压系统以涡轮串联方案运行的压比控制调节范围比以涡轮并联方案运行的窄.高低压比会随着海拔高度升高而上升,在高空条件下,由于增压器运行效率和结构强度要求,压比分配存在一个最佳控制调节范围.

该计算得到了不同运行模式下,不同飞行高度废气阀调整规律,为增压器设计与调节提供了依据.

## 4 结 论

通过分析,可以看出该二级增压系统能够较好的达到预期性能指标要求,是一种提升无人机动力性能的先进技术手段.

采用本文提供的方案,可较好的对已有中低空活塞式发动机进行升级改造.为进一步开发发动机电控和改善二级涡轮增压发动机性能研究提供依据.对难以进行实地实验的高空运行研究提供了一种方法,具有一定的参考价值.

压气机性能不仅取决于马赫数(相对和绝对马赫数),还取决于进口雷诺数.本文在模拟分析时候,没有考虑气体黏性在高空低速情况下影响

离心压气机的增压比、进气流量和效率,可进一步结合二级可变增压系统对高空低雷诺数对离心压气机性能影响进行研究。

## 参考文献:

- [1] 朱大鑫. 涡轮增压与涡轮增压器[M]. 北京:机械工业出版社,1992.
- [2] 魏名山,季凯,马朝臣. 车用柴油机的二级增压[J]. 汽车技术, 2005, (1): 25-28.  
WEI Mingshan, JI Kai, MA Chaochen. Two-phase supercharging of automotive diesel engines [J]. Automobile Technology, 2005, (1): 25-28. (in Chinese)
- [3] 陈妍,王洪铭. 一种带涡轮增压器的活塞发动机调节及其特性[J]. 北京航空航天大学学报, 1998, 24(1): 16-20.  
CHEN Yan, WANG Hongming. The regulation and characteristic of turbocharging piston engine [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1998, 24(1): 16-20. (in Chinese)
- [4] 徐华舫. 空气动力学基础 [M]. 2 版. 北京:北京航空学院出版社, 1987.
- [5] 薛矫智. 增压汽油机增压压力的理想控制值[J]. 公路与汽运, 2005, (1): 6-7.  
XUE Jiaozhi. The ideal control of turbocharged gasoline engine booster pressure [J]. Highways and Automotive Applications, 2005, (1): 6-7. (in Chinese)
- [6] 徐斌,魏玲,赵鹏. 活塞式航空发动机的二级涡轮增压匹配分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(5): 551-554.  
XU Bin, WEI Ling, ZHAO Peng. Match analysis on two-stage turbo charging system of piston aero-engine [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(5): 551-554. (in Chinese)
- [7] Benson R S, Svetnicka F V. Two-stage turbocharging of diesel engines: a matching procedure and an experimental investigation [R]. SAE Technical Papers, 740740, 1974.
- [8] ZHANG Hong, MA Chaochen. Development of turbo-charger for improving diesel engine matching performance [J]. Journal of Beijing Institute of Technology, 2002, 11(2): 146-149.