活塞式航空发动机二级涡轮增压系统匹配分析

徐 斌 魏 玲 赵 鹏

(北京航空航天大学 交通科学与工程学院，北京 100083)

摘 要：针对高空小型飞机的动力要求，对某一级增压的活塞式航空发动机进行了二级增压系统的匹配设计分析. 利用 AVL boost 软件建立了原发动机的一级增压模型，并根据实验数据进行了校核. 在原机模型的基础上，建立了二级增压发动机模型，并且进行了匹配计算. 计算结果给出了发动机不同海拔高度下的运行情况，分析了发动机主要参数对性能的影响. 研究了旁通阀对二级增压系统的调节规律，确定了高低两级压气机总压比随发动机海拔高度的变化趋势. 结果表明，二级增压系统能够为发动机提供足够的进气充量，保证在大气密度降低后发动机还可以产生要求的功率，取得了预期的效果.

关 键 词：二级增压；汽油机；模拟；性能

中图分类号：V 234.1

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2008)05-0551-04

Match analysis on two-stage turbo charging system of piston aero-engine

Xu Bin Wei Ling Zhao Peng

(School of Transportation Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To reach the motive force requirement of high altitude light aero-plane, a two-stage turbo charging system matching design analysis was performed for a turbo charging piston aero-engine. The software package of AVL boost was used to establish a theoretical analytic model of the supercharged prototype engine. The model was verified and validated though experiments. The model of two-stage turbocharging engine was set up on the basis of the model of prototype engine, and the matching calculates had been done. The characteristics of engine in different altitude above sea level were calculated, and the effects of engine major parameters for the performance were analyzed. The rule of the bypass valve regulating the two-stage turbocharging system was studied. The variation trend of high and low stage compressor's total pressure ratio versus the different altitude was defined. The result shows that the two-stage turbocharging system can provide high boost pressure, which can be maintained the requested engine power. These work reaches the anticipated design object.

Key words: two-stage turbocharging; gasoline engine; simulation; performance

无人机作战平台是近年来发展迅速的新概念武器，世界各国有关的研究与试验也非常活跃. 由于无人机飞行高度的日益提高，作为其动力的小型活塞式汽油发动机的研制也正向提高高空性能方向发展.

随着海拔的升高，大气压力、温度、密度的大幅下降，对发动机的动力性能有严重的影响. 为了解决汽油机的高空运行问题，必须对发动机进行进气增压[1].

本文对发动机进行了增压过程模拟分析，研究了二级涡轮增压总体方案，并进行了匹配分析，使发动机在设定的海拔高度下的各项性能达到正常标准.

目前国内对于新型二级增压研究的很少，国外一些公司在民用发动机上进行了二级增压的有益尝试，本文模拟的目的是研究高空环境下二级

收稿日期：2007-04-23

作者简介：徐 斌(1962—)，男，河北博野人，教授，xbacb@sina.com.

涡轮增压匹配的关键技术及调节方式，确定二级增压发动机理论模型.

1 原机及边界条件的确定

1.1 发动机主要参数

本文所研究的活塞式航空发动机主要参数如表1所示. 所配压气机性能曲线如图1所示.

表1 发动机参数

参 数	参数说明
形式	水平对置、四冲程
缸数×缸径×冲程	4×79.5 mm×61 mm
排量/L	1.2
压缩比	9
点火顺序	1−4−2−3
标定转速/(r·min^{-1})	5 500
冷却方式	缸盖水冷、缸体空冷

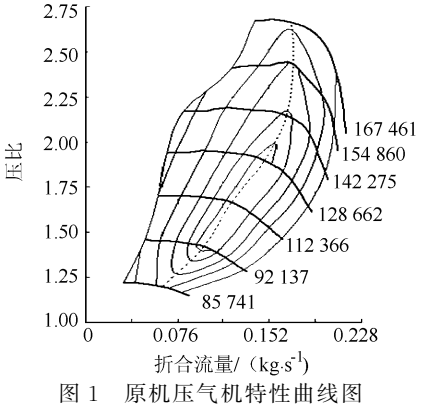


图1 原机压气机特性曲线图

原机型增压压比2.4，额定功率76 kW，最大扭矩为128 N·m，涡轮进口最高温度1 023 K，涡轮最高转速为165 000 r/min.

1.2 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.

1.3 计算流程及设计点选择

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.

发动机在空中按照涡桨特性运行时，大气压力和温度的变化对发动机的性能影响很大[2]. 计算中环境参数以国际标准气象资料确定[3]. 本文重点研究发动机在不同海拔高度下和连续巡航(发动机转速5 500 r/min)时的发动机的性能变化、涡轮增压器的性能以及控制规律.

2 发动机和增压器计算模型的建立

通常在计算中，增压器采用简单模型，可以进行稳态计算，计算结果不够精确，偏差较大. 本文建立了增压器完整模型，考虑了增压器的压气机和涡轮机转子的转动惯量. 在模型中输入完整的压气机和涡轮增压器的特性图，在发动机瞬态运转时，由于涡轮增压器的运转特性随时间变化，需要采用这种模型.

2.1 原机增压模型建立及验证

根据原机一级增压计算模型，本文对原机性能进行了计算，并与原机实验数据相比较，验证了模型的正确性和合理性. 仿真模型如图2所示.

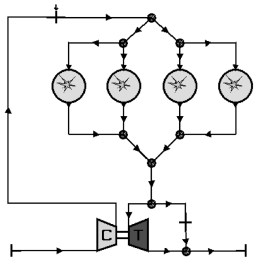


图2 发动机一级增压模型

下面列出了发动机在各个转速下，一级增压模型与原机实验数据的功率和油耗曲线比较. 如图3和图4所示.

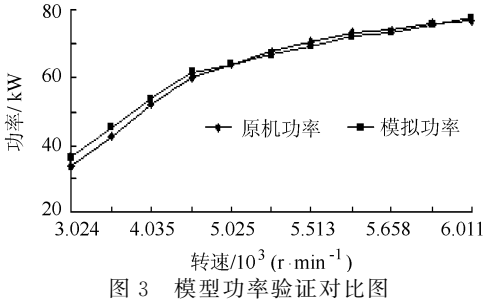


图3 模型功率验证对比图

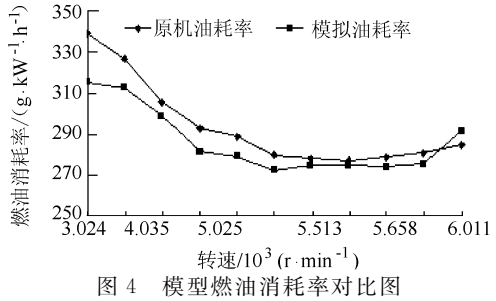


图4 模型燃油消耗率对比图

由图中可以看出，模拟计算的功率、燃油消耗率与实验结果相符，最大误差为6.9%. 边界简化较为合理，主要性能参数符合实际情况.

2.2　二级涡轮增压模型建立

在二级增压模型中,涡轮增压器布置采用了两个相同增压器串联形式[4-5],放气阀布置在高压级涡轮之前,可同时对两级涡轮进行控制,模型如图 5 所示.

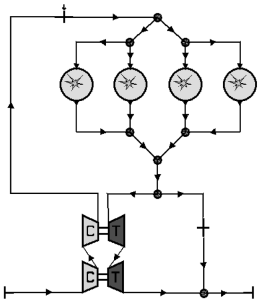


图 5　二级涡轮增压模型

3　二级增压模型的计算和分析

3.1　功率计算

从图 6 和图 7 可以看出,匹配了二级涡轮增压器以后,发动机的动力性在超过海拔 5000 m 以后,其功率和平均有效压力变化不大,保持在正常的运行范围.

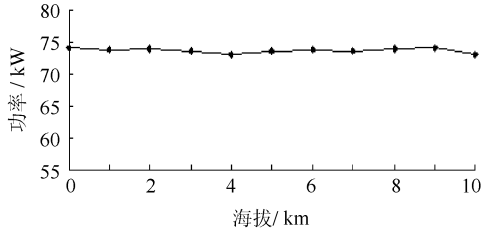


图 6　发动机功率随海拔升高的变化图

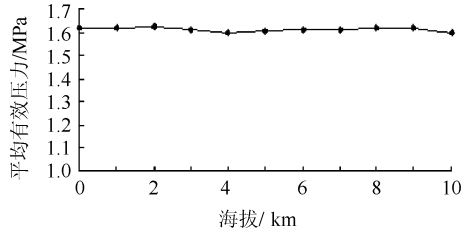


图 7　平均有效压力随海拔升高的变化图

为使增压压力不变,随海拔升高,总压比逐渐上升,在升高至 10 000 m 时,压气机总压比达到 4.5 以上,逐渐接近最高压比. 如图 8 所示.

二级增压后,进气压力基本不变,保证了进入气缸的新鲜充量的稳定,使得发动机能够正常燃烧. 图 9 给出了进气流量变化.

3.2　放气规律

为使发动机的动力性能达到正常值,应合理控制放气阀. 随海拔升高,需增加进气密度,提高

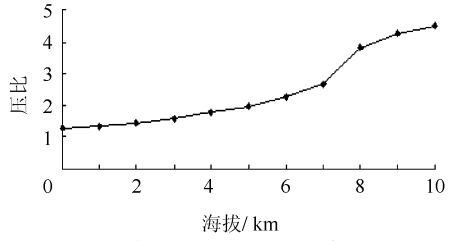


图 8　压气机压比随海拔升高的变化图

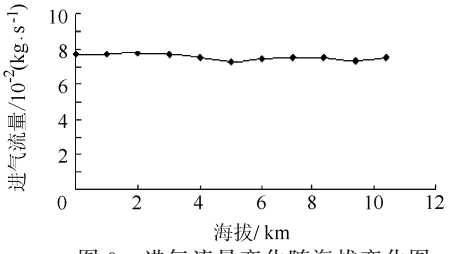


图 9　进气流量变化随海拔变化图

压缩比,逐步减小放气阀的开度,使更多的废气流入涡轮做功. 二级涡轮增压的放气规律如图 10 所示.

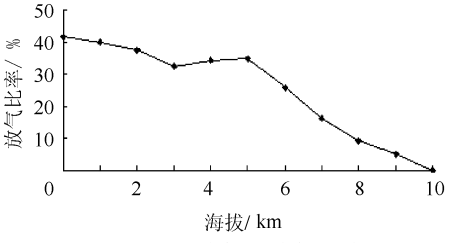


图 10　放气阀放气规律

在图中可以看出,海拔 0～3000 m 时,放气阀的流量减小;3000～5000 m 时,放气阀流量略有回升,因为随着海拔升高,压气机转速升高,进入高效率区,压气机压缩空气效率高,耗功少,相应涡轮输出功也减少,流入涡轮的废气量减少,放气率增加.

运行到 5000 m 以上时,压气机转速继续上升,流入涡轮的废气量增大,放气率减小;到达海拔 10000 m 时,所有废气都流入涡轮做功. 随着海拔继续上升,放气阀关闭,涡轮增压器以最大负荷工作,功率和转矩逐渐下降.

3.3　功率损失和压气机转速

发动机在海拔升高的过程中,由于涡轮增压器的进气压力补偿作用,功率和转矩基本保持不变,在海拔超过 10000 m 之后,涡轮增压器的增压能力已经不能保证足够的进气压力,此时发动机的功率开始迅速下降. 到 14000 m 时,功率降低到 23.5 kW. 若要解决继续升高的问题,就必须增大增压器的增压能力,如更换压比更高的增压器,采用增压中冷或使用三级增压等. 对功率损失的计

算见图11.

图12所示为两级压气机的平均转速随海拔升高而升高,在达到12000 m的飞行高度时,已接近160000 r/min的最高转速.

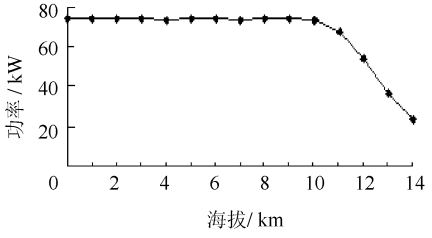


图11 功率随海拔变化曲线

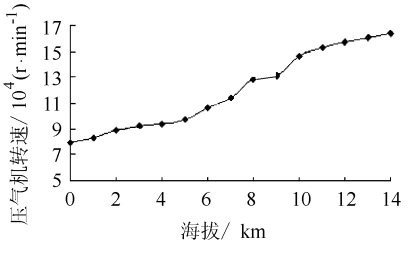


图12 压气机转速随海拔变化图

3.4 排气温度

二级涡轮增压时,高压级涡轮进气的温度较高,对涡轮的影响也比较大.为了保证涡轮的正常工作,必须对排气温度进行计算.图13列出了海拔升高时,涡轮进气温度及最终排气温度变化曲线.

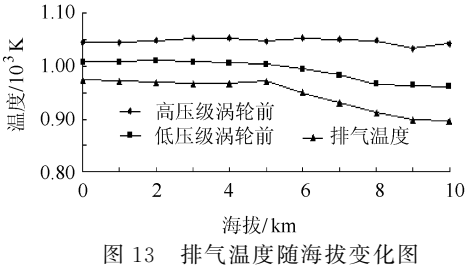


图13 排气温度随海拔变化图

可以看出,高压级涡轮前的进气温度在海拔上升时变化不大,最高时在1051 K,未超出涡轮的工作温度范围.低压级涡轮前进气温度随海拔上升略有下降,最高温度为1007 K,排气温度随海拔高度升高,有下降的趋势,说明在随海拔升高后,二级涡轮增压的排气温度基本满足涡轮工作的要求.

4 结束语

本文采用模拟计算的方法,建立了活塞式航空发动机原机的计算模型,并验证了模型的正确性.对发动机进行了二级涡轮增压建模和模拟计算,得出了二级增压时发动机主要性能的变化规律,以及放气阀的控制规律和压气机的工作特性,并对发动机的排气温度进行了计算.

本文模拟计算得到的数据,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的研究提供了依据.对于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.

参考文献(References)

[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
Zhu Daxin. Turbocharging and turbocharger [M]. Beijing: China Machine Press, 1992(in Chinese)

[2] 陈妍,王洪明.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. Control and performance of a turbo supercharged piston engine [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1998, 24(1):16-20(in Chinese)

[3] 陈华舫.空气动力学基础[M].第2版.北京:北京航空学院出版社,1987
Chen Huafang. The basics of aerodynamics [M]. 2nd ed. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1987 (in Chinese)

[4] 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

[5] Zhang Hong, Ma Chaochen. Development of turbocharger for improving diesel engine matching performance [J]. Journal of Beijing Institute of Technology, 2002, (2):146-149

(责任编辑:张 嵘)