

文章编号:1000-8055(2011)08-1814-05

基于螺旋桨特性的活塞发动机涡轮废气阀的调节

胡延领, 徐 斌, 杨世春

(北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 通过发动机螺旋桨功率特性分析, 对巡航状态下增压发动机涡轮废气调节阀的调节规律进行了研究, 并且预测飞机的经济运行状态. 对飞机在 4 000 m 海拔高度以恒定速度 180 km/h 巡航工况进行了研究, 调节涡轮废气放气阀开度控制空气盒的目标压力, 桨距角的变化随螺旋桨特性曲线进行调节. 运行的结果显示, 通过变桨距调节和涡轮废气阀调节的共同作用, 可实现与增压器匹配的压气机运行在 68%~76% 的高效率区域.

关 键 词: 活塞发动机; 涡轮废气阀调节; 螺旋桨特性; 涡轮增压; 仿真分析

中图分类号: V234.1

文献标志码: A

Regulating turbine exhaust valve about piston engine based on analyzing propeller

HU Yan-ling, XU Bin, YANG Shi-chun

(School of Transportation Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The regulation of turbocharger exhaust valve was studied in cruising condition by analysis of engine propeller's power characteristic. The economy of aircraft operation was also predicted. Cruising condition of constant 180 km/s was researched at 4 000 meters altitude, the target pressure of air box could be reached by adjusting exhaust valve, and the propeller pitch was determined by propeller characteristic map. The results show that compressor matched with turbocharger is working within 68%~76% high efficiency area by regulating propeller pitch and turbocharger exhaust valve at constant speed of the airplane.

Key words: piston engine; turbine exhaust valve adjustment; propeller characteristic; turbocharger; simulation analysis

活塞发动机以其质量轻、尺寸小、耗油率低、低速时推力大、价格便宜等优点而被广泛用于低速、中高空飞机上. 目前使用的航空活塞式发动机, 为了有更高的升限, 均采用涡轮增压系统. 国外很多生产航空小型发动机的厂家已经在一些型号发动机上开展了涡轮增压发动机的应用, 国内目前涡轮增压活塞发动机的匹配分析刚刚起步. 在航空发动机上, 特别在小排量的发动机上应用涡轮增压技术还有待进一步的研究和开发, 随着技术的不断提高和新型材料的发展应用, 涡轮增

压技术在航空上的应用急待发展^[1-2].

本文对所选的某飞机发动机进行螺旋桨的匹配, 在此基础上又进一步对涡轮废气阀调节规律进行了研究分析, 以满足该飞机能够在高空达到更经济的巡航航要求.

1 螺旋桨与发动机的匹配

1.1 发动机参数

根据设计的要求, 选定的是一款四冲程汽油发动机, 该飞机起飞状态(节气门开度 115%)发

收稿日期:2010-07-27; 修订日期:2010-11-18

作者简介:胡延领(1983—),男,河北永年人,硕士生,主要从事发动机增压匹配方面的研究. E-mail:xian2004-2008@163.com

动机参数规格见表 1. 飞机最大巡航时(节气门开度 100%)发动机运行状况如表 2 所示. 其选配的螺旋桨特性计算如下.

表 1 发动机的参数
Table 1 Engine parameters

缸径/ mm	行程/ mm	5 min 起飞 功率/kW	最高转速/ (r/min)	排量/ mL
79.5	61	84.5	5 800	1 211.2

表 2 飞机最大巡航状态对应的发动机参数
Table 2 Engine parameters for largest cruise

动力输出	转速/ (r/min)	有效功率/ kW	扭矩/ (N·m)
续航最大	5 500	73.5	128

螺旋桨巡航拉力为

$$T = \frac{N\eta}{V} = \frac{m}{K} \quad (1)$$

则

$$N = \frac{mV}{\eta K} \quad (2)$$

式中 T 为拉力(kN); N 为功率(kW); m 为质量(kg); K 为升阻比; V 为平飞速度(m/s); η 为螺旋桨效率^[3-4].

1.2 螺旋桨的选取

一般螺旋桨是按照输入的功率和要求的最大拉力进行选取的. 主要是确定螺旋桨翼型、直径以及桨叶数等参数. 本文选取 3 叶桨, 根据经验公式(3)确定参考直径.

$$D = 0.5 \sqrt[4]{N} \quad (3)$$

考虑到发动机的转速、减速器的传动比以及激波损失等因素对螺旋桨效率的影响, 最终确定螺旋桨的直径为 1.5 m.

1.3 巡航速度的选取

最大平飞速度与机翼展长的关系根据有关统计, 最大平飞速度 V 基本上在 150~250 km/h 的范围内^[5-6], 其随机翼展长的变化不明显. 因此只计算出在整个机翼展长范围内的最大平飞速度, 其平均值为 201.5 km/h, 设计值选为 180 km/h.

1.4 螺旋桨特性分析

与该发动机匹配的螺旋桨为某型号的可变距螺旋桨, 其基本的参数如表 3 所示.

螺旋桨与发动机的匹配必须满足螺旋桨的吸收功率在发动机的功率范围内, 并且满足飞机的

飞行要求. 影响螺旋桨效率的因素有很多^[7], 本文中根据具体的飞行状况确定主要因素为密度. 地面发动机的外特性及螺旋桨的工作区域如图 1 所示.

表 3 螺旋桨参数
Table 3 Propeller parameters

桨叶翼型	桨叶数	直径/m	桨距角/(°)
ARA-D	3	1.5	9~23

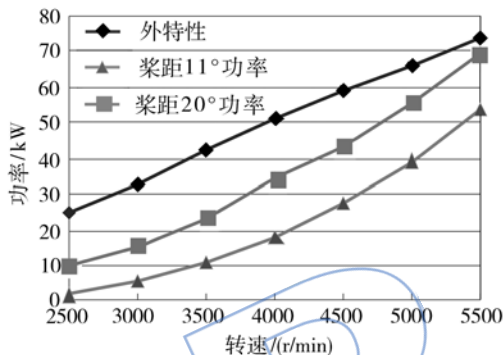


图 1 螺旋桨与发动机的功率特性

Fig. 1 Power characteristic of propeller and engine

2 发动机最大巡航状态功率需求分析

在高空随不同的作业要求巡航状态改变, 即发动机工况改变, 则有不同的功率需求, 对应的增压要求也不同, 因此需要对各种工作状态作出较佳的涡轮废气阀调节规律.

3 发动机的增压模型

本文采用 GT-Power 软件根据原机的相关数据进行建模, 燃烧模型使用 Wiebe 放热规律, 而传热模型采用 Wochni 传热经验公式^[8-9], 仿真建模模型见图 2, 根据燃油比的情况, 采用了管道喷射(in_inject)代替化油器喷油系统(模型中的数字表示建模时连接的先后顺序).

图 2 中虚线连接的部分为控制系统, 由涡轮废气阀的开度控制空气盒的压力, 使空气盒的压力稳定在 1.24×10^5 Pa 的压力状态. 从而保证发动机在高空时的气缸进气状态恢复到地面状态.

4 模型的验证分析

将模型运行的结果与厂家提供的数据及实验测得的数据进行对比如图 3~图 5 所示. 可以看出, 该模型的仿真结果与原机数据最大误差点相对误差不大于 10%, 故模型满足原机性能要求.

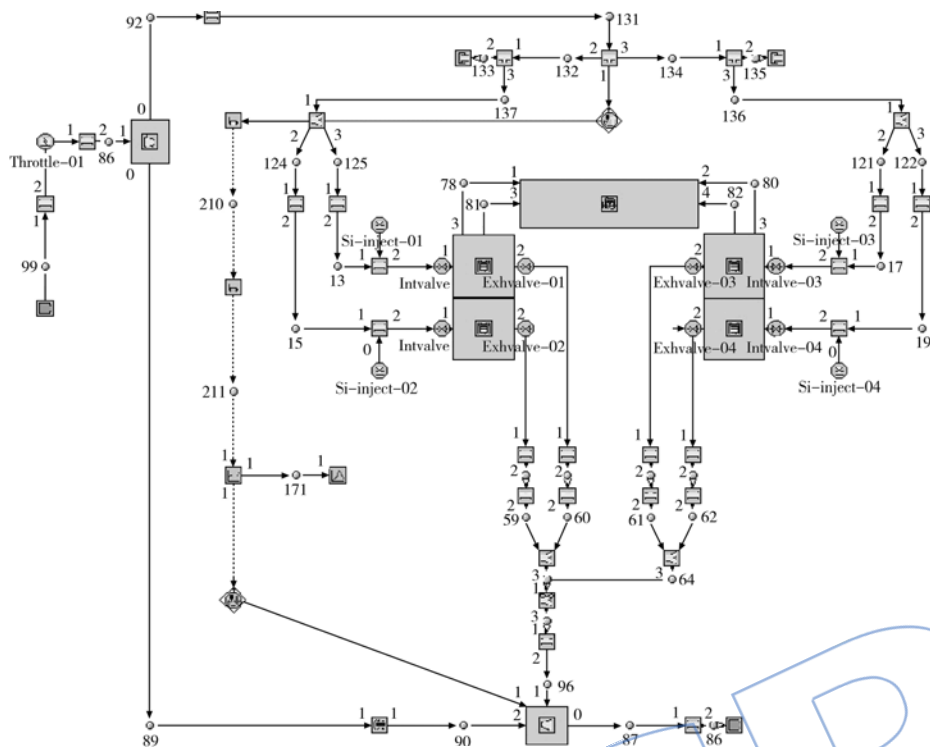


图2 GT-Power 仿真建模型

Fig.2 GT-Power mode for simulation

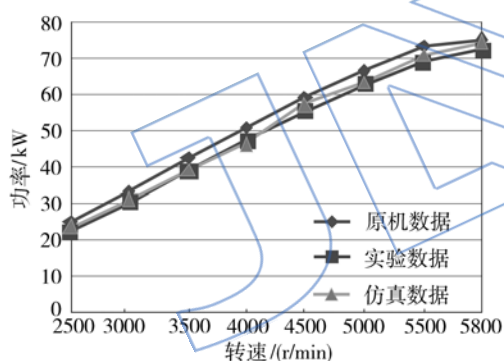


图3 功率的对比

Fig.3 Comparison of power

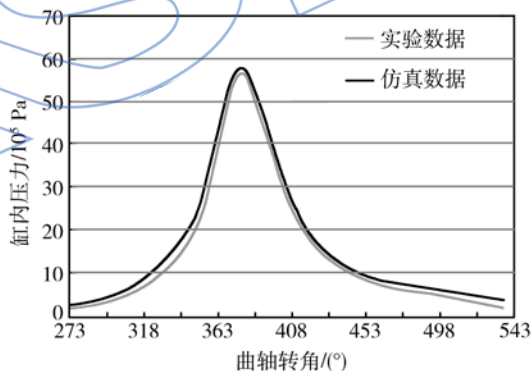


图5 缸内压力的对比

Fig.5 Comparison of pressure in cylinder

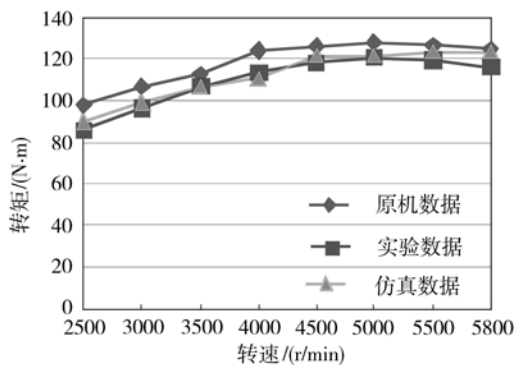


图4 输出转矩的对比

Fig.4 Comparison of torque

5 涡轮废气阀调节规律分析

5.1 高空功率恢复对应的涡轮废气阀调节

根据确定的验证模型,预测其功率恢复的状况,首先节气门保持100%的开度,随海拔高度的升高,涡轮废气阀的开度由空气盒压力稳定的特性对其控制.则仿真得出发动机输出功率与计算结果如图6所示.

从图6中可以看到,当飞机到4700 m时,尽管此时的涡轮废气阀全开,但发动机的功率开始显著下降.由此可见,该发动机在低于5000 m下的海拔高度可以完全恢复到地面的功率.

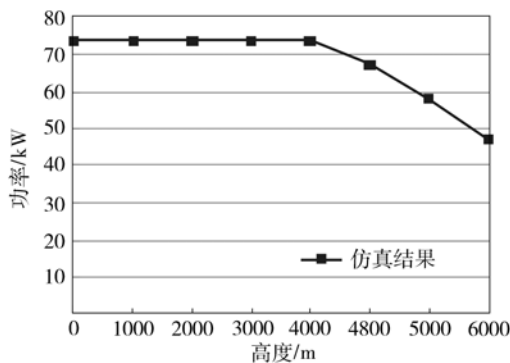


图 6 发动机功率恢复曲线

Fig. 6 Power recovery curve of the engine

5.2 最大巡航状态时涡轮废气阀调节规律

最大巡航状态时,不同海拔高度时对应的涡轮废气阀调节也不尽相同,应当在满足功率需求的前提下,与螺旋桨变桨距特性的调节综合可实现飞机较好的运行状态.飞机的巡航运行工况如表 4.

表 4 飞机的各种巡航状态

Table 4 Various cruising of aircraft

节气门/%	发动机转速/(r/min)	飞机飞行状态
100	4500~5500	巡航状态(高空/高速)
90	4500~5500	巡航状态(高空/高速)
80	4500~5500	巡航状态(高空/高速)

此处以飞机在 4000 m 高度,巡航速度为 180 km/h 运行状态为例,根据螺旋桨的匹配特性可以推算出最大巡航时的拉力^[10-12].通过螺旋桨变桨距的调节和涡轮废气阀的调节综合,匹配的增压器压气机运行结果如图 7~图 9 所示.图中纵坐标为压比,横坐标是模型中流量的折算,折算流量的计算为

$$\dot{m}_{\text{reduced}} = \frac{\dot{m}_{\text{actual}} \sqrt{T_{\text{inlet}}}}{p_{\text{inlet}}} \quad (4)$$

式中 $\dot{m}_{\text{actual}}$ 为实际的质量流量; T_{inlet} 为涡轮进口温度; p_{inlet} 为涡轮进口压力.

图 7~图 9 中可以看出,压气机运行在较高效率区.三种不同工况下的巡航状态对应的发动机输出功率随节气门开度的减小而降低,则螺旋桨的吸收功率降低,为了保证飞机在某高度的巡航速度不变则需保证螺旋桨的拉力不变,相应的涡轮废气阀开度的变化如图 10 所示(图中涡轮废气阀开度的比例是指废气阀某时刻开度与最大开度的比值).表 5 给出发动机 5000 r/min 情况下

各节气门开度下巡航速度不变时对应的调整.

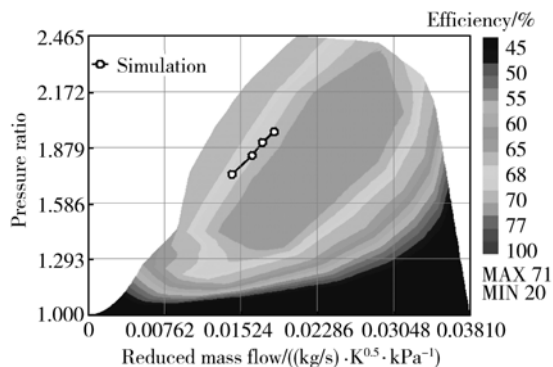


图 7 100% 节气门开度

Fig. 7 100% of throttle opening

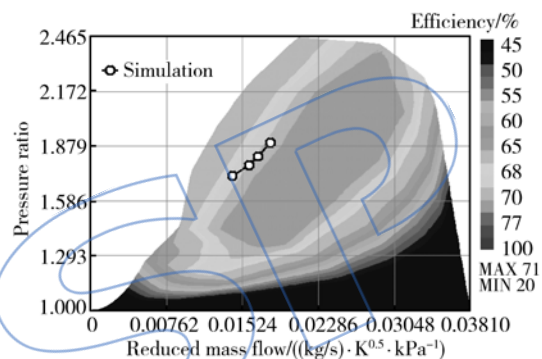


图 8 90% 节气门开度

Fig. 8 90% of throttle opening

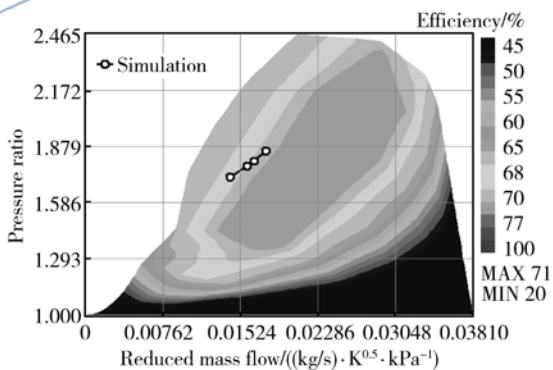


图 9 80% 节气门开度

Fig. 9 80% of throttle opening

表 5 桨距角与涡轮废气阀的联合调节

Table 5 Regulation of propeller and exhaust valve

节气门开度/%	桨距角/(°)	涡轮废气阀开度
100	20.5	0.291
90	19.5	0.272
80	18.5	0.248

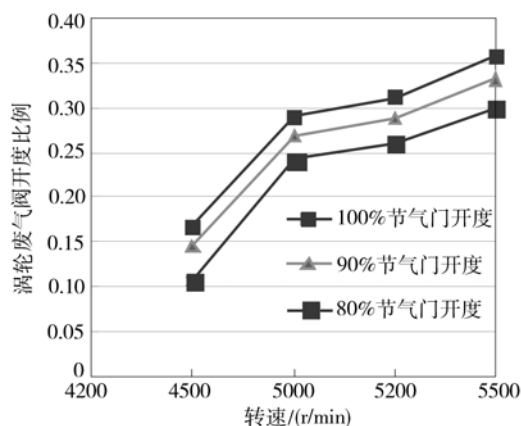


图10 不同巡航状态下对应的涡轮废气阀开度

Fig. 10 Exhaust valve opening to different states of cruising

5.3 预测结果分析

从图7~图9的结果可以看出4000 m高空巡航时,通过螺旋桨变桨距的调整和涡轮废气阀的调节实现了压气机在较高区域的运行。

对于不同的海拔高度、不同巡航速度的其他状态,根据螺旋桨匹配的工作范围及巡航推力的功率要求,可确定合理的桨距角和涡轮废气阀开度,使得增压器能够运行在效率较高的区域,提高了发动机高空功率恢复的可靠性。

6 结论

1) 确定模型的可行性,对4000 m高空巡航进行了分析,可取得较好的经济运行效果。

2) 螺旋桨与发动机的匹配合理,螺旋桨桨距变化范围可满足不同巡航状态时功率的需求。变桨距调节与涡轮废气阀的综合调整更有效地保证了飞机运行的经济性。

3) 对于其他的巡航状态,根据相同的分析方法运行和预测,可取相应的涡轮废气阀的调节规律。

参考文献:

[1] 王兴海,马震,郑勇. 无人机用小型航空活塞发动机的发展[C]//尖兵之翼-2006中国无人机大会论文集. 北京:中国航空学会,2006:523-527.

[2] 郭宝录,李朝荣,乐洪宇. 国外无人机技术的发展动向与分析[J]. 舰船电子工程,2008,28(9):46-49.
GUO Baolu, LI Chaorong, LE Hongyu. Development trend and analysis of the technology of the abroad UAV[J]. Ship Electronic Engineering, 2008, 28(9): 46-49. (in Chinese)

[3] 刘艳华. 活塞发动机与无人机性能匹配分析[R]. 北京:尖兵之翼-2006中国无人机大会,2006.

[4] 刘艳华,孙颖,孙智孝. 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. Performance matching of piston engine to unmanned aerial vehicle[J]. Aircraft Design, 2007, 27(4): 10-12. (in Chinese)

[5] 张学平. 小型无人机活塞式发动机高度特性[D]. 西安:西北工业大学,2001. (in Chinese)
ZHANG Xueping. Mini-UAV piston engine characteristics on the altitude[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2001. (in Chinese)

[6] 王少海,丁松滨. 螺旋桨小型无人机总体参数和性能参数统计分析[R]. 天津:中国航空学会维修分会2008年学术年会,2008.

[7] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006.

[8] Gamma Technologies Inc. Gt-Post user's manual, Version 6.1[M]. America: Gamma Technologies, Inc., 2004.

[9] 林海英,龙向阳. 某型增压航空活塞发动机仿真研究[J]. 航空动力学报,2009,24(6):1332-1338.
LIN Haiying LONG Xiangyang. Simulation study of an aero-piston engine with single stage turbocharger[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(6): 1332-1338. (in Chinese)

[10] 马蓉,刘沛清,胡颖. 高空无人机螺旋桨的气动分析研究[J]. 航空科学技术,2007(1):35-38.
MA Rong, LIU Peiqing, HU Ying. Aerodynamic characteristics study for high altitude UAV propeller[J]. Aeronautical Science and Technology, 2007(1): 35-38. (in Chinese)

[11] 唐梓杰,丁水汀,杜发荣,等. 航空二冲程活塞发动机与定距螺旋桨的匹配研究[J]. 航空动力学报,2010,25(2):379-383.
TANG Zijie, DING Shuiting, DU Farong, et al. Method for match of two-stroke piston engine and set propeller[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 379-383. (in Chinese)

[12] Kotwani K, Sane S K, Arya H, et al. Experimental characterization of propulsion system for mini aerial vehicle[C]//Proceedings of 31st National Conference on FMFP. Kolkata: Jadavpur University, 2004:1-8.