

星型航空活塞发动机增压匹配及控制参数研究^{*}

王 岩¹, 赵振峰¹, 武成玉², 金 金³, 孙 昭³

(1. 北京理工大学 机械与车辆学院, 北京 100081;

2. 航天时代飞鸿技术有限公司, 北京 100097;

3. 北方重工业集团有限公司防务事业部试验基地, 内蒙古 包头 014000)

摘 要: 针对某星型航空活塞发动机在高海拔地区的功率衰减问题, 开展增压匹配及控制策略研究。利用GT-Power建立星型发动机的性能匹配仿真模型, 并通过试验对仿真模型进行了校核; 在此基础上匹配了涡轮增压器, 建立增压发动机模型。进行了0~8km不同飞行高度条件下的增压匹配与发动机功率随海拔高度的匹配计算; 根据计算结果设计了废气旁通阀开度控制策略并得到了喷油点火控制参数的影响规律。研究结果表明: 为星型活塞发动机所匹配的废气涡轮增压系统, 可使发动机在8km海拔高度时功率恢复到地面功率的83%, 较原机8km海拔高度功率提升了90%, 可很好满足飞机对发动机高空功率恢复需求。

关键词: 活塞发动机; 高空功率恢复; 涡轮增压; 增压匹配; 控制策略

中图分类号: V234

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2023) 07-2203063-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2203063

Turbocharging Matching and Control Parameters of Radial Aero-Piston Engine

WANG Yan¹, ZHAO Zhen-feng¹, WU Cheng-yu², JIN Jin³, SUN Zhao³

(1. School of Mechanical Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Aerospace Era Feihong Technology Co. LTD, Beijing 100097, China;

3. Defense Department Test Base, North Heavy Industry Group Co. LTD, Baotou 014000, China)

Abstract: To solve the problem of power attenuation of a radial aero-piston engine in high altitude areas, the boost matching and control parameters research were carried out. A performance matching simulation model of the radial engine was established by GT-Power, and the simulation model was checked by experiments. On this basis, turbochargers were matched to establish a supercharged engine model. The calculation of boost matching and engine power matching at different flight altitudes from 0~8km was carried out. Based on the calculation results, the control strategy of exhaust gas bypass valve opening was designed and the influence law of injection and ignition control parameters was obtained. The research results show that the exhaust gas turbocharging system matched for the radial piston engine can restore the power of the radial engine to 83% of the ground power at an altitude of 8km, which is 90% higher than that of the original engine at an altitude of 8km. This scheme can well meet the aircraft's demand for high-altitude power recovery of the engine.

Key words: Piston engine; High altitude power recovery; Turbocharging; Boost matching; Control strategy

^{*} 收稿日期: 2022-03-16; 修订日期: 2022-09-21。

作者简介: 王 岩, 硕士生, 研究领域为航空活塞发动机增压匹配及控制。

通讯作者: 赵振峰, 博士, 副教授, 研究领域为航空活塞发动机。E-mail: zhzhf@bit.edu.cn

引用格式: 王 岩, 赵振峰, 武成玉, 等. 星型航空活塞发动机增压匹配及控制参数研究[J]. 推进技术, 2023, 44(7): 2203063. (WANG Yan, ZHAO Zhen-feng, WU Cheng-yu, et al. Turbocharging Matching and Control Parameters of Radial Aero-Piston Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(7):2203063.)

1 引 言

星型活塞发动机具有单位体积功率大、比重量轻、寿命长等优点,被广泛应用于航空教练机、竞技飞机以及个人用小型飞机上,很多物流公司也会选择星型发动机作为经常工作于高海拔偏远地区的无人机的动力装置之一^[1]。大气压力与大气温度随海拔高度增加近似线性降低,当发动机处于 5km 海拔高度的工况时,其功率约降为地面工况时的 44.8%,因此如何提高无人机的飞行高度并在高海拔地区完成发动机的功率恢复是当前无人机动力的研究热点之一^[2-3]。

航空活塞发动机在高海拔地区功率恢复的实质便是随着海拔高度的升高而增加发动机的实际进气量,从而使得发动机能够恢复地面工况时的进气水平。废气涡轮增压是一种非常有效的增压方式,应用十分广阔^[4-5]。废气涡轮增压技术是将发动机工作产生的废气通过排气管路引入增压器涡轮箱中,推动涡轮叶轮高速旋转,带动同轴的压气机叶轮对新鲜空气压缩做功,使进入发动机的空气密度增加,即单位工作循环内进入发动机的新鲜充量增加,发动机功率随之上升^[6-8]。用废气涡轮增压技术可以有效解决发动机高空功率衰减问题,该技术在重型卡车及越野车等领域均得到广泛运用,而在航空活塞发动机上也逐渐被应用^[9-11]。活塞发动机废气涡轮增压技术中最为关键的一环便是活塞发动机与废气涡轮增压器的匹配^[8,12-13]。

本文选取某型星型航空活塞发动机作为研究对象,该发动机自身装配一台机械增压器,在此基础上对其进行增压匹配研究分析。星型活塞发动机自身具有缸数多、点火间隔角小、机械结构复杂等特点,因此星型活塞发动机的增压匹配具有以下难点:

- (1)缸数多,点火间隔小导致各缸之间排气干扰较大,压力波动大,排气能量利用率低,对于增压器的冲击也较大;
- (2)结构复杂且机舱对于发动机体积的限制导致增压器布置困难。

本文以某型星型航空活塞发动机为对象,基于 GT-Power 建立发动机原机一维仿真模型,并通过试验对模型进行了校核;通过计算选取合适的增压器并匹配涡轮,根据高空环境下压气机的工作状态对压气机进行变海拔匹配;针对不同海拔高度研究不同控制参数对增压发动机性能的影响并

制定相关控制策略,以达到发动机高空功率恢复目标。

2 增压发动机仿真建模与增压匹配

2.1 原机仿真模型搭建与校核

本文以某型九缸四冲程星型活塞式发动机作为研究对象。该发动机主要参数如表 1 所示。该型发动机配装一台机械增压器,发动机曲轴至机械增压器轴由齿轮机构连接,固定增速比为 7。

Table 1 Engine technical parameters	
Parameter	Value
Cylinder diameter/mm	155.5
Ignition order	1-3-5-7-9-2-4-6-8
Ignition interval/(°CA)	80
Stroke/mm	174.5
Compression ratio	6.4:1
Displacement/L	29.87

对于固定增速比的机械增压器,发动机所处海拔高度增加时,压气机效率随之降低且进气量大幅下降,导致发动机高空功率衰减较为严重。如果需要发动机在 8km 海拔高度的工况时满足功率恢复的要求,使用一级机械增压已远不能达到所需进气量,需要匹配二级增压系统来保障更高的功率^[14-17]。

根据表 1 所示的发动机基本参数,在 GT-Power 中建立该星型发动机的一维仿真模型,如图 1 所示。

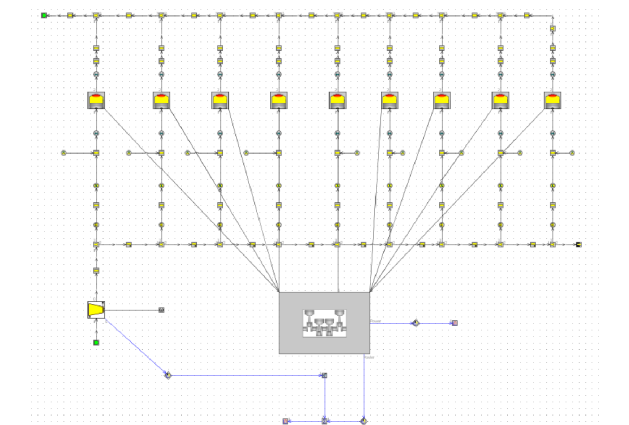


Fig. 1 One-dimensional simulation model of original engine

为了验证本文所建立的星型发动机一维仿真模型的准确可靠性,搭建了总体布置如图 2 所示的实验台架。

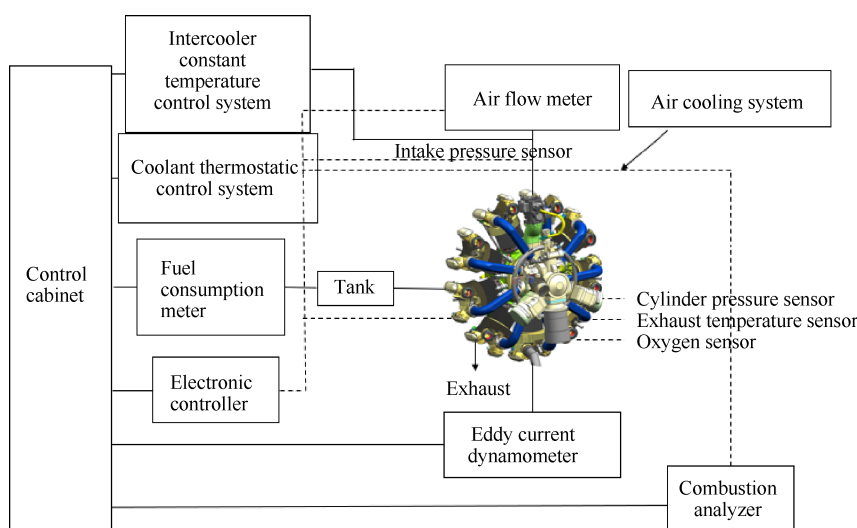


Fig. 2 Experiment system

本文选取了海拔 1500m 时发动机转速分别为 1670, 1770, 1910, 2030, 2100r/min 五个典型工况点进行试验。一维性能仿真结果与试验值的对比如图 3 所示。可以看出,通过一维仿真模型计算得到的仿真值与试验实测值的误差均在 3% 以内,说明发动机原机模型可靠,可以以此为基础进一步进行仿真模拟与研究。

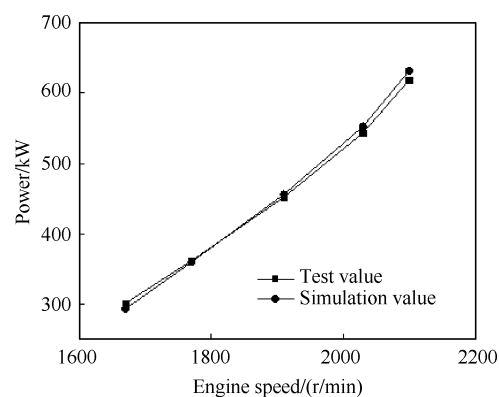
2.2 增压方案设计与增压发动机模型搭建

由于星型发动机的机械结构比较复杂且机舱对于发动机的体积要求较为严苛,选择单个涡轮增压器会使增压器的体积过大,机械结构上难以布置。而多脉冲增压系统方案则可以选取三个体积相对较小的涡轮增压器,每三个相邻气缸的排气管连接进入同一个涡轮增压器,这样便可以达到功率恢复目的的同时满足空间布置上的要求。

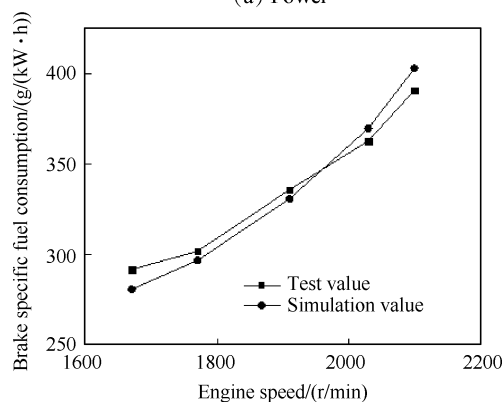
该发动机的点火次序为 1-3-5-7-9-2-4-6-8, 相邻的点火间隔角仅仅相差 80°CA 。如果选用如图 4 所示的全周进气单流道涡轮,将相邻三个气缸的排气管直接连进涡轮中,点火相邻的两个气缸会产生排气干扰,增压器效率降低,且压力波动较大对增压器存在一定冲击,影响增压器的可靠性。因此选用如图 5 所示的半周进气双流道涡轮增压器,将点火间隔相对较远的两缸排气管同时进入一个流道,另外一缸的排气管进入另外一个流道。这种方案可以有效避免发火间隔近的气缸之间排气相互干扰,即减少发动机泵气损失,充分利用排气能量,有效提升发动机性能,提高涡轮的工作效率,减小进涡轮前的排气压力波动,提高增压器的可靠性。最终设计的增压系统方案如图 6 所示。

发动机在地面额定工况(2100r/min, 节气门全开)的进气流量为 0.76kg/s , 进气压力为 0.147MPa , 结合不同海拔高度下的大气温度及压力,计算得到变海拔额定工况下的压比需求,如表 2 所示。

基于 2.1 节建立的发动机原机模型,根据发动机的折合流量、压比需求等参数为发动机匹配增压器,根据初算 MAP(Manifold Absolute Pressure Sensor)在



(a) Power



(b) Brake specific fuel consumption

Fig. 3 Comparison of power and brake specific fuel consumption

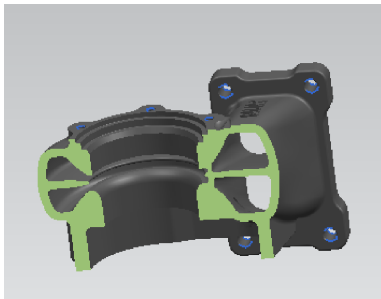


Fig. 4 All-round intake single-channel turbine

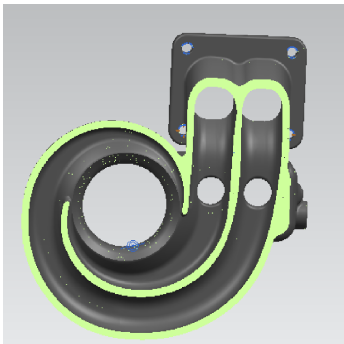


Fig. 5 Half-cycle intake dual-channel turbine

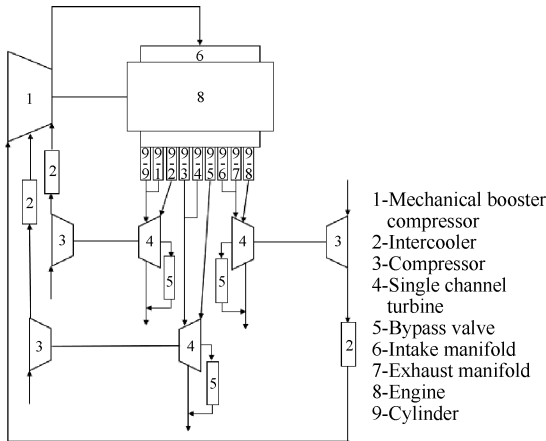


Fig. 6 Booster system scheme

Table 2 Total pressure ratio required by the engine	
Altitude/km	Total pressure ratio
0	1.47
1	1.74
2	1.95
3	2.18
4	2.48
5	2.81
6	3.20
7	3.67
8	4.25

GT-Power中建立涡轮和增压器模块并搭建增压发动机一维仿真模型。进行增压器与发动机的匹配,使

二者联合运行线位于高效区,并与喘振线、阻塞线及最高限制转速线均留有一定的裕度,全负荷工况压气机海拔特性图如图 7 所示。

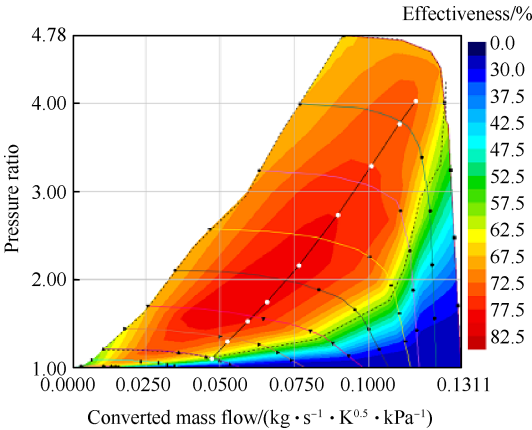


Fig. 7 Compressor altitude characteristic diagram under full load condition

根据压气机和涡轮的平衡关系,对涡轮 MAP 进行匹配,使涡轮和压气机达到功率平衡,全负荷工况涡轮海拔特性图如图 8 所示。

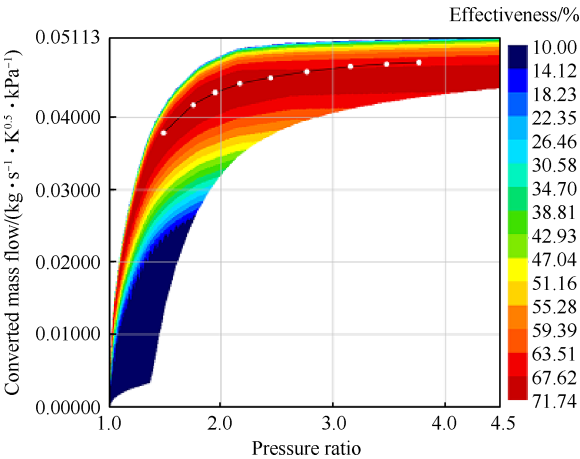


Fig. 8 Turbine altitude characteristic diagram under full load condition

2.3 变海拔匹配

随着海拔高度的上升,空气的压力、密度和温度会随之降低,在特定环境下测得的压气机通用曲线也会受到影响,因此需要对发动机与增压器进行变海拔匹配计算,使得增压发动机能够适应不同海拔环境的工况。

为了使得同一增压器的通用特性曲线可以在各种大气环境下通用,通常会利用相似理论计算折合流量和折合转速来绘制增压器的通用特性曲线。在研究气体流动过程时,一般会忽略气体自身的重力

而考虑气体的压缩性和黏性等因素,因此绘制增压器通用特性曲线的关键便是马赫数和雷诺数相等。但是随着海拔高度的升高,空气密度逐渐降低,雷诺数减小,气体黏性力作用不可忽略,此时根据马赫数相似计算出的增压器通用特性曲线会失真。可以利用进口雷诺数修正增压器通用特性曲线的方法来解决上述问题,该方法主要针对流量、压比以及效率进行了修正,修正后的压气机通用特性曲线仍用折合流量和折合转速来表示。

增压器的绝热效率 η_c 和雷诺数 Re 的关系如下式所示,其中沿程阻力系数用光滑区的布拉修斯公式表示。

$$\frac{1 - (\eta_c)_h}{1 - (\eta_c)_0} = \left(\frac{Re_0}{Re_h} \right)^{0.25} \quad (1)$$

式中下标0和 h 表示所处海拔高度。

高海拔地区温度对于雷诺数的影响不能忽略,因此

$$\frac{Re_0}{Re_h} = \frac{(p_1)_0 (\sqrt{T_1})_h}{(p_1)_h (\sqrt{T_1})_0} \quad (2)$$

式中 p_1 表示压气机进口压力; T_1 表示压气机进口温度。

压气机通用特性曲线图中的折合流量 q_{mc} 计算公式如下

$$\frac{(q_{mc})_h}{(q_{mc})_0} = \frac{(q_m)_h}{(q_m)_0} \cdot \frac{(\sqrt{T_1})_h}{(\sqrt{T_1})_0} \cdot \frac{(p_0)_0}{(p_1)_h} \quad (3)$$

$$q_{mc} = q_m \frac{p_{ref}}{p_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_{ref}}} \quad (4)$$

式中 q_m 为实际流量; p_{ref} 为地面参考压力; p_0 为压气机进口压力; T_0 为压气机进口温度; T_{ref} 为地面参考温度。

在同一条折合转速线上,压比 π_c 计算公式如下

$$k_1 = \frac{\phi_h}{\phi_0} = \sqrt{\frac{\psi_h}{\psi_0}} \quad (5)$$

$$k_2 = \frac{\psi_h}{\psi_0} = 0.5 + 0.5 \frac{(\eta_c)_h}{(\eta_c)_0} \quad (6)$$

$$k_3 = \frac{(\mu_c)_h}{(\mu_c)_0} = \frac{\psi_h}{\psi_0} \cdot \frac{(\eta_c)_0}{(\eta_c)_h} \quad (7)$$

$$(\pi_c) = [1 + k_1 k_2 k_3 ((\pi_c)_0^{\frac{k-1}{k}} - 1)]^{\frac{k}{k-1}} \quad (8)$$

式中 k_1 为流量系数比; k_2 为压头系数比; k_3 为功率系数比; k 为绝热系数; ϕ 为流量系数; ψ 为压头系数; μ_c 为功率系数。

根据进口雷诺数修正增压器MAP图的方法对压气机的通用特性曲线图进行修正,得到修正后的曲

线能够满足各个海拔工况的需求,并根据曲线修改仿真模型中的相关模块。

选取5个无人机的典型工况如表3所示,在0~8km海拔下,以1km为梯度进行无人机的5个典型工况的增压匹配计算,计算结果如表4示。

Table 3 Typical working conditions of UAV

Case	Engine speed/(r/min)
1	2100
2	2030
3	1910
4	1770
5	1670

Table 4 Calculation results of power recovery with altitude for 5 working conditions (kW)

Altitude/km	Case 1	Case 2	Case 3	Case 4	Case 5
1	717	671	579	463	404
2	719	670	577	469	402
3	714	663	570	462	400
4	710	664	579	469	405
5	699	648	567	455	392
6	687	637	532	416	353
7	644	592	507	398	324
8	586	539	468	360	294

根据表4的计算结果可得,通过变海拔匹配,增压发动机在4km海拔下通过调整废气旁通阀开度能够恢复功率至地面功率,4km海拔以上时功率也可以恢复至较高水平。各个海拔工况下,压气机与发动机联合运行线均处于压气机工作的高效区内,并与喘振线、阻塞线及最高限制转速线均有较大裕度。计算结果表明,经过变海拔匹配后的增压器满足发动机功率恢复需求。

3 增压发动机控制参数设计与研究

本文研究的目的是实现星型发动机在8km海拔内不同程度的功率恢复,因此需要对增压发动机进行进气量控制,从而实现增压压力控制的目的。废气旁通阀技术由于其可靠性高,被广泛应用于增压控制。

本文基于增压匹配后的星型发动机,研究其不同海拔工况下废气旁通阀对涡轮功率、压比和发动机性能的影响,设计废气旁通阀开度控制策略以实现增压压力的调节。在此基础上对发动机点火和喷油控制参数进行优化研究。

3.1 废气旁通阀开启策略

当发动机在不同海拔高度的工况下运行时,通过调节废气旁通阀的开度,可以调整进入涡轮的废气量从而改变压气机的性能,达到增压压力控制、发动机高空功率恢复的目的^[18-20]。

基于前文建立的增压发动机模型,选取 5km 和 8km 海拔时的无人机典型工况 1 和 3 为研究对象进行仿真计算,各工况下废气旁通阀开度对涡轮功率和压比的影响如图 9 所示。

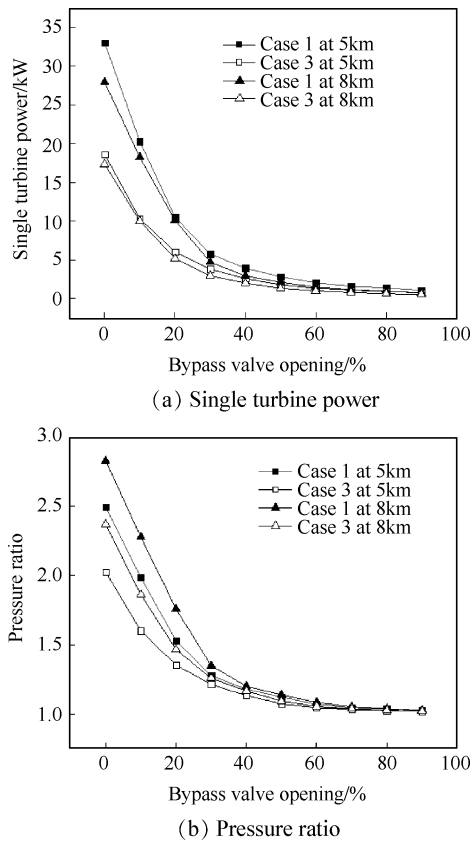


Fig. 9 Effects of bypass valve opening on turbine power and pressure ratio

计算结果表明,同一海拔高度下,随着废气旁通阀开度增大,涡轮功率和压比随之降低,发动机在高转速大负荷时涡轮功率较高,压比也较大。同一负荷工况下,涡轮功率随海拔的升高而降低,而压比随着海拔的升高而增大。

废气旁通阀开度对增压发动机性能的影响规律如图 10 所示。

计算结果表明,在同一海拔高度下,随着废气旁通阀开度增大,发动机的平均有效压力、功率随之降低,燃油消耗率随之升高。旁通阀开度较小时,旁通阀的流量随开度变化较为明显,因此在旁通阀开度较小时,发动机性能变化显著,开度较大时,发动机

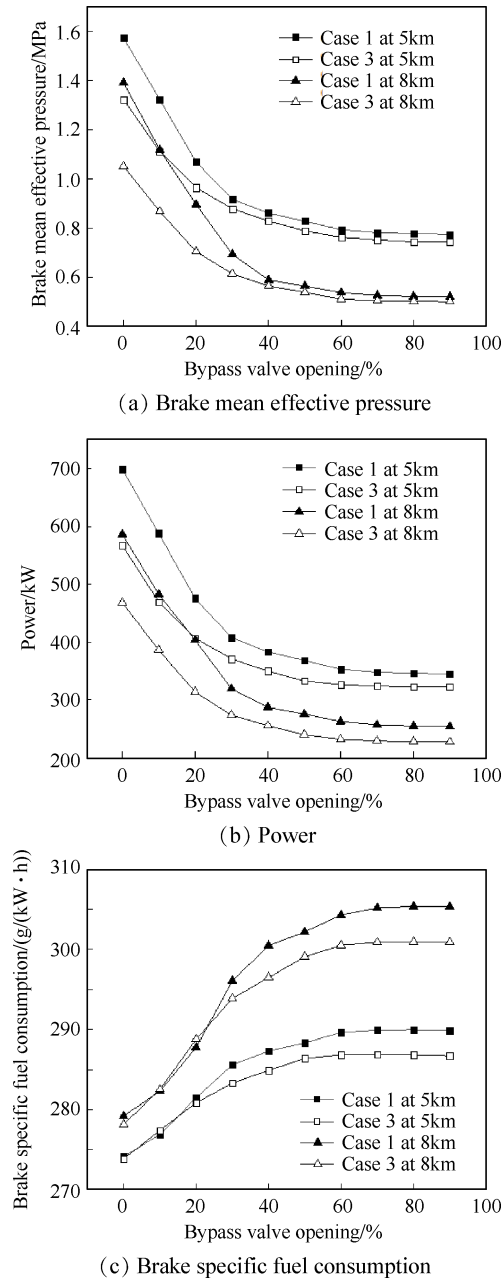


Fig. 10 Effects of wastegate valve opening on engine performance

性能变化较为平缓。在同一负荷工况下,低海拔时发动机的平均有效压力和功率高于高海拔时,燃油消耗率低于高海拔时。

基于废气旁通阀开度对发动机性能影响规律的研究,设计不同海拔工况下基于旁通阀开度的增压压力控制策略。各海拔下额定工况增压恢复目标如表 5 所示。

基于增压发动机模型,通过设置各个海拔高度下不同废气旁通阀开度梯度进行仿真计算,得出在不同海拔高度下满足发动机功率恢复指标的同时考虑发动机经济性的最优废气旁通阀开度 MAP,如图 11

Table 5 Power recovery target

Altitude/km	Power recovery factor/%	Power recovery target/kW
0	100	703
1	96	675
2	92	647
3	88	619
4	83	583
5	78	548
6	73	513
7	67	471
8	60	422

所示;据此 MAP,发动机在额定工况下(2100r/min,节气门全开)的高空特性图如图 12 所示,其中功率恢复目标为该海拔高度下的最低功率指标。

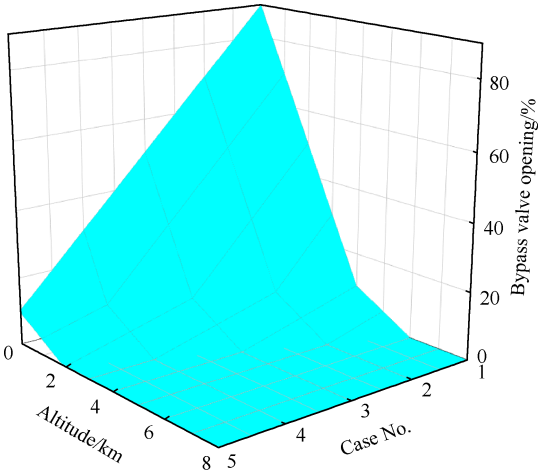


Fig. 11 Bypass valve opening MAP

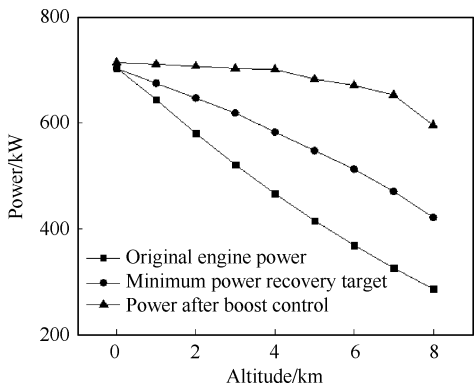


Fig. 12 High altitude characteristic diagram of engine

计算结果表明,在高海拔工况时由于发动机排气能量不足,为了获得更好的增压效果,废气旁通阀开度为零;在低海拔工况时,发动机排气能量较大,因此以废气旁通阀的开度增大来避免过度增压损伤发动机和增压器。海拔高度越低,发动机负荷越大,废气旁通阀的开度越大,增压程度越低。基于该控

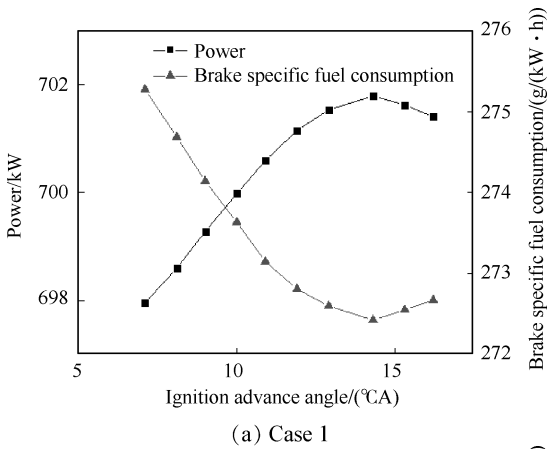
制策略,发动机能够在 4km 海拔下维持地面功率,在 4km 海拔上也能满足最低功率恢复指标并留有较多的功率裕度,在 8km 海拔高度时功率恢复到地面功率的 83%,较原机 8km 海拔高度功率提升了 90%,可很好地满足功率恢复需求。

3.2 点火喷油参数研究

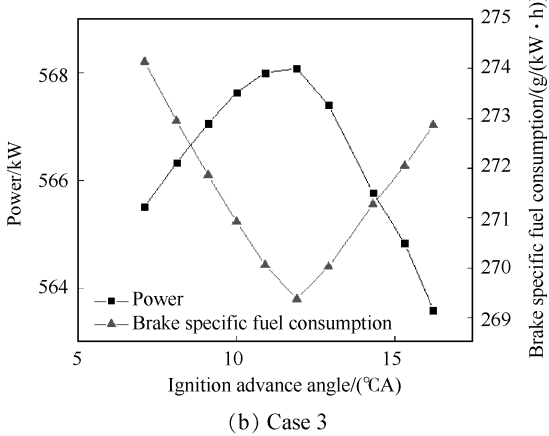
发动机进行增压匹配后,原机的点火喷油参数不能保证其仍处于最佳的工作状态中,因此需要对增压发动机的点火喷油等相关参数进行重新优化。

3.2.1 点火提前角优化

点火提前角是影响发动机每个工作循环中燃烧放热的关键参数,点火提前角过大或过小都会影响发动机的整机动力经济性能。图 13, 14 为 5km 和 8km 海拔高度下典型工况 1 和工况 3,点火提前角对发动机性能的影响规律。



(a) Case 1



(b) Case 3

Fig. 13 Effects of ignition advance angle on engine performance at 5km

如图 13, 14 所示,当发动机处于同一海拔、同一负荷工况下,随着点火提前角的增大,发动机功率先增大后减小,燃油消耗率先减小后增大,二者分别在同一个点火时刻取得最值。当点火提前角较小时,发动机燃烧放热率重心偏后,等容率低,热效率低,

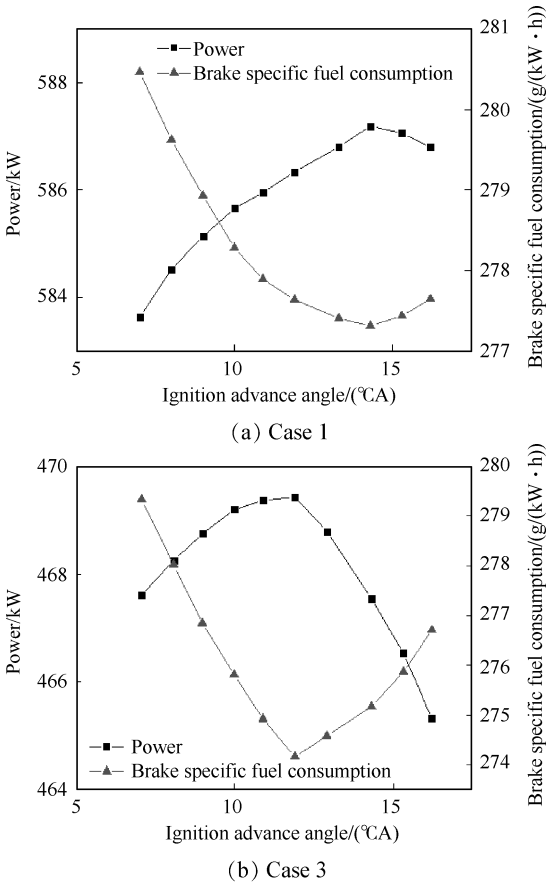


Fig. 14 Effects of ignition advance angle on engine performance at 8km

因此发动机功率较低、燃油消耗率较高。随着点火提前角的增大,发动机燃烧放热率重心前移,因此发动机热效率变高,功率逐渐上升,燃油消耗率逐渐降低,但当点火提前角超过临界值之后,活塞负功上升,热效率开始下降,功率降低,燃油消耗率开始上升。以 5km 海拔工况 1 为例,选取 14.3°CA 点火提前角时,功率达到最大值 701kW,燃油消耗率达到最小值 272.5g/(kW·h)。

根据仿真计算得出的结果,得出各个海拔工况下增压发动机最优点火提前角,设计点火提前角的控制策略 MAP,如图 15 所示。

3.2.2 循环供油量优化

当发动机的进气量一定时,循环喷油量的大小决定了缸内混合气浓度的大小,这对发动机的缸内燃烧产生了很大影响。因此研究循环喷油量对改善发动机动力性和经济性具有重要意义。研究选取 5km 和 8km 下发动机典型工况 1 和工况 3 进行仿真计算,计算结果如图 16,17 所示。

计算结果表明,当循环喷油量较小,空燃比较大时,缸内混合可能会超过发动机的稀燃极限从而导

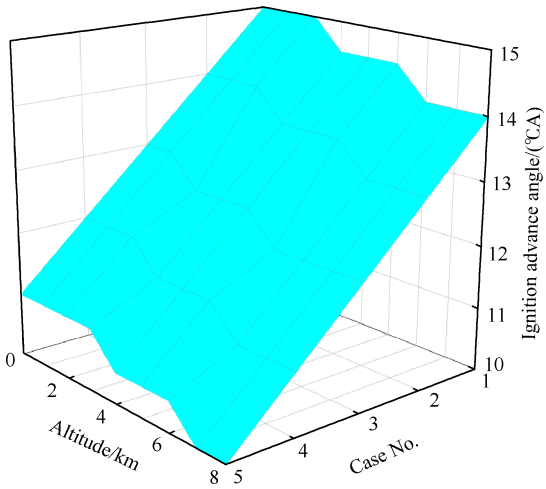


Fig. 15 Ignition advance angle MAP

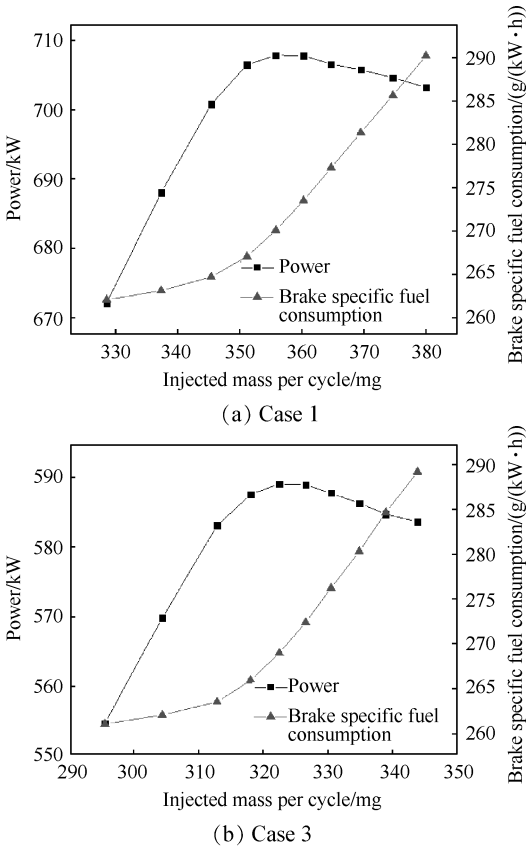


Fig. 16 Effects of injected mass per cycle on engine performance at 5km

致缸内燃烧不稳定,此时发动机的功率较小,但发动机的燃油消耗率较低,经济性较好。当循环喷油量逐渐增大,空燃比逐渐减小,发动机的功率逐渐增大,但是当循环喷油量增加到一定量之后,由于缸内混合气过浓,影响燃烧效果,发动机功率开始下降,燃油消耗率也会不断上升。以 5km 海拔工况 1 为例,选取 355mg 左右的循环喷油量时,发动机的动力性达到最佳,此时油耗为 270g/(kW·h)。

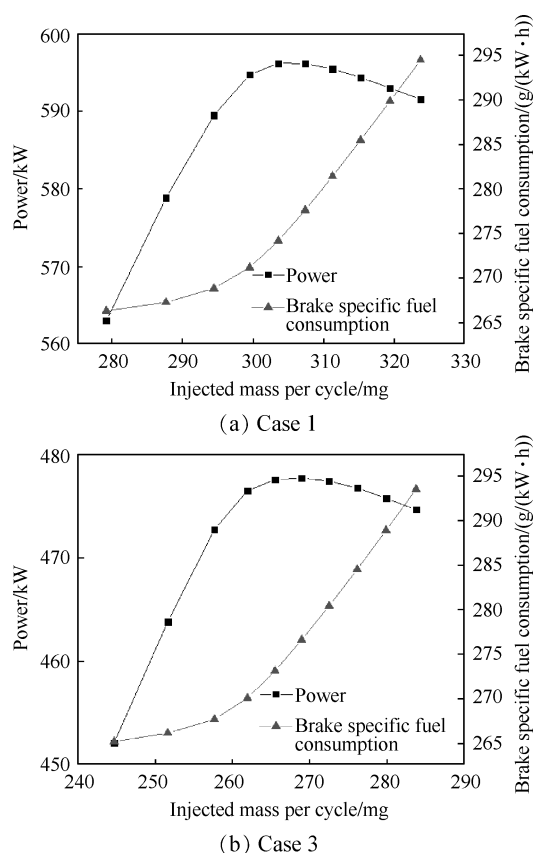


Fig. 17 Effects of injected mass per cycle on engine performance at 8km

根据仿真计算得出的结果,得出各个海拔工况下增压发动机最佳循环喷油量,设计循环喷油量的控制策略 MAP,如图 18 所示。

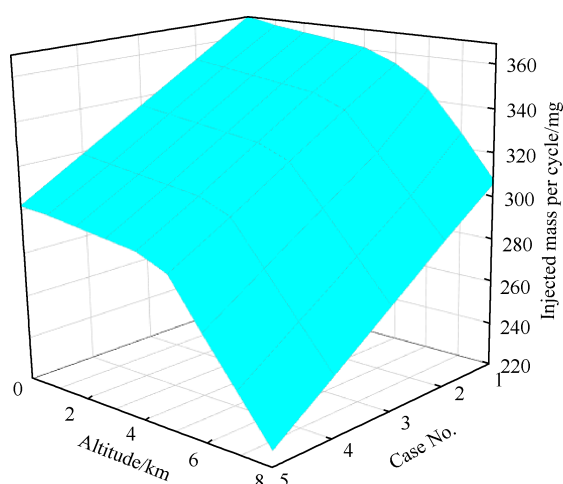


Fig. 18 Injected mass per cycle MAP

4 结 论

本文通过研究,得出如下结论:

(1)通过匹配二级废气涡轮增压系统,设计双流

道涡轮的脉冲增压方案,修正压气机 MAP 以适应各海拔工况环境,可以保证增压器在 0~8km 各个海拔工况高效运行,提高发动机功率。

(2)通过研究不同海拔不同工况下废气放气阀开度对于发动机和增压系统的影响规律,设计放气阀开度控制策略,合理控制增压程度以达到理想的高空功率恢复效果。发动机能够在 4km 海拔高度维持功率不发生衰减,在 8km 海拔高度达到地面功率的 83%,较原机 8km 海拔高度功率提升了 90%。

(3)针对增压后的星型发动机进行喷油和点火控制参数的优化研究,分析得到了喷油点火参数对于增压发动机性能的影响规律,可为增压发动机变海拔的参数匹配优化提供一定参考。

参考文献

- [1] 张 鸿,郭海丁. 某型星形活塞发动机主连杆强度分析[J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 46-49.
- [2] 秦 博,王 蕾. 无人机发展综述[J]. 飞航导弹, 2002(8): 4-10.
- [3] 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(4): 10-12.
- [4] 何义团,马朝臣,吕 伟,等. 径流式二级增压系统的喘振分析与试验研究[J]. 船舶工业, 2007, 29(S2): 38-40.
- [5] 尹 君. 小型航空进气道喷射二冲程涡轮增压发动机的仿真分析及改进研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2014.
- [6] 宋学忠,付薛洁,高举成. 发动机废气涡轮增压器控制方式分析[J]. 内燃机与配件, 2014(2): 27-32.
- [7] 张 朔,赵振峰,董雪飞,等. 二冲程航空活塞发动机增压匹配研究和优化[J]. 兵工学报, 2020(1): 135-142.
- [8] 徐 斌,梁郑岳. 活塞发动机高空动力恢复方法的探索[J]. 航空动力学报, 2009, 24(8): 1736-1740.
- [9] 丁昌露. 二冲程航空活塞发动机涡轮增压匹配及性能仿真[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
- [10] 吴兆汉,汪长民. 内燃机设计[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1989.
- [11] 蒋德明. 内燃机的涡轮增压[M]. 北京: 机械工业出版社, 1986.
- [12] 徐 斌,夏绍军,杨世春,等. 航空活塞发动机两级增压匹配方法[J]. 航空动力学报, 2012, 27(3): 496-500.
- [13] 谢海江,李华雷,邢卫东. 基于变海拔功率恢复的增压系统匹配计算研究[J]. 车用发动机, 2017(3): 82-87.
- [14] 徐 斌,魏 玲,赵 鹏. 活塞式航空发动机二级涡

- 轮增压系统匹配分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(5): 551-554.
- [15] LIU Yan-bin, ZHUGE Wei-lin, ZHANG Yang-jun, et al. A Matching Method for Two-Stage Turbocharging System[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2015, 137(2).
- [16] Hashmi K, Radhakrishna D. Prediction of High Altitude Performance for UAV Engine[R]. *SAE Technical Paper* 2015-26-0207.
- [17] Williams A, Baker A, Garner C, et al. Turbo-Discharging Turbocharged Internal Combustion Engines[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part D Journal of Automobile Engineering*, 2013, 227(1): 52-65.
- [18] 鲍梦瑶, 丁水汀. 基于模型的废气涡轮增压与发动机匹配[J]. 推进技术, 2012, 33(6): 847-852. (BAO Meng-yao, DING Shui-ting. Model-Based Research on Matching Exhaust Turbocharger and Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(6): 847-852.)
- [19] Wu B, Han Z, Yu X, et al. A Method for Matching Two-Stage Turbocharger System and Its Influence on Engine Performance[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2019, 141(5).
- [20] Zhang H, Li H, Li M, et al. Study on the Regulation Boundary for Two-Stage Turbocharging System at Different Altitudes[R]. *ASME GT* 2017-63923.

(编辑:梅 瑛)