

文章编号:1000-8055(2011)11-2534-09

航空活塞发动机涡轮增压系统的安全边界研究

丁水汀, 鲍梦瑶, 杜发荣

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 针对高空长航时无人机的动力性和安全性要求, 首先应用 MATLAB/Simulink 对某型一级航空活塞发动机涡轮增压系统建立联合仿真模型. 模型主要分为四部分: 涡轮增压器模型、发动机平均值模型、中冷器模型和废气阀模型, 并根据实验数据对仿真结果进行了校核, 确保模型的可行性. 在此基础上从整个系统的角度出发研究活塞发动机涡轮增压系统的安全边界, 通过发动机级的安全边界要求给出增压器级的安全要求, 同时分析主要参数对系统安全性的影响. 最后, 建立基于安全边界的废气阀的调节规律, 使整个活塞发动机涡轮增压系统运行在安全边界之内. 结果表明: 基于模型的活塞发动机涡轮增压系统的安全边界研究方法可以给出系统安全运行边界, 同时可以在保证安全的前提下为下一步改善发动机涡轮增压系统的性能提供依据, 进一步在设计阶段确保系统的安全性.

关 键 词: 发动机; 涡轮增压; 安全边界; 仿真; 平均值模型

中图分类号: V234

文献标志码: A

Safety margins analysis on turbocharging system in aircraft piston engine

DING Shui-ting, BAO Meng-yao, DU Fa-rong

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: Aiming to safety and power requirements for unmanned aerial vehicle (UAV) during high altitude long endurance, a simulation model was initially established for a certain aircraft piston turbocharger engine through using the MATLAB/Simulink. The model was constituted by four parts: turbocharger model, mean value engine model, intercooler model and waste gate model. The feasibility of model was verified by empirical data. Then, according to analysis safety margin of turbocharger engine level, the safety requirement for turbocharger engine was proposed, and the impact of key parameters on system safety have been researched. Finally, based on safety margins principles for waste gate was demonstrated, which made the whole turbocharger system of aircraft piston engine performed within the safety margins. The result indicates that the model-based research on turbocharger engine system can obtain safety margin of system, provide reference for further improvement of turbocharger engine system at an acceptable safety level, and ensure the safety requirement during design period.

Key words: engine; turbocharger; safety margin; simulation; mean value engine model

收稿日期:2011-06-25; 修订日期:2011-08-28

基金项目:航空发动机复杂系统安全性教育部长江学者创新团队(IRT0905)

作者简介:丁水汀(1967—),男,辽宁铁岭人,教授、博士生导师,博士,主要从事燃气轮机热端旋转部件流动与换热机理研究、航空发动机适航性设计与验证技术的研究.

发动机是无人机的动力系统,其安全性直接影响无人机系统安全,有着极其重要的地位.目前我国已定型的小型航空无人机常采用二冲程活塞式汽油机,具有体积小、升功率高的特点,能够满足中低空无人机和中小型高空无人机的使用要求.但是近年来,一方面随着小型航空无人机巡航时间的增加,发动机转速和强化指标的提高,二冲程汽油机受到气缸数和冷却的限制,高空功率恢复较为困难,同时受进排气过程不完善造成油耗率较高,无法满足中高空长航时的要求,因此需要进行四冲程涡轮增压汽油机的研究.另一方面,无人机系统事故频发,美国国防部(United States Department of Defense,简称 DoD)分析报告显示无人机系统失效概率是 F16 飞机的 50 倍,是一般通用航空器的 100 倍.75%~85% 的失效由设备失效造成,发动机系统失效占 37%,发动机的安全性成为设计及验证的难点^[1-2].而发动机增压器不匹配会引起多种负面效应,如:燃油消耗率无法满足设计要求,压气机、涡轮的喘振阻塞以及整个增压器的间接失效,都可能导致涡轮叶片的扭曲,变形和腐蚀,或对发动机零部件和进排气系统产生热损害,从而导致整个发动机系统的失效^[3].综合两方面因素,需要进行涡轮增压发动机安全性的研究.

目前,国外 FAR33《Airworthiness Standards: Aircraft Engines》^[4]和国内 CCAR33《航空发动机适航规定》均规定采用实验或者分析的方法来表明发动机设计的安全性^[5].国外学者通过研究发动机安全边界,分析能够安全工作参数最大容许范围,从而确保发动机的安全性.实践证明,发动机的安全性必须从整个系统的角度进行研究,由发动机运行的安全边界要求,给出涡轮增压系统运行的安全边界要求^[6].

本文首先采用模块化结构,首先建立了发动机涡轮增压系统联合仿真模型;其次研究不同海拔特性下发动机涡轮增压系统的安全边界,分析主要参数如压气机压比 π_c ,流量 q_{mc} ,平均排气温度 T_t 等对系统安全的影响,建立基于安全边界要求的废气阀开度变化规律,从而确保涡轮增压系统满足安全设计.

1 发动机涡轮增压系统联合仿真模型

发动机涡轮增压系统工作原理是先将经压气机增压后的空气进入稳压箱,分两路向发动机两

侧的气缸供气,发动机废气从各缸排出后,经各支管汇集到总管驱动涡轮.同时有一旁路直接从总管联接接到涡轮后,在旁路上装有废气阀,控制废气阀以调节发动机的高空特性.系统示意图如 1 所示.

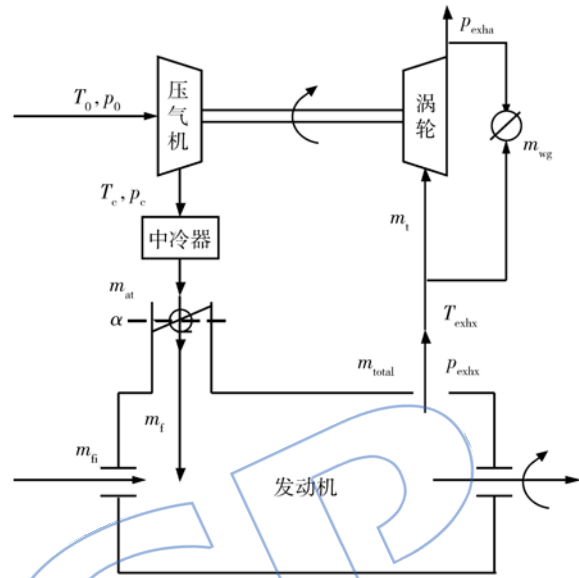


图 1 发动机涡轮增压系统示意图

Fig. 1 Turbocharger engine schematic block diagram

发动机涡轮增压系统联合仿真模型包括:涡轮增压器模型(压气机和涡轮)、发动机平均值模型、中冷器模型和废气阀模型^[7].

1.1 涡轮增压器模型

1.1.1 涡轮增压器增压参数确定

压气机空气流量为

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

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, α 为发动机过量空气系数, η_s 为发动机扫气系数, L_0 为化学计量空燃比.

四冲程发动机空气流量为

$$G_c = \frac{n V_h \rho_c \eta_v \eta_f}{120} \quad (2)$$

式中 V_h 为气缸工作容积, ρ_c 为增压空气密度, η_v 为容积效率.

压气机压比为

$$\pi_c = \left(\frac{\rho_c}{\rho_0} \right)^{\frac{1}{1-\lambda}} \quad (3)$$

式中 ρ_0 为大气空气密度, η_η 为压气机多变效率, λ 为 0.286.

1.1.2 涡轮增压器控制目标模型

稳压箱随发动机工况、节气门开度 0%~115%

变化对应的目标增压压力作为增压器增压目标^[8-9],建模中常用节气门开度为25%~115%,如图2所示。

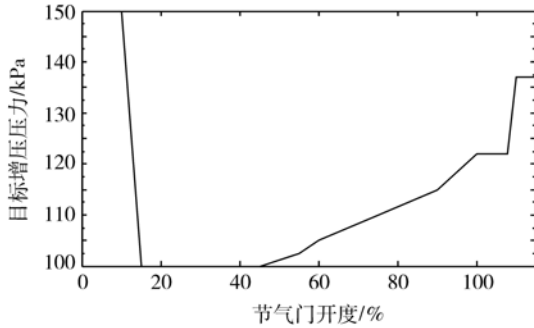


图2 稳压箱目标压力控制曲线

Fig. 2 Targeted pressure control curve for airbox

1.1.3 涡轮增压器匹配模型

涡轮增压器系统由压气机、废气涡轮共同组成.涡轮增压器的运转特性根据转子速度,流量和压比插值得到,按照压气机与涡轮匹配原则建立涡轮与压气机能量平衡、流量平衡及转速相等三个条件关系

$$W_t \cdot \eta_{tcm} = W_c \quad (4)$$

$$q_{mt} + q_{wg} = q_{mc} + q_f \quad (5)$$

$$n_t = n_c \quad (6)$$

涡轮提供功率和压气机消耗功率为

$$W_c = \frac{1}{\eta_c} q_{mc} \frac{\kappa}{\kappa - 1} R T_0 \left[(\pi_c)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right] \quad (7)$$

$$W_t = \eta_t q_{mt} \frac{\kappa}{\kappa - 1} R T_t \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_t} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right] \quad (8)$$

式中 W_t 为涡轮提供功率, W_c 为压气机消耗功率, η_{tcm} 为涡轮增压器的机械效率, q_{mt} 为涡轮质量流量, q_{wg} 为废气阀质量流量, q_{mc} 为压气机质量流量, q_f 为燃油质量流量, η_t 为涡轮等熵效率, η_c 为压气机等熵效率, n_t 为涡轮转速, n_c 为压气机转速, π_t 为膨胀比, π_c 为增压比, R 为气体常数, κ 为等熵指数, T_t 为涡轮前温度, T_0 为环境温度。

1.2 发动机平均值模型

Elbert Hendricks 的发动机平均值模型 (mean value engine model, 简称 MVEM) 是一种较成熟的动态模型, 经过发展主要包括进气歧管动力学模型、油膜动力学模型和扭矩模型^[10]. Crossley 和 Cook 采用 MATLAB 建立了基于平均值模型四缸内燃机模型^[11]. 本文在此基础上根据涡轮增压发动机各工作系统物理意义进行必要简化和修正, 从而进行模拟和仿真分析。

1.2.1 进气歧管动力学模型

以节气门空气流量和发动机的转速为输入量, 以发动机进气歧管内气体状态参数和最终进入气缸的空气流量为输出量, 发动机进气质量流量为

$$q_{me} = \frac{V_h}{30 \tau R T_{in}} \phi_c Z n p_{in} \quad (9)$$

式中 q_{me} 为进入气缸的气体质量流量, Z 为发动机气缸数, ϕ_c 为充量系数, n 为发动机转速, τ 为冲程数, p_{in} 为发动机进气压力, T_{in} 为发动机进气温度。

1.2.2 油膜动力学模型

燃油进入气缸一部分直接形成燃油蒸气随空气进入气缸燃烧, 另一部分则附着在进气歧管壁上形成油膜, 油膜再逐渐蒸发形成燃油蒸气进入气缸. 由于燃油的蒸发是时变过程, 采用微分方程建立油膜状态方程为^[12]

$$\begin{cases} \dot{m}_{fi} = (-m_{fi} + x m_{fi}) / \tau_f \\ m_{fi} = (1 - x) m_{fi} \\ m_{fi} = m_{fi} + (m_{fi} / \tau_f) \end{cases} \quad (10)$$

式中 m_{fi} 为进气管壁上当前油膜质量, τ_f 为蒸发时间常数, m_{fi} 为喷油器出口燃油质量流量, x 为燃油喷射沉积比例系数, m_{fi} 为喷出即蒸发的燃油质量流量, m_{fi} 为进入气缸的燃油质量流量. 油膜蒸发时间常数 τ_f 和燃油喷射沉积比例系数 x 通过实验标定给出, τ_f 取值范围为 0.25~0.5 s^[12].

1.2.3 平均排气温度模型

平均排气温度即涡轮前温度代表发动机气缸热负荷的大小, 根据热力学第一定律建立内燃机工作循环的热平衡方程为

$$q_f H_u - Q_w - P = (q_{mc} + q_f) c_{p0} T_t - q_{mc} c_{pi} T_{in} \quad (11)$$

进而求解平均排气温度

$$T_t = T_{in} + K_r (1 + q_{mc} / q_f) \quad (12)$$

式中 H_u 为燃油的低热值, Q_w 为单位时间冷却水带走的热量, P 为发动机的有效功率, c_{pi} 为进气工质的比定压热容, c_{p0} 为排气工质的比定压热容, K_r 为排气温度因子。

1.2.4 扭矩模型

简化模型, 发动机输出扭矩和摩擦力为

$$T_{iq} = P(9550/n) \quad (13)$$

$$f = 75 + 0.048n + 0.4v_m^2 \quad (14)$$

式中 f 为平均摩擦压力, v_m 为活塞平均速度。

1.3 中冷器模型

中冷器基本性能参数温降系数和压力损失的

经验公式^[13-14]为

$$\eta_{\text{kw}} = \frac{T_c - T_s}{T_c - T_{\text{cw}}} = \frac{\Delta T_s}{T_c - T_{\text{cw}}} \tag{15}$$

$$\eta_{\text{rx}} = (p_c - \Delta p_x)/p_c \tag{16}$$

$$\Delta p_x = p_c - p_s = \eta_f q_{\text{mc}}^2 / \rho_c \tag{17}$$

式中 p_s 为中冷器出口压力, p_c 为压气机出口气体压力, T_s 为中冷器出口温度, T_{cw} 为冷却介质进口温度, η_f 为压力损失系数, η_{kw} 为温降系数, η_{rx} 为液力效率, 一般情况下冷却损失在 3~5 kPa.

1.4 废气阀模型

由废气阀静态工作特性确定流量与废气阀开度之间的函数关系. 假设流出废气阀的气体是不可压缩的理想气体, 废气阀前后气体温度、流动方式均不变. 调节阀的工作流量特性函数式为

$$\frac{q_v}{q_{v100}} = \frac{1}{\sqrt{1 + \phi((1/K_v^2) - 1)}} \tag{18}$$

式中 $\phi = \Delta p_{r100} / \Delta p_{s0}$, Δp_{r100} 为阀门全开时调节阀的压力损失, Δp_{s0} 为整个管路系统的压力损失, $K_v = f(k)$, $k = k_0 / k_{100}$ 为废气阀开度.

2 模型仿真与实验对比分析

2.1 模型

增压系统不但决定了增压发动机的主要性能, 且决定增压发动机的许多特性, 如扭矩特性、喘振、潜在失效原因等等. 本文采用水平对置 4 缸化油器式 Rotax 14 发动机为母型机^[5], 该发动机采用

一级增压, 工作海拔高度 0~6000 m, 是轻型无人机上较为常用的活塞式航空发动机. 根据国际标准大气数据和发动机连接管路及中冷器对气动上产生的阻力损失, 可计算出增压比为 2.532, 本设计中选择增压比为 2.6. 发动机对增压器约束条件如表 1 所示. Rotax 914 发动机主要参数如表 2 所示.

将上述数学模型在 MATLAB/Simulink 环境下建立发动机涡轮增压系统联合仿真模型, 如图 3 所示, 模型说明如表 3 所示. 从而进一步研究发动机涡轮增压系统的安全边界.

表 1 增压器主要技术参数
Table 1 Technical parameters of turbocharger

技术参数	数值
最高转速/(r/min)	160 000
最大压缩比	2.6

表 2 发动机主要技术参数
Table 2 Technical parameters of engine

技术参数	数值
缸径×行程/(mm×mm)	79.5×61
总排量/L	1.211
最大功率/kW	84.5
最大扭矩/(N·m)	144
最高转速/(r/min)	5 800
运行临界高度/m	4 880

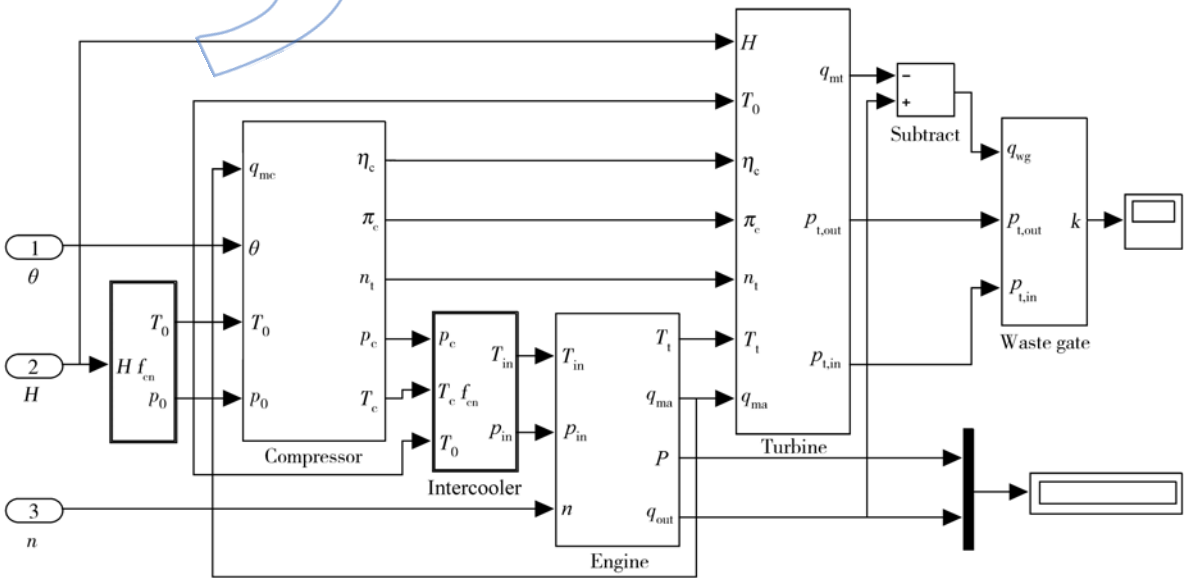


图 3 发动机和涡轮增压器匹配模型
Fig. 3 Turbocharger and engine matching model

2.2 仿真和实验对比分析

将模型地面运行工况仿真结果与 Rotax 914 发动机实验数据进行对比验证. 图 4、图 5 给出发动机节气门开度 115% 起飞工况, 功率及扭矩变化的实验值和仿真值. 可以看出^[14-16], 该模型与原机模型数据基本拟合, 具有一定的可信性.

表 3 仿真模型主要符号说明

Table 3 Description of the main symbols

符号	说明
θ	节气门开度(%)
H	海拔高度(m)
n	发动机转速(r/min)
T_0	环境温度(K)
p_0	环境压力(Pa)
T_c	压气机出口温度(K)
p_c	压气机出口压力(Pa)
T_{in}	中冷后发动机进气温度(K)
p_{in}	中冷后发动机进气压力(Pa)
q_{mc}	压气机质量流量(kg/s)
η_f	压气机等熵效率
π_c	压气机压比
n_t	增压转子转速(r/min)
q_{mt}	涡轮质量流量(r/min)
q_{ma}	发动机进口质量流量(kg/s)
q_{out}	发动机出口质量流量(kg/s)
q_{wg}	废气阀质量流量(kg/s)
T_t	平均排气温度(K)
$p_{t,out}$	涡轮出口压力(Pa)
$p_{t,in}$	涡轮进口压力(Pa)
P	发动机有效功率(kW)
k	废气阀开度(%)

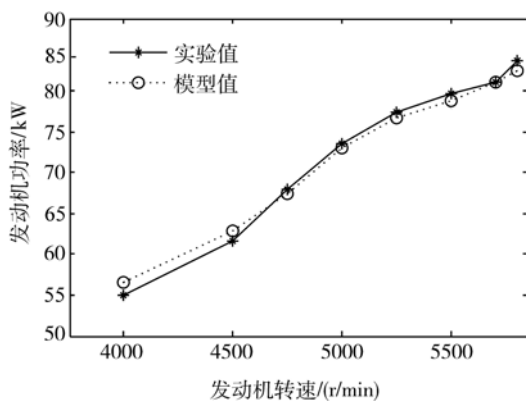


图 4 发动机功率实验仿真数据比较

Fig. 4 Comparison with simulation data of engine power

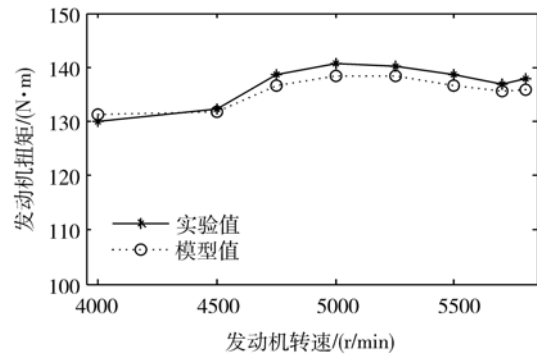


图 5 发动机扭矩实验仿真数据比较

Fig. 5 Comparison with simulation data of engine torque

3 发动机涡轮增压系统安全边界分析

根据 Rotax 914 发动机手册, 发动机主要工作过程分两个工况: 起飞工况和最大巡航工况^[8]. 其中, 起飞工况转速 5 800 r/min, 最大临界高度 2 450 m, 节气门 115% 开度以满足其 5 min 功率 84.5 kW 负荷要求; 最大巡航转速 5 500 r/min, 最大临界高度 4 500 m, 本设计中发动机工作海拔高度有可能超过 Rotax 914 发动机运行临界高度, 故需要在模型的基础上进一步研究飞机主要运行工况下发动机涡轮增压系统的安全边界, 以确保其安全性. 飞机的整体运行工况如表 4 所示.

表 4 飞机主要运行工况

Table 4 Main conditions of aircraft operation

节气门开度/%	发动机转速/(r/min)	飞行状态
115	5 200~5 800	起飞状态
100	5 000~5 500	爬升状态
90	4 800~5 500	巡航状态(高空或高速)
80	4 500~5 500	巡航状态(高空或高速)
70	4 200~5 500	巡航状态(高空或高速)
25	2 500~4 000	下降状态

3.1 发动机级一级安全边界

发动机安全的工作区域被限定在一定的范围内. 增压发动机运行范围和可能的工作区域由几个边界线组成. 如图 6 所示, 其中左侧边界线是发动机的最小稳定转速 $n_{\min}$, 右侧边界是发动机的最大工作转速 $n_{\max}$, 上边界是发动机外特性功率

线,这些边界线组成的为发动机的安全运行边界。当低于左侧边界时可能导致发动机转速波动过大,不能稳定工作;当高于右侧边界时可能受到转速过高引起的惯性力和机械损失增大,工作过程恶化。因此本部分首先研究发动机级的安全运行边界,作为一级安全边界。由发动机级的安全运行边界要求给出增压器级的安全要求。

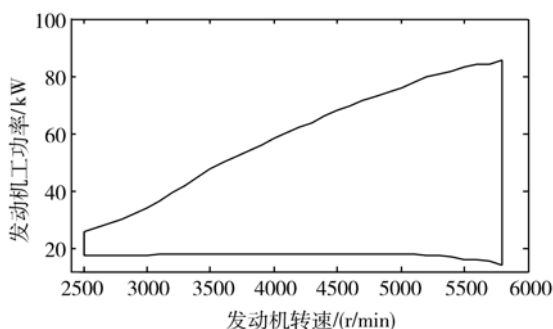


图 6 发动机级一级安全边界

Fig. 6 First-level of engine safety margin

3.2 涡轮增压器二级安全边界

3.2.1 压气机与发动机的适应性安全边界

在满足上述发动机级一级安全边界的前提下,进行涡轮增压器的安全边界分析。本文将发动机耗气特性线与压气机通用特性线相叠合给出压

气机与发动机的适应性安全边界,如图 7 所示。

按照发动机安全设计要求,发动机转速 5800 r/min 的特性线为发动机极限运行边界;发动机转速在 2500~5500 r/min 的特性线覆盖区域为发动机安全区域边界;发动机转速在 5500~5800 r/min 的特性线覆盖区域为发动机预警区域。

由图 7 可见,临界海拔范围内起飞和巡航工况下,发动机耗气特性曲线均包含在压气机工作区域内,且穿过压气机的高效率区,且满足发动机一级安全边界对功率的要求。研究发现发动机的运行线略偏于压气机高效率区的左侧,低速时压气机效率较低容易发生喘振,应该选择较小型号增压器,如 GT15 系列增压器,但 GT15 系列不能满足高空增压器的工作流量范围。因此,经过综合考虑 GT25 系列能够满足 Rotax 914 发动机的要求,以上边界作为压气机与发动机的适应性安全边界。

3.2.2 涡轮与发动机的适应性安全边界

涡轮与发动机的适应性安全边界包括:①要求发动机整个运行范围内涡轮具有较高效率的效率边界;②要求涡轮具有合适的流通能力,以保证提供给压气机所需要的功率的流量边界。图 8 给出发动机不同工况随海拔高度变化的涡轮效率边界,图 9 给出不同工况随海拔高度变化的发动机

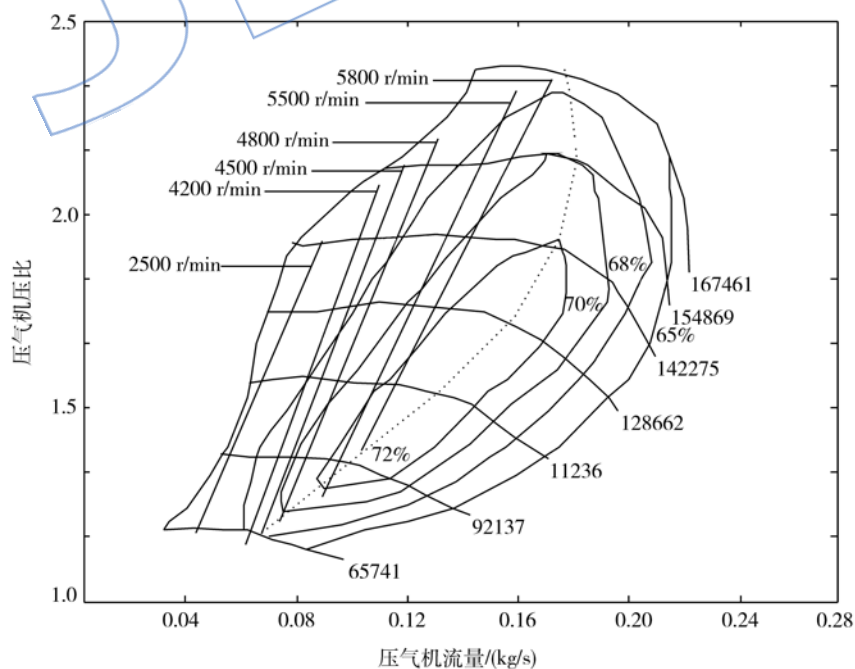


图 7 发动机与压气机适应性安全边界

Fig. 7 Engine and compressor adaptive safety margin

排气流量与涡轮流量边界。

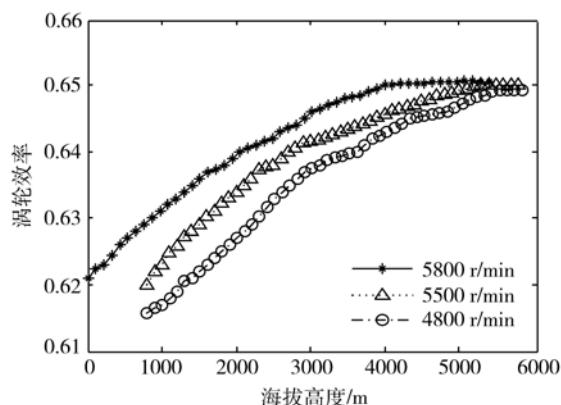


图8 发动机不同工况随海拔高度变化的涡轮效率边界

Fig. 8 Turbine efficiency margin with altitude

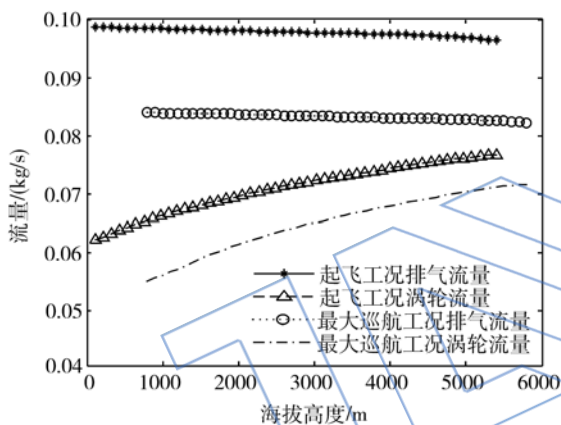


图9 不同工况随海拔高度变化的发动机排气流量和涡轮流量边界

Fig. 9 Engine exhaust flow and turbine flow margins with altitude

由图8可见,整个工作海拔高度区域内,发动机起飞工况和最大巡航工况下,涡轮效率随海拔高度的升高而增加,涡轮保持较高效率且不超过0.651的极限安全边界。在等海拔高度条件下,起飞工况下的涡轮效率最高,由于起飞工况下压气机功率需求更高,要求涡轮较高的速度比,涡轮的膨胀做功更充分,满足设计要求。

由图9可见,起飞工况和最大巡航工况下发动机排气流量随海拔高度的升高而略有降低,而涡轮流量随海拔高度的升高而增大。随海拔高度的升高,为保持原有进气压力,需要压气机提供更大压比,因此流经涡轮的废气流量逐渐增大。同时经过对比,不同工况下发动机排气流量均高于涡轮所需的废气流量,需要采用废气阀调节将多余

废气排入大气,以保证发动机与涡轮的安全运转。

3.3 发动机涡轮增压系统三级安全边界

发动机与涡轮增压系统整体的安全边界,作为第三级安全边界,也是表明设计符合安全的最终目标。第三级安全边界包括:①发动机整个运行范围内排气温度不超过极限边界;②发动机整个运行范围内增压器转速不超过极限边界。

图10可见,整个工作海拔高度区域内不同工况下发动机排气温度随海拔高度的升高基本保持不变且不超过排气温度1023 K的极限安全边界,满足设计要求。

由图11可见,起飞工况下压气机在5200 m左右增压器转速达到最大,为156000 r/min,不超过增压器转速160000 r/min的极限安全边界,且

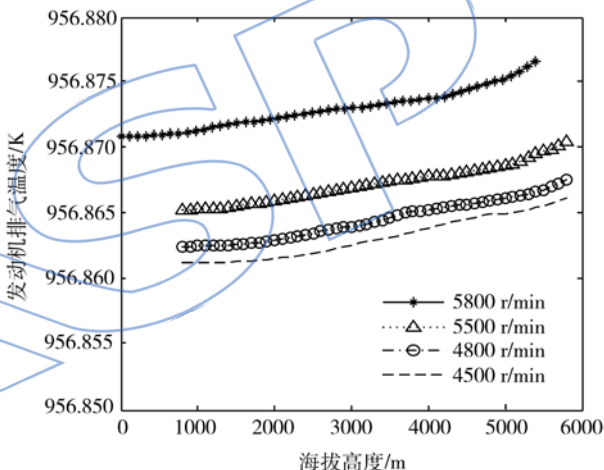


图10 不同工况随海拔高度变化的发动机排气温度边界

Fig. 10 Engine exhaust gas temperature margin with altitude

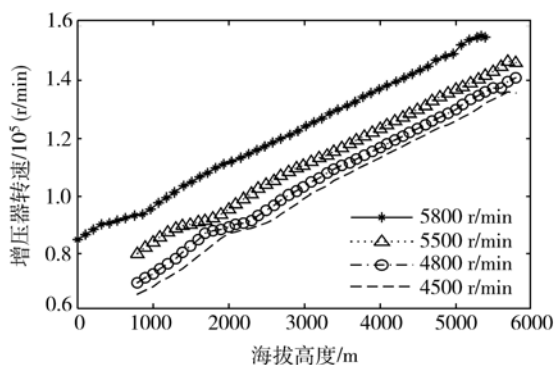


图11 不同工况随海拔高度变化的增压器转速边界

Fig. 11 Turbocharger speed margin with altitude

海拔高度继续上升时增压器转速基本保持不变,由于此时压气机压比达到最大且不再增加,为防止压气机喘振需要通过调节废气阀开度以减少流经压气机的流量。

4 基于安全边界的废气阀调节规律

基于上述三级安全边界的约束限制,给出发动机最大巡航工况下废气阀的调节规律,如图 12 所示。

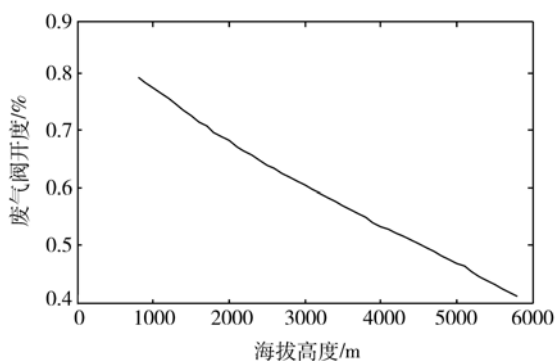


图 12 最大巡航工况下废气阀开度随海拔高度变化调节规律

Fig. 12 Waste gate position margin with altitude at maximum cruise

由图 12 可以看出,最大巡航工况下废气阀开度随海拔高度的升高而减小,由于随海拔高度的升高为保证发动机不同海拔高度下的功率恢复,压气机消耗功率增大,要求涡轮膨胀所作的功增大,因此流经涡轮的燃气流量增加,反之流经废气阀的燃气流量减小。通过仿真结果可以看出废气阀放气规律符合实际情况,使得发动机涡轮增压系统能够运行在安全边界之内且效率较高。

5 结 论

通过上述分析与比较,可以得出以下结论:

1) 根据发动机技术参数及对增压器的限制条件,分析结果表明:本涡轮增压器的选型满足安全设计要求。

2) 根据仿真模型,对发动机涡轮增压系统安全边界进行研究,分析结果表明:发动机耗气特性线包含在压气机特性线范围内,且具有较高工作效率;整个工作海拔高度区域内,发动机起飞工况和最大巡航工况下,涡轮具有较高效率且不超过涡轮效率极限安全边界,发动机排气温度和增压器转速均不超过极限安全边界,发动机涡轮增压

系统运行在安全的工作区域内。

3) 为保证发动机不同海拔下的功率恢复且满足各级安全边界的约束限制,通过调节废气阀开度对流经涡轮的燃气流量合理调节。

4) 本文所述方法为在保证安全的前提下为进一步改善发动机涡轮增压系统性能提供依据,同时对于难以实地实验的高空特性预测提供了一种方法,进一步在设计阶段确保系统的安全性。

参考文献:

- [1] De Garmo M T. Issues concerning integration of unmanned aerial vehicles in civil airspace[R]. US: Federal Aviation Administration, Mitre Corporation Report 04W0000323, 2004.
- [2] Williams K. A summary of unmanned aircraft accident/incident data: human factors implications[R]. US: Federal Aviation Authority, DOT/FAA/AM-04/24, 2004.
- [3] Paul H, Barringer P E. Reliability of critical turbo/compressor equipment[R]. Marriott Houston Westside: Fifth International Conference on Process Plant Reliability, 1996:1-25.
- [4] Federal Aviation Administration. Electronic code of federal regulations, title 14: aeronautics and space, Part 33-airworthiness standards: aircraft engines[EB/OL]. [2008-8-19]. <http://www.ecfr.gpoaccess.gov>.
- [5] 中国民用航空局.《航空发动机适航标准》(CCAR-33-R1)[EB/OL]. [2002-03-20]. <http://www.caac.gov.cn>.
- [6] 魏名山, 季凯, 马朝臣. 车用柴油机的二级增压[J]. 汽车技术, 2005, 36(1): 25-28.
WEI Mingshan, JI Kai, MA Chaochen. Two-phase supercharging of automotive diesel engines [J]. Automobile Technology, 2005, 36(1): 25-28. (in Chinese)
- [7] 段树林, 欧阳明高, 刘峥. 涡轮增压柴油机动态仿真的研究[J]. 大连海事大学学报, 1999, 25(2): 77-80.
DUAN Shulin, OUYANG Minggao, LIU Zheng. Dynamic simulation of turbocharged diesel engine using MATLAB/SIMULINK[J]. Journal of Dalian Maritime University, 1999, 25(2): 77-80. (in Chinese)
- [8] Bombardier-Rotax. Operation manual for Rotax engine type 914F[R]. Austria: BRP-Rotax Gmb H & Co. KG, Rotax Part No. 899374, 2007.
- [9] Bombardier-Rotax. Maintenance manual for Rotax engine type 914F[R]. Austria: BRP-Rotax Gmb H & Co. KG, Rotax Part No. 899603, 2007.
- [10] Hendricks E, Chevalier A, Jensen M. Modelling of the manifold filling dynamics[R]. SAE Technical Paper No. 960037, 1996.
- [11] Crossley P R, Cook J A. A nonlinear engine model for drivetrain system development[R]. UK: IEEE International Conference Control, 1991: 364-370.
- [12] Aquino C F. Transient A/F control characteristics of the 5

- liter central fuel injection engine[R]. US: SAE Technical Paper No. 810494, 1981.
- [13] 朱大鑫. 涡轮增压与涡轮增压器[M]. 北京: 机械工业出版社, 1992.
- [14] 胡延领. 基于螺旋桨特性的增压系统匹配研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2011.
- HU Yanling. Research of turbocharging system based on the propeller characteristics[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [15] 于鲸跃. 汽油机高空二级涡轮增压系统研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2009.
- YU Jingyue. Research of upper-air two-stage turbocharging[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [16] Pollock B. Computational study of direct fuel injection in the Rotax914 engine[D]. US: Wright State University, 2010.