

油箱惰化空气预处理系统优化仿真分析



刘成炎,郭秉汉,李明春,陆育良

航空工业南京机电液压工程研究中心 航空机电系统综合航空科技重点实验室, 江苏 南京 211106

摘要:基于AMESim仿真平台搭建了油箱惰化空气预处理系统性能仿真模型,建立了飞机飞行状态参数模型,通过改变换热器换热效率、涡轮流量等参数对系统进行动态优化仿真分析,得到了适用于全飞行剖面的性能模型,保证空气预处理系统在飞机起飞、爬升、巡航、下降等所有飞行阶段,出口温度能够控制在 $75^{\circ}\text{C}\pm 5^{\circ}\text{C}$ 温度范围内。基于仿真模型,对控制模型的PID参数进行优化,提升了系统出口温度调节的收敛速度。提出的仿真分析方法对空气预处理系统的参数分配及控制率的研究具有一定的指导意义。

关键词:空气预处理系统; 系统仿真; 动态仿真; AMESim; 油箱惰化

中图分类号:V219

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.02.008

为降低飞机燃油箱爆炸的风险,国内外进行了大量机载惰化技术研究^[1-7],其中,中空纤维膜制氮技术因可靠性高、质量代偿小等特点得到广泛应用^[8]。空气预处理系统(APS)能够为纤维膜提供合适条件的空气。

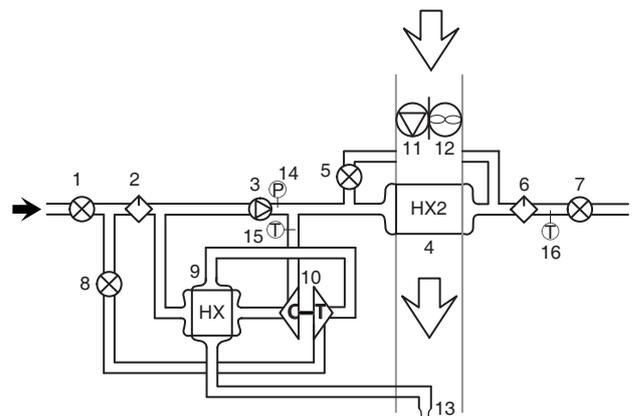
近几十年来,空气预处理系统的架构不断发展改进。老式飞机的惰性气体发生系统(IGGS)直接从环控系统引气。波音777的空气预处理系统采用了涡轮增压器构型,在冷却气体的同时对气体进行增压。波音787的空气预处理系统采用了电动压气机构型,能够将货舱气体压缩、冷却。随着技术的更新换代,综合热管理成为飞机发展的方向^[9],但是独立式空气预处理系统目前处于技术发展的成熟期,具有很大的研究价值。

复杂构型的空气预处理系统的参数匹配难度大,需反复迭代优化才能设计出性能合适的空气预处理系统。中空纤维膜因其对气体温度敏感的特性对控制系统提出了更高的要求。

因此,本文基于某型飞机的空气预处理系统进行了仿真建模分析,对系统及其控制系统进行了迭代优化。仿真分析方法对于油箱惰化空气预处理系统的设计及控制参数的研究具有一定的指导意义。

1 系统原理

油箱惰化空气预处理系统原理图如图1所示。系统的工作原理为:高温空气进入系统之后分为两路,一路进入涡轮膨胀做功,气体膨胀降温之后作为热沉进入回热器,最后流经引射喷嘴进入冷风道;另一路空气在回热器中冷却之



1—压力调节关断阀; 2—臭氧转换器; 3—单向阀; 4—主换热器; 5—调温阀; 6—过滤器; 7—热力学开关; 8—涡轮入口阀; 9—回热器; 10—涡轮-压气机; 11—冲压空气单向阀; 12—电动风扇; 13—喷嘴; 14—压力传感器; 15—压气机出口温度传感器; 16—系统出口温度传感器

图1 空气预处理系统原理图

Fig.1 Schematic diagram of air preparation system

收稿日期: 2021-08-09; 退修日期: 2021-09-20; 录用日期: 2021-10-20

引用格式: Liu Chengyan, Guo Binghan, Li Mingchun, et al. Optimization simulation analysis of fuel tank inerted air preparation system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(02): 52-58. 刘成炎, 郭秉汉, 李明春, 等. 油箱惰化空气预处理系统优化仿真分析[J]. 航空科学技术, 2022, 33(02): 52-58.

后进入压气机,增压到合适的压力之后进入主换热器,在主换热器中冷却到合适的温度之后进入下游空气分离装置。调温阀与主换热器并联,通过调节调温阀的开度可以将系统出口气体温度控制在 $75^{\circ}\text{C}\pm 5^{\circ}\text{C}$ 范围内。主换热器热沉为冲压空气,在地面工况下,当冲压空气流量不足时,采用电动风扇抽吸机外空气作为系统热沉。

系统有压缩供气和应急供气两种模式。当涡轮入口阀开启时,涡轮-压气机正常运转,压气机进出口压力差使单向阀处于关闭状态,系统进入增压供气模式,通过调节涡轮入口阀的开度对涡轮做功能力进行调节,将系统出口空气压力控制在 $500\sim 700\text{kPa}$ (绝压,下同)范围。

涡轮-压气机未开启或者故障时,系统进入应急供气模式,系统入口空气流经单向阀进入主换热器,在主换热器中冷却到合适的温度后供给下游系统,在应急供气模式下单向阀处于打开状态。下文对系统压缩供气模式进行研究。

当系统入口引气压力大于 420kPa 时,压力调节关断阀能够将系统入口压力限制在 420kPa 以下。

2 仿真参数的确定

2.1 飞行剖面

参考某型飞机飞行参数^[10],建立飞行高度、飞行马赫数、系统入口空气温度、系统入口空气压力等参数随飞行时间变化的飞行剖面。

建立的飞机飞行剖面包含了地面慢车($0\sim 600\text{s}$)、地面滑跑($600\sim 660\text{s}$)、爬升($660\sim 3060\text{s}$)、巡航($3060\sim 4060\text{s}$)、下降($4060\sim 5560\text{s}$)、着陆($5560\sim 5620\text{s}$)等阶段。为了计算方便,将巡航阶段的时间缩短为 1000s ,整个飞行剖面时长为 5620s ,飞行最大高度为 12000m 。

在地面慢车阶段,飞行马赫数为 0 ;在地面滑跑阶段,飞行马赫数从 0 持续增加至 0.24 ;在爬升阶段,飞行马赫数从 0.24 持续增加至 0.8 ;在巡航阶段,飞行马赫数保持 0.8 不变;在下降阶段,飞行马赫数从 0.8 持续下降至 0.2 ;在着陆阶段,飞行马赫数从 0.2 持续下降至 0 。

随着飞行阶段的改变,空气预处理系统入口温度在 $140\sim 180^{\circ}\text{C}$ 之间变化,系统入口压力在 $300\sim 420\text{kPa}$ 之间变化。

空气预处理系统的出口流量由下游空气分离系统决定,在起飞、爬升、巡航等阶段,系统出口流量应保证不低于 280kg/h ;在下降阶段,系统出口流量应保证不低于 650kg/h 。空气预处理系统出口压力应控制在 $500\sim 700\text{kPa}$ 范围内。飞行状态参数见表1。

表1 飞行状态参数

Table 1 Parameters of each flight state point

飞行阶段	飞行高度/m	飞行马赫数	系统入口温度/ $^{\circ}\text{C}$	系统入口压力/ kPa
地面慢车	0	0	160	300
滑跑	0	$0\sim 0.24$	$160\sim 180$	$300\sim 420$
爬升	$0\sim 12000$	$0.24\sim 0.8$	$180\sim 160$	420
巡航	12000	0.8	160	420
下降	$12000\sim 0$	$0.8\sim 0.2$	$140\sim 160$	$260\sim 300$
着陆	0	$0.2\sim 0$	160	300

2.2 冲压空气物性参数

采用不带阻力系统的前缘进气口计算冲压空气物性参数^[11-12]。

$$\text{风道进口总温: } T_i = T_{\infty} (1 + 0.2Ma^2)$$

$$\text{风道进口总压: } p_i = p_{\infty} (1 + 0.2Ma^2)^{3.5}$$

式中: T 为流体温度; p 为流体压力; Ma 为流体马赫数;下标 i 代表风道进口;下标 ∞ 代表当地环境。

在仿真模型中,通过建立管道、换热器、阀门等模型的流阻特性子模型,计算冷空气流量等参数。

3 仿真模型

3.1 系统仿真模型

基于AMESim软件,利用Signal Control、Aeronautics & Space、Gas Mixture、Thermal等模型库搭建了空气预处理系统性能仿真模型,如图2所示。

3.2 换热器仿真模型

仿真计算中,采用“性能曲面”来描述换热器的换热能力。性能曲面描述出了换热器换热效率与冷边流体质量流量、热边流体质量流量三者之间的关系,即性能曲面可以用方程 $\eta_h = f(d_{m,c}, d_{m,h})$ 来表示。在工程热力学中,换热器热边流体的热效率的定义式为

$$\eta_h = \frac{T_{h,i} - T_{h,o}}{T_{h,i} - T_{c,i}} \quad (1)$$

式中: η_h 为换x热器热边流体热效率; d_m 为流体质量流量; T 为流体温度;下标 c 与 h 分别代表冷边流体与热边流体;下标 i 与 o 分别代表进口流体与出口流体。

根据设计计算出的换热器性能曲线簇建立如图3所示的换热器性能曲面。图中, X_1 轴代表换热器热边流体质量流量; X_2 轴代表换热器冷边流体质量流量; Y 轴代表换热器热边流体热效率。换热器性能曲线簇需根据仿真计算需要进行调整。

3.3 涡轮-压气机仿真模型

对于一个固定结构尺寸的涡轮来说,可以用“流量特性

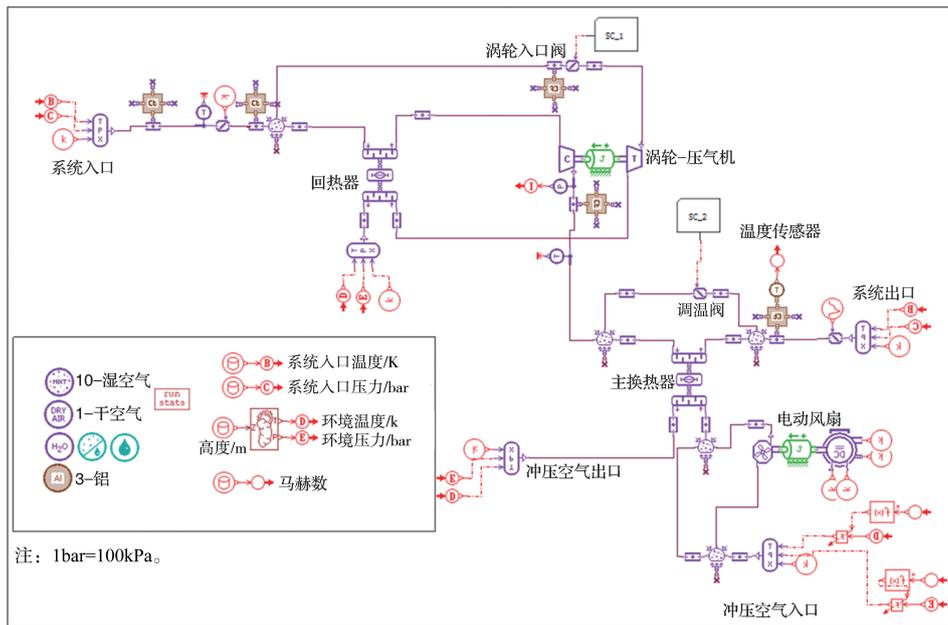


图2 空气预处理系统仿真计算模型

Fig.2 Simulation model of air preparation system

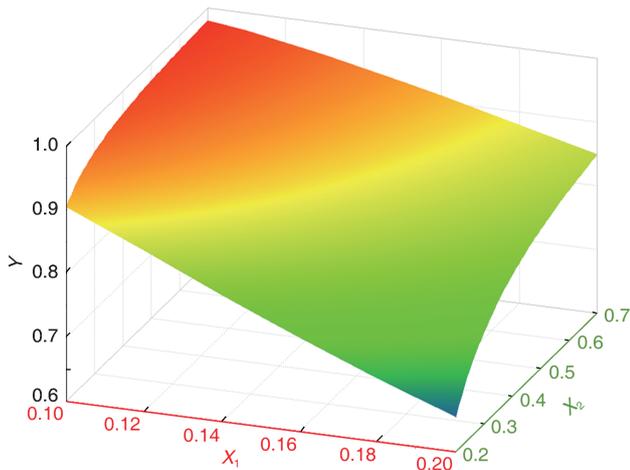


图3 换热器性能曲面

Fig.3 Heat exchanger performance model

曲面”来描述其工作性能,流量特性曲面由折合质量流量、折合转速、膨胀比三个变量来确定,在AMESim软件中,采用定折合转速的曲线簇来确定涡轮的流量特性曲面。涡轮流量特性曲面可以用方程 $d_{m,c} = f(\omega_c, Pr)$ 来描述。折合流量的定义式为

$$d_{m,c} = d_m \sqrt{\frac{T_u}{T_s}} \frac{p_s}{p_u} \quad (2)$$

折合转速的定义式为

$$\omega_c = \omega \sqrt{\frac{T_s}{T_u}} \quad (3)$$

式中: d_m 为流体质量流量; T 为流体温度; p 为流体压力; ω 为转速;下标c代表折合;下标u代表来流流体;下标s代表标准流体。在本性能仿真模型中,标准温度取值为 $T_s=300K$,标准压力取值为 $p_s=1 \times 10^5 Pa$ 。

根据设计计算出的涡轮性能曲线簇建立如图4所示的涡轮流量特性曲面。图中, X_1 轴代表涡轮的膨胀比; X_2 轴代表涡轮折合转速; Y 轴代表涡轮折合质量流量。涡轮性能曲线簇需根据仿真计算需要进行调整。

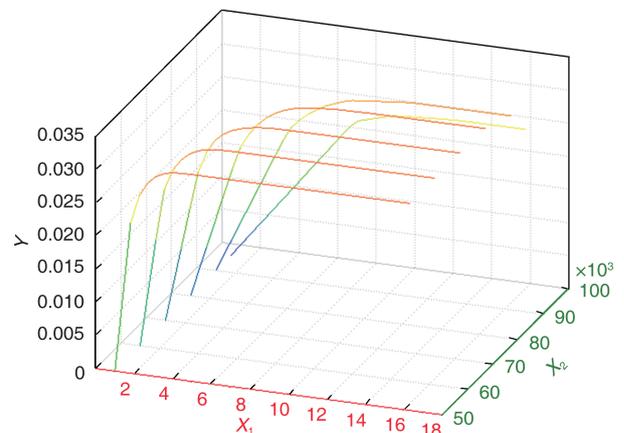


图4 涡轮性能曲面

Fig.4 Turbine performance model

压气机的“流量特性曲面”的构造原理与涡轮类似。压气机流量特性曲面的表达式为

$$Pr = f(d_{m,c}, \omega_c) \quad (4)$$

根据设计计算出的压气机性能曲线簇建立如图5所示的压气机流量特性曲面。图中, X_1 轴代表压气机折合质量流量; X_2 轴代表压气机折合转速; Y 轴代表压气机压缩比。压气机性能曲线簇需根据仿真计算需要进行调整。

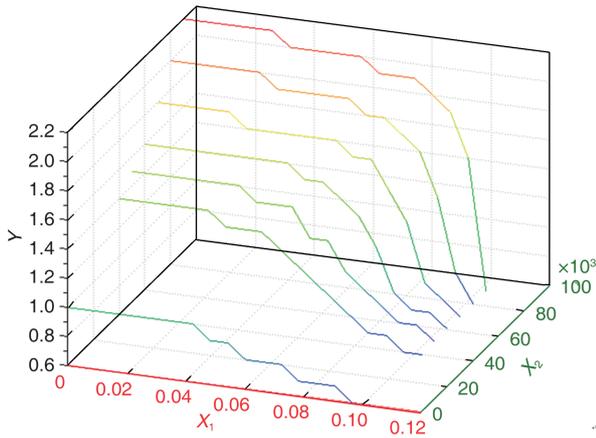


图5 压气机性能曲面

Fig.5 Compressor performance model

对涡轮-压气机组件进行简单的受力分析, 组件的角加速度可以表示为

$$\alpha = \frac{\sum M_i}{\sum m_i r_i^2} \quad (5)$$

式中: α 为组件角加速度; $\sum M_i$ 为作用在组件上的所有转矩之和; $\sum m_i r_i^2$ 为组件相对于转轴的转动惯量。

组件的功平衡方程可以表示为

$$\begin{aligned} W_T &= W_f + W_C \\ W_T &= G_T \eta_T (h_{T,i} - h_{T,o,s}) \\ W_C &= G_C \eta_C (h_{C,o,s} - h_{C,i}) \end{aligned} \quad (6)$$

式中: W_T, W_f, W_C 分别为涡轮轴功、连接轴摩擦耗功、压气机耗功; G_T, G_C 分别为涡轮气体质量流量、压气机气体质量流量; h 为气体焓值; $h_{T,i}$ 为涡轮入口气体焓值, $h_{T,o,s}$ 为等熵膨胀之后的涡轮出口气体焓值; $h_{C,i}$ 为压气机入口气体焓值; $h_{C,o,s}$ 为等熵压缩之后的压气机出口气体焓值, 入口焓值可以通过入口温度、压力求得, 等熵压缩/膨胀之后的出口焓值可以通过入口温度、入口压力、压缩比/膨胀比求得; η_T, η_C 分别为涡轮等熵效率、压气机等熵效率。

4 仿真结果

4.1 环境温度及压力

随着飞机飞行高度的变化, 当地环境温度及压力随之变化。在仿真模型中, 采用美国标准大气模型中的标准天大气模型对环境温度及压力进行仿真计算, 结果如图6、图7所示。

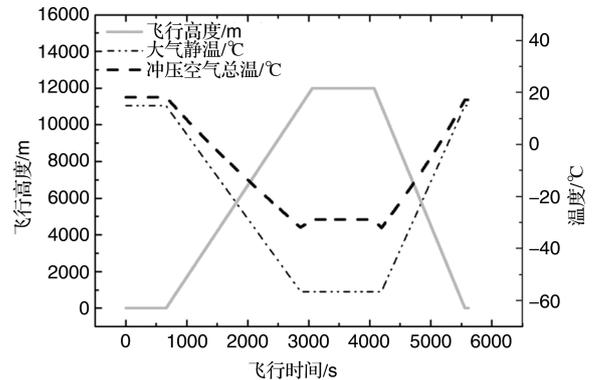


图6 当地环境温度

Fig.6 Current altitude ambient temperature

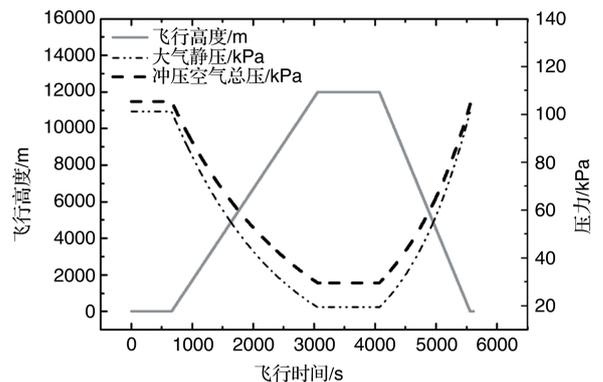


图7 当地环境压力

Fig.7 Current altitude ambient pressure

4.2 动态控制率优化

系统出口流量受下游空气分离系统影响。在起飞、爬升、巡航等阶段, 飞机油箱仅需少量富氮气体 (nitrogen enriched air, NEA) 来维持氮气浓度, 此时引气预处理系统出口流量小; 在下滑阶段, 随着油箱外部空气压力逐渐升高, 需要往油箱充入大量富氮气体以平衡油箱内外空气压力差, 此时引气预处理系统出口流量大。

系统出口温度调节通过调温阀实现, 调温阀与主换热器并联, 调温阀出口气体温度高, 主换热器出口气体温度低, 可以通过调节调温阀的开度的方法来改变冷、热流体的流量比从而调节系统出口气体温度。系统出口温度控制时, 预设一个“温度死区”, 即出口温度在 $75^\circ\text{C} \pm 2^\circ\text{C}$ 之间时, 调温阀不动作, 出口温度大于 77°C 时调温阀向关位运动, 出口温度小于 73°C 时调温阀向开位运动。

系统从安全性的角度考虑设置有两个热力学开关, 当压气机出口温度超出预设值时涡轮入口阀能够及时关断, 当系统出口温度超出预设值时系统出口的热力学开关能够及时关断。系统的控制原理图如图8所示。

采用PID控制方法对系统出口温度进行控制,图9为温度控制模型。为了便于表述,将控制模型中的子模型进行编号,控制模型各个子模型说明见表2。

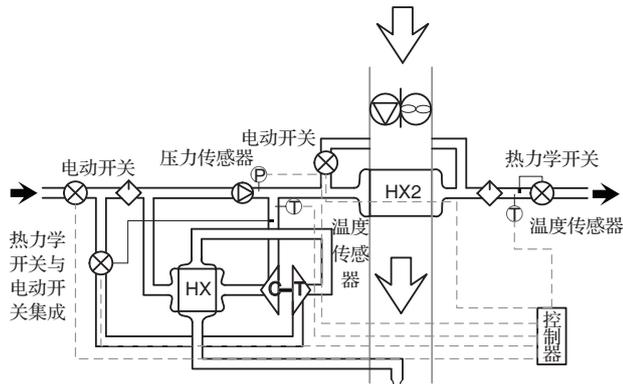


图8 系统动态控制原理图

Fig.8 Dynamic control schematic diagram of air preparation system

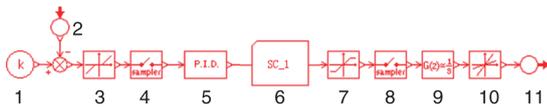


图9 空气预处理系统温度控制模型

Fig.9 Temperature control model of air preparation system

表2 温度控制说明

Table 2 Temperature control model description

编号	子模型	说明
1	目标温度	设置控温目标为75°C
2	采集温度	温度传感器输出温度
3	温度死区	设置温度死区为±2°C
4	采样频率	设置控制器采样频率为20ms
5~7	PID	解算阀门作动时间
8	控制周期	设置控制器给阀门发送作动信号的周期为2s
9	阀门开度积分	对阀门开度作积分运算
10	阀门作动速度	限制阀门转动速度
11	阀门开度信号	输出控制信号

利用仿真模型对油箱惰化空气预处理系统进行性能计算,仿真时长设置为5620s,每1s打印一组数据,系统出口温度如图10所示,压气机出口温度如图11所示。仿真结果表明,空气预处理系统出口温度能够达到75°C±5°C范围控制要求。压气机出口为系统温度最高的地方,通过合理设计回热器换热效率,能够保证在全飞行剖面下压气机出口温度始终低于200°C。当压气机出口温度低于200°C时,引气预处理系统中的所有部件都可以选择采用高强度、低密度的铝合金材料制造,能够减轻产品质量。

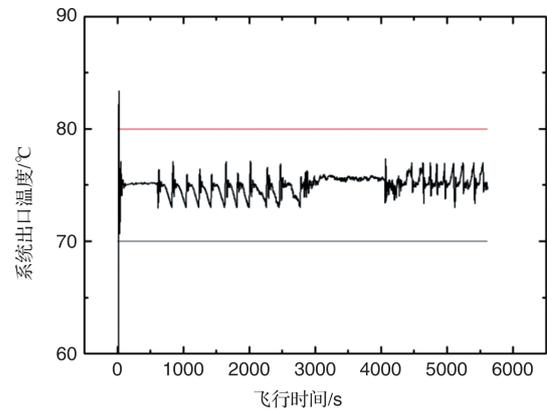


图10 系统出口温度

Fig.10 System outlet temperature

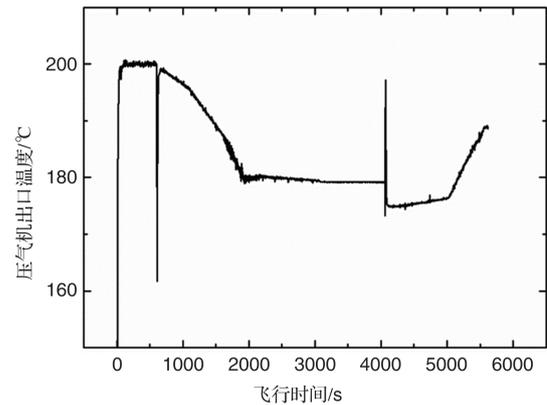


图11 压气机出口温度

Fig.11 Compressor outlet temperature

基于上述仿真计算方法,对系统温度控制率进行优化设计,保证系统出口温度调节具有较快的收敛速度。取飞行剖面前350s进行仿真计算,温度初值为20°C,系统出口温度控制目标值为75°C±5°C。由于系统内产品热容、温度传感器响应时间、阀门作动速度等因素的存在,PID参数取值会对出口温度的收敛速度产生影响。在计算模型中,对PID参数的取值迭代优化,最终获得了较为理想的温度收敛速度。如图12所示,当比例系数 K_p 取值为1、积分系数 K_i 取值为0.1、微分系数 K_d 取值为0时,系统出口温度收敛具有较好的效果,在没有产生震荡的同时能够很快收敛。该仿真计算结果能够用于指导引气预处理系统控制盒参数调节,提升产品开发效率。

5 结论

本文采用AMESim仿真软件,搭建了油箱惰化空气预处理系统的仿真计算模型,并通过仿真计算预测了全飞行剖面下该系统的性能表现。该仿真模型具备以下作用:

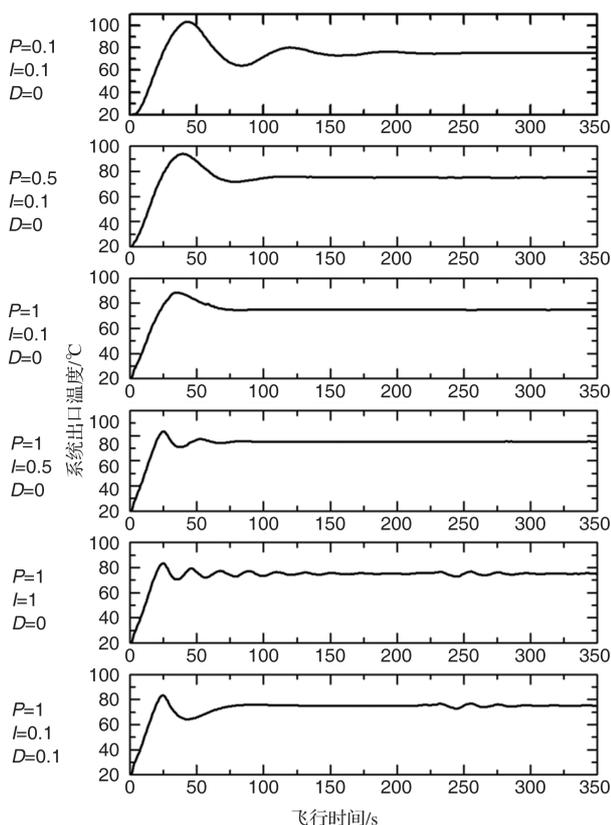


图12 PID参数对系统出口温度收敛速度的影响

Fig.12 Influence of PID parameters on the convergence speed of system outlet temperature

(1) 全飞行剖面系统性能验证。验证系统全飞行剖面下的性能,辅助系统设计、系统参数分配分解。

(2) 部件性能指标的分配。如阀门通径的选择、换热器换热效率分配、涡轮-压气机性能曲面需求分配。

(3) 控制参数的优化设计。通过仿真结果,优化系统控制参数,用于指导产品控制器参数调节。

仿真建模之初,参考同类型产品的试验数据建立了换热器、涡轮-压气机、阀门、管道等部件的性能模型。部件模型通过仿真结果的反馈不断迭代与优化,在仿真计算中达到全飞行剖面下油箱惰化空气预处理系统出口气体温度、压力、流量均满足要求的目的。经过迭代与优化的部件模型,可以反过来用于指导换热器、涡轮-压气机等部件的设计工作,即:若在全飞行剖面下,实际设计出的换热器、涡轮-压气机的性能等于或优于本仿真模型中的部件性能,系统的性能指标就能达到要求。

通过模型的不断优化,得到了最终的AMESim仿真计算模型,通过该模型进行油箱惰化空气预处理系统的性能仿真计算,得到如下结论:

(1) 通过合理分配核心部件参数,油箱惰化空气预处理系统在全飞行剖面下,系统出口温度可以控制在 $75^{\circ}\text{C}\pm 5^{\circ}\text{C}$ 以内。

(2) 通过合理分配主换热器及回热器的换热效率,能够保证压气机出口温度低于 200°C ,有效减小系统质量代偿的同时提升了惰化系统的安全性。

(3) 当PID控制参数比例系数 K_p 取值为1,积分系数 K_i 取值为0.1,微分系数 K_d 取值为0时,系统出口温度收敛具有较好的效果。

本文提出的仿真分析方法对于油箱惰化空气预处理系统的设计及控制参数的研究具有一定的指导意义。 **AST**

参考文献

- [1] 黄雪飞.膜制氮技术在民用飞机油箱防火防爆上的应用与发展[C]//飞机机电系统理论与实践:第二届民用飞机机电系统国际论坛,2015: 185-188.
Huang Xuefei. Membrane OBIGGS technology of application and development on civil aircraft fuel tank fireproofing and exploding[C]// Aircraft Electromechanical System Theory and Practice: the 2nd International Forum on Electromechanical Systems of Civil Aircraft, 2015: 185-188. (in Chinese)
- [2] 冯诗愚,邵垒,李超越,等.航空燃油类型对催化惰化系统性能的影响[J].航空学报,2016, 37(6):1819-1826.
Feng Shiyu, Shao Lei, Li Chaoyue, et al. Performance of catalytic inerting system affected by various aviation jet fuels [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37 (6): 1819-1826. (in Chinese)
- [3] 王小平,肖再华.飞机燃油箱氮气惰化的机理分析及应用[J].航空科学技术,2008, 19(8): 24-26.
Wang Xiaoping, Xiao Zaihua. Fundamentally analysis on inerting of aircraft fuel tank with nitrogen-enriched air and its application[J]. Aeronautical Science & Technology, 2008, 19 (8): 24-26. (in Chinese)
- [4] 冯诗愚,鹿世化,刘卫华,等.洗涤效率对飞机燃油箱惰化过程的影响分析[J].航空动力学报,2010 (11): 2457-2463.
Feng Shiyu, Lu Shihua, Liu Weihua, et al. Analysis of inerting process influenced by scrubbing efficiency in aircraft fuel tank[J]. Journal of Aerospace Power, 2010 (11): 2457-2463.(in Chinese)
- [5] 肖再华.飞机燃油箱惰化[J].航空科学技术, 2005, 16(1): 31-33.

- Xiao Zaihua. Inerting aircraft fuel tank[J]. Aeronautical Science & Technology, 2005, 16(1):31-33. (in Chinese)
- [6] Cai Y, Bu X Q, Lin G P, et al. Experimental study of an aircraft fuel tank inerting system[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(2):394-402.
- [7] 周宇,谷立新,陈广豪.耗氧惰化系统混合产气的油箱充填特性研究[J].航空科学技术, 2019, 30(11):48-52.
Zhou Yu, Gu Lixin, Chen Guanghao. Study on filling characteristics of mixed gas produced by oxygen consumption inerting system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(11):48-52. (in Chinese)
- [8] 冯诗愚,卢吉,刘卫华,等.机载制氮系统中空纤维膜分离特性[J].航空动力学报,2012(6):1332-1339.
Feng Shiyu, Lu Ji, Liu Weihua, et al. Separation performance of hollow fiber membrane for on-board inerting gas generating system[J]. Journal of Aerospace Power, 2012 (6): 1332-1339. (in Chinese)
- [9] 殷超,罗志会.美国远程轰炸机环境控制系统的设计要求分析[J].航空科学技术,2019,30(8):1-6.
- Yin Chao, Luo Zhihui. Design requirements analysis of America bomber environmental control system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(8): 1-6. (in Chinese)
- [10] 周月,张鹤林.电动环控系统优化仿真分析[J].航空科学技术,2019,30(6):56-61.
Zhou Yue, Zhang Helin. Optimization and simulation analysis of electric environmental control system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(6):56-61. (in Chinese)
- [11] 《飞机设计手册》总编委会.飞机设计手册:生命保障和环控系统[M].北京:航空工业出版社,1999.
Aircraft Design Manuel General Editorial Committee. Aircraft design manuel: Design of life support and environmental control system[M]. Beijing:Aviation Industry Press, 1999. (in Chinese)
- [12] 寿荣中,何慧珊.飞行器环境控制[M].北京:北京航空航天大学出版社,2004.
Shou Rongzhong, He Huishan. Aircraft environment control [M]. Beijing: Beihang University Press, 2004. (in Chinese)

Optimization Simulation Analysis of Fuel Tank Inerted Air Preparation System

Liu Chengyan, Guo Binghan, Li Mingchun, Lu Yuliang

Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Aero Electromechanical System Integration, AVIC Nanjing Engineering Institute of Aircraft Systems, Nanjing 211106, China

Abstract: Based on the AMESim simulation platform, the performance simulation model of the fuel tank inerted air preparation system is built, and the aircraft flight state parameter model is established. The dynamic optimization simulation analysis of the system is performed by changing the heat exchange efficiency of the heat exchanger, the turbine flow rate and other parameters. The performance model of the full flight profile ensures that the outlet temperature of the air preparation system can be controlled within the range of $75^{\circ}\text{C}\pm 5^{\circ}\text{C}$ during all flight stages such as take-off, climb, cruise, and descent of the aircraft. Based on the simulation model, the PID parameters are optimized, and the convergence speed of the system outlet temperature adjustment is improved. The proposed simulation analysis method has certain guiding significance for the research of the parameter allocation and control rate of the air preparation system.

Key Words: air preparation system; system simulation; dynamic simulation; AMESim; fuel tank inerting