

电动环控系统优化仿真分析



周月^{1,2,*}, 张鹤林^{1,2}

1. 南京机电液压工程研究中心, 江苏 南京 211106

2. 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 Flowmaster 仿真平台搭建电动环控系统仿真分析模型, 分析了系统仿真中飞机热载荷、供气温度与供气量及压力制度, 进一步针对电动环控系统的出口温度和压力情况进行仿真分析。在此基础上研究电动环控系统的动态优化控制方案。仿真结果表明, 在热天地面起飞、爬升、巡航等飞行状态下, 制冷包出口的空气压力满足压力设计制度, 且可实现空气温度在 $-5^{\circ}\text{C} \pm 2^{\circ}\text{C}$ 范围的控制。本文为电动环控系统的设计及优化研究奠定基础。

关键词: 电动环控系统; 系统仿真; 动态仿真; 优化控制

中图分类号: V219

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.06.009

环境控制系统 (Environment Control System, ECS, 简称环控系统) 向座舱提供调节的空气, 从而实现增压、通风和温度控制, 保障飞机安全、经济地飞行。民用大型飞机制冷系统的发展, 既要满足舱内乘客的温度舒适性, 又要增加电子设备的工作可靠性^[1]。

随着飞机性能的不断提高, 机载设备的发热量也在迅速攀升, 同时人们对乘坐环境的舒适性要求也越来越高, ECS 已成为飞机愈来愈重要的组成部分。因此, 适应 21 世纪航空发展潮流的旅客机都离不开先进 ECS 的研制^[2]。

近几十年来, 环控系统在不断地发展改进, 其中最重要的是制冷系统的变化。制冷子系统是环控系统的重要组成部分, 其主要功能是实现空气温度、流量等的调节和控制, 以保证空气品质。因此, 制冷子系统在环控系统中占据重要地位, 其综合性能的高低成为实现环控系统设计目标的关键^[3-6]。

因此, 本项目基于波音 787 电动环控系统的构型, 对电动环控系统内的制冷子系统进行仿真建模研究, 分析不同飞行状态下, 环控系统的温度等参数的动态变化特性。

1 电动环控系统方案

电动环控系统原理如图 1 所示。冲压空气通过冲压空气入口 (冲压空气入口可以位于飞机的任意合适的部位) 进入系统中, 一部分冲压空气进入电动压气机被压缩。根据

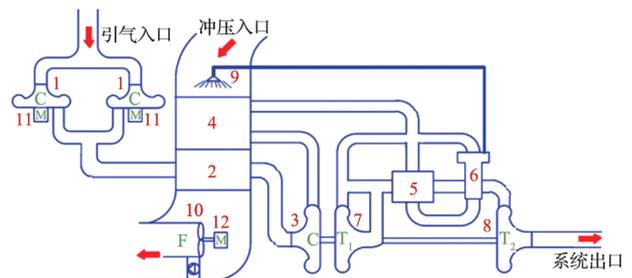


图 1 电动环控系统原理图

Fig. 1 Schematic diagram of electric environment control system

1. 电动压气机; 2. 初级换热器; 3. 压气机; 4. 次级换热器; 5. 冷凝器; 6. 高压水分离器; 7. 一级涡轮; 8. 二级涡轮; 9. 喷嘴; 10. 风扇; 11. 压气机电机; 12. 风扇电机

环境和飞行条件, 电动压气机给冲压空气提供驱动空调调节所需要的能量。在地面或低空工作条件下时, 电动压气机只需要提供不大于 3:1 增压比, 就可以满足制冷组件的正常工作需求及座舱通风增压要求; 当飞机飞行高度逐渐增加, 外界冲压空气压力逐渐下降时, 电动压气机就必须按照设计好的控制规律逐渐提高其增压比, 以保证制冷组件的正常工作需求及座舱通风增压要求; 而当飞机在 12000m 高空飞行时, 外部压力只有 3psi (Psi=1bf/in², 约 21kPa)。为了使环境控制系统运转, 电动压气机必须以 5:1 的压缩比压缩空气, 并把座舱增压到相当于 2400m 高度所受的压力

收稿日期: 2019-04-15; 退修日期: 2019-04-24; 录用日期: 2019-05-16

*通信作者. Tel.: 15195872406 E-mail: yuehao20103@163.com

引用格式: Zhou Yue, Zhang Helin. Optimization and simulation analysis of electric environmental control system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(06): 56-61. 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(06): 56-61.

(约80kPa)。

之后压缩冲压空气进入初级换热器中冷却,由于整个飞行过程中从电动压气机出来的压缩冲压空气温度都不会太高(不超过180℃),因此双级换热器的重量(质量)都比传统发动机引气的双级换热器重量轻,体积小,相应减少了冷却冲压空气的需要量,降低了飞行阻力,极大地减少了飞机的燃油代偿损失,使飞机具有更好的经济性。

在标准正常工作模式下,压缩空气经过初级换热器后,进入TTC涡轮的压气机端增压,然后进入次级换热器进行进一步冷却,之后高压空气进入冷凝器,被冷凝器冷边空气冷却后出现游离状态的水,再进入高压水分离器进行分水处理,干燥的高压空气进入双级膨胀涡轮的一级涡轮端进行膨胀做功、温度下降,一级涡轮出口的低温中压空气经冷凝器冷边,在冷却了热边高压空气后,温度升高,随后进入双级膨胀涡轮的二级涡轮端进行膨胀做功、温度再次大幅下降,二级涡轮出口低温低压空气输往混合室,与再循环系统的座舱回流空气相混合。通过喷嘴将水分离器分离出的液态水对冲压空气入口的空气进行降温处理,双级换热器冷边空气由电力驱动的地面风扇及飞机飞行时的冲压空气提供。

2 仿真参数的确定

2.1 飞机热载荷的确定

座舱温度按照人体舒适性要求,我们规定在24℃,座舱压力高度取2000m,即79500Pa。飞机的飞行高度为12000m,此时的环境温度为217K。飞行速度 Ma 为0.85。则恢复温度为^[7]:

$$T^* = T_0(1 + 0.2Ma^2) = 248.36(\text{K}) \quad (1)$$

考虑大量使用复合材料的飞机结构,简化飞机壁面结构模型,飞机壳体厚度为3mm,导热系数为100W/(m·K);绝热层厚度为20mm,导热系数为0.1W/(m·K);涂层厚度为2mm,涂层导热系数为1W/(m·K)。飞机内外壁面的对流换热系数分别为5W/(m²·K)和80W/(m²·K)^[8],则飞机座舱内部环境与飞机外部环境的总热阻为:

$$R = \frac{1}{h_i} + \frac{\delta_{hu}}{k_{hu}} + \frac{\delta_{in}}{k_{in}} + \frac{\delta_{co}}{k_{co}} + \frac{1}{h_e} = \frac{1}{5} + \frac{0.003}{100} + \frac{0.02}{0.1} + \frac{1}{80} = 0.4145(\text{m}^2 \cdot \text{K}/\text{W}) \quad (2)$$

飞机上的热载荷主要为^[9]: (1) 飞机上的电子元件的功率取为10kW; (2) 乘客加上机组人员共300人,人员热量为:300×0.1=30(kW); (3) 飞机飞行过程中,受到太阳的辐射,太阳的辐射在光照面可以达到1kW/m²,考虑到辐射角系数我们取角系数为0.20,飞机的表面积假设为350m²,

所以辐射热量为: $q_s = 0.20 \times 1 \times A / 2 = 35(\text{kW})$; (4) 壁面传热量为: $q_w = A\Delta T/R = 350 \times (297 - 248) / 0.4145 = 40\text{kW}$ 。

此热量在飞机飞行过程中,由座舱内传向外环境。但是在夏天地面停机时,热量是由外环境传到飞机座舱。

综合以上的分析,飞机总的热载荷约为:

$$Q = 10 + 30 + 35 - 40 = 35(\text{kW}) \quad (3)$$

2.2 供气温度与供气量的确定

根据CCAR 25-R4《中国民用航空规章》第25部《运输类飞机适航标准》中第25.831条通风规定,供给座舱的最小新鲜空气应为0.25kg/(min·人),即为0.004kg/(s·人)。所以总的新风量应为:300×0.004=1.2(kg/s)。座舱温度按照人体舒适性要求,我们设定在24℃。由以上分析的座舱环境的规定,以及热载荷的确定,所以,供入的新风温度可以计算得:

$$T = 24 - \frac{35}{1.2 \times 1.005} = -5(\text{℃}) \quad (4)$$

所以,供气温度选为-5℃。

2.3 压力制度的确定

在进行系统仿真分析时,参考波音787全飞行包线的压力控制制度,如图2所示。

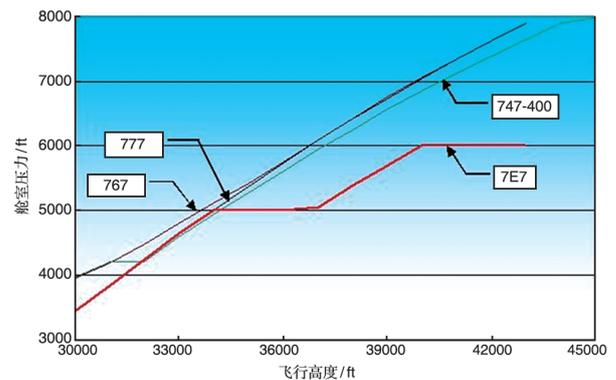


图2 波音787压力制度参考曲线

Fig.2 Boeing787 pressure system preference curve

在飞机飞行高度低于10500m时,座舱压力随飞机飞行高度呈线性变化,当飞行高度达到10500m时,此时的压力约为85kPa;当飞机的飞行高度在10500~11500m时,要求此时的舱室内部压力保持在85kPa;飞机飞行高度继续增加,在11500~12000m时,舱室内部压力在80~85kPa范围线性变化;当飞机在12000m高空巡航时,飞机舱室压力保持在80kPa。

3 系统仿真模型

参照电动环控系统原理图搭建电动环控系统的Flowmaster仿真模型,对系统性能进行仿真计算,仿真模型如图3所示。

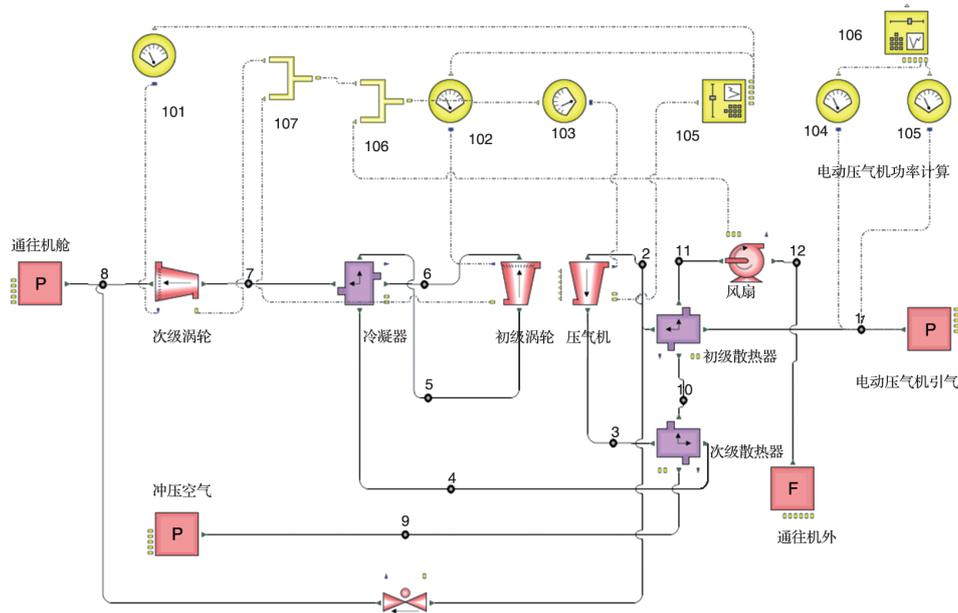


图3 电动环控系统仿真模型

Fig.3 Simulation model of electric environmental control system

4 系统仿真

为表述系统仿真结果,根据系统流程示意图,将各节点进行编号,见表1,各飞行状态点参数见表2。

表1 节点编号

Table 1 Number of the produce node

编号	节点名称	编号	节点名称
1	电动压气机引气	7	冷凝器冷边出口
2	初级散热器出口	8	制冷包出口
3	压气机出口	9	次级散热器冷边入口
4	次级散热器出口	10	次级散热器冷边出口
5	冷凝器热边出口	11	次级散热器冷边出口
6	初级涡轮出口	12	风扇出口

表2 各飞行状态点参数

Table 2 Parameters of each flight state point

飞行状态	飞行高度/m	飞行马赫数 Ma	大气压力/ kPa	环境温度/°C
地面	0	0	101.00	40.000
爬升	11000	0.6	24.33	-34.439
巡航	12000	0.8	21.88	-35.532
下降	11000	0.6	24.33	-34.439
着陆	0	0	101.00	40.000

系统仿真时制冷包出口的空气温度控制在 $-5^{\circ}\text{C}\pm 2^{\circ}\text{C}$ 。为了满足极端条件的制冷需要,我们选择夏季热天飞行进行动态分析,地面温度为 40°C ,对地面起飞、爬升、巡航等飞

行状态下环控系统性能进行仿真分析。

根据各飞行状态下的参数对环控系统性能进行了仿真分析,在飞机的各种飞行状态下,环控系统制冷包出口温度均在 $-5^{\circ}\text{C}\pm 2^{\circ}\text{C}$ 的控制范围内,而其出口压力也均满足控制要求,结果如图4所示(图中,1bar=100kPa)。

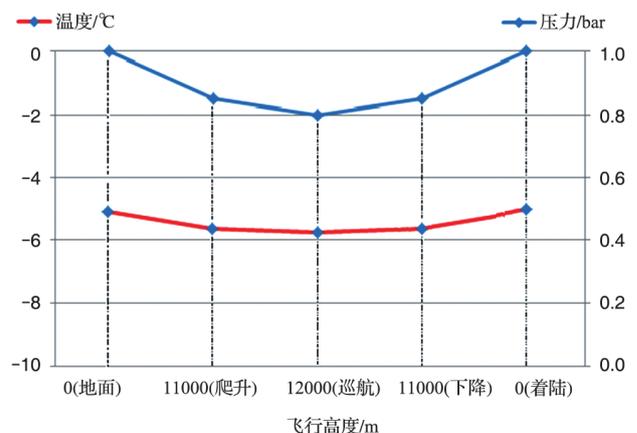


图4 环控系统仿真结果

Fig.4 Simulation results of environmental control system

5 动态优化控制

电动环控系统的优化控制技术研究主要在实现温度安全调节和工作模式切换两方面进行的^[9]。制冷包出口温度控制方案原理如图5所示。

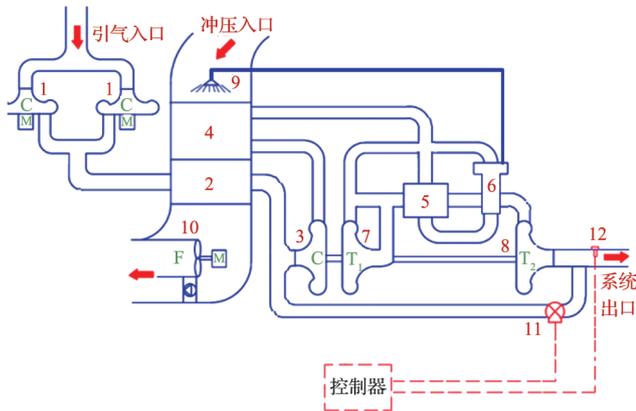


图5 制冷包出口温度动态控制方案原理图

Fig.5 Schematic diagram of dynamic control scheme for outlet temperature of refrigeration package

5.1 制冷包出口温度动态控制

仿真结果表明，制冷包出口温度是可以达到 $-5^{\circ}\text{C}\pm 2^{\circ}\text{C}$ 范围控制要求的。进一步地为了实现制冷包出口温度在一定温度范围内(如 $-5^{\circ}\text{C}\sim 20^{\circ}\text{C}$)可以人为任意控制，增加人体舒适性的目标，需要在初级换热器出口设置调节阀门，并在制冷包出口设置温度传感器，如图6所示。

在这个过程中，涡轮旁路阀的功能是，当制冷包出口温度传感器感受的温度信号低于设计范围时，涡轮旁路阀逐渐打开，旁通一部分热空气到二级涡轮出口(T_2)与冷空气混合，保证制冷包出口空气温度在设计范围内。涡轮旁路阀还有一个功能就是在涡轮出现故障的情况下全开，使空气直接进入混合室，这时的热空气只有通过外界冲压冷空气来冷却，因此电动压气机必须在低功率下运行，保证制冷出口的温度在设计范围内。制冷包出口温度与阀门开度关系如图7所示。

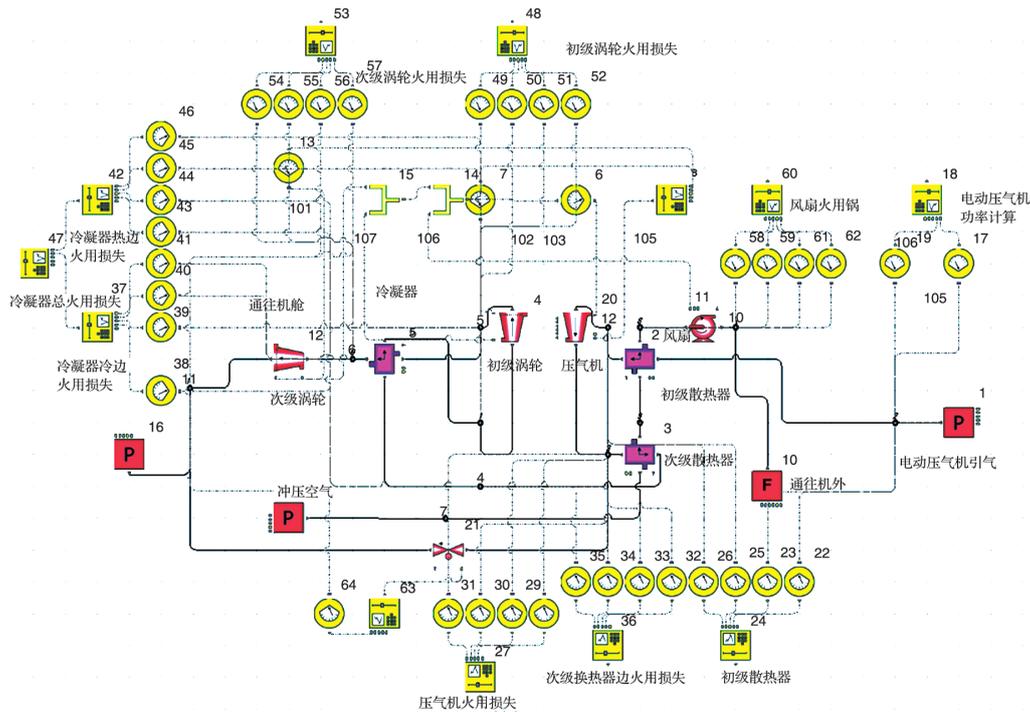


图6 制冷包出口温度动态控制仿真

Fig.6 Simulation of dynamic control of outlet temperature of refrigeration package

5.2 冷凝器冷边入口温度动态控制

当冷凝器冷边进口温度在 $^{\circ}\text{C}$ 以下时，会造成冷凝器冻堵。在这个阶段，需要在冷凝器的冷边进口设置低限值。其功能是：当冷凝器入口温度传感器感受的温度信号低于设计值时，低限值(13)将逐渐打开，旁通一部分暖空气到一级涡轮(T_1)出口与冷空气混合，保证冷凝器入口空气温度

在设计范围内。

5.3 制冷包经济工作模式动态控制

仿真结果表明，当飞机在高空飞行，由于引气温度较低，在两级换热器换热后，次级换热器出口温度将接近温度控制范围而无须再经过回热器，仅需要一级涡轮膨胀后即可供气。因此在次级换热器出口设置温度传感器，当其感

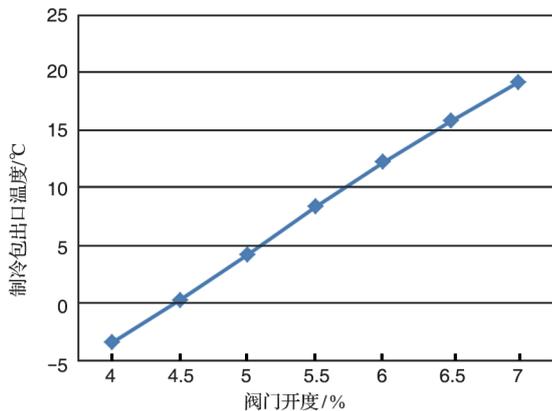


图7 制冷包出口温度与阀门开度关系

Fig.7 The relationship between outlet temperature of cooling bag and valve opening

受的温度信号低于设计范围时,经济制冷阀全开。次级换热器出来的空气将不再进入冷凝循环阶段(冷凝器—水分离器—一级涡轮组成),而是直接进入二级涡轮(T_2)进行膨胀降温,此时制冷包进入经济工作模式。冷凝器冷边入口温度动态控制方案原理图如图8所示,电动环控系统动态控制原理图如图9所示。

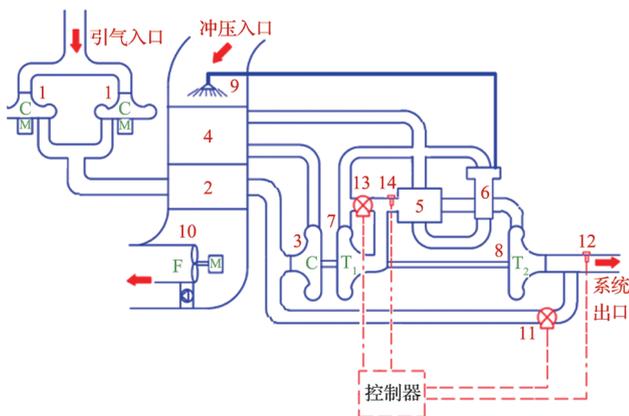


图8 冷凝器冷边入口温度动态控制方案原理图

Fig.8 Schematic diagram of dynamic control scheme for condenser cold side inlet temperature

6 结论

结合波音787电动环控系统的构型方案,首先确定了电动环控系统仿真参数,随后利用Flowmaster软件搭建仿真模型进行仿真计算。仿真结果表明,在热天地面起飞、爬升、巡航等飞行状态下,制冷包出口的空气压力满足压力设计制度,且可实现空气温度在 $-5^{\circ}\text{C}\pm 2^{\circ}\text{C}$ 范围的控制。进一步针对制冷包出口温度、冷凝器冷边入口温度和制冷包经济工作模

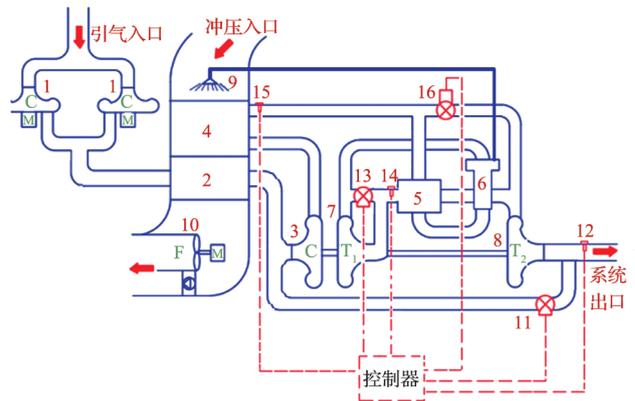


图9 电动环控系统动态控制原理图

Fig.9 Dynamic control schematic diagram of electric environmental control system

式进行动态优化,为系统的工作模式优化奠定了基础。AST

参考文献

- [1] Hansman. Major trends and forces changing the aviation industry[Z]. Cambridge: ICAT, 2013.
- [2] NASA. NASA N+3 MIT teamfinal review[R]. Washington: NASA, 2010.
- [3] 孟繁鑫,王瑞琪,高赞军,等. 多电飞机电动环境控制系统关键技术研究[J]. 航空科学技术, 2018, 29(2): 1-8.
Meng Fanxin, Wang Ruiqi, Gao Zanjun, et al. Research of key technology for the more electrical aircraft electric environmental control system[J]. Aviation Science & Technology, 2018, 29(2): 1-8. (in Chinese)
- [4] Ronald S, Sijmen Z. Bleed air versus electric power off-takes from a turbofan gas turbine over the flight cycle[R]. AIAA, 2007: 7848.
- [5] 诸逢佳. 打造“绿色客机”: 波音787的环保理念与技术[J]. 民用飞机设计与研究, 2011(1): 72-74.
Zhu Fengjia. Manufacturing the green airliner: Boeing 787's eco-friendly ideas and technologies [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2011(1): 72-74. (in Chinese)
- [6] 程海龙. 多电飞机机电系统关键技术探究[J]. 机械与电子, 2013(19): 104-106.
Cheng Hailong. Key technical inquiry of electromechanical system of multi-electric aircraft[J]. Science & Technology Information, 2013(19): 104-106. (in Chinese)

- [7] 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)
- [8] 《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)
- [9] 吴慧欣. 基于环保和经济性的民机概念设计[D]. 上海: 上海交通大学, 2011.
Wu Huixin. Commercial aircraft conceptual design for minimal environmental and economical impact [D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2011. (in Chinese)
- [10] Boeing Company. Aircraft maintenance manual Chapter 21: Air conditioning[Z]. Boeing Company, 2003.
(责任编辑 皮卫东)

作者简介

周月(1986—)女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞机综合环境控制系统。

Tel: 15195872406

E-mail: yuehao20103@163.com

张鹤林(1980—)男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 飞机综合环境控制系统。

Tel: 17372966811

E-mail: zhang_helin@126.com

Optimization and Simulation Analysis of Electric Environmental Control System

Zhou Yue^{1,2,*}, Zhang Helin^{1,2}

1. AVIC Nanjing Engineering Institute of Aircraft Systems, Nanjing 211106, China

2. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Aero Electromechanical System Integration, Nanjing 211106, China

Abstract: Simulation on electric environmental control system is constructed based on Flowmaster. Heat loads, air supply requirement, air temperature and pressure schedules is analyzed. In the simulation, outlet temperature and pressure of the electric environmental control system are calculated. Dynamic optimization control scheme is introduced. The simulation results meet design system in the case of taking off, climbing, cruising, etc. on hot day, and the air temperature is controlled in the range of $-5^{\circ}\text{C} \pm 2^{\circ}\text{C}$. This paper lays a foundation for the design and optimization of electric environmental control system.

Key Words: electric environmental control system; system simulation; dynamic simulation; optimal control

Received: 2019-04-15; Revised: 2019-04-24; Accepted: 2019-05-16

*Corresponding author. Tel. : 15195872406 E-mail: yuehao20103@163.com