

旅客机环境控制系统优化研究

方林, 王浚

(北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100083)

[摘要] 为了选择经济高效的旅客机环境控制系统, 对现役各种旅客机采用的环境控制系统方案进行了优化设计和比较, 分别建立了二轮简单式低压除水系统、三轮升压式高压除水系统和四轮升压式高压除水系统(又称冷凝循环制冷系统)的优化设计数学模型, 以起飞燃油质量代偿损失为目标函数, 采用广义乘法结合单纯形加速法求解, 优化结果可作为设计研究旅客机环境控制系统的理论依据。

[关键词] 旅客机; 环境控制; 优化设计

[中图分类号] V223 **[文献标识码]** A **[文章编号]** 1009-1742(2006)01-0077-04

1 引言

飞机环境控制系统(ECS)主要功能是为驾驶舱、旅客舱及机载设备提供调节空气, 以满足舱内温湿度、压力及通风要求^[1]。现役旅客机几乎全部采用空气循环制冷系统, 主要有三种形式: 二轮简单式低压除水系统(涡轮-风扇式), 三轮升压式高压除水系统(压气机-涡轮-风扇式)和四轮升压式高压除水系统(压气机-涡轮-涡轮-风扇式)(又称冷凝循环制冷系统)^[2], 二轮升压式系统可看作是三轮升压式系统的特殊形式。

二轮简单式低压除水系统结构简单, 可靠性高, 俄制旅客机多采用这种方案^[3], 如伊尔-62, 安-24。三轮升压式高压除水系统广泛应用于波音、麦道和空客的各种机型, 采用高压除水能达到较低的系统出口温度, 充分利用涡轮冷却能力, 增加座舱再循环空气, 从而减小引气流量。四轮升压式高压除水系统解决了三轮系统中冷凝器温度可能降到冰点以下进而损坏涡轮的问题, 波音-777的环境控制系统中增加了第二级涡轮^[4], 冷凝器位于两级涡轮之间, 第二级涡轮能继续冷却空气, 可保证第一级涡轮出口即冷凝器入口温度维持在冰点

以上, 系统简图如图1所示。

2 旅客机环境控制系统数学模型

2.1 环境控制系统性能要求

现代喷气客机环控系统可在12 000 m以上的飞行高度提供安全舒适的客舱环境。FAR规定, 在最高飞行高度上, 客舱压力 p_c 不得低于相当于2 400 m飞行高度的外部大气压力^[2]。一架200座的旅客机:

$$Q_c = c_p G (T_c - T_{in}),$$

$$c_p G T_{in} = c_p G r T_{ecs} + c_p G r T_{ex}.$$

式中 Q_c 为座舱热载荷; c_p 为定压比容; T_c , T_{in} , T_{ex} , T_{ecs} 分别为客舱内、客舱入口、排气口和环控系统出口的平均温度; r 为再循环空气百分比; G 为环控系统质量流量。

2.2 环境控制系统参数匹配

不同系统方案的参数匹配各异, 现仅给出主要装置参数计算公式及针对各方案的匹配方法^[3]:

1) 发动机及冲压空气引气

$$T_h^* = T_h [1 + 0.5(k-1)Ma^2],$$

$$p_h^* = p_h (T_h^*/T_h)^{k/(k-1)},$$

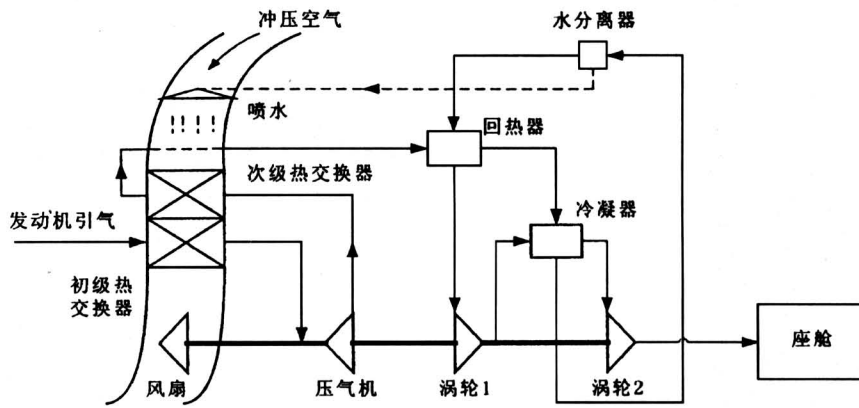


图1 四轮增压式高压除水系统

Fig.1 Four-wheel environmental control system with the high pressure water separation

$$p_{\text{eng}} = 0.965 \sigma p_h^* \pi_{\text{cm}},$$

$$T_{\text{eng}} = 0.99 T_h^* \{1 + [\pi_{\text{cm}}^{k/(k-1)} - 1] / \eta_{\text{cm}}\}.$$

式中 T_h , p_h , T_h^* 和 p_h^* 分别表示飞行高度上大气温度、压力及其总温、总压; T_{eng} , p_{eng} 为发动机的引气温度和压力; π_{cm} , η_{cm} 为发动机引气处的压缩比和压气机效率; Ma 为飞行马赫数。

2) 热交换器

$$\eta_{\text{HX}} = (T_{\text{HX},\text{in}} - T_{\text{HX},\text{ex}})_1 / [(T_{\text{HX},\text{in}})_1 - (T_{\text{HX},\text{in}})_2],$$

$$q_{\text{m},\text{c}} = \zeta G,$$

$$c_p G (T_{\text{HX},\text{in}} - T_{\text{HX},\text{ex}})_1 = c_p q_{\text{m},\text{c}} (T_{\text{HX},\text{in}} - T_{\text{HX},\text{ex}})_2.$$

式中 η_{HX} 为热交换器效率; $q_{\text{m},\text{c}}$ 为冲压空气流量; ζ 为水当量比; 下标 1, 2 分别代表热边和冷边; in, ex 分别代表附件的进出口参数。

3) 涡轮、压气机和风扇

$$\eta_t = (1 - T_{\text{t},\text{ex}}/T_{\text{t},\text{in}}) / [1 - \pi_t^{-(k-1)/k}],$$

$$\eta_c = [1 - \pi_c^{(k-1)/k}] / (T_{\text{c},\text{ex}}/T_{\text{c},\text{in}} - 1),$$

$$\eta_f = [1 - \pi_f^{(k-1)/k}] / (T_{\text{f},\text{ex}}/T_{\text{f},\text{in}} - 1),$$

$$\pi_B = \pi_t \theta / \pi_c.$$

式中下标 t, c 和 f 分别代表涡轮、压气机和风扇, π_B 为增压式涡轮组件增压比, θ 为压气机出口压力与涡轮入口压力之比。

4) 系统功率平衡关系式

• 二轮简单式

$$\eta_t \eta_m c_p G T_{\text{t},\text{in}} [1 - \pi_t^{-(1-k)/k}] =$$

$$c_p q_{\text{m},\text{c}} T_{\text{f},\text{in}} [\pi_f^{(k-1)/k} - 1].$$

• 三轮增压式

$$\beta \eta_t \eta_m c_p G T_{\text{t},\text{in}} [1 - \pi_t^{-(1-k)/k}] =$$

$$c_p q_{\text{m},\text{c}} T_{\text{f},\text{in}} [\pi_f^{(k-1)/k} - 1] / \eta_f =$$

$$c_p G T_{\text{c},\text{in}} [\pi_c^{(k-1)/k} - 1] / [\eta_c (1 - \beta)].$$

• 四轮增压式

$$\eta_m \{ c_p G \eta_{t1} T_{\text{t1},\text{in}} [1 - \pi_{t1}^{-(1-k)/k}] +$$

$$c_p G \eta_{t2} T_{\text{t2},\text{in}} [1 - \pi_{t2}^{-(1-k)/k}] \} =$$

$$c_p q_{\text{m},\text{c}} T_{\text{f},\text{in}} [\pi_f^{(k-1)/k} - 1] / (\eta_f \beta) =$$

$$c_p G T_{\text{c},\text{in}} [\pi_c^{(k-1)/k} - 1] / [\eta_c (1 - \beta)].$$

式中 β 为增压式涡轮组件功率比参数, 下标 t1, t2 分别代表四轮增压式高压除水系统中的涡轮 1 和涡轮 2。

2.3 目标函数及优化设计变量

1) 目标函数 笔者采用飞行器性能代偿损失作为系统评价的标准, 综合考虑系统的质量、系统工作所消耗的功率及产生的阻力对飞机性能的影响。在能源紧张和石油价格上涨的今天, 经济性对于商用旅客机显得尤为重要, 因此将起飞燃油代偿质量 ΔM_0 作为目标函数是合理的。目前旅客机环境控制系统对燃油代偿损失的影响主要来自系统自身质量、压气机引气和冲压空气阻力, 其表达式为

$$\Delta M_0 = M_{\text{f},\text{E}} + M_{\text{f},\text{bl}} + M_{\text{f},\text{D}},$$

式中 $M_{\text{f},\text{E}}$, $M_{\text{f},\text{bl}}$ 和 $M_{\text{f},\text{D}}$ 的计算公式见文献 [3]。

2) 优化设计变量 系统中影响起飞燃油代偿损失的设计参数很多, 考虑到缩短计算时间, 笔者选取对目标函数影响较大的独立变量作为系统的优化设计变量。

对于二轮简单式低压除水系统, 以热交换器效率 η_{HX} , 流比 ω 和发动机引气处的压缩比 π_{cm} 作为设计变量; 对于三轮增压式高压除水系统, 以初级热交换器效率 $\eta_{\text{HX}1}$, 流比 ω_1 , 发动机引气处的压缩比 π_{cm} 和增压式涡轮组件功率比参数 β 作为设计

变量；四轮升压式高压除水系统增加了第二级涡轮膨胀比 π_{t2} 作为系统优化设计变量。

3) 约束条件的确定 根据环境控制系统的工作原理和各附件的研制水平，各设计变量取值范围有一定的限制，综合各系统方案，可取：

$$0.5 \leq \eta_{HX} \leq 0.95, 1.15 \leq \omega \leq 4.0,$$

$$4.0 \leq \pi_{cm} \leq 8.0, 0.1 \leq \beta \leq 0.3,$$

$$1.0 \leq \pi_{t2} \leq 5.0.$$

3 优化设计方法

笔者采用广义乘法^[5]结合单纯形加速法^[6]处理约束条件下多变量函数的非线性规划问题。广义乘法结合古典的 Lagrange 乘子法和 SUMT 外点法，试图在罚因子 M 适当大的情况下，借助于调节 L - 乘子 l 逐次逼近原非线性规划问题的最优解；单纯形加速法是一种不必计算目标函数梯度的直接搜索法，操作简单，易于在计算机上实现。

结合系统数学模型，建立旅客机环境控制系统优化设计程序框图如图 2 所示。环境控制系统代偿损失目标函数为非凸函数，存在多个峰值，寻优时应在约束空间内取相异的多组初始设计变量，在各局部最优值之中选出全局最优值。

4 旅客机环境控制系统优化结果

4.1 设计状态条件

飞行高度 $H = 0 \text{ m}$ ；飞行马赫数 $Ma = 0.9$ ；大

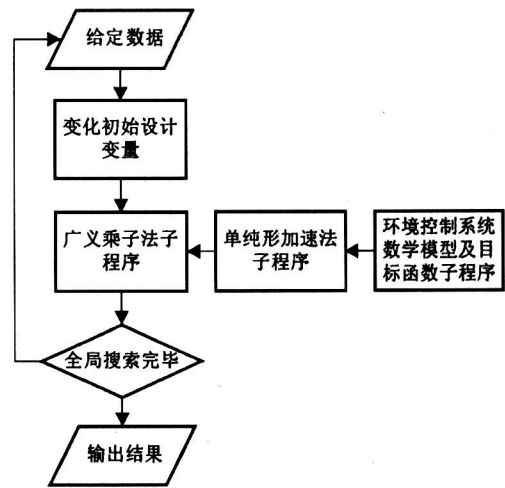


图 2 系统优化设计程序框图

Fig.2 Program block diagram for ECS system optimization

气温度 $T_h = 320 \text{ K}$ ；大气压力 $p_h = 101.325 \text{ kPa}$ ；大气含湿量 $d_h = 0.022 \text{ kg/kg}$ 干空气；座舱热载荷 $Q_c = 37.5 \text{ kW}$ ；座舱内平均温度 $T_c = 294 \text{ K}$ ；座舱供气温度 $T_{in} = 283 \text{ K}$ ；再循环空气百分比 $r = 50\%$ （三轮升压式和四轮升压式高压除水系统）。

4.2 系统优化结果

1) 设计变量优化结果 按照笔者的优化设计方法，分别对二轮低压除水、三轮高压除水和四轮高压除水系统进行全局优化搜索，计算结果见表 1。

表 1 旅客机环境控制系统优化变量结果

Table 1 Result s of optimized designing variables for ECS of airliner cabin

	热交换器效率 η_{HX}	水当量比 ω	引气压缩比 π_{cm}	功率比参数 β	第二级涡轮增压比 π_{t2}
二轮简单式低压除水	0.832	1.151	4.997		
三轮升压式高压除水	0.500	1.385	4.002	0.102	
四轮升压式高压除水	0.693	1.327	5.148	0.109	4.847

2) 目标函数及结果分析 在相同设计状态条件下，各系统优化设计目标函数见图 3。三轮升压式和四轮升压式高压除水系统采用 50% 再循环空气，发动机引气量小，目标函数较二轮简单式低压除水系统大大减小。四轮系统增加第二级涡轮，装置复杂性和质量有所增加，但其冷空气低温由第二级涡轮产生，冷凝器设计在冰点以上工作，解决了三轮系统中冷凝器结冰的问题，并且除湿性能稳定，是旅客机环境控制系统发展的新方向。

5 结语

现代旅客机环境控制系统主要分为二轮简单式低压除水系统、三轮升压式高压除水系统和四轮升压式高压除水系统，笔者对这三种系统分别建立数学模型，采用合理的优化设计变量、目标函数及优化方法，对优化设计结果进行比较分析，有助于深入分析各种系统的特点，为旅客机环境控制系统的设计提供理论依据。

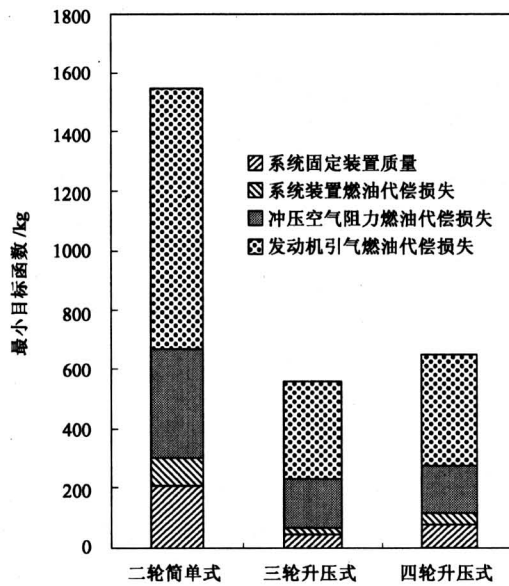


图 3 系统优化目标函数

Fig.3 Objective function of ECS optimization

参考文献

- [1] 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
- [2] 陈元先. 旅客机环境控制系统的发展[J]. 航空学报, 1999, 20(9): 7~9
- [3] Isabel Perez-Grande, Leo T J. Optimization of a commercial aircraft environmental control system [J]. Applied Thermal Engineering, 2002, 22: 1885~1904
- [4] 王恒斌,张宝霖. 国外飞机环境控制系统手册[M]. 北京:航空工业出版社, 1986
- [5] 魏权龄,王日爽,徐兵,等. 数学规划与优化设计[M]. 北京:国防工业出版社,1984. 445~457
- [6] 范玉鸣,张莹. 最优化设计基础[M]. 北京:清华大学出版社,1982. 156~171

Optimum Design for Airliner Environmental Control System

Fang Lin, Wang Jun

(School of Aeronautics Science and Technology, Beihang University, Beijing 100083, China)

[Abstract] In order to choose the most economical and efficient airliner environmental control system, several types of air cooling systems for the modern airliners were optimized and compared. The optimized mathematical models of two wheels system with low pressure water separation, three wheels system with high pressure water separation and four wheels system with high pressure water separation were established respectively. The fuel oil loss for airliner environmental control system is taken as the objective function. Generalized multiplier combined with simplex method is used to seek the optimum solution. The optimized results can be used as the theoretic foundation for the design and research of airliner environment control system.

[Key words] airliner ; environmental control ; optimum design