

四轮高压除水环控系统优化数学模型

余业珍^{1,2}

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016; 2. 南京师范大学 动力工程学院, 江苏 南京 210042)

[摘要] 国外商用飞机基本上采用三轮高压除水环控系统. 在 B-777 的环控系统中已开始采用四轮高压除水, 介绍了此系统建立其优化数学模型, 选用合理的设计变量, 以飞机起飞燃油重量代偿损失作为优化设计的目标函数, 确定约束条件, 用混合罚函数法求解上述数学模型. 其计算结果可作为设计研究四轮高压除水环控系统的理论依据.

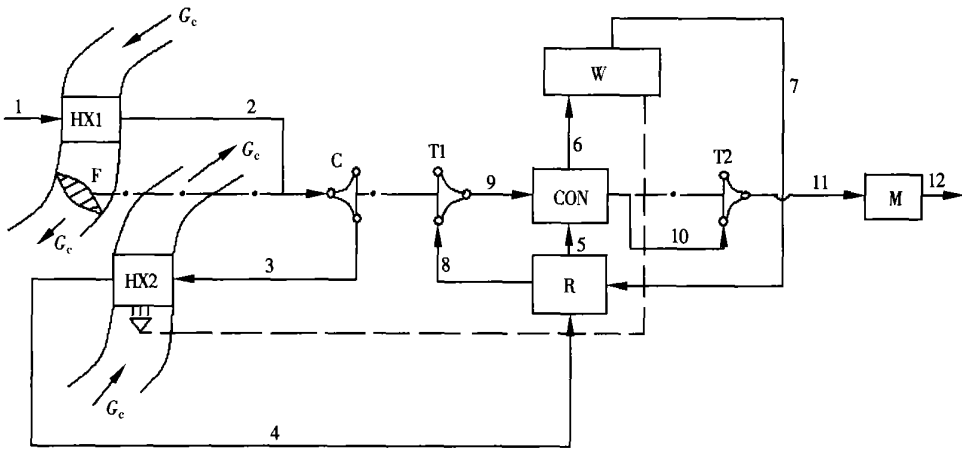
[关键词] 四轮环控系统, 高压除水, 优化, 数学模型

[中图分类号] TK414. 2, [文献标识码] A, [文章编号] 1672-1292-(2004)03-0014-04

0 引言

三轮高压除水冷却循环与早期使用低压分水的空调系统相比, 其优点是进入座舱的空气较为干燥, 缺点是冷凝器中空气温度可能降到冰点以下, 这样在进入涡轮时可能结冰进而损坏涡轮. 为了克服这一缺点, 汉密尔顿标准公司在 B-777 的环控系统中增加了第二级涡轮. 冷凝器放在两级涡轮之

间. 计算简图如图 1 所示. 从第一级涡轮出来的冷空气先用来冷凝离开压气机的空气, 再进入第二级涡轮再次冷却. 由于冷空气的低温由第二级涡轮产生, 故离开第一级涡轮的空气温度不会在冰点以下, 这样即可防止冷凝器结冰. 这种系统是对三轮式系统的改进, 是飞机环控系统的最新发展. 本文对此系统建立优化数学模型. 计算结果与三轮系统作比较, 得出了一些重要的结论.



HX1: 初级热交换器; HX2: 次级热交换器; F: 风扇; C: 压气机; T1: 第一级涡轮;
T2: 第二级涡轮; R: 回热器; CON: 冷凝器; W: 水分分离器; M: 混合室

图 1 四轮式高压除水系统简图

1 优化数学模型综述

1.1 优化方法概述

数学模型是一个多变量有约束条件的非线性规划问题. 而对非线性规划一般而言混合罚函数法效果较好. 本文选用混合罚函数 (SUMT 调用鲍威尔法^[2]) 来求解上述数学模型, 该法收敛速度快, 优化效果好, 稳定性好.

1.2 优化数学模型

1.2.1 设计变量

对四轮高压除水空调系统, 影响其目标函数的参数很多. 如发压引气处压缩比 c_m 、初级和次级热交换器的效率 η_1 、 η_2 、初级和次级热交换器的流比 β_1 、 β_2 、回热器的效率 η_R 、冷凝器的效率 η_{CON} 、升压式压缩机的压缩比 c_c 、涡轮的膨胀比 π_1 、 π_2 , 四轮功率比参数等. 但根据系统的特点, 在以上

收稿日期: 2004-03-11.
作者简介: 余业珍(1970 -), 女, 博士研究生, 讲师, 主要从事流体力学的教学与研究. E-mail: yuyezhen @njnu. edu. cn
— 14 —

参数中,并不是所有参数均为独立变量,如 c 、 π 、 π_2 相互有联系, π_2 也与其它参数有关. 又由于本文研究的系统中热交换器是串联排列,有 $\pi_1 = \pi_2$. 经过分析,选择以下 5 个变量作为系统的独立变量: π_1 、 π_2 、 π_3 、 π_4 、 π_5 .

1.2.2 目标函数

本文以飞机起飞燃油重量代偿损失作为系统优化设计的目标函数.

起飞重量法就是把系统的固定重量、可变重量、冲压空气、轴功率消耗和发动机供气等转换为对飞机总的起飞重量的影响. 具体地说,就是对起

$$F = \frac{1}{\pi_1} \cdot \frac{W_1}{K_1} \cdot \frac{1}{1 - \frac{1}{2} \left(1 + \frac{1}{\pi_1} \right)} + \frac{2}{\pi_2} \cdot \frac{W_1}{K_2} \cdot \frac{1}{1 - \frac{1}{2} \left(1 + \frac{1}{\pi_2} \right)} +$$

$$\frac{\pi_3}{\pi_4} \cdot \frac{W_1}{K_{\pi_3}} \cdot \frac{1}{1 - \frac{\pi_3}{\pi_4}} + \frac{\pi_5}{\pi_6} \cdot \frac{W_1}{K_{\pi_5}} \cdot \frac{1}{1 - \frac{\pi_5}{\pi_6}} + 38.49 G + 7.856 \pi_1 G +$$

$$\frac{Y}{gX} \left[G_C \pi_1 (V_H - V_J \cos \alpha) + c_x \pi_H \frac{V_H^2}{2} F_M \right] + \frac{Y}{X} \cdot \frac{G}{C_e g} \left[V_H C_e + \frac{C_{P_2} T_3 \left(\frac{0.286}{\pi_{nz}} - 1 \right)}{H_{u, kc} (\pi_{nz} - 1)} \right]$$

其中, $W_1 = G C_p \cdot c_x$ 和 F_M 可参考文献[3] 有关部分进行计算.

1.2.3 约束条件

根据文献[1,5],确定约束条件如下:

1.2.3.1 直接约束和设计变量界限约束

$$2.5 < \pi_{cm} < 4.5; \quad 0.5 < \pi_1 < 0.95;$$

$$1 < \pi_2 < 4; \quad 0.1 < \pi_3 < 0.3;$$

$$1 < \pi_4 < 3; \quad T_3 < 523 \text{ K}$$

1.2.3.2 等式约束

(1) 由增压供气源供来的空气压力温度为 P_1 、 T_1 , 则:

$$T_H^* = T_H \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right);$$

$$P_H^* = P_H \left(\frac{T_H^*}{T_H} \right)^{\frac{k}{k-1}};$$

$$P_1 = 0.965 P_H^* \pi_{cm};$$

(4) 四轮装置功率平衡关系式:

$$T_9 \left[\frac{1}{1 - \pi_1 \left(1 - \pi_1^{-\frac{k-1}{k}} \right)} - 1 \right] + T_{11} \left[\frac{1}{1 - \pi_2 \left(1 - \pi_2^{-\frac{k-1}{k}} \right)} - 1 \right] = \frac{\pi_1 T_F}{\pi_m}$$

$$c = \left\{ 1 + \frac{\pi_3}{\pi_4} \left(1 - \frac{\pi_3}{\pi_4} \right) \frac{T_9 \left[\frac{1}{1 - \pi_1 \left(1 - \pi_1^{-\frac{k-1}{k}} \right)} - 1 \right] + T_{11} \left[\frac{1}{1 - \pi_2 \left(1 - \pi_2^{-\frac{k-1}{k}} \right)} - 1 \right]}{T_2} \right\}^{\frac{k}{k-1}}$$

$$\pi = \frac{P_8}{P_9} = \frac{P_8}{P_{10} + P_{9-10}} = \frac{P_3 - P_{3-8}}{P_{11} \pi_2 + P_{9-10}} = \frac{c P_2 - P_{3-8}}{P_{11} \pi_2 + P_{9-10}}$$

(5) 第二级涡轮入口压力、温度为 P_{10} 、 T_{10} , 则:

飞燃油重量的影响. 若飞机没有装空调系统, 则对起飞燃油重量没有影响. 现在装了空调系统, 则为了保持飞机的性能, 其起飞燃油重量必须增加, 这是由于空调系统而引起的起飞燃油重量的代偿损失. 当以系统起飞重量的概念来选择和评价系统时, 希望起飞燃油重量的代偿损失愈小愈好.

由于在四轮系统中, 冷边由风扇抽风, 所以不必消耗发动机轴功率来抽吸冷边空气, 故本文主要考虑了固定重量、冲压空气阻力、发动机供气引起的起飞燃油重量的代偿损失. 由文献[4], 可类似得出目标函数的具体表达式.

$$T_1 = 0.99 T_H^* \left(1 + \frac{\frac{k-1}{k} - 1}{\pi_{cm}} \right);$$

$$d_1 = d_H;$$

其中 π 对于亚音速进气道, 按文献[3] 取为 0.95.

(2) 经过初级热交换器后, 压力、温度为 P_2 、

T_2 , 则:

$$P_2 = P_1 - P_{1-2};$$

$$T_2 = T_1 - \pi_1 (T_1 - T_{Cin});$$

$$d_2 = d_H.$$

(3) 由升压式压气机输出压力、温度为 P_3 、

T_3 , 则:

$$P_3 = c P_2;$$

$$T_3 = T_2 \left(1 + \frac{\frac{k-1}{k} - 1}{c} \right);$$

$$d_3 = d_H.$$

$$P_{10} = P_{11} \tau_2;$$
$$T_{10} = \frac{T_{11}}{1 - \tau_2 \left(1 - \tau_2^{-\frac{k+1}{k}} \right)};$$
$$d_{10} = d_{11}.$$

(6) 第一级涡轮出口压力、温度为 P_9 、 T_9 , 则:

$$P_9 = P_{10} + P_{9-10};$$
$$T_9 = T_9 + \frac{r}{C_p} (d_{10} - d_9).$$

(7) 第一级涡轮入口压力、温度为 P_8 、 T_8 , 则:

$$P_8 = P_9 \tau_1;$$
$$T_8 = \frac{T_9}{1 - \tau_1 \left(1 - \tau_1^{-\frac{k+1}{k}} \right)};$$
$$d_{10} = d_{11}; d_8 = d_{10}.$$

(8) 通过冷凝器后, 压力、温度为 P_6 、 T_6 , 则:

$$P_6 = P_5 - P_{5-6};$$
$$T_6 = 273.15 + \frac{235}{\frac{7.45}{\lg \left[\frac{P_6}{610 \left(\frac{0.622}{d_6} + 1 \right)} \right]} - 1};$$
$$d_6 = \frac{1}{\text{sep}} [d_{10} - (1 - \text{sep}) d_H].$$

(9) 通过回热器后, 压力、温度为 P_5 、 T_5 , 则:

$$P_5 = P_4 - P_{4-5}.$$

冷凝器焓平衡方程为:

$$C_p (T_{10} - T_9) + (r +) (d_{10} - d_9) = C_p (T_5 - T_6) + r (d_5 - d_6).$$

(10) 通过水分离器后, 压力、温度为 P_7 、 T_7 认为水分离器只有压降而没有温降, 故:

$$P_7 = P_6 - P_{6-7};$$
$$T_7 = T_6; d_7 = d_6.$$

(11) 通过次级热交换器后, 压力、温度为 P_4 、 T_4 , 则:

$$P_4 = P_3 - P_{3-4};$$
$$T_4 = T_5 + (T_8 - T_7) + \frac{r}{C_p} [(d_4 - d_6) (1 - \text{sep}) - (d_4 - d_5)];$$
$$d_4 = d_H.$$

2 优化设计结果

优化设计点选为:

$H = 0 \text{ km}; M = 0.236; P_H = 1.013 \times 10^5 \text{ Pa};$
 $T_H = 323 \text{ K}; d_H = 0.019 \text{ Kg/ Kg(干空气)}$

座舱参数为: $P_k = 1.013 \times 10^5 \text{ Pa}; T_k = 301 \text{ K}$

本文的优化设计结果与三轮式系统计算结果^[5] 对比见表 1.

表 1 优化设计结果

	P_1	T_1	d_1	P_2	T_2	d_2	P_3	T_3	d_3	P_4
本文计算值	3.465	496.7	0.019	3.344	426.4	0.019	4.972	494.8	0.019	4.769
三轮计算值	3.7	496.7	0.019	3.58	395.0	0.019	4.743	441.0	0.019	4.541
	T_4	d_4	P_5	T_5	d_5	P_6	T_6	d_6	P_7	T_7
本文计算值	334.2	0.019	4.729	313.3	0.009 1	4.659	300.8	0.005	4.580	300.8
三轮计算值	323.3	0.019	4.501	313.9	0.008 1	4.437	299.8	0.006	4.352	299.8
	d_7	P_8	T_8	d_8	P_9	T_9	d_9	P_{10}	T_{10}	d_{10}
本文计算值	0.005	4.534	316.0	0.002 2	2.317	274.6	0.001 4	2.299	298.2	0.002 2
三轮计算值	0.006	4.307	320.9	0.002 4	1.332	247.2	0.001 7	1.313	265.8	0.002 4
	P_{11}	T_{11}	d_{11}	1	2	回	冷	sep	c	c
本文计算值	1.043	250.7	0.002	0.585	0.682	0.498	0.348	0.81	0.751	1.487
三轮计算值				0.841	0.869	0.496	0.373	0.82	0.72	1.325
	T	T				1	cm	G	G _c	
本文计算值	τ_1	τ_2	τ_1	τ_2		0.254	2.043	3.479	0.328	0.671
	0.767	0.843	1.957	2.204						
三轮计算值		0.809		3.235	0.366	2.156	3.715	0.328	0.708	

单位说明:流量 $G/(\text{Kg/s})$; 压力 P/pa ; 温度 T/K ; 含湿量 $d/(\text{Kg/Kg(干空气)})$.

3 结论

本文对四轮高压除水环控系统建立优化数学模型. 以飞机起飞燃油重量代偿损失作为系统优化设计的目标函数. 通过表 1 的优化设计结果比较可以得出四轮式系统的优点如下:

3.1 冷凝器不结冰

四轮系统的一个重要优点是:因为冷凝器位于两级涡轮之间, 冷空气的低温由第二级涡轮产生, 故冷凝器可以设计成在冰点以上工作. 事实上, 在系统的设计中, 第一级涡轮出口即冷凝器冷边进口温度被设计成 1 . 非设计工况下, 可以用温度控制阀控制在 1 . 因为冷凝器温度保持在冰点以

上,故可以把它设计成仅用于传热的紧凑散热芯体.而三轮系统中的冷凝器芯体设计要能融化一定量的冰以满足所需的传热量,从换热器的观点来看是低效的.

3.2 除湿性能稳定

三轮系统中,为防止冷凝器冰塞,由旁路阀引入热空气旁路,其结果是使冷凝器冷边进口温度升高,由此引起冷凝器热边出口温度提高使除湿量减少.而在四轮式系统中,由于冷凝器冷边进口温度控制在1.因此,使冷凝器热边出口温度和除湿量稳定.

3.3 节约冲压空气

计算结果表明:在引气流量相同的情况下,四轮系统的出口温度低,即制冷量大,而冲压空气流量小,由此引起的飞机起飞燃油重量的代偿损失也小.而三轮系统若要得到与四轮系统相同的制冷量,必须消耗更多的冲压空气.

符号表

- η_1 :初级热交换器的效率;
- η_2 :次级热交换器的效率;
- Γ_1 :初级热交换器的流比;
- C :压缩机的压缩比;
- γ :四轮功率比参数;
- G :发动机压气机供给空调系统的流量;
- M :马赫数;
- T_H^* :滞止温度;
- P_H^* :滞止压强;
- T :开氏温度(K);
- G_c :冲压空气流量;
- C_{pg}, C_p :分别为燃气和空气的比热;
- T_3 :发动机涡轮入口温度;
- H_u :燃料燃烧热值;
- η_{kc} :燃烧室内完全燃烧系数;
- η_{cmz} :压气机总的压缩比;
- η_{cm} :发压引气处压缩比;

- C_e :燃油消耗率;
- c_x :进气口的阻力系数;
- F_M :进气口迎风面积;
- V_H :飞行速度;
- ρ_H :飞行高度处的空气密度;
- V_J :排气速度;
- α :排气出口与飞行方向之夹角;
- $\frac{Y}{X}$:升阻比;
- P :压力; d :含湿量;
- γ :进气道总压恢复系数;
- η_m :四轮装置的机械效率;
- r :水的汽化潜热;
- λ :冰的融化热;
- T_F :风扇温升;
- T_{Cin} :初级热交换器冷边进口温度;
- k :空气绝热指数;
- π_1, π_2 :分别为第一级和第二级涡轮的膨胀比;
- $\eta_{回}, \eta_{冷}, \eta_{sep}$:分别为回热器、冷凝器和水分离器的效率;
- $\left(\begin{matrix} - \\ 1, 2, 回, 冷 \end{matrix} \right)$:分别为初级热交换器、次级热交换器、回热器、冷凝器的结构参数;
- $(K)_{1, 2, 回, 冷}$:分别为初级热交换器、次级热交换器、回热器、冷凝器的传热系数.

[参考文献]

- [1] 寿荣中,何慧姝.飞行器空气调节[M].北京:北京航空航天大学出版社,1990. 203~251.
- [2] 万耀青,梁庚荣,陈志强.最优化计算方法常用程序汇编[M].北京:工人出版社,1981. 181~204.
- [3] 余业珍.亚音速进气口阻力和压力恢复特性计算[J].南京动力高等专科学校学报,1999,12(2):11~16.
- [4] 吴临武.飞机空气调节系统设计手册[M].北京:国防工业出版社,1997. 159~259.
- [5] 余业珍,武彬彬.三轮高压除水环控系统优化数学模型[J].南京师范大学学报(工程技术版),2002,2(2):37~41.
- [6] 余业珍.飞机环控系统的计算机模拟和辅助设计[D].南京:南京航空航天大学硕士学位论文,1998.

Optimized Mathematical Model of Four-wheel Environmental Control System with High Pressure Water Separation

YU Yezhen

- (1. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, School of Energy and Power Engineering, Nanjing 210016, China;
2. School of Power Engineering, Nanjing Normal University, Nanjing 210042, China)

Abstract: Four-wheel ECS (environmental control system) with the high pressure water separation has been used in B-777, which is the latest advancement in ECS. In this paper, the optimized mathematical model of four-wheel system is discussed, with the rational designing variables used. The compensating loss of fuel weight for aircraft take-off is taken as the objective function. Restrictive conditions are determined and mixed penalty function method is selected to solve the problems in the mathematical model. The results of calculation can be used as theoretical basis for the further design and research in four-wheel ECS.

Key words: four-wheel environmental control system, high pressure water separation, optimization, mathematical model

[责任编辑:刘健]