

# 三轮高压除水环控系统优化数学模型\*

余业珍, 武彬彬

(南京师范大学动力工程学院, 210042, 南京)

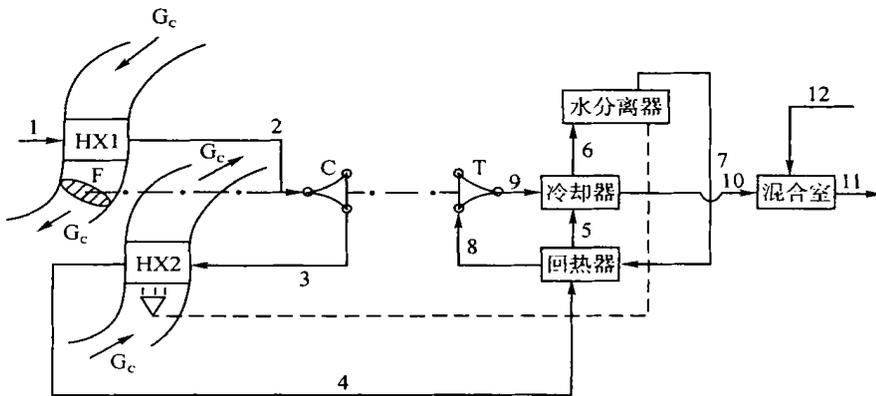
[摘要] 针对国外商用飞机基本上采用三轮高压除水环控系统, 为此对该系统建立优化数学模型. 选用合理的设计变量, 以飞机起飞燃油重量代偿损失作为优化设计的目标函数. 确定约束条件, 用混合罚函数法求解上述数学模型. 其计算结果可作为设计研究三轮高压除水环控系统的理论依据.

[关键词] 三轮环控系统, 高压除水, 优化, 数学模型

[中图分类号] TK414.2<sup>+</sup>2; [文献标识码] A; [文章编号] 1672-1292(2002)02-0037-05

## 0 引言

三轮冷却装置就是冷却涡轮用以传动一根轴上的冷却空气风扇和升压式压气机. 它既吸收了升压式系统的优点, 供气压力小, 节省功率; 又吸收了涡轮通风式系统的优点, 地面有冷却能力. 由于升压式压气机吸收了涡轮功率的主要部分, 故也可以防止冷却装置过速. 这是升压式系统和涡轮通风式系统的自然发展, 是空气循环冷却系统的一次重要革新, 目前国外已广泛应用于现代旅客机上, 如 B-747、B-757、Fokker-100 等. 其系统简图如图 1 所示. 国内的飞机环控系统中多采用升压式系统或涡轮通风式系统, 商用飞机上还没有应用三轮高压除水环控系统. 对购买的飞机进行可靠的性能计算, 对我国自行研制生产先进水平的飞机具有重大意义. 本文的约束条件参照 Fokker-100 机型而定. 计算结果可作为设计研究三轮高压除水环控系统的理论依据.



HX1: 初级热交换器; HX2: 次级热交换器; F: 风扇; C: 压气机; T: 涡轮

图 1 三轮式高压除水系统简图

\* 收稿日期: 2002-03-29.

作者简介: 余业珍, 女, 1970-, 南京师范大学动力工程学院讲师, 主要从事流体力学方面的教学与研究.

# 1 优化数学模型综述

## 1.1 优化方法概述

本文的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<sup>[2]</sup>) 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. 该法概要如下:

本过程是 SUMT 方法的内点和外点罚函数的组合方法, 对于不等式约束  $g_i(x)$  用内点法构造惩罚项; 对于等式约束  $h_i(x)$  用外点法构造惩罚项. 其具体形式为:

$$P(X, r) = f(X) + r \sum_{i=1}^m \frac{1}{g_i(X)} + \frac{1}{\sqrt{r}} \sum_{j=1}^p [h_j(X)]^2$$

式中,  $r$  为罚因子, 是一个递减的无穷正数数列. 若  $r = r^{(k)}$ , 极小化罚函数  $P(X, r^{(k)})$ , 则可求得相应的极值点  $X(r^{(k)})$ , 对于一序列罚因子  $\{r^{(k)}\}$ , 当  $k \rightarrow \infty$  时,  $r^{(k)} \rightarrow 0$ , 在适当条件下, 其相应的极小点  $X(r^{(k)})$  使  $\lim_{k \rightarrow \infty} \left\{ r^{(k)} \sum_{i=1}^m \frac{1}{g_i(X)} \right\} = 0$ ,  $\lim_{k \rightarrow \infty} \left\{ \frac{1}{\sqrt{r^{(k)}}} \sum_{j=1}^p [h_j(X)]^2 \right\} = 0$ , 于是就有  $\lim_{k \rightarrow \infty} P(X(r^{(k)})) = f(X)$ , 当  $k$  充分大时,  $X(r^{(k)})$  点可取为近似最优解.

## 1.2 优化数学模型

### 1.2.1 设计变量

对三轮式高压除水空调系统, 影响其燃油代偿损失亦即其目标函数的参数很多. 如发压引气处压缩比  $\pi_{cm}$ 、初级和次级热交换器的效率  $\eta_1$ 、 $\eta_2$ 、初级和次级热交换器的流比  $\omega_1$ 、 $\omega_2$ 、回热器的效率  $\eta_{回}$ 、冷凝器的效率  $\eta_{冷}$ 、升压式压缩机的压缩比  $\pi_c$ 、升压式涡轮的膨胀比  $\epsilon_r$ 、三轮功率比参数  $\beta$  等. 但根据系统的特点, 在以上参数中, 并不是所有参数均为独立变量, 如  $\pi_c$ 、 $\epsilon_r$  相互有联系,  $\eta_2$  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:  $\omega_1 = \omega_2$ . 经过分析, 选择以下 4 个变量作为系统的独立变量:  $\eta_1$ 、 $\omega_1$ 、 $\beta$ 、 $\pi_{cm}$ .

### 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, 这是由于增加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.

由于在三轮式系统中, 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.

$$F = \frac{y_1}{\varphi_1} \cdot \frac{W_1}{K_1} \cdot \frac{\eta_1}{1 - \frac{1}{2} \eta_1 \left( 1 + \frac{1}{\omega_1} \right)} + \frac{y_2}{\varphi_2} \cdot \frac{W_1}{K_2} \cdot \frac{\eta_2}{1 - \frac{1}{2} \eta_2 \left( 1 + \frac{1}{\omega_1} \right)} + \frac{y_{回}}{\varphi_{回}} \cdot \frac{W_1}{K_{回}} \cdot \frac{\eta_{回}}{1 - \eta_{回}} + \frac{y_{冷}}{\varphi_{冷}} \cdot \frac{W_1}{K_{冷}} \cdot \frac{\eta_{冷}}{1 - \eta_{冷}} + 25.66 G + 7.856 \omega_1 G + \frac{Y}{gX} \left[ G_C \omega_1 (V_H - V_J \cos \alpha) + c_x \rho_H \frac{V_H^2}{2} F_M \right] + \frac{Y}{X} \cdot \frac{G}{C_e g} \left[ V_H C_e + \frac{C_{Pg} T_3' \left( \frac{\pi_{cm}^{0.286} - 1}{H_u \epsilon_{kc} (\pi_{cmz} - 1)} \right) \right]$$

其中,  $W_1 = GC_p$ ,  $c_x$  和  $F_M$  可参照文献[3] 有关部分进行计算.

### 1.2.3 约束条件

根据文献 1, 并参照 Fokker-100 机型的结构参数, 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

$$2.5 < \pi_{cm} < 4.5; \quad 0.5 < \eta_l < 0.95; \quad 1 < \omega_1 < 4;$$

$$0.1 < \beta < 0.5; \quad T_8 > 297K; \quad T_3 < 523K$$

### 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  $P_H, T_H$

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

$$P_1 = 0.965 \sigma P_H^* \pi_{cm}; \quad T_1 = 0.99 T_H^* \left[ 1 + \frac{\pi_{cm}^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_{cm}} \right]; \quad d_1 = d_H$$

其中  $\sigma$  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  $P_2, T_2$

$$P_2 = P_1 - \Delta P_{1-2}; \quad T_2 = T_1 - \eta_l (T_1 - T_{Clin}); \quad d_2 = d_H$$

(3) 由升压式压气机输出压力、温度为  $P_3, T_3$

$$P_3 = \pi_c P_2; \quad T_3 = T_2 \left[ 1 + \frac{\pi_c^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_c} \right]; \quad d_3 = d_H$$

(4) 三轮装置功率平衡关系式:

$$T'_9 \left[ \frac{1}{1 - \eta_T \left( 1 - \varepsilon_T^{\frac{k-1}{k}} \right)} - 1 \right] = \frac{\omega_1 \Delta t_F}{\eta_m \beta}$$

$$\pi_c = \left\{ 1 + \frac{T'_9 \eta_c \eta_m (1 - \beta)}{T_2} \left[ \frac{1}{1 - \eta_T \left( 1 - \varepsilon_T^{\frac{k-1}{k}} \right)} - 1 \right] \right\}^{\frac{k}{k-1}}$$

$$\varepsilon_T = \frac{P_8}{P_9} = \frac{P_3 - \Delta P_{3-8}}{P_{10} + \Delta P_{9-10}}$$

(5) 涡轮出口压力、温度为  $P_9, T_9$

$$P_2 = P_1 - \Delta P_{1-2}; \quad P_9 = \frac{P_8}{\varepsilon_T}; \quad T_9 = T'_9 + \frac{r + \xi}{C_P} (d_{10} - d_9)$$

(6) 通过冷凝器后, 压力、温度为  $P_6, T_6$

$$P_6 = P_5 - \Delta P_{5-6}$$

$$T_6 = 273.15 + \frac{235}{\frac{7.45}{\lg \left( \frac{P_6}{610 \left( \frac{0.622}{d_6} + 1 \right)} \right)} - 1}$$

$$d_6 = \frac{1}{\eta_{sep}} [d_{10} - (1 - \eta_{sep}) d_H]$$

(7) 涡轮入口压力、温度为  $P_8, T_8$

从水分离器出来的空气再次经过回热器, 起冷却热边空气的作用, 这样可减轻冷凝器的负担. 同时蒸发掉水分离器尚未分离的水, 提高涡轮入口温度, 这对提高涡轮膨胀比是有利的.

$$P_8 = P_3 - \Delta P_{3-8}; \quad T_8 = \frac{T'_9}{1 - \eta_T \left( 1 - \varepsilon_T^{\frac{k-1}{k}} \right)}; \quad d_8 = d_{10}$$

(8) 通过冷凝器后, 压力、温度为  $P_5, T_5$

$$P_5 = P_4 - \Delta P_{4-5}$$

冷凝器焓平衡方程:

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

(9) 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:

$$P_7 = P_6 - \Delta P_{6-7}; \quad T_7 = T_6$$

(10) 通过次级热交换器后, 压力、温度为  $P_4, T_4$

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

## 2 优化设计结果

优化设计点选为:

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

座舱参数为:

$$P_k = 1.013 \times 10^5 \text{ Pa}; \quad T_k = 301 \text{ K}$$

已知参数值按 Fokker-100 机型给出.

优化设计结果与购买厂商提供的 Fokker-100 机型的地面实测数据对比见表 1.

表 1 优化设计结果

	$P_1$	$T_1$	$d_1$	$P_2$	$T_2$	$d_2$	$P_3$	$T_3$	$d_3$	$P_4$
计算值	3.7	496.7	0.019	3.58	395.0	0.019	4.743	441.0	0.019	4.541
实测值	3.5	489.8	0.019	3.33	386.8	0.019	4.369	431.4	0.019	4.221
	$T_4$	$d_4$	$P_5$	$T_5$	$d_5$	$P_6$	$T_6$	$d_6$	$P_7$	$T_7$
计算值	323.3	0.019	4.501	313.9	0.0081	4.437	299.8	0.0059	4.352	299.8
实测值	320.7	0.019	4.206	311.4	0.0079	4.180	287.2	0.0056	4.095	286.9
	$d_7$	$P_8$	$T_8$	$d_8$	$P_9$	$T_9$	$d_9$	$P_{10}$	$T_{10}$	$d_{10}$
计算值	0.0059	4.307	320.9	0.0024	1.332	247.2	0.0017	1.313	265.8	0.0024
实测值	0.0055	3.891	318.7	0.0022	1.202	244.0	0.0013	1.905	261.4	0.0021
	$\eta_1$	$\eta_2$	$\eta_{回}$	$\eta_{冷}$	$\eta_{sep}$	$\eta_c$	$\pi_c$	$\eta_T$	$\epsilon_T$	$\beta$
计算值	0.841	0.869	0.496	0.373	0.82	0.72	1.325	0.809	3.235	0.366
实测值	0.823	0.850	0.452	0.358	0.79	0.70	1.312	0.789	3.142	0.341
	$\omega_1$	$\pi_{cm}$	$G$	$G_c$						
计算值	2.156	3.715	0.328	0.708						
实测值	2.245	3.691	0.306	0.687						

单位说明: 流量  $G$ : kg/s 压力  $P$ : Pa 温度  $T$ : K 含湿量  $d$ : kg/kg 干空气

### 符号说明

$\eta_1$ : 初级热交换器的效率;

$\eta_2$ : 次级热交换器的效率;

$\omega_1$ : 初级热交换器的流比;

$\eta_{回}$ : 回热器的效率;

$\eta_{冷}$ : 冷凝器的效率;

$\eta_{sep}$ : 水分离器的效率;

$\pi_c$ : 压缩机的压缩比;

$\omega_T$ : 涡轮的膨胀比;

$\beta$ : 三轮功率比参数;

$\epsilon_T$ : 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;

$C_{ig}$ : 燃气比热;

$C_p$ : 空气比热;

$T_3$ : 发动机涡轮入口温度;

$H_u$ : 燃料燃烧热值;

$\epsilon_{kc}$ : 燃烧室内完全燃烧系数;

$\pi_{cmz}$ : 压气机总的压缩比;

$\pi_{cm}$ : 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;

$\rho_H$ : 飞行高度处的空气密度;

