

某型飞机地面压力加油控制面板舱的优化设计

何宇廷, 何卫锋, 吴显吉, 苏华军
(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:根据控制盒、预检开关以及飞机的实际结构,采用优化设计的方法,建立了压力加油控制面板舱优化设计的数学模型。以参数型惩罚函数形成了增广的目标函数,确定了控制面板舱的优化设计参数,得到了优化设计方案,此方案已应用到飞机的实际结构改装之中。

关键词:结构优化设计;控制盒;预检开关;地面压力加油系统

中图分类号:V228 文献标识码:A 文章编号:1009-3516(2002)05-0009-03

1 问题的提出

某型飞机控制面板舱内安装有控制盒和预检开关,它是飞机改装地面压力加油系统的操纵与控制中心。其要求安全可靠、操纵方便。根据飞机加装地面压力加油系统改装方案^[1],加油的接头安装在飞机18~19框,14~15长桁之间。为了方便地控制加油,在机身的左侧19~20隔框,14~15长桁之间设计有一个控制舱,安装有控制面板和预检开关,对加油的各项操作进行控制。

控制面板和预检开关的外型尺寸较大(示意图见图1),因此该处的蒙皮开口较宽,开口后需对蒙皮进行加强,以保证它的强度和刚度;另外,面板和开关是经常操纵的,设计时要考虑加工、安装、操作的方便与可靠。

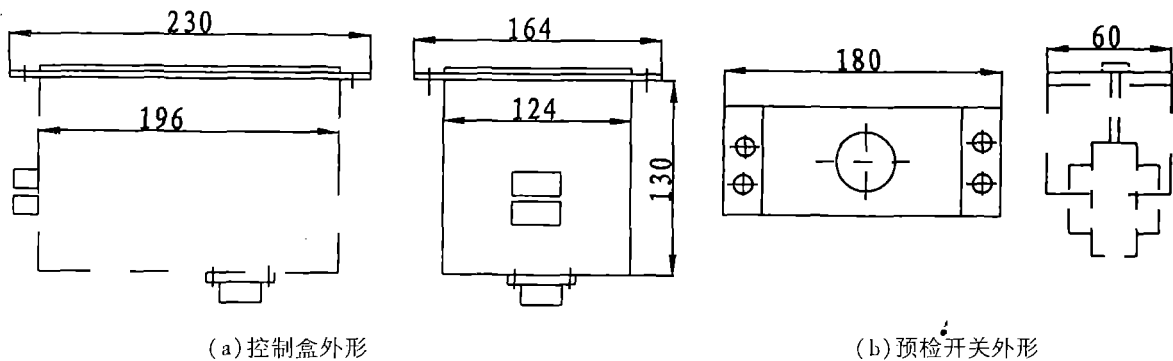


图1 控制面板和预检开关外型尺寸示意图

2 优化模型的建立

因为口盖的设计必须考虑舱的大小,开舱盖能方便地对面板和预检开关进行操作,同时各个部件须便于安装和维修,因此先从舱的设计入手。

由图1可知,控制盒的一侧有两个凸台,如果控制盒从舱前放入,则会使安装板有一个缺口,面板高于安装面,使结构复杂,不便于安装。根据飞机在19~20框、14~15长桁之间的实际结构^[1-2],将控制盒和预检开关从前起落架舱内放入,如图2所示。控制盒的宽度为164 mm,14~15长桁之间的距离为172 mm,为了在飞机上的加工、安装方便,安装板在桁条上的连接形式采用图1所示的形式。

蒙皮开口后会导致开口周围蒙皮强度下降,因此必须进行加强。舱口盖是和蒙皮厚度相同的薄板,为能承受气动力和增加其受力后的稳定性,在里面衬一块有凸槽的薄板(如图2所示),用铆钉连接在一起。

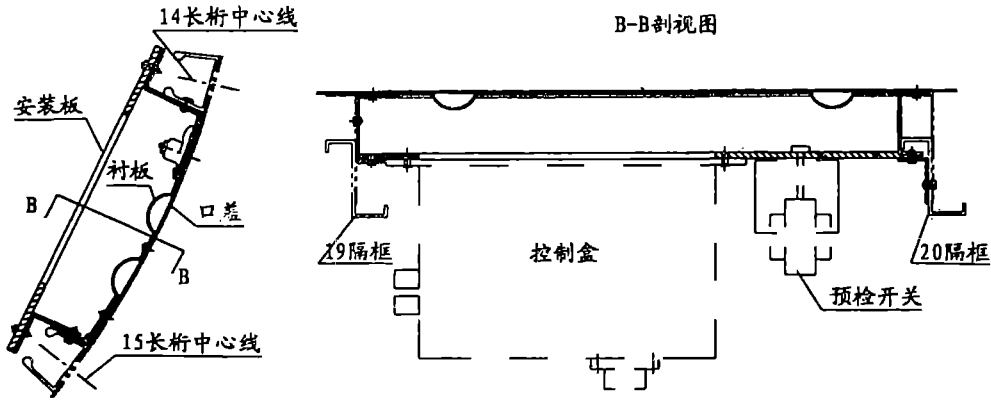


图2 控制面板舱设计示意图

通过上述分析,可以将各个构件分别予以考虑,然后综合到一起,建立整个方案的数学模型^[3-6]。

根据结构图和设计所考虑的各个因素,安装板的设计参数见式(1)。式(1)中, L_a 为长度, W_a 为宽度, T_a 为厚度, H_a 为位置。各参数的几何约束条件应考虑:安装板应能安装下控制盒及预检开关,同时受隔框及桁条的限制;它的位置由控制面板上的按钮(开关)尺寸确定;厚度、宽度根据控制面板而定。因此,各设计参数的几何约束见式(2)。开口的大小应能方便地进行加油时控制系统的各项操作,并使口盖的外形美观,同时蒙皮加强板应能使蒙皮的强度和刚度满足飞行的要求,又要求加强后口盖增加的重量最轻,而加强板受隔框和桁条的限制,可以明确其边界尺寸,但厚度未知,因此,口盖的设计变量见式(3)。

$$X_c = \begin{bmatrix} L_a \\ W_a \\ T_a \\ H_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\left. \begin{aligned} 354 &\leq x_1 \leq 372 \\ 170 &\leq x_2 \leq 172 \\ x_3 &= 2 \\ 39 &\leq x_4 \leq 50 \\ 0.55 &\leq \frac{x_2}{x_1} \leq 0.65 \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

$$X_k = \begin{bmatrix} L_m \\ W_m \\ R_m \\ T_m \\ H_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_5 \\ x_6 \\ x_7 \\ x_8 \\ x_9 \end{bmatrix} \quad (3)$$

式(3)中, L_m 为蒙皮开口长度, W_m 为蒙皮开口宽度, R_m 为开口倒角, T_m 为加强板厚度, H_m 为口盖衬板厚度。由于开口限制在18~19隔框,14~15长桁之间, x_5 的取值范围由结构的几何尺寸及舱的设计参数确定,并认为长宽比接近黄金分割值时比较美观。蒙皮的倒角大小影响到应力集中系数和美观,从强度条件和视觉效果来确定取值范围。因为开口及加强部分的应力与设计变量之间的关系比较复杂,很难通过公式直接求得,因此,我们采用有限元程序分析了在不同设计参数下危险部位的应力,并拟合出了应力-设计变量之间的近似函数关系式:

$$s(x_5, x_7, x_8) = 46.65 + 0.0001x_5 - 0.07764x_7 - 0.007696x_8 - 0.000064x_5x_5 - 0.0014x_7x_7 - 0.3799x_8x_8 - 0.000011x_5x_7 - 0.000798x_5x_8 - 0.053x_7x_8 \quad (4)$$

综上所述,口盖设计参数的约束条件为

$$306 \leq x_5 \leq 380; 134 \leq x_6 \leq 160; 0.55 \leq \frac{2x_7}{x_6} \leq 0.65; 0.55 \leq \frac{x_6 - x_7}{x_5} \leq 0.65; x_9 \geq 1; \sigma \leq [\sigma] \quad (5)$$

改装后控制面板舱增加的重量可表示成如下函数关系式:

$$G = [(x_5x_6 - 4(x_7 - 0.25\pi x_7)x_7)x_9 + (380x_174 - (x_5x_6 - 4(x_7 - 0.25\pi x_7)x_7))x_8] + 936x_1 - 104758.74 + x_3(x_4 + 20)(x_1 + x_2)]xp \quad (6)$$

在飞机改装中,减轻由改装而引起的附加重量是不变的目标。为此,取式(6)为本设计的目标函数。该设计的数学模型为 $G = f(c_1, c_3, \dots, c_9) \rightarrow \min$ 。约束条件为式(2)和(5)得到满足。

3 优化方法简介

对于有约束的非线性规划问题,采用间接解法求解。本文采用参数型惩罚函数法(punitive function)序

列无约束极小化技术 SUMT(Sequential Unconstrained Minimization Technique)将约束问题简化为无约束的目标函数,利用 Powell 方法解优化问题。

一般地说,目标函数的约束条件是既有等式约束又有不等式约束。在混合法中,问题常表述为求设计变量 $X = (x_1, x_2, \dots, x_n)^T$,使 $F(X)$ 极小,约束条件是

$$\begin{aligned} h_i(x) &= 0 & (i=1, 2, \dots, l) \\ g_j(x) &\geq 0 & (j=1, 2, \dots, p) \quad (l+p=m) \end{aligned} \quad (7)$$

相应的无约束优化问题的目标函数形式是

$$F(X, r_k, M_k) = f(X) + r_k \sum_{j=1}^p 1/g_j(X) + M_k \sum_{i=1}^l h_i(X)^2 \quad (8)$$

根据 Fiacco 等建议的关系式
$$M_k = \frac{1}{\sqrt{r_k}} \quad (9)$$

将惩罚因子统一用 r_k 表示,则混合法的惩罚函数又可表达为

$$F(X, r_k, M_k) = f(X) + r_k \sum_{j=1}^p 1/g_j(X) + \frac{1}{\sqrt{r_k}} \sum_{i=1}^l [h_i(X)]^2 \quad (10)$$

其中 r_k 是一个递减的正数列,它的极限值为零。在优化过程中,当 r_k 逐渐接近零时,增广目标函数的各个极小点 x_k^* 构成的序列 $\{x_k^*\}$ 是收敛的,并且收敛于约束问题的极小点 $\{X_k^*\}$ 。本文中, r_k 取初值为 1.0,步长为 0.02 进行计算,收敛精度取为 10^{-6} 。

4 优化结果及分析

对上述的数学模型进行优化求解,所得的结果如表 1 所示。(表 1 中,接头舱重量 1.53 kg,开口周围蒙皮应力值 30.15 kg/mm^2)。

表 1 设计变量的优化结果

设计变量	x_1	x_2	x_3	x_4	x_5	x_6	x_7	x_8	x_9
优化值(取整)/mm	372.0	214.0	2.0	39.0	350.0	160.0	39.0	1.2	1.0

从表 1 中可以知道各个设计变量均在它的约束限制范围内,对飞机结构而言,结构的安全是应该着重考虑的,该设计使蒙皮开口周围应力满足强度要求,且充分利用了材料的性能,结构布局更加合理。该方案在飞机的实际改装中得到了运用,加油的控制过程中,操纵比较方便。

参考文献:

- [1] 何宇廷. 某飞机加装地面压力加油系统结构改装设计[D]. 西安:空军工程大学工程学院,2000.
- [2] 空军第二航空机务学校. 某型飞机构造讲义[M]. 长春:空军第二航空机务学校,1975.
- [3] 孙靖民,米成秋. 机械结构优化设计[M]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,1985.
- [4] 刘惟信. 机械最优化设计(第二版)[M]. 北京:清华大学出版社,1994.
- [5] 詹姆斯恩·西多. 最优工程设计原理及利用[M]. 北京:机械工业出版社,1987.
- [6] 王国彪. 机械优化设计方法微机程序与应用[M]. 北京:机械工业出版社,1994.
- [7] 张允真,曹富新. 弹性力学及其有限元法[M]. 北京:中国铁道出版社,1983.

(编辑:姚树峰)

Optimizati Design of Ground Pressure Fuel Filling for Control Panel Chamber in an Aircraft

HE Yu - ting, HE Wei - feng, WU Xian - ji, SU Hua - jun

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: According to the real structure of the control box, pretesting switch and aircraft, by using the optimization design method, the mathematics model of the design optimization for the control panel chamber pressure fuel filling is set up. The augmented target function is formed by the parametric form penalty function. The optimization design parameters of the control panel chamber are determined and the scheme of optimization design is obtained. The scheme is put into the actual structure refit of aircraft.

Key words: optimization of structure ; control box ; testing switch ; ground pressure - refueling system