

弯曲载荷下机身壁板结构快速优化设计方法

苏雁飞*, 梁尚清, 惠红军

中航工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 给出了机身结构在弯曲载荷作用下, 机身壁板尺寸参数确定的原则和方法。通过对机身典型剖面结构形式的简化, 得到了机身尺寸参数与壁板应力之间的关系表达式, 根据强度控制原则, 对壁板结构进行了优化迭代, 得到了满足要求的壁板尺寸参数, 并与有限元应力分析进行对比。结果表明, 所推导的机身壁板应力与有限元分析得到的应力结果吻合较好。该方法可实现机身壁板结构快速优化, 对初期结构设计具有指导意义。

关键词: 机身壁板; 弯曲载荷; 优化

中图分类号: V214.19 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2016) 09-0022-04

机身壁板构成了机身的外壳, 是机身结构最重要的构件之一。在飞机结构中, 机身壁板占整个机身结构重量的比重较大。提高机身壁板的承载能力, 降低机身壁板的结构重量, 是有效减少机身重量的重要内容。

机身结构主要承受剪力、弯矩和扭矩等各种载荷, 但是机身壁板结构是承受机身弯矩最主要的构件, 分析机身壁板结构在弯矩作用下的稳定性和承载能力, 是机身结构强度设计的主要内容。

在飞机设计的整个过程中, 机身壁板的结构参数需要根据机身载荷和结构布置的变化进行更改。采用有限元建模、应力分析、强度校核、参数更改这种反复迭代的设计流程, 往往无法快速确定机身结构参数, 导致设计周期较长。通过建立机身壁板参数与载荷之间的计算公式, 并进行程序化的优化迭代, 可以加快飞机设计进程, 缩短设计周期, 为结构优化提供技术支持。

本文研究了在弯曲载荷作用下, 机身壁板结构尺寸参数快速确定的原则和方法, 实现了结构优化的目标。

1 模型简化及应力计算

现代飞机的机身是一种加强的壳体, 即“半硬壳式结

构”, 其力学模型典型剖面示意图如图 1 所示。图中 R 为机身半径; L 为长桁间距; θ 为每两根长桁之间的夹角; F_{sti} 为每根长桁的初始剖面面积; t_i 为每两根长桁之间的蒙皮厚度。

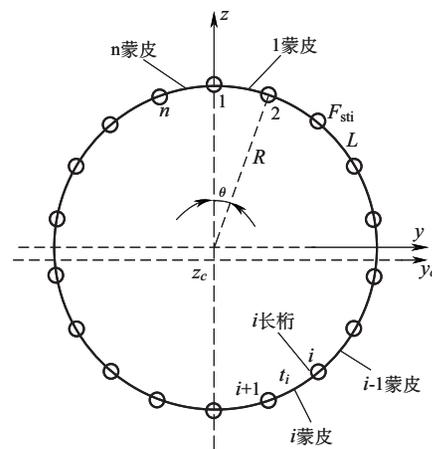


图 1 机身壁板力学模型典型剖面示意图

Fig.1 The typical section of fuselage panel's mechanics model

根据机身半径和长桁间距确定需布置的长桁数目为:

$$n = \frac{2\pi R}{L} \quad (1)$$

每 2 根长桁之间的角度为:

收稿日期: 2016-04-29; 退修日期: 2016-07-15; 录用日期: 2016-07-22

* 通讯作者. Tel.: 029-86832803 E-mail: 71753391@qq.com

引用格式: SU Yanfei, LIANG Shangqing, HUI Hongjun. A rapid optimization method on fuselage panel under bending moment [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016,27(09): 22-25. 苏雁飞, 梁尚清, 惠红军. 弯曲载荷下机身壁板结构快速优化设计方法 [J]. 航空科学技术, 2016,27(09): 22-25.

$$\theta = \frac{180L}{\pi R}$$

根据图 1,各长桁的纵坐标 z_i 为:

$$\begin{cases} z_1 = R \\ z_2 = R \cdot \cos \theta \\ z_3 = R \cdot \cos 2\theta \\ \dots\dots \\ z_i = R \cdot \cos(i-1)\theta \\ \dots\dots \\ z_n = R \cdot \cos(n-1)\theta \end{cases}$$

每两根长桁之间的蒙皮的纵坐标 z_{skini} 用长桁的纵坐标 z_i 表示,则蒙皮的纵坐标 z_{skini} 表达式为:

$$\begin{cases} z_{skin1} = \frac{z_1 + z_2}{2} \\ z_{skin2} = \frac{z_2 + z_3}{2} \\ z_{skin3} = \frac{z_3 + z_4}{2} \\ \dots\dots \\ z_{skini} = \frac{z_i + z_{i+1}}{2} \\ \dots\dots \\ z_{skinn} = \frac{z_n + z_1}{2} \end{cases}$$

图 1 中机身典型剖面的面积 A 为:

$$\begin{aligned} A &= L \cdot (t_1 + t_2 + \dots + t_n) + (A_{st1} + A_{st2} + \dots + A_{stn}) \\ &= L \cdot \sum_{i=1}^n t_i + \sum_{i=1}^n A_{sti} \end{aligned}$$

关于 y 轴的静矩 S_y 为:

$$\begin{aligned} S_y &= \int_{skin} z dA + \sum_{i=1}^n F_{sti} \cdot z_i \\ &= L \sum_{i=1}^n t_i z_{skini} + \sum_{i=1}^n F_{sti} \cdot z_i \end{aligned}$$

典型剖面的形心位置 z_c 为:

$$z_c = \frac{S_y}{A} = \frac{L \sum_{i=1}^n t_i z_{skini} + \sum_{i=1}^n F_{sti} \cdot z_i}{L \cdot \sum_{i=1}^n t_i + \sum_{i=1}^n A_{sti}}$$

剖面相对于 y 轴的惯性矩 I_y 为:

$$\begin{aligned} I_y &= \iint_{skin} z^2 dA + \sum_{i=1}^n F_i z_i^2 \\ &= L \sum_{i=1}^n t_i z_{skini}^2 + \sum_{i=1}^n F_{sti} \cdot z_i^2 \end{aligned}$$

剖面相对于形心轴的惯性矩 I_{yc} 为:

$$\begin{aligned} I_{yc} &= I_y + z_c^2 \cdot A \\ &= L \sum_{i=1}^n t_i z_{skini}^2 + \sum_{i=1}^n F_{sti} \cdot z_i^2 + \frac{\left(L \sum_{i=1}^n t_i z_{skini} + \sum_{i=1}^n F_{sti} \cdot z_i \right)^2}{L \cdot \sum_{i=1}^n t_i + \sum_{i=1}^n A_{sti}} \end{aligned} \quad (2)$$

若机身结构受到弯曲载荷 M 作用,则在弯矩作用下,长桁上的工作应力 $\sigma_{st(i)}$ 为:

$$\sigma_{st(i)} = \frac{(z_i - z_c) \cdot M}{I_{yc}} \quad (10)$$

蒙皮上的工作应力用蒙皮中心点处的应力表示,则蒙皮上的工作应力 $\sigma_{skin(i)}$ 为:

$$\sigma_{skin(i)} = \frac{(z_{skini} - z_c) \cdot M}{I_{yc}} \quad (11)$$

2 强度设计原则

2.1 蒙皮强度计算

当蒙皮发生局部屈曲时,整个结构的应力会重新分配。因此,蒙皮的屈曲分析是非常重要的。在有些情况下,设计标准会规定在使用载荷或设计载荷某一百分比以下的载荷作用下不允许出现蒙皮屈曲^[1]。通常,该百分比依据各型号的具体要求而定。

根据文献 [2],蒙皮的压缩屈曲许用应力 $[\sigma_c]_i$ 为:

$$[\sigma_c]_i = K_{ci} \frac{\pi^2 E}{12(1-\mu^2)} \left(\frac{t_i}{L} \right)^2 \quad (12)$$

蒙皮的裕度 $M.S_{skin(i)}$ 计算如下:

$$M.S_{skin(i)} = \begin{cases} \frac{[\sigma_b]}{\sigma_{skin(i)}} - 1, & \sigma_{skin(i)} > 0 \\ \frac{-[\sigma_c]_i}{p\% \cdot \sigma_{skin(i)}} - 1, & \sigma_{skin(i)} < 0 \end{cases} \quad (13)$$

式中: K_{ci} 为压缩临界应力系数,与板的边界支持条件以及长宽比有关; $[\sigma_b]$ 为蒙皮拉伸许用应力; $p\%$ 为设计标准规定的载荷百分比。

2.2 加筋板强度计算

由长桁和两侧蒙皮组成的加筋板的工作应力 σ_i 为:

$$\sigma_i = \frac{F_{all(i)}}{A_{eff(i)}} \quad (14)$$

式中: $F_{all(i)}$ 为加筋板的总载荷; $A_{eff(i)}$ 为加筋板的有效面积,其表达式分别为:

$$F_{all(i)} = \sigma_{sti} A_{sti} + 0.5L(\sigma_{skin(i-1)} t_{i-1} + \sigma_{skin(i)} t_i) \quad (15)$$

$$A_{eff(i)} = \begin{cases} A_{sti} + 0.5L(t_{i-1} + t_i) & F_{all(i)} > 0 \\ A_{sti} + (15t_{i-1}^2 + 15t_i^2) & F_{all(i)} < 0 \end{cases} \quad (16)$$

加筋板的拉伸许用应力 $[\sigma_{all}]_{t(i)}$ 为:

$$[\sigma_{all}]_{t(i)} = \frac{\sigma_{st-b} \cdot A_{sti} + 0.5L(\sigma_b t_{i-1} + \sigma_b t_i)}{A_{sti} + 0.5L(t_{i-1} + t_i)} \quad (17)$$

式中: σ_{st-b} 为长桁材料强度极限; σ_b 为蒙皮材料强度极限; i 为序列号, $i=1, \dots, n$; 且当 $i=1$ 时, $i-1$ 取为 n 。

加筋板的压缩许用应力 $[\sigma_{all}]_{c(i)}$ 可根据壁板单元的长细比选定适当的分析方法进行计算。依据文献 [2], 加筋板处于中长柱区时, 其破坏应力可按半经验公式计算, 计算公式为:

$$[\sigma_{all}]_{c(i)} = \sigma_{fi} - \frac{\sigma_{fi}^2}{4\pi^2 E} \left(\frac{L'}{\rho}\right)^2 \quad (18)$$

长桁和蒙皮组合成的加筋板的裕度为:

$$M.S_i = \begin{cases} \frac{[\sigma_{all}]_{t(i)}}{\sigma_i} - 1, & \sigma_i > 0 \\ \frac{[\sigma_{all}]_{c(i)}}{\sigma_i} - 1, & \sigma_i < 0 \end{cases} \quad (19)$$

2.3 壁板参数调整依据

对机身壁板结构进行优化设计, 使得结构在满足强度要求的基础上, 重量实现最轻。蒙皮厚度的迭代调整如下:

$$\begin{cases} t_{skin(i)} = t_{skin(i)} - \Delta t, & M.S_{skin} > 0 \\ t_{skin(i)} = t_{skin(i)} + \Delta t, & M.S_{skin} < 0 \end{cases} \quad (20)$$

长桁面积的迭代调整如下:

$$F_{st(i)} = \begin{cases} F_{st(i)} + \Delta F_{st} & M.S_i < 0 \\ F_{st(i)} - \Delta F_{st} & M.S_i > 0 \end{cases} \quad (21)$$

式中: Δt 为每次蒙皮厚度的调整量; ΔF_{st} 为每次改变的长桁面积。

3 算例

已知某飞机机身半径 $R=1035\text{mm}$, 长桁间距为 $L=130\text{mm}$, 给定蒙皮的初始厚度为 $t_i=1.2\text{mm}$, 长桁的初始剖面积为 $F_{sti}=80\text{mm}^2$ 。机身典型剖面所承受的弯矩为 $M=3 \times 10^9\text{N}\cdot\text{mm}$ 。

蒙皮选用 2A12 材料, 长桁选用 7050-T74511, 所用到的材料性能如表 1 所示。

表 1 材料特性
Table 1 Material property parameters

材料牌号	E/MPa	μ	σ_b/MPa	$\sigma_{0.2}/\text{MPa}$
2A12	68000	0.33	405	270
7050-T74511	71000	0.33	505	435

根据文中的方法对结构进行优化设计, 计算时取 $p\%=67\%$, $\Delta t=0.1\text{mm}$, $\Delta F_{st}=10\text{mm}^2$, 蒙皮厚度下限值定义为 1.0mm , 长桁面积下限值为 80mm^2 , 得到壁板的尺寸设计参数以及结构裕度计算结果如表 2 所示。

表 2 壁板优化结果以及裕度表
Table 2 The optimization result of the panel

序号	t_i/mm	F_{st}/mm^2	σ_{skin}/MPa	σ_{st}/MPa	M.S
1	1.0	110	345.7	346.8	0.17
2	1.0	110	341.4	344.6	0.19
3	1.0	100	333.0	338.3	0.22
4	1.0	90	320.5	327.7	0.26
5	1.0	80	304.1	313.3	0.33
6	1.0	80	284.2	295.0	0.43
7	1.0	80	260.9	273.3	0.55
8	1.0	80	234.8	248.5	0.73
9	1.0	80	206.1	221.0	0.97
10	1.0	80	175.4	191.2	1.31
11	1.0	80	143.1	159.5	1.78
12	1.0	80	109.7	126.6	2.50
13	1.0	80	75.8	92.8	3.78
14	1.0	80	41.9	58.8	6.53
15	1.0	80	8.5	25.0	16.64
16	1.1	80	-23.8	-8.0	0.10
17	1.6	110	-54.6	-39.6	0.02
18	2.0	130	-83.3	-69.5	0.04
19	2.3	150	-109.5	-97.0	0.05
20	2.5	160	-132.7	-121.9	0.02
21	2.7	180	-152.7	-143.6	0.04
22	2.8	190	-169.2	-161.9	0.01
23	2.9	210	-181.7	-176.4	0.00
24	3.0	220	-190.2	-187.0	0.03
25	3.0	220	-194.5	-193.4	0.00
26	3.0	220	-194.5	-195.6	0.00
27	3.0	220	-190.3	-193.5	0.03
28	2.9	220	-181.9	-187.2	0.00
29	2.8	210	-169.5	-176.7	0.00
30	2.7	190	-153.2	-162.3	0.03
31	2.5	180	-133.3	-144.1	0.02
32	2.3	160	-110.1	-122.4	0.04
33	2.0	150	-83.9	-97.7	0.03
34	1.6	130	-55.3	-70.2	0.00
35	1.1	110	-24.6	-40.4	0.07
36	1.0	80	7.7	-8.8	16.15
37	1.0	80	41.1	24.2	8.86
38	1.0	80	75.0	58.0	4.40
39	1.0	80	108.9	92.0	2.72
40	1.0	80	142.3	125.8	1.85
41	1.0	80	174.6	158.8	1.32
42	1.0	80	205.4	190.5	0.97
43	1.0	80	234.1	220.3	0.73
44	1.0	80	260.3	247.9	0.56
45	1.0	80	283.7	272.8	0.43
46	1.0	80	303.7	294.5	0.33
47	1.0	80	320.2	312.9	0.27
48	1.0	90	332.7	327.4	0.22
49	1.0	100	341.3	338.1	0.19
50	1.0	110	345.6	344.5	0.17

由表 2 可知: 通过文中提供的算法所得到的壁板大部分实现零裕度设计, 个别元素裕度较高, 这是由所给定蒙皮和长桁的下限尺寸决定的。结构参数的下限尺寸可以根据材料规格、工艺加工等综合因素合理给出, 本次计算实现了结构优化的目标。

4 与有限元计算结果对比

按照优化后的壁板尺寸建立一段机身壁板有限元模型, 结构承受纯弯曲载荷, 应用 Msc.Nastran 进行有限元分析。将有限元分析结果与文中公式推导所得应力计算结果进行对比。其中, 下壁板高应力区的应力计算结果对比见表 3。

表 3 应力结果对比表
Table 3 The comparison of stress

序号	有限元解 /MPa	理论算法 /MPa	误差 /%
22	-184.04	-169.20	8.06
23	-183.75	-181.70	1.12
24	-185.29	-190.20	-2.65
25	-187.60	-194.50	-3.68
26	-187.60	-194.50	-3.68
27	-185.29	-190.30	-2.70
28	-183.75	-181.90	1.01
29	-184.04	-169.50	7.90

由表 3 可以看出: 文中所推导的参数化计算机身壁板应力的公式与有限元计算结果吻合较好, 在高应力区的计算误差最大为 8.06%, 从而证实文中算法的正确性。

5 结束语

通过分析, 可以得出如下结论:

(1) 文中所推导的参数化计算机身壁板应力的公式与有限元计算结果吻合较好;

(2) 应用文中方法, 不需要进行有限元建模等工作, 当结构参数调整时, 应用该公式结合优化程序可以快速实现结构的布置, 可提高强度设计效率;

(3) 通过文中提供的算法所得到的壁板大部分实现 0 裕度设计, 实现了结构优化的目标;

(4) 文中提供的快速设计方法在型号设计初期具有很好的指导意义。

AST

参考文献

- [1] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册 (第九册) [M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
Aircraft Design Manual Chief Editor. Aircraft design manual (9th volume) [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [2] 牛春匀. 实用飞机结构工程设计 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2008.
NIU Chunyun. Airframe structural design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2008. (in Chinese)

作者简介

苏雁飞 (1983—) 女, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 机身强度。

Tel: 029-86832803 Email: 71753391@qq.com

A Rapid Optimization Method on Fuselage Panel under Bending Moment

SU Yanfei*, LIANG Shangqing, HUI Hongjun

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: The method how to determine the dimensions of fuselage panel under bending moment was introduced. The formula for calculating stress and dimensions was deduced based on the simplified model of typical fuselage structure. After the optimization analysis using formulae, the panel parameters which satisfied the strength requirements were obtained. It was found that the formula results greatly fit the the FEM results from Msc.Nastran software. This method can achieve the rapid optimization on fuselage panel under bending moment and guide the preliminary structure design.

Key Words: fuselage panel; bending moment; optimization

Received: 2016-04-29; Revised: 2016-07-15; Accepted: 2016-07-22

*Corresponding author. Tel. : 029-86832803 E-mail: 71753391@qq.com