

机身大开口刚度补强设计及优化

杜鹏良*, 谭申刚, 李明强

中航工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 针对大开口机身补强设计问题, 建立了等直段大开口机身模型, 通过分析大开口机身结构承力和截面刚度数据, 得到了给定刚度指标下大开口机身补强方法, 并结合优化设计和有限元方法获得大开口机身结构加强件的优化几何参数, 为类似大开口结构补强提供了设计指导。

关键词: 大开口; 结构补强; 刚度; 有限元; 优化

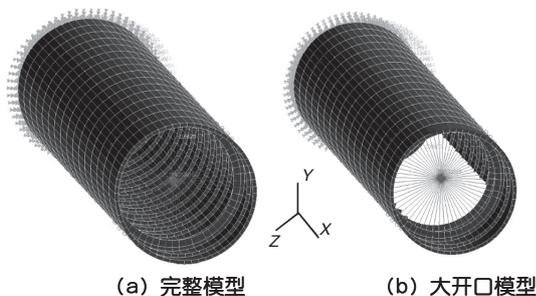
中图分类号: V223+.2 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2016) 04-0016-05

大型运输机后机身下部布置货舱门导致了完整机身传力结构被打断, 形成了大开口结构。为使大开口对机身结构传力影响最小, 机身结构满足刚度连续、变形协调的要求, 必须对大开口区进行补强。盲目地加强必然会造成加强结构效率低下。

为了提高结构加强效率, 控制结构重量, 这里从分析大开口机身结构承力特性、截面刚度与变形的关系出发, 得到了开口补强件设计形式和截面刚度补强思路, 在此基础上通过优化设计和有限元分析获得开口区加强结构的几何参数等设计细节。

1 大开口结构对机身刚度的影响

构造机身大开口模型, 对比开口前后机身弯曲、扭转刚度变化。模型和载荷边界如下: 模型前端固支约束, 尾翼与机身连接处通过刚体元施加沿 X 方向的扭矩 $M=7.5e+8$ N·mm, 沿 Y 方向 $F_1=200000$ N, 沿 Z 方向 $F_2=200000$ N, 如图1所示。



(a) 完整模型 (b) 大开口模型

图1 模型与加载

Fig.1 Model and load

开口与完整机身模型除大开口外其余完全相同, 模型直径为2000mm, 共17个框, 框间距600mm, 其中垂尾与机身连接框为加强框。结构件主要参数尺寸如表1所示, 材料均采用7075铝合金, 弹性模量 $E=71$ GPa, 极限强度 $\sigma_b=524$ MPa, 屈服强度 $\sigma_{0.2}=455$ MPa。

表1 结构件尺寸

Table 1 Parameter of structure part

结构元件	厚度/mm	截面积/mm ²
蒙皮	1	—
长桁	—	50
普通框腹板	1.5	—
加强框腹板	5	—
普通框缘条	—	50
加强框缘条	—	200

分析得大开口机身垂直面内的弯曲挠度为完整机身的1.7~1.8倍, 水平面内的弯曲挠度为完整机身的1.3~1.5倍, 扭转角度为完整机身的8.7~10.8倍。可见: (1)大开口削弱了机身的承弯能力, 且下部大开口更多破坏的是垂直面内弯曲刚度; (2)大开口大大破坏了机身的承扭能力。

2 开口区加强结构参数分析

大开口结构对机身刚度削弱较大, 为保证机身结构传力完整和刚度连续, 需对大开口承弯承扭进行补强。

为补偿被切断长桁和蒙皮的承弯能力, 需在大开口两侧布置加强桁梁, 通过蒙皮剪切将被切断长桁和蒙皮上的轴力转移到桁梁上。

收稿日期: 2016-01-04; 退修日期: 2016-01-18; 录用日期: 2016-01-26

*通讯作者. Tel.: 029-86832060 E-mail: gaosi1205@sina.com

引用格式: DU Pengliang, TAN Shengang, LI Mingqiang. Research on stiffness reinforcement and optimal design in large opening of fuselage [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(04): 16-20. 杜鹏良, 谭申刚, 李明强. 机身大开口刚度补强设计及优化[J]. 航空科学技术, 2016, 27(04): 16-20.

大开口段机身为开剖面，因此需要在开口两端布置加强框，将原以单闭室盒段受扭时的周缘一圈剪流通过端框转成一对剪力，以左、右侧壁剩余部分参差弯曲承扭。要对限制扭转产生的大翘曲变形加以限制，必须使开口前、后的机身结构刚度足够。大开口机身限制扭转时，两侧壁板产生较大附加正应力，且附加轴力向开口前后分别延伸一个开口宽度的距离，因此侧壁要加强，桁梁也需前后延伸一个开口宽度的距离。

根据以上分析，初步确定大开口机身补强方案为：开口两端设计加强框，两侧设计加强边梁，且边梁向开口前后延伸一个开口宽度的距离。

补强结构参数取决于刚度指标，考虑到后机身大开口导致结构刚度损失过大且安置T型尾翼，制定研究参考的刚度指标为：

- (1) 满足补强后弯曲刚度等于完整机身弯曲刚度；
- (2) 满足后机身与垂尾连接处扭转角度不大于 15° 。

因结构变形与刚度成反比，所以可探寻刚度与变形的关系，并结合边梁在截面刚度的作用，确定边梁结构刚度数据。

计算机身截面刚度时将长桁面积折算到蒙皮厚度中^[1]，得大开口机身简化前后截面如图2所示，完整机身简化前后截面如图3所示，大开口机身加边梁简化后截面如图4所示。

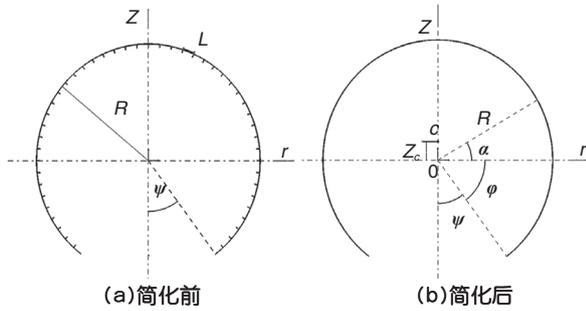


图2 大开口机身截面
Fig.2 Cross section of large opening

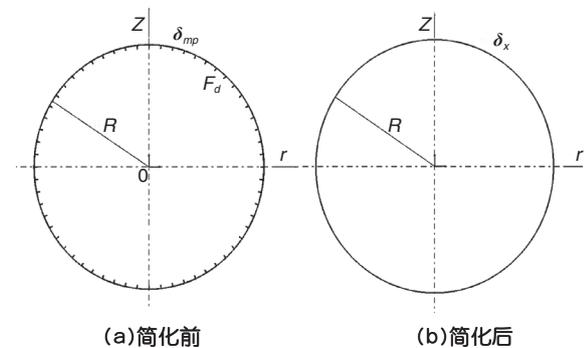


图3 完整机身截面
Fig.3 Cross section of the fuselage

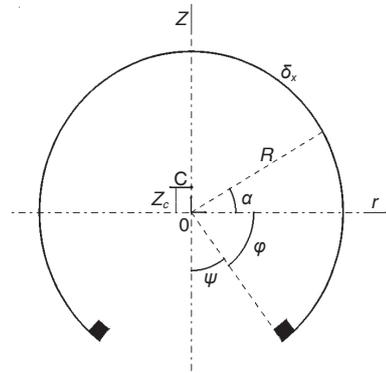


图4 大开口加边梁截面简化图
Fig.4 Cross section of large opening with side beam

机身截面刚度主要有垂直面内弯曲刚度 EI_y ，水平面内弯曲刚度 EI_z ，扭转刚度 GJ ，其中 E 和 G 为常量，因此可通过截面惯性矩反映刚度。

根据结构力学计算公式，得到关于截面形心轴的截面惯性矩 I_y 和 I_z 为^[2]：

$$I_y = 2R^3\delta_x \left(\frac{\pi}{2} - \frac{1}{2}\psi - \frac{1}{4}\sin 2\psi + \frac{F_b}{R\delta_x} \cos^2 \psi \right) + 2R^3\delta_x \cdot \frac{\sin^2 \psi + \left(\frac{F_b}{R\delta_x} \right)^2 \cos^2 \psi - \frac{F_b}{R\delta_x} \cdot \sin 2\psi}{\pi - \psi + \frac{F_b}{R\delta_x}} \quad (1)$$

$$I_z = 2R^3\delta_x \left(\frac{\pi}{2} - \frac{1}{2}\psi + \frac{1}{4}\sin 2\psi \right) + 2F_b \cdot R^2 \sin^2 \psi = 2R^3\delta_x \left(\frac{\pi}{2} - \frac{1}{2}\psi + \frac{1}{4}\sin 2\psi + \frac{F_b}{R\delta_x} \sin^2 \psi \right) \quad (2)$$

式中： R 为机身半径； F_{ch} 为长桁截面积； 2ψ 为大开口角度； F_b 为加强桁梁面积； δ_{mp} 为蒙皮厚度； δ_x 为蒙皮的折算厚度，

$$\delta_x = \delta_{mp} + \frac{\sum F_{ch}}{s_k}, s_k \text{为横截面周边长度。}$$

开剖面承扭时横截面上的剪应力有自由扭转剪应力 τ_n 和扇性剪应力 τ_ω ，扭转刚度可由 GJ_{nz} 和 GJ_ω 分别度量。

$$\text{其中：} \tau_{nz} = \frac{M_{nz}}{J_{nz}} \delta, \quad \tau_\omega = \frac{M_\omega S_\omega}{J_\omega \delta}.$$

对大开口机身截面，其自由扭转惯性矩近似为^[3]：

$$J_{nz} = \frac{\delta_x^3}{3} (s - 0.63\delta_x) = \frac{\delta_x^3}{3} [2R(\pi - \psi) - 0.63\delta_x] \quad (3)$$

对完整机身截面，其自由扭转惯性矩为：

$$J_{nz}^o = \frac{4F^2}{\int \frac{ds}{\delta}} \quad (4)$$

计算得开剖面薄壁结构自由扭转刚度小,扭转刚度主要靠限制扭转提供。计算截面限制扭转刚度需计算开剖面扇形惯性矩,参考结构力学计算公式可得扇形惯性矩为:

$$J_w = \int \omega^2 \delta_x ds + \sum \omega_i^2 F_i = 2R^5 \delta_x \eta \quad (5)$$

其中:

$$\eta = \frac{\bar{z}_A^2}{2} (\pi - \psi + \sin \psi \cos \psi) - 2\bar{z}_A [\sin \psi + (\psi - \psi) \cdot \cos \psi] + \frac{1}{3} (\pi - \psi)^3 + [\bar{z}_A \sin \psi - (\pi - \psi)]^2 \frac{F_b}{R\delta_x}$$

$$\bar{z}_A = \frac{2[(\pi - \psi) \cos \psi + \sin \psi + (\psi - \psi) \sin \psi \frac{F_b}{R\delta_x}]}{\pi - \psi + 0.5 \sin 2\psi + 2 \sin^2 \psi \frac{F_b}{R\delta_x}}$$

对于完整机身截面,将 $\psi=0, F_b=0$,代入式(5)中,得:

$$J_w^o = 2R^5 \delta_x \cdot (\frac{1}{3} \pi^3 - 2\pi)$$

由截面刚度公式得:截面刚度补强可增加等效蒙皮厚度和边梁截面积。为使补强效果最优,需明确等效蒙皮厚度和边梁截面积补强方法的效率。由此引入刚度补强效率:增加相同结构重量时结构刚度增强的能力。

对比刚度补强效率:经计算和有限元模拟,并整理拟合曲线得图5所示弯曲刚度补强效率对比图和图6所示扭转刚度补强效率对比图。其中delta面积指补强增加的截面积, delta位移指补强后结构与大开口结构位移差。

由图5、图6可以看出:(1)承弯补强,边梁截面积补强效率始终高于等效蒙皮厚度补强;(2)承扭补强,边梁截面积较小时,边梁截面积补强效率更优,但边梁截面积较大时,等效蒙皮补强效率更优。

由补强效率得承弯补强应选用大开口两侧布置边梁。根据刚度指标,依照截面弯曲刚度公式得:边梁截面积 $F_b=1681\text{mm}^2$ 。将 F_b 代入模型分析并提取结构位移,对比完整机身结构承弯位移如表2所示,可见结构补强后位移与完整机身位移基本接近,达到了预期补强效果。

对满足弯曲刚度要求的补强结构进行承扭计算发现:

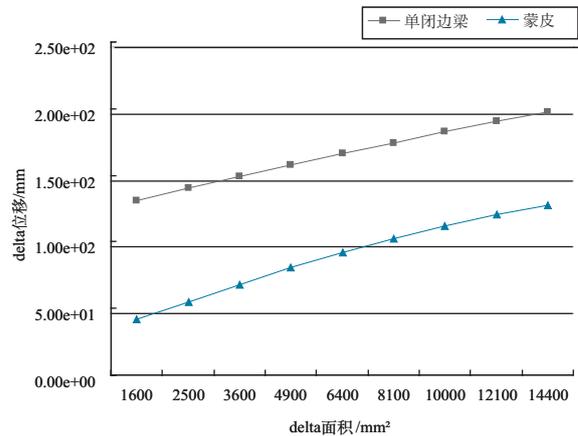


图5 弯曲补强效率对比

Fig.5 Comparison of bending reinforcement efficiency

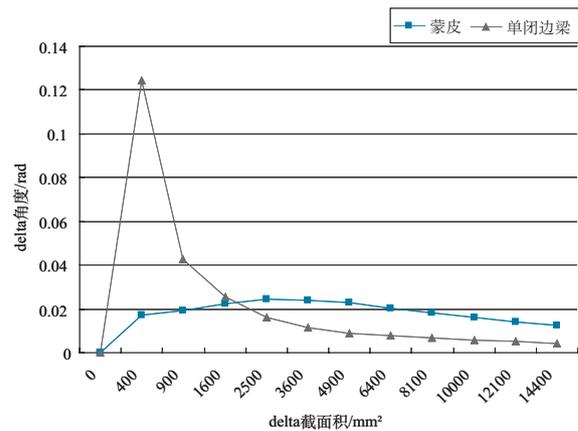


图6 扭转补强效率对比

Fig.6 Comparison of torsion reinforcement efficiency

承弯能力达到刚度指标要求时,承扭能力与结构要求相差甚远,因此必须着重对大开口机身承扭进行补强设计。

边梁截面积补强和蒙皮厚度补强与结构变形关系如图7所示,根据承扭补强刚度指标,参考图6以及图7可得:计算机身承扭补强结构参数时,需综合考虑边梁的补强参数和等效蒙皮的补强参数。

满足承扭刚度指标时,通过边梁补强时边梁的截面积

表2 垂直面内弯曲刚度对比
Table 2 Comparison of bending stiffness

节点位置	完整位移/mm	开口加边梁位移/mm	位移误差	节点位置	完整位移/mm	开口加边梁位移/mm	位移误差
12550031	-3.57	-3.57	0.14%	13350031	-69.00	-65.40	5.40%
12650031	-7.10	-7.12	0.30%	13450031	-81.40	-77.00	5.61%
12750031	-12.40	-11.60	7.46%	13550031	-94.50	-89.40	5.69%
12850031	-19.10	-18.60	2.91%	13650031	-107.00	-101.00	5.90%
12950031	-27.00	-26.00	4.03%	13750031	-121.00	-114.00	5.92%
13050031	-36.10	-34.60	4.41%	13850031	-135.00	-128.00	5.65%
13150031	-46.20	-44.10	4.81%	13950031	-147.00	-140.00	5.55%
13250031	-57.20	-54.40	5.13%	14050031	-159.00	-151.00	5.55%

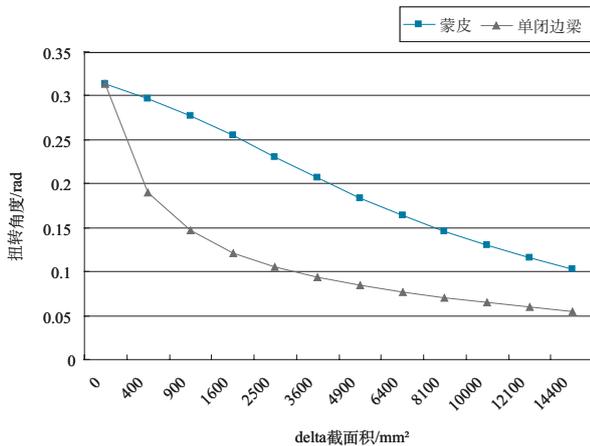


图7 补强面积—变形

Fig.7 Reinforcement area—deformation

取值范围为2800~3600mm²;通过等效蒙皮补强时等效蒙皮截面积大于14400mm²,补强效率相对低下。

要满足大开口结构补强效率最优,即要使大开口机身补强后的截面刚度与结构补强增加的重量比值I最大,即J/(F_b+0.76·π·delta·R)最大,其中J为大开口截面限制扭转惯性矩。因此可在F_b与delta的有效区间上求得I的最大值。建立在F_b与delta的区间上求I的最大值的数学模型如下:

$$\text{目标函数 } I = J / (F_b + 0.76\pi \cdot \text{delta} \cdot R) \quad (6)$$

$$\text{极值点 } \begin{cases} \frac{\partial I}{\partial F_b} = 0 \\ \frac{\partial I}{\partial \text{delta}} = 0 \end{cases} \quad (7)$$

$$\text{约束条件 } \begin{cases} 2800 \leq F_b \leq 3600 \\ 1.48 \leq \text{delta} \leq 2 \end{cases} \quad (8)$$

由方程联立得F_b=2800mm²,delta=1.98mm时,目标函数取最大值,补强得到的截面刚度最好。

因相同结构重量,边梁截面尺寸越大,刚度越大,所以满足结构设计要求下,可参照边梁设计方案和F_b,尽可能布置大尺寸边梁。

3 加强结构优化

初步确定的加强边梁结构受力结构响应如图8所示,可见边梁结构存在部分应力集中、应力偏低区域,为提高结构效率,故需对边梁结构进行优化。

优化模型选择边梁壁板厚度(blbb)和桁条截面积(blht)为设计变量。边梁按所处框段的不同分为16段,为使优化效率高,边梁壁板和桁条可根据位置不同作为不同的设计变量。上下界根据边梁结构响应确定:对边梁应力集中区元件

应使其结构尺寸增大,下界和上界尽量大;对应力偏低区元件应使其结构尺寸减小,下界和上界尽量小。设计变量和上下界如表3所示。

约束:采用满应力和满位移法,设定边梁结构应力不大于400MPa,且机身与垂尾连接处的扭角不大于15°。

目标函数:结构重量最小。



图8 边梁应力云图

Fig.8 Stress response of the side beam

表3 设计变量参数

Table 3 Parameters of design variable

设计变量	初始值/mm	下界/mm	上界/mm	优化后/mm
blbb1	4	1	4	4.00
blbb2	4	3	5	5.00
blbb3	4	3	5	3.22
blbb4	4	3	5	5.00
blbb5	4	3	5	4.14
blbb6	4	2	4	2.05
blbb7	4	1	4	4.00
blbb8	4	1	4	1.27
blbb9	4	1	4	1.00
blbb10	4	1	4	1.58
blbb11	4	2	4	2.23
blbb12	4	3	5	3.84
blbb13	4	3	5	5.00
blbb14	4	3	5	3.46
blbb15	4	1	4	1.92
blbb16	4	0	4	3.62
blht1	60	30	60	60.00
blht2	60	40	70	70.00
blht3	60	40	70	51.93
blht4	60	40	70	70.00
blht5	60	40	70	40.00
blht6	60	30	60	60.00
blht7	60	20	60	60.00
blht8	60	20	60	60.00
blht9	60	20	60	20.00
blht10	60	20	60	20.00
blht11	60	30	60	60.00
blht12	60	40	70	40.00
blht13	60	40	70	70.00
blht14	60	40	70	70.00
blht15	60	40	60	60.00
blht16	60	10	60	36.99

优化后边梁结构尺寸参数见表3中数据,结构重量变化如图9所示。

通过图9得:保证大开口机身结构刚度和强度的条件下,参数优化使结构重量减轻5.4%,结构效率得以提高。

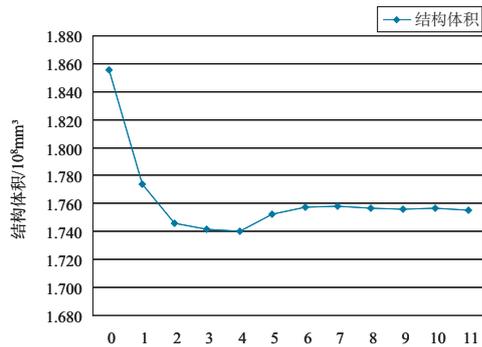


图9 重量变化曲线

Fig.9 Weight change process

4 结束语

通过研究典型机身大开口结构刚度的影响因素,得到了大开口机身的补强方式,计算了等效蒙皮厚度补强和边梁截面补强方法的补强效率,给出了一般大开口机身承弯承扭补强方法,并对补强结构进行了减重优化,补强及优化方法可为类似机身大开口结构设计提供参考。 **AST**

参考文献

- [1] 王志瑾,姚卫星.飞机结构设计[M].北京:国防工业出版社,2007:157-159.
WANG Zhijin, YAO Weixing. Aircraft structural design[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2007:157-159. (in Chinese)
- [2] 苏雁飞.运输类飞机机身大开口结构加强方式理论研究[J].力学与实践,2013,35(6):59-64.
SU Yanfei. Theoretical study on the strengthening method of large opening in the fuselage of transport aircraft[J]. Mechanics and Practice, 2013,35(6):59-64. (in Chinese)
- [3] 《飞机设计手册》总编委会.飞机设计手册第9册[M].北京:航空工业出版社,2001:219-225.
Aircraft Design Manual Chief Editor. Aircraft design manual 9th copies[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001:219-225. (in Chinese)

作者简介

杜鹏良(1991—)男,助理工程师。主要研究方向:飞机总体设计。

谭申刚(1959—)男,副总工程师,研究员。主要研究方向:飞机设计与技术管理。

Tel: 029-86832060 E-mail: gaosi1205@sina.com

Research on Stiffness Reinforcement and Optimal Design in Large Opening of Fuselage

DU Pengliang*, TAN Shengang, LI Mingqiang

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

Abstract: In respect of reinforcement on large opening of fuselage, built the finite element mode, then analyzed the ways of force transformation and cross-sectional stiffness, the reinforcement method under the given stiffness requirement was obtained, combining with optimization design and finite element method, got the parameters of side beam of large opening fuselage, and provides design guidance for reinforcement design.

Key Words: large opening; structural reinforcement; stiffness; finite element; optimization

Received: 2016-01-04; Revised: 2016-01-18; Accepted: 2016-01-26

*Corresponding author. Tel.: 029-86832060 E-mail: gaosi1205@sina.com