

民用飞机复合材料C型框分析方法研究

Analytical Approach of Civil Aircraft Composite Materials C-frame

郝新超 宫占峰 苗强 / 中国商飞上海飞机设计研究院

摘要:以层压板理论为基础,提出一种复合材料C型框结构的工程分析方法,并通过试验给出了C型框结构设计许用值。通过工程分析结果与试验结果的对比,说明此工程分析方法可用于指导C型框结构设计。

Abstract: On the basis of laminate theory, this paper proposes an engineering analysis approach for composite C-frame structure, and gives the allowable value for C-frame structural design by the tests. Through comparison with engineering analysis and experimental results, this engineering analysis approach can be illustrated that it can be used to guide the design of C-frame structure.

关键词: 复合材料; C型框; 工程分析方法; 设计许用值;

Keywords: composite materials; C-frame; engineering analytical approach; design allowable

0 引言

由于具有比强度和比模量高、性能可设计和易于整体成型等优点,先进复合材料在飞机上应用的部位和用量已成为衡量飞机结构先进性的重要指标^[1]。与金属结构机身相比,复合材料机身重量轻、抗疲劳和抗腐蚀性能好^[2],已在多个民用飞机型号上得到应用,例如A350、A380、波音787等。C型框是机身主承力结构的重要组成部分,约占整个机身重量的15%,复合材料C型框的应用是提高机身复合材料用量的重要举措。目前,国内针对复合材料壁板的设计与分析相对成熟,而对复合材料C型框的分析方法研究较少。本文旨在提供一种复合材料C型框分析方法,供工程设计使用。

国外民机机身隔框已采用低成本制造方案:三维编制/RTM(树脂传递模塑成形)和NCF(无皱折布)织物/RTM工艺^[3]。考虑到采用国内工艺成熟,本文引述试验件仍采用预浸料/热压罐工艺成形。本文在试验基础上,给出一种复合材料C型框结构工程分析方法。通过两种材料、两种铺层共三组试验件的试验数据与工程分析结果的对比,试验数据与工程分析方法的结算结果吻合较好。因此,该分析方法可用于指导复合材料C型框结构设计。

1 C型框结构工程分析方法

对称均衡铺层的复合材料C型框层压板结构可使用

本分析方法计算其承载能力。该分析方法包括刚度矩阵求解、C型框应变计算、结构设计许用应变计算三个步骤。在工程设计时当理论和试验得出的应变绝对值小于结构设计许用应变时,C型框的设计是安全的。

1.1 刚度矩阵求解

依据C型框的材料基本性能及铺层参数由经典层压板理论^[1]求得0°铺层的折算刚度矩阵 Q_0 、±45°铺层的折算刚度矩阵 Q_1 、90°铺层的折算刚度矩阵 Q_2 ,进而求得缘条与腹板处的拉伸刚度矩阵,得到参数A11、A12、A22、A66。以本文所述试验件为例。其材料信息见表1,铺层数及角度信息见图1,缘条处平均单层厚度0.22mm,腹板处平均单层厚度0.28mm。缘条与腹板处的刚度矩阵如表2所示。

1.2 C型框应变计算方法

表1 材料基本性能

材料	Epsilon99702.1/HST-130 Epsilon99702.1/HTA-5HS-285	CYCOM977-2-35-12K/HST-134 CYCOM977-2A-37-3K/HTA-5H-280
性能	$E_{1c}=120\text{GPa}$ $G_{12}=5000\text{MPa}$ $\nu_{12}=0.3$ $E_{1t}=175\text{GPa}$ $E_{2t}=8.7\text{GPa}$	$E_{1c}=120\text{GPa}$ $G_{12}=5000\text{MPa}$ $\nu_{12}=0.3$ $E_{1t}=175\text{GPa}$ $E_{2t}=8.7\text{GPa}$

注:以上为室温下材料基本性能

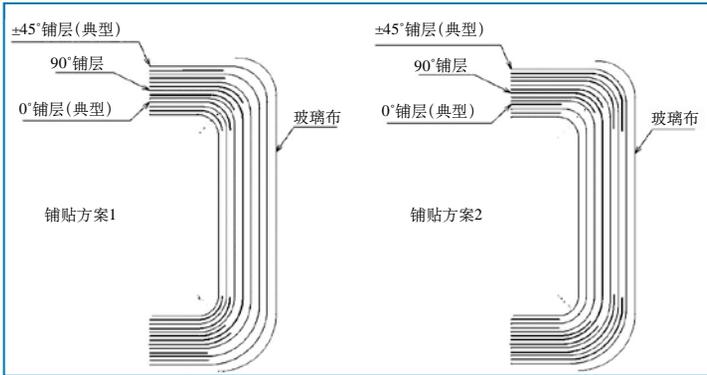


图1 2种铺层方案

表2 缘条与腹板处的刚度矩阵

	A_{11}	A_{12}	A_{22}	A_{66}
缘条拉伸刚度矩阵(MPa)	261901	79206	114985	89196
腹板拉伸刚度矩阵(MPa)	136433	96423	131728	208846

1) 缘条和腹板沿环切线的刚度求解

缘条沿环切线等效刚度为:

$$E_{\text{缘条}} = \frac{1}{t_1} \left(A_{11} - \frac{A_{12}^2}{A_{22}} \right) \quad (1)$$

式中, t_1 为缘条厚度, 其他参数取自缘条拉伸刚度矩阵。

腹板沿环切线等效刚度为:

$$E_{\text{腹板}} = \frac{1}{t_2} \left(A_{11} - \frac{A_{12}^2}{A_{22}} \right) \quad (2)$$

式中, t_2 为腹板厚度, 其他参数取自腹板拉伸刚度矩阵。

2) C型框应变求解

将C型框应变分解为在轴向载荷下的应变与纯弯曲应变的组合。在轴向载荷 P 作用下的正应变为:

$$\varepsilon_p = \frac{P}{\int_A E dA} = \frac{P}{d_{\text{缘条}} t_{\text{缘条}} E_{\text{缘条}} + h_{\text{腹板}} t_{\text{腹板}} E_{\text{腹板}}} \quad (3)$$

式中: $d_{\text{缘条}}$ — 缘条宽度; $t_{\text{缘条}}$ — 缘条厚度;

$h_{\text{腹板}}$ — 腹板宽度; $t_{\text{腹板}}$ — 腹板厚度;

在纯弯曲载荷 M_x 下的正应变为^[4]:

$$\varepsilon_{M_x} = \frac{y}{\rho} \quad (4)$$

$$M_x = \frac{1}{\rho} \int_A y^2 E dA \quad (5)$$

式中: ρ — 中性轴曲率半径; y — 到中性轴距离;

E — 据中性轴为 y 处某点的环切向等效刚度;

由(5)带入(4)得到纯弯曲正应变为:

$$\varepsilon_{M_x} = \frac{M_x y}{\int_A y^2 E dA} = \frac{M_x y}{\frac{1}{2} E_{\text{缘条}} d_{\text{缘条}} t_{\text{缘条}} h_{\text{框高}}^2 + \frac{1}{12} E_{\text{腹板}} t_{\text{腹板}} h_{\text{框高}}^3} \quad (6)$$

此处只考虑框的面内弯矩(面外变形由约束面板约束), 则后机身复合材料C型框的应变与载荷关系式为:

$$\varepsilon = \varepsilon_p + \varepsilon_{M_x} = \frac{P}{d_{\text{缘条}} t_{\text{缘条}} E_{\text{缘条}} + h_{\text{腹板}} t_{\text{腹板}} E_{\text{腹板}}} + \frac{M_x y}{\frac{1}{2} E_{\text{缘条}} d_{\text{缘条}} t_{\text{缘条}} h_{\text{框高}}^2 + \frac{1}{12} E_{\text{腹板}} t_{\text{腹板}} h_{\text{框高}}^3} \quad (7)$$

式中, M_x 为框顶部弯矩。

针对本文试验中采用的试验件, $M_x = 596P$ 。

1.3 结构设计许用值确定方法

由分析及试验结果可知, C型框结构的破坏模式为缘条的压损破坏。也就是说, C型框试验件没有冲击损伤, 仅受到压-压疲劳的影响, 因此, C型框的设计压缩许用应变要求不超过 $-3200\mu\varepsilon$ 。而C型框的结构设计许用应变一般取压缩许用应变和压损应变 ε_{cc} 之间的较小值。压损应变值由下式计算而得:

$$\varepsilon_{cc} = \sigma_{cc} / E_{\text{缘条}} \quad (8)$$

其中, σ_{cc} 为压损破坏应力, 由图2^[1]查取。

C型框试验件的框缘条宽度 $b = 20\text{mm}$, 框缘条厚度 $t = 2.8\text{mm}$, 计算得到的外缘压损应变 $\varepsilon_{cc} = -3256\mu\varepsilon$ 。因此, C型框的结构设计许用应变可取 $-3200\mu\varepsilon$ 。由试验得知, C型框沿 0° 方向的破坏应变值一般在 $-4000\mu\varepsilon$ 到 $-5000\mu\varepsilon$ 范围内。

2 试验及结果对比

2.1 试验件

本次试验主要选取的复合材料C型框试验件采用预浸料热压罐工艺成形, 共三组, 每组三件。试验件材料采用T800级预浸料, 材料属性见表2。

第一组试验件采用预浸料单向带Epsilon99702.1/HST-130和预浸料织物Epsilon99702.1/HTA-5HS-285, 铺层采用铺贴方案1; 第二组试验件采用预浸料单向带CYCOM977-2-35-12K/HST-134和预浸料织物CYCOM977-2A-37-3K/HTA-5H-280, 铺层采用铺贴方案2; 第三组试验件采用预浸料单向带Epsilon99702.1/HST-130和预浸料织物Epsilon99702.1/HTA-5HS-285, 铺层采用铺贴方案2。典型铺层信息如图1所示, 0° 铺层沿环切线, 90° 铺层沿环半径方向。

2.2 试验方案及破坏模式

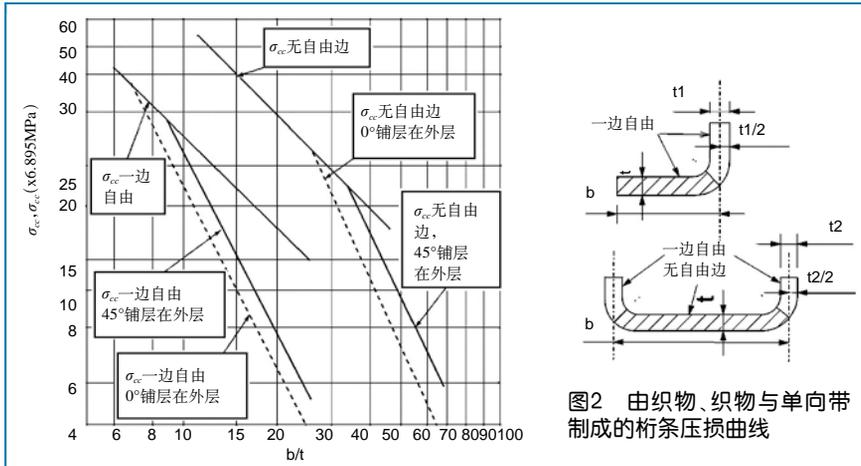


图2 由织物、织物与单向带制成的桁条压损曲线

直段与弯曲段过渡截面(图3中试验破坏区域所示)的外缘条在压应力作用下局部失稳后压损破坏,缘条迅速分层并扩展,最终导致该截面破损。

2.3 试验结果对比

将试验件的破坏载荷带入式(7)中求得理论破坏应变。理论破坏应变与实测破坏应变的结果见表3。可见,由破坏载荷求得的理论破坏应变与实测破坏应变偏差为-11.3%~15%,该值在可接受范围之内;在同等载荷下,由该方法计算的理论破坏应变小于实测破坏应变。设计许用应变对

应的设计许用载荷为2292N,而在此载荷条件下,该方法计算的理论破坏应变大于设计许用应变。因此,采用该工程估算方法计算承载能力是偏安全的。

3 结论

本文提出了一种针对复合材料C型框结构的工程分析方法。经过理论计算和试验对比分析,此工程方法计算结构承载能力是偏安全的,可用于指导民用飞机复合材料C型框的结构设计。

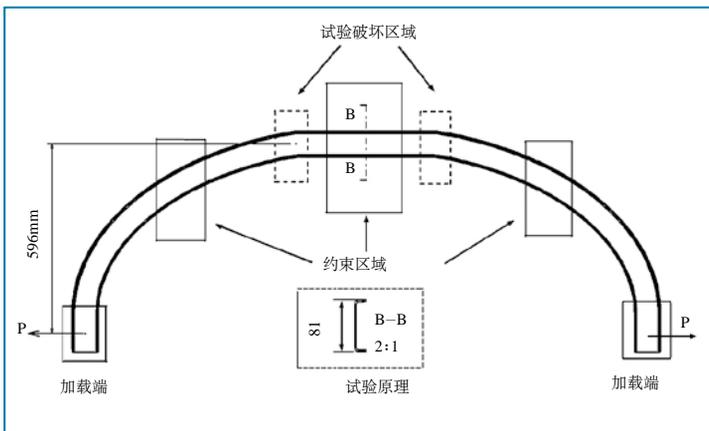


图3 C型框结构选型试验原理及破坏模式

表3 理论破坏应变与实测破坏应变对比

试验编号	破坏载荷 P (N)	理论破坏应变(S ₁) (με)	试验破坏应变(S ₂) (με)	偏差(S ₁ -S ₂)/S ₂ (%)
1	2538	-3547.17	-4000	-11.3%
2	2553	-3568.13	-3700	-3.6%
3	3695	-5164.221	-5000	3.3%
4	3979	-5561.146	-5000	11.2%
5	3220	-4500.349	-4300	4.7%
6	3435	-4800.839	-4200	14.3%
7	3292	-4600.978	-4000	15%
8	2749	-3842.068	-3600	6.7%
9	3259	-4554.857	-4000	13.9%

采用图3所示的半框进行弯曲试验,试验件两端同时向外施加拉力,在顶点产生最大弯矩,直到在该区域出现破坏。为了提高端部刚度和其承载能力,将框两端结构内侧用铝块和硅胶填充。由于试验过程中结构会发生翘曲,为防止翘曲,试件采用平放的方式进行,并在样件上放置了三块盖板,限制其垂直方向变形。试件的平

参考文献

- [1] 中国航空研究院. 复合材料结构设计手册(第一版)[M].北京:航空工业出版社,2001.
- [2] 牛春匀. 实用飞机结构设计(第一版)[M].北京:航空工业出版社,2008.
- [3] L. B. ILCEWICZ, D. J. HOFFMAN, A. J. FAWCETT. Composite Technology Application in Commercial Airframe Structure [J]. Comprehensive Composite Materials, 2001, 6:121-163
- [4] 刘鸿文. 材料力学(上)(第三版) [M]. 北京:高等教育出版社,1997.

作者简介

郝新超, 硕士, 工程师, 主要从事飞机结构设计研究工作。

宫占峰, 工程师, 主要从事飞机结构设计研究工作。