

结构形式及成型方案对飞机复材结构的外形精度影响分析

Analysis of Influence of Structural Type and Forming Scheme on Shape Precision of Aircraft Composites Structure

中航工业北京航空制造工程研究所 梁宪珠 常海峰 薛向晨 张西伟

[摘要] 与金属相比复合材料板件的厚度偏差较大,这一弱点对保证飞机装配精度非常不利。本文针对三种典型结构形式,计算了各结构形式采用不同成型方案的外形偏差值,通过对比分析,从保证飞机外形面精度的角度提出了应选择的成型方案。

关键词: 复合材料 飞机装配 结构形式 成型方案 外形偏差

[ABSTRACT] In comparison with metal, composites panel has larger deviation in thickness, which limits the components assembling in a precise way. The appearance deviations of three typical composites structures manufactured by different molding process are analyzed. According to these results, the molding process generating the minimum appearance deviation volume should be applied to ensure the assembling processing.

Keywords: Composites Aircraft assembly Structural type Forming scheme Appearance deviation

对于飞机来说,外形精度是保证飞机具有良好的气动特性的先决条件,外形精度一般用飞机外形容差的偏差值表征,简称飞机外形容差。飞机外形容差是由构成外形结构的构件或零件的外形误差和装配环节中的偏差(系统误差,人为误差)积累而成。飞机复合材料结构的外形偏差在整个差中占主要部分。

本文研究了飞机复合材料3种典型结构形式采用不同成型方案的外形偏差,从保证飞机外形精度的角度提出了应选择的成型方案。

1 复合材料零件的厚度偏差

目前,飞机结构普遍采用的高性能树脂基复合材料,是由纤维和树脂组成。纤维面密度偏差和树脂含量偏差决定了成型后的复合材料厚度偏差。

复合材料板件厚度偏差的计算公式^[1]为:

$$\frac{\Delta H}{H} = \frac{\Delta \bar{D}_f}{\bar{D}_f} + \frac{1}{\rho_c(1-W_c)^2 \left(\frac{1}{\rho_f} + \frac{W_c}{\rho_c(1-W_c)} \right)} \Delta W_c; \quad (1)$$

$$\text{因 } H = \frac{n\bar{D}_f}{\rho_f} + \frac{n\bar{D}_c}{\rho_c}, \Delta H = \frac{n}{\rho_f} \Delta \bar{D}_f + \frac{n}{\rho_c} \Delta \bar{D}_c,$$

$$\frac{\bar{D}_f}{W_f} = \frac{\bar{D}_c}{W_c}, \text{则还可表示为:}$$

$$\frac{\Delta H}{H} = V_f \frac{\Delta \bar{D}_f}{\bar{D}_f} + V_c \frac{\Delta \bar{D}_c}{\bar{D}_c}, \quad (2)$$

式中, H 为复合材料板件的厚度; ΔH 为复合材料板件的厚度偏差; $\frac{\Delta H}{H}$ 为复合材料板件的厚度偏差百分比; D_f 为预浸料的纤维面密度; ΔD_f 为预浸料的纤维面密度偏差; $\frac{\Delta D_f}{D_f}$ 为预浸料的纤维面密度偏差百分比; D_c 预浸料的树脂面密度; ΔD_c 为预浸料的树脂面密度偏差; $\frac{\Delta D_c}{D_c}$ 为预浸料的树脂面密度偏差百分比; ρ_c 为树脂的体积密度; ρ_f 为纤维的体积密度; W_c 为复合材料板件的树脂质量含量; ΔW_c 为复合材料板件的树脂质量含量偏差; V_c 为复合材料板件的树脂体积含量; V_f 为复合材料板件的纤维体积含量。

因为热熔法预浸料已经可做到“零吸胶”,由以上公式可知,要控制复合材料的厚度偏差,就应该精确控制纤维面密度和树脂面密度。在预浸料的工业化生产中,由于纤维线密度和预浸料制备设备必然存在误差,所以复合材料制件厚度偏差不可避免,与金属零件相比,偏差较大。

2 飞机复合材料结构的外形偏差

飞机复合材料结构一般由蒙皮(或壁板)与骨架组成,图1为其3种典型结构形式的截面示意图。其中,结构形式I为蒙皮(或壁板)与骨架机械连接;结构形式II为蒙皮(或壁板)与骨架整体成型,上蒙皮与骨架上

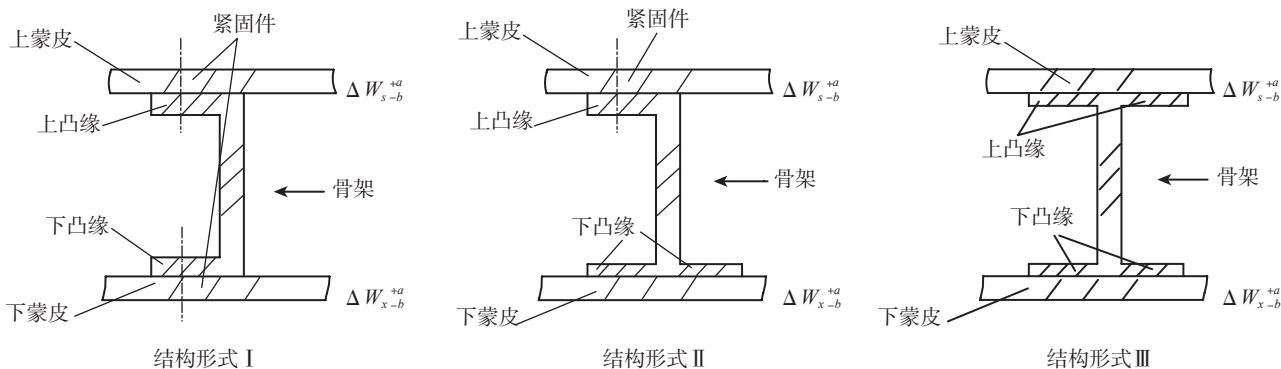


图1 飞机复合材料3种典型结构形式的截面
Fig.1 Cross section of three typical aircraft composites structures

凸缘机械连接；结构形式Ⅲ为上、下蒙皮(或上、下壁板)与骨架整体成型。飞机复合材料结构的外形偏差可表示为 ΔW_{-b}^{+a} ， ΔW_{-b}^{+a} 可以表示为上蒙皮(或上壁板)外形偏差 ΔW_{s-b}^{+a} 与下蒙皮(或下壁板)外形偏差 ΔW_{x-b}^{+a} 之和，为：

$$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta W_{s-b}^{+a} + \Delta W_{x-b}^{+a} \quad (3)$$

为了保证飞机外形面的精度，蒙皮(或壁板)的成型模具为凹模最有效，本文假定蒙皮(或壁板)成型模具的型面偏差为“零”。

在图1的3种典型结构形式中，对飞机外形面精度可能造成影响的偏差有： $\Delta H_{\text{上蒙皮}}$ 为上蒙皮厚度偏差， $\Delta H_{\text{下蒙皮}}$ 为下蒙皮厚度偏差， $\Delta H_{\text{上凸缘}}$ 为骨架上凸缘厚度偏差， $\Delta H_{\text{下凸缘}}$ 为骨架下凸缘厚度偏差， $\Delta W_{\text{骨架模具}-b}^{+a}$ 为骨架成型模具的外形偏差， $\Delta W_{\text{上凸缘外形控制模具和下蒙皮模具}-b}^{+a}$ 为上凸缘外形控制模具和下蒙皮模具间的形面偏差， $\Delta W_{\text{上下蒙皮模具}-b}^{+a}$ 为上下蒙皮模具间的形面偏差。

3 成型方案对飞机复合材料结构外形偏差的影响

3.1 采用不同成型方案时结构形式Ⅰ的外形偏差

3.1.1 骨架采用凸模成型

骨架采用凸模成型方案的示意图见图2，此方法由于凸模成型，则需要考虑模具偏差对骨架高度方向的影响，结构形式Ⅰ对应此成型方案的外形偏差为：

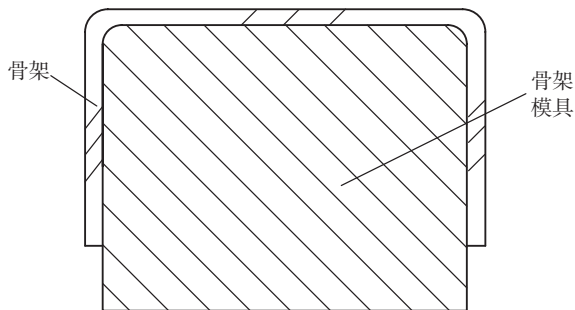


图2 骨架采用凸模成型方案的示意图
Fig.2 Diagram of forming process with male die

响，结构形式Ⅰ对应此成型方案的外形偏差为：

$$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta H_{\text{上蒙皮}} + \Delta H_{\text{下蒙皮}} + \Delta H_{\text{上凸缘}} + \Delta H_{\text{下凸缘}} + \Delta W_{\text{骨架模具}-b}^{+a} \quad (4)$$

3.1.2 骨架采用凹模成型

骨架采用凹模成型方案的示意图见图3，此方法避免了骨架凸缘厚度的偏差影响而改为骨架模具形面的偏差影响，对于数控加工的模具，此偏差可以有效控制。结构形式Ⅰ对应此成型方案的外形偏差为：

$$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta H_{\text{上蒙皮}} + \Delta H_{\text{下蒙皮}} + \Delta W_{\text{骨架模具}-b}^{+a} \quad (5)$$

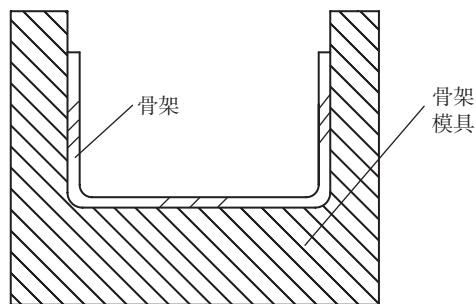


图3 骨架采用凹模成型方案的示意图
Fig.3 Diagram of forming process with female die

3.2 采用不同成型方案时结构形式Ⅱ的外形偏差

3.2.1 控制骨架内形尺寸的成型方案

控制结构形式Ⅱ骨架内形尺寸的成型方案示意图见图4，结构形式Ⅱ对应此方案的外形偏差为：

$$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta H_{\text{上蒙皮}} + \Delta H_{\text{下蒙皮}} + \Delta H_{\text{上凸缘}} + \Delta H_{\text{下凸缘}} + \Delta W_{\text{骨架模具}-b}^{+a} \quad (6)$$

3.2.2 控制骨架外形尺寸的成型方案

控制结构形式Ⅱ骨架外形尺寸的成型方案示意图见图5，此方法消除了骨架上凸缘的厚度影响。结构形式Ⅱ对应此方案的外形偏差为：

$$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta H_{\text{上蒙皮}} + \Delta H_{\text{下蒙皮}} + \Delta H_{\text{下凸缘}} + \Delta W_{\text{骨架模具}-b}^{+a} \quad (7)$$

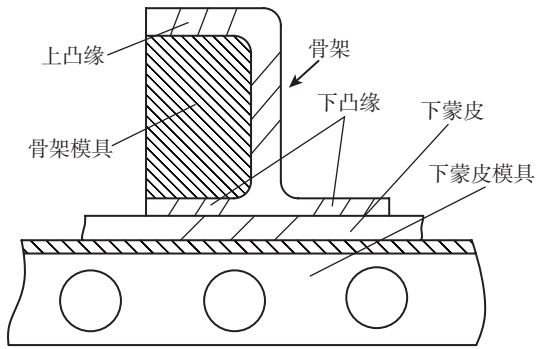


图4 控制骨架内形尺寸的成型方案示意图
Fig.4 Diagram of forming process by controlling inner surface of framework

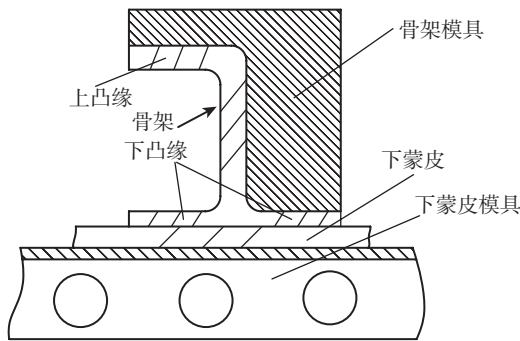


图5 控制骨架外形尺寸的成型方案示意图
Fig.5 Diagram of forming process by controlling outer surface of framework

3.2.3 控制下蒙皮外形和骨架上凸缘外形的成型方案

控制结构形式 II 下蒙皮外形和骨架上凸缘外形的成型方案示意图见图 6,此方法消除了下蒙皮厚度和骨架凸缘厚度的影响。结构形式 II 对应此方案的外形偏差为:

$$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta H_{\text{上蒙皮}} + \Delta W_{\text{控制上凸缘和下蒙皮外形模具}}^{+a} \quad (8)$$

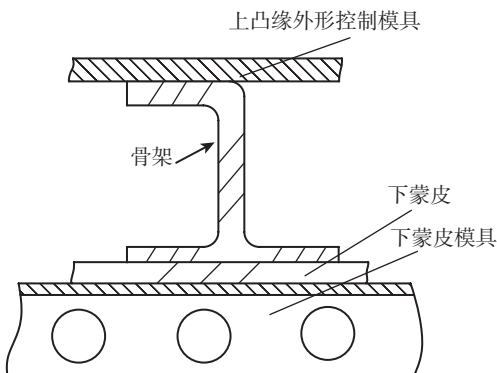


图6 控制下蒙皮和骨架上凸缘外形的成型方案示意图
Fig.6 Diagram of forming process by controlling outer surface of lower skin and upper flange of framework

3.2.4 控制上、下蒙皮外形的成型方案

控制结构形式 II 上、下蒙皮外形的成型方案示意图见图 7,此方法消除了上下蒙皮外表面之间的复合材料结构厚度的偏差影响,只剩下了上下蒙皮模具精度的影响。结构形式 II 对应此方案的外形偏差为:

$$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta W_{\text{上下蒙皮模具}}^{+a} \quad (9)$$

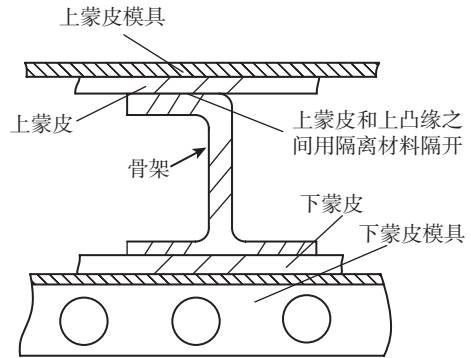


图7 控制结构形式 II 下蒙皮和上蒙皮外形的成型方案示意图
Fig.7 Diagram of forming process by controlling outer surface of lower skin and upper skin in structure II

3.3 采用不同成型方案时结构形式 III 的外形偏差

3.3.1 控制骨架内形的成型方案

控制结构形式 III 骨架内形的成型方案示意图见图 8,结构形式 III 对应此方案的外形偏差为:

$$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta H_{\text{上蒙皮}} + \Delta H_{\text{下蒙皮}} + \Delta H_{\text{上凸缘}} + \Delta H_{\text{下凸缘}} + \Delta W_{\text{骨架模具}}^{+a} \quad (10)$$

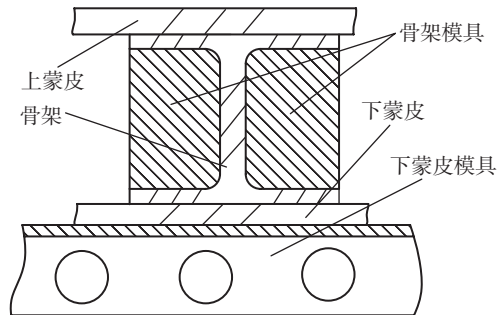


图8 控制结构形式 III 骨架内形的成型方案示意图
Fig.8 Diagram of forming process by controlling inner surface of framework in structure III

3.3.2 控制上下蒙皮外形成型方案

控制结构形式 III 上、下蒙皮外形的成型方案示意图见图 9,结构形式 III 对应此方案的外形偏差为:

$$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta W_{\text{上下蒙皮模具}}^{+a} \quad (11)$$

4 复合材料结构的外形偏差分析

复合材料结构的外形偏差分析如表 1 所示。

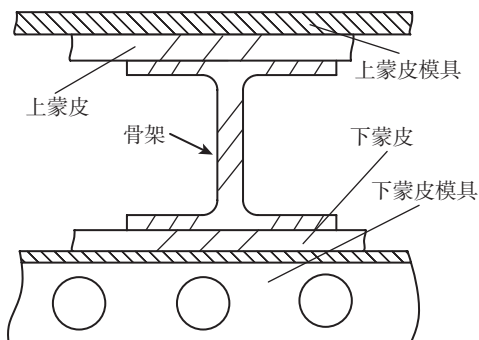


图9 控制结构形式Ⅲ上、下蒙皮外形的成型方案示意图
Fig.9 Diagram of forming process by controlling in structure III outer surface of upper skin and lower skin

5 结论

本文以飞机复合材料结构的3种典型结构形式为研究对象,分析了结构形式决定的外形偏差和每种结构采用不同成型方案未定的外形面的偏差。通过比较分析可知:

(1)飞机复合材料构件的结构形式对其结构外形偏差有决定性影响;

(2)飞机复合材料构件的成型方案对其结构外形偏差的影响很大;

(3)控制飞机复合材料结构外形偏差的措施是尽量减少复合材料厚度偏差的影响,即采用控制复合材料

表1 基于不同成型方案的结构形式Ⅰ、结构形式Ⅱ、结构形式Ⅲ的外形偏差比较分析

结构形式	成型方案	外形面偏差值	外形面偏差影响分析
结构形式Ⅰ	成型骨架的凸模方案	$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta H_{\text{上蒙皮}} + \Delta H_{\text{下蒙皮}} + \Delta H_{\text{上凸缘}} + \Delta H_{\text{下凸缘}} + \Delta W_{\text{骨架模具}}^{+a}$	影响因素较多
	成型骨架的凹模方案	$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta H_{\text{上蒙皮}} + \Delta H_{\text{下蒙皮}} + \Delta W_{\text{骨架模具}}^{+a}$	控制了上下凸缘的厚度偏差影响
结构形式Ⅱ	控制骨架内形尺寸成型方案	$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta H_{\text{上蒙皮}} + \Delta H_{\text{下蒙皮}} + \Delta H_{\text{上凸缘}} + \Delta H_{\text{下凸缘}} + \Delta W_{\text{骨架内形模具}}^{+a}$	影响因素较多
	控制骨架外形尺寸成型方案	$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta H_{\text{上蒙皮}} + \Delta H_{\text{下蒙皮}} + \Delta H_{\text{下凸缘}} + \Delta W_{\text{骨架外形模具}}^{+a}$	控制了上凸缘的厚度偏差影响
	控制下蒙皮外形和骨架上凸缘外形成型方案	$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta H_{\text{上蒙皮}} + \Delta W_{\text{控制上凸缘外形模具}}^{+a}$	控制了上下蒙皮、上下凸缘厚度偏差影响
	控制上、下蒙皮外形成型方案	$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta W_{\text{上下蒙皮模具}}^{+a}$	控制上下蒙皮、上下凸缘厚度偏差影响
结构形式Ⅲ	控制骨架内形成型方案	$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta H_{\text{上蒙皮}} + \Delta H_{\text{下蒙皮}} + \Delta H_{\text{上凸缘}} + \Delta H_{\text{下凸缘}} + \Delta W_{\text{骨架内形模具}}^{+a}$	影响因素较多
	控制上、下蒙皮外形成型方案	$\Delta W_{-b}^{+a} = \Delta W_{\text{上下蒙皮模具}}^{+a}$	控制上、下蒙皮和上、下凸缘厚度偏差影响

注:不考虑装配环节中的其他误差。

骨架凸缘外形面的成型方案,但此方案仅限于整体复合材料结构——结构形式Ⅱ和结构形式Ⅲ。

(4)骨架采用凹模成型方案可以有效控制外形精度。

总之,对于复合材料结构,为保证其结构最终的外形精度,应采用控制结构关键精度(即影响到复合材料

结构最终外形面精度的结构尺寸精度)的成型方案。

参考文献

[1] 赵渠森. 先进复合材料手册. 北京: 机械工业出版社, 2003.

(责编 三丰)

(上接第73页)

[7] Tan S C. A progressive failure model for composite laminates containing openings. *Journal of Composite Materials*, 1991, 25 (5): 556-577.

[8] Mamalis A G, Manolacos D E, Ioannidis M B, et al. The static and dynamic axial collapse of CFRP square tubes: finite element modeling. *Composite structures*, 2006, 74 (2): 213-235.

[9] Matzenmiller A, Lubliner J, Taylor R L. A constitutive model for anisotropic damage in fiber composites. *Mechanics of Materials*, 1995, 20 (2): 125-152.

[10] Xiao X. Simulation of composite tubes axial impact with a damage mechanism based composite material model. 10th international LS-DYNA users conference. *Material Modeling*, 2008 (9): 43-44.

[11] Deka L J, Vaidya U K. LS-DYNA impact simulation of composite sandwich structures with balsa wood core. 10th International LS-

DYNA Users Conference. *Impact Analysis*, 2008 (9): 13-24.

[12] Deka L J, Bartus S D, Vaidya U K. Damage evolution and energy absorption of E-glass/polypropylene laminates subjected to ballistic impact. *Commonality of Phenomena in Composite Materials*, 2008, 43: 4399-4410.

[13] Loikkanen M, Praveen G, Powell D. Simulation of ballistic impact on composite panels. 10th International LS-DYNA Users Conference. *Impact Analysis*, 2008 (9): 1-12.

[14] Lim C T, Shim VPW, Ng Y H. Finite-element modeling of the ballistic impact of fabric armor. *International Journal of Impact Engineering*, 2003, 28: 13-31.

[15] Bhushan S T, Gautam S C, Ajit D K, et al. Studies on behavior of carbon and fiberglass epoxy composite laminates under low velocity impact loading using LS-DYNA. 10th International LS-DYNA Users Conference. *Impact Analysis*, 2008 (9): 43-54. (责编 晓立)