

航空航天

# 翼身融合飞机结构研究

彭亮 薛红军 张玉刚

(西北工业大学航空学院, 西安 710072)

**摘要** 主要研究了翼身融合飞机结构受力,讨论了 BWB 结构与传统飞机结构最主要的区别,提出了一种新的 BWB 非圆形截面结构。通过计算分析,比较了圆形截面、矩形截面以及混合型截面三种不同结构受力。计算结果表明,在满足重量限制条件下,混合型结构是一种高效的非圆柱 BWB 结构。该结构减小了结构所承受的弯曲应力,提高了 BWB 飞机结构的安全性。

**关键词** 翼身融合飞机 非圆柱形机身 结构设计

**中图分类号** V214.7; **文献标志码** A

翼身融合飞机(BWB—Blended Wing Body)是一种新型布局的运输机,由于其高度的集成特性,其浸湿面积也大大小于同量级的传统布局飞机,因此,与同量级传统布局的飞机相比较,具有更轻的重量、更高的升阻比、更小的燃油消耗量,更高的安全性和更好的舒适性等优势。

翼身融合飞机结构与传统飞机结构最主要的区别就是由传统的圆筒形变成为扁平的矩形盒子形状,由此使得飞机结构的受力形式发生了巨大的变化。本文通过分析三种不同结构受力,在满足重量限制条件下,找出高效的非圆柱 BWB 结构,提高 BWB 飞机结构的安全性。

## 1 传统飞机机舱圆形截面受力分析

将单位长度传统飞机机舱简化为承受内压为  $q$  的薄壁圆筒如图 1 所示。

根据圆筒的对称性,从圆筒中截取一部分,如图 2 所示。结构所受应力由公式(1)给出:

$$\sigma_1 = \frac{qR}{t} \quad (1)$$

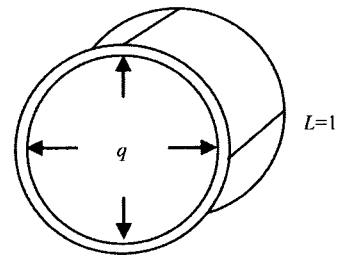


图1 薄壁圆筒受力

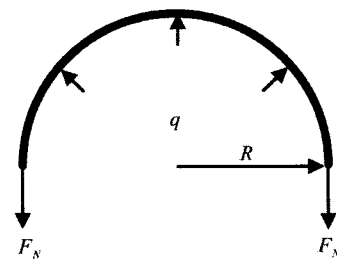


图2 部分圆筒受力

(1)式中: $q$ 为机舱承受内压载荷, $R$ 为机舱半径, $t$ 为机舱薄壁厚度( $t$ 远小于 $R$ )。

## 2 矩形截面结构受力分析

将单位长度矩形飞机机舱简化为承受内压为  $q$  的薄壁结构,该封闭框架为 3 次内力超静定结构,如

图 3 所示。

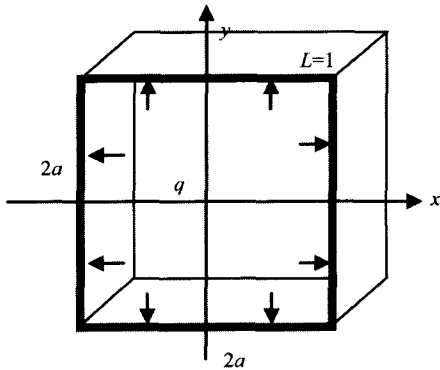


图 3 矩形机舱受力

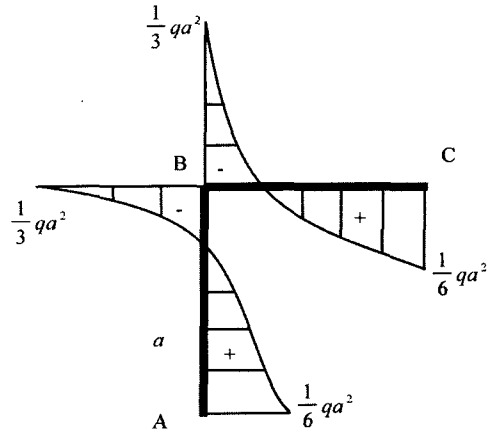


图 5 矩形截面结构弯矩图

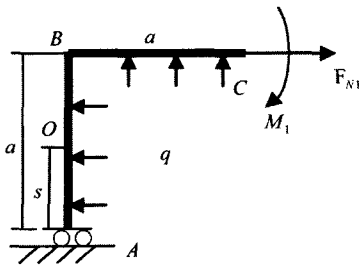


图 4 1/4 矩形机舱受力

$x$  和  $y$  为结构的 2 个对称轴, 结构外力关于这两个对称轴是对称的, 利用对称性简化计算。将结构沿两个对称轴截开, 取四分之一部分  $ABC$  为研究对象(如图 4)。由于  $C$  截面位于对称轴, 截面反对称内力剪力为零, 仅有轴力  $F_{N1}$  和弯矩  $M_1$ ; 同理截面  $A$  仅有轴力和弯矩。所研究的结构降为 1 次超静定结构。利用正则方程求解  $ABC$  段结构的弯矩方程为:

$$M_1(s) = M_{N1}(s) + X_1 \bar{M} = \begin{cases} -\frac{1}{2}qs^2 + \frac{1}{6}qa^2, & 0 \leq s \leq a \\ -\frac{1}{2}q(2a-s)^2 + \frac{1}{6}qa^2, & a \leq s \leq 2a \end{cases} \quad (2)$$

(2) 式中:  $q$  为机舱承受内压载荷,  $2a$  为矩形结构边长,  $t$  为机舱薄壁厚度 ( $t$  远小于  $a$ )。矩形结构弯矩图如图 5 所示。

由弯矩图可以看出矩形截面结构最大弯矩  $M_{1max} = |M_1(a)| = \frac{1}{3}qa^2$ , 所承受的弯曲应力由(3)

式确定。

$$\sigma_2 = \frac{M_1(s)y}{I_y} \quad (3)$$

该结构所承受最大弯曲应力

$$\sigma_{2max} = \frac{M_{1max} \frac{t}{2}}{\frac{t^3}{12}} = 2q \left( \frac{a}{t} \right)^2。$$

### 3 改进结构截面受力分析

综合考虑圆形和矩形截面结构, 将矩形截面上部和下部设计成为圆形, 单位长度飞机机舱承受内压为  $q$  的薄壁结构截面, 该封闭框架也为 3 次内力超静定结构, 如图 6 所示。

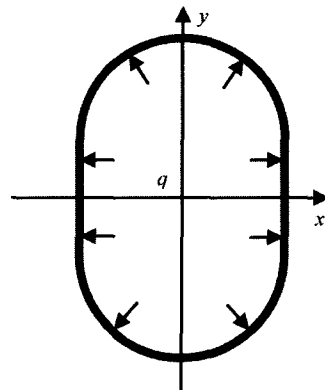


图 6 封闭框架受力

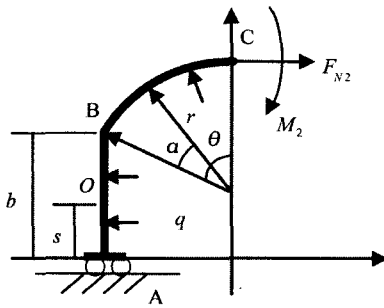


图7 1/4 封闭框架受力

和矩形截面结构受力分析相同,利用对称性,将结构沿两个对称轴截开,取四分之一部分 ABC 为研究对象。C 截面剪力为零,仅有轴力  $F_{N2}$  和弯矩  $M_2$ ;同理截面 A 仅承受轴力和弯矩,如图 7 所示。所研究的结构降为 1 次超静定结构。利用正则方程求解 ABC 段结构的弯矩方程如下:

$$M_2(s) = \begin{cases} -\frac{1}{2}q(s^2 - b^2) + qrb - qr(b+r)\cos\theta + qr^2\cos^2\theta - \\ \frac{1}{b+r\theta}[(qbr^2 - qr^3\cos\theta)\theta + \frac{1}{3}qb^3 + qrb^2 - \\ qrb(b+r)\cos\theta + qbr^2\cos^2\theta - qbr^2\sin\theta + \\ qr^3\sin\theta\cos\theta], 0 \leq s \leq b \\ qr(b - r\cos\theta)[1 - \cos(\theta - \alpha)] - \\ \frac{1}{b+r\theta}[(qbr^2 - qr^3\cos\theta)\theta + \frac{1}{3}qb^3 + qrb^2 - \\ qrb(b+r)\cos\theta + qbr^2\cos^2\theta - qbr^2\sin\theta + \\ qr^3\sin\theta\cos\theta], b \leq s \leq r\theta + b (0 \leq \alpha \leq \theta) \end{cases} \quad (5)$$

(5)式中  $q$  为机舱承受内压载荷,  $\overline{AB} = b$ ;  $\theta, r$  分别为圆形结构角度和半径,  $t$  为机舱薄壁厚度 ( $t$  远小于  $b, r$ )。

取  $\theta = \frac{\pi}{4}, b = a$ , 混合结构  $M_2(s)$  弯矩图如图 8 所示。

由弯矩图知此结构最大弯矩  $M_{2max} = 0.2709qa^2$ , 弯曲应力由(6)式确定:

$$\sigma_3 = \frac{M_2(s)y}{I_y} \quad (6)$$

该结构所承受最大弯曲应力

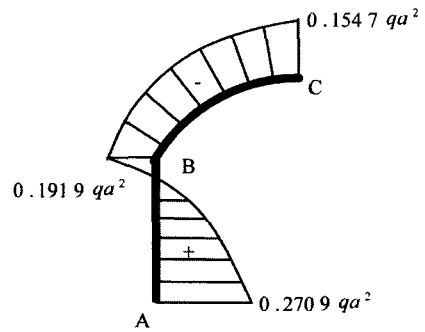


图8 混合截面结构弯矩图

$$\sigma_{3max} = \frac{M_{2max} \frac{t}{2}}{\frac{t^3}{12}} = \frac{6M_{2max}}{t^2} = 1.6254q \left(\frac{a}{t}\right)^2$$

#### 4 三种结构应力比较

三种结构材料相同,密度均为  $\rho$ ,薄壁厚度均为  $t$  ( $t$  远小于  $r, b, a$ ),截取长度为  $L$ ,则三种结构质量分别为:  $m_1 = \frac{1}{2}\pi R\rho L, m_2 = 2a\rho L, m_3 = (b+r\theta)\rho L$ 。

令其质量相同,有  $\frac{1}{2}\pi R = 2a = b+r\theta$ ,所承受弯曲应力如表 1 所示。

表 1 弯曲应力

结构	承受弯曲应力
圆形截面	$\sigma_1 = \frac{qR}{t} = \frac{4}{\pi}q \frac{a}{t}$
矩形截面最大应力	$\sigma_{2max} = 2q \left(\frac{a}{t}\right)^2$
混合结构截面最大应力 (取 $\theta = \frac{\pi}{4}, b = a$ )	$\sigma_{3max} = 1.6254q \left(\frac{a}{t}\right)^2$

令  $q = 100$ ,以  $a/t$  为横坐标,以弯曲应力为纵坐标,绘制三种结构弯曲应力曲线,如图 9 所示。

由图 9 可知:  $\sigma_1 << \sigma_{3max} < \sigma_{2max}$ 。

圆形结构机身所承受的弯曲应力最小,其内压力  $q$  是由均匀扩展的膜应力平衡。矩形结构承受的弯曲应力最大,因为机舱顶部是通过弯曲变形来平衡机舱内压  $q$ ,弯曲应力比膜应力高出一个数量级。第三种圆形、矩形混合结构是对 BWB 非圆形结构

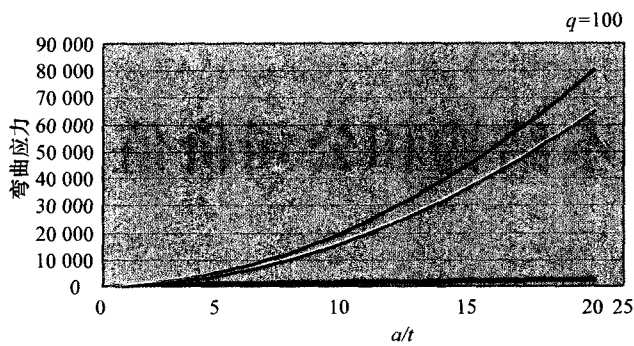


图9 三种结构弯曲应力曲线

机身的一种改进,通过计算能够有效的减小结构所承受的弯曲应力,提高结构的安全性。

## 5 结论

翼身融合飞机结构采用非非圆柱形机身结构,飞机结构的受力形式发生了巨大的变化,本文提出

了一种新的BWB混合型截面结构,并通过计算,分析了圆形截面、矩形截面以及混合型截面三种不同结构受力。计算结果表明,在满足重量限制的条件下,混合型结构是一种高效的非圆柱BWB结构。该结构减小了结构所承受的弯曲应力,提高了BWB飞机结构的安全性。

## 参 考 文 献

- 1 张兴国. 翼身融合飞机非圆柱形机身结构的分析、设计和优化. 飞机设计参考资料, 2005; (4):
- 2 陶梅贞. 现代飞机结构综合设计. 西安: 西北工业大学出版社, 2001
- 3 苟文选. 材料力学( I, II ). 西安: 西北工业大学出版社, 2000
- 4 戴少度. 材料力学. 北京: 国防工业出版社, 2000
- 5 Liebeck R. Design of the blended-wing-body subsonic transport. 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV. January 2002; 14—17
- 6 Mukhopadhyay V. Blended-wing-body (BWB) fuselage structural design for weight reduction. 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Austin, TX. April 2005; 18—21

## Research on the Structure of Blended-wing-body

PENG Liang, XUE Hong-jun, ZHANG Yu-gang

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, P. R. China)

[ Abstract ] The stress of Blended-Wing-Body (BWB) structure is studied, discussed the main differences between BWB and conventional cylindrical fuselage, and proposed a new non-cylindrical fuselage structure of BWB. The stress of the circle section, the rectangular section and the mixed section are compared through computation and analysis. The computing result demonstrates that the mixed section is a better non-cylindrical structure of BWB. This structure reduces the stress and increases the security of the BWB.

[ Key words ] blended-wing-body non-cylindrical fuselage structure design