

# 整体化复合材料机翼油箱通油孔综合设计技术

## Synthetic Design Technology on Oil-Hole of Integrated Composites Wing Oil Box

中航工业成都飞机设计研究所 涂冰 杨军

**[摘要]** 针对整体化复合材料机翼油箱的特点,综合考虑结构、强度、疲劳和燃油系统等方面要求,讨论了整体化复合材料油箱通油孔的设计技术和设计要素,并初步讨论了复合材料机翼油箱开孔后的补强措施。

**关键词:** 整体化复合材料 机翼油箱 通油孔设计 补强

**[ABSTRACT]** On the view of the characteristics of an integrated composites wing oil box, considering the requirements of structure, mechanics, fatigue and the fuel system, the design technology and factors of the oil-hole of an integral composites are discussed. Furthermore, reinforcement measures after the hole is made are preliminarily investigated.

**Keywords:** Integral composites Oil box Oil-hole design Reinforcement

随着整体化复合材料结构在飞机机翼等主承力结构的应用,机翼整体油箱面临着新的设计要求。复合材料机翼油箱在满足结构强度和疲劳等生存性要求的同时,还要满足金属机翼油箱具备的供输油、密封性、通油性等使用性要求,这使得整体化复合材料机翼油箱的设计成为一个典型的多学科交叉课题。机翼油箱通油孔是保证机翼油箱通油性、减少不可用油的重要措施,本文针对整体化复合材料机翼油箱的特点,综合考虑结构、强度、疲劳和燃油系统等方面要求,讨论了整体化复合材料机翼油箱通油孔的设计技术和设计要素,并初步讨论了复合材料机翼油箱开孔后的补强措施。

### 1 整体化复合材料机翼油箱的特点

随着整体化复合材料结构在飞机主承力结构上得到应用,整体化复合材料机翼油箱也逐步替代传统金属油箱,整体化复合材料机翼油箱具有以下几个重要特点。

(1)设计制造风险高。由于模块化程度高,整体化复合材料机翼油箱的设计与制造承受着较传统金属更大的风险。大型整体化复合材料设计因素多、制备难度大、工艺环节长,任何一个步骤出现问题都可能影响

机翼油箱的整体性能。这就要求设计时考虑更高的安全余度,制造时采取更先进的工艺措施来保证产品的质量。

(2)维护要求高。机翼油箱是飞机燃油系统的重要组成部分,一般也是第一个燃油得到消耗的油箱。机翼油箱内通常安装有供输油系统、油量传感器、进出油泵等设备,维护性要求较高,通常需要在相应的位置布置维护开口。这些开口也成为整体化复合材料机翼的薄弱部位,通常会采取相应的补强措施。

(3)存在不可用油。燃油系统在输送燃油时,不可能把机翼油箱内的每一滴油都输送到发动机消耗掉,必然存在少量燃油无法使用,称为机翼油箱不可用油。机翼油箱不可用油的重量,很大程度上是由机翼油箱内的通油孔高度决定的。因此,对机翼油箱的通油孔进行优化,减少不可用油量,对整个飞机的性能以及使用效率都有很大的益处。

### 2 复合材料通油孔的设计要素

在给定的复合材料铺层下,机翼油箱的通油孔的设计要素,一般包括通油孔形状、通油孔尺寸、通油孔高度等。典型通油孔形状见图1。

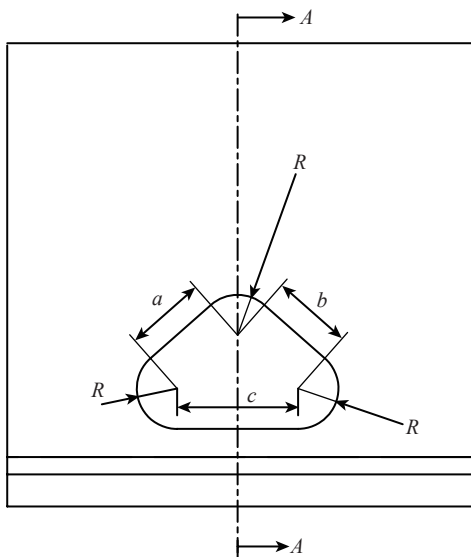
本文将结合数值分析与试验研究,对复合材料通油孔进行综合优化设计,探讨其减少在满足结构强度的承载能力和疲劳寿命要求的条件下,减少不可用油量的可能性。本文的研究思路如图2所示。

### 3 复合材料单元分析方法

复合材料U型单元是一种典型的结构单元,由3块层合板和填充芯材胶接在一起,R区及开孔部位是整个结构单元最薄弱的部位。在拉伸载荷下,层合板内部可能分层,孔边部位也可能开裂;层合板与填充芯材界面间可能脱胶,填充芯材内部也可能有裂纹产生。R区的半径、填充芯材的材料性质、填充区的缺陷都可能对U型单元的承载能力与失效模式有不同程度的影响。这类结构单元的几何、材料和铺层等诸多因素使其不再满足平面应力或平面应变假设。研究复杂因素对含通油孔复合材料U型单元性能的影响,需基于理论分析,采



(a) 典型形状



(b) 典型通油孔参数

图1 典型通油孔形状  
Fig.1 Type form of oil-hole

用数值模拟手段进行研究,利用数值模拟手段分析复合材料层合板的强度与失效,评价影响结构性能的各项参数,改进复合材料单元的设计。

基于断裂力学理论的虚拟裂纹闭合技术(VCCT)应用较多,它可以研究载荷作用下复合材料层合板分层扩展过程;分析不同位置损伤对结构性能的影响。VCCT方法可以预测复合材料的极限强度与损伤扩展,但在计算中需要预先定义裂纹的几何信息,不能用于无缺陷结构的失效分析。相比之下,粘聚区模型技术(CZM)由于不需要预制裂纹,近年来得到了越来越广泛的应用。粘聚区模型技术可以研究复合材料的分层、胶接界面的失效、填充物的开裂等过程,考虑不同载荷作用下的失效模式,预测不同载荷作用下U型单元的失效过程。针对不同的复合材料基体以及胶膜强度、R半径、填充芯材刚度,分析这些参数对于结构承载能力的影响。

应用粘聚区模型技术模拟结构失效的方法:在预计的裂纹或分层路径上铺设一层粘聚单元,该单元上下表面与相邻单元连接,当载荷增大到临界点时单元开始失效,刚度逐渐退化,并在刚度为零,即完全失效后删除,从而预测损伤的起始与扩展。由于复合材料层间强度比面内强度低很多,复合材料层合板的失效模式以分层失效为主,较适宜用粘聚区模型来预测裂纹的扩展。为确定粘聚单元失效以及刚度降阶的具体模式,需要定义粘聚单元在界面载荷下的力-位移关系,即损伤起始与演化的本构方程。研究中可以采用双线性的本构方程,它包括了未损伤前的线弹性阶段与损伤发生之后的刚度线性退化阶段,物理意义明确,分析也最方便。

本研究在试验研究的基础上,应用粘聚区模型技术,将复合材料的分层、胶接界面的失效同时纳入分析过程,预测了拉伸载荷下复合材料接头的行为与性能。针对不同的开口几何参数,分析了它们对于结构承载能力的影响。

#### 4 通油孔形状的分析

对于开口复合材料结构来说,准确地求解孔周围的应力是很困难的,尤其是对一些复杂孔型。原则上孔边应力集中对于各向异性材料来说要比各向同性材料对材料的破坏性影响大得多,孔边应力的走向及应力强度因子都依赖于材料参数、载荷形式、方向、纤维排列情况等因素。这里用到的孔边应力分析的解析法是建立在多复变量应力函数,以及积分方程的应用基础上的。

若将所要研究的孔的边界映射成单位圆的映射函数,找到这个映射函数,就可以解决复杂孔形的边界问题,进而最终求得含有复杂孔形各向异性板的孔边应力分布问题的解。

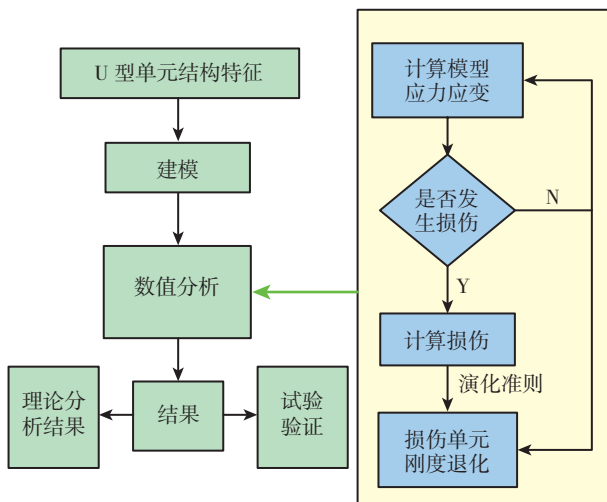


图2 复合材料通油孔的研究思路  
Fig.2 Study way of composites oil-hole

不同孔形的映射函数统一表达式为:

$$x = \lambda (\cos\theta - \omega \cos(n\theta))$$

$$y = -\lambda (c \sin\theta + \omega \sin(n\theta))$$

式中,  $\lambda$  为控制孔的尺寸大小;  $n$  和  $c$  为控制孔型;  $\omega$  为控制孔型倒角半径。

定义应力集中系数为孔边最大应力和所受外载荷(拉应力)之比。图 3 为不同孔形状下( $\omega$  相同, 即尺寸一样), 应力集中系数随  $\omega$  变化。

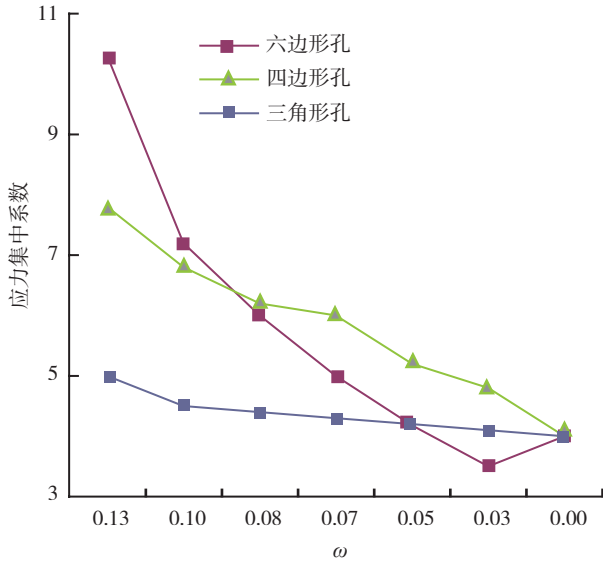


图3 不同孔形状下, 应力集中系数随 $\omega$ 变化  
Fig.3 Stress concentration factor varies by  $\omega$  on different oil forms

可以看出, 孔的转角越尖, 即  $\omega$  越大, 应力集中系数越大, 尤其是对于四边形孔和六边形孔,  $\omega$  增大, 应力集中系数显著增大。然后, 对于六边形孔来说, 当  $\omega$  小于 0.05 时, 应力集中系数比同尺寸的圆孔还小。

采用形状优化方法对孔型进行优化后, 可得出最佳孔型。形状优化是一种细节设计的方法, 目的是通过改变某些形状参数(几何特性的形状)来改变模型的力学性能以满足某些具体要求(如应力、位移等)。在形状优化中, 通过修改网格节点的位置以改变结构的形状, 确定最佳形状。

经优化分析后, 拉伸载荷下优化的孔形状近似为水滴形, 其外接圆的直径约为初始圆孔的直径; 剪切载荷下优化的孔形状近似为带弧度的菱形, 其外接圆的直径约为初始圆孔的直径(图 4)。考虑到工程实际, 本文认为水滴形通油孔更加符合设计要求。

### 5 通油孔高度的研究

通油孔高度是影响机翼油箱不可用油量的直接因素。研究随着通油孔高度降低, 复合材料单元极限承载

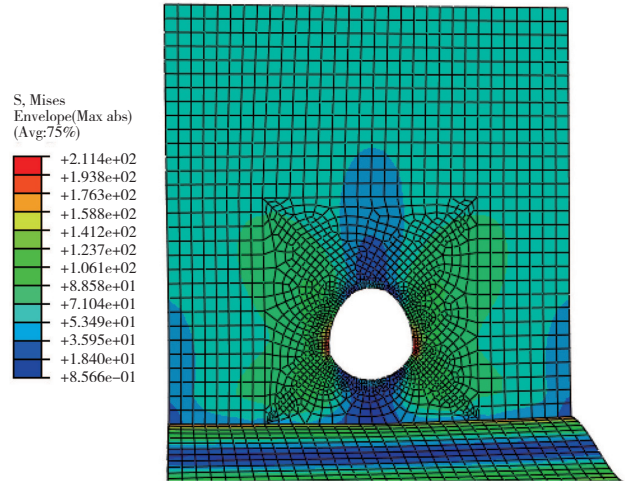


图4 形状优化后的孔型  
Fig.4 Oil form after optimized

能力和疲劳寿命的变化, 具有重要意义。

开孔高度的不同对极限载荷会产生一定的影响, 随着开孔高度的增加, 破坏模式基本相同, 都是在圆弧过渡区胶层最先失效, 产生裂纹, 随着载荷的增加裂纹向深处发展, 最后完全失效。分析中考察了 4 个高度值, 高度为 7mm 时最大载荷为 22.643kN, 高度为 20mm 时最大载荷为 24.511kN, 提高 8% 左右, 见图 5。随着开孔高度的增大, 当过渡区裂纹扩展到腹板时, 腹板靠近圆弧过渡区胶接面积越大, 强度越高, 脱胶发生越晚, 所以极限载荷越大。

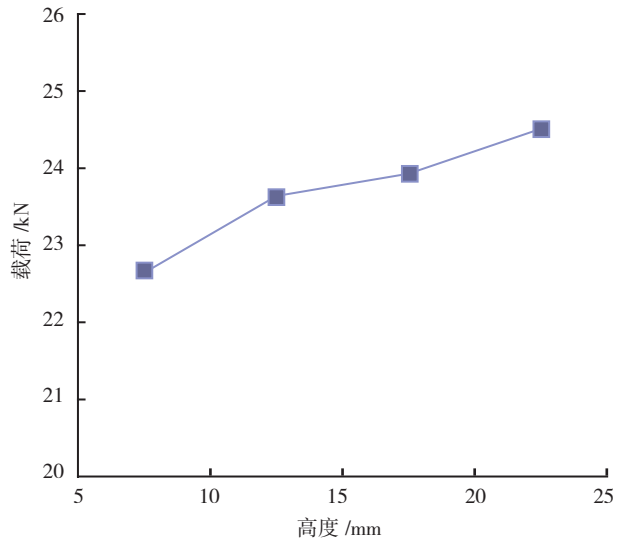


图5 不同高度通油孔最大载荷对比  
Fig.5 Maximum load by different oil-hole height

由不同高度通油孔最大载荷对比(图 5)可知, 当通油孔高度明显降低时, 复合材料单元的最大载荷降低幅度比较有限。

分析复合材料 U 型单元的破坏模式可知,数值分析得出的破坏模式与试验件得出的破坏模式吻合较好,证明了本研究结论的可靠性(图 6、图 7)。同时, R 区发生脱粘的破坏模式也表明,通油孔开孔并不是复合材料单元承载能力的薄弱部位, R 区才是限制复合材料单元承载的关键。在一定范围内降低通油孔高度,对复合材料机翼油箱整体受载影响不明显。

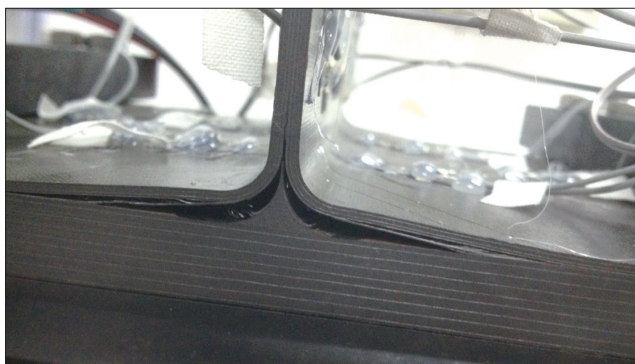


图6 试验件的破坏模式  
Fig.6 Damage pattern of sample

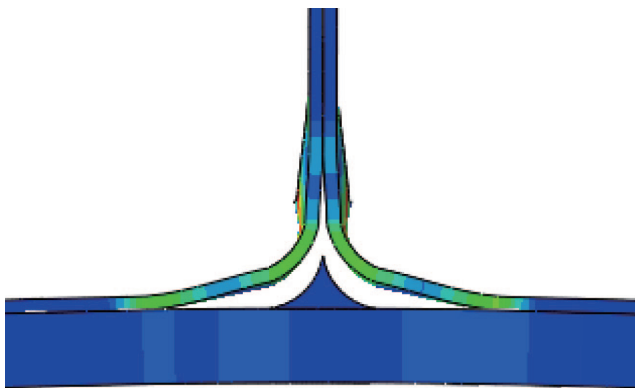


图7 数值分析得出的破坏模式  
Fig.7 Damage mode obtained by numerical analysis

## 6 补强措施

由上可以看出,通油孔高度降低后,复合材料机翼油箱承载能力有所下降,但通油孔高度的降低不是其最重要因素,复合材料单元 R 区对复合材料单元承载能力影响最大,所以,通常情况下不必在通油孔处采取补强措施。在某些特殊位置,由于各方面限制需要增大通油孔开孔尺寸,需要对复合材料通油孔采取补强措施,本文也做了相应研究。

对含通油孔的复合材料 U 型单元,可通过调整板厚、改善树脂基体及三角区界面性能,以及采用三维编织、缝合、Z-pin 等多种技术手段来提高其破坏强度和断裂韧性,限制层间裂纹的扩展,提高承载能力。

通常的补片补强方式有两侧补片对称补强和单侧补片非对称补强两种。补片可以插层在开孔铺层内,也可贴补在开孔板上,一般来说对称插层补强效果最好。开孔补片补强工艺过程为:补片与制件(母板)一起铺贴,待共固化后,再制孔。

补强片的形状有多种选择,可选取圆形、方形、菱形等不同形状,根据相关理论,结合开孔形状,可知圆形补片在达到相同补强效果时重量最轻,所以效果最好。

随着补片厚度的逐渐增加,补强结构的强度呈先上升后下降的变化规律。这主要是由于在补片补强区,载荷在补片和母板中按照刚度分配原则重新进行分配,补片上的载荷由界面材料传递到补片结构上,随着补片厚度的逐渐增大,界面材料越来越容易发生破坏,从而导致整个结构的破坏。因此,在补片补强设计中存在一个最佳的补片补强厚度,在该厚度下,补片与母板之间的刚度匹配合理,界面材料的力学性能能够得到充分发挥,整个补强结构的补强效果最佳。在补片厚度与母板厚度之比  $t/T=0.5$  的情况下,结构完全破坏后,母板和补片上都会发生明显的损伤扩展,而界面材料的分层损伤扩展相对有限,结构的破坏是由于层合板的最终破坏导致的;随着补片厚度的逐渐增大,结构完全破坏后,层合板的各种损伤主要发生在母板开孔区,补片材料中仅在  $90^\circ$  铺层中存在一定程度的基体损伤;界面材料的损伤面积随补片厚度的增大而增大。分析表明,当补片厚度与母板厚度之比在 1.0 左右时,补强结构的强度水平最高。因此,在补片补强设计中,补片厚度与母板厚度之比  $t/T$  应选取为 1.0,补强结构的补强效果最好。

## 7 结论

本文讨论了整体化复合材料油箱通油孔的设计技术和设计要素,并初步讨论了复合材料机翼油箱开孔后的补强措施,验证了粘聚区模型对复合材料单元分析的适应性,通过元件级试验的破坏模式和破坏过程进一步验证了分析手段的正确性,得到了复合材料通油孔的初步设计参数,对整体化复合材料机翼油箱的通油孔设计有一定的指导意义。

## 参考文献

- [1] 顾诵芬. 飞机总体设计. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [2] 航空航天工业部科学技术研究院. 复合材料设计手册. 北京: 航空工业出版社, 1990.
- [3] 牛春匀. 实用飞机结构设计. 北京: 国防工业出版社, 1991.
- [4] 飞机设计手册编委会. 飞机设计手册(第十册). 北京: 航空工业出版社, 2000.

(责编 良辰)