

复合材料梁腹板开孔补强设计及有限元稳定性分析

Buckling FEM and Strengthen Design on Hole of Composite Material Web

林森 何翔 丛昊 / Lin Sen He Xiang Cong Hao

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

复合材料梁结构由于工艺性、维护性等要求,结构梁腹板中出现开孔不可避免,不同形式的开孔有着不同承载能力。通过对梁腹板结构不同形式的开孔在剪切载荷下屈曲分析研究,得到屈曲载荷,分析不同开孔补强形式对结构承载的影响,以期对梁、肋等结构开孔补强设计提供补强形式选择和参考。

关键词:有限元;复合材料梁腹板;屈曲载荷

[**Abstract**] In order to satisfy manufacture process and maintain requirement, a hole is ineluctable on the web of CFRP spar, difform size hole should have different carrying capacity, receive different buckling load. Finite element analysis was used to analyze the buckling behavior of the web, and analysis structure capacity of effect due to different strengthen methods, for supplying choice and reference.

[**Key words**] FEM; the Composite Web; Buckling Load

0 引言

复合材料在飞机结构中应用越来越多,用量多少已成为衡量飞机结构先进性的重要标志之一^[1],波音 787 和 A350 的复合材料用量占飞机结构总重量已超过 50%。复合材料的重量轻,比刚度大,在结构设计中得到广泛应用,但是由于结构设计中不可避免的开孔,对复合材料损伤程度大于金属结构,因此复合材料结构开孔形式及其补强成为结构设计中的重点^[2]。

梁是飞机结构中常见的结构形式,是结构设计中的重要承力构件,主要传递轴力和剪力。考虑工艺施工通路和检测维护等因素,梁腹板开孔必不可少,开孔造成梁本体结构承载能力下降,需要对开孔位置进行相应的设计补强以提高梁腹板承载能力。一些文献研究分别从补强形式、铺层材料等方面对强度的影响做了分析^[3-6],但是对于补强区域大小、补强厚度对结构性能的影响及结构效率没有做系统的研究。对不同开孔大小、补强区域大小、

补强厚度对结构性能的影响进行分析,比较不同的补强方法对结构效率的影响,从而选择最优的补强设计。

1 复合材料结构梁

以某型飞机尾翼数模前后梁腹板尺寸为参考,设计了长 400mm、高 280mm 的复合材料板试验件,腹板中心具有圆形开孔。材料为 T800 级碳纤维/环氧树脂,铺层方式见表 1。

表 1 复合材料梁腹板基本铺层信息

| 铺层 | 角度 |
|---------------|--|
| 梁腹板的铺层为 17 层: | [45/-45/0/45/-45/0/-45/45/90/45/-45/0/-45/45/0/-45/45] |
| 梁缘条的铺层为 32 层: | [45/-45/0/0/45/90/-45/0/0/-45/45/45/-45/0/0/0/-45/0/0/0/45/90/45/0/0/0/-45/0/0/0/-45/45] |

复合材料结构梁剖面为工字型,左右为“C”型结构背靠背,连同上下缘条一起共固化成型(见图

1), 圆形开孔, 位置处于腹板中央区域。补强形式为孔边加厚补强。补强区域铺层信息见表 2。

表 2 孔边补强区域铺层信息

| | 补强区域铺层方式 |
|-------------|--|
| 1.5 倍厚度补强设计 | [45/-45/0/45/-45/45/-45/0/45/-45/-45/45/90] _s |
| 2 倍厚度补强设计 | [45/-45/45/-45/0/45/-45/0/-45/0/-45/-45/45/45/-45/90] _s |

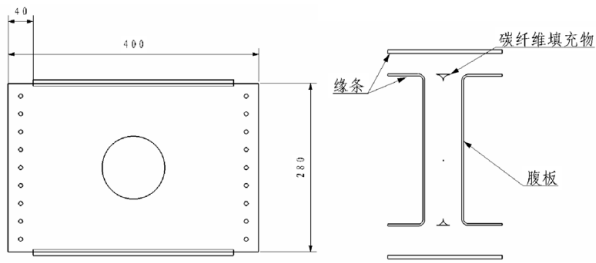


图 1 工字梁数模

根据工艺性, 孔边增厚补强采用腹板单侧加厚形式, 如见图 2 所示, 参数 W 为腹板高度、 d 为开孔尺寸、 D 为补强区域、 t 为腹板基本厚度、 t_1 为加厚尺寸。

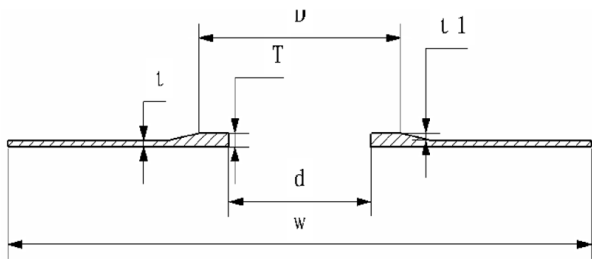


图 2 孔边增厚补强形式

2 有限元分析及工程计算

2.1 有限元模型

利用 Patran 和 Nastran 软件建立有限元模型。采用对角拉伸的加载方式模拟节点单位剪力, 有限元板元素全部采用壳单元。边界条件及 FEM 模型见图 3、图 4。a 为梁长度, b 为梁宽度。由于梁肋等结构中腹板主要承载剪切载荷, 这里在试验和工程计算仅作剪切作用下的屈曲变形分析。在约束上四边限制 z 方向的位移 $w=0$; 点 (0, 0) 限制 x 方向位移 $u=v=0$; 点 (a, 0), (a, b) 限制 y 方向位移, $v=0$ 。载荷在四边按节点施加。根部不用补强区域, 在开孔区域单独划分网格。

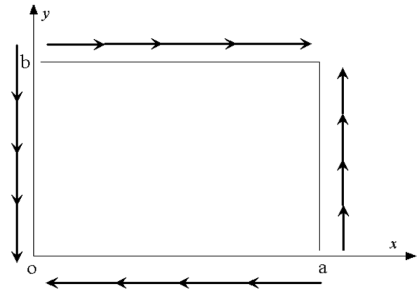


图 3 边界条件示意图

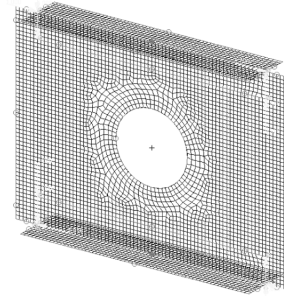


图 4 有限元网格模型

2.2 圆形开孔及不同补强设计仿真分析

工程方法计算无开孔模型下抗屈曲承载能力, 同时根据工程四边简支正交各项异性矩形平板屈曲载荷计算公式^[6]:

$$N_{xyer} = K_s \frac{\pi^2 \sqrt{D_{11} D_{22}^3}}{b^2}$$

其中剪切屈曲系数 K_s 在简支条件下按无量纲参数 α, β 从图 5 中查取, 图中 $\alpha = \sqrt{D_{11} D_{22}} / D_3, \beta = (b/a)^{4\sqrt{D_{11} D_{22}}}, D_{33} = D_{12} + 2D_{66}$ 。

对于翼面结构开孔直径大小 100mm ~ 160mm 已经满足工艺性和检查等要求, 因此选取直径大小 100mm ~ 140mm 范围计算腹板稳定性。

设计中需要提高结构的承载能力, 但是结构效率更为重要。结构负载时衡量结构效率的重要指标, 表征结构在单位重量下承载能力, 这里采用载荷重量因子 F_{xy}/m 来衡量, 式中 F_{xy} 为屈曲载荷, m 为结构的质量^[8]。工程计算和有限元计算结果见表 3。

3 开孔及补强参数对结构性能的影响分析

在腹板结构无开孔时计算结果和工程经验计算结果基本吻合, 偏差小于 3%, 说明有限元模拟结果真实可靠。

通过计算发现, 结构先失稳后破坏, 这里研究

表 3 数值模拟与工程计算

| | 开孔直径尺寸/mm | 补强区域直径/mm | 补强厚度/mm | 临界屈曲载荷/kN | 补强结果 | 结构效率 | | |
|----|-----------|-----------|---------|-----------|-------|--------|-------|-------|
| 开孔 | 100 | — | — | 30.575 | — | 0.393 | 0.423 | |
| | | 120 | 4.888 | 39.6 | | 0.508 | 0.534 | |
| | | | 6.392 | 48.55 | | 0.624 | 0.625 | |
| | | 140 | 4.888 | 45.351 | | — | 0.583 | 0.604 |
| | | | 6.392 | 59.68 | | | 0.767 | 0.738 |
| | | 160 | 4.888 | 47.766 | | — | 0.614 | 0.624 |
| | 6.392 | | 67.014 | 0.861 | 0.793 | | | |
| | 120 | — | — | 27.74 | — | 0.356 | 0.368 | |
| | | 140 | 4.888 | 35.32 | | 0.454 | 0.492 | |
| | | | 6.392 | 45.73 | | 0.588 | 0.602 | |
| | | 160 | 4.888 | 42.08 | | — | 0.541 | 0.575 |
| | | | 6.392 | 58.83 | | | 0.756 | 0.739 |
| | | 180 | 4.888 | 45.93 | | — | 0.59 | 0.614 |
| | 6.392 | | 67.5 | 0.868 | 0.805 | | | |
| | 140 | — | — | 18.05 | — | 0.232 | 0.269 | |
| | | 160 | 4.888 | 23.88 | | 0.306 | 0.345 | |
| | | | 6.392 | 37 | | 0.47.5 | 0.686 | |
| | | 180 | 4.888 | 36.18 | | — | 0.465 | 0.511 |
| | | | 6.392 | 51.81 | | | 0.666 | 0.662 |
| | | 200 | 4.888 | 42.97 | | — | 0.552 | 0.592 |
| | 6.392 | | 64.91 | 0.834 | 0.783 | | | |

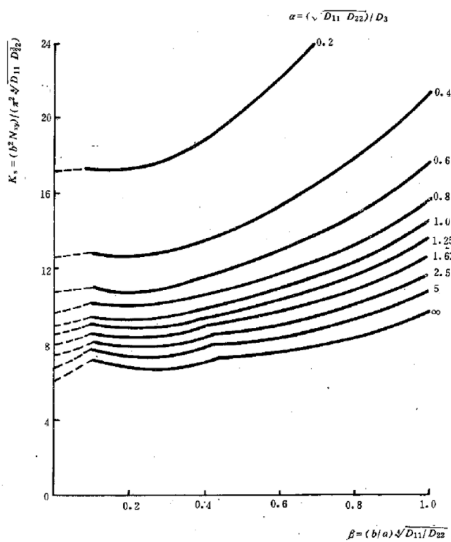


图 5 Ks 对照图

开孔大小、补强厚度、补强区域大小对结构性能的影响。

开孔尺寸越大,结构能承载能力减少越多,随着开孔尺寸的增加结构承载能力下降越快(斜率变大,如图 6 所示),这和复合材料中开孔越大,纤维断裂越多,造成结构承载下降越多是一致的。

结构补强厚度(1.5 倍和 2 倍补强)增加,承载能力增加,随着补强区域的扩大,结构承载能力也在变强。厚度补强设计提高结构承载相对效率较高,补强设计承载能力提高明显,如见图 7 所示。

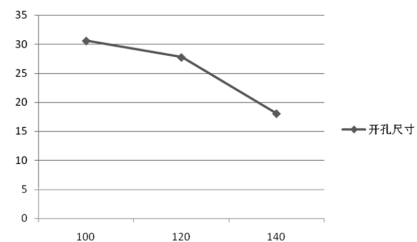


图 6 开孔尺寸大小和承载能力

(下转第 62 页)

个飞行平台实现多种用途。具体可将无人机的设计分解成几个标准模块,机体为中央主体模块、外翼段模块、弹舱通用模块、动力舱模块等,安装不同的战术—技术要求进行搭配,形成执行不同任务的作战平台。用较少数量的无人机充当多种角色,完成平时需要多种型号、用途、许多架无人机才能完成的任务。简化装备管理和技术保障,方便使用和维护。

今后“察打一体”的飞翼隐身无人机也将由以平台为中心向以任务为中心转型。形成“陆、海、空、天、网”一体化联合作战体系,实现全时域、全天候、全纵深作战,成为网络中心战的核心突击力量。伴随其的大量装备使用,将引起空中作战思想、作战理论、战术运用、战力组合,乃至部队编制、军备采购、装备维护等方面的一系列变革。“察打一体”的隐身无人机将通过不断提高智能化水平,提高自主飞控性能,提高协同作战能力,更多地运用于海空作战,并有可能改变传统的空对地打击、潜舰大海战的作战样式,形成未来新的海空战作战模式。它将执行不仅限于空中侦察、监视、跟踪、中继通信等非接触性任务,而且还将执行许多接触性的作战

任务,担负完成包括打击敌方水面舰艇、搜索潜艇、掩护登陆作战、纵深精确打击地面高价值目标、布雷/扫雷,乃至参与有限的空中作战的任务,在争夺制空权、制海权的作战中发挥出重大作用。

参考文献:

- [1] 殷铭燕. 2005 ~ 2030 年美国无人机系统发展路线图 [M]. 北京:海军装备部航空装备科研订货部,海军装备研究院科技信息研究所,2006.
- [2] 2006 中国无人机大会论文集(上、下册) [C]. 北京:中国航空学会,2006.
- [3] 2008 中国无人机大会论文集(上、下册) [C]. 北京:中国航空学会,2008.
- [4] 2010 中国无人机大会论文集(上、下册) [C]. 北京:中国航空学会,2010.
- [5] Noll T E, Brown J M, etc, Investigation of the Helios Prototype Aircraft Mishap [R]. NASA Mishap Report,2004.
- [6] Unmanned Aircraft Systems Roadmap 2005-2030 [R]. Memorandum for Secretaries of the Military Departments, U. S. A. 2005.

(上接第 34 页)

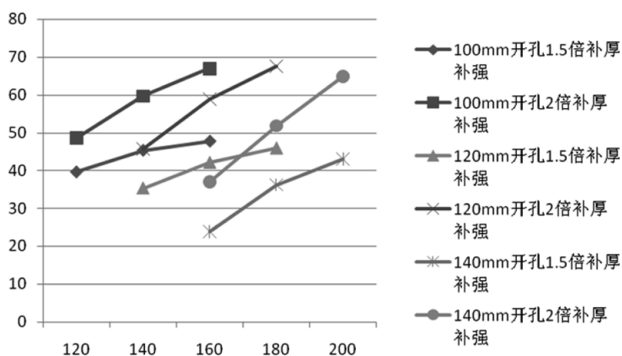


图 7 开孔补强仿真屈曲临界载荷

4 结论

基于 MSC PATRAN/NSATRAN 建立复合材料梁腹板结构模型,通过分析不同开孔尺寸、孔边补强厚度、补强区域大小对结构承载能力的影响,计算得到稳定性分析结果,得出以下结论:

复合材料梁腹板开孔对结构承载能力影响较大,随着开孔尺寸变大,抗屈曲承载能力下降越快;复合材料梁腹板孔边不同区域大小补强,能够提高结构稳定性,但随着区域面积的增大,补强效率变小;复合材料梁腹板孔边增厚补强效果明显,结构

效率较高,设计中应该采用孔边增厚补强。

参考文献:

- [1] 陈绍杰,高树理,等. 复合材料结构设计手册 [M]. 北京:航空工业出版社,1990.
- [2] 杨乃宾,章怡宁. 复合材料飞机结构设计 [M]. 北京:航空工业出版社,2002.
- [3] 罗小东,寇长河,于卫东,等. 复合材料层合结构开口的非对称补强研究 [J]. 航空学报, 1994, 15 (12): 1478-1481.
- [4] 寇长河,汪彤,郦正能,等. 复合材料层合板开口补强研究 [J]. 北京航空航天大学学报,1997,23:477-481.
- [5] 王毅,姜云鹏,岳珠峰. 压缩载荷作用下复合材料层合板结构开口翻边补强试验及数值模拟 [J]. 机械强度,2006, 28(6):869-873.
- [6] Hwang Shunfa, Liu Guihuann. Buckling behavior of composite laminates with multiple delamination under uniaxial compression [J]. Compositestructures,2001,53: 235 - 243.
- [7] 童贤鑫,郑晓玲,等. 复合材料结构稳定性分析指南 [M]. 北京:航空工业出版社,2002.
- [8] Smith C S. Design of Marine Structures in Composite Materials [M]. Amsterdam: Elsevier Science Publishers Ltd,1990.