

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.09.016

增压载荷下机身蒙皮细节应力分布计算方法研究

李宝珠*, 王慧梅, 何彧

中航西飞民用飞机有限责任公司, 陕西 西安 710089

摘要: 为了获取增压载荷作用下机身蒙皮疲劳分析部位较为精确的应力分布, 结合某机型机身等直段结构, 采用 NASTRAN 有限元分析软件, 在总体有限元模型基础上, 对局部区域进行网格细化, 建立了细节有限元模型, 给出了窗周区域载荷施加的简化处理方法, 获得了机身典型壁板区域以及窗周区域蒙皮应力分布规律, 并将典型壁板区域某截面细节有限元模型分析结果与试验测试结果进行了比较, 结果表明, 两者数据吻合较好。最后, 提出一种用于疲劳强度分析的蒙皮细节应力分布获取方法, 采用该方法能够类比获取同一机型同类结构蒙皮细节应力分布。

关键词: 增压; 蒙皮; 窗周; 细节应力分布

中图分类号: V267 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2017) 09-0016-04

机身蒙皮结构是飞机主要承力结构, 在飞机使用过程中主要承受增压载荷。机身蒙皮疲劳损伤会给飞机安全造成严重危险。因此, 在飞机结构设计过程中, 必须对机身蒙皮结构进行疲劳强度分析, 以满足飞机安全使用要求。在增压载荷作用下, 机身蒙皮发生面外弯曲变形, 获得较为精确的蒙皮应力分布情况是进行疲劳强度分析的基础。

目前常用的经典公式未考虑长桁和框的影响, 而总体有限元模型中蒙皮单元网格较粗, 不能较好地反映长桁或框支持下蒙皮变形情况, 因此, 采用这两种方法都不能较精确地描述增压载荷下蒙皮应力分布情况。

本文结合某机型机身等直段结构, 采用 NASTRAN 有限元分析软件, 在总体有限元模型基础上, 对局部区域进行网格细化, 以获得机身典型壁板区域以及窗周区域蒙皮应力分布规律, 并和相关试验结果进行对比, 以验证方法的准确性。同时探讨同一机型同类结构细节应力的获取方法, 以节约设计分析时间。

用只受内压的薄壁圆筒应力计算公式 (1)、(2) 来估算增压载荷下机身典型壁板区域蒙皮应力^[1]:

$$\sigma_x = \frac{pr}{2t} \quad (1)$$

$$\sigma_y = \frac{pr}{t} \quad (2)$$

式中: t 为蒙皮厚度; p 为增压; r 为蒙皮曲率半径; σ_x 为蒙皮航向应力; σ_y 为蒙皮环向应力。

对于窗周区域蒙皮, 可采用式 (3) 对增压载荷下窗周蒙皮角部 R 区 (如图 1 所示) 应力进行快速评估^[2]:

$$\sigma_{jb} = \frac{1.10K_p \cdot p}{t} \quad (3)$$

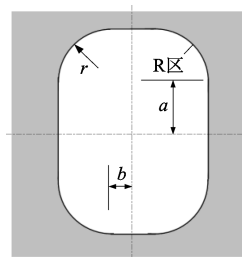


图 1 窗周开口结构示意图

Fig.1 Diagram of window cutouts structure

1 分析方法

1.1 经典公式

由于机身截面近似为圆形, 在工程理论算法中, 可以采

收稿日期: 2017-03-17; 退修日期: 2017-05-31; 录用日期: 2017-06-12

* 通信作者: Tel.: 029-86832492 E-mail: libaozhu_063@163.com

引用格式: LI Baozhu, WANG Huimei, HE Yu. The detailed stress distribution analysis of skin under the pressure load [J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28 (09): 16-19. 李宝珠, 王慧梅, 何彧. 增压载荷下机身蒙皮细节应力分布计算方法研究 [J]. 航空科学技术, 2017, 28 (09): 16-19.

式中： K_p 为增压载荷下蒙皮角部 R 区应力集中系数，与结构参数 a/r 、 b/r 相关。

1.2 总体有限元模型

针对某机型机身等直段结构，建立总体有限元模型（如图 2 所示），施加增压载荷进行分析。其中，相邻长桁和相邻框之间一个蒙皮单元，长桁采用杆单元进行模拟，框采用杆板组合单元进行模拟。

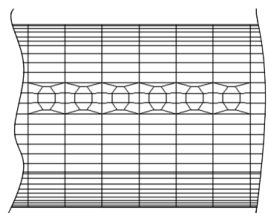


图 2 典型结构总体有限元模型
Fig.2 Finite element model of typical structure

1.3 细节有限元模型

对机身顶部及窗周区域蒙皮网格进行细化（细化区域蒙皮单元如图 3 所示），建立细节有限元模型，将其嵌入总体有限元模型中，施加增压载荷进行应力分析。其中，细化区域长桁和框都采用杆板组合单元进行模拟。窗周区域应用 bush 单元模拟窗周紧固件，考虑到玻璃所承受的气密载荷，通过玻璃与窗框连接区，传入机身蒙皮。因此，提出一种载荷施加的简化处理方法：将玻璃上承受的总气密载荷等效均布施加在窗框与玻璃接触面（如图 4 所示），通过窗框与窗周蒙皮之间的 bush 单元，将载荷传递给机身蒙皮。

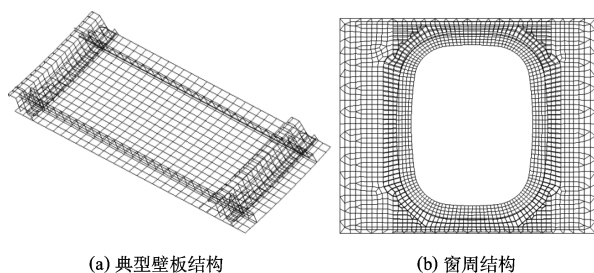


图 3 细化后蒙皮有限元示意图
Fig.3 Diagram of detailed finite element model of skin

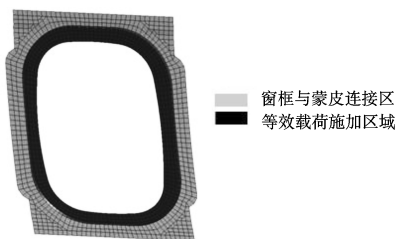


图 4 载荷施加区域示意图
Fig.4 Diagram of loading zone

2 分析结果

2.1 典型壁板区域

蒙皮裂纹扩展分析中，需要获取裂纹扩展路径上蒙皮应力分布。因此，采用上述三种分析方法对蒙皮三个典型截面（截面 A—A、截面 B—B 和截面 C—C，如图 5 所示）航向或环向应力分布进行分析，并将 A—A 截面上蒙皮环向应力分析结果与试验测试结果进行了对比，结果如图 6~ 图 8 所示。图中， L_t 表示框距； L_{str} 表示长桁间距； σ_x 表示蒙皮航向应力； σ_{x0} 表示总体有限元模型分析获得的蒙皮航向应力； σ_y 表示蒙皮环向应力； σ_{y0} 表示总体有限元模型分析获得的蒙皮环向应力。

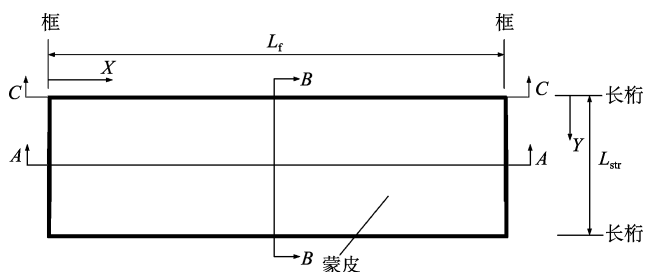


图 5 典型壁板示意图
Fig.5 Diagram of the typical panel

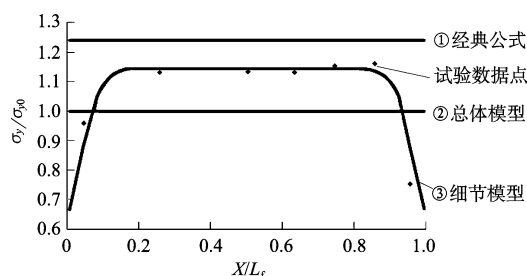


图 6 蒙皮截面 A—A 环向应力分布示意图
Fig.6 Diagram of the A—A cross-sectional stress distribution

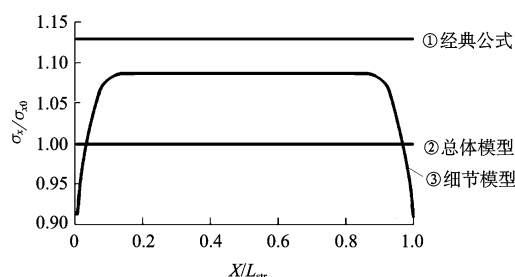


图 7 蒙皮截面 B—B 航向应力分布示意图
Fig.7 Diagram of the B—B cross-sectional stress distribution

从图 6~ 图 8 可以看出：(1) 经典公式未考虑长桁和框的影响，计算结果最保守。(2) 总体有限元模型，网格较粗，无法反映长桁和框支持下，蒙皮应力分布情况，结果不真实。(3) 细节有限元模型，分析结果中，靠近筋条（长桁

和框)区域,蒙皮应力降低,中间区域蒙皮应力平缓。从图6可以看出:细节有限元模型分析结果与试验数据点吻合较好,说明细节有限元模型分析结果能较为真实地反映蒙皮应力分布。

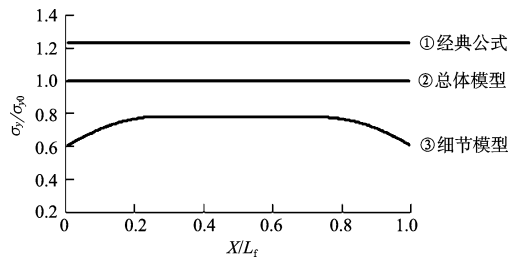


图8 蒙皮截面C—C环向应力分布示意图

Fig.8 Diagram of the C—C cross-sectional stress distribution

2.2 窗周区域

采用上述三种分析方法,对窗周区域蒙皮角部(如图9所示)应力进行计算,获得窗周蒙皮角部区域最大应力分布情况,结果如图10所示。 X (取窗周角部区域蒙皮最大主应力最大值所在部位作为 X 轴起点)和 L 如图9所示; σ 表示蒙皮最大主应力, σ_0 表示采用总体有限元模型计算获得的蒙皮角部最大主应力。

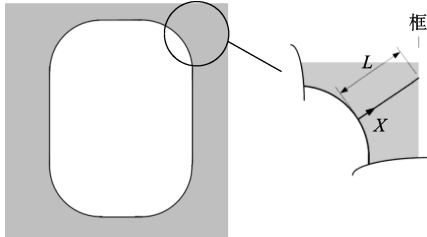


图9 窗周角部示意图

Fig.9 Diagram of the corner zone of window cutouts

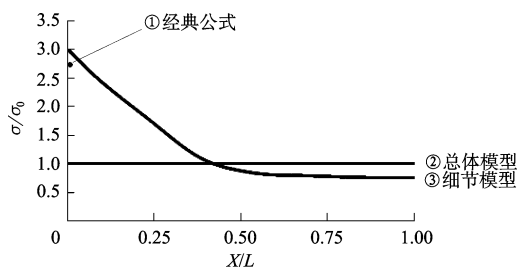


图10 角部区域蒙皮应力分布示意图

Fig.10 Diagram of the stress distribution in the corner zone

计算结果表明:

(1) 在窗周蒙皮角部R区($X/L=0$),总体有限元模型分析结果与细节有限元模型分析结果相差较大,总体有限元模型无法获得窗周蒙皮角部R区应力。

(2) 当 $X/L>0.5$ 时,总体有限元模型分析结果与细节有

限元模型分析结果基本相当。

(3) 细节有限元模型与经验公式相比,窗周蒙皮角部R区($X/L=0$)应力计算结果基本相当,说明“将玻璃上承受的总气密载荷等效均布施加在窗框与玻璃接触面上”这种载荷施加的简化处理方法的合理性,后续可以借用这种载荷处理方法,分析复杂载荷状态下的窗周蒙皮角部应力。

3 细节应力获取方法

工程中结构强度分析主要基于总体有限元模型进行,然而在进行疲劳强度分析,特别是进行裂纹扩展分析时,应获取裂纹扩展整个路径上较为精确的应力分布。

对同一机型同一类结构进行疲劳强度分析时,可以依据以上对比分析结果,对基于总体有限元模型的蒙皮应力分析结果进行修正,从而可以获得较为精确的裂纹扩展路径上蒙皮应力分布,进而提高裂纹扩展分析可靠性,节省大量时间和精力。

结合以上分析结果,选取三个典型结构,对疲劳强度分析过程中蒙皮细节应力分布获取方法进行详细描述。

(1) 蒙皮与长桁连接孔

对蒙皮与长桁连接孔(见图11中圈选部位)进行裂纹萌生寿命分析时,应获取分析部位的航向和环向参考应力。获取方法:分析部位航向参考应力取总体有限元模型中蒙皮航向应力 σ_{x0} 乘以比例系数 σ_x/σ_{x0} (见图7中曲线③,当 $Y/L_{str}=0$ 时,取0.92);环向参考应力取总体有限元模型中蒙皮环向应力 σ_{y0} 乘以比例系数 σ_y/σ_{y0} (见图8中曲线③,当 $X/L_f=0.5$ 时,取0.8)。

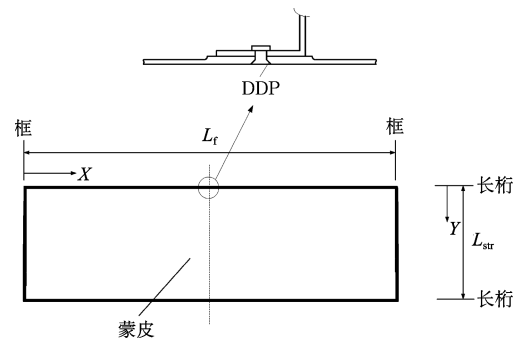


图11 蒙皮与长桁连接孔示意图

Fig.11 Diagram of the rivet hole connecting skin and stringer

(2) 含纵向中心穿透裂纹的壁板结构

对机身含纵向中心穿透裂纹的壁板结构进行裂纹扩展寿命分析时,应获取分析部位裂纹扩展路径上蒙皮环向应力。

获取方法: 环向应力取总体有限元模型中蒙皮环向应力 σ_{θ} 乘以比例系数 σ_y/σ_{y0} (见图 6 中曲线③), 从而可以获得裂纹扩展整个路径上 ($0 \leq X/L_f \leq 1$) 蒙皮环向应力分布情况。

(3) 窗周蒙皮结构

对机身窗周蒙皮角部裂纹进行裂纹扩展寿命分析时, 应获取裂纹扩展路径上窗周蒙皮应力分布。获取方法: 参考应力取总体有限元模型中蒙皮最大主应力 σ_0 乘以比例系数 σ/σ_0 (见图 10 中曲线③), 从而可以获得裂纹扩展整个路径上 ($0 \leq X/L \leq 1$) 蒙皮应力分布情况。

4 结束语

通过研究, 可以得出以下结论:

(1) 经典公式未考虑长桁和框的影响, 计算结果较为保守, 可以进行粗略估算。总体有限元模型网格较粗, 计算结果不能较好地反映出蒙皮在长桁和框支持情况下应力分布情况。采用细节有限元模型, 典型壁板区域应力分析结果与试验数据点吻合较好, 说明细节有限元模型分析结果能较为真实地反映典型壁板区域蒙皮应力分布, 符合实际情况。

(2) 在窗周区域细节有限元模型处理中, 提出一种载荷施加的简化方法: 将玻璃上承受的总气密载荷等效均布施加在窗框与玻璃接触面上, 通过窗框与窗周蒙皮之间的 bush 单元, 将载荷传递给机身蒙皮。将窗周蒙皮 R 区应力分析结果与工程算法进行了对比, 结果表明这种简化方法较

为合理。可以借用这种简化方法, 分析复杂载荷状态下的窗周蒙皮角部应力分布。

(3) 提出一种用于疲劳强度分析的蒙皮细节应力分布获取方法: 对同一机型同一类结构进行疲劳强度分析时, 可以依据对比分析结果, 对基于总体有限元模型的蒙皮应力分析结果进行修正, 从而可以获得较为精确的蒙皮应力分布。这种方法节省了大量的时间和精力, 具有一定的工程应用价值。 **AST**

参考文献

- [1] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册: 第 9 册 载荷、强度和刚度 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2001: 609.
Editorial Board of Aircraft Design Manual. The manual of aircraft design: Vol. 9 Load, Strength and stiffness [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001: 609. (in Chinese)
- [2] 郑晓玲. 民机结构耐久性与损伤容限设计手册: 上册 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2003: 273-275.
ZHENG Xiaolin. The manual of fatigue and damage tolerance design (Vol. 1) [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2003, 273-275. (in Chinese) (责任编辑 王萧一)

作者简介

李宝珠 (1983—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 疲劳强度。
Tel: 029-86832492 E-mail: libaozhu_063@163.com

The Detailed Stress Distribution Analysis of Skin under the Pressure Load

LI Baozhu*, WANG Huimei, HE Yu

AVIC XAC Commercial Aircraft Co.Ltd., Xi'an 710089, China

Abstract: In order to obtain the accurate stress distribution of the fuselage skin under the pressure load, NASTRAN software was used to refine the local mesh quality of the barrel structure, in this process, the method of load simplification of window zone was raised. The rules of stress distribution in typical panel and window zone were obtained by the FEM analysis, then the analysis result was compared with the test result. The contrastive analysis showed that both data were almost identical. At the last, the obtaining method of the detailed stress distribution for fatigue assessment was put forward, the stress distribution of the same kind of structures could be calculated using this method.

Key Words: pressure load; skin; window cut-outs; detailed stress distribution

Received: 2017-03-17; Revised: 2017-05-31; Accepted: 2017-06-12

*Corresponding author. Tel.: 029-86832492 E-mail: libaozhu_063@163.com