

金属机翼长桁梢部拉伸试验研究

Static Tension Tests of Metallic Wing Stringer Runout

柯志强 / Ke Zhiqiang

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

摘要:

长桁梢部是飞机壁板设计中的关键细节特征,也是飞机壁板设计的难点之一。通过某型飞机下壁板长桁梢部结构静力拉伸试验,对长桁梢部的静力失效模式,传力特性进行试验研究,并对 15° 、 30° 和 45° 三种典型斜削角度的长桁梢部结构进行了对比分析。试验结果表明,长桁梢部在第一排紧固件位置以蒙皮剪切的形式破坏;应变分析表明长桁梢部在斜削段存在局部弯曲;三种斜削角度中, 30° 斜削角度最优。试验结果为某型飞机下壁板长桁梢部设计提供了依据。

关键词:机翼;长桁;梢部;拉伸;试验

中图分类号:V219

文献标识码:A

[Abstract] Stringer runout is a key detail feature of the wing box lower panel. In this paper, static tension tests of the stringer runout structure for a trunk liner have been done to explore not only the typical failure mode and mechanical behavior of the stringer runout structure but also the difference among stringer runouts with different chamfer angle of 15° , 30° and 45° . The results show that the structure fails by skin shear at the section of the first fastener. Local bending at the chamfer area is confirmed by the strain analysis. The test piece with 30° chamfer angle behaved best with maximum failure load and minimum local bending rate. The results provide the basis for the detail design of the lower panel stringer runout structure of the trunk liner.

[Key words] wing; stringer; runout; tension; test

0 引言

现代民用飞机机翼壁板一般设计为长桁、蒙皮通过紧固件连接的组合式壁板。长桁在蒙皮上一般平行布置。由于机翼翼盒宽度由翼根向翼梢逐渐减小,大部分长桁无法延伸到翼梢,必须在翼盒某个合适的位置终止。长桁终止部位(长桁梢部)由于截面的突变,载荷传递特性复杂,一直以来都是机翼结构细节设计的重点和难点。

在拉伸载荷作用下长桁梢部疲劳问题突出且受多种因素的影响^[1]。机翼下壁板主要承受拉伸载荷,对长桁梢部结构进行静力拉伸试验研究,有利于掌握其传力特性,进行优化设计,并提高疲劳性能。

本文对某型飞机金属机翼下壁板长桁梢部进

行拉伸试验,根据实际受载特点进行加载并设计专用夹具模拟边界条件。通过试验,得到了长桁梢部静力拉伸载荷下破坏模式,通过应变数据分析了长桁梢部的传力特性,并对长桁斜削角度进行了对比。试验结果为某型飞机机翼下壁板长桁梢部设计提供了参考。

1 结构简介

长桁梢部由于截面的突变,载荷传递特性较复杂,一直以来都是机翼结构细节设计的重点和难点。为减少截面突变对传力的影响,一般长桁梢部均采用斜削方式逐渐减小长桁截面面积^[2]。某型飞机采用“工”字型长桁,长桁梢部结构如图1所示。长桁由上、下缘条和腹板组成,在梢部长桁上缘条和腹板进行斜削。为了进一步缓和载荷传递

的突变,长桁下缘条继续向前延伸,形成舌型区,并和翼肋缘条连接。

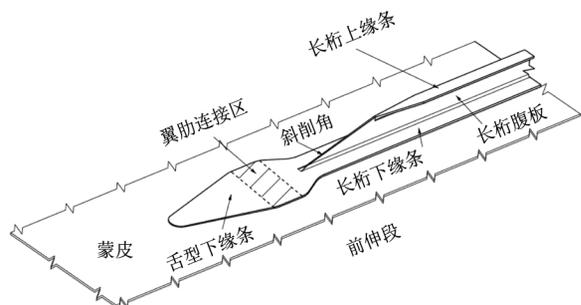


图1 长桁梢部示意图

2 试验设计

2.1 试验件

本文选取单个长桁典型端头结构设计试验件。试验件由长桁和蒙皮组成。试验件分为三组,试验件 A-1、试验件 A-2 和试验件 A-3,对应斜削角度分别为 15° 、 30° 和 45° ,每组试验件各 3 件,如表 1 所示。试验件材料及性能如表 2 所示。三组试验件除斜削角度不同以及由于斜削角度变化引起试验件长度变化外,其余参数如典型截面参数等保持一致。为防止加载端失效,在蒙皮端设计了凸台进行加强。试验件 A-1 示意图如图 2 所示,其余试验件类似。

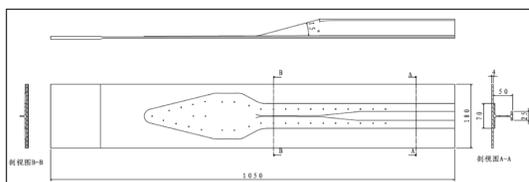


图2 试验件 A-1 示意图

表 1 试验件

试验件	斜削角度	件数
A-1	15°	3
A-2	30°	3
A-3	45°	3

表 2 试验件材料

零件	材料	E/GPa	μ	F_{tu}/Mpa
长桁	7050-T7451	7.1	0.33	524
蒙皮	2324-T39	7.4	0.33	462

2.2 试验夹具

试验夹具的设计是保证试验成功有效的基础。

除了保证试验夹具自身强度外,重点要保证试验夹具能够合理有效地模拟试验件的加载和边界条件。

在实际结构中,在长桁梢部的另一端,截面变化较小,长桁和蒙皮变形协调一致,二者应变基本一致,可以近似认为载荷通过截面形心。因此,加载端载荷轴线通过截面形心。

长桁/蒙皮试验件只是下壁板结构中的典型部分,其边界受到其他部分蒙皮的支持。为了模拟边界条件,本试验设计了边界模拟夹具。边界模拟夹具主要模拟两种边界条件:

(1)蒙皮自由侧边支持。通过夹具对试验件蒙皮侧边的夹持,限制蒙皮侧边的面外变形。

(2)翼肋的支撑。通过螺栓顶住翼肋连接区的长桁缘条,限制试验件在翼肋连接区的面外变形,模拟翼肋在该位置的面外刚度。试验件夹具分别如图 3、图 4 所示。

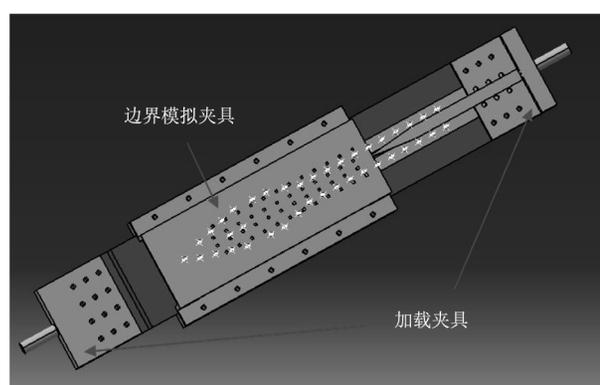


图3 试验件夹具模型



图4 试验件夹具

3 试验结果及分析

3.1 破坏载荷及形式

试验件破坏载荷如表 3 所示,由表 3 可知,试

验件破坏载荷分散性较小,三种试验件破坏载荷相差不大,其中试验件 A-2 破坏载荷最高,试验件 A-1 破坏载荷最低。试验件均为长桁梢部第一颗紧固件位置蒙皮截面断裂破坏,所有断面成 45°,为蒙皮剪切失效。典型试验件破坏形式如图 5 所示。

理论分析,试验件最薄弱截面即位于长桁梢部第一颗紧固件位置(截面面积最小)。在拉伸载荷下,试验件破坏载荷由蒙皮材料的极限强度确定。由于理论分析难以考虑局部弯曲效应,在计算理论破坏载荷时不予考虑。在截面尺寸一致的情况下,三种试验件的理论破坏载荷相同,见式(1)。

$$P_{tu} = F_{tu} \times S = 462\text{MPa} \times (180\text{mm} - 6.35\text{mm}) \cdot 4\text{mm} = 320.9 \text{ kN} \quad (1)$$

表 3 试验件破坏载荷

编号	破坏载荷 / kN	平均载荷 / kN	理论破坏载荷 / kN	破坏位置	破坏模式
A-1-1	316.80	317.01	320.9	第一颗钉	蒙皮剪切
A-1-2	318.88			第一颗钉	蒙皮剪切
A-1-3	315.36			第一颗钉	蒙皮剪切
A-2-1	322.89	326.79	320.9	第一颗钉	蒙皮剪切
A-2-2	326.21			第一颗钉	蒙皮剪切
A-2-3	331.28			第一颗钉	蒙皮剪切
A-3-1	323.67	323.15	320.9	第一颗钉	蒙皮剪切
A-3-2	323.677			第一颗钉	蒙皮剪切
A-3-3	322.12			第一颗钉	蒙皮剪切

从表 3 可知,试验破坏载荷和理论破坏载荷误差都在 2% 以内。其中,试验件 A-1 破坏载荷低于理论载荷,试验件 A-2 和 A-3 破坏载荷均高于理论破坏载荷。

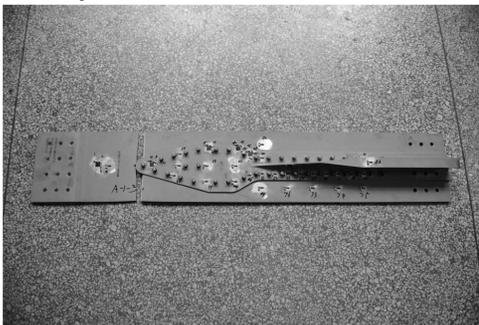


图 5 典型破坏形式

3.2 应变分析

为了研究长桁梢部传力特性并进行对比分析,在长桁梢部关注位置贴应变片进行分析。试验件 A-1 的应变片布置如图 6 所示。由于试验件长度不一致,保证主要路径和重点关注位置应变片基本一致外应变片编号未一一对应。应变片主要按以下路径布置。

- (1) 蒙皮中间:在蒙皮中间位置外表面沿展向布置一系列应变片,用于监测蒙皮应变变化;
- (2) 蒙皮一侧:在蒙皮一侧位置内、外表面沿展向布置一系列应变片,用于检测蒙皮应变变化;
- (3) 长桁钉间:在长桁缘条上钉间位置布置一系列应变片,用于监测长桁缘条上应变变化;
- (4) 长桁腹板:在长桁腹板上布置一系列应变片,用于监测长桁腹板上应变变化。

以试验件 A-1 为例,选取载荷为 120kN 时的应变值,对长桁梢部传力特性进行分析。图 7、图 8 分别为试验件 A-1 蒙皮中间和蒙皮一侧的外表面应变值。理论而言,随着长桁的逐渐参与传力,蒙皮上的应变值应该逐渐减小继而达到稳定值。而实际上由曲线图可知,蒙皮外表面上的应变值在长桁腹板斜削开始位置(对应应变片 17、18)达到最小值以后略有增大后趋于稳定。说明在斜削段,试验件存在局部弯曲(向上拱起)。局部弯曲导致蒙皮内表面(长桁侧)受拉,应变值增加,外表面受压,应变值降低。最低应变位置恰好对应局部弯曲最大位置,通过该位置蒙皮内外表面的应变值同样可以分析出局部弯曲的存在。本文定义弯曲变形率来描述局部弯曲程度,弯曲变形率定义见式(2)。

$$\beta = \frac{2 \times (\varepsilon_{内} - \varepsilon_{外})}{(\varepsilon_{内} + \varepsilon_{外})} \times 100\% \quad (2)$$

式中, β 为弯曲变形率; $\varepsilon_{内}$ 为蒙皮内表面应变值; $\varepsilon_{外}$ 为蒙皮外表面应变值。

长桁腹板斜削起始位置截面上蒙皮内表面应变片编号 49,外表面应变片编号 18,试验件 A-1 在该处的弯曲变形率见表 4。由表 4 可知,蒙皮内表面应变大于蒙皮外表面,平均弯曲变形率为 15.6%,说明存在向上拱起的局部弯曲。图 9 为钉间应变展向变化曲线,图 10 为长桁腹板应变展向变化曲线。由图可知,钉间应变和腹板应变逐渐减小后趋于稳定。

表 4 弯曲变形率

	A-1-1	A-1-2	A-1-3	平均
$\varepsilon_{内}$	1 691	1 693	1 741	1 708
$\varepsilon_{外}$	1 440	1 456	1 486	1 461
β	16.0%	15.1%	15.8%	15.6%

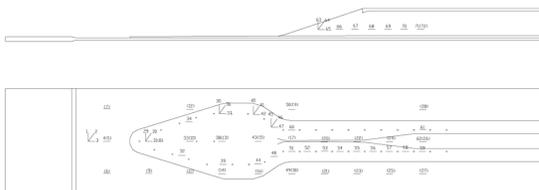


图 6 应变片布置

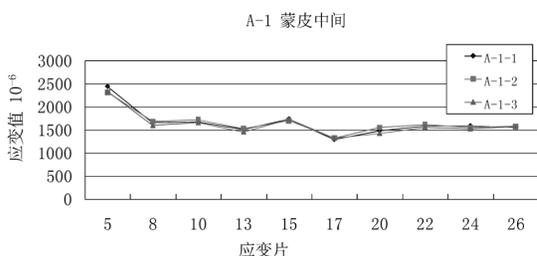


图 7 蒙皮中间应变

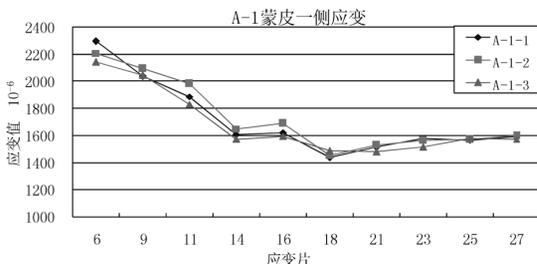


图 8 蒙皮一侧应变

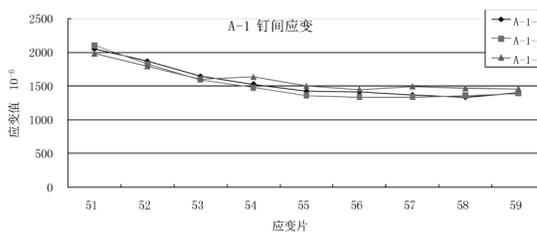


图 9 钉间应变

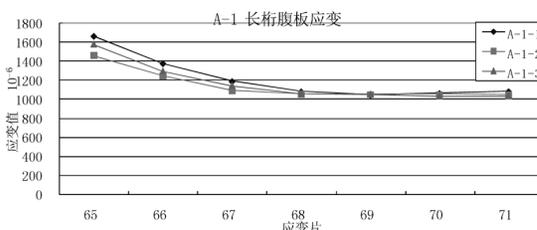


图 10 腹板应变

分别从局部弯曲变形率,长桁腹板应变和长桁

钉间应变对不同斜削角度的试验件进行对比分析。三种试验件在斜削段均存在局部弯曲,局部弯曲最大位置均为斜削起始位置,截面的平均弯曲变形率见表5。其中,试验件 A-2 局部弯曲变形率最小,试验件 A-3 局部弯曲变形率最大。试验件 A-1、A-2 和 A-3 的长桁腹板应变和长桁钉间应变展向变化曲线分别如图 11 和图 12 所示。由图 11 可以看出,试验件 A-2 腹板应变变化最为平缓,试验件 A-1 腹板应变变化最大。由图 12 可以看出,三种试验件钉间应变展向变化趋势基本一致,试验件 A-1 钉间应变相对较高,试验件 A-2 和试验件 A-3 相差不大。此外,斜削角度越小,则梢部端头越长,其中 15°斜削角的长桁梢部长度超过了翼肋间距,在实际应用中会受到一定限制。

综合比较,30°斜削角度的试验件破坏载荷最大,局部弯曲率最低,斜削段过渡较平缓且端头长度满足空间要求,因此 30°斜削角度最优。

表 5 弯曲变形率对比

试验件	A-1	A-2	A-3
β	15.6%	14.6%	16.2%

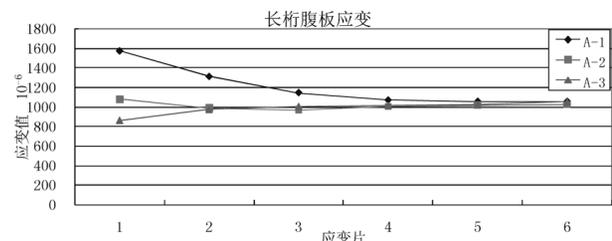


图 11 长桁腹板应变对比

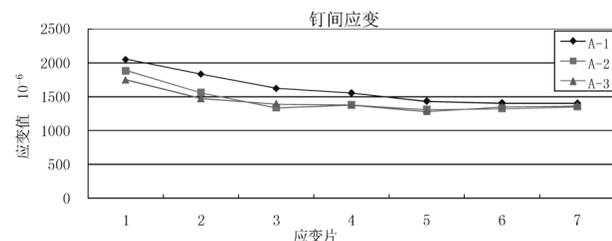


图 12 钉间应变对比

4 结论

本文对某型飞机金属机翼长桁梢部进行拉伸试验,对其破坏载荷和破坏形式进行试验,并通过应变分析和对比,对长桁梢部的传力特性进行研究,得到结论如下:

(下转第 60 页)

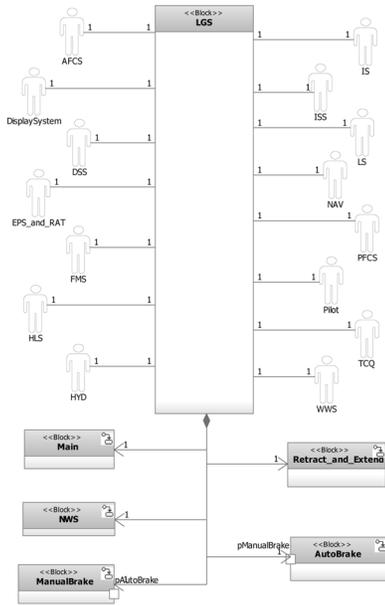


图9 白盒阶段的系统模块定义图(BDD)

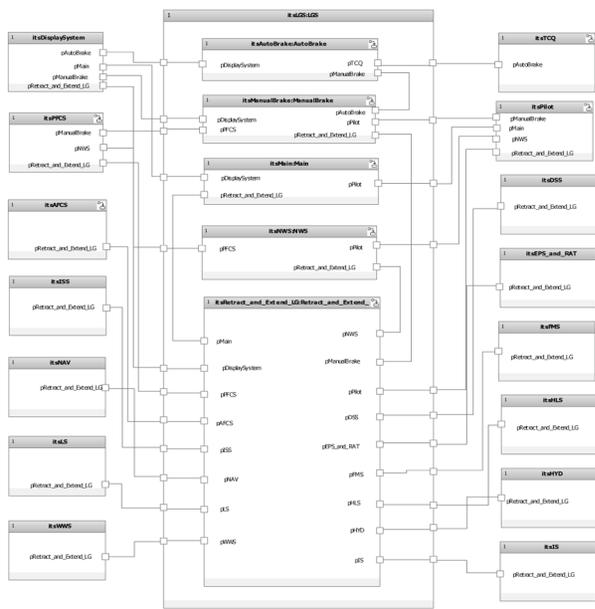


图10 白盒阶段的系统内部模块图(IBD)

至此,完成了基于 Rhapsody 的系统研制过程,通过建立用例、功能流、时序图和可执行的状态机完成了系统的需求分析、功能分析和设计综合,通过模型的方式指导系统的研制。

3 结论

近年来随着 MBSE 在航空、航天等复杂系统研制中得到广泛认可,如何把这套方法更为有效地实践到型号的研制中就成了众多研究人员的新课题。

本文介绍的基于 Rhapsody 的系统工程设计方法通过图形化的方式建立对象系统的用例图、活动图、时序图和状态机能够有效地指导复杂系统的需求确认、功能架构设计、逻辑架构设计等相关工作,进一步为探索系统研制双 V 模型左侧 top-down 开发过程中的需求分析、功能分析和设计综合工作建立一套行之有效的方法。

参考文献:

[1] 韩凤宇, 林益明, 范海涛. 基于模型的系统工程在航天器研制中的研究与实践[J]. 航天器工程, 2014(6).
 [2] 孙建全. 大型民航起落架控制系统技术发展[J]. 航空制造技术, 2009, 8:51-53.
 [3] 夏语冰, 钟科林, 姜逸民. 民用飞机转弯控制系统研究[J]. 科技资讯, 2010, 32:2-3.
 [4] 冯永胜. 起落架系统轮载信号分析[J]. 科技资讯, 2011, 29:28.
 [5] 郑占君. 某民用飞机应急刹车系统蓄压器性能仿真计算分析[J]. 科技资讯, 2011, 27:62-63.
 [6] 薛东青. 某型飞机刹车系统浅析[J]. 科技促进发展, 2012(8).

(上接第 43 页)

(1) 在拉伸载荷下,长桁梢部结构在第 1 颗紧固件位置,蒙皮剪切破坏;

(2) 长桁梢部在斜削段存在局部弯曲;

(3) 对应 15°、30°和 45°斜削角的试验件,30°斜削角对应的试验件平均破坏载荷最低,局部弯曲变形率最小,载荷过渡相对平缓。

以上结论可以有效指导某型飞机金属机翼下壁板长桁梢部结构的设计。然而,本文仅通过静力拉伸

试验对长桁梢部结构进行了分析,下一步则需要通过疲劳试验对长桁梢部结构进行更加深入的研究。

参考文献:

[1] 郑晓玲, 鲍蕊, 费斌军. 综合环境下民机机身典型长桁接头疲劳分析[J]. 北京: 航空航天大学学报, 2007, 4:379-382.
 [2] 刘杨. 民用飞机机翼壁板长桁斜削端头改进设计[J]. 江苏科技信息, 2013, 3:63-65.