

民用飞机外翼中央翼 对接肋腹板选型研究

Structural Analysis and Experimental Study on Joint Rib Web of Outer Wing and Center Wing for Civil Aircraft

汤平 龚德志 / Tang Ping Gong Dezhi

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

摘要:

典型民用飞机外翼中央翼是通过对接肋完成对接的,对接肋的腹板在其中起到重要的传递载荷和支持结构的作用。随着制造技术的发展,先进的民用飞机上出现了整体加筋式的腹板,这有别于传统的组合式加筋的腹板结构。利用商业有限元软件 Hyperworks 研究在压剪复合载荷并均匀油压载荷下,这两种加强筋类型腹板在变形、局部失稳、整体失稳和破坏下的承载能力,得出了较好的加强筋形式。最后分析针对两种类型腹板的压剪复合加载试验,验证了软件的仿真分析,为关键连接区的零件设计提供方法支持。

关键词:对接肋;腹板;加强筋;有限元分析

中图分类号:V224

文献标识码:A

[Abstract] Outer wing connects center wing by butt joint rib, which web transfers the load from wing and provides the support for structure. With the development of manufactures, integrated rib stiffened web which is different from the traditional assembled web was employed on the advanced civil aircraft. Based on Hyperworks (finite element software) to uniform fuel pressure combined with compressive-shear force, two webs were compared on performance under deformation, local buckling, global buckling and failure and the stiffener location were obtained. Compressive-shear force experiment results were analyzed, and emulation was validated. The research can support the part design in the key joint area.

[Key words] Joint Rib; Web; Stiffener; Finite Element Method

0 前言

民用飞机外翼中央翼的对接通常是通过对接肋完成的,典型的对接肋包括上缘条、下缘条、前三叉接头、后三叉接头及腹板^[2],如图1所示。

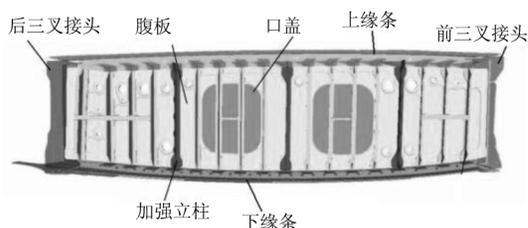


图1 典型对接肋结构示意图

传统的对接肋腹板是板与加强立柱的组合物,如图2所示。

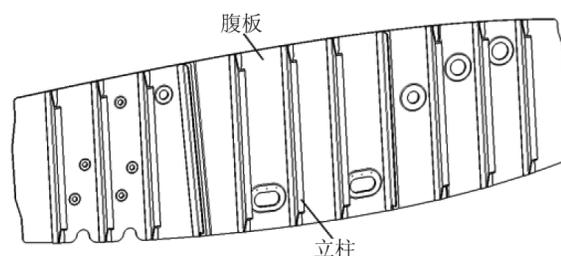


图2 组合式对接肋腹板示意图

目前,随着加工技术的进步,出现了很多整体机加式腹板,如图3所示。

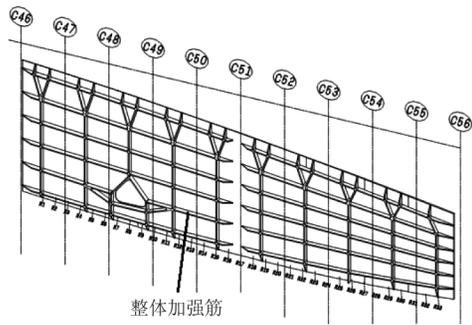


图3 整体式对接肋腹板示意图

针对此两种类型的对接肋腹板,下文通过有限元分析和试验研究,为后续飞机的零件选型设计提供了判断依据,具有工程实际意义。

1 腹板的受力分析

1.1 受剪切力

根据受力分析,腹板主要承受外翼弯矩造成的压塌力,外翼扭矩造成的剪力,气密压力造成的剪力,燃油过载造成的面外压力。

根据中央翼的总体布置形式,可将气密压力对腹板造成的剪力计算出来。对于双展向梁的布局,腹板附加剪切如图4所示。

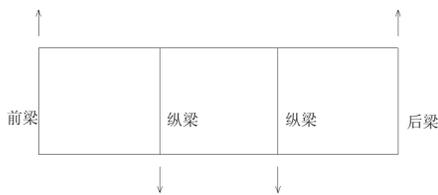


图4 腹板附加剪切示意图

总载荷 $S = \text{中央翼气密载荷} \times \text{面积}$;
中间纵梁各承担 $1/3S$ 载荷;
左右腹板各承担纵梁 $1/2$ 载荷 $= 1/6S$;
算出纵梁和前/后梁间的截面面积 A ;
附加剪力 $= S/(6A)$;

通常腹板可以简化为四边简支的平板,其剪切许用应力按下式进行计算^[2]:

$$(\tau_{cr})_e = \frac{K_s \pi^2 E}{12(1-\mu^2)} \left(\frac{\delta}{d} \right)^2 \quad (1)$$

腹板剪切稳定性安全裕度按下式进行计算。

$$M \cdot S_{panel} = \frac{\tau_s}{(\tau_{cr})_e} - 1 \quad (2)$$

式中, τ_s 为腹板剪应力。

按上面公式求得的临界应力若超过肋腹板材料的剪切比例极限,须进行塑性修正。最后得出安

全裕度。

1.2 受轴向力

外翼弯矩会在对接肋位置产生压塌力,压塌力一部分由中机身侧壁板承担;一部分传递到腹板,由加强立柱(纵向加强筋)承受,立柱的许用应力计算如下^[2]:

$$\sigma_{cr} = \pi^2 E / (L'/\rho)^2 \quad (3)$$

式中: $L' = L/C$ (L' 为有效长度, C 为端部支持系数)

$$\rho = \sqrt{\frac{I_x}{A}} \quad (\rho \text{ 为回转半径})$$

立柱要求不会被压塌破坏,满足静强度要求。

式中 I_x 是立柱横截面相关的惯性矩,此横截面特性不仅和抵抗压塌力有关,也和抵抗燃油过载造成的弯矩有关^[1]。

参考近期的先进民用飞机对接结构设计,为改善外翼到中央翼和中机身的传力结构,在对接肋的后部,即外翼和中央翼后梁对接处设计有梯形侧支撑板,如表1所示。

表1 机型与梯形侧支撑板选用统计

	MD82	A320	B787	C系列	A380
梯形侧支撑结构	有	有	有	有	有

由此可见梯形支撑板的选用的普遍,而梯形支撑板的选用会给腹板带来沿航向的压载荷。因此,肋腹板不仅承受剪切载荷还承受双向轴压载荷,将腹板简化为四边简支板的受力,如图5所示。

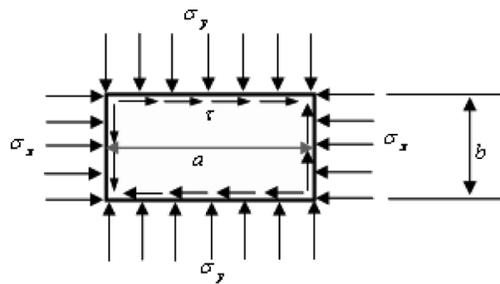


图5 四边简支板受力示意图

1.3 受燃油压力

根据适航条例,中央翼作为油箱时需校核燃油过载对腹板的压力。

对接肋腹板被立柱分割成多个小单元格,在燃油载荷作用下,每一单元格可看作四边简支受连续均布载荷作用的矩形板。

根据结构尺寸,符合薄板小挠度理论或薄板大挠度理论,选用相应公式进行计算。

由腹板传来的油压载荷作用于立柱上,如图6所示。

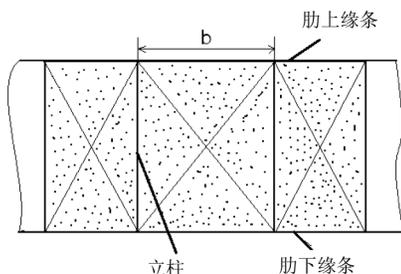


图6 支柱分配油压示意图

设立柱间距为 b , 燃油压力为 q , 立柱所受的均布线载荷 $p=q \times b$;

腹板立柱可以简化为双支点压力梁,如图7所示。

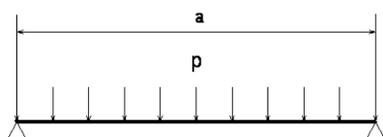


图7 腹板立柱受载示意图

最大弯矩发生在立柱中点处:

$$M_{\max} = \frac{pa^2}{8} = \frac{qba^2}{8} \quad (5)$$

支柱剖面所能承受的极限弯矩为:

$$M_{\lim} = \sigma_{0.2} W_p \quad (6)$$

W_p 为塑性剖面系数,为剖面的拉伸和压缩面积对整个剖面形心轴静矩的2倍。

2 腹板立柱的选用分析

由以上的腹板受力分析可知,外翼弯矩造成的压塌力,一部分到传递对接肋的腹板,由立柱承担,通常立柱抵抗压塌力的裕度很大,立柱的剖面面积和形状主要由燃油侧向 $3g$ 的空中载荷工况确定。

从上文 W_p 的定义可知,矩形剖面的立柱承受弯矩的效率更高。

由于中机身梯形侧支撑板的普遍选用,腹板也受到航向轴向力,这样横竖加筋的整体腹板显示出一定的潜在优越性。

而垂直立筋和传统的组合式加筋非常接近,本文用垂直立筋整体腹板代替组合式腹板进行仿真和试验分析,垂直立筋的剖面完全和组合式的相同,具有较好的成熟性。

故有必要对两种型式的腹板进行分析对比乃至试验研究。

3 两种型式的腹板分析

3.1 两种加筋形式结构件

根据组合加筋式腹板和整体加筋式腹板两种基本形式的腹板,本文设计了相应两种形式的结构件,分别为1型和2型结构件;两种结构件的重量相等,板厚相等,只有筋条的形式不同,如图8和图9所示。

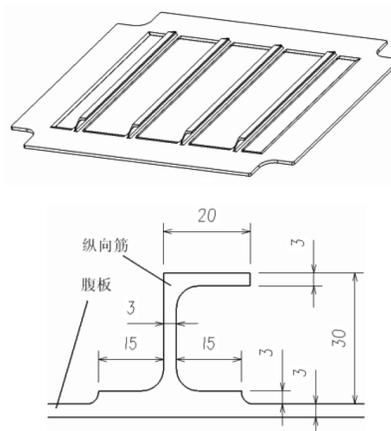


图8 1型结构件及其筋条剖面示意图

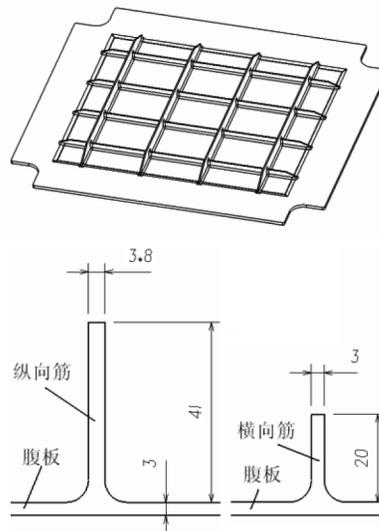


图9 2型结构件及纵、横筋剖面示意图

1型结构件和2型结构件的重量都是13.682kg。

3.2 有限元分析

3.2.1 载荷和边界条件

根据上文对腹板的受力分析,在计算时取双向受压加受剪的复合载荷,同时受 0.2Mpa 的侧向油压载荷受压; 加载图如图10所示,其中 $N_y/N_x = 1.5/1$; $N_{xy}/N_y = 1.5/1$ 。

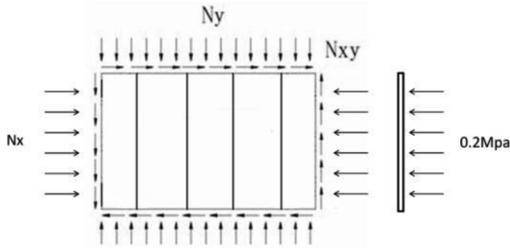


图 10 结构件受载示意图

3.2.2 静力下变形分析

静力计算下,结构件的变形比较如图 11 和图 12 所示。

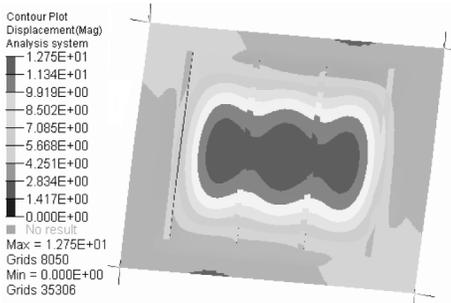


图 11 1 型结构件静力下变形云图

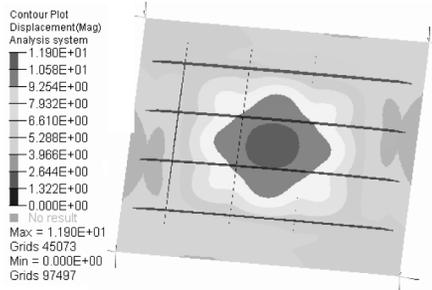


图 12 2 型结构件静力下变形云图

由图 11 和图 12 可知,在相同的载荷和边界条件下,2 型结构件的变形要小于 1 型结构件。

3.2.3 结构稳定性分析

在相同的载荷和边界条件下,1 型结构和 2 型结构的稳定性比较如图 13 和图 14 所示。

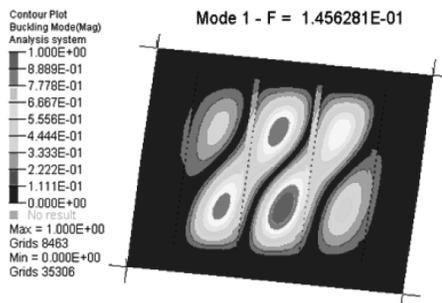


图 13 1 型结构件局部失稳分析示意图

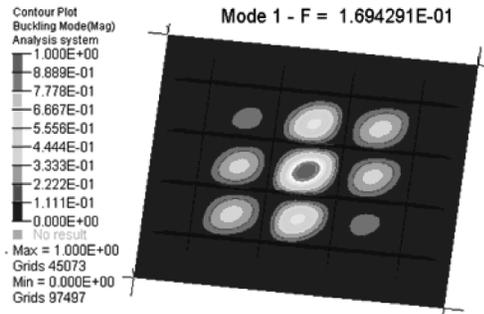


图 14 2 型结构件局部失稳分析示意图

图中 F 是计算中的抗失稳因子,可以量化比较结构件在静力下抗失稳的能力。1 型结构件的 $F = 1.456$; 2 型结构件的 $F = 1.694$; 所以 2 型结构件的抗局部失稳能力要好于 1 型结构件。

3.2.4 静力下整体失稳分析

静力计算下,结构件的整体稳定性比较如图 15 和图 16 所示。

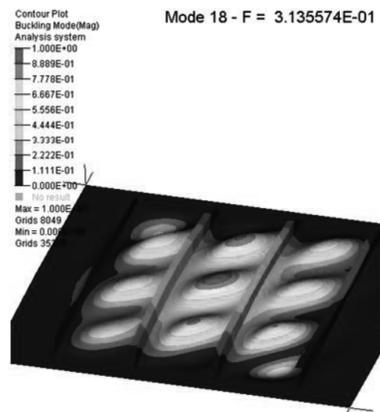


图 15 1 型结构件整体失稳分析示意图

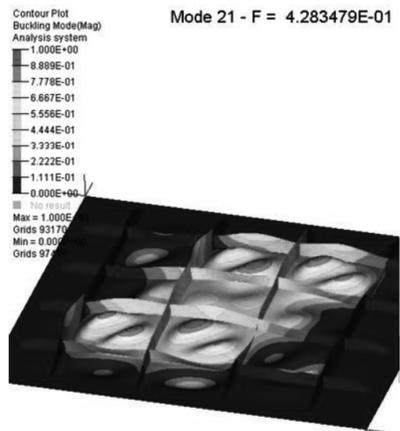


图 16 2 型结构件整体失稳分析示意图

图 15 和图 16 是放大 50 倍的结构件整体失稳示意图,2 型结构件的抗失稳因子 $F = 4.28$, 大于 1 型结构件的抗失稳因子 $F = 3.14$ 。

3.2.5 结构件达到破坏分析

继续增加载荷,让结构件达到破坏,计算结构件的破坏载荷,1型结构件达到临界破坏状态时的位移云图如图17所示,在相同的载荷下,2型结构件的位移图如图18所示。

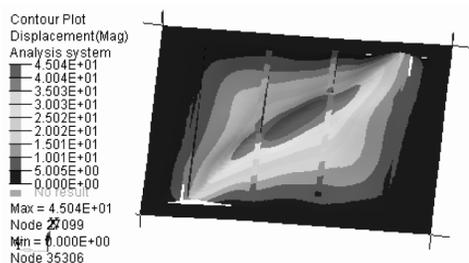


图17 1型结构件破坏分析示意图

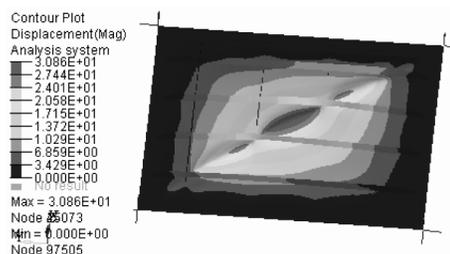


图18 2型结构件破坏分析示意图

通过上图可知,当1型结构件进入破坏时,2型结构件仍然没有破坏,其产生的应力水平也低于同时期的1型结构件;此时1型结构件的破坏力计算如下:

$$\begin{aligned} N_x &= 144.4 \text{ kN}; \\ N_y &= 249.1 \text{ kN}; \\ N_{xy} &= 348.6 \text{ kN}. \end{aligned}$$

继续施加载荷,2型结构件也进入破坏,此时2型结构件的破坏力计算如下:

$$\begin{aligned} N_x &= 157.5 \text{ kN}; \\ N_y &= 256.3 \text{ kN}; \\ N_{xy} &= 367.8 \text{ kN}. \end{aligned}$$

绘制出1型结构件和2型结构件的受载和时间的对应图如图19所示。

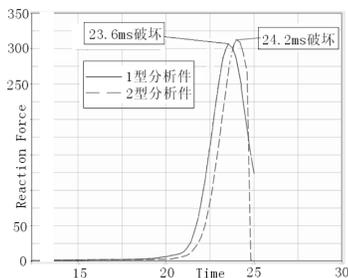


图19 结构件受载和时间对应示意图

从图中可以看出,在加载到23.6ms时,1型结构件遭到破坏,失去承载能力;在加载到24.2ms时,2型结构件遭到破坏,失去承载能力。

综合以上对1型和2型结构件在四个方面的分析,可以得出2型结构件在抗失稳和抗破坏上都优于1型结构件。

4 试验验证

按图8和图9中的结构件制造试验件,对试验件进行压剪复合承载的试验,分析试验件的承载特性。因为试验复杂性的限制,选取试验件上下方向压力和剪切力作为试验的加载,加载示意图如图20所示。

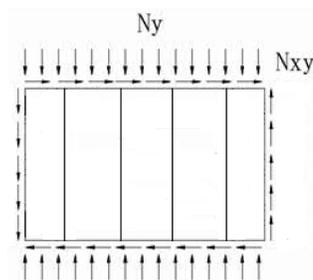


图20 试验件加载示意图

试验件材料为7050-T7651,机加成型,材料属性如表2所示。

表2 试验件材料属性(MPa)

E	μ	σ_{tu}	σ_{ly}	σ_{cy}	σ_{bru}
71 700	0.33	510	441	434	993

4.1 仿真模型的建立

如图21和图22所示,在Abaqus软件中建立仿真模型。在前期分析中发现,只建立试验件模型,靠软件中的边界约束,分析出来的结果与实际情况相差很大。因此建立了全部的试验件模型和夹具模型。夹具模型与试验件加载边采用Tie约束,在孔边采用Coupling约束,将约束条件和载荷均施加在孔上。

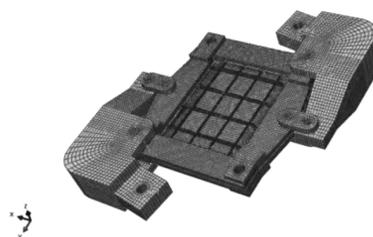


图21 纵横加筋1型试验件仿真模型

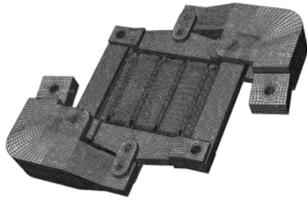


图 22 “J”型立筋 2 型腹板仿真模型

4.2 仿真分析结果

图 23 和图 24 是两种试验件的仿真分析结果(夹具部分未显示)。

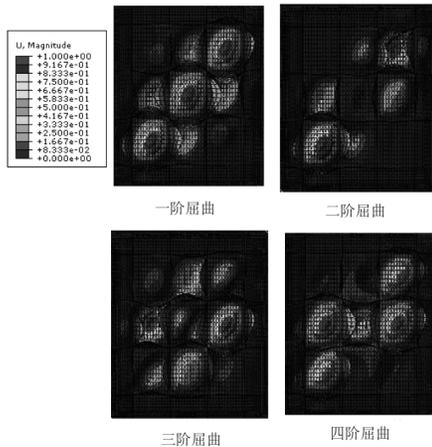


图 23 1 型试验件仿真屈曲图

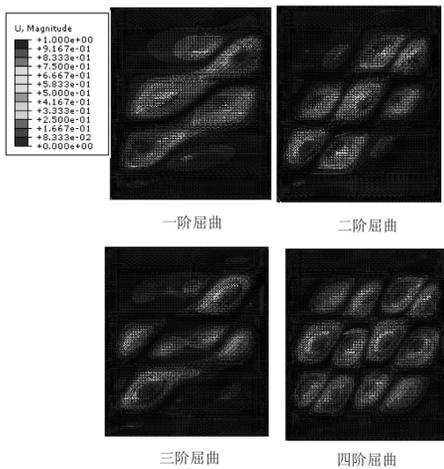


图 24 2 型试验件仿真屈曲图

仿真结果如表 3 所示,由表中可知 2 型试验件的屈曲载荷小于 1 型试验件。

表 3 加筋板屈曲计算结果(单位:kN)

试验件	一阶屈曲载荷	二阶屈曲载荷	三阶屈曲载荷	四阶屈曲载荷
1 型	467.5	498.1	518.5	527.5
2 型	418.0	434.9	453.2	460.4

4.3 试验

4.3.1 加载方案

图 25 通过夹具夹住试验件,并将夹具和试验件组合体装夹到试验机,进行加载,即图 25 中对拉的力 F 。通过夹具可以将试验机施加的力 F 分配给试验件,使试验件承受 $T1$ 剪力和 $T2$ 压力。力 $F, T1, T2$ 之间的大小由夹具上三个轴销的位置确定。

本试验压剪比例为 1:1.5。

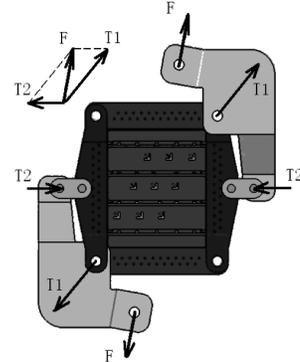


图 25 试验件受载及夹具示意图

4.3.2 试验结果及分析

1 型试验件和 2 型试验件各有 4 件,在腹板和加强筋上都贴有应变花和应变片。

1 型试验件的载荷应变曲线如图 26 所示。

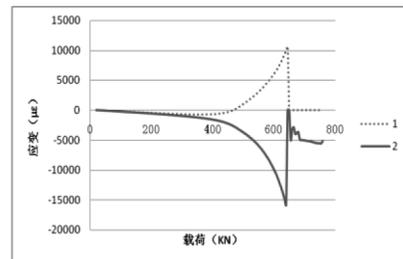


图 26 1 型试验件的载荷应变曲线

从图 26 可以看出曲线在试验件屈曲之前都具有很好的线性度,并且背对背的载荷应变曲线在试验件屈曲前也具有很好的一致性。继续加载直到破坏。图 27 是 1 型试验件的破坏模式。



图 27 1 型试验件的破坏模式示意图

2 型试验件的载荷应变曲线及破坏模式如图 28

和图 29 所示。

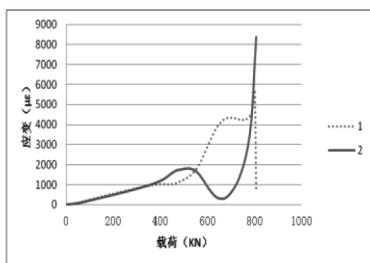


图 28 2 型试验件的载荷应变曲线



图 29 2 型试验件的破坏模式示意图

两类试验件共 8 件的平均屈曲载荷和破坏载荷如图 30 所示。

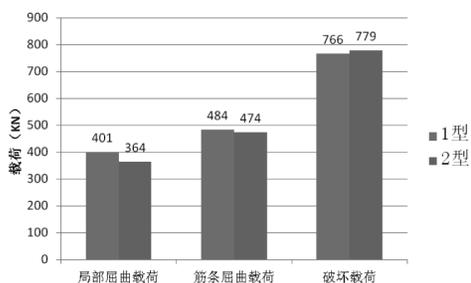


图 30 屈曲载荷和破坏载荷示意图

从图 30 可以得出,虽然 1 型腹板的平均破坏载荷比 2 型腹板载荷较小,但是 1 型的局部屈曲载荷和筋条屈曲载荷比 2 型腹板大,因为此试验主要来比较两种壁板的稳定性,因此建议设计中选取 1 型腹板。

4.4 不同压剪比下加筋板屈曲载荷

分析只比较各压剪比下加筋板的屈曲载荷,设定夹具在载荷施加过程中为纯刚性,即不会发生变形,如图 31 所示。

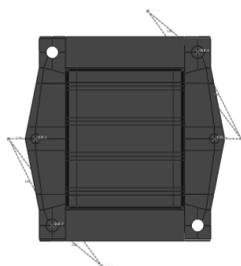


图 31 试验件纯刚性夹具模型

在 Abaqus 软件中,使用 Beam 连接器模拟夹

具。试验件分析状态分为纯压、压剪比 1:1、压剪比 1:1.5、压剪比 1:2、压剪比 1:3 以及纯剪。

1 型腹板和 2 型腹板试验件在各个状态下一阶屈曲载荷如图 32 所示。

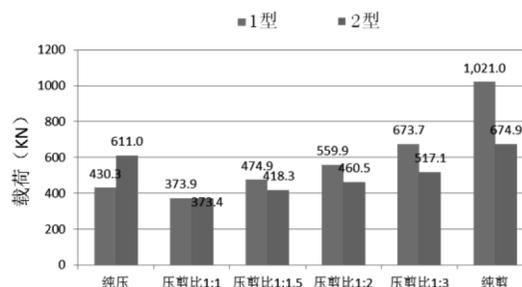


图 32 试验件在各状态下一阶屈曲载荷

从上图可以看出,纵横加筋腹板试验件(1 型)具有较强的承剪能力,而“J”型立筋腹板试验(2 型)具有很好的承压能力;1 型加筋腹板在承受压剪复合状态下(其中剪力大于压力)的一阶屈曲载荷均大于 2 型加筋腹板,在压剪比 1:1 时,两个试验件一阶屈曲载荷几乎相同。

5 结论

对接肋腹板处在外翼和中央翼对接的关键位置,受力大而且复杂。

(1)通过模拟实际情况给腹板结构件施加了剪力、纵向压力、横向压力和燃油过载压力,分析了两种结构件的抗失稳和抗破坏能力,得出了纵横加筋为优的加强筋形式;

(2)对两种加强筋腹板试验件施加压剪复合载荷,压剪比为 1:1.5,1 型腹板的局部屈曲载荷和筋条屈曲载荷比 2 型腹板大,承载稳定性优于 2 型腹板;

(3)扩大压剪比范围,直至纯压和纯剪状态,分析两种加筋腹板的承载特性。1 型腹板具有较强的承剪能力,而 2 型腹板具有较好的承压能力;1 型腹板在承受压剪复合状态下(其中剪力大于压力)的一阶屈曲载荷均大于 2 型加筋腹板。

实际民用飞机的载荷分布中,对接肋腹板承受压剪复合、且通常剪力大于压力;还承受四面外载荷的过载油压,这些载荷主要考验腹板的稳定性。而由以上分析可以得出纵横加筋的 1 型腹板相比垂直加筋的 2 型腹板稳定性更好;因此在选用整体机加腹板时,可考虑选用 1 型腹板。本文可对实际的民用飞机相关零件设计提供参考。

参考文献:

- [1]牛春匀.实用飞机结构应力分析及尺寸设计[M].北京:航空工业出版社,2004.
[2]《飞机设计手册》总编委会.飞机设计手册第10册:结构

设计[M].北京:航空工业出版社,2000.

- [3]《飞机结构耐久性与损伤容限设计手册》编委会.先进民机结构耐久性设计手册[M].西安:第一飞机设计研究院,2004.

(上接第47页)

- (4)精确地目视进近下滑角指示;
- (5)显示起飞跑道剩余长度;
- (6)AIII模式进近;
- (7)直观的飞行状态管理;
- (8)有效应对风切变;
- (9)快速识别非正常情景并改出;
- (10)三维视景显示。

对于机组情景识别系统运行试飞,国内没有可供参考的试飞资料,具体试飞方法还有待与局方商榷。然而由于现代机型新增加的 HUD 机载设备,以及 EVS、SVS 等提高情景识别能力的系统,将提高飞机的运行能力。新的机载系统加上现代可靠地仪表着陆系统(ILS),与低能见度运行程序相结合,经中国民航局的特殊批准,可在原先支持 I 类(CAT-I)基本运行的跑道上实施 II 类(CAT-II)运行,实现降低标准的可能。

因此在试飞中,需要选择合适的 I 类(CAT-I)基本运行的跑道,利用情景识别系统来实施 II 类(CAT-II)运行,可参考 AC20-167 中 EFVS 在 TDZE 以上 100ft 到 DA/DH 或 MDA/MDH 之间运行要求能力进行验证试飞,验证情景识别系统的运行能力。

资料显示,美国阿拉斯加航空公司自 1984 年使用了平视引导系统(HGS)以来,人工着陆最低决断高度已下降到 50ft,跑道视程(RVR)下降到 210m,起飞最低标准也从 210m 降到 90m。因此 HUD 与 EVS、SVS 融合后对飞机运行能力的提高,可根据其预设性能指标进行运行试飞验证。

3.2 运行符合性判据

基于任务的运输类飞机 HUD 设计,在不同的飞行任务(如起飞,着陆任务、监视任务等)阶段必然有不同的情景意识和态势感知,因此可针对任务设计来建立判据。

根据飞行任务不同,HUD 在民用运输类飞机上通常分为以下三种应用方案^[5]:

(1)补充使用,即 HUD 不作为主显示信息的信息源,只是为减少飞行员在平显和下显之间的转换

负担。此时其符合性判据即为试飞人员(试飞员、试飞工程师、人为因素专家)的主观判据——是否明显减少了视觉转换负担。

(2)替代使用,即在起飞和进近引导中,或巡航时,HUD 可作为主显示信息的信息源使用,同时附加有 EVS、SVS 的显示画面。此时符合性判据可参考显示正确性判据——在飞行员抬头飞行时是否有正确的、清晰地指引显示。

(3)附加信任使用,即 HUD、EVS、SVS 在融合使用时,可降低某些运行标准,如可附加在更低飞行高度上飞行的使用信任,或附加可在低能见度基础上实现 CAT III 着陆和低能见度下起飞指引的使用信任。此时符合性判据可参考预设的降低的运行标准——是否达到降低的运行标准。

4 结论

本文分析了 HUD、EVS、SVS 等技术融合以提高驾驶舱情景识别和态势感知能力,在此基础上提出一种新的结合试飞方法——情景识别系统试飞。同时针对功能符合性试飞给出基于人为因素的判据,针对运行符合性试飞给出基于飞行任务的判据。预估情景识别系统验证试飞相比于单独试飞,将节省至少一个架次的试飞。本文为民用飞机情景识别系统试飞提供参考,并建议在今后 HUD 与 GBAS 着陆系统(GLS)技术融合,亦可进行结合试飞。

参考文献:

- [1]潘少永.平视指引系统及其在民用飞机中的应用[J].民用飞机设计与研究,2007,2:20-22.
[2]SAE Transport Category Airplane Head Up Display (HUD) Systems, 2001.
[3]程金陵,徐世宁,严林芳.民用飞机驾驶舱综合显示系统的发展趋势[J].民用飞机设计与研究,2009,4:1-3.
[4]中国民航平视显示器(HUD)应用路线图,V1.3.
[5]周珺.现代运输类飞机 HUD 应用人为因素研究[J].微计算机信息,2011,27(5):134-136.