

破损安全设计在民用飞机襟翼运动机构中的应用

袁坚锋* 董 萌 陈 炎

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

摘 要: 后缘襟翼是现代民用飞机的关键增升装置,运动机构是其重要的支撑结构。根据后缘襟翼运动机构特点和损伤容限要求,提出了破损安全设计要求和不同类型的破损安全结构应用场景。基于裂纹扩展方法和主、副结构裂纹独立扩展的原则,给出了不同类型破损安全结构的裂纹扩展曲线、检查门槛值和重复检查间隔的确定方法;针对主流铰链襟翼和滑轨襟翼运动机构的传力和连接特点,从主、副结构的相对位置出发提出了同位结构和异位结构的分类方式,从结构特点出发提出了平板结构和铰链结构的分类方式,给出运动机构破损安全设计流程,并提出了典型富勒襟翼滑轨等待破损安全最小设计间隙确定方法,对民用飞机的研制具有重要意义。

关键词: 后缘襟翼;运动机构;破损安全

中图分类号: V222

文献标识码: A

OSID:



0 引言

后缘襟翼是现代民用飞机提高起飞重量、缩短起降滑跑距离、提高机场适应性的关键增升装置,它能使飞机在低速飞行时保持较高的升力系数^[1]。当前主流机型实现襟翼运动的机构主要有 3 种形式:固定铰链机构、四连杆机构和滑轨类机构^[2]。富勒襟翼一般通过曲柄直线滑轨运动机构实现,通常布置在机翼下表面,包括有滑轨、滑轨连接接头、滑轮架、驱动连杆、摇臂等结构,如图 1 所示。A350XWB 和波音 787 均采用先进铰链单缝襟翼^[3-4],襟翼与支臂连接的位置通常在气动载荷的合力作用点附近,驱动连杆与襟翼的连接位置一般位于襟翼的前缘,如图 2 所示。

在现代飞机结构设计中,为了保证结构安全,主要部件大多采用损伤容限设计概念,其中破损安全设计是一个重要途径^[5]。有学者指出,所有可能引起灾难性破坏的结构原则上都要按损伤容限要求进

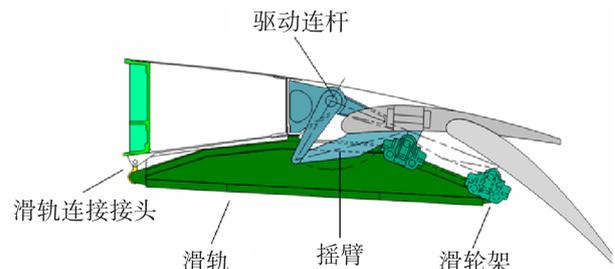


图 1 直线滑轨运动机构

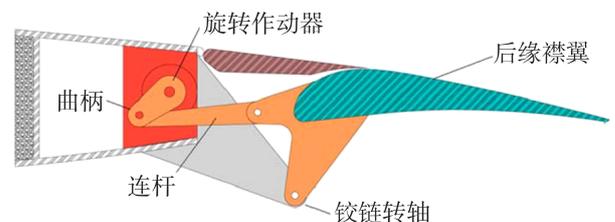


图 2 先进铰链襟翼运动机构

行设计^[6]。彭森等^[7]在研究民用飞机发动机安装节破损安全设计后指出任意一条传力路径失效后,

* 通信作者. E-mail: yuanjianfeng@comac.cc

引用格式: 袁坚锋,董萌,陈炎. 破损安全设计在民用飞机襟翼运动机构中的应用[J]. 民用飞机设计与研究,2021(4):53-59.
YUAN J F, DONG M, CHEN Y. Application of fail-safe design in flap mechanism of civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2021(4):53-59(in Chinese).

其余结构应能承受限制载荷。

损伤容限设计是当前国际上通用的民用飞机设计原则,在损伤容限设计原则下,破损安全结构是当前民用飞机后缘襟翼运动机构的主流设计。

1 襟翼运动机构破损安全要求

1.1 破损安全结构

破损安全结构通常分为破损安全止裂结构和破损安全多传力结构^[8]。破损安全止裂结构的设计思想为:在结构完全破坏前,裂纹的不稳定快速扩展停止在结构的某个连续区内的结构,其安全性依靠剩余结构的缓慢裂纹扩展和在后续的各次损伤检测中来保证。在规定的不修理使用(服役)期内,剩余未损伤结构的强度不应降低到规定的水平以下^[9]。

破损安全多传力结构的设计思想为:通过设计备用结构,使得飞机结构在主传力结构失效后,载荷由备用结构承担,来保证飞机结构的安全。根据备用结构与主传力结构参与受力的先后关系,可再分为共同承力破损安全结构和等待破损安全结构。

共同承力破损安全结构是备用结构与主传力结构在飞机服役过程中同时承担载荷的形式,主传力结构失效后,由备用结构承载,来保证飞机结构安全,通常要求共同承力破损安全结构的主、副结构分别具有承受限制载荷的能力;等待破损安全是在主传力结构失效后,备用结构才开始承受载荷,通过备用结构来保证飞机结构安全^[10],等待破损安全的主结构要求具有承受极限载荷的能力,副结构要求具有承受限制载荷的能力。

1.2 襟翼运动机构破损安全结构应用场景

襟翼运动机构破损安全设计选型如图 3 所示。通常,等待破损安全结构较共同承载破损安全结构具有更高的安全性,但会带来重量增加的代价。等待破损安全设计宜用于可检性较差部位,如滑轨与机翼连接吊点,以实现全寿命期不需要进行分解检查的目的;对于方便检查部位,如滑轮架与襟翼连接耳片,铰链襟翼支、摇臂耳片等,适合采用共同承力破损安全结构,在保证损伤容限要求的前提下减小结构重量。

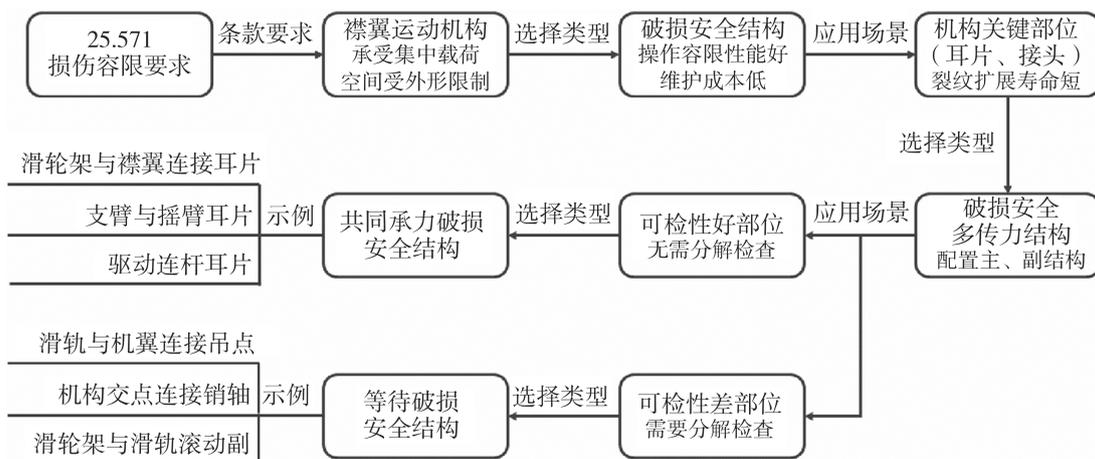


图 3 襟翼运动机构破损安全设计选型

1.3 襟翼运动机构破损安全结构检查要求确定方法

1.3.1 裂纹扩展曲线

共同承力破损安全结构和等待破损安全结构的裂纹扩展曲线如图 4 和图 5 所示。图中横坐标轴为循环次数,纵坐标轴为裂纹长度,红色曲线为主结构裂纹扩展曲线,蓝色曲线为副结构裂纹扩展曲线, a_{ip} 和 a_{is} 分别为主、副结构裂纹的初始长度, a_{det} 为主结构裂纹的可检长度, N_{PF} 和 N_{SF} 分别为主、副结构裂纹扩展到临界长度时的循环次数, n_p 为主结构裂纹从可检长度扩展到临界长度之间的循环次数, n_s

为副结构裂纹从主结构裂纹达到临界长度至自身临界长度之间的循环次数。

对于共同承力破损安全结构,第 1 阶段主、副结构上的裂纹共同扩展,但主结构裂纹扩展速率大于副结构,当主结构裂纹扩展到临界长度(仍能承受剩余强度载荷)时认为失效。主结构失效后,副结构裂纹扩展进入第 2 阶段,此时副结构承受全部载荷,裂纹扩展速率显著提高,直到副裂纹尺寸扩展到临界长度,此时副裂纹也应具有独自承受剩余强度载荷的能力。

等待破损安全结构的裂纹扩展曲线与共同承力破损安全结构不同,副结构的裂纹长度在第1阶段不发生变化。相对应地,主结构因承受全部载荷会具有相对较高的裂纹扩展速率,因而其裂纹从可检长度扩展到临界长度之间的循环次数 n_p 相对较少。副结构裂纹从第2阶段开始扩展,其 n_s 相对较大,等于副结构裂纹从自身初始长度扩展到临界长度的循环次数。

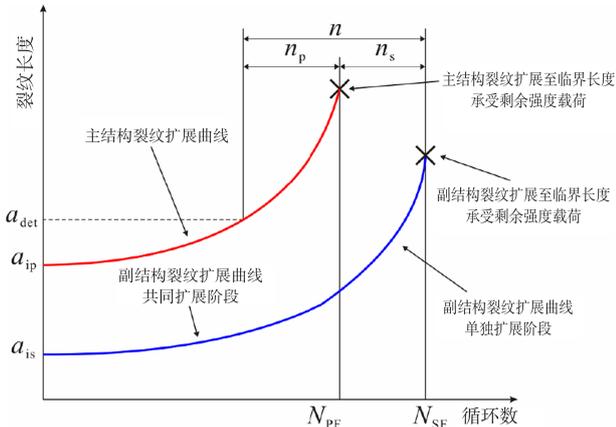


图4 共同承力破损安全结构裂纹扩展示意图

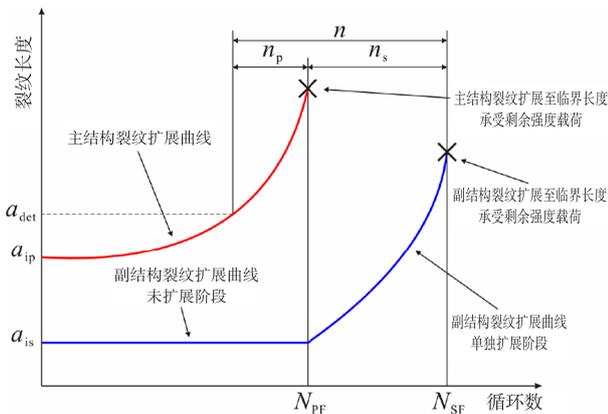


图5 等待破损安全结构裂纹扩展示意图

1.3.2 检查门槛值

破损安全结构的检查门槛值为破损安全结构(通常为副结构)从初始缺陷尺寸扩展到临界裂纹长度之间的时间间隔除以分散系数,如式(1)所示:

$$I_{th} = \frac{N_{SF}}{K_1} \quad (1)$$

式中:

I_{th} ——检查门槛值;

N_{SF} ——副结构扩展到临界尺寸循环次数;

K_1 ——检查门槛值分散系数,通常取 2.0。

1.3.3 重复检查间隔

重复检查间隔取主结构裂纹达到可检长度至副结构裂纹扩展到临界长度之间的间隔除以分散系数,如式(2)所示:

$$I_{rec} = \frac{n}{K_2} = \frac{n_p + n_s}{K_2} \quad (2)$$

式中:

I_{rec} ——重复检查间隔;

n_p ——主结构裂纹从可检长度扩展到临界长度之间的循环次数;

n_s ——副结构裂纹从主结构裂纹达到临界长度至自身临界长度之间的循环次数;

K_2 ——重复检查间隔分散系数,通常取 3.0。

2 襟翼运动机构破损安全设计分类

2.1 按相对位置分类

2.1.1 同位结构

在结构空间较充足的部位,可将破损安全结构中的主、副结构布置在同一站位,通过多层式组合结构实现多传力路径设计,即形成同位结构。通过合适的刚度设计,同位结构中的主结构失效通常不会导致载荷重新分配。

滑轨运动机构中连接襟翼和滑轮架的吊挂耳片为关键传力结构,服役期内承受很大的集中载荷。此类耳片通常设计为3层共铆结构,图6所示,外侧布置2片铝合金耳片作为主结构,中间布置1片疲劳性能更好(如钛合金或合金钢)的耳片作为副结构达到破损安全设计目的。

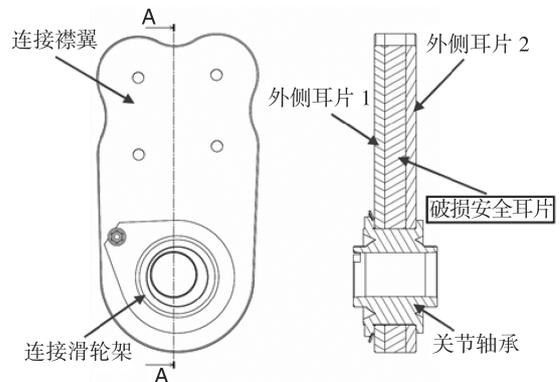


图6 吊挂耳片示意图

滑轨运动机构中的滑轮架同样可通过布置同位耳片的方式实现破损安全设计要求,如图7所示。该破损安全耳片为多功能结构,一方面作为滑轮架

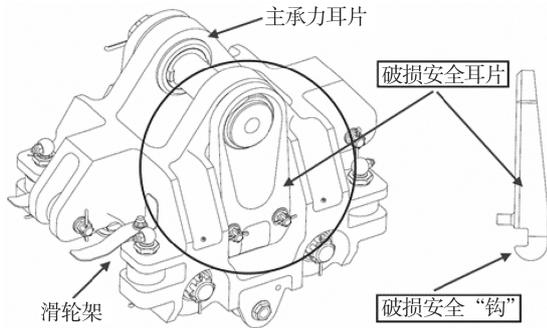


图 7 滑轮架示意图

主耳片的副结构传递集中载荷,另一方面副耳片底部的破损安全“钩”可在滑轮架滚轮失效后将滑轮架固定在滑轨上防止襟翼脱开。

根据结构特点,同位结构可通过控制连接孔的理论直径和公差,实现共同承载破损安全设计或等待破损安全设计。

2.1.2 异位结构

在一些空间狭小不能实现多层式破损安全结构布置的部位,可采用异位结构实现多传力路径设计。对于异位结构,主承力结构失效后,传力路径和载荷分配将会发生变化。

滑轨根部连接区为典型破损安全异位结构,在机翼下表面和襟翼运动机构整流罩围成的小空腔中,通过布置相互垂直的两个剪切销,与相应的耳片组成 2 条独立传力路径,主传力路径由主剪切销和主吊挂耳片组成,副传力路径由破损安全销和破损安全耳片组成,如图 8 所示。

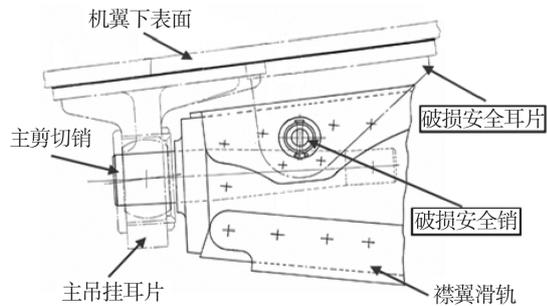


图 8 滑轨根部连接示意图

另一个典型部位为滑轨中部连接区,该区域包含 4 个连接销。滑轨通过主承力销与机翼后缘接头连接,并与滑轨根部连接区共同将襟翼滑轨固定在机翼下表面。主承力销的作用为传递襟翼全部航向载荷及部分横向载荷,并在地面停机时承受襟翼自

重产生的载荷。由于襟翼滑轨表面应力水平较高且宽度有限,难以在主承力销位置设计大开口加多层式同位结构,故可设计异位结构将传力路径分离,如图 9 所示。主承力销前侧布置 1 个直径较大的连接销(破损安全销 1)作为传递航向和横向载荷的副结构;两侧布置 2 个直径较小的连接销(破损安全销 2 和破损安全销 3)作为传递垂向载荷的副结构,通过设计其与安装孔的间隙实现副结构载荷路径的相对独立。

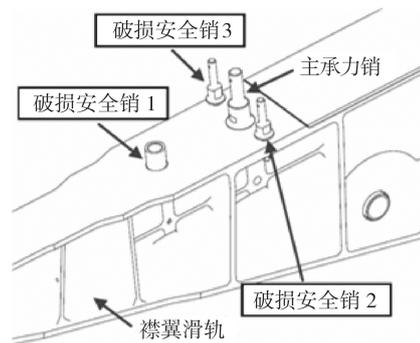


图 9 滑轨中部连接示意图

2.2 按结构特点分类

2.2.1 平板结构

襟翼运动机构中的破损安全结构还可按结构特点分为平板结构和铰链结构 2 类。对于存在较大平面的平板结构,便于共铆连接,适合将破损安全结构紧贴平面布置。典型结构为铰链襟翼支臂,由 2 块支撑板结构组成,其与摇臂连接耳片为传递集中载荷的关键部位,在耳片处布置破损安全耳片作为副结构,如图 10 所示。铰链襟翼摇臂同样为平板类结构,通过设计 3 层共铆结构实现破损安全要求,如图 11 所示。

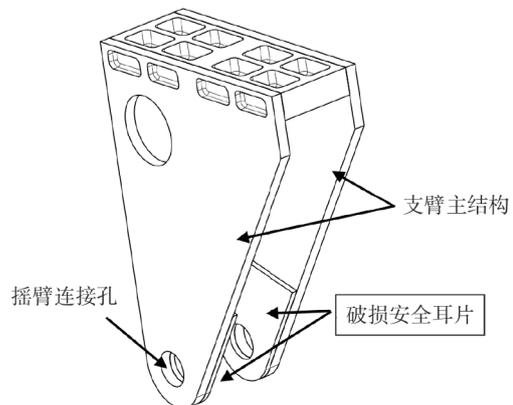


图 10 内侧襟翼支臂示意图

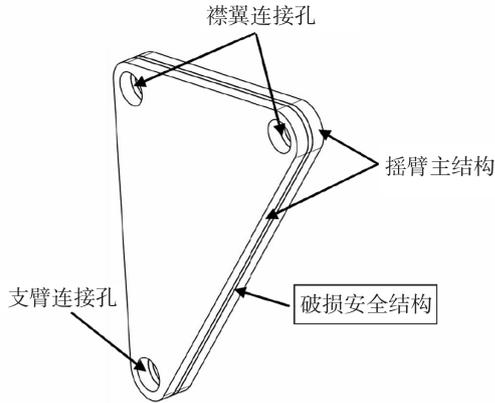


图 11 内侧襟翼摇臂示意图

3.2.2 铰链结构

襟翼运动机构中构件交点处通常设置为球副或旋转副,交点处连接件传递大载荷,需要设计为破损安全结构。对于球副连接,如图 12 所示铰链机构驱动连杆与襟翼连接部位较为典型,通过设计多层轴承结构,使主承力轴承颈部 R 区失效后载荷可通过破损安全销传递,并维持该连接结构完整不致襟翼脱开。

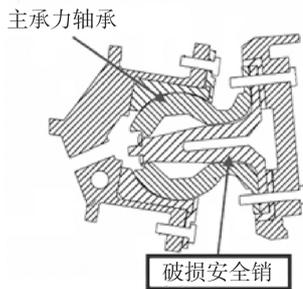


图 12 驱动连杆与襟翼连接示意图

铰链襟翼驱动臂和驱动连杆通过旋转副连接,将驱动器输入扭矩转化为驱动力推动襟翼机构。此处旋转副可设计成主承力销套破损安全销的结构形式,通过控制二者间隙实现主、副结构同时转载或等待破损安全设计,如图 13 所示。

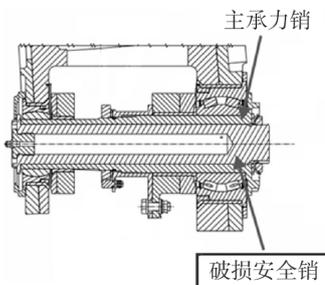


图 13 驱动臂和驱动连杆连接示意图

3 襟翼运动机构破损安全设计流程

襟翼运动机构破损安全设计流程如下:

1) 根据结构位置和连接形式等特点确定是否为容易检查部位。若为容易检查部位,设计成共同承力破损安全结构;若不便于检查,则选择等待破损安全结构;

2) 若设计为等待破损安全结构,需根据襟翼设计载荷和全机有限元模型进行变形计算,确定结构安装间隙;

3) 进行静强度分析。对于共同承力破损安全结构,需要满足主、副结构均能独立承受限制载荷;对于等待破损安全结构,需要满足主结构承受极限载荷、副结构承受限制载荷的要求;若分析结果不满足要求,则返回重新设计;

4) 进行疲劳和损伤容限分析,确定破损安全结构的检查门槛值和重复检查间隔;若分析结果不满足要求,则返回重新设计;

5) 根据分析结果,制定结构检查大纲。

4 典型民用飞机富勒襟翼滑轨等待破损安全最小间隙

4.1 最小安装间隙和设计间隙

典型民用飞机富勒襟翼滑轨与机翼连接区位于整流罩固定段内部,可检性差,通常采用等待破损安全设计。

实现等待破损安全的主要手段为控制副结构安装间隙,使其在主结构失效前不参与载荷传递。最小安装间隙可根据后缘襟翼设计载荷和全机有限元模型计算确定。同时,考虑零件制造和装配公差,实际设计间隙应大于最小安装间隙。

4.2 典型富勒襟翼滑轨与机翼连接区

典型富勒襟翼滑轨与机翼连接区如图 14 所示。

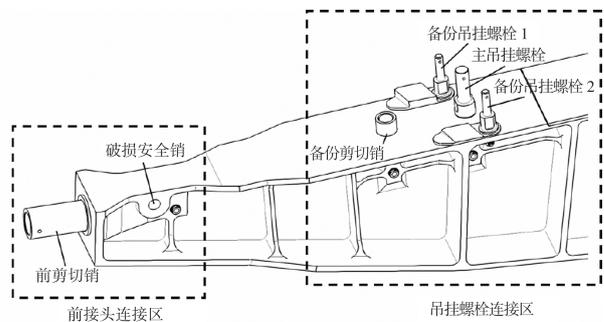


图 14 典型富勒襟翼滑轨与机翼连接区示意图

前接头连接区由前剪切销和破损安全销组成,破损安全销为备份结构。吊挂螺栓连接区由主吊挂螺栓、备份吊挂螺栓和备份剪切销组成。正常情况下,所有载荷均通过主吊挂螺栓传递。

4.3 最小安装间隙设计要求

4.3.1 前接头连接区

前接头连接区由前剪切销和破损安全销组成。前剪切销失效后,由破损安全销代替前剪切销传递垂向和横向载荷。破损安全销与孔的间隙应满足:

1)前剪切销未失效时,破损安全销与连接孔不发生接触;

2)前剪切销未失效时,滑轨与前接头间不发生横向载荷传递。

4.3.2 吊挂螺栓连接区

吊挂螺栓连接区包括主吊挂螺栓、备份吊挂螺栓及备份剪切销。主吊挂螺栓失效后,备份吊挂螺栓代替主吊挂螺栓承受垂向载荷,备份剪切销代替主吊挂螺栓承受航向和横向载荷。各零件安装间隙应满足:

1)主吊挂螺栓失效前,备份吊挂螺栓、备份剪切销与连接孔不发生接触;

2)主吊挂螺栓失效后,备份剪切销与连接孔接触,备份吊挂螺栓与连接孔不发生接触;

3)襟翼正升力工况,主吊挂螺栓和备份吊挂螺栓处滑轨均不与机翼盒段发生垂向载荷传递。

4.3.3 联合要求

根据滑轨传力路线设计,前接头连接区负责垂向和横向载荷传递,吊挂螺栓连接区负责航向和横向载荷传递,两区域有如下联合间隙要求:主吊挂螺栓失效后,备份剪切销与连接孔接触,前接头破损安全销与连接孔沿航向不发生接触。

5 总结

本文基于破损安全设计思想,根据民用飞机后缘襟翼运动机构特点,深入研究了铰链机构和滑轨机构两种主流襟翼运动机构的破损安全设计思想及设计方法,同时提出了典型富勒襟翼滑轨等待破损安全最小设计间隙确定方法,总结如下:

1)根据结构特点和损伤容限要求,给出襟翼运动机构破损安全设计要求和不同类型的破损安全结构使用场景;

2)基于裂纹扩展方法和主、副结构裂纹独立扩

展的原则,给出了不同类型破损安全结构的裂纹扩展曲线、检查门槛值和重复检查间隔的确定方法;

3)针对铰链襟翼和滑轨襟翼运动机构的传力和连接特点,从主、副结构的相对位置出发提出了同位结构和异位结构的分类方式,从结构特点出发提出了平板结构和铰链结构的分类方式,同时给出基于可检性分类的运动机构破损安全设计流程;

4)给出了典型富勒襟翼滑轨最小安装间隙和设计间隙的定义及确定方法,对民用飞机研制具有重要意义。

参考文献:

- [1] RUDOLPH K C. High-lift systems on commercial subsonic airliners;NASA-4746[R]. [S.l. :s. n.], 1996.
- [2] 李丽雅. 大型飞机增升装置技术发展综述[J]. 航空科学技术, 2015, 26(5):1-10.
- [3] RECKZEHD. Aerodynamic design of the high-lift-wing for a megaliner aircraft [J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 7(2): 107-119.
- [4] RECKSIEK M. Advanced high lift system architecture with distributed electrical flap actuation [C]//Aviation System Technology Workshop. [S.l. :s. n.], 2009.
- [5] 张博平, 郭小华, 史仁义, 等. 带止裂筋整体翼梁结构的破损安全分析与试验[J]. 航空工程进展, 2014, 5(1): 53-58.
- [6] 薛景川, 董登科. 以结构完整性为中心的飞机结构耐久性/损伤容限设计分析和试验评估[C]//第十四届全国疲劳与断裂学术会议论文集. [S.l. :s. n.], 2008.
- [7] 彭森, 李晓楠. 民用飞机发动机安装节设计[J]. 科技展望, 2015,25(24): 107-108.
- [8] 国防科学技术工业委员会. 军用飞机强度和刚度规范可靠性要求和疲劳载荷:GJB 67.6-85 [S]. 北京: 中国标准出版社, 1985.
- [9] 中华人民共和国工业和信息化部. 民用飞机损伤容限要求:HB 8455-2014 [S]. [S.l. :s. n.], 2014.
- [10] 沈培良. 破损安全结构在损伤容限设计原则下的应用[J]. 科学技术与工程, 2012,12(31), 8339-8343.

作者简介

袁鉴锋 男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机结构设计与分析。E-mail: yuanjianfeng@comac.cc

董萌 男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机结构设计与分析。E-mail: dongmeng@comac.cc

陈炎 男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机结构设计与分析。E-mail: chenyan@comac.cc

Application of fail-safe design in flap mechanism of civil aircraft

YUAN Jianfeng* DONG Meng CHEN Yan

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

Abstract: Trailing edge flaps are critical high-lift devices for modern airliner and mechanisms are the most important structural supports. Based on structures and damage tolerance, the requirements and usage scenarios of fail-safe design for flap mechanisms are provided. Based on the crack growth method and the principle of independent crack growth of primary and secondary structures, the crack growth curve, inspection threshold and repeated inspection interval of different types of fail-safe structures are determined. According to the connection characteristics of hinged flap and sliding track flap, the classification method of the same-placed structure and the different-placed structure are proposed from the relative positions of the primary structure and the secondary structure, and the classification method of the plate structure and hinge structure are proposed based on the structure characteristics. The minimum installation clearance design methodology is given, which is of great significance to the development of civil aircraft.

Keywords: trailing edge flap; mechanism; fail-safe

* Corresponding author. E-mail: yuanjianfeng@comac.cc