

战伤飞机安全飞行
评估标准与方法

姚武文 等编著



国防工业出版社

National Defense Industry Press

战伤飞机安全飞行 评估标准与方法

姚武文 卿 华 蔡开龙 编著
李 艳 侯日立

国防工业出版社

· 北京 ·

内 容 简 介

本书系统地论述了战伤飞机安全飞行机理、评估方法及评估标准的计算。主要介绍战伤飞机安全飞行的理论依据与评估一般程序、飞机威胁机理与战伤模式、飞机气动敏感部件战伤影响分析与安全飞行控制方法、飞机一般受力构件允许损伤评估标准计算与无强度修理、飞机系统战伤评估准则与方法等内容。

本书可作为有关院校航空修理专业本科、硕士研究生的基础教材及相关研究单位、工厂、部队工程技术人员和飞行人员的培训教材及参考资料。

图书在版编目 (CIP) 数据

战伤飞机安全飞行评估标准与方法/姚武文等编
著. —北京:国防工业出版社, 2016. 10
ISBN 978-7-118-11108-8

I. ①战… II. ①姚… III. ①军用飞机—飞行安全—安全评价 IV. ①V271.4

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2016) 第 253413 号

※

国防工业出版社 出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048)

北京京华虎彩印刷有限公司印刷

新华书店经售

*

开本 880 × 1230 1/32 印张 8 5/8 字数 239 千字

2016 年 10 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—1500 册 定价 40.00 元

(本书如有印装错误, 我社负责调换)

国防书店: (010) 88540777

发行邮购: (010) 88540776

发行传真: (010) 88540755

发行业务: (010) 88540717

前 言

为保持和提高航空兵部队的持续作战能力,飞机战伤抢修突出一个“快”字。在战争条件下的飞机战伤评估中,允许飞机带伤飞行,但同时要保证飞行安全。研究损伤对飞机强度、气动等性能的影响,提出战伤飞机安全飞行评估标准、方法分析其飞行控制原理,可有效地保证战伤飞机飞行安全,提高作战期间的飞行保障能力。

在以往的战争中,有很多飞机一般受力件、气动敏感部件和(或)系统部件损伤较严重的仍能飞行的例子。但将其作为课题进行系统地研究,目前在国内尚未见报道。在国际上,对于外翼断裂飞行情况下的特殊气动问题,目前只有美国对其进行过研究。为了提高航空兵部队的飞机战伤抢修能力,增强其战斗力,我们以国内外飞机战伤抢修理论与实践的成功经验为参考,以“战伤飞机安全飞行标准及评估方法研究”科研成果为主要内容编写而成本专著。

全书共分五章。第一章绪论,介绍了战伤飞机安全飞行研究的意义及现状、战伤飞机能安全飞行的理论依据和战伤飞机安全飞行的研究内容与评估一般程序;第二章飞机威胁机理与战伤模式,介绍了导弹战斗部、燃料空气炸弹、航炮、防空火炮的构造及威胁特点和常规武器的威胁因素,分析了飞机气动敏感部件、一般受力件和系统部件的战伤模式;第三章飞机气动敏感部件战伤影响分析及安全飞行控制方法,阐述了飞机的气动平滑性及其影响因素分析、飞机舵面损伤影响分析、外翼折断飞机安全飞行控制方法及损伤极限计算,以及飞机容损飞行控制系统设计等内容;第四章飞机一般受力构件允许损伤评估标准计算及无强度修理,阐述了一般受力件允许损伤评估标准计算基本理论、带光滑孔金属材料构件允许损伤评估标准计算、带裂纹孔金属材料构件允许损伤评估标准计算、复合材料构件允许损伤评估标

准计算、飞机金属材料烧伤与大部件变形允许损伤评估方法及标准和飞机无强度修理;第五章飞机系统损伤评估准则与方法,阐述了飞机系统损伤评估准则、功能主线分析法及其运用、损伤树分析法及其运用等内容。

本书的主要编著者是长期从事航空修理工程专业教学和飞机战伤抢修研究的学术带头人及技术骨干。姚武文教授拟定全书编写提纲,并主要参与了各章书稿的撰写,参与撰写的还有:第一章,卿华、秦宇飞;第二章,侯日立、罗湘燕;第三章,宋科、黎莉、杜晓伟;第四章,李艳、高运奎;第五章,蔡开龙、张爽。全书由姚武文统稿。在编写过程中,作者参阅和引用了有关资料和文献,有些正式出版的文献已在本书的参考文献中列出,但仍难免遗漏,在此向其作者表示诚挚的感谢。

本书由严共鸣教授、梁伟洋教授、冯祥教授、杨茂兴副教授、钱正在副教授和蔡开龙高工组成的评审专家组进行了评审,提出了宝贵的修改意见。本书的撰写得到了张建华教授、涂明武教授、李永法副教授的大力支持和帮助。在此表示衷心的感谢。

由于编者水平有限,书中难免有不妥和疏漏之处,恳请读者批评指正。

编 者

2015 年 12 月于空军第一航空学院

目 录

第一章 绪论	1
第一节 战伤飞机安全飞行研究的意义及现状	1
一、战伤飞机安全飞行研究的意义	1
二、战伤飞机安全飞行研究的现状	3
第二节 战伤飞机能安全飞行的理论依据	8
一、飞机自身具有抗损伤能力	8
二、在技术管理上采取了措施	24
第三节 战伤飞机安全飞行的研究内容与评估一般程序	29
一、战伤飞机安全飞行研究的基本内容	29
二、战伤飞机安全飞行评估的一般程序	29
第二章 飞机威胁机理与战伤模式	35
第一节 飞机威胁机理	35
一、导弹杀伤战斗部的构造及威胁特点	35
二、燃料空气炸弹的构造及威胁特点	41
三、航炮、防空火炮的构造及威胁特点	43
四、常规武器的威胁因素分析	44
第二节 飞机战伤模式	60
一、飞机气动敏感部件战伤模式	61
二、飞机一般受力件战伤模式	62
三、飞机系统部件战伤模式	71

第三章 飞机气动敏感部件战伤影响分析及安全

飞行控制方法	79
第一节 飞机的气动平滑性及其影响因素分析	79
一、飞机气动平滑性的含义	79
二、飞机气动平滑性的敏感程度划分	79
三、飞机气动平滑性的影响因素分析	80
第二节 飞机舵面损伤影响分析	83
一、舵面损伤下的气动力影响分析模型	83
二、飞机舵面及其他气动敏感部件的作用及损伤 影响分析	85
第三节 外翼折断飞机安全飞行控制方法及损伤极限计算 ...	97
一、外翼断裂飞机安全飞行控制方法与原理	97
二、外翼断裂影响分析模型	101
三、外翼断裂影响分析与损伤极限计算	112
第四节 飞机容损飞控系统简介	121
一、美军飞机容损飞控系统研究概况	121
二、飞机容损飞控系统的基本组成及设计要求	122
三、飞机容损飞控系统设计的关键技术	123

第四章 飞机一般受力构件允许损伤评估标准计算及

无强度修理	135
第一节 基本理论	135
一、剩余强度理论	135
二、飞机受力件断裂类型划分及孔边应力计算简化 ...	136
三、飞机部件最大使用应力确定方法	138
第二节 含光滑孔金属材料构件允许损伤评估标准计算 ...	140
一、含光滑孔板损伤极限计算建模	140
二、应力集中系数 K_t 的确定	143
三、一个结构多处损伤的处理方法	153

四、算例	153
第三节 带裂纹孔金属材料构件允许损伤评估标准计算	157
一、带裂纹孔金属材料构件断裂判据及处理方法	157
二、带裂纹孔金属材料平板损伤极限计算建模	162
三、带裂纹孔金属材料加筋整体壁板损伤极限 计算建模	173
四、算例	176
第四节 复合材料构件允许损伤评估标准计算	180
一、复合材料损伤极限计算建模	180
二、算例	184
第五节 飞机金属材料烧伤与大部件变形允许损伤评估 方法及标准	187
一、飞机金属材料烧伤评估方法及标准	187
二、飞机大部件变形损伤评估方法及标准	195
第六节 飞机无强度修理	198
一、算例与分析	198
二、几种典型的无强度修理方法	200
第五章 飞机系统损伤评估准则与方法	206
第一节 飞机系统损伤评估准则	206
一、基本概念	206
二、评估准则	208
三、评估程序及主要内容	208
第二节 功能主线分析法及其运用	212
一、功能主线分析法	212
二、功能主线分析法运用实例	223
第三节 损伤树分析法及其运用	230
一、损伤树分析法	230
二、损伤树分析法运用实例	245
附录 损伤极限计算基本理论与方法	250
参考文献	264

第一章 绪 论

现代军用飞机的使用环境复杂、训练飞行强度大,加之冰雹、沙石、飞鸟撞击等自然灾害以及操作失误、设备故障等原因,其损伤不可避免。并且现代战争是武器装备的激烈对抗,战损、战伤更是在所难免。若有一套战伤飞机安全飞行评估方法及标准,飞机就可带伤飞行,航空兵部队的持续作战能力就可大大增强,飞行员的生命安全也将更有保障。因此,开展战伤飞机安全飞行评估方法及标准研究具有重要的军事与经济意义。

第一节 战伤飞机安全飞行研究的意义及现状

一、战伤飞机安全飞行研究的意义

(一) 战伤飞机具有一定的可用性,有很多损伤较严重飞机成功返航的事例

飞机损伤较严重但仍能安全飞行、着陆的事例有许多。例如,2013年6月4日上午,国航一架由成都飞往广州的波音757飞机,起飞后不久因雷达罩被鸟撞出一个大凹坑,飞机在飞行40min后成功返航,见图1-1;2010年4月16日19点30分许,南空航空兵某团一训练轰炸机在超过800m高度遭鸟群撞击,前舱挡风玻璃、左发动机导向器叶片等多处严重受损,其中左机翼、左侧水平尾被分别撞出 $40\text{cm} \times 40\text{cm}$ 、 $50\text{cm} \times 30\text{cm}$ 的破孔,最终伤痕累累的轰炸机成功着陆,见图1-2;1983年,以色列空军一架F-15战斗机在空中与友机发生相撞,整个右翼几乎都被撞掉,但飞行员最终还是驾驶飞机成功着陆;1941年12月的东南亚战争中,美军一架飞机的机身、左翼和垂尾控制面大约有150多个孔,左外翼加强板破碎,外翼有127mm的孔,左发

动机损坏并停车,飞机用单发动机返回并成功着陆;第二次世界大战中,一架 TBF“复仇者”飞机的左翼被打掉一块(图 1-3),但仍成功返航。



图 1-1 被鸟撞伤的飞机雷达罩

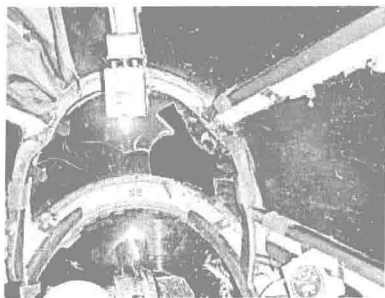


图 1-2 被鸟群撞伤的飞机座舱挡风玻璃

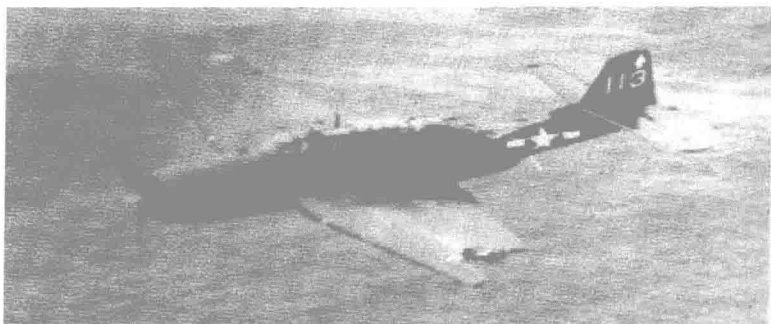


图 1-3 左翼被打掉一块的 TBF“复仇者”飞机在飞行

(二) 飞机损伤不可避免,损伤后能否再次飞行是急待解决的问题

历史经验表明,战争中战伤飞机的数量远远超过战损飞机的数量。例如,在抗美援朝战争中,我空军每损失一架飞机,就有 3.3 架飞机战伤;在第二次世界大战的太平洋战争中,美军每损失一架飞机,就有 2~4 架战伤飞机需要抢修;美军在越南战争的参战飞机总数中,未受损伤的占 21%,战损的占 23%,有 56% 受到不同程度的损伤,其中 F-4 战斗机,每损失一架,就有 4 架是带伤返回的;1973 年中东战争,以色列每损失两架 F-4 战斗机,就有 9 架是战伤的;英阿马岛冲突

中,英国参战飞机总数中战伤的占 40%;1991 年的海湾战争中,美、英、法等盟军对伊拉克进行了持续 38 天的空中打击,盟军在具有绝对空中优势的情况下,仍有战损飞机 40 架,战伤飞机 47 架。历史表明,对战斗机来说,战争中每损失一架飞机就有 3~5 架受伤。如果飞机的生存力和保障条件良好,敌方威胁力中等,通过计算机模拟显示,战损飞机与战伤飞机的比例可高达 1:15 甚至 1:20。在未来战争中,有如此多的战伤飞机,能否再次飞行作战是急待解决的重大问题。

(三) 开展战伤飞机安全飞行研究对提高飞行安全性意义重大

1. 保持航空兵部队持续作战能力并增强其作战能力

第三代飞机大量采用了高新技术,飞行性能优异,但造价昂贵且数量有限,作战中少量飞机的损失将给航空兵部队的作战能力造成巨大影响。若能使部分战伤飞机安全飞行,弥补其数量的不足,增大飞机的出动强度,就可最大程度地保持航空兵部队的持续作战能力,更好地适应军事战争的迫切需要。

2. 保证飞行员飞行安全并提高飞行保障能力

为保持和提高航空兵部队的持续作战能力,飞机战伤抢修突出一个“快”字。在战争条件下的飞机战伤评估中,允许飞机带伤飞行,但同时要保证飞行员安全。研究损伤对飞机强度、气动等性能的影响,提出战伤飞机飞行放飞标准、战伤飞机安全飞行的评估方法及飞行控制原理,可有效地保证飞行员飞行安全,提高飞行保障能力。

3. 填补战伤抢修在该方面的研究空白并提高部队飞机战伤抢修能力

目前,我国尚未系统开展战伤飞机安全飞行评估方法及标准研究,没有战伤飞机安全飞行放飞标准。开展该课题研究可填补我国在这方面的空白,提高部队飞机战伤抢修能力,适应新时期军事战争准备的需要。

二、战伤飞机安全飞行研究的现状

(一) 飞机气动敏感部件战伤安全飞行研究现状

在飞机气动敏感部件战伤安全飞行研究方面,美国在世界上首次研制出“自适应容损飞控系统”,并提出了飞机“折翅也能飞”的观点。

2007年4月,美国高级研究计划局组织进行了一次试验,试验中一架无人驾驶的缩小比例的F/A-18动力模型飞机在空中抛掉了一片副翼并成功返回。此后,该计划局要求罗克韦尔·科林斯公司(Rockwell Collins)进一步加大“损伤”程度,以彻底验证这项控制技术的效能。随后不久,美国罗克韦尔·科林斯公司在马里兰州著名的阿伯丁武器试验场,成功进行了两次损伤飞机安全飞行试验。试验利用一架缩小比例的F/A-18战斗机模型,该模型长约2.44m,重约22.7kg,采用完全自主飞行方式。飞机模型上安装了罗克韦尔·科林斯公司开发的自动监管适应控制(Automatic Supervisory Adaptive Control, ASAC)系统,这是一种新型的自适应容损智能飞控系统,可以对飞机外形损伤进行判断并做出响应。首次试验中,飞机在空中抛掉了近一半的一侧机翼(约为40%),在第二次试验中抛掉的右侧机翼部分达到了60%,这样做的目的是模拟战斗中飞机遭受的损伤(图1-4)。试验中飞机机翼缺失后,ASAC系统能够迅速检测出飞机构型的变化并对其进行做出及时反应,自动保持飞机平稳飞行,并最终利用内置的惯性导航、全球定位等系统成功着陆。

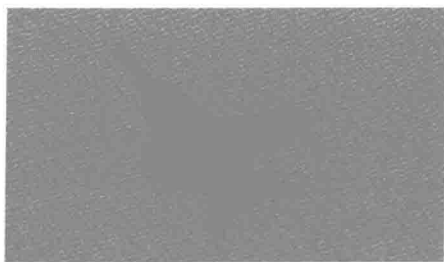


图1-4 F/A-18飞机模型在空中抛掉右侧60%机翼后的飞行

目前,尚未见国内针对机翼折翼等飞机气动敏感部件严重战伤安全飞行研究的报道。

(二) 飞机结构一般受力件战伤安全飞行研究现状

1. 飞机结构设计经历了从静强度设计到耐久性/损伤容限设计的演变

为满足飞机综合性能不断提高的客观需求,随着航空科学技术

的飞速发展,飞机结构设计思想不断更新,自 20 世纪 50 年以来,飞机设计思想经历了静强度设计、安全寿命设计、安全寿命/损伤安全设计、安全寿命/损伤容限设计、耐久性/损伤容限设计等多次演变。

基于断裂力学的损伤容限技术是现代飞机结构设计和结构维护所采用的重要技术和手段之一,它为结构在局部损伤情况下的安全性、使用性和维护性分析提供了方法和技术保障。

断裂力学是应用连续介质力学理论,研究含有裂纹物体在外载荷作用下的应力、应变规律和失效准则的科学。任何工程结构都不可避免地有类似裂纹的缺陷存在,这是断裂力学理论的前提。断裂力学方法应用于工程实际,对解决结构安全性问题中占大部分的疲劳、腐蚀、意外和离散源损伤,提供了一条可以定量评估和控制的可行的道路。

“损伤容限”是以断裂力学为基础,以保证结构安全为目标,以损伤检查为手段,涉及结构设计、载荷、强度、材料、工艺、试验质量控制、使用维修和组织管理各环节的系统工程。实践和分析表明,把结构设计成具有足够的抵抗损伤的能力,易于实施检查的损伤容限结构,是提高结构安全水平的有效途径。损伤容限设计承认结构中存在着未被发现的初始缺陷,要求在使用过程的重复载荷作用下,缺陷(裂纹)的增长应控制在一定范围内,在规定的检查间隔内,结构满足规定的剩余强度要求,以便能通过有效的检查和维修保证结构在使用寿命期内不发生灾难性的破坏。因此,损伤容限设计是结构安全性的主要保证。

飞机在整个使用寿命期内,由于疲劳、腐蚀和意外损伤的存在,随着结构损伤的发生和逐步增长,会导致原有结构承载能力的逐步下降。在结构设计过程中必须保证飞机在使用期内有足够的承受能力承受可能发生的各种损伤,其中特别引起我们注意的是危及结构安全性的那些损伤。只要结构剩余强度下降到规定的剩余强度载荷要求之前的任何时刻能够检查出损伤,并及时地采取维修措施恢复其承受极限载荷的能力,就安全性来说,残存结构仍可保持足够高的可靠性水平。这样一类允许任何部位存在一定限度损伤,并依靠检查来保证其安全服役的结构,是损伤容限结构设计的典型特征。

结构的损伤容限性能是裂纹扩展速率、剩余强度及结构细节的可达性、可检性和对各种裂纹检测方法的适应性等综合因素的结合。损伤容限设计目标是确保飞机在使用寿命期间(未修使用期内)可能的最大初始损伤尺寸不会增长到危及飞行安全的尺寸。

实践和分析表明,把结构设计成具有足够的抵抗损伤的能力、易于实施检查的损伤容限结构,是提高飞机安全水平的有效途径。损伤容限设计是整个损伤容限系统工程的主题部分。其目的是通过合理的材料选择、恰当的结构布局、缜密的细节设计、有效的检查和维修,以保证飞机结构在使用寿命期内不会因疲劳、腐蚀、意外及离散源损伤导致飞机结构发生灾难性破坏。

2. 目前缺乏对飞机结构一般受力件战伤安全飞行的系统研究

需要说明的是耐久性/损伤容限设计,主要针对飞机关键受力件如紧固件、结构连接件等的主要受力部位进行损伤容限设计,目的是把这些部位的裂纹、缺陷等损伤在规定的未修使用期内的增长控制在一定的范围内,并保证在此期间飞机的结构是安全、可靠的。可以说,耐久性/损伤容限设计研究为飞机结构战伤安全飞行研究提供了基础,但两者在安全性方面的研究不能等同,其原因:一是本课题关注的“损伤”是随机损伤,如战斗损伤,其部位分散,并且重点是破孔损伤;二是本课题所研究的部件主要是飞机次关键件和一般受力件等关键受力件以外的部件,因为关键受力件在战争中被打坏后很可能飞机已被击毁或没有修理价值了;三是本课题指的“安全飞行”主要是从战伤抢修的角度讲的,只保证飞机具有一定程度的执行下次任务的能力。基于上述三点,不能把耐久性/损伤容限设计在安全性方面的研究成果照搬到本课题中来,目前尚缺乏对飞机结构受力件战伤安全飞行标准及评估方法的系统研究。

(三) 飞机系统战伤安全飞行研究现状

1. 飞机系统安全标准的演变与应用

系统安全(System Safety)是指在任务效能、适宜性、时间和费用的约束下,在系统寿命周期的各阶段,应用工程和管理原理、准则与技术以获得可接受的事故风险。系统安全标准是基于系统安全工程思想和方法,针对武器装备安全性的标准。

典型的美国系统安全军用标准 MIL - STD - 882 系列, 经历从 MIL - STD - 882 到目前的 MIL - STD - 882D 再到 MIL - STD - 882E 的演变。这些版本的共同之处是都规定了对装备承制方和订购方的职责和要求, 包括系统安全管理和系统安全工程两方面。系统安全标准适用于武器装备寿命周期内的研制和生产阶段, 也适用于其他阶段的有关安全性工作。但版本的不同, 各标准具体的内容也在发生着变化。MIL - STD - 882D《Standard Practice for System Safety》(系统安全标准实践)是当前美国正式颁布和实施的系统安全军用标准, 我国的系统安全军用标准 GJB 900—1990《系统安全性通用大纲》是参考 MIL - STD - 882D 之前的版本 MIL - STD - 882B 制定的。

安全性是军用飞机的固有属性, 在型号论证和研制阶段系统地开展安全性工作是将安全性“设计到”飞机中的重要保证。在较早的军机研制中, 安全性工作的开展相对较薄弱, 可供借鉴的经验较少, 仅有的标准是 GJB 900—1990《系统安全性通用大纲》, 但这一标准可操作性不够强。后来, 将民机的适航理念引入到军机研制中, 民机适航条款的各项要求为军机的安全性设计提供了很好的借鉴。民机系统安全性评估方法应用于军机的研制, 也使得军机的安全性工作具有更强的操作性。民机的适航理念和系统安全性评估方法集中体现在民机系统安全性评估指南 SAE ARP 4761 中。

1996 年 12 月, 美国汽车工程师协会(SAE)发布了 SAE ARP 4761《民用飞机机载系统和设备安全性评估过程的指南和方法》。它是用来说明民用飞机合格审定中进行安全性评估的过程和方法, 并为民用飞机复杂机载系统的设计和安全性评估人员以及适航审定人员提供了方法指南。系统安全性评估过程包括支持飞机研制活动的各项要求的产生和验证。此过程提供对飞机功能和执行这些功能的系统的设计进行评价的方法, 以确认相关的危险已被正确识别。系统安全性评估过程, 包括功能危险评估(FHA)、初步系统安全性评估(PSSA)和系统安全性评估(SSA)等。

SAE ARP 4761《民用飞机机载系统和设备安全性评估过程和指南方法》所提出的民机系统安全性评估过程, 从飞机级功能危险分析开始, 到系统级功能危险分析, 再以系统级功能危险分析的结果作为顶

事件进行故障树分析,进入 PSSA 的过程,系统安全性评估过程至此是一个自上而下的分析演绎过程,此过程与飞机研制过程紧密结合。在方案设计阶段,确定了飞机级的功能,此时系统配置还不明确,系统安全性评估工作主要是根据所提出的飞机级功能开展飞机级 FHA;初步设计阶段,将已确定的飞机级功能分配给具体的系统,此阶段系统安全性评估工作是根据所确定的系统及其功能开展系统级 FHA;初步设计阶段随着研制工作的开展,系统的组成和体系结构逐渐明确,可以根据系统级 FHA 所识别的功能失效状态和系统的组成、体系结构开展故障树分析(FTA),最终确定导致系统功能失效的原因,即设备、硬件和软件的失效。

2. 目前缺乏对飞机系统战伤安全飞行的系统研究

上已叙及,系统安全标准主要适用于武器装备寿命周期内的研制和生产阶段,并且飞机设计时系统安全性评估过程是一个自上而下的分析演绎过程。而飞机在使用中出现战伤,需对其进行战伤安全飞行评估:一是在评估内容上与飞机设计时系统安全性评估的内容不完全一样;二是在评估过程上是一个自下而上的分析演绎过程。因此,飞机系统安全标准的理念和评估方法虽可为飞机系统战伤安全飞行评估借鉴,但不能完全照搬。从目前掌握的资料看,尚未见对飞机系统战伤安全飞行进行系统研究的报道。

第二节 战伤飞机能安全飞行的理论依据

战伤飞机之所以能安全飞行,主要是飞机自身具有一定抗损伤的能力和在飞行技术管理上采取了一些措施。

一、飞机自身具有抗损伤能力

飞机自身具有的抗损伤能力主要体现在飞机结构材料具有抗损伤能力和在设计上采取了抗损伤的措施。

(一) 飞机结构材料具有抗损伤能力

飞机上所使用的结构材料都具有一定抗破坏和抗损伤的能力,这种能力可用一些力学性能参数来表示。

对于金属材料,可用断裂韧性、抗拉强度、屈服强度、延长率、断面收缩率和硬度等参数来表示其性能。其中,断裂韧性是指材料阻止宏观裂纹失稳扩展能力的度量,也是材料抵抗脆性破坏的韧性参数。当裂纹尺寸一定时,材料的断裂韧性值越大,其裂纹失稳扩展所需的临界应力就越大;抗拉强度是指材料在拉断前承受的最大应力值,它可表示金属材料在拉力作用下抵抗破坏的最大能力。例如,45 钢的部分力学性能参数如下:抗拉强度不小于 600MPa;屈服强度不小于 355MPa;延长率不小于 16%;断面收缩率不小于 40%;布氏硬度不大于 197Hblack eye。

对于复合材料,其抗冲击性能包括损伤阻抗和损伤容限两方面。损伤阻抗是指抵抗冲击事件的能力,或给定冲击力导致的损伤尺寸。可以用典型层压板的最大接触力 $F_{\max}$ 作为复合材料体系损伤阻抗性能的表征,它代表了纤维和基体作为整体抵抗冲击的最大能力;损伤容限是指一定损伤状态对结构性能的影响,或对应给定损伤尺寸的强度值。可以用典型层压板凹坑深度—压缩破坏应变曲线的阈值作为复合材料体系损伤容限性能的表征。复合材料结构损伤容限设计要求中规定的初始冲击损伤尺寸假设,对常用的中等厚度(不大于 6mm)层压板为用 25.4mm 直径冲击头产生的 2.5mm 深凹坑(相当于目视勉强可见的冲击损伤),同时含这种损伤的结构要满足不可检结构的剩余强度要求。复合材料的抗冲击性能越好,给定冲击力导致其损伤的尺寸越小,会对应给定损伤尺寸的强度值越大。

(二) 飞机结构设计采取了损伤安全多途径传力和止裂结构等措施

现代飞机设计采用了抗断裂设计概念,飞机结构一般具有损伤安全多途径传力结构和损伤安全止裂结构。

损伤安全多途径传力结构是指采用一个或多个元件组成的分段设计和制造的结构,来抑制局部损伤,以防止结构完全损坏,在后续检查以前,由剩余结构的裂纹缓慢扩展来保证安全,在未修使用期内不允许结构强度和安全性下降到规定水平以下。该结构包括下列两类结构:一是多途径传力独立结构,即设计时,在多于一条传力途径的某个结构位置上不会存在由装配或制造过程中引起的共同开裂源;二是