

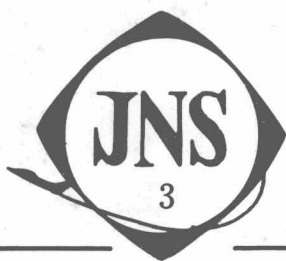


飞机结构耐久性及损伤容限设计手册

第三册

飞机结构的损伤容限设计

航空航天工业部科学技术研究院



飞机结构耐久性及损伤容限设计手册

第三册

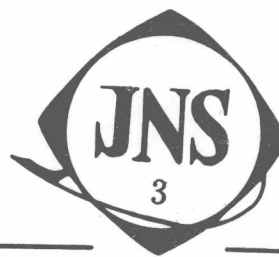
飞机结构的损伤容限设计



航空航天工业部科学技术研究院

680838

版次	日期	编	校
XF	1989.1		



——内部资料——

发行联系地址：西安市 72 信箱 JNS 手册编制办公室

电 挂：陕西阎良 2076

电 传：Telex: 70072 XAC DD CN

飞机结构耐久性及损伤容限设计手册

第 三 册

飞机结构的损伤容限设计

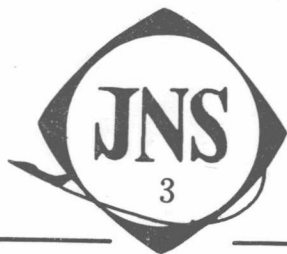
航空航天工业部科学技术研究院

西安飞机工业公司工程发展部印刷厂印刷

1989 年第一版，1989 年第一次印刷

印 数：1-1000

版次	日期	编	校
XF	1989.1		



本手册活页装订
请注意有效页次

版次	日期	编	校
XF	1989.1		



编纂委员会名单

主 任： 何文治
副 主 任： 张 耀 郑作棣
委 员： 陈一坚 何庆芝

编委会成员

(以姓氏笔划为序)

总 编： 陈一坚
副 总 编： 李先达 俞树奎 顾伟豪 高忠社 贾国荣
编 委： 王俊扬 仇仲翼 吴学仁 张民孚 曹定国 龚鑫茂 傅祥炯
斯而健
出版编辑： 李奇才

审委会成员

(以姓氏笔划为序)

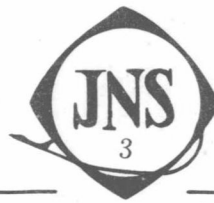
总 审： 何庆芝
审 委： 马占永 李克唐 吴富民 杨庆雄 张国梁 张 行 赵金德
高占民 高镇同 颜鸣皋

第三册 编写人员

(以姓氏笔划为序)

主 编： 李先达 主 审： 何庆芝 李克唐
分工编委： 张民孚 吴学仁 傅祥炯
编 校： 毛志高 牛康民 刘荻青 刘雪惠 孙玉祥 苏开鑫 肖凤琴
陆富梅 杨元杰 杨永安 周岳泉 林富甲 欧阳辉 郑昊仲
酆正能 钱祖钰 倪惠玲 黄维杨 斯而健

版次	日期	编	校
XF	1989.1		



版次	日期	编	校
XF	1989.1		



前 言

随着结构疲劳和断裂力学基础学科的长足进步,飞机性能不断提高的客观需要,对新研制飞机结构设计的要求也日益提高。军用飞机如此,相对长寿命的民用飞机更是如此。当代新研制的飞机结构多已按耐久性及损伤容限的原则指导设计。在这个领域里如何赶上和超过先进水平已成为结构设计师的一项重大的任务。我国正在研制或即将研制的机种中迫切需要一部《飞机结构耐久性及其损伤容限设计》的指导性手册,以保证民用飞机研制符合适航规章的最低安全性、以及它的经济性、舒适性和可靠性,对军机而言,则需满足军用规范的要求。这就是编制本手册的主要宗旨。

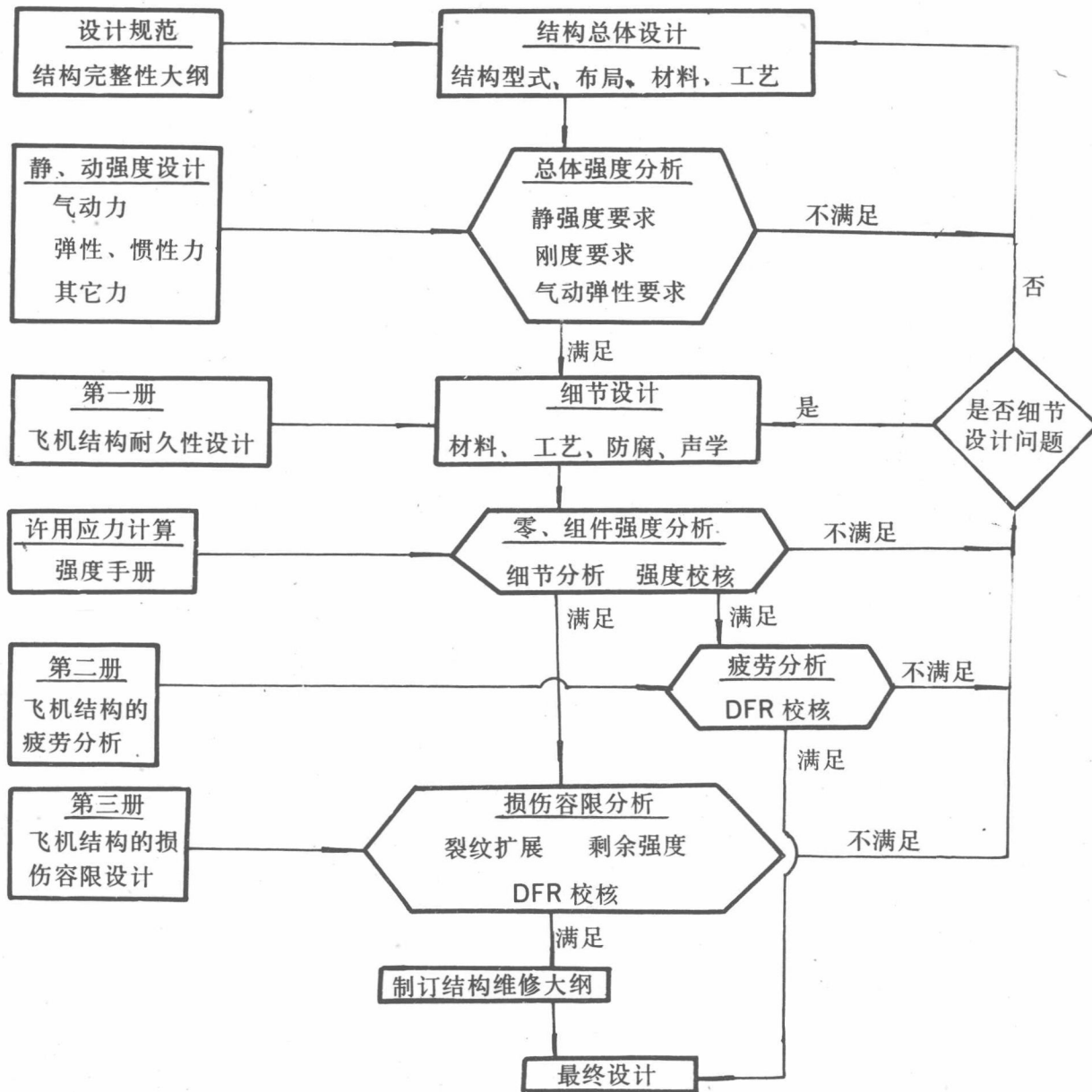
本手册的编纂是参照国外有关资料,结合我国三十多年来积累的成熟经验,并依据我国材料、工艺的现实水平,做了一些可能的补充。手册所依据的理论经过实践的检验和工程化处理,使其便于应用。该手册以民用飞机设计为主要服务对象,军用飞机也可以参照使用。一般具备中等技术水平的科技人员,经短期培训即能运用本手册进行飞机结构耐久性和损伤容限的设计工作。

本手册共分为三册。第一册《飞机结构耐久性设计》,包含结构细节耐久性设计的一般原则并系统地介绍了飞机各部件经过国外机种实践考验的飞机结构细节设计的典型例子,以便设计时参考。第二册《飞机结构的疲劳分析》,介绍了以 DFR 为主要控制参数的结构细节疲劳寿命的计算方法。配合第一册内容,使设计人员不但在型式的选用上有了依据,而且在分析计算方面提供了简便的手段。第三册《飞机结构损伤容限设计》,介绍了结构损伤容限设计的基本原理和方法,同时以额定应力 S , 材料裂纹扩展许用值 M 和综合构型因子 Y 、内力再分配因子 C 及几何因子 G 为表征的裂纹断裂特性为基本控制参数,提供了含裂纹结构裂纹扩展和剩余强度计算的工程方法。上述三册是一个相辅相成的有机整体。我们希望本手册在飞机结构设计中,在提高飞机安全性、经济性、可维修性和可靠性的工作中,将起到重大的促进作用。

为了使读者能更深入地理解和运用,我们将陆续出版一些编写说明材料。随着设计经验的不断积累,为了便于修改和增补,本手册以活页形式装订发行。由于我们经验不足,以及对原资料的消化和考证受到条件的限制,难免出现错误,恳请读者给予指正。

版次	日期	编	校
XF	1989.1		

飞机结构完整性设计流程图





有效页次

页次	修订日期	页次	修订日期	页次	修订日期	页次	修订日期
00-1~00-2	1989.1	3-7~3-8	1989.1	7-11~7-12	1989.1	8-39~8-40	1989.1
00-3	1989.1	3-9~3-10	1989.1	7-13~7-14	1989.1	8-41~8-42	1989.1
00-5~00-6	1989.1	3-11~3-12	1989.1	7-15~7-16	1989.1	8-43~8-44	1989.1
00-7~00-8	1989.1	3-13~3-14	1989.1	7-17~7-18	1989.1	8-45~8-46	1989.1
0-1~0-2	1989.1	3-15~3-16	1989.1	7-19~7-20	1989.1	8-47~8-48	1989.1
0-3~0-4	1989.1	3-17~3-18	1989.1	7-21~7-22	1989.1	8-49~8-50	1989.1
0-5~0-6	1989.1	3-19~3-20	1989.1	7-23~7-24	1989.1	8-51~8-52	1989.1
0-7	1989.1	3-21~3-22	1989.1	7-25~7-26	1989.1	8-53~8-54	1989.1
0-9	1989.1	4-0	1989.1	7-27~7-28	1989.1	8-55~8-56	1989.1
1-0	1989.1	4-1~4-2	1989.1	7-29~7-30	1989.1	8-57~8-58	1989.1
1-1~1-2	1989.1	4-3~4-4	1989.1	7-31~7-32	1989.1	8-59~8-60	1989.1
1-3~1-4	1989.1	4-5~4-6	1989.1	7-33~7-34	1989.1	8-61~8-62	1989.1
1-5~1-6	1989.1	4-7~4-8	1989.1	7-35~7-36	1989.1	8-63~8-64	1989.1
1-7~1-8	1989.1	4-9	1989.1	7-37	1989.1	8-65~8-66	1989.1
1-9~1-10	1989.1	5-0	1989.1	8-0	1989.1	8-67~8-68	1989.1
1-11~1-12	1989.1	5-1~5-2	1989.1	8-1~8-2	1989.1	8-69~8-70	1989.1
1-13~1-14	1989.1	5-3~5-4	1989.1	8-3~8-4	1989.1	8-71~8-72	1989.1
1-15~1-16	1989.1	5-5~5-6	1989.1	8-5~8-6	1989.1	8-73~8-74	1989.1
1-17~1-18	1989.1	5-7~5-8	1989.1	8-7~8-8	1989.1	8-75~8-76	1989.1
1-19~1-20	1989.1	5-9~5-10	1989.1	8-9~8-10	1989.1	8-77~8-78	1989.1
1-21	1989.1	5-11~5-12	1989.1	8-11~8-12	1989.1	8-79~8-80	1989.1
2-0	1989.1	5-13~5-14	1989.1	8-13~8-14	1989.1	8-81~8-82	1989.1
2-1~2-2	1989.1	5-15~5-16	1989.1	8-15~8-16	1989.1	8-83~8-84	1989.1
2-3~2-4	1989.1	6-0	1989.1	8-17~8-18	1989.1	8-85~8-86	1989.1
2-5~2-6	1989.1	6-1~6-2	1989.1	8-19~8-20	1989.1	8-87~8-88	1989.1
2-7~2-8	1989.1	6-3~6-4	1989.1	8-21~8-22	1989.1	8-89~8-90	1989.1
2-9~2-10	1989.1	6-5~6-6	1989.1	8-23~8-24	1989.1	8-91~8-92	1989.1
2-11~2-12	1989.1	6-7~6-8	1989.1	8-25~8-26	1989.1	8-93~8-94	1989.1
2-13~2-14	1989.1	7-0	1989.1	8-27~8-28	1989.1	8-95~8-96	1989.1
2-15~2-16	1989.1	7-1~7-2	1989.1	8-29~8-30	1989.1	8-97~8-98	1989.1
3-0	1989.1	7-3~7-4	1989.1	8-31~8-32	1989.1	8-99~8-100	1989.1
3-1~3-2	1989.1	7-5~7-6	1989.1	8-33~8-34	1989.1	8-101~8-102	1989.1
3-3~3-4	1989.1	7-7~7-8	1989.1	8-35~8-36	1989.1	8-103~8-104	1989.1
3-5~3-6	1989.1	7-9~7-10	1989.1	8-37~8-38	1989.1	8-105~8-106	1989.1

版次	日期	编	校
XF	1989.1		



有效页次

页次	修订日期	页次	修订日期	页次	修订日期	页次	修订日期
8-107~8-108	1989.1	9-45~9-46	1989.1	10-31~10-32	1989.1	12-17~12-18	1989.1
8-109~8-110	1989.1	9-47~9-48	1989.1	10-33~10-34	1989.1	12-19~12-20	1989.1
8-111~8-112	1989.1	9-49~9-50	1989.1	10-35~10-36	1989.1	12-21~12-22	1989.1
8-113~8-114	1989.1	9-51~9-52	1989.1	10-37~10-38	1989.1	12-23~12-24	1989.1
8-115~8-116	1989.1	9-53~9-54	1989.1	10-39~10-40	1989.1	12-25~12-26	1989.1
8-117~8-118	1989.1	9-55~9-56	1989.1	10-41~10-42	1989.1	12-27~12-28	1989.1
8-119~8-120	1989.1	9-57~9-58	1989.1	10-43~10-44	1989.1	12-29~12-30	1989.1
8-121~8-122	1989.1	9-59~9-60	1989.1	10-45~10-46	1989.1	12-31~12-32	1989.1
8-123~8-124	1989.1	9-61~9-62	1989.1	10-47~10-48	1989.1	12-33~12-34	1989.1
8-125~8-126	1989.1	9-63~9-64	1989.1	10-49~10-50	1989.1	12-35~12-36	1989.1
8-127	1989.1	9-65~9-66	1989.1	10-51~10-52	1989.1	12-37~12-38	1989.1
9-0	1989.1	9-67~9-68	1989.1	10-53~10-54	1989.1		
9-1~9-2	1989.1	9-69~9-70	1989.1	10-55~10-56	1989.1		
9-3~9-4	1989.1	9-71~9-72	1989.1	10-57~10-58	1989.1		
9-5~9-6	1989.1	9-73~9-74	1989.1	10-59~10-60	1989.1		
9-7~9-8	1989.1	9-75~9-76	1989.1	10-61~10-62	1989.1		
9-9~9-10	1989.1	9-77~9-78	1989.1	10-63~10-64	1989.1		
9-11~9-12	1989.1	9-79	1989.1	10-65	1989.1		
9-13~9-14	1989.1	10-0	1989.1	11-0	1989.1		
9-15~9-16	1989.1	10-1~10-2	1989.1	11-1~11-2	1989.1		
9-17~9-18	1989.1	10-3~10-4	1989.1	11-3~11-4	1989.1		
9-19~9-20	1989.1	10-5~10-6	1989.1	11-5~11-6	1989.1		
9-21~9-22	1989.1	10-7~10-8	1989.1	11-7~11-8	1989.1		
9-23~9-24	1989.1	10-9~10-10	1989.1	11-9~11-10	1989.1		
9-25~9-26	1989.1	10-11~10-12	1989.1	11-11~11-12	1989.1		
9-27~9-28	1989.1	10-13~10-14	1989.1	12-0	1989.1		
9-29~9-30	1989.1	10-15~10-16	1989.1	12-1~12-2	1989.1		
9-31~9-32	1989.1	10-17~10-18	1989.1	12-3~12-4	1989.1		
9-33~9-34	1989.1	10-19~10-20	1989.1	12-5~12-6	1989.1		
9-35~9-36	1989.1	10-21~10-22	1989.1	12-7~12-8	1989.1		
9-37~9-38	1989.1	10-23~10-24	1989.1	12-9~12-10	1989.1		
9-39~9-40	1989.1	10-25~10-26	1989.1	12-11~12-12	1989.1		
9-41~9-42	1989.1	10-27~10-28	1989.1	12-13~12-14	1989.1		
9-43~9-44	1989.1	10-29~10-30	1989.1	12-15~12-16	1989.1		



本 册 序 言

随着航空技术的飞速发展,对飞机结构的安全性和经济性提出了越来越高的要求,飞机结构完整性设计思想也随之经历了很大的变化。一般来说,飞机结构在使用中的经济性,主要是通过耐久性设计来保证的。结构应设计成具有足够的抵抗腐蚀、应力腐蚀、疲劳及其它环境因素而造成损伤的能力,同时使检查、维护、修理都要方便和经济。有关耐久性设计的内容,已在本手册第一册作了详细论述。对飞机结构安全性的要求,则主要依赖于结构的损伤容限设计技术,这正是本册要涉及的主要内容。

在航空技术处于世界领先地位的国家,如美国,无论是对于军用飞机还是民用飞机,有关管理部门都制定了一系列法规性文件,要求飞机结构必须满足最起码的安全性规定。如美国联邦航空局制定的运输类飞机适航性条例 FAR25 部就明确提出了损伤容限的设计要求。我国民用航空规章 CCAR25 部也有同样的要求。

就飞机结构损伤容限技术总体而论,它包含了丰富的技术内容,涉及到飞机从设计、制造、使用(包括检查、维护、修理)直到退役的全过程,本手册不准备全部涉及。即使对于飞机结构损伤容限设计技术来说,也还包含了对损伤容限的设计和分析。损伤容限设计主要考虑结构布局设计和结构细节设计,本手册第一册虽然主要介绍的是结构耐久性细节设计,但其中也含有不少损伤容限设计的范例。如梁缘破损安全带板的设计就是多途径传力结构布局的典型应用实例。本册则着重介绍飞机结构损伤容限分析的工程实用方法。

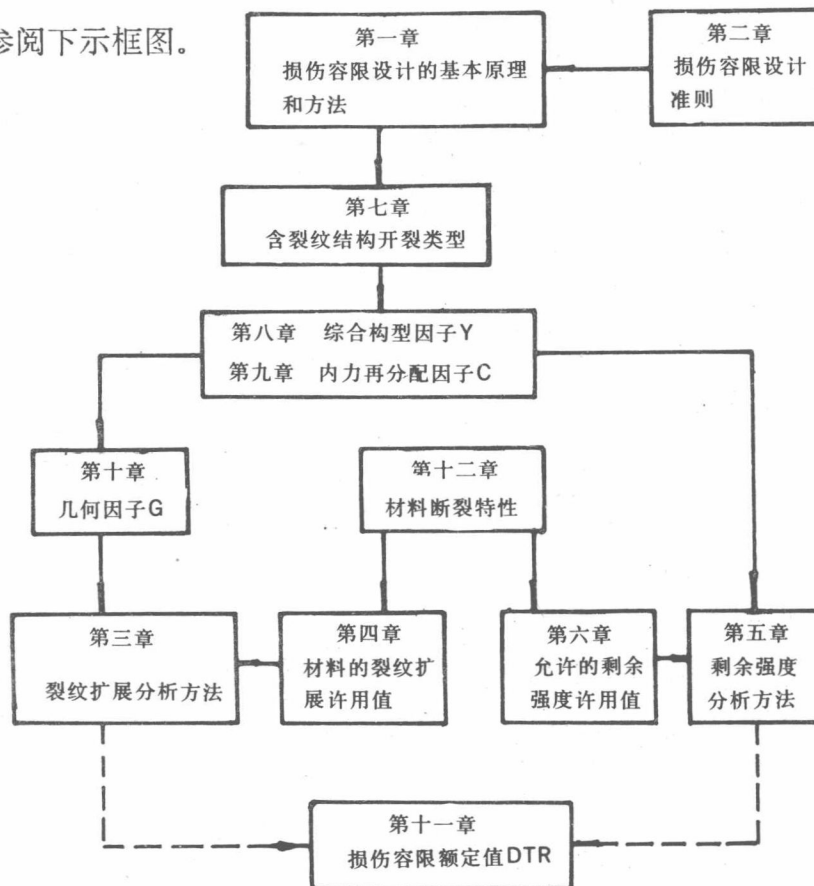
结构损伤容限分析技术,主要包括裂纹扩展分析和含裂纹结构剩余强度分析。八十年代以来,一些航空技术先进的国家,已将这一技术领域直接与机队检查维修相联系,建立了结构损伤容限额定值 DTR 分析技术。其实质即为裂纹检出概率分析,以校核结构检查大纲与结构损伤容限性能相匹配的程序。这里,所谓结构的损伤容限性能,系指裂纹扩展速率、剩余强度及结构细节的可达性、可检性和对各种裂纹检测方法的适应性等综合因素的结合。结构损伤容限额定值分析系统的建立,需要飞机承制方、使用方和有关管理部门三者密切协作又互相制约,在积累丰富实践经验和试验结果的基础上,共同完成大量的技术工作和技术组织与管理工作。现阶段,我国建立 DTR 系统的条件还不成熟。因此,本册主要介绍裂纹扩展分析和剩余强度分析的工程计算方法,对 DTR 分析方法,仅作原理性介绍。

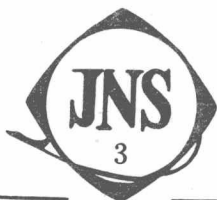
本册所介绍的裂纹扩展和剩余强度分析方法的理论基础是断裂力学。一般说来,经典线弹性断裂力学的计算结果已满足工程精度要求。但对于某些复杂结构的剩余强度分析,通常要采用弹塑性断裂力学才能满足工程精度。在许多情况下,还需采用以试验为基础的经验公式。本册所采用的计算公式,曲线和图表,绝大部分是参照先进国家有关资料编写的,大都经过计算或试验验证。部分因时间关系未及进行数值验证的内容,也都经过编写人员分析、比较、考证而认为基本可靠,可供作参考。对这部分内容,已在文中加以特别标识以示区别。

版次	日期	编	校
XF	1989.1		

本册共分十二章。第一章和第二章简要叙述飞机结构损伤容限技术的基本原理、方法和准则。对于初次接触这一技术领域的读者，在首次阅读这部分内容时，可先浏览一遍。待到读完全书且有一定的实际使用经验后，再回过头来重温这部分内容，理解将更为深透。第三章和第四章分别介绍裂纹扩展历程的计算方法和常用国产与国外飞机结构材料的裂纹扩展许用值。值得指出的是，本册将裂纹扩展速率的计算归结为三个控制参数的确定。这三个参数为材料的裂纹扩展许用值 M ，额定应力 S 和裂纹几何因子 G 。这种方法仅仅是一般文献资料中常见形式的一种规格化表示法，这种表达形式简单，直观、易为工程技术人员所接受。第五章和第六章分别说明含裂纹结构剩余强度的分析方法和剩余强度许用值。第七章主要介绍大型运输机结构的典型开裂类型以及在计算应力强度因子时要用到的两个重要参数—综合构型因子 Y (Y 因子) 和内力再分配因子 C (C 因子) 的编号。根据这些编号，读者即可方便地从第八章和第九章中分别查到 Y 因子和 C 因子的具体数值。综合构型因子 Y 表征不同结构构型和裂纹形式在单位应力强度时的无量纲应力强度因子，集中汇集在第八章。内力再分配因子 C 表征结构产生裂纹后，应力再分布对临近副裂纹裂尖处应力强度因子的影响。 C 因子集中汇集在第九章。第十章为几何因子 G (G 因子)，分别以曲线和表格形式给出，其实质为一系列以 Y 、 C 因子为积分函数的数值积分，因此可以快速估算裂纹从初始长度扩展到指定长度所经历的飞行次数。第十一章简要叙述了结构损伤容限额定值 DTR 技术的基本原理，并给出国外应用实例。第十二章列出了常用国产及国外飞机结构材料的断裂力学性能数值。

本册各章之间的关系可参阅下示框图。

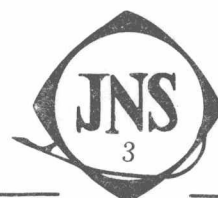




符 号

ADR	偶然损伤(或意外损伤)额定值
AD	偶然损伤(或意外损伤)
A	面积 (mm^2)
A_j	净面积 (mm^2)
A_m	毛面积 (mm^2)
B	框或桁条间距 (mm)
	断裂韧度试件厚度 (mm)
C	内力再分配因子
CCAR	中国民用航空条例
CAR	加拿大民用航空条例
CGR	结构的裂纹扩展比(地空地相对裂纹扩展损伤与总相对裂纹扩展损伤之比)
C_{jm}	胶接面剪切强度系数
$C_i, C_j, \dots$	各种基本情况的内力再分配因子
D	孔径(mm)
DTR	损伤容限额定值
DTR_{zd}	总损伤容限额定值
DTR_{yq}	损伤容限额定值要求
DFR	细节疲劳额定强度
d	紧固件孔间距, 或平均间距(mm)
	偏心裂纹板内裂纹中心线到板边的距离(mm)
DET	细查
ED	环境损伤
EDR	环境损伤额定值
F	紧固件柔度 (mm/N)
FAR	联邦民用航空条例(美国)
G	综合构型几何因子
GEN	一般目视检查
$G \cdot A \cdot G$	地空地循环
$\bar{G}$	无量纲几何因子
H	高度, 高向尺寸(mm)
H_{sx}	正则化紧固件塑性柔度
H_{tx}	正则化紧固件弹性柔度
I	惯性矩 (mm^4)
JAR	联合民用航空条例(西欧共同体国家)

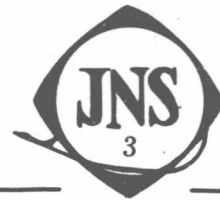
版次	日期	编	校
XF	1989.1		



$J_i, J_j, \dots$	各种基本情况的构型因子
K_{sc}	平面应力应力腐蚀开裂的应力强度因子门槛值($N/mm^{3/2}$)
K_{Isc}	平面应变应力腐蚀开裂的应力强度因子门槛值($N/mm^{3/2}$)
K	应力强度因子($N/mm^{3/2}$)
$\tilde{K}_c$	由初始裂纹长度和断裂应力计算得出的平面应力断裂韧度($N/mm^{3/2}$)
K_{Ic}	平面应变断裂韧度($N/mm^{3/2}$)
K_{max}	最大应力强度因子($N/mm^{3/2}$)
K_{yx}	有效应力强度因子($N/mm^{3/2}$)
K_{maxyx}	有效最大应力强度因子($N/mm^{3/2}$)
K_{minyx}	有效最小应力强度因子($N/mm^{3/2}$)
K_{cy}	前置超载引起的残余应力强度因子($N/mm^{3/2}$)
K_{max}^{chz}	超载的最大应力强度因子($N/mm^{3/2}$)
K_{dl}	$K_{dl} = \tilde{K}_c / Y[\sigma]_i$ ($mm^{1/2}$)
ΔK_{th}	疲劳裂纹扩展应力强度因子门槛值($N/mm^{3/2}$)
L	裂纹长度(mm)
L_0	初始裂纹长度(mm), 对应于给定检查级别和检查方法的可检损伤门槛值 (mm)
L_F	最终裂纹长度(mm)
L_c	临界裂纹长度(mm)
L_d	即时可检裂纹长度(mm)
L_{gd}	过渡裂纹长度(mm)
L_{yx}	有效裂纹长度(mm)
l_0	无量纲初始裂纹长度
l_f	无量纲最终裂纹长度
M	材料的裂纹扩展许用值
M_{Ti}	第 i 种试验室环境下的材料裂纹扩展参数
M_i	第 i 种试验室环境下材料裂纹扩展参数的加权百分数
M_c, M_f, M_r	分别为计及非标准环境, 频率和应力比时对 M_B 值的修正系数
M_r	相应于可靠性水平 r 的材料裂纹扩展许用值
M_B	当频率近似一赫(1HZ), 应力比为 0, 以及标准试验室大气环境下材料的裂纹扩展额定基准值。
M_T	计及与基准值不同的试验环境, 频率及应力比时所得的材料裂纹扩展额定值。 $M_T = M_B M_c M_f M_r$
NDI	无损检测
N_F	按飞行次数计算的寿命
N	按循环数计算的寿命



n	考虑扩展的裂纹尖端数目 过载系数
N_0	损伤检查周期 裂纹从 L_0 扩展到 L_c 的飞行次数
N_s	一次飞行中应力的循环次数
$\overline{N}$	平均检查间隔
P	材料的裂纹扩展特性参数之一, 表征材料裂纹扩展率曲线在双对数坐标中的斜率 压力强度(MPa) 间距(mm)
P_D	检出损伤的累积概率 在某个期间内, 按所有检查级别从机队中至少检查出一条裂纹的概率
P_d	在某个期间内, 按某个检查级别从机队中至少检查出一条裂纹的概率
P_s	在一次检查中, 查出裂纹的概率
P_1	检查到一架在所研究细节中带有损伤的飞机的概率
P_2	检查到所研究细节的概率
P_3	检查带损伤细节时, 检出损伤的概率
P_r	在某个期间内, 从机队中检查出裂纹的概率
$(P)_{syu}$	耳片剩余强度许用值(KN)
$(P)_j$	耳片静强度许用值(KN)
q	考虑正应力比对裂纹扩展率影响的材料常数
Q_{dx}	紧固件典型剪切强度(KN)
$(Q)_{jm}$	胶接面剪切许用值(KN)
$(Q)_{jq}$	紧固件剪切设计许用值(KN)
Q	紧固件连接的传剪能力, $Q = \frac{Q_{dx}}{d\delta}$, (MPa)
R	裂纹扩展阻力 应力比(最小应力与最大应力之比) 曲率半径(mm)
R_{yx}	有效应力比
R_{dj}	对接桁条或梁缘条与桁条的拉伸刚度比(A_{dj}/A_{ht})
R_{ht}	典型桁条蒙皮结构的拉伸刚度比($A_{ht}/B\delta_{mp}$)
R_{gk}	隔框与蒙皮的拉伸刚度比 ($\frac{A_{gk}}{B\delta_{mp}}$)
R_{zh}	典型止裂带蒙皮结构的拉伸刚度比。



R_{kzh}	$R_{kzh} = \frac{0.5A_{gk} + A_{zh}}{B\delta_{mp}}$
R_{yt}	关于梁缘的拉伸刚度比
R_{db}	关于带板的拉伸刚度比
R_{fb}	关于腹板的拉伸刚度比
r	材料裂纹扩展许用值的可靠性水平 超载比
	一次飞行的剖面应力级数
r_{jh}	超载截止比
SSI	重要结构项目
S	应力额定值, 额定应力 孔间距
S_{yx}	有效额定应力
SCC	应力腐蚀开裂
SURV	监视
SEF	谱效应因子, 是考虑谱载效应的额定应力与不考虑谱载效应的额定应力之比
T	每 10000 次飞行的总相对裂纹扩展损伤
t	深度, 较大的厚度尺寸(mm)
U	裂纹体特征尺寸, 用作裂纹长度无量纲化的参考基准
u	考虑负应力比对裂纹扩展率影响的材料常数
U_{dc}	突风速度
V_{EAS}	巡航当量空速
V_A	设计机动速度
V_c	设计巡航速度
V_B	对应最大突风强度的设计速度
V_D	设计俯冲速度
W	超载塑性区 板宽(mm), 宽度(mm)
w	后续载荷的塑性区
W_{yx}	有效超载塑性区
Y	考虑各种细节几何形状的综合构型因子($r = J_i \cdot J_j \cdot J_k \dots$)或称无量纲应力强度因子
y	承弯截面外层纤维至中性层的距离(mm)
z	孔侧边距 最小应力因子



α	裂纹检出概率曲线形状参数
μ	过渡型破坏形状因子
σ	正应力, 垂直于裂纹施加的毛面积应力(MPa 或 N/mm^2)
σ_b	材料抗拉强度极限(MPa 或 N/mm^2)
σ_{ck}	参考应力(MPa 或 N/mm^2)
$[\sigma]_m$	毛面积断裂许用应力(MPa 或 N/mm^2)
$[\sigma]_j$	净面积断裂应力的上限(MPa 或 N/mm^2)
σ_{max}	最大正应力(MPa 或 N/mm^2)
σ_{min}	最小正应力(MPa 或 N/mm^2)
$(\sigma_{max})_{yx}$	有效最大正应力(MPa 或 N/mm^2)
σ_s	材料拉伸屈服极限(MPa 或 N/mm^2)
σ_{syu}	剩余强度要求值(即破损安全载荷下的毛面积应力)(MPa 或 N/mm^2)
$[\sigma]_{syu}$	剩余强度许用值(MPa 或 N/mm^2)
δ	薄板的厚度(mm)
	变形(mm)
Φ	表征 σ_b 与 K_{Ic} 比值的材料参数, 即 $\Phi = \sigma_b / K_{Ic} \quad (mm^{-\frac{1}{2}})$
ΔN_i	每级载荷的次数
λ	裂纹检出概率曲线三参数方程特征长度

下 标

ck	参考	gk	隔框	mp	蒙皮
ch	长桁	hj	桁距	sy	上缘条
cy	残余	hl	桁条下裂纹,	syu	剩余
chz	超载		桁条间裂纹	wan	弯曲
db	带板	ht	桁条	xuy	许用
dj	对接	j	剪切, 紧固	xyt	下缘条
d/	当量	ig	紧固	ylt	应力梯度
dsh	对生(裂纹)	iy	挤压	yt	缘条
dx	典型	jzh	截止	yx	有效
fb	腹板	la	拉伸	zh	止裂, 止裂带
gd	过渡	mj	铆距		

版次	日期	编	校
XF	1989.1		