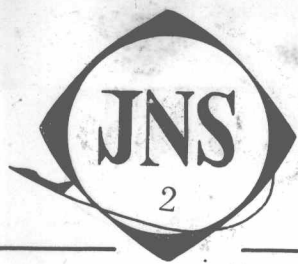


飞机结构耐久性及损伤容限设计手册

第二册

飞机结构的疲劳分析

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

第二册

飞机结构的疲劳分析

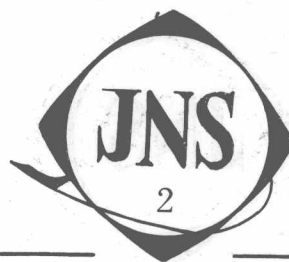


30267327

航空航天工业部科学技术研究院

680835

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 二 册

飞机结构的疲劳分析

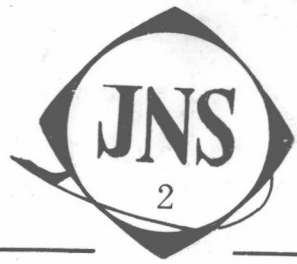
航空航天工业部科学技术研究院

西安飞机工业公司工程发展部印刷厂印刷

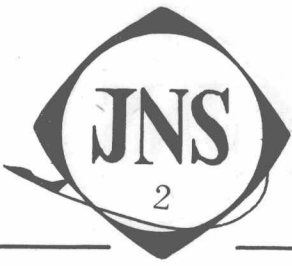
1989 年第一版, 1989 年第一次印刷

印 数: 1—1000

版次	日期	编	校
XF	1989.1		

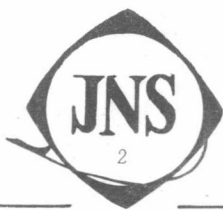


版次	日期	编	校
XF	1989.1		



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)

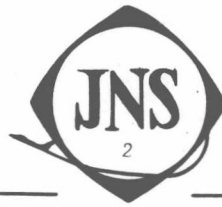
总审：何庆芝
审委：马占永 李克唐 吴富民 杨庆雄 张国梁 张行 赵金德
高占民 高镇同 颜鸣皋

第二册 编写人员

(以姓氏笔划为序)

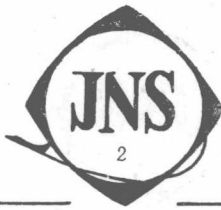
主编：俞树奎 主审：吴富民 高镇同
分工编委：仇仲翼 贾国荣 曹定国
编校：仇仲翼 孙洪川 李令芳 李素菊 何涇 肖凤琴 肖仁仕
张秀义 张熙箴 张民孚 孟繁沛 林富甲 周希沅 周枝伦
卓宁生 罗忠尧 杨玉功 郭洪全 符史坚 薛景川

版次	日期	编	校
XF	1989.1		



00-4

版次	日期	编	校
XF	1989.1		



前 言

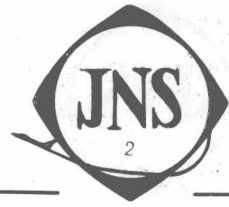
随着结构疲劳和断裂力学基础学科的长足进步,飞机性能不断提高的客观需要,对新研制飞机结构设计的要求也日益提高。军用飞机如此,相对长寿命的民用飞机更是如此。当代新研制的飞机结构多已按耐久性及损伤容限的原则指导设计。在这个领域里如何赶上和超过先进水平已成为结构设计师的一项重大的任务。我国正在研制或即将研制的机种中迫切需要一部《飞机结构耐久性及损伤容限设计》的指导性手册,以保证民用飞机研制符合适航规章的最低安全性、以及它的经济性、舒适性和可靠性,对军机而言,则需满足军用规范的要求。这就是编制本手册的主要宗旨。

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。

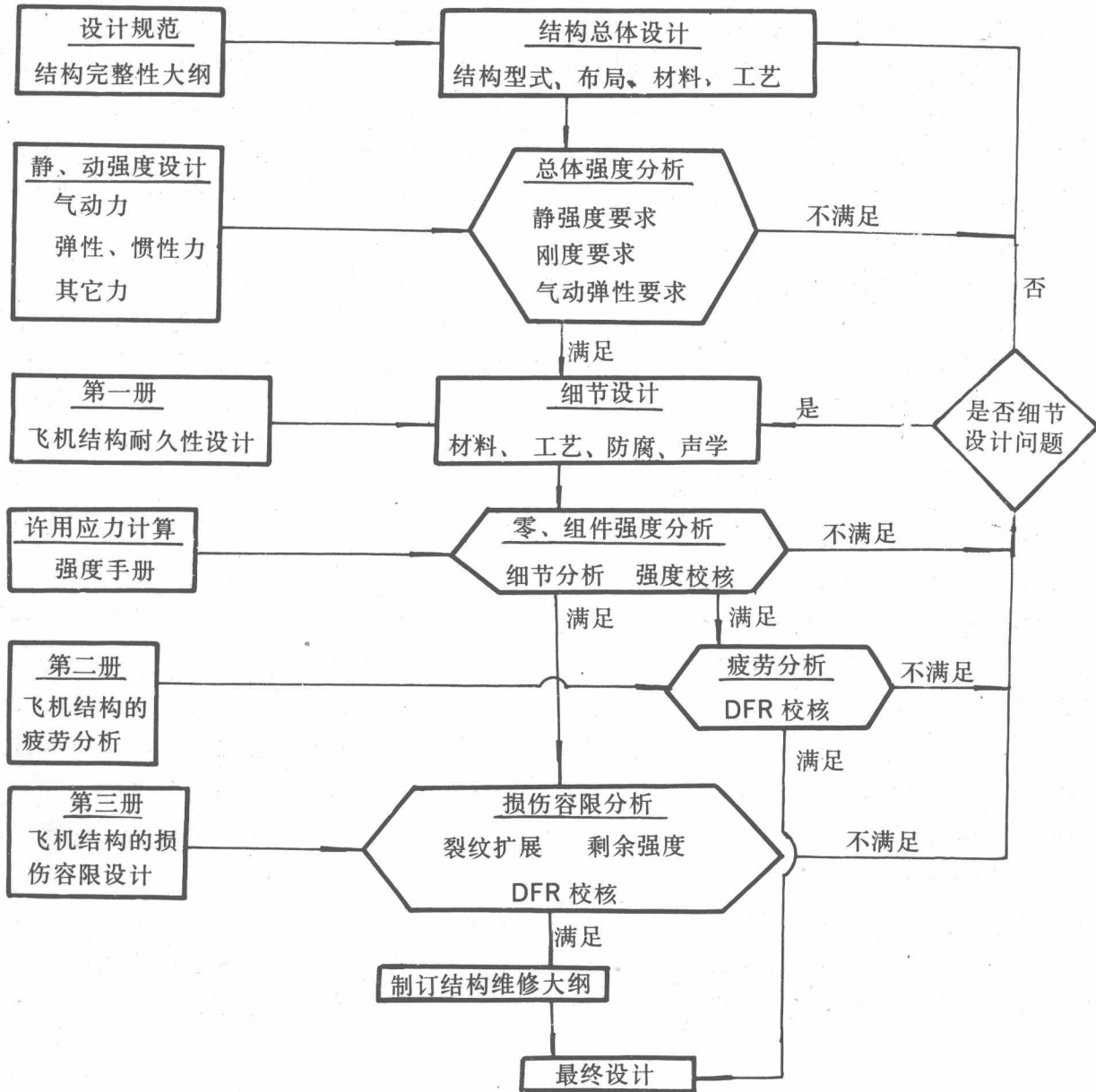
本手册共分为三册。第一册《飞机结构耐久性设计》,包含结构细节耐久性设计的一般原则并系统地介绍了飞机各部件经过国外机种实践考验的飞机结构细节设计的典型例子,以便设计时参考。第二册《飞机结构的疲劳分析》,介绍了以 DFR 为主要控制参数的结构细节疲劳寿命的计算方法。配合第一册内容,使设计人员不但在型式的选用上有了依据,而且在分析计算方面提供了简便的手段。第三册《飞机结构损伤容限设计》,介绍了结构损伤容限设计的基本原理和方法,同时以额定应力 S , 材料裂纹扩展许用值 M 和综合构型因子 Y 、内力再分配因子 C 及几何因子 G 为表征的裂纹断裂特性为基本控制参数,提供了含裂纹结构裂纹扩展和剩余强度计算的工程方法。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。

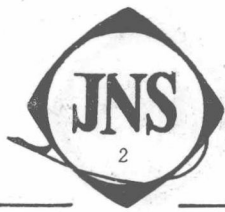
为了使读者能更深入地理解和运用,我们将陆续出版一些编写说明材料。随着设计经验的不断积累,为了便于修改和增补,本手册以活页形式装订发行。由于我们经验不足,以及对原资料的消化和考证受到条件的限制,难免出现错误,恳请读者给予指正。

版次	日期	编	校
XF	1989.1		



飞机结构完整性设计流程图

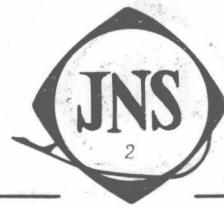




有效页次

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	3-0	1989.1	5.2-3~5.2-4	1989.1	5.6-3~5.6-4	1989.1
00-3	1989.1	3-1~3-2	1989.1	5.2-5~5.2-6	1989.1	5.6-5~5.6-6	1989.1
00-5~00-6	1989.1	3-3~3-4	1989.1	5.2-7~5.2-8	1989.1	5.6-7~5.6-8	1989.1
00-7~00-8	1989.1	3-5~3-6	1989.1	5.2-9~5.2-10	1989.1	5.6-9~5.6-10	1989.1
0-1	1989.1	3-7~3-8	1989.1	5.2-11~5.2-12	1989.1	5.7-0	1989.1
0-3~0-4	1989.1	3-9~3-10	1989.1	5.2-13~5.2-14	1989.1	5.7-1~5.7-2	1989.1
0-5	1989.1	3-11~3-12	1989.1	5.2-15~5.2-16	1989.1	5.7-3~5.7-4	1989.1
0-7	1989.1	3-13~3-14	1989.1	5.2-17~5.2-18	1989.1	5.7-5~5.7-6	1989.1
1-0	1989.1	3-15~3-16	1989.1	5.2-19~5.2-20	1989.1	5.7-7~5.7-8	1989.1
1-1~1-2	1989.1	3-17~3-18	1989.1	5.2-21~5.2-22	1989.1	5.7-9~5.7-10	1989.1
1-3~1-4	1989.1	3-19~3-20	1989.1	5.2-23	1989.1	5.7-11~5.7-12	1989.1
1-5~1-6	1989.1	3-21~3-22	1989.1	5.3-0	1989.1	5.7-13~5.7-14	1989.1
1-7~1-8	1989.1	4-0	1989.1	5.3-1~5.3-2	1989.1	5.7-15~5.7-16	1989.1
1-9~1-10	1989.1	4-1~4-2	1989.1	5.3-3~5.3-4	1989.1	5.7-17~5.7-18	1989.1
1-11~1-12	1989.1	4-3~4-4	1989.1	5.3-5	1989.1	5.7-19~5.7-20	1989.1
1-13~1-14	1989.1	4-5~4-6	1989.1	5.4-0	1989.1	5.7-21~5.7-22	1989.1
1-15~1-16	1989.1	4-7~4-8	1989.1	5.4-1~5.4-2	1989.1	5.7-23~5.7-24	1989.1
1-17~1-18	1989.1	4-9~4-10	1989.1	5.4-3~5.4-4	1989.1	5.7-25~5.7-26	1989.1
1-19~1-20	1989.1	4-11~4-12	1989.1	5.4-5~5.4-6	1989.1	5.7-27~5.7-28	1989.1
1-21~1-22	1989.1	4-13~4-14	1989.1	5.4-7~5.4-8	1989.1	5.7-29~5.7-30	1989.1
1-23~1-24	1989.1	4-15~4-16	1989.1	5.4-9~5.4-10	1989.1	5.7-31~5.7-32	1989.1
1-25~1-26	1989.1	4-17~4-18	1989.1	5.4-11~5.4-12	1989.1	5.7-33~5.7-34	1989.1
1-27~1-28	1989.1	4-19	1989.1	5.4-13~5.4-14	1989.1	5.7-35~5.7-36	1989.1
1-29~1-30	1989.1	5-0	1989.1	5.4-15~5.4-16	1989.1	5.7-37~5.7-38	1989.1
1-31	1989.1	5.1-0	1989.1	5.4-17~5.4-18	1989.1	5.7-39~5.7-40	1989.1
2-0	1989.1	5.1-1~5.1-2	1989.1	5.4-19~5.4-20	1989.1	5.7-41~5.7-42	1989.1
2-1~2-2	1989.1	5.1-3~5.1-4	1989.1	5.4-21~5.4-22	1989.1	5.7-43~5.7-44	1989.1
2-3~2-4	1989.1	5.1-5~5.1-6	1989.1	5.4-23~5.4-24	1989.1	5.7-45~5.7-46	1989.1
2-5~2-6	1989.1	5.1-7~5.1-8	1989.1	5.4-25~5.4-26	1989.1	5.7-47~5.7-48	1989.1
2-7~2-8	1989.1	5.1-9~5.1-10	1989.1	5.4-27~5.4-28	1989.1	5.7-49~5.7-50	1989.1
2-9~2-10	1989.1	5.1-11~5.1-12	1989.1	5.5-0	1989.1	5.7-51~5.7-52	1989.1
2-11~2-12	1989.1	5.1-13	1989.1	5.5-1~5.5-2	1989.1	5.7-53~5.7-54	1989.1
2-13~2-14	1989.1	5.2-0	1989.1	5.6-0	1989.1	5.7-55~5.7-56	1989.1
2-15	1989.1	5.2-1~5.2-2	1989.1	5.6-1~5.6-2	1989.1	5.7-57~5.7-58	1989.1

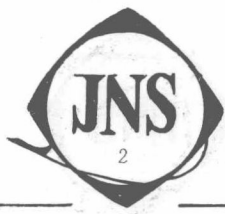
版次	日期	编	校
XF	1989.1		



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
5.7-59~5.7-60	1989.1	6-0	1989.1				
5.7-61~5.7-62	1989.1	6-0-1	1989.1				
5.7-63~5.7-64	1989.1	6-0-2	1989.1				
5.7-65~5.7-66	1989.1	6-0-3	1989.1				
5.7-67~5.7-68	1989.1	6-1~6-2	1989.1				
5.7-69~5.7-70	1989.1	6-3~6-4	1989.1				
5.7-71~5.7-72	1989.1	6-5~6-6	1989.1				
5.7-73~5.7-74	1989.1	6-7~6-8	1989.1				
5.7-75~5.7-76	1989.1	6-9~6-10	1989.1				
5.7-77~5.7-78	1989.1	6-11~6-12	1989.1				
5.7-79~5.7-80	1989.1	6-13~6-14	1989.1				
5.7-81~5.7-82	1989.1	6-15~6-16	1989.1				
5.7-83~5.7-84	1989.1	6-17~6-18	1989.1				
5.7-85~5.7-86	1989.1	6-19~6-20	1989.1				
5.8-0	1989.1	6-21~6-22	1989.1				
5.8-1~5.8-2	1989.1	6-23~6-24	1989.1				
5.8-3~5.8-4	1989.1	6-25~6-26	1989.1				
5.8-5~5.8-6	1989.1	6-27~6-28	1989.1				
5.8-7~5.8-8	1989.1	6-29~6-20					
5.8-9~5.8-10	1989.1	6-31~6-32					
5.8-11~5.8-12	1989.1	6-33					
5.8-13~5.8-14	1989.1						
5.8-15~5.8-16	1989.1						
5.8-17~5.8-18	1989.1						
5.8-19~5.8-20	1989.1						
5.8-21~5.8-22	1989.1						
5.8-23~5.8-24	1989.1						
5.8-25~5.8-26	1989.1						
5.8-27~5.8-28	1989.1						
5.8-29~5.8-30	1989.1						
5.8-31~5.8-32	1989.1						
5.8-33~5.8-34	1989.1						
5.8-35~5.8-36	1989.1						

版次	日期	编	校
XF	1989.1		



本 册 序 言

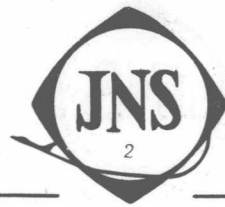
我国民用运输机适航条例及军用飞机强度和刚度规范要求飞机结构必须满足寿命和损伤容限准则。在进度紧迫的新机设计阶段，同时完成静强度和疲劳分析工作，确实是一项繁重的任务。本手册“飞机结构的疲劳分析”提供一种与静强度校核形式相似的简便的疲劳分析工程方法，使设计部门能在静强度计算的同时，迅速地完成疲劳分析，以保证机体结构满足耐久性要求。

本册的内容分为六章。第一章是“疲劳分析方法”，叙述疲劳分析的基本准则和步骤，并用图表形式给出计算实例。第二章“S—N 曲线和疲劳损伤图表”，给出经过标准化的 S—N 曲线和公式以及供地空地损伤比计算用的损伤图表。第三章是“使用载荷及载荷谱”，规定民用运输机的标准使用情况，说明这些情况中的载荷，并给出飞行机动谱、突风谱和地面载荷谱，以及相应的载荷当量分析图。第四章是“可靠性系数和可靠性准则”，叙述疲劳可靠性系数可靠性准则和结构试验或使用准则，给出双参数魏勃分布的特征寿命计算方法和形状参数 α 值，并给出试验及使用评估方法和实例。第五章“疲劳额定值”，给出国内外材料的 DFR 截止值和受拉、受剪、双向受载及机身蒙皮大开口情况下的许用值，给出了用计算方法确定许用值的公式，以及考虑孔充填，表面处理，埋头深度等因素的各种修正系数，最后给出确定许用值的各种计算实例。第六章“声疲劳”，给出以细节声额定值(DSR)为特征的结构声疲劳分析方法。

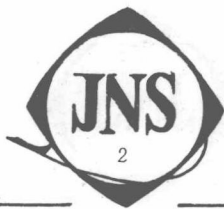
本册编写过程中，安排了近千件用国产材料和工艺生产的试件，对引自国外资料的重要数据和曲线，进行有重点的疲劳试验抽检。同时收集统计了国内材料和连接件的疲劳性能数据，对斜度参数 S 及魏勃分布形状参数 α 作出了初步的适用性评定。

本册适合于型号设计初期和疲劳校核阶段的疲劳分析使用。

版次	日期	编	校
XF	1989.1		

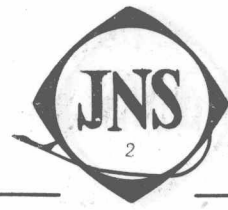


版次	日期	编	校
XF	1989.1		



符 号

A	孔充填系数; 面积
$a_1; a_2$	离散阵风统计参数
$B_1; B_2$	离散阵风统计参数
B	合金表面处理系数, 宽度、宽向尺寸
b	宽度、宽向尺寸
C	埋头深度系数, 内力再分配因子
C_A	开口角部轴力的附加系数
C_F	登机门前角部修正系数
D	材料迭层系数, 直径
d	直径
DFR	细节疲劳额定值
DFR_0	结构件最小允许使用的 DFR 值
DFR_{jz}	基本 DFR 值, 是 DFR 的基准值
DFR_{sx}	双向受载接头的细节疲劳额定值
DFR_{jq}	剪切载荷的细节疲劳额定值
DFR_{zx}	大开口周向细节疲劳额定值
DFR_{sy}	通过试验得到的细节疲劳额定值
E	螺栓夹紧系数, 弹性模量; 端距
e	偏心距, 孔中心到板边距离
F	粗糙度系数
F_e	紧固件弹性柔度系数
FRF	疲劳可靠性系数
G	重量
GAG	地—空—地
H	高度, 高向尺寸
h	高度, 高向尺寸
h_x	巡航高度
K	材料常数
K_t	应力集中系数
K_A	受轴力时开口角部的应力集中系数
K_S	受剪切时开口角部的应力集中系数
K_P	受内压时开口角部的应力集中系数

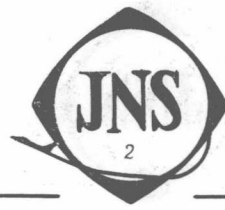


$(K_t)_j$	以净面积应力为参考应力的应力集中系数
$(K_t)_{md}$	以毛面积应力为参考应力的应力集中系数
$(K_t)_\tau$	以剪应力峰值与参考剪应力之比定义的应力集中系数
L	长度, 长向尺寸
l	长度, 长向尺寸
L_T	耳片厚度系数,
L_S	耳片形状系数,
L_D	耳片尺寸系数,
L_θ	耳片斜载荷系数
M	M 数
M_c	焊接错位系数
N	疲劳寿命, 疲劳破坏周次, 载荷超越次数, 轴力
$N_{95/95}$	可靠性寿命
n	紧固件排数
Δn_{CGY}	重心 Y 向过载系数增量
Δn_{CGZ}	重心侧向过载系数增量
n_d	试件或构件所含相似关键细节数
NDT	无损检测
P	外载荷, 概率
ΔP	压差
P_{ch}	长桁载荷
Q_{dx}	紧固件典型剪切强度
$[Q]_{jt}$	紧固件剪切强度设计许用值
Q_s	紧固件屈服载荷
q	剪流
R	应力比, 可靠度
R_c	构件疲劳额定值系数
R_{dj}	对接桁条或梁缘的刚度比
R_{ht}	典型桁条的刚度比
S	标准 S-N 曲线斜度参数, 耳片腰部宽度, 紧固件间距
S_C	置信系数
S_R	可靠性系数
S_T	试件系数
T	推力, 按时间计的寿命
T_c	叉耳厚度
T_e	耳片厚度



t	飞行时间, 深度, 较大的厚度尺寸
t_p	凸台厚度
t_{yx}	开口角部结构有效厚度
U	凸台有效系数
U_{dl}	当量阵风速度
U_{zd}	折算当量阵风速度
V	速度
V_{dl}	当量空速
W_c	叉耳宽度
U_{dl}	耳片宽度
α	形状参数
β	特征寿命
η	加工分散度系数
φ	双向受载接头许用值的修正系数
σ	正应力
σ_a	交变应力
σ_{ck}	参考应力
σ_{fzh}	峰值应力
σ_{jb}	计算部位的应力
σ_{jy}	挤压应力
σ_m	平均应力
σ_{md}	毛面积应力
σ_{max}	最大正应力
σ_{mo}	σ_a 为零时的破坏应力
$(\sigma_a)_{dl}$	当量交变应力
$(\sigma_m)_{dl}$	当量平均应力
τ	剪应力
τ_{ck}	参考剪应力
τ_{fzh}	峰值剪应力
ψ	载荷传递系数
ω	双向应力相对比

版次	日期	编	校
XF	1989.1		



版次	日期	编	校
XF	1989.1		