

MIL-A-8860B(AS)系列

美国军用规范
飞机强度和刚度

航空航天工业部 飞机强度规范研究室
飞行试验研究中心

1988.10

V215
1005

美国军用规范 飞机强度和刚度

MIL-A-8860B (AS) 系列

1987.5.20



航空航天工业部
飞行试验研究中心 飞机强度规范研究室

1988.10

656962

出版说明

MIL-A-8860B(AS)飞机强度和刚度系列规范,是美国海军于1987年5月20日制订并经美国国防部批准颁布使用的军用规范。为了及时了解和研究国外规范发展情况,航空航天工业部六三〇研究所飞机强度规范研究室组织了翻译和出版工作。

美国海军总结了1960年海军编写的MIL-A-8860(ASG)强度和刚度系列规范、1971年空军编写的MIL-A-008860A(USAF)强度和刚度系列规范以及1985年空军编写的MIL-A-87221飞机结构通用规范的内容和使用经验,编制了该系列规范。该系列规范既保持了系列规范的完整性,又体现了目前新机设计思想,对我国军用飞机强度规范研究和新机设计有重要的使用价值和参考意义。主要包括:

MIL-A-8860B(AS)	总则;
MIL-A-8861B(AS)	飞行载荷;
MIL-A-8863B(AS)	海军所购飞机的地面载荷;
MIL-A-8865(ASG)1960年	其它载荷;
MIL-A-8866B(AS)	可靠性要求、重复载荷、疲劳和损伤容限;
MIL-A-8867C(AS)	地面试验;
MIL-A-8868B(AS)	数据和报告;
MIL-A-8869B(AS)	核武器效应;
MIL-A-8870B(AS)	振动、颤振和发散。

作为配套规范使用, MIL-T-81259A(AS)系留装置、机体设计要求也一并翻译出版。

同时该系列规范中又公布了空军的取消通告单。取消通告有:

MIL-A-008860A(USAF)	通告1;
MIL-A-008861A(USAF)	通告;
MIL-A-8864A(ASG)	通告1;
MIL-A-008865A(USAF)	通告1;
MIL-A-008866B(USAF)	通告1;
MIL-A-83444(USAF)	通告1;
MIL-A-008867B(USAF)	通告1;
MIL-A-008869A(USAF)	通告1;
MIL-A-008870A(USAF)	通告1。

参加该系列规范翻译和校对工作的同志有:马保林、汤吉晨、王仲燕、秦国兴、黄文静、谢婉玲、蒋祖国、王记、孙书田、黄舜琪、何泾、王根元、陈昭灼、胡昌荣等。

李昭广同志负责编辑出版工作。

由于时间仓促，水平有限，在译校过程中难免有不足之处，读者发现问题时，请及时函告我们，以并表示谢意。

航空 航天 工业部 飞机强度规范研究室
飞行试验研究中心

1988年8月1日

总 目 录

MIL-A-8860B(AS)	总则..... (1)
MIL-A-008860A(USAF)	通告1 (20)
MIL-A-8861B(AS)	飞行载荷..... (21)
MIL-A-008861A(USAF)	通告..... (43)
MIL-A-8863B(AS)	海军所购飞机的地面载荷..... (45)
MIL-A-8864(ASG)	通告1 (79)
MIL-A-8865(ASG)	其它载荷..... (81)
MIL-A-008865A(USAF)	通告1 (91)
MIL-A-8866B(AS)	可靠性要求、重复载荷、疲劳和损伤容限..... (93)
MIL-A-008866B(USAF)	通告1..... (106)
MIL-A-83444 (USAF)	通告1..... (107)
MIL-A-8867C(AS)	地面试验 (109)
MIL-A-008867B(USAF)	通告1..... (155)
MIL-A-8868B(AS)	数据和报告 (157)
MIL-A-8869B(AS)	核武器效应 (221)
MIL-A-8869A(USAF)	通告1..... (227)
MIL-A-8870B(AS)	振动、颤振和发散 (229)
MIL-A-8870A(USAF)	通告1..... (267)
MIL-T-81259A(AS)	系留装置、机体设计要求 (269)

MIL-A-8860B(AS)

总 则

目 录

1	范围	(5)
1.1	范围	(5)
1.2	修改和补充	(6)
2	有关文件	(6)
2.1	政府文件	(6)
2.1.1	规范、标准和手册	(6)
2.1.2	其它政府文件(出版物)	(7)
2.1.3	其它出版物	(7)
2.2	优先顺序	(7)
3	要求	(7)
3.1	一般要求	(7)
3.1.1	术语	(7)
3.1.2	限制载荷	(7)
3.1.3	极限载荷	(7)
3.1.4	变形	(7)
3.1.4.1	操纵系统	(8)
3.1.5	载荷和温度重新分布	(8)
3.1.6	附加载荷	(8)
3.1.7	瞬态响应	(8)
3.1.8	对热影响的考虑	(8)
3.1.9	批准更改	(8)
3.1.10	破损安全	(8)
3.1.11	外挂位置	(8)
3.2	设计强度	(9)
3.2.1	设计数据和材料许用性能	(9)
3.2.1.1	铸件	(9)
3.2.1.2	锻件	(9)
3.2.2	设计用的材料性能	(9)

3.2.2.1	晶粒方向	(9)
3.2.2.2	温度效应	(9)
3.2.2.3	振动影响	(9)
3.3	准则的确定	(9)
3.4	飞行载荷	(10)
3.5	陆上飞机的着陆和地面操作载荷	(10)
3.6	舰基飞机的附加载荷	(10)
3.7	其它载荷	(10)
3.8	重复载荷和疲劳	(10)
3.9	地面试验	(10)
3.10	数据和报告	(10)
3.10.1	符号和轴系	(10)
3.11	特种武器效应	(10)
3.12	振动、颤振和发散的防止	(10)
3.13	系留设计要求	(10)
3.14	飞行试验	(10)
4	质量保证规定	(10)
5	包装	(10)
6	注释	(10)
6.1	预定用途	(10)
6.2	订货资料	(10)
6.3	定义和符号	(10)
6.3.1	构形	(10)
6.3.1.1	基本构形	(10)
6.3.1.2	改出俯冲或高阻构形	(11)
6.3.1.3	高升力构形	(11)
6.3.1.4	着陆进场构形	(11)
6.3.1.5	起飞构形	(11)
6.3.1.6	飞机种类	(11)
6.3.2	设计重量	(11)
6.3.2.1	最小飞行重量	(11)
6.3.2.2	基本飞行设计重量	(11)
6.3.2.3	最大设计重量	(11)
6.3.2.4	着舰设计重量	(12)
6.3.2.5	陆基飞机着陆设计重量	(12)
6.3.2.6	陆基飞机最大着陆设计重量	(12)
6.3.2.7	起吊设计重量	(12)
6.3.3	速度	(12)
6.3.3.1	校正空速(CAS)	(12)

6.3.3.2	当量空速(EAS)	(12)
6.3.3.3	指示空速(IAS)	(12)
6.3.3.4	真空速(TAS)	(12)
6.3.3.5	弹射器末端空速(V_C)	(12)
6.3.3.6	最大平飞速度(V_H)	(12)
6.3.3.7	限制速度(V_L)	(13)
6.3.3.8	着陆进场和起飞限制速度(V_{LF})	(13)
6.3.3.9	最小进场速度(V_{PA})	(13)
6.3.3.10	失速速度(V_S)	(13)
6.3.3.11	有动力时的失速速度(V_{SPA})	(13)
6.3.3.12	失速速度(V_{SL})	(13)
6.3.4	其它	(13)
6.3.4.1	急剧操纵位移	(13)
6.3.4.2	严重情况	(13)
6.3.4.3	载荷系数N	(13)
6.3.4.4	限制载荷或限制载荷系数	(13)
6.3.5	MIL-A-8860系列	(13)
6.4	代替资料	(13)
6.5	主题词(关键词)表	(13)
6.6	对原来版本的更改	(14)

MIL-A-8860B(AS)

总 则

目 录

1	范围	(5)
1.1	范围	(5)
1.2	修改和补充	(6)
2	有关文件	(6)
2.1	政府文件	(6)
2.1.1	规范、标准和手册	(6)
2.1.2	其它政府文件(出版物)	(7)
2.1.3	其它出版物	(7)
2.2	优先顺序	(7)
3	要求	(7)
3.1	一般要求	(7)
3.1.1	术语	(7)
3.1.2	限制载荷	(7)
3.1.3	极限载荷	(7)
3.1.4	变形	(7)
3.1.4.1	操纵系统	(8)
3.1.5	载荷和温度重新分布	(8)
3.1.6	附加载荷	(8)
3.1.7	瞬态响应	(8)
3.1.8	对热影响的考虑	(8)
3.1.9	批准更改	(8)
3.1.10	破损安全	(8)
3.1.11	外挂位置	(8)
3.2	设计强度	(9)
3.2.1	设计数据和材料许用性能	(9)
3.2.1.1	铸件	(9)
3.2.1.2	锻件	(9)
3.2.2	设计用的材料性能	(9)

3.2.2.1	晶粒方向	(9)
3.2.2.2	温度效应	(9)
3.2.2.3	振动影响	(9)
3.3	准则的确定	(9)
3.4	飞行载荷	(10)
3.5	陆上飞机的着陆和地面操作载荷	(10)
3.6	舰基飞机的附加载荷	(10)
3.7	其它载荷	(10)
3.8	重复载荷和疲劳	(10)
3.9	地面试验	(10)
3.10	数据和报告	(10)
3.10.1	符号和轴系	(10)
3.11	特种武器效应	(10)
3.12	振动、颤振和发散的防止	(10)
3.13	系留设计要求	(10)
3.14	飞行试验	(10)
4	质量保证规定	(10)
5	包装	(10)
6	注释	(10)
6.1	预定用途	(10)
6.2	订货资料	(10)
6.3	定义和符号	(10)
6.3.1	构形	(10)
6.3.1.1	基本构形	(10)
6.3.1.2	改出俯冲或高阻构形	(11)
6.3.1.3	高升力构形	(11)
6.3.1.4	着陆进场构形	(11)
6.3.1.5	起飞构形	(11)
6.3.1.6	飞机种类	(11)
6.3.2	设计重量	(11)
6.3.2.1	最小飞行重量	(11)
6.3.2.2	基本飞行设计重量	(11)
6.3.2.3	最大设计重量	(11)
6.3.2.4	着舰设计重量	(12)
6.3.2.5	陆基飞机着陆设计重量	(12)
6.3.2.6	陆基飞机最大着陆设计重量	(12)
6.3.2.7	起吊设计重量	(12)
6.3.3	速度	(12)
6.3.3.1	校正空速(CAS)	(12)

6.3.3.2	当量空速(EAS)	(12)
6.3.3.3	指示空速(IAS)	(12)
6.3.3.4	真空速(TAS)	(12)
6.3.3.5	弹射器末端空速(V_C)	(12)
6.3.3.6	最大平飞速度(V_H)	(12)
6.3.3.7	限制速度(V_L)	(13)
6.3.3.8	着陆进场和起飞限制速度(V_{LF})	(13)
6.3.3.9	最小进场速度(V_{PA})	(13)
6.3.3.10	失速速度(V_S)	(13)
6.3.3.11	有动力时的失速速度(V_{SPA})	(13)
6.3.3.12	失速速度(V_{SL})	(13)
6.3.4	其它	(13)
6.3.4.1	急剧操纵位移	(13)
6.3.4.2	严重情况	(13)
6.3.4.3	载荷系数N	(13)
6.3.4.4	限制载荷或限制载荷系数	(13)
6.3.5	MIL-A-8860系列	(13)
6.4	代替资料	(13)
6.5	主题词(关键词)表	(13)
6.6	对原来版本的更改	(14)

1987年5月20日

代 替

1960年5月18日

军 用 规 范

飞 机 强 度 和 刚 度

总 则

本规范业经批准,供海军部海军航空系统司令部内部使用,也可供国防部所属各部和各机构使用。

1 范围

1.1 范围 本规范包含一般要求,这些要求与其它有关规范一起规定了有人驾驶固定翼飞机的结构设计、分析、试验和数据要求。这些要求包括(但不限于)下列内容:

- a. 包括固定设备和有用载重项目的支承结构和转载结构在内的飞机结构的强度和刚度。
- b. 横向、纵向和航向操纵面、俯冲减速板或减速板、增升装置、调整片、稳定器、扰流片、某些其它机构操作的操纵系统以及相应的转载结构的强度和刚度。
- c. 起落架的缓冲特性和强度,以及这些装置的操纵系统和转载结构的强度和刚度,机轮、轮胎和刹车要求也包括在内。
- d. 作为飞机整体部分保证传递弹射作用力给飞机以及与舰基或岸基拦阻装置和拦阻网接合结构的强度。
- e. 锚链固定装置的强度,在起吊、顶起、牵引、系留和其它地面或甲板操作情况下飞机的强度。

有益的意见(建议、增补、删除)和可用以改进本文件的任何有关资料,应采用附在本文件最后的、带有地址的标准化文件改进建议书(DD Form 1426),或用信寄给海军航空工程中心系统工程和标准化部(Code 93), Lakehurst, NJ 08733-5100。

AMSC N/A

FSC 1510

分发表明A:批准公开出版,分发不受限制。

- f. 颤振和其它气动弹性不稳定性的预防以及航空声学 and 振动特性。
- g. 特种武器效应的确定。
- h. 结构设计、分析和试验数据。
- i. 为得到有关强度、刚度和载荷等资料所进行的实验室试验和飞行试验。
- j. 定义。

1.2 修改和补充 在签订有人驾驶飞机的合同时，本规范可以按种类、细节和设计数据规范及其补充进行修改和补充。

2 有关文件

2.1 政府文件

2.1.1 规范、标准和手册 下列规范、标准和手册在本规范规定的范围内构成本规范的一部分，除非另有规定，这些文件的版本应是要求引用的列在“国防部规范与标准索引 (DODISS)”及其补充的版本。

规范

联邦规范

QQ-A-367 铝合金锻件

军用规范

MIL-F-7190 飞机/航天装备和特种武器使用的钢锻件

MIL-D-8708 飞机验证要求

MIL-A-8861 飞机强度和刚度 飞行载荷

MIL-A-8863 飞机强度和刚度 海军所购飞机的地面载荷

MIL-A-8865 飞机强度和刚度 其它载荷

MIL-A-8866 飞机强度和刚度 可靠性要求、重复载荷和疲劳

MIL-A-8867 飞机强度和刚度 地面试验

MIL-A-8868 飞机强度和刚度 数据和报告

MIL-A-8869 飞机强度和刚度 特种武器效应

MIL-A-8870 飞机强度和刚度 振动、颤振和发散

MIL-A-21180 高强度铝合金铸件

MIL-A-22771 铝合金锻件的热处理

MIL-T-81259 系留装置、机体设计要求

MIL-F-83142 飞机和航天使用的钛合金锻件

标准

军用标准

MIL-STD-210 军用设备的气候极值

MIL-STD-1374 飞机的重量和平衡数据报告表格

MIL-STD-2175 铸件的分类和检验

手册

军用手册

MIL-HDBK-5 航天飞行器结构用金属材料 and 元件

MIL-HDBK-17 航天飞行器用塑料 第一部分 增强塑料

MIL-HDBK-23 结构夹层复合材料

2.1.2 其它政府文件(出版物) 下列其它政府文件(出版物)在本规范规定范围内构成本规范的一部分。除非另有规定,其版本应是要求之日有效的版本。

出版物

海军航空系统司令部

SD-24 飞机武器系统设计和制造通用规范

(承包方因特定采购事项而需要的规范、标准、手册和其它政府文件(出版物)的副本,应由订货方提供或按合同官员的意见取得。)

2.1.3 其它出版物 下列文件在本规范规定范围内构成本规范的一部分。除非另有规定,国防部采用的文件版本应是要求列入的《国防部规范和标准索引》的版本。除非另有规定,没有列入《国防部规范和标准索引》的文件版本应是要求之日现行的非政府文件版本。

美国国家标准学会(ANSI)

ANSI Y10.7——航空科学字母符号

(索取副本应致函美国国家标准学会纽约市百老汇1430号, NY10018。)

(非政府标准或其它出版物通常可从制定单位或分发文件单位得到。这些文件也可以在图书馆或其它情报服务单位或通过这些单位得到。)

2.2 优先顺序 倘若本规范正文与其中所引用的参考文献(有关的细节规范、分规范或MS标准除外)相矛盾,应优先采用本规范。然而,本规范未作规定的内容,应采用适用的法则和条例,除非专门声明不能采用。

3 要求

3.1 一般要求 本规范要求应适用于有人驾驶固定翼飞机,订货方同意的特殊变动除外。这些要求对一般使用是根据设计飞机的特定种类和对于该设计的基本、间断及训练任务的执行而选择的。作为改进飞机构造应遵守SD-24的制造和工艺要求,以保证飞机满足本规范、MIL-A-8861、MIL-A-8863、MIL-A-8865、MIL-A-8866、MIL-A-8867、MIL-A-8868、MIL-A-8869和MIL-A-8870的设计要求。

3.1.1 术语 术语、术语的定义和符号应与6.3一致。

3.1.2 限制载荷 除非另有规定,本规范和第2章中的参考规范的任何部分提到的载荷系数和载荷公式,均指限制载荷。

3.1.3 极限载荷 除说明了是特定的极限载荷受载情况外,极限载荷是由极限安全系数乘以限制载荷得到的。在设计极限载荷下不应发生破坏。除在某些情况下,考虑到附加安全、刚度、质量保证和磨损,而要规定附加强度或放大安全系数外,结构设计所用的极限安全系数应为1.5。

3.1.4 变形 由重复载荷作用和设计限制载荷作用而引起的弹性变形、永久变形和热变形的累积效应不应妨碍飞机的机械操作,不应有害地影响飞机的气动力特性、且不应未经订货方特别同意而要求修理或更换零件,当按结构试验规定进行静态或动态加载时,以及以载荷或下沉速度增量加载时,本要求适用于飞行样机,也适用于结构试验样机。

3.1.4.1 操纵系统 对于飞行受载情况,在限制载荷范围内*,所有载荷不应引起操纵面和邻接结构之间操纵系统的卡滞或干扰以致于妨碍飞行操纵安全。

3.1.5 载荷和温度重新分布 如果由于限制飞行受载情况和地面受载情况引起结构的热、弹性和气动弹性变形,则外载荷和温度分布应包括这些变形的影响。载荷重新分布及其大小应考虑由热引起的变形效应、由表面温度变化引起的气动载荷重新分布、由热应力及其它热效应引起的刚度变化和气动弹性引起的变形。

3.1.6 附加载荷 由于起落架和襟翼的收放、炸弹舱门的开和关后保留的剩余载荷,或承包方在飞机维护说明书中规定的装配载荷造成的剩余载荷和在安装斜支撑时引起的预加载荷都必须与有关的受载情况引起的载荷同时考虑。由于军械及其装置使用、喷射气流、发动机排气冲击以及发动机最大功率作用在飞机结构上的载荷,应与在地面停放和在飞行中(尾旋除外)基本构形和高阻构形以及着陆(如果适用)中作用在飞机结构上的载荷同时考虑。

3.1.7 瞬态响应 载荷的大小和分布应包括由于瞬态或突然施加的载荷引起的结构动响应效应,诸如急剧机动飞行、特种武器发射、阵风、着陆、滑行、空中制动机轮、弹射器打火保险装置突然解除、弹射、弹射牵引力的响应、拦阻、拦阻装置甲板拦阻索的振动、甲板拦阻索上拦阻钩的滑动、起飞助推装置载荷、打炮、外挂物投放或发射以及货物降落伞投放等引起的动响应。

3.1.8 对热影响的考虑 飞机设计应对下列影响采取措施:伴随机内发动机和其它热源工作的热影响,在MIL-STD-210中规定的和外推到包括实用升限的大气冷热温度随高度变化关系一致的大气环境中使用的影响、气动加热、在舰上弹射操作时在升高喷焰偏转器(JBD)前后两种情况下的热影响。这些影响应包括飞机进入或退出与预期使用一致的气动加热情况飞行时的稳态和过渡状态的影响。设计应包括为飞机在计划使用寿命期内的时间-温度-载荷历程累积效应采取措施。

3.1.9 批准更改 在原合同要求规定之后批准的政府负责的更改,除非更改特别指明外,不应增加或减少原结构设计总重。把结构设计要求的细节规范应用到特定的结构设计总重的飞机的更改所引起的所有载荷、载荷系数、加速度和受载情况,更改的飞机应满足强度要求。

3.1.10 破损安全 整个机体应设计成在单个结构元件损坏后,既不会造成飞机灾难性的破坏,也不会妨碍飞机继续安全地飞向计划飞行目的地或航空母舰。需要采用多路、备用传力路线和系统及其它破损安全原则以达到这种能力。对于这种破损安全要求,规定机体包括主系统的所有结构元件和动力装置的所有结构连接与支承元件,由于这些元件的损坏才可以导致飞机在其结构设计速度限制范围内的不可控制的运动,妨碍飞机达到足够低的速度,从而影响安全着陆,以及使飞机在飞行设计情况下的极限安全系数从1.5降至1.0以下。

3.1.11 外挂位置 应对所有飞行情况,包括所有飞行姿态和各种偶然事件(例如发动机失速)以及细节规范规定的各种可能的外挂物组合的所有地面受载情况,均应保证每一外挂位置规定的强度。在每一外挂位置上,飞机对动载荷响应所引起的载荷,不应超过承包方提供的外挂或悬挂设备的强度限制。

*原文为极限载荷(Ultimate load)——译者注。

3.2 设计强度 在所有设计情况下, 应这样保证强度: 在限制载荷下, 不应超过材料的许用屈服应力; 在极限载荷下, 不应超过材料的许用极限应力。在重复载荷和疲劳情况下, 应这样保证强度: 结构的疲劳寿命应等于或超过包括规定分散系数在内的规定寿命。可动气动力面接头结构设计的连续性应是这样: 即在静载荷和/或重复载荷作用下, 整个装置的起始损坏应是可动面或固定面的主要损坏, 而不是接头的损坏。

3.2.1 设计数据和材料许用性能 设计数据和材料性能应从MIL-HDBK-5和MIL-HDBK-23或订货方认可的其它资料得到。应该用来代替MIL-HDBK-17的SD-24包含有纤维复合材料要求, 它也包含高强度钢使用的补充要求。可以使用基于静力和疲劳试验数据而非手册数据的并经订货方认可的许用性能。除指明纤维复合材料适用SD-24的要求外, 未包括在上述手册中的性能数据, 应以合适手册中相应数据所采用的方法给予验证和分析。当需要求得金属材料、非金属材料 and 复合材料的数据和性能时, 试验材料、工艺和复合材料应与生产型飞机计划使用的一致。上述得到的最低保证性能应用于设计目的, MIL-HDBK-5中的A值应用于破坏后会导致飞机损失或失去控制的那些结构件的设计, 也用于不作结构试验的结构件的设计。经订货方批准, 破坏后仅引起载荷重新分布而不导致飞机损失或失去控制的结构件, 其设计可以使用MIL-HDBK-5中的B值。复合材料结构件的设计应使用平均值的85%或B值的85%, 取其中较小者。为了通过分析计算验证结构的完整性, 材料的公称规格应是容差之间的平均规格。

3.2.1.1 铸件 铸件应根据MIL-STD-2175进行分类和检查。除应使用3.2.1条规定的设计数据和材料许用性能外, 结构用铝铸件应符合MIL-A-21180的要求。对于限制载荷和极限载荷计算, 用MIL-HDBK-5中的A值计算的安全余量不应小于0.33。对于16-4PH铸件应使用AMS5343。除细节规范规定外, 任何受力结构件不允许使用铸件。

3.2.1.2 锻件 钢结构锻件应根据MIL-F-7190、铝结构锻件应根据MIL-A-22771和QQ-A-367、钛结构锻件(如果适用)应根据MIL-F-83142设计和生产。锻件材料的晶粒流向应是锻件固有的需要的特性。

3.2.2 设计用的材料性能 结构设计用的材料物理性能的选取, 应包括考虑影响许用强度的所有因素。这些因素包括(但不限于)晶粒方向、制造工艺、静态的、重复的、瞬态的、振动和冲击载荷的性质、应力集中区、导致应力腐蚀的因素或情况、与整个计划使用一致的工作环境以及工作环境对有后效的物理性能的影响。

3.2.2.1 晶粒方向 设计中使用的许用应力不应超过制造形成的适用于晶粒方向的许用应力。事实上, 结构件的设计应使危险应力方向相应于锻造、辗压、挤压和其它制造过程形成的晶粒方向是有利的。

3.2.2.2 温度效应 设计中使用的许用应力的选取, 应包括考虑材料强度降低这一因素。材料强度的降低是由于预期最高温升和包括最高和最低暴露温度以及包括累积效应在内的持续暴露温升的温度环境中, 以及加载速率和载荷幅值所造成的。许用应力还应根据蠕变、热膨胀、连接紧固件松动和温升疲劳选取。

3.2.2.3 振动影响 设计中选择许用强度值时, 应考虑持续振动和重复载荷对材料强度的影响。

3.3 准则的确定 目的是在合理的基础上确定结构准则。应使用本规范和MIL-A-8860系列中其它规范叙述的准则, 判明其它准则更为合理或由于所考虑飞机的特殊