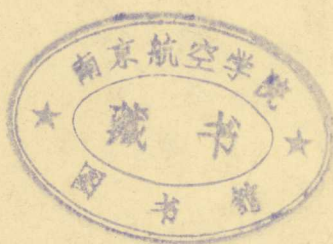


军用飞机强度规范

④

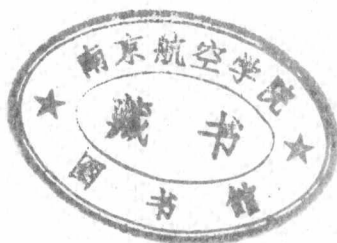


航空工业部

一九八四年四月

总 目 录

第一册	总则.....	(1)
第二册	飞行载荷.....	(13)
第三册	其它载荷.....	(37)
第四册	地面载荷.....	(55)
第五册	水上飞机的水动载荷和地面维护载荷.....	(75)
第六册	可靠性要求和疲劳载荷.....	(91)
第七册	气动弹性不稳定性.....	(113)
第八册	振动.....	(129)
第九册	地面试验.....	(143)
第十册	飞行试验.....	(169)
第十一册	文件和报告.....	(191)



军用飞机强度规范

第 一 册

总 则

軍用飛行機製造廠

第一圖

總興

目 录

1 一般规定	(5)
1.1 适用范围	(5)
1.2 有关文件	(5)
1.3 坐标系	(5)
1.4 飞机分类	(5)
1.5 术语	(6)
1.6 其它规定	(6)
2 要 求	(6)
2.1 基本要求	(6)
2.1.1 使用载荷	(6)
2.1.2 设计载荷	(6)
2.1.3 安全系数	(6)
2.1.4 变形	(6)
2.1.5 载荷的重新分布	(6)
2.1.6 附加载荷	(6)
2.1.7 瞬时响应	(7)
2.1.8 热效应	(7)
2.1.9 重量变化	(7)
2.1.10 设计强度	(7)
2.1.10.1 设计数据和材料的许用性能	(7)
2.1.10.2 设计用材料的机械性能	(8)
2.1.10.2.1 晶粒方向	(8)
2.1.10.2.2 温度影响	(8)
2.1.10.2.3 振动和疲劳的影响	(8)
2.1.11 损伤容限	(8)
2.1.12 有关规范	(8)
2.2 过载系数 (过载) n	(9)
2.3 设计重量	(9)
2.3.1 最小飞行重量 (G_{min})	(9)
2.3.2 最大设计重量 (G_{max})	(9)

2.3.2.1	最大机内装载	(9)
2.3.2.2	最大机外装载	(9)
2.3.3	基本飞行设计重量 (G_{jf})	(10)
2.3.4	最大军械重量 (G_{jmax})	(10)
2.3.5	着陆设计重量 (G_{zl})	(10)
2.3.5.1	对于观察机、教练机和多用途机	(10)
2.3.5.2	对于歼击机、强击机、歼击教练机和运输机	(10)
2.3.5.3	对于轰炸机	(10)
2.3.6	最大着陆设计重量 (G_{zimax})	(10)
2.3.7	设计起吊重量 (G_{jd})	(11)
2.4	速度	(11)
2.4.1	表速 V_b	(11)
2.4.2	校正空速 V_{jz}	(11)
2.4.3	真空速 V	(11)
2.4.4	当量空速 V_{dl}	(11)
2.4.5	接地速度 V_j	(11)
2.4.6	最大平飞速度 V_{max}	(11)
2.4.7	极限速度 V_{jx}	(11)
2.4.8	起飞、着陆和进场最大速度 V_{qzmax}	(11)
2.4.9	空投速度 V_{kt}	(12)
2.4.10	阵风减速 V_{zj}	(12)
2.4.11	失速速度 V_{ss}	(12)
2.5	有关术语	(12)
2.5.1	急剧操纵舵面	(12)
2.5.2	严重情况	(12)
3	质量保证规定	(12)
(8)		1.01.1.3
(8)		3.01.1.3
(8)		1.3.01.1.3
(8)		2.3.01.1.3
(8)		3.3.01.1.3
(8)		11.1.3
(8)		31.1.3
(8)		3.3
(8)		3.3
(8)		1.3.3
(8)		3.3.3

1 一般规定

1.1 适用范围

本规范适用于军用陆上飞机和水上飞机（不含直升机）。

本规范及其它可用标准对飞机规定了结构设计、分析、试验及所需文件的一般要求。这些要求适用于需要承受起飞载荷、飞行载荷、着陆载荷、地面操作载荷和试验载荷的各类飞机结构。

1.2 有关文件

与本册有关的文件有：

军用飞机强度规范 第二册 飞行载荷

军用飞机强度规范 第三册 其它载荷

军用飞机强度规范 第四册 地面载荷

军用飞机强度规范 第五册 水上飞机的水动载荷和地面维护载荷

军用飞机强度规范 第六册 可靠性要求和疲劳载荷

军用飞机强度规范 第七册 气动弹性不稳定性

军用飞机强度规范 第八册 振动

军用飞机强度规范 第九册 地面试验

军用飞机强度规范 第十册 飞行试验

军用飞机强度规范 第十一册 文件和报告

1.3 坐标系

本规范采用右手直角机体坐标系。原点 O 在飞机重心；纵轴 OX 平行于机身轴线或平均气动弦线，指向前；竖轴 OY 在飞机对称平面内，垂直于 OX 轴，指向上（当飞机处于正常飞行姿态时）；横轴 OZ 垂直于飞机对称平面，指向右。

1.4 飞机分类

飞机按用途分为：

歼击机（J）；

强击机（Q）；

歼击教练机（J J）；

多用途机（D Y）；

观察机（G）；

教练机（J L）；

轻型轰炸机（H_I）；

重型轰炸机（H_{II}）；

轻型运输机 (Y_I) ;

大型运输机 (Y_{II}) 。

1.5 术语

本规范的术语和符号的定义应符合国标、部标和有关标准的规定。

1.6 其它规定

涉及到本规范中未规定的受载情况和规范性问题,应根据可靠的理论分析和充分的试验确定。

2 要求

2.1 基本要求

2.1.1 使用载荷

使用载荷是飞机在使用中予计各构件可能遇到的最大载荷。本规范中的过载、公式和载荷情况,除非另有规定,均指使用载荷。

2.1.2 设计载荷

使用载荷乘以安全系数为设计载荷。飞机及各构件在该载荷作用下不应破坏。

2.1.3 安全系数

安全系数 f 通常取1.5。对于要增大安全性和刚度,保证质量及有磨损或其它原因时,安全系数可适当增大。

2.1.4 变形

在各种使用载荷和疲劳载荷单独或共同作用下,引起的弹性变形、永久变形和热变形的累积效应不得引起以下情况:

- a. 妨碍或降低飞机的机械操作;
- b. 影响飞机的气动特性以致无法满足飞行性能或飞行品质要求;
- c. 导致部件的修理或更换。

当载荷按规定的增量或减小率对结构试验和试飞项目进行静态或动态加载时,本要求也适用。

2.1.5 载荷的重新分布

在飞行和地面操作时,应考虑结构的弹性变形对外载荷分布的影响。

2.1.6 附加载荷

在下列情况(不限于)下,结构上的残存或附加载荷应与相应的受载情况同时考虑:

- a. 起落架和襟翼收放；
- b. 炸弹舱门打开及关闭；
- c. 机翼、尾翼及其它结构折迭或展开；
- d. 施加研制部门在飞机维护说明书中所规定的装配载荷；
- e. 安装斜支撑产生预加的载荷。

飞机上的武器及其辅助装置在使用和发射时施加于机体结构上的载荷、冲击载荷、发动机排气冲击及发动机发出最大功率时的载荷，均应与飞机在地面和飞行时（尾旋除外）相应状态下作用在机体结构上的载荷同时考虑。

2.1.7 瞬时响应

在确定载荷的大小及分布时，应考虑由于突然或瞬时地作用于机体上的载荷引起结构的动响应，这些情况包括急剧机动、核武器爆炸、阵风、着陆、滑跑、空中机轮制动、起飞助推装置载荷、外挂物的投放和弹射、机炮的发射以及货物的弹射投放和降落伞投放等。

2.1.8 热效应

飞机设计时应考虑下列温度的影响：

- a. 在标准大气温度下，以及在规定的使用区域内可能遇到的高温和低温大气温度环境中使用时产生的影响；
- b. 在a情况下，机体内动力装置及其它热源工作时所产生的加热影响；
- c. 在a情况下，气动加热影响；
- d. 所有其它有影响的热输入；
- e. 飞机在计划服役期间，时间—温度载荷历程的累积效应。

2.1.9 重量变化

凡属研制部门的原因引起的重量变化，应按飞机的实际重量保证强度。凡由使用部门提供的设备，应根据双方的合同或协议中规定的重量提供。如果设备超重，研制部门应按设备实际重量保证强度，对于设备超重和由此导致结构增重，允许研制部门对有效装载进行调整，使之维持设计总重和设计状态不变。

2.1.10 设计强度

在各种设计情况下，结构应这样保证强度：在使用载荷下，不超过材料的许用屈服应力；在设计载荷下，不超过材料的许用破坏应力；在疲劳载荷下，疲劳寿命应等于或大于包括分散系数在内的设计寿命。

2.1.10.1 设计数据和材料的许用性能

设计数据和材料的许用性能应根据可用标准（国标、部标和冶标等）最新版本中的

规定选取,并应考虑材料分散性的影响。凡在上述标准中未列出的材料数据和性能,应经验证和分析。铸件和锻件的分类和检查应按有关规定和程序进行。

2.1.10.2 设计用材料的机械性能

用于结构设计材料机械性能应考虑所有影响强度的因素。

2.1.10.2.1 晶粒方向

设计中所用的许用应力不能超过制造后产生的晶粒方向的应力值。结构件的严重应力方向应尽可能与锻造、滚轧、拉制或其它制造过程所形成的晶粒方向一致。

2.1.10.2.2 温度影响

设计时使用的许用应力,应考虑在预期的长时、短时和反复暴露在温度变化的环境中,与使用载荷同时作用时所引起的材料强度的降低。

2.1.10.2.3 振动和疲劳的影响

设计时选用材料的许用强度值,应考虑持续振动和疲劳载荷对材料强度的影响。

2.1.11 损伤容限

主要结构应综合考虑材料、应力水平和结构形式,以减少由于未发现的缺陷、裂纹或损伤的扩展而造成飞机失事的概率。使用减缓裂纹增长、多路传力路线及系统和其它有效的原则可达到这一要求。作为损伤容限要求的主要结构应包括那些损坏后会造成以下事故的所有结构件:

- a. 在结构设计的速度限制内导致飞机失控运动;
- b. 妨碍飞机充分减速而影响安全着陆;
- c. 飞机设计情况安全系数从1.5减少到1.0以下。

2.1.12 有关规范

- a. 飞行载荷应按照《军用飞机强度规范第二册飞行载荷规范》的有关规定执行;
- b. 其它载荷应按照《军用飞机强度规范第三册其它载荷规范》的有关规定执行;
- c. 地面载荷应按照《军用飞机强度规范第四册地面载荷规范》的有关规定执行;
- d. 水上飞机的水动载荷和地面维护载荷应按照《军用飞机强度规范第五册水上飞机的水动载荷和地面维护载荷规范》的规定执行;
- e. 可靠性要求和疲劳载荷应按照《军用飞机强度规范第六册可靠性要求和疲劳载荷规范》的规定执行;
- f. 气动弹性不稳定性应按照《军用飞机强度规范第七册气动弹性不稳定性规范》的规定执行;
- g. 振动应按照《军用飞机强度规范第八册振动规范》的规定执行;
- h. 地面试验应按照《军用飞机强度规范第九册地面试验规范》的规定执行;
- i. 飞行试验应按照《军用飞机强度规范第十册飞行试验规范》的规定执行;

1. 文件和报告应按照《军用飞机强度规范第十一册文件和报告规范》的规定执行。

2.2 过载系数（过载） n

除重力外，作用在飞机上的所有外力之合力与当时飞机重量之比值，叫过载系数。下标表示载荷方向。

本规范中规定的过载系数，均指飞机重心处的过载系数（另有说明者除外）。

各类飞机的最大使用过载系数和最小使用过载系数应根据战术技术要求确定。

2.3 设计重量

有关规范中受载情况所采用的重量是下面规定的，包括最小重量在内产生严重载荷的各个重量。设计重量适用于结构各受载情况下按照规定的重量分布可能达到的所有可用装载方案。当然，这些重量也可以用单项可用装载来确定。

2.3.1 最小飞行重量（ G_{min} ）

各类飞机的最小飞行重量为飞机空重加下列各项重量：

- 机内有用及无用燃油重量的 5%，或按有关规定的燃油储备（飞行品质和颤振发散设计中假定燃油为零）；
- 与a相应的滑油；
- 最少乘员重量。

2.3.2 最大设计重量（ G_{max} ）

最大设计重量是飞机携带最大机内和最大机外装载时的重量，不扣除暖机、滑跑和爬升所消耗的燃油。该项重量适用于：

- 各类飞机滑跑和地面操作载荷；
- 起飞载荷；
- 飞行载荷；
- 机轮千斤顶（如果更换机轮或轮胎的需要，则指机翼和机身千斤顶）；
- 颤振、发散的防止和振动；
- 空投载荷。

2.3.2.1 最大机内装载

最大机内装载应包括下列项目：

- 全部机内燃油；
- 机内携带的最大装载（或装载组合）重量；
- 与b相应的支架。

2.3.2.2 最大机外装载

最大机外装载应包括下列项目：

a. 机外携带的最大装载（或外挂物组合）重量；

b. 与a相应的挂架；

c. 与a相应的支架。

2.3.3 基本飞行设计重量 (G_{fl})

基本飞行设计重量适用于2.3.2款中a至f的受载情况。其规定如下：

a. 对于歼击机、强击机和歼击教练机，应根据空机重量、乘员、滑油、氧气重量、按战术技术要求携带的基本武器重量以及50%的机内燃油重量（不含超载燃油）之和确定，或根据战术技术要求确定。

b. 对其它类飞机，应根据带有基本有效装载起飞，并减去暖机、滑跑、爬升所消耗燃油的飞机重量确定，或根据战术技术要求确定。

2.3.4 最大军械重量 (G_{jmax})

对于歼击机、强击机和歼击教练机，最大军械重量为飞机空重、乘员、滑油、氧气重量、50%的机内燃油（不含超载燃油）以及携带的最大军械的重量之和。

2.3.5 着陆设计重量 (G_{zl})

2.3.5.1 对于观察机、教练机和多用途机

为最大设计重量减去下列各项重量：

a. 所有可抛装置的重量；

b. 所有机外燃油；

c. 机内可用燃油的25%。

2.3.5.2 对于歼击机、强击机、歼击教练和运输机

为最大设计重量减去下列各项重量：

a. 所有机外燃油重量；

b. 机内燃油的50%。

2.3.5.3 对于轰炸机

为最大设计重量减去下列各项重量：

a. 所有机外燃油重量；

b. 机内可用燃油的60%。

2.3.6 最大着陆设计重量 (G_{lmax})

最大设计重量减去下列各项重量：

a. 起飞助推器在起飞时消耗的燃油；

b. 可投放的油箱；

c. 在正常起飞过程中消耗的燃油；

d. 飞机绕场一周或飞行三分钟应急排放的燃油，取二者中的小者。

2.3.7 设计起吊重量 (G_{d1})

最大设计重量减去空勤机组人员、乘员及外挂物的重量。

2.4 速度

速度用千米每小时或米每秒表示。

2.4.1 表速 V_b

表速是指不经仪表、位置及空气压缩性修正的空速表读数。

2.4.2 校正空速 V_{t1}

校正空速是对表速进行仪表误差、延迟误差和位置误差修正后的速度。

2.4.3 真空速 V

飞机相对于周围没有扰动的大气的速度。

2.4.4 当量空速 V_{e1}

某高度的真空速乘以所在高度上空气密度与海平面空气密度之比值的平方根所得的速度。

2.4.5 接地速度 V_{j1}

接地速度是飞机在着陆过程中接触地面瞬时的速度。

2.4.6 最大平飞速度 V_{max}

飞机在基本飞行设计重量和基本外形情况下，能作定常直线平飞的最大速度。该速度应按战术技术要求确定。

2.4.7 极限速度 V_{jx}

飞机在基本外形或高阻外形下，使用发动机推力，对于战斗机以小角度或大角度俯冲，对于轰炸机或运输机以小角度下滑，减速板工作或不工作，经受阵风作用等可能达到的最大速度，或根据战术技术要求确定。

2.4.8 起飞、着陆和进场最大速度 V_{qzmax}

起飞、着陆和进场最大速度是指在起飞或着陆时，起落架及其它装置处于放下和伸

出位置时飞机的最大速度。该速度应为下列各值中的大者：

- a. 在最大设计重量和零推力下，各装置伸出或打开在起飞位置上，进行起飞的最小平飞速度的160%；
- b. 在着陆设计重量和零推力下，各装置伸出或打开在着陆位置上，进行着陆的最小平飞速度的180%；
- c. 在基本飞行设计重量情况下，在起飞后60m高度或按战术技术要求的高度内，所有打开或伸出的装置在规定的时间内完全收上或关闭，用最大推力达到的最大速度的120%；
- d. 在最大设计重量和零推力下，最小平飞速度的150%。在起飞或着陆时正常使用的各种装置应处于完全收上或关闭位置。

2.4.9 空投速度 V_{kt}

空投速度是在最小飞行重量下，在可用的襟翼位置的最小平飞速度的1.30倍到370 km/h的所有速度或按战术技术要求确定。

2.4.10 阵风减速 V_z

在不同的高度，飞机遇到最大设计阵风速度时的飞行速度。该速度应根据执行任务的要求和降低速度的允许值及可能达到的减速值确定。同时应留有适当的稳定裕量和失速裕量。

2.4.11 失速速度 V_{ss}

失速速度是飞机在着陆构形下且推力为零时的最小平飞速度。

2.5 有关术语

2.5.1 急剧操纵舵面

凡是规范中要求在规定时间内施加规定的力或位移作急剧操纵时，要求不超过最大可用绞链力矩、助力系统的功率或最大速率或可能达到的最大位移。

2.5.2 严重情况

严重情况是一种设计受载情况，在该情况下计算的安全余量或经过试验表明，结构在设计载荷下最易破坏，在使用载荷下最易产生永久变形。

3 质量保证规定

质量保证规定应按有关规范中的规定或有关技术文件执行。

军用飞机强度规范

第 二 册

飞 行 载 荷

目 录

1 一般规定	(17)
1.1 范围	(17)
1.2 有关文件	(17)
2 要求	(17)
2.1 术语	(17)
2.2 符号	(17)
2.3 参数值	(18)
2.4 重量	(18)
2.5 重心位置	(18)
2.6 重量分布	(19)
2.7 气动外形	(19)
2.8 速度	(19)
2.9 高度	(19)
2.10 功率或推力	(19)
2.11 气动载荷分布	(20)
2.12 增压	(20)
2.12.1 油箱及支撑结构	(20)
2.13 座舱盖、炸弹舱门、限速装置、改出俯冲装置和整流罩鱼鳞板	(20)
2.14 增稳装置	(20)
2.15 主操纵面上的扭矩	(20)
2.16 调整片载荷	(21)
2.17 舱门、整流罩、锁和紧固件变形	(21)
2.18 外挂物及支撑结构	(21)
2.19 可调整的固定翼面位置	(21)
2.20 水平尾翼不对称载荷	(21)
2.21 对称机动情况	(21)
2.21.1 对称飞行参数及对称机动飞行包线	(21)
2.21.1.1 对称机动飞行包线	(21)
2.21.1.2 对称机动飞行参数	(22)
2.21.2 稳定俯仰机动	(22)
2.21.3 急剧俯仰机动	(23)
2.21.4 襟翼放下拉起	(23)