

直升机强度规范

参考资料

(一)



航空工业部直升机强度规范编写办公室

一九八五年一月

V215-65
1004

出 版 说 明

根据直升机强度规范研究的需要,直升机强度规范编写办公室组织厂、所、院校有关同志,翻译了与直升机有关的国外规范、标准以及载荷、强度等方面的资料共16篇。为了及时配合规范编写工作,这些资料曾先后以单行本的形式装订100份,发给编、校、审人员参考。

这16篇文章中,大部分是国外新近发表的。它们不但对规范编写人员有一定参考价值,而且对所有从事飞机和直升机载荷和强度研究、教学、计算的教师、工程技术人员和大专院校学生也有所裨益。

参加本书编辑和出版工作的有杨学勤、孙如林、杨俊严、凌志高、张雅铭、丘振汉、王启明、刘曼萍等。

由于水平有限,错误和不当之处,欢迎批评指正。

编 者

一九八五年一月



30268525

564467

目 录

1. A N C - 2 通报 地面载荷.....	(1.1)
2. 系留设备的结构设计要求 (军用规范)	(2.1)
3. 旋翼飞行器结构的疲劳鉴定.....	(3.1)
4. 直升机疲劳鉴定方法的现有水平和统计观察.....	(4.1)
5. 旋翼机空气动力的发展.....	(5.1)
6. 用加速度位法计算直升机前飞时作用在桨叶上的气动载荷.....	(6.1)
7. 直升机作战使用的飞行剖面图.....	(7.1)
8. 直升机标准符号.....	(8.1)
9. 直升机疲劳鉴定.....	(9.1)
10. 直升机的现行疲劳分析和设计要求及验证程序.....	(10.1)
11. 美国陆军直升机疲劳要求和验证方法.....	(11.1)
12. 直升机疲劳—使用寿命估算方法.....	(12.1)
13. 机动飞行时直升机法向载荷系数的飞行测量和分析.....	(13.1)
14. 美国联邦航空局民用旋翼机适航性标准的发展.....	(14.1)
15. 旋翼机悬挂吊运载荷.....	(15.1)
16. 直升机适航性.....	(16.1)

ANC-2 通 报

地 面 载 荷

第 一 章 概 述

1.1 引 言

下列要求中所规定的地面载荷和着陆情况,应作为设计用的最低容许结构要求。本通报的要求(除第六章外)适用于采用常规的主起落架和前起落架或尾轮式起落架布局的飞机设计。除了用本通报第六章中的有关准则或利用由订货方或签证单位提供的要求替换的外,也适用于采用非常规的起落架布局的飞机。

1.2 安全系数

本通报所规定的载荷均为极限载荷。因此,为得到设计破坏载荷,应乘上最小安全系数

1.5。

1.3 载荷的施加

本通报所规定的载荷应看作是作用在飞机结构上的外部载荷,并且应用合理或保守的方式作用的平动和(或)转动惯性力平衡。

1.4 动载荷

当动载荷是主要情况时,应对确定飞机结构和起落架的动载荷进行研究。

1.4.1 着陆撞击

确定着陆动载荷的要求和许用方法在本通报的第七章中给出。

1.4.2 其它动载荷情况

当不是由着陆撞击引起的动载荷为主要情况时,应采用订货方或签证单位可接受的方法研究它们。

1.5 备用情况

凡与本通报规定的条例不一致,或者是替换备用情况或分析方法时,均应首先经订货方或签证单位批准。

1.6 设计参数

1.6.1 重 量

设计起飞重量和设计着陆重量应由订货方或签证单位规定。

1.6.2 重心位置

本通报所规定的载荷均按每种设计重量情况和产生最大设计载荷的相应重心位置确定。

1.7 符 号

本通报整篇采用下列符号:

d_v ——在时间 t_v 时的总压缩量(英尺),取它等于 $x_i + 0.5x_o$,其中 x_i 为轮胎压缩量,而 x_o 为减震支柱总的行程。

- F_{Dsu} ——平行于地面、未作动态放大修正的最大起转阻力载荷，磅。
- F_U ——地面静反作用力；任一起落架上的该载荷的垂直分量与通过重心的铅垂方向为 $1g$ 的合成载荷系数相对应。
- F_{Oj} ——一个千斤顶或一个起吊点上的静反作用力。
- F_S ——侧向载荷，磅。
- F_{TOW} ——牵引载荷，磅。
- F_V ——垂直载荷，磅。
- F_{Vmax} ——最大垂直载荷，磅。
- F_{Vsu} ——时间 t_{su} 时的垂直载荷。
- g ——重力常数，英尺/秒²。
- I_w ——整个旋转机轮的极质量惯性矩，斯拉格—英尺²。
- K_{SB} ——回弹载荷的动态响应（放大）系数。
- K_{SU} ——起转载荷的动态响应（放大）系数。
- K_r ——飞机的俯仰旋转半径，英尺。
- l_b ——自最临界重心位置至飞机尾部缓冲器的距离；它垂直于尾部缓冲器的合力作用线，英尺。
- L ——机翼的升力，磅。
- M_s ——有效质量，斯拉格。
- n_s ——重心外的侧向载荷系数。
- n_g ——地面反作用力系数，它等于任一起落架上的总的地面反作用力的垂直分量与该起落架上的静垂直反作用力的垂直分量的比值。
- r ——轮胎滚动半径，英尺。
- t_a ——起落架的前、后振动固有周期，秒。
- t_{su} ——机轮圆周速度达到要求的地面速度所需要的时间，秒。
- t_v ——触地的初始瞬间以后产生最大垂直载荷所需的时间，秒。
- V_L ——所研究状态下的着陆速度，英尺/秒。
- V_{SL} ——在标准海平面状态下的降落形态中关闭发动机的失速速度，英尺/秒。
- V_{ST} ——在标准海平面状态下的起飞形态中接通发动机的失速速度，英尺/秒。
- V_{vb} ——尾部缓冲器设计下沉速度，英尺/秒。
- V_v ——飞机的垂直速度（下沉速度），英尺/秒。
- W_L ——设计着陆重量，磅。
- W_T ——设计最大起飞重量，磅。
- θ ——减震支柱中心线与铅垂线之间的夹角（减震支柱从机翼或机身向外前倾为正），度。

第二章 着 陆 情 况

2.1. 概 述

起落架和飞机结构应根据着陆情况采用着陆重量和起飞重量进行研究。

2.1.1 着陆参数

所有的着陆姿态、下沉速度 V_v 以及着陆和起飞两种设计重量状态下的地面反作用力系数 n_L 和机翼作用的升力 L ，均应由订货方或签证单位规定。

2.1.2 起落架构件的变形

2.1.2.1 液压减震支柱

除另有说明外，假设地面反作用力的垂直分量是在7.3节内规定的时间产生的。

2.1.2.2 橡皮或弹簧减震支柱

假定载荷系数正比于支柱压缩量，包括产生100%压缩量的最大变形在内。

2.1.2.3 轮胎

或者采用在具体情况下得出的实际轮胎压缩量，或者采用轮胎协会年鉴给出的轮胎静压压缩量。

2.2 地面反作用力

在每种着陆情况下研究作用在轮轴中心线上的垂直载荷和阻力载荷的三种组合（参考第七章可接受的分析方法）。

2.2.1 最大起转

阻力分量（起转载荷）等于机轮圆周速度加速到着陆撞击时的速度所需的最大力，并且应同最大起转载荷时产生的垂直地面反作用力相组合。对起落架和机身结构应研究此情况。应按合理的或保守的方式把载荷分配到飞机结构上。

2.2.2 动态回弹

此情况下的载荷应模拟起落架开始撞击后向前作用的动态响应。最大向前作用的载荷应同最大向前作用载荷时出现的垂直地面的反作用力相组合。如果起落架的性能使得最大垂直载荷不发生在最大回弹载荷时，则为了确定向前作用的阻力载荷峰值同垂直载荷的设计临界组合，应研究最大向前作用的阻力载荷的更多循环。对起落架和飞机结构应研究此情况。应以合理或保守的方式把此载荷分配到飞机结构上。

2.2.3 最大垂直反作用力

最大垂直地面反作用力应同最大垂直地面反作用力的 $1/4$ 阻力载荷相组合。对起落架和整个飞机结构应研究此情况，并且采用合理的或保守的平衡状态。

2.3 着陆情况

2.3.1 前轮式起落架

2.3.1.1 三点水平着陆

主机轮和前机轮同时触地。考虑向前的速度范围为 $1.0V_{sL}$ 至 $1.2V_{sL}$ 。（通常，主起落架不需要研究这种情况）。地面反作用力的垂直分量应该是按规定的下沉速度和机翼升力以及分配到起落架组件上的能量在触地时所产生的值。对于起转和回弹的研究，触地时的能量下降率按静地面反作用力 F_0 分配到起落架组件。对于最大垂直反作用力的研究，触地时能量的下降率按垂直载荷系数为 1 和通过重心的水平载荷系数为 $1/4$ 分配到起落架组件。

2.3.1.2 两点水平着陆

主机轮触地，而前机轮刚离开地面。考虑向前的速度范围为 $1.0V_{sL}$ 至 $1.2V_{sL}$ 。地面反作用力的垂直分量应是以规定的下沉速度和机翼升力触地时所产生的值。

2.3.1.3 尾部下沉着陆

飞机按最大升力时的姿态或按飞机的所有部位允许的地面间隙时的最大角度(取较小者)触地。触地时的向前速度为 V_{SL} 。地面反作用力的垂直分量应是以规定的下沉速度和机翼升力触地时产生的值。

2.3.1.4 单轮着陆

用 2.3.1.2 节相同的起落架载荷、姿态和着陆状态在一个机轮上加载。应按此情况分析机翼和机身结构。不平衡的滚转和偏航力矩应合理地或保守地用惯性力平衡。不平衡的俯仰力矩可忽略不计。

2.3.1.5 侧偏着陆

飞机以水平姿态仅用主机轮着陆。每个主起落架上的垂直反作用力等于 2.3.1.2 节两点水平着陆情况得到的最大垂直地面反作用力的一半。侧向载荷向内和向外作用, 向内作用的侧向载荷等于所规定垂直反作用力的 0.8 倍, 向外作用的侧向载荷等于所规定的垂直反作用力的 0.6 倍。同时作用的这些载荷均加在地面接触点上, 并且可以假设用飞机的惯性力平衡, 阻力载荷可假设为零。

2.3.2 尾轮式起落架

2.3.2.1 水平着陆

触地时假定飞机基准轴线为水平。考虑向前的速度范围为 $1.0V_{SL}$ 至 $1.2V_{SL}$ 。地面反作用力的垂直分量应是以规定的下沉速度和机翼升力触地时产生的值。

2.3.2.2 尾部下沉着陆

主起落架和尾轮同时触地, 向前的速度为 V_{SL} 。地面反作用力的垂直分量应是以规定的下沉速度和机翼升力在触地时产生的值。触地时的能量下降率按静地面反作用力 F_0 分配到起落架组件。

2.3.2.3 单轮着陆

用 2.3.2.1 节同样的起落架载荷、姿态和着陆情况在一个机轮上加载。应按此情况分析机翼和机身结构。不平衡的滚转和偏航力矩用飞机的惯性合理地或保守地予以平衡。不平衡的俯仰力矩可以忽略不计。

2.3.4 侧偏着陆

飞机处于水平姿态, 仅用主机轮触地。每个主起落架上的垂直反作用力等于 2.3.2.1 节水平着陆情况得到的最大垂直地面反作用力的一半。侧向载荷向内和向外作用, 向内作用的侧向载荷等于所规定的垂直反作用力的 0.8 倍, 而向外作用的侧向载荷等于所规定垂直反作用力的 0.6 倍。同时作用的这些载荷都加在地面接触点上, 并且可假定用飞机的惯性力平衡。阻力载荷可假定为零。

第三章 滑 行 情 况

3.1 概 述

除本通报另有规定外, 起落架和机身结构应对滑行情况进行研究, 此时总重为着陆和起飞总重, 机翼作用的升力为零, 减振支柱和轮胎处于静态位置。

3.2 刹车情况

3.2.1 前轮式起落架

3.2.1.1 二点刹车滚动

飞机处于三点姿态，前轮刚刚离开地面。在着陆重量下作用在重心处的垂直载荷系数为1.2，或者在起飞重量下作用在重心处的垂直载荷系数为1.0，取较严重情况。在触地时作用在每个刹车机轮上的阻力反作用力假定作用在地面，大小等于垂直反作用力的0.8倍，并且应同垂直反作用力相组合。俯仰力矩用飞机的转动惯性平衡。

3.2.1.2 三点刹车滚动

飞机处于三点姿态。作用在重心处的垂直载荷系数在着陆重量下为1.2，或者在起飞重量下为1.0，取较严重情况。在触地时每个刹车机轮上的阻力反作用力假设作用在地面，大小等于垂直反作用力的0.8倍，并且同垂直反作用力相组合。俯仰力矩用飞机的机轮反作用力平衡。

3.2.1.3 不对称刹车

辅助起落架和机身结构按此情况产生的载荷进行研究。飞机处于三点姿态。重心处的垂直载荷系数为1.0。假设一个主起落架刹车，而产生的地面阻力载荷等于该起落架的垂直反作用力的0.8倍。飞机通过主起落架和前起落架的侧向载荷平衡偏航力矩及主起落架和前起落架的垂直载荷平衡俯仰力矩而处于静平衡。作用在重心的向前载荷为刹车的主起落架上的垂直反作用力的0.8倍。假设重心处的侧向载荷为零。假设前轮的侧向载荷作用在地面，并且毋需超过垂直反作用力乘上摩擦系数0.8。前轮位于向前和向后的平面内。

3.2.1.4 反向刹车

飞机处于三点姿态，而前轮刚刚离开地面。重心处的垂直载荷系数为1.0。每个刹车机轮在触地时的向前作用的阻力反作用力作用在地面，大小等于垂直反作用力的0.8倍，并且应同垂直反作用力相组合。俯仰力矩用转动惯性平衡。

3.2.2 尾轮式起落架

3.2.2.1 两点刹车滚动

飞机基准轴线应水平。在着陆重量下作用在重心处的垂直载荷系数为1.2，而在起飞重量时为1.0，取较严重情况。每个刹车机轮触地时的地面阻力反作用力等于垂直反作用力的0.8倍，并应同垂直反作用力相组合。俯仰力矩用飞机的转动惯性平衡。

3.2.2.2 反向刹车

飞机处于三点姿态。重心处的垂直载荷系数为1.0。每个刹车机轮触地时作用在地面的向前阻力反作用力等于垂直反作用力的0.8倍，并且应同垂直反作用力相复合。俯仰力矩由机轮的反作用力平衡。

3.3 转弯

在静态位置的飞机借助差动功率或前起落架的转向作稳定转弯。重心处的垂直载荷系数为1.0。侧向载荷分量与垂直载荷分量的比值在所有机轮上均相同（见7.4节的分析）。

3.3.1 外侧起落架

对于处于转弯外侧的起落架，重心处的侧向载荷系数除毋需超过0.5外，应是飞机滚翻限制的值。

3.3.2 内侧起落架

对于处于转弯内侧的起落架，重心处的侧向载荷系数除毋需超过0.5外，应是最大向外载荷产生的值。

3.3.3 辅助起落架

对于辅助起落架,重心处的侧向载荷系数应是3.3.1节规定的转弯中所产生的值。

3.4 打地转

假设飞机绕其转动的起落架组件的所有机轮都用刹车刹死,飞机将绕一个机轮打转或者在多轮情况下绕起落架组件的所有机轮的接触区的形心打转。重心处的垂直载荷系数为1.0,轮胎的摩擦系数为0.8。

3.5 起飞时的最小载荷系数

在最大起飞重量状态下滑行时,飞机设计用的起落架上的最小极限载荷系数为2.0。飞机处于三点姿态。此系数只适用于垂直反作用力,阻力载荷和侧向作用的载荷为零。可假设机翼无升力。(民航局不要求此情况)。

3.6 尾轮的特殊情况

飞机处于三点姿态,尾轮从直线前进位置转 90° 或转到可获得最大角度的位置(取小者)。作用在地面并等于最大静垂直反作用力的侧向载荷同最大静垂直反作用力相组合。如果尾轮装有减摆器、锁或转向机构,则应按此侧向载荷研究起落架,此时机轮也是处于直线前进位置,并且侧向载荷作用在地面。

第四章 操作情况

4.1 概述

民航局不要求此操作情况。

4.2 牵引

牵引载荷分别按每种情况规定在表4.1中。这些载荷加在牵引接头上并平行于地面。取作用在重心处的垂直载荷系数为1。减振支柱和轮胎处于它们的静态位置。牵引载荷 F_{row} 按图4.1确定,并且应以最大起飞重量为依据。对于牵引点不在起落架上但在靠近飞机对称平面的情况,为辅助起落架所规定的阻力和侧向牵引载荷分量是适用的。对于两个牵引点位于主起落架外面的情况,为主起落架所规定的阻力和侧向牵引载荷分量是适用的。当不能获得规定的转动角度时,应采用最大可能达到的角度。

注:需要注意的是有可能企图通过牵引棒操纵飞机,而在牵引棒连接件上产生一个力矩。

4.3 千斤顶

千斤顶载荷规定在表4.2中。应在包括垂直分量在内的所有组合中计入全部载荷分量。千斤顶支点处的水平载荷用惯性力平衡,但其结果不能引起千斤顶支点的垂直载荷改变。

4.4 吊钩起

4.4.1 海军飞机和空军水上飞机

飞机处于水平姿态。垂直载荷分量为 $2.67F_{Oj}$,此处 F_{Oj} 是吊起点的最大反作用力,其大小按通过重心的垂直载荷系数为1和订货方批准的适当总重(通常为最大起飞总重)确定。假定水平载荷为零。

4.4.2 空军陆上飞机

飞机处于水平和三点姿态。垂直载荷分量为 $2.0F_{Oj}$,此处 F_{Oj} 按4.4.1节确定。假定水平

载荷为零。

4.5 系 留

系留接头和它们的连接结构应当在平行于地面且相对飞机为任一方向的75英里/小时的风产生的载荷下进行分析。（这只是空军的要求。海军的要求见海军航空局规范SS-1）。

表4.1 牵 引 载 荷

牵 引 点		位 置	载 荷		
			大 小	№	方 向
主 起 落 架			每个主起落架组件 为 $0.75F_{TOW}$	1	向前，平行于阻力轴线
				2	向前，与阻力轴线成 30°
				3	向后，平行于阻力轴线
				4	向后，与阻力轴线成 30°
辅 助 起 落 架		向 前 旋 转	$1.0F_{TOW}$	5	向前
				6	向后
				7	向前
				8	向后
		向 后 旋 转	$0.5F_{TOW}$	9	向前 在机轮平面内
				10	向后 在机轮平面内
				11	向前 在机轮平面内
				12	向后 在机轮平面内

平 衡 的 力

主起落架上的牵引载荷的侧向分量用所施加载荷的机轮的地面静态侧向力平衡。

辅助起落架上的牵引载荷和主起落架上的牵引载荷的阻力分量按下述各方式予以平衡：

- a.反作用力加在所施加载荷的机轮的轮轴上，此反作用力最大值等于垂直反作用力。根据平衡要求，可以施加飞机惯性载荷。
- b.所有载荷均由飞机惯性平衡。

表4.2 千 斤 顶 载 荷

载 荷 分 量	起 落 架 千 斤 顶 支 点 (三 点 姿 态)	主 要 飞 行 结 构 千 斤 顶 支 点 (水 平 姿 态)
垂 直	$1.35 F_{O_i}$	$2.0 F_{O_i}$
向 前 或 向 后	$0.4 F_{O_i}$	$0.5 F_{O_i}$
侧 向	$0.4 F_{O_i}$	$0.5 F_{O_i}$

F_{O_i} 根据订货方批准的适当总重确定。

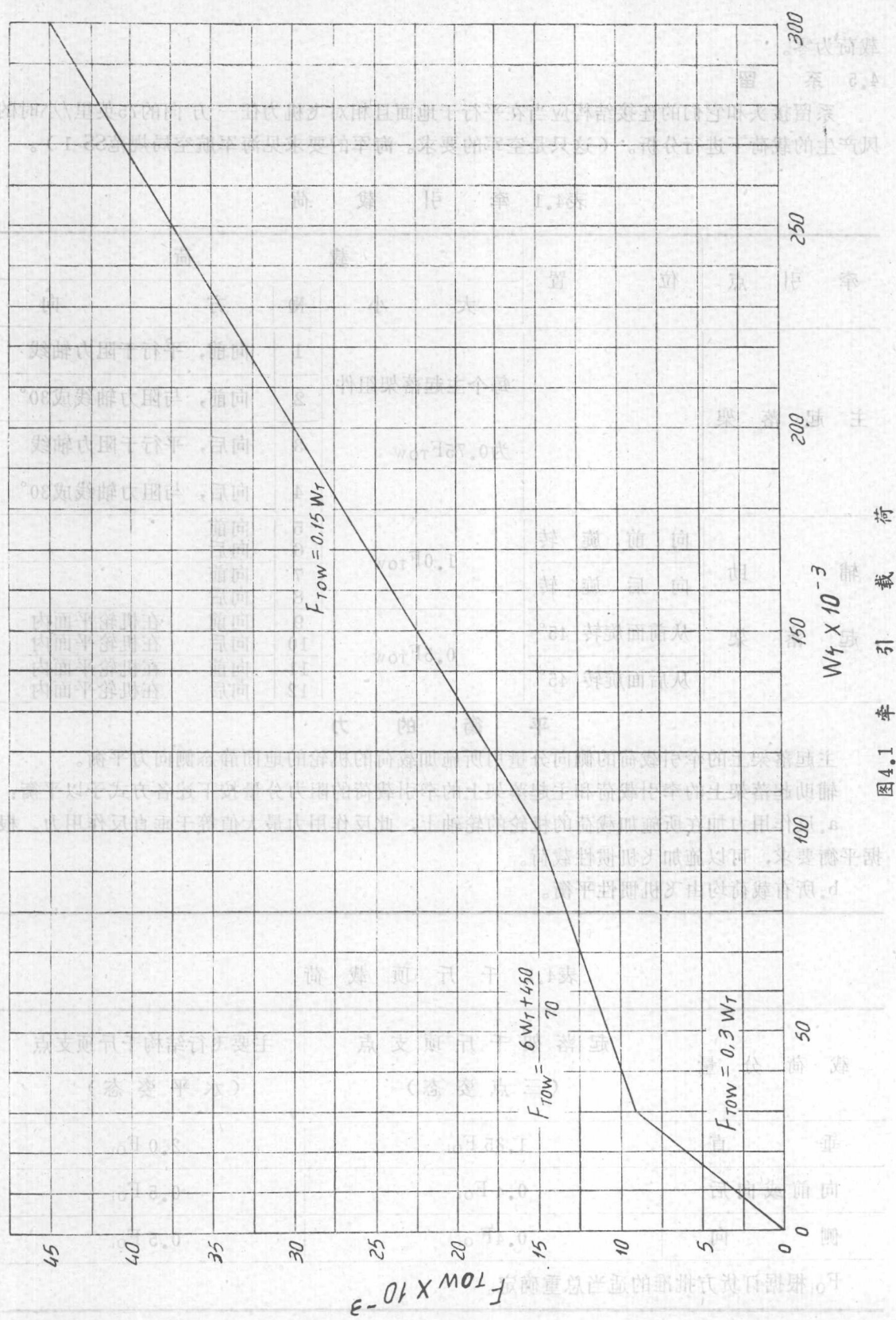


图4.1 牵引荷载

第五章 其它情况

5.1 反弹

假定起落架支柱接近全伸展位置时沿着支柱运动方向在未减震的重量部分作用反弹载荷系数20。

5.2 放下和收起

起落架、收起机构和支承结构应按下列载荷设计。

5.2.1 飞行载荷

在起落架的设计中，应考虑在收起位置上由飞机的飞行情况产生的载荷。

5.2.2 摩擦载荷、惯性载荷和气动载荷

应考虑放下和收起时产生的摩擦载荷、惯性载荷和气动载荷，此时的飞机的速度为直至起落架最大使用速度的任一空速（除了不小于 $1.75V_{SL}$ 外），而载荷系数为直至所有襟翼和阻力板放下形态所规定的任一数值。

5.2.3 陀螺力矩

应考虑放下和收起时由于机轮绕不平行轮轴中心线的轴线运动所产生的陀螺力矩。

5.2.4 刹车载荷

为了承受使用刹车（包括起飞后立即发生的回弹效应）所加的载荷，起落架的所有部分都应有足够的强度。（见7.5节规定的可接受的方法）。假定在起飞重量下的起飞速度为 $1.3V_{ST}$ 。起落架处于全伸长和全伸长与全收起之间的任一位置。应考虑同时作用下述载荷：

- 在直至起飞速度的当量空速下产生的气动载荷。
- 垂直载荷系数为1的静态重量载荷。
- 使机轮从初始圆周速度等于起飞速度到停转所需的刹车扭矩。

5.3 多轮上的载荷分配

5.3.1 双轮或成对（并排）机轮

当辅助起落架和（或）主起落架的每一边采用双轮或成对机轮时，应对每种情况（3.2.1.3、3.2.1.4、3.2.2.2和3.4除外）研究机轮间的下述载荷分配，并且在结构设计中采用由这些分配所引起的最严重载荷。

5.3.1.1 对称分配

每个机轮50%。

5.3.1.2 不对称分配

5.3.1.2.1 轮胎不均匀充气

在一个机轮上作用起落架整个垂直载荷、阻力载荷和侧向载荷的60%（另一个机轮上为40%）。（在侧偏着陆情况2.3.1.5和2.3.2.4及转弯情况3.3中，在作用有向内侧向载荷的外侧起落架的内轮上毋需加60%载荷，而在作用有向外载荷的内侧起落架的外轮上也毋需加60%载荷）。

5.3.1.2.2 跑气轮胎

对于一个轮胎跑气的情况，下面各小节规定的一个特定起落架组件的整个载荷应加在另一个机轮上。

5.3.1.2.2.1 着陆情况

未跑气轮胎各情况所规定载荷的60%。(此情况飞机毋需平衡)。

5.3.1.2.2.2 滑行和操作情况

假设作用在重心处的垂直载荷系数为1。重心处的侧向和(或)阻力载荷系数应是最危险的值,除牵引载荷 F_{TOW} 值按图4.1确定外,此值可达到未跑气轮胎规定的最严重情况引起的载荷系数的50%。

5.3.2 与双轮或成对机轮有区别的多个机轮

当辅助起落架和(或)主起落架的每一侧采用多轮和(或)串列机轮时,所提出的载荷分配准则应由订货方或签证单位审批。

5.4 尾部缓冲器计算准则

尾部缓冲器应能吸收在尾部下沉姿态中飞机处于最不利重心位置时的动能。假设尾部缓冲器首先着陆,动能按下述公式确定:

$$KE = \frac{M_c}{2} V_{vb}^2$$

式中

$$M_c = \frac{W_L}{g} \left(\frac{K_r^2}{K_r^2 + l_b^2} \right)$$

等于0.5倍垂直载荷的侧向载荷应同垂直载荷相组合。 V_{vb} 由订货方或签证单位规定。

5.5 滚翻

当需要滚翻结构时,应考虑下列载荷情况。假设飞机至少以一种姿态停留在地面上,这种姿态下滚翻后飞机可能通过,也可能停留于该姿态。这两种情况对乘员的安全都是最危险的,因为它们都直接毁坏或损伤出口设施。滚翻结构和机身应按下述作用在重心处的载荷和包括垂直于推力线、大小等于 $3.0W_L$ 的分量在内的所有可能组合。

a. 平行于推力线、大小等于 $1.33W_L$ 的向前分量。

b. 垂直于对称平面、大小等于 $1.0W_L$ 的分量。

第六章 非常规起落架布局和直升机

6.1 概述

设计装有非常规形式起落架的飞机和直升机所用的地面载荷准则,除按本章修改外,凡可适用的地方都应遵照本通报制定的设计装有常规形式起落架飞机的要求。如果本通报的要求不适用或者不恰当,则所建议的代用准则应送订货方或签证单位审批。

6.2 设计情况

6.2.1 自行车式

当采用这种起落架时,要在这里增加准则。

6.2.2 四轮式

当采用这种起落架时,要在这里增加准则。

6.2.3 侧风式*

*指侧风或侧滑着陆时,主轮可以转向的起落架——校者注

当采用这种起落架时，要在这里增加准则。

6.2.4 履带式

当采用这种起落架时，要在这里增加准则。

6.2.5 雪 橇

6.2.5.1 概 述

当知道减震特性时（例如根据陆基起落架的试验），可通过计算确定与下列建议相符合的程度。

6.2.5.2 着陆情况

不需要研究类似于最大起转或动态回弹情况的地面反作用力的形式，但代替它的是研究垂直反作用力的情况。在此情况下，等于最大垂直地面反作用力的垂直反作用力应通过托架轴承的中心线和雪橇的中心线。在最大支柱反作用力情况和单橇着陆情况，等于垂直载荷的25%的阻力载荷作用在位于雪橇中心线上面的托架中心线上。在侧偏着陆情况下，侧向载荷直接作用在托架下面的雪橇底部。

6.2.5.3 滑行和操作情况

6.2.5.3.1 转 弯

姿态和载荷与轮式起落架（3.3节）规定的相同。侧向载荷直接作用在托架轴承下面的滑橇底部。垂直载荷作用在托架轴承的中心线上。

6.2.5.3.2 扭 矩

为了提供正常着陆、滑行和地面操作情况下的强度，大小等于 $0.6W_T$ 磅—英尺的扭矩应绕每一个主橇托架轴承中心线的垂直轴作用。对于可转向前橇，除了前橇扭矩不超过转向操纵设计所规定的最大驾驶错误所可能达到的值外，其扭矩等于作用于主托架轴承的扭矩乘上前橇的静载荷与主橇的静载荷的比值。垂直反作用力等于雪橇静反作用力，并且在各种情况下均通过托架轴承的中心线。

6.2.6 滑 橇

6.2.6.1 水平着陆

地面合成反作用力通过滑橇接触面积的中心，并且由垂直分量同向后作用的水平分量（大小等于垂直分量的一半）相组合。任一不平衡力矩均用合理的或保守的方法平衡。

6.2.6.2 有侧向载荷的水平着陆

大小等于本节垂直分量一半的侧向载荷应同6.2.6.1节水平着陆中规定的载荷的一半相组合。这些载荷作用在滑橇接触面积的中心。不平衡力矩用合理的或保守的方法平衡。如果滑橇不只一个时，那末每一个滑橇都应能承受此载荷。

6.2.6.3 低头着陆

应考虑飞机以 15° 的低头姿态着陆。地面反作用力同情况6.2.6.1，但合成反作用力通过适于施加倾斜载荷的最前点。对于装有机轮和滑橇的飞机，应用前橇和各机轮触地。最小的合成惯性力作用在飞机的重心上，并且同垂直方向向前并向下成 14° 角。

6.2.6.4 注 释

尽管需要研究的只是滑橇上的两个点，但是滑橇和它的支持结构各处都是大致相同的结构。

6.2.7 直升机

当应用这种飞机时,要在这里增加准则。

6.2.8 特殊情况

当适合并有此情况时,要在这里加入准则。

第七章 分析的方法

7.1 概 述

本章介绍的分析方法是订货方或签证单位可以接受的。但是,基于理论或实验数据的其它合理分析方法也应是接受的,并须经订货方或签证单位批准。

7.2 动态着陆载荷

着陆撞击造成的动载荷可能比假定飞机结构为刚体的载荷更危险。在这些动载荷的计算中,可以采用A.F.F.R. No5815“动态着陆载荷的推算”一文中所列的方法。凡是起落架在向前和向后方向的固有频率接近主要结构的固有频率时,应把这种分析延伸到研究这种情况。

7.3 起转和回弹载荷

7.3.1 最大起转

假设机轮上的垂直载荷随时间按正弦变化,并且取起转期间的平均滑动摩擦系数为0.55,基本最大起转载荷可按式计算:

对 $t_{su} < t_v$,

$$F_{Vsu} = F_{Vmax} \sin\left(\frac{\pi}{2t_v} t_{su}\right),$$

$$F_{Dsu} = 0.55 F_{Vmax} \sin\left(\frac{\pi}{2t_v} t_{su}\right)。$$

对 $t_{su} > t_v$,

$$F_{Vsu} = F_{Vmax},$$

$$F_{Dsu} = 0.55 F_{Vmax}。$$

应把基本载荷(V_{su} , D_{su})分解成平行和垂直于减震支柱轴线。在考虑动态放大对垂直支柱轴线的分量进行修正后,则合成的设计载荷将根据下述分量(见图7.1)确定:

垂直于支柱(向后)

$$= K_{su} (F_{Dsu} \cos \theta - F_{Vsu} \sin \theta)$$

平行于支柱

$$= F_{Vsu} \cos \theta + F_{Dsu} \sin \theta$$

(动态响应系数 K_{su} 的确定见图7.3)。

无可用的试验数据时,可从下列公式得到 t_v 和 t_{su} 的值:

$$t_v = \frac{V_v - [V^2 - 29.8 V_d n_z]^{1/2}}{14.9 n_z},$$

对 $t_{su} < t_v$,

$$t_{su} = \frac{2t_v}{\pi} \cos^{-1} \left[1 - \frac{V_L I_w \pi}{1.1 t_v r^2 F_{vmax}} \right],$$

对 $t_{su} > t_v$,

$$t_{su} = \frac{V_L I_w}{0.55 r^2 F_{max}} + 0.363 t_v$$

7.3.2 动态回弹

在出现最大起转载荷和相应的向后变形的瞬间之后,可认为机轮的旋转速度达到了飞机的滑跑速度,并且地面的滑动摩擦负荷量迅速减少到零。起落架向后变形中储存的应变能可导致支柱轴及它的连接质量向前回弹。因此,达到最大向前变形的瞬间,可认为动态回弹载荷是由向前作用并垂直支柱的支柱轴上的有效质量的惯性组成的。在此瞬间,认为垂直地面的反作用力已达到其最大值。考虑到起转载荷迅速减小和结构的弹性引起的动态放大,总的设计载荷将根据下述分量(见图7.2)确定:

垂直于支柱(向前)

$$= K_{SB} (F_{Dsu} \cos \theta - F_{Vsu} \sin \theta) + F_{Vsu} \left(0.9 + \frac{F_{Vmax}}{F_{Vsu}} \right) \sin \theta,$$

沿支柱轴线

$$= F_{Vmax} \cos \theta$$

(动态响应系数 K_{SB} 的确定见图7.3)。

7.3.3 动态响应

7.3.3.1 动态响应系数

可利用图7.3计算动态系数 K_{su} 和 K_{SB} 。但是,为了省去确定动态响应系数所需的参数 t_a 的计算,可取 K_{su} 等于1.4和 K_{SB} 等于1.25。

7.3.3.2 起落架的固有周期

最好根据真实安装在飞机上的起落架的振动试验确定起落架的固有周期 t_a 。当飞机的推力线保持水平,起落架减震支柱的纵向中心线与铅垂方向的夹角在 20° 以内时,可用下列公式计算固有周期:

$$t_a = 0.32 \sqrt{x}$$

式中 x 为减震支柱全伸长时,由一个向后作用的载荷引起的轴结构变形(英寸)。此载荷垂直支柱,大小等于机轮组件和从机轮中心线到等于轮胎半径的部分支柱总的重量。假定此力的反作用力作用在飞机机身上。

7.3.3.3 特殊的动态分析

当飞机的推力线保持水平,而起落架减振支柱的纵向中心线同铅垂方向的夹角大于 20° 时,应作特殊的动态分析,因为在这些情况下,计算图7.3的方法已不适用。

7.4 转弯

下列公式可以用于确定与3.3节有关的载荷(见图7.4)。

* 当支柱相对机翼或机身向后倾斜,即 $\sin \theta$ 为负时,应取系数0.9等于零。

7.4.1 外侧起落架

$$F_{VM1} = 0.5wb/d + n_s we/t,$$

式中 $n_s = 0.5bt/de$ (为翻倒时的值), 尽管 n_s 毋需大于 0.5。

$$F_{SM1} = n_s F_{VM1},$$

$$F_{VA} = wa/d,$$

$$F_{SA} = n_s F_{VA}.$$

7.4.2 内侧起落架

$$F_{VM2} = 0.5wb/d - n_s we/t$$

式中 $n_s = 0.25 bt/de$ (为给出转弯内侧机轮上最大垂直载荷和侧向载荷时的值), 尽管 n_s 毋需大于 0.5。

$$F_{SM2} = n_s F_{VM2}$$

7.4.3 辅助起落架

可应用 7.4.1 节的值。

7.5 刹车扭矩

下列方法可用于得到 5.2.4 节所用的刹车扭矩。

7.5.1 实验的方法

支撑飞机使起落架稍离开地面。旋转机轮至起飞速度, 迅速进行刹车。采用应变仪或其它适当仪器测量刹车扭矩。应作结构的动态放大修正。

7.5.2 备用方法

可假设扭矩等于额定最大静刹车扭矩。取回弹扭矩等于 2/3 止动扭矩。

7.5.3 液压刹车

采用液压刹车装置时, 可利用下列假设对确定刹车扭矩作合理的分析:

- 在 0.2 秒内, 刹车压力从零线性地增加到最大值。
- 机轮和刹车块之间的滑动摩擦系数为 0.2, 在止动的瞬间增加 0.1 (除能用试验数据确定其它值外)。
- 采用图 7.3 的动态响应系数。

本通报由空军部航空研究与发展司令部、海军部、海军航空局、商业部民用航空局共同制定, 由军需部飞机委员会空军—海军—民用飞机设计准则小组公布。

(杨俊严翻译、张炳瀛校对、孙如林复核)