

可接受的方法、技术和 实施 飞机改装

2020. 01 版

编译组

主编：李飞

编译组成员：杨秀锋、吴光琦、陈鸣、邹葆华、尚永锋

以上编译组成员均来自中国民用航空飞行学院。本中文编译稿翻译自 2008 年发布的 FAR AC43.13-2B，中国民用航空飞行学院飞机修理厂及五个分院机务部，对编译稿内容的验证给予大力支持。

本中文编译稿仅供交流学习，具体内容以英文原文为准，本中文翻译稿内容不得用于商业目的。

目 录

第 1 章 结构数据.....	4
第 2 章 通信、导航和应急定位发射机系统的安装.....	9
第 3 章 天线的安装.....	23
第 4 章 防撞灯和辅助灯的安装.....	32
第 5 章 雪橇的安装.....	37
第 6 章 非增压航空器氧气系统的安装.....	47
第 1 节 概述.....	47
第 2 节 氧气系统的安装.....	48
第 3 节 适航符合性检查单：非增压航空器氧气系统的安装.....	55
第 7 章 旋翼机外部吊挂设备吊索和外部支架安装.....	57
第 1 节 概述.....	57
第 2 节 货物支架.....	64
第 8 章 滑翔机和旗帜的拖带安装.....	67
第 9 章 安全肩带的安装.....	77
第 1 节 概述.....	77
第 2 节 几何尺寸和附件.....	82
第 3 节 静强度和测试.....	94
第 4 节 安装和检查单.....	98
第 10 章 飞机电瓶的安装.....	100
第 1 节 概述.....	100
第 2 节 铅酸电瓶安装.....	104
第 3 节 镍镉电瓶的安装.....	108
第 4 节 电瓶安装检查表.....	111
第 5 节 持续适航性说明.....	113
第 11 章 设备添加或调整位置.....	115
第 12 章 货物束缚设施安装.....	125

第 1 章 结构数据

100. 概述

结构完整性是飞机设计和制造时的一个主要考虑因素。涉及重量变化的设备安装或拆下,会影响飞机的结构完整性、重量、平衡、飞行性能、可靠性或性能。本章对结构完整性进行了概述,以期对航空维修人员决策飞机结构完整性提供参考。本章内容不能替代 FAA 或 ACO (如需) 工程人员的评估工作。

101. 结构设计程序

结构设计程序遵循以下步骤:

- a. 确定总体负载。
- b. 计算产生载荷。
- c. 飞机载荷分部。
- d. 决定材料、尺寸和部件形状。
- e. 计算部件中产生的应力。
- f. 对比计算应力与所使用材料的最大许用应力。
- g. 视情重新确定部件尺寸。

102. 载荷类型和应力

a. 限制载荷是运行 (飞机制造厂家申请型号合格证时建立的机动操作、气流颠簸或地面载荷) 中可预见的最大载荷。

b. 飞机部件可以由多种不同种类的材料构成和连接在一起。这些部件都要承受载荷,将这些部件连接在一起的紧固件将载荷从一个部件传递到另一个部件。

c. 每架飞机都要承受多种不同类型的结构应力。无论在地面还是空中,应力都要作用在飞机上。应力被定义为材料特定区域承受的载荷。

d. 拉应力是克服试图将物体拉开的力。

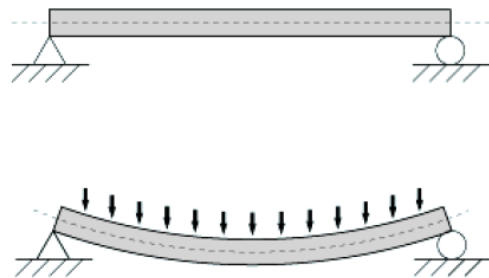
e. 压应力是试图将物体压缩或挤压变小的作用力。

f. 扭转应力是扭曲转动的力。

g. 剪切应力是材料的一部分被剪切滑离另一部时产生的应力。

h. 弯曲应力是压缩和拉伸两种力的组合。弯曲应力作用时,弯曲内侧的材料被压缩或挤压,弯曲外侧的材料则被拉伸。

图 1-1 横梁的弯曲



i. 飞行中因飞机要承受各种载荷,而产生各种各样的结构应力。飞机设计者就要考虑飞机结构必须要承受这些施加在飞机结构上的各种应力,且使飞机结构应该足够强壮以承受这些载荷。

103. 静载荷

静载荷是指测量时大小和方向均不会

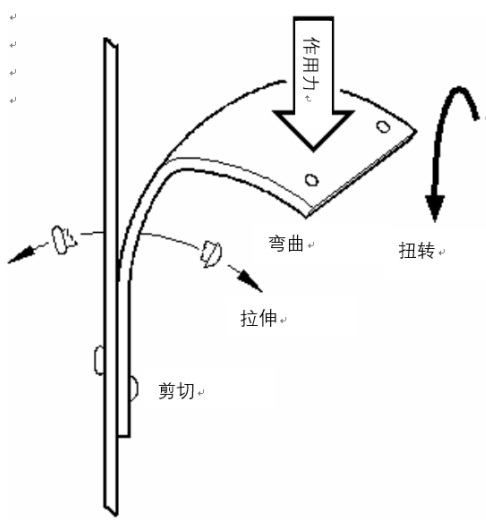
改变的载荷。载荷系数定义如下：

a.限制载荷是运行（飞机制造厂家申请型号合格证时建立的机动操作、气流颠簸或地面载荷）中可预见的最大载荷。

b.最大载荷是限制载荷乘以规定的安全系数。具体载荷，如紧急迫降时规定的最大惯性力的最小值，直接按最大载荷给出。

c.静态测试载荷是最大载荷乘以铸造、附件、轴承和/或其它特殊因素的载荷系数，如适用。如果没有特殊载荷，静态测试载荷就等于最大载荷。

d.重要静态测试载荷是指机动操作、气流颠簸和每一个方向（上、下、左舷、右舷、前和后）上的惯性静态测试载荷的增大值。



104. 结构尺寸和分析

对承载结构，如翼梁、机翼连接点、稳定舵面、起落架支柱等，进行设计和尺寸确定。

a.使用以下载荷系数进行静载测试对于设备安装是可以接受的。改装则需要遵循飞机型号认可基础要求的限制载荷系数。

图 1-2 典型载荷

表 1-1 限制载荷系数

力的施加方向	正常类-实用类 乘客 14CFR, 23 部 (CAR 3)	特技类 乘客 14CFR, 23 部 (CAR 3)	座舱内质量 14CFR, 23 部 (CAR 3)	旋翼机乘客和 座舱内质量 14CFR, 27 部 (CAR 6)
侧向	3.0g	1.5g	4.5g	8.0g
向上	3.0g	4.5g	3.0g	4.0g
向前	9.0g	9.0g	18.0g	16.0g
向下	6.6g	9.0g	---	20.0g
向后	---	---	---	1.5g

*如果设备安装于一侧外部，或乘客前部，2.0g 的前向载荷系数已足够。

**由于各种飞机设计在飞行中和地面的载荷系数不同，对于具体型号的飞机和飞机上具体部位的载荷系数要求应咨询飞机制造商。如果缺少具体的信息，对于速度不超过 250 节的飞机，可以采用 23 部中正常类飞机的载荷系数和 23 部中特技类飞机的载荷系数。

b.下表即为将一个 7 磅重量的设备安装到实用类飞机（23 部）上所需确定静态载荷测试的示例。

表 1-2 载荷系数示例

载荷系数 (来自上表)	静载测试系数 (载荷系数×7 磅)
侧向 1.5g	10.5 磅
向上 3.0g	21.0 磅
向下 6.0g	42.0 磅
向前 9.0g	63.0 磅

c.当需要在已经安装有设备的结构上增加一个载荷，需要确定该结构承受总载荷（已有载荷+新增载荷）的能力。如果新增载荷需要用到相应的设计数据或可能完全改变以前的安装工程数据，则需要 FAA 工程部门或 ACO 的帮助，或者找相应的 DER（委任工程代表）协助。

105. 静态测试

注意：飞机和/或设备在施加静载荷时可能被损坏，尤其在测试程序不合适或缺少适当注意事项的情况更容易被损坏。无论何时只要可行，推荐在夹具上复制一个结构安装或模型，用以模拟相邻的飞机结构，然后在模型上进行静载测试。静载测试载荷可能会超过构件已经证实了的屈服极限，并且会导致某些紧固件剪切、孔变形或其它只有在分解后才可见的损伤。测试期间，如果该结构出现了材料强度被削弱，那么在后期的使用中该结构就可能会损坏。铆接板材和复合材料结构在静态测试中更不

易被发现这类损伤。执行静态测试，需完成：

a. 确定设备的重量和重心位置。

b.在飞机上安装连接点，或先在夹具上使用相应的静载测试载荷系数进行安装。

c.确定侧向、向上、向下和前向的重要最大载荷系数。假设执行下述与图 1-3 “确定静载测试载荷系数的假设” 有关的（1）至（4）步。

（1）将从飞机制造商、FAA 工程师或 DER 处获得的气流颠簸、机动操作和地面载荷系数转换为最大载荷系数。除非在适用于该飞机的适航标准中有特别注明，最大载荷系数为限制载荷系数乘以 1.5 的安全系数。（见 1、2 和 3 列的 A、B 和 C 项）。

（2）按相应适航标准中要求，确定应急落地时的最大载荷惯性力。（见 D 和 E 项，3 列）

（3）确定适用于具体座椅、担架、铺位或货物束缚设备安装点的附加载荷系数。最大载荷系数乘以这些系数，可得静态测试载荷系数。

（4）选取 1、2 和/或 3 步在任何方向（侧向、向上、向下和前向）上获得的静载测试最大载荷系数。这些系数就是最大静载测试载荷系数，用于计算静载测试的载荷。（见第 6 列）

d.用任何合适的方法在（设备或复制模型的）重心位置的中心点施加一个载荷，以演示连接点和结构能够支撑要求的载荷。静

载测试载荷加载 3 秒后, 没有损坏或永久变形发生, 该结构和连接点就算通过了静载测试。如果 3 秒后出现了永久变形, 则需要对该结构进行改装或加强。不需要再做静载测试。

e. 静载测试可能需要 FAA 工程代表进行评估, 以采取相应的相知、程序、校验或平衡以降低任何风险。

106. 材料和工艺

使用的材料应满足政府或行业标准, 如陆军/海军 (Army/Navy) 和空军/海军 (Air Force/Navy)(AN) 军标, 国家航空标准 (NAS), 技术标准批准单 (TSO) 或美军标 (MIL-SPEC)。

a. 材料的失效会对安全性产生不利影响, 所以零部件所使用材料的适用性和耐久性, 必须:

(1) 由经验或测试来证实。

(2) 满足经批准的技术标准, 以确保其强度和其它性能符合设计数据要求。

(3) 考虑使用中的环境因素, 如温度和湿度。

b. 工艺必须是高标准。

107. 材料强度性能和设计值

材料强度性能必须基于充分测试, 验证其满足材料性能标准, 然后基于统计基础, 如 MIL-HNDK-5 “金属材料性能标准”, 来确定设计值。设计值的选择必须是基于将因材料性能不稳而定导致结构失效的可能性降至最低。除了下述 e 段外, 通过选择确保满

足以下各种可能因素的材料强度设计值, 来证明符合本段的要求:

a. 如果一个组件承受的载荷最终只有该组件内的单个构件来承担, 该构件的失效将会导致部件结构完整性的失效, 那么就需要 99% 的可能性和 95% 的可信度。

b. 对于冗余结构, 单个构件失效后, 结构承受的载荷可以安全地传递给其它构件来承载, 那么就需要 90% 的可能性和 95% 的可信度。

c. 重要部件或结构设计时必须考虑温度对许用应力的影响, 因为在正常操作环境下受热影响将非常重要。

d. 结构设计必须将发生致命性疲劳破坏的可能性降至最低, 尤其在应力集中的部位。

e. 设计值比 107 段中要求的最小验证值大, 那么通常就只能使用最小验证值。例如, 如果选用了一种计划外的材料, 需要在使用该材料前, 用该材料制作一个样品进行测试以验证其真实强度性能应不低于设计所用的性能数据。

108. 紧固件

使用的硬件应满足政府或工业标准, 如陆军/海军 (Army/Navy) 和空军/海军 (Air Force/Navy)(AN) 军标, 国家航空标准 (NAS), 技术标准批准单 (TSO) 或美军标 (MIL-SPEC)。连接设施应避免使用中因震动造成失效。

a. 每个可拆卸的紧固件必须是双备份设

计，防止单个紧固件在飞行操作中失效。

b. 紧固件及其锁紧装置不能因其安装位置的环境因素造成破坏性影响。

c. 自锁螺帽不能使用在旋转部件的任何螺栓上，除非在自锁螺帽上增加非摩擦力锁紧装置。

109. 结构防护

采取防护措施来预防机构因腐蚀、磨损、电化学作用或其它因素导致的性能恶化或强度减弱。结构的每部分，必须：

a. 进行合适防护以免使用中因任何因素导致性能恶化或强度减弱，这些因素包括：

- (1) 天气。
- (2) 腐蚀。
- (3) 磨损。

b. 有充分的通风和排泄设计。

110. 可接近性

对于需要进行检查、调整、润滑等维护的设备或相邻部件的飞机结构，必须能够被近距离接近以执行检查。对于每个需要维修、检查或其它维护的部件，在飞机设计时，必须考虑这些维护工作的可执行性。

111. 重量和平衡影响

确保改装后的飞机仍能在 FAA TC 数据单或列出的飞机性能数据表中的重量和重心范围内运行。在给飞机增加重量时，应考虑到飞机空机重量和平衡的影响，并计入飞机重量和平衡文件。确保改装后的飞机不超过最大重量。（如可行，修正配载表以体现最新的配载程序。）参阅现行有效版的

AC43.13-1，“飞机检查和修理可接受的方法、技术和操作”中“重量和平衡计算程序”。

112. 安全运行的影响

在飞机上安装设备应保证其对飞机安全操作（飞行操作、导航等）不产生干涉或负面影响。

a. 当关于强度的要求为以下情况时，

14CFR, 23 部, § 23.303 中描述的安全系数必须乘以 14CFR, 23 部, § 23.621 至 23.625 中所述相关的安全系数中最大者，来作为飞机结构的每个零部件的安全系数：

- (1) 不确定。
- (2) 服役后正常更换前可能恶化。
- (3) 由于制造程序或检查方法的不确定，造成的较大差异化。

b. 除非在其它地方明确，必须使用 1.5 的安全系数。

113. 控制和指示

正确定位和识别安装设备的控制和指示，以便该设备能够在响应的机组成员位置处进行操作和读取指示。

114. 标牌

设备标签便于识别设备，如需，还应黏贴响应标牌用于明示操作说明。视情修订重量和平衡信息。任何要求安装的标牌或改装需要，必须加入持续适航说明的限制章节，以确保维护人员在后续检查中如安装的标牌丢失后仍能找到相应的信息。

115. 至 199. 保留

图 1-3 确定静载测试载荷系数的假设

实用类飞机（14CFR23 部）							
载荷类型	方向	载荷系数					
		1 限制	2 X 安全 系数	3 =最大	4 X 特别 系数	5 静载 =测试	6 重要 静载测 试
A. 机动飞行	向前	(无)		-----	-----	-----	
	向下	6.2g	1.5	9.30g	-----	9.3g	9.3g
	侧向	(无)	-----	-----	-----	-----	
	向上	-3.8g	1.5	-5.7g	-----	-5.7g	5.7g
	向后	1.0g	1.5	1.5g	-----	1.5g	
B. 气流颠簸 (-30 FPS@KVC) * 位于机身站位 STA.73.85 后方	向前	(无)	-----	-----	-----	-----	
	向下	6.0g	1.5	9.0g	-----	9.0g	
	向下*	6.4g	1.5	9.6g	-----	9g	*9.6g
	侧向	1.6g	1.5	2.4g	-----	2.4g	2.4g
	向上	-2.8g	1.5	-4.2g	-----	-4.2g	
	向后	(无)	-----	-----	-----	-----	
C. 地面载荷	向前	6.6g	1.5	9.9g	-----	9.9g	9.9g
	向下	4.0g	1.5	6.0g	-----	6.0g	
D. 应急着陆时最大 惯性力 (23.561 节) **用于单独的货 舱	向前	已经描述为最大		9.0g	-----	-----	**4.5g
	向前**			4.5g	-----	-----	
	向下	已经描述为最大		(无)	-----	-----	
	侧向			1.5g	-----	1.5g	
	向上			-3.0g (无)	-----	-3.0g	
	向后				-----	-----	

图 1-3 确定静载测试载荷系数的假设（续）

实用类飞机（14CFR23 部）							
载荷类型	方向	载荷系数					
		1 限制	2 X 安全 系数	3 =最大	4 X 特别 系数	5 静载 =测试	6 重要 静载测 试
E. 应急落地时座椅、 担架或铺位与机 体结构连接处的 最 大 惯 性 力 (23.785 节)	向前	已经描述为最大		9.0g	1.33	12.0g	12.0g
	向下			(无)	-----	-----	
	侧向			1.5g	1.33	2.0g	
	向上			-3.0g	1.33	-4.0g	
	向后			(无)	-----	-----	

*星号代表该情况需要特殊载荷系数。

第 2 章 通信、导航和应急定位发射机系统的安装

200. 目的

本章描述了对于基本的、独立安装的通信、导航和应急定位发射机（ELT）设备的安装考虑和要求。

注意：独立安装不需要依赖其它系统或复杂的界面实现其功能。

201. 危险和警告

a. 当安装这些系统时，按照适用的飞机和设备生产商的指示进行。遵循“随手清洁”的原则。确保设备和系统运行正常，可执行所预期的功能。

b. 对飞机改装以适应安装无线电设备时，必须评估其对于飞机设计和运行的影响。参见咨询通告（AC）23.1309-1，在 23 部飞机上的设备、系统和安装（最新修订版），作为评估在联邦航空条例标题 14（14CFR）的 23 部飞机上的设备、系统和安装的附加信息。

c. 通常无线电设备的改装会对飞机的设计或运行有很小的影响；然而所有潜在的影响因素都必须被考虑。方法之一就是独立地评估每个因素。

d. 考虑加装系统的重量和平衡或结构载荷限制超出了原始安装的因素。考虑无线电频率的因素，例如电磁干扰（EMI）、高强度辐射场（HIRF）或闪电可能对现有系统造成负面的影响（例如磁罗盘的准确性）。

e. 评估影响因素时要考虑之前和之后的状态。如果与之前同一位置的安装对象具有相似的尺寸和重量，可能就不需要进一步的重量和平衡的分析。如果之前已证实安装固定点可以支撑特定的载荷，那么安装同样或更小的载荷时可以引用之前的分析。

注意：引用的数据必须有效和保持更新。

f. 当结构必须组合或加强时，可以采用经批准用于修理的标准施工（如有效）。AC 43.13-1（最新修订版），可接受的方法、技术和实践—飞机检查和修理，可以提供组合固定件和连接件的结构设计数据。

g. 确保飞机充电系统的容量未超出，包括额外所需的限额。

h. 仔细确认电缆和导线未干扰飞机的飞行、发动机或螺旋桨操纵系统。

i. 当拆下旧的无线电/导线/电源并安装新的固态部件时，对旧设备称重并进行新的重量和平衡计算。这是很重要的，因为设备位置和重量的差异将会改变重心。

j. 关于确定重量和平衡的更多信息，参见 AC 43.13-1（最新修订版）第十章和 FAA-H-8083-1，飞机重量和平衡手册。

202. 安装航空电子设备的注意事项

当安装无线电设备时，应使用机体生产商指定的区域或位置，以及工厂提供的托架和挂架。按照飞机生产商的指示进行安装。当没有这些信息时，使用飞机上已知载荷承受能力的区域。只要地板的固定件符合强度要求，行李舱和客舱或驾驶舱地板是良好的安装平台。另一个方法是焊接支撑架、托架或搁板，并把它们固定到飞机结构上，提供一个能承受第 1 章中规定的惯性力的底座。

a. 一般注意事项。确认以下内容：

(1) 有合适的气流确保对任何产生或存在的热量进行适当的冷却或散热。考虑所有相关部件的可燃特性。

(2) 有适当的间隙防止与飞机上的其它部件相互造成机械损伤。

(3) 有保护以防止部件和物体受到可预见的液体和烟气的损伤，同时部件或物体不会产生任何可能对飞机或乘员造成伤害的液体或烟气。

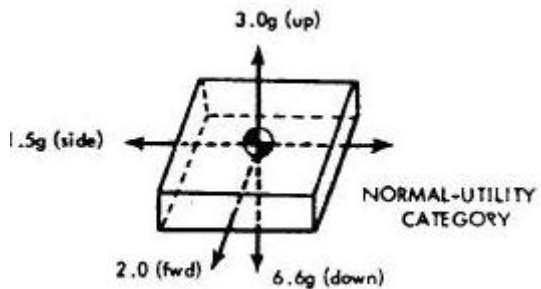
(4) 对飞机或飞机上任何系统的环境或运行的干扰，已确认并最小化，不影响飞机的适航性。

(5) 飞机的飞行特性不能改变，除非经过适当的确认，且改变不超出审定的设计限制。

b. 结构注意事项。考虑以下内容：

(1) 必须考虑安装座的结构要求（见第 1 章）

图 2-1 正常—实用类受力图



(2) 对于包括增加开口或扩大现有面板上开口的改装，必须进行评估，以保持结构完整性。某些飞机的仪表板为承载结构。

(3) 必须确定载荷在支撑结构的结构设计限制范围内。

(4) 仪表板及整个飞机上的其它面板可能设计为结构或非结构型。结构载荷必须被充分转移到主机体元件上。

(5) 本咨询通告其它地方和 AC 43.13-1（最新修订版）中描述的方法和实践，可以用于组合连接件与结构。

图 202 典型的组合式面板安装

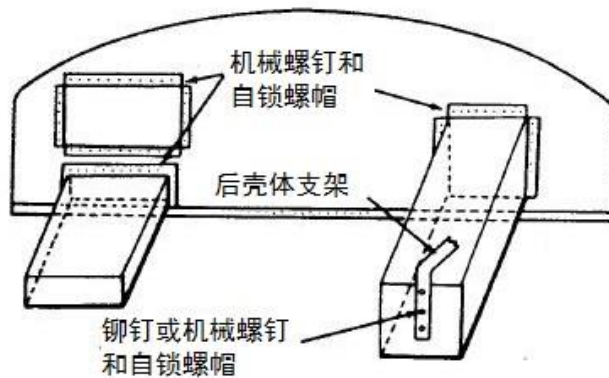


图 2-3



(6) 已存在的结构可以用 AC 43.13-1 (最新修订版) 中描述的方法加强或加固。

203. 仪表板安装。

本段的补充见 AC 43.13-1(最新修订版), 适用于在仪表板上安装无线电组件。

a. 固定式仪表板—非结构和结构式。某些飞机上的固定式仪表板是主结构的一部分。在新增开口或扩大原有开口之前, 要确定仪表板是否是主结构的一部分。如果仪表板是结构式的, 应按照飞机生产商的指导新增开口或扩大原有开口, 或者按局方可接受的方式证实改装仪表板的结构完整性。对开口和钻孔处所有拐角处倒角和去除毛刺。

b. 在固定式仪表板上增加设备。如果要在已经安装有仪表、手套盒等的固定式仪表板上安装无线电设备, 应确定仪表板承载全部载荷的能力。

c. 壳体支撑。为减小固定式仪表板的载荷, 尽可能在无线电设备壳体后表面(或侧表面)与邻近的飞机结构元件之间安装一个支架。(图 2-2)。

d. 在减震仪表板上增加设备。当安装设计用于减震仪表板的无线电设备时, 所安装设备增加的总重量决不能超过减震承载重量的能力。应确定减震连接的结构可以支撑增加的重量。

e. 原有的工厂紧固件。尽可能使用飞机生产商提供的原有的托板螺帽和机械

螺钉，用于固定无线电设备壳体或支架。如果需要额外的紧固件，使用机械螺钉和弹性锁紧螺帽（托板螺帽更合适）。

f. 磁方位指示器。作为无线电安装的一部分工作，应确定是否有必要校罗盘。

安装适用的标牌指示当无线电开和关时的罗盘误差。平飞时各航向最大可接受误差是10度。以下是典型的罗盘校验卡样例（参见AC 43.13-1 现行有效版，12章，关于如何校罗盘）。

表 2-1 典型的罗盘校验卡

方位	N	30	60	E	120	150
无线电打开时转动	4°	35°	63°	93°	123°	154°
无线电关闭时转动	358°	27°	58°	88°	118°	148°
方位	S	210	240	W	300	330
无线电打开时转动	183°	214°	244°	274°	304°	337°
无线电关闭时转动	178°	208°	238°	268°	293°	327°

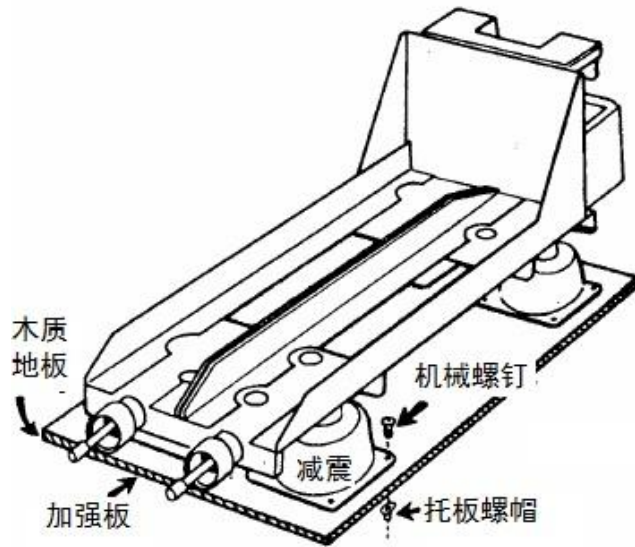
204. 其它安装区域

对于在仪表板以外的区域安装无线电设备时，以下是可接受的方法。

- a. 减震组件
 - (1) 木质或复合材料地板。用机械螺钉直接把减震座组件（与无线电组件匹配）固定到地板上。在地板底部增加一个加

强板，这样在每个减震脚与加强板之间的复合地板形成了夹层结构。如果托板螺帽固定到加强板上，便于以后减震脚的拆卸和重新安装。如有可能，使用小固定螺钉保持加强板的位置。在无线电设备架和飞机金属结构之间安装一根接地带。

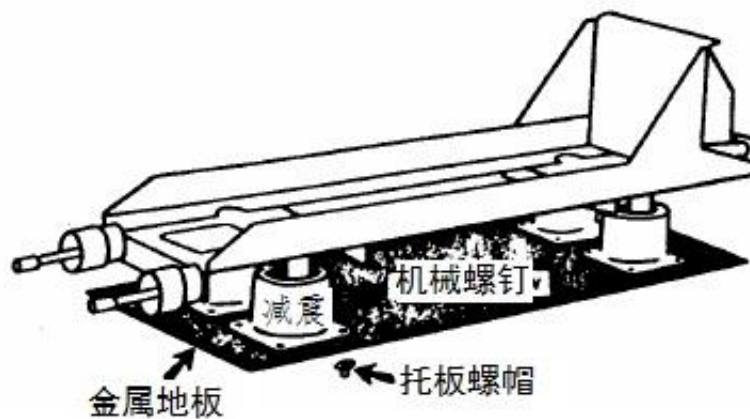
图 2-4. 典型的减震座



(2) 金属地板。用机械螺钉、垫片和自锁螺帽把减震座组件直接固定到地板上。无线电安装座下面和周围的地板区域可能需要安装加强板或其它加强方式，以防

止弯曲和裂纹。在地板或加强板上安装托板螺帽便于减震的拆装。在减震脚和无线电设备架之间安装一根接地带。

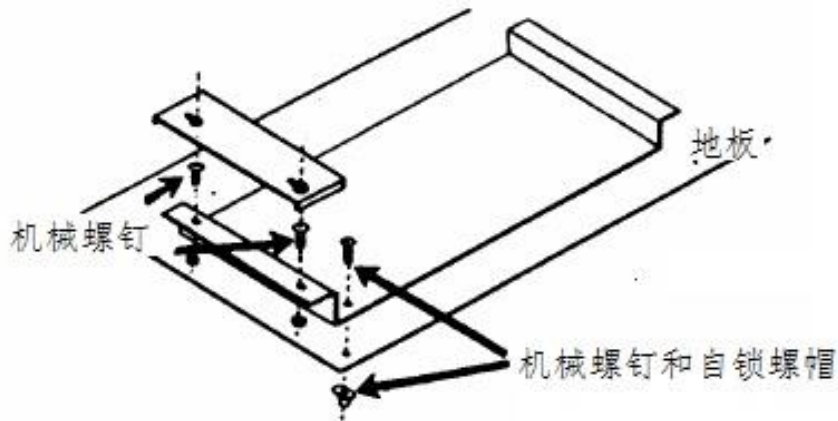
图 2-5 典型的减震座



b. 固定安装的组件基座。如图 2-6 所示用机械螺钉把无线电设备底座盘固定到地板（木质、复合材料或金属）上。在木

的垫片或等效方法。当安装座固定到木质或复合材料上时，在底座和飞机金属结构之间安装一根接地带。

图 2-6. 典型的固定式底座安装



205. 连接到除地板以外的结构上的支架的装配

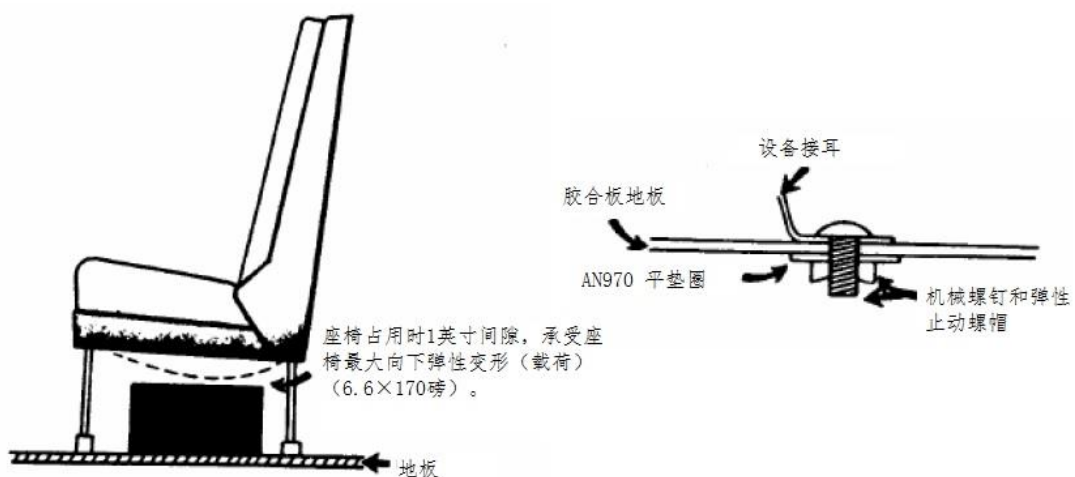
a. 典型的支架通常包括一个搁板或平台，无线电设备安装座组件可以用与 203 段中描述相同的方法安装在这上面。

b. 按照良好的飞机设计、布局、组装实践和技巧装配支架，以获得与机体结构相

容的结果。通常，支架材料的厚度取决于平台的尺寸或区域，承载时必须满足第 1 章中的规定。

c. 使用铆钉的尺寸和样式应与飞机结构上一致，提供所需的强度以保证支撑在所有飞行和着陆条件下施加的载荷。

图 2-7 典型的座位下安装



注意：为增加地板连接点的强度，
根据需要可安装金属加强。

206. 加强支撑结构

a. 把设备固定到飞机结构上，其支撑载荷被传导到飞机结构元件上。如果不能直接固定到现有的结构上（隔框、水平桁条等等），应增加必要的桁条、加强板、隔框边缘加强等等，提供足够的支撑及保证载荷传

导到主结构上。当固定到现有结构上时，确保固定不会使结构减弱。对主结构的改装可能需要经批准的工程数据。

b. 标牌。 固定到搁板或支架上的永久性的标牌（如以下示例）声明了所安装结构上的设计载荷确定了支撑的能力。

“搁板载荷不能超过
_____磅”

图 2-8 典型的远距设备安装座—地板结构之外的垂直或水平安装

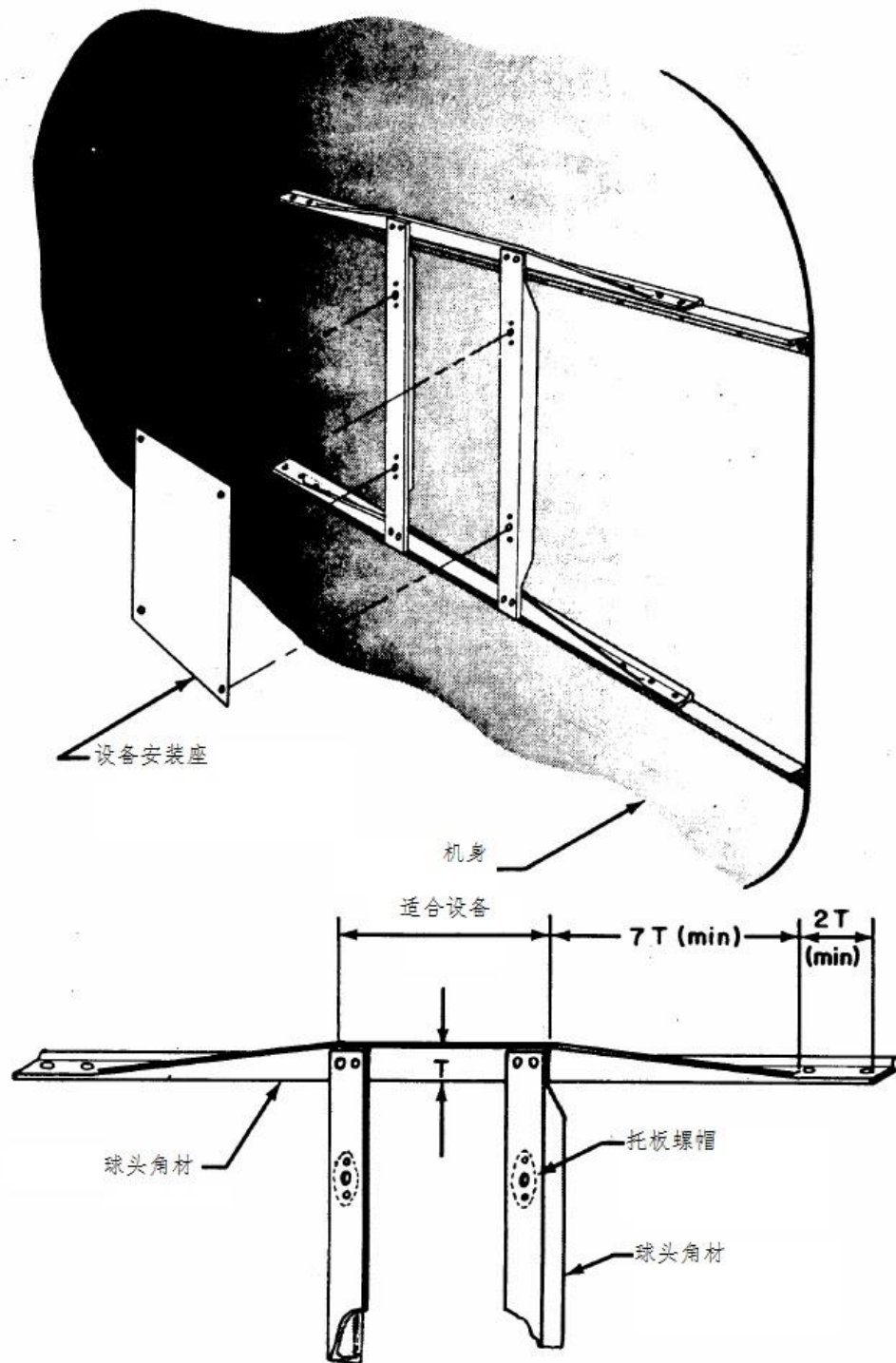
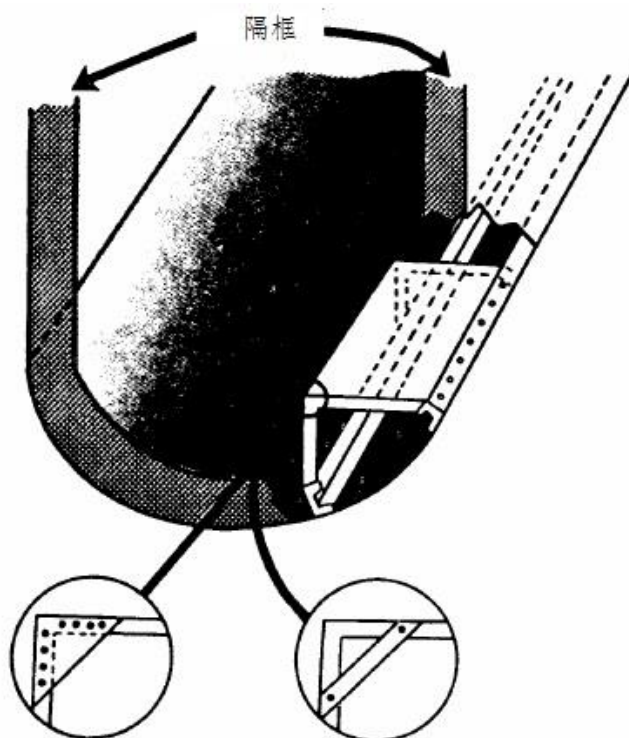


图 2-9 典型的搁板安装



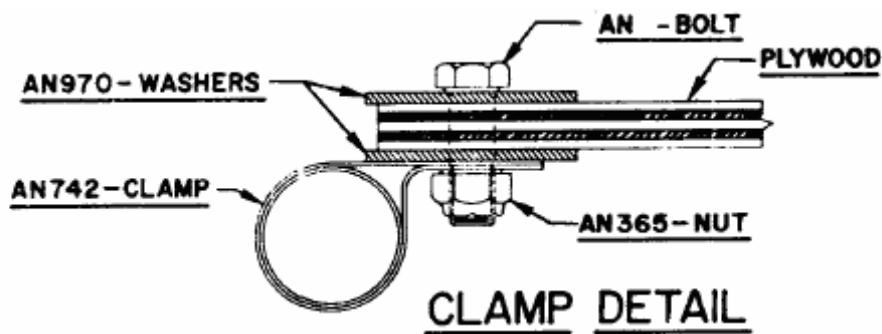
注意：采用标准飞机实践和程序装配和固定搁板。用三角片或球头角材加强前、后角。

注意：用 2017T4(17ST)或等效材料装配一个平台。采用标准飞机实践进行

装配和安装。

注意：可用的、符合载荷要求的设备制造商的安装座是可接受的。

图 2-10 除地板结构以外典型的支撑结构与管状结构的固定



207. 电气要求

a. 在飞机上安装电气系统或部件，需要考虑电气负载、合适的电源分配电路，以及有效的电源容量。系统的详细需求取决于它的电气特性和它在飞机运行中的重要性。

b. 对于电源系统的全部有效容量是指飞机的容量。包括有效的储存能源和发电能源。这根据飞行阶段和运行方式而变化。

c. 飞机的重要分配电路被设计用于把能量从能量源传输到被确定为对操作或飞机功能重要的系统。这种电路要求有富余的容量和相应规章要求的电路保护。分配系统应被设计为便于负载分配。电源分配系统设计包括以下要点。参见 AC 43.13-1（最新修订版），第 11 章，包括：

- (1) 电路保护
- (2) 导线选择
- (3) 插头、开关和端子装置
- (4) 导线铺设
- (5) 导线/电缆支撑
- (6) 识别

d. 线路的安装

- (1) 采用满足预定目标的类型和设计。
- (2) 安装时应有效防止被燃油、滑油、水、其它有害物质、氧气系统的损伤和磨损。

e. 电源

(1) 把无线电的电源系统连接到飞机电气系统的电源保护装置、接线端子，或用插头和插座连接。

(2) 无论组合或单独连接，无线电电源系统必须功能正常。

f. 保护装置

(1) 汇流条的电源供给电路中包含一个“自由释放”的可复位型断路器或保险丝。安装方式应便于机组乘员在飞行中进行断路器复位或保险丝更换，并有标签。

(2) 选择的断路器或保险丝应对无线电系统线路过载提供充分的保护。

(3) 连接所有导线时应使飞机的主开关断开时能中断电路，除非设备设计为主开关断开时也能供电。

(4) 无线电系统的控制应使安装的每个系统可独立工作，且有明确的标识以识别与其操作相关的设备的功能。

g. 导线束与易燃液体管路的隔离

(1) 物理隔离无线电电气导线束与包含滑油、燃油、液压油、酒精或氧气的管路或设备。

(2) 在易燃液体管路的上方安装无线电电气导线束，并用卡箍固定到结构上。

（严禁将无线电电气导线束用卡箍固定到包含易燃液体的管路上）。

h. 电缆固定到减震组件上。铺设和支撑电气导线束和机械钢索时，应使设备的正常运动不会拉紧或损伤导线束或机械钢索。

i. 无线电接地。建议对无线电设备与飞机电气接地，以提供低阻抗的接地以及最小化静电放电造成的无线电干扰。当进行电气接地时，注意以下内容：

- (1) 接地跳线尽量短。
- (2) 保证接地表面良好的接触（连接电阻不能超过 0.003 欧姆）。
- (3) 避免用焊接方式固定接地跳线。最好用卡箍和螺钉。
- (4) 对铝合金接地时，用铝合金或镀镉或镀锡的铜跳线。在钢部件上使用黄铜或青铜跳线。
- (5) 当非相似金属之间的连接不可避免时，在抛光的连接表面涂保护层以使腐蚀最小化。

208. 电气负载分析程序

a. 有效电源供给。为防止飞机电源系统过载，当加装设备时进行电气负载分析，确定现有电源是否充足。无线电设备必须在飞机电气系统整个电压变化范围内都能满意地工作，包括滑行、起飞、低速巡航、正常巡航和着陆的运行状态。对电气负载在最不利的运行条件下进行分析，典型的是夜间和/或仪表飞行。

b. 分析的方法之一可参考 ASTM 的飞机电气负载分析和电源容量分析标准指导，F2490-05。

c. 之前进行的电气负载分析中可用的要素如仍然有效，可重新使用。

209. 电磁兼容性

a. 电磁干扰（EMI）可能破坏系统性能，产生不同程度的后果。这些后果被定义为：无安全影响，较小，较大，危险的，灾难性的。电磁兼容性分析和测试的目的是保证设备不会对现有的飞机系统功能造成干扰，并且现有的系统不会对新设备产生干扰（参见表 2-2）。

表 2-2 概率关系，故障模式的严重性

故障模式分级	无安全影响	较小	较大	危险	灾难性
对飞机的作用	对操作能力或安全性无影响	轻微降低操纵能力或安全边界	明显降低操纵能力或安全边界	大幅度降低操纵能力或安全边界	通常飞机全毁
对乘客的作用	乘客不便	乘客身体不适	乘客身体痛苦，可能受伤	乘客收到严重或致命的损伤	多人死亡
对机组的作用	对机组无影响	轻微增加工作负荷或使用应急程序	身体不适或工作负荷增加较大	身体痛苦或过度的工作负荷削弱了执行任务的能力	致命伤害或失能

b. 当已知 EMC 特性，可以通过评审这些特性来确定 EMC 测试的需求和深度。已知特定目标的频率，EMC 测试可以重点关注可

能被干扰影响的飞机系统（以及在可调谐系统中易受影响的频率）。当存在敏感系统或潜在强电磁干扰源时，需要更深入的评估。

表 2-3 飞机上通常使用的无线电频率

范围	Hz	模式	功能
190-1750	kHz	Rx	ADF 导航
2-30	MHz	Tx/Rx	高频通信
75	MHz	Rx	指点标接收机
108-112	MHz	Rx	仪表着陆系统航向道接收机
108-118	MHz	Rx	VHF 全向信标（VOR）接收机
118-137	MHz	Tx/Rx	甚高频通信
243	MHz	Tx	应急定位发射机（卫星）
328.6-335.4	MHz	Rx	仪表着陆系统下滑道接收机
406.3	MHz	Tx	应急定位发射机
960-1215	MHz	Tx/Rx	测距机系统
1027-1033	MHz	Tx/Rx	应答机和 TCAS 系统
1087-1093	MHz	Tx/Rx	应答机和 TCAS 系统
1575.42	MHz	Rx	GPS 卫星导航

c. 应在飞机上对系统或设备进行 EMC 测试。如果有实验室测试数据，可用于指导这些测试计划。如果没有实验室测试分析，就需要在飞机上对典型的飞机系统和设备进行更加综合的测试。

(1) 不应把飞机靠近大的反射表面，例如建筑物或其它飞机。不建议使用地面电源，因为地面电源不定期检查输出质量。

(2) 所有通常应闭合的断路器应闭合，在测试中电源将供给所有正常通电的直流和交流分配汇流条。

(3) 飞机应在飞行构型。舱门和出口可能成为干扰信号的通道，它们应处于飞行中的正常位置。

(4) 进行测试的飞机系统应被操作和监控干扰的指示。（重点是确定对飞机操作有危险性的系统应进行测试）。如装有以下系统，应包含在飞机 EMC 测试计划中。

表 2-4 飞机电气和电子系统

系统
自动定向仪
大气数据系统
高度警告系统
ATC 应答机
音频分配系统
自动驾驶/飞行指引系统
罗盘/方位陀螺系统
测距机
电子飞行控制系统
电子飞行仪表系统(EFIS)
全球定位系统 (GPS)
指点标接收机系统
甚高频通信
VOR/LOC/GS
新安装的电气/电子系统

210. 功能性危险分析 (FHA)

注意：关于 FHA 的附加信息参见 AC

43.1309-1 (最新版本)。

a. 很多老飞机设计不包括全部天气条件下运行，或者潜在地增加了飞行员对所安装系统和设备的依赖。由于技术的发展，以及飞行员更加依赖于安装的系统和设备，已形成了保证针对危险的设计保障措施的要求。在功能性危险分析的过程中完成对保证设计保障措施的基础分析。

b. 改装涉及到执行重要功能的系统或设备，或者包括复杂设计、高集成度、采用新技术、或传统技术的新应用，必须进行评估，确定故障状态的严重性。系统自身的复杂性并不产生系统安全性评估的需求，但是故障的后果会产生此需求。与相似的、之前批准的系统相比较有时会有帮助。

c. 评估判断系统对于安全操作是重要或非重要的。对于最大重量 6000 磅及以下的飞机，参见型号合格证中引用的规章，除非局方发现某个区域的重大改变。

d. 确定设备在操作时是否有不可接受的反效。

e. 确定安装的设备在操作时是否对安全运行的非重要设备有反效，是否存在一种方式通知飞行员这种反效。

f. 确定安装设备的故障或失效是否会导致不可接受的危害。

g. 风险解除的设计需求和方法根据应用和飞机类型而不同。(例如单发、多发、计算机应用)

(1) 设备的操作使其它对于飞机安全操作必要的设备出现反效是不可接受的。

(2) 设备的操作使其它对于飞机安全操作不必要的设备出现反效可能可以

接受,只要有一种方式可以通知飞行员这种反效。

(3) 如果一种可能的故障或失效将导致一架多发飞机的危险,这是不可接受的。

(4) 如果一种可能的故障或失效将导致一架单发飞机的危险,必须最小化其影响。

211.至 299. 保留

第 3 章 天线的安装

300. 目的

本章目的是描述天线安装方法和实践。安装在飞机上的天线必须功能正常，不能使其它系统或设备出现反效。

301. 危险和警告

a. 当有效和适用时，按照天线生产商的说明和建议进行，且不能违反飞机生产商的说明。

b. 起落架和襟翼的收放可能会影响机腹安装天线的性能。

302. 附加的参考

关于改装涉及特定的结构时，可接受的方法、技术和实践参见咨询通告 AC 43.13-1，可接受的方法、技术和实践—飞机检查和修理（最新版），以及民航规章 6，正常类旋翼机适航性的相关章节。

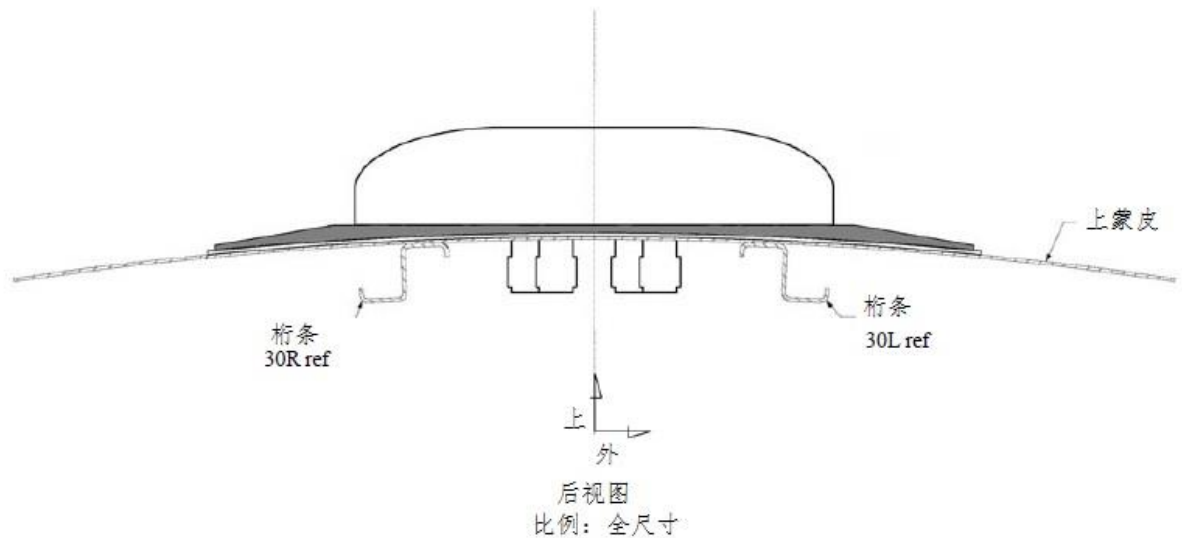
303. 结构支撑

a. 天线的结构载荷加上需要的容差，不能超过支撑它的结构的设计容限。重点是了解飞机的操作特性和考虑飞行中产生的力（动态载荷），以及飞机未运动时产生的力（静态载荷）。例如，一架设计无襟翼的飞机可能在侧滑时损失高度，这时流过机身的气流方向与飞机纵轴不一致。在这些飞机上安装天线需要设计和评估在这种操作时气流的方向。

b. 天线应尽可能安装在平坦表面。可使用合适的衬垫来适应飞机上较小曲率的蒙皮。但如果在基板和安装面之间的间隙超过 0.020 英寸，建议使用一个安装座。

c. 由于一般天线系统需要接地面（可以是天线所安装的导电平面），天线与接地面的分离可影响性能。按生产商建议安装衬垫或安装座。

图 3-1 有安装座的天线



d. 安装螺钉决不能尝试超过力矩，使飞机结构变形，以减小天线基盘和飞机安装面之间的间隙。

e. 考虑颤振因素，振动特性和拉力载荷。天线上产生的拉力载荷可近似地用以下公式

$$\text{确定: } D=0.000327AV^2$$

(此公式包括了 90% 流线型天线的换算系数。)

D 是天线上的拉力 (磅)

A 是天线的迎风面积 (平方英尺)

V 是飞机的 V_{NE} (海里/小时)

例如：天线生产商技术参数 迎风面积=0.135 平方英尺，飞机的 V_{NE} 为 250 海里/小时。

$$\begin{aligned} D &= 0.000327 \times 0.135 \times (250)^2 \\ &= 0.000327 \times 0.135 \times 62500 \\ &= 2.75 \text{ 磅} \end{aligned}$$

f. 当飞机运动方向和天线方向不同时，可以在上述公式中替换掉迎风面积值 A，用于确定侧向载荷力。

a. 天线安装的位置不应干扰飞机或其它飞机系统的操作。这样的干扰例子为挡住航行灯或信标灯的可见性。

b. 天线的安装位置不应阻塞或限制气流流向需要气流的机体区域。应注意天线

304. 物理干扰

不能位于会被发动机排气的热量、电瓶通风口的烟气或燃油/液体排放损伤的区域。

c. 天线上可能积冰, 分离时损伤它们之后的区域。应特别注意靠近全、静压口和传感器、发动机操纵的机体区域, 因为天线可能改变气流特性。

d. 天线的安装位置应不会被误用而损伤, 例如在舱门旁的天线可能误认为和当作把手使用。

305. 天线的选择

选择合适的天线包括考虑系统需要和飞机特性。天线的尺寸和形状根据频率、额定功率和天线的最大设计速度而变化。典型天线的图片见图 3-7 至 3-19。

306. 天线的位置

a. 通常飞机上天线的位置最好能够提供发射和接收信号无遮挡的视线传播。信号路径上的物体可能天线覆盖的空白, 影响系统的性能。

注意: 全球定位系统(GPS)的天线如果不能满足到卫星的视线连接, 将不能收到信号。不要把 GPS 天线安装在飞机下部。

b. 天线和障碍物之间的间隔是否可接受, 或者天线之间允许的间隔, 取决于工作频率和系统特性。有疑问时联系天线生产商或系统设计人员获取更多信息。

c. 天线应尽量远离干扰源(其它发射天线, 点火干扰源等等)。当已知干扰源存在时, 比较明智的办法是安装天线之前将天线临时定位并检查位置是否合适。

d. 1 号甚高频通信天线应安装在飞机顶部, 这里能提供最佳无遮挡的位置。2 号甚高频通信天线也可以安装在顶部, 只要两根天线之间至少有 $1/2$ 波长(天线工作频率)的距离。

e. 如果 2 号通信天线安装在飞机下部, 为保持地面间隙可能需要一根弯曲的鞭状天线。因为接近飞机的蒙皮, 弯曲的鞭状天线也许不能提供最佳的性能。在这种位置上信号的反射和遮挡造成更多的问题。起落架或襟翼的放下也可能影响机腹安装天线的性能。

f. 天线需要到发射源的视线直接所见。例如, 天线方向图可能被起落架或垂直安定面破坏。当安装天线时, 尽量放在视线传播不被遮挡的地方。

g. 一般来说, 天线之间应保持至少 36 英寸的最小距离。特殊系统的限制和需要参见生产商安装指南。

h. 天线的位置应使天线与设备之间的电缆越短越好。电缆的信号损失取决于电缆设计、长度和频率。有时电缆必须为特定的长度以提供所需的电容、衰减或信号传输时间。VOR/LOC/GS 的刀型或毛巾杆型天线要求到它们的耦合组件的电缆长度必须完全相同, 以保持其相位关系。

307. 天线接地

a. 天线与飞机表面的电气接地相当重要。飞机的导电蒙皮是天线系统的一个电气部件。如果天线没有与飞机正确地接地，它的方向图可能被扭曲，出现无效覆盖。

b. 天线与金属飞机蒙皮的电气接地最好采用直接的天线基座与蒙皮的金属一金属接触。天线基座与蒙皮之间的电阻不超过 0.003 欧姆。

注意：为实现这种电气接地，需要去除安装区域的飞机漆层，并按照 MIL-C-5541B 在表面覆盖氧化膜（例如铝转化涂层）防止铝腐蚀。

c. 一种与金属飞机蒙皮进行电气接地的替代方法是通过天线的安装螺钉连接到飞机内部的背板上，与蒙皮的背面实现电气接触。为保证良好的接触，去除背板位置区域的内部漆层，并按照 MIL-C-5541B 保护这个区域防止腐蚀。

d. 复合材料或织物覆盖的飞机不能提供一个导电的安装面，一般需要装配一个导电表面（接地面）并与安装螺钉搭接。

e. 潮气积聚在天线与接地面的电气搭接处会导致腐蚀，使天线的性能严重降级。比较明智的办法是在天线边缘周围涂 RTV 密封搭接处；然而在使用密封胶之前要确保化学相容性。

308. 电磁干扰（EMI）

a. 由于天线的用途是接收或发射（或两者都有）射频能量，考虑电磁干扰是很重要的。

b. 应选择天线的安装位置尽量远离电磁干扰源。在特殊情况下，可能采用滤波器或选择特殊设计的抗电磁干扰天线。

c. 电磁干扰测试程序见第 2 章。

309. 机械安装

a. 安装件

(1) 典型的天线安装使用 #8-32 或 #10-32 的不锈钢安装螺钉。

(2) 某些设计需要一个平头螺钉。其它的需要一个埋头螺钉。

(3) 安装螺钉的长度根据每个特定安装需要而不同。

b. 一般实践

(1) 在飞机蒙皮上钻孔之前，先根据安装图确定合适的尺寸和距离。

注意：当更换天线时，对正原有安装孔是很重要的。之前的安装孔未重新用合适的安装件时，必须进行修理使安装位置回到其设计强度。

(2) 强烈建议使用结构背板。背板加强了直接固定点，但是如果它们没有固定到承载结构上，它们不能提供结构载荷支撑。

(3) 安装螺钉应用不锈钢螺帽和平垫片、弹簧垫片固定，或者用平垫片和弹簧垫片正确地固定天线。

(4) 将飞机蒙皮夹在天线基座和内部安装的背板之间。在把天线固定到飞机上之前，确定所有电缆已连接并合适地通过飞机上的插头孔。

(5) 轻轻拧紧安装件使应力均匀地作用在天线的每侧。#8-32 螺钉不要超过 20 英寸磅力矩，#10-32 螺钉不要超过 23 英寸磅力矩。参见紧固件生产商的力矩指南，确定这些推荐的值不超过所选择紧固件的力矩限制。

(6) 天线装好之后，任何基座或衬垫和飞机蒙皮之间的小间隙应用 RTV 硅树脂密封胶填充。

(7) 再次检查天线基座和地之间的电阻读数小于 0.003 欧姆。

310. 接地面要求（木质/织物和复合材料飞机）

a. 当天线未安装在能提供需要的接地功能的导电表面上时，必须装配一个接地面。

b. 大部分天线需要的接地面尺寸大约为 24×24 英寸。虽然根据经验是用一个最小 1/4 工作频率波长的，但大一些更好，而且接地面的对称性也很重要。如果接地面对称，可能会出现天线覆盖的间隙或性能差异。

表 3-1 波长（英尺）=984/频率（MHz）

频率	波长（英尺）	1/4 波长（英寸）
75MHz	13.1	40
125MHz	7.9	24
1000MHz	1	3

c. 当不能使用固体盘时，金属丝网是最佳的材料。也可以使用厚铝箔。所有情况下，接地面到机体地的电气导通性是最重要的。

d. 如果没有其它支撑方式，确定接地面用胶合剂或环氧树脂良好固定到机体。这将防止如果接地面移动时出现的噪声问题或不稳定的工作。天线基座与它的接地面分离时会产生电容。这会扭曲天线的覆盖面或影响工作。

图 3-2 非导体安装的天线接地面

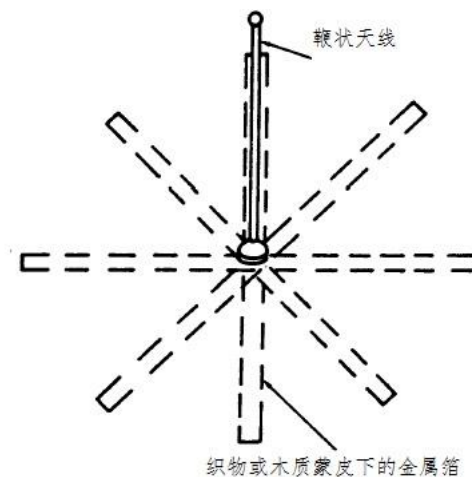


图 3-3 天线通过复合材料机体接地的一种方式

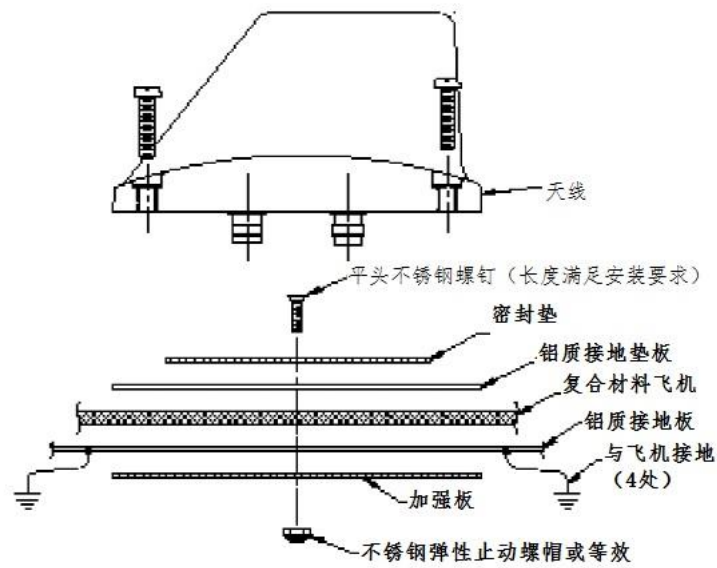
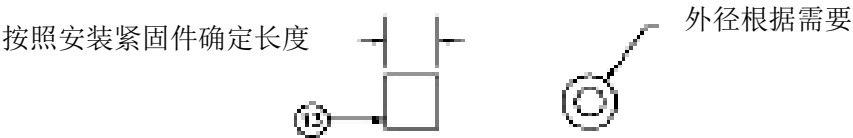


图 3-4 为所有螺钉使用衬套



**注意：碳纤维复合材料的导电能力
不适合作为接地板**

e. 对于玻璃纤维和塑料的应用，参见 AC43.13-1（最新版），第 3 章，可接受的方法、技术和实践。

311. 天线馈线的平衡

a. 天线电缆（电气传输线）可被设计为电气均衡或不均衡。某些天线设计为集成双元件，要求均衡的输入。这时不均衡的标

准电缆一般用于传输，而在天线馈线连接处有一个均衡变压器。

b. 均衡器是一个把不均衡的输入转换为均衡输入的装置，可能包括变压器来匹配输入阻抗，提供最大信号传输。当需要均衡器时，按照生产商的安装程序。某些均衡器的设计要求均衡器与机体接地。

c. 接地的实践参见 43.13-1(最新版)，第 11 章。

图 3-5 典型的偶极子天线组件

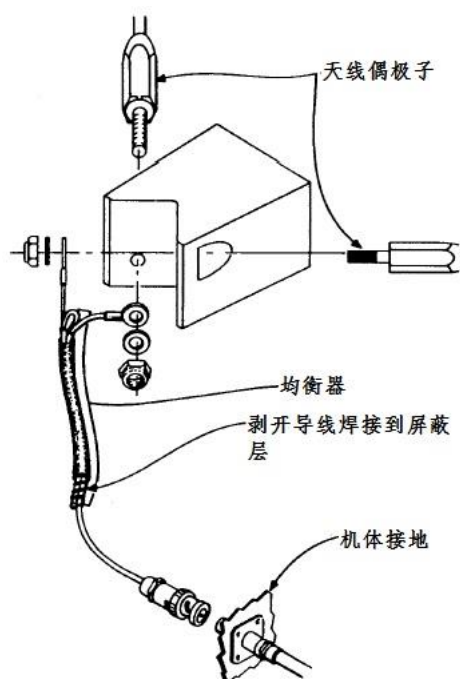
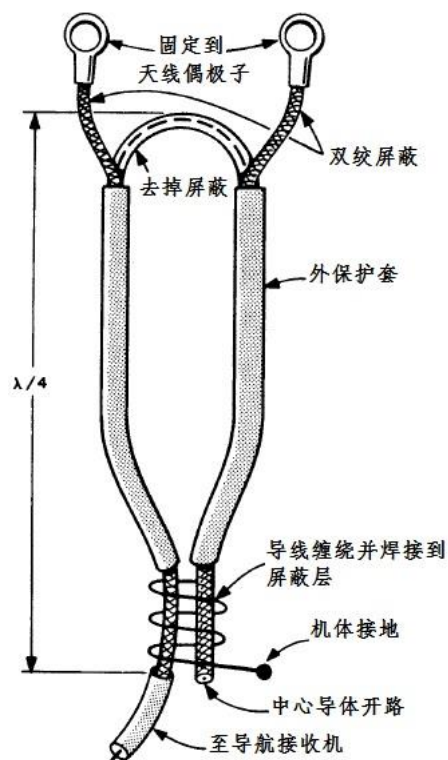


图 3-6 典型的 VOR 均衡器



312. 天线修理

本咨询通告不允许未经批准对天线喷漆，涂保护涂层或增加装置。漆层会造成射频衰减。如果天线在外场喷漆，漆的类型和

厚度是不可控的，将影响天线的性能，可能会造成天线不再符合它的技术标准规范（TSO）的特性。

313.至 399. 保留

图 3-7 ADF 环形天线



图 3-8 ADF 组合敏感环形天线



图 3-9 通信鞭状天线



图 3-10 通信鞭状弯曲天线



图 3-11 ELT



图 3-12 GPS



图 3-13 下滑



图 3-14 指点标



图 3-15 通信/VOR 组合



图 3-16 VOR 兔耳

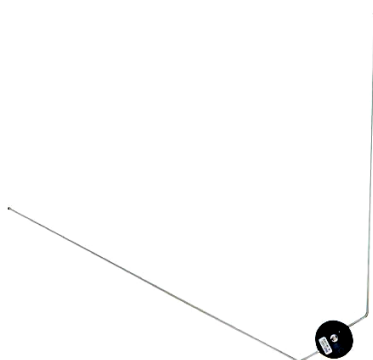


图 3-17 VOR 刀型



图 3-18 应答机/DME 探头



图 3-19 DME/应答机刀型



第 4 章 防撞灯和辅助灯的安装

400. 目的

本章给出了使用频闪灯或其他防撞系统更换旧的旋转信标组件和机翼灯时要使用的程序和标准。本章假设新的组件均通过零件制造商批准(PMA)或技术标准订单(TSO)的形式获得 FAA 批准,而不是实验或航空部门。

401. 危险和警告

安装防撞灯时,注意确保设备正确接地,机身结构可以支持新的设备组件,飞机布线尺寸应正确。机械师在测试新设备时应特别注意保护眼睛。在黑暗或变黑暗的机库中,频闪灯在通电时特别有害。

402. 法规及其他参考

对安装防撞灯的要求包括在联邦法规(CFR)的第 14 部的第 23 部分 § 23.1401 和第 27 部分 § 27.1401 的非运输类飞机中。对于在 1996 年 3 月 11 日以后取得认证的飞机,第 23 部分,§ 91.205 要求安装有防撞灯。1971 年 8 月 11 日以前或以前认证的飞机,第 23 部分的夜间 VFR 要求,必须安装具有经批准的白色或红色防爆灯。在 1957 年 4 月 1 日之前提出型号证书申请的飞机可能符合上述规定或以下标准:附加信息可在 AC 20-74 中找到。

a. 民用航空规则(CAR) 6,旋翼飞机适

航性;正常类别。

b. 防撞灯(安装时)应安装在机身的顶部或尾部,使其不会损害飞行机组人员的视力,并且不会降低位置指示灯的清晰度。如果没有在机身顶部或尾部等可接受的位置,可以在机身底部或翼尖安装。

c. 防撞灯的颜色必须使用航空红色或航空白色,符合 § 23.1397 或者 § 27.1397 的规定,使适用。

d. 防撞灯统的排列布置(如光源数,波束宽度,旋转速度等特性),必须存在每分钟不小于 40 个且不大于 100 个周期的有效的闪光频率。有效的闪光频率是从远处观察飞机完整防撞灯系统的频率,并且适用于包括多余一个光源组成的系统中存在的任何交错的扇形光区域。重叠时,闪光频率可能会超过每分钟 100 个周期,但不超过每分钟 180 个周期。

e. 考虑到飞机的物理结构和飞行特性,系统必须包含足够的灯光来照亮飞机周围的重要区域。在每个航向上和水平面下,覆盖范围至少延伸 75 度。最小光强度和最小有效强度分别在 § § 23.1401 和 27.1401 中给出。

f. 除适用规定要求的位置和防撞灯外,还可安装辅助灯。只要所需的位置和防撞灯是连续可见且明确可识别的,并且防撞灯的

清晰度不会因辅助灯而减弱，就可以安装辅助灯。

403. 操作考虑

机组视觉。部分掩蔽防撞灯，可以保护机组的视觉免受来自其他任一防撞灯或辅助灯直射或反射而来的光线干扰。确定是否满足覆盖要求的范围。一种可接受的消除来自螺旋桨盘，发动机短舱或机翼表面的反射光的方法是，在存在反射问题的飞机表面上施加非反射涂料。**执行夜间飞行检查，以确保任何令人反感的光反射（有时称为闪烁眩晕）已被消除。在飞机记录中输入一个符号以记录有效的方法。**

404. 安装考虑

a. 通信和导航。确保任何防撞灯或辅助灯的安装和操作，不会干扰已安装通信或导航设备的性能。电容放电灯（strobe）系统可能会产生射频干扰（RFI）。这种辐射干扰可以被引入通信或导航系统的音频电路中，并且通过扬声器或耳机，可被明显察觉到。RFI 干扰量的多少通常不会破坏音频接收的智能性。

b. 注意事项。在安装电容器放电灯系统期间，遵守以下注意事项可以减少或消除射频干扰（RFI）：

（1）安装电源组件时，离其它任何天线至少 3 英尺，特别是在较低频段工作的无线电系统的天线。

（2）确保灯组件（闪光灯管）的线与飞机其它布线分离，特别注意同轴电缆和无线电设备的输入电源线。

（3）确保电源箱与机身完全结合。

（4）仅在供电组件的末端和交联的灯组件周围接地屏蔽。

405. 标牌和标识

分辨每一个用于防撞灯或辅助灯的开关，并指示其操作。飞机应在阴霾，阴暗和潮湿可见的环境中进行飞行试验，以确定通过关断这些灯，不会对飞行员的视力产生干扰。如果通过测试发现不合格或没有在这种环境中测试，应向飞行员提供标识，说明在这些条件下操作时，应关闭有关的灯光。

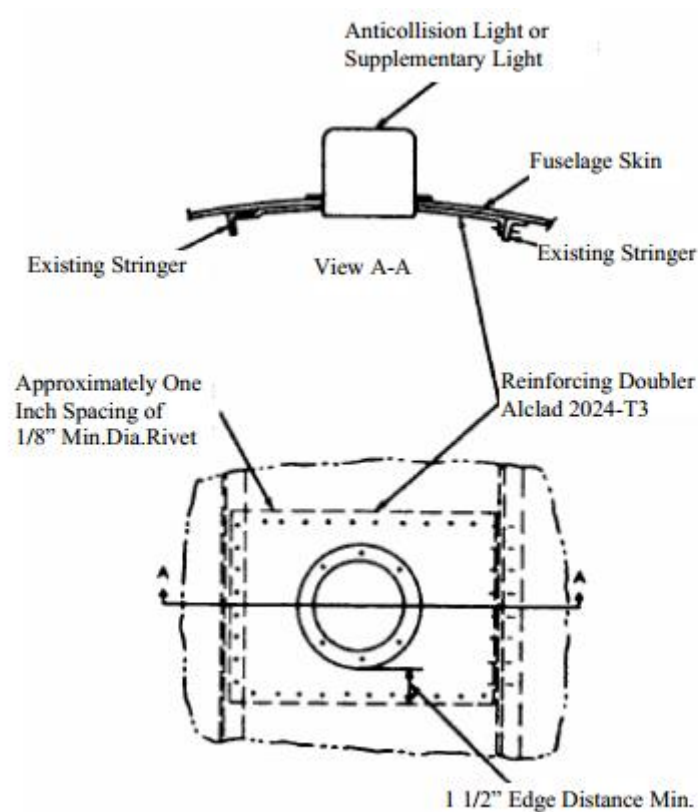
406. 电气安装

为独立于位置灯系统开关的防撞灯或辅助灯系统安装单独的开关。有关安装接线，保护装置和发电机/交流发电机限制的资料载于咨询通告（AC）43.13-1B 第 11 章可接受的方法，技术和实践 – 飞机检查和维修（经修订）。确保终端每个灯的电压均在制造商规定的限度内。

407. 结构的改变和调整

a. 灯最简单的安装方法是确保将灯固定在经加固的机身蒙皮面板上。**加固层**应与现有蒙皮具有相同的厚度，材料和强度。（安装如图 4-1 所示）

图 4-1 蒙皮面板上典型的防撞灯和辅助灯安装（未受力）



b. 当成型的**角桁条**被切割并部分去除时，将**加固层**放置在蒙皮和框架之间。**加固层**的厚度应相当于桁条，同时应纵向延伸超出相邻的机身框架。**灯与加固层边缘之间的距离**应是**加固层法兰高度的两倍**。（典型安装见图 4-2）

c. 需要进行工程评估，包括切割全套的成形的或受挤压的加强件，机身框架或受压飞机的受压蒙皮。

d. 如果安定面的横截面足够大以适应

灯的安装，并且飞机抖动和振动特性不受不利影响，就可以在飞机垂直安定面上安装。在靠近翼梁的地方完成这样的安装，并根据需要，在靠近灯的地方增加隔框，来提高结构的强度。（典型安装如图 4-3 所示）

e. 由于可能存在的结构困难，不推荐方向舵上的安装。然而，如果考虑到这样的安装，则必须进行 FAA 工程评估，以确定灯的附加件的质量是否会对尾翼表面的颤振和振动特性产生不利影响。

图 4-2 涉及切割桁条的典型防撞灯和辅助灯的安装（不受力）

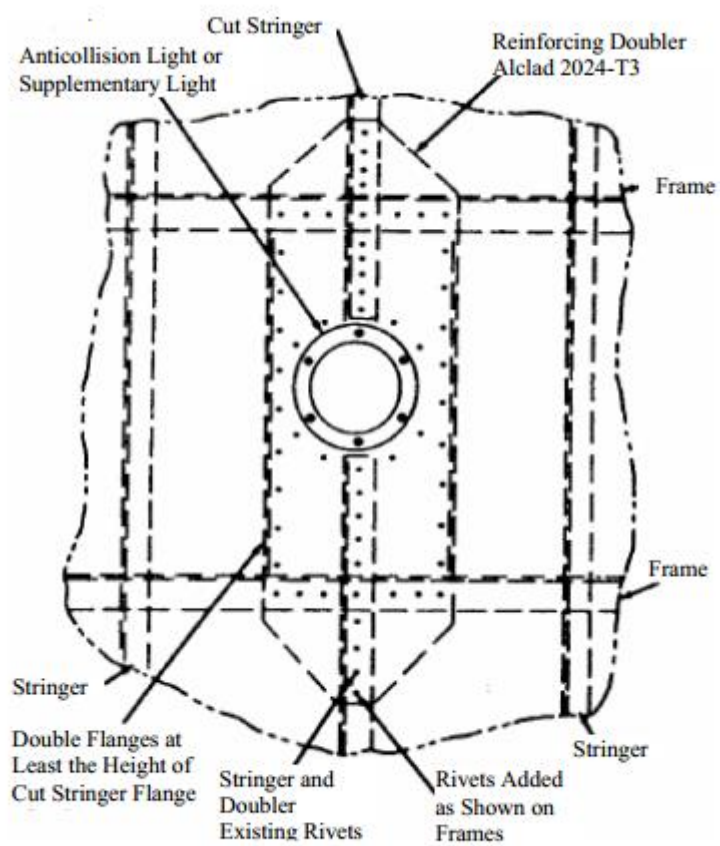
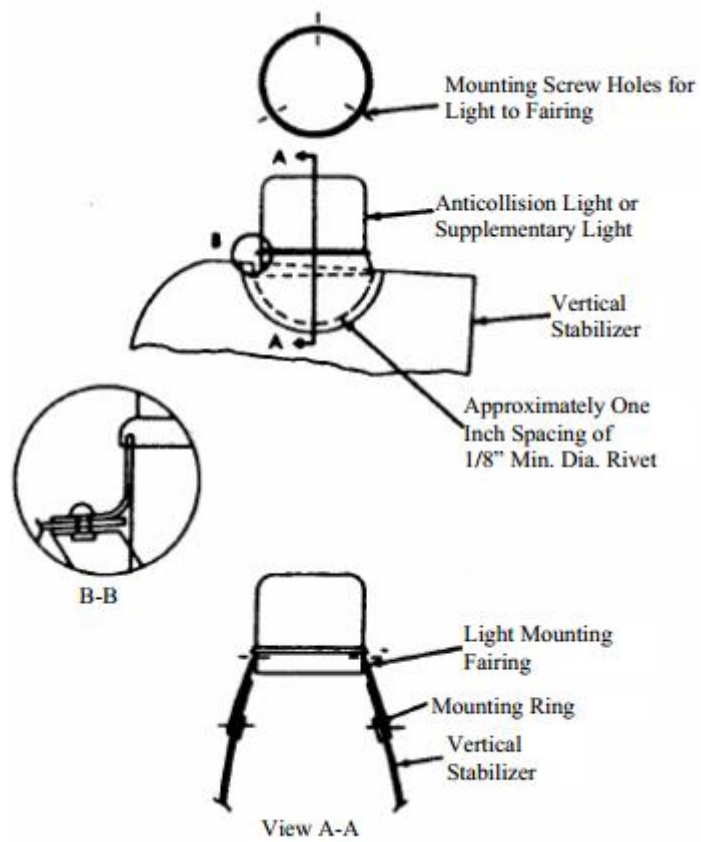


图 4-3 垂直安定面稍末端的典型的防撞灯和辅助灯安装



注意：安装环和整流罩的蒙皮厚度应至少相当。

第 5 章 雪橇的安装

500. 目的

本章提供小型飞机上滑雪装置的安装信息。**主轮雪橇和前轮雪橇的安装信息仅适用于轮式可更换雪橇。除了轮胎缓冲雪橇经过特殊考虑之外，尾翼雪橇，轮滑雪橇，液压可调节或伸缩雪橇不能仅依靠本咨询通告（AC）中的数据进行安装。**

501. 危险和警告

雪橇式飞机的运行使飞机及其乘客收到与轮式飞机不同的额外风险。雪橇的额外重量和表面积在飞机上施加额外的地面和空气负载。地面操作，滑行，起飞和着陆可能会对起落架及其附件结构产生明显的侧向载荷和扭矩，这可能导致隐性的和/或累积的损害。不正确的校装和/或弹性不佳的弹簧或减震绳可能会导致雪橇“倾倒”，或者在空中机头下俯，可能导致飞机不受控制或空中分解。装有弹性不佳的弹簧或减震绳的雪橇，可能使机头旋转向下倾斜，或者“穿入”雪中。如果在不平整的或漂移的雪地上起飞或着陆，可能会导致事故。**雪橇附加硬件，弹簧，减震绳或电缆的在使用时出现故障，会导致这些部件或雪橇本身进入螺旋桨弧的高风险，导致飞行中飞机完全损失。由于这些原因，正确的安装，校验，定期检查和**维护对雪橇及其附件对于安全至关重要。在考虑任何新的滑雪设备或现有的滑雪设

备的任何更改时，强烈建议您与经验丰富的滑雪维修技术人员和操作人员协商。

502. 附加参考资料（当前版本）

- a. 机架和滑雪生产商的数据（如果有的话）。
- b. AC 43.13-1，可接受的方法，技术和实践 – 飞机检查和维修。
- c. AC 43-210，**要求范围批准数据，重大改装和修理的标准化程序。**
- d. 民用航空规则（CAR）6，旋翼飞机适航性；正常类别。
- e. FAA 指令 8110.54，持续适航说明。
- f. FAA-H-8083-23，水上飞机，雪橇式飞机和浮式/滑雪配备的直升机操作手册。

503. 安装考虑

- a. 确定飞机的适用性。只有经批准能使用雪橇运行的飞机才符合本章的雪橇安装说明。适用性可以通过参考飞机技术文件，型号证书数据表（TCDS），飞机列表，补充型号证书摘要或联系制造商来确定。**还要确定需要对飞机进行任何必要的更改以使其符合滑雪操作的资格。（参见 TCDS A4CE 中关于飞行速度，重量和平衡限制以及附加标语牌的雪橇飞机专用条目，以及飞机规格 A-790 中第一个型号所需的设备列表）。如果飞机由于设计类型的原因，未获得雪橇构型的安装批准，则不能单独依靠此咨询通告中**

的数据来安装雪橇。联系 FAA 工程部门获取批准或从另一来源获取/建立已批准的数据。

b. 批准型号雪橇的识别。通过检查雪橇上显示的识别牌或标语牌，确定雪橇的型号是否是获批的。获批型号的雪橇具有这种识别牌或标牌，技术标准指令（TSO）编号 TSO-C28，飞机部件，附件或设备类型证书（TC）编号或飞机部件号（如果雪橇已经作为飞机的一部分批准）将被雕刻或印在每个识别牌或标牌上。

c. 最大极限载荷额定值。

（1）已知极限着陆载荷系数。在安装之前，确定其识别牌或标牌上指定的雪橇的最大极限载荷等级（L）至少等于其上的最大静载荷（S）乘以先前由飞机制造商进行跌落试验测出的极限着陆载荷系数 fI 。可以用以下公式表示：

$$L = S \times fI$$

（2）未知极限着陆载荷系数。用以代替从这种跌落试验确定的值 fI ，可以使用从以下公式等效 fI 值：

$$\eta = 2.80 + \frac{9000}{(W + 4000)}$$

其中“W”是经认证的飞机总重量

d. 超大号雪橇的安装。这种限制是为了确保超大型雪橇不会对飞机的性能，稳定性，可控性和螺旋恢复行为产生不利影响，或对其施加过大的载荷。

e. 起落架扭矩反应：起落架弯矩。当轮胎在获批的充气压力下安装在标准机轮上时，为了避免起落架和附件结构上的过大的弯曲力矩，从雪橇的底面到轴心线测得的滑雪台高度不得超过经批准的标准轮胎的静态滚动半径的 130%。不要使用超大型或“苔原”轮胎来确定静态滚动半径。

504. 制造和安装

a. 轮轴间隙。底座轮毂应配合轴线，以提供最小 0.005 英寸至最大 0.020 英寸的间隙。可以使用任何黑色金属或有色金属，硬质橡胶或纤维来调整轮毂的轴尺寸。如果使用橡胶或纤维衬套，当衬套滑动或失效时，则在每一次使用尺寸刚好的保持垫圈来保持轮毂。（见图 5-1）现场经验表明，使用质量好，低温润滑脂，特别是现代的合成基润滑脂，当用于轴对轮毂或轴对衬套的结合面时，可以对提升雪橇的运作，以及对磨损情况起到一定保护。

图 5-1 典型的轮毂安装

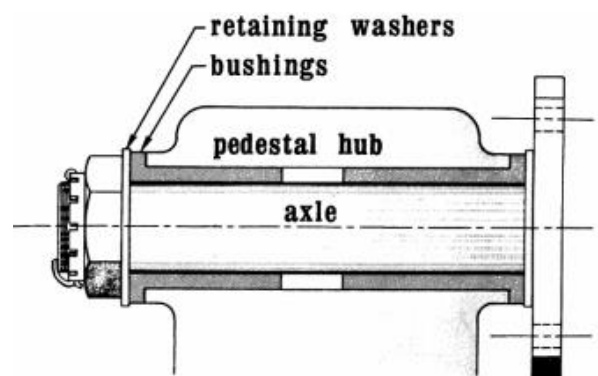
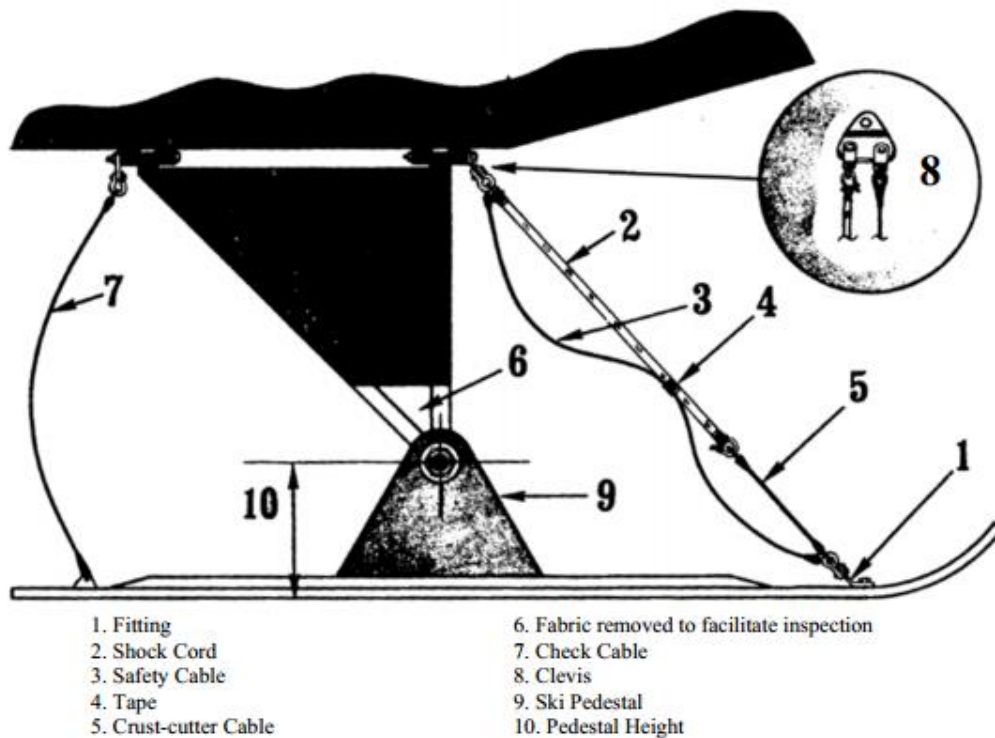


图 5-2 典型的雪橇安装



b. 壳刀钢索。壳刀钢索是可选的。然而，当在恶劣的外界条件下操作时，如果雪橇的前部在滑行时因破损露出外皮，则建议安装此钢索以防止减震绳被切断。

c. 钢索，减震绳附件及附件配件。

(1) 现场经验。服务报告表明，雪橇本身的失效不是滑雪失灵的主要因素。校装（不正确的紧固件和终端附件）和铸造底座材料的问题才是最主要的。安全钢索和减震绳附件配件的故障通常发生在雪橇末端而不是机身末端。

(2) 分离附着点。强烈建议将拉力绳和安全钢索连接到机身末端的完全独立的配件上。虽然附件配件的零件(如图 5-2 所示)，对于其他一些替换件是不可用的，

但我们建议将每条减震绳和钢索连接到其自己的配件（如图 5-3 中的右侧配件），在可能的情况下，单独连接到机身上单独对应的定位点。在雪橇的前端和后端，提供有单独的钢索和减震绳的连接方法。

(3) 制造。获批准的雪橇通常配有钢索，减震绳及配件。然而，表 5-1 (a) 至 (c) 以及图 5-3 中的规格可用于制造和安装钢索，减震绳组件和机身配件。

注意：现场经验表明，在正常使用具有 1500 磅或更大的极限载荷等级的雪橇时，加速磨损和损坏可能发生在 1/8 英寸安全钢索或壳刀钢索及其附件硬件上。FAA 建议，用于会受到 1500 磅或更高的极限额定载荷的雪橇时，制造的安全钢索或壳刀钢索的最小钢索尺寸

为 5/32 英寸。 1/8 英寸钢索可能适用于 1500 磅的飞机。如满足这些要求定于带有轻型雪橇，并且最大认证重量小于 1500 磅的轻型运动飞机。

表 5-1. 推荐的最小钢索和减震绳尺寸

滑雪极限载荷重量 (磅)	单一安全钢索	双重安全钢索	单层 -壳刀钢索	双层 -壳刀钢索	单一减震绳	双重减震绳
低于 1,500	1/8"	1/8"	1/8"	1/8"	1/2"	1/2"
1,500-3,000	5/32"	5/32"	5/32"	5/32"	1/2"	1/2"
3,000-5,000	不使用	5/32"	5/32"	5/32"	不使用	1/2"
5,000-7,000	不使用	5/32"	5/32"	5/32"	3/4"	3/4"
7,000-9,000	不使用	3/16"	不使用	5/32"	不使用	3/4"

(a) 通过拼接，金属模具或 nicopress 等方法检查钢索，安全钢索和壳刀钢索末端连结。如果需要调节长度，可以使用钢索夹，但不推荐使用。仅使用标准的飞机硬件。（用于连接钢索的硬件必须与钢索尺寸兼容。）有关钢索制造的更多信息，请参阅经修订的 AC 43.13-1 第 7 章。

(b) 减震绳的末端可以是通过以下任何一种方法制成：

1. 使用适当尺寸的绳索套管和 9 号棉线，0.041 英寸（最小）安全丝（参考国家航空航天标准 NASM20995），1025 钢或其等效物（AISI 4130）制作一个包裹的接头，附带 U 形夹或弹簧钢扣件（不要使用铸铁扣件）

2. 使用经批准的弹簧式减震绳末端紧固件，1025 钢或其等同物（AISI 4130）。

(c) 配件（图 5-3）规格及安装：

1. 用于 1/8 英寸钢索或 1/2 英寸减震绳的配件必须至少为 0.065 英寸，1025 钢或其等同物。

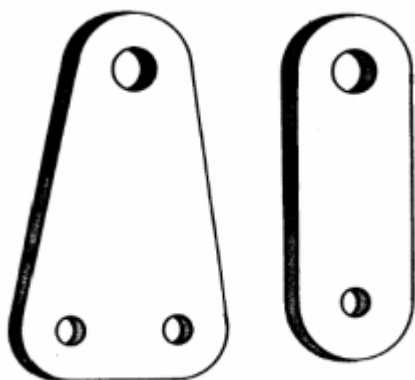
2. 为 5/32 英寸钢索或 3/4 英寸减震绳制造的配件必须至少为 0.080 英寸，1025 钢或其等同物。

3. 不正确的安装可能对配件和相连的螺栓施加过大的偏心负荷，导致附件或螺栓故障。

4. 如果将钢索直接连接到接头孔中，请将孔边缘半径减小，以减少集中应力和加速套管的磨损。建议使用不锈钢套管增加耐磨性。

5. 如果使用卡环将钢索连接到配件上,则应使用U形夹螺栓和鞍形螺母,然后用开口销正确扭转使其保险。现场经验表明,diaper-pin-style 式快速释放安全装置在使用过程中更容易发生故障,不推荐使用。

图 5-3 典型的机身配件



d. 检验准备。使用织物覆盖起落架的飞机应至少具有低于 4 英寸以下的织物,以便检查车轴附着区域,并防止夹带雪和冰,这

可能导致起落架的损坏和腐蚀。(见图 5-2 中的项目 6)

505. 雪橇的校装

a. 在机身或起落架上连接配件的位置。找到配件,当减震器处于完全伸出位置时,使减震绳和钢索角度在垂直平面测量时不小于 20 度,(见图 5-4 和 5-5 中的角度 B)。

注意: 除特别批准(制造商或 FAA)外,不要将配件连接到翼支撑支柱上。

b. 主轮雪橇安装角度

(1) 用飞机设置钢索长度,并且保证起落架上没有重量。

(2) 调整检查钢索的长度,提供 ± 0 至 ± 5 度的雪橇安装角度(参考图 5-4 和 5-6)。

(3) 调整安全钢索的长度,提供 ± 15 度的雪橇安装角度(参考图 5-5 和 5-6)。

图 5-4 主轮雪橇最大正安装角(检查钢索绷紧状态)

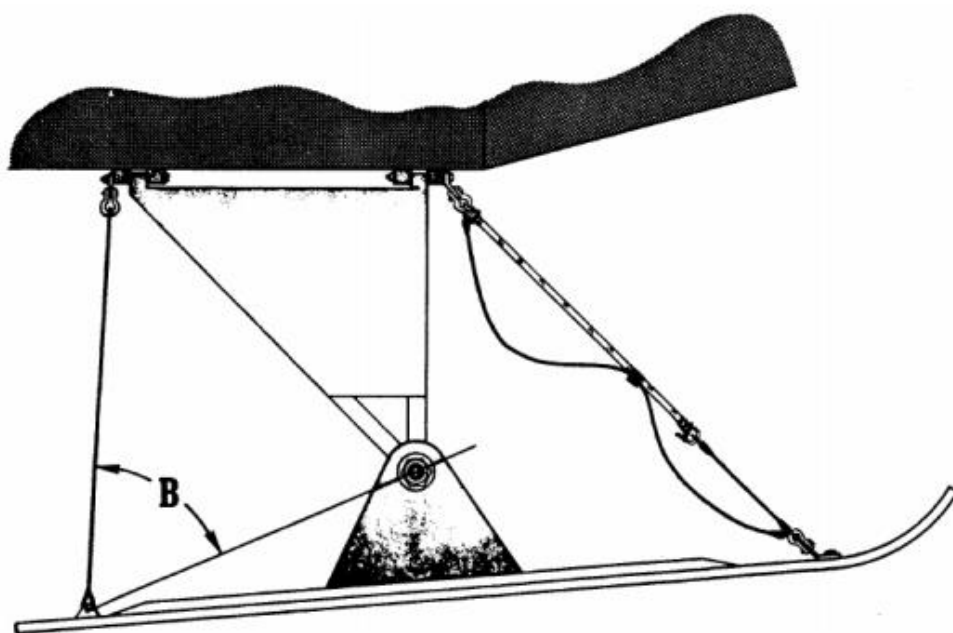


图 5-5 主轮雪橇最大负安装角（安全钢索绷紧状态）

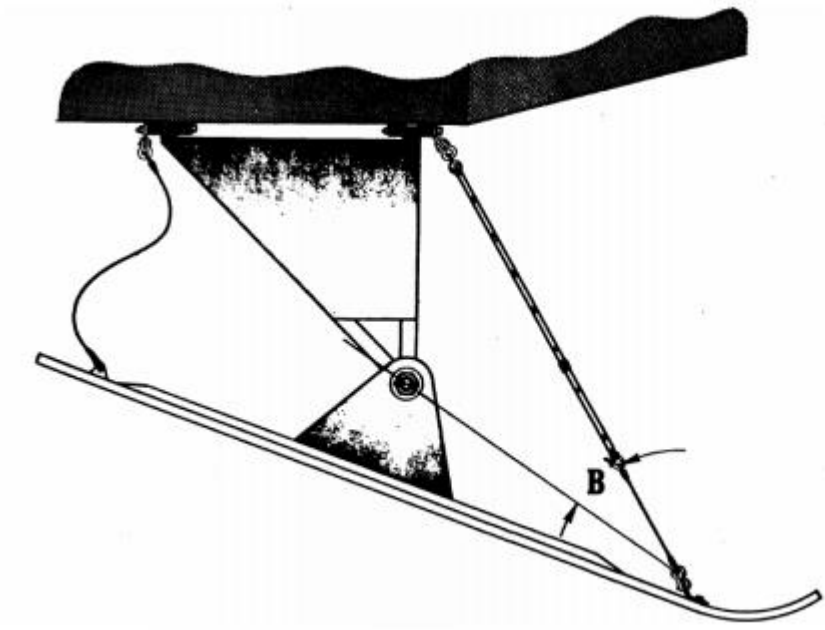
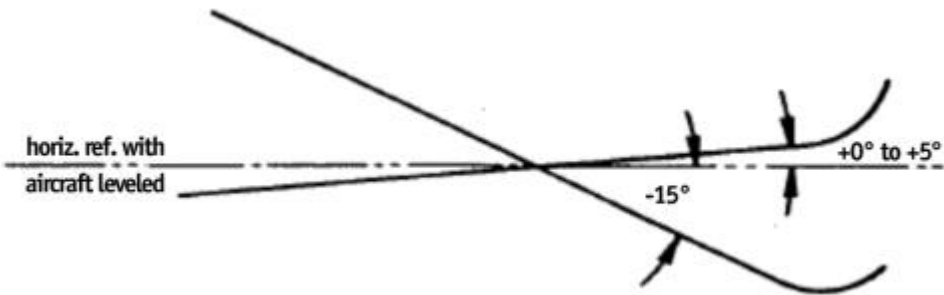


图 5-6 主轮雪橇安装角度



c. 主轮雪橇减震绳所需的张力。

(1) 对雪橇的前端施加足够的减震绳张力，以防止飞机在操作雪橇时，空速和姿态在整个范围内颤动和“倾倒”。由于在将减震绳连接到雪橇上使用了各种角度，所以减震绳的张力是不能指定。当雪橇处于正常飞行姿态时，可以指定一个必须施加到雪橇前端的向下的力，用以克服减震绳张力，同时使得检查缆索松弛。这种向下的力通常被称为减震绳张力。

表 5-2 雪橇的近似主要张力

雪橇极限载荷 容量	向下的力 (磅)
1500-3000	20-40
3000-5000	40-60
5000-7000	60-120
7000-9000	120-200

注意：用弹簧钢或其他柔性起落架给飞机安装主轮雪橇时，不要依靠这些拉力值。减震绳产生的足够大的张力，需要表 5-2 所列出的向下的力，来克服它们在这种飞机上的主轮雪橇上可能产生过度的内向偏斜安装。齿轮腿在灵活度的变化，使得其难以建立适用于所有具有柔性起落架的飞机的通用拉力。

(2) 减震绳的张力也必须足以使雪橇从所有空速的最大负的入射角度恢复到正常的飞行姿态，直到安装了雪橇的飞机的极限速度。在没有更精确的数据的情况下，当雪橇处于最大负安装角度时，每个减震绳必须能够产生一个与滑雪台座轴承中心线 $M = (0.0000036)(W)(VNE)^2 \text{ ft} \cdot \text{lbs}$ 有关的抬头力矩，其中 W 是飞机的最大认证总重量， VNE 是其雪橇安装后的极限速度。

d. 位于在减震绳处的弹簧。如果使用弹簧代替减震绳来提供校装张力，那么它们必须能够经受极度寒冷和轻微的外部划伤，并且不会导致过早疲劳失效，同时不得使雪橇，索具或起落架在一段飞行时间内或俯冲测试的过程中，发生颤动或令人反感的振动。

e. 前轮雪橇的安装。前三点式起落架飞机的前轮雪橇的安装，与主轮雪橇的安装方式一致（参见图 5-7），除了：

(1) 调整安全绳的长度。提供 ± 5 到 ± 15 度的雪橇安装角。

(2) 如有可能由于振动使得滑雪索具与螺旋桨螺栓接触，请安装 $1/4$ 英寸的减震绳，以将索具固定在螺旋桨弧之外。

图 5-7 典型的前轮雪橇的安装



f. 尾部雪橇的安装。

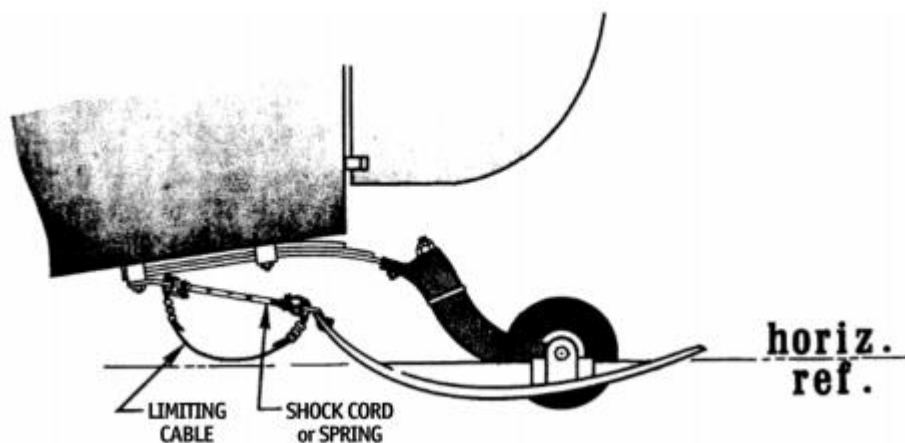
(1) 在使用传统起落架的飞机上安装尾部雪橇时，请使用在大约相同重量的飞机上获得批准的尾部雪橇，并且当飞机处于三点式的姿态（10%以内），或选择尾部雪橇，如第 501 和 503 段所述。某些类型的尾部滑雪需要拆下尾轮，将其余部分安装在其上部“雪橇”上。

(2) 调整限位电缆的长度（参考

图 5-8），让雪橇在直接承受飞机重量时，也能在直线向前位置的任何一侧转动约 35 度。

(3) 在飞行期间，减震绳（参考图 5-8）的长度必须使雪橇保持在直线向前位置。

图 5-7 典型的尾部雪橇安装



506. 文献汇编

a. 飞机或雪橇生产商的数据。符合第 503a 段讨论的经批准或接受的文件所列的飞机作为雪橇所需的标语牌，标志和手册的要求。

b. 性能信息。以下段落包含配备新的或更改的滑雪装置的飞机所需的最低额外性能数据。请参阅 AC 43-210（当前版本）第 4 章，了解有关核准飞机飞行手册（AFM）补充的更多指导。

(1) 对于需要批准 AFM 的飞机，获得 FAA 的批准，从而获得可以将以下的或

类似的信息添加到“手册——性能”部分的 AFM 补充。

(a) 起飞。在温度接近 32° F，有平滑的堆积雪的最有利条件下，雪地飞机起飞距离大约比陆上飞机长 10%。

注意：在估计影响起飞距离的其他条件时，应谨慎行事，因为较低的温度或其他积雪条件通常会增加起飞距离。

(b) 降落。在温度接近 32° F，有平滑的堆积雪的最有利条件下，雪地飞机起飞距离大约比陆上飞机长 20%。。

注意：在估计影响着陆距离的其他条件时，应谨慎行事，因为其他温度或其他积雪条件可能会减少或增加这些距离。

(c) 爬升性能。在起落架固定的情况下（陆地飞机和雪地飞机），并且在爬坡要求不重要，爬升率降低缓慢（30-50 英尺/分钟），FAA 将接受一项在 AFMS 的性能信息部分的，关于降低爬升性能的声明。对于最低要求也至关重要的，有着较大变化的爬坡性能，或者是有可收缩式起落架的陆地飞机，则应获得适当的爬升数据，以确定变化，并将新的曲线，表格或注释纳入 AFMS 中。

(2) 对于不需要 AFM 的飞机，将第 506b (1) 段中的信息，以标识标语，标记，手册或其任何组合的形式提供给驾驶员。一种可接受的手册是经批准的补充 AFM。

507. 飞行和处理操作检查

根据“联邦法规”第 14 部（14 CFR）第 91 部分第 91.407 (b) 条，对起飞，着陆和地面处理特征进行操作检查。确保在尾高和尾低着陆时的雪橇角度不会因局部压力导致雪橇下俯或失效。**校验地面控制，对于完成一次断电后的慢速着陆过程是足够的。**在飞行中，雪橇必须保持稳定，检查钢索绷紧，不得产生过大的阻力或不令人满意的飞行特性。在飞机记录中输入此次校验的记录。

508. 维护（包括内容）

a. 检查和修复数据源。请联系飞机和雪橇生产商，以获取他们可能已经开发的详细的检查和维护说明。有关更多信息，请参阅 AC 43.13-1（修订版）第 9 章。

b. 持续适航文件（ICA）。**修改者（雪橇安装或改装的开发商）必须提供未来对添加或更改部件的检查，维护和修理的说明，并且还负责评估对产品同级别的 ICA 的任何更改的需求（影响更改飞机作为整体，当雪橇安装）。对于在具有适当的 ICA 的类似飞机上批准了相同型号的雪橇的简单的飞机/雪橇组合，可能只需要在新更改的飞机的维护记录中和/或在 FAA 表格的框 8 中 337 记录的滑雪装置中参考这些 ICA。对于需要特殊考虑的复杂滑雪装置，修改者可能需要开发新的特定于安装的 ICA。在任一情况下，修改者必须确保足够和适当的 ICA 可用于雪橇所有者或操作员。请参阅 AC 43-210 第 5 章的当前版本和 FAA 8110.54 命令，以获取有关 ICA 的更多指导。**

c. 雪橇和机轮的互换。经 14 CFR 第 43 部分，§ 43.3，适当授权的人员，当最初安装雪橇时，必须执行一次全新的重量和平衡计算。FAA 建议对这架初始计算的飞机进行称重。初始安装后，拆除雪橇并重新安装车轮。如果不涉及复杂的装配操作或新的重量和平衡计算，反之亦然。（参见第 43 部分，附录 A，(b) (4) (c) 中 (18)）。

注意：在随后对飞机的重量和平衡更改时，请务必更新其重量和平衡记录及其设备

列表，以说明所有的已批准的雪橇，机轮和浮子。

d. 需要周期性检查。季节性移除和安装的设备，如雪橇，如果在上次检查时没有安装在飞机上，应在安装时进行检查，以符合

§ § 91.407 (a) 和 91.409 (a)，第 43 部分附录 D, (e) (1) 和 (e) (10) 段的要求。检查期间应使用本段所述的所有可用数据。

509.至 599. 保留

第 6 章 非增压航空器氧气系统的安装

第 1 节 概述

600. 目的

本章节提供了在非增压航空器上安装气态氧气系统的可接受的方法。如安装其它的氧气系统（例如液态氧气），则应该联系当地的飞行标准地区办公室申请补充型号合格证（STC）。

601. 危害和警告（安装氧气系统时应注意的）

a. 氧气自身是不会燃烧,但是在空气中燃烧的物质会由于处于富氧环境而燃烧更猛烈。

b. 油和油脂在氧气环境下燃烧会伴随爆炸。

c. 对于某些可燃物质或者一般情况下不会在空气中燃烧的物质,由于高压氧气的快速释放,可能会使这些物质获取燃烧需要的温度而导致燃烧。

d. 如果高压氧气瓶失效,特别是铝制内衬复合气瓶,还存在潜在爆炸的可能性。

602. 其它参考（现行有效版本）

a. 联邦规章 CFR 14 号 23 部,适航标准: 正常类,实用类,特技类和通勤类飞机。

b. 14 CFR 43 部,维修,渐进式维修,翻新和改装

c. 14 CFR 91 部,一般飞行和维修准则

d. 民航规章 CAR 3, 飞机适航: 正常

累,实用类和特技类。

e. CAR 6, 旋翼机适航: 正常类

f. 咨询通告 27-1, 正常类旋翼机审定

g. AC 43.13-1, 可接受的方法,技术和操作——航空器检查和修理

h. SAE 协会航空信息报告 (SAE AIR) No.825B, 航空器氧气设备, SAE AIR 822, 通航氧气系统

i. HBAW (适航手册通告) 02-01B, 航空器设备——压力瓶维护

j. FAA 法令 8310.3, 适航符合性检查单手册

603. 至 606. 保留

第 2 节 氧气系统的安装

607. 系统要求

气态氧气系统中氧气一般储存在 1850psi 压力下或 425psi 下。所有的氧气系统都包括一个氧气瓶，调节系统和分配系统。各氧气系统最大的不同在于调节系统（详见 f）：

a. 气瓶。 气瓶必须符合 ICC（州际商务委员会）关于气瓶的要求，必须带有 ICC 或 DOT 3A，3AA，3HT 标识，气瓶上还必须标有使用压力的钢印。

b. 管道。

（1）低压氧气系统一般使用无缝铝合金或类似材料，外径 5/16 英寸，管壁厚 0.035"，管路尾端为双喇叭接头。

（2）高压氧气系统（1800psi），在进气阀和减压器之间使用的是外径为 3/16 英寸，管壁厚 0.035"，符合 WWT-779a N 型规格的无缝铜合金或不锈钢。管路尾端为银焊料锥形螺纹接头，以保证符合 MIL-B-7883 要求。

（3）减压器之后（低压段）管路外径为 5/16 英寸，铝合金材料。

注意：所有经过可能着火区的管路都必须使用不锈钢。

注意：如果管路在装饰板背后或通过正常检查无法 100%看见，那这些管路应该采用金属或者高压柔性管。

c. 接头。 接头材料必须能够适应工作在氧气系统的环境。接头材料不能使用低碳

钢或易腐蚀的材料。

（1） 高压。 气瓶之间的连接可使用不锈钢的常规喇叭口接头或缩管接头。通常情况下接头的材料应与管路材料一致。低碳钢或者铝合金接头不能与不锈钢管路一起使用。钛材料由于可能发生化学反应以及导致火焰，是绝对禁止使用钛接头的。

（2） 低压。 低压金属管的接头一般采用喇叭口或者缩管接头，与高压管类似。管路组件的尾端必须安装“B”型螺母。增压氧气系统不得使用通用接头（AN 807）或者螺纹接头。

d. 阀门。 氧气系统中必须包括一个可供飞行机组打开或关闭氧气供应的缓慢打开或缓慢关闭的活门。

e. 调节阀。 气瓶或氧气系统的压力是通过压力调节阀进行释放，该调节阀可人工或自动调节。调节阀安装应尽量靠近气瓶并符合航空审定要求。

f. 调节阀型号。 氧气系统依据调节阀类型分为四类：

（1） 持续流动型。 该氧气系统输出压力与飞行高度无关，始终保持一致。可以在最高 25,000 高度海平面英尺的乘客提供持续不断的纯氧。该系统可以手动或自动操作。

(2) 稀释型。该系统根据飞行高度自动将纯氧与外界空气进行稀释,以保持氧气处于合适的比例并用于呼吸。该系统根据飞行高度,依据预设的人体氧气需求量来自动稀释。

(3) 需求型。这类氧气系统利用高压压缩氧气,并且每个机组成员都可以利用调节阀将氧气压力从高调节到低。调节阀在减压之后可以依据穿戴者呼吸氧气情况自动循环减压之后的低压氧气。23.1441 规章要求运行高度超过 25,000 英尺的航空器必须装备需求型氧气系统以满足机组供养需求。

(4) 压力型。这类氧气系统一般不安装在小型通航航空器上。运行高度超过 40,000 英尺的航空器必须安装压力型氧气系统。该氧气系统通过高高度氧气呼吸系统(高于 40,000 英尺)将高压氧气输送给机组成员。该呼吸系统包括类似脸部的面罩工具,面罩可以提供适合呼吸的氧气,同时面罩有良好的密封性,并能保证相对的舒适性。

g. 流量指示器

(1) 持续流动性氧气系统包括一个球形流量指示器,风向标,风速计,或反映气流波动的横向压力指示器,或其它符合要求的流量指示器。

(2) 稀释型氧气系统可以安装空军/海军流量指示器。当氧气流动时,指示器应有正指示。

h. 减压阀

(1) 安装在低压氧气系统中的减压阀是用于安全释放由于过充导致的多余压力。

(2) 安装在高压氧气系统的减压阀是用于安全释放由于加热导致的多余压力。

i. 计量表。在飞行过程中提供气瓶中氧气量。

j. 面罩。对于特定的氧气系统中需要面罩。

608. 安装和设计考虑

氧气系统存在危害性。因此,应遵循下列警告:

a. 在工作开始前应清除手上、衣服和工具上的油,油脂(包括唇膏、发膏等)和灰尘。

b. 在切割装饰板之前,应检查氧气系统的管路走向。

告诫: 在安装氧气系统部件前,必须确保所有部件都没有油和油脂,以保证氧气系统的部件不会被油和油脂污染。

c. 除了连接或断开零部件时,清洁和吹干后的开口端必须加装堵盖。不得使用胶布、抹布、纸品进行封堵。

d. 对于没有按照下述方法进行清洁和密封的管路和接头必须进行清洁:

(1) 满足 MIL-T-7003 的稳定的三氯乙烯或四氯化碳进行蒸汽脱脂。用清洁干燥的高压气或氮气(在 700°F 和 760 毫升水银压

力情况下，每升氮气中水蒸气低于 0.005 毫克）进行吹干。

(2) 用满足 TT-N-95 的萘 (naptha) 进行冲刷；用高压气进行清洁和吹干；用满足 MIL-F-5566 的防冻液或无水乙醇进行冲洗；用清水彻底浸透；用干净、干燥的高压气彻底吹干，或在 250°F-300°F 之间加热一个半小时。

(3) 用抗碱清洁剂进行冲洗，并确保无油和油脂；用清水彻底浸透；用干净、干燥的高压气彻底吹干，或在 250°F-300°F 之间加热一个半小时。

e. 安装上述清洁后的管路，接头和设备，并保证与燃油，滑油和液压系统至少 6 英寸间隔。在必须与液压油隔离的管路、接头和设备之间安装隔板。

f. 管路与任何柔性操纵线缆或其它柔性可移动部件之间的间隙必须不低于 2 英寸。在管路与硬性操纵管路或其它硬性可移动部件之间的间隙必须不低于 1/2 英寸。

g. 管路与飞行和发动机操纵线缆、电子线路之间至少保证 6 英寸间隔。如有电路管槽，在管路与管槽之间间隙不得低于 2 英寸。

h. 在布置氧气系统的管路、接头和设备时，必须原理热空气管路和设备。必须与热空气管理和设备隔离或保持一定的间隙以确保不会加热氧气系统。

i. 氧气系统的管路安装必须保证不会发生振动或相磨。对于外径为 3/16 英寸铜

管，每隔 24 英寸应使用 AN-742 的夹子或类似夹子固定，对于外径为 3/16 英寸的铝管，每隔 36 英寸应使用 AN-742 的夹子或类似夹子固定。

j. 氧气供应阀门（控制阀门）的安装位置应保证飞行员可以在飞行过程中便于操作。如果飞行员操作方便，气瓶关断活门可以用作氧气供应控制阀门。常用于自动系统的多插孔式输出可以做为氧气供应活门，这是因为飞行员可以通过接通或断开氧气面罩来控制氧气流动。

k. 过滤器连接（如有），推荐安装在机身外部或其它可保证氧气不会泄露在航空器内部的方式安装。同时还必须考虑附近有无燃油、滑油或液压油等。过滤器旁还应装有铭牌。另外，与高压氧气系统连接的任何航空器或地面设备阀门都必须操纵缓慢。

注意：为避免由于系统渗漏导致氧气损失，氧气关断阀门应安装在气瓶或尽可能靠近气瓶。

609. 设备定位和安装

在安装之前应先判断载重/负载因子和重心限制等。

a. 在行李舱或其它合适的位置安装气瓶时应考虑关断阀门是否便于接近。同时还应考虑在客舱内部是否容易接近阀门，以便飞行中可打开或关闭阀门。

b. 气瓶支架与航空器的安装连接应固定可靠，可安装在机身或地板上。应使用带有纤维的 AN 标准螺栓或其它类

为保证安装可承受第一章所说的内力，安装过程中可视情使用三角片、梁或其它增强件。

c. 为确保气瓶不会被行李等物件损坏，可考虑安装保护罩。

d. 气瓶与防火墙至少有 1/2 英寸间隙。

e. 为避免高压管路过长，调节器应尽量靠近气瓶。

f. 面罩存储位置应确保在使用过程不会有过多时间浪费在取和放上。

610. 螺纹使用的化合物

螺纹防咬死剂和密封胶应符合 MIL-T-5542-B 要求或其它等效化合物。

a. 对于直螺纹的铝合金管宽口接头不能使用这类化合物。合适的宽口开口和紧固已经可以保证接头的密封性。

b. 对于所有锥形外螺纹可以使用防咬剂或密封胶（符合 MIL-T-5542-B 或 MIL-T-27730 四氟乙烯胶带），或等效物。

c. 使用时应遵循厂家推荐要求。涂抹时应确保只涂在外螺纹上，量适当，化合物只需覆盖前三圈螺纹。化合物不能用于连接套管，也不能涂抹在管路宽口外侧。

611. 功能测试

在更换检查盖板或装饰板之前，应按照下列要求进行功能测试：

a. 缓慢打开气瓶阀门，并观察压力表。

b. 打开供应阀门，并拆下一个面罩管路和卡口接头。将卡口分别插入每个氧气输出口。将面罩管路放在嘴唇处，可以感受到

Par611

每个氧气输出口都会有少量气流。

c. 对全系统进行检查有无渗漏。可以使用温和肥皂液（橄榄肥皂）或氧气设备供应商提供的渗漏检测剂进行检查。

d. 如发现渗漏，应关闭气瓶关断阀门，并将一个面罩插入到氧气输出端或者拧松系统的某个连接口，以降低管路压力。当压力将为零时开始进行修复。重复上述步骤直到系统无渗漏。

警告：当管路中有压力时不能对氧气系统的接头进行拧紧工作。

e. 检查氧气输出口是否有渗漏。将肥皂液涂抹在输出端。肥皂液用量不能多。检查后清洁残渍以防灰尘。

f. 检查氧气输出端的流量在不同高度是否均满足要求。这个检查可以通过下述方法之一实现：

（1）在一个连续流动的流体系统中，如内压力/流量已知（通过节流孔计量计得出），低压管中的压力则也可以通过最大压差计算出来（最大压差发生在氧气输出口）。在所有氧气输出端进行上述测试。通过上述计算出的流量应等于或略大于所要求的流量。

（2）除上述以外，当所有输出口打开时，可以使用气表、旋转流量计或其它工具，测量氧气通过输出口（此时压差最大）的流量。

（3）使用手动调节器的连续流动系统的氧气流量测量可以在海平面水Pfigb55成。

但是，对于使用自动调节器的连续流动系统的氧气流量测量则必须在其允许的最大运行高度上完成。调节器的制造商应提供相关操作特性数据。以便决定是否需要进行飞行测试。

(4) 由于调节器厂家可以提供相关数据，因此对于稀释型或直接供应型系统，不需要对每个氧气输出口进行流量检查。但是对于这类系统，氧气的有效性则必须进行检查，将面罩带上，将调节器调到 100%氧气位置，通过呼吸判断调节器阀门和流量指示器是否正确。

g. 通过下述方法之一或其它等效方法判断每个输出口的氧气流量：

- (1) 听氧气流量的声音。
- (2) 观察换气器或贮气囊的充气状况。
- (3) 安装流量指示器。

612. 操作指令

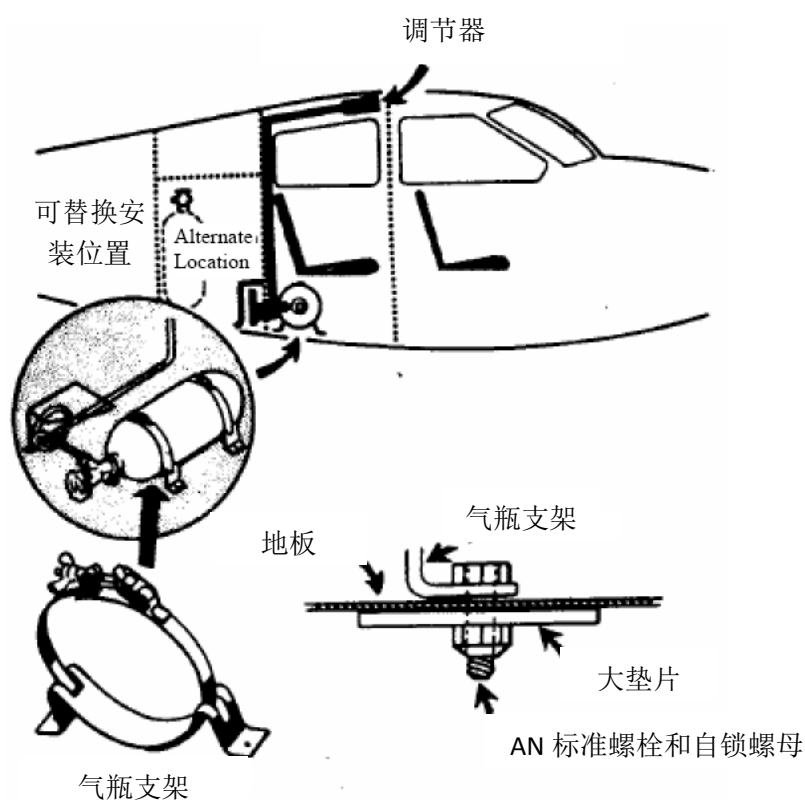
依据氧气系统的类型和面罩等，提供操作指令。这些指令包括图表，反映在不同的气瓶压力和压力高度下，氧气可持续供应情况。

613. 至 617. 保留

表 6-1 典型氧气持续情况

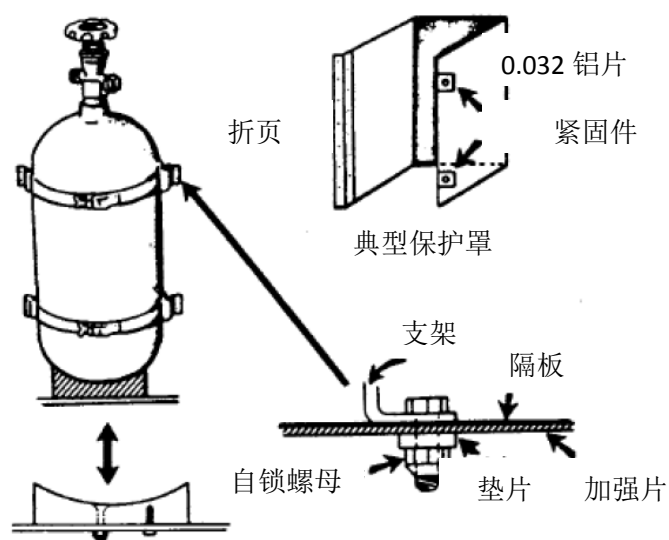
不同高度下氧气持续供应时间（小时）					
人数	8000 英尺	10, 000 英尺	12, 000 英尺	15, 000 英尺	20, 000 英尺
只有飞行员	7.6 小时	7.1 小时	6.7 小时	6.35 小时	5.83 小时
飞行员和一名乘客	5.07 小时	4.74 小时	4.47 小时	4.24 小时	3.88 小时
飞行员和两名乘客	3.8 小时	3.55 小时	3.36 小时	3.18 小时	2.92 小时
飞行员和三名乘客	3.04 小时	2.84 小时	2.68 小时	2.54 小时	2.34 小时
飞行员和四名乘客	2.53 小时	2.37 小时	2.24 小时	2.12 小时	1.94 小时
注意：以上持续时间是基于完全充满的 48 立方英寸气瓶。对于使用 63 立方英寸的气瓶，在上述数据基础上乘以 1.3。					

图 6-1 典型地板安装的氧气系统



视载荷情况，使用足够厚度的铝板或胶合板加强地板强度

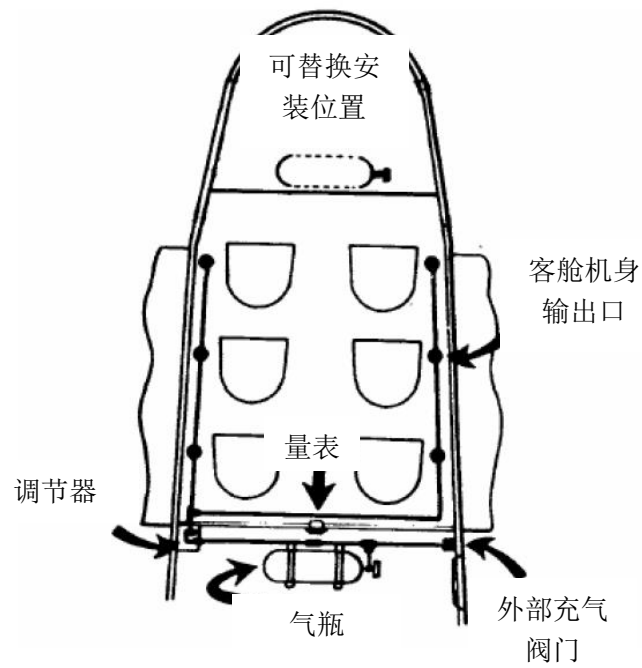
图 6-2 典型行李舱安装的氧气系统



气瓶支撑块—其应与气瓶底座曲线吻合，用防下沉机械螺钉或木质螺钉固定。

注意：用保护罩将气瓶和阀门与行李隔离，以免被行李损坏。

图 6-3 典型轻型双排座椅飞机的氧气系统安装



第 3 节 适航符合性检查单：非增压航空器氧气系统的安装

618. 概述

对于 FAA 批准的飞机制造商或 FAA 批准的
的安装方案，FAA 可接受其安装，不需要对
安装做进一步检查。对于其它方式的安装，
必须按照下述要求进行检查以确保安装符
合要求。

619. 适用的联邦航空规章

安装应满足 602 所列的规章要求。

620. 结构检查要求

a. 在安装气瓶过程中，如改变或改装了
飞机结构，应判断飞机结构是否还保持原有
强度和结构完整性。

b. 如果面板增加了计量表或在机身外
侧安装了充气阀门，应判断面板和机身的结
构或其支撑结构完整性。

c. 如存在改装，判断是否影响其重心。

d. 检查所有管路走向正确且固定可靠。

621. 对飞机和人员的危害

判断氧气系统的安装和使用对飞机和
人员是安全的，且不会发生 601 所提及的危
害。

622. 运行

a. 对于由于运行要求而需要加装氧气，
判断系统的容量是否满足所有机组和乘客
的需要。

b. 供氧量满足要求。

c. 飞行过程中每一机组成员均可操纵

氧气调节阀。

Par623

d. 判断是否有方式告知机组何时打开
或关断氧气供应。

e. 判断是否有方式告知机组氧气系统
中的氧气量剩余多少。

623. 详细设计标准

判断：

a. 所有零部件均可在氧气环境下工作。

b. 调节器尽可能靠近气瓶，且安装尽
可能使用较少的接头。

c. 在正常检查过程中，管路应 100%可
见。

d. 每个呼吸设备应连接一个可观察氧
气流量的设备。

e. 位于潜在着火区域的管路必须使用
不绣钢材质。

f. 如在行李舱加装了氧气系统部件，应
加装护罩以保护系统部件遭受行李移动导
致的损坏。

g. 在加装系统零部件的位置，应安装标
牌警示此处不得存储滑油或碳氢化合物。

h. 当气瓶安装在密封且无法接触的区域，
应安装烟雾探测器。

i. 安装氧气系统之后应更新货物区域
的重量限制标牌。

j. 所有氧气系统的输出端应有标牌指
示。

k. 非航空器上应加装“使用氧气系统时
不得吸烟”或类似的标牌（例如，操作指令），

Page60

且标牌对所有机组成员可见。

624. 持续适航指令

是否已完成或有：

a. 氧气系统操作、维护指令，气瓶更换程序。

b. 在 AFM（飞行手册）或相关标牌中增加了氧气设备的是使用指令。

注意：AFM 中任何内容的改动必须经 FAA 批准。

c. 氧气系统的检查、测试周期和程序。

d. 相关机械图示，线路图，如需。

e. 氧气瓶流体测试要求和气瓶更换要求。

f. 恒定流量氧气系统的多输出端压力检查周期（年度检查）和要求。

g. 设计氧气系统维护程序时，应满足 AC43.13-1（现行有效版）9-47 和 9-51 的要求。

625. 记录保存

应满足以下要求：

a. 完成 43.9 要求的维护记录。

b. 设备目录，重量和平衡记录已更新（参考法令 8310.6 第一章）。

626. 至 699.保留

第 7 章 旋翼机外部吊挂设备吊索和外部支架安装

第 1 节. 概述

700. 目的

本小节主要关于在规章要求（14 CFR Part133）如何装配和安装 B 类旋翼机的外部吊挂钢索。作为旋翼机外部载荷的连接方式，吊索包括快速释放设备（挂钩），连接钢索，用于连接吊索和旋翼机的接头等。133 部的 133.43（d）描述了快速释放装置的具体要求。

701. 危害和警告

吊索承受的载荷会与旋翼机的重心，特别是在横向，也包括前后方向，产生较大的影响，应特别注意。使用 TC PMA 件，T50 或设计工程委任代表批准的零部件。

702. 参考

在加改装之前必须确保所有与此次加改装有关的规章条款、咨询通告、制造商相关数据等资料的最新有效性。参考 CFR14 规章 27 部，民航规章 6，旋翼机的适航指令（旋翼机正常类）。

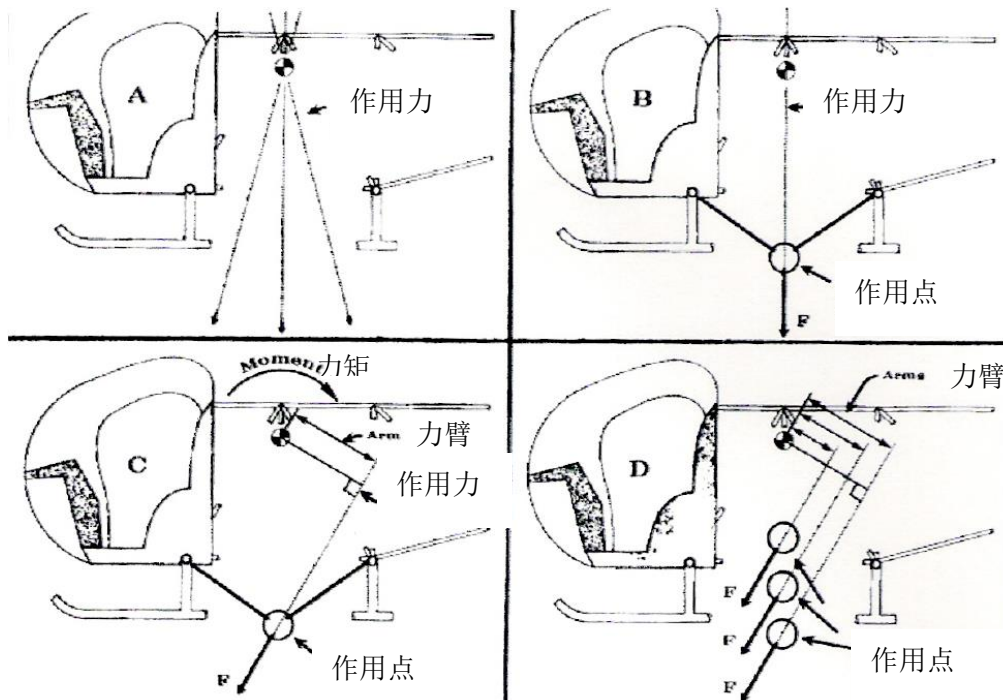
703. 安装要求

a. 货物位置应处于旋翼机重心包线内。货物理想的吊挂位置应保证进行任何操作时，操纵线都穿过旋翼机的重心（参见图 7-1，A）。但是，大多数吊索安装后，只有操纵线处于旋翼机重心的垂直或靠近垂直的位置，才能保证操纵线穿过旋翼机的重心（参见图

7-1，B）。

（1）由于吊索与旋翼机的连接方式不同，或加速度、空气动力，旋翼机载荷等因素，导致操纵线没有穿过旋翼机的重心，此时重心会改变。重心会沿着纵向或横向（或结合二者）移动。移动量的大小是依据操纵线力臂和力（F）的大小。F 和力臂的乘积得出一力矩值，这个值可以用来计算旋翼机重心（参见图 7-1，C）。如果此时重心位置已超过允许的重心极限，则旋翼机将处于不可控制的状态。

图 7-1 货物释放位置与旋翼机重心的关系



(2) 可以缩短力臂的安装方式或者位置将会缩短重心位置,此时重心位置会随着载荷和作用力角度移动。(参见图 7-1, D)

b. 最大外部载荷。最大外部载荷(包括吊索重量)不能超过快速释放装置的载荷。

704. 装配和安装

a. 静测试。安装的吊索必须能承受 133.43 (a) 要求的静载荷。按照第一章的要求进行测试。为避免测试对起落架造成损伤变形,在测试过程中可以在起落架与机身连接处进行支撑保护。

b. 钢索型吊索的吊索角度。理想的吊索角度(从水平方向测量)为 45—60 度。当吊索角度为 90 度是,此时钢索的张力最小,此时钢索张力接近 0。因此在钢索强度

但是吊索角度不能低于 30 度。

c. 最低吊索钢索强度

(1) 每根吊索钢索在 30 度时的钢索强度应该是最大外部载荷的 2.5 倍。133 部要求是 2.5 倍,但是由于钢索在使用过程中性能损失,这个最低期望值最好再翻倍,即为 5。因此,钢索强度会是外部最大允许载荷的 5 倍。

例如: 最大外部载荷为 850 磅

最低要求吊索强度 $850 \times 2.5 = 2125$ 磅

最低期望吊索强度 $850 \times 2.5 \times 2 = 4250$ 磅

(2) 直径 3/16 英寸，非柔性的 19 线束钢索 (MIL-W-6940) 可以满足钢索强度要求。表 7-1 提供了不同的外部载荷对应不同的钢索尺寸的对照表(基于 5 倍外部载荷)。

表 7-1 钢索载荷表

最大外部载荷 (磅)	钢索尺寸		
	MIL-C-5693 和 MIL-W-6940	MIL-W-151 1	MIL-C-5424
100	1/16	3/32	3/32
200	3/32	1/8	1/8
300	7/64	1/8	1/8
400	1/8	1/8	5/32
500	5/32	5/32	3/16
600	5/32	3/16	3/16
700	3/16	3/16	3/16
800	3/16	3/16	7/32
900	3/16	7/32	7/32
1000	7/32	7/32	7/32
1200	7/32	1/4	1/4
1400	1/4	1/4	9/32
1600	1/4	9/32	5/16
1800	5/16	5/16	5/16
2000	5/16	11/32	3/8

d. 吊索安装

(1) 将吊索与起落架或其它支撑外部载荷的结构件连接。安装快速释放装置时，其开口处应处于便于观察的方向。当用钢索支撑快速释放装置时，应确保钢索没有打结或在允许的打结范围内。

(2) 部分释放装置带有一个辅助装置，以便在全自动工作时起到辅助作用。将辅助装置用安全销安装到释放装置上。该安全销在作用在辅助装置上的载荷大于该销子可允许承受的载荷时会切断。吊索安装还应该

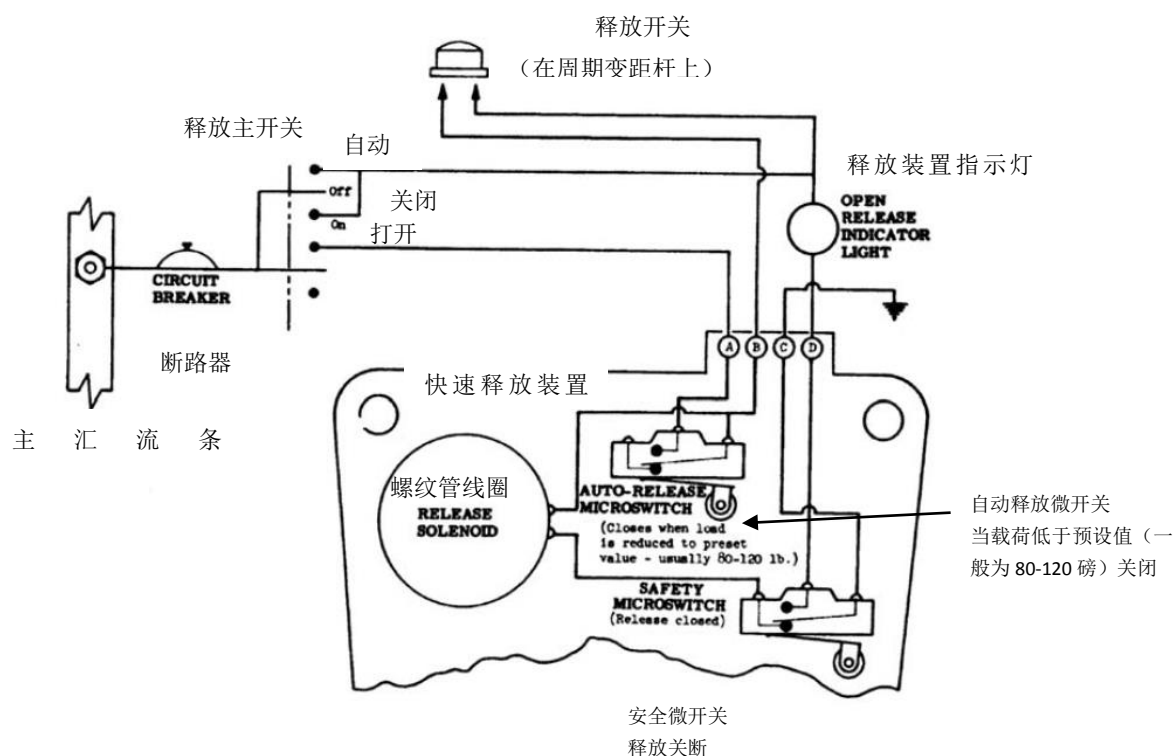
考虑当吊索装置不用时，应将吊索收放在机身上，以防止在地面被拖拉或撞击而损坏。

e. 释放控制的安装。 参见图 7-2，典型电子控制线路图

(1) 释放主开关安装位置应便于飞行员操作，同时还应提供可以让释放线路失效的方式。释放线路的电源应来自主汇流条。某些释放装置提供了“自动”按钮，当货物接触到地面且释放装置上的承受载荷低于预设值时，如果此时在自动按钮上，则货物会被自动释放。

(2) 货物释放装置按钮安装在主控制杆上。通常安装在周期变距杆上，以保证飞行员在操控货物释放过程中不会分散过多的注意力。

图 7-2 典型货物吊索线路图



(3) 在飞行员可接近的位置安装应急手动释放控制开关。应急开关可以使得在货物未被正确释放的情况下继续完成相关任务。

(4) 部分释放装置带有手动地面释放手柄，允许在地面打开释放开关。

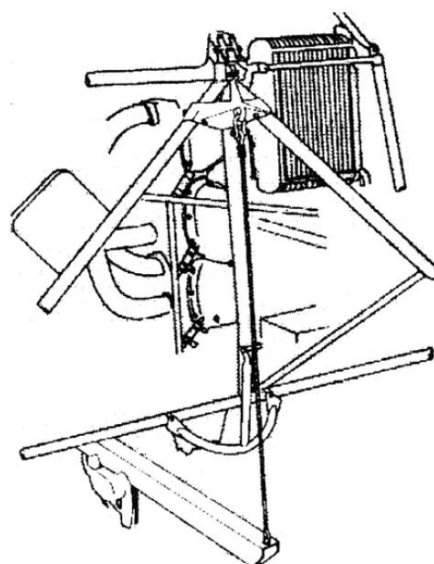
(5) 对释放控制部件贴上标签或标牌。

f. 功能测试

(1) 在不同载荷情况下，包括最大外部载荷，对释放装置的释放控制进行测试。可以使用模拟载荷测试。

(2) 如果快速释放装置带自动释放功能，则当主开关位于自动位，且承受的载荷低于预设值（通常为 80-120 磅）时，货物会被自动释放。

图 7-3 典型吊索安装 (1)



g. 飞行补充信息。除非旋翼机飞行手册中已包含了 133.47 规章的要求，否则不得从事 133 部所涉及的外部载荷运行。同时还必须更新航空器重量和平衡数据，设备清单和履历本。同时按照 43 部 43.5 (a) 和 43.5 (b) 的要求，吊索安装还必须完成主要加

改装维修记录 FAA Form 337。

h. 检查和维护。在每次工作和功能测试前还必须进行相关检查。同时按照厂家要求完成相关维护工作。

705.至 706. 保留

图 7-4 典型吊索安装 (1)
显示机身连接

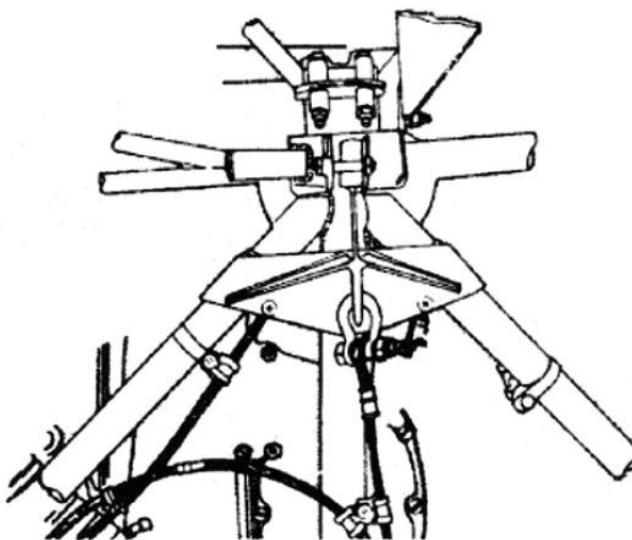


图 7-5 典型吊索安装 (1)
显示前后止动块

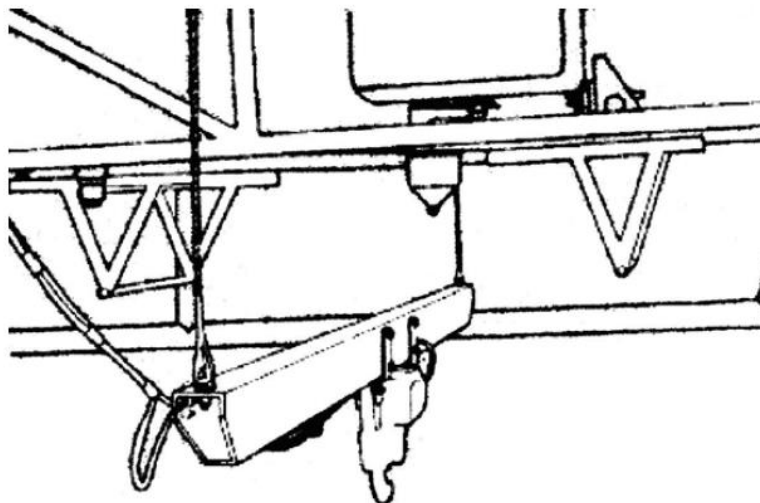


图 7-6 典型吊索安装 (2)
挂钩直接与机身下方连接

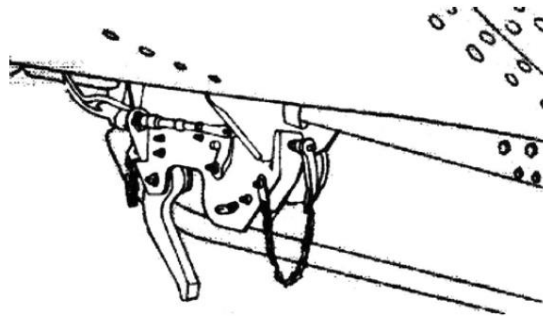


图 7-7 典型吊索安装 (3)
4 钩吊索, 钢缆

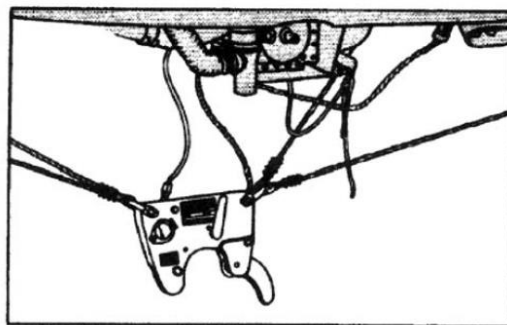


图 7-8 典型吊索安装 (3)
显示吊索与起落架横管的连接方式

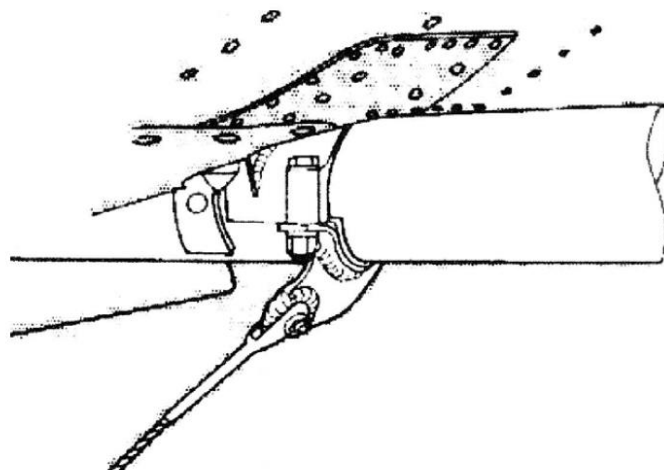
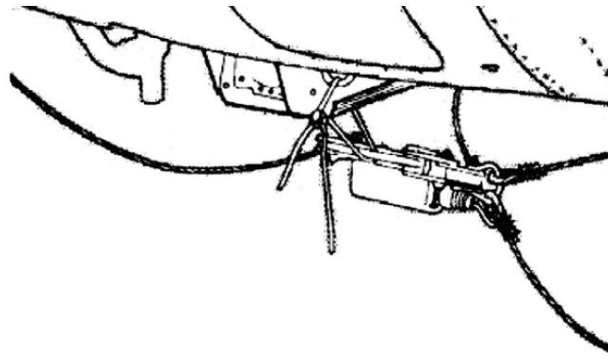


图 7-9 典型吊索安装 (3)
显示吊索在存放位置



第 2 节. 货物支架

707. 概述

本节包括运行在 133 部的 A 类旋翼机加装外部货物支架的装配和设计信息。

708. 支架的装配

支架的结构类型和连接方式主要取决于其材料以及旋翼机的构型。图 7-10 至 7-14 显示了典型的结构和安装方式。

709. 静测试

安装后的支架必须能够承受 133.43 (a) 所要求的静测试。按照第一章的要求完成测试。

710. 飞行补充信息

除非旋翼机飞行手册中已包含了 133.47 规章的要求, 否则不得从事 133 部所涉及的外部载荷运行。

711. 至 799. 保留

图 7-10 典型支架安装 (1)

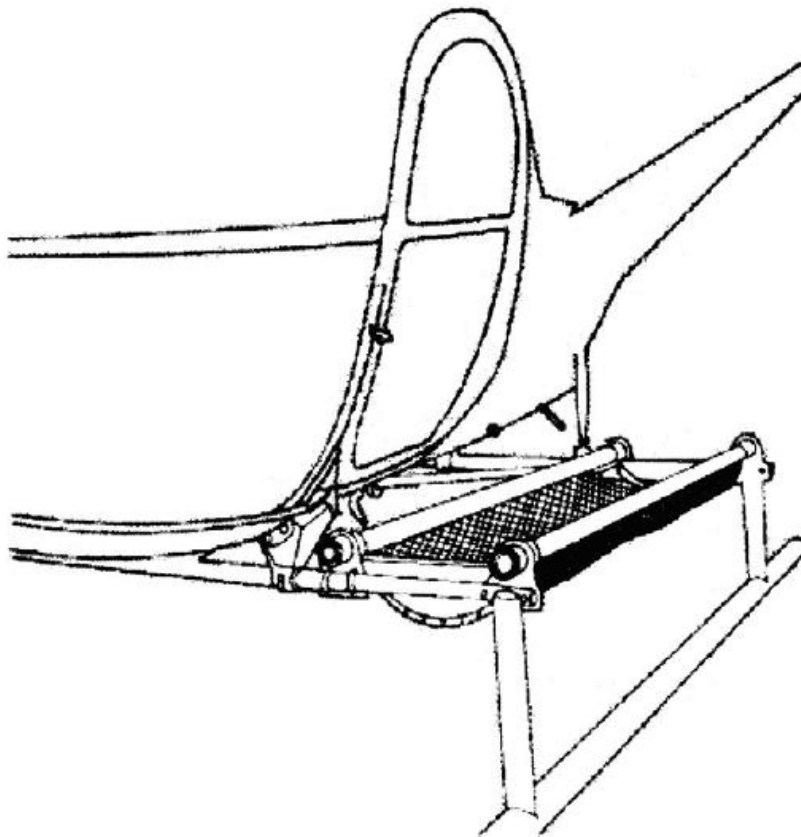


图 7-11 典型支架安装（1）
显示连接细节

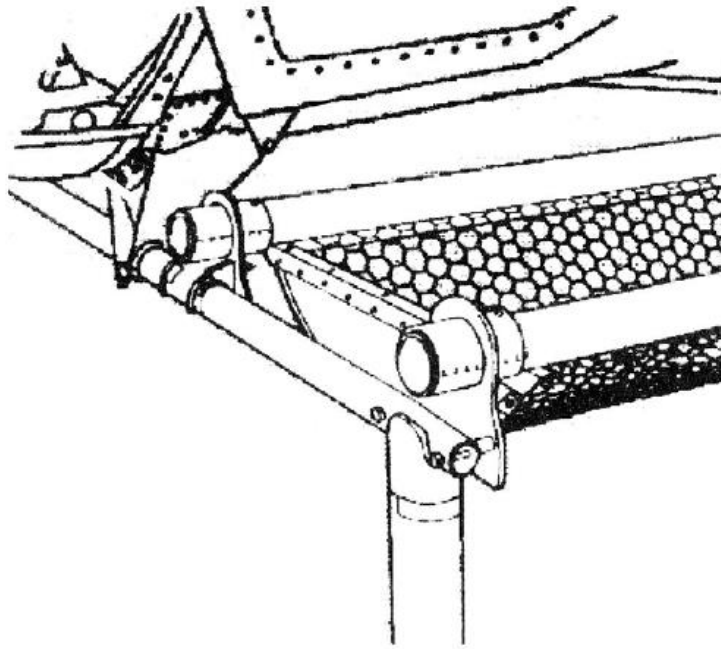


图 7-12 典型支架安装（2）

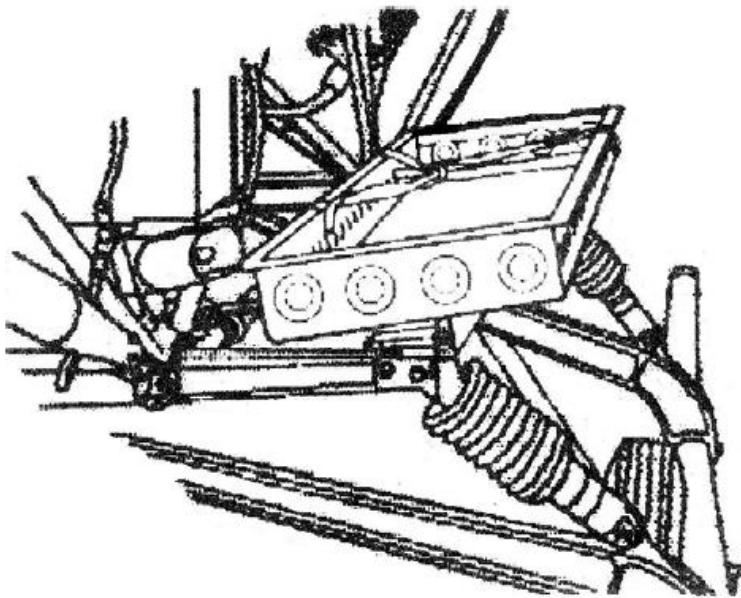


图 7-13 典型支架安装 (2)
显示完成部分安装的支架

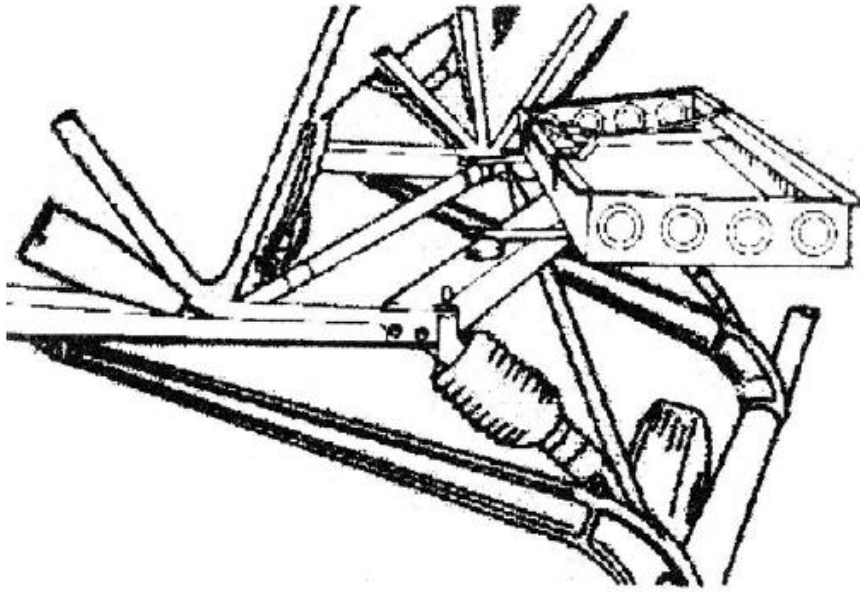
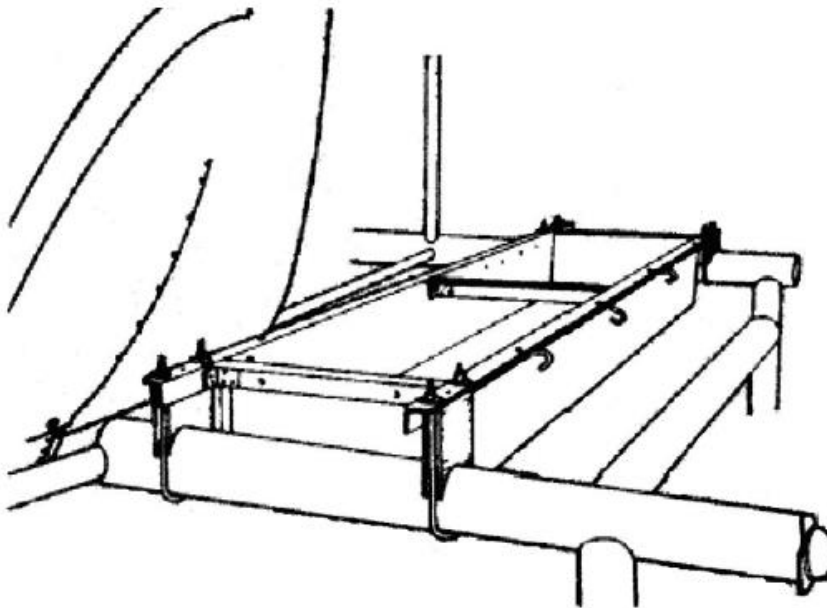


图 7-14 典型支架安装 (3)



第 8 章 滑翔机和旗帜的拖带安装

800. 目的

本章包含了旗帜和滑翔机拖链的设计和
安全信息。本章还讨论了对接头的检查、
维修和持续适航管理。

801. 危险和警告

旗帜拖绳载荷方向和最大弧度范围相
对滑翔机极限在锥度更小的范围（见图 8-1
和图 8-2）。本章中满足旗帜的拖链标准可能
不适用于滑翔机的拖拽。基于这两个被拖物
体之间的空气动力学差异，滑翔机和旗帜的
拖带安装因载荷角度需分开处理。

802. 参考

本章将偶尔参考制造商文件、联邦法规
第 14 卷（14CFR）的某些相关内容以及相关
的 FAA 咨询通告（AC）。安装人员有责任确
认被作为参考资料使用的这些文件是最新
修订的。参照民航法规 6 “旋翼机适航”，正
常类和质量 8900.1，第 8 卷第 5 章第 2 节“极
限类飞机专用更改”。

803. 安装注意事项

a. 重量与平衡

在多数情况下，拖带组件的重量会影响
后部的重心（c.g.）位置。为确保安装造成
不利影响不被忽略，请按照联邦法规第 14
卷第 43 部 43.5 条的规定，对飞机重量和平
衡记录进行相关计算。43.5（a）和（b）的
要求必须遵守，并填写维修记录和修理改装

表格。

b. 设备清单

应更新飞机设备清单，以反映任何牵引
设备的安装。还应根据需要对飞机的驾驶员
操作手册（POH）或飞行手册进行修订。

c. 防腐

拖带是传统的简单机械装置。然而，不
合适的维护可能会导致飞行员处于危险之
中。尾部拖带暴露在外，应采用适当的防腐
方法以保证可操作性并避免故障。参考制造
商文件或现行有效版本的 AC43.13-1 “可接
受的方法、技术和实施-飞机检查和维修”
第 6 章，完成额外的防腐措施。

804. 制造和安装程序

a. 方法

使用制造商数据或由适航委任代表批
准的数据完成拖带安装，这些数据批准可以
是补充型号合格证（STC）也可以是现场批
准。安装所需的支架、零件、配件的制造应
使用咨询通告（如现行有效的 AC43.13-1）
中的数据来完成，以确定这些零件的材料要
求、负载要求以及类型和尺寸。

b. 结构要求

飞机上安装的拖带的结构取决于其预
期用途。

c. 连接点

牵引机构连接在机身的绑定点或尾轮支架

上。这些点的承重设计足以承受牵引负载。保持机身连接点到脱钩的长度最小，因为随着连接臂的长处增加，连接螺栓上的负载将成倍增长。

d.滑翔机牵引负载测试

(1) 牵引飞机的保护是通过拖绳组件来实现，此拖绳在拖拽飞机的结构损坏发生前自行断裂。拖带上搭载的正常牵引载荷很少超过滑翔机重量的 80%。因此，拖拽 1000

磅滑翔机拖绳组件设计载荷估算为 800 磅。对估算载荷乘以 1.5（提供安全余量），我们得到极限载荷值为 1200 磅。1200 磅的极限载荷值用于 8-2 段的静力实验或分析程序，以确认拖钩安装的强度。当拖钩和与其连接的飞机结构被证明能够承受极限载荷，如本例中的 1200 磅，则依据设计载荷建立的拖绳组件的最大断裂强度为 800 磅。因此，拖绳在拖拽飞机结构损伤发生前将断裂。

图 8-1.滑翔机拖拽角度

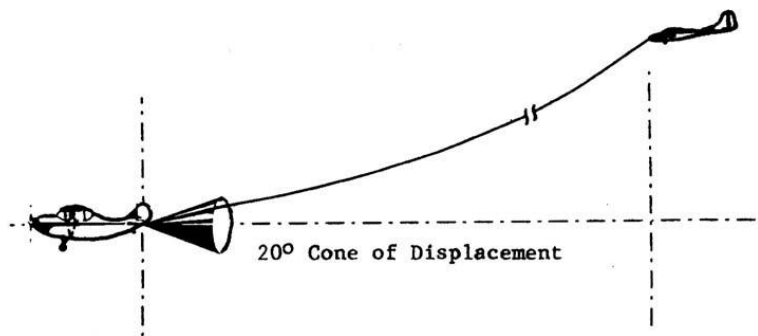
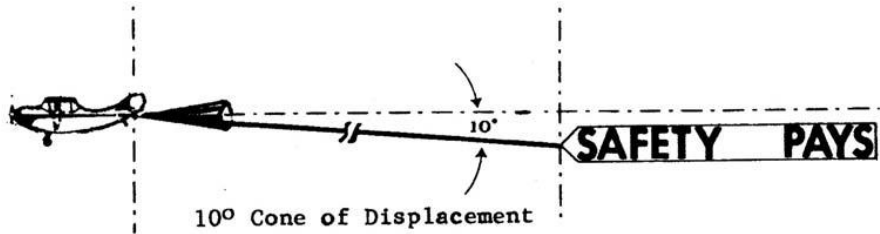


图 8-2.旗帜拖拽角度



(2) 如果挂钩和机身的极限承载能力已知，则可以应用另一种方法。在这种情况下，已知载荷值除以 1.5 获得设计负载极限。例如，如果拖钩和机身极限载荷已知为 1800 磅，则将其除以 1.5 ($1800 \div 1.5 = 1200$)，得到 1200 磅的设计载荷值。因此，如果使用额定值为 1200 磅的拖绳组件，则在达到拖钩和连接结构的结构强度极限前，拖绳会断

裂。

(3) 当拖钩安装时，可通过以下方式建立最大的牵引绳断裂强度：

(a) 将机身和拖钩安装的已知极限载荷能力除以 1.5；

(b) 获得拖绳组件设计载荷需求，乘以 1.5，达到极限载荷。然后分析或静力实验，确定拖钩和机身的能够牵引负载。

(4) 旗帜拖带。

安装拖钩，并使用两倍旗帜操作重量的极限载荷测试拖钩。

(5) 多拖带。有时会在旗帜拖拽飞机上使用多拖带。这种安装需单独评估批注。

805. 结构测试

当在飞机上使用未经批准的支架时，需要对一些结构进行测试。可通过静力实验或结构分析来确定飞机结构能承受所需载荷。

a. 静力实验

当使用静力测试来验证结构强度时，对拖带施加预期的极限载荷。用于拖拽旗帜的飞机拖带必须使用至少 2 倍被拖旗帜重量的测试，测试时使用图 8-2 所示的锥角。用于滑翔机拖拽的飞机拖带必须使用最小约 80% 滑翔机最大重量的测试，并使用图 8-1 所示的锥角。需按照第 1 章第 106 段的程序进行静力测试。

b. 结构分析

如果局部机身结构无法通过牵引负载静力测试验证强度，而使用经验方法来测试可靠性，则将机身进行工程分析以确定局部结构足够强。此分析应使用 1.15 或更大的载荷系数。

806. 拖拽角度

应在多个拖拽角度对系统进行测试，以确认：

a. 对尾轮或相邻结构没有干扰。安装在尾轮弹簧或桁架上与尾轮一起上下移动的牵引钩（如图 8-6 和 8-7 所示）必须在负载

下进行测试，以确认它们不与任何控制面板接触。

b. 牵引绳在最大侧向和垂直的角度必须与所有固定和活动表面（活动表面任何位置）保持间隙。

c. 牵引钩不得旋转。经验表明，旋转可能导致作业过程中释放线与拖绳缠绕。

d. 牵引钩开口不得撞击飞机的任何部分。

e. 牵引钩在负载时能在任何角度释放。

807. 标示牌

应在驾驶舱的显眼位置安装标示牌，以告知飞行员拖拽系统的结构设计限制。以下是安装的标示牌示例：

a. 针对滑翔机拖钩“滑翔机拖绳组件断裂强度不得超过____ * ____磅”。（*第 804d 段确定的值）

b. 针对旗帜拖钩“旗帜拖钩最大重量____ ** ____磅”。（**旗帜拖钩极限为 804d 段的一半负载）

808. 安装程序——拖钩类型

在美国使用两种类型的滑翔机牵引钩：美国制造的 Schweizer 和欧洲制造的 TOST 品牌。本文件中 Schweizer 是在美国最常用的。FAA 与 Schweizer 合作制定了详细检查程序和寿命件规范。这些程序和规范在下面 a 段。欧洲制造的 TOST 释放系统由德国制造，德国民航局批准。他们有多种型号和配置。两种 TOST 释放系统可以在美国运营的滑翔机上发现。E 型释放机构通常用 sailplane 滑翔 Page

机鼻部释放装置，也可作为牵引飞机的尾部释放装置。G 型释放机构通常用作摇臂发射装置的重心释放。TOST 为其系统提供了安装、检查和维护说明。这些系统的识别见 b 小段。无论使用哪种品牌，所有拖钩都应在使用前进行例行操作检查。

a.Schweizer 拖钩：安装与维护

Schweizer 是一种简单的偏心 L 型钩，它带有橡胶张力块，用于预紧释放杆（见图 8-10）。它可以使用 STC 在多种型号的 Cessna 和 Piper 飞机安装，并采用现场批准的方式在多种其他类型飞机上安装。它使用一个带有单个钢圆环的拖绳挂在牵引钩上。虽然这种挂钩是一个简单机械装置，但为了确保操作正常仍需要进行适当的维护和频繁的检查。所有的初始安装应使用最新版 Schweizer 飞机公司(SAC)表 F-236 中的程序完成验证测试。推荐至少采用以下附加程序完成相关检查，除非另有规定，否则应每 100 小时/年度完成一次检查。所有的初始安装必须使用最新版 SAC 表 F-236 中的程序完成验证测试。此表可以通过 Schweizer 获得，也可在下列网址找到：

<http://www.sacusa.com/support/ServiceLetter/F-236.pdf>

(1) 检查整个拖钩系统是否松动、销钉磨损、紧固件损坏、孔变大、裂纹、腐蚀、表面损伤、过度磨损、部件变形、释放绳磨损、橡胶块损坏，且能自有操纵。挂钩的安装位置应完全暴露，不被其他零件遮挡。臭

氧和热量可能对橡胶块有不利影响。检查橡胶块是否变硬或与挂钩接触引起的永久性压痕。

(2) 通过确认是否有足够的关闭力来通过轴销压缩橡胶块来完成闭合检查。在锁定杆闭合后，轴销应有足够的锁定力固定锁定杆。**确认锁钩在释放位置是否会造成橡胶块的额外压缩。**橡胶块的原始形状必须保持。

(3) 在释放臂上完成一次无负载拉力试验，以确认至少需要 4-10 磅的拉力来释放拉杆。详细程序见 SAC 表 F-236。如果在指定范围内释放负载无法获得，则橡胶块可能磨损或变形，应更换为可用橡胶块。

注意：上述程序在正确实施时，有助于确认拖钩运行正常。当滑翔机在牵引器下方并与牵引机的角度超过规定值，环会在钩上向上滑动，导致钩上过载，使拖绳环难以释放。关闭检查和拉拔测试应使用标准拖环在拖钩上完成。

(4) 对于定期检查，在在牵引绳“每个”连接期间完成关闭检查。牵引飞机和滑翔机飞行员应遵循推荐的发射和复原程序，以协助检查。

b.TOST 拖钩

TOST 释放装置为钢壳体结构，该壳体包含了钢环围绕的拖钩机构。拖带连在一对连接环上：长方形环和圆环，且扣在一起。这两个环必须符合要求的规格。禁止使用焊

接环。绕在拖钩机构上的环，以及在拖带上的两个环必须允许容易的在高角度释放（见图 8-9）。释放弹簧是寿命限制部件，预计寿命为 10000 次作动或 2000 次发射。这是假设在正常的锁定是大约有五次作动。如果每次发射有更多的作动，则大修间隔应相应减少。一旦达到预期寿命，释放机构必须返回制造厂或 TOST 授权机构完成完整的修复和检查。TOST 建议在 4 年进行全面的翻修：其安全性和使用寿命只能通过定期维护来保证。TOST 释放机构的安装尽可能使用制造商的支架完成。使用任何其他安装设备，需要进行额外的评估。在所有情况下，安装、调试、维护、检查和翻修间隔应依据最新版 TOST 安装和操作手册完成。

警告： 由于钢环的尺寸不同，在任何情况下，Schweizr 单环拖带不得与 TOST 拖钩一起使用，TOST 双环拖带也不得与 Schweizer 拖钩一起使用。

809. 释放装置

a. 释放杆。应按照指示操作方向的标示，以消除混乱或无意操作的可能性，释放杆的设计应注意：

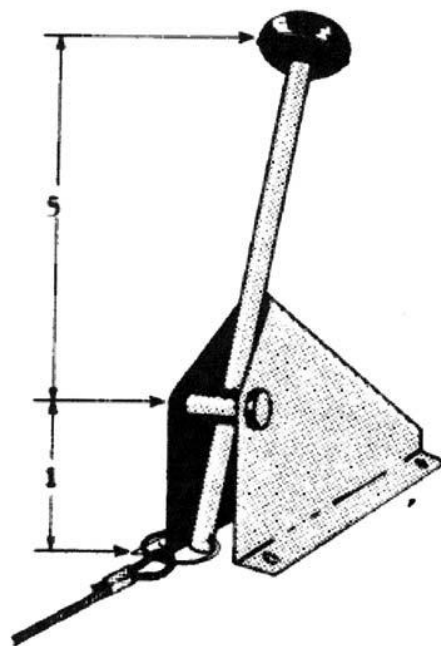
- (1) 操作方便。
- (2) 平滑和顺畅的进行释放操作。
- (3) 带定位头，以便飞行员轻松的在释放手柄上施加拉力。
- (4) 有足够的手柄行程，以保证能正常放松和伸展释放绳。

(5) 当牵引绳处于高负载下时，可以提供足够的手柄/释放杆比，以确保有足够的释放力。

(6) 避免绳受到伤害，如：

- (a) 正常操作时磨损。
- (b) 绳穿过通道、滑轮等进行限位。
- (c) 意外释放。
- (d) 与飞机其他部件的干扰。
- (e) 当固定或柔性导管使用时，结冰和水分积聚。

图 8-3. 典型的拖钩释放手柄



b. 释放杆测试。

根据安装情况，当牵引绳在大正角时，Schweizer 拖钩容易受到大释放载荷，在牵引前需按照第 808 段的步骤进行测试。

c. 释放绳

钢释放绳的典型尺寸和强度特性见表

8-1 所示。建议所有内部安装的释放绳尺寸为 1/16 英寸或更粗。

表 8-1. 典型钢绳特性

直径 (英寸)	非碳钢 1*7 和 1*19 (MIL-W-6904B)		碳钢 7*7 和 7*19 (MIL-W-1511A 和 MIL-C-5424A)	
	断裂强 度	英 磅 100 英	断裂强 度(磅)	英 磅 100 英

	(磅)	尺		尺
1/32	185	.25	----	----
3/64	375	.55	----	----
1/16	500	.85	480	.75
5/64	800	1.40	----	----
3/32	1200	2.00	920	1.60

810.-899.保留图

8-4.前三点式起落架飞机

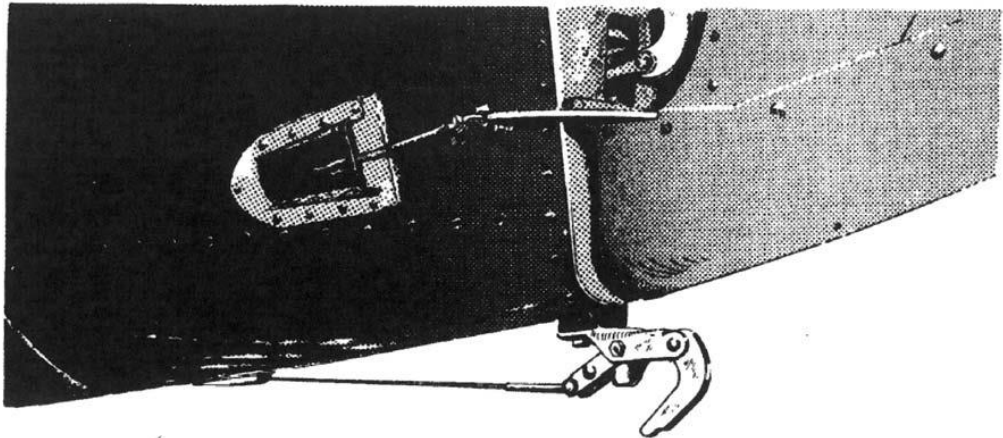


FIGURE 8.6-Tricycle gear aircraft.

图 8-5.传统起落架飞机-片状弹簧尾轮

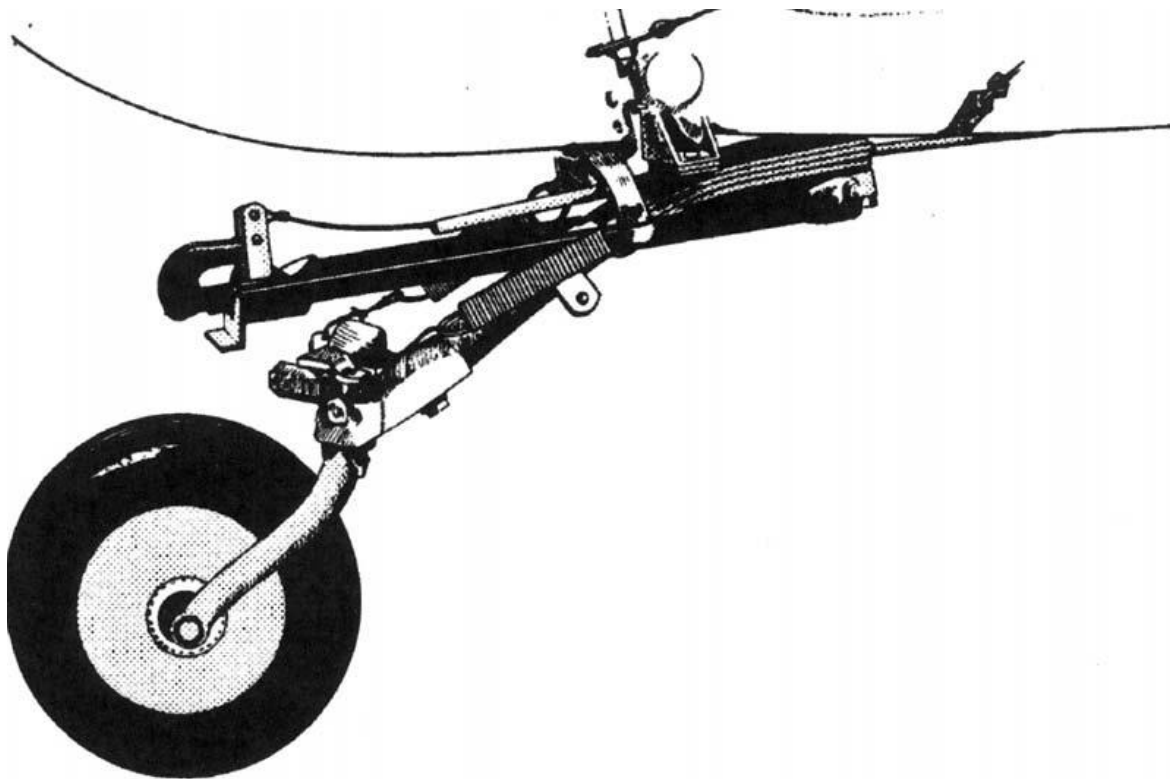


图 8-6 传统起落架飞机-减震支柱尾轮

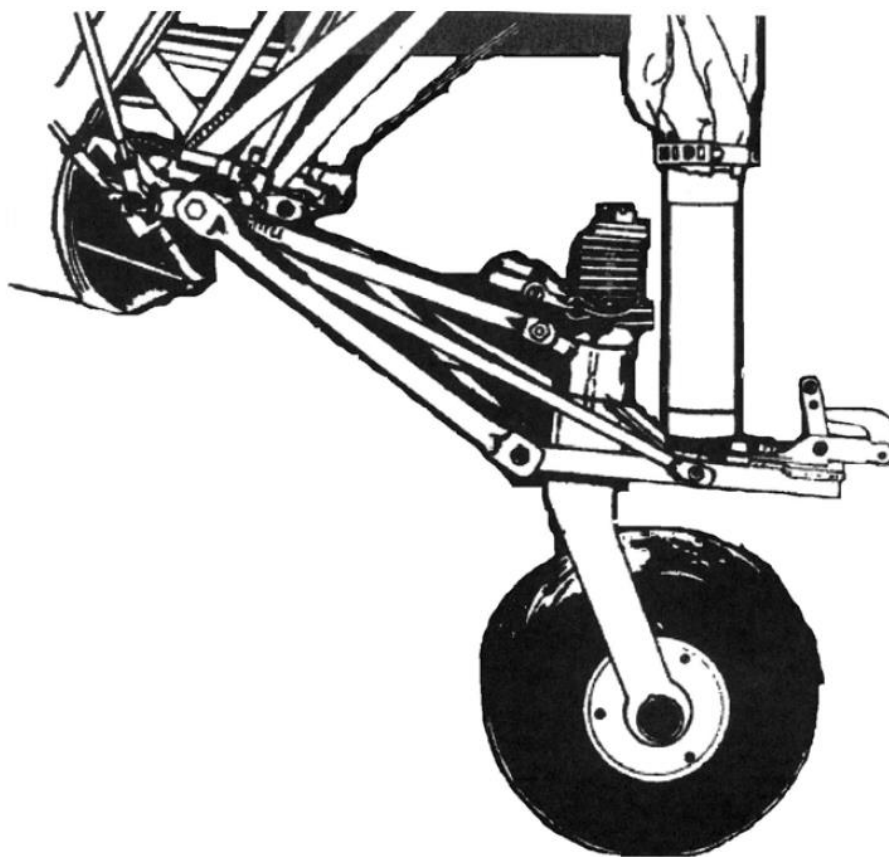


图 8-7. 传统起落架飞机-弹簧管尾轮

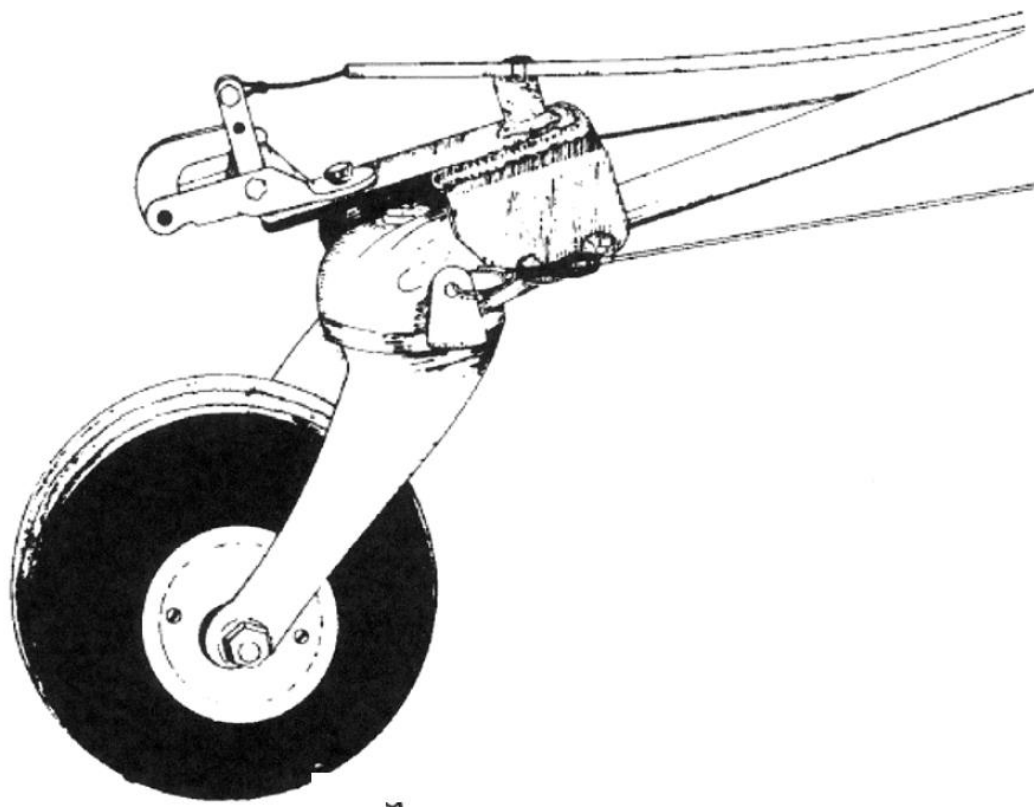


图 8-8.典型 TOST 拖钩

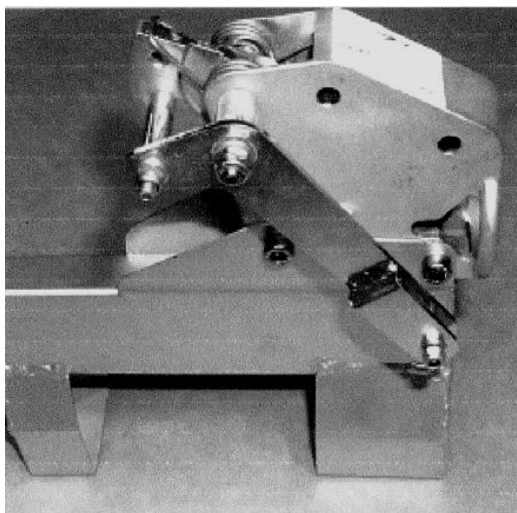


图 8-9.TOST 双牵引环



图 8-10.Schweizer 典型拖钩上的连接

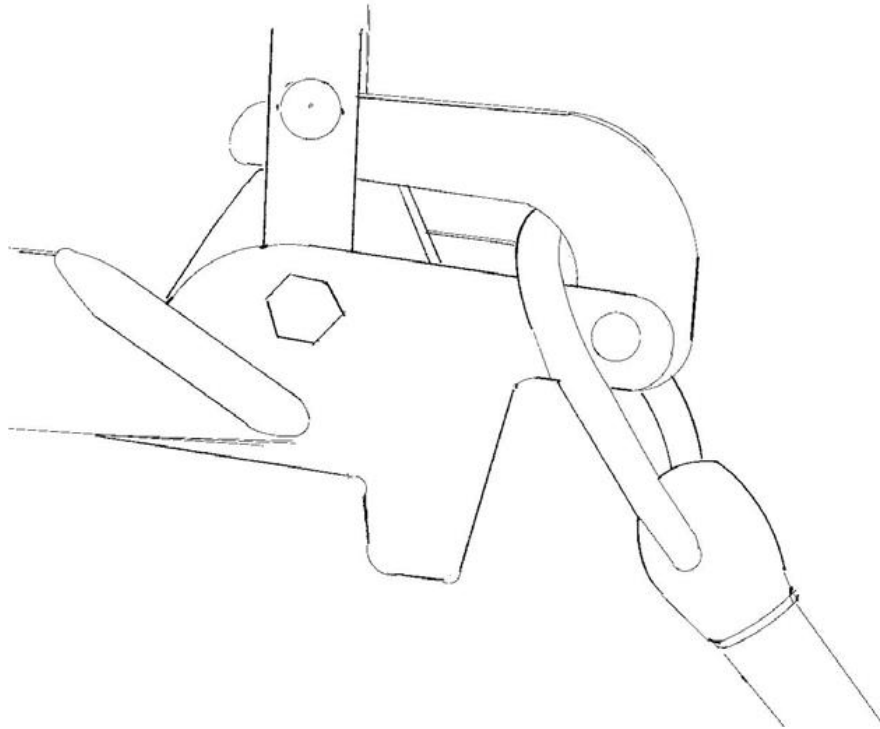


图 8-11.典型用于拖挂旗帜的拖钩

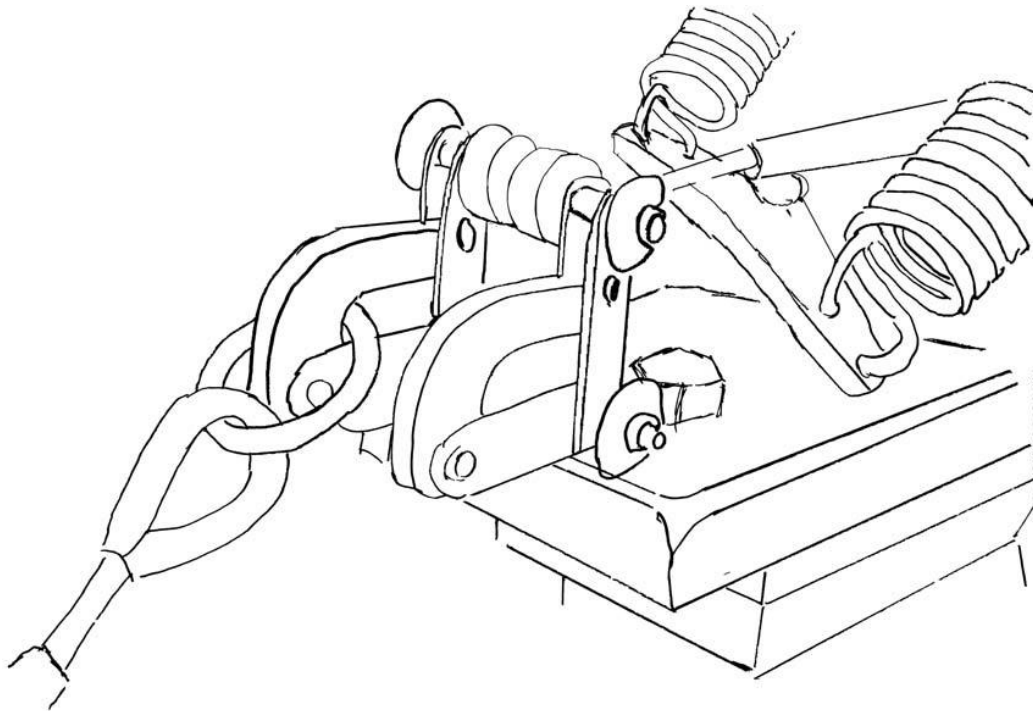


图 8-12.三点式起落架飞机典型 TOST 挂架

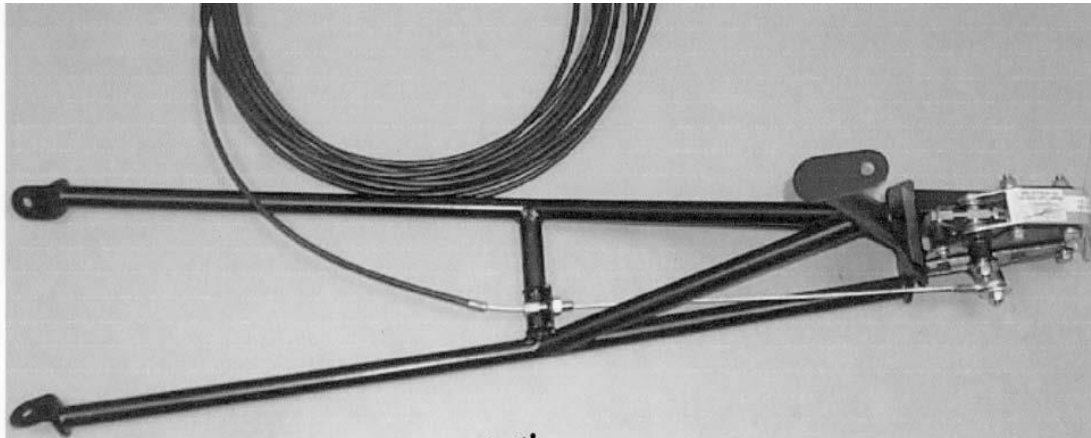
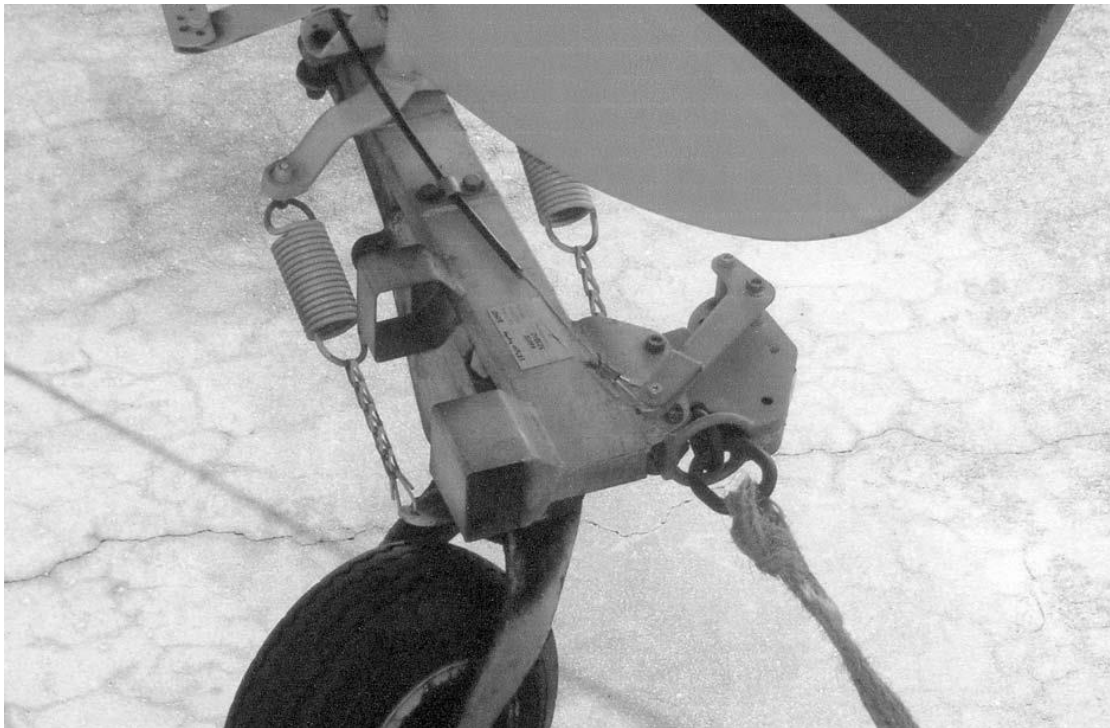


图 8-13.传统片状弹簧起落架上典型 TOST 挂架



第 9 章 安全肩带的安装

第 1 节. 概述

900. 目的

本章节为安全肩带的改装安装提供指导。本文中包含的信息适用于飞机制造商或 STC 改装程序还未开发的飞机上安全肩带的安装。

901. 危害和警告

不符合规章规定的最低标准的安装是不可接受的。在任何时候，安装改装安全肩带必须第 3 节表 9-1 “静力测试要求”中的静力测试负载要求执行测试。

902. 其他参考

以下提供了肩带安装的参考信息（现行版本）

a. 咨询通告（AC）21-34，肩带-安全带安装

b. AC23-17，23 部取证飞机和飞艇的系统和设备指南。

c. AC91-65，乘客座椅肩带的使用

d. 民航规章 6，旋翼机适航：正常类

e. TSO-C22，安全带

f. TSO-C114，躯干安全带系统

g. 航空标准 SAE，AS8043，民用航空器安全带

903. 安装方法

根据改装的复杂程度，肩带的安装可作

a. 小改仅限于不需要改变飞机结构的肩带安装。如果安装不需要在主要结构上钻孔或焊接支架等操作，则可将其分类为小改（见图 9-1）。肩带小改的两个示例如下：

（1）一些飞机制造商在型号设计时包含用于安装肩带的硬点，如螺母板或预钻孔。有些还提供包含改装零件的维护套件或用于肩带安装的服务说明。除非在安装说明中另有规定，如果肩带安装不涉及主要结构的更改，可将其作为小改恢复使用。授权的机械师只需要完成维修记录录入，并根据需要更新设备清单和重力与平衡表。

（2）在某些情况下，用于连接肩带的绳索和支架在结构组件上的固定不需要更结构。桁架结构常用这种方法加装肩带。在完成静力负载测试或获得应力分析文件后，上述工作需进行记录。参见第 1 章确定设计负载。

b. 大改可以通过下列一种或多种方法完成，并需要用批准的数据完成 FAA 表 337。

（1）STC

在不同的飞机上安装肩带对应有不同的 STC。这些 STC 针对特定制造商和飞机型号发布的。可以在 FAA 网站上的 STC 列表搜索其适用性。

（2）现场批准

经过适当培训和认证的 FAA 航空安全适航检查员（ASI）在一定条件下可进行现场批准数据。ASI 不是工程师，除非有足够的安装评估数据来支持现场批准，否则现场批准的请求可能会被拒绝。如果 STC 存在于同制造商和型号的飞机上，并使用相同的安装构型，而 STC 未能覆盖所有飞机制造年度和序号，这种情况下现场批准可能通过。

（3）工程设计委任代表（DER）批准数据

DER 可以评估结构附件，并在 FAA8110-3 表上批准数据。这些数据可代替静力测试，允许授权人员在 FAA 337 表上对安装批准放行。

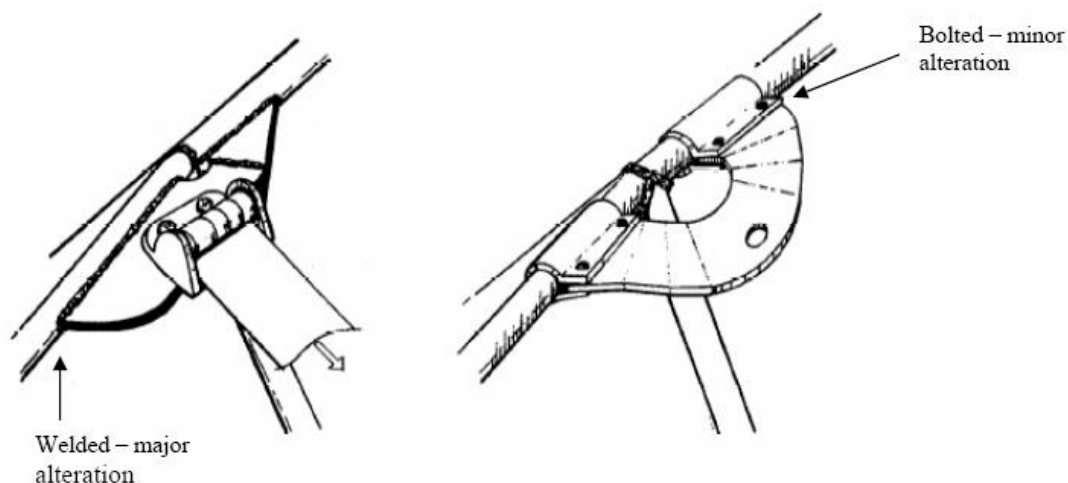
（4）制造商数据

一些制造商已经开发的 FAA 批准的维护套件或服务说明用于肩带改装安装。根据安装的复杂程度，这些安装可作为大改或小改。例如，如果肩带组件固定到现有的硬点（如螺母板）上，则安装可能被定义为小改，不需要完成 FAA 337 表。如果套件是 FAA 批准的，单需要更改机身结构，FAA 337 表必须完成，参考批准的套件/说明，无需额外的批准。

（5）其他 FAA 批准数据

如引言中所述，本文包含的数据可有条件的作为批准数据。静力测试、附件和材料等数据被用于证明安装符合规章。如果证明文件充分，以前完成的符合本 AC 最低标准静力测试可用于改装安装。

图 9-1. 大改 VS 小改



904. 约束系统构型

包含肩带的约束系统有三种配置：

a.三点式系统包含单肩带，能够沿对角线穿过乘客上身（见图 9-2）。

b.四点式系统包含双肩带，有一个带子穿过每个乘客的肩膀。上端连接点在乘客肩部后的两点或者于乘客脑后的一点，两根安全带连接成在一起再与这一点相连。下端连接点与乘客腰带中心的带扣相连或对称的布置在乘客座位两侧（见图 9-8）。

c.五点式系统与四点式系统类似，多一根负荷带，这根带子通常被称为“胯带”，穿过乘客两腿之间，一端与腰带相连，另一端与座椅前边缘或座椅下部机身相连。五点安全带的变种为 6 点系统，两根安全带穿过乘客两腿之间（见图 9-9）。

905. 不同构型的优点

a.单肩对角肩带与腰带结合的三点安全带是成本最低、最安全的约束系统，已被证明可有效完成纵向（向前）减速。然而，即使是在完全系紧的情况下，在远离肩带的侧向减速中，这种安全带中的乘客也有从中滑出的可能。

b.四点式双肩带安全带具有良好的纵向和侧向减速。

c.带负荷带的五点式安全带系统当有负载和滑脱时，通过带扣限制向上的运动，这种运动是在快速减速时乘客从腰带下滑脱的倾向。五点式系统已被证明是非常有效的，并被应用于商业、农业、军事和特技飞行。

906. 制造标准

有多种标准可用于制造飞机约束系统：

a.由或为飞机制造商生产的约束系统。

这些原始设备生产商（OEM）肩带使用制造商件号或其他标识。

b.按照零部件制造批准（PMA）生产的适用于特定飞机约束系统在 PMA 清单中列出。约束系统按照 45.15（a）使用 PMA 标识。

c.按技术标准（TSO）生产的约束系统。有两个 TSO 规定了约束系统的性能标准。这些 TSO 不是用于批准约束系统在飞机上的安装。安全带批准成为 TSO 产品需按照 21.607（d）和具体的 TSO 标记说明进行标识。

（1）TSO-C22G “安全带”描述了安全带必须符合的最低性能标准，以便使用适用的 TSO 标识进行识别。该 TSO 适用于盘骨或腰部的约束系统。如果状况令人满意，带有早期版本 TSO 标识（如 C22f）的安全带可以继续使用。

（2）TSO-C114 “躯干约束系统”规定了安全带必须符合的最低性能标准，以便使用适用的 TSO 标识进行识别。该 TSO 适用于盘骨或腰部的约束系统，包含五点式安全带的第五根带子。1987 年 3 月 27 日（TSO 生效日期）前生产的安全带不会按照本 TSO 进行标识。

d.按照军用标准（如 MIL-R-81729）生产的约束系统。这些约束系统按照 MIL-STD-130 标记。安装依据 MIL-SPEC 标准 Page

设计的约束系统，必须获得 FAA 的批准数据。

907. 符合标准

a.1987 年 3 月 27 日，TSO-C114 肩带式安全带标准建立。在此之前制造的安全带由于缺乏此类标准，通常没有任何标识。如果这些肩带在 TSO 生效前安装且状况良好，这些肩带可以继续使用。

b.依据本 AC 完成安装的肩带，仅能使用正确标记并能追溯到上述标准之一的肩带。有几家能够定制约束系统部件的制造商可以定制并按照 TSO-C114 标记。还有几家公司能按照 PMA 制造特殊应用的约束系统。

c.在确定互换性后，可以使用 OEM、TSO 或 PMA 件替换当前的约束系统包括腰带。可以由飞机所有者/运营人以 43 部附录 A(c) (14) 段定义的预防性维修的形式完成工作，并填写维护记录。如果飞机以 121 部、129 部或 135 部运行，此工作必须由相应授权的工程师完成。

d.使用 STO 约束系统特别是二手零件，在安全前必须由 FAA 批准的维修机构按照 FAA 批准的性能要求完成翻修，因为这些肩带有可能暴露于未知环境或经历事故负载。

908. 材料

有关约束组件材料更全面的描述，请参照 AC21-34 “肩带-安全带的安装”。

a.织带（约束系统的有机织物部分）由尼龙或聚酯等合成材料制成。最小断裂强度由约束系统制造标准决定。

b.连接部件必须符合 AN、MS、NAS 或

其他可接受的行业标准或规格，并能够承受其遭受的负载。

c.卷收器通常是肩带的一部分，有时是盆骨约束系统的一部分。一些当前生产的飞机，将卷收器在肩带和腰带里面。卷收器的功能是提供长度调节，允许乘客有额外的空间移动。它分为两类：

(1) 自动锁定卷收器提供织带长度调节时自动卷收，并提供织带存储空间。它们的机构允许系安全带时自由伸长，并在所有织带缩回后，锁定机构锁定以防止织带进一步伸长。

(2) 紧急锁定卷收器通常被称为“惯性卷轴”，因为其机构仅在经受惯性力时提供主动约束。飞机上使用的最常见惯性卷轴称为织带敏感卷轴。其通过卷收器退绕的速度变化（加速度）来进行锁定，它对任何方向上乘客的加速度造成织带伸长起作用。紧急锁定卷收器可以配置一个装置，允许在预计需要减速时手动锁定卷轴。该功能降低了惯性机构故障的可能性。

d.适用于肩带安装锁扣通过其释放机构来定义，分为三种类型：

(1) 提升杆

(2) 按钮

(3) 旋转

909. 所有人/其他人制造的零件

21.303 节 (b) (2) 允许所有者或运营人在特定情况下制造零件替换自己飞机上

的零件。由于通过 TSO、PMA 或其他标准批 Page

准的约束系统可以随时获得，因此不建议使用此条规章制造约束系统，因为所有者制造的约束系统仍然需要证明符合这些标准。机身连接支架或配件可根据需要在本规则下制造。为保证产品合格，所有人必须参与控制部件的设计、制造和质量保证，如：

a.向制造商提供设计或用于制造零件的性能数据。所有人可能需要向制造商提供一个复制品。

b.向制造商提供制造零件的材料。

c.向制造商提供制造工艺或组装方法，用于制造零件。

d.提供用于制造零件的质量控制程序。

e.亲自监督零件的制造。

(1) 针对这种情况举个例子，如果所有人开发了一个理想的与他自己飞机上一样的连接支架，并且他创建了一个图纸来

复制这个支架，给出了材料和性能指标。他可以自行制造这个零件，也可找制造厂代工。当机械师安装零件时，维修工作单需包含机械师安装所需信息，并由所有人填入这个零件依据 21.303(b)(2) 为自己的飞机制造。注意本条规章不授予所有人安装的权力。此外，机械师需要通过静力测试或应力分析来证明安装符合最低强度标准。

(2) 安装肩带的零件或套件有时候可能从零件库或个人那获得，其提供的用于安装肩带的部件和说明未获得 FAA STC、TSO 或 PMA 批准，这些零件的安装者需要获得 FAA 批准，以用于安装。通常这些批准为现场批准。

910.至 912. 保留

第 2 节. 几何尺寸和附件

913. 概述

a.安全带连接点物理定位用于约束乘客的肩带,并建立将对飞机结构施加载荷的角度。仔细选择使用的连接点将使约束系统的整体性能最大化。

b.为了获得最佳效果,约束系统应固定在飞机主要结构上(定义:对于抵抗或传递飞行或地面载荷具有重大作用或失效后可能导致不安全状况的结构)¹。结构连接点的设计应能够将突然施加的冲击载荷分散到尽可能大的结构区域。肩带的连接可能会选择冲击后会轻微变形或塌陷的次要结构。这有助于将高冲击载荷降低到人体能够承受的水平。但是,不能忽视二次塌陷对乘客造成新的伤害,或使其难以逃离飞机。

914. 安装构型

可接受的肩部约束系统构型取决于飞机上可用附件。基本的安全带安装构型为:

a.座椅安装

b.机身安装

(1) 侧边

(2) 顶棚

(3) 地板

(4) 机身后部

915. 安全带长度

在所有的安装中,保证所需的移动间隙下,保证肩带的长度尽可能的短。安全带伸长将在加载时导致松弛,而降低约束的有效

性,长度越长有效性越低。如果存在太多松弛,乘客有可能在减速时撞击仪表板或滑出安全带。

916. 安装点位置

以下是 3 点和 4/5 点安全带配置的一般准则:

a.单对角 3 点式安全带

这种安全带安装好后,其肩带从一侧肩部中间通过,带扣扣在另外一侧乘客臀部位置,见图 9-2 所示。这种肩带向后最佳安装区域是从乘客肩部中点开始向上与水平面呈 30 度角的范围内,见图 9-3 所示。上部安全带安全点应在乘客颈部的侧后方。该安装区域见图 9-4 所示。

(1) 如果安装点在此区域内侧,在出现碰撞时安全带将冲击颈部并有可能造成颈部受伤(见图 9-5)。此外,带子不断的摩擦颈部会让人不舒服,进而对飞机安全操作造成影响,并且有可能导致不愿意使用安全带。

(2) 如果安全点在此区域外,将降低安全带的有效性,因为安全带与乘客上身没有充分接触(见图 9-6)。从而增加躯干向前运动和头部撞击仪表板的可能性。另外,身体扭曲到安全带外的可能性也显著增加。

(3) 卷收器可以与斜对角肩带一起使用。它的好处是允许有更多的自有移动空间,尤其是进行飞行操控时,如对设置在驾

驶舱地板上的燃油选择开关操作。然而，卷收器由于要保持安全带不受限制的、自有的进出，会造成机构复杂。

b.双肩带 4/5 点式安全带。这种安全带类型直接安装在身体后方或座舱顶上。理想情况下，安装座应在垂直向上 30 度角范围内，或由于某些飞机上后部肩带安装点的数量限制，也可以安装在水平以下 5 度角范围内，如图 9-7 所示。这些安装角适用于独立的双肩带也适用于 Y 型肩带。图 9-8 和 9-9 展示了正确的 4 点/5 点式肩带位置。

（1）如果肩带连接点位于超过乘客肩部水平线以下 5 度角，则在冲击减速时，将增加冲击力垂直分量对脊柱压缩的风险（见图 9-6）。

（2）对于双肩带，肩带张开是有限的，以提供足够的接触防止安全带从肩部滑落，向内最大角度限制取决于颈部位置，不能勒住颈部（见图 9-5）。如果安装结构不能承受 Y 型安全带但卷收器施加的载荷，则安装两个卷收器使用双肩带以分散载荷满足结构强度要求。双肩带由于从乘客头部两边穿过，需严格评估对头部冲击的减缓。

（3）卷收器通常与 Y 型和双肩带一起使用。单个卷收器与 Y 型肩带一起使用安装在乘客正后方垂直平面上（见图 9-4 和 9-10）。如果使用了第五根带子，其一端与座椅或机身相连，另一端在座椅中心线上与腰带扣相连。图 9-9 展示了五点安全带系统。

图 9-2.三点式单肩安全带位置



图 9-3.侧面安装单对角安全带

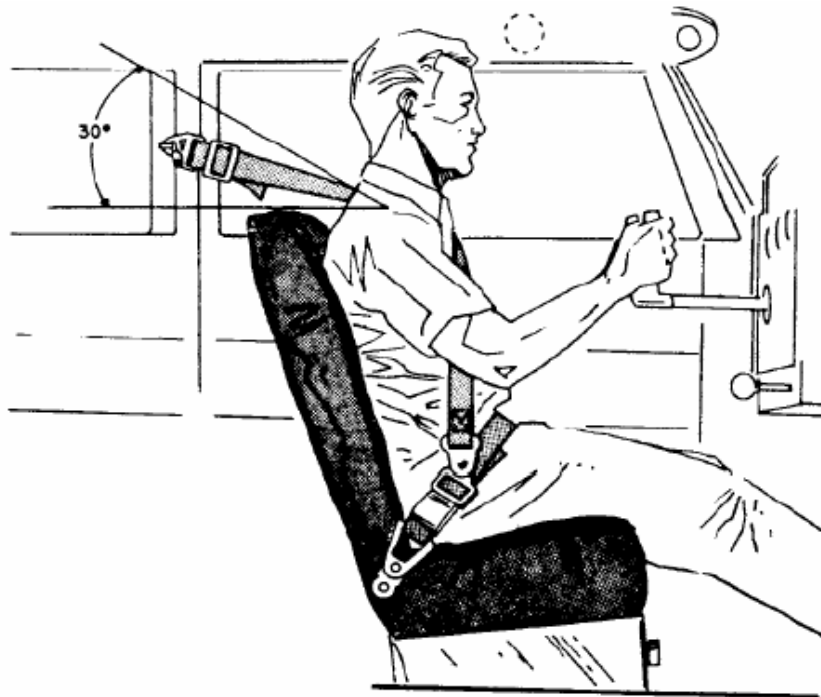


图 9-4.可接受的安全带安装区域

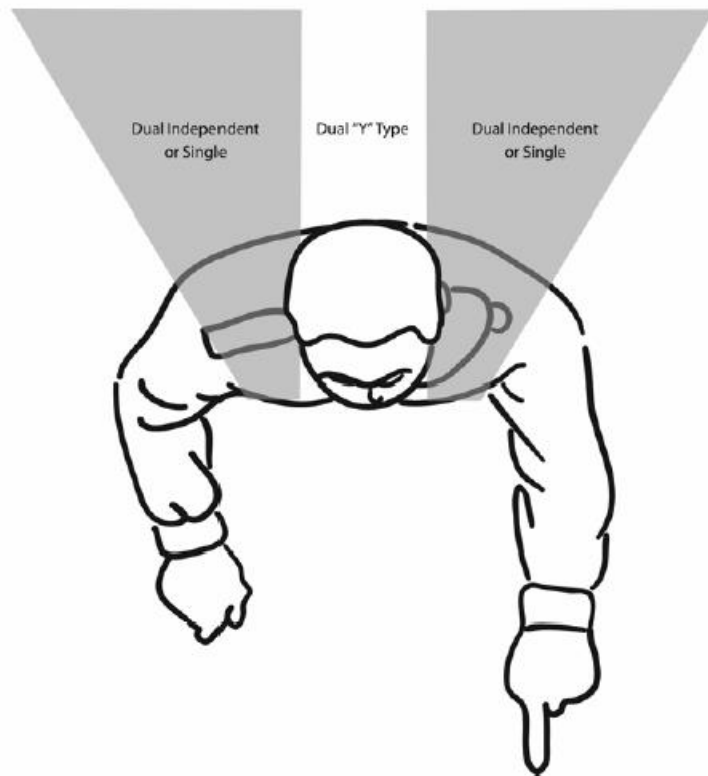


图 9-5.不合适的安全带税票安装位置

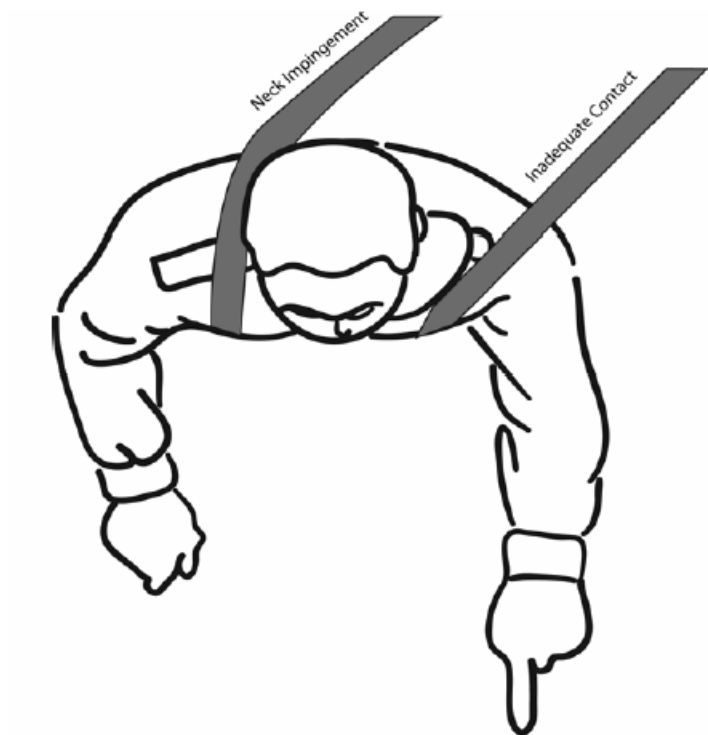


图 9-6.不合适的安全带垂直安装位置

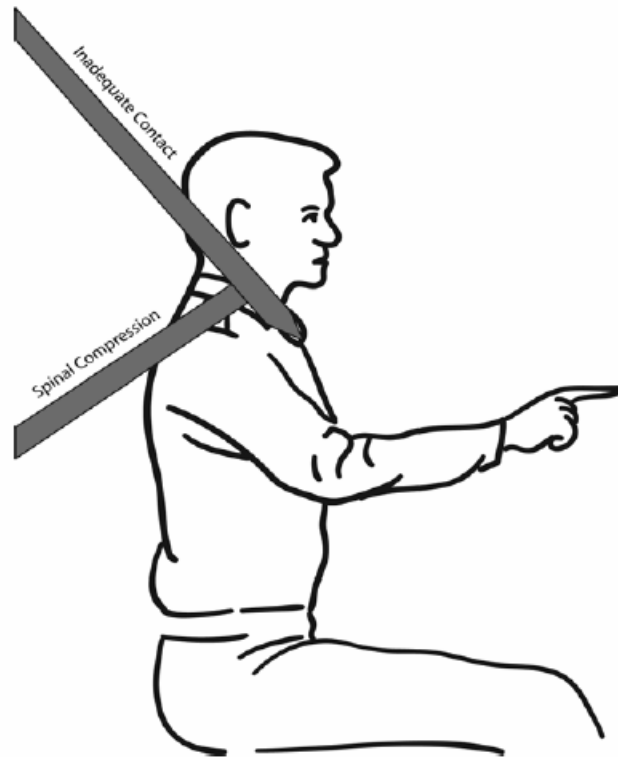


图 9-7.座舱顶部安装的双肩带式安全带



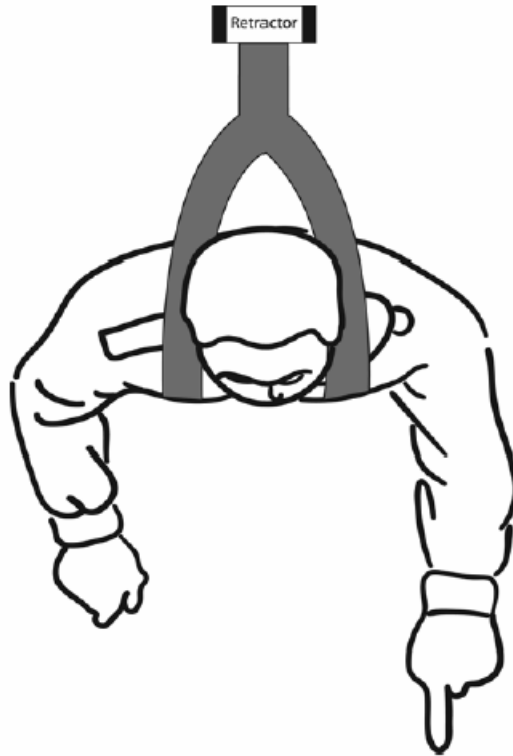
图 9-8.四点独立安全带位置



图 9-9.五点式安全带位置



图 9-10.Y 性卷收器位置



917. 区域和角度偏离

以上段落给出的区域和角度旨在协助选择安装点，这些应被视为最佳选择。区域和/或角度的偏离可能会导致约束系统整体效能的降低。但在某些不能以理想的位置安装肩带的飞机上，为了能够安装肩带，偏离可能是必需的。如第 3 节所述，角度对静力测试负载能力有重要影响。

918. 结构连接

本章介绍几个可接受的具有特定用途的肩带结构连接通用示例。连接强度要求参见第 3 节。

a.地板和座椅的连接。双肩带或 Y 性肩带需连接到地板或座椅的安装点上。典型安装图示见图 9-11、9-12 和 9-13。需要考虑可能使构型不合要求的因素：

(1) 地板、座椅结构和固定件必须能够承受安全带施加的冲击载荷。

(2) 座椅的高度应至少等于乘客的肩高，以减少脊柱压迫伤害的可能性。

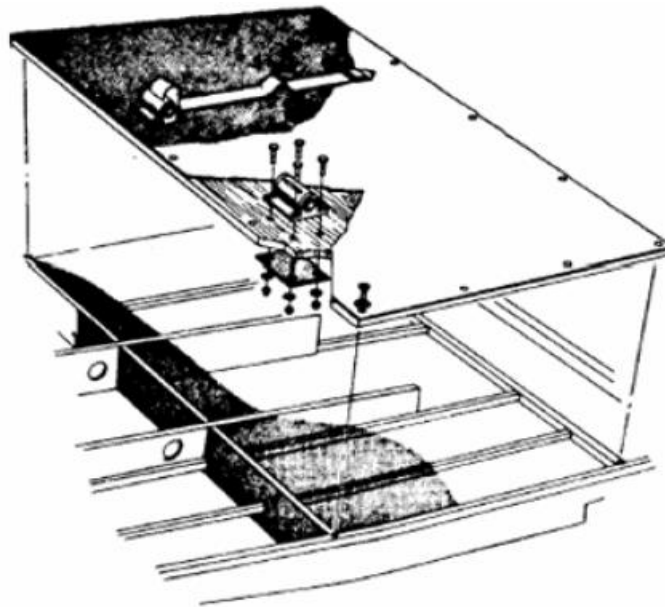
(3) 肩带导向器需要保持肩带在乘客肩部合适的位置。

(4) 座椅靠背的强度对安装性能至关重要。可折叠座椅必须具备能够承受载荷的锁定机构。但是，锁定的座椅靠背有可能会妨碍其他乘客逃生，并可能对座椅靠背后方的乘客造成冲击伤害。

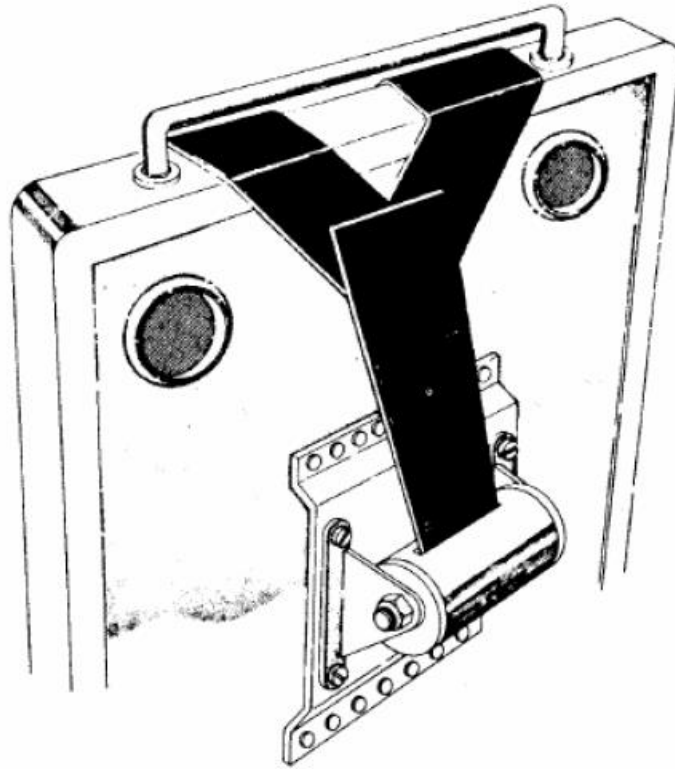
图 9-11.地板安装惯性卷收器-双肩带式安全带



9-12.典型地板固定式卷收器的安装



9-13.典型座椅固定式卷收器的安装



b.机身连接

安全带肩带固定方式取决于所涉及的飞机的结构特征。当选择安装点时，应仔细考虑第 3 节中的静力强度和测试需求。

(1) 硬壳式/半硬壳式结构。典型飞机构件的图示和安装方式见图 9-14 至 9-18。肋间的加强板或加强片用以增强强度。最新版 AC43.13-1 可接受的方法、技术和操作-飞机检查和维修第四章提供了用于制造和加工金属加强板或加强片的有用信息。

(2) 管状结构。安装肩带固定点的各种典型方法见图 9-19 所示。固定点应在管状构件交叉点，而不是单个无支撑管件的重点。当飞机钢索被用于作为肩带固定的部

件时，应按照最新版 AC43.13-1 第七章的程序**加强钢索接头**。

c.结构修理说明。在某些情况下，结构修理说明是飞机制造商提供的。这些说明主要用于修复有缺陷或损坏的结构，也可作为肩带安装配件的加强方法。

d.柔性安装。有些飞机的设计，机身组件或/和蒙皮是柔性的或活动的。这些类型的结构不应为了安装肩带而被强化，因为这将破坏原始设计。在这种情况下，使用图 9-18 所示的在连接点附近局部加固。这将允许机身弯曲，保持机身可折叠结构以吸收碰撞中的负载。

919.至 922. 保留

图 9-14.典型机翼装配-贯穿安装

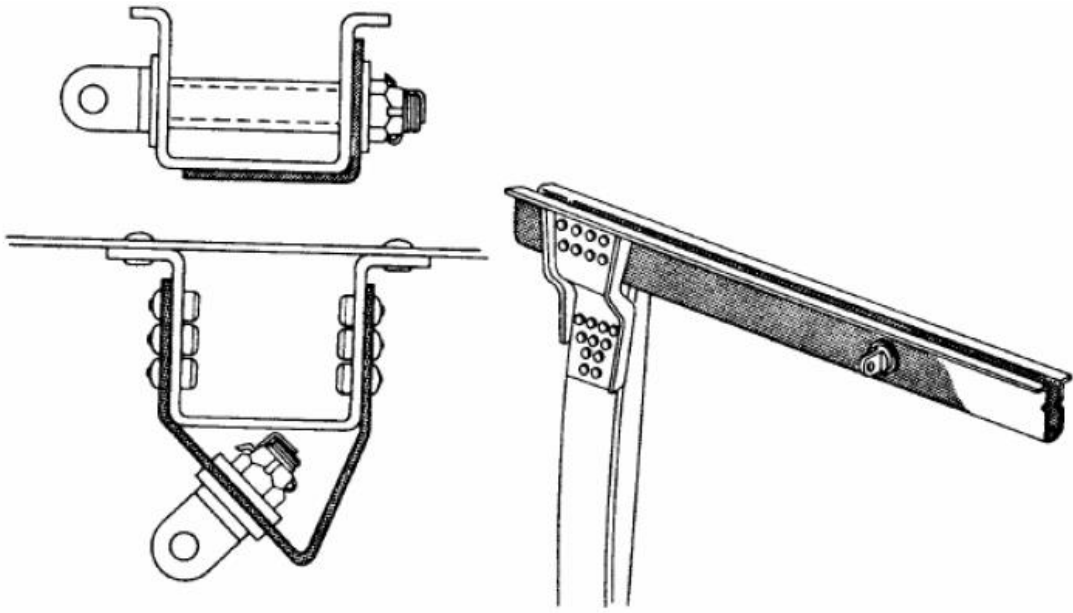


图 9-15.典型加强筋安装

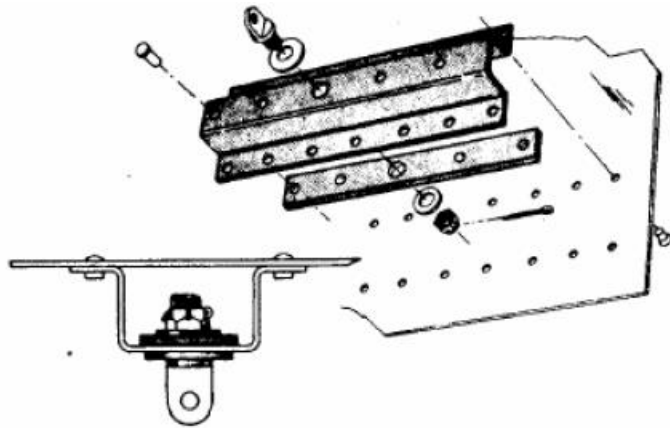


图 9-16.典型隔框加强安装

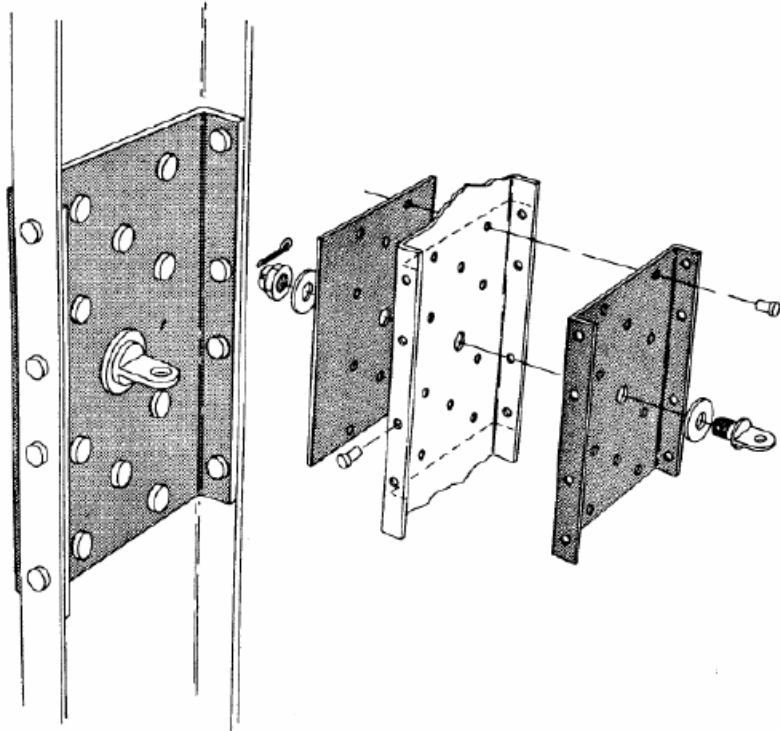


图 9-17.典型桁条加强安装

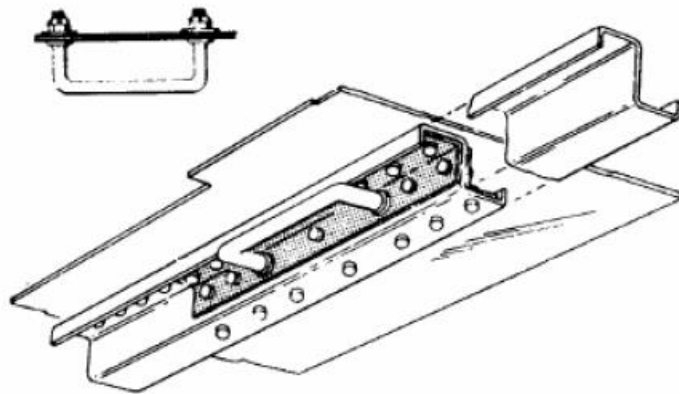


图 9-18.典型局部长桁加强安装

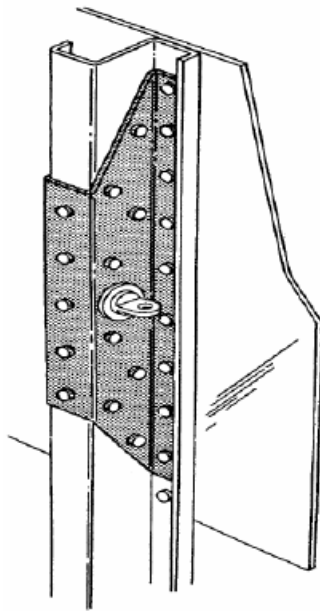
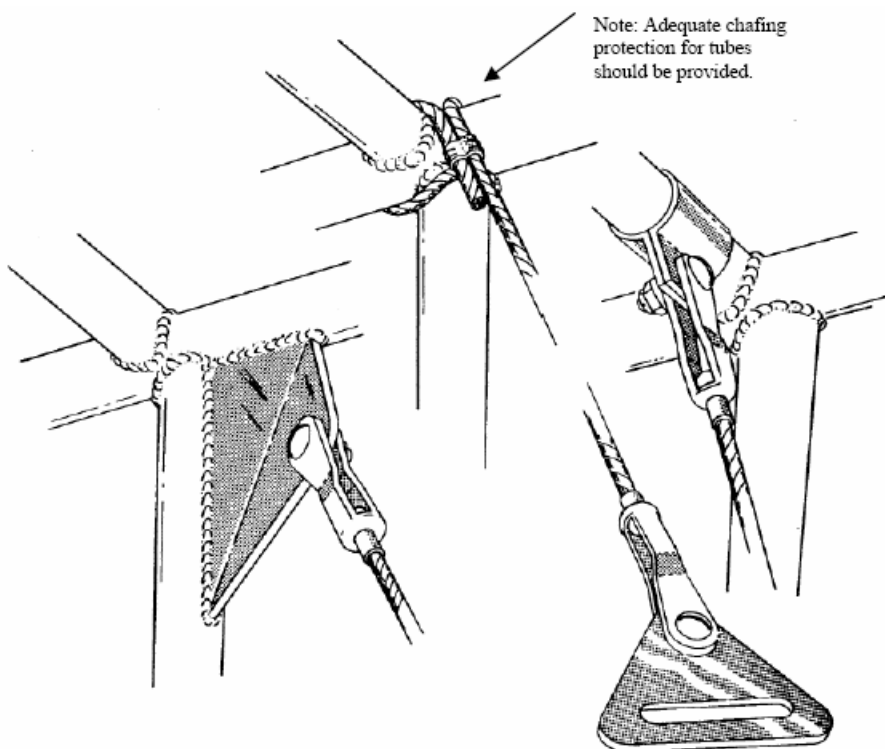


图 9-19.典型管状部件上的固定



第 3 节. 静强度和测试

923. 符合性验证

必须证明肩带改装安装符合飞机审定基础要求的最低强度要求, 否则不能确定肩带在事故减速时能提供足够的约束能力。静强度需求可通过静力测试或应力分析来验证。

a. 静力测试通过将极限载荷施加于安全带连接点来实现。由于 TSO 和 PMA 约束系统已验证符合强度要求, 仅需对机身连接点完成静力测试。在运行的飞机上进行静力测试一般不受欢迎, 因为可能有机身损坏的风险。一个可接受的替代方法是, 在同制造商制造的同型号的机身或座舱模型上进行静力测试。

b. 应力分析通过对特定连接点工程数据分析来完成。该数据可由具有结构审批权限的 FAA 工程设计委任代表(DER)来开发。DER 将完成分析, 并准备报告和完成 FAA8110-3 表“联邦航空规章符合性申明”, 表明符合具体规章要求。DER 在 FAA 表 8110-3 列出的数据需表面结构满足肩带安装需要。由于 DER 仅批准肩带连接的结构方面, 安装后的整体放行需要 FAA 表 377 授权的个人或机构完成。当地有效授权的 DER, 请联系在您的地区有管辖权的 FAA 飞行标准地区办公室或航空器审定办公室。

注意: 由安装者确定那种方法最有效。对于简单的安装, DER 可能仅

用几个小时就完成应力测试。DER 也可以协助设计连接点。

924. 载荷和分布-飞机

表 9-1 提供了基于审定日期、类别、标准乘客重量、装配和安全带等因素确定的最小测试载荷。每行中数字相乘即获得静力测试载荷的最小标准。

a. 载荷。1988 年 9 月 14 日前取证的飞机, 正常类飞机确定的乘客体重为 170 磅, 通用类和特技类飞机为 190 磅。额外 20 磅重量为降落伞。在此日期及以后取证的飞机, 这三类飞机确定的乘客体重为 215 磅。

b. 分布。在组合式肩带-安全带约束系统的评估中, 向前的静力测试载荷, 可接受的静力载荷分布为 40%肩带、60%安全带。因此, 单肩带或 Y 型肩带安装的静强度验证, 只需对其施加 40%的极限约束系统负载, 对双肩带只需对每个连接点同时施加 20%极限负载。对 5 点式系统, 静强度测试载荷需求尚未确定。

c. 因子。飞机必须设计为在紧急降落情况下能够保护每一位乘客。向前方向的极限静载荷是 9.0G 加速度。如果安装能够承受这种载荷, 通常假定向上、侧面和向下方向的较小载荷也能承受。

d. 配件因子。规章规定了多种安全因子、配件因子, 结构附件必须使用以证明最低承载能力。在 1969 年 9 月 14 日前取证的小型

飞机必须使用 1.15 的载荷系数。对于此日期及以后取证的飞机，必须使用 1.33 的载荷系数。

925. 载荷和分布-正常类直升机

a.载荷。型号审定为正常类的直升机，乘客体重确定为 170 磅。

b.分布。在组合式肩带-安全带约束系统的评估中，1989 年 12 月 13 日之前取证的直升机，向前的静力测试载荷，可接受的静力载荷分布为 40%肩带、60%安全带。

c.加速度因子。对于 1989 年 12 月 13 日之前取证的直升机，极限静力载荷建立在向前 4G。如果连接能否承受此载荷，则假定向上、侧面和向下都能满足。

注意：由于加速度的增加和改装安全带的有限适用性，1989 年 12 月 13 日及以后取证的直升机，在本章中未涉及。此外，1988 年 9 月 14 日之后取证的飞机座椅/约束系统，必须经过 23.562 所述的动力学测试，此内容本章未涉及。

926. 静载荷验证

有两种方法可以验证符合静态负载要求。一种方法是制造测试件，并将极限载荷应用于连接肩带的测试件。另一种方法是进行方程计算，模拟极限载荷作用于肩带连接件，在水平和垂直方向上约束系统的作用。

a.测试件。虽然 AC23-4 “乘客约束系统连接点静强度示例”在 2003 年 1 月 27 日取消，但其内容仍可以在各种文件中找到，作

为可接受的方法用于制作试件，并在约束系统上应用静负载。使用这种方法，乘客施加在约束系统上的减速负载被精确复制，在表 9-1 中的负载图可以直接用于测试块。由于这种程序制作的测试块耗费时间，使用下述的第二种方法用方程计算代替测试件更容易接受。

b.计算。替代方法是完成数学计算，已获得减速时连接点的角度。角度的增加会导致乘客减速期间施加在安全带上的载荷显著增加。使用公式必须在垂直和水平角度补偿肩带作用（见图 9-20 和 9-21）。在 Y 型肩带情况，只要连接点在乘客垂直中心线上，水平角度就被消除。

（1）用于执行计算的方程式：

测试载荷=静力测试最小值*（1/cos 垂直角度）*（1/cos 水平角度）

（2）表 9-2 提供了各种角度的余弦值。这些值可以插入公式已确定所需的静载荷。例如，使用表 9-1 和 9-2，如果飞机是正常类 1969 年 9 月 14 日之后 1988 年 9 月 14 日前，测试载荷是 814 磅。如果水平角度是 10 度垂直角度是 15 度，安全带载荷的计算如下：

$$\begin{aligned}\text{测试载荷} &= [814][1/\cos(5)][1/\cos(10)] \\ &= [814][1.035][1.015] \\ &= 855 \text{ 磅}\end{aligned}$$

这不是很大的增加，但是如果在两个角度都是 30 度，安全带载荷将是 1086 磅。

$$[814][1.155][1.155]=1086$$

如果在其中的一个方向上没有角度存在，则方程的该部分取消。对于 1969 年 9 月 14 日之前取证的正常类飞机，垂直角度为 25 度，方程式为：[704][1.103]=777 磅。

c.在获得测试载荷值后，在使用测试件时向前施加载荷或者向约束角度方向对连

接点施加载荷最少 3 秒。

d.用于测量测试载荷的设备必须按 FAA 可接受的标准校验。载荷表能够完成这些测试，其他等效设备也可接受。

927.至 930. 保留

表 9-1.静力测试需求

飞机 审定基础	类型*	重力加速 度因子	重力因子	配件因子	肩带因子 (40%)	静力测试 最小载荷 (lbs)
09/14/88 之 后有效	N,U,A	9	215	1.33	.4	1029
09/14/69 有 效	N	9	170	1.33	.4	814
	U,A	9	190	1.33	.4	910
09/14/69 之 前	N	9	170	1.15	.4	704
	U,A	9	190	1.15	.4	787
直升机 12/16/84 之 前	N	4	170	1.15	.6	469
直升机 自 12/16/84 至 12/13/89	N	4	170	1.33	.6	543

* N=正常类，U=实用类，A=特技类

* **1988 年 9 月 14 日之后取证的飞机座椅/约束系统，必须经 23.562 段规定的动态测试，此内容本章未涉及。

表 9-2. 计算 1/Cosine 值

角度	5	10	15	20	25	30	35	40	50	60
1/Cos 乘数	1.004	1.015	1.035	1.064	1.103	1.155	1.221	1.305	1.556	2.0

图 9-20. 垂直角度

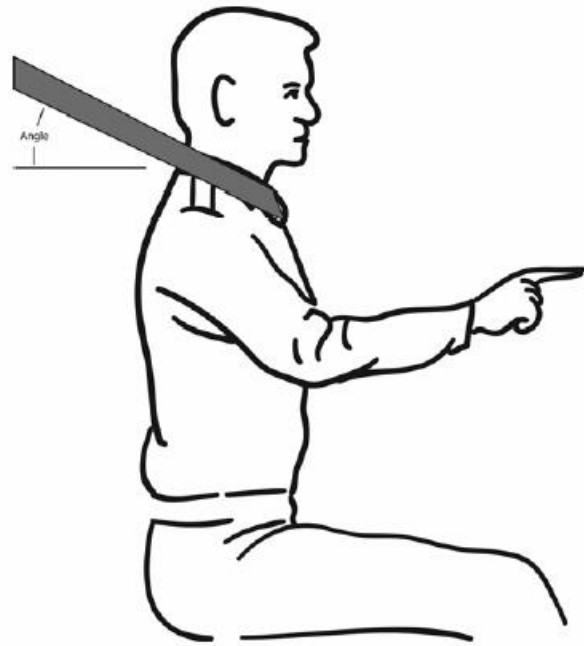
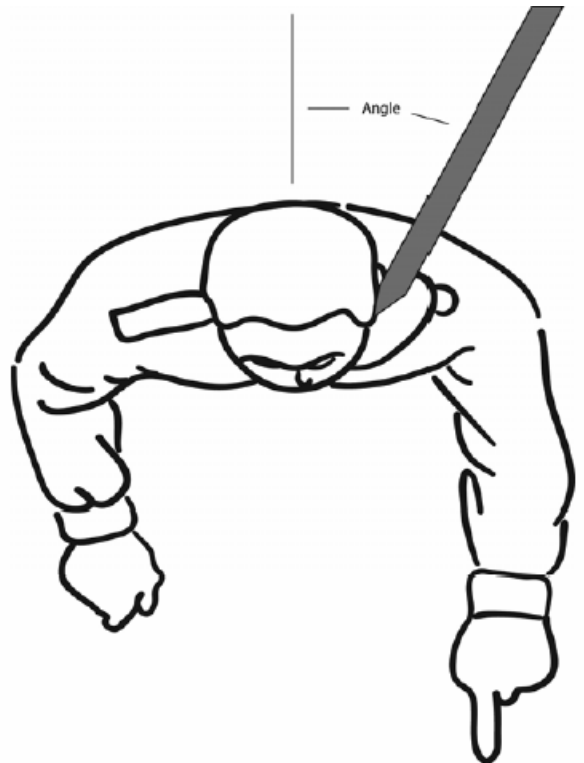


图 9-21. 水平角度



第 4 节. 安装和检查单

931. 概述

下列检查单并非包含全部检查点，但在考虑安装改装肩带相关因素和确认新安装肩带的持续适航性时，可以提供快速的参考。如适用，制造商的说明优先于此 AC。

a. 肩带安装检查清单。

- (1) 找到连接点。
- (2) 评估与乘客有关的连接点的几何形状，并确定最佳安全带构型。安全带长短合适。
- (3) 确保构型不会阻碍所有乘客进出飞机的通道。单点释放是强制性的。在不使用时，应该有一个手段来固定安全带和肩带，以避免干扰飞机操作或阻碍通道。
- (4) 安全带和线束被系紧时，必须允许机组人员执行所有必要的飞行操作。
- (5) 实用类和特技类飞机约束系统必须能够容纳乘客降落伞。
- (6) 如果使用卷收器，确保安装后能提供带状物的直线进入和退出，以避免打节或摩擦阻力。卷收器载荷不应在卷收器安装支架上施加弯曲力。
- (7) 如果肩带安装将对座椅靠背或座椅附件施加负载，则需要对结构完整性进行额外的评估。
- (8) 参考飞机型号认可证的认证日期和审定基础，建立最小静载荷要求。确定进行静力试验或应力分析的可行性。不推荐在

运行的飞机上进行静力实验。

- (9) 选择的约束系统必须符合 OEM，TSO，PMA 或其他已有工业标准或规范。
- (10) 约束系统的安装使用 AN、MS、NAS 或其他可接受的飞机标准件，且具有足够的强度。
- (11) 完成检查以确保所有组件功能正常。
- (12) 按需完成记录，包括 FAA 表 337、履历、重量与平衡记录和设备清单。

b. 肩带检查单

每年或每次驾驶舱/座舱设备检查时，完成约束系统状况或功能检查。如果出现以下列出的任何问题，请与约束系统制造商联系：

- (1) 检查针织带上的针迹是否断线或缺失。
- (2) 检查针织带上是否有磨损、褪色或割伤。造成卷收器打节的磨损是否超标。暴露于阳光或化学品下引起的褪色可能表面强度降低。
- (3) 确保 TSO、PMA、OEM 或其他所需的标签在每个安全带组件上清楚、易读。1987 年 3 月 27 日前制造的安全带可能不需要标签。有关具体要求，请联系飞机或安全带制造商。
- (4) 如配备，请检查腰带上的连接器，以确保尼龙衬套或垫圈在位并起作用，以提

供正向约束。不要使用尼龙束带更换衬套。
衬套/垫圈的更换和说明，请联系安全带制造商。

(5) 坚持皮带扣，以确认锁定和释放功能。

(6) 检查卷收器，确认织带在正常工作长度定位时，锁定机构工作正常。当织带快速拉出卷轴时，惯性盘应锁定。当安全带回缩到卷轴上时，自动锁定卷收器应以约 1 英寸的增量锁定。

(7) 检查带扣、连接器和配件是否存在腐蚀、裂纹或其他损伤。检查安装支架是否牢固，并确保机身连接端头自动最准并无缠绕。

(8) 检查快速释放端头的开口销。

(9) 如果配备了手动锁定惯性卷轴，检查其状况，操作是否正常。

932.-999. 保留

第 10 章. 飞机电瓶的安装

第 1 节. 概述

1000. 目的

本章包含了涉及飞机电瓶安装的结构和设计注意事项。

1001. 危害和警告:

操作注意事项。操作和使用电瓶时，会因粗心大意造成严重伤害。不注意这些警告可能会导致严重伤害或死亡。

a. 所有工具必须绝缘。

b. 必须注意所有金属物品，包括衣服上的皮带扣、拉链、金属扣和钱包链等，以及首饰如戒指、手表、手镯和相连等。在操作电瓶时，所有金属或导电物品都应从您的身上取下。

c. 穿防护服、带防护眼镜。如果与皮肤或眼睛接触，电解液会引起灼伤。操作电瓶或电解液后，不要触摸眼睛、鼻子或嘴巴。

d. 充电时请勿在电瓶旁吸烟或持有明火。如果不对密闭空间通风，充电期间释放的气体可能会导致爆炸。为防止通气管中氢气聚集，请勿对加注或排放电解液的电瓶盖上盖充电。

e. 不要在同一车间对铅酸和镍铬电瓶进行加注和排放维护，因为酸性和碱性电解液可能会发生交叉污染。

f. 始终是酸加入水中，切勿将水加入酸

中。

g. 不要使用石油醚、三氯乙烯或其他溶剂。

h. 了解电瓶充电区域最近的紧急洗眼和淋浴的位置和使用方法。

1002. 其他参考（最新版本）

a. AC 20-106，通用飞机所有者飞机检查。

b. AC 43-4，飞机腐蚀控制。

c. AC120-27，飞机重量和平衡控制。

d. 民航条例 6，旋翼机适航：正常类。

e. 联邦航空局（FAA）-H-8083-1，飞机重量和平衡手册。

f. FAA-H-8083-19，**飞机识别通用航空信息**。

1003. 位置要求

电瓶安装和/或拆卸应提供：

a. 电瓶维护和拆卸易达性。应确认电瓶能轻松安装或拆卸，无需拆卸座椅、装饰等即可完成维护。

b. 隔绝发动机热量。 如果安装在发动机舱，电瓶必须隔绝发动机运行期间和关闭后的极端热量。这种保护可通过电瓶盒中的冷却空气或电瓶周围额外的热保护层来提供。应注意不要干扰发动机冷却空气的流动。

c. 防止机械损坏。振动和其他冲击负载

时电瓶寿命缩短的主要原因。将电瓶安装在尽量减少机身振动造成损坏的位置，并防止乘客或货物意外损坏。

d. 乘客保护。确保电瓶被封闭在一个容器/盒子里面，以避免乘客/机组成员受到因电瓶过热、轻微碰撞或意外颠倒飞机而溢出的烟雾或电解液的伤害。

e. 机身保护。为减少对临近金属结构的损坏，编织覆盖物和电瓶设备可适当设置电瓶排水管和排气管，充分将多余液体和气体排出电瓶室。为保护机身结构和液体管路，可将沥青或橡胶基涂料喷涂与电瓶或电瓶盒附件或下部区域。

1004. 飞机蓄电池的设计和安装

a. 铅酸电瓶

(1) 每个飞机蓄电池，无论是否由技术标准规范（TSO）批准，都必须按照法规要求进行设计，并按照制造商固定进行安装。

(2) 任何电瓶在正常操作时，或者由于充电系统或电瓶安装中可能发生的故障而导致的爆炸性和有毒气体逸出在飞机内积聚的数量不得达到危险数量。

(3) 可能从电瓶中逸出的腐蚀性液体或气体可能会损坏周围结构或邻近的设备。

b. 镍镉电瓶

(1) 每个飞机蓄电池，无论是否由技术标准规范（TSO）批准，都必须按照法

规要求进行设计，并按照制造商固定进行安装。

(2) 在任何可能的充放电条件下，必须保持安全的电池温度和压力。当电瓶复充时（先前完成放电后），无不受控的电池升温出现。

(a) 在最大调节电压或功率；

(b) 在最长飞行期间；和

(c) 在使用中可能发生的最不利的冷却条件下。

(3) 必须通过测试来符合第 1004b

(2) 段的规定，除非类似电瓶和设备的经验表明，维持安全的电瓶温度和压力没有问题。

(4) 任何电瓶在正常操作时，或者由于充电系统或电瓶安装中可能发生的故障而导致的爆炸性和有毒气体逸出在飞机内积聚的数量不得达到危险数量。

(5) 可能从电瓶中逸出的腐蚀性液体或气体可能会损坏周围结构或邻近的设备。

1005. 重复制造商的安装

可用的现成零件和附件可能会考虑由机身制造商选择和/或设计安装位置和/或类型。如果使用以前批准的数据和/或零件，可实现大量的时间和工作任务节省。

1006. 其他安装

如果电瓶安装前没有被批准，或者如果按照以前批准的数据提供的方法或位置安

装或重新安装电瓶，请按照第 1 章所述完成安装静力测试。由于电瓶质量集中，支撑结构需有足够强度，以防止可能导致早期结构故障的过度振动和冲击。

1007. 交货检查

当电瓶拆包时，应进行彻底检查，以确认在运输过程中不会发生损坏。检查运输包装箱和电瓶。在电瓶投入使用前，请按照以下几点完成从安全检查：

a. 损伤。查看是否有任何液体溅入运输包装箱。液体溢出标识电池损坏。检查电池盒侧面和底部是否有凹陷、裂纹或变色区域。检查破裂的电池盒或盖子。请勿将损坏的电瓶投入使用。

b. 短路带。一些镍镉电瓶运输时，在主电源端子上装有短接装置。在对电瓶进行电气维护前，必须拆下此设备。

c. 电气连接。测试所有端子，确认牢固。接线端配合面之间接触不良可能会降低放电电压，导致局部过热并损坏电瓶。

注意：在对电瓶充电之前，请仔细阅读并熟悉制造商的充电程序。

1008. 电瓶拆卸和安装

以下说明是通用的。有关特定飞机型号的说明，请参阅机身制造商的维护手册和 STC。

a. 拆卸。

(1) 将主开关设置在 OFF 位，并挂签。

(2) 断开所有外部电源。

(3) 打开电瓶盒检修盖板。

(4) 断开电瓶快断插头或拆下端子螺栓，并断开电瓶电缆与端子的连接。请务必首先断开接地电缆和最后安装接地电缆。

(5) 断开电瓶通气管，如有。

(6) 解除电瓶固定夹具或拆下电瓶固定条。释放电瓶。

(7) 小心取出电瓶。

警告：电瓶很重。使用合适的起重装置和设备。如有，使用电瓶提手。

b. 安装。

(1) 检查电瓶是否损坏。在金属或塑料盒上不允许出现裂纹。可能会挤压内部塑料壳体的金属盒凹痕是不可接受的。

(2) 在主开关置于 OFF 位，并挂签。（标签上必须说明“不要打开主开关”）。

(3) 断开所有外部电源并挂签（标签上必须说明“不要连接外部电源”）。

(4) 打开电瓶检查盖板。

(5) 确认电瓶盒或托板清洁干燥。任何腐蚀区域必须处理和涂漆。

(6) 在电瓶盒和托盘中安装电瓶。

警告：电瓶很重。使用合适的起重装置和设备。如有，使用电瓶提手。

(7) 依据机身制造商的维护手册，安装电瓶固定装置，并打力矩和保险。

(8) 连接电瓶通风管。

(9) 连接电瓶快断插头、任何辅助连接器或环形端子，安装螺栓和自锁垫片。Page

依据制造商推荐，对端子螺栓打力矩。

(13) 如适用，更新设备清单。

(10) 更换电瓶检修面板。

(14) 将电瓶序列号和安装日期填入

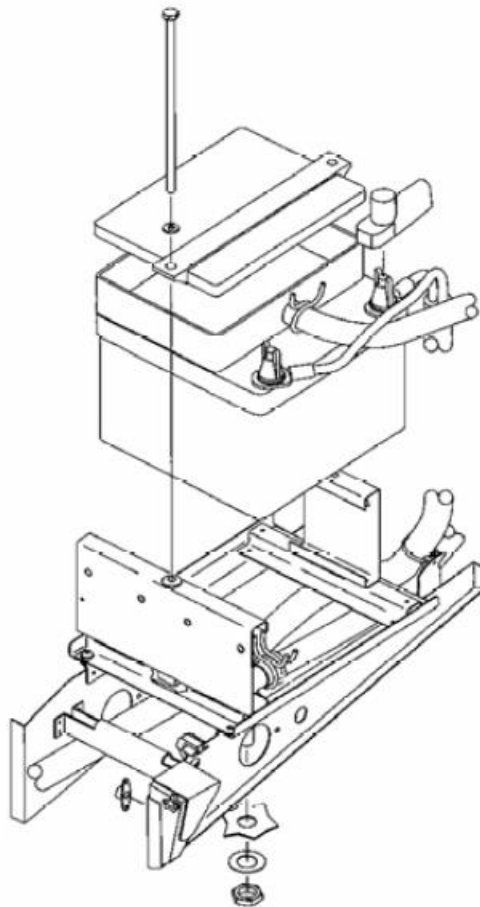
(11) 完成操作测试。

履历。

(12) 如有必要，更新飞机重量和平
衡数据。

1009.至 1012. 保留

图 10-1.飞机典型的电瓶安装。



第 2 节. 铅酸电瓶安装

1013. 概述

与镍镉电瓶相反，铅酸电瓶的电压将缓慢下降。这些电瓶通常较便宜，不需要温度监控，几乎不需要什么维护，并且当不能满足制造商的容量要求时，拆卸和更换简便。

1014. 电瓶盒

如果电解液溢出，电瓶盒应该有排水管。电瓶盒通风，以防止易燃氢气聚集。

1015. 电瓶保护

安装电瓶应该使其固定在适当位置而又不会使电瓶收到过度的局部压力，以免造成电瓶和变形或破裂。对电瓶电缆端子螺母/连接器使用**烷烃酮、重油脂**或其他同类的保护涂层。确认对端子螺母/连接器施加了合适的力矩。请勿超过端子螺母力矩，否则可能导致端子柱破裂。任何可能突出到电瓶盒和隔间中的螺栓和/或铆钉，必须与电瓶

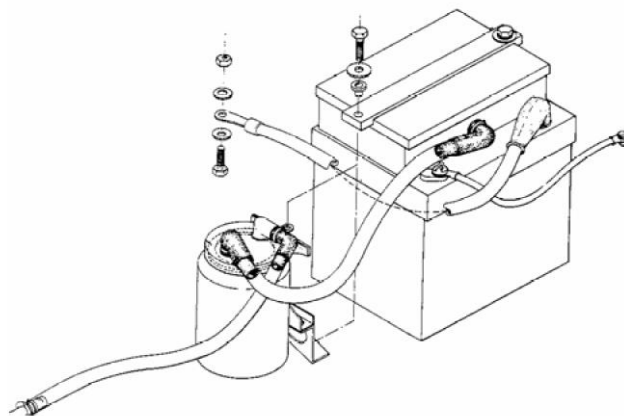
之间有足够间隙。

警告：安装或取出电瓶时，请带上护目镜，并特别小心，确保不会因工具或松动的首饰造成接地而产生电火花。通常最先拆下接地线，最后安装接地线。如可能，请将接地线连接到电瓶舱的机身上。请勿用通风管、插头或端子提起电瓶。

1016. 积液罐

铅酸电瓶通常在排气口中安装积液罐，以中和排放的酸性烟雾，以保护机身免受酸性电解液的腐蚀。如安装，则积液罐因有大约一品脱的容量。罐子应该有一个 0.5 英寸厚浸满 5%碳酸氢钠溶液（小苏打）的垫子，或者 3/8 英寸厚的干碳酸氢钠。导通烟气进入积液罐的通气管应伸出盖子约 1 英寸（见图 10-2）。

图 10-2. 典型带积液罐的电瓶安装



1017. 通风

为电瓶和提供合适的通风，以防止在运行过程中排除的氢气聚集。

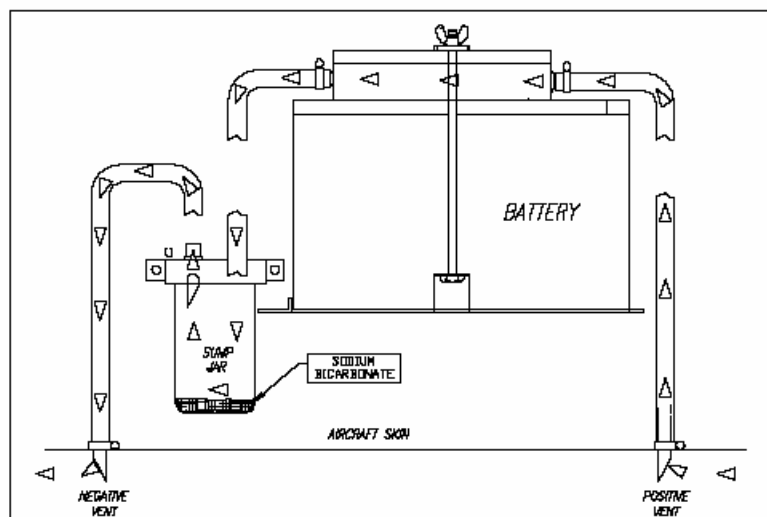
注意：阀控式铅酸电瓶可以使用与原始镍镉电瓶相同的通风系统。

a. 歧管类型。在这种通风系统中，一个或多个电瓶经过电瓶歧管或电瓶盒通风口连接，到通道一个软管或总歧管，见图 10-3。牢固固定这些软管，防止其移动，并保证具有足够的弯曲半径，以防止扭结。

(1) 系统的上游连接到飞机气流正压点，下游则通常在负压区排放。建议在下游安装电瓶积液罐，以中和任何可能排放的腐蚀性蒸汽。

(2) 选择这些压力点时，所选点在所有正常操作状态，始终提供提供正确方向的气流通过歧管系统。当安装了积液罐时，不允许排气系统内的气流反向，因为罐中的中和剂会污染电瓶内电解液。

图 10-3. 电瓶通风系统



b. 自由气流。包含百叶窗的电瓶箱或盒可不用安装单独的通风系统，条件是：

(1) 安装电瓶的隔间具有足够的气流，以防止氢气爆炸性混合物的聚集；

(2) 有毒烟雾远离乘客；和

(3) 采取适当的预防措施，以防止腐蚀性电解液或蒸汽损坏周围的结构、盖板、设备、操纵钢索、电缆等。

电瓶盒排水管的位置必须是无论在地面还是飞行中，溢出物都不与飞机接触。设置排水管路，使其有一个正向的坡度，且无聚集点。排水管直径应至少 1/2 英寸，以防止堵塞。

1019. 电气安装

a. 安装电气设备、控制系统和导线，任何部件和系统的操作不会影响对安全操作至关重要的其他电气部件或系统。飞机上可 Page

1018. 排泄

能存在的任何电气干扰不会危及飞机或其系统的正常使用。

b.电缆/接头。使用符合当前需求的电缆和/或接头，并正确安装。（参见 AC43.13-1，航空器检查、修理可接受的方法和技术 修订版，第 11 章）。电缆尺寸可参考同型号电瓶在已批准生产飞机上使用的电缆。

（1）电缆应有足够的长度，以防止电瓶接头或端子发生过大应变。

（2）以安全的方式夹紧和保护电缆，包括总线。由于电瓶通常不会熔断，电瓶供电电缆的任何错误都可能导致电瓶电气系统失效以及火灾危险。

（3）电缆铺设应避免电缆或端子不能与电瓶盒短接或与机身接地。

（4）尽可能在电瓶盒外铺设电缆，以避免酸性烟雾腐蚀。当内部铺设不可避免时，请使用防酸套管以保护盒内电缆。

（5）通过合适的电缆长度和卡子来确保端子上的电缆不会装反，如果不适用，请

使用明显的颜色标记。

c.电缆安装必须经设计，并按照以下描述安装：

（1）必须为电缆、结构和端子提供永久性识别标记。

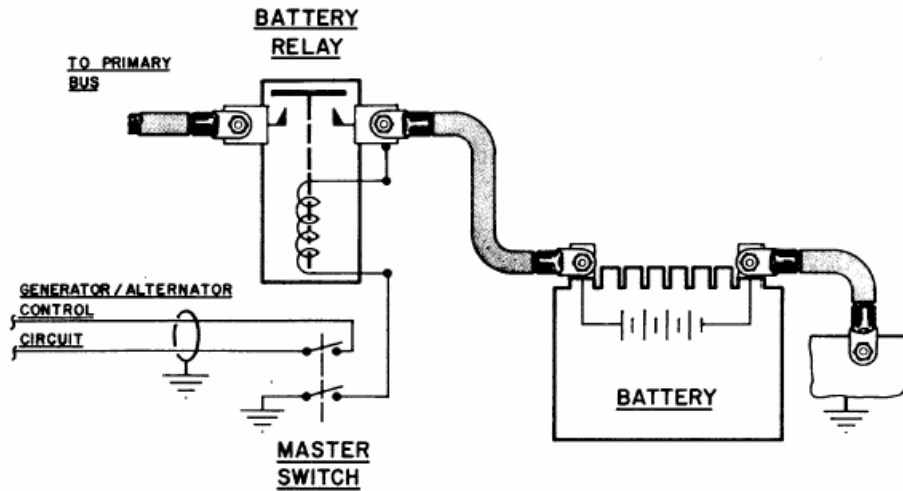
（2）电缆必须安装和固定，以使机械损坏和/或液体、蒸汽或人员引起的损坏风险降至最低。

d.当在镍镉电瓶位置安装铅酸电瓶时，一些机身需要取下或拆下温度检测系统。通常这些更改需要对飞行手册进行补充，以包含电瓶过热的紧急程序。

注意：这种更改需要 FAA 现场批准或用 STC 批准。

e.电瓶断路器。安装电瓶断路器，以提供将电瓶与飞机电气系统隔离的方法。可接受的电瓶断路电路见图 10-4。安装继电器，这样电路通过继电器连接到电瓶，使电缆尽可能短，以减少由于电缆短路导致的火灾发生的可能性。

图 10-4. 典型的电瓶断路器和发电机交流控制电路



1020. 快速断开

当出现以下情况时，更换端子：

- a.不能去除点蚀或腐蚀。
- b.烧蚀或电弧痕迹。
- c.零件或壳体裂纹。
- d.接线桩、插头锁销或蜗杆螺丝过度磨损。
- e.触点上大量沉积物或塑料变色。
- f.手柄和锁紧装置松动。

注意：大多数制造商出售或提供测量工具，以检查快速拆卸插头的适配性。

1021. 重量和平衡

如果有以下情况，在安装或使用替代电瓶更换后，应重新计算重量和平衡：

- a.更换电瓶的重量与原始电瓶的重量不同。
- b.电瓶的位置与原始电瓶的位置不同。

注意：飞机重量和平衡程序检查 AC 43.13-1（修订），第 10 章。

1022.至 1024. 保留

第 3 节. 镍镉电瓶的安装

1025. 概述

镍镉电瓶能满足电源需求,可提供大电流、具备快速充电能力和高可靠性。镍镉电瓶能提供恒定电压,可在较低的温度下工作。通常其购买成本更高。

1026. 电气分析

镍镉电瓶的安培小时容量必须符合飞机负载需求。在选择时,应考虑以下几点:

a.低内阻允许其非常快速的充电。这种高充电率可能会超过发电机的额定容量,并夺取基本电路必须的工作电流。总系统负载(电瓶充电加系统负载)不得超过发电机系统预先设定的电气容量。

b.比较电瓶的放电特性曲线,确保容量下降的镍镉电瓶满足以下要求:

(1) 提供发动机启动的能力。一些涡轮发动机需要大约 1200 安培的初始电流,其在 10 秒内逐渐减小到大约 800 安培的启动电流。往复式发动机需要大约 100 至 200 安培的启动电流。

(2) 能够提供足够的低温启动能力。当环境温度范围为 70°F 至 90°F 时,镍镉电瓶能提供额定容量。为了获得最佳的发动机启动,更换更高容量的电瓶可抵消电瓶在低温环境下的低功率或容量降低。

(3) 一些镍镉电瓶在极端温度下可提供比同级别铅酸电瓶更大的功率;注意不要是电缆和接头过载。

1027. 维护注意事项

为便于检查,并且由于镍镉电瓶通常不能在飞机中进行维护,将电瓶放置在容易被检查、拆下和安装位置。一些电瓶盒在壳体的每侧设计有检查孔,用以目视检查电池电解液高度。如果使用了这种型号的电瓶盒,请仔细考虑电瓶舱的位置,以适应这种功能。

1028. 结构需求

大多数铅酸电瓶舱为安装镍镉电瓶提供了足够的结构支撑。然而,悬臂支撑的电瓶盒/舱可能不适用于镍镉电瓶安装,除非经更改以补偿增加的悬臂变形。这可能是由电瓶形状和重心(CG)变化造成的,即使是更换的电瓶可能没有原来的铅酸电瓶重。不论何时总安装重量和/或悬臂变形超出原始安装,请执行第 1 章所述的静力测试。如果电瓶舱要重新安装,请按照第 3 段所述的位置要求进行操作。

1029. 电瓶舱的隔离

基于通常用于制造镍镉电瓶舱的材料(不锈钢或环氧涂层钢),因此希望将电瓶舱与飞机结构进行电隔离。这将消除当电解液溢出或泄露将电瓶端子或接线头与暴露的电瓶壳体金属导通而产生的潜在放电电流。

注意: 环氧涂层镍镉电瓶舱用于将电瓶与机身隔离,从而消除电气系统接地漏

电。一些电瓶在内部使用衬垫，将电瓶与机身隔离，有助于消除电气系统接地漏电。

1030. 通风

在充电过程中，镍镉电瓶产生氢气和氧气。这种现象一般发在充电周期快结束的时候，即电瓶达到所谓气体生成电位。为避免这些气体的积聚，以及可能的意外点火，应提供通风来从飞机上吹散这些气体。当前有两种类型的镍镉电瓶舱，一种带有通风口，另一种带检查口。

a.通风口型通过通风管利用强制气流或文氏管效应将气体排空。

b.带检查口或百叶窗的电瓶舱必须具有足够气流，以将空气和氢气的混合物保持在 4%以下。来自于这种类型电瓶舱内的气体会排空到电瓶室中。不管使用的通风系统如何，气流应以最低每分钟 0.040 立方英尺 (CFM) 的速率提供，相当于每分钟 1.13 升 (lpm)。

1031. 安装前的准备

检查替换的电瓶是否有可能在运输或存储期间发生损坏。特别注意运输包装箱中是否有液体溢出迹象，这预示着电池可能损坏。程序依照第2节“电瓶通风和电气连接”。

a.安装前电瓶维护。按照电瓶制造商的说明检查以下内容：

(1) 拆下运输塞（如有），清洁并按照加注口盖通气塞。

(2) 检查端子的松紧度，包括每个电池连接带具有合适的力矩。

(3) 检查每个电池的极性，以确保它们以正确的系列或顺序连接。

(4) 按照制造商的要求准备电瓶的安装。

b.先前装有铅酸电瓶的隔间或电池盒必须清洗干净，用氨或小苏打溶液中和、彻底干燥，并涂上耐碱涂料。清除电瓶通风系统中所有的硫酸和其腐蚀性生成物，以防止避免氢氧化钾电解质的污染和/或电瓶盒材料的可能损坏。更换不能彻底清洁的通风系统部件（软管等）。

1032. 镍镉电瓶的安装

每个安装必须防止对结构或基本系统的任何危害，这些危害可能由电瓶或单体电池短路而引起的大量热量造成。

a.镍镉电瓶的安装必须：

(1) 一个自动控制电瓶充电率的系统，以防止电瓶过热；

(2) 一个电瓶热量传感器和超温警告系统，超温警告系统具有在超温状况下降电瓶从充电电源断开的装置；或者

(3) 电瓶故障检查和警告系统，并具有在电瓶故障的情况下将电瓶从充电电源断开的装置。

b.如果主发电系统完全丧失，电瓶必须能够为持续安全飞行和着陆所必须的那些负载提供至少 30 分钟的电力。这 30 分钟时

间包括识别发动机功率损失和采取适当的卸载手段。

1033. 固定电瓶

按照第 1 节中所述的步骤进行，确保固定螺栓不要太紧。确保密封盖安装，这样电瓶舱/盖就不会变形。

警告：在安装时，请小心电瓶舱的绝缘，由于保险丝使用不当或不小可能会导致接地。

1034. 快速断开

当出现以下情况时，更换端子：

- a. 不能去除点蚀或腐蚀。
- b. 烧蚀或电弧痕迹。
- c. 零件或壳体裂纹。
- d. 接线桩、插头锁销或蜗杆螺丝过度磨损。
- e. 触点上大量沉积物或塑料变色。
- f. 手柄和锁紧装置松动。

注意：大多数制造出售或提供测量工具，以检查快速拆卸插头的适配性。

1035. 电压和电流规定

必须检查充电电压和电流，如有必要，重新设置电压调节器，以满足正在安装的镍镉电瓶的要求。

重要：不正确的充电电流或电压可能会在短时间内破坏电瓶。

1036. 重量和平衡

安装镍镉电瓶后，如果出现以下情况，应重新计算飞机的重量和平衡：

- a. 更换电瓶的重量与原始电瓶的重量不同。
- b. 电瓶的位置与原始电瓶的位置不同。

注意：飞机重量和平衡程序检查 AC 43.13-1（修订），第 10 章。

1037. 至 1040. 保留

第 4 节. 电瓶安装检查表

1041. 结构需求

a.如果电瓶安装，按照下述方法测量是否能够满足所需载荷。还应考虑对其他结构（首要和次要）的影响。

b.确认施工中是否使用了合适的材料，包括标准紧固件。**确认制造方法能产生一致的声音结构。**

c.如果使用了安装支架，确认其制造方法是否会产生一致的声音结构。

d.无论设备安装在现有结构上，还是连接在现有结构的支架上，确认所有结构（包括支架，如使用）是否足够支持这些负载。这个答案可以通过以下两种方法之一来确定：

（1）通过与一个现有的有相同或类似（大约相同重量和大小）设备的已批准安装进行对比。

（2）通过结构分析或静力实验。这种安装不容易分析，但通常容易静力测试。进行静力测试时，可以使用以下步骤：

（a）确定设备的重量和重心位置。

（b）将设备支架安装到飞机上或使用模拟结构，以便于将实际设备的载荷施加在重心位置上。

（c）然后通过任何合适的方法施加所需的载荷。如果设备重量轻，检查者可利用自己的力量和/或重量来确认安装是否能够承受所需载荷。

注意：所有可能在紧急着陆中可能伤害乘客或机组的物品，都应根据联邦法规 14 卷（CFR14）23 部第 23.561 条紧急着陆要求在向前、向上和向后的方向上进行支撑结构设计。适用的向下载荷系数应为 23.341 和 23.473 规定的飞行或着陆载荷系统（以较大者为准）。

（3）计算确定向下载荷系数的替代方案，6.6、6.6 和 9.0 可作为正常类、实用类和特技类的最终载荷系数。对于 23.561 条未覆盖的设备位置，所需载荷（参考 23.301 条）为 23.337、23.341 和 23.473 中的飞行和着陆载荷因子。这些计算确定的载荷因子的替代，可参照上述使用的向下载荷因子。

（4）其他质量的支撑结构需按照 23.321、23.471、27.321 或 27.471 条的关键飞行或着陆载荷因子来设计。这些值还可用 23.561 或 24.561 给出的值作为替代方案。

e.确认设备安装是否对其他结构（主要或次要）造成不利影响。

f.确认是否提供方法，以便对安装的正确性和相关结构部件进行检查。

1042. 对飞机和其所有人的危害

a.确认与电瓶相邻的飞机零件是否被保护，防止被维修和飞行过程中由电瓶释放的东西腐蚀。

注意：可用于获得保护的方法包括：抵御溢出电解液腐蚀的耐酸涂料、将腐蚀性液

体排出飞机外、正压通风管将腐蚀性蒸汽和易燃气体带出飞机、不会让溢出电解液漏出的封闭电瓶盒或者这些方法的组合。

b.确认电瓶盒或隔间是否通风正常，在充电或放电期间由电瓶释放的任何爆炸性气体都应排到飞机外。

c.确认电瓶盒或隔间通风，确保电瓶释放出的有毒气体远离机组和乘客。

d.确认电瓶连接端子或其他暴露部位与电瓶盒或隔间之间无搭接。

e.确认泄露或多余的电解液是否能够及时排除。

1043. 操作

如果电瓶是唯一的电源，请确定电瓶是否拥有足够的能力提供必要的电力，以便对飞机安全运行所必须的所有电气设备进行可靠的操作。

1044. 详细设计标准

确认电瓶是否可以在地面上进行检查和维护。

1045. 记录

a.确认维护记录完整。

b.确认设备清单、重量与平衡已修改。

1046.至 1048. 保留

第 5 节. 持续适航性说明

1049. 铅酸电瓶

a. 适航限制

(1) 电瓶检查。为确保持续适航性，电瓶应拆下并进行容量测试。按照电瓶制造商的持续适航说明来确定维护时限。

(2) 接头/导线检查。检查机械完整性、弹性、凹坑或结合面腐蚀、烧蚀痕迹、状况和导线类型。

(3) 电解液高度。电解液高度必须始终保持在极板之上。用蒸馏水或软化水补充消耗的水。

(4) 积液罐维护。每 100 飞行小时检查电解液高度和积液罐。

b. 容量测试。安装下述方法完成容量测试：

(1) 在进行年度和 100 小时检查以及容量测试后更换电瓶时，按照补充型号合格证（STC）或制造商持续适航说明（ICA）检查电瓶安装是否牢固。

(2) 在 15°C（59°F）或以上检查电瓶稳定性。电瓶应该在这个温度至少 24 小时。

(3) 从飞机上取下电瓶，并按照推荐的充电说明进行充电。让电瓶开环静置 1 小时。

(4) 将充满电的电瓶连接到包含负载电阻、电流表、电压表和定时器的容量测试仪上。

(5) 以 C1 速率将单个电池放电至 1.75

伏(12 伏电瓶至 10 伏, 24 伏电瓶至 20 伏)。

注意放电时间。

(6) 如果达到 C1（1 小时）容量额定值的 80%，则电瓶适航。其容量在最小值之上，则建议将电瓶恢复使用，85%最小值或 51 分钟至终点电压。

(7) 如果电瓶不能达到最小运行时间，继续使用制造商持续适航说明中的恒流 C1 方法。让电瓶开环静置 1 小时。

(8) 安装指示重新进行放电测试。如果故障仍存在，更换电瓶。

(9) 如果电瓶适航，在重新安装到飞机上之前，必须恒压充电。

1050. 镍镉电瓶

a. 适航限制。为确认持续适航性，应依据制造商说明将电瓶拆下并检查。

(1) 接头/导线检查。检查机械完整性、弹性、凹坑或结合面腐蚀、烧蚀痕迹、状况和导线类型。

(2) 电压调节。定期检查以校正调压器误差和更换有缺陷的部件，可降低充电电压意外增加而引起充电电流、电瓶温度和耗水量上升的可能性，

(3) 电瓶。检查壳体和盖上无凹痕、损坏、环氧涂层分离、排气管堵塞，以及锁扣功能和盖密封条状况。取下电瓶盖，使用尼龙刷清洁电池顶部和接头。确认每个内部电池的连接力矩。如需拆卸，请先对电瓶放

电。

(4) 电解液高度。电解液高度应在完全充满的前 15 分钟内进行调整，同时电流仍然导通，**因为电池此时正处于最均匀的电解液高度**。仅用蒸馏水、去离子水或软化水补充电解液。参照部件维护手册中的喷嘴/注射器规格，确认用来调节电池电解液高度的喷嘴和注射器正确。使用不正确的喷嘴可能会影响电瓶的可维护性和使用寿命。

(5) 漏电。确认是否有外部泄露，一定量级的泄露需要完全清洁电瓶。遵照制造

商推荐的程序。

(6) 传感器组件。检查电瓶是否正确安装恒温器、加热器、热敏电阻或其他传感器元件。检查导线和插座绝缘是否损坏、腐蚀和卷曲或其他缺陷。如果传感器/线束组件测试失败或损坏，必须将其更换。至少每个日历年对温度传感器组件执行功能测试。

b.容量测试。容量测试必须按照制造商的建议进行。

1051.至 1099. 保留

第 11 章. 设备添加或调整位置

1100. 目的

本章包含了结构和设计指导，以便在增加设备和调整位置是完成飞机改装。

1101. 危险和警告

航空工业快速的技术进步，导致了高科技仪表零配件市场爆炸式的发展。在许多情况下，这些创新在没有经过有效认证程序便已投入市场。结果导致许多号称最先进的设备在可能没有认证甚至确认没有认证的情况下，被不知情的购买者选择并安装到飞机上。

注意：提供和遵守已批准的数据的责任，完全取决于批准飞机恢复飞行的技术人员。

1102. 其他参考

在开始进行设备增加或调整位置的更改前，必须考虑飞机的审定基础。本章节下述内容提供了附加参考资料：

a. 商务部航空机构的航空通告 7a 第 73(A) 至 (H) 条，提供了适用于已依据此文件规定认证的 24 个厂家 115 种型号飞机的审定要求。同一文件第 75 (B) 提供了在上述飞机上安装仪表系统的附加审定要求。

注意：谨慎使用通告 7a 作为审定基础证明数据。所有者以及产品制造商随后的更改可能会导致审定基础的变化。

b. 商务部 1947 年 1 月 29 日修订的“民用航

空管理局检查手册”第十七章提供了批准的型号认可清单和这些类别下的 609 种 2 类飞机。**2 类的备忘录已被认可并进行了简单描述，单并未提供完整的文本文档。截至本出版物，尚未确定完整的 2 类备忘录。**

c. 民用航空条例 (CAR) 18 和相关民用航空手册 (CAM) 18 建立并保持适用于 CAR 规定飞机的所有维护、修理和更改的标准和方法。该文件在 1958 年“联邦航空法”导致的系统性变化及文件更改前有效。

d. CAR6 “旋翼机适航-正常类”。

1103. 准备

在进行涉及仪表的添加和更改前，必须考虑飞机的审定基础。针对本章的要求，提供以下参考文献：

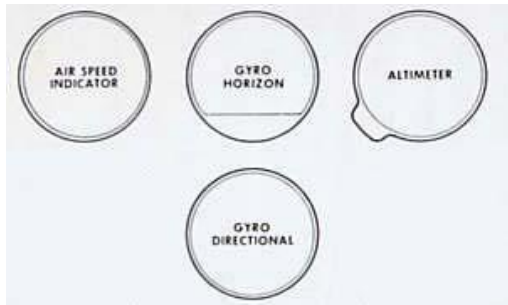
- 民航规章 (CAR) 3. 661 至 3. 676 提供了在 CAR 3 飞机上安装仪表的审定基础。
- CAR 4a532 至 4a537 条提供在 CAR 4 “非航空承运人 (NAC) 飞机”上安装仪表等补充更改的审定基础。
- 联邦法规 14 卷 (14CFR) 23 部第 23. 1321 条提供了 23 部飞机仪表设备布置和可视性的审定基础。

a. 结构。第 1 章提供了哪些需要确定结

构完整性的指南。第 2 章 202 和 203 段提供了仪表板安装的相关信息。

b.位置。在没有具体监管要求的情况下，安装在 IMC（仪表气象条件）下运行所需仪表，推荐构型为标准的“T”型（见图 11-1）。

图 11-1.基本“T”型 VMC（目视气象条件）仪表构型。



(1) 飞机姿态指示仪位于上部中间。

(2) 空速指示位于姿态指示仪左边，紧邻姿态指示仪。

(3) 高度指示位于姿态指示仪右边，紧邻姿态指示仪。

(4) 航向指示仪位于姿态指示仪正下方，紧邻姿态指示仪。

注意：随着仪表板安装变得越来越复杂，基本“T”型布局越来越困难。随着方向指示仪的重新布局，正出现的 ASI-ATT-AI 这相关仪表的组合布局。

1104. 安装

在复杂的飞机发展过程中，对所有仪表的安装要求是保持不变的。所有的仪表必须安装，以便主要负责使用的机组成员能够看见。

a.结构。在开始更改仪表板的安装前，

确定部件的承载要求。在某些飞机上，承力的仪表板被认定为主要结构。大多数情况下，仪表板被视为次要结构，仅限于安装仪表和设备。不管结构性质如何，改装技术人员负有将其恢复到初始状态或合适的更改状态的责任。

(1) 如有可能，在所有情况下，考虑对结构更改前，都应参考制造商的持续适航文件说明（ICA）。对于在规章要求提供此类信息之前制造的飞机，请参阅 AC43.13-1 “可接受的方法和技术”第 4 章第 4 节和/或第 2 章中提供的保持结构完整性的方法和技术。

(2) 这些资源的可用性 or 适用性可能不足，我们建议在完成任务前，改装人员应获得工程委任代表（DER）批准的数据。

b.仪表管路。大多数 CAR 3 和 CAR 4 通用飞机使用的仪表被定义为“湿”计。这个术语与仪表测量的物质没有关系，而是被测量的物质直接输送到仪表。典型的“湿”系统包括燃油压力、发动机滑油压力和液压压力（如安装）。空速和真空系统虽然使用相同的系统，但通常不认为是“湿”系统。管材通常使用薄壁无缝铝或不锈钢。在空速和真空测量管路也经常柔性橡胶和/或氯丁橡胶。

(1) 在特定飞机上使用的材料，最可靠的信息来源是制造商的 ICA。如果该来源无法获得，AC 43.13-1（最新修订）第 8 章提供了燃油管线的检查和维护指南，第 9 Page

章提供了液压系统的相同信息。

(2) 23 部飞机已使用远距离测量系统替代了“湿”系统，远距离测量系统的系统压力使用传感器测量，经电信号将测量数据传递到驾驶舱指示仪表上。

(3) 经历过很长历史改装的飞机，其仪表可能包含了机械和/或模电仪表以及数字是仪表。

c.文氏管真空源。文氏管是相对低成本的手段来产生真空源，以操纵如转弯、倾斜和方向陀螺和人工水平仪。当飞机在空气中移动时，在文氏管后部产生负压区-部分真空。文氏管喉部通过管子连接到陀螺仪表壳体，使壳体内部的压力降低。壳体外部环境空气通过壳体上的入口进入仪表，经过陀螺仪转子，使其迅速转动，仪表可用。文氏管根据尺寸可提供 2"、4"和 9"汞柱的真空。

(1) 每个仪表真空系统的操作要求通常在附在壳体的数据板上。如果没有，请从制造商或其他可接受的渠道获得数据，如 AN 和 MS 标准。

(2) 如果提供的真空超过了安装要

求，则需要安装在线调节器来调节所需流量。

d.真空泵真空源。当前的航空技术已经能生产出耐用轻便、机械驱动的泵和控制系统，提供操纵仪表的真空。泵的正确选择取决于被驱动系统的真空需求。控制可由系统本身或在线调节器来提供。生产和销售的备用真空系统主要在主机械驱动系统失效后，提供操纵能力。

e.技术真空负荷。当选择文氏管真空系统时，不要以为你选择的文氏管将提供足够的流量和负压来操纵仪表。即使是在文氏管制造商和型号列表中选择，其误差也可能导致不能满足所选系统的要求。因此，必须仔细评估真空负荷要求。

(1) 陀螺仪需要最佳的气流才能产品额定的转速。例如，一个特定型号的转弯和横滚指示仪表需要大约 2.30 立方英尺每分钟 (CFM) 流量和 4"汞柱的负压。如果改装技术人员选择了 2"汞柱文氏管，则文氏管产生的真空将不足以驱动仪表。

(2) 有关真空驱动项的计算示例如下：

表 11-1. CFM/真空值

仪表	气流	真空
倾斜和俯仰指示器	2.3 立方英尺每分钟	4.0"汞柱
陀螺方向指示器	1.3 立方英尺每分钟	4.0"汞柱
转弯侧滑仪	0.5 立方英尺每分钟	2.0"汞柱
总气流需求	4.10 立方英尺每分钟	

上述仪表在表 11-2 和 11-4 中列出。最佳值见表 11-4。负压空气源不仅必须提供仪器所需最佳真空值，还必须具有足够的流量，以符合其连接的各种仪表的总流量要求。

注意：表 11-2 和 11-4 列出的示例部件其精度是可接受的、其有关的操作参数是准确的。命名和相关属性对机身结果没有影响。

表 11-2. 提供一个真空驱动自驾和仪表的空气消耗实例

仪表	海平面空气消耗	
	气压吸力下降（最佳）	立方英尺/分钟
自驾飞行系统 （型号 A-2、A-3&A-3A）		
方向陀螺仪控制单元（跨安装组件）	5.00	2.15*
倾斜&爬升陀螺仪控制单元（跨安装组件）	5.00	3.85*
总计	-	6.00*
自驾飞行系统 （型号 A-4）		
方向陀螺仪控制单元	5.00	3.50*
倾斜&爬升陀螺仪控制单元	5.00	5.00*
总计	-	8.50*
倾斜和俯仰指示器	4.00	2.30
陀螺方向指示器	4.00	1.30
转弯侧滑仪	2.00	0.50
(*) 注。——包括气动继电器运行所需空气。		

表 11-3. 在给定系统中，90 度直角管对应直管的压降（外径）

管子尺寸			90° 弯管压力下降-相同压降的直管长度
外径（英寸）	壁厚（英寸）		英尺
1/4	X	0.035	0.28
3/8	X	0.035	0.46
1/2	X	0.042	0.62
5/8	X	0.042	0.81
3/4	X	0.049	0.98
1	X	0.049	1.35

表 11-4.提供设备入口和设备出口的压差示例

仪表	以英寸汞柱表示的吸力 (Hg)		
	最小	合适	最大
自驾飞行系统 (型号 A-2、A-3&A-3A)			
方向陀螺仪控制单元(跨安装组件)	4.75	5.00	5.25
倾斜&爬升陀螺控制单元 (跨安装组件)	4.75	5.00	5.25
仪表读数(B&C 控制组件 压差仪表)	3.75	4.00	4.25
自驾飞行系统 (型号 A-4)	3.75	5.00	5.00
倾斜&爬升陀螺控制单元	3.75	5.00	5.00
倾斜和俯仰指示器	3.75	4.00	5.00
陀螺方向指示器	3.75	4.00	5.00
转弯侧滑仪	1.80	2.00	2.20

(3) 依据线路计算的等效直管压降。除了仪表自身的影响外,还必须考虑将真空源输送到设备的管路布设对气流造成的附加阻力。对于这个问题,假设示例系统有四个直角弯头的 20 英尺长、1/2 英寸直径*0.042 英寸壁厚管路。

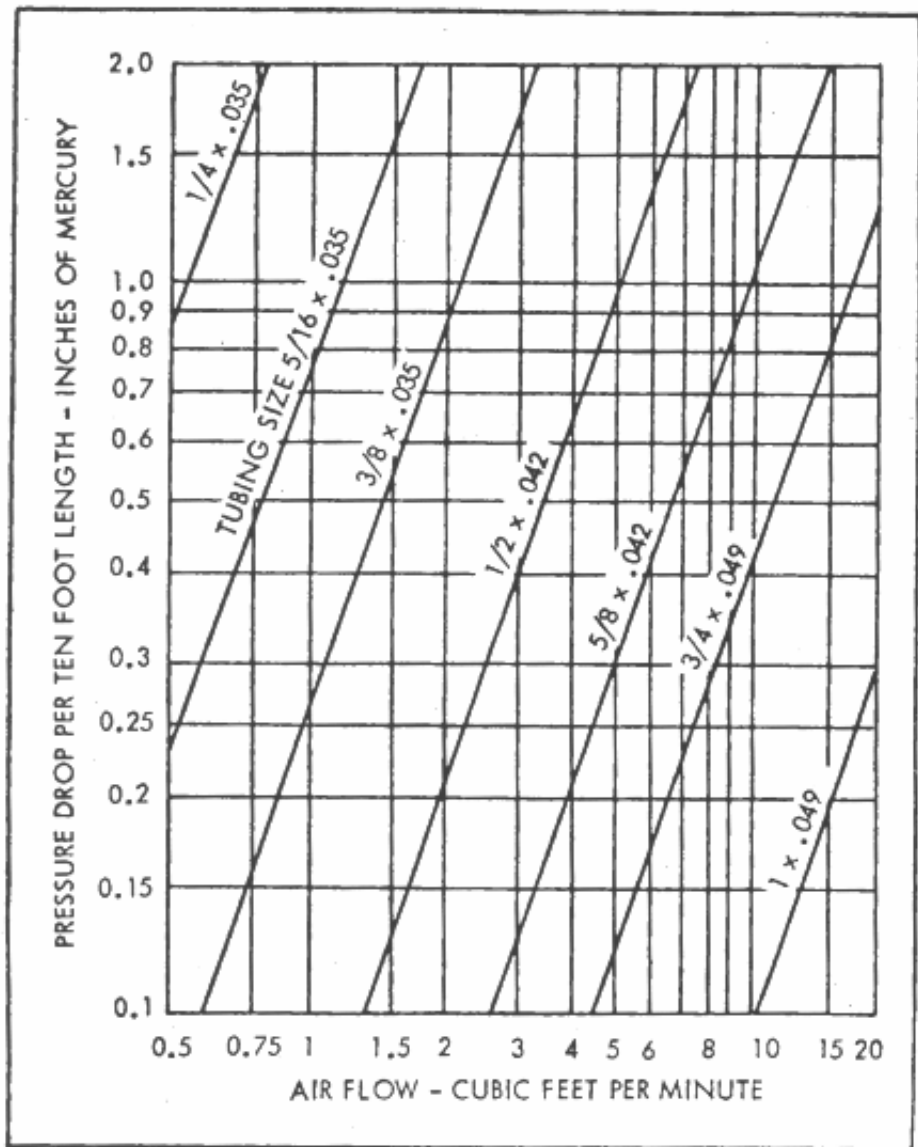
(4) 解决问题的方法(步骤)。

(a) 示例设备可接受的气流需

求见 1104e (2) 段为 4.10CFM。一个 90 度 1/2 英寸直径弯管压降相对于 0.62 英尺直管。因此,四个 90 度弯头的压降相当于 2.48 英尺直管(参考表 11-3)。

(b) 确定 22.48 英尺的压降(20 英尺加上上述 2.48 英尺)的压降, 1/2 英寸直径*0.42 英寸管子 4.10CFM 气流(见图 11-2)。

图 11-2.光滑管子压力下降数据



1. 该管每 10 英尺长的压降为 0.68"Hg。
 2. 22.48 英尺的管道除以 10 英尺，以确定 10 英尺长度的数量（即 22.48 除以 10 等于 2.248）。
 3. 将分成的数量（2.248）乘以 0.68"Hg，以获得所通过系统的压降（ $0.68 \times 2.248 = 1.53$ "Hg）。
 4. 因此，泵必须能够在 4.10 CFM 的流量下产生 5.63"Hg 的最小压差，即在
- 4.10CFM 流量时仪器最大需求量+4.10"Hg。
- (c) 滤网用于防止灰尘、棉絮或其他异物进入仪器和真空系统。当仪器相互连接时，过滤器可能位于仪器进气口或歧管进气口处。确定滤网的通过流量是否等于或大于真空系统的流量。因为滤网将在系统中产生压降。AC 43.13-1（经修订）第 12 章第 38 段 a 至第 d 提供了关于文氏管、发动机驱动的真空中和仪器系统安装和维护的附加指南。
- (d) 仪表供电。AC 43.13-1（经修

订)第 11 章提供了 16 节关于电气系统检查和安装的内容。

(e) 仪表照明。审定规范的发展对仪表照明的要求影响不大。

1.CAR3.696 和 3.697 提供两段简要说明：(1) 仪表灯光的安装应该是安全的，(2) 提供足够的照明，使仪表和控制系统易读取，(3) 安装方式不要直射飞行员的眼睛。

2.CAR 4a577 还指出仪表照明应配备变阻控制器进行调光，除非非调光灯是令人满意的。

3.第 23.1381 节综合以前规章要求的内容，没有明显变化。

(f) 磁航向指示器。磁罗盘通常被称为飞行员备用罗盘。自 1928 年以来，磁罗盘的最大偏差限制变化不大。

1.CAR3.666 规定磁航向指示器的安装，必须使其精度不会受到飞机振动或磁场的过度影响。在安装并进行误差补偿后，飞行中的偏差不得超过任何航向的 10 度。CAR3.758 提供并要求安装和维护罗盘偏差卡。

2.CAR4a562 适用于对飞机电气系统激增导致的电气干扰影响增加而进行的抑制和补偿。因此，需要满足 CAR4a 部分的特定飞机可能需要两个罗盘修正卡，一个在电源关闭状况下使用，另一个在电源打开的情况下使用。

3.23.1327 节提供了 CAR3.666 和 CAR4a562 规定的位置和偏差。

该部分另外提供了由于相邻的高拔电气部件操作而导致的磁罗盘不稳定超过 10 度以上偏差：任何一个稳定的磁罗盘指示器在任何航向上具有不大于 10 度的偏差，或者安装一个陀螺方位指示仪。

(g) 充液磁方向指示仪的替代安装。随着垂直读取干式罗盘的发展，用批准的替代设备更换充液罗盘。

1.垂直读取式干罗盘为驾驶员提供了飞机与方位角的真实关系，而不是充液罗盘要求的反向读取。

2.垂直读取式干罗盘不会泄露，不需要定期重新填充或清洁以使其稳定和可读。

3.垂直读取式干罗盘并不降低对磁修正补偿的要求。根据制造商和个人安装情况，罗盘可能需要额外的补充以满足最大偏差要求。

4.当前市场上销售的垂直读取式干罗盘既有依据 TSO 生产的，也有非 TSO 的。改装技术人员必须对所选部件的限制和适航认证负责。

1105. 测试、标记和标牌

a.文氏管供能系统测试。在正常飞行巡航速度或生成的标准气流中，检查文氏管动力系统，以确认为系统提供所需的真空度。

b.真空泵供能系统测试。当系统由发动机或辅助系统驱动的真空泵供能时，请检查系统是否以其额定转速进行正确输出。输出

应在仪器交货是进行测量。

c.高度表和静压系统测试。在执行高度或静压系统测试前，确定系统没有如灰尘和水等污染物。将所有仪表与系统断开，用经过过滤的低压干燥空气或氮气清洁管道。43 部附录 E 提供了高度和静压系统测试和检查的指南和操作。

注意：依据 43 部附录 E 的高度表测试必须由经过认证的维修机构完成。

d.测试仪表电源。重要修理和改装导致的仪表电路增加、更换或重新布置，在连接仪表设备前先确认连续性和可用性。将各个仪表与电源电路隔离，确认当前可用性是否符合制造商要求。

e.燃油、滑油和液压油供应（湿计）。在连接仪表前，确认液体输送管路无残留物、污渍和水。使用低压干燥过滤空气或氮气清洁这些管路。

（1）在一些 CAR 3 和 CAR 4 飞机上，通用尺寸的液体管路接头会将液体管路错误的连接到仪表上。小心确认将液体输送到正确的仪表上。

注意：第（1）小段围绕燃油、滑油和液压油供应（湿计）管路接头阐述。请注意这些湿式仪表连接到发动机压力出口的管路需要限流接头。限流接头是必需的，以防止燃油/滑油等在仪表故障时喷射到驾驶舱内。小心避免这种限流接头被拆下，安装了正常接头，这对飞行人员和飞机来说是致命错误。

（2）验证压力源和仪表两端的液体压力，以保证在连接仪表前无限制和堵塞。

f.燃油、滑油和液压油供应（干计）。与湿仪表系统一样，对于系统的牢固、压力源和清洁状况进行检查。

（1）主要区别在于被测量液体输送到传感器或压力传送器，而不是仪表背面。使用错误的液体可能会损坏仪表，无法修复。

（2）两种仪表之间的另一个区别是需要在传感器和仪表之间提供正确的电气线路和电流（见 d 段）。

g.仪表标记和标牌

（1）当附加仪表安装时，必须对其进行标记。请参阅适用的 CAR 和 14CFR，以获得特定仪表标记和标牌要求。

（2）特别是当仪表板更换时，改装人员需参考飞机适用的 ATC、TC、第 2 组通告 7A 或 TCDS，以确认正确安装并放置所需的标牌和限制。

1106. 电子显示系统或电子显示指示器

无论其安装的飞机审定基础是什么，安装这些系统需符合 23.311 条的定义和规定。

a.静电释放

（1）使用新技术需要学习新的技能。在操作机械和电气仪表时，虽然通常要求特别小心和注意，但这些危害基本都是基于可以看到或感觉到的情况。对于玻璃座舱，一种不同类型的危害才是仪表适航性的真正威胁。这种威胁称为静电释放（ESD）。

(2) ESD 不是一个新现象，已伴随工业界很长时间，然而，随着电子显示仪表系统以及综合航电的出现，单个事件可能导致整个显示系统的问题。任何包含二极管、晶体管、集成电路、可编程非易失性存储器(ROM)和存储器等电子部件的单元都必须进行 ESD 保护。在没有充分保护的情况下，在房间里不正确的搬运电子设备的简单行为，就可能使其不适航。

告诫：为防止由于静电释放而导致的损坏，请使用合适的手套、手指套或接地手环。请遵守制造商说明书中建议的标准程序，处理含静电敏感设备或组件。

b. 电子显示仪表系统不提供基本“T”型布局。23.1311 (a) (5) 条要求使用电子显示器的系统具有独立的备用系统，以便在失去电力的情况下，提供基本的仪表系统参考。

(1) 第 5 项要求一个独立的磁航向指示仪和一个独立的备用机械高度表、空速指示仪和姿态仪表；或者

(2) 单独的电子显示指示器，与飞机主电气系统独立，显示高度、空速和姿态。

(3) 这些备用仪表可依据 23.1321(d) 条规定，安装在偏离于主显示位的面板位置，但必须位于符合 23.1321 (a) 条的飞行员可视觉要求的位置。

c. 咨询通告 (AC) 23.1311-1 “在 23 部飞机上安装电子显示系统 (经修订)” 第 3.0 段提供了在旧的和当前技术飞机上安装这

些设备，涉及 CAR 与 14CFR 之间规章要求的有用接口参考。

1107. 环境条件

a. 概述。制造商给出的设备环境限制应与飞机运行实际环境相适应。对设备安装进行评估是，请考虑诸如飞机最大工作高度以及设备是否位于温度和压力控制范围内等因素。现行版本的 AC 21-16 “RTCA 公司文件 RTCA/DO-160E，机载设备的环境条件和测试程序” 提供了在特定环境条件下测试设备性能参数的适用方法。无论测试还是分析或者两者皆有，都应确保操作环境与设备所处的实验室测试环境之间的兼容性。

b. 温度。电子系统的可靠性与系统中固态部件的温度密切相关。部件温度取决于内部散热设计和外部冷却。在评估温度要求时，请考虑设备产生的额外热量，特别是在气流受限区域。为确认是否有足够的冷却，评估必须最大程度地利用先前数据。这有助于将安装测试限制于地面和/或飞行测试，无需再通过其他方法确认。当设备安装位置的运行环境无法从先前的经验或温度值评估中确认时，必须进行冷却测试。

c. 姿态信息。在正常运行环境下 (温度/高度)，飞行中主仪表冷却失效，应至少提供 30 钟的姿态信息。如果飞行仪表正常功能由于飞行中冷却失效而受到不利影响，这种状况必须发出警告。请考虑冷却系统失效情况下系统过热关闭。如果使用这种系统，

应建立 AFM 文件，要求副驾驶采取行动。此外，必须提供适用的标牌，以便飞行员认知这种危急情况。这些行动应包括允许恢复已处于过热关闭状态系统的程序。

d.警告。如果安全分析和测试显示没有危险或灾难性状况，飞行中冷却失效警告或风扇监视可能不需要。安全分析应考虑风扇的可靠性、功能的冗余性、回归特性（如转移关键功能的能力）、超温指示和其响应时

间以及其他飞行仪表的可用性。在一些系统中，安装冷却风扇可能是改善部件的操作环境并减少设备故障或停机的可能性。通过辅助安装，可能不需要风扇监控或附加温度传感器。如果需要冷却风扇来防止危险或灾难性故障，则必须在飞行前提供风扇监控或其他方法来确定冷却风扇状况。

1108.至 1199. 保留

第 12 章 货物束缚设施安装

1200. 目的

本章给出了总重为 12500lbs 及以下民用飞机非增压区域设置合适的货物束缚设施的数据。地板/连接点载荷分析和材料阻燃性测试需要进行辅助性的工程分析。

1201. 危险性和警告

a. 如果超过了飞机地板载荷限制, 将会发生结构失效。

b. 如果材料不满足阻燃性标准, 就存在火灾风险。

c. 超出了制造厂家的重量和平衡限制, 会导致不安全飞行状况。

1202. 安装的考虑因素

a. 确保飞机改装后仍能在允许的重量和中心范围内运行。

b. 确保不会阻塞或阻碍对飞机适当操作、应急撤离与应急设备的所有重要设备和控制的接近。

c. 仅能使用至少具有阻燃性能的材料来覆盖地板和编织物。参考飞机适航标准中有关决定阻燃品质的相关要求。对于客运或其它商业运行的飞机, 参阅相应运行规章中关于防火、货柜、货物距离乘客的位置、货舱或过道宽度的特殊要求。

1203. 制作和安装

a. 货物束缚设施

(1) 货物束缚设施可以由编织物、网、绳索、钢索、接头或其它满足 FAA-PMA、TSO、NAS、AN 或 MIL-SPEC 标准的材料构成。使用扣子、挂钩、卡子、扣环或其它适当的紧固件替代绳子来固定货物。安装张力设施或其它适当方法来拉紧或调整运载货物的束缚固定系统。

(2) 需要时可以用遮盖物或护套, 来防止对飞机设备、结构或控制钢索的损伤或干扰。

(3) 用 MIL-SPEC 标准的编织物和螺栓制作的束缚带和束缚网必须计算其满足工作载荷要求。所有束缚系统的最薄弱点, 包括连接点, 必须足够结实。

注意: 飞机所有者或操作者有责任确保在飞机上使用束缚设施前获得相应的证明或接受材料, 可以提供所用设施的工程数据证明, 包括飞机地板载荷限制。

b. 结构连接。

满足 NAS、AN 或 MIL-SPEC 标准的可购买的座椅滑轨、轨道或其它锚接挂点都可以用于结构连接。这类硬件可以提供束缚货物的多种类快卸接头的现成方法, 这类结构的典型示例及其连接示意, 如图 12-1 至 12-5 所示。

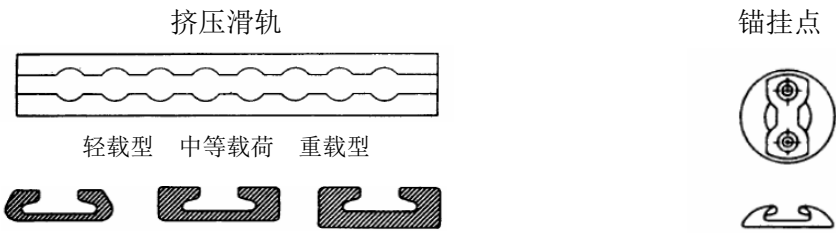
(1) 安装这些连接点时, 需要对现有的地板和/或相邻结构进行加强, 以获取需要的承载能力。纵向安装的座椅滑轨横穿多 Page

跟地板横条，要求横条连接点之间有适当强度和刚性的全长度支撑，如图 12-4。

（2）要考虑飞机结构的原有柔性，安装任何加强件时应变造成结构件或区域的局部应力集中，特别要注意加强件的形状、尺寸和厚度，紧固件的尺寸和类型，以及所使用的任何粘结剂的影响。

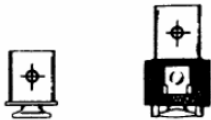
（3）如果货物束缚连接所使用的连接件的最小破损强度没有被相应静载测试载荷所突破，就可以不用再通过静载测试来证明。现有滑轨、轨道或其它用于连接的连接点可以通过静载实验、分析或飞机厂家出具的证明其能够承受所需载荷的书面声明进行确认。

图 12-1 挤压滑轨，锚挂点和相对应的连接



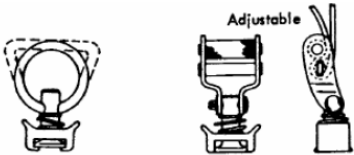
挤压滑轨和锚挂点有多种构型和承载能力，可以应用于多种快卸式连接。

单点式下拉接头



这类接头适用于散货或铺位与上述挤压滑轨和锚挂点的连接。

单点式货物束缚接头



这类接头适用于货物与上述挤压滑轨和锚挂点的束缚连接。

双挂点式货物连接点



360° 可旋转

可放到的隐蔽式

这类货物束缚挂点比单点式挂点承载能力更强，可与上述挤压式滑轨一起使用。

图 12-2 各种散货、铺位和货物束缚连接点

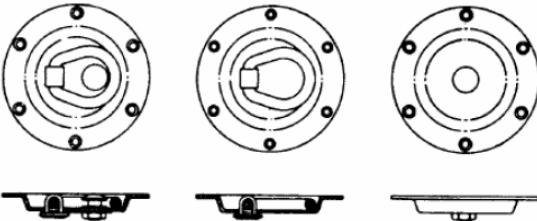
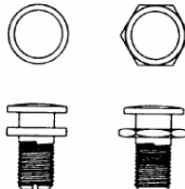
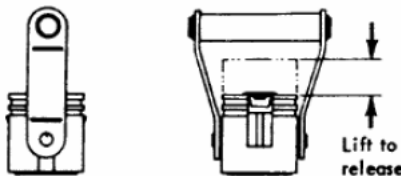
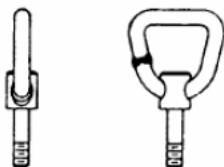
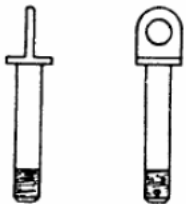
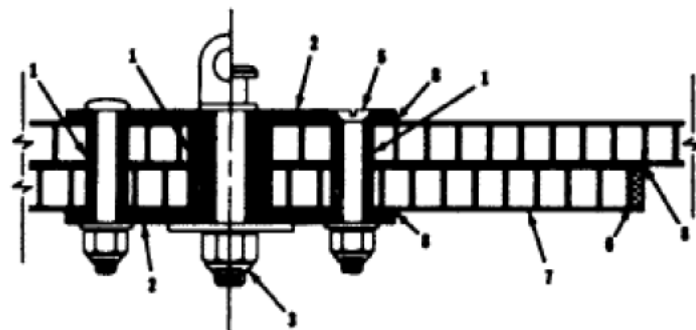
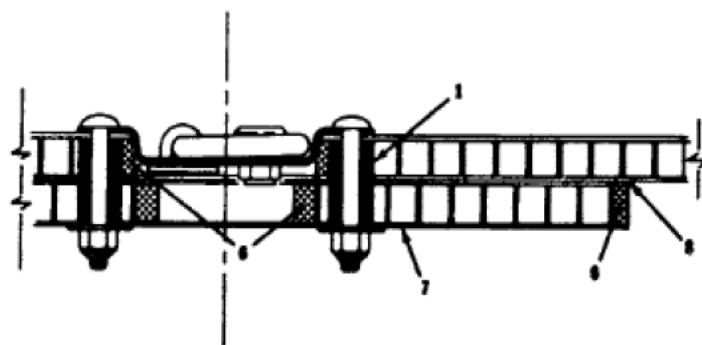
盘型挂点		锚挂点	
			
螺栓挂环 挂环 螺柱		圆头 六方头	
单螺栓货物束缚挂点		单螺栓式拉紧接头	
			
这类挂点适用于上述单螺栓挂点或螺柱盘型连接点的货物束缚系统		这类接头适用于上述散货或铺位与单螺栓接头或盘型螺栓连接点的连接。	
螺柱/挂环		挂耳螺柱	
			
这类挂点适用于散货、铺位，或其它与飞机结构直接连接的货物束缚连接。			

图 12-3 与蜂窝结构连接的典型挂点

A. 使用双层蜂窝结构的挂点连接方法

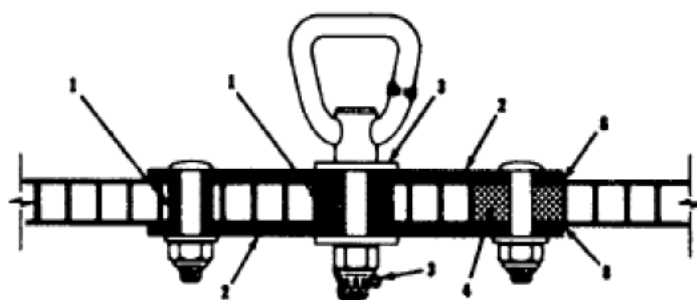


单螺栓或挂耳螺栓



盘型挂点

B. 使用加强版的挂点连接方法



螺柱或挂环

图 12-3 与蜂窝结构连接的典型挂点（续）

1. 将所有插入物和填隙片浸入合适的填充剂。
2. 加强版。
3. 如果是可转动挂点，两侧都应使用垫片和合适的安全措施。
4. （替代填隙片的代用方法）切开蜂窝结构，注入填充剂，待填充剂固化后钻穿。
5. 如需避免露头或外观需要，可以使用埋头孔。
6. 所有蜂窝材料切下 1/16 英寸的开边，燃油用填充剂密封。
7. 双层蜂窝材料。
8. 使用环氧树脂或其它合适的粘结剂，连接双层蜂窝材料和加强版。

图 12-4 挤压滑轨的地板下支撑结构的安装

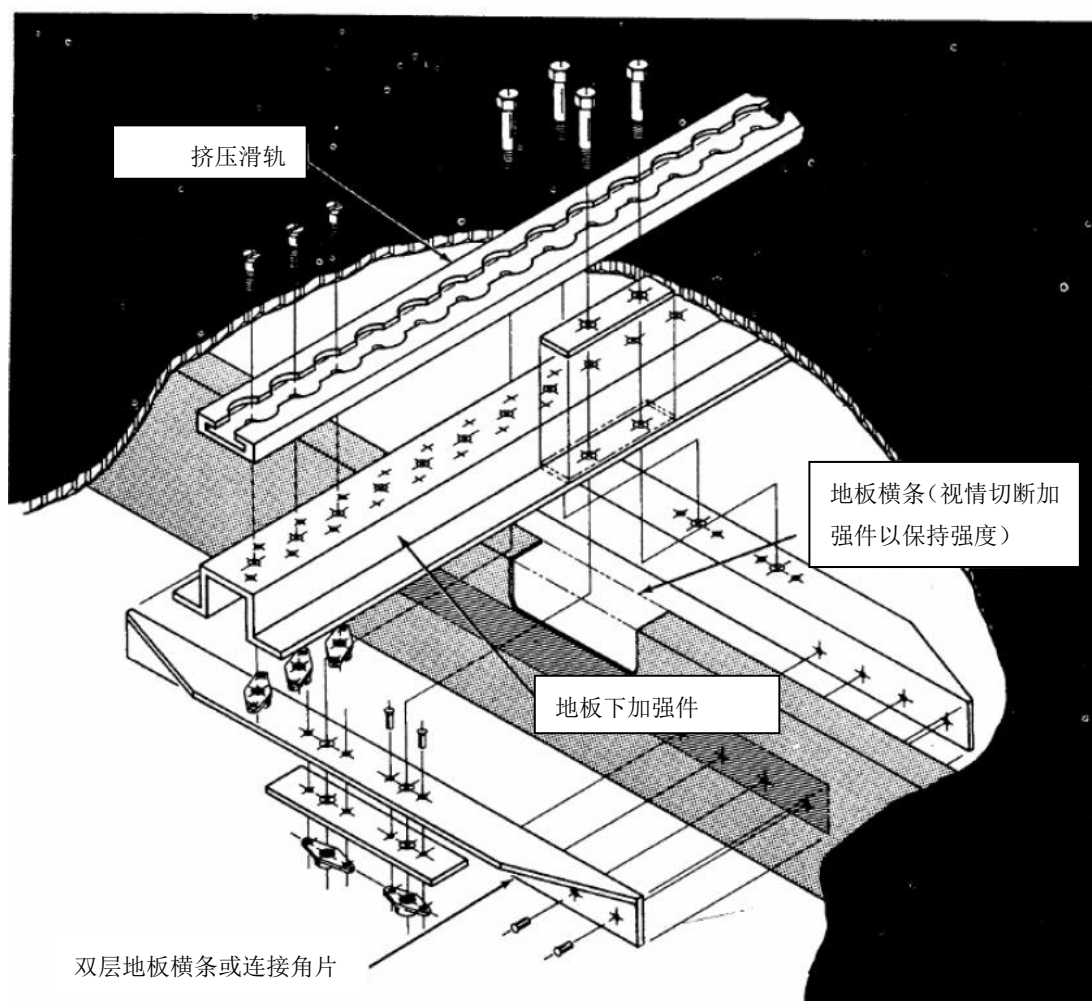
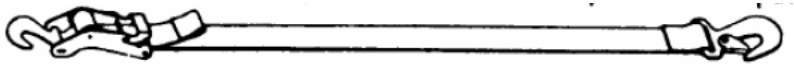
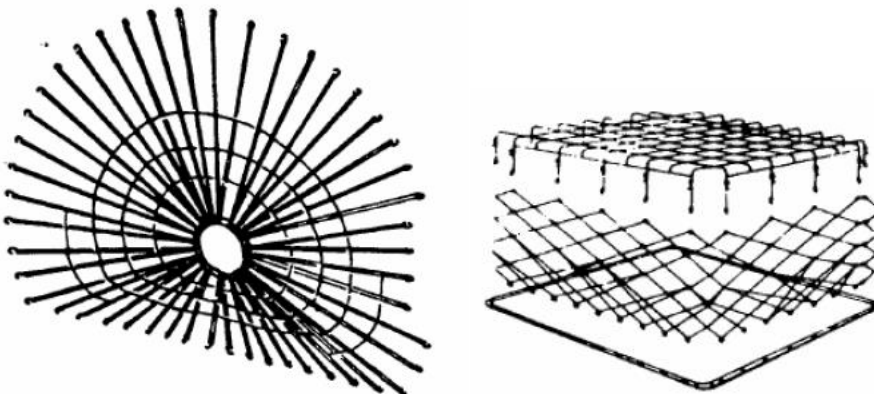


图 12-5 典型的货物束缚带或拦网

 如需		
		预先调整，中等负荷
		
		调整至最大载荷，无论侧向固定与否
典型的 NAS 束缚带 两端接头类型多，最大可承载 5000lb。		
		
张力拉带（左侧为拉紧端） 用于货物预紧束缚系统		
		
货物拦网		货物束缚网
		
通常用于束缚体积较大的货物或混合散货		

c. 承载系数

(1) 使用飞机制造商申请飞机型号合格证 (TC) 时确定的承载系数, 作为验证货物束缚设施和与飞机结构连接的基础。对于客运飞机或其它商业营运飞机, 还应参考相应运行规章的其它额外承载系数要求。

(2) 最重要的安装承载系数通常由飞机 TC 持有人掌握。如果无法找到 TC 持有人, 应就认证管理咨询飞机认证办公室 (ACO)。

(3) 最大载荷是飞机制造商必须附带的一个技术标准。飞机制造商给出的地板载荷限制优先于拦网、接头和束缚设施的承载能力。

d. 静载测试

(1) 推荐在模具上复制的安装构型或模拟飞机相邻结构的模型上进行静载测试。参阅第 1 章, 第 3 段, 静载测试信息。

(2) 如果在飞机真实结构上进行静载测试, 那么在飞机放行前应对飞机和货物束缚系统都进行全面的详细检查。确保所有的构件和连接点应无裂纹、变形、皱褶或变形孔。更换所有不能进行磁力探伤或其它同等 NDT 检查程序的螺栓和螺纹接头。检查铆接接合处的铆钉头应无变形或其它异常, 尤其如铆钉剪切或孔变形等。

(3) 所有货物束缚安装必须以重要最大载荷系数进行测试。参阅本 AC 第 1 章, 测试程序和计算。

(4) 如果货舱与驾驶舱被一个能够承受应急状况下的惯性力的隔框分开, 通常就

可以使用 4.5g 的前向承载系数。其它所有的构型, 要求使用 18g 的前向承载系数。

(5) 货物束缚系统的每一个安装点都必须进行前向、侧向和向上加载的静载测试。每个接头在测试时, 都要加载一个沿飞机纵轴向上 18.5° 、向左侧或右侧 9.5° (两侧都要分别测试) 的 12.6g 向前单向拉力。例如, 假设需要按前述加载 5000lb 的静载荷 (一个典型束缚节点的额定载荷), 按承载系数 g 计, 会发现安装接头在应急状况下能够承受 3971lb 的载荷。

$$9g \times 1.33 = 12.0$$

(6) 如果货物拦阻网或货柜有多个连接点, 那么对于每个连接点的静载荷要求应为总载荷除以连接点数量所得的相等载荷。例如, 需要装载的货物为 1800lb, 使用了 10 个固定挂点, 那么对于每个固定挂点的承载要求为 2155lb。

例如: 每个固定连接点的静载为

$$9g \times 1.33 \times 1800 / 10 = 2154.6$$

用标牌注明每个固定连接点的最大安装承载重量。

1204. 操作限制, 承载说明和标牌

a. 对经批准的飞机飞行手册 (AFM) 中标注、标牌或其它操作限制部分进行的修订或补充需要经 FAA 工程审批。向当地 FAA 飞行标准管理办公室申请并填写要求更改数据和支撑说明说明, 以便 FAA 进行审核和处理。

b. 操作限制和承载说明

(1) 根据货物固定系统的安装需要, 准备对 AFM 或操作限制、重量和平衡记录及设备清单变化的修订或补充。

(2) 提供包含货物固定系统的安装和使用说明。对于有 AFM 的飞机, 应将这些说明信息加入 AFM。其它飞机, 可以使用标注有相应说明的标签。在这些信息中, 因包括诸如座椅或其它为安装货物束缚系统而换下的设备的拆卸和再次复装的说明, 货物拦阻网、束缚网的使用说明, 束缚带的数量和固定位置, 每个货舱或系留区域的最大承载, 每平方英尺的许用载荷, 轨道每英尺允许的固定点数量和高出地板的载荷重心的最大高度限制。

c. 标牌: 货物区域标牌。

安装标牌或其它永久性标识, 用于指示每个货物区域的每平方英尺允许的货物载荷和重量的限制。座椅轨道上的标牌, 以指示每英尺轨道上允许的系留点数量。在每个拦阻网、束缚网和货物系留点上贴上永久性标签或其它标注手段, 明确指示该网或连接点在按照配载说明安装时允许承受的最大货物重量。

1205. 适航性确认单: 货物系留设施安装

a. 货物系留设置的安装说明, 如果与飞机制造厂家给的说明一致, 或与其它已被批准的安装说明一致, 就可以不需进一步验证而直接采纳使用, 除此之外的安装说明, 应

按照以下几点进行验证, 以确保此安装说明是安全的。

b. 相关民航规章 (CAR):

(1) CAR 3.390-座椅和铺位。

(2) CAR 6.355-座椅和铺位。

c. 联邦规章法典 14 部 (14 CFR) 中相关条款:

(1) 21 部 21.303 条款-部件更换和改装。

(2) 23 部 23.785 条款-座椅、铺位、散货、安全带和肩带。

(3) 23 部 23.787 条款-行李和货舱。

(4) 27 部 27.785 条款-座椅、铺位、散货、安全带和肩带。

(5) 27 部 27.787 条款-货物和行李舱。

(6) 29 部 29.785 条款-座椅、铺位、散货、安全带和肩带。

(7) 29 部 29.787 条款-货物和行李舱。

d. 结构要求

(1) 如果飞机结构被改变或改装, 应确定飞机结构的初始强度和结构完整性是否得到保持。(参考 AC 43.13-2B 第 1 章和 23.561 条款。)

(2) 确定改装对飞机重心 CG 的影响程度已经进行过评估。(23.1589 节)

(3) 如果设备安装在飞机现有结构或与现有结构连接的支架上, 确保所有结构 (如使用, 应包含支架) 满足需支撑载荷的要求。(参考 23.307、23.613、23.561、25.307、25.613、25.561、27.307、27.613、27.561、Page

29.307、29.613 和 29.561 条款。)

(4) 核实该设备安装后不会对其它结构(无论主要结构还是次要结构)产生负面影响。

(5) 确保提供了合适的手段对部件安装和相邻部件进行检查。(参考 23.611 条款。)

e. 对飞机或乘员的危险。

确定是否:

(1) 改装产生任何凸起物可能对人员碰触产生伤害。

(2) 改装中使用的编织物满足阻燃性能要求。

(3) 改装对接近出口或门产生不良影响。

f. 详细设计标准。

(1) 确定构造中使用了合适的材料,包括标准紧固件,以及制造方法可能会引起持续声音的结构。(参考 21.305, 23.603, 23.605, 23.607, 23.613, 27.603, 27.605, 27.607, 和 27.613 条款。)

(2) 确保货物系留设施满足一种认证标准。

g. 持续适航说明。

确定是否:

(1) 关于设备安装和拆卸程序的书面程序。

(2) 有设备维护性要求的书面文件。

(3) 安装有标牌。(参考 1204 节。)

(4) 如需要,对 AFM 或操作限制的修订或补充。(参考 1204 节。)

(5) 有书面的检查要求,以确保飞机结构、系留设施、网和连接点处于可用状态。

(6) 有图纸。(参考图 12-6。)

h. 记录保存。

确定是否:

(1) 维护记录填写已经完成。(参考 43.9 条款。)

(2) 设备清单、重量和平衡已经修订。(参考 8310.6 指令,第 1 章。)

(3) FAA 337 表,重要修理和改装(飞机、动力装置。螺旋桨或应用),以及持续适航说明文件已经完成且得到 FAA 批准。

1206.至 1299. 留空

图 12-6 典型的货物配载表格

AirDesign 1906 Conard Circle Austin, Texas 78734 (512) 266-5250 fax (512) 266-5052	报告 490-1 准备 审核 版本	E3 页 H.Wells H. Wells Howard G
---	----------------------------	---

