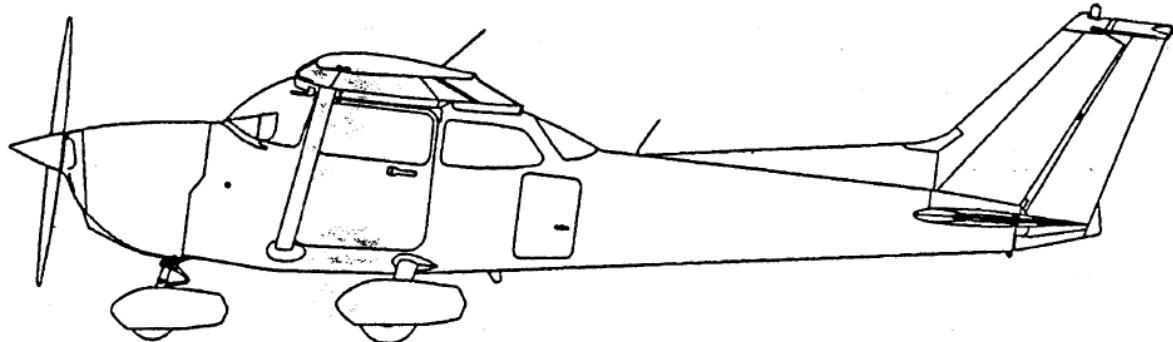




飞行员操纵手册 和 FAA 批准的飞机飞行手册



型号 172R
选装 NAV III 电子设备
序列号 17281241 及以后

序列号: _____

注册号: _____

本出版物提供了 CFR14 第 23 部分规定的飞行员所需资料。

批准



通用航空制造商协会会员

FAA APPROVAL
FAA APPROVED UNDER FAR 21 SUBPART J
The Cessna Aircraft Co
Delegation Option Manufacturer CE-1

Michael D. Miller Executive Engineer

批准日期: 2005 年 08 月 03 日

版权 2005	初版	2005 年 03 月 08 日
赛斯纳飞机公司		
美国堪萨斯州威奇托市		
172RPH-AUS-03	修订 3	2005 年 12 月 22 日

本手册是扉页标定飞机注册号
为_____的专用手册。由
CESSNA 飞机公司提供的任
何后续修订都必须妥善地补充
到本手册中。

赛斯纳飞机公司 飞机处

飞行员操作手册
和
FAA 批准的飞机飞行手册

172R
选装 NAV III 电子设备

序列号 17281241 及以后飞机

初版: 2005 年 03 月 08 日

修订 3: 2005 年 12 月 22 日

部件号: 172RPHaus-03

贺 辞

祝贺你购买 **CESSNA** 公司的飞机并成为我们的顾客! **Cessna** 产品独特的设计和构造将带给你优良的性能, 超凡的价值和极佳的舒适度。

《飞行员操纵手册》是帮助你最大限度地利用飞机的指南。它提供了有关飞机设备、操作程序、性能以及推荐的勤务与维护等资料。请仔细阅读本手册并将其作为参考。

全球的 **Cessna** 机构与 **Cessna** 客户服务站将竭诚为你效劳。每个 **Cessna** 服务站都将提供以下服务:

- 飞机质保: 全球任何一家 **Cessna** 维修机构提供零部件及专业维护人员。质保条款和其他重要信息包含在随飞机提供的《客户维护程序手册》中。客户维护卡将表明你的受保人身份, 在接受质保服务时应向当地的 **Cessna** 维修机构出示该卡。
- 工厂专业人员将提供周到的、专业化的服务。
- 工厂经批准的维护设备将保证高效、精准的售后服务质量。
- **Cessna** 原装零部件随时保证库存。
- 最新、最权威的 **CESSNA** 飞机维护信息。**Cessna** 服务站有最新的维护手册, 配图的部件目录和其他由 **Cessna** 公司出版的维修资料。

新飞机配有当前的 **Cessna** 服务站一览表。该表经常更新, 在当地的 **Cessna** 服务站可以找到最新的服务站一览表。

我们鼓励所有 **Cessna** 产品的用户/操作者最大限度地利用 **Cessna** 机构提供的各项服务。

性能和描述

*速度:

海平面最大速度 123 海里/小时

巡航, 8000 英尺时 80%推力 122 海里/小时

巡航: 建议根据燃油量在发动机起动、滑行、起飞、爬升以及 45 分钟储备使用贫油混合气。

8000 英尺时 80%推力 航程 580 海里

53 加仑可用燃油 时间 4.8 小时

10,000 英尺时 60%推力 航程 687 海里

53 加仑可用燃油 时间 6.6 小时

海平面爬升率 720 英尺/分钟

实用升限 13,500 英尺

起飞性能:

地面滑跑 945 英尺

50 英尺越障总距离 1685 英尺

着陆性能:

地面滑跑 550 英尺

50 英尺越障总距离 1295 英尺

失速速度:

襟翼收上, 油门收光 51 KCAS

襟翼放下, 油门收光 47 KCAS

最大重量:

停机坪 2457 磅

起飞 2450 磅

着陆 2450 磅

性能和描述

(续)

标准空机重量	1639 磅
最大有效载荷	818 磅
行李舱允许重量	120 磅
机翼载荷	14.1 磅/英寸 ²
推力负载	15.3 磅/马力
燃油容量	56 加仑
滑油容量	8 夸脱
发动机: Textron Lycoming	IO-360-L2A
2400 转/分钟时 160 BHP	
螺旋桨: 固定桨距, 直径	75 英寸

注

速度性能显示: 带有速度整流罩的飞机速度增加约 2 海里/小时。当安装了速度整流罩时, 航程将有相应的差别, 所有其他的性能图不变。

以上的性能数据基于飞机的重量为 2450 磅、标准大气条件、水平、硬道面、干跑道、并且无风的情况。这些数据的计算源自赛斯纳飞机公司在仔细测算过的条件下进行的飞行测试, 并且这些值将随不同的飞机和影响飞行性能的多种因素而变化。

内 容

Cessna 飞机公司在飞机交付使用时所带的《飞行员操纵手册》包含了适用于扉页所指的 172R 型序列号与注册号机型的资料。本手册适用于型号 172R NAVIII 序列号为 17281241 及以后飞机。所有资料来源于出版时的有效数据。

本手册共 9 章，覆盖了标准配置飞机的全部操作层面。第 8 章之后的第 9 章是补充，提供了有关飞机电子设备（标准配置与可选）的扩展操作程序，也提供了一些特殊操作的说明。

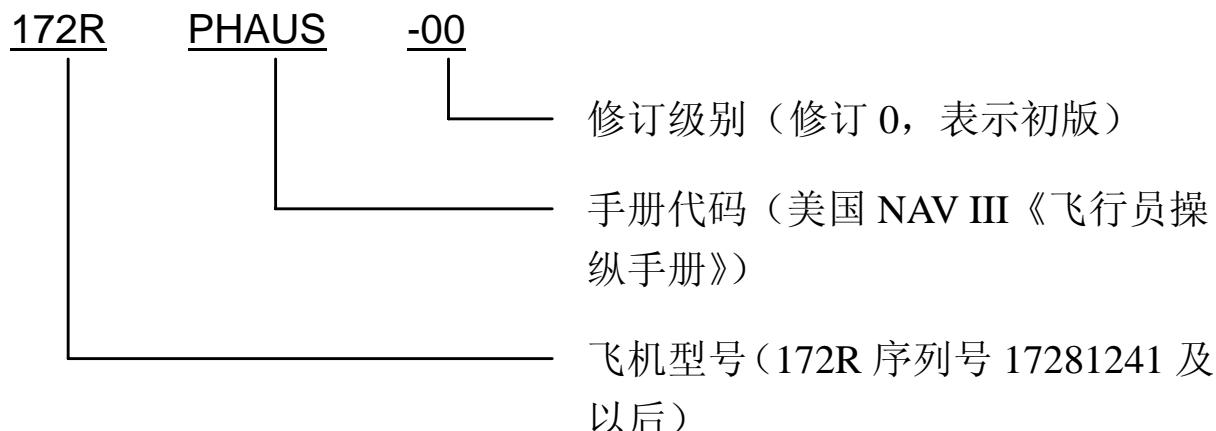
补充是单独的资料，可以独立于《飞行员操纵手册》的修订日期而修订或出版。补充一般包含有有效页记录，用于了解每一次对补充修订的情况。

初版和修订

本《飞行员操纵手册》与经 FAA 批准的《飞机飞行手册》包含初版及之后的所有修订。为保证本手册中的资料是最新的，必须更新所有已出版的修订。修订发布时，其记录在有效页清单上。

本手册中章节编号的独特设计也能帮助用户/操作者判断任何《飞行员操纵手册》的修订情况。以下图为例：

B3997



初版和修订（续）

如果操纵手册是用于指导实际操作，飞机用户有责任对其保持更新。遇到任何有关手册修订方面的问题，飞机用户应该和当地的 Cessna 服务站联系。

根据 FAA 和 Cessna 用户咨询的记录，新的修订出版后会分别发送给在美国和全球已注册的飞机用户。新的修订应在收到后仔细阅读，并收纳入本 POH。

修订汇存说明

常规修订

《飞行员操纵手册》和经 FAA 批准的《飞机飞行手册》中项目的移除或收纳由这部分的有效页清单的内容决定。该记录包含了本手册中所修订内容的每一页页码和出版日期。初版时，所有页码都是同一日期。当对《飞行员操纵手册》进行了修订，相应页面的修订级别就会改变。如果两页的页码相同，标有最新修订级别的页应该收纳入 POH。同时该页的修订级别应该与有效页清单上所标注的一致。

临时修订

在少数情况下，《飞行员操纵手册》可能有临时修订。根据其首页的汇存说明，这些修订应归入相应的部分。

在临时修订出版后将其收纳入册或用新的修订来替换掉这临时修订才可撤销临时修订。为准确了解已收纳入手册的临时修订，在需要时，在该部分前插入临时修订列表。该列表标有临时修订收纳入册的时间，也为将来撤销该部分提供证明。

识别修订内容

“条形指示标记”位于与修订文字相邻的外侧页边上，并且长度覆盖已删除、更新或修订过的文字。

位于页脚的“条形标记”表示已修订了页眉/页脚、新页、格式或拼写/语法、和/或信息顺延至或出该页。

位于图号外侧与其相邻的“条形标记”用于指示标识变化的图号。

所有修订过的页面都将持有一个与修订页面上的页面号码相应的修订号。修订页清单位于有效页清单的开始。

“手形标记”  用于指示修订过的图例或新图。“手形标记”指向图形编号。

警告、注意和注

有关飞机操作与运行，全文中使用了“警告”、“注意”和“注”等三种级别的警示。这些附加语用以突出或强调某些重要内容。

警告

如不严格遵循就会引起人身伤亡的操作程序、技术等。

注意

如不严格遵循就会造成设备损坏的操作程序、技术等。

注

重要的操作程序、技术等。

有效页清单

以下有效页清单包括初版及修订页的发行日期以及在《飞行员操纵手册》里所有页面的目录。

凡本修订版修订过的页面都用星号(*)在其修订次数代码前标注出来。

修订号	日期	修订号	日期
初版	2005 年 03 月 08 日	修订 2	2005 年 07 月 19 日
修订 1	2005 年 06 月 30 日	修订 3	2005 年 12 月 22 日

页码	修订状态	修订版号
* Title	Revised	3
Assignment Record	Revised	1
* i/ii	Revised	3
iii	Original	0
iv thru vii	Revised	1
* viii thru xi/xii	Revised	3
* xiii/xiv	Added	3
1-1/1-2 thru 1-28	Original	0
* 2-1/2-2 thru 2-11	Revised	3
2-12	Revised	2
2-13	Original	0
* 2-14	Revised	3
2-15	Revised	2
* 2-16 thru 2-20	Revised	3
* 2-21 thru 2-22	Added	3
3-1	Revised	1
* 3-2 thru 3-3/3-4	Revised	3
3-5	Revised	1
* 3-6 thru 3-21	Revised	3
3-22 thru 3-25	Revised	1
* 3-26 thru 3-30	Revised	3

有效页清单 (续)

页码	修订状态	修订版号
3-31 thru 3-33	Revised	1
* 3-34	Revised	3
3-35	Revised	1
* 3-36	Revised	3
* 4-1 thru 4-8	Revised	3
4-9	Original	0
* 4-10 thru 4-50	Revised	3
* 4-51 thru 4-52	Deleted	3
5-1/5-2 thru 5-21/5-22	Original	0
6-1/6-2 thru 6-23/6-24	Revised	1
7-1 thru 7-2	Original	0
* 7-3/7-4	Revised	3
7-5 thru 7-10	Original	0
* 7-11 thru 7-12	Revised	3
7-13 thru 7-35	Original	0
* 7-36	Revised	3
7-37 thru 7-44	Original	0
* 7-45 thru 7-48	Revised	3
7-49 thru 7-54	Original	0
* 7-55 thru 7-56	Revised	3
7-57 thru 7-58	Original	0
* 7-59 thru 7-60	Revised	3
7-61 thru 7-62	Original	0
* 7-63 thru 7-65	Revised	3
7-66	Original	0
* 7-67 thru 7-68	Revised	3
7-69	Original	0
* 7-70 thru 7-72	Revised	3

有效页清单 (续)

页码	修订状态	修订版号
* 8-1 thru 8-2	Revised	3
8-3 thru 8-12	Original	0
* 8-13	Revised	3
8-14 thru 8-24	Original	0
* 8-25 thru 8-26	Revised	3
9-1/9-2	Original	0

批准:

FAA APPROVED UNDER 14 CFR PART 21 SUBPART J
Cessna Aircraft Co.
Delegation Option Authorization DOA-230694-0E

Valerie E. Aft *Administrator* *VEA*

批准日期: 2005 年 12 月 22 日

目 录

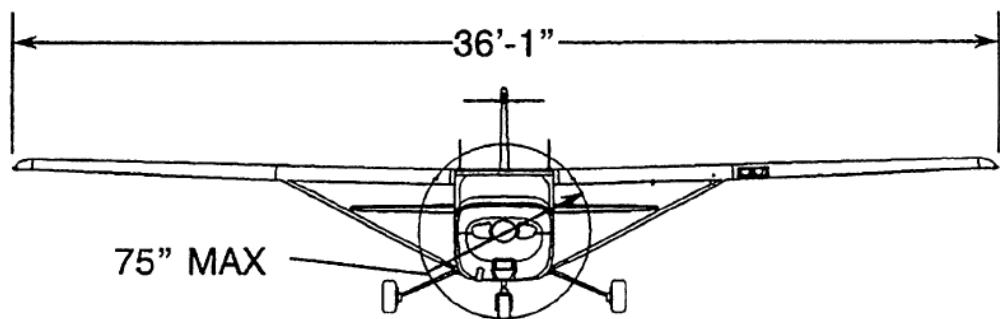
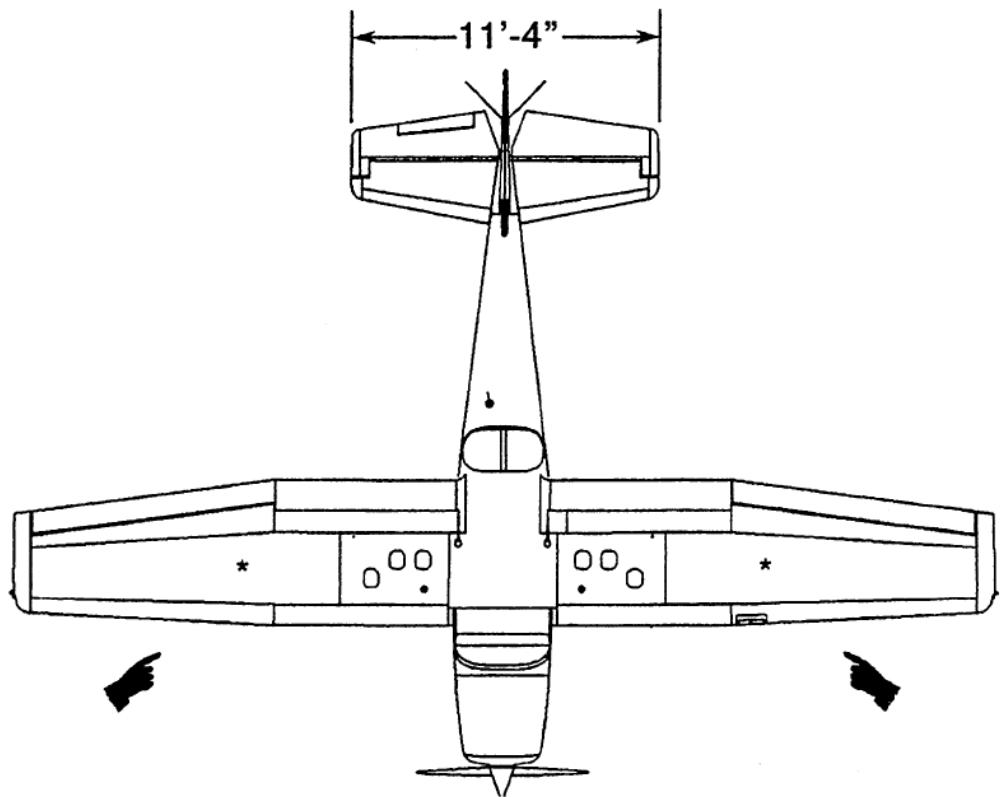
	章节
概述	1
限制	2
应急程序	3
正常程序	4
性能	5
重量和平衡/设备清单	6
飞机和系统描述	7
飞机操作、勤务与维护	8
补充	9

第一章

概 述

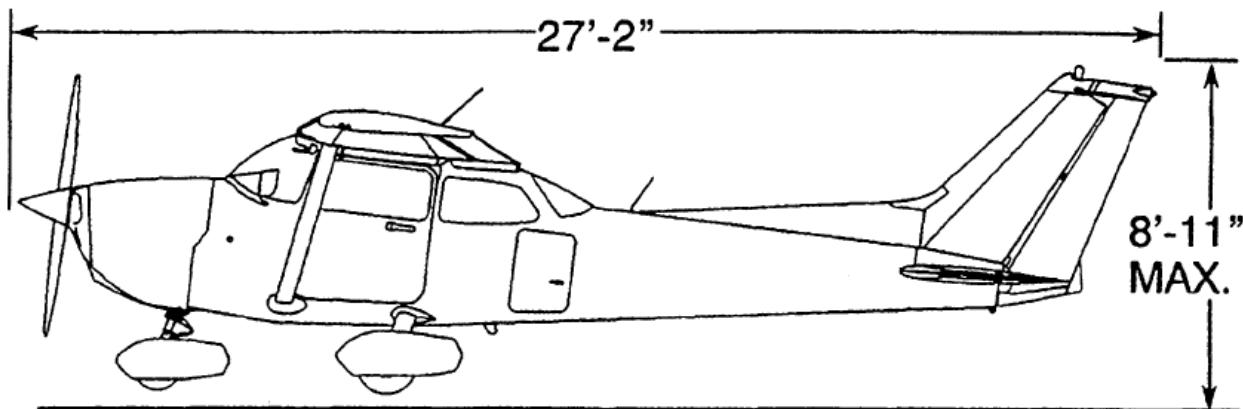
目 录

	页码
三视图—正常停机姿态.....	1-3
介绍	1-5
分类数据	1-5
发动机	1-5
螺旋桨	1-5
燃油	1-5
滑油	1-6
最大允许重量	1-7
标准的飞机重量	1-8
客舱与登机门尺寸	1-8
行李空间与舱门尺寸	1-8
特定载荷	1-8
符号、缩写和术语	1-9
通用空速术语与符号	1-8
气象术语	1-10
发动机动力术语	1-10
飞机性能与飞行计划术语	1-11
重量与平衡术语	1-12
米制/英制/美制 换算表	1-14
重量换算	1-15
长度换算	1-17
距离换算	1-21
容量换算	1-22
温度换算	1-25
百帕与英寸汞柱换算	1-26
容量与重量换算	1-27
快速换算	1-28



0510T1005
0510T1005

图 1-1 三视图—正常停机姿态(1/2)



注

- 图示的翼展装有频闪灯
- 机轮底座长 65 英寸。
- 螺旋桨距地面距离为 11 1/4 英寸。
- 机翼面积为 174 平方英尺。
- 最小转弯半径（中心点到外侧翼尖）为 27 英尺 5 1/2 英寸。
- 正常的地面姿态图前轮减震支柱约 2 英寸，且切机翼水平。

图 1-1 三视图-正常停机姿态(2/2)

介绍

该手册共有 9 章，还包括按 FAR23 部规定为飞行员配备的必需资料。它也包括由 CESSNA 飞机公司提供的补充资料。

第 1 章提供基本数据与常规资料。它还包含了常用符号、缩写与术语的定义或说明。

分类数据

发动机

发动机数量: 1

发动机制造商: Textron Lycoming。

发动机型号编号: IO-360-L2A。

发动机类型: 四气缸式发动机，具有正常吸气、直接驱动、冷却空气、水平对置、燃油喷射以及 360 立方英寸位移的特征。

马力额定值和发动机转速: 在 2400 转/分钟时为 160 额定的 BHP。

螺旋桨

螺旋桨制造商: McCauley 螺旋桨系统

螺旋桨型号编码: 1C235 / LFA7570

桨叶数量: 2

螺旋桨直径: 75 英寸

螺旋桨类型: 固定桨距

燃油

警告

使用未经批准的燃油可使发动机和燃油系统部件受损，致使发动机故障。

经批准的燃油等级(与颜色):

100LL 级航空燃油(蓝色)

100 级航空燃油(绿色)

(接下页)

燃油 (续)

注

异丙醇或二乙二醇甲醚(DiEGME)可添加到燃油供给系统。添加剂浓度不要超过 1% 的异丙醇或 0.10 - 0.15% 的 DiEGME。相关附加信息参见第 8 章。

燃油容量：

总容量： 56.0 美加仑

可用的燃油总量： 53.0 美加仑

每个油箱的总容量： 28.0 美加仑

每个油箱可用的燃油总量： 26.5 美加仑

注

为了确保在加注燃油时使燃油容量最大而燃油交输最小，因此停放飞机时应保持机翼水平、正常接地姿态，并将燃油选择器置于左或右位。参见图 1-1 正常停机姿态图。

滑油

滑油规定：

MIL-1-6082 或 SAE J1966 航空级纯矿物油：当飞机从制造厂交付使用时，应在第一个 25 小时内重新补足。在工作头 25 小时后，应排出滑油并更换过滤器。然后再加入 **MIL-1-6082 或 SAE J1966 航空级纯矿物油**，继续使用到累计时间总数为 50 小时或滑油消耗稳定为止。

MIL-1-22851 或 SAE J1899 航空级无灰分散剂滑油：在头 50 小时或滑油消耗已稳定后，必须使用符合对 **Textron Lycoming 维护条令 No.1014** 的最新修订和/或补充的滑油。

(接下页)

滑油 (续)

推荐适用于温度范围的粘度:

温度	MIL-L-6082 或 SAE J1966 纯 矿物滑油 SAE 等级	MIL-L-22851 或 SAE J 1899 无灰分散剂 SAE 等级
>27°C (80°F)	60	60
>16°C (60°F)	50	40 或 50
-1°C (30°F) 至 32°C (90°F)	40	40
-18°C (0°F) 至 21°C (70°F)	30	30、40 或 20W-40
<-12°C (10°F)	20	30 或 20W-30
-18°C (0°F) 至 32°C (90°F)	20W-50	20W-50 或 15W-50
所有温度	----	15W-50 或 20W-50

注

当工作温度重叠时, 使用较轻级别的滑油。

滑油容量:

收油池: 8 夸脱

总油量: 9 夸脱

最大允许重量

停机坪重量	正常类:	2457 磅
	实用类:	2107 磅
起飞重量	正常类:	2450 磅
	实用类:	2100 磅
着陆重量	正常类:	2450 磅
	实用类:	2100 磅

(接下页)

最大允许重量 (续)

行李舱内的重量, 正常类:

行李区 1 (站位 82 到 108): 120 磅, 见以下注。

行李区 2 (站位 108 到 142): 50 磅, 见以下注。

注

行李区 1 和行李区 2 的最大联合承重能力为 120 磅。

行李舱内的重量, 实用类:

在此类别, 后舱座椅必须无人占用, 行李舱也必须空着。

标准的飞机重量

标准的空机重量: 1639 磅

最大有效载荷, 正常类: 818 磅

最大有效载荷, 实用类: 468 磅

客舱与登机门尺寸

座舱内部和登机门的详细尺寸见第 6 章图例。

行李空间与舱门尺寸

行李区和行李舱门的尺寸见第 6 章图例。

特定载荷

机翼载荷: 14.1 磅/平方英尺

功率载荷: 15.3 磅/马力

符号、缩写和术语

通用空速术语与符号

- KCAS** 修正表速 (Knots Calibrated Airspeed) 是对位置和仪表误差进行修正的指示空速, 它以“海里/小时”来表示。修正表速等于海平面标准大气压的真空速 (KTAS)。
- KIAS** 指示空速 (Knots Indicated Airspeed) 是显示在空速指示器上并以“海里/小时”来表示。
- KTAS** 真空速 (Knots True Airspeed) 以“海里/小时”来表示, 它是相对于修正表速根据高度和温度修正的未扰动气流的空速。
- V_A** 机动速度 (Maneuvering Speed) 是在使用最大或突然的操作动作时不产生机身超应力的最大速度。
- V_{FE}** 最大放襟翼速度 (Maximum Flap Extended Speed) 是襟翼在指定的放出位置所允许的最大速度。
- V_{NO}** 最大结构巡航速度 (Maximum Structural Cruising Speed) 是指除了在平稳气流飞行且需小心操作之外, 飞机所不能超过的速度。
- V_{NE}** 最大限制速度 (Never Exceed Speed) 是任何时候飞机都不能超过的速度。
- V_S** 失速或最小稳定飞行速度 (Stalling Speed or the minimum steady flight speed) 是控制飞机所需的最小速度。
- V_{SO}** 失速或最小稳定飞行速度 (Stalling Speed or the minimum steady flight speed) 是飞机在着陆形态下重心最靠前时控制飞机所需的最小速度。
- V_X** 最佳爬升角速度 (Best Angle-of-climb Speed) 是在一定水平距离内可获得最大高度的速度。
- V_Y** 最佳爬升率速度 (Best Rate-of-Clime Speed) 是在一定时间内可获得最大高度的速度。

气象术语

OAT	外界大气温度 (Outside Air Temperature) 是大气静压温度。它可用摄氏度或华氏度来表示。
Standard Temperature	标准温度 (Standard Temperature) 在海平面压力高度时为 15°C, 每增加 1000 英尺高度温度减少 2°C。
Pressure Altitude	压力高度 (Pressure Altitude) 是当高度表的气压刻度设置到 29.92 英寸汞柱 (1013mb) 时, 从高度表读出的高度值。

发动机动力术语

BHP	制动马力 (Brake Horsepower) 是由发动机提供的动力。
RPM	转/分钟 (Revolutions Per Minute) 是发动机转速。
Static RPM	静态转速 (Static RPM) 是飞机在地面静止时, 发动机全油门工作所达到的发动机速度。
MAP	进气压力 (Manifold Absolute Pressure) 是指在发动机进气系统测得的绝对压力。其测量单位为英寸汞柱 (inHG)。
Lean Mixture	减小供给发动机的油气混合物里燃油的比例。油门设置一定时, 大气密度减小, 发动机所需的燃油量也会减小。因此调节油气比例使燃油比例减小就叫做“调贫”混合比。
Rich Mixture	增加供给给发动机的油气混合物里燃油的比例。油门设置一定时, 大气密度增加, 发动机所需的燃油量也会增加。因此调节油气比例使燃油比例增加就叫做“调富”混合比。

(接下页)

发动机动力术语 (续)

Full Rich	混合比控制杆最前 (按入, 控制杆全行程移向面板)。
Idle Cutoff	混合气控制杆最后 (拉出, 控制杆全行程移离面板)。
Full Throttle	全油门 (按入, 控制杆全行程移向面板) 也称之为“全开”油门。
Closed Throttle	安全收光油门 (拉出, 全控制移离面板)。也称之为油门“慢车”位。

飞机性能与飞行计划术语

Demonstarted Crosswind Velocity	演示侧风速度 (Demonstrated Crosswind Velocity) 是在适航测试中实际验证了的在起飞和着陆阶段能从容操纵飞机的侧风分量速度。该显示数值不受限制。
Usable Fuel	可用燃油 (Usable Fuel) 是飞行计划时的可用燃油。
Unusable Fuel	不可用燃油 (Unusable Fuel) 是指在飞行中不能安全使用的燃油量。
GPH	加仑/小时指每小时燃油的消耗量。
NMPG	海里/加仑是在一定的发动机推力设置和 / 或飞行形态下耗费每加仑燃油预计可飞行的距离。
G	g 是由重力引起的加速度。
Course Datum	航道基准 (Course Datum) 是自动驾驶仪使用的罗盘基准, 当跟踪一个导航信号时, 与航道偏离一起提供横向操纵。

重量与平衡术语

Reference Datum	基准点 (Reference Datum) 是一个假设的垂直面上的一点，飞机上的各部位位置，均以距此点的水平距离表示。
Station	站位 (Station) 是根据从基准线假定的距离沿飞机机身的一个位置。
Arm	力臂 (Arm) 是一个物体从基准线到重心 (C.G.) 的水平距离。
Moment	力矩 (Moment) 是一个物体的重量与其力臂的乘积。 (本手册中，力矩除以常数 1000 用于简化配重的计算以减少其数字。)
Center of Gravity (C.G.)	重心是飞机或设备悬浮时的一个平衡点。通过飞机总重量除以总力矩而得到从基准线的中心距离。
C.G. Arm	重心力臂 (Center of Gravity Arm) 是指加总飞机单个力矩并以总重量除以其和所得到的力臂。
C.G. Limits	重心限制 (Center of Gravity Limits) 是指一定重量下飞机能正常工作范围内的最中心的重力位置。
Standard Empty Weight	标准空重 (Standard Empty Weight) 是标准飞机的重量，包括不可用的燃油、所有工作所用液体以及所有发动机滑油。
Basic Empty Weight	基本空重 (Basic Empty Weight) 是标准空重加上选装设备的重量。
Useful Load	有效载荷 (Useful Load) 是停机坪重量与基本空重之差。

(接下页)

重量和配重术语（续）

MAC	平均气动力弦（Mean Aerodynamic Chord）是一条假想的矩形翼弦，它在整个飞行中拥有与实际机翼相同的俯仰力矩。
Maximum Ramp Weight	最大停机坪重量（Maximum Ramp Weight）是地面机动操作所允许的最大重量，包括发动机起动、滑行以及滑跑所用的燃油重量。
Maximum Takeoff Weight	最大起飞重量（Maximum Takeoff Weight）是指起开始飞滑跑时所允许的最大重量。
Maximum Landing Weight	最大着陆重量（Maximum Landing Weight）是指着陆接地时所允许的最大重量。
Tare	皮重（Tare）是指在为飞机称重过程中所用的木楔、滑板、支座等等的重量，这一重量包含在刻度读数里。从刻度读数值减去皮重就得到飞机的实际（净）重量。

米制/英制/美制 换算表

下列图表用于帮助国际使用者将《飞行员操纵手册》中的美式度量单位制转换为米制和英制单位。

下面所显示的度量单位标准是根据国家标准技术院（NIST），出版物 811，《国际单位系统使用指南（SI）》。

请参见下面这些图表。

(公斤 x 2.205 = 磅) (磅 x 454 = 公斤)

千克到磅

kg	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	lb.									
0		2.205	4.409	6.614	8.819	11.023	13.228	15.432	17.637	19.842
10	22.046	24.251	26.456	28.660	30.865	33.069	35.274	37.479	39.683	41.888
20	44.093	46.297	48.502	50.706	52.911	55.116	57.320	59.525	61.729	63.934
30	66.139	68.343	70.548	72.753	74.957	77.162	79.366	81.571	83.776	85.980
40	88.185	90.390	92.594	94.799	97.003	99.208	101.41	103.62	105.82	108.03
50	110.23	112.44	114.64	116.85	119.05	121.25	123.46	125.66	127.87	130.07
60	132.28	134.48	136.69	138.89	141.10	143.30	145.51	147.71	149.91	152.12
70	154.32	156.53	158.73	160.94	163.14	165.35	167.55	169.76	171.96	174.17
80	176.37	178.57	180.78	182.98	185.19	187.39	189.60	191.80	194.01	196.21
90	198.42	200.62	202.83	205.03	207.24	209.44	211.64	213.85	216.05	218.26
100	220.46	222.67	224.87	227.08	229.28	231.49	233.69	235.90	238.10	240.30

磅到千克

lb.	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	kg									
0		0.454	0.907	1.361	1.814	2.268	2.722	3.175	3.629	4.082
10	4.536	4.990	5.443	5.897	6.350	6.804	7.257	7.711	8.165	8.618
20	9.072	9.525	9.979	10.433	10.886	11.340	11.793	12.247	12.701	13.154
30	13.608	14.061	14.515	14.969	15.422	15.876	16.329	16.783	17.237	17.690
40	18.144	18.597	19.051	19.504	19.958	20.412	20.865	21.319	21.772	22.226
50	22.680	23.133	23.587	24.040	24.494	24.948	25.401	25.855	26.303	26.762
60	27.216	27.669	28.123	28.576	29.030	29.484	29.937	30.391	30.844	31.298
70	31.752	32.205	32.659	33.112	33.566	34.019	34.473	34.927	35.380	35.834
80	36.287	36.741	37.195	37.648	38.102	38.555	39.009	39.463	39.916	40.370
90	40.823	41.277	41.731	42.184	42.638	43.091	43.545	43.999	44.452	44.906
100	45.359	45.813	46.266	46.720	47.174	47.627	48.081	48.534	48.988	49.442

图 1-2. 重量换算(1/2)

(公斤 $\times 2.205 =$ 磅) (磅 $\times .454 =$ 公斤)

B3081

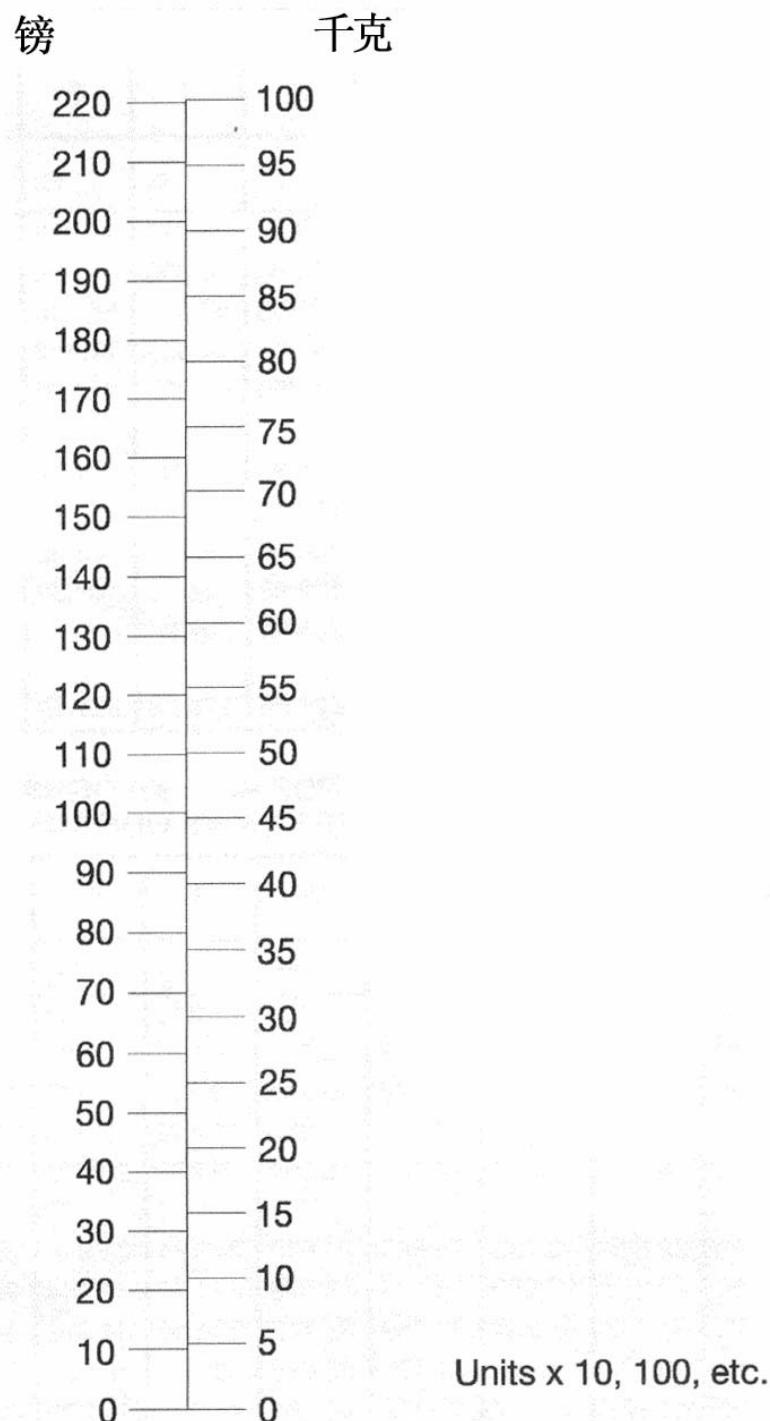


图 1-2. 重量换算(2/2)

(米 x 3.281=英尺) (英尺 x 0.305=米)

米到英尺

m	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	feet									
0	---	3.281	6.562	9.842	13.123	16.404	19.685	22.956	26.247	29.528
10	32.808	36.089	39.370	42.651	45.932	49.212	52.493	55.774	59.055	62.336
20	65.617	68.897	72.178	75.459	78.740	82.021	85.302	88.582	91.863	95.144
30	98.425	101.71	104.99	108.27	111.55	114.83	118.11	121.39	124.67	127.95
40	131.23	134.51	137.79	141.08	144.36	147.64	150.92	154.20	157.48	160.76
50	164.04	167.32	170.60	173.86	177.16	180.45	183.73	187.01	190.29	193.57
60	195.85	200.13	203.41	206.69	209.97	213.25	216.53	219.82	223.10	226.38
70	229.66	232.94	236.22	239.50	242.78	246.06	249.34	252.62	255.90	259.19
80	262.47	265.75	269.03	272.31	275.59	278.87	282.15	285.43	288.71	291.58
90	295.27	298.56	301.84	305.12	308.40	311.68	314.96	318.24	321.52	324.80
100	328.08	331.36	334.64	337.93	341.21	344.49	347.77	351.05	354.33	357.61

英尺到米

ft	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	m	m	m	m	m	m	m	m	m	m
0	---	0.305	0.610	0.914	1.219	1.524	1.829	2.134	2.438	2.743
10	3.048	3.353	3.658	3.962	4.267	4.572	4.877	5.182	5.486	5.791
20	6.096	6.401	6.706	7.010	7.315	7.620	7.925	8.230	8.534	8.839
30	9.144	9.449	9.754	10.058	10.363	10.668	10.973	11.278	11.582	11.887
40	12.192	12.497	12.802	13.106	13.411	13.716	14.021	14.326	14.630	14.935
50	15.240	15.545	15.850	16.154	16.459	16.754	17.069	17.374	17.678	17.983
60	18.288	18.593	18.898	19.202	19.507	19.812	20.117	20.422	20.726	21.031
70	21.336	21.641	21.946	22.250	22.555	22.860	23.165	23.470	23.774	24.079
80	24.384	24.689	24.994	25.298	25.603	25.908	26.213	26.518	26.822	27.127
90	27.432	27.737	28.042	28.346	28.651	28.956	29.261	29.566	29.870	30.175
100	30.480	30.785	31.090	31.394	31.699	32.004	32.309	32.614	32.918	33.223

图 1-2. 长度换算(1/2)

(米 x3.281=英尺) (英尺 x.305=米)

B3082

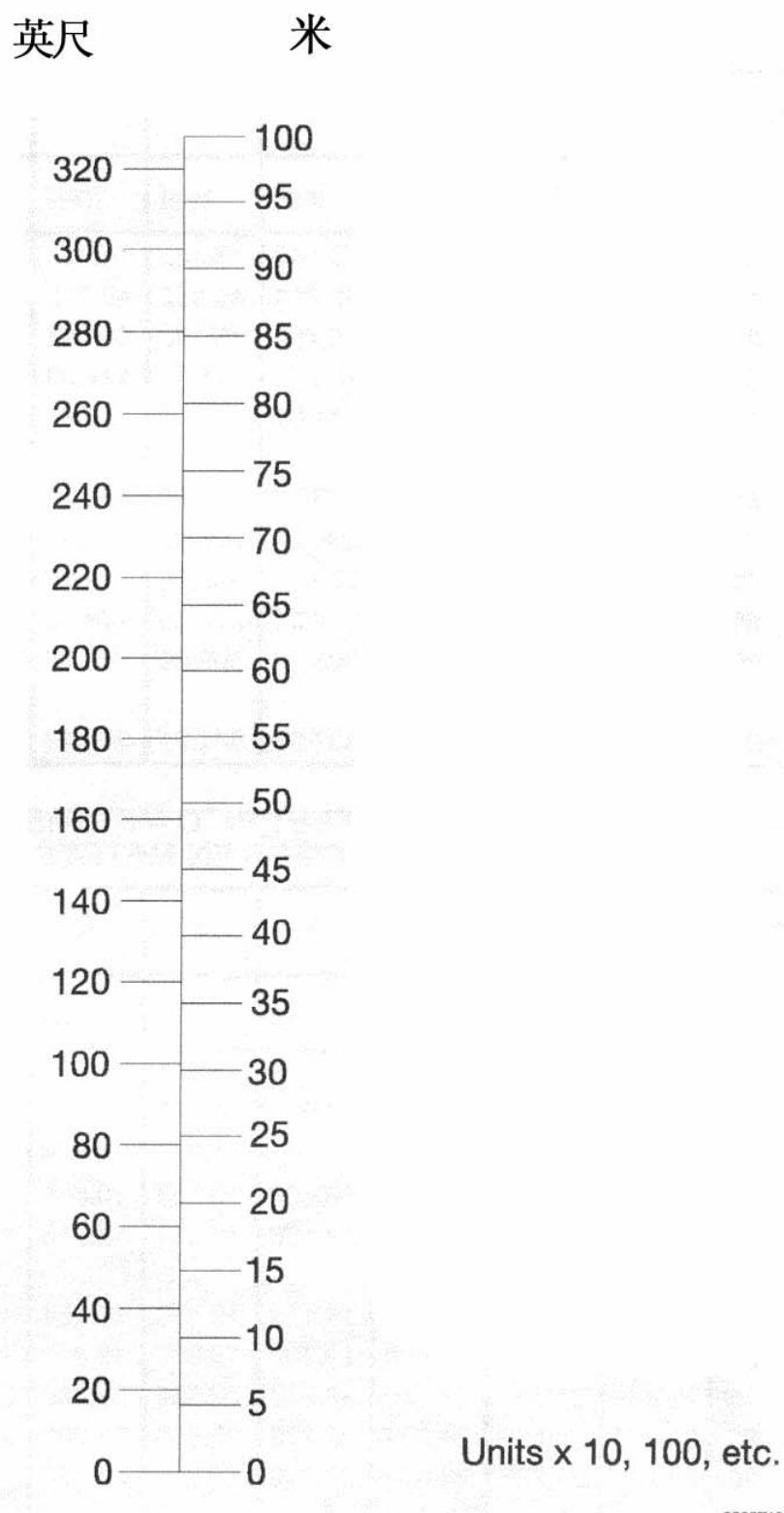


图 1-2. 长度换算(2/2)

(厘米 x. 394=英寸) (英寸 x2. 54=厘米)

厘米到英寸

cm	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	in.									
0	---	0.394	0.787	1.181	1.575	1.969	2.362	2.756	3.150	3.543
10	3.937	4.331	4.724	5.118	5.512	5.906	6.299	6.693	7.087	7.480
20	7.874	8.268	8.661	9.055	9.449	9.843	10.236	10.630	11.024	11.417
30	11.811	12.205	12.598	12.992	13.386	13.780	14.173	14.567	14.961	15.354
40	15.748	16.142	16.535	16.929	17.323	17.717	18.110	18.504	18.898	19.291
50	19.685	20.079	20.472	20.866	21.260	21.654	22.047	22.441	22.835	23.228
60	23.622	24.016	24.409	24.803	25.197	25.591	25.984	26.378	26.772	27.164
70	27.559	27.953	28.346	28.740	29.134	29.528	29.921	30.315	30.709	31.102
80	31.496	31.890	32.283	32.677	33.071	33.465	33.858	34.252	34.646	35.039
90	35.433	35.827	36.220	36.614	37.008	37.402	37.795	38.189	38.583	38.976
100	39.370	39.764	40.157	40.551	40.945	41.339	41.732	42.126	42.520	42.913

英寸到厘米

in.	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	cm									
0	---	2.54	5.08	7.62	10.16	12.70	15.24	17.78	20.32	22.96
10	25.40	27.94	30.48	33.02	35.56	38.10	40.64	43.18	45.72	48.26
20	50.80	53.34	55.88	58.42	60.96	63.50	66.04	68.58	71.12	73.66
30	76.20	78.74	81.28	83.82	86.36	88.90	91.44	93.98	96.52	99.06
40	101.60	104.14	106.68	109.22	111.76	114.30	116.84	119.38	121.92	124.46
50	127.00	129.54	132.08	134.62	137.16	139.70	142.24	144.78	147.32	149.86
60	152.40	154.94	157.48	160.02	162.56	165.10	167.64	170.18	172.72	175.26
70	177.80	180.34	182.88	185.42	187.96	190.50	193.04	195.58	198.12	200.66
80	203.20	205.74	208.28	210.82	213.36	215.90	218.44	220.98	223.52	226.06
90	228.60	231.14	233.68	236.22	238.76	241.30	243.84	246.38	248.92	251.46
100	254.00	256.54	259.08	261.62	264.16	266.70	269.24	271.78	274.32	276.86

图 1-2. 长度换算(1/2)

(厘米 $\times 0.394 =$ 英寸) (英寸 $\times 2.54 =$ 厘米)

B3083

英寸 厘米

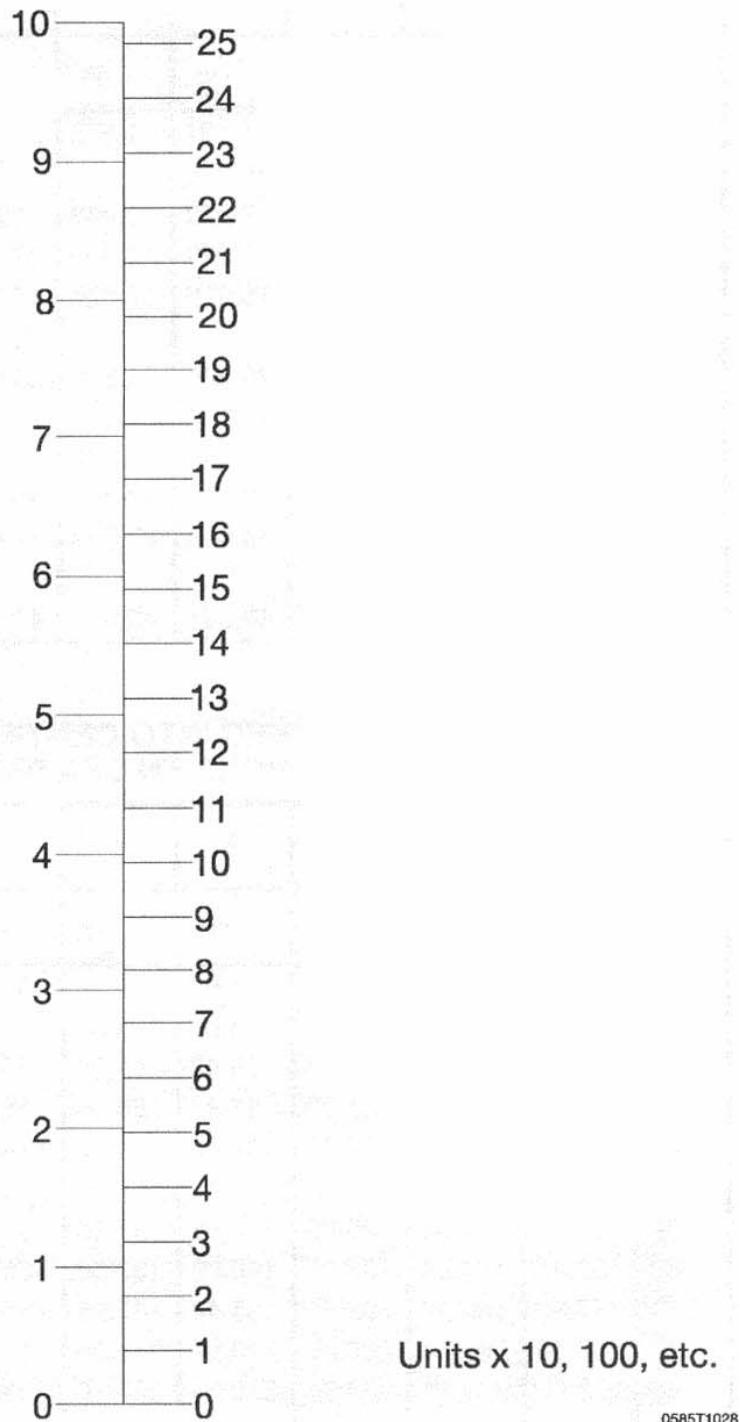


图 1-2. 长度换算(2/2)

(法定英里 $\times 1.609 =$ 公里) (公里 $\times .622 =$ 法定英里)
(法定英里 $\times .869 =$ 海里) (海里 $\times 1.15 =$ 法定英里)
(海里 $\times 1.852 =$ 公里) (公里 $\times .54 =$ 海里)

B3084

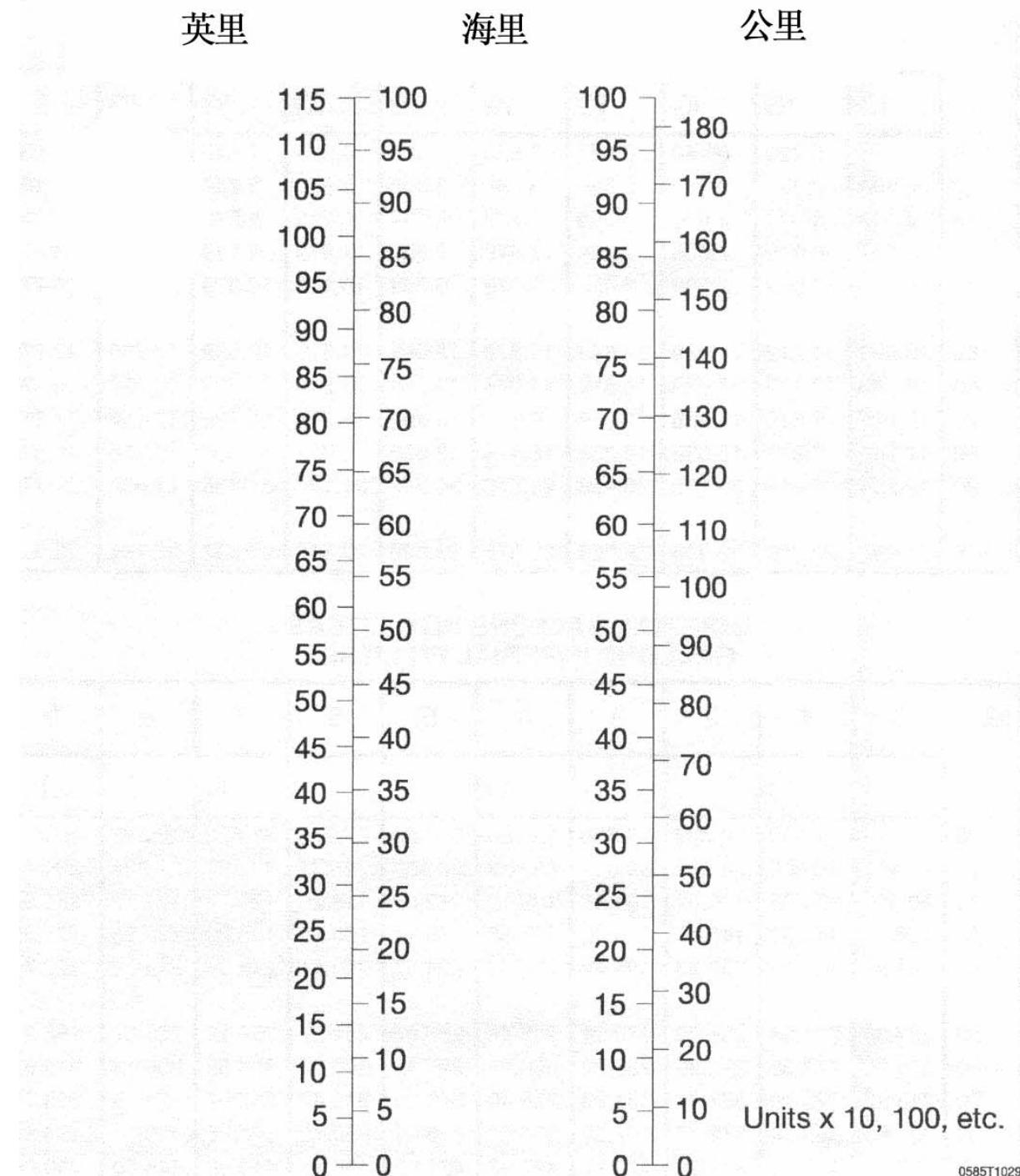


图 1-5. 距离换算

(英加仑 $\times 4.546 =$ 升)(升 $\times .22 =$ 英加仑)

升到加仑

Lt	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	IG									
0	---	0.220	0.440	0.660	0.880	1.100	1.320	1.540	1.760	1.980
10	2.200	2.420	2.640	2.860	3.080	3.300	3.520	3.740	3.960	4.180
20	4.400	4.620	4.840	5.059	5.279	5.499	5.719	5.939	6.159	6.379
30	6.599	6.819	7.039	7.259	7.479	7.699	7.919	8.139	8.359	8.579
40	8.799	9.019	9.239	9.459	9.679	9.899	10.119	10.339	10.559	10.779
50	10.999	11.219	11.439	11.659	11.879	12.099	12.319	12.539	12.759	12.979
60	13.199	13.419	13.639	13.859	14.078	14.298	14.518	14.738	14.958	15.178
70	15.398	15.618	15.838	16.058	16.278	16.498	16.718	16.938	17.158	17.378
80	17.598	17.818	18.038	18.258	18.478	18.698	18.918	19.138	19.358	19.578
90	19.798	20.018	20.238	20.458	20.678	20.898	21.118	21.338	21.558	21.778
100	21.998	22.218	22.438	22.658	22.878	23.098	23.318	23.537	23.757	23.977

加仑到升

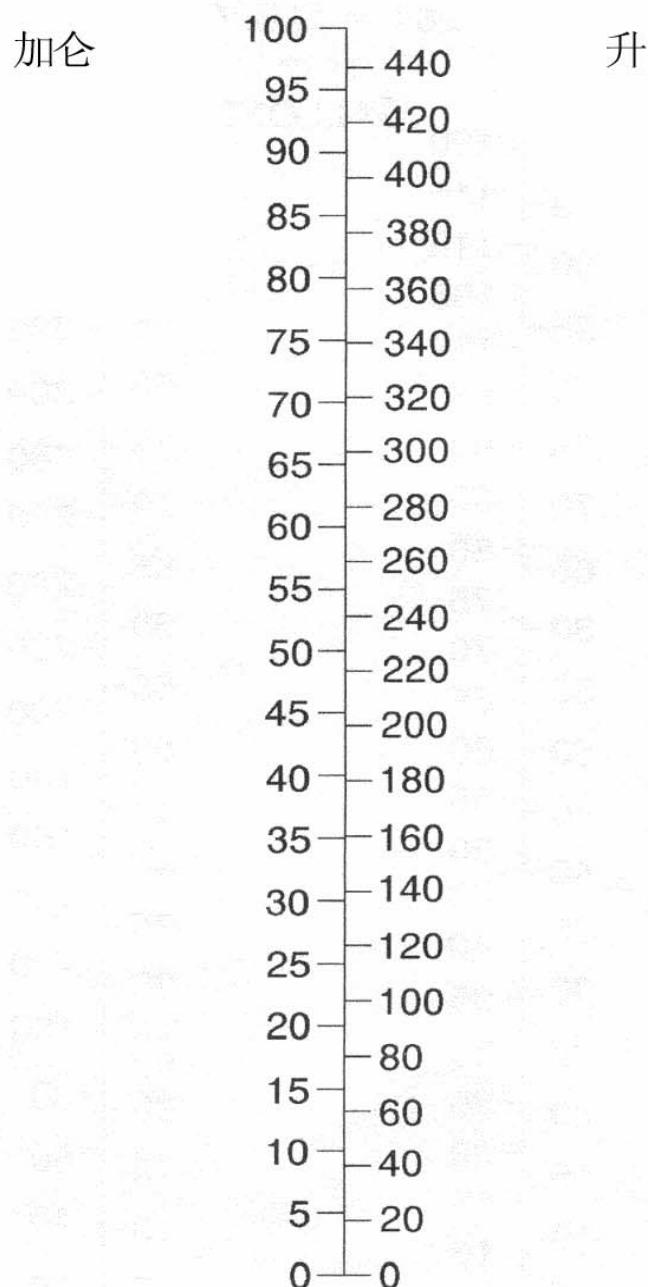
IG	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	Lt									
0	---	4.546	9.092	13.638	18.184	22.730	27.276	31.822	36.368	40.914
10	45.460	50.006	54.552	59.097	63.643	68.189	72.735	77.281	81.827	86.373
20	90.919	95.465	100.01	104.56	109.10	113.65	118.20	122.74	127.29	131.83
30	136.38	140.93	145.47	150.02	154.56	159.11	163.66	168.20	172.75	177.29
40	181.84	186.38	190.93	195.48	200.02	204.57	209.11	213.66	218.21	222.75
50	227.30	231.84	236.39	240.94	245.48	250.03	254.57	259.12	263.67	268.21
60	272.76	277.30	281.85	286.40	290.94	295.49	300.03	304.58	309.13	313.67
70	318.22	322.76	327.31	331.86	336.40	340.95	345.49	350.04	354.59	359.13
80	363.68	368.22	372.77	377.32	381.86	386.41	390.95	395.50	400.04	404.59
90	409.14	413.68	418.23	422.77	427.32	431.87	436.41	440.96	445.50	450.05
100	454.60	459.14	463.69	468.23	472.78	477.33	481.87	486.42	490.96	495.51

图 1-6.容量换算(1/3)

(英加仑 $\times 4.546 =$ 升)

(升 $\times .22 =$ 英加仑)

B3085



Units $\times 10, 100, \text{etc.}$

0585T1032

图 1-6.容量换算(2/3)

(英加仑 $\times 1.2$ = 美加仑)
(美加仑 $\times .833$ = 英加仑)
(美加仑 $\times 3.785$ = 升)
(升 $\times .264$ = 美加仑)

33086

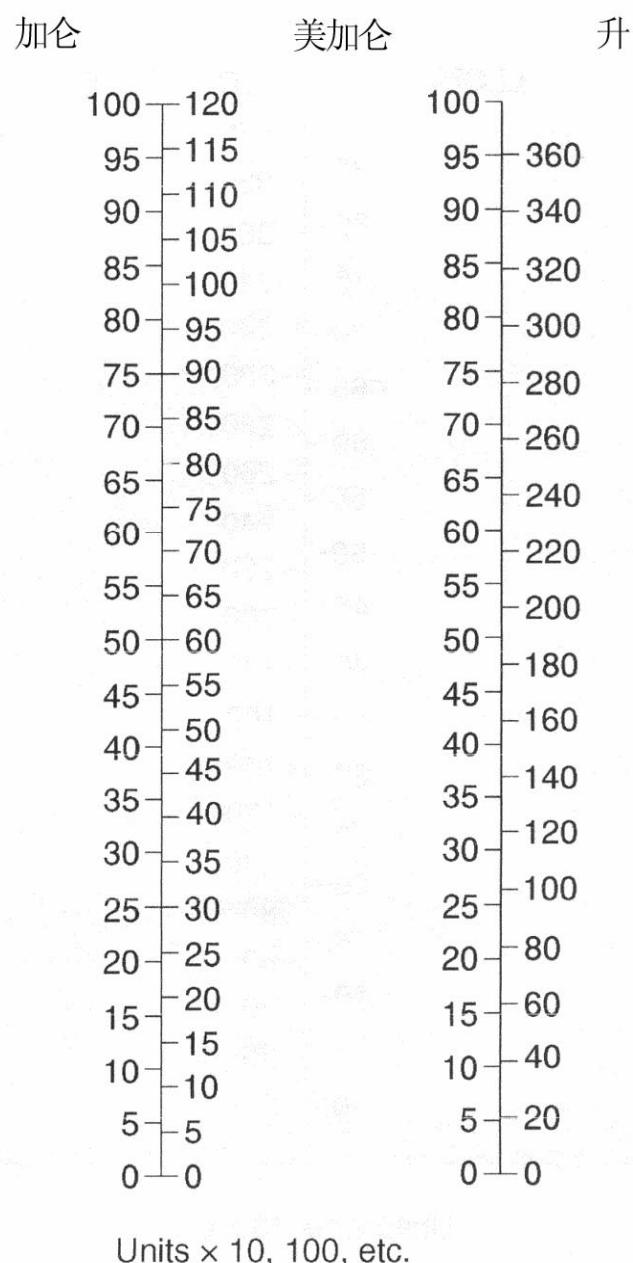
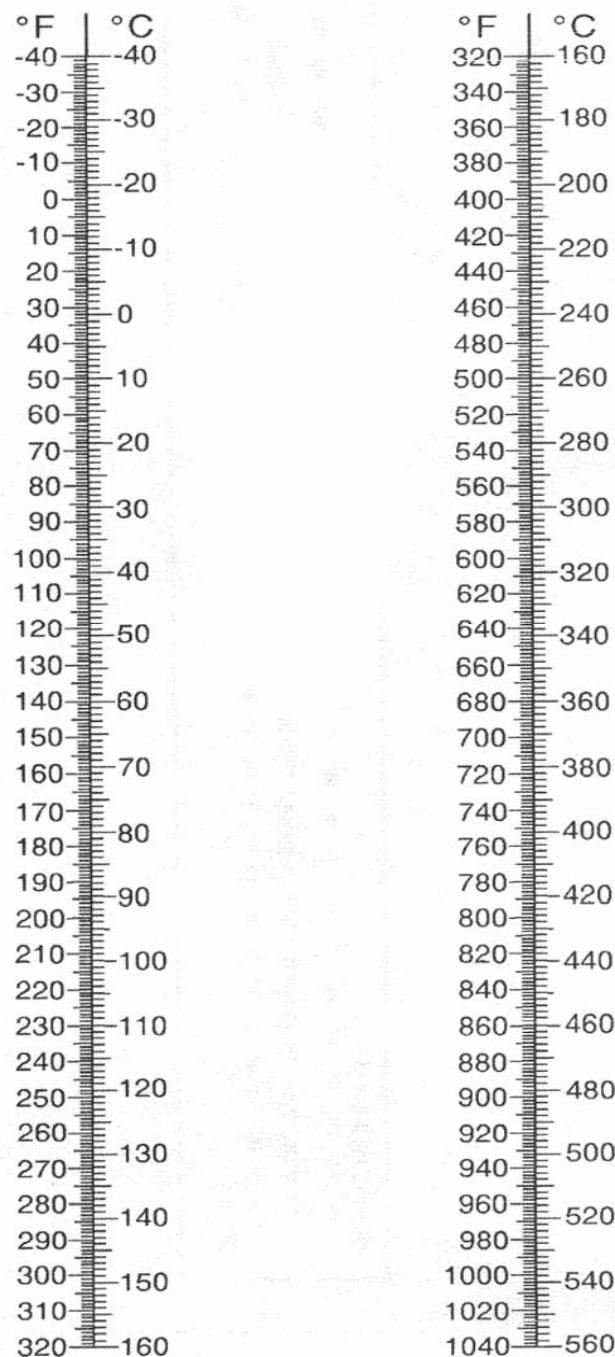


图 1-6.容量换算(3/3)

(华氏度-32) $\times 5/9$ = 摄氏度 摄氏度 $\times 9/5 + 32$ = 华氏度

B3087



0585T1034

图 1-7. 温度换算

压强换算

百帕 (毫巴) 换算成英寸汞柱 (inHG)

B3995

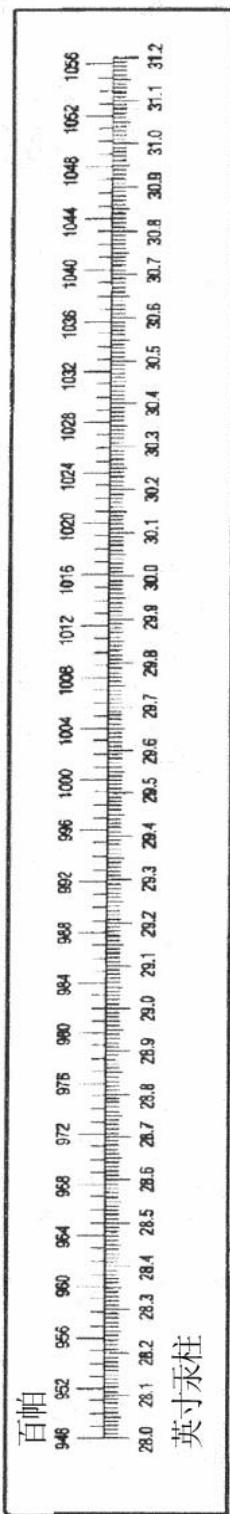


图 1-8. 百帕与英寸汞柱换算

航空汽油比重 = .72

(升 \times .72 = 公斤)

(公斤 \times 1.389 = 升)

(升 \times 1.58 = 磅)

(磅 \times .633 = 升)

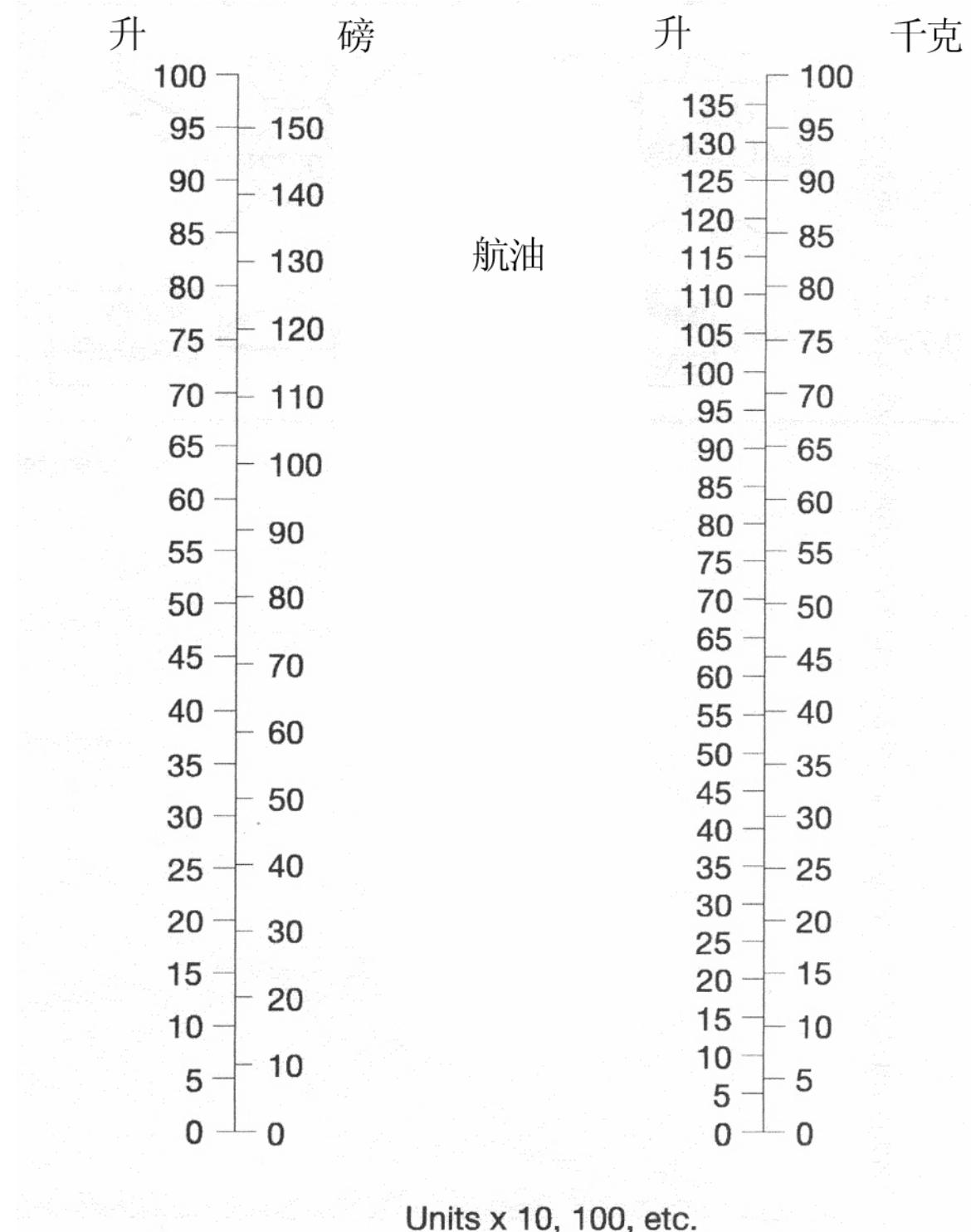
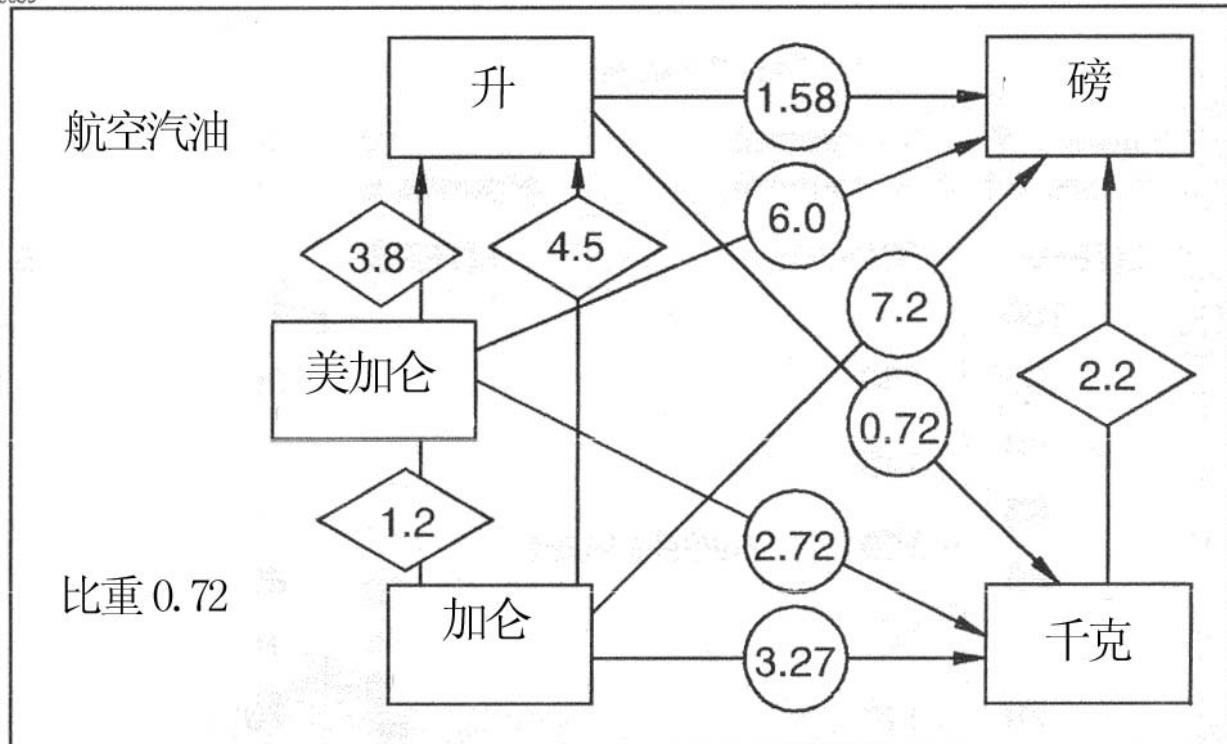


图 1-9. 容量与重量换算

B3089



0585T1031

图 1-10. 快速换算

第二章

限 制

目 录

	页码
介绍	2-3
空速限制	2-4
空速指示器标记	2-5
发动机限制	2-6
发动机仪表标记	2-7
重量限制	2-8
正常类	2-8
实用类	2-8
重心限制	2-8
正常类	2-8
实用类	2-8
机动操纵限制	2-9
正常类	2-9
实用类	2-10
飞行载荷系数限制	2-11
正常类	2-11
实用类	2-11
运行限制	2-11
运行设备清单	2-12
燃油限制	2-16
襟翼限制	2-16
系统限制	2-17
AUX 音频系统	2-17
12V 供电系统	2-17
G1000 限制	2-18
BENDIX/KING KAP 140 双轴自动驾驶仪 (如安装)	2-18
标牌	2-19

介绍

第二章包括安全操作飞机、发动机、标准系统以及标准设备所需的操作限制、仪表标记和基本的标牌。本章与第九章所涵盖的限制都已通过了 FAA 的认证。FAR (联邦航空管理条例) 要求遵守这些操作限制。

注

- 该《飞行员操作手册》第九章补充，是针对有特殊选装设备的飞机而修正的操作限制、操作程序、性能数据以及其他所必须的信息。
- 在空速限制表 (图 2-1) 和空速指示器标记图表 (图 2-2) 上所罗列出的空速是基于第五章在正常静压源下获得的空速修正数据得到的。如果选用备用静压源，则需观察是否有足够的裕度来修正显示在第五章的正常和备用静压源之间的空速差值。

Cessna Model No.172R 在 FAA 型别认证 No.3A12 下取得认证。

空速限制

表 2-1 显示了空速限制与操作的重要性。所显示的机动速度用于正常类的操作。实用类的机动速度在 2100 磅时为 92 海里/小时。

空速限制

符号	速度	KCAS	KIAS	注
V_{NE}	最大限制速度	160	163	在任何操作过程中都不要超过此速度。
V_{NO}	最大结构巡航速度	126	129	除在稳定气流中小心操作外，不要超过此速度
V_A	机动速度： 2450 磅 2000 磅 1600 磅	97 91 82	99 92 82	大于此速度时不要突然或者过猛地操作飞机
V_{FE}	最大放襟翼速度： 10°襟翼 10°—30°襟翼	108 84	110 85	襟翼放下时不要超过该速度。
---	最大开窗速度	160	163	窗户打开时不要超过此速度。

图 2-1

空速指示器标记

空速指示器标记及其颜色代码的含义显示在图 2-2 中。

空速指示器标记

标记	KIAS 值或范围	含义
红弧*	20-33	低速报警
白弧	33 - 85	全襟翼操作范围。较低限制是着陆形态 V_{SO} 的最大重量。较高限制是襟翼放出时的最大允许速度。
绿弧	44 - 129	正常操作范围。较低限制是襟翼收上重心最靠前时最大重量的 V_{S1} 。较高速度为最大结构巡航速度。
黄弧	129 - 163	仅在稳定气流条件下小心操作。
红线	163	所有操作的最大限制速度。

* 仅适用于 G1000 空速指示器

图 2-2

发动机限制

发动机制造商: **Textron Lycoming**
发动机型号编码: **IO-360-L2A**
最大功率: **160 BHP** 额定功率
起飞和连续工作时发动机的工作限制:
最大发动机转速: **2400 转/分钟**

注

全油门时静态转速范围: **2065 - 2165 转/分钟**

最大滑油温度: **245° F(118°C)**
滑油压力, 最小: **20 PSI**
最大: **115 PSI**

燃油等级: 见燃油限制。

滑油等级 (规格):

MIL-L-6082 或 **SAE J1966** 航空级纯矿物油或 **MIL-L-22851** 或 **SAE J1966** 无灰分散剂滑油。根据 **Textron Lycoming** 维护指令 No.1014, 滑油必须符合最新修订和/或补充的要求。

螺旋桨制造商: **McCauley** 螺旋桨系统。

螺旋桨型号编码: **1C235/LFA7570**。

螺旋桨直径: **75 英寸。**

74 英寸 (最小)。

发动机仪表标记

动力装置的仪表标记及其颜色代码的含义显示见图 2-3。禁止在红色指示范围内操作。避免在黄色指示范围内操作。

发动机仪表标记

仪表	红线 (最小)	红弧 (低)	黄弧	绿弧 (正常工作范围)	红弧线 (高)
转速表	----	----	----	1900-2400 RPM	2400*-2700 RPM
汽缸头 温度	----	----	----	200-500°F	----
滑油 温度	----	----	----	100-245°F	245*-250°F
滑油 压力	----	0-20 PSI	----	50-90 PSI	115*-120 PSI
燃油量	0 (每个 油箱 1.5 加仑的 不可用 燃油)	----	0-5 加仑	5-24 加仑	----
燃油 流量	----	----	----	0-11 GPH	----
真空度 指示器	----	----	----	4.5-5.5 in.Hg	----

* 最大运行限制为红弧的低端指示。

图 2-3

重量限制

正常类

最大停机坪重量: 2457 磅。
最大起飞重量: 2450 磅。
最大着陆重量: 2450 磅。

行李舱的最大载重:

行李区域 1 — 站位 82 到 108: 120 磅。
行李区域 2 — 站位 108 到 142: 50 磅。

注

行李区 1 和 2 的最大联合承重能力为 120 磅。

实用类

最大停机坪重量: 2107 磅。
最大起飞重量: 2100 磅。
最大着陆重量: 2100 磅。

行李舱的最大载重: 在有效范畴内, 行李舱和后舱座椅不可占用。

重心限制

正常类

重心范围:

前: 若重量为 1950 磅或更少, 在基准点后 35.0 英寸处; 若重量为 2450 磅, 直线变化至基准点后 40.0 英寸处。

后: 任何重量下, 在基准点后 47.3 英寸处。

基准点: 防火墙前面的下部。

重心限制 (续)

实用类

重心范围:

前: 若重量为 1950 磅或更少时, 重心在基准点后 35.0 英寸处; 若重量为 2100 磅时, 直线变化至基准点后 36.5 英寸处。

后: 任何重量下, 在基准点后 40.5 英寸处。

基准点: 防火墙前面的下部。

机动操纵限制

正常类

该飞机在正常类和实用类都取得了认证。正常类适用于非特技表演操作的飞机。这些有正常飞行中所有的机动偶发事件—失速(除了突然抖震失速)、懒 8 字 (lazy eights)、急上升转弯 (chandelles) 以及坡度不大于 60° 的大坡度转弯。

正常类的机动操纵和推荐的进入速度*

急上升转弯	105 海里/小时
懒 8 字	105 海里/小时
大坡度转弯	95 海里/小时
失速 (除抖震失速)	缓慢减速

* 速度在 **99** 海里/小时以上时禁止突然的操纵动作。

(接下页)

机动操纵限制 (续)

实用类

本飞机并不是专为进行特技飞行而设计的。然而要取得各种认证 (如: 商照与飞行教员执照等), **FAA** 要求要有一定的机动操作能力。在实用类操作时, 所有这些机动能力都能在该飞机上进行。

在实用类操作时, 后舱座椅不得占用且行李舱必须留空。

实用类机动操纵和推荐的进入速度*

急上升转弯	105 海里/小时
懒 8 字	105 海里/小时
大坡度转弯	95 海里/小时
螺旋	缓慢减速
失速 (除抖震失速)	缓慢减速

* 速度在 **92** 海里/小时以上时禁止突然的操纵动作。

不允许尝试可能导致强负载的特技飞行。在进行机动飞行时要切记: 在进行空气动力设计时, 飞机为洁净形态; 并且在机头向下时飞机能迅速增加速度。恰当控制好速度是进行任何机动操作的基本要求。此外, 应时刻小心操作以避免超速而导致的飞机过载。在进行所有机动飞行时, 都应避免突然的操纵动作。

飞行载荷系数限制

正常类

飞行载荷系数(最大起飞重量 -2450 磅):

*襟翼收上.....	+3.8g, -1.52g
*襟翼放下.....	+3.0g

* 设计载荷系数是上述的 150%，并且在任何情况下，飞机的结构符合或超过设计载荷。

实用类

飞行载荷系数(最大起飞重量 -2100 磅):

*襟翼收上.....	+4.4g, -1.76g
*襟翼放下.....	+3.0g

* 设计载荷系数是上述的 150%，并且在任何情况下，飞机的结构符合或超过设计载荷。

运行限制

Cessna 172R Nav III 飞机经批准可以进行昼间和夜间的 VFR 和 IFR 运行。禁止进入已知结冰区飞行。

CFR 14 第 91 部和第 135 部定义了在运行规则下进行许可运行所需的最低设备。

以下运行设备清单 (KOEL) 标明了飞机适航所需的设备。

运行设备清单

系统、仪表、设备 和/或 功能	运 行 种 类				备注
	目视 飞行 规则 昼间	目视 飞行 规则 夜间	仪表 飞行 规则 昼间	仪表 飞行 规则 夜间	
标牌					
172R Nav III POH/AFM	1	1	1	1	飞行员可在飞行中获取
Garmin G1000TM 驾驶舱参考手册	1	1	1	1	飞行员可在飞行中获取
空调					
1. 前电子风扇	1	1	1	1	
2. PFD 风扇	0	0	0	0	
3. MFD 风扇	0	0	0	0	
4. 后电子风扇	1	1	1	1	
自动飞行					
1. Bendix/King KAP 140 POH 补充附录	0	0	A/R	A/R	飞行员可在使用自动驾驶时获取
通讯					
1. VHF COM	0	0	1	1	
供电					
1. 24V 主电瓶	1	1	1	1	
2. 28V 交流发电机	1	1	1	1	
3. 24V 备用电瓶	0	*	*	*	*见注 1
4. 主电流表	1	1	1	1	
5. 备用电流表	0	*	*	*	*见注 1

注

1. 欧洲航空安全处 (EASA) 要求: 在欧洲进行 VFR 夜间、IFR 昼间或 IFR 夜间运行时, 24 伏备用电源和备用电流表要成功通过飞行前检查。建议在其它运行中保持 24 伏备用电源和备用电流表正常工作。

(接下页)

运行设备清单 (续)

系统、仪表、设备 和/或 功能	运 行 种 类				备注
	目 视 飞 行 规 则	目 视 飞 行 规 则	仪 表 飞 行 规 则	仪 表 飞 行 规 则	
昼 间	夜 间	昼 间	夜 间		
设备及装饰					
1. 座椅安全带组件	1	1	1	1	每位乘员
2. 肩带	1	1	1	1	前座乘员
飞行控制					
1. 襟翼指位表	1	1	1	1	
2. 襟翼电机	1	1	1	1	
3. 升降舵配平系统	1	1	1	1	
4. 升降舵配平指示器	1	1	1	1	
燃油系统					
1. 电动燃油泵	1	1	1	1	
2. 燃油量指示器—左侧油箱	1	1	1	1	
3. 燃油量指示器—右侧油箱	1	1	1	1	
防冰及防雨					
1. 备用静压源	0	0	1	1	
2. 备用进气系统	0	0	1	1	
指示/识别系统					
1. 失速警告系统	1	1	1	1	
2. 系统信号灯和警报显示系统	1	1	1	1	
起落架					
1. 整流罩	0	0	0	0	可取下

(接下页)

运行设备清单 (续)

系统、仪表、设备 和/或 功能	运 行 种 类				备注
	目视 飞行 规则	目视 飞行 规则	仪 表 飞 行 规 则	仪 表 飞 行 规 则	
系统、仪表、设备 和/或 功能	昼 间	夜 间	昼 间	夜 间	备注
灯光					
1. PFD 照明灯	0	0	0	1	
2. PFD 背光灯	*	1	1	1	*见注 2
3. MFD 照明灯	0	0	0	1	
4. MFD 背光灯	*	1	1	1	*见注 3
5. 电门及断路器面板灯	0	1	0	1	
6. 空速表 (备用) 内部照明	0	1	0	1	
7. 高度表 (备用) 内部照明	0	1	0	1	
8. 磁罗盘内部照明	0	1	0	1	
9. 地平仪 (真空) 内部照明	0	1	0	1	
10. 驾驶舱泛光灯	0	1	0	1	
11. 航行灯	0	1	1	1	
12. 频闪灯	1	1	1	1	
13. 信标灯	0	0	0	0	
14. 滑行灯	0	0	0	0	
15. 着陆灯	0	1	0	1	仅商业运行时需要

注

- 2 VFR 昼间, 如果 MFD 背光失效, 要求有 PFD 背光。必须使用备用显示模式, 以显示发动机指示。
- 3 VFR 昼间, 如果 PFD 背光失效, 要求有 MFD 背光。必须使用备用显示模式, 以显示飞行仪表。

(接下页)

运行设备清单 (续)

系统、仪表、设备 和/或 功能	运 行 种 类				备注
	目 视 飞 行 规 则	目 视 飞 行 规 则	仪 表 飞 行 规 则	仪 表 飞 行 规 则	
昼 间	夜 间	昼 间	夜 间		
导航和全静压系统					
1. G1000 空速表	1	1	1	1	
2. 备用空速表	0	0	1	1	
3. G1000 高度表	1	1	1	1	
4. 备用高度表	0	0	1	1	
5. G1000 垂直速度指示器	1	1	0	0	
6. G1000 姿态指示器	0	0	1	1	
7. 地平仪—真空 (备用)	0	0	1	1	
8. G1000 方位指示器 (HSI)	0	0	1	1	
9. G1000 转弯侧滑仪	0	0	1	1	
10. 磁罗盘	1	1	1	1	
11. VHF 导航机 (VOR/LOC/GS)	0	0	A/R	A/R	根据程序要求
12. GPS 接收机/导航	0	0	A/R	A/R	根据程序要求
13. 指点标接收机	0	0	A/R	A/R	根据程序要求
14. 高度编码器	A/R	A/R	1	1	根据程序要求
15. 时钟	0	0	1	1	
真空					
1. 发动机驱动真空泵	0	0	1	1	
2. 真空指示器	0	0	1	1	
发动机燃油和控制					
1. 燃油流量指示器	1	1	1	1	
发动机指示					
2. 转速表 (RPM)	1	1	0	0	
3. 汽缸头温度表 (CHT)	0	0	1	1	
4. 滑油压力指示器	1	1	1	1	
5. 滑油温度指示器	1	1	1	1	
发动机滑油					
1. 发动机机匣量油尺	1	1	1	1	

燃油限制

总油量: 56 美加仑(2 个油箱, 每个 28.0 加仑)。

可用燃油(所有飞行状态): 53.0 美加仑。

不可用燃油: 3.0 美加仑(每个油箱 1.5 加仑)。

注

为了确保在加注燃油时使燃油容量最大而燃油交输最小, 停放飞机时应保持机翼水平、正常接地姿态, 并将燃油选择器置于左或右位。参见图 1-1 正常停机姿态图。

起飞和着陆时燃油选择器活门手柄放“双”(BOTH)位。

当一个油箱排空时, 最大侧滑持续时间: 30 秒。

使用单一左侧油箱或右侧油箱运行仅限于仅平飞。

仅使用左侧或右侧油箱、且只有 1/4 或更少燃油时, 禁止长时间不协调的飞行。

油量指示器读数为 0 (红线) 后, 油箱里剩余的燃油不能维持安全飞行。

批准的燃油等级(及颜色):

100LL 号航空汽油(蓝色)。

100 号航空汽油(绿色)。

襟翼限制

允许起飞范围: 0°到 10°

允许着陆范围: 0°到 30°

系统限制

AUX 音频系统

禁止在起飞和着陆中使用 **AUX** 娱乐音频输入。

禁止在仪表飞行中使用 **AUX** 娱乐音频输入和诸如手机、游戏机、磁带机、**CD** 机和 **MP3** 播放器之类的便携式电器设备 (**PED**)，除非飞机运行人已确定使用 **AUX** 音频系统和连接的便携式电器设备不会影响飞机的导航和通讯系统。

12V 供电系统

12V 供电系统 (输出电力 **12V - 10A**) 未经获准向重要的飞行通讯和导航设备供电。

禁止在起飞和着陆中使用 **12V** 供电系统。

禁止在仪表飞行中使用 **12V** 供电系统，除非飞机运行人已确定使用 **12V** 供电系统和连接的便携式电器设备不会影响飞机的导航和通讯系统。

G1000 限制

必须在飞行中供飞行员使用的有效《Garmin G1000 驾驶舱参考手册 (CRG)》部件号和系统软件版本显示在 MFD AUX 组的 SYSTEM STATUS 页面上。

禁止使用“导航地图”页面进行飞行导航。导航地图仅用于加强处境意识。应通过使用有效的航图、航行数据和批准的导航设备进行导航。

禁止使用“交通地图”进行机动飞行来躲避飞行冲突。交通信息系统 (TIS) 仅用于空中交通咨询。TIS 仅为帮助飞行员目视定位冲突飞行器。发现并机动飞行、避免飞行冲突是飞行员的责任。

禁止使用“近地”(TERRAIN PROXIMITY) 信息作为主要的地形规避手段。近地地图仅用于加强处境意识。任何时候提供地形安全余度都是飞行员的责任。

由于设备不适于接近极地的磁场, G1000 未获准在北纬 70 度以北或南纬 70 度以南进行导航。同时, 也未获准在以下两个区域内使用:

1. 北纬 65 度以北、西经 75 度到西经 120 度之间。
2. 南纬 55 度以南、东经 120 度到东经 165 度之间。

GMA 1347 音频板上的 COM1/2(分离通讯)功能未获准使用。在 COM1/2 下工作时, 一个机组成员的发话将抑制另一机组成员接受。

BENDIX/KING KAP 140 双轴自动驾驶仪 (如安装)

禁止在 GMA 1347 音频板不工作时使用 BENDIX/KING KAP 140 自动驾驶仪 (由于在自动驾驶仪断开时不能提供音响警告)。

标牌

以下信息以多个或单个标牌的形式来显示。

1. 飞行员视线内: (在下面例表中, “DAY-NIGHT-VFR-IFR” 条目将随着飞机装备的不同而变化)。

安装在该飞机上的标记和标牌包含了在正常类操作飞机时所必须遵守的操作限制。在正常类或实用类内操作飞机所必须遵守的其他操作限制则在《飞行员操纵手册》和 FAA 批准的《飞机飞行手册》中。

正常类 不允许包括翻滚在内的特技机动飞行。

实用类 不允许特技机动飞行, 《飞行员操纵手册》中列出的除外。

行李舱及后舱座位不得占用。

螺旋改出 方向舵反舵—前推升降舵—驾驶盘中立

禁止飞入已知结冰区域。

该飞机在适航证原发日期时获得了以下飞行操作的认证:

DAY-NIGHT-VFR-IFR

(接下页)

标牌 (续)

2. 燃油选择器活门:

起飞	双组	所有飞行
着陆	53.0 加仑	姿态
	燃油 选择器	
左		右
26.5 加仑		26.5 加仑
仅平飞		仅平飞

3. 油箱加油盖附近:

燃油
最低 100LL/100 号航空汽油
CAP. 26.5 美加仑可用
CAP 17.5 美加仑可用 至加油口指示器标签底部

4. 襟翼控制指示器:

0°-10°	110 海里/小时	(部分襟翼范围为蓝色色码; 机械卡位为 10°。)
10°-30°	85 海里/小时	(白色色码; 机械卡位为 20°)

(接下页)

标牌 (续)

5. 行李舱:

前行李舱门
最大行李重量 120 磅

后行李舱门
最大行李重量 50 磅

两舱综合载重最大为 120 磅

更多装载指导
见重量与平衡数据

6. 必须提供校准卡并以 30°的增量指示磁罗盘的精确度。

7. 滑油加油口盖

滑油
8 夸脱

8. 舵面锁

注意!
在发动机起动前取下舵面锁

9. 空速指示器附近

机动速度 — 99 KIAS

(接下页)

标牌 (续)

10. 后座舱隔板的右上方

安装在此隔板后面的
紧急定位发射器
必须按照 FAR 91.207 项进行维护

11. 防火墙前方靠近蓄电瓶

注意 24 伏直流
该飞机装有交流发电机
和负地线系统
观察正确的电极
电极接反将损坏电气部件

12. 仪表板右上方

禁止吸烟

13. 靠近顶板中央灯光控制

泛光灯

第三章

应急程序

目 录

	页码
介绍	3-5
应急操作的空速	3-5
应急程序	3-6
发动机失效	3-6
起飞滑跑中发动机失效	3-6
起飞后发动机立即失效	3-6
飞行中发动机失效（重新起动程序）	3-6
迫降	3-7
无功率紧急着陆	3-7
有功率警戒着陆	3-8
水上迫降	3-8
火警	3-9
地面起动时	3-9
飞行中发动机失火	3-10
飞行中电气失火	3-10
座舱失火	3-11
机翼失火	3-11
结冰	3-12
飞行中意外结冰	3-12
静压源堵塞（怀疑仪表读数错误）	3-13

(接下页)

目 录 (续)

燃油汽化过量.....	3-13
燃油流量稳定程序.....	3-13
非正常着陆.....	3-14
单主轮胎泄气着陆.....	3-14
前轮胎泄气着陆.....	3-14
供电系统故障.....	3-15
显示高电压信号 或 主电瓶电流超过 40 安培.....	3-15
显示低电压信号 (转速低于 1000 RPM)	3-17
显示低电压信号 或 在发动机高转速时信号不消失.....	3-17
大气数据系统失效	3-19
PFD 空速指示显示红色的“X”.....	3-19
PFD 高度指示显示红色的“X”.....	3-19
姿态航向基准系统 (AHRS) 失效	3-20
PFD 姿态指示显示红色的“X”.....	3-20
PFD 水平状态指示器 (HSI) 显示红色的“X”.....	3-20
显示冷却系统信息	3-20
PFD1 冷却或 MFD1 冷却信号.....	3-20
真空系统失效.....	3-21
显示真空度低信号.....	3-21
一氧化碳 (CO) 浓度高信号指示	3-21
显示一氧化碳浓度高 (CO LVL HIGH) 信号.....	3-21
一氧化碳浓度高 (CO LVL HIGH) 信号持续.....	3-21

(接下页)

目 录 (续)

扩展应急程序.....	3-22
发动机失效.....	3-22
最大下滑.....	3-23
迫降.....	3-24
升降舵控制失效着陆.....	3-25
火警.....	3-25
云中应急操作.....	3-26
云中转弯 180° (AHRS 失效)	3-27
紧急下降通过云层 (AHRS 失效)	3-28
云中盘旋俯冲的改出 (AHRS 失效)	3-29
意外飞入积冰条件.....	3-29
静压源堵塞.....	3-30
螺旋.....	3-30
发动机工作不顺畅或失去功率.....	3-31
火花塞污染.....	3-31
磁电机故障.....	3-31
发动机慢车不稳定.....	3-31
发动机驱动燃油泵故障.....	3-32
过量的燃油蒸汽.....	3-32
滑油压力低.....	3-32
供电系统故障.....	3-33
充电率过大.....	3-33
充电率不足.....	3-34
一氧化碳浓度探测器.....	3-36
其它的紧急状况.....	3-36
风挡玻璃损坏.....	3-36

介绍

第三章为处理可能发生的紧急状况提供了相应的检查单和扩展应急程序。如果飞行前认真做了机务维护与飞行前检查的话，由飞机或发动机故障所造成的紧急状况是极少见的。当遇到意外天气时，只要谨慎地执行飞行计划并加以有效的判断，那么则可将航路上由于天气条件而造成的紧急状况减到最小甚至消除。当然，如果出现紧急状况，就应参考本章所阐述的基本准则，并按要求加以实施以解决问题。

在任何紧急情况下，最重要的是继续控制飞机并实施机动飞行，以安全着陆。

与选装或补充设备有关的应急程序，见第九章“补充”。

应急操作的空速

起飞后发动机失效：

襟翼收上	65 KIAS
襟翼放下	60 KIAS

机动速度：

2450 磅	99 KIAS
2100 磅	92 KIAS
1600 磅	82 KIAS

最大滑翔比速度 65 KIAS

有功率的警戒着陆 60 KIAS

无功率着陆：

襟翼收上	65 KIAS
襟翼放下	60 KIAS

应急程序

本章应急程序检查单里以黑体字标示的程序是记忆项目，并需立即采取行动。

发动机失效

起飞滑跑中发动机失效

1. 油门—慢车
2. 刹车—使用
3. 襟翼—收上
4. 混合比杆—慢车关断
5. 点火电门—关
6. 备用电瓶电门—关
7. 总电门 (ALT 和 BAT) —关

起飞后发动机立即失效

1. 空速— 65 KIAS (襟翼收上)
60 KIAS (襟翼放下)
2. 混合比—慢车关断
3. 燃油关断活门—关(完全拉出)
4. 点火电门—关
5. 襟翼—按需
6. 备用电瓶电门—关
7. 总电门 (ALT 和 BAT) —关
8. 客舱门—开锁
9. 着陆—直线着陆

飞行中发动机失效 (重新起动程序)

1. 空速—65 KIAS
2. 燃油关断活门—开(完全推入)
3. 燃油选择器活门—双
4. 辅助燃油泵电门—开
5. 混合比杆—富油(如未重新起动)

(接下页)

发动机失效 (续)

6. 点火电门一双位(如螺旋桨已停止转动, 点火电门放在“起动”位) 注

如果螺旋桨在风转, 发动机在几秒中内会自动重新起动。如果螺旋桨已经停止转动 (也可能是在低速转动), 那么, 将点火电门放到“起动”位, 为使发动机工作流畅, 慢慢将油门杆从慢车位向前推, 从全富油位调贫油混合比。

7. 辅助燃油泵电门一关 注

如果燃油流量指示器突然下降至零 (表明一个发动机驱动的燃油泵故障), 则重新把辅助燃油泵电门选到“开”位。

迫降

无功率紧急着陆

1. 乘客座椅靠背—完全直立位
2. 座椅和座椅安全带—固定
3. 空速— 65 KIAS(襟翼收上)
60 KIAS—襟翼 10°—全襟翼
4. 混合比杆—慢车关断
5. 燃油关断活门—关(完全拉出)
6. 点火电门—关
7. 襟翼—按需(建议全襟翼)
8. 备用电瓶电门—关
9. 总电门 (ALT 和 BAT) 一关(确定着陆时)
10. 舱门—接地前开锁
11. 接地—飞机尾部略低姿态
12. 刹车—踩紧

(接下页)

迫降 (续)

有功率警戒着陆

1. 乘客座位靠背—完全直立位
2. 座椅和座椅安全带—固定
3. 空速— 60 KIAS
4. 襟翼— 20°
5. 选择着陆场地—“飞越”，注意地形和障碍物。
6. 襟翼— 30°(五边上)
7. 空速— 60 KIAS
8. 备用电瓶电门—关
9. 总电门 (ALT 和 BAT) —关(确定着陆时)
10. 舱门—接地前开锁
11. 接地—飞机尾部略低姿态
12. 混全比杆—关断
13. 点火电门—关
14. 刹车—踩紧

水上迫降

1. 无线电—在 121.5 MHz 上发射 MAYDAY 信号 (给出位置、意图, 应答机编码 7700)
2. 重物(在行李区内)—固定或丢弃(如可能)
3. 乘客座椅靠背—直立位
4. 座椅和安全带—固定
5. 襟翼—20°—30°
6. 功率—以 55 KIAS 的速度建立 300 英尺/分钟的下降率

注

如果无功率, 以 65 KIAS (襟翼收上) 或 60 KIAS (襟翼 10°) 的速度进近。

7. 进近—大风、大海浪—迎风
轻风, 大波涛—与波涛平行
8. 舱门—开锁
9. 接地—以已建立的下降率保持水平姿态

(接下页)

迫降 (续)

水上迫降 (续)

10. 面部—接地时用折叠衣物护住面部
11. 紧急定位发射器—开启
12. 飞机—从客舱门撤离。如果需要，打开窗户放水进舱以平衡压力，从而使舱门能够打开。
13. 救生衣与救生筏—逃离飞机后充气

火警

地面起动时

1. 点火电门一起动，继续转动以启动发动机。

如果发动机起动：

2. 功率—以 1800 转/分钟运转几分钟
3. 发动机—关车，并检查损坏程度。

如果发动机起动失败：

2. 油门—全开 (完全推入)
3. 混合器—慢车切断 (完全拉出)
4. 点火电门一起动 (继续起动)
5. 燃油关断活门—关(完全拉出)
6. 辅助燃油泵电门—关
7. 点火电门—关
8. 备用电瓶电门—关
9. 总电门 (ALT 和 BAT) —关
10. 发动机—安全检查
11. 停留刹车—松开
12. 灭火器—获得 (若没有安装，让地面人员取得)
13. 飞机—撤离
14. 火焰—使用灭火器、羊毛毯或泥土灭火。
15. 失火损坏—检查 (在进行下一次飞行前检查、修理或更换损坏部件或线路。)

(接下页)

火警 (续)

飞行中发动机失火

1. 混合比杆—慢车关断
2. 燃油关断活门—关(全部拉出)
3. 辅助燃油泵电门—关
4. 总电门 (ALT 和 BAT) —关
5. 客舱加温与空调—关(除头顶通风外)
6. 空速—100 KIAS(如火未熄灭, 在空速限制内增加下滑速度, 以得到可以产生不可燃混合气的空速)
7. 迫降—实施(按“无发动机功率紧急着陆”程序)。

飞行中电气失火

1. 备用电瓶电门—关
2. 总电门 (ALT 和 BAT) —关。
3. 通风/客舱空气/加温—关闭
4. 灭火器—使用(若有)
5. 电子设备电门 (汇流条 1 和 2) —关。
6. 所有其它电门 (除点火电门外) —关。

警告

使用灭火瓶后, 查明火已熄灭, 才能对客舱进行通风以排除烟雾。

7. 通风/客舱空气/加温—打开 (当确定火已完全熄灭时)

(接下页)

火警 (续)

飞行中电气失火 (续)

如果火已熄灭, 到最近的合适的机场或着陆区的飞行仍需要电源:

8. 断路器—检查跳开断路器, 不要复位。
9. 总电门 (ALT 和 BAT) 一开
10. 备用电瓶电门一开
11. 电子设备电门 (汇流条 1) 一开
12. 电子设备电门 (汇流条 2) 一开

座舱失火

1. 备用电瓶电门一关
2. 总电门 (ALT 和 BAT) 一关
3. 通风口 / 客舱空调 / 加温一关闭 (避免气流)
4. 灭火器—使用(若有)

警告

使用灭火瓶后, 查明火已熄灭, 才能对客舱进行通风以排除烟雾。

5. 通风口 / 客舱空调 / 加温一打开 (当确定火已完全熄灭时)。
6. 尽快着陆, 检查飞机受损情况。

机翼失火

1. 着陆/滑行灯电门一关
2. 航行灯电门一关
3. 频闪灯电门一关
4. 空速管加温电门一关

注

使飞机侧滑以使火焰偏离燃油箱和客舱。尽快着陆。
仅使用最后进近和接地需要的襟翼。

结冰

飞行中意外结冰

1. 空速管加温电门一开
2. 反航或改变高度以获得不易结冰的外界大气温度。
3. 完全拉出座舱加温控制装置并打开除霜器通风，以获得最大风挡除霜气流。调节座舱空气控制以得到最大的除霜加温和气流。
4. 观察与发动机相关的结冰情况的信号。发动机转速的减小可能由发动机进气道过滤器结冰而引起。调整油门以保持发动机转速。改变功率后，按需调节混合比。
5. 计划在最近机场着陆。如果冰块堆积极快，选择一个适合的“场外”着陆场地。
6. 如果机翼前缘堆积达 0.25 英寸或更多冰块时，将需要明显较高的功率设置和有较高的失速速度，计划使用较高的进近速度，着陆滑跑距离将增加。
7. 保留襟翼收上状态。如果平尾上堆积了很厚的冰，由于襟翼放出所导致的机翼尾流方向的改变将会致使失去升降舵的效用。
8. 打开左边窗户，并且，如果可行，从风挡部分刮掉冰以便着陆进近的可视度更为清晰。
9. 如果需要，使用侧滑来完成着陆进近，以改善可视度。
10. 根据结冰结冰程度来决定进近速度 65—75 KIAS。
11. 以水平姿态着陆。
12. 可能时，应避免复飞，因为飞机爬升能力会极大地降低。

(接下页)

结冰 (续)

静压源堵塞 (怀疑仪表读数错误)

1. 备用静压源活门一拉出打开。
2. 座舱加温和座舱空气手柄一拉出打开。
3. 通风一关
4. 空速一查阅第 5 章, 图 5-1 (表 2), 空速修正表一备用静压源表格。

燃油汽化过量

燃油流量稳定程序

(如果燃油流量波动超过 1 GPH, 或者出现功率波动)

1. 辅助燃油泵电门一开。
2. 混合比一调整 (按需, 使发动机运转平稳。)
3. 燃油选择器活门一选择对侧油箱 (如果汽化现象继续)
4. 辅助燃油泵电门一关 (燃油流量稳定后)

非正常着陆

单主轮胎泄气着陆

1. 进近—正常
2. 襟翼—全放
3. 接地—好主轮胎先接地（使用副翼操纵，尽可能长地不使漏气轮胎接地）。
4. 方向控制—保持（按需使用正常起落架的刹车）

前轮胎泄气着陆

1. 进近—正常
2. 襟翼—按需
 - 85 至 110 KIAS — 襟翼收上— 10°
 - 低于 85 KIAS — 襟翼 10° — 全襟翼
3. 接地—主轮（尽可能长地保持前轮不接地）
4. 前轮接地时，保持升降舵完全上偏直至飞机减速停止。

供电系统故障

显示高电压信号 或 主电瓶电流超过 40 安培

1. 总电门（仅 ALT）—关
2. 电气负载—如下立即减少
 - a. 电子设备电门（汇流条 1）—关
 - b. 空速管加温—关
 - c. 频闪灯—关
 - d. 着陆灯—关（着陆时按需使用）
 - e. 滑行灯—关
 - f. 航行灯—关
 - g. 频闪灯—关
 - h. 座舱 12 伏电源—关

注

- 主汇流条电压不低于 20 伏时，主电瓶向主汇流条和重要汇流条供电。主汇流条电压低于 20 伏时，备用电源系统将自动向重要汇流条供电至少 30 分钟。
- 在将电子设备汇流条 2 (AVIONICS BUS2) 断开之前，在音频面板上选择通讯 1 麦克风 (COM1 MIC) 和导航 1 (NAV1)，并调谐至使用频率。如果在电子设备汇流条 2 关闭时已选择了通讯 2 麦克风 (COM2 MIC) 和导航 2 (NAV2)，就无法调谐通讯和导航频率。

(接下页)

供电系统故障 (续)

显示高电压信号 或 主电瓶电流超过 40 安培 (续)

- i. COM1 和 NAV1 — 调谐至使用频率
- j. COM1 MIC 和 NAV1 — 选择 (电子设备汇流条 2 关闭后, COM2 MIC 和 NAV2 将不工作)

注

电子设备汇流条 2 断开时, 下列设备将不工作:

KAP 140 自动驾驶	GMA 1347 音频面板
COM2	NAV2
GTX 33 应答机	GDU 1040 MFD

- k. 电子设备电门 (汇流条 2) — 关 (在云中时, 保持开)

3. 根据条件尽快着陆

注

应确认能够成功着陆后, 再放出襟翼。襟翼电机工作时, 电气负载很大。

(接下页)

供电系统故障 (续)

显示低电压信号 (转速低于 1000 RPM)

1. 油门—1000 RPM
2. 低电压信号 (LOW VOLTS) —检查消失

转速 1000 RPM 时, 低电压信号持续。

3. 在下次飞行前, 必须由授权的维护人员检查电气系统。

显示低电压信号 或 在发动机高转速时信号不消失

1. 总电门 (仅 ALT) —关
2. 交流发电机断路器 (ALT FLD) —检查按入
3. 总电门 (ALT 和 BAT) —开
4. 低电压信号 (LOW VOLTS) —检查消失
5. 主汇流条电压—检查 (最低 27.5 伏)
6. 主电瓶电流—检查充电 (+)

如果低电压信号持续

7. 主电门 (仅 ALT) --关
8. 电力负载--按下面所列, 立即减少负载
 - a. 电子设备电门 (汇流条 1) —关
 - b. 空速管加温—关
 - c. 频闪灯—关
 - d. 着陆灯—关 (着陆时按需使用)
 - e. 滑行灯—关
 - f. 航行灯—关
 - g. 频闪灯—关
 - h. 座舱 12 伏电源—关

(接下页)

供电系统故障 (续)

如果低电压信号持续 (续)

注

- 主汇流条电压不低于 20 伏时, 主电瓶向主汇流条和重要汇流条供电。主汇流条电压低于 20 伏时, 备用电瓶系统将自动向重要汇流条供电至少 30 分钟。
- 在将电子设备汇流条 2 (AVIONICS BUS2) 断开之前, 在音频面板上选择通讯 1 麦克风 (COM1 MIC) 和导航 1 (NAV1), 并调谐至使用频率。如果在电子设备汇流条 2 关闭时已选择了通讯 2 麦克风 (COM2 MIC) 和导航 2 (NAV2), 就无法调谐通讯和导航频率。
 - i. COM1 和 NAV1 — 调谐至使用频率
 - j. COM1 MIC 和 NAV1 — 选择 (电子设备汇流条 2 关闭后, COM2 MIC 和 NAV2 将不工作)

注

电子设备汇流条 2 断开时, 下列设备将不工作:

KAP 140 自动驾驶
COM2
GTX 33 应答机

GMA 1347 音频面板
NAV2
GDU 1040 MFD

- k. 电子设备电门 (汇流条 2) — 关 (在云中时, 保持开)

(接下页)

供电系统故障（续）

如果低电压信号持续（续）

9. 根据条件尽快着陆

注

应确认能够成功着陆后，再放出襟翼。襟翼电机工作时，电气负载很大。

大气数据系统失效

PFD 空速指示显示红色的“X”

1. ADC/AHRS 断路器—检查按入（重要汇流条—ESS BUS 和航空电子设备汇流条 1—AVN BUS 1）。如果跳开，复位（按入）断路器。如果断路器再次跳开，不要复位。
2. 备用空速表—使用，以获得空速信息。

PFD 高度指示显示红色的“X”

1. ADC/AHRS 断路器—检查按入（重要汇流条—ESS BUS 和航空电子设备汇流条 1—AVN BUS 1）。如果跳开，复位（按入）断路器。如果断路器再次跳开，不要复位。
2. 备用高度表—检查当前气压设置并使用，以获得高度信息。

姿态航向基准系统 (AHRS) 失效

PFD 姿态指示显示红色的“X”

1. ADC/AHRS 断路器—检查按入 (重要汇流条—ESS BUS 和航空电子设备汇流条 1—AVN BUS 1)。如果跳开, 复位 (按入) 断路器。如果断路器再次跳开, 不要复位。
2. 备用地平仪—使用, 以获得姿态信息。

PFD 水平状态指示器 (HSI) 显示红色的“X”

1. ADC/AHRS 断路器—检查按入 (重要汇流条—ESS BUS 和航空电子设备汇流条 1—AVN BUS 1)。如果跳开, 复位 (按入) 断路器。如果断路器再次跳开, 不要复位。
2. 非稳定磁罗盘—使用, 以获得航向信息。

显示冷却系统信息

PFD1 冷却或 MFD1 冷却信号

1. 座舱加温 (CABIN HT) —降低 (需要的最低值)
2. 前电子设备风扇—检查 (感觉遮光板屏幕上的气流)

如果前电子设备风扇失效

3. 备用电瓶电门—关 (除非需要应急电源)

如果 PFD1 冷却或 MFD1 冷却指示在 3 分钟内不消失, 或者 PFD1 冷却或 MFD1 冷却指示都出现

3. 备用电瓶电门—关 (根据情况尽快着陆)

真空系统失效

显示真空度低信号

1. 真空指示器 (VAC) — 检查 EIS SYSTEM 页面, 确认真空度指针在绿弧区限制以内。

注意

在飞行中, 如果真空度指针指示在绿弧区以外, 或者备用地平仪出现警告旗, 则备用地平仪不能用于提供姿态信息。

一氧化碳 (CO) 浓度高信号指示 (如安装)

显示一氧化碳浓度高 (CO LVL HIGH) 信号

1. 座舱加温手柄一关 (完全推入)
2. 座舱空气手柄一开 (完全拉出)
3. 座舱通风一开
4. 座舱侧窗一开 (侧窗打开的最大空速为 163 KIAS)

一氧化碳浓度高 (CO LVL HIGH) 信号持续

5. 根据情况尽快着陆

扩展应急程序

以下扩展应急程序详细阐述了包含在本章应急程序检查单里的内容。这些程序也包含了不适用于以检查单形式来记录的信息，以及飞行员在解决特定紧急情况时不需要参考的资料。这些应该是飞行员在飞行前进行仔细回顾的信息；也是他们应该定期回顾，以期能对这些程序知识保持常新记忆。

发动机失效

如果在起飞滑跑时，一台发动机故障，最重要的程序是在余下的跑道上停住飞机。在这一类故障发生一次后，检查单上那些额外的项目将会提供额外的安全裕度。

如果起飞后一发立即失效，在此情况下，多数都应计划直线着陆，避免方向改变过大无法越障。此时的飞机高度和速度很少能做 180° 的下滑转弯并返回到起飞跑道来着陆。检查单程序假定飞机在接地前有足够时间来检查燃油系统与点火系统。

空中发动机失效后，最重要的工作是继续控制好飞机。应尽可能快地建立如图 3-1 所示的最佳下滑速度。向适合着陆区域下滑时，应努力寻找发动机发生故障的原因。如果时间允许，一定要尝试如检查单所示的发动机重新起动程序。如果发动机不能重新起动，则必须完成无功率迫降程序。

最大下滑

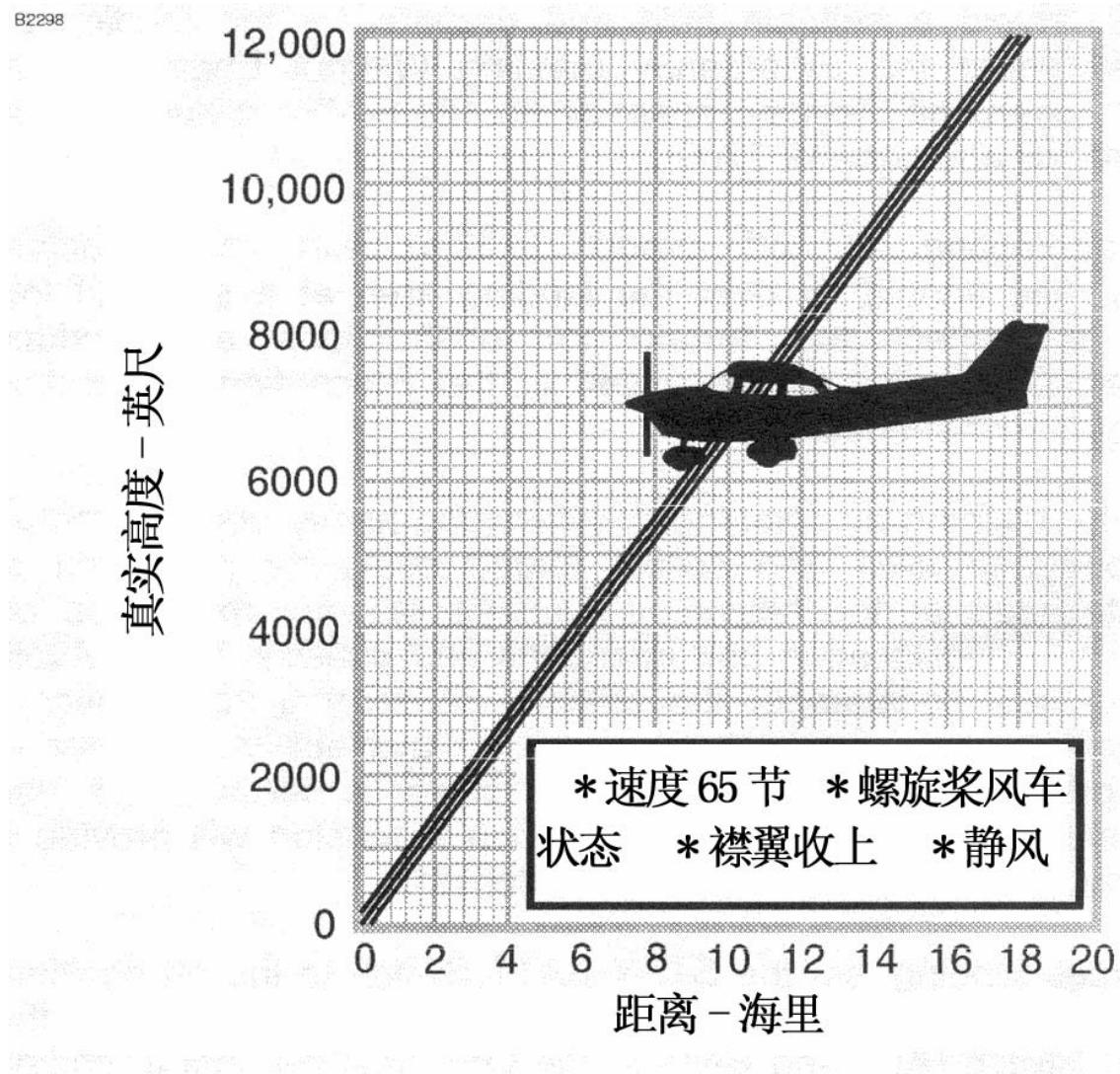


图 3-1

迫降

如果所有重新起动发动机的尝试都失败而需要紧急迫降时，选择合适的机场，并按已讨论的无发动机动力紧急着陆检查单来准备着陆。使用频率 **121.5 MHz** 发出遇险（**MayDay**）信号，并给出所在位置、机组意图及应答机编码 **7700**。

试图在“场外”做有功率着陆之前，飞行员应低空通场以查看越障地形和地面条件，但高度要足够安全。执行已讨论的“有功率警戒着陆”检查单。

准备水上迫降时，固定或丢弃行李区内的重物，并收集可折叠的衣物以在接地时保护乘客的脸部。使用 **121.5 MHz** 频率发射险情信号，给出飞机所在位置、机组意图以及应答机编码 **7700**。由于在水面上判断高度很困难，应避免着陆时平飘。该检查单假定有足够的动力来完成水上预警着陆。如果没有动力，则可使用放襟翼的最小速度，这样可以为无功率水上迫降提供更好的姿态。

迫降时，将“备用电瓶”（**STBY BATT**）电门设置“关”位。除非已确定着陆，否则不要关闭电子设备主电门（**BUS 1** 和 **BUS 2**）或飞机总电门（**ALT** 和 **BAT**）。当这些电门处于“关”位时，飞机的电气系统就断电了。

执行迫降之前，尤其是在偏远山区，将安装在驾驶舱内的电门置于“开”位以启动 **ELT** 发射机。有关 **ELT** 的详细操作资料，请参见第九章补充程序。

升降舵控制失效着陆

使用油门和升降舵配平操作，以调整水平飞行(空速约 65 KIAS，襟翼设置 20°)。之后不要改变升降舵配平设置；仅调节油门以控制下滑角。

在着陆拉平时，由于动力减小造成的低头力矩是一个不利因素，飞机有可能以前轮落地。因此，在拉平时，应把升降舵配平控制调到机头向上位的端头，调节油门以便飞机可以调整到水平姿态落地。飞机接地时收光油门。

火警

过度使用辅助燃油泵等不适当的起动程序会导致发动机燃油溢流，过多的燃油就会从进气管路流到机坪。在寒冷天气下无法进行发动机预热时，起动困难，有时就会遇到这种情况。如果发生这种情况，在下一次尝试启动发动机之前，应将飞机推离燃油溢流区域。否则，在发动机起动时，聚集在排气系统中的燃油有可能燃烧，导致排气管出现长长的火焰，有可能点燃道面上聚集的燃油。如果发生火警，应遵循相应检查单的步骤。

尽管发动机失火在飞行中极为罕见，但一旦发生，则应遵循相应检查单里的步骤。完成火警程序后，实施迫降。不要试图重新起动发动机。

电气失火最初一般能闻到绝缘物燃烧的气味。执行解决这一问题的检查单应该能灭火。

云中应急操作

如果飞行中发动机驱动真空泵失效，备用姿态指示器将不会准确。飞行员必须依靠 PFD 上的姿态和航向信息（来自 AHRS）。使用有效的航向或 GPS/NAV 和转弯侧滑仪输入，自动驾驶将不受影响。

飞行中，如果 AHRS 组件失效（PFD 上姿态和航向指示显示红色的“X”），飞行员必须依靠备用姿态指示器和非稳定磁罗盘，以获得姿态和航向信息。

如果没有 AHRS 输入，KAP 140 自动驾驶仪不能工作在 HDG 模式。具备有效的 GPS 或 NAV 输入和转弯侧滑仪时，自动驾驶仪能在 NAV、APR 和 REV 模式下工作。自动驾驶的高度保持和垂直速度保持方式与 AHRS 运行相互独立。有关自动驾驶其它详细资料，参阅第九章，补充程序。

下面的这些建议是假定飞行员并不非常精通仪表飞行，并且没有使用自动驾驶。

（接下页）

云中应急操作（续）

云中转弯 180°（AHRS 失效）

如果意外进入云层，应立即按以下步骤转回，并回到目视飞行条件：

AHRS 失效

1. 注意非稳定磁罗盘航向。
2. 使用备用姿态指示器，进行 15 度坡度左转弯。脚不要放在方向舵踏板上。保持转弯 60 秒，然后改平飞机。
3. 待罗盘稳定时，通过检查原航向的反向航向来检查转弯角度是否准确。
4. 如有必要，用舵产生侧滑而非坡度来调整反向航向（罗盘读数更准确）。
5. 小心控制升降舵以保持高度和速度。保持坡度指针对准坡度标记，并且，仅用方向舵控制方向。

（接下页）

云中应急操作（续）

紧急下降通过云层（AHRS 失效）

如果 180° 转弯返回 VFR 飞行不可行，也许可以下降穿过云层回到目视飞行条件。如可能，取得紧急下降通过云层的 ATC 许可。

AHRS 失效

选择向东或向西的航向，以便减小由于改变坡度角而造成的罗盘摆动。经常检查罗盘航向，并根据此航向作小量修正，以保持基本准确的航道。将自动驾驶仪接通至 ROL 模式和 VS 模式，保持机翼水平和控制下降速度。

在下降到进入云层前，按下列步骤建立稳定的下降程序：

1. 使用全富油混合比。
2. 打开空速管加温。
3. 设置功率至 500-800 英尺/分钟下降率。
4. 调整升降舵配平，保持 70-80 KIAS 稳定下降。
5. 利用备用姿态指示器的坡度指针和坡度标记保持机翼水平。
6. 检查罗盘的变化趋势，并用方向舵小心地修正以停止转弯。
7. 出云后，恢复正常巡航飞行。

（接下页）

云中应急操作（续）

云中盘旋俯冲的改出（AHRS 失效）

AHRS 失效

如果云中进入盘旋俯冲状态，按如下步骤改出：

1. 将油门收到慢车位。
2. 将脚从方向舵踏板上移开。
3. 小心用副翼将机翼恢复水平状态，将备用姿态指示器坡度指针和坡度标记对齐。
4. 谨慎地向后拉杆，将空速逐渐减至 80 海里/小时。
5. 调节升降舵配平，以保持 80 海里/小时下滑速度。
6. 使用副翼控制来保持机翼水平（保持坡度指针和坡度标记对齐）和稳定的航向。
7. 完成“紧急下降通过云层”程序。
8. 出云后，恢复正常巡航飞行状态。

意外飞入积冰条件

禁止飞入结冰区，这是极其危险的。如果意外飞入结冰区，最好使用检查单程序来处理。当然，处理的最佳方法是转回或改变高度以脱离结冰区。打开空速管加温，直至安全飞离结冰区。

意外飞入结冰区后，若发动机速度出现不明原因的减小，可能是由于结冰堵塞进气道过滤器，或在极少情况下，结冰完全堵塞燃油喷嘴导管所致。无论哪种情况下，都应前推油门以获得最大转速（在某些时候，可能需要收点油门才能获得最大推力）。混合比也应按需调节以获得最大转速。

静压源堵塞

如果怀疑静压源仪表读数有误（空速、高度表及垂直速度），则应将备用静压源活门打开。这样，可以从座舱为这些仪表提供静压。

在备用静压源活门拉出至开位时，与正常时相比，空速的最大误差为 4 节和高度表最大误差为 30 英尺（所有侧窗关闭）。参阅第五章“性能”中使用备用静压源空速和高度校准数据。

螺旋

如果发生意外螺旋，使用以下改出程序：

1. 收油门至慢车位。
2. 副翼置于中立位。
3. 向旋转方向相反的方向蹬满方向舵并保持住。
4. 在方向舵刚好蹬满后，将驾驶盘快速前推足够的量，以停止失速。
当装载重心靠后时，可能需要完全前推驾驶盘以确保改出的最佳效果。
5. 保持住这些操纵直到旋转停止。过早松开可能会延长改出时间。
6. 当旋转停止时，方向舵回中，柔和地改出俯冲。

注

如果旋转速度妨碍了目视判断转动方向，在 HSI 罗盘顶部的品红色转弯速率指示器能指明旋转的方向和速率。HSI 罗盘将向相反的方向转动。保持与转弯指示器相反的蹬舵。

螺旋以及螺旋改出的更多资料，参阅第四章“正常程序”中有关螺旋的详细说明。

发动机工作不顺畅或失去功率

火花塞污染

由于碳或铅的沉淀物致使一个或多个火花塞污染，从而引起发动机工作轻微的不顺畅。这种情况可以通过瞬时将点火电门（磁电机）从“双”位转到“左”或“右”位来验证。若在单个点火器点火时出现了明显的功率减小，则可证明火花塞或磁电机有问题。由于火花塞问题是可能的原因，将贫富油混合比设定到巡航飞行所推荐的贫油设定值。如果几分钟内问题仍得不到解决，则要判断富油混合比是否能使发动机工作稳定。如果还是不行，前往在最近机场着陆修理。并且，除非发动机工作极不顺畅而必须使用单个点火电门（单磁电机）外，应使用双磁电机。

磁电机故障

发动机突然抖动或不点火通常表明磁电机出现了问题。将点火电门（磁电机）从“双”位切换到“左”或“右”位就可以识别哪个磁电机发生了故障。选择不同的功率设置，并增加混合比富油量，以确定是否能够继续使用双磁电机工作。如果不能，则切换到无故障的磁电机，前往在最近机场着陆进行修理。

发动机慢车不稳定

(根据 AD2001-06-17, (d) (3) 段的要求)

过富油慢车燃油流量可能导致在飞行中发动机低转速不稳定。在多数飞行中发动机低转速情况下（无功率失速、进近着陆等），混合比控制通常在全富油位。但是，为缓解（由于燃油伺服调整不当）飞行中发动机低转速的不稳定情况，应旋转混合比微调控制（调贫燃油混合比）。如果发动机的低转速导致失去功率，可能也必须调贫混合比，并在飞行中重新起动发动机。无论任何情况，如果发动机低转速不稳定使得必须通过调节燃油混合比来改善发动机运转时，都应该在最近的机场着陆并进行维修。

(接下页)

发动机工作不顺畅或失去功率（续）

发动机驱动燃油泵故障

如果油箱中燃油充足，燃油流量指示（FFLOW GPH）突然减少，随即出现发动机功率丧失，则说明发动机驱动燃油泵可能失效。

如果发动机驱动的燃油泵故障，应立即将辅助燃油泵电门（FUEL PUMP）置于开（ON）位以恢复发动机功率。应根据情况尽快着陆，并维修发动机驱动泵。

过量的燃油蒸汽

燃油喷射系统中的燃油汽化现象最可能在地面发生，尤其是在高海拔飞行和/或高温条件下，长时间的地面上滑行时。

燃油流量指示（FFLOW GPH）波动幅度超过 1 加仑/小时，表示有过量蒸汽的积聚。在这种情况下，继续贫油混合比或波动幅度持续增加，可能造成发动机喘振。如果不纠正，可能导致功率丧失。

为减少地面或空中燃油蒸汽的形成、稳定燃油流量，打开辅助燃油泵电门，同时按需调节混合比，使发动机运转稳定。如果汽化征兆持续，选用另一侧油箱。燃油流量稳定以后，关闭辅助燃油泵电门，并按需要调节混合比。

滑油压力低

如果滑油低压信号灯（OIL PRESS）亮，检查油压指示器（发动机页上的 OIL PRES，或系统页上的 OIL PSI）以确认滑油低压状况。如果滑油压力信号和滑油温度（发动机页上的 OIL TEMP，或系统页上的 OIL °F）保持正常，则可能是滑油压力传送组件或安全阀有故障。在最近机场着陆，检查故障原因。

（接下页）

发动机工作不顺畅或失去功率（续）

滑油压力低（续）

如果完全丧失滑油压力，同时滑油温度升高，则应当考虑发动机即将失效。立即减少发动机功率，选择合适的迫降场地。仅使用能够到达预定接地点所需的最小功率。

供电系统故障

供电系统的故障可通过周期性地检查电流表（**M BAT**）和主电气汇流条电压（**M BUS VOLTS**）信号发现；当然，故障的原因通常很难确定。交流电机故障的最可能原因是交流发电机的驱动皮带，或是交流电机刷磨损严重，或是线路故障，当然其它因素也会引起故障。交流发电机控制装置的缺陷也会产生故障。这类故障造成了电气系统的紧急状况，需要立即处理。电源故障通常分成两类：充电率过大和充电率不足。下面对每一种故障情形所推荐的处置方法进行讨论。

充电率过大

发动机起动后，电气负载在发动机低转速时过大（如长时间滑行），电瓶蓄电量过低而在飞行初始阶段承受高于正常的充电率。但在巡航飞行 30 分钟后，主电瓶安培表（**M BAT AMPS**）应显示低于 5 安培的充电（+）电流。如充电率在长时间飞行中仍大于该值，蓄电瓶会过热并使电解液挥发。

（接下页）

电源供给系统不正常 (续) 充电率过大 (续)

电压高于正常时会对电气系统内的电子部件产生不利影响。交流发电机控制组件包括一个过压传感器，通常该传感器在充电电压增加超过 31.5 伏时会自动断开交流发电机。如果超压传感器电路未正常工作，充电电压超过 31.75 伏，应关闭总电门的交流发电机 (ALT) 部分。则应断开交流发电机及非重要的电气设备，尽快终止飞行。

充电率不足

当发生超压传感器电路或其它故障时，拔出交流电机励磁 (ALT FIELD) 断路器，断开发电机励磁，主电瓶电流表将显示放电 (-)，出现低电压信号 (LOW VOLTS)。由于电气系统的小量干扰和波动，ACU (交流发电机控制组件) 可能使发电机断电。并导致交流发电机励磁 (ALT FIELD) 断路器跳开。如果出现这种情况，该尝试恢复交流发电机供电。

如果要恢复交流发电机供电：

1. 总电门 (仅 ALT) — 关
2. 交流发电机励磁 (ALT FIELD) 断路器 — 检查按入位
3. 总电门 (仅 ALT) — 开。

如果故障是由于电气系统 ACU 干扰引起的，通常将恢复正常电瓶充电。主电瓶电流表将显示充电 (+)，低电压信号 (LOW VOLTS) 消失。

如果低电压信号 (LOW VOLTS) 再次出现，说明交流发电机系统存在问题。不要重复以上恢复发电机供电的步骤。由于电瓶仅能短时间维持供电，必须将电气负载降至最小 (关掉不必要的电气设备和电子设备)。尽快减小电气负载，以便为着陆延长电瓶使用时间。根据情况尽快着陆。

(接下页)

充电率不足 (续)

可关闭总电门 (ALT 和 BAT) 以延长电瓶使用时间, 由备用电瓶供电, 以使用重要汇流条 (ESS BUS) 设备。备用电瓶只能向重要汇流条 (ESS BUS) 上的设备供电, 应答机 (XPDR) 不通电。可能时, 应延长主电瓶使用时间, 以便为后面的襟翼操纵和着陆灯使用 (夜航)。

注

在发动机低转速 (如低转速滑行时)、且电气系统大负载工作时, 会出现低电压信号 (LOW VOLTS)。当增加发动机转速、发电机输出提高时, 低电压信号消失。确认在发动机转速较高时, 主电瓶电流 (M BATT AMPS) 指示为正 (+)。

一氧化碳浓度探测器（若安装）

一氧化碳（CO）是由发动机内部燃烧产生的一种无色、无味的气体，它存在于飞机发动机的排气中。即使存在少量的一氧化碳，在长时间吸入后也会导致可怕的后果。一氧化碳中毒的症状较难被受影响的人自己发现。其症状包括：意识模糊、感觉不适、不安、头晕、头痛和失去知觉。

座舱加温系统是让外界大气流经排气管路，经加热后输送至座舱。如果由排气管因裂缝引起了排气泄露，会导致废气被混合进加热的环境空气，并输送进座舱。所以，使用座舱加温时，如果任何人闻到座舱内有废气的味道、出现上述的任何一种症状、或出现“一氧化碳浓度高”（CO LVL HIGH）警告，应立即关闭座舱加温，并执行“一氧化碳浓度高”应急项目。

当一氧化碳探测系统探测到一氧化碳浓度达到 50 PPM 以上时，将在 PFD 信号窗中出现闪亮的“一氧化碳高”（CO LVL HIGH）警告信息，并伴随音响警告，直到按压 PFD 警告下的软键。之后，信息显示将保持稳定，直到一氧化碳浓度低于 50 PPM。然后，警告将自动复位。

其它的紧急状况

风挡玻璃损坏

在飞行中如果发生鸟击或其它事件，将会损坏风挡致使其产生裂口，此时，应预计到性能将显著地降低。在某些情况下（取决于损坏的程度、高度等），可以通过打开侧窗使性能损失减到最小，同时操纵飞机在最近的机场着陆。如果飞机性能或其他不利情况妨碍在机场着陆，应根据“有功率”或“水上迫降”检查单准备“场外”着陆。

第四章

正常程序

目 录

	页码
介绍	4-5
空速	4-5
正常操作时的空速	4-5
正常程序	
飞行前检查	4-7
座舱	4-7
尾翼	4-8
右机翼后缘	4-8
右机翼	4-9
机头	4-10
左机翼	4-11
左机翼前缘	4-11
左机翼后缘	4-12
发动机	4-12
起动前	4-12
起动发动机 (使用电瓶)	4-12
起动发动机 (使用外部电源)	4-14
起飞前	4-16
起飞	4-19
正常起飞	4-19
短道起飞	4-19
航路爬升	4-19
巡航	4-20
下降	4-20
着陆前	4-22

(接下页)

正常程序 (续)

着陆	4-22
正常着陆	4-22
短道着陆	4-22
复飞	4-23
着陆后	4-23
固定飞机	4-23
 扩展程序	4-24
飞行前检查	4-24
发动机起动	4-25
推荐的起动机起动工作循环	4-26
地面运行调贫油	4-27
滑行	4-27
起飞前	4-29
暖机	4-29
磁电机检查	4-29
交流发电机检查	4-29
升降舵配平	4-30
着陆灯	4-30
起飞	4-30
电源检查	4-30
襟翼设置	4-31
侧风起飞	4-31
航线爬升	4-32
巡航	4-32
使用排气温度 (EGT) 调贫油	4-34
飞行训练操作的燃油节省程序	4-37
燃油汽化程序	4-38

(接下页)

扩展程序 (续)

失速	4-39
螺旋	4-39
等待、程序转弯和复飞	4-42
着陆	4-46
正常着陆	4-46
短跑道着陆	4-46
侧风着陆	4-47
中止着陆 (复飞)	4-47
寒冷天气下的操作	4-48
起动	4-48
冬季工具包	4-49
高温天气下的操作	4-50
噪音的特性和减噪	4-50

介绍

第 4 章提供本飞机正常操作的程序和扩展程序。在第 9 章中能够找到与任选系统相关的正常程序。

空速

正常操作时的空速

除非另有规定，以下速度基于 2450 磅的最大重量，并可以在任何较低的重量下使用。

起飞：

正常爬升.....	70-80 KIAS
短跑道起飞、襟翼 10° 、50 英尺时速度.....	57 KIAS

航路爬升，襟翼收上：

正常，海平面	75-85 KIAS
正常，10,000 英尺	70-80 KIAS
最佳爬升率，海平面.....	79 KIAS
最佳爬升率，10,000 英尺	71 KIAS
最佳爬升角，海平面.....	60 KIAS
最佳爬升角，10,000 英尺	65 KIAS

着陆进近：

正常进近，襟翼收上.....	65-75 KIAS
正常进近，襟翼 30°	60-70 KIAS
短跑道着陆，襟翼 30°	62 KIAS

复飞：

最大功率，襟翼 20°	55 KIAS
-------------------	---------

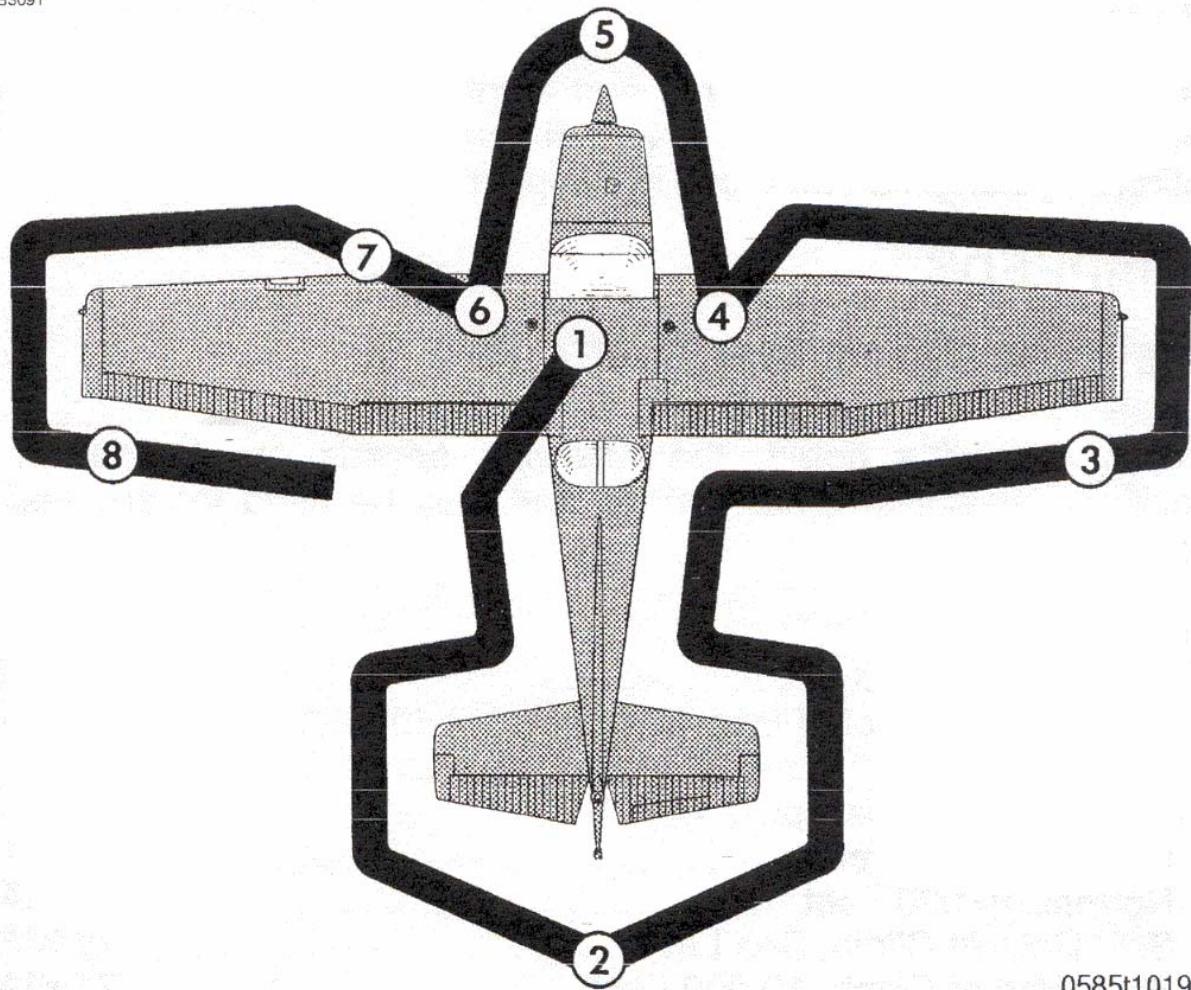
最大推荐颠簸穿越速度：

2450 磅	99 KIAS
2000 磅	92 KIAS
1600 磅	82 KIAS

最大演示侧风速度：

起飞或着陆	15 KNOTS
-------------	----------

B3091



注

外部检查时，对飞机的整体状况进行目视检查。飞机应以正常的地面姿态停放（参考图 1-1），以确保能够从燃油放油活门精确采样。使用加油踏板和辅助拉手，可以方便机翼上表面的目视检查和加油操作。在寒冷天气下，即便只有很少的霜、冰或雪，也要把它们从机翼、机尾和操纵舵面上清除干净。并确保操纵舵面的内部没有结冰或碎屑。飞行前，使用电瓶、并将空速管加温电门放在开位保持 30 秒，检查空速管加温。如果计划夜间飞行，则要检查所有灯光，并确保手电筒可用。

图 4-1 飞行前检查

飞行前检查

①座舱

1. 空速管套 — 取下 (检查空速管无堵塞)
2. 飞行员的操作手册 — 驾驶员可随手取得
3. Garmin G1000TM 驾驶舱参考指南 — 驾驶员可随手取得
4. 飞机重量及平衡 — 检查
5. 停机刹车 — SET
6. 驾驶盘锁 — 松开

警告

当打开总电门、使用外部电源、或用手拉螺旋桨时，要像点火电门开时一样地对待螺旋桨。不要站立、也不要让任何其他人站在螺旋桨转动弧线内。因为电线的松动或断裂、或者部件故障都可能引起螺旋桨转动。

7. 磁电机 — 关
8. 电子设备电门 (BUS 1 和 BUS 2) — 关
9. 总电门 (ALT 和 BAT) — 开
10. 主飞行显示器 (PFD) — 检查 (确认 PFD 已经打开)
11. 燃油量 (左 和 右) — 检查
12. 左右燃油量低信号灯 (LOW FUEL L 和 R) — 检查 (确认都熄灭)
13. 滑油压力信号灯 — 检查 (确认信号灯亮)
14. 真空度低信号灯 — 检查 PFD (确认信号灯亮)
15. 电子设备电门 (BUS 1) — 开
16. 前电子设备冷却风扇 — 检查 (确认可听见风扇工作声音)

(接下页)

① 座舱(续)

17. 电子设备电门 (BUS 1) — 关
18. 电子设备电门 (BUS 2) — 开
19. 后电子设备冷却风扇 — 检查 (确认可听见风扇工作声音)
20. 电子设备电门 (BUS 2) — 关
21. 空速管加热电门 — 开 (小心检查, 空速管加温 30 秒以内以接触)
22. 空速管加热电门 — 关
23. 低电压信号灯 — 检查 (确认信号灯亮)
24. 总电门 (ALT 和 BAT) — 关
25. 升降舵配平控制 — “起飞”位
26. 燃油选择活门 — BOTH 位
27. 备用静压源活门 — 关 (完全推入)
28. 灭火瓶 — 检查 (确认其指针在绿弧区)

② 尾翼

1. 行李舱门 — 检查 (用钥匙锁好)
2. 自动驾驶仪静压源孔 (如安装) — 检查 (确认开口处清洁)
3. 方向舵阵风锁 (如安装) — 松开
4. 机尾系留 — 解除
5. 操纵舵面 — 检查舵面操纵灵活并紧固
6. 配平调整片 — 检查紧固
7. 天线 — 检查安装牢固及状况

③ 右机翼后缘

1. 襟翼 — 检查安装牢固及状况
2. 副翼 — 检查舵面操纵灵活并紧固

(接下页)

④ 右机翼

1. 机翼系留 — 解除
2. 主轮轮胎 — 检查轮胎充气适当、及总体状况（风化检查，胎面深度和磨损等）
3. 燃油油箱沉淀快速放油活门 — 在每次飞行前和每次加油后，从每个集油槽处排放至少一满杯燃油（使用样品杯），以检查是否有水、沉淀物以及正确的燃油等级。如果观察到有水，进一步放油直到清洁为止。然后，轻轻地摇动机翼，将机尾放低到地面，以将更多的杂质移到放油口。重复从所有的燃油放油孔取样直到去除全部杂质。如果仍然存在杂质，参考下述“警告”，飞机不得飞行。

注

用安全的容器收集所有的燃油样本。处理燃油样本时，注意不要妨害他人造成危险、或对环境造成损害。

警告

如果反复采样以后，仍然存在杂质，则该飞机不得飞行。应由合格的维护人员排放油箱、净化系统。在下一次飞行前必须去除所有杂质。

4. 燃油油量 — 目视检查是否达到需要的油量
5. 燃油加油口盖 — 盖好，并且通气口畅通。

(接下页)

⑤ 机头

1. 燃油油箱沉淀快速放油活门 — 放油 (位于机身下部)

在每次飞行前和每次加油后, 从每个集油槽处排放至少一满杯燃油 (使用样品杯), 以检查是否有水、沉淀物以及正确的燃油等级。如果观察到有水, 进一步放油直到清洁为止。然后, 轻轻地摇动机翼, 将机尾放低到地面, 以将更多的杂质移到放油口。重复从所有的燃油放油孔取样直到去除全部杂质。如果仍然存在杂质, 参考下述“警告”, 飞机不得飞行。

注

用安全的容器收集所有的燃油样本。处理燃油样本时, 注意不要妨害他人造成危险、或对环境造成损害。

警告

如果反复采样以后, 仍然存在杂质, 则该飞机不得飞行。应由合格的维护人员排放油箱、净化系统。在下一次飞行前必须去除所有杂质。

2. 发动机滑油量尺/加油口盖 – 检查滑油油位

然后检查量油尺/加油口盖盖好。

小于 5 夸脱时不要运行。

长时间飞行时加至 8 夸脱。

3. 发动机冷却空气进气口 – 无堵塞

4. 螺旋桨及整流罩 – 检查无刻痕、牢固。

5. 空气滤 – 检查未受灰尘或其他外来物阻塞

6. 前轮减震支柱和轮胎 – 检查支柱和轮胎充压正常及总体状况 (侵蚀检查、胎纹深度和磨损, 等等。)

7. 静压口 – 检查 (确认开口处清洁)。

(接下页)

⑥ 左机翼

1. 油箱通气口 — 检查无堵塞。
2. 失速警告开口 — 检查无堵塞。

检查系统时, 将一块干净的手帕置于通气口上, 向外吸气, 听到警
告声以确认系统工作。

3. 着陆 / 滑行灯 — 检查状态、清洁。

⑦ 左机翼前缘

1. 机翼系留 — 去除
2. 油量 — 目视检查要求量。
3. 燃油加油口盖 — 固定及通气口没有阻塞。
4. 燃油箱沉淀槽快放活门 — 放油

在每次飞行前和每次加油后, 从每个集油槽处排放至少一满杯燃油
(使用样品杯), 以检查是否有水、沉淀物以及正确的燃油等级。如
果观察到有水, 进一步放油直到清洁为止。然后, 轻轻地摇动机翼,
将机尾放低到地面, 以将更多的杂质移到放油口。重复从所有的燃油
放油孔取样直到去除全部杂质。如果仍然存在杂质, 参考下述“警告”,
飞机不得飞行。

注

用安全的容器收集所有的燃油样本。处理燃油样本时, 注
意不要妨害他人造成危险、或对环境造成损害。

警告

如果反复采样以后, 仍然存在杂质, 则该飞机不得
飞行。应由合格的维护人员排放油箱、净化系统。
在下一次飞行前必须去除所有杂质。

5. 主轮轮胎 — 检查
充气量及其常规状态 (风化检查、胎面深度和磨损等)。

(接下页)

⑧ 左机翼后缘

1. 副翼 — 检查舵面操纵灵活并紧固
2. 襟翼 — 检查牢靠及当前状况。

发动机起动前

1. 飞行前检查 — 完成
2. 乘客简令 — 完成
3. 座椅和座椅安全带 — 调整并锁住
(确认安全带惯性轮锁止)
4. 刹车 — 测试和设置
5. 断路器 — 检查已按压入
6. 电器设备 — 关
7. 电子设备电门 (BUS 1 和 BUS 2) — 关

注意

发动机起动时, 电子设备总电门 (BUS 1 和 BUS 2) 必须关, 防止对电子设备可能造成的损坏。

8. 燃油选择器活门 — 双位
9. 燃油关断活门 — 开(完全按入)

起动发动机 (使用电瓶)

1. 油门手柄 — 1 / 4 英寸开位
2. 混合比控制 — 慢车关断
3. 备用电瓶电门:
 - a. 测试 (TEST) — (按压保持 20 秒, 确认绿色“测试”灯不熄灭。)
 - b. 预位 (ARM) — (确认 PFD 工作)
4. 发动机指示系统 — 检查参数 (确认“发动机”页的指标中, 没有红色 "X")
5. E 汇流条电压 — 检查 (最低电压 24 伏)
6. M 汇流条电压 — 检查 (小于或等于 1.5 伏)
7. S 电瓶电流 — 确认放电 (负值)
8. 备用电瓶指示器 — 确认亮
9. 螺旋桨区域 — 清洁
(确认人和设备距离螺旋桨有足够的安全距离)

(接下页)

10. 总电门 (ALT 和 BAT) — 开
11. 频闪灯电门 — 开

注

如果发动机是热发, 省略以下 12 至 14 项的起动注油程序。

12. 燃油泵电门 — 开
13. 混合比 — 设置为全富油 (最前), 直到指示燃油稳定的流量 (约 3 至 5 秒), 然后设置为慢车关断 (最后端)。
14. 燃油泵电门 — 关
15. 磁电机 — 起动 (发动机起动后松开)
16. 混合比 — 平滑的推到富油 (发动机爆发后)

注

如果发动机注油过多 (溢油), 将混合比控制置于慢车关位, 将油门手柄放置 1/2 至全开位, 然后起动发动机 (START)。当发动机爆发时, 将混合比前推至全富油位, 并迅速收小油门。

17. 滑油压力 — 检查 (确认在 30 至 60 秒内, 滑油压力增加到绿弧区内)
18. 电流表 (M 电瓶和 S 电瓶) — 检查充电 (正值)
19. 电压低信号灯 — 检查 (确认信号灯灭)
20. 航行灯 — 按需开
21. 电子设备电门 (BUS 1 和 BUS 2) — 开

起动发动机 (使用外部电源)

1. 油门手柄 — 开 $1/4$ 英寸
2. 混合比 — 慢车关断 (完全拉出)
3. 备用电瓶电门:
 - a. 测试 — (保持 20 秒, 确认绿色“TEST”灯不熄灭。)
 - b. ARM 位 — (确认 PFD 工作)
4. 发动机指示系统 — 检查参数 (确认发动机页面没有红色“X”指示)
5. 汇流条 E 电压 — 检查 (确认最低电压为 24 伏)
6. 主汇流条电压 — 检查 (确认小于或等于 1.5 伏)
7. 电瓶 S 电流 — 检查 (确认为显示放电 (为负))
8. 备用电瓶信号灯 — 确认亮
9. 电子设备电门 (BUS 1 和 BUS 2) — 关
10. 总电门 (ALT 和 BAT) — 关
11. 螺旋桨区域 — 清洁 (确认所有人员和设备远离螺旋桨)
12. 外部电源 — 连接至地面电源插座
13. 总电门 (ALT 和 BAT) — 开
14. 频闪灯电门 — 开
15. 主汇流条电压 — 检查 (确认电压约 28 伏)

注

如果发动机为热发, 省略以下步骤 14 到 18 的起动注油程序。

16. 燃油泵电门 — 开
17. 混合比 — 设置为全富油 (最前), 直到指示稳定的燃油流量 (大约 3 到 5 秒), 然后设置为慢车关断 (最后位)
18. 燃油泵电门 — 关
19. 磁电机电门 — 起动 (当发动机爆发时松开)

(接下页)

20. 混合比 — 当发动机爆发时, 将混合比柔和地推到富油位

注

如果发动机注油过多 (溢流), 将混合比控制置于慢车关位置, 将油门手柄从 **1/2** 推至全打开, 并使用起动机(**START**)。当发动机爆发时, 将混合比前推至全富油位置, 并迅速地减小油门。

21. 滑油压力 — 检查 (确认在 30 到 60 秒内, 滑油压力增加到绿色弧度范围内)
22. 发动机转速 — 减至慢车
23. 外部电源 — “断开”地面电源插座 (锁好外部电源插座门)
24. 发动机转速 — 增加 (至大约 1500 RMP 几分钟为电瓶充电)
25. 电流表 (主电瓶和电瓶 **S**) — 检查充电 (正值)
26. 电压低信号灯 — 检查 (确认信号灯不亮)
27. 内部电源 — 检查
 - a. 总电门 (**ALT**) — 关
 - b. 滑行灯及着陆灯 — 开
 - c. 发动机转速 — 减至慢车
 - d. 总电门 (**ALT** 和 **BAT**) — 开
 - e. 油门杆 — 增加 (至大约 1500 RMP)
 - f. 主电瓶 (**M** 电瓶) 电流表 — 检查 (电瓶充电, Amps 为正值)
 - g. 电压低信号灯 — 检查 **PFD** (确认信号灯不亮)

警告

如果 **M** 电瓶 (主电瓶) 未显示正电流值, 将该电瓶从机上取下, 在飞行前对其进行维护或更换。

28. 航行灯 — 开 (按需要)
29. 电子设备电门 (**BUS 1** 和 **BUS 2**) — 开

起飞前

1. 停留刹车 — 设置 (SET)
2. 飞行员和乘客座位靠背 — 多数为竖直位
3. 座椅和座椅安全带 — 调好系好
4. 舱门 — 关闭并锁紧
5. 飞行操纵 — 自由并且正常
6. 飞行仪表 (PFD) — 检查 (无红色 “X”)
7. 高度表:
 - a. PFD (气压) — 设置
 - b. 备用高度表 — 设置
 - c. KAP140 自动驾驶仪 (气压) — 设置 (如安装)
8. G1000 高度预选 — 设置
9. KAP140 飞行高度预选 — 设置 (如安装)

注

在 G1000 高度设置与 KAP140 飞行高度预选和高度保持功能之间没有交联, G1000 和 KAP140 飞行高度是独立设置的。

10. 飞行仪表系统 — 检查
11. 燃油量 — 检查 (确认油量正确)

注

当两个燃油油量指示器都指示在黄弧范围内时, 不建议飞行。

12. 混合比 — 富油
13. 燃油箱选择活门 — 设置双组
14. 升降舵配平 — 设置起飞位
15. 人工电动配平 (MET) 系统 (如安装) — 检查 (参照 POH/AFM 附录 3 中的人工电动配平检查程序)

(接下页)

16. 油门杆 — 1800 RPM

- a. 磁电机 — 检查 (任一磁电机 RPM 下降不应超过 150 RPM, 两个磁电机之间的转速差不应超过 50 RPM)
- b. 真空度指示器 — 检查
- c. 发动机仪表 — 检查
- d. 电流表和电压表 — 检查

17. 信号灯 — 检查 (确认无信号灯亮)

18. 油门杆 — 检查慢车

19. 油门杆 — 不大于 1000 RPM

20. 油门杆摩擦锁 — 调节

21. 通讯 (COM) 频率 — 设置

22. 导航 (NAV) 频率 — 设置

23. FMS/GPS 飞行计划 — 按需要

注

在 AUX-GPS 状态页上检查 GPS 的可用性。GPS 2 缺失时，无信号提示。

24. 应答机 (XPDR) — 设置

25. CDI (航道偏离指示器) 软键 — 选择导航源

注意

G1000 水平状态指示器 (HSI) 为所选择的 GPS、NAV1 或 NAV2 导航源指示航道偏离指示。如果指示器未获得有效的导航信号, G1000 的水平位置指示器 (HSI) 不提供警告信号显示。如果没有有效的导航信号, 指示器上的航道偏离杆 (D-BAR) 将不会在 HSI 罗盘上出现。航道偏离杆 (D-BAR) 的缺失可被认作告警信号。

(接下页)

警告

当 KAP140 自动驾驶仪用于 NAV、APR 或 REV 工作方式中时, 如果 HSI 导航源自动或人工(使用 CDI 软键)从 GPS 转换到 NAV1, 或者人工从 NAV2 转换到 GPS 方式, 该转换将中断至自动驾驶仪的导航信号, 并导致自动驾驶仪回复到横侧方式 (ROLL MODE) 工作。在这种情况下, 没有报警声, 在 PFD 上也没有任何信号提示。之前设置的模式标志将在自动驾驶仪显示面板上闪烁, 以表示回复到横侧方式工作。在横侧方式下, 自动驾驶仪只会保持机翼水平, 不会修正飞机航向或航迹。在其他任何模式下接通自动驾驶之前, 将航向标记设置到正确航向, 并用 CDI 软键在 HSI 上选择正确的导航源。

26. 自动驾驶仪 — 关 (如安装)
27. 座舱 12V 电源电门 — 关 (如安装)
28. 襟翼 — 收上或 10° (首选 10°)
29. 座舱窗户 — 关闭并锁好
30. 频闪灯 — 开
31. 刹车 — 松开

起飞

正常起飞

1. 襟翼 — 收上或 10° (首选 10°)
2. 油门杆 — 全开
3. 混合比 — 富油 (压力高度 3000 英尺以上时, 调贫油以获最大转速)
4. 升降舵控制 — 抬前轮 (55 KIAS)
5. 爬升速度 — 70 至 80 KIAS
6. 襟翼 — 安全高度以上, 收上

短道起飞

1. 襟翼 — 10°
2. 刹车 — 使用
3. 油门 — 全开
4. 混合比控制 — 富油 (压力高度 3000 英尺以上时, 调贫油以获最大转速)
5. 刹车 — 松开
6. 升降舵控制 — 使机尾稍低
7. 爬升速度 — 57 KIAS (直到超越所有障碍物)
8. 襟翼 — 逐渐收回 (当空速超过 60 KIAS 时)

航路爬升

1. 空速 — 70 到 85 KIAS
2. 油门 — 全开 (完全推入)
3. 混合比控制 — 富油 (压力高度 3000 英尺以上时, 调贫油以获最大转速)

巡航

1. 功率 — 2000 至 2400 转 (PRM) (建议不超过 80% 功率)

注

如果需要进行最大性能爬升, 使用 POH/AFM 第 5 章中爬升速率表中的速度。

2. 升降舵配平 — 调整
3. 混合比 — 调贫油 (以获得理想的性能和经济性)
4. FMS/GPS — 检查和查看等待程序 (IFR) 的 OBS/SUSP 软键操作。

下降

1. 功率 — 按需要
2. 混合比 — 调节 (使发动机平稳运转)
3. 高度计:
 - a. PFD (BARO) — 设置
 - b. 备用高度表 — 设置
 - c. KAP 140 自动驾驶仪气压 — 设置 (如安装)
4. G1000 高度选择 (ALT SEL) --设置
5. KAP 140 高度预选 — 设置 (如安装)

注

在 G1000 高度设置与 KAP140 飞行高度预选和高度保持功能之间没有交联, G1000 和 KAP140 飞行高度是独立设置的。

6. CDI 软键 — 选择导航源
7. FMS/GPS — 检查和查看等待程序 (IFR) 的 OBS/SUSP 软键操作。

(接下页)

注意

G1000 水平状态指示器 (HSI) 为所选择的 GPS、NAV1 或 NAV2 导航源指示航道偏离指示。如果指示器未获得有效的导航信号, G1000 的水平位置指示器 (HSI) 不提供警告信号显示。如果没有有效的导航信号, 指示器上的航道偏离杆 (D-BAR) 将不会在 HSI 罗盘上出现。航道偏离杆 (D-BAR) 的缺失可被认作告警信号。

警告

当 KAP140 自动驾驶仪用于 NAV、APR 或 REV 工作方式中时, 如果 HSI 导航源自动或人工 (使用 CDI 软键) 从 GPS 转换到 NAV1, 或者人工从 NAV2 转换到 GPS 方式, 该转换将中断至自动驾驶仪的导航信号, 并导致自动驾驶仪回复到横侧方式 (ROLL MODE) 工作。在这种情况下, 没有报警声, 在 PFD 上也没有任何信号提示。之前设置的模式标志将在自动驾驶仪显示面板上闪烁, 以表示回复到横侧方式工作。在横侧方式下, 自动驾驶仪只会保持机翼水平, 不会修正飞机航向或航迹。在其他任何模式下接通自动驾驶之前, 将航向标记设置到正确航向, 并用 CDI 软键在 HSI 上选择正确的导航源。

(接下页)

下降 (续)

8. 燃油箱选择活门 — 双组
9. 襟翼 — 按需
(收上—10°, 空速小于 110 KIAS)
(10°—全襟翼, 空速小于 85 KIAS)

着陆前

1. 飞行员和乘客座椅靠背 — 多数为竖直位
2. 座椅和座椅安全带 — 调好、系好
3. 燃油箱选择活门 — 双组
4. 混合比 — 富油
5. 着陆 / 滑行灯 — 开
6. 自动驾驶仪 (如安装) — 关
7. 座舱 12V 电源电门 — 关 (如安装)

着陆

正常着陆

1. 空速 — 65-75 KIAS (襟翼收上)
2. 襟翼 — 需要
(收上—10°, 空速小于 110 KIAS)
(10°—全襟翼, 空速小于 85 KIAS)
3. 空速 — 60—70 KIAS (全襟翼)
4. 升降舵配平 — 调整
5. 接地 — 主轮先接地
6. 着陆滑跑 — 柔和放下前轮
7. 刹车 — 最小需要量

短道着陆

1. 空速 — 65-75 KIAS (襟翼收上)
2. 襟翼 — 全放
3. 空速 — 62 KIAS (直到拉平)
4. 升降舵配平 — 调整
5. 功率 — 越障后, 减至慢车。
6. 接地 — 主轮先接地
7. 刹车 — 最大使用量
8. 襟翼 — 收上

复飞

1. 油门 — 全开
2. 襟翼 — 收至 20°
3. 爬升速度 — 55 KIAS
4. 襟翼 — 10° (直到越障)
收上 (达到安全高度和 60 KIAS 的速度后)

着陆后

1. 襟翼 — 收上

固定飞机

1. 停留刹车 — 设置
2. 油门 — 慢车
3. 电气设备 — 关
4. 电子设备电门 (BUS 1 和 BUS 2) — 关
5. 混合比 — 慢车关断 (完全拉出)
6. 磁电机电门 — 关
7. 总电门 (ALT 和 BAT) — 关
8. 备用电瓶电门 — 关
9. 舵面锁 — 上锁
10. 燃油选择器活门 — 左或右位 (防止油箱间燃油交输)

扩展程序

飞行前检查

要求在每次飞行前，按照图 4-1 和相应的检查单进行飞行前检查。如果飞机长期停放或近期进行过大修或在粗糙道面上运行过，则建议进行更为仔细的外部检查。

在每次飞行前，检查主轮和前轮轮胎的状况。按照第 8 章（飞机操作、勤务和维护）的描述，保持规定的轮胎气压。检查轮胎侧壁有无浅的划痕印记。这些印记是由于时间、不恰当的储存、或过长的暴露在室外造成的轮胎老化迹象。检查轮胎胎面的深度、磨损和割纹。如果可见轮胎的纤维布，则更换轮胎。

大修后，应加倍检查飞行操纵和配平调整片控制，以确保操纵灵活、移动正确、以及稳固。飞机定检后，应检查机上所有的面板都稳固。如果飞机上过蜡或抛过光，需检查外部静压源孔无堵塞。

如果飞机在拥挤的机库里停放，则应检查机翼、机身和机尾表面上有无凹痕和刮痕，航行灯和防撞灯有无损坏，有无电子设备天线损坏和由于超过牵引限制而造成的前轮损坏。

飞机长时间在外面停放，会造成进气滤上积有灰尘和污垢、全静压系统管路里有堵塞物、燃油箱内有水污染物、以及任何开口处都可能会有昆虫、鸟、啮齿动物的窝巢。如果在燃油系统中检测到水，必须再次将燃油箱沉淀槽快速放油活门、储油池快速放油活门、以及燃油快速放油活门全部放油取样。然后，轻轻摇动机翼、将机尾放至地面，进一步将杂质移到取样检查点。在所有快速放油点处进行反复取样，直到所有杂质全部被清除。如果反复采样后，杂质依然存在，油箱应彻底排空，并清洁燃油系统。

（接下页）

飞行前检查 (续)

此外,如果飞机停放在多风或阵风区域、或停放在滑行道面附近,则应特别注意检测操纵舵面的止位器、铰链及支架是否存在潜在的风损迹象。

如果飞机在泥、积雪或融雪的场地上运行过,应检查主起落架和前起落架机轮整流罩有无堵塞物及是否清洁。在有砂砾或灰渣的场地上运行,需要格外注意螺旋桨桨尖和水平尾翼前缘上的磨损情况。沙石对螺旋桨的损坏会大大减少桨叶的疲劳寿命。

在粗糙道面运行的飞机,尤其在高高度情况下,其起落架常遭到损坏。因此要经常检查起落架、减震支柱、轮胎以及刹车等所有部件。如果减震支柱未充分伸出,飞机结构将由于不当的着陆和滑行载荷而遭受损坏。

为防止燃油在飞行中损失,在进行任何燃油系统检查或勤务后,应确认密封好燃油箱加油口盖。也应检查燃油系统通气孔有无堵塞、冰或水,尤其是飞机在寒冷、潮湿的天气下暴露后。

发动机起动

在寒冷天气下,当发动机停车后,发动机舱温度会迅速下降,并且燃油喷嘴管路里仍然蓄满了燃油。

然而,在热天气下,发动机舱温度在发动机停车后则可迅速增高,并且管路中的燃油将汽化并进入进气总管。因此,热天气的起动程序将很大程度上取决于距下一次起动的时间间隔。在发动机停车后的头 20-30 分钟内,燃油总管有足够的燃油,并且,空的喷油管路也会在发动机停车之前被注满。然而,大约 30 分钟后,总管内所蒸发的燃油几乎全部消失,因此,可能需要稍微“加注”一些燃油以便使喷嘴管路有油,并使发动机在开始转动后能够继续运转。在起动时迅速将混合比开至到 1/3 开度,将有助于热发动机的起动,然后再随动力的增加柔和将其推到全富油位。

(接下页)

发动机起动 (续)

如果起动后发动机有停车的趋势，短时接通辅助燃油泵，并按需调整油门和/或混合比，以维持发动机运转。如果注油过多或溢油，则断开辅助燃油泵，将油门从 **1/2** 处前推至全开，并将在混合比置于关断位，继续冷转发动机。当发动机起动时，柔和地前推混合比至全富油位，并收油门至所需的慢车转速。

如果发动机注油不足（多数发生在寒冷天气和发动机未预热时），发动机将无法起动，这时需要进一步注油。

起动后，如果滑油压力表（夏天 30 秒，非常寒冷的天气下约 1 分钟）没有开始指示压力，则应关车并查找原因。滑油压力不足会造成发动机严重损坏。

注

寒冷天气下起动和操作的更多详细资料可在本章“寒冷天气运行”部分中找到。

推荐的起动机起动工作循环

转动起动机 **10** 秒钟，然后再冷却 **20** 秒钟。循环可另外再重复两次，然后在重新起动发动机前进行 **10** 分钟的冷却。冷却后，再次转动起动机，可进行三次循环，每次 **10** 秒钟，间隔 **20** 秒钟的冷却时间。如果发动机仍无法起动，应检查并确定原因。

(接下页)

地面运行调贫油

对于所有的地面操作，在发动机起动并运行平稳后：

1. 设置油门至 1200 转/分钟
2. 将混合比调贫油至最大转速
3. 将油门设置到适当的地面工作转速（建议 800-1000 转/分钟）

注

如果在完成起飞前检查单后还需要更多的地面运行，应再次将混合比调贫油（按以上描述的方法），直到执行起飞检查单前。

滑行

滑行时，速度和刹车的使用要控制到最小，并且使用所有的操纵装置（参见图 4-2 滑行示意图）以保持方向控制和平衡。这非常重要。

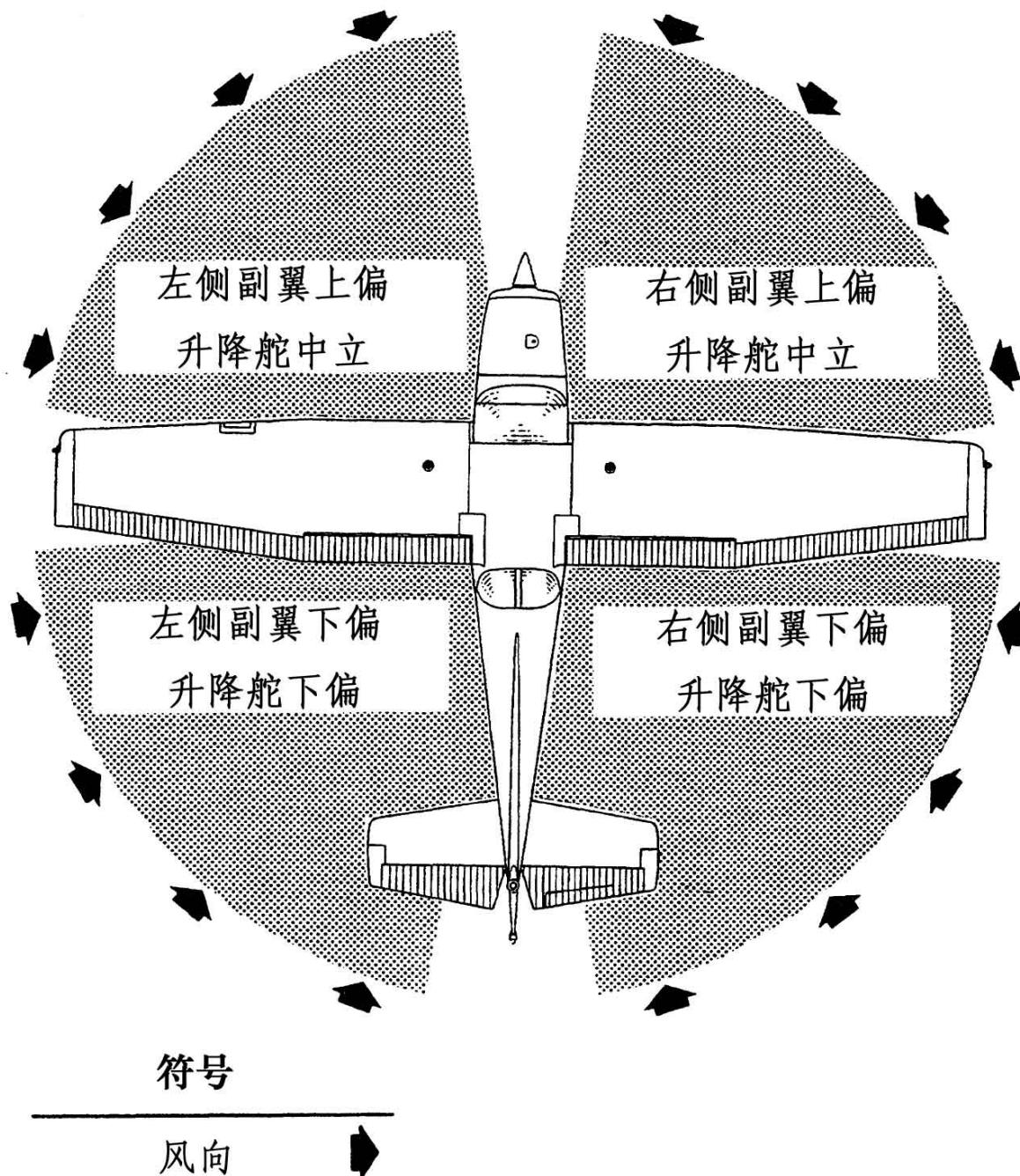
在松软砂砾或灰渣上滑行时，应使发动机在低转速下工作，这样可以避免螺旋桨桨尖磨损和受到石头损坏。

注

当发动机运转在低转速下、并且电气负载较大时，低电压（LOW VOLTS）指示灯可能会亮。在这种情况下，当发动机转速较高并提供较高的供电输出时，低电压信号灯将熄灭。确认在发动机转速较高时 M BATT 电流指示为正值（充电）。

（接下页）

滑行示意图



0585T1020

注

需要注意斜后方吹来的强顺风。在此情形下，避免突然增加油门和粗猛刹车。使用前轮转弯和方向舵来保持方向。

图 4-2

起飞前

暖机

如果发动机慢车稳定（大约 600 转/分钟）并且加速平稳，说明飞机已准备好起飞了。因为发动机紧紧地包裹着整流罩（保证飞行中能有效地冷却发动机），当发动机在地面长时间工作时，应避免发动机过热。长时间的慢车也可能造成火花塞污染。

磁电机检查

磁电机检查应在发动机转速为 1800 转/分钟时，按照如下程序进行：将点火电门转至右磁（R）位并注意转速。然后将电门转至双磁位，以清洁另一套火花塞。然后将点火电门转至左磁（L）位，记下转速，并把电门移回到双磁（BOTH）位。在任一台磁电机位上转速的下降不应超过 150 转/分钟，两台磁电机之间的转速之差不大于 50 转/分钟。如果对点火系统的存有疑问，在较大发动机转速下进行检查，通常这样可以确定是否存在缺陷。

如果转速没有下降，可能是一侧点火系统的接地有故障；或是磁电机的点火时间设置超前于规定的调定值。

交流发电机检查

飞行前检查交流发电机和交流发电机控制组件的运转是否正常是至关重要的（如：夜航或仪表飞行）。在磁电机检查(1800 RPM)过程中，通过设置飞行所需的所有电气设备至开（ON）位来检查电气系统。电流表将显示零或正值（安培），电压表应该指示在 27 至 29 伏特之间，并且不会出现电气系统的警告信号。在降低发动机转速之前应该先减少电气负载，以便使电瓶在发动机慢车时不会放电。

（接下页）

起飞前 (续)

升降舵配平

当配平指针对准操纵台外壳的刻度时，升降舵配平调整片即处于起飞位置。在飞行过程中调整配平轮，以消除操纵力。

着陆灯

在起落航线或航路上，如果需要使用着陆灯光来增强飞机的可视度，建议只使用滑行灯。这将延长着陆灯的使用寿命。

起飞

电源检查

在起飞滑跑初始，检查发动机开足油门时的操作是非常重要的。发动机工作的任何噪音征兆或发动机加速反应缓慢都是中断起飞正当的理由。发动机应该平稳地运转并通过调贫油混合比提供大约 **2065RPM** 至 **2165 RPM** 的最大转速。

在松软沙砾的道面环境下全油门试车对螺旋桨桨尖的损害特别大。如果必须在有砂砾的道面上起飞，一定要慢慢地前推油门。这样可以使飞机在达到高转速前就开始滑跑了，同时，螺旋桨把沙砾向后吹而非吸入。

在机场标高大于 **3000** 英尺的机场上起飞之前，应对混合比调贫油，以在全油门、静态运转时获得最大的转速。

使用全油门后，顺时针调整油门杆摩擦锁，防止油门从最大功率位置向后退。在其他飞行状态下也应按需同样地调整摩擦锁，以保持油门设置固定。

(接下页)

起飞 (续)

襟翼设置

正常起飞襟翼设置为 0° - 10° 。使用 10° 襟翼可减少大约 10% 的地面滑跑距离和越障总距离。襟翼偏转大于 10° 时不允许起飞。如果使用 10° 襟翼起飞，在完全越障并达到安全收襟翼速度 60 KIAS 之前，不得收上襟翼。在短跑道上起飞，使用 10° 襟翼时的越障速度为 57 KIAS。

在松软或粗糙跑道上以 10° 襟翼起飞时，以机尾略低的姿态尽快抬轮离陆。如果前面无障碍物，飞机应立刻改平以加速到较大的爬升速度。当从松软跑道起飞、并且重心载荷靠后时，应向机头下俯的方向调整升降舵配平，以在初始爬升阶段提供更舒适的驾驶盘操控。

侧风起飞

在强侧风天气条件下，一般按跑道长度所需的小襟翼设置来完成起飞，以便在起飞后能获得最小的偏流角。将副翼部份地向上风偏转，使飞机加速到稍微高于正常抬轮的速度，然后，较快地使飞机离陆，以防止飞机产生偏流时可能再次接触地面。离开地面后，向上风协调转弯，以修正偏流。

航线爬升

为了获得性能、对外可视度以及发动机冷却的最佳组合，正常的航路爬升应以襟翼收上位、全油门、以及 75-85 KIAS 的空速进行。低于 3000 英尺，混合比应使用全富油。超过 3000 英尺时可以根据需要调贫油，以增加功率并获得更平稳的运转。

有必要更快地上升以超越山峰或到达有利风向风速的高度。最佳上升率速度应该与最大功率共同使用。在海平面时，该速度为 79 KIAS，在 10000 英尺减至 71 KIAS。

如果越障要求使用大爬升角，则应使用最佳爬升角速度，收上襟翼，并且使用最大功率。在海平面时，该速度为 60 KIAS，在 10000 英尺增加至 65 KIAS。这种爬升应减至最短，并且应该小心监控因低速引起的发动机温度过高。

巡航

正常巡航使用 60-80% 功率。参考使用第 5 章中的数据能够确定不同高度时的发动机转速和相应的油耗。

注

在累积总共 50 小时或滑油消耗量稳定前，巡航尽可能使用 80% 的功率。较大功率运行将确保活塞环正确到位，适用于新发动机、以及更换了汽缸或大修了一个或多个气缸的发动机。

第 5 章的巡航性能表为飞行员提供了关于 172R 型飞机静风中巡航性能的详细资料。功率与高度、以及高空风对飞行所需的时间和燃油都有很大的影响。

(接下页)

巡航 (续)

巡航性能表 (图 4-3) 举例说明了在巡航期间、不同高度和百分比功率时的真空速, 以及每加仑燃油所飞的距离。这些数据都基于标准大气及静风条件。此表可连同有效的高空风信息一起用作指导确定指定航程的最佳高度和功率设定。基于最佳风量风速条件下选择的巡航高度和使用低功率设定是减少每段航程燃油消耗的重要因素。

除了功率设定以外, 恰当的调贫油技巧也有助于增大航程。这些技巧也被纳入到巡航性能表中。为了实现第 5 章中所推荐的贫油混合比燃油消耗, 应使用排气温度 (EGT) 指示器来对混合比调贫油。

巡航性能表

条件:

标准条件
静风

高度	80% 功率		70% 功率		60% 功率	
	KTAS	NMPG	KTAS	NMPG	KTAS	NMPG
海平面	113	12.3	108	13.4	100	14.5
4000 英尺	117	12.8	111	13.9	103	14.9
8000 英尺	122	13.3	115	14.3	105	15.3

图 4-3

(接下页)

巡航 (续)

使用排气温度 (EGT) 调贫油

本手册中的巡航性能数据是基于所推荐的 80%最大连续功率 (MCP) 或更小功率时的最高或排气温度(EGT)峰值的贫富油混合比设定而获得的。172R Nav III 为全部 (4 个) 气缸提供了 EGT 指示。对全部气缸的监控能力为燃油喷射系统故障的早期识别和校正提供了帮助。

注

所有发动机气缸的油气混合比都不相等 (由于进气管长度不同、进气温度不均、燃油喷咀的容差等因素)。然而, 在正常工作时, 所有气缸的 EGT 读数的差值都应该在大约 100 华氏度以内。如果各气缸之间的 EGT 读数差值大于 100 华氏度, 则有必要对燃油喷射系统进行维护。

EGT 显示在发动机指示系统的发动机 (EIS ENGINE) 页面和贫富油 (LEAN) 页面上。发动机 (ENGINE) 页上有一个带有温度指示器 (倒三角形) 和表示最高 EGT 气缸的数字的水平标尺。

EIS LEAN 页提供了垂直条形标尺, 这些标尺显示了所有气缸的 EGT。EGT 最高的气缸为青色 (淡蓝色)。最高 EGT 的数值标注在条形标尺的下方。任何气缸的 EGT 和气缸头温度 (CHT) 值可以通过使用“气缸选择”(CYL SLCT) 软键选定某一气缸进行显示。如果气缸选择(CYL SLCT) 软键在一段时间内没有进行操作, 将自动重新显示最高 EGT 和 CHT。

(接下页)

巡航 (续)

使用排气温度 (EGT) 调贫油 (续)

为协助调贫混合比, 按压发动机 (ENGINE)、贫油 (LEAN) 和辅助 (ASSIST) 三个软键, 最高华氏度值 ($\triangle \text{PEAK } ^\circ\text{F}$) 将显示在 EGT 华氏度值 ($\text{EGT } ^\circ\text{F}$) 的下方。在监控 EGT 数值的同时, 反时针缓慢转动混合比控制旋钮可以调贫混合比。随着 EGT 读数的增加, 继续调贫混合比, 直到温度最高的气缸 (青色) 的 EGT 达到峰值。这可通过 EGT 条形标尺判断。颜色为青色的气缸顶端相对应的位置将出现一个空心条。注意最先达到温度峰值的气缸的 $\triangle \text{PEAK } ^\circ\text{F}$ 数值和燃油流量 (FFLOW GPH) 数值。EGT 峰值用 $\triangle \text{PEAK } 0^\circ\text{F}$ 表示, 如果 $\triangle \text{PEAK } ^\circ\text{F}$ 数值为负 (-), 说明混合比可能在贫油的一侧。顺时针缓慢转动混合比控制旋钮, 以调富混合比, 同时监控燃油流量和 EGT 数值, 直到最贫油的气缸回复到 EGT 峰值 ($\triangle \text{PEAK } 0^\circ\text{F}$), 或者达到图 4-4 EGT 图表中所描述的期望值。

$\triangle \text{PEAK } ^\circ\text{F}$ 峰值后富油也将为负 (-) 值 (-50°)。调贫油辅助系统的计算方式如下: EGT 峰值是最高值, 任何小于它的值, 不论是贫油一侧还是富油一侧, 都用负 (-) 值表示。

注

172R 型飞机的发动机制造商—**Textron Lycoming** 公司不赞成使发动机在比最贫油的气缸 (首先达到 EGT 温度峰值的气缸) 达到峰值时更低的燃油流量 (混合比设定) 下工作。在发动机高于 80% 功率运行时, 必须使用全富油 (FULL RICH) 混合比。

(接下页)

巡航 (续)

使用排气温度 (EGT) 调贫油 (续)

排气温度表

混合比说明	排气温度
推荐的贫富油(《飞行员操纵手册》)	EGT (排气温度) 峰值调富油 50°
最经济	EGT (排气温度) 峰值

图 4-4

在发动机排气温度峰值时运行，可以提供最佳的燃油经济性。在排气温度峰值时运行大约可增加 4% 航程、并减少大约 3 节空速。

在某些情况下，在排气温度峰值下运行时可能会发生发动机工作不稳定。在此情况下，以推荐的贫油混合比运行。

注

- 高度或油门位置的任何变动，都会引起推荐的贫富油混合比改变，需重新检查 EGT 的设置。
- 排气温度 (EGT) 指示器对混合比调整及排气温度的变化需要几秒钟时间反应。从仔细并准确地确定排气温度峰值到设置好所需的混合比大概需要一分钟时间。不推荐快速地调整混合比。

(接下页)

巡航 (续)

飞行训练操作的燃油节省程序

为在飞行训练中得到最佳的燃油经济性，推荐使用以下程序：

1. 起动发动机后，在所有地面运行中，将油门设置到 1200 转/分钟，并且调贫油以获得最大转速。保持该混合比设定值直到起飞前检查单。完成起飞前检查单之后，再次按照上述方法调贫油，直到开始起飞检查单。
2. 全油门爬升高于 3000 英尺后，调贫油以获得最大转速。在训练机动飞行（如：失速及慢速飞行）时，混合比仍可保持在贫油位（全油门时最大转速）。
3. 当使用 80% 或更小功率时，在所有运行阶段和任何高度（包括低于 3000 英尺），都调贫油以获得最大转速。

注

- 在以 80% 或更小功率巡航或机动飞行时，混合比可进一步调贫油，直到 EGT 指示器指示达到峰值，然后再调富油使之下降 50°F。这尤其适合转场训练飞行，也应在进入或离开训练空域的过渡飞行中训练过。
- 与以全油门混合比进行的典型训练飞行相比，使用上述推荐程序能节约超过 5% 的燃油。此外，上述程序还将使火花塞的污染减至最少。因为燃油消耗减少，相应地也减少了通过发动机的四乙基铅。

(接下页)

巡航 (续)

燃油汽化程序

在热天气下，发动机燃油系统在地面上容易形成汽化的燃油形态。这通常在外界大气温度超过 80°F 时发生。在发动机慢车和滑行发动机转速下、燃油流量低时，更加重了汽化现象。当发现发动机转速低和燃油流量有波动时，应意识到产生了燃油蒸气。建议使用以下程序：

1. 混合比全富油，设置油门在 1800-2000 转/分钟。保持该功率设置值 1-2 分钟，或直到发动机重新运转稳定。
2. 收油门到慢车位，核查发动机工作正常。
3. 前推油门使发动机转速达到 1200 转/分钟，按飞行训练的节油程序调贫油。
4. 在地面时，除上述程序外，可以在调整的混合比的同时打开辅助燃油泵，以协助抑制燃油蒸汽的产生。起飞前应关闭辅助燃油泵。
5. 即将起飞前，使用全油门约 10 秒钟，检查发动机工作是否稳定。

注

当发动机转速高于 1800 转/分钟时，增加燃油流量的结果有助于降低整个发动机燃油系统的燃油温度。增加的燃油清除了燃油蒸汽，并且相对较冷的燃油也最大程度地减少了蒸汽的形成。

(接下页)

巡航 (续)

燃油汽化程序 (续)

除以上程序外, 应复习下面章节的内容。为方便起见, 罗列在此:

第二章: 标有“当从干油箱转换时”标牌的注释。

第三章: 检查单和扩展程序部分中关于过多燃油汽化程序。

第四章: 检查单和扩展程序部分关于高温天气运行的注意事项和程序。

第七章: 高高度运行程序, 以及关于辅助燃油泵操作的说明。

失速

飞机的失速特性为常规类型。在各种形态下失速速度前 5-10 节, 失速警告喇叭提供声音警告。

在最大重量下, 重心靠前和靠后时的无功率失速速度在第五章讨论。

螺旋

当飞机在实用类别内运行时, 允许做有意螺旋。但不允许在装有行李或后舱座位已占用的情况下做螺旋。

然而, 在实施螺旋前, 有几个项目必须仔细考虑, 以确保飞行安全。首先, 在没有接受熟悉赛斯纳 172R NAV III 飞机螺旋特性的合格教员关于螺旋进入和改出的授课前, 不应尝试螺旋。

座舱应清洁, 所有松动的设备(包括话筒和后座椅安全带)都应收起或固定。单人飞行的飞机将做螺旋时, 副驾驶座椅安全带及肩带也应固定。应该注意: 必须保证飞行员能够轻松地操纵飞行控制部件, 并能产生最大行程操纵。

(接下页)

螺旋 (续)

建议在足够高的高度进入螺旋，以便能在高于地面 4000 英尺或更高的高度改出。一圈螺旋和改出至少应允许 1000 英尺的高度损失，而 6 圈螺旋及其改出则多于两倍于此的高度损失。例如，建议 6 圈螺旋的进入高度应高于地面 6000 英尺。在任何情况下，都应计划好螺旋进入的高度，以便其改出高度大于 FAR 91.303 所规定的最低高于地面 1500 英尺的限制。使用高高度训练螺旋的另一个原因是：高高度可以提供更宽广的视野，这有助于保持飞行员的方位感。

正常的螺旋进入是从无功率失速开始的。随着失速逼近，升降舵控制应柔和地拉至全后位。在失速刚要“出现”之前，向期望的螺旋旋转方向一边使用方向舵，在升降舵达到全后位的同时，方向舵也刚好完全偏转。使用比正常失速进入时稍大的减速率、向螺旋方向操纵副翼、以及在进入时带功率都将确保更加可靠和正确地进入螺旋。飞机开始螺旋后，减少功率至慢车，并使副翼回到中立位。在螺旋中应保持升降舵和方向舵的满偏，直至开始改出螺旋。对这两个操纵面的任何放松都可能导致机头下俯，使飞机进入大坡度螺旋下降。

训练螺旋和螺旋改出时，应该做一圈和两圈的螺旋，并且这已经足够了。螺旋进入两圈以上时，旋转速率就会变得相当快，并且姿态俯角也很大。**1/4** 圈内实施改出操作时，飞机将会很快改出。而如果螺旋进入到 2-3 圈或以上时，螺旋有变成大坡度螺旋下降的趋势，尤其是向右旋转。这将伴随着飞机空速增大、载荷加大。如果出现这一现象，应立即但柔和地改平机翼，并从之后的俯冲中改出。

(接下页)

螺旋 (续)

不管螺旋进入了多少圈、或是怎样进入的螺旋，都应使用以下改出技巧：

1. 检查油门手柄在慢车位，副翼在中立位。
2. 蹬满与旋转方向相反的方向舵，并保持住。
3. 刚好蹬满舵后，迅速向前推杆，推至恰好制止失速。
4. 保持住这些操纵，直到旋转停止。
5. 旋转停止时，方向舵回中，并柔和地改出之后的俯冲。

注

如果飞行员的定向错觉妨碍目视判断旋转的方向，可参照水平姿态指示器顶部附近的转弯矢量指示。

由于安装的设备或右座乘员会引起的基本飞机设备或重量与平衡的差异，将导致螺旋表现上存在差异，这尤其表现在长时间螺旋。这些差异是正常的，并导致螺旋特性和超过 2 圈的螺旋进入急盘降趋势的变化。但是，都应使用螺旋改出技巧，并且能够迅速地从任何螺旋中改出。

禁止在襟翼放出时有意进入螺旋。因为，在螺旋改出时的大速度将可能导致襟翼和机翼结构损坏。

(接下页)

等待、程序转弯和复飞

注

由于 G1000 飞行管理系统 (FMS) 的复杂性, 使用 G1000 FMS/GPS 和 KAP 140 自动驾驶仪 (如选装) 实施 IFR 航线飞行和仪表进近程序前, 应在 VFR 条件下 (配有负责安全的观察飞行员) 学习并掌握。更多信息请参阅《G1000 驾驶舱参考手册》。

在等待、航道反向机动 (程序转弯) 和复飞程序中使用 G1000 FMS/GPS 时, 应特别注意对 **SUSP** 软键的操作和 KAP 140 的模式选择。G1000 FMS/GPS 为程序转弯和等待的进入提供初始进入提示, 但是对这两种机动均不提供航道指引。

无论是在航线飞行或者在终端环境下执行等待程序, 都要求在到达等待航路点时, 暂时暂停飞行计划。如果等待程序是不带程序转弯的仪表进近程序 (IAP) 的一部分, 在到达等待航路点时 (通常为 IAF), 暂停 (**SUSP**) 方式将被 G1000 FMS/GPS 自动调用。如果在航线上的航路点等待, 飞行员应使用 **OBS** 软键, 人工暂停飞行计划的执行, 同时设置航道指针至入航边航道。

注意

如果 G1000 FMS/GPS 进入暂停 (**SUSP**) 模式或者飞行员人工选择了 **OBS** 方式时, KAP 140 自动驾驶仪接通在 NAV 或 APR 方式, KAP 140 自动驾驶仪将在无有效导航源的条件下工作。为 KAP 140 自动驾驶仪选择航向 (HDG) 方式, 并且使用 PFD 上的航向控制 (设置 HSI 航向标记) 来控制飞机航向。

(接下页)

等待、程序转弯和复飞 (续)

注

如果 **MPD** 导航地图页面上显示了带等待航线的等待航路点, 选择 **OBS** 软键 (暂停飞行计划的执行) 将使 **G1000** 消除显示器上等待航线的显示。

G1000 FMS/GPS 仅为等待的入航边 (朝向等待航路点的方向) 提供航道引导。等待的任何转弯和出航边必须由飞行员人工飞行, 或者设置 **KAP 140** 自动驾驶仪到航向 (**HDG**) 方式, 然后设置 **PFD** 上的航向 (**HDG**) 标记以指令自动驾驶仪转向新的航向。在入航边可以设置 **KAP 140** 自动驾驶仪为 **APR** 方式以跟踪入航边航道, 但在等待的其余部分必须回到航向 (**HDG**) 方式。

注

如果在 **RNAV (GPS)** 进近等待中切入入航边航迹, **G1000 FMS/GPS** 将自动取消 **SUSP** 方式。如果需要继续等待, 在到达等待点前必须人工选择 **SUSP**。

如果飞行员想取消等待继续航线飞行或者仪表进近 (IAP), 可以选择 **OBS** 或 **SUSP** 键来恢复飞行计划的实施。

(接下页)

等待、程序转弯和复飞（续）

G1000 FMS/GPS 将程序转弯机动当作飞行计划的航段，并且在 **IAF** 不暂停（**SUSP**）飞行计划的执行。**G1000 FMS/GPS** 为程序转弯提供背台航向，在通过 **IAF** 约 1 分钟后提示“开始程序转弯（**BEGIN PROCEDURE TURN**）”。飞行员必须转离五边航道以便进行程序转弯，为此，可进行人工操纵，或者设置 **KAP 140** 自动驾驶仪到航向（**HDG**）方式，然后设置 **PFD** 上的航向（**HDG**）游标来指令自动驾驶仪转向新的航向。在航道反向后（向台切入最后进近航道），**G1000 FMS/GPS** 将截获最后进近航道。飞行员必须人工操纵，或者选择 **KAP 140** 自动驾驶仪的 **APR** 方式，以便保证人工或自动切入和加入最后进近航道。

GPS 或 **RNAV (GPS)** 进近由 **G1000 FMS/GPS** 管理，提供航道引导，并使进近程序中的航路点顺序执行。对于 **ILS** 进近，**G1000 FMS/GPS** 为 **KAP 140** 提供航道引导以截获最后进近航道。**G1000** 将调谐 **NAV1** 导航设备至相应的设施频率（有识别码），同时设置航道指针至最后进近航道。距离最后进近航道约 0.5 海哩(**nm**)时，**G1000 FMS/GPS** 会自动将 **HSI** 导航源由 **GPS** 转为 **NAV1**。若不操作，由 **GPS** 到 **NAV1** 的转变将使 **KAP 140** 从 **NAV**、**APR** 或者 **APR RAM** 方式转为 **ROL** 方式工作，同时允许飞机穿越最后进近航道。飞行员必须再次人工选择 **APR** 方式，使 **KAP 140** 根据 **VHF NAV1** 信号锁定最后进近航道和下滑道。如果在 **KAP 140** **HDG** 方式下，使用雷达引导至 **ILS** 最后进近航道，应该等 **G1000** 将 **HSI** 导航源转换为 **NAV1** 后，再将 **KAP 140** 选择为 **APR** 方式，以避免 **KAP 140** **ROL** 方式的反复。

（接下页）

等待、程序转弯和复飞（续）

警告

当 KAP140 自动驾驶仪在 NAV、APR 或 REV 模式下工作时，如果 HSI 导航源自动或人工（使用 CDI 软键）地由 GPS 转换为 NAV1，或者人工由 NAV2 转换为 GPS，将会中断自动驾驶仪的导航信号，并导致自动驾驶仪回复为横侧方式（ROLL MODE）工作。在这种情况下，无警告音，并且在 PFD 上也没有提示。先前设置的方式标志将在自动驾驶仪显示窗上闪烁，以表示回复到横侧方式（ROLL MODE）工作。在横侧方式下，自动驾驶仪只会保持机翼水平，不会修正飞机的航向或航迹。在其他任何模式下启用自动驾驶之前，将航向标记设置到正确航向上，并在水平姿态指示器（HSI）上使用航道偏离指示器（CDI）软键选择正确的导航源。

其它基于甚高频导航的仪表进近程序（VOR、LOC、LOC BC）要求飞行员人工调谐和识别 NAV 设备，在 HSI 上选择相应的 NAV 导航源，并设置将 HSI 航道指针设置到最后进近航道。更多信息请参阅《G1000 驾驶舱参考手册》。

到达复飞点（MAP）时，G1000 FMS/GPS 将自动进入暂停（SUSP）方式，但是会继续提供沿跑道中心延长线上的航迹引导。当飞行员使飞机建立稳定的爬升后，可以通过使用 SUSP 软键来取消暂停方式，G1000 FMS/GPS 将提供至复飞等待点（MAHP）的航迹引导。到达复飞等待点（MAHP）时，飞行员可以选择等待（如上所述）或者其它仪表进近程序（IAP）。更多信息请参阅《G1000 驾驶舱参考手册》。

着陆

正常着陆

正常着陆进近可以使用有功率或无功率，并在任何需要的襟翼设定情况下进行。地面风及大气紊流通常是决定最舒适进近速度的主要因素。襟翼设定值大于 20° 时，应避免大侧滑。因为在某些空速、侧滑角及装载重心的综合作用下，升降舵会出现轻微的振动趋势。

以小速度着陆可以获得较短的着陆距离，并且轮胎和刹车的磨损也最低。主轮接地时，发动机必须慢车。主轮必须在前轮接地之前接地。随着速度减小，必须小心地放下前轮，以避免不必要的前起落架载荷。在粗糙或松软跑道上着陆时，该程序尤为重要。

短跑道着陆

在平稳气流条件下短跑道着陆时，使用 30° 襟翼，以 62 KIAS 的速度进近，并使用足够的功率来控制下滑轨迹。（在颠簸气流条件下，应使用稍大的进近速度）。越过所有进近障碍后，逐步减少功率，并通过放低机头来保持进近速度。接地时油门收光，主轮先接地。接地后立即放下前轮并按需使用较大的刹车。为获得最大刹车效应，收起襟翼，将驾驶杆拉至最后位，并使用最大刹车压力，但不要使轮胎打滑。

(接下页)

着陆 (续)

侧风着陆

在强侧风条件下着陆时，使用跑道长度允许的最小襟翼设置。如果襟翼大于 20° 、蹬满舵侧滑，则在正常进近速度时，可以感觉到升降舵有些振动。但这不会影响到控制飞机。尽管可以使用偏流或综合偏流一侧滑修正的方法来修正，但侧滑法能更好地控制飞机。接地后，使用前轮转弯和在适量的副翼偏转保持直线滑行，按需间或使用刹车。

允许的最大侧风风速取决于飞行员的能力以及飞机的限制。在 15 节正侧风条件下的操作已经得到演示验证（非运行限制）。

中止着陆（复飞）

在中止着陆（复飞）爬升中，使用全功率后立即将襟翼收至 20° 。并以 55 KIAS 的速度爬升。如果复飞爬升期间必须越障，将襟翼减至 10° ，并在越障前保持安全速度。高于 3000 英尺压力高度时，将混合比调贫油以获得最大转速。越障后，小心收上襟翼，并使飞机加速到正常爬升速度。

寒冷天气下的操作

冬季期间或在任何低温环境飞行之前，应特别考虑飞机燃油系统的工作。飞行前检查时，正确地对燃油系统进行放油尤为重要。这将除去积累的水。使用添加济如：异丙醇或二甘醇一甲基醚也是可以的。参见第 8 章有关正确使用添加剂的内容。

飞机在寒冷天气下运行时，经常会遇到需要特别注意的情况。特别是在机翼、机尾以及所有的操纵面上，即使是很少量的霜、冰、或雪也必须除去，以确保良好的飞行性能和操纵。此外，操纵面内部也不得有任何冰或雪。

如果雪或融雪覆盖了起飞跑道，起飞距离余度必须随雪或雪水深度加深而延长。事实上，在很多情况下，这样的积雪或融雪的深度和硬度是不允许起飞的。

起动

当大气温度低于 20°F (-6°C) 时，任何情况的起动都建议使用外部预热器和外部电源，以减少对发动机和电气系统的磨损。在极其寒冷温度下，预热将使在起动会前凝固在滑油散热器内的滑油解冻。

警告

当用手转动螺旋桨时，应像点火电门接通时一样对螺旋桨保持警觉。任一磁电机接地导线的松动或断裂，都可能导致发动机点火。

(接下页)

寒冷天气操作 (续)

在寒冷的早晨起动发动机前, 建议用手将螺旋桨转动几圈, 使其人工地通过几次发动机压缩循环来“解冻”或“软化”滑油, 这样使发动机更容易转动, 并且可以节省电瓶电量。人工转动螺旋桨时, 使发动机向正常旋转的相反方向转动, 以获得更高的安全性。反方向转动将停止磁电机脉冲, 避免可能出现的不期望的点火。

当使用外部电源时, 在连接外电源到飞机插座以前, 总电门的 **ALT** 和 **BAT** 电门必须在关位。对于外部电源的操作, 参见第七章的地面勤务插头插座部分。

寒冷天气下的起动程序与正常起动程序一样。然而, 为了节省电瓶的电力, 在发动机运转前可将防撞灯置于关位。当停放在积雪或冰上起动时, 应当心防止飞机意外向前滑动。

注

如果发动机在头几次尝试中未起动起来, 或如果发动机点火强度变小, 可能是由于火花塞已结霜。再次尝试起动前必须先预热发动机。

寒冷天气运行时, 如果外界大气温度非常冷, 飞机在起飞之前滑油温度表可能不在绿弧区。适当暖机后(转速在 1000 转/分, 暖机 2 至 5 分钟), 使发动机加速几次至较高的发动机转速。如果发动机加速平稳, 且滑油压力保持正常并稳定, 则飞机即做好了起飞准备。

冬季工具包

飞机可选装冬季工具包, 可在寒冷天气下运行时使用。对于工具包的安装和使用细节, 参见第九章附录 4。

高温天气下的操作

参见本章“发动机起动”中关于热发动机起动部分的说明。避免发动机在地面上长时间工作。

噪音的特性和减噪

172R 型飞机在其最大重量为 2450 磅时的噪音标准为 73.3 dB(A) (14CFR36 附录 G (修订 36-21)) 和 76.3dB(A) (ICAO 附录 16 第 10 章 (修订 4))。FAA 未确定本机型的噪音标准在、进入或离开任何机场时，是否或是否应该被接受。

建议使用以下程序，将公共场所的飞机噪音影响减至最小：

1. 在目视飞行规则 (VFR) 下，飞行员操纵飞机飞越户外人员的设备、娱乐场所与停车场、以及其他噪音敏感区时，若天气允许，应尽量以至少真高 2000 英尺以上的高度通过。即使在较低高度飞行也符合政府规章的规定。
2. 飞机离场或进场时，起飞后的爬升和着陆前的下降应避免长时间在噪音灵敏区域内低空飞行。

注

当以上所推荐的程序与空中交通管制的许可或指令相抵触时，或根据飞行员的判断，在低于 2000 英尺的高度上能更好地实施观察并避让其他飞机时，以上程序不适用。

第五章 性 能 目 录

	页码
介绍	5-3
性能图表的使用	5-3
问题范例	5-3
起飞	5-4
巡航	5-5
所需燃油	5-6
着陆	5-8
验证的工作温度	5-8
空速校准—正常静压源	5-9
空速校准—备用静压源	5-10
温度换算表	5-11
失速速度—2450 磅	5-12
侧风分量	5-13
短跑道起飞距离—2450 磅	5-14
最大爬升率速度—2450 磅	5-15
爬升时间、燃油和距离—2450 磅	5-16
巡航性能	5-17
航程包线	5-19
续航包线	5-20
短跑道着陆距离—2450 磅	5-21

介绍

以下页面中的性能数据图表，可使你知道在各种情况下飞机的性能数据。同时它也大大方便了飞行计划制定的详细性和准确性。图表中的数据都是从实际飞行中测试计算出来的。测试时，飞机与发动机运行状态良好，飞行员使用了平均的操作技巧。

需要注意的是，提供在航程与续航剖面图表里的性能数据，允许在特定的推力设置下有使用 45 分钟的备用燃油。巡航使用的燃油流量数据是基于各高度时所推荐的贫油混合比调定值获得的。一些不确定的变数，如混合比贫油技巧、燃油计量特性、发动机与螺旋桨的运行状态以及大气紊流等，对航程与续航能力的影响可达到 10% 或更多。因此，使用所有有效信息来预估特定飞行所需的燃油，并以谨慎的态度按照计划来飞行是非常重要的。

性能图表的使用

性能数据以表格或图表的形式举例说明了不同变数影响的结果。表格中提供大量详实的数据以便选择保守数据，也便于使用这些保守数据来确定相对准确的特定的性能数据。

问题范例

以下示例中的飞行问题利用各种图表数据来决定一次典型飞行中特定的性能数据。假定下面是已确定的数据：

飞机形态：

起飞重量	2450 磅
可用燃油	53 加仑

(接下页)

问题范例 (续)

起飞条件:

场压高度	1500 英尺
温度	28°C (高于标准 16°C)
沿跑道的风分量	逆风 12 节
跑道长度	3500 英尺

巡航条件:

总距离	320 海里
压力高度	5500 英尺
温度	20°C
航路上的预报风	逆风 10 节

着陆条件:

场压高度	2000 英尺
温度	25°C
跑道长度	3000 英尺

起飞

参考起飞距离表 (图 5-5)，所示距离是基于短跑道技巧而得到的。通过读表，取以下重量、高度和温度中的较大值，就可确定保守的起飞距离。例如，在该示例中，应使用重量为 2450 磅，压力高度为 2000 英尺且温度为 30°C 的起飞距离数据，其结果是：

地面滑跑	1275 英尺
50 英尺越障的总距离	2290 英尺

这些距离都在可用的起飞跑道长度内。然而，还应根据起飞图表上的注释 3 来修正风的影响。12 节逆风的修正量是：

$$\frac{12 \text{ 节}}{9 \text{ 节}} \times 10\% = 13\% \text{ (减少)}$$

(接下页)

起飞 (续)

修正风后, 得到下列距离:

地面滑跑距离, 静风	1275
地面滑跑距离减少量 (1275 英尺 x 13%)	<u>-166</u>
修正后的地面滑跑距离	1109 英尺
50 英尺越障的总距离, 静风	2290
总距离的减少量(2290 英尺 x 13%)	<u>-298</u>
修正后 50 英尺越障的总距离	1992 英尺

巡航

选择巡航高度应考虑航程距离、高空风以及飞机的性能。为了示例, 已给出了典型的巡航高度与航路预报风。但是, 巡航的功率设定选择则需要考虑一些因素后才能决定。这些因素包括图 5-8 所提供的巡航性能特性以及图 5-9 与图 5-10 分别所示的航程剖面图与续航剖面图。

功率与航程之间的关系表示在航程剖面图中。当使用较低功率设定值时, 得到了可观的节油与较长航程。此例中, 将使用约 65% 的巡航推力。

图 5-8 巡航性能图表, 查表条件为: 压力高度 6000 英尺及高于标准温度 20°C。这些值大多都符合计划高度与预计的温度条件。选择的发动机转速为 2200 转/分钟, 因此得出:

功率	64%
真空速	109 节
巡航燃油流量	7.3 加仑/小时

所需燃油

根据图 5-7 和图 5-8 内的性能数据，可以预估出飞行所需的总油量。为示范这一问题，图 5-7 显示从 2000 英尺爬升到 6000 英尺需要 1.4 加仑燃油，其相应的爬升距离为 10 海里。这些值适用于标准温度，对多数飞行计划目的而言，这些值足够精确。然而，对温度影响的进一步修正可以按爬升图表的标注来进行。由于爬升率较低，非标准温度的影响大约为每超过标准温度 10°C 将增加 10% 的时间、燃油和距离。在这种情况下，假设高于标准温度 16°C (28°C - 12°C)，修正为：

$$\frac{16^{\circ}\text{C}}{10^{\circ}\text{C}} \times 10\% = 16\% \text{ (增加)}$$

根据该系数，燃油的预估值计算如下：

爬升燃油，标准温度	1.4
由于非标准温度而增加的燃油	<u>0.2</u>
($1.4 \times 13\%$)	

爬升时燃油修正	1.6 加仑
---------	--------

采用同样的程序计算爬升距离，其结果为 12 海里。（查表得出 10 海里 + 高出标准温度的修正量 1.2 海里 = 11.2 海里。进为 12 海里。）

巡航距离为：

总距离	320
爬升距离	<u>-12</u>
巡航距离	308 海里

(接下页)

所需燃油 (续)

预计逆风 10 海里/小时, 则预计巡航时的地速为:

$$\begin{array}{r} 109 \\ -10 \\ \hline 99 \end{array}$$
 节

因此, 该航程中巡航部分所需时间为:

$$\frac{308 \text{ 海里}}{99 \text{ 节}} = 3.1 \text{ 小时}$$

巡航所需燃油:

$$3.1 \text{ 小时} \times 7.3 \text{ 加仑/小时} = 22.7 \text{ 加仑}$$

45 分钟续航的备份燃油:

$$\frac{45}{60} \times 7.3 \text{ 加仑/小时} = 5.5 \text{ 加仑}$$

预计总燃油需求如下:

发动机起动、滑行、和起飞	1.1
爬升	1.6
巡航	22.7
保留	<u>5.5</u>
所需的总燃油量	30.9 加仑

一旦起飞, 检查地速将为估计航路飞行时间及完成航程相应所需燃油及充足储备燃油提供更为准确的基准。

着陆

与计算起飞性能程序一样，对着陆机场也要进行着陆距离的预估。图 5-11 提供了用于短跑道技巧的着陆距离数据。相对于 2000 英尺与 30℃ 温度的着陆距离如下：

地面滑跑	625 英尺
到 50 英尺越障的总距离	1410 英尺

根据着陆图表注释 2 进行风的影响修正，使用起飞时列出的相同程序来修正。

验证的工作温度

经验证，当外界气温超过标准温度 23℃ 以上时，该飞机发动机的冷却情况可以接收。这不是运行限制。应参见第 2 章中发动机运行限制。

空速校准

正常静压源

条件:

需要平飞功率或最大发动机转速功率。

襟翼收上		50	60	70	80	90	100	110	120	130	140	150	160
正常空速		56	62	70	79	89	98	107	117	126	135	145	154
襟翼 10		40	50	60	70	80	90	100	110	---	---	---	---
正常空速		49	55	62	70	79	89	98	108	---	---	---	---
全襟翼		40	50	60	70	80	85	---	---	---	---	---	---
正常空速		47	53	61	70	80	84	---	---	---	---	---	---

图 5-1. 空速校准 (第 1 页, 共 2 页)

空速校准

备用静压源

加热器关、通风口和窗户关

襟翼收上												
正常空速	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140	---	
校准空速	51	61	71	82	91	101	111	121	131	141	---	
襟翼 10 度												
正常空速	40	50	60	70	80	90	100	110	---	---	---	
校准空速	40	51	61	71	81	90	99	108	---	---	---	
全襟翼												
正常空速	40	50	60	70	80	85	---	---	---	---	---	
校准空速	38	50	60	70	79	81	---	---	---	---	---	

加热器开、通风口开、窗户关

襟翼收上												
正常空速	40	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140	
校准空速	36	48	59	70	80	89	99	108	118	128	139	
襟翼 10 度												
正常空速	40	50	60	70	80	90	100	110	---	---	---	
校准空速	38	49	59	69	79	88	97	106	---	---	---	
全襟翼												
正常空速	40	50	60	70	80	85	---	---	---	---	---	
校准空速	34	47	57	67	77	81	---	---	---	---	---	

窗户开

襟翼收上												
正常空速	40	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140	
校准空速	26	43	57	70	82	93	103	113	123	133	143	
襟翼 10 度												
正常空速	40	50	60	70	80	90	100	110	---	---	---	
校正空速	25	43	57	69	80	91	101	111	---	---	---	
全襟翼												
正常空速	40	50	60	70	80	85	---	---	---	---	---	
校正空速	25	41	54	67	78	84	---	---	---	---	---	

图 5-1. 空速校准 (第 2 页, 共 2 页)

温度换算表

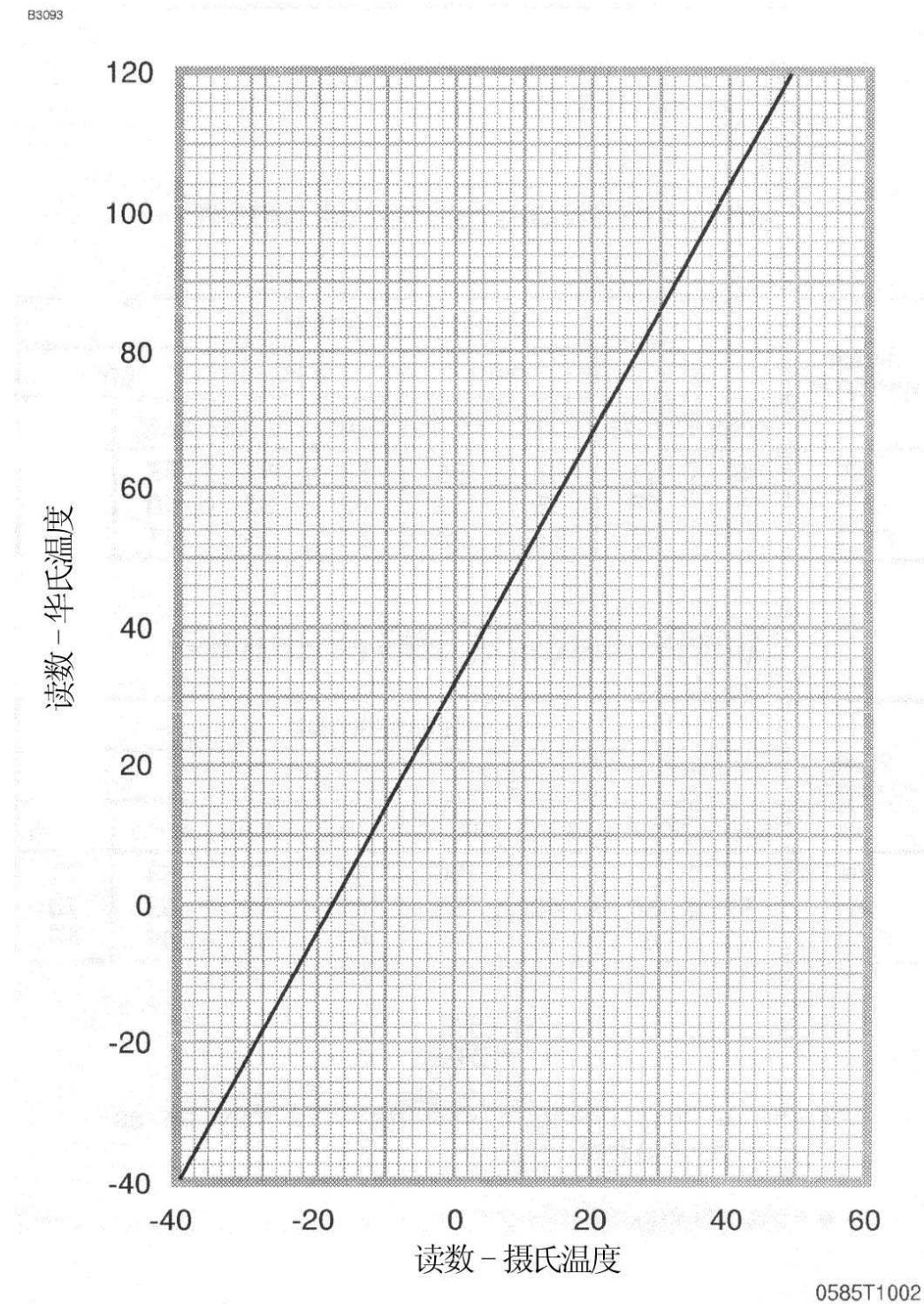


图 5-2. 温度换算表

失速速度—2450 磅

条件：无功率

重心最后

襟翼设置	坡度							
	0°		30°		45°		60°	
	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
收上	44	51	48	55	53	61	63	73
10°	35	48	38	52	42	58	50	69
30°	33	47	36	50	40	56	47	66

重心最前

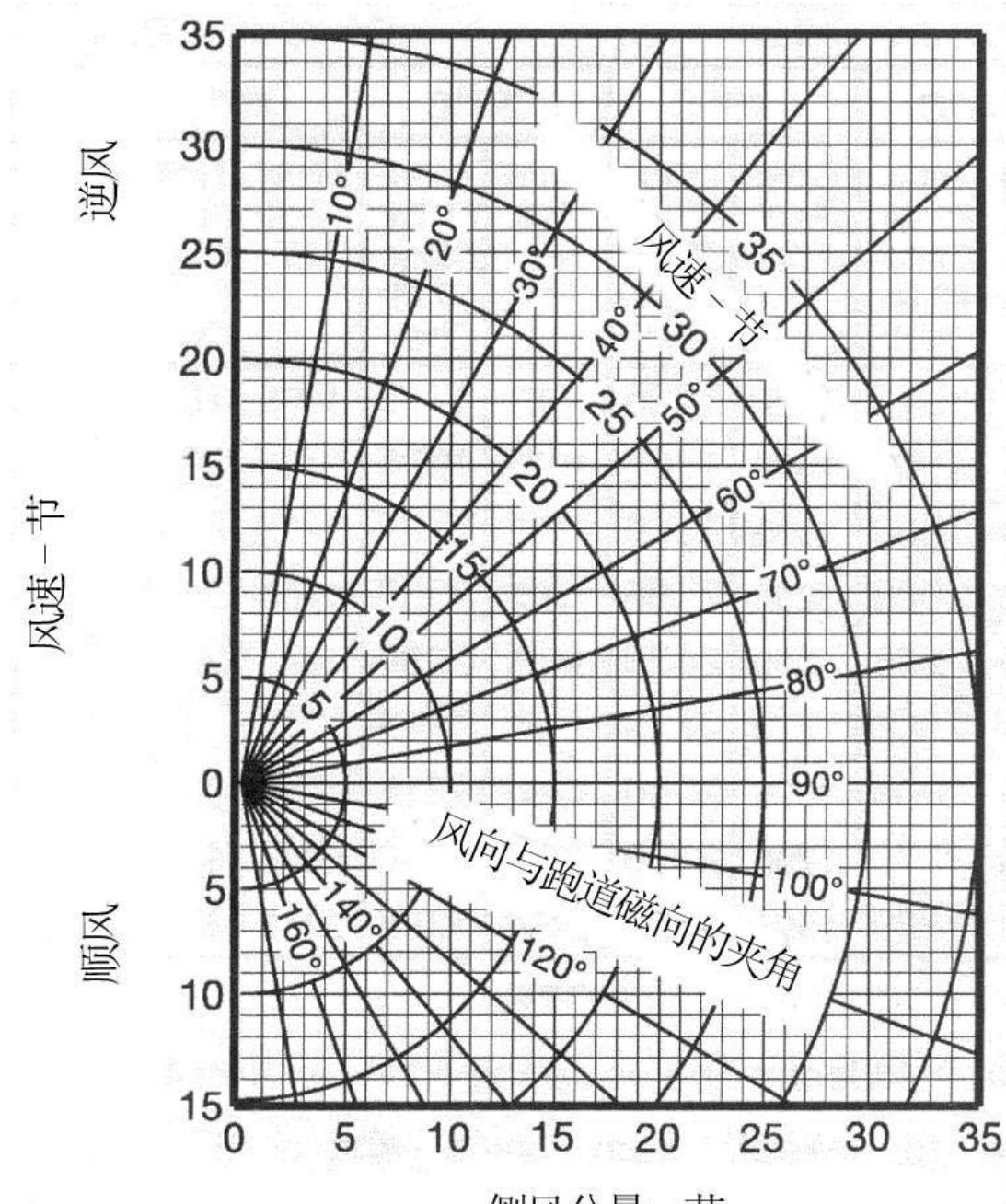
襟翼设置	坡度							
	0°		30°		45°		60°	
	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
收上	44	52	48	56	53	62	63	74
10°	37	50	40	53	44	59	53	70
30°	33	47	36	50	40	56	47	66

注

- 改出失速时的高度损失可能高至 230 英尺。
- KIAS 至为近似值。

图 5-3. 失速速度

侧风分量



侧风分量 - 节

注

最大演示侧风为 15 海里/小时（非限制风速）。

图 5-4. 侧风分量

短跑道起飞距离—2450 磅

条件:

襟翼 10°

静风

松刹车前最大功率

离路速度: 51 KIAS

铺筑的水平干跑道

50 英尺速度: 57 KIAS

压力高 度(英 尺)	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
	滑跑距 离(英 尺)	50 英尺 超障距 离(英 尺)								
基准面	845	1510	910	1625	980	1745	1055	1875	1135	2015
1000	925	1660	1000	1790	1075	1925	1160	2070	1245	2220
2000	1015	1830	1095	1970	1185	2125	1275	2290	1365	2455
3000	1115	2020	1205	2185	1305	2360	1400	2540	1505	2730
4000	1230	2245	1330	2430	1435	2630	1545	2830	1655	3045
5000	1355	2500	1470	2715	1585	2945	1705	3175	1830	3430
6000	1500	2805	1625	3060	1750	3315	1880	3590	2020	3895
7000	1660	3170	1795	3470	1935	3770	2085	4105	2240	4485
8000	1840	3620	1995	3975	2150	4345	2315	4775	---	---

注

- 短跑道起飞技术见第四章。
- 在标高 3000 英尺以上机场起飞前, 混合比应在全油门静止状态下调贫油至最大转速。
- 每 9 海里/小时逆风使距离减少 10%。在顺风至 10 海里/小时的条件下运行时, 每 2 海里/小时顺风使距离增加 10%。
- 在干的草地跑道上运行时, 滑跑距离增加 15%。
- 删除的距离值处, 爬升性能过小。

图 5-5. 短跑道起飞距离

最大爬升率速度—2450 磅

条件：

襟翼收上

全油门

压力高度 (英尺)	上升速度 (节)	上升率 - 英尺每分钟			
		-20°C	0°C	20°C	40°C
S.L.	79	830	770	705	640
2000	77	720	655	595	535
4000	76	645	585	525	465
6000	74	530	475	415	360
8000	72	420	365	310	250
10,000	71	310	255	200	145
12,000	69	200	145	---	---

注

3000 英尺以上，混合比调贫油至最大转速。

图 5-6. 最大爬升速率

爬升时间、燃油和距离—2450 磅

条件:

襟翼收上

全油门

标准大气温度

压力高度 (英尺)	温度(摄 氏度)	上升速度 (节)	上升率 (英尺每 分钟)	自海平面		
				时间(分 钟)	油耗(加 仑)	距离(海 里)
基准面	15	79	720	0	0.0	0
1000	13	78	670	1	0.4	2
2000	11	77	625	3	0.7	4
3000	9	76	575	5	1.2	6
4000	7	76	560	6	1.5	8
5000	5	75	515	8	1.8	11
6000	3	74	465	10	2.1	14
7000	1	73	415	13	2.5	17
8000	-1	72	365	15	3.0	21
9000	-3	72	315	18	3.4	25
10,000	-5	71	270	22	4.0	29
11,000	-7	70	220	26	4.6	35
12,000	-9	69	170	31	5.4	43

注

- 发动机起动、滑行和起飞增加 1.1 加仑燃油。
- 3000 英尺以上，混合比调贫油至最大转速。
- 高于标准大气温度每 10°C，时间、燃油和距离增加 10%。
- 距离基于静风条件。

图 5-7. 爬升时间、燃油和距离

巡航性能

条件:

2450 磅

建议在所有高度下调贫混合比 (参见第 4 章、巡航)。

压力高 度 (英 尺)	转速	ISA-20			ISA			ISA+20		
		% BHP	KTAS	GPH	% BHP	KTAS	GPH	% BHP	KTAS	GPH
2000	2250	---	---	---	79	115	9.0	74	114	8.5
	2200	79	112	9.1	74	112	8.5	70	111	8.0
	2100	69	107	7.9	65	106	7.5	62	105	7.1
	2000	61	101	7.0	58	99	6.6	55	97	6.4
	1900	54	94	6.2	51	91	5.9	50	89	5.8
4000	2300	--	---	---	79	117	9.1	75	117	8.6
	2250	80	115	9.2	75	114	8.6	70	114	8.1
	2200	75	112	8.6	70	111	8.1	66	110	7.6
	2100	66	106	7.6	62	105	7.1	59	103	6.8
	2000	58	100	6.7	55	98	6.4	53	95	6.2
	1900	52	92	6.0	50	90	5.8	49	87	5.6
6000	2350	--	---	---	80	120	9.2	75	119	8.6
	2300	80	117	9.2	75	117	8.6	71	116	8.1
	2250	76	115	8.7	71	114	8.1	67	113	7.7
	2200	71	112	8.1	67	111	7.7	64	109	7.3
	2100	63	105	7.2	60	104	6.9	57	101	6.6
	2000	56	98	6.4	53	96	6.2	52	93	6.0

注

- 使用推荐贫油混合比的最大巡航功率是 80% MCP。表中高于 80% MCP 的数据仅用于差值计算。高于 80% MCP 运行时, 必须使用全富油混合比。
- 巡航速度为配有整流罩的飞机。无整流罩时速度减小 2 海里/小时。

图 5-8. 巡航性能 (1/2)

巡航性能

条件:

2450 磅

建议在所有高度下调贫混合比 (参见第 4 章、巡航)。

压力高度-英尺	转速	ISA-20			ISA			ISA+20		
		% BHP	KTAS	GPH	% BHP	KTAS	GPH	% BHP	KTAS	GPH
8000	2400	--	---	---	80	122	9.2	76	121	8.7
	2350	81	120	9.3	76	119	8.7	71	118	8.2
	2300	76	117	8.7	71	116	8.2	68	115	7.8
	2200	68	111	7.7	64	110	7.3	61	107	7.0
	2100	60	104	6.9	57	102	6.6	55	99	6.4
	2000	54	96	6.2	52	94	6.0	51	91	5.9
10,000	2350	76	119	8.8	72	118	8.2	68	117	7.8
	2300	72	116	8.3	68	115	7.8	65	113	7.4
	2250	68	113	7.8	65	112	7.4	61	109	7.1
	2200	65	110	7.4	61	108	7.0	59	105	6.7
	2100	58	102	6.6	55	100	6.4	54	97	6.2
	2000	52	94	6.1	51	91	5.9	50	88	5.8
12,000	2350	73	119	8.3	69	117	7.9	65	115	7.5
	2300	69	115	7.9	65	113	7.5	62	111	7.1
	2250	65	112	7.5	62	109	7.1	59	107	6.8
	2200	62	108	7.1	59	105	6.8	57	103	6.6
	2100	56	100	6.4	54	97	6.2	53	94	6.1

注

- 使用推荐贫油混合比的最大巡航功率是 80% MCP。表中高于 80% MCP 的数据仅用于差值计算。高于 80% MCP 运行时, 必须使用全富油混合比。
- 巡航速度为配有整流罩的飞机。无整流罩时速度减小 2 海里/小时。

图 5-8. 巡航性能 (2/2)

航程包线

45 分钟备用燃油

53 加仑可用燃油

条件:

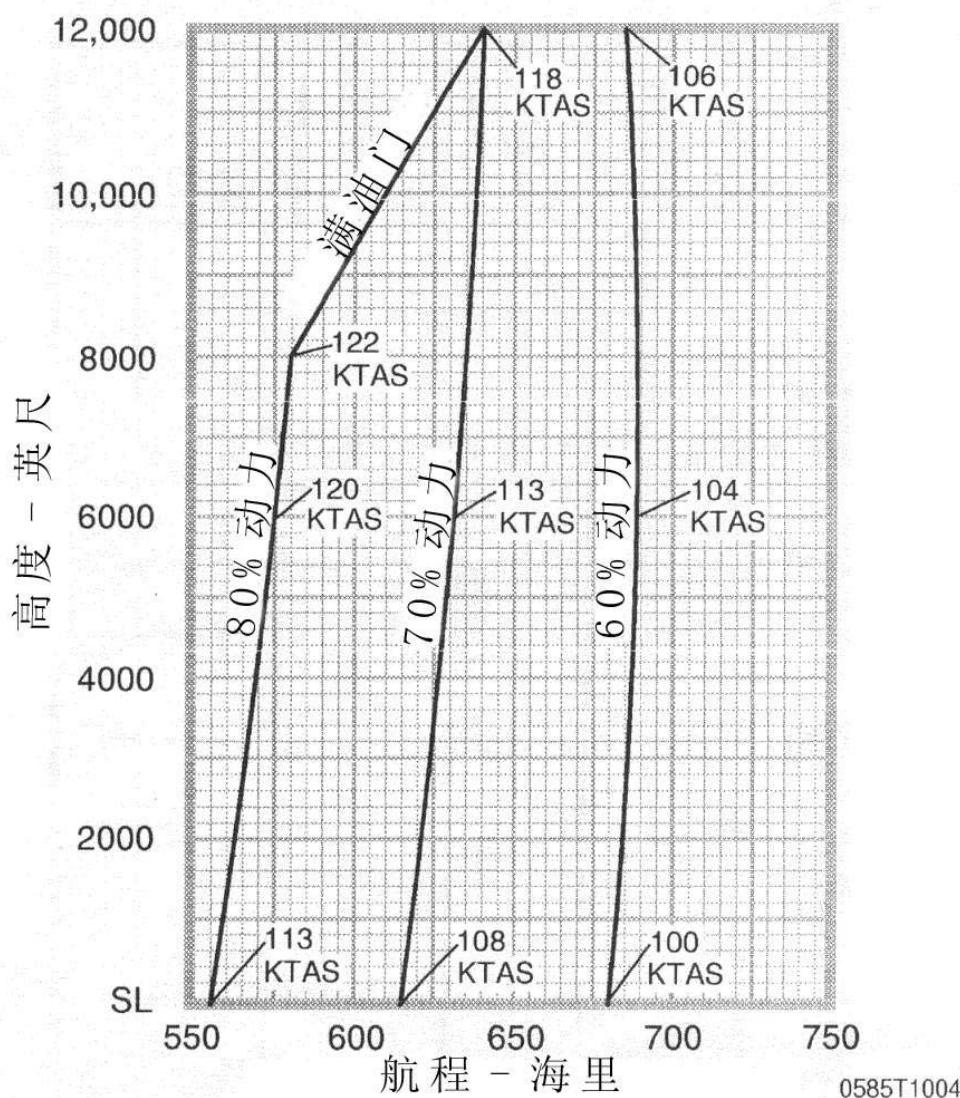
2450 磅

标准大气温度

建议在所有高度下调贫混合比

静风

B2303



注

- 图中包括了发动机起动、滑行、起飞和爬升燃油，以及爬升距离。
- 性能所示的飞机配有整流罩。这使巡航速度增加约 2 海里/小时。

图 5-9. 航程包线

续航包线

45 分钟备用燃油

53 加仑可用燃油

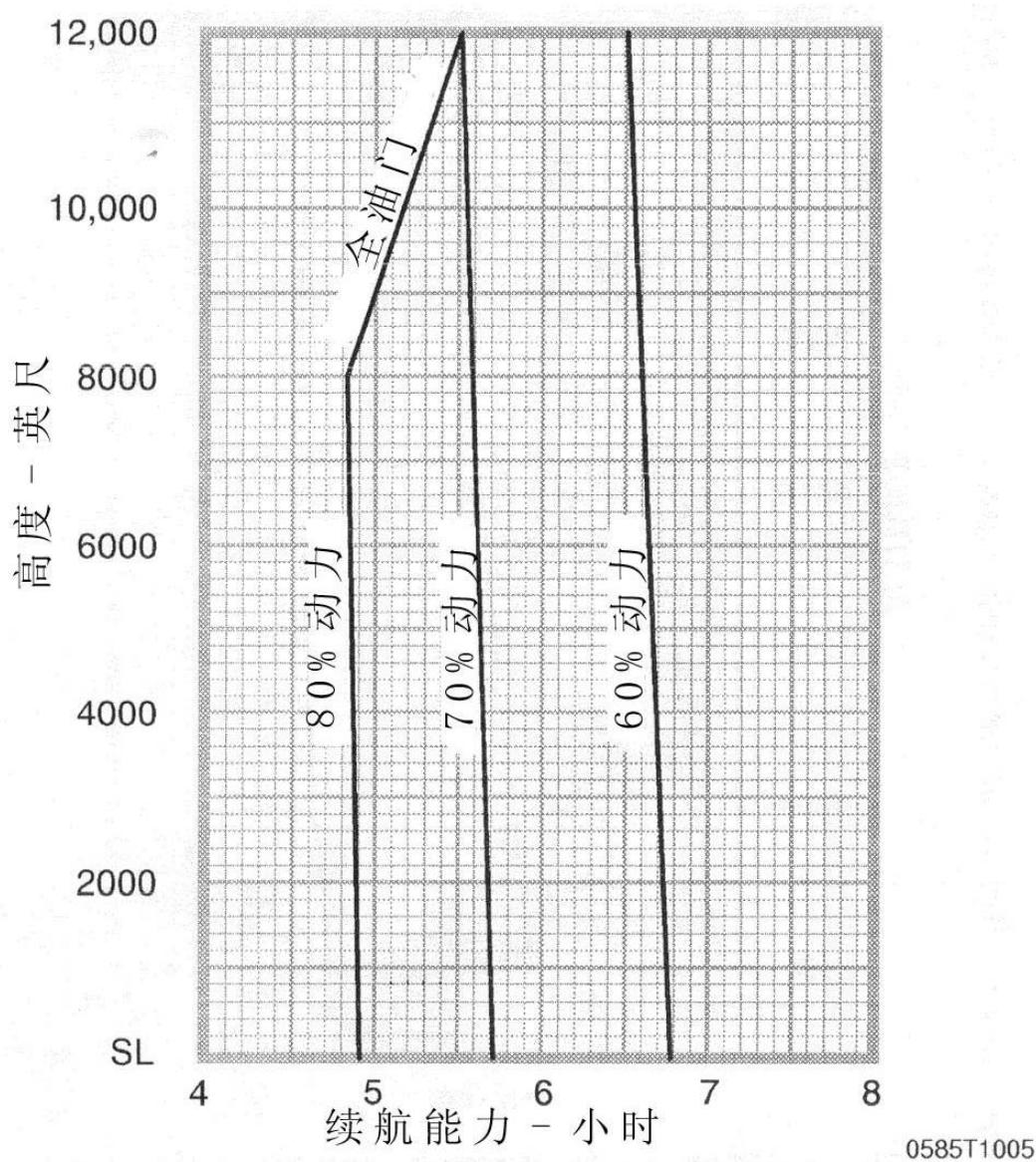
条件:

2450 磅

标准大气温度

建议在所有高度下调贫混合比

B2305



注

图中包括了发动机起动、滑行、起飞和爬升燃油，
以及爬升距离。

图 5-9. 续航包线

短跑道着陆距离—2450 磅

条件：

襟翼 30°

静风

油门收光

铺筑的水平干跑道

最大刹车

50 英尺速度: 62 KIAS

压力高度 (英尺)	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
	滑跑 距离 (英尺)	50 英 尺超 障总 距离 (英尺)								
S. L.	525	1250	540	1280	560	1310	580	1340	600	1370
1000	545	1280	560	1310	580	1345	600	1375	620	1405
2000	565	1310	585	1345	605	1375	625	1410	645	1440
3000	585	1345	605	1380	625	1415	650	1445	670	1480
4000	605	1380	630	1415	650	1450	670	1485	695	1520
5000	630	1415	650	1455	675	1490	700	1525	720	1560
6000	655	1455	675	1490	700	1530	725	1565	750	1605
7000	680	1495	705	1535	730	1570	755	1610	775	1650
8000	705	1535	730	1575	755	1615	780	1655	810	1695

注

- 短跑道着陆技术见第四章。
- 每 9 海里/小时逆风使距离减少 10%。在顺风至 10 海里/小时的条件下运行时，每 2 海里/小时顺风使距离增加 10%。
- 在干的草地跑道上运行时，滑跑距离增加 45%。
- 襟翼收上位着陆时，进近速度增加 7 KIAS，距离增加 35%。

图 5-11. 短跑道着陆距离

第六章

重量和平衡/设备清单

目 录

	页码
介绍	6-3
飞机称重程序	6-3
飞机称重图	6-5
重量和平衡记录样本	6-7
重量和平衡	6-8
行李系留	6-9
装载问题示例表	6-10
装载图	6-12
装载布局图	6-13
客舱内部尺寸	6-14
重心力矩包线	6-15
重心极限	6-16
综合设备清单	6-17

介绍

本章所讨论的程序用于确定飞机的基本空重与力矩，并提供一些样本表格以作参考，也提供了用于各种操作的计算重量与力矩的程序。有关重量和平衡的其他信息，可以参考飞机重量和平衡手册（FAA-H-8083-1）。在本章后面，列出了本机型可用的所有 CESSNA 设备的综合清单。

所有有关该飞机出厂交付使用时的详细资料，如飞机重量、力臂、力矩及已安装的设备等，都能够在本手册后面附带的塑料封袋中找到。

警告

确保飞机正确地装载是飞行员的责任。超出规定重量与平衡限制的操作，会导致事故和严重或致命的损害。

飞机称重程序

1. 准备：
 - a. 轮胎充气到推荐的操作压力。
 - b. 放油。参见维修手册。
 - c. 根据要求添加发动机滑油至正常满位（油尺约 7 夸脱）。
 - d. 将滑动座椅移到最前位。
 - e. 襟翼收到完全收上位。
 - f. 将所有操纵舵面置于中立位。
 - g. 从飞机上拆卸掉所有不必要的物件。

飞机称重程序 (续)

2. 调水平(level)

- a. 将称置于每个机轮下 (最低秤重能力, 1000 磅)。
- b. 使前轮胎放气和/或降低或抬高前轮支柱, 使水平尺上的气泡位于中间 (参见图 6-1)。

3. 秤重:

- a. 在关闭的机库里为飞机称重, 避免由于气流而引起的误差。
- b. 当飞机调平并松开刹车时, 记录下每个称上显示的重量。从每个读数值中减去皮重 (若有)。

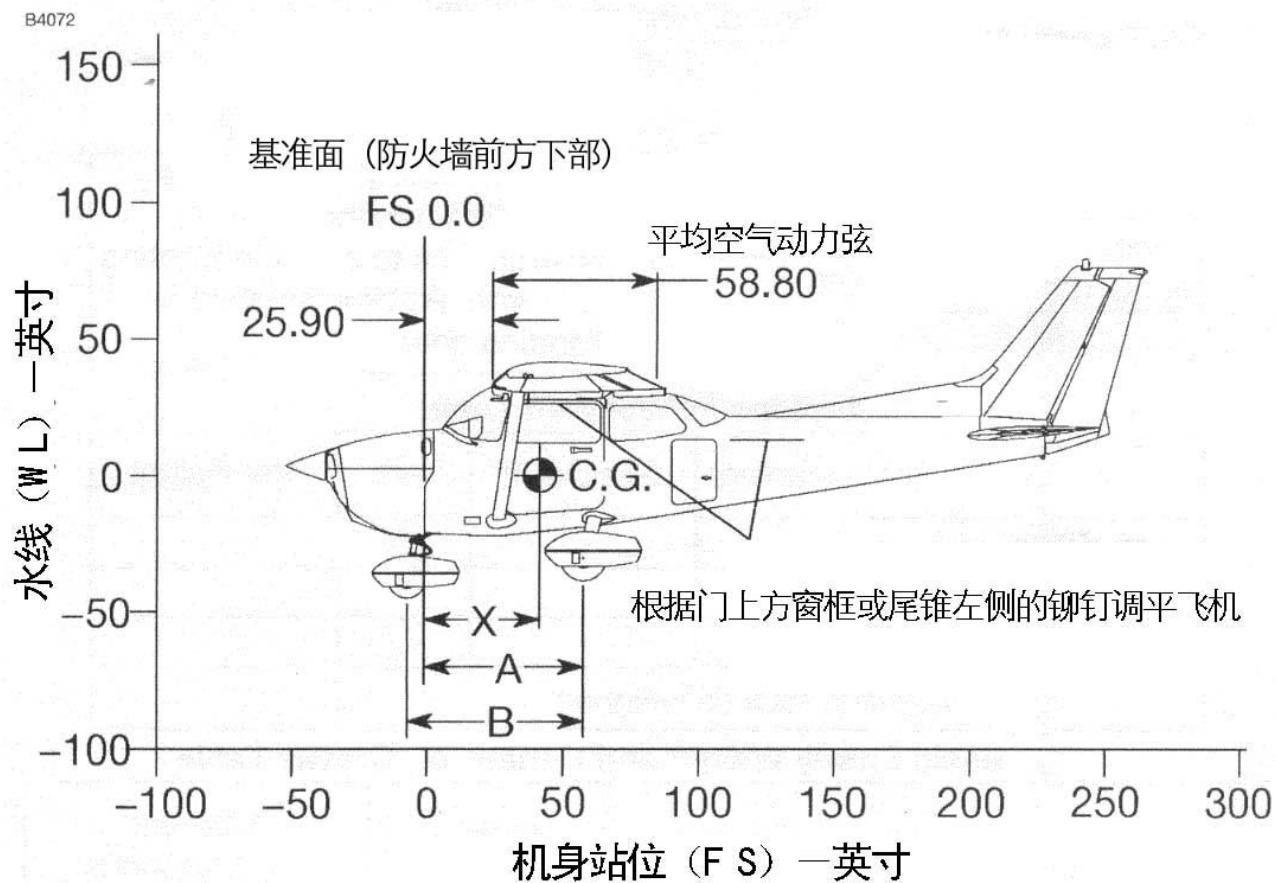
4. 测量:

- a. 通过水平测量 (沿飞机中线) 从两主轮之间连线的中心到防火墙垂直线测得尺寸 A。
- b. 在与飞机中线平行的线上水平测量: 从前轮轴中线左侧, 到从主轮中线之间垂直延伸线测得尺寸 B。在右侧重复此程序, 然后算出测量值的平均值。

5. 使用第 3 项测得的重量和第 4 项测得的尺寸, 通过图 6-1 可以确定飞机基本空重和重心。
6. 由于改造或维修而导致的飞机重量与平衡变化必须被永久记录在《飞行员操作手册》中类似图 6-2 表格中。
7. 进行大修或改造后, 要根据实际测量确定新的基本空机重量和重心力臂。建议以少于 5 年的时间间隔对飞机重新称重, 以确认飞机的基本空机重量和重心力臂。

(接下页)

飞机称重图



注

确保飞机正确地装载是飞行员的责任。

图 6-1 (第 1 张/共 2 张)

飞机称重图

在起落架上确定飞机的重心

在纵轴上确定飞机的重心公式：

$$(X) = (A) - \frac{(前起落架净重) () \times (B)}{\text{前起落架和主起落架总重} ()} = () \text{ 基准面后英寸}$$

确定平均空气动力弦 (%)

平均空气动力弦 (%) 公式

$$\text{平均空气动力弦重心位置} (\%) = \frac{\text{(飞机重心力臂)} - 25.90}{0.5880}$$

测量 A 和 B

参照每部《飞行员操纵手册》中 A 和 B 测量指导以确定起落架上飞机的重心。

调平措施

纵轴—尾锥左侧 FS 108.00 和 142.00

位置	秤重读数	秤重误差	皮重	净重
左轮				
右轮				
前轮				
飞机总重				

项目	重量 (磅)	重心 (英寸)	力矩 (英寸-磅/1000)
飞机 (计算或秤重) (包括所有不可放出 液体和所有滑油)			
可放出不可用燃油 6.0 磅/加仑 (3 加仑)	18.0	46.0	0.83
基本空机重量			

图 6-1 (第 2 张/共 2 张)

重量和平衡记录样本

B0399

重量和平衡记录例表

(影响重量和平衡的结构和设备改变的连续历史记录)

图 6-2

重量和平衡

下列数据将使你能够在规定的重量与重心限制中操作赛斯纳。要计算重量与平衡,按照下面方法使用装载问题示例表(图 6-3)、装载曲线图(图 6-4)和重心矩包线(图 6-7):

根据你的重量和平衡记录,在装载问题示例表的“你的飞机”一栏中,填入基本空机重量和力矩/1000。

注

在这些记录中,除了标注了基本空重与力距外,还有重心力臂(机身站位),但不需在装载问题图表上使用。所示的力矩必须除以 1000,在载荷问题图表上使用的该值为力矩/1000。

使用装载图来为每个附加项目决定力矩/1000;然后填入装载问题图表。

注

飞行员、旅客与行李的装载曲线图数据是根据乘员的平均座位位置及装载在行李舱中间的行李来决定的,这显示在装载图上。对可能与此不同的载荷,负载问题示例列出了这些项目的机身站位,以指示它们前、后重心范围限制(座椅移动与行李区域限制)。如果装载位置与装载曲线图上所示的不同,要根据所装载物件的实际重量与重心力臂(机身站位)另外计算力矩。

(接下页)

重量和平衡（续）

将这些重量和力矩/1000 加总，并把这些值绘在重心力矩包线图上，以确定它们是否落在包线之内，装载是否可以接受。

行李系留

标准设备里提供了带有固定带的尼龙行李网，用以固定后排座椅后客舱地板上的行李（行李区 A），以及后行李区域内（行李区 B）的行李。六个吊环螺栓用作该网的连接点。其中 2 个吊环螺栓用于前固定带、装在靠近行李舱门（站位约为 90）正前方每个侧壁的客舱地板上；2 个吊环螺栓装在每个侧壁（站位约为 107）的客舱地板稍内侧上；还有 2 个吊环螺栓则安装在靠近每个侧壁（站位约为 107）的后窗下面。行李舱门上的标牌标明了行李区域内的重量限制。

当行李区 A 仅用于装载行李时，根据行李的高度，可以使用前地板安装的两个吊环螺栓及两个安装在后地板上的吊环螺栓（或这两个吊环螺栓位于后窗下）。当行李仅堆放在行李区 2 时，应使用安装在后舱地板与后窗下的吊环螺栓。两个区域都装载有行李时，六个吊环螺栓都必须使用。

装载问题示例表

项目描述	重量和力矩表格			
	装载飞机范例		你的飞机	
	重量 (磅)	力矩 (磅-英寸 /1000)	重量 (磅)	力矩 (磅-英寸 /1000)
1. 基本空机重量 (根据其当前装备的设备, 使用你所飞飞机的数据, 包括不可用燃油和满滑油)	1639	64.4		
2. 可用燃油 (6 磅/加仑)				
标准燃油 (最多 53 加仑)				
减燃油 (35 加仑)	210	10.1		
3. 飞行员和前座乘客 (站位 32 至 50)	340	12.6		
4. 后座乘客	220	16.0		
5. * 行李区 A(站位 82 至 108) 最大 120 磅	48	3.4		
6. * 行李区 B (站位 108 至 142) 最大 50 磅				
7. 机坪重量和力矩 (项目总和)	2457	106.5		
8. 发动机起动、滑行和试车燃油	-7.0	-0.3		
9. 起飞重量和力矩 (第 7 项减去第 8 项)	2450	106.2		
10. 在重心力矩包线图中找出此点 (2450 和 106.2), 因为此点在包线内, 所以装载合适。				

* 行李舱 1 和 2 的最大允许装载总和为 120 磅。

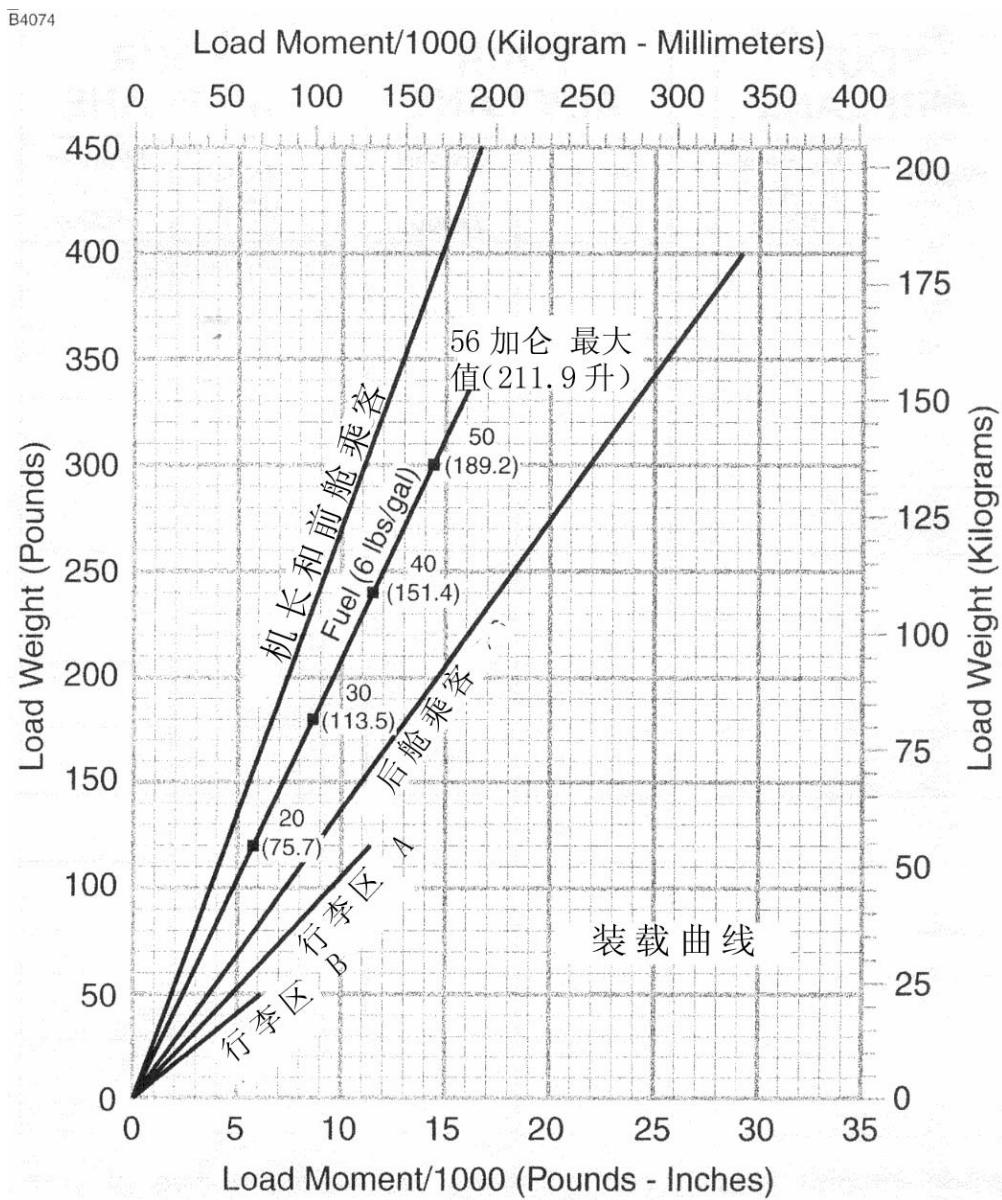
图 6-3 (第 1 张/共 2 张)

装载问题示例表

当运行中存在多种装载类型时，填写以上一列或多列装载图表以使特定的装载一目了然是非常有用的。

图 6-3 (第 2 张/共 2 张)

装载图

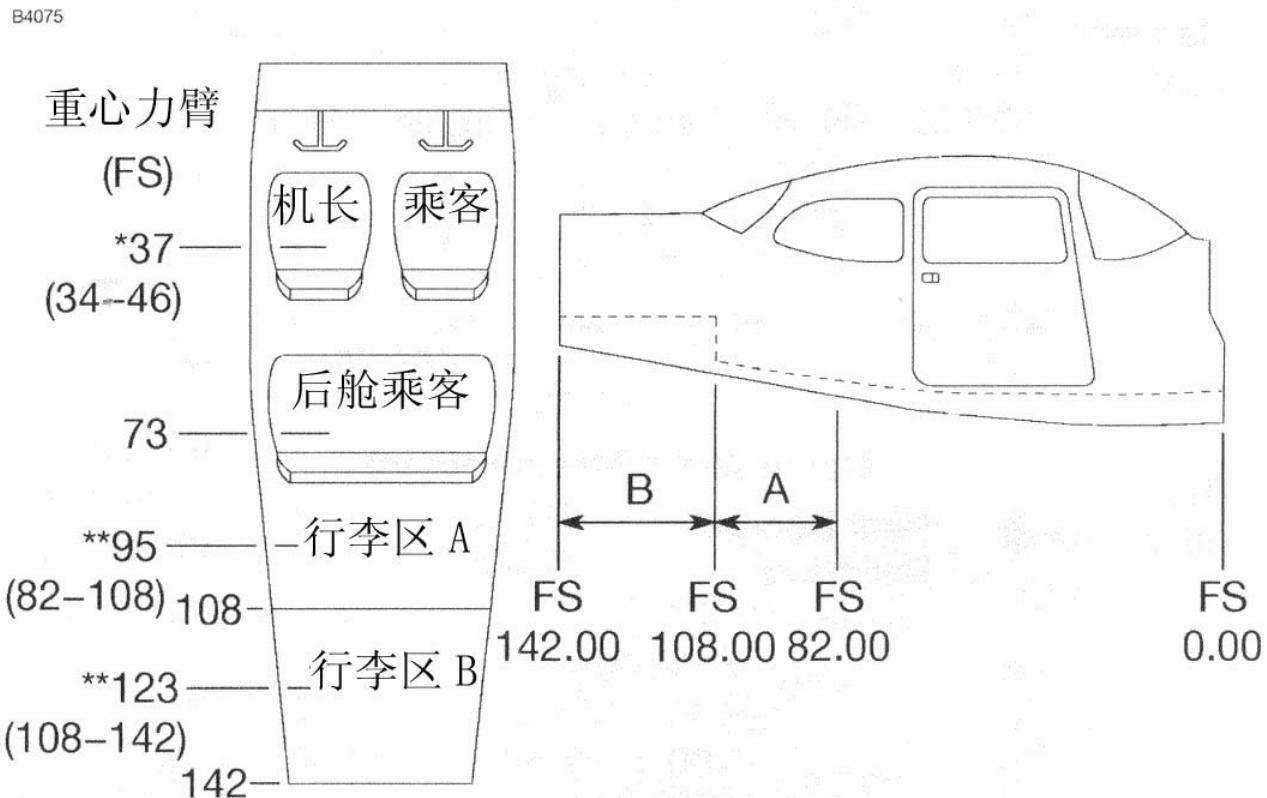


注

代表可调整座位的曲线，显示的是坐在座位上的一般体重的飞行员或乘客的重心。请参考装载布局图，以获得乘员中心范围的前后极限。

图 6-4

装载布局图



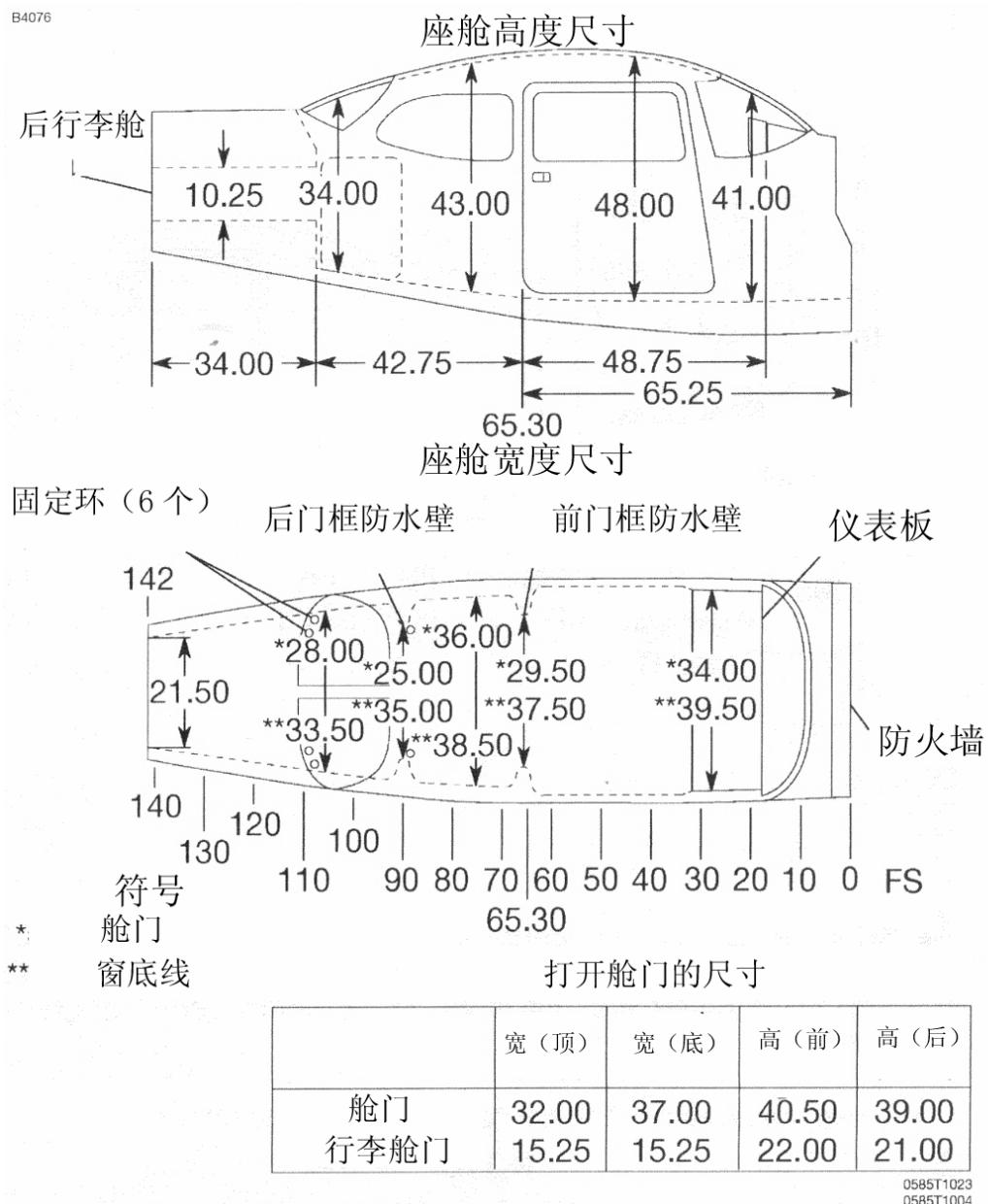
- * 可调座椅飞行员或乘客的重心为平均乘员的重心位置。括弧里的数字表示乘员重心的前后限制范围。
- ** 测量的力臂是图示区域的中心。

注

- 可用燃油重心臂是位于站位 48.00 处。
- 为了确定行李区的机身站位的位置，使用后行李舱壁（约站位 108.00）或后行李舱壁（约站位 142.00）作为适当的内部基准点。

图 6-5

客舱内部尺寸



注

- 地板最大允许负载：200 磅/平方英尺。
- 图示所有尺寸均为英寸。

图 6-6

重心力矩包线

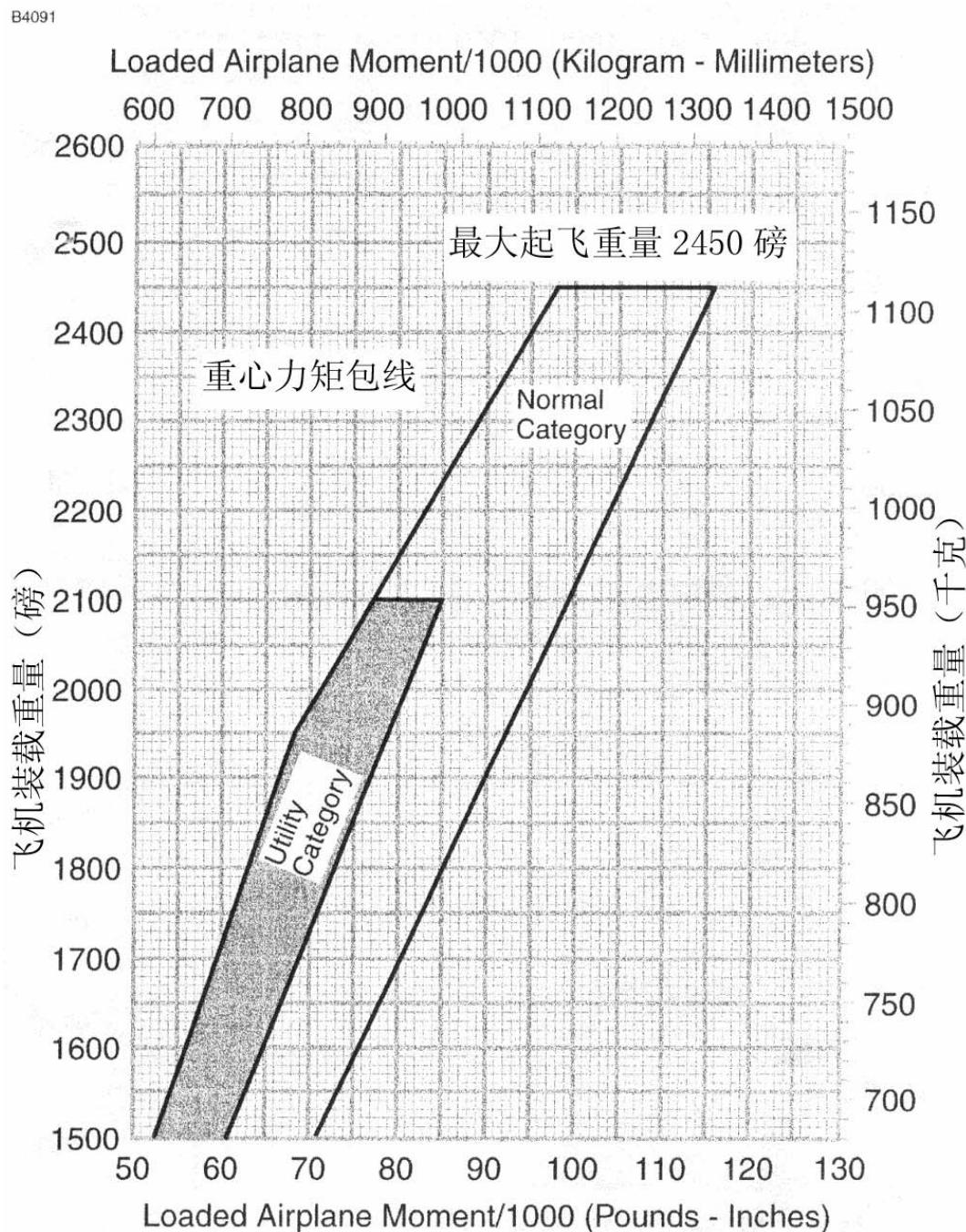


图 6-7

重心极限

重心极限

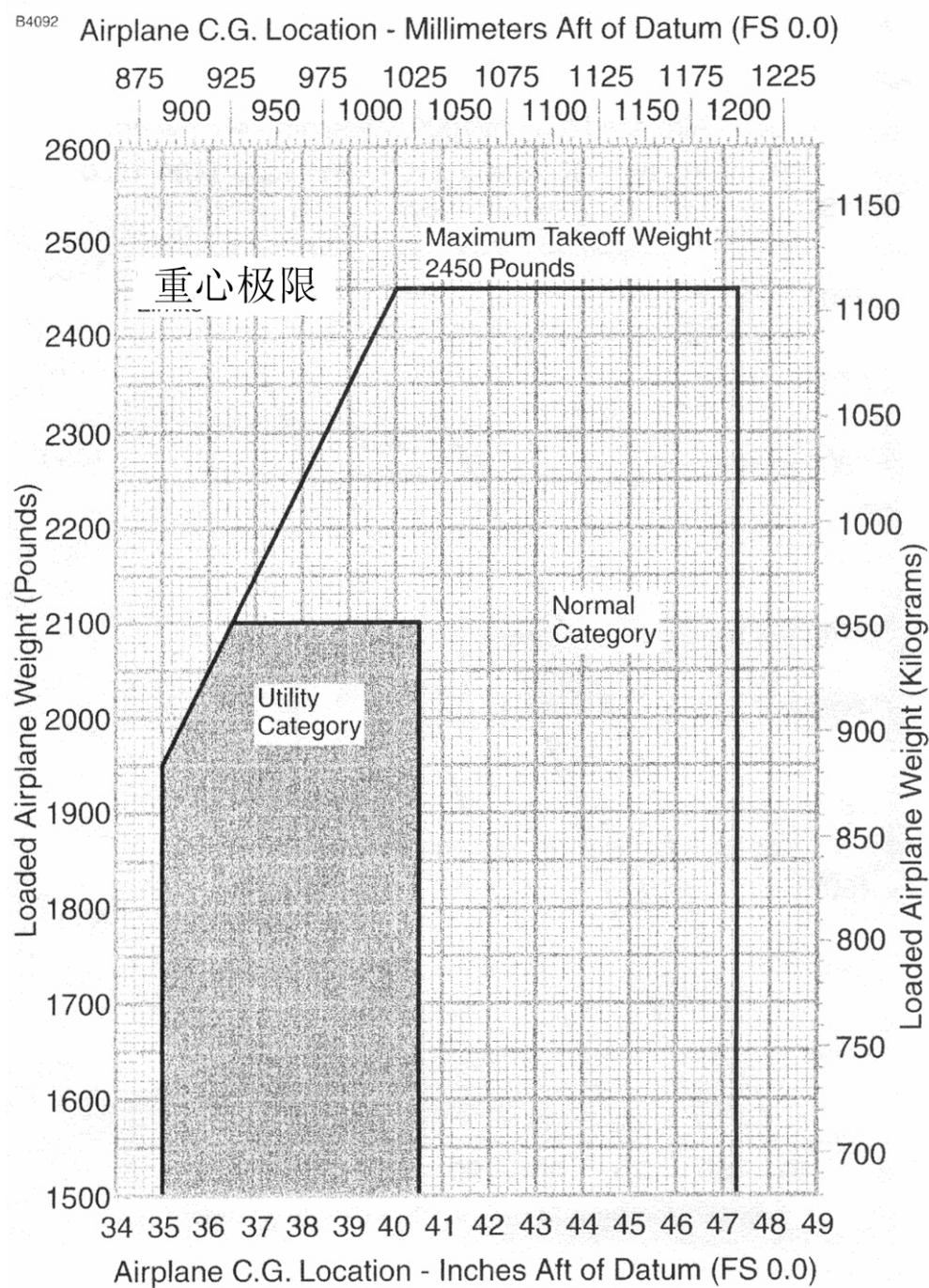


图 6-8

综合设备清单

以下表格（图 6-9）为所有赛斯纳 172R 飞机可选设备的综合设备清单。综合设备清单表格项目中提供以下信息：

在项目编号（ITEM NO.）栏，每个项目都指定了一个代码号。最前两位数字代码表示航空运输组织规范 100 个分项中的项目（11 为图装和标牌，24 为电气；77 为发动机指示；等等）。这些标识也和飞机维护手册中的章节一致。在前两位代码（和连字号）后是每个项目的特定的顺序号（01, 02, 03 等）。顺序号（和连字号）后，为每一个确定的设备指定了一个后缀字符，用以标注需要项目、标准项目或选装项目。后缀字符如下：

R = 取得 FAA 证书的需要项目或设备

S = 标准设备项目

O = 替代需要项目或标准项目的选装设备项目

A = 需要项目或标准项目以外的选装设备项目

在设备清单描述（EQUIPMENT LIST DESCRIPTION）栏目中，每个项目标识了一个特定的名称以识别其功能。

在参考标签（REF DRAWING）栏目中，是与项目相对应的赛斯纳标签号。

注

如果要添加其它设备，必须根据参考标签、服务通告和单独的 FAA 批准件进行添加。

在重量磅（WT LBS）和力臂英寸（ARM INS）栏目中，提供了设备项目的重量（磅）和力臂（英寸）。

注

- 除非特别指出，表示的重量和力臂为实际值（非净改变值）。正力臂为在飞机基准面后方的距离。负力臂为基准面前方的距离。
- 重量和力臂栏目中的星号（*）表示完整组件安装。一些主要部件的安装紧跟其后。主要部件安装的总和不一定等于完全组件安装。

ITEM NO	EQUIPMENT LIST DESCRIPTION	REF DRAWING	WT LBS	ARM INS.
	11 - PLACARDS AND MARKINGS			
11-02-S	PAINT, OVERALL WHITE W/COLOR STRIPE - OVERALL WHITE COVER - COLOR STRIPING	0500531	19.2* 18.4 0.8	95.4* 91.5 135.9
	21 - AIR CONDITIONING			
21-01-S	VENTILATORS, ADJUSTABLE, CABIN AIR	0513575-2	1.7	60.0
21-02-S	CABIN HEATER SYSTEM, SHROUDED MUFFLER TYPE	0550365	2.5	-4.0
21-03-R	FORWARD AVIONICS COOLING FAN - MC24B3	3930379	0.5	12.7
21-04-R	AFT AVIONICS COOLING FAN	3940397	1.1	109.0
	22 - AUTO FLIGHT			
22-03-O	TWO AXIS AUTOPILOT - KAP 140 TWO AXIS AUTOPILOT COMPUTER WITH ALTITUDE PRESELECT AND GPS ROLL STEERING - KS-270C PITCH SERVO - KS-272C PITCH TRIM SERVO - KS-271C ROLL SERVO	3930492 0501145-1 0501153-1 3940400-1	2.6 4.2 4.1 3.6	12.0 171.3 175.5 54.2
	23 - COMMUNICATIONS			
23-01-S	STATIC DISCHARGE WICKS (SET OF 10)	0501048-1	0.4	143.2
23-18-R	AUDIO/INTERCOM/MARKER BEACON - GMA 1347 AUDIO PANEL - CI-102 MARKER BEACON ANTENNA	3930377 3960193-5	1.7 0.5	16.3 129.0
23-20-R	NAV/COM/GPS#1 COMPUTER - GIA 63 INTEGRATED AVIONICS UNIT - CI 2480-200 VHF COMM/GPS ANTENNA	3921155 3940397 3960220-3	4.9 0.5	113.3 61.2
23-21-S	NAV/COM/GPS#2 COMPUTER - GIA 63 INTEGRATED AVIONICS UNIT - CI 2480-400 VHF COMM/GPS/XM ANTENNA	3921155 3940397 3960220-4	4.9 0.5	113.3 61.2
	24 - ELECTRICAL POWER			
24-01-R	ALTERNATOR, 28 VOLT, 60 AMP -9910591-11	0550365	10.0	-29.0
24-02-R	BATTERY, 24 VOLT, 12.75 AMP HOUR	0518006	23.2	-5.0
24-03-R	POWER DISTRIBUTION MODULE S3100-344 - ALTERNATOR CONTROL - MASTER CONTACTOR - STARTER CONTACTOR - AMMETER TRANSDUCER	0518006 AC2101 X61-0007 X61-0012 CS3100	6.4* 0.2 0.7 0.7 0.1	-2.5* -2.5 -2.5 -2.5 -2.0
24-07-S	BATTERY, STANDBY - AVT 200413	0518025	14.0	11.2

图 6-9 (第 1 张/共 6 张)

ITEM NO	EQUIPMENT LIST DESCRIPTION	REF DRAWING	WT LBS	ARM INS.
25 - EQUIPMENT/FURNISHINGS				
25-01-R	SEAT, PILOT, ADJUSTABLE, CLOTH COVER	0719025-1	33.8	41.5
25-02-O	SEAT, PILOT, ADJUSTABLE, LEATHER/VINYL COVER	0719025-4	34.3	41.5
25-03-S	SEAT, FRONT PASSENGER, ADJUSTABLE, CLOTH COVER	0719025-1	33.8	41.5
25-04-O	SEAT, FRONT PASSENGER, ADJUSTABLE, LEATHER/VINYL COVER	0719025-4	34.3	41.5
25-05-S	SEAT, REAR PASSENGER, TWO PIECE BACK, CLOTH COVER	0719028-1	50.0	82.0
25-06-O	SEAT, REAR PASSENGER, TWO PIECE BACK, LEATHER/VINYL COVER	0719028-2	51.0	82.0
25-07-R	SEAT BELT AND SHOULDER HARNESS, INERTIA REEL, AUTO ADJUST, PILOT AND FRONT PASSENGER	0519031-1	5.2	50.3
25-08-O	SEAT BELT AND SHOULDER HARNESS, INERTIA REEL, MANUAL ADJUSTABLE, PILOT AND FRONT PASSENGER	0519031-200	4.0	50.3
25-09-S	SEAT BELT AND SHOULDER HARNESS, INERTIA REEL, AUTO ADJUST, REAR SEAT	0519031-1	5.2	87.8
25-10-O	SEAT BELT AND SHOULDER HARNESS, INERTIA REEL, MANUAL ADJUSTABLE, REAR SEAT	0519031-200	4.0	87.8
25-11-S	SUN VISOR (SET OF 2)	0514166-2	1.1	32.8
25-12-S	BAGGAGE RESTRAINT NET	2015009-7	0.5	95.0
25-13-S	CARGO TIEDOWN RINGS (SET OF 10)	0515055-6	0.2	95.0
25-15-R	PILOT'S OPERATING HANDBOOK AND FAA APPROVED AIRPLANE FLIGHT MANUAL (STOWED IN FRONT PASSENGER'S SEAT BACK)	0500832-1	2.2	50.0
25-16-S	FUEL SAMPLING CUP (STOWED IN PILOT'S SEAT BACK)	S2107-1	0.1	50.0
25-17-S	TOW BAR, NOSE GEAR (STOWED)	0501019-1	1.7	124.0
25-18-R	EMERGENCY LOCATOR TRANSMITTER - ELT TRANSMITTER - ANTENNA AND CABLE ASSEMBLY	3940401-1 3940440 3940440	1.8 0.1 122.0	113.3 15.0 122.0
25-39-R	GARMIN G1000 COCKPIT REFERENCE GUIDE (STOWED IN COCKPIT SIDE PANEL POCKET)			
25-40-S	APPROACH PLATE HOLDER	0715083-1	0.1	22.0

图 6-9 (第 2 张/共 6 张)

ITEM NO	EQUIPMENT LIST DESCRIPTION	REF DRAWING	WT LBS	ARM INS.
26 - FIRE PROTECTION				
26-01-S	FIRE EXTINGUISHER	0501011-2		.
	- FIRE EXTINGUISHER, HAND TYPE	A352GS	4.8	44.0
	- MOUNTING CLAMP AND HARDWARE	1290010-1	0.5	42.2
27 - FLIGHT CONTROLS				
27-01-S	DUAL CONTROLS, RIGHT SEAT	0506008-1	5.5*	12.4*
	- CONTROL WHEEL, COPILOT	0513576-4	2.6	26.0
	- RUDDER AND BRAKE PEDAL, COPILOT	0510402-16	1.1	6.8
27-02-A	RUDDER PEDAL EXTENSION (SET OF 2) (INSTALLED ARM SHOWN)	0501082-1	2.9	8.0
28 - FUEL				
28-01-R	AUXILIARY FUEL PUMP - 5100-00-4	0516015	1.9	9.5
28-03-R	FUEL SENDER - S3852-2	0522644	0.1	47.4
30 - ICE AND RAIN PROTECTION				
30-01-S	PITOT HEAT	0523080	0.1	28.0
31 - INDICATING/RECORDING SYSTEM				
31-02-S	RECORDING HOURMETER - C664503-0103	0506009	0.5	16.1
31-04-R	PNEUMATIC STALL WARNING SYSTEM	0523112	0.4	28.5
31-05-R	GEA 71 ENGINE/AIRFRAME UNIT	3930377	2.2	11.4
31-06-R	GTP 59 OUTSIDE AIR TEMPERATURE (OAT) PROBE	0518006	0.1	41.5
32 - LANDING GEAR				
32-01-R	WHEEL BRAKE AND TIRE, 6.00 X 6 MAIN (2)	0541200-7,-8	34.4*	57.8*
	- WHEEL ASSEMBLY, (EACH)	C163001-0104	6.2	58.2
	- BRAKE ASSEMBLY, (EACH)	C163030-0111	1.8	54.5
	- TIRE, 6-PLY, 6.00 X 6, BLACKWALL	C262003-0101	7.9	58.2
	- TUBE, (EACH)	C262023-0102	1.3	58.2
32-02-R	WHEEL AND TIRE ASSY, 5.00 X 5 NOSE	0543062-17	9.5*	-6.8*
	- WHEEL ASSEMBLY	1241156-12	3.5	-6.8
	- TIRE, 6-PLY, 5.00 X 5, BLACKWALL	C262003-0202	4.6	-6.8
	- TUBE	C262023-0101	1.4	-6.8
32-03-A	WHEEL FAIRINGS AND INSTALLATION	0541225-1	16.5*	48.1*
	- WHEEL FAIRING, NOSE	0543079-3	3.5	-3.5
	- WHEEL FAIRINGS, MAIN (SET OF 2)	0541223-1, -2	10.1	61.1
	- BRAKE FAIRINGS (SET OF 2)	0541224-1, -2	1.1	55.6
	- MOUNTING PLATE (SET OF 2)	0541220-1, -2	0.8	59.5
32-04-O	HUB CAPS, WHEELS	0741048-8	0.1	62.1

图 6-9 (第 3 张/共 6 张)

ITEM NO	EQUIPMENT LIST DESCRIPTION	REF DRAWING	WT LBS	ARM INS.
33 - LIGHTS				
33-01-S	MAP LIGHT IN CONTROL WHEEL	0706015	0.2	21.5
33-02-S	COURTESY LIGHTS UNDER WING	0521101-8	0.5	61.0
33-04-S	FLASHING BEACON	0506003-6	1.4	204.7
33-05-R	ANTICOLLISION STROBE LIGHT	0723628	3.4	43.3
33-06-S	LANDING AND TAXI LIGHT	0523029-7	2.4	28.7
34 - NAVIGATION				
34-01-R	INDICATOR, AIRSPEED - S3325-1	0506009	0.6	16.2
34-02-S	ALTERNATE STATIC AIR SOURCE	0501017-1	0.2	15.5
34-03-R	ALTIMETER, SENSITIVE WITH 20 FOOT MARKINGS, INCHES OF MERCURY AND MILLIBARS - S3328-1	0506009	0.9	14.0
34-06-R	COMPASS, MAGNETIC	0513262-3	0.5	18.0
34-17-R	TRANSPOUNDER - GTX-33 TRANSPOUNDER - CI 105-16 TRANSPOUNDER ANTENNA	3940397 3910317-5 3960191	3.0 0.4	134.0 86.3
34-18-R	PFD DISPLAY - GDU-1040 DISPLAY	3930377 3910317-1		16.4
34-19-R	MFD DISPLAY - GDU-1040 DISPLAY	3930377 3910317-1		16.4
34-20-R	ATTITUDE HEADING REFERENCE SENSOR (AHRS) - GRS 77 AHRS - GMU 44 MAGNETOMETER	3940397 3910317-3 3940398	2.4 0.4	134.0 52.7
34-21-R	AIR DATA COMPUTER - GDC 74A AIR DATA COMPUTER	3940397 3910317-6		11.4
34-23-S	BLIND YAW RATE SENSOR (TURN COORDINATOR)	3930493	1.0	15.5
34-24-O	WX 500 STORMSCOPE - PROCESSOR - S3100-276 - ANTENNA - 805-10930-001	3940403 3960206	2.5 1.0	162.0 175.4
34-25-S	GDL-69A DATALINK	3940397	1.9	112.8
34-26-O	AUTOMATIC DIRECTION FINDER (ADF) - KR 87 ADF RECEIVER - ADF ANTENNA	3930494 3960187	3.2 4.2	12.1 39.3
34-27-O	DISTANCE MEASURING EQUIPMENT (DME) - KN 63 REMOTE DME - CI 105-16 DME ANTENNA	3940448 3960231	2.8 0.4	154.0 114.5
34-28-O	KTA 810 TRAFFIC ADVISORY SYSTEM	3940441	8.8	165.0

图 6-9 (第 4 张/共 6 张)

ITEM NO	EQUIPMENT LIST DESCRIPTION	REF DRAWING	WT LBS	ARM INS.
	37 - VACUUM			
37-01-R	ENGINE DRIVEN VACUUM PUMP			
	- VACUUM PUMP - AA3215CC	0501135	2.1	-5.0
	- COOLING SHROUD	1201998-1	0.2	-5.6
	- FILTER	1201075-2	0.3	2.0
	- VACUUM REGULATOR	AA2H3-2	0.5	2.0
37-04-R	VACUUM TRANSDUCER - P165-5786	0501135	0.3	10.3
	53 - FUSELAGE			
53-01-S	REFUELING STEPS AND HANDLE	0513415-2	1.7	16.3
	56 - WINDOWS			
56-01-S	WINDOW, HINGED RIGHT SIDE (NET CHANGE)	0517001-40	2.3*	48.0*
56-02-S	WINDOW, HINGED LEFT DOOR (NET CHANGE)	0517001-39	2.3*	48.0*
	61 - PROPELLER			
61-01-R	FIXED PITCH PROPELLER	0550320-17	38.8*	-38.2*
	- MCCAULEY 75 INCH PROPELLER	IC235/LFA7570	35.0	-38.4
	- MCCAULEY 3.5 INCH PROPELLER	C5464	3.6	-36.0
61-02-R	SPINNER INSTALLATION, PROPELLER	0550320-11	1.8*	-41.0*
	- SPINNER DOME ASSEMBLY	0550236-14	1.0	-42.6
	- FWD SPINNER BULKHEAD	0552231-1	0.3	-40.8
	- AFT SPINNER BULKHEAD	0550321-10	0.4	-37.3
	71 - POWERPLANT			
71-01-R	FILTER, INDUCTION AIR	0550365	0.3	-27.5
71-02-S	WINTERIZATION KIT INSTALLATION (STOWED) (INSTALLED ARM SHOWN)	0501128-3	0.8*	-20.3*
	- BREATHER TUBE INSULATION	0552011	0.4	-13.8
	- COWL INLET COVERS (INSTALLED)	0552229-3,-4	0.3	-32.0
	- COWL INLET COVERS (STOWED)	0552229-3,-4	0.3	95.0

图 6-9 (第 5 张/共 6 张)

ITEM NO	EQUIPMENT LIST DESCRIPTION	REF DRAWING	WT LBS	ARM INS.
	72 - ENGINES			
72-03-R	ENGINE, LYCOMING IO-360-L2A	0550365	297.8*	-18.6*
	73 - ENGINE FUEL AND CONTROL			
73-04-S	FUEL FLOW TRANSDUCER - 680501K	0501168	0.8	-22.6
	77 - ENGINE INDICATING			
77-03-R	ENGINE TACHOMETER SENSOR - 1A3C-1	0501168	0.2	-8.0
77-04-S	CYLINDER HEAD THERMOCOUPLES (ALL CYLINDERS) - 32DKWUE006F0126	0501168	0.2	-12.0
77-05-S	EXHAUST THERMOCOUPLES (ALL CYLINDERS) - 86317	0501168	0.3	-12.0
	78 - EXHAUST			
78-01-R	EXHAUST SYSTEM - MUFFLER AND TAILPIPE WELD ASSEMBLY - SHROUD ASSEMBLY, MUFFLER HEATER	9954100-1 9954000-2 9954100-3	16.3* 4.6 0.8	-20.0* -22.7 -22.7
	79 - OIL			
79-01-R	OIL COOLER - 10877A	0550365	2.3	-11.0
79-02-R	OIL PRESSURE SENSOR - P165-5281	0550365	0.2	-12.9
79-03-R	OIL TEMPERATURE SENSOR - S2335-1	0550365	0.2	-8.5

图 6-9 (第 6 张/共 6 张)

第七章

飞机和系统描述

目 录

	页码
介绍	7-5
机身	7-5
飞行操纵	7-6
配平系统	7-6
仪表面板	7-9
左侧仪表面板布局	7-9
中央面板布局	7-10
右侧面仪表面板布局	7-12
中央操纵台布局	7-12
飞行仪表	7-15
姿态指示器	7-16
空速指示器	7-17
高度表	7-17
水平状态指示器	7-18
垂直速度指示器	7-19
地面操纵	7-20
襟翼系统	7-21
起落架系统	7-22
行李舱	7-22
座椅	7-22
整体式座椅安全带/肩带	7-23
登机门和座舱窗户	7-26
控制锁	7-27

发动机	7-28
发动机控制	7-28
发动机仪表	7-29
新发动机磨合和操作	7-33
发动机润滑系统	7-34
点火和起动机系统	7-34
进气系统	7-35
排气系统	7-35
燃油喷射系统	7-36
冷却系统	7-36
螺旋桨	7-36
燃油系统	7-36
燃油分配	7-37
燃油指示系统	7-38
辅助燃油泵操作	7-39
回油系统	7-41
燃油通气	7-41
减油箱容量	7-41
燃油选择活门	7-42
放油活门	7-42
刹车系统	7-43
电气系统	7-43
G1000 信号面板	7-48
总电门	7-48
备用电瓶电门	7-49
电子设备电门	7-49
电气系统的监控和信号	7-50
电压表	7-50
电流表	7-50
低电压信号	7-51
断路器和保险	7-52
外部电源插座	7-52

照明系统	7-54
外部灯光	7-54
内部照明	7-55
座舱加温、通风和除霜系统	7-57
全静压系统和仪表	7-59
真空系统与仪表	7-60
姿态指示器	7-60
真空度指示	7-60
低真空信号	7-60
时钟/外界大气温度表	7-62
失速警告系统	7-62
标准电子设备	7-62
GDU 1040 彩色显示器	7-62
GMA 1347 音频面板	7-63
GIA 63 整体式电子设备组件	7-63
GRS 77 姿态航向基准系统 (AHRS) 和 GMU 44 磁力计	7-64
GDU 74A 大气数据计算机	7-64
GEA 71 发动机监控器	7-64
GTX 33 应答机	7-65
BENDIX/KING KAP 140 双轴自动驾驶仪 (若安装)	7-65
电子设备辅助装置	7-66
电子设备冷却风扇	7-66
天线	7-67
话筒和耳机	7-67
辅助音频输入插孔	7-68
12 伏电源输出口	7-70
静电放电刷	7-70
座舱装置	7-71
应急定位发射机(ELT)	7-71
座舱灭火器	7-71
座舱一氧化碳探测系统 (若安装)	7-72

(空白页)

介绍

本章提供了飞机及各系统的描述和操作。本章描述的一些设备是选装设备，可能未在您的飞机上安装。有关其它选装系统和设备的详细资料见第 9 章一补充。

机身

本机型为全金属、四座、上单翼、单台发动机飞机，其装有前三点式起落架，设计用于常规实用和训练飞行。

机身结构为带有常规金属板隔框、纵梁和蒙皮设计的半硬壳式结构。其主要结构有：连接机翼的加强杆的前后支撑，在后舱门柱基座连接主起落架的隔框和锻件，和在前舱门柱基座上带机翼结构下部连接件和连接整流罩的隔框。四个发动机安装加强杆也与前舱门柱连接，并向前延伸至防火墙。

包括了整体式油箱的外部支撑机翼，由带板形金属肋型材的前后大梁、加强筋、以及纵桁构成。整体结构被铝合金蒙皮所包裹。前大梁装有机翼-机身和机翼-支柱连接接头。后梁装有机翼-机身连接接头，并且是部份翼展大梁。常规铰接的副翼和单缝翼型襟翼固定在机翼后缘。副翼由一个含有平衡器的前梁，和由板形金属肋型材和“V”型带条纹的铝质蒙皮一起组成，连接在机翼后缘。襟翼除了无平衡配重和增加的前缘部分板形金属型材外，其构造与副翼基本相同。

(接下页)

机身 (续)

尾翼 (机尾组件) 由常规的垂直安定面、方向舵、水平安定面、以及升降舵组成。垂直安定面包括一根翼梁、板形金属翼肋型材与加强部件、环形包裹的蒙皮、定型的机翼前缘蒙皮、以及背脊。方向舵是由定型的前缘蒙皮和装有铰链支架和肋的翼梁、一根中央翼梁、环绕的蒙皮、以及位于后缘底部可在地面调整的配平调整片组成。方向舵的顶部有一个装有配重的前缘延伸部分。

水平安定面由前后翼梁、翼肋与加强板、中央、左和右环绕的蒙皮、以及定型的前缘蒙皮组成。水平安定面也包括了升降舵配平片动作器。

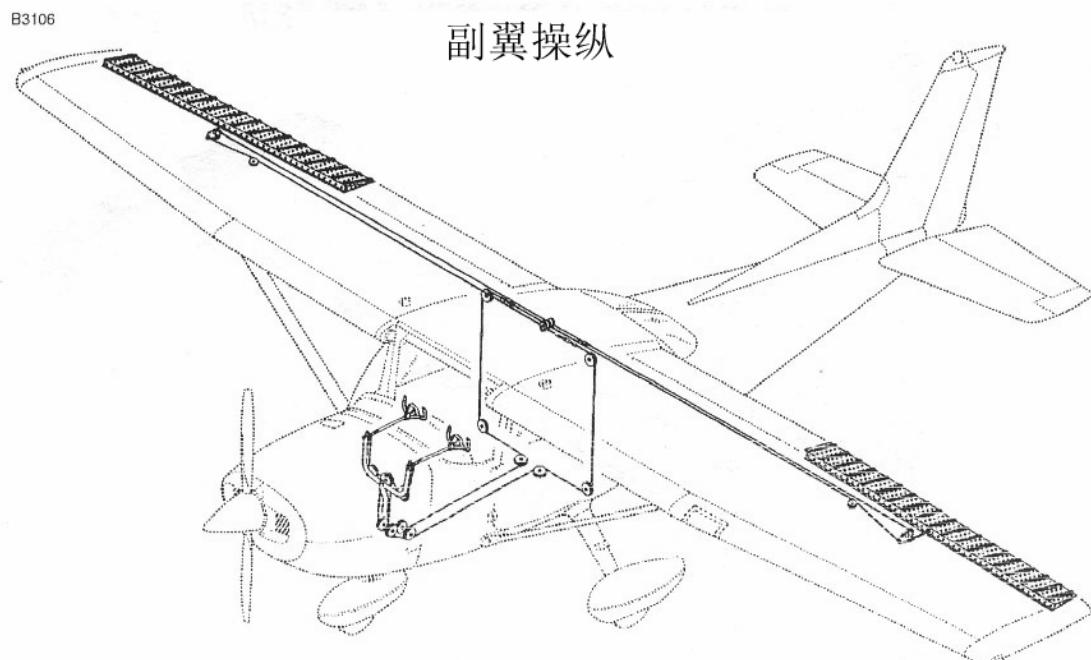
升降舵由定型的前缘蒙皮、一根前翼梁、后槽、翼肋、扭力管与臂曲柄、左上部和下部“V”形波纹状蒙皮，以及带后缘配平片连接件的右上部和下部“V”形波纹状蒙皮组成。升降舵末端前缘伸出部分包括配重。升降舵末端前缘伸出部分中有配重。升降舵配平片由一个翼梁、肋以及上下“V”形波纹状蒙皮组成。

飞行操纵

飞机的飞行操纵系统 (参阅图 7-1) 由常规副翼、方向舵及升降舵操纵面组成。飞行员通过人工控制驾驶盘操纵钢索与机械连杆，并操纵副翼和升降舵，控制方向舵/刹车脚蹬来操纵方向舵。

配平系统

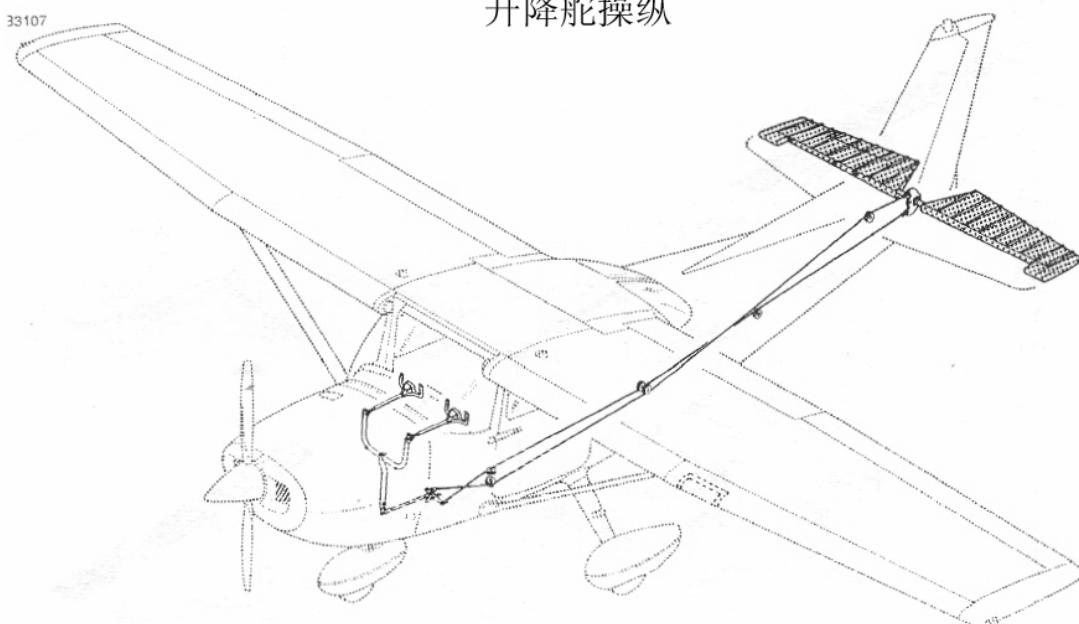
该飞机有人工操作的升降舵配平系统 (参阅图 7-1)。升降舵配平是通过垂直安装在驾驶舱里的配平控制轮来控制升降舵配平调整片而完成的。向前旋转配平轮可以使机头向下配平。相反地，向后旋转配平轮可以使机头向上配平。



0585T1017

图 7-1 飞机操纵和配平系统 (1/2)

升降舵操纵



升降舵配平操纵

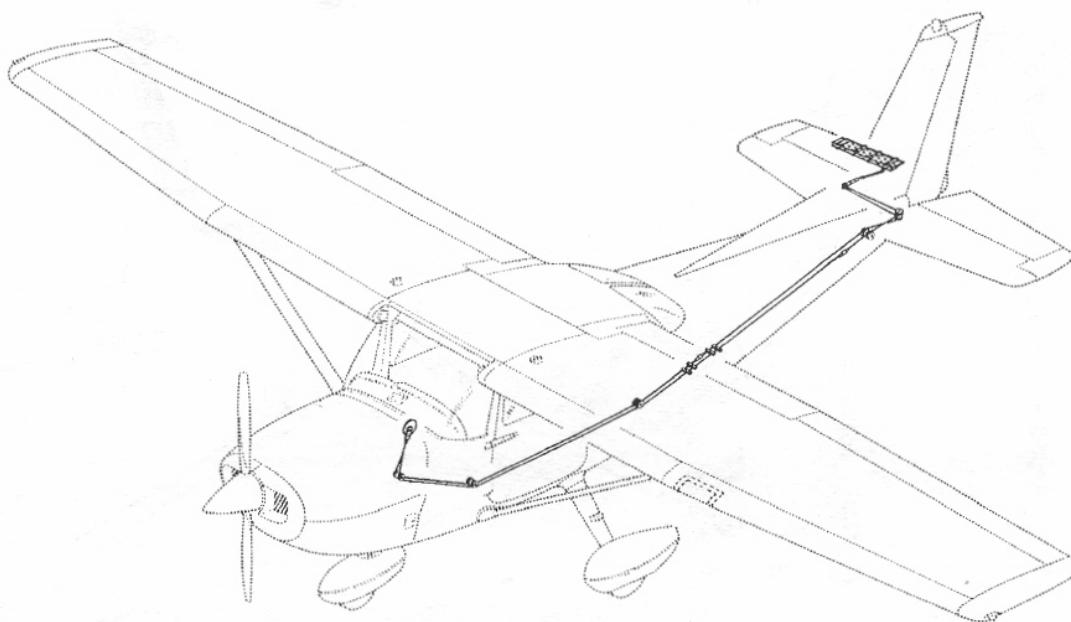


图 7-1 飞机操纵和配平系统 (2/2)

仪表面板

仪表面板（参阅图 7-2）是全金属的结构，并且是分组安装的，因此可以很容易卸下来进行维护。仪表面板上面有突出的遮光板，可以减少风挡反射来自发光设备和仪表面板上显示器的光线。

Nav III 仪表面板包括 Garmin GDU 1040 主飞行显示器（PFD）、多功能显示器（MFD）和 Garmin GMA 1347 音频控制面板。要了解有关仪表面板上的仪表、电门、断路器、以及控制组件的详细说明，可以查阅本章的相关部分。

左侧仪表面板布局

GDU 1040 主飞行显示器（PFD）位于驾驶员正面仪表面板的中央，显示正常运行时的主要飞行仪表。在发动机起动、备用运行方式（MFD 失效）、或者选择了“备用显示”电门时，PFD 上将显示发动机指示系统（EIS）。具体操作信息请参阅《Garmin G1000TM 驾驶舱参考手册》。

备用电源（STBY BAT）电门位于驾驶员仪表面板左上角的一个有内部照明的小面板上。选择电门的不同位置（预位（ARM）/关（OFF）/测试（TEST））可以设定备用电源的工作方式。摇杆式总电门（MASTER）和电子设备电门（AVIONICS）紧靠在备用电源电门的下方。

调整仪表面板、设备、底座照明的控制器位于总电门和电子设备电门下面的一个小面板上。更多信息请参阅本章“内部照明”部分。

（接下页）

仪表面板 (续)

左侧仪表面板布局 (续)

飞机电气系统和设备的电门位于主飞行显示器 (PFD) 左下角的一个内部照明的小面板上。上面每个电门都有功能标识，当电门杆处于向上位置时，为接通 (ON) 状态。更多信息请参阅本章“电气设备”部分。

跳开关面板位于驾驶员仪表板底部，在电气设备电门面板和驾驶盘的下方。每个跳开关都表明了所控制的设备或功能，以及它获得电源的汇流条。对这个面板的照明是由 **SW/CB PANELS** 调光器控制的。更多信息请参阅本章“电气设备”部分。

中央面板布局

Garmin GMA 1347 音频控制面板位于中央面板上半部分(紧接着 **PFD** 的右边)。标有“备用显示” (**DISPLAY BACKUP**) 的按压按钮电门位于 **GMA 1347** 下方，此电门用于手动选择备用显示模式。更多信息请参阅《**GMA 1347** 飞行员指南》。

GDU 1040 多功能显示器 (**MFD**) 位于中央面板的上方、**GMA 1347** 的右边。**MFD** 的左边显示发动机指示系统信息，在可移动的地图上显示导航、地形、闪电及交通信息。**MFD** 飞行管理或显示设置信息可替代移动地图页面显示。更多信息请参阅《**Garmin G1000™ GPS/MFD** 飞行员指南》。

(接下页)

仪表面板（续）

中央面板布局（续）

备用仪表组位于中央面板 **GMA 1347** 音频控制面板下方。传统（机械式）的空速指示器和一个灵敏的无液高度计分别位于真空驱动的姿态指示器的两侧。全静压仪表与 **GDC 74A** 大气数据计算机共同使用飞机的皮托管和静压口。姿态指示器上有一个低真空度警告旗，可立即警告真空系统的失效。

带高度预设的 **Bendix/King KAP 140** 双轴自动驾驶仪（若安装）位于中央面板上备用仪表的下方。一个直流电驱动的转弯侧滑仪安装在仪表板前方，并且驾驶员看不见，其为 **KAP 140** 提供滚转角速度信号。**KAP 140** 接受来自 **G1000** 系统的导航、航向、以及模拟的横滚转弯输入信息。**KAP 140** 的 **ROL**、**VS**、**ALT** 模式独立于 **G1000** 系统工作。参阅第九章补充 3 **Bendix/King KAP140 2 轴自动驾驶**，以获得 **KAP 140** 的操作信息。

发动机控制位于中央面板 **KAP 140** 自动驾驶仪（如安装）的下方。控制是传统的推拉式的油门和混合比控制器。请查阅本章发动机部分，以获得更多信息。

备用静空活门位于油门控制器的旁边。请查阅本章全静压系统和仪表部分，以获得更多信息。

机翼襟翼控制和指示器位于中央面板的右下方。请查阅本章机翼襟翼系统部分，以获得更多信息。

（接下页）

仪表面板 (续)

右侧面仪表面板布局

紧急定位发射器 (ELT) 模式电门 (接通(ON)/自动(AUTO)/复位(RESET)) 位于 MFD 旁右侧面仪表面板的左上角。查阅本章紧急定位发射器部分, 以获得更多操作信息。

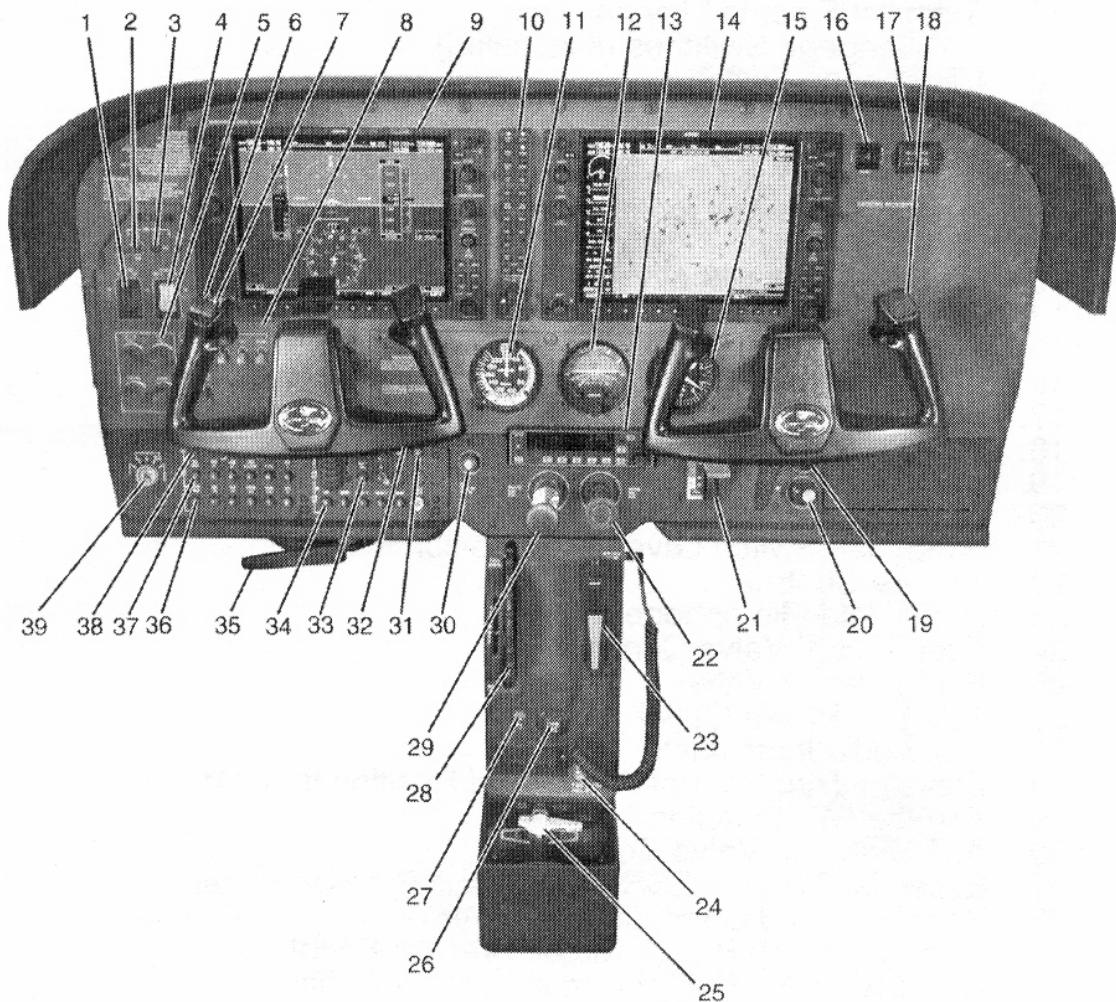
计时器 (Hobbs) 位于 ELT 电门的右侧, 为维护目的记录发动机的工作时间 (滑油压力大于 20 PSI 时)。查阅本章发动机仪表部分, 以获得更多操作信息。

中央操纵台布局

位于中央面板下的中央操纵台包括升降舵配平轮、配平位置指示器、12V 电源出口、辅助音频输入和手持式话筒的支架。燃油选择器活门手柄位于操纵台的底部。

仪表面板

B3975



0518P1119

图 7-2 仪表面板 (第 1 张/共 2 张)

仪表面板

1. 总电门 (ALT 和 BAT)
2. 备用电瓶电门
3. 备用电瓶测试指示器
4. 电子设备电门 (BUS1 和 BUS2)
5. 照明亮度调节面板
6. 自动驾驶/电子升降舵配平断开电门 (若安装)
7. 麦克风电门
8. 电气电门
9. GDU 1040 主飞行显示器
10. GMA 1347 音频控制面板
11. 备用空速指示器
12. 备用姿态指示器
13. KAP 140 自动驾驶仪 (若安装)
14. GDU 1040 多功能显示器
15. 备用高度表
16. ELT 遥控电门/信号灯
17. 飞行记时器
18. 麦克风电门
19. 座舱加温控制器
20. 座舱空气控制器
21. 机翼襟翼电门控制杆和位置指示器
22. 混合比控制手柄
23. 手持式麦克风
24. 燃油关断活门控制
25. 燃油选择活门
26. 12V/10A 电源插座
27. 辅助音频输入插孔
28. 升降舵配平控制轮和位置指示器
29. 油门 (带磨擦锁)
30. 备用静压活门控制器
31. 重要系统 (ESS) 汇流条断路器面板
32. 驾驶盘航图照明调节器
33. 电子设备 (AVN) 汇流条 1 断路器面板
34. 电子设备 (AVN) 汇流条 2 断路器面板
35. 停留刹车手柄
36. 电气汇流条 2
37. 电气汇流条 1
38. 馈电 (X-Feed) 汇流条断路器面板
39. 磁电机电门

图 7-2 仪表面板 (第 2 张/共 2 张)

飞行仪表

G1000 综合驾驶舱系统主飞行仪表指示显示在 **GDU 1040** 主飞行显示器上 (**PFD**)。主要飞行仪表在 **PFD** 上呈基本的“T”形排布。姿态指示器 (**AI**) 和水平状态指示器 (**HSI**) 在 **PFD** 的中央垂直分布，并以传统的方式显示和工作。有固定指针和数字显示的垂直带状 (滚动刻度) 指示器显示空速、高度和垂直速度。垂直指示器代替了有弧度刻度旋转指针的模拟指示器。

旋钮、旋钮组 (同一个轴上的两个旋钮)、薄膜按压式按钮电门位于 **GDU 1040** 显示器的边框上。它们控制通讯 (**COM**)、导航 (**NAV**)、应答机 (**XPDR**)、全球定位系统 (**GPS**) 电子设备，设置大气压 (**BARO**)、航线 (**CRS**)、航向 (**HDG**)、以及进行各种飞行管理功能。有些按钮电门只用于特定的功能 (硬键)，而其它电门的功能由软件定义 (软键)。一个软键会在不同时候根据计算机软件的设定具有不同的操作或功能。这些软键位于 **GDU 1040** 显示器边框的底部。

(接下页)

飞行仪表 (续)

姿态指示器

G1000 姿态指示器位于 **PFD** 的中上方。姿态指示数据来源于 **GRS 77** 姿态航向基准系统(**AHRS**)组件。**G1000** 姿态指示器有一条与 **GDU 1040** 显示器同宽的水平线。

坡度指示刻度是传统式的。从 0° 到 30° ，最小刻度是 10° ；从 30° 到 60° ，最小刻度是 15° 。坡度指针是一个小飞机图标。俯仰指示刻度的最小刻度是 5° ，每 10° 有数字标示。无论机头向上或者向下超过俯仰极限，指示器上将会出现红色“V”形标志警告，指示将飞机改平的方向。坡度指针下面有一个白色的梯形，它会水平的左右移动，指示由侧滑指示球提供的侧滑信息。进行协调转弯时，该梯形应位于坡度指针下方中间。备用(真空)姿态指示器位于中央面板的底部。

飞行仪表 (续)

空速指示器

G1000 垂直条状空速指示器显示在主飞行显示器 (PFD) 的左上方。空速指示器的数据来源于 **GDC 74A** 大气数据计算机组件。彩色的弧线用来指示最大速度、大巡航速度范围、正常操作速度范围、机翼襟翼全放时操作速度范围和低速指示。计算的真空速显示在空速条下的一个小框中。

备用 (气动) 空速指示器位于中央面板的底部。

高度表

主高度指示器位于 **GDU 1040** 主飞行显示器 (PFD) 上姿态指示器的右侧。高度数据来源于 **GDC 74A** 大气数据计算机组件。使用 **GDU 1040** 显示器上的气压 (BARO) 旋钮可以设定当地气压值。**GDU 1040** 上气压的设定值对 **KAP 140** 自动驾驶仪的气压设定没有影响。

在高度计的带状刻度上有一个可调的青色高度参照游标，可用 **GUD 1040** 显示器上的高度选择 (ALT SEL) 旋钮选择这个指针。在高度表上方的一个小窗口中显示高度游标设置。高度选择旋钮对选装的 **KAP 140** 自动驾驶仪的高度预选或高度保持功能没有影响。

注

选装的 **KAP 140** 自动驾驶仪的高度预选、高度保持和气压设置完全独立于 **G1000** 的高度预选和气压设置。

灵敏的备用 (无液) 高度表位于中央面板上。

(接下页)

飞行仪表 (续)

水平状态指示器

水平状态指示器 (HSI) 位于 **GDU 1040** 主飞行显示器下部的中央。航向指示数据来源于 **GRS 77** 姿态航向基准系统 (AHRS) 和 **GMU 44** 磁传感器组件。HSI 包括一个稳定的磁航向指示器 (罗盘刻度盘) 和一个可选择的航道偏离指示器 (GPS 或 VHF 导航)。HSI 的外观和操作上都为传统方式。

HSI 顶部的航向指标 (航向标线) 上有一个小窗口，其中用数字显示磁航向。参照标线标记以 45° 的间隔排在罗盘刻度盘周围。在 HSI 顶部航向窗口之下有一个分段的弧形刻度，根据品红色的转弯向量指示的长度指示半个或标准转弯角速度。

使用 **GDU 1040** 显示器上的航向 (HDG) 旋钮可以设置青色的 HSI 航向游标。选择的航向以数字显示在航向标线标记左侧 45° 上方的一个窗口中。停止转动航向旋钮 3 秒钟后，该航向窗口会消失。当 **Bendix/King KAP 140** 自动驾驶仪 (若安装) 处于航向 (HDG) 工作模式时，所选择的航向为自动驾驶仪提供控制输入信息。

HSI 上显示的航道偏离指示 (CDI) 导航源可以使用 CDI 软键在 **GPS**、**NAV1** 和 **NAV2** 输入方式中选择设定。航道指针使用 **GDU 1040** 显示器上的航道 (CRS) 旋钮进行设置。在航向标线标记右侧 45° 上方的一个窗口中以数字显示选择的航道。停止转动航道旋钮 3 秒钟后，该航道窗口会消失。当 **Bendix/King KAP 140** 自动驾驶仪 (若安装) 处于 **NAV**、**APR**、**REV** 工作模式，并且正接收从所选择的 **GPS** 或 **VHF NAV** 的导航信号时，所选择的导航源则为自动驾驶仪提供控制输入信息。

飞行仪表 (续)

水平状态指示器 (续)

警告

当 KAP140 自动驾驶仪 (若安装) 工作在 NAV、APR 或 REV 下耦合时, 如果 HSI 导航源自动或手动 (使用 CDI 软键) 地从 GPS 转换到 NAV1, 或者手动地从 NAV2 转换到 GPS, 该转换将中断自动驾驶仪的导航信号, 并导致自动驾驶仪回复到横侧模式 (ROLL) 工作。在这种情况下, 没有音频警告声音, 在 PFD 上也没有任何信号提示。之前调定的模式标志将在自动驾驶仪显示器上闪亮, 以提示回复到横侧模式工作。在横侧模式下, 自动驾驶仪只会保持机翼水平, 不会修正飞机航向或航迹。在其他任何模式下启用自动驾驶之前, 用航道偏离指示器 (CDI) 软键在 HSI 上将航向游标设置到正确航向上, 并选择正确的导航源。

垂直速度指示器

GDU 1040 主飞行显示器右上方高度指示器的右侧有带状的垂直速度指示器 (VSI)。垂直速度指针在固定的刻度中上下移动, 并在指示器中以数字显示爬升或下降速度。垂直速度带状刻度的右边有一个 0 英尺/分钟的切口指标。显示的下降速度在数字前有一个负号。爬升或下降垂直速度必须大于 100 英尺/分钟时, VSI 指示器才会显示垂直速度的数值。

地面操纵

使用方向舵脚蹬，通过前轮转向来完成滑行时有效的地面控制；左方向舵脚蹬向左转，右方向舵脚蹬向右转。当踏下一个方向舵脚蹬时，有弹性的转弯松紧带(接到前起落架和方向舵杆)将向两侧大约 10° 的一个弧形转动前轮。通过使用左或右刹车其中的一个，在每侧可增加转弯度 30° 。

通过手动移动飞机比较容易完成，把拖杆连接到前起落架支柱。如果没有拖杆，或需要推动，则使用机翼支柱推动点。不准用垂直舵面或水平舵面来移动飞机。如果用车辆来拖曳飞机，则前轮转动从不大于中心的任一侧 30° ，否则能导致前起落架结构的损坏。

在滑行期间使用操纵差动刹车和前轮，飞机的最小转弯半径，约为 27 英尺。往下压水平安定面正前方的尾锥隔框，可把前机轮升离地面，飞机可以围绕任一主起落架转动，在地面操纵期间获得一最小转弯半径。应小心执行，以确保只有在隔框之间的隔框区域和不在蒙皮上施加压力。不应施压于水平安定面。

襟翼系统

单缝翼式襟翼（参阅图 7-3）通过控制位于仪表面板上的襟翼电门手柄位置来放出或收上至需要的襟翼偏转位置。襟翼电门手柄可在开口槽板内向上或向下移动，在 10° 、 20° 和 30° 的位置有机械卡位。要改变襟翼设定，需将襟翼手柄移到右侧，以越过 10° 与 20° 位置的机械卡位。襟翼电门左边的刻度和移动指针以度数指示襟翼的位置。襟翼系统的电路由一个 10 安培的断路器提供保护。该断路器标记为 FLAP，位于控制面板的左侧。

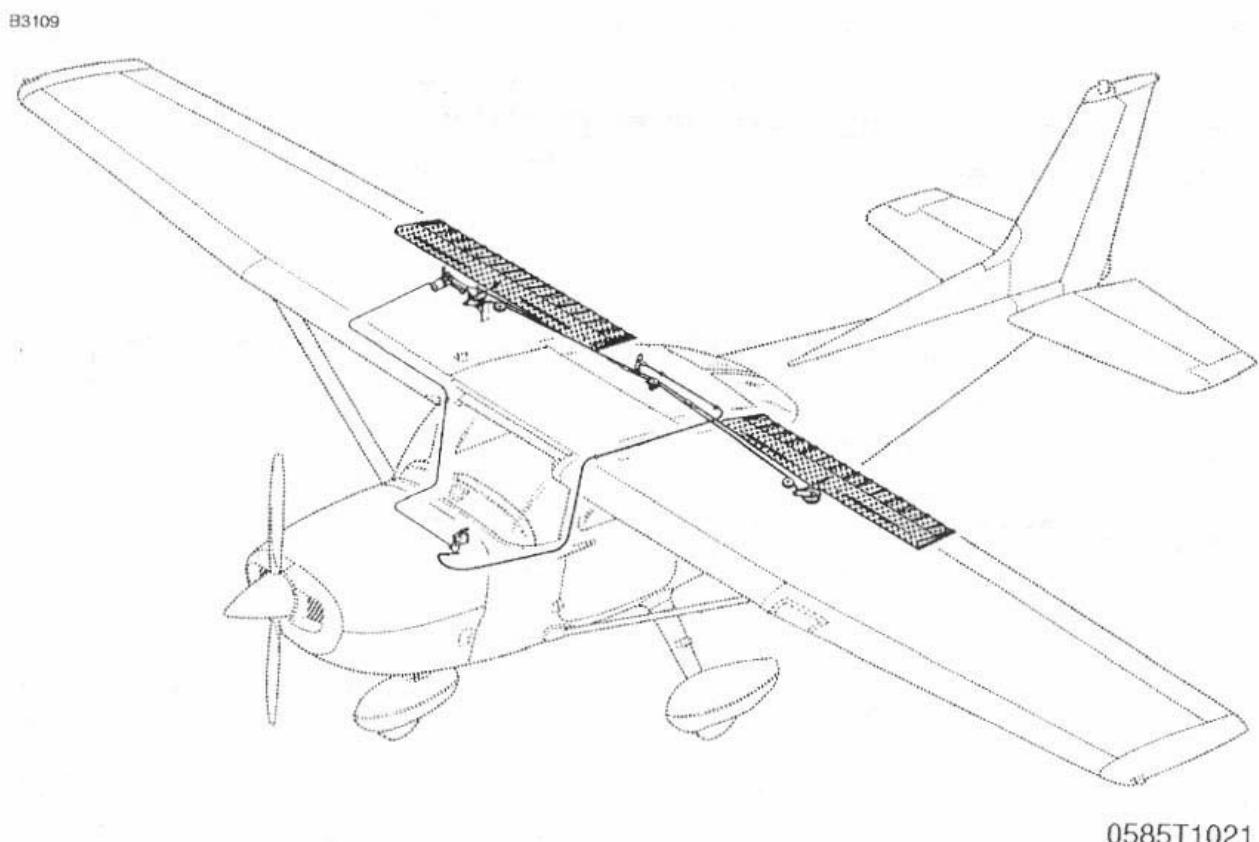


图 7-3 襟翼系统

起落架系统

起落架是前三点式装置，有一个可转弯的前轮和两个主轮。用于主轮和前轮的机轮整流罩是选装设备。管状弹簧钢式主起落架减震支柱和油气式前起落架减震支柱提供减震作用。每个主起落架各自机轮的内侧都装有液压作动的盘式刹车。

行李舱

行李舱包括两个区域，一个式从后乘客座椅延伸到后座舱隔框，另一个是在隔板后面附加的区域。从飞机左侧一个可以上锁的行李舱门、或从飞机座舱内都可进入到这两个行李区域。行李网提供了系紧带，用于固定行李和将带子固定到飞机提供的栓系环。参阅第 6 章，行李区与舱门的尺寸。

座椅

座椅包括两个可垂直调节的机组座椅（飞行员和前座乘客）和一个可以调整靠背倾斜角度的乘客座椅。

飞行员与前舱乘客的座椅可前后、上下调整。此外，还可任意调整座椅靠背的角度。

位于座椅框架中央下面的手柄用于调整座椅的前后位置。调整时，拉起手柄，将座椅移动到所需要的位置，然后松开手柄并检查座椅是否固定好。调整座椅高度时，转动座椅右角侧下面的大手柄，直到高度调整合适。调整座椅靠背角度时，拉起位于座椅垫前部中央下方的手柄，将座椅靠背调到需要的角度后松开手柄。当座椅上无乘员时，任何时候拉起松开手柄，座椅靠背都将自动地向前折起。

(接下页)

座椅 (续)

后舱乘客座椅包括一个整体式固定的座椅底部和三位可调的靠背。使用位于座椅支架中间下面的手柄调整靠背。要调整座椅靠背，抬起手柄，将座椅靠背调整到需要的角度，松开手柄并检查靠背锁到位。

前后舱座椅都安装了头枕。调整头枕时，用力将它抬起或压低至需要位置。

整体式座椅安全带/肩带

所有座椅都配有整体式座椅安全带/肩带组件（参阅图 7-4）。设计包括了用于肩部的一个头顶惯性卷筒和腰带的收缩组件。设计允许上身部位完全能够灵活运动，在腰部安全带的部位提供约束。一旦突然减速，卷筒就会锁上，从而为使用者的提供正确约束。

前座椅的惯性卷筒位于上部座舱的中心线处。后面座椅的惯性卷筒位于内每个乘客外侧的座舱上部。

系上整体式座椅安全带/肩带时，一只手抓住连接带，朝一个方向拉出收缩组件并插入带扣中。听到清脆的“咔嚓”声时，说明安全带锁定。

(接下页)

整体式座椅安全带/肩带 (续)

飞行期间, 要保证安全带可以收缩进入收缩装置, 并且腰带收紧在腰部下, 这样则可以确认安全带已经正确地锁好。乘客的安全带锁好后, 拉住腰带, 拉出卷筒地安全带应不超过 1 英寸。如果安全带可以拉出超过 1 英寸, 则对于已安装的系统而言, 乘客个子太小。除非乘客被适当地限制在座位上, 否则他将不应占用此座位。

拉出带扣上的松开装置或按压带扣上的松开按钮, 就可以解开安全带。惯性卷筒的弹簧张力可以自动地收起安全带。

所有座椅都有一个可人工调节的座椅安全带/肩带组件。

使用可人工调节座椅安全带/肩带时, 首先固定并调节座椅安全带/肩带。按需拉出座椅安全带, 将链接环牢牢地插入带扣中, 然后再调节其长度。肩带调节适度后, 可允许使用者前倾坐直, 但会防止前倾幅度过大, 以防突然减速时会碰撞到其他东西。当然, 飞行员也必须能够自由地触及所有的操纵装置。

按压带扣上的按钮, 松开链接环, 便能够解开可人工调节的座椅安全带/肩带。

B3998

标准综合安全带

肩带及其卷轴

座椅上下调节曲柄

靠背角度按钮

座椅前后调节杆

卡销

按压松开 (按钮)

带扣 (不可调节)

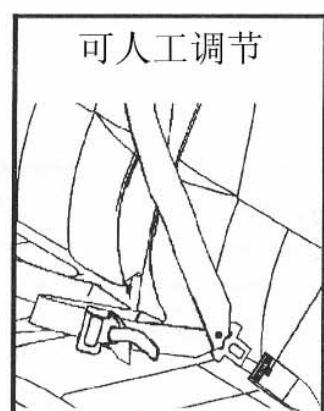


图 7-4 整体式座椅安全带/肩带

登机门和座舱窗户

从两侧座舱前部座位的任一登机门都可进入或离开飞机（查阅第 6 章中座舱和座舱门尺寸）。舱门有一个镶入式外部舱门手柄、一个常规的内部舱门手柄、一把可用钥匙锁住舱门锁（仅左舱门）、一个舱门止位机构、以及左右两边舱门上都可以开启的窗户。

注

该机型的舱门锁设计要求：只要舱门打开，飞行员和前乘客舱门上的外部舱门手柄即向外伸出。关舱门时，在舱门完全关闭前，不要试图压入舱门手柄。

从飞机外部打开舱门时，使用位于任一舱门后缘附近的镶入式舱门手柄，抓住该手柄的前缘并向外拉出。从飞机内部关闭或打开舱门时，结合使用舱门手柄和扶手。内部舱门手柄有三个位置和一块标牌，在标牌座部写有“开”、“关”和“上锁”标记。手柄是弹性加载在关位（CLOSE (up)）。关闭舱门并上锁时，向前转动手柄至上锁（LOCK）位（与扶手齐平）。当手柄转动至上锁位时，过中动作将使其保持在该位置。两个舱门都应在飞行前锁好，并在飞行中不应有意打开。

注

由于舱门关闭不当而造成舱门在飞行中意外打开时，不需要使飞机着陆进行处置。处置的最佳程序是将飞机空度配平至约 75 KIAS，稍微向外推开舱门，然后用力将其关上并锁住。

（接下页）

登机门和座舱窗户（续）

将舱门手柄从上锁（LOCK）位旋转经过关（CLOSE）位，至打开（OPEN）位，并推开舱门，这样就可以离开飞机。为飞机上锁时，使用内部手柄锁住右舱门；关闭左舱门，并用点火钥匙锁住该舱门。

左右舱门都装有可打开的窗户，并由有卡位锁销锁定在关闭位置。该插销位于窗框边缘的下部。打开窗户时，向上转动锁销。每扇窗户都装有一个用弹簧加载的固定臂，这将有助于向外转动窗户，并将其固定在那里。如果需要，可在 163 KIAS 以内的任一速度下打开任一窗户。后舱的侧窗和后窗是固定的，不能打开。

控制锁

控制锁用于飞机停放时，锁定副翼和升降舵操纵舵面，防止风的颤振损坏这些系统。该锁由定形的钢制连杆和旗标组成。旗标用于标识控制锁，并提醒在发动机起动前移开该控制锁。安装控制锁时，将驾驶员操纵盘轴顶部的孔与仪表板上轴环顶部的孔对准，并将连杆插入已对准的孔内。锁的安装将副翼固定在中立位置，并将升降舵固定在后缘稍微向下的位置。控制锁安装正确时，旗标就会覆盖点火电门。有大风或阵风时，操纵舵面锁应安装在垂直安定面和方向舵上。起动发动机前，应去除控制锁和其他锁定装置。

发动机

该飞机是由水平对置、四气缸、顶部气门式、空气冷却和燃油喷射式发动机提供动力。发动机是莱康明发动机，配有湿槽润滑系统，型号为IO-360-L2A。其额定功率为160马力(2400转/每分钟时)。主要的附件包括一个起动机、装在发动机前部的由皮带传动的交流发电机、两部磁电机、两个真空泵、以及装在发动机附件箱后部的全流量滑油滤。

发动机控制

发动机功率是由油门杆来控制。油门杆位于中央操纵台的电门和控制面板上。油门在完全向前推入位置时处于打开状态，而在完全向后拉出位置时处于关闭状态。磨擦锁是一个圆形带凸轮边的旋钮，位于油门杆底部。顺时针转动摩擦锁可以增加摩擦力，而逆时针转动则减少摩擦力。

安装在油门控制装置旁边的混合比控制是一个周边带凸点的红色旋钮，旋钮末端装有一个锁定按钮。富油位在最前端，而最末端则是慢车关断位置。对混合比进行小调整时，顺时针转动旋钮使控制杆向前移动，而反时针转动旋钮则使其向后移动。对于快速调节或是调节幅度大时，按压控制杆末端的锁定按钮，就可以向前或向后移动旋钮，然后按需移动控制杆。

(接下页)

发动机 (续)

发动机仪表

G1000 发动机指示系统 (**EIS**) 以图形和数值的方式向飞行员提供发动机、燃油、电气系统的参数信息。在发动机起动期间, **EIS** 的信息显示在主飞行显示器 (**PFD**) 左边的垂直条上; 在正常操作期间, 其显示在多功能显示器 (**MFD**) 上。在飞行期间, 如果二者之一 (**PFD** 或 **MFD**) 失效, 则 **EIS** 显示在工作正常显示器上。

EIS 信息显示在三个页面上, 可以用“发动机” (**ENGINE**) 软键来进行选择。“发动机” 页提供了以下指示: 转速、燃油流量、滑油压力、滑油温度、排气温度 (**EGT**)、真空度、燃油量、发动机工作时间、电气汇流条电压和电瓶电流。当按压“发动机” (**ENGINE**) 软键时, 在“发动机” 软键旁出现“贫富油” (**LEAN**) 和“系统” (**SYSTEM**) 软键。“贫富油” (**LEAN**) 页提供所有气缸的汽缸头温度 (**CHT**) 和排气温度 (**EGT**) 的同步信息, 以便调整 (即调贫油) 燃油/空气的混合比。“发动机” 页中没有提供数值的那些参数的数值在“系统” (**SYSTEM**) 页上显示。“系统” 页还提供了燃油流量 (**FFLOW GPH**) 和已使用燃油量 (**GAL USED**) 的数值。

GEA-71 发动机和机身组件位于仪表板前方, 其接收发动机/系统传感器的信号, 以获得所监测的参数。**GEA-71** 向 **EIS** 提供数据, 而 **EIS** 将这些数据显示在下述的“发动机” 页面上。

(接下页)

发动机 (续)

转速 (PRM, 转/分钟)

所有 **EIS** 页面中都有发动机转速 (**RPM**) 表显示。转速表为弧形刻度、活动指针和数值显示。指针在 0 到 2700 转/分钟范围内移动。转速的数值以白色数字显示在指针下面，其增量为 10 转/分钟。

正常的发动机转速操作极限 (绿弧的顶端) 为 2400 转/分钟。当发动机转速超过 2472 转/分钟时，指针、数值和转速标识 (**RPM**) 都变成红色，显示发动机转速超过极限。数值、转速标识 (**RPM**) 都将闪烁。在“贫富油”页 (**LEAN**) 和“系统”页 (**SYSTEM**) 上，发动机转速信息以相同的形式显示在相同的位置上。如果处于“贫富油”页和“系统”页，发动机转速超过 2472 转/分钟时，显示就会自动返回到“发动机”页。

发动机转速表驱动附件基座上装有一个转速传感器，它向 **GEA-71** 发动机和机身组件提供数字信号，而该组件处理并输出转速数据给 **EIS**。如果转速指示器上有红色的“X”，则说明指示系统无效。

燃油流量 (FUEL FLOW)

燃油流量显示在“发动机”页中水平的燃油流量 (**FFLOW GPH**) 指示器中。指示器范围从 0 到 20 加仑/小时 (**GPH**)，最小刻度为 2 加仑/小时。从 0 到 11 加仑/小时为正常范围，以绿弧标识。白色的指针指示所测量的燃油流量。

EIS 的“贫富油”页和“系统”页都有燃油流量的数值显示。

(接下页)

发动机 (续)

燃油流量 (FUEL FLOW) (续)

燃油流量传感器位于发动机燃油喷射系统中燃油/空气控制组件(伺服系统)和燃油分配总管(燃油分配器)之间。传感器向 **GEA-71** 提供数字信号, 显示在 **EIS** 上。如果指示器上出现红色的 X, 则说明指示系统无效。

滑油压力

发动机滑油压力显示在“发动机”页中水平的滑油压力 (**OIL PRES**) 指示器中。指示器显示范围为 0 到 120 PSI, 其中 0 到 20 PSI 为红弧, 50 到 90 PSI 为绿弧(正常工作范围), 115 到 120 为红弧。白色指针指示实际的滑油压力。滑油压力的数值显示在“系统”页上。

当滑油压力在 0 至 20 PSI 或 115 至 120 PSI 之间时, 指针、数值和滑油压力标识 (**OIL PRES**) 都将变成红色, 显示滑油压力超出正常极限。如果处于“贫富油”页和“系统”页时, 滑油压力超出上限或下限, **EIS** 显示就会自动返回到“发动机”页。

当发动机转数 (**PRM**) 和滑油温度都处于正常绿弧范围时, 滑油压力也应处于正常绿弧范围。如果滑油低于或高于正常绿弧范围, 调整发动机转数以保持足够的滑油压力。当发动机处于慢车或接近慢车时, 滑油压力必须高于红弧的下限。当发动机处于正常工作的滑油温度, 并且发动机处于慢车或接近慢车时, 滑油压力低于绿弧范围(但高于红弧的下限)是可以接受的。

(接下页)

发动机 (续)

滑油压力 (续)

在寒冷气候下, 滑油压力开始会很高 (发动机起动时接近红弧上限)。随着发动机和滑油温度上升, 滑油压力会降到绿弧范围内。

滑油压力转换器连接在发动机前滑油压力接口, 向 **GEA-71** 提供信号, 并与“滑油温度”一样传输至 **EIS** 上显示。当滑油压力在 0 到 20 PSI 时, 另有一个单独的低滑油压力电门会在 **PFD** 上触发“滑油压力” (**OIL PRESSURE**) 的信号显示。如果滑油压力指示器上显示红色的“X”, 则说明指示系统无效。

滑油温度

发动机滑油温度显示在“发动机”页中水平的滑油温度 (**OIL TEMP**) 指示器中。指示器显示范围从 75 到 250 华氏度, 其中 100 到 245 华氏度为绿弧 (正常操作范围), 245 到 250 华氏度为红弧。白色指针指示实际滑油温度。在“系统”页中, 滑油温度以数值显示。

当滑油温度处于 245 到 250 华氏度的红弧之内时, 指针、滑油温度标识 (**OIL TEMP**) 都会变成红色并闪烁, 指示滑油温度超过极限。如果处于“贫富油”页和“系统”页, 滑油温度超过 245 华氏度时, **EIS** 显示就会自动返回到“发动机”页。

滑油温度传感器安装在发动机滑油滤连接座上, 向 **GEA-71** 提供信号, 并传输至 **EIS** 上显示“滑油压力”。如果指示器上显示红色的“X”, 则说明指示系统无效。

(接下页)

发动机 (续)

汽缸头温度

所有气缸的汽缸头温度 (CHT) 显示在“贫富油”页上。汽缸头温度最高的气缸以青色条指示。指示器范围为 100 到 500 华氏度, 500 华氏度下有一条红色的线。当汽缸头温度为 500 华氏度或更高时, “汽缸头温度 (CHT °F)” 和温度数值将变成红色, 以指示汽缸头温度超过极限。

每个汽缸头上都装有一个热电偶, 向 GEA-71 提供信号, 并传输至 EIS 上显示“汽缸头温度”。任何气缸探头或接线失效时, “贫富油”页中该气缸指示将出现红色的“X”。

排气温度

排气温度 (EGT) 显示在“发动机”页中水平的排气温度 (EGT) 指示器中。指示器范围为 1250 到 1650 华氏度。白色指针指示相对排气温度, 指针中的数字指出温度最高的气缸。所有气缸的排气温度都显示在“贫富油”页上。温度最高的气缸以青色条指示。可以使用“气缸选择”(CYL SLCT) 软键来选择特定的气缸, 以显示其排气温度。选择“气缸选择”(CYL SLCT) 软键后, 很快系统会自动显示温度最高的气缸。

在每个气缸的排气管中装有一个热电偶, 以测量排气温度, 并向 GEA-71 提供一个电压信号, 然后在 ESI “贫富油”页上以“排气温度”显示。任何气缸探头或接线失效时, “贫富油”页该气缸指示将出现红色的“X”。

新发动机磨合和操作

发动机在出厂前就已接受过磨合, 并且可以在所有状态下使用。然而, 即便这样, 还是建议在累积运行 50 小时或滑油消耗稳定之前, 尽可能多地在巡航中使用 80% 的推力。这将确保发动机胀圈的正确到位。

(接下页)

发动机 (续)

发动机润滑系统

该发动机使用全压湿槽式润滑系统，其润滑剂为航空级滑油。发动机滑油槽容量（位于发动机底部）为 8 夸脱。滑油从油槽中抽出，经过一个滑油吸油式滤网进入发动机驱动的滑油泵。然后由该泵将滑油输送到旁通活门。如果滑油温度低，旁通活门则允许滑油旁通滑油冷却器，直接从滑油泵传输到全流量滑油过滤器。如果滑油温度高，旁通活门则将滑油导出附件箱，并将其导入通向滑油冷却器的软管内。该冷却器位于发动机后舱隔板右侧。从冷却器中流出的增压滑油又回到附件箱，然后流往全流量滑油过滤器。经过过滤后的滑油又进入释压活门。在此，释压活门通过使多余的滑油返回滑油槽的方式来调节发动机的滑油压力。其余的滑油则流入发动机的各个部件进行润滑。多余的滑油通过重力回流到滑油槽。

滑油加油盖/量油尺位于发动机右后侧。通过发动机整流罩右边顶部的勤务门可触及加油口盖/量油尺。滑油低于 5 夸脱时，不应运行发动机。长时间飞行时，将滑油加注至 8 夸脱（仅量油尺显示）。有关发动机滑油等级和规格的信息，参阅本手册的第八章。

点火和起动机系统

发动机由两台发动机驱动的磁电机和每个气缸里的两个火花塞来点火。右磁电机为右下和左上火花塞点火；左磁电机则为左下和右上火花塞点火。正常操作时使用两台磁电机点火，这样使用双点火时更能彻底地燃烧燃油混合气。

(接下页)

发动机 (续)

点火和起动机系统 (续)

点火和起动机的操作皆由位于左侧电门和控制面板上的一个旋转电门来控制。该电门顺时针标有：关 (OFF)、右 (R)、左 (L)、双位 (BOTH) 和起动 (START) 位。除检查磁电机外，发动机都应使用两台磁电机运行 (BOTH 位)。右 (R) 和左 (L) 位仅用于检查目的和应急使用。当电门旋转至弹性加载的起动 (START) 位时 (总电门在开位)，起动机接合，并且通电的起动机将转动发动机。松开电门后，它又会自动弹回到双 (BOTH) 位。

进气系统

发动机的进气系统从发动机整流罩前下部的一个进气口得到冲压空气。进气口由一个空气过滤器覆盖，这样可以去除进气中的灰尘和其他杂质。气流经过过滤器进入一个空气箱。空气箱有一个弹簧加载的备用进气门。一旦进气口过滤器堵塞，由发动机产生的吸力将打开此备用门，并从整流罩内的下部抽吸未经过滤的空气。在全油门情况下，备用进气门打开将损失约 10% 的功率。通过空气箱后，吸入的气体进入发动机下的油-气控制组件，然后通过进气总管输送到发动机的气缸里。

排气系统

从每个气缸排出的气体经过气门组件至消声器和排气管。外部气流被吸入消声器外部套管内的高温腔室，为座舱提供加温。

(接下页)

发动机 (续)

燃油喷射系统

发动机装有燃油喷射系统。该系统包括一个发动机驱动燃油泵、油/气控制组件、燃油管、燃油流量指示器和气注式燃油喷嘴。

燃油通过发动机驱动的燃油泵传送给油/气控制组件。油/气控制组件按照正确的比例调整燃油流量和吸入的空气流量。吸入的空气通过该控制装置后，又通过进气总管输送到发动机气缸，计量过的燃油则输送到燃油分配器。燃油分配器通过隔板和活门上的弹簧张力均匀地分配燃油，并输送到每个气缸中进气活门腔中的气注式燃油喷嘴进入每个汽缸燃烧室。一个涡轮式燃油流量转换器安装在油/气控制组件和燃油分配组件之间，为 EIS 页面提供“燃油流量”数字信号。

冷却系统

用于发动机冷却的冲压空气从发动机整流罩前部的两个进气口进入。冷却空气通过隔板直接进入气缸周围和发动机的其他区域，然后从整流罩后缘底部的一个开口排出。不需由人工控制的鱼鳞板冷却系统。

螺旋桨

该飞机装有一个双桨叶、定距、由单片铝合金锻造的螺旋桨，并经过了阳极电镀以减少腐蚀。螺旋桨直径为 75 英寸。

燃油系统

飞机的燃油系统（见图 7-6）由两个通气的整体式燃油箱（每个机翼中有一个油箱）、三位选择器活门、辅助燃油泵、燃油关断活门、燃油滤、发动机驱动燃油泵、油-气控制组件、燃油分配活门和燃油喷嘴组成。

(接下页)

燃油系统（续）

警告

该机的不可用燃油量是根据联邦航空条例来确定的。不按照第二章规定的燃油限制来运行飞机，将会进一步减少飞行中的可用燃油量。

燃油量数据（美加仑）

燃油箱	燃油量 (每个油箱的油量)	总油量	总不可用燃油	总可用燃油量 所有飞行条件下
两个	总容量 (28.0)	56.0	3.0	53.0

图 7-5

燃油分配

燃油在重力作用下从两个机翼油箱流出，通过一个三位选择活门流到储油箱里。三位选择活门上标为双 (BOTH)、右 (RIGHT) 和左 (LEFT) 位。燃油从储油箱流经辅助燃油泵、经过燃油关断活门和燃油滤，最后到达发动机驱动燃油泵。

发动机驱动燃油泵将燃油输送到油-气控制组件，燃油在此计量，并直接被输送到燃油分配活门 (总管)，分配活门再将燃油分配到各个气缸。燃油持续地流入各个气缸，其流速由流经油/气控制组件的空气流量来决定。

(接下页)

燃油系统 (续)

燃油指示系统

燃油量由两个浮子型的油量传感器测量 (每个油箱一个)，通过仪表板左侧的一个电动燃油量指示器来显示。该表以“加仑”为单位。红线和数字“0”表明空油箱。当指示器显示为空油箱时，每个油箱内还有约 1.5 加仑不可用燃油。在飞机侧滑、刹车或非常规的姿态时，不应依赖于油量指示器的指示，这时其读数不准确。

油量指示器最大能显示传感器浮子移动极限所指的油量。在这种页面下，还能继续向油箱里加注燃油，直到油箱完全装满，但是浮子或指示不会再增加。传感器浮子移动的极限约为 24 加仑，由绿弧的上限指示。当油量降至传感器浮子移动的极限以下时，油量指示器就能显示每个油箱中测量的油量。在每次飞行前，必须目视检查每个机翼油箱的燃油量，比较目视油量和指示油量，以准确估计可用油量。

油量指示器检测低燃油情况和错误的传感器输出信号。无论何时指示燃油量低于 5 加仑 (并且保持低于该油量时间超过 60 秒)，琥珀色“油量低 (左)” (LOW FUEL L) 和“油量低 (右)” (LOW FUEL R) 信号将在主飞行显示器 (PFD) 上出现，并且伴有声音警告。油量指示器的指针、指示器标示都会从白色变成稳定的琥珀色。当油量在刻度上接近无可使用燃油时，“油量低 (左)” (LOW FUEL L) 和“油量低 (右)” (LOW FUEL R) 信号将保持琥珀色，指示器指针和标识变成红色并闪烁。

注

如果两个油箱油量指针都处于黄弧范围内，或者出现任何“油量低” (LOW FUEL) 信号时，建议不要起飞。

(接下页)

燃油系统 (续)

燃油指示系统 (续)

除低燃油信号外, 警告逻辑的设计是报告由于电路短路或断路而引起每个传感器的故障。如果电路检测到上述任何一种情况, 发生故障的油箱的指示器将显示红色的“X”。如果指示器顶部出现红色的“X”, 说明左油箱传感器发生故障。如果指示器底部出现红色的“X”, 说明右油箱传感器发生故障。

燃油流量由装在油/气控制组件和燃油分配组件之间涡轮式传感器测量。该流量计产生数字信号, 并在 **EIS** 页面上的燃油流量 (**FFLOW GPH**, 加仑/小时) 指示器上指示燃油流量。在不同的 **EIS** 页面中, 燃油流量 (**FFLOW GPH**) 显示可能是水平的模拟指示器, 或者是数值。在系统 **EIS** (**SYSTEM EIS**) 页上, 燃油消耗信息以“已消耗燃油” (**GAL USED**) 形式提供燃油累计功能。该数字指示器显示上一次设置后所消耗的燃油总量。要设置计量器, 必须调出系统 **EIS** (**SYSTEM EIS**) 页, 选择重置已耗燃油 (**RST USED**) 软键。已耗燃油累加器不提供每个油箱剩余燃油信息, 只能与其它燃油管理程序一起来估计总剩余燃油。

辅助燃油泵操作

辅助燃油泵主要用于开车前发动机注油。注油通过燃油喷射系统完成。如果发动机不工作, 辅助燃油泵 (**FUEL PUMP**) 电门长时间 (**MASTER** 开关“开”, 混合比手柄富油位) 处于“开”位, 发动机可能溢油。

在炎热天气, 辅助燃油泵也用于抑制燃油汽化。正常情况下, 短时使用就足以控制燃油汽化; 如果需要, 也可以长时间连续工作。在发动机油泵正常工作时开启辅助燃油泵, 仅会导致富油混合比少量增加。

(接下页)

燃油系统 (续)

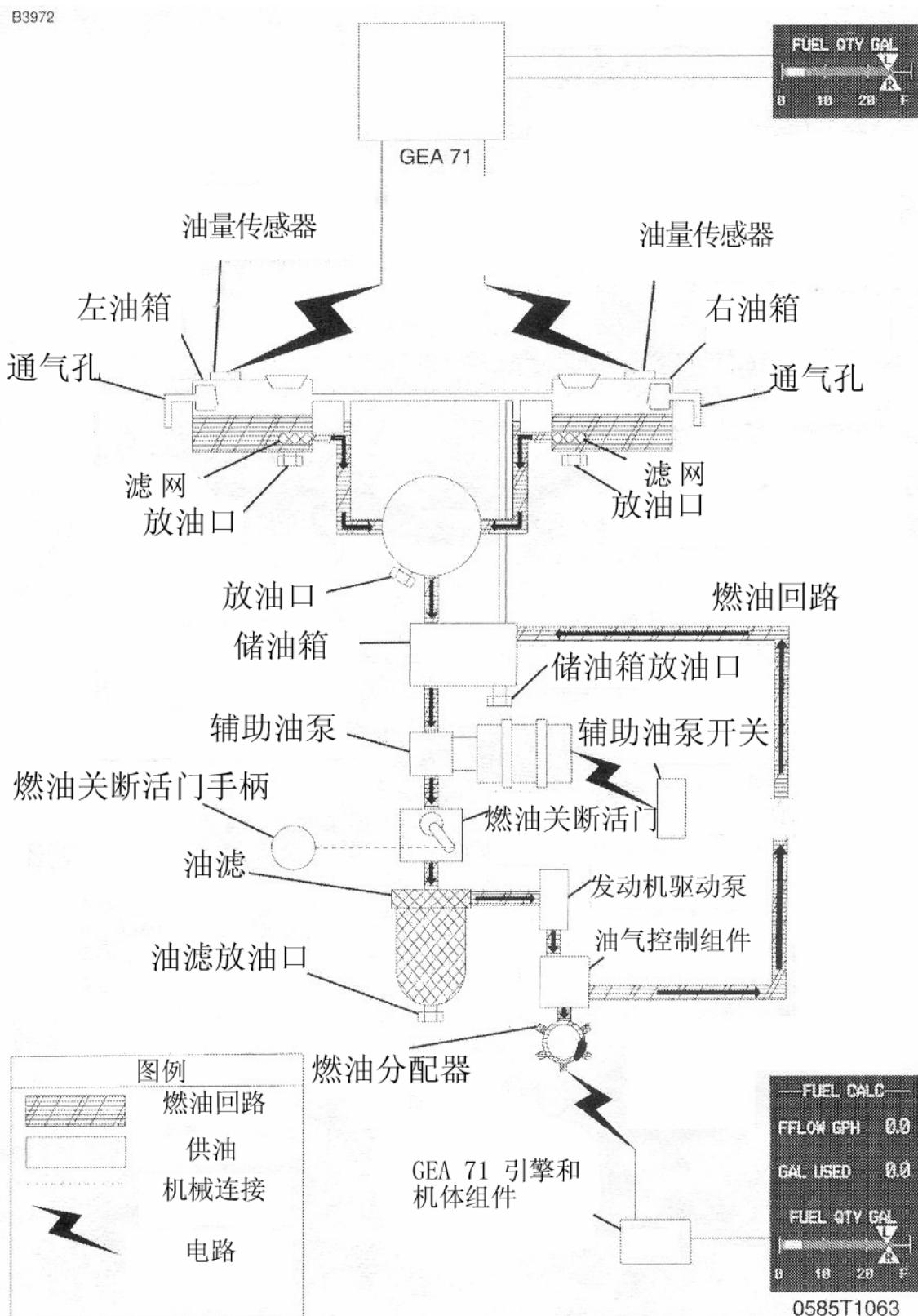


图 7-6 燃油系统

燃油系统（续）

辅助燃油泵操作（续）

在正常的起飞、着陆程序中没有必要使用辅助燃油泵，因为重力和发动机驱动泵可以提供足够的燃油流量。如果发动机驱动泵故障，辅助燃油泵可以提供足够的燃油以保持使用最大连续功率飞行。

回油系统

回油系统可保持发动机在炎热天气地面时的平稳运行。回油系统使部分计量燃油由油气控制组件返回至燃油储油箱。因回油系统而增加的燃油流量使发动机进气道的油温降低，并减少了因环境温度高而引起的油路中的燃油蒸汽。参阅第四章高温天气下的操作信息。

燃油通气

燃油系统通气管对系统工作至关重要。通气系统堵塞将导致燃油流量减少，且发动机可能停车。一根从右油箱到左油箱的内连管路完成燃油系统的通气任务。左油箱通过装有一个单向活门的通气管路排气至机外，该通气管路从左机翼底部表面接近机翼支柱的地方伸出。两个加油口盖也有通气。

减油箱容量

该飞机也可减油箱容量，以允许更多的飞机商载。要减油箱容量，在加油时，每个油箱只加到加油竖管的底部边缘即可。这样，每个油箱就得减容量后的 17.5 加仑可用燃油。

（接下页）

燃油系统 (续)

燃油选择活门

在飞机起飞、爬升、着陆以及包括超过 30 秒钟长时间侧滑的机动飞行时，燃油选择器活门都应放在双组 (BOTH) 位。在巡航时，可以将选择器活门置于左或右油箱。

注

- 在巡航中，当燃油选择器活门手柄处在双 (BOTH) 位时，如果飞机不能准确保持机翼水平状态飞行，则可能发生每个油箱的燃油流量不相等的状况。将选择器活门手柄放在机翼“重”的一侧油箱上，能逐渐减轻由于流量不等而产生的机翼重量。先计算消耗一个油箱里所有燃油所需的时间，然后再转换到另一油箱，以期能从剩余的燃油消耗中得到对等的时间的方法不可取。两个燃油箱通过一根管路连接起来。因此，当油箱基本装满油或机翼没有保持水平时，应预料到两个油箱之间会有燃油流动。
- 当油箱只有 1/4 或更少燃油时，长时间地进行不协调飞行 (如侧滑)，会使油箱里的燃油不能覆盖油箱管路出口。因此，当一个油箱无油，或当左或右油箱仅有 1/4 或更少燃油时，不要让飞机不协调飞行的时间超过 30 秒钟。

放油活门

燃油系统装有放油活门。该活门为检查燃油系统中的污染物和燃油等级提供了方便。在每次飞行前和每次加油后，都应对燃油系统进行检查。检查时使用配备的油样杯从每个机翼油箱、以及燃油过滤中提取样品。如果发现任何燃油污物的迹象，必须根据飞行前检查单和本手册第 8 章中所讨论的方法清除干净。如果下一次飞行的起飞重量限制许可，则在每次飞行后应加满油箱，以防止水汽凝结。

刹车系统

飞机的每个主起落架机轮上都安装了液压作动的单圆盘刹车。每个刹车由液压管路连接到主作动筒，主作动筒位于每个方向舵脚蹬上。可通过蹬左侧（机长）或右侧（副驾驶）任一方向舵脚蹬（二者内联）的上部踏板进行刹车。停放飞机时，使用位于仪表面板下的停留刹车手柄可以设置两个主机轮刹车。设置停留刹车时，先用方向舵脚蹬刹车，再向后拉出手柄，并向下转动 90°。

为了延长刹车寿命，应保持刹车系统的正常维护，并且，在滑行和着陆时尽可能减少刹车的使用。

刹车即将出现故障的一些征兆有：使用刹车后，刹车效应逐渐减弱；刹车发出噪音或拖曳刹车；蹬踏脚蹬柔软无力；以及踩压脚蹬踏板距离很长而刹车效应很弱。如果出现任何这样的征兆，需要立即对刹车系统进行处置。如果在滑行或着陆滑跑时刹车效应减弱，先应松开脚蹬，然后重新用力踩压蹬脚踏板。如果刹车无力或脚蹬踏板移动距离增加，连续踩压脚蹬踏板则会集聚刹车压力。如果一侧刹车效应减弱或失效，则应小心地使用另一侧的刹车，并按需蹬相反方向的方向舵，以抵消刹车好的一侧所产生的不平衡力。

电气系统

本机型配备有 28 伏直流电气系统（参阅图 7-7）。该系统由一个皮带传动的 60 安培交流发电机和一个 24 伏主蓄电瓶提供电源。蓄电瓶位于发动机整流罩内的左侧防火墙上。交流发电机和蓄电瓶由位于左座电门面板顶部的总电门（ALT 和 BAT）控制。

电源通过两条主汇流条（ELECTRICAL BUS 1 和 ELECTRICAL BUS 2）提供给大部分电路。在两条主汇流条之间由重要汇流条和交输汇流条连接，为重要设备供电。

（接下页）

电气系统 (续)

系统装备了“第二”或“备用”电瓶，该电瓶位于防火墙和仪表板之间。备用电瓶 (**STBY BATT**) 开关控制电源从其输出和输入。如果交流发电机和蓄电瓶同时故障，备用电瓶可以向重要汇流条供电。

总电门 (**BAT**) 在开 (**ON**) 位时，主要汇流条就通电，并且不受起动机或外部用电的影响。每个主汇流条也通过断路器、电子设备汇流条 1 和 2 (**AVIONICS BUS 1** 和 **BUS 2**) 连接到电子设备汇流条。总电门 (**BAT**) 和相应的电子设备电门在“开”位时，对应的电子设备汇流条通电。

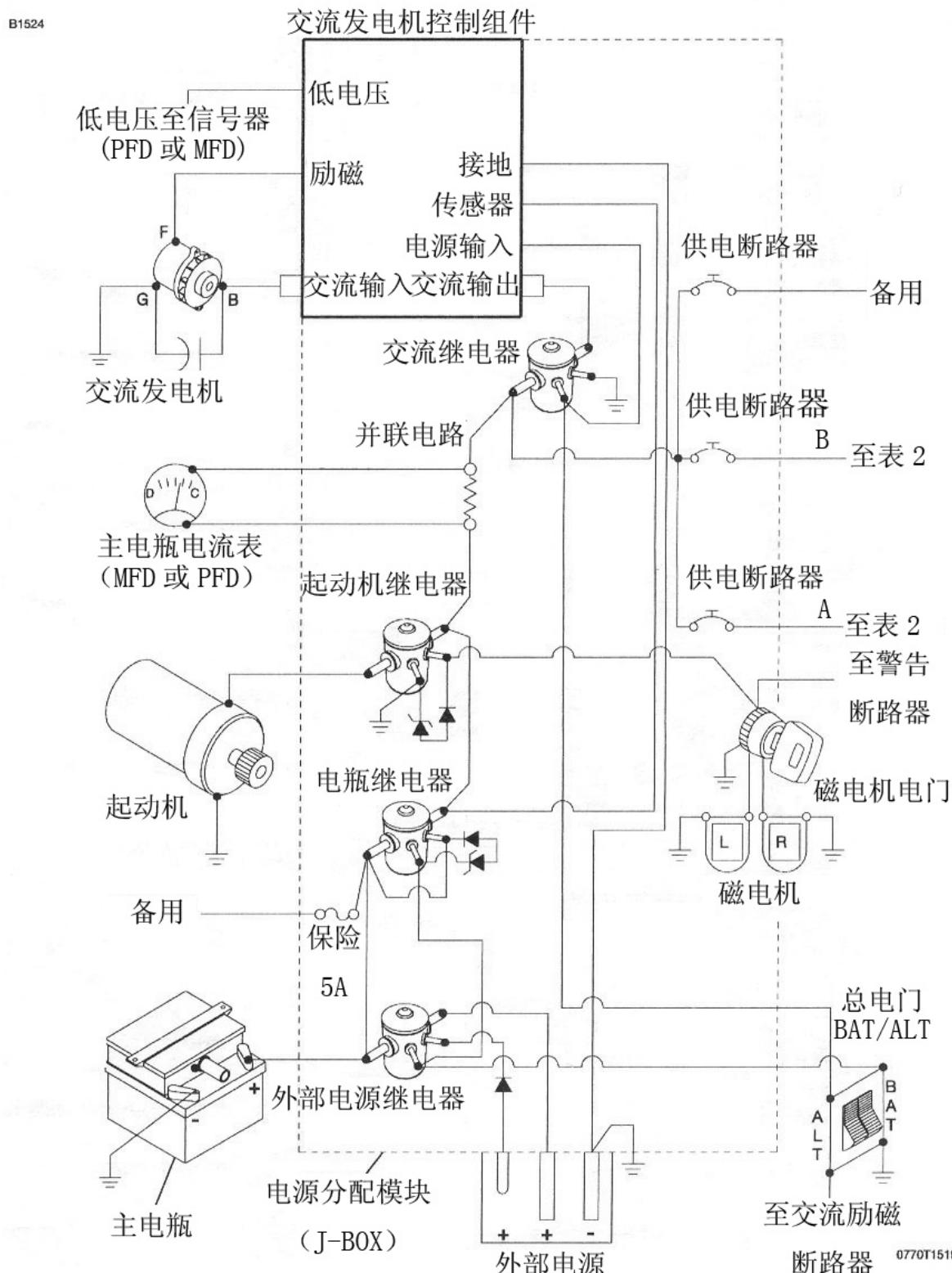
注意

在开、关总电门、起动发动机或者连接任何外部电源之前，电子设备汇流条 1 和 2 电门都应放置“关”位，以避免任何有害的瞬变电压损坏电子设备。

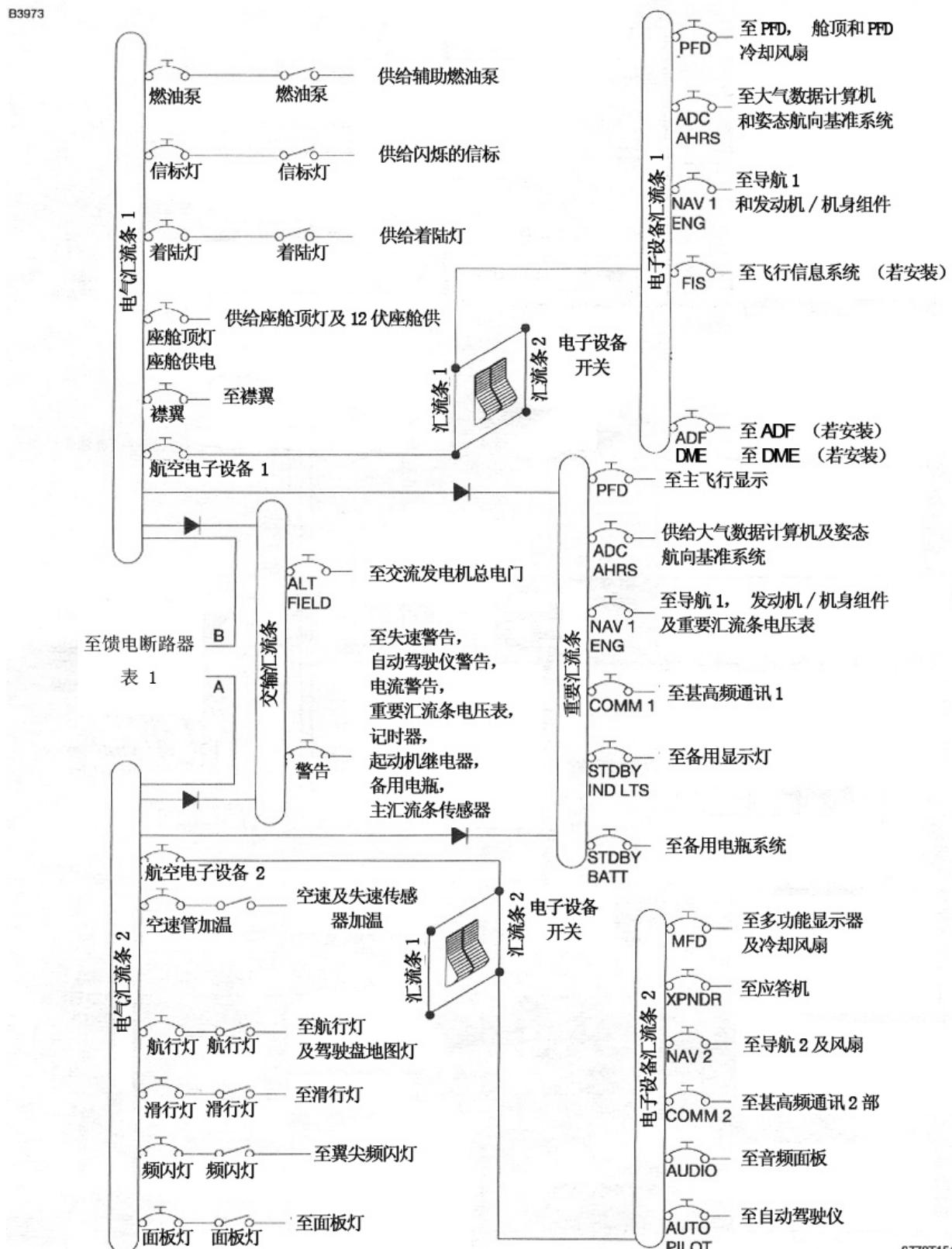
在飞机左前方防火墙上安装了电源分配模块，其收纳了飞机电气系统的所有继电器。交流发电机控制组件、主电瓶电流传感器和外部电源连接器也位于该模块中。

(接下页)

电气系统 (续)



电气系统 (续)



电气系统 (续)

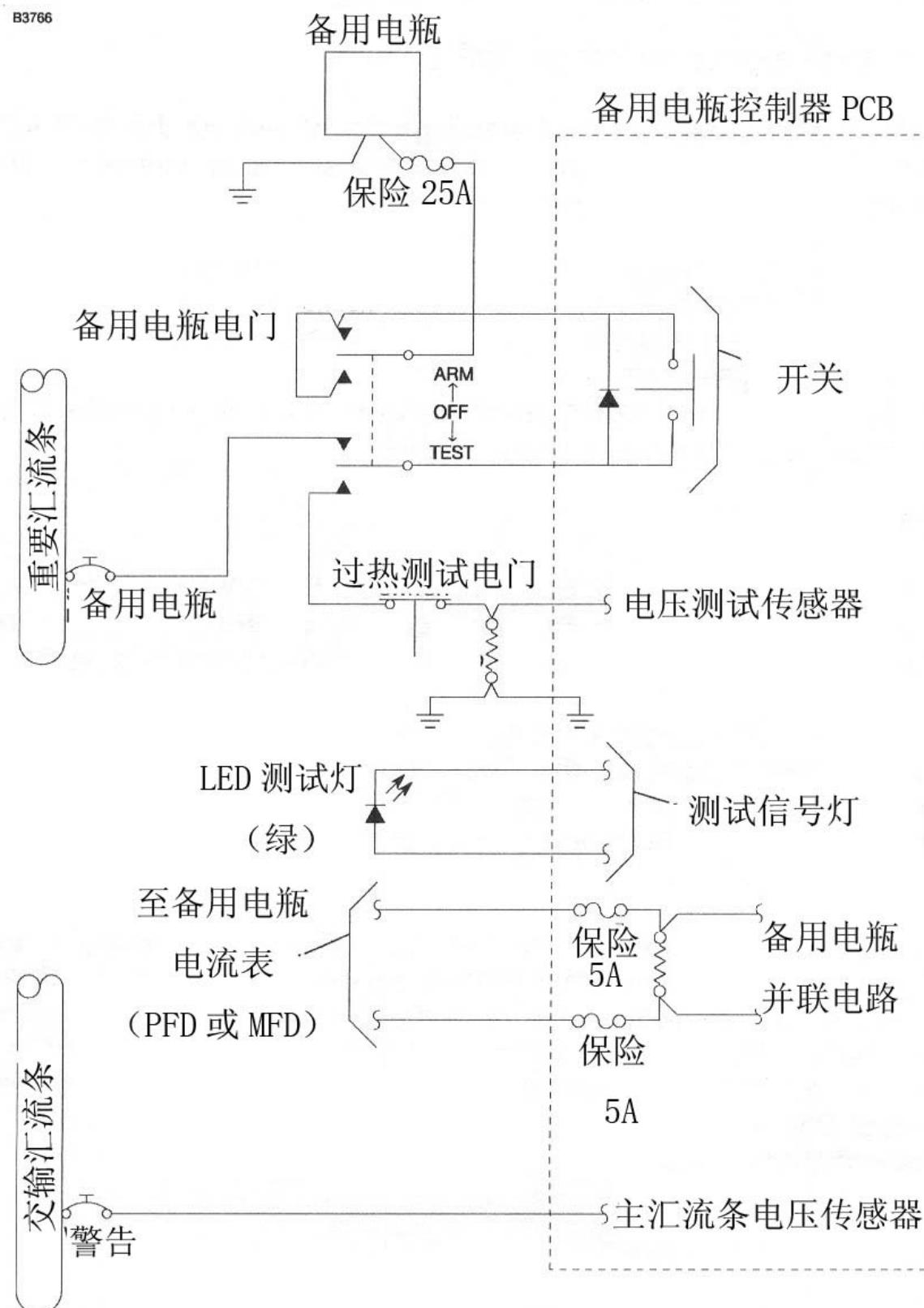


图 7-7 电气系统 (第 3 张, 共 3 张)

电气系统 (续)

G1000 信号面板

所有系统提示、警戒和警告都显示在 PFD 屏的右侧，与垂直速度指示器相邻。可支持以下的指示信号：

滑油压力 (OIL PRESSURE)	真空低 (LOW VACUUM)
左油箱油量低 (LOW FUEL L)	右油箱油量低 (LOW FUEL R)
电压低 (LOW VOLTS)	俯仰平衡 (PITCH TRIM)
电压高 (HIGH VOLTS)	一氧化碳浓度高 (CO LVL HIGH) (若安装)
备用电源 (STBY BAT)	

参阅《Garmin G1000 驾驶舱参考手册》附录 A，以获得系统信号指示的更多信息。

总电门

总电门是一个两极摇杆式电门。电门的电瓶 (BAT) 部分控制飞机的主电瓶供电。发电机 (ALT) 部分控制交流发电机系统。

正常操作时，电门的两个 (BAT 和 ALT) 部分同时处于“开”位；但是如果需要，BAT 部分也可以单独选定。在 BAT 部分未处于“开”位时，ALT 部分不能单独设为“开”位。

如果交流发电机系统故障，可关闭总电门，以便为后续飞行保存主电瓶电能。总电门“关”位、备用电源 (STBY BATT) 电门“预位”(ARM) 时，备用电源可在有限时间内为重要汇流条供电。可以通过监测重要汇流条电压来预计剩余供电时间。20 伏时，备用电源的剩余电量已很少或基本无电量。

(接下页)

电气系统 (续)

备用电源电门

备用电源(**STBY BATT**)电门为三位(预位-关-测试 **ARM-OFF-TEST**)电门, 可以测试和控制备用电源系统。起动发动机前(参见第4章)应测试电瓶电量。测试时将电门短时置于测试(**TEST**)位, 观察位于电门右侧的测试(**TEST**)灯亮即可。不建议在发动机起动后测试电瓶电量。

在发动机起动循环中, 将电门置于 **ARM** 位, 使备用电源在起动循环中帮助调节和过滤重要汇流条的电压。在正常飞行中, 将电门置于 **ARM** 位, 可以使备用电源充电。并且, 可在交流发电机和主电瓶故障时为重要汇流条供电作好准备。电门在“关”位时, 备用电源断开与重要汇流条的连接。备用电源电门在“关”位时, 可停止为备用电源充电, 并且在电气系统故障时, 防止其自动供电。

电子设备电门

电子设备电门是一个两极摇杆式电门, 控制向电子设备汇流条1和2的供电。将摇杆式电门的任一部分置于“开”位, 就可以为相应的电子设备汇流条供电。在开、关总电门、起动发动机或者连接任何外部电源之前, 电子设备电门的两部分都应在“关”位。

(接下页)

电气系统 (续)

电气系统的监控和信号

电压表

主汇流条和重要汇流条的电压 (VOLTS) 指示在 **EIS ENGINE** 或者 **SYSTEM** 页的底部, 标注 “**M BUS E**” 字样。主汇流条电压由数字显示在 “**M**” 下方。重要汇流条电压由数字显示在 “**E**” 下方。主汇流条电压在交输 (X-FEED) 汇流条 “**WARN**” 断路器测量。重要汇流条电压在该汇流条上的 “**NAV1 ENG**” 断路器测量。交流发电机工作时, 汇流条的正常电压约为 28 伏。当主汇流条或重要汇流条的电压为 24.5 伏或者更低时, 电压数值和 “**VOLT**” 字符变为红色。该报告指示和 “电压低 (LOW VOLTS)” 信号一同表明交流发电机没能提供飞机所需的足够电能。在发动机低转速时, 系统指示电压可能在 24.5 至 28 伏之间 (参见 “低电压信号” 项下的 “注”)。

电流表

指示主电瓶和备用电瓶电流 (AMPS) 的显示在 **EIS ENGINE** 或 **SYSTEM** 页底部, 标有 “**M BUS E**” 字符。主电瓶电流值显示在 “**M**” 下。备用电瓶电流值显示在 “**S**” 下。正电流值 (白色) 指示电瓶正在充电。负电流值 (琥珀色) 指示电瓶正在放电。在交流发电机没有工作或电流负荷超出交流发电机的输出功率时, 主电流表显示主电瓶的放电率。

如果需要使备用电瓶放电, 正常的放电率应小于 4 安培。发动机起动后, 备用电瓶 (**STBY BATT**) 电门处于 **ARM** 位时, 备用电瓶电流表应显示充电, 表明备用电瓶系统正常充电。

(接下页)

电气系统 (续)

低电压信号

位于电源分配模块中的交流发电机控制组件 (ACU)，提供引发 PFD 上红色“电压低”(LOW VOLTS) 指示的信号。当在连接盒测出的主汇流条电压低于 24.5 伏时，“电压低”(LOW VOLTS) 信号出现。该警告信号表明，交流发电机没能提供飞机所需的全部电能。如果引起警告的原因不能消除，则应该减少不必要的电气负载，并且在条件许可时尽快结束飞行。

注

在发动机低转速、系统高电气负载条件下工作时，如，低转速滑行时，可能出现“电压低”(LOW VOLTS) 信号，汇流条电压值可能变成红色，主电流表可能显示放电。在这种情况下，应该增加发动机转速，或者减少不必要的电气负载，以减少对电瓶的电量需求。

如果发生超压 (或者交流发电机故障)，交流发电机控制组件 (ACU) 将自动断开“发电机励磁”(ALT FIELD) 断路器，中断励磁电流，并停止交流发电机的输出。主电瓶将向电气系统供电，并在主电瓶 (M BATT) 电流表上显示放电 (读数为负)。当系统电压低于 24.5 伏时，将出现“电压低”(LOW VOLTS) 信号。打开 (按入)“发电机励磁”(ALT FIELD) 断路器，为 ACU 供电。如果警告信号消失，并且主电瓶 (M BATT) 电流表上显示读数为正，则表明交流发电机已经恢复正常充电。如果再次出现警告信息，或者“发电机励磁”(ALT FIELD) 断路器再次跳开，则表明交流发电机未正常工作。如果断路器再次跳开，不要再将其按入。请有资格的技术人员判断故障原因并排除故障。减少不必要的电气负载，并且在条件许可时尽快着陆。

(接下页)

电气系统 (续)

低电压信号 (续)

由于在发动机正常起动期间的瞬间超压,“发电机励磁”(**ALT FIELD**)断路器偶尔会跳开。如果复位 **ALT FIELD** 断路器后交流发电机恢复正常输出,该种情况被视为讨厌事件。如果 **ALT FIELD** 断路器在复位后跳开,不要再次闭合。这种情况重复性的发生表明电气系统存在问题,必须在起飞前请有资格的维护人员排除故障。

断路器和保险

系统单独的断路器安装在飞行员操纵盘下方的断路器面板上。所有断路器都可以“拔出”以便管理电气负载。不建议将可“拔出”的断路器当作电门使用,这样会减少断路器的使用寿命。

电源分配模块使用三个断路器作为电源汇流条的馈电器。备用电源使用自动“快速熔断”型保险。备用电源电流并联电路使用位于备用电源控制器印刷电路板上的双绕组可更换保险。

大部分 **GARMIN 1000** 设备使用内部无绕组的可更换保险。设备必须通过授权的服务站返回 **Garmin** 以作更换。

外部电源插座

外部电源插座与电源分配模块整合在一起,可连接外部电源,以便在寒冷天气下起动发动机、或长时间对电气和电子设备维修。插座位于靠近防火墙处的整流罩左侧。打开插座盖即可触及插座。

(接下页)

电气系统 (续)

外部电源插座 (续)

注

如果不使用电子设备, 将电子设备电门汇流条 1 和汇流条 2 置于“关”位。如果需要进行电子设备维修, 必须使用经过调节滤波的 28 伏直流 (VDC) 外部电源, 以避免瞬变电压损坏电子设备。在起动发动机前, 将电子设备电门汇流条 1 和汇流条 2 置于“关”位。

使用外部电源起动发动机后, 应该执行以下检查 (断开外部电源后)。

1. 总电门 (ALT 和 BAT) — 关
2. 滑行灯和着陆灯电门 — 开
3. 发动机转速 — 慢车
4. 总电门 (ALT 和 BAT) — 开 (滑行灯和着陆灯开)。
5. 发动机转速 — 增加 (至大约 1500 RPM)
6. 主电瓶电流 — 检查 (充电, 读数为正)
7. 低电压信号 — 检查 (无低电压 (LOW VOLTS) 信号)

注

如果主电瓶 (MBAT) 电流未显示正充电, 或者低电压警告信号不消失, 应取下主电瓶, 并在起飞前进行维修。

照明系统

外部灯光

外部灯光包括安装在翼尖和方向舵顶部的航行灯、位于左机翼前缘的着陆/滑行灯、垂直尾翼顶部的信标灯、以及每侧翼尖的频闪灯。

两个礼貌灯安装在每侧机翼的下表面，为每扇舱门区提供照明。礼貌灯电门位于飞行员头顶板上。按压礼貌灯电门，灯亮；再次按压电门，灯灭。

所有外部灯光都由位于 **PFD** 左侧灯光电门面板上的电门控制。外部灯光在电门面板上集中在“灯光”(**LIGHTS**)区域。要打开信标灯(**BEACON**)、着陆灯(**LAND**)、滑行灯(**TAXI**)、航行灯(**NAV**)和频闪灯(**STROBE**)，向上扳动电门。灯光的断路器位于 **PFD** 下仪表面板左下方的灯光断路器面板上。断路器根据电气汇流条分组。信标灯(**BEACON**)和着陆灯(**LAND**)断路器在电气汇流条 1；滑行灯(**TAXI**)、航行灯(**NAV**)和频闪灯(**STROBE**)断路器在电源汇流条 2。

注

在云中或多云条件下飞行时，不应该使用频闪灯和信标灯；由水滴或微粒反射的闪亮灯光（尤其在夜晚）会使人眩晕并丢失方位。

(接下页)

照明系统（续）

内部照明

内部照明由机舱可调光的前舱泛光灯、内部发光电门和断路器面板照明、电子设备面板照明、仪表照明、基座照明和飞行员驾驶盘地图阅读灯和乘客区泛光灯联合控制。

序列号 17281241 到 17281272 的飞机使用一个亮度可调的前舱泛光灯和一个后排乘客区顶灯组成泛光照明。两个灯光都安装在头顶板上，并通过前灯的调光开关和后灯的按压式开关电门控制。前舱灯光可旋转，以便为左座飞行员和前座乘客提供方向性的照明。后舱顶灯提供后座舱区域的常规照明。后舱顶灯和礼貌灯共用一个电门。

序列号 17281273 以后的飞机使用两个亮度可调的前舱泛光灯和一个后排乘客区顶灯组成泛光照明。它们都安装在头顶板上，并通过前灯的调光开关和后灯的按压式开关电门控制。前舱灯光可旋转，以便为左座飞行员和前座乘客提供方向性的照明。后舱顶灯提供后座舱区域的常规照明。后舱顶灯和礼貌灯共用一个电门。

电门面板、断路器面板、发动机控制和环境控制面板的照明通过使用内发光 LED 照明面板完成。旋转位于电门面板上调光电门组的“电门/断路器面板”（SW/CB PANELS）调光器，可控制两个面板的照明显亮度。逆时针旋转调光器将降低照明显亮度直至关闭。

基座照明包括基座不同位置上的两个有罩盖灯光。旋转位于电门面板上调光电门组的“基座”（PEDESTAL）调光器，可控制基座照明。逆时针旋转调光器将降低照明显亮度直至关闭。

（接下页）

照明系统（续）

内部照明（续）

电子设备面板照明包括 **PFD** 与 **MFD** 仪表面板和显示照明、音频面板照明、以及 **KAP140** 飞行计算机（若安装）按键和显示照明。旋转位于电门面板上调光电门组的“电子设备”（**AVIONICS**）调光器可以控制其照明亮度。将调光器置于“关”位（反时针旋转到底），将使电子设备根据光电管自动调节照明亮度。在白天或环境亮度较低，但不需使用电子设备仪表面板和按键照明的情况下，推荐使用该自动调节功能。在光线亮度低至夜晚环境时，从“关”位顺时针旋转调光器，即可使用“电子设备”调光器来调节所有电子设备照明亮度。在夜晚及光线暗时，推荐使用调光器来调节电子设备的照明，以便使飞行员在光线暗时控制电子设备的亮度。

旋转位于电门面板上调光电门组的“备用指示”（**STDBY IND**）调光器，可控制备用空速表、地平仪、高度表和非稳定磁罗盘的照明。逆时针旋转调光器将降低照明亮度直至关闭。

飞行员地图照明由可变电阻器和灯光组件构成。二者都位于左座飞行员驾驶盘的下面。该灯光从驾驶盘底部向下为飞行员膝部提供照明。使用该灯时，先打开“航行”灯，然后使用有凸边的可变电阻器旋钮调节地图灯的亮度。顺时针旋转调光器增加灯光亮度，逆时针旋转调光器则减小灯光亮度。

（接下页）

照明系统（续）

内部照明（续）

对于照明系统，最有可能导致灯光故障原因是灯泡烧坏。但是，如果任何照明系统不工作，检查相应的断路器。如果断路器已跳开，又没有明显的短路迹象（冒烟或臭味），可关闭受影响的灯，复位断路器，然后再打开该灯。如果断路器再次跳开，在其维护工作完成前不要再次复位。

座舱加温、通风和除霜系统

进入座舱的空气温度和流量可以通过操作推拉式座舱加温（CABIN HT）和座舱空气（CABIN AIR）控制钮来调节（参阅图 7-8）。两个控制钮都是按钮锁定式，这样可以允许对温度和流量进行中间位置调节。

拉出座舱空调（CABIN AIR）钮，就可进行座舱通风。要增加空气温度，拉出座舱加温（CABIN HT）钮约 1/4 至 1/2 英寸，就可进行少量加温。如果需要更高温度，则再拉出一些控制钮；当完全拉出整个座舱加温（CABIN HT）钮，而把座舱空气（CABIN AIR）钮完全按入时，座舱温度可达到最高。如果座舱不需要加温，将座舱加温（CABIN HT）钮完全按入。

前座舱加温和通风气源由位于机长和副驾驶脚部的前方座舱总管的两侧出口提供。后座舱加温和通风气源来自空气总管的两根管道，其中一根管道从座舱两边向下延伸到地板上方向舵脚蹬后方的出口。风挡除霜气源也来自这两根管道，这两根管道从气源总管延伸出到风挡下缘的除霜器出口。两个旋钮控制每侧除霜器出口的滑动活门，对除霜气流进行调节。

（接下页）

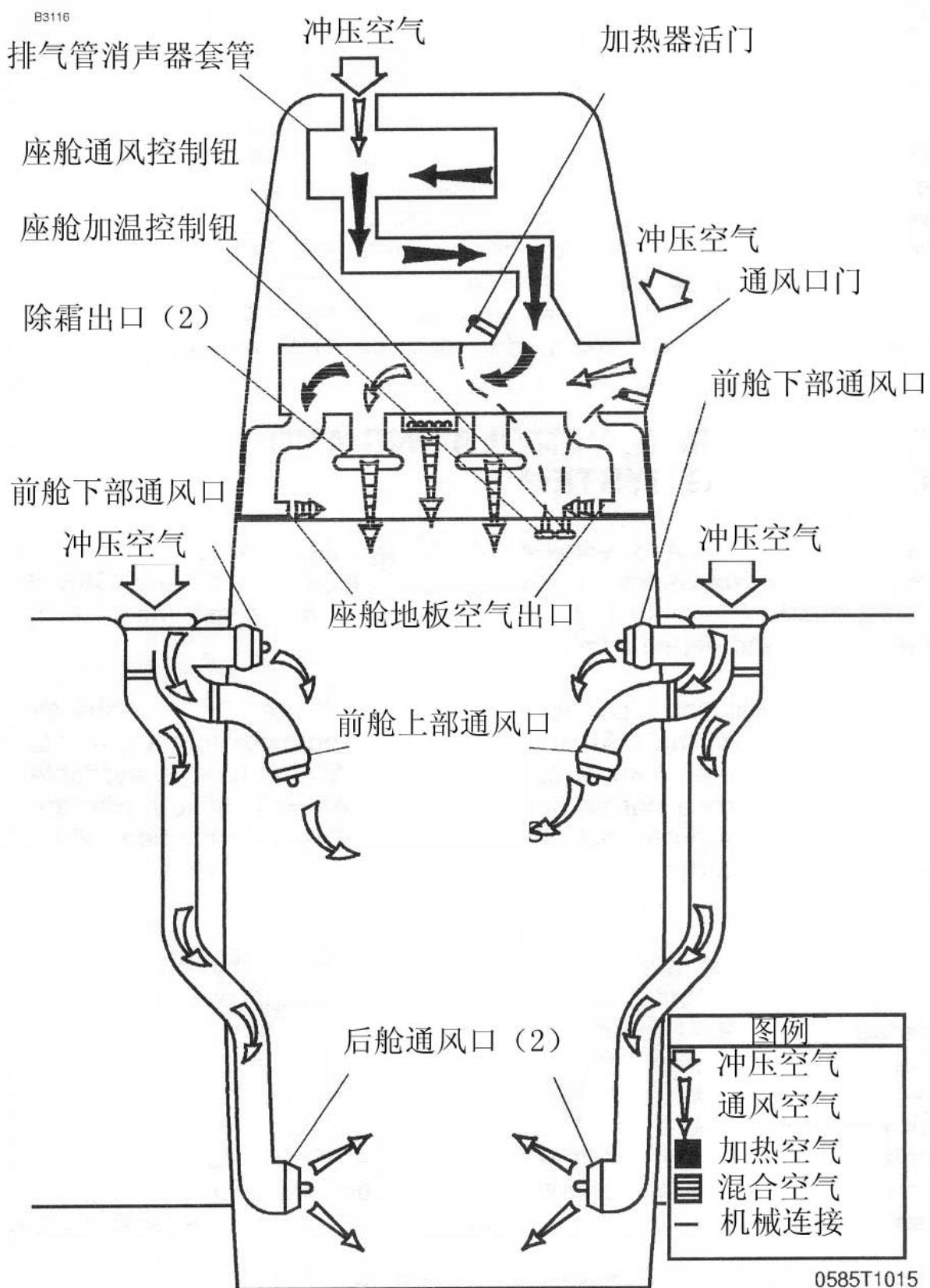


图 7-8 座舱加温、通风和除霜系统

座舱加温、通风和除霜系统（续）

独立可调的通风器提供额外的气源；靠近每个风挡上角的通风器为正、副驾驶源提供气源。两部后座舱通风器为后舱乘客提供气源。在驾驶舱的不同地方装有多个通风口。

全静压系统和仪表

全静压系统包括一个加热的全压（皮托）管（左机翼翼面下部）、外部静压孔（前机身左侧）、以及连接到 **GDC 74A** 大气数据计算机和常规全静压仪表的相应管道。

皮托管使用的是安装在皮托管探头内的电加热部件。皮托管加温（**PITOT HEAT**）控制电门位于 **PFD** 左下角处的电门面板上。皮托管加温断路器（**10A**）位于左座驾驶员面板左下部的断路器面板上。

备用静压源活门（**ALT STATIC AIR**）位于油门手柄旁。如果外部静压源堵塞，备用静压源活门则会由座舱内部提供静压源。

如果怀疑由于标准外部静压源的压力管路内有水或冰而出现仪表读数误差，应该拉出备用静压源活门。

座舱压力将随着加温器/通风口和窗户的开启而变化。查阅第五章图 **5-1**（表 **2**），空速校准、和备用静压源校准表。

真空系统与仪表

真空系统（参阅图 7-9）提供必要的真空以运行姿态指示器和方位指示器。该系统由两个发动机驱动真空泵、两个用于测量各自泵的真空度的压力电门、一个真空释压活门、一个真空系统空气滤、真空运行的仪表、一个真空度表、信号灯面板上的真空度低警告灯、以及带单向活门的总管（以便在一个真空泵失效时，真空系统仍能正常工作）组成。

真空系统（参考图 7-9）提供必要的真空以运行备用姿态指示器。该系统由一个发动机驱动真空泵、一个真空调节器、备用姿态指示器、一个真空系统气滤和一个真空传感器组成。GEA-71 发动机与机身组件从真空传感器接收到信号，并在 EIS ENGINE 页面上显示真空度。如果真空泵来的真空度低于 3.5 英寸汞柱，PFD 上将出现琥珀色的“低真空度”（LOW VACUUM）信号。

姿态指示器

备用姿态指示器是由真空驱动的陀螺仪，它位于 MFD 下的中央仪表板上。该姿态指示器包括了一个低真空警告旗（“GYRO”）。当真空度低于陀螺可靠工作所必需的水平时，警告旗出现。

真空度指示

真空度指示在 EIS ENGINE 页面中。起动发动机时，在 PFD 的左侧；正常运行时，在 MFD 的左侧。在备份显示时，EIS 显示在工作显示器的左侧。

低真空信号

出现低真空状态时，琥珀色的“低真空度”（LOW VACUUM）文字框指示显示在 PFD 的右上角。

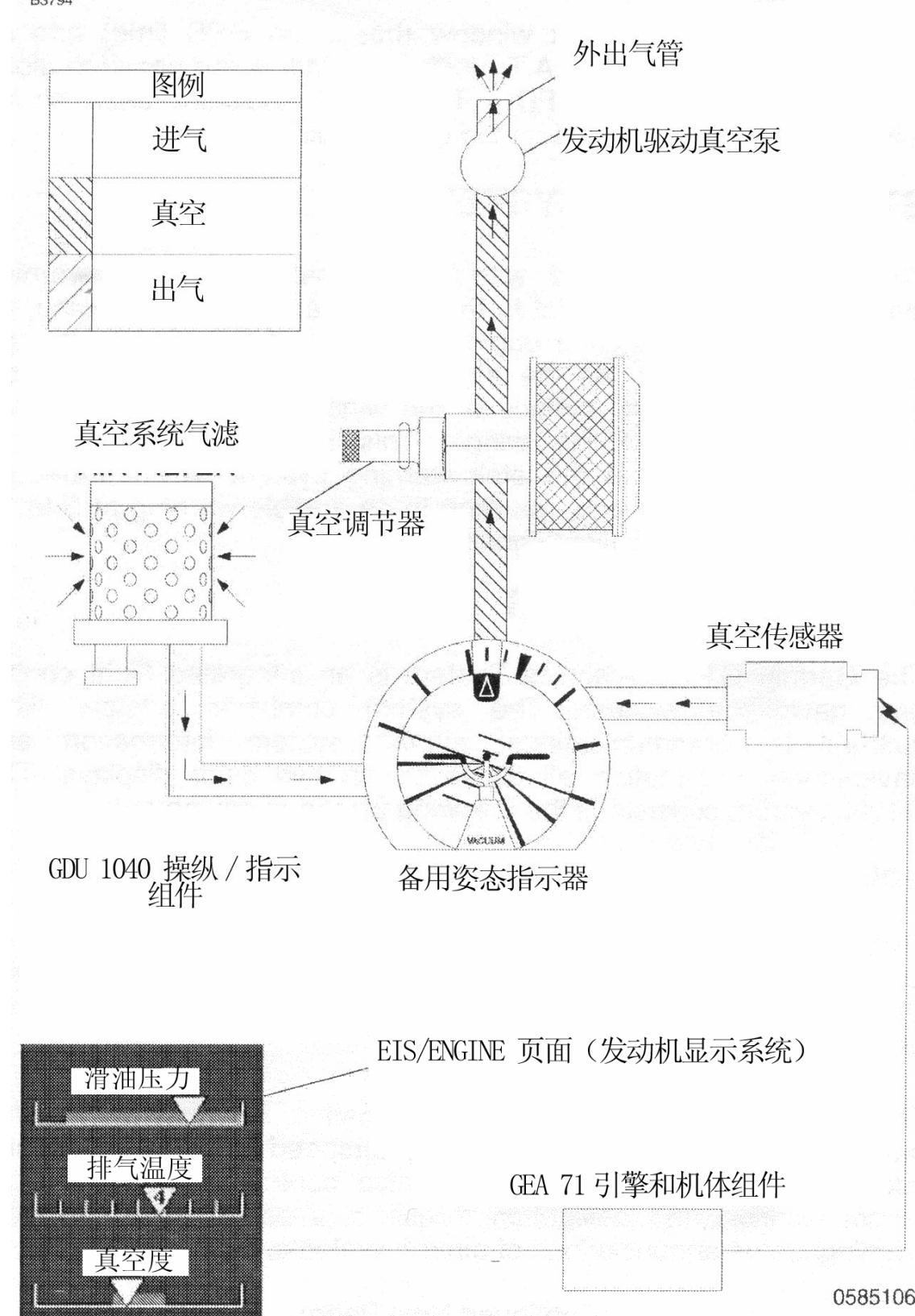


图 7-9 真空系统

时钟/外界大气温度表

数字式时间或时钟窗（根据 GPS 时间）和外界大气温度（O.A.T）指示窗在 **PFD** 的下部边缘。外界大气温度指示信息来自位于座舱顶部的大气温度传感器。

失速警告系统

本机型装备有一套气动式失速警告系统。它由左机翼前缘的进气口、靠近风挡左上角的一个气动喇叭、以及相关的管路构成。当飞机接近失速时，机翼上表面的低压气流围绕机翼前缘向前移动。这种低压在失速警告系统内产生压差，压差驱使气流流过警告喇叭，从而在所有飞行状态下、失速前 5-10 节时发出音响警告。

标准电子设备

Garmin G1000 电子设备系统是综合飞行控制和导航系统。该系统在两个彩色显示器上整合了主飞行仪表、通讯、飞机系统信息和导航信息。**G1000** 系统包括了以下设备：

GDU 1040 彩色显示器

两套相同的组件安装在仪表板上。其中一套位于驾驶员前方，作为主飞行显示器（**PFD**）。另一套位于其右侧，作为多功能显示器（**MFD**）。

PFD 为驾驶员提供横滚和俯仰信息、航向和航道导航信息，以及高度、空速和垂直速度信息。**PFD** 也控制并显示所有通讯和导航频率，以及显示飞机各系统的警告和状态信息。

（接下页）

标准电子设备 (续)

GDU 1040 彩色显示器 (续)

MFD 显示大尺度地图，该地图随飞机当前位置的移动而移动。从系统其他部件获得的信息可以叠加在该地图上。附近飞机的位置和移动方向、闪电和气象信息也能在 **MFD** 上显示。**MFD** 也是所有发动机参数和燃油信息的基本显示器。

“备用显示模式”将飞行信息与基本的发动机信息都显示在 **PFD** 和 **MFD** 上。这一特点使得飞行员在任一显示器故障时都能获得所需要的任何信息。

GMA 1347 音频面板

G1000 系统中的 **GMA 1347** 音频面板将所有通讯和导航数字音频信号、内话系统、以及指点标控制等合为一个组件。它安装在 **PFD** 和 **MFD** 之间的仪表板上。**GMA 1347** 也控制 **PFD** 和 **MFD** “备用显示模式”。

注

不允许使用“通讯 1/2”(COM 1/2) 功能。

GIA 63 整体式电子设备组件

G1000 系统有两套 **GIA 63** 组件。他们位于尾锥行李舱隔帘布后面的支架上。这些组件是连接其它所有外围设备至 **GDU 1040** 显示器的主要信息枢纽。每个组件包含有一部 **GPS** 接收机、一部甚高频导航接收机、甚高频通讯机、以及主系统微处理器。第一部获得 **GPS** 卫星 3-D 导航信号的 **GIA 63** 组件为生效的 **GPS** 导航源。

(接下页)

标准电子设备（续）

GRS 77 姿态航向基准系统（AHRS）和 GMU 44 磁力计

GRS 77 姿态航向基准系统为 **G1000** 显示提供飞机的姿态和飞行特性信息。该组件位于飞机的尾锥，包括加速度计、倾斜传感器以及速率传感器，取代了用于其它飞机上的旋转陀螺。**GMU 44** 磁力计位于左侧机翼内。它与 **AHRS** 交联提供航向信息。

GDU 74A 大气数据计算机

GDU 74A 大气数据计算机（ADC）汇集来自飞机全静压系统的信息。该组件位于仪表板后，**MFD** 正前方。位于座舱顶部的外部大气温度探头连接到大气数据计算机上。大气数据计算机计算压力高度、空速、真空速、垂直速度和外界大气温度。

GEA 71 发动机监控器

GEA 71 发动机监控器负责接受和处理来自发动机和机身传感器的所有信号。它连接所有气缸头温度传感器、排气温度传感器、转速、燃油流量和燃油计量系统。该组件将信息传送至 **GIA 63** 计算机。

（接下页）

标准电子设备（续）

GTX 33 应答机

GTX 33 是全性能 S 模式应答机，提供 A、C 和 S 功能。对其的控制和操作通过 PFD 完成。GTX 33 组件安装在尾锥电子设备支架上。

其它与 G1000 整体式驾驶舱系统配套使用的标准电子设备还有：

BENDIX/KING KAP 140 双轴自动驾驶仪（若安装）

操作信息参阅第九章，补充 3。

警告

当 KAP 140 自动驾驶仪接通在导航、进近或反航道方式时，如果水平状态指示仪（HSI）导航源自动或人工从 GPS 转换到 NAV1（使用航道偏离指针（CDI）键），或者人工将导航源从 NAV2 转换到 GPS，这些都会中断输送到自动驾驶仪的导航信号，并致使自动驾驶仪回复到横滚方式工作。这种情况没有音响警告，PFD 上也没有指示信号显示。显示在自动驾驶仪显示器里先前所选方式字符将闪亮，表明自动驾驶仪回复到横滚操作方式。在横滚方式工作时，自动驾驶仪只会保持机翼水平，不会修正飞机的航向或航道。因此，在接通自动驾驶仪至任何其它工作方式前，将航向游标设置到正确的航向，并在 HSI 上用 CDI 软键选择正确的导航源。

电子设备辅助装置

电子设备冷却风扇、天线、话筒和耳机装置、电源转换器和静电放电刷支持电子设备的工作。

电子设备冷却风扇

四个直流风扇为 **G1000** 电子设备提供强制气流和环境气流循环冷却。尾锥的一部风扇为整体式电子设备组件和应答机提供冷却。仪表板前的一个风扇将防火隔板和仪表面板之间的热空气抽走，并将空气向上送至风挡内侧。另外两部风扇直接将气流吹到位于 **PFD** 和 **MFD** 前的散热片上。

总电门 (**BAT**) 电门和电子设备电门 (**BUS 1** 和 **BUS 2**) 都打开时，这些风扇就得到供电开始工作。

注

当重要汇流条电子设备由备用电源供电时，所有冷却风扇都不工作。

(接下页)

电子设备辅助装置 (续)

天线

两个甚高频通讯/GPS 集成天线安装在座舱顶部。COM 1/GPS 1 天线安装在右侧，COM 2/GPS 2/GDL 69A 天线安装在左侧。它们与 GIA 63 整体式电子设备组件内的两部甚高频通讯机和两部 GPS 接收机、以及 GDL 69A 相连接。

一个双极子导航天线安装在垂直安定面的两侧。天线为 GIA 63 整体式电子设备组件内的甚高频导航接收机提供 VOR 和下滑道信号。

指点标天线位于尾锥下部。它为 GMA 1347 音频面板内的指点标接收机提供信号。

应答机天线位于座舱下部，通过一根同轴电缆连接到 GTX 33 S 模式应答机。

测距机(若选装)天线位于尾锥的下部，通过同轴电缆连接 Honeywell KN63 测距仪。

话筒和耳机

飞机的标准设备包括：一个手持话筒、一个顶板扬声器、两个远程控制的麦克风电门(位于操纵盘上)以及每个飞行员和乘客位的麦克风/耳机插孔。

手持话筒包括一个一体式“按压发话”电门。话筒被插在中央操纵台下，可供飞行员和前舱乘客使用。压下“按压发话”电门，便可通过无线电通讯机发送语音信息。

顶板扬声器位于中央顶板操纵台上。扬声器的音量和输出由音频控制面板调节。

(接下页)

电子设备辅助装置 (续)

话筒和耳机 (续)

每个驾驶盘都有一个微型的“按压发话”电门。该电门允许飞行员或前舱乘客使用远程话筒通过无线电通讯机发送语音信息。

飞机的每个座位都可连接头戴式航空耳机。话筒和耳机插座位位于每个座位相应的侧壁上，以便于乘客与飞行员进行通话。该系统话筒的设计使均为声控式。只有飞行员或前舱乘客可以通过无线电通讯机发送语音信息。

注

为确保手持式话筒发送时的可听度与清晰度，应尽可能使其靠近嘴部，然后按压发话电门并对其讲话。为更好地消减噪音，应避免遮住话筒背面的开口。

辅助音频输入插孔

辅助音频输入插孔(AUX AUDIO IN)位于中央操纵台上(参见图 7-2)。该插孔允许娱乐音频设备(如：磁带播放机、CD 播放机)通过耳机播放音乐。

在无线电通讯过程中或在 **Garmin GMA 1347** 音频面板选择机组内话隔离方式时，从辅助音频输入插孔输出的信号被自动静音。**GMA 1347** 音频面板上的 **AUX** 键不控制辅助音频输入信号。更完整详细的说明和操作指南参阅《**Garmin G1000 驾驶舱参考指南**》。

(接下页)

电子设备辅助装置（续）

辅助音频输入插孔（续）

由于娱乐音频输入不受电门控制，因此除了从音频输入连接上断开输入音源外，没有办法取消音频。在飞行员工作负荷较大和/或交通拥挤时，应断开娱乐音频输入，以消除对飞行机组的干扰源。

注

- 乘客简令时应特别说明“仅在巡航阶段才允许使用 **AUX AUDIO IN**（娱乐音频输入）和便携式电子设备（**PED**）”。
- 不使用时，断开 **AUX AUDIO IN** 插孔的连接线缆。
- 在座舱中使用音频线缆时应小心，避免线缆缠住乘客或座舱里的设备，并防止损坏线缆。

电子设备辅助装置（续）

12 伏电源输出口

电源转换器位于右侧仪表板前防火墙的座舱一侧。它可将飞机 28 伏直流电源转变为 12 伏直流电。该转换器为运行移动设备，如：笔记本电脑和音频播放机等，提供 10 安培的电源。电源输出接口(POWER OUTLET 12V-10A) 位于中央操纵台（见图 7-2）。

对序列号 17281273 及以后的飞机，有一个位于开关面板标有“12V 座舱电源”(CABIN PWR 12V) 的电门控制电源插座的电源输出。

注

- 给锂电池充电可能引起锂电池爆炸。
- 在将任何设备接入 12V 座舱电源连接器前，应仔细阅读制造厂家的设备电源要求。系统的最大设备用电限制为 10 安培。
- 在座舱中使用电源/转接器时应小心，避免线缆缠住乘客或座舱里的设备，并防止损坏供电线缆。
- 不使用时，断开电源/转接器的连接线缆。

静电放电刷

静电刷（静电放电刷）安装在整个机身的各处，以减少降水静电的干扰。在一些严重的静电条件下，即使安装了静电放电刷，也有可能失去无线电信号。只要可能，尽量避开已知的严重降水区域，以防止丢失重要的无线电信号。如果不能避开这些区域，将空速减至最小，并做好暂时会失去无线电信号的准备。

静电放电刷随着其使用寿命会逐渐失效。因此，应该由有资格的航空电子设备维护人员进行定期检查（至少每年一次）。

座舱装置

应急定位发射机(ELT)

一个远程电门/信号灯安装在右座驾驶员仪表板的顶部中央,以便从机组人员位置控制紧急定位发射机。当紧急定位发射机发射信号时,位于拨动电门中间的信号灯亮。**ELT** 在国际遇险频率 121.5MHz 和 243.0MHz 发送全向定位信号。通用航空和商业飞机、FAA 和 CAP 监控频率 121.5MHz; 频率 243.0MHz 由军方监控。关于 **ELT** 的基本概况,请查阅第九章补充。

座舱灭火器

手提式 Halon 1211 (溴氯二氟甲烷) 灭火器是标准灭火器。安装在靠近飞行员座椅的地板支架上(一旦失火,容易拿到灭火器)。该灭火器的保险实验室分类为 5B:C。如果安装了灭火器,在每次飞行前应检查灭火瓶压力以及操作手柄,以确保灭火瓶上压力表指示的压力在绿弧范围内(约 125 PSI),还要保证操作手柄上的锁销是否固定在位。

灭火器操作程序:

1. 松开固定卡箍,并从支架上取下灭火器。
2. 使灭火器直立,拉出锁销,将喷口对准最近的火焰底部并压住手柄。以扫描动作快速左右移动喷嘴,并逐渐移向火焰的后部。

警告

成功灭火之后,应立即对座舱进行通风,以减少热分解产生的毒气。

(接下页)

座舱装置（续）

座舱灭火器（续）

3. 预计灭火器释放持续的时间约 8 秒钟。

灭火器在每次使用后应由合格的灭火器代理商重新充压。这样的代理商名单列在电话簿“灭火器”一栏中。重新充填后，把灭火器固定到安装支架上；不要将其随意地放置在支架或座位上。

座舱一氧化碳探测系统（若安装）

座舱一氧化碳（CO）探测系统由一个位于仪表面板后的单独的探测器（由飞机的直流电源系统供电）组成，并整合在 G1000 系统中，在 PFD 上显示告警指示和警告信息。

当一氧化碳探测系统探测到一氧化碳浓度达到 50 PPM 以上时，将在 PFD 信号窗中出现闪亮的“一氧化碳高”（CO LVL HIGH）警告信息，并伴随音响警告，直到按压 PFD 警告下的软键。之后，信息显示将保持稳定，直到一氧化碳浓度低于 50 PPM。然后，警告将自动复位。

如果一氧化碳系统探测到故障，PFD 警告窗将显示“CO DET SRVC”信息。如果存在 G1000 系统和一氧化碳系统接口故障，PFD 警告窗将显示“CO DET FALL”信息。

第八章

飞机操作、勤务与维护

目 录

	页码
介绍	8-3
标识牌	8-4
CESSNA 用户咨询	8-4
美国飞机用户	8-4
国际飞机用户	8-5
出版物	8-5
飞机文件	8-6
飞机检查周期	8-7
FAA 要求的检查	8-7
CESSNA 检查程序	8-8
CESSNA 客户维护程序	8-9
由飞行员完成的预防性维护	8-9
更换或修理	8-10
地面操作	8-10
牵引	8-10
停放	8-11
系留	8-11
用千斤顶托起	8-11
调水平	8-12
适航停放	8-13
勤务	8-13
滑油	8-15
滑油规格	8-15
适用温度范围的推荐粘性	8-15
发动机滑油池容量	8-16
滑油与滑油滤的更换	8-16

燃油.....	8-17
经批准的燃油等级（及颜色）	8-17
燃油容量.....	8-17
燃油添加剂.....	8-18
燃油污染.....	8-22
起落架.....	8-23
清洁和维护.....	8-23
风挡和窗户.....	8-23
漆面.....	8-24
螺旋桨维护.....	8-25
发动机维护.....	8-25
内部维护.....	8-26
电子设备保养.....	8-26

介绍

本章讨论了对赛斯纳进行正确的地面操作、日常维护与勤务的制造厂家推荐程序。也说明了，如果想继续有如新飞机时的性能和可靠性，必须遵循的检查与维护要求。根据当地气候与飞行条件来按计划进行润滑与预防性维护是非常重要的。

请与当地赛斯纳服务站保持联系，充分利用他们的知识与经验。当地服务站的人员熟知您的飞机，并知道如何去维护它。他们还会在需要润滑和更换滑油、以及其他季节性维护与定期维护时提醒您。

根据飞机维护手册与公司发布的服务通告及服务函件，飞机应定期进行检查与维护。所有服务通告应按飞机序列号来通报，飞机应不断按要求进行检查。赛斯纳不会忽视修订，除非它们是赛斯纳持有和/或批准的认证，这些修订或者通过补充型别认证、或者其它认证。其他一些对飞机的改装则可能终止厂家对飞机的担保，因为赛斯纳无法知道这些改装对于整个飞机的全部效用。运行已改装过的飞机对机上人员来说具有危险性。并且，对于已经改装过的飞机来说，操纵手册里的操作程序与性能数据将不再准确。

标识牌

所有有关飞机的信息都应涉及到序列号。序列号、型号、生产许可证号（PC）和飞机型别许可证号（TC）都标注在位于尾锥左后侧的标识牌上。早期序列号的飞机上在其左前门柱下方还装有第二块识别牌。位于左前门柱下方的“喷涂及装饰牌”标注了飞机外部油漆结构的代码。如果需要喷涂及装饰，该代码可与相应的图例零件目录一起使用。

CESSNA 用户咨询

赛斯纳用户咨询免费发送给赛斯纳飞机的 FAA 注册用户，通知他们有关强制性和/或有益的飞机维护要求及产品变化。现行通告的副本可从赛斯纳服务站及赛斯纳客户服务部得到。

美国飞机用户

如果您的飞机在美国注册，那么将根据您提供给 FAA 最新飞机注册的姓名与地址，自动给您邮寄相应的 CESSNA 用户咨询。因此，向 FAA 提供正确且最新的邮递信息是很重要的。

如果您需要将一份同样的用户咨询复本送到一个不同于您在 FAA 注册登记的地址，请填写并寄回一份用“户咨询申请表”（否则不需您的其它行动）。

（接下页）

CESSNA 用户咨询 (续)

国际飞机用户

要收到 CESSNA 用户咨询, 请填写并回执“用户咨询申请”。

收到有效的用户咨询申请后, 将为您的飞机提供为期一年的 CESSNA 用户咨询服务, 此后您会收到一份续约通知。重要的是, 您需及时更新您的地址以获得这一重要服务。

出版物

在飞机交付使用时, 将随飞机提供多种出版物和飞行操纵手册。包括:

- 《客户维护程序手册》
- 《飞行员操纵手册》和 FAA 批准的《飞机飞行手册》
- 《飞行员检查单》
- 乘客简令卡
- 赛斯纳销售和维护地址通讯录

需要得到其他出版物或用户咨询信息, 请与 CESSNA 产品支援部门联系。电话(316)517-5800, 传真: (316)942-9006, 或写信至: The Cessna Aircraft Company, P.O. Box 7706, Wichita, KS 67277, Dept 751C.

出版物 (续)

下列附加出版物及其他许多适用于您的飞机的补充材料可以从当地赛斯纳服务站获取：

- 《信息手册》(含《飞行员操纵手册》)
- 《维护手册》、《布线图例手册》以及《图示部件目录》

您当地的赛斯纳服务站有一份客户维护供应与出版物目录，该目录涵盖了所有可提供的物件，这些物件中的大部分在服务站都有现货。如果没有库存，他们也可以定购任何物件。

注

如果丢失或损坏了《飞行员操纵手册》和 **FAA** 批准的《飞机飞行手册》，可联系当地赛斯纳服务站进行更换。更换需提出书面申请，包含用户名称、飞机序列号及注册号。其原因是《飞行员操纵手册》和经 **FAA** 批准的《飞机飞行手册》仅适用于特定序列号的飞机。

飞机文件

飞机文件包括了多种数据、资料与许可证。以下是此类文件的清单。此外，应根据最新的联邦航空条例进行定期检查，以确保全部数据符合要求。

任何时候在飞机上都可以出示：

1. 飞机适航证 (**FAA** 表格 8100-2)。
2. 飞机注册证 (**FAA** 表格 8050-3)。
3. 飞机无线电台许可证 (如适用)。

(接下页)

飞机文件 (续)

任何时候都应随机携带:

1. 有效的《飞行员操纵手册》和经 **FAA** 批准的《飞机飞行手册》。
2. 重量与平衡及相关文件 (最新维修及更换表格的副本, **FAA** 表格 337, 如适用)。
3. 设备清单。

一旦需要, 立即就可得到:

1. 飞机飞行日志。
2. 发动机记录本。

以上列出的大多数项目都是美国联邦航空条例所要求的。由于其他国家可能有其它文件和数据, 因此, 未在美国注册的飞机用户应咨询自己的航空部门以确定其要求。

赛斯纳建议: 将以上所提及的资料、文件、飞行检查单、《用户维护程序手册》以及用户服务卡随时放在飞机上。

飞机检查周期

FAA 要求的检查

按照美国联邦航空条例的要求, 在美国注册的所有民用飞机必须每十二个阳历月进行一次全面的 (年度) 检查。除了要求的年度检查外, 商用 (用于租用) 飞机每工作 100 小时必须进行一次全面检查。

FAA 可通过发布飞机适航性指令要求进行有关飞机、发动机、螺旋桨及零部件等其他检查。用户 / 操作者的职责是保证执行所有相关的适航指令。当进行重复检查时, 应采取适当步骤, 防止疏忽而未执行适航指令。

CESSNA 检查程序

代替 100 小时和年度检查的要求，可对飞机实行“分级维护检查程序”或“阶段卡片式检查程序”。这两种程序可将工作量分为几个较小的部分以便在较短时间内完成。

“赛斯纳分级维护检查程序”允许对一架飞机通过四次工作来检查和维护。每 200 小时循环一次。这四次工作在完成每次工作后，被记录在一个专门的飞机检查记录本上。

“阶段卡片式检查程序”为高利用率的飞机（每年约 600 飞行小时）提供一个并行式的维护程序。该程序使用 50 小时间隔（阶段 1 与阶段 2）检查使用频繁的系统与部件。在飞行 12 个月或 600 飞行小时（先到者为准）后，对飞机进行全面的检查（第 3 阶段）。

用户应记住：无论选择了哪种检查方法，FAR 43 部和 FAR 91 部要求由有资质的代理或人员来完成全部 FAA 要求的检查、以及多数由制造厂家推荐的检查。

CESSNA 客户维护程序

赛斯纳保用期特殊的优惠与规定、以及您可享受到的其他重要优惠都包含在随飞机提供的《用户维护程序手册》中。您需通览《用户维护程序手册》、并随时将其放在飞机上。

您也可能想选择回到赛斯纳服务站进行第 50 小时的首次分级维护工作、或第 100 小时的首次 100 小时检查工作，这取决于您选定哪种维护程序。尽管任何赛斯纳服务站都可为您完成这些重要的检查，但多数情况下，您都可能选择您购买飞机的赛斯纳服务站完成这项工作。

由飞行员完成的预防性维护

一个取得执照的飞行员（在 FAR 43 部下取得授权、拥有或驾驶飞机的人员，但不作为作航空运输人）对他的飞机做有限的维护。许可的特定的维护工作请参阅 FAR 43 部。

注

驾驶未在美国注册的飞机的飞行员，应参考飞机注册国的有关条例，以确定由飞行员完成的预防性维护信息。

进行任何预防维护前，必须先查阅《维修手册》，以确保所做的程序正确。要进一步了解这方面的信息、或必须由取得执照的维护人员来完成的维护信息，请与当地的赛斯纳服务站联系。

更换或修理

对飞机部件进行任何更换之前，有必要与 **FAA** 取得联系，以确保飞机能够继续适航。对飞机部件的更换和修理都必须由持有执照的专业人员完成，并且只能使用经 **FAA** 批准的零部件及 **FAA** 批准的数据资料，如，**赛斯纳服务咨询通告**。

地面操作

牵引

使用牵引杆用手来移动飞机是最容易、也是最安全的牵引方式。牵引杆连接在前轮上（牵引杆放置在行李区一侧）。当用车辆来牵引时，转弯角度不要超过前起落架中心左右任一侧 30 度，否则将损坏起落架。

注意

在牵引前去除所有已设置的方向舵面锁。

如果将飞机拖出或推出机库时经过不平整道面，要注意防止前支柱的正常减震动作造成飞机尾部的过度上下摆动，及其导致的与机库较低的门框或其它结构相碰。气压较低的前轮胎或减压支柱也将增加尾翼的高度。

(接下页)

地面操作（续）

停放

停放飞机时，应迎风停放并设置停留刹车。在寒冷天气中，当聚积的湿气可能会冻结刹车时、或当刹车过热时，不要设置停留刹车。安装舵面锁，并在机轮下放上轮挡。在恶劣天气和大风天气下，使用以下段落中的方法将系留好飞机。

系留

正确的系留程序是防止阵风或强风损坏停放飞机的最佳预防措施。按下列步骤牢固地系留住飞机：

1. 设置停留刹车并插上操纵盘锁。
2. 在尾翼与方向舵上安装舵面锁。
3. 将足够长且结实的绳索或链条（700 磅张力）系到机翼、尾翼及机头的系留环处，然后将每根绳索或链条固定到停机坪的系留点。
4. 安装空速管套。

用千斤顶托起

当需要用千斤顶将整个飞机抬离地面、或使用机翼千斤顶支撑点顶起飞机时，请查阅《维护手册》以了解需要的特定程序和设备。

每个主起落架都可用与主起落架脚踏板一体的千斤顶座单独托起。当使用单个起落架支柱千斤顶座时，起落架撑杆的弹性将使主轮随机轮的升高而向内滑动，并且使千斤顶倾斜。这时，必须放低千斤顶以进行第二次顶起操作。使用主起落架千斤顶座时，不要同时顶起两个主轮。

（接下页）

地面操作 (续)

用千斤顶托起 (续)

注意

不要在升降舵或水平安定面的操纵面上施压。推动尾锥时，要在隔框处用力，以免蒙皮扭曲。

如果需要维护前起落架，可以在紧接水平安定面前方的尾锥隔框处向下用力，让机尾“坐”在尾部系留环上，以使前轮抬离地面。

为了协助将前轮抬升并保持离开地面，应在尾翼系留点处使用地锚。

注

在任何条件下，应在机头附近的重量支撑隔板下使用合适的台架或支撑物，以确保机头被抬离地面。

调水平

在飞机的纵向水平调整时，将水平仪放置在位于尾锥左侧的水平校准螺钉上。使前轮胎放气和/或放低或抬高前轮减震支柱，将水平仪内的气泡置于中间。两个舱门上门框上的相应的点可用于调整飞机的横向水平。

(接下页)

地面操作（续）

适航停放

由于内部腐蚀，30 天或更长的飞行间隔的飞机发动机可能不能达到正常的服务寿命。由于空气中水份和燃烧产物的共同影响，汽缸壁和轴承会在不飞行的期间内受到腐蚀。

对发动机来说，推荐的最低工作频率是每 30 天或以内（根据地区和存放条件）进行滑油温度达到 165—200°F 的连续 1 小时的飞行（不计滑行、起飞和着陆时间）。与干旱地区相比，飞机在近海、湖、河流和湿润地区时，更需要注意预防。根据实际环境状况和飞机的运行频率，飞机的所有人或运行人必须采取相应的发动机保护程序。

注

发动机制造商并未建议在存放期间用手拉动发动机。

如果飞机停放超过 30 天，参照最新的 Textron Lycoming 服务通告 L180 (www.lycoming.textron.com)。

无论飞机停放时间多久，建议在飞机的停放期间内保持燃油箱满油，以使油箱内的水汽凝结减至最小。保持电瓶充满电，防止寒冷天气时电解液结冰。参阅《维护手册》以获得正确的停放程序。

勤务

除了本手册第 4 章所讲的飞行前检查外,您飞机所需要的全方位维护、检查与测试要求都详列在《维护手册》里。《维修手册》列出了在特定间隔时间段需要注意的所有项目,以及在特定间隔时间段里要求的维护、检查和/或测试等所有项目。

由于赛斯纳服务站根据有效的《维修手册》可完成所有的维护、检查与测试程序,因此,建议您与当地赛斯纳服务站联系,就这些要求进行讨论并制定飞机在推荐间隔内的维护计划。

“赛斯纳分级式维护”能确保在规定时间内完成这些维护要求,以便满足前面讨论的 100 小时检修或年度检修要求。

根据不同的飞行运行,当地政府航空局可能会要求额外的维护、检查或测试。有关这些条例的要求,用户应咨询飞机运行地的航空官员。

为便于快速查阅,特提供下面一些常用维护项目的数量、材料以及规格。

滑油

滑油规格

MIL-L-6082 或 SAE J1966 航空级纯矿物滑油：飞机出厂交付使用时使用此类滑油。此外，还应在最初 25 小时内补充使用这类滑油。头 25 个小时以后，应放出此类滑油并更换滤心。再给发动机加满并继续使用，直到累计时间达到 50 小时或滑油消耗稳定。

MIL-L-22851 或 SAE J1899 航空级无灰分散剂滑油：必须在头 50 小时后或当滑油消耗已经稳定后，使用符合 **Textron Lycoming** 服务条例第 1014 号、以及其所有的修订和补充附件的滑油。

适用温度范围的推荐粘性

可全年使用多级粘性或纯等级的滑油来润滑发动机。参考下表查阅温度与粘性范围。

温度	MIL-L-6082 或 SAE J1966 纯矿物滑油 SAE 等级	MIL-L-22851 或 SAE J 1899 无灰分散剂 SAE 等级
高于 27°C (80°F)	60	60
高于 16°C (60°F)	50	40 或 50
-1°C (30°F) 至 -32°C (90°F)	40	40
-18°C (0°F) 至 -21°C (70°F)	30	30, 40 或 20W-40
低于 -12°C (10°F)	20	30 或 20W-30
-18°C (0°F) 至 32°C (90°F)	20W-50	20W-50 或 15W-50
所有温度	---	15W-50, 20W-50

(接下页)

滑油 (续)

发动机滑油池容量

发动机滑油系统总滑油容量为 8 夸脱, 其中滑油滤 1 夸脱。发动机滑油池 (曲柄轴箱) 容量为 8 夸脱。滑油池内少于 5 夸脱滑油时, 不能运行发动机。长时间飞行, 发动机滑油量应为 8 夸脱。

滑油与滑油滤的更换

发动机运行头 25 小时后, 排放掉发动机滑油池中的滑油, 并更换过滤器。再用纯净矿物油将滑油池注满, 并使用到累计时间达到 50 小时或滑油消耗已经稳定, 然后更换为无灰分散剂滑油。然后, 应根据发动机制造商规定的时间间隔更换为无灰分散剂滑油 (及滑油滤)。

注

在头 25 小时更换滑油与滑油滤时, 需要对整个发动机舱做一次全面检查。应特别注意那些在飞行前检查时常常不予检查的项目。检查软管、金属管以及接头是否有滑油与燃油渗漏的迹象; 检查有无磨损、磨破、老化现象, 管路路径是否正确和支架的紧固性; 检查进气道与排气系统有无裂纹、漏油迹象以及附件有无松动; 还应检查发动机控制及联杆是否能全程灵活运动、附件有无松动与磨损迹象; 检查电线是否紧固, 有无磨损、烧灼迹象, 绝缘层是否失效, 接线端有无松动或断裂、热老化, 以及接线端受腐蚀等现象。根据《维护手册》的指导检查交流发电机的传动皮带有无松动, 需要时重新拉紧。建议在以后的维护工作期间, 定期检查这些项目。

燃油

经批准的燃油等级（及颜色）

100LL 级航空燃油（蓝色）

100 级航空燃油（绿色）

注

燃油系统可以添加异丙醇或二甘醇一甲基醚（DiEGME），但其含量不得超过总容量（体积）的 1%（异丙醇）或 0.15%（DiEGME）。参考以下段落有关燃油添加剂的其他信息。

燃油容量

56.0 美加仑总量：每个油箱 28.0 美加仑。

注

为确保重新加注燃油时燃油容量最大，并且最大限度地减少燃油交输，燃油选择器活门应置于左或右位，飞机停放时应保持机翼水平，并处于正常地面姿态。正常地面姿态参考图 1-1。

每次飞行后都要对燃油系统进行维护，并且加满燃油箱，最大限度地减少油箱内的水汽凝结。

（接下页）

燃油 (续)

燃油添加剂

严格遵循第 4 章中建议的飞行前放油指导就能排除油箱内的积水。尽管可能仍会有少量水滞留于汽油中，通常在发动机运行时，它将被消耗掉而不会引起注意。

在以下多种因素影响下可能会遇到例外情况：(1)使用某些燃油，并且(2)地面湿度大，(3)然后在高空低温条件下飞行。在这些不寻常条件下，燃油中的少量水达到足够量时从燃油流中分离出来并冻结，导致部份发动机燃油系统结冰。

尽管这些情况非常少见，一般不会给用户与操作者带来问题。但它们在世界的某些地区确实存在。因此一旦遇到，必须进行处理。

因此，为在这些不寻常情况下减少燃油结冰的可能性，允许给燃油添加异丙醇或二甘醇一甲基醚(DiEGME)添加剂。

燃油添加异丙醇或 DiEGME 添加剂会产生两种不同的结果：(1)它吸收汽油中溶解的水，(2)酒精有防止结冰的作用。

注

当使用燃油添加剂时，必须记住最后的目标是使油箱中燃油与添加剂的混合比例正确，而不只是从加油喷嘴与加注的燃油一同添加。例如，向装有 20 加仑未经处理燃油的油箱内加入 15 加仑比率正确的燃油，则将会使油箱中 35 加仑燃油的添加剂浓度比例低于可接受标准。

(接下页)

燃油 (续)

如果使用酒精, 其与燃油混合的浓度比例为 1% (按体积)。酒精浓度建议不大于 1%, 那样可能损害燃油箱材质。

酒精完全溶解于燃油时最为有效。因此, 将酒精加到燃油中的方法很重要。为确保正确添加, 建议如下:

1. 为达到最佳添加效果, 应在加油时添加。将酒精直接混入从加油嘴流出的燃油中。

2. 另一种可使用的方法是: 预先在另一个干净的容器(容量约为 2-3 加仑)中, 将全部酒精溶液与一些燃油混合, 然后在加油作业前把此混合液倒入油箱中。

二甘醇单甲基乙醚(DiEGME)化合物必须小心地与燃油混合, 其浓度在总燃油容量的 0.10%(最小)到 0.15%(最大)之间。参考图 8-1, 了解二甘醇单甲基乙醚(DiEGME)与燃油的混合图表。

警告

防冰添加剂是危险的, 吸入和/或皮肤接触都将有害于健康。

(接下页)

燃油 (续)

燃油添加剂 (续)

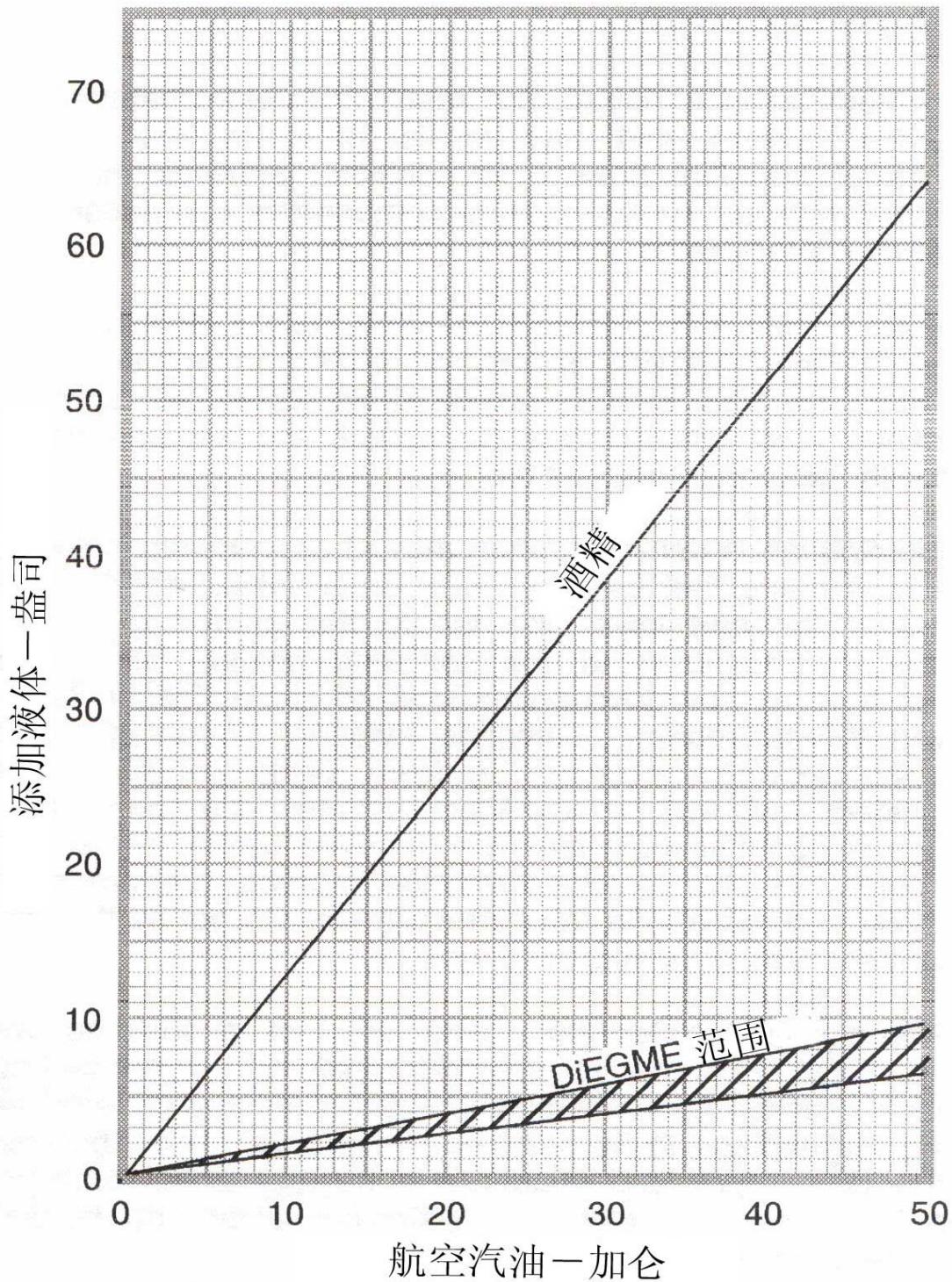
注意

二甘醇单甲基乙醚(DiEGME)与燃油的混合极其重要。超过推荐的浓度(最大为总容量的 0.15%)会对燃油箱密封剂造成有危害,还将损坏用于燃油系统和发动机部件的 O 形环和密封圈。低于推荐的浓度(最小为总容量的 0.10%)则没有作用。只能使用制造厂家推荐的混合设备以确保比例正确。

飞机长期停放将导致燃油内含水量增加而“耗尽”添加剂。当燃油箱集油池内产生过量的水时,就会出现这种现象。使用差分折光仪可以检验此浓度。检验添加剂浓度时,必须严格遵循差分折光仪的技术手册。

(接下页)

燃油混合比例



0585C1001

图 8-1 燃油混合比例

燃油 (续)

燃油污染

燃油污染通常是由于燃油系统内存在的外来物质引起的。这些外来物质包括水、铁锈、砂子、污物、生长的微生物或细菌等。此外，与燃油或燃油系统部件不相容的添加剂也可能污染燃油。

每次飞行前和每次加油后，使用干净的样品杯从每个燃油箱的放油孔及从燃油滤网快速排放活门排放至少一满杯燃油，以检查燃油是否出现污染。这样也可确保飞机加入了正确等级的燃油。

如果检测到污染，重新排放所有燃油放油孔，包括燃油储油箱及燃油选择器快速放油活门。然后轻轻摇动机翼，并将尾翼放低到地面以将其他杂质移至抽样检查点。反复从所有燃油放油孔取样直到去除所有的污染物。如果反复采样检查后，仍有污染迹象存在，则该飞机应停飞。让有资格的维护人员对油箱进行排放并净化系统。在飞行前必须清除所有污染迹象。如果飞机加入的燃油等级不正确，应全部排放干净，然后加入正确等级的燃油。飞机燃油有污染或加入未经批准的燃油时，不得进行飞行。

此外，不熟悉某一特殊固定机场操作人员的用户/操作者应确认：供给的燃油没有受到污染，并且在为飞机加油前进行了正确的过滤。如果重量与平衡允许，在两次飞行之间要加满油箱，以减少未加满油箱的箱壁上产生冷凝水的可能性。

为进一步减少燃油污染的可能性，应按照飞机《维护手册》对燃油系统进行常规维护。只能使用该手册推荐的正确的燃油。除非经过赛斯纳与联邦航空局批准，不应使用燃油添加剂。

起落架

有关起落架的维护资料，请查阅下表。

部 件	勤 务 标 准
前轮 (5.00-5, 6 层标定轮胎)	34.0 PSI
主轮 (6.00-6, 4 层标定轮胎)	28.0 PSI
刹车	MIL-H-5606
前起落架减震支柱	MIL-H-5606; 45.0 PSI*

* 按照充填说明标牌，为减震支柱加注 MIL-H-5606 液压油，并且支柱上无负载。充入 45.0 PSI 气体，不要充气过量。

清洁和维护

风挡和窗户

使用飞机风挡清洁剂来清洗塑料风挡和窗户。用软布沾取适量的清洁剂，并适当用力擦洗直到清除所有污垢、滑油浮渣、以及小虫污迹。让清洁剂干燥，然后用柔软的法兰绒布擦抹它。

注意

决不能使用汽油、苯、酒精、丙酮、灭火剂、防冻液、涂稀释剂、或玻璃清洁剂来清洁塑料。这些物质会损害塑料，并可能使其产生裂纹。

如果没有风挡清洁剂，可用软布沾取干洗溶剂油来清除塑料风挡上的油污及油脂。

清洁和维护（续）

清洁之后，使用中性洗涤剂和大量的水小心清洗。用水彻底清洗好后，用一块干净湿润的软皮擦干水汽。不能用干布擦塑料，因为干布会产生静电，从而吸附灰尘。用好的商用蜡打蜡后，清洁工作结束。用干净柔软的法兰绒布均匀地涂上一层蜡，这样将涂平轻微刮伤处，并防止进一步刮伤。

除非预计会下冰雹或雪雨，不要用帆布盖在风挡上，因为帆布罩可能刮伤塑料表面。

漆面

新赛斯纳飞机的漆面具有耐用、持久光亮的特点。

通常，用水和中性肥皂清洗，接着用水冲洗，并用布或软皮擦干，可使涂漆表面保持光亮。决不能使用粗糙的或磨碎的肥皂或清洁剂，以免引起腐蚀或刮痕。用沾有干洗溶剂的布擦掉顽固留存的油污和油脂。请特别注意，不要让溶剂接触到外部图形。对外部图形的全面维护，请查阅《维护手册》。

为了抹平表面所有细小的裂痕或刮痕以及防止腐蚀，必须按照制造厂家的说明使用优质的车蜡定期地对飞机上蜡抛光。如果飞机在海边或其他碱性环境中运行，为能充分保护飞机，必须更频繁地冲洗和上蜡。应特别注意环绕铆钉头部和蒙皮重叠部的地方，这些地方是最有可能腐蚀的区域。在机翼与尾翼前缘和整流罩前盖、以及螺旋桨整流罩上，都涂有一层较厚的蜡，这将有助于减少这些区域受到擦伤。通常，在用肥皂溶液清洁以后或在化学除冰作业后，有必要重新上蜡。

清洁和维护（续）

漆面（续）

在寒冷气候下将飞机停放在室外时，有必要进行飞行前除冰。但在使用化学液体除冰时应加倍小心保护油漆表面。异丙醇可以即满意地除冰，又不会损坏漆面。但是，由于异丙醇将损伤塑料并可能使其产生裂纹，在使用时，要使其远离风挡和窗户。

螺旋桨维护

飞行前检查时，要检查螺旋桨叶片有无刻痕，时常用油布清除草与小虫的污渍，这将延长叶片寿命。一当发现螺旋桨上，尤其是靠近叶尖与前缘上的小划痕，应尽快打磨。因为这些刻痕会产生集中应力，从而导致螺旋桨叶片产生裂纹或损坏。不要在叶片上使用碱性清洗剂，用干洗溶剂去除油脂与污垢。

发动机维护

根据飞机《维护手册》指导，使用适合的溶剂来清洁发动机。使用喷雾型清洁剂是最有效的清洁方式。喷雾清洗前，确保对可能受溶剂负面影响的部件已加以保护。发动机清洗后，有关控制器和部件的正确润滑工作，请查阅《维护手册》。保修期内，应更换进气空气滤，但不要超过 500 小时。

（接下页）

清洁和维护（续）

内部维护

经常使用真空吸尘器清洁舱内，去除舱内装饰物和地毯上的灰尘与污物。

立即用清洁的棉纸或抹布吸干任何溅出的液体。不要拍打污点处；紧紧地按压吸水材料并保持几秒钟。继续擦拭直到液体被吸收干净。用钝刀刮掉粘性物质，然后清洁该处。

使用一点家用洗洁剂就可以清除油性污点。使用任何溶剂前，请先读容器上的说明，并在需清洁的织品污点处试用一下。不得使用挥发性溶剂浸透织物，它可能会损坏衬垫材料。

污染的舱内装饰和地毯可以根据制造厂家的说明用泡沫类清洁剂清洗。尽量不要弄湿织物，尽可能使泡沫干燥，并用吸尘器将其吸去。

有关内部清洁的完整资料，请参考《维护手册》。

电子设备保养

Garmin G1040 显示器具有防眩目涂层，其对皮肤油脂、腊、氨水、和研磨清洁剂非常敏感。参考《**G1000** 驾驶舱参考手册》对显示屏进行清洁。

第九章 补充

介绍

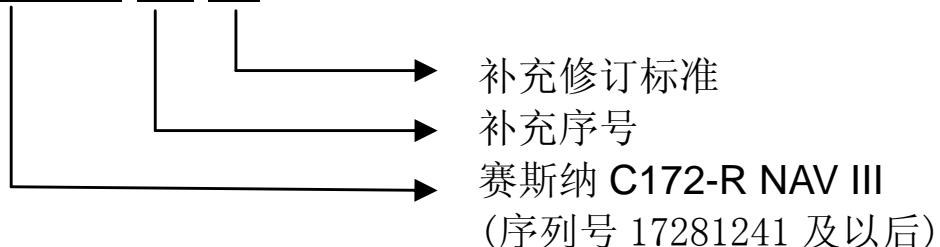
本章附录中包括了更多的操作程序可用于飞机上安装的标准设备和选用设备。操作者应参考每个附录以确保适用遵照适合于自己飞机的限制和程序。

提供此批准附录的目的在于提供方便。从 **LOG1** 页开始，以序列形式列出了与该飞机有关的所有附录名称，序号和修订标准。此记录应当作检查使用，确保所有适用附录全部收入飞行员操作手册（**POH**）中。但是，如果飞机上没有安装此类设备，则可在操作手册中删除有关附录。当然，如果飞机上装有此类设备，手册中必须保留补充资料，并在每次补充附录修订版发行时予以更新。

每份单独附录都含有有效页面记录。记录中罗列出了有效页编号和有效日期，还列出了修订日期。此外，补充设备编号中提供了有关修订标准的信息。请参考以下例子：

B3999

172RPHaus-S1-04



批准的补充清单

注

保证飞机所有者持有最新飞行员操作手册修订本与最新发行的“批准的补充清单”是飞机所有者的责任。该“批准的补充清单”为最新版本，附有塞斯纳公司装运日期。但是，由于可能出现某些变化，飞机所有方应当联系塞斯纳公司客户支援部，确认已经拥有此近期最新版本，联系电话：
(316) 517-5800

补充序号	补充名称	修订等级	安装的设备
1	Pointer Model 3000-11 或 Model 4000-11 紧急定位发射机(ELT)	1	<u> x </u>
2	加拿大补充	0	<u> </u>
3	Bendix/King KAP 140 双轴式自动驾驶仪	0	<u> </u>
4	冬季包	0	<u> </u>
5	巴西认证的飞机	0	<u> </u>
6	Artex C406-N 紧急定位发射机(ELT)	0	<u> </u>
7	Bendix/King KR 87 自动定向仪 (ADF)	0	<u> x </u>



飞行员操纵手册和
FAA 批准的飞机飞行手册

CESSNA 172R
NAV III

17281241 及以后飞机

补充 1

指位型 3000-11 或 4000-11
紧急定位发射机

序列号: _____

注册号: _____

当飞机上安装了指位型 3000-11 或 4000-11 紧急定位发射机时, 该补充部分内容必须插入到《飞行员操纵手册》和 FAA 批准的《飞机飞行手册》的第九章。指位型 4000-11 紧急定位发射机只批准在美国、加拿大和日本等国使用。



通用航空制造商协会会员

FAA APPROVAL
FAA APPROVED UNDER FAR 21 SUBPART J
The Cessna Aircraft Co
Delegation Option Manufacturer CE-1

Michael W. Walling Executive Engineer

日期: 2005 年 08 月 03 日

版权©2005

赛斯纳飞机公司
美国堪萨斯州威奇托市

2005 年 03 月 08 日

172RPHUS-S1-00

补充 1

指位型 3000-11 或 4000-11 紧急定位发射机 (ELT)

使用有效页清单确定本附件的当前状态。

受到当前修订的页面由页码边的星号 “*” 指示。

补充状态

初版

日期

2005 年 03 月 08 日

有效页面清单

页码

S1-1 到 S1-12

页面状态

初版

修订号

0

服务通告配置清单

以下是适用于本机型运行、并且已被收录到本补充附件中的服务通告清单。本清单只包含那些当前有效的服务通告。

<u>编号</u>	<u>名称</u>	<u>飞机组件有效性</u>	<u>整合的修订</u>	<u>已安装上飞机的</u>
-----------	-----------	----------------	--------------	----------------

指位型 3000-11 或 4000-11 紧急定位发射机 (ELT)

概 述

该附录提供了使用指位型 3000-11 或 4000-11 紧急定位发射机时必须遵守的信息。指位型 4000-11 紧急定位发射机只被批准在美国、加拿大和日本使用。

指位型 3000-11 型 **ELT** (带有英语标牌) 与指位型 4000-11 (带双语标牌) 是由有一个自主式、双频、固态的发射机组成, 通过一个由五个碱性的“C”单元蓄电池构成的电池组提供电源, 通过检测惯性“G”电门来自动触发。组件在感受到按 TSO-C91A 标准的纵向惯性力时, 将被触发。同时, 一个远程电门/报警器位于副驾驶仪表板的顶部右上侧, 从飞行机组位置可以控制 **ELT**。信号器位于拨动电门的中心, 当 **ELT** 发射机发射时信号显示灯亮。该 **ELT** 在国际上的事故频率的 121.5 MHz 和 243.0 MHz 发出全向信号。通用航空和商务飞机, FAA 和 CAP 监测 121.5 MHz; 243.0MHz 由军方监控。

ELT 位于防止高冲击、防火、并有携带把手的玻璃填充机匣内, 安装在后客舱隔框壁后面的尾部整流罩(尾锥)右侧。要接近组件, 松开在后客舱隔板的旋转紧固件。该 **ELT** 可以通过组件前面的控制面板控制, 也可通过位于副驾驶仪表板的顶端右侧部分上(见图 1)控制面板来操作。

发射机的电源通过发射机匣内一个碱性电池组件提供。

(接下页)

概 述 (续)

根据 FAA 条例, ELT 电池组件必须在 2 年的货架期、或维护寿命后、或因为下列原因予以更换:

- a. 在紧急情况下使用过发射机后 (包括任何在未知时间意外触发)。
- b. 在发射机工作以后用于超过 1 个小时累积时间 (例如在几次测试中累积的时间和知道的意外触发时间)。
- c. 接近电池更换日以前。电池更换日期标注在电池组上和发射机的标签上。

指位型 3000-11 紧急定位发射机

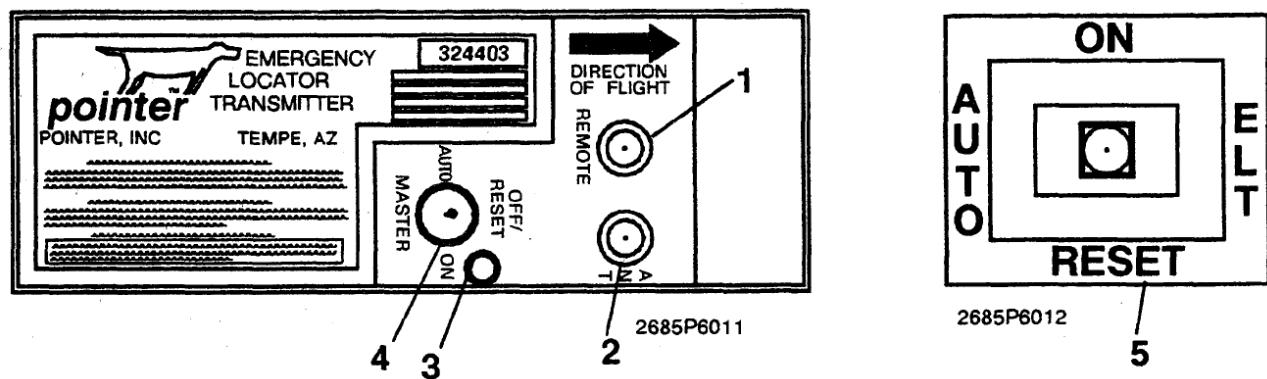


图 S1-1

1. 远程电缆插孔—连接到位于副驾驶仪表板上的 ELT 遥控电门/信号器上。
2. 天线插座—连接到安装在尾锥顶部的天线。
3. 发射机警报器信号灯—亮时呈红色, 指示发射机在发送救援讯号。

(接下页)

概 述 (续)

4. 主功能选择电门 (3 位拨动电门):

AUTO — 预位发射机, 以便当“G”电门感受到预定的减速率时, 自动激活发射器。

ON — 立即起动发射机。供测试目的和“G”电门不工作时使用。**ON** 位置旁通自动触发电门。(远程控制电门/指示器中央的红色信号将亮)。

OFF/RESET — 在营救事后处理期间和重置自动启用功能时, 停止发射机。(远程控制电门/指示器中央的红色信号应灭)。

5. 远程控制电门/指示器 (3 位拨动电门):

ON — 测试或紧急状况下远程激活发射机。拨动电门中央的红色信号燃亮, 表明发射机在发送救援讯号。

AUTO — 预位发射机, 以便当“G”电门感受到预定的减速率时, 自动激活发射器。

RESET — “G”自动启动发射机后, 使用复位电门断开发射机, 并使其重新预位。(远程控制电门/指示器中央的红色信号应灭)。

(接下页)

概 述 (续)

指位型 4000-11 紧急定位发射机 (ELT)

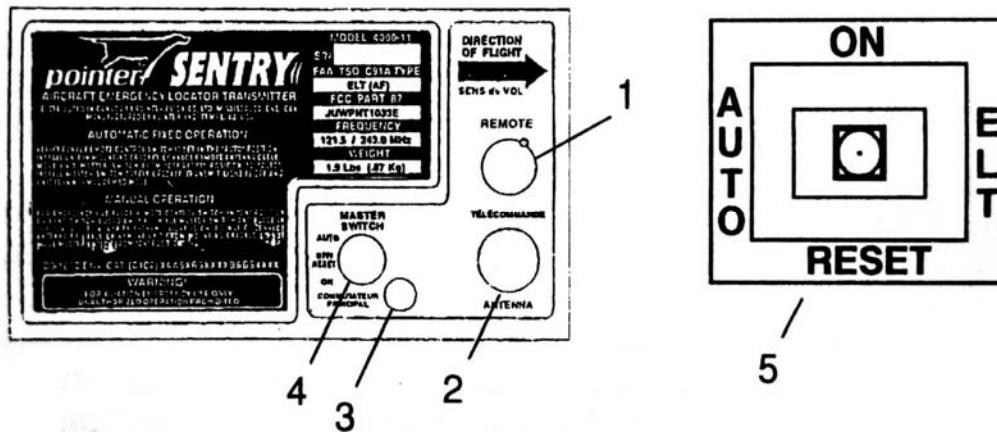


图 S1-2

1. 远程电缆插孔—连接到位于副驾驶仪表板上的 ELT 遥控电门/信号器上。
2. 天线插座—连接到安装在尾锥顶部的天线。
3. 发射机警报器信号灯—亮时呈红色，指示发射机在发送救援讯号。
4. 主功能选择电门

ON — 立即起动发射机。供测试目的和“G”电门不工作时使用。**ON** 位置旁通自动触发电门。(远程控制电门/指示器中央的红色信号将亮)。

AUTO — 预位发射机，以便当“G”电门感受到预定的减速率时，自动激活发射器。

OFF/RESET — 在营救事后处理期间和重置自动启用功能时，停止发射机。(远程控制电门/指示器中央的红色信号应灭)。

(接下页)

概 述 (续)

5. 远程控制电门/指示器 (3 位拨动电门):

- ON — 测试或紧急状况下远程激活发射机。拨动电门中央的红色信号燃亮, 表明发射机在发送救援讯号。
- AUTO — 预位发射机, 以便当“G”电门感受到预定的减速率时, 自动激活发射器。
- RESET — “G”自动启动发射机后, 使用复位电门断开发射机, 并使其重新预位。(远程控制电门/指示器中央的红色信号应灭)。

限 制

参阅《飞行员操作手册》和 FAA 批准的《飞机飞行手册》(POH/AFM)。

应急程序

在迫降前, 尤其在偏僻的山区, 将远程控制电门/指示器置于 **ON** 位置, 启动 **ELT** 发射机。拨动电门中间的信号灯应亮。

迫降后立即请求紧急救援, 应当按照如下程序使用 **ELT**:

注

迫降时, **ELT** 的远程控制电门/指示器可能不工作。如果不工作, 惯性“G”电门将自动启动。但是, 如果要将 **ELT** 电门关闭再打开, 需要手动操作位于 **ELT** 组件上的主功能选择器电门。

(接下页)

应急程序 (续)

1. 确保 ELT 启动:

- a. 即便信号灯已经亮, 也应将远程控制电门/指示器置于 **ON(开)**位。
- b. 如果飞机无线电仍然工作并能安全使用(不存在火警或爆炸危险的情况下), 接通和选择 **121.5MHz**。如果能听到 **ELT** 的发射声音, 说明其工作正常
- c. 确保天线没有障碍。

注

当 **ELT** 接通时, 在典型的警报声, 首先听到的是降音。

2. 看见救援飞机前—保存飞机电池电量。不要使用无线电收发机。
3. 看到救援飞机后—将远程控制电门/指示器置于复位(**RESET**)位, 再释放至 **AUTO** 位, 以防止无线电干扰。努力在频率 **121.5MHz** 下用无线电收发机联系援救飞机。如果无法建立联系, 立刻将远程控制电门/指示器置于 **ON(开)**位。
4. 获得救援后—将远程控制电门/指示器置于自动(**AUTO**)位, 停止紧急发射。

正常程序

按 TSO-C91A 的要求, 只要该远程控制电门/指示器处于 **AUTO** 位, 并且 **ELT** 主功能选择器电门保持在 **AUTO** 位, 当组件感受到纵向惯性力时, **ELT** 将自动启动。

遭受雷击或异常的重着陆后, 即使不存在紧急情况, **ELT** 也可能自动启动。如果远程控制电门/指示器亮, 这说明 **ELT** 在无意中启动。另外一种检查方法检是选择无线电收发机至 **121.5MHz**, 收听紧急状况传送音频。如果远程控制电门/指示器亮、或能收听到紧急状况音频, 将远程控制电门/指示器置于复位 (**RESET**) 位, 然后松开, 使之回到 **AUTO** 位。

该 **ELT** 必须根据 **FAR 部 91.207** 进行维护。

检查/测试

1. 每隔 100 小时应测试紧急定位器发射机。

注

测试只在每个小时的最初 5 分钟内进行。

2. 断开 **ELT** 与天线电缆连接。
3. 打开飞机电瓶总电门和电子设备总电门。
4. 打开飞机收发机, 并设定频率 **121.5MHz**。
5. 将远程控制电门/指示器置于 **ON** 位置。信号灯应亮。仅准许设备发射三次音调, 然后立即重新将远程控制电门/指示器扳至 **RESET** 位, 再松开放至 **AUTO** 位。

(接下页)

正常程序（续）

6. 将 **ELT** 主功能选择器的电门置于开位。证实 **ELT** 发射机指示灯和远程控制电门/指示器信号灯亮。
7. 将 **ELT** 主功能选择器的电门置于“断开/复位”位。
8. 将 **ELT** 主功能选择电门重新放至 **AUTO** 位。
9. 将天线电缆重新连接到 **ELT**。

警告

连接天线的测试应该经过批准并向最近的管制塔台证实。

注

天线断开连接时, **ELT** 将产生足够信号传至飞机的收发机, 它将不会干扰绕其它通讯或损坏输出电路。

飞行中的监听和报告

鼓励飞行员在飞行中监听 **121.5 MHz** 和/或 **243.0 MHz**, 协助确定可能的 **ELT** 发射。接收到信号时, 向最近的空中交通管制部门报告下列内容:

1. 收到信号时的飞机位置。
2. 收不到信号时的飞机位置。
3. 信号达到最大强度时的飞机位置。
4. 能听到应急信号时的飞行高度和频率—**121.5MHz** 或 **243.0MHz**。如有可能, 报告与地面导航台的相对位置。如果飞机有定向设备, 提供每个报告位置的紧急信号的方位。

性 能

安装指位型 3000-11 或 4000-11 紧急定位发射机 (ELT) 后, 飞机的性能不改变。



飞行员操纵手册和
FAA 批准的飞机飞行手册

CESSNA 172R
NAV III 选装

17281241 及以后飞机

补充 7

BENDIX/KING KR87
自动定向仪

序列号: _____

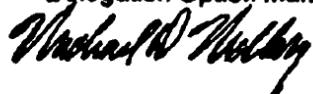
注册号: _____

该补充部分内容必须插入到《飞行员操纵手册》和 FAA 批准的《飞机飞行手册》的第九章。



通用航空制造商协会会员

FAA APPROVAL
FAA APPROVED UNDER FAR 21 SUBPART J
The Cessna Aircraft Co
Delegation Option Manufacturer CE-1

 Michael D. Waller Executive Engineer

日期: 2005 年 08 月 03 日

版权©2005
赛斯纳飞机公司
美国堪萨斯州威奇托市

2005 年 12 月 22 日

172RPHUS-S7-00

补充 7

BENDIX/KING KR87 自动定向仪 (ADF)

使用有效页清单确定本附件的当前状态。

受到当前修订的页面由页码边的星号 “*” 指示。

补充状态

初版

日期

2005 年 12 月 22 日

有效页面清单

页码

S7-1 到 S7-13

页面状态

初版

修订号

0

服务通告配置清单

以下是适用于本机型运行、并且已被收录到本补充附件中的服务通告清单。本清单只包含那些当前有效的服务通告。

<u>编号</u>	<u>名称</u>	<u>飞机组件有效性</u>	<u>整合的修订</u>	<u>已安装上飞机的</u>
-----------	-----------	----------------	--------------	----------------

BENDIX/KING KR 87 自动定向仪 (ADF)

概 述

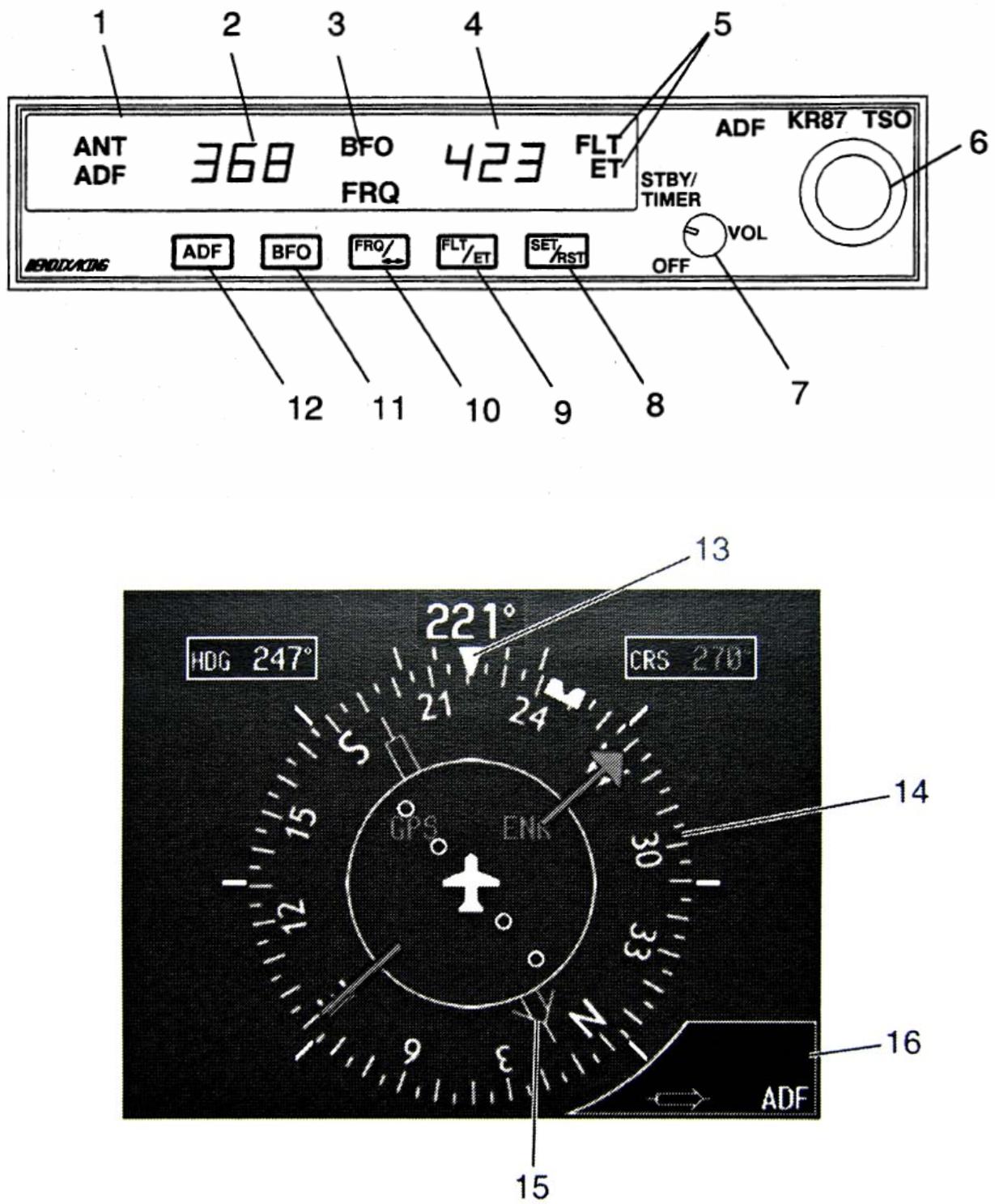
Bendix/King 数字式自动定向是安装在面板上的数字调谐式自动定向仪。其用途在于提供连续的 1 KHz 数字调谐，频率范围为 200KHz 到 1799KHz，不需要机械波段转换。该系统包括接收机、内建式电子计时器、一个 G1000 水平状态指示器 (HSI) 上的方位指针和一个 KA-44b 组合环路和传感天线。**Bendix/King** 数字 ADF 的操作控制和显示见图 S7-1。Garmin GMA1347 音频面板用于控制音频输出。音频面板的操作说明见《Garmin G1000 驾驶舱参考手册》。

Bendix/King 数字自动定向仪可用于定位和归航程序，也可用于收听调幅 (AM) 声音信号。

按压频率切换按钮，“转换”频率显示窗可切换预选“备用”和“工作”频率。预选频率存储于不易丢失的存储电路中（不需要电瓶电源），用字体较大、易于阅读和自动调节亮度的气体放电式显示器显示数字。工作频率在始终显示在左侧的窗口内，右侧显示窗显示备用频率或来自内置电子计时器的选择读数。

内置电子计时器有两个不同而独立的定时功能。只要打开组件，自动飞行计时器即开始工作，这种计时功能最多可达 59 小时和 59 分钟。流逝时间计时器的时间可向上或向下计时，最多为 59 分 59 秒。如果已预设计时时间，倒计时至:00 时，显示器将闪烁 15 秒。飞行计时器和流逝时间计时器单独工作，可以分开监控，不会彼此干扰。控制按钮有内部照明。其亮度受电子设备调光器控制。

BENDIX/KING KR87 自动定向仪 (ADF)



0585T1043
0585T1065

图 S7-1

概 述 (续)

1. 天线/自动定向仪信号显示—ADF 按钮在“弹出”位时为天线 (ANT) 方式。该方式改善音频接收，通常用于导航台识别。方位指针将不工作，并停在 90 度相对方位。按入 ADF 按钮选择 ADF 方式。这时方位指针工作，并指向相对于飞机航向的导航台方向。
2. 使用频率显示—ADF 调谐频率在此显示。选择任一计时器功能时，可以直接改变使用 ADF 频率。
3. 差波 (BFO) 信号显示—按入 BFO 按钮启动和显示 BFO 方式。使用 BFO 方式时，可以听到载波和载波相应摩尔斯识别码。

注

CW 信号 (摩尔斯编码) 未被调制，不使用 BFO 时，不能听到音频信号。这种信号没有在美国的空中导航中使用。它用于某些国家和海洋信标台。

4. 备用频率/飞行时间或流逝时间显示—显示 FRQ 时，备用频率显示在显示器的右边。使用频率选择按钮可选择备用频率方式。按压频率转换按钮，即将所选备用频率输入到使用频率窗。该位置可显示备用频率、飞行计时或流逝时间。飞行计时和流逝时间显示显示时，将取代备用频率，备用频率转入“不可见”储存，按压 FRQ 按钮可以随时调用。按压 FLT/ET 按钮可显示飞行时间或流逝时间。
5. 飞行时间和流逝时间方式信号显示—在该处显示飞行时间 (FLT) 或流逝时间 (ET)。

(接下页)

概 述 (续)

6. 频率选择按钮—当频率被显示时选择备用频率，任选一时间功能将直接选用使用频率。可以顺时针或逆时针方向旋转频率选择按钮。小旋纽拉出时调谐间隔为 1，按入时调谐间隔为 10，外旋钮调谐间隔为 100，可调谐至 1000，最高为 1799。流逝时间作倒计时时，可以使用这些旋钮来设置预定时间。
7. 开/关/音量控制电门 (ON/OFF/VOL) —控制主电源和音频输出水平。从 OFF 位顺时针转动将使接收机接通主电源。继续顺时针转动提高音量。除非接收机被锁定在有效电台，KR87 的音频静音功能将使音频静音。
8. 设置/复位流逝时间按钮 (SET/RST) —不管有没有时间显示，按压此设置/复位按钮将使计时器复位。
9. 飞行计时器/流逝时间计时器方式选择按钮 (FLT/ET) —按压此按钮选择飞行计时器方式或流逝时间计时器方式。
10. 频率转换按钮 (FRQ) —按压频率转换按钮转换使用频率和备用频率。
11. BFO (差波) 按钮—当按钮处于按入位时，使用 BFO 选定 BFO 方式 (参阅第 3 项下的“注”)。
12. 自动定向仪按钮 (ADF) —它可以选择天线 (ANT) 方式或者自动定向仪 (ADF) 方式。ADF 按钮处于“弹出”位时为 ANT 方式，处于按入位则选择 ADF 方式。
13. 标线—指示飞机的磁航向。
14. 罗盘表盘 (HSI 罗盘) —罗盘表盘随飞机航向而转动。标线下为飞机磁航向。
15. 方位指针—指示飞机向台磁方位。
16. 方位信息窗—显示使用的 ADF 方位指针的指针类型。如果没有 ADF 字符，按压“BRG 1”或“BRG 2”直到显示“ADF”。

操作限制

参阅《飞行员操纵手册和 FAA 批准的飞机飞行手册》(POH/AFM) 第二章。

应急程序

安装 KR 87 ADF 后，不改变飞机的应急程序。

正常程序

作为自动定向仪使用：

1. OFF/VOL 控制一开。
2. 频率选择器旋钮一在备用频率显示窗中选择备用频率。
3. FRQ 按钮一按压，以使备用频率转换为使用频率。
4. ADF 选择器电门（在音频控制板上）一按需要选择。
5. OFF/VOL 控制一调到预定的音量和将接收预定电台识别代码。
6. PFD 软键（PFD 上）一按压，显示“BRG 1”或“BRG 2”软键。
7. “BRG 1”或“BRG 2”软键一按压，在方位信息窗中显示“ADF”。
8. ADF 按钮一选择“ADF”模式，并注意 HSI 上的磁方位。

(接下页)

正常程序（续）

ADF 测试（在飞行前或飞行中）：

1. ADF 按钮—选择“ANT”模式，并注意指针移动到 90°位。
2. ADF 按钮—选择“ADF”模式，并注意指针立刻指向电台方位。指针过多的停滞、摆动或反向表示信号太弱或系统工作不正常。

BFO 操作：

1. OFF/VOL 控制—开
2. BFO 按钮—按压接通
3. ADF 选择器按钮（在音频控制板上）—设定置于所需要的方式。
4. 音量控制—调整至需要的听觉标准。

注

收到 CW 信号时，可以听到音频输出 1000-Hz 音频和摩尔斯码。

飞行计时器操作：

1. OFF/VOL 控制—开。
2. FLT/ET 方式按钮—按压（一次或两次）直到 FLT 被显示。因为组件接通时，计时器便开始计时。
3. OFF/VOL 控制—要使飞行计时器复位，关闭，然后打开。

仅用于通讯接收机的操作：

1. OFF/VOL 控制—开
2. ADF 方式按钮—选择 ANT 方式
3. 频率选择器旋钮—选择备用频率，备用频率显示窗内显示备用频率。
4. FRQ 按钮—按压，使预定频率从备用位至使用位。
5. ADF 选择器按钮（在音频控制板上）—设置于所需方式。
6. 音量控制—调整至需要的音量。

（接下页）

正常程序（续）

流逝时间计时器—正向计时方式:

1. OFF/VOL 控制一开。
2. FLT/ET 方式按钮一按压（一次或两次）直到显示“ET”。
3. SET/RST 按钮一短暂按压，使流逝时间计时器复位至零。

注

当显示飞行时间或流逝时间模式时，按压 FRQ 按钮可以调用存储器内的备用频率。然后使其转换为使用频率。

流逝时间计时器—倒计时方式:

1. OFF/VOL 控制一开。
2. FLT/ET 方式按钮一按压（一次或两次）直到显示“ET”。
3. SET/RST 按钮一按压直到 ET 信号开始闪烁。
4. 频率选择器旋钮一在时间显示器上设定预定的时间。小旋钮拉出时调节间隔为 1 秒。将小旋钮按入时调节间隔为 10 秒。外旋钮调节分钟，最高可达 59 分钟。

注

在最后一次输入后，选择器旋钮将保持设定模式 15 秒，或者按压 SET/RST、FLT/ET 或 FRQ 按钮，退出该模式。

5. SET/RST 按钮一按压开始计时。当计时器达到 0 后，将开始正向计时，并且显示器闪烁 15 秒。

注

显示 FLT 或 ET 时，使用频率选择旋钮可以改变显示窗左侧的使用频率，不会影响储存的备用频率或其它的模式。

（接下页）

正常程序（续）

ADF 操作注意事项：

由于无线电频率现象而产生的 ADF 方位错误：

在美国负责分派 AM 无线电频率的 FCC 有时会将相同的频率分配给同一区域的多个电台使用。确定的情况，在诸如夜间效应等某些条件下，这些电台的信号会相互重叠。使用 AM 广播电台导航时，应当将这些因素考虑在内。

太阳黑子和大气现象可能偶尔扰乱信号接收，这将导致同一频率的两个电台的信号彼此重叠。由于上述原因，将功能选择电门转换到 ANT，监听电台呼叫呼号，准确识别正在使用的导航台才是明智之举。

带电雷暴：

在电暴附近，自动定向指针将摆动，偏离所调谐的导航台，转而指向雷暴中央。

夜间效应：

在刚刚日落或黎明后，这种干扰特别强。此时 ADF 显示器指针可以不定地摆动。如有可能，调谐到功率最大的低频段导航台。如果不能，取指针摆动的平均值，确定相对电台的方位。

高山效应：

山区表面反射的无线电波会造成指针摆动或指示错误方位。飞跃山区地形并使用电台方位时，应考虑该因素。

海岸折射：

当飞机从陆地飞入海洋、或平行于海岸线飞行时，无线电波可能会被折射。应考虑这种因素。

性 能

安装 Bendix/King KR87 ADF 不改变飞机性能。但是，外部固定天线或相关外部天线的安装将造成巡航性能的少量降低。