

F-86F SABRE

for **DCS**World



飞行手册



目录

1. 机型历史	7
1.1. 喷气式飞机的开端.....	7
1.2. 佩刀的发展	11
1.3. F 型	15
1.4. 朝鲜战争中的 F-86.....	20
1.5. F-86 变型	29
2. 任务概述和主要规格	41
2.1. 任务概述.....	41
2.2. 主要规格.....	41
3. 飞机与发动机设计	46
3.1. 飞机设计.....	46
3.2. 发动机和相关系统.....	59
4. 驾驶舱	69
4.1. 飞机与发动机控制.....	70
4.2. 仪表板	74
4.3. 驾驶舱左侧	121
4.4. 驾驶舱右侧	129
4.5. 独立控制面板	132
5. 系统.....	139
5.1. 飞行控制系统	139

5.2.	电力系统.....	147
5.3.	燃油系统.....	155
5.4.	液压系统.....	162
5.5.	发动机防冰系统.....	175
5.6.	在地面上对发动机保护免受异物的影响.....	176
5.7.	发动机火灾指示系统.....	177
5.8.	空气增压和调节系统.....	177
5.9.	氧气系统.....	180
5.10.	照明设备.....	184
6.	武器.....	193
6.1.	适用任务, 结构和变型, 常规.....	193
6.2.	通用武器和瞄准具控制.....	197
6.3.	射击操作.....	201
6.4.	轰炸操作.....	205
6.5.	火箭弹操作.....	220
6.6.	导弹.....	226
6.7.	A-4 型半自动望远瞄准具.....	230
6.8.	AN/APG-30 雷达测距单元.....	243
6.9.	照相枪.....	244
6.10.	驾驶舱与武器相关对象.....	245
7.	无线电通信和无线电电子设备.....	252
7.1.	UHF 指令无线电 — AN/ARC-27.....	252

7.2.	无线电罗盘 (ADF) AN/ARN-6	254
8.	飞行和相关程序.....	259
8.1.	启动发动机	259
8.2.	启动后系统检查.....	263
8.3.	滑行	265
8.4.	起飞前	266
8.5.	起飞	269
8.6.	爬升	270
8.7.	进近和着陆	273
8.8.	滑行到位和发动机关机.....	275
9.	操作限制	277
9.1.	发动机限制	277
9.2.	空速和加速度限制.....	278
10.	飞机气动特性	282
11.	作战操作	290
11.1.	射击操作.....	290
11.2.	轰炸操作.....	293
11.3.	火箭弹操作	307
11.4.	导弹操作.....	311
11.5.	第一代喷气式战斗的战术.....	313
12.	应急程序	316
12.1.	发动机故障	316

12.2.	起火	319
12.3.	飞行控制液压系统故障	320
12.4.	起落架应急操作	321
12.5.	配平故障	321
13.	如何游戏	324
13.1.	一般描述	324
13.2.	建立任务	325
13.3.	控制飞机和各种驾驶舱对象	328
13.4.	控制虚拟飞行员头部位置和 6 自由度驾驶舱的视角	331
13.5.	特殊游戏设定	336
13.6.	对玩家的帮助信息	338
14.	缩略词与术语	341
15.	公制及其等价、换算因数	352
16.	开发	356
17.	引用文献	360

重要提示！

该文档包含机型历史，并提供了飞机的构成元件，系统，设备和相应的驾驶舱控制的简要说明。

注意，有关单一系统的信息不是集中于某个单独部分，而是分散在整个文档中，即，在本手册的一个部分中描述飞机的元件，而在另一部分中描述其操作的控制和特性。例如，对武器系统的描述分为两部分：第一部分，介绍了武器系统的设计、配置和功能特点。在第二部分中，给出了如何操作每个武器系统完成相应任务的信息。使用这种叙述方式是因为飞机上的多个元件之间存在相互关联。出于这个原因，首先将系统描述为飞机设计的元件，然后作为驾驶舱的控制对象。

如果您愿意深入了解 F-86F 的设计和特性，我们建议您仔细研究所有可用的参考资料。

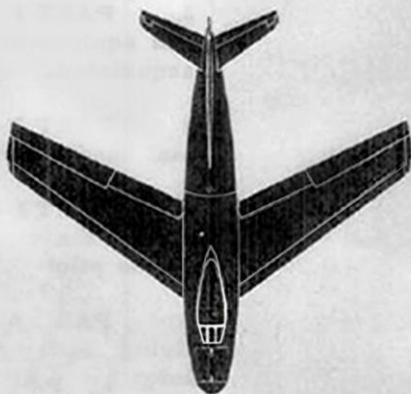
对于想要更深入地理解机制、系统或设备的用户来说，以小字出现的说明是更加详细的说明。

如果你想即刻进入行动，且开始战斗操作，并逐渐“随时”了解飞机，你可以先阅读[飞行](#) 或 [作战操作](#) 章节。

在文本中所有引用连接到同一对象，或当有需要与另一个对象一起描述某对象操作时，为求简化，本手册将交叉引用和超链接结合在一起。要跟踪 PDF 文档中的这个超链接，用鼠标左键单击它。操作按键 **[Alt + ←]**（左箭头）或 **[Alt + →]**（右箭头）返回。

如果你是一个刚刚熟悉 DCS 世界的新玩家，建议先去看看[如何玩游戏](#)。

F-86E Sabre



1

机型历史

1. 机型历史

简介

在整个航空史中，只有少数机型能被称为传说。而 **F-86 佩刀** 便是其中的传奇机型。

F-86 佩刀 是美国后掠翼喷气式战斗机它由北美航空公司于 20 世纪 40 年代末研发，于 1948 年进入现役，并参与多次战争和冲突（1950 - 1953 年的朝鲜战争，1958 年的台海危机和 1965 年的印巴冲突）。它是有史以来产量最高的美国喷气式战斗机，它不仅参与空对空作战，也执行打击任务与监视。除了扮演以上角色外，**F-86F 佩刀** 还被作为靶机，或系统与武器的试验平台。现以制造的各种型号机体超过 9,000 架。

DCS: F-86F 佩刀 是 **F-86F** 的虚拟复制品——**F-86F** 是 **F-86 佩刀** 中产量最高的型号。模拟的 **F-86F-35** 是 **F-86F** 的先进型号，将能让你完成激动人心的战斗任务，或只是简单享受执飞一架传奇战斗机。

1.1. 喷气式飞机的开端

喷气式战斗机的历史可以追溯到第二次世界大战初期。盟军操作的第一种喷气式战斗机是英国的格罗斯特流星 **F.1**。



图 1.1 飞行员登上流星 **F.1** (1944)

流星 **F.1** 有两台涡轮喷气发动机，速度可达 716 公里/小时。当时大多数活塞式战斗机的最高速度不超过 640 公里/小时。面对当时配备有自动导航系统的德国

脉冲喷射动力巡航导弹 V-1，流星大幅领先于时代的速度成为决定性优势。V1 导弹被用于轰炸不列颠群岛上的地面目标，而“流星”作为喷气式防空战机发挥了很大作用。

当时的德国在喷气式飞机方面领先于英国。在第二次世界大战初期时，德国已经开始生产一种非常先进的 Me-262 涡轮喷气式战斗机。



图 1.2 首型德国空军喷气式战斗轰炸机飞机，
Me-262A-2 Schwalbe (燕子)

Me-262 由两台带轴流压气机的喷气发动机提供动力。机翼和机身优良的空气动力学设计使其获得了比流星更快的速度。事实上，Me-262 战斗机的出现迫使盟军开始重新审视在这项新技术上是否处于优势。

虽然英国和德国正在验证喷气式飞机，但美国的注意力放在改进活塞式发动机上。但是在 1943 年，当美国开始第一种喷气式战斗机 F-80 “流星”的研发时，情况发生了变化。如果第二次世界大战再继续一段时间，那么 F-80 就可能在欧洲的天空面对喷气式对喷气式的空战。



图 1.3. F-80A 战斗机“流星”

共和航空公司进一步改进了其喷气式战斗机的设计，F-84“雷霆喷气”战斗机是许多国家首款投入使用的喷气式战斗机。它拥有改进过的机身气动和一个更强劲的发动机，但像 F-80 一样为平直翼，这妨碍它达到更高的速度。



图 1.4. F-84 雷霆喷气

北美航空利用积累的工业经验以及自己的研究，开发了 F-86“佩刀”，一种带有后掠机翼与后掠尾翼的革命性设计的机型。



图 1.5. 飞行中的 F-86 佩刀

“佩刀”这个名字让人联想到过去骑兵致命的冷兵器，它是上个世纪美国最著名的喷气式战斗机之一。



图 1.6. 携带外部可抛油箱的 F-86

它不仅因为早期经历朝鲜战争而闻名，还因其庞大的生产量——总共有近 9000 架安装有 5 种不同发动机的 20 种变型的佩刀战机被制造出来。最后一架 F-86 在 1993 正式退役，创造了最长时间服役的记录。如今，F-86“佩刀”成为私人藏品，有些甚至还在飞行。

1.2. 佩刀的发展

历史上，F-86 脱胎于 1944 秋季的北美 N-134 海军战斗机。N-134 具有下置平直翼和短筒状机身。TG180 涡轮喷气发动机推力 1820kgf，使 6532kg 的战斗机最高速度为 872km/h。此外，NA-134 在海平面的爬升速度为 23.8m/s，实用升限为 14500m。



图 1.7.北美 N-134

凭借这些性能，该机在空中是一个危险的对手。但其并没有实现原计划的 600 英里/小时（960 公里/小时）的速度。于是研发工作继续。工程师研究了 1,200 多个方案，最终找到了正确的飞机布局。1945 年 5 月，北美接到了美国陆军航空兵（USAAF）的订单，订购三架试验性的 NA-140，均被赋予代号 XP-86。然而，飞机仍然无法达到计划所要求的最高速度，因此高层开始考虑取消该计划。NA-140 与 NA-134 的主要区别在于拉长的机身和新的机翼设计。进气口的形状也进行了修改，但尾翼保持不变。除了空气动力方面的改进外，该项目还包括一些从未在之前美制战斗机上出现过的特殊的改进——增压驾驶舱和俯仰与横滚控制通道中的助力。



图 1.8. XP-86 原型

XP-86 是一款无武装原型机，配备了雪佛兰 J35-C-3 发动机，可产生 1,816kgf 的推力。1945 年 8 月，空气动力学家 Raymond Rayet 建议在风洞中测试一架后掠翼的 XP-86 模型。测试于 9 月开始，试验结果得出比以前出更低的阻力和更快的最大空速。1945 年 11 月，该提议获得核准。机翼安置为 35° 后掠，并安装有缝翼。缝翼将自动在速度为 130 节伸出，并在速度为 290 节收回，从而解决了低速不稳定的问题。

首架后掠翼 XP-86 于 1947 年 10 月 1 日首飞。



图 1.9. 飞行中的 XP-86 原型机

在操作 XP-86 进行的多次高速俯冲机动中，北美试飞员 George Welch 报告了空速表和高度计的异常振荡。专家们认为当时飞机处于超音速状态，但他们并不能完全肯定。1947 年 11 月 13 日（1948 年 4 月 26 日正式宣布），地面跟踪站报告 George Welch 飞行在 $M = 1.02$ 。XP-86 可以在俯冲中超音速，在高空尽管其有轻微的抬头趋势，但还是表现出非常令人满意的可控性。但在 7,600 米以下，飞机会出现绕其纵轴的过度抬头，这迫使飞行员降低速度。

该项目开始进入快速开发并取得了巨大成功，于 1947 年 12 月，美国空军签署了配备通用电气 J47-GE-7 发动机的 F-86A（公司命名为 NA-151）的合同，之后又安装了改进的 J47-GE-13 发动机。



图 1.10. 带有枪口盖和外部油箱的 F-86A-5

该型飞机的军械有 6 挺 12.7 毫米机枪。此外，它可以携带外部挂载来代替可抛油箱。通常采用的构型有 45 千克，220 千克，454 千克炸弹，375 千克凝固汽油的油箱，或 220 千克一次性炸弹单元。每侧机翼下方还可以安装八发非制导火箭的轨道。



图 1.11. 在地面上展示的 F-86 武器

1.3. F型

佩刀的主要生产型号是 F-86F。这种型号的主要区别是新的 J47-GE-27 发动机，它提供了 2680kgf 的推力。

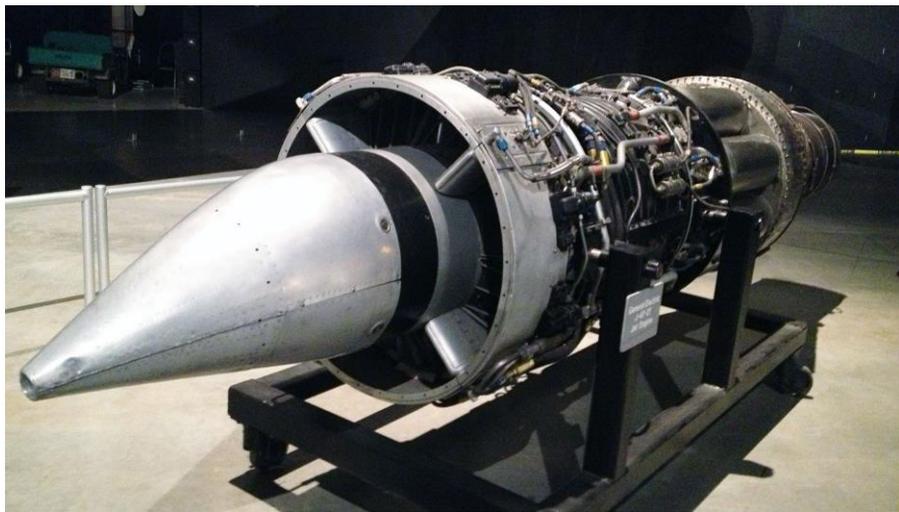


图 1.12. J47-GE-27 发动机

F-86F 佩刀的工程于 1950 年 7 月启动。1951 年 4 月签署了 109 架飞机订单。6 月，订单增加到 360 架飞机。F-86F 在两个制造工厂进行生产：佩刀在英格尔伍德和第二次世界大战结束时保留下的哥伦布工厂进行制造。

凭借性能更强的 J47-GE-27 发动机，新机型具有明显更好的性能特性。F-86F 在海平面的最高速度上升至 1,107 km/h，在高度 10,670 m 时达到 965 km/h。升限也增加到 14,500 米。最后，发动机更高的效率将战机的作战半径扩展到 690 公里。

F-86F 保留了全自动缝翼，但它们改为速度 217 公里/小时伸出。其还保留了机身前部的六挺射速每分钟 1,100 发的 M3 重机枪，每挺备弹 300 发。

第一批 F-86F 在英格尔伍德组装。J47-GE-27 喷气发动机的交付始于 1952 年春季，之后，在 3 月 19 日，78 架 F-86F-1 订单中的首架飞机开始制造。6 月份，

F-86F-5 改装型问世，其可以挂载 760 升容量的外挂油箱而不是之前的 454 升油箱。这将战机的作战半径扩展到 740 公里。

在 1951 年 10 月，F-86F 佩刀的下一个变型开始开发。该项目是一个战斗机轰炸机改装，名为 NA-191。在每侧机翼上，飞机将一个挂点增加为两个。以前的佩刀改型并不太适合轰炸，因为如果将油箱换成炸弹和导弹，它们的航程就变得很短。现有四个弹架用于外部挂载，飞机可以在内侧弹架上挂载 454 升的油箱或 454 千克的炸弹，在外侧挂架上挂载 760 升的油箱。以最大的燃油储量（即两个 760 升和两个 454 升油箱），转场航程达到 2,560 公里，同时作战半径增加到 910 公里。

1952 年 8 月，英格尔伍德签署了 907 架 NA-191 的合同。第一架战斗轰炸机佩刀喷气式战机被命名为 F-86F-30，并于 1952 年 10 月开始在英格尔伍德下线。从 1953 年 1 月开始，哥伦布开始制造一种类似于 F-86F-25 的改型。

为了改善性能特性，1952 年 8 月，三架飞机被用于测试无前缘缝翼的机翼。这些飞机的翼弦在根部长 150 毫米，在机翼尖端长 75 毫米。这使得整个机翼面积从 26.78 平方米增加到 28.12 平方米，这也将内部燃油容量从 1,646 升增加到 1,911 升。

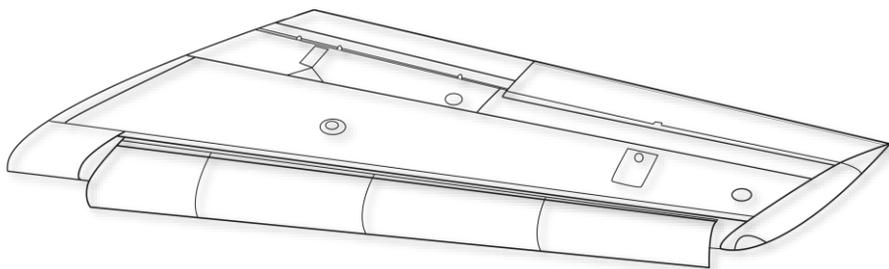


图 1.13. F-86 的缝翼机翼

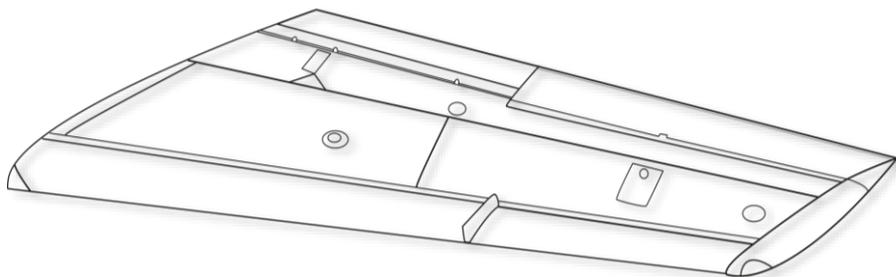


图 1.14. F-86F 的“6-3”机翼

机翼的上表面有一个扰流片，可遏制气流在机翼区域上沿翼展方向流动。新型机翼（被称为“6-3”翼，因为翼弦在根部增加 6 英寸，在尖端增加 3 英寸）显著改善了战斗机的战斗性能。近地空速从 1,100 公里/小时增加到 1,112 公里/小时；而在 10,680 米的空速，从 966 公里/小时增加到 973 公里/小时。任务航程也有增加，高空高速下的机动性得到改善。因此，“6-3”机翼成为所有后续“F”系列佩刀喷气式战机的标配。



图 1.15 带“6-3”机翼的 F-86F

在 20 世纪 50 年代初，核武器被认为是一种超级武器，它可以保证在战争中快速夺取胜利。核弹是被设计为能用任何方式投送至目标。首种能够携带核弹的战斗轰炸机改型是 F-86F-35。

1952 年，英格尔伍德（加利福尼亚州）的制造工厂开始组装 F-86F-35（NA-202（191））。共建造了 157 个（263）这种改型的机体。专为战斗轰炸机而

设计减重的 Mk.12 炸弹，其重量为 545 千克，当量为 12-14 千吨。它安装在左翼下方，右翼安装一个 454 升的外挂油箱。



图 1.16. Mk.12 炸弹

由于俯冲投放核弹会摧毁载机，所以并未采用此方式投弹。因此，F-86F-35 配备了低空轰炸系统（LABS），可以进行上仰或半筋斗炸弹投掷。飞行员在低空接近目标，并在爬升机动中投下炸弹。在爬升同时完成半筋斗，让飞机脱离核爆的冲击波。



图 1.17 带有 Mk.12 炸弹模型的 F-86F-35 战斗机

飞机还可携带常规武器，例如重达 454 千克的炸弹，装有 340 千克凝固汽油的油箱或高达 8 发的 127 毫米无制导 HVAR（高速航空火箭）。



图 1.18. 无制导 127 毫米 HVAR（高速航空火箭）



图 1.19. 发射 127 毫米非制导 HVAR

1.4. 朝鲜战争中的 F-86

朝鲜战争始于 1950 年 6 月 25 日。6 月 27 日，盟军空军开始轰炸敌军。由于对方只有活塞式战机，盟军迅速掌握了制空权。

1950 年 11 月 1 日，一队由 P-51 战斗机护航的 B-26 轰炸机轰炸了 Sinuidzu 的机场。突然，从河边出现了六架后掠翼战机并袭击了 B-26。轰炸机在护航战机保护下，摆脱了攻击，并返回自己的基地。尽管如此，这一事件标志着朝鲜战争中出现了危险的参与者——米格-15，其在冲突中的威胁不容小觑。



图 1.20 B-29 投下 226 公斤炸弹（1950 年）

11 月 8 日，由驻扎在特拉华州的 F-86A 战斗机组成的第四联队被命令前往韩国。来自这个联队的大多数飞行员都是经验丰富的第二次世界大战老兵——他们的战果总计超过 1000 架击坠数。这些战机经船运，于 12 月中旬抵达日本。从那里，他们被运往韩国机场金浦。

在 12 月 17 日，F-86A 开始第一次战斗任务的同时，也是世界上两种后掠翼战斗机之间首次遭遇。Bruce Hinton 中校宣称击落四架米格-15 中的一架。12 月 22 日，米格战斗机击落了第一架佩刀式战机，但当天晚些时候宣布了击落六架米格飞机。

在 4 WIF 指挥下，在 12 月底之前，佩刀执行了 234 次战斗任务，其中 76 次涉及空战，8 次胜利和 1 次损失。

米格-15 在高度特性方面优于 F-86A：它具有更高的爬升率，更高的实用上限和更好的高空机动性。这些优势使它随时都能战斗。与此同时，F-86A 飞行员利用他们飞机的优势：更精准的机枪，在低空时性能略有提升，以及俯冲时的快速加速能力。为了能够在战斗中利用这些优势，佩刀飞行员试图将对手拖到更低的高度。

在战争期间，F-86 佩刀进一步升级和改进。逐步配备先进飞行控制系统的 F-86E 取代了之前的型号。该改型在驾驶杆上加入了人感系统。通过在俯仰和横滚控制通道中的助力，飞行员可以在操纵时感受到施加在驾驶杆上的力。第一批新的佩刀式战机被派至马萨诸塞州奥的斯机场，与那里的拦截战斗机组成第 33 联队。1951 年 6 月，F-86E 被运往韩国。新型战机于 9 月加入战斗，而老旧的 F-86A 则被转移至美国空军国民警卫队部队。1951 年 10 月 22 日，75 架 F-86E 被送往日本，然后被运往位于水原的第 51 联队以替代 F-80。



图 1.21. 第 51 战斗机联队的“棋盘”在 K-13 空军基地（韩国水原）准备执行任务

首架 F-86F（F-86E 的升级版）于 1952 年 6 月至 7 月交付给韩国。这次改装的一个显著特点是更强劲的 J47-GE-27 发动机。他们进入第 51 联队的第 39 中队服役。两个月后，他们还被提供给第四联队的第 335 中队。具有“6-3”机翼的 F-86F 在操作升限 14,335 米内所有高度上都具有比 MiG-15 更高的空速。此外，它的机动性和爬升率几乎与米格-15 一致。由于这些改进的飞行特性，使飞行员对空战更有信心。



随着 F-86F 的到来，盟军作战行动的效率大幅提升。在当年年底前，第 335 中队宣布了获得 81 次胜利，而另外两个中队（仍在飞行 F-86E）只有 41 次。由此决定将美国所有可用的“F”型运往韩国并在各军事基地之间均匀分配。

具有“6-3”机翼的 F-86F 取得了朝鲜战争中最重要胜利。在 1953 年 5 月 8 日至 31 日期间，该机型击落了 56 架米格，同时只损失了一架佩刀。直到 20 世纪 80 年代初，驾驶 F-15 和 F-16 的以色列飞行员在贝卡山谷击落 80 架叙利亚战机，而全身而退时，这个记录才被打破。

F-86F 经常与 F-86E 一起飞行。通常情况下，F-86F 保持在 12,000 米的高度，而 E 型保持在较低高度为轰炸机护航。1953 年 6 月 20 日，F-86F 飞行员宣布了 16 个战果 - 这是战争中单日最多战果。

正是在这个时候，著名的“米格走廊”诞生了。这个词指的是朝鲜西北部的鸭绿江以南地区，该地区将朝鲜和中国分开。这个区域由米格控制，对于朝向该区域飞行的盟军来说充满危险。米格走廊的所有空战都很短暂，因为该区域距离佩刀基地的距离很远，限制了他们在这个地区的滞空时间。



图 1.22. “米格走廊”的位置

第一架 F-86F-30 战斗轰炸机于 1953 年 1 月 28 日抵达韩国前，被分配到在奥萨纳机场的第 18 联队。在鸭绿江地区的第一次作战任务开始于 2 月 25 日，该联队首次击杀米格-15。到 3 月底，同样型号机型加入南非空军的第 12 中队和第 2 中队。后者用佩刀执行了 1,427 次战斗任务，只有两架飞机被敌人击落。

朝鲜战争于 1953 年 7 月 27 日结束。佩刀和米格-15 之间的最后一场战斗发生在 7 月 22 日，当时第 31 联队的杨中尉取得了他在战争中唯一的战果。1953 年 7 月 27 日，韩国佩刀击落的最后一架飞机是 IL-12。当时，F-86F-30 由 R. Perry 上尉驾驶。到此时，韩国有 297 架佩刀，其中包括 132 架战斗轰炸机。在整个战争过程中，有 39 位美国佩刀驾驶员成为了王牌。

朝鲜战争展示了佩刀的所有优势，它将于这场冲突永远联系在一起。



图 1.23 F-86F 战斗机在韩国上空



图 1.24 在金浦空军基地有机坠标识的 F-86E



图 1.25 来自 67 战术侦察联队的 F-86G



图 1.26 展示炸弹挂载类型的 F-86F



图 1.27.来自水原空军基地第 25 战斗截击机中队的 F-86F (1953 年春)



图 1.28 储备在机场的 F-86 油箱



图 1.29 在机场的第 16 战斗截击机中队的战斗机



图 1.30. 第 16 战斗截击机中队 F-86F 的飞行前检查



图 1.31 起飞

1.5. F-86 变型

开发公司：北美航空有限公司。（加利福尼亚州英格伍德）

从验证机到最终型号，包括所有变型和改型，共制造了 9,000 多架 F-86，其中 6,300 架为美国制造。

F-86 也在以下国家按许可进行生产：

·加拿大（庞巴迪有限公司的 1,815 架飞机，魁北克省蒙特利尔的可特维尔：790 架 CL-13, 370 架 CL-13A, 655 架 CL-13B），

·澳大利亚（CAC - 英联邦航空公司，墨尔本：1952 年 1 架 CA-26，在 1953-1961 年交付给马来西亚和印度尼西亚 111 架 CA-27Avon 佩刀），

·意大利（221 架 F-86K：菲亚特，都灵），

·日本（1956 年至 1961 年 300 架 F-86F-40，接收来自 NAA 的子组件：名古屋三菱重工有限公司）。

表 1.1

原型机型号	服役型号	发动机类型	开始飞行测试	服役年份	备注
NA-134	XFJ-1 Fury	J35-GE-2	1946	-	海军战斗机。原型机，3 架飞机（BuNo.39053 / 39055），1946 年，北美英格尔伍德（加利福尼亚州）。采用平直翼，喷气发动机推力为 1,733 kgf。
NA-135	FJ-1 Fury	Allison J35-A-2	1947	1948	喷气发动机推力为 1,814kgf, 6 挺 12.7 毫米勃朗宁机枪，翼尖油箱。北美在 1947-1948 系列，英格尔伍德（加利福尼亚州），30 架飞机（BuNo.120342 / 120371，订购 100 架）。
NA-140	XP-86	Allison J35-GE-2	-	-	FJ-1 狂怒的空军变型，1946 年。平直翼。
	XP-86	Allison J35-C-3	1947	-	原型机，3 架飞机（45-59597 / 45-59599）在 1947 年来自北美英格尔伍德（加利福尼亚州）。采用 36°后掠翼，自动翼缝，18 kN 推力的喷气发动机。
NA-151	F-86A-1 Sabre (P-86A-1-NA, name assigned in March 1949)	J47-GE-7	1948	1949	装 Mk 18 瞄准具，喷气发动机推力为 2,360 kgf (23.1 kN)，减速板数量由 3 片变为 2 片，6 挺 12,7 mm 勃朗宁 M3 机枪（每挺备弹 267 发）。北美英格尔伍德（加利福尼亚州）量产，33
NA-152	F-86A-5-NA (F-86B)	J47-GE-7 or J79-GE-13		1949	机身加大，起落架加固。制造 188 架机身（48—129 / 316）。

原型机型号	服役型号	发动机类型	开始飞行测试	服役年份	备注
NA-161	F-86A-5-NA	J47-GE-7 or J79-GE-13		1949	使用新的防弹挡风玻璃，用于炸弹和油箱的翼下挂点，武器舱加热器，收集箱满后自动弹射舱门。在 1950 年 12 月前一直生产，制造 333 架机身 (49-1007/1339)。
NA-167	F-86J F-86A-6 F-86A-7 RF-86A	Avro Orenda J79-GE-13 J79-GE-13 J79-GE-13	1954	-	原型机，安装加拿大喷气发动机，1 架机身（由 F-86A-5-NA NO49-1069 改装而成）。 安装 AN/APG-5C 雷达测距器 安装 AN/APG-30 雷达测距器 照相侦察机（无武装或 2 挺下部机枪，2 架 K-24 照相侦察机）。 改装自 11 架 F-86A。
Honeybucket, Ashtray	F-86C (YF-93A)	Pratt & Whitney J48-P-1 or J48-P-6	1950	-	远程护航战斗机。原型机，2 架机身（48-317 / 318），北美英格爾伍德（加利福尼亚州）。扩大机身，侧面安置进气口，SCR-720 雷达，喷气发动机加力推力 2,834 / 3,628（J48-P-6 - 2,722 / 3,970）kgf，6 门 20 毫米机炮（从未安装）。
NA-157	F-93A	J48-P-1 or J48-P-6	-	-	生产变型。从未制造（计划制造 236 架机身）。
NA-166	YF-86D-NA (F-95A)	J47-GE-17 or J47-GE-33	1949	-	截击型战机。原型机，2 架机身（50-577 / 578）建于 1949 年，北美英格爾伍德（加利福尼亚州）。随着机身扩大，火灾管理系统休斯 E-3，休斯进气口雷达 AN / APG-36，进气道（没有小支架）下机身内置的 2,470 毫米巨鼠火箭弹巢，带加力燃烧室的喷气发动机推力为 2,270 / 3,015（J47-GE-17）或 2,515 / 3,470（J47-GE-33）kgf。

原型机型号	服役型号	发动机类型	开始飞行测试	服役年份	备注
NA-164	F-86D-1-NA Sabre Dog	J47-GE-17		1951	1951年3月由北美英格爾伍德（加利福尼亚州）批量生产36架机身（50-455 / 576等）。1949年至1954年，北美英格爾伍德（加利福尼亚州）共建造了2,448架（其他来源的报告2,504）F-86D的不同变型（包括原型）。
NA-165	F-86D-5-NA F-86D-10-NA F-86D-15-NA F-86D-20-NA	J47-GE-17 J47-GE-17 J47-GE-17 J47-GE-17			建造26架机身（50-492/517） 建造36架机身（50-518/553） 建造54架机身 （50-554/576, 50-704/734） 建造188架机身 （51-2944/3131）。 后来全部改装为F-86L。
NA-177	F-86D-25-NA F-86D-30-NA	J47-GE-17 J47-GE-17			建造88架机身 （51-5857/5944） 建造200架机身 （51-5945/6144）
NA-173	F-86D-35-NA F-86D-40-NA	J47-GE-17 J47-GE-17			建造349架机身 （51-6145/6262, 51-8274/8505） 建造299架机身
NA-190	F-86D-45-NA F-86D-50-NA F-86D-55-NA	J47-GE-17 J47-GE-17 J47-GE-17			建造299架机身 建造299架机身 建造255架机身 （53-0557/0781）
NA-201	F-86D-60-NA F-86E-1-NA	J47-GE-17A/B J79-GE-13 or J79-GE-15	1950	1951	建造399架机身 （53-0782/1071, 53-3675/3710 – 后来全部改装为F-86L, 53-4018/4090 – 后来全部改装为F-86L） 项目始于1949年。全动平尾，6挺M3机枪（每挺备弹300发）。在北美英格爾伍德（加利福尼亚州）批量生产60架机身（50-579 / 638）。共制造了456架不同型号的F-86E（其他来源显示1952年12月至1952年4月336架）。
NA-170	F-86E-5-NA	J79-GE-13/15			建造51架机身 （50-639/689）
NA-170	F-86E-10-NA	J79-GE-13/15			建造132架机身 （51-2718/2849）

原型机型号	服役型号	发动机类型	开始飞行测试	服役年份	备注
NA-172	F-86E-15-NA	J79-GE-13/15			安装 2 个 700L 的外部邮箱，制造 93 架机身(51-12977/13069)
NA-172	CL-13 Sabre Mk 1	Avro Orenda	1953		根据许可证，基于 F-86A-5（加拿大航空有限公司）。一架机身（（RCAF）19101）
	CL-13 Sabre Mk 2	Avro Orenda			F-86E-1 许可生产（加拿大）。建造 350 架机身（（RCAF）19201/19452），其中 60 架于 1951 年交给美国空军 (F-86E-6-CAN,
	CL-13 Sabre Mk 3	Avro Orenda			安装喷气发动机推力为 2,724kgf。建造一架机身。
	CL-13 Sabre Mk 4	Avro Orenda			F-86E-10 获得许可（加拿大）。建造了 438 架机身（（RCAF）19453/19890：其中 428 架交付给英国（佩刀 F.4），60 架交付给美国，52-10117 / 10236）。
	F-86E	J47-GE-27	-	-	配备更强劲的带有加力燃烧室的喷气发动机。 没有制造（计划制造 184 架机身）。
NA-178	F-86E(M)	J47-GE-13/5	1956		F-86 和佩刀 MK2 升级型向北约国家销售。改装了 302 架机身。
	F-86F-1-NA	J47-GE-27	1952		有 4 个用于外部挂载的翼下挂点，喷气发动机推力为 2,680 kgf（26,3 kN）。在北美英格尔伍德（加利福尼亚州）开始量产，生产了 78 架飞机（51-2850 / 2927）。共制造了 2,239 架不同型号的 F-86F（其他来源报告 2,227 架），其中 1,539 架由北美英格尔伍德（加利福尼亚州），700 架由北美哥伦布（俄亥俄州）制造。
NA-172	F-86F-2	J47-GE-27			配备 20 毫米 T-160 机炮。改装自 6 架 F-86F-1（51-2855,2861,2867,2868,2884,2900）和 4 架 F-86F-10（51-2803,2819,2826,2836）。
NA-172 (Gunval)	F-86F-3	J47-GE-27			配有 4 挺 22 毫米厄利肯机炮。两架 F-86F-1（51-2916,2926）改装。

原型机型号	服役型号	发动机类型	开始飞行测试服役年份	备注
NA-172 (Gunval)	F-86F-5-NA	J47-GE-27		建造 16 架机身 (51-2928/2943).
NA-172	F-86F-10-NA	J47-GE-27		安装新型 A-4 射击瞄准具 建造 34 架机身 (51-12936/12969).
NA-172	F-86F-15-NA	J47-GE-27		建造 6 架机身 (51-12970/12976).
NA-172	F-86F-20-NH	J47-GE-27		建造 100 架机身 (51-13070/13169).
NA-176	F-86F-25-NH	J47-GE-27		新的“6-3”机翼(翼弦增加—— 根部 6 英寸,翼尖 3 英寸,没有 翼缝)。建造 341 架机身(其他来 源一说 598) (51-13170/13510).
NA-176	F-86F-30-NA	J47-GE-27		安装新的“6-3”机翼。建造 858 架机身
NA-191	F-86F-35-NA	J47-GE-27		装备低空轰炸系统(LABS),和 MK7 或 MK12 核弹。 建造 263 架机身(53-1072/1335). 升级
NA-191, NA-202 NA-193	F-86F-26	J47-GE-27		
	F-86F-40-NA	J79-GE-27		安装 30.5 厘米长的机翼和翼缝。 建造 280 架机身 (55-3816/4030, 55-4983/5047).
NA-227	F-86F-40-NA	J79-GE-27		建造 70 架机身
NA-231	F-86F-40-NA	J79-GE-27		建造 110 架机身
NA-238	F-86F-40-NA	J79-GE-27		建造 120 架机身
NA-256	F-86F-40-NA	J79-GE-27		出口(日本). 建造 300 架机身(其他来源一说 340)(110 - 56-2773/2882, 110 - 56-2773/2882, 120 - 57- 6338/6457: 在三菱组装)
	RF-86F	J79-GE-27	1953	照相侦察机. 改装 35 架 F-86F-30: 18 架来自 USAAF, 韩国 10 架, 台湾 7 架.
Haymaker	CL-13A Sabre Avro Orenda Mk 5	10	1953	根据许可证(加拿大). 安装带加力 燃烧室的喷气发动机, 推力为 2,885 kgf (28,3 kN)。从 1953 年开始批量生产。制造 370 架机 身((RCAF) 23001/23370, 其中 75 架交付给德国).



原型机型号	服役型号	发动机类型	开始飞行测试	服役年份	备注
	CL-13B Sabre Mk 6	Avro Orenda 14	1954		F-86F-10 经许可生产（加拿大）。带加力燃烧室的喷气发动机推力为 3,300 kgf (32,7 kN)。建造 655 架机身，其中为 RCAF390 架，为德国 255 架，为哥伦比亚 6 架，为南非共和国 34 架。
	CA-26 Avon Sabre	Avon 20	1953		根据许可证，基于 F-86F（澳大利亚联邦飞机公司）。制造一架机身（1428，（RAAF）A94-101）。
	CA-27 Avon Sabre Mk 30	Avon 20	1954		制造 22 架机身（CA-27-1/22，（RAAF）A94-901 / A-94-922）。共建造了 111 架 CA-27 机身。
	CA-27 Avon Sabre Mk 31	Avon 20			制造 20 架机身
	CA-27 Avon Sabre Mk 32	Avon 26			制造 67 架机身（CA27-91/111，（RAAF）A94-351/A94-371）
	TF-86F	J79-GE-27	1954	-	双座教练型。制造两架原型机（从 F-86F 52-5616 和 53-1228 改装而来）。机身加长了 1.6 米，机翼移动 20 厘米。两挺 12.7 毫米机枪。计划于 1955 年终止，被 F-100F 取代。
NA-204, NA-216	F-86G	J47-GE-17B			安装升级过的发动机。
	YF-86H-1-NA	J79-GE-3	1953	-	制造 406 架 F-86D 机身。 多用途战斗机。由北美英格爾伍德（加利福尼亚州）制造两架原型机（52-1975 / 1976）。喷气发动机推力为 4,045kgf (39.7 千牛)，“6-3”机翼，更大的扰流片，更小的尾舵，细长和向前加长的前起落架，F-86D 座舱盖，6 挺 12.7 毫米机枪，内部油箱容量减少到 2,127 升。
NA-187	F-86H-1-NA	J79-GE-3	1953	1954	在北美哥伦布（俄亥俄州）的量产中，制造了 112 架机身（52-1977 / 2088）。从 1954 年 1 月到 1956 年 4 月，由北美哥伦布（俄亥俄州）制造了 473 架机身。

原型机型号	服役型号	发动机类型	开始飞行测试	服役年份	备注
	YF-86H-5-NA	J79-GE-3			安装 4 门 20 mm M39 机炮 (每门备弹 200 发)。制造 36 架机身 (52-2089/2124)。
	F-86H-5-NH	J79-GE-3			制造 25 架机身 (52-5729/5723)
	F-86H-10-NH	J79-GE-3			安装 4 门 20 mm M39 机炮 (每门备弹 200 发)。作战载荷: 900 kg。制造 300 架机 (53-1229/1528)
NA-203	YF-86K	J47-GE-17B	1954	-	机身被拉长的截击战机, 北美 MG-4 火控系统, AN/APG-36 雷达, 4 门邦提埃克 20mm 航炮, 带加力的喷气式发动机 (推力 2,461/3,620 kgf), 翼缝。北美英格爾伍德制造两架原型机 (52-3630, 52-3804)
NA-207	F-86K	J47-GE-17B			出口型 (意大利)。制造 50 架机身 (53-827 3/ 8322, 由菲亚特组装)
NA-222	F-86K-13-NA	J47-GE-17B			出口型 (挪威)。制造 2 架机身 (54-1231 / 1232), 北美弗雷斯诺 (加利福尼亚)
NA-213	F-86K-14-NA	J47-GE-17B			出口型 (挪威, 荷兰)。制造 6 架机身 (54-1233 / 1234 -挪威, 54-1235/ 1238 -荷兰), 北美弗雷斯诺 (加利福尼亚)
	F-86K-15-NA	J47-GE-17B			出口型 (荷兰, 挪威)。12 架飞机 (54-1239/1250: 54-1239、1241/1244、1246、1249、1250-荷兰、54-1240、1242、1243、1245、1247、1248-挪威)、北美弗雷斯诺 (加利福尼亚)
	F-86K-17-NA	J47-GE-17B			出口型 (为挪威和荷兰)。制造 25 架机身 (54-1251 / 1275: 挪威 12, 荷兰 13), 北美弗雷斯诺 (加利福尼亚)
	F-86K-18-NA	J47-GE-17B			出口型 (适用于荷兰和挪威)。制造 25 架机身 (54-1276 / 1300 : 荷兰 12, 挪威 13), 北美弗雷斯诺 (加利福尼亚)

原型机型号	服役型号	发动机类型	开始飞行测试	服役年份	备注
	F-86K	J47-GE-17B			出口型（为意大利、法国、德国、挪威、荷兰）。制造 126 架机身（55-48 11/ 4936：由菲亚特组装）。
NA-221	F-86K	J47-GE-17B			出口型（德国）。制造 45 架机身（56-4116 / 4160：由菲亚特组装）
NA-242	F-86L Sabrejet	J47-GE-33		1956	截击战机。在 1956-1958，从 F-86D 改装而来。制造 981 架机身（其他来源 827）。其升级航电，延长机翼，带加力喷气发动机（推力 2517/3470 kgF）。
Follow on	DF-86A	J47-GE-7 or J79-GE-13			拖曳靶机（从 F-86A 改装而来）
	QF-86E	1xAvro Orenda 10			目标靶机（从美国陆军的佩刀 MK.5 改装而来），1975-1996
	QF-86F	J79-GE-27			目标靶机（从美国海军改装大约 50 架），1981。
	QF-86H	J79-GE-3			无人靶机（改装于美国海军武器中心的 F-86H，29 架，其他来源为 31 架），1972

所有改型 F-86 佩刀出口到 30 多个国家。见表 1.2。

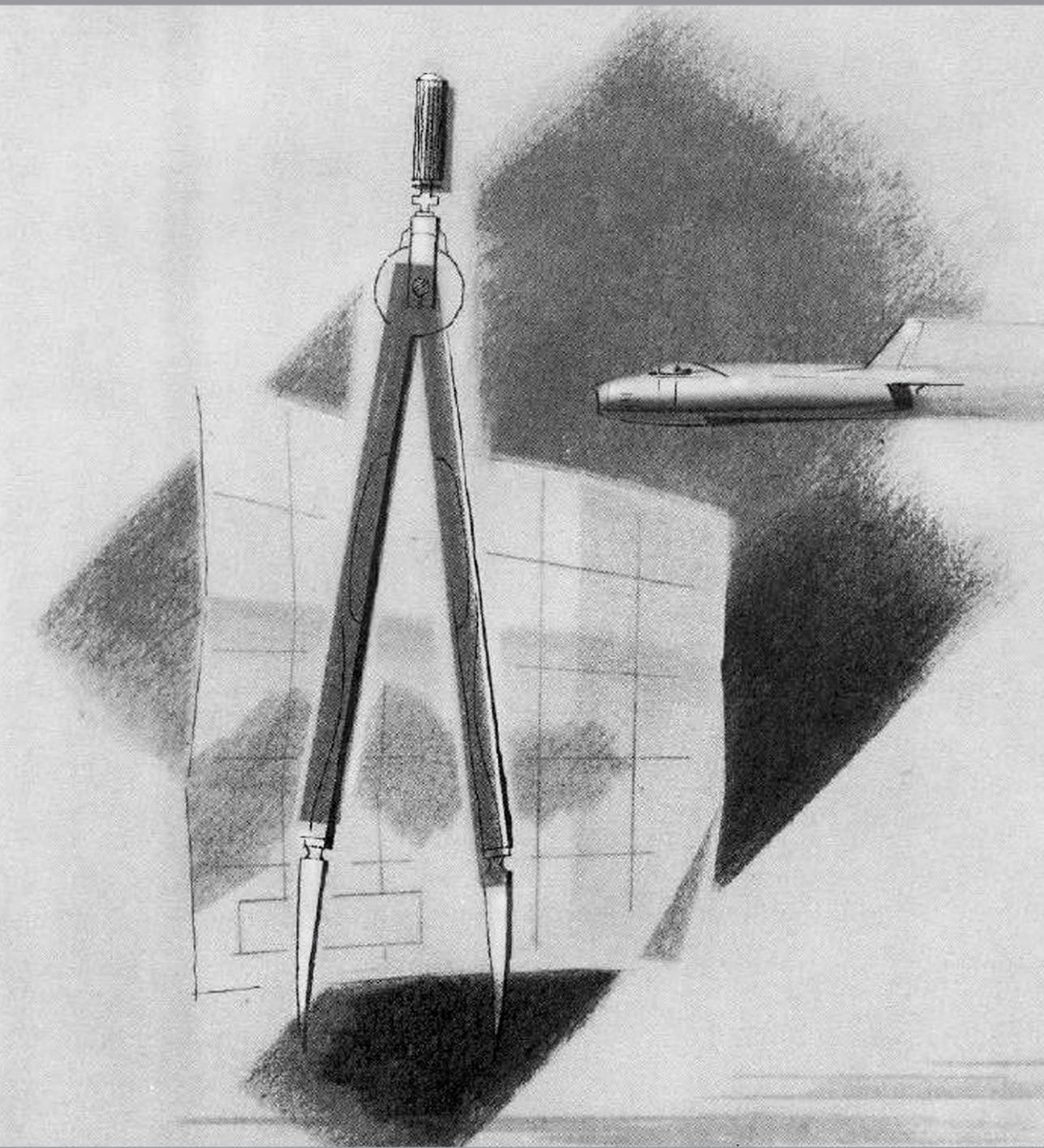
表 1.2

国家/地区	出口飞机数量
英国	3 架 CL-13 Mk 2, 在 1952-53, 428 架 CL-13 Mk 4 (佩刀 F.4)
土耳其	在 1954-58, 102 架 CL-13 Mk 2, 在 1958, 12 架 F-86F, 50 架 F-86D, 40 架 F-86K
台湾	在 1954-56, ~160 架 F-86F-1-NA/F-30-NA, 在 1958, 320 架 F-86F, 在 1958, 7 架 RF-86F, 18 架 F-86D
希腊	在 1954, 100-110 架 CL-13 Mk 2, 在 1958, 50 F-86D
南非共和国	在 1950s, 22 架 F-86F-40, 在 1954-56, 34 架 CL-13 佩刀 Mk 6
比利时	在 1955, 5 架 F-86F
荷兰	在 1955-56, 63 架 F-86K (有 6 架在意大利组装)
挪威	在 1955-56, 64 架 F-86K, 在 1957-58, 115 架 F-86F
西班牙	在 1955-58, 270 架 F-86F-20/25/30 (升级为 F-86F-40)

国家/地区	出口飞机数量
意大利	63 架 (其他来源为 120 架) F-86K, 179 架来自英国的 佩刀 F.4 – F-86E(M)
比利时	在 1955, 5 架 F-86F-25
日本	在 1955-57, 180 架 F-86F, 在 1958-62, 122 架 F-86D-25/30/35
韩国	在 1955-58, 102 架 F-86F, 在 1958, 10 架 RF-86F, 40 架 F-86D
秘鲁	在 1955, 26 架 F-86F-25
委内瑞拉	在 1955-60, 30 架 F-86F 和 74 架 F-86K (在意大利组装), 51 架 F-86K 来自德国
法国	在 1956-57, 62 架 F-86K (在意大利组装)
巴基斯坦	在 1956-58, 102 架 F-86F-35/40 (其他来源报告 1954 年开始出口), 在 1966, 90 架 CL-13 佩刀 Mk 6 (通过意大利来自德国)
哥伦比亚	在 1956, 6 架 SL-13B Mk 6, 2 架 F-86F 来自西班牙, 1 架 F-86F 来自美国
德国	在 1957, 75 架 CL-13A 佩刀 Mk 5, 在 1959, 255 架 CL-13B 佩刀 Mk 6, 在 1957-58, 88 架在意大利组装的 F-86K
菲律宾	40 架来自罗马尼亚空军的 F-86F-25/30/35 在 1957-58, 20 架 F-86D 在 1958
丹麦	在 1958-60, 58 架 F-86D
葡萄牙	在 1958, 50 架 F-86F, 15 架来自德国的 CL-13B Mk 6, 在 1968-69, 若干来自挪威的机体
沙特阿拉伯	在 1958, 16 架 F-86F, 在 1966, 3 架来自挪威
伊拉克	在 1958, 5 架 F-86F (后来交付给巴基斯坦)
伊朗	F-86F
埃塞俄比亚	在 1960, 14 架 (其他来源为 25 架) F-86F
南斯拉夫	在 1961, 130 架 F-86D; 121 架来自英国的佩刀 F.4 – F-86E(M)
阿根廷	在 1961, 28 架 F-86F 在 1961
泰国	在 1961-62, 40 架 F-86F, F-86L
突尼斯	在 1969, 15 架 F-86F
洪都拉斯	8 架来自南斯拉夫的 CL-13 Mk 2, 14 架 F-86F, 在 1969, 5 架来自委内瑞拉的 F-86K



国家/地区	出口飞机数量
马来西亚	在 1969, 18 架 CA-27
孟加拉国	在 1971, 5 架来自韩国的 SL-13 佩刀 Mk 6
缅甸	在 1970s, 12 架来自巴基斯坦的 CL-13 Mk 6
玻利维亚	在 1973, 10 架来自委内瑞拉的 F-86A
印度尼西亚	18 架 CA-27 在 1973, 在 1975, 5 架来自马来西亚的 CA-27



2

任务概述 和主要规格

2. 任务概述和主要规格

2.1. 任务概述

该机的主要用途是夺取昼间空中优势。同时它也可用作对地攻击用途。

2.2. 主要规格

F-86F 佩刀是一款全金属，单座，高性能的昼间战斗机，由轴流式涡轮喷气发动机提供动力。该版本的佩刀拥有所有 F-86 系列飞机的典型配置，包括令人熟知的后掠机翼和后掠尾翼。该机配备了传统的可完全收起的三点式起落架，并配有开缝式襟翼和安装在机身的减速板。为了在整个飞机速度包线内保持理想的操纵特性，副翼和水平尾翼由不可逆的液压控制系统驱动。操作不可逆控制需要有人感系统以模拟所需的空气动力学反馈，除此之外还有能提供合适的杆力的优点。此外，升降舵和平尾相互连接且做为一个控制单元，将整个水平尾翼组件视作一个有效的主要控制面。

2.2.1. 规格表

表 2.1

特性	单位	数值
A. 正常组员	每架	1
B. 操作特性		
(1) 最大允许起飞重量	lbs / kg	20.611 / 9.348
(2) 空重	lbs / kg	11.125 / 5.046
(3) 有效载重(加 230 lbs 的飞行员)	lbs / kg	6.607 / 2.996
(4) 正常任务的最大载荷重量	lbs / kg	15.175 / 6.883
(5) 可用机内燃油容量 (JP-4, 燃油密度 0.778 kg/l)	lbs/gal // kg/l	2.826/435 // 1.282/1.647
(6) 油耗速率 (在 30000 ft 慢车, 192 节 CAS, 74% RPM, 总重 12.296-15.138 lbs)	lbs/h // kg/h	~1.150 / 522
(7) 正常巡航速度 (最大航程, 在 35000 ft, 78% RPM, 总 重 12.296-15.138 lbs)	knots / km/h	260 / 482
(8) 海平面最大速度	knots / km/h	600 / 1.111
(9) 33000ft 最大速度	knots / km/h	313 / 580
(10) 实用升限 (起飞重量 140000 磅)	ft / m	52.000 / 15.850
(11) 最大爬升速率	m/min	2835
(12) 最大航程	nm / km	1.395 / 2.584
C. 尺寸		
(1) 长度	ft-in / m	37'6" / 11.430
(2) 宽(翼展)	ft-in / m	39'1" / 11.913
(3) 到垂直安定面高度	ft-in / m	14'9" / 4.496
(4) 到座舱盖高度	ft-in / m	9'4" / 2.850
(5) 机翼后掠	deg	35
(6) 主轮距	ft-in / m	8'5" / 2.560
(7) 主前后轮距	ft-in / m	15'1" / 4.600
D. 武器		



(1) 0.5 英寸 (12.7 mm) 口径 柯尔特-勃朗宁 M3 机枪	机枪数 x 备弹	6 x 300 (每挺)
(2) M64A1 炸弹	数量 x 重量(lbs)	2 x 500
(3) HVAR 火箭弹	数量 x 型号	16 x 5-inch (16 发 2.144 lbs 的 HVARs)

2.2.2. 飞机尺寸

参见图 2.1 的 F-86F 的尺寸。

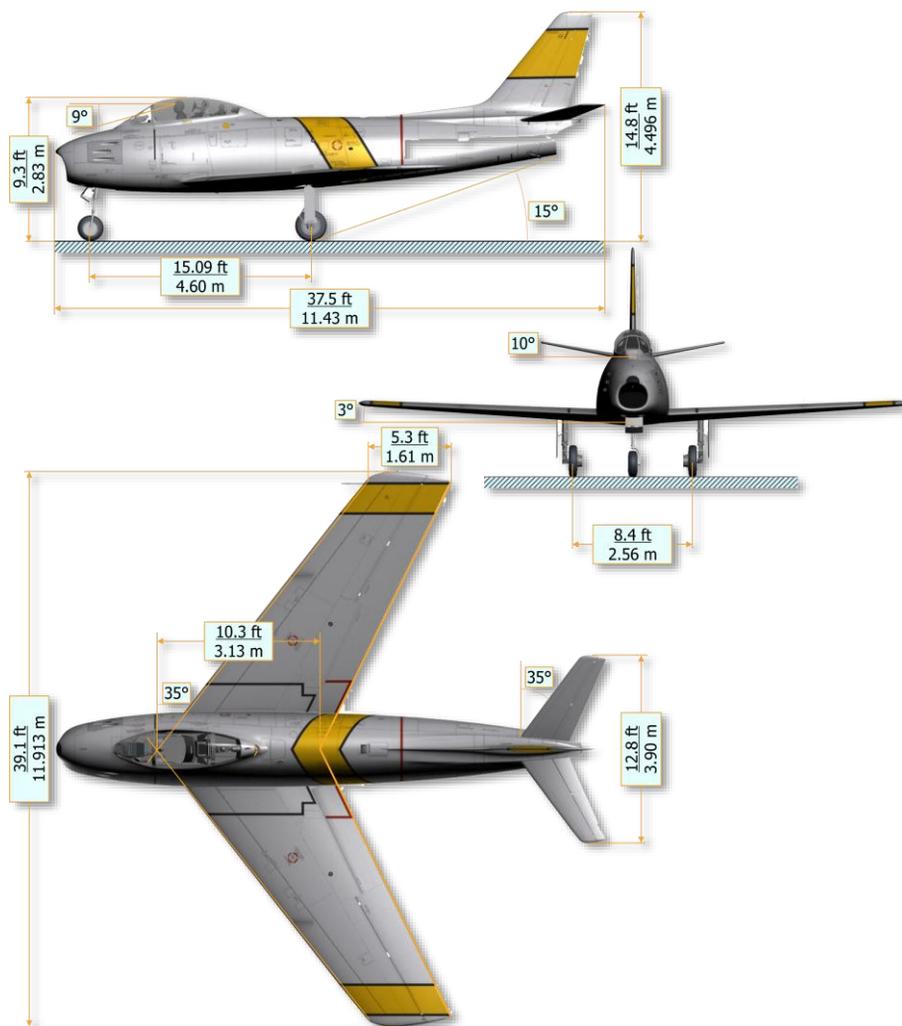
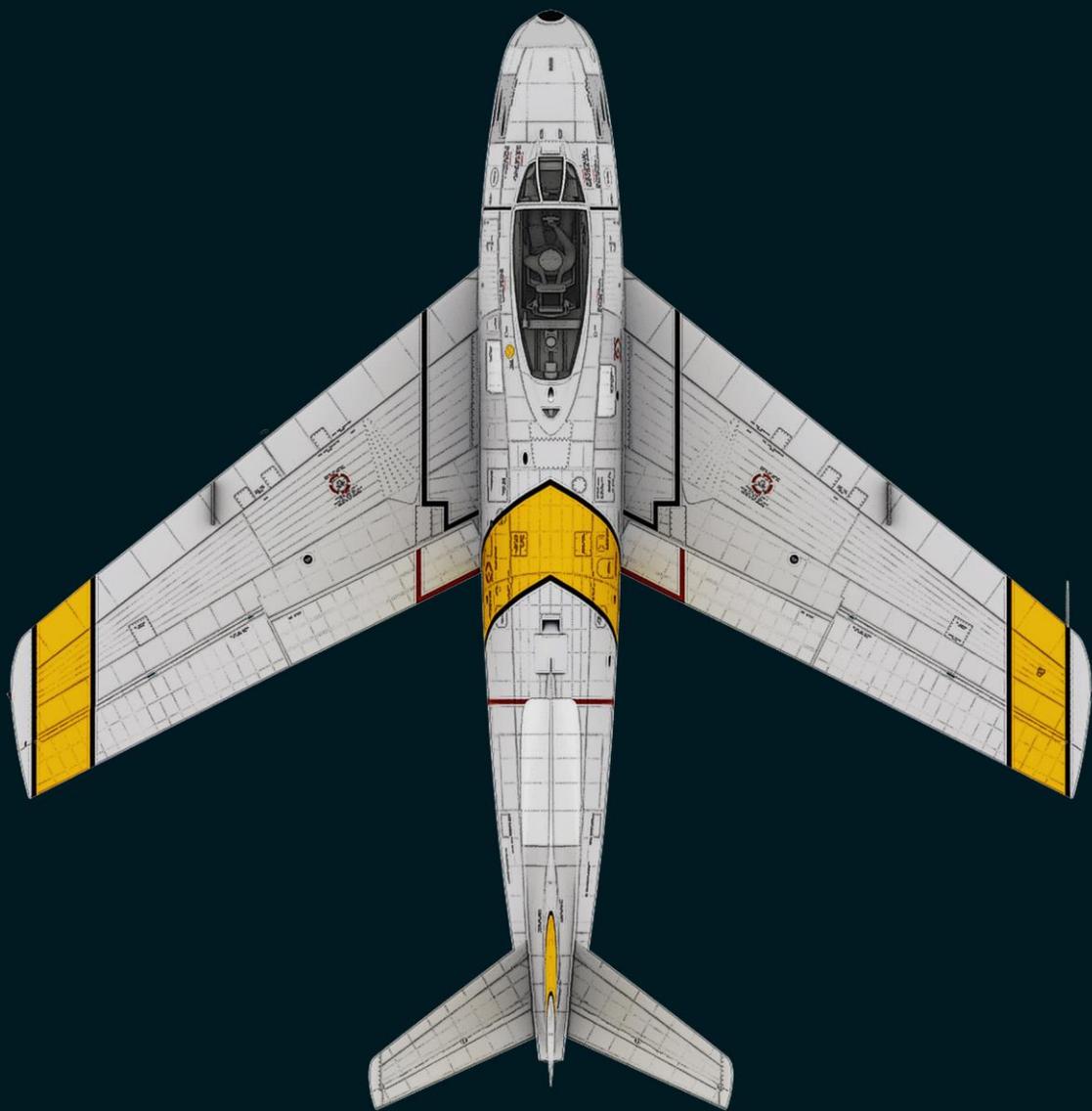


图 2.1 飞机尺寸



3

飞机
与发动机设计

3. 飞机与发动机设计

3.1. 飞机设计

F-86F 被设计为一种采用固体金属，单座单发，后掠翼的喷气式战斗机。

3.1.1. 机身

机身为半硬壳式结构，分为前后两部分。前部安置有进气道，电子设备和武器舱，加压驾驶舱，驾驶舱后面的无线电设备舱以及前后油箱。发动机在前机身上安装有耳轴承载架。进气道沿驾驶舱底弯曲。

在进气口上唇的无线电透波天线罩后面的是雷达测距仪天线（图 3. 1,12）。照相枪安装在进气口的下唇上（图 3. 1,13）。

驾驶舱前面的设备舱是电池，无线电测距仪，瞄准计算机，无线电台和氧气瓶。

在前部设备舱后面，飞机有一个由泪滴形舱盖覆盖的加压驾驶舱。开启后，舱盖后部向后滑动。保证飞机在处于距地 100 米至飞机实用升限的高度范围内，同时高于 170 公里/小时的空速下，安全地将座椅弹射离舱（目前模拟的是标准弹射座椅，允许在速度 0 公里/小时，高度 0 米下弹射）。

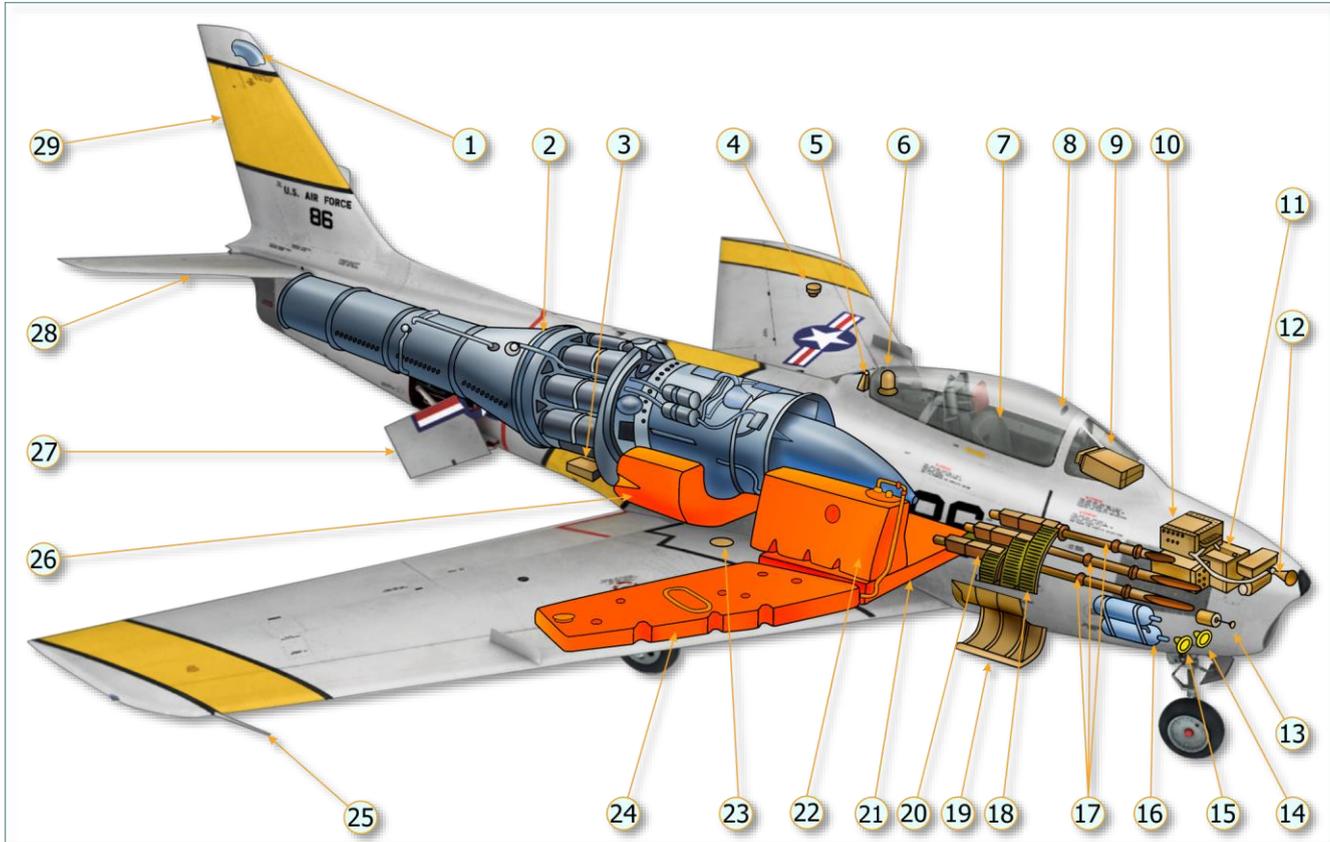


图 3. 1 F-86F 大体装配零件

1. 指令无线电天线
2. J47-GE-27 发动机
3. 后部无线电舱
4. 航向指示器发射机
5. 无线电罗盘探测天线
6. 无线电罗盘环形天线
7. 弹射座椅
8. 后视镜
9. 机枪-炸弹-火箭弹瞄准具
10. 雷达测距设备
11. 电池
12. 雷达天线
13. 照相枪
14. 收放式着陆和滑行灯
15. 收放式着陆灯
16. 氧气瓶
17. 枪管
18. 弹药舱
19. 弹药舱检查门
20. 机枪舱
21. 前部机身油箱 (下部筒式油箱)
22. 前部机身油箱 (上部筒式油箱)
23. 识别雷达天线
24. 外侧机翼油箱
25. 皮托管头
26. 后部机身油箱
27. 减速板
28. 可控水平尾翼(升降舵和可控安定面)
29. 垂直安定面

在飞行员座椅后面，有一个无线电罗盘环形天线和一个无线电设备舱。驾驶员座椅下方是有上、下筒式的前机身燃油箱。这些隔舱的总容积为 **1,647** 升。驾驶舱左侧和右侧是由可快速拆卸面板覆盖的武器舱室。

后机身由垂直尾翼和水平安定面，发动机延长管，左右减速板和从尾部左侧伸出的燃油系统排放管路组成。

3.1.2. 机翼

该飞机有一个双梁后掠翼，前缘后掠角为 35° 。机翼的根部相对厚度为 11%，翼尖的相对厚度为 10%。

在翼型中部，翼梁之间的空间有一个翼盒油箱。在外侧半翼展的后缘是副翼（图 3.2），在内侧半翼展的后缘是襟翼。



图 3.2 副翼

可在机翼下表面安装挂架，可以携带油箱或各种直径的炸弹。另外，位于右机翼的突出物是皮托管。

3.1.3. 襟翼

襟翼安装在每个内侧半翼展的后缘上（图 3.3）

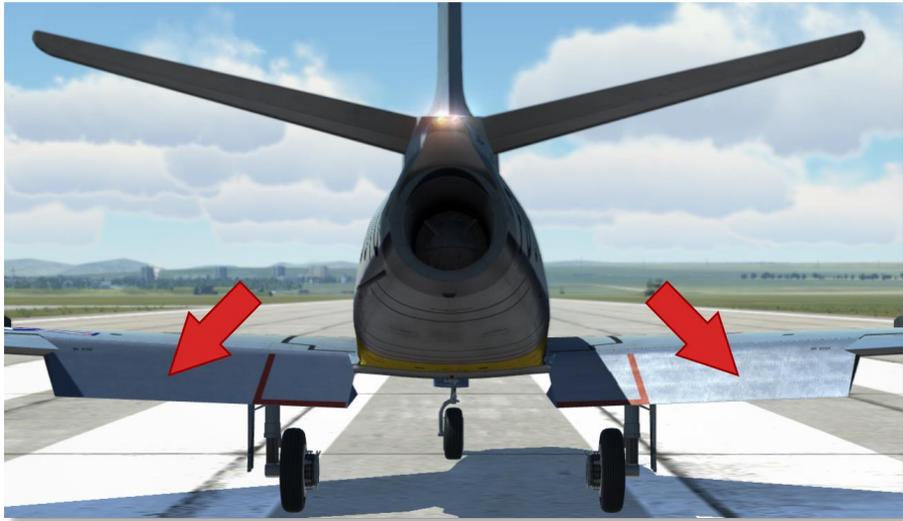
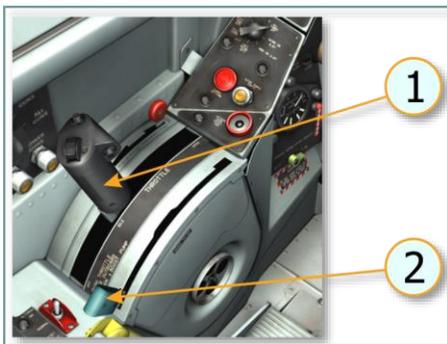


图 3.3 襟翼

襟翼用机翼襟翼杆控制，位于驾驶舱左控制基座上，在发动机节流阀的右侧。



1. 发动机节流阀
2. 机翼襟翼驾驶杆 [F]

襟翼系统由主要总线提供的电力控制。

每个襟翼由独立的电路和单独的电动机致动。襟翼是机械互连的。这确保在单个电路故障或单个电动机故障的情况下，完好一侧的襟翼能驱动另一侧襟翼。这样也可防止襟翼的不同步伸出和缩回。

机翼襟翼杆分别处于相应的到底位置—向前到底或向后到底，对应于襟翼的伸出或缩回。

通过将杆置于中间位置（伸出[Shift + F]，缩回[Ctrl + F]），可部分伸出（缩回）襟翼。通过按下并保持相应的按键组合，襟翼伸出或缩回。一旦释放按键，襟翼动作就会停止。

提示。驾驶舱内没有襟翼位置指示器。

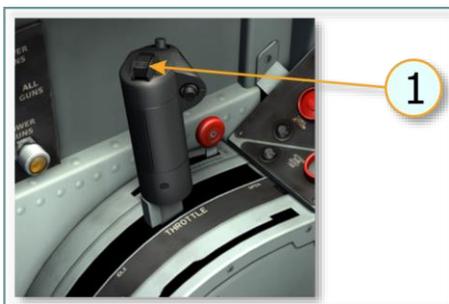
3.1.4. 减速板

后机身每侧安装一个减速板，安装高度低于水平尾翼（图 3.4）。



图 3.4 展开的减速板

减速板由飞机的液压系统操作，并由驾驶舱中发动机节流阀上的减速板开关控制。该开关有三个固定位置：IN（缩回）—HOLD（保持在当前位置）—OUT（展开）。



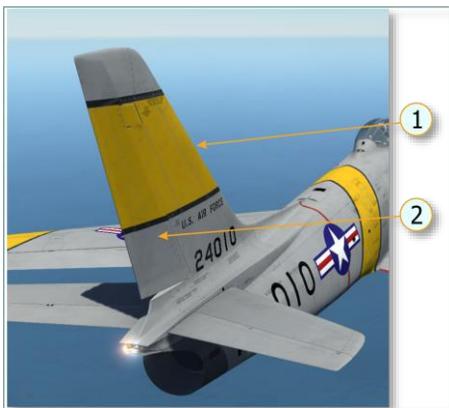
1. 减速板开关 [B]

减速板完全展开需要约 2 秒，而完全收起需要约 2.5 秒。在减速器展开/收起期间，可以通过将控制开关置于 HOLD 位置使其固定在中间位置。

3.1.5. 尾翼

尾翼部分为后掠，单垂尾。

垂直尾翼由垂直安定面和方向舵组成。

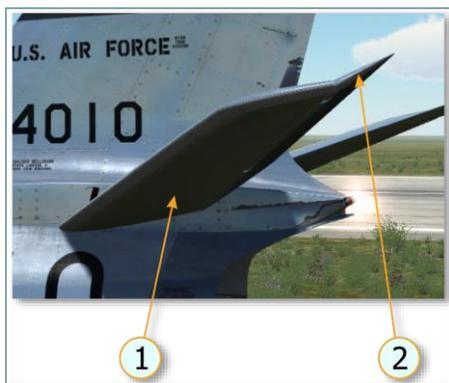


1. 垂直安定面
2. 方向舵 [Z], [X]

图 3.6 垂尾

方向舵是飞机控制系统的一个组成部分，包含一个配平调整片。

水平尾翼由两个安定面组成，每个安定面包含一个升降舵（飞机控制系统的另一个元件）



1. 水平安定面
2. 升降舵[↓], [↑]

图 3.7 水平安定面

安定面的偏转范围为 $+6^{\circ}$ 至 -10° 。对于尾翼上的所有控制面，操作刚性控制。

3.1.6. 起落架

起落架是三点式结构，前起落架连接到第一承载框架。在滑行期间，前轮由转向机构[S]转动。



前起落架向后收起至机身下部的前起落架舱中。当起落架收起时，前起落架转动 90 度，使得收回的机轮水平（在飞行方向上）。主起落架安置在机翼。收起主起落架使其移动到机翼中部的隔舱内。通过液压致动器完成收起和伸出。应急释放可以通过 [通用液压系统](#) 中的剩余液压完成。机轮制动器为液压蹄块式。

3.1.7. 座舱盖

概述

整体滑动式座舱盖可从驾驶舱内或飞机外部进行控制（外部控制功能目前尚未在模拟中实现）。当辅助总线通电时，座舱盖致动器由主要总线供电。如果辅助总线电源不可用，则致动器电路转到电池总线，这样无论电池启动器开关的位置如何，座舱盖都可操作。在地面时，不管是驾驶舱内还是舱外都能手动操作座舱盖。在飞行过程中，座舱盖的应急释放是通过直接向后发射座舱盖的拆卸器完成的。如果座舱盖不能抛离，座椅可穿过座舱盖进行弹射。

座舱盖密封

密封件充气的压力由来自发动机压气机部分的引气提供(见 [5.8](#))，该密封件将座舱盖密封在密闭位置，并且由压力调节器自动控制。只要座舱盖完全关闭且发动机运转，密封件就会充气。当座舱盖开关被操作时，密封件自动放气以允许座舱盖移动；在座舱盖弹射前，密封也会自动放气。

提示：如果在飞行过程中驾驶舱开关移至关闭状态，则座舱盖密封会放气。在高空的这种行为会导致驾驶舱失压。但是当开关被释放时，密封件充气且驾驶舱再次加压。

座舱盖控制

座舱盖开关。通过左前方控制台上的一个带保护的三位拨动开关，可从驾驶舱内控制座舱盖，图 3.8:



图 3.8 座舱盖开关

为了关闭座舱盖，开关必须保持在弹力保持的 CLOSE（向前）位置（**[LCtrl + C]**或右键该开关），图 3.9。



图 3.9 关闭的（左）和开启的（右）座舱盖

移动开关到 OPEN 将会打开座舱盖。当座舱盖移动到完全开启位置时，自动切断座舱盖致动器的电源。当开关处于中间的 OFF 位置时，不管是完全开启、部分开启还是关闭，座舱盖被锁定。

座舱盖外部控制按钮。外部座舱盖操作由机身两侧的两个弹簧按钮提供，在风挡前端连线下大约 2 英尺处。一个按钮被标记为 **OPEN**，另一个按钮为 **CLOSE**。按下任一按钮进行相应的座舱盖操作（未模拟）。

座舱盖把手。位于中心基座底部（在应急控制面板上）的座舱盖分离手柄仅用于地面应急操作，图 3.10。

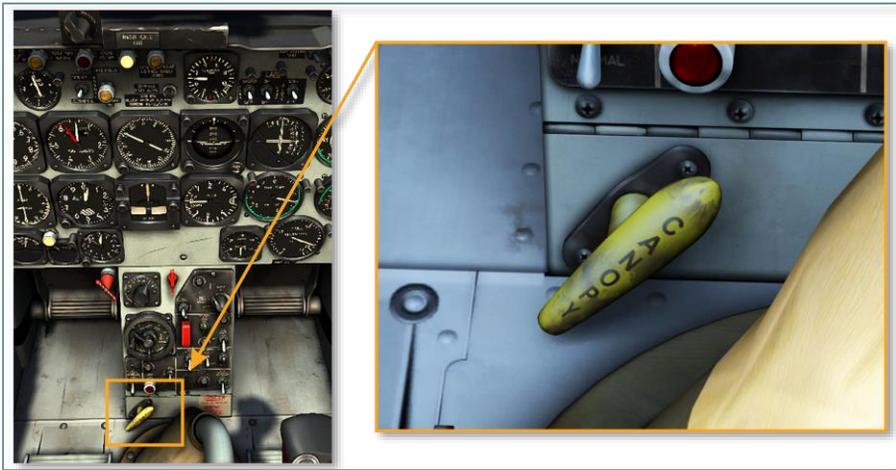


图 3.10 座舱盖分离把手

完全拉出分离手柄（大约 2 英寸）**[RAIt + C]**使座舱盖与传动轴机械脱离，从而可以手动移动座舱盖。当手柄被释放时，仅通过释放位于座椅后方（未模拟）的锁定机构就可以重新连接座舱盖。座舱盖分离手柄不会触发座舱盖拆卸器。

释放此手柄时，座舱盖开关不起作用。

座舱盖手动操作手柄（未模拟）。位于座舱盖前段右侧舱盖内的座舱盖手动操作手柄，其用于在地面不能电动开启下拉开座舱盖，或仅在飞行中为抛离座舱盖，而必须先脱离座舱盖，图 3.11。

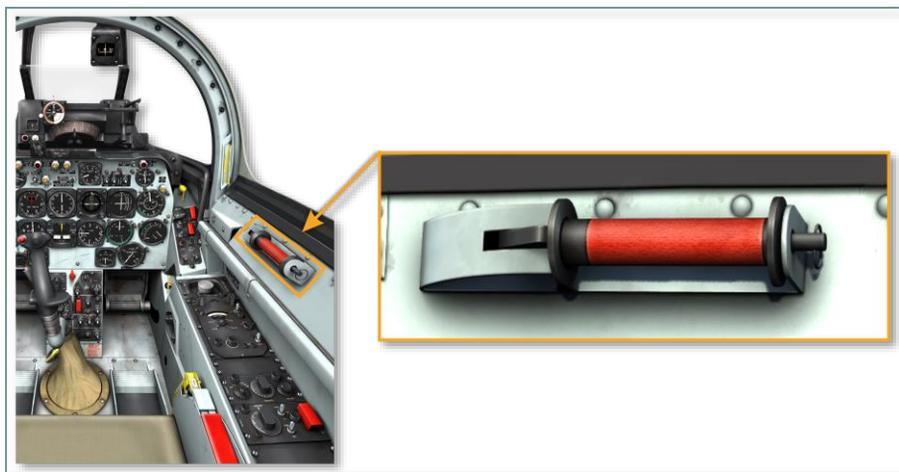


图 3.11 座舱盖手动操作手柄

*座舱盖应急抛离释放。*当任一把手被拉满 **[LCtrl + E + E + E]** 以准备座椅弹射时，座舱盖拆卸器会被激活以直接向后抛离座舱盖进行应急弹射（可以在任何空速或飞机姿态下抛弃座舱盖）。抬起任一把手都会在座舱盖启动器中激发一个装药筒。产生的气体在激发器中移动活塞。运动的激发器活塞解除座舱盖拆卸器的激发销，以使拆卸器激活。

*座舱盖备用应急抛离手柄。*座舱盖备用应急抛离手柄 **[LCtrl + LShift + C]** 允许在解除弹射座椅保险的情况下将座舱盖抛弃（例如，在应急着陆后），图 3.12。



图 3.12 座舱盖备用应急抛弃手柄

标有“ALT CANOPY JET”的手柄位于仪表板的右侧。当此手柄被拉到其完全伸出位置（大约 2 英寸）时，机械连杆拉掉座舱盖启动器的激发销。这会启动激波器，且激活座舱盖拆卸器。

提示。该手柄提供移除座舱盖的一种替代方式，其设计用于在需要抛弃座舱盖而不用解除座椅弹射器保险时的操作。当打算从飞机上弹射脱离时，不应该用它来代替座椅把手程序。

3.2. 发动机和相关系统

3.2.1. 总体设计和布局

该机的动力装置包括静态推力为 2,680kgf（6,000 磅）的通用电气 J47-GE-27 喷气发动机，和以下支持系统：燃油自动化系统，燃油系统，滑油系统和防火系统。

飞机前部有进气口。空气通过其吸入，穿过驾驶舱下方的进气道到达发动机。在这里空气被引至 12 级轴流压气机，在那里它被分成 12 级压缩。压缩空气与燃油喷雾混合，进入环管燃烧室。

当发动机启动并运转时，混合物持续燃烧。来自燃烧室的高温气体通过单级涡轮进入使其膨胀的尾喷管。在尾喷管中，热气体被加速并形成射流（喷气推力）。

涡轮利用穿过它的高温气体的能量进行旋转，并将旋转机械传导至压气机和发动机系统部件。驾驶舱和油箱由特殊的防护墙与发动机舱隔开。发动机隔舱本身由防火墙隔开。包括压气机和发动机系统部件的前部相对较冷。后部容纳燃烧室，涡轮和尾喷管。

发动机性能特性见表 3.1。

表 3.1

J47-GE-27 发动机特性	
最大推力, 磅-力, 千牛顿, 千克力	5,970 lbf, 26.56 kN, 在 7,950 RPM 下 2,708 kp
压气机	12 级轴流压气机
涡轮	单级轴流
具体油耗 lb/lbf/hr	1.014
空气流速, lb/s kg/s	92 / 42
压气机总增压比	5.35
最大外壳温度, K	1,170
长度, inch/mm	145 / 3,700
直径, inch/mm	36.75 / 933
自重, lbs/kg	2,554 / 1,158
操作寿命, h	200

3.2.2. 发动机略图

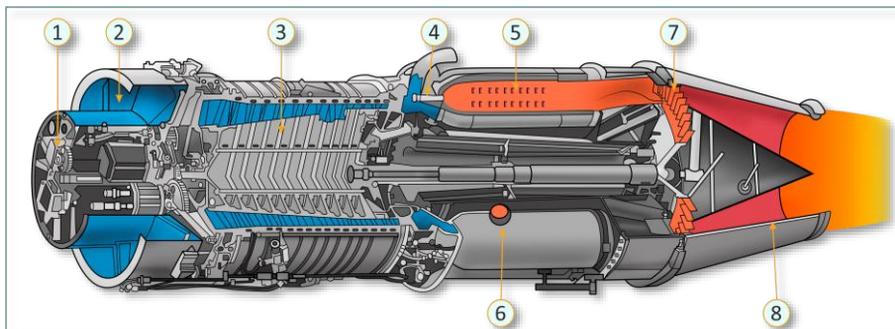


图 3.13 J47-GE-27 发动机略图

- | | |
|---------|---------|
| 1. 变速箱 | 5. 燃烧室 |
| 2. 空气流道 | 6. 点火系统 |
| 3. 压气机 | 7. 涡轮 |
| 4. 燃油喷嘴 | 8. 尾喷管 |

3.2.3. 发动机燃油自动化系统

发动机燃油流量由燃油控制系统（燃油自动化系统）控制，该系统由主燃油系统和应急燃油系统组成。如果主系统发生故障，应急系统会保持所需的燃油流量。总体略图如图 3.14 所示。（补齐说明）

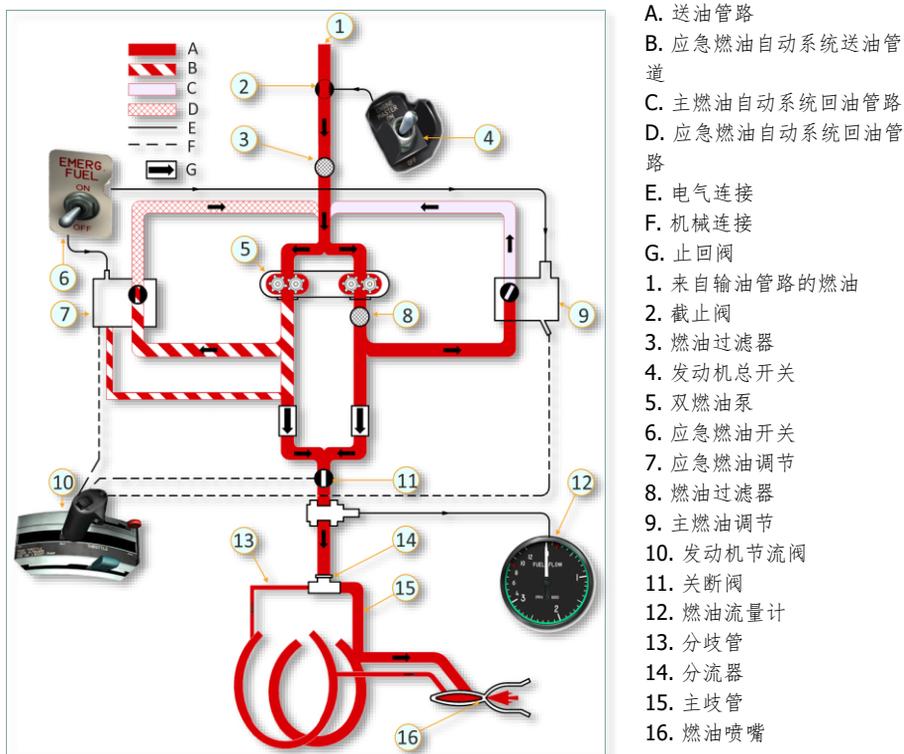


图 3.14 发动机燃油自动化系统

3.2.4. 主燃油自动化系统

主燃油自动化系统的目的是确保处于地面滑行和飞行中的发动机性能稳定（图 3.14）。燃油自动化系统的主要组件是燃油泵，数字燃油调节器和燃油控制阀。燃油泵由发动机变速箱（发动机转子）机械传动供能。

燃油泵的效率仅取决于发动机转速。进入发动机的燃油量由燃油调节器控制，燃油调节器与发动机节流阀机械相连。它根据发动机节流阀的位置控制流入发动机的燃油，特定位置对应于某个发动机转速。在飞行条件（高度和空速）发生变化的情况下，燃油调节器还可以保持由节流阀输入决定的发动机转速。燃

油不会自己通过调节器。燃油流量的变化由燃油调节器致动的燃油控制阀完成。

燃油控制阀将部分燃油引导至发动机并通过回油管路再将部分燃油返回燃油泵。燃油自动化系统在发动机转速 30%至 100%的范围内进行控制。

慢车转速（RPM）确保在尽可能低的转速（RPM）下，燃烧室连续稳定地燃烧。随着海拔高度的增加，大空中氧含量降低，因此发动机需要更多的空气才能获得稳定的性能。发动机自动化系统随着高度的增加而提升慢车转速（RPM）（图 3.15）。

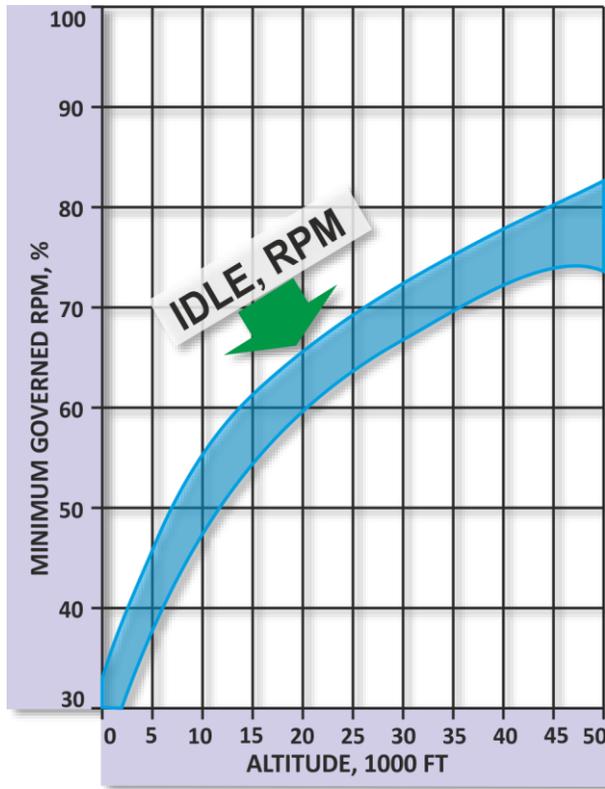


图 3.15. 慢车转速（RPM）与飞行高度

注意。当飞行高度低于 3,000 米 (10,000 英尺)，外部空气温度低于 10°C (50°F)，转速低于 70% 且发动机由主燃油自动化系统控制时，突然前推发动机节流阀可能导致压气机故障，且会发动机停车。

3.2.5. 应急燃油自动化系统

应急燃油自动化系统 (图 3.14) 由燃油泵和由发动机燃油供应控制阀的应急燃油调节器组成。在主燃油自动化系统的正常操作期间，应急燃油自动化系统关闭且燃油供应控制阀关闭。如果主燃油自动化系统发生故障并且应急燃油开关接通，则应急燃油系统阀门接收到开启信号，主燃油自动化系统阀门关闭，主系统完全关断。

主燃油自动化系统故障表现为节流阀手柄位置与发动机转速之间断开关联，即如果节流阀手柄的移动不能改变 (增加或减少) 发动机转速，则主燃油自动化系统存在故障。

应急燃油调节器在高度变化的情况下保持目标转速 (RPM)，但不考虑空速的变化。

提示。应急燃油调节器在 (这里没有写明从多少到多少) ~38°C (100°F) 的温度中将发动机转速保持在 30%-99% 的范围内。在温度降低的情况下，转速 (RPM) 上限也会降低。

燃油压力控制器

它位于发动机输油部分前端，由主歧管和分歧管组成。控制器自动调节燃油压力，以确保发动机的稳定性能。在发动机启动和低油耗时，操作小歧管。随着燃油压力的增加超过 50 PSI，两个歧管都被接入。

3.2.6. 发动机滑油系统

自动保持滑油系统中的油压和摩擦接触部件的滑油供应，其不需要手动控制。在机身的右下部，有一个 13.5 升 (3.5 加仑) 的油箱。来自油箱中滑油被输送至油泵，并从那里输送到所有需要润滑的发动机部件。滑油也供应给主燃油控制器。废油通过分离器，将金属细屑和空气与油分离。为防止滑油过热，系统有一个当油温过高就会打开的滑油冷却器。为了监控油压，驾驶舱内仪表板上



有一个油压表，显示发动机滑油压力，单位为磅/平方英寸（PSI）。仪表和指示器由三相交流电供电。

3.2.7. 发动机控制

驾驶舱有以下发动机控制：燃油关断阀，发动机主开关（燃油自动化系统的主开关），发动机节流阀和发动机监控仪表（转速表和 EGT 表）。

燃油关断阀

燃油关断阀安装在主燃油自动化系统和应急燃油自动化系统下游的燃油供应系统中。当发动机节流阀在 OFF 位置之前，阀门打开到相应的程度并对燃油进行配量。随着发动机节流阀继续向前移动并到达慢车位置，燃油阀完全打开，燃油自动化系统控制发动机的燃油供应。因此，为了完全关断发动机的燃油供应，必须将节流阀向后移动[End]。

发动机主开关



发动机主开关（燃油自动化系统主开关）在右前面板上部的位

置。发动机主开关是一个双位开关。在 ON 位置，它为打开燃油供应系统的截止阀提供电力，并为发动机点火和启动系统供电。只要节流阀 OFF，燃油关断阀就会关闭（无论开关的位置如何），且燃油泵断开。

发动机节流阀

发动机产生的推力取决于由发动机节流阀位置确定的转速（RPM）。有关作为驾驶舱对象的发动机节流阀的描述，请参见 [4.1.2](#)。



发动机节流阀机械连接到燃油关断阀和主燃油控制器与紧急燃油控制器([3.2.3](#))。当主开关接通时，向发动机启动系统和燃油关断阀供电。然后，当节流阀从 OFF 变为 IDLE 时，燃油关断阀打开。燃油供应给发动机启动系统和发动机本身（点火系统在转速（RPM）达到约 23%时自动关闭）。当发动机运行时，节流阀位置确定目标转速（RPM）。

以下控件位于节流阀上：麦克风按钮，用于瞄准手动测距的旋转手柄，减速板开关，瞄准电气锁定按钮（[图 4.4](#)）。

发动机监控仪表

转速表。转速表 ([4.2.17](#)) 位于仪表板上，表示发动机转速占最大标称涡轮转速的百分比（100%对应 7950 转/分）。关注发动机转速和 EGT 温度可以使您不会超过发动机限制。转速表从位于发动机转子轴上的发电机接收电力，其独立于飞机电气系统之外。



EGT 表。EGT 表 ([4.2.18](#)) 位于仪表板上，显示发动机排出的废气温度，单位为摄氏度。读数取自安装在涡轮后面的发动机高温气体路径上的热电偶传感器。该表是一个自主单元，不需要任何外部电源。





4

驾驶舱

4. 驾驶舱

驾驶舱（图 4.1）容纳有飞机与发动机的控制装置，仪表盘，武器控制面板，射击瞄准具，左侧面板（带有仪表和设备）和右侧面板（带有仪表和设备）。

在本手册中，所有驾驶舱对象分组描述：飞机与发动机控制，仪表盘，左侧设备，右侧设备和单独安装的驾驶舱对象。如果对象（面板）仅是一个系统的元素，则在对应于该系统（设备）的部分中详细描述。

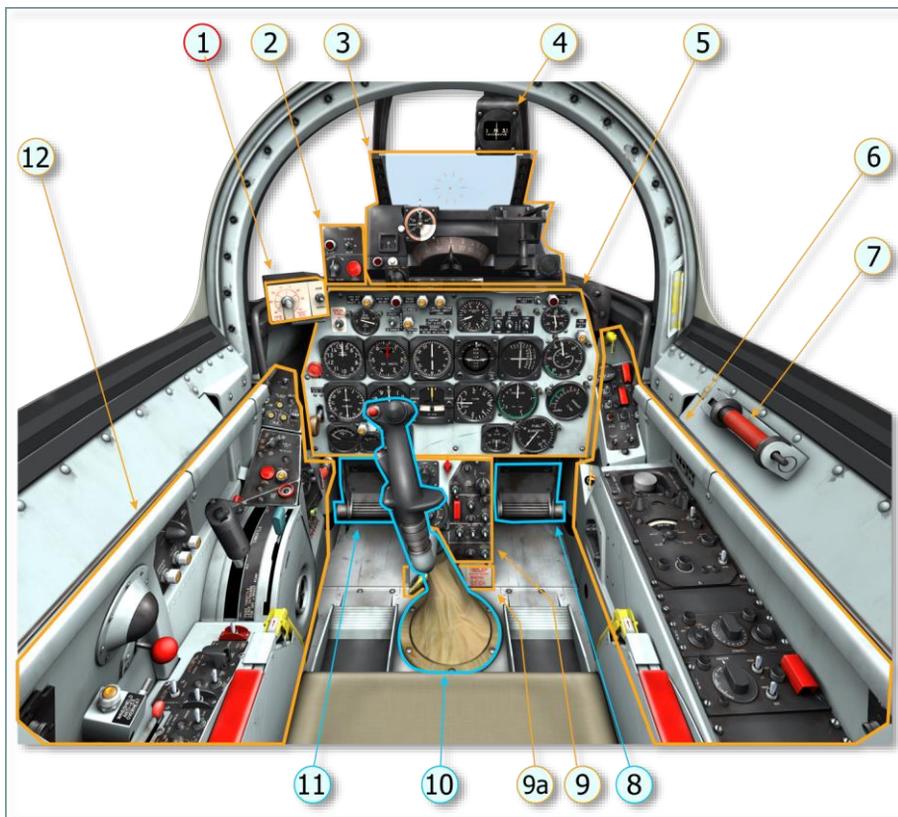
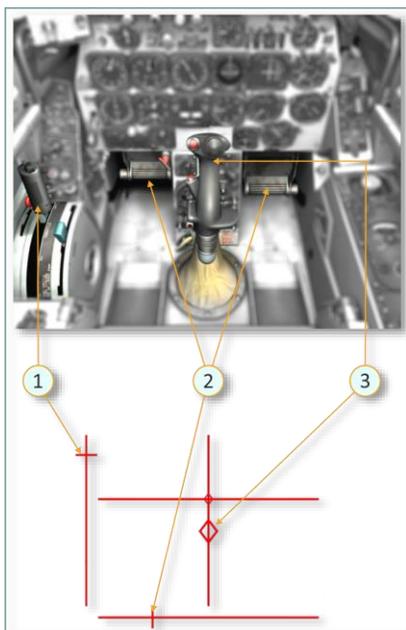


图 4.1 F-86F 驾驶舱

1. [手动中心光点控制单元](#)
(轰炸系统控制面板)
2. [导弹控制面板](#)
3. [A-4 瞄准具](#)
4. [磁罗盘](#)
5. [仪表盘](#)
6. [驾驶舱右侧](#)
7. [座舱盖手动操作手柄](#)
8. [右脚踏](#)
9. [中心基座](#)
- 9a. [应急控制面板](#)
10. [驾驶杆](#)
11. [左脚踏](#)
12. [驾驶舱左侧](#)

4.1. 飞机与发动机控制

主要的飞机控制装置是驾驶杆，发动机节流阀和脚踏（图 4.2）。



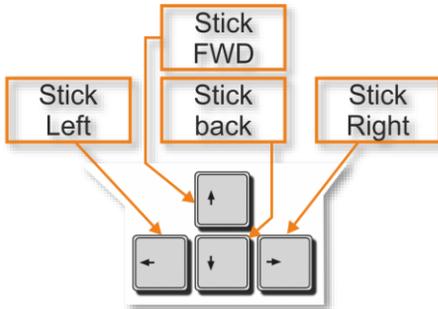
1. 发动机节流阀及位置标识
2. 脚踏及其位置标识
3. 驾驶杆和其位置标识

图 4.2. 在略图中飞机控制和它们的指示

在飞行中，可以按下键盘组合键[**R**Ctrl + Enter]打开/关闭飞机控制位置指示。指示符显示在屏幕的右下方。

4.1.1. 驾驶杆

驾驶杆用于进行转弯的横滚控制（左右移动）和爬升与下降的俯仰控制（前后移动）。



B-8A 飞行控制驾驶杆包含以下开关：

炸弹释放按钮—用于发射火箭弹和释放炸弹

两级机枪扳机—第一级用于启动照相枪，第二级用于机枪开火和发射导弹

雷达目标选择器按钮—用于选择雷达上的目标

前轮转向按钮—用于接合 NWS 系统

配平调整开关—五向拇指驱动开关，用于正常控制纵向和横向配平。

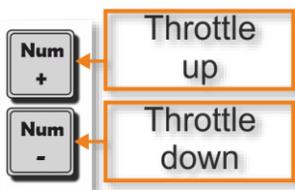


1. [炸弹-火箭弹](#)释放按钮
2. [机枪](#)和[导弹](#)扳机
3. [雷达目标选择按钮](#)
4. 前轮转向按钮[S]
5. [正常配平开关](#)

图 4.3 带按钮的飞行控制驾驶杆

4.1.2. 发动机节流阀

位于驾驶舱左侧的发动机节流阀的作用是分别控制发动机推力与空速。



以下飞机系统和武器控制元件位于节流阀上：

- 麦克风按钮—用于无线电台发送控制
- 可旋转手柄—用于瞄准的手动测距，即通过旋转手柄将目标距离手动输入瞄准具
- 减速板开关—用于减速板展开和缩回
- 瞄准具电气锁定按钮—用于电力制动瞄准具陀螺仪

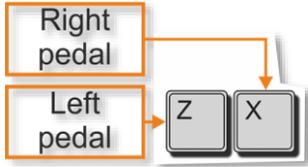


1. [麦克风按钮](#)
2. [可旋转手柄](#)
3. [减速板开关](#)
4. [瞄准具电气锁定按钮](#)

图 4.4 发动机节流阀扭杆上的控制

4.1.3. 脚蹬

脚蹬用于左右方向舵控制（偏航控制）以对抗侧滑或在不对称装载外部挂载的情况下平衡飞机。



当前轮转向机构打开时，它们在滑行时用于前轮转向（NWS）。当按下并按住驾驶杆上的前轮按钮[S]时，机构装置启用。释放按钮后，前轮进入自转向模式。

。



图 4.5 前轮转向机构

提示。要接合 NWS 系统，必须按下 NWS 按钮，并且方向舵脚蹬必须对准前轮转动的方向，即前轮必须“捕捉”方向舵脚蹬，进行同步（当以这种方式协调前轮和方向舵脚蹬时，前轮转向单元自动接合）。请注意，前轮可以处于方向舵脚蹬权限之外的位置，并且根本无法“捕捉”。如果前轮在中心两侧超过 21° ，前轮单元将不会接入。如果前轮转动超过此范围，则必须操作机轮制动器将其转入转向范围。

4.2. 仪表盘

仪表盘是驾驶舱主要构成元素之一，其向飞行员报告飞机飞行模式和飞机系统状态。它还托管一些系统的控件。



图 4. 6 F-86F-35 仪表盘

- | | |
|--|----------------------------------|
| 1. 液压表 | 15. 滑油表 |
| 2. 主仪表逆变器（三相）故障告警灯 | 16. 火警灯 |
| 3. 液压表选择开关 | 17. 转速表（涡轮转速指示器） |
| 4. 双仪表逆变器（三相）故障告警灯 | 18. 排气温度表（EGT） |
| 5. 备用接入告警灯（飞行控制备用液压系统） | 19. 燃油流量表 |
| 6. 主雷达（单相）逆变器故障告警灯 | 20. 燃油油量表 |
| | 21. 座舱盖压力高度计 |
| | 22. 垂直速度表 |
| | 23. 转弯侧滑指示器 |
| | 24. 高度表 |

7. [航向指示器（从动）](#)
8. [配平片起飞位置指示灯](#)
9. [航向指示器（从动）快速同步按钮](#)
10. [加速度计](#)
11. [地平仪](#)
12. [LABS 开关面板](#)
13. [LABS 俯冲-横滚指示器](#)
14. [火灾告警灯测试按钮](#)
25. [时钟](#)
26. [负载表](#)
27. [发电机（off）告警灯](#)
28. [电压表](#)
29. [起落架手柄](#)
30. [无线电罗盘（ADF）指示器](#)
31. [空速表（节）](#)
32. [起落架应急收起按钮](#)
33. [马赫表（马赫数指示器）](#)
34. [应急燃油开关](#)

4.2.1. 液压表



标有 HYD PRESS 的液压表位于仪表板的左上方。该仪器指示由液压仪表选择开关选择的液压系统中流体压力，以磅/平方英寸（PSI）为单位。1,000 PSI 约等于 70 kg/cm^2 。该仪表从 0 到 4,000 PSI，刻度以 100 PSI 间隔。

4.2.2. 主仪表（三相）逆变器故障警示灯



琥珀色，推入式测试型主逆变器警示灯安装在仪表板上。当主仪表（三相）逆变器发生故障时，它会由主要总线的电力点亮。当指示灯亮起时，应通过将仪表电源开关移至 **ALTERNATE (ALT)** 来选择备用三相逆变器。只要仪表电源开关处于 **ALTERNATE (ALT)** 位置，指示灯就会一直亮着。

4.2.3. 液压表选择开关



三位液压压力表选择开关位于液压表的右侧。它将液压压力表连接到三条液压管路中的一条——通用，正常或备用。当开关设置为 **UTILITY**（通用液压系统），**NORMAL**（飞行控制正常液压系统）或 **ALTERNATE**（飞行控制备用液压系统）时，相应系统的压力由压力表指示。液压指示系统由三相交流总线供电。

4.2.4. 双仪表（三相）逆变器故障告警灯



该红色告警灯指示两个三相逆变器都发生故障。如果备用三相逆变器发生故障（通过仪表电源开关选择后），两个仪表逆变器故障告警灯将亮起。位于仪表板上的灯是推入式测试型，由主要总线供电。

4.2.5. 备用接入告警灯



在液压系统操作设备切换到备用液压系统时，安装在仪表板上的琥珀色备用告警灯亮起。只要飞行控制备用液压系统运行，它就会一直亮起。通常由主要总线提供用于点亮灯具的电力。但是，如果没有可用的主要总线电力，则由电池总线的电力点亮指示灯。

4.2.6. 主雷达（单相）逆变器故障告警灯



通过点亮位于上仪表板上琥珀色主雷达逆变器故障告警灯来指示主雷达（单相）逆变器的故障。该灯为推入测试型，由主要总线供电。

提示。没有单相电源的备用源。

4.2.7. 航向指示器（从属）



位于仪表板上的 V-8 从属航向（陀螺仪）指示器是一种导航设备，可显示飞机当前的磁航向，范围为 0 到 360 度。在上图中，该装置显示出 226 度的航向。

该系统被称为“从动”系统，因为“主要”方向指示器上的指示航向是“从属于”飞机的磁航向，其由称为“磁通门”或“磁通阀”的磁传感器确定。航向指示器连接到远程定位的磁罗盘，并由磁通阀变送器自动馈送方向信号。磁通阀持续感应地球磁场，伺服机构不断校正航向指示器。

由于罗盘与地球的磁子午线是陀螺同步，因此航向指示器指示磁航向而没有波动，摆动/突然转向或北转误差。航向指示器通过左翼翼尖内侧的变送器自动指示飞机的磁航向。变送器及其相关的磁通门被远程安装在翼尖中，以最大限度地减少磁干扰。该变送器“感应”地球磁通量的南-北流动。当来自主要总线，400hz 三相交流电可用时，来自其的直流电源为航向指示器的提供电力。当电池启动器开关移至 BATTERY 并且在运行的前 3 到 4 分钟内处于快速从动周期时，陀螺仪会通电，在此期间它应与磁航向对齐。然后陀螺仪开始进入慢速从动周期。开关允许飞行员选择快速从动周期，以允许更快的磁航向矫正。

提示。在陀螺仪达到其工作速度后，应根据备用罗盘指示检查指示器，以确保指示器不显示意义不明确的 180°。如果有这种意义不明确的话，航向指示器将无法正常运行。（重力导致指针指向 180°）

指示器左下角的旋钮允许指示器航向指示旋转到预选航向。如果飞机进行超过 **85°** 爬升或俯冲，或者左/右坡度超过 **85°**，则指示器读数将不正确。当飞机处于极限坡度或横滚机动时，航向指示出现错误是陀螺仪的固有特性；然而，当飞机返回水平直飞飞行时，错误则会消失。但是，在转弯期间，额外的误差将在指示中累积。这是由离心力引起的，离心力迫使变送器磁通阀“摆动”到地球磁场的垂直分量上。误差量与转弯持续时间和次数成比例。因此，错误将在转弯，倾斜或横滚期间影响指示。在完成操纵之后可以操作快速同步按钮，以便以尽可能最快的速率校正航向指示。

4.2.8. 配平调整片起飞位置位置指示灯



仪表板上由主要总线供电的琥珀色灯指示副翼，水平尾翼和方向舵处于起飞配平位置（见图 5.1）。只要这些控制面中的任何一个被配平到其起飞位置，灯就会亮起（详见[此处](#)）。当重置相应的配平开关时，灯将熄灭。在之后任意控制面被起飞配平，它将再次亮起。

提示。只有正常配平开关才能触发灯亮，以此指示正确的起飞配平。

副翼和方向舵的起飞配平位置是中置的，同时水平尾翼的起飞配平位置被设置为抬头配置。

4.2.9. 航向指示器（从动）快速同步按钮



快速同步按钮位于仪表板上，标记为 **COMPASS FAST SLAVE**。在飞行中，通过重置陀螺仪至直立与同步位置，以快速消除传感器与陀螺单元之间的大角度偏差。在陀螺仪已经触发其机械制动的机动后，这种重新对准是非常必要的。例如，一分钟的特技飞行操作可能导致 **3-4** 度的角误差。

当释放快速同步按钮时，将触发罗盘系统的快速同步，从而缩短真航向重置的时间。也就是说，同步罗盘矫正马达将开始以 **60-90°/min** 的速率输入陀螺仪，而不是通常的 **4-5°/min** 的慢速同步速率。

在正常飞行期间，只要备用罗盘和航向指示器的读数大致相同，就应该遵循航向指示器而不是备用罗盘。如果两个指示之间存在相当大的差异，则应通过水平直飞并按下快速同步按钮来重新调整航向指示器。

航向指示器的快速同步运行可以通过仪表板上的按钮型开关或通过右前控制台上的按钮开启。两个开关均由主总线供电。按下任一按钮会瞬间断开磁罗盘系统的慢速同步运行。当按钮被释放时，快速同步运行被接入以允许更快地重置陀螺仪到飞机的磁航向。快速同步运行会接入 **2** 或 **3** 分钟，然后返回慢速同步。



注意。频繁操作快速同步按钮会损坏同步罗盘矫正马达。如按钮下方的标签所示，每次连续操作快速同步开关的间隔至少应有 **10** 分钟。

提示。在飞行期间不应操作快速同步按钮，除非能在快速同步按钮被按下后飞机可在非加速的水平直飞中保持至少三分钟。按下快速同步按钮后，计时电路将快速同步操作保持约 **2** 至 **3** 分钟。在这段时间内，飞机的任何机动都可能导致设备出错。在定时结束后，系统通常会恢复为慢速同步，且已引入的任何大量误差将保留相当长的时间。

提示。由于陀螺仪在通电后自动进入快速同步运行，因此不需要在冷启动期间手动激活快速同步运行。

4.2.10. 加速度计

位于仪表板上的伯顿 B6 三针加速度计指示正负 G 载荷，即以重力 (G) 单位表示的机身载荷。加速度计包含三个指针（一个指示和两个记录）。主指针指示现有加速度，而两个记录指针记录飞机所经历的最大正负 G 载荷。记录指针跟随主指针指向其最大行程处。然后它们保持在相应的最大行程位置，从而提供所经历的最大 G 载荷记录。要将记录指针返回到通常 (1 G, 相当于一倍重力) 位置，必须按下位于仪表环左下角标记为 PUSH TO SET 的加速度计复位旋钮。

F-86 带有一个单轴加速度计，与多轴加速度计不同，它仅表示经过纵轴（与飞行员的脊柱对齐）的加速度，从而提供法线过载（载荷系数）信息。指示值定义为飞机升力与其重量之比。

当飞机在地面上静止时，加速计读数为+1，因为地面指向向上的地面反作用力抵消了指向向下的重力，以保持飞机平衡。

当飞机处于水平直线飞行时，加速度计也读出+1，因为现在指向向上的气动升力的力抵消了向下的重力，以保持飞机平衡并防止其自由下落。

加速度计在倒转的直线水平飞行中读出-1 G。

TODO: 更新截图



- | | |
|----------------|-------------------|
| 1. 加速度计复位旋钮 | 5. 负 G-限制 |
| 2. 当前过载指针 | 6. 正 G-限制 (无外部挂载) |
| 3. 最大负 G 力记录指针 | 7. 正 G-限制 (有外部挂载) |
| 4. 最大正 G 力记录指针 | |

仪表刻度从-5 到+10 G，间隔刻度为 0.5 G。两个红色标记分别表示允许的最大正负载荷，-3 和+7 G。

当配置外部挂载时，最大允许正载荷减少到大约+ 5 G，如仪器上的红色——琥珀色标记所示。请注意，这只是粗略估计，准确的加速度限制取决于所挂载的特定外部挂载。

4.2.11. 地平仪

安装在 F-86F-35 上由陀螺控制的 J-8 地平仪可直观地显示飞机在俯仰和横滚时的飞行姿态。在 J-8 仪表中，飞机符号固定，而人造地平线移动（俯仰和横滚）。

该装置是电气操作的（三相交流电）并且有一个“OFF”指示旗，当没有供电或陀螺仪未达到速度时，该标志出现在表盘的右上方。

在 27°范围内的爬升或俯冲，由人工地平线标志相对于微型飞机的位移来指示飞机俯仰姿态。当飞机的俯仰姿态超过 27°时，人工地平线标志保持在极限位置，之后则以球体作为参考。若飞机进一步增加爬升或俯冲的角度以至接近垂直位置时，则通过球体上的刻度指示姿态。

地平仪配有俯冲角指示刻度，在操作手动中心光点控制系统时，用来指示飞机俯冲角。当飞机接近 90°俯仰时，会发生 180°的进动。这是一个受控制的进动，而不是仪器的错误。

在横滚中，飞机的姿态通过人造水平线标识相对于微缩飞机的角度设置以及通过坡度指针与边框罩上标度的关系（不可移动的坡度刻度）来显示。

可以通过操作挡板右下侧的制动旋钮来手动制动陀螺仪。通过平滑地将旋钮从仪器拉出并在达到行程极限时快速释放它来完成制动。手动制动功能允许快速陀螺直立，用于紧急起飞或用于直立陀螺仪以校正由转弯或特技飞行引起的飞行误差。对于紧急起飞，接通电源后应保持 30 秒，以使陀螺仪加速，然后立即对陀螺仪进行制动。只有当飞机处于由视觉参照真实地平线确定的直线水平飞行时，才应对陀螺仪进行直立以纠正飞行中的误差。这确保了地平仪反映飞机的真实姿态。挡板左下侧的旋钮允许调整微缩飞机以补偿纵向配平变化。



地平仪的构成元素如下图所示。



1. 俯仰调整旋钮
2. 姿态球
3. 坡度刻度
4. 飞机垂直轴标记
5. 俯仰刻度
6. 坡度指针
7. 人造水平线标识
8. 微缩飞机
9. 制动旋钮

当地平仪关闭时，仪器的上部可见部分有一个 OFF 旗：



地平仪操作

该仪器的一大特点是可移动的代表人造地平线的人造地平线标识。为了指示俯仰，该线在与飞机运动相反的方向上移动（即，如果飞机的机头向下移动，则地平线条向上移动）。人造地平线标识没有转动部件（始终与微缩飞机符号保持平行），因此飞机横滚对其没有影响。飞机和相对于地面不动的姿态球（具有陀螺仪的球体）的相对位置可用图 4.7 表示（为了说明目的进行着色）。

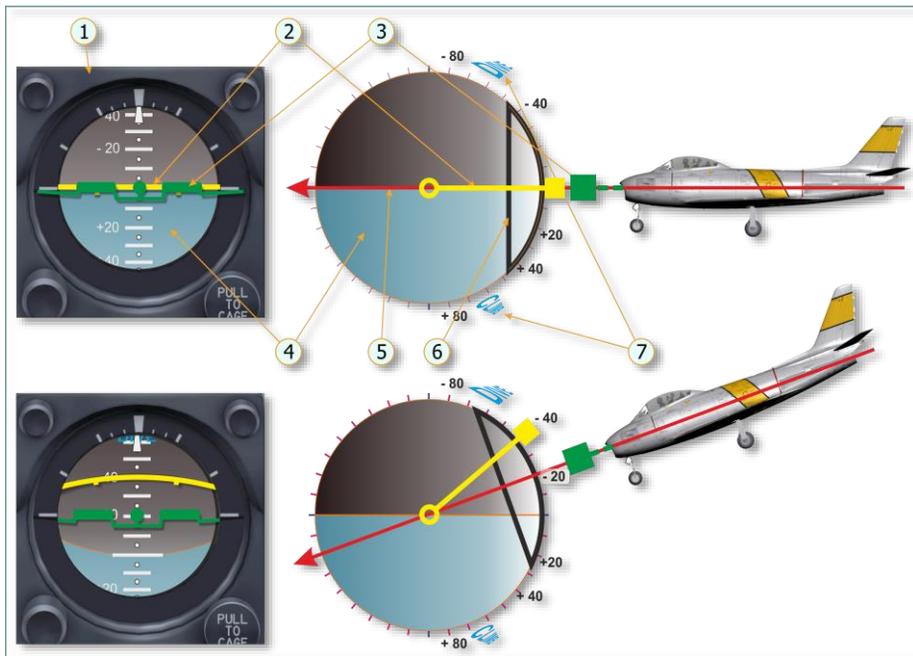


图 4.7 F-86 人工地平线操作原理

1. 仪表外壳
2. 人造水平线标识（黄）-人造地平线，相对于飞机和地面是可移动的
3. 微缩飞机（绿）-飞机符号，相对于飞机不可移动
4. 姿态球（蓝/灰）-相对于地面不可移动（即飞机围绕它旋转）
5. 飞机速度矢量
6. 对飞行员可见的姿态球的部分
7. 在球面上数字表示爬升和俯冲

人造地面线标识显示微缩飞机相对于地平线的位置。从图 4.7 中可以看出，它相对于飞机和地面沿着俯仰刻度移动。例如，当飞机处于 5° 俯冲（ -5° 俯仰）时，刻度前进至相对于机身水线的 $+5^\circ$ ，意味着相对于地面是 $+10^\circ$ 。在图的下部所示的示例中，微型飞机低于人造地平线标识，这意味着飞机正在俯冲。人造地面线标识与飞机水平面的偏差角等于俯仰角，但最大不超过 $\pm 27^\circ$ 。超出此值时，人造地面线标识不再移动以保持处于仪表的可见部分。必须记住，实际俯仰角指示在固定微缩飞机的中心点下方而不是在人造地面线标识下方。仪表要素和飞机的相对位置示例如图 4.8 所示，页面底部代表地面。

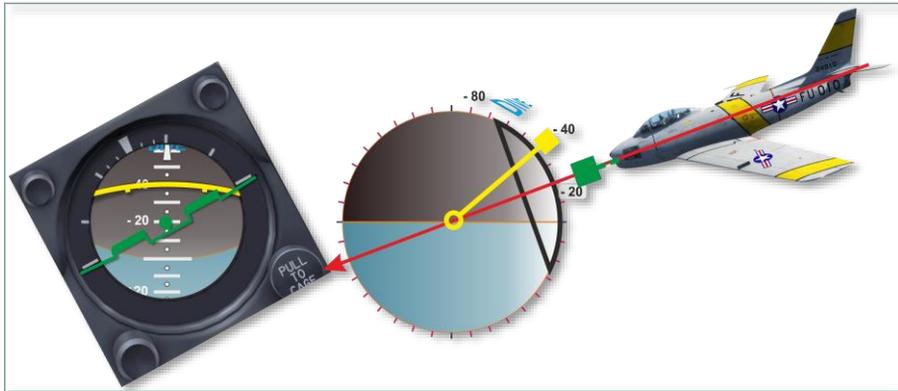


图 4.8 仪表及其元素在 20° 俯冲和 30° 左转弯中的相对位置

图 4.9 显示了上述情况的驾驶舱视图和实际仪表指示（ 20° 俯冲/ -20° 俯仰，左转弯 30° ）。



图 4.9 地平仪在 20°俯冲和左转 30°时读数

当俯仰角达到约 $\pm 90^\circ$ ，球体颠倒。人造水平线标记有两个标记。在正常的非倒飞飞行中，这些标记位于线的下方：



在倒飞中，他们处于线的上方位置：



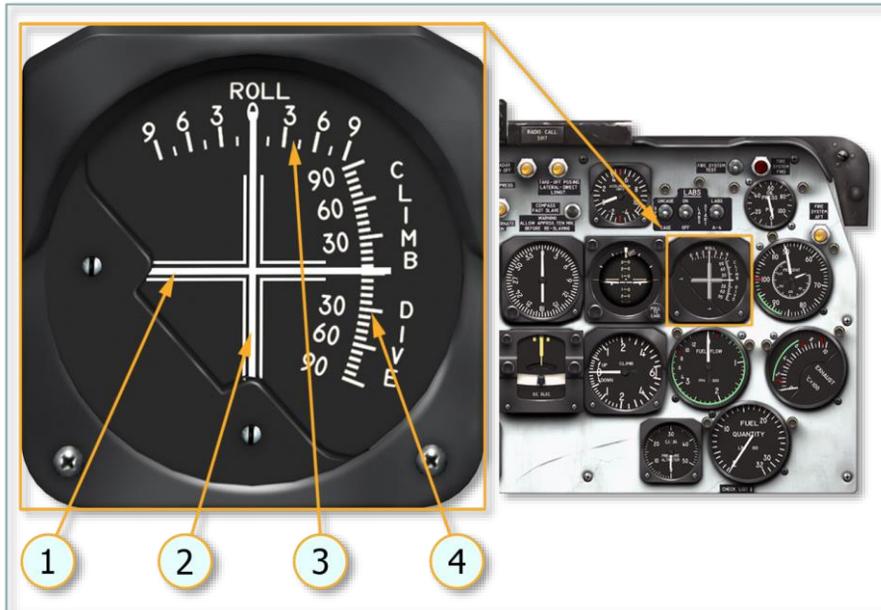
4.2.12. LABS 开关面板



LABS 开关面板用于 LABS 模式控制。详情请见 [此处](#)。

TODO: 更新截图

4.2.13. LABS 俯冲-横滚指示器



1. 俯仰偏移预置值的指示
2. 横滚偏移预置值的指示

3. 横滚偏差刻度
4. 俯仰偏差刻度

LABS 俯冲-横滚指示器是安装在 LABS 开关面板下方的仪表板上的一种双运动指针，零点为中心的指示单元，其显示 LABS 轰炸期间飞机的姿态。垂直指针表示飞机横滚姿态，而水平指针表示飞机俯仰姿态。当转换开关设置为 LABS 并且陀螺仪制动开关设置为 UNCAGE 时，俯冲和横滚指示器可操作。当制动开关设置为 CAGE 时，两个指示器指针都应指向零。

4.2.14. 火灾告警灯测试按钮



通过火情告警灯测试按钮可检查发动机段火灾探测器系统的连接和火灾警报灯的操作。为进行测试，请按住按钮 **10 秒钟**——两个灯都应在 **10 秒钟**内亮起。

请注意，此按钮仅会执行连通测试。它不测试各个检测器热电偶的正确极性接线，也不检查电阻是否正确。

在测试系统前，通过按下仪表板右侧的按压测试灯，检查火警告警灯的灯泡照明。

4.2.15. 滑油压力表



标有“OIL PRESS”的 B-20 滑油压力计位于仪表板的右上角，以磅/平方英寸（PSI）记录发动机滑油压力。

该仪器刻度从 0 到 100 PSI，间隔为 5 PSI。它在 1 PSI 时有一个红色标记，是慢车模式下的最小油压。8 到 18 PSI 的绿色标记表示 88% 发动机转速（推力）下的正常工作范围。22 PSI 时的红色标记表示在 100% 发动机转速（推力）下的最大油压。

电动测量仪接收来自三相交流电总线的电力。

TODO: 更新截图

4.2.16. 火灾告警灯



红灯表示在发动机前部检测到火灾。



琥珀色指示灯表示在发动机后部检测到火灾。

4.2.17. 转速表



位于仪表板上的转速表指示涡轮转速。它以占最大额定转速（RPM）（100% 对应于 7950 RPM）的百分比记录发动机转速。当与排气温度计的指示结合操作时，该指示允许在不超出发动机限制的情况下精确地设定发动机推力。转速计从转速计发电机接收电力，转速计发电机与发动机转子轴啮合，因此不依赖飞机的电气系统。

表盘外部的长指针表示转速高于 50%。为了在发动机启动时获得更好的读数精度，表盘内部的短针指示低于 50% 的转速（RPM）。慢车转速（RPM）在 32-34% 的范围内。

4.2.18. EGT 表



位于仪表板上的排气温度（EGT）计显示发动机排气温度（摄氏度）——衡量发动机健康状态及其当前运行模式的重要指标。仪表从安装在尾喷管前部的卡口式热电偶接收读数。温度表系统是自发电型的，因此不需要来自飞机电气系统的电力。

TODO: 更新截图

提示。仪表被旋转以将 690°C 红色径向线定位在顶部（12 点钟位置）以便能够更精确地对仪表读数，其指示最大稳定转速（RPM）/军推。

4.2.19. 燃油流量表



位于仪表板上的燃油流量计显示燃油流量，每小时千磅（PPH，或磅/小时）。其监控不同飞行模式下的适当燃油流量。

该量程从 0 到 12,000PPH，并在 0 到 3,000PPH 间，以 100PPH 间隔，其后间隔为 1000PPH。它有两个红色标记，分别为 200 PPH 和 9,000 PPH，表示最小和最大燃油流量。绿色量程在 200 到 9,000 PPH 之间表示持续的燃油流量。

流量计系统由单相交流电源操作。

4.2.20. 燃油油量表



安装在仪表板上的燃油油量表可以监控剩余燃油量。它表示由密度计型指示系统确定的总内部燃油供应量（磅），该系统由主要总线供电。它可自动补偿燃油密度变化，因此无论使用何种燃油，无论燃油膨胀或温度变化引起的收缩，油量表都会记录燃油的实际磅数。（非补偿系统虽然以磅为标准单位，但基于体积，因此无法准确显示燃油重量）。

密度计系统包含一个选择开关，可在需要时提供没有补偿的仪表指示。

仪表从 0（标记为“E”表示空）到 3,200 磅，刻度间隔为 100 磅。

提示。可抛油箱没有单独的燃油量表。

提示。当挂载可抛油箱时，燃油油量表在可抛油箱内燃油被消耗完且发动机开始使用内部燃油前不会指示输送的燃油减少。当挂载可抛油箱时，在可抛油箱内燃油被耗完，且发动机开始使用内部燃油前，燃油油量表指示不会减少。

4.2.21. 驾驶舱压力高度计



位于仪表板上的 **MA-1** 驾驶舱压力高度计，表示驾驶舱的压力高度，以千英尺为单位。

该高度计的操作与飞行高度高度计类似，但只测取驾驶舱内压力。

加压是通过从压气机提供额外的空气在驾驶舱中产生额外的压力。当飞机在高空飞行时，空气稀薄，这为飞行员带来了更舒适的环境。若高度表由驾驶舱压力提供数据，则驾驶舱压力的增加会降低高度计的高度读数。

4.2.22. 垂直速度表



垂直速度表（VVI）表示飞机的爬升或下降速度。

该仪器在正/反方向都有从 0 到 6,000 英尺的刻度，并以英尺/分钟（fpm）表示垂直速度。表盘上从 0 到 1,000 英尺，间隔为 100 英尺，从 1,000 到 2,000 英尺之间的间隔为 200 英尺，之后的为 500 英尺。

VVI 用于在转弯时保持恒定的高度，并在仪表飞行时建立明确且恒定的爬升或下降速率。

提示。如果针指向“1”，仪器指示的速度为每分钟 1,000 英尺（约 5 米/秒）。

4.2.23. 转弯侧滑仪



1. 转弯指示器

2. 侧滑指示器（倾角仪）

位于仪表板上的传统 C-6 转弯侧滑 (T/S) 仪由来自主要总线的电力驱动。T/S 仪是一种二合一飞行仪表，包含转向指示和侧滑指示。

陀螺仪操纵的转向指示器在转弯时瞬时记录转弯角度作为指示飞机垂直（偏航）轴的转弯速率，即飞机航向变化率。仪表的表面包含转弯期间飞行员参考的标记。当指针与两个“4 分钟转弯”标识中的一个（因为其独特形状，有时称为“狗屋”）对齐时，飞机正在执行半标准速率转弯——每秒转动 1.5° ，一个完整的 360° 转向需要四分钟。

球型侧滑仪（倾角仪）在水平飞行期间和转弯期间都会显示内侧滑和外侧滑，从而指示飞机是否处于协调飞行中。当飞机的垂直轴在直线飞行中偏离重力方向时，或者从合成重力方向（离心力和总重力的矢量合力）转弯时，发生内侧滑或侧滑。倾角仪是充满液体的弯曲玻璃管，其中自由滑动的球根据重力和离心力改变位置（即，左右移动）。管中的液体使球不会突然移动。在水平直线飞行期间，飞机的垂直轴与重力方向对齐，球保持在倾角仪的中心。在协调转



弯期间，飞机的垂直轴与合成的重力方向对齐，并且球再次保持在倾角仪的中心。在不协调转弯期间，飞机的垂直轴与合成的重力方向不齐，倾角仪内的球出现偏移。飞行员通过操作倾角仪在转弯的同时将球保持在中心参考线之间的中心来最小化侧滑。

4.2.24. 高度表

AN5760 MB-1 型高度表操作三个指针以英尺为单位表示气压飞行高度：一个长的 100 英尺指针，一个短而厚的 1,000 英尺指针和一个细长且末端带有标记的 10,000 英尺指针。

高度计为更好可读性，在 10,000 英尺指针上增加外置物，使其不会被其他指针遮挡。

高度表还有一个内置的低高度警告系统，当飞行在 16000 英尺以下的潜在危险高度时，可以直观地警告飞行员。警告随着高度的降低而增加。

低空警告系统由两部分组成——1) 可移动的缺口圆盘和 2) 称为低空警告扇区的固定条纹部分。缺口圆盘与 10,000 英尺的指针接合在一起，随着高度的变化与指针一起旋转。当指针移向 10,000 英尺的增量时，例如，从“0”到“1”位置，圆盘旋转 36°。切割出位于 150°和 210°位置之间的 60°扇形区域，以显示其下方的空间，根据高度，该空间将显示全部，无或部分低空警告扇区。

在海拔 0 英尺处，当 10,000 英尺指针和圆盘正好位于 12 点“0”位置时，条纹段完全可见，低空警告最为醒目。随着高度的增加，条纹段开始逐渐消失，因为旋转盘会覆盖它，同时 10,000 英尺指针顺时针转动。在大约 8,300 英尺的高度，隐藏一半的条纹段。在海拔高度为 16,700 英尺的地方，条纹部分完全隐藏。当飞机下降到 16,700 英尺时，缺口圆盘将开始逐渐露出警告条纹。

AN5760 实际上是一个以空盒气压表为基准并以此来指示高度的无液气压式的仪表。通过检测飞机爬升或下降时大气压力的变化，它可以直观地显示气压高度。它是一种所谓的敏感高度计，可测量绝对环境空气压力，并以英尺为单位显示所选参考压力水平之上的高度。

可操作仪器左下部的高度计参考压强调节旋钮设置测量高度的参考压强。当旋钮旋转时，它在表盘右侧一个名为“高度计气压调定窗”的小窗口中移动一个可调节的气压刻度（以发明了世界上第一个精确的气压高度计的 Paul Kollsman

的名字命名)。该刻度从 28.0 至 31.0 英寸汞柱 (inHg) (948 至 1,050 毫巴) 逐渐变化, 整个行程中, 间隔为 0.01 inHg。设定的参考压强显示在小白色凹口的左侧 (下图中为 29.90 inHg)。



尽管设置参考压强有许多不同的方法, 但最常见的是以下三种所谓的“Q 代码”:

QFE—机场高度 (或跑道入口) 的大气压力, 场面气压。高度计参考特定位置的大气压强 (机场高度, 跑道入口, 港口, 石油钻井平台等)。在 **QFE** 设置在高度计气压调定窗中时, 高度计将在 (机场) 参考点或正在操作的跑道的着陆区域读出零, 其指示称为“高度”。**QFE** 主要在机场附近使用, 特别是在起降航线期间。

QNH—修正海平面气压, 用于在地面上获得标高。高度计参考在机场测量的大气压力并修正到平均海平面 (**MSL**) 气压, 即在 **ISA** 条件下 **QNH** 为 **QFE** 减去 **MSL**。高度计将显示在机场的停机坪上高于 **MSL** 的标高。这是商业航空中最常用的压强设置, 因为大多数参考标高 (例如地图上的山峰, 机场高度, 最小安全高度) 与 **MSL** 有关。在高度计上设置 **QNH** 时, 其指示称为“高度”。

QNE—高度计参考 **ISA** (国际标准大气) 模型的海平面标准大气压——29.92 inHg (1,013.25 mbar 或 hPa), 这是全球海平面的平均大气压强。当从 **QNH** 开始, 爬升通过“过度高度”爬升时, 进行所谓的“标准”压强设置。在高度计上设置 **QNE**, 其指示称为“飞行高度”表示的“压力高度”。高度计读数为 27,000 英尺, 称为飞行高度 270 (FL270), 6,000 英尺为 FL060, 14,500 英尺为 FL145。

在下面的示例中, 高度计显示高度为 11,180 英尺。



- | | |
|----------------------------------|-----------------------------------|
| 1. 高度计参考压强调节旋钮 | 4. 100 英尺指针（指示数值乘以 100） |
| 2. 旋转缺口圆盘（当高度低于 16500 英尺视觉警告飞行员） | 5. 10000 英尺指针（指示数值乘以 10000） |
| 3. 1000 英尺指针（指示数值乘以 1000） | 6. 高度计气压调定窗（指示参考压强，上图为 29.78inHg） |

4.2.25. 时钟

安装在仪表板下部的万可 A-13A 飞机计时秒表显示当前时间，也可用作秒表，短时间的准确测量（最长一小时）。机械钟在单次上弦上运行 8 天。



1. 时钟上线和设置旋钮
2. 时钟分针
3. 秒表秒针
4. 秒钟刻度
5. 时钟时针
6. 秒表分针
7. 经过时间旋钮（启动/停止/重置秒表）

时钟功能。

位于时钟壳体左下角的上弦和设置旋钮有两个功能：首先，它顺时针旋转时给时钟的主发条上弦，持续转动到不能旋转为止。时钟是“8天”时钟，即在完全上弦后，时钟会在停表前运行至少8天（192小时）。其次，它用于在拉出至设置位置后的时间设置（小时和分针）。在模拟中，在任务开始时，时钟自动设置为预设时间。因此，无需手动设置时钟。要调整时间，请执行以下步骤：

通过右键单击或按下 **[RShift + C]** 将上弦和设置旋钮（1）拉出到设置位置——这将停止发条；



用鼠标滚轮旋转旋钮设定所需时间；

右键单击或按 **[RShift + C]**以再次按下旋钮—这将再次启动发条。

秒表功能。

秒表可用于测量飞行的持续时间。位于时钟壳体右上角的经过时间旋钮（7）激活时钟的经过时间功能的三个阶段，如下所示：

- 当秒表分针和秒针在表盘上的 **60** 处静止时（所谓的“零三角形”），按下旋钮使它们启动；

- 如果指针在移动，按下旋钮会使它停止；

- 如果指针停在表盘上的其他位置而不是 **60**，则按下旋钮会使它们快速回到 **60**（重置）。

在飞返或归零时，秒表分针和秒针都返回到零三角形并保持在该位置，直到按下旋钮以激活启动功能。

要启动，停止或重置秒表，请通过左键单击或按 **[LAlt + S]**以按下经过时间旋钮。



4.2.26. 负载计



位于仪表板左下方的负载计标记为 **LOAD**，表示正在操作电力占总计系统电流强度的百分比。

负载计是一个电流表，显示电气系统的负载，并以最大负载的百分比来表示电气系统的负载。

4.2.27. 发电机（关闭）告警灯



当发电机发生故障，发电机电压降至需要切断逆流继电器时，或发电机开关 OFF 时，由主要总线电力点亮位于仪表板左下方的红色发电机警告灯。此外，如果发电机电压超过 31 V，发电机会自动切断电路，发电机告警灯亮起。告警灯的亮起表明所有由辅助总线供电的设备都不再工作，且电池正在为主要总线供电；因此，应关闭所有其他非必要的电气设备以节省电池电量。

4.2.28. 电压表



位于仪表板左下角的电压表直接指示发电机输出的电压，即它表示直流电路中的实际电压。

仪表刻度从 0 到 30 V，整个刻度内间隔为 1 V。

4.2.29. 起落架手柄



位于仪表板左侧的起落架手柄，电气控制（通过主要总线电源）起落架和起落架舱门液压选择阀。将手柄向上或向下移动使通用液压系统对起落架相应地施压。当起落架放下并锁定，且飞机机轮承重时，地面安全开关防止控制手柄无意中移动到 **UP** 时的起落架收起。起落架整流舱门不受安全开关控制，因此当把手向上移动时，它们将按照正常顺序打开。这将导致地面操作下，起落架手柄处于错误位置（**UP**）的告警。

手柄的圆形部分点亮作为起落架未锁定或舱门未锁定警告灯。

4.2.30. 无线电罗盘指示器



1. VAR 旋钮（旋转刻度）
2. 指针（指示发射器方向）

3. 顶部表示（固定在 12 点位置）

位于仪表板上的 ID91A/ARN6 无线电罗盘指示器本身不是罗盘，而只是指针连接到同步电机的指示器，该同步电机连接到另一个实际具有罗盘功能的机构。在 F-86F 中，它与 AN / ARN-6 无线电罗盘装置（由辅助总线供电的导航设备）一起操作，以确定无线电发射器的方向，并作为飞向（或远离）电台的辅助设备。

无线电罗盘指示器由无线电罗盘驱动，指示环形天线同位传送器的角位置，并在环面天线输出零时给出无线电发射机的方位。

指针指示与发射器的相对方位，即相对于飞机机头到所需台站的方向。12 点位置（由固定指示标记，即所谓的“顶部标识”）代表飞机机头位置，6 点钟位置为机尾。以顺时针方向测量从飞机机头到台站的角度，并指出相对方位。如果指针指向上方，飞机将朝向发射机飞行。当指针转过 180 度左右时，刚刚飞越发射机。

当飞机的真磁航向设置在顶部标识下时，指针将指示到台站的磁方位而不是相对方位。可以操作正面标有“VAR”的旋钮对指示器方位刻度手动旋转。

方位刻度每个之间间隔 2 度，刻度每隔 30 度就有对应数字指示。

4.2.31. 空速表

L-7A 皮托静压管空速表是一种常规仪表，但增加了红色和黄色限位指针。该仪器有两种指针：

白色的指示空速指针，以节为单位指示当前空速。

红色和黄色的限制指针或最大速度指针有两次调整。第一次调整允许设置极限马赫数。这种调整是由一个小三角形标识标记在马赫刻度上沿刻度盘圆周的位置所指示的，并使最大速度指针显示对应于该极限马赫数的空速。第二次调整可防止最大速度指针顺时针移动超过限制空速。对于给定的外部挂载配置，最大速度指针将指示对应于极限马赫数或极限空速的空速，以较小者为准。如果飞机没有空速或马赫数限制，指针将对应相当于 1.0 马赫的空速，即仪器的设计极限。**TODO: 当前高度的最大允许空速的移动指示，允许在接近最大允许空速时更精确地驾驶飞机。当故障#33917 修复后，重新访问并替换屏幕截图。**

两个指针是同心的，最大速度指针低于指示空速指针。

表盘刻度为 50 至 650 节指示空速，整个刻度间隔为 10 节指示空速。它在 185 节指示空速处有一个黄色标记，表示放下起落架和襟翼的最大空速，以及 600 节指示空速的红色标记表示最大允许空速。

除指针外，仪器还配有一个游标滚盘，空速每有 100 节变化，旋转圆盘就旋转一周。它与指示的空速指针相适配，以便在所有空速下保持适当的关系。它 2 节的刻度允许精确读取最近空速的节数。滚盘指示在三角形标识下方读取。

皮托静压管头部安装在右翼尖上的支架中，就飞行员而言，安装误差可以忽略不计。



1. 600 节指示空速的红色标记，最大允许空速
2. 三角形标识标记和马赫数刻度
3. 最大空速指针

4. 游标滚盘
5. 指示空速指针
6. 在 185 节的黄色标记，放下起落架和襟翼放下最大空速

4.2.32. 起落架紧急收起按钮



位于仪表板左侧中央部分有保护的起落架紧急收起（或“紧急上位”）按钮忽略起落架地面安全开关并允许在地面上收起。

警告。 为防止损坏飞机并防止导致飞行员受伤，请不要使用此按钮，除非只有一个主起落架放下且无法通过正常程序收回（在模拟中未实现收起系统的故障）。在这种情况下，可以通过将起落架手柄置于上位并按下起落架紧急收起按钮来收回。

该按钮还用于维护期间的起落架收起。

4.2.33. 马赫数指示器



A-2B 马赫数指示器（也称为马赫表）用作指示空速的主要飞行仪表。它显示了以奥地利晚期物理学家恩斯特马赫命名的马赫数，其为十进小数。

当能够高速飞行的高速飞机超过一定的马赫数时，飞机上的激波会导致不良和危险的影响，例如严重的抖动，不稳定性和控制问题。在早期的超音速飞行中，这种情况引发了很多事故。这些负面影响不会在特定的临界空速下出现，因此不能依靠空速指示来为其开始的警告。相反，飞机的真实（未指示！）空速与当下声速的比率才是重要要素，也称为马赫数。

马赫数指示器非常重要，特别是在高空，因为它的读数与真空速的关系比指示空速更为密切。例如，在 45,000 英尺处，240 节的指示空速实际上是 510 节的真空速。这个真空速在海拔 45,000 英尺处，马赫指示器上指示马赫数为 0.89，但在海平面对应马赫数则为 0.77。因此，在 45,000 英尺和海平面之间仅有大约十分之一的马赫数差异，而指示的空速则相差 270 节。

仪器显示无量纲的马赫数，即飞机真空速与当前飞行高度的声速之比（即考虑到空气密度）：

$$M = \frac{V}{c}$$



c 随着高度的升高而减少

仪表刻度为 **0.5** 至 **1.5** 马赫，整个刻度的间隔为 **0.01** 马赫。它有一个单独的 **0** 位置标记。以声速飞行的飞机以 **1** 马赫数或 “**Mach 1**” 飞行。

当真空速恒定时，指示空速随着高度的增加而减小。当飞机接近 **M = 0.85** 及更高时，飞机反应开始变化。因此，马赫数指示器是当 **M= 0.85** 到 **1.05** 范围内的空速最可靠信息来源。

4.2.34. 应急燃油开关



应急燃油开关位于仪表板的左上角，可以手动启动应急燃油控制系统。

在应急燃油开关关闭的情况下，主要总线电力通至螺线管/电磁开关，该螺线管/电磁开关将应急燃油调节器机械地保持在完全隔离位置。这使得应急系统不起作用，因为总燃油输出绕过了燃油泵应急结构。因此，在正常操作期间防止应急系统覆盖主系统。

警告。除主燃油系统发生实际故障外，所有飞行条件下的应急燃油开关均应关闭。当应急燃油开关打开时，快速节流阀前推会导致压气机失速或熄火。

警告。如果在发动机运行期间发生主要总线电源故障或者当发电机输出不可用时，电池一起动器开关被切换到 **OFF**，则不管应急燃油开关位置如何，应急燃油系统可自动接管。随后的快速节流阀前推可能导致应急系统覆盖主系统，导致完全的动力故障，如发动机超速或压气机失速。

除现有的主燃油控制系统发生故障外，所有飞行条件下的应急燃油开关应保持在 **OFF** 状态。当应急燃油开关处于 **ON** 时，应急调节器的保持电路断开，主燃油系统调节器被电气（DC）禁用，允许应急系统控制到发动机的燃油流量。

警告。如果主燃油系统发生故障时 RPM 低于 80%，在未先将节流阀退至慢车状态时，请勿打开应急燃油开关。这样做可能会导致发动机过热或压气机失速。

4.3. 驾驶舱左侧

驾驶舱的左侧包括左前控制台，可抛油箱控制面板，节流阀座，左后控制台，火箭弹间隔计，氧气供应控制面板和其他元件。

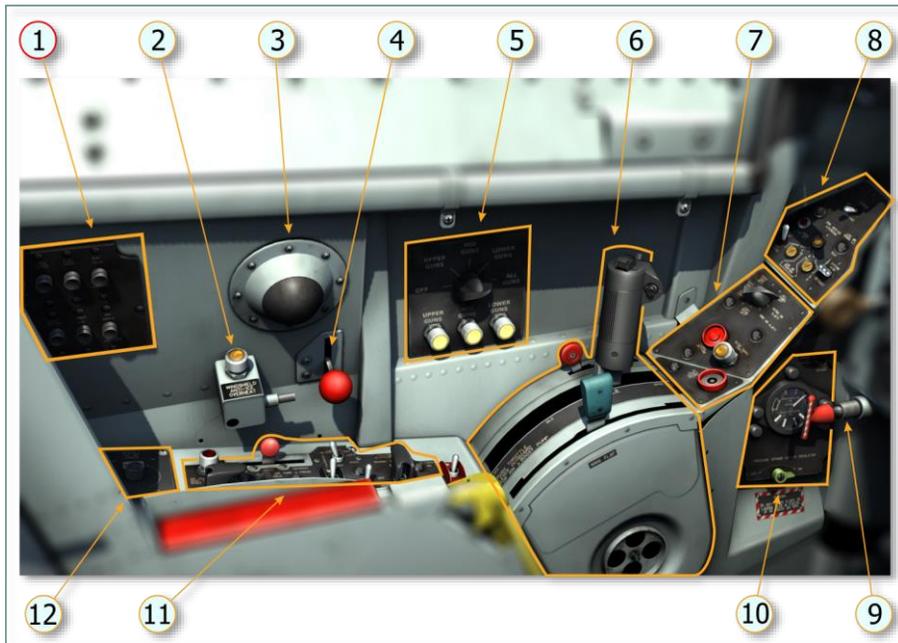


图 4.10 驾驶舱左侧

- | | |
|----------------|-------------|
| 1. 左断路器面板 | 6. 节流阀座 |
| 2. 风挡玻璃防冰过热告警灯 | 7. 可抛油箱控制面板 |
| 3. 侧面出风口 | 8. 左前控制台 |
| 4. 风挡玻璃防冰杆 | 9. 应急抛离手柄 |
| 5. 机枪控制面板 | 10. 氧气调节面板 |
| | 11. 左后面板 |
| | 12. 火箭弹间隔器 |

(1) 左断路器面板。没有模拟。

(2) **挡风玻璃防冰过热警示灯**。驾驶舱左侧的侧面出风口后的琥珀色指示灯由主要总线供电，每当用于挡风玻璃防冰的空气温度超过 **275°F** 的设计极限时，它就会亮起。但是，这并不意味着挡风玻璃本身过热或存在直接损坏风险。应尽量通过降低发动机转速或将驾驶舱压力开关置于 **RAM** 来减少挡风玻璃出风口温度。即使任何一种动作都不能满足需求的或者无法纠正过热状况，也应该保留防冰系统以改善前方视野，特别是在着陆过程中。

(3) **侧面出风口**。驾驶舱出风口。[增压系统](#)。

(4) **风挡玻璃防冰杆**。位于侧面出风口的前下方以及左后控制台上方的挡风玻璃防冰杆，控制挡风玻璃防冰。当移动到 **ON**（上）时，杠杆机械地定位阀门，使得来自主热交换器的发动机压气机空气被引导至挡风玻璃防冰出口。当移至 **OFF**（下）时，切断防冰出口的气流并关闭加热器。挡风玻璃防冰系统也可用于除雨目的。在低、中速空速和发动机转速高于 **75%RPM** 时，防冰空气用于降雨的效率最高。

(5) **机枪控制面板**。该面板是飞机武器系统的一部分。它允许选择要发射的机枪（无，只有上置两挺机枪，只有中置两挺机枪，只有下置两挺机枪，所有六挺机枪），且预示他们准备就绪可以开火。

(6) 节流阀座。节流阀座装有节流阀手柄，减速板紧急杆（F-86F-35 型号拆下）和襟翼杆。

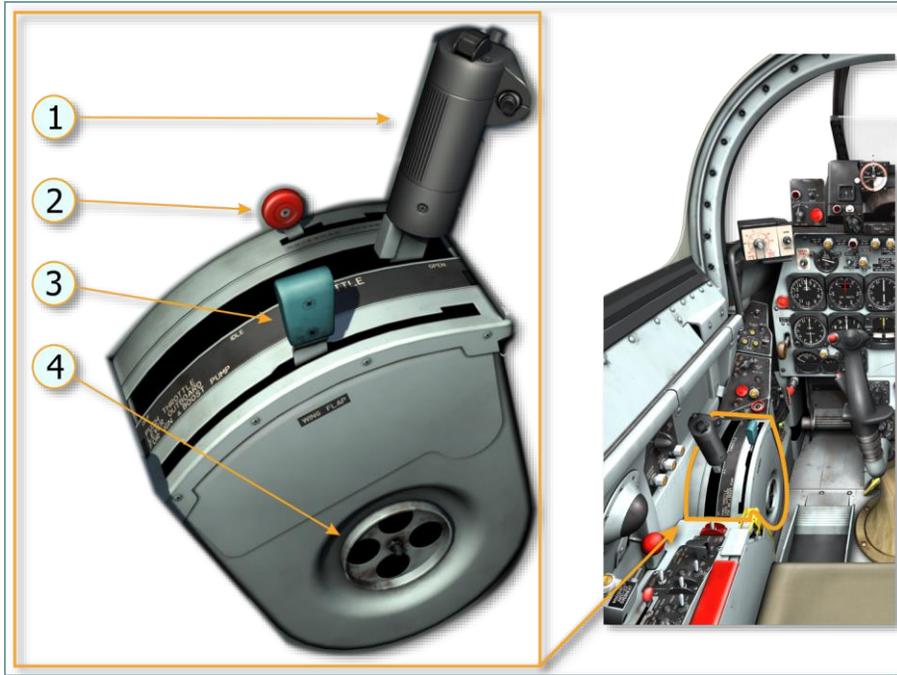


图 4.11 节流阀座

- | | |
|-------------------------------|----------------|
| 1. 发动机节流阀 | 3. 襟翼杆 |
| 2. 减速板紧急手柄（未安装在 F-86F-35 型号上） | 4. 节流阀摩擦轮（未模拟） |

(7) 可抛油箱控制面板。该面板控制外部挂载的释放（外部挂载可以是武器或燃油）。

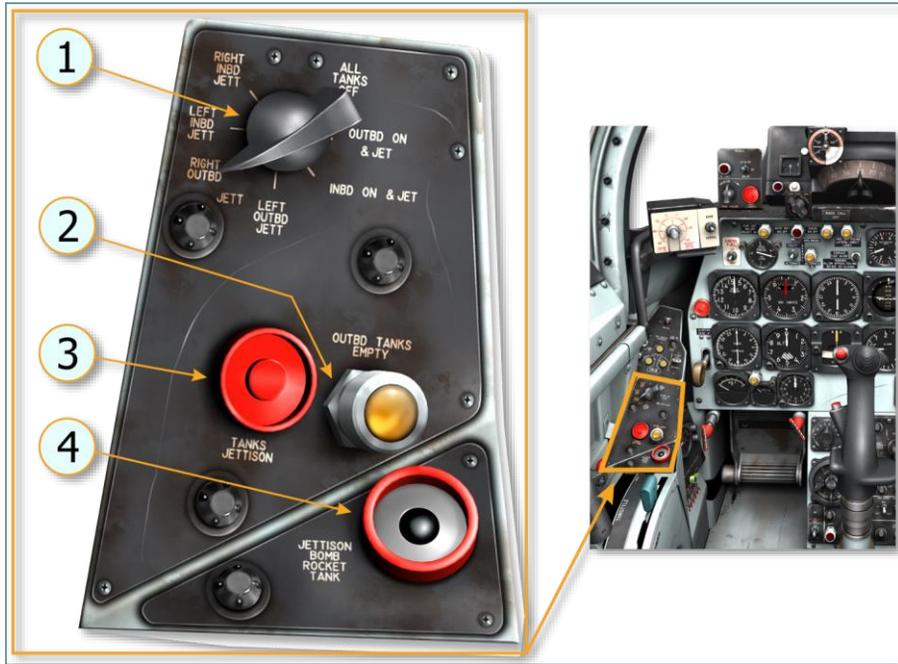


图 4.12 可抛油箱控制面板

1. 七位可抛油箱选择开关
2. 外侧可抛油箱指示灯
3. 可抛油箱抛离按钮
4. 炸弹-火箭弹-油箱抛离按钮

(8) **左前控制台**。左前控制台包含起落架位置指示器，防冰控制器和着陆/滑行灯开关。



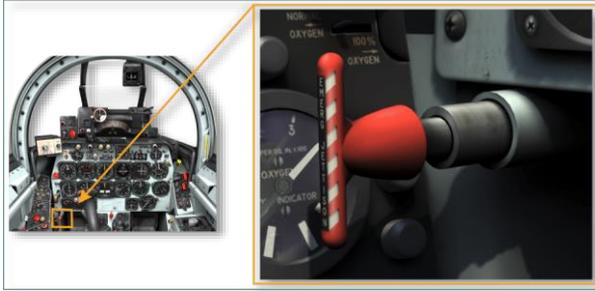
图 4.13 左前控制面板

- | | |
|----------------|-----------------------------|
| 1. 发动机防冰和格栅开关 | 3. 皮托管加热开关 |
| 2. 起落架告警喇叭切断按钮 | 4. 起落架位置指示 |
| | 5. 着陆和滑行灯开关 |

(9) **紧急抛离手柄**。安装在仪表板下方的左前控制台内侧的受保护的紧急抛弃手柄具有两个明确的释放位置，允许选择性地机械释放外部挂载。

顺时针旋转手柄至制动止动器，然后尽可能地将其拉出（约 4 英寸），仅释放外侧可抛油箱（对于无鳍的 200 加仑油箱，此动作会在油箱挂架中产生一个电脉冲，从而触发炸药，强行抛弃油箱）。

当手柄不旋转，直接拉起至完全伸出大约 10 英寸时，所有可抛油箱（或所有外部挂载）同时被释放。



(10) 氧气调节器面板。D-2 (A) 增压式呼吸设备，按需稀释氧气调节器安装在左前控制台的内侧面，控制氧气系统。有关更多信息，请参见 [5.9](#)。

(11) 左后控制台。左后控制台具有 [液压系统](#)，[配平](#)和 [驾驶舱生命支持系统](#)（空气加压和调节系统）的控制。

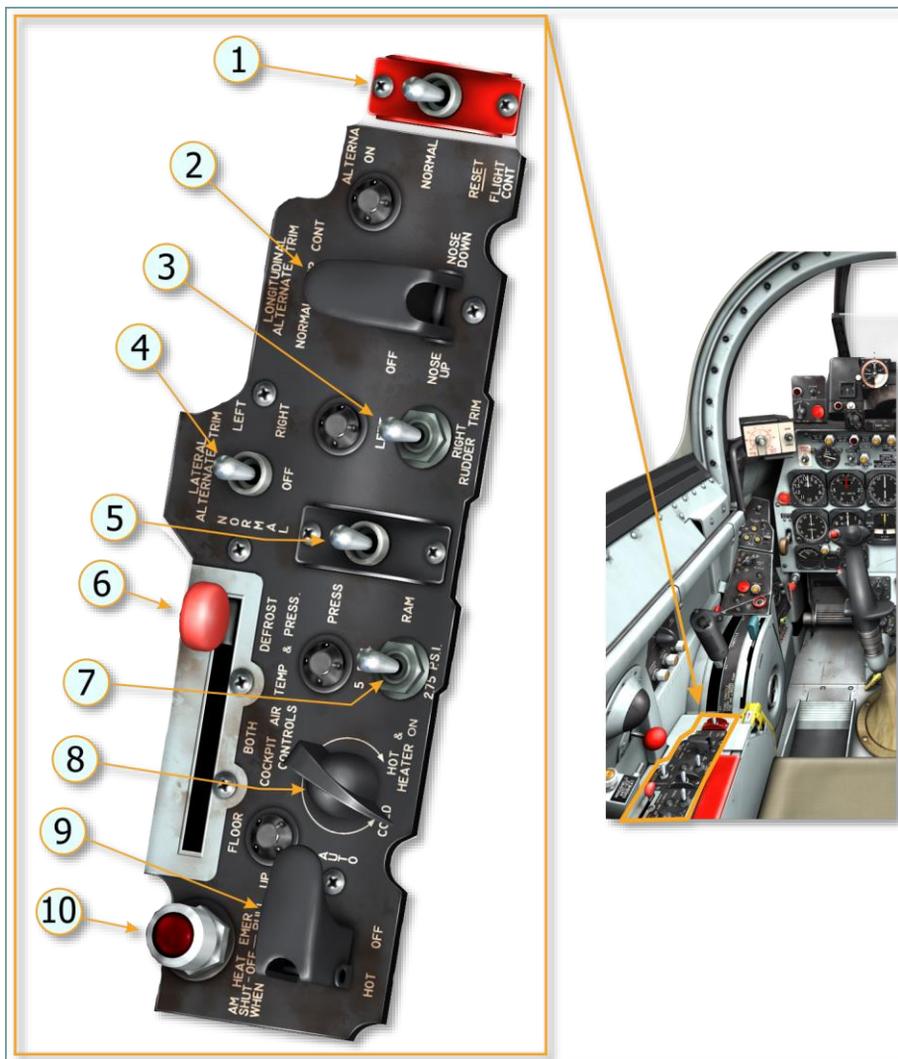


图 4.14 左后控制台

1. 飞行控制开关
2. [纵向备用调整开关](#) 纵向备用调整开关（俯仰）
3. [舵配平开关](#)
4. 舵配平开关
5. 舵配平开关
6. 出风口选择开关
7. 驾驶舱压力方案选择开关
8. 驾驶舱空气温度控制变阻器
9. 驾驶舱空气温度控制开关

4. 横向备用配平开关
5. 驾驶舱压力控制开关

10. 弹药过热告警灯

(12) 火箭弹间隔计。当按下驾驶杆上的炸弹-火箭弹释放按钮时，火箭弹间隔器允许选择要发射的第一枚非制导火箭弹。[详情请见这里](#)。

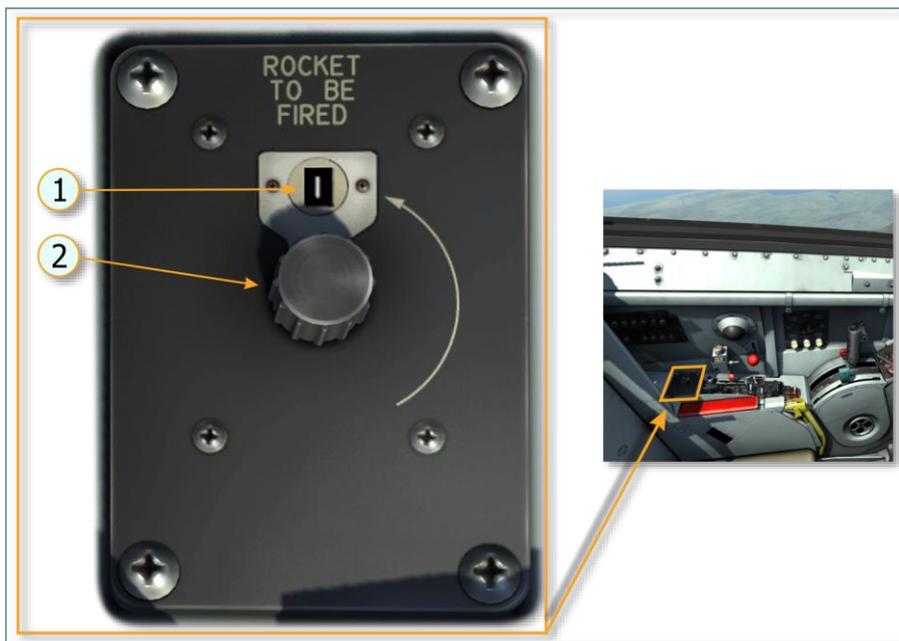


图 4.15 火箭弹间隔计

1. 窗口（窗里是要发射的第一枚火箭弹，1-16）
2. 重置旋钮（先设置要发射的火箭弹）

4.4. 驾驶舱右侧

驾驶舱的右侧包括右前控制台、照明控制、无线电罗盘、超高频无线电和 IFF 控制面板。

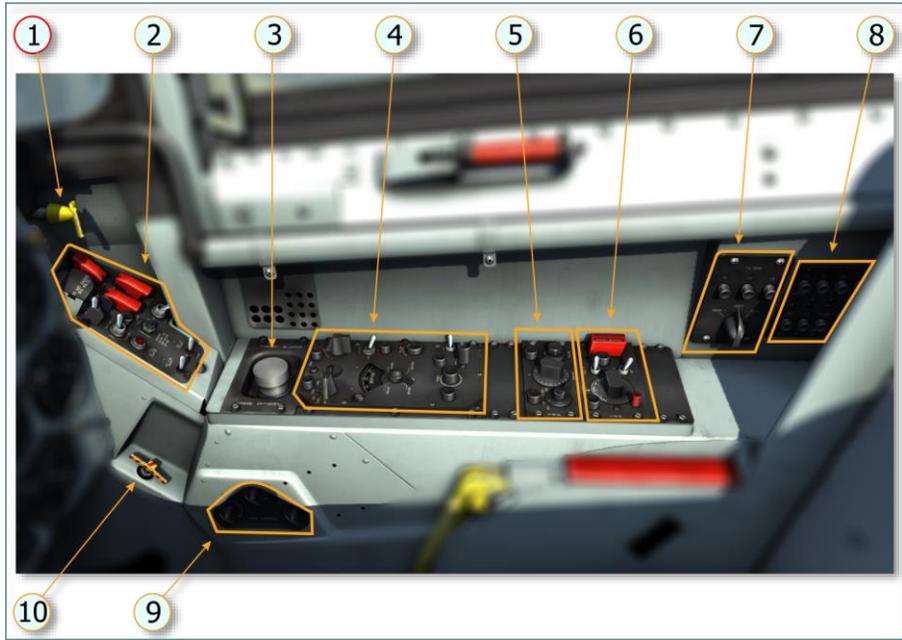


图 4.16 驾驶舱右侧

- | | |
|-----------------------------------|--|
| 1. 座舱盖备用应急抛离手柄 | 6. 敌我识别控制面板 IFF |
| 2. 右前控制台 | 7. 相机面板（包括镜头开关） |
| 3. 瞄准具地面测试插头 | 8. 断路器面板 |
| 4. 无线电罗盘(ADE)控制面板 | 9. 舱内灯光控制系统 |
| 5. UHF 指令无线电台控制面板 | 10. 应急覆盖手柄
(飞行控制系统) |

(1) [座舱盖备用应急抛离手柄](#)。座舱盖备用应急抛离手柄位于仪表板右侧标有“ALT CANOPY JET”处，可以紧急打开座舱盖。它允许在解除弹射座椅保险的情况下将座舱盖抛弃。当把手被拉到其完全伸出位置（大约两英寸）时，机械连杆使座舱盖击发阻铁梢退出，点燃在启动器中的药筒。这会激励并激活座舱盖拆卸装置。

提示。该手柄作为移除座舱盖的替代方案提供，并且设计成在需要抛弃座舱盖而不激活弹射座椅时操作。当打算从飞机上弹射时，不应该用它来代替座椅把手程序。

(2) **右前控制台**。右前控制台有燃油控制系统，发电机，发动机启动，导航灯和其他设备的控制元件，如图 4.17 所示。

(3) **瞄准具测试插头（未模拟）**。用于 A-4 瞄准具的瞄准测试插头（也称为“现场测试插座”）用于连接“G-3 瞄准系统分析仪”，以执行不同的飞行前检查和系统测试。

(4) **无线电罗盘（ADF）控制面板**。（[详见此处](#)）。

(5) **UHF 通讯无线电控制面板**。（[详见此处](#)）

(6) **IFF（识别友军或敌人）控制面板（未模拟）**。

(7) **相机镜头开关（未模拟）**。

(8) **断路器面板**。

(9) **舱内灯光控制面板**（[详见此处 see here](#)）。

(10) **紧急超控手柄（飞行控制液压系统）**。紧急超控手柄在右前控制台的内侧凹陷处并标记为 **FLIGHT CONT EMERG**，允许在自动或选择性电气传输系统发生故障时操作备用飞行控制液压系统。在手柄解锁后，将其拉出至其完全伸展的锁定位置，这将机械致动两个由螺管磁铁控制的转换阀，其将飞行控制操作转移到备用系统（**液压系统图例不明，希望更换**）。操作紧急超控手柄还可以将备用系统泵直接连接到电池总线，绕过正常控制泵运行的压力开关。当手柄拉出时，无论系统压力状态，这将导致泵操作都将持续。无论正常还是备用系统压力，手动紧急转换都可达成，且只要手柄处于完全拉出位置，备用系统将就会接入。如果手柄被解锁且返回其正常位置，在将飞行控制开关暂时保持在 **RESET**，然后释放到 **NORMAL** 之前，备用系统保持运转运转。

注意。由于备用系统泵只要手柄拉出就会持续运行，因此只有在紧急情况下才能操作此控制。过长的运行时间可能会缩短泵的操作寿命。此外，在发电机故障的情况下，电池耗尽会明显缩短电池寿命。

右前控制面板

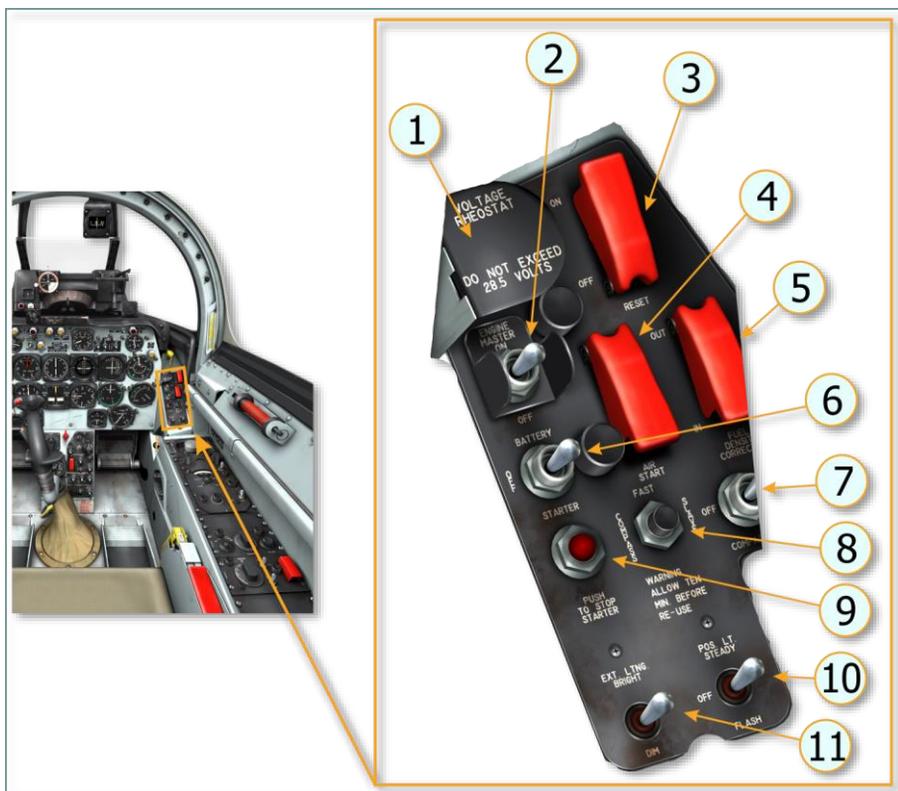


图 4.17 右前控制面板

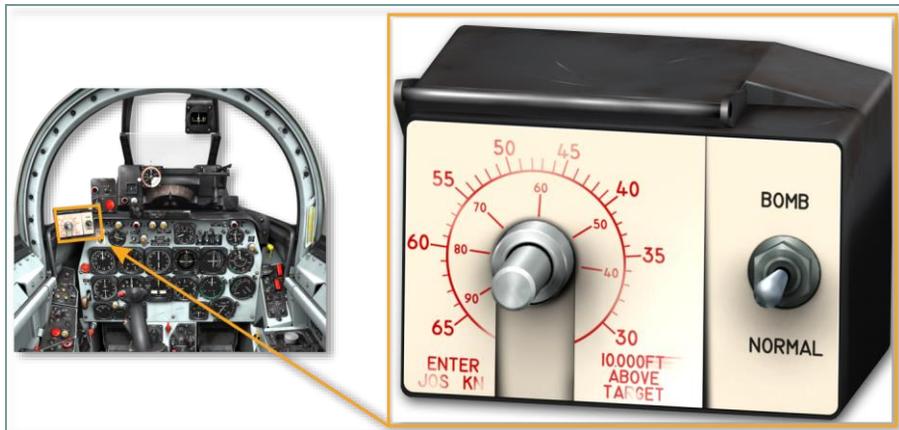
- | | |
|---------------------------------|-------------------------------|
| 1. 发电机 (DC) 调压变阻器 | 7. (磁场) 罗盘灯开关 |
| 2. 发动机主开关 | 8. 磁罗盘快速同步开关 |
| 3. 发电机开关 | 9. 中止启动开关 |
| 4. 应急 (空中) 点火开关 | 10. 位置和机身灯选择开关 |
| 5. 燃油密度计选择开关 | 11. 外部灯光 调光开关 |
| 6. 电池启动开关 | |

4.5. 独立控制面板

座舱盖开关。座舱盖开关用于在正常情况下从驾驶舱内打开座舱盖。详情参阅图 3.8。



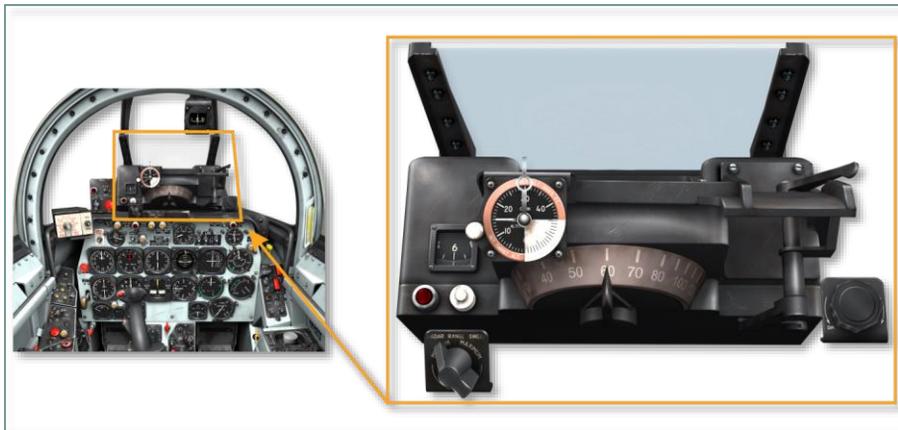
手动 PIP 控制单元。手动 PIP 控制 (MPC) 单元 (图 4.1, 1) 是手动 PIP 控制系统的一部分。该系统被纳入 A-4 瞄准具, 以允许更准确和安全的俯冲轰炸。[详情参见这里](#)。



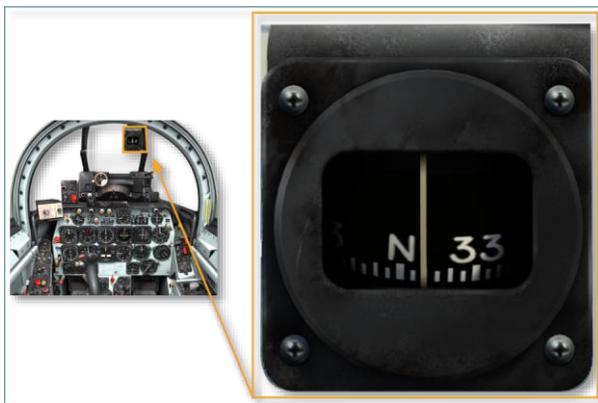
导弹控制面板。导弹控制面板（图 4.1, 2）包含 GAR-8 空对空红外制导导弹系统的四个控件。[详情参见这里](#)。



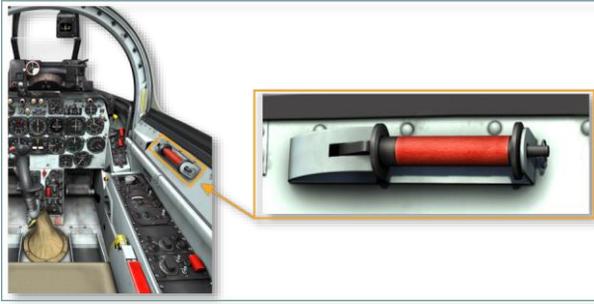
A-4 瞄准具。A-4 自动导弹和弹道计算瞄准具（图 4. 1,3）用于辅助武器瞄准。
[请参阅此处了解详情。](#)



磁罗盘。传统的磁罗盘（图 4. 1,4）是一种用于确定飞机磁航向的备用装置。安装它是为了在仪器或电气系统发生故障时进行导航。磁罗盘的照明由右前控制台上的罗盘灯开关控制，而亮度由控制台照明变阻器控制。



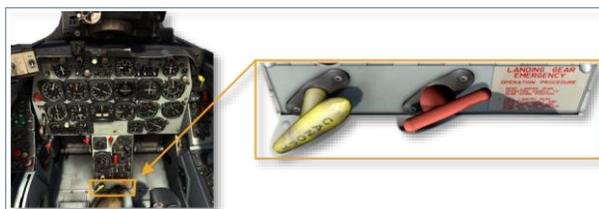
座舱盖手动操作手柄（未模拟）。座舱盖手动操作手柄（图 3.1，图 4.1,7）用于在地面无法用电气开启情况，或仅在飞行中为移除座舱盖必须分离的情况下，手动拉开座舱盖。



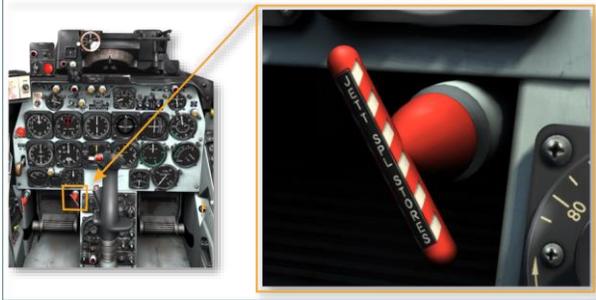
中央基座（武器面板）。位于中央基座上的武器面板（图 4.1,9）包含各种瞄准具功能和武器模式控制。[请参阅此处了解详情。](#)

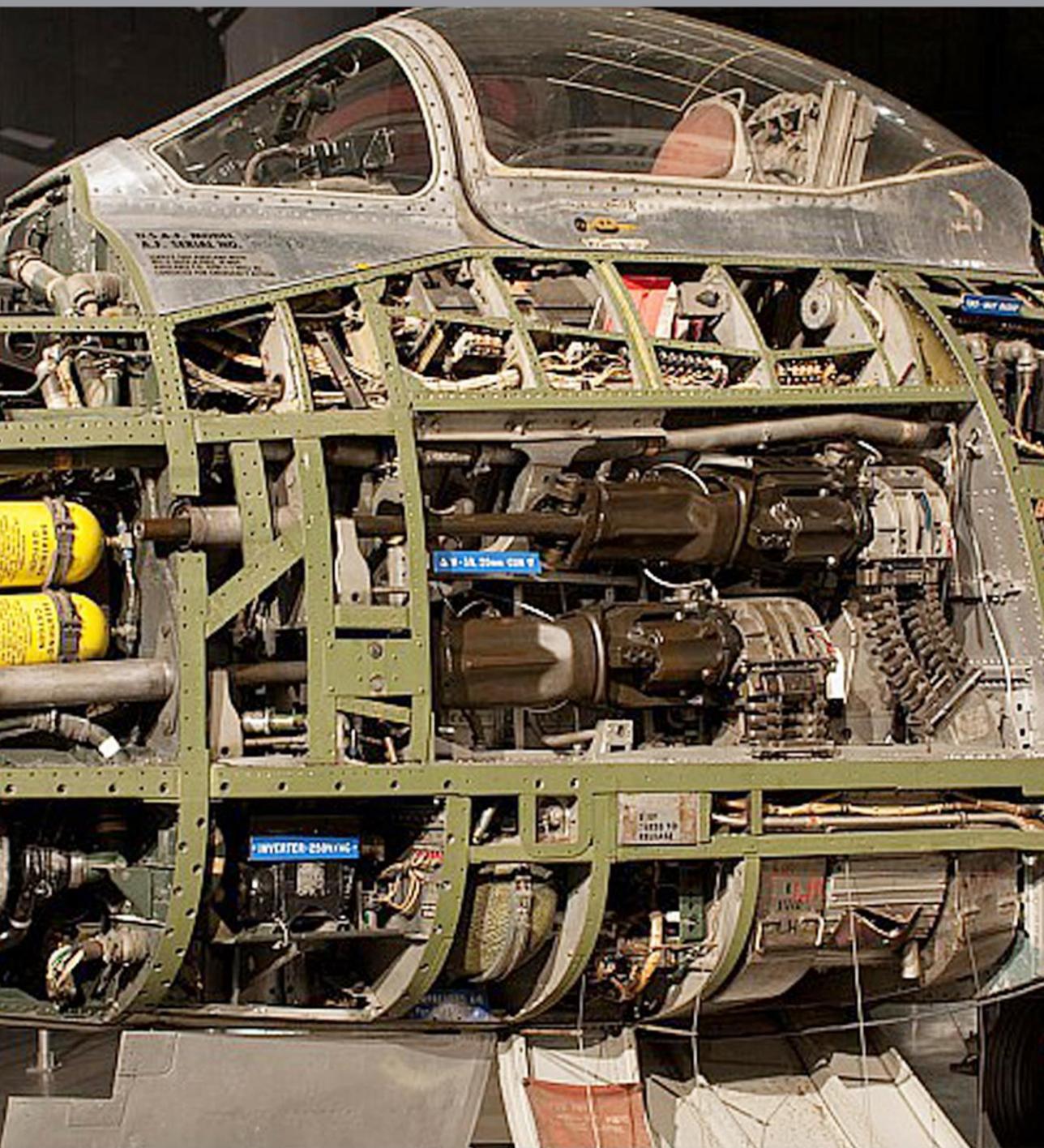


紧急控制面板。紧急控制面板（图 4.1,9a）位于中央基座上，位于武器面板下方，包含座舱盖分离手柄（黄色，[详情参阅此处](#)）和起落架紧急释放手柄（红色）[紧急释放手柄](#)（红色）。



特殊挂载紧急抛弃手柄（未模拟）。为了在电子抛弃系统发生故障时抛弃“特殊”挂载，在仪表板下方，中央基座的左上侧设置机械释放手柄。





5

系统

5. 系统

5.1. 飞行控制系统

通过操作由多个部分组成的飞行控制系统，在整个飞机速度范围内保持理想的操纵质量，其包括：

- 横滚通道中的副翼（图 3.2）；
- 俯仰通道中可控制的水平尾翼（图 3.7）；
- 液压助力系统；
- 驾驶杆（图 4.3）；
- 人感系统；
- 方向舵脚踏；
- 方向通道中的方向舵（图 3.6）；
- 方向（航向）控制通道中的配平机制；

副翼

位于机翼半翼展外侧的副翼（图 3.2）提供横滚控制并通过液压驱动。

液压助力系统

水平尾翼和副翼由恒压式液压系统驱动。将驾驶杆的位移机械地定位给液压控制阀，该液压控制阀由此将压力输送到相应控制表的致动缸。液压控制系统的不可逆特性使控制面不受任何不是由驾驶杆作用产生的力的影响，并防止这些力传递回杆。因此，任何类型的空气动力载荷都不能通过驾驶杆传至飞行员。由于这种不可逆性，在副翼和水平尾翼控制系统中内置了一个人感系统，以提供正常的反馈。

驾驶杆

传统的 B-8A 驾驶杆用于偏转空气动力控制表面：水平尾翼（当杆前推和向后移动时）和副翼（当杆向左或向右移动时）。气动面由杆偏转时，产生力矩，从而改变飞机在气流中的位置。

驾驶杆通过硬式传动机构和线缆系统机械连接到控制面上的液压控制阀。杆的运动定位控制阀，使得来自飞行控制液压系统的压力被传输到控制面致动缸。因此，驾驶杆的位移以这样的方式重新定位液压阀，使得液压系统部件的支杆的位置与驾驶杆的位置成比例变化。

尽管由于液压执行机构的特质，控制面对驾驶杆缺乏反馈，但飞行员仍可通过控制系统中横滚和俯仰通道的弹簧加载的人感系统感受到驾驶杆上的回力。

人感系统

由于空气载荷不能通过副翼和水平尾部液压控制系统传递到驾驶杆上，因此 F-86F 不会产生自然回力。为了在所有飞行条件下向飞行员传递所需的自然驾驶杆反馈并在杆上施加抵消力，需要添加人感系统。

弹力弹簧连接到控制系统的俯仰和横滚通道，并模拟控制面空气负载。它们施加与杆偏离配平位置成比例的载荷。由过载导致的额外纵向杆力通常由在水平安定面和升降舵联动上的配重与每侧水平安定面选择阀杠杆的板弹簧一起动作得到。副翼空气载荷通过受弹簧力作用的支柱模拟，其对杆施加的力与杆偏离中置的角度成比例。

为了提供横向和纵向配平，人感弹簧被重新定位以改变杆的中置位置（空载）到不同无载荷点。

人感系统的主要元件是弹簧，可移动挡块和改变负载弹簧刚度的机构。该机构设计目的是对应于空速改变负载弹簧的刚度（致动机构接收空速信号并按比例改变负载弹簧的刚度：空速越高，弹簧越硬）以防止飞行员在高速下意外增加 G 载荷。

正常配平开关

正常配平开关提供纵向（俯仰）和横向（横滚）配平的正常控制，一个位于驾驶杆手柄顶部的五位拇指按动开关。它的五个位置是：向前 [RCtrl + ;]，向后 [RCtrl + .]，向左 [RCtrl + ,]，向右 [RCtrl + /] 和弹力加载中置 OFF 位置。释放后，它会自动返回到 OFF 位置并停止配平动作。



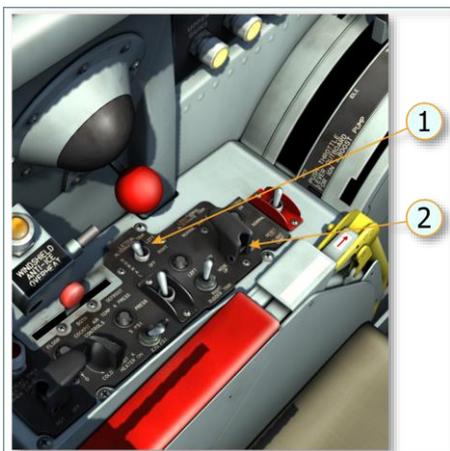
配平完成通过操作配平开关后释放，或减少驾驶杆载荷后驾驶杆定位在保持期望的飞行姿态。向两侧按住正常配平开关给电动横向配平舵机通电。向前或向后按住正常配平开关给电动纵向配平舵机通电。配平舵机在通电时，重新定位人感系统的弹簧。反过来，弹簧施加必要的力以建立杆的新的中置（空载）位置，消除或减少驾驶杆负载。正常配平电路由主要总线供电。

注意。为使正常配平开关对横向配平有效，两个备用配平开关必须为 **NORMAL**。为使正常配平开关仅纵向调整，纵向备用调整开关必须为 **NORMAL**。

利用电动马达移动载荷弹簧的可移动挡块来操作配平机构。当挡块向零受力移动时，弹力载荷开始变小（只要按下按钮并按住，挡块就会继续移动）。当按压正常配平开关使其向远离零受力，弹力载荷增加。

可以操作键盘控制正常配平开关（俯仰—**[RCtrl + ;]**，**[RCtrl + .]**；横滚—**[RCtrl + ,]**，**[RCtrl + /]**），也可以通过鼠标点击。

该机还有两个备用开关，用于在横向（1）和纵向（2）通道中进行配平。这些开关用在正常配平开关故障的情况。



备用配平开关

1. 备用横向配平开关
2. 备用纵向配平开关

横向备用配平开关

位于左后控制台上的四位横向备用配平开关控制一个由主要总线供电的备用电路，以获得横向（横滚）配平。开关通常保持在 **NORMAL**，这允许操作驾驶杆上的正常配平开关。当保持在 **LEFT** 或 **RIGHT** 时，正常配平电路断开。然后通过备用配平电路向横向配平舵机通电以重新定位驾驶杆。操作备用开关以与操作正常配平开关时相同的方式和相同的速度完成横向配平。副翼调整片从完全向下到完全向下位置的操作时间大约为 **10-11** 秒。

该开关从 **LEFT** 和 **RIGHT** 位置弹力加载到 **OFF**。当横向备用配平开关在 **OFF** 时，正常和备用横向配平电路不起作用。

注意。横向备用配平开关必须处于 **NORMAL** 位置，以便正常配平开关可用于横向配平。



纵向备用配平开关

位于左后控制台上的带保护的四位纵向备用配平开关为纵向（俯仰）配平提供了由主要总线供电的备用电路。开关通常保持在受保护的 **NORMAL GRIP CONT** 位置，允许操作驾驶杆上的正常配平开关进行配平控制。将开关保持在 **NOSE UP** 或 **NOSE DOWN**，断开正常的配平电路，并通过备用的纵向配平电路给纵向配平舵机通电，以重新定位驾驶杆。该开关的操作以与操作正常配平开关时相同的方式和相同的速度完成纵向配平。升降舵调整片从完全向上到完全向下位置的操作时间约为 **15 秒**。

该开关从 **NOSE UP** 和 **NOSE DOWN** 位置弹力加载到 **OFF**。当开关 **OFF** 时，正常配平电路以及纵向备用配平电路都不工作。

注意。纵向备用配平开关必须保持在 **NORMAL GRIP CONT** 位置，以便驾驶杆上的正常配平开关可用于横向和纵向配平。



起飞配平位置指示灯

当配平的操作面移动（通过用于俯仰和横滚的正常配平开关或用于偏航的方向舵配平开关），进入起飞位置时，琥珀色起飞配平位置指示灯（见 [4.2.8](#)）会短暂亮起。通过备用配平开关进行调整时，指示灯不亮。



图 5.1 起飞配平位置指示灯

可控制水平尾翼

升降舵和水平安定面一起控制和操作，他们作为一个单元，统称为可控水平尾翼（图 3.7）或“全动式尾翼”来控制俯仰。这种类型的控制面装载于 F-86E 和随后的型号中，大大降低了高速不稳定性，并消除了 F-86A 特有的许多不良压缩性因素，例如在高马赫数下失去控制效率。

水平安定面围绕其后翼梁转动，通过正常的控制杆动作使前缘向上移动 8 度或向下移动。向后拉动控制杆会使平尾前缘向下偏转（距离 0° 机身参考线最多 -10°）。前推驾驶杆会使平尾前缘向上偏转（与 0° 机身参考线最大 +6°）。升降舵通过机械连接结构连接到平尾，且运动与平尾运动直接相关，升降舵行程略大于平尾行程。当飞行员需要改变俯仰时，平尾与升降舵一起移动，即整个尾翼组件被视作一个可移动的控制面。平尾与升降舵的这种联合偏转有效地产生了更大的升降舵操作面，且能有更大的攻角，从而在所有速度下拥有更好的操控性。这种控制效率的提高使得飞机即使在接近音速（ $M = 0.9$ 或更高）的速

度下也能保持良好的俯仰控制效率，并且允许从音速俯冲中更容易地改出，而结构损伤或灾难性故障的风险更小。

脚蹬脚蹬

方向舵由传统悬挂式方向舵脚蹬的线缆系统控制。通过每个脚蹬组件外侧的杠杆，脚蹬可以前后调节。在调整期间，通过与每个脚蹬上的调节杆相邻的位置指示器来辅助脚蹬的精确对准。每个指示器都有一个带数字的表盘；当在每个脚蹬的可见表盘数字对应时，脚蹬调平。在地面滑行期间，舵脚蹬上部的脚蹬动作操作机轮制动器 [W]。

脚蹬通过机械连接装置（一个支杆和曲柄系统）连接到方向舵。脚蹬上的力通过逆向结构从方向舵传递而来。然而，在俯仰控制通道中存在电动配平机构，其通过偏转调整片来偏转方向舵，这基本消除了在脚蹬上的力。

舵配平开关

位于左右控制台上的三位方向舵配平开关（图 5.2）控制电动（主要总线）舵机方向舵配平调整片。它的三个位置是 **LEFT**（向上），**OFF**（中间）和 **RIGHT**（向下）。对于相应的方向舵调整，开关保持在 **LEFT** 或 **RIGHT** 位置，从这些位置弹力加载到中心 **OFF** 位置。

方向舵配平开关可以通过键盘控制（[L^Ctrl + L^Alt + A], [L^Ctrl + L^Alt + S]），也可以通过鼠标点击。



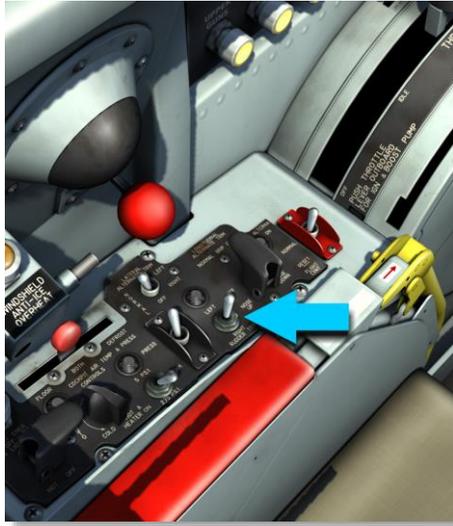
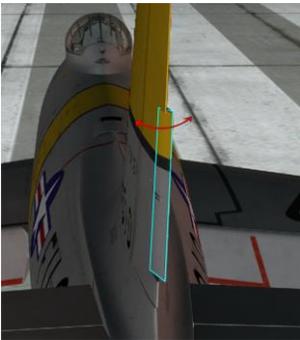


图 5.2 舵配平开关的位置



方向舵配平调整片从一边极限位置到另一边极限位置的行程时间约 28-30 秒。

提示。电动配平机构用于横向不对称的情况，即在未能释放炸弹（或可抛油箱）之后或由于机翼损坏而失去气动对称性之后。

5.2. 电力系统

5.2.1. 简述

该机配备直流和交流电气系统。

直流 (DC) 电源:

来自电池的 24 伏电源，用作备用直流电源；

来自发电机的 28.5 伏电源，它是与发动机转子机械连接的主要直流电源。

对于地面上的发动机起动，地面 DC 电源连接到飞机。

交流 (AC) 电源:

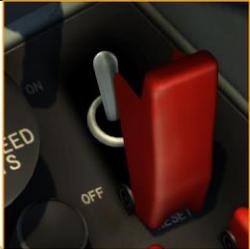
交流电 (AC) 由单相 (115 V, 400 Hz) 和两个三相 (115 V, 400 Hz) 逆变器提供。

对于除电源以外的系统的操作，驾驶舱有断路器，按钮，开关，指示器和告警灯（见下文）。

与电气系统连接的驾驶舱对象：

	<p>1. 左断路器面板（在模拟中，所有断路器都是打开的）。</p>
	<p>2. 直流电压表。指示发电机输出电压。</p>

		<p>3. 电力负载表。指示耗电量占发电机功率的百分比。</p>
		<p>4. 发电机故障告警灯</p>
		<p>5. 主三相逆变器故障告警灯</p>
		<p>6. 双三相逆变器故障告警灯。</p>
		<p>7. 单个三相逆变器故障告警灯。</p>

		<p>8. 电池开关。</p>
		<p>9. 发电机开关。默认情况下覆盖有一安全帽。有三个位置：ON-OFF-RESET。</p>
		<p>10. 电压变阻器（游戏中未启用）。</p>
		<p>11. 右断路器面板（对于游戏不需要操作，所有断路器默认均为开）。</p>

飞机电力略图

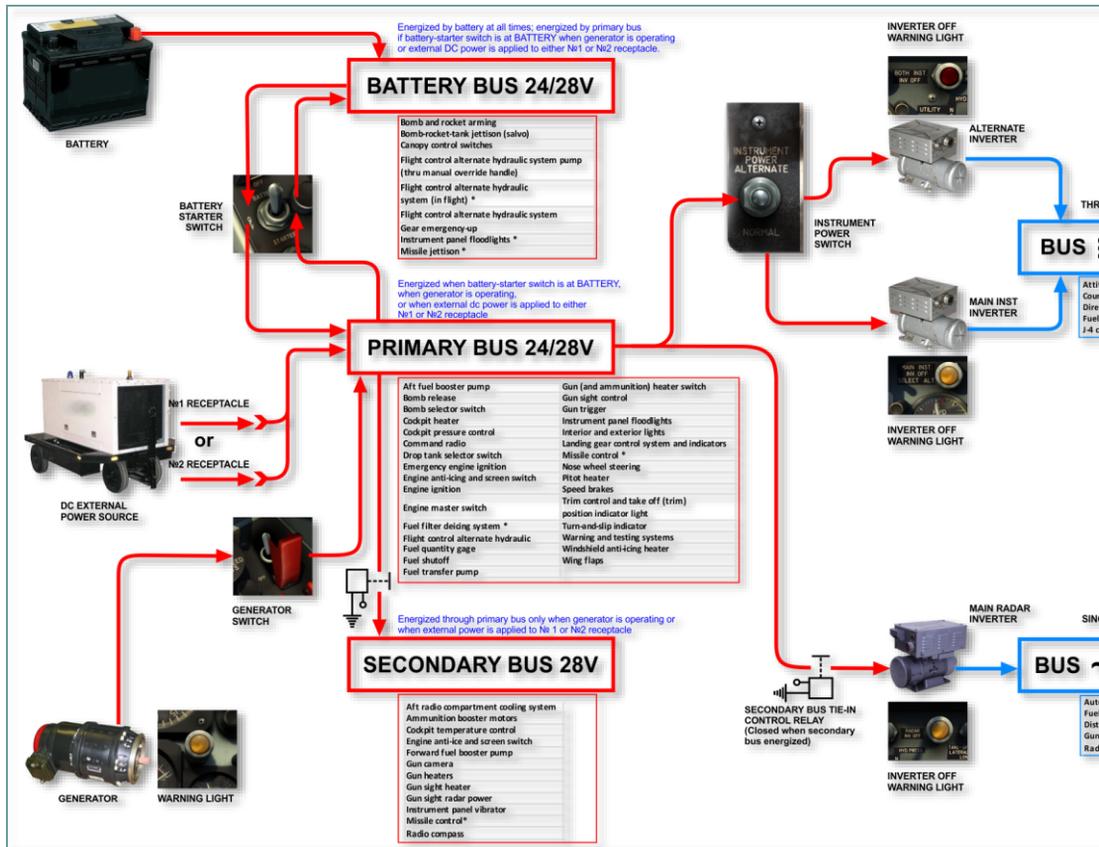


图 5. 3F-86F-35 电力略图

直流电力系统

直流电源通过三条总线供电：电池总线，主要总线和辅助总线。

电池总线直接由电池供电。无论 BATTERY-OFF 开关的位置如何，只要电池容量足够时始终接入。只有当 BATTERY-OFF 开关处于 BATTERY 位置时，电池总线才能从发电机或外部电源接收电力。

供电：

电池总线

炸弹和火箭弹解除保险
炸弹-火箭弹-油箱抛离（齐投）
座舱盖控制开关
飞行控制备用液压系统泵（通过手动超限手柄）
飞行控制备用液压系统（在飞行中）*
飞行控制备用液压系统
起落架应急收起
仪表板泛光灯*
导弹抛离*

主要总线直接连接到发电机端子。仅当 **BATTERY-OFF** 开关处于 **BATTERY** 位置时，才能将此总线连至电池。

供电：

主要总线
后部燃油增压泵
炸弹释放
炸弹选择开关
驾驶舱加热器
驾驶舱压力控制
指令无线电
可抛油箱选择开关
紧急发动机点火
发动机防冰和格栅开关
发动机点火
发动机主开关
燃油过滤除冰系统*
飞行控制备用液压系统（地面上）*
燃油油量表
燃油关断阀
燃油输送泵
机枪（和弹药）加热开关

辅助总线从主要总线接收电力，但仅在发电机接入，或有来自端口 1/端口 2 的外部电源时才接收电力。

供电：

辅助总线
后部无线电隔舱冷却系统

拨弹机电机
驾驶舱温度控制
发动机防冰和格栅开关
前部燃油增压泵
照相枪
机枪加热
射击瞄准具加热
射击瞄准具雷达电源
仪表板振动计
导弹控制
无线电罗盘

这种电源配置允许在发电机故障的情况下果断地断开二级输电。

在 **BATTERY** 位置，电池用作备耗电源。电池容量为 **34 Ah**。

发电机容量大于 **11kW**（允许电流为 **400A**）。

交流电系统

The AC power supply system includes:

- 单相 **115V 400Hz** 电流和总线（由单相逆变器供电）；
- 三相 **115V 400Hz** 电流和总线（由三相逆变器供电）。
- 三相电路中的额外备用三相逆变器，用于当主要的逆变器故障后接入（但仅通过手动切换）；
- 两个连接到主要总线的三相逆变器（主要耗电器是燃油表，滑油压力表和液压系统压力表）。

三相逆变器为所有的陀螺仪设备，燃油流量计和压力表（燃油，滑油和液压系统）供电。

地面电源连接

两个地面电源插座位于机身左侧略微靠后处，位于机翼后缘的上方。

在 **F-86F-35** 上，当地面电源连接到端口 **1** 或端口 **2** 时，将输送电力给两条总线（如果开关处于 **BATTERY** 位置，则提供给电池）。

断路器

通过双触点推挽式断路器和自动开关保护大多数电路不会超载。断路器面板位于驾驶舱的左侧和右侧（靠近飞行员座椅），并允许飞行中复位断路器（游戏

中不需要复位)。默认情况下，它们始终处于接通状态，因此玩家无需在飞行前准备期间接通它们。

大多数交流电路是由不能在飞行中复位的断路器保护。

5.2.2. 电力系统组件故障

发电机故障



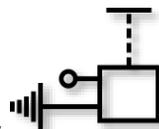
用琥珀色灯指示。发电机故障或发电机开关处于 OFF 或 RESET 位置时，指示灯会亮起。

发电机可能由于机械损坏（例如，破片或弹头）而失效。如果输入电压超过 31 伏，它会自动断开。如果出现超过电压，您可以尝试通过将开关移至 RESET 然后再返回 ON 来重置发电机。

注意：发电机故障告警灯的亮起表示从辅助总线供电的所有设备都处于失效状态。主要总线的所有耗电设备都被重新连接到电池。因此，为了节省电池电量，必须关闭所有不影响飞行安全的设备。

下表中列出的耗电设备会断开连接。

后部无线电隔舱冷却系统
拨弹机电机
驾驶舱温度控制
发动机防冰和格栅开关
前部燃油增压泵
照相枪
机枪加热
射击瞄准具加热
射击瞄准具雷达电源
仪表板振动计
导弹控制
无线电罗盘



当发电机发生故障时，启动辅助总线接头控制继电器（参见图 5.3），断开连接到 115V 总线的耗电设备（参见单相逆变器故障）。

电池电量足以满足飞行 7 到 10 分钟。

单相逆变器故障



仪表板上的琥珀色指示灯指示。

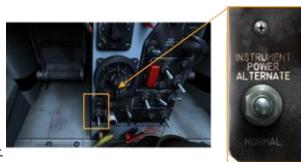
在单相逆变器故障的情况下，整个单相 115V 400Hz 电路断电。该电路的所有耗电器都会停止运转（见下表）。

自动温度控制
燃油流量计
距离指示器
射击瞄准具和瞄准雷达
无线电磁场指示器

单个三相逆变器故障



仪表板上的琥珀色指示灯指示。如果单个三相逆变器



发生故障，必须通过转动中心基座上的开关将电源切换到备用逆变器：切换到备用逆变器后，三相 115V 400Hz 交流总线的所有耗电器的电力恢复。

两个三相变频器故障



仪表板上的红灯指示。

如果两个三相逆变器都发生故障，整个三相 115V 400Hz 交流电路将断电。该电路的所有耗电器都会停止运转（见下表）。

地平仪
航道罗盘
航向指示器
燃油，滑油，液压压力表
J-4 罗盘系统

5.3. 燃油系统

燃油系统的目的是储存机载燃油，为燃油控制系统提供连续的燃油供应，并能达成所需的燃油管理计划。

5.3.1. 大体略图和描述

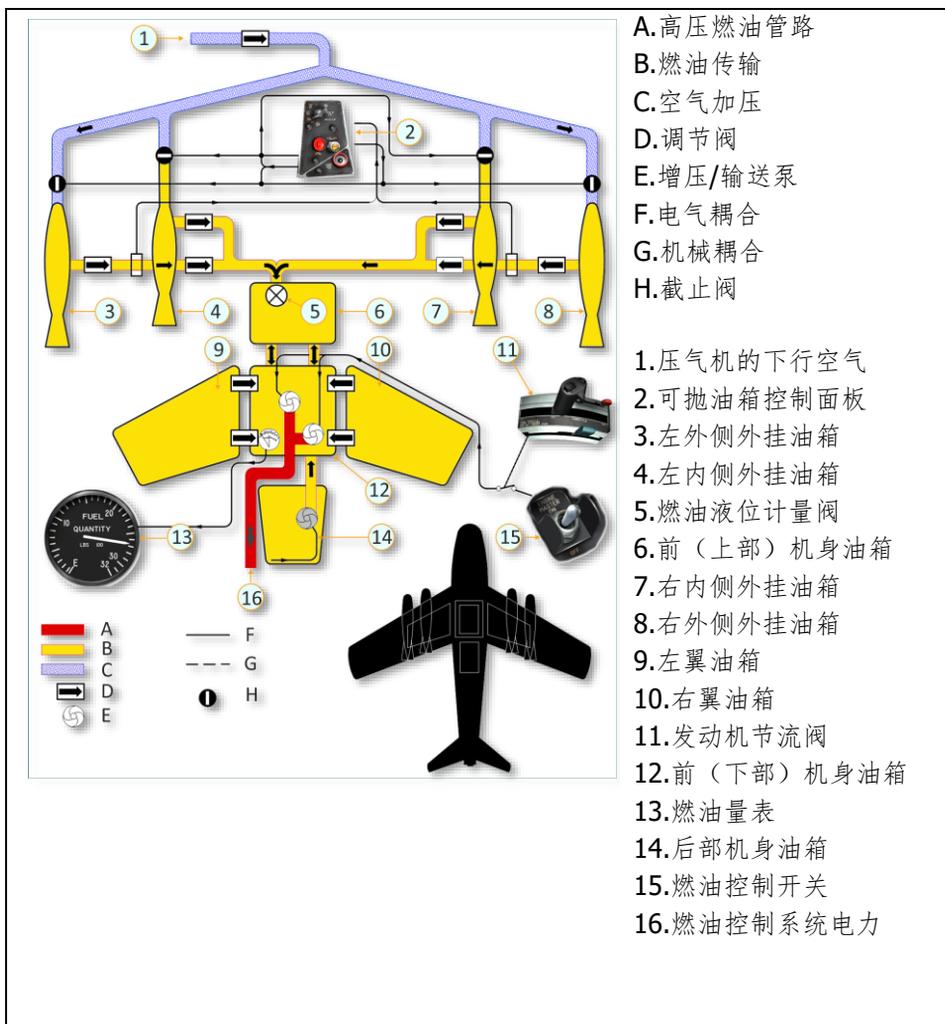


图 5.4 飞机燃油系统略图

机载燃油储藏四个油箱中——机身中有两个（前部和后部），每侧半翼内部各有一个。

为了增加机载燃油储量，可在每侧半翼下方安装两个外挂油箱。



图 5.5 飞机携带的外挂油箱

内侧挂架可以挂 450 升（120 加仑）的油箱。外侧挂架可以挂 760 升（200 加仑）的油箱。

前机身油箱由两部分组成——上部和下部。下部用作供油。包括外挂油箱在内的所有其他燃油油箱都连接到该供油油箱。它有两个电动增压泵，一旦发动机主开关打开，发动机节流阀从 OFF 变为 IDLE，即开始工作。在正常操作中，燃油通过重力流到供油油箱。在机身后部，有一个额外的油箱，当供油油箱中的油位变低（大约 200 升（56 加仑））时自动接合。通过止回阀防止反向燃油流动。

燃油系统有一个输送泵（在后部油箱）用于补充供油油箱，在供油油箱中的两个增压泵本身需要在燃油控制系统泵上游产生额外压力。

输送泵和后增压泵连接到主管线，而前增压泵连接到辅助管线。但是，如果所有泵都发生故障，燃油系统将正常运行，即发动机的自动泵将自动接入以产生额外的压力，迫使来自后部油箱的燃油自行流入前部油箱。因此，随着燃油的消耗，飞机平衡可能会有明显变化。

5.3.2. 与燃油系统相关的驾驶舱对象

	<p>1. 发动机节流阀在最靠后（OFF）位置，从油箱到发动机的燃油管路机械关闭。</p>
	<p>2. 可抛油箱控制面板</p>
	<p>3. 用于选择激活的外挂油箱的可抛油箱控制面板 7 位选择开关（晶片开关）</p>
	<p>4. 可抛油箱控制面板。油箱抛离按钮</p>

	<p>5. 可抛油箱控制面板。外侧油箱空告警灯。</p>
	<p>6. 可抛油箱控制面板。所有外挂挂载抛离按钮。</p>
	<p>7. 燃油量表。最大值（机内油箱）2879磅。</p>
	<p>8. 燃油流量计</p>



燃油油量表。燃油油量表位于仪表板上，显示内部油箱中的总燃油量。该装置的一个特点是，即使燃油箱中的燃油测量基于燃油体积，但它也能以千磅来计数。虽然密度和热膨胀是自动补偿的，但是从体积转换为重量的燃油读数留下了不精确的情况。

提示。 在外部油箱中的所有燃油耗尽并且机内油箱中的燃油开始消耗之后，燃油油量表才开始显示读数变化。

燃油流量计位于仪表板上，显示供油管路中的燃油流量，以磅/小时表示。燃油流量计的读数不准确（它们取决于燃油的温度，密度和化学成分），并允许飞行员估算燃油流量。该设备由三相交流电流供电。

5.3.3. 燃油管理方案

第一批耗尽的油箱是外挂油箱。为确保燃油从这些油箱中传输，它们由压气机下游的空气加压（见图 5.4）。然后使用来自前部油箱上部分的大约 80 升（20 加仑）的燃油（重力供油给下部分的油箱）。然后，后油箱中的输送泵打开并开始抽取燃油通过前油箱的下部分送到上部分。这个循环反复进行，直到后油箱中的燃油开始**晃动**。然后来自内部机翼油箱的燃油开始重力供给前油箱的下部分。该燃油管理方案允许保持前置重心。

通过油箱中的压力差和后机身油箱中的输送泵的操作来确保自动燃油消耗顺序。在输送泵故障的情况下，前油箱中的泵的力足以从所有内部油箱输油到供油油箱，并保持连续燃油流量，从而使发动机的稳定运转。

5.3.4. 油箱使用控制

油箱使用操作和抛离控制在驾驶舱左侧斜板上的可抛油箱控制面板（图 4.12）上进行控制。通过将晶片开关置于相应位置来控制外挂油箱的操作和抛弃。



弃。

将开关设置到 **OUTBD ON** 和 **JET** 位置，打开关闭电磁阀，从压气机后面向外部燃料箱供气。将开关分别设置在 **INBD ON&JET** 位置，对外挂内侧油箱加压。为了保持重心位置正确并确保正常的横滚控制，建议先使用外侧外挂油箱，然后再使用内侧外挂油箱。

在内部油箱开始消耗后，晶圆开关必须保持在 **INBD ON&JET** 位置。这可以保证这些油箱完全耗尽燃油（没有指示表明内侧外挂油箱耗尽燃油）。

当开关处于 **ALL TANKS OFF** 位置时，外部油箱不再加压，燃油将不会从它们那里供给。

内侧挂架的锁定通过电信号解锁，对内侧油箱进行抛弃。对于外侧油箱的抛弃，电信号解锁锁定并激活爆炸机构，将油箱推离飞机。

对于油箱的抛弃，必须采取以下步骤：

确保被抛弃的油箱不再含有燃油：对于外侧油箱，琥珀色警示灯提示无燃油；对于内侧油箱，无燃油的指示是机身的油箱燃油开始消耗（表上的数值低于 2880 磅）；

将晶片开关设置到与选择用于抛弃油箱相对应的位置

OUTBD ON & JET 用于外侧油箱的抛弃；

INBD ON & JET —抛弃内侧油箱；

按油箱抛离按钮。

通过将晶片开关设置到相应的位置（在上面的例子中它是右外侧油箱）来抛弃特定的油箱。

提示。如有必要，也可以抛弃全满或半满的油箱。如果主要总线上有电力，油箱抛离位置的开关给抛离电路供电。

5.3.5. 燃油增量

每个油箱的燃油量参见表 5.1。

表 5.1

油箱	油箱数	有效（可用）燃油（每个油箱）				Полная заправка топливом (каждый) 满油(每个油箱)			
		磅	千克	加仑	升	磅	千克	加仑	升
前机身	1	1274	580	196	740	1306	592	201	760
后机身	1	682	310	105	400	689	312	106	402
机翼内	2	435	197	67	250	442	200	68	257
外挂外侧	2	780	350	120	450	780	350	120	450
外挂内侧	2	1300	590	200	760	1306	592	201	760

提示。

1. 无外部油箱的总有效（可用）燃料：2827 磅/ 435 加仑。
2. 总有效（可用）燃料，两个外部油箱各 120 加仑：4387 磅/ 675 加仑。
3. 总有效（可用）燃料加两个外部 120 加仑和两个 200 加仑油箱：6987 磅或 1075 加仑。

5.4. 液压系统

5.4.1. 总述

该机有三套独立的液压系统，其压力恒定：通用液压系统，正常液压助力系统和备用液压助力系统。

通用液压系统供给以下飞机系统：

起落架收放系统；

前轮转向系统；

机轮制动操作；

减速板展开和收回。

正如其名称所示，两套助力系统的目的是减轻俯仰和横滚控制管路中驾驶杆上的载荷。

通用液压系统完全独立于两个助力系统。此外，通用液压系统有用于前起落架的紧急放下的液压蓄能器。

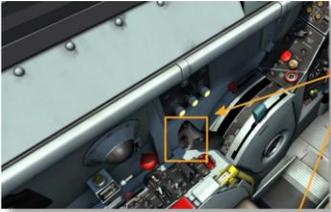
在位于仪表板左上角的一个通用表上监控所有三个系统中的压力。压力表有一个开关，用于选择通用，正常和备用液压系统。

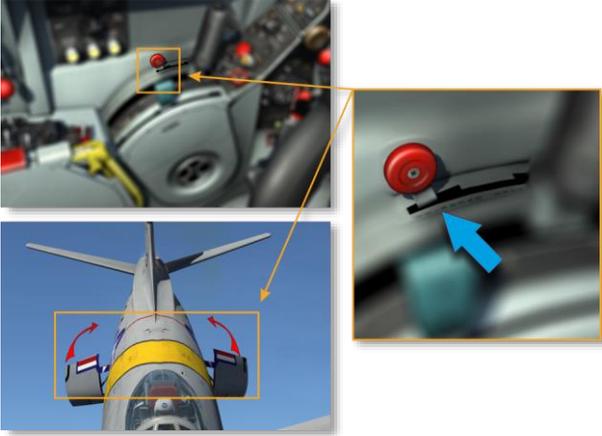


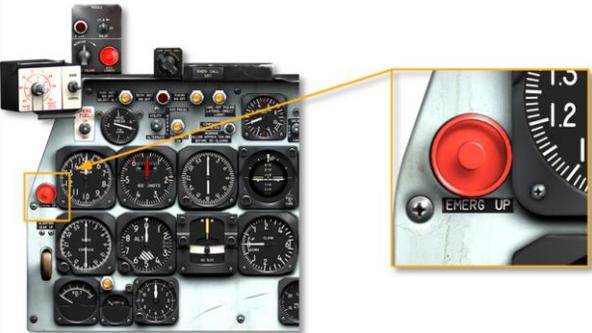
图 5.6 液压系统指示和控制

压力表由连接到主要总线的三相（36V/400 Hz）逆变器总线供电。

5.4.2. 与液压系统有关的驾驶舱对象

 	<p>1. 助力系统的飞行控制开关：为了激活备用液压助力系统，开关必须移至 ALTERNATE ON。为了激活正常液压助力系统，开关必须短时间移动至 RESET 然后移至 NORMAL。</p>
  	<p>2. 在节流阀上的减速板展开/收起开关 [B]</p>

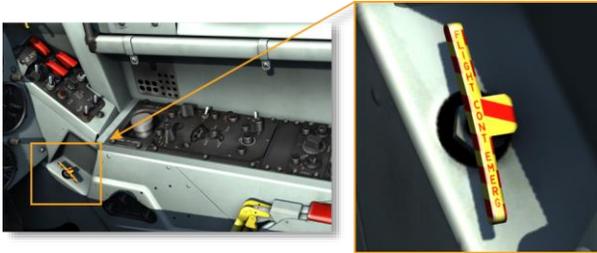
	<p>3. 减速板应急收回杆</p>
---	--------------------

	<p>5. 起落架应急收起 (应急上位) 杆</p>
	<p>6. 压力表, 适用于 所有三套液压系统</p>
	<p>7. 压力表开关, 用于 选择三套液压系统 中的一个: UTILITY-NORMAL- ALTERNATE; 指示 替代液压助力系统 激活的告警灯。</p>

	<p>8. 驾驶杆上的按钮 [S] 用于激活前轮转向系统。除了按钮之外，必须踩下其中一个脚蹬。</p>
	<p>9. 飞行控制杆，激活在俯仰和横滚控制管路中的助力驱动杆</p>
	<p>10. 起落架应急释放手柄。为起落架液压致动器提供通用液压系统中的剩余压力</p>



11. 脚踏的上半部分（可偏转），激活机轮制动系统。在游戏，它是由键盘[W]或从操纵杆完成。



12. 在电路故障时手动切换到备用液压助力系统的手柄。

5.4.3. 通用液压系统和相关系统

通用液压系统略图

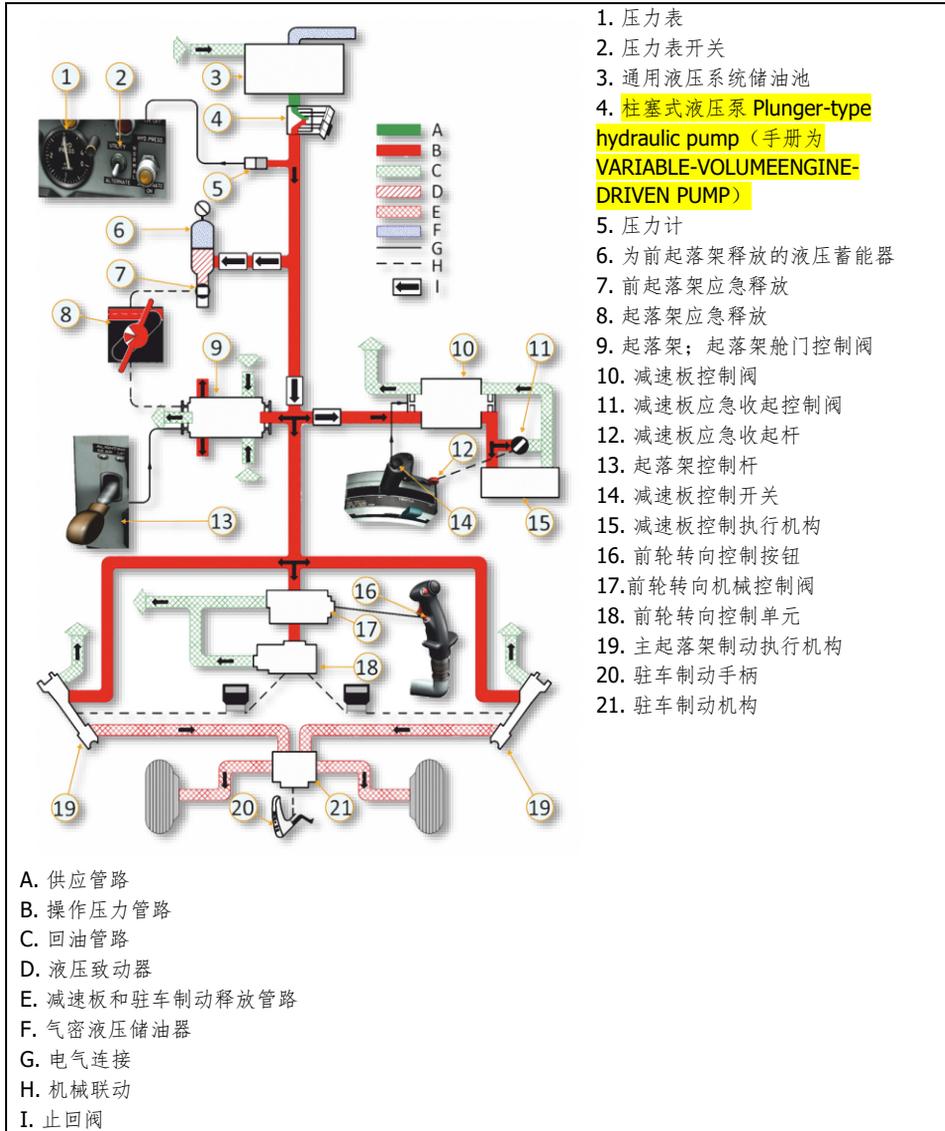


图 5.7 通用液压系统略图 (补充)

液压油从位于右侧机身中的储油器进入系统。正常液压助力系统中的压力由发动机转子驱动的柱塞式泵维持。

起落架伸出/收起系统

该系统带有由通用液压系统供能的液压作动机构。为了将液压作动机构连接到起落架伸出/收起管线，有一个连接到主要电气总线的电磁阀。为了控制阀门，



驾驶舱内有一个位于仪表板底部的起落架控制手柄。

主起落架收回至在机身和机翼中的隔舱。前起落架收回到机身中的隔舱。为了收回，前轮转动 90°，使其平行于地面，并使其自身适配进气口和机身蒙皮之间的小型隔舱。

在收回和释放之后，起落架保护舱门关闭并锁定，从而在飞行中不增加空气阻力，并在地面防止灰尘和污垢进入。

起落架伸出大约需要 5 秒，而收回大约需要 4 秒。主起落架配备由通用液压系统供压的液压制动器。

起落架位置指示器具有起落架的三个位置的标记：

起落架上位指示



不安全告警指示（中间位置）

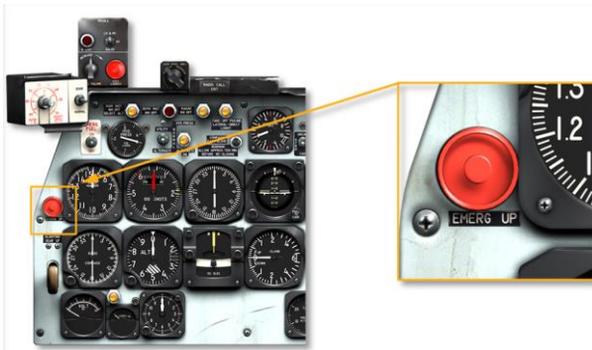


起落架下位指示



主起落架配备有由飞机上的通用液压系统驱动的盘式制动器。为了制动，必须踩下脚蹬的上部可移动部分（现实中）。在游戏中—**[W]**。

起落架紧急上位按钮



紧急起落架收回是一种设计为在起飞期间（在现实中）发动机失效下收起的起落架的系统。这用于在短跑道上处于抬轮速度的发动机故障，这样没有足够的空间及时停止。出在地平面时的早期弹射座椅无法保证生还。因此，紧急起落架的收回设计是为了在起飞时失去发动机后给飞行员一个机会。当按下紧急起落架收回按钮时，起落架会以破坏方式穿过起落架舱门（未建模）。紧急收回有自己一套的完整的液压管路系统，它没有向起落架舱门施加任何压力以打开它们（我们的模型中，我们已完成的液压管路系统里没有该建模）。

因此，起落架紧急上位按钮没有必要在飞行中操作，因为起落架总是通过正常程序收回。

起落架紧急释放手柄

在通用液压系统中的压力下降和电力损失的情况下，可以操作位于紧急控制面



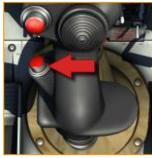
板（在武器面板下方）的紧急释放杆来放下起落架。

要在紧急模式下放下起落架，调低起落架释放杆（用于放下）并将紧急释放手柄向后完全拉出。

提示。强制解除上位锁后的主起落架通过残余液压和重力/自身重量来释放。由于需要将前轮转动90°，所以前起落架使用来自特别液压蓄压器的压力，该蓄压器的蓄压足以完成一次释放。

前轮转向系统

前轮转向由通用液压系统中的压力供能，并由脚蹬和驾驶杆上的转向启动按钮



控制。

前轮转向范围为 $\pm 21^\circ$ 。转向时，按住驾驶杆上的按钮[S]。

为了接入转向装置；必须按住开关，并且方向舵脚蹬对准前轮转动的方向。当前轮和方向舵脚蹬以这种方式协调时，前轮转向单元自动接入。

提示。如果前轮在中心两侧超过 21° ，前轮单元将不会接入。如果前轮转动超过此范围，则必须操作机轮制动器将其转回转向范围。

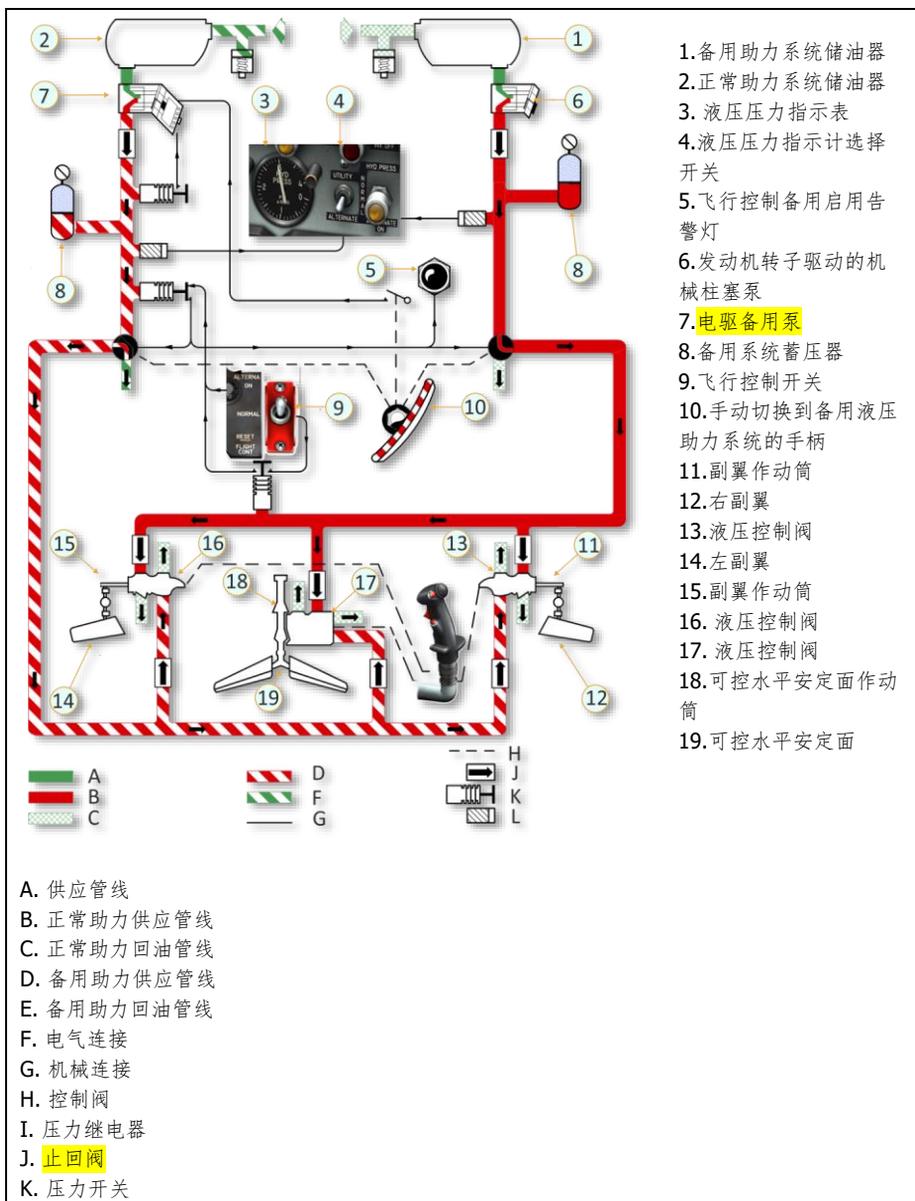
在游戏发布实现框

当驾驶杆上的前轮转向控制按钮松开时，前轮转向系统开始作为减摆器工作，并且前轮进入自由万向轮模式。

5.4.4. 液压助力系统

飞机有两套完全独立的液压助力系统：正常和备用（图 5.8）。

液压助力系统略图



L.压力传感器

图 5.8 液压助力系统略图 (修正补全)

一般描述

每次只能有一套系统运行。任一助力系统都能完全消除当控制面（副翼，平尾，升降舵）在空中改变其位置带来的驾驶杆载荷。通过向属于控制系统的作动筒缸供应液压流体来抵消力。作动筒（依照上图应该为控制阀）具有两个接口。一个接口由正常的助力系统供给，另一个由备用助力系统供给。一次只有一个接口被激活的。

正常液压助力系统

在正常的液压助力系统中，由机械连接到发动机转子变速箱的柱塞泵维持压力。

正常液压助力系统拥有独立于备用系统的独立蓄压器。正常工作压力约为 3000 PSI。然而，在驾驶杆上施加较大的力时，压力可能随着随后的复位而略微降低。

备用液压助力系统

在通用液压系统故障的情况下，备用液压助力系统接替通用液压系统的所有功用。

备用液压助力系统中的压力由电池和主要总线供能的电驱柱塞式液压泵维持。液压泵的操作由压力继电器控制，该压力继电器在一定条件下自动将备用液压助力电动泵接入 DC 电路（见下文）。

液压助力系统的操作

如果断路器 ALT HYD PUMP 和 EMERG HYD CONT 打开并且电池处于接入状态（即处于 BATTERY 位置），则备用液压助力系统的电动泵也会打开。在这种情况下，直到发动机启动并且正常液压助力系统中的压力超过 2750PSI 之前，备用液压助力系统的电动泵会持续工作。在发动机启动之后，正常液压助力系统中的压力增加，而备用液压助力系统自动进入待机模式。

一旦正常液压系统中的压力降至 **650 PSI** 以下，就会自动完成从正常液压助力系统到备用液压助力系统的转换。它由仪表板上的备用接入告警灯指示。从正



常液压助力系统到备用液压助力系统的切换，用于在维护期间检查转换功能，并且在真实故障的情况下用作自动转换为备用。

提示。1.如果备用系统中的压力水平低于操作压力，则无法自动或手动从正常液压助力系统切换到备用液压助力系统。

2.如果主要总线已通电，并且断路器 **ALT HYD PUMP** 和 **EMERG HYD CONT** 接通，则备用液压助力系统泵总是在备用液压助力系统中的压力降至 **2750PSI** 以下时自动启动；

3.如果主要总线上没有电力，但断路器 **ALT HYD PUMP** 和 **ALT HYD CONTROL** 打开，并且前轮**没有承重**（有一个微动开关），在正常液压助力系统中的压力低于 **2750 PSI** 下，备用液压助力系统泵将自动启动。如果前轮承重，泵将无法启动。

由此，备用液压助力系统泵的操作不依赖于 **ALTERNATE ON—NORMAL—RESET** 开关的位置。该开关仅选择将向作动筒提供压力的系统。

5.5. 发动机防冰系统

除了进气道防护格栅外，发动机进气道的所有具有空旷正面区域的小块均具有防冰保护功能。

进气道正面唇口和压气机进口导叶由压缩空气连续且自动地加热。

从驾驶舱打开防冰系统后（图 5.9），来自压气机的热空气开始进入发动机正面唇口和发动机保护锥。为了防止整流罩过热，系统中有一个温度保险，存在一个控制热空气供应的热敏开关。当从驾驶舱打开防冰系统时，发动机进气道防护格栅自动缩回，以防止在其上结冰。

防冰和保护格栅开关



图 5.9 发动机保护开关

这是一个三位开关。在 **EXTEND** 位置，发动机进气道防护格栅伸出并预防在发动机运行期间的地面异物吸入（在游戏中，不模拟异物的吸入）。在 **RET** 开关位置，防护格栅收回。主旨是让它们在飞行中收回以防止在它们上结冰，这会导致发动机的进一步损坏。在飞行结冰条件下，开关必须设置为 **ANTI-ICE**。在这种情况下，从压气机出来的热空气被输送到发动机正面唇口和保护锥以防止结冰。

5.6. 在地面上对发动机保护免受异物的影响

发动机进气口配有防护格栅系统，可保护压气机不受吸入地面异物的影响（游戏中不会模拟吸入异物）。该系统由八个格栅组成，同时在发动机进气道展开。格栅的展开和收回由驾驶舱控制（图 5.9）。在地面发动机运行期间，必须展开格栅（**EXTEND** 位置，游戏中不需要）。在飞行中它们必须收回（**RET**）以防止它们结冰（游戏模拟了结冰条件对发动机的影响）。

5.7. 发动机火灾指示系统



图 5.10 火灾指示系统

1. 发动机火灾指示系统的环路开关
2. 前部发电机舱室的火灾告警灯
3. 后部发电机舱室的火灾告警灯

发动机火灾指示系统的目的是告知发动机起火。该系统包括火灾探测器和驾驶舱警示灯。

火灾探测器安装在由防火墙隔开的前部（压气机和变速箱）和后部（燃烧室和尾喷管）发动机舱室。

发动机没有灭火系统。

5.8. 空气增压和调节系统

两套独立控制的生命支持系统操作来自压气机最后一级的空气。

总体略图

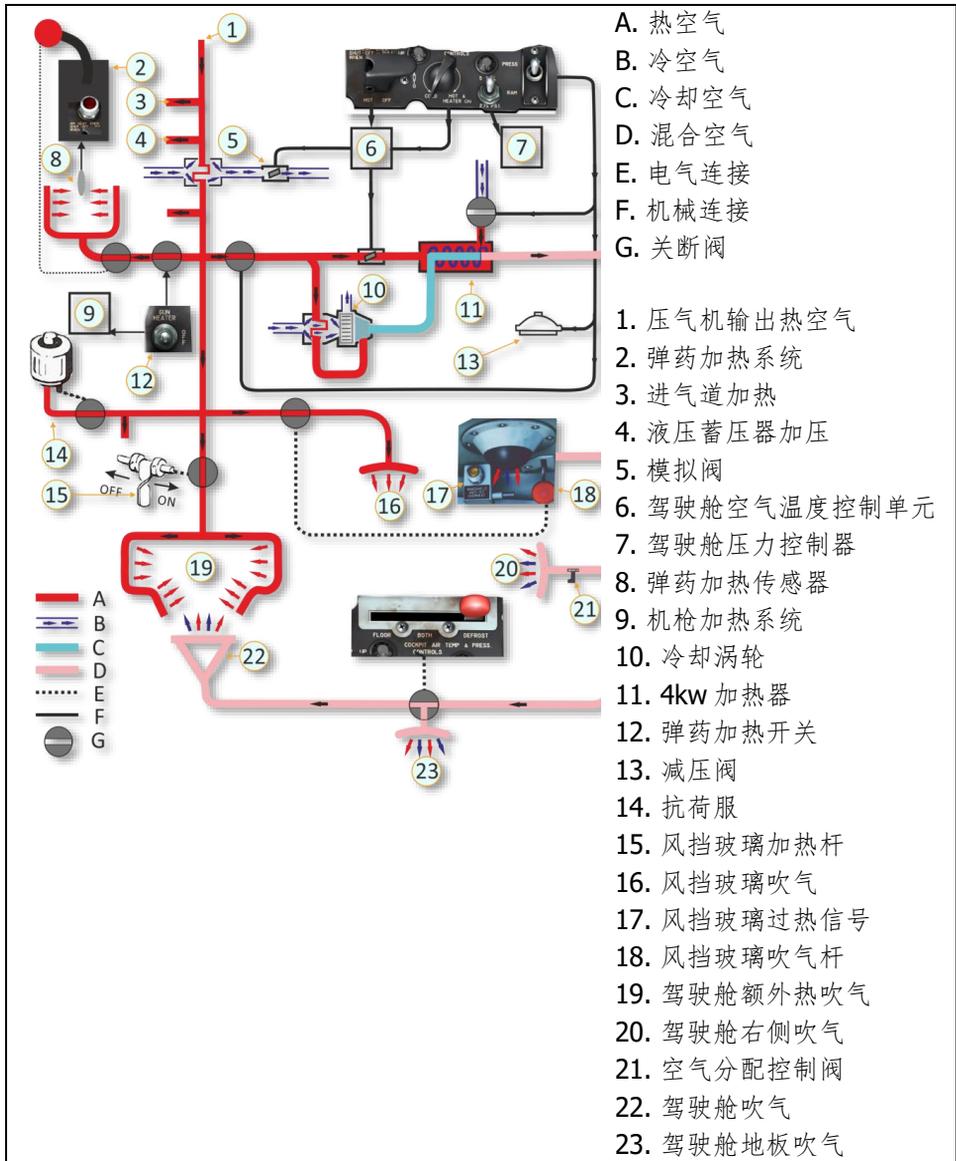


图 5.11 空气增压和调节系统



5.8.1. 系统操作

热空气最初在主热交换器中冷却，然后再分成两股气流。一股气流保持在初始冷却水平，另一股气流通过另一个冷却器。

部分空气直接供应给需要压缩空气的系统：

防荷服；

驾驶舱加压；

外部油箱加压；

弹药舱鼓风；

挡风玻璃吹气。

剩下的部分空气通过温度控制系统，由通风孔到达驾驶舱。

根据驾驶舱内电子空气温度控制单元的设定来调节空气温度。

该系统采用以下温度控制原理：空气进入驾驶舱后，通过两个通道进行混合。第一个通道—来自主热交换器，第二个通道—在额外冷却后。

如果驾驶舱内需要较冷的空气，则控制单元的电子阀在进入驾驶舱之前会将空气送去进行额外的冷却。

驾驶舱内的压力由来自通气孔的气流维持，并由差压控制器调节。

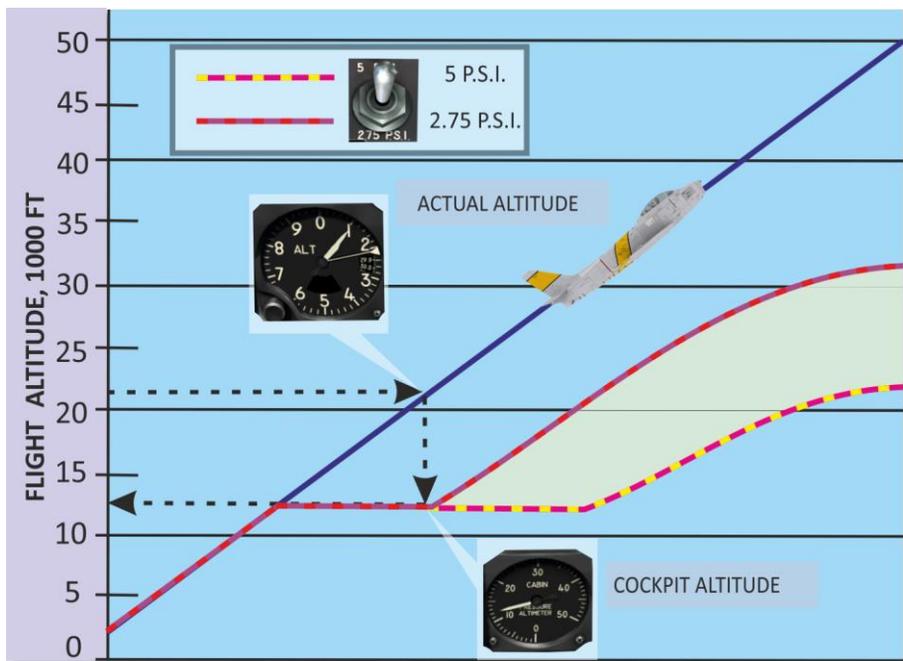


图 5.12 驾驶舱增压系统的运行

提示。用于空气加压和调节系统的空气由压气机的输出端获得。因此，对于系统的正常运行，根据飞行高度保持一定的发动机转速非常重要，见表 5.2。

表 5.2

飞行高度, ft	发动机转速, %
10,000	70
15,000	73
20,000	75
30,000	80
40,000	92
45,000	100

5.9. 氧气系统

氧气系统在飞行中起到给飞行员提供足够氧气的作用。

它包括四个储氧气瓶，管路，止回阀和氧气调节器，参见图 5.13。

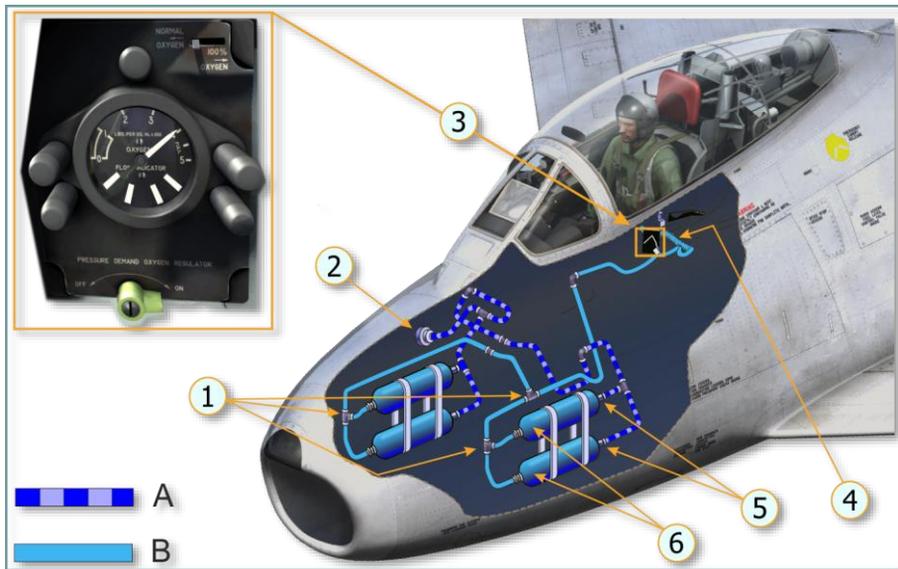


图 5.13 氧气系统

- A—氧气填充管路
 B—氧气供应管路
 1. 止回阀
 2. 填充阀
 3. 氧气调节器

4. 带氧气面罩连接点的面罩管
 5. 止回阀（典型的 4 位置）
 6. 氧气瓶

(A) —氧气填充管路可将地面单元连接器连接到氧气瓶；

(B) —氧气供应管线；

(1) —止回阀（在供应管路中）在发生故障时自动隔离氧气系统中的气瓶和相关供应管路部分（因此，氧气供应将继续，不会通过穿孔气瓶泄漏或损坏的 upstream 止回阀的管路泄露，甚至不会从残存的一个气瓶中泄露）；

(2) —填充阀，用于地面单元连接。没有在游戏中建模。

(3) —氧气调节器；

(4) —有氧气面罩连接点的面罩管；

(5) 气瓶填充管线中的止回阀(6)，防止在填充管路损坏的情况下，氧气从气瓶中泄露。

(6) 一用于机载氧气储存的氧气瓶。

氧气调节器

对于氧气调节器，请参见图 5.14。



图 5.14 氧气调节器

- | | |
|--------|--------|
| 1. 稀释杆 | 3. 流量表 |
| 2. 压力表 | 4. 供应杆 |

(1) 一稀释杆选择混合物中的氧气比率，并有两个位置：正常氧气（氧气比率根据驾驶舱压力自动调节）和 100% 氧气（混合物中 100% 氧气，用于紧急情况）；

(2) 一压力计，用于气瓶压力监测，读数为每平方英寸数百磅（LBS PER SQ. IN 或 PSI）。完全充气的气缸压力为 400 PSI。

(3) 一流量表通过交替的黑色和白色槽显示氧气流量：



(4) 供应杆可用于切断面罩的氧气供应。

该模拟中必然会一直带着面罩。因此，如果供应杆关闭，在 30-40 秒的飞行员就会无法呼吸并可能“失去意识”。在活动期间，它应始终处于 ON



氧气系统操作

系统的正常运行（稀释杆设置为 **NORMAL OXYGEN**）确保纯氧和空气按取决于飞行高度的比例进行混合，以将及混合物输送给飞行员面罩。此外，可选择 **100% 供氧**（如果设置为 **100% OXYGEN**）。

机载氧气消耗的持续时间根据飞行高度，系统运行条件和气瓶中的当前压力而变化。供给持续时间（小时）见表 5.3.

表 5.3

驾驶舱高度。 FT	模式	压力计压力- PSI						
		400,0	350,0	300,0	250,0	200,0	150,0	100,0
40000	100% OX.	5,7	4,9	4,1	3,2	2,4	1,6	0,8
	NORMAL OX.	5,7	4,9	4,1	3,2	2,4	1,6	0,8
35000	100% OX.	5,7	4,9	4,1	3,2	2,4	1,6	0,8
	NORMAL OX.	5,7	4,9	4,1	3,2	2,4	1,6	0,8
30000	100% OX.	4,2	3,6	3,0	2,4	1,8	1,2	0,6
	NORMAL OX.	4,2	3,6	3,0	2,4	1,8	1,2	0,6
25000	100% OX.	3,4	2,9	2,4	1,9	1,4	1,0	0,5
	NORMAL OX.	4,0	3,4	2,8	2,3	1,7	1,1	0,6
20000	100% OX.	2,7	2,3	1,9	1,5	1,2	0,8	0,4

	NORMAL OX.	4,5	3,9	3,2	2,6	1,9	1,3	0,6
15000	100% OX.	2,1	1,8	1,5	1,2	0,9	0,6	0,3
	NORMAL OX.	5,4	4,6	3,9	3,1	2,3	1,5	0,8
10000	100% OX.	1,8	1,5	1,3	1,0	0,7	0,5	0,3
	NORMAL OX.	7,2	6,2	5,2	4,1	3,1	2,1	1,0

飞行前的氧气系统检查

1. 氧气供应杆—安全位于 ON。



2. 检查氧气压力计在 400 磅/平方英寸。



3. 将稀释杆设置为正常氧气。



5.10. 照明设备

照明设备使飞机能在夜间操作。它包括舱内照明和外部照明系统。

5.10.1. 舱内照明系统

该系统在夜间保障能看清仪器读数和大多数驾驶舱控制装置。

该系统包括：

仪表环形灯；

左右控制台泛光灯；

左右控制台的整体照明；

C-4A 驾驶舱通过工作灯（左和右）；

驾驶舱照明变阻器面板；

与照明设备电源相关的断路器。

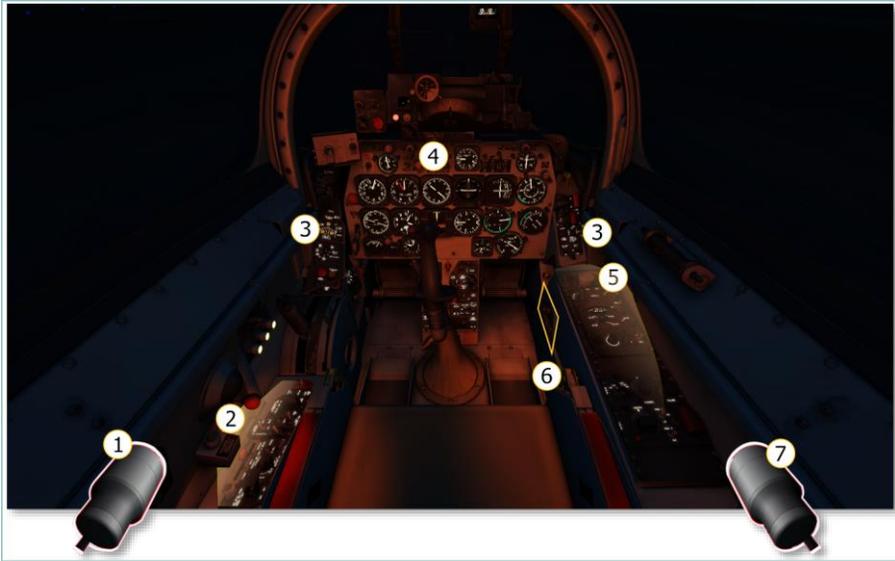


图 5.15 位于 F-86F-35 驾驶舱内的灯光控制

- | | |
|--------------------|--------------------|
| 1. C-4A 驾驶舱左通用工作灯； | 5. 右控制台泛光灯； |
| 2. 左侧控制台泛光灯； | 6. 驾驶舱灯光变阻器； |
| 3. 左右控制台整体照明； | 7. C-4A 驾驶舱右通用工作灯； |
| 4. 仪表环形灯； | |

(1) C-4A 左驾驶舱通用工作灯安装在飞行员座椅的左侧，为载荷控制台，左前控制台以及左侧部分仪表板提供额外的照明，其独立于仪表专用整体照明；



(1) C-4A

(2) 左侧控制台泛光灯为左侧控制台提供额外照明；



(3) 左右控制台的整体照明，照亮位于左 右



控制台上的飞机设备控制装置。灯直接集成到控制台中（即，它开启时，灯光来自控制台内部）；



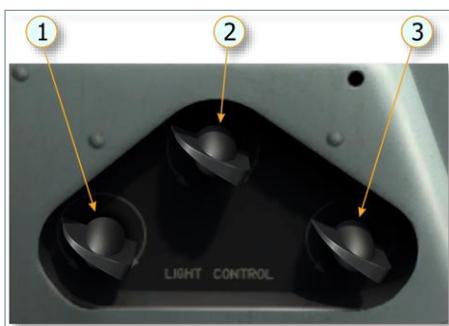
(4) 仪表环形灯用于照亮仪表；

(5) 右侧控制台泛光灯为以下设备提供控制面板的额外照明：无线电罗盘，无



线电台和 IFF；

(6) 驾驶舱灯光变阻器面板可以操作变阻器单独控制驾驶舱对象的灯光亮度，参见图 5.16.



- 1.左变阻器—控制通用工作灯的亮度（1）和（7）
- 2.中间变阻器—控制左右控制台泛光灯（2）和（5）的亮度，以及左右控制台的整体照明（3）；
- 3.右变阻器—控制整体仪表板内仪表环形灯的亮度，以及调节左右控制台上的设备刻度盘的亮度。

图 5.16 驾驶舱灯光变阻器面板

用变阻器进行亮度控制的实例：



左变阻器顺时针到底，其他变阻器逆时针方向到底



中间变阻器顺时针到底，其他变阻器逆时针方向到底



右变阻器顺时针到底，其他变阻器逆时针方向到底

(7) C-4A 右侧驾驶舱通用工作灯安装在飞行员座椅右侧，为前置控制台和右边部分仪表板提供额外照明，其为独立于仪表专用整体照明



除驾驶舱照明外，游戏中还提供专用的飞行员灯光，可通过[LAlt + L]启用：



图 5.17 开启的飞行员灯光

按需要转动鼠标来对飞行员灯光进行控制。

灯泡额定电压为 27-29V，因此，如果发电机没有运行（或发动机转速不足），即使面板上的变阻器处于顺时针到底位置，照明也只会闪烁。

5.10.2. 外部照明系统

确保飞机能在安全距离被空中其他的飞行员看到，并在夜间滑行，起飞和降落期间为飞行员提供起落跑道（滑行道）照明，图 5.18.



图 5.18 飞机在夜间的样子，外部照明开

该系统包括：

四个位置和机身灯，图 5.18：

红色左侧灯，绿色右侧灯和两个尾灯—一个橙色（左侧）和一个白色（右侧）；

посадочную и рулежную фары (убираемые в фюзеляж);
огни сигнализации выпущенных шасси на стойках (WIP).

外部照明系统控制：

位置和机身照明选择开关（常亮-关闭-闪烁）；

调光开关（亮-暗）；

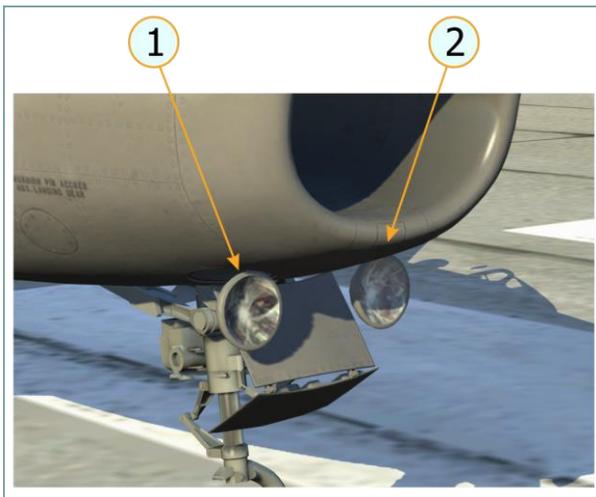
着陆和滑行车灯开关，也用于伸出/收回灯头。



尾灯相互靠近

:

着陆（1）和滑行（2）灯并排安置，同时伸出：



。

着陆灯操作

着陆灯以更大的功率运行，所以应用冲压空气冷却。出于同样的原因，安装在前起落架上的微型开关被整合到灯的电路中。机轮承重下，微型开关通常闭合。因此，当前轮接触地面时，微动开关会自动关闭着陆（右侧）灯。如果

LAND& TAXI LTS 开关处于 **EXTEND&ON** 位置，一旦从前轮不承重，着陆灯就会亮起。

与外部照明系统相关的驾驶舱对象的描述

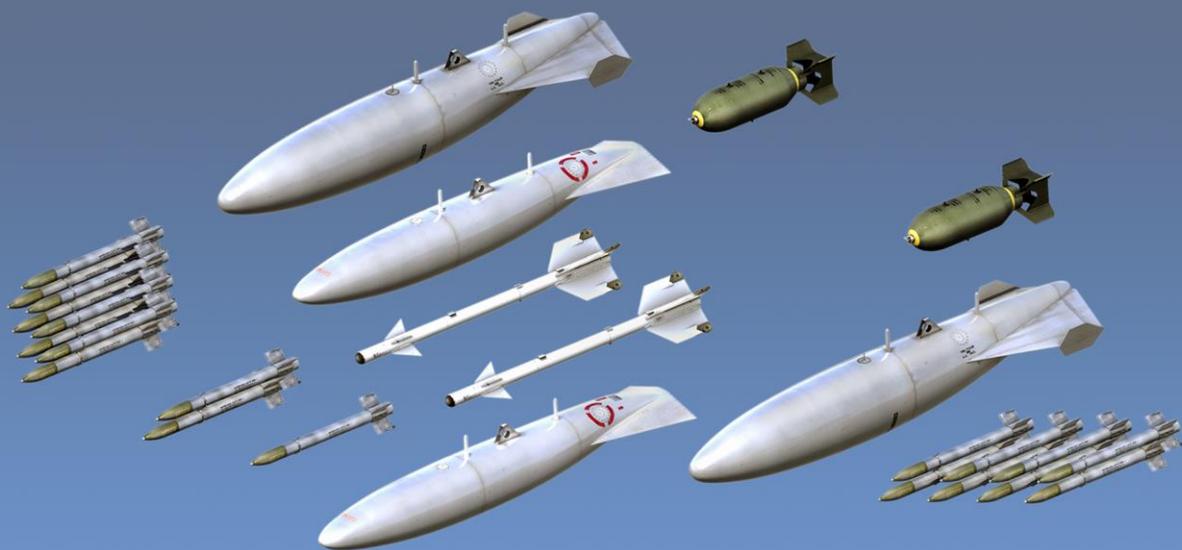


- 1.左—调光开关，用于定位和机身灯，**BRIGHT-DIM**;
- 2.右—定位和机身光选择开关，**STEADY-OFF-FLASH**



着陆和滑行灯开关，也用于伸出/收回灯头（**EXTEND** 和 **ON**—伸出且接通灯，**OFF**—熄灭伸出灯头；**RETRACT**—收回灯头）

飞机的所有照明系统都连接到 **27—29 V** 直流电路。



6

武器

6. 武器

6.1. 适用任务，结构和变型，常规

6.1.1. 适用任务和结构

适用任务

飞机武器系统用于武器安装，战斗操作控制和部署到任务区域，进一步瞄准投放。

结构

飞机武器系统包括独立单元和分系统：

飞机武器挂架和武器释放分系统；

一般武器和瞄准具控制；

武器分系统和对空武器：

机枪—六挺 12.7mm 机枪，每挺 300 发弹药以及相关的驾驶舱控制装置；

轰炸设备—最多两个 500 磅炸弹，低空轰炸系统，手动中心光点控制轰炸系统和相关驾驶舱控制；

火箭—多达 16 枚 HVAR 火箭（5 英寸）和相关的驾驶舱控制；

导弹—两枚 GAR-8 导弹（带红外导引头）和相关驾驶舱控制装置；

A-4 型半自动望远式瞄准具和必要的瞄准具调整与控制设备；

雷达测距单元 AN / APG-30

瞄准环相机 AN-N6.

本章末尾的 [6.10](#) 小节总结了与武器系统有关的所有驾驶舱对象及其简要说明。

提示。武器系统的一些元素与各种分系统相关联，因此会在相关描述中提及它们。

6.1.2. F-86F-35 武器变型， 弹架和释放分系统

根据特定任务，飞机可以武装为空中对抗作战或对地攻击。此外，飞机可以配备混合武器，见图 6.1.

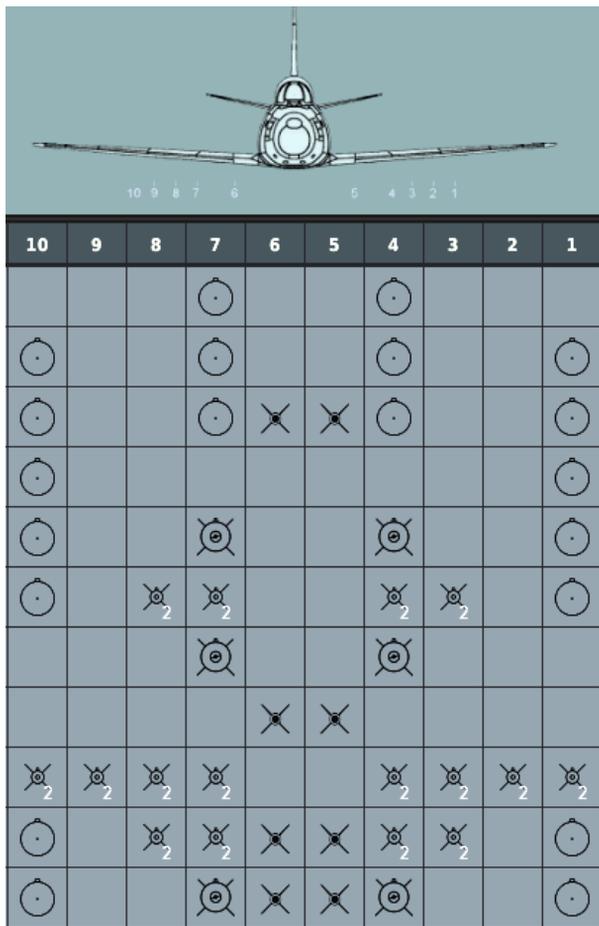
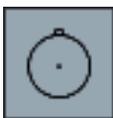


图 6.1 F 86F-35 的主要武器变型

图例:



—可抛油箱；



—GAR-8 导弹（AIM-9 的原型）；



—AN-M64 炸弹，500 磅；



—HVAR 火箭，5 英寸（成对安装）。

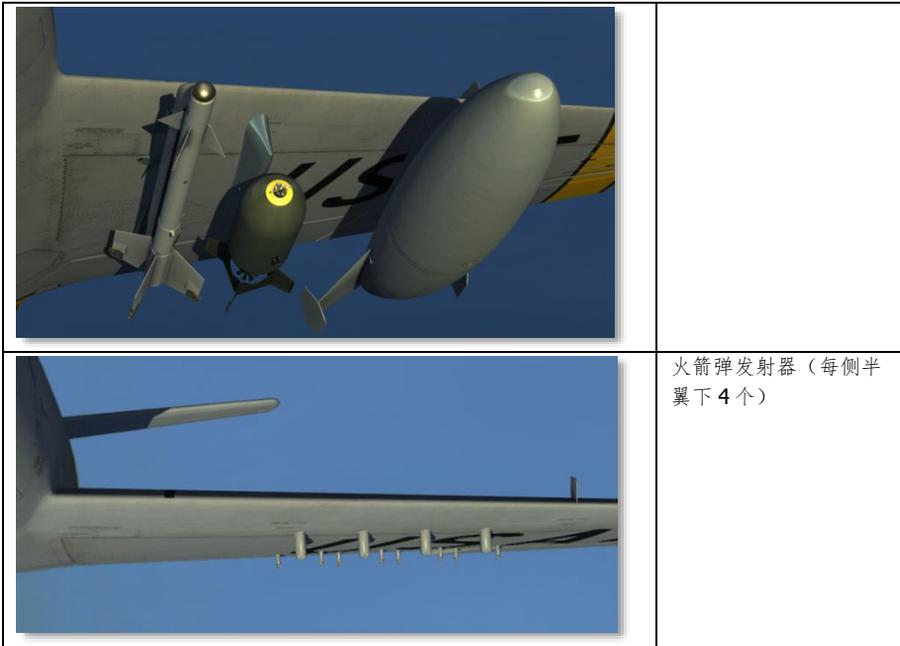
当这该型飞机被设计出来时，标准化挂载尚未引入，因此不同的挂架分别用于火箭和炸弹。除了相邻武器的尺寸外，武器的安装组合没有特别限制，因此，主要基于战术来考虑各种组合。

武器弹架

飞机可以配置油箱、炸弹和火箭弹挂架：

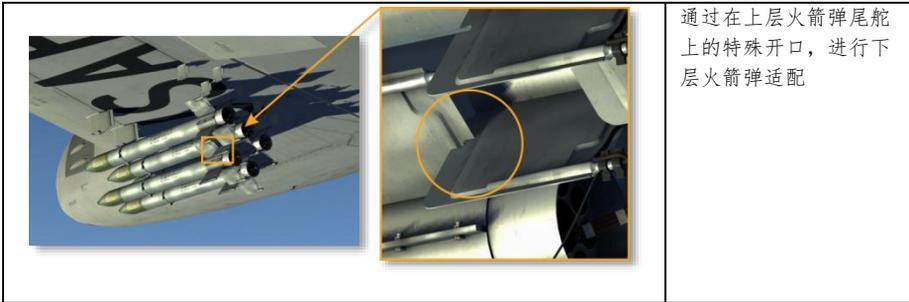


导弹，炸弹和油箱挂架
（从左至右）



安装在发射器上的火箭弹有一些特点：火箭弹分两层安置，上层火箭弹进行三点挂附：一个前安装位和两个后安装位。为了挂附尾部，使用了两个火箭鳍片：





通过在上层火箭尾舵上的特殊开口，进行下层火箭弹适配

由于下层火箭通过上层火箭结构部件安装，因此在火箭弹发动机发生故障的情况下不能发射上层火箭（未提供火箭弹故障模拟）。

挂载释放分系统

挂载释放分系统包括中央基座上的相关开关（图 6. 2,3,7,8,10），过载控制面板上的抛离按钮和由炸弹—火箭弹释放按钮（驾驶杆上）接通的释放电路，机械和电气紧急释放分系统。

按下抛弃按钮可以抛弃除导弹以外的所有挂载。

6.2. 通用武器和瞄准具控制

6.2.1. 中央基座武器控制

用于控制武器和瞄准具分系统的各种功能。





图 6.2 武器控制中央基座

1. 机枪-导弹选择开关 (OFF - SIGHT CAMERA&RADAR - GUNS - MISSILE)
2. 机枪加热
3. 火箭弹抛离开关

9. 保险丝选择开关 (PRIMARY - SECONDARY)
10. 破片炸弹选择开关 (ALL TRAIN - OFF - SINGLE TRAIN)
11. 破片炸弹指示灯

- | | |
|---|-------------------------------|
| 4. 火箭弹释放选择开关 (SINGLE – OFF – AUTO) | 12. 仪表电源开关 (ALTERNATE – NORM) |
| 5. 火箭弹引信 (解除保险) 开关 (FUZE DELAY – OFF – INSTANT) | 13. 瞄准具选择单元 |
| 6. 炸弹待爆开关 (ARM NOSE&TAIL – TAIL ONLY) | 14. 炸弹-目标风偏控制 |
| 7. 爆破炸弹顺序选择开关 (ALL – OFF – LEFT – RIGHT) | 15. 旋钮未使用 |
| 8. 爆破炸弹释放选择开关 (AUTO RELEASE – MANUAL RELEASE) | |

(1) 机枪—导弹选择开关 OFF – SIGHT CAMERA&RADAR – GUNS – MISSILE。

OFF—所有电路，辅助射击瞄准具（陀螺仪，背光），相机，雷达，机枪开火和导弹的电路都被禁用。

SIGHT CAMERA&RADAR—射击瞄准具和相机以正常模式运行，同时禁用机枪开火和导弹电路。

GUNS—射击瞄准具和相机以正常模式运行，启用机枪开火电路并禁用导弹电路。

导弹 -射击瞄准具和相机以正常模式运行，启用导弹电路并禁用机枪开火电路。

提示：炸弹和火箭弹电路的提供有独立与机枪-导弹选择开关的位置。

(2) 机枪加热器。每个机枪上都装有电加热器。它在低温（+ 1.7°C 及以下）和高湿度下操作，以防止枪支卡壳。（模拟中提供了的这种故障????）

(3) 火箭弹抛弃开关。用于通过轰炸设备电路激活火箭应急抛弃。放置在 READY 开始启用火箭抛弃电路。通过按下驾驶杆上的炸弹-火箭弹释放按钮发射火箭弹。当携带火箭弹和可抛油箱时，如不需要抛弃可抛油箱，可以操作这种火箭弹抛弃方法。

(4) 火箭弹释放选择开关 (SINGLE—OFF—AUTO)。当选择器处于 SINGLE（上位）时，每次在驾驶杆上按下炸弹-火箭弹释放按钮时，就会发射一枚火箭。当选择器处于 AUTO（下位）状态时，在释放按钮处于压下位置，火箭弹按序点火发射，直到发射完所有火箭弹。如果选择器处于 OFF（中置），则不会从释放按钮发射火箭。如果“火箭弹抛离预备”打开（上位），火箭弹释放选择开关不起作用：如果是这样，所有火箭同时发射。

(5) 火箭弹引信（解除保险）开关（FUZE DELAY—OFF—INSTANT）用于设置火箭弹起爆延迟。当开关处于即时状态时，火箭弹头引信会在受到撞击时起爆。当开关处于 **DELAY** 时，内部引信被解除保险，在撞击后有相对较小的爆炸延迟。如果开关置于 **OFF** 位置，则内部引信起爆火箭弹爆炸。如果火箭弹被抛弃，它们的引信处于未被解除状态。

(6) 炸弹解除保险开关（ARM NOSE&TAIL—TAIL ONLY）用于爆破炸弹。当开关被移到 **ARM NOSE&TAIL** 位置时（爆炸的鼻子和尾部引信），炸弹解除保险，在受到撞击时立即爆炸。将开关置于 **TAIL ONLY** 只解除弹尾引信，以进行延时引爆。如果开关位于 **NEUTRAL** 位置，则炸弹引信保持未解除状态。

(7) 爆破炸弹顺序选择开关（ALL – OFF – LEFT – RIGHT）。如果飞机上携带爆破炸弹，则应将选择开关置于 **OFF** 位置。当开关置于 **ALL** 时，当按下炸弹—火箭弹释放按钮时，两个爆破炸弹弹架同时脱扣。当开关置于 **LEFT**，当按下炸弹—火箭释放按钮时，将使左侧炸弹弹架脱扣。再次按下炸弹—火箭释放按钮将使右侧炸弹架脱扣。将开关定位在 **RIGHT** 时，操作方法类似。

(8) 爆破炸弹释放选择开关（AUTO RELEASE—MANUAL RELEASE）用于选择炸弹释放条件。当开关置于 **AUTO** 时，炸弹会自动释放。如果将开关位于 **MANUAL**，当飞行员按下控制杆上的炸弹—火箭弹释放按钮时，释放受到影响的就绪且解除保险的炸弹。

(9) 保险丝选择开关（PRIMARY—SECONDARY）允许选择照亮瞄准具图像的灯泡的替换保险丝（主要或次要）。

(10) 破片炸弹选择开关（ALL TRAIN – OFF – SINGLE TRAIN）。当放置在 **ALL TRAIN** 时，炸弹按顺序会同时从两个弹架上释放。当放置在 **SINGLE TRAIN** 时，按下炸弹—火箭弹释放按钮会首先释放左翼炸弹，然后，如果飞行员持续按住按钮，右翼炸弹也会释放。由于没有破片炸弹，因此尚未在模拟中功能化此开关。

(11) 破片炸弹指示灯指示破片炸弹已准备好释放。

(12) 仪表电源开关用于手动切换至由备用三相逆变器提供电力的冗余，参见电气系统。

(13) 瞄准具选择单元与 **A-4** 瞄准器一起操作，参见 [6.7.1](#)

(14) 炸弹-目标风偏控制旋钮用于轰炸设备。

(15) 旋钮未使用。

其余的武器和瞄准具控制在相关章节中有所描述。

6.3. 射击操作

6.3.1. 综述

射击装备包括安置在驾驶舱外的六挺 0.5 英寸口径 AN/M3 勃朗宁机枪，每侧三挺。



图 6.3 机枪位置



图 6. 4F-86 左侧的三挺 AN / M3 机枪

有关机枪规格，请参阅表 6.1。

表 6.1

AN/M3 勃朗宁机枪

口径	.50-cal (12.7mm)
开火速率	1,200 rounds/min
出膛速度	890 m/s
一秒内投射质量	0.87 kg
备弹量	每挺 300 发
弹药:	
长度	99mm
弹重	41.92—51.80 g
子弹动能	15,530—20,257 J



图 6.5 12.7x99mm 弹药

在机身的下部设置有容器，用于保存弹出的弹壳（因此，弹壳在射击期间不会离开飞机）。

在飞行前后，机枪在地面装填和卸载。如果空中发生机枪卡壳，则在地面上完成手动退壳之前无法处理。

机枪和瞄准具径向瞄准

以机枪为径向平行于机身基准线瞄准。以机枪瞄准线为径向瞄准，向下与机枪径向相交于 2250ft（686 米）处。这种径向瞄准配置基于飞机总重 15791 磅（一半燃油和全满弹药负荷），且不处于加速飞行状态。

提示。为了避免装填的枪口污染，它们被橡胶塞盖住，当机枪射击时（在游戏中没有提供）将被吹掉。

6.3.2. Органы управления СПВ

射击设备电路由主要总线供电。

各自的控制包括以下内容：

机炮-导弹选择开关（GUNS 位置）；

机枪控制面板；

驾驶杆上的机枪开火扳机（鸡冠状按钮）；

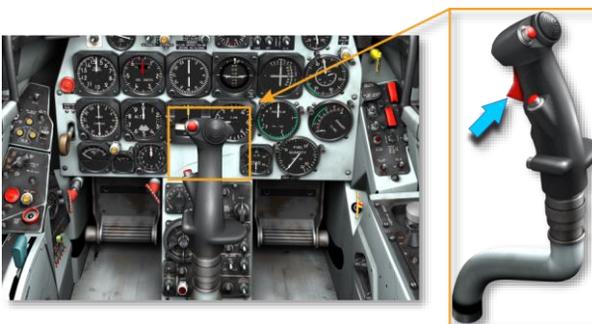
中央基座的机枪枪管加热开关。



1. 军械主开关
(GUNS)



2.
1. 机枪选择开关用于选择激活的机枪
OFF;
UPPER GUNS;
MID GUNS;
LOWER GUNS;
ALL GUNS.
2. 机枪开关就绪指示



3. 在驾驶杆上的机枪扳机 (鸡冠状按钮)



4. 在中央基座上的机枪枪管加热开关（预防机枪在低温结冰或高湿度条件下受到干扰）

除上述控制外，机枪解除保险射击需要操作 A-4 瞄准具和调整设备。为此，将



瞄准具选择单元切换到 GUN。对于瞄准具选择单元的描述，请参阅 [6.7.1](#)。

射击操作操作

6.4. 轰炸操作

6.4.1. 综述

轰炸装备包括两个 500 磅的 AN-M64 炸弹（图 6.6）和相关的控制装置，它们通过操作三种不同的系统进行瞄准和释放：

操作瞄准具，无需手动中心光点控制（MPC）；

操作 LABS（低空轰炸系统）；

操作瞄准具和手动中心光点控制（MPC）。

此外，还提供了炸弹和挂载紧急释放（抛弃）系统。

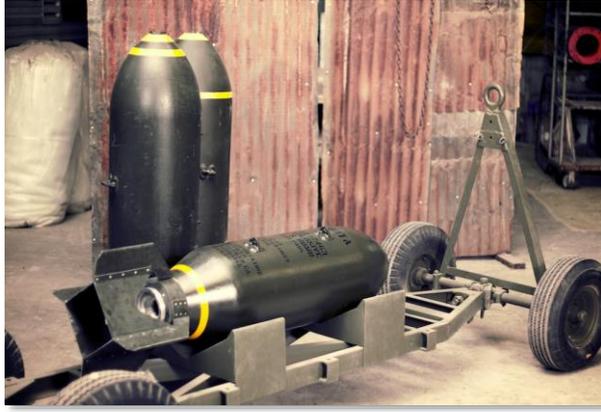


图 6.6 500 磅炸弹 AN-M64

炸弹只能挂载在 4 号和 7 号硬点（根据图 6.1 的略图）。



图 6.7 带两枚 AN-M64 炸弹的飞机



图 6.8 挂载炸弹和油箱

提供正常（战术）和紧急释放炸弹的控制。正常释放可以自动或手动完成，炸弹可以单独或同时释放。炸弹弹头和弹尾引信的状态在释放后被选择性地控制。紧急释放意味只有未解除保险的释放。

通过 A-4 瞄准具完成炸弹瞄准和自动释放。在电气故障的情况下，机械系统能够在没有引信解除保险下，紧急释放炸弹（挂载）。

请参阅表炸操作控制

有关 AN-M64 炸弹的详细信息，请参阅表 6.2。

表 6.2

参数	数值
尺寸	500 lbs
实际重量	512 lbs / 232.4kg
长度	150.3 cm
弹体长度	119.6 cm
弹体直径	36.0 cm
弹尾高度	33.0 cm
尾部宽度	48.0 cm

	装药重量	116.5 kg
	装药类型	TNT/Amatol

6.4.2. 特殊挂载（未模拟）

左翼下方可携带一个特殊挂载。一个用于监控挂载的控制面板位于左侧控制台上，位于节流阀外侧。机械抛离手柄位于仪表板下方，中央基座的左侧。

6.4.3. 轰炸操作控制（一般）

轰炸设备电路由主要总线供电。

轰炸设备控制包括：

爆破炸弹释放选择开关

爆破炸弹顺序选择开关

破片炸弹选择开关

驾驶杆上的炸弹-火箭弹释放按钮

紧急抛离手柄

炸弹-火箭弹-油箱抛离按钮。

提示。爆破和破片炸弹的释放存在一些差异；破片炸弹还没有在模拟中实现。

爆破炸弹释放选择开关



将选择开关置于 **MANUAL RELEASE**，通过按下驾驶杆上的炸弹—火箭弹释放按钮释放炸弹。如果选择开关设置于 **AUTO**，当满足炸弹投放后能命中目标的飞机飞行条件（俯仰角，速度，高度和 **G** 载荷）时，飞行员按下并保持驾驶杆上的按钮，炸弹自动释放；释放点由任务计算机计算。对于破片炸弹（尚未在模拟中实现），选择开关应处于 **MANUAL RELEASE**。

要操作 **MANUAL RELEASE—AUTO** 选择开关，应将爆破炸弹顺序选择开关（见下文）置于 **OFF**（**ALL** 或 **LEFT** 或 **RIGHT**）以外的位置。

爆破炸弹顺序选择开关



位于中央基座上的爆

破炸弹顺序选择开关有四个位置：DEM BOMBS ALL—OFF—LEFT—RIGHT。

当按下炸弹—火箭弹释放按钮时，将开关置于 **LEFT** 将使左炸弹弹架脱扣；然后重复按下将右侧炸弹弹架脱扣。当将开关置于 **RIGHT** 时，操作方法类似，即使另一个轰炸弹架脱扣的选择开关位置的操作是不需要。当开关置于 **ALL** 时，两个炸弹弹架同时脱扣。如果选择开关置于 **OFF** 位置，则不释放炸弹（直到接通紧急释放，见下文）。

如果操作破片炸弹（尚未在模拟中实现），则应将 **DEM BOMBS ALL – OFF – LEFT – RIGHT** 选择开关置于 **OFF** 以防止炸弹意外释放。

对于火箭弹+炸弹的配置：为了防止在按下驾驶杆上的炸弹—火箭弹释放按钮的同时释放火箭和炸弹，应核查以下内容：

- a) 如果在释放炸弹前要发射火箭弹：爆破炸弹顺序选择开关在 **OFF**



，火箭弹释放选择开关处于除 **OFF** 以外的任何位置



b) 如果在发射火箭弹之前要释放炸弹：爆破炸弹顺序选择开关处于除

了 OFF 的任意位置，火箭弹释放选择开关处于



OFF 状

炸弹解除保险开关



位置：ARM NOSE&TAIL—NEUTRAL – TAIL ONLY。用于爆破炸弹。当开关置于 ARM NOSE&TAIL 位置时，炸弹会在受到撞击时立即爆炸（弹头和弹尾引信都解除保险）。将开关置于 TAIL ONLY 仅解除弹尾引信的保险，以进行延时引爆。如果开关设置在 NEUTRAL 位置，则炸弹引信处于未解除保险状态，炸弹扔掉后不会被引爆。

破片炸弹选择开关



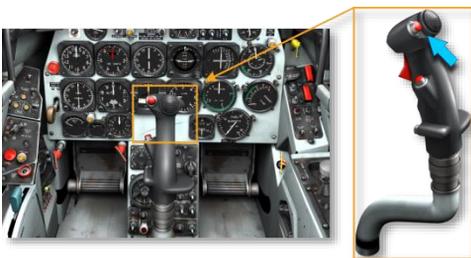
提示。由于没有破片炸弹，因此尚未在模拟中功能化此开关。

该开关用于破片炸弹释放控制。当放置在 **SINGLE TRAIN** 时，按下炸弹—火箭弹释放按钮会首先释放左侧炸弹，然后释放右侧炸弹。当置于 **ALL TRAIN** 时，两枚炸弹同时被释放，当置于 **OFF** 时，破片炸弹不会爆炸。

要启用破片炸弹释放，**MANUAL RELEASE—AUTO** 开关应置于 **MANUAL RELEASE**。

如果 **ALL TRAIN—OFF—SINGLE TRAIN** 开关处于 **OFF** 以外的位置，则爆破炸弹顺序选择器开关无效。

炸弹—火箭弹释放按钮



按下按钮可闭合释放（启动）电路。此外，按下按钮操作照相机（尚未在模拟中实现）。

紧急抛弃手柄（机械抛弃）



受保护的紧急抛弃手柄具有两个确定的释放位置，并允许选择性地机械释放外部负载。顺时针旋转手柄至止动挡块处，然后尽可能将其拉出（约 4 英寸），仅释放外侧可抛油箱。当手柄没有被旋转就被完全拉出（大约 10 英寸）时，所有可抛油箱（或所有外部负载）同时被释放至其。将紧急抛弃手柄顺时针旋转到止动挡块处，然后尽可能地拉出手柄（大约 4 英寸），当挂载了无鳍的 200 加仑油箱时，在油箱挂架中产生一次电脉冲，激活爆炸炸药强行抛弃油箱。

当钢索变形时，无论相关的开关位置如何，所有武器都会自动上保险。

炸弹-火箭弹-油箱抛弃按钮（电动抛弃）



按钮由电池总线供电。

它允许抛弃所有挂载（GAR-8 导弹除外）。炸弹和火箭弹将处于保险抛弃。

轰炸装备和 A-4 瞄准具

操作上述轰炸装备控制可以释放炸弹（引信解除保险或处于保险）。然而，除了上述控制之外，目标轰炸还需要操作 A-4 瞄准具。为了将瞄准具连接到轰炸装备，机枪—导弹选择开关应放置在 SIGHT CAMERA & RADAR 或 GUNS 上



; 此外，瞄准具选择单元应置于 BOMB



。有关这些控制的说明，请参阅 [6.7.1](#)。那里描述了相关的程序。

6.4.4. 低空轰炸系统 (LABS)

低空轰炸系统 (LABS) 为一种炸弹瞄准装置，当飞机进行上扬轰炸时（在低空区域，在一定的过载和速度下爬升进入）。在 LABS 计算的点位自动释放炸弹，具体取决于过载持续时间和当前俯仰角。因此，在经过自动触发点（俯仰接近 110° ）释放和投放炸弹前，飞机被用于炸弹加速。释放后，惯性使炸弹继续爬升，然后以抛物线自由落体。计算确保炸弹落入按下炸弹释放按钮那一刻的位置。最初，LABS 是为投掷核弹而开发的；但是，它可以不做任何限制转而用于投掷传统炸弹。

该系统的主要部件是安装在飞机机身中的陀螺仪和继电器单元。系统的开关面板位于仪表板的右上角。在轰炸操作期间提供俯冲和横滚指示的 LABS 仪表位于该开关面板下方。

该系统依赖于来自主要和辅助总线以及单相逆变器的电力。

俯冲-横滚指示器

指示器安装在 LABS 面板下方的仪表板上。

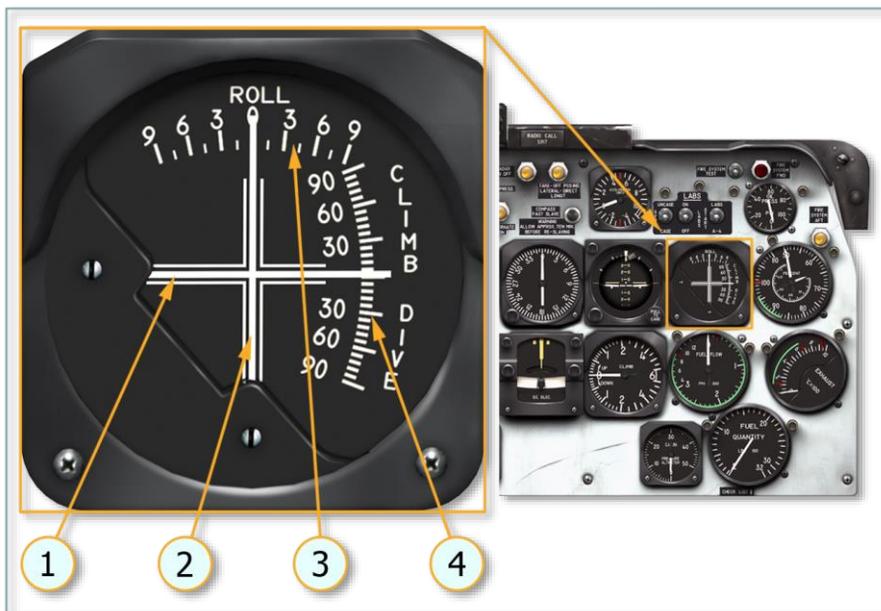


图 6.9 俯冲-横滚指示器

- | | |
|----------|----------|
| 1.俯仰偏差指针 | 3.横滚偏差量表 |
| 2.横滚偏差指针 | 4.俯仰偏差量表 |

上部刻度表示横滚（十度为单位），右侧刻度表示俯仰（度为单位）。LABS 打开后，切换开关位于 LABS，且 GYRO 开关置于 UNCAGE，指示器可操作。

LABS 操作

6.4.5. MPC 轰炸系统

该系统保障安全且有效的轰炸。它提供了对瞄准具掩模中心光点的手动控制，指示合适的炸弹释放高度和安全分离点（以避免撞击到目标，地形或炸弹破

片)。这种瞄准和轰炸方法更准确和安全（与不操作手动控制中心光点的方法相比），但也更复杂。

该系统包括驾驶舱内的两个设备：手动中心光点控制单元和轰炸高度计。它们用于确定变量：空速，俯冲角度和释放高度；他们还允许在攻击期间监测高度。对俯冲角度的观测，操作高度指示器。对于 MPC 操作，应将 A-4 瞄准具切换为 GUN。

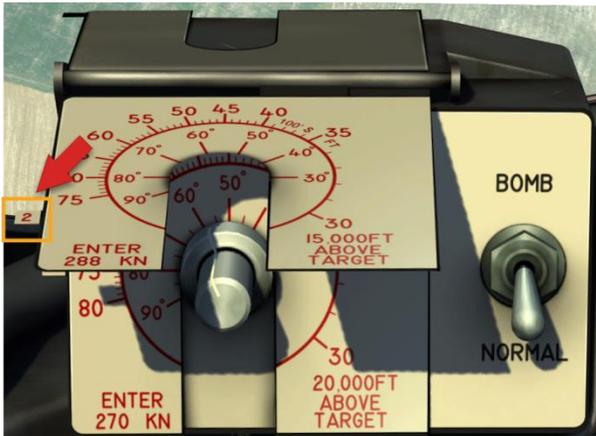
手动中心光点控制单元

控制单元电控制 A-4 瞄准具掩模，并使飞行员在轰炸时能够手动进入瞄准校正。当开关处于 NORMAL 位置时，A-4 瞄准具正常工作。当开关置于 BOMB



置时，根据 MPC 单元中的控制旋钮位置，瞄准具掩模电气锁定在从 0 至 174 密耳的角度。

MPC 装置有四个可作为标准的拨盘。一个刻度盘固定在面板上；其他刻度盘是



折页的

(LCM，然后是



RCM 以滚动标签)。控制旋钮设置由其白色指针指示。固定表盘以密耳为单位进行校准；当已知俯冲角度和目标高度时使用它。在攻击情况下对折叠式表盘进行选择，每一个都有两个刻度。内部刻度标记为 **DIVE ANGLE**，对应于 20° 至 90° 的攻击俯冲角度，增量为 10° 。外部刻度标记为 **INDEX ALTITUDE**，表示推荐的炸弹释放高度（海平面高度，数百英尺），具体取决于



所选择的俯冲角度（在示例中，俯冲角度为 60° ，在海拔 **15,000** 英尺，释放速度 **288** 节下，释放高度为 **5,000** 英尺）。

MPC 单元的比标识高度和俯冲角度刻度针对以下飞行配置进行校准：

- a) 在攻击进入前一飞机为水平飞行进行配平，减速板打开，且节流阀在 **IDLE**。
- b) 推头速度取决于目标上方的实际高度（也考虑仪器高度和目标高度）：

10,000 英尺 - 305 节
 15,000 英尺 - 288 节
 20,000 英尺 - 270 节

- c) 根据 **2500** 英尺以 **5G** 拉平后，炸弹抛出来计算分离高度。

轰炸高度计

瞄准具头枕左侧的轰炸高度计连接到静态气源并指示飞机压力高度。

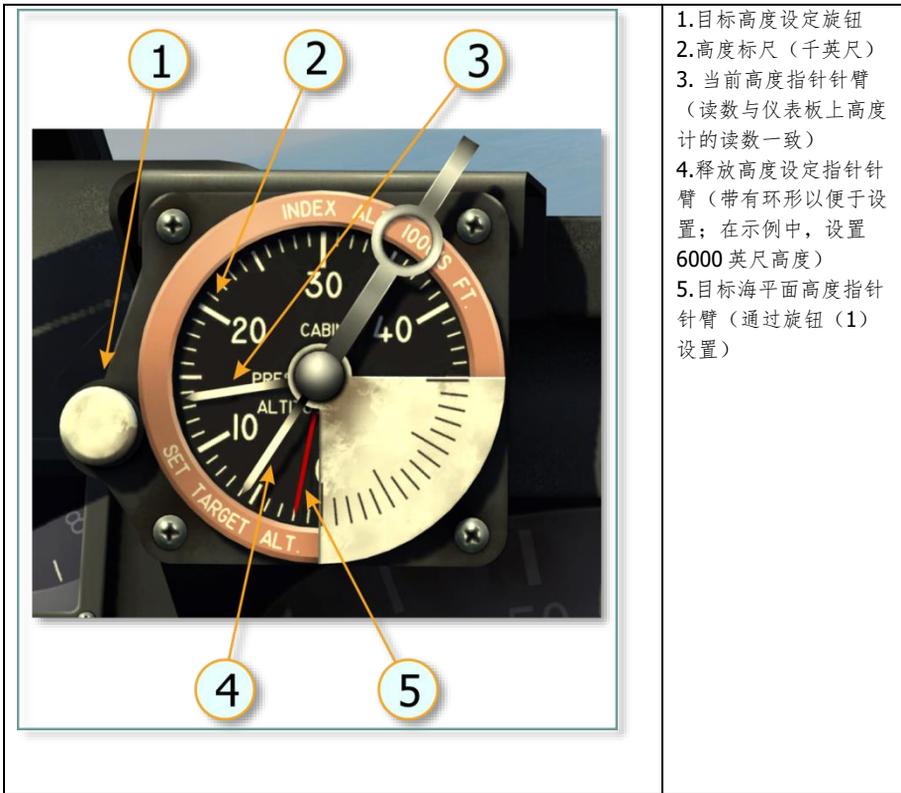


图 6.10 轰炸高度计

此高度计的目的是指示炸弹释放和改出高度。

外部表盘分为红色和白色部分。白色扇区包含飞行高度指数。红色区域用于读取目标高度，当前高度和炸弹释放以及改出高度。目标高度（细红色指针）由该表左侧的旋钮设定。该指针用于设定目标海平面高度（因为轰炸高度计参考海平面压力进行操作）。带有白色指针的针臂用于设置高度指数（依照 MPC 面板上的值）；为了转动操作中心杆。白色指针指示释放和改出高度。

地平仪

仪表板上的地平仪指示轰炸期间的俯冲角度，从 **10 度** 到 **90 度**。在进入轰炸前，如果地平仪未与飞机对齐，则应对飞机进行配平并将指示器锁定。

MPC 操作

6.5. 火箭弹操作

6.5.1. 综述

飞机可以装载 5 英寸 HVAR（高速飞机火箭）。可以安装 8 个火箭发射器（每侧半翼下 4 个）以允许在每个发射器上以两层安装两个火箭（参见 [6.1.2](#)）。



图 6.11 带有 16 发 HVAR 的飞机

此外，还提供混合配置：可在外侧挂点安装两个油箱，四个用于携带八发火箭弹的发射器安装在内侧挂点。



图 6.12 飞机挂八发 HVAR 和两个油箱

对于火箭弹作战操作，使用 A-4 瞄准具。

有关 HVAR 火箭的规格，请参阅表 6.3

表 6.3

	规格	
	重量	134 磅 (61 kg)
	长度	68 英寸 (173 cm)
	直径	5 英寸 (127 mm)
	战斗部	7.5 磅(3.4 kg) 的 TNT 或 B 炸药
	战斗部重量	45.5 磅 (20.6 kg)
	发动机	长度 52 英寸(132 cm) x 直径 5 英寸(12.7 cm) 固体推进剂火箭发动机
	翼展	15.625 英寸(39.7 cm)
	推进剂	填压固体燃料
	速度	1,375 英尺/秒 (419 m/s) 加上发射时飞机速度
	制导系统	无
	发射平台	单发或双发飞机

6.5.2. 火箭弹操作控制

火箭弹设备控制包括以下内容：

火箭弹释放选择开关；

火箭弹抛离开关；

火箭弹间隔计；

火箭弹弹引信（解除保险）开关；

炸弹-火箭弹释放按钮。

火箭弹释放选择开关



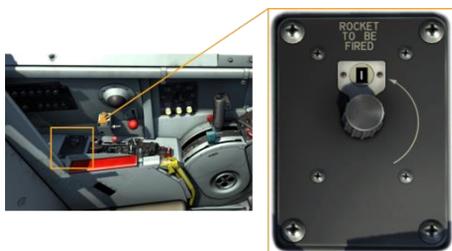
位置：**SINGLE – OFF – AUTO**。当选择器处于 **SINGLE**（上位）时，每次在驾驶杆上按下炸弹—火箭弹释放按钮时，就会发射一枚火箭弹。当选择器处于 **AUTO**（下位）状态时，释放按钮处于按下位置，火箭弹按序点火，直到所有火箭弹都被发射。如果选择器处于 **OFF**（中置），按下释放按钮将不会发射火箭弹。如果“火箭弹抛离就绪”打开（上位），火箭弹释放选择开关将不起作用：如果那样的话，所有火箭弹会同时发射。

火箭弹抛离开关



该开关允许所有火箭弹在紧急情况下通过炸弹—火箭弹释放按钮丢弃。

火箭弹间隔计



用于设置要发射的第一发火箭弹的序号。



1. 第一发火箭弹发射装置的发射序号
2. 发射装置号码选择旋钮

操作旋钮设定第一发发射火箭弹的序号。当火箭释放选择开关置于 **SINGLE** 时，每次按下炸弹—火箭弹释放按钮都会仅发射一枚火箭。释放顺序由间隔计控制。如果选择开关置于 **AUTO** 位置，则间隔计以大约 **1/10** 秒的间隔以正确顺序控制点火。首先要射击的火箭弹的序号在间隔计外壳的开口中表示。如果装

载 16 枚火箭弹，则应在射击前在间隔计中设置“1”（对应于第一枚火箭弹）。

因此，如果火箭释放选择开关置于 **AUTO** 并且在间隔计处设置'1'，只要释放按钮被持续按下，则火箭弹将开始从发射器 1 发射并持续。那时，所有火箭弹都将在 1.5 秒内被发射。如果选择器置于 **SINGLE**，则将从发射器 1 发射一枚火箭弹。

如果需要从发射器 5 发射火箭弹，请在间隔计窗口中选择“5”。

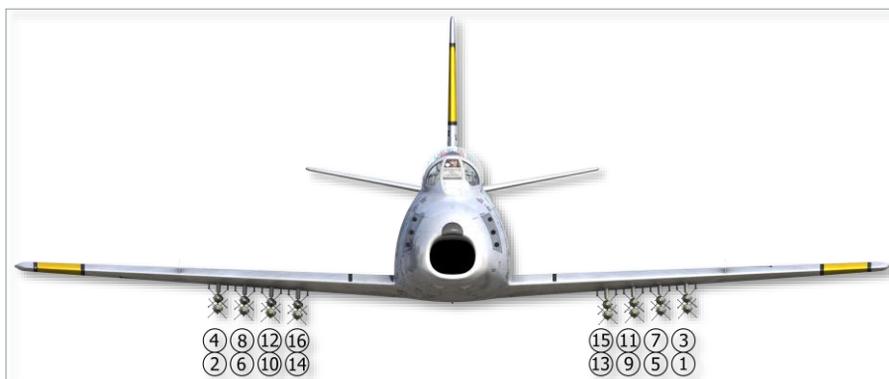


图 6.13 火箭弹发射顺序（16 HVAR）

如果装载了 8 枚火箭弹（例如，装载了油箱），则应在间隔计窗口中设置“9”，因为第一发火箭弹将从发射器 9 发射（油箱安装在 1-8 挂点）。复位旋钮可用于设置另一个火箭弹序号，以防误点火和中断单次连续发射。



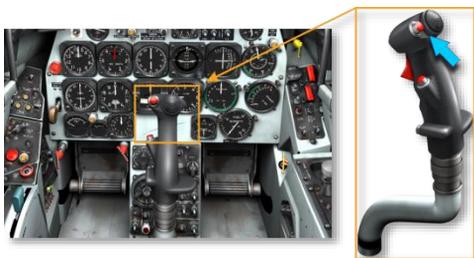
图 6.14 火箭弹发射顺序 (8 HVAR)

火箭弹引信 (解除保险) 开关



火箭弹引信 (解除保险) 开关 (FUZE DELAY—OFF—INSTANT) 用于设置火箭弹引爆延迟。当开关处于即时状态时, 火箭弹弹头引信会在受到撞击时提供起爆。当开关处于 DELAY 时, 内部引信被解除保险, 在撞击后引起相对较短的爆炸延时。如果开关置于 OFF 位置, 则火箭弹爆炸由内部引信起爆。如果火箭弹被抛弃, 他们的引信是处于保险的。

炸弹—火箭弹释放按钮



按下按钮可闭合释放（启动）电

路。此外，按下按钮操作照相机。

除上述控制外，向目标射击火箭需要操作 **A-4** 瞄准具和对设备进行调整。

火箭弹操作。

6.6. 导弹

6.6.1. 综述

该机可携带两枚带红外导引头的空对空导弹 **GAR-8**（**AIM-9** 原型）。

导弹将安装在最内侧的挂点上。



图 6.15 带有空对空导弹 **GAR-8** 的飞机

为了扩大航程或延长空中战斗巡逻，可以安装导弹和油箱。



图 6.16 带有空对空导弹 GAR-8 和油箱的飞机

有关 GAR-8 导弹的规格，请参阅表 6.4

表 6.4

	规格	
	生产商	USA
	名称	GAR-8
	类型	近程，红外，空对空导弹
	重量	91 kg
	长度	2.83 m
	弹体直径	0.127 m
	战斗部	TNT 当量，11 千克
	G 限制	7
	速度（最大马赫数）	2.5
最大射程	18km	

6.6.2. Missiles Controls

导弹控制包括以下内容：

机枪—导弹选择开关（MISSILE 位置）；

导弹控制面板；

驾驶杆上的导弹扳机（导弹发射按钮）。

机枪-导弹选择开关



（MISSILE 位置）：

导弹控制面板

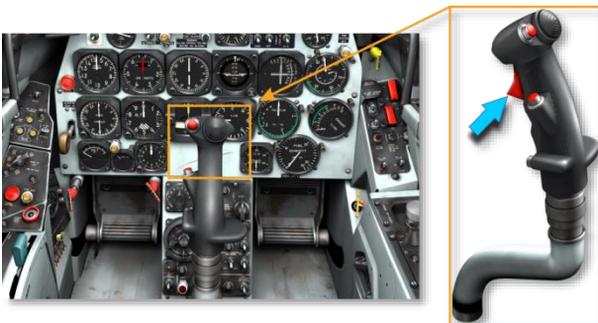
位于瞄准具左侧：





1. G 限制告警灯（超出导弹发射 G 限制）
2. 导弹控制开关：
LH&RH—左，然后右导弹；
RH—只有右导弹
SALVO—齐射
3. 安全发射—强制无引导发射按钮
4. 音量—导弹操作模式/目标锁定音频信号控制

驾驶杆导弹扳机（导弹发射按钮）



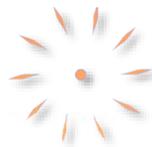
除上述设备外，要想有效操作导弹，必须操作 **A-4** 瞄准具。这里描述了相关的程序。

导弹操作。

6.7. A-4 型半自动望远瞄准具

瞄准具用于机枪开火，轰炸，发射火箭弹和导弹的瞄准。该瞄准具包括一个弹道计算机（旋转选择旋钮），用于辅助瞄准。瞄准具内置的陀螺仪用于确定计算机操作的飞机转向速率。可使用计算机或不使用计算机进行瞄准。

此外，当瞄准选择单元上的开关选择要操作的武器类型（武器分系统）时，瞄准具自动连接到其中一个武器分系统，见下文。



瞄准具标线图像由一个中心点和十个等间距菱形点（或菱形）围成的圆组成。这些菱形图像被投射到瞄准具的反射玻璃上，并且可以根据所操作的武器和瞄准操作模式在这个玻璃上移动，如图 6.17 所示。

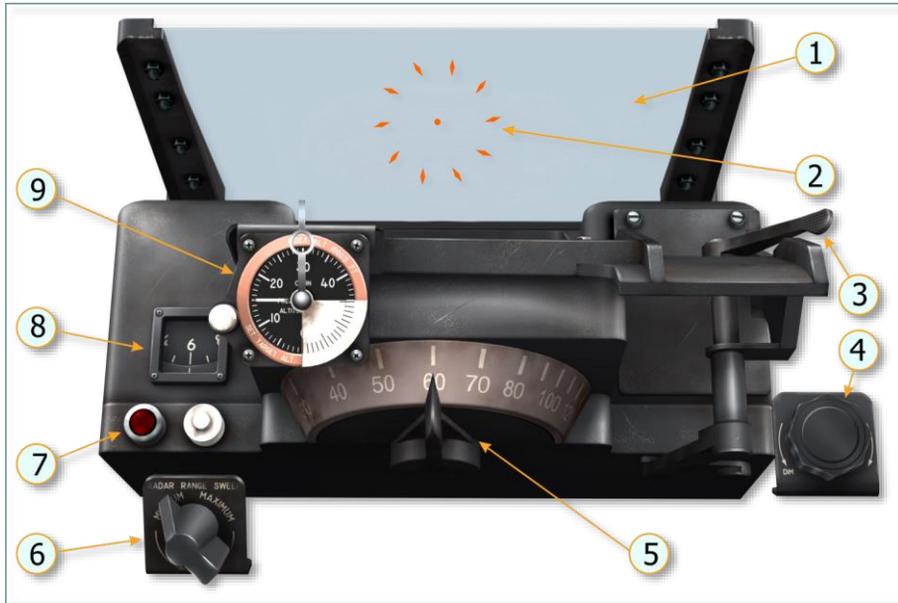


图 6.17 A-4 瞄准具

- | | |
|-----------------|-------------------------|
| 1. 反射玻璃 | 6. 雷达扫描距离选择旋钮 |
| 2. 瞄准具掩模图像 | 7. 雷达目标指示灯 |
| 3. 瞄准具机械锁定杆 | 8. 瞄准具距离刻度盘 |
| 4. 瞄准具掩模调光器控制旋钮 | 9. 轰炸高度（基于人机工程学安装在瞄准具上） |
| 5. 翼展调节旋钮 | |

(1) 反射镜用于同时观察目标并显示掩模图像。

(2) 瞄准具掩模图像用于显示不操作计算机时的发射校正（相对于目标的武器轴/瞄准具图像偏移）或操作计算机开火时叠加在目标上（见下文）。



(3) 机械锁定杆。瞄准具机械锁定杆允许机械地锁定瞄准具陀螺仪以防止飞机处于地面上时（移动或不移动）以及陀螺仪故障时的损坏。

UNCAGE: 瞄准具正常自动操作。

CAGE: 机械稳定瞄准具陀螺仪。

CAGE 位置用于地面攻击或瞄准具计算机故障。在这种情况下，手动调整固定的掩模大小（基于翼展）。

注意！滑行时，锁定杆应设置为 **CAGE**，以防止瞄准具损坏。



(4) 瞄准具掩模调光控制旋钮。该旋钮用于调节瞄准具掩模照明的强度。在不操作瞄准器时应将 **DIM** 放置在 **DIM** 位，以防止在电压波动时损坏掩模灯泡。

(5) 翼展调节旋钮用于根据其类型设定目标飞机的翼展。



翼展减少— [/]

翼展增加— [\]

调节旋钮允许手动输入目标尺寸到瞄准具中；目标尺寸可以是 **30** 到 **120** 英尺（翼展），并用于计算目标的距离并确定最佳射击距离。



(6) 雷达扫描距离变阻旋钮。该旋钮用于改变雷达输出功率，从而减小或增加目标探测距离。

MAXIMUM 是攻击开始时的正常位置。建议在低空操作期间降低功率，以防止雷达锁定在地面或地面物体上。

当飞机在地面时，应关闭雷达测距。



(7) 雷达目标指示灯。

当雷达测距设备锁定目标并开始跟踪时，雷达目标指示灯亮起。灯具有调光功能。



(8) 瞄准具距离拨盘。

距离拨盘用于指示百英尺为单位的目標距离，由雷达提供的距离数据确定或由飞行员手动输入（如果瞄准具在手动模式下操作）。表盘以 100 英尺为间隔刻度，覆盖范围为 600 至 6,000 英尺。



(9) 轰炸高度计。这个高度计是轰炸武器系统的一部分。它基于人体工程学考虑安装在瞄准具上。有关更多详细信息，请参阅轰炸高度计部分。

6.7.1. 瞄准具调整和控制操作

雷达目标选择按钮



在检测到目标后，雷达锁定目标，开始测量锁定目标的距离并将测量数据提供给雷达。为了超限雷达锁定并将雷达移到另一个目标（如果有多个目标），飞行员需要暂时按下并释放控制杆上的雷达目标选择按钮（**[Enter]**），在这种情况下，雷达将放弃先前锁定的目标，将自动重置/循环并从最小扫描距离开始扫描。这允许重新锁定最近（最关键）的目标，同时瞄准具自动切换到 GUN 模式（连接到射击分系统）。

瞄准具电气锁定按钮

当按下节流阀上的锁定按钮时，瞄准器被电动锁定`[`]`，



同时瞄准具掩模图像稳定。在最初接近目标的机动中图像稳定是有必要的，以限制陀螺仪的偏移。与瞄准具机械锁定杆不同，节流阀上的按钮允许飞行员将手放在控制器上，这在机动空战中尤为重要。这也使得在释放按钮后可立即准备战斗（它开始与计算机一起工作）。

手动测距控制



节流阀中包含一个可扭动把手：当机枪瞄准具的自动功能失效或在地面操作期间，当雷达测距由于地面效应（海拔低于 **6000** 英尺）而变得不稳定时，它允许在射击操作期间进行手动测距。

手动量程控制涵盖跨度为 **1,200** 英尺到 **2,700** 英尺。

顺时针旋转扭转手柄增加掩模直径（缩小距离），而逆时针旋转减小了掩模直径（增加距离）。

手动距离减少—[.]

手动距离增加—[;]



提示。为了获得雷达测距单元的距离值，需要逆时针旋转扭柄直到它停止[;]（增加距离）。

瞄准具选择单元

瞄准具选择单元用于将瞄准具连接到其中一个分系统（火箭弹，射击或炸弹），设置火箭弹瞄准角，和选择空中目标速度。为此，该装置有三个独立的开关，见图 6.18。

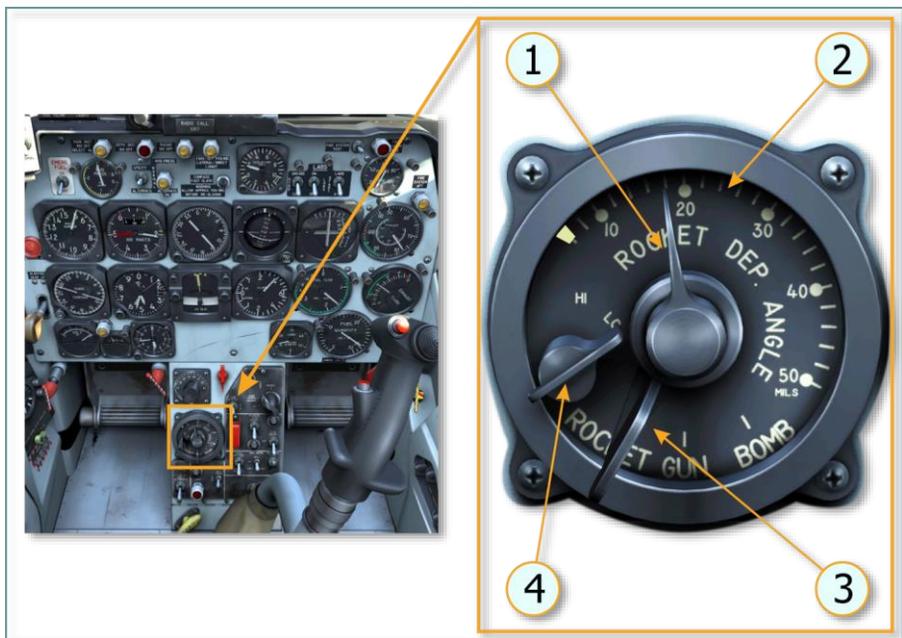


图 6.18 瞄准具选择单元

- | | |
|---|-------------|
| 1. 火箭弹设置杆 | 3. 瞄准具功能设置杆 |
| 2. 火箭弹瞄准角度设置标尺（以密尔为单
位，在 NATO 国家是 1/6400 圆弧） | 4. 目标速度开关 |

（1）火箭弹设置杆。火箭弹设置杆用于在射击期间提供火箭的落差（下降）角度，这取决于射程，俯冲角度和火箭弹的重量。输入校正作为瞄准角的变化（掩模图像在垂直轴上的位置）。角度值通过测试开火运行确定。对此的一般原则如下：当需要增加火箭射程时，或需要减小俯冲角度，或如果火箭的重量相比初始条件增加时，角度校正正值应该增加。当角度校正增加时，瞄准具掩模图像向下移动，因此在试图将其保持在目标上时，飞行员必须抬起飞机机头，从而增加垂直平面中的点火高度。这将使火箭弹飞得更远。

俯冲角度越小，火箭弹的精度越差。

例如，对于 5 英寸 HVAR 而言，俯冲角度在 0°和 40°之间，正常俯角修正为 17 密耳。

(2) 火箭弹设置标尺。该标尺以密耳作为标准（北约国家的 1/6400 圆弧）。

(3) 瞄准具功能选择杆。当此控制杆设置为 **ROCKET**、**BOMB** 或 **GUN** 时，掩模图像分别移动到火箭，炸弹或机枪的弹道轨迹。

(4) 目标速度开关。目标速度开关在目标速度低于进攻机的速度时设置为 **LO**，并且在进攻机和目标的速度大致相同时设置为 **HI**。

炸弹目标风偏旋钮（游戏中未使用）

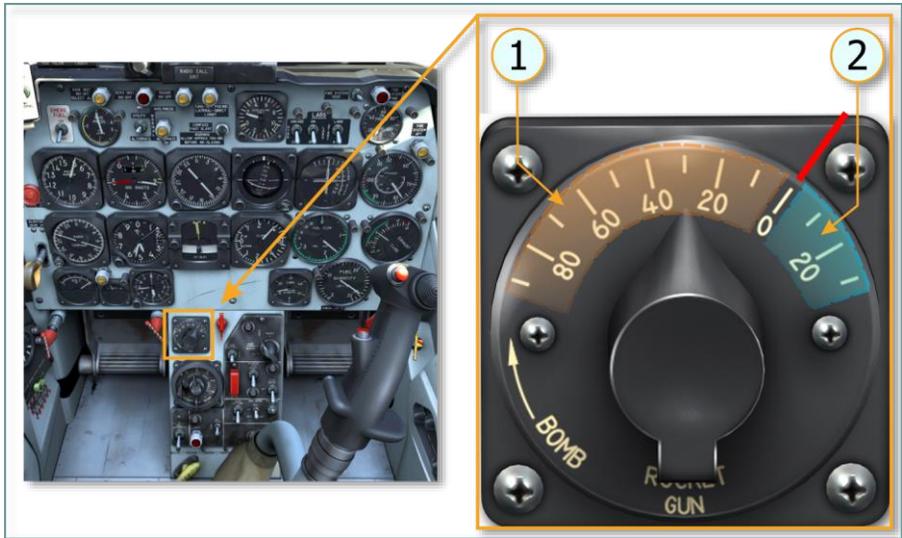


图 6.19 风偏控制旋钮

1. 上部刻度尺-用于输入逆风值或对远离目标的瞄准角修正。

提示。图中的有色元素不存在于实际仪表中。

2. 下部标尺-用于输入顺风值或接近目标的瞄准角修正。

该控制用于在轰炸时瞄准期间补偿风和目标运动。风（目标）速度刻度以节标记。

更正输入如下：

- 1) 在逆风的情况下，操作标尺（1）。基于已知值设定平均风偏（10 节大约等于 18 公里/小时）。
- 2) 如果是顺风，请操作标尺（2）。根据已知值设置平均风偏（以节为单位）。
- 3) 如果风向与飞机的攻击航线成 90° ，则设定 0 风偏。
- 4) 如果风向与飞机的攻击航线不是 90° ，则设置一个相对于飞机的航向成比例的顺风分量或逆风分量的值。

6.7.2. 瞄准具操作模式

不使用计算机（手动模式）或使用计算机都可操作瞄准具。

这些模式将针对射击操作案例进行检验。

使用不带计算机的瞄准具

在没有使用计算机的情况下操作时，瞄准具掩模图像保持静止（几乎与武器的轴线对齐），因此飞行员必须解决瞄准作业（确定相对于目标的武器中心线所需偏移的角度修正），通过瞄准具独立估算：

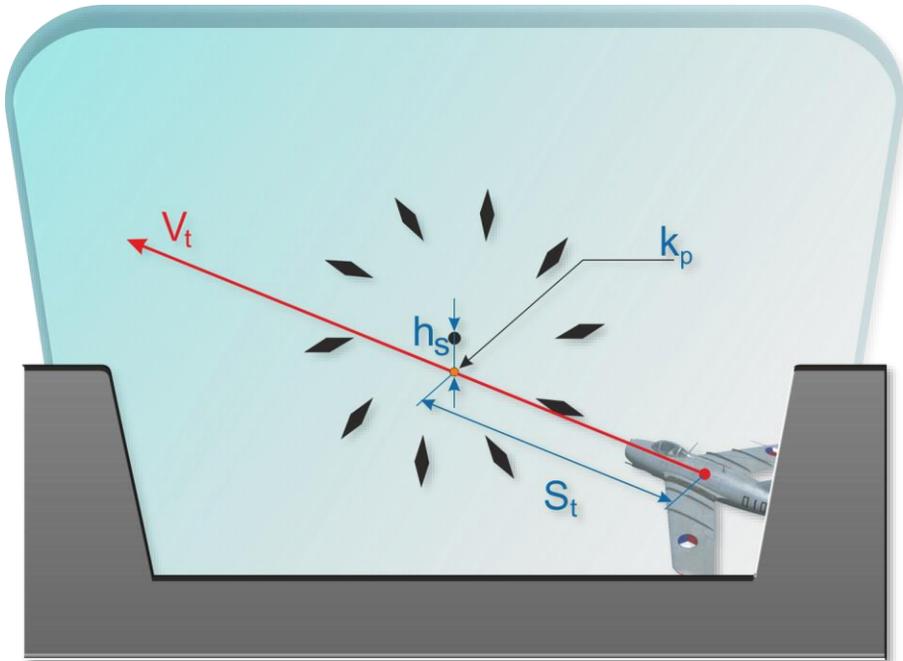


图 6.20 无计算机的瞄准具图像（瞄准具掩模静止不动）

V_t - 目标速度矢量

S_t - 弹头飞行期间目标路径

h_s - 飞行期间处于目标距离中的大致弹丸下降（俯角）

k_p - 预计的目标撞击点

建议在近距离操作期间或在攻击动态机动目标时操作不带计算机辅助的瞄准具。当命中概率保持在较高水平，目标距离不超过 **100 米（300 英尺）**。对于近距离（最远 **100 米**），可以忽略下坠（俯角）## h_s 。

使用带计算机的瞄准具

计算机显着提高了射击效率，因为考虑到目标速度，射弹（子弹，火箭）的下坠，目标距离和空气密度，它使对远距离目标射击更加精准（与操作没有计算机辅助的瞄准具相比）。

当飞行员试图将目标保持在瞄准具的中心时，基于陀螺仪进动会确定目标的角速度。此外，自动输入空气密度数据（高度传感器）。目标距离数值依然不确

定。目标距离可由飞行员手动输入（基于目标已知的翼展和测量角度）或自动从 AN / APG-30 雷达测距单元获得。

手动距离输入要求通过转动节流阀手柄上的旋钮，使目标被瞄准具掩模的菱形点连续围住。如果目标的翼展 (b_t)（线性尺寸）已知，则计算机基于以下函数计算距离(D_t):

$$D_t = \frac{b_t}{2\text{tg}(0.5\psi_t)}$$

其中 b_t - 目标翼展，例如对于 3/4 朝向的线性尺寸（对于 F-86 计算机）；

ψ_t - 瞄准具中相似元素之间的角间距（菱形点的内角之间）。

例如，末端到末端跨度有 100 米的物体将在 1000 米的距离处占据 100 密尔。

手动测距控制。当自动功能失效或由于地面效应导致雷达测距变得不稳定时（地面目标的高度低于 6000 英尺），节流阀中的扭转把手允许在射击操作期间进行手动测距。如瞄准距离拨盘所示，手动测距控制范围从大约 1,200 英尺到 2,700 英尺，共计 1,500 英尺。顺时针旋转扭转手柄减小距离（增加掩模直径）；逆时针旋转增加距离（减少掩模直径）。若要进行雷达测距操作必须让控制器弹力加载到逆时针到底位置，并保持在该位置。

瞄准的主要描述

当有计算机辅助下操作瞄准具时，飞行员通过瞄准具头部准直系统的反射器来观测目标；那时，除了目标飞机外，飞行员的视野中会看到由十个菱形点组成的测距环。除了安装在节流阀手柄上的手动测距控制器旋转时可改变直径的圆



环以外，中心点也出现在视野范围内：

在追逐敌人时，飞行员的工作是操纵飞机，使中心点叠加在目标上。此外，飞行员应该用测距圆（菱形点）连续重叠在敌机符号上。

当飞机跟踪目标时，目标相对角速度由姿态陀螺仪通过陀螺进动自动测量并输入到瞄准具计算机（resolver）中。

飞行员通过雷达扫描距离变阻旋钮改变进动速率。扫描距离变阻旋钮包含在节



流阀中（无法用鼠标旋转节流阀；必须操作键盘或操纵杆）。扭转手柄改变了距离选择旋钮的参数，进而影响陀螺进动速率。投射有瞄准具掩模图像的陀螺齿轴玻璃根据陀螺仪的操作参数进行更大或更小的角度偏转。瞄准具掩模图像转变为视场，使得飞行员必须沿着目标速度矢量“移动”飞机（和机枪）的 X 轴，以便使掩模图像维持在目标上。瞄准点偏移取决于上述因素。

图 6.21 中的图表说明了操作陀螺仪瞄准具的特定操作：

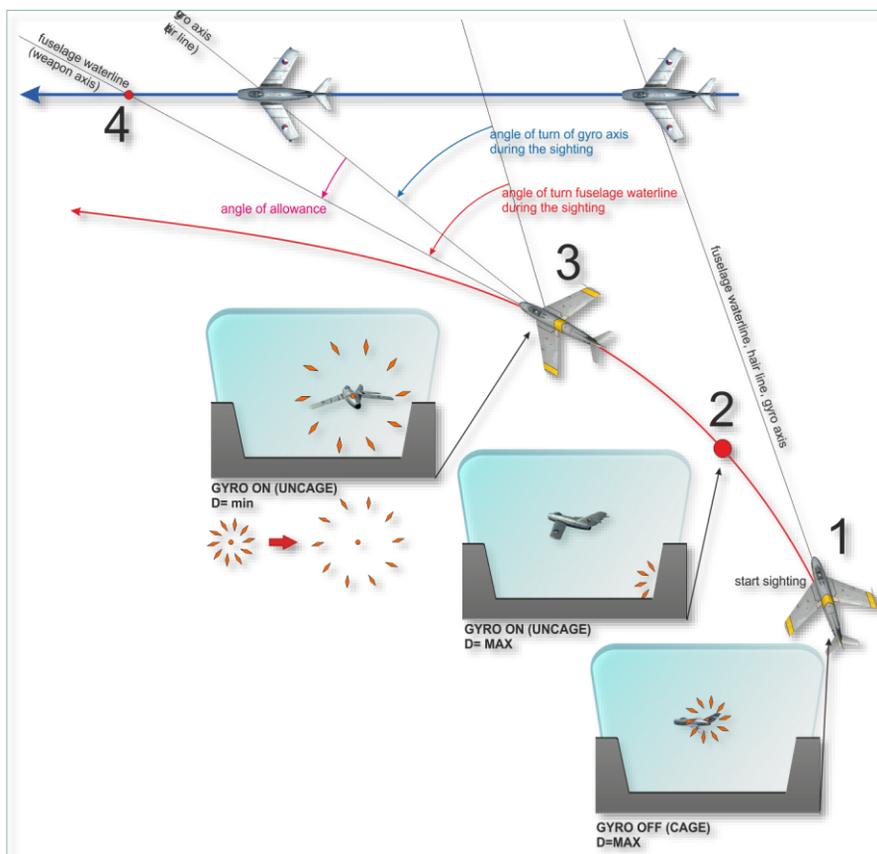


图 6.21 用陀螺瞄准具进行瞄准

点 1. 进入攻击。陀螺被锁定，飞行员正通过瞄准具的中心点观测目标。“范围”设置为 2,500 英尺（作为示例）。

点 2. 飞行员已经解锁了瞄准具陀螺仪并正在转动飞机以使目标保持在视野范围内。由于飞机的角速度现在是一个变量，陀螺仪进动开始。对于设定距离（25,00 英尺），瞄准具的计算机已计算为最大校正，由在某些角速度下，这可能会迫使瞄准具图像离开瞄准具的视场，将其放在目标后面（如图所示在点 2 的瞄准具反射器中）。

点 3. 飞行员将变阻旋钮的距离降至最小（菱形点之间的间距现在更大）。计算机减小了角度校正，瞄准具掩模图像向瞄准具中心移动，这使得飞行员更容易将目标保持在菱形点的圆环内。当目标精确地位于以钻石形尖端为圆环的中心时，瞄准角（图中的超前角）将自动计算为陀螺仪轴指向目标和飞机轴之间的角度。

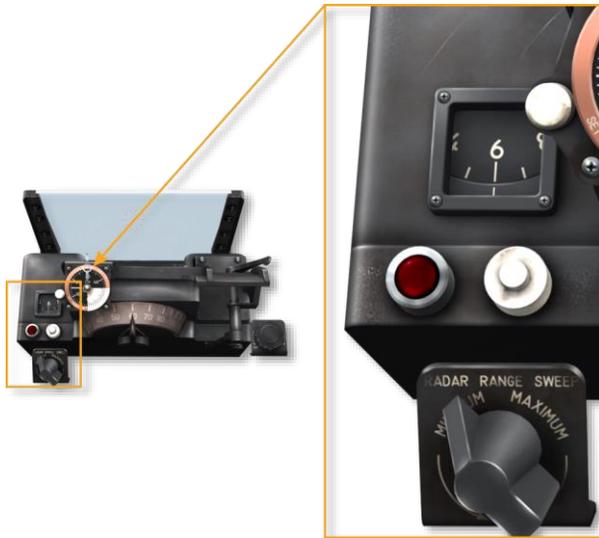
点 4. 开火后射弹（子弹）对目标的撞击点。

6.8. AN/APG-30 雷达测距单元

AN / APG-30 雷达测距装置的大致作用距离为 450 至 9,000 英尺。



AN / APG-30 自动锁定并跟踪目标，指示武器操作范围（以千英尺）：



当攻击 6000 英尺及以下的地面目标时，雷达操作由于地面效应而不稳定。

在这些情况下，可以手动设置目标距离以选择最佳开火距离。



当机枪-导弹选择开关设置在除 OFF 外任意位置时，雷达设备开始运行。

提示。要操作带有雷达测距单元的 A-4 瞄准具（当对从雷达测距单元获得的距离取值时），需要



逆时针旋转（增加距离）扭转手柄直到它停止为止[;]（增加距离）。

6.9. 照相机

照相机安装在进气口的底部。为了操作照相机而不触发机枪，火箭弹或导弹，



射击安全开关（机枪-导弹选择开关）位于 SIGHT & CAMERA RADAR。按下扳机到第一级止动以操作照相机，只要按下扳机，该摄像机将继续运行，在从 0 到第 5 秒时超限。在机枪，火箭弹或导弹发射时，照相机也能工作。

照相机的主要参数列于表 6.5 中。

表 6.5

参数	数值
胶卷的最大张数	150
最长曝光时间	19
拍摄速率，张/秒	7-10

在模拟中，可以在游戏期间或之后在轨迹重放中看到照相机记录。这可以在游戏设置中操作 GUN CAMERA MODE 功能的三个不同选项进行配置：



OFF—禁用，照相枪记录不显示；

ONLY FOR TRACKS—记录仅在轨迹回放期间显示；

ON—拍摄期间将立即显示记录内容（警告：在低端硬件上，可能出现卡顿！）。

每次按下射击扳机时，照相枪拍摄的照片将显示在轨迹中（图 6.23）：

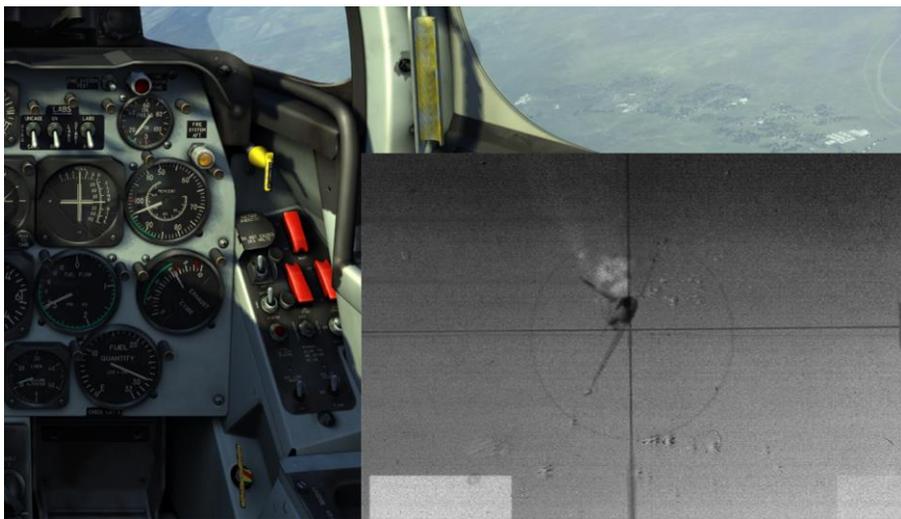
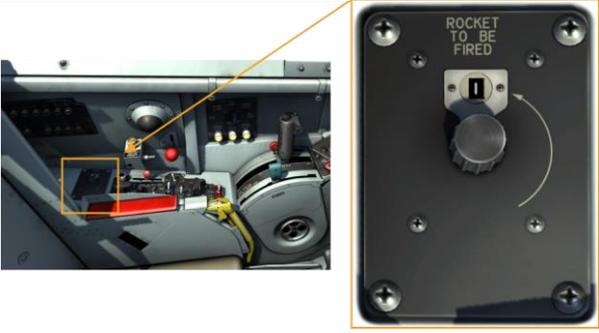


图 6.22 由照相枪拍摄的图片

6.10. 驾驶舱与武器相关对象

（瞄准具，然后从左至右）

	<p>1. A-4 瞄准具。 其与所有武器分系统一起运行</p>
	<p>2. 火箭弹间隔计。 火箭弹分系统构成，设置要发射的首发火箭弹的序号</p>
	<p>3. 节流阀扭转手柄 手动用于测距（修正瞄准具计算机输入的数据）</p>

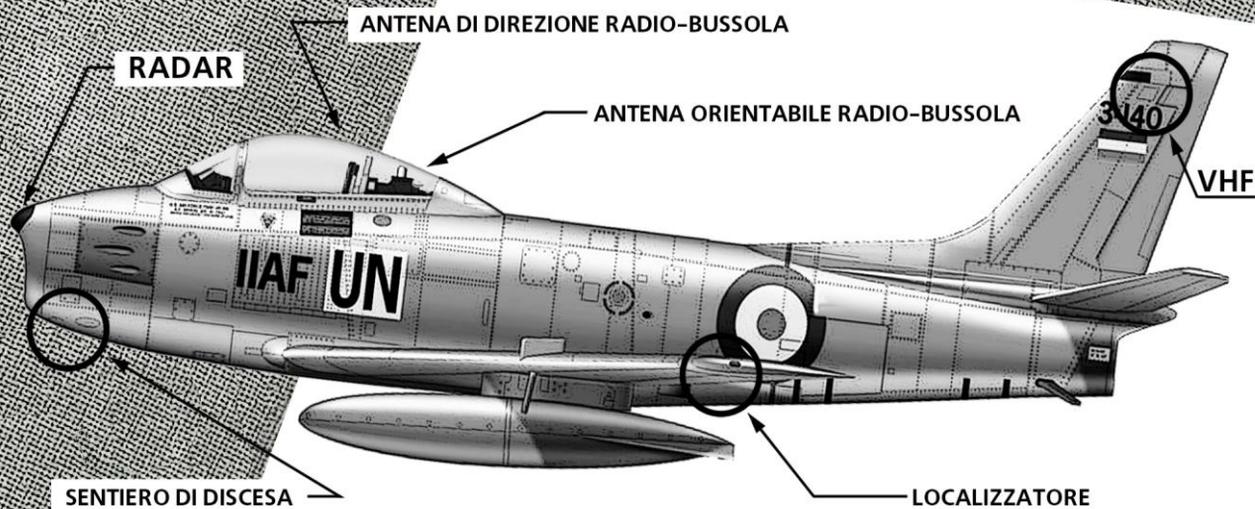
		<p>4.节流阀上的陀螺仪电动锁定按钮（方便陀螺仪锁定）</p>
		<p>5.机枪控制面板。用于选择要操作机枪的射击分系统构成</p>
		<p>6.手动中心光点控制单元。轰炸设备分系统，手动中心光点控制系统</p>
		<p>7.导弹控制面板。导弹设备分系统构成。</p>

		<p>8.轰炸高度计。轰炸设备分系统，手动中心光点控制系统</p>
		<p>9.低空轰炸系统的开关面板。轰炸设备分系统，LABS</p>
		<p>10. LABS 态度指标。轰炸设备分系统，LABS</p>
		<p>11.中央基座武器控制。用于控制武器和瞄准具装备状态的开关和选择开关</p>

		<p>12.挂载抛离按钮。释放控制分系统构成，从弹架上紧急（电气）释放炸弹/火箭弹/油箱</p>
		<p>13.紧急抛弃手柄（机械释放）。释放控制分系统构成，从弹架手动紧急释放炸弹/火箭弹/油箱</p>
		<p>14.驾驶杆：机枪开火/导弹发射扳机</p>
		<p>15.驾驶杆：火箭弹发射/炸弹释放扳机</p>

		<p>16. 驾驶杆：目标选择按钮，用于拒绝/移动被雷达锁定的目标</p>
---	---	--

SCHEMA POSIZIONE ANTENA RADIO E RADAR



7

无线电通信
和无线电电子设备

7. 无线电通信和无线电电子设备

7.1. UHF 指令无线电 — AN/ARC-27

提供飞机之间以及飞机和地面站间从 255 至 339.9 MHz 频率范围内的双向语音通信。

右侧控制台上的控制面板包含三个控制设备，参见图 7.1：



图 7.1 UHF 指令无线电 — AN/ARC-27

1. 电源开关

3. 音量控制

2. 频道选择器

(1) 电源开关 (OFF-T / R-T / R + G REC-ADF) 激活无线电设备并允许模式选择：OFF 用于停用，T / R 用于单向接收，T / R + G REC 用于双向接收，ADF 未启用；

(2) 信道选择器允许选择 18 个预设信道中的任意一个。可以在任务编辑器中（在相关选项卡上）自定义信道：

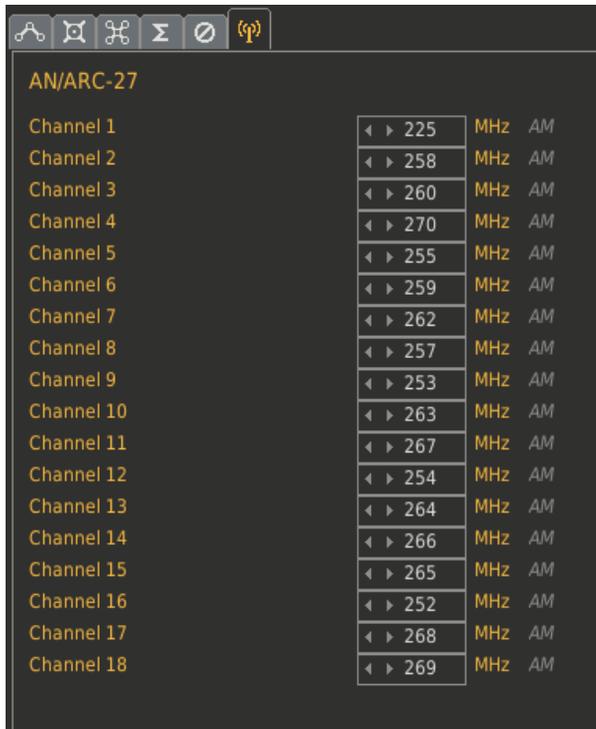


图 7.2 在任务编辑器中自定义 AN / ARC-27 信道

(3) 音量控制调节音量。

无线电由主要总线供电。

AN/ARC-27 通讯电台的操作

- 1、将电源开关移动到 T/R 或 T/R+G REC。
- 2、将预设信道选择器移动到所需信道。
- 3、调整音量控制以获得所需音频音量。
- 4、通话时，按下节流阀上的麦克风按钮。
- 5、旋转电源开关到 OFF，关闭通讯组件。

7.2. 无线电罗盘 (ADF) AN/ARN-6



该导航设备在仪表板上有一个指示器，在右侧控制台上有一个控制面板，参见图 7.2. 控件可启用自动或手动航向搜索。

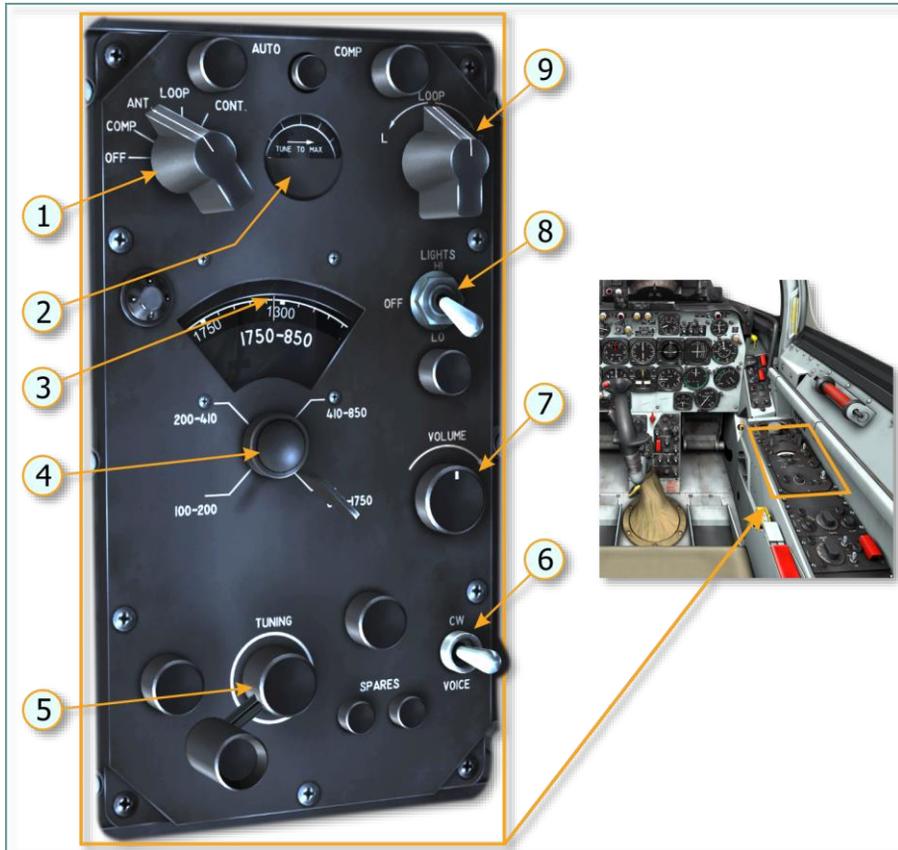


图 7.3 无线电罗盘 AN / ARN-6

- | | |
|------------|----------------|
| 1. 功能选择开关 | 6. 连续波-语音振荡器开关 |
| 2. 调谐表 | 7. 音量控制 |
| 3. 频段和频率显示 | 8. 显示灯控开关 |
| 4. 频段切换 | 9. 环形天线旋转开关 |
| 5. 调谐开关 | |

(1) 功能选择开关 (OFF-COMP-ANT-LOOP-CONT) : OFF—设备关闭;
COMP—罗盘模式 (主要操作模式) ; ANT—感应天线模式 (用于精细频率调谐) , LOOP—环形天线模式 (用于环形天线功能测试) ;CONT—不可用;

(2) 调谐表显示信号强度以进行精细调谐调整;

(3) 频段和频率显示。无线电罗盘在四个预先选定的频段内运行:

- 从 100 到 200 kHz;
- 从 200 到 410 kHz;
- 从 410 到 850 kHz;
- 从 850 到 1750 kHz;



当前的精确频率垂直线下的表盘读出 1300。

(4) 频段开关切换显示屏上显示的波段 (3) ;

(5) 调谐开关允许微调频率;除听之外, 建议监视调谐表 (2) 的读数;

(6) 连续波-语音振荡器开关: 不用于游戏通话;

(7) 音量控制: 用于调节耳机中信号音量的变阻器;

(8) 显示灯控制开关: HI-OFF-LO, 其中 HI 和 LO 代表高亮度和低亮度;

(9) 环形天线旋转开关 управлениярамкой (LOOP L-R) 用于在选择 LOOP 功能时将环形天线手动旋转到左 (L) 或右 (R) (然后切换到 COMP;如果频率调整是正确的且信号强度足够, 仪表板上的无线电罗盘指示针将转向显示正确无线电台的方向)。

无线电罗盘由辅助总线供电。

无线电罗盘 AN / ARN-6 的操作

1. 将功能选择器开关置于所需位置。
2. 将频段开关置于所需频段。
3. 将音量控制旋转到最大 (向右)。



4. 操作调谐开关调谐到所需的电台。
5. 当功能选择开关设置为 **LOOP** 时，如果感应天线发生故障，您可发现无线电台的方位。为此，通过 **LOOP L-R** 开关转动环形天线，找到朝向台站的方位（由音频信号的最小电平，且其在调谐表（2）上读数指示）。
6. 旋转功能选择开关 **OFF** 将关闭无线电罗盘。



8

飞行
和相关程序

8. 飞行和相关程序

下面是主要程序的连续描述，从发动机准备开始到启动，一直到滑行后发动机停机为止。可选程序（即不是每次飞行强制性的程序）标有星号（*）。

8.1. 启动发动机

发动机应仅从地面动力装置启动（因为起动机的大功率耗电）。

启动发动机的准备工作

1. 连接地面电源：

[↵]（单选按钮），[F8], [F2], [F1]（连接地面电源）。



[↵]

[F8]

[F2], [F1]

通过检查 **ALTERNATE** 指示灯是否亮起来确保电源已接入（参见下文）。

2*. 连接地面电源后，在发动机启动前，检查备用液压系统（冗余飞行控制和助力系统）的压力；为此，将压力表选择开关设置为 **ALTERNATE**。



当连接外部动力装置时，备用飞行控制助力系统的柱塞泵将启动。系统中的压力应升至工作压力（约 **3000 PSI**）。

一旦发动机启动，将选择开关设置为 **NORMAL** 并检查正常飞行控制号助力系统中的压力。

警告。 在启动发动机之前，确保起落架控制杆处于 **EXTENDED** 位置（下位）。

提示。要启动发动机，必须执行启动过程中涉及的节流阀控制和选择开关的一系列操作。当这样做时，变量的值可能相当快地改变，需要采取进一步的动作（例如，压气机需要几秒钟才能达到 **3%rpm**，而 **3%rpm** 将在一秒内变为 **6%rpm**）。因此，建议首先熟悉整个操作规则，然后才开始启动发动机。

启动操作

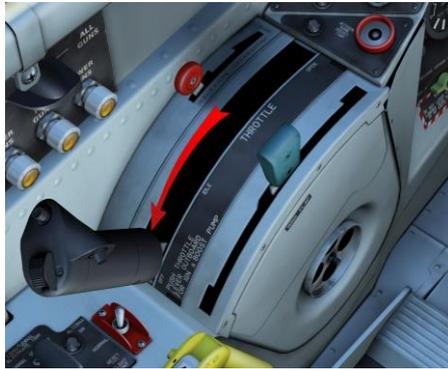
1. 节流阀控制—OFF（默认设置） **[End]**

提示。节流阀控制能移至最后端位置（OFF），只有操作键盘 **[End]** \ **[Home]**，从 OFF 移动至 IDLE 位置



例如，操纵杆不能用来将节流阀控制从 IDLE 到 OFF 或反过来。

2. 发动机主开关-ON **[RAIt + RShift + E]**



3. 设置 BATTERY-OFF-STARTER 选择开关到 STARTER (1) — **[RAIt + RShift + N]** (短暂), 然后到 BATTERY (2) — **[RAIt + RShift + H]**



警告

1. 如果在启动期间电压降至 **15 V** 以下, 请立即中止启动 (按下 **STOP-STARTER** 按钮) 以防止损坏发电机启动继电器。
2. 起动机在 **30 分钟** 内被限制可启动三次。三次启动后, 让起动机冷却 **30 分钟**。

4. **3% 发动机转速** — 节流阀控制到节流阀外侧位置 (在 **IDLE** 和 **OFF** 之间) — **[Home]** (当第一次按下时) 这将会接入燃油增压泵和激活点火系统



5. **6% 发动机转速** — 移动节流阀到 **IDLE** — **[Home]** (当第二次按下时)



提示。一旦节流阀控制移至 **IDLE**, 启动过程将继续, 而无需飞行员的参与。

飞行员需要检查并查验以下内容：

压气机启动期间排气温度升高（根据温度计读数）；

油耗不超过每小时 500—800 磅（流量计）；

当节流阀处于 IDLE 状态时，温度应在 600—690°C 之间；

发电机正常运行（发电机的告警灯熄灭）。



警告

1. 如果温度在 5 秒内没有增加 — 按下 STOP-STARTER 按钮关闭点火系统。
2. 如果发动机转速在 1 分钟内没有达到 23% — 中止启动。
3. 在发动机正常启动期间操作 STOP-STARTER 按钮可能导致点火系统故障。
4. 3 分钟后可以再次尝试启动。

警告。 以下操作会导致过热：

- a) 发动机启动到 IDLE RPM（2 分钟内）期间，温度 950°C 或以上，持续 2 秒或更长时间。
- b) 所有发动机操作，除了启动：

690°C 至 750°C，持续 40 秒或更长时间；

750°C 至 800°C，持续 10 秒或更长时间；

800°C 或更高温度，持续 2 秒或更长时间。

提示：军推定义为全开节流阀（100% 发动机转速或 690°C 排气温度，以较低者为准）获得的推力，限制为 30 分钟。

8. 一旦发动机启动，应断开地面电源。

[\]（无线电菜单），[F8], [F2], [F2]（断开电源）：



[\]

[F8]

[F2], [F2]

8.2. 启动后系统检查

地面操作

不要发动机热启是必须的。

一旦发动机稳定在怠速，仪表读数如下：

30—38%rpm，视机场高度和室外空气温度而定；

涡轮排气温度在 600—690°C 之间。

发动机可在整个工作范围内运行，最大可达最高额定功率。

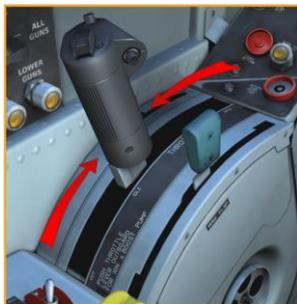
提示。发动机在 IDLE 和 63%rpm 间的加速速率很差劲。

发动机启动后系统地面检查

如果在启动前，液压压力表选择开关保持在备用状态，则标尺将在启动期间显示备用助力系统中的压力。

1. 正常和备用飞行控制液压系统检查：

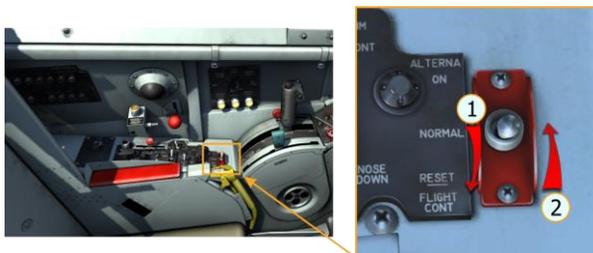
1.1. 使节流阀到 IDLE



1.2. 设置液压压力表选择开关到 **NORMAL**



1.3. 设置飞行控制开关到 **RESET**（确保备用接入告警灯熄灭），然后设置开关到 **NORMAL**



1.4. 在各个方向移动驾驶杆，肉眼检查相应控制面移动。一旦驾驶杆到中置位置，压力应在 **2750-3200PSI** 之间



类似地，在将飞行控制开关移动到 **ALTERNATE ON**，并将液压选择开关移到 **ALTERNATE** 后，检查备用飞行控制液压系统。

一旦正常和备用飞行控制系统检查完成，在将飞行控制开关短暂设置为 **RESET** 后，将其设置为 **NORMAL**。

2. 通用液压系统检查：

2.1. 将液压表选择开关
设置为 **UTILITY**



2.2. 展开和收起减速**[B]**

2.3. 检查压力表上的压
力，应该大致读出 **3000**
PSI



2.4. 将液压表选择开关
设置为 **NORMAL**



3. 电力系统检查：

将发动机转速设置为 **45%rpm** 并检查电压表读数，该读数应约为 **28.5 V**（在较低转速发电机电压下可能略低于工作电压）。

8.3. 滑行

1. 滑行前放下襟翼**[LShift + F]**。

2. 滑行时，将发动机转速提高到约 60%rpm（开始移动）。滑行是在 IDLE 位置进行滑行。

3. 要移动中飞机要转弯，请操作脚踏（键盘上的[Z] [X]，操纵杆的 [RZ] 轴）和位于驾驶杆上的前轮转向按钮[S]（按住直到转弯完成）。

当按下前轮转向按钮时，通用压力施加到安装在前轮支柱上的转动机构，且机轮按舵脚踏的偏转成比例地转向。释放按钮时，车轮会自行定向，不再关联于脚踏位置。

4. 转向时，根据转弯侧滑仪表（在仪表板上）的指针偏转来核对操作。

5. 在滑行期间，无线电罗盘的指针应指向选定的无线电台。

提示。在滑行期间发动机以 35-45%rpm 运转下，燃油消耗将为每分钟约 3 加仑（20 磅）。

8.4. 起飞前

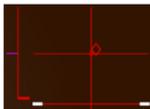
核实：

襟翼伸出；

配平调整片处于起飞位置

提示。配平调整片设置如下：

1. 将驾驶杆设置为中置。



2. 激活位置指示器 [RCtrl + Enter]



3. 将升降舵配平调整片设置为起飞位置：为此，选择起飞配平位置指示灯，然后按住 [RCtrl +]。驾驶杆位置指示器将开始缓慢向下移动。一旦达到起飞配平位置，灯泡将短暂亮起并熄灭。现在升降舵配平调整片设置在起飞位置。

4.将副翼配平调整片设置为起飞位置：为此，按住 **[RCtrl + ,]**或**[RCtrl + /]**。驾驶杆位置指示器将开始缓慢向右或向左移动。当调整片移到起飞位置时，灯会短暂亮起并熄灭。如果驾驶杆已经处于中置（起飞）位置，按下键位后灯将闪烁。

5.将方向舵配平调整片设置为起飞位置：要执行此操作，请按住**[LCtrl + LAit + A]**或**[LCtrl + LAit + S]**。当方向舵配平调整片处于起飞位置时，灯会短暂亮起并熄灭。如果方向舵配平调整片已处于中置（起飞）位置，则按下键位后灯将闪烁。



座舱盖关闭**[LCtrl + C]**,

或右键点击;



机枪安全开关处于 OFF 状态

氧气稀释器杆设置为 NORMAL OXYGEN **[LShift + D]**



如果在起飞过程中预估到会出现结冰情况，则发动机防冰和格栅开关应位于 ANTI-ICE **[LAit +**



LShift + S]

（这会收起进气格栅）;

确保前轮朝着移动方向;

在起飞前，操作制动器[W]检查其操作，并检查发动机在高转速下的运行情况。

紧急燃油系统检查

1. 将发动机转速设置为 80%rpm。
2. 将应急燃油开关设为 ON [LCtrl + V]。



3. 缓慢地将油门控制完全前推，同时监控转速增加并且不允许转速超过 100%（超速表示燃油调节器故障）
4. 应急燃油开关—OFF。
5. 应急燃油开关—ON。
6. 确认主燃油系统和紧急燃油系统之间切换时的转速恢复时间。
7. 应急燃油开关—OFF 以起飞和操作主燃料系统。

起飞前的发动机检查

1. 操作节流阀控制设置最大转速。
2. 检查以下内容：
转速表读数（最小 98%，最大 100%）；
温度计上的涡轮机排气温度：675—690°C。
滑油油压：10—22 PSI。

8.5. 起飞

1. 全开节流阀控制。
2. 释放制动器。
3. 在起飞过程中要特别注意方向控制。

在起飞滑跑的第一阶段期间，通过操作前轮转向（通过按下脚踏[Z] [X]和前轮转向按钮[S]）来保持方向控制。

方向舵控制在大约 50 节指示空速时启效，建议在不操作前轮的情况下保持方向控制（以防止突然的方向超调）。

4. 低于前轮抬轮速度 20-30 节（见表 8.1），慢慢拉动驾驶杆移动至大约 1/2 行程



图 8.1 当速度比前轮抬起所需的速度低 20-30 节时驾驶杆的位置

前轮根据起飞重量以预设速度抬轮。

表 8.1

起飞重量, 磅

前轮抬轮的指示空速, 节

起飞指示空速, 节

15000	100	115
18000	110	135
20000	120	140

5. 在前轮抬起后，继续滑跑，保持姿态直到起飞速度（缓慢推杆），



图 8.2 在飞机离开跑道前驾驶杆和座舱盖的位置

飞机开始缓慢升离跑道。

6. 当飞机离地后，收起起落架。

7. 在以 140 节的最低速度到达 100-150 英尺的高度后，收起襟翼。

警告。1. 在地面滑跑和起飞过程中避免突然和大幅度的机动。

2. 直到飞机加速到超过特定重量下的起飞速度 5 节以上，再收起起落架。

8.6. 爬升

起飞后，通过设置配平调整片控制手柄来保持预设的爬升角度。



最佳爬升空速（最小指示空速下降下的全功率爬升率）如下：在海平面加速至 455 节指示空速并开始爬升，使高度计每增加 10,000 英尺，空速减少 50 节，见表 8.2.

表 8.2

高度, 1000 ft	IAS (knots)
海平面	455
5	430
10	400
15	385
20	350
25	325
30	300
35	285
40	255
45	230
50	205
55	180

高度增加由许多相互关联的战术参数定义：爬升时间、飞机到达高度时的所移动的距离、到达预定高度的燃油量。图 8. 3：展示了特定情况下，上述参数影响下的计算。

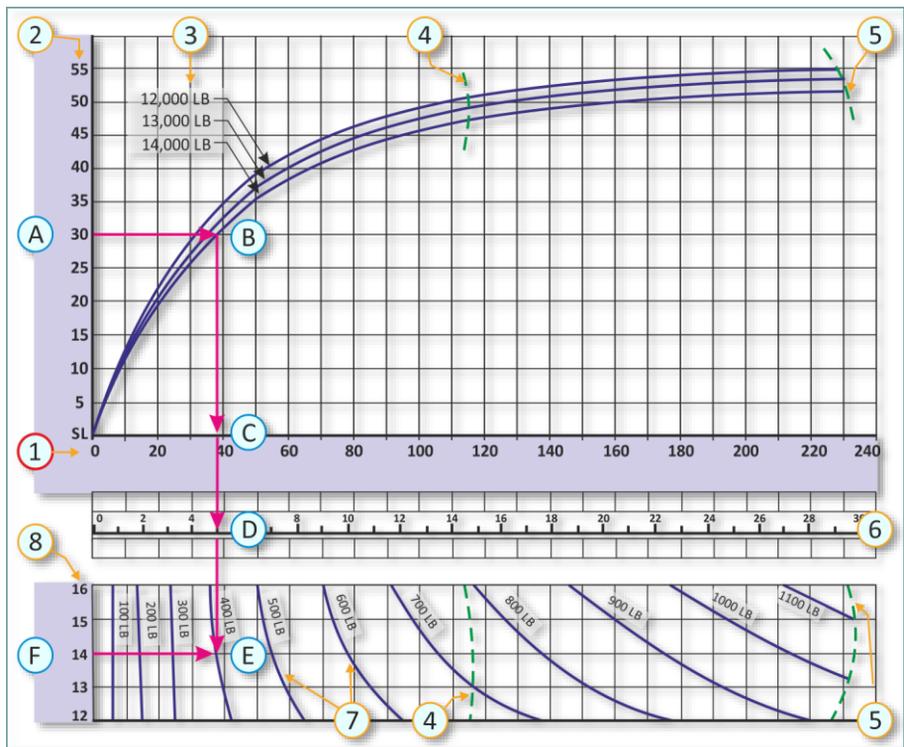


图 8.3 爬升参数计算图

- | | |
|------------|---------------|
| 1. 空中距离，海里 | 5. 运行包线 |
| 2. 高度 千英尺 | 6. 爬升时间，分钟 |
| 3. 毛重（海平面） | 7. 燃油消耗 |
| 4. 最佳航程高度 | 8. 毛重，千磅（海平面） |

爬升参数确定方法（示例）

飞机起飞重量为 14000 磅。所需高度为 30000 英尺。计算爬升参数。

1) 在轴线(1)、点(A)上找到所需的高度，作水平延长线，直到它相交于 14000 磅(起飞重量)曲线，点(B)，然后垂直向下作垂直延长线，直到它与轴线(2)点(C)相交。计算出的爬升距离为 38 海里。

2)从点(C)继续作垂直延长线，直到它与时间刻度(6)点(D)相交，得到的爬升时间为 5 分钟。

3)从点(D)继续向下作垂直延长线，从起飞重量(F)开始作水平延长线，直到它与点(D)和接收点(E)的垂直线相交。这个点 (E) 显示爬升所需的燃料量——400 磅。如果点在燃料重量曲线之间，则根据点 (E) 在燃料曲线之间的位置大致得出所需燃料量。

8.7. 进近和着陆

提示。建议在进近时操作空气制动器（减速板）将空速降低到起落架和襟翼放下速度（185 节）。

由于发动机在空转和 63%转速之间的加速特性较差，因此在进近期间，发动机转速不应降至 63%以下，以防止失速。

通过操作减速板实现有效减速。

在进近时设置功率以保证下降速度小于每分钟 1500 英尺。

遵循这些程序将有助于达成所需的速度，方向和下滑角，并将有助于着陆。示例着陆航线如下图 8.4 所示。

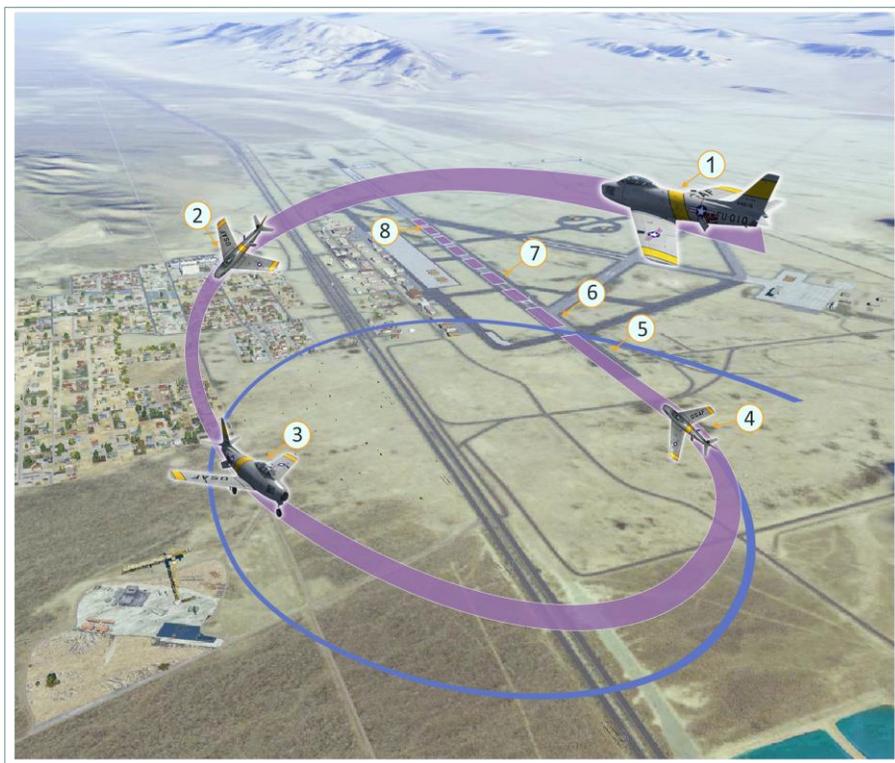


图 8.4 进场和着陆

1. 为了有效减速，特别是在进近过程中，展开减速板并减速到指示空速 185 节（起落架和襟翼放下的极限速度）。
2. 在低于指示空速 185 节下，放下起落架和襟翼。检查起落架在位置指示器上的锁定情况。
3. 放下起落架和襟翼后，将指示空速（IAS）保持在约 140 节。
4. 连续监测下滑道角度（通过检查飞机正在下降到点位置 — 跑道起点）和进近航向。
5. 当接近跑道时，逐渐降低下降率，已使飞机在减速同时距地约 3-5 英尺的高度水平飞行以接近跑道。通过将油门设置为 IDLE 来降低转速。



6.在进一步下降的过程中，通过缓慢后拉控制杆，实现着陆姿态，使起落架以大约 115 节 AIS 接地。

7.在着陆滑跑的第一阶段期间，前轮在空中（用于空气制动）。

8.前轮接地后，根据剩余的跑道长度开始操作主起落架制动。

在飞机离开跑道后，收起襟翼和减速板。

警告。

不允许在进近期间失速或接地前低于失速速度，见图 10.4.放下起落架和襟翼的飞机将几乎没有失速警告，而突然失速。

提示。在进近和着陆期间，指示空速会随着着陆重量的增加而略微增加。

8.8. 滑行到位和发动机关机

发动机关机程序如下：

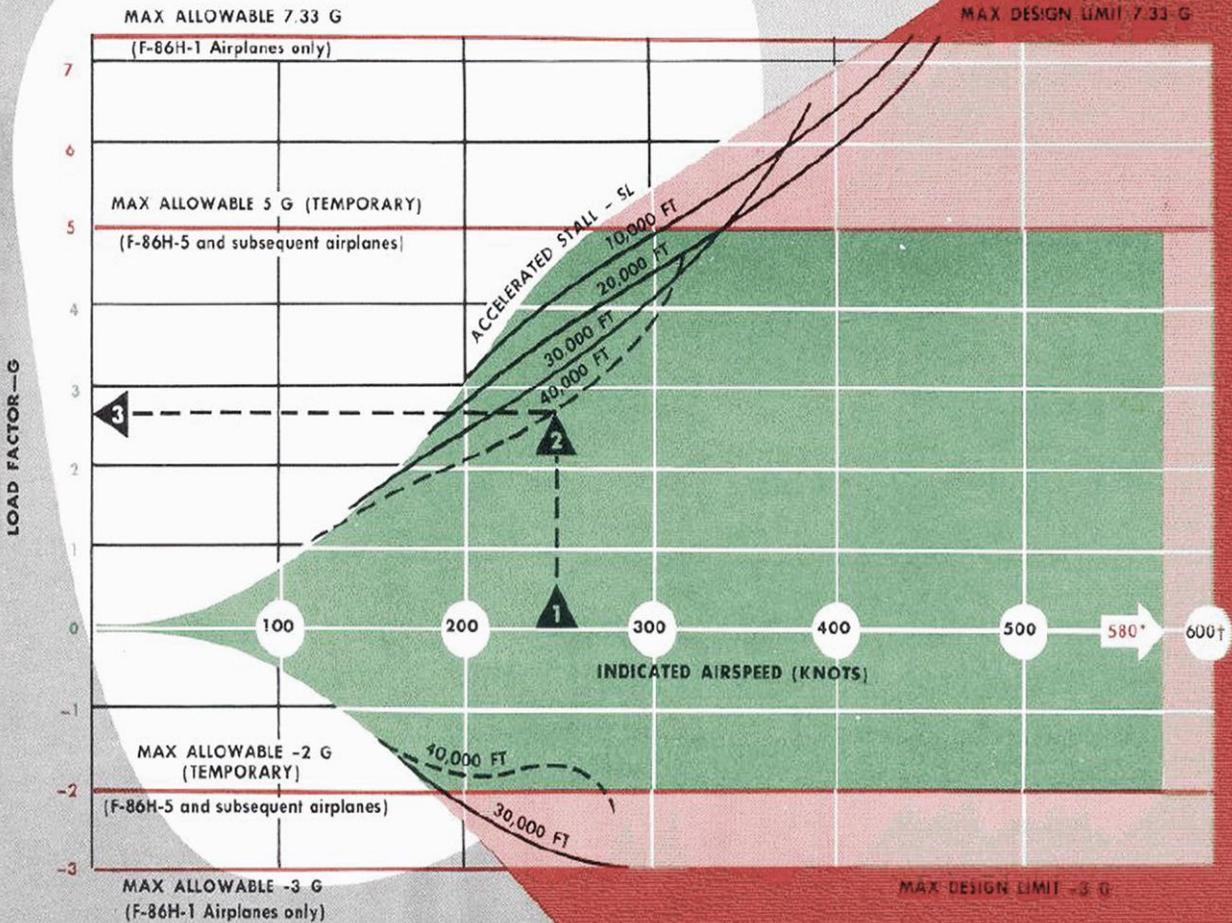
1. 将节流阀控制设为 OFF **[End]**
2. 当转速降至 10% 以下时，将发动机主开关设置为 OFF。

HOW TO USE CHART:

- 1 Select your indicated airspeed.
- 2 Trace vertically to your flight altitude.
- 3 Move horizontally to the left and find the maximum G you can pull at that airspeed and altitude before stalling.

OPERATING FLIGHT LIMITS

CLEAN AIRPLANE



9

操作限制

9. 操作限制

9.1. 发动机限制

9.1.1. 发动机滑油压力限制

各种发动机转速设置的油压极限值如图 9.1 所示

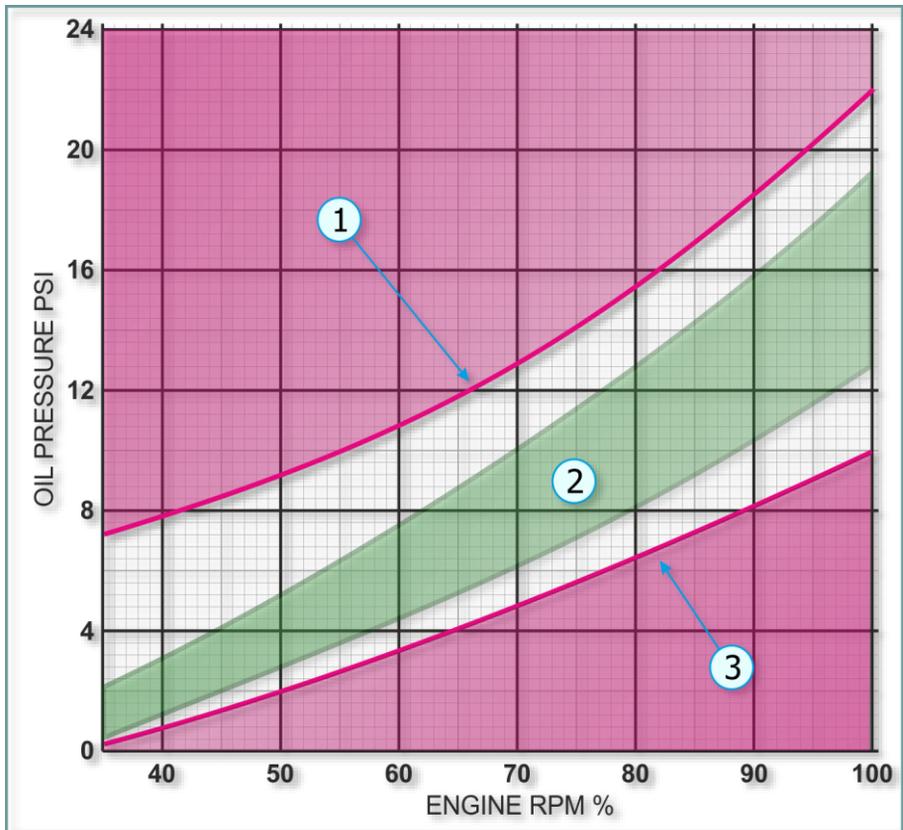


图 9.1 发动机机滑油压力限制

1.油压上限值

3.油压下限值

2.正常值区域

9.1.2. 发动机过热

参见[这里](#)

9.2. 空速和加速度限制

9.2.1. 导弹安全发射速度

GAR-8 导弹必须在有关配置的限制范围内安全发射，见表 9.1

9.2.2. 起落架和襟翼放下速度

可释放起落架和襟翼的最大空速为 185 节指示空速，并且在空速表上用黄色径向线表示。速度超过这个值的襟翼和起落架释放可能会损坏整流罩或操作机构。

9.2.3. 着陆灯伸出速度

着陆灯被设计为仅在起落架和机翼襟翼伸出后下最后进近时伸出。不要以高于 185 节的指示空速速度伸出灯头。

9.2.4. 座舱盖操作速度

座舱盖打开的最大空速为 215 节指示空速。在超过此值的速度下，打开座舱盖可能会导致结构损坏。

9.2.5. 取决于配置的空速和加速度限制

最大允许指示空速或马赫数如表 9.1 所示。当携带外部载荷时，高速飞行可能会受到总体飞机抖振的进一步限制。这种抖振可以在更高的速度范围内感受到，将此作为空速限制。当没有携带外部载荷时，跨音速区域中的高速飞行可能受到飞机横滚趋势的限制。在 15,000 英尺以上，机翼下沉仍然很明显，不过这会让人更容易察觉。在比 15000 英尺更高的高度，没有外部载荷的飞机的空

速限制只有机翼下沉和一般飞行特性的可控性来决定。但是，对于带有一定外部载荷的飞机马赫数限制仍需持续观察。

表 9.1

#					空速限制	G-限制
	外侧挂点	内侧挂点	内侧挂点	外侧挂点		
1	空	空	空	空	指示空速 600 节或机翼过度横滚时的空速	+7 -3
2	-	120 加仑可抛油箱	120 加仑可抛油箱	-	25000 英尺以上：在除开防止抖振区间的最大可用值。低于 25000 英尺：按两者中较低者计算，指示空速 500 节或 0.9 马赫。	油箱有油+5.5* -2.0 油箱空+6.0* -2.0
3	200 加仑可抛油箱	-	-	200 加仑可抛油箱	指示空速 600 节或机翼过度横滚下的空速，防止抖振区间。不要连续横滚	油箱有油+5.0 -2.0 油箱空+5.5* -2.0
4	-	AN-M64 炸弹	AN-M64 炸弹	-	高于 15000 英尺：0.9 马赫。低于 15000 英尺：按两者中较低者计算，指示空速 500 节或 0.9 马赫。不要连续横滚	+4,0 -2,0
5	4x 5" HVAR	4x 5" HVAR	4x 5" HVAR	4x 5" HVAR	在除开防止抖振区间的最大可用值。不要连续横滚。	+6,0 -2,0
6	200 加仑可抛油箱	4x 5" HVAR	4x 5" HVAR	200 加仑可抛油箱	25000 英尺以上：在除开防止抖振区间的最大可用值。低于 25000 英尺：按两者中较低者计算，指示空速 550 节或 0.9 马赫。	+5,0 -2,0

7	200 加仑 可抛油箱	AN-M64 炸弹	AN-M64 炸弹	200 加仑 可抛油箱	25000 英尺以上：在除开防止 抖振区间的最大可用值。低于 25000 英尺：按两者中较低者 计算，指示空速 550 节或 0.9 马赫。	+4,0 -2,0
8	120 加仑 可抛油箱	AN-M64 炸弹	AN-M64 炸弹	120 加仑 可抛油箱	25000 英尺以上：在除开防止 抖振区间的最大可用值。低于 25000 英尺：按两者中较低者 计算，指示空速 500 节或 0.9 马赫。 不要连续横滚。	+4,0 -2,0
9	200 加仑 可抛油箱	120 加仑 可抛油箱	120 加仑 可抛油箱	200 加仑 可抛油箱	25000 英尺以上：在除开防止 抖振区间的最大可用值。低于 25000 英尺：按两者中较低者 计算，指示空速 500 节或 0.9 马赫。 不要连续横滚。	+5,0 -2,0
10	-	GAR-8 导弹 (在 导弹挂架 上)	GAR-8 导弹 (在 导弹挂架 上)	-	指示空速 600 节或机翼过度横 滚的空速	+6 -3
11	GAR-8 导弹 (在导弹挂架上) 和任何可抛油箱 (120 或 200 加仑)				限制与仅挂载油箱配置一致	

9.2.6. 禁止机动

飞机被禁止进行以下机动：

1. 快滚或任何剧烈机动
2. 带有炸弹，火箭弹或 200 加仑可抛油箱下，故意尾旋

提示。倒飞或任何有负加速度的机动动作，持续时间必须限制在 10 秒内，因为在这种姿态下没法保证燃油的连续流动。

3. 在挂载某些外部载荷的连续横滚，参见表 9.1



10

飞机气动特性

10. 飞机气动特性

10.1.1. 高速

在飞机达到更高的指示空速和马赫数（在允许的限度内）时，会出现几个特殊特征。

在飞行中，从 **0.9** 马赫开始，出现非操作横滚（机翼下沉或机翼横滚，左或右），这样的情况随着马赫数上升到其限制值时会更加剧烈。机翼悬臂的不对称性，及机翼不均匀的抗弯曲、扭转的刚度等问题会导致机翼下沉（掉机翼）。由于副翼偏转受到激波效应和机翼变形的影响，机翼下沉会导致降低副翼效率显著下降。

直到 **0.95** 马赫，气流压缩性对高速飞行的飞机纵向稳定性和可控性特性的影响才开始加剧。随着马赫数的进一步增加，飞机显示出增大的抬头趋势，这必须通过施加到驾驶杆上的额外推力来补偿。

由于飞机的这种特定行为，在较低高度的指示空速（指示空速）被限制为 **600** 节。

原因：横滚力矩（机翼下沉）的产生，副翼效率大幅下降（马赫数较高），当副翼偏转时（机翼横滚），机翼在气流下加剧变弯和扭曲。

只有俯冲才能达到高于 **0.93** 马赫的速度。

10.1.2. 机动性

在所有速度下，飞机对俯仰控制都很敏感，在 **0.8-0.9** 马赫和高于 **500** 节的指示空速时尤为明显。

该飞机在所有速度和马赫数下都具有非常好的机动性。飞行员必须意识到，为了完成大多数的机动，需要微妙的驾驶杆偏转（特别是在横滚通道中）。

然而，在中高海拔和指示空速高于 **550** 节的情况下，横滚控制变得迟缓。这是由于机翼扭曲和变弯导致的。结果，副翼的效率降低，这使得在指示空速高于 **550** 节的情况下进行机动变得很困难。

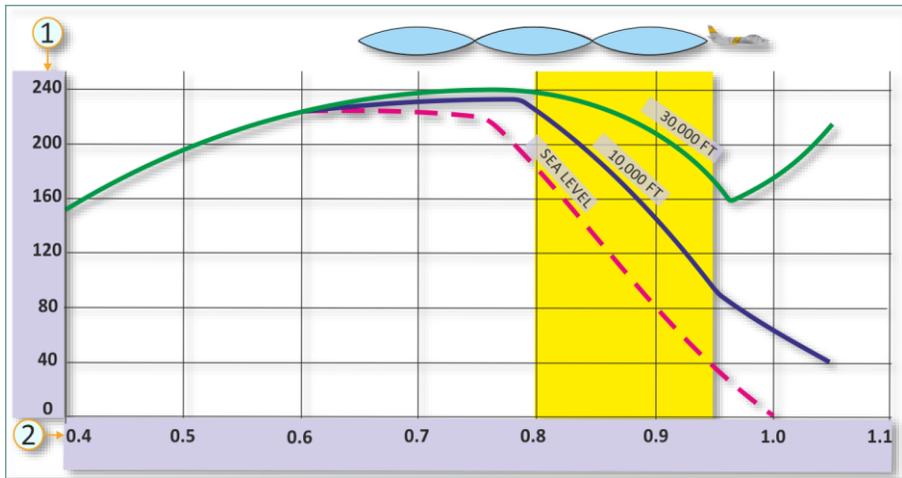


图 10.1 有效横滚速率

1.有效横滚速率，度/秒

2.飞机速度，马赫

10.1.3. 滑翔比

飞机的滑翔比是在给定攻角下的升阻比。

飞机的滑翔比的最大值对应于最佳攻角，其在非扰动大气环境中给出最大滑行距离。

为了简单起见，滑翔比可以被认为是飞机可以在 0 级风大气环境中从某个高度进行关闭发动机飞行的距离。

F-86F 佩刀战斗机具有良好的滑翔比（“可飞行性”），下图清楚地显示了在发动机关闭时从各种高度滑翔的能力。如果在发动机以“慢车”模式运行的情况下进行滑翔，则滑翔距离将更远，因为在这种情况下阻力更小。

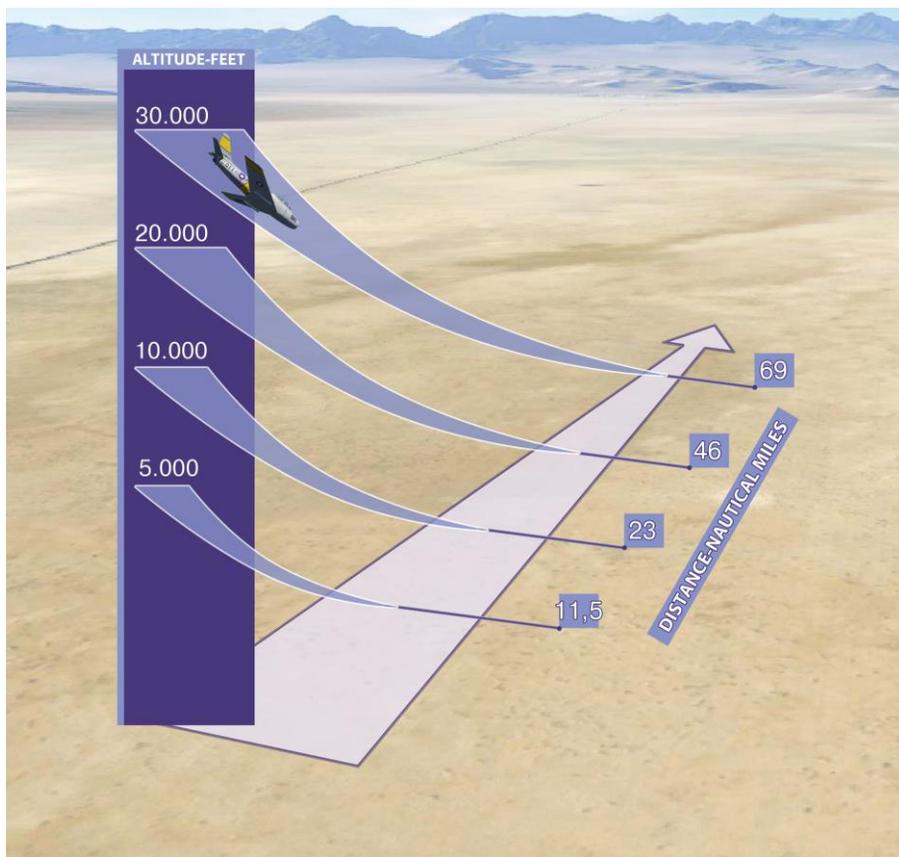


图 10.2 发动机关闭下的滑翔距离 (nm)，取决于初始高度 (FT)

10.1.4. 超过可用 G-因数

该型飞机的一个重要特性是对纵向通道中飞行驾驶杆运动的响应增加。此特性可能导致飞机失速或超过允许的最大载荷因数。

图 10.3 中描述了典型的 G-限制的速度和高度。

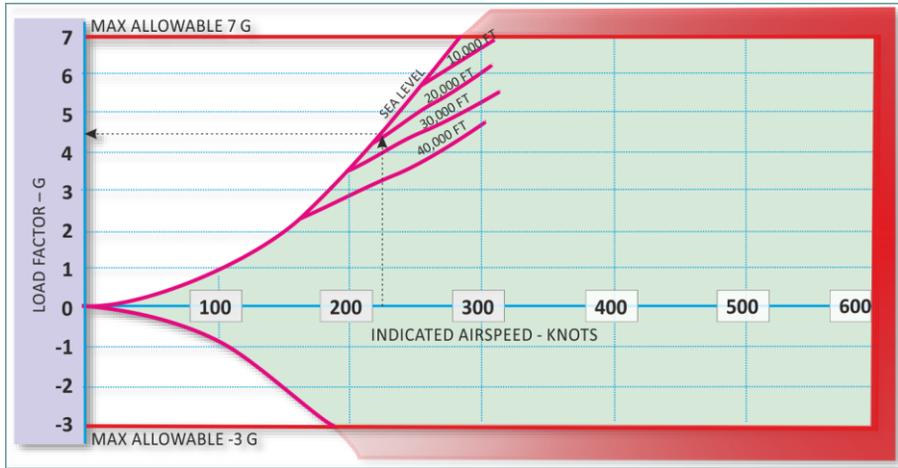


图 10.3 允许的 G-因数

伴随着抖振，开始有失速趋势，这是一个警告因素，表明允许的 G 被超过。在抖振下驾驶是可行的，但需要额外注意飞机的行为和载荷因数，后者必须在指示空速降低时及时减少。

10.1.5. 失速

失速会在任何一侧非常突然出现，同时机鼻向下和偏航振荡。另外，在纵向通道（横滚）中出现的驾驶杆运动的逆响应。

在着陆过程中，飞行员必须控制并严格保持建议速度，不允许其在各种配置下减速至失速速度，图 10.4.

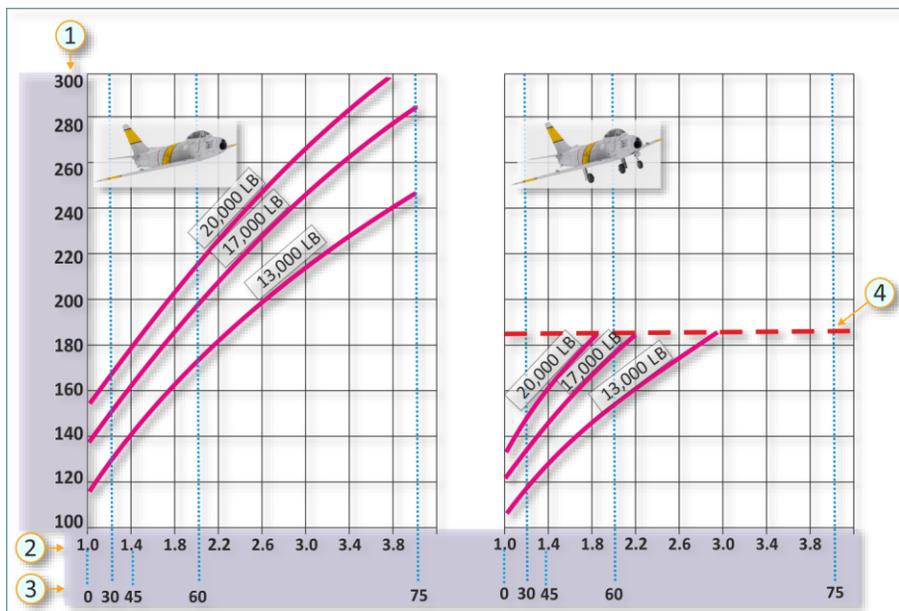


图 10.4 失速速度（左一起落架和襟翼上位，右一起落架和襟翼下位）

1. 指示空速，节（指示空速）
2. 载荷因数，单位
3. 滚动角度，度
4. 放下起落架和伸出襟翼的最大允许速度（185 节）

当在低速下，发动机以最大功率运行，在任何配置中的水平飞行都可能失速。这是因为在以正攻角飞行时，发动机在垂直分量上产生推力，这减少了可用升力，同时也减少了可用的攻角。

没有外部载荷可减少大约 10 节的失速速度。

如果驾驶杆拉杆过于猛烈，会导致在没有抖振（由于高俯仰响应）下快速的机翼失速。

10.1.6. 失速恢复

通过稍微前推驾驶杆和增加发动机转速可从失速中恢复。

10.1.7. 尾旋

飞机可以在任何配置和最高 0.9 马赫下任意速度进入尾旋。尾旋总是由失速和超过允许的过载因数，同时机动或当速度低于当前重量和飞行配置的允许速度时造成。

当飞行员遵循尾旋恢复程序时，考虑可用的高度，飞机可以从任何旋转类型恢复到正常飞行。

当飞机进入尾旋状态时，飞机的机头以 50-75° 的角度向地平线俯冲，并且缓慢尾旋。之后，尾旋速度增加，飞机机头上抬到几乎水平。首次尾旋旋转需要大约 5-8 秒，高度损失 500-600 英尺。接下来的尾旋旋转的特点是旋转速度更高，机鼻向地平线抬起的幅度减小，且增加垂直方向的轨迹角度。

因此，在随后的每次尾旋中，高度损失增加且每圈可达 2000 英尺。

飞机常常会进入右尾旋。

处于增加发动机功率的尾旋的特征在于更小的轨迹角度和更快的尾旋旋转。

处于最小推力或关闭发动机的尾旋的特征在于更陡峭（在尾旋进行期间高达 90%）轨迹。

展开的减速板不会改变尾旋行为。

在着陆配置中，尾旋的特点在于在第一次尾旋期间较小的高度损失。

如果飞机有可抛油箱，那么尾旋可能会在进入尾旋期间和几次旋转后改变其方向。

10.1.8. 从尾旋中恢复

当驾驶杆和脚踏返回到中置位置时，飞机从尾旋中改出。这有一定的延迟，并会导致飞机继续尾旋。

尾旋恢复程序：

将推力手柄设置到“IDLE”位置以减少高度损失；

设置方向舵（踩下脚踏）阻止旋转；

将驾驶杆返回中置位置。

如果飞机带有非空挂架进入尾旋且在一圈到一圈半的旋转中没有恢复，建议抛弃挂载并继续尾旋恢复程序。



11

作战操作

11. 作战操作

11.1. 射击操作

11.1.1. 使用雷达的机枪射击

当向固定地面目标射击时，或者在瞄准具计算机故障的情况下，使用机械锁定的 100 密耳固定掩模（机械锁定杆在 CAGE 处）。

提示。为了帮助控制机枪武器和 A-4 瞄准具控件的位置，建议激活膝板，图 13.2。

[Error! Reference source not found.](#)

使用雷达开火的步骤：

1. 检查仪表板上的“雷达逆变器关闭”指示灯是否熄灭。



在使用瞄准具前：

将中央基座上的机枪—导弹选择开关放在 SIGHT CAMERA & RADAR（用于陀螺仪旋转和设备调



定)。在打开陀螺仪之前，应该将瞄准具机械锁定（即，瞄准具机械锁定杆应设置为 CAGE）；



逆时针转动扭转手柄直到它停止[;]（增加距离）—对于更改 A-4 瞄准具距离输入模式：从手动到雷达测距单元。



将瞄准具机械锁定杆移至 **UNCAGE**。

调整瞄准具掩模调光控制旋钮（顺时针旋转以增加图像亮度）



在瞄准具选择单元上：



将瞄准具功能选择杆设置为 **GUN** **[LCtrl + D]**（顺时针旋转）或 **[LAlt + D]**（逆时针旋转），



将目标速度切换到 **LO** 或 **HI**。



将机枪—导弹选择开关设置为

通过翼展调节旋钮 **[/] [.]** 调节目标翼展





按下并按住瞄准具电气锁定按钮以稳定掩模图像[Tab] (如果之前未稳定)

雷达目标指示灯亮起后 (目标距离约为 4,800 英尺/ 1,460 米), 释放电气锁定按钮以启用目标跟踪。

释放锁定按钮后, 掩模将向下漂移, 然后移回适当的提前角。

继续平稳地跟踪目标, 没有内侧滑或外侧滑, 维持大约一秒钟;然后开火



[space]

提示。要将瞄准具切换为轰炸, 请按[LAlt + D] (逆时针旋转) 或将瞄准具功能选择杆置于 BOMBS。

11.1.1.2. 无雷达的机枪射击

1. 通过将瞄准具上的翼展调节旋钮旋转到适当的值来确定目标翼展:



翼展减少—[/]

翼展增加—[,]



按下并按住瞄准电气锁定按钮以稳定掩模图像[Tab]（如果之前未稳定）。



旋转节流阀手柄（手动控制测距），使掩模圆圈连续对准目标，并开始跟踪直到接近至适当距离。

手动距离减少—[.]

手动距离增加—[;]

释放瞄准具电气锁定按钮[Tab]以开始通过瞄准具进行目标跟踪。



在开始跟踪目标后等待一秒钟，然后开火。

11.2. 轰炸操作

本节介绍操作三种不同的瞄准系统（操作瞄准具，无手动中心光点控制（MPC）；操作 LABS（低空轰炸系统）；操作瞄准具和手动中心光点控制（MPC）的轰炸设备操作程序）和紧急释放。

11.2.1. 操作瞄准具（没有 MPC）的轰炸操作

对于轰炸设备准备的主要操作，操作中央基座



和 A-4 瞄准具



来控制。

1. 检查仪表盘上的“雷达逆变器关闭”指示灯是否熄灭



2. 在操作瞄准具前，将中央基座上的机枪—导弹选择开关放在 **SIGHT**



CAMERA&RADAR（用于陀螺仪旋转和设备调定）。在打开陀螺仪前，应该将瞄准具机械锁定（即，瞄准具机械锁定杆应设置为 **CAGE**）。

3. 将瞄准具机械锁定杆移至 **UNCAGE**。



4. 调整瞄准具掩模调光器控制旋钮（顺时针旋转以增加图像亮度）



5. 根据需要设置相机镜头开关。

6. 根据所选的释放模式设置爆破炸弹释放选择开关（AUTO—MANUAL）



7. 操作爆破炸弹顺序选择开关（ALL—LEFT—RIGHT）选择释放顺序。确保破片炸弹选择开关处于 OFF 位置（如果在模拟中实现）。



8. 在瞄准具设置单元上，将瞄准具功能选择杆设置为 BOMB



[LCtrl + D]或[LAlt + D]。



9. 在开始俯冲前，将炸弹解除保险开关设置到所需位置（不要离开中置位置，否则炸弹不会爆炸）。然后按下并按住节流阀中的瞄准电气锁定按钮以稳定掩模图像**[Tab]**（如果之前未稳定）。

10. 前推进入俯冲，以一个适合目标瞄准具观察的角度。

11. 在保持攻击航向的同时，将掩模中心点保持在目标上，然后释放电子锁定按钮**[Tab]**以激活瞄准具；启动计算机操作。

12. 如果选择了自动释放，按下炸弹—火箭弹释放按钮并保持住**[RAIt + Space]**；然后开始将目标保持在中心点上。

在俯冲期间将视线中心点保持在目标上具有某些特殊特性。

如果瞄准具选择单元的瞄准功能选择杆位于 **BOMB** 且瞄准具未被锁定，则点自动下沉 10° 低于机身基准线。因此，在固定俯角俯冲期间，点总是会向目标前方移动。为了使其保持在目标上，控制飞机以曲线路径飞行，不断增加俯角（前推驾驶杆）。一旦法线过载达到规定值（降低到 1.0 以下），炸弹就会自动脱扣。

通过圆形掩模图像的消失来指示自动释放。

13. 如果选择了手动释放，则中心点应保持在目标位置，直到点熄灭（如果路径按第 13 小段所述保持，它会在计算的释放点消失）并按下炸弹—火箭弹释放按钮**[RAIt + Space]**。

14. 分离。

提示。要将瞄准具切换为机枪，请按**[LCtrl + D]**或将瞄准具功能选择杆置于 **GUN** 位置。

11.2.2. 使用 LABS 的轰炸操作

对于轰炸设备准备的主要操作，操作 LABS 面板



和中央基座上的控件



步骤：

1. 在距离短程防空系统（10-12 公里）的远距离边界上进行掠地飞行（或类似飞行动作），设定速度为 400 节。



2. 打开 LABS ：将所有开关设置为开，但陀螺仪锁定开关除外（留在 CAGE）。

3. 将在中央武器控制基座上的爆破炸弹顺序选择开关



放在除 OFF 以外的任何位置。

4. 解锁 LABS 陀螺仪;为此,将在 400 节将飞机调平,确保零横滚尽可能



准确,并通过将开关置于 UNCAGE 来解锁 LABS 陀螺仪。

5. 转向目标,保持速度 400 节。



6. 在飞越目标中心时,按下并按住驾驶杆上的炸弹-火箭弹释放按钮,并在 2 秒钟内立即机鼻向上倾斜到 4G,同时增加推力至最大值。

7. 在上仰过程中,请注意监控过载表(4G)和 LABS 俯冲-横滚指示以保持所需的值($G = 4$,横滚 0°)。

8. 炸弹将在海拔约 4,600 英尺的高度释放,仰角为 110° 。因此,发射角约为 80° ,炸弹初速为 260 节;炸弹按抛物线路径落到目标上,参见图 11.1。

图 11.1. LABS 操作的一般原理

9. 炸弹释放后,跃升下坠倒转(或类似飞行动作)且改出。

经过适当的训练,炸弹落点误差不超过 60 到 70 米(在我们的模拟器模组中)。

在 LABS 轰炸操作期间,通过驾驶杆的精确偏转,横滚指示器在可能的范围内保持在 0。在此,应不断注意维持所需的过载(4G)。

仪器将指示飞机偏移，参见图 11.2.



图 11.1 LABS 操作的一般原理



图 11.2 LABS 横滚指示器读出 35 度左侧横滚

所以，指示跟随着驾驶杆，其被用于消除横滚偏差且保持指针在中心。

11.2.3. 使用瞄准具和 MPC 的轰炸操作

对于轰炸装备准备的主要操作，操作中心基座



， A-4 瞄准具



和 MPC 面板



上的控件。

将根据以下条件下的轰炸准备例子来比对操作：目标海拔高度 1,400 英尺，计划是以 60°角向目标俯冲投放炸弹，从目标上方 15,000 英尺处推头向下。

步骤

1. 将机枪—导弹选择开关转到 **SIGHT CAMERA RADAR** 位置，让瞄准具准



备就绪



调整瞄准具掩模调光器

控制亮度。



2. 将瞄准具机械锁定杆置于 **UNCAGED**（右侧）。

3. 将瞄准具选择单元设置为 GUN 。

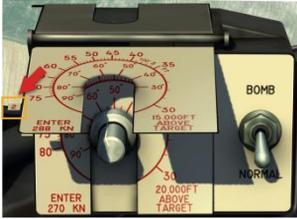
4. 将爆破炸弹释放选择开关置于 MANUAL RELEASE 。

5. 设置炸弹爆炸延时为 NOSE&TAIL 或 TAIL ONLY 。

6. 在 MPC 单元上 ，将开关带到 BOMB

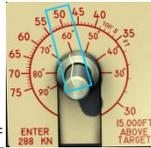


7. 在 MPC 面板上，根据攻击条件选择所需的“标准”刻度盘



(本例中考虑的条件为 15,000 英尺)。

8. 在 MPC 面板上，根据估计的俯冲角度（此处考虑的条件为 60°）到目



标（内侧刻度），根据外部刻度确定标识高度（以百英尺为单位），在这里为 5,000 英尺。

9. 同转动一个环来带动臂杆，将获得的标识高度值设置在轰炸高度计上



（注意：轰炸高度计刻度以千英尺为单位）

操作鼠标滚轮使臂杆转得更快，使用 **LShift** 组合。

操作左侧的旋钮设置目标高度（海拔高度）（红色指针）



，对于此处考虑的条件，这里为 1,400 英尺。

10. 设定速度（根据所选标准刻度），对于此处考虑的条件，这里为 288 节，展开减速板并横滚到目标的所需俯冲角度（同时将节流阀后退到慢车）。

通过半滚进入俯冲：在驾驶舱朝下进行倒转/分离（向左或向右横滚），后拉驾驶杆将机头上扬至目标，然后再次横滚。需要避免负 G-载荷的不利影响。

11. 一旦设定了俯冲角度（通过地平仪检查），将掩模中心光点对准目标。

可以通过座舱盖上的角度线观察俯冲角度：



对于本例中考虑的条件，'60'线应与地平线平行。为便于操作此功能，应激活快速查看功能。

随着空速的增加，俯冲角度可能会减小；因此，必须密切关注俯冲角度，并根据需要及时进行调整。在俯冲角度相对于预设值每增加 10° ，释放高度应增加 500 英尺，反之亦然，每减少 10° 俯冲角度，释放高度应减少 500 英尺。

12. 炸弹释放前，为确保精度，请将中心光点保持在目标上至少 2 秒。当



轰炸高度计仪器指针与白色指针的标识高度臂杆上重合时



按下炸弹—火箭弹释放按钮并开始改出。

11.2.4. 有火箭弹和炸弹配置的轰炸操作

当操作炸弹+火箭弹配置时，若想在发射火箭前释放炸弹，请按以下步骤操作：



作：将爆破炸弹顺序选择开关置于**除 OFF 以外**的任何位置；将火箭弹释放选择



开关置于**OFF**位置。

11.2.5. 炸弹紧急释放

炸弹可以从挂载抛弃按钮（炸弹—火箭—油箱）（节流阀外侧的左边控制台）或仅当处于保险下的抛弃手柄



（移至左侧，仪表板下方）进行抛离。如果炸弹解除保险开关处于**OFF**状态，也可以从主释放系统释放处于保险下的爆破炸弹。

无法通过驾驶杆上的按钮（如果有）释放处于保险下的破片炸弹。但是，当操作炸弹—火箭—油箱抛弃按钮释放时；操作紧急抛弃手柄释放时；当破片炸弹选择器置于**OFF**且爆破炸弹顺序选择器（单一选择器）置于**ALL**时，如果对整个装有破片炸弹的弹架进行释放，那么炸弹就不会被引爆。

11.3. 火箭弹操作

11.3.1. 利用瞄准具的火箭弹操作

关于火箭弹操作，瞄准具和应设置的控件如下：

1. 检查仪表板上的“雷达逆变器关闭”指示灯是否熄灭



2. 在操作瞄准具前，将中央基座上的机枪—导弹选择开关放在 **SIGHT CAMERA&RADAR**（用于陀螺仪旋转和设备安置）。在打开陀螺仪前，应将其机械锁定（即，瞄准具机械锁定杆应设置为 **CAGE**）。



3. 将瞄准具机械锁定杆  移至 **UNCAGE**。



4. 调整瞄准具掩模调光控制旋钮 （顺时针旋转以增加图像亮度）。





5. 将火箭间隔计（在左侧）设置为“1”（如果飞机挂有油箱，则设置为“9”）。



6. 在瞄准具选择单元上：将瞄准具功能选择杆置于 ROCKET [LCtrl + D];



7. 在瞄准具选择单元上：操作火箭弹设置杆，设置火箭下坠校正：

对于射击距离 5,000 至 6,000 英尺，俯冲角度可达 20°，设置为 35-40mil，

对于俯冲角度为 30 至 40°，设定为 25-35 mil。



8. 火箭弹释放选择开关处于 **AUTO**（顶部）或 **SINGLE**。



9. 火箭弹抛弃开关在 **OFF**。



10. 火箭引信延时设置为 **INSTANT** 或 **DELAY**。

11. 计算目标进入的最佳攻击俯冲角度（确保对目标的目视观察）。



12. 在进入俯冲前，按下并按住瞄准具电气锁定按钮以稳定掩模图像 **[Tab]**（如果之前未稳定）。

13. 跟随攻击航线，将瞄准具掩模中心光点保持在上面并释放瞄准具电气锁定按钮 **[Tab]** 以启动旋转变压器操作（解除瞄准具陀螺仪）。

14. 继续平稳地跟踪目标，不要内侧滑或外侧滑，持续约 3 秒钟，然后开



火 **[RAIt + Space]**。

提示。要将瞄准具切换为轰炸，请按 **[LAlt + D]**（逆时针旋转）或将瞄准具功能选择杆置于 BOMBS。

要将瞄准具切换为机枪，请按 **[LAlt + D]** 或将瞄准具功能选择杆置于 GUN 位置。

11.3.2. 处于火箭弹和炸弹配置的火箭弹操作

当处于炸弹+火箭弹配置时，若想在炸弹释放前发射火箭，请检查以下内容：



爆破炸弹顺序选择开关置于 **OFF**；



火箭弹释放选择开关位于除 **OFF** 以外的任何位置；



在火箭间隔计中设置'9'

11.4. 导弹操作

11.4.1. 导弹操作

发射导弹需遵循以下：



1. 将机枪—导弹选择开关转到 MISSILE。



2. 将瞄准具机械锁定杆移至 CAGE。

3. 当接近目标区域时，将导弹保护开关移至 **ARM** 并将导弹控制开关



移至 LH&RH 或 RH。



4. 转动音量控制旋钮，使背景信号处于低音量。

5. 操作 A-4 瞄准具跟踪目标。

6. 听到耳机中的导弹“就绪”音（此信号表示导弹已检测到红外目标。）必须注意确定“就绪”信号是来自预定目标的辐射而非红外背景。根据需要重新调整“就绪”信号。

提示。在飞行员不能用“就绪”音区分的情况下，导弹能够将目标与红外背景区分开。但是，在这些条件下的射击必须在导弹发射包线内进行。

导弹有可能探测到超出其有效射程的目标。

如果目标在射程内，但没有听到“就绪”音，并且对于相应的导弹操作存在疑问，如果先前选择了 **LH & RH**，则将导弹控制开关移至 **RH**。



7. 按下扳机，将扳机扳到第二级并保持到发现导弹离开飞机为止。
8. 当导弹发射完成后，将机枪—导弹选择器和导弹控制开关返回到 OFF。

11.5. 第一代喷气式战斗的战术

令人吃惊的是，空军在战后用喷气式战斗机进行大规模的换装后，起初并没有在航空作战战术中产生的任何重大改变。尽管新型战斗机在性能方面比战时活塞式发动机更先进，但空对空作战的基本原则依然没有改变。

这是因为喷气式战斗机的主要装备仍然由空中机枪和机炮组成。这意味着空战将像往常一样仍然是近距离战斗。在这种战斗中，飞行员会试图以小角度进入敌人的后半球，然后接近敌人，以处于保证机载武器的有效射程内。

中队仍然是战斗航空兵的基本战术单位。为完成任务，**会在一个中队内组建三个大队：**（这里的中队和大队的描述可能有问题）

攻击大队；

空中战斗巡逻；

应急大队。

11.5.1. 歼击机编队

考虑到飞机速度的提高以及允许足够机动的必要空间，战斗中的战斗机指挥队形变得更加分散。一个用于空战的战斗机单元被分成双机，以求在任何时间始终保持火力协调。后面的僚机被认为是掩护者，所以在飞行的不同阶段，它几

乎不会改变它在战斗队形中的位置。当在搜索空域时，僚机也将位于比长机更高的位置。

一旦发现敌人接近，双机编队就会全面展开，以确保更好地保护长机且更好的对付敌机，并在攻击过程中集中活力。

11.5.2. 陆基指挥所职能的转变

由于作战航程的显著增加，如何控制在空中的分散的歼击机战斗队形变得更具挑战性。高空速加上剧烈机动阻止了编队长机一直监控僚机。因此，航空领域的理论家和实践者很快意识到，地面指挥所及其雷达辅助装置对空战变得越来越重要。

11.5.3. 陆基指挥所的主要任务包括：

与飞行员保持持续的沟通；

朝敌方航空器引导战斗机；

指挥己方战斗机到战术上更有利的位置，以便成功地攻击敌人；

提醒飞行员注意敌人的一切后续行动。

当时的雷达还有很多缺陷，无法为飞行员提供独立搜索空中目标和跟踪其活动的的能力。因此，地面作战控制指挥已经成为空战中与飞行员一样重要的组成部分，并且常常在其中发挥关键作用。



12

应急程序

12. 应急程序

12.1. 发动机故障

12.1.1. 在低空飞行期间发动机故障

如果在低空飞行期间出现发动机故障且有足够的空速，则应拉起飞机（向上跃升 **zoom-up**）以空速换高度（增加），见表 12.1）。这将有更多的时间来完成后续的应急程序（空中启动，建立强制着陆航线，弹射等）。

提示。飞行员终止爬升的位置取决于飞行员是否打算弹射，或者他是否打算继续尝试空中启动，建立强制着陆航线等。在任何情况下，推荐在发现到发动机熄火后立即尝试空中启动，并在跃升期间多次重复。如果决定弹射，应尽可能让飞机爬升。在这种情况下，最佳跃升技巧是将飞机向上拉起，直到出现轻微的抖振。保持这种抖振，直至速度降到指示空速 **120** 节或爬升率接近零；然后弹射。如果决定继续尝试空中启动，则应在低于最佳滑翔速度前终止爬升，以获得最大滑翔距离并保持足够的发动机风车转速以进行空中启动。

在跃升前，可以通过抛弃外部挂载来获得最大高度。在外部挂载被抛弃前的爬升越久，其能获得“额外高度”就会减少。当外部挂载被抛弃时，必须考虑外部挂载会落入的地形（人口稠密地区，友方或敌方领土等）等因素；待抛弃的挂载类型（满油或空的可抛油箱等）；如果一个或多个挂载未能释放，导致处于低空的飞机可控性处于危险的不对称状态。应该关注这些限制会对飞机造成的损害。由于涉及的因素很多，若在既定限制之外释放外部挂载，则无法预测可能出现的损毁程度。根据紧急情况，为增加之后完成后续紧急程序的几率，可接受在释放限制之外抛离外部挂载对飞机造成的部分损坏。无论如何，抛离或保留外部挂载的决定必须基于对所述情况和在紧急中现有条件来判断。

12.1.2. 在起飞到空中时发动机故障

如果飞机在起飞到空中后发动机故障，请按以下步骤操作：

1. 紧急燃油开关—开启。

警告。如果发动机转速低于 **80%rpm**，则没有时间将油门后退至慢车，将应急燃油开关切换至 **ON**，然后重新调节节流阀。



外部挂载—抛弃。

12.1.3. 低于 25000 英尺的飞行中发动机丧失推力

如果时间和高度允许发动机从 IDLE 加速到所需的转速，请尝试按如下方式重新获得发动机推力：

1. 节流阀- IDLE

紧急燃油开关—开启

将油门平稳地前推至所需转速，同时保持排气温度在限制范围内，如果发动机熄火，请在时间和高度允许的情况下继续进行空中启动。

12.1.4. 发动机空中启动

可重新启动发动机的最大高度为 40,000 英尺。应特别注意发动机的最大风车速度。超过推荐的风车速度可能会导致过热运行，从而导致发动机损坏。

立即重启

在首次熄火的指示出现时，尝试点火。当发动机未降温且含有蒸汽时，重新启动通常更容易成功。在低空熄火时，最首要的是立即重启。

1. 关闭节流阀—OFF.
2. 紧急点火开关—ON.
3. 紧急燃油开关—开启.
4. 节流阀向外-OUTBOARD;然后前推。
5. 紧急点火开关—在 90%转速下关闭。

空中启动

如果时间和高度允许，应进行以下程序：

1. 节流阀—OFF.
2. 确立滑翔—指示空速 185 节.

在起落架和襟翼上位，减速板收起，确立滑翔获得最大距离（见 [12.1.5](#)）

警告。在正常的滑翔速度下，风车的发动机不能提供足够的发电机输出，因此电池是唯一的电力来源。在发动机主开关，收音机，皮托管加热和灯光都关闭的情况下，电池只有 **7 到 28 分钟**（大约）的供电时间。如果发动机损坏不能风车（导致飞行控制正常液压系统压力故障），飞行控制备用液压泵的自动操作会极大程度上消耗电池电量并导致电池输出时间降至最低。

发动机主开关，发电机和电池启动开关—确认 **ON**（电池）。

RPM—确认处在限制范围内（**23% 至 34%rpm**）。

可能需要高达 **200 节** 的指示空速来获得所需的转速。

注意。过高的转速（**35% 以上**）可能会因燃油泵性能提高而提供过大的燃油流量而导致温度过高（游戏中未实现）。

紧急点火开关—**ON**。

紧急燃油开关—**ON**。

提示。如果由于节流阀过快移动引起熄火，除非主系统实际发生故障，否则不要打开应急燃油系统。操作主燃油系统操作的启动有更大的成功机会。

节流阀向外-向外;然后前推。

将节流阀平稳地前推至所需转速，同时保持排气温度在限制范围内。

注意。如果 **30 秒** 后没有指示燃油点火，请关闭节流阀并关闭紧急点火开关。飞机水平飞行允许燃油排出，并重复启动程序。

紧急点火开关—**OFF**。

如果发动机无法启动，并且时间和高度允许，则尝试操作任一燃油系统再次空中启动。

注意。如果紧急点火开关每次启动超过 **3 分钟**，则点火传送器可能会损坏。

12.1.5. 极限滑翔

对于在发动机风车或卡住下的最大滑翔距离，最佳滑翔速度为指示空速 **185 节**，起落架和襟翼上位，减速板收起，无外部载荷。当速度保持在指示空速 **185 节** 时，各种飞机配置的滑翔比和垂直下降速率如表 **12.1** 所示：

表 **12.1**

飞机配置	滑翔比	垂直下降速率
起落架和襟翼上位 -	14 to 1	2700 fpm 在 40,000 ft



减速板收起		1500 fpm 在 10,000ft
起落架放下,襟翼收起	7,3 to 1	3000 fpm 在 10,000ft
减速板收起		
起落架放下,襟翼收起	4,8 to 1	4500 fpm 在 10,000 ft
减速板展开		

12.2. 起火

12.2.1. 在起飞期间发动机起火

起飞时前部火警灯的亮起表示前段发动机部分发生火灾，必须立即采取行动。后部火警灯的亮起表明过热状态或后部有可能的火情。根据每个组件情况来改变要遵循的准确程序，也取决于空速、跑道长度、剩余空出的冲出跑道、拦截障碍物的有效性、居住区的位置等。你作出的决定将取决于这些因素。

12.2.2. 升空起火

如果飞机上的火灾告警灯亮起，并且没有足够的跑道或可用于中止起飞的空出冲出跑道，建议采用以下程序：

1. 外部挂载—抛弃。
2. 最大功率和爬升（安全弹射高度）。

保持起飞功率并立即爬升至安全弹射高度。

如果起火—弹射。

如果没有起火，请尽快调节节流阀至最小可用功率和降落。如果无法确认是否存在火灾，请以最小可用功率维持安全弹射高度。建立飞机可控，并尝试从该地区的其他飞机得到帮助，以确定是否存在火灾。如果没有可用的帮助，请在下降到安全弹射高度以下前再次确认可控性，并尽快着陆。

12.2.3. 在飞行中发动机起火

如果有任何火灾告警灯亮起，请按以下步骤操作：

1. 节流阀—IDLE.
2. 如果起火—弹射。

通过由另一架飞机的报告，通过仪表读数异常或飞机或发动机对控制响应异常，通过爆炸，异常噪音，或通过振动，烟雾，热量或驾驶舱烟雾，或通过注意到转弯后的尾烟等来确定确实已经起火，弹射。

如果没起火—尽快降落，设定最小的可用功率。

12.3. 飞行控制液压系统故障

如果飞行控制正常液压系统出现故障，备用液压系统将自动接管（如果有足够的备用系统压力可用），如备用系统接入告警灯的亮起指示。如果正常系统在飞行中故障，则可以通过飞行控制备用液压系统保持对飞机的控制。备用系统的局限性在于由于备用系统泵的容量小于正常系统泵容量，从而限制了长时间的过量控制运动。

12.3.1. 正常系统故障

不要飞紧凑编队，不要进行特技飞行，或进行不必要的低空飞行。如果飞行控制正常液压系统在飞行中故障，请按以下步骤操作：

1. 如果没有自动切换，请选择备用系统。
2. 备用系统压力检查。

提示。如果备用系统没有自动接入，则解锁紧急超控手柄并将其拉出至其完全伸出的位置。

警告。当拉出紧急超控手柄时，无论系统压力如何，备用系统泵都会接入并持续运行。如果没有发电机输出，泵将在大约 **6** 到 **7** 分钟内耗尽电池电量。

紧急超控手柄—在进入起降航线前拉动。

如果已经确认飞行控制正常液压系统完全失效（即，系统将不提供 **1000PSI**），则在进入起降航线前，解锁并将紧急超控手柄拉出到其完全伸出位置。

提示。该动作将确保正向持续（接入飞行控制备用液压系统），从而防止从备用到正常系统故障的循环，并且可能在着陆阶段期间瞬间冻结控制。

从正常到备用飞行控制液压系统的转换是瞬时的并且通常是不明显的，尽管在转换期间可能在杆上感觉到轻微的振动或“轻磕”。

尽快着陆。

12.3.2. 双系统故障

如果两个液压系统故障：

1. 如果无法保持控制，弹射。

如果两个飞行控制液压系统都故障，驾驶杆的移动将不会引起对应控制面移动。在这种情况下，在巡航飞行中控制飞机变得非常困难，并且不可能在高速或在极限机动期间进行控制。在任何情况下不应尝试在高杆力下长时间飞行和着陆。

试图减少空速到指示空速大约 200 海里

如果可能的话，维持控制。

通过操作方向舵、减速板、机翼襟翼和起落架来保持一切可能的控制，并根据需要改变功率。通过稳定杆力来推杆或拉杆，尝试中置副翼和水平安定面，使空气载荷经过流线型的控制面。

如果某些控制可用，并且高度允许，尝试恢复并返回合适的区域；然后弹射。

12.4. 起落架应急操作

紧急放下

如果在操作正常程序多次尝试后未获得肯定的起落架指示，则应操作起落架紧急释放程序：

1. 保持空速低于起落架释放限制速度（建议指示空速为 155 至 160 节）。

1. 拉出并保持伸出应急起落架释放手柄到起落架下位。请参阅 **кран-переключатель**。

注意。在通过起落架紧急释放手柄释放后，前起落架不能收起。

12.5. 配平故障

任何配平系统在任一边极限行程位置故障，需要相当轻的杆力来中和操作，驾驶杆位移到相反极限行程将不会超过正常物理行程。

手柄上的正常调整开关容易卡住，从而导致最大配平。当在飞行中发生这种情况时，应在获得所需的配平量后手动将开关返回到中置（OFF）位置。

如果正常配平开关发生故障，请检查所有断路器是否处于打开状态。如果正常调整开关仍然不起作用，请根据需要操作纵向备用配平开关和横向备用调整开关，以得到所需的配平量。



13

如何游戏

13. 如何游戏

[到重要提示](#)

13.1. 一般描述

该游戏是第一人称飞机模拟，玩家控制飞机并用各种游戏控制器（操纵杆，脚踏，触摸板等），键盘和鼠标的帮助下与驾驶舱对象进行交互。

可在游戏世界的任何地方设置外部摄像头（相对于飞机的驾驶舱），以观察玩家的飞机和世界上的其他物体。

模拟让玩家能有机会以真实飞行员的方式实时控制飞机。玩家必须与驾驶舱物体互动，在飞行的每个阶段——从发动机启动到滑行再到着陆后的停车位，在驾驶舱和外部世界之间分配他/她的注意力。此外，在某些情况下，玩家必须与僚机（玩家中队的飞行员）互动并发出指令。

游戏可以在单人游戏模式下游玩（玩家在模拟世界中独自游戏，其他一切都由 AI 控制）或在多人游戏模式中游玩（有几个人类玩家通过互联网互动，其他物体由 AI 控制）。

购买模组时，必须将其作为模块安装到 DCS World，并激活。描述激活程序，主窗口功能，游戏设置，任务编辑器和游戏控制器设置的主要文档位于游戏安装目录内的“Doc”文件夹中。每个文档都描述了某个游戏功能：

- c) 如何安装和激活游戏 –
[DCS World Activation Guide EN.pdf](#);
- d) 主游戏界面和任务编辑器功能 –
[DCS User Manual EN.pdf](#);
- e) 游戏控制器的设置 –
[DCS World Input Controller Walk Through EN.pdf](#);
- f) 机场无线电设备和信标 –
[DCS World List of all available Beacons EN.pdf](#).

在 DCS World 的控制下启动相关任务（场景），就可让玩家身处驾驶舱内。任务可是内置在游戏中（随模块安装包提供），从互联网下载或独立建立。一组

相关的任务称为战役。用户可以操作任务编辑器（ME）工具自行创建任务（战役）。[DCS 用户手册 EN.pdf](#) 中描述了任务编辑器的操作。

玩家与虚拟驾驶舱的交互

在驾驶舱内，玩家可以**控制飞机**，**驾驶舱物体**和**虚拟飞行员头部位置**（视角）。所有这些功能都可以通过键盘，鼠标，控制杆或以上组合来实现。建议操作操纵杆控制飞机以获得最佳游戏体验。

鼠标有以下两种操作模式：

- 控制可点击驾驶舱内的各种对象；
- 控制虚拟飞行员头部位置（视角控制，“鼠标视角”）。

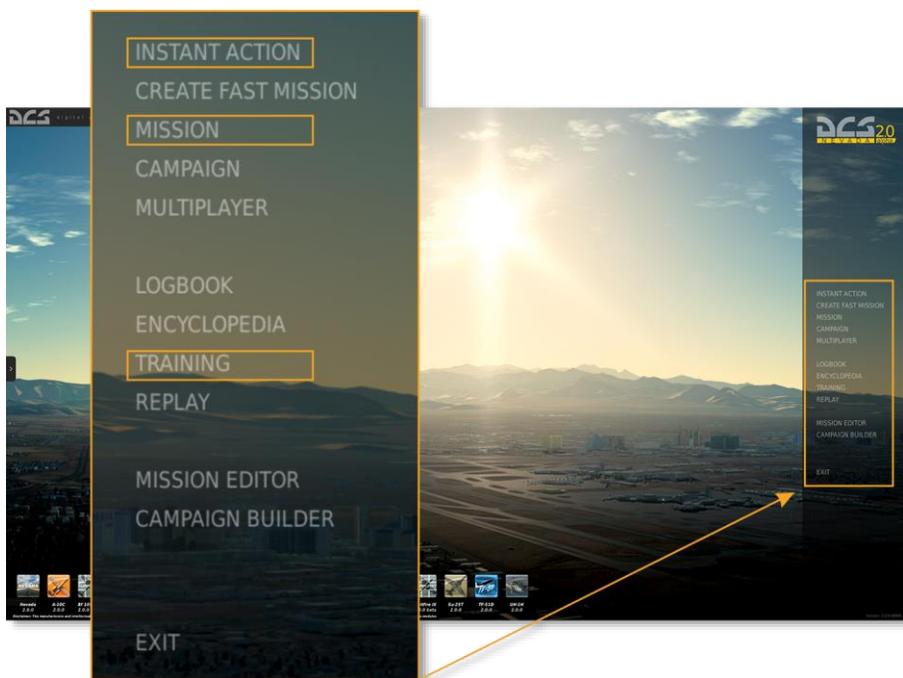
通过按下键盘组合键**[LAlt + C]**或双击鼠标滚轮，玩家可以随时在这两种模式之间切换。

13.2. 建立任务

游戏带有一系列内置任务：训练任务、普通任务和战役。非训练任务（例如战役任务）通常假定玩家已经熟悉飞机，并愿意自己尝试一个战役。

内置任务启动步骤：

1. 启动 DCS World。在主界面，可选择训练开始一个训练任务或选择立即行动或任务来开始一个普通任务。

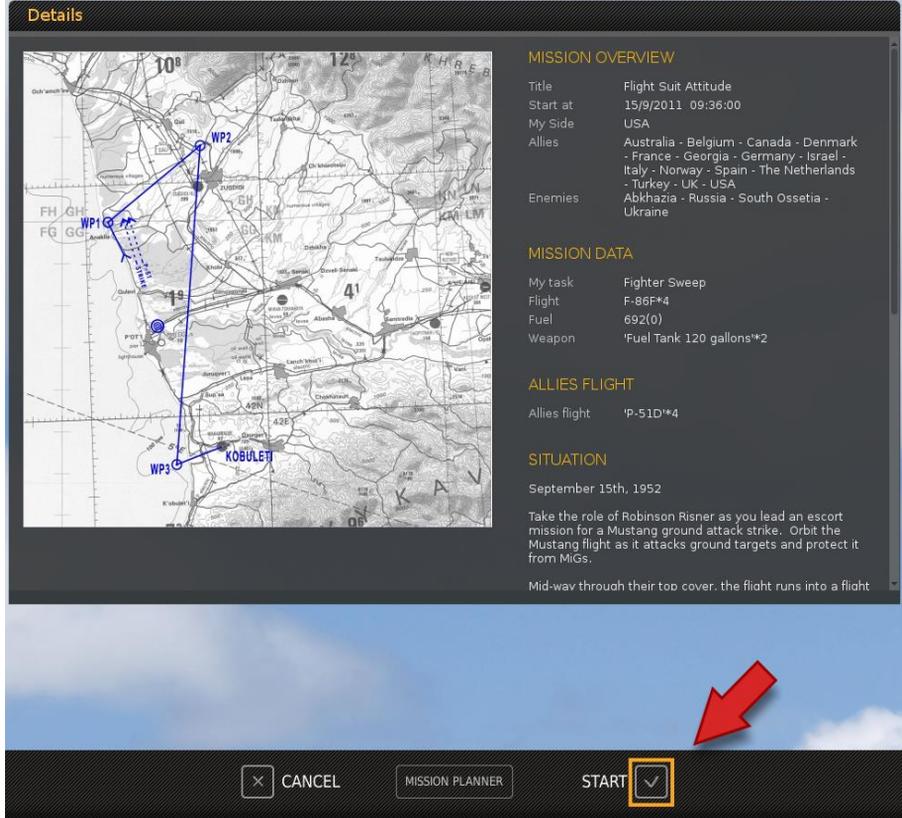


2.要选择任务，必须在左侧选择所需的模组，然后从相应的文件夹中选择任务（下面的示例包含文件夹“训练”，“快速任务”和“单人”）：



Modules	Missions	Description
 My Missions	Name	Modified
 Combined Arms	Training	08.01.2016 20:22
 A-10C	QuickStart	22.12.2015 22:34
 Bf 109 K-4	Single	04.12.2015 00:43
 F-5E		
 F-86F		

3.选择任务后，屏幕上会出现一个带有**开始**按钮的简报窗口，用于启动任务。



13.3. 控制飞机和各种驾驶舱对象

飞机通过驾驶杆，节流阀和脚蹬脚蹬进行控制。驾驶杆用于控制横滚（围绕飞机鼻到尾部的中轴线进行旋转），同时让飞机转弯和俯仰（围绕以两侧机翼连线为中心，让机鼻向上或向下），从而产生俯冲和爬升力矩。节流阀手柄用于在必要时控制发动机功率（推力）以增加或降低直线速度。脚蹬脚蹬用于控制偏航（围绕上下轴，机鼻左偏或右偏）并补偿内侧滑。除此之外，它们还用于在滑行时（与舵同时）分别控制车轮制动器。

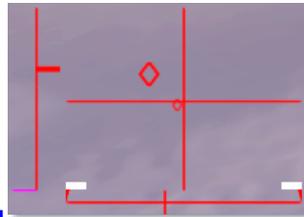
13.3.1. 用操作杆操纵飞机



Roll

Pitch

操纵杆可配备节流阀手柄或一个环绕旋钮（可以是操纵杆的任何一个轴），控制发动机功率和扭转（用于控制脚蹬）。

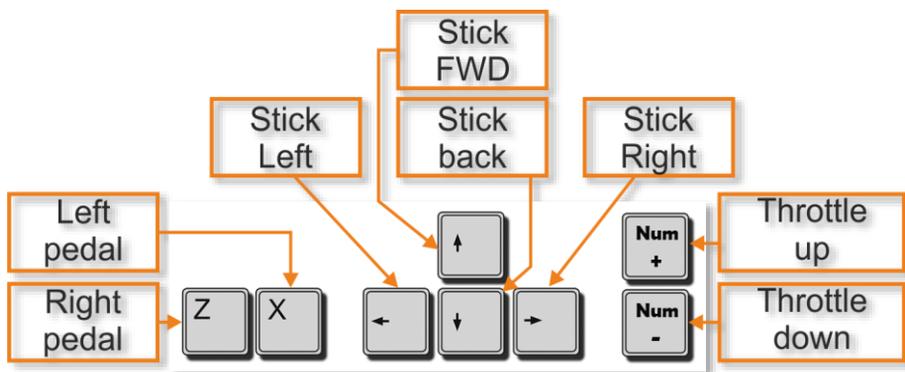


可以操作键盘组合键**[RCtrl + Enter]**启用控制指示器来检查每个驾驶舱控制器的位置。

启用控制指示器

13.3.2. 用键盘操纵飞机

如果玩家仅操作键盘操纵飞机，则主控制按钮为：用于控制横滚和俯仰的箭头键，用于推力控制的**[Numpad +]**或**[Numpad -]**以及用于脚蹬脚蹬的**[Z]**或**[X]**键。



13.3.3. 用鼠标与驾驶舱对象交互

可点击驾驶舱的所有对象都可以通过鼠标控制。这是游戏中的主要鼠标模式。可以操作鼠标的左/右键和鼠标滚轮。

通常，所有开关都通过鼠标左键启用。旋转开关（具有固定位置的旋钮）随着鼠标左键在一个方向上旋转，而右键在另一个方向上旋转。

可以操作鼠标启用或禁用驾驶舱对象（当鼠标指针悬停在它们上方时），操作以下符号标记：



旋转旋钮可以用鼠标滚轮旋转。驾驶舱对象可以在鼠标指针悬停在它们上方时旋转，并标有以下符号：



要操作鼠标滚轮加速旋转的旋钮的话，必须在旋转鼠标滚轮的同时按 **[LShift]**。这样旋钮的旋转速度将提高 **10** 倍。默认情况下，鼠标处于上述“驾驶舱对象控制模式”。

13.4. 控制虚拟飞行员头部位置和**在 6 自由度驾驶舱的视角**

13.4.1. 六自由度驾驶舱虚拟驾驶员头部位置控制

这意味着头部可以沿着三个轴（Ox, Oy, Oz）移动，并围绕这些轴旋转（图 13.1）。

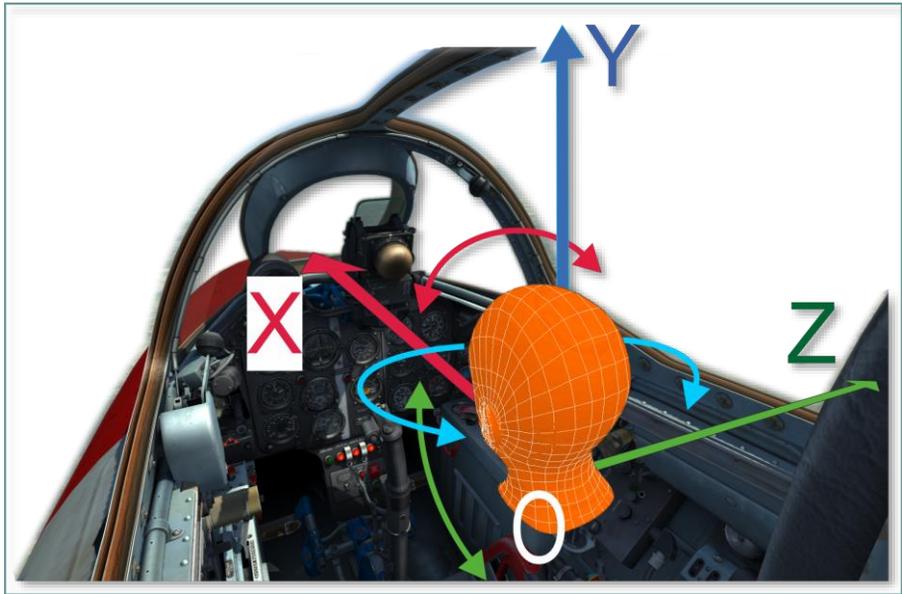


图 13.1 在六自由度驾驶舱中的轴

头部位置可由所有输入设备控制：键盘，鼠标，操纵杆和头部跟踪设备，例如 Track IR。请注意，通常围绕 OX 轴的虚拟头部旋转（红色曲线箭头）不会被操作，这就是为什么不能通过键盘和鼠标对其进行控制。

除了头部移动和旋转之外，还有变焦功能（驾驶舱视角减小）。

也就是说，屏幕的工作区域只显示视场内的对象。因为在变焦期间视场变窄，所以同一区域内的对象变大。这可以与操作望远镜进行比较：沿着视线定位的所有物体在任何放大倍率下都可看到。

用键盘和鼠标进行头部移动、旋转和图像变焦

示意图上显示鼠标操作的符号：



单击并按住滚轮



滚轮双击



单击，按住滚轮并旋转它



旋转鼠标滚轮



头部沿相应轴移动



头部沿相应轴旋转

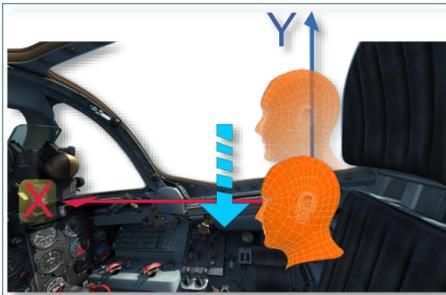
默认情况下，鼠标处于驾驶舱对象控制模式。要在虚拟飞行员头位置控制模式（和回到）中切换它，必须操作组合键 **[LAlt + C]** 或双击鼠标滚轮。

动作

用键盘和鼠标实现



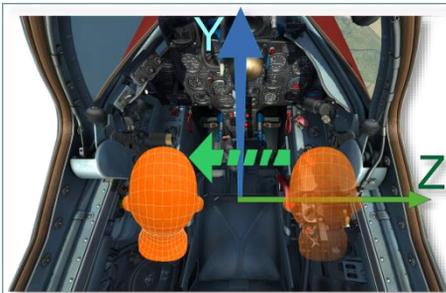
用键盘：
[RCtrl + RShift + *] or
[RCtrl + RShift + /]
用鼠标：



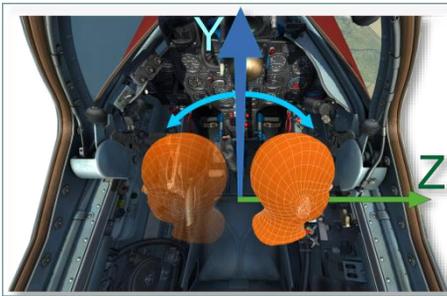
用键盘：
[RCtrl + RShift + Num2] or
[RCtrl + RShift + Num8]
用鼠标：



and



用键盘：
[RCtrl + RShift + Num4] or
[RCtrl + RShift + Num6]
用鼠标：



and



用键盘：
[Num4] or [Num6]
用鼠标：



用键盘：
[Num2] or [Num8]
用鼠标：





变焦

用键盘:

[Num*] or **[Num/]**

用鼠标:



13.4.2. 在六自由度驾驶舱控制视角

许多驾驶舱对象位置不便查看（在壁龛中，被其他物体覆盖）。为了能够快速查看飞行中的正确对象并快速返回仪表盘，可以操作组合键操作内置的快捷视角功能。此功能“记住”玩家创建的**自定义视角**，并在数字键盘上分配相应的组合键。记录后，它们可以与组合键**[Num0（修饰键）+ Num1 ... 9]**（需要的 9 个视角之一）一起操作。

在创建单个自定义视角前，建议玩家连续按**[Num0 + Num1-9]**查看预设的默认视角。在多数情况下，默认视角足以满足玩家的需求。

要创建自定义快速视角，必须：

- a) 按**[Num0 + Num1-9]**（仅一个数字）激活保存其中一个视角，开始激活保存；
- b) 根据需要设置视角。视图调整可以用标准键盘命令来控制摄像机：
 - **[Num*]** - 缓慢拉近
 - **[Num/]** - 缓慢拉远
 - **[RShift + RCtrl + Num2]** - 驾驶舱摄像头向下移动

- **[RShift + RCtrl + Num8]** – 驾驶舱摄像头向上移动
 - **[RShift + RCtrl + Num4]** – 驾驶舱摄像头向左移动
 - **[RShift + RCtrl + Num6]** – 驾驶舱摄像头向右移动
 - **[Num1.9]** – 当前视角的旋转(**[Num5]** – 中心视角)
 - **[RShift + RCtrl + Num*]** – 驾驶舱摄像头向前移动
 - **[RShift + RCtrl + Num/]** – 驾驶舱摄像头向后移动
- (1) 将相机移动到所选对象的中心 **[RShift + RCtrl + Num2,8,6,4]**;
 - (2) 将视轴转到所需的角度 **[Num2,8,6,4]**;
 - (3) 变焦到距对象所需距离: 放大 **[*]** 或缩小 **[/]**;
- c) 完成后, 按钮组合**[RAlt + Num0 + Num1.9]**.会将调整后的视角存储到文件中

有关自定义视图的信息存储在该文件中

"C:\Users\<<USERNAME>\Saved Games\DCS\Config\View\SnapViews.lua".

13.5. 特殊游戏设定

特殊游戏设置位于下面的选项卡上, 见下面的示例.



着陆设置调整-飞行员在着陆时会自动抬头，以获得更好视野；
前轮转向简化操作-一种相较现实中的前轮转向系统方案更为简单实用的选项。

照相枪模式-照相枪显示模式；
定制驾驶舱-选择飞机外观和驾驶舱面板语言。

前轮转向简化操作（描述）

如果选中（简化操作，默认）：要启用 **NWS** 系统，只需按下 **NWS** 按钮。这不是现实中的，因为前轮和方向舵脚蹬的位置对于接合 **NWS** 系统不起作用。在此模式下，按下 **NWS** 按钮时，前轮会与方向舵脚蹬位置“自动同步”。

如果未经检查（实际操作）：要接入 **NWS** 系统，必须按下 **NWS** 按钮并且方向舵脚蹬必须在前轮转动的方向上对齐，即前轮为了同步必须被方向舵脚蹬“抓住”（当前轮和方向舵脚蹬以这种方式协作时，前轮转向单元自动接入）。请注意，机轮可处于方向舵脚蹬权限之外的位置，并且根本无法捕获。如果前轮在中心两侧超过 21° ，前轮单元将不会接入。如果前轮转动超过此范围，则必须操作机轮制动器将其旋入转向范围。

13.6. 对玩家的帮助信息

为了简化学习过程，并且减少“在显示器前面飞行”的不便，游戏中可以操作膝板。

13.6.1. 膝板

膝板包含关于最重要系统的当前状况信息以及控制这些系统的键盘键位：

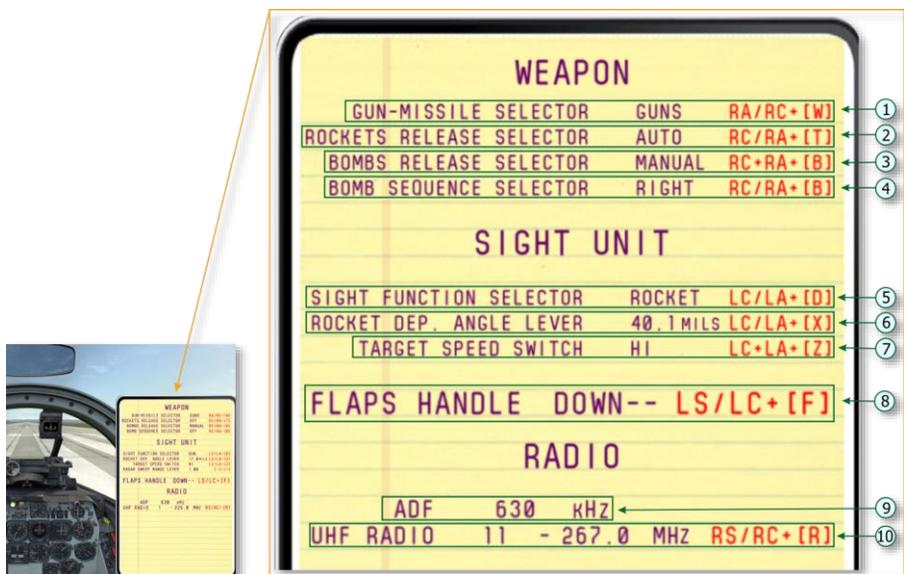


图 13.2 膝板告知玩家飞机重要系统的状况。

1. 武器：机枪-导弹选择器状态和改变位置的按键命令
(RC= RCTRL, RA=RALT, R=RSHIFT)
2. 武器：火箭弹释放选择器状态
3. 武器：炸弹释放选择器状态
4. 武器：炸弹顺序选择器状态
5. 瞄准具：瞄准具功能选择器状态
6. 瞄准装置：火箭下落角度值
7. 瞄准装置：目标速度开关状态
8. 当前襟翼手柄位置和移动襟翼杆的键盘命令
9. AN/ARN-6 当前频率
10. AN/ARC-27 当前信道和频率



膝板通过按**[K]**(仅在按键被保持按下时显示)或**[RShift+K]**(切换模式, 即通过相同的组合键来打开/关闭)来激活。



14

缩略词与术语

14. 缩略词与术语

AC	交流电	Alternating Current
ACB	自动断路器	Automatic Circuit Breaker
ADF	自动测向仪	Automatic Direction Finder
AGL	离地高度	Above Ground Level
Ah	安培 x 小时	Amper x hour
AI	人工智能	Artificial intelligence
ALT	交流发电机	Alternator
ALT	高度/高度表	Altitude/Altimeter
ALTM	高度表	Altimeter
AM	调幅	Amplitude Modulation
AMP	安培	Ampere
ANT	天线	Antenna
ATTD	姿态	Attitude
AUTO	自动	Automatic
AUX	辅助	Auxiliary
AVGAS	航空燃油	Aviation Gasoline
BAT	电池	Battery
BDHI	方位、距离、航向指示器	Bearing Distance Heading Indicator
BFO	差频振荡器	Beat Frequency Oscillator
BL	腰线	Butt Line
BRIL	辉度	Brilliance
BRT	亮度	Bright
C	摄氏	Celsius
CARR	载机	Carrier
CAS	校正空速	Callibrated airspeed
CCW	逆时针方向	Counter Clockwise
CDI	航线偏离指示器	Course Deviation Indicator
CG	重心	Center of Gravity

CL	中线	Centerline
CMPS	罗盘	Compass
CNVTR	转换器	Converter
COLL	碰撞	Collision
COMM	通信	Communication
COMPT	舱	Compartment
CONT	控制	Control
CONT	连续	Continuous
CONV	转换器	Converter
CW	顺时针方向	Clockwise
DC	直流电	Direct Current
DCP	分配控制面板	Dispenser Control Panel
DECR	减少	Decrease
deg	度	degree
DELTA A	增量变化	Incremental Change
DET	探头	Detector
DF	测向	Direction Finding
DG	航向陀螺	Directional Gyro
DIS	禁用	Disable
DISP	分配	Dispense
DSCRM	鉴别器	Discriminator
ECM	电子对抗	Electronic Countermeasures
EGT	排气温度	Exhaust Gas Temperature
ELEC	电气	Electrical

EMER	紧急情况	Emergency
END	续航力	Endurance
ENG	发动机	Engine
ESS	必要的	Essential
EXH	排气	Exhaust
EXT	延长	Extend
EXT	外部	Exterior
F	华氏	Fahrenheit
FAT	自由大气温度	Free Air Temperature
FCU	燃油控制单元	Fuel Control Unit
FITG	填充	Fitting
FM	调频	Frequency Modulation
FOD	异物损伤	Foreign Object Damage
fpm	英尺/分钟	feet per minutes
FPS	英尺/秒, 或帧/秒	Feet Per Second, or Frame Per Second
FREQ	频率	Frequency
FS	机身挂点	Fuselage Station
ft	英尺	feet
ft/min	英尺/分钟	Feet Per Minute
ft-in	英尺和英寸	feet&inch
FUS	机身	Fuselage
FWD	前向	Forward
G	重力	Gravity
gal	加仑	Gallon

GD	受保护	Guard
GEN	发电机	Generator
GND	地面	Ground
GOV	调速器	Governor
GPU	地面动力装置	Ground Power Unit
GRWT	毛重	Gross Weight
GW	毛重	Gross Weight
HDG	航向	Heading
HF	高频	High Frequency
HIT	健康指标测试	Health Indicator Test
HS	液压系统	Hydraulic systems
HTR	加热器	Heater
HVAR	高速机载火箭	High Velocity Aircraft Rocket
HYD	液压	Hydraulic
Hz	赫兹	Herz
IAS	指示空速	indicated air speed
IAS	指示空速	Indicated Airspeed
ICS	机内通话控制站	Interphone Control Station
IDENT	识别	Identification
IFF	敌我识别	Identification Friend or Foe
IGE	地面效应	In Ground Effect
in	英寸	Inch
INCR	增加	Increase
IND	指示/指示器	Indication/Indicator



INHG	英寸汞柱	Inches of Mercury
INOP	不起作用的	Inoperative
INST	仪器	Instrument
INT	内部的	Internal
INT	机内通话	Interphone
INV	逆变器	Inverter
INVTR	逆变器	Inverter
IR	红外	Infrared
IRT	收发信机	Indicator Receiver Transmitter
ISA	国际标准大气	International Standard Atmosphere
KCAS	修正空速 (节)	Knots Calibrated Airspeed
kHz	千赫兹	Kilohertz
KIAS	指示空速 (节)	Knots Indicated Airspeed
km	千米	Kilometer
kN	千牛顿	Kilonewton
knots	海里/小时	Nautical Miles per hour
kp	千克力	Kilogram-force
KTAS	真空速 (节)	Knots True Airspeed
KVA	千伏安	Kilovolt-Ampere
kW	千瓦	kiloWatt
kW	千瓦	Kilowatt
L	左	Left
LABS	低空轰炸系统	Low-altitude bombing system
lbf	磅力	pound-force

lbs	磅	Pounds
LClick	左（按钮）键鼠标	Left (button) Click Mouse
LDG	着陆	Landing
LH	左手	Left Hand
LSB	低频带	Lower Sideband
LT	灯	Lights
LTG	点亮	Lighting
LTS	灯	Lights
MAG	磁场	Magnetic
MAN	手动	Manual
MAX	最大值	Maximum
MED	中等	Medium
MHF	中高频	Medium-High Frequency
MHz	兆赫	Megahertz
MIC	麦克风	Microphone
mil	密尔，圆的 $1 \div 6400$	millirad, $1 \div 6400$ part of a circle
MIN	最小值	Minimum
MIN	分钟	Minute
MISC	杂项	Miscellaneous
mm	毫米	Millimeter
MON	监测器	Monitor
MPC	手动 PIP 控制	Manual pip control
MWO	修改工作命令	Modification Work Order
N1	燃气涡轮转速	Gas Turbine Speed

N2	动力涡轮转速	Power Turbine Speed
NAV	导航	Navigation
NET	网络	Network
NM	海里	Nautical Mile
nm	海里	Nautical Mile
NO	编号	Number
NON-ESS	非必要	Non-Essential
NON-SEC	不安全	Non-Secure
NORM	正常	Normal
NR	燃气轮机转速	Gas Turbine Speed
NVG	夜视镜	Night Vision Goggles
NWS	前轮转向（系统或机构）	Nosewheel Steering (system or mechanism)
OGE	地面效应	Out of Ground Effect
PED	基座	Pedestal
PLT	飞行员	Pilot
PRESS	压力	Pressure
PRGM	程序	Program
PSI	磅/平方英寸	Pounds Per Square Inch
PVT	专用	Private
PWR	功率	Power
QTY	数量	Quantity
R	右	Right
R/C	爬升率	Rate of Climb
R/D	下降率	Rate of Descent

RCLICK	右键（单击）鼠标	Right (button) Click Mouse
RCVR	接收机	Receiver
RDR	雷达	Radar
RDS	轮/回合	Rounds
REL	释放	Release
REM	远距离	Remote
RETR	收回	Retract
RETRAN	中继	Retransmission
RF	无线电频率	Radio Frequency
RH	右手	Right Hand
RI	远距离高度指示器	Remote Height Indicator
RPM	每分钟转数	Revolutions Per Minute
SAM	地空导弹	Surface to Air Missile
SEC	次要的	Secondary
SEC	安全的	Secure
SEL	选择	Select
SENS	感光度	Sensitivity
SL	探照灯	Searchlight
SOL	螺线管	Solenoid
SQ	静噪	Squelch
SQFT	平方英尺	Square Feet
SSB	单频带	Single Sideband
STA	站	Station
STBY	备用	Standby

T/R	发送-接收	Transmit-Receive
TAS	真空速	True Airspeed
TEMP	温度	Temperature
TGT	涡轮燃气温度	Turbine Gas Temperature
TRANS	输送	Transfer
TRANS	变压器	Transformer
TRANS	发射机	Transmitter
TRQ	扭矩	Torque
UHF	超高频	Ultra-High Frequency
USB	高频带	Upper Sideband
V	伏特	Volt
VAC	交流电（伏）	Volts, Alternating Current
VDC	直流电（伏）	Volts, Direct Current
VHF	甚高频	Very high Frequency
VM	伏特表	Volt Meter
VNE	速度（禁止超过）	Velocity, Never Exceed (Airspeed)
VOL	体积	Volume
VOR	甚高频全向信标	VHF Omni Directional Range
WL	水线	Water line
WPN	武器	Weapon
XCVR	收发器	Transceiver
XMIT	发送	Transmit
XMSN	传输	Transmission
XMTR	发射机	Transmitter
ΔF	增加的等值平板阻力面积	Increment of Equivalent Flat Plate Drag Area

15. 公制及其等价、换算因数

15.1.1. 公制及其等价

长度单位

- 1 厘米 = 10 毫米 = .39 英寸
- 1 分米 decimeter = 10 厘米 centimeters = 3.94 英寸
- 1 米 meter = 10 分米 decimeters = 39.37 英寸
- 1 dekameter = 10 米 = 32.8 英尺
- 1 hectometer = 10 dekameters = 328.08 英尺
- 1 公里 = 10 hectometers = 3,280.8 英尺

重量

- 1 centigram = 10 milligrams = .15 grain
- 1 decigram = 10 centigrams = 1.54 grains
- 1 gram = 10 decigram = .035 ounce
- 1 decagram = 10 grams = .35 ounce
- 1 hectogram = 10 decagrams = 3.52 ounces
- 1 kilogram = 10 hectograms = 2.2 pounds
- 1 quintal = 100 kilograms = 220.46 pounds
- 1 metric ton = 10 quintals = 1.1 short tons

液量单位

- 1 centiliter = 10 milliliters = .34 fl. ounce
- 1 deciliter = 10 centiliters = 3.38 fl. ounces
- 1 liter = 10 deciliters = 33.81 fl. ounces
- 1 dekaliter = 10 liters = 2.64 gallons
- 1 hectoliter = 10 dekaliters = 26.42 gallons
- 1 kiloliter = 10 hectoliters = 264.18 gallons

面积量度

- 1 sq. centimeter = 100 sq. millimeters = .155 sq. inch
- 1 sq. decimeter = 100 sq. centimeters = 15.5 sq. in
- 1 sq. meter (centare) = 100 sq. decimeters = 10.76 sq. ft
- 1 sq. dekameter (are) = 100 sq. meters = 1,076.4 sq. ft
- 1 sq. hectometer (hectare) = 100 sq. dekameters = 2.47 acres
- 1 sq. kilometer = 100 sq. hectometers = .386 sq. mile

体积量度

- 1 cu. centimeter = 1000 cu. millimeters = .06 cu. inch
- 1 cu. decimeter = 1000 cu. centimeters = 61.02 cu. in
- 1 cu. meter = 1000 cu. decimeters = 35.31 cu. ft



15.1.2. 换算因数

To change (imperial)	To (metric)	Multiply by
in	centimeters	2.540
ft	meters	.305
yards	meters	.914
miles	kilometers	1.609
knots	km/h	1.852
square in	square centimeters	6.451
square ft	square meters	.093
square yards	square meters	.836
square miles	square kilometers	2.590
acres	square hectometers	.405
cubic ft	cubic meters	.028
cubic yards	cubic meters	.765
fluid ounces	milliliters	29,573
pints	liters	.473
quarts	liters	.946
gallons	liters	3.785
ounces	grams	28.349
pounds	kilograms	.454
short tons	metric tons	.907
pound-ft	Newton-meters	1.356
pound-in	Newton-meters	.11296
ounce-in	Newton-meters	.007062
(metric)	(imperial)	
centimeters	in	.394
meters	ft	3.280
meters	yards	1.094
kilometers	miles	.621
km/h	knots	0.54
square centimeters	square in	.155
square meters	square ft	10.764
square meters	square yards	1.196
square kilometers	square miles	.386
square hectometers	acres	2.471
cubic meters	cubic ft	35.315
cubic meters	cubic yards	1.308
milliliters	fluid ounces	.034
liters	pints	2.113



liters	quarts	1.057
liters	gallons	.264
grams	ounces	.035
kilograms	pounds	2.205
metric tons	short tons	1.102



"Enchant by realism!"

belsimtek



16

开发

16. 开发

BELSIMTEK

管理

Alexander "PilotMi8" Podvoyskiy	Project and QA Manager, technical documentation
Alexander "Foxhound_vva"	Module project manager

程序员

Vladimir "cofcorpse" Timoshenko	Lead programmer
Alexander "Alan Parker"	Flight dynamics
Nikolay Volodin	Engine systems
Alexey "Alex Wolf"	Power plant, engine systems
Andrey Kovalenko	Avionics, weapons
Alexander Mishkovich	Systems of aircraft, avionics, effects, damage model
Nikolay T	Aircraft performance coordination
Konstantin "btd" Kuznetsov	Sound developer, music composer

图形设计师

Maxim Lysov	3D-model of aircraft
Pavel Sidorov	Damage model
Timur Cygankov	3D-model of cockpit
Andrey Reshetko	Pilots
Igor Piskunov	2D-complicated schemes and chapters cover design of manual
Alexandr Drannikov	Graphics resources for site

技术顾问

Sergey "Vladimirovich"

modeling methodology

测试人员

Alexander "BillyCrusher" Bilievskiy
Dmitry "Laivynas" Koseliov
Edin "Kuky" Kulelija
Erich "ViperVJG73" Schwarz
Evan "Headspace" Hanau
Ivan "Frogfoot" Makarov
Nikita "Nim" Opredelenkov
Oleg "Dzen" Fedorenko
Raul "Furia" Ortiz de Urbina
Roberto "Vibora" Seoane Penas
Scott "BIGNEWY" Newnham
Stephen "Nate" Barrett
Valery "Rik" Khomenok
Werner "derelor" Siedenburg
Xueqian "Uboats" Zhao

训练

Vyacheslav "SL PAK" Paketny

Training missions

特别感谢

Werner "derelor" Siedenburg

For professionalism and thoroughness in editing this manual

Alan "NightRush" Shafto (aviation engineer including F-86 Sabres)

For help in testing and debugging of the aircraft systems

Grayson "graywo1fg" Frohberg

For recording the training mission voice-overs

翻译

Haibin "Ecce Homo" Liu

Yong "Anderson" Ye (校对)

Xueqian "uboats" Zhao (校对)

F-86A

HANDLING CHARACTERISTICS

LECTURE DIGEST



NORTH AMERICAN AVIATION, INC.



17

引用文献

17. 引用文献

1. Handbook maintenance instructions USAF SERIES F-86F AIRCRAFT, TO No 1F-86F-2 (Formerly 01-60JLD-2), November 1953
2. Flight Manual USAF SERIES F-86F AIRCRAFT, CONTRACT AF33(038)-14801, AF04(606)-15753, May 1960 (Change – April 1971)
3. Теория авиационных двигателей, часть 1, и 2 Учебник для ВУЗов ВВС/ Под ред. Ю. Н. Нечаева – М: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006 – 448с .
4. Конструкция и прочность авиадвигателей. Учебное пособие/ Под ред. А. И. Евдакимова – М: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2007 – 340 с.
5. Сиротин Н.Н. Конструкция и эксплуатация, повреждаемость и работоспособность газотурбинных двигателей. М: РИА "ИМ-информ", 2002.
6. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей. / Под ред. Д. В. Хронина. – М: Машиностроение, 1989.
7. Mark D. Jane's aero-engines. – Alexandria, Virginia 22314, US: Jane's information Group inc, 2009. – 448 с.
8. С.М. Егер "Проектирование самолетов"
9. К.П. Петров "Аэродинамика элементов летательных аппаратов"
10. "Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолётов" под ред. Г.С. Бюшгенса
11. R. Chambers, S. Grafton "Aerodynamics of airplanes at high angles-of-attack"