



THE FIGHTER COLLECTION



Eagle Dynamics

DCS

L-39

ALBATROS



DCS: L-39 信天翁

飞行手册

## 目录:

历史回顾 .....	8
L-39C 开发历程 .....	8
L-39 的发展与改进 .....	20
L-30ZO X-09 .....	20
L-39ZA X-11 .....	21
L-39C “飞行的课桌” .....	23
地区冲突中的 L-39 .....	27
L-39C 在现代 .....	28
使用 L-39C 的飞行表演队 .....	30
改进型号 .....	34
飞机总览 .....	39
L-39C 概况 .....	39
设计 .....	41
机体 .....	43
驾驶舱 .....	46
VS1-BRI 型弹射座椅 .....	50
液压系统 .....	50
通用液压系统 .....	51
飞行控制 .....	61
前后驾驶舱配平控制 .....	64
环境控制系统 .....	66
空调系统 .....	67
燃油系统 .....	70
燃油使用顺序 .....	71
指示灯 .....	73
发动机灭火设备 .....	73
火灾探测和指示系统 .....	74
灭火系统 .....	76

防冰系统 .....	78
防冰系统的控制与指示.....	79
<b>AI-25TL 发动机 .....</b>	<b>80</b>
发动机总体介绍、基本原理及主要数据 .....	80
发动机主要规格与限制.....	93
航空设备 .....	94
电气设备.....	94
照明系统.....	103
<b>L-39C 驾驶舱.....</b>	<b>114</b>
前驾驶舱.....	114
中央面板.....	115
左侧面板.....	117
右侧面板.....	119
后驾驶舱 .....	121
中央面板.....	122
左侧面板.....	124
右侧面板.....	126
仪器（表） .....	128
飞行与导航仪器.....	128
飞行 .....	165
<b>L-39C 结构限制.....</b>	<b>165</b>
发动机启动准备 .....	167
冷启动.....	167
执行发动机启动 .....	169
发动机启动后 .....	174
滑行前准备与滑行 .....	176
圆形起降飞行 .....	177
起飞 .....	177
侧风起飞与着陆 .....	187
关闭发动机.....	187

圆形起降飞行 .....	188
特技飞行 .....	189
总说明 .....	189
飞机在最小空速下的行为 .....	190
尾旋 .....	191
使用 RSBN-5S (“ISKRA-K”) 设备飞行与导航 .....	192
NAVIG (导航) 模式 .....	192
使用 RSBN-5S (Iskra-K) 设备进近和着陆 .....	194
使用 RKL-41 进场 .....	198
作战使用 .....	201
航空军械 .....	201
炸弹武器 .....	201
非制导武器 .....	202
制导导弹武器 .....	203
前驾驶舱武器控制与指示 .....	205
后驾驶舱武器控制与指示 .....	206
瞄准与照相设备 .....	207
ESKR-46 信号弹发射装置 .....	211
对地攻击前的预飞行准备 .....	213
预设目标大小计算 .....	213
投弹 .....	213
发射火箭弹 .....	217
L-39ZA .....	225
介绍 .....	225
飞机综述 .....	225
操作限制 .....	228
驾驶舱设备 .....	229
前驾驶舱 .....	229
后驾驶舱 .....	235
飞机和发动机系统 .....	236



燃油系统.....	236
PT-12 发动机过热控制系统 .....	240
飞机设备.....	240
武器与战斗使用 .....	242
机载武器.....	242
炸弹武器.....	242
火箭武器.....	246
导弹武器.....	247
GS-23L 机炮.....	249
PK-3 机枪吊舱.....	251
前驾驶舱武器控制和信号灯 .....	254
武器控制面板 .....	254
中央面板.....	255
导弹与机炮联合控制面板 .....	256
信号灯面板 .....	257
投弹.....	258
发射火箭弹 .....	261
使用空空导弹 .....	264
使用 GS-23 机炮对地攻击 .....	267
使用 PK-3 机枪吊舱对地攻击 .....	271
应急程序.....	276
发动机失效.....	276
发动机空中启动.....	276
发动机转速自发变化或挂起.....	277
发动机起火 .....	279
发动机喘振 .....	279
起落架失效（应急放出起落架）.....	279
ADI 失效 .....	280
GMK-1AE 失效 .....	280
襟翼无法放下 .....	281

发动机机油压力下降 .....	281
总压系统故障 .....	282
返航油量 (Bingo Fuel) .....	283
主发电机失效 .....	283
主要和备用发电机失效 .....	284
座舱盖受损 .....	284
驾驶舱烟雾- 驾驶舱减压 .....	285
迫降 .....	285
发动机停车时的着陆 .....	286
发动机停车时采用机腹着陆 .....	287
水平飞行时的典型速度 .....	290
实用升限 .....	291
飞机可控性 .....	291
水平飞行中的俯仰平衡 .....	292
补充 .....	294
高加索地图机场数据 .....	294
内华达地图机场数据 .....	295
引用文献 .....	296
<b>Eagle Dynamics</b> .....	297
管理 .....	297
程序员 .....	297
美术师 .....	298
音乐制作 .....	298
质量管理 .....	298
科学顾问 .....	299
IT 和客户支持 .....	299
本地化 .....	299
测试人员 .....	299
特别感谢 .....	301
翻译 .....	301

# 历史回顾



## 历史回顾

### L-39C 开发历程

在世界舞台上，飞机的研制和生产一直是世界上处于领导地位的大国的高优先任务之一。然而，一些小国同样开发了飞机，在航空史留下了光荣的一页。其中一个国家是捷克斯洛伐克 - 1993年1月1日，该国和平的分裂为捷克共和国和斯洛伐克。飞机工业的一个开发方向是喷气式教练机。L-39C“信天翁”成为世界上产量最大的的喷气式教练机之一，在美国 T-33、苏联 MiG-15UTI 及其发展型、L-29“海豚”（Delfin）后排名第四位。



图 1: L-29 “海豚”

于 1956 年开发的 L-29 “海豚” 在华沙条约国家的喷气式教练机竞争中胜出。它的出现开创了飞行员训练的新纪元，对飞行员来说它操作简单，能适应粗野操作并非常可靠。但是同时，这架飞机也有一些缺点，尝试改进后发现 L-29 的现代化改进潜力十分有限。此外，航空的快速发展对年轻飞行员的训练提出了新的要求。因此，需要一款更新更好的喷气式教练机。

捷克斯洛伐克国防部（MND）在 1963 年开始确定新飞机的研究项目，并与其主要客户-苏联国防部进行合作。新飞机被要求保持 L-29 的基本重量，增加推重比及在简易跑道上起飞的可靠性。其最大空速不超过 700 千米/时，驾驶舱被特别要求设计为类似作战飞机的样式。

设计此种飞机的任务被交给了位于 Letňany，由 Jan Viček 率领的航空研究所团队（LVÚ，现航空研究与测试研究所 - VZLÚ）。Karel Dlouhý 为此项目的首席设计师。

1964 年 7 月 15 日，新型喷气式教练机规格最终确定并批准了型号名称 - L-39C “信天翁”。一年半后，Jan Viček 与他的团队及所有设计都被转移至沃多乔迪航空公司（Aero Vodochody）。

在设计之初，Jan Viček 就决定采用经典下单翼布局，三点式可收放起落架以及教员坐在学员身后的串联驾驶舱布置。L-39C 选用了梯形机翼及加固起落架，这是喷气式教练机的常见布局。为保护发动机不吸入异物，左右两个进气口被设计在机翼上方。为训练学员使用武器，机翼下还装备有两个外挂点。飞机在地面维护保养非常简单，各种检查盖的大小和位置经过特别设计，尽可能的彻底地简化地面维护。

动力系统的选择引起了很大的关注。从可靠性的角度来看，两台发动机是必要的，但这导致了重量的增加与燃油的消耗，这些缺点使得首席设计师坚信，一台发动机足够了，尤其是在喷气发动机可靠性已大大提升的时候。至于发动机的选择问题，一开始计划安装一台捷克布拉格“Motorlet”工厂正在开发的，推力约为 2500 千克力的 M-270 发动机。但苏联方面坚持要求使用位于 Zaporozhje，由 A.G. Ivchenko 领导的“进步”设计局开发的 1450 千克力推力的 AI-25 发动机，这台发动机已处于设计的最后阶段。最终，AI-25 被选中为 L-39C 的发动机，因为布拉格的 M-270 发动机对于轻型教练机来说太大了，而且地面测试表明这台发动机离成熟还有不少距离。

在 1964 - 66 年，L-39C 的 1: 4、1: 5 和 1: 25 的模型在航空研究所（LVÚ）的风洞中验证完成。在验证结果的基础上，最终确认了机翼形状、进气道结构及其它组件形状。1967 年 2 月，原型机委员会已开始工作并制作了一架木制模型。

同年，一个在 Letňany 生产的模型被送到位于莫斯科附近的中央空气流体动力学研究院（TsAGIs）高速与旋转风洞测试，在捷克斯洛伐克也进行了类似的测试。至 1968 年年底，所有空气动力学测试均已完成。



图 2: L-39C 1: 1比例模型

与此同时，“Motorlet”工厂正准备许可生产本地编号为 AI-25W（W 指“Walter”）的苏联发动机。一开始只生产了少量的这种发动机，并送至布拉格的航空研究所（LVÚ）的 I1-28 飞行试验室进行了测试。测试结果表明 AI-25 发动机无法产生足够的推力，于是捷克工程师们开始了它的现代化改进。很快，所有的批量生产的 L-39C 都将装备改进后编号为 AI-25TL 的发动机，AI-25TL 拥有 1720 千克力的推力，由 Zaporozhye 发动机工厂（今乌克兰“Motor Sich”公司）交付。

L-39C 计划安装由航空研究所（LVÚ）Jiří Matějček 开发的 VS-1 型弹射座椅。除机械弹射机构外，还必须配备火箭推进器以便于从地面上弹射出驾驶舱。1967 年，设计师们制造了几个弹射座椅原型并开始地面测试。第二年制造了一些名为 VS-1B 的弹射座椅原型，但是并没有安装火箭推进器，因为火箭推进器的开发被推迟了。与此同时，这些座椅被安装到 MIG-15UTI 试验机上开始测试，总共进行了约 50 次弹射实验，实验结果表明这款弹射座椅能让飞行员在不低于 300M 的高度平安离开飞机，完全能够用于第一架 L-39C 原型机。与此同时，L-39C 的其它系统测试也进行得很顺利。

为了更好的测试性能指标，决定一次性制造 7 架 L-39C 原型机，其中五架用于飞行测试（X-02、X-03、X-05、X-06、X-07），X-01 与 X-04 则被用于静态及疲劳测试。沃多乔迪工厂为主要生产点，负责机头与机身的生产与组装，位于 Kunovice 的“Let”工厂生产机翼，位于布拉格的“Rudý Letov”工厂负责机尾与尾翼。



图 3：X-02 原型机

在 1968 年的春天，X-02 原型机的机身已经完成，到了中秋时分，所有必要的设备及系统都已安装到位。由于 AI-25TL 发动机交付延迟，AI-25W 被安装在了这台原型机上。1968 年 10 月 25 日，X-02 第一次被推出，在工厂机场进行了地面测试。测试着重于飞机的发动机运行、起落架、控制系统与机翼机械结构。执行测试的是沃多乔迪公司的首席试飞员 Rudolf Duchoň。1968 年 10 月 28 日，X-02 进行了 3 次加速至 175 千米/时的抬前起落架滑行。试飞员对飞机的操作反应、制动效率与驾驶舱视野提出了很高的评价。

在修复几个小问题后，L-39C 准备首飞，这架飞机机身上涂有民用机注册号 OK-32（后改为 OK-180）。1968 年 11 月 4 日，试飞员 Duchoň 首次驾驶这架飞机离开地面，此次起飞没有放下襟翼，而是在 1000 米高度评估了襟翼效率。试飞员评估后认为，随着襟翼的放下，飞机的留空空速甚至仅为 160 千米/时。在第一次飞行中，测试了减速板功能、起落架收/放动作以及发动机反应。着陆时飞机襟翼放在了起飞位，飞行时间 35 分钟。





图 4：在飞行测试后着陆的X-02 原型机

着陆 10 分钟后，Duchoň 不得不再次起飞，因为设计局高层人员抵达了工厂机场，于是临时决定为他们安排一场单机与双机的特技表演。首先，在单座 L-29A 的伴飞下，X-02 原型机打开减速板并开启着陆灯进行了低空飞行，接着来了一次高速通场，最后以一个惊人的爬升与战斗转弯结束表演，给客人们留下了深刻的印象。

在这次飞行完成后，X-02 被送回车间，并在那里完成了控制系统的一些小改进。1968 年 12 月 2 日，飞机开始向客户代表展示。



图 5：X-02原型机首次测试飞行后合影。左起为：Jan Vlček、Rudolf Duchoň、Karel Dlouhý。

总的来说，飞行测试一直按照计划在进行 - 高迎角飞行，复杂的特技飞行和几次验证反尾旋降落伞效率的实验飞行。事实证明，这种降落伞非常低效。在位于 Letňany 的航空研究所（LVÚ）的简易跑道上还进行了起降测试。在其中的某天，L-39C 在 10 - 14 米/秒的大侧风下着陆，证明了其极高的可操纵性。有时，飞行测试也会因业务发展而中断，比如加装驾驶舱空调系统，以及在 1969 年安装了新的翼根整流罩。

与此同时，发动机的运行越来越令人担忧。在其中的一次飞行中，发生了几次短暂的发动机喘振现象。1969 年 3 月 19 日，在一次尾旋后的俯冲中，发动机突然熄火，Duchovník 使尽浑身解数才让飞机成功着陆。调查结果是涡轮叶片断裂。尽管发生了这次事故，这位首席试飞员仍在在报告中写到他对飞机的总体评价极佳。他认为飞机着陆很容易，操纵性很高，并且指出，一旦全部开发完成，L-39C 的性能将十分杰出。



图 6：正准备测试飞行的X-03原型机

1969年5月4日，Duchoň 驾驶一架装有 AI-25W 发动机的 X-03 原型机起飞。这架飞机与之前的飞机有些不同：翼根整流罩尺寸不同，在进气道侧面装有额外的“窗户”，并加装了方向舵配平片。X-03 被移交给航空研究所（LVÚ）继续飞行测试，后来发生了另一起事故：在一次飞行中，后驾驶舱舱盖被撕裂且险些撞到飞机尾部。

这架 X-03 原型机还被用于测试结冰状态下的飞行及验证了 VS-1BRI 弹射座椅的可靠性。



图 7：VS-1BRI 弹射座椅测试

1969年9月23日，X-05原型机由 Duchoň 驾驶起飞。X-05 与安装了一台与 X-03 相同的 AI-25W 发动机，但其进气口形状、翼根整流罩形状都不同，还在翼下增加了一对外挂点。在前 8 次飞行中，关注点主要在发动机运转上。后来在 10 月的一次最低空速测试飞行中，又遇到了发动机喘振现象。



图 8：X-05原型机

1970年4月，X-05 被用来测试飞行机动数据。在一次飞行中超出 G 值限制，导致机翼上方蒙皮变形。损坏的机翼被送回制造商修理，同时将已使用 50 小时的旧发动机换成新的。1970年7月，飞行测试再次开始。8月底，这台发动机又换了一次。从 10 月底到 11 月 16 日，X-05 已经进行了 16 次尾旋试飞，在完成 78 次尾旋后，飞行员得出了此飞机可以不带任何延误的轻松改出尾旋的结论。在这个项目中，由于严重的问题，又更换了两次发动机。截至 1970 年底，X-05 已经飞行了 159 次。

1970年4月28日，X-06 升空。这架飞机安装了全新的进气道，以及由 PBS Velká Bíteš 根据法国“Turbomeca”公司许可制造的“Saphir-5”（“Safir-5”或“Sapphire-5”）辅助动力装置（APU）。1970年7月1日，在着陆过程中，X-06 左主起落架无法放下，飞行员 Vlastimil David 试图

收放起落架多次来解决问题但没有成功，不得不进行紧急迫降。事故调查显示工厂的制造缺陷为主要原因。



图 9：机腹紧急迫降后的X-06原型机

1970年12月15日，X-07原型机起飞了。“老七”最初是为了整合AI-25TL发动机而制造的，但是一开始仍然安装的是AI-25W。这架飞机再一次改变了翼根整流罩形状，安装了翼尖与翼尖油箱连接处的整流罩。X-07没有采用其它原型机上的一些解决方案比如可调式稳定器。1971年7月，控制系统被改进，减少升降舵偏转大于 $28^\circ$ 时操纵杆需要的力，安装了一个特殊的弹簧机械装置以减少脚踏需要的力，方向舵伺服补偿器延长了四分之一，改善了飞机起飞时的操纵性。

1971年夏末至初秋，X-05与X-07原型机通过了军事测试，总共飞行了115次。工程人员在那段时间花费了560个工作日时间，平均每人39个飞行小时！所以有人说，飞行的成功是建立在地面上的。

在这些测试中注意到，由于“老七”重量的增加，一些飞行特征与其它原型机相比有所下降，但总体仍处于可接受的水平。

1971年底，期待已久的AI-25TL发动机从Zaporozhye送达。X-02是1972年年初收到这台发动机后第一个实装的原型机，其加强了机身强度，还做了些其它改进。到1972年3月底，AI-25TL也被安装在了X-07上。由于发动机重量的增加，飞机重心发生位移，这导致了电气系统布局的改变，比如电池被转移到机鼻处。在工厂试飞员的短暂测试后，飞机被交给了军方进行测试，此时是1973年年初。实验飞行表明，推力的增加导致了飞行性能的显著提高。新引擎也有更好的气动力稳定性。然而，飞行



持续时间略有下降，但仍保持在可接受的水平。只使用一个满油箱，L-39C 就能在特技飞行区域进行 14 次持续 7 分钟或 11 次持续 9 分钟的盘旋，或 2 次持续 40 分钟的飞行。军方飞行员测试了 X-07 的失速行为，结果与 X-05 原型机的结论基本相同。在失速告警前，飞机会发生抖动，紧接着机鼻下降并朝一侧慢速翻滚。



图 10: X-07原型机

此外，在 1972 年，X-02 和 X-07 原型机还被用于特殊测试。特别是初秋时，在“老二”上进行了新空调涡轮冷却器的测试，在“老七”上进行了大量的电气设备测试。

在 1973 年初，X-07 原型机准备在 GK NII VVS（苏联空军飞行研究所）的政府测试项目中被送往苏联。那时，X-07 已经与量产型 L-39C（Cvičná - 教练机）完全相同了。它被重新涂装，并喷上了红色五星与机号 07，且加装了测试设备。官方测试于 1973 年 5 月开始，很快苏联飞行员们就对这架飞机有了好感。他们指出，L-39C 教练机符合飞行训练的所有要求，具备良好的飞行品质。特别需要注意的是：L-39C 驾驶舱与其它作战飞机相似，可以很好的起到训练效果。前后驾驶舱视野都很不错。飞机装备有一个可靠的应急系统，能不依靠地面电源启动飞机。它不但能完成所有的作战训练科目，在不放襟翼的条件下还能模拟 MIG-21 的着陆动作。

L-39C 同样拥有一些缺点，比如操纵范围低于理论值，稍高的着陆速度以及过长的着陆滑跑距离。苏联与捷克的飞行员们对其尾旋反应也有不同看法，根据 GK NII VVS 测试程序进行的尾旋测试显示，

L-39C 的尾旋具有“不稳定和不平衡”的特点，通常在旋转至第三圈时会自动改出尾旋。尽管发现了一些缺陷，L-39C 仍然被推荐入役，成为苏联空军的“飞行学校”。

在收到客户评价后，开发人员开始着手解决这些问题。特别是 L-39C 的尾旋反应方面。自 1974 年起，开发人员开始在 X-02 和 X-07 上进行了改造工作，设计了几种不同方案，包括在“老二”的机鼻两边加装特殊的突起。尽管测试表明这一措施改善了飞机的性能，但最终这个改进方案被放弃。最后，采用了限制迎角的手段并提出了更多复杂的尾旋改出方法。

一开始计划在 1971 年就开始生产 L-39C，然而这个计划却面临着一系列困难。首先，原型机仍在测试，最终的生产配置还没有确定。另外，AI-25TL 的交付日期明显晚于预期。

最终决定在 1971 年小批量生产 10 架 L-39C，装备 AI-25W 发动机，并要求捷克斯洛伐克国防部（MND）必须接收。

1971 年 12 月 7 日，第一架小批量生产型 L-39C 起飞。截至 1972 年 3 月 28 日，已经有 5 架飞机被送至位于 Košice 的飞行学校。



图 11: L-39V (Vlečná – 拖曳) – 单座拖靶机，装备 KT-04 型拖曳靶

根据计划，在 AI-25W 发动机的使用寿命结束后，第一批生产的 L-39C 更换了 AI-25TL 发动机，于 1974 年安装完成。同年，L-39C 进入了大规模生产，并一直持续到 1999 年。不包含前 7 架原型机在内，共有超过 2950 架 L-39 系列飞机被制造。其中 L-39C 是产量最大的机型，共 2280 架。苏联空军接收了其中的 2080 架（最后一架于 1991 年 1 月 25 日接收）。



在 1970 年，捷克斯洛伐克国防部（MND）提出制造 X-08 原型机并将其修改为 L-39V（Vlečná - 拖曳）单座拖靶机的需求，这种拖靶机上安装有 KT-04 型拖曳靶。1972 年 7 月，X-08 原型机制造出厂。其后驾驶舱内安装有一台拖曳绞车，以及长达 1700 米的 5 毫米钢缆，由机身下安装的 L-03 冲压空气涡轮驱动。L-39V 没有安装减速板。KT-04 型拖曳靶是由 Jan Franc 领导的“Rudý Letov”工厂研制的。拖曳靶为全金属飞机构型，重 110 公斤，长 4.9 米，翼展 5.3 米。用于机炮射击及地面高炮训练。起飞前，KT-04 型拖曳靶被放置在一台专用拖车上，使用一个特殊的连接装置与钢缆相连。起飞时，拖靶机与拖曳靶之间的距离是 100 米，当拖靶机空速达到 230 千米/时并离地 5 米时，拖曳靶与拖车分离。在执行拖靶任务时，拖曳机标准空速为 500 千米/时，最高空速为 600 千米/时。进行射击训练时，拖靶机与拖曳靶之间的距离约 1500 米。射击训练后，拖曳靶与钢缆分离，并在减速伞及缓冲气垫的帮助下着陆。在更换损坏的配件后，拖曳靶可以重复使用。

X-08 原型机的工厂测试开始于 1972 年 10 月，共进行了 45 次飞行，其中 30 次携带拖曳靶。后来，“老八”被用来研究低速飞行及防冰系统，并安装了 RIO-3 结冰同位素探测器。1973 年 7 月至 9 月，军方对 X-08 原型机与 KT-04 型拖曳靶进行了测试，在那时，还给飞机上的拖曳绞车装上了液压钢缆切割器。1976 年总共生产了 8 架 L-39V，它们全部服役于捷克空军，其中的两架后来被转到民主德国空军使用。

在 L-39C 的基础上还开发了几架试验机，捷克斯洛伐克空军对其中的一种进行过测试。这种飞机在挂架上安装有携带 4 台 AFA-39 相机的侦察吊舱。这次测试并没有让其得到进一步发展。

另一架 L-39C 被用来进行机体强度测试，测试结果表明其机体寿命为 3000 至 4500 小时。

在苏联，L-39C 于 1981 至 1985 年被由 M.M. Gromov 领导的飞行研究所（LII）作为验证机使用，主要用于测试翼型。测试的结果被用于 IL-96 与 TU-204 的研发。

# L-39 的发展与改进

## L-39ZO X-09

1973 年，应利比亚空军的要求，L-39ZO（Zahraniční Obchod – 武装，出口型）的研制工作开始了。



图 12：利比亚空军装备的L-39ZO

L-39ZO 计划用来同时承担教练机与轻型攻击机的任务。这种飞机加强了机翼结构与起落架，并安装有四个外挂点，能装备一系列武器系统。单个内侧外挂点载荷为 500 公斤，单个外侧外挂点载荷为 250 公斤。但是总的来说，外挂总重不得超过 1100 公斤。X-09 验证机于 1975 年 6 月 25 日开始测试飞行，由 Juraj Šouc 驾驶。主要测试发射火箭弹时，火箭弹尾气对飞机发动机的影响，以及在重载下起落架的表现。尽管 L-39ZO 因飞机重量增加，飞行性能有所下降，但总体上，测试的结果非常好。最严重的问题出现在抛弃 150 升与 350 升副油箱时，测试发现被抛弃的副油箱会在气流的作用下沿中轴线横向旋转，这种旋转的力使得副油箱牢牢地“黏”在了挂架上，直到着陆滑行时才掉下来。解决问题的关键是在副油箱上加装了很小的水平翼，这样投放时副油箱就会在水平翼的影响下开始“俯冲”。试飞于 1976 年 6 月完成。共生产了 347 架 L-39ZO 飞机。

## L-39ZA X-11

1974 年，捷克斯洛伐克国防部（MND）下令进行一项 L-39 战斗教练机的改进，称为“L-39ZA”（公开资料上无法查到此缩写含义）。

与 L-39ZO 相比，L-39ZA 在机头下方安装了一门带整流罩的 23 毫米双管 GSh-2-23 机炮。因此，机身需要进行一些修改：移动部分天线，用不锈钢加强了前起落架舱门以防止机炮射击时的高温，用更宽的充气轮胎替换了原轮胎等。



图 13：在巴黎航展上的 X-11 L-39ZA，1977年6月

1977 年 5 月 16 日，试飞员 Juraj Šouc 驾驶 X-11 升空。同年，这架飞机被喷涂上了灰白迷彩及民用注册号 OK-HXA 参加了在 Le-Bourget 举行的巴黎航展。这架飞机没有装备机炮，在内侧挂架上挂载了两个 350 升副油箱或者只挂一个副油箱和一个侦察吊舱。在航展上，X-11 参与了地面展示与空中展示，进行了复杂的特技飞行表演。很快，X-11 在 Košice 飞行学校通过了测试，并于 1980 年开始大规模生产。



图 14：捷克空军装备的L-39ZA

沃多乔迪公司在 L-39C 及其改进型的销售上进行得非常成功，这可以从全世界 L-39 巨大的装备数量来证明。L-39 在许多国家仍在服役，且具备现代化改进的潜力。此外，不少买家对飞机维保后只花费了很少的资金就让机体延寿感到非常满意，并介绍给了其它国家的客户，这也可能会让 L-39C 及其改进型的使用寿命延长许多年。

在捷克，国防部与沃多乔迪公司于 1999 年 6 月签署了一项协议，对捷克空军装备的最后交付的 8 架 L-39 进行现代化改造。根据这项协议，飞机的机鼻、机身尾部、机翼以及其它部分的设备与系统被替换。机身的使用寿命延长至 4500 小时。沃多乔迪公司于 2005 年 8 月 25 日对匈牙利的 8 架 L-39 进行了类似的改造。

斯洛伐克的 L-39 系列飞机现代化改造在 Trenčín 修理厂进行。1996-1997 年，于 1973-1975 年生产的第 1 至 4 批次的 6 架 L-39 进行了延寿改造，并更换了新的机鼻。在 1999-2000 年，对两架 L-39V 进行了类似改造。同年，所有的 L-39 都被送至 Trenčín 修理厂进行第二阶段的现代化改造。在这次改造里，机翼与机尾被更换，且加装了很多新的航空电子设备及其它设备。包括 TACAN AN/ARN - 153 (V) 无线电导航系统，Pro Line II ADF - 462 无线电罗盘和 GPS 接收器 - 这些都由 Rockwell Collins 公司制造。升级后的飞机被命名为 L-39CM，于 2003 年 8 月 26 日由飞行员 J. Kello 与 R. Rosenberg 首飞（机号 0111）。

俄罗斯对 L-39C 的现代化改造有着多个方案。包括加强机身，将其使用寿命延长到 1 万小时，并安装 4 个挂架，将战斗载荷从 250 公斤提升至 900 公斤。该飞机必须配备 K-93 弹射座椅、新的无线电通

信设备和航空电子设备，包括 NK-39 导航系统、SVR-39 视频记录系统和 SOI-39 显示器。这些设备均在俄罗斯生产。改进后的飞机将被称为“L-39MT”。但这些计划最终停留在了纸面上，因为俄罗斯空军最终决定使用 YaK-130 来替代所有的 L-39C。

## L-39C “飞行的课桌”

装备 L-39C 的国家非常多。它主要用于其本职工作 - 训练新飞行员。通常，苏联与捷克的飞行员都会作为教官加以指导。比如从 1978 年 4 月到 1981 年 6 月，来自捷克斯洛伐克的 10 名专家（包含飞行员与工程师）在利比亚工作。他们的工作强度可以从飞行员教官 Štefan Župko 的飞行小时上看起来。在这段时间内，他共执行了 1302 次飞行，总时间为 511 小时 25 分钟。在北非恶劣条件下飞行的 L-39C（高温，沙尘暴等）表现出了非凡的适应力。期间只发生过一次严重事故：1979 年 7 月 5 日，一架由捷克教练与利比亚学员驾驶的 L-39C 在训练过程中失踪。第二天飞机在一个位于海边的充满水的洞穴中被发现。据目击者称，飞机突然进入俯冲且没有改出。事故的原因至今仍不清楚，也无法解释为何没人试图弹射逃生。



图 15：俄罗斯空军装备的 L-39C



苏联教官参与了对阿富汗学员的培训。1977年10月2日，第一批12架阿富汗装备的L-39C正式亮相。这批飞机由捷克飞行员驾驶，从沃多乔迪公司出发，经由科希策、利沃夫、基辅、顿涅茨克、克拉斯诺达尔、马哈奇卡拉、克拉斯诺夫斯克、阿什哈巴德、土库曼纳巴德与塔什干最终抵达马扎里沙里夫，飞行时间12小时15分钟，线路总长度5042千米，技术专家们坐在AN-24运输机上全程伴随。根据公开信息，这次飞行是L-39C编队进行的最长距离飞行。

马扎里沙里夫的飞行技术学校创建于1957年，但在L-39抵达阿富汗时，只有22名学员在那里学习。他们在第393航空训练团(UAP)学习如何飞行。一年后，阿富汗革命政府把学校变成了空军与防空学院。严重缺乏本地教员的学院在大量苏联专家的到来后终于走上正轨。V.A. Pehotin少校成为了第393航空训练团(UAP)的顾问。必须指出的是，阿富汗的飞行员训练计划与苏联的计划完全不同。经过3年的L-39C训练，阿富汗飞行员正式毕业，并开始接受MIG-17的训练，这是为了更好地过渡，最终驾驶MIG-21。苏联军官提出根据苏联训练方法，L-39C毕业后应该直接开始学习MIG-21的相关技术。但阿富汗人不同意。前学院副首席军事顾问V.I. Ablazov写道：阿富汗空军司令Mir Gausuddin曾看着过路的游牧商队说过以下内容 - “你们的孩子听着电视机的噪音长大，哪怕还在不能说话的年纪，就已经会摆弄磁带、打开电灯、摆弄轮胎了。当他们长大后，自然不会对解锁一个控制旋钮并按下另一

个控制旋钮有任何不适。而我们的孩子在母亲的闷哼中从驴子或骆驼的尾部挣脱出来，你想把他们放进现代飞机的驾驶舱里？慢慢来不用着急”。很难不同意这个观点。



图 16: L-39C编队飞行

在苏联，L-39C 成为了最受欢迎的教练机。这种飞机很快便落地生根“俄罗斯化”了。拉丁字母“L”很快被斯拉夫字母“Л”取代，字母“C”则完全消失了，因为其本意表示训练，而在苏联 L-39C 本身并不会用作任何训练外的用途。飞行员使用“信天翁”这个专有名称的几率也远远低于其绰号“Elka”。L-39C 被送至苏联大多数的飞行学校：切尔尼戈夫、克钦和哈尔科夫 - 专门为前线战斗机部队训练飞行员。阿尔马维尔（防空战斗机）、Yeiskoe 与鲍里索格列布斯克（战斗轰炸机）、巴尔瑙尔（前线轰炸机）、坦波夫（远程航空）、克拉斯诺达尔（亚洲与非洲国家飞行员培训）。训练部队的飞机数量明显高于战斗部队，有些训练部队装备着上百架的 L-39C。L-39C 也被用于战斗训练以及飞行员再训练中心和一些特殊训练中，比如苏联宇航员训练中心（契卡洛夫机场）和 GK NII VVS 的飞行测试团队。它们也被一些使用 SU-25 的部队用于在 SU-25UB 教练机交付前的过渡，因此还将 L-39C 带到了阿富汗战场。少量的 L-39C 被转到了飞行俱乐部和 DOSAAF 训练中心。另外，位于莫斯科朱可夫斯基附近的飞行研究所（MAP）也有一些，他们的 L-39C 被用于测试机、为其它实验飞机护航以及作为试飞员培训使用。



在苏联，最早装备 L-39C 的部队是切尔涅夫高等军事航空学校（ChVVAUL）的第 105UAP，机场位于 Konops，由 d.i. Boryakov 上校领导。

1973 年 10 月 20 日，一支由副团长、少校 S.N. Shamsutdinov 率领的 8 人军官小组前往捷克斯洛伐克学习 L-39C 的使用。捷克飞行员驾驶飞机飞往伊万诺-弗朗科夫斯克，在那里，由第 105UAP 的苏联飞行员驾驶着飞机飞回驻地。1974 年 4 月 29 日，苏联第一架 L-39C 抵达科诺托普。

在 L-39C 的第一批飞行教练中，包括 P.A. 列昂蒂耶夫，N.S. Saponchik，A.P. Holupov，I.P. Fedorenko 和 A.T. Filichkin。

第一批工程师包括：v.i.basco、v.p Gardens、N.K. Panyuta 和 A.I. Yakovina。培训在年底前完成，没有发生任何事故。

L-39C 在所有方面都超过了其前辈 L-29，并很快赢得了飞行员与地勤们的心。这架新的“Elka”有着优秀的驾驶舱视野、舒适的座椅、优秀的空调系统、不错的涂装与舒适的人体工程学。

## 地区冲突中的L-39

阿富汗战争给第 393UAP 的生活带来了改变。有时 L-39C 会由苏联人和阿富汗人驾驶参与战斗任务。例如 1979 年 8 月 24 日至 30 日，他们使用航空炸弹与火箭弹进行了 11 次对地攻击任务。通常，飞行训练会与对马扎里沙里夫周边的侦察飞行相结合。1979 年 8 月，第一批 L-39C 学员毕业。每名飞行员的平均飞行时间约为 77 小时（放单飞 22 小时），着陆 308 次。



图 17：阿富汗空军装备的L-39C

埃塞俄比亚拥有两架 L-39C，属于第 16 训练中队，经常参与战斗任务。起初，它们在厄立特里亚作战，之后参加了埃塞俄比亚的内战。1991 年 5 月，反对门格斯图·海尔·米拉姆政权的反政府武装接近首都亚的斯亚贝巴，L-39C 奉命保卫首都，直到叛军被击败。之后，大约 50 架飞机与直升机飞进了邻国吉布提共和国，其中包含一架 L-39C。1993 年，厄立特里亚成为了一个独立国家。埃塞俄比亚的新政权帮助其前盟友在与独裁者政权的斗争中，在 L-39C 上训练他们的飞行员。很快，在 1998 年，埃塞俄比亚与厄立特里亚间围绕领土争端的战争开始了。在这场战争中并没见到 L-39C 的身影。然而，在训练飞行中，L-39C 经常被己方防空火力误击！因为它们与厄立特里亚装备的意大利 MB-339 飞机太像了。1998 年 11 月 13 日，在 Mekele 机场附近，一架 L-39C 被友军炮火击落，飞行员为埃塞俄比亚 Endegen Tadesse 上尉以及一位不知名俄罗斯教员。

## L-39C在现代

L-39 仍在全球包括俄罗斯空军在内的 30 多个国家服役。在克拉斯诺达尔的军事航空学校，它被用作基本飞行训练的主力喷气教练机。目前，L-39 正在逐渐被 Yak-130 取代。



图 18：俄罗斯空军装备的L-39C

在飞机历史上的一个新现象是 L-39C 的私有化。在捷克共和国，第一架私人拥有的 L-39C 于 2004 年 8 月 13 日起飞。这架飞机于乌克兰购买，之前由 Chernigov 飞行学校运营。挂架及其它军用系统被拆除并装上了满足国际航空要求的设备。这架飞机被喷涂成黑色，机身上喷有民用注册号 OK-JET。



图 19：捷克共和国私人拥有的L-39C

## 使用L-39C的飞行表演队

“Russ”是一支于1987年由Viazemsky创建的飞行表演队，属于DOSAAF航空培训中心（ДООСААФ），使用L-39C喷气式教练机。



图 20：俄罗斯“Russ”飞行表演队

“Belaya Rus”是一只来自白俄罗斯空军与防空军的飞行表演队，使用 L-39C “信天翁”。



图 21：白俄罗斯“Belaya Rus”飞行表演队

“Baltic Bees”是一个来自拉脱维亚的特技飞行团队，位于图库斯市。Baltic Bees 飞行员使用 L-39C 喷气式教练机。



图 22：拉脱维亚“Baltic Bees”飞行表演队



“Patriots Jet team”是由 Fry's Electronics 赞助的一个私人飞行表演队。该团队由前联合航空公司飞行员兰迪·豪厄尔组织。



图 23: Patriots Jet Team 飞行表演队

“Breitling”是一家由 Breitling 公司赞助的私人飞行表演队，以其同名手表而闻名。



图 24: Breitling 飞行表演队



Breitling 表演队是欧洲最大的民用特技飞行团队。表演队驻扎于法国第戎的军事基地内，拥有 7 架 L-39C 喷气式教练机。

“Black Diamond Jet Team” 是一个拥有 5 架 L-39C 与 1 架 T-33 的私人表演队，所有飞机都涂有独特的北极迷彩，飞行员由美国海军与空军的退役飞行员组成。



图 25: Black Diamond Jet Team 飞行表演队

## 改进型号

L-39C 是用于基本与初级飞行训练的标准型号，通常可以省略字母“C”。



图 26: L-39C

L-39ZO 是一种改进型号，可以用作轻型攻击机，因此，安装有四个外挂点。



图 27: L-39ZO

L-39ZA 是 L-39ZO 的发展型，装有一门 23 毫米机炮。



图 28: L-39ZA

L-39V 是一种单座拖靶机



图 29: L-39V

L-39D 用一台 BUR “Test-1” 代替了 SARPP-12 飞机记录仪。BUR “Test-1” 能录制 5 小时音频，并自带储存设备。

L-39MS (L-59 超级信天翁)，是一种使用“零-零”弹射座椅、新型电子设备以及模块化 DV-2 发动机的改进型，推力达 2200 千克力。于 1986 年首飞，共生产了 80 架。



**图 30: L-39MS**

L-39M1 是乌克兰版本的 L-39C 改进型，使用 AI-25THLH 代替了原有的 AI-25TL 发动机。推力由 1720 千克力提升至 1850 千克力，发动机响应时间由原本的 8-12 秒降低至 5-6 秒，并加装了改进的发动机控制系统。此外，还安装了新的飞行记录仪，额外的传感器及其它设备。



**图 31: L-39M1**

Aero L-159 “ALCA” 是一种捷克喷气教练机（轻型攻击机）。飞机以 L-59 为基础，是 L-39 “信天翁” 的进一步发展型。



图 32: L-159 ALCA

L-39C 仍在 30 多个国家服役。多年的服役证明了这是一架非常成功的飞机。成千上万的飞行员喜欢 L-39C，称它为“飞行课桌”，因为多亏了它，他们才能掌握基本飞行技能，成为合格的飞行员。L-39 仍具备改进的潜力，也正因为它的系统与发动机的不断改进，使这架飞机可以在很多国家继续服役下去。

L-39C 的传奇仍在继续！



# 飞机总览





# 飞机总览

## L-39C 概况

L-39C 是一种使用 AI-25TL 的串联双座教练机，被设计用于掌握驾驶技能、在简单与不良气象条件下的导航、昼夜间飞行、在目视条件下的战斗训练 - 包含使用 50 - 100 公斤炸弹俯冲投弹、使用 S-5 火箭弹攻击地面目标等。

在 DCS:L-39C 模组里，目视良好的条件下可以使用 R-3S 红外制导空空导弹攻击空中目标。

L-39C 基本尺寸：

- 机长：12.13 米
- 翼展：9.12 米
- 机高：4.47 米
- 主起落架轮距 2.44 米

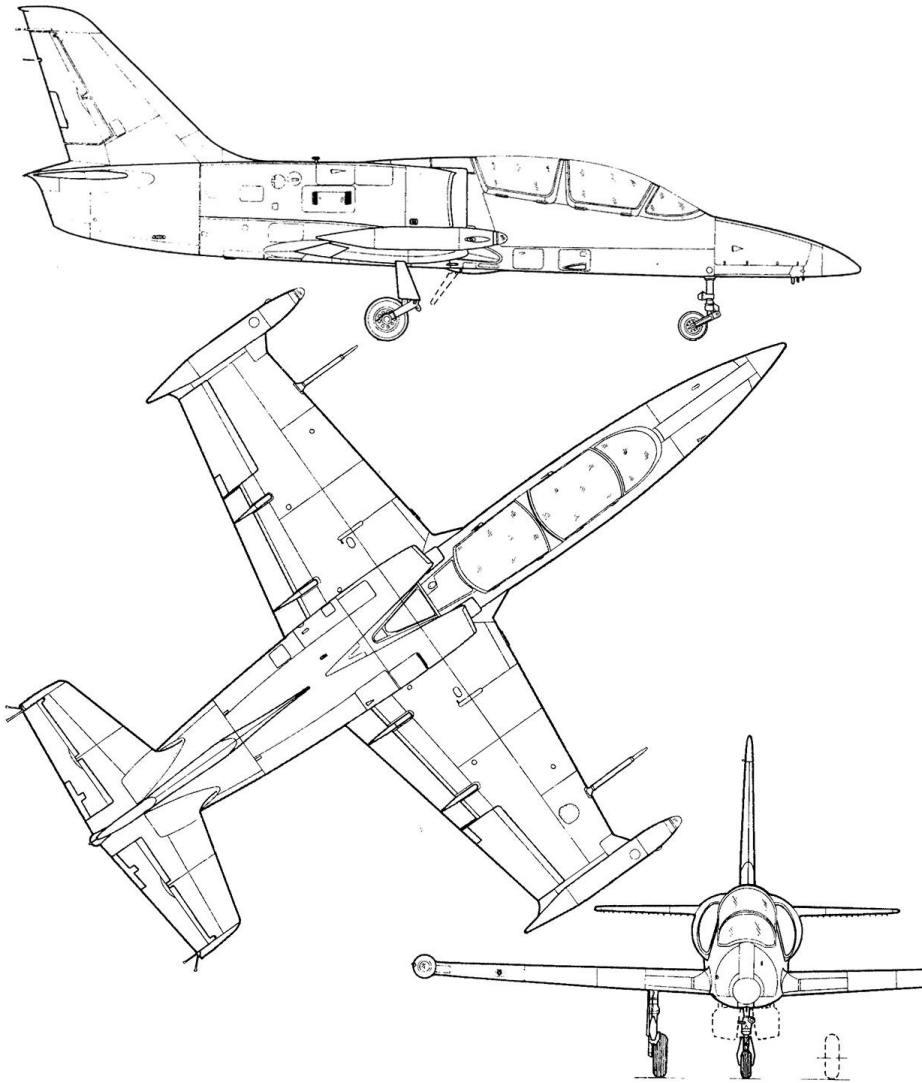


图 33: L-39 三视图

# 设计

L-39C 是一架传统的下单翼飞机，其尾翼由带方向舵的垂直尾翼与带升降舵的水平尾翼组成。飞机装备有前三点式起落架，其中主起落架向内收入翼下，前起落架向前收入机头。

机身中部安装有一台由 V.A Lotarev 的设计局开发的，推力为 1720 千克力的 AI-25TL 发动机。

发动机燃料储存在 7 处油箱中：5 个机身油箱、后驾驶舱后方 1 个油箱，以及两个翼尖油箱。

在机身前部设置有两个密封的驾驶舱。这些驾驶舱装备有环境控制系统，提供了空调以及在高空飞行时的舒适环境。这些特殊设备能让飞行员在允许的 G 值限制内承受住重力。

安装在两个驾驶舱内的 VS1-BRI 型弹射座椅，能使飞行员在紧急情况下逃出飞机。

密封的座舱盖在紧急情况下可以由爆炸装置炸飞。

机翼附着在机身底部。在机翼后方安装有副翼以及能调整两个位置的开缝襟翼。

各种飞行设备及电子设备能让飞机在昼夜环境下及普通与复杂天气条件下飞行。

这架飞机可以携带空空导弹、火箭和炸弹，并配有光学瞄具和照相枪设备。

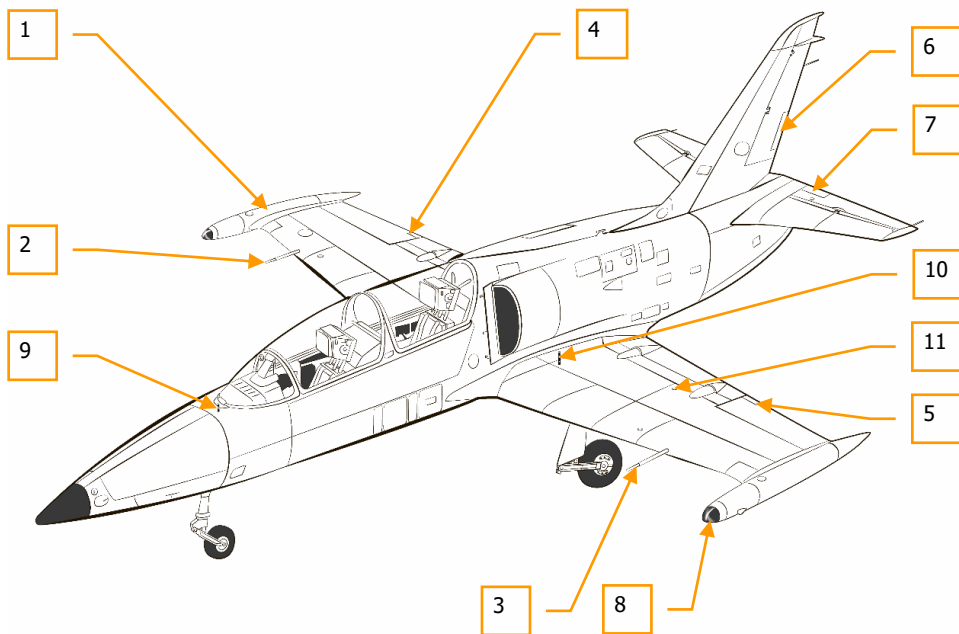


图 34：机体细节

1. 翼尖油箱。
2. 主空速管。
3. 备用空速管。
4. 副翼配平调整片。
5. 副翼配平调整片。
6. 方向舵随动调整片。
7. 升降舵配平调整片。
8. 着陆/滑行灯。
9. 前起落架位置机械指示器。
10. 主起落架位置机械指示器。
11. 襟翼位置机械指示器。

# 机体

机体由机身、机翼及尾翼组成。

机身采用全金属半硬壳结构。

为方便地勤维护，机身被分成前、后两个部分。

前机身分为三个部分：机鼻、驾驶舱密封段及油箱部分。机鼻内的特殊设备舱里安装有无线电电子系统，包含 RSBN-5S 天线、SRO-2M 敌我识别应答器模块、R-832M 无线电、RKL-41 自动测向仪、RSBN-5S 导航单元、氧气罐以及 12SAM-28 电池。机鼻底部设置有前起落架舱。在机鼻下部还安装有 SRO-2M 三频敌我识别天线以及 RIO-3 型放射性同位素结冰传感器。

驾驶舱密封段内安装有 RSBN-5S 单元、RV-5 雷达高度计和 MRP-56P 信标接收机，以及 RKL-41 自动测向仪、RV-5 雷达高度计、MRP-56P 无线电信标接收机的天线。

在后机身内安装有 AI-25TL 发动机。

机尾顶部安装有梯形的垂直尾翼与水平尾翼，为飞机提供横向与纵向的控制与稳定，是一种经典的设计。

尾翼包含垂直与水平安定面。

垂直尾翼包括垂直安定面与方向舵。

垂直安定面提供航向稳定性及方向舵操控。

方向舵可以左右各偏转  $30^\circ$ ，安装有随动调整片用于减少铰链力矩。

垂直尾翼后缘安装有白色航行灯。

水平尾翼由含水平安定面与升降舵构成，它们分别负责纵向稳定和 control。

升降舵由左右两部分构成，可以向上偏转  $30^\circ$ ，向下偏转  $20^\circ$ 。

机翼设计用于创造升力，提供横向稳定性和控制，以及安装各种设备。这种梯形机翼不带后掠角，翼尖装有不可拆卸式油箱。机翼上装有副翼和襟翼。最大副翼偏转角为  $\pm 16^\circ$ 。



图 35: 气动控制

1. 襟翼
2. 副翼
3. 垂直尾翼
4. 方向舵
5. 水平尾翼
6. 升降舵

主起落架固定在机翼下，并可以朝机身方向收回到机翼内。



图 36: L-39起落架



减速板安装在机翼下端，可以由飞行员手动放出。当空速达到马赫数  $0.78 \pm 0.02$  时，减速板将自动放出。最大偏转角度为  $55^\circ$ 。



图 37： 减速板

机翼底部左右两侧各有一个外挂点。机翼左右前端各安装有一根空速管（皮托管）- 右侧为主空速管，左侧为备用空速管。



图 38： 挂架、空速管与翼尖油箱

左右翼尖装配有容量为 100 升的不可拆卸式油箱。在油箱的前端安装有滑行/着陆灯。

翼尖油箱侧面还安装有航行灯 - 左红右绿。

## 驾驶舱

驾驶舱设计用于容纳两名飞行员、两个弹射座椅和相关应急设备、用于控制飞机及发动机的各种模块和设备。每个驾驶舱单独安装有一个座舱盖。

前驾驶舱与后驾驶舱都是增压的。

这些座舱盖为飞行员提供了必要的驾驶舱向外视野，符合空气动力学并让驾驶舱保持气密。由四部分构成：挡风玻璃，前驾驶舱可开启舱盖，中部面板与后驾驶舱可开启舱盖。

为了防止挡风玻璃结冰，飞机上安装了防结冰系统。



图 39：前后座舱盖处于开启状态

前驾驶舱安装有一个用于仪表飞行训练 (IFR) 的 IFR 罩，连接在前驾驶舱左侧的可移动部件上。这个罩子在前后驾驶舱均可控制。通常情况下，前驾驶舱飞行员会用左手抬起罩子（在模拟中以按键代替），而后驾驶舱飞行员可以用安装在驾驶舱左侧的特殊手柄来控制罩子收放。



图 40：前驾驶舱 IFR 罩放下状态

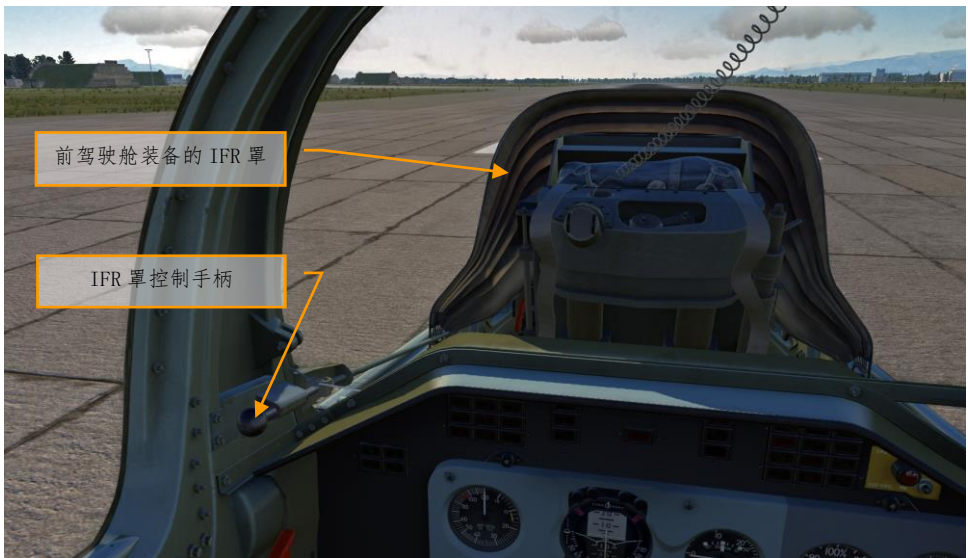


图 41：后驾驶舱视角的 IFR 罩

**注意：**如果 IFR 罩是由后驾驶舱飞行员放下的话，只能由后驾驶舱飞行员收起。

座舱盖的锁定及开启是由一个安装在驾驶舱左侧的红色手柄完成的 - 向前推手柄锁定舱盖，向后拉解锁。位于告警灯面板上的“CANOPY UNLOCKED”指示灯可以指示座舱盖的锁定情况。当座舱盖正确锁定时，座舱盖锁定手柄必须位于红色刻度前部（如图），同时“CANOPY UNLOCKED”指示灯熄灭。当座舱盖没有正确锁定时，“CANOPY UNLOCKED”指示灯将常亮。



图 42：座舱盖手柄

驾驶舱内装备有座舱盖应急抛弃系统。这套前后驾驶舱都有的系统能在不启动弹射座椅的前提下抛弃座舱盖。应急抛弃手柄位于前后驾驶舱的右侧，向下用力偏转即可开启，此时舱盖锁将打开，座舱盖向上与驾驶舱分离。向上拉弹射座椅拉环也能启动舱盖抛弃程序。



图 43: 座舱盖应急抛离手柄

## VS1-BRI 型弹射座椅

VS1-BRI 型弹射座椅放置在驾驶舱内，用于在紧急情况下弹射出飞行员。弹射时，飞行员需要把位于座椅前部中间的手柄向上拉，然后弹射系统将自动完成所有程序，直到座椅分离，降落伞打开。当紧急抛离座舱盖逃离飞机时，后驾驶舱飞行员将先弹出（防止 URM-1 型火箭助推器产生的尾流伤害前驾驶舱飞行员）。为防止两个驾驶舱同时弹出并产生碰撞的可能，还设置有一个迟滞系统。

如果后驾驶舱飞行员出于某种原因没有被弹出，前驾驶舱飞行员可以通过弹射解锁开关来覆盖迟滞系统，标签为“UNLOCK EJECT”。这些开关位于驾驶舱右侧，但在本模拟中并未模拟其作用。

## 液压系统

液压系统由通用系统与应急系统组成。

通用液压系统用于：

- 起落架收放；
- 襟翼收放；
- 减速板收放；
- 主起落架制动。

通用液压系统由飞机驾驶舱内的按钮、开关和阀门控制。后驾驶舱的液压系统控制级别要高于前驾驶舱（这意味着后驾驶舱能覆盖前驾驶舱的控制）。

应急液压系统用于：

- 应急起落架释放；
- 应急放下襟翼至“LANDING”（着陆）位；
- 应急释放冲压空气涡轮；
- 应急刹车；
- 在发动机自行停转的情况下应急收回起落架。



应急液压系统由机械式阀门控制，它位于前后驾驶舱的右侧面板上。前后舱操作应急液压系统的控制级别相同。

通用和紧急液压系统的额定液压为 150 kg/cm<sup>2</sup>。



图 44：液压压力表

前后驾驶舱内右侧安装有 0 - 200 千克/平方厘米读数范围的双指针液压压力表，用于监测飞机应急与通用液压值。左边指针表示通用液压系统，右边指针表示应急液压系统。

## 通用液压系统

### 起落架

起落架主要用于飞机在机场滑行、起飞及着陆。前起落架安装在机身前下方，向前收进前起落架舱。两个主起落架安装在机翼下方，向机身方向收入机翼内。当主起落架放出时，主起落架舱会被起落架门遮盖。

主起落架机轮在收回时会自动减速。前起落架机轮没有刹车，可以左右旋转 60°。

L-39 设计有一个起落架锁，能防止在地面误收起落架。

前起落架支柱有一个末端开关，当起落架处于负载状态时，它会阻塞回缩电路。

**注意：当起落架收放手柄处于“UP”（收回）位置时，只要飞机在地面，起落架将不会收回。但是在起飞时，当前起落架离地后，因为负载归零，起落架将立刻收回！**

收放起落架由位于前后驾驶舱仪表盘左侧的电气开关控制。在前驾驶舱里，它是一个双位置手柄。向上扳动手柄，起落架收回。向下扳动手柄，起落架放下。

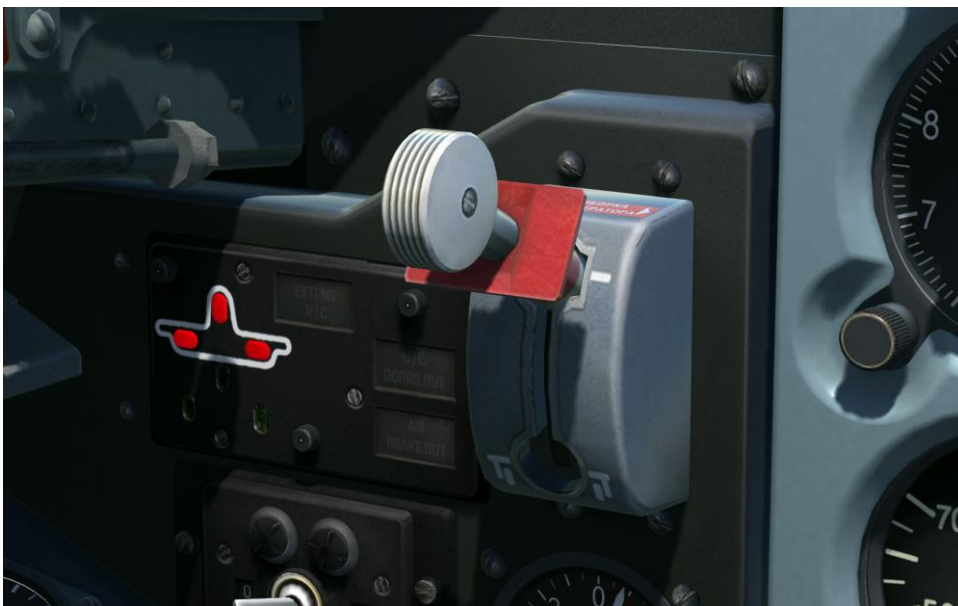


图 45：前驾驶舱起落架收放手柄

后驾驶舱的起落架收放手柄有三个位置。除了 UP（收回）和 DOWN（放下）位置，还有一个中置位。



图 46: 后驾驶舱起落架收放手柄

**注意:** 后驾驶舱的起落架控制手柄的控制级别要高于前驾驶舱, 只有在后驾驶舱起落架控制手柄中置时, 前驾驶舱才能控制起落架收放。

起落架与起落架门指示器面板在前后驾驶舱内的位置是相同的, 都位于仪表盘左下角。飞机还装备有起落架机械指示器, 前起落架机械指示器位于机身上部的挡风玻璃前, 主起落架机械指示器位于左右机翼上方。当起落架放下时, 机械指示器会完全伸出。相反, 当起落架收回时, 机械指示器将完全隐藏在机身及机翼内。

## 主起落架制动（刹车）系统

此系统用于同步制动及差动制动。当制动或打滑时出现抱死, 防滑系统将会挂起。

前后驾驶舱内操纵杆上的机轮制动手柄按下时, 主起落架两个轮子同时制动。

当按下机轮制动手柄同时向一边蹬脚蹬时（脚蹬角度在  $18 \pm 2^\circ$  到  $40 \pm 2^\circ$  间），差动制动生效。当脚蹬角度小于  $18 \pm 2^\circ$  时, 差动制动不起效。

机轮制动手柄松开后，机轮制动停止。

**注意：后驾驶舱的机轮制动手柄控制级别要高于前驾驶舱，当后驾驶舱机轮制动手柄按下时，前驾驶舱无法控制制动！**

制动压力由安装在前后驾驶舱中心控制台底部的双指针压力表指示。通常情况下，在主起落架左右机轮同时制动时，压力表左右显示压力读数相同。

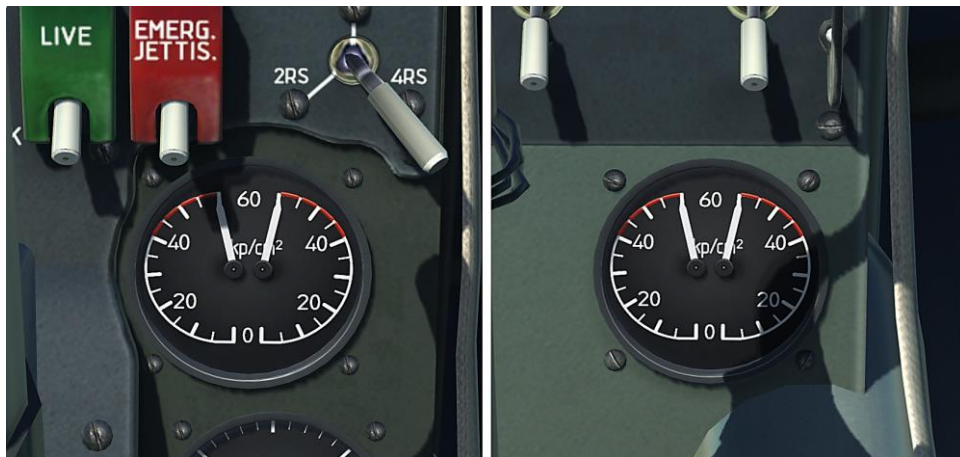


图 47：前（左图）后（右图）驾驶舱内的双指针式制动压力表

飞机还安装有一个驻车手柄，当飞机停放在停机坪时，驻车手柄能锁死主起落架。只有前驾驶舱安装了这个设备，位于左侧面板上。一直将手柄往前推到底就能激活驻车制动。只要将此手柄拉回中间位置就能解除制动。驻车制动是由应急液压系统驱动的。

## 襟翼

L-39C 的机翼上有两个很大的襟翼，能放下两个角度。安装襟翼的目的是为了提升飞机的起降特性，增加机翼面积以及提高升力。

襟翼由位于前后驾驶舱左侧面板上的三个按钮控制。最上面的是 FLIGHT（飞行）位置，角度  $0^{\circ}$ ；中间的是 TAKEOFF（起飞）位置，角度  $25^{\circ}$ ；最下面是 LANDING（着陆）位置，角度  $44^{\circ}$ 。

在襟翼控制按钮的左侧面板上，用亮灯的方式显示当前的襟翼位置（前后驾驶舱相同）。当襟翼被收回时，顶部的“FLIGHT”指示灯亮起。当襟翼处于起飞位置时，中间的“TAKEOFF”指示灯亮起。当襟翼处于着陆位置时，底部的“LANDING”指示灯亮起。按下相应的按钮，襟翼将缩回或放出，此时按键凹下。当襟翼缩回或放出至相应位置时，按键会弹起至初始位置。

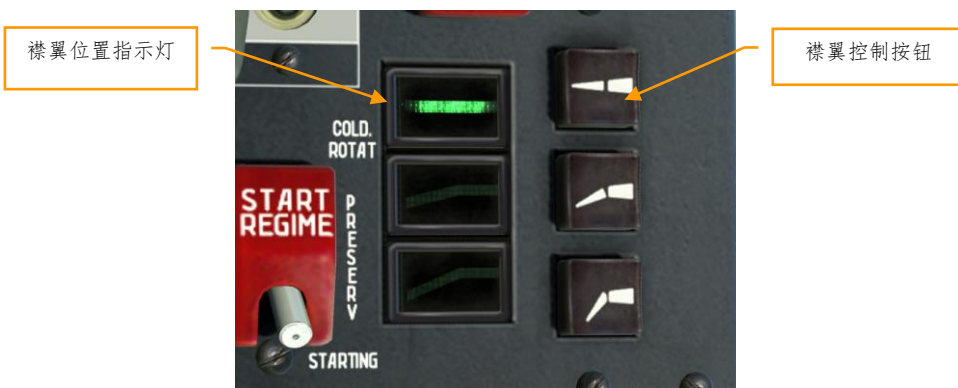


图 48：襟翼位置指示器及襟翼控制按钮

**注意：后驾驶舱的襟翼控制级别要高于前驾驶舱，当后驾驶舱按下襟翼控制按钮时，前驾驶舱的操作将被覆盖！**

飞机装有襟翼机械指示器，位于每个机翼的上方襟翼附近，提供襟翼位置的视觉识别。当襟翼完全收回时，机械指示器隐藏在机翼中；当襟翼放下至起飞位置后，机械指示器伸出一半；当襟翼放下至着陆位置后，机械指示器完全伸出。

襟翼从飞行位置  $0^\circ$  放至起飞位置  $25^\circ$  所需时间为  $3 \pm 1$  秒。

襟翼从飞行位置  $0^\circ$  放至着陆位置  $44^\circ$  所需时间为  $5 \pm 1$  秒。如果飞行员没有收回襟翼，当空速超过 310 千米/时时，襟翼将自动收回。

## 减速板

减速板用于在飞行中降低空速。

减速板的收放是由前后驾驶舱内油门手柄上的开关控制的。

在前驾驶舱中，减速板开关有两个固定位置：伸出和收回。如果只是短时间使用减速板，可以像按键一样按下此开关，此时减速板伸出。松开开关，减速板收回。如果需要长时间使用减速板，则必须把开关往后拨伸出减速板，需要收回的话只需将开关推回前端位置就好。



图 49：前驾驶舱减速板开关

在后驾驶舱中，减速板开关有三个位置：前（减速板收回）、中（中间位置）、后（减速板伸出）。

**注意：后驾驶舱的减速板控制级别高于前驾驶舱，只有在后驾驶舱减速板开关处于中间位置时，前驾驶舱才能控制减速板！**

目前的减速板位置由“AIR BRAKE OUT”指示灯指示，位于前后驾驶舱起落架位置指示器面板右侧。

当飞机空速到达马赫数  $0.78 \pm 0.02$  时，减速板将自动伸出。



## 前后驾驶舱内通用液压系统的控制与指示

### 前驾驶舱



图 50: 前驾驶舱通用液压系统控制与指示

### 后驾驶舱

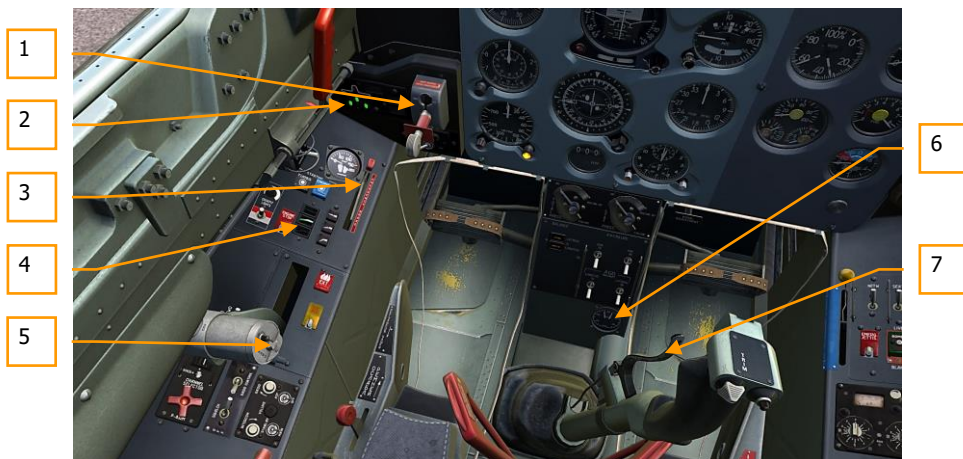


图 51: 后驾驶舱通用液压系统控制与指示

1. 起落架控制手柄

2. 起落架指示器面板
3. 驻车/应急刹车手柄
4. 襟翼控制按钮及襟翼位置指示器
5. 减速板开关
6. 双指针式压力表
7. 机轮制动手柄

## 起落架指示器面板

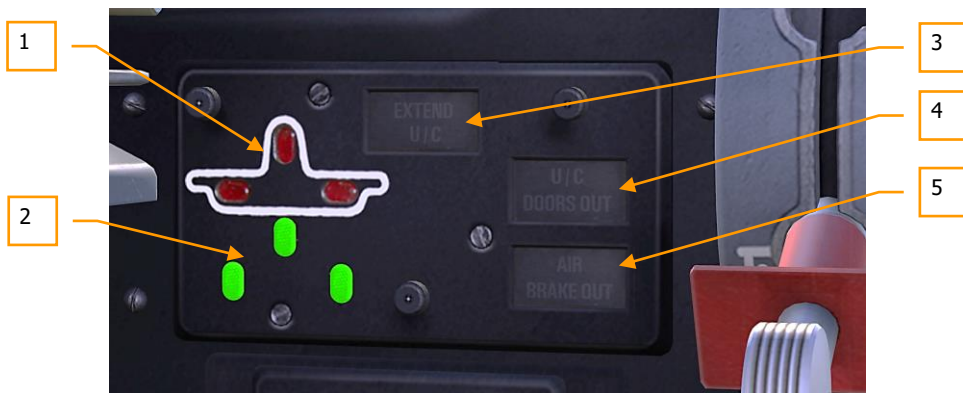


图 52：起落架指示器面板

1. 三盏红灯亮起 - 表示起落架已经收回 (UP) 。
2. 三盏绿灯亮起 - 表示起落架已经放下 (DOWN) 。
3. U/C 指示灯 - 飞机在着陆过程中此灯亮起, 表示襟翼已经放下至着陆位置, 但是起落架仍处于收起状态 (此灯亮起时, 飞机将响起警告音)。
4. U/C 起落架舱门开启指示灯 - 此灯将在起落架收放过程中亮起 (如果应急放出起落架, 起落架舱门将一直保持开启状态, 此时此灯常亮)。
5. 减速板放出 - 此灯亮起表示减速板已放出。

## 应急液压系统

应急液压系统在起落架伸出同时发动机处于运行状态时会自动增压 (补压)。但对于正在飞行中且起落架无法放下时, 就必须在右侧面板上扳动相应的阀门来连接主要及应急液压系统, 为应急液压系统增压。

在飞行时，周期性的对应应急液压系统压力表进行检查是必要的。在必要时，应向后扳动相应应急阀门连接主要及应急液压系统来将压力表数值提升至  $150 \text{ kg/cm}^2$ 。当应急液压系统压力表数值高于  $105 \text{ kg/cm}^2$  时，起落架、襟翼和冲压空气涡轮都可以紧急放下。当应急液压系统压力表数值低于  $100 \pm 5 \text{ kg/cm}^2$  时，前后驾驶舱内的告警灯面板上的“HYD. SYST. FAIL”告警将闪烁。

为了避免通用液压系统压力下降时波及到应急液压系统，前后驾驶舱都必须关闭系统连接阀门。



图 53：应急液压系统阀门

1. 应急起落架释放阀门
2. 应急襟翼释放阀门
3. 应急冲压空气涡轮（RAT）释放阀门
4. 主要和应急液压系统连接阀门

向后扳动前或后驾驶舱右侧的应急襟翼释放阀门可以应急释放襟翼。在着陆过程中，起落架的释放可以从相应指示灯及机械指示器上看出来，万一出现应急释放起落架的情况，起落架门会一直保持开启，驾驶舱内的“U/C DOORS OUT”指示灯常亮。

应急释放襟翼时，在应急液压系统的帮助下，襟翼会直接放至着陆位（ $44^\circ$ ）。此时位于左升降舵上的配平片将不会自动偏转。

着陆过程中如果襟翼放至着陆位（44°）但起落架仍处于收回状态的话，起落架位置指示面板上的“EXTEND U/C”指示灯将亮起，同时响起告警音。

如需应急释放冲压空气涡轮，只要把前或后驾驶舱内的应急冲压空气涡轮释放阀门向后拉到底即可放出。

在发动机空中停车时如需应急收回起落架，需要将前或后驾驶舱内的起落架收放手柄抬起至最上方收起位置（UP），然后向右扳动且保持 1-2 秒以激活同时将 RAT 一并收起的起落架应急收回程序（如下图所示）。

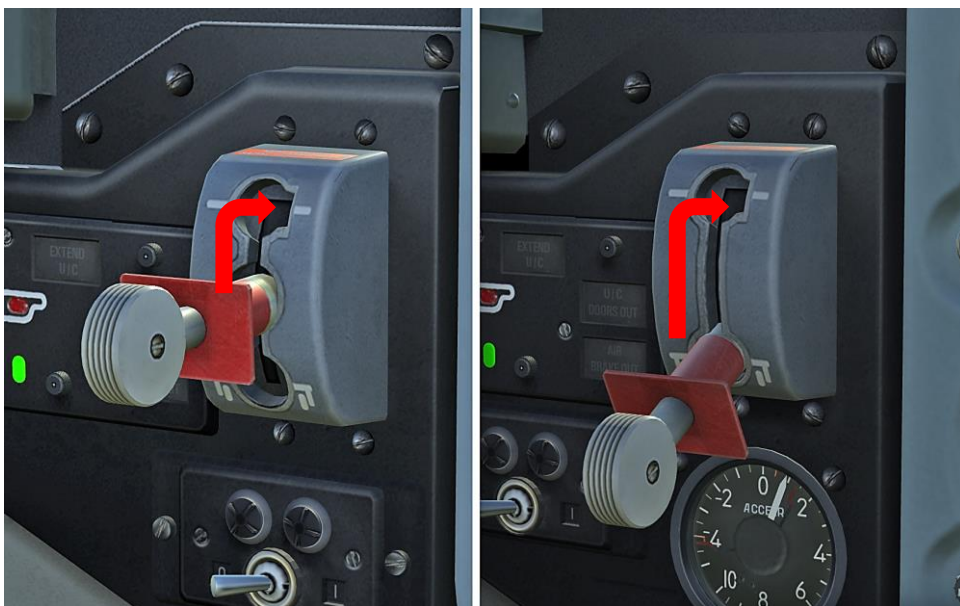


图 54：前（右）后（左）驾驶舱起落架应急回收

## 主起落架应急制动

需要进行主起落架应急制动时，需要在前或后驾驶舱内左侧找到应急制动手柄（同时也是前驾驶舱的驻车手柄）并往后拉。一旦启动主起落架应急制动，飞机将无法进行差动制动（转向），在出现抱死或打滑时也不会自动断开制动。



图 55: 前(左)后(右)驾驶舱主起落架应急制动手柄

制动压力由压力表显示，只安装在前驾驶舱内中间底下的控制台上。

## 飞行控制

飞行控制包括升降舵、副翼、方向舵控制系统以及升降舵和副翼配平控制系统。



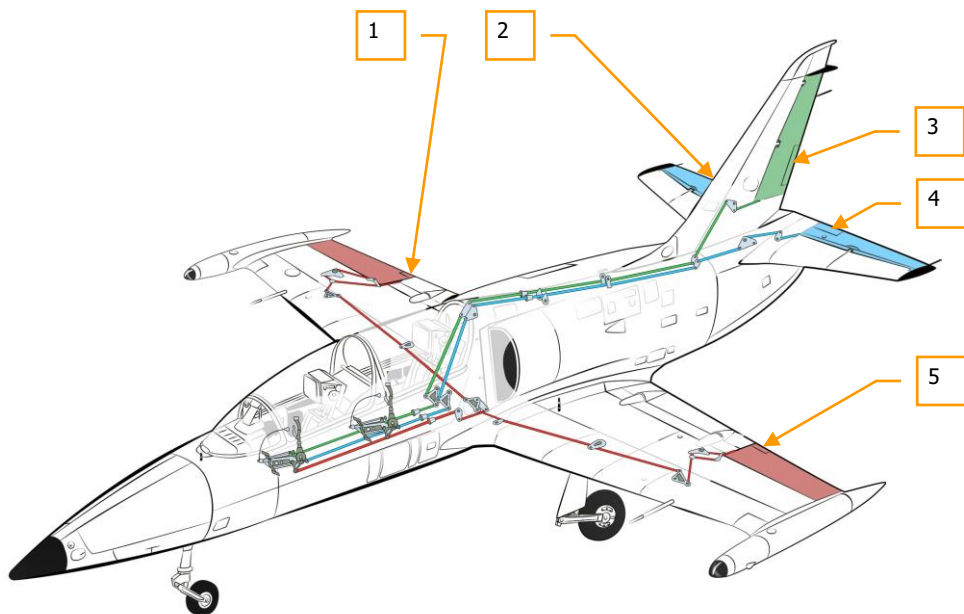


图 56: 飞行控制

1. 副翼配平调整片
2. 升降舵配平器 (被垂尾遮挡)
3. 方向舵随动调整片
4. 升降舵配平调整片
5. 副翼配平器

两个驾驶舱内都装有操纵杆，用来控制升降舵和副翼。操纵杆与升降舵和副翼间以管杆、杠杆及摇臂相连。方向舵由脚踏板控制，同样以管杆、杠杆及摇臂连接。

飞机的所有控制面都装有调整片，以减少控制面上的铰链力矩。右侧副翼上无电机平衡调整片偏转角度取决于副翼偏转角。而左侧副翼上的配平调整片带有电机，可以利用操纵杆上的按钮来进行调整。所以，左侧副翼上的配平调整片是一个副翼配平器。



方向舵上的随动调整片上没有电机，它的角度取决于方向舵的偏转角度。

左右两边的升降舵配平调整片都安装有电机，其中右侧的配平调整片可以被操纵杆上按钮控制。所以这块配平调整片属于升降舵配平器。

左侧升降舵上的调整片在飞机襟翼放至着陆位时会自动向下偏转  $15^\circ$

升降舵和副翼配平器都在电机的帮助下活动，利用操纵杆上的配平按钮进行控制。前后驾驶舱都安装有副翼配平归零指示器和升降舵配平位置指示器，其中后驾驶舱的升降舵配平位置指示器被升降舵归零指示灯代替。

## 前后驾驶舱配平控制

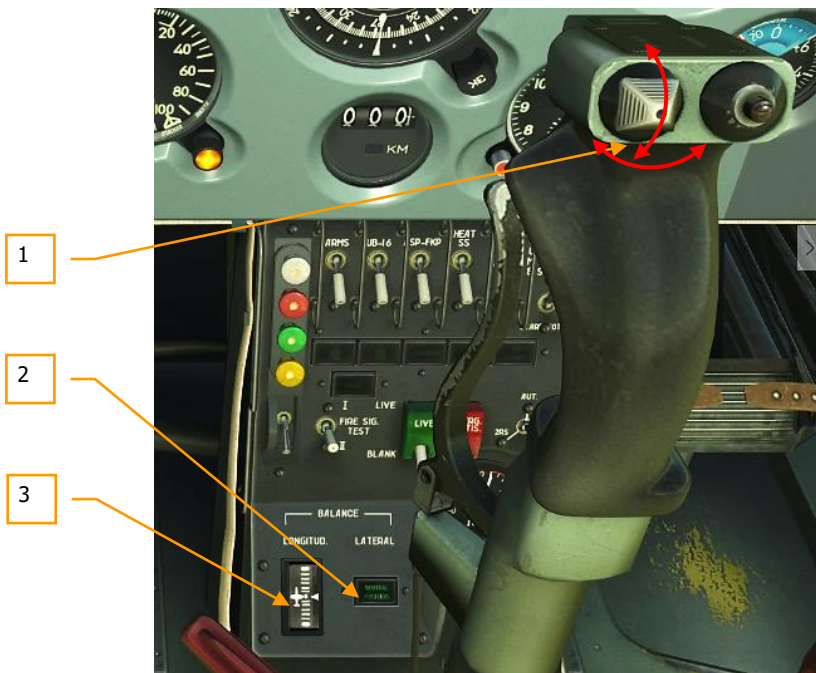


图 57：前驾驶舱配平控制

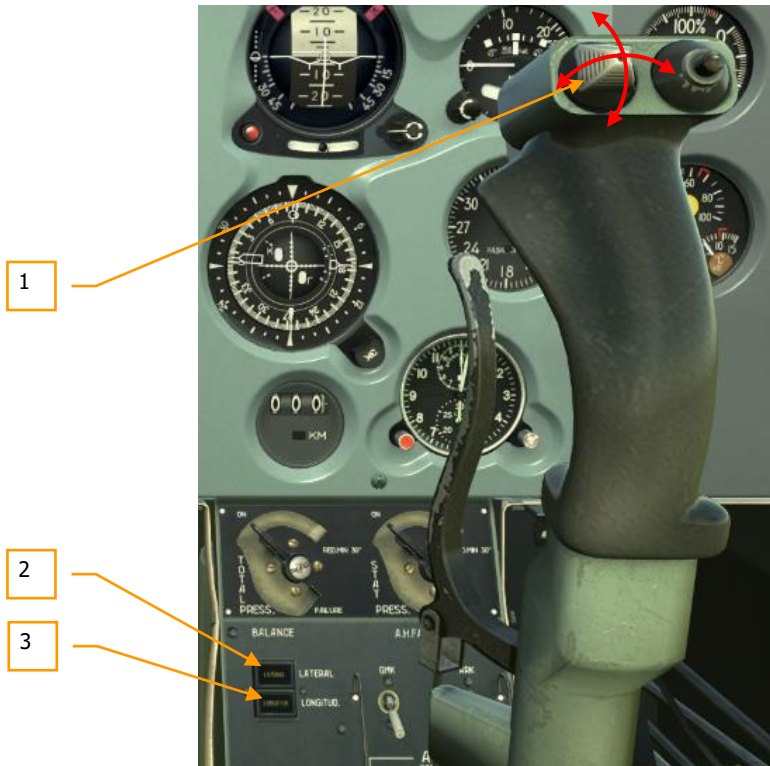


图 58：后驾驶舱配平控制

1. 配平控制按钮
2. 副翼配平归零指示器
3. 方向舵配平归零指示器

# 环境控制系统

环境控制系统（ECS）用于座舱盖的开关及气密。

驾驶舱增压是用驾驶舱增压与环境控制手柄完成的，此手柄装在前后驾驶舱右侧，顶端是个黄色的小球。向前推到底为驾驶舱增压，向后拉到底解除增压。

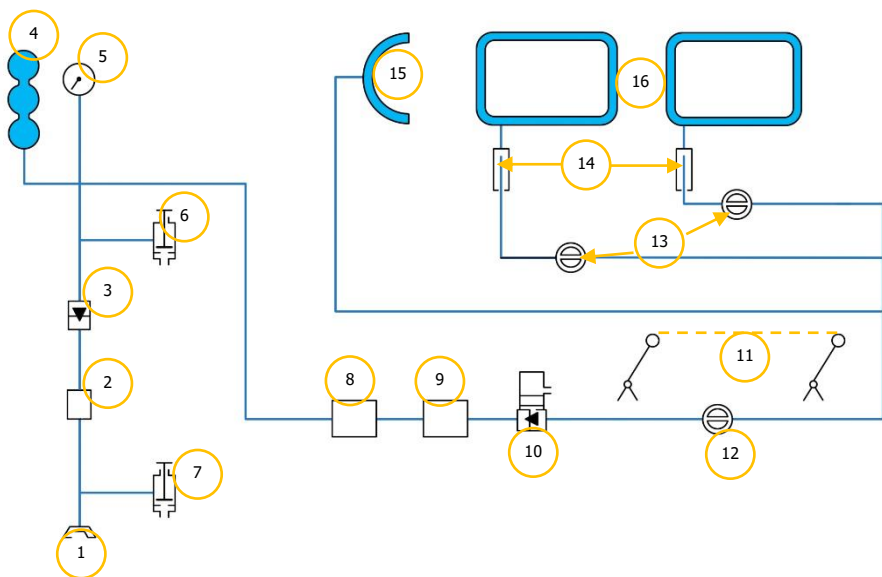


图 59：环境控制系统图表

1. 增压（充气）端口
2. 过滤器
3. 止回阀
4. 气罐
5. 压力表
6. 放气阀，从系统中放出空气
7. 放气阀，从增压管中放出空气

8. 减压阀
9. 减压阀
10. 组合阀
11. 驾驶舱增压与环境控制手柄
12. 密封阀
13. 开启座舱盖用密封阀
14. 伸缩连接
15. 挡风玻璃密封管
16. 开启座舱盖用密封管

在驾驶舱未泄压时开启座舱盖锁或弹射时，增压管会自动泄压。驾驶舱未增压时建议不要打开舱盖，这样有可能让座舱盖与座舱盖铰链脱离。

## 空调系统

该空调系统是为了维持驾驶舱内所需的温度和压力以及驾驶舱通风。空调系统与增压座舱、供氧设备、监控单元组成飞机的高空设备。

飞机的驾驶舱设计为通风式。驾驶舱内的空气压力由发动机压气机压缩空气供给。当通风开启时，空气将被加热或冷却后施放进驾驶舱。在前后驾驶舱内，向前推增压与环境控制手柄就能启动驾驶舱增压并开启通风。30 秒后，位于前和后驾驶舱注意与提示灯面板右侧的“AIR CONDIT OFF”指示灯将熄灭。“AIR CONDIT OFF”指示灯为闪烁式，用来提醒飞行员气源切断阀的位置。当指示灯闪烁时，气源切断阀处于关闭状态，当气源切断阀开启时，指示灯熄灭。气源切断阀由增压与环境控制手柄控制。该阀门只有在后驾驶舱内标签为“AIR COND”的应急空调关闭开关处于中置状态时方可使用。

当温度调节器处于应急模式下，处于注意与提示灯面板上的“AIRCONDIT EMERG”灯将亮起，但在 DCS: L-39C 中，并未模拟温度调节器应急功能，所以只有在按下“CHECK”（温度调节器检查）按钮时才会触发“AIRCONDIT EMERG”指示灯。

驾驶舱内的高度与气压差数据由驾驶舱压力和高度差表（俄语“UVPD”）监测。前后驾驶舱内都装有 UVPD。当驾驶舱内出现正或负的压力差时，或者飞机升高至海拔 2000 米以上但驾驶舱未能正常增压时，前后驾驶舱内告警灯面板上的“CABIN PRESSURE”指示灯将亮起并持续闪烁。

在此模拟中，某些环境控制系统的功能并未模拟，比如驾驶舱温度自动调节、飞行服温度自动调节、空气扩散器等。

驾驶舱空气温度控制面板安装在前驾驶舱的右侧控制台上。在这个面板后方，还装有驾驶舱空调控制开关（关闭 - 加热 - 制冷 - 自动）和驾驶舱空调控制变阻器。为飞行服供气的飞行服供气阀安装在前后驾驶舱左侧面板上。



图 60：飞行服通风控制器

每个驾驶舱仪表盘右侧都装有空调出风口。

前后驾驶舱内的空气系统和环境控制系统的控制与指示



图 61：前驾驶舱内的空气系统和环境控制系统的控制与指示





图 62: 后驾驶舱内的空气系统和环境控制系统的控制与指示

1. 驾驶舱压力和高度差表 (UVPD)
2. 驾驶舱增压与环境控制手柄
3. 空气扩散器和飞行服温度控制面板
4. 空调出风阀 (扩散器)
5. 驾驶舱空调控制面板
6. 空调 (AIR COND) 电路断路器

# 燃油系统

飞机的燃油系统用于燃料分配，在特定的高度与速度的工作范围内让发动机平稳运行。

燃油系统由主燃料系统和翼尖油箱系统组成。

主要燃油系统包括 5 个机身油箱，总容量为 1100 升（825 公斤）。为了增加飞行范围，位于翼尖的两个油箱另能分别容纳 100 升的燃油。燃料总负荷为 975 公斤。

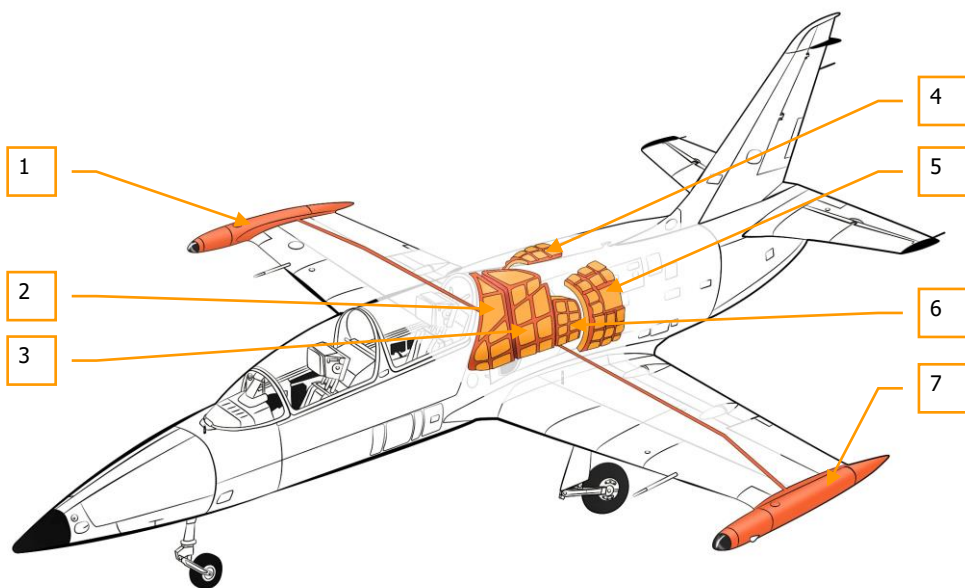


图 63：油箱分布

1. 右翼尖油箱（100 升）
2. 1 号机身油箱（260 升）
3. 2 号机身油箱（365 升）
4. 3 号机身油箱（135 升）
5. 4 号机身油箱（135 升）
6. 5 号机身油箱（205 升），供油箱
7. 左翼尖油箱（100 升）

飞机安装了为负 G 飞行提供油料的燃油储存器，容积为 10.5 升。在飞行中，连续负 G 飞行超过 20 秒是不允许的！而且至少需要保持平飞至少 20 秒才能重新注满燃油储存器，然后方可继续进行负 G 飞行。

燃油关闭阀用于切断进油箱中流入燃油管道的燃油。在前后驾驶舱的左侧装有燃油关闭阀手柄，向前推此手柄开启供油，向后切断供油。



图 64：前后驾驶舱内的燃油关闭阀

## 燃油使用顺序

燃油使用顺序是为了保证飞机在飞行中的重心保持在规定范围内。当飞机满油时（1300 升），首先从机身油箱开始消耗燃油，当机身油箱剩余燃油重量处于 575 - 625 公斤时（可从燃油表读出），开始从翼尖油箱供油。翼尖油箱完全消耗完需要大约 15 分钟的时间。燃油表显示机身油箱中剩余燃油总重量。

燃油表是为测量机身剩余燃油油量和指示机身内剩余燃油量而设计的。

要启用该仪表，需要打开前驾驶舱主断路器开关面板上的 BATTERY（电瓶）和 ENGINE（发动机）开关。1-2 分钟后，燃油表指针将指示机身油箱内剩余的燃油量。在前后驾驶舱内均安装了燃油表。

当 SPT-40 逆变器失效时，燃油压力表将停止工作。为了再度启用燃油表，需要打开“ENGINE INDICAT. EMERG”（发动机仪表应急电源）开关。燃油表刻度盘上的零位置表示此时机身油箱内仅剩 37 公斤燃油。

翼尖油箱燃油耗尽后，飞机将继续从机身油箱消耗燃油。

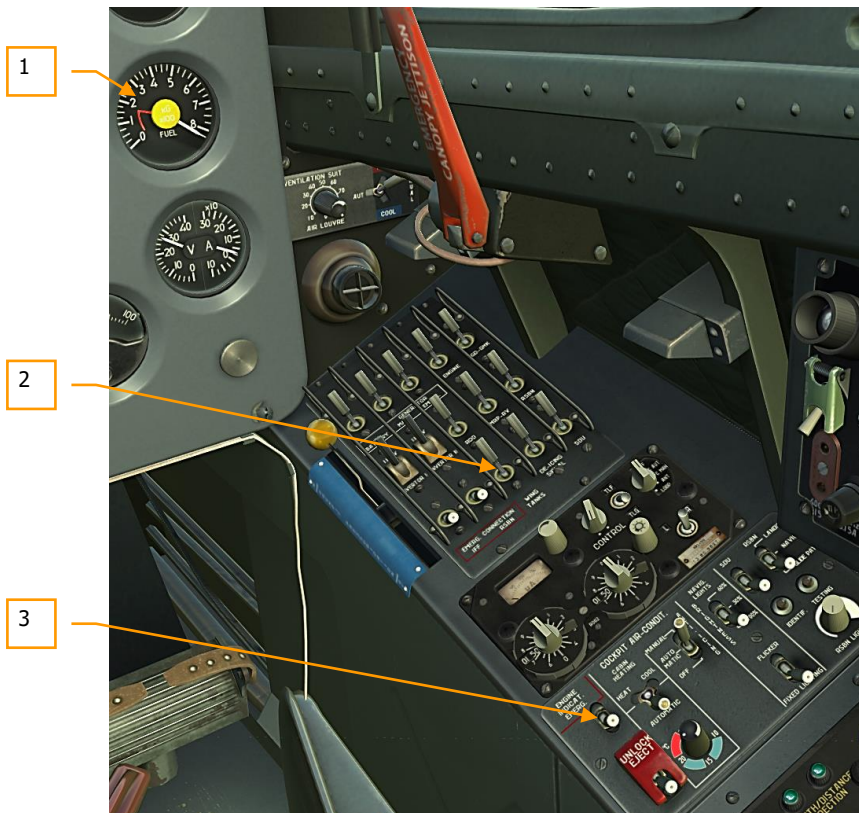


图 65： 燃油管理控制

1. 电容式燃油表
2. 翼尖油箱断路器
3. ENGINE INDICAT. EMERG（发动机仪表应急电源）开关

## 指示灯

- “150 KG FUEL”（150 公斤燃油）指示灯位于前后驾驶舱告警灯面板上。当机身油箱内燃油低于 150 公斤时，此灯闪烁。
- “DON’ T START ”（请勿启动）指示灯位于前后驾驶舱的告警灯面板上，当燃油压力下降指示灯开始闪烁后，此灯开始闪烁。
- “FUEL FILTER”（燃油滤清器）指示灯位于前后驾驶舱的注意与提示灯面板上，显示燃油滤清器上的压力差（燃油滤清器用途为过滤燃油内机械杂质）。满足条件时，此指示灯常亮。
- 翼尖油箱指示灯位于前后驾驶舱内的注意与提示灯面板上，当翼尖油箱内油料用尽导致压力下降时此灯（WING TIP TANKS）亮起。此时需要手动关闭位于主断路器开关面板上的翼尖油箱自动断路器开关。满足条件时，此指示灯常亮。

## 发动机灭火设备

发动机灭火设备是为了扑灭发动机火灾危险区域的火灾而设计的。这个区域中包含着发动机燃料组件、燃烧室和气室围壳。

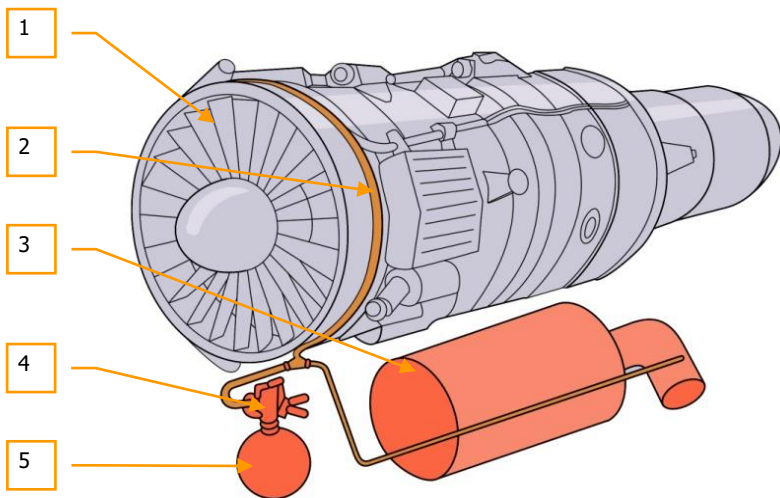


图 66: 发动机灭火设备

1. AI-25TL 发动机
2. 分配歧管/喷雾环
3. Sapphire-5 辅助动力装置 (APU)
4. 灭火器阀门
5. 灭火器瓶 (罐)

L-39C 上的灭火设备由 SSP-FK 火灾探测系统、火警指示系统及灭火系统组成。

## 火灾探测和指示系统

火灾探测与指示系统被设计用于在火灾发生时发出光信号。它由发动机舱内的 6 个热传感器和前后驾驶舱内应急面板上的火灾告警灯 (FIRE) 组成。

### 火灾传感器

发动机短舱内安装有 6 个热电式传感器。这六个传感器被分为两组，每组 3 个。传感器安装在发动机舱中最危险的地方：辅助动力装置、发电机、左右点火器、排气盘管、空中启动盘管。



当发动机舱内温度达到 200° C 或以每秒 4° C 以上的速度升高时，继电器关闭，火灾告警灯亮起。当火灾被扑灭，或当发动机舱内的温度迅速下降时，告警灯熄灭，告警电路重置。

## 火灾告警电路测试开关

每次飞行前都必须检查热传感器的工作是否正常。可以通过操作火灾报警电路测试“FIRE SIG TEST / TEST SSP”开关来进行检测。这个三向开关安装在前驾驶舱操纵杆后部的底座板上。位置“**I**”和“**II**”分别用于测试第一和第二传感器组。要检查传感器时，需将开关扳到“**I**”来测试第一组传感器。将此开关扳到并保持在“**I**”位置的同时，火警“**FIRE**”指示灯会亮起，松开此开关，指示灯熄灭。扳到“**II**”位置时可以监测第二传感器组，操作方法与“**I**”位置相同。请注意：这个测试用来证明两组传感器都是正常通电并可以工作的，并且每个通道的激活阈值都处在正常设置上（当火灾告警灯能正确亮起时）。此测试还能确保火灾探测系统在飞机火灾熄灭后正确复位。



图 67：火灾告警电路测试开关

## 火警告警灯

当传感器监测到火灾或过热时，位于前后驾驶舱告警面板上的火警告警灯（**FIRE**）以及位于前后驾驶舱仪表板上的主注意灯将亮起并持续闪烁。

## 灭火系统

灭火系统由灭火器瓶和灭火剂分配管组成。这些管子组成一个喷雾环和喷杆，以小孔的方式在机舱内喷洒灭火剂。

灭火器瓶阀门上有两个点火装置，用于释放灭火剂至分配管内。当灭火系统运行时，至少一个点火装置会启用。

## 灭火按钮

当发生火灾时，需要按下灭火按钮。此按钮上覆盖着写有“EXT”的红色保护盖，位于两个驾驶舱左控制台前部。当其中一个按钮被按下，两个灭火器阀门上的点火装置将同时点火以开启灭火阀门。当火灾熄灭时，火警告警灯同时熄灭。



图 68：灭火按钮

灭火电路由两个电门开关控制。第一个电门位于机鼻设备舱内，标签为“FIRE EXT”，由电池总线直接提供 24v 电压。第二个电门位于驾驶舱后部电门开关面板上，标签为“FIRE”，由 26 伏直流电供电。两个电门分别控制一个灭火器阀门点火开关。在正常情况下，按下灭火按钮后两个开关将同时激活。

# 防冰系统

防冰系统是利用发动机产生的热空气来保护发动机进气口和挡风玻璃不受结冰的影响。

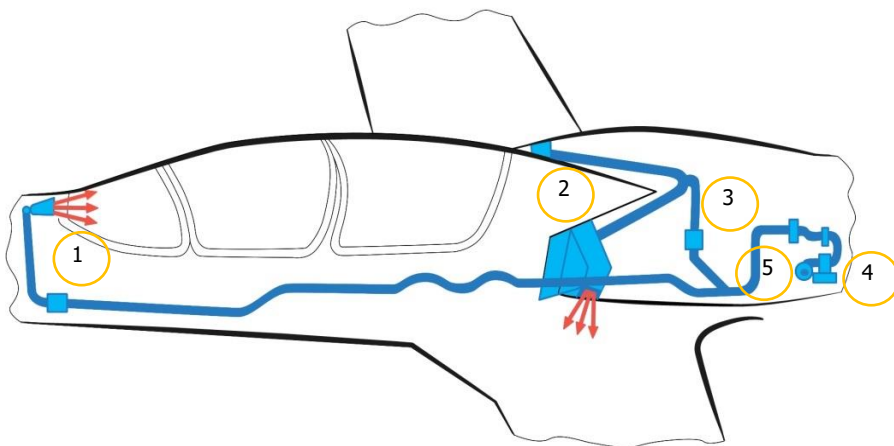


图 69: 防冰系统

1. 挡风玻璃导气管
2. 发动机进气口前缘加热导气管
3. 空气流量限制器
4. 关断阀
5. 热空气进气口

该系统由前驾驶舱远程控制，可以切换自动和手动模式。防冰模式选择开关与防冰（ANTI-ICING）标签位于前驾驶舱右侧面板上。此开关有手动 - 自动 - 关闭（MANUAL - AUTOMATIC - OFF）三个位置。

当防冰模式选择开关处于自动位置（AUTOMATIC），防冰信号由RIO-3型放射性同位素结冰传感器提供。当防冰系统起效时，位于前后驾驶舱注意与提示灯面板上的开始除冰（DE-ICING ON）指示灯亮起。RIO-3传感器由位于前驾驶舱右边的主断路器面板上的除冰断路器开关（DE-ICING SIGNAL）控制。在前驾驶舱右侧控制台上还安装有RIO-3除冰传感器加热电路检查按钮和一个用于监测的绿色指示灯。

RIO-3传感器会测量发射器与探测器之间的辐射量，当两者之间开始结冰时，探测器无法探测到发射器辐射，此时防冰系统自动激活。

防冰系统在飞行时外界温度低于5°C时激活，或者在恶劣天气条件下或夜间飞行时激活。

当模式开关处于自动（AUTOMATIC）位置并检测到结冰时，机舱内雪花状的指示灯亮起。30秒后，开始除冰（DE-ICING ON）指示灯随之亮起。当结冰停止后，除冰系统自动关闭，此时雪花状指示灯熄灭。30秒后，开始除冰（DE-ICING ON）指示灯熄灭。这两盏指示灯都位于前后驾驶舱前方的注意与提示灯面板上。点亮时为常亮。

当RIO-3传感器失效或结冰，此时需要手动开启防冰系统。为此，防冰（ANTI-ICING）开关必须切换到手动（MANUAL）位置。30秒后，注意与提示灯面板上的开始除冰（DE-ICING ON）指示灯将亮起。将防冰开关切换到关闭（OFF）位置可以关闭除冰系统。

## 防冰系统的控制与指示



图 70：防冰系统控制

1. 除冰信号 (DE-ICING SIGNAL) 断路器
2. RIO-3 除冰传感器加热电路检查按钮
3. 防冰模式选择开关

## AI-25TL 发动机

### 发动机总体介绍、基本原理及主要数据

L-39C 上安装有一台 AI-25TL 双轴涡轮风扇发动机

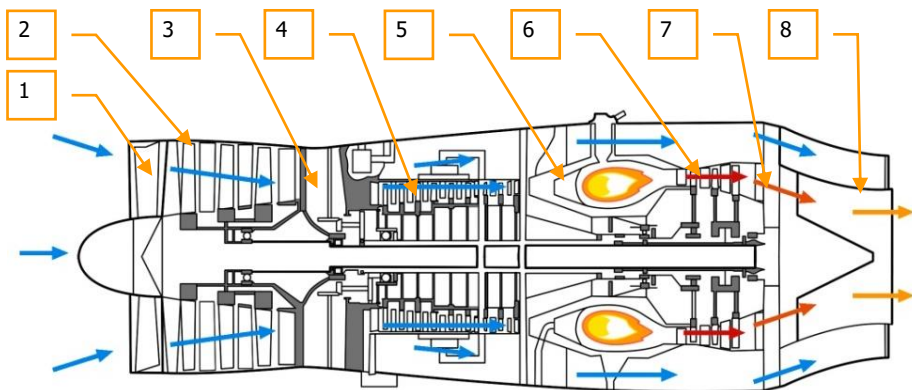


图 71: AI-25TL 发动机

1. 叶片
2. 低压轴流压气机 (LPC)
3. 气流分离器
4. 高压轴流压气机 (HPC)
5. 燃烧室
6. 涡轮转子
7. 混合室
8. 尾喷管

发动机所需要的空气由位于机身两侧的两个进气口吸入。



从进气口吸入的空气在通过一个三级低压轴流压缩机后被分为两股。内侧热空气供给给九级高压轴流压气机。外侧旁路气流直接流向一个混合器，通过这个混合器将气流转化为动能。来自高压轴流压缩机的气流进入燃烧室，燃料与一些空气混合并点燃，然后通过涡轮进一步进入混合室和尾喷口。

因此，燃料与空气混合通过发动机，产生推力和显著的加速效果。AI-25TL 发动机在海平面，标准大气压 1013 百帕（29.92 英寸汞柱），15°C 条件下能达到 16.9 千牛左右（3800 磅）的静态推力。

AI-25TL 发动机装备有 IV-300 发动机震动测量装置。在前驾驶舱仪表盘上安装了 IV-200 指示器。如果发动机震动超过 33 毫米/秒，发动机震动（ENGINE VIBRATION）指示灯将在前后驾驶舱内告警灯面板上亮起。为了测试 IV-300 功能，可以按下位于前驾驶舱左侧面板上标记为“CHECK VIBRATION”的发动机振动计测试按钮，此时指示器上的指针将指向 75 - 100 毫米/秒同时在告警面板上亮起发动机震动（ENGINE VIBRATION）指示灯。后驾驶舱内没有安装 IV-200 指示器。



图 72：震动检查控制

1. IV-300 发动机振动仪测试按钮（震动检测灯）
2. IV-200 发动机震动指示器

主发动机系统：

- 发动机润滑系统
- 燃油系统和发动机自动化
- 发动机过热保护系统
- 发动机防冰系统
- 发动机启动系统

## 发动机润滑系统

发动机润滑系统是为了在发动机运行过程中为发动机的可动部件提供机油，以减少摩擦并部分消除热量。此外，还能带走金属颗粒，保护可动部件。润滑系统确保了发动机的运行和使用寿命及可靠性。

发动机进气口的滑油压力和温度由传感器测量，高压轴流压气机（HPC）转速在 95% 时油压应不低于 3 千克/平方厘米，其它模式不低于 2 千克/平方厘米。油温应不高于 90 °C。如果压力超过这些限制，滑油压力（OIL PRESS）指示灯将在前驾驶舱注意与提示灯面板上亮起。此指示灯只安装在前驾驶舱，点亮时为闪烁。

## 燃油系统和发动机自动化

燃油系统和发动机自动化的目的是为燃烧室提供所需的燃油量，这取决于发动机的运行模式。它由主要和应急燃油供给系统组成。

发动机尾喷口的油压不应超过 65 公斤/平方厘米。如果主要燃油供给系统部分或完全故障（战斗损坏），必须通过开启应急供油开关启用应急燃油供给系统。此开关位于前后驾驶舱左控制面板上，标签为“SEC. REG”。开启开关后，前后驾驶舱内注意与提示灯面板上的“SEC. REG”指示灯将亮起，此灯亮起后为常亮。

如果过滤器出现堵塞或压力差增加的情况，前后驾驶舱内注意与提示灯面板上的燃油滤清器（FUEL FILTER）指示灯将亮起，此灯亮起后常亮。



图 73：应急供油开关

燃油压力、机油压力和温度采用一个三针压力表监控，此压力表安装在前后驾驶舱仪表盘上。

### 三针压力表



图 74：三针压力表

1. 燃油压力
2. 滑油压力
3. 滑油温度

要使用此压力表，需要在前驾驶舱主断路器面板上开启电池（BATTERY）和发动机（ENGINE）断路器。开启后，燃油和机油压力指针在相应刻度上设置归零，机油温度指针指示当前实际油温。

机油温度计在后驾驶舱是不工作的，因为没有相应的传感器。

当 SPT-40 逆变器失效时，燃油和机油压力表停止工作，此时滑油温度计仍工作正常。要使燃油和机油压力表重新工作，需要在前驾驶舱右侧面板上找到 ENGINE INDICAT. EMERG 开关并开启。

## 发动机过热保护系统

飞机上装有 RT-12-9 发动机过热保护系统。此系统的所有控制都只能在前驾驶舱完成。

此系统提供：

**当飞机处于地面操作时（包含检查发动机），还包括起飞滑跑，直到前起落架离地时：**

- 当主燃油供给系统正常时。一旦排气温度指示（EGT）达到  $700 \pm 15^{\circ}\text{C}$  时，发动机过热保护系统将减少燃油供给，以防止温度超过  $700 \pm 15^{\circ}\text{C}$ 。
- 当使用应急燃油供给系统时，一旦排气温度指示（EGT）达到  $700 \pm 15^{\circ}\text{C}$  时，发动机过热保护系统不会减少燃油供给，只会亮起指示灯来告知飞行员。
- 如果排气温度指示继续上升，达到  $730 \pm 15^{\circ}\text{C}$  时，“J.P.T.  $730^{\circ}\text{C}$ ”指示灯将亮起，同时发动机过热保护系统将自动切断燃油关断阀，关闭发动机。

**当飞机处于起飞滑跑后前起落架离地时，包括收起起落架和襟翼时：**

- 当排气温度指示达到  $700 \pm 15^{\circ}\text{C}$  和  $730 \pm 15^{\circ}\text{C}$  时，指示灯会亮起，但此时并不会对发动机采用限制手段或关闭。如果起落架和襟翼已经收起，处于正常飞行状态时，如果 J.P.T.  $700^{\circ}\text{C}$  指示灯亮起，发动机过热保护系统将部分切断燃油供给以减小发动机推力。

**当飞机处于起落架和襟翼都完全收回的正常飞行状态时：**

- 当主燃油供给系统正常时。一旦排气温度指示（EGT）达到  $700 \pm 15^{\circ}\text{C}$  时，指示灯亮起，随后发动机过热保护系统将减少燃油供给，以防止温度超过  $700 \pm 15^{\circ}\text{C}$ 。

- 当使用应急燃油供给系统时，一旦排气温度指示（EGT）达到  $700 \pm 15^{\circ}\text{C}$  时，发动机过热保护系统不会减少燃油供给，此时指示灯亮起。
- 如果排气温度指示继续上升，达到  $730 \pm 15^{\circ}\text{C}$  时，“J.P.T. 73°C”指示灯将亮起。与在地面时不同，此时不论使用的是主要还是应急燃油供给系统，当指示灯在正常飞行时亮起时，将不会关闭发动机。
- 如果“J.P.T. 73°C”指示灯在飞行中亮起，哪怕后来排气温度指示开始下降，飞机仍然会在着陆时前起落架接触地面后自动关闭发动机。

## RT-12-9 排气温度限制系统的控制与指示

RT-12 排气温度调节器  
手动关闭开关, 标签为 OFF  
JPT REG



图 75: RT-12排气温度手动关闭开关

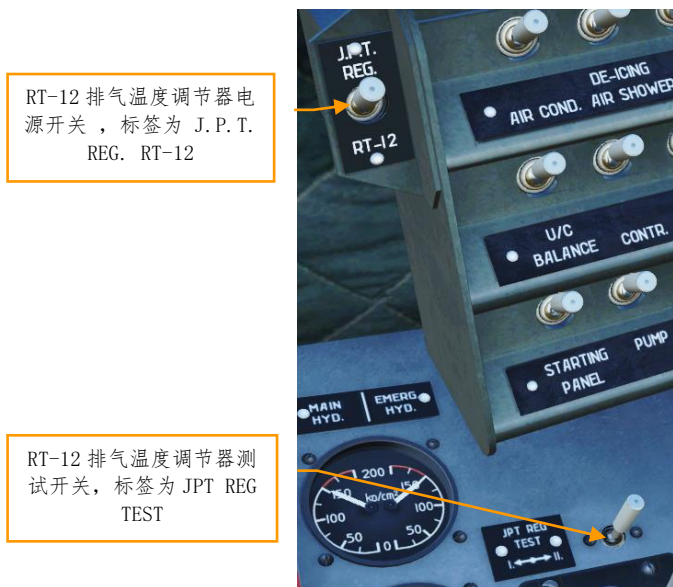


图 76: RT-12 排气温度调节器电源和测试开关

RT-12 排气温度调节器手动关闭开关 (OFF JPT REG) 安装在前驾驶舱内的左面板上, 用于禁用发动机过热保护系统。

RT-12 排气温度调节器电源开关/断路器 (J.P.T. REG.) 位于前驾驶舱内的辅助配电面板上, 为发动机过热保护电路通电。

弹簧式 RT-12 排气温度调节器测试开关 (JPT REG TEST) 安装在前驾驶舱右侧面板上, 用于在发动机不运行时监测排气温度调节器是否运行正常。按住并保持此开关在 “I” 位置时, “J.P.T. 700°C” 指示灯亮起, 表示此系统正常运行。在 “II” 位置重复以上操作可以点亮 “J.P.T. 730°C” 指示灯。不建议在发动机运行时切换此开关, 因为此开关会开启燃油限制阀门。

## 指示灯

J.P.T. 700 °C 告警灯安装在前驾驶舱的注意与提示灯面板上, 当排气温度指示 (EGT) 达到 700 °C 时, 此灯亮起并常亮。

J.P.T. 730 °C 告警灯安装在前驾驶舱的注意与提示灯面板上, 当排气温度指示 (EGT) 达到 730 °C 时, 此灯亮起并常亮。



后驾驶舱内没有安装 J.P.T. 700 °C 和 J.P.T. 730 °C 指示灯。

## 发动机防冰系统

发动机防冰系统是用来防止发动机部件，比如发动机进气口（涡轮叶片，进气道整流罩）结冰的系统，其系统控制与指示与飞机防冰系统类似。

## 发动机启动系统

发动机启动系统用于将发动机转子从静止状态旋转至发动机启动过程中油门慢车位所对应的转速（RPM）。

参与启动的单元有：

- 启动装置
- 发动机燃油装置
- 压缩空气发电机（电源）
- 空气起动机

Saphir- 5 辅助动力单元（APU）作为发动机启动的压缩空气源为发动机启动提供了必要的压缩空气。它提供的压缩空气可以让起动机来带动 AI-25TL 发动机的高压转子旋转。

## 前后驾驶舱的发动机控制

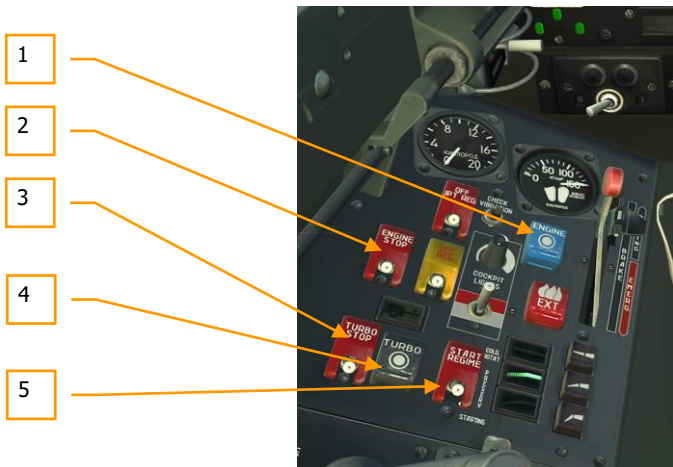


图 77: 前驾驶舱发动机控制

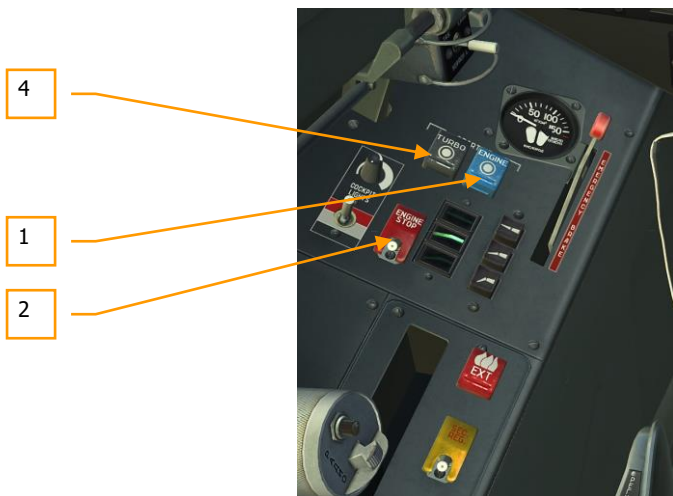


图 78: 后驾驶舱发动机控制

1. AI-25TL 发动机启动按钮
2. 发动机停止开关, 使用电信号紧急停止发动机, 不论油门手柄处于何种位置。
3. 用于停止 Saphir-5 APU 的增压涡轮停止开关

4. 用于启动 Saphir-5 APU 的增压涡轮启动按钮。当 APU 开始运行时，前驾驶舱上的注意与提示灯面板上将亮起 TURBINE STARTER 黄色提示灯（常亮）。
5. 发动机启动模式开关（标签为 START REGIME），必须处于启动（STARTING）位置。

油门手柄位于前后驾驶舱的左侧面板上，用于设置所需的发动机运行模式。前驾驶舱的油门手柄下方标记着发动机可选择的运行模式：

- 关闭（STOP）
- 三角标记（当发动机必须使用紧急燃油系统时使用）
- 慢车（IDLE）
- 巡航速度（CR SPEED）
- 额定模式（NOM）
- 起飞

前驾驶舱内的油门上装有停止闩（STOP latch），用于关闭发动机。

后驾驶舱内的油门上没有运行模式标记，也没有停止闩，因此只有前驾驶舱能将油门回收至停车（STOP）位。为了防止前驾驶舱飞行员在飞行中不慎将油门收至停车位，后驾驶舱油门上安装有一个延长锁扣。只有在这个锁扣打开时前驾驶舱飞行员才能将油门收回停车位。关闭发动机可以用按下发动机停止开关来完成，或者直接关闭燃油关断阀也可达到相同目的。

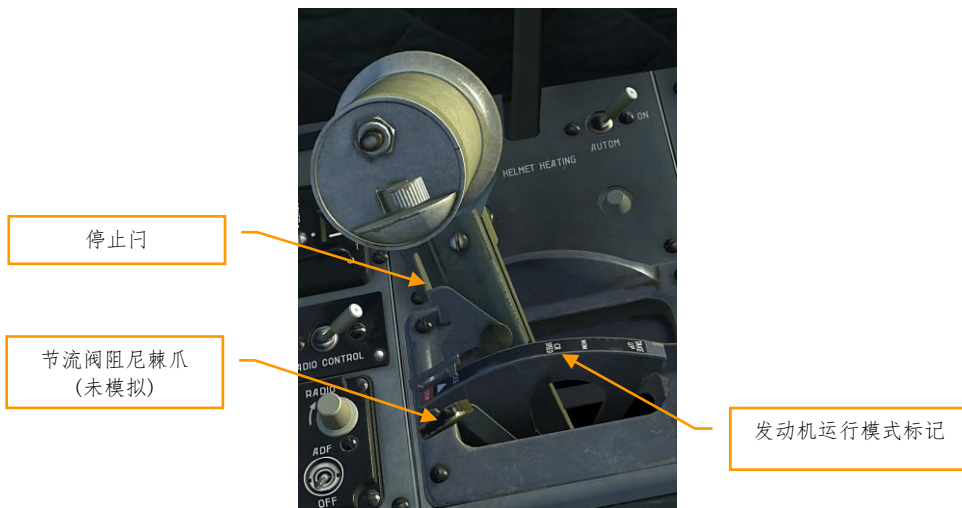


图 79：前驾驶舱油门

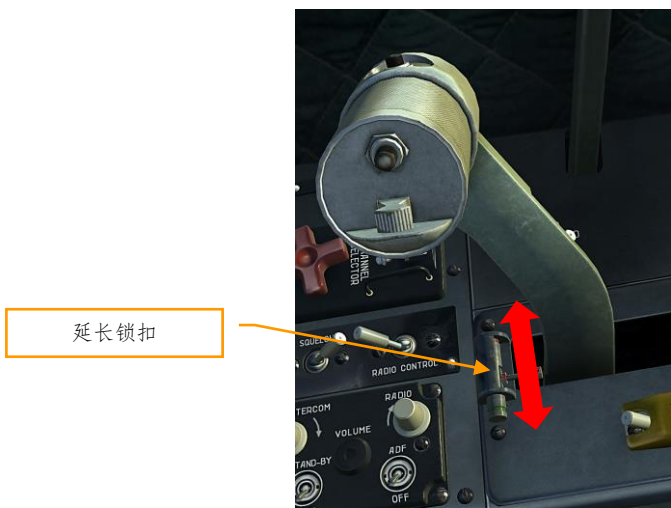


图 80：后驾驶舱油门

AI-25TL 发动机具有以下操作模式：

- **起飞模式 - “TAKE OFF”**。此模式为最大推力，对应在高压压气机（HPC）最高转速为 106.8%（发动机转速表  $n_1$  指针）。这种模式用于起飞、爬升和提高飞行速度。排气温度不应超过 660 °C。
- **额定模式 - “NOM”**。此模式下的最大推力对应在高压压气机（HPC）最高转速为 103.2%（发动机转速表  $n_1$  指针）。这种模式用于接近最大空速时的长时间爬升飞行。排气温度不应超过 625 °C。
- **巡航模式（NOM 模式下 85% 推力） - “CR SPEED”**。此模式下的最大推力对应在高压压气机（HPC）最高转速为 99.6%（发动机转速表  $n_1$  指针）。这种模式用于长程飞行（飞行时间最长），燃油消耗最低。排气温度不应超过 590°C。
- **慢车模式 - “IDEL”**。对应发动机稳定运行所需要的最小允许高压压气机转速，大约为 56 ± 1.5%（发动机转速表  $n_1$  指针）。排气温度不应超过 600°C。

监控发动机转速使用 ITE-2 转速表，监控排气温度使用 TST-2 温度计。

ITE-2 ( $n_1$  指针 - 高压轴流压气机转速 HPC,  $n_2$  指针 - 低压轴流压气机转速 LPC) 转速表与 TST-2 温度计在前后驾驶舱内均有装备。

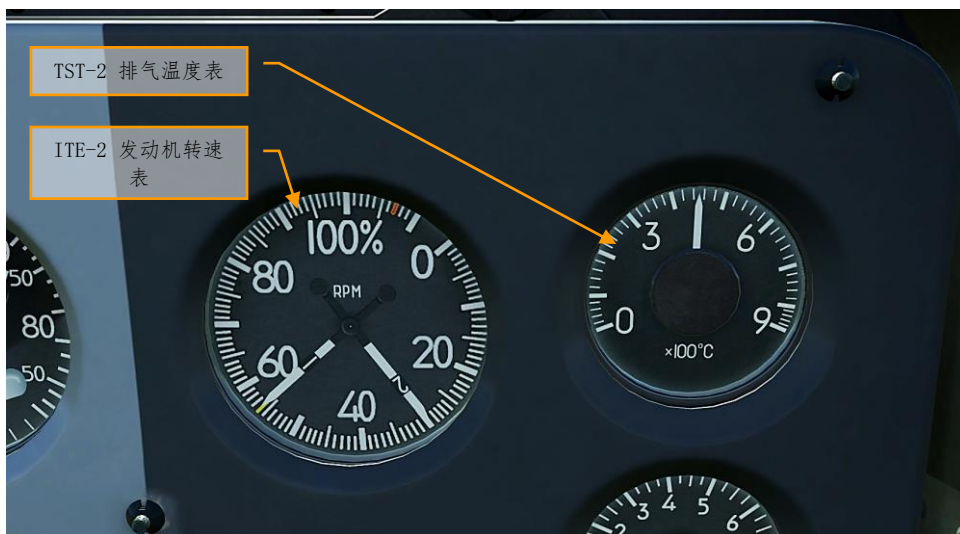


图 81: ITE-2 排气温度表和TST-2 发动机转速表

TST-2 排气温度指示器提供了发动机燃气喷出涡轮时的温度指示。该系统由位于发动机涡轮环上的温度变送器 and 两个指示器组成，每个驾驶舱内分别安装一个。温度变送器输出信号一次只能连接到一个指示器，一般默认为前驾驶舱。如果后驾驶舱需要接替飞行，此时需要将位于后驾驶舱左侧面板上排气温度指示器选择开关（标记为 EGT IND）向后开启（AFT 位置），此时排气温度指示器在后驾驶舱显示。向前开启排气温度指示器选择开关（FWD 位置）可以将指示器切换回前驾驶舱。

T



图 82： 排气温度指示器选择开关



## 发动机主要规格与限制

参数	操作模式			
	起飞	标准	巡航	慢车
推力, 千克力	1720	1500	1275	≤135
RPM, % (转速)	106.8	103.2	99.6	56 ± 1.5
最大排气温度 (EGT), 摄氏度				
地面	660	625	590	600
飞行	飞行高度 ≤8000 米 685 (705*) 飞行高 度 >8000 米 715	650 670*	615 635*	600
最大燃油压力, 千克力/平方厘米	65	65	65	65
发动机进气口油温, 摄氏度	-5 至 +90	-5 至 +90	-5 至 +90	-5 至 +90
最大工作高度, 米	10000	12000	12000	12000
最大连续工作时间, 分钟	20	无限制	无限制	地面 30, 空中无限制
油门从慢车位推到最大时发动机响应时间, 秒	9 - 12			
发动机在地面与空中的启动时间, 秒	≤50			
启动时最大允许排气温度				
地面	550			
飞行	600			

\* 当防冰系统开启时, 发动机排气温度增加 25 - 30°。

# 航空设备

“飞机航空设备”（俄罗斯术语）旨在以直流和交流电的形式为耗电设备提供能源，控制发电设备并监测其运行，确定飞行参数与控制飞机的各种单元和系统。

**L-39C 的航空设备包括：**

- 电气设备
- 仪器（仪表）
- “高空”飞行的氧气设备和专用设备
- 机载显示器和飞行数据记录装置

## 电气设备

### 直流供电系统

直流供电系统包括：

- VG-7500JA 主要直流发电机；
- GSR-3000 备用直流发电机；
- 12-SAM-28 机载铅酸电池（24 伏 / 28 安）。

当主发电机失效时，备用发电机自动接替电力供应。当两台发电机都失效时，应急电源（电池）接替供应电力。

额定工作电压：

- VG-7500JA - 28 伏；
- GSR-3000 - 28 伏；
- 12-SAM-28 - 24 伏。

VG-7500JA 发电机由发动机驱动，GSR-3000 发电机由冲压空气涡轮驱动。

在飞行过程中，如果 VG-7500JA 发电机或发动机出现故障，GSR-3000 冲压空气涡轮（RAT）备用发电机就会自动从机身释放。为了让备用发电机正常发电以供机载电气设备发电，飞机空速至少需要在 280 千米/时以上。在前后驾驶舱的右侧面板上安装有 RAT 应急释放阀门，在紧急情况下可以手动释放冲压空气涡轮。如果在发动机停车，不放出起落架时迫降，需要在接地前关闭 RAT 应急释放阀，收回冲压空气涡轮。



图 83: GSR-3000 冲压空气涡轮

12-SAM-28 电池用于在主要和备用发电机失效后作为能量源为重要机载设备提供电力。

## 交流供电系统

交流供电系统（AC）包含以下组成：

- 两个 SPO-1000 逆变器（1 和 2） - 115 伏
- SPT-40 逆变器 - 36 伏
- PT-500C 逆变器 r - 36 伏

SPO-1000 为以下设备提供电源：

- RSBN-5S
- RV-5
- RKL-41 ADF
- MRP-56P
- R-832M 无线电
- 空调系统
- IV-300 发动机震动指示器
- RIO-3 放射性同位素结冰传感器

SPT-40 提供：

- 备用人工地平仪指针
- 电容式燃油表
- 燃油和机油压力表
- 俯仰配平指示器

PT-500C 提供：

- AGD-1 姿态指引指示器 (ADI)
- GMK-1AE 定向陀螺仪
- RSBN-5S

## 电力分配

为分配电能，L-39C 的前驾驶舱内设置有两个配电面板：主断路器 (CB) 面板和辅助断路器面板。

后驾驶舱内也有一个配电面板，这个面板上的断路器开关拥有优先权，能覆盖前驾驶舱相关断路器开关的操作。

## 前驾驶舱主断路器开关面板



图 84：前驾驶舱主断路器开关面板

1. 电池开关 - 将电池或外部电源连接至电力网络
2. 主发电机开关 - 将主发电机连接至电力网络
3. 应急发电机开关 - 将备用发电机连接至电力网络
4. 发动机开关 - 使发动机能够启动、运行、监测发动机运转, 启用 3 个 36 伏逆变器
5. AGD-GMK 开关 - 启用 PT-500C 逆变器并为 GMK-1AE 和 AGD-1 提供直流电压
6. 逆变器 1 开关 - 启用 SPO-1000 交流 115 伏逆变器
7. 逆变器 2 开关 - 启用第二台 SPO-1000 交流 115 伏逆变器
8. 内部通话和无线电 (RDO) 开关 - 启用 SPU-9 对讲机和 R-832M 无线电
9. 信标接收机和无线电高度表 (MRP-RV) 开关 - 启用 MRP-56P 信标接收机和 RV-5 雷达高度表
10. RSBN (ISKRA) 开关 - 启用 RSBN-5S / ISKRA-K 短距无线电导航系统
11. IFF (SRO) 应急连接开关 - 在主要和备用发动机失效的情况下, 激活致我识别发射机应答器
12. RSBN (ISKRA) 应急连接开关 - 让 RSBN-5S / ISKRA-K 短距无线电导航系统能在主发电机失效时使用备用发电机或电池供电
13. 翼尖油箱开关 - 启用翼尖油箱燃油消耗指示系统
14. RIO-3 除冰信号开关 - 启用 RIO-3 感应器
15. 远程控制着陆系统 (SDU) 开关 - 启用 SDU 远程控制着陆系统

注意:

主断路器面板上的开关属于“自动断路器”(ACBs) - 俄文为"Автомат Защиты Сети"(АЗС)。它们集开关和断路器功能为一体。

## 前驾驶舱辅助断路器开关面板

在辅助断路器开关面板上安装有 24 个断路器用来开启各种电气设备。一般情况下, 辅助断路器开关面板上的所有断路器都由地勤人员在飞行前开启, 飞行员起飞前必须确认所有断路器均已启用。

在 DCS: L-39C 模组里, 辅助断路器开关面板上的所有断路器默认为开启状态。



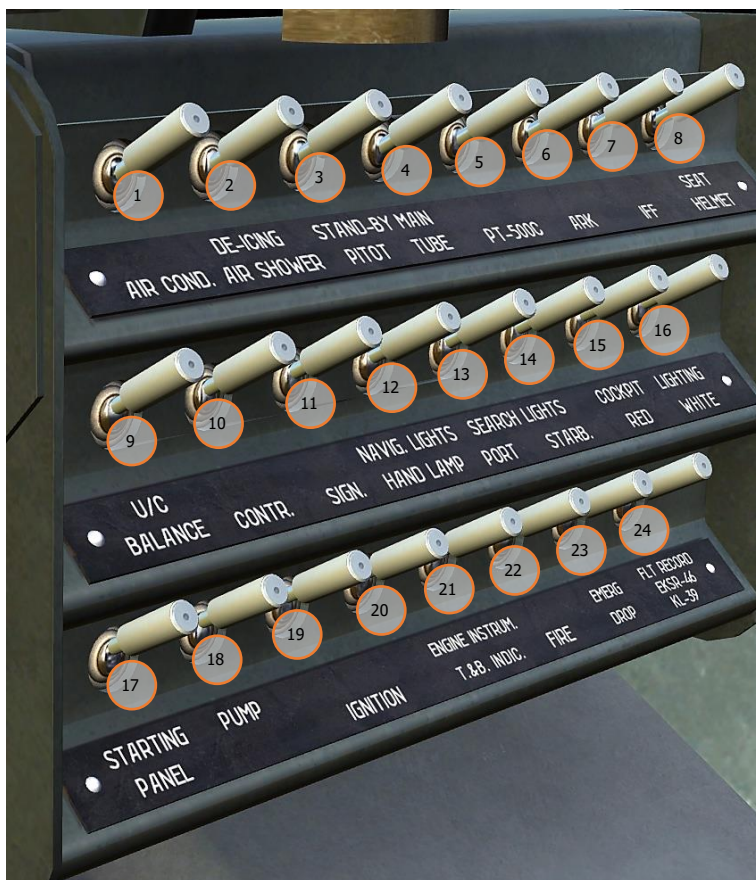


图 85：前驾驶舱辅助断路器开关面板

辅助断路器开关面板包含以下断路器：

1. AIR COND – 提供空调系统
2. DEICING AIR SHOWER – 启用防冰系统。此电门还为飞行服通风以及空调通风阀服务，但这个功能没有在此模组中模拟。
3. STAND-BY PITOT TUBE – 启用备份空速管（左翼）
4. MAIN PITOT TUBE – 启用主空速管（右翼）
5. PT-500C – 启用 PT-500C 逆变器
6. ARK – 启用 RKL-41 ADF
7. IFF – 启用 SRO-2M 应答器

8. SEAT HELMET – 启用前驾驶舱座椅机械调节结构（座椅高度调整）和飞行员头盔遮光板加热机构。在此模组中没有模拟
9. U/C BALANCE – 启用副翼、配平器、起落架和襟翼的控制系统与指示系统
10. CONTR. – 启用襟翼和减速板控制系统、启用制动系统控制、启用临界马赫表和速度阻断继电器 - 此继电器在空速超过 310 千米/时时触发，同时亮起“STAND ALERT”（就绪）指示灯，显示武器控制系统就绪状态。
11. SIGN. – 启用前驾驶舱指示灯面板上的指示灯
12. NAVIG. LIGHTS HAND LAMP – 启用应急照明灯和外部照明系统
13. SEARCH LIGHTS PORT – 启用左滑行/着陆灯控制系统
14. SEARCH LIGHTS STARB. – 启用右滑行/着陆灯控制系统
15. COCKPIT LIGHTING RED – 启用驾驶舱红色照明灯
16. COCKPIT LIGHTING WHITE – 启用驾驶舱白色照明灯
17. STARTING PANEL – 启用发动机启动面板
18. PUMP – 启用发动机燃油泵
19. IGNITION（点火）– 向辅助面板上的断路器提供电压，负责发动机的启动、运行和监控。
20. IGNITION（点火）– 向辅助面板上的断路器提供电压，负责发动机的启动、运行和监控。
21. ENGINE INSTRUM. T.&B. INDIC. – 启用 SPT-40 逆变器
22. FIRE – 启用机载灭火系统
23. EMERG DROP – 启用 EMERG. JETTIS 开关
24. FLT RECOR EKSР-46 KL-39 – 启用 EKSР-46 信号弹发射器，弹射系统和 SARPP-12GM 飞行记录仪

## 后驾驶舱断路器开关面板

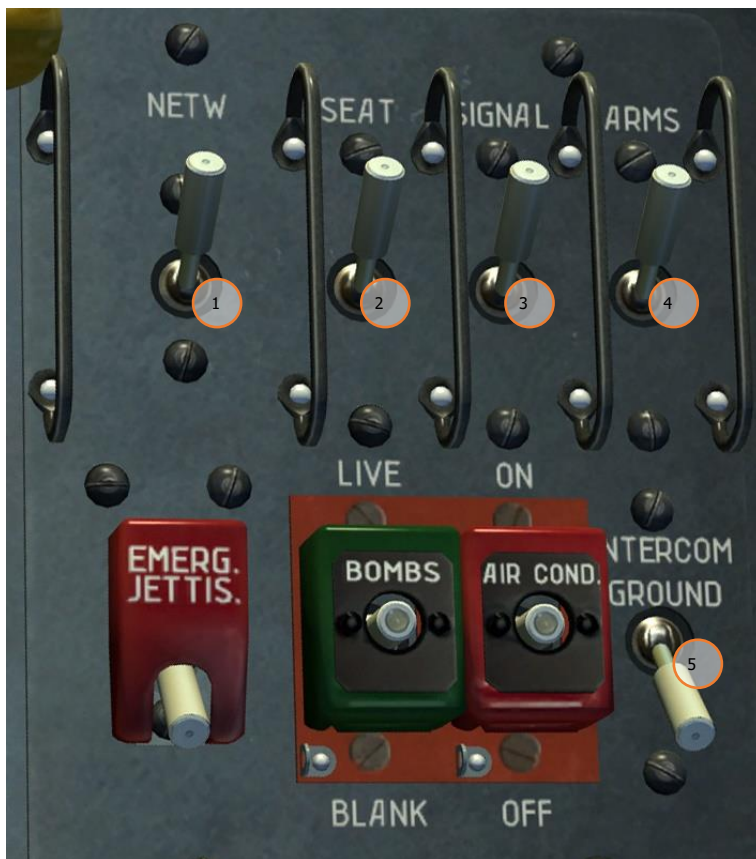


图 86: 后驾驶舱断路器开关面板

1. NETW 开关 - 允许各类电源连接至机载电路网络中。注意：必须一直保持开启！
2. SEAT 断路器 - 启用后驾驶舱座椅机械调节结构（座椅高度调整）
3. SIGNAL 断路器 - 启用后驾驶舱指示灯面板上的指示灯
4. ARMS 断路器 - 启用前驾驶舱武器断路器控制。此断路器具备高权限，可以覆盖前驾驶舱相应断路器控制。
5. INTERCOM GROUND 断路器 - 用于与地勤人员通话

## 交流、直流电源与电网的连接与监控

### 将地面电源接入机载电网

地面电源接入状态主要利用安装在前驾驶舱左面板上的，显示一个地面设备标志的照明指示灯和一个电压电流两用表（27 - 29 伏电压）来提醒飞行员。在后驾驶舱内没有安装电压电流两用表。



图 87：外部电源指示灯

### 12-SAM-28 电池接入机载电网

要将电池接入机载电网，需要接通主断路器开关面板上的电池（BATTERY）开关。由电压表和位于应急面板上的 GENERATOR MAIN 以及 GENERATOR EMERG 指示灯控制。电压表上的电压读数应为 24 伏。

### 主发电机接入机载电网

要将主发电机接入机载电网，需要接通主断路器开关面板上的主发电机（GENERATOR MAIN）开关。主发电机将在发动机启动完毕且外部电源断开的情况下接入机载电源。接入后，GENERATOR MAIN 和 GENERATOR EMERG 指示灯将熄灭。电压表上的电压读数应为 28-29 伏。

### 启用 SPO-1000 逆变器：

要启用 SPO-1000 逆变器 I 和 II，需要将位于前驾驶舱主断路器开关面板上的 115V INVERTOR I 和 115V INVERTOR II 开关开启。

通过观察耗电设备的正常运行，可以确定此二逆变器运行正常。

当其中一个逆变器失效，所有电力消耗自动切换至另一个可正常工作的逆变器身上。同时位于前后两个驾驶舱告警灯面板上的 INV. 115V FAIL 指示灯将闪烁。

### 启用 SPT-40 逆变器：

该逆变器用来启用前驾驶舱主断路器开关面板上的发动机（ENGINE）断路器开关。

通过观察耗电设备的正常运行，可以确定此逆变器运行正常。

当此逆变器失效时，前后驾驶舱内的注意与提示灯面板上 INV. 3x36V FAIL 红色告警灯将亮起并持续闪烁。

### 启用 PT-500C 逆变器：

该逆变器用来启用前驾驶舱主断路器开关面板上的 AGD-GMK 断路器开关。

通过观察耗电设备的正常运行，可以确定此逆变器运行正常。

## 照明系统

L-39C 的照明系统包含以下子系统：

- 外部照明
- 机内照明
- 驾驶舱指示灯，包含告警灯、注意灯和提示灯

## 外部照明

外部照明子系统用于在空中与地面对飞机进行标记，由以下灯光组成：

三盏航行灯：一盏红灯一盏绿灯，分别安装在左右翼尖油箱上，一盏白灯安装在垂尾顶部。因为这些灯可以指示出飞机的相对位置，所以也被称为“位置灯”。

1. 两组着陆/滑行灯：每个翼尖油箱的前端安装有一组着陆/滑行灯。着陆灯与滑行灯的区别主要在于其发出的光束宽度。滑行灯光束很宽，能在黑暗的环境里更好的照亮跑道/滑行道以便于飞机滑行，投射范围主要在机鼻附近。着陆灯光束较窄但是投射距离更远，因为此灯主要用来在起飞和着陆时从更远距离照亮前方的地形和跑道。着陆灯的灯光能覆盖更大的范围。
2. 三盏白色起落架收放指示灯安装在每个起落架支柱上：一盏前起落架灯和两盏（左右）主起落架灯。这些灯用来指示起落架放下并处于锁定位置，一旦起落架放下并锁好，起落架放下指示灯亮起。

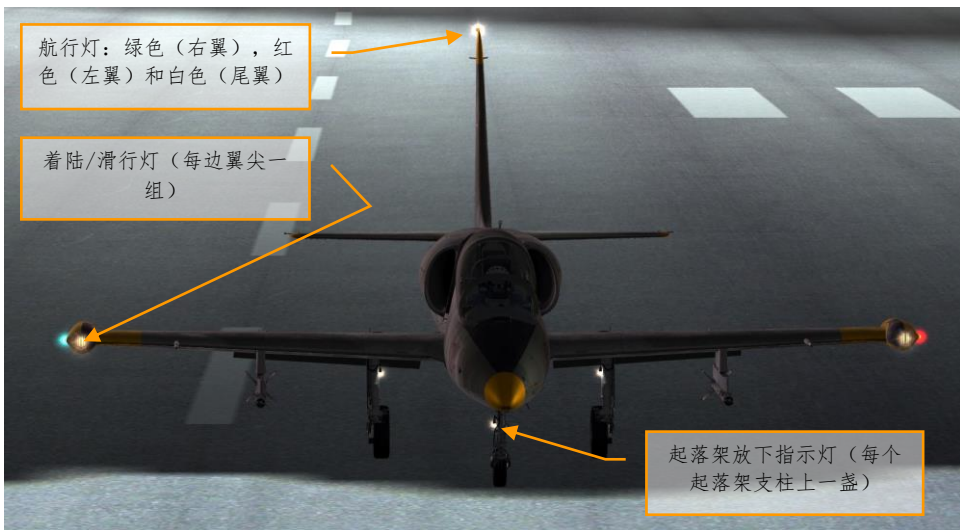


图 88：外部照明



## 外部照明控制

外部照明控制位于前驾驶舱右侧面板上的辅助开关面板：

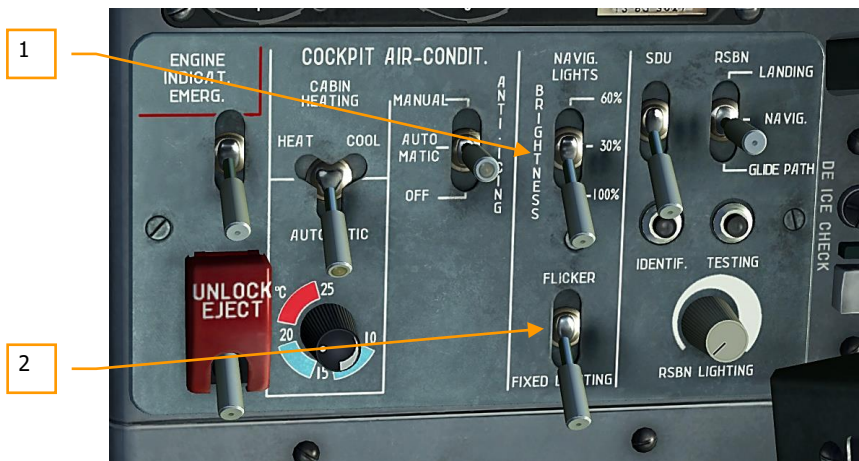


图 89： 航行灯控制

航行灯由上图中面板上的两个三位开关控制，标签为“ NAVIG. LIGHTS”。介绍如下：

1. 航行灯强度控制开关（标签为 BRIGHTNESS），有三档亮度，从上至下分别为：

- a. 60% (BRT)： 中等亮度
- b. 30% (DIM)： 最小亮度
- c. 100% (MAX)： 最大亮度

只有当航行灯模式控制开关（见下文）不处于关闭（中间）位置时，此开关设置才有效

2. 航行灯模式控制开关有三种不同的设置（从上到下）：

- a. FLICKER： 航行灯闪烁
- b. OFF： 航行灯关闭
- c. FIXED LIGHTING： 航行灯常亮



图 90：滑行和着陆灯控制开关

滑行与着陆灯控制三位开关（标签为 **SEARCH L.**）用于切换和关闭滑行/着陆灯光。这个开关位于前后驾驶舱左边面板上方，拥有以下三个位置（从左至右）：

- **TAX.**（滑行）：当起落架收回时滑行灯自动熄灭
- **OFF**（关闭）：滑行或着陆灯关闭
- **LAND.**（着陆）：不论起落架是否放出，着陆灯常亮。

在夜间飞行时，飞行员可以用着陆灯确认起落架收放情况。只要将滑行和着陆灯控制开关打开至 **TAX.**位，此时如果灯亮，那么起落架处于放出位置。如果此时灯没亮，表明起落架仍处在收回状态。

注意：飞机停在地面或处于滑行状态时使用着陆灯请勿超过 **3** 秒，否则可能过热烧毁（未模拟）。

只要航行灯模式控制开关不处于中间（**OFF**）位置，当起落架放出时，起落架收放指示灯将自动亮起。

## 机内照明

### 驾驶舱照明系统红/白泛光灯

飞机的机内照明系统旨在使用红色（主要）和白色（辅助/备份）泛光灯为仪表和面板照明。在前后驾驶舱内，照明系统都分为主要与辅助两条独立的电路。主电路采用红色灯光照明，辅助电路采用白色灯光照明。

当主电路（红色照明）失效时，断路器弹出，同时辅助电路（白色照明）自动开启。也可以手动开启辅助电路。

驾驶舱装备有以下照明组件：

- 前驾驶舱
  - 独立仪表照明
  - 六个控制台灯泡
  - 一盏中央底座灯
  - 备用罗盘照明
  - 俯仰配平指示器照明
  - 定向陀螺仪控制箱照明
- 后驾驶舱
  - 独立仪表照明
  - 四个控制台灯泡
  - 一盏中央底座灯

在前后驾驶舱内，仪表板上的每个仪表都装有红色或白色的间接照明灯。仪表灯由位于左侧面板上的驾驶舱灯光段控制。

不论仪表照明开关处于什么位置，KI-13 型磁罗盘上的白光照明会一直保持亮起。

**当红色和白色照明均失效时，必须开启前驾驶舱独有的应急舱内照明！**



图 91：前后驾驶舱舱内照明控制系统

在前后驾驶舱内，左侧面板上驾驶舱灯光（COCKPIT LIGHTS）段安装有以下两个控制件（自上而下）：

1. 仪表照明旋钮 - 仪表照明亮度变阻器。顺时针旋转（CW）亮度增加，逆时针旋转（CCW）亮度减小。
2. 仪表照明开关。此开关有以下三个位置：
  - a. 向上： 主要（Main）。主红色照明开启
  - b. 居中： 关闭（OFF）。红色和白色照明关闭
  - c. 向下： 辅助（Auxiliary）。次要白色照明开启



图 92： 前驾驶舱白色与红色泛光灯照明

## 应急舱内照明

白色仪表应急照明灯装在光学瞄准具的左侧，为前驾驶舱提供应急状态时的仪表照明。后驾驶舱没有应急照明。

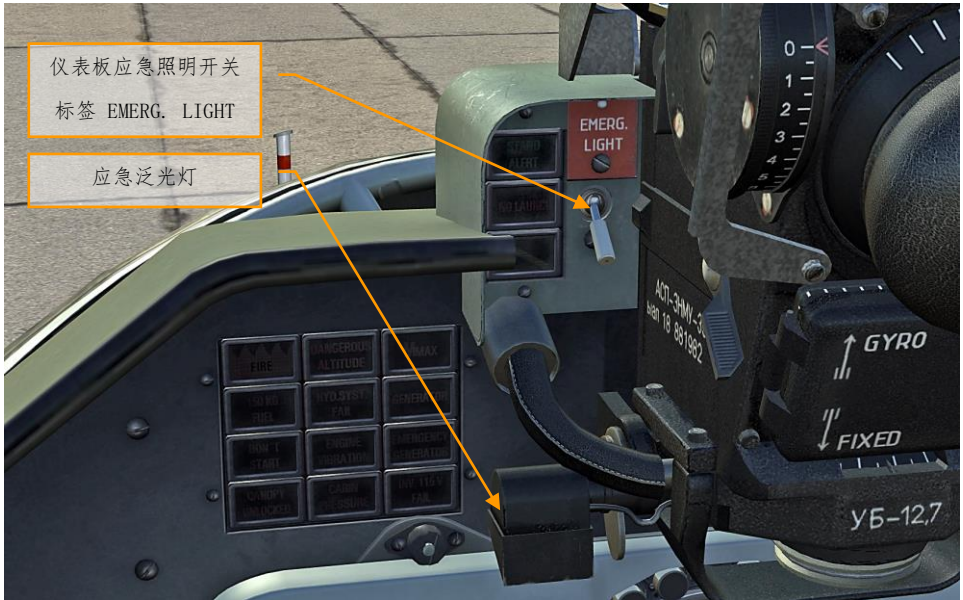


图 93： 仪表板应急照明



图 94： 应急仪表板照明开启时的驾驶舱

## 驾驶舱指示器（灯）

这个子系统的设计目的是通知飞行员飞机的操作系统以及发动机的正常和异常（危险或紧急情况）情况。

此系统包含：

- 提示和告警灯面板
- 起落架位置指示系统（在通用液压系统章节中介绍）
- 襟翼指示器（在通用液压系统章节中介绍）
- 配平回中位置指示面板（在飞行控制系统章节中介绍）
- 地面电源接入指示灯
- 武器状态面板（在作战部署章节中介绍）

提示和注意灯面板安装在前后驾驶舱仪表板的左右两侧。

### 告警灯和注意与提示灯面板

每个驾驶舱内遮光板下都安装有独立的告警、注意和提示灯系统。这些提示灯外观为长方形，颜色为白色、红色、绿色和黄色，并带有标签或符号。其中告警灯为红色，注意灯为黄色，提示灯为绿色或白色。一旦告警灯亮起，将持续闪烁。

前后驾驶舱内安装的告警灯面板是相同的，装有 12 个指示灯。

前后驾驶舱内安装的注意与提示灯面板稍有不同：前驾驶舱注意与提示灯面板安装有 16 个指示灯，其中 15 个使用，一个备份。后驾驶舱注意与提示灯面板安装有 12 个指示灯，其中 11 个使用，一个备份。后驾驶舱的注意与提示灯面板存在以下差异：

- 用 INV. 3x36V FAIL 指示灯代替了 AIRCONDIT. EMERG. 指示灯
- 用 AZIMUTH CORRECT 指示灯代替了 CONFORM AZIMUTH 指示灯
- 用 DISTANCE CORRECT 指示灯代替了 TURBINE STARTING 指示灯
- 下列指示灯被移除：
  - ENG. MIN. OIL PRESS
  - J.P.T. 730°C
  - J.P.T. 700°C

闪烁红光的主注意灯没有标签，安装在前后驾驶舱的仪表盘上。在前驾驶舱里，它位于 ASP-3NMU 光学瞄准具的右侧。主注意灯在以下提示灯亮起时闪烁：

- FIRE
- 150 KG FUEL
- DON'T START



- CANOPY UNLOCKED
- HYD. SYST. FAIL
- ENGINE VIBRATION
- GENERATOR
- FUEL FILTER

这些指示灯的具体作用在本手册相应章节中说明。



图 95：前驾驶舱内的告警灯和注意与提示灯面板



图 96：后驾驶舱内的告警灯和注意与提示灯面板

1. 告警灯面板
2. 注意与提示灯面板

### 3. 主注意灯

告警、注意与提示灯灯光强度控制面板，安装在前后驾驶舱的右侧控制台上，由以下两个部件组成

1. 告警灯灯光强度旋钮。这种照明亮度变阻器允许以五种亮度调整以下指示灯：
  - a. 主注意灯
  - b. 所有的告警、注意与提示灯
  - c. 起落架位置指示器面板灯
  - d. 襟翼位置指示器面板灯
  - e. 配平指示器
  - f. 武器指示灯

飞行记录仪指示灯（FDR ON）亮度，可以靠直接旋转灯体来调整。

2. 告警灯检查按钮。当这个标签为“CHECK”的测试按钮按下时，所有的告警、注意与提示灯都会亮起（除了飞行记录仪指示灯），直到松开此测试按钮。

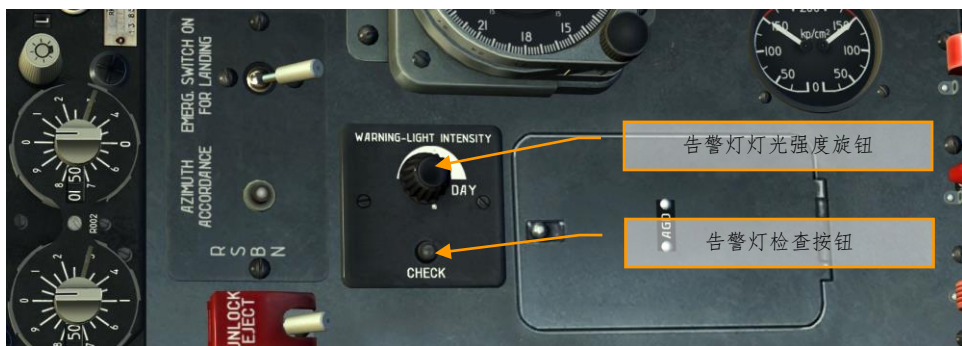


图 97：前驾驶舱告警灯控制

# L-39C 驾驶舱





# L-39C 驾驶舱

## 前驾驶舱



图 98: 前驾驶舱

# 中央面板

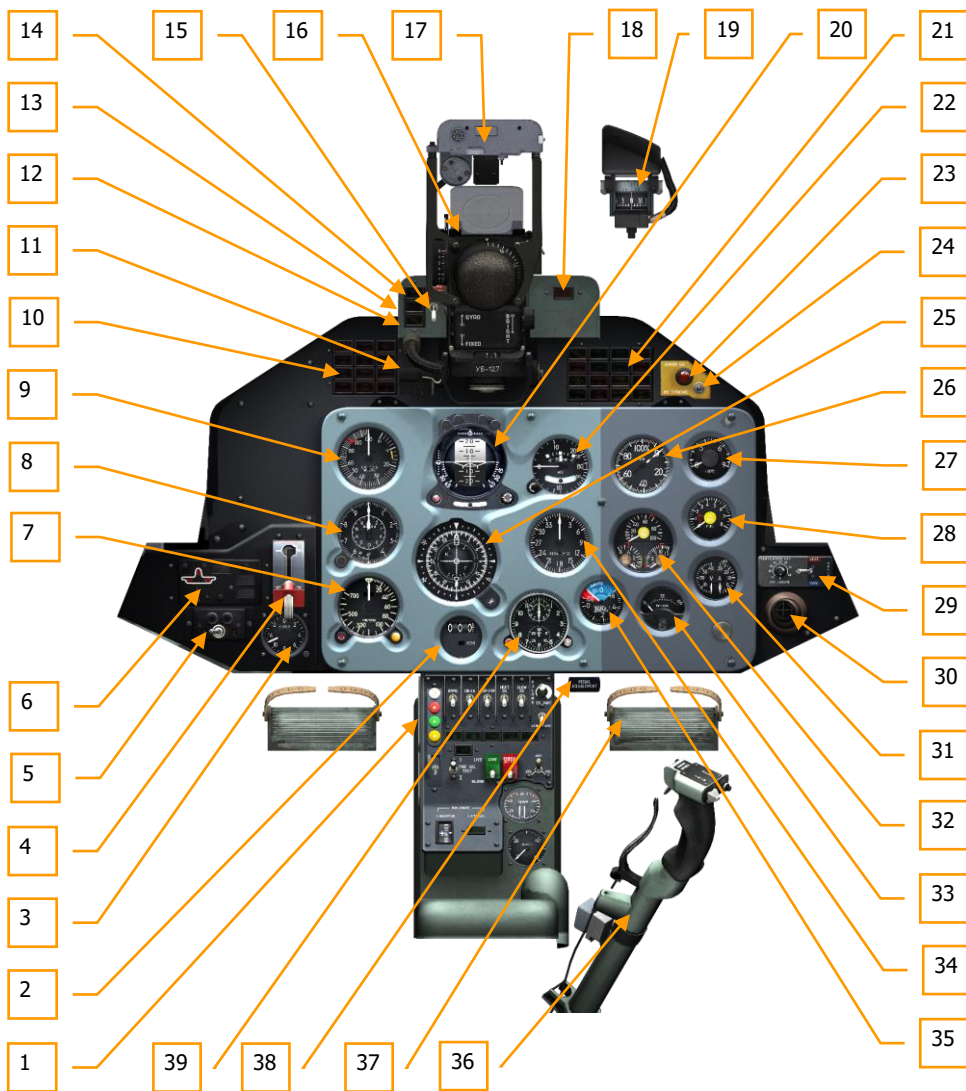


图 99：前驾驶舱中央面板

1. EKS-46 信号弹分配器控制面板
2. PPD-2 RSBN 距离显示器
3. 加速度表
4. 起落架控制杆
5. RKL-41 ADF 远-近台信标 (far-near NDB) 开关
6. 起落架位置指示面板
7. RV-5M 雷达高度表
8. VD-20 气压高度表
9. KUSM-1200 空速与马赫表
10. 告警灯面板
11. 应急泛光灯
12. 备份指示器 (未模拟)
13. "NO LAUNCH" 指示灯
14. "STAND ALERT" 指示灯
15. 仪表板应急照明开关
16. ASP-3NMU 光学瞄准具
17. FKP-2-2 照相枪
18. 主注意灯面板
19. KI-13 备用磁罗盘
20. KPP-1273K (AGD-1) 姿态指引指示器 (ADI)
21. 注意与提示灯面板
22. 垂直速度/侧滑表
23. ERROR GA 陀螺仪故障告警灯
24. MC. SYNCHR 磁航向调整按钮
25. 无线电磁航向指示器 (RMI)
26. ITE-2 发动机转速表
27. TST-2 排气温度 (EGT) 表
28. 燃油量表
29. 带控制开关和温度变阻器的扩压器及飞行服温度控制面板
30. 个人空气喷淋管 (未模拟)
31. 伏安表
32. 三指针式机油、燃油压力和机油温度表
33. IV-200 发动机震动指示器
34. RKL-41 自动测向仪 (ADF)
35. UVPD 驾驶舱压力和高度差表
36. 飞机操纵杆
37. 脚蹬
38. 脚蹬调整器 (根据飞行员身高调整, 未模拟)
39. AChS-1M 驾驶舱时钟



# 左侧面板

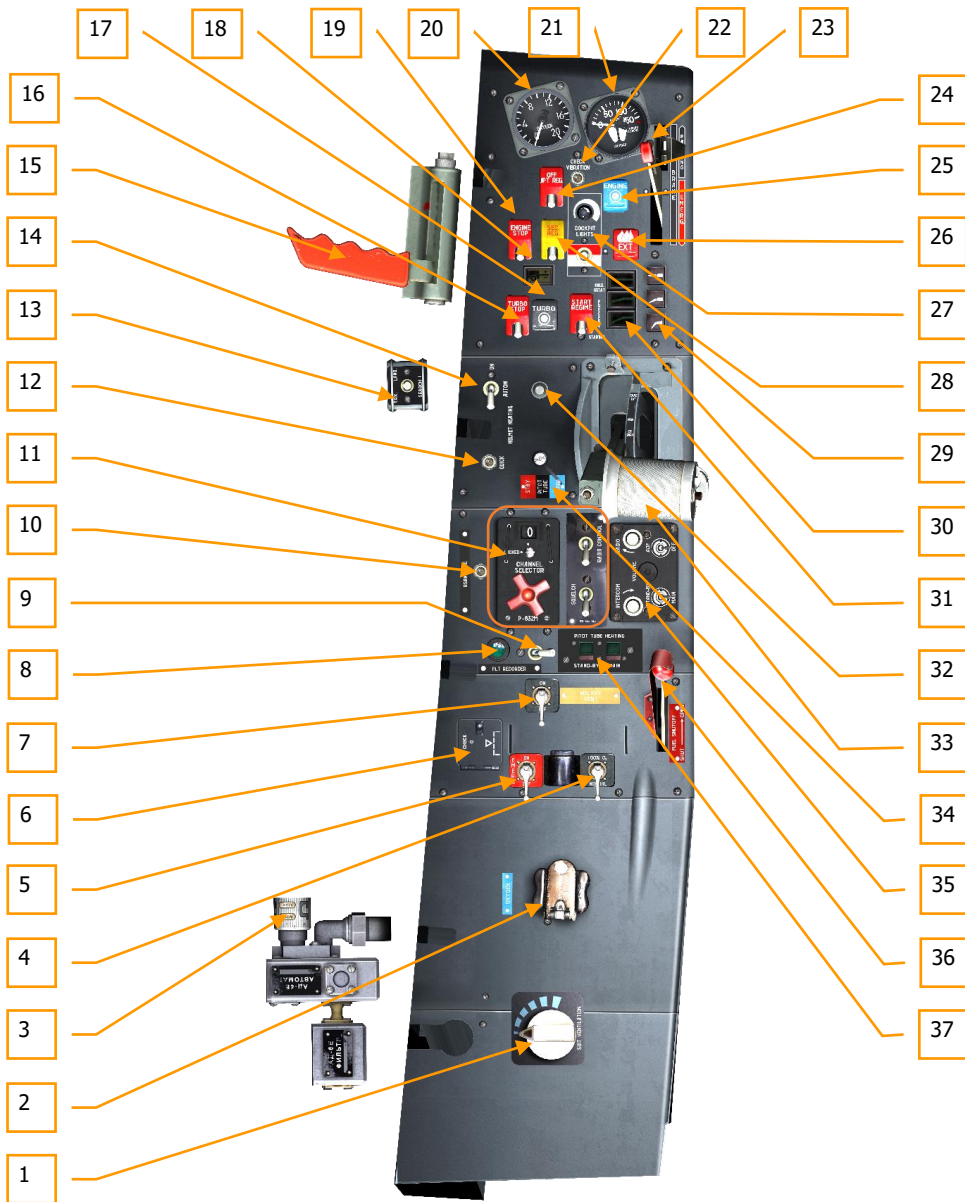


图 100: 前驾驶舱左侧面板

1. 飞行服通风控制器 (未模拟)
2. 供氧阀
3. AD-6E 压力调节器 - 用来调节飞行员抗荷服气囊 (未模拟)
4. 氧气冲淡开关 - 用于在正常氧气供应 (rpk-52 氧气调节器的混合物) 和 100% 氧气间切换
5. 应急氧气开关
6. 氧气调节测试通道
7. 头盔通风开关 (未模拟)
8. 飞行数据记录仪 (FDR) 灯
9. 飞行数据记录仪 (FDR) 开关
10. RSBN 信标音频按钮
11. R-832M 无线电控制面板
12. 飞行头盔面罩快速加热按钮 (未模拟)
13. 滑行/着陆灯控制开关
14. 飞行头盔面罩快速加热开关 (未模拟)
15. 座舱盖锁定手柄
16. 涡轮停止开关
17. 涡轮 (TURBO) 按钮
18. 外部电源指示灯
19. 发动机停止 (ENGINE STOP) 按钮
20. 飞行头盔氧气压力表 (未模拟)
21. IK-52 氧气压力表和流量指示器
22. IV-300 发动机震动表测试按钮
23. 应急制动/驻车手柄
24. RT-12 排气温度调节器手动禁用开关
25. 发动机 (ENGINE) 按钮
26. 灭火器按钮
27. 装有红白泛光灯切换开关和亮度调节旋钮的驾驶舱泛光灯控制面板
28. SEC. REG. 应急供油开关
29. 襟翼控制按钮
30. 襟翼位置指示器
31. 发动机启动模式选择开关
32. 飞行头盔面罩加热控制器 (未模拟)
33. 油门手柄
34. 空速管选择杆 - 用于切换主/备用空速管
35. SPU-9 对讲机 (ICS) 控制面板
36. 燃油关断阀手柄
37. 空速管加热按钮

# 右侧面板

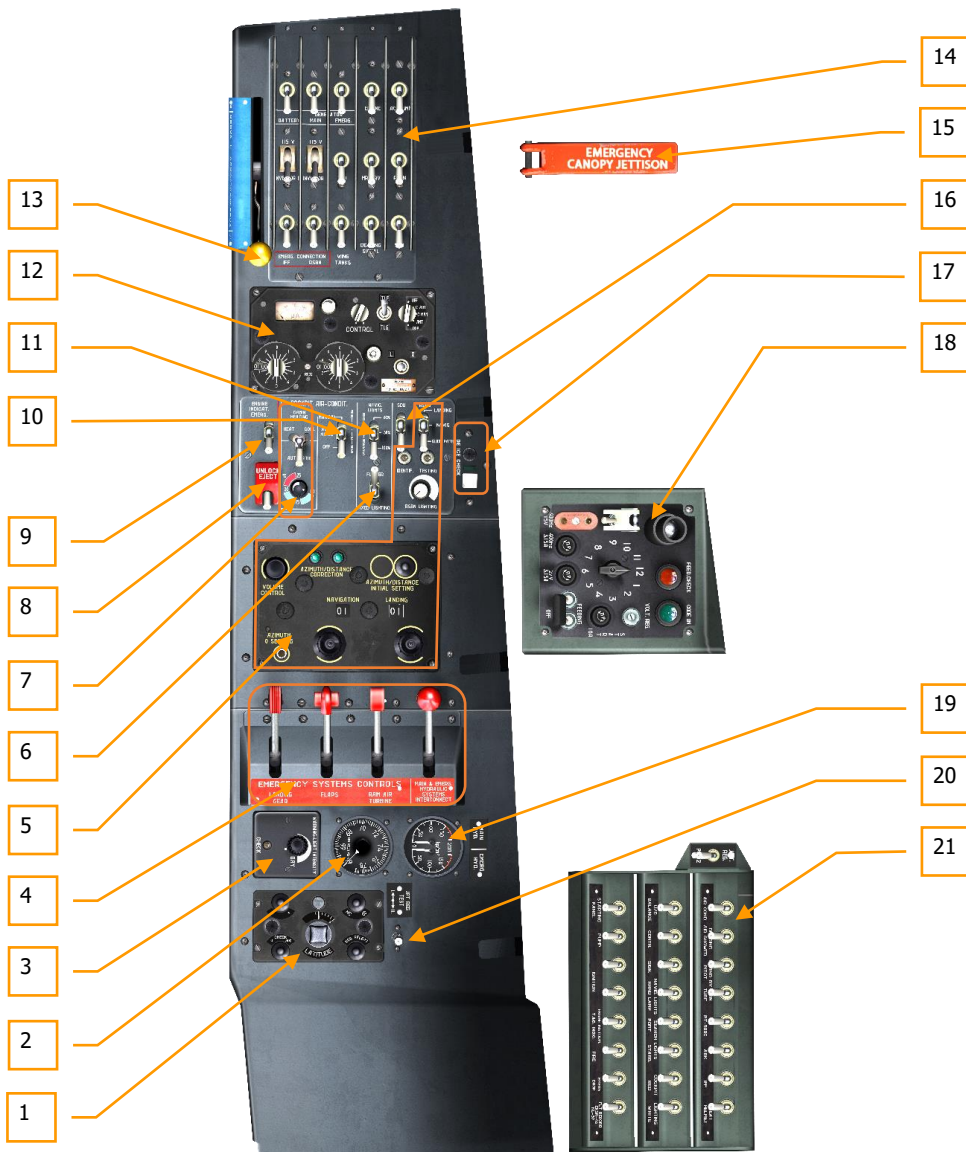


图 101: 前驾驶舱右侧面板

1. 装有 GMK-1AE 定向陀螺仪的 PU-26E 控制面板
2. ZDV-30 旋钮
3. 告警灯亮度调整旋钮和测试开关
4. 应急释放和联通控制阀 (应急液压系统阀门)
5. RSBN-5S 控制面板
6. 航行灯模式控制开关
7. 装有舱内空调控制开关和舱内温度控制器的驾驶舱温度控制面板
8. 弹射解锁开关 (未模拟)
9. 应急发动机仪表电源开关
10. 除冰模式开关
11. 航行灯强度 (亮度) 控制开关
12. RKL-41 自动测向仪 (ADF) 控制面板
13. 驾驶舱增压和环境控制 (ECS) 手柄
14. 主断路器面板
15. 座舱盖应急抛离手柄
16. 远程控制着陆系统 (SDU) 开关
17. RIO-3 除冰传感器加热电路检查按钮 (地面检查) 和告警灯
18. SRO 敌我识别应答器控制面板 (未模拟)
19. 双指针主、应急液压系统压力表
20. RT-12 排气温度调节器 (排气温度限制器) 测试开关
21. 辅助断路器面板

# 后驾驶舱



图 102: 后驾驶舱

## 中央面板

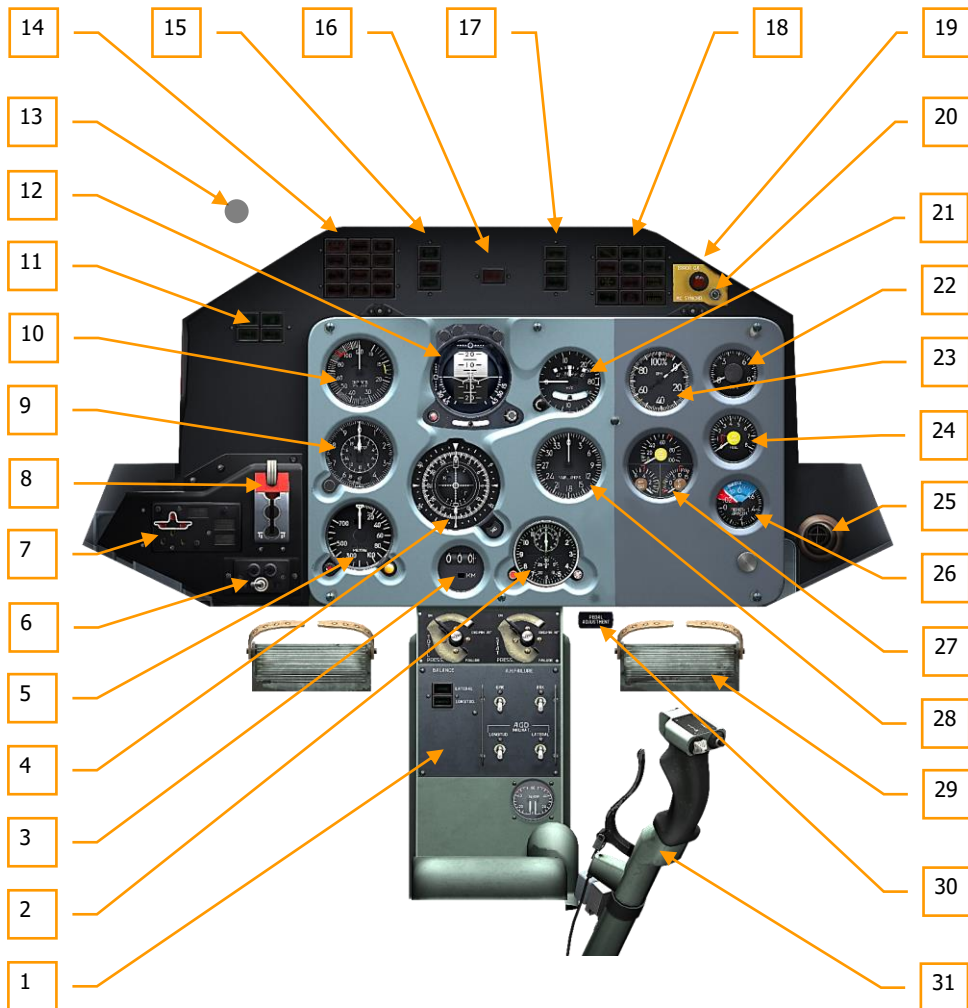


图 103: 后驾驶舱前面板

1. 俯仰和滚转配平指示面板（左侧），故障模拟面板（右侧）
2. AChS-1M 驾驶舱时钟
3. PPD-2 RSBN 距离指示器
4. 无线电电磁航向指示器（RMI）

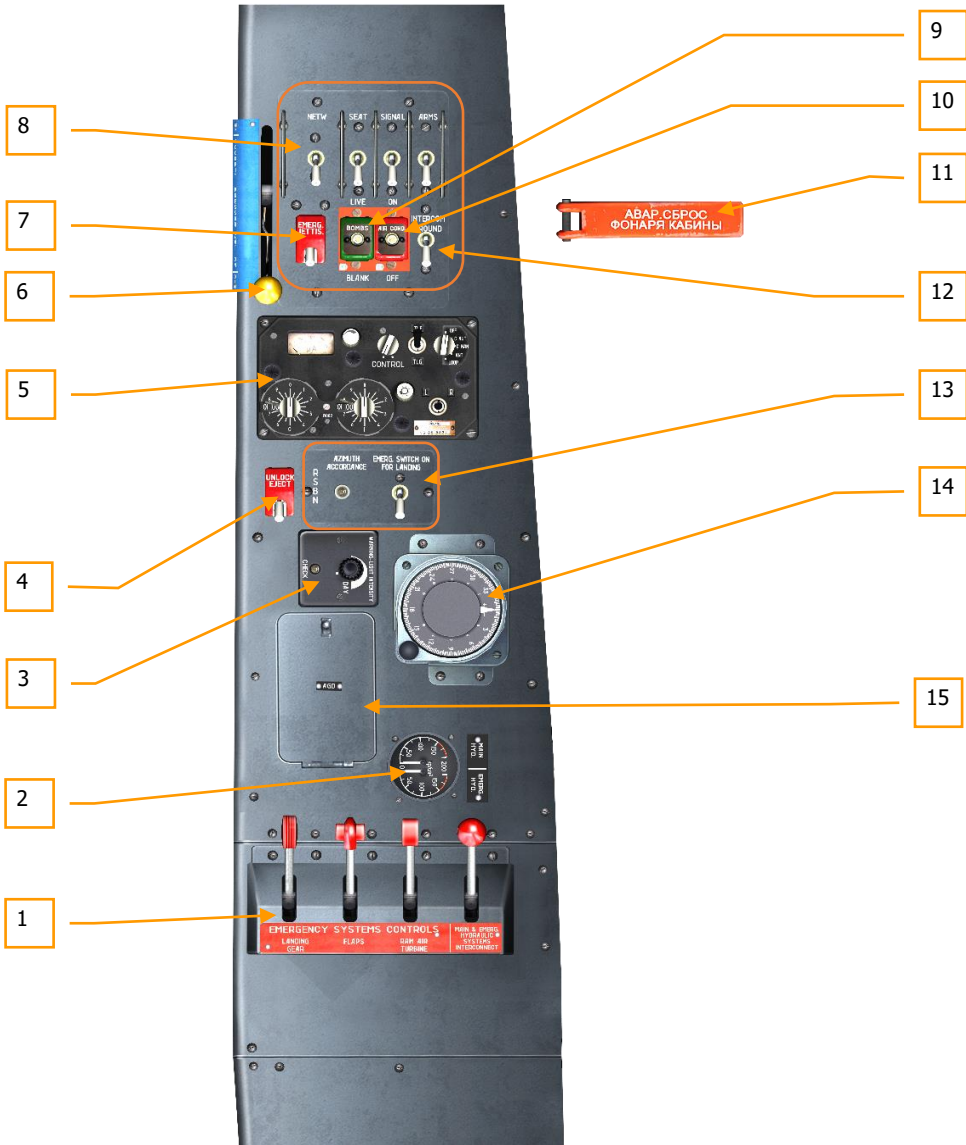


5. RV-5M 雷达高度表
6. RKL-41 ADF 远-近台信标 (far-near NDB) 开关
7. 起落架位置指示面板
8. 起落架控制杆
9. VD-20 气压高度表
10. KUSM-1200 空速与马赫表
11. 挂载指示面板
12. KPP-1273K (AGD-1) 姿态指引指示器 (ADI)
13. IFR 罩控制手柄
14. 告警灯面板
15. 左武器指示面板
16. 主注意灯面板
17. 右武器指示面板
18. 注意与提示灯面板
19. ERROR GA 陀螺仪故障告警灯
20. MC. SYNCHR 磁航向调整按钮
21. 垂直速度/侧滑表
22. TST-2 排气温度 (EGT) 表
23. ITE-2 发动机转速表
24. 燃油量表
25. 个人空气喷淋管 (未模拟)
26. UVPD 驾驶舱压力和高度差表
27. 三指针式机油、燃油压力和机油温度表
28. RKL-41 自动测向仪 (ADF)
29. 脚踏
30. 脚踏调整器 (根据飞行员身高调整, 未模拟)
31. 飞机操纵杆



1. 飞行服通风控制器（未模拟）
2. AD-6E 压力调节器 - 用来调节飞行员抗荷服气囊（未模拟）
3. 供氧阀
4. 氧气冲淡开关 - 用于在正常氧气供应（rpk-52 氧气调节器的混合物）和 100%氧气间切换
5. 应急氧气开关
6. R-832M 无线电控制面板
7. RSBN 信标音频按钮
8. 排气温度指示器切换开关 - 用于切换前后驾驶舱的排气温度指示器显示
9. 滑行/着陆灯控制开关
10. 发动机停止（ENGINE STOP）按钮
11. 装有红白泛光灯切换开关和亮度调节旋钮的驾驶舱泛光灯控制面板
12. 座舱盖锁定手柄
13. 涡轮（TURBO）按钮
14. 发动机（ENGINE）按钮
15. IK-52 氧气压力表和流量指示器
16. 应急刹车手柄
17. 襟翼控制按钮
18. 襟翼位置指示器
19. 灭火器按钮
20. SEC. REG. 应急供油开关
21. 油门手柄
22. SPU-9 对讲机（ICS）控制面板
23. 燃油关断阀手柄
24. 氧气瓶连接阀

# 右侧面板



**图 105: 后驾驶舱右侧面板**

1. 应急释放和联通控制阀（应急液压系统阀门）
2. 双指针主、应急液压系统压力表
3. 告警灯亮度调整旋钮和测试开关
4. 弹射解锁开关（未模拟）
5. RKL-41 自动测向仪（ADF）控制面板
6. 驾驶舱增压和环境控制（ECS）手柄
7. 应急挂载抛离开关
8. 杂项断路器面板
9. 炸弹应急抛离激活/保险开关
10. 空调应急关断开关
11. 座舱盖应急抛离手柄
12. 地面通话对讲机开关
13. RSBN-5S 控制面板
14. KM-8 磁航向修正装置
15. 陀螺仪单元地面检修面板

# 仪器（表）

## 飞行与导航仪器

飞行与导航仪器为飞行员提供飞机的高度、空速、角位置、角速度、侧滑、重力值和飞行时间等相关信息。

高度和空速的测量是由与飞机气压系统相连的大气测量装置来执行的。

飞机在飞行时，由陀螺仪负责测量角速度和角位置。

重力由驾驶舱内的加速度表和时钟来测量。

在飞机上安装了一个用于测量总压和静压，以及将测量的压力值传递给飞机相关单元的动压 - 静压系统。该系统由主、备用空速（动压 - 静压）管组成。在右翼前端安装的是主空速管，在左翼前端的是备用空速管。空速管控制区域位于前驾驶舱内的左侧面板上。



## 动压-静压系统

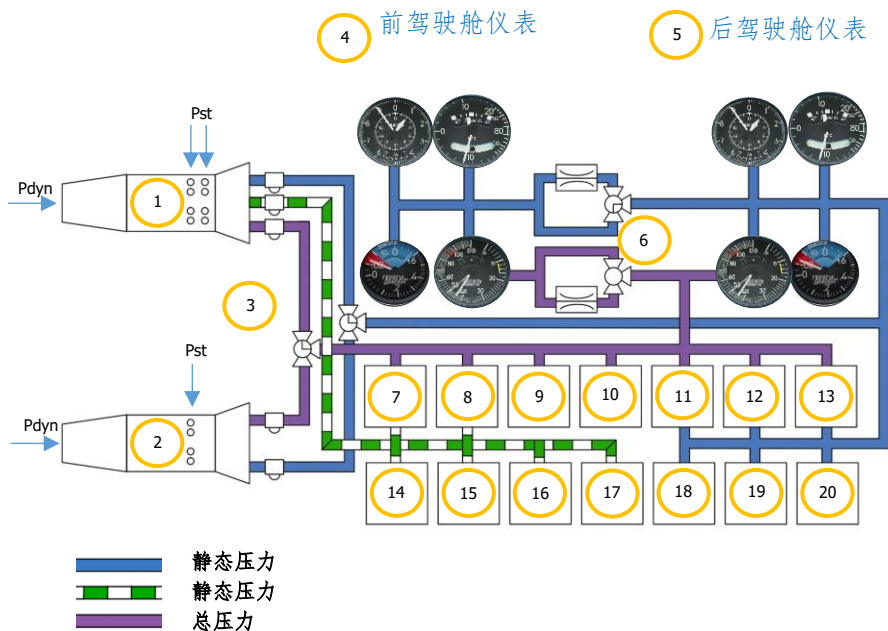


图 106: 动压-静压系统

1. 主空速 (动压 - 静压) 管
2. 备用空速 (动压 - 静压) 管
3. 主/备用空速管切换阀
4. 前驾驶舱仪表
5. 后驾驶舱仪表
6. 空速管故障模拟器阀门
7. ISKRA-K 单元空速传感器
8. ISKRA-K 单元空速传感器
9. 前驾驶舱弹射座椅速度压力指示器
10. 后驾驶舱弹射座椅速度压力指示器
11. SARPP-12GM 飞行记录仪单元空速传感器
12. SARPP-12GM 飞行记录仪单元空速传感器
13. 襟翼控制传感器电路中的速度信号
14. 驾驶舱压力调节器

15. ASP-3NMU 光学瞄准具“测高装置”
16. 驾驶舱压力调节器
17. ISKRA-K 单元压力传感器
18. SARPP-12GM 飞行记录仪单元高度传感器
19. 雷达高度表传感器
20. 危险驾驶舱压力报警传感器

## 动压 - 静压系统控制

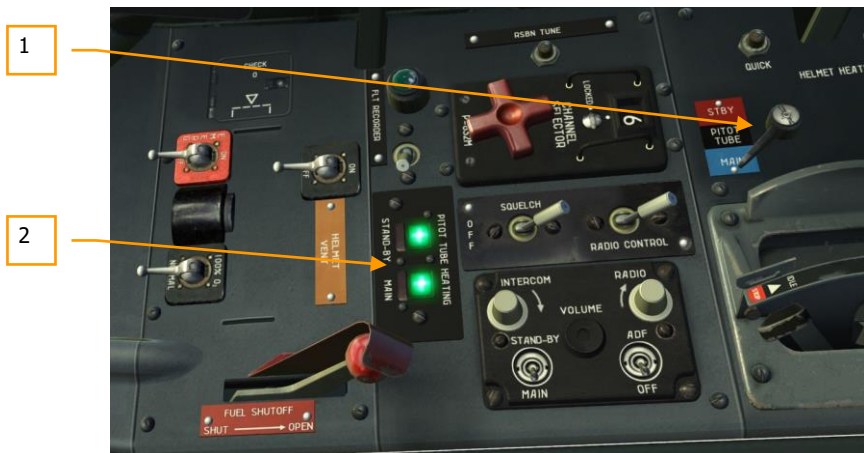


图 107：动压 - 静压系统控制

1. 空速管选择杆，用于切换备用（STBY，左侧）空速管和主要（MAIN，右侧）空速管。
2. 空速管加热按钮，用于以电热的方式为空速管加热。左侧按钮用于开/关左翼的备用空速管加热，右侧按钮用于开/关右翼的主要空速管加热。

为在前驾驶舱内模拟静压和总压系统线路故障，飞机在后驾驶舱的中央底座上安装了两个空速故障模拟选择器。当总压失效模拟选择器设定至失效（FAILURE）位置时，前驾驶舱内的 KUSM-1200 空速与马赫表将被模拟出现故障。当静压失效模拟选择器设定至失效（FAILURE）位置时，前驾驶舱内的 VD-20 气压高度表和 UVPD 驾驶舱压力和高度差表将被模拟出现故障。

**注意：**为防止从故障（FAILURE）切换到开启（ON）位置时损坏前驾驶舱内的压力表，飞机上安装有压力保护装置。后驾驶舱解除前驾驶舱的故障时，需要先将故障模拟选择器从 FAILURE 位置切换到 RED. MIN 30"位置，等待 30 秒后再切换至 ON 位置。

## 前驾驶舱仪表故障模拟控制



图 108: 前驾驶舱仪表故障模拟面板

1. 总压失效模拟选择器
2. 静压失效模拟选择器

## 气压仪表

- VD-20 气压高度表
- UVPD 驾驶舱压力和高度差表
- KUSM-1200 空速与马赫表
- 垂直速度/侧滑表（备份人工地平仪）。

### VD-20 气压高度表

气压高度表安装在前后驾驶舱的仪表板上，显示飞机高度（米）。

这种双指针高度表由两个同向安装的指针组成，短而粗的内指针指示海拔高度从 0 至 20000 米，每个刻度为 1000 米。长而细的外指针指示海拔高度 0-1000 米，每个刻度 10 米。

仪表的左下方设置有一个旋钮，可以在 670 至 790 毫米汞柱范围内手动调节气压设置。



图 109: VD-20 气压高度表

1. 百米表盘（范围为 0 - 1000 米，每个刻度为 10 米）
2. 千米表盘（范围为 0 - 20000 米，每个刻度为 1000 米）
3. 气压窗口
4. 气压/场压调节旋钮，用于调整高度指针归零

5. 气压修正标记，用于在高海拔地区，压力低于 670 毫米汞柱的区域着陆。标记由旋钮控制移动。

## UVPD 驾驶舱压力和高度差表

“UVPD”用于测量驾驶舱的气压高度以及驾驶舱和外界的压差，结合了高度（驾驶舱气压高度）表与压差表两种仪表。安装在前后驾驶舱仪表板上。



图 110: UVPD 驾驶舱压力和高度差表

1. 驾驶舱高度刻度
2. 压差刻度

## KUSM-1200 空速与马赫表

KUSM-1200 结合了空速表和马赫表两种仪表，用于指示 100 到 1200 千米/时的指示空速、300 到 1200 千米/时的真空速、0.5 到 1 的马赫数以及临界马赫数 ( $M = 0.78$ )。当飞机达到约 0.78 马赫时，前后驾驶舱告警灯面板上的红色 “M max” 告警灯将亮起并常亮，同时飞机将自动放出减速板减速。KUSM-1200 安装在飞机的前后驾驶舱仪表板上。



图 111: KUSM-1200 空速与马赫表

1. 马赫刻度
2. 真空速指针
3. 指示空速指针



## 垂直速度/侧滑表

变感器用于测量飞机的垂直速度，安装在前后驾驶舱的仪表板上。

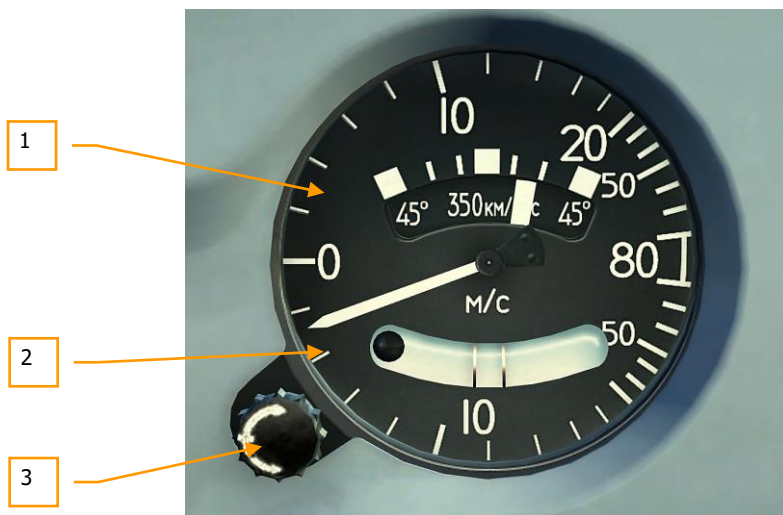


图 112: 垂直速度/侧滑表

1. 爬升率刻度
2. 下降率刻度
3. 变感器调整旋钮，用于将磁变仪指针归零

## 陀螺仪表

- AGD-1 姿态指引指示器
- 电子转向和侧滑指示器 (T/S)
- 加速度表

### AGD-1 远程人工地平仪

AGD-1 为飞行员提供飞机相对于地平线的倾斜、俯仰信息，以及侧滑的存在与方向。KPP-1273K 作为姿态指引指示器 (ADI)，结合了人工地平仪指针、命令指针和其它指针。为使用 SDU-L39 远程控制着陆系统，ADI 上安装了横向与纵向路径命令指针，以及指示航向偏差与高度偏差的指针，这些指针由远程控制系统信号的号控制。要启用 SDU-L39 为飞机提供半自动控制着陆，需要在前驾驶舱右侧面板上的主断路器面板上找到 SDU 断路器并打开。要使用 ADI，则需要在前驾驶舱内主配电面板上接通 BATTERY 和 AGD-GMK 两个开关。如需将 ADI 复位，可以按下仪表左下方的闭锁 (APPETIP) 按钮，

按钮上的灯将立刻亮起并在 15 秒内熄灭，同时 ADI 的俯仰和滚转角度归零。1.5 分钟后，ADI 会恢复显示当前的俯仰和滚转角。在前后驾驶舱仪表板上都安装有 ADI。

### KPP-1273K 姿态指引指示器 (ADI)

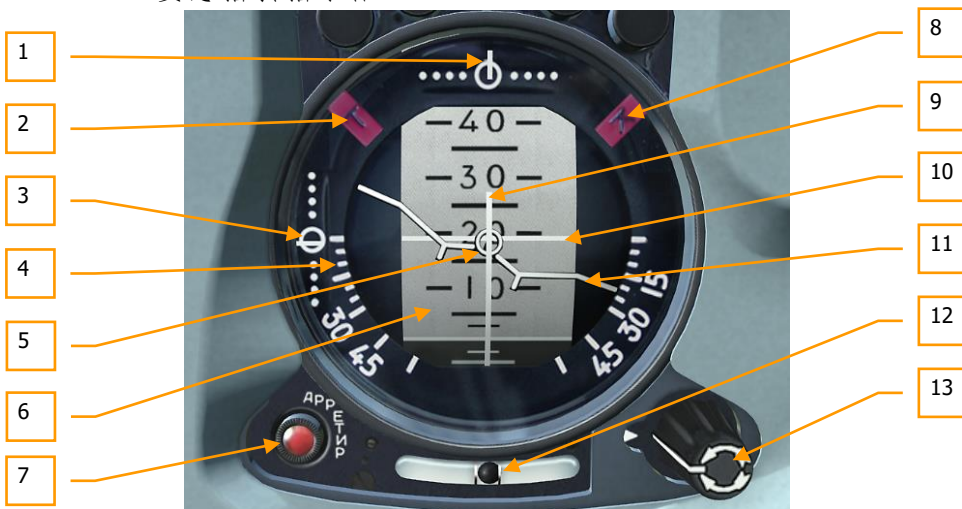


图 113: KPP-1273K 姿态指引指示器 (ADI)

1. 定位信标 (朝向) 偏移刻度和指针
2. SDU T 形告警旗, 指示 SDU 远程控制着陆系统纵向 (俯仰 - тангаж) 电力缺失
3. 下滑道 (高度) 偏移刻度和指针
4. 滚转角刻度
5. 小飞机符号/飞机基准
6. 俯仰角刻度
7. 带红灯的闭锁 (АРРЕТИР) 按钮, 用于闭锁 ADI 以及指示 ADI 失效
8. SDU K 形告警旗, 指示 SDU 远程控制着陆系统横向 (倾斜 - крен) 电力缺失
9. SDU 横向 (倾斜) 路径命令指针
10. SDU 纵向 (俯仰) 路径命令指针
11. 滚转角指示器
12. 侧滑指示器
13. 俯仰配平旋钮, 用来调整俯仰角刻度

后驾驶舱教员座可以模拟前驾驶舱 KPP-1273K 仪表失效 (滚转和俯仰刻度)



图 114: 姿态指引指示器 (ADI) 失效模拟控制器

## 电子转向和侧滑指示器

转向和侧滑指示器用于指示飞机在 350 千米/时的倾斜和侧滑角度。滚转角刻度为每分划 15 度，其角速度测量限制为正负 5.7 度/秒，相当于飞机以 350 千米/时的空速以 45 度坡度转向。要打开电子转向和侧滑指示器，需要在前驾驶舱内的主配电断路器面板里找到 BATTERY 和 ENGINE 断路器开关并开启。在前后驾驶舱内的仪表盘上都安装有电子转向和侧滑指示器。

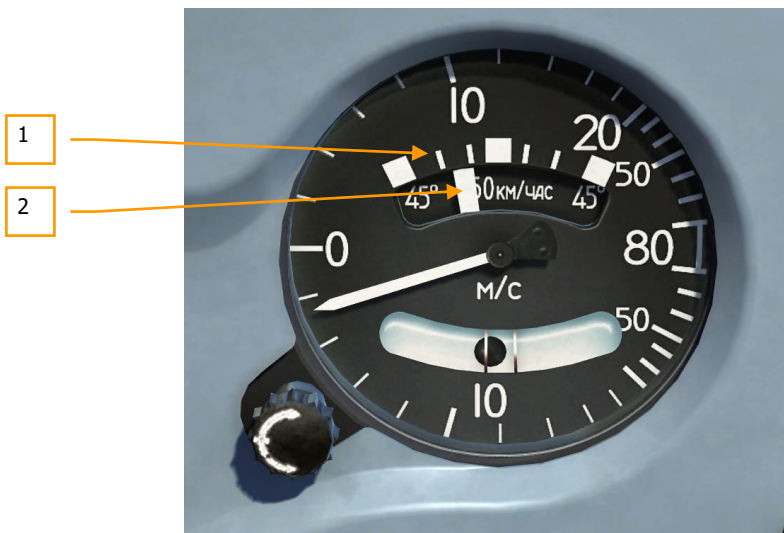


图 115: 转向和侧滑指示器

1. 滚转角刻度
2. 指针

## 加速度表

加速度表是一种利用惯性原理测量加速度的装置。它显示作用于机体的负载系数（G力），并在超过+ 7.5G 或- 3.5G 时发出告警信号。飞行前，需要检查此仪表指针是否处于+ 1G 刻度上（一倍重力），如有必要，需要手动调节旋钮至此位置。后驾驶舱内没有安装加速度表。

仪表显示范围从- 5 到+ 10G，每个刻度 0.5G。0G 的指示位于 12 点位置。表上两个红色的标记表示最大允许负载为- 4 到+ 8G。此仪表装有三个指针：

- 当前 G 值指针，连续指示当前加速度（G）力
- 最大正 G 力记录指针，跟随当前 G 值指针活动，并停留在所达到的最大正 G 值刻度上，从而记录自重置开始，到当前飞行时所达到过的最大正 G 力。
- 最大负 G 力记录指针，跟随当前 G 值指针活动，并停留在所达到的最大负 G 值刻度上，从而记录自重置开始，到当前飞行时所达到过的最大负 G 力。
- 重置旋钮用来重置最大正 G 和负 G 记录指针归零至 1G 位置



图 116： 加速度表

1. 最大负 G 力记录指针
2. 当前 G 值指针
3. 最大正 G 力记录指针
4. 重置旋钮

## AChS-1M 驾驶舱计时器（时钟）

Molnija 牌 AChS-1M 是一种电加热航空时钟，以小时和分钟来显示当前时间。它也可以用来以小时和分钟为单位计算任务/飞行时间。或者作为精密计时器用来在短时间内（30 分钟）计时（单位为分、秒）。

前后驾驶舱仪表板上都安装有时钟，由 3 块机械装置构成。

- a) 时钟
- b) 飞行时间指示器
- c) 短时精确秒表



图 117: AChS-1M 时钟

1. 12 小时任务（飞行）时间刻度盘
2. 外侧刻度盘，显示当前时间
3. 左冠状按钮，用于调整时钟，设置外侧刻度盘的时针与分针，以及改变飞行时间控制机构的模式（开始计时/停止计时/重置）
4. 模式指示窗口
5. 30 分钟秒表刻度盘
6. 右冠状按钮，用于开启/停止整个时钟的机械装置，以及开始/停止/重设秒表。



时钟会连续显示每天的当前时间。可以通过按下左侧红色冠状按钮[RAlt + RCtrl + RShift + C]来开启飞行（任务）时间计时。按下右侧冠状按钮[RAlt + RShift + C]可以激活秒表。

要设置时间，首先需要顺时针旋转[RCtrl + RShift+ .]标签为 ПУСК（开始）的右冠状按钮来停止计时。当秒针指向 12 点时将右冠状按钮拉起[RShift + M]同时按住鼠标右键，然后逆时针[LAlt + .]或者顺时针旋转[LAlt + , ]旋钮来设定所需时间。松开鼠标右键后，再次逆时针[RCtrl + RShift+, ]转动右冠状按钮来恢复时钟计时并将刚刚设置的新时间输入时钟。

飞行（任务）时间是在表盘顶端的小刻度盘上指示的。飞行时间模式由模式窗口内的以下三个标志表示：

- 红色：飞行时间正在计时
- 红 - 白：飞行时间停止计时
- 白色：飞行时间重置（默认）。

按下左冠状按钮[RAlt + RCtrl + RShift + C]启动飞行时间计时器，模式指示窗口将变红同时计时开始。要停止计时，需要再次按下左冠状按钮，此时模式指示窗口将变成红 - 白色。第三次按下左冠状按钮可以重置计时器，此时模式指示窗口将变白。

秒表在表盘底部的小刻度盘上指示，用于在短时精确计时（30 分钟内）。它是靠右冠状按钮控制的：按下此按钮开始计时，再次按下停止计时，第三次按下重置秒表。

AChS-1M 时钟的弹簧需要靠手动逆时针旋转左冠状按钮来操作。弹簧能量能支持钟表两天的运行。

## 航向测量

为测量航向，飞机安装有以下设备：

- KI-13 磁罗盘
- GMK-1AE 定向陀螺仪

### KI-13 磁罗盘

KI-13 磁罗盘被设计用于在 GMK-1AE 失效时为飞机确定航向，安装有一个单独的背光灯。此设备仅安装在前驾驶舱。



图 118: KI-13 磁罗盘

## GMK-1AE 定向陀螺仪

在 L-39C 模拟中，可以凭借磁航向或真航向来飞行。

GMK-1AE 定向陀螺仪被设计用于计算航向和转弯角度。航向显示在无线电磁航向指示器（RMI）上

要开启 RMI，需要将前驾驶舱主断路器面板上的 BATTERY 和 AGD-GMK 断路器开关打开。前后驾驶舱内均安装有 RMI，前驾驶舱对 GMK-1AE 的控制是依靠安装在右侧面板上的 PU-26E 控制板控制的。而后驾驶舱则是使用 KM-8 修正装置来控制。KM-8 被设计用于向系统内输入磁差。



图 119: KM-8 修正装置

1. 磁差指针
2. 磁差刻度
3. 航向指针
4. 航向刻度
5. 磁差旋钮

为将系统校准到与磁航向一致，需要按下安装在前后驾驶舱内的 MC SYNCHR 按钮，或者按下前驾驶右侧面板上 PU-26E 控制面板上的 HDG SELECT 按钮。每飞行 45 分钟以上，必须校准系统。

当陀螺仪发生漂移时，ERROR GA 告警灯将在面板上亮起（也可能在剧烈机动后亮起），此时系统必须进行校准。校准时飞机需要保持直线和水平飞行并保持匀速。



图 120: ERROR GA 告警灯

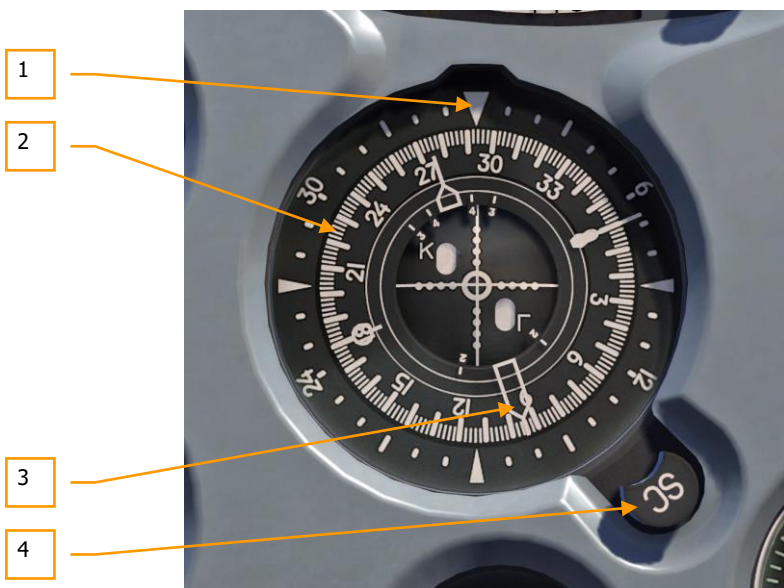


图 121: 无线电磁航向指示器 (RMI)

1. 固定航向标志
2. 航向刻度
3. 航向指针
4. 航向旋钮

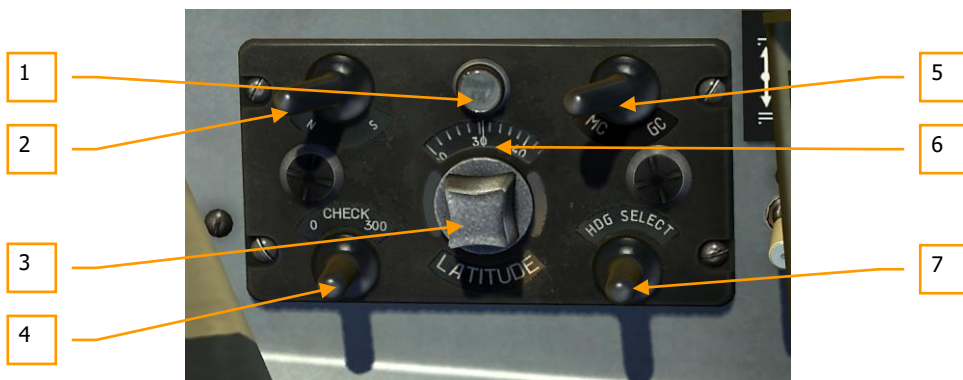


图 122: PU-26E 控制面板

1. ERROR GA 告警灯
2. "N - S" (北方 - 南方) 开关用于设定南、北半球。
3. 纬度选择器。飞机在飞行时所处位置的纬度可以由纬度选择器来设置。纬度设置是由于处于 GC (航向陀螺) 模式下的 GMK 定向陀螺仪自动校正所必须的。选择的纬度可以在选择器上方的刻度上读取。
4. 测试开关。测试开关用于在 MC (磁差修正) 模式中验证 GMK 系统的正确运行。在 GMK 启动过程结束后可以执行测试, MC 模式下持续 3 分钟, GC 模式下持续 5 分钟。当标签为 "CHECK" 的测试开关拨到 "0" 位置时, 无线电磁航向指示器 (RMI) 上的表盘将旋转至 0 度。当测试开关拨到 "300" 位置时, RMI 上的表盘将旋转至 300 度航向。其允许误差为正负 10 度。测试结果将同时反映在前驾驶舱无线电磁航向指示器 (RMI) 后驾驶舱 GMK-1AE 定向陀螺仪上。当测试开关回中时, 磁航向指示表盘将转回当前正确航向。
5. MC - GC (磁差修正模式 - 航向陀螺模式) 开关
6. 纬度刻度
7. 航向开关。当 GMK 处于 MC 模式下运行时, 向任意方向扳动 HDG. SELECT 开关就能校准 GMK 陀螺至磁航向一致。如果 GMK 处于 GC 模式下, 向任意方向扳动 HDG. SELECT 开关可以旋转陀螺仪从而使 RMI 上的表盘同步旋转。当释放此开关至居中模式时, 陀螺仪/磁罗盘将停止旋转, 同时 GMK 系统将在 GC 模式下以最新的陀螺仪设置运行。

后驾驶舱的教员可以模拟前驾驶舱 GMK-1AE 故障



图 123: GMK-1AE 故障模拟控制器

## 飞机氧气设备

此 L-39 模拟中的氧气设备有以下既定条件：飞行员带着飞行头盔与氧气面罩，穿着抗荷服且使用正常，氧气面罩一直链接在飞行头盔上。高空飞行服、密封头盔等设备和相应的操作并未模拟。

飞机上安装有 KKO-5 氧气设备

此设备用于在高空飞行时为飞行员提供正常的工作条件，并在任意高度提供安全弹射。飞行前，飞行员必须确认 KKO 氧气系统控制处于正确位置。

前后驾驶舱均装有 KKO-5



## KKO-5 控制

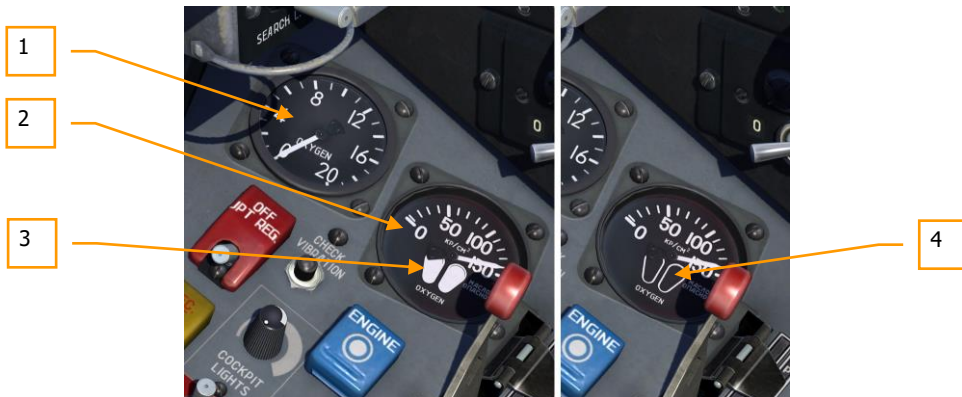


图 124: KKO-5 控制

1. M-2000K 超压压力表用于监控供氧系统压力是否过大。安装在前驾驶舱左侧面板上，在此模拟中未模拟其作用。
2. 安装在前驾驶舱左侧面板的 IK-52 氧气压力表和流量信号器用于监测氧气罐压力和供氧状态。流量信号器上的“肺状”标志在吸气时收敛为一条直线，在呼气时展开。
3. 吸气指示
4. 呼气指示

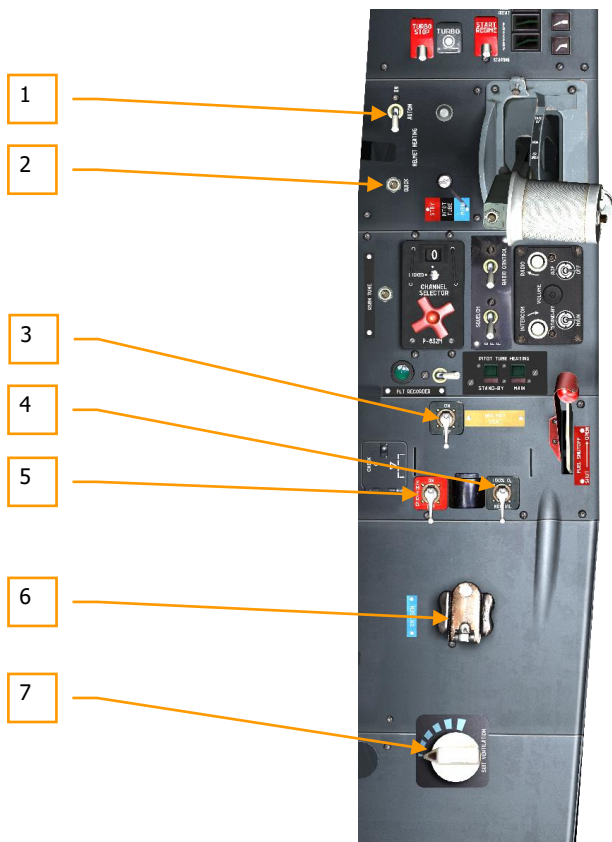


图 125: 前驾驶舱左侧面板 KKO-5控制

1. 飞行头盔加热 - 用于飞行头盔面罩的加热, 安装在前驾驶舱左侧面板上, 未模拟。
2. 飞行头盔快速加热 - 用于飞行头盔面罩快速加热, 安装在前驾驶舱左侧面板上, 未模拟。
3. 飞行头盔通风, 安装在前驾驶舱左侧面板上, 未模拟。
4. RPK-52 氧气调节器。RPK-52 操作手柄有以下两个位置: 100% O<sub>2</sub> 位置和用于高高空飞行自动供氧的正常 (NORMAL) 位置, 安装在前后驾驶舱的左侧面板上。
5. 应急开关阀, 用于连续供氧。
6. KV-2MS 氧气互联阀用于连接氧气罐和氧气系统。
7. 用于 VK-3M 通风服的通风阀阀门安装在前驾驶舱左侧。未模拟

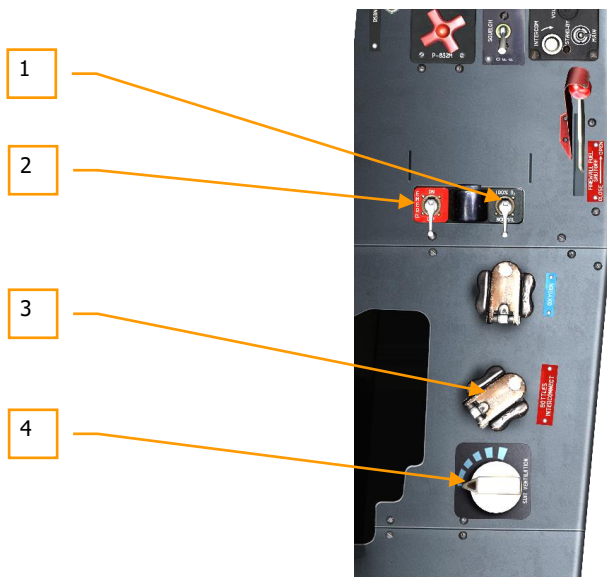


图 126: 后驾驶舱左侧面板KKO-5控制

1. RPK-52 氧气调节器。RPK-52 操作手柄有以下两个位置：100% O<sub>2</sub> 位置和用于高高空飞行自动供氧的正常（NORMAL）位置，安装在前后驾驶舱的左侧面板上。
2. 应急开关阀，用于连续供氧。
3. KV-2MS 氧气互锁阀，用于连接前后驾驶舱的氧气供应，安装在后驾驶舱内。
4. 用于 VK-3M 通风服的通风服阀门安装在前驾驶舱左侧。未模拟

KKO-5 根据以下高度运行：

- 2 千米以下，驾驶舱内驾驶员空气供应
- 3-8 千米，氧气空气混合供应
- 8 千米 - 最大升限，纯氧

当高度在 2 千米以下，RPK-52 氧气调节器手柄处于正常（NORMAL）位置时，系统并不供应氧气，IK-52 氧气压力表和流量信号器不显示压力和供氧状态。

## SARPP-12GM 飞行数据记录仪

飞行数据记录仪系统设计用于记录飞行参数。各种系统状态和在正常及紧急情况下储存信息。

飞行数据记录仪系统开关是由位于前驾驶舱的主断路器面板上的 BATTERY 开关和位于前驾驶舱左侧面板上的 FLT RECORDER 开关决定的。在系统打开后，FLT RECORDER 开关左边的绿灯将闪烁。如果飞行员忘记打开 FLT RECORDER 开关，SARPP-12GM 飞行数据记录仪（FDR）将在空速达到 120 千米/时时自动开启。

在 DCS:L-39C 里，SARPP-12GM 飞行数据记录仪的飞行记录靠以下条件实现：可以在“飞行记录重放”窗口重放之前的飞行记录。



图 127： SARPP-12GM 飞行数据记录仪控制

## 无线电电子设备

L-39C 上的电子设备分为：

1. 通信
2. 导航
3. 雷达

### R-832M 超短波无线电

此设备用于飞机与空中交通管制（ATC）间的双向通信。

启用 R-832M 无线电需要以下步骤：在主断路器面板里分别接通 BATTERY、115V INVERTOR I、115V INVERTOR II、RDO 自动断路器开关。接通后，无线电频道选择数字灯将亮起。2-3 分钟后，R-832M 无线电开始工作。

R-832M 控制：

- 前后驾驶舱左侧面板 R-832M 控制单元
- 前后驾驶舱油门杆上的“РАДИО”（RADIO）PTT 按钮

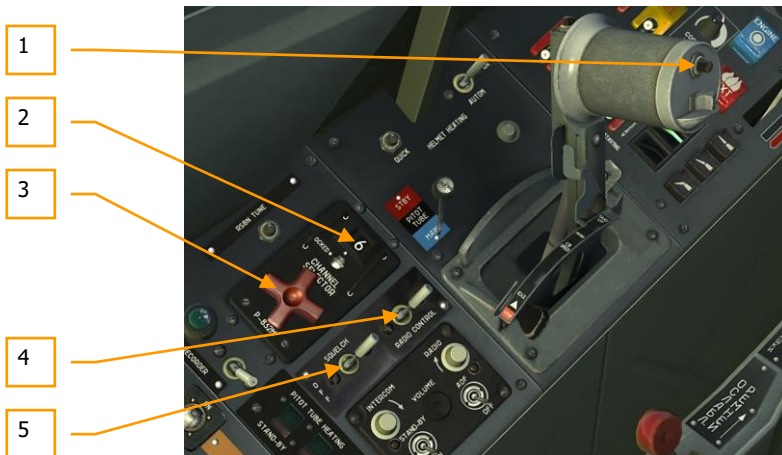


图 128: R-832M 控制

1. RADIO PTT 按钮（内部无线电通话）
2. 频道选择数字灯
3. 用于更换频道的频道选择旋转开关
4. 无线电控制开关，用于连接前后驾驶舱的无线电发射机（由无线电频道选择数字灯控制）

5. SQUELCH 开关，用于关闭噪声抑制系统

## SPU-9 对讲机

此对讲机设计用于提供机内飞行员的相互通信和接收 RKL-41, RSBN-5S, MRP-56P, RV-5 以及加速度表的声音信号。

启用 SPU-9 需要打开主断路器面板上的 BATTERY、115V INVERTOR I、115V INVERTOR II 和 RDO 开关。若要与地勤人员联系，可以通过开启后驾驶舱右侧面板上的 INTERCOM GROUND 开关达成。

SPU-9 控制：

- 在前后驾驶舱左侧面板的 R-823M 控制面板附近有两块面板；
- SPU INTERCOM 按钮安装在前后驾驶舱的油门手柄上，以及后驾驶舱的飞机操纵杆上；
- INTERCOM GROUND - 位于后驾驶的右侧面板上。

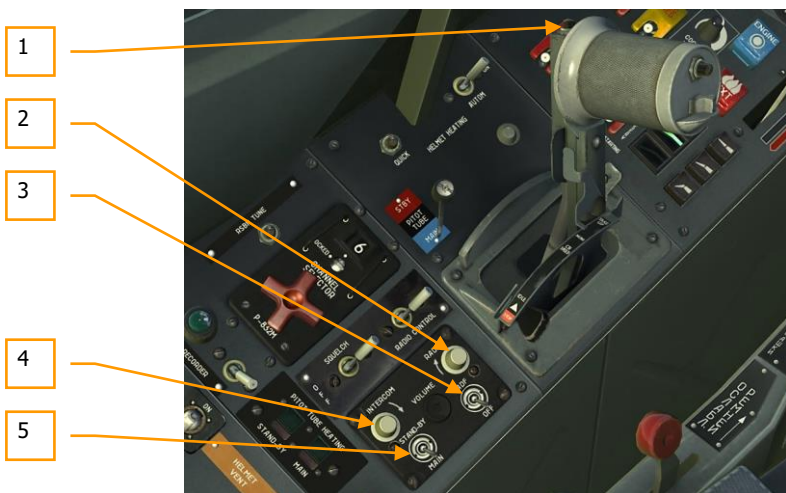


图 129：SPU-9 控制

1. SPU INTERCOM 按钮
2. 无线电音量调节旋钮，用于调节外部无线电频道和自听无线电信号的声音大小。
3. ADF 开关 - 用于听取远台 - 近台声音信号。
4. 对讲机音量调节旋钮。
5. 前后驾驶舱的 SPU 对讲机主 - 备用切换开关。





图 130： 后驾驶舱飞机操纵杆上的对讲机按钮

## 无线电导航设备

无线电导航设备包括：

- RKL-41 自动测向仪
- RSBN-5S (RSBN - 短距无线电导航) 系统
- RV-5 低空雷达高度表
- MRP-56P 指示信标接收机

### RKL-41 自动测向仪

设计用于确定非定向信标 (NDB) 台站方位。

启用 RKL-41 需要打开主断路器面板上的 BATTERY、115V INVERTOR I、115V INVERTOR II 和 RDO 开关。

RKL-41 控制：

- 前后驾驶舱右侧面板上各安装有一块 RKL-41 控制面板
- O - I (远台 Outer NDB - 近台 Inner NDB) 开关，安装在前后驾驶舱的仪表板上
- RKL-41 自动测向仪，安装在前后驾驶舱仪表板上



图 131: RKL-41 自动测向仪 (ADF)

### RKL-41 控制

远台 - 近台 NDB 选择开关安装在前后驾驶舱的仪表板上。



图 132: RKL NDB 选择开关

## RKL-41 控制面板



图 133: RKL-41控制面板

1. 音量调节旋钮
2. 调谐指示器，设计用于依据指针最大偏转精确调谐 RKL 所需频率
3. 标识为“O”的十位旋钮设计用于输入远台 (Outer) 的 NDB 频率。外环手柄用于设置百位千赫兹，内环手柄用于设置十位千赫兹。
4. 标识为“I”的十位旋钮设计用于输入近台 (Inner) 的 NDB 频率。外环手柄用于设置百位千赫兹，内环手柄用于设置十位千赫兹。
5. 精确调谐手柄设计用于在 RKL 上的 TLF (电话) 模式下调节最大信号的可辨识度，和在 TLG (电报) 模式下调节指针至最大偏转。
6. 内环手柄。
7. 外环手柄。
8. 前后驾驶舱控制面板切换开关，用于切换前后驾驶舱 RKL 控制，切换成功后对应驾驶舱内的 RKL-41 控制面板背光灯将亮起。
9. TLF - TLG (电话 - 电报) 开关，用于接通接收信道滤波器。
10. 模式选择开关：包括 OFF, C AUT, C MAN, ANT, LOOP 五个位置。“C AUT” (自动罗盘) 和 “C MAN” (手动罗盘) 是 RKL 的主要操作模式，都能自动确定 NDB 台的方向。唯一的区别是“C MAN”模式下不能自动从远台 NDB 台站切换至近台 NDB 台站。在“ANT” (天线) 模式下 NDB 台站的方向不确定。该模式用于调整 RKL ADF 至对应的 NDB 台站频率。而“LOOP”模式主要用来通过辨音的方法寻找无线电台站位置。
11. 亮度调节旋钮。
12. L - R (左 - 右) 开关用于手动旋转天线。

## RKL-41 自动测向仪的检查 and 调谐

开启位于前驾驶舱主断路器面板上的 BATTERY、115V INVERTOR I、115V INVERTOR II 和 RDO 电门开关，并进行以下操作：

1. 在 SPU-9 对讲机控制面板上将 “PK - BЫК” 开关设置到 PK 位置
2. 在 ADF 控制面板上：
  - 将仪表盘上的 “O - I” 选择开关设定至 “O” 位置。
  - 将 ADF 控制面板切换开关设定至需要的驾驶舱。
  - 向右调节音量调节旋钮至最大音量
  - 旋转模式选择开关，从 OFF 位旋转至 ANT 位置开启 ADF。成功开启后面板背光灯将亮起。
  - TLG - TLF（电话 - 电报）开关设定至 TLF（电报）位置。
  - 旋转标识为 “O” 的十位旋钮设定远台 NDB 频率，通过精确调谐旋钮，最大程度调整远台 NDB 信号的可辨识度。
  - TLG - TLF（电话 - 电报）开关设定至 TLG（电话）位置，参考调谐指示器指针最大向右偏转度来指示转动精确调谐旋钮到远台 NDB 频率，以调节无线电罗盘。
  - TLG - TLF 电话 - 电报开关设定至 TLF（电报）位置。
  - 旋转模式选择开关至 “C AUT” 或者 “C MAN” 位置，ADF 将指出远台 NDB 的方位。
  - 设置 L - R（左 - 右）开关至 L 或者 R 位置，来将天线旋转 160 度，当此开关回到中置位置时，指针将指向远台 NDB 的航向角。
  - 将 “O - I” 选择开关设置到 “I” 位置，旋转标识为 “I” 的十位旋钮向 ADF 内再次调谐近台频率。使用与远台 NDB 输入相同的方式将近台 NDB 频率输入进 ADF。
3. 确认完毕后将 “O - I” 选择开关设置到 “O” 位置。
4. 将 SPU-9 控制面板上的 ADF - OFF 开关设置到 OFF 位置。

后驾驶舱内的教员可以模拟前驾驶舱 RKL-41 失效



图 134： RKL-41 失效模拟开关

## RSBN-5S “ISKRA-K” 短距无线电导航系统机载设备

RSBN-5S (“S”代表“飞机” - 俄语“samolet”) 飞机设备是 RSBN-4N (“N”代表地面 - 俄语“nazemnoe”) 短距无线电导航系统的一部分。飞机设备部分与地面设备部分共同构成了一个整体，用于确定极坐标(方位与距离)。

RSBN-5S 系统，在地面着陆系统 (PRMG-4 信标组) 的帮助下，能够实现辅助着陆。

在使用 Iskra-K 设备进行仪表飞行前，前驾驶舱飞行员需要在控制面板上设定好导航和着陆频道。

RSBN-5S 能在以下三个模式下运行：NAV (导航)、GP (下降) 和 LANGDING (着陆)。

在导航模式下，系统将显示：

- 在 RMI 上显示飞机方位
- 在 PPD-2 上显示距离
- 自主计算超出台站的无线电范围的飞机位置

在下降模式下，系统将显示：

- 在 RMI 上显示飞机方位
- 在 PPD-2 上显示距离
- 使用 RMI 上的偏航角指针修正偏离的航线
- 使用 RMI 上的下滑道指针预设下滑轨迹 (下降曲线)

下降终点在前后驾驶舱的注意与提示灯面板上以 END OF DESCENT 指示灯提示，此灯亮起后常亮。

在着陆模式下：

- 指示飞机在操作范围中的航线和下滑道信标
- 使用 RMI 上的下滑道指针修正下滑道轨迹
- 使用 RMI 上的偏航指针修正着陆航线
- 包含在下滑道信标里的距离-距离转换器

关于如何使用 RSBN-5S 系统的方法详见本手册第三章。

RSBN-5S 的启用需要开启位于前驾驶舱主断路器面板上的 115V INVERTOR I、115V INVERTOR II、AGD-GMK 和 RSBN (ISKRA 系统) 开关。RSBN (Iskra) 开启后，RSBN-5S 控制面板上的 AZIMUTH CORRECTION 和 DISTANCE CORRECTION 信号灯将亮起，同时后驾驶舱内注意与提示灯面

板上的 AZIMUTH CORRECT 和 DISTANCE CORRECT 提示灯亮起。RSBN 开启三分钟后，RMI 和 PPD 上将分别显示目标 NDB 相对于飞机的方位和距离。

RSBN-5S 控制和显示：

- RMI 装置安装在前后驾驶舱仪表盘上
- PPD-2 装置安装在前后驾驶舱仪表盘上
- RSBN-5S 控制单元安装在前驾驶舱右侧面板上

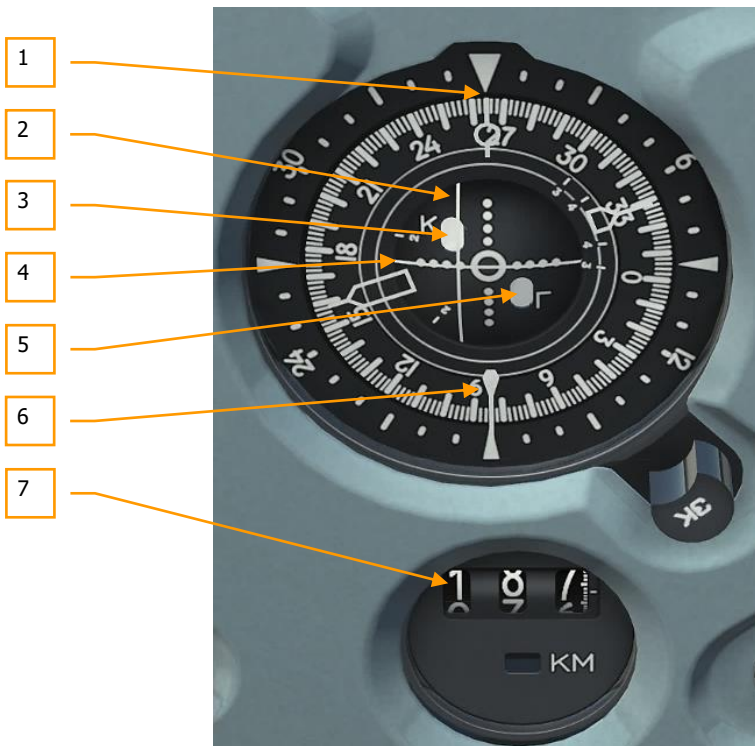


图 135: RMI 和 PPD-2

1. 飞机航向
2. 航向偏差指针
3. 航向旗
4. 下滑道偏差指针
5. 下滑道旗
6. 机场方向

## 7. PPD-2 RSBN 距离指示器

**RSBN-5S 前驾驶舱控制**

RSBN 调整按钮。按下后可以听见地面 RSBN 信标信号，安装在后驾驶舱左侧面板。



图 136: RSBN 调整按钮





图 137: RSBN-55 前驾驶舱控制

1. LANDING (着陆) - NAVIGATION (导航) - GLIDE PATH (下降) 模式选择开关
2. IDENTIF 按钮, 按下后会在圆型视野指示器上显示个人识别信号, 未模拟
3. TESTING 按钮, 用来检查范围和距离测量的信道
4. RSBN 亮度调整旋钮
5. 方位角初始设置 (AZIMUTH INITIAL SETTING)。在导航或着陆频道未设置前, 当向前或向后扳动方位角初始设置开关时, RMI 上的罗盘将向随之向左或右转动。此时松开此开关, 罗盘此时指向的新方位角将被设置进系统
6. 距离初始设置 (DISTANCE INITIAL SETTING)。在导航或着陆频道未设置前, 当向前或向后扳动距离初始设置开关时, 在 RSBN 距离指示器 (PPD-2) 上显示的距离将随之减小或增加, 此时松开此开关, 新的距离数据将被设置进系统
7. 着陆频道显示
8. 40 导航频道旋钮, 用于设置导航频道
9. 40 着陆频道旋钮, 用于设置着陆频道

10. 方位角 0 设置 (AZIMUTH 0 SETTING) 按钮, 用于方位角频道校准检查
11. 导航频道显示
12. 音量控制旋钮, 用于调整 RSBN 地面信标呼号的音量
13. AZIMUTH/DISTANCE CORRECTION 信号灯, 表示距离和方位角测量频道正常工作

ZDV-30 设计用于为 RSBN 下降模式设定目标机场场压。



图 138: ZDV-30

## 后驾驶舱 ISKRA-K 操作

RSBN Iskra-K 的相关控制主要位于前驾驶舱。在后驾驶舱右侧控制台上安装着 AZIMUTH ACCORDANCE (方位角一致) 按钮和 EMERGENCY SWITCH FOR LANDING (应急着陆) 开关。为将后驾驶舱内的 HSI (航向) 校准为与前驾驶舱一致, 飞行员需要按下 AZIMUTH ACCORDANCE 按钮, 此时下滑道偏差指针将校准并保持在中间位置, 同时前驾驶舱注意与提示灯面板上的 AZIMUTH 信号灯将亮起。

如果后驾驶舱飞行员取得飞机控制权并准备着陆, 需要接通 EMERGENCY SWITCH FOR LANDING (应急着陆) 开关并手动在 RMI 上设置所需的着陆航向。

在所有情况下, 如果飞机想要着陆至机场, 前驾驶舱必须在 RSBN 控制面板上输入相应机场的频段。

为核实方位角和距离频道的功能，在后驾驶舱注意与提示灯面板上安装有 [AZIMUTH CORRECT](#) 和 [DISTANCE CORRECT](#) 两盏信号灯。



图 139: RSBN-5S后驾驶舱控制

1. AZIMUTH ACCORDANCE（方位角一致）按钮
2. EMERGENCY SWITCH FOR LANDING（应急着陆）开关

## RV-5 低空雷达高度表

RV-5 低空高度表的设计目的是为了确认飞机在地表以上 0-750 米范围内的真实高度。此外，此设备还向飞行员提供了预设危险高度和设备是否失效的信息。当飞行高度达到预设的危险高度时，告警灯面板上的 DANGEROUS ALTITUDE 告警灯将闪烁。如果飞行高度超出此高度计操作范围，表盘上将出现警告旗，同时指针指向刻度上方的黑色区域。

启用 RV-5 需要开启位于前驾驶舱主断路器面板上的 BATTERY、115V INVERTOR I、115V INVERTOR II 和 MRP-RV 开关。

开启此仪表 1-2 分钟后将启动自检，此时指针将以正负 1 米的精度顺时针偏转至最大值，然后逆时针偏转回 0 米。当指针偏转至低于设定的危险高度时，飞行员耳机里将出现持续 4-9 秒的连续声音信号，同时告警灯面板上的 DANGEROUS ALTITUDE 告警灯以及 RV-5 雷达高度表上的危险高度告警灯将亮起。

RV-5 控制与显示单元有：

- 安装在前后驾驶舱仪表板上的高度指针
- 前后驾驶舱告警灯面板上的 DANGEROUS ALTITUDE 告警灯



图 140: RV-5 低空雷达高度表

1. 雷达高度表失效警告旗
2. 高度指针
3. 危险高度设定旋钮
4. 危险高度标志
5. 危险高度告警灯

### MRP-56P 指示信标接收机

此接收机用于确认飞机飞跃安装在近台和远台 NDB 上的指点信标的时机。当飞机飞跃指点信标正上方时，在前后驾驶舱内注意与提示灯面板上的 MARKER 指示灯将闪烁，同时响起与相应信标呼号相同的嘟 - 嘟声。要启用指点信标接收机，需要在前驾驶舱主断路器面板上打开 BATTERY、115V INVERTOR I、115V INVERTOR II 和 MRP-RV 开关。



# 飞行



## 飞行

## L-39C 结构限制

序号	限制	受限原因
1.	最大起飞重量： 混凝土跑道 - 4700 公斤。 未铺砌跑道 - 4600 公斤	飞机耐久性
2.	最大着陆重量 - 4500 公斤 (特殊情况下 - 4600 公斤)	起落架耐久性
3.	最大允许空速 (1300 米以上) - 900 千米/时	飞机耐久性
4.	最大允许马赫数 (1300 米以上) - 0.8 马赫	飞机稳定性和可操纵性
5.	最大允许 G 值： 飞行重量 4200 公斤及以下时： <ul style="list-style-type: none"> <li>• 正过载 —— 8；</li> <li>• 负过载 —— 4；</li> </ul> 飞行重量高于 4200 公斤时： <ul style="list-style-type: none"> <li>• 正过载 —— 7；</li> <li>• 负过载 —— 3.5；</li> </ul> 减速板放出时： <ul style="list-style-type: none"> <li>• 正过载 —— 2；</li> <li>• 负过载 —— 不允许</li> </ul>	飞机耐久性
6.	最小允许空速 - 200 千米/时	失速开始前升力系数下降
7.	最大允许空速： 在放下起落架时 - 340 千米/时 在放下襟翼时 (起飞和着陆位) - 310 千米/时	起落架舱门和起落架链接耐久性
8.	使用升降舵配平器时最大允许空速 - 700 千米/时	超速时配平器效率过高
9.	最大倒飞时间 - 20 秒	燃油储存器中的油量限制
10.	连续倒飞间水平飞行的最短时间 - 20 秒	燃油储存器需要时间补充
11.	起降时的最大侧风限制 - 10 米/秒	飞机的横向稳定性和可操纵性
12.	最大制动速度 - 190 千米/时	制动性能
13.	转弯时的最大滑行速度 - 10 千米/时	飞机稳定性
14.	座舱盖抛离时的最大允许空速 - 350 千米/时	气流对飞行员的影响
15.	油门使用起飞模式时的最大允许高度 - 10000 m	发动机散热能力
16.	发动机在起飞模式下连续运转的最大持续时间 - 20 分钟	发动机耐久性

序号	限制	受限原因
17.	最大允许排气温度： * 800 米以上时 - 685 摄氏度（开启防冰系统时 - 不超过 705 摄氏度）； * 8000 米以上时 - 715°C； * 无论在何种高度下，当油门处于慢车位及启动发动机时 - 600 摄氏度	发动机散热能力
18.	最大允许高压轴流压气机（HPC）转速 - 107.8%	发动机耐久性
19.	当燃油由应急燃油系统供应时，发动机运行最大持续时间 - 40 分钟	自动装置可靠性
20.	当燃油由应急燃油系统供应时，最小允许高压轴流压气机（HPC）转速： * 最高至 2000 米时 - 56%； * 2000 米以上时 - 60%	发动机运行稳定性
21.	当燃油由应急燃油系统供应时，最大允许高压轴流压气机（HPC）转速： * 最高至 2000 米时 - 103%； * 2000 米以上 8000 米以下时 - 不超过 99%	发动机运行稳定性
22.	当燃油由应急燃油系统供应时的最大飞行高度 - 8000 米	燃油系统高空性能
23.	助推泵失效时的最大飞行高度 - 6000 米	发动机运行稳定性
24.	防冰系统开启时的最大允许飞行高度 - 8000 米	发动机散热能力
25.	空中启动发动机的最大高度 - 6000 米	发动机启动可靠性
26.	不使用 Sapphire-5 APU 启动发动机时，高压轴流压气机锁允许的最低自转转速 - 15%.	发动机启动可靠性
27.	在高压轴流压气机（HPC）转速为 74-78% 和 86-90% 时，发动机运行持续时间 - 最小（仅限中间模式时）.	压气机放气阀触发
28.	发动机在启动和测试时，从尾喷管吹入的外界风速最大为 - 10 米/秒.	发动机启动可靠性和运行稳定性



# 发动机启动准备

## 冷启动

发动机启动自动程序由以下组合键激活： [L. Win + Home]

发动机启动必须由前驾驶舱完成，因为只有前驾驶舱油门杆上安装有将油门从停车位移至慢车位的停止闩（STOP latch）。

发动机可以由地面电源或机载电池启动

首先需要接通以下开关：

- **BATTERY**（电池）断路器开关，以下信号灯将亮起：
  - ENG. MIN. OIL PRESS.
  - GENERATOR.
  - EMERGENCY GENERATOR.
  - DON'T START.
  - CANOPY UNLOCKED.
  - AIRCONDIT OFF.
  - INV. 3x36V FAIL.
  - INV. 115V FAIL.
  - 主注意灯

如果液压系统压力低于  $100 \pm 5$  公斤/平方厘米，HYD. SYST. FAIL 信号点将亮起。

伏安表显示的数据应不低于 24 伏。

如果连接了地面电源，地面电源接入指示灯将亮起（如下图），同时伏安表显示的数据应为 27 - 29 伏。



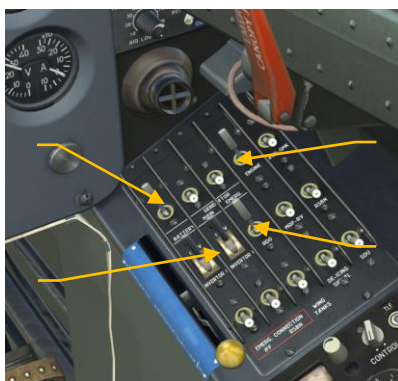
- 主断路器面板上的 **ENGINE** 断路器开关，此时 DON'T START 和 INV. 3x36V FAIL 信号灯将熄灭。
- **115V INVERTOR I** 和 **115V INVERTOR II** 断路器开关（INV. 115V FAIL 信号灯熄灭）。
- **RDO** 断路器开关。
- **FLT RECORDER**. 飞行数据记录仪开关

发动机启动前飞行员需要：

- 在 RKL-41 上设置所需远台近台 NDB 频率。
- 在 RSBN-5S 控制面板上设置导航和着陆频道。
- 在 ZDV-30 上设置本场场压。
- 在 R-832M 无线电上设置所需的通信频道。
- 在 PU-26E 上设置 MC - GC 开关至 MC 位置，N - S 开关至 N 位置，以及本场经度。

BATTER 电瓶开关

115V INVERTOR - I  
(II) 逆变器 I - II (交流 115 伏) 开关



ENGINE 发动机开关

RDO 内部通话和无线电  
开关

FLT RECORDER 飞行数  
据记录仪开关



如果需要连接地面电源，飞行员需要呼叫地勤来连接。具体操作是按下 [V]（无线电菜单），[F8]，[F2]，[F1]（连接地面电源）。

呼叫地勤为主起落架设置轮挡：[\]（无线电菜单），[F8]，[F4]，[F1]（放置轮挡）。

请求启动发动机：[\]（无线电菜单），[F5]，[F3]（请求启动）一旦塔台同意启动，请关闭：

- **115V INVERTOR I** 断路器开关
- **115V INVERTOR II** 断路器开关
- **RDO** 断路器开关

## 执行发动机启动

- 确认油门手柄处于 STOP（停车）位，且 DON'T START 和 INV. 3x36V FAIL 信号灯熄灭。
- 要启动 Sapphire-5 辅助动力系统（APU），需要同时按下秒表和 TURBO（涡轮）按钮并持续按住 1 - 2 秒。
- 注意听 APU 启动时的噪声，同时关注注意与提示灯面板，在 23 - 24 秒后，TURBINE STARTER 信号灯将亮起。此时可以启动发动机了。

油门手柄 -  
STOP（停车位）



DON' T START 指示灯 - 熄灭

INV. 3x36V FAIL 指示灯 - 熄灭





- 同时按下秒表按钮和 ENGINE（发动机）并保持 1 - 2 秒。



- 按下 ENGINE（发动机）按钮 3 - 6 秒后，将油门手柄向前移动至慢车（IDLE）位 **[RAIt + Home]**。



3 - 6 秒后，移动油门手柄至慢车（IDLE）位

- 注意观察发动机转速表，ENGINE 按键按下后，高压轴流压气机（HPC）的 N1 指针指示的转速应不断增加，到第 15 秒时，转速应不低于 20%。在 N1 转速超过 20% 时，低压轴流压气机（LPC）的 N2 指针转速也会开始增加。



高压轴流压气机（HPC）转速不低于 20%

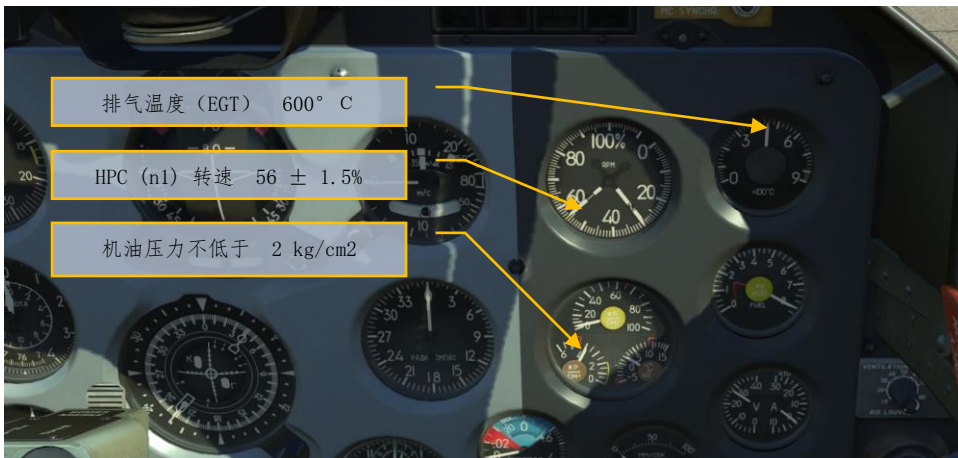
- 注意观察排气温度指示（EGT）表，当温度停止上升时重新将注意力转回发动机转速表，HPC 和 LPC 的转速应上升并保持在慢车（IDLE）模式下应至的标准区间。
- 按下秒表。





当发动机运行在慢车 (IDLE) 模式时，做以下检查：

- HPC (N1 指针) 转速应该在  $56 \pm 1.5\%$ 。
- 排气温度 (EGT) 不应超过 600 摄氏度。
- 机油压力不低于 2 千克/平方厘米，ENG MIN. OIL PRESS 指示灯必须熄灭。
- 发动机启动时间不超过 50 秒。



**注意：**当发动机高压轴流压气机（HPC）的转速，在 45 秒内达到 41.5% - 44.5% 时，Sapphire-5 辅助动力装置（APU）将自动关闭、空气涡轮起动机将断开、TURBINE STARTER 指示灯熄灭，完成启动周期。发动机将在慢车模式下（HPC 转速  $56 \pm 1.5\%$ ）自动运行。

如果发动机无法正常启动，需要执行冷转启动

执行冷转启动，需要切换 STARTING - PRESERV. - COLD. ROTAT 开关至 COLD. ROTAT 位置。

在这种情况下，点火被禁用，用于启动和运行的燃油将不供给给发动机。

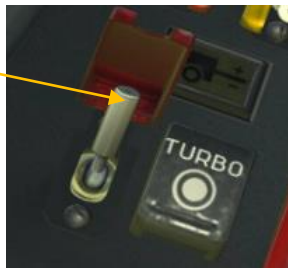


STARTING-PRESERV. COLD  
ROTAT 开关

冷转用于去除积聚在燃烧室内的燃料。

执行冷转时，油门手柄必须保持在 STOP（停车）位置。

- 按下 TURBO（涡轮）按钮并保持 1 - 2 秒。
- 当 TURBINE STARTER 信号灯亮起时，按下 ENGINE（发动机）按钮并保持 1 - 2 秒。
- 空气起动机开始旋转 HPC 转子并在 45 秒后自动停止，涡轮启动器开关切换至慢车位置。
- 开启 STOP TURBO 开关来关闭涡轮启动器。



STOP TURBO 开关

- 涡轮启动器关闭后将 STOP TURBO 开关扳回初始位置。
- 将 STARTING - PRESERV. - COLD. ROTAT 开关扳回 STARTING 位置。
- 重新启动发动机。



发动机还有一种假启动方法，用于关闭和开启燃油管路。假启动时飞行员的操作跟正常启动差不多，只是需要切换 STARTING - PRESERV. - COLD. ROTAT 开关至 PRESERV 位置。此时点火系统关闭，但其它所有用于发动机启动的系统皆正常工作。此项功能未模拟。

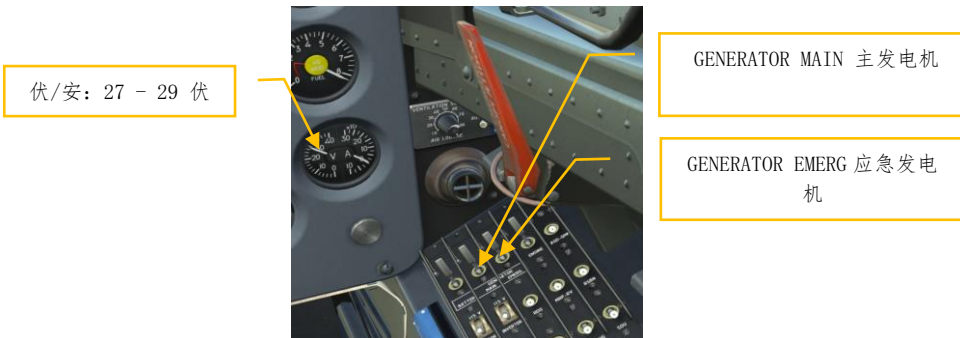
## 发动机启动后

打开：

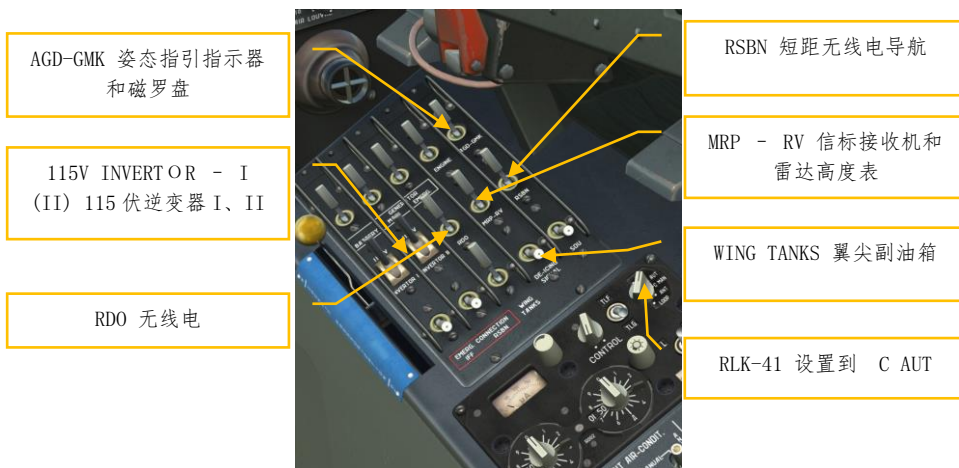
- **GENERATOR MAIN**（主发电机）开关
- **GENERATOR EMERG**（应急发电机）开关

如果采用的是地面电源启动，需要使用命令菜单请求地勤断开地面电源连接。具体操作如下：按 [\\]（无线电菜单），[F8]，[F2]，[F2]（断开地面电源）。

确认 GENERATOR、EMERGENCY GENERATOR 以及“Ground power connected”信号灯熄灭。在伏安表上确认机载电路电压处于 27 - 29 伏。



- **AGD-GMK**（姿态指引指示器和磁罗盘）开关。
- **115V INVERTOR I, 115V INVERTOR II**（115 伏逆变器 I、II）开关。
- **RDO**（无线电）开关。
- **MRP-RV**（信标接收机和雷达高度表）开关。
- **RSBN**（Iskra）开关。
- **WING TANKS.**（翼尖副油箱）开关。
- **RLK-41** 控制面板上的运行模式开关设置为 **C AUT.**。



AGD-GMK 姿态指引指示器  
和磁罗盘

115V INVERTOR - I  
(II) 115 伏逆变器 I、II

RDO 无线电

RSBN 短距无线电导航

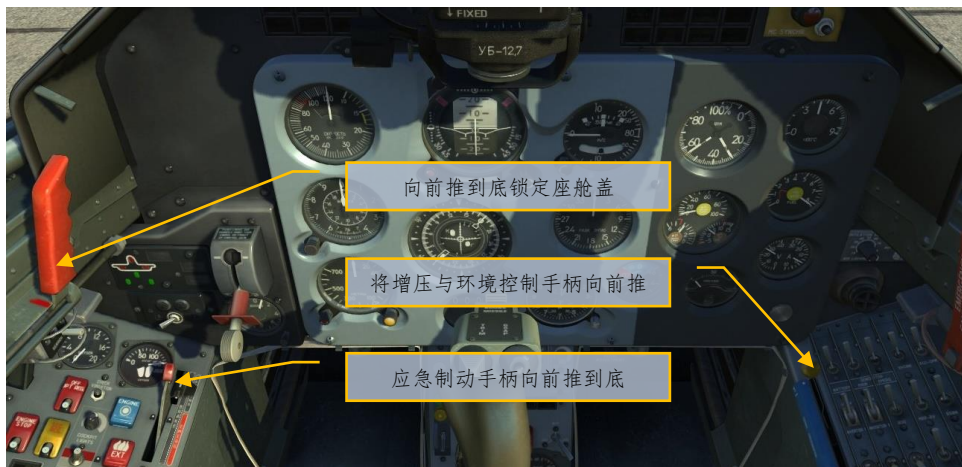
MRP - RV 信标接收机和  
雷达高度表

WING TANKS 翼尖副油箱

RLK-41 设置到 C AUT

- 使用命令菜单关闭座舱盖：[N]（无线电菜单），[F8]，[F2]，[F1]（关闭座舱盖）。
- 座舱盖关闭后，将座舱盖锁定手柄向前推到底，确保座舱盖已经锁好并确认 CANOPY UNLOCKED 指示灯熄灭。
- 将驾驶舱增压与环境控制手柄向前推到底为驾驶舱增压，等待 30 秒后 AIRCONDIT OFF 指示灯将熄灭。检查驾驶舱压力和高度差表（UVPD），确认读数为 0.02 - 0.05。
- 将应急制动手柄向前推到底（驻车制动位置）。

**注意：座舱盖开启与关闭可以使用快捷键：[LCtrl + C]**



向前推到底锁定座舱盖

将增压与环境控制手柄向前推

应急制动手柄向前推到底

如果环境温度在 5 摄氏度或以下，或者在复杂气象条件和夜间飞行前，需要开启 PITOT TUBE HEATING MAIN 和 STAND-BY（主要、次要空速管加热）开关，同时开启 DE-ICING SIGNAL（除冰信号）断路器开关。最后将 ANTI-ICING（防冰）开关向前推到 AUTOMATIC（自动）位置。

## 滑行前准备与滑行

- 放下襟翼至 25°（起飞位）。
- 按下应急制动手柄上的黑色弹簧片，应急制动手柄（驻车手柄）将弹起至解锁状态。
- 向地勤人员发出“移除轮挡”请求；
- 确认轮挡已被移除，从右至左观察是否有其它飞机正在滑出，滑行道上是否有障碍物。
- 慢慢增加发动机转速让飞机开始向前移动。如果在移动时因为前起落架轮胎朝向而导致偏移，飞行员必须使用制动（刹车）来停止偏移。
- 未装备外挂时，飞机的滑行速度最高 30 千米/时，在装备外挂时为 15 千米/时。转向前和转向时的滑行速度严禁超过 10 千米/时！

在滑行至跑道前飞行员必须仔细观察并确保：

- 跑道上没有任何障碍物；
- 没有任何正在进行着陆或进近程序的飞机。

请求允许滑行至跑道，当请求被允许后，滑上跑道并向前滑行 10 - 15 米来将前起落架对齐起飞航向。按下制动手柄进行机轮制动（刹车），检查升降舵和副翼上的配平器处于中置位置。检查 RKL-41 自动测向仪和 GMK-1AE 磁罗盘是否已校准（如果需要，请进行同步）。检查除 DANGEROUS ALTITUDE 外的所有告警灯都处于熄灭状态。

增加发动机转速（RPM）至 90%，并向空中交通管制（ATC）请求起飞。

## 圆形起降飞行

用于练习起飞、转向、着陆进近和着陆，以及用于着陆机场没有安装着陆系统时的目视进近着陆。标准圆形起降进近着陆高度为 600 米。在未知机场着陆时，飞行员应使用基本参数进行进近。

### 起飞

接到空中交通管制允许起飞命令后，向前推油门手柄至“TAKE OFF”（起飞）位，确认发动机转速达到起飞参数要求，释放制动（刹车）开始起飞滑跑。

当飞机开始滑跑时需要使用脚蹬和制动（差动制动）来确保飞机直线前进，当空速高于 60 千米/时时仅使用脚蹬修正方向。飞行操纵杆必须中置。

当滑跑速度达到 150 千米/时时，向后轻拉飞机操纵杆让飞机前起落架机轮离地，然后保持此姿态直至飞机离地。如果机轮正确抬起，地平线将正好处于光学瞄具下方。当速度达到 180-190 千米/时时，飞机将慢慢离开地面。

当高度达到 15 米，空速不低于 220 千米/时时，向上扳动起落架控制手柄来收起起落架。在起落架回收过程中检查 L/G 位置指示灯面板上的红灯是否亮起，以及起落架机械指示器位置（起落架收起后指示器将缩回至机翼内）。

### 爬升

在高度达到 50 米且空速不低于 250 千米/时时收回襟翼。检查襟翼相关指示灯是否亮起，襟翼收回按钮必须达到初始位置（最上方）。

**注意：空速高于 310 千米/时时襟翼将自动收回。**

襟翼收回后高度达到 100 米时，设置发动机转速至 100% 并保持爬升，提升空速至 350 千米/时。

## 第一、二转弯

第一、二转弯可以作为一个整体来进行，目的是让飞机转向至与着陆航向相反的方向。

当高度达到 300 米时，以 350 千米/时的空速保持 20° 滚转角边爬升边进行第一、二转弯。

在达到预定高度（600 米）前的 50 - 70 米时降低发动机转速至 90% 同时推杆减小爬升率，从而让空速更好地保持在 350 千米/时。最终在 600 米时改平（保持平飞），并保持 350 千米/时的空速。

当当前航向与着陆航向相反时改平完成转弯。

## 第二转弯至第三转弯间的飞行

在放出起落架前，保持高度 600 米、空速 350 千米/时、航向与着陆航向相反并保持平飞，不要有下滑角。

侧对 RSBN 时（RSBN 指向 90° 或 270°），检查 PPD-2 上的距离指示，此时距离机场应该在 5.5 - 6 千米左右。

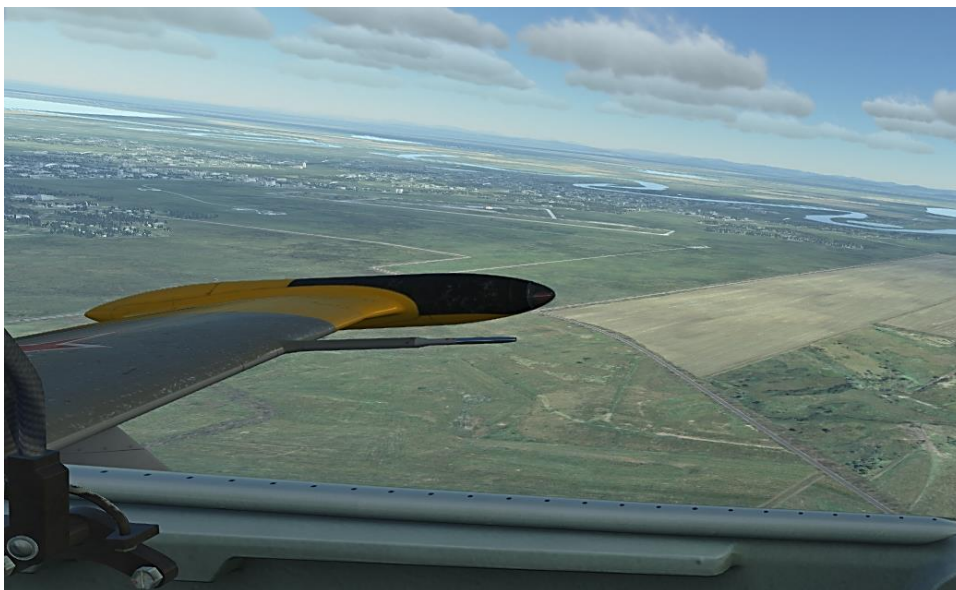


图 141： 第二转弯至第三转弯间的飞行

当飞机正好与跑道头平行时，将发动机转速收至 80% 并保持空速 330 千米/时，放出起落架并在起落架位置指示器以及机翼上的起落架机械指示器上确认起落架正常放出。起落架放出后将空速调整到 300 千米/时（发动机转速提高至 90%）。



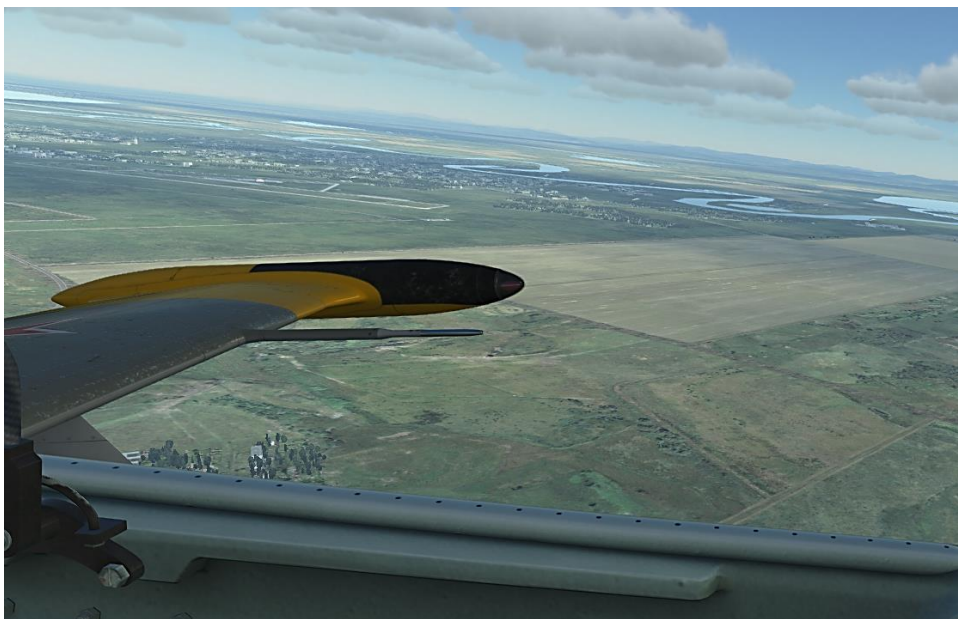


图 142: 飞机与跑道头平行

### 第三转弯

第三转弯在飞机侧对远台（outer NDB）并越过远台时开始，此时 ADF 上 NDB 的指向应该是  $120^{\circ}$ （ $240^{\circ}$ ），转向时需要保持 300 千米/时的空速，整个转弯需要大约  $120^{\circ}$ 。

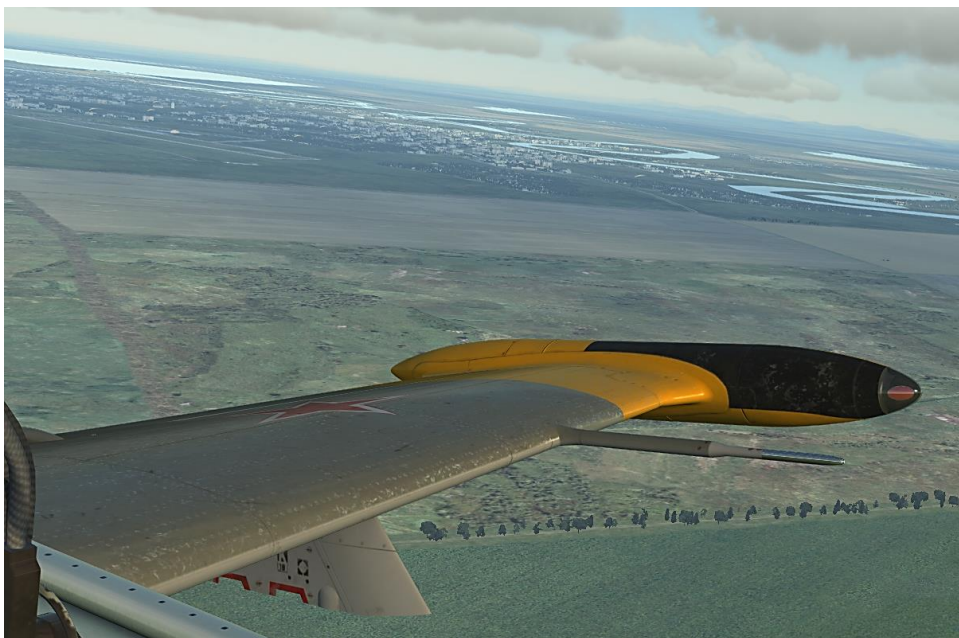


图 143: 第三转弯

一般来说, 当风速小于 10 米/秒时, 第三转弯的位置是固定的, 不用考虑风速和风向。但是当风速大于 10 米/秒时, 建议根据风的具体情况提前转向。

在 ADF 上的 NDB 指向  $20^{\circ}$  ( $340^{\circ}$ ) 时开始改平, 结束第三转弯并为第四转弯做准备, 此时飞机机头与跑道中心线的夹角约为  $65 - 70^{\circ}$ 。

## 第三转弯至第四转弯间的飞行

完成第三转弯时, 减小发动机转速至 85%, 调整空速至 280 千米/时并放下起飞襟翼 ( $25^{\circ}$ )。开始以 4 - 5 米/秒的下降率飞行。

接近第四转弯时, 保持航向基本朝向跑道, 保持空速至 280 千米/时和 4 - 5 米/秒的下降率。注意关注高度, 开始估算第四转弯的时机。

进入第四转弯时, 飞机高度应为 400 - 420 米。

## 第四转弯

当跑道中线与机头夹角在  $15 - 20^\circ$  左右时，开始第四转弯。



图 144： 第四转弯

保持 280 千米/时的空速开始以  $30^\circ$  角转弯，用滚转的方式修正转向以构建正确的进近。



图 145: 空速=280 千米/时, 高度=320 米

完成第四转弯时, 飞机机头应该正对着跑道中线延长线, 此时飞机距跑道头 5 - 5.5 千米, 高度为 320 - 330 米。

进行第四转弯时, 主要注意保持空速、正确的进近以及转弯完成时的高度。

如果转弯时高度只有 300 米, 增加发动机转速 (甚至可以最大推力) 来保持水平转弯 (确保不再掉高)。

第四转弯完成后释放襟翼至着陆位 ( $44^\circ$ ) 并确认襟翼正确释放到位。襟翼释放后, 增加推力至 90%。

保持 4 - 5 米/秒的下降率飞行, 当飞机飞跃远台 (outer NDB) 上空时, 空速应为 260 千米/时, 此时高度约 260 米。



图 146: 空速=260 千米/时, 高度=260 米

此时, 必须确认跑道净空、进近方式正确、襟翼和起落架释放到位。

## 第四转弯后的下降

飞跃远台 (outer NDB) 后飞机的高度将进一步下降, 空速也会逐渐减小。当飞机飞跃近台 (inner NDB) 时, 空速为 230 千米/时, 高度 60 - 80 米。





图 147：空速=230 千米/时，高度=60米

飞跃远台或近台时，驾驶舱内将会响起提示音，同时 MARKER 提示灯将闪烁。

为明确下滑道指向，可以将跑道头距离 50 - 70 米的地方设定为拉平点。操纵飞机向此拉平点飞行来估算着陆精度。

可以靠拉动飞机操纵杆到一个固定角度，依靠调整发动机转速来控制飞行速度以使用一个固定的俯仰角和空速向拉平点飞行。

依靠控制发动机转速修正速度和高度来接近拉平点。当飞跃拉平时未能靠调整转速取得合适的进近高度与速度，立刻执行复飞程序。

## 着陆

高度在 50 米时确保进近正确，飞机对准跑道中线且跑道净空。

当高度 30 米时，此时空速应为 230 千米/时。应将注意力转移至下方，仔细观察前下方和左侧 10 - 15°的地面。



图 148： 空速=230千米/时，高度=30米

当高度达到 8 - 10 米时，轻拉飞机操纵杆开始拉平，调整下降率为 1 米/秒。在拉平将要完成时减小发动机转速。



图 149： 拉平

当拉平时，视线的关注点在机头前方 35 - 40 米，机身中心线左前方 15 - 20° 的地面。当拉平完成时，飞机必须处于正常飞行高度（而不是撞地）。

接地前需要轻拉飞机操纵杆为飞机构建一个迎角，以便于在接地时主起落架机轮先接地，接地速度为 180 千米/时。



当前起落架机轮接地后，慢慢按下制动手柄进行制动，保持脚蹬在中间位置。

着陆并离开跑道后，收回襟翼并滑行至停机位。

## 侧风起飞与着陆

当侧风为 5 米/秒时，起飞与着陆的操作比无风时要困难一些。当侧风高于 5 米/秒时，起飞与着陆的操作有着一定的特殊性，需要特别注意。

在起飞过程中，因侧风导致的横向效应需要通过朝来风一侧倾斜飞机操纵杆以补偿。随着速度的增加，副翼效率增大，因此飞机操纵杆可以慢慢回到中间位置。在起飞初始阶段，因侧风导致飞机偏转的趋势需要使用差动制动来修正，在起飞末期，需要使用方向舵来进行补偿。

起落架与襟翼收回后，飞机在侧风里的侧滑趋势需要靠飞行员向需要飞行的航向一侧制造相同角度的侧滑以补偿。

在着陆过程中，侧滑趋势需要靠飞行员向需求航向一侧制造相同角度的侧滑以补偿。

拉平应以正常方式进行，只是在着地前，不是靠调整飞行航向对准跑道，而是依靠向侧风方向倾斜飞机操纵杆，同时向侧风相反方向蹬脚蹬的方式将飞机稳定在侧风里，然后使飞机沿着跑道中线的延长线下滑，若飞机还有偏离跑道中线的现象，应适当增减侧滑角或航向角，直到飞机不再偏离跑道中线时为止。接地后，及时向侧风的反方向适当蹬脚蹬，使飞机纵轴与跑道平行，保持好滑跑方向。

## 关闭发动机

当滑行至停机位时：

- 设置油门手柄至慢车（IDLE）位
- 将增压与环境控制手柄向后收到底
- 在 RKL-41 控制面板上将操作模式开关设置到 **OFF** 位置
- 关闭除了 **ENGINE**、**BATTERY** 和 **FLT RECORDER** 以外的所有开关
- 设置油门手柄至停车（STOP）位
- 打开座舱盖锁定手柄

- 呼叫地勤人员请求开启座舱盖
- 当发动机转速指针指向刻度 0 时，将主断路器面板上未关闭的其它电门全部关闭，并关闭 FLT RECORDER 开关。

## 圆形起降飞行

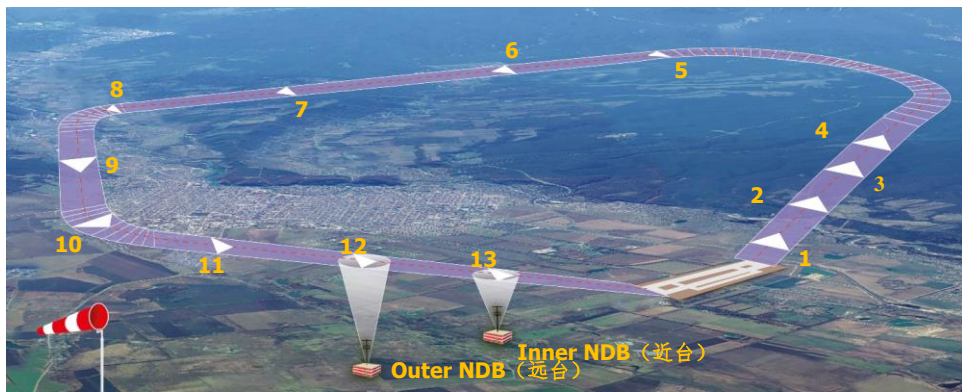


图 150: 圆形起降飞行

1. 高度 = 20 米，空速 = 250 千米/时 - 收回起落架。
2. 高度 = 50 - 70 米，空速 = 280 千米/时 - 收回襟翼。
3. 空速 = 300 千米/时，转速表  $n_1 = 100\%$ 。
4. 高度 = 300 米，空速 = 350 千米/时，滚转角 =  $20^\circ$  - 开始第一、二转弯。
5. 高度 = 600 米，空速 = 350 千米/时，航向与起飞航向相反。
6. 高度 = 600 米，空速 = 350 千米/时，侧对 RSBN 信标，信标方位 =  $270^\circ$  ( $90^\circ$ )，PPD 距离 = 5.5 - 6 千米。
7. 侧对跑道头，转速表  $n_1 = 80\%$ 。空速 = 300 千米/时 - 放下起落架。
8. 高度 = 600 米，空速 = 300 千米/时，信标方位 =  $240^\circ$  ( $120^\circ$ )，滚转角 =  $30^\circ$  - 进入第三转弯。
9. 转速  $n_1 = 85\%$ 。空速 = 280 千米/时，释放  $25^\circ$  襟翼，开始下滑，下降率 = 4 - 5 米/秒。
10. 高度 = 420 - 400 米，空速 = 280 千米/时，滚转角 =  $30^\circ$  - 进入第四转弯。
11. 高度 = 330 - 320 米。 - 完成第四转弯，释放  $44^\circ$  襟翼。
12. 高度 = 260 米。空速 = 260 千米/时 - 飞跃 outer NDB (远台)。
13. 高度 = 60 - 80 米，空速 = 230 千米/时 - 飞跃 inner NDB (近台)。

# 特技飞行

## 总说明

不论在何种高度上，最小允许空速都是 200 千米/时，在这个速度之上，飞机是足够稳定和可控的。

如果在飞行中出现负 G 或者接近 0G 飞行的情况，以下的告警灯将亮起：DON'T START、150 KG FUEL、ENG. MIN. OIL PRESS。同时燃油表也将显示失效状态。在这种情况下，飞机仍可以正常飞行。

飞机倒飞时间不能超过 20 秒，滑油压力将降至 2 千克/平方厘米以下。

执行倒飞后，飞机必须保持至少 20 秒的水平飞行（需要时间为燃油存储器充油），而且必须在发动机机油压力处于 3 千克/平方厘米，HPC 转速 95% 的正常值时（油门其它模式下需保证不低于 2 公斤/平方厘米机油压力）方能再次倒飞。

在高度 4000 米时，飞行员在执行特技飞行时为防止失速而必须控制的过载为：

空速.千米/时	过载	空速.千米/时	过载
200	1.25	400, 500	4.0、5.0
300	2.5	600	6.0

如果发生抖动，飞行员必须立刻向前推飞机驾驶杆直到抖动停止，同时需要密切关注发动机相关仪表（排气温度表和转速表）。

在特技飞行中，飞行员必须避免将空速掉到 200 千米/时以下。这对进行垂直机动的特技飞行来说尤其重要。假设空速掉到了 200 千米/时以下，不要猛拉飞机操纵杆，而是整体协调操作。

飞机为特技飞行而进行的加速和减速不要在水平飞行时进行，而是采用爬升和俯冲的方式来达到目的。需要快速减速时，可以放出减速板。

为了增加空速来完成接下来的爬升特技动作，飞行员必须保持发动机转速在上一个特技动作的下降部分不低于 90%（比如做第二个筋斗前，第一个筋斗的俯冲部分发动机转速不能低于 90%）。

当下一个特技飞行动作是从水平飞行开始时，可以先利用一个 80 - 70° 角的俯冲同时慢慢增加发动机转速来积累所需的能量与初始速度。为尽快达到所需的速度，可以将油门手柄从额定模式向前推到起飞模式来获得。

飞行高度在 6000 米以上时，飞机不允许进行垂直机动（筋斗，半筋斗），因为此特技飞行所需空速可能超过马赫限制。

在做特技飞行动作时，需要依靠姿态指引指示器（ADI）和电子转向和侧滑指示器（T/S）的引导来完成动作，尤其是无法目视到地平线的状态下。依靠以下仪表能做到：

- 精确控制所需的俯仰和滚转角度（俯冲和爬升），并依靠这些指示完成特技飞行动作。
- 在特技飞行动作的开始、进行和退出时，协调飞机操纵杆和脚蹬之间的控制。
- 确认飞机与地平线之间的相对位置。

## 飞机在最小空速下的行为

L-39C 在发动机处于慢车运行、起落架和襟翼都收回时的最小空速（过载 1G 时进入失速的空速）为 180 千米/时。在起落架和襟翼放出 25°（44°）时为 160（155）千米/时。

随着过载的增加，失速行为将随之提前发生。

当飞机达到比最小空速高 5 - 10 千米/时的速度时，飞机将开始抖动（从副翼开始），同时飞机操纵杆也会震颤。

随着空速的进一步降低，抖动将愈发激烈，随之出现滚转波动。当空速达到 160 - 165 千米/时时，向后拉动飞机操纵杆到底，飞机通常会降低机鼻并进入螺旋下降，空速随之增加至 200 - 220 千米/时。

机翼失速并不经常发生，一般情况下飞机会向右进入失速。在这种情况下将飞机操纵杆向前推（副翼保持不动）并增加空速可以让飞机重新获得控制。副翼也将重新起效。

在失速时蹬脚蹬可能会导致尾旋，尾旋方向可能与脚蹬方向相同或相反。

## 尾旋

由于对飞行技巧的简单误读，有可能使飞机无意中失速而进入尾旋。这与飞机操纵杆俯仰的过度操作以及蹬脚蹬幅度过大有关。



图 151: 尾旋

尾旋时的第一个自转旋转大约会掉高 300 - 400 米，时长约 6 - 7 秒。飞机自进入尾旋到改出并平飞的总掉高大约为 500 - 600 米。如果尾旋进入第二、第三个自转旋转，总的掉高可能会有 1050 - 1200 米（第二个自转旋转），或 1400 - 1700 米（第三个自转旋转）。

### 正常尾旋

如需故意进入尾旋，飞行员需要按以下顺序操作：

于 5000 米高度进行水平飞行，并控制空速至 300 千米/时：

- 以 20 度角向上爬升，并将油门设置到慢车位（IDLE）。

- 在空速达到 190 - 180 千米/时时，向尾旋方向蹬脚踏来打满方向舵。控制飞机驾驶杆使机头对准地平线，当飞机侧倾 45 度时向后拉杆到底，此时空速约为 170 - 160 千米/时。在进入尾旋的整个过程中，副翼需要一直保持中置。

改出尾旋：

- 向尾旋相反方向蹬脚踏至最大程度，然后松开飞机操纵杆让其回中，或者稍稍带杆。
- 当尾旋停止时，松开脚踏至回中状态。当空速达到 400 千米/时，增加发动机转速至起飞位并以 2.5 - 3G 的过载从俯冲中脱离。

无意中进入尾旋，需要按以下方式操作改出：

- 估计高度。
- 确认尾旋方向（地面是从左向右还是从右向左移动）；
- 将油门杆设置至“IDLE”（慢车）模式。
- 如同故意进入尾旋那样控制飞机：向尾旋方向蹬脚踏并向后拉满飞机操纵杆（副翼保持中置）。
- 向尾旋相反方向蹬脚踏至最大程度，然后松开飞机操纵杆让其回中，或者稍稍带杆。
- 当尾旋停止时，松开脚踏至回中状态。当空速达到 400 千米/时，增加发动机转速至起飞位并以 2.5 - 3G 的过载从俯冲中脱离。

**警告：如果飞机在 1500 米高度时仍未改出尾旋 - 必须立刻跳伞！**

## 使用 RSBN-5S (“ISKRA-K”) ) 设备飞行与导航

在使用 RSBN-5S (“Iskra-K”) 设备辅助飞行时必须先在前驾驶舱内设置导航和着陆频道。

### NAVIG (导航) 模式

“НАВИГАЦИЯ” (导航) 模式是 RSBN-5S (Iskra-K) 的主要模式。



飞机的航向可以在 RMI 上尾端有圆圈的指针所指的内部刻度上读出，其距离可以在 PPD-2 上显示。在飞行中的任何时候都可以使用相应机场的频道来确认飞机相对于机场的位置和距离。

为快速确认机场的方位，可以在 RMI 上使用尖头指针读取，这个指针与 RKL-41 上的指针类似，显示飞向机场的方向。

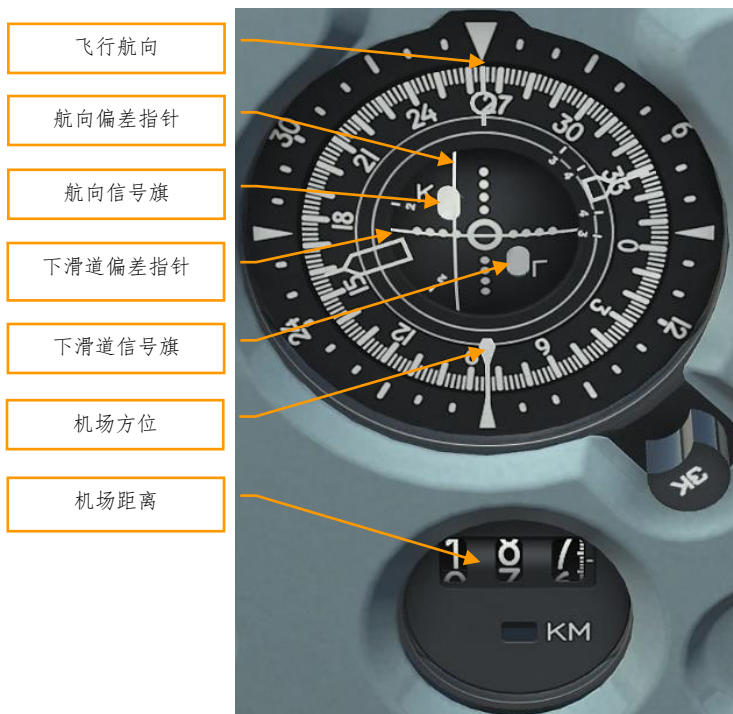


图 152: RMI

在导航模式下，可以执行向所需航向飞行。

远离 RSBN 信标：

- 使用航向旋钮设定所需要的航向
- 远离信标时，PPD-2 上显示的距离随之增加

飞向 RSBN 信标：

- 使用航向旋钮设定与所需航向相反（180°）的航向

- 飞向 信标时，PPD-2 上显示的距离随之减小

要向所需航向（路径）飞行，飞行员必须使航向偏差指针保持在 RMI 的中心。

## 使用 RSBN-5S（Iskra-K）设备进近和着陆

在 DCS:L-39C 模拟中，以下四个机场装备了 RSBN 信标和由航向信标与下滑道信标组成的仪表着陆系统设备（俄语：PRMG）：克拉斯诺达尔-中心区、迈科普-汉斯卡亚、克雷姆斯克和莫兹多克。但是，克拉斯诺达尔-中心区机场安装的仪表着陆系统仅安装在着陆航向  $86^\circ$  上，同样的，迈科普的仪表着陆系统仅安装在着陆航向  $40^\circ$  上。

克雷姆斯克和莫兹多克机场的仪表着陆系统设备（PRMG），在跑道的两个航向上都能接收到信号。

飞行员需要了解 RSBN 信标的位置从而利用其进行进场和进近。需要注意的一点是，着陆航向取决于任务编辑器中的风向设定。

为更好的在进场和进近时导航，可以把机场用两个假想区域来表示。

区域“A”当从着陆航向进场时，或以着陆航向旁  $\pm 15^\circ$  的航向进场时。

区域“B”当从其它方向进场时。

当飞行任务完成时，飞行员需要：

- 将飞机转向 RSBN 信标方向。
- 确认飞机相对于机场的区域（“A”还是“B”）（如需帮助，请按 F10 键确认位置）。
- 向机场飞行。

如果决定在非起飞机场着陆，飞行员需要：

- 使用航向旋钮设定新的着陆航向。
- 在 RSBN 控制面板上输入新的导航和着陆频道。
- 确定 RMI 和 PPD-2 上指示的航向和距离已经切换到新的目标机场，RSBN 控制面板上 AZIMUTH/DISTANCE CORRECTION 信号灯亮起。后驾驶舱注意与提示灯面板上的 AZIMUTH CORRECT 和 DISTANCE CORRECT 提示灯亮起。
- 在 ZDV-30 上设定新的目标机场场压。
- 设定 outer 和 inner NDB（目标机场远台近台）频率，RKL-41 上的指针需要指向 outer NDB。
- 将飞机转向 RSBN 信标方向。
- 确认飞机相对于目标机场的区域（“A”还是“B”）。

- 接近目标机场。

## 飞机处于“A”区域时

当飞机位于着陆机场 50 - 132 千米，高度 5000 - 8000 米时，需要使用下降（GLIDE PATH）模式（也译为穿云模式）。当距离接近至 12 - 30 千米，高度为 600 - 1500 米时，需要切换至着陆（LANDING）模式。

下降模式用于将飞机向目标机场导航下降至 600 米的安全高度，并处于着陆航向或 RSBN 所指方位上。

飞机处于下降模式时，穿云轨迹与地平线的夹角大约 4 - 5°。下滑道轨迹范围在离目标机场 132 - 21 千米内。

当飞机距目标机场距离大于  $132 \pm 5$  千米时，下滑道偏离指针将指示飞机相对于巡航高度（8000 米）的位置。

当飞机距目标机场距离在  $132 \pm 5$  到  $21 \pm 3$  千米之间时，下滑道偏离指针将指示飞机相对于穿云轨迹的位置。

当飞机距目标机场距离小于  $21 \pm 3$  千米时，下滑道偏离指针将指示飞机相对于安全高度（600 米）的位置。

当飞机距目标机场距离达到  $21 \pm 3$  千米时，此时前后驾驶舱内的 END OF DESCENT 信号灯将亮起，下滑道偏离指针将指示飞机相对于 600 米高度的位置，为进入下降模式下滑道做准备。

在下降模式飞行需要：

- 检查航向指针是否设定到着陆航向上。
- LANDING - NAVIG - GLIDE PATH 模式选择开关选择 GLIDE PATH 模式。
- 在 ZDV-30 上设置目标机场场压。
- RMI 上的航向偏移指针和 ADI 上的横向通道指针指示飞机与 RSBN 信标的相对位置。
- RMI 上的下滑道偏移指针和 ADI 上的纵向通道指针指示飞机与下滑轨迹的相对位置。
- PPD-2 显示与 RSBN 信标的距离。

**注意：RMI 上的下滑道和航向偏移指针与 ADI 上的横向和纵向通道指针所指示的飞机与 RSBN 信标间的相对位置是完全相同的。飞行员最好只专注于观察 RMI 上的指针，同时注意观察空速和高度。飞机在下滑道轨迹上的空速需要控制在 400 - 500 千米/时之间。**

- 进行水平和垂直机动来将航向和下滑道偏移指针对准 RMI 上的圆心正中。
- RMI 正中心的圆圈象征着飞机。在跟随指示穿云下降时，下滑道和航向偏移指针都必须保持在圈内；
- 当飞机位于穿云轨迹之下时，可以不进行垂直机动修正，因为随着飞机的水平飞行，下滑道偏移指针将慢慢的从上往下向 RMI 上的圆心移动。
- 当飞机到达离机场  $21 \pm 3$  千米的距离时，前后驾驶舱内的 END OF DESCENT（穿云结束）信号灯将亮起，下滑道偏移指针指示飞机与 600 米高度的相对位置，调整空速至 350 千米/时。
- 此时切换 LANDING - NAVIG - GLIDE PATH 模式选择开关至 LANDING 位置来使飞机接收无线电下滑信号。

**重要：为保证 LANDING 模式精确，RMI 上的航向指针必须设定至着陆机场的航向上。**

LANDING 模式生效时：

- 下滑道偏移指针上移。
- 下滑道和航向警告旗关闭。
- PPD-2 上开始指示飞机与下滑道无线电信标间的距离。

最终进近下高：

- 继续保持 600 米高度水平飞行。
- 跟随 RMI 上的航向偏移指针转向机场方向。
- 距离机场 15 千米时，降低发动机转速至 80%，降低空速至 330 千米/时，放下起落架。
- 继续减速至 280 千米/时并放下  $25^\circ$  襟翼。
- 提高发动机转速至 90% 并保持 280 千米/时的空速，保持高度 600 米。
- 当接收到无线电下滑信号（距离 12 千米），RMI 上的下滑道偏移指针将中间的圆心移动。
- 距离 12 千米，高度 600 米，无线电下滑道开始下降，将下滑道和航向偏移指针的交汇点保持在 RMI 上的圆心内，保持空速 280 千米/时，下降率 3 - 4 米/秒。
- 距离 6 千米，高度达到 300 米时，放下  $44^\circ$  襟翼，保持 260 千米/时的空速。
- 继续用将下滑道和航向偏移指针的交汇点保持在 RMI 上的圆心内的方式跟随无线电下滑道信号，保持 260 千米/时的空速。
- 飞跃 outer NDB（远台），空速 - 260 千米/时，高度 - 200 米，飞跃远台时驾驶舱内将出现声音提示并闪烁 MARKER 提示灯。
- 飞跃 outer NDB 后至飞跃 inner NDB 前，空速不要低于 230 千米/时。
- 高度 80 - 60 米，速度 230 千米/时，飞跃 inner NDB（近台）飞跃近台时驾驶舱内将出现声音提示并闪烁 MARKER 提示灯。
- 飞跃近台后，保持目视接触跑道，并估算飞机与跑道的相对位置，着陆。

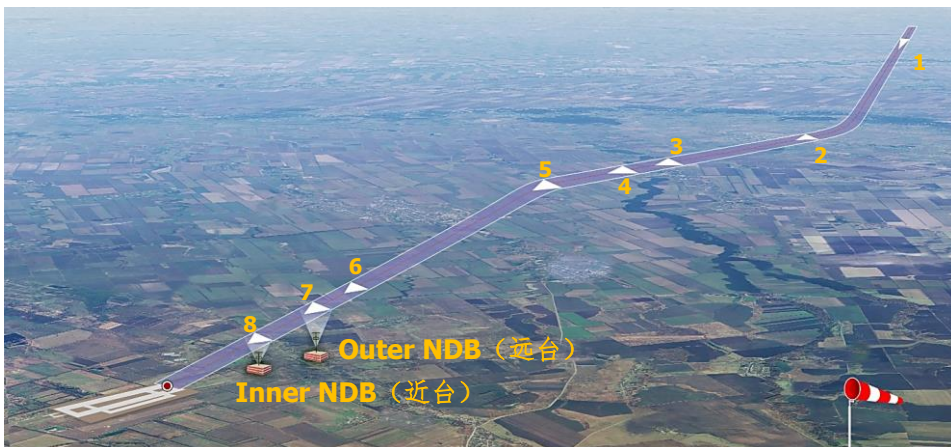


图 153: 使用 **GLIDE PATH** 和 **LANDING** 模式时的着陆航线。

1. 以穿云模式下降;
2. 高度 - 600 米, 距离 =  $21 \pm 3$  千米. “GLIDE PATH” 模式结束;
3. 高度 - 600 米, 距离 = 15 千米, 空速 - 330 千米/时 - 放出起落架;
4. 空速 - 280 千米/时 - 放下  $25^\circ$  襟翼。
5. 高度 - 600 米, 距离 = 12 千米, 无线电下滑道进入点。
6. 高度 - 300 米, 距离 = 6 千米, 空速 - 280 千米/时 - 放下  $44^\circ$  襟翼。
7. 飞跃 outer NDB, 空速 - 260 千米/时, 高度 - 200 米。
8. 飞跃 inner NDB, 空速 - 230 千米/时, 高度 - 60 - 80 米。

L-39C 上配备有 SDU 系统, 能很好地帮助飞机进行着陆进近。当捕获到航向信标信号后, 开启 SDU 断路器开关和 SDU 控制开关. ADI 上的“T”和“K”警告旗将关闭。

接下来的飞行需要遵循 ADI 上的横向和纵向 (滚转和俯仰) 通道指针的指引。将指针保持在中心, 飞机就能很好的跟随所需的下滑道下降。飞机与下滑道信标的距离显示在 PPD-2 上。

## 飞机处于 “B” 区域时

如果在执行完任务后, 飞机处在离机场很远的地方, 有必要在距离机场 15 - 21 千米左右进行最终段进入, 距离从 PPD-2 上读取 (如需帮助, 请按 F10 键确认位置)。接近最终段进入位置时将空速调整至 350 千米/时, 高度 600 米, 然后执行最终段转弯, 在进入最终段转弯前需要切换至 **LANDING** 模式。接下来的进近与降高与上文 **LANDING** 模式内容相同。

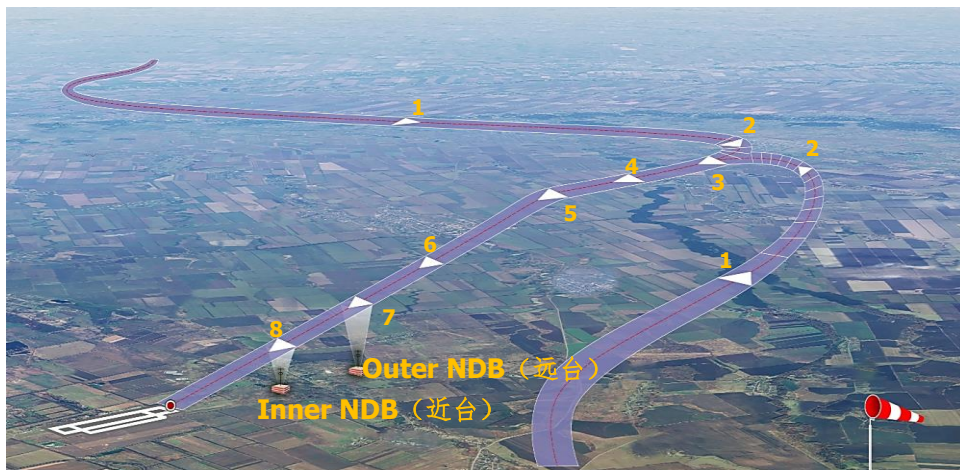


图 154: 规划进场航路并使用 LANDING 模式进近着陆

1. 初始接近。
2. 基线转弯, 开启“LANDING”模式。
3. 高度 - 600 米, 距离 = 15 千米, 空速 - 330 千米/时 - 放出起落架。
4. 空速 - 280 千米/时 - 放下 25°襟翼。
5. 高度 - 600 米, 距离 = 12 千米, 无线电下滑道进入点。
6. 高度 - 300 米, 距离 = 6 千米, 空速 - 280 千米/时 - 放下 44°襟翼。
7. 飞跃 outer NDB, 空速 - 260 千米/时, 高度 - 200 米。
8. 飞跃 inner NDB, 空速 - 230 千米/时, 高度 - 60 - 80 米。

## 使用 RKL-41 进场

如果机场没有安装 RSBN 和 PRMG, 需要使用 RKL-41 来执行进场。

- 在 RMI 上使用航向旋钮设置着陆航向。
- 输入目标机场 outer 和 inner NDB (远台和近台) 频率。
- 确保 RKL-41 的指针指向 outer NDB (远台)。
- 使用 RMI、RKL-41、地图 (F10) 等多种方式确认飞机与目标机场的相对位置, 将飞机转向机场方向。
- 保持 1000 - 2000 米的合适高度飞行, 并提前侦察跑道位置。



- 目视发现跑道后，操作飞机使其飞跃 outer NDB（远台）信标并对准着陆航向。
- 保持高度 600 米，然后控制空速至 350 千米/时，准备进行第一转弯。
- 执行圆形起降飞行（五边）。

使用 RKL-41 进行进近和着陆，在 PPD-2 上是不会显示距离的，必须考虑这点。

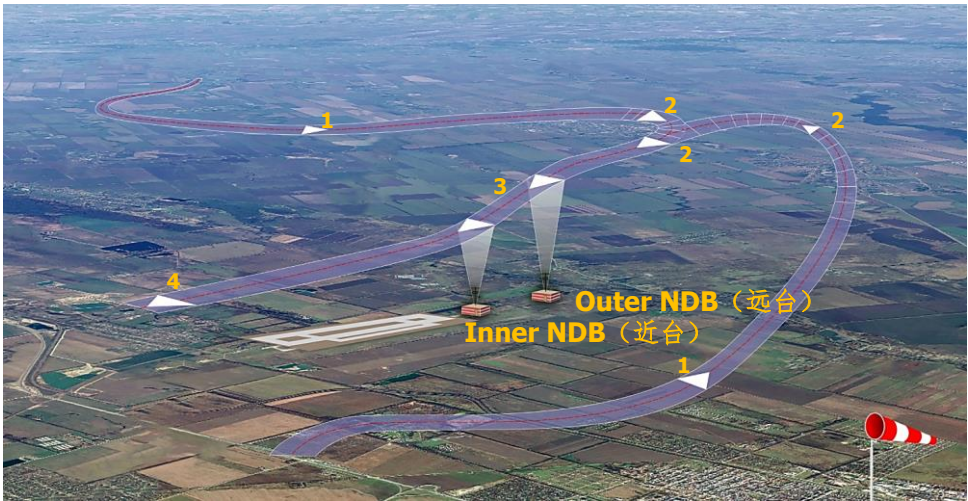


图 155: 使用RKL-41规划着陆航线

1. 进场。
2. 使用 ADF 上指向远台的指针来帮助飞机对准跑道。
3. 降低高度至 600 米。
4. 开始第一、二转弯（五边飞行）。

# 作战使用



# 作战使用

## 航空军械

L-39C 教练机能使用炸弹和导弹等武器。飞机上安装有 ASP-3NMU-39 光学瞄准具、FKP-2-2 照相机和 EKSР-46 信号弹发射装置。

L-39C 的武器、瞄具、照相机等设备一般用于以下任务：

- 使用 50 - 100 公斤炸弹精确俯冲轰炸。
- 精确使用 S-5 火箭弹俯冲供给地面目标。
- 使用 R-3S 空空导弹攻击空中目标。

武器控制集中在前驾驶舱的中心面板上。武器发射按钮仅安装在前驾驶舱飞机操纵杆上。

## 炸弹武器

炸弹武器包括：

- L-39M-117, L-39M-118 机翼挂架。
- 两颗炸弹。
- 投弹控制系统。

炸弹安装在机翼挂架上。

在战斗投放系统的帮助下 L-39C 能在速度高于 310 千米/时的空速下用单独或齐射的方式投放引信保险已激活的炸弹（速度低于 310 千米/时，武器系统将上锁无法发射）。当需要应急抛离炸弹时，两个炸弹将同时被抛下。

前驾驶舱炸弹武器控制与指示：

- ARMS - 为作战相关按钮通电
- PORT - STARB. BOTH 此双向开关用于选择炸弹投放模式。如需单独投放炸弹，先选择“PORT”，投放完毕后再选择“STARB. BOTH”位置来投放另一颗炸弹。如果直接选择“STARB. BOTH”将同时投放两颗炸弹。
- EMERG. JETTIS. 开关用于应急抛离挂载。

- LIVE - BLANK 开关用于选择当炸弹被应急炸弹抛离系统抛离时，引信保险是否激活。
- EXPLOSIVE 信号灯 将在“LIVE - BLANK”开关处于“LIVE”位置时亮起。
- Stores are present 信号灯在炸弹挂载在挂架上时亮起。
- STAND ALERT 信号灯，表示武器控制系统准备完毕。此灯只在空速高于 310 千米/时时亮起。
- 扳机保险盖

后驾驶舱炸弹武器控制与指示：

- ARMS - 为武器控制系统通电。
- EMERG. JETTIS. 开关用于应急抛离挂载，此开关必须保持在中间位置。
- LIVE - BLANK 开关用于选择当炸弹被应急炸弹抛离系统抛离时，引信保险是否激活。必须保持在中间位置。

**注意：后驾驶舱的此类开关权限高于前驾驶舱。比如后驾驶舱将炸弹设置成 LIVE 或 BLANK，此炸弹应急投掷时将会爆炸或不爆炸，与前驾驶舱相同开关处于什么位置无关。**

- Stores are present 信号灯。
- ARMAMENT FIRE 信号灯，在前驾驶舱扣下扳机时亮起。
- STAND ALERT 信号灯。
- EXPLOSIVE 信号灯。

## 非制导武器

非制导武器包括：

- 两个 UB-16-57U 火箭发射巢；
- 32 枚 S-5 型航空火箭；
- PUS-36DM 火控装置；
- L-39M-117, L-39M-118 机翼挂架；
- 火控与指示电气系统。

UB-16-57U 火箭发射巢安装在机翼挂架上。PUS-36DM 火控装置会向两个火箭发射巢发送和分配电脉冲，以激活发射巢上的电子点火装置。电气控制系统允许飞机在空速高于 310 千米/时时发射航空火箭（低于 310 千米/时时，此系统上锁）。火箭弹发射遵循以下序列：

- 一次攻击发射 32 枚火箭弹（每个火箭发射巢 16 枚）
- 一次攻击发射 4 枚火箭弹（每个火箭发射巢 2 枚）
- 一次攻击发射 2 枚火箭弹（每个火箭发射巢 1 枚）

前驾驶舱非制导武器控制与指示：

- ARMS - 为作战相关按钮通电。
- UB-16 - 为 PUS-36DM 和 UB-16 发射巢供电，当“UB-16”断路器开关启用时，PUS-0 信号灯将亮起。
- EMERG. JETTIS. 开关用于应急抛离挂载。
- 2RS - AUT. - 4RS (2 火箭 - 自动 - 4 火箭) 开关用于选择航空火箭发射模式。“2RS” (2 火箭) - 扣扳机一次共发射两枚火箭：分别从左右发射巢各发射一枚火箭弹，间隔 0.025 秒。“4RS” (4 火箭) - 扣扳机一次共发射四枚火箭 (每个发射巢两枚)。“AUT” - 扣下扳机一次射出所有的 32 枚火箭。
- Stores are present 信号灯在火箭发射巢挂载在挂架上时亮起。
- STAND ALERT 信号灯，表示武器控制系统准备完毕。此灯只在空速高于 310 千米/时时亮起。
- PUS - 0 信号灯，亮起表示 PUS-36DM 火控装置做好射击准备。当第一枚火箭被发射时此信号灯熄灭。
- 扳机保险盖

后驾驶舱非制导武器控制与指示：

- ARMS - 为武器控制系统通电。
- EMERG. JETTIS. 开关用于应急抛离 UB-16 火箭发射巢。
- Stores are present 信号灯。
- ARMAMENT FIRE 信号灯，在前驾驶舱扣下扳机时亮起。
- STAND ALERT 信号灯

## 制导导弹武器

制导导弹武器包括：

- 两枚 R-3S 红外制导空空导弹。
- 两个 APU-13M1 导弹发射架。
- L-39M-117, L-39M-118 机翼挂架。
- MP-28A 重力传感器
- R-3S 导弹的火控、指示与供电系统。

制导导弹需要在空速高于 310 千米/时时才能发射。

APU-13M1 导弹发射架用于挂载 R-3S 导弹并为其通电，安装在两个机翼挂架上。

MP-28A 重力传感器被设计用于测量飞机的过载并在过载大于 2G 时向飞机输送信号。

前驾驶舱制导武器控制与指示：

- ARMS - 为作战相关按钮通电。
- HEAT SS - 为导弹导引头加热线路通电，并在后驾驶舱内亮起 ROCKETTS HEATING 信号灯。
- GLOW SS - 为 MP-28A 重力传感器和导弹寻底头光电电路通电并在后驾驶舱内亮起 GLOWING ON 信号灯。
- EMERG. JETTIS. 开关用于应急抛离挂载。
- PORT - STARB. BOTH 此双向开关用于选择导弹发射模式。与炸弹投掷模式不同，导弹只能靠切换此开关位置来一枚一枚发射，同时发射两枚导弹是不允许的。
- Stores are present 信号灯亮起表示 APU-13M1 导弹发射架挂载在机翼挂架上。
- VOLUME SS - 音量旋钮，用于调整导弹导引头锁定声音信号音量大小。
- STAND ALERT 信号灯，表示武器控制系统准备完毕。此灯只在空速高于 310 千米/时时亮起。
- NO LAUNCH 信号灯亮起，表示重力感应器感应到超过 2G 的过载，导弹无法精确的指向目标。
- A-A MISSILE 信号灯，表示导弹挂载在 APU-13M1 导弹发射架上。
- 扳机保险盖

后驾驶舱制导武器控制与指示：

- ARMS - 为武器控制系统通电。
- EMERG. JETTIS. 开关用于应急抛离挂架上的导弹和导弹发射架。
- Stores are present 信号灯。
- A-A MISSILE (SS) 信号灯。
- ARMAMENT FIRE 信号灯，在前驾驶舱扣下扳机时亮起。
- STAND ALERT 信号灯。
- NO LAUNCH 信号灯。
- ROCKETTS HEATING 信号灯。
- GLOWING ON 信号灯。
- EXPLOSIVE 信号灯。



## 前驾驶舱武器控制与指示

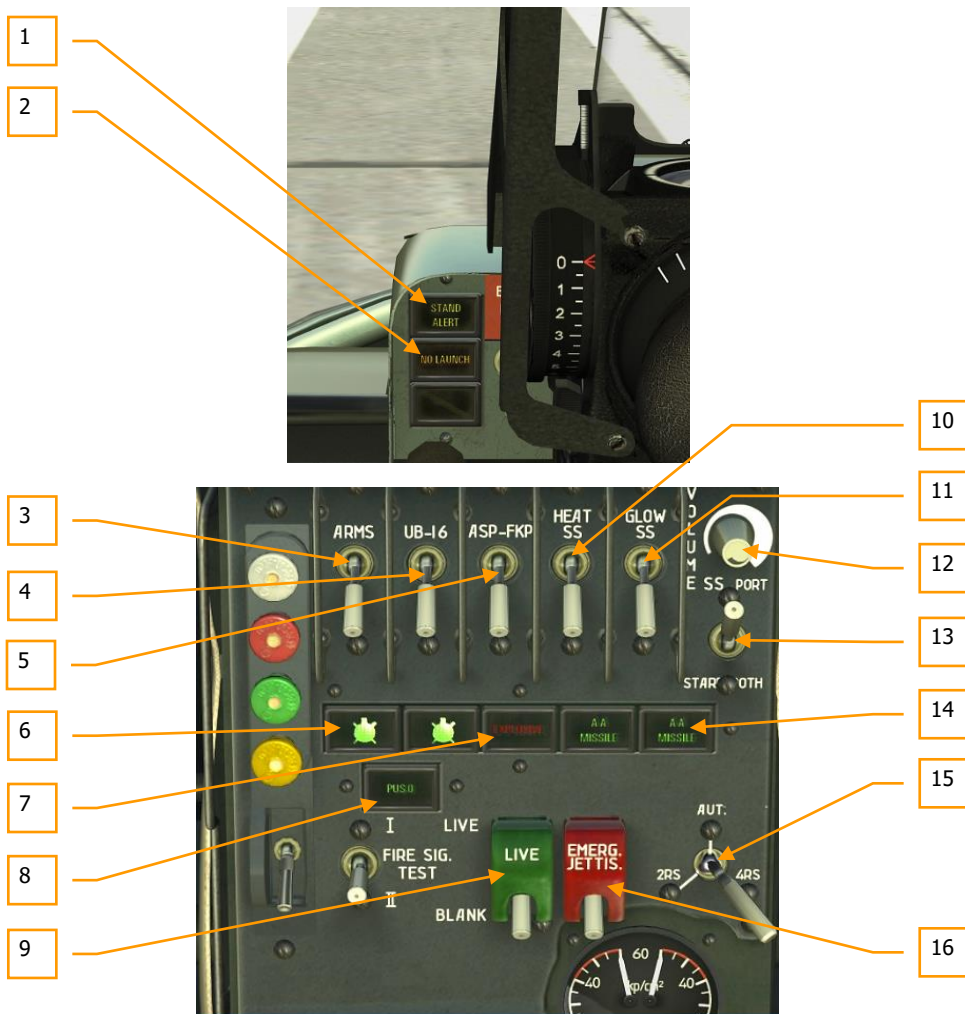


图 156: 前驾驶舱武器控制与指示

1. STAND ALERT - 武器控制系统准备完毕。
2. NO LAUNCH - 超出过载或低于空速限制，不允许发射。

3. ARMS - 作战相关按钮通电。
4. UB-16 - 火箭发射巢通电。
5. ASP-FKP - 开启光学瞄准具。
6. Stores are present - 武器挂载在挂架上。
7. EXPLOSIVE - 炸弹引信和导弹导引头激活显示。
8. PUS - 0 - 火控装置准备射击。
9. LIVE- BLANK 开关 - 切换应急炸弹投掷时炸弹引信激活。
10. HEAT SS - 导弹导引头加热。
11. GLOW SS - 导弹寻底头上电。
12. VOLUME SS - 导弹锁定声音信号调整旋钮。
13. PORT- STARB. BOTH 开关 - 切换炸弹投掷和导弹发射模式。
14. A-A MISSILE - 导弹安装在挂架上。
15. 2RS - AUT. - 4RS - 火箭发射模式选择三向开关。
16. EMERG. JETTIS.开关 - 应急投掷挂载。

## 后驾驶舱武器控制与指示

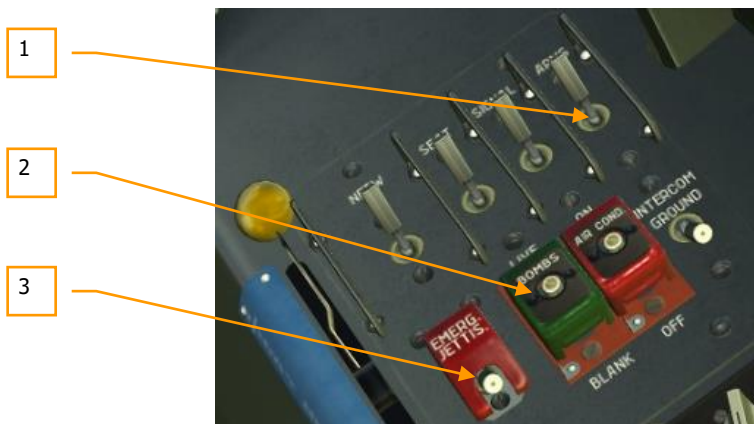




图 157：后驾驶舱武器控制与指示

- 1 ARMS - 武器控制系统通电。
- 2 LIVE-BLANK 开关 - 切换应急炸弹投掷时炸弹引信激活。
- 3 EMERG. JETTIS. 开关 - 应急投掷挂载。
- 4 STAND ALERT - 武器控制系统准备完毕。
- 5 NO LAUNCH - 超出过载或低于空速限制，不允许发射。
- 6 EXPLOSIVE - 炸弹引信和导弹导引头激活显示。
- 7 Stores are present - 武器挂载在挂架上。
- 8 A-A MISSILE - 导弹安装在挂架上。
- 9 ARMAMENT FIRE - 前驾驶舱正扣动扳机。
- 10 GLOWING ON - 重力感应器和导弹导引头电子管已通电。
- 11 ROCKET HEATING - 导弹导引头加热已通电。

## 瞄准与照相设备

L-39C 的瞄准设备为 ASP-3NMU-39 光学瞄准具。

光学瞄准具的操作并不复杂，但是需要一定的技巧。

瞄准主要包括两个同步的操作：操纵飞机进行机动，并将瞄准点保持在目标上。

机载测距装置主要由距离调节器和光学测距仪组成。测距仪的工作原理是根据目标的尺寸来计算出目标的距离。只有当目标尺寸介于 14 - 22 米之间时，测距仪才能向光学瞄准具提供目标距离本机 180 - 800 米间的完整距离。当目标尺寸小于 14 米时，处于最远距离（800 米）上的具体距离无法被测出。

当目标尺寸大于 22 米时，处于最近距离（180 米）上的具体距离无法被测出。这是因为光学测距仪栅格直径的限制所决定的：17.5 密尔（最远距离） - 122 密尔（最近距离）。

光学瞄准具有两种操作模式：GYRO（陀螺）和 FIXED（固定），当使用 GYRO 模式瞄准目标时，光学瞄准具能够自动计算出射击的提前量角度。而 FIXED 模式可以让光学瞄准具对目标进行准直瞄准，此时栅格是固定的。光学瞄准具操作模式选择开关安装在光学瞄准具左侧。

为快速将光学瞄准具从 GYRO 切换至 FIXED 模式，飞行员需要在油门手柄上旋转距离栅格手柄来调整光学瞄准具上的瞄准点至最近距离，从而使闭合电路使瞄准栅格固定。同样的，只要将瞄准点调整至最远距离，就能切换回 GYRO 模式。ASP-3NMU-39 还装有一个机械瞄准具，这是一种备用装置，由一个前准心和一个环形十字照门构成。此光学瞄准具还装有滤光器和一个栅格亮度调整旋钮。

光学瞄准具上装有一个可旋转的反射瞄准镜，它的光轴可以在 0 - 20° 内根据需求手动调整，从而为射击和轰炸进行估算与校正。

光学瞄准具主要参数：

- 光学瞄准具计算出的最大目标提前量夹角 - 不少于 8°
- 光学瞄准具内输入的目标距离范围 - 180 - 800 米。
- 光学瞄准具内输入的目标尺寸/翼展范围 - 7 - 45 米。
- 可变栅格圆圈的最大测量弧度 - 122 密尔。
- 可变栅格圆圈的最小测量弧度 - 17.5 密尔。
- 固定栅格外圈的测量弧度 - 132 密尔。
- 机械瞄具测量弧度 - 132 密尔。

要使用光学瞄准具，需要在前驾驶舱中央面板上开启 ASP-FKP 断路器开关。

飞机的照相控制设备型号为 FKP-2-2 照相枪，安装在 ASP-3NMU-39 光学瞄准具上方，用于检查瞄准结果。

FKP-2-2 照相枪主要参数：

- 对尺寸为 10 米的目标的最大照相距离 - 750 - 800 米。
- 对尺寸为 20 米的目标的最大照相距离 - 1300 - 1500 米。
- 连续拍摄时长 - 12 秒。
- 画面数量 - 60 张。

在前驾驶舱中央面板上开启 ASP-FKP（光学瞄准具 - 照相枪）断路器开关后。当飞机操纵杆上的扳机扣下时，照相枪会对光学瞄准具栅格进行拍摄。照相枪的操作是靠安装在照相枪单元上方的控制盘

旋转来进行的。前驾驶舱飞行员可以靠按下安装在飞机操纵杆上的 FKP（照相枪）按钮来检查照相枪设备是否运行正常。

照相枪拍摄的照片可以在进行任务回放时看到。

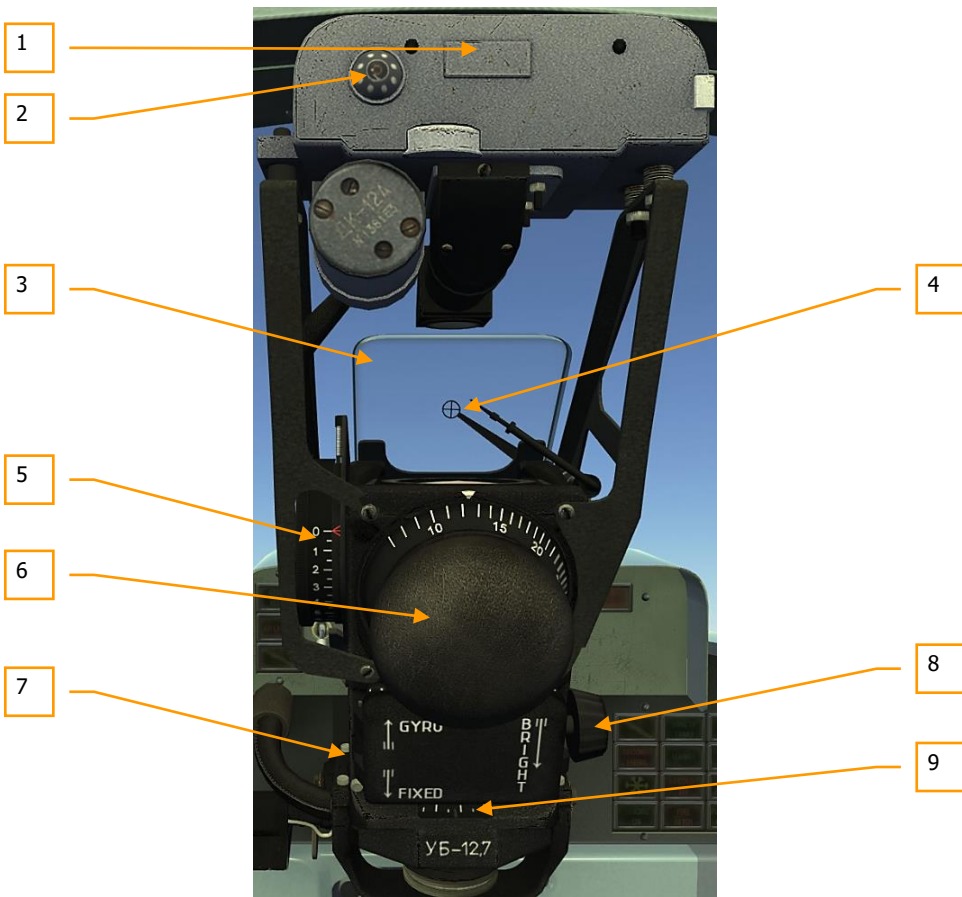


图 158: ASP-3NMU 光学瞄准具和 FKP-2-2 照相枪

- 1 FKP（照相枪）
- 2 FKP 操作控制盘
- 3 可旋转反射瞄准镜
- 4 机械瞄准具
- 5 反射镜偏转角旋钮

- 6 目标尺寸/翼展设置旋钮
- 7 GYRO - FIXED (陀螺 - 固定栅格) 模式开关
- 8 瞄准栅格亮度调整旋钮
- 9 调节器和距离刻度



图 159: 瞄准镜分划





图 160: 光学瞄准具控制

1. 距离栅格手柄。逆时针转动此手柄可减少光学瞄准具上栅格显示距离，顺时针旋转增加距离。
2. 扳机保险盖
3. FKP（照相机）按钮

## ESKR-46 信号弹发射装置

EKSR-46 电气化信号弹发射装置用于在飞行时发射信号弹。

信号弹发射系统包括在前驾驶舱内安装的 PU-EKSR-46 火控单元和一个 4 管 26 毫米信号弹发射盒，安装在机身尾部右侧。



图 161: ESKR-46信号弹发射装置

发射信号弹必须打开 ESKR-46 电源开关并按下相应的按钮。



图 162: ESKR-46 控制面板

## 对地攻击前的预飞行准备

对地攻击是一项复杂的任务，需要飞行员具备扎实的飞行技术和对机载武器的操作知识。

飞行前，需要检查武器操作程序、领航技术以及明确瞄准数据（预设目标大小并以此设置反射瞄准镜偏转角度）。

### 预设目标大小计算

由于推荐的射击和轰炸距离超出了光学瞄准具可输入的最远距离（800 米），预设目标大小必须导入测距仪以外的数据才能确保操作正确。由以下方程式定义：

$$B_f = B_a D_m / D_s$$

说明：

- $B_f$  - 预设目标大小，米；
- $B_a$  - 实际目标尺寸，米；
- $D_m$  - 输入光学瞄准具的最远距离 - 800 米；
- $D_s$  \* - 射击（投弹）距离。

$D_s$  \* - 参见表 1、表 2

## 投弹

飞行前，请确认后驾驶舱内的 NETW、ARMS 和 SIGNAL 断路器开关都处于开启状态。

俯冲轰炸的重要阶段是抵达一个执行转弯并进入俯冲的点，如何更精确的抵达这个点取决于飞机俯冲角度和炸弹投放时飞机的空速。

执行投弹需要调整俯冲角度至 20、30 甚至 40 度，具体相关数据在表 1 中列出。

表 1

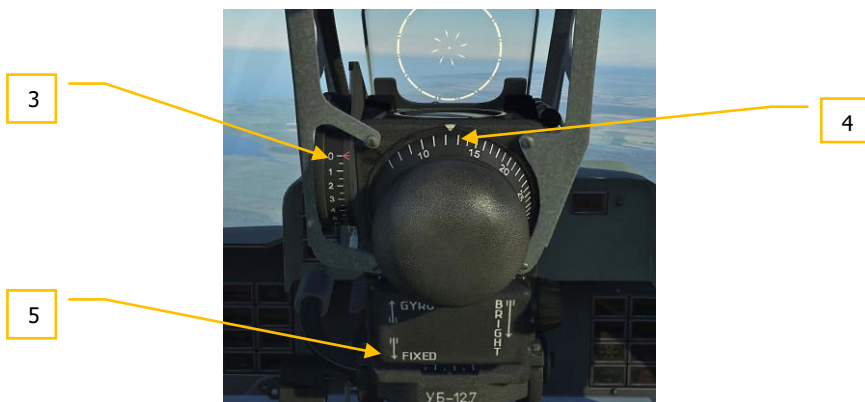
序号	参数	20°	30°	40°
1	瞄准镜镜片偏转角度	13°	11°	10°
2	进入俯冲高度	1200 米	1500 米	1800 米
3	进入俯冲空速	440 千米/时	350 千米/时	300 千米/时
4	投弹高度	730 米	800 米	1100 米
5	投弹时空速	570 千米/时.	550 千米/时.	560 千米/时
6	发动机转速 (RPM)	97%	92%	MГ%

接近目标前:

1. 开启 ASP-FKP 断路器开关 [LShift+7]。
2. 使用 PORT- STARB. BOTH 开关设置炸弹投放模式 [RAlt+RCtrl+RShift+R]。



3. 调整光学瞄具反射镜片角度与所需俯冲角一致, 此时因为镜片角度的改变, 瞄准点栅格将“下沉”至视野下。需要调整座椅高度以便重新将瞄准点栅格放在视野中心: [LShift+S] - 升高座椅, [LAlt+LShift+S] - 降低座椅。注意, 当座椅调整后, 座舱内的视野将发生变化。
4. 预设目标尺寸。
5. GYRO-FIXED 开关设置至 FIXED (固定栅格) 位置 [LShift+J]。

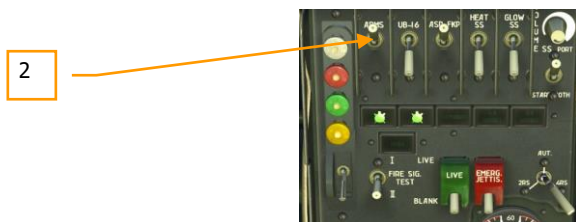


6. 向光学瞄准具输入最近距离[.]。



处于目标区域时：

1. 使用所需的高度和空速接近目标（具体参数参见表 1）。
2. 开启 ARMS 断路器开关 [LShift + 5].



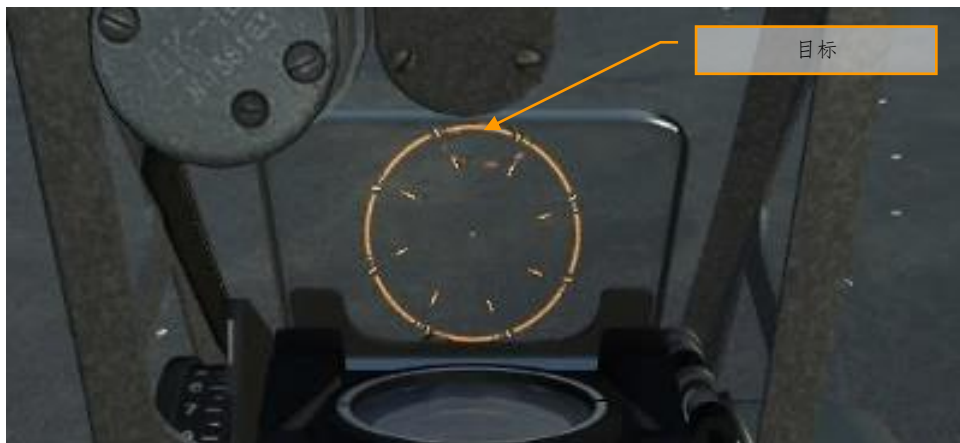
3. 进入（俯冲）前的机动应该以将目标移动到所需的观察角（转弯起始点）的方式进行。



4. 当目标移动到所需的观察角时，开始以 60-120° 角度转向攻击航向同时进入俯冲。



5. 进入转弯和俯冲后，将瞄准栅格中心点放在目标下方，将目标保持在固定栅格光圈的顶部。





- 放下扳机保险盖 [LCtrl+Space]。当飞机下降时，不断提高的速度和升力会将机头慢慢抬起，于是瞄准点也会从目标下方慢慢向目标移动。此时注意空速和高度是否接近投弹所需的值，准备进行投弹。
- 当空速和高度达到需求值，且瞄准中心点对准目标，扣下扳机[Space]（并保持一秒）投放炸弹。



- 投弹后立刻以过载 4 - 5G 改出俯冲，增加油门推力至 TAKE OFF 位。改出俯冲后向一侧做战斗转弯。

## 发射火箭弹

飞行前，请确认后驾驶舱内的 NETW、ARMS 和 SIGNAL 断路器开关都处于开启状态。

发射火箭需要使用 20 和 30° 的俯冲角，具体数据在表 2 中列出。

表 2.

序号	参数	30°	20°
1	瞄准镜镜片偏转角度	2.53	2.30
2	进入俯冲高度	1200 米.	1200 米
3	进入俯冲空速	300 千米/时	400 千米/时
4	发射高度	600 米.	500 米

5	发射时速度	550 千米/时	560 千米/时
6	发射距离	1200 米	1460 米

接近目标前：

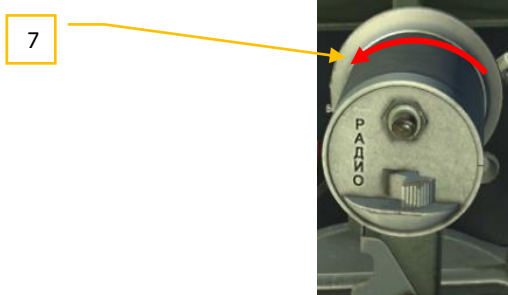
1. 开启 UB-16 断路器开关 [LShift + 6]。
2. 开启 ASP-FKP 断路器开关 [LShift+7]。
3. 使用 2RS - AUT - 4RS 开关选择发射模式 [RAlt+V] - [RShift+V] - [RCtrl+V]。



4. 调整光学瞄具反射镜片角度与所需俯冲角一致。
5. 预设目标尺寸。
6. 将 GYRO-FIXED 开关设定至 GYRO（陀螺）位置 [LShift+J]。



7. 向光学瞄准具输入最近距离[.]。



处于目标区域时：

1. 保持 1200 米接近目标，控制空速至需求值。
2. 开启 ARMS 断路器开关 [LShift + 5].



3. 进入（俯冲）前的机动应该以将目标移动到所需的观察角（转弯起始点）的方式进行。
4. 当目标移动到所需的观察角时，开始以 60 - 120° 角度转向攻击航向同时进入俯冲。进入俯冲后，减小发动机转速（RPM）至 90 - 92%。
5. 进入转弯和俯冲后，将瞄准栅格中心点放在目标下方。



- 放下扳机保险盖[LCtrl+Space]，向光学瞄准具输入最远距离[;]。随着俯冲时速度慢慢增加，瞄准栅格将向上方移动，此时控制飞机进行机动，将瞄准中心点压在目标正中。
- 继续下降高度，保持瞄准中心点压在目标正中。
- 当目标充满测距环时，扣下扳机[Space]（并保持一秒）发射火箭弹。



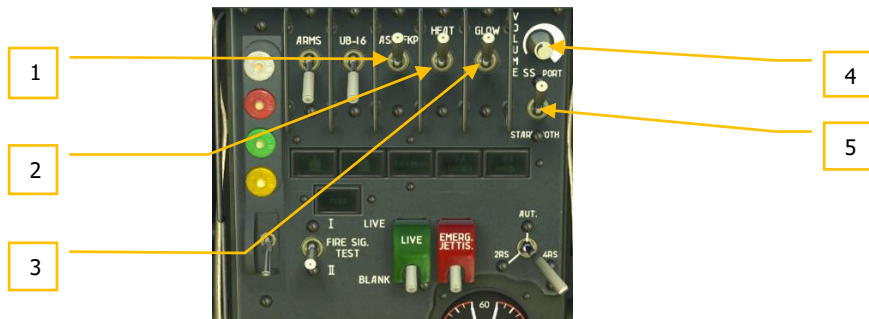
- 发射后立刻以过载 4 - 5G 改出俯冲，增加油门推力至 TAKE OFF 位。改出俯冲后向一侧做战斗转弯。

## 攻击空中目标

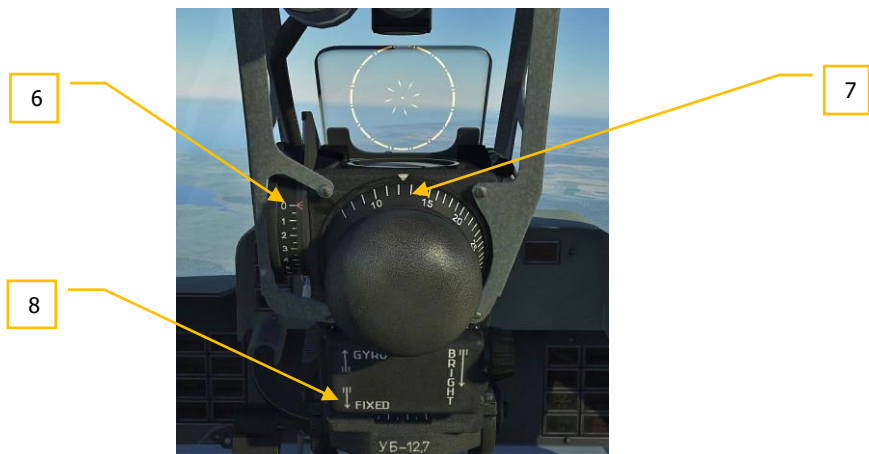
飞行前，请确认后驾驶舱内的 NETW、ARMS 和 SIGNAL 断路器开关都处于开启状态。

空战前：

1. 开启 ASP-FKP 断路器开关 [LShift+7]。
2. 开启 HEAT SS 断路器开关 [LShift + 8]。
3. 开启 GLOW SS 断路器开关 [LShift + 9]。
4. VOLUME SS - 设置至最大音量。
5. 使用 PORT - STARB. BOTH 开关选择相应导弹（左、右翼）[RAlt+RCtrl+RShift+R]。



6. 调整光学瞄具反射镜片角度为  $0^{\circ}$ 。
7. 预设目标翼展。
8. GYRO-FIXED 开关设置至 FIXED（固定栅格）位置[LShift+J]。



9. 向光学瞄准具输入最远距离[;]



注意：从目标后半球发射空空导弹的角度范围为  $0/4$  到  $2/4$ ，太阳方位不应大于  $200^\circ$ 。导弹发射时与目标距离应使用 ASP-3NMU-39 光学瞄准具计算并保持在  $1200-2000$  米之间，接近目标时的相对空速不得超过  $200$  千米/时。退出攻击时与目标的距离不得少于  $1000$  米。当导弹导引头锁定声音信号最强时允许发射空空导弹（需处在允许发射距离内），此时飞机的过载不得超过  $2G$ ！

空战时：

1. 寻找目标并准备攻击：距离 -  $2000$  米，目标应处在目视角度  $50 - 60^\circ$ ，高度差约  $300 - 400$  米。
2. 开启 ARMS 断路器开关 [LShift + 5]。



3. 以  $50 - 60^\circ$  转弯角向目标转弯，当目标被放入瞄准镜范围内时，放下扳机保险盖 [LCtrl+Space]。
4. 瞄准，操纵飞机机动以获得导引头锁定最大声音信号。
5. NO LAUNCH 指示灯熄灭。



**注意：** NO LAUNCH 信号灯亮起表示此时飞机过载超过 2G，导弹无法精确指向目标。

6. 当目标看上去比测距环小 2 - 3 倍时，扣下扳机[Space]并保持 2 - 2.5 秒发射导弹。



7. 退出此轮攻击。
8. 开始新一轮攻击。



L-39ZA



# L-39ZA

## 介绍

本章主要介绍了 L-39ZA 与 L-39C 在飞行系统、设备、发动机和武器装备方面的区别，其中尤其对武器装备方面进行了强调。

## 飞机综述

L-39ZA 是一种安装有 AI-25TL 涡轮风扇发动机的双座教练机，设计用于为飞行员进行以下方面的训练：导航、在简单和复杂天气条件下飞行、夜间飞行。此外还包含使用 R-60M 和 R-3S 红外制导空空导弹攻击空中目标、对目标照相以评估打击效果、使用最高达 250 公斤级的航空炸弹进行俯冲轰炸、使用 S-5 火箭俯冲攻击、用 GS-23L 机炮射击以及挂载 PK-3 机枪吊舱扫射地面目标。

L-39ZA 装有四个外挂点，与 L-39C 相比最大载荷显著增加。每个内侧外挂点设计挂载重量为 500 公斤，外侧外挂点为 250 公斤。飞机的挂载总重量为 1100 公斤。



图 163: L-39ZA 外挂点

为长距离飞行，L-39ZA 的内侧挂载点可以挂载 150 升或 350 升副油箱（DT）。



图 164: L-39ZA 副油箱

由于有效载荷的增加，L-39ZA 增强了机翼和起落架的结构强度。

L-39ZA 在机身下方安装了一门带有整流罩的 23 毫米 GS-2-23L 机炮

飞机在机身设计、天线和其它设备的摆放上做了一些改变；前起落架舱门也换成了合金钢材质，用于防止机炮射击时的高温燃气侵蚀。

为防止迎角超出机炮射击时的预设值，飞机上安装了 DUA-3 型迎角传感器。此传感器安装在机头左侧。



图 165: L-39ZA 安装的迎角传感器和机炮

# 操作限制

1. 最大起飞重量, 千克	5600
2. 最大着陆重量, 千克	4800
3. 无外部挂载或仅挂载两枚空空导弹的最大允许空速 (高度在 1300 米以上), 千米/时	900
4. 无外部挂载或仅挂载两枚空空导弹的最大允许马赫数 (高度在 1300 米以上), 千米/时	0.8
5. 有挂载时的最大允许指示空速, 千米/时	870
6. 有挂载时的最大允许马赫数	0.75
7. 最大允许过载:	
• 总重量 4200 千克	+8/-4
• 总重量 4500 千克	+7/-3.5
• 总重量 5000 千克	+5/-3
• 总重量 5500 千克	+5/-2.5
8. 使用混凝土跑道、发动机模式为 <b>Takeoff</b> 、最大起飞重量时的最大起飞距离, 米	1280
9. 最大起飞重量时的起飞离地速度, 千米/时	211
10. 最大起飞重量, 在混凝土跑道上、且使用制动时的着陆滑跑长度, 米	1070
11. 最大起飞重量时的着陆速度, 千米/时	190
12. 携带挂载, 总重 5600 千克时的失速速度, 千米/时	
• 襟翼收回	215
• 襟翼 25 度	205
• 襟翼 44 度	195
13. 携带挂载, 总重 4800 千克时的失速速度, 千米/时	
• 襟翼收回	202
• 襟翼 25 度	200
• 襟翼 44 度	180



# 驾驶舱设备

## 前驾驶舱



图 166: L-39ZA前驾驶舱

L-39ZA 的前驾驶舱与其前身相比有一些变化，主要包括在仪表板左侧安装了一块武器控制面板。在驾驶舱左侧垂直面上安装了一块用于控制空空导弹和 GS-23 机炮的联合控制面板。

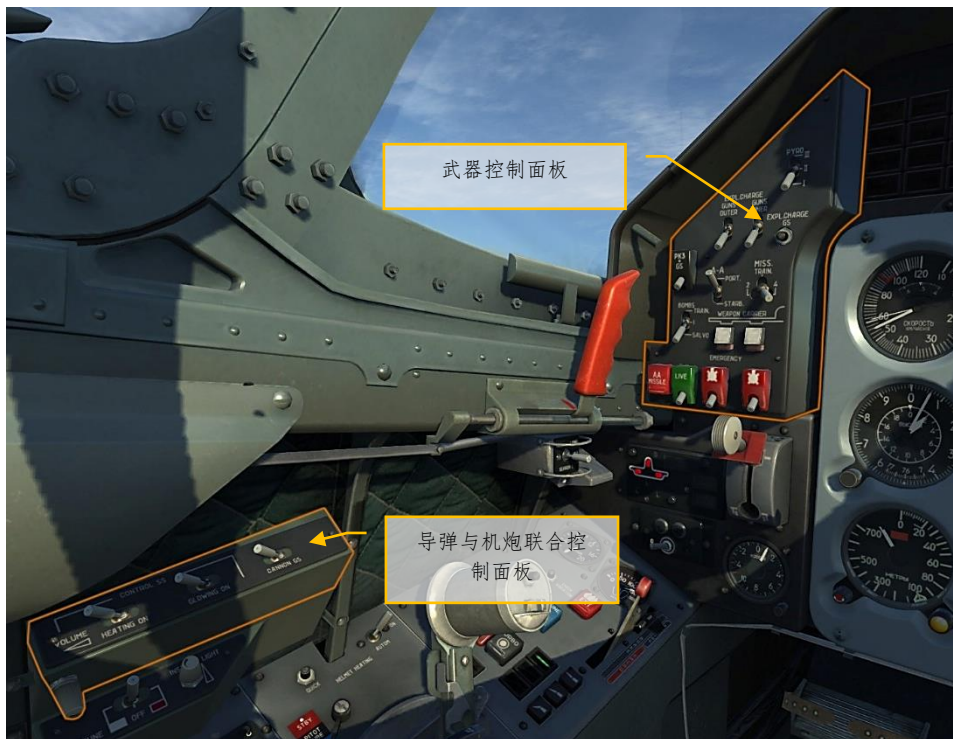


图 167：武器控制面板

驾驶舱和仪表板照明控制面板安装在导弹与机炮联合控制面板下方，此外还装有 RSBN 调谐按钮。





图 168: 驾驶舱照明控制面板和RSBN调谐按钮

控制武器的断路器（CBs）和开关，以及一些用于航空武器和副油箱的指示灯被安装在前驾驶舱中心面板上。



图 169: 中心武器面板

安装在发动机启动面板上的发动机启动模式开关 - PRESERV - STARTING - COLD.ROTAT，位于武器控制面板下方，并装有保护盖。



图 170: PRESERV - STARTING - COLD. ROTAT 开关

在 L-39ZA 的主断路器面板上，增加了用于启用 DUA-3 迎角传感器的 AOA-HTR 断路器开关，和用于启用主武器系统电路的 ARMS 断路器开关。

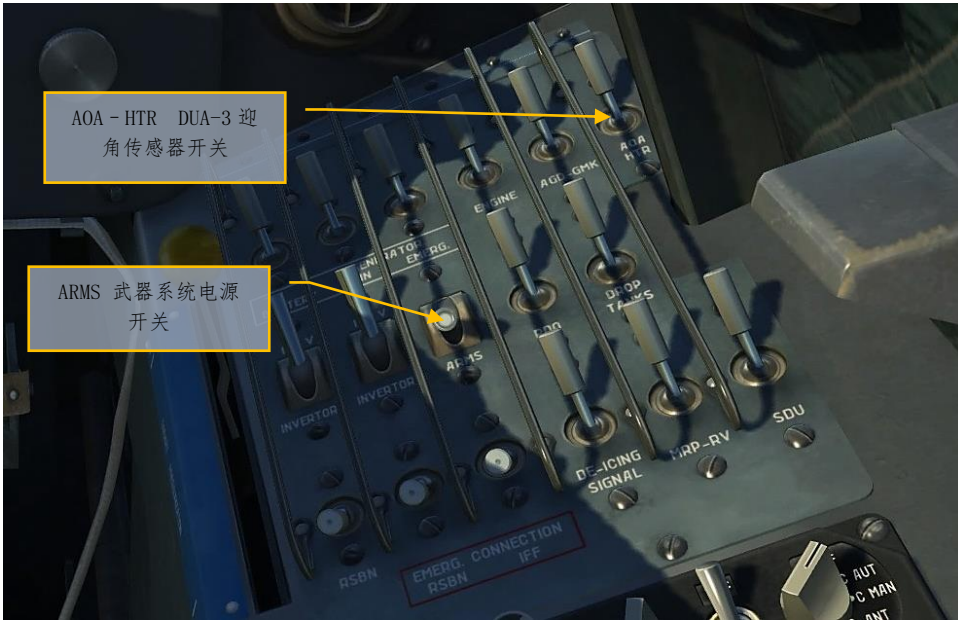


图 171: 主断路器面板及新增断路器开关

## 后驾驶舱



图 172: L-39ZA 后驾驶舱

后驾驶舱安装了一些新增的航空武器和副油箱指示灯，代替了原有的 SUSPENDED LOADS 和 SS 信号灯。

在后驾驶舱的注意与提示灯面板上加入了 DROP TANKS 信号灯用于提示副油箱已空。

# 飞机和发动机系统

## 燃油系统

L-39ZA 的燃油系统包括主燃油系统，以及翼尖油箱和副油箱燃油系统。

主燃油系统由五个机身油箱构成，为了增加航程，L-39ZA 在翼尖安装了两个不可抛弃式翼尖油箱；同时，还可以在翼下内侧外挂点上外挂两个 150 升或者两个 350 升副油箱（DT）。

序号	油箱	容积，升/千克	总容积，升/千克
1	机身	1100/824	1100/824
2	两个翼尖油箱	200/156	1300/980
3	两个 150 升副油箱	300/234	1600/1214
4	两个 350 升副油箱	700/580	2000/1560

燃油消耗顺序如下：

- 当机身油箱燃油使用到还剩 575 - 625 千克时。
- 开始使用副油箱（如果挂载）。
- 开始使用翼尖油箱。
- 使用机身油箱内剩余的燃油。

在前后驾驶舱外挂指示器上可以显示副油箱状态。





图 173: 外挂载指示器

当副油箱油料用尽时，前后驾驶舱内的注意与提示灯面板上将亮起 DROP TANKS 指示灯。



图 174: 注意与提示灯面板上的 DROP TANKS 指示灯

当翼尖油箱燃料用尽时，前后驾驶舱内的注意与提示灯面板上将亮起 WING TIP TANKS 指示灯。



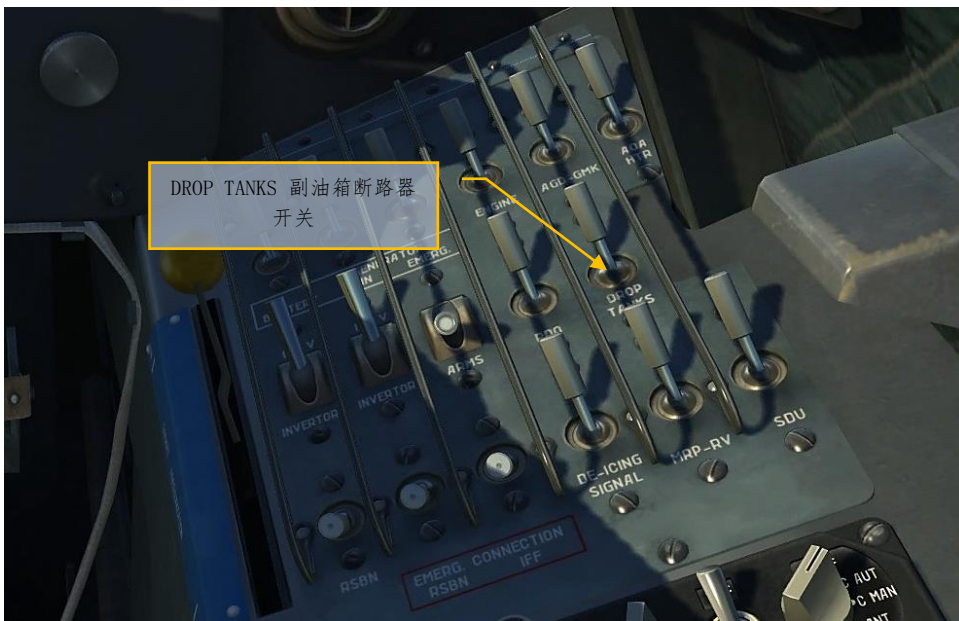


图 176: DROP TANKS 副油箱断路器开关

副油箱可以在飞行中抛离.要执行此操作,需要在前驾驶舱武器控制面板上将内侧挂载 EMERGENCY (应急抛离) 开关向上扳动.后驾驶舱抛离副油箱的操作与前驾驶舱类似,只要将安装在后驾驶舱右侧的 EMERG. JETTIS 开关向上扳动就能达到相同效果。



图 177: 前驾驶舱外侧挂载EMERGENCY (应急抛离) 开关

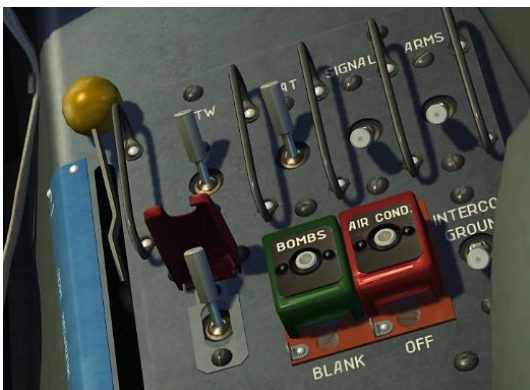


图 178: 后驾驶舱 EMERG. JETTIS. 外挂载应急抛离开关

副油箱抛离后，外挂载指示器上的相应指示灯熄灭。

## PT-12 发动机过热控制系统

L-39ZA 的 PT-12 系统有一个附加功能，用于在机炮射击时减小主燃油系统向发动机的供油量。

这项预防措施主要为了防止机炮射击时的火药燃气吸入进气口。

当使用机炮，扣动扳机时，PT-12 系统开始运行。

当扣动扳机时，燃油供应量下降，发动机转速下降至慢车位转速。

松开扳机后，供油量将恢复正常。

L-39ZA 上没有 OFF JPT REG 开关，PT-12 断路器开关代替了这个功能。

## 飞机设备

L-39ZA 上装有 DUA-3 迎角（又译作攻角）传感器。

DUA-3 传感器包含在 GS-23 武器系统内，用信号灯的方式提示飞行员已经达到迎角限制。当达到 6 度迎角限制时，此系统将锁住机炮火控。

L-39ZA 上安装的这种传感器采用的是风向标式。其电位计固定在传感器壳体中，依靠雨刷式连接器与风向标连接，随动于气流方向。

此电位计可以输出与飞机迎角成正比的电压。

为防止低温和结冰，传感器上还配备了加热装置。

为加热 DUA-3，需要在前驾驶舱主断路器面板上关闭 AOA-HTR 断路器开关。

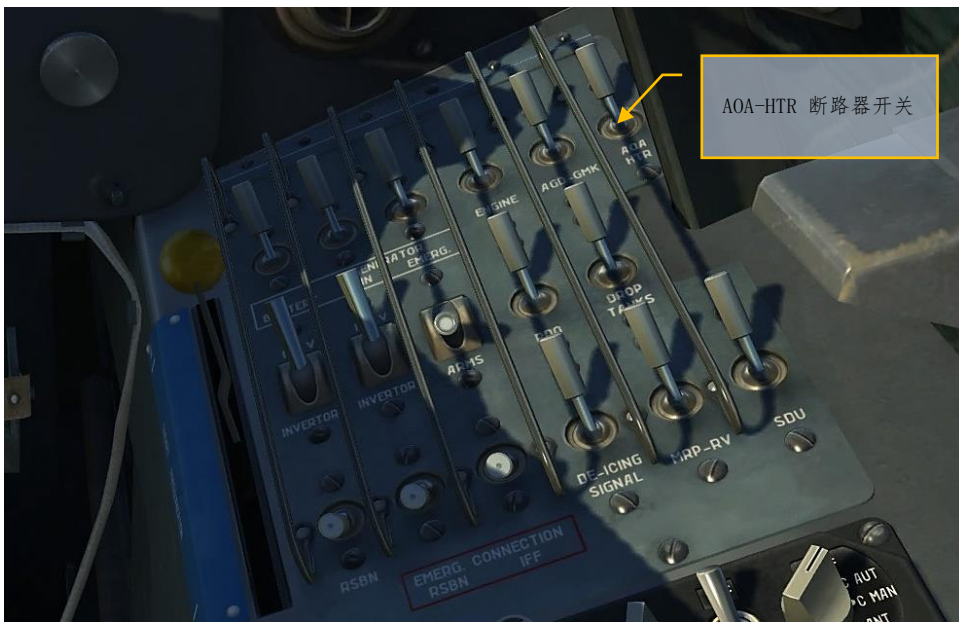


图 179：主断路器面板上的 AOA-HTR 断路器开关

速度传感器被总合进 PST（动压 - 静压管）动态电路内，用于在空速低于 400 千米/时时防止机炮射击。

# 武器与战斗使用

## 机载武器

L-39ZA 装备有炸弹、空空导弹、机炮和机枪等武器。飞机上还安装有 ASP 3NMU-39 3 光学瞄准具、FKP-2-2 照相枪 和 EKSR-46 照明弹发射器等辅助设备。

L-39ZA 上的武器，瞄具和照相设备主要用于以下任务：

- 使用 50 – 250 千克级航空炸弹进行俯冲轰炸。
- 使用 S-5 型航空火箭俯冲攻击地面目标。
- 使用 R-60 M（或 R-3S）空空导弹攻击空中目标。
- 使用 GS-23 机炮俯冲攻击地面目标。
- 使用 PK-3 机枪吊舱俯冲攻击地面目标。

为挂载武器，L-39ZA 上安装了型号分别为 L39-M-619、L39-M-620 的外侧挂架，以及型号分别为 L39-M-639、L39-M-640 的内侧挂架。

安装在 L-39ZA 上的 ASP-ZNMU-39 3 光学瞄准具可以适配 23 毫米 GS-23L 机炮炮弹弹道，而 L-39C 上的光学瞄准具只能适配 12.7 毫米机枪弹弹道。

在其它方面，ASP-3NMU-39 3 型光学瞄准具与 ASP-3NMU-39 型的使用方法完全相同。

武器控制相关面板均安装在前驾驶舱内，具体为中心面板、驾驶舱左侧的导弹与机炮联合控制面板和武器控制面板。扳机/武器发射保险盖只安装在前驾驶舱飞机操纵杆上。

## 炸弹武器

炸弹武器由以下设备构成：

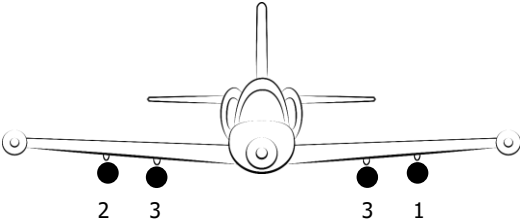
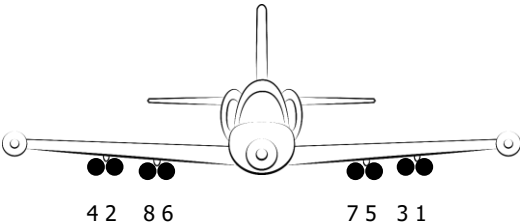
- 机翼挂架。
- 航空炸弹。
- 主航空炸弹投放控制系统。
- 应急航空炸弹投放系统。

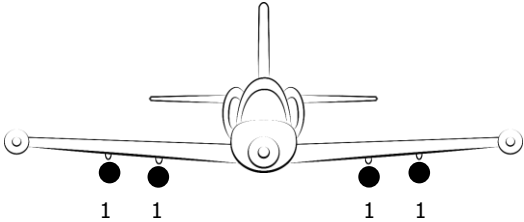
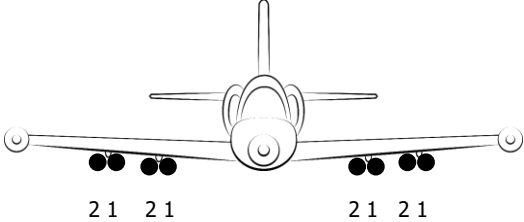
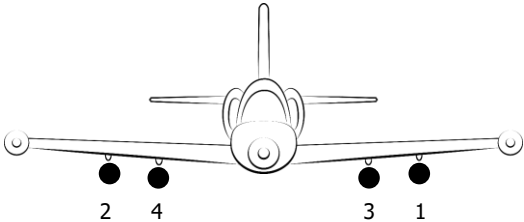
炸弹必须挂载在相应挂架上。

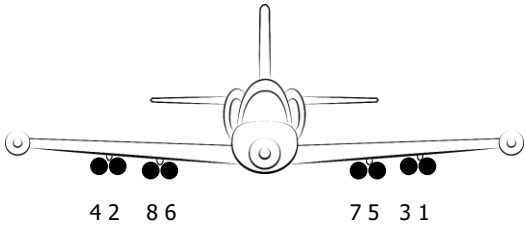


L39-M559 双联支架（简称 TR）可以被安装在挂架上，用于同时挂载两枚重量最高达 100 千克的航空炸弹。

主炸弹投掷系统设计用于投放引信已激活的炸弹 - 内侧挂架以齐射的方式投放，外侧挂架以单独或齐射的方式投放。投放时飞机空速必须高于 310 千米/时。（低于此速度时，系统将锁住无法投放）。

序号	开关（信号灯）	功能
<b>前驾驶舱炸弹武器控制和信号灯</b>		
<b>主断路器面板</b>		
<b>1</b>	ARMS 开关	为武器线路供电
<b>武器控制面板</b>		
<b>2</b>	炸弹 TRAIN. - 1 - SALVO 投放模式开关	<p>炸弹投放模式：  <b>模式选择“1”（单独投放）时：</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• 外侧挂架 - 投掷一颗炸弹，第一次从左侧外侧挂架投放，第二次从右侧外侧挂架投放。</li> <li>• 内侧挂架 - 两颗同时投放。</li> </ul> <div style="text-align: center;">  </div> <ul style="list-style-type: none"> <li>• 安装双联支架时 - 投掷一颗炸弹，第一次从左侧外侧挂架外侧投放，第二次从右侧外侧挂架内侧投放。</li> </ul> <div style="text-align: center;">  </div>

序号	开关 (信号灯)	功能
		<p>模式选择“<b>SALVO</b>” (齐射) 时:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• 内侧挂架和外侧挂架 - 一次性全部投放.</li> </ul>  <ul style="list-style-type: none"> <li>• 安装双联支架时 - 第一次投放出所有挂架上双联支架左侧的炸弹, 第二次投放出所有挂架上双联支架右侧的炸弹 (需要扣两次扳机).</li> </ul>  <p>模式选择“<b>TRAIN</b>” (连续投放) 时 (间隔 <b>0.15</b> 秒):</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• 外侧和内侧挂架 - 每次一枚, 顺序为从左至右, 从外侧挂架至内侧挂架.</li> </ul> 

序号	开关 (信号灯)	功能
		安装双联支架时, 炸弹按以下顺序投放: <ul style="list-style-type: none"> <li>• 左翼双联支架左侧</li> <li>• 右翼双联支架左侧</li> <li>• 左翼双联支架右侧</li> <li>• 右翼双联支架右侧</li> </ul> 
3	WEAPON CARRIER (武器挂架选择) 按钮	用于选择武器挂架, 按下左侧按钮选择外侧挂架, 按下右侧按钮选择内侧挂架。 按下此按钮下方的棕色按钮取消选择相应挂架。
4	EMERGENCY (应急投放) 开关	用于应急投放炸弹。左侧开关用于应急投放外侧挂架炸弹, 右侧开关用于应急投放内侧挂架炸弹。当安装双联支架时, 应急投放将投出双联支架上的所有炸弹。
5	LIVE (炸弹激活) 开关	用于选择当飞机进行应急炸弹投放时, 投放的炸弹引信是激活状态 (LIVE) 的还是保险状态 (blank) 的。
<b>中央面板</b>		
6	LAUNCH (发射控制) 开关	向扳机供电。
7	BOMBS 开关	向主航空炸弹投弹控制系统供电。
8	External stores (外挂载) 信号灯	表示挂架或双联支架上装载了航空炸弹。
9	PUS-0 信号灯	表示 PUS-36DM 火控系统已准备好投放炸弹。
<b>信号灯</b>		
10	STAND ALERT (准备就绪)	表示武器系统准备就绪, 此信号灯只在空速高于 310 千米/时时亮起。
11	EXPLOSIVE	表示 LIVE (炸弹激活) 开关处于 LIVE 位置。
<b>后驾驶舱炸弹武器控制和信号灯</b>		
12	ARMS 开关	向前驾驶舱的 ARMS 开关供电。此开关可覆盖前驾驶舱 ARMS 开关操作。
13	EMERG.JETTIS. 开关	应急炸弹投放开关。当此开关处于“ON”位置, 内、外挂架上所有炸弹将被一次性投出。
14	BOMBSLIVE – BLANK 开关	通过应急航空炸弹投放系统投放激活/保险状态的炸弹。此开关需要保持在中间位置。 <b>注意: 此开关比前驾驶舱 LIVE 开关的权限要高, 当后驾驶舱此开关设置为 LIVE 或 BLANK 时, 炸弹将以</b>

序号	开关 (信号灯)	功能
		<b>引信激活或引信保险的状态被应急投放, 无论前驾驶舱 LIVE 开关处于何种位置。</b>
15	External stores 信号灯	表示挂架或双联支架上装载了航空炸弹。
16	ARMAMENT FIRE 信号灯	表示前驾驶舱飞行员扣下了扳机。
17	STAND ALERT (准备就绪) 信号灯	表示武器系统准备就绪, 此信号灯只在空速高于 310 千米/时时亮起。
18	EXPLOSIVE 信号灯	表示前、后驾驶舱内的 LIVE (炸弹激活) 开关处于 LIVE 位置。

## 火箭武器

火箭武器由以下设备构成:

- 四个 UB-16-57UMP 型火箭发射巢。
- 64 枚 57 毫米 S-5 型航空火箭弹。
- 两套 PUS-36 DM 型火控设备。
- 机翼挂架。
- 电子火控系统。

UB-16-57UMP 型火箭发射巢必须安装在相应挂架上。

UB-16-57UMP 火箭发射巢安装在机翼挂架上。PUS-36DM 火控装置会向四个火箭发射巢发送和分配电脉冲, 以激活发射巢上的电子点火装置。电气控制系统允许飞机在空速高于 310 千米/时时发射航空火箭弹 (低于 310 千米/时时, 此系统上锁)。

序号	开关 (信号灯)	功能
<b>前驾驶舱火箭武器控制和信号灯</b>		
<b>主断路器面板</b>		
1	ARMS 开关	为武器线路供电。
<b>武器控制面板</b>		
2	WEAPON CARRIER (武器挂架选择) 按钮	用于选择武器挂架, 按下左侧按钮选择外侧挂架, 按下右侧按钮选择内侧挂架。 按下此按钮下方的棕色按钮取消选择相应挂架。
3	MISS. TRAIN. - 2 - 4 三向选择开关	用于选择发射模式: <b>2</b> - 每扣下一次扳机, 从左、右火箭发射巢内各发射两枚火箭。 <b>4</b> - 每扣下一次扳机, 从左、右火箭发射巢内各发射四枚火箭。 <b>TRAIN.</b> - 扣一次扳机发射全部的 32/64 枚火箭。

序号	开关 (信号灯)	功能
		注意： 当同时选择了内、外侧挂架上的 UB-16-57UMP 火箭发射巢时，将先发射外侧挂架上的 32 枚火箭弹，然后发射内侧挂架上的 32 枚火箭弹。
4	EMERGENCY (应急投放) 开关	用于应急投放 (抛离) UB-16-57UMP 火箭发射巢。 左侧开关用于应急投放外侧挂架火箭巢，右侧开关用于应急投放内侧挂架火箭巢。
<b>中央面板</b>		
5	LAUNCH (发射控制) 开关	向扳机供电。
6	MISSILE (导弹/火箭) 开关	向 PUS-36DM 火控和 UB-16 火箭发射巢供电，关闭此开关后，两盏 PUS-0 指示灯亮起。
7	External stores (外挂) 信号灯	表示 UB-16-57UMP 火箭发射巢安装在挂架上。
8	PUS-0 信号灯	表示 PUS-36DM 火控系统已准备好发射火箭。
<b>信号灯</b>		
9	STAND ALERT (准备就绪)	表示武器系统准备就绪，此信号灯只在空速高于 310 千米/时时亮起。
<b>后驾驶舱火箭武器控制和信号灯</b>		
10	ARMS 开关	向前驾驶舱的 ARMS 开关供电。此开关可覆盖前驾驶舱 ARMS 开关操作。
11	EMERG.JETTIS. 开关	应急火箭发射巢投放 (抛离) 开关。当此开关处于“ON”位置，内、外挂架上所有火箭发射巢将被一次性抛离。
12	External stores 信号灯	表示 UB-16-57UMP 火箭发射巢安装在挂架上。
13	ARMAMENT FIRE 信号灯	表示前驾驶舱飞行员扣下了扳机。
14	STAND ALERT (准备就绪) 信号灯	表示武器系统准备就绪，此信号灯只在空速高于 310 千米/时时亮起。

## 导弹武器

导弹武器由以下设备构成：

- 两枚 R-60M (或 R-3S) 空空导弹。
- 两个 APU P-60 ZA (或 APU-13M 1) 导弹发射架。
- 机翼挂架。
- MP-28A 重力传感器。
- 供电、指示和导弹发射控制系统。
- 应急导弹发射系统。

导弹武器系统允许飞机在空速高于 310 千米/时时发射导弹。

导弹发射架设计用于挂载 R-60 M (或 R-3S) 导弹并向导弹供电。

导弹发射架只能挂载在外侧机翼挂架上。

MP-28A 重力传感器被设计用于测量飞机的过载并在过载大于 2G 时向飞机输送信号。

序号	开关 (信号灯)	功能
<b>前驾驶舱导弹武器控制和信号灯</b>		
<b>主断路器面板</b>		
1	ARMS 开关	为武器线路供电。
<b>武器控制面板</b>		
2	WEAPON CARRIER (武器挂架选择) 按钮	用于选择武器挂架, 按下左侧按钮选择外侧挂架, 按下右侧按钮选择内侧挂架。 按下此按钮下方的棕色按钮取消选择相应挂架。
3	A-APORT. - STARB. 导弹发射模式选择开关	用于选择导弹发射模式: 每次攻击只能根据导弹发射模式开关具体位置发射对应挂架上的一枚导弹, 齐射导弹是不允许的。 PORT. - 选择左翼外侧挂架上的空空导弹。 STARB. - 选择右翼外侧挂架上的空空导弹。
4	EMERGENCY (应急投放) 开关	应急将导弹和发射架一起从挂架上投放出去。
	AA MISSILE (导弹应急发射) 开关	用于应急发射空空导弹。 使用应急发射空空导弹命中目标是不可能的
<b>中央面板</b>		
5	LAUNCH (发射控制) 开关	向扳机供电。
6	MISSILE (导弹/火箭) 开关	向导弹发射架和导弹供电
7	External stores 信号灯	表示导弹发射架安装在机翼挂架上。
<b>导弹与机炮联合控制面板</b>		
8	HEATING (导引头加热) 开关	向导引头加热电路供电, 并在后驾驶舱内亮起 ROCKET HEATING 信号灯。
9	GLOWING (导引头电子管发光) 信号灯	为 MP-28A 重力传感器和导弹导引头光电路通电并在后驾驶舱内亮起 GLOWING ON 信号灯。
10	VOLUME SS 旋钮	音量旋钮, 用于调整导弹导引头锁定声音信号音量大小。
<b>信号灯</b>		
11	STAND ALERT (准备就绪)	表示武器系统准备就绪, 此信号灯只在空速高于 310 千米/时时亮起。
12	NO LAUNCH (无法发射)	亮起表示超出最大允许过载值 (2G)。在此过载下导弹导引头不能很好的瞄准目标。
<b>后驾驶舱导弹武器控制和信号灯</b>		
13	ARMS 开关	向前驾驶舱的 ARMS 开关供电。。此开关可覆盖前驾驶舱 ARMS 开关操作。
14	EMERG.JETTIS. 开关	应急投放导弹和导弹发射架



序号	开关 (信号灯)	功能
		当此开关开启时, 所有导弹发射机和导弹将被一次性抛离
15	External stores 信号灯	表示导弹发射架安装在机翼挂架上.
16	STAND ALERT (准备就绪) 信号灯	表示武器系统准备就绪, 此信号灯只在空速高于 310 千米/时时亮起.
17	NO LAUNCH (无法发射) 信号灯	亮起表示超出最大允许过载值 (2G)。在此过载下导弹导引头不能很好的瞄准目标。
18	ARMAMENT FIRE 信号灯	表示前驾驶舱飞行员扣下了扳机。
19	GLOWING ON 信号灯	表示重力传感器和导引头光电电路已通电。当 GLOWING. 开关关闭时此灯亮起。
20	ROCKETS HEATING 信号灯	表示导引头加热电路已通电。在关闭 HEATING. 开关后此灯亮起。

## GS-23L 机炮

GS-23L 是一门双管 23 毫米机载火炮, 设计用于攻击空中和地 (海) 面轻装甲目标。

机炮武器由以下设备构成:

- 机炮吊舱。
- 双管 GS-23L 机炮。
- 装弹和抽壳系统。
- 电子火控系统。

此机炮最高射速为 3400 发/分, 备弹 150 发。有效射程 2 千米。

23 毫米炮弹有以下弹种:

- BZT-23GS (穿甲燃烧曳光弹)
- OFZ-23-AM-GS (高爆燃烧弹)
- OFZT-23-AM-GS (高爆燃烧曳光弹)
- FZ-23-GS (高爆燃烧弹)

使用机炮射击需要符合以下条件:

- 前起落架处于收起状态。
- 空速高于 400 千米/时。
- 迎角不超过 6 度。
- 正 G 不超过 6; 负 G 不超过 -2。

GS-23L 机炮安装有火药燃气重装填系统。此系统包含一个安装有三个火药燃气装置的控制盒。当前驾驶舱内按下机炮装填按钮，火药燃气装置将点火并利用火药气体推动机炮机械装置自动装填机炮弹药。剩余的两个火药燃气装置为备份，用于在机炮卡壳时排除卡壳故障并重新装填炮弹。



图 180: GS-23L机炮

序号	开关 (信号灯)	功能
<b>前驾驶舱机炮武器控制和信号灯</b>		
<b>主断路器面板</b>		
<b>1</b>	ARMS 开关	为武器线路供电。
<b>武器控制面板</b>		
<b>2</b>	EXPL.CHARGE.GS 按钮	为机炮装填弹药。
<b>3</b>	PYROIII - II - I 开关	用来选择装填机炮的火药燃气装置，也用来排除机炮卡壳状况。“I”位置用于装填机炮弹药；一旦发生卡壳，将此开关设置到“II”位置并按下 EXPL.CHARGE.GS 按钮。万一再次发生卡壳，需要将此开关设置到“III”位置并按下 EXPL.CHARGE.GS 按钮排除卡壳故障。
<b>4</b>	PK3 + GS 开关	用于机炮与机枪吊舱同时开火。  将此开关向上扳动并扣动扳机来实现其功能。  当此开关处于开启状态时，炸弹、火箭和导弹均处于上锁状态无法使用。
<b>中央面板</b>		
<b>5</b>	LAUNCH (发射控制) 开关	向扳机供电。

序号	开关 (信号灯)	功能
6	DEBLOCK.GUNS WING + GS 按钮	解除武器锁以便使 PK-3 机枪吊舱和 GS-23 机炮能在地面发射。用于 PK-3 和 GS-23 的地面武器测试。
<b>导弹与机炮联合控制面板</b>		
7	CANNON GS 开关	接通机炮控制电源。
信号灯		
8	STAND ALERT (准备就绪)	表示武器系统准备就绪, 在使用机炮时, 此信号灯只在空速高于 400 千米/时时亮起。.
9	“α” (Alpha)	当此灯亮起时, 表示发射时迎角超过允许限制, 或者空速低于 400 千米/时。此时机炮无法发射。
<b>后驾驶舱机炮武器控制和信号灯</b>		
10	ARMS 开关	向前驾驶舱的 ARMS 开关供电。此开关可覆盖前驾驶舱 ARMS 开关操作。
11	STAND ALERT (准备就绪) 信号灯	表示武器系统准备就绪, 在前驾驶舱使用机炮时, 此信号灯只在空速高于 400 千米/时时亮起。.
12	ARMAMENT FIRE 信号灯	亮起表示前驾驶舱飞行员扣下了扳机。

## PK-3 机枪吊舱

机枪武器由以下设备构成:

- 四个 PK-3 机枪吊舱。
- 12 挺 7.62 毫米机枪。
- 电子火控系统。
- 应急火控系统。

PK-3 机枪吊舱内安装了 3 挺 7.62 毫米机枪, 可以挂载在 L-39ZA 的内侧和外侧挂架上。此机枪吊舱没有发射时的空速限制, 而且可以同时发射外侧和内侧的所有机枪吊舱内的机枪。



图 181: PK-3 机枪吊舱

序号	开关 (信号灯)	功能
<b>前驾驶舱机枪武器控制和信号灯</b>		
<b>主断路器面板</b>		
<b>1</b>	ARMS 开关	为武器线路供电。
<b>武器控制面板</b>		
<b>2</b>	WEAPON CARRIER (武器挂架选择) 按钮	用于选择武器挂架, 按下左侧按钮选择外侧挂架, 按下右侧按钮选择内侧挂架。 按下此按钮下方的棕色按钮取消选择相应挂架。
<b>3</b>	EXPL.CHARGE GUNS OUTBC GUNS INNER 开关	用于为外侧机枪吊舱和内侧机枪吊舱装弹。
<b>4</b>	PK3+GS 开关	用于机炮与机枪吊舱同时开火。  将此开关向上扳动并扣动扳机来实现其功能。  当此开关处于开启状态时, 炸弹、火箭和导弹均处于上锁状态无法使用。
	EMERGENCY (应急投放) 开关	应急从挂架上抛离 PK-3 机枪吊舱。
<b>中央面板</b>		
<b>5</b>	LAUNCH (发射控制) 开关	向扳机供电。
<b>6</b>	External stores 信号灯	表示 PK-3 机枪吊舱安装在机翼挂架上。
<b>7</b>	GUN WING OUTBCGUN WING INNER 开关	为内侧和外侧挂上上挂载的 PK-3 机枪吊舱火控系统供电。

序号	开关 (信号灯)	功能
8	DEBLOCK.GUNS WING+GS 按钮	解除武器锁以便使 PK-3 机枪吊舱和 GS-23 机炮能在地面发射。用于 PK-3 和 GS-23 的地面武器测试。
9	EMERG.FOTO GUNS WING INNER 开关	用于在主发电机失效时激活内侧挂架上挂载的 PK-3 发射和 PFK-3 的拍摄功能。 PFK-3 (攻击效果评估相机) 未在此模組中模拟。
<b>信号灯</b>		
10	STAND ALERT (准备就绪)	表示武器系统准备就绪
<b>后驾驶舱机枪武器控制和信号灯</b>		
11	ARMS 开关	向前驾驶舱的 ARMS 开关供电。此开关可覆盖前驾驶舱 ARMS 开关操作。
12	External stores 信号灯	表示 PK-3 机枪吊舱挂载在机翼挂架上。
13	ARMAMENT FIRE 信号灯	亮起表示前驾驶舱飞行员扣下了扳机。

# 前驾驶舱武器控制和信号灯

## 武器控制面板

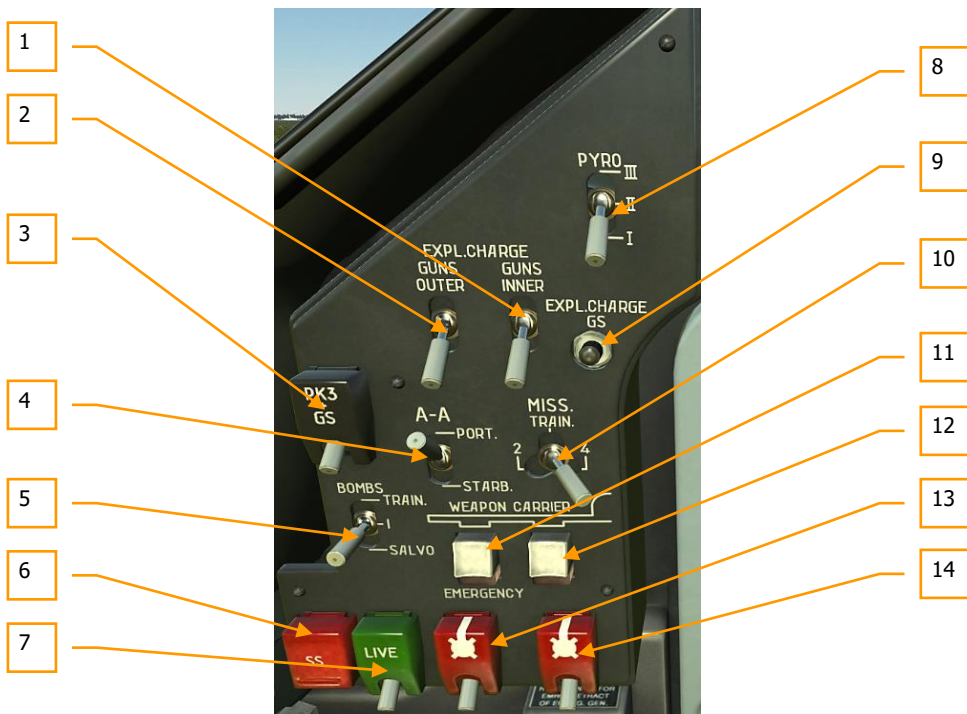


图 182: 武器控制面板

1. EXPL.CHARGE GUNS INNER 开关，用于为内侧机枪吊舱上膛。
2. EXPL.CHARGE GUNS OUTBC 开关，用于为外侧机枪吊舱上膛。
3. PK3+GS 开关，用于同时发射机炮和机枪吊舱。
4. A-A PORT. - STARB 双向开关，用于切换选择左右翼下挂载的空空导弹。
5. BOMBS TRAIN. - 1 - SALVO 三位开关，用于选择炸弹投放模式。
6. AA MISSILE 按钮，用于应急发射空空导弹。
7. LIVE 开关，用于选择应急投放的炸弹引信是否激活。
8. PYRO III-II-I 开关，用于切换装填机炮用的火药燃气装置。
9. EXPL.CHARGE 按钮，用于为机炮上膛。



10. MISS. TRAIN. - 2 - 4 三位开关，用于选择火箭弹发射模式。
11. WEAPON CARRIER for outboard pylons.按钮，用于选择外侧武器挂架。
12. WEAPON CARRIER for inboard pylons.按钮，用于选择内侧武器挂架。
13. EMERGENCY for outboard pylons 开关，用于应急投放（抛离）外侧武器。
14. EMERGENCY for inboard pylons 开关，用于应急投放（抛离）内侧武器。

## 中央面板

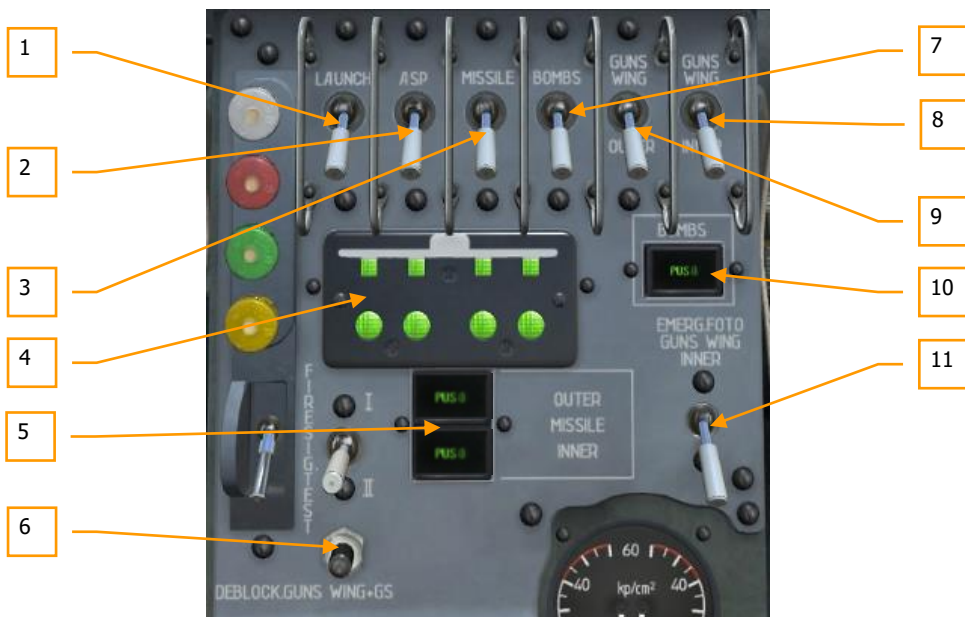


图 183：中央面板

1. LAUNCH 开关，用于向扳机供电。
2. ASP 开关，用于开启 ASP-3NMU-39 光学瞄准具和 FKP-2-2 照相枪。
3. MISSILE 开关，用于向导弹发射架和导弹供电，也可以向火箭发射巢供电。
4. External stores 信号灯
  - 此信号灯上排表示挂载了单颗炸弹、火箭发射巢、导弹发射架、炸弹支架和上膛前的 PK-3 机枪吊舱（打开 EXPL.CHARGE GUNS OUTER GUNS INNER 开关前）。
  - 此信号灯下排表示在炸弹支架上安装的炸弹、安装在导弹发射架上的导弹和上膛后的 PK-3 机枪吊舱（打开 EXPL.CHARGE GUNS OUTER GUNS INNER 开关后）。
5. PUS-0 信号灯，表示 UB-16 火箭发射巢或空空导弹准备完毕。

6. DEBLOCK.GUNS WING+GS 按钮，用于在地面测试时发射机枪和机炮。
7. BOMBS 开关，用于向主航空炸弹投弹控制系统供电。
8. GUN WING OUTBC 开关，用于外侧机枪吊舱供电。
9. GUN WING INNER 开关，用于内侧机枪吊舱供电。
10. PUS-0（炸弹专用）信号灯，用于表示 PUS-36DM 火控系统已准备好投放炸弹。
11. EMERG.FOTO GUNS WING INNER 开关，用于在主发电机失效时激活内侧挂架上的 PK-3 机枪吊舱。

## 导弹与机炮联合控制面板



图 184：导弹与机炮联合控制面板

1. GLOWING ON 开关，为 MP-28A 重力传感器和导弹导引头光电电路通电并在后驾驶舱内亮起 GLOWING ON 信号灯。
2. HEATING ON 开关，向导引头加热电路供电，并在后驾驶舱内亮起 ROCKETS HEATING 信号灯。
3. VOLUME SS 旋钮，用于调整导弹导引头锁定声音信号音量大小。
4. CANNON GS 开关，用于接通机炮控制电源。

## 信号灯面板



图 185: 信号灯面板

1. EXPLOSIVE 信号灯，此灯亮起表示此时“LIVE”开关处于 LIVE 位置，应急投掷炸弹将会爆炸。在 L-39C 上，此灯安装在中央面板上。
2. “ $\alpha$ ” (AoA) 信号灯，亮起时表示超出允许迎角限制，或空速低于 400 千米/时。仅在使用机炮时此灯通电。

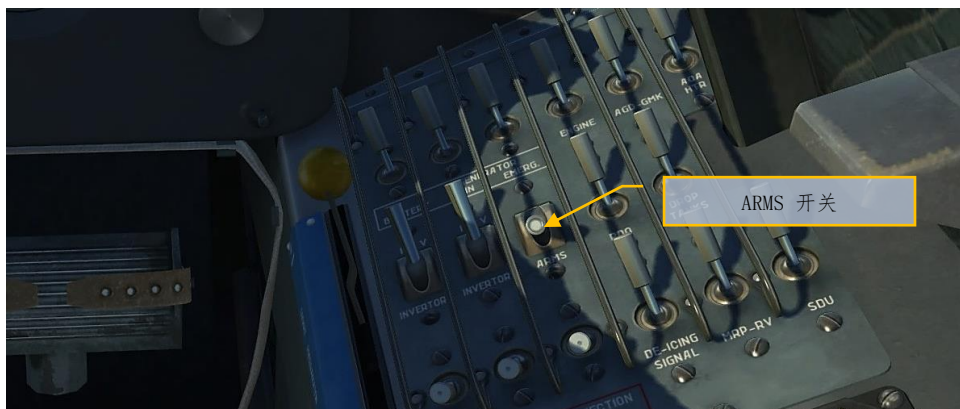
# 投弹

飞行前，请确认后驾驶舱内的 NETW、ARMS 和 SIGNAL 断路器开关都处于开启状态。

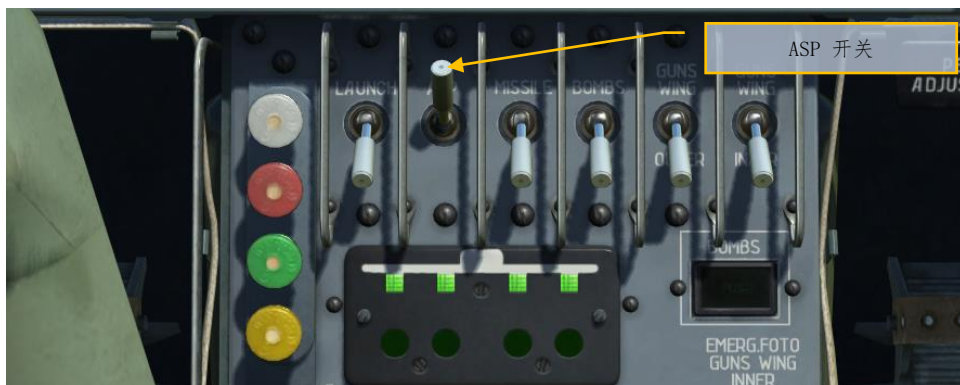
L-39ZA 的投弹参数与 L-39C 相同。

## 接近目标前

1. 开启 ARMS 开关 [RCtrl+3]



2. 开启 ASP 开关 [LAlt+2]



3. 调整光学瞄具反射镜片角度并抬高座椅以便更好的看到中心瞄准点和测距栅格环上部。输入预设目标大小。
4. 将 GYRO – FIXED 开关设置到 FIXED [LShift+J]
5. 向光学瞄准具输入最近距离 [.]
6. 开启 BOMBS 开关 [LAlt+4]

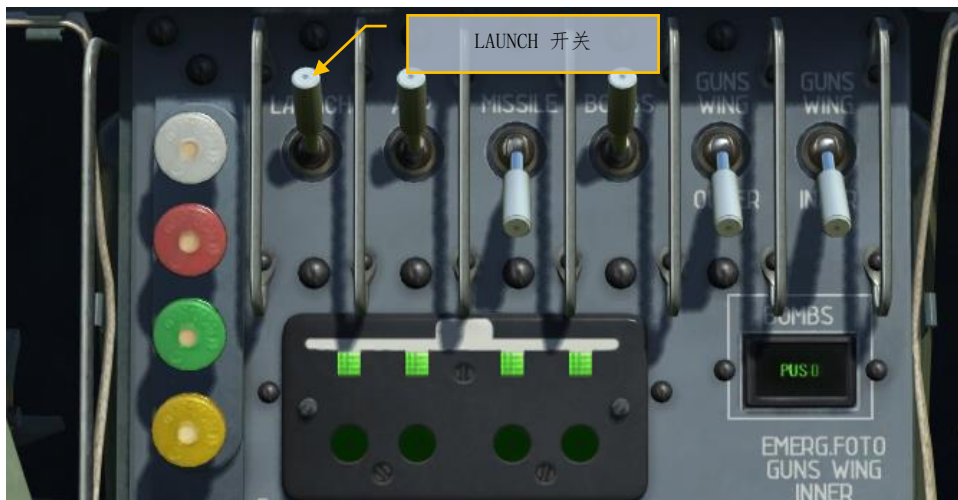


7. 按下 WEAPON CARRIER 按钮以选择相应内、外侧挂架。  
[LShift+6] - 内侧挂架  
[LShift+5] - 外侧挂架
8. 使用 BOMBS TRAIN. - 1 - SALVO 开关选择投弹模式。  
[LAlt+LCtrl+LShift+S] - 向上选择  
[LAlt+LCtrl+LShift+X] - 向下选择



## 处于目标区域时

1. 开启 LAUNCH 开关 [LAlt+1]



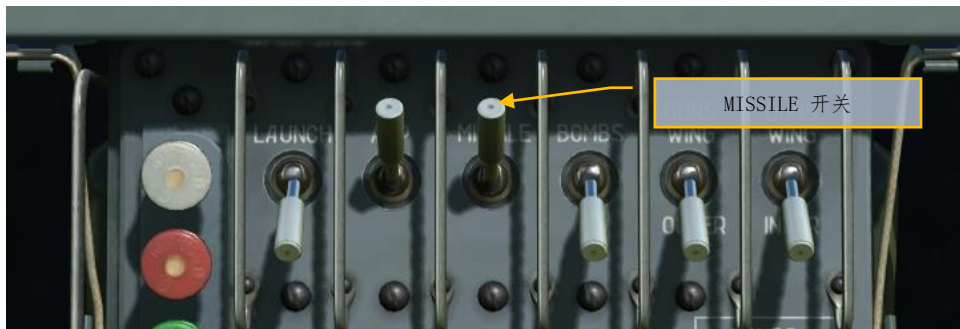
2. 操纵飞机进行机动并接近目标，将目标放置在预设的观察角内。
3. 当目标进入预设观察角时操纵飞机以  $60 - 120^\circ$  的转弯角进行转弯同时进入俯冲，进入俯冲后根据投弹相关参数来控制空速。
4. 完成转弯和俯冲后，将瞄准栅格中心点放在目标下方，将目标保持在固定栅格光圈的顶部。放下扳机保险盖 [LCtrl+Space]；随着飞机的下降，瞄准中心点将向目标慢慢移动，此时控制空速和高度来尽量接近预设投弹参数。
5. 当达到预设空速和高度时，保持瞄准点中心压在目标上，扣下扳机 [Space] 投放炸弹。
6. 增加发动机转速至 **takeoff** 位，同时以  $4 - 5G$  的过载拉起脱离，并向一侧做战斗转弯。



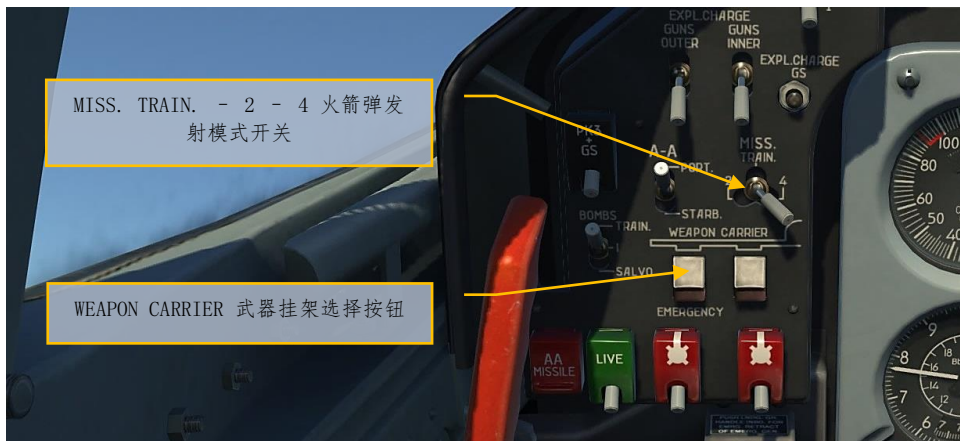




3. 调整光学瞄具反射镜片角度至所需角度。
4. 预设目标大小。
5. 将 GYRO - FIXED 开关设置到 FIXED [LShift+J]
6. 向光学瞄准具输入最近距离 [.]
7. 开启 MISSILE 开关 [LAlt+3].

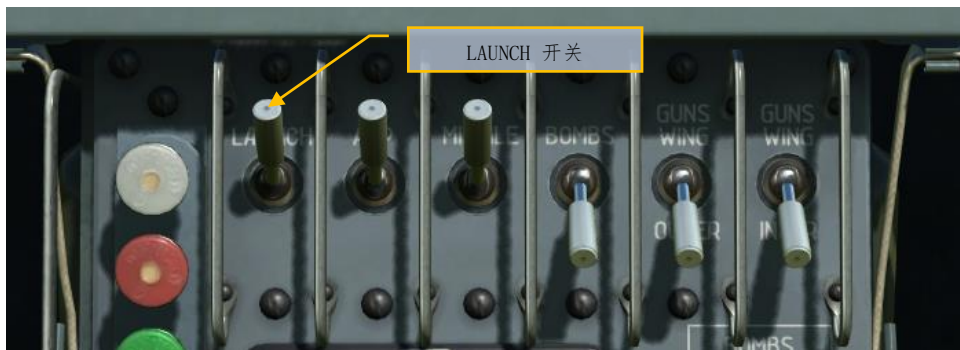


8. 在 MISS. TRAIN. - 2 - 4 开关上选择火箭弹发射模式 [RShift+V] - [RAlt+V] - [Ctrl+V]
9. 按下 WEAPON CARRIER 按钮以选择相应内、外侧挂架。  
[LShift+6] - 内侧挂架  
[LShift+5] - 外侧挂架



## 处于目标区域时

1. 开启 LAUNCH 开关 [LAlt+1]



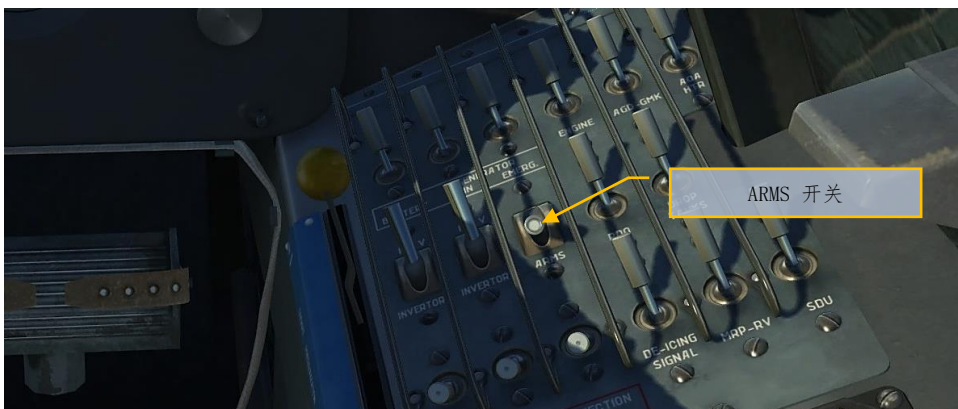
2. 将 GYRO - FIXED 开关设置到 GYRO [LShift+J]。
3. 操纵飞机进行机动并接近目标，将目标放置在预设的观察角内（开始转弯点）。
4. 当目标进入预设观察角时操纵飞机以  $60 - 120^\circ$  的转弯角进行转弯同时进入俯冲。俯冲时如果角度为  $30^\circ$ ，降低发动机转速至慢车位。俯冲时如果角度  $20^\circ$ ，降低发动机转速至  $90-92\%$ 。
5. 完成俯冲和转弯后将瞄准中心点放置在目标下方。
6. 放下扳机保险盖 [LCtrl+Space]，向光学瞄准具输入最远距离 [;]，慢慢将瞄准点中心向目标移动。
7. 俯冲时保持瞄准点中心压在目标上。
8. 当目标充满由菱形组成的测距光环时，扣下扳机 [Space] 发射火箭弹。
9. 发射后，立刻增加发动机转速至 takeoff 位，同时以  $4 - 5G$  的过载拉起脱离，并向一侧做战斗转弯。
10. 脱离后，向光学瞄准具输入最近距离并开始机动，准备进行下一轮攻击。

# 使用空空导弹

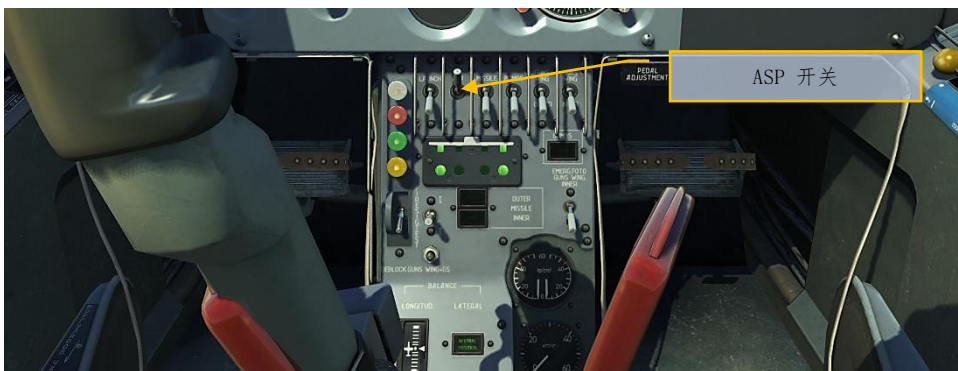
飞行前，请确认后驾驶舱内的 NETW、ARMS 和 SIGNAL 断路器开关都处于开启状态。

## 空战前准备

1. 开启 ARMS 开关 [RCtrl+3]

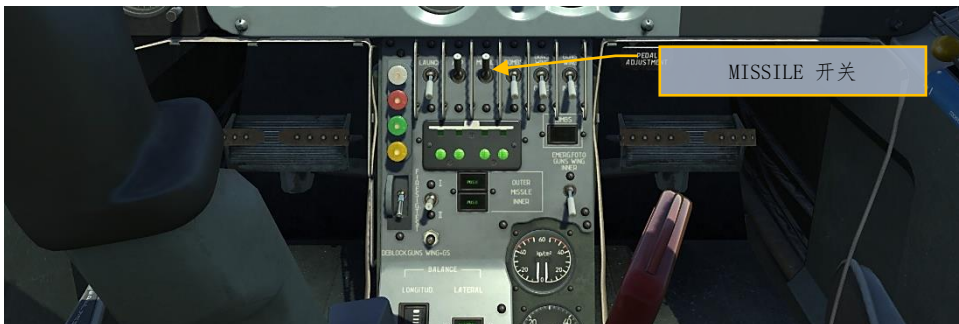


2. 开启 ASP 开关 [LAlt+2]

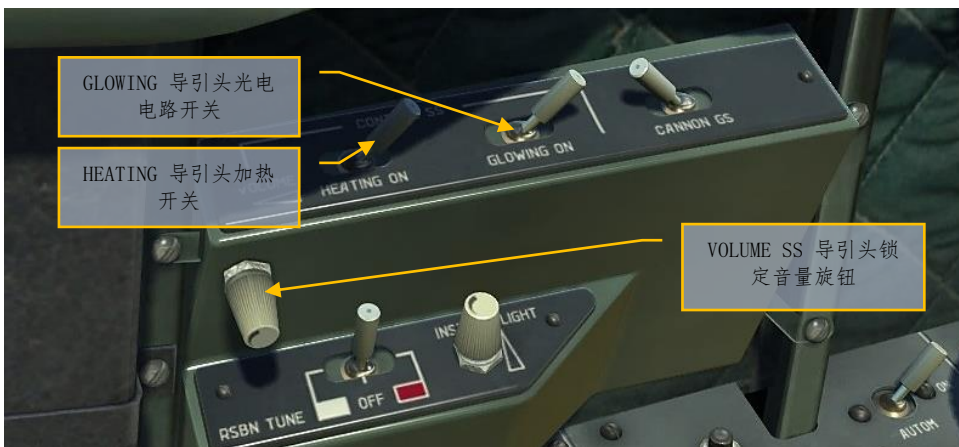


3. 调整光学瞄具反射镜片角度至  $0^{\circ}$
4. 预设目标大小。
5. 将 GYRO - FIXED 开关设置到 FIXED [LShift+J]

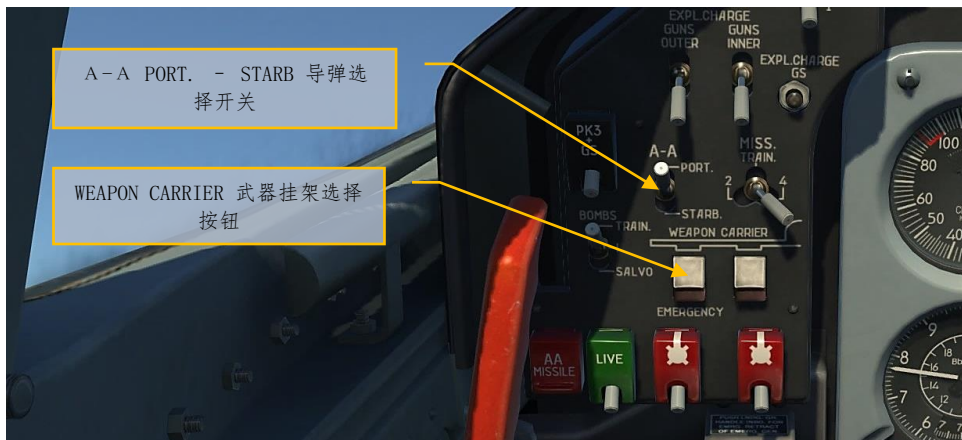
- 向光学瞄准具输入最远距离 [;]
- 开启 MISSILE 开关 [LAlt+3]



- 开启 GLOWING 开关 [LShift+9]
- 开启 HEATING 开关 [LShift+8]
- 将 VOLUME SS 音量旋钮声音调整至最大。



- 使用 A-A PORT. - STARB 开关来选择左翼或右翼下挂载的空空导弹 [RAlt+RCtrl+RShift+R]。
- 按下左侧的 WEAPON CARRIER 按钮以选择外部挂架 [LShift+5]。



## 空战时

1. 定位目标并机动至初始攻击位置：距离 2000 米、目标与视野的夹角  $50 - 60^\circ$ 、与目标高度差不超过 300-400 米，放下扳机保险盖[LCtrl+Space]。
2. 开启 LAUNCH 开关 [LAlt+1]



3. 向目标执行  $50 - 60^\circ$  的转向，接近目标并将目标放入光学瞄准具反射镜片中。
4. 执行瞄准，机动飞机以让导弹锁定音量信号增加至最大。
5. 确认 NO LAUNCH 信号灯处于熄灭状态。
6. 当目标飞机占据瞄准栅格中心测距光环  $2/3$  的位置时，扣动扳机发射空空导弹。
7. 脱离此轮攻击。
8. 准备进行下一轮攻击。

# 使用GS-23 机炮对地攻击

飞行前，请确认后驾驶舱内的 NETW、ARMS 和 SIGNAL 断路器开关都处于开启状态。

以 20 - 30°俯冲角使用机炮时的具体参数详见表 3。

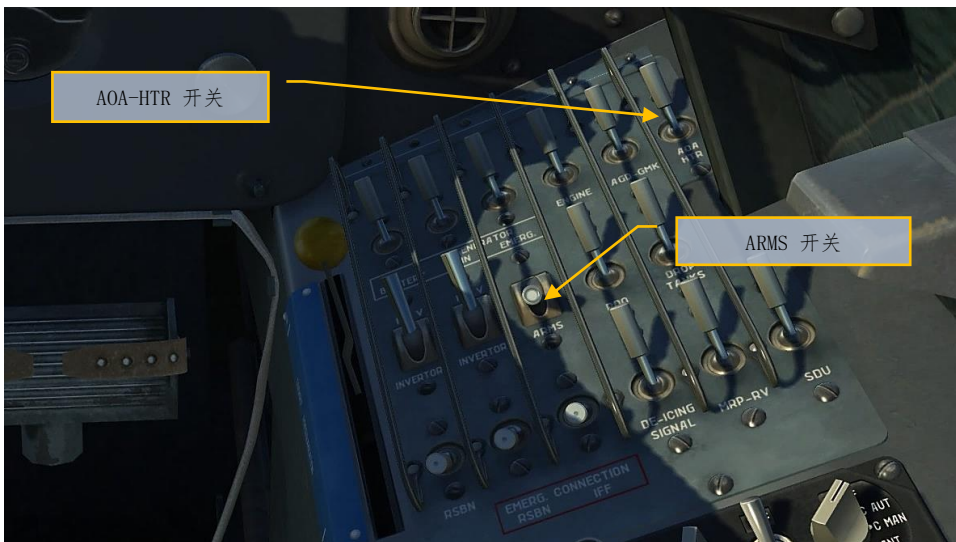
## 表 3

序号	参数	30°	20°
1	光学瞄具反射镜片角度，度	1.38	1.51
2	进入俯冲攻击时高度，米	1200	1200
3	进入俯冲攻击时空速，千米/时	400	400
4	开火高度，米	600	500
5	开火时空速，千米/时	600	600
6	开火距离，米	1200	1460

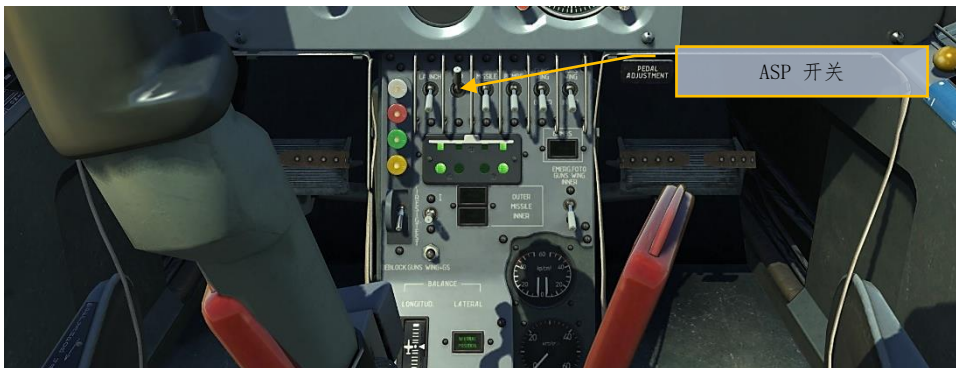
接近目标前：

1. 开启 ARMS 开关 [RCtrl+3]
2. 开启 AOA-HTR 开关 [RShift+6]



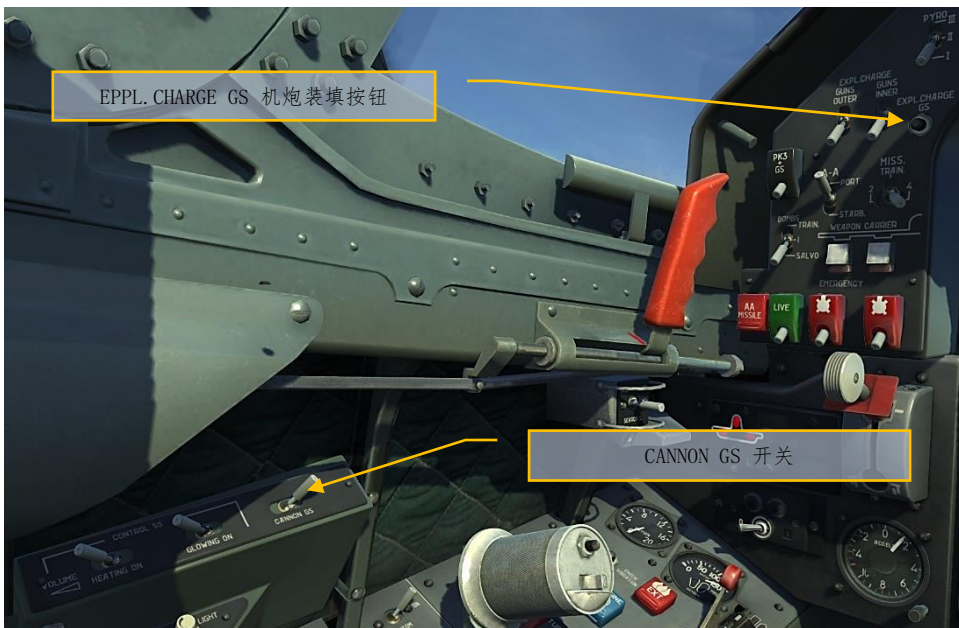


3. 开启 ASP 开关 [LAlt+2].



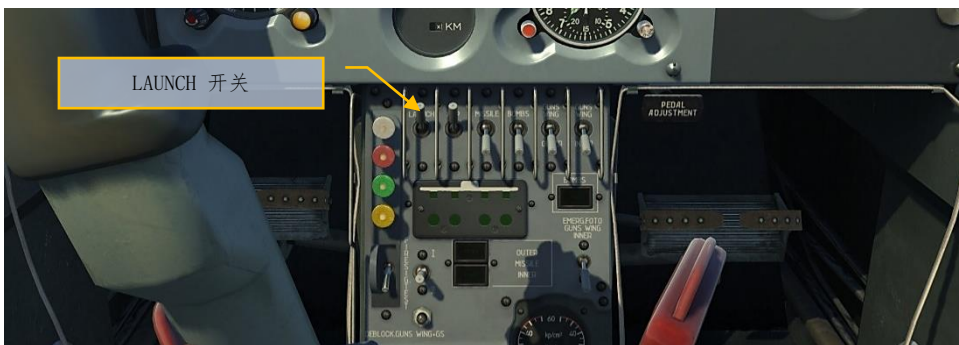
4. 根据表 3 相关参数调整光学瞄具反射镜片角度至所需角度。
5. 预设目标大小。
6. 将 GYRO - FIXED 开关设置到 FIXED [LShift+J]。
7. 向光学瞄准具输入最近距离 [.]。
8. 开启 CANNON GS 开关 [LShift+0]。
9. 按下 EXPL.CHARGECS 按钮以装填机炮弹药 [LAlt+LCtrl+LShift+S]。





## 处于目标区域时

1. 使用所需的高度和空速接近目标（参数见表 3）。
2. 开启 LAUNCH 开关 [LAlt+1]。



3. 将 GYRO - FIXED 开关设置到 GYRO [LShift+J]
4. 操纵飞机进行机动并接近目标，将目标放置在预设的观察角内（开始转弯点）。
5. 当目标进入预设观察角时操纵飞机以 60 - 120° 的转弯角进行转弯同时进入俯冲。进入俯冲时，发动机转速不要小于 90%。

6. 完成俯冲和转弯后将瞄准中心点放置在目标下方。
7. 放下扳机保险盖 [LCtrl+Space]，向光学瞄准具输入最远距离 [;]，慢慢将瞄准点中心向目标移动。
8. 俯冲时保持瞄准点中心压在目标上。
9. 当目标充满由菱形组成的测距光环时，扣下扳机 [Space] 发射机炮。
10. 发射后，立刻增加发动机转速至 **takeoff** 位，同时以 3 - 3.5 的过载拉起脱离，并向一侧做战斗转弯。
11. 脱离后，向光学瞄准具输入最近距离并开始机动，准备进行下一轮攻击。

# 使用PK-3 机枪吊舱对地攻击

飞行前，请确认后驾驶舱内的 NETW、ARMS 和 SIGNAL 断路器开关都处于开启状态。

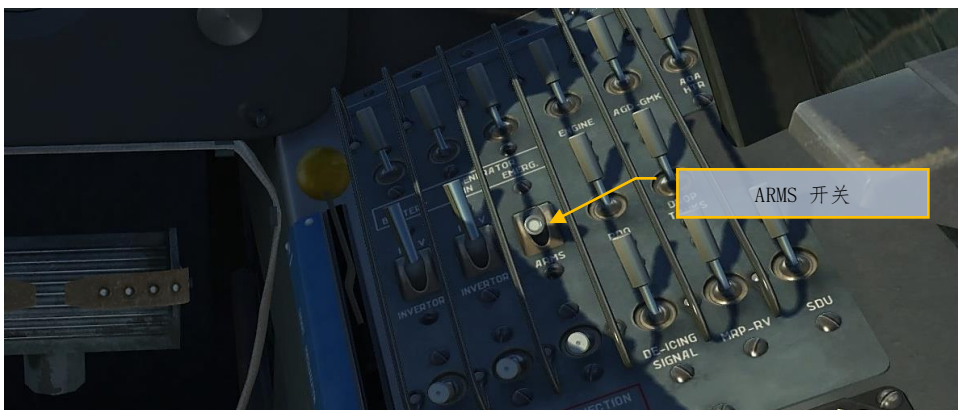
以 20 - 30°俯冲角使用 PK-3 机枪吊舱时的具体参数详见表 4。

表 4

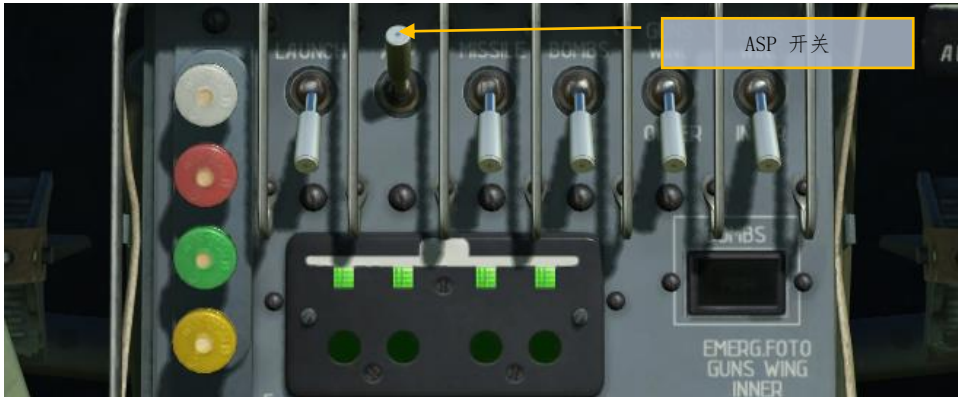
No.	参数	30°	20°
1	光学瞄具反射镜片角度，度	1.38	1.51
2	进入俯冲攻击时高度，米	1200	1200
3	进入俯冲攻击时空速，千米/时	400	400
4	开火高度，米	600	500
5	开火时空速，千米/时	600	600
6	开火距离，米	1200	1460

## 接近目标前

1. 开启 ARMS 开关 [RCtrl+3]。



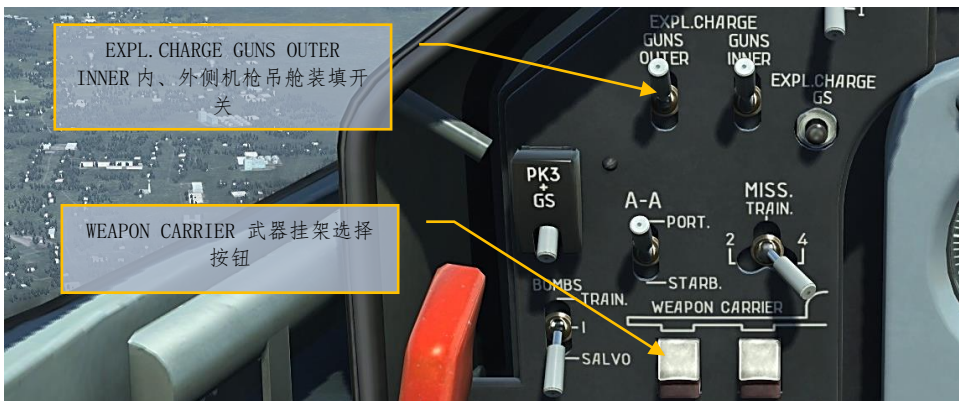
2. 开启 ASP 开关 [LAlt+2]



3. 根据表 4 相关参数调整光学瞄具反射镜片角度至所需角度。
4. 预设目标大小。
5. 将 GYRO - FIXED 开关设置到 FIXED [LShift+J]。
6. 向光学瞄准具输入最近距离 [.]。
7. 开启 GUN WING OUTER 开关 [LShift+5]
8. 开启 GUN WING INNER 开关 [LShift+6]

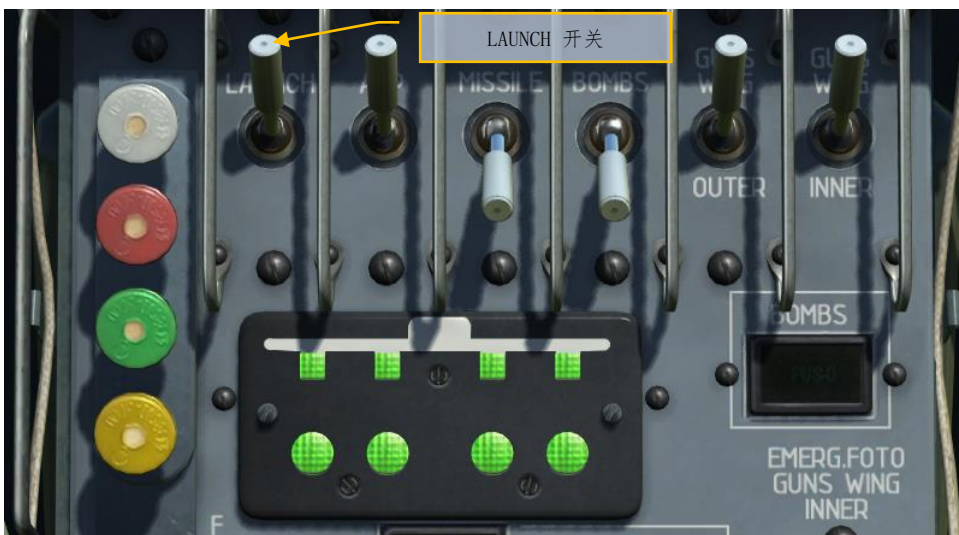


9. 开启 EXPL.CHARGE GUNS INNER 开关 [LAlt+LCtrl+LShift+E]
10. 开启 EXPL.CHARGE GUNS OUTER 开关 [LAlt+LCtrl+LShift+W]
11. 按下 WEAPON CARRIER 按钮以选择相应内、外侧挂架。  
[LShift+6] — 内侧挂架  
[LShift+5] — 外侧挂架



## 处于目标区域时

1. 使用所需的高度和空速接近目标（参数见表 4）。
2. 开启 LAUNCH 开关 [LAlt+1]



3. 操纵飞机进行机动并接近目标，将目标放置在预设的观察角内（开始转弯点）。
4. 当目标进入预设观察角时操纵飞机以  $60 - 120^\circ$  的转弯角进行转弯同时进入俯冲。进入俯冲时，发动机转速控制在  $90 - 92\%$ 。
5. 完成俯冲和转弯后将瞄准中心点放置在目标下方。
6. 放下扳机保险盖 [LCtrl+Space]，慢慢将瞄准点中心向目标移动。

7. 俯冲时保持瞄准点中心压在目标上。
8. 当目标充满由菱形组成的测距光环时，扣下扳机 [Space] 发射机枪吊舱。
9. 发射后，立刻增加发动机转速至 **takeoff** 位，同时以 3 - 3.5 的过载拉起脱离，并向一侧做战斗转弯。



# 应急程序





# 应急程序

当在飞行过程中发生应急情况时，飞行员必须检查驾驶舱内的设备是否出现误操或失效。尤其需要注意检查与应急情况相关的各类开关和断路器开关的位置。如果这些开关和断路器开关没有处在正确的位置，应立即手动将其开启或关闭。然后检查应急情况是否已经解除并继续飞行。如果是因为故障或战损，则需要利用各类指示灯以及飞行时因外部形变引起的飞行变化来确认问题的根源并尝试利用适当的程序来解决它。

## 发动机失效

征兆：

- 发动机运行时声音改变。
- 发动机转速和排气温度快速下降。
- 空速下降。
- ENG. MIN. OIL PRESS 信号灯亮起。
- GENERATOR 信号灯亮起，且飞机放出 RAT（冲压空气涡轮）飞行。
- 主注意灯亮起。

操作：

- 将油门手柄收至“STOP”（停车）位。
- 随时监控空速与高度。
- 转向机场。
- 重启发动机。

## 发动机空中启动

发动机空中启动的可靠高度最高可达 6000 米。

如果发动机自转转速（RPM）低于 15%（ $n_1$  指针），发动机启动需要利用空气启动机（Air Starter）来旋转高压气机（HPC）。

如果发动机自转转速（RPM）高于 15%（ $n_1$  指针），发动机不需要利用空气启动机（Air Starter）来旋转高压气机（HPC）就能空中启动。

## 使用旋转 HPC 的方式空中启动发动机（APU 辅助空中启动）

- 调整空速至 300 - 350 千米/时。
- 确认发动机自转转速低于 15 %。
- 按下 TURBO 按钮并保持 1 - 2 秒。
- 当 TURBINE STARTER 信号灯亮起，按下 ENGINE 按钮并保持 1 - 2 秒。
- 在按下 ENGINE 按钮 3 - 6 秒后，将油门手柄从 STOP（停车）位推至 IDLE（慢车）位。
- 发动机转速（RPM）和排气温度（EGT）应开始增加。
- 发动机启动后，转速（RPM）应不低于 54.5%，排气温度（EGT）不高于 600°C，发动机进气道油压不低于 2 千克/平方厘米。
- 当发动机成功启动后，增加转速（RPM）并确认发动机运行正常。

## 不使用旋转 HPC 的方式空中启动发动机（风车空中启动）

- 保持空速不低于 430 千米/时。
- 确认发动机自转转速不低于 15 %。
- 按下 ENGINE 按钮并保持 1 - 2 秒。
- 在按下 ENGINE 按钮 3 - 6 秒后，将油门手柄从 STOP（停车）位推至 IDLE（慢车）位。
- 发动机转速（RPM）和排气温度（EGT）应开始增加。
- 发动机启动后，转速（RPM）应不低于 54.5%，排气温度（EGT）不高于 600°C，发动机进气道油压不低于 2 千克/平方厘米。
- 当发动机成功启动后，增加转速（RPM）并确认发动机运行正常。

**注意：** 如果发动机空中启动失败，评估飞机状态，并决定紧急迫降或弹射跳伞。

## 发动机转速自发变化或挂起

如果发动机转速发生自发变化或挂起（发动机不再响应油门手柄的移动），切换发动机至应急燃油系统（EFS）。

操作：

- 将油门手柄移至慢车（IDLE）位。
- 开启 SEC. REG.（应急供油开关），同时 FUEL EMERG. DELIVERY 信号灯亮起。
- 缓慢推动油门手柄，每秒不超过 2%，直至推到所需位置。

当发动机在应急燃油系统（EFS）下运行时：

- 燃油调节器自动装置和电子停止阀将不运行。
- 在高度 2000 米以下时，不要让发动机转速（RPM）降至 56% 以下。高度等于 2000 米时，不要让发动机转速（RPM）降至 60% 以下。
- 高度在 2000 米以下时，发动机转速应不高于 103%，高度在 2000 米至 8000 米时，发动机转速应不高于 99%。
- 发动机操作模式从“IDLE”（慢车）位推至“NOM”（额定）位时，时长不能少于 15 秒。

**注意：**

当启用 **SEC. REG.**（应急燃油系统）时，油门手柄位置高于 **IDLE**（慢车位），发动机有可能自动停车！

当启用 **SEC. REG.**或在 **EFS**（应急燃油系统）下运行时，当发生发动机停车，发动机需要在 **EFS** 下重新启动。

## 发动机在 **EFS** 下运行时使用旋转 **HPC** 的方式空中启动 (在 **EFS** 下使用 **APU** 辅助空中启动)

- 调整空速至 300 - 350 千米/时。
- 确认发动机自转转速低于 15 %。
- 按下 **TURBO** 按钮并保持 1 - 2 秒。
- 当 **TURBINE STARTER** 信号灯亮起，按下 **ENGINE** 按钮并保持 1 - 2 秒。
- 在按下 **ENGINE** 按钮 10 秒后，将油门手柄从 **STOP**（停车）位推至三角形标签位置。
- 排气温度（EGT）开始增加时，通过推动油门手柄来调节燃油供给，以便调整发动机转速（RPM）在 2000 米以下时不低于 56%，在 2000 米以上时不低于 60%。
- 当 **HPC** 转速达到 41.5 - 44.5% 时，开启 **TURBO STOP** 开关以关闭 **Sapphire-5** 型 **APU**。
- 发动机启动后，排气温度（EGT）应不高于 600°C，发动机进气道油压不低于 2 千克/平方厘米。
- 当发动机成功启动后，增加转速（RPM）并确认发动机运行正常。

## 发动机在 **EFS** 下运行时不使用旋转 **HPC** 的方式空中启动 (在 **EFS** 下风车空中启动)

- 保持空速不低于 430 千米/时。
- 确认发动机自转转速不低于 15 %。
- 按下 **ENGINE** 按钮并保持 1 - 2 秒。
- 在按下 **ENGINE** 按钮 3 - 6 秒后，将油门手柄从 **STOP**（停车）位推至三角形标签位置。

- 排气温度 (EGT) 开始增加时, 通过推动油门手柄来调节燃油供给, 以便调整发动机转速 (RPM) 在 2000 米以下时不低于 56%, 在 2000 米以上时不低于 60%。
- 发动机启动后, 排气温度 (EGT) 应不高于 600°C, 发动机进气道油压不低于 2 千克/平方厘米。
- 当发动机成功启动后, 增加转速 (RPM) 并确认发动机运行正常。

## 发动机起火

征兆:

- FIRE 信号灯亮起。
- 主注意灯亮起。
- J.P.T. 700°C 和 J.P.T. 730°C 信号灯亮起。
- 飞机尾部发现烟雾 (可以在转弯时发现)。

操作:

- 收回油门手柄至 STOP (停车) 位。
- 关闭燃油关断阀。
- 按下 EXT (灭火器) 按钮。
- 火灾被扑灭后, 评估飞机状态, 并决定紧急迫降或弹射跳伞。

## 发动机喘振

征兆:

- 发动机舱内出现周期性砰砰声。
- 发动机转速和燃油压力出现波动。
- 排气温度增加, J.P.T. 700°C 和 J.P.T. 730°C 信号灯亮起。
- 发动机可能自动停车。

操作:

- 向后移动油门手柄来切换更慢的发动机转速模式 (比如 TAKEOFF 位切换至 NOM 位), 直至发动机喘振现象消失。

## 起落架失效 (应急放出起落架)

征兆:

- 用于指示起落架成功放出的绿灯未亮起（一盏、两盏或全部三盏）。
- 起落架机械指示器未伸出。

操作：

- 平飞并控制空速至 300 - 320 千米/时。
- 在前或后驾驶舱右侧面板上向下扳动应急起落架释放阀门手柄。
- 用检查起落架指示（绿）灯是否亮起的方式确认起落架是否放出，同时检查起落架机械指示器是否全部伸出。

如果应急释放起落架失败，先将起落架收放手柄拉到收回位置，然后将应急起落架释放阀门手柄向前推回关闭位置。抛弃所有外挂载并准备进行在非混凝土跑道上的机腹着陆。

在不低于 100 米的高度，将油门手柄收回至 STOP（停车）位，关闭燃油关断阀，关闭 BATTERY（电瓶）开关（后驾驶舱 NETW 开关）和 GENERATOR EMERG（应急发电机）开关。

## ADI 失效

征兆：

- ADI 读数不能正确反映飞机姿态。
- “АРРЕТИР”（闭锁）带灯按钮亮起。

操作：

- 控制速度至 350 千米/时。
- 如果在简单气象条件下飞行，控制好飞机，并利用地平线作为参考飞行。
- 如果在复杂气象条件下飞行，控制好飞机，并利用电子转向和侧滑指示器（T/S）来进行预估滚转，同时利用下降率表指针进行预估俯仰，来替代 ADI 指示飞行。接近机场并着陆。

## GМК-1AE 失效

征兆：

- GMK-1AE 读数与实际航向不一致。
- 航向刻度固定不动或从一边向另一边摇摆。

操作:

- 使用 RKL-41 ADF 和 KI-13 备用磁罗盘来接近机场。
- 在复杂气象条件下使用 RKL-41 和 KI-13 来进行着陆进近。

## 襟翼无法放下

征兆:

- 襟翼指示灯熄灭，襟翼机械指示器未伸出。
- 襟翼控制按钮无法回到初始位置。

操作:

- 检查空速，确保不高于 310 千米/时（高于此速度襟翼收放将锁住）。
- 保持水平飞行并控制空速至 280 千米/时。
- 在前后驾驶舱右侧面板上将襟翼应急释放手柄向下扳动。

如果因为种种原因襟翼仍无法放下（如主要和应急系统故障，战损等），可以不放襟翼着陆。下滑时速度应保持 250 - 270 千米/时，下滑道要比正常着陆时低。

## 发动机机油压力下降

征兆:

- ENG. MIN. OIL PRESS 信号灯亮起。
- 发动机转速在 95%或更高时，油压低于 3 千克/平方厘米。
- 发动机转速在其它模式下，油压低于 2 千克/平方厘米。

操作:

- 调整速度至 300 千米/时并尽快着陆。
- 万一发动机自动停车，立刻执行迫降或弹射跳伞。



# 总压系统故障

征兆:

- VD-20、KUSM-1200、VAR-80、UVPD 上的读数与实际飞行模式不符（例如：飞机在爬升但仪表显示在下降，稳定飞行时空速下降或增加）。

操作:

- 将 PITOT TUBE MAIN STBU（空速管选择手柄）切换到 STBY（备份）位置。
- 如果仪表读数恢复了，那么可以继续飞行。

万一主要和备份系统全部失效（无法获得空速读数和高度读数），那么需要:

- 使用 ADI 进行水平飞行，俯仰角为  $+2^\circ$ 。当高度为 1000 – 5000 米时发动机转速应在 92-96% 之间，当高度为 5000 - 10000 米时发动机转速应在 95% - 99% 之间。- 此模式下的空速应为 400 千米/时。
- 以  $-2^\circ$  俯仰角下降（ADI），发动机运行模式为慢车位。
- 预估当前高度，在当前模式下，每下降 1000 米需要用时 2.5 分钟。
- 高度达到 750 米时使用 RV-5M 雷达高度计读取高度值。
- 以  $+2^\circ$  俯仰角（ADI）和 90% 发动机转速来进行圆形起降飞行，此时的空速应为 350 千米/时。
- 三转弯完成后放下起落架和  $25^\circ$  襟翼飞行，发动机转速 85%，俯仰角为  $-2^\circ$ ，此时空速应为 280 千米/时。
- 飞跃远台时放下  $44^\circ$  襟翼，发动机推力调整至 90% 并以  $-4^\circ$  的俯仰角飞行。
- 使用 RV-5M 雷达高度计在飞跃近台和远台时读取相应高度值。

**NOTE:** 当 VD-20 气压高度表失效时，飞行员可以使用 UVPD（驾驶舱压力和高度差表）来读取当前高度。当高度在 2000 米以下时，UVPD 上的高度读数是正确的，当高度在 2000 米以上时，高度可以利用以下公式估算。

高度方程：**UVPD 高度=VD 高度-2000/2+2000。**

VD-20 高度	UVPD 高度
2500 米	2250 米
3000 米	2500 米
3500 米	2750 米
4000 米	3000 米
4500 米	3250 米
5000 米	3500 米

## 返航油量 (Bingo Fuel)

征兆：

- 150 KG FUEL 信号灯亮起。
- 主注意灯亮起。

操作：

- 估算可能用来着陆的最近机场，必须考虑到机内的 150 千克燃油只能以 1000 米高度，400 千米/时的空速飞行 17 分钟。

## 主发电机失效

征兆：

- GENERATOR 信号灯亮起，EMERGENCY GENERATOR 信号灯在 RAT（冲压空气涡轮）放出时亮起，放出后熄灭。
- 听到 RAT 放出时独特的声音（放出后 EMERGENCY GENERATOR 信号灯熄灭）。

- RSBN-5S 自动断开。如必要，RSBN-5S 设备可以用打开 EMERG. CONNECTION RSBN 开关来应急开启。

操作：

- 确定发电机仍可以正常工作，电压显示为 27 - 29 伏。
- 接近机场并着陆。

**注意：**如果主发电机失效时 **RAT** 没有自动放出，则需要将前后驾驶舱右侧面板上的 **RAT** 释放阀手柄向下扳动来手动放出。当着陆时前起落架接地后，**RAT** 将自动收回机身内。

## 主要和备用发电机失效

征兆：

- GENERATOR 和 EMERGENCY GENERATOR 信号灯均亮起。
- 电压显示为 23 - 24 伏。
- RSBN-5S 和 SRO（敌我识别应答器）均自动断开。

操作：

- 关闭主断路器面板上的 115V INVERTOR I、115V INVERTOR II 和 MRP-RV 开关。
- 立刻寻找机场着陆！

**注意：**如果及时断开一些耗电设备，电瓶可以为剩余设备供电 **15** 分钟（白天），夜间飞行因照明设备的原因供电时间缩短至 **10** 分钟。如必要，可以短时间开启“**EMERG. CONNECTION RSBN**”和“**EMERG. CONNECTION IFF**”开关。如果电压低至 **20 - 21** 伏，则必须手动放出襟翼和起落架。

## 座舱盖受损

- 降低空速至 270 千米/时。
- 降低高度至 4000 米以下。
- 着陆。

## 驾驶舱烟雾 - 驾驶舱减压

- 将“100% O<sub>2</sub> - NORMAL”阀门设置到 100% O<sub>2</sub> 位置来开启纯氧供应。
- 降低高度至 4000 米以下。
- 座舱盖解除增压（使用驾驶舱增压和环境控制手柄）。
- 着陆。

## 迫降

执行迫降前，飞行员必须考虑到飞机此时距离机场的高度和距离，以预估滑翔范围。

飞机状态	空速 千米/时	升阻比	垂直速度 米/秒
起落架 - 收回, 襟翼 - 0°	300	10	10
起落架 - 收回, 襟翼 - 0°	300	7	11
起落架 - 收回, 襟翼 - 25°	280	5.5	13
起落架 - 收回, 襟翼 - 44°	260	3.6	15 - 17

必须考虑到：当以空速 300 千米/时滑翔时，在无风的条件下，高度损失为每 1 千米掉高 100 米。用 30° 滚转角执行 180° 转弯时的掉高为 450 米，45° 时为 350 米。

飞跃控制点时的高度是必须考虑的内容。对于机场而言，控制点就是远台（outer NDB）。可以使用以下方程进行估算：

$$\text{滑翔距离} = (\text{飞行高度} - \text{飞跃远台高度}) * \text{升阻比}。$$

例如：飞机离机场 **15 千米**，高度 **3000 米**。

滑翔距离 =  $(3 - 1) * 10 = 20$  千米。

根据此例里的计算，飞行员可以确认着陆是可行的。

如果接近机场时与远台（outer NDB）的夹角为  $90^\circ$  或与着陆航向相反（顺风着陆），必须考虑到转向引起的高度损失。在这种情况下转弯引起的高度损失应加在控制点高度上。

## 发动机停车时的着陆

- 抛离所有外挂载。
- 控制滑翔速度为 **300 千米/时**。
- 转向机场方位。
- 时刻估算并确保飞机在飞跃远台（outer NDB）时的高度在 **600 - 1000 米** 之间。
- 如果估算出飞跃远台时的高度在 **1100 到 1500 米** 之间，需要执行锯齿（蛇）形机动以降低高度。当执行“锯齿”机动，滚转角度分别为 **15、30、45°** 时，将额外分别损失高度 **20、50、100 米**，对应飞行距离为 **1、2、3 千米**。
- 当飞跃远台的高度在 **1500 - 1800 米** 之间时，以 **30°** 滚转角转弯。
- 当飞跃远台的高度在 **1900 米** 或更高时，转弯 **180°**，然后转回着陆航向。

执行转弯并转回着陆航向时的高度可用以下方程来估算：

**高度 = 飞跃远台高度 / 2 + 500 米。**

例如：飞跃远台时高度 **1900 米**。

执行转弯后转向着陆航向时的估算高度为：**高度 =  $1900 / 2 + 500 = 1450$  米。**

- 当到达估算高度时转向着陆航向。
- 飞跃远台前放下起落架并保持速度 **280 千米/时**。
- 根据飞跃远台时的高度决定是否放下襟翼（如果飞跃远台时高度为 **600 米**，着陆可以不放襟翼或以起飞位襟翼执行）。
- 飞跃远台后，放下襟翼至 **25°** 并控制空速为 **280 千米/时**。
- 此时根据评估，确认飞机高度仍可着陆在跑道上时，放下襟翼至 **44°**，控制空速为 **260 千米/时**。
- 将下滑道下降点定在离跑道头 **100 - 200 米** 处。
- 拉平时机建立在垂直速度的基础上，当垂直速度为 **10 - 15 米/秒** 时，执行两段拉平：当高度 **50 米** 时第一次拉平；当到达预设设在跑道头 **100 - 200 米** 处的下滑道下降点，垂直速度为 **3 - 5**

米/秒，高度为 8 - 10 米时执行第二次拉平。如果飞跃远台时的高度为 600 米，那么拉平可以以正常着陆的方式进行。

## 发动机停车时采用机腹着陆

如果没法在机场实施着陆，飞行员必须决定在某块合适的区域实施迫降。在未知地面执行机腹着陆必须抛弃外挂、收起起落架并放下襟翼。

发现适合迫降的地面后，控制速度至 300 千米/时，执行初始进近、评估并着陆。

- 在确认所选地区仍然适合着陆后，放下襟翼至 25° 并接着放至 44°，控制滑翔速度为 250 - 260 千米/时。
- 确认油门手柄处于“STOP”（停车）位。
- 当高度不低于 100 米时，关闭燃油关断阀，关闭 **BATTERY**（后驾驶舱的 **NETW**）和 **GENERATOR EMERG.** 开关。
- 拉平时机建立在垂直速度的基础上，当垂直速度为 10 - 15 米/秒时，执行两段拉平：当高度 50 米时第一次拉平；当到达预设跑道头（或迫降接地点）100 - 200 米处的下滑道下降点，垂直速度为 3 - 5 米/秒，高度为 8 - 10 米时执行第二次拉平。如果飞跃远台时的高度为 600 米，那么拉平可以以正常着陆的方式进行。
- 

在下降阶段：

- 空速保持良好，那么落点预估正确。
- 当空速在增加，降落在机场（地面）是可行的，但是空速必须降至所需的下滑速度，可以采取蛇形机动的方式达成。
- 当空速在减少，飞机将无法达到预估机场（地面）。

# 飞行特点





## L-39 的飞行特点

主要特点			
1. 平飞时最大允许真空速（飞行重量为 4000 千克）：			
a) 发动机运行在最大推力时 ( $n_{1hpc} = 106.8 \pm 1\%$ )			
海平面	千米/时		702*
高度 5000 米	千米/时		757*
高度 6000 米	千米/时		760*
高度 10000 米	千米/时		737
b) 发动机运行在额定推力时 ( $n_{1hpc} = 103.2 \pm 1\%$ )			
海平面	千米/时		640*
高度 5000 米	千米/时		712*
高度 6000 米	千米/时		720*
高度 10000 米	千米/时		694*
2. 最大垂直速度（起飞重量 4300 千克）：			
a) 发动机运行在最大推力时 ( $n_{1hpc} = 106.8 \pm 1\%$ )			
海平面	米/秒		22
高度 6000 米	米/秒		10.8
高度 10000 米	米/秒		3.4
b) 发动机运行在额定推力时 ( $n_{1hpc} = 103.2 \pm 1\%$ )			
海平面	米/秒		16.3
高度 6000 米	米/秒		8
高度 10000 米	米/秒		2.6
3. 实用升限（标准条件下，起飞重量 4300 千克）			11500
4. 到达所需高度的最短时间（标准条件下，起飞重量 4300 千克）			
a) 发动机运行在最大推力时 ( $n_{1hpc} = 106.8 \pm 1\%$ )			
高度 6000 米	分钟		6.4
高度 10000 米	分钟		16.9
实用升限，到达 10000 米时发动机切换为额定推力	分钟		40
b) 发动机运行在额定推力时 ( $n_{1hpc} = 103.2 \pm 1\%$ )			
高度 6000 米	分钟		8.6
高度 10000 米	分钟		22.4
实用升限	分钟		40.8
5. 最大航程和飞行时间（飞行高度 5000 米，5% 剩余燃油）			
- 翼尖油箱空时为 850 千米和 2 小时 11 分钟。			
- 翼尖油箱满时为 1015 千米和 2 小时 35 分钟。			
6. 在混凝土跑道上以最大发动机推力操作时的起飞离地速度为 185 - 190 千米/时，滑跑长度 480 - 530 米。			
7. 在混凝土跑道上以空速 180 千米/时的速度着陆并使用制动时的滑跑长度为 650 - 690 米。			

\*: 这里列出的速度符合标准条件 (ISA)。

## 水平飞行时的典型速度

- 最小速度 (失速速度)
- 巡航速度
- 最大速度

最小速度 (失速速度) 为飞机拥有最大升力时的速度 (升力系数 = 1.31)。在飞行配置为 4100 千克时, 此速度为 180 千米/时, 在起飞配置时为 165 千米/时, 处于着陆配置时为 145 千米/时。因安全原因, 飞行允许最低速度略高于最小速度, 为 200 千米/时。

巡航速度是气动阻力最小的速度。在巡航速度水平飞行同时迎角 (AoA)  $\alpha$  为 7 时飞机的空气动力性能 (升阻比) 最佳。在飞行配置为 4100 千克, 迎角 (AoA)  $\alpha$  为 7 时, 巡航速度为 300 千米/时。

最大速度为发动机产生最大推力时水平飞行所能达到的最高空速。

由于飞机的结构、稳定性和可控性限制, 最大允许速度不应超过这些限制允许的最高速度。

在飞行配置为 4100 千克时, 飞机在海平面所能达到的最高速度为 900 千米/时。

由于稳定性和可控性的原因 (为了避免被拖入俯冲), 最大速度受到马赫数的限制。

在飞机配置为 4100 千克的标准条件下, 最大允许马赫数为 0.8, 这相当于海平面速度约 900 千米/时。

在到达 1300 米高度时, 最大速度非常接近飞机的结构限制, 飞行员必须控制空速。

在高于 1300 米的高度, 最大速度受到稳定性和可控性的限制, 飞行员必须控制马赫数。

随着高度的增加, 最大允许速度将减小。

L-39 在水平飞行时是无法超过速度限制的, 但是可以在俯冲时超过。所以, 当马赫数到达 0.78  $\pm$  0.02 时, 飞机将自动放出减速板。这样创造机会使飞机从俯冲中改出。

在加速过程中，飞机稳定，无滚转趋势。当速度增加时，随着升力的增大，飞机将试图从俯冲中改出。

## 实用升限

实用升限是指飞机的最高使用高度。

对于 L-39 而言，其实用升限是以垂直速度 0.5 米/秒爬升所能达到的最高高度 - 11500 米。

抵达实用升限的程序：

起飞后保持指示空速 400 千米/时爬升直至到达真空速为 500 千米/时的一个高度，在此高度保持速度（空速 = 500 千米/时）继续爬升直到到达实用升限为止。

## 飞机可控性

改变飞机过载所需要的驾驶杆位移取决于速度：速度越高飞机操控越灵敏。

当空速从 300 增加到 600 千米/时时，操纵杆上让飞机达到相同过载的驾驶杆位移减小四倍。

副翼效率在达到失速速度时最高。

飞机以 380 千米/时的空速飞行时，当副翼完全偏转时，最大滚转效率为 140°/秒。

在整个速度区间内，不存在方向舵控制反向效应。

脚踏完全偏转时，侧滑角最大为 10°。

当脚踏完全偏转时，空速在 230 千米/时时滚转平衡的角度约 10°，在 280 千米/时时约 15°。

## 水平飞行中的俯仰平衡

在飞机配置为 4100 千克时，当升降舵配平器为  $0^\circ$  而且飞机操纵杆居中时，使飞机保持平衡的空速为 380 千米/时。此时飞机操纵杆上可能会需要轻轻的力略微推杆。

当空速高于 380 千米/时时，需要增加向前推杆的力以平衡飞机飞行。

当空速低于 380 千米/时时，需要轻轻的略微推杆来平衡飞机，随着速度的进一步降低，操纵杆将逐步后拉。

要去除操纵杆上所施加的静态力必须使用配平器。在飞行时，飞机能依靠配平器的帮助来平衡飞机，使其在全速度范围内保持平稳的水平飞行。

根据飞行配置来改变平衡：

- 起落架放下并放下  $25^\circ$  襟翼时会产生低头力矩，应拉驾驶杆补偿。
- 当放下  $44^\circ$  襟翼时会产生低头力矩，一般来说此时需要拉杆，然而随着襟翼的放下伺服补偿器电路将完全补偿掉这个低头力矩（驾驶杆上出现拉力）所以此时飞行员需要向前推杆。
- 当减速板放出时会产生抬头力矩，此时需要向前推杆补偿。

当发动机转速从慢车位增加到起飞位时，抬头力矩出现，因此需要稍微向前推驾驶杆来保持平衡。

# 补充



## 补充

## 高加索地图机场数据

机场	跑道	塔康频道	ILS	RSBN 频道		远台, 千赫兹	近台, 千赫兹	机场塔台通信频率, 兆赫
				N	P			
UG23 古达乌塔 (阿布哈兹)	15-33, 2500 米						395 (33)	209.00/130.0/40.20/4.20
UG24 索甘卢 (格鲁吉亚)	14-32, 2400 米							218.0/139.0/42.0/4.65
UG27 瓦兹亚尼 (格鲁吉亚)	14-32, 2500 米	22X (VAS)	108.75					219.0/140.0/42.20/4.70
UG5X 科布列季 (格鲁吉亚)	07-25, 2400 米	67X (KBL)	07 ILS - 111.5			870	490	212.0/133.0/40.80/4.35
UGKO 库塔伊西 (格鲁吉亚)	08-26, 2500 米	44X (KTS)	08 ILS - 109.75				477 (08)	213.0/134.0/41.0/4.40
UGKS 塞纳基·科尔奇 (格鲁吉亚)	09-27, 2400 米	31X (TSK)	09 ILS - 108.9			335	688	211.0/132.0/40.60/4.30
UGSB 巴统 (格鲁吉亚)	13-31, 2400 米	16X (BTM)	13 ILS - 110.3				430 (31)	210.0/131.0/40.40/4.25
UGSS 苏呼米·巴布沙拉 (阿布哈兹)	12-30, 2500 米					489	995	208.0/129.0/40.0/4.15
UGTB 第比利斯·罗奇尼 (格鲁吉亚)	13-31, 3000 米		13 ILS - 110.3 31 ILS - 108.9			342 (13) 211 (31)	923 (13) 435 (31)	217.0/138.0/41.80/4.60
URKA 阿纳帕·维迪泽瓦 (俄罗斯)	04-22, 2900 米					443	215	200.0/121.0/38.40/3.75
URKG 格连吉克 (俄罗斯)	04-22, 1800 米						1000	205.0/126.0/39.40/4.00
URKH 迈科普·汉斯卡亚 (俄罗斯)	04-22, 3200 米			34	36 (04)	288	591	254.0/125.0/39.20/3.95
URKI 克拉斯诺达尔·中心区 (俄罗斯)	09-27, 2500 米			40	38 (09)	625	303	251.0/122.0/38.60/3.80
URKK 克拉斯诺达尔·帕什科夫斯基 (俄罗斯)	05-23, 3100 米					493	240	207.0/128.0/39.80/4.10

URKN 新罗西斯克 (俄罗斯)	04-22, 1780 米							202.0/123.0/38.80 /3.85
URKW 克雷姆斯克 (俄罗斯)	04-22, 2600 米			28	26	408	803	253.0/124.0/39.0/ 3.90
URMM 矿水城 (俄罗斯)	12-30, 3900 米		12 ILS - 111.7 30 ILS - 109.3			583	283	214.0/135.0/41.20 /4.45
URMN 纳尔奇克 (俄罗斯)	06-24, 2300 米		24 ILS - 110.5			718 (24)	350 (24)	215.0/136.0/41.40 /4.50
URMO 别斯兰 (俄罗斯)	10-28, 3000 米		10 ILS - 110.5			1050 (10)	250 (10)	220.0/141.0/42.40 /4.75
URSS 索契·阿德勒 (俄罗斯)	06-24, 3100 米		06 ILS - 111.1				761 (06)	206.0/127.0/39.60 /4.05
XRMF 莫兹多克 (俄罗斯)	08-27, 3100 米			20	22	525	1065	266.0/137.0/41.60 /4.55

## 内华达地图机场数据

机场	跑道	塔康频道	ILS	机场塔台通信频率, 兆赫
KXTA 马夫湖空军基地 (美国)	14L-32R 3500 米	18X (GRL)	32 ILS - 109.30 (GLRI)	252.0/123.0/38.8
KINS 克里奇空军基地 (美国)	13-31 1500 米, 08-27 2700 米	87X (INS)	13 ILS - 108.5 (ICRS)	251.0/122.0/38.6
KLSV 内利斯空军基地 (美国)	03L-21R 3000 米, 03R-21L 3000 米	12X (LSV)		254.0/125.0/39.2
KLAS 麦卡伦国际机场 (美国)	07R-25L 3100 米, 07L-25R 3300 米, 01R-19L 2500 米, 01L-19R 2500 米	116X (LAS)	25 ILS - 111.75 (IRLE)	253.0/124.0/39.0



## 引用文献

1. Самолёт Л-39 Руководство по лётной эксплуатации. Москва, Военное издательство, 1988.
  2. Самолёт Л-39 Часть 1 Самолёт и двигатель. Москва, Военное издательство, 1980.
  3. Самолёт Л-39 Часть 2 Авиационное и радиоэлектронное оборудование. Москва, Военное издательство, 1990.
  4. Самолёт Л-39 Часть 3 Вооружение и его боевое применение. Москва, Военное издательство, 1988.
  5. Практическая аэродинамика учебных реактивных самолётов Часть 2 Практическая аэродинамика самолёта Л-39. Под. ред. Н.М. Лысенко. Москва, Военное издательство, 1985.
  6. Техническая документация самолёта Л-39. Книга 1, Лётные характеристики, 1974.
  7. Техническая документация самолёта Л-39. Книга 14, Инструкция лётчику, 1976.
- <http://www.l-39.cz>
  - <http://www.airliners.net>
  - <http://www.airwar.ru>
  - <http://theworldofmark.com>
  - <http://aerobaticteams.net>
  - <http://letaem-vmeste.livejournal.com>
  - <http://airspotter.eu>
  - <http://www.razlib.ru>

# Eagle Dynamics

## 管理

Nick Grey	Project Director, Director of The Fighter Collection
Igor Tishin	Project Development Manager, Director of Eagle Dynamics, Russia
Andrey Chizh	Assistant Development, Producer, technical documentation, game design
Matt "Wags" Wagner	Producer, game and technical documentation, game design
Matthias "Groove" Techmanski	European Manager
Alexander Pidchenko	Project Manager

## 程序员

Alexander Oikin	Lead programmer
Dmitry Baikov	System, multiplayer, sound engine
Ilya Belov	GUI, map, input
Maxim Zelensky	AC, AI AC, flight dynamics, damage model
Andrey Kovalenko	AI AC, avionics
Evgeny Pod'yachev	Plugins, build system
Timur Ivanov	Effects, graphics
Oleg "Olgerd" Tischenko	Avionics
Konstantin Tarakanov	GUI, mission editor
Eugeny Panov	AI

Michael Ershov	AI
Alexey Saenko	Graphics
Alexey Militov	Effects
Grigory Manukyan	Graphics
Roman "Made Dragon" Deniskin	Aircraft systems, flight dynamics
Alexander Mishkovich	AC systems, avionics, failures, damages, incockpit helper

## 美术师

Pavel "DGambo" Sidorov	Lead artist
Alexander "Skylark" Drannikov	GUI graphic, AC models
Timur Tsigankov	AC, vehicles, ships, weapons models
Eugeny "GK" Khizhnyak	AC, vehicles
Maxim Lysov	AC models

## 音乐制作

Konstantin "btd" Kuznetsov	Sound Engineer, Music Composer
----------------------------	--------------------------------

## 质量管理

Valery "USSR_Rik" Khomenok	Lead Tester
Ivan "Frogfoot" Makarov	Testing
Alexander "BillyCrusher" Bilievsky	Testing
Nikita "Nim" Opredelev	Testing
Oleg "Dzen" Fedorenko	Testing

## 科学顾问

Dmitry "Yo-Yo" Moskalenko

Mathematical models of dynamics,  
systems, ballistics

## IT和客户支持

Konstantin "Const" Borovik

System and network administrator, WEB,  
forum

Andrey Filin

System and network administrator,  
Customer Support

Konstantin "MotorEAST" Kharin

Customer support

## 本地化

Alexey "Mode" Chistyakov

Localization Manager

Vitaliy "Zulu" Marchuk

English translation

Julia "Umka" Marchuk

English translation

## 测试人员

Anthony "Blaze" Echavarria

Christopher "Mustang" Wood

Daniel "EtherealN" Agorander

Danny "Stuka" Vanvelthoven

Darrell "AlphaOneSix" Swoap

Dmitry "Laivynas" Koshelev

Dmity "Simfreak" Stupnikov  
Edin "Kuky" Kulelija  
Erich "ViperVJG73" Schwarz  
Evan "Headspace" Hanau  
Gareth "Maverick" Moore  
Gavin "159th\_Viper" Torr  
George "GGTharos" Lianeris  
Grayson "graywo1fg" Frohberg  
Jeff "Grimes" Szorc  
John "Speed" Tatarchuk  
Jurgen "Iion737" Dorn  
Kairat "Kairat" Jaksbaev  
Matt "mdosio" Dosio  
Matthias "Groove" Techmanski  
Norm "SiThSpAwN" Loewen  
Peter "Weta43" McAllister  
Phil "Druid\_" Phillips  
Philippe "Phil06" Affergan  
Raul "Furia" Ortiz de Urbina  
Roberto "Vibora" Seoane Penas  
Scott "BIGNEWY" Newnham  
Serge "eekz" Goretsky  
Stephen "Nate--IRL--" Barrett  
Steve "joyride" Tuttle  
Vadim "Wadim" Ishchuk  
Valery "=FV=BlackDragon" Manasyan

Victor "vic702" Kravchuk

Werner "derelor" Siedenburg

William "SkateZilla" Belmont

Zachary "Luckybob9" Sesar

## 特别感谢

Oleg K – Subject Matter Expert

Rudolf Andoga - Subject Matter Expert

Andrey "d3m0" Mogila – for help with manuals

Shelby Stricklen – for L-39 photos

Макс Скрябин – for L-39 photos

Ястреб – for L-39 photos

Andriy Pilschikov – for L-39 photos

## 翻译

Jingxiang "virushu" Hu

Haibin "Ecce Homo" Liu (精校)

Xueqian "uboats" Zhao (仅校对)