

王野 李浩 王忠明

# 苏-33 舰载机解析报告

苏-33 是俄罗斯海军航空母舰装备的主力舰载作战飞机，在美国海军的 F-14 战斗机退役后，苏-33 将成为目前世界上装备的唯一的一种重型舰载战斗机。作为俄罗斯海军最先进的舰载战斗机，苏-33 竭力维护着实力已经严重萎缩的俄罗斯海军舰载航空兵最后的尊严。

## 历史背景

自二战日本成功偷袭美国珍珠港以来，航空母舰以其远程、精确、全方位、攻防兼备的强大作战能力取替了战列舰的位置，确立了海上霸主的地位，然而在二战结束后苏、美为首的东西方两大阵营冷战初期，以赫鲁晓夫为首的前苏联领导人对苏联海军发展方向的认识存在严重的误区，过分看中导弹的攻击力量，认为象航母那样巨大笨重的战舰作为海军武器没有太多的实用之处，只不过是各种导弹武器的活靶子而已，为对抗美国航母的威胁，苏联海军大力发展攻击型核潜艇和大型导弹舰艇。认为以此可以达到对抗制约航母目的。

然而在 1962 年发生的“古巴导弹”危机事件中，前苏联海军水面和潜艇部队在面对强大的美军航空母舰、舰载机、舰艇及水下潜艇等海空立体联合封锁胁迫下，最终不得不灰溜溜的从古巴撤出导弹，在世界面前丢尽颜面。这次事件最终促使的前苏联领导人不得不清楚的认识到，缺乏有效的空中掩护，其强大的水面和潜艇部队是无法在大洋上与美国海军抗衡的。

自此之后，苏联开始大力发展航空母舰，也开始了舰载机的研究，1962 年底，在黑海的造船厂苏联海军开始了他的第一艘“莫斯科”级航母“莫斯科”号的建造工作，在 1967 年投入服役。“莫斯科”级一共建造 2 艘，其第二艘命名为“列宁格勒”，苏联解体后更名为“圣彼得堡”号，由于“莫斯科”级航母满载排水量只有 17000 吨，飞行甲板很短，只有数十米长，因此不能搭载固定翼飞机，只能停放 14 架直升机，主要用于近距离舰队反潜工作，防止敌方潜艇偷袭。

60 年代末，随着雅克-38 垂直/短距起降飞机的研制成功，1970 年 7 月，苏联开始建造排水量更大的“基辅”级航空母舰，至前苏联解体前，“基辅”级一共制造 4 艘，他们分别是“基辅”号、“明斯克”号、“诺沃罗西斯克”号和“巴库”号。“基辅”级航母满载排水量达 37000 吨，后期型号达到 45000 吨。可搭载 13 架雅克-38 垂直/短距起降飞机和 19 架卡-25/卡-27 直升机。与早期的“莫斯科”级航母相比，“基辅”级进一步提高了舰队的搜潜、攻潜能力，提高了防空力量，但是由于雅克-38 是垂直/短距起降的固定翼飞机，飞行速度低，机动性差，受飞行甲板距离的限制，飞机的起飞重量小，不可能有很高的载荷，因其作战半径很小，载弹量极低，只能在距离己方舰队很近的范围内用于驱赶向反潜巡逻机那样缺乏空战能力的目标，保护己方的核潜艇的安全，因此完全不能象当时美海 F-4“鬼怪”和 F-8“十字军战士”等舰载战斗机那样有效的夺取制空权，因此根本算不

上是真正意义的空中优势战斗机。

由于不能有效的保护己方舰队避免敌方飞机或反舰武器攻击，也就不能为苏联海军在远洋作战中提供可靠的空中支援保障。当时前苏联装备的这两种航母即使与美国五、六十年代装备的 8 万吨级的“小鹰”级常规动力航母和 9 万吨级“企业”核动力航母相比仍然是小巫见大巫，远不在同一个档次上。而在舰载战机的种类、数量和作战效能上就更不能相提并论了。

为了对抗美国海军强大的航母力量，在当时苏联军工业的船舶制造和航空技术水平无法满足为自己海军研制和装备自己航母和舰载机的情况下，加大远程重型反舰导弹的研制力度，不断提高反舰导弹的威力和突防能力，除在水面舰艇和潜艇装备大量反舰导弹外，通过依靠大型远程岸基轰炸机作为反航母的侦察、预警、通信和攻击平台，以远程反舰导弹为武器的立体反航母作战系统。苏军设想通过海空军联合攻击方式在短时间内向美海军舰队发射大量反舰导弹，进行饱和攻击进而达到重创其航母目的。

然而在 70 年代初，随着第 3 代战斗机 F-14“雄猫”和 F/A-18“大黄蜂”的陆续服役，这一切都成了难以实现的幻想，在 E-2“鹰眼”舰载预警机的预警指挥下，F-14 可以在距航母编队数百千米的空中游弋巡逻，依靠自身强大的 AN/AWG-9 脉冲多普勒雷达来发现 300 多千米远处的敌方轰炸机，并用 AIM-54C“不死鸟”远程导弹在远达 150 千米的距离上进行超视距攻击。牢牢地掌握了

大洋上空的制空权。地球的绝大部分面积是海洋，没有制空权就没有制海权，也就没有了与美国干预全球、争霸全球的实力，这在当时苏联领导人是绝对不能容忍的，为了抗衡美国海军越来越强大的航母力量，夺取大洋上空的制空权，在70年代后期苏联开始不遗余力的实施搭载固定翼飞机的大甲板大型航母计划和舰载机计划。

按照最初计划，苏联航母的设计是围绕类似美国航母的弹射起飞、拦阻降落进行的，新型航母能搭载50左右架战机，随着计划的深入，苏联海军对航母的细节和性能要求方面作了多次的调整变动，在参考大量西方航母设计方案后，最后以“基辅”级的第四艘“巴库”号为原型的修改设计方案得以确定，即今天的“库兹涅佐夫”号航母。

由于前苏联没有建造大型航母的经验，在工程设计制造的初始阶段，苏联海军兵工部门遇到了许多前所未有的工程技术难题。相对应在舰载机的设计上也必须同步调整设计。例如在飞机起飞方面，由于美国采用蒸汽弹射器辅助起飞装置，由于各种飞机拥有不同的起飞重量，所以要有不同的起飞弹射速度，如何调节弹射器的弹射速度成为其工程上关键问题；此外，由于苏联航母的主要任务是保护部署在北极地区大量核潜艇的安全，要在高寒地区执行任务，每次使用蒸汽弹射器都要泄露大量的水蒸汽，水蒸汽会在弹射器的汽缸与滑车和滑道上凝结成大量的冰块，很难清除，这种结冰曾在弹射试验中导致弹射器严重损坏。诸如此类技术问题，当时苏联很难解决。而实际世界上直至今天也只有美国掌握其全面技术，连法国的“戴高乐”号核动力航母也采用美国的弹射器。

苏联在这方面一筹莫展，经过反复论证改变思路，最后不得不忍痛割爱，中止了这项研究，续而象英国那样开始了航母的滑跃式甲板设计，前部采用了60米长的14°斜坡。由于这种调整对飞机的机动能力有很高的要求，

“库兹涅佐夫”号作为苏-33的唯一载体，其本身的设计局限大大限制了苏-33的作战性能。最主要的一点就是“库”舰采用的是滑跃甲板，使苏-33无法重载起飞，也就不能携带足够的燃油和弹药执行任务。



F-14已经退役，作为唯一现役的重型舰载战斗机，苏-33还要有很长的路要走。但是，如果不对它进行升级改装，苏-33将肯定无法完成它所肩负的使命，到时俄罗斯海军复兴的希望也将更加渺茫。

导致许多机种不能上舰，而能上舰的飞机必须具有很高推重比、很低的起飞重量，再加上起飞加力耗油巨大，导致航程和有效载荷大大减小，飞机的战斗力急剧下降，舰载机作战效能大为缩水，这也是导致其航母舰载机不能与美航母舰载机在大洋上分庭抗礼的主要原因之一。

1983年2月22日，代号为1143.5的新一代航母“第比利斯”号（现更名为“库兹涅佐夫”号）开始在黑海船厂正式建造，1985年12月5日下水。1991年1月正式投入服役，成为世界上第1种采用跃升甲板、拦阻降落并能搭载苏-33重型固定翼舰载战机的中型航母。前苏联时期曾经计划建造3艘该型航母，2号舰

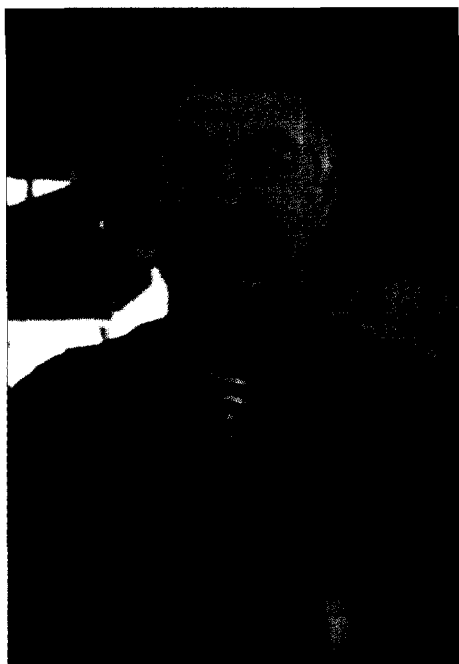
“瓦良格”号1985年12月动工，后因经费短缺而停建，3号舰“乌里扬诺夫斯克”号1988年动工兴建后不久就取消计划，后被拆除。随着前苏联的解体，俄罗斯继承原红色帝国的遗产，由于经济原因，俄无力维持庞大的原苏联海军的装备，原来的四艘“基辅”级航母全部退役，拆的拆，卖的卖。“库兹涅佐夫”号成为目前俄罗斯海军中唯一的航空母舰，苏-33也成为俄舰载机部队唯一的强力武器。

## 研制过程

舰载机是航母的核心力量，航母所表现出的强大攻防能力就是体现在舰载机的作战性能和装备数量上，为了抗衡美国海军先进的第3代F-14“雄猫”和F/A-18“大黄蜂”多用途舰载战斗机，夺取有效的制空权，保卫己方舰队和潜艇部队的安全。70年代中期，苏联人在不遗余力的实施搭载固定翼飞机的大型航母的计划同时，开始大力发展新一代固定翼舰载机计划，雅克设计局的雅克-38的替代型雅克-141舰载战斗机就是这个计划的催生产物，可是直到前苏联解体，由于航程太短及安全可控性等等问题雅克-141始终未通过测试，直到1992年俄罗斯放弃了它，而作为备用的苏-27K和米格-29K开始上舰测试，经过一番激烈的竞争，最终苏-27K保留了下来，也就是现在的苏-33。然而象他的前身苏-27战斗机那样，苏-33的研制和服役过程急剧曲折坎坷。

1973年，苏霍伊设计局完成了T-10验证机的基础设计（也就是苏-27的前身），在苏联海军的默许下开始了T-10验证机的海军衍生型舰载机的设计计划（T-10K），1978年，苏霍伊设计局在T-10验证机的基础上完成了舰载型的预研设计，即苏-27K，然而70年代末期，苏霍伊设计局发现T-10实验机因性能达

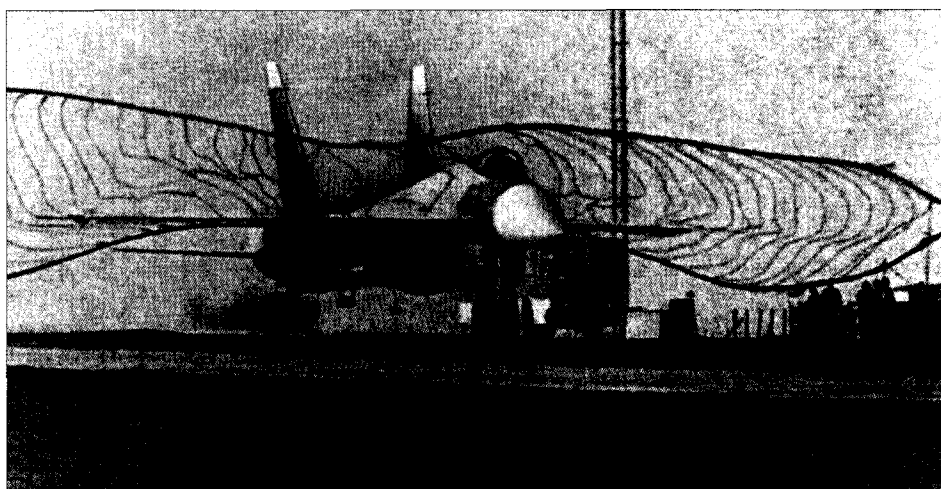




不到军方要求，不得不推倒重来，另起炉灶，这也间接导致了其衍生型的舰载飞机设计的重新开始。此外前苏联的海军发展战略的不断变更使得新型航母的研制工作进展缓慢，“城门失火，殃及池鱼”，航母发展的缓慢和不确定性也间接导致与之并行的舰载机的设计研制工作也不得不缓慢跟进。

直到1984年，随着新一代航母“第比利斯”号即将完工，作为搭载其上的舰载机苏-27K和米格-29K研制工作才得以正式展开，同时，负责航母设计工作的涅瓦设计局在乌克兰东部修建了一个陆上滑跃起飞甲板，用来模拟苏-27K和米格-29K在航母上的起落情况，1985年，也就是新一代航母“第比利斯”号下水前夕，苏联海军和空军总司令才正式批准了苏-27K舰载战斗机初步概念设计，1987年8月，也就是陆基的苏-27战斗机刚刚装备部队不久，代号为T-10K-1的第一架苏-27K原型机在共青城的制造厂下线，其舰载原型机T-10K-1于1987年8月17日由著名试飞员普加乔夫驾驶开始在莫斯科郊外茹科夫斯基试飞基地进行舰上起落模拟试验。同年底，第二架苏-27K原型机（T-10K-2）也装配下线。1988年9月下旬代号为T-10K-1的第一架苏-27K原型机在测试飞行中因机械系统出现故障而失控坠毁，T-10K-2继续完成飞行测试工作，积累了大量的飞行经验。

得益于此，在1989年底，苏-27K已经基本完成了飞行测试工作，而此时的米格-29K原型机才刚刚下线，因此在海军舰载机型竞争中，苏霍伊集团的苏-27K已经先声夺人，先入为主了。1989年11月1日，普加乔夫驾驶T-10K-2原型机首次在“第比利斯”号航母上成功地完成了第一次着舰实验。实现了苏联航空史上首次在航母上滑跃起飞、拦阻降落的突破，此后苏联海军确定苏-27K为其航母的舰载战斗机，并开始在90年初定型生产，生产型号编号被正式命名为苏-33。而与此同时“第比利斯”号航母也更名为“库



上左图：俄罗斯苏霍伊飞机设计局副总设计师、著名试飞员维克多·普加乔夫。

上图：T-10-3 在进行地面滑跃起飞实验，为苏-27上舰作技术验证。

下图：T-10-3 在进行拦阻网拦截实验，以验证拦阻网系统的可靠性和拦阻网对机体结构的损害。

兹涅佐夫”号。

“胜者王侯败者寇”，米高扬设计局在此次竞争中惨遭淘汰，此后曾一度陷入困境之中，然而“墙内开花墙外香”不肯就此善罢甘休的米高扬设计局的米格-29K在后来印度海军航母舰载机竞争中击败了苏霍伊，与“基辅”级航母“戈尔什科夫”号航母一并卖给了印度，成为了印度的多用途舰载战斗机，当然这是十几年后的事了。

不过，苏霍伊设计局也没高兴几天，就在苏-33刚刚批量生产，面临正式服役的时候，意想不到的问题又接踵而至，由于苏联的解体产生了一系列重大变动，各个加盟国纷纷独立，实验基地归乌克兰所有，没有了实验基地，唯一的航母转到北海舰队基地进行修整，出厂的苏-33不得不转场到莫斯科，批量生产舰载机的试飞计划被无限期的拖延，直到1994年底，刚刚恢复元气的俄罗斯海军才开始考虑在“库兹涅佐夫”号上装备苏-33，但是由于苏-33自身的有些技术还不完善，此外再加上俄海军经费拮据，苏-33始终未能正式列编，历经

数年后，苏-33才真正意义的进入“库兹涅佐夫”号航母的作战序列。

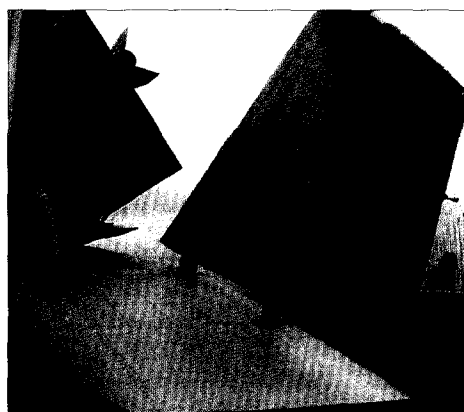
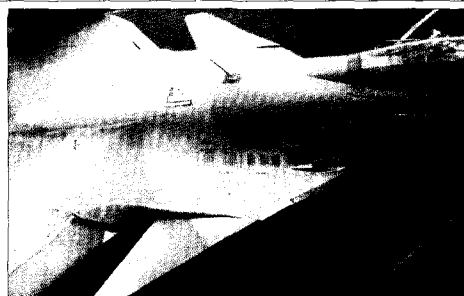
### 总体结构布局

作为俄罗斯海军中唯一的航母“库兹涅佐夫”号上唯一的重型舰载战斗机，苏-33的机长21.2米，翼展14.7米，折叠后7.4米，机翼面积67.8平方米，空重18.4吨。空重翼载荷约270千克/平方米。由于苏-33是在苏-27的基础上发展起来的，故其结构和苏-27基本相同，机身采用全金属半硬壳结构，都是采用了中单翼，翼下分布式进气道，翼身融合体，机翼翼根边条，中弧面可变弯度的前、后缘机动襟翼，整流尾锥、差动平尾和双发双垂尾气外形布局，并采用了放宽静稳定度技术。与早期的苏-27K不同的是，为了增加起降性能和飞机的操纵性能，后期苏-33在机翼前面增加了鸭翼。变成三翼面设计，机翼面积从原来的62平方米变成67.4平方米，改变了机翼后缘襟、副翼的设计，襟翼独立出来，并改为面积更大的双缝后退襟翼，副翼也独立出

来，内部结构也做了许多调整，包括材料上和结构上，虽然空重增加了两吨，但比苏-27有着更好的起飞性能。

苏-33整个机体有前机身、中央翼和后机身三段组成。按照传统概念标准，苏-33的前机身包括机头到进气道前的中央翼这一段，前机身主要由雷达天线整流罩、前设备舱、可伸缩的空中受油管、座舱、前起落架舱和后部设备舱、机炮舱和带鸭翼的边条翼组成。机头雷达天线整流罩相对机身中轴线下倾约 $7.5^\circ$ ，用玻璃钢做成，前端安装有空速管。为了便于检修雷达天线和电子设备，雷达罩与前设备舱的1号连接框成一定角度，在雷达罩边框的金属裙部上与前设备舱1号框通过铰链联接，可以向上翻折，内部的雷达组件与天线可以前移，以便对雷达和IRST光电瞄准具进行检修。座舱位于4号隔框后，成气泡形。座舱后缘部分向机身背部和尾部平滑过渡，形成良好翼身融合造型。

与苏-27不同的是，为了改善飞机在航母上进行短距起降能力，满足舰载机在着舰时巨大的纵向过冲击过载的要求，对苏-33机身主要承力部件进行了加强。前起落架支柱直接与机身主要承力梁相连接，且前轮起落架由苏-27的单梁单轮式改为倒T字梁双轮式，通过加强结构和液压减震系统，增加了其在舰上着陆抗冲击过载的强度，使起落架可以经受着舰时达 $5g$ 的过载和高达 $7\text{米/秒}$ 的纵向机身下沉率。早期的苏-33没有小翼，后期为了增加其在舰上低速的起降性能，在边条后缘增加了可动的与主翼布局在同一个平面上的鸭翼，鸭翼的偏转角为 $+7$ 至 $-70^\circ$ ，左右两小翼由液压作动筒驱动，只能同向偏转而不能反向差动。通过加装鸭翼和改善电传飞控系统，苏-33纵向静稳定裕度比苏-27的有很大的放宽，苏-27的静稳定裕度为 $5\%$ ，与F-16A差不多，而苏-33则达到 $15\%$ 。前小翼与前边条在大迎角下形成一股可控脱体涡，对主翼的上表面实现有利干扰，增大了升力系数。这个措施不仅是为了提高飞机机动飞行时纵向俯仰操纵性能，更主要是提高在舰上的起降能力。当然，这必须付出重量、空间、飞行阻力和隐身性的代价。



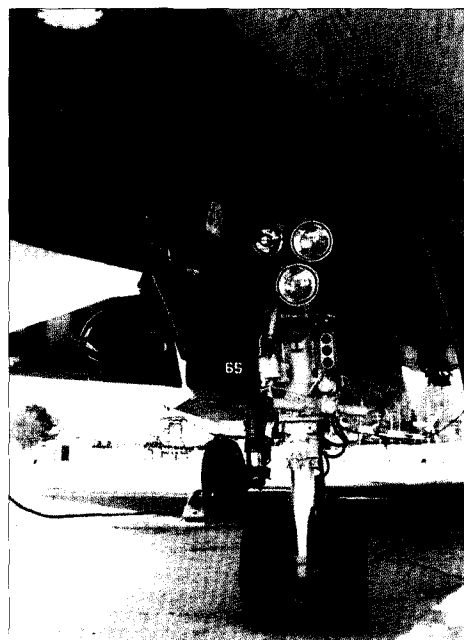
细品苏-33：

左上图：鸭翼和机炮炮口；

左下图：可折叠的尾翼。在各国舰载机中，水平尾翼也被做成可折叠的飞机很少；

右上图：折起的主翼。由于多了一套主翼折叠机构，为此飞机的重量增加了不少；

右下图：前起落架。与苏-27的单轮前起落架不同，由于舰载机的起飞和降落动作都很剧烈，因此苏-33采用了加强的双轮前起落架，主起落架也经过相应的加强，以满足舰载机的强度要求。



与苏-27一样，苏-33的机身中间段主要由中央翼升力体，左右进气道吊舱，分段外翼组成。中央翼升力体是构成翼身融合的重要部件，其横截面形状使机身和机翼圆滑过渡成一个整体的升力体，他的前、后端分别与前、后机身对接，左右两侧与外翼对接，下面悬挂左右进气道，向F-15那样，在隆起的机身中间段背部上设有一块大型减速板，机身内部设有整体的1号和2号油箱以及APU系统。中央翼左右两侧的前舱内安置主起落架。

苏-33发动机主进气道位于中央翼身段

之间，为典型的二元四波系、可调几何面积的矩形进气道。和苏-27一样，早期苏-33的进气道也安装有可伸缩的防止外来物损坏的格栅，格栅在进气道前段，可以通过液压作动筒收放，收放动作与起落架联动，可以防止在起飞、降落和滑行状态时外来物打坏发动机风扇和压气机叶片，正式服役后为减轻起飞重量而取消。进气道的水平斜板与机体表面分离，在机翼和斜板中间形成隔道，用于附面层放气，进气道几何构形包括可变斜板的可动板以及进气道下表面上的12个鱼鳞状辅助进

停在地面的T-10K-6验证机，它是苏-33的原型机之一，进行过伙伴加油的实验（后文有介绍）。

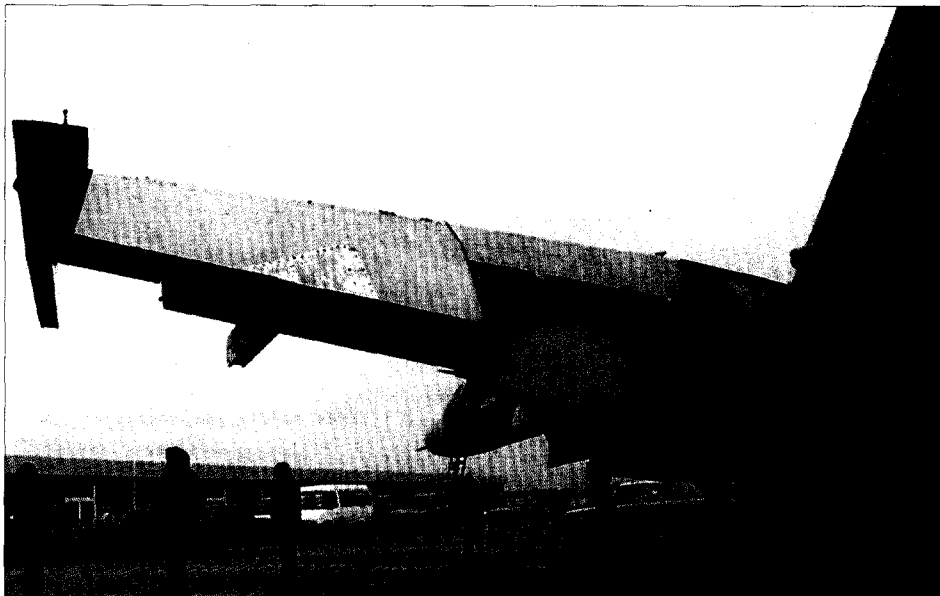


气门。进气道的可变三级斜板构成前后互相连动的可动板，前板由进气道斜板的第二和第三级组成，而后板则由进气道的喉部扩散器的可动上壁组成，由计算机根据大气数据传感器和飞行参数自动控制调节。

这种进气道在超音速下有很高的总压恢复系数（在 $M0.8$ 、 $1.5$ 、 $1.8$ 时的总压恢复系数为 $0.970$ 、 $0.940$ 、 $0.910$ ）和防喘振裕度，改善发动机在超音速下的进气性能，提高进气效率，有利于超音速飞行。但这种进气道在达到高效率的同时也必须付出结构复杂，重量大、隐身性能差的代价。由于像 $F-14$ 那样采用宽间距吊舱布局，进气道吊舱位于机身头部两侧，从而避开了机头附面层对进气道气流的不利干扰，缩短了附面层隔道与机体之间的间距，减轻了结构重量，此外两个分体进气道之间形成一个低压低阻区，可以降低挂载大型武器载荷时的飞行阻力。由于两个进气道分别位于主机翼翼身融合体前下方平滑区内，在翼身融合体的屏蔽下，即使在大迎角下流场仍能保持顺畅稳定。而且进气道下表面设有格栅式辅助进气口，也为其在大迎角条件下发动机正面流场的气流不发生大的畸变而提供可靠保证。

总之，苏-27系列飞机之所以在“眼镜蛇”这样的超大迎角下发动机工作稳定，不喘震，除发动机自身性能可靠外，其优良的进气道设计也功不可没。

机翼方面，苏-33的外翼为第3代战斗机通用的中等后掠翼切尖三角翼，采用悬臂式设计。机翼扭转盒采用三梁结构，带整体油箱，上表面为整体承力蒙皮，下表面采用强度较高的合金材料以克服应力影响，机翼的前缘后掠角为 $42^\circ$ ，后缘的后掠角为 $15^\circ$ ， $1/4$ 弦线为 $37^\circ$ ，外机翼段根梢比为 $3.5$ ，展弦比为 $3.4$ ，翼型为常规的非超临界翼型，翼跟相对厚度为 $6\%$ ，翼梢为 $4\%$ ，外翼前缘装有全翼展机动襟翼，后缘装有襟副翼、且襟副翼有



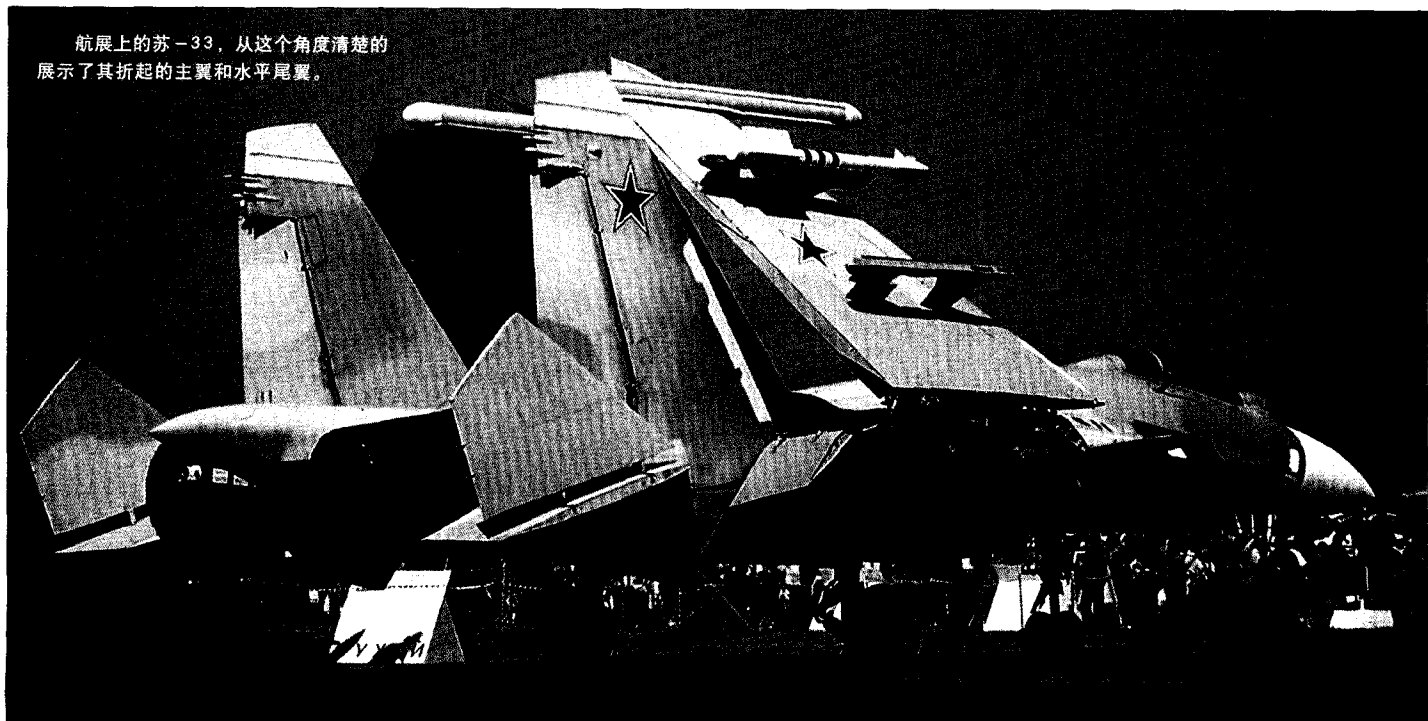
副翼、襟翼和机动襟翼三种功能，在四余度电传飞控下可以自动控制机翼弯度，可以根据不同的飞行状态改变飞行升阻比；在原苏-27的基础上，为了增加飞机在舰上的起降能力，苏-33增加了主翼的面积，并且把苏-27后缘半翼展的整体式襟副翼改为机翼内侧的两块双开缝增升襟翼，在机翼两端靠近翼尖部分设置有副翼，通过增加的双开缝增升襟翼，提高苏-33机翼升力。

与美国 $F-16$ 战机机翼相似，苏-33的机翼也采用的是切尖三角翼。之所以采用这种设计，主要是考虑到切掉翼尖可以增加机翼的展弦比，有效的减轻机翼外段气流分离现象，减小诱导阻力，加强的机翼外段可以有效的抑制机翼在大迎角大速压状态下的扭转和抖动的作用。考虑到在同样的飞行条件下翼尖外挂物的飞行阻力小于翼下同类外挂物，因此机翼外端还可以安置导弹发射导轨或者电子吊舱，当然这些是在付出结构重量的代

价的基础上实现的。为了节约航母机库宝贵的空间，在外翼内侧安装有机翼折叠机构，通过液压折叠机构把外翼分为固定翼段和可折叠翼段两部分，通过布置在机翼折叠机构开缝处后段的液压作动筒来控制机翼的打开和折叠。这样有利于减小在甲板上的放置面积，相应增加了甲板上的战机容量。

机身后段主要由左右发动机舱和中间舱组成，而所谓的中间舱就是在发动机舱后段与后机身中间延伸出一条大型梭形尾锥，尾锥内安装有应急放油系统和电子设备，此外在整流尾锥上面两侧共安装 $16$ 个箔条和红外干扰弹发射装置，每个发射装置内装有 $3$ 具 $50$ 毫米发射筒，共 $48$ 枚箔条和红外干扰弹，可以进行 $3$ 次集中发射。与其他苏-27系列战机那长长的尾锥不同的是，为了避免飞机在大迎角状态下在舰上起降时折断尾锥，苏-33取消了减速伞，缩短了尾锥的长度，把尾钩液压组件设置在经过强化的尾锥下方，用于在舰

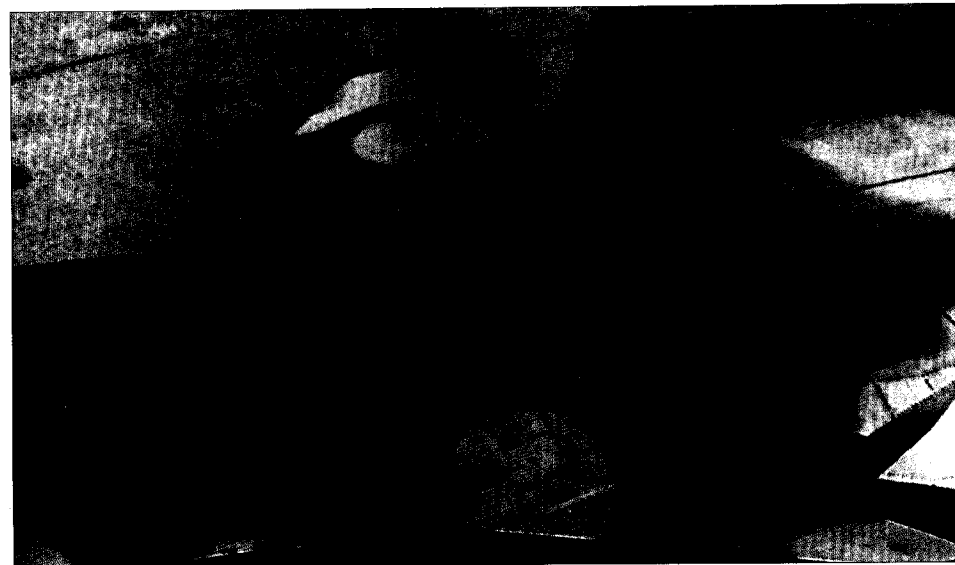
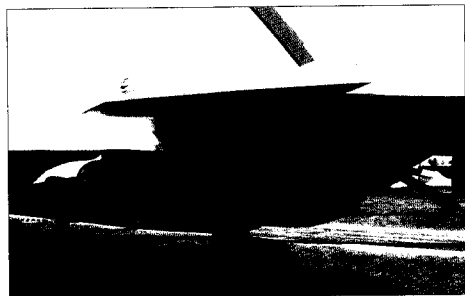
航展上的苏-33，从这个角度清楚的展示了其折起的主翼和水平尾翼。



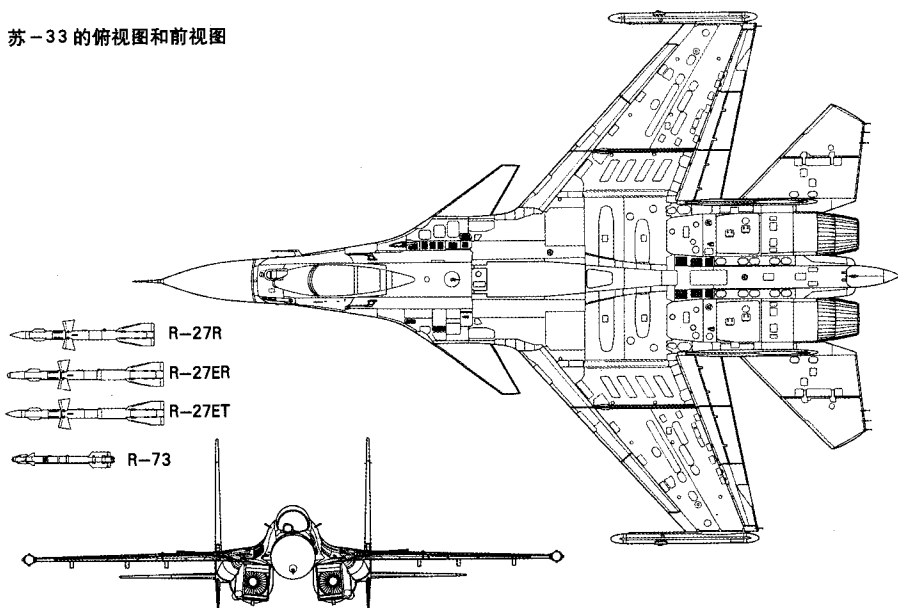


上降落拦阻。

尾翼方面，苏-33的尾翼由一对双垂尾和水平尾翼组成。垂尾由垂直安定面和方向舵组成，且垂直的布置在两台发动机的外侧，垂尾的前缘后掠角为 $40^\circ$ ，采用双梁转载盒结构，敌我识别天线、雷达告警接收机等各种电子装置天线安装在垂尾翼梢处的整流罩内，为保证飞机在大迎角状态有足够的方向稳定度，垂直向下延伸成腹鳍，苏-33的垂直安定面高度较苏-27略有增加，这主要是为了提高飞机侧向安定性，使苏-33在侧风的条件下能顺利的在航母上起降，水平尾翼结构和布置位置与苏-27相同。为梯形设计，采用梁和半悬臂梁布局，位于垂尾后缘和发动机舱之间，翼展为9.8米，前缘后掠角为 $45^\circ$ ，平尾为直轴全动式，可同向偏转，活动范围为 $(+16^\circ \text{至} -21^\circ)$ ，也可互相差动，配合前面鸭翼和副翼进行俯仰和滚转控制。尾容量与F-15差不多，但比F-18C/D要低得多，但是我们不能因此小看它，苏-27系列飞机之所以能完成“眼镜蛇”机动动作，除反映出其放宽静不安定和高大垂尾侧向稳定设计外，平尾优异的俯仰操纵权限和实时反应能力，特别是产生的瞬时作用力矩功不可没。为什么这么小的尾容量能产生如此高效的俯仰操纵力矩（特别是瞬时作用力）？究其原因就是全动平尾布局延伸到垂尾腹鳍与发动机形成的引射通道，通过这里的气流在发动机排气的引射作用下被加速，这种引射气流显著的增强了尾翼作动时的效能（特别是在大迎角流场中）。苏霍伊优异的气动布局设计功底可见一斑。同样为了保证舰上使用空间的限制，水平尾翼也设置有折叠机构，可



苏-33的俯视图和前视图



上图：苏-33的俯视图和前视图，以及所携带的部分空空导弹。

下图：T-10-3的三视图，它与后来的苏-33还是有很大的差别

以在舰上与主翼一起折叠起来，且折叠后主机翼与尾翼的宽度相同。

#### 气动设计特点

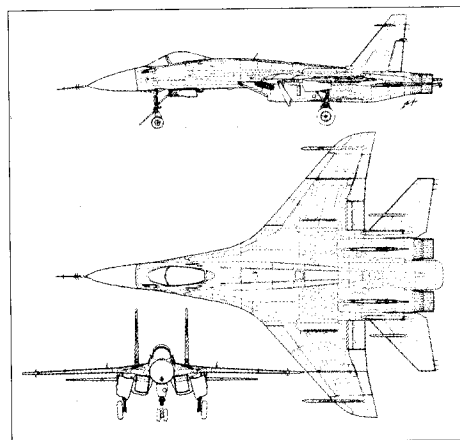
由于苏-33是在其前身苏-27的基础上改进发展而来的，故其整体气动布局与苏-27相近，唯一的区别是在其翼身融合的边条翼末段和外机翼前端加装一对小型鸭翼，构成了所谓的三翼面气动布局。

#### 带前边条鸭翼

一般说来，前缘边条对机翼的升力的好处主要有两个，一是边条涡本身在机翼上表面诱导出涡升力，增大飞机的升力增量；二是

左图：701号苏-35的鸭翼，它可以差动控制，因此苏-35的机动能力极佳。

下图：苏-33的鸭翼，与苏-35的鸭翼不同，它只能联动控制，作同向偏转，改善机动性的作用有限。



通过边条涡对机翼表面流场的有利干扰，减缓机翼大迎角状态下气流分离现象，从而机翼可用迎角增加而获得升力。当然边条翼布局也会严重影响大迎角下的升力焦点移动，带来配平问题。而相对于传统的常规气动布局，鸭翼对全机升力影响比较复杂，概括起来主要有如下特点：

- 1、增加配平能力，充分利用鸭式布局的特点，利用前翼对机翼的有利干扰，增加升力。
- 2、进一步利用脱体涡流，提高大迎角飞行能力，采用鸭翼布局的最大特点就是在在大迎角时鸭翼产生的涡流可以缓解主机翼上气流的分离而造成的失速。从而提供更大的可用升力系数，扩展了可用迎角边界，提高了大迎角状态下的升阻比。
- 3、合理设计鸭翼，有利于减小配平阻力，提高飞行速度。
- 4、鸭式布局便于与先进的控制技术相结合，由于采用鸭式布局的飞机基本都是静不安定的，需要电传操纵才能飞行，由于其配平和控制升力方向与推力矢量方向一致，因此更容易与推力矢量相结合，实现常规控制和直接力控制。相应的控制规律也大大简化，美国的X-31就是一个很好的证明，这是常规布局很难做到的。

5、鸭式飞机前翼布置很容易获得一个力

矩较大的位置,可以大大减小前翼面积和配平阻力,另外通过合理的设计,在飞机的俯仰配平上,并不需要前翼参与,它可以和机翼前后缘的襟、副翼一起形成综合气动配平效果,提高了飞机对气动操纵的容伤性。

虽然鸭式布局优点显著,但是向他的优点那样,缺点也十分明显:

1、采用鸭式布局的飞机在获得高升力的同时还伴随有高的俯仰力矩,这就使采用这种布局的飞机需要以较大的低头配平力矩来阻止飞机在大迎角条件容易出现的上仰发散趋势。

2、无论是采取近耦合鸭翼还是远耦合鸭翼,在鸭翼尺寸和操纵效能上都要受很多客观条件限制,虽然近耦合鸭翼对主翼面干扰强,可用升力系数高,但由于距离重心近,配平能力小;远耦合鸭翼虽然距离重心远,配平能力强,但对主翼面的有利干扰小,特别是在大迎角状态下。

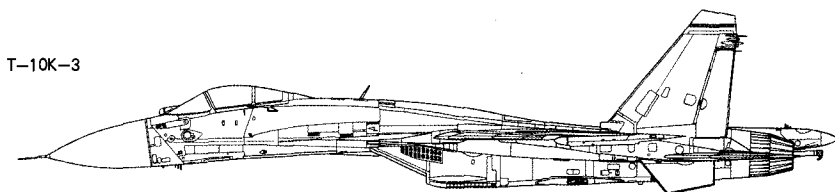
3、采用鸭式布局的鸭翼与主翼面之间的气动干扰在大迎角状态下存在着非线性缺陷,造成控制困难。

4、鸭翼在取得高升力的同时会对主翼面的增升措施造成一定负面影响,而主翼采取增升措施又会在鸭翼上形成低头力矩。例如我国的歼-10就是为了避开鸭翼的不利干扰,不得不将前缘机动襟翼缩短外移。

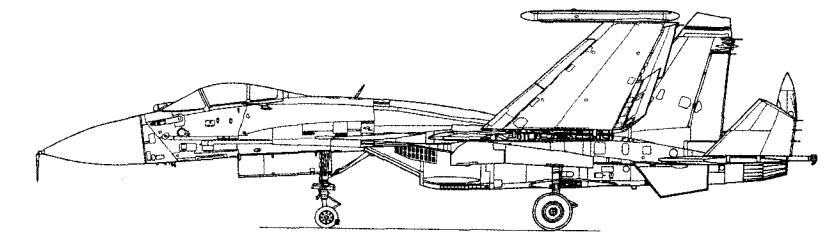
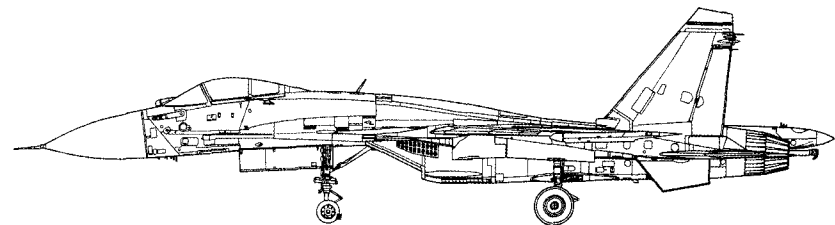
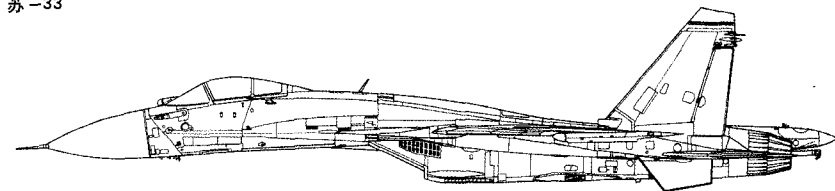
5、由于鸭翼位于主翼面前面的位置,成为鸭翼在偏转时回形成一个强反射的内锐角结构,由于鸭翼不能向尾翼那样被机翼屏蔽,对于强调降低雷达反射信号特征的现代战机来说,越来越不适应了。

以上是鸭翼布局的特点,由于鸭翼对全机升力影响主要包括鸭翼自身升力和鸭翼对机翼干扰带来的升力增量。因此鸭翼对机翼的有利干扰与边条涡类似,当然还有其他影响,由于鸭翼本身也会失速,当鸭翼开始失速时,鸭翼的有利干扰也随之减弱和消失,由于鸭翼失速迎角小于边条涡的破裂迎角,加上机翼对鸭翼的上洗作用进一步减小了这

T-10K-3



苏-33



T-10K-3和苏-33的侧面线图,T-10K系列与苏-33(苏-27K)在外表上已经较为接近了。

个失速迎角,因此鸭翼在大迎角下的有利干扰作用不如边条。但另一方面,机翼对鸭翼的上洗提高了鸭翼效率,增加了鸭翼的升力,中小迎角下对全机的升力贡献是有利的。相对的,鸭翼对机翼有下洗作用,在减小机翼内翼段局部迎角的同时,也控制了机翼内翼段的气流分离,其结果就是中小迎角下减小了机翼的升力,而在大迎角下增加了机翼升力。另外鸭翼对焦点的影响在中小迎角时和边条作用

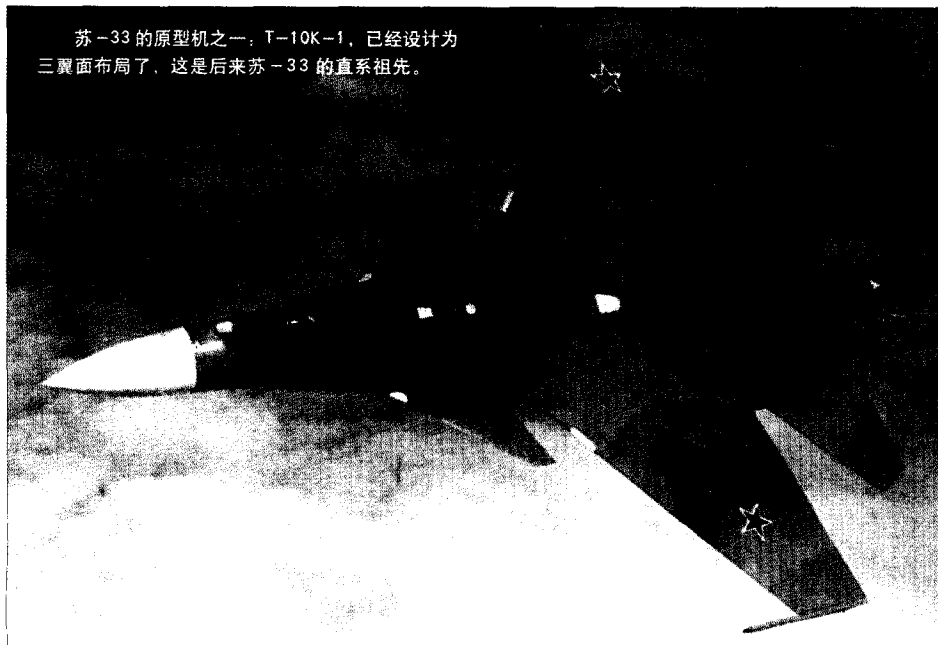
相当,但在大迎角时不如边条作用那样明显。

一般说来,在鸭翼失速前,焦点前移,鸭翼失速后,焦点后移,对于不希望飞机进入迎角发散状态的设计人员来说,这一规律是有利的,因为焦点后移可能引起飞机自动下俯。但对于希望进行大迎角、超大迎角飞行的设计人员来说,则正好相反。总之,鸭翼对机翼的干扰是有利的,不但提高了升力线斜率,而且明显增大了大迎角升力。但鸭翼的不利干扰也是客观存在的,如何取舍就看设计任务要求了。对于常规后掠机翼来说,同时使用鸭翼和边条翼,与单独使用边条相比,总升力增加不多,因为鸭翼对机翼下洗导致升力损失,严重影响了鸭翼面积的大小,制约其配平能力的提高。因此鸭翼在苏-33上的使用,除了说明追求升力极限外,还意味着鸭翼主要作用是作为纵向操纵面设计的。苏-33的鸭翼前缘后掠角为 $55^\circ$ ,后缘为 $25^\circ$ ,带有翼尖斜切结构,这种平面形状的鸭翼在中小迎角的时候效率不高,但失速晚,大迎角特性好,再结合前边条的有利干扰,其鸭翼应该在很大迎角范围内都有足够的俯仰控制能力。

### 三翼面布局

不言而喻,苏-33采用就是典型的三翼面气动布局。实际上,采用三翼面的布局的气动外形设计也有很多年的历史了,美国早在70年代初就在F-4基础上采用三翼面的布局设计,后来的F-16CCV,F-15S/MTD等也采用了三翼面布局设计技术,当然前两者

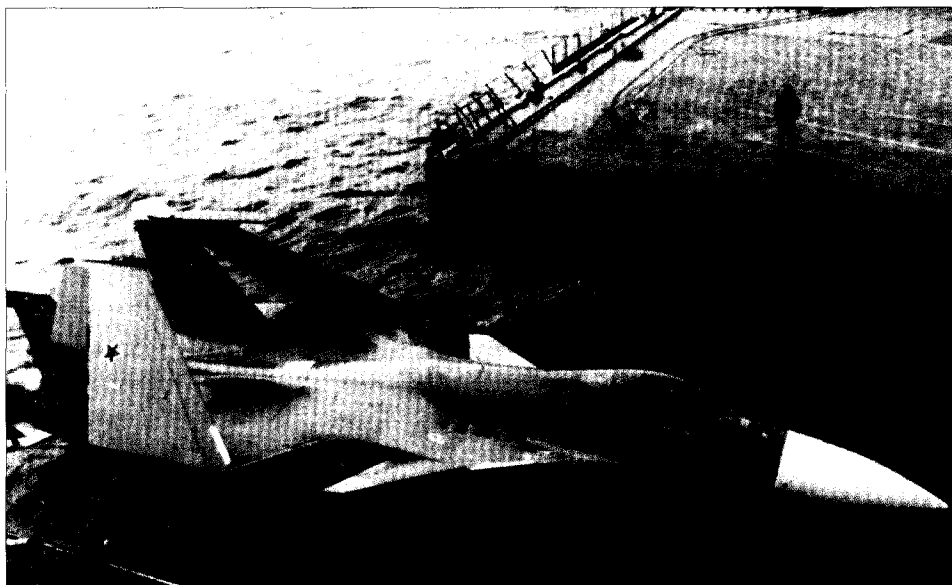
苏-33的原型机之一:T-10K-1,已经设计为三翼面布局了,这是后来苏-33的直系祖先。



主要是验证飞机的高机动和直接力控制技术,而后者除了验证前者的技术外还用于验证短距起降技术。但是随着第4代F-22战机的研制,考虑到鸭翼对隐形的不利影响,这种设计没有在现有机型上投入使用。而前苏联是在80年代初苏-27的原型验证机T-10-24的基础开始三翼面的研制技术的,其最终的结果不仅应用苏-33上,此外还有苏-34、苏-35和卖给印度的苏-30MKI上。苏-33之所以采用这种布局,主要是考虑到增大飞机的可用升力系数,满足飞机在航母上的起降性能要求而来的。因为三翼面是鸭式布局和常规布局组合体,兼顾鸭式布局的特点和常规布局的特点,事实上采用三翼面布局就是为了克服单一布局的缺点而采取的两全其美的对策。

相对于上述两种布局,采用三翼面气动布局飞机具有如下特点:

首先提高飞机操纵效率,包括各类气动舵面如副翼、前后缘襟翼、平尾、方向舵等;由于在机翼前面布置有前小翼,也就是鸭翼,因此继承了鸭翼的优点,通过鸭翼的有利旋涡干扰,显著改善机翼的升力特性,还可以推迟机翼分离,从而提高了各气动操纵面的效率。其次通过三翼面操纵,在提高舵面操纵效率的同时主要是减小配平阻力,减轻各操纵面作动负荷,充分发挥主动控制技术的潜力,由于多了一对气动操纵面,使之配平偏度减小,减小了配平阻力,同时设计良好的三翼面飞机在操纵面配平偏转时也可以产生正升力,一负一正,飞机升阻比因而得以提高,同时多出来的那对儿操纵面大大增加了飞机的配平能力,特别是对于配平能力先天不足的鸭翼布局来说,增加的平尾极大的弥补其缺陷,因此也大大减少了飞机放宽静稳定度方面的限制,但需要指出的是,该优点是在大迎角状态下才能得以体现,而在小迎角或超音速状态下,由于布局增升效果不明显,却多了一对操纵面带来的重量和阻力,因此在升阻比方面反不如其他布局,超音速条件下尤其明显。当然,三翼面另一个突出的优点是更容易实现直接力控制,通过多个操纵面组合,如鸭翼、后缘襟翼和水平尾翼同向偏转可以实现直接



升降机上的苏-33。折起的机翼可以有效的减小在舰上的停放面积。

力控制。但与F-15S/MTD不同的是,苏-33鸭翼与机翼处于同一平面,几乎无上/下反角,这一构形应该是综合考虑各方面影响的结果,就鸭翼对机翼的有利干扰来讲,上鸭翼最明显,但是上鸭翼对飞机方向稳定性和横向稳定性的不利影响也最大,且鸭翼偏转作动也受翼身融合的布局影响。在原来机身构形上改造困难较大,因此即使是苏-33能进行直接力控制也只是在垂直方向上,而无法实现像F-16CCV那样的侧向直接力控制的机动能力。

总之,通过在前边条后面加装鸭翼,利用边条涡控制鸭翼分离,推迟鸭翼失速,获得最大的大迎角升力。保证至少在设计可控迎角内鸭翼都是有效的气动操纵面。提高飞机在大迎角状态下的可操纵性。由于使用鸭翼和边条将引起焦点大幅移动,使飞机具有很大静不稳定度,造成配平困难,通过采用三翼面布局方式,把鸭翼和边条产生的配平问题交给后面的平尾解决。简而言之,苏-33之所以采用三翼面布局,就是利用三翼面布局较大升力特性和较强的配平能力等特点,使得采用高性能增升装置成为可能,从而改善飞机

大迎角机动性和操纵性以及飞机的短距起降性能。满足航母上的飞行要求。

### 总体气动性能

苏-33是在苏-27的基础上发展而来的,虽然采用三翼面布局,具有较大升力特性和较强的配平能力,整体气动性能有所提高,但因为其是舰载机,结构重量大,故其整体性能提高不多。由于采用翼身融合体气动布局的设计,使机身与机翼平滑连接,机身也向机翼那样成为一个升力体,在提高飞机升力系数的同时还减小了机身与机翼之间的干扰阻力,同时还减轻了飞机结构重量,此外采用翼身融合体的设计还有效增加了机内空间,增大了载油系数和设备容积,同时对减小雷达反射面积很有好处。

和苏-27一样,为了平衡机翼上洗流的影响,苏-33的机身成弓形,机头下垂,这种设计除改善驾驶舱视野,有利于飞机起降外,对飞机的气动性能也有一定的影响,包括增大飞机低头力矩,改善中等迎角上航向稳定性,减小中等迎角下尾翼的配平阻力,特别是巡航飞行迎角下的配平阻力等特点。在机身中段,从机身背部观察,可以很明显的看出从机翼前翼跟边条附近开始,向内作蜂腰收缩,以满足跨音速面积律要求。后机身扁平,与机翼自然融合一体,为飞机提供良好的升力特性。由于苏-33采用的是向F-14那样双发双垂尾和下悬式分体进气道的气动布局,飞机机体较宽,具有较大的内部空间,可以装更多的油料和机载设备,另外由于采用分体下悬吊式发动机吊舱,使机腹部增加一个空气流道,再加上两个稍外倾靠前的高大垂尾,即使在较大的迎角下仍具有很好的横向稳定性,在大迎角飞行状态下不容易发生偏航和侧滑。为其能够顺利完成“眼镜蛇”、“尾冲”等特技动作提供有利的保障。当然采取这样的结构布局也有不利的一面,由于其发动机远离机体中心线,导致重量分布距离中心线较远,飞机转动惯量大,此外由于采用双垂尾布局,气动阻尼相对大,在相同的滚转力矩下,飞机滚

从这个角度看,全动鸭翼、前缘襟翼、后缘双缝襟翼和水平尾翼,各操纵面一应俱全。





转角速度和角加速度相对于窄机身布局小。飞机滚转机动性相对窄机身的差,即滚转敏捷性差;此外这种布局飞机由于转动轴和机身轴线不重合,飞机很可能由于高速滚转中产生惯性耦合而导致失去控制。

另外采用发动机吊舱远离中心线的宽间距的布局相对于窄机体布局对结构强度低,因此要求加大结构强度,必然导致重量加大,同时,宽间距布局在单发空中停车后偏转力矩大,存在对飞机航向控制困难问题。采用发动机吊舱宽间距布局虽然降低了发动机尾流之间的气动干扰,即降低尾阻,但较宽的机身在超音速飞行时产生的摩擦阻力和波阻也显著的增大。在机翼布局上,由于采用带边条三翼面设计的翼身融合气动布局具有较大升力特性和较强的配平能力,而且翼形相对厚度较大,低速飞行时产生升力较大,再加上两具高大垂尾,在低速阶段应该具有很好的机动性和良好的机头指向能力,但在高速飞行时阻力较大,飞行性能反而下降。

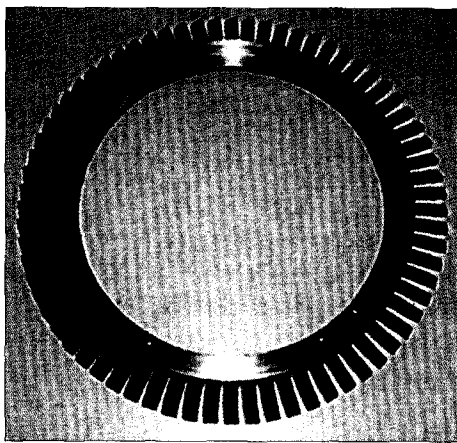
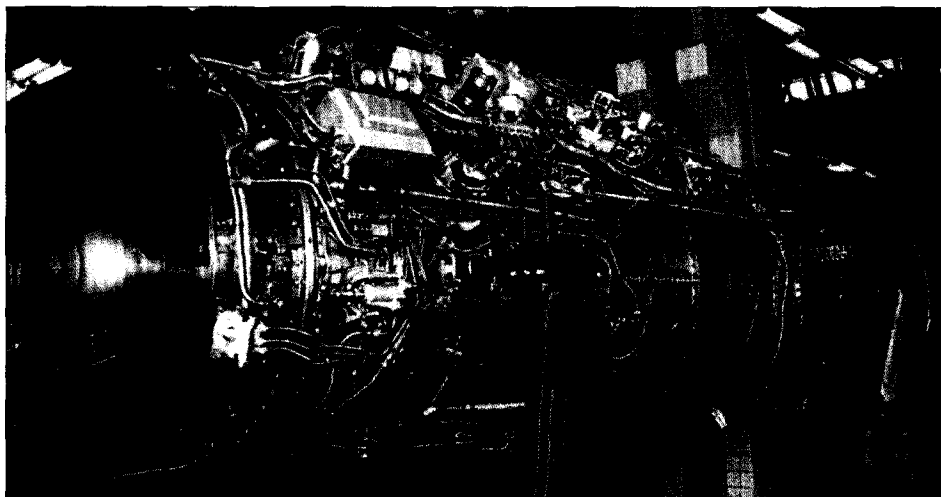
### 动力装置

发动机是飞机的核心,是飞机能够飞行的源泉。发动机对飞机的速度特性、高度特性、耐航性和加速性等各方面的飞行性能都有很大的影响,从飞机设计的角度来看,对飞机发动机的基本要求主要有以下几点:

- 1、推力的速度特性和高度特性好;
- 2、耗油率低;
- 3、发动机的重量轻;
- 4、发动机的外廓几何尺寸小;
- 5、安全可靠、故障率低、使用寿命长、便于检查维护。此外还有噪、污染、经济性等。

有必要指出的是上面所述的对发动机的各种要求一般不是孤立的,他们之间具有一定的内在联系,有些不同要求之间还存在着矛盾,如果只考虑一个方面,往往很难说明问题,因此就需要用一些定量分析,并具有一定可比性的相对参数来对发动机进行对比评测:如推重比,单位推力,单位耗油率,单位迎风

面积推力等单位指标。苏-33采用的是由俄罗斯留里卡-“土星”科研生产联合体研制的两台AL-31F3(又称AL-31K)加力涡轮发动机,该联合体前身是留里卡设计局,组建于1946年,是前苏联的主要战斗机发动机设计局。在上世纪60年

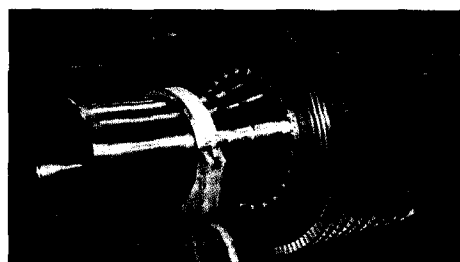
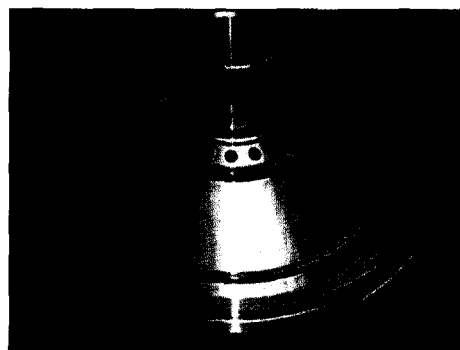


顶图:AL-31F3加力涡轮风扇发动机;

中左图:发动机涡轮叶片

中右图:发动机涡轮轮盘

下右图:发动机的9级高压压气机

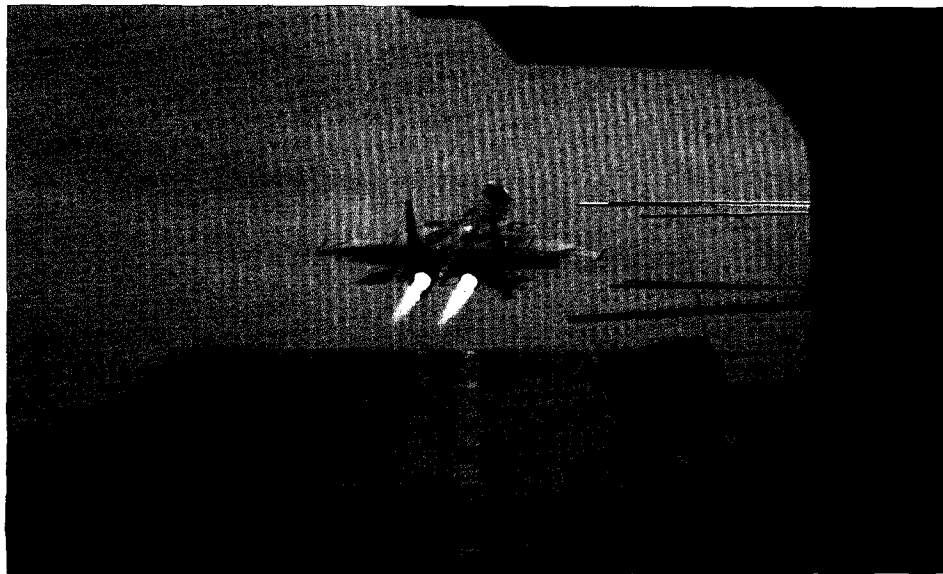


面积推力等单位指标。

苏-33采用的是由俄罗斯留里卡-“土星”科研生产联合体研制的两台AL-31F3(又称AL-31K)加力涡轮发动机,该联合体前身是留里卡设计局,组建于1946年,是前苏联的主要战斗机发动机设计局。在上世纪60年

代,留里卡研制了AL-21F系列涡轮喷气发动机,其最大加力推力可达10吨。1970-1974年投入生产,广泛用于苏-17、苏-20、苏-22、苏-24和米格-23等第2代战斗机上(苏称第3代)。在AL-21基础上,1976年(另一说法是1973年)留里卡开始研制AL-31F发动机。在近10余年的艰苦攻关后于1986年该发动机研制达标,用于苏-27系列(包括苏-30、苏-33、苏-34、和苏-35等)战斗机。

AL-31F3是在AL-31F基础上衍生出来的舰载发动机,全长4.92米,最大直径1.3米,重量1650千克,比原来AL-31F发动机略重,主要是在发动机上应用了抗腐蚀材料,涵道比为0.6,总压比23.8,相对于其他三代发动机涵道比较高,可见是用来降低发动机巡航耗油率的,最大涡轮前温度约1392℃。全加力工作状态下最大推力12503千克,军用推力约7650千克,最大加力状态下耗油率达到1.95千克/(千克·小时),军用推力下约0.75千克/(千克·小时),最低巡航耗油率为0.67千克/(千克·小时),最大空气流量为112千克/秒,全加力工作状态下推重比达7.14(包括启动机等附件设备)、中间军用推力状态下推重比为0.6。发动机设计寿命为1000小时,最大使用寿命可达1500小时。发动机



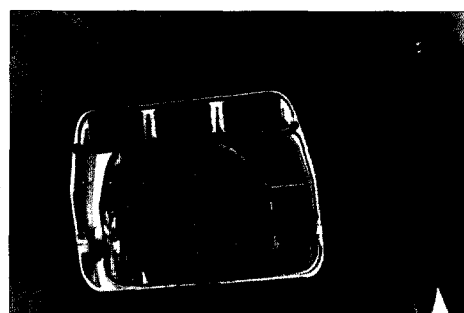
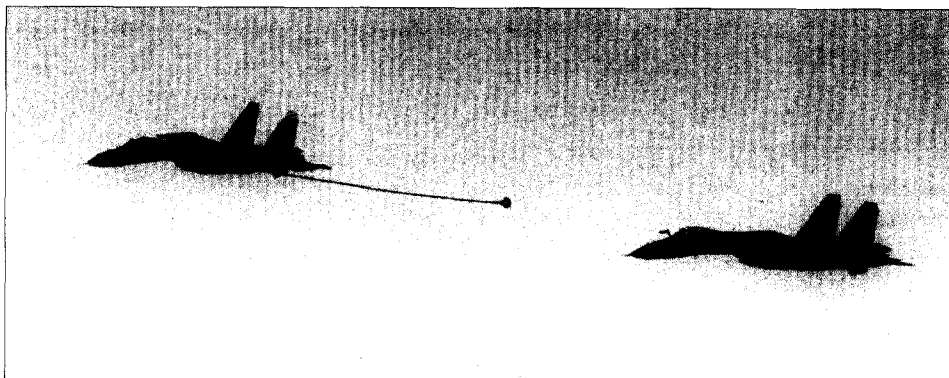
机件主要由机匣、3级风扇、4级低压和9级高压压气机（静叶可调）、短环形无烟燃烧室、单级高/低压冷却涡轮、漏斗形混合室、常用V形火焰稳定器加力燃烧室以及液压可调收/扩喷管组成；附件系统主要由启动系统、滑油供给系统和发动机控制系统组成，其中发动机控制系统由带三维凸轮的机械液压燃油控制系统和进行极端控制的模拟电调系统组成，虽然距离欧美等发达国家那样采用先进的数字式电子控制系统FADEC技术有一定差距，但采用传统控制方式的发动机响应性也较好，发动机由慢车状态到最大工作状态时间不超过7秒，由中推到全推时间不超过2秒。此外先进的压气机/风扇设计也使发动机具有很高的抗畸变能力，发动机即使在全加力工作状态下喘振裕度达25%，慢车状态下喘振裕度也达15%，较大的喘振裕度能保证飞机即使在各种复杂机动状态——例如“眼镜蛇机动”都能不喘振，不停车。

总之，作为苏-27系列战斗机的专用动力装置AL-31F发动机，其性能是优良的，其主要特点：

1、相对原来的苏制发动机来说具有尺寸较小，推力大、推重比高的优点。其涡轮具有有效的冷却系统和良好的热力学特性；压气机增压快速，发动机结构紧凑，保证飞机有较高的推力和良好的机动性。

2、风扇及压气机对流动畸变不敏感，发动机工作稳定性高。可使用在苏-27飞机的各种飞行高度和速度下，即使飞机在以M2的速度进入平螺旋、直螺旋、翻转螺旋和进气道喘振的情况下，发动机工作仍然极其稳定。喘振消除系统、发动机补氧系统、空中自动点火系统、主燃烧室和加力燃烧室的再次启动系统等可保证在使用机载武器是动力装置的工作可靠性。

3、检查及维护简便。该发动机采用单元体结构，由14个单元体组成，因此，如果出现某些损坏，不需要全部更换，只替换下有故障的单元体即可。这样，在使用条件下进行发动机维修时，可更换其中的6个单元体。



顶图：苏-33在进行伙伴加油实验。实验中，加油机是苏-33，受油机是T-10K-6。

上左图：挂于苏-33机腹的伙伴加油吊舱，由于苏-33载油量较大，可以执行伙伴加油任务。

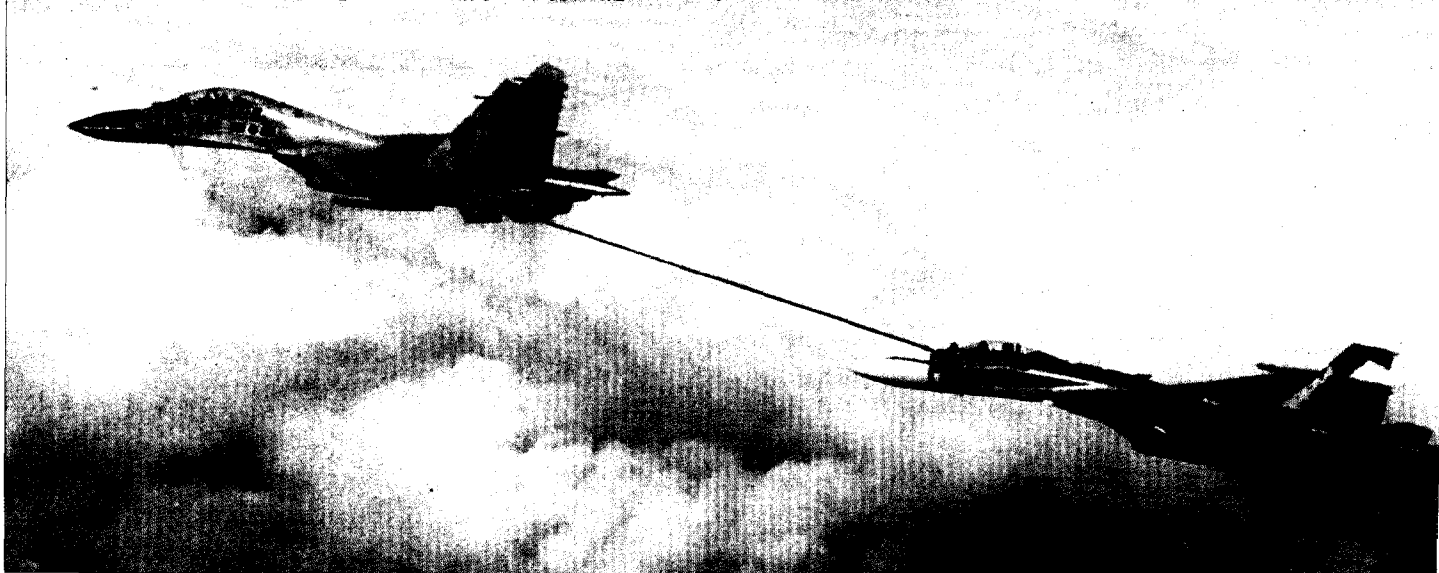
上右图：从后面看加油吊舱，可见其加油软管的锥形套和用于受油机判断相对位置的指示灯。

通过发动机的一些基本性能参数，再对照国际上其他发动机的技术参数，我们可以看出，作为国际上典型的第三代发动机，AL-31系列仍有多项参数指标不尽如人意，而单位迎风面积推力、推重比和涡轮前温度低、使用寿命及可靠性则是他的最主要问题。

有关资料表明，由于俄式发动机在材料和加工工艺上有一定的差距，造成俄罗斯军用涡扇发动机性能如：单位推力，单位耗油率，单位迎风面积推力，燃油消耗率，特别是使用寿命及可靠性（前年印度新引进的苏-30因发动机故障而大部分停飞就是典型的例子）的等与欧美国家同一代发动机相比有一定的差距。以美国普惠公司仍在生产的F100系列涡扇发动机为例，它于1970年开始全面研制，1974年交付空军使用，比AL-31F早

了近12年，主要装备F-15和F-16飞机，是世界上最早投入使用的推重比到8的军用发动机。AL-31F与F100-PW-229同为国际上第三代战斗机的涡扇发动机，相比之下，在发动机设计参数的选择中，F100-PW-229比AL-31F要略胜一筹，也就是说，俄制AL-31F发动机在总增压比、中间耗油率、涵道比、质量，乃至控制系统等方面还存有不同程度的发展空间。笔者分析，要提高AL-31F的推力等级，俄方可能会采用：增大发动机风扇压气机半径，提高风扇通气流量；提高涡轮前的进气温度；改善燃烧室组织燃烧的质量，扩大稳定燃烧的工作范围；改善涡轮冷却气流控制系统等技术途径。而在控制系统方面，今后则很可能从早期的机械液压式控制燃油和喷口面积，改进为数字式电子控制系统技术，甚

另一次伙伴空中加油实验：加油机是T-10U-2（编号02），受油机是T-10K-1。



至是与F100-PW-229发动机相当的全权数字式电子控制系统,使之具有综合诊断和与飞机控制系统交联的能力。因此,为了适应21世纪的战争环境需要,AL-31F发动机已到了非改进不可的程度了。

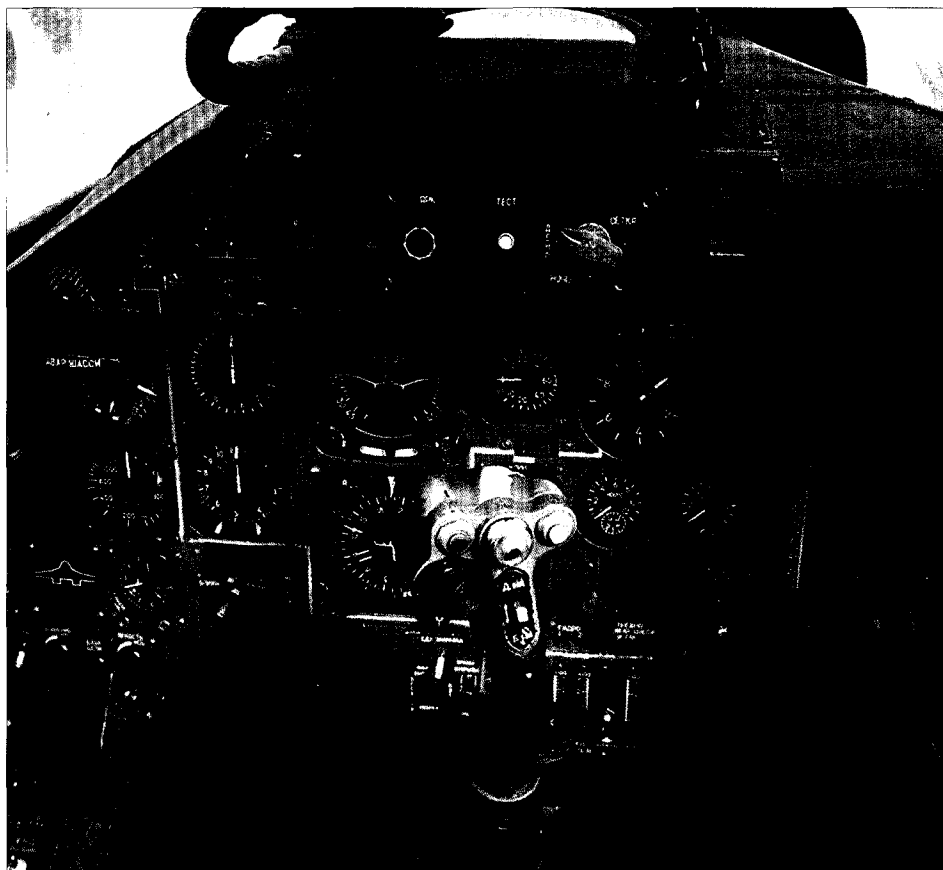
### 燃料系统

燃料系统用来容纳飞机上的燃油负荷,并为发动机提供在所有模式下的连续供油,保证发动机的动力需求。苏-33的燃油系统与苏-27的相似,主要由燃油箱、增压泵、输油泵、燃油测量装置和管路组成,没有外挂油箱装备,由于苏-33采用翼身融合构形,机内可用空间大,可以高效利用机内空间来布置燃油箱,载油系数高,近0.33,机内燃油箱共有四部分组成,三个在机身中部,另一个布置在两侧机翼中间段,1号油箱位于机身前部,容积超过4000升,2号油箱贯穿机翼中间整体部分,容积最大,达5300多升,位于机身后部的3号油箱也可容纳1350多升燃料,但由于苏-33采用的是折叠机翼,所以机翼整体油箱——即四号油箱载油要较原来的苏-27要少一些。但也近1000升,为了保证飞行时机身的重心稳定,燃油系统根据飞行要求自动按次序从各个油箱输油,此外在燃油箱内填充有海绵状的聚氨酯泡沫塑料可以起到防爆防燃的自密封作用,又可以对油箱内的液体燃油具有缓冲作用,显著地减小了飞机机动时燃油晃动对飞机质心的影响。

### 座舱布局

现代舰载机的座舱布局可以综合反映战机的航电水平和驾驶员对外界信息的感知能力。座舱视界开阔、控制界面友好,人机交互舒适、简单,容易、方便是关系到战时(特别是近战)能否取胜的有利保障,是飞行员的最爱;在敌对双方战机性能相近的条件下,凡是座舱视界良好,视野开阔,使飞行员有良好的态势感知能力的飞机,就能在近距缠斗中占有优势,50年代朝鲜战争中机动性能各有所长的F-86和米格-15,F-86之所以略胜于米格-15,拥有良好的宽视野座舱设计功不可末;到了现代,衡量座舱设计的好坏不仅是座舱的视界、如平视显示器、雷达显示器、雷达告警接受指示器和符合人体工程学的弹射座椅、操纵装置以及良好的操纵响应性都是衡量一个座舱好坏的重要标准。

与苏-27一样,苏-33座舱设计位置突出,前机头略向下垂,改善了驾驶员的前、侧视野,整体式风挡玻璃,向后开启的气泡式舱盖与风挡用半圆形框架相连,框架上装有3个后视镜,用于改善后视野,苏-33的座舱显示系统比苏-27有所改进,换装了平视显示器,可以显示对导航、瞄准、飞行姿态信息和雷达/红外探测系统的信号。座舱内部的飞行仪表依然是常规模拟式仪表,安装在主仪表板和左/右两侧控制台上,平视显示器布置在仪表板正上方,两侧布置有头瞄传感器,用于跟踪头盔瞄准具的姿态位置,左上角布置为大量的火控系统控制开关,右上角的单体多功能显示器可以显示雷达和红外系统的信号模

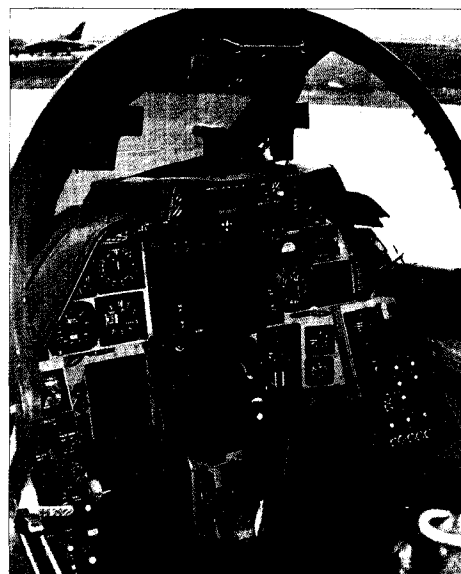


上图:苏-33的座舱。作为90年代以后的飞机,苏-33的座舱显然落后了不少,仪表板上还是机电式仪表,只达到西方飞机80年代初的水平。

右图:航电系统经过升级的F-14D战斗机,虽然也显落后,但还是比苏-33强一些的。

型。而十分重要的雷达告警接收机指示器却安置在很不起眼的右下角凹陷处。由于由常规仪表构成的显示系统人机界面不好,发行员在观察雷达显示器和平显信息的同时还要反复观察多个仪表数据,不利于集中精力执行战斗任务。座舱内弹射救生系统由大名鼎鼎的K-36MD弹射座椅,座舱盖抛弃系统和弹射火药发射系统组成,弹射座椅可以保证飞行员在工作安全高度和范围内(空速0~1400千米/小时,瞬间过载达18G),甚至是滑行阶段进行弹射。其零高度、零速度的优异弹射能力已在多起“米格”-29、苏-27等飞行表演失事中得以证明。

总之,苏-33舰载机的座舱设备似乎也相当原始。座舱系统的综合化水平远远落后于同一时期的西方战机,甚至有些地方都达不到60、70年代美制第2代战机F-4的水平。座舱内部的飞行仪表依然是常规机械仪表,显示器功能单一,操作控制结构复杂繁琐,不符合人体工程学。再看看苏-33的操纵杆和油门杆,即飞行员操纵主要使用的两个关键工具。与所有的俄制战机一样,苏-33的操纵杆相当长,顶端与飞行员坐姿时的胸部齐平,操纵杆上有机炮射击、应急自动驾驶仪断开、配平、回复水平飞行、SRZ-15应答机信号发送、雷达导弹控制等多个按钮,基本上与西方配置相同。但是操作过于烦琐,光是一个简单的锁定及飞弹发射动作可能就要触动五、六个开关,动作冗余烦琐,耗费时间,这样在近距格斗中极易



丢掉目标,错失战机。而在同时代的欧美战机上做同样的动作则要简捷方便多了,只要看着显示器,触动大拇指就可完成。

### 雷达火控系统

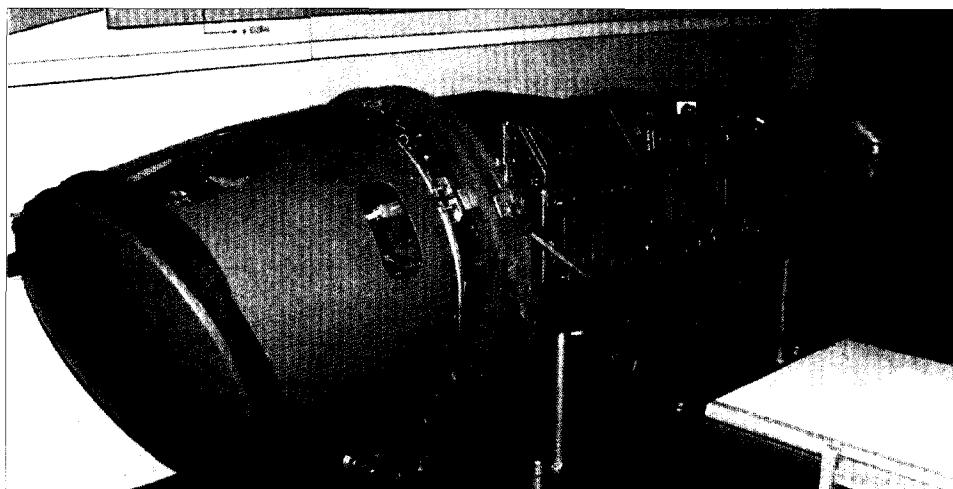
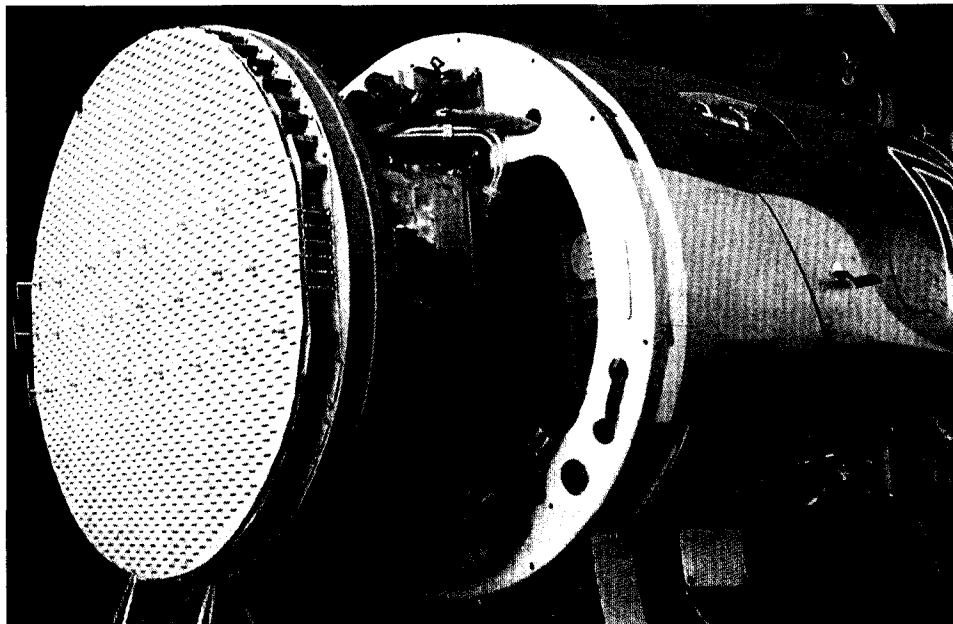
半个世纪以来,随着电子技术突飞猛进发展,机载航电系统与火控技术也不断进步和提高,火控系统的主要部件就是机载火控雷达,为了提高精度,现代战机普遍采用脉冲多普勒雷达,由于脉冲多普勒雷达通过测量目标回波的频差来分辨所探测的目标究竟是一架真实的飞机或者仅仅是地面杂波。因此除了要求雷达探测距离远、精度高外,还要求有抗干扰性强、可靠性高、可维护性好等性能。现代机载火控雷达向多体制、有源相控阵

方向发展。

苏-33的雷达和主要电子系统与苏-27基本相同,后期雷达采用了苏-27的N001雷达的改进型N011M(该雷达与苏-30MKI相同),与苏-27S使用的雷达相比,提高了雷达对水面目标的探测能力。N011M雷达是单脉冲多普勒雷达,工作频率在X波段,水平搜索范围正负 $70^{\circ}$ ,垂直搜索范围正负 $40^{\circ}$ ,脉冲功率4~5千瓦,工作距离对于典型中等目标(RCS为5平方米)迎头发现距离为100千米,尾追发现距离为40千米;对地坦克集群发现距离约30千米,对大型舰船发现距离约120千米;具有跟踪多目标和攻击多目标能力。整个雷达重量约为550多千克,平均无故障时间约100小时。与美国同类飞机装备的雷达相比较,苏-33采用的雷达作战模式少,只具有简单的对海对地作战模式,且作用距离近,识别和抗干扰能力差。在对空作战中可以使用中程空空导弹进行拦截作战或者使用格斗导弹进行空中格斗,在对海上目标作战时可以控制Kh-31、Kh-41导弹对驱逐舰以上规格的水面目标进行攻击(虽然N011雷达在空军苏-27型使用的同类系统基础上提高了对海面目标的探测能力,但对驱逐舰大小的目标至少具有200千米左右的探测距离,这样才能基本上满足使用Kh-41超音速大型反舰导弹作战的要求)。另外,苏-33的雷达虽然与苏-27的雷达在对空方面性能类似,但在作战能力上存在另一个问题,就是对杂波干扰较强的地面目标进行探测的能力不足,可以认为苏-33的雷达系统可以较好地完成对空和对海作战的任务,但是对地面目标的探测和攻击能力明显不足。而在未来由海向陆的作战模式下,提高雷达对地探测和跟踪能力是苏-33必须弥补的重要环节。

作为被动红外探测系统(IRST),苏-33的光电探测装置与苏-27采用同样的结构,因为机头左侧安装了伸缩式空中加油管,苏-33的光电探测装置偏向右侧。红外探测系统的型号与性能基本和苏-27S一样,由64个光电

装于苏-30MKI上的N011M,苏-33后来装的也是这型雷达,性能有所改进,但仍显不足。



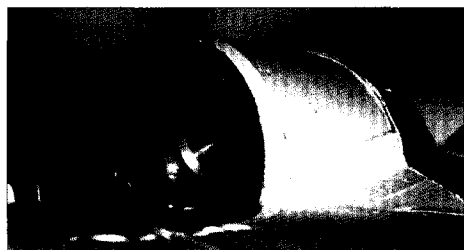
上图:装于苏-27的N001雷达,苏-33早期也使用这种雷达。这种雷达天线直径达到90厘米,但工作模式有限,已经不适于现代作战环境。

右中图:红外探测器的探头。在设计苏-27时,苏霍伊设计局已经考虑到战斗机不能只靠雷达这一方式来获取敌机信息,应该有一种被动探测手段能在不使对方察觉的情况下完成对敌机的探测和跟踪,于是就在其上装了红外探测器。这个探测器后来应用于苏-27系列的每一种型号。

右下图:红外探测器的安装位置,位于机头右侧。

二极管组成接收阵面,可以和雷达系统协同工作,也可以在雷达静默状态下独立完成搜索工作,其红外探测方位角可达 $\pm 60^{\circ}$ ,受机头雷达整流罩的影响,其俯仰角为 $60^{\circ}$ 和 $-15^{\circ}$ 。红外接收系统在天气晴好无干扰的条件下可以探测距离达50千米内的开加力尾后目标,对目标迎头发现距离不超过15千米。激光测距仪由固体激光发射器和液氮冷却系统组成,在天气晴好的条件下对空中目标最大有效作用距离为0.3~3千米,对地面或海面目标可达0.3~5千米,其坐标测量精度在方位和俯仰方向上均为 $5^{\circ}$ ,测距精度为10米,自动跟踪角速度不超过 $25^{\circ}/\text{秒}$ 。但在天气不良的条件下有效距离和精度大打折扣。

苏-33采用了头盔瞄准具与苏-27的一



样,头盔瞄准具为单目简单光环式,只能显示简单的瞄准和锁定目标信号,通过头盔上表面的红外发光二极管和座舱内的光敏元件进行定位,受座舱本身视野限制,可使飞行员在 $\pm 60^{\circ}$ 方位角和俯仰角为 $+60^{\circ}$ 和 $-15^{\circ}$ 的范围内搜索目标,跟瞄角速度不超过 $20^{\circ}/\text{秒}$ 。采用头盔瞄准具扩大了搜索和跟踪范围,提高了反应速度,扩大了苏-33在近距离格斗时的导弹离轴发射范围。

现在从总体上评估一下苏-33的雷达火控系统。从雷达性能指标上看,无论是在探测距离上,多功能多用途上,以及在识别率、抗干扰和可靠性方面N011雷达都要远落后于西方同时代战机雷达,同样光电探测装置上的有效距离和精度也差得多。俄罗斯在光电电子技术方面一直落后于西方国家,俄式战机总是以整和性能来弥补电子性能的不足,可是在信息战场的今天这种方式越来越行不通了。因此,笔者认为,俄制雷达必须在这几个方面下大力气发展:由无源相控阵雷达向有源相控阵雷达发展,增加对地、对舰探测距离和精度、加强抗干扰和识别能力,同时

在此基础上还要对雷达体积、质量和可靠性上进行改进。虽然采用头盔瞄准具,配合R-73导弹可拓宽前方夹角范围内的攻击,在近距格斗中给当时没有安装类似装置的战机带来很大的威胁,但问题是由于苏联人机交互技术落后,飞行员在应用这些作战模式时,必须在多个控制面板上进行手动启动这些模式,而且面板按钮设计不太合理,操作复杂。尽管加强训练可使操作速度加快,但始终不如西方战斗机简洁方便。因此其近距格斗性能在实战中也大打折扣。

### 飞行控制系统

同苏-27一样,苏-33的飞行控制系统采用的是四余度模拟电传控制系统,由多余度计算机进行控制,飞机飞行控制系统包括俯仰、滚转、偏航操纵系统等基础上还增加前鸭翼控制系统。由于苏-33具有很大的纵向静不稳定性(取决于不同飞行状态下重心位置变化),飞行控制系统必须设计成能在静不稳定性达15%的情况下保证对飞机进行可靠操纵。这就必须在原有的SDU-10俯仰电传操纵系统进行改进(原来该电传系统对静不稳定性参数限制在5%),而向苏-27那样,滚转和偏航通道的控制仍然采用传统的机械操纵系统。飞机整个系统可以自动操纵,也可以人工操纵,当以自动模式工作时,操纵按自动飞行控制系统接收的外界信号来进行飞行。

具体来说,苏-33的飞控系统主要完成下列工作:

- 1、进行静不稳定飞机的俯仰操纵。
- 2、保证飞机在各通道(三轴)的稳定和可操纵特性。
- 3、提高飞机机动时气动性能。

与苏-27相比,苏-33要携带重型远程反舰导弹对海面目标发起打击,因此其火控软件中也要加入对海面目标的搜索、定位的功能;为反舰导弹提供目标信息,进而引导导弹攻击目标。



由于多了一对鸭翼,而对鸭翼的控制必须整合到飞机的控制系统中,这样飞控软件就要比普通飞机复杂一些。不过,苏-33的鸭翼只能联动而不能差动,因此只需在飞机的俯仰控制回路中加以改进即可。而对于像苏-35那样拥有差动鸭翼的飞机,则必须在俯仰和滚转回路中都加以改进才行,飞控软件就更为复杂。

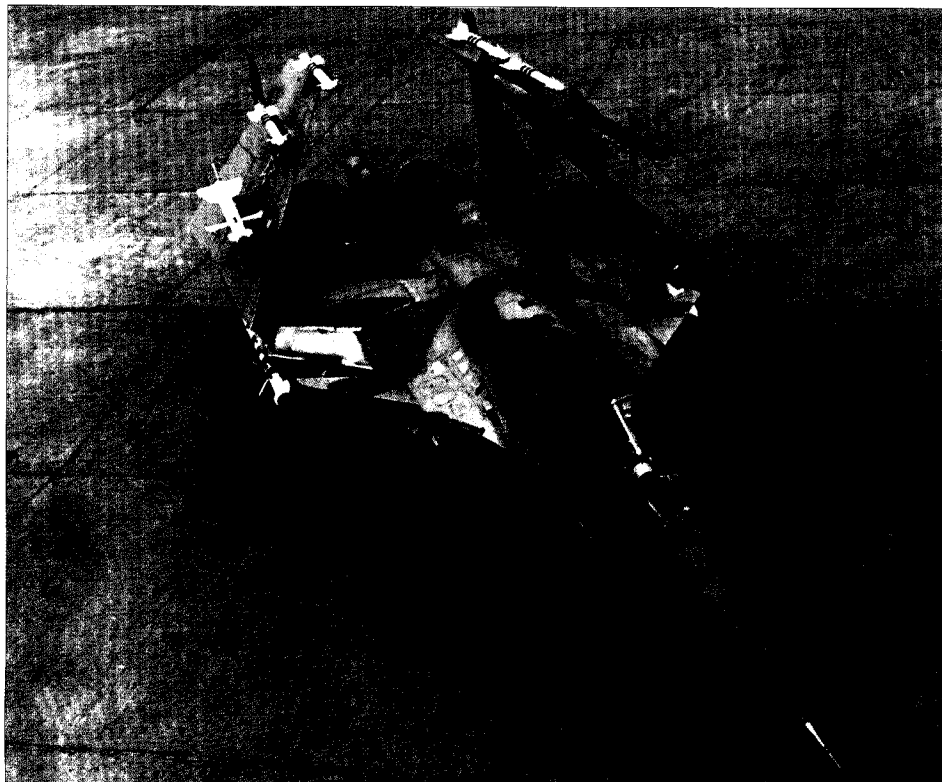
4、根据不同飞行状态限制飞机过载和迎角,减小气动载荷。

整个系统的输入信号来自于不断测量的飞行参数和来自操纵杆的指令信号,通过大气数据计算机和限制信号计算机来把这些信号转换成操纵控制信号,通过偏转气动舵面来完成稳定控制或预想的飞行动作。此外飞行控制系统可以以三种模式工作,一种是“起飞/着陆”,一种是“正常飞行”模式,还有一种是“直接操纵”模式。其中“起飞/着陆”模式与“正常飞行”模式通过收放起落架的位置状态进行切换控制转换,而“直接操纵”模式是一种应急模式,在特殊状态下由飞行员接通。

在这里“正常飞行”模式是苏-33电传飞控的主要工作模式,在该模式中,来自操纵杆位置传感器的模拟信号被输送到乘法器的

输入端,在这里操纵杆信号增益取决于飞行高度和冲压气流的变化,如果操纵杆增益计算机失效,飞行员可通过座舱控制面板上的一个旋钮以人工方式设定增益值。操纵杆信号经过乘法器被输送到非线性前置滤波器的输入端。前置滤波器上具有一个延时元件,用来补偿角速度和法向载荷因数信号反馈延时,并限制操纵杆运动所引起的信号建立速率,以防止伺服驱动装置达到最大速度时飞机不稳定。操纵杆与角速度信号以及载荷因数从前滤波器出来后,被输送到伺服驱动装置的输入端,由角速度陀螺传感器产生的角速度信号通过弹性振动滤波器送到传动比修正器,在这里角速度的传动比取决于冲压气流的变化。法向载荷因数则通过延时元件和传动比修正器输送到伺服驱动装置的输入端。通过上述信号驱动水平安定面和前鸭翼的悬臂梁,伺服驱动装置提供飞机飞行时的稳定性和操纵特性。而在“起飞/着陆”模式中,当低速法向载荷因数的影响不重要时,他就由通过延时元件的角速度信号所取代。在这种情况下,非线性前置滤波器被断开。

在“直接操纵”模式中,操纵杆信号被直接输送到伺服驱动装置的输入端,此时角速度信号和法向载荷因数被切断。此外为了保障飞行控制系统具有很高的可靠性,即使在电气部分连接有半数故障的情况下仍然能安全工作,这就要求飞机的飞控系统采用余度控制电路。苏-33的飞控系统的纵向通道为四余度。一个子通道的故障通过每个子通道信号的值与来自所有子通道信号的逻辑平均值来比较检测,逻辑平均值由一个称为表决器的特殊元件来选择。纵向(俯仰)通道被安装在每一部分末尾的表决器分成七部分。在产生一个故障的场合,只有相邻表决器间的子通道被切断。由于这种电路划分,只有在任何部分产生三个故障的情况才是要紧的,这就降低了系统的整个失效可能性。由于有机操纵杆系将操纵杆与脚蹬同襟翼/副翼和方向舵连接,苏-33的飞控系统的横向通道只有三余度。系统故障元件的检测与切断采用的方式与纵向通道所用的方式相同。此外苏-33的飞控系统还可以与飞行导航系统、火力控制系统和指令引导系统配合工作,实现特





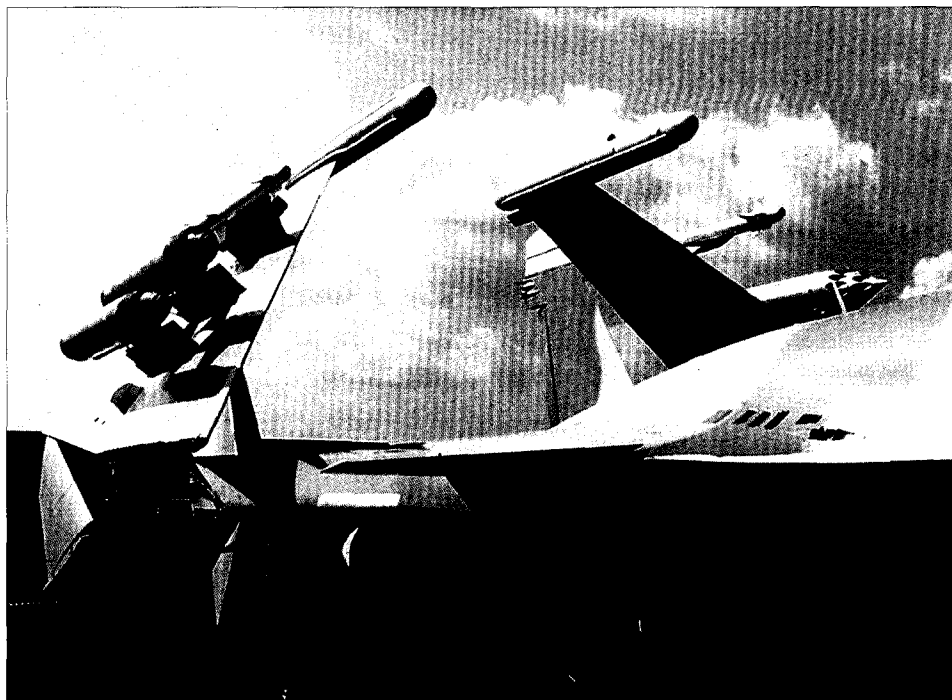
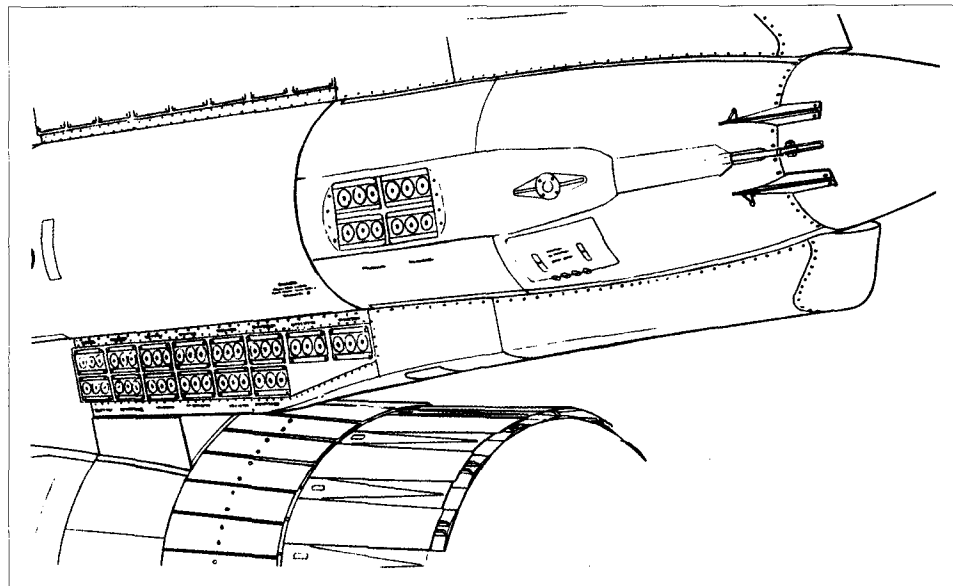
定飞行任务。如飞机角度和高度的稳定、自动恢复平飞、自动爬升和下降、自动跟随各种系统指令飞行、采用信标台信号进行航路飞行、返回基地(RTB)和着陆进场等。

总之,电传飞控系统赋予了苏-33 优异的飞行性能,使其操控性能接近了欧美三代战机的水平。但同时我们也应该看出,采用多余度模拟电传飞控系统无论是在精确性、可靠性还是抗干扰性方面还较欧美国家普遍采用的多余度数字电传飞控系统有一定的差距,这是俄今后的努力发展方向。

### 通信导航系统

通信设备是飞行员用来与地面空中交管部门和飞机之间交换信息的重要系统,苏-33 的通信设备与苏-27 一样,主要包括R-800L VHF 无线电台、R-864L HF 电台、P-515 机内通信系统和P-503 无线电通信记录器。无线电台的天线安置在垂尾端部透波的玻璃钢整流罩内,为编队的飞机之间交换信息,此外苏-33 的通信设备还包括编码通信设备,在战机编队之间提供两级战术数据交换。苏-33 的导航设备包括带A313 数字计算机的A-317 近程无线电导航系统、A-611 指点标接收机、IK-VK-80-6 姿态与航向基准系统,此外还包括ARK-22 (A-318) 自动无线电罗盘。近程无线电导航系统用于沿预定航路飞行,或者返回原来机场,系统装备有仪表着陆系统设备,可以人工、自动和指令模式工作。机载近程无线电导航系统还可以接收来自地面导航台信号。信号由布置在机头和尾段的POTOK 天线馈送系统天线接收。惯性导航系统是一种线性陀螺和线性加速度计构成的平台式惯性导航系统,由于没有导航计算机,无法独立进行经度、纬度导航参数计算,导航参数必须依靠和无线电导航系统共用的导航计算机来进行,精度较低,因此苏-33 单独依靠惯导系统无法进行精确导航和执行对地攻击任务。自动无线电罗盘主要是依靠专门的无线电信标台,通过测量飞机与无线电信标台的相对方位——即飞机航向与信标台之间的

苏-27 机尾的红外/箔条干扰弹发射器,苏-33 的发射器与之相似,只是位置安排有所不同。



挂在苏-33 翼尖的就是电子对抗吊舱。由于苏联缺乏专用的大型电子战飞机,因此为作战飞机研制了专用电子对抗吊舱,挂装在战斗机上,为编队提供电子掩护,编队中其它飞机就不必占用挂架来挂装这种吊舱。水平夹角来进行空中导航的。

### 电子战系统

随着现代战争高新技术的日新月异,没有电子对抗系统的飞机在现代战场上是无法生存的。机载电子对抗系统是作战飞机装备的电子战系统,通常由雷达告警接收机、有源干扰设备组成。用于对敌方威胁辐射源进行截获、识别、处理,向飞行员提出告警信号并使用干扰系统实施电子压制和欺骗,以保证载机的安全。电子对抗系统目前已成为了系统化的综合对抗系统。苏-33 的电子对抗系统由SPO-15LM 全向雷达告警接收机控制的主动干扰机和诱饵弹投放器组成。全向雷达告警接收机可在360° 范围内探测接收来自地面和机载的S 和Ka 频段上的脉冲雷达和频率捷变雷达,在座舱内显示辐射信号,以灯光方

式向飞行员告警,并且由飞行员采取规避或施放诱饵弹干扰等对抗措施,机上采用的主动干扰机和在机翼翼尖处外挂的主动式电子干扰吊舱,积极干扰机用以对敌方的连续波或准连续波雷达、脉冲雷达实施压制性、欺骗性和对映性干扰;消极干扰投射器可以投放箔条和红外干扰弹,对敌方雷达和红外制导导弹实施干扰。

### 结构材料

由于苏-33 是在苏-27 基础上发展而来的,为了达到舰载战斗机的性能要求,苏-33 在结构布局、制造工艺和材料加工和应用上都作了大量的改进,主承力机构采用大量的钛合金结构。为了减轻结构重量,钛合金焊接结构主要集中在中央翼和后机身。主要承力结构包括框架、梁、桁架、壁板等,特别是在机翼和尾翼的折叠部分,通过增加桁架加强了机翼的结构强度。起落架以及尾锥附近的拦阻钩等部件附近的框架、梁结构也进行了加强,此外后机身部分蒙皮也是由钛合金焊接后拉伸成型。次承力结构采用大量的硬铝和铝合金,对有些易腐蚀部件进行了抗锈蚀的处理,除了机头整流罩和空气舵面外,机翼部位相应采用碳纤维复合材料来代替原来的铝制金属蒙皮,在减轻重量的同时增加其抗腐蚀性。此外在制造过程中受力件大量采用模锻件整体数控加工,整体壁板化铣以及材料调治等强化工艺,体现了结构设计和整体制造的较高水平。总之通过合理的总体布局,先进的材料技术和加工工艺,使苏-33 的空重达到18.4 吨,比原来的苏-27 增加了两吨多。虽然在航空材料上较西方国家相比还具有一定差距,但却在原苏联较落后的工业技术上达到如此程度,可见其整合能力是相当了不起的了。

(未完待续)