

F-111飞机液压系统 及其附件



国外航空编辑部

1972.5

853
98

国外航空技术专题资料
F-111飞机液压系统及其附件

*
国外航空编辑部

北京市第1652号信箱

(内部发行)

*
1972年5月 书号(外) 72003

0.60

目 录

1. 变后掠机翼的液压—机械伺服机构.....	1
2. 液压功率的分配.....	6
3. 液压功率供给系统.....	9
4. 水平尾面伺服作动筒的工作原理.....	13
5. 液压冷却系统.....	17
6. 扰流片系统.....	21
7. 组合式起落架和减速板系统.....	24
8. 刹车控制系统.....	29

变后掠机翼的液压—机械伺服机构

当驾驶员操纵座舱里的一个伸缩喇叭形滑动件时，机翼就后折了。这种能力使 F-111 成为一架能短距着陆、远距亚音速巡航飞行经济、能在低空（译注：作者吹嘘为树顶高度）作超音速攻击或在 19.31 公里（12 哩）高度以 $M=2.5$ 进行快速飞行的飞机。使该机成为实用的多用途飞机的关键是借助高升力装置改变变后掠机翼。

变后掠机翼和装在机翼上的高升力装置一起使驾驶员能在飞行中改变机翼的几何形状，并使每种飞行方式都具有最佳气动性能。高升力装置主要包括后缘襟翼和前缘缝翼，它能改变机翼几何形状以适应极低速飞行，例如，在起飞和着陆时，机翼后掠系统允许改变机翼前缘角以适应更高速飞行。

机翼后掠作动系统是一个随意定位的闭合回路伺服系统，包括一对由液压马达驱动的收放螺杆，机械同步连接器、液压—机械伺服阀、控制机构和输入与反馈机构。这些装置在机内的布局如图 1 和图 2 所示。

性能要求

在选择设计方案过程中，对于机翼后掠作动系统来说，要求必须做到：

1. 在旋转载矩大到 1936 公斤-米 (1.4×10^6 吋-磅) 的情况下也能使机翼后掠。
2. 承受 1936 公斤-米后动（张力）止动负载，而无结构损坏。
3. 一般地承受大到 10369 公斤-米 (7.5×10^6 吋-磅) 的静态机翼转矩。

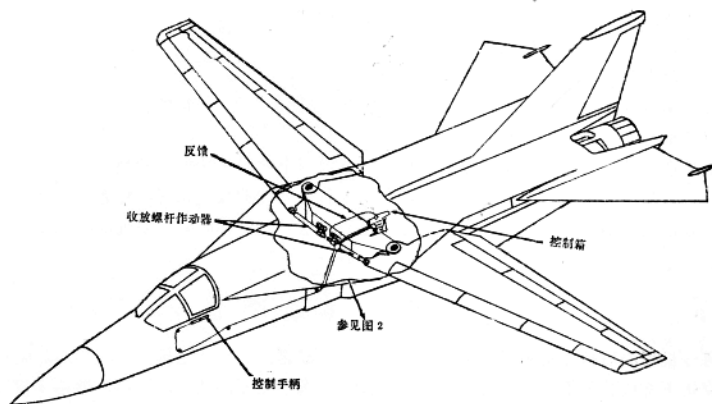


图 1 驾驶员用一个手柄容易地控制机翼后掠作动器。每一机翼有一单独的旋转点。

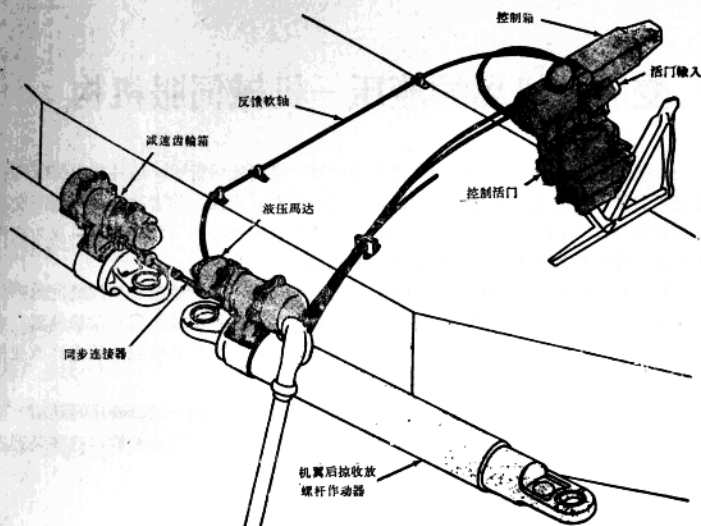


图2 机翼后掠收放螺杆作动器直径约为15.24厘米(6吋)，收同时杆长约为142.24厘米(56吋)，伸出时则为220.98厘米(87吋)。定排量液压马达在6000转/分时，其流量为每分钟145.471升。

4. 能改变机翼到不后掠的着陆形状，并且保持了主飞行操纵系统的可靠性。
5. 保持确实的机翼同步。

F-111 机翼的气动力设计使其在大多数亚音速飞行状态下，机翼固有的偏航负载使不受限制的机翼向前移动。此特性导致了对具有下述特征的一种系统广泛地探讨：

1. 使用一套公用系统液压传动。
2. 静态时用机械方法锁紧。
3. 紧急状态(超过气动力设计允许条件和/或发动机停车)时借助简单锁松开，气动力使机翼的后掠角变小。

最后选定的不可逆的爱克姆收放螺杆系统是由两个液压马达供给动力的，两个系统各装一个马达。按定义来说，理论上的可靠性与主飞行操纵传动装置相同，它并不需要应急方式。结果证明比超过气动力设计允许条件的单一系统要轻便和简单。系统简图如图3和4所示。

机翼后掠作动装置

每一机翼的后掠作动装置包括一个收放螺杆、减速齿轮箱和定排量液压马达。采用细螺矩爱克姆形螺纹收放螺杆就不再装制动器，离合器或其他锁紧装置，也不需考虑了超过气动力设计允许条件。

两个减速齿轮箱和以中速旋转的连接轴配合起来，这样机翼就同步了。一个作动器包括

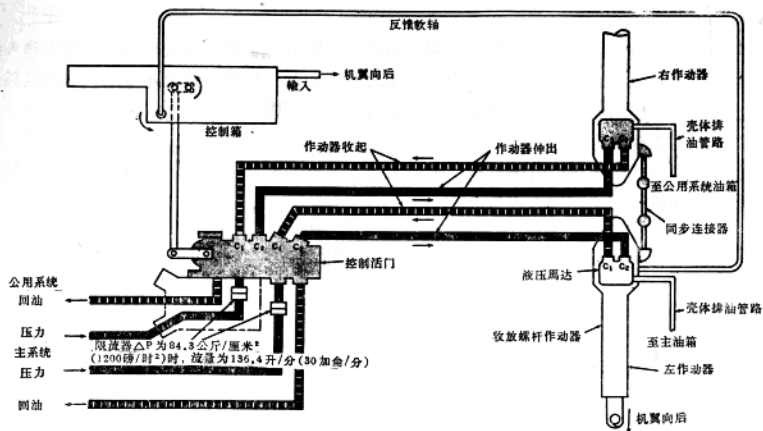


图3 主液压系统或公用液压系统, 虽然后者速度慢些, 但却能单独使两个机翼改变后掠。

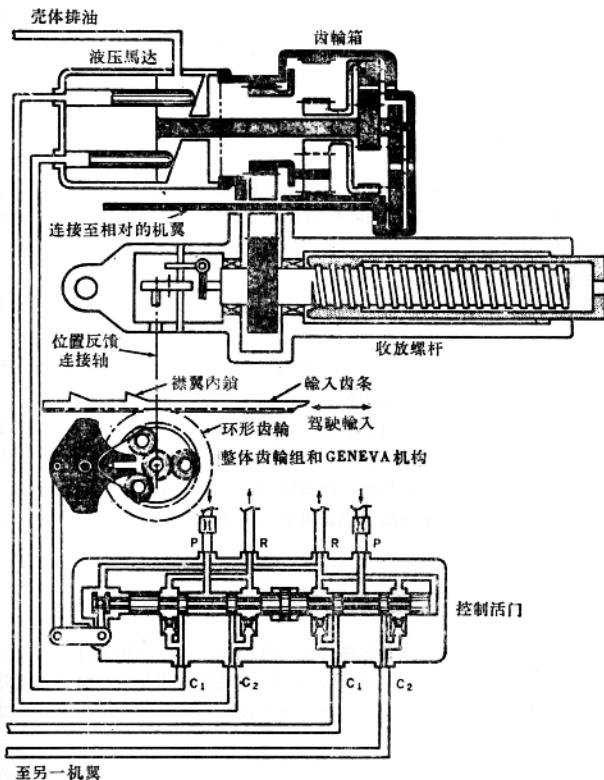


图4 加在机翼后掠伺服作动器系统的 Geneva 机构的小量输入运动使伺服阀阀塞快速移动, 通过其全程。

位置反馈的转动输出。

一个作动器由主液压系统提供液压能，而另一个则由公用液压系统提供。总液压输入约为115马力，名义上两个系统各为一半。如需要的话，单一的液压系统和马达能使两机翼变更后掠。传动功率经由同步连接器传递。不工作的马达由伺服阀中的抗空穴活门卸载。由于两个系统的正常工作获得与主飞行操纵系统相同的可靠性，所以没有装“应急”作动系统。驾驶员通过操纵座舱中的线性滑板手柄，来控制随意定位的机翼。此手柄由推—拉挠性钢索机械连接到控制机构中的一输入齿条上。

液压—机械伺服系统

控制机械的中心是一套行星齿轮装置，有以下部分：

伺服机构输入（指令机翼位置）用的内啮合齿轮。

伺服机构输出（实际机翼位置）用的太阳齿轮。

伺服机构误差（机翼位置误差）用的行星摇臂。

如图4所示，输入齿条靠转动内啮合齿轮给伺服机构以“指令”。行星摇臂转动的结果造成伺服机构的误差。误差信号通过一单独的锯齿状的 Geneva 机构。该机构在较小的误差情况下使短冲程伺服阀饱和，然而仍允许无限制的驾驶输入。位置反馈由一挠性轴提供，该轴使控制机构中的太阳齿轮与收放螺杆的旋转驱动器相连。

双重伺服阀

带有曲柄输入的一串联伺服阀装在控制机构上，接收来自控制机构的 Geneva 机构的输出作为它的输入。伯努力（Bernoulli）力增益和峰值必须小心地加以控制。因为力增益或峰值的高数值都将经 Geneva 机构增益而回输，造成与动态操纵力相关的很高的爆发力。出自同样理由，阀的最大允许爆发力为0.454公斤（一磅）。

阀输入曲柄有一个从输入处到阀塞的比率为2.90:1。总输入冲程为±12.3毫米，(0.485吋) 其串联组件的每一半在105公斤/厘米² (1500磅/吋²) 的净压差时，正常增益每厘米为934厘米³/秒。(每吋为577吋³/秒)。阀的每半部包括两个抗空穴止回活门，以防止一套系统中的一个泵不工作时产生空穴现象，如果该系统完全不工作，可作为一个作动器提供卸载。

在正常情况下，液压功率不断地供给伺服阀。零位时，阀腔压力保持在不超过21公斤/厘米² (300磅/吋²) (高于回油路)，这借助在阀内设计对应的余面来达到。这样低的中压使爆发力和马达的最小旋转压力减至最小，从而得到最佳的伺服回路临界值和分解特性。另外，因减少旋转件的稳态轴向负载和使静态漏泄尽量减小，从理论上讲马达的寿命得到了改善。

伺服回路的性能

在零位周围，伺服回路增益开始是一个比较缓慢的时间常数0.3秒。在约为百分之十六的伺服位置误差状况下出现饱和，同时，高压管路内的简单限流器达到饱和速度控制。机翼后掠系统的实际性能曲线如图5所示（此特殊后掠是在无负载的条件下）。输入基本上是图上机翼指令曲线所示的一个阶段。

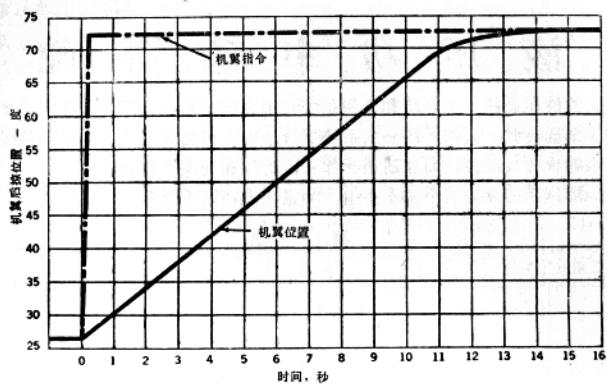


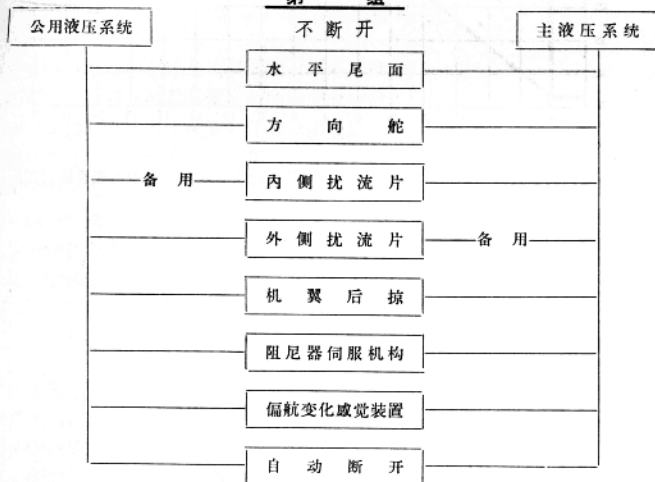
图 5 此机翼位置曲线是无负载的，但基本上是在1g飞行状态下典型的亚音速后掠。

液 压 功 率 的 分 配

两个独立的液压系统（主系统和公用系统）组合在一起构成操作部件，主要是向飞行操纵系统提供了两套能源。公用系统和主系统平行地向飞行操纵系统的主要部件提供液压能。它还供给该系非作主要部件，而且还用于起飞，着陆和地面工作设备。

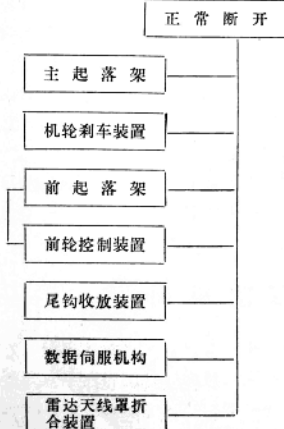
F-111 的液压功能分为三个基本小组，如系统方块图 1 所示。

第 一 组



第 三 组

“简洁”飞行布局时正常断开，若主系统发生故障时也能自动断开。



第 二 组

若主系统发生故障时自动断开。

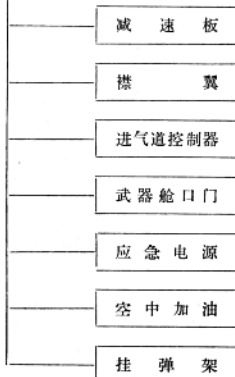


图 1 功率分配

第一组由飞机飞行操纵系统的主要部件组成。该组从主系统和公用系统得到液压能，它也是唯一从主系统得到液压能的一个组。虽然液压能可从公用系统得到，但第一组总是首先从主系统得到。一旦主系统出现压力损失时，公用系统就自动关闭所供给的其他全部部件，节省公用系统的液压能供给飞行所必需的部件。

第二组由一些在正常飞行中使用的部件组成，但它们不是维持飞行操纵的主要部件。该组的液压能只从公用系统中得到。当公用系统本身出现压力损失或当主系统发生故障，公用系统对该组供压自动关闭而处于应急状态时，则需由电动或气动蓄压器对其供压。

第三组由一些单独与起飞、着陆或地面工作状态有关的设备组成。该组仅从公用系统中得到能源。随着起飞之后飞机达到“简洁”的布局形式时，这一组立即被断开。当主系统和公用系统中任何一个发生故障，而处于应急状态时，同样需由电动或气动蓄压器对该组提供应急能源。

减小漏油

液压功率分配系统是根据维护方便和整个系统具有可靠性这两个原则来进行安排的。必须严格注意使系统中潜在的漏油点减到最少。采用分油装置和特殊形状接头比标准接头组件好。各个部件可组合到组合件内，这样可使互接管路的尺寸缩到最短。

在某些情况下，分油装置和组合件可单独组合在一起。例如，在每套系统中，高压过滤器组件包括单个的高压过滤器和该系统的每个泵的压力开关，与泵组成整体式的分油装置以及系统的高压卸荷活门。在公用系统中，该组合件还包括特殊作用活门。此活门起再分配分油装置作用以及能自动关闭或手操纵关闭或使系统的某些部分断开。

管路的尺寸

根据压降和脉动压力来确定管路的尺寸，而不采用限定任意油液速度的方法。采用第一种方法，常常能比一般推荐的按油液速度的方法计算管路尺寸要小些。以压降和脉动压力作为计算基础，可以得到重量和空间较好的经济性。同时也克服了与获得较大尺寸的管路和接头的无漏油装配有关的一些问题。

二级过滤

系统的高压管路和回油管路均需过滤。所有的过滤器绝对过滤细度均为15微米，并装有可换式滤芯。所有油泵压出的油液在离开泵时即被过滤。回油管路的油液必须在返回油泵之前或再次与油箱的油液混合之前进行过滤。

对含有很多的磨损微粒的油液（如从泵壳体排出的或从马达壳体排出的）应分别给以过滤。高压管路过滤器无旁路。所有过滤器（高压管路和回油管路）都带有突升式压差指示器，当滤芯的负载达到不能承受时，这些压差指示器就突然升起。

轮舱是集中检修点

主起落架舱作为系统的地面维护集中检修点。在需要正常地面检修时，除飞行操纵系统

蓄压器外，所有的检修点都可以通过主轮舱达到。油箱、高压和回油路的过滤器、刹车蓄压器、手摇刹车泵和气动蓄压瓶都装在这一区域内。

两套快速断开连接装置（每个系统一个）可向任一系统或两个系统提供地面液压动力。这二套连接装置位于机轮的外侧，所以在地面检修时，连接软管不会妨碍机械装置的运转。整个系统的维护工作，除泵外均可通过早已普遍应用的地面辅助设备进行检查。

如对提供的要求没有限制的话，液压油、密封件和有关材料的最近代研究成果将更多地应用到系统设计上而获得好处。但是，由于这些要求而使系统性能或某些特性不协调。F-111的液压功率系统表明了由于良好的设计，先进飞机所要求的安全可靠的系统在现代技术条件下是可以设计出来的。

液 压 功 率 供 给 系 统

设计液压系统以适应先进飞机的高性能要求是困难的，然而有一个附加的要求，即这个系统必须设计得能采用已在美国空军和海军飞机设备中通用的地面辅助设备和材料。这一要求将 F—111 飞机液压系统限制在军用规范 MIL-H-5440C 第 II 型 210 公斤/厘米² (3000 磅/吋²) 液压系统的要求范围内。

这种飞机液压系统设计成具有最大的可靠性、重量轻、结构简单和紧凑。它具有两套独立平行工作的闭式系统，向主要部件提供两套动力，诸如向飞行操纵系统供压。另外，对于非主要部件，正常工作所采用的液压动力仅由一套液压系统供给。电动或气动备用蓄压器只作应急使用。

主液压系统仅向主飞行操纵系统提供动力。公用系统与主系统平行地向主飞行操纵系统供压，并且也供给所有其它的液压驱动的辅助系统。当两套系统都正常工作时，保证所有使用部件的全部性能。两个系统中的任何一个在应急情况下均能供给适合的动力来操纵飞机的安全。

系统的动力发生装置借助飞机的双发动机结构作了安排。主系统和公用系统各自均由两个直接由发动机驱动的泵供压；每一系统中的一个泵由左发动机驱动，另一个则由右发动机驱动。这就使两套系统具有两个动力能源。当一台发动机发生故障时，避免了任一系统的完全损失。即使这种安排比其他形式要重些，但能具有更好的可靠性。图 2 表明了在不同故障情况下，系统负载和比例功率的比较。

单个地和综合地分析每个系统，以确定其工作所需的功率大小。在所要求的时间内，发动机和相应的泵的转速是影响液压动力供给系统尺寸的因素。

负 载 要 求

在着陆进场期间，因发动机速度较低，液压动力约为系统功率的 60%。此时液压动力主要向飞行操纵系统提供。虽然在着陆过程中操纵面负载是比较小的，但操纵面高速率所要求的大流量则必须达到。在着陆进场期间，有效流动所需的流量比例是最大的。分析表明：适合着陆进场要求大小的系统将满足在其他所有情况下的功率要求。

油 泵 的 选 择

每一系统所需的功率峰值为 150 液压马力，这在同量级飞机中是高的。提供这种功率的四个泵是相同的。泵的速度能达到较高而仍具有可靠性。系统油泵是压力补偿式变流量型的，每个都能在工作压力为 217 公斤/厘米² (3100 磅/吋²) 和 5800 转/分条件下具有 192.9 升/分 (42.5 加仑/分) 的输出流量。用比较高的速度来操纵系统可达到良好的功率/重量比。每个泵的重量约为 8.165 公斤 (18 磅)。使用的液压油是 MIL-H-5606，其最高温度为 135°C (275°F)。

为了简化维修，采用接合器和 V 形夹紧装置将泵连接到发动机附件传动座上，而不采用通用的组合双端螺栓连接法。图 3 为油泵的剖视图。

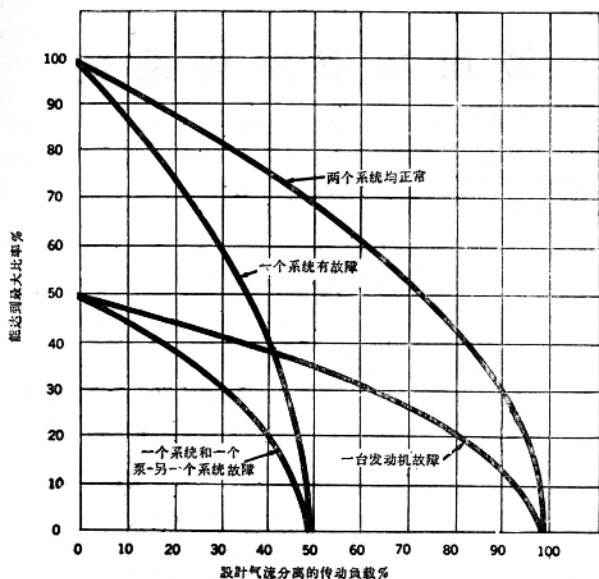


图2 除两套系统完全发生故障外，在任何情况下均向主要部件提供液压功率。

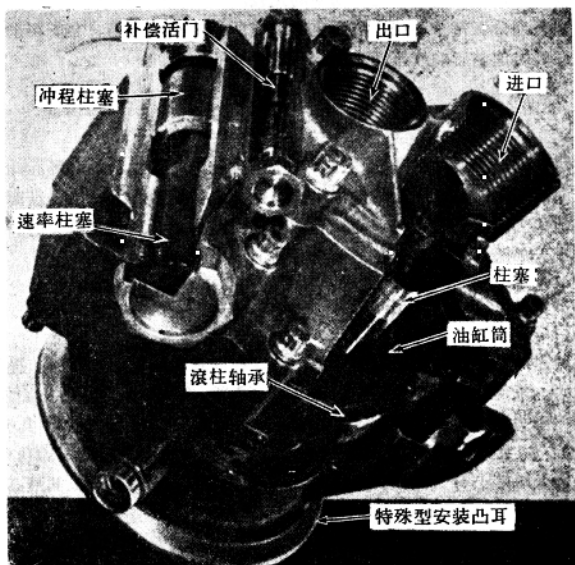


图3 油泵剖视图。高转速获得良好的功率/重量比 (75液压马力/8.165公斤 (18磅))

泵的冷却

油液连续通过每一个泵的壳体来冷却泵。泵内机械损失所产生的热量借助壳体内部的油液流动从泵中传递出去,直到系统冷却器,冷却器内的剩余热量在与系统油液剩余部分混合之前即被排除。

由于油泵以高速旋转,有产生局部空穴的倾向。对泵的输入回路给以特殊的考虑来克服这一问题。在正常工作温度时,泵进口处的最小允许压力为 3.16 公斤/厘米^2 (45 磅/吋^2)。这一压力借助对系统油箱增压来保持。由于油箱和泵进口之间大流量时产生压降,油箱必须具有 6.32 公斤/厘米^2 (90 磅/吋^2) 的最小压力,才能保证油泵具有 3.16 公斤/厘米^2 (45 磅/吋^2) 压力。

回油通过双通道回路流到泵的进口处。在要求小流量情况下,所有系统的油液均流回到油箱。此油箱起空气分离器和会聚点的作用。油液从油箱流进冷却器,再回到泵的进口。泵进口压力就是油箱的压力,因为从冷却器到泵进口之间的压降较小。

回路适当地控制着系统的平均稳态流量而不会导致泵进口压力的过度下降。然而,从重量和空间的观点出发,将回路做得足以容纳大流量则是不经济的。

在大流量情况下,油液流向附加的低损失回路,该回路使油箱和冷却器旁路。一部分回油油液通过此回路经由专用油箱旁路活门直接流到泵进口处。此活门感受油箱进口和冷却器出口之间的压差,当此压差达到予调值时,旁路活门打开,允许泵进口流量的一部分通过交替的低损失回路。当所要求的压差下降到正常情况时,旁路活门关闭。图4表明泵进口流量和压降的特性。

系统的两个油箱有一个活塞式油气分离结构。它们最低限度增压到 6.32 公斤/厘米^2 (90 磅/吋^2),使泵具有合适的进口流量。另外,储存了备用的油液。该油箱的作用如同回油管脉动阻尼器和系统中心空气会聚和泄放点。

油箱的尺寸与其各自的系统相配。该尺寸是包括在系统中所包含的全部油液和由系统供给的附件排量差的函数。主系统中油液总量为 50 升 (11 加仑),公用系统则为 109.1 升 (24 加仑)。这种差额反映到系统油箱;主系统具有一个最大容量为 18.2 米^3 (640 吋^3) 的油箱,而公用系统油箱容量则为 52.1 米^3 (1840 吋^3)。

这种油箱也适应油液热膨胀和收缩。基于这一理由,油箱中实际的油液容积在给定时间内取决于系统的大部分油液的温度。为了便于维护,每个油箱装一个温度计、用以指示局部油箱温度。由于回油油液连续地强迫循环、确保了这一温度代表整个系统的温度。

油箱气动增压系统是多套的,这是因为油泵进口压力是很重要,并要求系统具有高度的可靠性。油箱中需要的压力为 $6.32 \sim 7.03 \text{ 公斤/厘米}^2$ ($90 \sim 100 \text{ 磅/吋}^2$),以确保泵足够的进口压力。高达 35.1 公斤/厘米^2 (500 磅/吋^2) 蓄备压力在油箱中调节到 $6.32 \sim 7.03 \text{ 公斤/厘米}^2$ ($90 \sim 100 \text{ 磅/吋}^2$)。把低压减压活门调至 7.7 公斤/厘米^2 (110 磅/吋^2) 来防止产生剩余压力。采用发动机放气平行增压系统,在万一正常的空气压力供给减少或损坏的情况下起一种备用作用。在向压力调节器和油箱系统供给放出的空气之前,要用化学干燥剂除去备用系统中的水分。

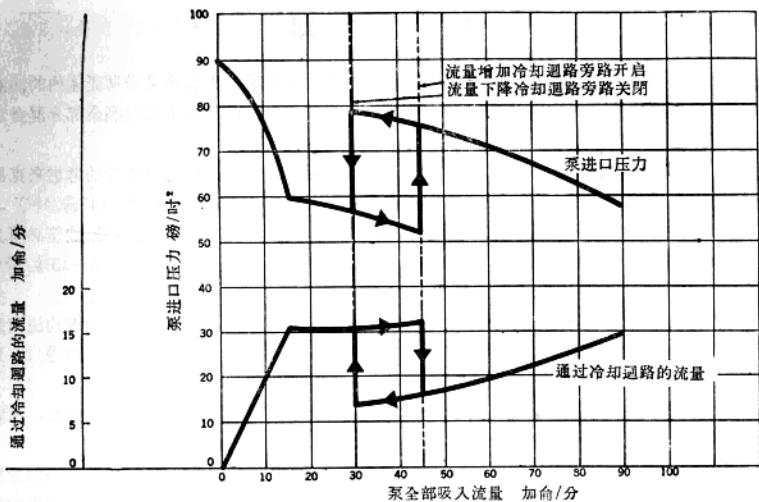


图4 由于泵进口压力下降到予调的最小值，一部分回油通过低损失回路直接回到泵进口处。

水平尾面伺服作动筒的工作原理

变后掠机翼 F-111 飞机的水平尾面使飞机在所有的机翼角度下进行俯仰和横滚控制。

新的设计准则要求翼面的自适应式飞行操纵系统和液压系统成一体。两级液压机式伺服作动筒显示了将滑阀输入力减到最小的一个重大的进步。伺服作动筒中的助力级允许驾驶员用最小的力操纵飞机。

每一翼面装有二个串联伺服作动筒，其中一个安置在舱内、直接位于每一水平尾面的下面。作动筒对舵面的运动通过双臂曲柄传递，这一曲柄与翼面主枢轴和作动筒活塞杆端头相联。水平尾面伺服作动筒反应机械输入给出线性的、成比例的舵面操纵。

操纵输入和增稳系统（阻尼器）产生指令信号，如图 2 所示。这些信号由平行联动装置组件传给每一伺服作动筒。从驾驶杆到滑阀输入的净机械增益是 1.056 : 1。

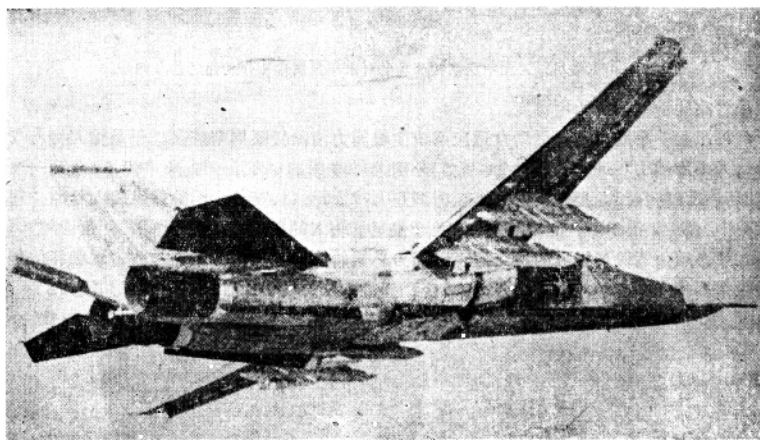


图 1 F-111 的设计要求水平尾面对于所有机翼角度提供俯仰和横滚操纵。伺服作动筒安装在舱内，直接位于每一水平尾面的下面。

伺服作动筒在作动筒活塞杆的无负载的一端采用了位置反馈信号。两个独立的、工作压力为 210 公斤/厘米² (3000 磅/吋²) (每一系统具有 363 升/分 80 加仑/分流量) 的液压系统向每个串联伺服作动筒供压。

既然“简单”是任何设计的主旨，为什么还要采用二级呢？在这种情况下，一个主要的设计问题，特别是滑阀输入力问题的解决，给出了回答。

滑阀的动摩擦力和液动力限制着伺服作动筒。普通的伺服作动筒操作力是：摩擦力为 0.453 公斤 (1 磅) 液动力为 2.7~5.4 公斤 (6~12 磅)。这些力对于 F-111 上的自适应式增稳系统是不适合的。在飞行中，它们将反作用于联动装置而产生低频极限周期振荡，从而

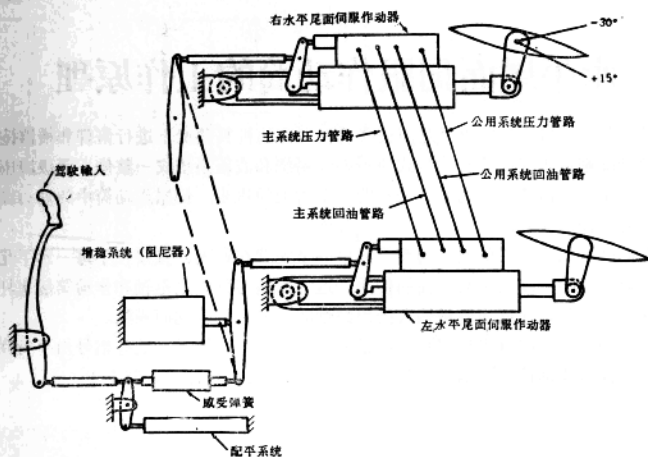


图2 由驾驶员输入和增稳系统产生的对水平尾翼伺服作动筒的指令信号。

导致异常高的增稳系统的增益度。

另外，加一个助力级，借助自适应系统主级阀力消除极限周期震荡。于是输入力就成为助力输入动摩擦力和助力级液动力。它们分别为每秒0.216公斤—厘米和0.52公斤—厘米（0.25磅和0.6磅/时）。把最大滑阀操纵力调到0.77公斤（1.7磅），消除操纵输入处的“驾驶杆位移”（Stick Talk）。如图2所示，关于阻尼器输入的接地点是感受弹簧的预加载，这一预加载必须由驾驶员操纵力所克服。滑阀力必须始终超过感受弹簧预加载。“驾驶杆位移”是由阻尼器指令引起的。0.77公斤（1.7磅）相当于在滑阀输入时反映的最佳预压力。

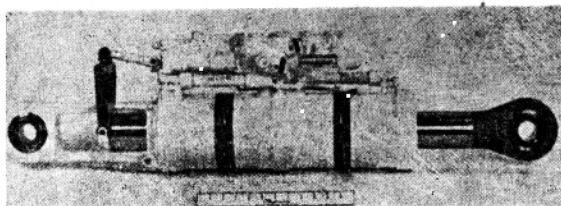


图3 水平尾翼伺服作动筒外观

特殊要求

被助力的主级是对于滑阀输入力一些迫切要求唯一的解决方法。但是，这种解决方法所产生的相应的要求也必须加以解决。

当两套或一套液压系统工作时，为了维持滑阀力，助力级必须具有向两套系统供压的能力。

由于同步问题和小输入力的要求，选择了异（Either-Or）助力设计方案来代替同时助