

飞机动力装置 使用可靠性

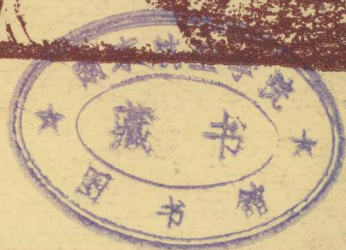
〔苏〕 K. II. 阿列克塞耶夫 著

叶惠民 刘中和 译

颜万亿 校



国防工业出版社



FEIJI DONGLIZHUANGZHI
SHIYONGKEKAOXING

飞机动力装置使用可靠性

〔苏〕K. II. 阿列克塞耶夫 著

叶惠民、刘中和 译

颜万亿 校



30271265

国防工业出版社

408346

内 容 简 介

全书共六章，阐述了在各种气候及大气条件下飞机动力装置的燃油系统及滑油系统的使用特点及工作可靠性。探讨了动力装置的灭火问题、火灾的可能起因和状态以及防火的措施。对动力装置各系统的使用提出了基本建议。

本书从保证飞行安全及飞机使用经济性的观点出发，制定了对系统的要求。描述了构造、生产及使用的各种因素对动力装置工作稳定性的影响，而这些因素包括大气扰动、结冰、大气温度、湿度及尘埃。叙述了动力装置防鸟撞的问题。对发动机使用可靠性及其对飞行安全与飞机使用经济性的影响给出了估算方法。

本书可供航空工程技术人员及空勤、地勤人员使用。也可供各航空院校及航校师生学习飞机动力装置及飞机维护课程时参考。

ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ НАДЕЖНОСТЬ
АВИАЦИОННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

К. П. АЛЕКСЕЕВ

Москва «Транспорт» 1976

*

飞机动力装置使用可靠性

[苏]К. П. 阿列克塞耶夫 著

叶惠民、刘中和 译

颜万亿 校

*

国防工业出版社 出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

*

787×1092¹/₃₂ 印张 6 124千字

1981年2月第一版 1981年2月第一次印刷 印数：0,001—1,100册

统一书号：15034·2144 定价：0.64元

前 言

现代运输机在极其复杂的大气、气象及天气条件下使用，这些条件包括大气的低温及高温、高湿度及热带性暴雨以及诸如结冰、雷击、鸟撞、大气紊流及尘埃、冰雹等自然界活动因素的影响。对于在上述条件下使用的运输机所提出的基本要求是以低的运输成本达到高的飞行安全性。对飞机的这一要求在很大程度上是由动力装置工作经济性及可靠性来保证的，它们又由对动力装置提出的全部复杂要求所决定。

从必须确保高度可靠性、寿命、经济性、使用维护简便为出发点，可制定下述关于运输机动力装置的基本要求：

确保所规定的飞机飞行技术性能（航程及续航时间、最大飞行速度及高度、爬升率、商务载重）；

在任何规定的发动机工作状态及飞机飞行状态下，在任何预计的诸如地面、飞行和各种机场（包括高山机场、高湿度机场）的使用条件下的工作可靠性；

生存力，即动力装置在其个别零组件发生损坏或故障时保证发动机工作的能力。为此在基本系统中应具有双重的或备份的组件；

着火安全性。除了发动机短舱的灭火系统外，动力装置还应具有发动机内部灭火系统及燃油箱的中性气体充填系统；

较高的寿命，即动力装置长时间工作而无需修理的能力。

此时，按规定的动力装置寿命所决定的它的基本组件及零件的工作时间应比它的初次寿命大几倍；

较小的重量。较轻的动力装置可提高飞机的商务载重，进而改善飞机的使用效率；

较小的阻力。动力装置在飞行中的高迎面阻力大大减少了可用推力，增大燃油消耗量并恶化飞机的全部飞行技术性能；

对各个系统工作的可靠监控。为此，监控系统本身不仅应包括监控仪器还应有各种型式的信号装置；

使用简便，这意味着动力装置操纵的轻巧、方便及可靠。动力装置操纵的复杂化则要求飞机驾驶人员给予额外的注意，因而导致飞机安全性的降低。动力装置的使用简便性是通过各系统的工作，广泛采用电子控制及自动操纵来实现的；

维护简便，即在全日使用、定期工作、更换附件及发动机时接近动力装置中发动机及附件的方便性（可接近性），以确保实施时的高效率。在采用了所谓的快装快卸动力装置后，这一要求可最充分地予以实现。快装快卸动力装置是这样的一种动力装置，它在外场条件下实现动力装置的预装配以及在与飞机无关的专门台架上试车，其目的在于使动力装置装机所费时间缩为最短，即在同一块隔板（发动机防火墙区域）上将动力装置的接头、管路及线路与飞机的接头、管路及线路快速连接。必须指出，如果动力装置可互换，即在必要情况下能保证将它们从某架飞机的发动机舱换装于其它任一发动机舱，则使用从根本上大大得以简化。

通常还对动力装置提出一系列附加要求，视飞机的型式、用途和结构以及飞机上所装发动机的类型、尺寸和构造而定。

工程技术人员及飞行人员应了解对动力装置提出的这些要求，因为不遵循或违背它们可能在动力装置工作中引起严重故障，有时甚至造成飞行事故。

然而，飞机飞行安全及经济性不仅取决于动力装置的合理布局，还取决于它在使用中的完善程度。因此，还必须了解动力装置工作及使用特点，包括偏离上述正常设计的情况。鉴于动力装置的系统中，诸如燃油系统及滑油系统，在很大程度上受到使用条件的影响（燃油偶尔掺有水分、空气渗入滑油、机械杂质进入燃油及滑油等），本书因而着重对这些系统加以讨论。书中对于动力装置受到自然界的及偶然的因素（大气中的结冰、尘埃、紊流以及它的湿度等）影响时的工作可靠性也给予较多的阐述。

目 录

第一章 燃油系统工作可靠性及使用特点	1
1. 燃油系统工作特点	1
2. 对燃油系统的要求	2
3. 燃油系统方案	7
4. 发动机供油的可靠性	8
5. 在特殊飞行条件下保证发动机供油的可靠性	13
6. 燃油使用特性对发动机及飞机燃油系统工作的影响	14
7. 燃油系统使用概述	34
第二章 滑油系统工作可靠性及使用特点	39
1. 滑油系统工作特点	39
2. 对滑油系统的要求	41
3. 滑油系统方案	45
4. 向发动机供输滑油的可靠性	46
5. 滑油使用特性对发动机及飞机滑油系统工作的影响	50
6. 滑油系统使用概述	64
第三章 动力装置的灭火	67
1. 燃油蒸气与空气的混合气的燃爆危险性	67
2. 动力装置起火的原因	68
3. 防火措施	70
4. 灭火系统	71
5. 飞机起火的原因及预防	75
6. 灭火系统使用概述	79
第四章 使用条件对动力装置工作稳定性的影响	82
1. 动力装置工作稳定性的概念	82

2. 压气机工作的气动稳定性	83
3. 发动机压气机工作稳定性的数量估算	99
4. 使用条件对动力装置工作稳定性的影响	100
5. 动力装置工作稳定性裕度的确定	129
6. 动力装置工作稳定性裕度的检验	133
7. 动力装置工作稳定性边界的确定	135
第五章 动力装置防鸟撞	137
1. 飞机与飞鸟相撞	137
2. 动力装置防鸟撞	139
3. 发动机咽鸟时的工作能力	143
第六章 发动机使用可靠性以及它对飞行安全与飞机使	
用经济性影响的估算	150
1. 利用部分相对指标估算发动机可靠性	150
2. 发动机可靠性对飞行安全及飞机使用经济性影响的估算	151
3. 发动机利用率指标	166
4. 按技术状态估算发动机利用率	167
5. 计及发动机可靠性时的空运成本	170
6. 运用综合相对指标估算发动机可靠性	171
7. 各型发动机可靠性的评价	177
8. 计及发动机可靠性时评价发动机技术-经济指标的方法	181
参考文献	183

第一章 燃油系统工作可靠性

及使用特点

1. 燃油系统工作特点

飞机燃油系统用于贮存燃油并在飞机所有规定的飞行状态及高度范围内以必需的流量及足够的压力连续地向发动机供油。现代运输机燃油系统工作特点首先取决于飞机的飞行技术特性、飞行条件、所装发动机的类型及所用燃油的特性。

飞机航程、续航时间及载重的增加，要求机载燃油量大增加。在喷气式飞机的总重分配中，燃油重量可占到飞机起飞重量的 60%。机载燃油量的增大又提高了燃油的流速，在较高的燃油粘度时导致管路内流体阻力的增加。这就会降低发动机主泵进口处的压力，并对燃油系统高空性产生不良影响。同时，较大的燃油消耗量使系统组件的密封性、燃油过滤、加油及空中应急放油问题的解决变得复杂化。因而，燃油系统的构造应满足现代飞机的这些特点，并首先应在流体力学方面达到完善的程度。

在大飞行高度上使用的燃油系统的工作特点取决于下列情况：当绝对压力降低时，由于燃油是易挥发液体，燃油表面的挥发速度增加，除了强烈分离出燃油蒸气外，还析出溶于其中的气体及空气。如果估计到飞机升至高空时泵前压力

下降,因而,从燃油中析出的蒸气、气体及空气促进了气穴现象的急剧发展,则整个燃油系统的高空性下降。大的飞行高度还与大的机载燃油量一样,使燃油系统组件的密封问题复杂化。因此,除了其它重要的要求之外,现代飞机的飞行高度对燃油系统还提出了一系列特殊要求,其中主要是燃油泵的良好气穴特性以及所用燃油的低蒸气压。

还必须指出燃油系统的一系列与飞机飞行高度有关的工作特点。众所周知,飞机在对流层顶区域(10~12公里)内飞行时,由于该区域的大紊流度及其中出现的急流,飞机可能出现强烈颠簸,产生很大的负过载。这时,燃油系统中形成的惯性载荷不仅降低了发动机燃油泵的泵前压力,限制了它的高空性,甚至引起供油中断使发动机空中停车。

飞机在高空长时间飞行时(特别是带有可投放式油箱的飞机),贮于其中的燃油可能受到强烈冷却。这就导致溶于其中的水分结成冰晶。堆积于燃油滤上的冰晶可使得供油量大大下降,因而可能造成发动机空中停车。这种原因引起的供油中断也可能在地面上在冬季使用时因气温骤降而造成。

2. 对燃油系统的要求

对现代运输机燃油系统提出下列基本要求:

(1) 在任何给定的飞机飞行状态及高度(直到实用升限),包括飞机受到负过载作用在内,对于无论是地面或者是飞行中的任何外界空气温度以及在任何机场条件下,都可靠地向发动机供油。

(2) 有足够的油箱容量保证飞机给定的航程及续航时间。在有些飞机上,为了增大航程可采用外挂油箱,其内的

燃油用尽后可在空中投放掉。

(3) 在耗油过程中保持飞机重心范围。为此应制定油箱组的固定耗油程序, 它在正常飞行条件下应自动进行而无需机组人员干预。

(4) 生存性, 即系统失去个别零组件后维持工作的能力。采用单向活门、交输系统(对于多发动机的飞机)、使用带加力状态的燃油增压泵, 在系统最重要的区域复设增压泵以及持续接通增压泵, 将大大提高系统的生存性。为了提高系统的生存性, 有必要使各组件尽量独立, 当其中之一损坏时不致使整个系统工作中断。

(5) 着火安全性。为安全起见, 在有主要燃油管路(特别是高压管路)通过的部位, 应设有灭火设施。所有的接头及附件都应是气密的, 导管应是金属材料的(尽可能采用钢管)。系统的所有金属组件都应接地以防止飞机加油时可能因静电荷而形成火花。为防止油箱在发动机个别旋转零件碎裂的情况下被碎片击中而爆裂, 应设置持久或瞬间(自动)使用的油箱中性气体充填系统。

(6) 系统工作的可靠监控。应在任何飞行瞬间对燃油压力、载油量以及给定的油箱组耗油程序加以特别精确的监控。为此, 除了常用的机载压力表、耗量计及油量表之外, 还应设置信号装置, 尤其是对燃油的危险余油量发出信号装置。

(7) 在地面上借助易于接近的和使用方便的放油开关确保放油。为此应具有使用机载增压泵的可能性。

应排除飞机加油时造成溢油的可能。

为此, 燃油箱应分隔成可防止燃油从飞机内溢流的隔间。

(8) 飞行中, 当机载增压泵损坏时, 在高度不低于实用巡航高度的条件下, 确保可靠地向发动机供油。

(9) 在地面加油或在飞行中消耗油箱内燃油时, 排除系统内形成气塞的可能。

(10) 油箱耗油的完全性。允许有最低限度的不可用剩余燃油。

(11) 重量轻。此时, 不可用剩余燃油的重量要包括在燃油系统的重量内。

(12) 仔细地过滤燃油, 要在进入发动机燃油泵之前滤除机械杂质、磷物及水分。

(13) 从各油箱或油箱组及从附件、管路中方便地放出沉淀。

系统应能以不同类型的燃油工作。从一种类型的燃油换成另一种时不应带来燃油附件的额外调整。

(14) 具有空中放油的可能性。空中放油是在飞机强迫着陆前实施的, 如果飞机的飞行重量大于着陆重量的话。对于着陆重量受到限制的飞机, 需采用空中应急放油系统, 以便在飞机着陆前可靠而安全地从飞机中放出一部分燃油。当一侧机翼油箱内的燃油由于某种原因不能供使用或漏油时, 也可使用本系统以保持飞机在空中的平衡姿态。

空中应急放油系统应保证: 1) 可靠地放油, 首先在于放油活门及其开关可靠地动作; 2) 安全地放油。应采取措施防止燃油落到有着火危险的部位(通过设在距飞机下面较远处的伸缩套管或软管引出所放出的燃油); 3) 快速地放油。可借助飞机上的增压泵加速放油。不过某些飞机除了用增压泵增压放油外, 还同时使用重力自流放油; 4) 油箱内的压

力不低于防止油箱压瘪的最低限度压力。正确布置油箱通气系统能做到这一点；5) 可靠地控制放油量。放油量通常是按各油箱组的油量表指示来确定。在某些飞机（特别是图114）上利用集中加油系统的主管路进行应急放油。此时，应急放油活门通常装在此主管路排余油管的末端并从机翼前缘放油。利用主管路系统兼作应急放油时，大大减轻了整架飞机的结构重量。

(15) 燃油箱可靠地通气。油箱通气系统用来使油箱油面以上的空间维持一定的与飞机飞行高度和速度无关的压力。油箱内具有的剩余压力可保证：燃油系统达到给定的高空性；在各种发动机工作状态及飞行状态下防止油箱压瘪；减少燃油的蒸发损失；（在某些情况下）简化飞机集中加油系统的结构布局及油箱中性气体充填系统。

通气系统应在飞机的所有飞行状态中使油箱保持一定压力的条件下以及在飞机受到载荷作用、应急放油、飞机应急下降的情况下，确保可靠地向发动机供油，并在地面及飞行中可靠地防止燃油通过通气出口从油箱中溢出。

在这些情况下，应使通气出口位于无着火危险的部位，并防止结冰及堵塞。

(16) 压力加油。对飞机加油系统的基本要求是最大限度地利用加油车的加油能力以最短的时间连续地使油箱加满燃油。使用压力加油系统，由一个或两个加油点从下面加油可实现这一要求。

飞机的集中压力加油（与通过上表面加油口的重力加油相比较）大大缩短了加油时间，确保可以方便地接近加油口，防止飞机表面受损，并保证地勤人员的工作安全以及使加油

不受气候（尘埃、雨、雪和风）的限制。

压力加油系统应保证：各油箱可同时地或单独地加油；自动限制油箱内允许的最高燃油油面；由最少数量的加油点（一或两点，视油箱总容积而定）加油；可同时使用加油车的几个加油龙头；简便地控制油箱的加满；加油后可迅速而方便地排除加油管路内的燃油。

（17）系统中的流体阻力最小。应使所制造的燃油系统导管的流体阻力较小。同时，所有导管及其接头应有足够的强度，即在静载荷（包括压力骤变时的载荷）作用下导管及其接头具有足够的工作能力。在发动机燃油系统中，压力可达 883 千帕（90 公斤/厘米²）并在发动机起动过程中急剧变化。

耐振性，即导管及其接头在振动载荷作用下有足够的工作能力。为此，导管固定点应选成使充有油液的导管的自振频率不与激振频率相重合。

热稳定性及耐寒性。

耐腐蚀性。

重量轻。提高液体流动速度可减轻导管重量，但流速值受到导管流体阻力的限制。因此，采用软管是不利的，其重量约超过金属导管重量的 2 倍（相同的内径）。

（18）使用简便，即在燃油系统工作时，首先是耗油时，操作及监控的简易和方便。为此，油箱组的耗油顺序应能自动保证而无需驾驶人员干预，并能发出顺序信号及危险余油量信号。

（19）维护简便，即能方便地接近燃油系统的各零组件，首先是需要调整的油滤及附件。此时，进行定期工作及更换附件所费的时间应最短。附件的紧固件应是标准的，快速拆

卸的。加油时间及放油时间都应最短。

除了上述的一般要求外，还对任何具体机种的燃油系统提出种种附加要求，它们是由具体飞机的特点、用途、结构以及所装发动机的类型及构造所要求的。

3. 燃油系统方案

燃油系统方案由飞机总体布局、发动机安装位置、油箱数量及其配置、附件型式和特点以及油箱耗油程序而确定。从确保防火安全性的条件出发，旅客机的油箱主要设置在机翼内，一部分在中央翼内，特殊情况下则在机身内。必须指出，随着飞行速度的提高及采用更薄的机翼，在机翼内安置油箱的可能性越来越受到限制。

油箱或油箱组与发动机供油管路的连接可以是并联（图-104 型飞机）或串联（伊尔-18 型飞机）的。并联连接时，通过总管实现向发动机供油，燃油分别从其余各油箱或油箱组输入总管。串联连接时，通过一个消耗油箱实现向发动机供油，燃油分别从其余各油箱或油箱组输入此消耗油箱。

在大多数飞机中，油箱与发动机供油总管是并联连接的。油箱并联连接时，因某种原因未能由某油箱组供给燃油而造成发动机停车的可能性比起串联连接的要小（根据并联供油方案本身的安装原则）。但是，近几年并联供油系统由于按串联方案的方向进行修改也经历了重大变化。这是因为，在串联方案中由于燃油在油箱组之间转输，从而保证较好地消除气塞，减少了发动机由于这种原因而停车的可能性。

4. 发动机供油的可靠性

能够保证可靠地（以规定的流量及压力）向发动机供油的飞机极限飞行高度称为燃油系统的高空性。

燃油泵的气穴及气穴特性 在飞机开式燃油系统中，随着飞行高度的增加，泵的进口压力降低，导致燃油蒸发并分离出溶于其中的气体。压力继续下降时，燃油蒸发并分离出气体的现象变得如此强烈，以致泵的供油量急骤减少，当压力进一步下降时，则迫使油流中断，供油停止。在这种情况下下泵的工作出现噪音、振动，甚至可能使油泵损坏。

气穴现象的实质是：当燃油沿导管流动时，其轻馏分蒸发，燃油内的气体也随之分离。因此，在油流中形成空穴，其内充满蒸气及气体，并随着压力的下降而增大体积，使油流连续性遭到破坏。气穴造成油流的能量损失，明显恶化油泵的工作条件。

气穴及其发展与泵进口的真空度、燃油蒸气压及燃油温度有关。气穴还与油流的旋涡度有关。在有强烈旋涡的油流中，蒸气及气体的小气泡合并为较大气泡的过程加速，促使油流中断。最易形成气穴的部位是泵进口区，因为当油液流动时那里的压力最低。

气穴不仅能在泵工作的高空条件下产生，而且也能在地面上形成，倘若存在有油泵进口处的压力极端降低的情况（例如，由于冷的燃油或大流量燃油在主管路内流过时流体阻力变大）。为保证泵的正常工作的，油泵进口区前方的压力 p_{pac} 必须大于或在极限情况下等于需用压力 p_{nor} ，此时，消除了从燃油中强烈分离出燃油蒸气及溶于其中的气体的现象，即

$$p_{\text{pac}} \geq p_{\text{not}} = p_n + \Delta p_{\text{кав}}$$

式中 $\Delta p_{\text{кав}}$ ——泵的防气穴压力裕度，帕；

p_n ——燃油饱和蒸气压，帕。

防气穴压力裕度计及影响油泵工作可靠性的大量因素。它与泵的构造、工作状态（转速、流量及压头）、泵的磨损度、燃油物理性质、燃油蒸发速度、溶于燃油内的气体的分离情况以及其它因素有关。因此，防气穴压力裕度是高于蒸气压的压力保证裕度，防止系统的油流中断。

油泵的防气穴压力裕度越小，泵的气穴特性也越好，它的高空性也越高。每种类型的泵的防气穴压力裕度值是通过泵在试验台上的试验来确定的，此时，模拟必要的表征泵在飞机上工作的实际条件，包括高空条件在内。

运用气穴特性可进行燃油泵高空性能分析及燃油系统高空性计算。

气穴特性是当流量及转速不变时泵的出口压力与进口压力的关系，或者是在出口压力及转速不变时泵的流量与进口压力的关系（图1）：

$$\left. \begin{array}{ll} W = f(p_{\text{вх}}) & \text{当 } p_{\text{nac}} = \text{常数} \\ \text{或 } p_{\text{nac}} = \varphi(p_{\text{вх}}) & \text{当 } W = \text{常数} \end{array} \right\} n = \text{常数}$$

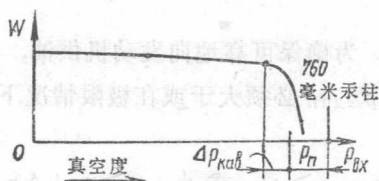


图1 泵的气穴特性