

# 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

# 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、脏物及水分。

(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<sup>2</sup>）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）。为保证泵的工作，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  $p_{пот}$ ，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

$$p_{\text{pac}} \geq p_{\text{пор}} = p_{\text{п}} + \Delta p_{\text{квв}}$$

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

$p_{\text{п}}$ ——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）：

$$\left. \begin{array}{l} W = f(p_{\text{вх}}) \quad \text{当 } p_{\text{нac}} = \text{常数} \\ \text{或 } p_{\text{нac}} = \varphi(p_{\text{вх}}) \quad \text{当 } W = \text{常数} \end{array} \right\} n = \text{常数}$$

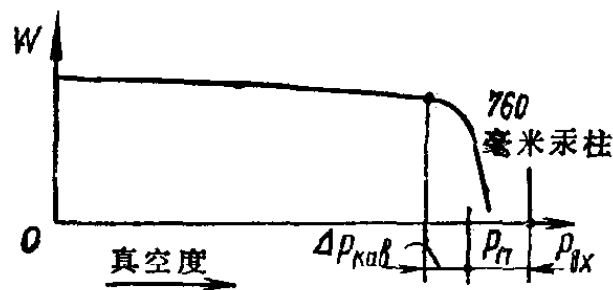


图1 泵的气穴特性

式中  $p_{\text{pac}}$ ——泵的出口压力，帕；

$p_{\text{nx}}$ ——泵的进口压力，帕；

$W$ ——泵的流量，公斤/秒。

气穴特性在已知的温度及一定的燃油蒸气压的条件下测取。

如上所述，防气穴压力裕度值与许多因素有关，并且除了以上指出的外，还与泵的形式及流量有关。对于现代燃气涡轮发动机的燃油泵（柱塞式及齿轮式），小流量泵的防气穴压力裕度为 26.7~53.4 千帕（200~400 毫米汞柱）；大流量泵的则为 147.2~254.1 千帕（1.5~2.5 公斤/厘米<sup>2</sup>）。

**作用于燃油系统的惯性载荷** 飞机改变飞行速度及航向时，系统内的燃油受到惯性力的作用，如果加速度方向与燃油流动方向相一致，则系统管路内出现阻碍燃油流入油泵的惯性力，而使泵的进口压力降低。如果加速度方向与燃油运动方向相反，则泵的进口压力增大。

但是，并不是作用在飞机上的所有过载都对燃油系统的工作有实际影响。燃油系统易于承受数值较大的瞬时过载，而不宜承受数值较小的持续过载，如果持续过载与发动机加力状态相叠加，当燃油箱远离发动机时，泵前的压力下降可能最为严重。在使用燃油系统时，必须考虑到惯性载荷对它的影响。

如上所述，为确保可靠地向发动机供油，发动机燃油泵进口处的压力  $p_{\text{вхДПН}}$  必须大于或在极限情况下等于需用压力  $p_{\text{пот}}$ ，即

$$p_{\text{вхДПН}} \geq p_{\text{пот}} \text{ 或 } p_{\text{вхДПН}} \geq p_{\text{п}} + \Delta p_{\text{кав}}$$

式中  $p_{\text{п}}$ ——燃油饱和蒸气压，帕；

$\Delta p_{\kappa\alpha\beta}$ ——发动机燃油泵的防气穴压力裕度，帕。

发动机增压泵进口处的可用压力（静压值由于数值小，可忽略不计）由下式确定：

$$p_{\text{вхДПН}} = p_{\text{СПН}} + \frac{v_{\text{с}}^2 - v_{\text{д}}^2}{2} \gamma_{\text{т}} - \Sigma p_{\text{г}} \pm p_{\text{i}}$$

式中  $p_{\text{СПН}}$ ——飞机增压泵（СПН）的出口压力，帕；

$v_{\text{с}}$ ——飞机增压泵出口的燃油流速，米/秒；

$v_{\text{д}}$ ——发动机增压泵进口的燃油流速，米/秒；

$\Sigma p_{\text{г}}$ ——系统吸油管路●的流体阻力之和，帕；

$p_{\text{i}}$ ——泵前的惯性压力，由于飞机飞行速度及航向变化而产生的加速度所引起，帕；

$\gamma_{\text{т}}$ ——燃油密度，公斤/米<sup>3</sup>。

因此，为保证可靠地向发动机供油所需的增压泵压力将由下式确定：

$$p_{\text{СПН}} \geq p_{\text{n}} + \Delta p_{\kappa\alpha\beta} + \Sigma p_{\text{г}} \pm p_{\text{i}} - \frac{v_{\text{с}}^2 - v_{\text{д}}^2}{2} \gamma_{\text{т}}$$

此时，带有飞机增压泵的燃油系统的高空性（不计入阻力损失，油箱内的动压及静压损失由于数值小也忽略不计）将由下式确定：

$$p_{\text{n}} = p_{\text{n}} + \Delta p_{\kappa\alpha\beta\text{СПН}} - \Delta p_{\text{s}}$$

式中  $\Delta p_{\kappa\alpha\beta\text{СПН}}$ ——飞机增压泵的防气穴压力裕度，等于 6.67~20 千帕（50~150 毫米汞柱）；

---

● 此处系指发动机燃油泵进油管路即飞机燃油系统的供油管路。——译者

$\Delta p_0$ ——油箱内的剩余压力，为 4.9~14.7 千帕  
(0.05~0.15 公斤/厘米<sup>2</sup>)。

对所列方程的分析表明，影响向发动机供油可靠性的因素有：发动机增压泵及飞机增压泵的气穴特性、燃油饱和蒸气压、管路的流阻、系统的吸油管路内产生的惯性力、油箱内的剩余压力、发动机油泵相对燃油箱的位置。

油泵气穴特性及系统内的流阻损失对供油可靠性的影响最大。

因此，在使用条件下直接提高供油可靠性的措施是：

向飞机加入不含机械杂质、水分及空气的合格燃油，而这些成分是夹在油流中的气泡形成的及凝聚的中心，因而助长了泵工作的不稳定性（气穴）；

向飞机加入低蒸气压的燃油。尽可能地采用冷的燃油，在这种情况下附带地消除了水从燃油内的析出，因而，虽然系统内的流阻损失有所增加，但消除了油滤的结冰；

当需作长时间飞行时，向飞机加入带有防冰添加剂的燃油（《И》或《ТГФ》液体），这些添加剂本身将使油中含有的水分聚集并溶解，从而防止水分结冰；

减少管路内的流体阻力。为此不允许导管出现腐蚀、压伤及凹陷，特别是在油泵进口前的部位（此处油流压力最低）更应如此。必须注意油滤的完好情况，不允许堵塞和结冰；

保证燃油箱必需的增压。为此，油箱通气口应保持良好状态，不允许髒污、堵塞及结冰，因为这些不良情况将使油箱的剩余压力降低，从而降低系统的高空性并造成油箱变形；

应尽可能地选择气穴特性良好的泵，同时为减少油流的压力损失应改善油泵的进口条件。

## 5. 在特殊飞行条件下保证发动机供油的可靠性

对燃油系统提出的主要要求之一是：在任何飞行情况下，包括燃油箱耗油不均匀、油箱油量较少、飞机受到负过载的作用、一台或两台发动机停车以及其它应急状态，均应保证可靠地向发动机供油。在特殊情况下的发动机供油可靠性，首先由所有构造措施的综合来保证。这些措施有：

多发动机飞机的交输系统，能实现由一组油箱向某组发动机供油：当某台或某组发动机停车时，可以从停车的发动机组的供油油箱用油；当某组发动机的供油油箱所装增压泵损坏时，可从此增压泵损坏的油箱用油；当某组发动机的供油油箱内的燃油流失时，能从另一组发动机的供油油箱供油；当由于某种原因引起某组发动机的供油油箱耗油极不均匀时，可使各组油箱的余油平衡；当某组发动机处于节流状态飞行时，可使这一组发动机的供油油箱额外耗油以平衡各组油箱内的余油。

在消耗油箱由于这样或那样的原因必须制成长而扁的情况下，应在油箱内设置两台增压泵（一前一后）。在这种情况下，如只设置一台油泵，当油箱内油量不多时，空气很可能进入增压泵，其后果是造成供油中断。因此，有时在消耗油箱内设置专用隔间（消耗油舱），使增压泵区域保持有燃油。这一措施主要是在没有过载的，短暂的不稳定飞行状态（在直到 9000 米的较低高度上飞行）时能保证增压泵的稳定工作；

在消耗油箱内设置负过载室，其内安装有活动的集油装置。在负过载作用时，通过负过载室上部的空腔实现供油，燃油在该处集贮，同时，集油装置也随同燃油转动。当飞机

在具有很大紊流及急流特点的对流层顶区的大高度上（超过9000米）飞行，受到通常会出现的较大的持续负过载作用时，这一措施保证了可靠地向发动机供油。

除油箱增压泵（电传动）外，直接在发动机上安装增压泵（ДПН）（由发动机传动）。这不仅提高了向发动机供油的可靠性，同时可降低飞机燃油管路中的压力，进而减少了着火危险性。

## 6. 燃油使用特性对发动机及飞机燃油系统工作的影响

用于判断燃油在不同类型的飞机和发动机中以及在各种情况下使用可能性的燃油基本使用特性有：燃烧热、密度、蒸发性、粘度、稳定性、腐蚀性、低温特性及着火危险性。

除了使用特性外，燃油还有所谓检验特性，据此来识别给定燃油的成分（性质）。基本的检验特性有：碘值、灰分、苯胺点、水溶性、酸及碱的含量以及包括水分在内的机械杂质的含量。

牌号为 T-1 及 TC-1 的航空燃油含有 98~99% 的烃类（烷属烃、环烷烃、芳香族烃及不饱和烃）和 1~2% 的非烃类化合物（含氧类、亚硝酸类、亚硫酸类以及微量的各种金属和其化合物）（表 1）。

由于芳香烃不够稳定，在航空燃油中，限制其含量不超过 20~22%，不饱和烃的含量则不超过 1.4~2.4%。

燃油内非烃类化合物的组成如下：含氧类 0.15~0.2%、亚硝酸类 0.03~0.5% 以及亚硫酸类 0.4~1%。燃油内的含硫量限制在 0.1~0.25%，其中硫醇限制在 0.005%。

表 1

| 燃 油  | 烃 类, %    |           |           |         |
|------|-----------|-----------|-----------|---------|
|      | 烷属烃       | 环烷烃       | 芳香族烃      | 不饱和烃    |
| T-1  | 32.2~23.3 | 34.6~52.4 | 14.3~15.6 | 0.4~0.5 |
| TC-1 | 58.7~62.2 | 24.4~21.4 | 16.2~15.4 | 0.7~1.0 |

装有燃气涡轮发动机的高空高速飞机所使用的燃油应满足一系列与飞机工作的经济性、可靠性及寿命有关的要求。它应具有理想的组成成分，对发动机所有工作状态都应保证燃烧的稳定性；在地面和宽广的外界条件（温度、压力及湿度）范围内飞行时，对于发动机所有工作状态都应保证在燃油系统内不会形成气塞；燃油及其燃烧生成物不对发动机及飞机燃油系统的零件造成不良影响；燃油的组成成分及其性质在长期贮存中不应变化；燃油应具有高的发热量及燃烧完全性、大的密度，而且应是廉价的。

**燃油特性对发动机及飞机基本参数的影响** 燃烧热是燃油最重要的特性之一。发动机的一些基本参数，诸如单位推力、燃油单位消耗率以及进而是飞机的基本飞行技术特性，首先是航程，都直接与之有关。而包括空运费用在内的飞机基本技术-经济指标也取决于发动机的单位参数及飞机的航程。

发动机单位参数及飞机航程与燃油的燃烧热有一定的关系：

$$\text{发动机单位推力} \quad R_{yn} = \sqrt{2 \frac{H_u}{\alpha L_0} \eta_r + V^2} - V$$



$$\text{燃油单位消耗率} \quad C_{ya} = \frac{G_r}{G_b \left( \sqrt{2 \frac{H_a}{\alpha L_0} \eta_r} + V^2 - V \right)}$$

$$\text{飞机航程} \quad L = \frac{1}{A} K \eta_0 H_a \ln \frac{G_{\text{нач}}}{G_{\text{кон}}}$$

式中  $H_a$ ——燃油的燃烧热，焦耳/公斤；

$A = 9.81$ ——热功当量，焦耳/公斤·米；

$\eta_r$ ——发动机热效率；

$\alpha$ ——空气余气系数；

$L_0$ ——燃烧 1 公斤燃油所需的空气量，公斤空气/公斤燃油；

$G_b$ ——发动机的空气流量，公斤/秒；

$G_r$ ——发动机所需燃油消耗量，公斤/秒；

$V$ ——飞机飞行速度，米/秒；

$\eta_0$ ——飞机的总飞行效率；

$G_{\text{нач}}$ ——飞机起飞重量；

$G_{\text{кон}}$ ——飞机飞行结束时的重量；

$K = \frac{c_y}{c_x}$ ——飞机升阻比（ $c_y$ ——升力系数； $c_x$ ——阻力系数）。

按所得公式可见，发动机单位推力与燃烧热的  $1/2$  次方成正比，但燃油单位消耗率则与它的  $1/2$  次方成反比。航程与燃烧热的 1 次方成正比并由燃油的体积燃烧热决定。表 2 给出了燃油的体积燃烧热对飞机航程的影响。由此可见，可按燃烧热判断直接用于发动机及飞机的燃油的能量潜力。