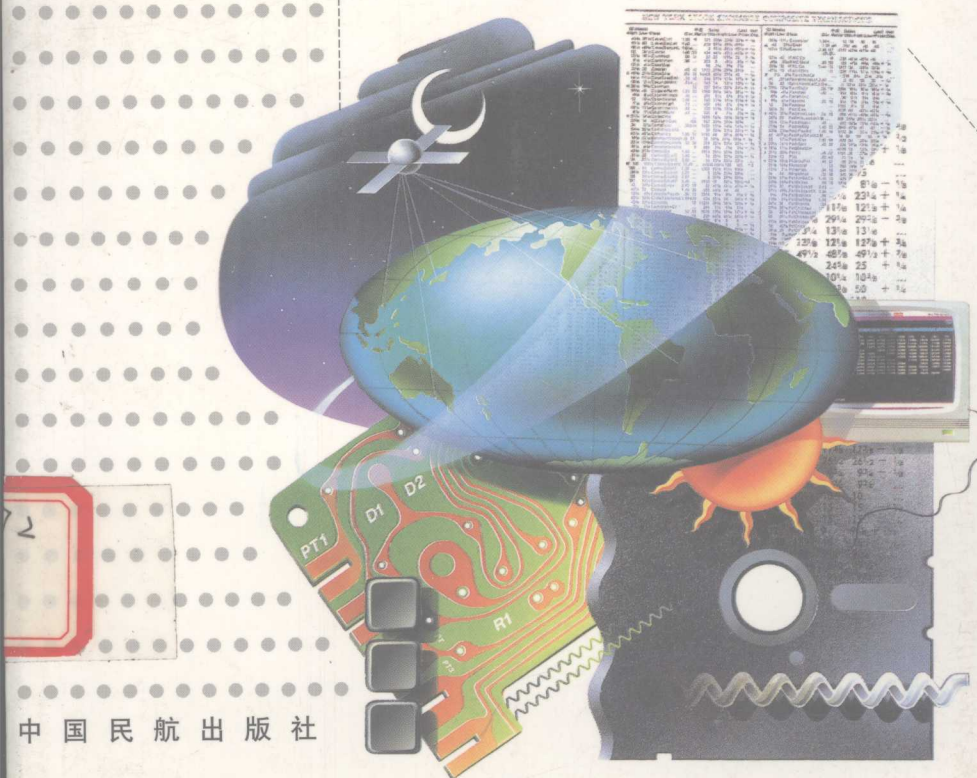


航空发动机 电子控制

现代航空电子丛书

许春生 马乾绰 / 编



中国民航出版社

现代航空电子丛书

航空发动机电子控制

中国民航出版社

图书在版编目 (CIP) 数据

航空发动机电子控制/许春生, 马乾绰编. —北京: 中国民航出版社, 1998. 10

ISBN 7-80110-269-X

I. 航…

II. ①许… ②马…

III. 航空发动机-电子控制

N. V233.7

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (98) 第 23846 号

航空发动机电子控制

许春生 马乾绰 编

出版	中国民航出版社
社址	北京市朝阳区光熙门北里甲 31 号楼 (100028)
发行	中国民航出版社
电话	64290477
印刷	北京市广内印刷厂
照排	中国民航出版社激光照排室
开本	850×1168 1/32
印张	6.75
字数	174 千字
版本	1999 年 2 月第 1 版 1999 年 2 月第 1 次印刷
印数	1-4 000 册

书号	ISBN 7-80110-269-X/V · 111
定价	13.50 元

(如有印装错误, 本社负责调换)

前 言

“发动机电子控制系统”作为《现代飞机电子设备知识丛书》的一个分册，曾于1990年出版发行并受到欢迎，很快销售完毕。该书原稿完成于1987年。进入90年代以来，中国民航又引进一些新机型。为此，在原书基础上，本书做了较大修改，增加了GE-90、V2500、CFM56-5、RB211-524等机型控制介绍，增强全功能（全权限）数字电子控制——FADEC的说明，并更名为“航空发动机电子控制”，使其更好地反映当今世界航空发动机控制技术的发展和水平，为民航系统乃至整个从事航空技术的专业人员提供一本有用的参考书。

本书第一章介绍发动机控制的任务及其发展，说明电子控制基本原理；第二章介绍监控控制，并说明JT9D-7R4E、CF6-80、RB211-535E4、CFM56-3及CT7-2发动机的控制；第三章介绍全功能（全权限）数字电子控制，包括了当今世界民航发动机的最新机型：PW2037、PW4000、CF6-80C2、GE-90、CFM56-5、V2500、Trent和RB211-524；第四章说明推进系统控制的发展及相关问题。

发动机控制技术是飞速发展的一门科学技术，通过本书的学习使读者对发动机控制更为了解，进而更好地使用、维护新机型。由于水平、材料所限，难免有不妥之处，敬请读者批评指正。

编 者

1998.4

目 录

第一章 航空发动机控制概况

- 1.1 发动机控制的概念 (1)
 - 1.1.1 发动机控制的任务和范围 (1)
 - 1.1.2 发动机控制的演变 (8)
- 1.2 典型的传统燃油控制器介绍..... (15)
 - 1.2.1 JT8D-217A (15)
 - 1.2.2 JT15D (22)
- 1.3 发动机电子控制基本原理..... (24)
 - 1.3.1 发动机对电子控制的要求..... (24)
 - 1.3.2 电子控制系统的组成、工作原理、分类..... (26)

第二章 监控型发动机电子控制

- 2.1 监控型电子控制的优点..... (31)
- 2.2 典型监控控制的介绍..... (32)
 - 2.2.1 JT9D-7R4E (32)
 - 2.2.2 CF6-80 (44)
 - 2.2.3 RB211-535E4 (54)
 - 2.2.4 CFM56-3 (62)
 - 2.2.5 CT7-2 (71)
- 2.3 小结..... (79)

第三章 全功能(全权限)数字电子控制

- 3.1 FADEC 的优点 (81)
- 3.2 典型 FADEC 系统介绍 (83)

3.2.1	PW2037	(83)
3.2.2	PW4000	(92)
3.2.3	CF6-80C2	(109)
3.2.4	GE90	(129)
3.2.5	CFM56-5	(141)
3.2.6	V2500	(149)
3.2.7	RB211-524H 和 TRENT	(162)
3.3	小结	(171)

第四章 推进系统控制的发展

4.1	可靠性问题	(175)
4.1.1	一般考虑	(176)
4.1.2	从系统设计和软件方面提高可靠性的措施	(177)
4.1.3	系统研制试验	(182)
4.1.4	其他	(182)
4.2	传感器和信号测试	(183)
4.2.1	传感器	(183)
4.2.2	信号测试	(188)
4.3	数据传输	(190)
4.4	系统工作显示	(193)
4.4.1	EICAS	(193)
4.4.2	ECAM	(195)
4.5	未来发展	(196)

附录	缩略语对照表	(200)
	参考文献	(206)

第一章 航空发动机控制概况

1.1 发动机控制的概念

1.1.1 发动机控制的任务和范围

航空发动机是热机的一种。它将燃料的化学能经与氧气化学反应释放热能，再将热能转变成机械能。航空发动机类型很多。早期有活塞式发动机，现代活塞式发动机继续应用于小型飞机上。燃气涡轮发动机广泛应用于民用航空中，主要是涡轮喷气、涡轮螺桨、涡轮风扇和涡轮轴发动机。现代涡轮喷气发动机比过去有了许多变化，但基本部件还是进气道、压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管。涡轮风扇发动机有不同的风扇结构和涵道比，由于燃油经济性好、低速推进效率高等许多优点，已成为应用最广泛的发动机形式，特别是用于干线飞机。涡轮扭矩发动机主要是涡轮轴发动机和涡轮螺桨发动机。涡轮轴发动机通过轴输出功率，驱动旋翼，作为很多现代直升机的动力；涡轮螺桨发动机在设计上与涡轮轴发动机相似，它使用减速器驱动螺旋桨，常作为支线飞机的动力。还有一些公司研制螺桨—风扇发动机，以期得到更高的发动机性能。这些不同形式的发动机满足各类飞机的需要。

涡轮喷气发动机由热气流高速喷出产生反作用推力。进入发动机的空气经压气机增压，在燃烧室中喷入燃油点燃燃烧，膨胀的气体在涡轮做功，离开发动机时被加速，即离开尾喷管的气体增加了速度能。进入和离开发动机的流体，靠其速度的改变产生推力，可依进口和出口流体的动量的变化确定推力。对于涡轮风扇发动机，当然有相当比例的推力是由风扇加速气流产生的。特别

是高涵道比涡扇发动机，外涵气流产生的推力占到整个发动机推力的主要部分。增大风扇直径成为当代增加发动机推力的一个主要途径。

飞机在不同的飞行阶段，需要不同的发动机推力，即对应发动机有不同的工作状态，也就需要将不同的燃油量供应到燃烧室中。这个供油任务是由燃油系统完成的。发动机燃油系统的主要功能是将清洁的、无蒸汽的、经过增压的、计量好的燃油输送到发动机燃烧室。燃油量的多少则由燃油控制器或调节器给出。当然，发动机除按飞行状态的需要供应不同数量的燃油以外，还需要相应改变一些发动机可变几何形状。例如，为防止压气机发生失速、喘振，需在压气机装有可调静子叶片、可调放气活门或放气带。超音速飞机还采用进气道的几何形状可调和尾喷口面积可调。这些几何形状改变的动力来源于高压燃油，它们的工作由调节器控制。此外，为了提高发动机性能，还有涡轮机匣冷却和涡轮叶片叶尖与机匣间间隙调节，即涡轮间隙控制。发动机的一些主要工作参数要防止超过极限值，例如高、低压转子转速、涡轮排气温度、输出扭矩、推力等等，这些都是发动机控制的任务。

从飞机驾驶舱到发动机燃油控制器，有推力杆、停车杆以及相应的传动钢索、鼓轮、扇形轮、连杆等等。这些操纵系统有时也常称为控制，实际上它们是发动机控制系统的输入变量。发动机控制系统主要是燃油控制以及可变几何形状的作动。至于今后发展的变循环发动机，可变几何形状就更多了，将不仅有风扇、压气机的可调叶片，而且还有涡轮导向器可调，涡轮间隙可调，内、外涵喷管面积可调等，以使在每个飞行状态发动机各个部件的工作都处于最佳工作状态。图 1-1 是变循环发动机的调节变量。对于后面将介绍的全功能（全权限）数字电子控制（FADEC）系统，它所实施的功能就更为广泛了。

发动机燃油系统的范围就是指从发动机燃油泵进口到发动机喷嘴，见图 1-2。

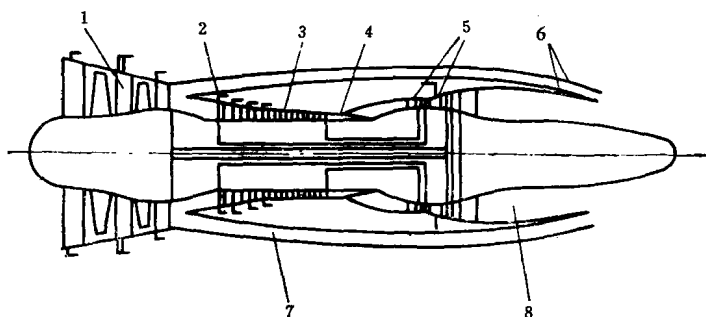


图 1-1 变循环发动机简图

1—可变风扇静叶；2—可变压气机静叶；3—放气；4—内涵油量；5—可变涡轮面积；6—可变喷管面积；7—外涵加力油量；8—内涵加力油量。

图 1-3 是 JT8D 发动机燃油系统部件。从飞机燃油供应系统来的燃油，经增压泵到燃油加热器，然后，经齿轮泵增压后到燃油控制器，再经燃油/滑油热交换器，燃油流量计到增压和泄油活门，最后到燃油喷嘴。

其实，飞机驾驶员并不直接控制发动机，他通过燃油控制器这个中介实施控制作用。因此，近代的发动机控制的基本任务，是在发动机各个气动、热力和机械设计限制之内，提供满足飞机各种工作状态所需要的燃油，并相应调节一些可变几何形状，从而得到安全、稳定的发动机性能及快速响应。

上面提到的限制，典型的气动限制有风扇和压气机的稳定性，发动机进口最大允许的流场畸变（即空气总压、总温的不均匀分布）和紊流；典型的热力限制有主燃烧室和加力燃烧室稳定燃烧的最低燃油/空气比，用于点火的最低燃油压力、温度、最大油气比；机械和结构限制有转子允许的最大转速、喷管调节片最高允许温度、燃烧室机匣最大压力、转子蠕变极限和涡轮叶片金属温度的最大平均值和峰值等。

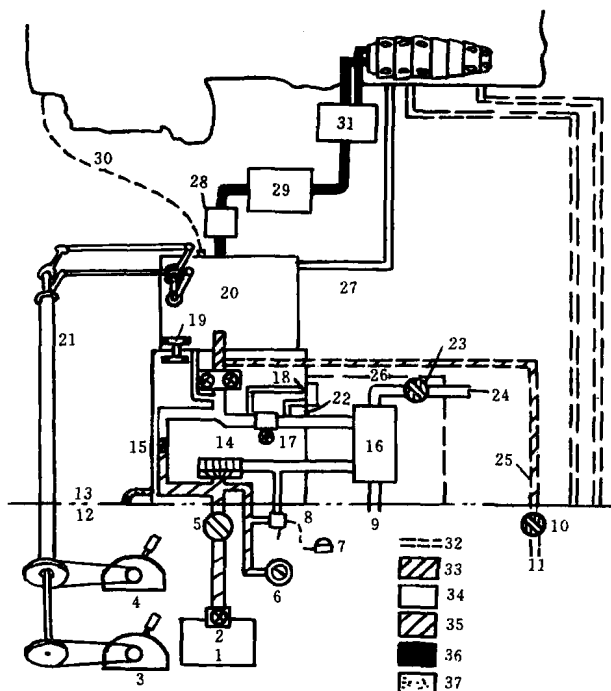


图 1-2 JT8D 涡扇发动机燃油和控制系统

1—燃油箱；2—增压泵；3—燃油停车杆；4—燃油控制杆；5—应急切断活门；6—燃油泵进口压力；7—泵中间级压力警告灯；8—压差电门；9—排气管；10—切断活门；11—到机外或到燃油箱；12—飞机装备；13—发动机装备；14—燃油泵；15—叶轮泵旁通活门；16—带旁路的空气/燃油热交换器；17—带旁路的油滤；18—压差电门；19— n_2 传感器；20—燃油控制器；21—横轴；22—热电偶；23—电操作的空气控制活门；24—高压引气；25—燃油蒸汽通气；26—附加设备；27—燃烧室压力；28—燃油流量计；29—燃油/滑油散热器；30—进口温度传感器；31—增压和泄油活门；32—飞机装备；33—泵进口压力；34—泵级间压力；35—泵出口压力；36—计量燃油压力；37—泄油。

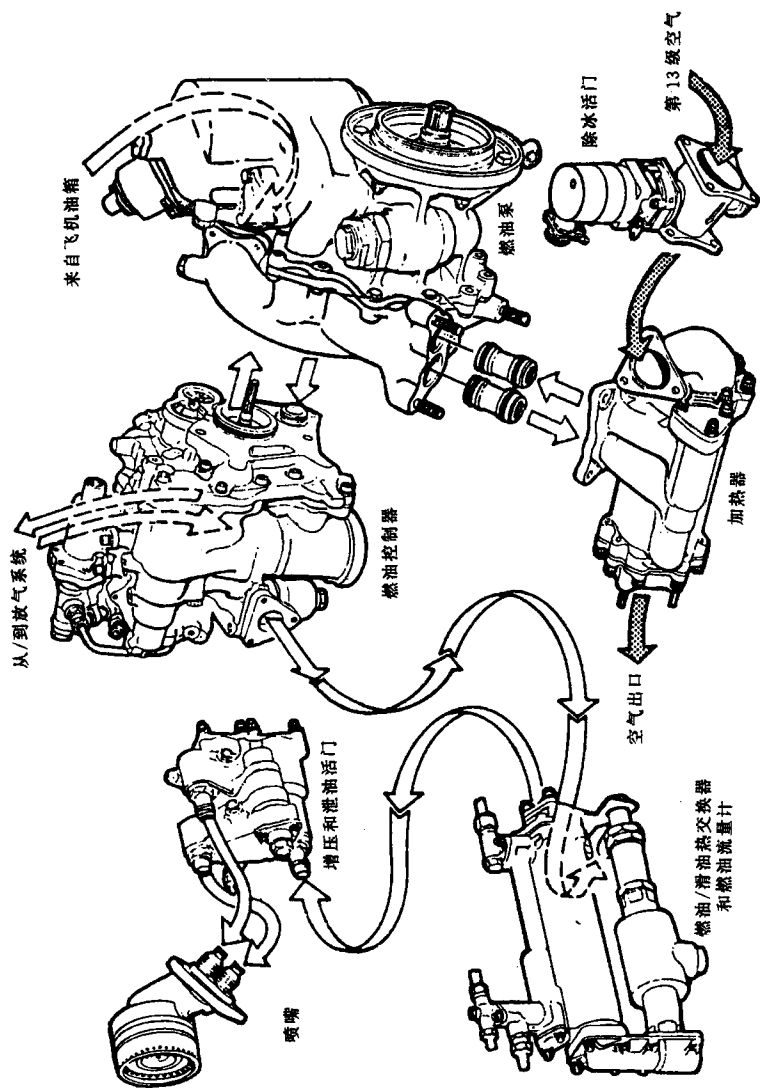


图 1-3 燃油系统部件

如果按照发动机的工作过程，它将包括：

- (1) 在最小热负荷（时间、温度峰值）下启动发动机；
- (2) 调节慢车转速作为环境温度和工作方式（地面慢车、进近慢车）的函数；
- (3) 从慢车状态加速到起飞功率状态，避免不稳定工作区（压气机喘振）和过大的热负荷、机械负荷（压力、温度、转速）；
- (4) 推力杆位置不变，当外界条件（大气压力、温度、马赫数）改变时，再调发动机；
- (5) 发动机从高功率减速到慢车，避免出现熄火、喘振；
- (6) 提供反推力时，避免压气机喘振和低速下继续使用；
- (7) 停车及卸荷。

这些过程是自动进行的，由燃油控制器来完成。

民航飞机普遍采用多台发动机，每架飞机装两台、三台或四台。每台发动机有分开的和独立的操纵系统。驾驶员移动驾驶舱的推力杆时，通过联杆和钢索，将驾驶员的指令传递到发动机上安装的燃油控制器。现代飞机（如可装 JT9D-7R4、CF6-80C2 发动机的 B767）驾驶舱里，在每个推力杆下面，有传感器将推力杆角度（TLA）信号传送到电子控制装置；在燃油控制器上，有另一传感器将功率杆角度（PLA）位置反馈电信号传送到推力管理计算机（TMC）。驾驶舱推力杆不单能由驾驶员手动操纵，也能通过自动油门驱动系统自动地调定。驾驶员还可以简单地移动推力杆，超控自动油门的输入。

推力管理计算机（TMC）和推力管理选择板（TMSP）组成了推力管理系统（TMS），见图 1-4。

推力管理系统是具有几个接口的数字控制系统。接口包括发动机电子控制器（EEC）、数字式大气数据计算机（DADC）和飞行管理控制系统（FMCS）。推力管理系统（TMS）的功能包括推力极限计算、自动油门控制以及发动机指示及机组警告系统（EICAS）信息显示。EICAS 系统是在 B757、B767、B747-400、B777

飞机上装备的。推力管理选择板(TMSP)提供选择推力限制方式,并显示计算的限制。自动飞行控制系统(AFCs)方式控制板提供选择自动油门控制。通常,所需要的推力级别(飞行状态如起飞、爬升、巡航等),在推力管理选择板(TMSP)上选择。推力管理计算机(TMC)确定表征推力的EPR(或 n_1)目标值在EICAS上显示。这就为自动控制选择好推力基准。

1.1.2 发动机控制的演变

发动机控制的发展是与发动机的发展密切相关的。对于活塞式发动机控制,仅仅是汽化器或燃油喷射器以及改变螺旋桨桨距的螺旋桨调速器;对于燃气涡轮发动机的控制,则不仅有改变燃油量的转速控制装置,还有发动机启动、加速、减速控制装置以及防喘、限温、限转、限功率等限制装置;对于带加力燃烧室的发动机控制,还有加力控制装置;对于尾喷口面积可调的发动机控制,还有尾喷口控制器。

分析和研究发动机控制系统,首先要搞清发动机有什么样的控制要求,它的控制方案是什么。发动机控制方案是指根据外界干扰(主要反映在飞行高度和速度的变化)或驾驶员指令改变可控变量(如供油量、桨叶角、尾喷口面积等),以保证发动机被控参数(如转速、EPR、涡轮前燃气温度等)不变或按预定的规律变化,从而达到控制发动机推力(或功率)的目的。这样,控制包含三个方面:

(1) 在外界条件发生变化时,保持既定的发动机稳定工作点,这称为稳态控制。也就是说,在各种工作状态及飞行条件下,最大限度地发挥动力装置的潜力,最有效地使用动力装置,以满足飞机要求;

(2) 在将发动机操纵杆从一个工作状态移向另一个工作状态时,能够快速响应,并且不超过规定的喘振、熄火边界和高温限制,这称为过渡态控制,即过渡过程的时间应尽可能短,同时,又

要保证动力装置稳定、可靠地工作；

(3) 在各种工作状态及飞行条件下，保证发动机各主要参数不超出允许的安全极限，这称为极限控制。

早期的涡喷发动机，只有一个可控变量，即供油量。只控制一个被控参数的，称为单变量控制系统，它可能选用发动机转速或涡轮前燃气温度作为被控参数。在涡轮螺桨发动机上，一般有两个可控变量，即供油量和桨叶安装角，所以，采用双变量控制系统。双轴涡轮喷气及涡扇发动机仍有两个可控变量，即供油量及尾喷口面积，但可供选择的被控参数较多。随着发动机技术的发展，可控变量增多，可以控制更多的被控参数。如上面提到的变循环发动机，就有较多的可控变量，形成多变量控制系统。

发动机控制传统上一直由液压机械式和气动机械式调节器实现。从最初简单的、功能单一的调节器到目前复杂的、功能齐全的控制装置；从简单的开环控制到多回路开、闭环复合控制，种类繁多，型别繁杂，控制元件各异。对于不同类型的发动机，控制系统有较大差别。尽管控制系统种类很多，但系统的基本组成还是大致相同的，一些基本部件是必不可少的。

发动机燃油和控制系统的的基本组成如下：

燃油泵 它相当于人体的心脏。它的功用是将从飞机油箱来的燃油经过油滤过滤，再经增压泵初步增压后送到主燃油泵增压，最后将泵打出的高压燃油送到燃油控制器。

燃油泵一般由发动机高压转子轴经附件传动齿轮箱减速后驱动。主燃油泵前常常有增压泵，以保证主泵正常工作。最广泛应用的主燃油泵是齿轮泵和柱塞泵。JT8D、JT9D、PW4000、ALF502、PT6 等发动机用的是齿轮泵；涡桨 5、泰 (TAY) 发动机等用的是柱塞泵。此外，也有的发动机采用叶片泵 (CT7)、离心泵等。在燃油泵组件上一般还有油滤、油滤压差电门、油滤旁通活门、油泵释压活门。油滤常有多个，过滤主燃油和伺服油。在油滤堵塞压差超过一定值时，油滤压差电门作动，发出信号告知

驾驶员。如果堵塞进一步加剧，油滤旁通活门打开，使燃油不经油滤流出保证供油。油泵释压活门可防止泵后压力过高，保障系统安全。当压力超过限制值时，即放掉部分燃油，使其返回油泵进口。

齿轮泵（见图 1-5）供油多于发动机需油。它的调节方法是将超过发动机需要的燃油通过回油的方式返回油泵进口。它的供油量

$$Q = 2\pi d_j m b n \eta_v \times 10^{-6} \text{ (升/分)}$$

式中 m ——齿轮模数（毫米）；
 b ——齿宽（毫米）；
 d_j ——节圆直径（毫米）；
 n ——转速（转/分）；
 η_v ——容积效率 0.8~0.92。

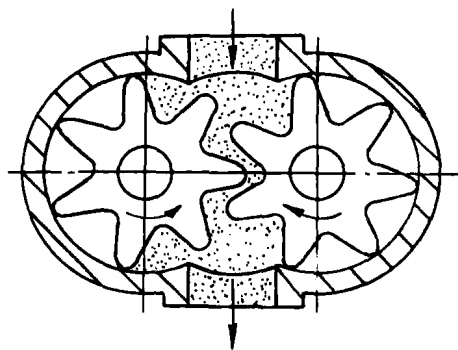


图 1-5 齿轮泵

柱塞泵（见图 1-6）供油量的调节：当油泵转速不变时，通过调节斜盘角度改变供油量。它的供油量

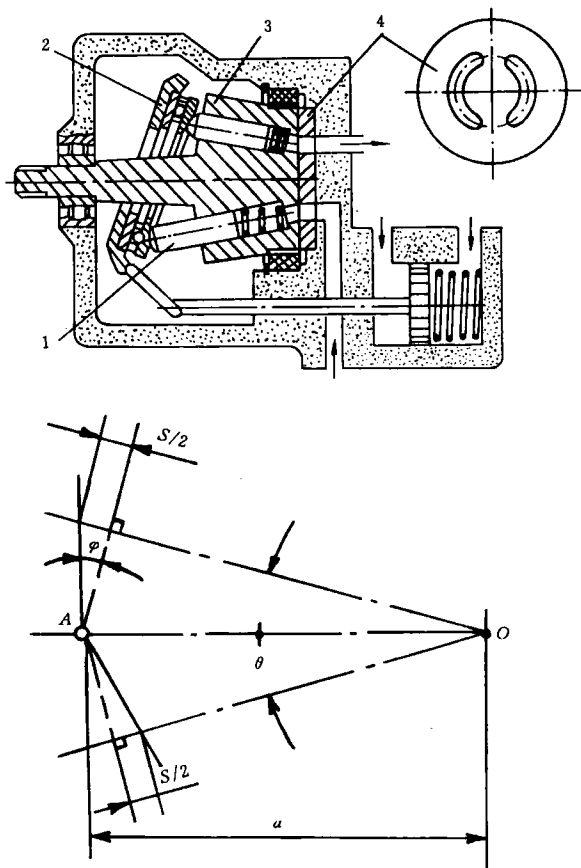


图 1-6 柱塞泵

1—柱塞；2—斜盘；3—转子；4—分油盘。

$$Q = \frac{\pi}{2} d_z^2 a \sin \theta \cdot \operatorname{tg} \varphi \cdot z \cdot n \cdot \eta_v \times 10^{-3} \text{ (升/分)}$$

式中 d_z ——柱塞直径（厘米）；