

航空燃气涡轮发动机的 燃油调节系统与控制装置

(内部发行)

国营长春机械厂技术情报室

一九七八年三月

出版說明

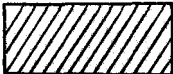
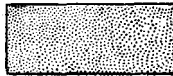
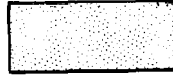
本书系英国路卡斯航宇公司燃油系统训练学校的一本基础教材，主要讲述航空燃气涡轮发动机燃油调节系统及其主要附件的基本工作原理与结构，最后还简要地讨论了发动机的电气调节问题。书中图文并茂，内容比较全面，讲述通俗易懂，没有涉及烦琐的教学推导，适合从事航空发动机燃油调节附件设计与制造的广大工人、技术人员和干部阅读。本书虽然未能列举先进的燃油系统实例，但作为基础教材，仍不失为一本良好的参考读物。遵照伟大领袖毛主席“洋为中用”的教导，特全文译出，以供参考。参加本书翻译工作的有李德彰、唱太隆、孙树森、俞继明、龚允惺、韩荣久等同志。全书由承路同志校订。由于译校者水平有限，不妥之处，在所难免，望读者批评指正。

国营长春机械厂技术情报室

一九七八年三月

燃油系统颜色标记

- 1 油箱压力 2 泵进口压力 3 泵出口压力 4 中间压力
5 付油路或计量燃油压力 6 主油路或二次计量燃油压力 7 泵随
动压力 8 其它装置中的随动压力 9 压气机出口压力 10 压气
机进口压力或发动机短舱压力 11 控制器压力

YELLOW (Striped)		FUEL TANK	1
YELLOW		PUMP INLET	2
PURPLE		PUMP DELIVERY	3
PURPLE STIPPLE		INTERMEDIATE PRESSURE	4
ORANGE		SPRAYERS PRIMARY OR METERED	5
ORANGE STIPPLE		SPRAYERS MAIN OR METERED SECONDARY	6
VANDYKE BROWN		PUMP SERVO	7
VANDYKE STIPPLE		SERVO PRESSURE OTHER UNITS	8
ULTRAMARINE		COMPRESSOR DELIVERY	9
COBALT BLUE (diluted 50-50 with water)		COMPRESSOR INTAKE OR NACELLE	10
GREY		GOVERNOR	11

目 录

第一章 航空燃气涡轮发动机燃油调节系统与燃烧系统入门.....	1
燃气涡轮发动机.....	1
燃烧问题.....	1
燃油，燃油的引入及雾化.....	3
调节问题.....	4
燃油调节系统的一般原理.....	5
第二章 燃油泵.....	15
概述.....	15
功能说明.....	16
燃油泵技术数据.....	19
燃油泵性能曲线.....	21
第三章 控制器.....	22
概述.....	22
离心式控制器.....	22
间接式低压轴控制器.....	23
液压机械式控制器.....	23
第四章 喷嘴.....	29
概述.....	29
功能说明.....	29
针栓式喷嘴.....	33
第五章 燃油系统调节装置.....	34
气压调节器.....	34
简单流量调节器.....	38
分流式全程流量调节器.....	43
全程温度调节器.....	48
第六章 辅助调节装置.....	57
机械式尾喷管排气温度调节器.....	57
电气压力调节器.....	58

带有气压调节器和随动油门开关的电气压力调节器	59
增压活门和流量分配器	63
停车开关	67
油气比调节器（压力型）	68
带有 P_1/P_2 开关的油气比调节器（流量型）	72
第七章 发动机的电调法	77
要求	77
输入传感器	78
转速基准和比较器	79
放大器	81
输出传感器	81
廻路特性和稳定性问题	84
安全考虑和可靠性	89

第一章

航空燃气涡轮发动机燃油调节系统 与燃烧系统入门

路卡斯公司应英国政府航空工业部的要求，于 1940 年开始了航空燃气涡轮发动机燃油调节系统与燃烧系统的设计、研制和生产。在航空推进装置的这一新领域里，曾经存在着许多新问题。简要地回顾其中一些问题及其解决办法是耐人寻味的。

燃气涡轮发动机

燃气涡轮发动机主要由下列三大部件组成：

- (1) 压气机：从大气吸入空气并将空气压缩到大约 $3\frac{1}{2}$ 绝对大气压（早期发动机）；
- (2) 燃烧室：自压气机供入的压缩空气与燃油在其中混合燃烧；
- (3) 涡轮：来自燃烧室的高压热燃气在其中膨胀，压力降至大气压。

通常，涡轮与压气机直接相连。在简单的涡轮喷气发动机中，涡轮所发出的能量恰好足以驱动压气机，而剩余能量则以动能的形式保留在喷出的燃气流中，变成发动机的推力。在另外一些类型的发动机中，剩余能量可以由机械装置从涡轮轴抽取（如达特发动机中的情况），或者通过附加的工作涡轮抽取（如普鲁蒂斯发动机中的情况）。由于燃气涡轮发动机的工作循环是连续进行的，所以关于工作温度及冷却一度成了大问题。因此，为了使可靠的燃气涡轮发动机变成现实，就导致了耐热钢和耐热合金，特别是镍铬耐热合金的发展。

燃 烧 问 题

在航空燃气涡轮发动机中，可供燃烧部件占用的空间是有限的，要求部件的重量最小，然而所需的放热率又极高。下表列出了几各不同类型的燃烧设备的放热率，通过比较可以说明当初存在的这个问题的严重性。

设 备 类 型	放 热 率 *撒姆/呎 ³ /小时
民用锅炉（自然通风）	0.5
机车锅炉（最大功率状态）	2.5~5.0
普通马弗炉	1~2
高速工具淬火炉	9~12
流星 IV 型（Meteo IV）飞机的燃烧系统	250

燃烧室中不可能采用任何一种普通的耐火材料，例如耐火砖、硅线石（ Al_2SiO_5 ）或氧化铝（ Al_2O_3 ）等等，因为一旦这些材料碎裂飞出，就有毁坏涡轮的危险。所以燃烧室内壁毫无例外地总是采用耐热合金制造，而怎样组织好燃烧室中空气和热燃气的流路，使得各部分零件不致过热，就成为设计师要解决的一个课题。

筒形燃烧室包含一个内火焰筒，燃油与总进气量中的一部分空气即在其中燃烧。一般来说，这一部分进气量的多少是可以调节的，使它大致等于燃油完全燃烧所需的空气量。因此，火焰筒内部的燃气温度极高，约为 $1600\sim 2000^{\circ}C$ 。由于与高温燃气进行热交换的结果，进入火焰筒的新鲜空气及燃油便迅速升温，达到点火温度。其余部分的进气（一般约为总进气量的75%）首先通过火焰筒与外套之间的环形通路，以便冷却火焰筒管壁。然后，这一部分空气穿过火焰筒管壁上的若干开孔，与“主燃区”（即实际发生燃烧的区域）出来的高温燃气混合，从而将最后流到涡轮去的热燃气流冷却到所选涡轮材料能安全承受的温度。

因此，设计师面临的主要问题可以概括如下：

1. 尽管火焰筒内部的燃气温度和放热率都非常高，仍需把火焰筒本身的温度抑制到安全值；
2. 应在尽可能短的距离之内完成燃烧过程，也就是说，火焰长度愈短愈好；
3. 在燃烧过程完成之前，不得将来自火焰筒与外套之间的环形通路的冷空气引入热燃气中，否则，可能产生火焰激冷，燃烧不完全；
4. 当最后引入掺混空气时，应保证最终到达涡轮的气流截面上温度分布均匀。

原始的惠特尔发动机上的燃烧室是回流式燃烧室，环形通路中空气的流向与火焰筒中燃气的流向相反。这种怪僻的燃烧室结构型式有些缺点，特别是从力学与制造的观点考虑更是如此。但是这种结构也有一定的优点，比较显著的是容易适应喷咀，而且从压气机来的气流流路宽敞，使气流在进入燃烧室之前变得比较平稳。也许正是由于这些缘故，才促使空军准将惠特尔在其早期设计的发动机上采用这种型式的燃烧室，当时关于喷咀的可以凭借的经验还比较少，如何控制气流流路的知识也相当贫乏。然而，发动机制造商从制造方面考虑都赞赏直流式燃烧系统，因此这种直流式燃烧室得到了采用。

目前采用的有下列三种燃烧室：

*)撒姆 (Therm) —— 英国煤气计量单位，等于 10^6 英国热量单位 —— 译註

- (1) 筒形燃烧室：如前所述，由一些相互连通的单个燃烧室组成；
- (2) 环管燃烧室：由一系列园形火焰筒组装在一个环形外套中构成；
- (3) 环形燃烧室：由一个位于压气机和涡轮之间，环绕发动机主轴的直通园环组成。

前面概述的基本原理适用于上述的每一种燃烧室。

显然，为了在实际上有限的短时间和短距离内完成燃烧过程，在燃烧室内需要紊流。这一紊流的能量相当于压气机和涡轮之间的压力降。掺混空气向主燃气流的合理穿透以及冷热气体在进入涡轮之前的合理混合，只有在垂直于主流路的方向上给上述诸气流施加一个可观的速度分量才能办到。这一速度分量中所包含的能量同与紊流有关的能量一样，相当于一个压力降。这些压力降的综合效果通常表示成总压损失（LTP）。总压损失的选择，往往只能作折衷。总压损失选得大，可以使发动机做得短些轻些，可以提高燃烧效率，也可能改善涡轮入口温度分布的均匀性从而提高涡轮寿命；但是另一方面，也必然会使热效率降低，从而增加每马力小时燃油消耗量，更为不利的是，对于给定的输出功率而言会增高工作温度。正是在这里要求燃烧系统工程师发挥他的技巧，要在给定总压损失的条件下，获得尽可能高的燃烧效率和最均匀的出口温度与速度分布。在理论和实践方面已经做了许多工作去达到这个目的。

燃油，燃油的引入及雾化

到现在为止，我们已经泛泛地讨论了燃烧问题，但是并没有确切地考虑燃油本身怎样引入燃烧室，也没有讨论采用哪一种燃油。目前使用的主要有下列四种燃油：

AVGAS——汽油；

AVTAG——宽馏份汽油，通用于皇家空军；

AVTUR——用于皇家海军，民航和皇家空军；

AVCAT——高闪点煤油，由于它失火的危险性小，用于皇家海军的航空母舰上。

以上的每一种燃油都必须符合严格的规范，但是这里只要提一提对于燃油系统工程师来说比较重要的那些燃油性质就够了。

(1) 热值——此值愈高愈好。

(2) 冰点——在所有气候条件下和一切飞行高度上，燃油均应能被抽汲和泵压。

(3) 粘度——要使燃油在常规的喷咀中有效雾化，其粘度应低，因为燃油粘度影响雾滴大小、流量范围和喷雾角度。在油泵中，由于燃油还充当润滑剂使用，所以设计时应考虑采用低粘度燃油。

(4) 芳族化合物含量——芳族化合物含量高的燃油容易在喷咀罩上和燃烧室中形成积碳。

(5) 含硫量——只要有任何含量的硫化物存在，就可能产生化学侵蚀。

(6) 水份——水份愈少愈好。

燃油应以适宜于燃烧的形态供入燃烧室。有两种供油方式，即蒸发与雾化。采用蒸发方式供油时，需要在相当低的压力下使液态燃油预热，使这样产生的燃油蒸气进入火

焰筒。采用雾化方式供油时，液态燃油沿切向送入涡流室。当燃油从圆周边缘流向中心时，它便加速，最后离开喷嘴孔口，形成一个精细雾化的中空圆锥。路卡斯公司的各种燃烧系统都采用这种雾化供油方式。

雾化的精细程度和均匀性随压力的增大而增加，在采用单一喷口的场合，在一个宽广流量范围内，为了产生相同雾化程度所需的压力与流量的平方成正比。这一条件在中等飞行高度是可以接受的，但是在需要较高飞行高度的场合，必然要求相当大的流量范围，因此所需的压力范围极宽。

为了试图克服上述平方律所造成的困难，最早设计了一种鲁鲍克喷嘴。在这种喷嘴结构中，使液态燃油进入涡流室的那些切向槽的面积受一个活塞杆调节，此活塞杆与一个一端承受液压燃油压力而相反一端承受弹簧力作用的活塞相连。随着压力的增高，切向槽的有效流通面积随之增大，因此喷嘴的喷油量也就随着增大。路卡斯公司现有系列的雾化喷嘴在第四章中详细叙述。

调节问题

燃油调节系统必须做得适合于它所调节的发动机，要充分考虑发动机所属飞机的类型和工作极限。军用飞机可能要求的是最大性能，而民航机的使用者却可能对总的最高经济性感兴趣。飞机的工作极限受下列条件支配：

(1) 航程——包括载荷、速度和飞行计划；

(2) 工作高度。

驾驶员总是希望作简便的单杆操纵，使他：

(a) 在任何时刻都能完善地操纵发动机；

(b) 有一个可靠的安全保护系统，能防止发动机过热、超转和超应力；

(c) 不论飞行高度和外界条件如何，在一个固定的油门角度下都能获得一定百分比的最大推力。

在转速保持恒定的条件下，驱动定距空气螺旋桨的喷气式发动机或燃气涡轮发动机的油气比随飞行高度的变化是很小的，因此，当飞行高度改变时，供油量需适应空气密度的变化。所以，为了避免不断地重调油门杆，燃油管路压力必须随空气压力和密度的变化而变化。最早的调节方式是采用气压调节器 (Barostat) 这种调节器同发动机驱动的定行程柱塞泵(或齿轮泵)一起使用，使得即使在最苛刻的条件下也能保证油泵的供油量大于发动机的需要。气压调节器实质上是一个安全活门，它的调定值(指开放压力——校註)受发动机进气道中的空气压力调节。气压调节器接在油泵输出端，保持油泵输出管路中的燃油压力是飞行高度的函数；而且这一燃油压力是这样选定的，使得当燃油在没有任何中间节流的条件下直接输入喷嘴时，发动机以全速运转。需要比这一转速为低的任何转速均可借局部关小系统中的节流活门得到。

由油泵、气压调节器和节流活门组成的这种简单系统决不能充分满足发动机的各项要求。例如，当发动机起动时，为了产生满意的雾化程度和可以点火的喷雾，燃油流量和压力必须不低于一定的下限值，由发动机驱动的油泵这时却难于产生足够的供油量。

在早期设计的发动机中，解决这个问题的办法是，另外单独安装一台由起动电机驱动的燃油泵，与由发动机驱动的主燃油泵并联工作。这种办法的主要缺点是需要增加大量的管路，取代它的另一种办法是采用液压蓄压器。蓄压器由一个活塞油缸组成，活塞油缸与节流活门出口的油路相连。进入油缸的燃油压力克服弹簧力推动活塞。在活塞行程末端，压力急骤上升，打开断流活门，使燃油进入燃油总管和喷嘴。随后断流活门（或差动活门）开启到它的最大开启位置，对喷嘴油路不造成任何阻力，而活塞则在弹簧力作用下反向运动，使蓄压器卸荷。因此，在短时间内，即可输出一个压力较高的补加供油量，足以使燃油雾化点火，并使发动机加速到能由主燃油泵单独供油满足要求的转速（指慢车转速——校註）。

在早期设计的燃油调节系统中，除了上面提到的那些装置外，还包含有一个超转控制器和一个与漏油活门一起工作的单独的停车开关，当停车开关关闭时，使系统放空，油路卸压。许多这样的燃油系统目前仍在服役，主要是用在教练机上。

关于目前生产的调节器，将分别在本书的有关章节中详细叙述。这里首先简要地研究一下调节原理可能是有所裨益的。

燃油调节系统的一般原理

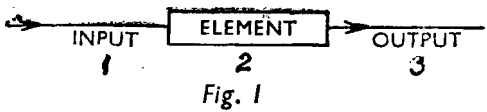
伺服机构法——调节序列

伺服机构法的基础是调节序列，其中，输入信号传递给元件（如油泵、控制器或发动机），再由此元件变换成输出信号

（图 1）

箭头表示信号的传递方向。元件的输入信号可能不只一个，其输出信号也可能多于一个。

以这种调节序列的概念作基础，可将调节系统分为两类。



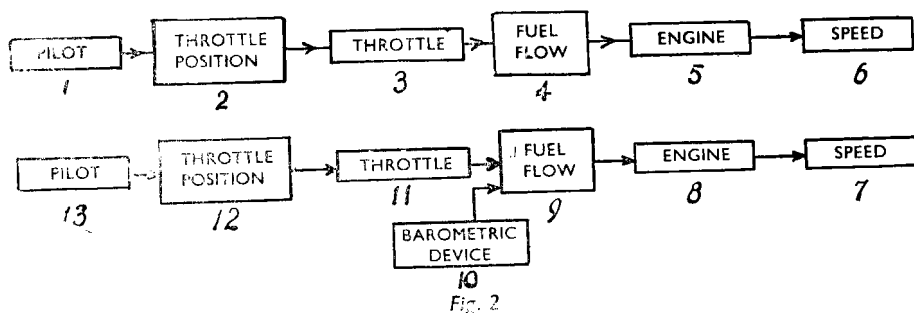
1 输入 2 元件 3 输出

图 1

1. 开环调节系统或程序调节系统

顾名思义，在开环调节系统中，各元件的序列构成一个开式链，其中没有反馈回路或闭合回路存在。图 2 是两个例子。在例一中，输入发动机的燃油流量仅由驾驶员选择；而在例二中，燃油流量则受驾驶员和气压调节器两者调节。应当注意的是，在这种系统中，发动机对其所接受的燃油流量并不产生任何修正作用。纯开环调节系统不可能是稳定的，因为不可能有能量的反馈或闭合回路。然而，这些方框图已经被大大简化了，实际上尽管开环占着主导地位，但还有一些次要的内部环节存在，若其中任何一个环节不稳定，则整个系统就是不稳定的。

伺服机构法只能应用于有反馈的调节系统。



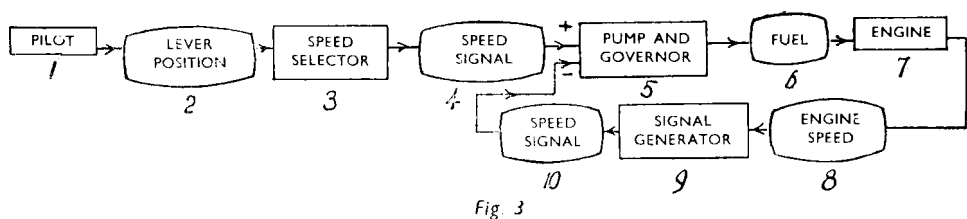
- | | | | | |
|-------|---------|--------|--------|----------|
| 1 驾驶员 | 2 油门位置 | 3 油门 | 4 燃油流量 | 5 发动机 |
| 6 转速 | 7 转速 | 8 发动机 | 9 燃油流量 | 10 气压调节器 |
| 11 油门 | 12 油门位置 | 13 驾驶员 | | |

图 2

2. 闭环调节系统

在闭环调节系统中（图 3），有一个误差信号感受装置（如控制器）将选定的输出信号与实际的输出信号（即发动机转速）相比较，如果二者有任何差值存在，就会产生一个相应的修正作用来调节燃油流量。

“+”号和“-”号表示实际转速信号与选定转速信号之差，此差值决定油泵和控制器输给发动机的供油是增加还是减少。这种原理称为负反馈原理。闭环调节系统可能是不稳定的。



- | | | | |
|----------|---------|---------|---------|
| 1 驾驶员 | 2 油门杆位置 | 3 转速选择器 | 4 转速信号 |
| 5 油泵和控制器 | 6 燃油 | 7 发动机 | 8 发动机转速 |
| 9 信号发生器 | 10 转速信号 | | |

图 3

例如，若调节系统过于灵敏，即假如由于一个微小的转速变化，产生相当大的流量改变，则因为发动机有时滞，发动机就会超过其选定转速趋向过调。过了一定时间以后（这段时间取决于各调节元件的滞后量），来自控制器的误差信号将显示出需要较少的燃油，供给发动机的燃油流量便减少。于是发动机减速，低过其选定转速趋向欠调。

假如整个调节系统的滞后作用真是如此，那么就会产生这样一种情况，即当发动机实际需要的油量要少时，它接受的燃油流量反而多，这样发动机就反复不断地振荡。从理论上讲，这种振荡将会愈来愈大，直至发动机毁坏为止，但是在实际上还有另外一些因素起作用，使这种情况不致发生。

图 4 示出了对于一个给定的阶跃输入可能获得的各种不同类型的响应特性。

一般来说，形如曲线 (C) 的响应特性最好。它给出了良好的加速时间，只经过一两次超调，从而给驾驶员一个指示，表明他已经把发动机转速调整到了新的

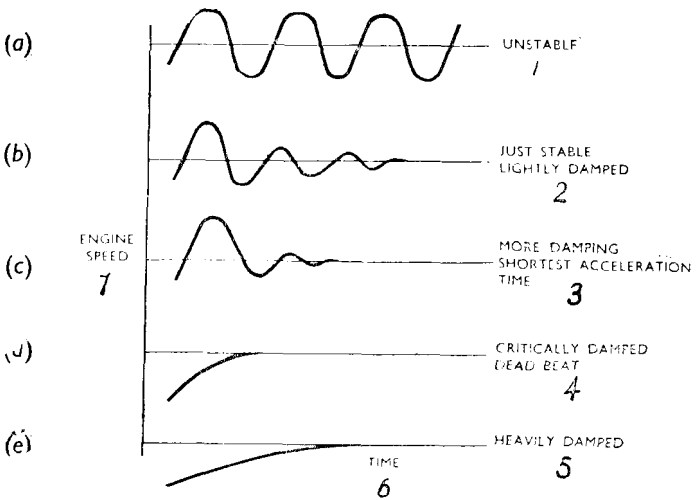


Fig. 4

- 1 不稳定
- 2 勉强稳定(轻微阻尼)
- 3 较大阻尼(加速时间最短)
- 4 临界阻尼(无摆动)
- 5 严重阻尼
- 6 时间
- 7 发动机转速

图 4

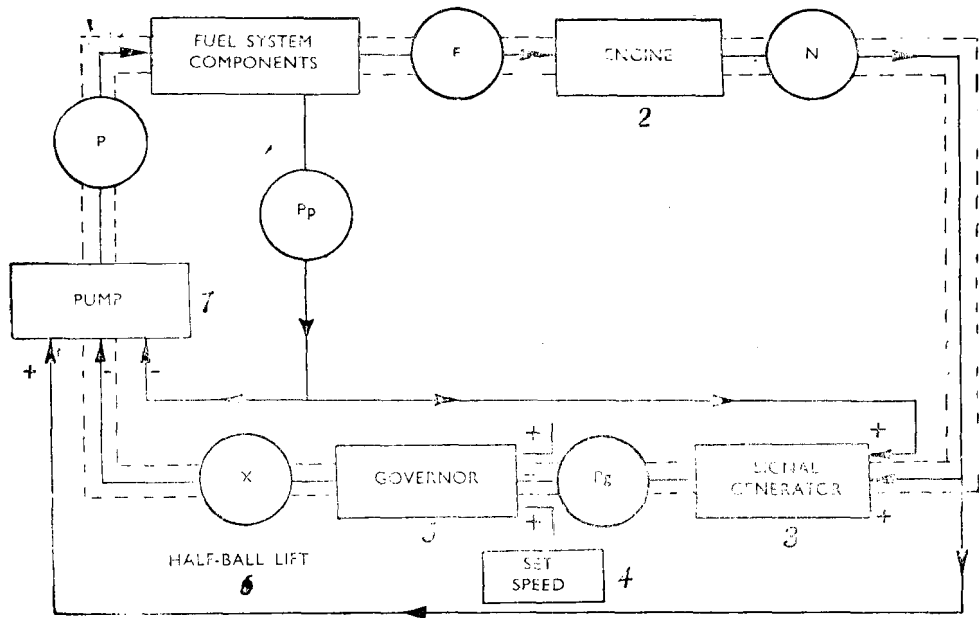


Fig. 5

Pump-Governor-Engine Loop showing Main and Subsidiary Feedbacks

- 1 燃油系统元件
- 2 发动机
- 3 信号发生器
- 4 选定转速
- 5 控制器

图 5 示出了主回路和辅助反馈回路的油泵—控制器—发动机调节回路

控制转速。

事实上，油泵—控制器—发动机回路并不象图 3 所示那样简单，除了主回路之外，还有一些辅助环节，如图 5 所示。

为使整个系统稳定，所有的组成环节均必须是稳定的。

因为响应时间是随发动机转速及飞行高度变化的，所以调节系统必须在整个飞行范围内都稳定。

燃油泵和油泵伺服系统

图 6 所示的燃油泵是通过相应的传动系统由发动机驱动的柱塞式燃油泵。位于转子中的各个柱塞由斜盘动作往复运动，油泵柱塞的行程由斜盘倾角的变化而在其限定范围内改变。斜盘角受燃油系统元件调节，供油量则通过调节油泵柱塞行程而得到计量。斜盘与随动活塞相连，随动活塞的位置决定于弹簧力与随动活塞两边压差作用力之间的平衡关系。参看图 6，随动活塞压差又决定于通过伺服节流孔的流量，而此流量又进而由半球调节活门的升程确定。

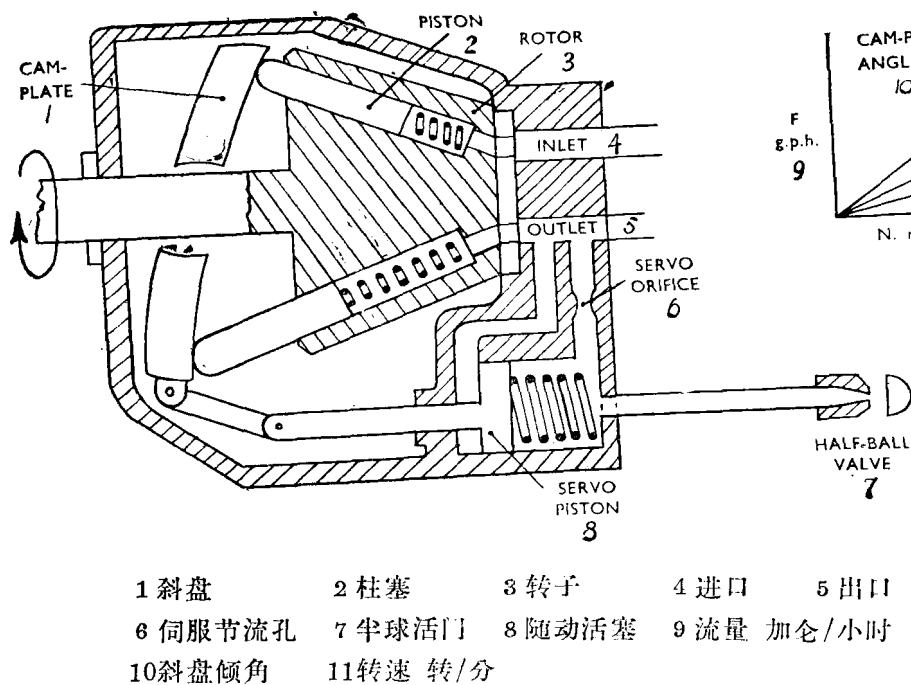


图 6

基本调节系统

一个简单的燃油调节系统包括下列基本部件：

(1) 燃油泵

- (2) 喷嘴
- (3) 驾驶员油门杆
- (4) 稳态调节器
- (5) 加速调节器
- (6) 转速控制器
- (7) 超控装置

兹将上述各种装置详述如后。

稳态调节

对于稳态运转而言，发动机一方面接受由驾驶员调整的油门开启量所规定的燃油流量，同时也接收某些参数或变量的信号。这些参数或变量信号使供给发动机的燃油能够修正大气条件变化的影响。燃油流量随进气温度、进气压力和发动机转速而变化。

图9示出的燃油流量随发动机转速变化的曲线说明，为什么只调节驾驶员油门杆是不够的，因为在高空，流量变化范围是如此之小，以致油门略微开几度就会使发动机的转速从慢车转速变化到最大转速。

从图7和图8也可以看出，进气压力 P_i 的变化对燃油流量的影响最大。由于 P_i 是一个容易快速而精确测量的变量，所以通过它来调节燃油流量是很方便的。

因此，我们按进气压力 P_i 调节燃油流量，而按进气温度和发动机转速进行修正。

通常将油门设计成在绝大部分范围内使推力与油门角呈线性关系变化。

加速调节

为了使发动机加速，必须使供油量超过稳态运转时的需油量。因此，如果尾喷管面积保持不变，则燃烧室中的温度和压力就会升高。

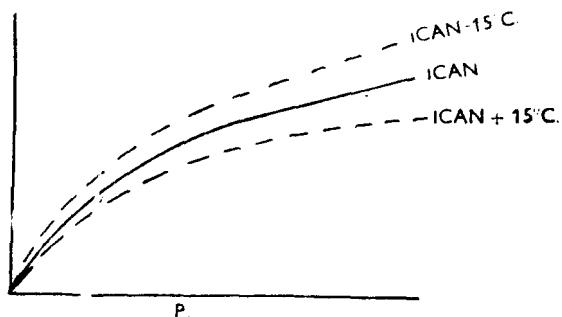


Fig. 7

图7

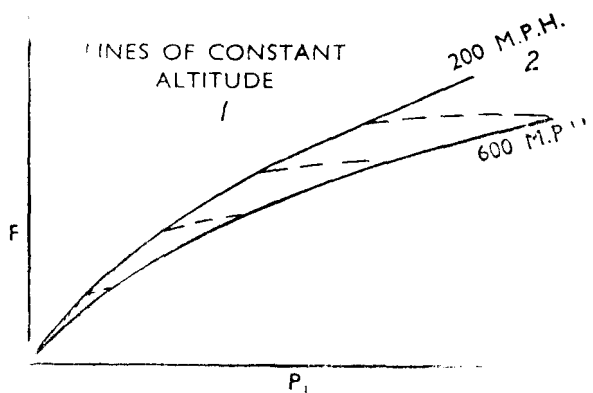


Fig. 8

1 等高线

2 哩/小时

图8

如果对剩余供油量不加控制，这种反压就可能会使通过具有翼型截面的压气机叶片的气流谱紊乱，导致压气机叶片失速。在飞行中，压气机失速可能导致灾难性的后果，所以需要有一种调节器，能防止这种情况的发生，而且还要能使发动机在尽可能短的时间内加速。

一种理想的加速调节器应当能够感受早期失速的开始，又能调节供油量，避免失速状态的发生。这样一种调节器要试验成功，尚待努力。因此，我们目前是通过计量燃油流量的办法来控制剩余供油量的大小。

燃烧室中的温升与油气比成正比。失速线也可用油气比来表示。因此，为了给出所要求的油气比，我们可以按照加速过程中的空气质量流量来计量燃油。

在绝大部分工作范围内，如果燃烧温度恒定不变，通过发动机的空气质量流量与压气机的压力成正比。所以可以设计调节器在加速过程中计量供往发动机的燃油，使得燃油流量正比于 P_2 ，因此正比于空气的质量流量，从而保持油气比恒定。

然而，若发动机具有“难对付的”失速特性，就可能需要改变调节工作线的形状，以免失速。实现的办法是按 P_2 的分压计量燃油，给出较低的初始工作线。当安全通过失速边界后，可以使燃油流量再次与 P_2 全压成正比。这种在加速调节器上附设的调节装置，称为 P_2/P_1 开关。

在发动机高转速下，为了快速加速，可以允许有相当大的剩余供油量，为此可将调节器设计成具有“直截”型特性（见图13）。

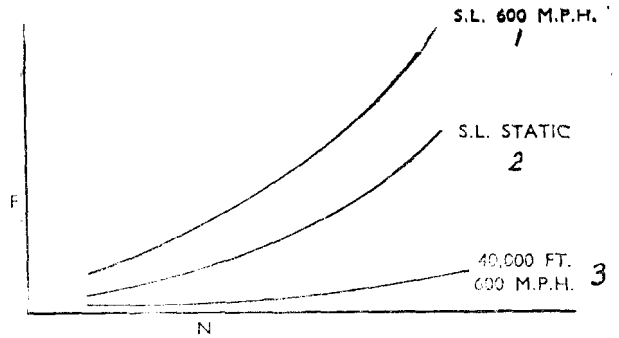


Fig. 9

- 1 海平面 600哩/小时 2 海平面静止状态
3 40,000呎 600哩/小时

图 9

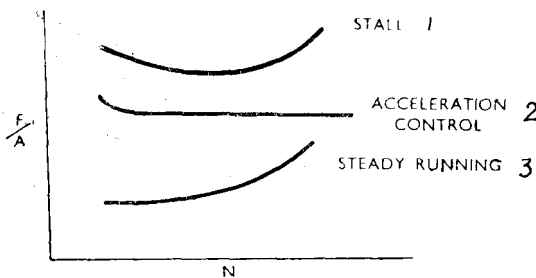


Fig. 10

- 1 失速线 2 加速调节线
3 稳态运转线

图10

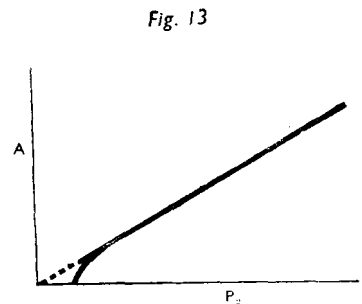


Fig. 13

Fig. 11

图11

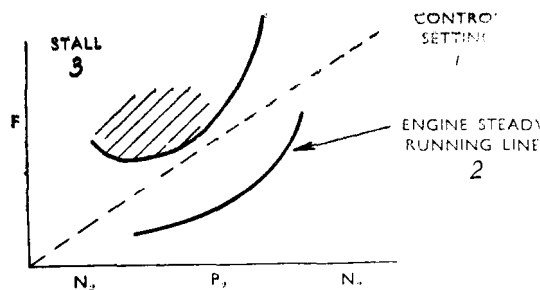
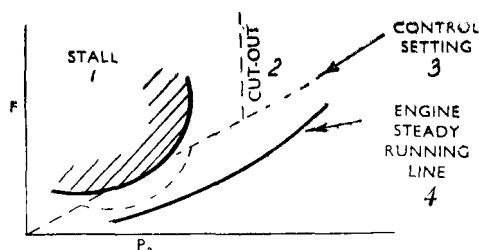


Fig. 12

- 1 调节工作线 2 发动机稳态运转线
3 失速区

图12



- 1 失速区 2 直截 3 调节工作线
4 发动机稳态运转线

图13

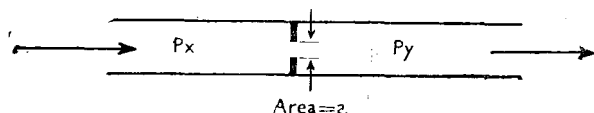
超控装置

为了在瞬态工作过程中（即加速或减速过程中）保护发动机，需要安装能够超越主调节器起作用的调节装置，以便在一旦有超过最大允许应力、温度或压力的情况发生时，能够进行超控。一般总是需要一个超转控制装置。为了限制涡轮进口温度，延长涡轮叶片的寿命，往往要限制尾喷管温度。为了避免燃烧室超压，有时可能要设置压气机压力超控装置。

所有这些超控调节装置都是靠调节通过半球活门或动力活门的流量进行工作的。此流量决定了油泵活塞两边的压差，此压差又决定了随动活塞的位置，从而决定了油泵柱塞的行程和油泵的供油量。

流量特性数的概念

通过节流孔的燃油流量与节流孔的面积及其前后压力降的平方根成正比。



面积 = a

∴ 流量 $F \propto a$

且 $F \propto \sqrt{P_x - P_y}$ ，即 $\sqrt{P_d}$

所以 $F = Ka\sqrt{P_d}$

若 F 以 加仑/小时计，

P_d 以 磅/吋²计，则

节流孔的流量特性数 (FN) = $\frac{F}{\sqrt{P_d}}$

以流量特性数概念作为基础，我们就可以建立各式各样的调节系统。可以使驾驶员改变节流孔面积（油门），而保持压差与调节参数成比例；或者通过调节参数改变节流孔面积，而使驾驶员改变压差，等等。兹举下列几例，说明这点，

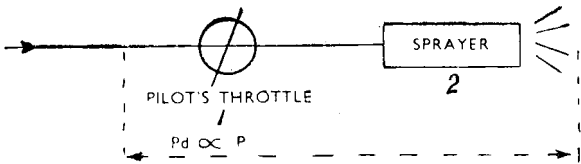


Fig. 14 Barometric Pressure Control

1 驾驶员油门 2 喷嘴
图14 气压调节器

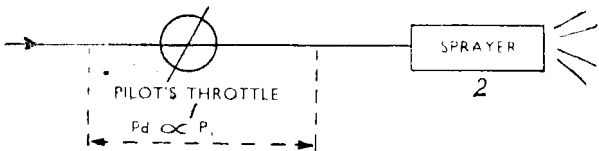


Fig. 15 Simple Flow Control

1 驾驶员油门 2 喷嘴
图15 简单流量调节器

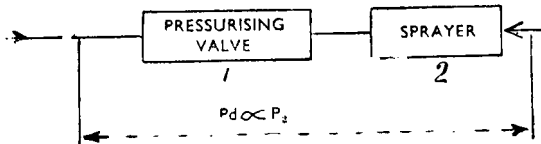


Fig. 16 Air Fuel Ratio (Pressure type)

1 增压活门 2 喷嘴
图16 汽油比调节器（压力型）

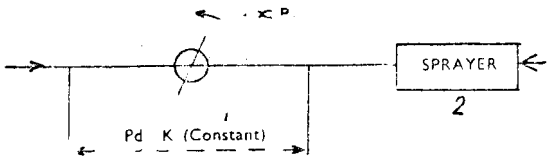


Fig. 17 Air Fuel Ratio (Flow type)

1 常数 2 喷嘴
图17 油气比调节器（流量型）