

现代航空发动机燃烧室

—兼論“航机陆用”有关問題—

張斌全 編著



北京航空學院出版社

内 容 简 介

本书依着涡轮发动机燃烧室内气流流动方向,从扩压器、涡流器(或其他火焰稳定装置),小孔流动(包括中间孔、主燃孔与掺混孔),分别讨论其气体流动,燃烧过程及其影响因素,并阐述了设计方法;综述了现代涡轮发动机燃烧室的发展,关于其基本尺寸的设计以及全燃烧室气动计算;也对将航空发动机作为地面、水面动力应用时由于应用非航空燃料而带来的主要问题,以及为解决这些问题而进行的改型设计的方法等。均进行较详的论述。因此本书对从事涡轮发动机(特别是燃烧专业方面)的科研、生产、维修的科学技术人员,以及高等学校有关专业师生,不失为一本有用参考书。

现代航空发动机燃烧室

张 斌 全 编 著

责任编辑 曾 照

北京航空学院出版社出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

北京航空学院印刷厂印装

787×1092 1/16 印张:15 字数:384千字

1986年10月第一版 1986年10月第一次印刷 印数:1000册

统一书号:15432·026 定价:3.60元

前 言

我在1978年写了一本讲义——航空环形燃烧室工作及气动设计，经过七、八年的使用，以及同行同志们的帮助与建议，感到必须进行修改与补充。特别是我国动力目前尚很紧张，而我国航空工业具有较好的基础，燃气轮机生产水平日益提高，同时从空军大量退役发动机的情况下，为了充分利用这些燃气轮机而提出了“航机陆用”的急迫要求。这也是促进航空发动机向民用方向的转化。作者试图结合这种形势，写出本书，希望能提供厂所同志一点有用的材料，同时，也可作为高校有关专业教学辅助之用。

本书的特点有：

1. 内容的选择，完全从工厂或研究所急需工业应用方面的资料出发，从燃烧室各部分的工作过程及特性，最后涉及设计，并以气流方向的顺序来编排章节。另本书极少涉及复杂的数学计算。

2. 文中符号主要为设计编写序程方便，而选取各英文单词之首为参数代号。因此，不免与常用符号不一致，如燃烧室进口参数，一般都附注“2”，而本书则附注“1”等，请读者注意。

本书写完以后，得到我的老师宁梹教授的亲自审校，在此深表感谢。

最后，由于本人水平有限，如有错误，请予指正，不胜感谢。

目 录

符号.....	(1)
---------	-------

第一章 燃料与燃烧室

一、航空发动机可能应用的领域.....	(4)
二、燃气轮机可能采用的燃料.....	(7)
1. 液态燃料.....	(7)
2. 气体燃料.....	(17)
3. 固体燃料——煤.....	(18)
三、燃烧室的型式.....	(19)
1. 提高推重比.....	(19)
2. 降低耗油率.....	(21)
3. 提高发动机工作高度.....	(22)
四、燃烧室的要求.....	(24)
1. 在各种工况下高的燃烧效率.....	(24)
2. 在任何工况下稳定的燃烧.....	(25)
3. 总压损失要小.....	(25)
4. 合理的出口温度分布.....	(26)
5. 点火性能好.....	(27)
6. 燃烧室尺寸紧凑.....	(27)
7. 寿命长、维护方便.....	(28)
8. 排气污染少.....	(28)

第二章 基本尺寸的确定

一、从燃烧效率的角度来讨论基本尺寸.....	(29)
1. 反应率理论.....	(30)
2. 火焰传播速度理论.....	(38)
3. 两种理论的评述.....	(41)
4. 不同实验结果的讨论.....	(42)
二、从火焰稳定的角度来讨论基本尺寸.....	(45)
三、从流动阻力的角度来讨论基本尺寸.....	(47)
四、从点火的角度来讨论基本尺寸.....	(48)
1. 引燃全部燃油与空气的混合气.....	(48)
2. 使发动机转数增加.....	(49)
五、确定火焰筒气量分配.....	(49)

1. 从燃烧的需要出发.....	(49)
2. 从保证掺混降温以及出口温度分布的需要出发.....	(53)
3. 从保证火焰筒冷却的需要出发.....	(54)
4. 影响气量分配的其他因素.....	(55)
六、基本尺寸的确定.....	(55)
1. 壳体尺寸的确定.....	(55)
2. 火焰筒高度的确定.....	(57)
3. 最佳火焰筒切面尺寸估算.....	(58)
4. 火焰筒径向位置的确定.....	(61)
5. 几点说明.....	(62)

第三章 扩压器设计

一、有关基本定义.....	(63)
1. 主要几何参数.....	(64)
2. 主要性能参数.....	(65)
二、扩压器内流动损失.....	(66)
1. 表面摩擦损失.....	(66)
2. 膨胀损失.....	(70)
3. 扩压器总流动损失.....	(72)
4. 影响流动损失的主要因素.....	(72)
5. 环形扩压器流动损失计算.....	(73)
三、附面层厚度计算.....	(76)
四、扩压器壁面曲线的确定.....	(78)
1. 各种规律的壁面方程.....	(79)
2. 扩压器壁面设计.....	(82)
五、全扩压器气动计算.....	(85)
1. 已知条件.....	(85)
2. 假设条件.....	(85)
3. 计算步骤.....	(86)
附录一.....	(90)
附录二.....	(91)
附录三.....	(92)
六、短扩压器.....	(94)
1. 二级突扩式扩压器.....	(95)
2. 冲压诱导式扩压器.....	(100)
3. 抽气式(旋涡控制式)扩压器.....	(101)

第四章 小孔进气

一、流量系数与进气角度.....	(104)
------------------	-------

1. 小孔内气流比重 γ	(104)
2. 小孔气流速度 (或称射流速度)	(105)
3. 小孔射流的最小气柱切面 A_i	(106)
二、火焰筒不同位置的小孔进气	(106)
1. 火焰筒头部小孔或缝隙	(106)
2. 主燃孔及中间孔	(106)
3. 掺混孔及掺混段气膜孔	(107)
三、小孔流量系数及进气角度的理论及其实验验证	(107)
四、关于流量系数及进气角度的实验	(115)
五、小孔进气深度	(124)

第五章 火焰筒头颈部

一、进气分流板或导流鼻	(126)
1. 主要功用	(126)
2. 三种工作状态	(126)
3. 影响分流板工作的主要因素	(127)
二、火焰稳定装置	(128)
1. 以涡流器来稳定火焰	(128)
2. 以主燃孔来稳定火焰	(146)
3. 蒸发管火焰筒	(151)
4. 采用气动雾化喷嘴的火焰筒	(156)
5. 火焰筒的发展	(161)

第六章 改烧非航空燃料的火焰筒

一、改烧气体燃料	(165)
1. 均匀供给气体燃料的方案	(166)
2. 非均匀供给气体燃料的方案	(168)
3. 单独中心气咀供给气体燃料的方案	(172)
4. 改烧气体燃料时火焰筒设计要点	(179)
5. 加入水蒸汽的影响	(185)
二、改烧中、低热值气体燃料	(186)
1. 化学恰当比时绝热反应温度	(187)
2. 燃烧效率	(187)
3. 出口温度分布场	(188)
4. 排气污染	(188)
5. 燃烧低热值气体燃料须注意的问题	(189)
三、改烧轻柴油	(190)
1. 排气污染	(190)
2. 火焰筒壁温	(191)

3. 燃烧效率.....	(192)
四、改烧重油或其他粗质燃油.....	(192)
五、改烧煤.....	(195)

第七章 中间区及掺混区

一、中间区.....	(197)
二、掺混区.....	(197)
三、美国宇航局的研究结果.....	(198)
1. 主气流温度分布为均匀分布.....	(199)
2. 主气流原始温度场分布的影响.....	(205)
3. 掺混段切面沿轴向长度收敛的影响.....	(208)
4. 掺混段高度收敛且主气流原始温度分布不均匀.....	(214)
5. 逆向射流的影响.....	(215)
6. 主气流起始流速分布的影响.....	(215)
四、掺混段设计概要.....	(215)

第八章 全燃烧室气动热力计算

1. 搅拌反应器.....	(217)
2. 分层柱塞反应器.....	(218)
3. 计算方法.....	(219)

参考文献.....	(227)
-----------	-------

符 号

一、大写字母

A : 面积 (除 A/F 表示空气与燃料之比外)

B : 某值

C : ①浓度: 如 C_o : 氧浓度

C_f : 燃油浓度

C_a : 空气浓度

②系数: 如 C_d : 阻力系数

C_{dp} : 扩压器压力恢复系数

C_p : 等压比热

D : ①直径: (除水力直径 D_h 外均有二字母注脚)

②扩散系数: (只有一字母注脚) 如

D_p : 压力扩散系数

D_T : 温度扩散系数

D_ρ : 密度扩散系数

E : 活化能

F : ①力

②某比值: 如扩压器计算中切面面积比

G : 重量或流量

H_u : ①燃料低热值 (有时用 LHV 表示)

②压头: 如 H_{fr} : 摩擦压头损失等

③扩压器附面层形状因子: (注脚为数值者) 如 $H_1, H_2 \dots$

J : ①热功当量

②掺混孔进气动量比

K : ①反应率系数

②某系数: 如 K_{sw}

L : ①长度

②理论所需空气量 L_o

M : ①马赫数

②分子量: 如空气分子量 M_a

Q : 热量

R : 通用气量常数

T : 温度

V : 体积

W : 宽度

二、小写字母

a : ①空气

②某常数

b : ①扩压器面积扩张比

②某常数

c : 常数

d : 直径 (为小孔直径)

f : 摩擦系数

g : 重力加速度

h : 扩压器切面高度之半

j : 射流

k : ①反应率系数

②主燃孔进气回流比 k_r

l : 长度

m : 某值

n : ①数目

②反应级数

③温度效应指数

p : 压力

q : ①速度头

②单位重量的发热量

r : 比值

t : 间距

u : 水湿周界

v : 速度

y : ①进气深度

②坐标: 注脚为数值者为 $y_1, y_2 \dots$

三、希腊字母

η : 效率

α : ①余气系数
 ②角度
 β : 角度
 γ : 角度或比重
 ϕ : 油气当量比
 μ : ①流量系数 (有注脚)
 ②粘性系数
 ρ : 密度
 τ : 时间 (除 τ_0 表示摩擦应力外)
 ψ : 损失系数
 σ_c^z : 总压损失系数
 λ : 扩压器损失系数
 θ : 角度
 δ : 厚度
 ω : 扩压器内外壁半径之比
 Φ : 附面层动量厚度
 ϕ_D : 扩压器软化系数
 $\Delta \delta$: 出口温度分布因数 (P, F)
 ν : 动力粘性系数

四、注脚字母

a : ①总体空气
 ② uc : 燃烧空气
 ③ ai : 内环形通道
 ④ am : 中间区空气
 ⑤ an : 环形通道
 ⑥ ao : 外环形通道
 ⑦ ap : 主燃区空气
 ⑧ avp : 蒸发所需空气
 ⑨ avv : 可用于蒸发的空气
 ⑩ ax : x 切面的空气
 ⑪ $a1, a2\cdots$: 一、二切面环形通道
 b : ① bd : 扩压器前
 ② bl : 放气
 c : ①燃烧室壳体
 ② ce : 相邻叶片
 ③ ch : 化学
 ④ cf : 头部冷却
 ⑤ cm : 燃烧区出口

⑥ co : 总体冷却
 ⑦ $c5, c7\cdots$: 第五, 第七切面等
 d : ① dc : 掺混孔冷却
 ② df : 扩压器
 ③ di : 内壁掺混孔
 ④ do : 外壁掺混孔
 ⑤ dp : 扩压器压力
 ⑥ du : 掺混孔
 ⑦ dw : 扩压器壁面
 ef : 有效
 f : ①燃料
 ② fm : 火焰筒平均
 ③ fr : 摩擦
 ④ ft : 火焰筒
 ⑤ fx : 火焰筒 (x 切面)
 ⑥ $f1, f2$: 火焰筒第一、二切面
 h : 水力
 i : ① ic : 火焰筒内壁冷却
 ② im : 冲击
 ③ in : 进口切面
 ④ inm : 进口切面最大参数
 j : ①小孔射流
 ② jd : 掺混孔射流
 ③ ji : 火焰筒内壁小孔射流
 ④ jo : 火焰筒外壁小孔射流
 ⑤ jp : 主燃孔射流
 l : 层流
 m : ①掺混
 ② max : 最大
 ③ mc : 中间孔冷却
 ④ min : 最小
 o : ①氧
 ② od : 掺混孔
 ③ oe : 扩压器有效通道外壁
 ④ om : 中间孔
 ⑤ op : 主燃孔 (或最佳值)
 ⑥ or : 小孔
 ⑦ ot : 理想小孔
 ⑧ ou : 出口

p : ①压力

② pd : 前扩压器

③ ph : 头部小孔

④ pi : 火焰筒内壁小孔

⑤ po : 火焰筒外壁小孔

⑥ pr : 主燃区

r : ① re : 廻流

② ref : 参考切面 (或 rf)

s : ① sa : 分流板进口切面

② si : 涡流器内径处

③ sm : 涡流器平均值

④ so : 涡流器外径处

⑤ sp : 分流板

⑥ st : 化学恰当

⑦ sw : 涡流器

T : ①紊流

②温度

x : 轴的坐标

Σ : 总量

1、2...切面顺序 (以图2-1为准)

第一章 燃料与燃烧室

国防现代化，以及工业、农业、科学技术现代化都迫切要求加速发展我国的能源与动力，我国航空工业在国内处在先进工业行列。按照充分发挥现有设备能力的原则，航空工业有必要也有可能为其他各业现代化贡献自己的一份力量。

本书为配合这种形势，在阐述航空发动机先进的环形燃烧室工作与设计之基础上，同时亦讨论航空发动机作为海洋与陆地动力时，给燃烧室带来必须的改变工作。

一、航空发动机可能应用的领域

现代航空发动机可以说是近数十年来战争需要而发展的产物。在二次大战中，空战及空中进攻的需要，使得活塞式发动机发展到了非常高的阶段，但仍然满足不了飞机对飞行速度与高度日益增加的需要，以致被燃气轮机所取代。后来的几次局部战争，如朝鲜战争、越南战争、中东战争等多次的实战实践与改进，将航空燃气轮机发展到今天的几乎取代活塞发动机的独霸天下。与此同时，许多先进国家中工业与交通的急速发展，如民用航空事业的普及以及其他工业发展都要求巨大的动力源。石油的开采提供了丰富的石油来源，促使航空发动机跳出航空应用的小圈子，而逐步扩展到海洋、地面及开采等各个领域中去。

航空发动机与其他各类型动力相比，有其独特的优点。

其一、是单机功率大，并且功率变化范围大。最小仅百余马力（如航空启动机），最大可达数万马力，这一点就比内燃机强，可供用户按不同需要来选择。

其二、是重量尺寸小，通常以每马力的机重以及每马力的体积来表示。拿常用马力范围三百马力而言，内燃机大约需要一米见方的空间来安置，蒸汽机就更大了，而航空发动机只有 $\frac{1}{3}$ -米直径左右半米长的空间就够了；如果拿一万马力而言，内燃机大约需要一间厂房，蒸汽机需要一座楼，而航空发动机只有一米直径二米长的空间即可。此外，安置航空发动机的地点要求很低，无论野外，室内，海洋，且作为移动式动力亦很方便。

其三、对不良环境的适应性强。柴油机在高寒地区需要烘烤滑油箱（启动时），也需要水进行冷却；蒸汽机更需要水源，在干旱（沙漠）地区无法采用。而航空发动机不用冷却水，也不需要烘烤暖机。

其四、可以使用多种燃料。内燃机只能使用一种燃料（汽油或柴油），因此需要专门的运输以供应其燃料消耗，这对开发地区与开采工业是困难的负担；蒸汽机只能建立在煤源丰富的地方且需要专线运输（如果马力较大的话）。而航空发动机可适应工作环境更换燃料种类，甚至于就地取材，于方便与经济有利多了。

其五、工程投资少。由于航空发动机重量小，便于运输，体积小，不需要特殊的厂房建设，以及不需要庞大的辅助设备，使得建立相应的动力源所需投资少，见效快，经济效果好。例如我国沿海开放城市，为了迅速解决动力不足，采用航空发动机是出路之一。

其六、使用维修方便。因为航空发动机没有外部设备，自动化程度高，就可以采取无人

管理的遙控方案，比其他型动力就方便得多。

其七、寿命长。航空发动机可以连续运转上万小时（在航空发动机上），若改用地面降温工况使用，其寿命还会成倍地增长。

由于航空发动机具有以上优点，再加上航空发动机采用材料与工艺水平高，在为航空服务完毕，空中寿命结束后，仍然可作为地面动力来使用。这一点对我国的国情，充分利用一切物资，提高经济效益来说，也是非常重要的。下面就其可能应用的领域进行讨论：

1. 湖海水面动力

水是一种流体，与空气作工质一样，航空燃气轮机是非常适应的。不管是利用它来驱动舰艇的螺旋桨或是喷水推进，或者更直接地运用它作为动力（用于气垫船），在国外得到广泛的使用。特别是对旧有用柴油机或蒸汽机作动力的船舰，为了提高战术能力，将航空发动机改装运用在舰艇上，周期非常短，费用也不大；如果想要节省燃料，提高经济性，将航空发动机与柴油机或蒸汽机联合使用，在巡航时用柴油机或蒸汽机，而在短时加速时用航空发动机辅助。

将航空发动机运用在船舰上，除了前述共同优点以外，它还可以利用燃料的蒸发吸热（如液态天然气等）来冷却局部设备，这一点对油轮非常有用。

当然，在海湖水面运用航空发动机，也带来一些新的难题，最主要是发动机零件的腐蚀，差不多全部零件在所难免。其中最严重的是热零件的腐蚀，这是因为海洋空气中含有大量的金属盐，其中钠与燃料中所含的少量硫在高温下合成硫酸盐，沉淀在热零件表面，与金属氧化膜及基体金属进行反应，生成低熔点的共晶体，而加速镍钴合金的侵蚀作用。

再者，运用航空发动机作船舰动力时，必须设置备用机（或与柴油机、蒸汽机联合使用时），在改变工况或遇有故障时，进行切换，需相应增加一套切换机构，因而使构造复杂化。

2. 地面运输的动力

首先是作为火车的动力，近来在美国、日本、法国、加拿大等国取得了很大的进展。在我国，首先是客运火车，由于我国私人汽车不多，航空运输增长缓慢，而适应目前四化需要，客运量激增，春节高峰时高达亿人次。而我国火车车速较低（低于90公里/小时），出路是提高车速，若能提高到180（公里/小时），则客运能力增加一倍。目前内燃机车功率约在4000马力左右，再进一步增大，只有依靠燃气轮机，在移动式有限空间的火车头上运用航空发动机具有突出的优越性。如果考虑在效率上能与内燃——电动机车比美，就必须采用回热利用的方案，那么，航空发动机就比地面工业燃气轮机更显得小巧玲珑了。如法国采用“超黄蜂”航空发动机作为火车动力（烧轻柴油），车速达260（公里/小时），即是一例。

作为载货车头，航空发动机改烧劣质燃料，也可以起到提高功率加快车速而经济性又好的效果。

无论作为客运火车或货运车头，对我国幅员广大，有高寒地区的东北与西北，有高原地区的西藏，还有干旱沙漠的青海与新疆，联系前述航空发动机的优点，是非常合适的。

此外，作为地面运输的动力，主要运用在军用车辆上，如坦克、装甲车。拿坦克为例，要求火力强，防护能力高（钢板厚40毫米以上）、机动性好，这些方面都需要功率大的动力。众所周知，战车上的空间十分宝贵，面对这些要求，柴油机是无法满足的，特别是对原有战

车的改进上，航空发动机就显得比其他动力机械优越。英、美、法、德及苏联都在大力发展战车燃气轮化的工作。例如美国以AGT-1500作动力与等功率的柴油机比较，重量与体积减少了一半，扭矩系数提高二倍，加速时间缩短2~3倍，坦克平均速度提高一倍，低温启动温度降低20℃，且可用多种燃料，不用冷却水，可适用于高寒地区及干旱地区。我国的战车无疑也将要走这条路。

3. 作油田开采的动力

首先是作为发电用。如果用作基本负荷，用航空发动机具有很多优点：第一，如果建立火力电厂，需要好几年的时间，而航空发动机发电设备是现成的设备，只需要几个月就够了；第二，航空发动机发电所需厂房小，不需要冷却水系统，因而可以将电站建立在负荷附近，以减少输电损耗。

亦可作备用机组，既可以解决高峰负荷的需要，也可以用作大厂电站设备检修时不使油田生产受影响。

特别是新建油田，一切条件均待开发的条件下，用原油或天然气作燃料在航空发动机上发电，更具有经济上的效益。如我国油田大部分是油气田，随油出来的伴生气如不加以利用，只有放空白白烧掉，此时立即用航空发动机发电机组可以得到急需应用的电能。

其他，航空发动机还可用作注水，以及输送管线上带动增压泵的动力。一般油田作业中，耗能最大的是注水，差不多占总功率50%以上。若采用电机驱动，一方面耗电大，另一方面电机笨重以及增减速机构机械效率损失，比直接采用多台小型航空发动机的效率要差。特别是输送线路，如沿途用电泵站，由于电机特性限制必须采用开式输油方案，使伴生天然气白白漏走。若用航空发动机作驱动动力，即可采用闭式输油，回收天然气，经济效益是巨大的。

在海洋平台上采用航空发动机，其优点就更加突出。海洋气候恶劣多变，强劲海风可高达210（公里/小时），巨浪（高达20多米）等附加对平台的压力，以及结冰等，使得平台面积极为有限。以数十人的生活设施以及生产设备全部挤在方寸之地，使得平台的造价高得惊人。为了安全，对动力装置的马力重量比，马力体积比的要求都特别高，从这两方面讲，柴油机与航空发动机是无法相比的，更何况柴油还需要另备柴油供应系统呢！但是，航空发动机带来一个防火的问题，英国北海油田曾发生过灾难性火灾，不过目前已经有一些办法来防止火灾发生。

对我国正在新兴的海洋油田而言，如果尽快地使用国产航空发动机，来提高经济效益，减少外汇支出，是我国面临的一个大任务。

4. 与其他型动力联合循环

燃气轮机（包括航空发动机）热效率低，主要原因之一是余热损失（排气温度高），如何利用这部分余热是提高其热效率之途径。例如将排气引入锅炉加热水蒸汽，或将排气驱动蒸汽涡轮以产生更多的功率等方案都是可行的。以单纯航空发动机（高压比）而言，热效率最高仅达30~35%，而大型蒸汽轮机（如发电用）为35~38%，如形成两者联合循环，则最高热效率可达40~50%，显然可大为改进经济效益。

5. 作排气动力

航空发动机排出的高温废气也是可以利用的一种手段，尽管它消耗燃料，但是它具有机

动灵活，垂手可得的优点，在某些紧急情况下争取了时间，典型的例子便是煤矿火灾的灭火以及机场扫雪，可以迅速地解除紧急任务的需要。

6. 作地面某些特殊用途的动力

由于前述航空发动机具有许多突出优点，再加以平常维护简单，启动迅速，在某些非经常运用的条件下，选它作动力源是合算的。例如作地面实验用的动力源，气源动力，风洞实验的动力等，都非常适宜。

二、燃气轮机可能采用的燃料

这里不对燃料作全面的阐述，仅就可能应用在航空燃气轮燃烧室的各种燃料作概括性讨论，并且也局限在对燃烧室工作与特性等直接有关方面进行，以备在本书后面关于燃烧室对不同燃料进行改型设计的讨论提供一些理论上的准备与依据。

1. 液态燃料

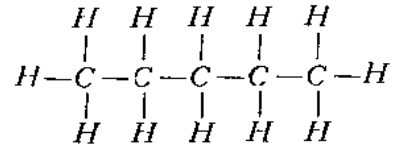
在燃气轮机燃烧室中，过去普遍采用碳氢化合物的液态燃料，即石油系列的产品——煤油。但自从上次世界性石油危机爆发以来，石油作为能源只能维持极有限的年数。因此，全世界都在寻找新的能源。对燃气轮机来说，一方面在放宽石油馏分以及降低煤油品位的方法扩大用油范围，同时亦在寻找非石油系列的代用品。许多地面动力的燃气轮机已经广泛采用柴油、重油及更低质的燃油，不同燃料给燃气轮机的燃烧带来一些影响。下面就其主要者进行讨论：

(1) 燃油内烃的组成

石油中氢与碳原子为非自由态存在，而由它们两者组成不同的化合物，在有机化学中统称为烃。石油含烃总分为四大类。

第一类是烷烃

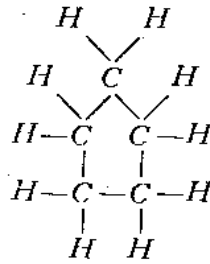
烷烃是石油中主要成分，由碳与氢单键连接，它可以直链或分支链结构，这种连接从正戊烷 (C_5H_{12}) 的分子结构



即可看出。烷烃的分子式通式为 C_nH_{2n+2} (式中 n 为整数 1, 2, 3...), 它的分子结构非常稳定，不容易与接触的材料 (如涂料、橡胶与各种金属) 起反应。由于它的氢与碳之比高，所以它的单位重量发热量高，燃烧容易完全，没有残余存在。

第二类是环烷烃

环烷烃的分子结构是环状的，如环戊烷 (C_5H_{10})，其结构为

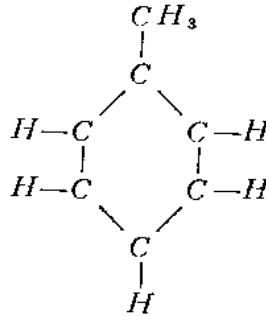


还有单环烷烃与双环烷烃之分，其分子式通式：单环烷烃为 C_nH_{2n} ；双环烷烃为 C_nH_{2n-2} 。

这种分子结构也非常稳定，它的氢碳比要低些，所以其单位重量发热量低些，但密度大些，燃烧也易完全。其主要优点是，与相同碳原子数的烷烃相比，它的冰点较低。

第三类是芳烃（或芳香烃）

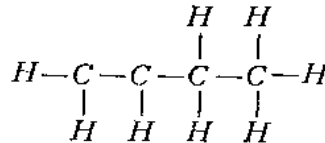
芳烃是不饱和的六个碳原子的环状化合物，如甲苯（ C_7H_8 ）：



也有单环芳烃与双环芳烃之分，其分子式通式：单环芳烃为 C_nH_{2n-6} ；双环芳烃为 C_nH_{2n-12} ，其氢碳比更低，所以单位重量发热量比烷烃小，它能使橡胶和某些密封件膨胀。因含碳量相对地较多，所以燃烧时生烟，并分析出炭粒使火焰光度增加。

第四类是烯烃

烯烃是不饱和的分子结构，如丁烯（ C_4H_8 ）：



它是烃类中最活泼的，能和许多材料起反应。如与空气形成漆状物或胶状物，它也可以本身形成高分子聚合物，因而对燃油的输送与贮存，亦即是燃油的热安定性（下面将详细讨论）对使用的影响会带来不利。烯烃的分子式通式为 C_nH_{2n} 。

上述诸烃以燃烧容易程度来说，依次顺序如下：

烷烃 > 烯烃 > 单环烷烃 > 环烷烃 > 双环烷烃 > 单环芳烃 > 双环芳烃

例如美国在1975年以前规定航空燃油中，最大芳烃为20%（体积）（其中萘含量小于3%），到1976年就放宽到22%，*Jet A*燃油芳烃含量增至25%，这样，放宽规格的燃油约较前增产6%左右，并且经过调查发现热部件维修费用占总维修费的百分比并无显著变化。这种趋势说明不仅仅航空燃油可以放宽要求，而将航空发动机改作其他水面陆上动力时，只要将燃烧室作一定的改型，燃油品位还可进一步放宽。

为讨论方便，将我国及美国常用燃气轮机燃油的主要组成及性能列于表1—1。其中JP-4

是美国空军与陆军主要采用的燃油，直到目前为止，许多关于燃油的研究工作大多以它为基准来进行对比；*JP-5*是美国海军采用的燃油，是一种高闪点燃油；*Jet A*是美国民用燃气轮机主要采用的燃油；*JP-7*是美国空军专门用于要求热安定性的燃油，挥发性较低。*RP-1*是我国常用的一种航空燃油；还有一种高闪点燃油，也是航空用油。另外三种：*NO10*轻柴油、*RC3-10*重柴油及100号重油目前并未在燃气轮机中采用，在此列出主要用以进行对比。*TC-1*为苏联航空燃油。

表 1-1

燃 油		美 国				苏 联		我 国			
项 目		<i>JP-4</i>	<i>JP-5</i>	<i>Jet A</i>	<i>JP-7</i>	<i>TC-1</i>	<i>RP-1</i>	高闪点	10号轻柴	<i>RC3-10</i> 重柴	100号重油
组成	烃类%			84-92	79-90	84.6	90.7				
	芳 烃	* <25	* <25	8-16	* <5	10-21	15.4	9.3			
	烯 烃	* <5	* <5								
	碳 元素%			85.6-86.97		85.25-86.04	85.93	85.64			*85.97
	氢	>13.6	>13.5	13.9-14.2	14.4	14.21-14.36	13.98	14.24			*11.97
	硫	<0.4	<0.4	0.03-0.2	<0.1	0-0.2	0.09	0.12	<0.2	<0.5	<2
挥发度	初馏($^{\circ}\text{C}$)	60		144-168	>182	132-148	139	184			
	10%($^{\circ}\text{C}$)	90	<205	159-183	>196	145-165	156	195			
	50%($^{\circ}\text{C}$)	<190		173-197		152-186	176	207	300		
	90%($^{\circ}\text{C}$)	<245		207-234	<260	201-222	210	223	340	350	
	终馏($^{\circ}\text{C}$)	<270	<290	223-252	<288	215-245	223	235			
	蒸气压(千巴)	14.21(38 $^{\circ}\text{C}$)	0.6(38 $^{\circ}\text{C}$)	1.4(38 $^{\circ}\text{C}$)	20.7(149 $^{\circ}\text{C}$)						
比 重		** $<45-57$	** $<36-48$	**37.51	**44-50	0.776-0.786	0.7879	0.8.24			
冰点($^{\circ}\text{C}$)		<-53	-46	-40	-43.5	<-60	-64	<-60	<-10	<10	<25
粘度(厘斯)-20 $^{\circ}\text{C}$		1.75	8.5	1.87-1.34	15(-34.6-1.27 $^{\circ}\text{C}$)	1.27-1.48	1.34	2.02	$<3-8$	13.5(50 $^{\circ}\text{C}$)	100 E°
闪 点($^{\circ}\text{C}$)		25	60	43-60	>60	28-38	33	59	65	65	120
烟 点(mm)		>20	>19	26-31		25-31	27	28			
自燃温度(1大气压)			241 $^{\circ}\text{C}$	238 $^{\circ}\text{C}$	241 $^{\circ}\text{C}$						
辉 光 值				$>45-65$	75	-6-69	57	59			
净热值(大卡/公斤)		10220	10169	10220	10387	10250-10370	10318	10351			9533
层流火焰传播(米/秒)		0.3-0.6	0.3-0.6	0.3-0.6	0.3-0.6						
火焰传播浓度极限		1.3-8	0.6-4.6	0.6-4.7	0.6-4.6						
最小点火能量(千焦)		0.2	0.2	0.2	0.2						

- 为体积百分率，其余为重量百分率
- 为API密度(比重)
- 为胜利重油某次化验值

(2) 氢含量百分率

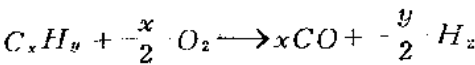
尽管上述烃类组成可以表示燃油的成分，但对使用而言，却不如用氢含量百分率更直接些，经过近年的研究表明，用氢含量百分率可以充分地表示燃油的燃烧性能的优劣。其主要结论是：

从氢的方面来说：

- 第一，氢的多少本身就说明烃类的组成，如芳烃类越多，则氢含量越低；
- 第二，氢的燃烧反应快，释放的热量也多，因此对燃油的热值有重大影响；
- 第三，氢燃烧后生成水，所以其燃烧产物不产生可见红外辐射能，与燃烧室壁温之影响较小。

从碳的方面来说：

首先是析出碳的微粒。从一般化学反应式



来看，只要油与气的比值使得氧与碳的原子数比例大于1，就应该将全部碳原子进行了反应（当然，不是指将碳的化学能全部释放出来，而仅将碳由元素变成化合物，失去碳原子的不利因素而已）若将此比例作为析出炭微粒的极限，则设法控制油气比使之超过此极限，就不应在燃气排出时出现炭的微粒。实际上，相应于生炭极限的氧碳比并不是1，而是比1大得多。表1—2是三种不同烃类之炭粒形成氧碳比极限值。其中可看出首先并不是由于燃油与氧掺合不均而使极限氧碳比理论值大，因为即使将燃油与空气预先混合均匀的混气，其极限氧碳比也大，而且按照上述烃类燃烧的顺序，极限氧碳比应增加。亦即是芳烃之极限氧碳比最高，说明它需要更多的氧才能不使炭微粒析出。在良好搅拌器中燃烧，由于强烈的紊流交换过程，使得碳元素容易找到氧进行结合，提高了氧的利用程度，因而使极限氧碳比较预混气火焰低得多。表中同时列出搅拌器的相应油气比临界值。因为良好搅拌器非常接近主燃烧室头部及燃烧区的情况，这些数值告诉燃烧室设计者在今后燃油品位降低，势必带来芳烃含量增多的情况下，宜将火焰筒头部及燃烧区设计成贫油混气进行燃烧，才可使炭微粒的生成减少。

表 1—2

燃 油	预混气本生灯 临界氧碳比	搅 拌 器 临界氧碳比	搅 拌 器 临界油气比	含 H %
丙 烷 C_3H_8	2.14	<1.41	>0.151	18.18%
丙 烯 C_3H_6	1.79	1.40	0.146	14.28%
二甲苯 C_8H_{10}	2.08	1.80	0.107	9.43%

此外，炭的生成除与油气比（实质是氧碳比）有关外，还与混气的压力有关。图1—1为三种（单环烯烃 C_8H_8 （含H12.19%），单环烷烃 C_8H_{16} （含H14.28%），单环芳烃 C_8H_6 （含H7.7%））烃类的炭烟产生图线。纵坐标为混气中燃油浓度，横坐标为压力，图中虚线S表示火焰稳定极限，T为开始生炭烟的临界线，诸数值表示燃油含碳中产生烟炭的百分率。从