

活塞式航空发动机功率修正公式

南华动力机械研究所 陆志英

一、新公式和两种广泛使用着的老公式

在发动机出厂前的检验性试车和台架持久性考核试车时, 需要足够准确而简便的功率修正公式。然而各国的功率修正公式, 有的误差较大, 有的又较繁杂。作者为此进行了研究, 提出一种新的简化公式 (1), 并列出了苏联公式 (2)^[1]和英国公式 (3)^[2]进行比较。

$$P_c = P_o(500 + t_o)p_A/515(1 - xh)p_o \quad (1)$$

$$P_c = P_o(500 + t_o)p_c[1 + 0.002625(p_o - p_c)h]/515(1 - h)p_o \quad (2)$$

$$P_c = (P_o + P_f)(M_c - p_c'/R)/[1 + C(t_c - t_o)](1 - xh)(M_o - p_o'/R) - P_f \quad (3)$$

式中 P 为功率 (kW), t 为进气温度 (°C), h 为水蒸汽分压/大气压力, p 为大气压力 (kPa), C 和 x 为温度和湿度修正系数 (表1), Z 为空燃比。

表1 温度修正系数和湿度修正系数

空气/燃油比 Z_c	9	10	11	12	13	14	15	16
$C (\times 10^{-5})$	167	181	195	207	216	224	226	228
x	2.15	1.80	1.54	1.32	1.18	1.07	1.02	1.00

p' —排气背压 (kPa), M —进气压力 (kPa), R —活塞压缩比, r —增压器增压比, k —增压器常数, N —曲轴转速 (rpm), d —气缸直径 (mm), l —活塞行程 (mm), n —气缸数。下标“o”表示仅修正了仪表误差之后的观测状态, “c”表示修正到要求的大气条件之后的校准状态。“f”表示磨擦。 $P_f = 27 \times 10^{-16} N^2 d^2 l^2 n$, 当燃油流量不变时 $Z_c = Z_o/(1 - h)$, $M_c = r_c p_c$, $M_o = r_o p_o$, 当 $t_o > t_c$ 时 $r_c = r_o/[1 + k(t_o - t_c)]$, 当 $t_o < t_c$ 时 $r_c = r_o/[1 + k(t_c - t_o)]$, $A = M_c/M_o$, 增压纯空气的发动机时见图1, 增压油气混合物时, 取 $A = 1$, 因为 $k \approx 0$ 。

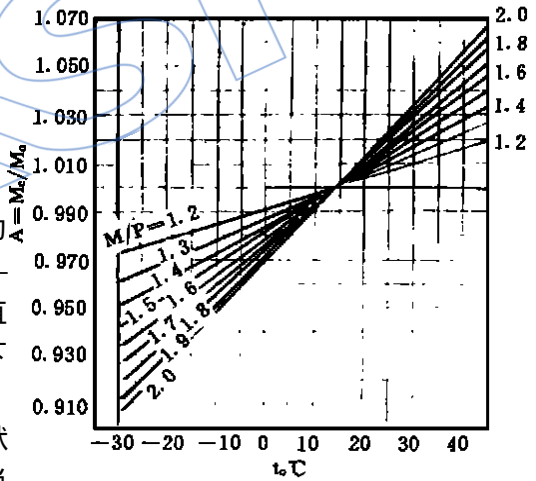


图1 进气压力与进气温度关系图

以上三种功率修正式均针对节气门全开的工况而言。节气门未全开而能保持进气压力不变的诸工况, 若需修正其功率, 只需再乘一项 p_o/p_c 即可。

二、新修正式之优点

1 简单 这从比较修正式的外形即可断定。现说明简化的内容和理由如下:

(1) 略去摩擦功率 P_f 因为大气条件主要通过 t 和 p 影响 P_f , 在试车台上 t 和 p 实际变化幅度很小, 故在出厂前的检查性试车和台架持久性考核试车时, 完全可以略去。(2) 式亦未用 P_f 。(3) 式虽然认为 P_f 与 P_o 同步变化, 但也认为 P_f 同 M 无关, 则实际上自相矛盾。

(2) 略去排气背压 p' 不论有无涡轮增压器, p' 指的是排气管通大气出口处压力。试车台上该管段短粗, p' 十分接近于 p_o 。其它条件不变时, M 与 p , 即 $M = \rho p$ 。由 (3) 式含 p 的项:

$$(M_c - p_c/R)/(M_o - p_o/R) = (M_c/M_o)(1 - 1/rR)/(1 - 1/rR) = M_c/M_o = p_c/p_o$$

此结果表明在 (3) 式里, p' 实际上不影响 P , 或者影响极微。只有当 M 也不变而改变 p' 时, P 才会改变。如飞机在发动机某工况的临界高度以下升降而保持该工况时, 功率将随飞机的升降而增减。同理, 在地面试车而发动机在巡航功率工作时, 也会出现 M 不变而 p 有变化的情况。由于同一地点 p_o 偏离 p_c 的最大值不易超过 $\pm 1.5 \text{ kPa}$, 由 (2) 式可知此时 P_o 偏离 P_c 不超过 0.4%。可见在出厂试车和持久试车时可以略去 p 的影响。在地面测定发动机高度特性时, 当然不能忽略 p 的影响。可用因式 $[1 + 0.002625 (p_o - p_c)]$ 修正^[3]。

2 准确性较高 (1) 式可缩小功率差别, 大幅度提高修正准确性 (表 2)。原因如下:

表 2 同一台发动机在同一个试车台用同一套螺旋桨、设备和仪表实验的结果

试验 日期	大气条件			发动机温度 ()				Z _c	x	功率 (kw)			
	t ()	h	p (KPa)	t _o	滑 油	气缸 (缸号)				P _o	P _c		
						最高	最低				(2) 式	(1) 式	缸温 修正
880120	2.4	0.007	100.557	17	65	190 (1)	160 (6)	11.22	1.490	291.0	296.4	297.5	296.2
880824	27.0	0.028	100.504	39	60	215 (1)	200 (8)	11.52	1.415	265.0	287.5	291.2	296.2
890309	16.1	0.015	101.760	25	60	195 (9)	175 (7)	11.21	1.490	284.4	290.3	295.3	295.3

注: 三次试验节气为均全开, 转速不变。880824 的 P_o 特别小是气缸温度特别高之故。气缸修正是以最热的气缸为准, 将温度修正到 195, 则三次试验的 P_c 值十分接近。(根据测试, 气缸温度每上升 10, P_o 平均下降 0.85%)

(1) 考虑了湿度对气缸内混合气燃烧结果的影响 高湿地区夏季的 h 可达 0.04。当 $h > 0.015$ 时, 燃气压力将有实质性的下降, 也就降低了指示功率^[4]。起飞和最大连续状态下 h 可以影响功率值达 2%, 故应考虑。

(2) 避免了考虑摩擦功率可能带来的误差 发动机试车时, 在既定工况下, 若滑油进油温度也不变, 则只有大气条件可能影响摩擦功率。不过只能影响与活塞上气体力有关的那一部分。其影响的程度如何? 众说不一, 而且与不同的型号结构有关。由于情况十分复杂, 故而与其含糊地修正摩擦功率而造成误差, 不如不理睬反而误差小些。

BCAR 中计算 P_f 式的常数项 (2.7×10^{-16}) 属特征系数, 而不同型号发动机的此系数甚至可以相差 25% 以上) 通用于各种型号的发动机, 也是很粗略的。否则可以理解为 P_f 与 p_m 无关。但是 (3) 式显然认为 P_f 同 p_m 有着成正比例的关系, 因分母里的 C 、 t_o 、 x 、 h 、 M_o 和 p_o 都影响 p_m 。这样, BCAR 的规定不仅在理论上自相矛盾, 而且由于 P_f 计算式很粗略如实际大气条件偏离标准大气条件较多, 则考虑 P_f 将使功率修正过度而造成不应有的误差。

故本文提出的新修正式补充了苏联公式的不足, 避免 BCAR 公式的误差, 使用简便。但还可研究改进。例如探讨气缸温度对功率的影响和摩擦功率的精确修正等课题, 尚待深入。

参 考 文 献

- [1] “航空发动机手册”, 国防工业出版社, 1956 年。
- [2] “英国民航适航要求 (BCAR) C2-3 及其附录”, 1981 年。
- [3] 朱民光, “航空发动机厂内试验”, 中国科学图书仪器公司, 1954 年。
- [4] “空气湿度对同一种煤油与空气混合物燃烧的影响”, 《航空技术》, 1984 年第 1 期。

OPTM IZATION OF STRUCTURAL PARAMETERS OF VENTLATINGN FANS

Jiàng Zhenliàng (Nanjing Aeronautical Institute)

ABSTRACT Centrifugal and axil ventilating fans are optimized by using different objective functions, different variables of design, different constraint forced conditions, different methods of optimization. The results show that they have common features. The efficiency of the optimized design is 5-10% higher than the traditional design. If the static pressure total-effectiveness is chosen as the objective function, the results will be more satisfactory. this procedure of optimization may be modisfied easily to applicale to a blower and a compressor.

TECHNICAL NOTES

WJ5A MOD IFICATION AND EXPERMENTAL RESULTS

Li Jinghai (Nanhua Power Plant Research Institue)

ABSTRACT WJ5A compressor has been modified. The performance data obtained in testing prior to and after the modification of the compressor are compared. Test results indicate that the performance of the modified compressor is greatly improved. In the case of the relative corrected speed $\bar{N}_{np1} = 1.0$, the maximum isentropic efficiency of the modified compressor $\eta_{\max}$ is increased by 3.6%. When $\bar{N}_{np1} = 0.70 \sim 0.90$, $\eta_{\max}$ is increased by over 15%. The pressure ratio and the mass flow are changed only a little at all speeds. When $\bar{N}_{np1} > 1.0$, there is no evident variation in the compressor performance.

A POWER CORRECTION FORMULA FOR PISTON AEROENGINES

Lu Ziying (Nanhua Power Machinery Company)

ABSTRACT A new formula to correct the power for piston aeroengines is presented. It has the advantage of considering the influence of humidity on power in the simplified calculation. Theoretical analysis and test data show that this new formula is more accurate than that used before.

SMULATION CACULATION AND ANALYSIS OF STEADY ERRORS IN A NONL INEAR SPEED CONTROL SYSTEM

Hu Shim ing (Nanjing Aeronautical Institute)

ABSTRACT A method of the digital simulation is used to analyse the steady characteristics of the nonlinear speed control system with dead zone and saturation in detail. The correlations of the system steady errors with the dead zone, ramp segment, saturation and disturbance are considered separately. It is pointed out that the steady errors are essential in the nonlinear control system substantially. According to the characters of the system in the whole control process. There are three feedbacks: First is proportion/velocity/proportion feedback, second is proportion and velocity feedback, third is only direct feedback, when disturbance is small.