

WP-8发动机稳态特性分析

西安航空发动机公司 苗永蕊

一、前言

本文采用回归分析的方法,对373台合格发动机的性能数据进行统计分析,建立台架性能曲线的回归分析式,并用其代替苏联提供的绘制台架性能曲线板来验收发动机。这在工程应用上是可靠的。该方法不仅能简化试车程序、节省能源,而且为地面台架试车应用微机处理数据提供了方便。

航空燃气涡轮发动机稳态工作性能,是飞机设计计算和使用中不可缺少的资料。本文应用地面台架性能曲线,结合飞行部队典型训练科目,通过计算给出了该型机稳态工作状态下的飞行特性。在没有高空试验台和飞行试验台的情况下,这种计算方法简单,有较大的使用价值。

二、WP-8发动机的台架性能曲线

发动机的台架性能曲线是试验得到的,台架性能通过试车台测力系统和燃油测量系统测定,其测量系统的误差均不大于0.5%。

采用回归分析法,对373台合格发动机的1119组性能数据用多项式。

$$y = b_0 + b_1 x + b_2 x^2 + \dots + b_n x^n$$

($n = 1, 2, \dots$)

去逼近,以平均误差为标准。选取逼近多项式的“最佳”次数,用最小二乘法确定多项式系数 b_0, b_1, \dots, b_n 。在这个问题中,令自变量 x 表示换算转速,随机变量 y 表示换算推力或换算燃料消耗量,直接运用大型计算机上的有关双精度最小二乘法所编制的程序计算。

统计数据中试车环境温度从 $36.5^\circ\text{C} \sim -9^\circ\text{C}$ 范围内变化。发动机试车时,保持主要工作状态(最大、额定、巡航)的物理转速等于常数,相当于发动机在巡航状态以上的换算转速 $n_{np} = 4052 \sim 4909 \text{r/min}$ 。考虑到发动机的换算转速变化范围较大,数据用非线性方程进行回归处理。各参数的回归分析式系数列于表1。

回归分析式表示了该型机台架性能变化规律;代表了我公司历年生产该型机性能平均水平;发动机推力比技术条件要求的下限值在最大、额定、巡航三个状态分别高882.6、764.9、902.2N,发动机燃料消耗率比技术条件要求的上限值在最大、额定、巡航三个状态分别低0.493、0.347、0.288 N/N·h。由表1可以看出,推力和燃料消耗量的相对平均误差分别为0.46%和1.2%,这在工程应用上是可行的。

1986年4月2日收到

表1 各参数回归分析式系数表

参数 系数及 误差	R_{np}	G_{Tnp}
b_0	-0.13539238×10^7	0.16734×10^3
b_1	0.14077511×10^4	-0.11303
b_2	-0.56398309	0.25279×10^{-4}
b_3	0.1067928×10^{-3}	-0.18499×10^{-8}
b_4	$-0.91730411 \times 10^{-8}$	0
b_5	$0.25902994 \times 10^{-12}$	
相关系数	0.99923	0.99568
相对平均误差(%)	0.46	1.2

三、用地面台架试车数据

估算发动机飞行特性

根据气动相似理论在涡轮喷气发动机上的应用，在尾喷管临界或超临界情况下，只要飞行状态和地面台架状态下的换算转速保持相等，则飞行情况与地面台架上发动机工作状态是相似的。于是就可以利用相似原理根据地面台架转速特性估算发动机飞行特性。

1. 估算方法

应用表1给出的回归分析式和空气流量回归分析式（根据1960年苏联提供的曲线图中的空气流量数据回归分析得到）

$$G_{Bnp} = 0.62775981 \times 10^5 - 0.56801108 \times 10^2 n_{np} + 0.19210126 \times 10^{-1} n_{np}^2 - 0.2873345 \times 10^{-5} n_{np}^3 + 0.16050056 \times 10^{-9} n_{np}^4$$

估算该型机的飞行特性。

在飞行情况下，发动机的推力、燃料消耗量和空气流量分别为

$$R = R_{np} \frac{P_{\#}^*}{10332} F_c + (P_{\#}^* - P_n)$$

$$-G_{Bnp} \frac{P_{\#}^*}{10332} \sqrt{\frac{288.15}{T_{\#}^*}} \frac{M_n a_n}{g}$$

$$G_T = G_{Tnp} \frac{p_{\#}^*}{10332} \sqrt{\frac{T_{\#}^*}{288.15}}$$

$$G_B = G_{Bnp} \frac{p_{\#}^*}{10332} \sqrt{\frac{288.15}{T_{\#}^*}}$$

在计算过程中，以下因素对发动机性能的影响未予考虑：

- （1）雷诺数的变化；
- （2）大气湿度的变化；
- （3）进气道总压损失的变化（取 $\sigma_{Bx} = 1$ ）；
- （4）尾喷管出口截面积的变化（取热态面积 $F_c = 0.5728m^2$ ）。

2. 计算结果

结合飞行部队典型训练科目给出该型发动机的高度-速度特性。

- （1）低空航行轰炸、起落航线、中队编队飞行（ $n = 4200r/min$ ），见表2和图1。

表 2

M \ H (km) 参数		H (km)					
		0.4	0.9	2	4	6	8
0.35	R* ¹			43870	38110	32764	27763
	G _T * ²			46189	39020	32901	27361
0.40	R	48494	46886	43463	37678	32450	27557
	G _T	53927	51544	46836	39521	33304	27714
0.45	R	48180	46572	43169	37422	31254	27449
	G _T	54907	52456	47592	40089	33755	28106
0.50	R	49093	46464	43002	37265	32156	27381
	G _T	56094	53534	48415	41090	34265	28567
0.55	R	48219	46582	43081	37255	31097	27371
	G _T	57516	54809	49446	41414	34804	29038
0.60	R	48553	46856				
	G _T	59183	56241				

注 *1表中推力R的单位为N, 下同;

*2表中燃料消耗量G_T的单位为N/h, 下同.

(2) 高空航行轰炸 ($n=4425r/min$), 见表3和图2

表 3

M \ H (km) 参数		M				
		0.70	0.75	0.80	0.85	0.90
7	R	38001	38422	38874	39393	39962
	G _T	42914	43954	45023	46140	47317
9	R	31597	32107	32656	33195	33755
	G _T	34912	35892	36932	37992	39079
11	R	25154	25601	26478	27242	27783
	G _T	27459	28390	29380	30391	31430

(3) 地面起飞 ($n=4700r/min$), 见表4和图3.

表 4

M \ 参数		M					
		0.35	0.40	0.45	0.50	0.55	0.60
R		83072	82533	82366	82308	82416	82670
G _T		90869	92035	93535	95105	96802	98469

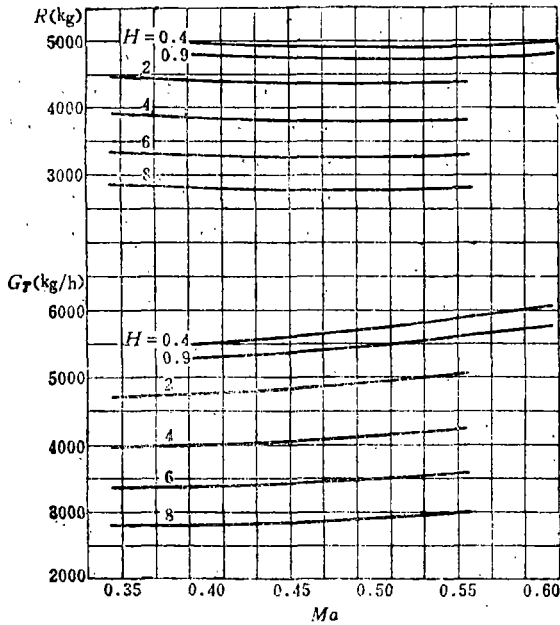


图 1 高度速度特性($n=4200r/min$)

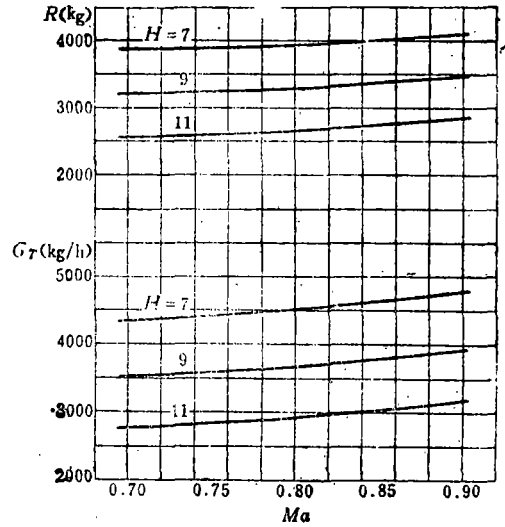


图 2 高度速度特性($n=4425r/min$)

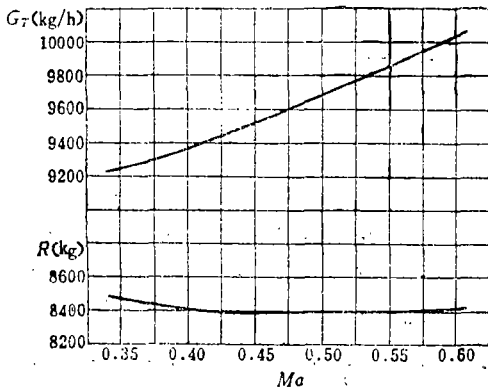


图 3 速度特性($H=0, n=4700r/min$)

四、结 论

1. 在地面台架试车中,应用统计数据回归分析式(即换算转速特性)代替原来测三点性能用曲线板绘制转速特性验收其性能,在性能调整试车中,用测一点代替原来测三点性能,可以简化试车程序,节省能源。对使用微机处理试车数据提供了方便。

本文对凡采用曲线板验收其性能的机种有一定的参考价值。

2. 结合飞行部队典型训练科目,给出了稳态工作状态下的飞行特性。在没有高空试验台和飞行试验台的情况下,用地面台架试车数据估算发动机飞行特性,既简单又经济,具有较大的使用价值。

3. 对于轰六型飞机在不同标高的机场,不同大气温度情况下的起飞过程中,要求发动机使用最佳工况的估算,本文提供了可靠依据。比如,在同一机场,如果飞机在大气温度为 $35^{\circ}C$ 时起飞,要求发动机在最大状态工作;那么,当大气温度为 $0^{\circ}C$ 时,发动机用额定状态工作就能保证飞机安全起飞。

符 号 表

$T (T^*)$	静 (总) 温	K
$p (p^*)$	静 (总) 压	MPa
n	转速	r/min
R	推力	N

G_T	燃料消耗量	N/s或N/h
G_B	空气流量	N/s
M	飞行马赫数	
V	飞行速度	m/s
a	音速	m/s
F	面积	m^2
H	飞行高度(注脚同)	km
g	重力加速度	$g=9.80665m/s^2$

注脚

η_p 换算到标准大气状态
 C 尾喷管出口截面

参 考 文 献

- (1) 涡轮喷气发动机原理, 西北工业大学编, (1974).
- (2) 克莱什金A.И.著, 喷气发动机原理, 秦鹏译, 国防工业出版社, (1977).
- (3) 索洛欣Э.И.著, 航空空气喷气发动机试验, 姚文江张春霞, 彭友梅, 周润祥译, 国防工业出版社, (1982).
- (4) 气体动力学函数表, 西北工业大学编, (1975).
- (5) 常用数理统计方法, 中国科学院数学研究所统计组编, (1973).
- (6) 涡喷发动机的典型载荷谱, 空军航空工程部订货部, (1983).

STEADY-STATE PERFORMANCE ANALYSIS

OF WP-8 JET ENGINE

Miao Yongrui

(Xian Aeroengine Company)

Abstract

In this article, a statistical analysis for the performance of 373 acceptable engines is deliberately made and it brings forth the acceptable performance curve of the engine on the test bed. By using the method, it can simplify the engine test procedures, save the fuel and facilitate the usage of micro processors for the data processing on the engine test bed. With reference to the typical subject in flight training, this article also makes the calculation of the flight performance of the engine in steady state. This method is characterized not only by its simplicity, but also by its usability for the applications without high altitude test bed and flying test bed.