

大气温度对燃气涡轮发动机性能的影响及其修正方法

陈大光 朱之丽 石 伟

摘 要

本文通过对燃气涡轮发动机在不同进气温度下的变比热特性计算,分析了按相似理论导出的常规性能换算公式的误差,并提出了较精确而实用的换算方法。

本文还就发动机循环参数及工作状态等对换算公式的影响作了初步分析。

符 号 表

A	功热当量	R	发动机推力
D	特征尺寸	Ra	空气的气体常数
C_R	单位燃料消耗率	Re	雷诺数
F	修正系数	T_H	大气温度
G_r	燃油流量	V	飞行速度
G_K	空气流量	α	指数
g	重力加速度	κ	气体比热比值
H_u	燃油低热值	λ_p	气体导热系数
M_u	转子叶片线速度表示的马赫数	μ_a	粘性系数
M_H	飞行马赫数	η_r	燃烧效率
n	发动机转数		下标
P_H	大气压力	H	未扰动大气
P_r	普朗特数	HS	换算到标准大气条件

一、前 言

燃气涡轮发动机的台架试车,是评定发动机性能的重要手段。但各地区的大气条件在不同季节里和海平面标准大气条件相差甚大,长期来,为了将非标准大气条件下试车测录的性能换算到标准大气条件的性能,沿用了按相似原理导出的性能换算公式。这些理论公式假设发动机几何相似和工质比热比值为常数。实际上大气温度变化对发动机几何尺寸及工质比热值有相当大的影响,使得换算结果的误差,特别是耗油率的误差,大到工程上不能允许的程度。这样,势必影响对发动机性能的正确评定,影响发动机的正常验收。严重时,为了满足发动机性能要求可能对发动机做出错误调整,影响发动机的使用可靠性或飞行器性能。为了

简化发动机的飞行性能计算,也常用相似参数表示发动机性能,即所谓综合特性,这种表示方法,误差也很大,直接影响飞行器性能计算的精度。为此,本文通过比热比值变化对发动机性能影响的分析和计算,提出了比较精确的大气温度对性能影响的修正公式。另外,本文还就发动机循环参数和工作状态等对换算公式的影响做了初步分析。

大气温度对发动机几何尺寸的影响(包括径向间隙),破坏了几何相似,影响部件特性,因而也应加以修正。这一修正要依赖大量试验结果,不在本文讨论范围之内。

二、按相似理论导出的换算公式的误差分析

燃气涡轮发动机在稳定工作状态下工作时的性能(如推力、耗油率等),可以表示为^[1]:

$$R = f_1(A, g, \kappa, R_a, \mu_a, \lambda_p, P_H, T_H, V_H, n, D, m_1, \dots, m_n) \quad (1)$$

$$C_R = f_2(A, g, \kappa, R_a, \mu_a, \lambda_p, P_H, T_H, V_H, n, D, m_1, \dots, m_n) \quad (2)$$

由以上表达式可以看出发动机的推力和耗油率与流过发动机的工质性质($\kappa, R_a, \mu_a, \lambda_p$)、发动机的工作状态(P_H, T_H, V_H, n)以及气流通道的几何尺寸($D, m_1, \dots, m_n$)等许多因素有关,且关系复杂,难以用一个简单的函数式表达。工程上常用相似原理,将一些对发动机性能有重要影响的因素,用量纲分析方法组合成一些无量纲参数;用以表示各因素对发动机性能的影响,并建立起保证发动机工作相似的充要条件(相似准则)。

按量纲分析,发动机的推力、燃油流量、耗油率、空气流量等的相似参数可表示为

$$\frac{R}{P_H \cdot D^2} = f_1(M_u, M_H, \kappa, Re, Pr, m_1, \dots, m_n) \quad (3)$$

$$\frac{G_r H_u \cdot \eta_r}{P_H \cdot D^2 \sqrt{g R_a T_H}} = f_2(M_u, M_H, \kappa, Re, Pr, m_1, \dots, m_n) \quad (4)$$

$$\frac{C_R \cdot H_u \cdot \eta_r}{\sqrt{g R_a T_H}} = f_3(M_u, M_H, \kappa, Re, Pr, m_1, \dots, m_n) \quad (5)$$

$$\frac{G_r \sqrt{R_a T_H}}{P_H D^2 \sqrt{g}} = f_4(M_u, M_H, \kappa, Re, Pr, m_1, \dots, m_n) \quad (6)$$

(3)至(6)式说明,影响发动机性能相似参数的无量纲参数有:表示叶片旋转切线速度的马赫数 M_u ,飞行马赫数 M_H ,比热比值 κ ,雷诺数 Re ,普朗特数 Pr 和几何形状因子 $m_1, \dots, m_n$ 。

地面试车时 $M_H = 0$;雷诺数很大,发动机气动部件在自模区工作,雷诺数对发动机工作相似的影响可以不计;实验证明普朗特数变化不大,如再忽略大气温度变化对发动机的几何相似参数(几何形状因子)的影响,并假设工质的比热比值 κ 保持不变,则上述公式可简化为

$$\frac{R}{P_H D^2} = f_1'(M_u) \quad (7)$$

$$\frac{G_r H_u \eta_r}{P_H D^2 \sqrt{g R_a T_H}} = f_2'(M_u) \quad (8)$$

$$\frac{C_R H_u \eta_r}{\sqrt{g R_a T_H}} = f_3'(M_u) \quad (9)$$

$$\frac{G_k \sqrt{R_a T_H}}{P_H D^2 \sqrt{g}} = f_4'(M_u) \quad (10)$$

其中

$$M_u \propto \frac{nD}{\sqrt{g R_a T_H}} \quad (11)$$

至此获得通常所使用的在地面工作条件下的发动机相似准则,即对于几何相似或相同的发动机,只要保持 $\frac{nD}{\sqrt{g R_a T_H}} = \text{常数}$,则性能相似参数保持不变,发动机工作状态相似。当燃烧效率 $\eta_r = \text{常数}$ 时,可得到常规的试车性能换算公式

$$\text{推力} \quad R_{HS} = R \frac{P_{HO}}{P_H} \quad (12)$$

$$\text{耗油率} \quad C_{RHS} = C_R \sqrt{\frac{T_{HO}}{T_H}} \quad (13)$$

式中 P_{HO} , T_{HO} 分别表示标准大气压和标准大气温度。

上面两式是在假设工质比热比值不变的前提下得出的,实际上比热比值是工质温度和油气比的函数。大气温度变化,沿发动机流程工质的温度和燃烧室内的油气比都会发生变化,这就是使用常规换算公式 (12), (13) 将引起误差的原因所在。

鉴于上述分析,为了求得更精确的温度修正公式,本文利用变比热的发动机性能通过计算程序^[2],计算了设计参数不同的涡喷和涡扇发动机性能。

在计算中只考虑了大气温度对工质比热比值的影响,没有修正比热比值变化对压气机及涡轮部件特性的影响(计算结果证明它的影响很小;可以忽略^[3])。另外,换算转速仍定义为 $n_{HS} = n \sqrt{\frac{288.16}{T_H}}$ 。性能计算范围是:在大气压力保持为标准大气压力条件下,大气温度在 $45^\circ\text{C} - - 35^\circ\text{C}$ 内变化,相对换算转速在 0.8—1.05 内变化。

对 WP-7 乙型涡喷发动机和 SPEY MK-202 型涡扇发动机的性能计算结果,按常规换算公式,以相对换算转速等于 1.0 为例,换算到标准大气条件下的性能列于表 1 和表 2。表中还列出了换算结果的相对误差。可以看出,推力换算公式 (12) 的误差小一些,而耗油率换算公式 (13) 的误差是不能允许的。因此,必须对常规换算公式加以修正,以使换算能有足够的精度,从而对发动机性能作出正确评价。

表 1 WP-7 乙型发动机性能换算结果

温度 $t_H^\circ\text{C}$	35	25	15(标准)	5	- 5	- 15	- 25	- 35
换算推力	4331.9	4318.3	4304.5	4291.8	4273.8	4260.6	4245.1	4229.1
换算误差	0.64%	0.32%	0 %	- 0.3%	- 0.71%	- 1.02%	- 1.38%	- 1.75%
换算耗油率	1.014	1.007	0.9999	0.9944	0.9880	0.9824	0.9766	0.9708
换算误差	1.41%	0.71%	0 %	- 0.55%	- 1.19%	- 1.75%	- 2.33%	- 2.91%

表'2 SPEY MK-202型发动机性能换算结果

温度 t_H ℃	45	35	25	15(标准)	5	- 5	- 15	- 25
换算推力	4768.8	4759.2	4736.0	4721.2	4721.0	4706.7	4695.5	4683.8
换算误差	1.01%	0.8%	0.31%	0 %	- 0.04%	- 0.31%	- 0.54%	- 0.79%
换算耗油率	0.6620	0.6606	0.6571	0.6536	0.6498	0.6469	0.6438	0.6408
换算误差	1.28%	1.07%	0.54%	0 %	- 0.58%	- 1.03%	- 1.5%	- 1.96%

三、修正方法

考虑大气温度对工质比热的影响时, 换算公式仍可采用与公式(13)类似的形式, 即

$$C_{RHS} = C_R \left(\frac{288.16}{T_H} \right)^\alpha \quad (14)$$

式中 α 为待定指数。根据最小二乘原理, 对某机种进行不同大气温度和转速的性能计算, 取得 n 个计算样点后, 指数 α 可按式求定

$$\alpha = \frac{\sum_{i=1}^n \left[\ln \left(\frac{288.16}{T_{Hi}} \right) \cdot \ln \left(\frac{C_{R标准i}}{C_{Ri}} \right) \right]}{\sum_{i=1}^n \left[\ln \left(\frac{288.16}{T_{Hi}} \right) \right]^2} \quad (15)$$

式中 C_{Ri} 为非标准大气条件下发动机的耗油率。

为检验用公式(15)进行耗油率换算时的精度, 在求得 α 后, 用下式计算换算平均误差 ε :

$$\varepsilon = \frac{\sum_{i=1}^n \left[\frac{|C_{R标准i} - C_{RHSi}|}{C_{R标准i}} \right]}{n} \quad (16)$$

为使拟合结果能适用于发动机较大的工作范围, 拟合样点应在足够大的大气温度和换算转速范围内选取。

以WP-7乙型和SPEY MK-202型为例, 在两发动机的性能计算结果中, 分别取47个和45个样点进行拟合, 其结果如下:

1. WP-7乙型发动机按公式(15)的计算结果是:

$$\alpha = 0.661。$$

该发动机的换算公式为

$$C_{RHS} = C_R \left(\frac{288.16}{T_H} \right)^{0.661} \quad (17)$$

按上式进行耗油率的换算结果见表3。同标准条件下计算结果相比, 47个点的平均误差为0.23%, 同常规换算结果相比, 平均误差减少了80%。

表3 WP-7乙型发动机耗油率换算结果〔公式(17)〕

$C_{RHS} \backslash \bar{n}_{HS}$ $t_H^\circ C$	1.05	1.0	0.95	0.90	0.85	0.80
35	1.0663	1.0026	0.9862	0.9841	~	1.0355
25	1.0657	1.0012	0.9862	0.9842	1.0036	1.0372
15 (标准)	1.0651	0.9999	0.9856	0.9849	0.9908	1.0383
5	1.0649	1.0001	0.9852	0.9852	0.9914	1.0397
- 5	1.0636	0.9994	0.9843	0.9853	0.9932	1.0422
- 15	1.0636	1.0000	0.9848	0.9722	0.9950	1.0445
- 25	1.0633	1.0004	0.9850	0.9740	0.9972	1.0471
- 35	1.0634	1.0012	0.9857	0.9761	0.9998	1.0501

2. SPEY MK-202型发动机按公式(15)的计算结果是

$$\alpha = 0.613$$

该发动机的耗油率换算公式为

$$C_{RHS} = C_R \left(\frac{288.16}{T_H} \right)^{0.613} \quad (18)$$

用上式计算的耗油率换算值见表4, 45个点的平均误差为0.16%。

表4 SPEY MK-202型发动机耗油率换算结果〔公式(18)〕

$C_{RHS} \backslash \bar{n}_{HS}$ $t_H^\circ C$	1.05	1.0	0.95	0.90	0.85	0.80
45	0.6887	0.6546	0.6384	0.6426	~	0.8598
35	0.6878	0.6539	0.6385	0.6421	0.7361	~
25	0.6870	0.6546	0.6374	0.6416	0.7357	0.8591
15 (标准)	0.6863	0.6536	0.6371	0.6413	0.7356	0.8595
5	0.6854	0.6524	0.6365	0.6411	0.7356	0.8600
- 5	0.6849	0.6522	~	0.6435	0.7351	0.8608
- 15	0.6845	0.6519	0.6370	0.6439	0.7378	0.8620
- 25	0.6841	0.6517	0.6370	0.6444	0.7397	0.8638

SPEY MK-202发动机试车大纲中给出了耗油率换算公式, 其表达形式为

$$C_{RHS} = C_R \sqrt{\frac{288.16}{T_H}} \cdot F \quad (19)$$

计算结果证明, 修正系数 F 是大气温度的函数, 且线性相关性很好。发动机转速对修正系数的影响很小可以不计, 因此, 修正系数可以表示为大气温度的函数, 即

$$F = b_0 + b(t_H - 15) \quad (20)$$

大气温度 $t_H = 15^\circ\text{C}$ 时修正系数为 1.0, 故系数 $b_0 = 1.0$ 。系数 b , 在取得 n 个计算样点后可按下式计算:

$$b = \frac{\sum_{i=1}^n F_i(t_i - 15) - \sum_{i=1}^n (t_i - 15)}{\sum_{i=1}^n (t_i - 15)^2} \quad (21)$$

将 SPEY MK-202 发动机计算求得的修正系数 F 和该发动机试车大纲中给出的修正系数曲线^[4]进行比较, 其结果列入表 5。这一比较充分证明本文所提出的耗油率修正方法是切实可行的。

表 5 SPEY MK-202 型发动机耗油率修正系数

$t_H^\circ\text{C}$ 耗油率修正 F	- 15	- 5	5	25	35	45
试车大纲数据	1.0149	1.00946	1.00439	0.9953	0.9899	0.9854
计 算 结 果	1.0125	1.0082	1.004	0.9961	0.9924	0.9888
相对误差(%)	0.23	0.128	0.04	0.08	0.25	0.345

同样, 可以获得发动机推力的换算公式, 这里不再赘述。

四、发动机设计参数和换算转速对换算公式的影响

为进一步分析发动机设计参数不同对换算公式的影响, 我们还取不同的设计参数, 如压机增压比 π_k^* , 涡轮前温度 T_3^* , 函道比 BPR 等进行性能计算, 并以耗油率计算结果作曲线拟合求得的指数 α 为例, 分析了各设计参数对换算公式的影响, 结果分述如下:

1. 设计点涡轮前温度的影响

若将 WP-7 乙型发动机的设计涡轮前温度由 1288K 提高到 1400K, 其它设计参数值不变, 换算公式 (17) 中的指数 α 由 0.661 增大到 0.7; 若将 SPEY MK-202 型发动机的设计涡轮前温度由 1323K 提高到 1600K, 则公式 (18) 中的指数 α 由 0.613 增大到 0.657, 按常规换算公式换算的推力最大误差由 1% 增大到 1.46%。这是因为温度增加, 对工质比热比值的影响也增大, 所以指数 α 也增加。

2. 设计增压比的影响

若将 SPEY MK-202 型发动机设计增压比由 16.81 增加到 25, 设计涡轮前温度仍取 1600K,

函道比等其它参数设计值不变则指数 α 由 0.657变为0.645。由此可见设计增压比的高低对换算公式的指数 α 没有明显影响。

3. 设计函道比的影响

为分析函道比影响, 计算了函道比为 0.689 和 6 两种情况 (增压比为25, 涡轮前温度为 1530 K) 计算结果见表 6。从表中看出, 设计函道比的大小对换算公式的指数 α 也无明显影响。

表 6 设计函道比对换算公式的影响

比 较 结 果	函 道 比	指 数 α	耗油率换算误差 ϵ
大 函 道 比	6	0.6356	0.08%
小 函 道 比	0.689	0.6339	0.74%

4. 发动机换算转速的影响

对同一机种, 其换算转速计算范围不同的计算结果列于表 7。从表 7 中可以看出在相当大的换算转速范围内耗油率可用同一换算指数 α 进行换算。

表 7 换算转速对换算公式的影响

参 数 型 别	相对换算转速范围	指 数 α	耗油率换算平均误差 ϵ
SPEY MK-202	0.9—1.05	0.6149	0.23%
SPEY MK-202	0.8—1.05	0.613	0.16%
WP-7 乙	0.95—1.05	0.666	0.2%
WP-7 乙	0.8—1.05	0.661	0.23%

五、结 论

1. 常规换算公式用于推力换算误差较小, 但耗油率换算误差较大, 工程上是不能允许的, 必须加以修正。

2. 本文所提出的换算公式(14), 形式简单, 可适用不同的大气温度和发动机换算转速, 具有相当高的换算精度。

3. 发动机涡轮前温度的设计值对换算公式的指数 α 具有明显的影响。对设计参数值不同的发动机 α 值也应不同, 即各种发动机都应有其专用的换算公式。

4. 大气温度对发动机几何尺寸有显著影响的发动机, 换算公式中的指数 α 值应根据专门的试验确定。

参 考 文 献

- (1) Литвинов Ю.А., Боровик В.О.: Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. 1979.
- (2) Koenig, R.W. and Fishbach, L.H.: GENENG II-A program for calculating design and off-design performance for turbojet and turbofan engines. NASA TND 6552, 1972.
- (3) 石伟, 朱之丽, 陈大光: 大气温度对涡轮喷气及涡轮风扇发动机性能影响的修正方法。北京航空学院技术报告, 1984年11月。
- (4) 王智忠: 斯贝MK-202发动机生产试车中的推力修正。国营红旗机械厂设计所, 1982年9月。