

燃烧室热力计算的一种新方法

朱天宇 陈辅群

(空军航空修理研究所) (西北工业大学)

摘 要

本文根据燃气轮机燃烧室热力计算的“非迭代精确法”原理,推导了使用液体或气体燃料的燃气轮机/蒸汽轮机联合循环研究中几种燃烧室热力计算的通用公式,并从两个不同角度,将其与国内常用的“等温焓差法”进行对比分析,揭示了它们之间的内在联系。

主题词: 燃气轮机发动机, 燃烧室, 热力学, 计算方法

一、前 言

在燃气轮机/蒸汽轮机联合循环(简称联合循环)研究中,常遇到再热型和补燃型联合循环方案,主燃室及其下游的再燃室和补燃室的热力计算,可以分别采用文献〔1〕提出的“等温焓差法”的两组计算公式。文献〔2〕的“非迭代精确法”,可以推导出同时适用于主燃室和再燃室或补燃室的一组热力通用计算公式,为编制计算机程序带来方便。它作为求解燃气轮机燃烧室能量平衡方程的一种新的非迭代解法,值得鉴别。

二、理论燃气比

在“非迭代精确法”中,引入“理论燃气比”概念,其定义式为:

$$x = \frac{\text{理论燃气量}}{\text{燃烧产物总量}} = \frac{f(1+f_s)}{f_s(1+f)} \quad (1)$$

式中 f ——燃料空气比; f_s ——理论燃料空气比。

理论燃气比与燃料空气比是一一对应的,当 $0 \leq f \leq f_s$, 有 $0 \leq x \leq 1$ 。不考虑压力等因素影响,燃气的焓值可以表示成总温与理论燃气比的函数,即 $h_g = h(T, x)$ 。

三、燃烧室通用热力计算公式的推导

一般地,燃烧室的能量出入关系如图1所示,能量平衡方程为:

$$\begin{aligned}
& (1 + f(x_e)) [h(T_e, x_e) - h(T_{re}, x_e)] \\
& - (1 + f(x_i)) [h(T_i, x_i) - h(T_{re}, x_i)] \\
& = (h_u + \Delta I_f) [f(x_e) - f(x_i)] + (1 - \eta_c) f(x_i) h_u - Q/m_{g,i}
\end{aligned}$$

式中:

T_{re} ——参考温度, K

h_u ——燃料的低热值, kJ/kg

ΔI_f ——燃料的焓值, kJ/kg

η_c ——上游主燃室的效率

Q ——散热损失, kJ/s

m_g ——燃气流量, kg/s

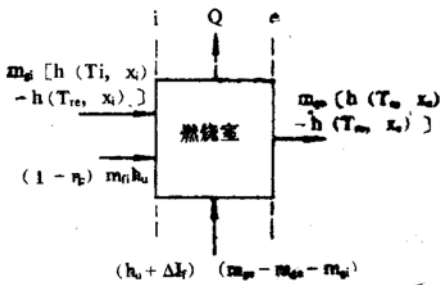


图1 燃烧室能量平衡图

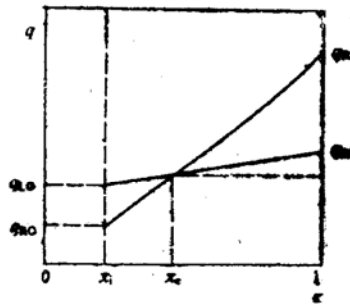


图2 能量平衡方程解法示意图

设此燃烧室的效率为 η_{ac} , 用以同时考虑不完全燃烧损失和散热损失, 则上式可以写成:

$$\begin{aligned}
& (1 + f(x_e)) [h(T_e, x_e) - h(T_{re}, x_e)] \\
& - (1 + f(x_i)) [h(T_i, x_i) - h(T_{re}, x_i)] \\
& = (\eta_{ac} h_u + \Delta I_f) f(x_e) - (\eta_c \eta_{ac} h_u + \Delta I_f) f(x_i)
\end{aligned} \quad (2)$$

考虑(2)式左边, x_e 可在 $[x_i, 1]$ 区间内变化, 有极限情况:

(a) 当 $x_e = x_i$ 时, 设左边为

$$q_{L0} = (1 + f(x_i)) [h(T_e, x_i) - h(T_{re}, x_i)]$$

(b) 当 $x_e = 1$ 时, 设左边为

$$\begin{aligned}
q_{L1} &= (1 + f_s) [h(T_e, 1) - h(T_{re}, 1)] \\
&- (1 + f(x_i)) [h(T_i, x_i) - h(T_{re}, x_i)]
\end{aligned}$$

如图2所示, 假设 x_e 在 $[x_i, 1]$ 区间内变化时, q_{L0} 到 q_{L1} 的相应变化是 x_e 的线性函数, 则

(2)式的左边可以写成:

$$q_L = q_{L0} + \frac{x_e - x_i}{1 - x_i} (q_{L1} - q_{L0}) \quad (3)$$

(2)式的右边是 x_e 的函数, 设

$$\begin{aligned}
q_R &= (\eta_{ac} h_u + \Delta I_f) \frac{f_s x_e}{1 + f_s(1 - x_e)} - (\eta_c \eta_{ac} h_u + \Delta I_f) f(x_i) \\
&= \frac{a x_e}{F - x_e} - A
\end{aligned}$$

式中 $a = \eta_{ec} h_u + \Delta I_f$, $F = 1 + 1/f_s$, $A = (\eta_c \eta_{ec} h_u + \Delta I_f) f(x_i)$ 。

于是, (2) 式成为

$$q_{L0} + \frac{x_e - x_i}{1 - x_i} \Delta q_L = \frac{ax_e}{F - x_i} - A$$

其中 $\Delta q_L = q_{L1} - q_{L0}$, 上式展开后为 x_e 的二次方程式, 解之得:

$$x_e = -G + (G^2 + D)^{\frac{1}{2}} \quad (4)$$

其中 $G = [(a + A + q_{L0})(1 - x_i)/\Delta q_L - (F + x_i)]/2$,

$$D = (1 - x_i)(A + q_{L0})F/\Delta q_L - Fx_i.$$

上式用于主燃室时, 取 $x_i = 0$, $f(x_i) = 0$, $\eta_c = 1$, η_{ec} 表示其效率。

(4) 式就是燃烧室热力计算的通用公式, 由于该公式推导过程的一般性, 它不仅可以用于联合循环的热力计算, 而且也适合使用液体或气体燃料的航空、航天发动机主燃室和加力燃烧室的热力计算。该法称为“非迭代精确法”。

四、两种燃烧室热力计算方法的关系

考虑主燃室的情况, 令 $x_i = 0$, $\eta_c = 1$, 相应的 $f(x_i) = 0$, η_{ec} 改成 η_c , 则能量平衡方程式 (2) 成为:

$$\begin{aligned} & (1 + f(x_e)) [h(T_{ce}, x_e) - h(T_{re}, x_e)] - [h(T_{ci}, 0) - h(T_{re}, 0)] \\ & = (\eta_c h_u + \Delta I_f) f(x_e) \end{aligned}$$

忽略 $h(T_{re}, x_e)$ 与 $h(T_{re}, 0)$ 的微小差别, 上式为:

$$(1 + f(x_e)) h(T_{ce}, x_e) - h(T_{ci}, 0) = (\eta_c h_u + \Delta I_f) f(x_e) \quad (5)$$

因为 f_s 比较小, 有

$$f(x_e) = \frac{x_e f_s}{1 + f_s(1 - x_e)} \approx x_e f_s \quad (6)$$

用与上节类似的推导方法, 可由 (5) 式解得主燃室的燃料空气比。

$$f_e = x_e f_s = \frac{h(T_{ce}, 0) - h(T_{ci}, 0)}{\eta_c h_u + \Delta I_f - H_{re} + H_{re}} \quad (7)$$

式中 $H_{re} = (1 + 1/f_s) h(T_{re}, 1) - 1/f_s h(T_{ci}, 0)$,

$$\begin{aligned} H_{re} &= (1 + 1/f_s) h(T_{re}, 1) - \\ &- 1/f_s h(T_{ci}, 0) \text{ 为等温焓差。} \end{aligned}$$

(7) 式就是文献(1)提出的计算主燃室的“等温焓差法”公式。可见, “等温焓差法”只是“非迭代精确法”的近似方法, 图 3 是采用这两种方法计算烧燃室燃料空气比的对比, 无论是主燃室, 还是再燃室或补燃室, 用“等温焓差法”计算出的燃料空气比偏低, 但相对差别小于 0.5%。

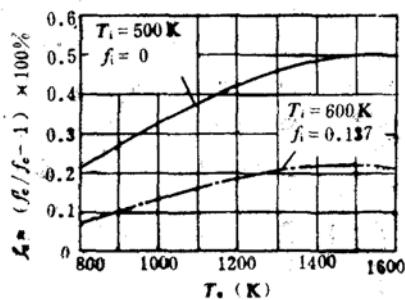


图 3 “非迭代精确法” (f_e') 与“等温焓差法” (f_e) 的计算结果对比

五、两种热力计算方法的线性假设

“非迭代精确法”和“等温焓差法”都是基于各自计算燃气焓值的线性假设，以便能够直接解出燃烧室能量平衡方程。

1. “非迭代精确法”的线性假设

考虑主燃室情况，令 $x_c = 0$ ，则(3)式可以整理成：

$$\begin{aligned} & [1 + f(x_c)] [h(T_c, x_c) - h(T_{c,c}, x_c)] \\ & = [h(T_c, 0) - h(T_{c,c}, 0)] + x_c f_c (H_c - H_{c,c}) \end{aligned} \quad (8)$$

2. “等温焓差法”的线性假设

文献[1]假设燃气是由理论燃烧燃气和纯空气组成的理想气体，由此可得：

$$\begin{aligned} & [1 + f(x_c)] [h(T_c, x_c) - h(T_{c,c}, x_c)] \\ & = [h(T_c, 0) - h(T_{c,c}, 0)] + f(x_c) (H_c - H_{c,c}) \end{aligned} \quad (9)$$

比较(8)、(9)两式可见，“等温焓差法”假设燃气的焓值是燃料空气比 f 的线性函数；“非迭代精确法”假设燃气的焓值是理论燃气比 x 的线性函数，而实际上是燃料空气比 f 的非线性函数，可能与实际情况更加接近。当 $f(x_c) = x_c f_c$ 时，这两种方法就一样了，与上节讨论的结果一致。

六、结 论

1. “非迭代精确法”是燃烧室热力计算的一种新方法，“等温焓差法”只是它的一种近似方法。使用通用计算公式(4)，具有结果准确、形式简单、一式多用等优点，作者曾将其与空气、燃气热力性质计算程序配合，进行了联合循环变比热热力过程计算[3]，得到了令人满意的准确结果。

2. 由于这两种方法都基于各自与实际情况很符合的线性假设条件，到目前为止尚未有人对其进行专门的实验验证，难以作出何种方法较佳的定论。本文指出两者的计算结果十分相近，目前还都不失为燃烧室热力计算的有效方法，有待于今后在实践中进一步验证和提高。

参 考 文 献

- (1) 范作民：焓值表及其运用，国防工业出版社，1976。
- (3) Lee, W. H.: A Non-Iterative Precise Method for Open Gas Turbine Cycle Calculation, ASME Paper 82-GT-260.
- (3) 朱天宇：联合循环性能优化，西北工业大学硕士论文，1987。
- (4) [瑞士] W·特劳佩尔著，张洪瀛译：热力透平机（第一卷），水利电力出版社，1985。

with the theoretically calculated results very well.

Keywords: Rocket engine case, Glass fiber reinforced plastic, Strength computation, Strain, Solid rocket engine.

A NEW METHOD FOR THE THERMODYNAMIC CALCULATION OF COMBUSTION CHAMBERS

Zhu Tianyu (Aeronautic Repair Research Institute of AF)

Chen Fugun (North-Western Polytechnical University)

Abstract

For the thermodynamic calculation of the gas turbine combustion chamber there are two methods to be selected, "Non-Iterative Precise Method" (NIPM) "Isothermal Enthalpy Difference Method" (IEDM). According to the principle of NIPM, a general solution of the energy equilibrium equation for main combustion chamber, the reheat combustor and the exhaust fired burners in the gas turbine and steam turbine combined cycle, using gaseous or liquid fuel is developed in this paper. With both methods analysed and compared, the internal relation between them are also discussed. It is shown that IEDM is the linear approximation of NIPM, and the fuel-air ratio calculated by the former is slightly less than that by the latter, but their relative difference won't exceed 0.5 percent. The general solution provided in this paper can be also conveniently applied to the thermodynamic calculation of all kinds of engine combustion chamber using gaseous or liquid fuel in aerospace.

Keywords: Gas turbine engine, Combustion chamber, Thermodynamics, Calculation method.

THE ESTIMATION ON THE U.S. SOLID ROCKET MOTOR'S FLY-AWAY COST

Huang Wei

(Information Research Department, Northwest
Chemical Power Co.)

Abstract

Under the thought to simulate the practical purchase processes and policies as realizably as possible, the relations among the US SRM's fly-away cost and the