

[苏联] Б. А. 尼柯拉耶夫著

火箭发动机热力计算



国防工业出版社

火箭发动机热力计算

[苏联] B. A. 尼柯拉耶夫 著

連 昭 等 譯

陈 丹 之 校



国防工业出版社

1965

內容簡介

本書介紹一種計算火箭發動機燃燒產物熱力參數以及比推力的近似方法，用該法進行計算時不用求出燃燒產物的成分；正因為如此，所以計算中所化費的工作量不多，而在實用上卻具有足夠的精確度。對於由碳、氫、氮、氧所組成的燃料的燃燒產物來說，當燃料中的含氧量有些不足時，可以用這種方法進行計算。

書中列舉了一些計算例題。附帶還敘述了確定這類燃料燃燒產物成分的方法，該法在計算上要比通常所用的方法簡單。

本書供火箭技術專業人員使用，亦可供火箭技術有關人員參考。

ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

[蘇聯] Б. А. Николаев

ОБОРОНГИЗ 1960

*

火箭發動機熱力計算

連昭等譯

陳丹之校

*

國防工業出版社出版

北京市書刊出版業營業許可證出字第 074 號

新華書店北京發行所發行 各地新華書店經售

國防工業出版社印刷廠印裝

*

850×1168^{1/32} 印張 5^{1/4} 132 千字

1965 年 2 月第一版 1965 年 2 月第一次印刷 印數：0,001—1,900 冊

統一書號：15034·801 定價：（科八一）1.10 元

目 录

序	5
緒論	7
第一章 不离解的燃燒产物的热力参数	13
§ 1. 不离解的燃燒产物	13
§ 2. 不离解的燃燒产物的焓与其溫度之間的关系	18
§ 3. 不离解的燃燒产物的焓	26
第二章 离解的燃燒产物热力参数	32
§ 4. 离解的燃燒产物	32
§ 5. 离解的燃燒产物的焓与其溫度之間的关系	38
§ 6. 有离解情况下燃燒产物焓的增量与克分子数增量之間的关系	46
§ 7. 离解所引起的燃燒产物焓的增量与其压力之間的关系	48
§ 8. 燃燒产物的熵	52
第三章 液体燃料火箭发动机热力計算法	57
§ 9. 发动机燃燒室內燃燒产物的溫度	57
§ 10. 发动机燃燒室內燃燒产物的熵	60
§ 11. 发动机噴管出口截面处燃燒产物的溫度和焓	60
§ 12. 发动机在計算工况下工作时, 燃燒产物的噴射速度和比推力	61
§ 13. 燃燒产物的比容	62
§ 14. 某些特殊情况下进行热力計算的方法	63
§ 15. 热力計算举例	66
§ 16. 計算的精确度	93
第四章 高溫下燃燒产物化学成分的計算	96
§ 17. 計算方程式的推导	97
§ 18. 燃燒产物化学成分的計算法	102
§ 19. 离解的燃燒产物化学成分的計算举例	107
§ 20. 可燃剂、氧化剂和燃料焓的計算	117
参考文献	120
附录	121

序

在設計飞行器(飞机、火箭)时,必須为它确定最佳的动力装置方案。这时,最重要的任务之一就是选择发动机的工作燃料以及决定它的工况。

燃料的选择(包括氧化剂、可燃剂以及两者的配合比例)和发动机工况(燃燒室內和噴管出口截面处燃燒产物的压力)的确定都是以各种热力計算作为依据的。热力計算的主要目的是确定比推力的大小,而比推力是火箭发动机最重要的特性。

大家所熟悉的各种火箭发动机热力計算法都是以預先計算燃燒产物的化学成分作为基础。这些方法既复杂、又費力。因此,最好采用能得到足够精确数值的近似計算法。

本书提供一种无需預先計算燃燒产物成分而能对火箭发动机进行热力計算的近似方法,并对这种方法在最常遇到的实际情况下的应用加以研究。所推荐的这种方法可以計算使用含碳、氫、氮、氧燃料工作的火箭发动机工作特性。这些燃料的組成和性能是采自国外文献中已公布的数据。至于这种方法的精确性,已經和比較精确的計算方法在下列条件下进行过校驗: 燃燒室內燃燒产物的压力在 20~100 絕对大气压內变动; 噴管出口截面处的压力下降到 0.4~0.5 絕对大气压; 燃燒产物的溫度达 3800~4000°K, 所采用燃料的化学元素含量如下:

碳·····	4~40 %;
氫·····	0.5~13 %;
氮·····	0~80 %;
氧·····	15~85 %。

余氧系数 α 为 $0.55 \sim 0.95$ ①。 α 跟常用参数——氧化剂剩余系数 α_0 之間有如下的关系:

$$\alpha_0 = \frac{1}{\nu_0} \frac{\frac{8}{3} C_r + 8 H_r - \frac{O_r}{\alpha}}{\frac{O_0}{\alpha} - \frac{8}{3} C_0 - 8 H_0}。$$

假如計算是在以上所推荐的燃燒产物压力、溫度和燃料化学成分变化範圍內进行的, 則求得的比推力誤差, 在絕大多数情况下不超过 $0.5 \sim 1.0\%$ 。

燃燒产物溫度的誤差不超过 $30 \sim 50^\circ \text{K}$ 。这个結論是在对元素化学成分很不相同的燃料燃燒产物进行了一系列檢驗性的比較計算之后得到的。

火箭发动机的近似計算方法最好是在这种情况下使用, 即当使用过去所熟悉的詳算方法时需要化費很大的計算工作量。此处首先指的是那些用于分析、比較各种燃料, 以及不同工况下为发动机工作特性所进行的計算工作。当我们为所研究的发动机选用最合适的燃料, 确定其工况以及当制造新型燃料时, 这种計算就成为必需的。此时如果用 50 厘米的計算尺进行計算, 只要化不大的工作量就能对上面所提出的所有問題, 得出足够精确的答案。

假如要对上述火箭燃料的燃燒产物得出很精确的热力参数和比推力值, 則本书所提出的近似方法仍旧是有用的。这时, 建議先求出这些参数的近似值, 然后再以常用的逐次逼近法求出其精确解。

本书还介紹了計算火箭燃料燃燒产物化学成分的新方法。对于应用上述热力計算近似法的燃料來說, 其燃燒产物也可以采用这种新方法。本书提出的火箭发动机燃燒产物化学成分的計算法, 在計算方面較常用的方法更为簡單。为了減輕該方法的計算工作量, 还作出了輔助性的諾莫图。

① 余氧系数乃是燃料中氧元素的实际含量与可燃元素完全燃燒时所必須的氧元素量之比值, $\alpha = A_o / (2A_c + 0.5A_H)$ 。

緒 論

比推力首先取决于所用的燃料，而比推力同时又与火箭发动机的結構和工况有很大的关系。大家知道，燃料的燃燒过程和燃气(火箭发动机的燃燒产物)的流动过程相当复杂而且研究得很不够。因此，还没有严密的数学方法，它可以算出考虑及真实发动机中各项工作损失的比推力值。

在进行热力計算时，通常只考虑燃燒产物离解过程(燃燒产物在高温作用下分解为較简单的单原子或双原子成分)所引起的損失，而不考虑任何其他型式的能量損失。不計損失时，求出的比推力計算值要比发动机热試車时得到的实际值来得大。但是，若发动机設計得正确，則比推力的計算值和实际值之間的偏差不会超过百分之几。有了些經驗之后，就可用比推力的計算值，以简单的換算方法(即用小于1的系数乘比推力的計算值)来求得其实际值。这一系数之大小由实际經驗确定。

当进行火箭发动机的热力計算时，通常作下列假設：燃料組元在燃燒前的混合是理想的，燃料的燃燒是完全的；燃燒室中燃燒产物的焓等于燃料的焓。这样，当燃燒室中燃燒产物的压力选定之后，按上述假設就可以算出燃燒产物的温度。

假定在燃燒产物的膨脹过程及其从发动机流出的过程中都没有摩擦損失，同时既沒有能量从外面加入，也沒有能量散失到周圍空間。这时，可假設燃燒产物的成分处于化学平衡和能量平衡状态。根据这样的条件，火箭发动机中燃燒产物的膨脹过程和流动过程就可按等熵規律来确定。噴管出口截面燃燒产物的熵可視為

等于燃烧室燃烧产物的熵。这样，当喷管出口截面燃烧产物的压力选定之后，按等熵条件就可算出该截面燃烧产物的温度，因而也就可算出该处燃烧产物的熵。

燃气（即燃烧产物）的动能是由燃烧产物焓的减小转变而成。当燃烧过程和流动过程按理想情况进行时，则理想喷射速度为：

$$w_{B,c} = 91.53 \sqrt{i_T - i_{B,c}},$$

式中 $i_{B,c}$ ——等熵流动过程中，喷管出口截面处燃烧产物的焓；
 i_T ——燃料的焓。

当喷管在计算工况下工作时（这时，其出口截面燃烧产物的压力等于大气压力），理想比推力为

$$P_{yA} = \frac{w_{B,c}}{g}。$$

以后，我们把理想比推力简称为比推力。

我们所确立的燃烧产物的焓、熵、温度、压力以及燃料原始化学成分之间的近似数学关系式就是本书介绍的发动机计算方法的基础。这些关系式分两步建立：首先求得不离解的燃烧产物关系式，然后得到离解的燃烧产物关系式。对于本书所研究的燃料来说，所谓不离解燃烧产物是指仅由一氧化碳、二氧化碳、水蒸汽、氢分子和氮分子所组成的燃烧产物。近似数学式中的数字系数是根据附录表 1 中燃烧产物的焓来确定。

焓的起算点完全可以任意选定。但是，在确定燃烧产物各个成分的焓时，必须考虑到它们之间有发生化学反应的可能性。因此，对于过程的所有参与物（燃料组元和燃烧产物）来说，应该采用统一的起算制。本书所采用的焓起算制的特点是：假定 0°K 时二氧化碳、水蒸汽、氢分子和氮分子的焓等于零。因为燃烧产物其他成分的热能在 0°K 时也等于零，所以这些成分在 0°K 时的化学能，就是绝对零度时由 CO_2 、 H_2O 、 H_2 和 N_2 生成这些产物的生成热。

在采用本书提供的火箭发动机热力計算法时，燃燒焓的起算制应与燃燒产物焓的起算制一样。如果有按其他起算制算得的燃料組元焓数值，則應該把它們換算成本书所用的起算制的数值。燃料組元以及整个燃料的焓的計算法，在本书末尾的 § 20 中有詳細的介紹。

所用符号

α_0 —— 氧化剂剩余系数；

α —— 余氧系数；

C_r, H_r, N_r, O_r —— 相应为 1 公斤可燃剂中碳、氢、氮、氧诸化学元素的重量含量, [克];

C_o, H_o, N_o, O_o —— 相应为 1 公斤氧化剂中碳、氢、氮、氧诸化学元素的重量含量, [克];

q_r, q_o —— 1 公斤燃料中可燃剂和氧化剂的重量百分数;

ν_0 —— 理论组元比 (使一个重量单位可燃剂发生完全氧化所必需的氧化剂之重量单位数);

ν —— 实际组元比 (在给定的 α_0 下, 氧化一个重量单位可燃剂所必需的氧化剂重量单位数);

A_C, A_H, A_N, A_O —— 相应为 1 公斤燃料中碳、氢、氮和氧的克原子数;

M^0, M —— 相应为 1 公斤不离解和离解的燃烧产物的克莫尔数;

μ_z^0, μ_x —— 相应为不离解和离解的燃烧产物的平均 (假想) 分子量;

$X_C = X_C^0, X_H = X_H^0, X_N = X_N^0, X_O = X_O^0$ —— 表征燃料成分的定性参数;

Q_{cr} —— 物质的燃烧热 (由手册查得);

Q_{oep} —— 物质的生成热 (由手册查得);

p^0, p —— 相应为不离解和离解的燃烧产物的压力, [绝对大气压];

T_0 —— 当燃烧产物没有离解时, 燃料的燃烧温度, [$^{\circ}\text{K}$];

i_r, i_r, i_o —— 分别代表 1 公斤燃料、可燃剂和氧化剂的焓, [大卡/公斤];

$T_{z.c}, T_{z.c}$ —— 相应为发动机燃烧室内和喷管出口截面处燃烧产物的温度, [$^{\circ}\text{K}$];

$S_{z.c}, S_{z.c}$ —— 相应为发动机燃烧室内和喷管出口截面处燃烧产物的熵, [大卡/公斤·度];

i_z^0, i_z —— 相应为温度区间 $\langle B \rangle$ ($2800 \sim 3800^{\circ}\text{K}$) 内, 不离解和离解的燃烧产物的焓, [大卡/公斤];

$i_{\text{H}}^0, i_{\text{H}}$ ——相应为温度区间 $\langle \text{H} \rangle$ ($1400 \sim 2800^\circ \text{K}$)内, 不离解和离解的燃烧产物的焓, [大卡/公斤];

$c_{p, \text{B}}^0, c_{p, \text{H}}^0$ ——相应为温度区间 $\langle \text{B} \rangle$ 和 $\langle \text{H} \rangle$ 内, 不离解的燃烧产物的比热, [大卡/公斤·度];

$p_{\text{H}_2\text{O}2800}^0$ ——温度为 2800°K 时, 不离解燃烧产物中水蒸汽的分压, [绝对大气压];

i_{2800}^0 ——温度 2800°K 时, 1 公斤不离解燃烧产物的焓, [大卡/公斤];

i_{v}^0 ——温度为 2800°K 时, 表征不离解燃烧产物焓的参数;

$i_{T_{\text{K.C.}}}, i_{\text{B.C.}}$ ——分别代表发动机燃烧室内(温度为 $T_{\text{K.C.}}$ 时)和喷管出口截面处 1 公斤燃烧产物的焓, [大卡/公斤];

v^0, v ——代表为不离解和离解的燃烧产物之比容, [米³/公斤];

Δi ——由于离解而引起的 1 公斤燃烧产物的焓的增量, [大卡/公斤];

$\Delta i_{\text{B}}^{(40)}$ ——在温度区间 $\langle \text{B} \rangle$ 内, 压力 $p=40$ 绝对大气压时, 由于离解而引起的 1 公斤燃烧产物的焓的增量, [大卡/公斤];

$\Delta i_{\text{H}}^{(1)}$ ——在温度区间 $\langle \text{H} \rangle$ 内, 压力 $p=1$ 绝对大气压时, 由于离解而引起的 1 公斤燃烧产物的焓的增量, [大卡/公斤];

$\Delta i_{\text{B}, \text{v}}^{(40)}$ ——在温度区间 $\langle \text{B} \rangle$ 内, 压力 $p=40$ 绝对大气压时, 表征由于离解所引起的燃烧产物焓增量的参数;

$\Delta i_{\text{H}, \text{v}}^{(1)}$ ——在温度区间 $\langle \text{H} \rangle$ 内, 当压力 $p=1$ 绝对大气压时, 表征由于离解所引起的燃烧产物焓增量的参数;

$\Delta i_{\text{B}, \text{v}}^{(3400)}$ ——在温度区间 $\langle \text{B} \rangle$ 内, 当温度为 3400°K 时, 表征由于离解所引起的燃烧产物焓增量的参数;

$\Delta i_{\text{H}, \text{v}}^{(2800)}$ ——在温度区间 $\langle \text{H} \rangle$ 内, 当温度为 2800°K 时, 表征由于离解所引起的燃烧产物焓增量的参数;

Δi_{B} ——在温度区间 $\langle \text{B} \rangle$ 内, 当温度为 T 、压力为 p 时, 由于离解所引起的 1 公斤燃烧产物的焓的增量, [大卡/公斤];

Δi_{H} ——在温度区间 $\langle \text{H} \rangle$ 内, 当温度为 T 、压力为 p 时, 由于离解所引起的 1 公斤燃烧产物的焓的增量, [大卡/公斤];

$\Delta i_{\text{B}, \text{v}, \phi}$ ——在固定温度 $T_{\text{B}, \phi} = 3400^\circ \text{K}$ 及固定压力 $p_{\text{B}, \phi} = 40$ 绝对大气压时, 表征由于离解所引起的燃烧产物焓增量的参数;

$\Delta i_{\text{H}, \text{v}, \phi}$ ——在固定温度 $T_{\text{H}, \phi} = 2800^\circ \text{K}$ 及固定压力 $p_{\text{H}, \phi} = 1$ 个绝对大气压时, 表征由于离解所引起的燃烧产物焓增量的参数;

$m_{\text{B}}, m_{\text{H}}$ ——在与燃烧产物温度有关的离解产物参数式中之指数 (分别在

«B»区間和«H»区間);

$n_{\text{эф}}$ ——在与燃烧产物压力有关的离解产物参数式中之有效指数;

q ——由于离解所引起的燃烧产物的焓增量对克分子数增量的比值;

ω ——定容下由于离解所引起的燃烧产物压力的相对增量;

S_B, S_H ——相应为温度区間«B»和«H»内燃烧产物的熵, [大卡/公斤·度];

$w_{B.c}$ ——燃烧产物从发动机喷管喷出时的理想喷射速度, [公尺/秒];

P_{yA} ——发动机的比推力, [公斤·秒/公斤];

k ——絕热流动指数;

B_1, B_2 ——表征离解反应强度的参数;

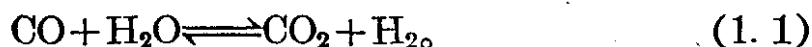
n_0, n ——相应为不离解和离解的燃烧产物的水蒸汽分压对氩分子分压之比值。

第一章 不离解的燃烧产物的热力参数

§ 1. 不离解的燃烧产物

在火箭发动机里,由于温度很高,燃烧产物大多都要离解。有离解的燃烧产物的成分不仅与燃料的原始化学成分及燃烧产物的温度有关,而且还跟压力有关。假如令燃烧产物的压力无限地增加,那末,燃烧产物的成分就将趋近一定的极限。在这种情况下,对于所研究的燃料来说,其燃烧产物是由水蒸汽 H_2O 、氢分子 H_2 、二氧化碳 CO_2 、一氧化碳 CO 和氮分子 N_2 所组成(假如氮的氧化反应可以不计)。

在单位重量的燃烧产物中,各种燃气的含量,仅取决于燃料的原始化学成分和燃烧产物的温度。当压力为无限大时,所有使莫尔数(即容积)增加的反应都受到抑制。这时,莫尔数不变的化学反应有可能进行,因为压力的大小对这些化学反应没有影响。在所研究的燃料燃烧产物中,进行这类反应的最典型例子,是水煤气反应:



当温度改变时,燃烧产物成分的相对含量将按上列的反应来变化。假如用燃烧产物的分压来表示反应平衡方程式(1.1),则其形式为:

$$K = \frac{p_{CO_2}^0 p_{H_2}^0}{p_{CO}^0 p_{H_2O}^0} = f(T). \quad (1.2)$$

平衡常数的数值只与温度有关。对于这种反应,当温度升高时,平衡常数减小。这时,由于燃烧产物中二氧化碳和氢分子的含

量减小,水蒸汽和一氧化碳的含量增加。温度改变时,氮分子的含量保持不变。符号上方的角标“0”,表示压力为无穷大时,燃烧产物化学成分所对应之参数。

当计算任何有限压力下的燃烧产物成分时,假设它们仅由 H_2O 、 H_2 、 CO_2 、 CO 和 N_2 所组成,则在某一温度下,燃烧产物成分的含量及其相对含量与压力的大小无关,而正好像压力为无穷大时的情况一样。

在上述条件下进行计算的燃烧产物,以后称为不离解的燃烧产物。为了本书内容的叙述获得统一起见,以后就用分压来表示(1.2)式中不离解的燃烧产物成分的含量。燃烧产物中第 i 种成分的克分子数 M_i^0 与它的分压 p_i^0 之间的关系,可按下列已知关系式求得,

$$\frac{p_i^0}{p^0} = \frac{M_i^0}{M^0} \quad (1.3)$$

$$\text{因为} \quad M^0 = \frac{1000}{\mu^0}, \quad (1.4)$$

式中 μ^0 ——燃烧产物的“假想”(平均)分子量。因此,如令

$$\mu^0 = \frac{\mu^0}{1000}, \quad (1.5)$$

则最后可得

$$p_i^0 = p^0 \mu^0 M_i^0. \quad (1.6)$$

参数 μ^0 值可以按燃料的元素化学成分用下列方法进行计算。当燃烧 1 克原子的碳时,生成的二氧化碳和一氧化碳,总共为 1 克分子。燃烧 1 克原子的氢,生成的水蒸汽和氢分子,总共为 0.5 克分子。而由 1 克原子的氮,生成 0.5 克分子的氮分子。因此,燃烧 1 公斤含碳、氢和氮(其克原子量分别为 A_C 、 A_H 、 A_N)的燃料时,生成燃烧产物的克分子数为:

$$M^0 = A_C + 0.5(A_H + A_N). \quad (1.7)$$

联立解(1.4)、(1.5)和(1.7)式,得到

$$\mu^0 = \frac{1}{A_O + 0.5(A_H + A_N)} \quad (1.8)$$

参数 μ^0 完全取决于燃料的成分而且当燃烧产物的压力和温度变化时, μ^0 仍旧保持不变。

为了计算不分解的燃烧产物的温度, 必须建立代数方程组, 方程式的数目应等于未知数的数目。未知数共有六个, 即组成燃气混合物的燃烧产物的五个分压和燃烧温度。因此, 方程组应该不少于六个方程式。

水煤气反应的平衡常数方程式, 作为这些方程式的一个。此外尚可采用四个质量平衡方程式 (质量平衡方程式的数目等于燃料中化学元素的数目)。

质量平衡方程式的列写原则, 可以用氧元素作为例子来加以研究。在 1 公斤燃料中含有 A_O 克原子的氧。燃烧产物 (二氧化碳、一氧化碳和水蒸汽) 中也同样含氧。1 克分子的 CO_2 中含有 2 克原子的氧, 1 克分子的 CO 中含有 1 克原子的氧, 1 克分子的 H_2O 中也含有 1 克原子的氧。根据物质守恒定律, 1 公斤燃料中所含氧的克原子数, 等于 1 公斤燃烧产物中氧的克原子数。因此,

$$A_O = 2M_{\text{CO}_2}^0 + M_{\text{CO}}^0 + M_{\text{H}_2\text{O}}^0 \quad (1.9)$$

假如把 (1.9) 式变换一下, 在公式两边乘上 $p^0 \mu^0$, 且用符号 X_O^0 表示左边参数的乘积

$$X_O^0 = p^0 \mu^0 A_O \quad (1.10)$$

则当与 (1.6) 式相并后得到

$$X_O^0 = 2p_{\text{CO}_2}^0 + p_{\text{CO}}^0 + p_{\text{H}_2\text{O}}^0 \quad (1.11)$$

其他三种化学元素的质量平衡方程式, 可类似地求得:

$$X_C^0 = p_{\text{CO}_2}^0 + p_{\text{CO}}^0; \quad (1.12)$$

$$X_H^0 = 2p_{\text{H}_2\text{O}}^0 + 2p_{\text{H}_2}^0; \quad (1.13)$$

$$X_N^0 = 2p_{\text{N}_2}^0 \quad (1.14)$$

这里, 符号 X_C^0 、 X_H^0 和 X_N^0 与参数 X_O^0 相似, 分别表示为

$$X_C^0 = p^0 \mu^0 A_C; \quad (1.15)$$

$$X_H^0 = p^0 \mu^0 A_H; \quad (1.16)$$

$$X_N^0 = p^0 \mu^0 A_{N_2}. \quad (1.17)$$

最后，第六个方程式为能量守恒方程式。假令燃料燃烧时没有热损失，则根据本书中的假设单位重量燃料的焓应等于燃烧产物的焓。这样，得：

$$i_T = i_{T_0}^0. \quad (1.18)$$

式中 $i_{T_0}^0$ ——燃烧温度为 T_0 时，1 公斤不分解的燃烧产物的焓。

若已知燃烧产物的成分，则焓 $i_{T_0}^0$ 可由下式确定：

$$i_{T_0}^0 = \frac{1}{p^0 \mu^0} (I_{CO_2} p_{CO_2}^0 + I_{CO} p_{CO}^0 + I_{H_2} p_{H_2}^0 + I_{H_2O} p_{H_2O}^0 + I_{N_2} p_{N_2}^0), \quad (1.18a)$$

式中 I_{CO_2} 、 I_{CO} 等等类似符号，此后，均表示该温度下这些成分的焓值[大卡/克莫尔]。其值由附录中表 1 查得。

把得到的方程式归纳成为统一的方程组，得：

$$\left. \begin{aligned} K &= \frac{p_{CO_2}^0 p_{H_2}^0}{p_{CO}^0 p_{H_2O}^0} = f(T); \\ X_O^0 &= 2p_{CO_2}^0 + p_{CO}^0 + p_{H_2O}^0; \\ X_C^0 &= p_{CO_2}^0 + p_{CO}^0; \\ X_H^0 &= 2p_{H_2O}^0 + 2p_{H_2}^0; \\ X_N^0 &= 2p_{N_2}^0; \\ i_T &= i_{T_0}^0. \end{aligned} \right\} \quad (1.19)$$

解此方程组最合理的方法是：给出一系列接近于欲求燃烧温度 T_0 的温度值，求出每个选定温度下燃烧产物的分压及混合物的焓[按公式(1.18a)]。用(1.18)式检验温度选得是否正确。只有选定的温度等于 T_0 时，(1.18)式才能满足。为了加快计算，通常作出燃烧产物的焓随温度变化的辅助曲线图，根据这些曲线图，确定未知温度 T_0 。

在固定的温度下求解方程组(1.19)时，可以把此方程组化为