

化学平衡对燃气涡轮发动机 循环性能影响

西北工业大学 屠秋野* 王占学 王 曙 唐狄毅

【摘要】 本文把化学平衡方法引入发动机循环性能计算中, 探讨和揭示了化学平衡对发动机中高温部件的影响机理, 并以某发动机为例, 定量分析了化学平衡对发动机推力和耗油性能的影响。计算表明, 化学平衡效应使发动机油耗上升, 推力增加。

主题词: 化学平衡 燃气涡轮发动机 性能

分类号: V235.1

1 前 言

NASA 在 80 年代中后期发表的 NNEP89^[1] 程序开始考虑化学平衡效应, 它应用了文献 [2] 中的求解燃气化学组分的方法。鉴于该方法中用牛顿—莱普森法解非线性方程组既耗时又存在不稳定性方面的缺陷, 本文采用了文献 [3] 的算法, 将非线性方程组问题转化为求解几个相关方程的牛顿迭代格式, 大大提高了计算速度和稳定性。在此基础上, 发展了计算有关燃烧、膨胀等热力过程混合气体性质的子程序, 与计算循环性能的主程序结合, 定量地分析了化学平衡效应的机理以及对发动机推力、油耗性能的影响。

2 高温部件化学平衡分析

为了考虑化学平衡首先引入比焓这一概念。某物质在温度 T 时的比焓定义为:

$$H_{m,T}^{\ominus} = (H_{m,T} - H_{m,T_0}) + \Delta H_{m_f,T_0}^{\ominus} = \int_0^T C_p dT + \Delta H_{m,T_0}^{\ominus} \quad (1)$$

式中: $\Delta H_{m_f,T_0}^{\ominus}$ 表示基准温度 T_0 , 压力 1 atm 下该物质标准生成热, H_{m,T_0} 表示该物质在基准温度 T_0 时的显焓, $H_{m,T}$ 表示该物质在温度 T 时的显焓。

燃烧过程的能量守恒表达如下:

$$\sum_i (H_{m,T}^{\ominus})_i n_i = \sum_j (H_{m,T}^{\ominus})_j n_j \quad (2)$$

等式左边为燃烧反应前进口单位质量中包含的空气和燃油的总比焓, 右边为平衡后出口单位质量燃气的总比焓, n_i 和 n_j 分别为燃烧反应前后的混合气组分。对于燃油流量保持常数的供油规律, 计算流程如图 1(a); 对于保持燃烧过程出口温度不变的控制规律, 计算流程如图 1(b)。由于燃烧温度较高, 因此燃烧过程的化学平衡主要表现在燃烧产物的离解。通常发动机

性能程序在计算燃烧过程时,考虑的燃烧产物只有 CO_2 和 H_2O ,实际上还包含 CO , O_2 , O , N_2 , H_2 , H , NO , OH 等其它组分,这些组分来自燃烧产物的离解。离解时要吸收一定的热量,因此燃烧的出口温度比规定的温度要低一些,为了达到规定的温度,必须加入更多的燃油。所以考虑了化学平衡后,欲保持出口温度不变,就应增加供油量;反之欲保持供油量不变,则实际的出口温度同不考虑平衡的计算结果相比就要有所降低。

图 2 是主燃烧室进口温度保持 630 K 不变,而出口温度不同时,考虑燃烧化学平衡同不考虑化学平衡相比,油气比及其相对增量逐渐增大的情况。这是由于随出口温度升高,燃烧室离解效应加剧的缘故。图 3(a) 是主燃烧室出口温度保持 2300 K,在不同的进口温度下,油气比变化情况。随燃烧室进口温度逐渐增大,燃油流量逐渐减小,离解的燃气减少,因此油气比及其相对变化量随进口温度上升呈现下降趋势。图 3(b) 是主燃烧室油气比保持 0.03 不变,在不同进口温度下,出口温度以及相对温降的变化情况。可以看出随着进口温度升高,出口温度跟着升高,使离解效应增强,导致出口温度下降的越多。

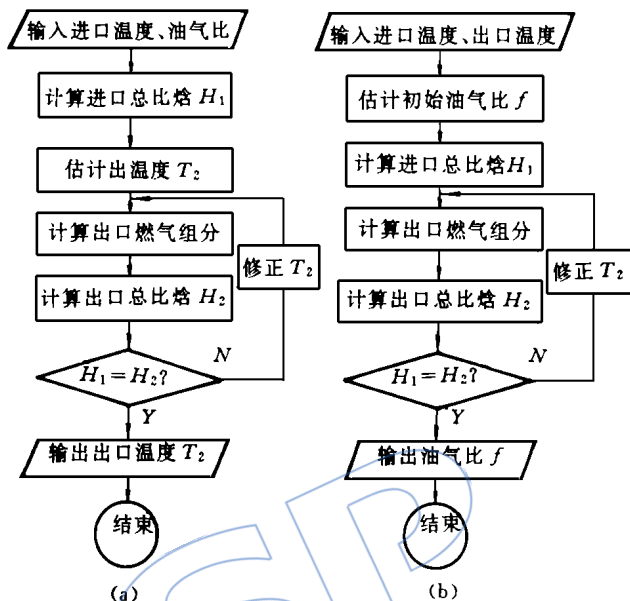


图 1 燃烧过程计算流程 (a) 供油量保持常数; (b) 出口温度保持常数

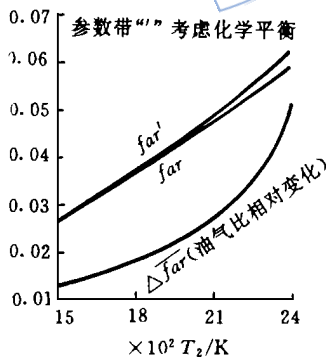


图 2 不同燃烧温度下化学平衡分析

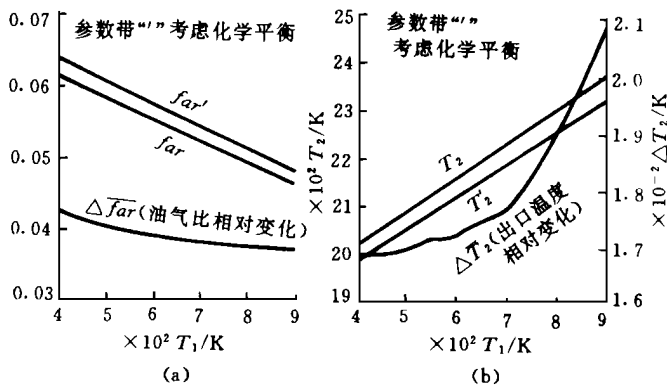


图 3 不同进口温度下化学平衡效应
(a) 出口温度保持常数 (b) 供油量保持常数

涡轮化学平衡的计算过程与图 1 燃烧过程计算流程相同,只是计算出口比焓 H_2 时应减去涡轮功的部分。燃烧室出口的高温、高压燃气经过涡轮后,温度和压力大大降低,这时燃气的

化学平衡主要表现为再结合,即燃烧室出口含有多种组分的燃气中部分结合成 CO_2 和 H_2O 分子。这是一个放热的过程,因此考虑化学平衡后,实际涡轮出口温度要高一些。在涡轮前温度 1820 K, 涡轮落压比 5.984 时,出口温度大约上升 7 K。

喷管内流动接近等熵膨胀,所以喷管中的化学平衡应按定熵过程考虑:

$$\frac{\sum_i [(S_{m,T})_i - R \ln(p_i / P_a^\ominus)]}{\sum_i M_i p_i} = \frac{\sum_j [(S_{m,T})_j - R \ln(p_j / P_a^\ominus)]}{\sum_j M_j p_j} \quad (3)$$

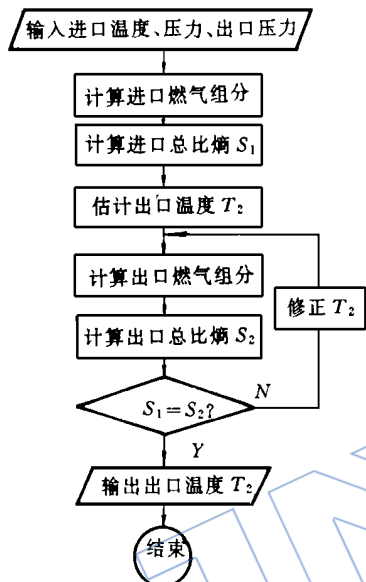


图4 喷管膨胀过程计算流程

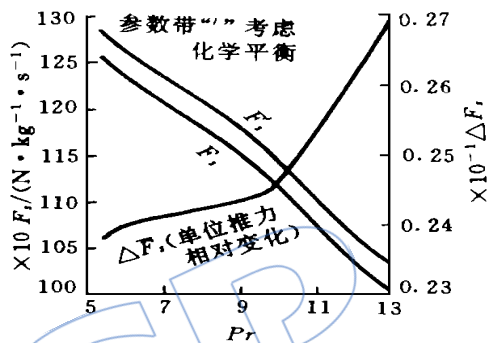


图5 不同膨胀比下的化学平衡效应

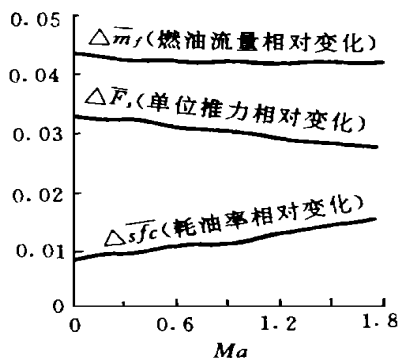
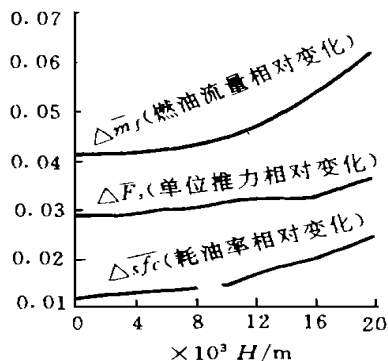
等式左边为喷管进口单位质量燃气的总比熵,右边为喷管出口单位质量燃气的总比熵。这一定熵过程迭代流程如图4。由于喷管出口静压较低,加力燃烧室出口已经离解的燃气分子重新结合。这一过程与涡轮中发生的类似,结合释放的能量导致喷管出口静温上升,提高了喷管的推力。而且这一结合的趋势

随喷管进出口静压差的增加加剧,即喷管进出口静压差越大,喷管的推力变化量与不考虑化学平衡相比增加越多。具体结果如图5。

3 发动机性能计算

下面以某发动机为例,将考虑化学平衡和不考虑化学平衡的发动机性能计算结果加以比较。发动机设计参数如下:设计点 $Ma = 0$ 和 $H = 0$ km;设计流量 100 kg;涵道比 0.22,涡轮进口温度 1800 K,压比 $\pi_r = 4$ 和 $\pi_r = 6$,加力温度 2100 K。

图6是高度为 0 km 时的加力速度特性(按涡轮前温度保持常数的调节计划),随着马赫数增大,燃烧室进口温度增大,从前燃燃烧过程的分析可知燃油流量增量逐渐减小,这时喷管前后压力差也在逐渐减小(主要是由于换算转速下降使内涵压力降低),因此喷管单位推力的增量也逐渐减小,与燃油流量增量的变化相比,单位推力增量减小幅度较快,所以耗油率相对增量反呈现上升的趋势。图7是飞行马赫数 1.0 时加力的高度特性(按涡轮前温度保持常数的调节计划),图中随着高度增加,燃烧室进口温度逐渐降低,所以燃油流量的增量逐渐增大,而喷管前后压力差的逐渐增加(主要是由于换算转速上升使内涵压力升高)使单位推力的增量逐

图6 速度特性($H = 0$ km)图7 高度特性($Ma = 1.0$)

渐增大, 由于燃油流量增量的影响较为显著, 因此耗油率的增量也逐渐增加。

4 结 论

(1) 从主燃烧室、涡轮、加力燃烧室到喷管的流程中, 化学平衡对发动机高温部件的影响是一个离解→结合→再离解→再结合的过程。这一过程导致发动机的油耗上升, 推力增加。如前面提到的发动机在地面台上, 烧油上升 4.35%, 单位推力及推力上升 3.28%, 耗油率上升 0.87%。

(2) 按涡轮前温度保持常数的调节计划, 考虑化学平衡后, 燃烧室的实际燃油流量增加, 油气比增大; 按燃油流量保持常数的调节计划, 考虑化学平衡后, 燃烧室的实际出口温度有所降低。

(3) 在不带加力的发动机性能计算中, 由于喷管进口温度较低, 可不考虑化学平衡的影响; 而在加力的发动机性能计算中, 化学平衡效应使喷管产生的推力增加。

参 考 文 献

- 1 Laurance H F. N NEPEQ— Chemical Equilibrium Version of the Navy/NASA Engine Program. NASA— TM100851, 1988
- 2 Sanfrod G, Bonnie J M. Computer Program for Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman— Jouguet Detonations. NASA— SP273, 1971
- 3 Erickson W D, Prabhu R K. Rapid Computation of Chemical Equilibrium Composition: An Application to Hydrocarbon Combustion. AIChE Journal, 1986, 32(7):
- 4 刘国球等. 液体火箭发动机原理. 北京: 宇航出版社, 1993

(责任编辑 杨再荣)

out, and its pressure loss, lean flame blowoff range and combustion efficiency were researched. It seems that the EBM C flameholder is superior to the conventional V- type one.

Key Words Flameholders Afterburning Aerodynamic Stabilization

NUMERICAL MODELING OF TURBULENT FLOW AND HEAT TRANSFER IN A PIN- FINNED CONVERGENT PASSAGE OF GAS TURBINE GUIDING VANE

Liu Dong, Gu Weizao, Liu Wenyan

(*Institute of Engineering Thermophysics, Academia Sinica, Beijing 100080*)

Deng Huayu (*Gas Turbine Establishment*)

ABSTRACT

A numerical model of cooling air flow and heat transfer in a pin-finned convergent passage of gas turbine guiding vane was set up, which employed a turbulent $k-\epsilon$ model, a 3D Body Fitted Coordinates (BFC), the SIMPLEST Algorithm and the whole field solving method of convection-conduction conjugate heat transfer problem, taking the interlinks among the flow field, pressure field, the temperature field, the property variation and the effects of compressibility and 3D heat conduction inside a guiding vane shell into consideration. The computation results are in a good agreement with experimental data.

Key Words Blades Cooling Heat transfer Numerical simulation

RESEARCH ON EFFECT OF CHEMICAL- EQUILIBRIUM ON THERMODYNAMIC CYCLE PERFORMANCE OF GAS TURBINE ENGINES

Tu Qiuye, Wang Zhanxue, Wang Shu, Tang Diyi

(*7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072*)

ABSTRACT

A quickly convergent algorithm to solve the chemical equilibrium equations is adopted and new subroutines are developed to serve as interfaces between the high temperature components routines and the chemical equilibrium routines. The effect of chemical equilibrium on each individual component is also given quantitatively and the mechanism is analyzed. Finally, an engine performance with considering the chemical equilibrium is compared with one without considering the chemical equilibrium.

Key Words Chemical equilibrium Gasturbine engines Performance