

# 流体网络法用于微型燃烧室的一维计算

孙志杰,雷雨冰

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

**摘要:**基于压流修正的航空发动机燃烧室流量分配的计算方法可以快速、准确地计算出燃烧室的流量分配,在此基础上加入燃烧室沿程热力参数计算以及火焰筒一维壁温计算模块,开发出能够快速完成燃烧室一维性能计算的程序。采用所开发的程序对微型蒸发管燃烧室进行一维计算,可以快速计算出燃烧室的流量分配、沿程热力参数分布以及火焰筒的一维壁温分布。将程序计算结果与采用 Fluent 软件计算的数值仿真结果进行对比,两者相对偏差不大,表明所开发的燃烧室一维计算程序能够快速、准确地评估燃烧室的一维性能。

**关键词:**流体网络法;微型燃烧室;一维计算

**中图分类号:**V233.2 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2021)03-0118-04

## Fluid Network Method for One-dimensional Calculation of Micro-combustor Chamber

SUN Zhijie, LEI Yubing

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The calculation method of the flow distribution of the combustion chamber of the aero-engine based on the pressure flow correction can quickly and accurately calculate the flow distribution of the combustion chamber. A program that can quickly complete the one-dimensional performance calculation of the combustion chamber was developed. With the program developed for one-dimensional calculation of the micro-evaporator tube combustion chamber, the flow distribution of the combustion chamber, the distribution of thermal parameters along the way and the one-dimensional wall temperature distribution of the flame tube were quickly calculated. The results of computer program and calculated numerical simulation by Fluent were compared, which indicated that relative deviation between the two was not large. The results show that the developed one-dimensional calculation program of the combustion chamber can quickly and accurately evaluate the one-dimensional performance of the combustion chamber.

**Keywords:** fluid network method; micro combustion chamber; one-dimensional calculation

## 0 引言

流体网络(Network)法是根据具有相近的几何结构和特征尺寸,将复杂的流动区域分解为不同的流动子区域的方法,这些子区域被称为流动单元,相互流通的单元之间由节点连接。这样一来,复杂的流动区域就被转换成由一系列单元和节点组成的网络结构。在节点处采用连续性方程,对两节点之间的单元使用压降/流量关系式,然后基于压力修正方法对压力、流量和密度进行修正,不断迭代直到满足收敛精度。该方法根据一定的规则,将网络图写成矩阵的形式,计算的相关信息都存储在矩阵中,在后续的调整、改进过程中,只需要修改相应的矩阵即可完成重新计算的工作。这种模拟方法能够快速、准确地模拟复杂结构的流动,在航空发动机燃烧室的初步设计中有着明显的优势,因此得到了广泛的应用<sup>[1-4]</sup>。

本文开发了一种燃烧室一维计算程序,该程序基于流体网络法,能够快速、准确地得出燃烧室的流量分配、沿程热力参数和火焰筒一维壁温分布。

## 1 燃烧室一维计算方法

### 1.1 基于压力修正的燃烧室流量分配计算方法

图1为流体网络示意图。

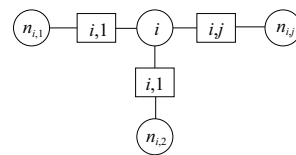


图1 Network方法节点单元结构示意图

图1中任意一个单元存储单元横截面积 $A_i$ 、单元长度 $L_{i,j}$ 、体积流量 $Q_{i,j}$ 和损失系数 $K_{i,j}$ 等参数;任意一节点 $i$ 都包含温度 $T_i$ 、总压 $p_i$ 、密度 $\rho_i$ 和节点特征截面积 $A_i$ 等参数。由外部进入节点 $i$ 的质量流量可表示为

$$\sum S_{i,j} \rho_{i,j} Q_{i,j} = -d_i \quad (1)$$

其中:  $S_{i,j}$  为节点  $i$  和节点  $j$  之间的流动方向,若流动自节点  $j$  流入节点  $i$  则  $S_{i,j}$  为 1,若流动自节点  $i$  流向节点  $j$ ,则  $S_{i,j}$  为 -1;  $\rho_{i,j}$  为两端节点(节点  $i$  和节点  $j$ ) 密度的算术平均值,即  $\rho_{i,j} = (\rho_i + \rho_j)/2$ ,由理想气体状态方程得  $\rho_{i,j} = p_{si}/RT_i$ 。由此方程中仅  $Q_{i,j}$  仍是未知量,需依据动量方程建立体积流量与压降的关系式<sup>[3]</sup>。

$$p_{ij} = p_j - p_i = Q_{i,j}^2 \varphi_{i,j} \quad (2)$$

$$\varphi_{i,j} = S_{i,j} H_{i,j} c_{fi,j} \frac{1}{A_{i,j}^2} + \frac{\rho_{i,j}^2}{2 \rho_i A_j} \left( \frac{1}{A_j} - \frac{1}{A_i} \right) - \frac{\rho_{i,j}^2}{2 A_j} \left( \frac{1}{\rho_j A_j} - \frac{1}{\rho_i A_i} \right) \quad (3)$$

其中  $c_{fi,j}$  是表征流动损失的重要参数,其表达式为  $c_{fi,j} = \frac{1}{2} \rho_{i,j} K_{i,j}$ ;  $K_{i,j}$  为损失系数,由单元的结构特征决定。

在航空发动机燃烧室中,对应的损失类型主要有 3 种:沿程损失、射流损失和局部损失。

孔的射流损失系数  $K_{i,j}$  为

$$K_{i,j} = \frac{\rho_{i,j}}{\rho_i C_D} - \frac{A_{i,j}^2 \rho_{i,j}}{A_j^2 \rho_j} \quad (4)$$

燃烧室式中的局部损失主要包括突然扩张损失和转弯损失,划分网格时应当划分独立的计算单元计算局部损失<sup>[5]</sup>,单元长度设为 0 即可。突扩损失为<sup>[6]</sup>

$$K_{i,j} = \left( 1 - \frac{A_i}{A_j} \right)^2 \quad (5)$$

转弯损失:

$$K_{i,j} = \left[ 0.131 + 0.159 \left( \frac{d}{r} \right)^{3.5} \right] \frac{\theta}{90^\circ} \quad (6)$$

式中:  $d$  为弯管的当量直径;  $r$  为气流偏转的曲率半径;  $\theta$  为气流偏转角度。

沿程损失:

$$K_{i,j} = f_{i,j} \frac{L_{i,j}}{d_{i,j}} \quad (7)$$

式中

$$f = \begin{cases} \frac{64}{Re}, & Re \leq 2300 \\ \left( 1 / \left\{ 1.8 \log \left[ \frac{6.9}{Re_d} + \left( \frac{\varepsilon/d}{3.7} \right)^{1.11} \right] \right\} \right)^2, & Re > 2300 \end{cases} \quad (8)$$

## 1.2 燃烧室沿程热力计算

a) 环腔通道热力参数计算

取第  $i$  截面至  $i+1$  截面之间为控制体,如图 2<sup>[7]</sup> 所示。对于该控制体,建立连续方程、状态方程、能量方程和动量方程,从已知的扩压器出口截面一直计算到燃烧室出口截面。

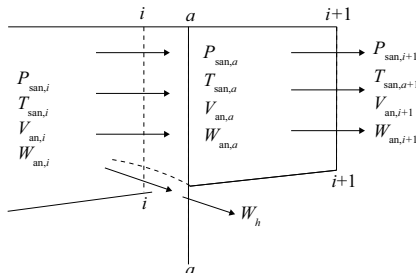


图 2 环腔通道计算控制体

1) 带孔进气段计算

即从  $i$  截面至  $a-a$  截面之间段的计算。

在截面  $a-a$  出气流从腔道内突然扩张,造成的总压损失由式(9)确定,根据  $i$  截面的总压以及总压损失可以计算出  $a-a$  截面的总压值。

$$\Delta P_{tan,i} = 0.925 \rho_{ani} V_{ani}^2 \left( \frac{W_{hi}}{1.36 W_{ani}} \right)^{1/(0.5+0.242 M_{ani}^{2.21})} \quad (9)$$

$$\text{静温: } \frac{T_{san,a}}{T_{tan,a}} = \frac{1}{1 + \frac{k-1}{2} M_{an,a}^2} \quad (10)$$

$$\text{静压: } \frac{P_{san,a}}{P_{tan,a}} = \left( \frac{T_{san,a}}{T_{tan,a}} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (11)$$

$$\text{密度: } \rho_{an,a} = \frac{P_{san,a}}{R T_{san,a}} \quad (12)$$

$$\text{速度: } V_{an,a} = \frac{W_{an,a}}{\rho_{an,a} A_{an,a}} \quad (13)$$

2) 不带孔段计算

忽略燃烧室机匣与环形通道内气流间的换热,并假设控制体内气流温度不变,联立求解出动量方程、能量方程、质量连续方程和状态方程这 4 个方程组成的方程组,可求解出  $i+1$  截面的环腔气动参数如下。

$$\text{速度: } V_{an,i+1} = \frac{-B_1 + \sqrt{B_1^2 + 4 B_0 B_2}}{2 B_2} \quad (14)$$

$$\text{式中: } B_0 = V_{an,i}^2 + 2 C_p \left[ T_{san,a} + \frac{q_w C_A (x_{i+1} - x_i)}{C_p W_{an,i+1}} \right] \quad (15)$$

$$B_1 = \frac{2 C_p}{R} \left\{ P_{san,a} \frac{A_{an,i+1}}{W_{an,i+1}} + V_{an,a} \frac{A_{an,i} + A_{an,i+1}}{2 A_{an,i}} \cdot \left[ 1 - \frac{F(C_A + C_B)(x_{i+1} - x_i)}{2 A_{an,i}} \right] \right\} \quad (16)$$

$$B_2 = 1 - \frac{C_p}{R} \cdot \frac{A_{an,i} + A_{an,i+1}}{2 A_{an,i}} \quad (17)$$

$$\text{静压: } P_{san,i+1} = P_{san,a} + \frac{W_{an,i+1}}{A_{an,i+1}} \left( \frac{A_{an,i} + A_{an,i+1}}{2 A_{an,i}} \right) \cdot \left\{ V_{an,a} \left[ 1 - \frac{F(C_A + C_B)(x_{i+1} - x_i)}{2 A_{an,i}} \right] - V_{an,i+1} \right\} \quad (18)$$

$$\text{密度: } \rho_{san,i+1} = \frac{W_{an,i+1}}{A_{an,i+1} V_{an,i+1}} \quad (19)$$

$$\text{静温: } T_{san,i+1} = \frac{P_{san,i+1}}{R \rho_{san,i+1}} \quad (20)$$

b) 火焰筒沿程热力参数计算

根据当地余气系数,采用多项式计算火焰筒内沿程总温:

$$T = A_1 + A_2 \alpha + A_3 \alpha^2 + A_4 \alpha^3 \quad (21)$$

如图 3<sup>[7]</sup> 所示,取第  $i$  排进气孔前缘截面至第  $i+1$  排进气孔前缘截面区间区域为控制体。对所取的控制体,区壁面平均压力  $(P_{s,i} + P_{s,i+1})/2$ ,沿火焰筒轴向方向动量守恒,结合流量方程可得出静压计算公式为:

$$P_{s,i+1} = \frac{I_{i+1} + \sqrt{I_{i+1}^2 - 2(A_i + A_{i+1}) W_{i+1}^2 R T_{s,i+1} / A_{i+1}}}{A_i + A_{i+1}} \quad (22)$$

根据流量方程可计算出速度  $V_{i+1}$ :

$$V_{i+1} = \frac{W_{i+1} R T_{s,i+1}}{A_{i+1} P_{s,i+1}} \quad (23)$$

静温 $T_{s,i+1}$ :

$$T_{s,i+1} = T_{t,i+1} \left( 1 - \frac{k-1}{k+1} \right) \lambda_{i+1}^2 \quad (24)$$

总压 $P_{t,i+1}$ :

$$\frac{P_{s,i+1}}{P_{t,i+1}} = \left( 1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_{i+1}^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (25)$$

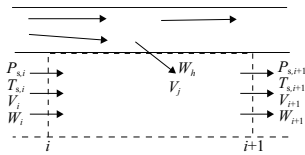


图3 火焰筒内控制体

### 1.3 火焰筒一维壁温计算方法

根据燃烧室结构特征,简化壁温计算过程,将火焰筒壁面的传热过程简化成如图4所示。

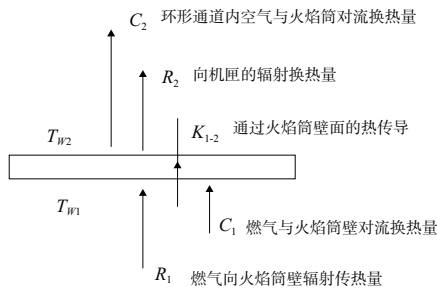


图4 火焰筒壁面传热过程

火焰筒内燃气与火焰筒壁面的换热和火焰筒壁面与环腔冷气的换热要达到热平衡,则有热平衡方程式:

$$R_1 + C_1 = R_2 + C_2 = K_{1-2} \quad (26)$$

火焰筒内燃气向火焰筒壁面的辐射换热热量 $R_1$ :

$$R_1 = 0.5\sigma(1 + \epsilon_w) \epsilon_g T_g^{1.5} (T_g^{2.5} - T_{w1}^{2.5}) \quad (27)$$

火焰筒内燃气与火焰筒壁面对流换热热量 $C_1$ :

$$C_1 = 0.020 \frac{k_g}{D_L^{0.2}} \left( \frac{m_g}{A_L \mu_g} \right)^{0.8} (T_g - T_{w1}) \quad (28)$$

火焰筒壁面向机匣的辐射换热热量 $R_2$ :

$$R_2 = 0.6\sigma (T_{w2}^4 - T_3^4) \quad (29)$$

环腔内冷气与火焰筒壁的对流换热热量 $C_2$ :

$$C_2 = 0.020 \frac{k_a}{D_{an}^{0.2}} \left( \frac{m_{an}}{A_{an} \mu_a} \right)^{0.8} (T_{w2} - T_3) \quad (30)$$

将式(27)-式(30)代入热平衡方程式中,计算时忽略火焰筒壁面的内部导热,则可以得到以 $T_w$ 为未知数的4次方程。

## 2 计算结果对比

为验证一维计算程序的准确性,采用本文开发的一维计算程序对MTE190燃烧室进行计算,并将一维程序计算结果与商业软件Fluent的数值仿真结果进行对比。燃烧室构型如图5所示。

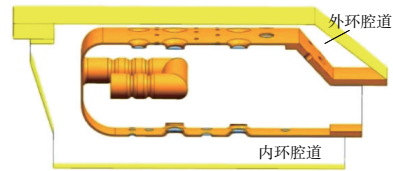


图5 MTE190 燃烧室构型

根据图5中的微型燃烧室的几何模型,画出相应的网络图,如图6所示。图中,○代表节点,□代表流量单元。单元23代表蒸发管,由于该微型燃烧室采用U型蒸发管,气流在蒸发管内的流动会有转弯损失,所以加入单元52和单元53来表征其损失;单元37-单元45代表火焰筒外环壁面上的孔,单元46-单元51代表火焰筒内环壁面上的孔,单元24-单元36代表火焰筒内部的沿程流动。

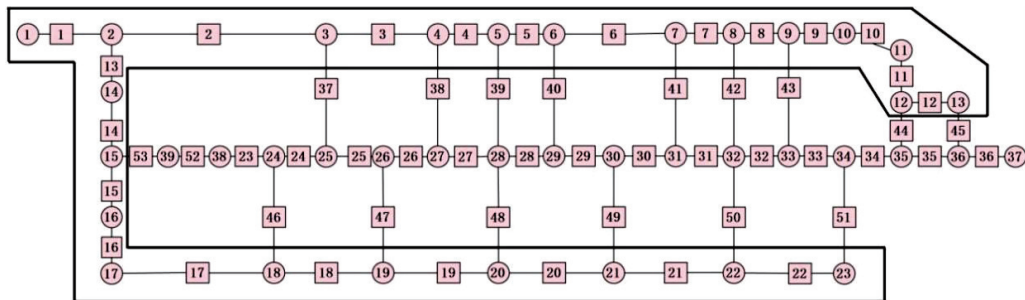


图6 燃烧室网络图

火焰筒沿程流量分配如图7所示。随着计算不断向燃烧室出口逐步靠近,火焰筒内流量占比逐渐从0增加到1,内外环腔的空气不断地从火焰筒内外环壁面上的进气孔进入到火焰筒内,最终所有的气体都进入到火焰筒,然后从燃烧室出口一起流向涡轮。

燃烧室外环腔道的沿程速度分布如图8所示。由于外环腔道的气体不断地从火焰筒外环壁面进气孔流入到火焰筒内参与燃烧、掺混和冷却,导致外环腔道内流量不

断减少,速度逐渐降低。

火焰筒内沿程总压恢复系数如图9所示。从火焰筒前端面至燃烧室出口总压恢复系数逐步降低,这是由于从火焰筒内外环壁面进气孔(主燃孔、掺混孔和冷却孔的等)进入到火焰筒内的新鲜空气,与燃油混合参与燃烧(主燃孔),与热燃气混合参与掺混(掺混孔),再加上由于气体黏性引气的气流与壁面以及气流相互之间的摩擦,使得火焰筒内压力损失不断增加,从而导致火焰筒内沿程总

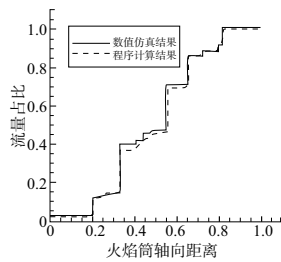


图7 火焰筒沿程流量分配

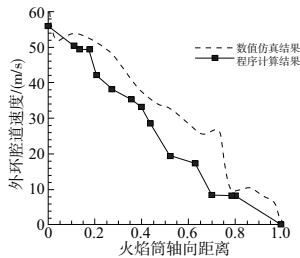


图8 外环腔速度

压恢复系数不断减少。火焰筒内沿程总压恢复系数的一维程序计算结果与数值仿真计算结果十分接近,最大相对偏差不超过1%。

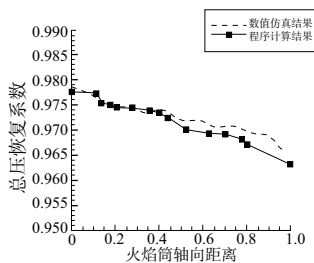


图9 火焰筒沿程总压恢复系数

火焰筒内沿程总温结果如图10所示。火焰筒内燃油在主燃区内充分燃烧,导致火焰筒内温度逐渐增高,出现火焰筒总温的峰值点,主燃区之后由于从掺混孔进入火焰筒的大量新鲜冷气与热燃气进行掺混,以改善出口温度分布,导致总温下降。火焰筒内沿程总温的一维计算结果与三维数值计算结果基本一致。

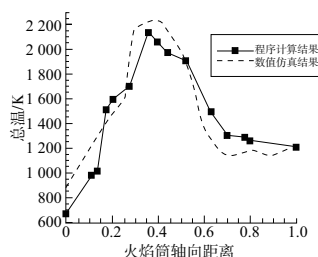


图10 火焰筒沿程总温

火焰筒外环壁温计算结果如图11所示。将图10与图11对比可以发现,火焰筒壁温最大值出现的轴向位置与火焰筒燃气温度最大值出现的轴向位置基本一致,均出现在主燃区附近,符合燃烧室内部燃烧情况,火焰筒外环

壁温的程序计算结果与数值仿真结果基本一致。

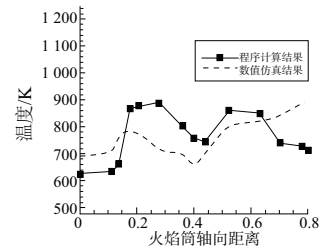


图11 火焰筒外环壁温分布

表1为燃烧室性能参数计算结果,程序计算出的燃烧效率和总压恢复系数与数值仿真结果基本一致,最大相对偏差不超过5%。

表1 燃烧室性能参数

参数	程序计算结果	数值仿真结果
燃烧效率	0.958	0.971
总压恢复	0.965	0.970

### 3 结语

本文基于流体网络法开发了燃烧室一维计算程序,程序能够快速、合理地对微型燃烧室进行一维流量分配、沿程热力参数分布和火焰筒一维壁温进行估算。采用所开发的程序对微型蒸发管燃烧室进行了一维计算,将一维计算结果与Fluent软件的数值仿真结果进行对比,两者相对偏差不大,表明基于流体网络法燃烧室一维计算方法是可行而且有效的。

#### 参考文献:

- [1] GREYVENSTEIN G P, LAURIE D P. A segregated CFD approach to pipe network analysis[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 1994, 37(21): 3685-3705.
- [2] STUTTAFORD P J, RUBINI P A. Preliminary gas turbine combustor design using a network approach[C]// Proceedings of ASME 1996 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition, Birmingham, UK, 2015.
- [3] PRETORIUS J J, MALAN A G, VISSER J A. A flow network formulation for compressible and incompressible flow [J]. International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow, 2008, 18(2): 185-201.
- [4] 陶智,侯升平,韩树军,等. 流体网络法在发动机空气冷却系统设计中的应用[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 1-6.
- [5] BENINI E, GIACOMETTI S. Design, manufacturing and operation of a small turbojet - engine for research purposes [J]. Applied Energy, 2007, 84(11): 1102-1116.
- [6] 王新月. 气体动力学基础[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2006.
- [7] 胡正义,江义军,赵清杰,等. 航空发动机设计手册—第九册主燃烧室[M]. 北京:航空工业出版社, 2000.

收稿日期:2020-05-11