(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 112832929 A
(43)申请公布日 2021.05.25

(21)申请号 202110245244.6

(22)申请日 2021.03.05

(71)申请人 中国科学院力学研究所
地址 100190 北京市海淀区北四环西路15号

(72)发明人 李龙 李轩 姚卫 汪球 栗继伟 赵伟

(74)专利代理机构 北京和信华成知识产权代理事务所(普通合伙) 11390
代理人 胡剑辉

(51)Int.Cl.
F02K 9/64(2006.01)
F02K 9/60(2006.01)

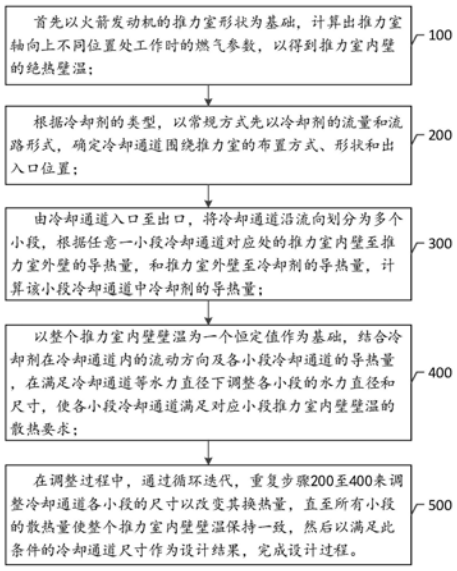
权利要求书4页 说明书8页 附图3页

(54)发明名称

一种用于火箭发动机的等内壁面温度的冷却结构设计方法

(57)摘要

本发明提供一种用于火箭发动机的等内壁面温度的冷却结构设计方法，包括：计算出推力室轴向上不同位置处工作时的燃气参数和绝热壁温；根据冷却剂的类型确定冷却通道围绕推力室的布置方式；由冷却通道入口至出口，将冷却通道沿流向划分为多个小段，计算该小段冷却通道中冷却剂的导热量；以整个推力室内壁壁温为一个恒定值作为基础，在满足冷却通道等水力直径下调整各小段冷却通道的形状；通过循环迭代，以满足此条件的冷却通道形状作为设计结果，完成设计过程。本发明以推力室内壁温度为恒定壁温，在保证冷却通道水力直径下对冷却通道的尺寸进行调整，可以有效地带走推力室壁面的热量，减小冷却通道内的燃料的压力损失，降低发动机结构重量和热应力。



CN 112832929 A

1.一种用于火箭发动机的等内壁面温度的冷却结构设计方法，其特征在于，包括如下步骤：

步骤100，首先以火箭发动机的推力室形状为基础，计算出推力室轴向上不同位置处工作时的燃气参数，以得到推力室内壁的绝热壁温；

步骤200，根据冷却剂的类型，以常规方式先以冷却剂的流量和流路形式，确定冷却通道围绕推力室的布置方式、形状和出入口位置；

步骤300，由冷却通道入口至出口，将冷却通道沿流向划分为多个小段，根据任意一小段冷却通道对应处的推力室内壁至推力室外壁的导热量，和推力室外壁至冷却剂的导热量，计算该小段冷却通道中冷却剂的导热量；

步骤400，以整个推力室内壁壁温为一个恒定值作为基础，结合冷却剂在冷却通道内的流动方向及各小段冷却通道的导热量，在满足冷却通道等水力直径下调整各小段的水力直径和尺寸，使各小段冷却通道满足对应小段推力室内壁壁温的散热要求；

步骤500，在调整过程中，通过循环迭代，重复步骤200至400来调整冷却通道各小段的尺寸以改变其换热量，直至所有小段的散热量使整个推力室内壁壁温保持一致，然后以满足此条件的冷却通道尺寸作为设计结果，完成设计过程。

2.根据权利要求1所述的设计方法，其特征在于，

所述步骤100中，燃气参数是指：推力室内部轴向上随燃料的流动在不同位置上出现的马赫数、温度、压力和密度变化数据。

3.根据权利要求2所述的设计方法，其特征在于，

不同位置处面积A_x的计算公式如下：

$$\frac{A_x}{A_t}=\frac{1}{Ma_x}\sqrt{\left[\frac{1+\frac{\gamma-1}{2}Ma_x}{\frac{\gamma+1}{2}}\right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \tag{1}$$

不同位置处温度T_x的计算公式如下：

$$T_x=\left(T_c\right)_{ns}\left(1+\frac{\gamma-1}{2}Ma_x^2\right)^{-1} \tag{2}$$

不同位置处压力p_x的计算公式如下：

$$p_x=\left(p_c\right)_{ns}\left(1+\frac{\gamma-1}{2}Ma_x^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \tag{3}$$

不同位置处密度ρ_x的计算公式如下：

$$\rho_x=\left(\rho_c\right)_{ns}\left(1+\frac{\gamma-1}{2}Ma_x^2\right)^{-\frac{1}{\gamma-1}} \tag{4}$$

式中，A_t为喉部面积，T_c为燃烧室的温度，p_c为燃烧室的压力，ρ_c为燃烧室的密度。

4.根据权利要求1所述的设计方法，其特征在于，

所述步骤100中，所述推力室内壁的绝热壁温是假设推力室内燃气与推力室内壁之间仅存在对流传热和辐射传热方式后，再分别计算出对流传热和辐射传热的结果后相加得到

的；

所述对流传热Φ_k的计算过程为：

$\Phi_k = h_g A(T_{aw} - T_{wg})$ (5)

上式中，A为当前位置处的推力室横截面的面积，T_{wg}为当前位置的推力室内壁温度，T_{aw}为推力室中给定位置x的燃气绝热壁温，可由下式求得：

$$T_{aw} = T_x \left[\frac{1 + \Pr^{0.33}\left(\frac{\gamma-1}{2}\right)Ma_x^2}{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2}\right)Ma_x^2} \right] \quad (6)$$

h_g为燃气与内壁面的对流传热系数，可根据巴兹公式计算：

$$h_g = \left[\frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} c_p}{\Pr^{0.6}} \right)_{ns} \left(\frac{p_x g}{c^*} \right) \left(\frac{D_t}{R} \right)^{0.1} \right] \times \left(\frac{A_t}{A_x} \right)^{0.9} \sigma \quad (7)$$

式中R为喉部处喷管的曲率半径，σ为考虑附面层内燃气性能变化的修正参数，可根据喷管滞止温度，当前推力宇内壁温和当前马赫数来确定：

$$\sigma = \left[\frac{1}{2} \frac{T_{wg}}{T_x} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right) + \frac{1}{2} \right]^{-0.68} \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right]^{-0.12} \quad (8)$$

所述辐射传热Φ_r的计算公式为：

$\Phi_r = \varepsilon_{w,ef} \varepsilon_g \sigma T_g^4$

所述绝热壁温Φ_{wg}为：

$$\Phi_{wg} = \Phi_k + \Phi_r = \left(h_g + \frac{\Phi_r}{T_{aw} - T_{wg}} \right) A\left(T_{aw} - T_{wg}\right) = h_g A\left(T_{aw} - T_{wg}\right) \quad (12)$$

其中，h_g为折算后总的有效传热系数。

5.根据权利要求4所述的设计方法，其特征在于，

在计算所述对流传热Φ_k时，对于特定的燃气混合物，其中Pr和μ的数据采用下面式子得到近似的结果：

$$\Pr = \frac{4\gamma}{9\gamma - 5} \quad (9)$$

$$\mu = 98.7 \times 10^{-10} M^{0.5} T_x^{0.6} \quad (10)$$

在计算所述辐射传热Φ_r时，以推力室内部的辐射传热来自水蒸气和二氧化碳作为计算基础。

6.根据权利要求1所述的设计方法，其特征在于，

所述步骤200中，所述冷却通道为多个由肋片隔离形成的独立通道，且各独立通道均匀围绕所述推力室的外围分布，所述冷却通道的截面形状为扇形；所述冷却通道的入口位于所述推力室的燃料出口端，出口位于所述推力室的燃料进口端。

7.根据权利要求1所述的设计方法，其特征在于，

所述步骤300中，推力室内壁至推力室外壁的导热量$\Phi_{tw,i}$计算公式如下：

$$\Phi_{tw,i}=\frac{\lambda_i A_i}{\delta_i}\left(T_{wg,i}-T_{wf,i}\right) \tag{20}$$

A_i为该小段冷却通道对应的推力室内壁和外壁处面积，$T_{wg,i}$为该小段冷却通道对应处的推力室内壁温度，T_{wf}为该小段冷却通道中的冷却剂的温度，δ_i为推力室壁厚；

推力室外壁至冷却剂的导热量$\Phi_{wg,i}$计算公式如下：

$$\Phi_{wg,i}=h_{g,i}A_i(T_{aw,i}-T_{wg,i}) \tag{21}$$

该任意小段冷却通道的冷却剂换热量计算过程如下：

冷却剂和推力室外壁面的导热量$\Phi_{cf,i}$计算公式为：

$$\Phi_{cf,i}=\frac{h_iP_i}{m_i}(T_{wf,i}-T_{f,i})th(m_iH_i)+h_i(A_i-A_{c,i})(T_{wf,i}-T_{f,i}),m_i=\sqrt{h_iP_i/(\lambda_iA_{c,i})} \tag{19}$$

设该小段冷却通道对应处推力室内壁处绝热壁温Φ_i完全传导，则该小段冷却通道内冷却剂和冷却通道的总导热量$\Phi_{cf,i}$等于推力室内燃气向推力室内壁的导热量$\Phi_{wg,i}$，等于推力室内壁向推力室外壁的导热量$\Phi_{tw,i}$：则该小段冷却通道的导热量Φ_i为：

$$\Phi_i=\Phi_{wg,i}=\Phi_{tw,i}=\Phi_{cf,i}=\frac{1}{\dfrac{1}{\dfrac{h_iP_i}{m_i}th(m_iH_i)+h_i(A_i-A_{c,i})}+\dfrac{1}{h_{g,i}A_i}+\dfrac{\delta_i}{\lambda_iA_i}}(T_{aw,i}-T_{f,i}) \tag{22}$$

其中，A_i为推力室内壁和推力室外壁面积，$A_{c,i}$为冷却通道横截面积，$T_{aw,i}$为推力室内壁壁温且为恒定值，则进一步得到：

$$\Phi_i=h_{g,i}A_i(T_{aw,i}-T_{wg,i})=\mathrm{Const} \tag{23}$$

其中，h_g为折算后总的有效传热系数，$T_{wg,i}$为该小段冷却通道对应的推力室外壁温度，$T_{f,i}$为该小段冷却通道内冷却剂的温度。

8.根据权利要求7所述的设计方法，其特征在于，

其中，该小段冷却通道对应的推力室外壁温度的$T_{wf,i}$，和该小段冷却通道内冷却剂的温度$T_{f,i}$计算过程如下：

$$T_{wf,i}=T_{wg,i}-\frac{\Phi_i\delta_i}{\lambda_iA_i}=(1+\frac{\delta_ih_{g,i}}{\lambda_i})T_{wg,i}-\frac{\delta_ih_{g,i}}{\lambda_i}T_{aw,i} \tag{24}$$

$$T_{f,i}=T_{wf,i}-\frac{\Phi_i}{\frac{h_iP_i}{m_i}th(m_iH_i)+h_i(A_i-A_{c,i})}$$

$$=\frac{\left(\left[\frac{h_iP_i}{m_i}th(m_iH_i)+h_i(A_i-A_{c,i})\right](1+\frac{\delta_i h_{g,i}}{\lambda_i})+h_{g,i}A_i\right)T_{wg,i}}{\frac{h_iP_i}{m_i}th(m_iH_i)+h_i(A_i-A_{c,i})} \tag{25}$$

$$-\frac{\left(\left[\frac{h_iP_i}{m_i}th(m_iH_i)+h_i(A_i-A_{c,i})\right]\frac{\delta_i h_{g,i}}{\lambda_i}+h_{g,i}A_i\right)T_{aw,i}}{\frac{h_iP_i}{m_i}th(m_iH_i)+h_i(A_i-A_{c,i})}$$

由于$T_{aw,i}$为恒定值，因此当$T_{wg,i}$取不同的值时，则相应的热流量也会不同，因此$T_{wf,i}$和$T_{f,i}$根据冷却通道的尺寸不同而发生变化。

9.根据权利要求1所述的设计方法，其特征在于，

所述步骤400中，使推力室内壁任意一小段的壁温为恒定值的计算过程如下：

为使：$T_{wg,i}=T_{wg,i+1}=Const$

$$\frac{\left(\frac{1}{\frac{h_iP_i}{m_i}th(m_iH_i)+h_i(A_i-A_{c,i})}+\frac{\delta_i}{\lambda_iA_i}\right)h_{g,i}A_iT_{aw,i}+T_{f,i}}{\frac{h_{g,i}A_i}{\frac{h_iP_i}{m_i}th(m_iH_i)+h_i(A_i-A_{c,i})}+1+\frac{\delta_i h_{g,i}A_i}{\lambda_iA_i}} \tag{29}$$

则有：

$$=\frac{\left(\frac{1}{\frac{h_{i+1}P_{i+1}}{m_{i+1}}th(m_{i+1}H_{i+1})+h_{i+1}(A_{i+1}-A_{c,i+1})}+\frac{\delta_{i+1}}{\lambda_{i+1}A_{i+1}}\right)h_{g,i+1}A_{i+1}T_{aw,i+1}+T_{f,i+1}}{\frac{h_{g,i+1}A_{i+1}}{\frac{h_{i+1}P_{i+1}}{m_{i+1}}th(m_{i+1}H_{i+1})+h_{i+1}(A_{i+1}-A_{c,i+1})}+1+\frac{\delta_{i+1}h_{g,i+1}A_{i+1}}{\lambda_{i+1}A_{i+1}}}$$

从冷却通道入口处流入的冷却剂，每流过一小段冷却通道，冷却剂的温度都会升高，当已知第i小段冷却剂的温度$T_{f,i}$，则有第i+1小段冷却剂的温度$T_{f,i+1}$为：

$$T_{f,i+1}=\frac{\Phi_i}{c_im_i}+T_{f,i} \tag{28}$$

其中c_i为冷却剂的比热容，m_i为冷却剂的质量流量。

10.根据权利要求9所述的设计方法，其特征在于，

其中冷却通道出口处的冷却剂温度不能超过所述冷却剂的容许温度。

一种用于火箭发动机的等内壁面温度的冷却结构设计方法

技术领域

[0001] 本发明涉及火箭发动机领域，特别是涉及一种满足等水利直径且等内壁温火箭发动机的冷却结构设计方法。

背景技术

[0002] 液体火箭发动机推力室压力高，推力室壁面的热流密度大，燃气温度很高可以达到数千摄氏度，超出了一般发动机材料所能承受的温度。然而推力室壁面允许通过的热流量却小得多，若不采取必要的防护措施，在这种恶劣条件下会导致推力室壁面的温度过高，甚至被烧毁的情况。

[0003] 为了进行热防护，发动机的内外壁面之间存在着冷却通道，冷却介质在冷却通道中高速流动，吸热升温，对发动机结构进行主动冷却，保护发动机结构不被烧蚀破坏。

[0004] 目前对冷却结构的常规优化设计通常为冷却通道的尺寸优化，主要针对冷却通道的高和宽的优化，如确定最佳的深宽比或最佳壁厚等，但这些优化都是通过人为去改变冷却结构的某些参数而实现的，这其中并不能给出一条通用的设计思路，局限性和任意性较大。

发明内容

[0005] 本发明的目的是提供一种满足等水利直径且等内壁温火箭发动机的冷却结构设计方法。

[0006] 具体地，本发明提供一种用于火箭发动机的等内壁面温度的冷却结构设计方法，包括如下步骤：

[0007] 步骤100，首先以火箭发动机的推力室形状为基础，计算出推力室轴向上不同位置处工作时的燃气参数，以得到推力室内壁的绝热壁温；

[0008] 步骤200，根据冷却剂的类型，以常规方式先以冷却剂的流量和流路形式，确定冷却通道围绕推力室的布置方式、形状和出入口位置；

[0009] 步骤300，由冷却通道入口至出口，将冷却通道沿流向划分为多个小段，根据任意一小段冷却通道对应处的推力室内壁至推力室外壁的导热量，和推力室外壁至冷却剂的导热量，计算该小段冷却通道中冷却剂的导热量；

[0010] 步骤400，以整个推力室内壁壁温为一个恒定值作为基础，结合冷却剂在冷却通道内的流动方向及各小段冷却通道的导热量，在满足冷却通道等水力直径下调整各小段的水力直径和尺寸，使各小段冷却通道满足对应小段推力室内壁壁温的散热要求；

[0011] 步骤500，在调整过程中，通过循环迭代，重复步骤200至400来调整冷却通道各小段的尺寸以改变其换热量，直至所有小段的散热量使整个推力室内壁壁温保持一致，然后以满足此条件的冷却通道尺寸作为设计结果，完成设计过程。

[0012] 本发明基于推力室沿程截面以及散热环境的不同，冷却通道的截面会随着发生改变的依据，以推力室内壁温度为恒定壁温为基础，在保证冷却通道水力直径下对冷却通道

的尺寸进行调整，可以有效地带走推力室壁面的热量，减小冷却通道内的燃料的压力损失，降低发动机结构重量和热应力。

附图说明

[0013] 图1是本发明一个实施方式的设计方法步骤示意图；

[0014] 图2是本发明一个实施方式的推力室结构示意图；

[0015] 图3是本发明一个实施方式的冷却通道结构示意图；

[0016] 图4是本发明一个实施方式的冷却通道传热示意图；

[0017] 图5是本发明一个实施方式的冷却通道设计流程图。

具体实施方式

[0018] 以下通过具体实施例和附图对本方案的具体结构和实施过程进行详细说明。

[0019] 一般冷却通道深宽比越大，冷却效果越好，现有技术都是在宽度不变的情况下进行的研究，但由于对流换热系数与水力直径直接成反相关的关系，因此通过固定冷却通道水力直径来研究冷却通道形状的变化或者说高宽比的影响，是一个更加有意义的方向。

[0020] 冷却通道通过吸收推力室壁面的热量来使内壁面温度下降，在冷却通道宽度不变下，随着冷却通道深宽比的增加，推力室壁面的冷却效果会逐渐变好，燃气侧内壁面的温度逐渐下降；冷却通道进出口压差逐渐上升，进出口压差逐渐增大。但是当深宽比增加到一定程度，冷却效果会趋于饱和，这是由于通道内对流换热的面积减小对传热的负面影响，逐渐超过增加肋效率以及提高冷却工质流速的正面影响。本发明在此基础上通过控制冷却通道的水力直径来研究冷却通道高和宽的影响，以有效地带走推力室壁面的热量，减小冷却通道内的燃料的压力损失，降低发动机结构重量和热应力。

[0021] 如图1所示，在本发明的一个本实施方式中，提供一种用于火箭发动机的等内壁面温度的冷却结构设计方法，包括如下步骤：

[0022] 步骤100，首先以火箭发动机的推力室形状为基础，计算出推力室轴向上不同位置处工作时的燃气参数，以得到推力室内壁的绝热壁温；

[0023] 如图2所示，燃气在推力室中流动时，相关参数沿轴向方向是变化的，假设燃气的总温总压恒定，为等熵流动过程，根据一维绝热等熵公式可推出不同位置处的马赫数，温度，压力和密度，计算公式如下：

[0024]
$$\frac{A_x}{A_t}=\frac{1}{Ma_x}\sqrt{\left[\frac{1+\frac{\gamma-1}{2}Ma_x}{\frac{\gamma+1}{2}}\right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \tag{1}$$

[0025]
$$T_x=\left(T_c\right)_{ns}\left(1+\frac{\gamma-1}{2}Ma_x^2\right)^{-1} \tag{2}$$

[0026]
$$p_x=\left(p_c\right)_{ns}\left(1+\frac{\gamma-1}{2}Ma_x^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \tag{3}$$

[0027] $$\rho_x=(\rho_c)_{ns}\left(1+\frac{\gamma-1}{2}Ma_x^2\right)^{-\frac{1}{\gamma-1}} \quad (4)$$

[0028] 其中，A_t为喉部面积，A_x为不同位置处的面积，T_c为推力室的温度，T_x为推力室内不同位置处的温度，p_c为推力室压力，p_x为推力室内不同位置处的压力，ρ_c为推力的密度，ρ_x为不同位置处的密度。

[0029] 冷却通道中的流动为三维、稳态、湍流，需要同时考虑流体物性的变化及金属壁面的物性变化。冷却通过的结构如图3所示，冷却通道的结构可以看成是一种肋片装置，燃气流经推力室内壁向冷却通道内冷却剂传热过程的温度分布示意图如图4所示，具体的传热过程分为三步：燃气在推力室内向内推力室内壁传热，推力室内壁向推力室外壁的热传导，推力室外壁向冷却通道中的冷却剂的传热。

[0030] 燃气是以辐射和对流换热的方式向推力室内壁传热，因此传给推力室内壁的热流Φ_{wg}包括对流传热Φ_k和辐射传热Φ_r；对流传热Φ_k的计算公式为：

[0031] $$\Phi_k=h_gA(T_{aw}-T_{wg}) \quad (5)$$

[0032] 上式中，A为推力室内任意位置处的面积，h_g为燃气与推力室内壁的对流传热系数，T_{wg}为是推力室内壁温度，T_{aw}为推力室中给定位置x的燃气绝热壁温，可由下式求得：

[0033] $$T_{aw}=T_x\left[\frac{1+\Pr^{0.33}\left(\frac{\gamma-1}{2}\right)Ma_x^2}{1+\left(\frac{\gamma-1}{2}\right)Ma_x^2}\right] \quad (6)$$

[0034] 燃气与推力室内壁的对流传热系数h_g根据巴兹公式计算：

[0035] $$h_g=\left[\frac{0.026}{D_t^{0.2}}\left(\frac{\mu^{0.2}c_p}{\Pr^{0.6}}\right)_{ns}\left(\frac{p_xg}{c^*}\right)\left(\frac{D_t}{R}\right)^{0.1}\right]\times\left(\frac{A_t}{A_x}\right)^{0.9}\sigma \quad (7)$$

[0036] 式中，Pr为燃气的普朗特数，g为重力加速度常数，c为火箭发动机的特征速度，发动机状态确定的话，是一个固定值。D_t为推力室喉道尺寸，R为推力室喉部处喷管的曲率半径，σ为考虑附面层内燃气性能变化的修正参数，可根据喷管滞止温度，当前位置推力室内壁温和当前位置马赫数来确定：

[0037] $$\sigma=\left[\frac{1}{2}\frac{T_{wg}}{T_x}\left(1+\frac{\gamma-1}{2}Ma^2\right)+\frac{1}{2}\right]^{-0.68}\left[1+\frac{\gamma-1}{2}Ma^2\right]^{-0.12} \quad (8)$$

[0038] 对于特定的燃气混合物，如果没有可用的Pr和μ的数据，可用下面式子得到近似的结果：

[0039] $$\Pr=\frac{4\gamma}{9\gamma-5} \quad (9)$$

[0040] $$\mu=98.7\times10^{-10}M^{0.5}T_x^{0.6} \quad (10)$$

[0041] 以推力室内部的辐射热流仅来自水蒸气和二氧化碳考虑，辐射传热Φ_r的计算公式为：

[0042] $$\Phi_r=\varepsilon_{w,ef}\varepsilon_g\sigma T_g^4 \quad (11)$$

[0043] $\varepsilon_{w,ef}$为推力室内壁面的吸收率，ε_g为燃气的发射率，T_g为燃气的温度

[0044] 设推力室内壁向推力室外壁，推力室外壁向冷却剂的温度为完全传导，则任意小段冷却通道内冷却剂和冷却通道的总导热量$\Phi_{cf,i}$等于推力室内燃气向推力室内壁的导热量$\Phi_{wg,i}$，等于推力室内壁向推力室外壁的导热量$\Phi_{tw,i}$：则任意小段冷却通道的导热量Φ_i为：

[0045] 燃气对推力室内壁传热的总热流为：

[0046] $$\Phi_{wg}=\Phi_k+\Phi_r=\left(h_g+\frac{\Phi_r}{T_{aw}-T_{wg}}\right)A\left(T_{aw}-T_{wg}\right)=h_gA\left(T_{aw}-T_{wg}\right) \quad (12)$$

[0047] 其中，h_g为折算后总的有效传热系数。

[0048] 在实际中，燃气对流传热是推力室内燃气向推力室内壁传热的主要形式，在推力室内，对流热流常占总热流80％以上，喉部附近可达95％，喷管下游可达98％以上。

[0049] 推力室内壁向推力室外壁的热传导过程表达式为：

[0050] $$\Phi_{tw}=\frac{\lambda A}{\delta}\left(T_{wg}-T_{wf}\right) \quad (13)$$

[0051] T_{wf}为推力室外壁温度，减小整个推力室侧壁厚度δ，或采用导热性能好的材料可以有效降低推力室内壁壁温。

[0052] 推力室外壁到冷却剂的对流传热系数h_f通常采用米海耶夫公式得到Nu数：

[0053] $$Nu=0.021\,\mathrm{Re}^{0.8}\,\mathrm{Pr}^{0.43}\left(\frac{\mathrm{Pr}}{\mathrm{Pr}_w}\right)^{0.25} \quad (14)$$

[0054] 其中：$Re=\rho v_f d_e/\mu$ (15)

[0055] ρ为冷却剂密度，v_f为冷却液在冷却通道中的流速，d_e为冷却通道的水力直径，μ为冷却剂的动力粘性系数；

[0056] $Pr_w=\mu c_p/\lambda_f$ (16)

[0057] c_p为冷却剂的定压比热，λ_f为冷却剂的导热系数；Pr_w为壁面处冷却剂的普朗特数。

[0058] 冷却剂对流换热系数h_f为：

[0059] $$h_f=Nu\frac{\lambda_f}{d_e} \quad (17)$$

[0060] 推力室外壁对冷却剂的传热热流Φ_{cf}为：

[0061] $\Phi_{cf}=h_fA(T_{wf}-T_f)$ (18)

[0062] T_f为冷却剂温度。

[0063] 步骤200，根据冷却剂的类型，以常规方式先以冷却剂的流量和流路形式，确定冷却通道围绕推力室的布置方式、形状和出入口位置；

[0064] 冷却通道为多个由肋片隔离形成的独立通道，且各独立通道均匀围绕推力室的外围分布，本实施方式中冷却通道的截面形状为扇形；冷却通道的入口位于推力室的燃料出口端，出口位于推力室的燃料进口端。

[0065] 步骤300，由冷却通道入口至出口，将冷却通道沿流向划分为多个小段，根据任意一小段冷却通道对应处的推力室内壁至推力室外壁的导热量，和推力室外壁至冷却剂的导热量，计算该小段冷却通道中冷却剂的导热量；

[0066] 在本实施方式中，划分冷却通道的规则如下：将冷却通道沿程均匀的分成若干小

段，每一小段的尺寸越小，则计算量越大，因此，通常计算可以取每一小段的长度为1mm，得到初步的结果后进行重复计算时可以取为0.5mmm。其中，如果计算机性能强大，则每一小段可取到0.1mm甚至更小。

[0067] 根据计算能力将冷却通道沿程分成若干小段后，取其中任意一小段来进行研究，综合考虑从燃气到推力室内壁的总的对流换热，推力室内壁至推力室外壁的导热，和推力室外壁到冷却剂的对流换热。该段冷却通道通过吸收壁面的热量来使推力室内壁温度下降，随着冷却通道深宽比的增加，对推力室内壁的冷却效果会逐渐变好，使得推力室内壁的温度逐渐下降；冷却通道进出口压差逐渐上升(因入口处的冷却剂温度低，出口处吸热后温度上升)，进出口压差逐渐增大。但是当深宽比增加到一定程度，冷却效果会趋于饱和，这是由于推力室通道内对流换热的面积减小，对传热的负面影响逐渐超过增加肋效率以及提高冷却工质流速的正面影响。

[0068] 对于任意一小段冷却通道，假设在该小段内的推力室内壁导热系数为常数λ_i，推力室外壁传热系数为常数h_i，冷却剂和推力室外壁面的散热量$\Phi_{cf,i}$为：

[0069] $$\Phi_{cf,i}=\frac{h_iP_i}{m_i}(T_{wf,i}-T_{f.i})th(m_iH_i)+h_i(A_i-A_{c,i})(T_{wf,i}-T_{f,i}),m_i=\sqrt{h_iP_i/(\lambda_iA_{c,i})} \quad (19)$$

[0070] 式中，下标i为该小段的标号，$T_{wf,i}$为第i段的外壁温，$T_{f.i}$为第i段的冷却剂温度，$A_{c,i}$为冷却通道横截面积，A_i为推力室内壁和推力室外壁面积；

[0071] 推力室内壁向推力室外壁的导热量$\Phi_{tw,i}$为：

[0072] $$\Phi_{tw,i}=\frac{\lambda_iA_i}{\delta_i}\left(T_{wg,i}-T_{wf,i}\right) \quad (20)$$

[0073] 式中，$T_{wg,i}$为第i段的内壁温；

[0074] 燃气向推力室内壁面的传热量$\Phi_{wg,i}$为：

[0075] $$\Phi_{wg,i}=h_{g,i}A_i(T_{aw,i}-T_{wg,i}) \quad (21)$$

[0076] 可以有：

[0077] $$\Phi_i=\Phi_{wg,i}=\Phi_{tw,i}=\Phi_{cf,i}=\frac{1}{\frac{1}{\frac{h_iP_i}{m_i}th(m_iH_i)+h_i(A_i-A_{c,i})}+\frac{1}{h_{g,i}A_i}+\frac{\delta_i}{\lambda_iA_i}}(T_{aw,i}-T_{f,i}) \quad (22)$$

[0078] 当给定一个Φ_i的值，$T_{aw,i}$为该小段冷却通道对应处的内壁绝热壁温，该绝热壁温与燃气温度有关，通常成正比关系。燃气温度已知，那么绝热壁温为恒定值，则进一步得到：

[0079] $$\Phi_i=h_{g,i}A_i(T_{aw,i}-T_{wg,i})=Const \quad (23)$$

[0080] 对应的$T_{wf,i}$和$T_{f,i}$计算公式如下：

[0081] $$T_{wf,i}=T_{wg,i}-\frac{\Phi_i\delta_i}{\lambda_iA_i}=(1+\frac{\delta_ih_{g,i}}{\lambda_i})T_{wg,i}-\frac{\delta_ih_{g,i}}{\lambda_i}T_{aw,i} \quad 24)$$

[0082]
$$T_{f,i}=T_{wf,i}-\frac{\Phi_i}{\frac{h_iP_i}{m_i}th(m_iH_i)+h_i(A_i-A_{c,i})}=\frac{\left(\left[\frac{h_iP_i}{m_i}th(m_iH_i)+h_i(A_i-A_{c,i})\right](1+\frac{\delta_ih_{g,i}}{\lambda_i})+h_{g,i}A_i\right)T_{wg,i}}{\frac{h_iP_i}{m_i}th(m_iH_i)+h_i(A_i-A_{c,i})}-\frac{\left(\left[\frac{h_iP_i}{m_i}th(m_iH_i)+h_i(A_i-A_{c,i})\right]\frac{\delta_ih_{g,i}}{\lambda_i}+h_{g,i}A_i\right)T_{aw,i}}{\frac{h_iP_i}{m_i}th(m_iH_i)+h_i(A_i-A_{c,i})} \quad (25)$$

[0083] $T_{aw,i}$为定值，当$T_{wg,i}$取不同的值时，则相应的热流量也会不同，$T_{wf,i}$和$T_{f,i}$根据冷却结构尺寸的不同而发生变化。

[0084] 步骤400，以整个推力室内壁壁温为一个恒定值作为基础，结合冷却剂在冷却通道内的流动方向及各小段冷却通道的导热量，在满足冷却通道等水力直径下调整各小段的水力直径和尺寸，使各小段冷却通道满足对应小段推力室内壁壁温的散热要求；

[0085] 这里的散热要求是指：得到的每一小段的推力室外壁温度，冷却剂的入口和出口温度，以及热流和换热系数，需要能够将推力室内燃气传递给推力室内壁的热流能够全部被冷却液带走，且不考虑冷却通道外壁与环境的换热。

[0086] 为满足冷却通道等水力直径的要求，使：$T_{wg,i}=T_{wg,i+1}=Const$ (26)

[0087] 则有：

[0088]
$$\frac{\left(\frac{1}{\frac{h_iP_i}{m_i}th(m_iH_i)+h_i(A_i-A_{c,i})}+\frac{\delta_i}{\lambda_iA_i}\right)h_{g,i}A_iT_{aw,i}+T_{f,i}}{\frac{h_{g,i}A_i}{\frac{h_iP_i}{m_i}th(m_iH_i)+h_i(A_i-A_{c,i})}+1+\frac{\delta_ih_{g,i}A_i}{\lambda_iA_i}}=\frac{\left(\frac{1}{\frac{h_{i+1}P_{i+1}}{m_{i+1}}th(m_{i+1}H_{i+1})+h_{i+1}(A_{i+1}-A_{c,i+1})}+\frac{\delta_{i+1}}{\lambda_{i+1}A_{i+1}}\right)h_{g,i+1}A_{i+1}T_{aw,i+1}+T_{f,i+1}}{\frac{h_{g,i+1}A_{i+1}}{\frac{h_{i+1}P_{i+1}}{m_{i+1}}th(m_{i+1}H_{i+1})+h_{i+1}(A_{i+1}-A_{c,i+1})}+1+\frac{\delta_{i+1}h_{g,i+1}A_{i+1}}{\lambda_{i+1}A_{i+1}}} \quad (27)$$

[0089] 从冷却通道入口处流入的冷却剂，每流过一小段冷却通道，冷却剂的温度都会升高，当已知第i小段冷却剂的温度$T_{f,i}$，则有第i+1小段冷却剂的温度为：

[0090]
$$T_{f,i+1}=\frac{\Phi_i}{c_im_i}+T_{f,i} \quad (28)$$

[0091] 其中c_i为冷却剂的比热容，m_i为冷却剂的质量流量。要保证出口处冷却剂的温度$t_{f,n}$不超过该冷却剂的容许温度，对于某些冷却剂来说，其最大允许温度是沸点，如烃类燃

料；而对另一些冷却剂来说则是热分解温度，如肼类燃料。

[0092] 则有：

[0093]
$$\frac{\left(\frac{1}{\frac{h_iP_i}{m_i}th(m_iH_i)+h_i(A_i-A_{c,i})}+\frac{\delta_i}{\lambda_iA_i}\right)h_{g,i}A_iT_{aw,i}+T_{f,i}}{\frac{h_{g,i}A_i}{\frac{h_iP_i}{m_i}th(m_iH_i)+h_i(A_i-A_{c,i})}+1+\frac{\delta_ih_{g,i}A_i}{\lambda_iA_i}}=\frac{\left(\frac{1}{\frac{h_{i+1}P_{i+1}}{m_{i+1}}th(m_{i+1}H_{i+1})+h_{i+1}(A_{i+1}-A_{c,i+1})}+\frac{\delta_{i+1}}{\lambda_{i+1}A_{i+1}}\right)h_{g,i+1}A_{i+1}T_{aw,i+1}+\frac{\Phi_i}{c_im_i}+T_{f,i}}{\frac{h_{g,i+1}A_{i+1}}{\frac{h_{i+1}P_{i+1}}{m_{i+1}}th(m_{i+1}H_{i+1})+h_{i+1}(A_{i+1}-A_{c,i+1})}+1+\frac{\delta_{i+1}h_{g,i+1}A_{i+1}}{\lambda_{i+1}A_{i+1}}} \quad (29)$$

[0094] 因此应调整冷却结构的尺寸来保证等式的成立；式中A_i为推力室内壁和推力室外壁面积，$A_{c,i}$为冷却通道横截面积，表达为：

[0095] $A_{c,i}=t_iL_i$ (30)

[0096] P_i为冷却通道中肋条的周长，表达为：

[0097] $P_i=2(t_i+L_i)$ (31)

[0098] 当冷却剂从推力室下游冷却通道入口流入，沿着冷却通道流动，从推力室前端的冷却通道出口流出，伴随着这个流动过程的是，推力室内燃气温度逐渐升高，推力室的直径先变小后边大，推力室内部流动情况是变化的，因此在冷却剂流动的各个位置处的热流量是不一样，基于本设计的目的是使推力室内壁面的温度一致，因此需要同时调节调节冷却通道与推力室外壁以及肋片结构的尺寸来达到这个要求。

[0099] 步骤500，在调整过程中，通过循环迭代，重复步骤200至400来调整冷却通道各小段的尺寸以改变其换热量，直至所有小段的散热量使整个推力室内壁壁温保持一致，然后以满足此条件的冷却通道尺寸作为设计结果，完成设计过程。

[0100] 本实施方式基于推力室沿程截面以及散热环境的不同，冷却通道的截面会随着发生改变的依据，以推力室内壁温度为恒定壁温为基础，在保证冷却通道水力直径下对冷却通道的尺寸进行调整，可以有效地带走推力室壁面的热量，减小冷却通道内的燃料的压力损失，降低发动机结构重量和热应力。

[0101] 以下仅以文字简略说明冷却通道设计的流程。

[0102] 如图5所示，首先计算推力室轴线各位置处燃气参数，根据该燃气参数来设置冷却剂流程和冷却剂流量，以确定的推力室内壁温为恒定值，在满足等水利直径的条件下调整冷却通道的尺寸和形状，通过迭代计算出冷却通道不同位置(任意一小段)处的总热流、冷却剂温度和燃气侧壁温(推力室内壁)及冷却剂侧壁温(推力室外壁)，校核每次的迭代结果，如果某位置处的散热量未能使该位置处的推力室内壁温与整体推力室内壁温保持统一，则返回调整冷却剂的流路或流量，或对该位置处的冷却通道形状进行调整，直至所有位置处的推力室内壁温保持一致，然后根据此时的冷却结构尺寸设计冷却通道，得到本发明所要求的等内壁温火箭发动机的冷却通道结构。

[0103] 至此，本领域技术人员应认识到，虽然本文已详尽示出和描述了本发明的多个示例性实施例，但是，在不脱离本发明精神和范围的情况下，仍可根据本发明公开的内容直接确定或推导出符合本发明原理的许多其他变型或修改。因此，本发明的范围应被理解和认定为覆盖了所有这些其他变型或修改。

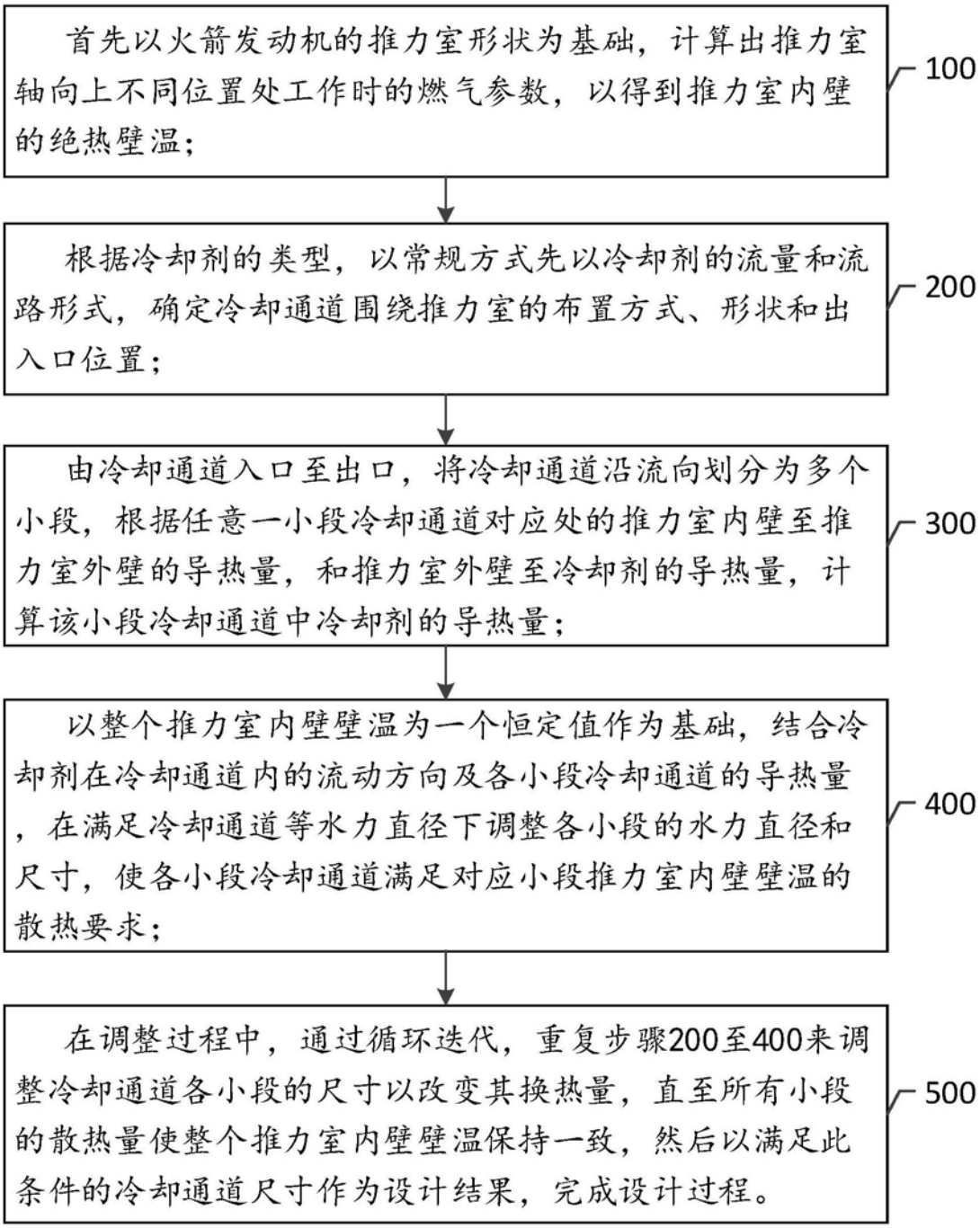

首先以火箭发动机的推力室形状为基础，计算出推力室轴向上不同位置处工作时的燃气参数，以得到推力室内壁的绝热壁温；
100
根据冷却剂的类型，以常规方式先以冷却剂的流量和流路形式，确定冷却通道围绕推力室的布置方式、形状和出入口位置；
200
由冷却通道入口至出口，将冷却通道沿流向划分为多个小段，根据任意一小段冷却通道对应处的推力室内壁至推力室外壁的导热量，和推力室外壁至冷却剂的导热量，计算该小段冷却通道中冷却剂的导热量；
300
以整个推力室内壁壁温为一个恒定值作为基础，结合冷却剂在冷却通道内的流动方向及各小段冷却通道的导热量，在满足冷却通道等水力直径下调整各小段的水力直径和尺寸，使各小段冷却通道满足对应小段推力室内壁壁温的散热要求；
400
在调整过程中，通过循环迭代，重复步骤200至400来调整冷却通道各小段的尺寸以改变其换热量，直至所有小段的散热量使整个推力室内壁壁温保持一致，然后以满足此条件的冷却通道尺寸作为设计结果，完成设计过程。
500

图1

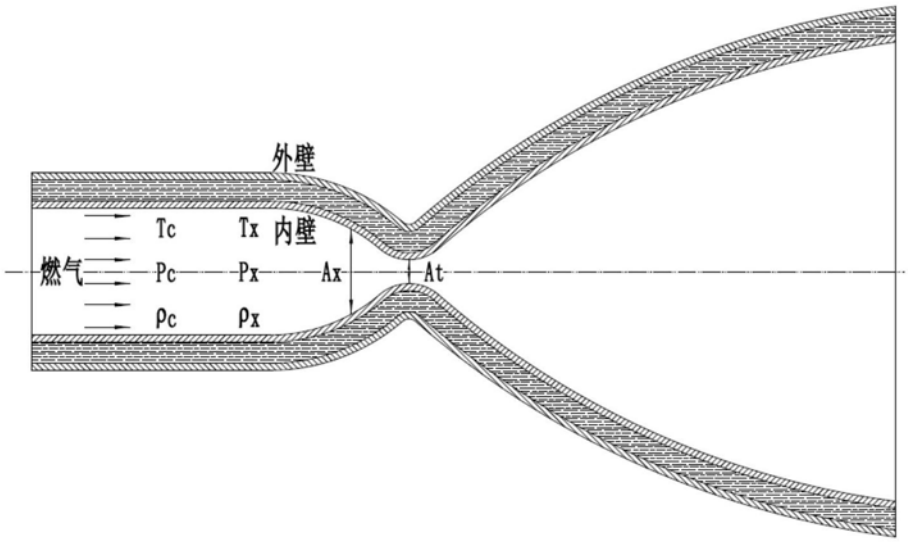


图2

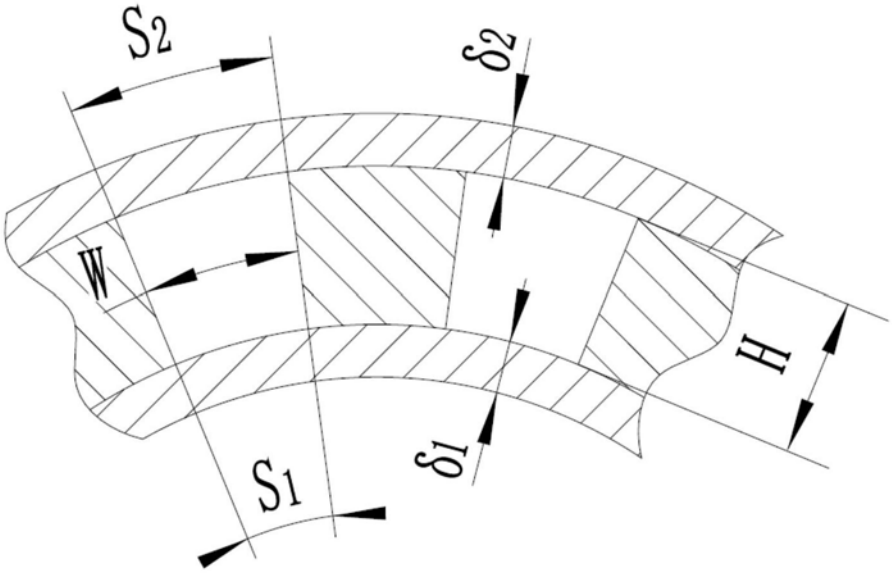


图3

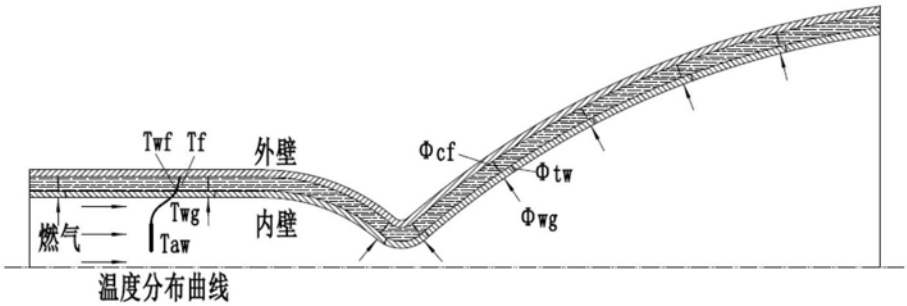

Twf Tf
外壁
Φcf
Φtw
Twg
燃气
Taw
内壁
Φwg
温度分布曲线

图4

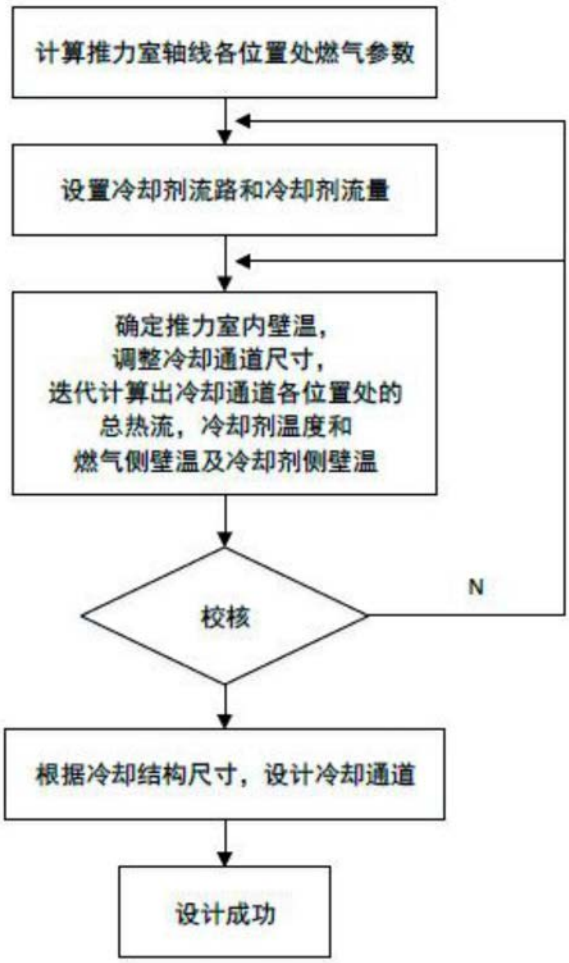

计算推力室轴线各位置处燃气参数
设置冷却剂流路和冷却剂流量
确定推力室内壁温，
调整冷却通道尺寸，
迭代计算出冷却通道各位置处的
总热流，冷却剂温度和
燃气侧壁温及冷却剂侧壁温
校核
N
根据冷却结构尺寸，设计冷却通道
设计成功

图5