

液体火箭发动机再生冷却结构弹塑性分析

徐绍桐, 王长辉, 杨成骁

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 102206)

摘 要: 为了分析推力室壁应力和变形分布情况, 研究推力室失效位置和失效机理, 建立了一种弹塑性有限元分析方法。建立推力室一维流动传热模型, 为结构弹塑性分析提供输入。进一步建立推力室壁在温度和压强载荷下的二维弹塑性计算模型, 分析了在预冷-工作-后冷-关机的工作循环下推力室壁的应力应变响应, 比较了温度载荷和压强载荷的作用程度, 并预估了推力室使用寿命。结果表明: 推力室壁产生的弹塑性变形是由温度载荷和压强载荷共同作用所致, 温度载荷起主导作用。推力室内壁冷却通道中心位置最先发生失效破坏, 限制了推力室的使用寿命。从计算时间和准确性来说, 该方法能够为再生冷却通道的优化设计和性能估算提供参考。

关 键 词: 推力室; 再生冷却; 循环载荷; 失效; 热结构耦合; 弹塑性分析

中图分类号: V434⁺.1

文献标志码: A

Elastoplastic analysis of regenerative cooling structure of liquid rocket engine

XU Shaotong, WANG Changhui, YANG Chengxiao

(School of Astronautics, Beihang University, Beijing 102206, China)

Abstract: In order to analyze the stress and deformation distribution on the thrust chamber wall, and study its failure position and mechanism, an elastoplastic finite element analysis method was established. A one-dimensional thermofluid model for the thrust chamber was set up to provide input for the elastoplastic analysis. A two-dimensional elastoplastic calculation model for the thrust chamber wall under thermal and pressure load was established. The stress-strain response of the thrust chamber wall under the working cycle of pre-cooling, hot run, post-cooling and relaxation was analyzed. Then, the effect degree of thermal load and pressure load was compared. The life time of the thrust chamber was estimated. The results showed that, the elastoplastic deformation of thrust chamber wall was caused by the combined action of thermal load and pressure load, and the thermal load played a leading role. Failure of the thrust chamber occurred first in the center of the cooling channel, which limited the service lifetime of thrust chamber. In terms of calculation time and accuracy, the proposed method can provide a reference for optimal design and performance estimation of regenerative cooling channels.

Key words: thrust chamber; regenerative cooling; cyclic loading; failure; thermal-structural coupling; elastoplastic analysis

收稿日期: 2021-06-27

作者简介: 徐绍桐(1997-), 男, 硕士生, 研究领域为液体火箭发动机热防护技术研究和结构设计。E-mail: 17625166424@163.com

引用格式: 徐绍桐, 王长辉, 杨成骁. 液体火箭发动机再生冷却结构弹塑性分析[J]. 航空动力学报, 2022, 37(8): 1664-1673. XU Shaotong, WANG Changhui, YANG Chengxiao. Elastoplastic analysis of regenerative cooling structure of liquid rocket engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(8): 1664-1673.

液体火箭发动机工作时,推力室壁温度梯度很大,导致室壁承受较大的热应力载荷,同时,推力室内壁两侧冷却剂与燃气之间的压强差使室壁承受额外的机械应力载荷,导致室壁发生塑性变形^[1]。试验发现,Vulcain等高室压发动机多次试车后,在推力室壁喉部区域出现了裂纹,裂纹进一步扩展导致推力室失效^[2],而失效的主要原因是材料发生了塑性变形。如果解决了推力室失效的问题,就可以延长其使用寿命。因此,有必要对推力室再生冷却结构进行详细的结构分析,模拟室壁的弹塑性变形,研究室壁失效机理。

张晟等^[3]采用有限元法平面应力模型对推力室预冷和工作两个阶段进行了二维结构仿真,分析了冷却通道的危险状态及危险位置。Riccius等^[4-5]采用平面应变模型研究了推力室壁在循环加载下各阶段的应变分布,进一步采用线性累积损伤法预估了推力室失效循环次数,但忽略了室壁材料蠕变的影响。Badlani等^[6]认为在高温高压下蠕变失效严重制约着推力室的寿命。康玉东和孙冰^[7]采用流-固耦合方法对循环加载下的推力室壁进行了三维结构分析,研究了室壁失效位置及循环次数。但三维分析模型耗费时间长,难以实现对再生冷却结构性能的快速计算。为了满足方案筛选和优化设计对计算速度的要求,必须要寻找在保证必要计算精度的同时,更加快速的分析方法。

本文以航天飞机主发动机主燃烧室(SSME-MCC)为研究对象。首先,对推力室再生冷却结构开展一维流动和传热分析,得到内壁燃气侧和冷却剂侧的温度、压强分布,确定危险截面;再对室壁危险截面进行热分析,确定危险截面内的温度分布;进一步以室壁温度分布作为体载荷、内外压强分布作为边界条件,采用双线性随动强化模型模拟材料应力-应变本构关系,对推力室壁进行二维弹塑性结构分析。本文研究了推力室壁的变形机理及失效模式,为进一步开展推力室再生冷却结构优化设计提供基础。

1 模型与方法

本文以SSME-MCC为研究对象。SSME-MCC是一种大型高室压氢氧发动机推力室,内壁材料为NARloy-Z银铅铜合金,外壁材料为镍。推力室喉部直径为261 mm,有390个轴向冷却通道,冷却剂为液氢。冷却剂从喷管扩张比为5的

位置进入冷却通道并向头部流动,经喉部到达喷注器附近后注入推力室形成对内壁的氢膜冷却。冷却通道的几何参数可参见文献[8]。图1给出了再生冷却通道主要参数的轴向分布, r 为推力室半径, l 为肋片厚度, b 为通道宽度, H 为通道和肋的高度, s 为内壁厚度, x 为推力室的轴向位置, $x=0$ mm表示喉部位置。

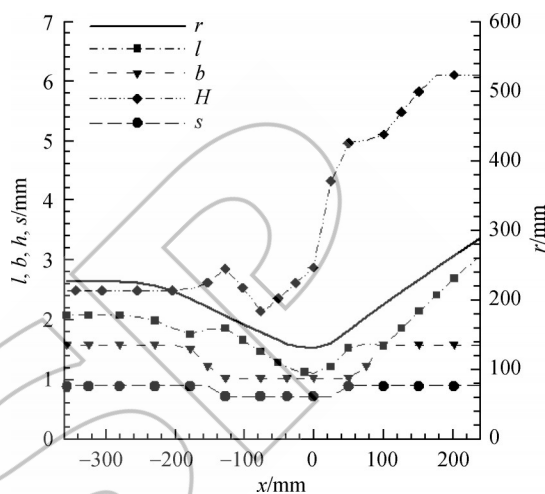


图1 SSME-MCC再生冷却通道几何参数

Fig.1 Geometrical parameters of regenerative cooling channel of SSME-MCC

1.1 推力室流动传热模型

1.1.1 流动传热计算模型

如图2所示,SSME-MCC的内壁和再生冷却通道为铣槽结构。已有研究表明,在推力室工作时,室壁内温度分布具有显著的分层特征,从燃气经过推力室壁到冷却剂的传热热流主要沿径向传递^[4]。基于此,本文假设室壁内的热流方向只沿径向传递,建立包括燃气、室壁和冷却剂传热过程在内的一维流动传热模型,基于该模型获得推力室内壁热流密度、表面温度分布,以及再生冷却通道内冷却剂的压强和温度分布。一维流动传热模型如图2所示,将推力室沿轴向划分成200个单元,由于喉部区域热流密度和温度梯度较大,对该区域的单元进行局部加密以提高计算精度。考虑到再生冷却结构的对称性,仅对一条冷却通道进行分析,计算区域包含内壁及其两侧流体,忽略外壁的传热。图2中, q_g 和 q_r 分别为燃气向内壁的对流传热和辐射传热热流密度; q_{c1} 和 q_{c2} 分别为冷却通道槽底壁面和两侧肋片表面传递给冷却剂的热流密度。

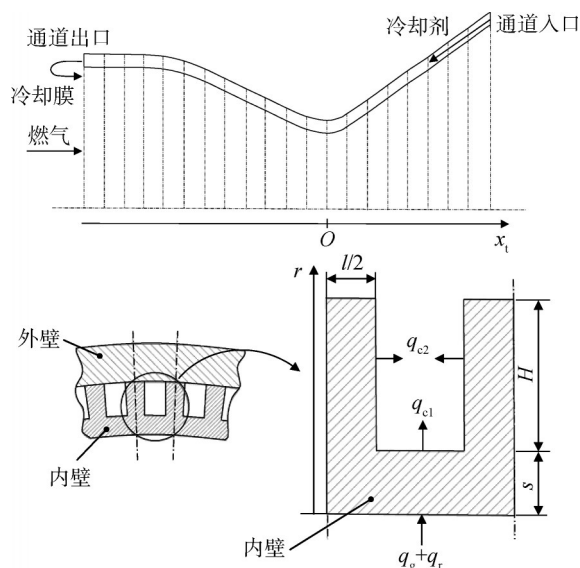


图2 推力室一维流动传热模型

Fig.2 One-dimensional thermofluid model of thrust chamber

1.1.2 流动传热计算方法

1) 燃气向内壁的对流传热

对于燃气侧表面传热系数 h_g 的计算,采用广泛应用于推力室传热计算的巴兹公式^[9]

$$h_g = \frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} c_{p,g}}{Pr^{0.6}} \right)_{ns} \left(\frac{p_c}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{D_t}{R} \right)^{0.1} \left(\frac{A_t}{A_1} \right)^{0.9} \delta \quad (1)$$

式中下角标 ns 表示参数在流动滞止条件下; μ 为燃气动力黏度; $c_{p,g}$ 为燃气比定压热容; Pr 为普朗特数; p_c 为燃烧室压强; c^* 为特征速度; δ 为定性温度变换系数; D_t 、 R 、 A_t 分别为推力室喉部直径、喉部曲率半径和喉部横截面积; A_1 为推力室的当地横截面积。

采用气膜冷却效率^[10]计算气膜冷却下的绝热壁温 $T_{aw, \text{film}}$

$$\eta_{gf} = \frac{T_{aw} - T_{aw, \text{film}}}{T_{aw} - T_{gf}} \quad (2)$$

式中 T_{aw} 为无气膜冷却下的燃气绝热壁温; T_{gf} 为冷却气膜起始温度,与再生冷却通道出口温度相同;冷却效率 η_{gf} 沿推力室型面的分布可由相似分析关联式^[11]计算得到

$$\eta_{gf} = \left\{ 1 + K_m \frac{c_{p,g}}{c_{p,f}} \left[0.325 (K_t X + 3.08^{1.25})^{0.8} - 1 \right] \right\}^{-1} \quad (3)$$

式中 $c_{p,f}$ 为冷却气膜的比定压热容; X 为气膜喷注点下游无量纲距离; K_m 、 K_t 分别为考虑冷却剂物性和主流湍流的修正系数。

2) 燃气向内壁的辐射传热

计算燃气对内壁的辐射热流密度 q_r

$$q_r = \epsilon_{w, \text{ef}} \sigma_s (\epsilon_g T_g^4 - a_w T_{wg}^4) \quad (4)$$

式中 $\epsilon_{w, \text{ef}}$ 为壁面有效黑度,对于 NARloy-Z 材料取值为 0.25; σ_s 为斯蒂芬-玻尔兹曼常数,其值为 $5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$; ϵ_g 为燃气黑度, a_w 为壁面吸收率,取值参见文献[11]; T_g 为燃气静温; T_{wg} 为燃气侧壁面温度。

3) 通过室壁的热传导

燃气传给内壁的热量以热传导方式通过内壁

$$q_w = -\lambda (T_{wc} - T_{wg}) / s \quad (5)$$

式中 λ 为推力室内壁材料导热系数,对于 NARloy-Z 材料取值 $310 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$; T_{wc} 为冷却剂侧壁温。

4) 室壁向冷却剂的对流传热

对于冷却剂侧换热,由努塞尔数 Nu_t 确定表面传热系数 h_c ,采用米海耶夫公式^[12]

$$Nu_t = 0.021 Re_{ave}^{0.8} Pr_{ave}^{0.43} \left(\frac{Pr_{ave}}{Pr_w} \right)^{0.25} \quad (6)$$

式中 Re 为冷却剂雷诺数;下标为 w 表示以壁面温度为定性温度,下标为 ave 表示以冷却剂和壁面的平均温度为定性温度。

冷却通道的肋片可以增加换热表面积,减小换热热阻。因此,计算时需考虑肋对传热的影响。

对于等截面直肋,其肋效率为

$$\eta_t = \frac{\tanh(mH')}{mH'} \quad (7)$$

其中 $m = \sqrt{2h_c/(\lambda l)}$, $H' = H + l/2$ 。

本模型的计算过程从冷却通道入口单元开始,沿冷却剂流向向前逐个单元推进求解,具体求解过程如下:

1) 以燃烧室压强 p_c 和混合比为初始条件进行燃烧室热力计算,得到燃气热力参数。

2) 根据一维等熵关系式,计算燃气马赫数 Ma 、温度 T_g 和压强 p_g 沿推力室轴向分布。

3) 给定冷却气膜入口温度初值 T_{gf}^0 ,根据式(2)和式(3)计算绝热壁温 $T_{aw, \text{film}}$ 分布。

4) 给定燃气侧壁温初值 T_{wg}^0 ,根据式(1)和式(4)计算燃气传递给室壁的热流量 ϕ_w , ϕ_w 以热传导的方式通过内壁。

5) 根据式(6)和式(7)计算内壁传递给冷却剂的热量,假设全部被冷却剂吸收转化为温升,忽略外壁的传热。计算冷却剂吸收的热流量 ϕ_{co} 。

6) 若 $|\phi_w - \phi_{co}| / \phi_w > \epsilon$, ϵ 为误差值,则更新

燃气侧壁温 T_{wg} , 转第4)步继续迭代计算, 直到满足 $|\phi_w - \phi_{co}| / \phi_w \leq \epsilon$, 结束当前单元的迭代计算。将当前单元冷却剂出口参数作为下一个单元的冷却剂入口参数, 进入下一个单元的迭代计算。

7) 从冷却剂入口逐个单元迭代, 直到出口处, 得到冷却通道出口温度 $T_{co,n+1}$, 若 $|T_{co,n+1} - T_{gf}| / T_{gf} > \epsilon$, 则调整冷却气膜起始温度 T_{gf} , 转第3)步继续迭代计算, 直到满足 $|T_{co,n+1} - T_{gf}| / T_{gf} \leq \epsilon$, 计算结束。

1.1.3 边界条件

对 SSME-MCC 工作过程一维流动传热的计算采用全功率水平工况, 推力室压强为 22.587 MPa, 推进剂混合比为 6.0, 单个冷却通道内液氢的质量流量为 36.68 g/s, 液氢在冷却通道入口的温度为 53.89 K, 压强为 44.547 MPa。

1.2 推力室壁结构分析模型

1.2.1 结构分析计算模型

根据推力室流动传热模型的计算结果, 选取推力室内壁燃气侧壁面温度和热流密度最高的位置为危险截面。首先, 对该截面进行二维稳态温度场分析, 为室壁结构分析提供输入。然后以室壁温度场分布作为体载荷、内外压强分布作为边界条件, 对危险截面进行二维弹塑性结构分析。每个温度和压强载荷加载循环经历预冷-工作-后冷-关机四个过程, 在温度和压强载荷作用下, 推力室内壁材料将发生塑性变形, 产生残余应力、应变, 并最终造成推力室壁失效破坏。

如图3所示, 由于推力室再生冷却结构的对称性, 取一条冷却通道的 1/2 进行分析。计算区

域包含了内壁和外壁。计算模型将内外壁视为一个整体, 不考虑钎焊等连接成形方法的影响。内外壁材料结构物理属性可参见文献[13]。图中, h 表示表面传热系数, T 表示流体温度, p 表示压强; 下标 g 代表气体, f 代表液体; 下标 $cool$ 代表冷却侧壁面, hot 代表燃气侧壁面, out 代表推力室外壁面。图3同时给出了推力室壁结构分析计算网格, 由于推力室内壁位置容易产生失效破坏, 因此对内壁处的网格进行局部加密以提高计算精度。为方便下文的描述, 截面上特征点 $A \sim G$ 的位置如图3所示。

1.2.2 结构分析计算方法

推力室壁截面内热传导遵循稳态、无内热源的导热微分方程^[14]

$$\nabla^2 T = 0 \quad (8)$$

材料弹塑性模型由 von Mises 屈服准则、关联流动准则、随动强化准则^[15]以及蠕变诺顿模型描述^[6]。在准静态过程中, 平衡方程为

$$\nabla \cdot \sigma = 0 \quad (9)$$

式中 σ 为 Cauchy 应力张量, 是关于总应变 ϵ^t 的函数; 总应变 ϵ^t 由弹性应变 ϵ^e 、塑性应变 ϵ^p 、热应变 ϵ^{th} 和蠕变应变 ϵ^{cr} 四部分组成

$$\epsilon^t = \epsilon^e + \epsilon^p + \epsilon^{th} + \epsilon^{cr} \quad (10)$$

式中 ϵ^{th} 是热胀系数 α_1 和温差 ΔT 的函数

$$\epsilon^{th} = \alpha_1 \Delta T I_2 \quad (11)$$

式中 I_2 为二阶单位张量。

应力张量可以通过弹性应变和刚度矩阵 C 求得

$$\sigma = C : \epsilon^e = C : (\epsilon^t - \epsilon^p - \epsilon^{th} - \epsilon^{cr}) \quad (12)$$

式中 C 是弹性模量 E 和泊松比 ν 的函数。

$$C = \frac{E\nu}{(1-2\nu)(1+\nu)} I_2 \otimes I_2 + \frac{E}{1+\nu} I_4 \quad (13)$$

式中 I_4 为四阶单位张量。

塑性变形可以通过 von Mises 屈服函数和关联流动准则求得

$$f(\sigma, \alpha, T) = \|\text{dev } \sigma - \alpha\| - \sqrt{\frac{2}{3}} \sigma_y \quad (14)$$

式中 α 是内部强化变量的二阶张量; σ_y 是与温度有关的材料屈服强度; $\text{dev } \sigma$ 是应力偏张量。

蠕变应变速率由诺顿模型决定

$$\Delta \epsilon^{cr} = C_1 \sigma_{equiv}^{C_2} \exp\left(\frac{-C_3}{T}\right) \Delta t \quad (15)$$

式中 $\Delta \epsilon^{cr}$ 为在 Δt 时间内蠕变应变的增量; σ_{equiv} 为等效应力; C_1 、 C_2 、 C_3 为材料参数, 取值如表1所示。

已有研究表明, 推力室失效模式主要包括低

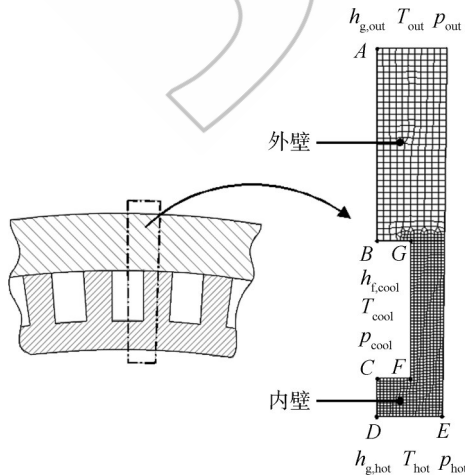


图3 推力室壁结构分析模型

Fig.3 Structure analysis model of thrust chamber wall

表 1 材料蠕变参数^[6]
Table 1 Creep parameters^[6]

$C_1/10^{-18} ((\text{Pa})^{-C_2}\text{s}^{-1})$	C_2	C_3/K
1.327 84	3.611 22	31 314.9

周疲劳损伤、棘轮损伤以及蠕变断裂损伤。根据线性累积损伤方法评估三类失效模式的作用程度和总体效应：

$$u_i = u_c + u_r + u_{cr} \tag{16}$$

式中 u_i 为总损伤使用系数； u_c 为低周疲劳损伤使用系数； u_r 为棘轮损伤使用系数； u_{cr} 为蠕变断裂损伤使用系数。文献[5-6]分别给出了三类使用系数的评估方法。

将总损伤使用系数 u_i 的倒数 N_i 作为推力室壁失效循环次数

$$N_i = \frac{1}{u_i} \tag{17}$$

1.2.3 模型验证

为验证本文所采用的弹塑性分析模型可以很好地反映材料的承载和变形特性,首先将采用本文模型计算得到的NARloy-Z的应力-应变曲线与试验数据进行对比^[13],由图4可知,计算结果与试验数据在四种温度下均吻合良好,说明使用该模型对推力室壁进行弹塑性分析是合理的。

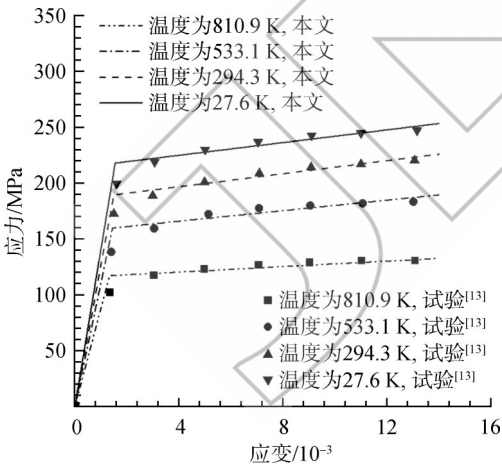


图 4 NARloy-Z 不同温度下应力应变曲线
Fig.4 Stress-strain curves of NARloy-Z under different temperatures

1.2.4 边界条件

1) 温度场分析边界条件

稳定工作阶段边界条件由文中第1.1节推力室流动传热模型计算得到。危险截面一般位于喉部区域,在这个区域燃气对内壁的辐射热流密度

远小于对流传热热流密度,因此忽略燃气对内壁的辐射热流,仅给出表面传热系数 h_g 和燃气绝热壁温 $T_{aw, film}$ 。冷却剂侧对流传热边界条件给定表面传热系数 h_c 和冷却剂温度 T_{co} ,外壁外侧表面传热系数取自然表面传热系数 $100 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$,环境温度取 295.15 K 。预冷阶段和后冷阶段的边界条件参见文献[16]。循环各阶段边界条件如表2所示。将各阶段之间的过渡过程划分为多个时间步,各时间步的边界条件数值采用线性插值得到,时间步长由求解器提供的自适应时间步长方法确定。

表 2 温度场分析边界条件
Table 2 Boundary condition of thermal loading

热边界条件	预冷/后冷	工作
$h_{t,cool}/(\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}))$	102 000	181 029
T_{cool}/K	28	129
$h_{g,hot}/(\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}))$	100	61 236
T_{hot}/K	295.15	2 796
$h_{g,out}/(\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}))$	100	100
T_{out}/K	295.15	295.15

2) 结构分析边界条件

将温度场分析计算得到的各阶段推力室壁温度分布作为结构分析的温度体载荷。稳定工作阶段推力室壁燃气侧和冷却剂侧压力边界条件由文中第1.1节流动传热模型计算得到,预冷阶段和后冷阶段的边界条件参见文献[16]。各阶段之间每个时间步的压力边界条件采用线性插值。考虑到再生冷却结构的对称性,将计算模型左右两侧设置为对称边界。循环各阶段压力边界条件如表3所示。

表 3 压力边界条件
Table 3 Boundary condition of pressure loading

压力边界条件	预冷/后冷	工作
p_{cool}/MPa	5.1	43.6
p_{hot}/MPa	0.1	12.9
p_{out}/MPa	0.1	0.1

2 结果和分析

2.1 推力室流动传热分析

文献[17]建立了SSME-MCC再生冷却通道

的三维仿真模型以及推力室内燃气和超临界氢膜的轴对称二维仿真模型,通过边界耦合发展了复合冷却流动与传热的数值仿真方法。此方法计算精度较高,可作为基准来验证本文提出的一维流动传热模型。图5为两种方法的计算结果对比。

图5(a)为推力室壁热流密度(q)曲线。从燃烧室开始,沿轴向热流密度迅速提高,在喉部附近达到最大值。经过喉部以后,随着喷管扩张比的增大,热流密度又迅速减小。图5(b)为冷却剂温升(ΔT_{co})曲线,冷却剂从再生冷却通道入口到出口温度持续升高,在喉部附近,随着热流密度的迅速增大,温度的升高速率有所加大。图5(c)为冷却剂压降(Δp)曲线,冷却剂的压降从再生冷却通道入口到喉部附近变化较小,而在喉部位置,由于冷却通道的横截面积减小较快,冷却剂的压强损失迅速增大,经过喉部后,冷却剂压强损失的量值减缓。图5(d)为燃气侧壁温曲线,壁温曲线的分布与热流密度类似,在喉部位置燃气侧壁温达到最大值,在喉部下游,随着热流密度减小,壁温也迅速减小。

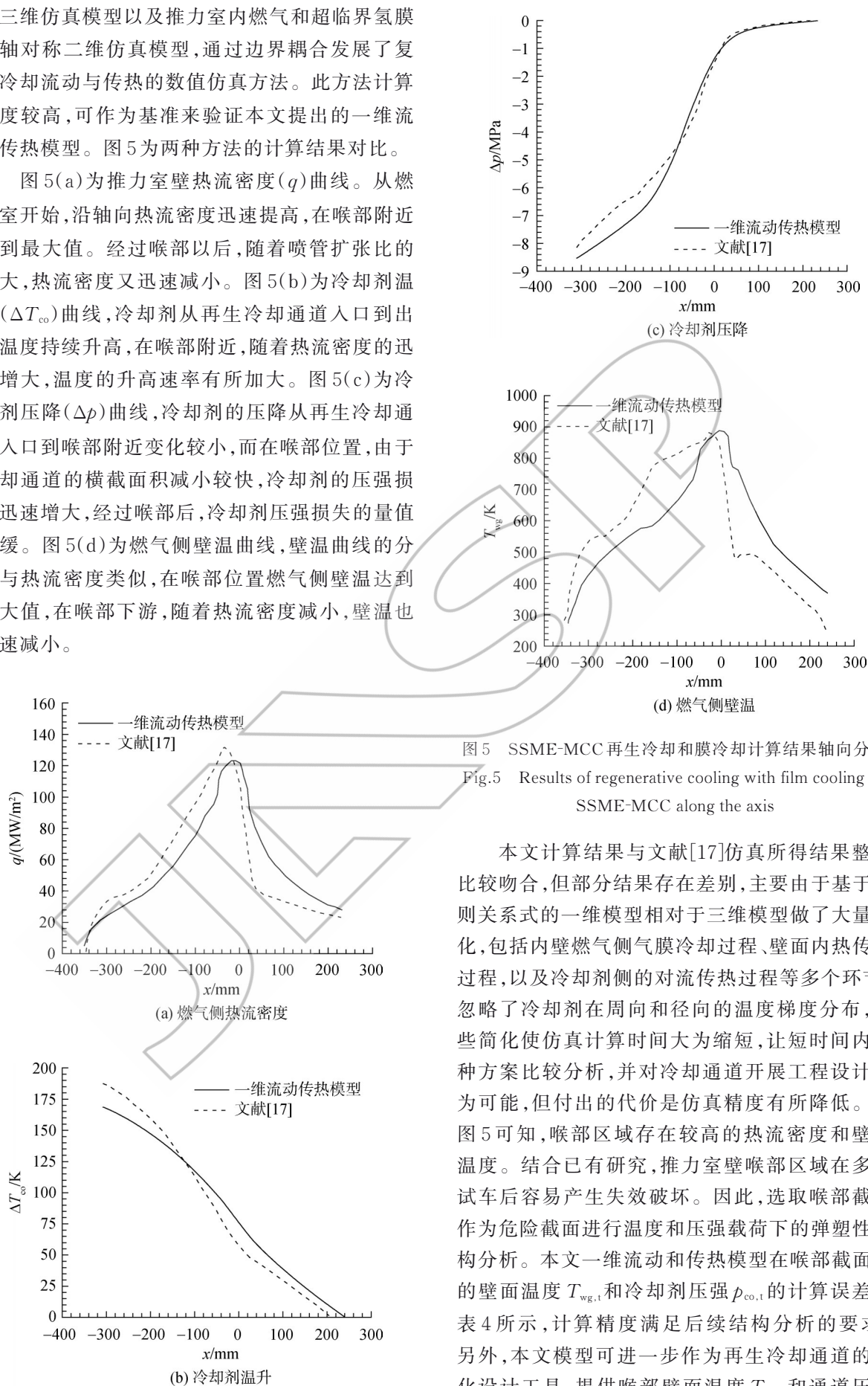


图5 SSME-MCC 再生冷却和膜冷却计算结果轴向分布
Fig.5 Results of regenerative cooling with film cooling of SSME-MCC along the axis

本文计算结果与文献[17]仿真所得结果整体比较吻合,但部分结果存在差别,主要由于基于准则关系式的一维模型相对于三维模型做了大量简化,包括内壁燃气侧气膜冷却过程、壁面内热传导过程,以及冷却剂侧的对流传热过程等多个环节,忽略了冷却剂在周向和径向的温度梯度分布,这些简化使仿真计算时间大为缩短,让短时间内多种方案比较分析,并对冷却通道开展工程设计成为可能,但付出的代价是仿真精度有所降低。由图5可知,喉部区域存在较高的热流密度和壁面温度。结合已有研究,推力室壁喉部区域在多次试车后容易产生失效破坏。因此,选取喉部截面作为危险截面进行温度和压强载荷下的弹塑性结构分析。本文一维流动和传热模型在喉部截面处的壁面温度 $T_{wg,t}$ 和冷却剂压强 $p_{co,t}$ 的计算误差如表4所示,计算精度满足后续结构分析的要求。另外,本文模型可进一步作为再生冷却通道的优化设计工具,提供喉部壁面温度 $T_{wg,t}$ 和通道压强

表 4 喉部截面主要参数和通道压强损失计算结果

Table 4 Results of main parameters of throat section and channel pressure loss

参数	流动传热模型	文献[17]	误差/%
$T_{wg,t}/K$	878	833	5.13
$p_{co,t}/MPa$	43.3	43.1	0.46
$\Delta p/MPa$	9.1	8.8	3.30

损失 Δp 等计算结果作为优化目标参数。总的来说,一维推力室流动和传热模型的计算速度和精度可以满足推力室初步设计阶段的方案对比筛选和参数优化设计。

2.2 稳定工作阶段推力室壁弹塑性分析

由文中第 1.2 节所述计算方法,对推力室壁危险截面(喉部截面)进行了一次加载循环下的温度场分析和弹塑性结构分析,一次加载循环包括预冷—工作—后冷—关机四个过程,本节首先对工作阶段的计算结果进行研究,比较推力室在稳定工作时所受温度载荷和机械载荷作用下的应力和变形情况。

图 6(a)为推力室壁喉部截面的温度分布。由图可知,该截面的壁温分布呈现明显的径向分层,此现象与文中第 1.1 节推力室流动传热模型中对室壁内热流方向主要沿径向传递的假设一致。内壁燃气侧温度最高,且内壁存在较大的温度梯度,因此承受了较大的温度载荷。而外壁温度在冷却剂作用下低于环境温度,且温度梯度很小。因此,内壁是推力室稳定工作阶段的危险区域,需要重点分析研究。

为详细分析稳定工作阶段推力室内壁应力和变形产生的机理,并比较温度载荷和机械载荷在不同位置处的作用程度,将工况分为三类进行对比,分别为实际工况、仅加载温度载荷工况和仅加载机械载荷工况。其中,仅加载温度载荷工况表示仅将危险截面温度场分布作为体载荷导入结构分析模型,忽略冷却通道内外压强差的作用;而仅加载机械载荷工况表示将冷却通道内外压强作为结构分析的边界条件,忽略室壁温度分布的影响,将内外壁温度均设置为 295.15 K。将这两种载荷因素分离开进行单独分析,有助于了解单个因素所起的作用。

图 6(b)~图 6(d)给出了三类工况下推力室内壁铣槽结构的周向应力分布对比,为直观地表现室壁变形程度,图中将变形比例放大 30 倍进行

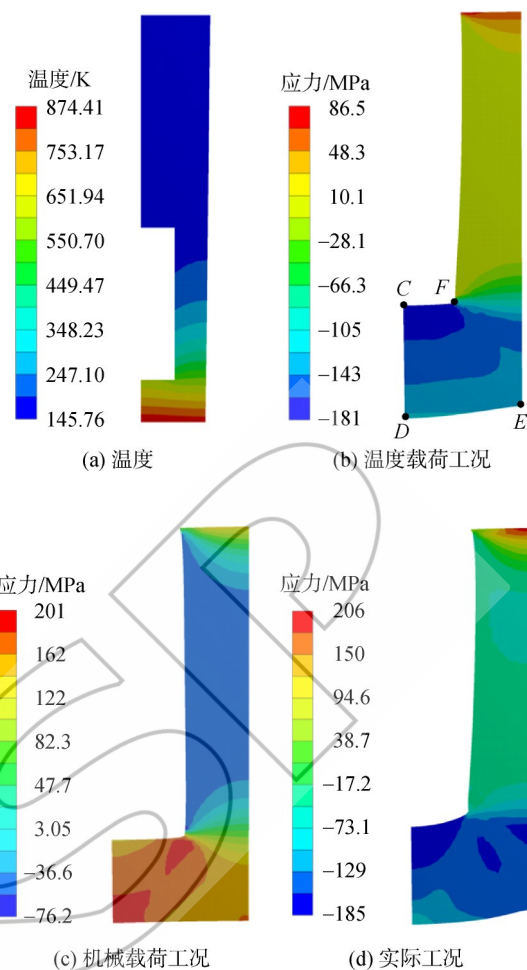


图 6 稳定工作阶段计算结果分布

Fig.6 Distribution of results during hot run phase

观察。如图 6(b)所示,在仅受温度载荷工况下,内壁结构受到压应力,这是因为内壁温度高于环境温度导致内壁膨胀变形,而外壁材料的刚性比内壁材料大,内壁的膨胀被外壁限制而受到压应力作用。另外,肋片 F 点附近区域的膨胀变形使内壁冷却剂一侧受到额外的挤压作用,导致 C 点附近区域压应力最大。如图 6(c)所示,在仅受机械载荷工况下,内壁由于冷却剂侧和燃气侧压强差的作用产生周向拉伸变形,内壁被拉薄,机械载荷与温度载荷产生的变形方向相反,相互抵消。其中 D 点处所受拉应力最大,可以更大程度上抵消温度载荷产生的压应力。在温度载荷和机械载荷的共同作用下,内壁周向应力分布如图 6(d)所示,内壁整体受压应力,应力数值和变形程度与仅受温度载荷更为接近,因此,在推力室内壁位置,温度载荷起主导作用。

2.3 循环加载过程推力室壁弹塑性分析

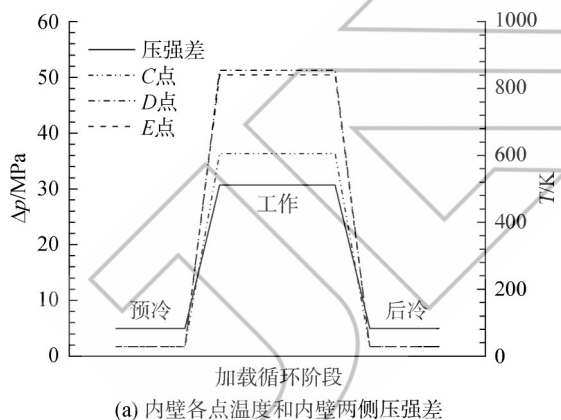
为进一步分析推力室内壁在温度和压强循环

加载过程中应力应变的变化规律,判断内壁危险位置,评估损伤程度,根据文中第1.2节计算方法,对推力室壁危险截面进行了一次加载循环下的弹塑性结构分析。

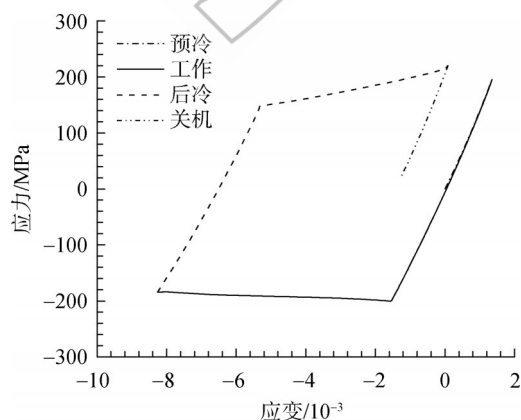
由图6可知,在推力室稳定工作阶段,内壁C点处所受温度载荷最大,D点处所受机械载荷最大,E点处温度较高,因此,C、D、E三点在循环加载过程中应力应变的分布特点和发展规律需要重点分析研究。如图7(a)所示,通过推力室流动传热分析和室壁温度场分析,得到了C、D、E三点在不同阶段的温度变化以及内壁两侧压强差随着循环过程的变化。

C、D、E三点经历预冷-工作-后冷-关机四个过程的应力应变响应曲线计算结果如图7(b)~图7(d)所示,图中应力应变均以拉伸为正,压缩为负。

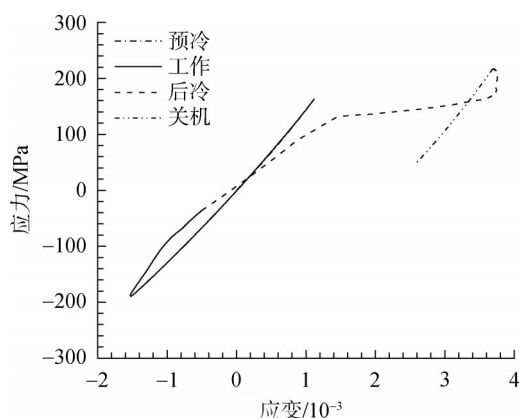
在预冷过程中,推力室壁温度较低,由于内壁材料热胀系数高于外壁,内壁相对于外壁收缩变形程度更大,而外壁刚度较大,限制了内壁的收缩变形,因此,内壁受到拉应力,产生拉应变。由图7可知,预冷阶段C、D、E三点受拉状态均在弹性范围内,应力应变曲线的斜率始终为材料弹性模量



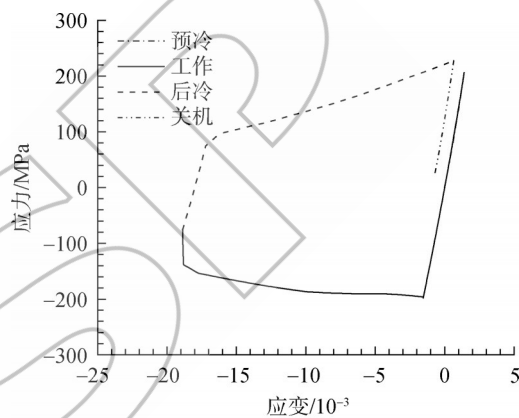
(a) 内壁各点温度和内壁两侧压强差



(b) C点



(c) D点



(d) E点

图7 循环各阶段计算结果
Fig.7 Results in different phases

值,没有发生塑性变形。

在预冷转向稳定工作过程中,随着推力室内壁温度升高,内壁各点由拉应力、拉应变逐渐转变为压应力、压应变。由图7(b)可知,C点所受压应力逐渐超过材料屈服强度,发生塑性变形。随后,由于内壁材料屈服强度随着温度的升高而降低,材料抵抗外载荷的能力减弱,导致C点的压应力有小幅降低。而D点压应力、应变增大到一定程度后,曲线转向拉伸方向发展,这是因为从预冷阶段过渡到稳定工作阶段,推力室内壁温度上升,导致温度载荷压应力增大的同时,内壁两侧压强差也在上升(图7(a)),导致机械载荷产生的拉应力增大,两者方向相反,并且D点处所受机械载荷最大(图6(c)),因此在工作阶段达到稳态之前,D点处的机械载荷占据了主导作用,从而产生了拉伸弹性变形。E点工作阶段的应力应变曲线发展规律与C点相似,但曲线在达到稳态之前产生了应力松弛现象^[18],这是因为E点壁温较高,同时应力又较大,该位置处NARloy-Z材料蠕变程

度最为显著;并且由于 E 点位于对称边界,周向上的总变形受到限制,材料的蠕变使 E 点在压缩方向上的蠕变塑性变形不断增加,导致弹性变形不断减少,弹性应变和弹性应力满足一一对应的广义胡克定律,因此,压缩方向上的弹性应力也将减少,产生了应力松弛。

在后冷过程中,随着推力室内壁温度下降,内壁各点由压应力、压应变逐渐转变为拉应力、拉应变。由图7可知, C 、 D 、 E 三点所受拉应力逐渐超过材料屈服强度,发生塑性变形。关机后, C 点和 E 点存在残余压应变, D 点存在残余拉应变。

根据循环加载下推力室内壁 C 、 D 、 E 三点应力应变响应曲线,采用文中第1.2节线性累积损伤评估方法,分别计算各点低周疲劳损伤使用系数 u_c 、棘轮损伤使用系数 u_r 、蠕变断裂损伤使用系数 u_{cr} 和总损伤使用系数 u_t ,获得各点失效循环次数 N_f ,计算结果如表5所示。由表可知, D 点的失效循环次数最小, E 点次之, C 点最大。因此, D 点为推力室循环加载过程的危险点,经过多次循环工作或试车后, D 点处将首先发生失效破坏,其所在位置为推力室内壁冷却通道中心,与文献[2]等提到的发动机多次试车后出现穿透性裂纹的位置是一致的。综上所述,将 D 点的失效循环次数作为推力室使用寿命的预估值,可作为优化目标参数来指导推力室再生冷却结构的优化设计。

表5 内壁各点损失评估

Table 5 Damage assessment at points of inner wall

位置	$u_c/10^{-3}$	$u_r/10^{-3}$	$u_{cr}/10^{-3}$	$u_t/10^{-3}$	N_f
C	58.3	0	19.20	77.50	1 290
D	15.3	9.03	40.60	9.59	104
E	3.1	0	4.23	7.33	136

3 结 论

本文通过对SSME-MCC再生冷却结构进行了一维流动和传热分析、室壁二维弹塑性结构分析,得出如下结论:

1) 推力室壁在工作过程中产生的弹塑性变形是温度载荷和机械载荷共同作用的结果,温度载荷导致内壁产生周向压缩变形,机械载荷导致内壁产生周向拉伸变形,其中,温度载荷起主导作用。

2) 分别给出了一次加载循环过程内壁各位

置在不同阶段的应力应变响应曲线,详细阐释由于内壁材料物理属性、加载工况不同导致的应力应变曲线发展趋势。位于推力室内壁冷却通道中心的 D 点在多次循环工作后最先发生失效破坏,以该点失效循环次数预估推力室的使用寿命。

3) 本文采用的计算模型兼具快速性和必要的准确性,可将计算结果中喉部壁面温度、冷却剂压强损失、循环加载下推力室使用寿命作为设计目标参数,为再生冷却结构的优化设计和性能估算提供参考。

参考文献:

- [1] COOK R T, QUENTMEYER R J. Advanced cooling techniques for high pressure hydrocarbon fueled rocket engines [R]. AIAA-1980-1266, 1980.
- [2] POPP M, SCHMIDT G. Rocket engine combustion chamber design concepts for enhanced life [R]. AIAA-1996-3303, 1996.
- [3] 张晟, 金平, 蔡国飙. 推力室冷却通道结构可靠性仿真及参数敏感性分析[J]. 航空动力学报, 2018, 33(11): 2651-2659. ZHANG Sheng, JIN Ping, CAI Guobiao. Structural reliability simulation and parameter sensitivity analysis of cooling channel for thrust chamber [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(11): 2651-2659. (in Chinese)
- [4] RICCIUS J R, ZAMETAEV E B. Stationary and transient thermal analyses of cryogenic liquid rocket combustion chamber walls [R]. AIAA-2002-3694, 2002.
- [5] RICCIUS J R, ZAMETAEV E B, HAIDN O J. Comparison of 2D and 3D structural FE analyses of LRE combustion chamber walls [R]. AIAA-2006-4365, 2006.
- [6] BADLANI M L, POROWSKI J S. Development of a simplified procedure for rocket engine thrust chamber life prediction with creep [R]. NASA-CR-168261, 1984.
- [7] 康玉东, 孙冰. 液体火箭发动机推力室内壁三维热强度分析[J]. 推进技术, 2012, 33(5): 809-813. KANG Yudong, SUN Bing. Three dimensional thermomechanical analysis of liquid rocket engine thrust chamber inner wall [J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(5): 809-813. (in Chinese)
- [8] COOK R T, FRYK E E, NEWELL J F. Space shuttle main engine main combustion chamber life prediction [R]. NASA-CR-168215, 1983.
- [9] BARTZ D R. A simple equation for rapid estimation of rocket nozzle convective heat transfer coefficients [J]. Jet Propulsion, 1957, 27(1): 49-51.
- [10] 刘国球. 火箭发动机原理 [M]. 北京: 宇航出版社, 1993.
- [11] 张忠利. 液体火箭发动机热防护 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2016.
- [12] GRISSOM W M. Liquid film cooling in rocket engines [R]. Arlington, US: DTIC Document, DA234288, 1991.
- [13] ESPOSITO J J, ZABORA R F. Trust chamber life predic-

- tion: volume 1 mechanical and physical properties of high performance rocket nozzle materials[R]. NASA - CR - 134806, 1975.
- [14] 杨世铭, 陶文铨. 传热学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2016.
- [15] KUHL D, RICCIUS J R, HADN O J. Thermomechanical analysis and optimization of cryogenic liquid rocket engines [J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(4): 835-846.
- [16] ARYA V K, ARNOLDT S M. Viscoplastic analysis of an experimental cylindrical thrust chamber liner[J]. AIAA Journal, 1992, 30(3): 781-789.
- [17] 杨成骁, 王长辉. 液体火箭发动机推力室复合冷却流动与传热研究[J]. 推进技术, 2020, 41(7): 1520-1528.
- YANG Chengxiao, WANG Changhui. Flow and heat transfer investigation on compound cooling of liquid rocket engine thrust chamber[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(7): 1520-1528. (in Chinese)
- [18] 乔生儒, 张程煜, 王泓. 材料的力学性能[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2015.

(编辑: 陈 越)