



国防科技大学学报

Journal of National University of Defense Technology

ISSN 1001-2486, CN 43-1067/T

《国防科技大学学报》网络首发论文

题目: 液氧/煤油发动机再生-液膜复合冷却特性
作者: 于福明, 唐萍, 吴继平, 张家奇
收稿日期: 2025-05-23
网络首发日期: 2025-12-10
引用格式: 于福明, 唐萍, 吴继平, 张家奇. 液氧/煤油发动机再生-液膜复合冷却特性[J/OL]. 国防科技大学学报.
<https://link.cnki.net/urlid/43.1067.T.20251209.1639.004>



网络首发: 在编辑部工作流程中, 稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定, 且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式(包括网络呈现版式)排版后的稿件, 可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定; 学术研究成果具有创新性、科学性和先进性, 符合编辑部对刊文的录用要求, 不存在学术不端行为及其他侵权行为; 稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准, 正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性, 录用定稿一经发布, 不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容, 只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认: 纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊(光盘版)》电子杂志社有限公司签约, 在《中国学术期刊(网络版)》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版, 以单篇或整期出版形式, 在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊(网络版)》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物(ISSN 2096-4188, CN 11-6037/Z), 所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

doi: 10.11887/j.jissn.1001-2486.25050034

液氧/煤油发动机再生-液膜复合冷却特性

于福明, 唐萍, 吴继平*, 张家奇

(国防科技大学 空天科学学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 对某液氧煤油发动机中再生冷却与液膜冷却的耦合传热过程, 建立传热传质模型, 开展数值仿真计算。综合考虑发动机内部对流传热、辐射传热、导热、沉积热阻、蒸发、卷吸等传热传质过程, 将推力室分为升温段、蒸发段和气膜段三个区域进行计算, 分析液膜质量流量、液膜注入位置以及各液膜入口质量流率对再生-液膜复合冷却特性的影响。计算结果表明: 液膜质量流量增大, 液膜区长度越长; 再生-液膜复合冷却中, 不同的液膜注入位置对壁面温度的影响较大, 随着液膜注入位置向喉部移动, 喉部的热流密度和壁面温度降低; 再生-液膜复合冷却能够有效降低壁面温度, 冷却液膜能够显著降低壁面温度与热流密度, 同时液膜蒸发形成的气膜与沉积积碳能够对壁面起到很好的冷却保护作用。

关键词: 液体火箭发动机; 再生液膜复合冷却; 数值计算; 冷却特性; 传热

中图分类号: V434+.14 **文献标志码:** A

Liquid film/regenerative composite cooling characteristics of liquid oxygen/kerosene rocket engine

YU Fuming, TANG Ping, WU Jiping*, ZHANG Jiaqi

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A heat and mass transfer model was established for the coupled heat transfer process involving regenerative cooling and film cooling in a specific liquid oxygen/kerosene rocket engine, and numerical simulation calculation was made. Comprehensively considering the heat and mass process such as convection heat transfer, radiation heat transfer, thermal conductivity, deposition thermal resistance, evaporation and entrainment, the thrust chamber was divided into three areas, the heating section, the evaporation section, and the gas film section to be calculated. The influences of the liquid film mass flow rate, the injection position of the liquid film and the mass flow rate at each liquid film inlet on the regenerative and film cooling characteristics were analyzed. The results show that: Length of liquid film is enhanced with the increase in liquid film mass flow; In the regenerative and liquid film cooling, the different injection positions of the liquid have a significant impact on the wall temperature. As the injection position of the liquid film moves towards the throat, the heat flux density and wall temperature at the throat decrease; Film and regenerative cooling can effectively reduce the wall temperature. The cooling liquid film can significantly reduce the wall temperature and heat flux density. Meanwhile, the gas film formed by the evaporation of the liquid film and the deposited carbon can effectively provide cooling protection for the wall.

Keywords: liquid rocket engine; film regenerative cooling; numerical calculation; cooling characteristics; heat flux

液体火箭发动机具有推力及混合比深度可调等优点, 在临近空间有较大的用途, 包括实现飞行器的姿态控制和轨道机动以及火箭基组合循环发动机 (rocket-based combined cycle, RBCC) 起飞段和入轨段主动力^[1-3]。液氧煤油发动机由于其具有更高的性能, 以及经济性和技术成熟,

得到了广泛的应用^[4-5]。发动机推力室作为其中的重要部件, 常处于高温的工作环境, 因此需要采取可靠的热防护措施, 保证壁温处于允许的温度范围内。研究表明, 再生液膜复合冷却相较于单一热防护方法, 具有极高的冷却效率, 在液体火箭发动机热防护中已经得到了广泛的应用^[6-7]。

收稿日期: 2025-05-23

基金项目: 国家自然科学基金创新研究群体资助项目 (T2221002)

第一作者: 于福明 (2001—), 男, 湖南长沙人, 硕士研究生, E-mail: 15367935208@163.com

* **通信作者:** 吴继平 (1978—), 男, 湖北宜城人, 研究员, 博士, 博士生导师, E-mail: 13787310944@163.com

引用格式: 于福明, 唐萍, 吴继平, 等. 液氧/煤油发动机再生-液膜复合冷却特性[J]. 国防科技大学学报

Citation: YU F M, TANG P, WU J P, et al. Liquid film/regenerative composite cooling characteristics of liquid oxygen/kerosene rocket engine[J]. Journal of National University of Defense Technology

研究推力室中再生-液膜复合冷却的冷却特性、分析液膜流量以及液膜注入位置对冷却特性的影响规律,对于解决液体火箭发动机热防护难题具有重要的参考价值。

随着计算机性能的发展,关于火箭发动机燃烧室内冷却的数值计算和数值模拟方法日益发展。Liu^[8]等对气膜/再生复合冷却进行了数值计算研究,分析了不同结构参数与工况参数下复合冷却的传热特性。李英格^[9]对再生/发汗组合冷却进行仿真计算,对复合冷却的换热过程进行分析,并对推力室发汗部分的孔隙率分布进行分析设计。孙冰^[10]等对火箭发动机燃烧室液膜-再生复合冷却开展数值模拟,计算了高温燃气、膜、壁面以及再生冷却剂之间的耦合传热。向纪鑫^[11]等开展了跨临界液膜冷却的数值模拟,结果表明头部注入的膜冷却存在一个最佳冷却剂流量。孙郡等先后对直槽^[12]和螺旋槽^[13]下变推力液氧甲烷火箭发动机再生冷却特性开展研究,基于微小通道低温工质相变传热模型,采用一维传热计算方法,开展了 5kN 级液氧甲烷火箭发动机的再生冷却通道设计和传热特性分析。

除此之外,众多学者利用地面试验开展了多种因素对液膜铺展特性影响的研究。液膜铺展的长度、宽度和扩张角都会随着液膜流量的增大而逐渐增加^[14]。在冷却剂注入时给予沿燃烧室壁面周向的分速度能够减弱中心气流对液膜的夹带作用,扩展液膜的冷却区域^[15]。

目前研究者们针对液膜冷却特性开展了大量研究,得到了燃烧室中液膜的发展特性以及液膜冷却剂流量对冷却特性的影响,但仍然存在一些不足。一方面,目前文献中针对再生-液膜复合冷却的研究较少,而实际应用中多采用再生-液膜复合冷却的方式对发动机开展热防护,另一方面,液膜冷却剂的注入位置以及不同位置液膜冷却剂的流量分配同样会对冷却特性产生影响。因此需要综合液氧煤油发动机中实际传热传质过程,建立液氧煤油发动机燃烧室再生-液膜复合冷却数值计算模型,在开展冷却剂流量对冷却特性影响研究的基础上,进一步开展液膜冷却剂注入位置 and 不同注入位置液膜冷却剂的流量分配对冷却特性影响的研究。

本文针对液氧煤油发动机中的再生-液膜复合冷却开展研究,建立再生-液膜复合冷却一维稳态传热传质计算模型,模型综合考虑了液氧煤油发动机燃烧室内蒸发、卷吸、对流传热、辐射传热、导热和积碳热阻等因素,编写计算机程序对该模型进行数值求解,探究复合冷却条件下,液膜流量、液膜注入位置以及液膜入口质量流率分配对壁面热流分布、内壁面温度和再生冷却剂温度的影响。

1 物理与数学模型

1.1 计算模型

1.1.1 计算对象

本文针对某液氧煤油发动机燃烧室再生-液膜复合冷却开展数值计算,燃烧室压力为 3.0MPa、燃烧室主流温度为 3533.36K、混合比为 2.5,液膜及再生冷却剂均为煤油,壁面材料为不锈钢,内壁厚 1.4mm,等肋宽为 1.5mm,槽高 1.4mm。

图 1 所示为发动机再生-液膜复合冷却示意图,冷却剂从再生冷却剂入口进入,在冷却通道内反向流动带走内壁面传递来的热量后,一部分作为燃料进入燃烧室燃烧,另一部分作为液膜冷却剂分为三道液膜喷入燃烧室对壁面进行冷却。

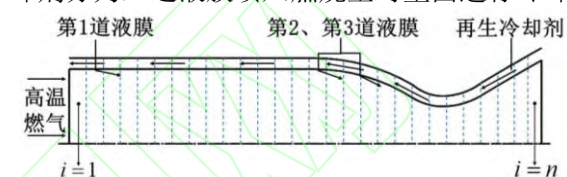


图 1 液氧煤油发动机再生-液膜复合冷却示意图
Fig.1 Liquid film and regenerative cooling in LOX/kerosene engine

在后继计算过程中将推力室沿轴向分成 n 个微元单位,在假定冷却通道出口处 ($i=1$) 的再生冷却剂温度的前提下,液膜入口温度与再生冷却剂出口温度相同,通过假定每个微元的燃气侧壁温或液膜温度,通过一维传热计算可以得到第 i 个微元的出口再生冷却剂温度以及壁面温度等参数,将上述参数作为第 $i+1$ 个微元的入口温度,以此类推,便可得到沿程的壁面温度、液膜温度、再生冷却剂温度和热流密度。

1.1.2 基本假设

为了简化传热计算,结合实际的物理过程提出以下假设

- 1) 燃气在入口已经混合均匀,为无粘理想气体,内部自由度处于平衡状态,在喷管内流动过程等熵。
- 2) 升温段不考虑液膜蒸发,此段内液膜的质量损失仅考虑燃气对液膜的卷吸。
- 3) 蒸发段内液膜温度不变,同时在此区域内气膜温度不变,与液膜温度相同。
- 4) 蒸发段内气膜会覆盖在液膜表面,气膜流动速度较低,所以蒸发段内质量损失仅考虑蒸发损失的质量。
- 5) 忽略壁面内的轴向导热。
- 6) 忽略液膜以及气膜与主流之间的化学反应。

1.1.3 传热模型

图 2 为再生-液膜复合冷却的示意图,其中 Q_1 为高温燃气传递给液/气膜的热量, Q_2 为液/气

膜本身吸收的热量以及由质量消耗带走的热量, Q_3 为液/气膜向壁面传递最后被再生冷却剂吸收的热量, 由能量守恒有

$$Q_{1,i} - Q_{2,i} = Q_{3,i} \quad (1)$$

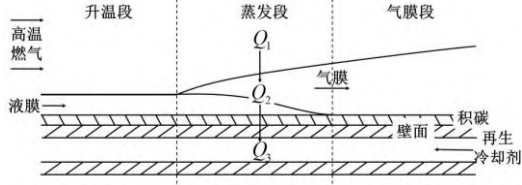


图2 再生-液膜复合冷却模型示意图

Fig.2 Liquid film and regenerative cooling model

为了简化再生-液膜冷却计算, 在计算过程中根据膜的状态, 将推力室分为升温段、蒸发段和气膜段。同时根据前文中提出的基本假设, 将各段的 Q_2 做如下定义

1) 在升温段, Q_2 为液膜升温吸收的热量和卷吸损失的热量之和, 液膜吸收高温燃气传递的热量后, 余下的热量通过液膜与壁面之间的热传导和热对流将热量传递给内壁面。

2) 在蒸发段, Q_2 为液膜蒸发吸收的热量。

3) 在气膜段, 此时液膜已经完全转化为气态, 以气膜的形式冷却壁面, Q_2 为气膜升温吸收的热量。

1.2 液膜段冷却模型

燃烧室中的液膜段传热计算过程包括对流传热、液膜的汽化潜热和显热、辐射传热、壁面导热以及沉积热阻, 在液膜段(升温段和蒸发段)高温燃气传递给液膜的热量 Q_1 为

$$Q_{1,i} = h_{g,i} (T_{re,c,i} - T_{lf,i}) \pi D_i dx \quad (2)$$

其中, h_g 表示燃气与液膜之间的传热系数, T 表示温度, D 表示该微元内发动机的直径, dx 表示计算步长。下标 re 表示恢复条件, c 表示中心燃气, lf 表示液膜, i 代表第 i 个微元单位。

在计算中心燃气与液膜之间的传热系数 h_g 时, 采用 Stechman 等^[16]基于 Bartz^[17]公式修改后的公式进行计算

$$h_{g,i} = \frac{0.026 \mu_f^{0.2}}{D_t^{0.2} \text{Pr}_f^{0.667}} \left(\frac{\dot{m}_{lf,i}}{A_i} \right)^{0.8} \left(\frac{A_i}{A_t} \right)^{0.9} \frac{H_{re,i} - H_{lf,i}}{T_{re,i} - T_{lf,i}} \sigma \quad (3)$$

式中, 下标 t 表示喉部位置, f 代表膜温度下的燃气条件。变量 μ 为动力粘度, \dot{m} 为质量流量, A 为推力室横截面积, H 为总焓值。

根据前文传热模型中对升温段和蒸发段 Q_2 的定义, 式(1)中 $Q_{2,i}$ 在升温段和蒸发段分别为

$$Q_{2,i} = C_{p,lf} \dot{m}_{lf,i} \Delta T + \dot{m}_e C_{p,lf} T_{lf,i} \quad (4)$$

$$Q_{2,i} = \dot{m}_{eva,i} \Delta H_{eva} \quad (5)$$

式中, \dot{m}_e 为卷吸质量, \dot{m}_{eva} 为蒸发质量, ΔH_{eva} 为汽化潜热, 其中关于每个微元煤油的定压比热 $C_{p,lf}$ 以及其他物性参数参照文献^[18]对煤油的物性参数介绍计算得到。式(4)中卷吸质量的计算采用 Gater 模型^[19], 计算得到中心主流对液膜的夹带分数为

$$e_0 = 1 - e^{-5 \times 10^{-5} (X_e - 1000)} \quad (6)$$

式中, X_e 为量纲参数, 单位为 $\text{lb}_f^{-1/2}$, 其计算公式为

$$X_e = \frac{P_d^{1/2}}{\sigma} \left(\frac{T_g}{T_{lf}} \right)^{1/4} \quad (7)$$

$$P_d^{1/2} = \rho_g u_g^2 \quad (8)$$

得到卷吸的质量损失为

$$\dot{m}_e = e_0 \dot{m}_{lf} \quad (9)$$

根据质量流量和剪切力^[20]的关系

$$\delta_i = \left[\frac{2 \mu_{lf} \Gamma_{lf}}{\rho_{lf} \tau_i} \right]^{1/2} \quad (10)$$

$$\Gamma = \frac{\dot{m}_{lf,i}}{\pi D_i} \quad (11)$$

$$\tau_i = \frac{1}{2} C_{f,i} \frac{\dot{m}_g}{A_i} (u_{g,i} - u_{lf,i}) \quad (12)$$

其中, Γ 为液膜单位周长质量流量, τ_i 为剪切力, δ_i 为液膜厚度, C_f 为表面摩擦系数, \dot{m}_g 为中心燃气的质量流量。

在计算液膜厚度的过程中, 只考虑液膜质量损失以及剪切力导致的厚度变化, 液膜厚度沿轴向的变化规律为

$$d\delta_i^2 = \frac{2 \mu_{lf}}{\pi D_i \rho_{lf} \tau_i} d\dot{m}_{lf} \quad (13)$$

由于升温段只考虑卷吸带来的质量损失, 那么升温段液膜厚度变化关系为

$$\delta_{i+1}^2 \cong \delta_i^2 - \frac{2 \mu_{lf}}{\pi D_i \rho_{lf} \tau_i} \dot{m}_{e,i} \quad (14)$$

蒸发段液膜厚度变化关系根据(1)式中的热量传递关系, 忽略卷吸带来的质量损失后有

$$\delta_{i+1}^2 \cong \delta_i^2 + \frac{2 \mu_{lf}}{\pi D_i \rho_{lf} \tau_i} \dot{m}_{eva,i} \quad (15)$$

当 $\delta_i = 0$ 时液膜蒸发完全, 对应的计算步长即为液膜的总长度。

根据前文对 Q_3 的定义, 传热关系式为

$$Q_{3,i} = \frac{T_{lf,i} - T_{RP,i}}{\frac{1}{h_{lf,i}} + R_{C,i} + \frac{\delta_w}{k_w} + \frac{1}{h_{RP,i}}} \pi D dx \quad (16)$$

其中, h_{lf} 为液膜与推力室壁面之间的传热系数,

R_C 为积碳沉积热阻, h_{RP} 为冷却通道内再生冷却剂与外壁面之间的传热系数, δ 表示厚度, k 表示传热系数, 下标 w 表示壁面, C 表示积碳, RP 表示再生冷却剂。

式中 h_{lf} 同样根据 Stechman^[16]修改的 Bartz 公式进行计算

$$h_{lf,i} = 0.0288 \frac{C_{p,f}}{\text{Pr}_{lf}^{0.667} \mu_{lf}^{0.2} x^{0.2}} \left[\frac{\eta_{lf,i} \dot{m}_{lf,i} u_{g,i} h_{g,i} \text{Pr}_g^{2/3} \rho_{lf}}{\pi R_i C_{p,g}} \right]^{0.4} \quad (17)$$

式中, η_{lf} 为液膜的冷却效率, x 为与液膜喷注出口的轴向距离, R 为推力室半径。下标 g 代表中心燃气, f 代表膜温度下的燃气条件。其中液膜效率与液膜雷诺数有关, 二者之间的关系如图 3 所示。

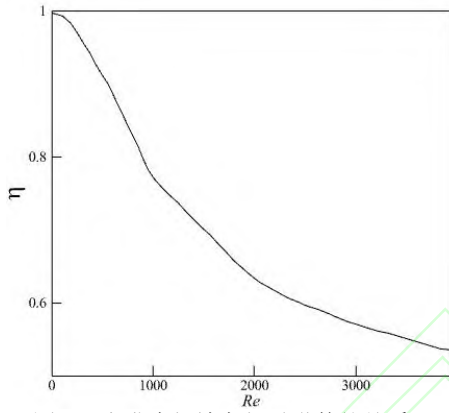


图 3 液膜冷却效率与雷诺数的关系^[21]

Fig.3 Relationship between liquid membrane cooling efficiency and liquid membrane Reynolds number

对于壁面积碳沉积热阻的计算, 参考文献^[22]中积碳热阻随发动机面积比的变化曲线进行取值。

燃烧室与再生冷却剂之间的传热系数 h_{RP} ^[23] 为

$$h_{RP} = 0.023 \text{Re}^{0.8} \text{Pr}^{0.4} \frac{\lambda_L}{L_s} \eta_0 \quad (18)$$

其中光滑通道肋效应系数 η_0 ^[24]如下:

$$\eta_0 = \frac{a}{a+b} + \frac{2h}{a+b} f(\xi) \quad (19)$$

式中, a 为冷却通道槽宽, b 为肋宽, h 为冷却通道槽高, 其中

$$f(\xi) = \frac{\tanh(\xi)}{\xi}, \xi = \frac{h_{RP}}{b} \sqrt{\frac{2h_{RP}b}{\lambda_w}} \quad (20)$$

式中, λ_w 为推力室壁面导热系数。

1.3 气膜段冷却模型

气膜段计算中心燃气与气膜之间的对流传热以及气膜与壁面之间的对流传热时, 可以简化为高温气体与壁面间的对流传热, 整体的传热关系为

$$T_{w,ad} = T_{re,c} - \eta_{gf} (T_{re,c} - T_{gf,0}) \quad (21)$$

$$Q_{3,i} = \frac{T_{w,ad,i} - T_{RP,i}}{\frac{1}{h_{g,i}} + R_{C,i} + \frac{1}{h_{RP,i}}} \pi D dx \quad (22)$$

式中, $T_{w,ad}$ 为壁面绝热温度, η_{gf} 为气膜冷却效率, $T_{gf,0}$ 为气膜初始温度 (即液膜冷却剂饱和温度), 传热系数 h_g 采用 Bartz 公式计算, h_{RP} 与式 (14) 中相同。式 (17) 中气膜冷却效率 η_{gf} 用 Grisson^[25]方法计算

$$\eta_{gf,i} = \left[1 + \frac{C_{p,g}}{C_{p,gf}} \left(0.325 [X + X_0]^{0.8} \right) - 1 \right]^{-1} \quad (23)$$

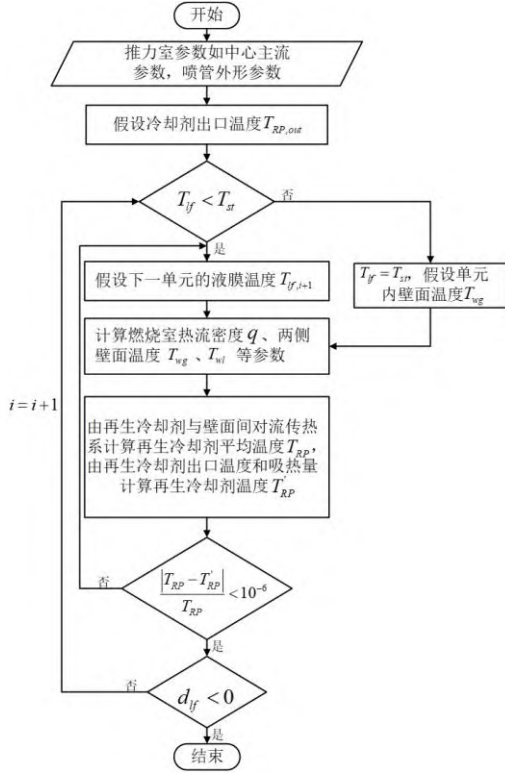
$$X_0 = (3.08 + X^{0.8})^{1.25} - X \quad (24)$$

$$X = Kx = \frac{\dot{m}}{A_i} \mu_g^{0.25} \left[\frac{\dot{m}_{gf}}{\pi D} \right]^{-1.25} x \quad (25)$$

式中, X_0 为气膜有效前缘, X 为无量纲距离。

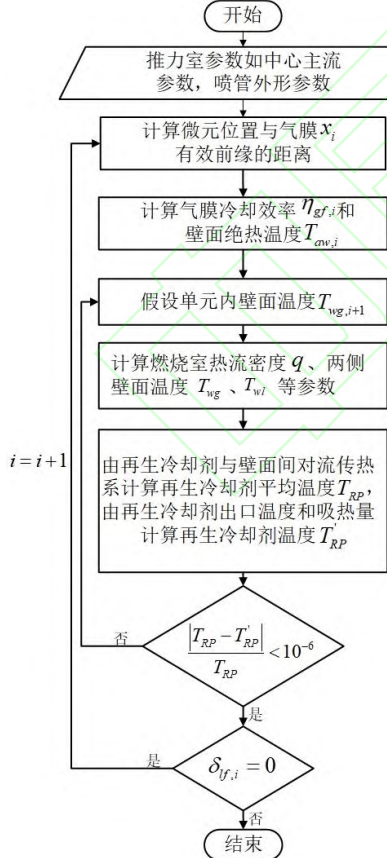
1.4 数值解法

首先根据前文建立的液膜段和气膜段冷却模型, 建立轴对称液膜再生冷却推力室的传热模型, 通过给定推力室温度场计算参数如燃气总温、室压、推力室型线坐标等, 由一维等熵关系式得出任意微元位置中心燃气的马赫数和恢复温度。然后根据设计的液膜注入位置以及液膜质量流量和温度判断此时计算微元处于何区域, 对该微元内的燃烧室和冷却剂温度场进行耦合求解。整个燃烧室沿程参数迭代计算完成后, 可以通过液膜温度分析液膜状态的变化, 得到液膜冷却中升温段和蒸发段的长度; 根据液膜厚度变化判断液膜的长度大小, 从而得到液膜的发展规律。液膜段和气膜段的具体求解流程如图 4 所示:



(a) 液膜段传热计算流程图

(a) Flowchart of the liquid film section heat transfer calculation



(b) 气膜段传热计算流程图

(b) Flowchart of the gas film section heat transfer calculation

图4 传热计算流程图

Fig.4 Heat transfer calculation flowchart

图4中 T_{st} 代表冷却剂的饱和温度, 当液膜温度小于饱和温度时液膜处于升温段。

2 算例验证及结果分析

通过计算能够获得壁面温度、热流密度以及再生冷却剂温度的轴向分布曲线。通过分析壁面温度和热流密度曲线可以得到沿燃烧室轴向膜状态的分布情况以及再生液膜复合冷却特性, 从而对液膜注入方案进行优化设计。

2.1 算例验证

为了检验计算方法的准确性, 与文献^[26]中的试验结果进行了验证, 文献中试验条件如表1所示。

表1 文献^[26]试验条件

Tab.1 Calculation conditions

| 参数 | 数值 |
|-------------------------|--------|
| 燃气入口压力/MPa | 1.7 |
| 燃气入口温度/K | 2963 |
| 液膜冷却剂流量/kg/s | 0.0667 |
| 混合比 | 1.5 |
| 单位面积燃气质量流量/ $kg/(m^2s)$ | 207 |
| 内壁厚/m | 0.0024 |

通过数值计算得到了推力室内壁温轴向分布, 和文献结果对比如图5所示。从图5中可以看出, 运用本文方法计算的结果与文献中的结果趋势基本一致。同时对比试验测得的液膜长度和本文计算得到的液膜长度, 试验测得的液膜长度为0.162m, 本文计算得到的液膜长度为0.160m, 相对误差为1.2%, 但数值上仍有一定的误差。误差的产生是由于本文在计算过程中认为液膜没有径向温度梯度, 忽略了液膜中的径向导热, 导致计算得到的壁面温度偏大以及液膜长度偏短。总的来说, 计算结果与试验结果符合良好, 能够有效反应液膜冷却中燃烧室中的传热过程。

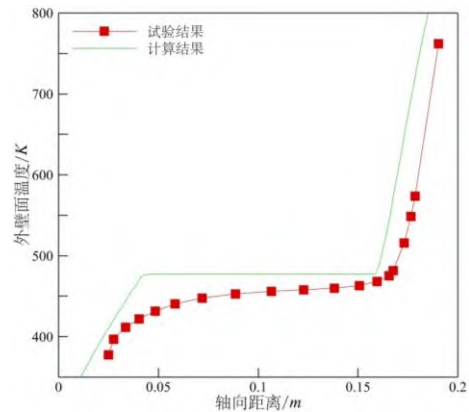


图5 本文计算与文献^[26]计算结果对比

Fig.5 Results in reference^[26] versus results in this paper

2.2 基准算例分析

表2所示为本文基准算例的计算参数, 表中

质量流率代表液膜流量与总燃料流量的比值,液膜注入位置的无量纲距离 X_i 为

$$X_i = \frac{L_i - L_t}{L} \quad (26)$$

式中, L_i 表示液膜注入位置与燃烧室入口的距离, L_t 代表发动机喉部与燃烧室入口的距离, L 为发动机长度。

表 2 计算参数

| Tab.2 Calculated working condition | |
|------------------------------------|------------------------|
| 参数 | 数值 |
| 液膜质量流率/% | 8 |
| 液膜注入位置 X_i | -0.690, -0.260, -0.080 |
| 各入口质量流率/% | 2.67, 2.67, 2.67 |

图 6 所示为液氧煤油发动机采用再生-液膜复合冷却时,发动机内壁面温度、壁面热流密度以及再生冷却剂的变化曲线,此外图中黑线表示发动机型面曲线。从图中可以看出,在燃烧室前端无液/气膜覆盖部分,壁面温度和热流密度较高,向燃烧室内注入液膜后,发动机内壁面温度与通过壁面的热流密度均出现了显著下降。对比无积碳保护下的温度曲线可以发现,在液膜消失后形成的气膜和积碳仍能对壁面起到保护作用。在图中所计算的再生-液膜复合冷却方案下,发动机壁面温度均低于 1000K,处于壁面材料许用范围之内,说明再生-液膜复合冷却能够对发动机壁面起到有效的保护作用。

从图中可以看出,在液膜注入位置之后,首先由于液膜温度在升温段吸热升温,此时液膜向壁面传递的热量 $Q_{3,i}$ 上升。而后当液膜进入蒸发段时,由于液膜质量流量下降,导致液膜与壁面之间的对流传热系数 h_{lf} 下降,从而使得热流密度和温度下降。最后当液膜蒸发完全进入气膜段,气膜段的冷却效率相较于液膜段较小,同时沿下游移动,气膜冷却效率降低,此时热流密度和温度逐渐上升。同时可以发现第三道液膜与前两道液膜注入时的热流密度变化趋势不同,这是由于发动机横截面积的变化,导致了此时热流密度呈现先上升再下降的趋势。

从图中还可以发现再生冷却剂温升约为 150K,同时再生冷却剂的温度变化梯度较为平缓,说明在图中计算所采用的冷却方案下能够有效防止冷却通道内出现膜态沸腾而导致的传热恶化现象。

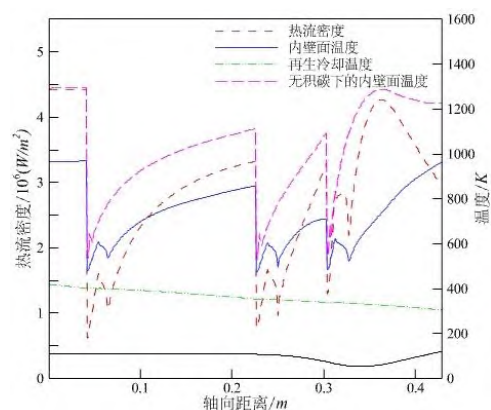


图 6 再生-液膜复合冷却特性

Fig.6 Liquid film and regenerative composite cooling characteristics

2.3 计算结果与分析

本文以 2.2 节算例为基准,针对液膜质量流量、液膜注入位置以及各液膜入口质量流率对再生-液膜复合冷却特性的影响开展研究。

2.3.1 液膜质量流量对冷却特性的影响

图 7 和图 8 分别为不同液膜质量流量下,发动机推力室壁面温度分布和壁面热流密度分布图。从图中可以看出,随着液膜质量流量的增加,壁面温度和热流密度降低,液膜长度变大。同时随着液膜质量流量增加,热流密度的峰值向喉部下游移动,喉部的热流密度更低。因此从冷却效果来考虑,增大液膜质量流量可以增大液膜覆盖区域,降低发动机的壁面温度,提高冷却效率。增大液膜的质量流量还可以有效防止发动机由于局部热流密度变大而出现烧蚀问题。但在实际情况下,冷却液膜会使发动机比冲降低,影响发动机性能^{[27][28]},因此在设计液膜质量流量时,需要综合考虑发动机的热防护效果与性能。

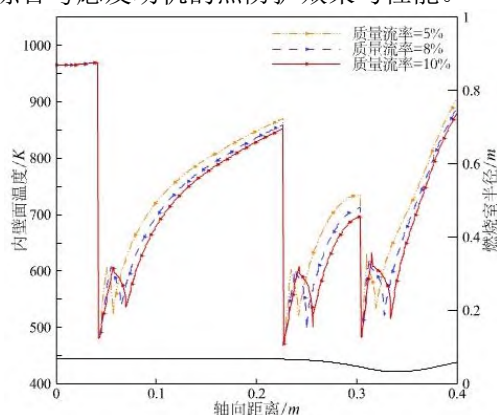


图 7 液膜流量对内壁面温度的影响

Fig.7 Effect of liquid film flow on inner wall temperature

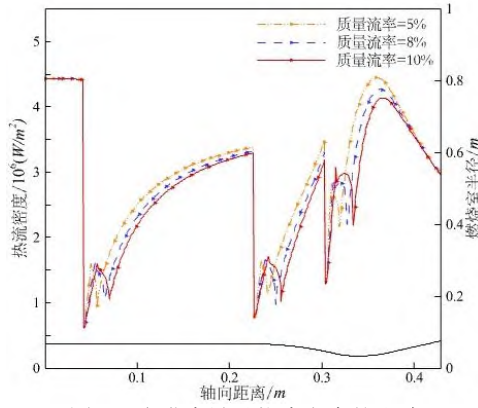


图8 液膜流量对热流密度的影响

Fig.8 Effect of liquid film flow on heat flux

2.3.2 液膜注入位置对冷却特性的影响

图9和图10为不同液膜注入位置下,发动机壁面温度分布和壁面热流密度分布曲线,图中入口位置坐标是运用图中的轴向距离坐标,使用式(26)进行计算。从图中可以发现随着液膜注入位置向喉部移动,喉部的壁面温度和热流密度降低,这是由于膜冷却效率随与液膜入口位置之间的轴向距离减小而增大引起的。因此在本文所计算的发动机工况和液膜冷却剂流量下,将第三道液膜注入位置向喉部移动,可以对喉部起到有效的保护作用。

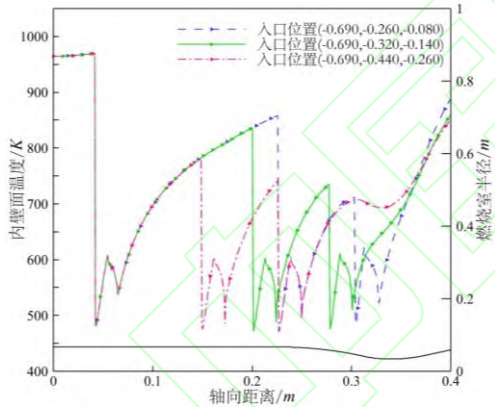


图9 液膜注入位置对内壁面温度的影响

Fig.9 Effect of liquid film injection position on inner wall temperature

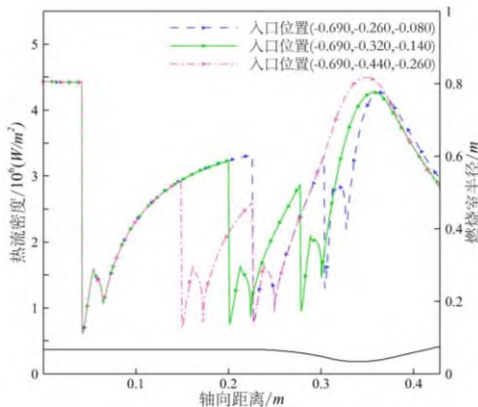


图10 液膜注入位置对热流密度的影响

Fig.10 Effect of liquid film injection position on heat flux

如图11所示为再生冷却剂温度变化曲线,由于再生冷却剂从喷管尾部注入,与燃气流动方向相反,因此其温度沿轴向逆向增加。对比本文中三种不同液膜注入位置下再生冷却剂温升,发现随着液膜注入位置向喉部移动,再生冷却剂的温升升高。同时在液膜段再生冷却剂温度变化较为平缓,这是因为此时中心燃气向壁面传递的热量几乎全部被液膜吸收,再生冷却剂吸收的热量较少。

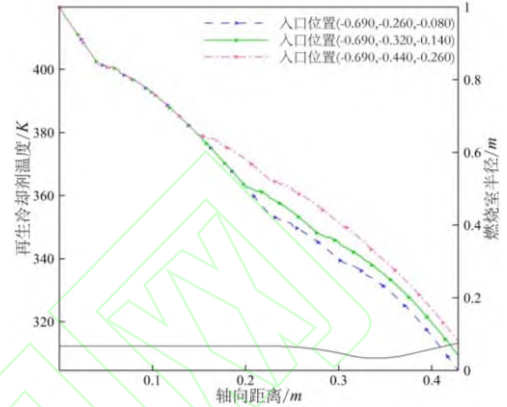


图11 液膜注入位置对再生冷却剂温升的影响

Fig.11 Effect of injection position of liquid film on regeneration cooling temperature rise

2.3.3 各液膜入口质量流率对冷却特性的影响

图12和图13为各液膜入口不同质量流率下,发动机壁面温度分布和壁面热流密度分布曲线。各液膜注入位置质量流率对冷却特性的影响与液膜质量流量类似,各段液膜的冷却效率均随质量流率增大而升高。但实际情况下,由于燃烧室前端燃气并未混合均匀,形成低温区;同时头部注入的液膜会在主流剪切力作用下在回流区逆时针流动,当头部超过一定范围后会增加对主流的掺混,导致部分液膜与燃气发生燃烧反应后升温,反应后的气体回到回流区壁面时会抵消膜冷却带来的冷却作用,使得冷却效率降低^[11]。因此对于头部的液膜存在一个最佳流量,可以达到最佳的冷却效果。

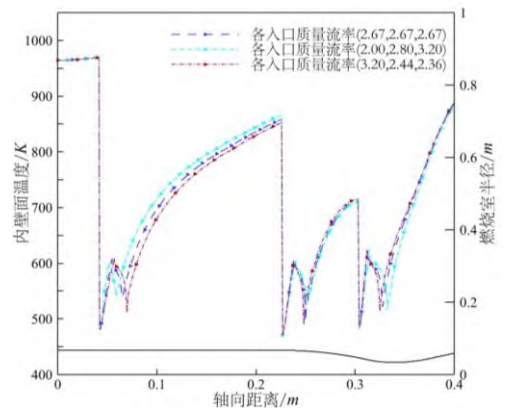


图12 各液膜入口质量流率对内壁面温度的影响

Fig.12 Effect of inlet mass flow rate of each liquid film on inner wall temperature

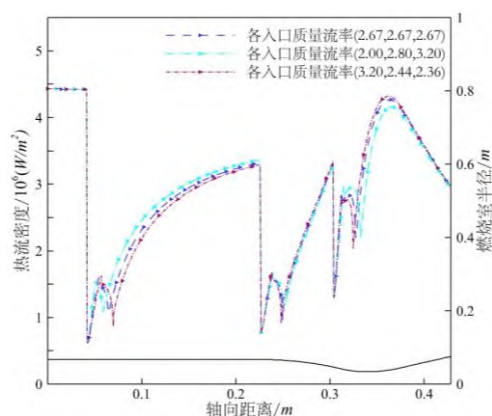


图 13 各液膜入口质量流率对热流密度的影响
Fig.13 Effect of inlet mass flow rate of each liquid film on heat flux

3 结论

本文建立了液体火箭发动机推力室的再生-液膜复合冷却计算模型,主要针对不同液膜质量流量、液膜注入位置以及各液膜入口质量流率下的推力室进行传热传质计算。通过这种算法对不同工况下冷却特性进行研究,得出以下结论:

1) 对于文献中液体火箭发动机推力室,本文模型的计算结果与文献数值模拟结果较好地吻合,本文的传热传质模型能有效反应液体火箭发动机液膜冷却中的传热过程。

2) 液膜质量流量增大,复合冷却的冷却效率越高,液膜区长度越长。

3) 再生-液膜复合冷却中,不同的液膜注入位置对壁面温度的影响较大,随着液膜注入位置向喉部移动,喉部的热流密度和壁面温度降低。

4) 再生-液膜复合冷却能够有效降低壁面温度,冷却液膜能够显著降低壁面温度与热流密度,同时液膜蒸发形成的气膜与积碳能够对壁面起到很好的冷却保护作用。

建立的再生-液膜复合冷却模型能够计算出液膜长度,通过燃烧室温度场和冷却通道温度场耦合计算,能够分析出液膜质量流量、液膜注入位置以及各液膜入口质量流率对冷却特性的影响。但本文模型不能分析由于壁面轴向温度差异带来的热应力影响,需进一步分析发动机壁面热应力问题,以更好优化发动机再生-液膜复合冷却设计。

参考文献 (References)

[1] 岳春国, 李进贤, 侯晓, 等. 变推力液体火箭发动机综述[J]. 中国科学(E 辑: 技术科学), 2009, 39(3): 464-468.
YUE C G, LI J X, HOU X, et al. Review of variable thrust liquid rocket engines[J]. Science in China (Series E (Technological Sciences)), 2009, 39(3): 464-468. (in Chinese)
[2] YE J Y, PAN H L, QIN F, et al. Simulation of kerosene

combustion sustaining with cavities in a strut-based RBCC engine[C]//Proceedings of the 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2015: 3837.

[3] 梁涛, 胡润生, 李清廉, 等. 电动膨胀循环变推力液体火箭发动机推力控制方案[J]. 航空动力学报, 2023, 38(12): 2957-2972.

LIANG T, HU R S, LI Q L, et al. Thrust control scheme for electric expander cycle of variable thrust liquid rocket engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(12): 2957-2972. (in Chinese)

[4] 吕发正, 张淼, 杨永强, 等. 130 吨级液氧煤油发动机重复使用技术研究进展[J]. 中国航天, 2023, 9: 18-24.

LV F Z, ZHANG M, YANG Y Q, et al. Research Progress of 130t liquid oxygen/kerosene engine reusable technology[J]. Aerospace China, 2023, 9: 18-24. (in Chinese)

[5] 丁秀峰, 余延生, 陈中强, 等. 长征六号丙运载火箭特点及技术创新[J]. 上海航天(中英文), 2024, 41(5): 24-34.

DING X F, YU Y S, CHEN Z Q, et al. Characteristics and technical innovations of LM-6C launch vehicle[J]. Aerospace Shanghai (Chinese & English), 2024, 41(5): 24-34. (in Chinese)

[6] 杨薇, 孙冰. 液膜再生复合冷却中液膜传热特性[J]. 航空动力学报, 2011, 26(9): 2015-2020.

YANG W, SUN B. Thermal characteristics of liquid film in a film regenerative cooling system[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(9): 2015-2020. (in Chinese)

[7] 陈锐达, 徐辉, 陈泓宇, 等. 1.5tf 再生冷却液体火箭发动机关键技术与试验验证[J]. 火箭推进, 2023, 49(4): 17-25.

CHEN R D, XU H, CHEN H Y, et al. Key technologies and test verification of 1.5tf liquid rocket engine with regenerative cooling[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2023, 49(4): 17-25. (in Chinese)

[8] LIU X L, SUN J, JIANG Z H, et al. Gas film/regenerative composite cooling characteristics of the liquid oxygen/liquid methane (LOX/LCH₄) rocket engine[J]. Journal of Zhejiang University: Science A, 2024, 25(8): 631-649.

[9] 李英格. 液体火箭推力室再生/发汗复合冷却特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2023.

LI Y G. Research on the composite characteristics of regenerative/transpiration in liquid rocket thrust chamber[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2023. (in Chinese)

[10] 孙冰, 杨薇, 郑力铭. 火箭发动机燃烧室液膜-再生复合冷却数值仿真[J]. 航空动力学报, 2013, 28(6): 1357-1363.

- SUN B, YANG W, ZHENG L M. Numerical simulation of liquid film and regenerative cooling in a rocket combustor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(6): 1357-1363. (in Chinese)
- [11] 向纪鑫, 张萌, 李志强, 等. 液氧/甲烷液体火箭发动机推力室跨临界液膜冷却数值模拟[J]. *推进技术*, 2022, 43(11): 291-302.
- XIANG J X, ZHANG M, LI Z Q, et al. Numerical simulation of transcritical liquid film cooling in LOX/methane liquid rocket engine thrust chambers[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(11): 291-302. (in Chinese)
- [12] 孙郡, 宋杰, 李清廉, 等. 液氧甲烷变推力火箭发动机再生冷却特性研究[J]. *载人航天*, 2022, 28(1): 22-29.
- SUN J, SONG J, LI Q L, et al. Analysis of heat transfer characteristics of regenerative cooling of liquid oxygen methane thrust rocket engine[J]. *Manned Spaceflight*, 2022, 28(1): 22-29. (in Chinese)
- [13] 孙郡, 李清廉, 成鹏, 等. 液氧甲烷变推力发动机螺旋槽再生冷却传热特性研究[J]. *推进技术*, 2024, 45(2): 2208051.
- SUN J, LI Q L, CHENG P, et al. Heat transfer characteristics of spiral channel regenerative cooling in LOX/LCH₄ variable thrust engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2024, 45(2): 2208051. (in Chinese)
- [14] 张国栋, 罗宇翔, 李龙飞, 等. 热态壁面条件下的液膜冷却实验与仿真[J]. *西安交通大学学报*, 2024, 58(1): 108-118.
- ZHANG G D, LUO Y X, LI L F, et al. Experimental and numerical study on liquid film cooling based on heated wall conditions[J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2024, 58(1): 108-118. (in Chinese)
- [15] YU Y, SCHUFF R Z, ANDERSON W E. Liquid film cooling using swirl in rocket combustors[C]//*Proceedings of 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2004.
- [16] STECHMAN R C, OBERSTONE J, STECHMAN J C. Design criteria for film cooling for small liquid-propellant rocket engines[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1969, 6(2): 97-102.
- [17] BARTZ D R. A simple equation for rapid estimation of rocket nozzle convective heat transfer coefficients [J]. *Jst Propulsion*, 1957, 27(1): 49-51.
- [18] 张忠利, 张蒙正, 周立新. 液体火箭发动机热防护 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2016.
- ZHANG Z L, ZHANG M Z, ZHOU L X. Liquid rocket engine thermal protection[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2016. (in Chinese)
- [19] GATER R A, L'ECUYER M R. A fundamental investigation of the phenomena that characterize liquid-film cooling[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1970, 13(12): 1925-1939.
- [20] PUROHIT G, DONATELLI P, ELLISON J, et al. Transient thermal model of a film-cooled bipropellant thruster[C]//*Proceedings of the 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2000.
- [21] 苏展, 高玉闪, 张晓光, 等. 液氧/甲烷发动机再生冷却和膜冷却传热数值研究[J]. *载人航天*, 2022, 28(4): 455-461.
- SU Z, GAO Y S, ZHANG X G, et al. Numerical study on regenerative cooling and film cooling heat transfer of liquid oxygen/methane engine[J]. *Manned Spaceflight*, 2022, 28(4): 455-461. (in Chinese)
- [22] 休泽尔 D K. 液体火箭发动机现代工程设计 [M]. 朱宁昌, 译. 北京: 中国宇航出版社, 2004.
- 休泽尔 D K. *Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engine* [M]. ZHU N C, translated. Beijing: China Astronautic Press, 2004. (in Chinese)
- [23] 陶文铨. 传热学 [M]. 5 版. 北京: 高等教育出版社, 2019.
- TAO W Q. *Heat transfer* [M]. 5th ed. Beijing: Higher Education Press, 2019. (in Chinese)
- [24] 蔡国飙, 李家文, 田爱梅, 等. 液体火箭发动机设计 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2011.
- CAI G B, LI J W, TIAN A M, et al. Liquid rocket engine design [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2011. (in Chinese)
- [25] GRISSON W M. Liquid film cooling in rocket engines [R]. Tennessee: Air Force Systems Command, 1991.
- [26] MORRELL G. Investigation of Internal Film Cooling of 1000-Pound-Thrust Liquid-Ammonia-Liquid-Oxygen Rocket-Engine Combustion Chamber [R]. Washington, NACA, 1951.
- [27] COULBERT C D. Selecting cooling techniques for liquid rockets for spacecraft [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1964, 1(2): 129-139.
- [28] 唐亮, 王凯, 刘计武, 等. 液膜冷却对火箭发动机燃烧效率的影响 [J]. *火箭推进*, 2023, 49(3): 69-75.
- TANG L, WANG K, LIU J W, et al. Influence of liquid film cooling on combustion efficiency of rocket engine [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2023, 49(3): 69-75. (in Chinese)