

热态壁面条件下的液膜冷却实验与仿真

张国栋^{1,2}, 罗宇翔^{1,2}, 李龙飞³, 唐桂华^{1,2}

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安; 2. 西安交通大学热流科学与工程教育部重点实验室, 710049, 西安; 3. 西安航天动力研究所液体火箭发动机科学技术实验室, 710100, 西安)

摘要: 为了获得射流流量和射流角对液膜铺展形态、壁面温度、液膜厚度的影响规律,设计并自主搭建了基于热态壁面条件的液膜冷却实验系统,开展了射流角为 $25^{\circ}\sim 45^{\circ}$ 、射流流量为 $200\sim 400\text{ mL}\cdot\text{min}^{-1}$ 的液膜冷却实验研究。研究表明,随着入射角的增大,铺展长度减小,铺展宽度、扩张角增加;而在射流角一定时,随着液膜流量的增加,液膜铺展的长度、宽度和扩张角都有所增加。特别地,当射流角为 25° 、射流流量从 $300\text{ mL}\cdot\text{min}^{-1}$ 增加至 $400\text{ mL}\cdot\text{min}^{-1}$ 时,液膜长度最大增加量为 20.94 mm ,且增加射流流量能够有效降低壁面温度,当入射角为 35° 、液膜流量为 $300\text{ mL}\cdot\text{min}^{-1}$ 时,冷却前后壁面温度最大可降低 141.81°C ;液膜在壁面撞击点处有厚度峰值,且液膜流量越大峰值越高,当入射角为 25° 、流量为 $400\text{ mL}\cdot\text{min}^{-1}$ 时,最大峰值达 $679.32\text{ }\mu\text{m}$ 。采用流体体积法(VOF)构建了液膜冷却仿真模型,计算液膜的蒸发吸热、流动铺展过程,研究结果表明,射流流量为 $300\text{ mL}\cdot\text{min}^{-1}$ 时,液膜厚度模拟结果与实验结果最大偏差为 7.9% ,误差控制在工程应用允许的 10% 范围内,从而验证了 VOF 方法对射流撞壁形成液膜模拟的可行性。该研究可为液体火箭发动机液膜冷却技术提供一定的参考。

关键词: 液体火箭发动机;液膜冷却;热态壁面条件;流体体积法

中图分类号: V434+.14 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtub202401010 **文章编号:** 0253-987X(2024)01-0108-11

Experimental and Numerical Study on Liquid Film Cooling Based on Heated Wall Conditions

ZHANG Guodong^{1,2}, LUO Yuxiang^{1,2}, LI Longfei³, TANG Guihua^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. MOE Key Laboratory of Thermo-Fluid Science and Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

3. Laboratory of Science and Technology on Liquid Rocket Engine, Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: To understand the impact of jet flow rate and jet angle on liquid film spreading shape, wall temperature, and liquid film thickness, an independent liquid film cooling experiment system based on the heated wall conditions was designed and constructed. The experiment focused on liquid film cooling with a jet angle of $25^{\circ}\sim 45^{\circ}$ and a jet flow rate of $200\sim 400\text{ mL}\cdot\text{min}^{-1}$ was conducted. The results show that increasing the jet angle leads to a decrease in spreading length, while spreading width and spreading angle increase. At a certain jet angle, liquid film spreading length, width and angle both increase with the growth of jet flow rate. Notably, when the jet

angle is 25° , the jet flow rate increases from $300 \text{ mL} \cdot \text{min}^{-1}$ to $400 \text{ mL} \cdot \text{min}^{-1}$, the maximum increase in the liquid film spreading length is 20.94 mm, and the increase in the jet flow rate can effectively reduce the wall temperature, when the jet angle is 35° and the jet flow rate is $300 \text{ mL} \cdot \text{min}^{-1}$, the maximum wall temperature can be reduced by 141.81°C after cooling; The liquid film has a peak thickness at the impingement point on the wall, and the higher the liquid film flow rate, the higher the peak value. For instance, when the incidence angle is 25° and the flow rate is $400 \text{ mL} \cdot \text{min}^{-1}$, the maximum peak value reaches $679.32 \mu\text{m}$. Additionally, a numerical model for liquid film cooling was established with the volume of fluid (VOF) method to calculate the evaporative heat absorption and flow spreading process of the liquid film. It is shown that when the jet flow rate is $300 \text{ mL} \cdot \text{min}^{-1}$, the maximum deviation between the simulation results of liquid film thickness and the experimental results is 7.9%, which is within the 10% error allowed for engineering applications, so as to verify the feasibility of the VOF method for the simulation of liquid film formation on jet impingement wall. The present research can provide significant reference for the liquid film cooling technology in liquid rocket engine.

Keywords: liquid rocket engine; liquid film cooling; thermal wall condition; volume of fluid method

对于液体火箭发动机,有效的冷却技术能延长发动机的寿命,使其可重复使用^[1-3]。冷却技术包括烧蚀冷却、辐射冷却、排放冷却、液膜冷却以及再生冷却等^[4]。由于小推力液体火箭推进剂流量小、燃烧室体积小,主要采用液膜冷却,其原理是喷注器将液膜冷却剂喷射在燃烧室内壁,冷却剂在内壁表面流动过程中受热蒸发与内壁表面形成冷却屏障,从而降低发动机表面温度^[5-6]。

在液膜冷却模拟研究方面,杨薇等^[7]和孙冰等^[8]对液膜再生冷却问题建立液膜传热一维分析计算模型,推导了液膜长度和厚度的工程计算方法。Amato等^[9]建立了液膜冷却的二维轴对称 CFD 模型,研究了不同工况的冷却效果。Strokach等^[10]采用基于拉格朗日方法的离散相模型模拟了煤油的冷却,该模型使用拉格朗日液滴在冷却表面形成一层薄膜,并假设每一个撞击表面的液滴都会转化为液滴颗粒,通过动量守恒、传热传质方程可以计算出液膜的速度、厚度和温度等变量^[11]。符鹏飞和韩兆鹏等^[12-14]采用同样的方法模拟得到了推进剂液膜在推力室内壁上的铺展厚度,虽然离散相模型能够获得液膜厚度,但不能展现液膜流动形态。随着数值模拟技术的发展,流体体积法(volume of fluid, VOF)在液膜冷却方面得到了初步应用,林庆国^[15]构建了基于 VOF 方法的射流模型,研究了单股液柱喷射在冷态壁面上的流动规律,同时获得了液膜的厚度。在热态壁面上利用 VOF 方法研究液膜冷却涉及较少,需要进一步论证。

实验研究方面,初期主要关注液膜在冷态条件

下的流动规律。Good 和 Nollet^[16]、唐亮等^[17]利用高速摄影机获得透明平板上液膜的分布情况,研究射流参数对液膜外形的影响规律。Sako 等^[18]利用可视化研究方法探究了单股水膜射流在不锈钢平板上射流流量、喷嘴孔径、射流角对液膜铺展宽度的影响,但实验中未能获取液膜厚度。随着实验技术的发展出现了接触式和非接触式的液膜厚度测量方法,其中接触式测量方法主要有电导法和探针法。Lee 等^[5]和 Yuan 等^[19]采用电导法进行了液膜厚度测定。林庆国^[15]采用接触式探针法获得液膜在金属壁面上的铺展厚度。非接触式的液膜厚度测量方法主要是利用先进的光学测量仪器,根据不同位置液膜波的反射情况来确定液膜的厚度。龙黄祥^[20]采用一套基于光学原理的白光共焦位移传感器测量了降膜冷却系统中的液膜厚度数值,且具备一定的精度要求。Stumpf 等^[21]采用一套共焦位移传感器测量喷雾液滴溅落在透明平板上的液膜厚度,测试系统可获得液滴冲击平板前后不同时刻下的薄膜厚度,并与液滴动力学计算模型吻合较好。此外,平面激光诱导荧光技术(planar laser-induced fluorescence, PLIF)也是一种利用光学法测量液膜厚度的非接触式测量技术^[22]。王博^[23]采用 PLIF 技术对波形板干燥器壁面上的液膜厚度进行测量,获得了液膜厚度随时间的变化规律。

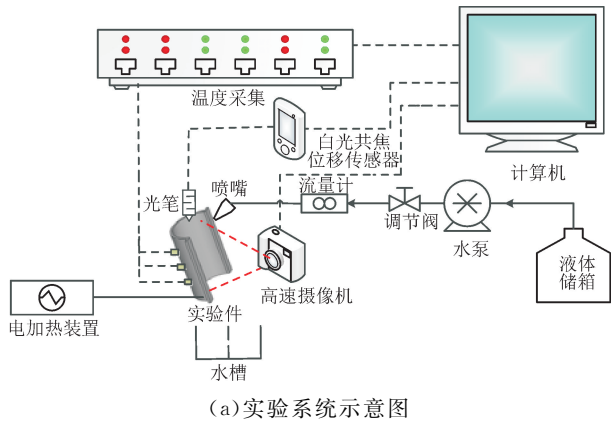
综上所述,对于实验研究,目前很少关注液膜在热态金属壁面上的流动铺展规律,而在热态壁面上研究液膜冷却更具有实际意义。在热态壁面条件下,液膜铺展形态没有明显的溅射、下游破裂及逆流

现象,铺展形态较为稳定,且金属壁面的热性能会影响液膜的传热特性^[24]。在液膜厚度测量方面,相比于接触式的测量方法,非接触测量方法操作方便、测量精度高,因此本文采用白光共焦位移传感器测量液膜厚度。在数值模拟方面,本文构建了基于 VOF 方法的热态条件下液膜射流冷却模型计算冷却剂的蒸发吸热、流动铺展过程,验证了 VOF 方法对射流撞壁形成液膜模拟的可行性。本文的研究结果可为液体火箭发动机液膜冷却技术提供一定的参考。

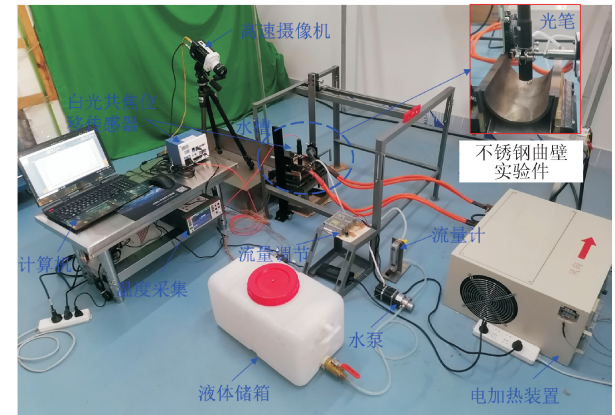
1 实验研究

1.1 实验设备

液膜冷却热态不锈钢曲壁实验系统如图 1 所示,其原理为:利用大功率电加热装置持续输出最大 500 A 的恒定电流将不锈钢曲壁加热至 150℃~180℃,制造热态壁面环境;液体储箱中的冷却水通过水泵沿管路流动,通过控制水泵的转速来实现射流流量的调节,通过玻璃转子流量计获得流量大小,测量误差为示值的±0.5%;此后,冷却剂通过喷嘴



(a) 实验系统示意图



(b) 实验系统实物图

图 1 液膜冷却热态不锈钢曲壁实验系统
Fig. 1 The experimental system of liquid film cooling heated curved steel wall

形成射液液柱,撞击到高温实验件壁面形成稳定的液膜形态,利用高速摄像机拍摄液膜流动形态;同时在液膜上方固定采集光笔,连接白光共焦位移传感器获得壁面上的液膜厚度;在不锈钢曲壁实验件的外表面焊接热电偶探头,不锈钢壁面加热过程中的温升及液膜冷却后的温降过程由温度采集系统获得;液膜形态摄像、液膜厚度采集、壁面温度采集的信号传输可由同一台计算机控制。为了让冷却水从不锈钢曲壁上顺利流入排水槽中,将不锈钢曲壁的夹具工作台沿着液膜流动方向倾斜 5°~10°。

在实验过程中,将电加热装置的电源两极连接到特制的铜板夹具上,让电流通过不锈钢曲壁实验工件,利用电流的热效应进行加热,电加热装置及实验件夹具如图 2 所示。

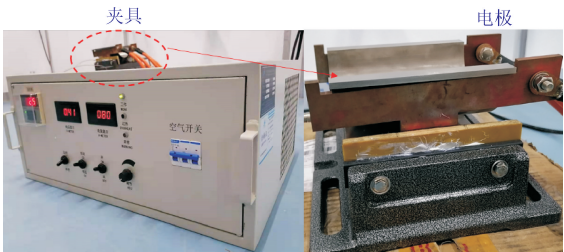


图 2 电加热装置及实验件夹具
Fig. 2 The electric heating device and fixture

液膜射流冷却实验系统中,对于射流角的调节是通过将喷嘴固定在一个旋转微调机构上实现的,微调机构的精度为 1°,具体射流角调节装置如图 3 所示。

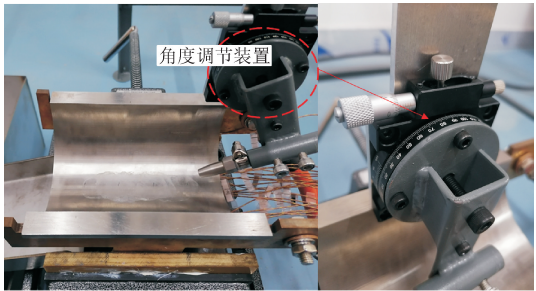


图 3 射流角调节装置
Fig. 3 Jet angle adjustment device

采用 K 型热电偶对不锈钢外壁的温度进行监测,在不锈钢曲壁的外表面布置 8 个温度测点,取 8 个测点的平均温度作为不锈钢曲壁的温度,温度测点布置示意图如图 4 所示。具体的实验所用仪器规格见表 1。

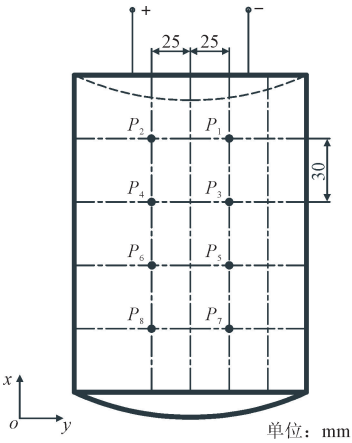


图 4 温度测点布置示意图

Fig. 4 Schematic of temperature measurement point layout

表 1 实验所用仪器规格

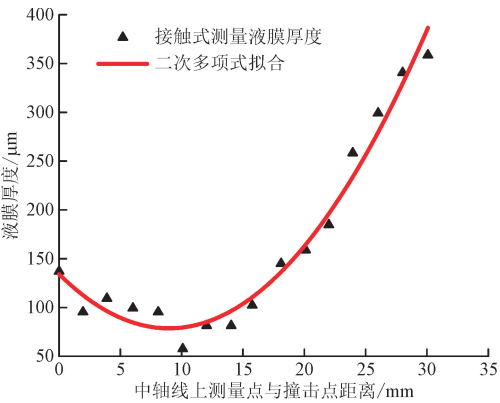
Table 1 Specifications of instruments in the experiment

设备	参数
不锈钢曲壁	内径 50 mm, 外径 55 mm, 长 150 mm
磁力驱动 齿轮水泵	额定进出口压差 5.07×10^5 Pa, 功率 70 W, 流量范围: $60 \sim 1\,000 \text{ mL} \cdot \text{min}^{-1}$, $0 \sim 5 \text{ V(DC)}$ 电压调速
电加热装置	输入电压 AC 220 V, 输出电流 DC 500 A, 总功率 3 kW
高速摄像机	Phantom M110, 拍摄速率 100 帧/s, 曝光时间 8 000 ms, 分辨率 384×800
白光共焦 位移传感器	ACR-HNDS100, 测量精度为 0.03 mm
摄像镜头	Nikon AF 50/1.4D, 焦距 50 mm
温度采集 装置	Keithley DAQ6510, 采集通道数为 20, 精度为 0.1 $^{\circ}\text{C}$

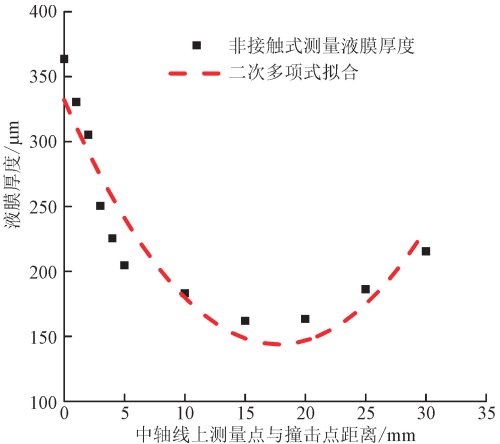
1.2 实验系统验证

在定量分析之前,需要对液膜厚度测量实验系统进行验证。将本文实验与林庆国^[15]的研究进行了比较,液膜厚度对比结果如图 5 所示。文献[15]中采用接触式探针测量方法,而本文采用非接触式的光学测量方法。图 5(a)对应文献[15]中的实验工况:入射角为 20°、喷注压力为 0.3 MPa、射流孔径为 0.34 mm。图 5(b)对应本文的实验工况:入射角为 25°、射流流量为 200 mL · min⁻¹、射流孔径为 1 mm。虽然两者在测量液膜厚度方法、射流工况上有所差别,但曲壁中轴线上的液膜厚度分布规律具有共同的特点:起初液膜在撞击点上的厚度较大,随着液膜不断向下游流动铺展,液膜厚度逐渐减小,达到

最小值后又逐渐增大。这是因为射流液膜刚开始撞击曲壁后,冲击动量较大,导致中心轴线上的厚度减小,随着液膜向下游流动铺展逐渐稳定,在液体表面张力的作用下,液膜逐渐向中心轴线上收缩,在下游处汇聚,因此中心轴线上液膜厚度会逐渐增大,验证了本文实验中液膜厚度测量系统的正确性。



(a) 文献[15]结果



(b) 本文实验结果

图 5 文献[15]液膜厚度与本文实验结果对比

Fig. 5 Comparison of liquid film thickness for present experimental results with literature

实验的误差来源主要有 3 个,实验仪器误差 δ_{x_1} 、测量误差 δ_{x_2} 以及数据处理误差 δ_{x_3} ,总误差的计算公式^[25]如下

$$R_{\text{tot}} = \left\{ \sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial R}{\partial X_i} \delta_{x_i} \right)^2 \right\}^{1/2} \quad (1)$$

式中: R_{tot} 为总误差; δ_{x_i} 为每个来源的误差; n 为误差来源总数,其中 $\partial R / \partial X_i$ 为间接测量物理量对直接测量物理量的偏导。实验中的测量参数有液膜铺展长度 L 、液膜铺展宽度 W 、液膜铺展扩张角 α 、不锈钢曲壁温度 T_w 、液膜厚度 δ ,每个测量参数对应不同来源误差的数值见表 2,最终 5 个测量参数总误差计算结果分别是 1.06%、1.70%、3.03%、8.70、2.01%。

表 2 测量参数误差计算
Table 2 Calculation of uncertainty

误差种类	L/mm	W/mm	$\alpha/(^{\circ})$	$T_w/^{\circ}\text{C}$	δ/mm
仪器误差 δ_{x_1}	0.010	0.010	0.010	0.100	0.030
测量误差 δ_{x_2}	0.020	0.030	0.050	0.010	0.010
数据处理误差 δ_{x_3}	0.010	0.015	0.025	0.005	0.005

1.3 实验工况

在本研究中,喷嘴的孔径为 1 mm,喷嘴距离壁面的高度为 15 mm,射流角的范围为 25°~45°,液膜射流流量范围为 200~400 mL·min⁻¹,设计了 15 组实验工况,见表 3。

表 3 15 组实验工况统计表
Table 3 The experimental conditions

工况	$\theta/(^{\circ})$	$Q/(\text{mL}\cdot\text{min}^{-1})$	Re_j
1	25	200	4 238
2	30	200	4 238
3	35	200	4 238
4	40	200	4 238
5	45	200	4 238
6	25	300	6 357
7	30	300	6 357
8	35	300	6 357
9	40	300	6 357
10	45	300	6 357
11	25	400	8 476
12	30	400	8 476
13	35	400	8 476
14	40	400	8 476
15	45	400	8 476

2 实验结果

2.1 液膜撞击形态

在讨论射流冲击液膜厚度的变化规律前,可以定性观察液膜在热态不锈钢曲壁上的流动铺展形态。以工况 13 为例,图 6 展示了典型的液膜流动铺展形态,可见射流液膜撞击曲壁后,液滴颗粒具备一定的动量,其中轴向动量转化为水膜局部压力,促使液膜向曲壁下游流动;而径向分量迫使水膜以撞击点为中心不断向外围流动,形成液膜冲击区,然后汇入两侧边缘的水跃区,水跃区为液膜厚度达到峰值

的窄条形区域,唐亮等^[17]将水跃区的边界分为内边界和外边界。在液膜冲击区,随着液膜不断向下游流动,液膜的惯性力不断克服表面张力,从而使液膜在冲击区域上出现最大铺展宽度,之后液膜的动量减小,在表面张力作用下,液膜铺展宽度逐渐减小,在冲击区域的下游汇集。为了方便测量,主要研究了液膜撞击点到汇集点附近曲壁中轴线上的液膜厚度变化规律。此外,本文建立的液膜流动形态参数示意图如图 7 所示。

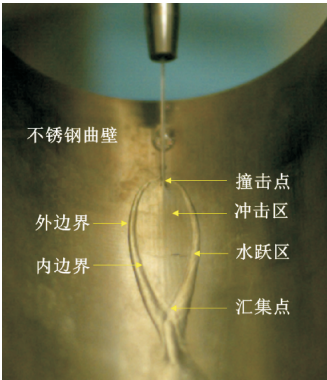


图 6 典型液膜铺展图像
Fig. 6 Typical liquid film spreading image

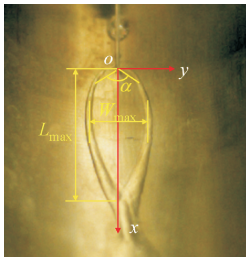


图 7 液膜流动形态参数示意图
Fig. 7 Schematic of film flow shape parameters

图 7 中, o 为射流撞击点; x 方向为液膜曲壁中轴线; $L_{\max}$ 为液膜冲击区域最大铺展长度; $W_{\max}$ 为液膜冲击区域最大铺展宽度; α 为液膜围绕撞击点展开的扩张角。图 8 显示了不同工况的液膜铺展形态。

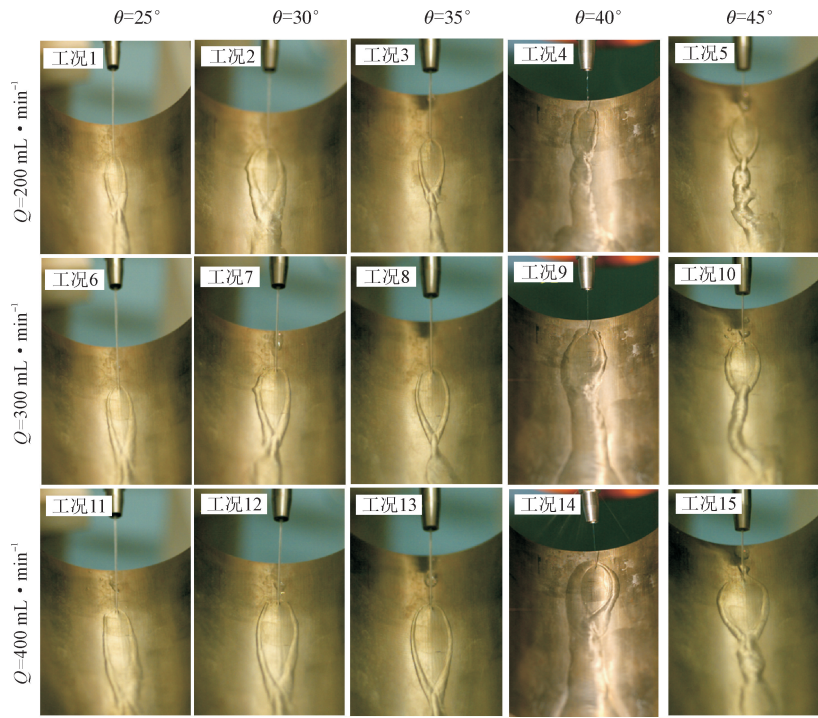


图 8 不同工况下的液膜铺展形态

Fig. 8 Liquid film spreading patterns under various operating condition

由图 8 可以看出,在相同的液膜流量的工况下,随着射流角的增大,射流撞击曲面的撞击点位置发生了明显的偏移,但是测量液膜长度时都是以液膜撞击点为起始点,汇集点为终点,且壁面倾斜角较小,产生的射流动量分量可忽略不计,因此射流角变化引起的撞击点偏移不会对液膜长度测量产生影响。同时,液膜冲击区域的铺展宽度、扩张角增加,但是铺展长度减小,对比工况 1 与工况 5、工况 6 与工况 10、工况 11 与工况 15 的 3 组液膜形态图可以发现:随着入射角的增大,下游处的汇集点与撞击点的间距减小;而在射流角相同的工况下,随着液膜流量的增加,射流冲击区域液膜铺展的长度、宽度和扩张角均有所增加。

为了定量考核不同工况下的液膜铺展区域范围,通过高速照相机的 Phantom Pcc 软件测量图像中射流冲击区域的最大长度 L_{max} 、宽度 W 、扩张角 α ,对每个参数进行 3 次测量,取平均值及标准差,不同工况下液膜铺展长度以及宽度和扩张角的结果分别如图 9、图 10 所示。

由图 9 可知,不同射流冷却工况下,工况 11($\theta = 25^\circ, Q = 400 \text{ mL} \cdot \text{min}^{-1}$) 的液膜长度达到最大值 62.45 mm,而工况 5($\theta = 45^\circ, Q = 200 \text{ mL} \cdot \text{min}^{-1}$) 的液膜长度达到最小值 26.43 mm。总体而言,液膜流

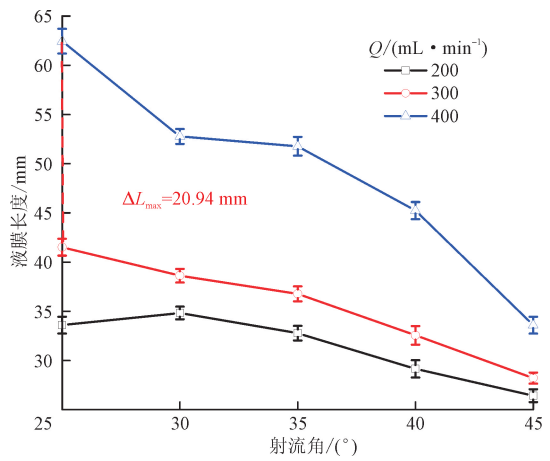


图 9 液膜铺展长度 L 变化曲线

Fig. 9 Variation of liquid film spreading length L

动铺展的区域的长度会随着液膜流量的增大而增大,特别地当 Q 从 $300 \text{ mL} \cdot \text{min}^{-1}$ 增加至 $400 \text{ mL} \cdot \text{min}^{-1}$ 时, L 存在明显的递增, ΔL_{max} 出现在工况 6($\theta = 25^\circ, Q = 300 \text{ mL} \cdot \text{min}^{-1}$) 到工况 11($\theta = 25^\circ, Q = 400 \text{ mL} \cdot \text{min}^{-1}$), ΔL_{max} 为 20.94 mm。这是因为当液膜流量增大时,射流动能增加,惯性力的作用加强,液膜越容易在壁面上铺展,从而促进液膜向下游流动。此外,当 $Q = 200 \text{ mL} \cdot \text{min}^{-1}, \theta$ 由 25° 变化到 30° 时, L 存在 1.23 mm 的增加量,这是由于液膜在

射流流量较低、射流角较小的实验工况下,液膜铺展变化不明显,实验测量液膜长度存在一个小幅度的增加量,但是在 Q 大于 $200 \text{ mL} \cdot \text{min}^{-1}$ 射流流量的情况,随着射流角 θ 的增加,液膜轴向动量减小,导致液膜向曲壁下游流动铺展的长度减小。

液膜宽度和扩张角的变化曲线如图 10 所示。当入射角 θ 增加时,液膜射流在壁面上的液滴出现一定的飞溅和反弹现象,使得大部分的液膜冲击动量转化为径向分量,从而使得液膜径向扩展宽度增加。例如工况 15 ($\theta = 45^\circ, Q = 400 \text{ mL} \cdot \text{min}^{-1}$) 最大液膜宽度为 25.01 mm 。类似地,液膜扩张角也随着液膜入射角的增加而增加,例如工况 15 对应的 $\alpha = 120.20^\circ$ 。当 θ 超过 35° 时,液滴的冲击行为减弱, W 和 α 的增加趋势不明显,但射流液滴仍然具有一定的动量,并将液膜推向撞击点外围形成水跃区,增加了冲击区的覆盖范围。因此,液膜流量和液膜入射角对于液膜冷却规律的影响非常大。

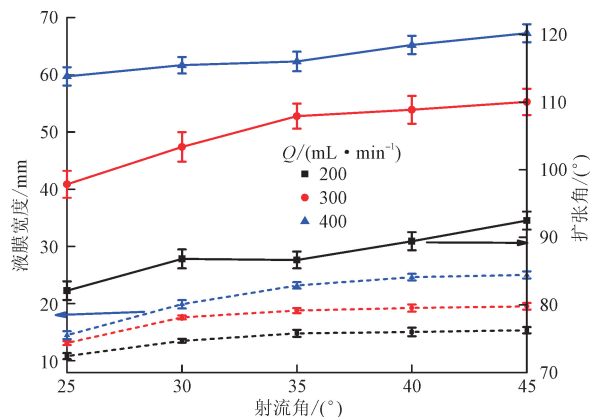
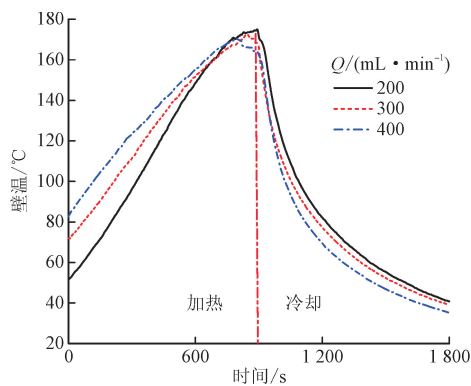


图 10 液膜铺展宽度 W 和扩张角 α 变化曲线

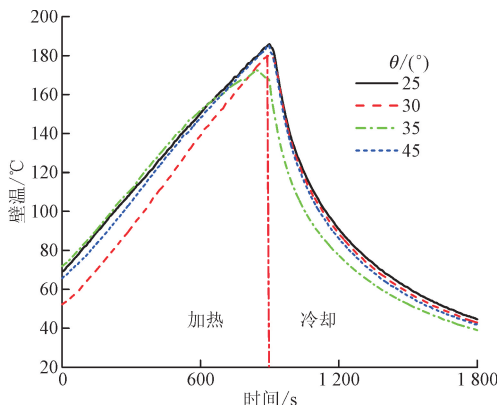
Fig. 10 Variation of liquid film spreading width W and spreading angle α

2.2 壁面温度

分析不锈钢曲壁上液膜的流动铺展规律后,需要进一步研究不同射流工况时高温壁面的冷却情况,结果如图 11 所示。以 $\theta = 35^\circ$ 为例,由图 11(a) 可知,不锈钢曲壁被加热 900 s 后外壁面平均温度达 172.67°C , 900 s 时开启射流冷却工况,壁面平均温度迅速下降,当 Q 从 200 增加至 $400 \text{ mL} \cdot \text{min}^{-1}$ 时,冷却至 1800 s , 平均壁面温度分别为 40.78°C 和 35.40°C , 温度降低幅度分别为 131.89°C 和 137.27°C 。可见射流角一定时,增加液膜流量能够有效降低壁面平均温度。此外,液膜流量为 $300 \text{ mL} \cdot \text{min}^{-1}$, 不同射流角 θ 的外壁面平均温度变化曲线如图 11(b) 所示。



(a) 射流流量的影响



(b) 射流角的影响

图 11 不同冷却工况对壁面温度的影响

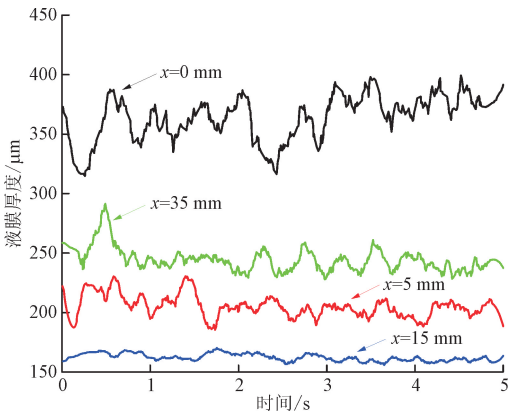
Fig. 11 The effects of various cooling conditions on wall temperature

由图 11(b) 可知,壁面加热 900 s 后平均温度为 180.71°C , 在射流入射角为 35° 时,冷却后外壁面平均温度达到最低值 38.90°C 。当入射角从 25° 增加至 45° 时,外壁面平均温度分别降低 136.01°C 、 137.84°C 、 141.81°C 、 138.91°C 。由此可推断,入射角为 35° 时能够有效降低壁面温度,随着入射角 θ 的继续增加,射流液膜在壁面的反弹和飞溅加强,损失了一部分液膜冷却质量,壁面温度降低效果减弱。

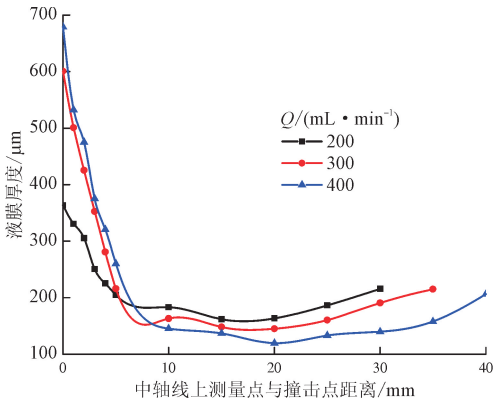
2.3 液膜厚度

本文研究过程中主要关注曲壁中轴线上射流撞击点到汇集点的液膜厚度变化规律。以工况 1 为例,当入射角为 25° 、液膜流量为 $200 \text{ mL} \cdot \text{min}^{-1}$ 时,不同位置处的液膜厚度变化如图 12 所示。由图 12(a) 可以看出,不同位置处的瞬态液膜厚度是随机的,瞬态液膜厚度会在平均液膜厚度附近进行不对称波动。在撞击点 $x = 0 \text{ mm}$ 处液膜的厚度波动最剧烈,液膜撞击壁面后初始动量较大,液膜表面波很不稳定。随着液膜向下游继续流动铺展,在 $x = 15 \text{ mm}$ 处的波动幅度最小,液膜厚度瞬态峰值的波动相对平缓,在汇

集点 $x=35\text{ mm}$ 附近,分股后的液膜相遇,液膜厚度增大。此外,当入射角为 25° 时,不同射流流量对应的曲壁中轴线稳态液膜厚度变化情况分别如图 12(b)所示。



(a)瞬态液膜厚度变化曲线



(b)稳态液膜厚度变化曲线

图 12 曲壁中轴线不同位置液膜厚度变化

Fig. 12 The liquid film thickness variation against position on the central axis wall

由图 12(b)可知,在液膜撞击点处液膜厚度存在一个峰值,且液膜流量越大对应的峰值较高,例如在撞击点 $x=0\text{ mm}$ 处液膜的厚度就是这样,当 $Q=200\text{ mL}\cdot\text{min}^{-1}$ 时, $d=363.64\text{ mm}$;当 $Q=400\text{ mL}\cdot\text{min}^{-1}$ 时, $d=679.32\text{ mm}$ 。随着液膜不断向下游流动,液膜轴向动量减小,厚度逐渐降低,在轴线上的某一位置出现一个厚度波谷。然后在射流冲击区的下游,液膜在表面张力的作用下汇聚,液膜厚度开始增加。

3 液膜射流冷却模拟研究

3.1 液膜射流仿真模型

本文建立与实验对照的液膜射流冷却壁面模型,其中壁面曲率为 50 mm ,射流喷嘴的直径为 1 mm ,计算域的长度为 40 mm ,高度为 3.5 mm 。为了节省网格数与模拟计算量,采用一半的模型进行模拟计算。非结构化网格适用于 VOF 模型的计

算,容易收敛,因此本文使用 ANSYS Meshing 划分对称部分几何模型进行非结构网格划分,整体网格尺寸为 0.3 mm ,最终的网格数为 24.37 万 ,平均网格质量为 0.73 。为了精确计算液膜厚度,在壁面处添加 6 层边界层网格,第一层高度为 0.01 mm ,增长率为 1.2 ,并在喷嘴处对网格进行局部加密,液膜射流仿真模型网格及边界如图 13 所示。

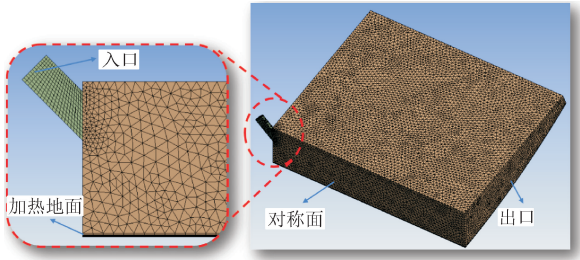


图 13 液膜射流仿真模型网格及边界

Fig. 13 Grid and boundary of liquid film simulation model

边界条件包括液膜入口处的速度入口,冷却工质为水,射流速度分别为 4.3 、 6.4 、 8.5 m/s ,分别对应实验射流流量 200 、 300 、 $400\text{ mL}\cdot\text{min}^{-1}$ 。液膜冷却剂的入口温度为 290 K ;出口为压力出口,压力为 0 Pa ,回流温度为 300 K ;设置底面的加热热流为 6800 W/m^2 ,对应实验中加热壁面最高温度为 180°C 。其余壁面均为绝热壁面。模拟中考虑液膜重力,射流液膜与底面的传热计算采用 $\text{realizable } k-\epsilon$ 湍流模型及增强壁面函数处理,且底面边界层网格满足 $y^+ \approx 1$ 的要求。模拟计算时间步长为 10^{-5} s ,计算 2000 步直到底面平均温度达到稳定。以射流流量为 $200\text{ mL}\cdot\text{min}^{-1}$ 、入射角为 45° 为例,模拟获得不同网格数下的液膜形态参数变化如图 14 所示。

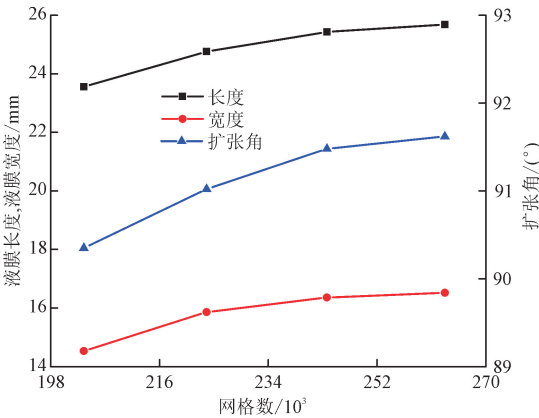


图 14 不同网格数下的液膜形态参数变化

Fig. 14 Changes in liquid film parameters under different grid numbers

由图 14 可知,分别采用网格数为 20.35 万、22.38 万、24.37 万、26.32 万的 4 组网格对仿真模型进行计算,可以发现当网格数超过 24.37 万时,模拟获得的液膜形态参数 L 、 W 和 α 的变化量不足 1%,因此本文采用的仿真模型网格数为 24.37 万。

3.2 控制方程

在本文的数值模拟中,使用基于 Euler-Euler 法的 VOF 模型求解射流计算域内的液相与气相,分别求解各项的连续性方程如下

$$\frac{1}{\rho_q} \left[\frac{\partial}{\partial t} (\alpha_q \rho_q) + \nabla \cdot (\alpha_q \rho_q \mathbf{v}_q) \right] = S_{a_q} + \sum_{p=1}^n (\dot{m}_{pq} - \dot{m}_{qp}) \quad (2)$$

式中:下标 q 代表第 q 相; α_q 为控制体中 q 相体积分数;在本文中 $n=3$,代表计算域内的主项为气相,第 2 项为液态水,第 3 项为蒸发后的水蒸气。 ρ_q 为控制体 q 相的密度; $\mathbf{v}_q$ 为控制体中 q 相速度; S_{a_q} 为源项; $\dot{m}_{pq}$ 表示从 p 相到 q 相的传质率; $\dot{m}_{qp}$ 表示从 q 相到 p 相的传质率。所有相的体积分数之和为 1,即有

$$\sum_{q=1}^n \alpha_q = 1 \quad (3)$$

然后在整个计算域内求解动量方程,得到的速度场在各相之间共用。动量方程取决于所有相体积分数计算的密度和黏度值,方程如下

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \mathbf{v}) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot [\mu (\nabla \mathbf{v} + \nabla \mathbf{v}^T)] + \rho \mathbf{g} + \mathbf{F} \quad (4)$$

式中: ρ 为控制体密度; p 为压力; μ 为黏度; $\mathbf{F}$ 为相之间的表面张力。此外,能量方程在各相间共用,方程的具体形式如下

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \nabla \cdot (\mathbf{v} (\rho E + p)) = \nabla \cdot [k_{\text{eff}} \nabla T - \sum_q \sum_j h_{j,q} \mathbf{J}_{j,q} + (\tau_{\text{eff}} \cdot \mathbf{v})] + S_h \quad (5)$$

式中: k_{eff} 为有效导热率; $h_{j,q}$ 为流体 j 在 q 相里的焓; $\mathbf{J}_{j,p}$ 为流体 j 在 q 相的扩散通量; τ_{eff} 为有效剪应力; S_h 为体积热源; E 为能量。此外,热态壁面上液膜射流冷却模型需引入传质计算模型,本文采用 Lee 模型描述液膜受热蒸发过程。在 Lee 模型中,从液相到气相的传质过程由气体传输方程计算,表达式如下

$$\frac{\partial}{\partial t} (\alpha_v \rho_v) + \nabla \cdot (\alpha_v \rho_v \mathbf{v}_v) = \dot{m}_{lv} - \dot{m}_{cl} \quad (6)$$

式中: α_v 表示气相体积分数; ρ_v 表示气相的密度; $\mathbf{v}_v$ 为气相的速度; $\dot{m}_{lv}$ 、 $\dot{m}_{cl}$ 分别为蒸发和冷凝的传质速率。

3.3 模拟结果

当入射角为 45° 时,不同射流流量下通过数值

模拟得到的液膜流动铺展形态如图 15 所示。

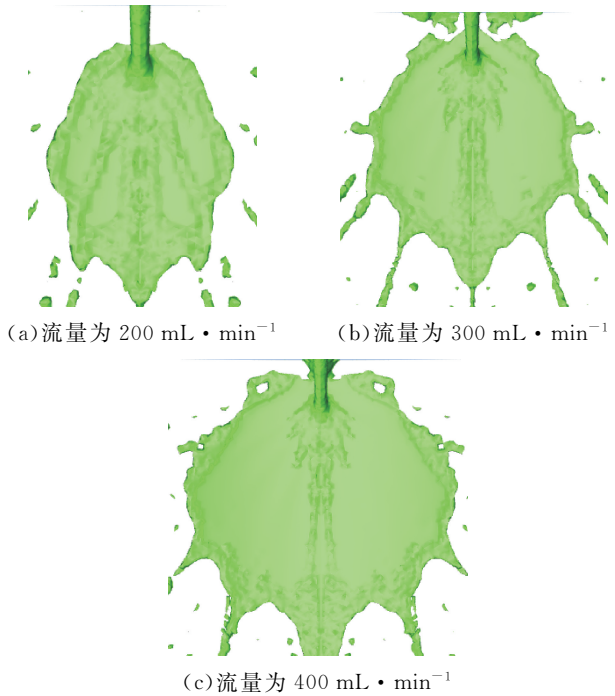


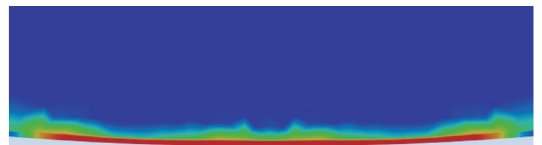
图 15 模拟液膜流动铺展形态图

Fig. 15 Spreading patterns of simulated liquid film flow

由图 15 可知,随着液膜射流流量的增加,可以定性地看到液膜的铺展形态不断向四周扩展,液膜的铺展面积不断增加。当射流流量为 $300 \text{ mL} \cdot \text{min}^{-1}$ 时,在液膜铺展的下游区域出现了明显的液膜分股现象,当液膜射流流量增加到 $400 \text{ mL} \cdot \text{min}^{-1}$ 时,分股后的液膜继续向下流动,液膜的铺展范围进一步扩大。此外沿着垂直于液膜流动 x 方向,距离喷嘴分别为 5 mm 和 15 mm 获取两个截面,用于液膜厚度的定量分析。当射流流量为 $200 \text{ mL} \cdot \text{min}^{-1}$ 时,液膜铺展截面上液相体积分数分布云图如图 16 所示。



(a) 距离射流喷嘴下游 5 mm 截面



(b) 距离射流喷嘴下游 15 mm 截面

图 16 不同位置截面液相体积分数分布云图

Fig. 16 Cloud map of liquid phase volume fraction distribution at different cross sections

利用图像处理方法可从液相体积分数分布云图中获取中心区和水跃区的液膜厚度,然后分别研究不同射流流量下液膜在上游区域及下游区域截面上厚度变化规律,将液膜厚度模拟值与实验值进行对比,结果见表 4、表 5。

表 4 距离喷嘴下游 5 mm 截面液膜厚度对比
Table 4 Comparison of liquid film thickness at a cross-section of 5 mm downstream of the nozzle

区域	$Q/$ ($\text{mL} \cdot \text{min}^{-1}$)	液膜厚度 模拟值/ mm	液膜厚度 实验值/ mm	模拟值相对 实验值 偏差/%
中心区	200	0.201	0.190	5.8
	300	0.356	0.330	7.9
	400	0.372	0.355	4.8
水跃区	200	0.425	0.413	2.9
	300	0.468	0.440	6.4
	400	0.510	0.490	4.1

表 5 距离喷嘴下游 15 mm 截面液膜厚度对比
Table 5 Comparison of liquid film thickness at a cross-section of 15 mm downstream of the nozzle

区域	$Q/$ ($\text{mL} \cdot \text{min}^{-1}$)	液膜厚度 模拟值/ mm	液膜厚度 实验值/ mm	模拟值相对 实验值 偏差/%
中心区	200	0.128	0.135	5.2
	300	0.153	0.165	7.3
	400	0.215	0.230	6.5
水跃区	200	0.523	0.489	7.0
	300	0.536	0.510	5.1
	400	0.507	0.547	7.3

根据表 4 及表 5 的数据可知,在 $x=5\text{ mm}$ 截面处的中心区域,射流流量为 $300\text{ mL} \cdot \text{min}^{-1}$ 时模拟结果与实验结果的最大相对偏差为 7.9%;射流流量为 $400\text{ mL} \cdot \text{min}^{-1}$ 时,水跃区液膜厚度最大模拟值为 0.510 mm ,而在下游 $x=15\text{ mm}$ 截面处的水跃区液膜厚度最大模拟值为 0.507 mm ,均与实验结果相近,说明基于 VOF 方法的热态壁面液膜冷却模型,能够较好地预测射流液膜的流动铺展形态及液膜厚度,为后续的液膜冷却仿真模拟研究提供了基础。

4 结 论

本文开展了液膜冷却热态金属曲壁的实验及仿

真研究,得到以下结论。

- (1)在相同的液膜流量的工况下,随着射流角的增大,射流撞击点会向曲壁上端移动,铺展长度减小,同时液膜冲击区域的铺展宽度、扩张角增加。在射流角相同的工况下,随着液膜流量的增加,液膜铺展的长度、宽度和扩张角都有所增加。
- (2)射流角一定时,增加液膜流量能够有效降低壁面平均温度。而当液膜流量一定时,随着入射角的继续增加,射流液膜在壁面的反弹和飞溅加强,损失了一部分液膜冷却质量,壁面温度降低效果减弱。
- (3)曲壁中轴线上不同位置处的液膜厚度变化是随机的,瞬态液膜厚度会在平均液膜厚度附近呈现不对称波动,随着液膜向下游继续流动铺展,液膜厚度峰值的波动相对平缓,到了下游汇集点附近,分股后的液膜相遇,液膜厚度增大。
- (4)基于 VOF 方法的热态条件下液膜射流冷却仿真模型能够较好地预测射流液膜铺展形态及液膜厚度,模拟结果与实验结果最大相对偏差为 7.9%,控制在工程应用允许的 10% 误差范围内。仿真模型能够扩展工况范围,为进一步揭示液膜射流冷却机理及规律奠定基础。

参考文献:

[1] 孙冰,张建伟. 火箭发动机热防护技术 [M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2016.

[2] 李翠,程亦薇,庄钰涵,等. 液体火箭压差控制交叉输送特性研究 [J]. 西安交通大学学报,2020,54(4): 165-172.

LI Cui, CHENG Yiwei, ZHUANG Yuhuan, et al. A study on flow characteristics of pressure-controlled propellant crossfeed in liquid rocket systems [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2020, 54(4): 165-172.

[3] SHINE S R, NIDHI S S. Review on film cooling of liquid rocket engines [J]. Propulsion and Power Research, 2018, 7(1): 1-18.

[4] ZHANG Guodong, LI Guangxi, LI Longfei, et al. Thermal performance of MMH/NTO rocket thrust chamber based on pintle injector by using liquid film cooling [J]. Applied Thermal Engineering, 2023, 223: 120035.

[5] LEE H, JEONG G, LEE H, et al. Hydraulic characteristics of liquid film generated by slit injector [J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2019, 20(2): 433-441.

[6] YANG Wei, SUN Bing. Numerical simulation of liquid film in a liquid oxygen/rocket propellant: 1 liquid

- rocket [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2012, 26(2): 328-336.
- [7] 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 Wei, SUN Bing. Thermal characteristics of liquid film in a film regenerative cooling system [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(9): 2015-2020.
- [8] 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 Bing, YANG Wei, ZHENG Liming. Numerical simulation of liquid film and regenerative cooling in a rocket combustor [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(6): 1357-1363.
- [9] AMATO N A, LEYLEGIAN J C, NARAGHI M H. CFD analysis of film cooling and heat transfer in a bi-propellant rocket nozzle, incorporating chemically reacting flow [C]//52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2016: AIAA 2016-4672.
- [10] STROKACH E A, BOROVNIK I N, BAZAROV V G, et al. Numerical study of operational processes in a GO_x -kerosene rocket engine with liquid film cooling [J]. *Propulsion and Power Research*, 2020, 9(2): 132-141.
- [11] ZERAATKARDEVIN A, JOWKAR S, MORAD M R, et al. A three dimensional simulation of spray cooling and its evaporating liquid film generated on patterned surfaces [J]. *International Journal of Multiphase Flow*, 2022, 155: 104174.
- [12] FU Pengfei, HOU Lingyun, REN Zhuyin, et al. A droplet/wall impact model and simulation of a bipropellant rocket engine [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 88: 32-39.
- [13] 符鹏飞, 侯凌云, 巴延涛, 等. 小推力双组元火箭发动机中壁面液膜数值模拟 [J]. *燃烧科学与技术*, 2017, 23(4): 299-304.
FU Pengfei, HOU Lingyun, BA Yantao, et al. Numerical simulation of wall liquid film in small bipropellant rocket engine [J]. *Journal of Combustion Science and Technology*, 2017, 23(4): 299-304.
- [14] 韩兆鹏, 张强, 张建伟, 等. 基于 Lagrange 液膜方法的小推力液体火箭发动机耦合传热策略研究 [J]. *推进技术*, 2018, 39(9): 2035-2042.
HAN Zhaopeng, ZHANG Qiang, ZHANG Jianwei, et al. Coupling heat transfer strategy for small thrust liquid rocket engine based on Lagrange film method [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(9): 2035-2042.
- [15] 林庆国. 空间轨控发动机高效燃烧室仿真与试验研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2015.
- [16] GOOD R M, NOLLET W K. Fluid film distribution investigation for liquid film cooling application [C]//53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2017: AIAA 2017-4920.
- [17] 唐亮, 胡锦涛, 刘计武, 等. 倾斜射流撞壁实验研究及液膜几何参数建模 [J]. *航空学报*, 2020, 41(12): 158-167.
TANG Liang, HU Jinhua, LIU Jiwu, et al. Experimental study on oblique jet wall impingement and geometrical parameter modeling of liquid film [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(12): 158-167.
- [18] SAKO N, HAYASHI J, DAIMON Y, et al. Experimental analysis of the spreading of a liquid film on a bipropellant thruster chamber wall [J]. *Journal of Thermal Science and Technology*, 2021, 16(1): JTST0008.
- [19] YUAN Chaokai, LI Jinping, JIANG Zonglin, et al. Experimental investigation of liquid film cooling in hypersonic flow [J]. *Physics of Fluids*, 2019, 31(4): 046101.
- [20] 龙黄祥. 竖壁降膜冷却系统中液膜流动与传热特性研究 [D]. 大连: 大连理工大学, 2019.
- [21] STUMPF B, HUSSONG J, ROISMAN I V. Drop impact onto a substrate wetted by another liquid: flow in the wall film [J]. *Colloids and Interfaces*, 2022, 6(4): 58.
- [22] MA Dongyun, CHANG Shinan, WU Ke, et al. Experimental investigation on the characteristics of film thickness and temperature on the heated surface during spray cooling [J]. *Sustainable Energy Technologies and Assessments*, 2022, 51: 101871.
- [23] 王博. 气流横掠作用下波形板干燥器壁面液膜流动及破裂特性研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2021.
- [24] SAKO N, NODA K, HAYASHI J, et al. Liquid film and heat transfer characteristics during superheated wall cooling via pulsed injection of a liquid jet [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2023, 205: 123934.
- [25] LI Nan, ZHAO Yun, WANG Hao, et al. Thermal and hydraulic performance of a compact precooler with mini-tube bundles for aero-engine [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2022, 200: 117656.

(编辑 武红江)