



力学学报

Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics

ISSN 0459-1879, CN 11-2062/O3

## 《力学学报》网络首发论文

题目：                  高超声速边界层液膜演化过程和冷却机理研究  
作者：                  骆寅涛，韩桂来，钱丽娟，姜宗林，刘美宽  
网络首发日期：      2023-04-21  
引用格式：          骆寅涛，韩桂来，钱丽娟，姜宗林，刘美宽. 高超声速边界层液膜演化过程和冷却机理研究[J/OL]. 力学学报.  
                          <https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2062.O3.20230420.1545.004.html>



**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。

# 高超声速边界层液膜演化过程和冷却机理研究<sup>1</sup>

骆寅涛<sup>\*,+</sup> 韩桂来<sup>2,+,\*\*</sup> 钱丽娟<sup>\*</sup> 姜宗林<sup>+,\*\*</sup> 刘美宽<sup>+,\*\*</sup>

<sup>\*</sup> (中国计量大学机电工程学院, 杭州 310000)

<sup>+</sup> (中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)

<sup>\*\*</sup> (中国科学院大学工程科学学院, 北京 100190)

**摘要** 高超声速液膜冷却技术是通过一系列狭缝或孔洞压出冷却工质,在飞行器表面边界层形成一层低温冷却膜,阻止高超声速气流对飞行器的气动加热。其作为一种主动冷却方式在高超声速飞行器表面热防护有着巨大的应用潜力。本文采用数值方法,结合VOF模型,研究25km飞行高度和Ma5气流条件下的液膜铺展情况,并通过不同冷却工质的入射速度、角度、表面张力和粘性系数条件,讨论了液膜在平板上的演化过程和冷却机理。结果表明,在气流作用下,液膜向壁面下游发展,液膜的存在导致边界层分离,连续液膜会在一定位置断裂为液块,然后进一步破碎为液滴。入射条件和液体性质的改变,会影响液膜沿流向的发展,具体表现在连续液膜断裂点的位置和连续液膜的厚度。在本文所设定的计算域内,壁面热流降低了百分之80~95,液膜对壁面的冷却效率随着液膜形态的变化而变化。

**关键词** 高超声速,液膜冷却,液膜演化,壁面热流,VOF

## Study on hypersonic boundary layer liquid film evolution and cooling mechanism<sup>1</sup>

Yintao Luo<sup>\*,+</sup> Guilai Han<sup>2,+,\*\*</sup> Lijuan Qian<sup>\*</sup> Zonglin Jiang<sup>+,\*\*</sup> Meikuan Liu<sup>+,\*\*</sup>

<sup>\*</sup> (School of Mechanical and Electrical Engineering, China Jiliang University, Hangzhou 310000, China)

<sup>+</sup> (State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

<sup>\*\*</sup> (School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

**Abstract** Hypersonic liquid film cooling technology is to press out the cooling medium through a series of slits or holes, create a low-temperature cooling film in the boundary layer of the surface of the aircraft to prevent the aerodynamic heating of the aircraft by hypersonic airflow. As an active cooling method, it has great application potential in surface thermal protection of hypersonic vehicle. In this paper, numerical methods and VOF model are used to study the spreading of liquid film at 25km flight altitude and Ma5 airflow. The evolution process and cooling mechanism of liquid film on a flat plate are discussed through the incident velocity, Angle, surface tension and viscosity

<sup>1</sup> 国家自然科学基金项目(12132017,11872066,11727901)和国家重点研发计划项目(2022YFB3207000)资助

<sup>2</sup> 韩桂来, 研究员, 主要研究方向: 高超声速气动热、气动力研究, 邮箱: hanguilai@imech.ac.cn

coefficient of different cooling medium. The results show that under the action of air flow, the liquid film develops downstream to the wall surface, the existence of the liquid film leads to the boundary layer separation, and the continuous liquid film will be broken into liquid blocks at a certain position, and then further broken into droplets. The change of incident conditions and liquid properties will affect the development of the liquid film along the flow direction, which is manifested in the position of the fracture point and the thickness of the continuous liquid film. Within the computational domain set in this paper, the wall heat flow is reduced by 80~95 percent, and the cooling efficiency of the liquid film on the wall varies with the the change of the liquid film morphology.

**Key words** Hypersonic, liquid film cooling, liquid film evolution, wall heat flow, VOF

## 引言

高超声速飞行器在飞行过程中, 飞行器头部会产生高强度的激波, 激波扫过后空气温度和压力突跃升高, 从而形成一个气流温度远高于飞行器表面温度的局部热环境<sup>[1-2]</sup>。由于激波和摩擦阻力的作用, 飞行器周围气体温度高达数千甚至上万摄氏度, 严重的空气动力学加热会引起部分的功能失效和损坏精密的装载仪器, 引起事故。因此, 热防护问题成为高超声速飞行亟待突破的关键技术之一, 苛刻的热环境对飞行器的构型设计和材料性能都提出了极高的热防护要求<sup>[3-5]</sup>。

热防护系统主要由耐高温材料和被动、半被动与主动式冷却技术共同组成<sup>[6-8]</sup>。常见的主动式冷却方式有对流冷却和膜冷却, 膜冷却的特点在于有外部的驱动系统提供动力, 通过一系列狭缝或孔洞压出, 输送冷却工质至表面边界层, 形成一层低温冷却膜, 阻止高超声速气流对飞行器的气动加热, 达到降低结构温度的目的, 有着结构简单、冷却性能好, 适应更高热环境的明显优势<sup>[9]</sup>。其中, 液膜冷却因为液体具有更高的比热容, 并且可以发生相变吸收较大潜热, 相比于气膜冷却具有更好的冷却效果。

使用液膜流动对壁面进行冷却或者保护有着广泛的应用, 比如在低于音速的气体环境下开展的气流剪切<sup>[10-12]</sup>或重力驱动下<sup>[13-14]</sup>的薄膜动力研究, 飞机机翼的结冰问题<sup>[15-16]</sup>, 微通道和电子设备的冷却技术等<sup>[17-18]</sup>。而在超声速来流条件下, 由于粘性作用而受到强烈气动加热的飞行器表面和火箭推力室内壁面, 液膜冷却是一种高效降低其高热通量的方法。

过去关于超声速条件下的冷却液膜流动特性的研究相对有限, 更多集中在火箭推进器中的薄膜冷却技术和气膜冷却技术的实验和数值研究<sup>[19-21]</sup>, 关于高超声速飞行器表面的液膜冷却研究相对较少。

Boden 等人<sup>[22]</sup> 在加州理工学院喷气推进实验室首次完成了薄膜冷却的实验研究, 实验使用苯胺醇燃料和硝酸氧化剂在 21.8 帕的腔室压力下运行。实验中使用了水、苯胺醇燃料、60-辛烷值汽油、甲醇、无水氨和 JP-3 喷气燃料等薄膜冷却剂, 发动机壁的热通量从 10%减少到 97%。Kirchberger 等人<sup>[23]</sup>在使用氧气和煤油运行的小型散热器测试件上进行了薄膜冷却实验, 结果表明, 煤油是比氮气更有效的薄膜冷却剂, 特别是在前端部分。Shine 等人<sup>[23]</sup>建立了在亚临界条件下运行的火箭燃烧室液膜冷却的一维分析模型, 该模型对燃烧室中的液膜冷却长度有较好的预测。Jang 等人<sup>[25]</sup>对使用过氧化氢和煤油的双推进剂推进器采用薄膜冷却, 对推力室壁面和喷嘴的保护进行了实验和分析研究, 过氧化氢的分解会缩短液膜有效冷却的长度, 形成的液膜可以保护推力室中燃烧气体带来的热传递, 但是当冷却剂质量相对较低时, 无法对喷管喉部起到较好的保护。Sako 等人<sup>[26]</sup>通过实验研究了水射流冲击对具有空间温度梯度的加热铝合金板, 通过改变喷嘴直径来研究液体质量流量和射流速度的散热影响, 结果表明润湿前沿传播速度受质量流量的影响, 而不是受液体射流速度的影响, 并且最大热通量发生在润湿前沿附近。Inoue 等人<sup>[27]</sup>理论上研究了在湍流条件下受热气流剪切的液膜冷却技术, 结合了液滴夹带和三维膜结构两个基本因素, 得出了薄膜长度与燃烧压力大致成反比, 液膜受热面积的提升是促进高燃压力条件下传热的主要因素。

Parker 等人<sup>[28]</sup>开展了携带分散液滴的超音速两相冲击空气射流的实验, 对比了干燥空气的传热系数, 表明在射流中添加分散水滴显著提高了射流的散热能力, 并平滑了加热器表面的空间温度分布。Yuan 等人<sup>[29]</sup>在马赫数为 6 的情况下, 使用 25°的顶角楔开展了冷却液膜的流动实验, 实验证明冷却液膜可以在高超声速流动中形成。液膜的前沿速度取

决于冷却剂的质量流量和动压, 增强冷却剂质量流量和动压力会增强薄膜前缘速度, 增强质量流量和喷射方向或降低冷却剂表面张力可以获得更宽的液膜覆盖区域。

为了理解冷却液膜在高超声速条件下的演化过程和冷却激励, 为如何在飞行器表面实现主动液膜冷却技术提供思路, 本文利用数值模拟方法, 利用VOF方法捕捉相界面, 通过改变冷却工质的入射速度、角度、表面张力和粘性系数条件, 讨论了液膜在平板上的演化过程和冷却机理。

## 1 数值计算方法

### 1.1 物理模型

平板上的高超声速液膜冷却模型如图1所示, 冷却液射流以一定速度  $V$  和一定角度  $\theta$  进入主流流场。计算域长  $L=100\text{mm}$ , 高  $H=30\text{mm}$ , 冷却液射流孔宽  $D=0.5\text{mm}$ , 射流孔距离入口边  $L_1=50\text{mm}$ 。计算域长度  $L$  保证液膜在壁面上的充分演化, 高度  $H$  保证入射激波与冷却液射流口产生的分离激波不会经过上壁面反射对下壁面冷却产生干涉。

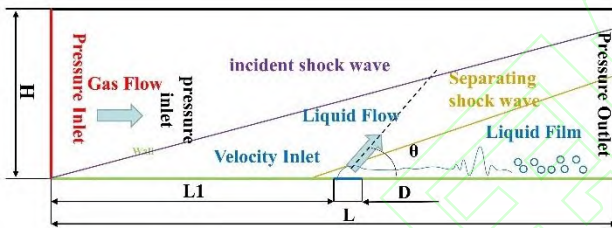


图1 物理模型  
Fig.1 Physical model

### 1.2 计算方法及验证

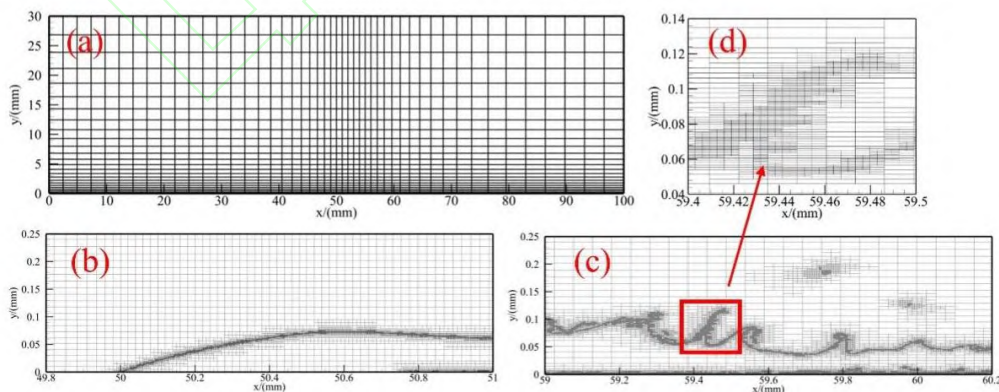


图2 初始网格和自适应网格:(a)初始网格,(b)射流口附近的网格加密情况,(c)界面波的网格加密情况,(d)界面波加密的局部放大图

Fig.2 Initial grid and adaptive grid:(a)Initial grid,(b)Grid encryption near the jet port,(c)Grid encryption of the interface wave,(d)Local enlargement of the interface wave encryption

数值计算采用 ANSYS Fluent 商业软件, 采用压力基隐式求解, 由于需要计算高速可压流动, 因此选择使用耦合式求解器<sup>[30-31]</sup>, 参数离散采用二阶迎风格式, 模型是非定常的。入口采用压力进口边界条件, 右边界与上边界采用压力出口边界条件, 下边界除射流壁面外采用等温的无滑移边界, 壁温为  $288^\circ\text{C}$ 。将来流空气设置为理想气体, 黏性系数采用 Sutherland 公式进行计算得到, 即:

$$\frac{\mu}{\mu_{ref}} = \left(\frac{T}{T_{ref}}\right)^{3/2} \frac{T_{ref} + S}{T + S} \quad (1)$$

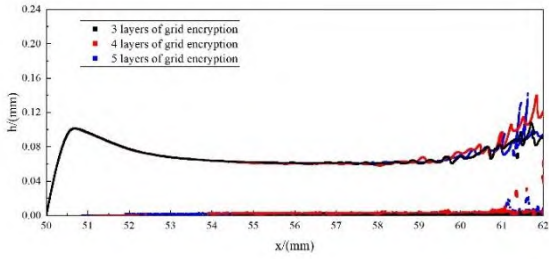
式中:  $\mu_{ref}$  为  $1.789 \times 10^{-5} \text{kg}/(\text{m}\cdot\text{s})$ ,  $T_{ref}$   $288\text{K}$ , 参考温度  $S$  为  $110.4\text{K}$ 。

导热率根据普朗特数  $P_r$  给出。冷却工质使用水, 计算过程中, 不考虑冷却工质由于温度变化引起的粘度、密度、表面张力等物性参数改变, 从射流孔进入计算域的冷却液温度与下壁面温度相同。由于高超声速液膜冷却问题中, 气相被认为可压缩的, 液相被认为是不可压缩的, 因此两相之间的速度差和密度相差很大, 收敛比较困难, 需要设定一个小的时间步。

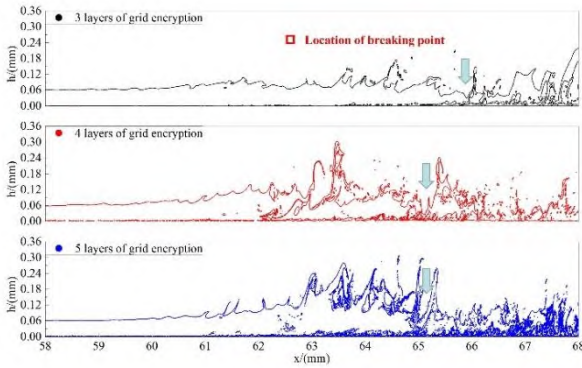
使用 VOF 模型捕捉相界面, 在 VOF 方法中, 体积分数函数  $\alpha$  定义为所跟踪相流体体积在计算网格单元中所占的百分比, 函数  $\alpha$  从 0 到 1 不等。用一个体积分数函数就可以来描述流体区域中各相的复杂变化, 能比较准确地跟踪捕捉到自由界面<sup>32</sup>。

### 1.3 网格设置

为了能捕捉更加清晰的相界面, 并且提高 VOF 模型计算的准确性, 需要较高的网格分辨率。为了降低计算成本和节省空间, 使用自适应网格加密的方式细化两相界面区域的网格。



(a)



(b)

图3 三种细化网格下的液膜形态:(a)三种细化网格下的连续液膜情况,(b)三种细化网格下的液膜破碎情况

Fig.3 Liquid film morphology under three refined meshes:(a) Continuous liquid film under three refined meshes,(b) Liquid film fragmentation under three kinds of refined grids

沿流向布置 1520 个网格,法向布置 300 个网格,总的初始网格数量为 45.6w。网格会在液相体积分数 $\alpha_w \in (0.1,0.99)$ 范围内进行自适应加密,如图 2 所示。采用三种不同的网格细化层数来进行网格独立性验证,细化层数分别是 3 层、4 层、5 层,分别代表粗糙、中等和细致三种等级网格。三种网格等级下得到的液膜厚度是一致的,如图 3(a),但是粗糙网格计算得到的破碎距离较长,破碎点的位置明显靠后,如图 3(b),界面也不够尖锐,因此不采用粗糙网格。

虽然细致网格可以捕捉到更多破碎的韧带和液滴,但是本文并不涉及对二次破碎的研究,并且细致等级的网格数约为中等级网格数的 3 到 4 倍,因此选用中等网格进行计算是更合理的。受到液膜分布的影响,本文的算例在网格加密后的网格数在 70w~90w 之间,并且满足壁面的  $y^+$  值小于 1。

#### 1.4 计算方法验证

在数值计算方法的验证上,对高超声速平板边界层进行了数值模拟,对比了可压缩平板边界层

流自相似解<sup>[33-34]</sup>,另外,使用了密度基隐式求解器进行了计算,因为这种数值计算方法常被用来进行高超声速问题的求解。两种数值计算方法与自相似解得到的平板壁面热流  $q_w$  和摩阻  $C_f$  如图 4 所示。

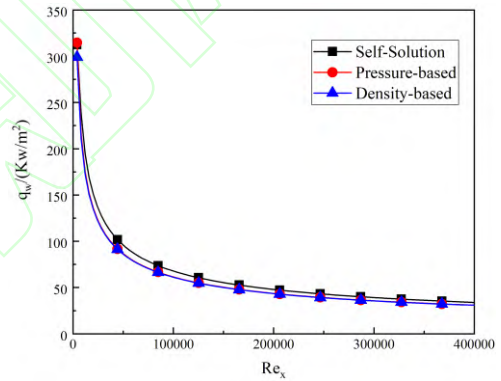
其中壁面热流为:

$$q_w = -\kappa(T) \left( \frac{\partial T}{\partial y} \right)_{wall} \quad (2)$$

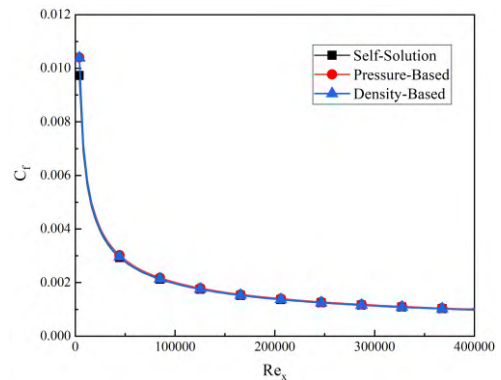
其中壁面摩阻为:

$$\kappa = \frac{\mu c_p}{Pr} \quad (3)$$

结果表明,在  $Ma_5$  空气来流条件下,两种数值计算方法所得到的结果几乎一致,而所采用的数值算法和理论解会有一定误差,壁面热流的误差在 10% 左右,摩阻的误差在 2% 左右。验证了本文数值计算方法的有效性,表明其可以较好的模拟高超声速的液膜冷却问题。



(a)



(b)

图4 数值计算方法验证:(a)壁面热流对比,(b)摩阻对比

Fig.4 Verification of numerical calculation method:(a) Comparison of wall heat flow,(b) Friction resistance comparison

本文具体的计算工况如表 1 所示，主要改变了入射速度  $V$ 、入射角度  $\theta$  和冷却工质的表面张力  $\sigma$ 、

粘性系数  $\mu$ ，其中入射速度与入射角相对应。主流来流马赫数为 5，选择 25km 飞行高空的参数。

表 1 工况参数

Table 1 Operating parameters

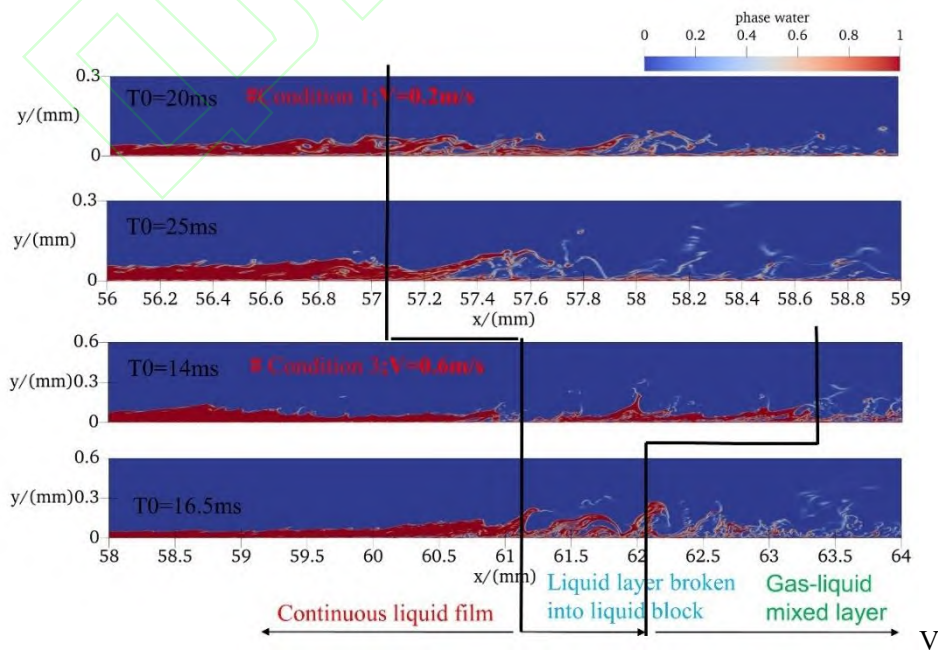
	Incident velocity (m/s)	Incident angle (°)	Surface tension	Kinetic viscosity (Pa·s)
1	0.2	14.0	0.072	1e-3
2	0.4	14.0	0.072	1e-3
3	0.6	14.0	0.072	1e-3
4	0.8	14.0	0.072	1e-3
5	1.0	14.0	0.072	1e-3
6	0.6	11.4	0.072	1e-3
7	0.6	18.4	0.072	1e-3
8	0.6	26.6	0.072	1e-3
9	0.6	90	0.072	1e-3
10	0.6	14.0	0.048	1e-3
11	0.6	14.0	0.096	1e-3
12	0.6	14.0	0.072	0.75e-3
13	0.6	14.0	0.072	1.25e-3

## 2 液膜的形态演化及各参数对其的影响

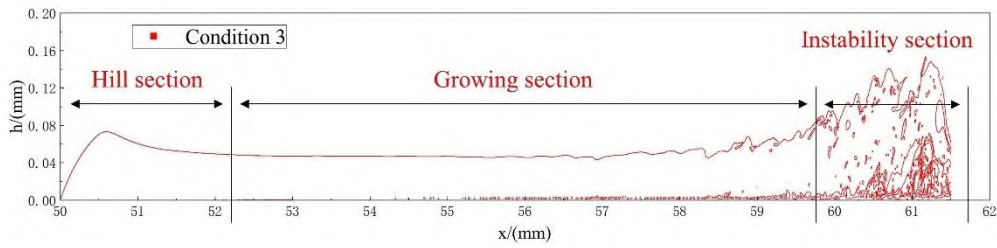
### 2.1 高超声速气流下液膜在平板上的演化

冷却液射流以一定角度进入气流场后，受到高超声速气流的作用，液膜沿流向发展。由于本文所设定的模型是二维的，这里不讨论横向调制。液膜受到高速气流的剪切作用，导致液膜波动，引发了纵向 Kelvin-Helmholtz 不稳定性<sup>[35-36]</sup>，不稳定性引起了沿下游不断发展的二维纵向界面波。随着界面波

波幅的增长，受到的气流作用也逐渐增强，导致界面失稳，液膜破碎成液滴和液丝。根据这个过程，我们可以将壁面上的液相分为 3 个部分，分别为：连续液膜、液块和气液混合层，如图 5(a)所示。破碎点是液块从连续液膜上分离的位置。



(a)



(b)

图 5 (a)壁上冷却液膜的形态演化,(b)连续液膜的形态分布

Figure.5 (a) Morphological evolution of the liquid coolant film on the wall,(b) Morphological distribution of the continuous liquid film

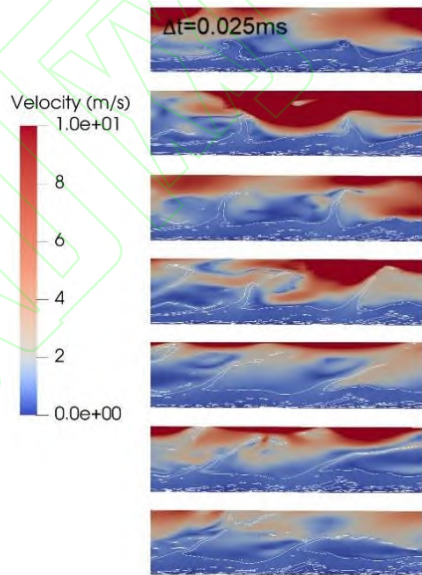
连续液膜的长度在一定时间后基本保持不变，也就是液膜破碎点的位置基本是不变的，只是液膜破碎末端的液相会发生堆积现象，这是由于液相的表面张力和气流相互作用引起的。液相堆积到一定程度后，膜表面顶部在气动剪切力的作用下克服了表面张力和液膜黏性力，液膜破碎为液块或者大液滴，这个破碎过程是周期性的。在气动力的作用下，破碎为更细小的液滴，小液滴和气流相互混合分布在近壁附近，形成了气液混合层<sup>[37]</sup>。

进一步可以将连续液膜的形态分为 3 个部分：山丘段、生长段和失稳段，如图 5(b)所示。“山丘”的形状是射流深度引起的，由于冷却液是由一定速度进入气流场的，虽然这个速度相对较小，但是仍然形成了一定的射流深度。当边界层气流撞击到射流时，会导致逆压梯度，形成局部回流，在此处会引起边界层的分离，形成分离激波<sup>[38]</sup>。生长段和失稳段的形成已经在前面描述。

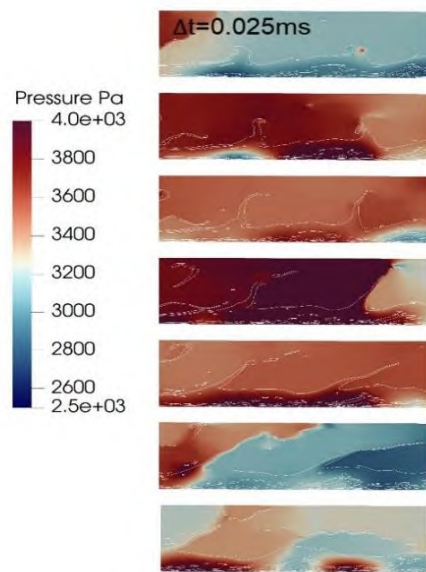
后续，我们将连续液膜的长度和生长段液膜的厚度作为破碎距离  $L$  和液膜厚度  $h$ ，作为衡量液膜形态的两个参数进行讨论。由于堆积和破碎是周期性的，破碎点的位置存在小幅的波动，但是相对于工况变化导致的破碎点变化影响较小。同样的，生长段的液膜厚度也不是完全不变，在相对平滑界面得到每个工况下的液膜厚度。

液滴和液丝是从界面上剥离的。一开始，界面波波峰的幅度较小，随着波的增长，波峰暴露在高温气流下受到剪切作用，在界面波的上游侧形成了高压，同时由于伯努利原理，气流在波峰上方加速，使波峰上侧形成了低压，上下压力差推动了波峰的增长。同时，由于气流在界面波的下游侧分离，形成了低压尾流区域，前后压差使波不断沿流向发展。波峰的增长和运动进一步破坏了界面的稳定性，最终使得液滴和液丝从界面上剥离出去，如图 6 呈现了速度和压力随界面变化的演化情况，其中白线为

气液界面的轮廓线，每幅图的时间间隔为  $0.025\text{ms}$ <sup>[39]</sup>。



(a)



(b)

图 6 速度和压力随界面的时间演化:(a)速度随界面的时间演化,(b)压力随界面的时间演化

Fig.6 Velocity and pressure evolution with interface time:(a) Velocity evolution with interface time,(b) Pressure evolution with interface time

### 2.2 入射速度和入射角度对液膜形态的影响

入射速度和角度改变直接影响了液膜的形态。随着入射速度的增长，液气动量比提升，射流深度增强，液相惯性力的增加，增强了液膜的稳定性，使破碎距离提升。入射速度也可以理解为质量流量输入，质量流量的提升使液膜厚度提高，在所选的计算工况下，基本呈现出等比例递增的关系<sup>[40]</sup>，如图 7 和图 12(a)所示。其中液气动量比公式为：

$$q = \frac{\rho_w u_w^2}{\rho_a u_a^2} \quad (4)$$

其中： $\rho_w$ 为冷却工质密度， $u_w$ 为冷却工质速度， $\rho_a$ 为冷却工质密度， $u_a$ 为冷却工质速度。

入射角的增大，同样会引起液膜厚度的增加，而破碎距离呈现出先增大后降低的规律。在一定入射角范围内，入射角的增大使射流深度提升，边界层厚度增大，液膜受到气流的剪切力减弱的同时液膜稳定性提升，因此破碎距离增加。而液膜厚度基本和射流深度是呈现正相关的，因为气流剪切力减弱使液膜厚度增加，如图 8 和图 12(b)所示。当入射角继续增大时，破碎点会往前移动，当冷却液以 90°垂直入射时，冷却液射流受到的气流作用最强，液层几乎不存在连续液膜部分，液块和液丝不断从液膜表面剥离，并且回流区明显变大，引起一部分冷却工质向上游流动，如图 9 所示。相较于入射速度的改变，入射角度不会增加飞行器携带的冷却工质质量，是更实际有效的一种方式。

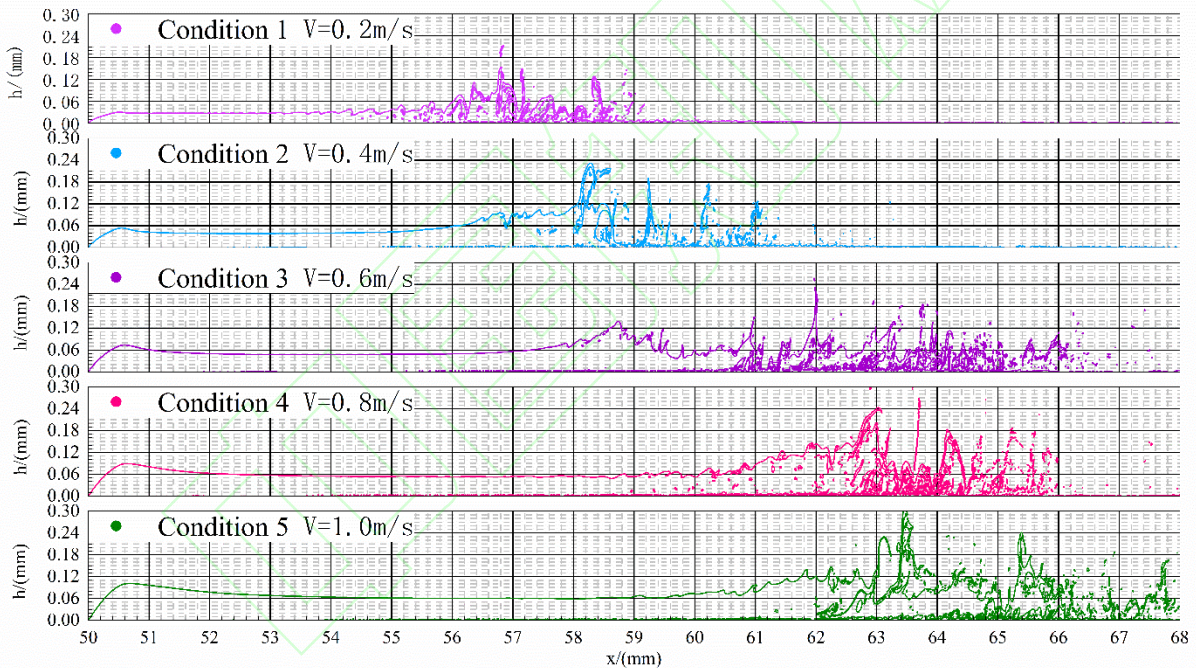


图 7 不同入射速度下的液膜形态变化

Fig.7 Morphology changes of liquid film at different incident velocities



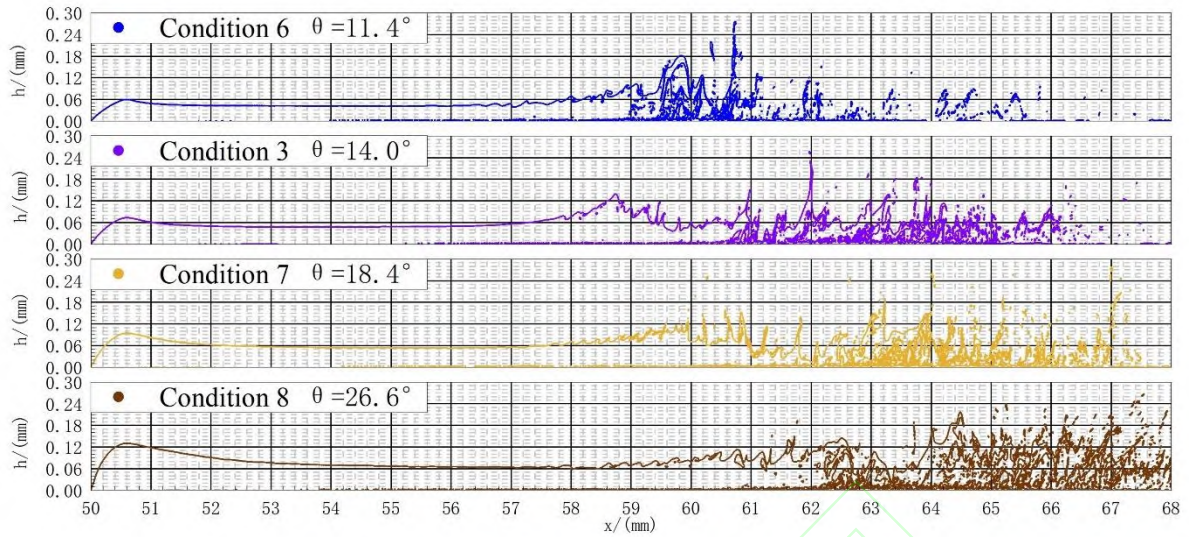


图 8 不同入射速度下的液膜形态变化  
Fig.8 Morphology changes of liquid film at different incident velocities

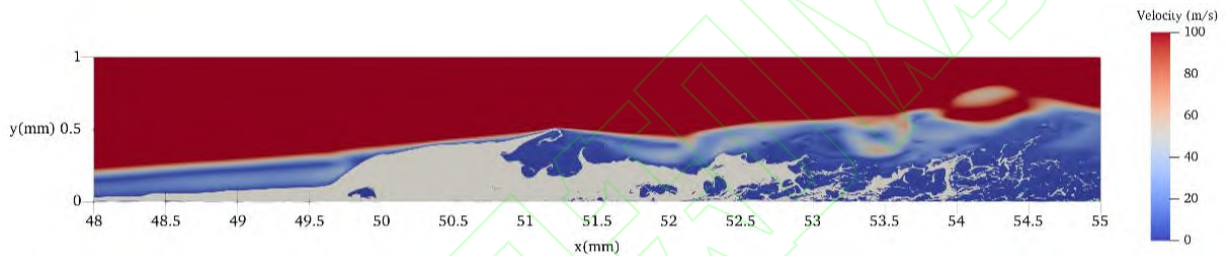


图 9 入射角=90°条件下的液膜形态  
Fig.9 Liquid film morphology at an incident Angle of 90°

### 2.3 表面张力和粘性系数对液膜形态的影响

改变冷却工质物性参数是另一种有效改变液膜形态的方式。

首先物性参数的变化并不改变液相进入气流场的动能，因此射流深度并不发生变化，气流对液膜的惯性力和剪切力改变较小。表面张力主要影响失稳段和液相从界面的剥离状况，因此随着表面张力

的变化，破碎距离和厚度基本不变，但是界面波的振幅和波长会增大，如图 10 和图 12(c)所示。而粘性力和液膜厚度是负相关的，因此随着粘性系数的提升，液膜厚度增大。同时可以发现，粘性系数对于破碎距离的影响十分明显，如图 11 和图 12(d)所示。

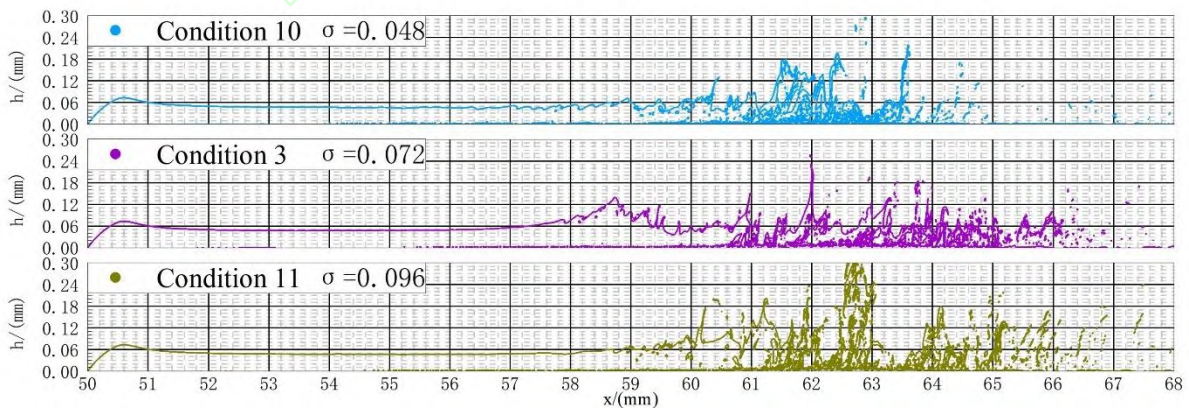


图 10 不同表面张力下的液膜形态变化  
Fig.10 Morphology changes of liquid film under different surface tension

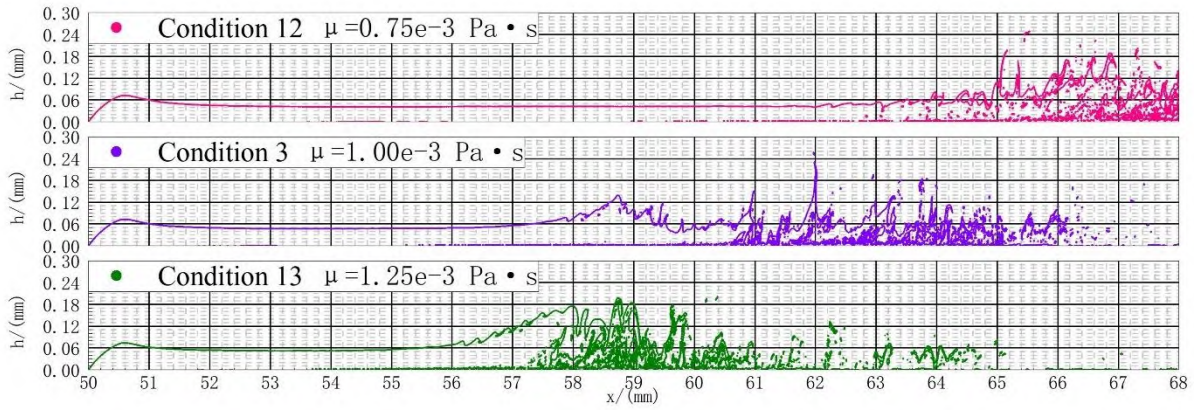


图 11 不同粘性系数下的液膜形态变化

Fig.11 Morphology changes of liquid film under different viscosity coefficients

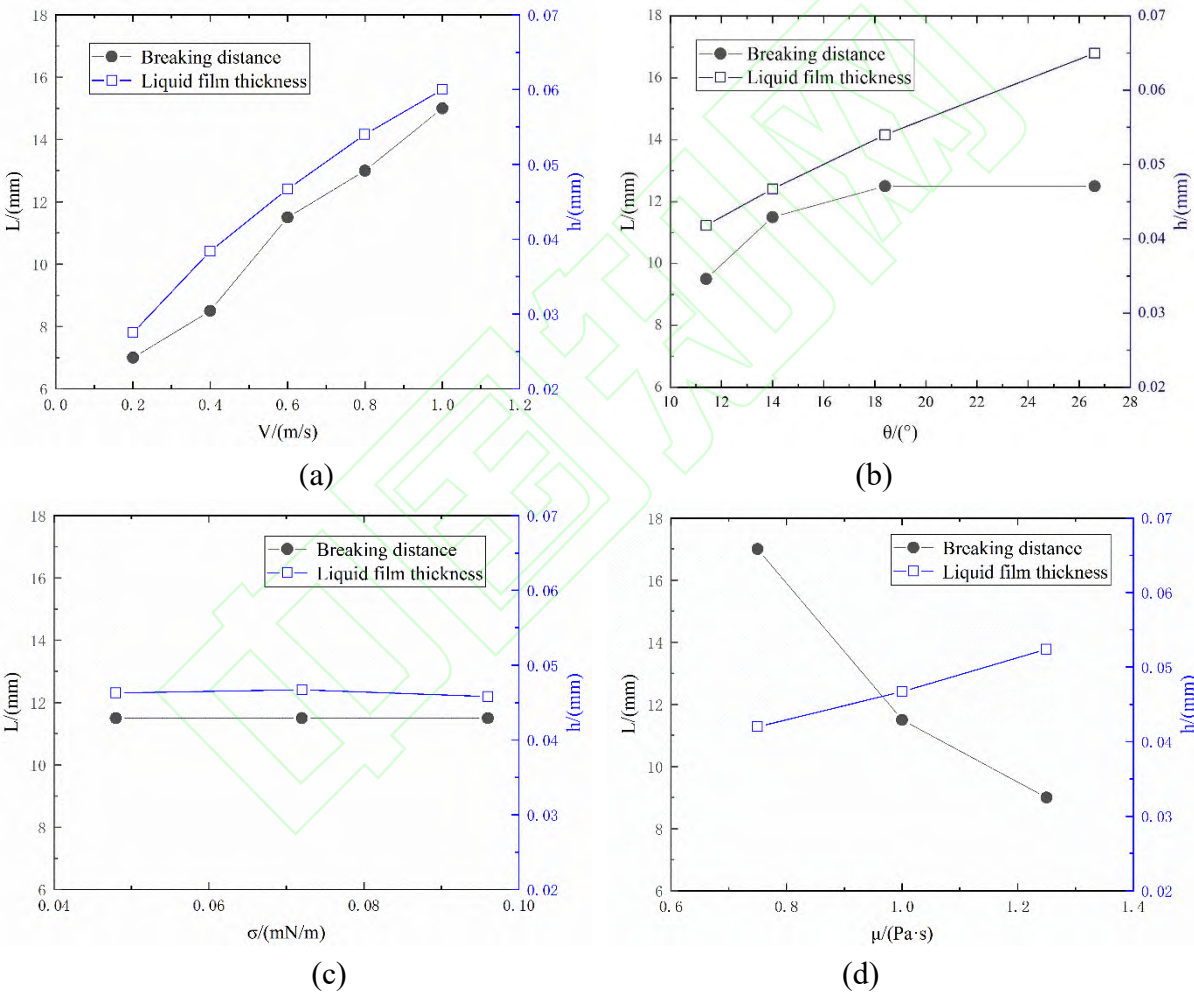


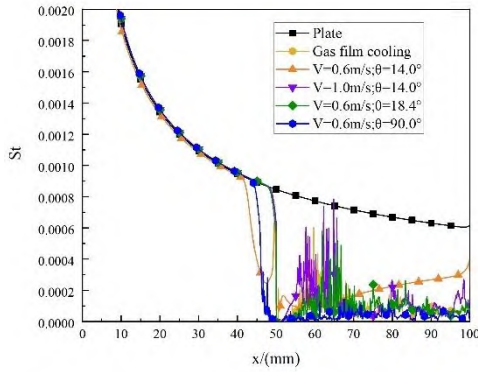
图 12 破碎距离和液膜厚度随入射条件和物性参数的变化情况:(a)不同入射速度下的破碎距离和液膜厚度,(b)不同入射角度下的破碎距离和液膜厚度,(c)不同表面张力下的破碎距离和液膜厚度,(d)不同粘度下的破碎距离和液膜厚度

Fig.12 Changes of breaking distance and liquid film thickness with incident conditions and physical parameters:(a) Breaking distance and liquid film thickness at different incident velocities,(b) Breaking distance and liquid film thickness at different incident angles,(c) Breaking distance and liquid film thickness at different surface tensions,(d) Crushing distance and liquid film thickness at different viscosity

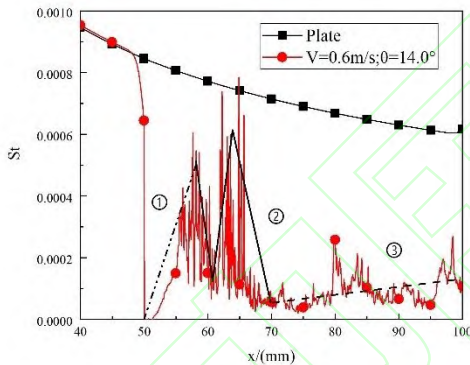
### 3 冷却液膜对壁面的传热特性

#### 3.1 冷却液膜对壁面的传热特性

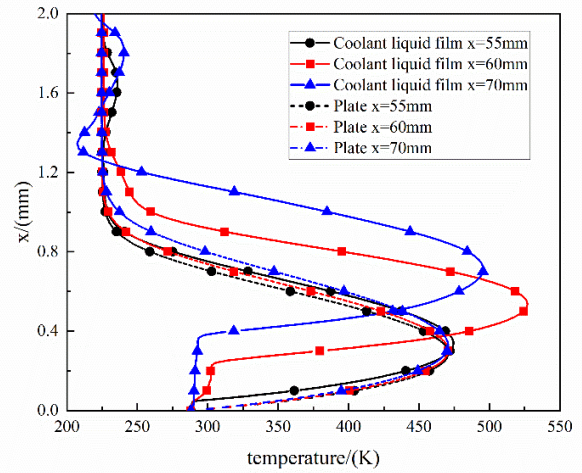
图 13(a)是多个典型工况下沿壁面的热流分布。图 13(b)则是图 13(a)中工况 3 的局部放大图。结果表明，冷却液膜会降低壁面热流。另外，我们可以看到存在液膜的壁面，其热流呈现先上升后曲线下降又缓慢上升的过程，呈现出 3 个阶段的变化规律，同时每个阶段都存在一定程度的波动，这个波动不是数值误差引起的。



(a)



(b)

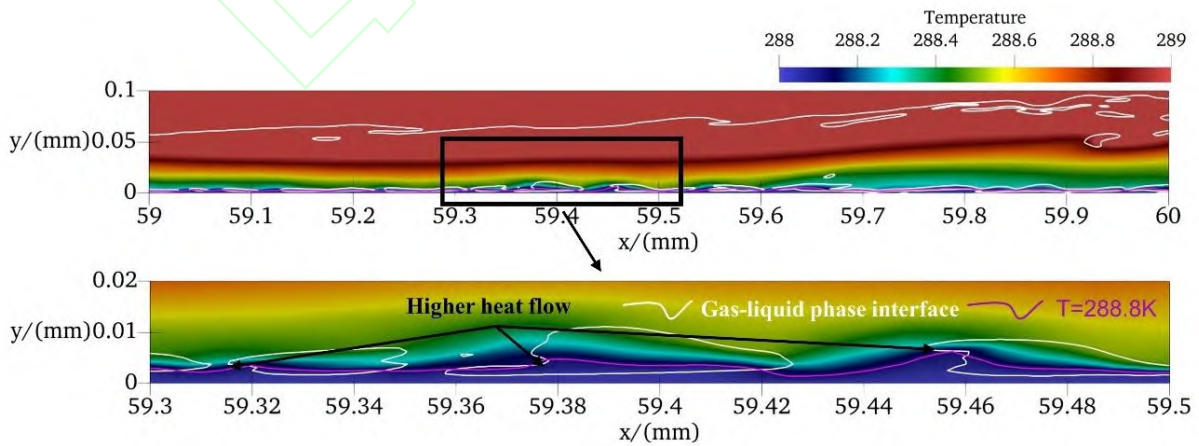


(c)

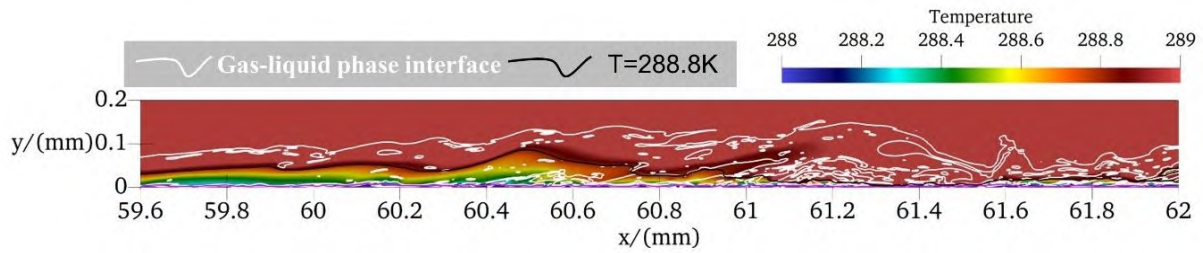
图 13 (a)多个典型工况下的壁面热流分布,(b)工况 3 与无液膜平板的壁面热流分布,(c)工况 3 与无液膜平板在三个横截面下的近壁温度对比

Fig.13 (a) Wall Heat flow distribution under multiple typical working conditions,(b) Wall heat flow distribution between working condition 3 and the plate with no liquid film;(c) Comparison of the near-wall temperature at three cross-sections for Case 3 and the flat plate without liquid film

首先讨论的是第一阶段的热流上升，这一阶段主要存在生长段，在空气动力加热下，液膜表面温度上升，使得壁面热流呈现总体上升的趋势。而由于近壁存在不溶于液相的小气泡，随着液膜带动小气泡的流动，产生了温度波动，直接影响了壁面热流的波动，在每个小气泡的前端会引入低温，导致等温线的抬升，如图 14(a)所示。



(a)



(b)

图 14 连续液膜段的温度云图与相界面:(a)生长段的温度云图与相界面,(b)失稳段的温度云图与相界面  
 Fig.14 Temperature clouds and phase interface of continuous liquid film section:(a) Temperature clouds and phase interface of growth section,(b) Temperature clouds and phase interface of destabilization section

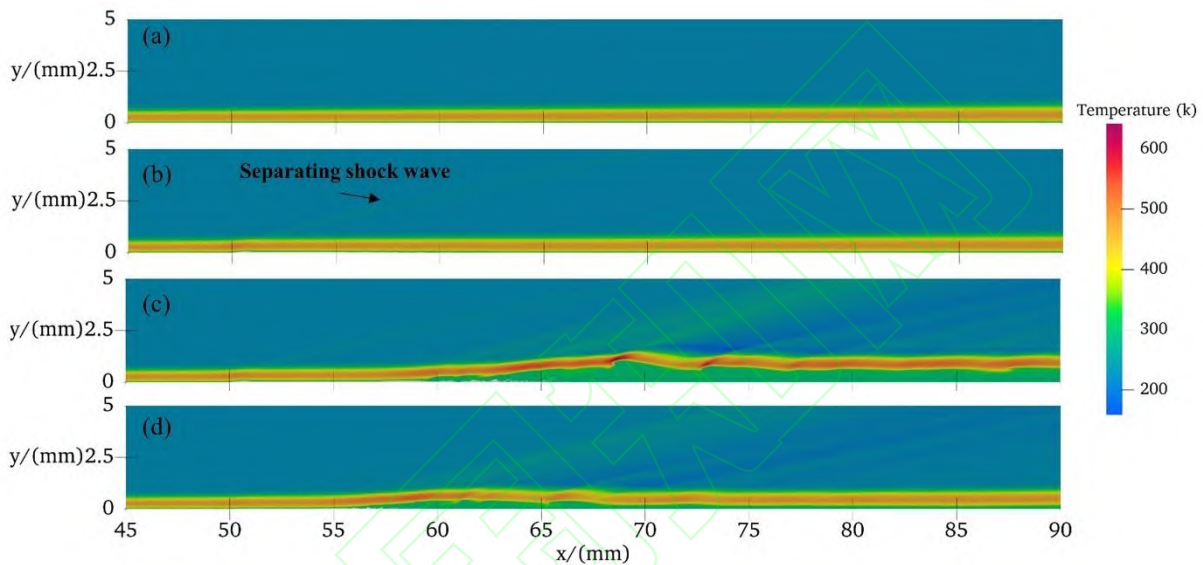


图 15 (a)无液膜平板的温度云图,(b)工况 3 液膜破碎前的温度云图,(c)工况 3 液膜破碎后的温度云图,(d)工况 1 液膜破碎后的温度云图

Figure.15 (a) Temperature cloud diagram of a plate without liquid film,(b) Temperature cloud map before liquid film breakage in working condition 3,(c) Temperature cloud map after liquid film breakage in working condition 3,(d) Temperature cloud diagram after liquid film breakage in working condition 1

第二阶段热流的曲线降低主要发生在失稳段,之前已经提到,在连续液膜的末端,液膜破碎前液层先会堆积,较厚的液膜厚度是热流下降的根本原因,而大幅度的界面波导致了壁面热流产生大幅波动,如图 14(b)所示。

第三阶段的热流缓慢上升可以用边界层的变化来解释。当液膜还没有发生破碎时,可以看到边界层在射流口分离,在液膜末端重新附着,如图 15(b)所示。在经历充分计算时间之后,由于气液混合层的存在,边界层无法再附着到壁面,如图 15(c)所示,但是边界层的高度在不断降低,这个过程可以明显的在相对低的入射速度(工况 1)下发现,如图 15(d)所示。因此,在气流作用下,气液混合层会越来越

薄。边界层高度降低,使壁面热流逐渐上升。对比了有无冷却液膜情况下,近壁温度的变化情况,分别在 3 个截面位置进行了比较,三个界面分别在生长段、失稳段和气液混合层。可以发现随着截面位置的深入,冷却区高度逐渐增加,无论是热流还是近壁温度的变化,都可以发现气液混合层比连续液膜对壁面的冷却效果更好,如图 13(c)。

进一步讨论了液膜的冷却效率,将几个典型的液膜冷却工况、气膜冷却工况和无液膜平板的壁面热流记录下来,如图 13(a)所示,无量纲化热流系数  $St$  用于测量传递到流体中的热量与流体的热容量之比,如公式 6 所示。气膜冷却在不改变主流条件下,将液相射流替换为了  $Ma$  数为 1 垂直入射的空气。总热量传递  $\phi$  是将热流沿壁面进行积分得到的,如

公式 5 所示, 其中 $x_0=50\text{mm}$ ,  $x_1=100\text{mm}$ 。因为不同的工况射流的穿透深度不同, 会引起回流区的改变, 影响冷却结果, 因此只取冷却工质入口至出口部分进行积分。

$$\phi = \int_{x_0}^{x_1} q_w \quad (5)$$

$$St = \frac{q_w}{\rho_e u_e (h_{aw} - h_w)} = \frac{q_w}{\rho_e u_e c_p (T_{aw} - T_w)} \quad (6)$$

$$T_{aw} = T_\infty (1 + \sqrt{\text{Pr}} \frac{\gamma - 1}{2} \text{Ma}_\infty^2) \quad (7)$$

式中: 比热容比 $\gamma$ 为 1.4,  $T_w$ 为壁面温度,  $T_{aw}$ 为绝热壁面温度,  $T_\infty$ 为来流温度

从图 13(a)中可以发现, 液膜冷却的冷却效率在百分之 75~95 之间, 其中垂直入射的工况所得到的冷却效率明显高于其他工况条件, 也是所有工况中冷却效率最高的。而本文所设定工况下的气膜冷却效率在 70%左右。因为本文的工作并没有考虑相变所带来的冷却效应, 这个更好的冷却效率主要是因为液体拥有更好的比热容。另外, 计算域的限制同样影响了这个效率的比较, 因为从图 13(a)后半部分的  $St$  变化可以看到, 相对于气膜冷却, 液膜冷却的  $St$  变化是缓慢的。因此, 我们可以得出液膜冷却比气膜冷却拥有更高冷却效率的结论。

表 2 典型工况下壁面的热量传递

Table 2 Heat transfer on the wall under typical working conditions

Condition	Plate	Gas film colling	Condition 3	Condition 5	Condition 7	Condition 9
Heat transfer (W)	1821	509	316	248	548	93

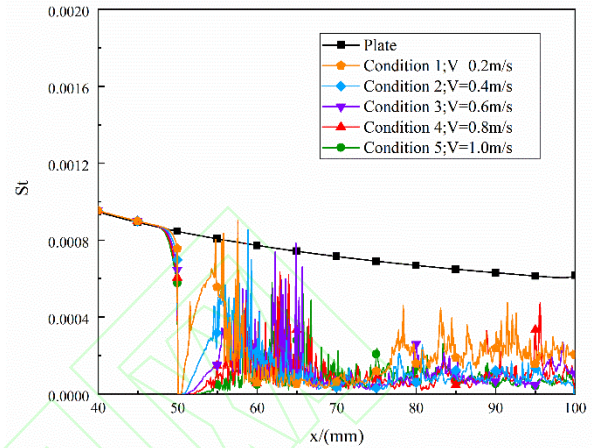
### 3.2 入射条件和物性参数对冷却液膜冷却效率的影响

图 16 是不同入射速度、入射角度、表面张力和粘度条件下, 壁面无量纲热流沿流向的演化。为了更好的说明各参数对冷却液膜传热特性的影响, 将热流从射流入口到出口的积分结果也就是能量传递 $\phi$ 用表格的方式呈现, 如表 3 所示。

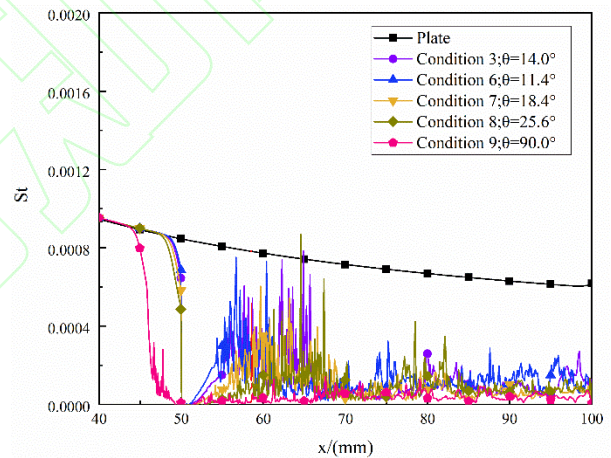
从图 16 中可以发现, 热流的变化规律基本是一样的, 首先在连续液膜部分, 由于液膜受到空气动力加热, 壁面热流逐渐上升。并且液膜厚度越厚, 热流降低更加明显。其次, 气液混合层引起的热流降低水平是最高的, 所以, 同一工况下, 将破碎点提前是提高冷却效率一个有效的方式。最后, 热流

的变化和液膜的形态是息息相关的, 热流变化的转折点往往和液膜形态的转折点是对应的。

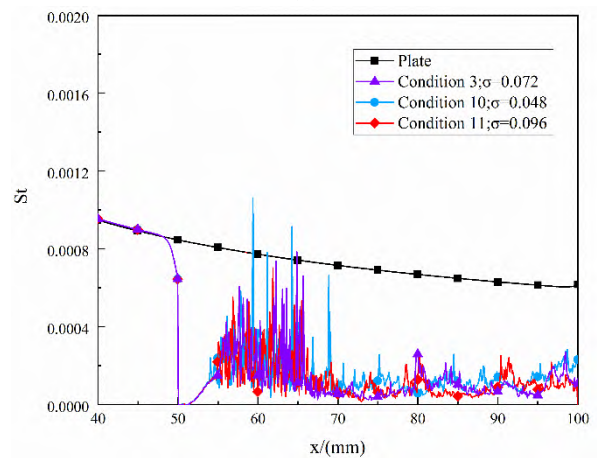
根据表 3 中热量传递 $\phi$ 的变化可以发现, 入射速度的增大, 使冷却效率提高, 这是因入射速度的增大使液膜厚度增大了, 虽然破碎距离的提升使破碎点向后移动, 但是厚度提升引起的边界层抬升, 对壁面热流的影响更大。



(a)



(b)



(c)

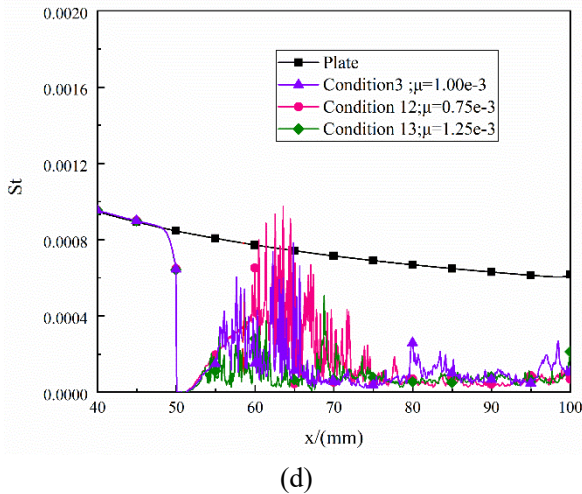


图 16 不同参数下的壁面热流演化:(a)不同入射速度下壁面  $St$  沿流向的演化,(b)不同入射角度下壁面  $St$  沿流向的演化,(c)不同表面张力下壁面  $St$  沿流向的演化,(d)不同粘性系数下壁面  $St$  沿流向的演化

Fig.16 Evolution of wall heat flow under different parameters:(a) Evolution of wall  $St$  along the flow direction at different incident velocities,(b) Evolution of wall  $St$  along the flow direction at different incident angles,(c) Evolution of wall  $St$  along the flow direction at different surface tensions,(d) Evolution of wall  $St$  along the flow direction at different viscosity coefficients

表 3 各工况对壁面的热量传递

Table 3 Heat transfer to the wall under different working conditions

Condition	1	2	3	4	5
Heat transfer (W)	5243	5036	5032	4979	4941
Condition	6	7	8	9	10
Heat transfer (W)	5043	4960	4935	4638	5085
Condition	11	12	13		
Heat transfer (W)	5016	5130	4935		

入射角度的增大,使冷却效率提高,这个原因和入射速度所引起热流变化是类似的,入射角的增大,使液膜厚度增加,并且带动破碎点向前移动,增大了气液混合层的区域范围。

表面张力的减小,使冷却效率提高,虽然表面张力对破碎距离和厚度的影响很小,但是表面张力

的减小带来了更大的界面波动,直接增大了空气动力学加热面积,因此提高了总的热量传递。

液相粘度的增大,使冷却效率提高,粘度主要改变了液膜的长度,粘度的增大,使破碎点先移动,而厚度的改变很小,因此总的热量传递减小了。

## 4 结论

(1)在气流剪切作用下, Kelvin-Helmholtz 不稳定性引起界面波,波会沿流向生长和破碎,连续液膜会在一定位置破碎为液滴。

(2)入射速度的增大,会提高液膜厚度和液层铺展长度;入射角的增大,液层厚度会增加,连续液层长度会先增大后降低,当入射角较大时,无法形成液膜;表面张力的变化,连续液层的长度和液层的厚度基本不变,但是界面波的振幅和波长会随着表面张力的减小而增大;粘度的增大,会明显增加破碎距离,不过对于液膜厚度的影响较小。

(3)冷却液膜拥有较好的冷却效率,可以明显的降低壁面热流和近壁温度。

(4)质量流量的增大,使冷却效率提高;入射角度的增大,使冷却效率提高,垂直入射时,冷却效率最高;表面张力的减小,使冷却效率提高;液相粘度的增大,使冷却效率提高。

## 参考文献

- 1 梁伟,金华,孟松鹤等. 高超声速飞行器新型热防护机制研究进展. 宇航学报, 2021, 42(4): 409-424(Liang Wei, Jin Hua, Meng Songhe, et al. Research progress on new thermal protection mechanisms for hypersonic vehicles. *Journal of Astronautics*, 201,42(4): 409-424(in Chinese))
- 2 Shine S R, Nidhi S S. Review on film cooling of liquid rocket engines. *Propulsion and Power Research*, 2018, 7(1): 1-18
- 3 沈斌贤,曾磊,刘骁等. 高超声速飞行器主动质量引射热防护技术研究进展. 空气动力学学报, 2021,40: 1-13(Shen Binxian, Zeng Lei, Liu Xiao, et al. Research progress of thermal protection technology by activemass injection for hypersonic vehicles. *Journal of Aerodynamics*, 2011,40: 1-13(in Chinese))
- 4 Kim M, Shin D H, Lee B J, et al. Flow characterization of microscale effusion and transpiration air cooling on single blade. *Case Studies in Thermal Engineering*, 2022, 31(101863): 1-14
- 5 Ji C, Liu B, Li S, et al. Parametric investigation on drag reduction and thermal protection characteristics of the porous opposing jet in the hypersonic flow. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 116(106867): 1-12
- 6 Yin Hai Z H U, Wei P, Ruina X U, et al. Review on active thermal protection and its heat transfer for airbreathing hypersonic vehicles. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, 31(10): 1929-1953

- 7 Kelly H N, Blosser M L. Active cooling from the sixties to NASP//NASA Conference Publication. NASA, 1992: 189-189
- 8 邓帆,谢峰,黄伟等. 逆向喷流技术在高超声速飞行器上的应用. 空气动力学报, 2017, 35(4): 485-495(Deng Fan, Xie Feng, Huang Wei, et al. Application of counterflowing jet technology in hypersonic vehicle. *Journal of Aerodynamics*, 2017, 35(4): 485-495(in Chinese))
- 9 Kacynski K, Hoffman J. The prediction of nozzle performance and heat transfer in hydrogen/oxygen rocket engines with transpiration cooling, film cooling, and high area ratios//30th Joint Propulsion Conference and Exhibit. 1994: 2757
- 10 Cherdantsev A V, Hann D B, Azzopardi B J. Study of gas-sheared liquid film in horizontal rectangular duct using high-speed LIF technique: Three-dimensional wavy structure and its relation to liquid entrainment. *International Journal of Multiphase Flow*, 2014, 67: 52-64
- 11 Troitskaya Y, Kandaurov A, Ermakova O, et al. The Small-Scale Instability of the Air-Water Interface Responsible for the Bag-Breakup Fragmentation. *Journal of Physical Oceanography*, 2022, 52(3): 493-517
- 12 Cherdantsev A V, Sinha A, Hann D B. Studying the impacts of droplets depositing from the gas core onto a gas-sheared liquid film with stereoscopic BBLIF technique. *International Journal of Multiphase Flow*, 2022, 150(104033): 1-24
- 13 Dietze G F. Effect of wall corrugations on scalar transfer to a wavy falling liquid film. *Journal of Fluid Mechanics*, 2019, 859: 1098-1128
- 14 Ji H, Sadeghpour A, Ju Y S, et al. Modelling film flows down a fibre influenced by nozzle geometry. *Journal of Fluid Mechanics*, 2020, 901(R6): 1-11
- 15 Shinan C, Weidong Y, Mengjie S, et al. Investigation on wavy characteristics of shear-driven water film using the planar laser induced fluorescence method. *International Journal of Multiphase Flow*, 2019, 118: 242-253
- 16 Zhao H, Dai H, Zhu D, et al. Experimental Research on the Fluctuation Characteristics of Water Film Driven by Wind. *Coatings*, 2022, 12(8): 1-13
- 17 Wang Z R, Zhang X B, Wen S Z, et al. Experimental investigation of the effect of gravity on heat transfer and instability in parallel mini-channel heat exchanger. *Microgravity Science and Technology*, 2018, 30(6): 831-838
- 18 Kuznetsov V V, Fominykh E Y. Evaporation of a liquid film in a microchannel under the action of a co-current dry gas flow. *Microgravity Science and Technology*, 2020, 32(2): 245-258
- 19 Sriram R, Jagadeesh G. Film cooling at hypersonic Mach numbers using forward facing array of micro-jets. *International journal of heat and mass transfer*, 2009, 52(15-16): 3654-3664
- 20 许浩楠, 李雪英, 任静. 激波对超音速气膜冷却流动换热特性影响//第六届空天动力联合会议暨中国航天第三专业信息网第四十二届技术交流会暨 2021 航空发动机技术发展高层论坛. 2022: 2235-2244(Xu Haonan, Li Xueying, Ren Jing. Effects of shock waves on Heat Transfer Characteristics of Supersonic film cooling flow // The sixth Joint Conference on Aerospace Power and the 42nd Technical Exchange Conference of China Aerospace Third Professional Information Network and 2021 High-level Forum on Aero-engine Technology Development. 2022: 2235-2244(in Chinese))
- 21 Shen B X, Liu W Q. Insulating and absorbing heat of transpiration in a combinational opposing jet and platelet transpiration blunt body for hypersonic vehicle. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 138: 314-325
- 22 Boden R H. Heat transfer in rocket motors and the application of film and sweat cooling. *Transactions of the American Society of Mechanical Engineers*, 1951, 73(4): 385-390
- 23 Kirchnerberger C, Schlieben G, Hupfer A, et al. Investigation on Film cooling in a Kerosene/GOX combustion chamber//45th AIAA/ASME/SAE/ASEE joint Propulsion Conference & Exhibit. 2009: 5406
- 24 Shine S R, Kumar S S, Suresh B N. A new generalised model for liquid film cooling in rocket combustion chambers. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2012, 55(19-20): 5065-5075
- 25 Jang D, Kwak Y, Kwon S. Design and validation of a liquid film-cooled hydrogen peroxide/kerosene bipropellant thruster. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(2): 761-765
- 26 Sako N, Noda K, Hayashi J, et al. Quenching of a heated wall with spatial temperature gradient using a liquid film through oblique jet impingement. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2022, 192(122925): 1-13
- 27 Inoue T, Inoue C, Fujii G, et al. Evaporation of Three-Dimensional Wavy Liquid Film Entrained by Turbulent Gas Flow. *AIAA Journal*, 2022, 60(6): 3805-3812
- 28 Parker R R, Klausner J F, Mei R. Supersonic two-phase impinging jet heat transfer. *Journal of heat transfer*, 2013, 135(2): 1-9
- 29 Yuan C, Li J, Jiang Z, et al. Experimental investigation of liquid film cooling in hypersonic flow. *Physics of Fluids*, 2019, 31(4): 1-10
- 30 Xiao F, Dianat M, McGuirk J J. Large eddy simulation of liquid-jet primary breakup in air crossflow. *AIAA journal*, 2013, 51(12): 2878-2893
- 31 周曜智, 李春, 李晨阳等. 超声速横向气流中液体射流的轨迹预测与连续液柱模型. 物理学报, 2020, 69(23): 219-232(Zhou Yaozhi, Li Chun, Li Chenyang, et al. Prediction of liquid jet trajectory in supersonic crossflow continuous liquid column model. *Acta Physica Sinica*, 2020, 69(23): 219-232(in Chinese))
- 32 Kamp J, Villwock J, Kraume M. Drop coalescence in technical liquid/liquid applications: A review on experimental techniques and modeling approaches. *Reviews in Chemical Engineering*, 2017, 33(1): 1-47

- 33 Anderson J D. Hypersonic and high temperature gas dynamics. *Aiaa*, 2000
- 34 M. Garbey, C. Picard. A code-independent technique for computational verification of fluid mechanics and heat transfer problems. *Acta Mechanica Sinica*, 2008, 24(04): 387-397
- 35 Zandian A, Sirignano W A, Hussain F. Planar liquid jet: Early deformation and atomization cascades. *Physics of Fluids*, 2017, 29(6): 1-19
- 36 Poblador-Ibanez J, Sirignano W A. A volume-of-fluid method for variable-density, two-phase flows at supercritical pressure. *Physics of Fluids*, 2022, 34(5): 1-39
- 37 何昌升,刘云鹏,韩宗英等. 平板式预膜喷嘴初次雾化特性试验. 航空动力学报, 2020, 35(3): 482-495(He Changsheng, Liu Yunpeng, Han Zongying, et al. Experiment on primary atomization characteristics of planar prefilming nozzle. *Journal of Aerospace Power*, 20, 35(3): 482-495(in Chinese))
- 38 陆小革,易仕和,牛海波等. 不同入射激波条件下激波与湍流边界层干扰的实验研究. 中国科学:物理学力学天学, 2020,50(10): 61-72(Lu Xiaoge, Yi Shihe, Niu Haibo, et al. Experimental study on shock and turbulent boundary layer interactions under different incident shock waves. *Science in China Physics, Mechanics and Astronomy*, 2020, 50(10): 61-72(in Chinese))
- 39 Inoue T, Inoue C, Fujii G, et al. Evaporation of Three-Dimensional Wavy Liquid Film Entrained by Turbulent Gas Flow. *ALAA Journal*, 2022, 60(6): 3805-3812
- 40 Déjean B, Berthoumieu P, Gajan P. Experimental study on the influence of liquid and air boundary conditions on a planar air-blasted liquid sheet, Part I: Liquid and air thicknesses. *International Journal of Multiphase Flow*, 2016, 79: 202-213