



# 高超声速条件下溢流液膜厚度测量方法

苑朝凯<sup>1,2\*</sup>, 李进平<sup>1</sup>, 陈宏<sup>1</sup>, 姜宗林<sup>1,2</sup>, 俞鸿儒<sup>1</sup>

1. 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;

2. 中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049

\* E-mail: yuanck@imech.ac.cn

收稿日期: 2017-06-14; 接受日期: 2018-03-23; 网络版发表日期: 2018-05-29

国家自然科学基金(批准号: 11602275, 11472280, 11532014)资助项目

**摘要** 高超声速溢流液膜冷却是一种新型的飞行器热防护方法, 还处于探索阶段, 液膜厚度作为最基本的参数, 对研究液膜形成条件、冷却机理、冷却性能评估等方面具有重要的意义。针对膜厚测量的基本问题, 总结各研究领域内相关的方法, 并对各方法应用于高超声速溢流液膜冷却实验的可行性进行了详细的分析和讨论, 筛选确定了利用电导法测量高超声速溢流液膜厚度。在高超声速激波风洞来流 $Ma=6$ 的条件下, 开展了 $15^\circ$ 楔模型溢流液膜冷却实验, 利用电导法测量液膜建立过程中液膜厚度的变化, 验证了电导法测量溢流液膜厚度的可行性, 并对高超声速条件下的溢流液膜流动特性进行了初步分析。

**关键词** 高超声速热防护, 主动冷却, 液膜厚度, 电导法

## 1 引言

过去几十年为解决高超声速飞行器所面临的“热障”问题, 发展了多种热防护方法, 其中被动与半被动的冷却方法发展的较为充分, 并在实际应用中取得了极大成功。随着高超声速飞行器的发展, 越来越多地采用高升阻比的升力体、乘波体、翼身融合体等气动布局<sup>[1]</sup>, 并且飞行速度和大气层内飞行时间逐步增加, 被动与半被动冷却方法已难以满足高超声速飞行器热防护的需求, 尤其对于机翼和尾翼的前缘、吸气式发动机的进气道前缘、飞行器局部突起物以及观察窗等曲率半径较小的前缘部位, 热环境极为恶劣, 需要结合主动冷却技术来提供更高的防护能力<sup>[2]</sup>。

主动式冷却是指需要外加动力来提供冷却剂的冷却方法, 已开展研究的典型方法有逆向射流<sup>[3]</sup>、发汗冷却<sup>[4]</sup>等。逆向射流通过对流场的重构来达到防热的目的, 在某些条件下表现出较好效果, 但经常会出现激波作用于物面的现象, 导致产生远高于驻点的局部高压和高热流区。此外, 带攻角飞行时, 射流影响区域将会发生改变, 从而带来更复杂的气动问题。发汗冷却是极具吸引力的一种热防护方法, 通过从多孔介质表面渗出的冷却液来达到防热目的。发汗冷却的突出优点是不影响飞行器的气动外形, 而且还可以通过控制冷却液的渗出量来适应不同热流强度的防护需求。这种方法虽然很吸引人, 但在工程实现上却极其复杂。不仅高强度耐高温的多孔介质隔热层难以加工制造,

**引用格式:** 苑朝凯, 李进平, 陈宏, 等. 高超声速条件下溢流液膜厚度测量方法. 中国科学: 技术科学, 2018, 48: 629–638

Yuan C K, Li J P, Chen H, et al. Measuring method of overflow liquid film thickness in hypersonic flow (in Chinese). Sci Sin Tech, 2018, 48: 629–638, doi: 10.1360/N092017-00178

而且对冷却液泵送、分配以及控制系统要求非常高, 尚未在高超声速飞行器上获得应用。

针对上述主动冷却方法存在的不足, 俞鸿儒提出了溢流液膜冷却的概念, 如图1所示<sup>[5]</sup>。溢流液膜冷却的基本思想为: 在高热流区附近布置溢流孔, 通过对冷却液流量的控制, 保证其不喷成射流, 而是以溢流的方式流出, 而后在绕流气体表面摩擦力作用下展布为薄膜, 覆盖在模型表面。溢流液膜的隔热效果主要表现在3个方面: (1) 覆盖的液膜能够将外部气流与物面隔离, 使得高温气体与物面之间存在一个以液态形式的热缓冲层; (2) 一般液态冷却液的比热容要远大于空气的比热容, 有液膜层时, 该层吸收的热量要远大于其为空气时吸收的热量, 这些热量大部分会作用于冷却液的温升和蒸发, 使传到物面的热量降低; (3) 冷却液在吸热和蒸发后, 变为气态进入到外部气流(主要指激波层)中, 通过质量引射作用, 增加边界层厚度, 从而降低外部气流的温度梯度, 使进入到冷却液内或者前缘表面的热流降低。溢流液膜冷却与发汗冷却机理相似, 只是液膜的形成方式不同, 但可以大大降低对材料强度及加工能力的要求, 并且降低了冷却液泵送系统的复杂程度, 更具工程应用前景。

溢流液膜冷却这种隔热方式, 还处于探索阶段, 液膜厚度作为最基本的物理参数, 开展其测量方法的研究具有非常重要的意义。

(1) 揭示溢流液膜形成机理。形成液膜是溢流液膜冷却最重要基础, 发汗冷却借助多孔介质结构可以保证在飞行器表面形成均匀液膜; 而溢流液膜通过表面摩擦展布液膜, 液膜是否形成、厚度是多少等问题必须通过实际测量来回答。

(2) 促进溢流液膜冷却机理研究。液膜冷却是一个复杂的传热、传质过程, 虽然已开展了大量研究, 但对液膜冷却过程和机理仍缺乏充分的认识。高超声速主动冷却技术研究中一般测量冷却液流量、飞行器表面温度(热流)参数, 来评估冷却性能, 但缺乏关于传质数据的测量, 缺少对冷却液蒸发过程的认知, 不利于冷却机理研究。

(3) 给出合理评价溢流液膜冷却效果的指标。溢流液膜通过模型表面摩擦展布液膜, 目前实验中只能测量溢流孔冷却液的总流量, 该值并不能准确描述温度(热流)传感器位置的液膜信息。因此, 用局部的液膜厚度与温度(热流)参数更适合评估溢流液膜冷却性能。

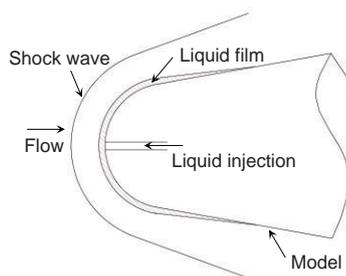


图1 溢流液膜冷却原理示意图

(4) 优化溢流液膜冷却性能。液膜厚度直接影响冷却性能, 液膜过薄, 可能会造成液膜过早破裂形成干斑, 无法有效冷却, 造成隔热失败; 液膜过厚, 通过液膜的传热阻力增加, 阻碍热量的传递和蒸发的进行, 冷却液利用效率降低。而且冷却液消耗过多, 真实飞行时会影响飞行器的有效载荷, 将难以满足航天应用需求。因此, 需要准确测量液膜厚度, 优化溢流液膜冷却系统设计。

## 2 膜厚测量方法

高超声速主动冷却技术已开展的试验研究主要测量热流(温度)、冷却剂流量和流场结构, 尚未开展液膜厚度这一关键物理量的测量。溢流液膜的厚度约为几十微米至几百微米, 选用何种方法测量溢流液膜厚度没有定论。本文首先抛开溢流液膜冷却这一具体应用, 针对膜厚测量的基本问题, 总结相关测量方法, 再结合高超声速激波风洞中开展溢流液膜冷却实验的具体要求分析各方法适用性, 筛选合适的方法。

液膜作为一种基本的物理现象, 在自然界中广泛存在, 其厚度测量方法一直是重要的研究方向, 按照测量原理分为: 超声波法、光学方法、X/β射线法、电子学方法等<sup>[6]</sup>。射线法设备昂贵并且对人体有害, 在此不予考虑, 其他几种测量方法基本原理如下。

### 2.1 超声波法

利用超声波进行厚度测量, 最直接的方法是时间渡越法, 在已知液膜声速的前提下, 通过测量超声波在液膜内传播时间确定液膜厚度<sup>[7]</sup>。时间渡越法测量要求两界面回波信号时间上不能混叠, 否则无法分辨。即液膜厚度必须满足:

$$h > \frac{na}{2f}, \quad (1)$$

式中,  $h$ 为液膜厚度,  $a$ 为液膜层声速,  $n$ 为超声波脉冲包含的超声波波数;  $f$ 为超声波频率. 由于超声波频率越高声波耗散将明显增加, 而声波波数少于3个, 回波信号信噪比较差, 不利于渡越时间的精确测量. 因此, 当液膜厚度较薄时, 时间渡越法无法应用, 可利用弹簧模型描述反射声波的频率特性测量液膜厚度<sup>[8]</sup>, 液膜厚度满足:

$$h = \frac{\rho a^2}{\omega Z_m Z_A} \sqrt{\frac{R^2(Z_m + Z_F)^2 - (Z_m - Z_F)^2}{1 - R^2}}, \quad (2)$$

式中,  $\rho$ 为液膜密度,  $R$ 为超声波反射系数,  $Z_m$ ,  $Z_F$ ,  $Z_A$ 分别为模型、液膜层和空气层的声阻抗,  $\omega$ 为超声波角频率.

## 2.2 光学方法

光在介质中传播时, 与介质相互作用会发生反射、折射、吸收及干涉等现象, 利用光的这些属性可以测量液膜的厚度.

### 2.2.1 光吸收法

光吸收法测量原理为: 光通过介质时被介质吸收, 光强减弱, 利用光的衰减程度测量液膜厚度<sup>[9,10]</sup>. 不同介质对不同波长光的吸收特性不同, 一般选用单色激光作为探测光源. 介质对光的吸收特性较弱时, 可加入适当浓度的染料增强吸收.

$$A = \log\left(\frac{I_0}{I}\right) = ahC, \quad (3)$$

式中,  $A$ 为吸收系数;  $I_0$ 为入射光强;  $I$ 为通过液膜后光强;  $h$ 为液膜厚度;  $C$ 为染料浓度;  $a$ 为常数, 实验测量前通过静标确定.

### 2.2.2 光干涉法

当两个或多个光波同时同一空间区域传播时, 空间每一点都将同时受到各分量波的作用, 每一点的扰动将等于各个分量波单独存在时该点扰动之和, 当分量波传播方向、振动方向及频率相同时形成稳定的干涉条纹. 干涉条纹强度:

$$I = I_1 + I_2 + 2\sqrt{I_1 I_2} \cos\left(\frac{4\pi}{\lambda} h \sqrt{n_2^2 - n_1^2 \sin^2 i}\right), \quad (4)$$

式中,  $I_1$ ,  $I_2$ 为两个分量光波单独存在时的光强,  $\lambda$ 为光波波长,  $n_1$ ,  $n_2$ 分别为空气和液膜层的折射率,  $i$ 为入射光入射角,  $h$ 为液膜厚度. 因此, 通过测量干涉条纹强度变化可确定液膜厚度<sup>[11]</sup>.

### 2.2.3 激光诱导荧光法

在需测量液膜中掺入荧光剂, 其体积浓度一般小于5%, 以避免对液膜流动特性产生较大的影响. 辐射荧光光强与液膜厚度关系为

$$I = I_0 \eta \{1 - \exp[-\varepsilon(\lambda)Ch]\}, \quad (5)$$

式中,  $I$ 为辐射荧光强度,  $I_0$ 为激发光源强度;  $\eta$ 为量子效率;  $\varepsilon(\lambda)$ 荧光剂对入射光的吸收系数;  $C$ 为荧光剂浓度;  $h$ 为液膜厚度. 激光诱导荧光法通过测量荧光强度确定液膜厚度, 原理如图2所示. 利用紫外光源照射液膜, 荧光剂受激发后辐射出荧光, 探测器记录下荧光强度, 利用式(5)得到液膜厚度. 为了避免液膜表面反射的激发光进入探测器, 可以利用激发光和辐射荧光波长间存在的红移现象, 在探测器前端加装滤光片隔离反射的激发光<sup>[12,13]</sup>.

### 2.2.4 成像法

成像法利用相机直接对液膜层进行拍摄, 然后根据物面与像面空间映射关系, 计算液膜层所占像素数即可获得液膜厚度<sup>[14]</sup>, 如图3所示. 为加强液膜层与空气层图像间差异, 可以在液膜中加入彩色染料、示踪粒子、荧光剂等. 因相机成像具有一定的景深, 获得图像为三维空间向二维空间的投影, 照明光源采用有限厚度的片光源可以克服上述三维效应. 因相机成像器件像元个数有限, 为获得较高的测量精度, 需要利用显微成像镜头匹配物像空间关系.

## 2.3 电导法

电导法原理简单, 在管道两相流测量中有广泛应用, 可测量液膜厚度、含气率及流动速度<sup>[15,16]</sup>. 电导法测量溢流液膜厚度原理示意图如图4所示, 测量原理为: 液膜厚度不同时测量探头两电极间电场分布规律不同, 体现为液膜层电导值不同, 即液膜厚度与电导值相耦合, 通过测量液膜层的电导值便可确定液膜层厚度.

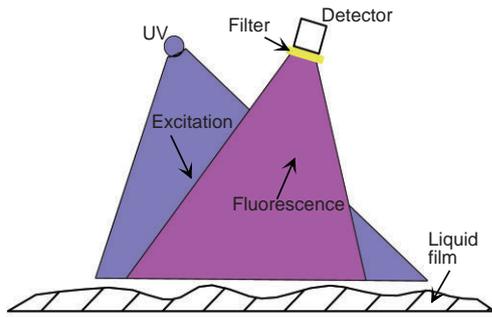


图 2 (网络版彩图)激光诱导荧光原理示意图

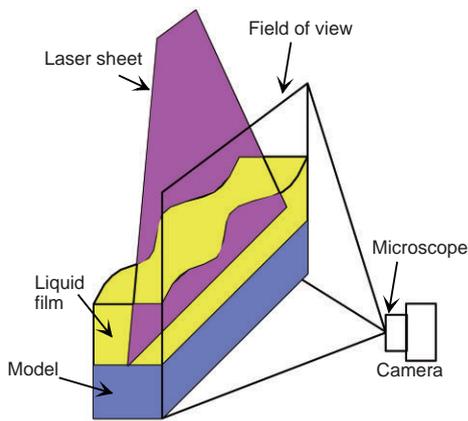


图 3 (网络版彩图)成像法原理示意图

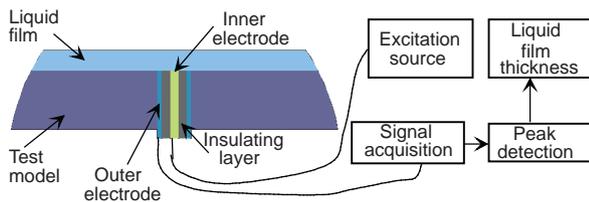


图 4 (网络版彩图)电导法测量系统示意图

### 3 测量方法适用性分析

每种实验方法都是针对具体应用发展而来的, 都有一定的适用条件. 上述测量方法能否应用于溢流液膜厚度测量还需结合在高超声速风洞中开展溢流液膜冷却实验的具体要求进行分析.

#### 3.1 高超声速实验流场特性

高超声速溢流液膜冷却实验中, 液膜覆盖在模型表面, 外层为高超声速流场, 激波层内为非均匀流场,

压力、温度、密度、声速等参数变化剧烈, 其中声速和密度影响流场的声阻抗和折射率特性, 对液膜厚度测量方法的选取有决定性的影响.

以半径10 mm的球头为典型外形, 数值模拟得到的流场声阻抗和折射率分布如图5(a)和(b)所示, 图中为便于观看, 声阻抗和折射率分别使用函数 $Y=\log_{10}(X)$ 和 $Y=(X-1)^{0.02}$ 进行变换后显示. 数值模拟所采用的网格数为 $201 \times 251$ , 沿物面第一层网格间距为 $0.5 \mu\text{m}$ . 来流选30 km高空温度、压力数据, 来流马赫数为8. 壁面边界条件为等温(298 K)、无滑移壁面.

#### 3.2 方法适用性分析

##### 3.2.1 超声波法

超声波法测量原理要求介质声阻抗具有明显差

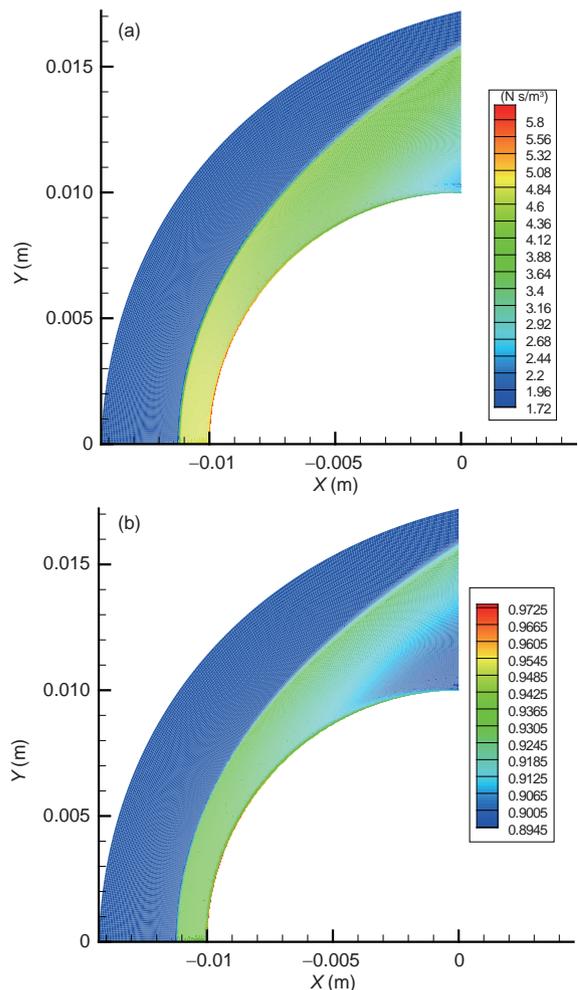


图 5 (网络版彩图)高超声速流场数值模拟结果. (a) 声阻抗; (b) 折射率

异, 在高超声速流场中, 激波层内声速及密度都是非均匀的, 造成介质声阻抗不均匀. 图6(a)给出了高超声速流场中与滞止线夹角分别为 $0^\circ$ ,  $45^\circ$ 及 $90^\circ$ 三条线的声阻抗分布, 可以看出:

(1) 声阻抗阶跃变化. 由于高超声速流场密度和声速分布特性造成流场声阻抗分布存在阶跃变化. 声阻抗发生阶跃变化主要包括两个区域: 靠近滞止区域的物面位置和激波位置. 流场声阻抗的阶跃变化, 引起超声波在上述位置产生反射形成回波, 将与冷却液/空气界面回波信号相互掺混, 无法分辨真实液膜的位置.

(2) 激波层到物面介质的声阻抗连续缓慢变化, 声阻抗的缓慢变化同样会产生回波信号, 强度虽明显小于阶跃变化产生的回波强度, 但会引起超声波信号强度持续衰减, 增加测量难度.

### 3.2.2 光吸收法

液体的吸收特性是该测量方法的基础, 一般在实验前进行标定确定吸收系数. 由光吸收法测量原理可知, 测量光路需要贯穿液膜及高超声速流场, 流场密度不均匀将带来两方面的影响:

(1) 流场对测量光也存在一定程度的吸收, 流场密度变化将引起吸收特性发生变化, 且流场的吸收特性无法标定, 并且会随实验条件(飞行器外型、飞行高度、速度等)发生变化.

(2) 流场介质密度与光学折射率间的关系服从 Gladstone-Dale 定律:

$$n = 1 + K_{GD}\rho, \quad (6)$$

式中,  $K_{GD}$ 为关于波长的弱函数,  $n$ 为介质折射率,  $\rho$ 为介质密度. 高超声速流场密度不均匀造成折射率分布不均匀. 图6(b)为高超声速流场中与滞止线夹角分别为 $0^\circ$ ,  $45^\circ$ 及 $90^\circ$ 三条线的折射率的分布.

根据光的折反射定律:

$$n_1 \sin\theta_1 = n_2 \sin\theta_2, \quad (7)$$

式中,  $n_1$ ,  $n_2$ 为入射光、折射光所处介质的折射率,  $\theta_1$ ,  $\theta_2$ 为光线的入射角和折射角. 可知, 测量光线在激波层内由于折射率的变化将引起光线传播路径的偏移, 造成测量光线偏离探测器光敏面. 光吸收法采用的光电探测器一般采用具有较高动态范围的光电倍增管、光电二极管等点探测器, 光线偏离对测量光强度产生很

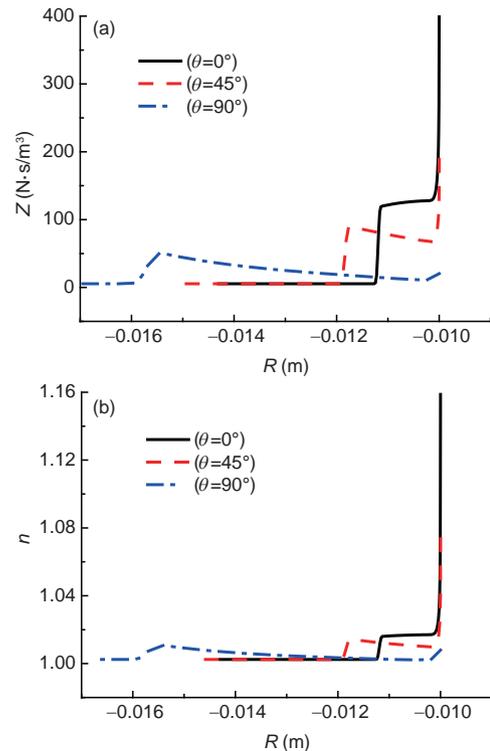


图6 (网络版彩图)声阻抗分布(a)和折射率分布(b)

大的影响, 且与液膜吸收引起的光强变化无法区别. 介质折射率取决于流场密度, 光线的偏移程度在实验前同样无法准确评估.

### 3.2.3 光干涉法

两相干光束相位差引起干涉光强度的变化, 相位差与光线传播路径、折射率、入射角相关. 应用于高超声速溢流液膜冷却实验中存在问题包括:

(1) 高超声速流场折射率不均匀引起的光线传输路径偏移, 不同位置光线的偏移程度不同, 获得的干涉条纹分布图与实际液面形状存在畸变.

(2) 流场折射率变化附加相位差与液膜厚度造成的相位差相互耦合, 同样会影响测量精度并且无法消除.

(3) 干涉法属于精密测量, 当液膜厚度小于 $\lambda/2$ ( $\lambda$ 为干涉光波长)时, 干涉法可以精确测量液膜厚度; 而液膜厚度大于 $\lambda/2$ 时, 由于相位差周期为 $2\pi$ , 干涉条纹强度将出现周期变化, 要求必须知道液膜的零厚度位置且液膜厚度由零逐渐变化, 测量结果才能得到液膜的绝对厚度.

(4) 曲面模型上每一点光线实际入射角是不同的, 消除模型曲率的影响需结合立体摄影方法, 将造成整个测量系统非常复杂。

### 3.2.4 激光诱导荧光法

激光诱导荧光法通过测量荧光强度确定液膜厚度, 用于高超声速溢流液膜厚度测量面临以下问题。

(1) 荧光强度不足: 高超声速激波风洞试验时间一般为几十毫秒, 激光诱导荧光方法需采用高速相机进行观测, 曝光时间短要求荧光强度较高, 对激发光源和荧光剂特性要求很高, 荧光剂浓度过高时还会影响液体的流动特性。

(2) 自发辐射现象: 高超声速飞行条件来流总温较高, 模型驻点区域存在强烈的空气自发辐射现象。避免自发辐射的影响可以在探测器前端安装滤光片实现, 但前提需明确空气的自发辐射光谱特性及其与温度、压力的关系, 需要开展大量的光谱测试实验。

### 3.2.5 成像法

相机像元数量有限, 为获得较高的厚度分辨率, 需要显微系统匹配物像空间。高超声速溢流液膜冷却实验中, 实验模型放置在风洞实验段内, 为避免风洞壁面对流场产生影响, 风洞实验段尺寸远远大于流场尺寸, 造成实验段窗口到模型距离较远, 与望远系统工作距离难以匹配。

### 3.2.6 电导法

利用液膜的电导特性测量液膜厚度, 采用嵌入式探头, 不影响液膜的流动特性。电导探头由两个电极和绝缘层构成, 结构简单, 尺寸调节方便, 不受高超声速流场特性影响, 并可应用于真实飞行器飞行过程中

液膜流动特性的测量。

在测量设备成本、测量频率等其他方面几种方法对比如表1所示。

从上述对比分析可知, 在目前技术水平条件下, 电导法其可实现性明显优于其他几种测量方法, 最适合高超声速条件下溢流液膜厚度的测量, 应按照电导法基本原理设计满足实验要求的电导探头和测量装置开展实验研究。

## 4 方法验证

为验证电导法测量溢流液膜厚度的可行性, 按照电导法基本原理设计了溢流液膜厚度测量系统并在高超声速激波风洞中开展了验证实验。

### 4.1 测量系统

液膜厚度测量系统原理框图如图7所示, 由交流激励源、激励信号扩展单元、测量回路、空载回路、差分放大单元、数据采集与处理单元构成, 各部分构成及功能如下。

(1) 交流激励源提供电导探头正常工作的激励信号, 为了避免电解效应和电极表面的双电层现象, 实验选用正弦激励信号, 幅值为6.0 V, 频率为1.0 kHz。

(2) 激励信号扩展单元由输入高阻抗、输出低阻抗特性的电压跟随器并联构成, 其接受激励源产生的激励信号产生频率、相位、幅值完全相同的两个激励信号进行输出, 分别提供给测量回路和空载回路。

(3) 测量回路将液膜层电导值的变化转换为电压值的变化, 并实现与通用采集系统的阻抗匹配。测量回路采用自平衡电桥结构, 如图8所示。由于寄生电容 $C_{s1}$ 与激励信号直接相连, $C_{s2}$ 通过集成运放处于虚地状

表1 测量方法对比

测量方法	成本	系统复杂程度	空间分辨率	测量精度	测量频率	其他
超声波	中	中	中	高	中	—
光吸收法	中	中	中	中	高	冷却液中需添加染料增强吸收特性, 影响流动规律
光干涉法	高	高	高	高	低	模型材料折射率接近2.0才能获得清晰干涉条纹, 需在模型表面镀膜
激光诱导荧光	高	高	高	低	低	冷却液中需添加荧光剂; 对模型表面反射率、吸收率有特殊要求
成像法	中	中	高	中	中	仅可对某一截面进行测量, 难以应用于复杂外形模型
电导法	低	低	中	中	高	—

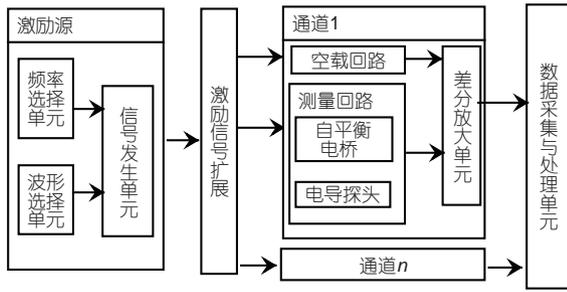


图7 液膜厚度测量系统原理框图

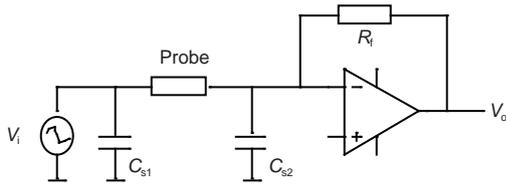


图8 自平衡电桥示意图

态,使自平衡电桥对寄生电容不敏感,即使存在较大寄生电容情况下也可对较小的电导变化进行精确测量.采用自平衡电桥结构液膜厚度为

$$h = CR_f \frac{V_i}{V_0}, \quad (8)$$

式中,  $h$ 为液膜厚度,  $C$ 为测量系统的响应特性,  $V_i$ 为交流激励信号,  $V_0$ 为系统输出信号、 $R_f$ 为自平衡电桥反馈电阻值.

(4) 空载回路接收电磁干扰信号,并与后续的差分放大单元将测量回路中的干扰信号扣除,从而抑制风洞实验中电磁噪声的影响.空载回路与测量回路的电路构成一致,但不连接电导探头保持开路状态,实验中采用相同的导线及布线路径,以使两者处于相同的电磁噪声环境中.

(5) 数据采集与处理单元:液膜层可等效为电阻和电容并联,并且由于寄生电容的影响,输出信号与激励信号间存在相位差,测量液膜层厚度仅需知道液膜层电导值,因此数据处理单元采用过零检测算法求取激励信号和输出信号的峰峰值用于计算液膜厚度.

电导探头的测量范围、灵敏度等性能与电极结构、尺寸相关,通过对比本实验选用同轴结构电导探头,内电极直径为1.0 mm,外电极直径为6.0 mm,电极材料为黄铜,中间绝缘层材料为尼龙.

## 4.2 系统标定

冷却液采用自来水,由于表面张力在自然状态下液膜厚度较厚,而溢流冷却实验液膜层厚度为微米量级,需要专用的标定装置.标定装置主要由水槽、移动块和螺旋测微尺(刻度分辨率0.01 mm、精度 $\pm 0.004$  mm)构成,电导探头安装于水槽底面,利用螺旋测微尺调节移动块和水槽的间隙,产生指定厚度的液膜层.正弦激励信号源幅值为6.0 V、频率1.0 kHz,自平衡电桥反馈电阻为20 k $\Omega$ ,标定得到的液膜厚度与输出信号峰峰值关系如图9所示.

另外,每次实验前使用梅特勒FiveEasy Plus台式电导率仪FE38测量自来水的电导率,测量精度为 $\pm 0.5\%$ ,若电导率与标定时所用水的电导率不同则重新对测量系统输出特性曲线进行标定.

## 4.3 风洞实验

实验模型选用15°楔模型,如图10所示.模型材料为铝(牌号2A12),溢流缝为不锈钢(304)材质,表面加工粗糙度等级为 $Ra=3.2$ .模型上布置有溢流缝和3支电导探头,与模型前缘距离分别为75, 95, 115和135 mm,电导探头分别标注为1#, 2#, 3#.冷却液采用水,通过溢流缝流出,尺寸为15 mm $\times$ 0.2 mm.电导探头与模型表面平齐,实验中激励信号源设置与标定过程相同.

实验是在中科院力学所JF14风洞中开展的,来流动压为9576 Pa,来流 $Ma=6$ ,冷却液流量为10.6 g/s,液膜厚度测量结果如图11所示,0时刻对应流场启动时刻,有效实验时间约为100 ms.图12为利用高速相机同步拍摄获取的液膜建立过程图像,4幅图像对应时刻分别为8.0, 28.0, 48.0和98.8 ms.图像对比度较低,

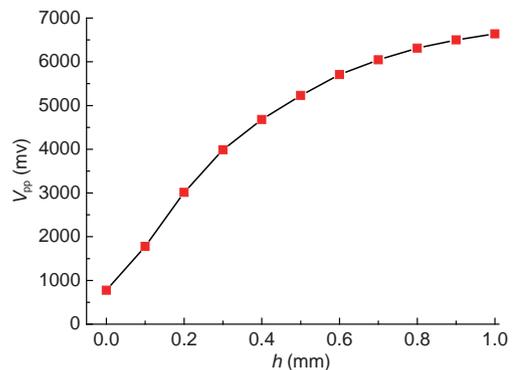


图9 (网络版彩图)测量系统输出信号峰峰值与液膜厚度关系

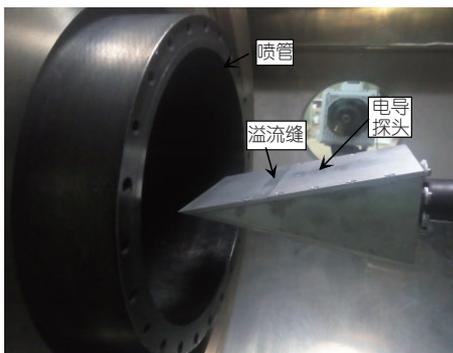


图 10 (网络版彩图)实验模型

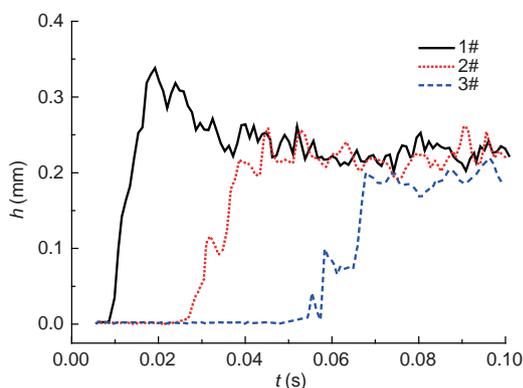


图 11 (网络版彩图)液膜厚度

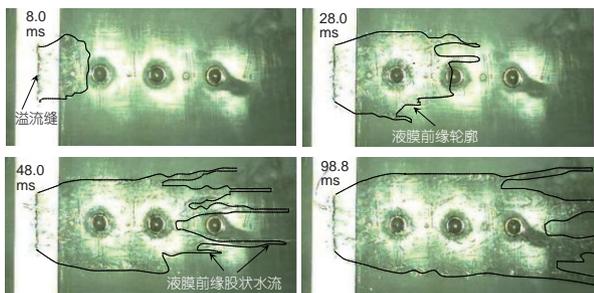


图 12 (网络版彩图)液膜建立过程

原因: (1) 溢流缝设计为可更换的, 材质选用不锈钢, 其反射系数远高于模型表面, 造成溢流缝处图像亮度较高; (2) 初次设计电导探头缺乏经验, 为方便加工电极材料选用黄铜, 实验后模型表面存在水, 电极表面产生铜锈, 后续实验前用2000目细砂纸打磨探头表面, 造成其反射光较强, 影响对比度, 为便于观看, 图中用黑色曲线大致描绘了液膜层的轮廓。

结合高速相机和液膜厚度测量结果, 上述实验条

件下高超声速流场中溢流液膜流动具有如下特性:

(1) 液膜前缘流过3个电导探头的初始时间分别为8.5, 26.5及54.9 ms, 对应的平均速度为1.11和0.70 m/s, 与高速相机观测结果基本一致, 表明楔面的液膜前缘流动是一个减速的过程. 3个电导探头测量结果上升沿时间逐步增加同样表明液膜前缘流动逐步减速。

(2) 溢流液膜存在一定的横向展宽现象. 实验中溢流缝宽度为15 mm, 观测到的液膜层宽度在距离溢流缝10 mm范围内迅速发展为25.4 mm, 之后随液膜向后流动液膜宽度变化不明显. 初步分析横向展宽的原因是: 由于溢流缝深度方向与模型表面垂直, 造成冷却液流出速度与模型表面垂直, 液膜建立初期冷却液在溢流缝处与流场边界层条件不匹配, 液膜层与边界层相互作用产生局部高压区, 存在压力梯度, 迫使冷却液向低压区流动. 随着液膜层厚度迅速降低, 压力梯度逐渐减小, 横向展宽效应减弱, 此时流场摩阻驱使液膜流动. 图11中液膜流经2#, 3#电导探头时膜层厚度与1#电导探头30 ms后测得液膜层厚度相当可以解释上述原因。

(3) 横向效应减弱后, 模型表面的股状水流将无法横向展宽, 表明开展溢流液膜冷却实验为形成较均匀的液膜层要求溢流缝的流量空间分布具有一致性。

(4) 液膜层存在表面波, 在时间和空间方向发生演化, 导致液膜厚度的微弱扰动。

最靠近溢流缝的1#电导探头两次重复实验的结果如图13所示, 实验液膜层厚度平均值分为0.23和0.25 mm, 标准差分别为0.016和0.026 mm. 实验中冷却液的注入通过控制电磁阀的开启时间来控制, 目前应用于液体管路的电磁阀响应频率较低, 电磁阀开启时间重复精度较低, 造成两次重复实验中液膜厚度信号

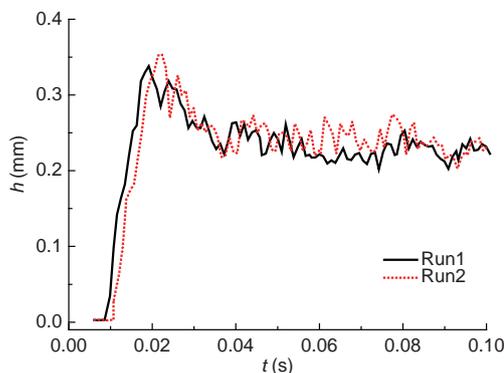


图 13 (网络版彩图)1#电导探头重复实验测量结果

起跳时间存在差异。

高超声速条件下气液两相流可供参考的研究结果很少,而且高超声速风洞实验时间较短开展溢流液膜冷却实验还存在诸多限制条件,溢流液膜流动特性还有待进一步深入研究。

## 5 结论

通过对比确定了利用电导法测量高超声速条件下

溢流液膜厚度,研制了电导探头、激励源及测量装置并在高超声速激波风洞来流 $Ma=6$ 的条件下,开展了 $15^\circ$ 楔模型溢流液膜冷却实验。通过安装于模型表面的电导探头测量得到了液膜建立时液膜厚度的变化过程,并对高超声速流场中液膜流动的基本特性进行了初步分析,实验结果表明,电导法不受高超声速流场激波层内流场参数剧烈变化的影响,利用电导法测量高超声速溢流液膜厚度方案切实可行,测量结果能够反映高超声速条件下溢流液膜的基本流动特性。

## 参考文献

- 1 叶友达. 高超声速空气动力学研究进展与趋势. 科学通报, 2015, 60: 1095–1103
- 2 熊宴斌. 超声速主流条件发汗冷却的流动和传热机理研究. 博士学位论文. 北京: 清华大学, 2013. 1–6
- 3 Venukumar B, Jagadeesh G, Reddy K P J. Counterflow drag reduction by supersonic jet for a blunt body in hypersonic flow. *Phys Fluids*, 2006, 18: 118104
- 4 Zhao T S, Song Y J. Forced convection in a porous medium heated by a permeable wall perpendicular to flow direction: Analyses and measurements. *Int J Heat Mass Transfer*, 2001, 44: 1031–1037
- 5 陈兵. 溢流降低前缘热流率研究. 博士学位论文. 北京: 中国科学院大学, 2013. 6–7
- 6 Tibiriçá C B, do Nascimento F J, Ribatski G. Film thickness measurement techniques applied to micro-scale two-phase flow systems. *Exp Thermal Fluid Sci*, 2010, 34: 463–473
- 7 Chen Z Q, Hermanson J C, Shear M A, et al. Ultrasonic monitoring of interfacial motion of condensing and non-condensing liquid films. *Flow Meas Instrum*, 2005, 16: 353–364
- 8 Dwyer-Joyce R S, Harper P, Drinkwater B W. A method for the measurement of hydrodynamic oil films using ultrasonic reflection. *Tribol Lett*, 2004, 17: 337–348
- 9 Mouza A A, Vlachos N A, Paras S V, et al. Measurement of liquid film thickness using a laser light absorption method. *Exp Fluids*, 2000, 28: 355–359
- 10 Vernay C, Ramos L, Ligoure C. Free radially expanding liquid sheet in air: Time- and space-resolved measurement of the thickness field. *J Fluid Mech*, 2015, 764: 428–444
- 11 Han Y, Shikazono N, Kasagi N. Measurement of liquid film thickness in a micro parallel channel with interferometer and laser focus displacement meter. *Int J Multiphase Flow*, 2011, 37: 36–45
- 12 Hidrovo C H, Hart D P. Emission reabsorption laser induced fluorescence (ERLIF) film thickness measurement. *Meas Sci Technol*, 2001, 12: 467–477
- 13 Jones A C, Millington M, Muhl J, et al. Calibration of an optical fluorescence method for film thickness measurement. *Meas Sci Technol*, 2001, 12: N23–N27
- 14 Steinbrenner J E, Hidrovo C H, Wang F M, et al. Measurement and modeling of liquid film thickness evolution in stratified two-phase microchannel flows. *Appl Thermal Eng*, 2007, 27: 1722–1727
- 15 Jin N D, Xin Z, Wang J, et al. Design and geometry optimization of a conductivity probe with a vertical multiple electrode array for measuring volume fraction and axial velocity of two-phase flow. *Meas Sci Technol*, 2008, 19: 045403
- 16 Zhai L, Jin N, Zong Y, et al. The development of a conductance method for measuring liquid holdup in horizontal oil-water two-phase flows. *Meas Sci Technol*, 2012, 23: 025304

## Measuring method of overflow liquid film thickness in hypersonic flow

YUAN ChaoKai<sup>1,2</sup>, LI JinPing<sup>1</sup>, CHEN Hong<sup>1</sup>, JIANG ZongLin<sup>1,2</sup> & YU HongRu<sup>1</sup>

<sup>1</sup> State Key Laboratory of High-temperature Gas Dynamic, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

<sup>2</sup> School of Engineering Sciences, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

Hypersonic overflow liquid film cooling is a new method for aircraft thermal protection, and is still in the exploratory stage. As the most basic parameter, liquid film thickness helps to reveal the film forming conditions, which promotes the cooling mechanism research and evaluate cooling performance reasonably. In this paper, aiming at the film thickness measurement, methods in each research field were reviewed. Feasibility of the methods were analyzed and discussed in detail, and the conductance method was selected for its advantages. Experiments were carried out in a hypersonic wind tunnel, with a 15° wedge model and Mach number 6 flow condition. Liquid film thickness during the formation of liquid film was obtained, which verified the feasibility of the conductance method. Meanwhile, characteristics of the overflow liquid film in hypersonic flow were analyzed based on the measurement.

**hypersonic thermal protection, active cooling, liquid film thickness, conductance method**

doi: 10.1360/N092017-00178