



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： 电子发汗冷却技术及其研究进展  
作者： 苑朝凯，王春，姜宗林  
网络首发日期： 2023-12-09  
引用格式： 苑朝凯，王春，姜宗林. 电子发汗冷却技术及其研究进展[J/OL]. 力学学报. <https://link.cnki.net/urlid/11.2062.O3.20231208.0949.004>



**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。

# 电子发汗冷却技术及其研究进展<sup>1)</sup>

苑朝凯<sup>\*,2)</sup> 王春<sup>\*</sup> 姜宗林<sup>\*</sup>

<sup>\*</sup> (中国科学院力学研究所, 北京 100190)

**摘要** 电子发汗冷却是一种新型的高超声速主动热防护技术, 利用材料的热电子发射效应, 通过热电子将热载荷转移至流场下游, 降低了尖前缘结构热流密度峰值和梯度, 为高超飞行器尖前缘结构热防护系统设计提供了新的思路。作为一种潜在的冷却技术, 本文主要介绍了电子发汗冷却的工作原理、技术特点, 综述了国内外相关的研究进展, 并对未来发展需解决的关键问题进行了讨论。

**关键词** 热电子效应, 发汗冷却, 主动冷却, 热防护, 高超声速

**中图分类号:** O354.7 **文献标识码:** A **doi:** 10.6052/0459-1879-21-345

## Electron transpiration cooling technology and its research progress<sup>1)</sup>

Yuan Chaokai<sup>\*,2)</sup> Wang Chun<sup>\*</sup> Jiang Zonglin<sup>\*</sup>

<sup>\*</sup> (Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

**Abstract** Electron Transpiration Cooling is a new type of hypersonic active thermal protection technology that utilizes the thermionic emission effect of materials. The thermal load is transferred to the downstream of the flow field by the emitted electrons, reducing the peak value and gradient of the heat flux. The electron transpiration cooling will open door to hypersonic thermal protection system designs previously unattainable. As a potential cooling technology, the working principle and technical characteristics were introduced in detail in this paper. Also, research progresses on electron transpiration cooling were reviewed and key issues needed to be addressed for further development were discussed.

**Key words** thermionic emission effect, transpiration cooling, active cooling, thermal protection, hypersonic

## 引言

临近空间飞行器向着高速域、宽空域、长航时和重复使用方向发展, 为获取良好的气动性能, 越来越多地采用高升阻比气动布局, 气动外形具有大量的尖前缘结构, 造成气动加热严重。为维持飞行器气动特性, 飞行器外形不允许改变, 要求实现非烧蚀热防护。热防护系统设计面临新的挑战, 传统适用于再入式高超声速飞行器的热防护技术应用困难, 需要结合主动冷却技术来提供更高的防护能力

[1;2]。已发展的主动热防护方法有逆向射流、发汗冷却、膜冷却、超声速吸收涂层、辐射冷却、磁控热防护技术等<sup>[3-6]</sup>, 参考文献 3、4、5、7 针对研究进展进行了详细地介绍。以上热防护技术具有良好应用前景, 但由于适用工况范围、材料制备等问题, 尚未在真实飞行器中广泛应用。目前, 热防护系统性能仍是限制高超声速飞行器设计的关键因素, 探索新型热防护机制仍是高超声速飞行器研究的重点内容。

Glass 对尖前缘结构与航天飞机前缘结构热流

1) 国家自然科学基金(12272385)资助项目

2) 苑朝凯, 高级工程师, 主要研究方向: 高超热防护及测量技术。E-mail: yuanck@imech.ac.cn

引用格式: 苑朝凯, 王春, 姜宗林. 电子发汗冷却技术及其研究进展. 力学学报, 2022  
Yuan Chaokai, Wang Chun, Jiang Zonglin. Electron transpiration cooling technology and its research progress. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2022

密度分布特性进行了对比<sup>[7]</sup>，上下表面沿弦向位置热流密度分布示意图如图 1 所示。可知，相对于钝前缘结构，尖前缘热流密度分布具有热流密度峰值高、梯度大的特点。如果能够将尖前缘处的热载荷转移至尖前缘流场下游，减小热流密度梯度，则有可能利用现有耐热材料实现对飞行器的热防护。此外，尖前缘结构内部空间狭小是限制现有热防护技术应用的主要原因之一，将热载荷转移至尖前缘流场下游模型内部空间将更加充裕，则为热管、再生冷却等方法的应用奠定基础。因此，如果能够实现尖前缘处热载荷的转移，则可为高超声速飞行器热防护系统设计提供新的思路。美国洛克希德马丁公司研究人员在 2015 提出了电子发汗冷却技术，利用材料的热电子发射效应将热载荷转移至尖前缘结构流场的下游区域。电子发汗冷却原理示意图如图 2 所示，热防护系统由发射电极、收集电极和偏置电源构成。发射电极位于飞行器尖前缘区域，外形与尖前缘结构一致，可以是尖前缘结构整体或是外表面的镀层，采用功函数低的热电材料加工制作。收集电极位于流场下游热流密度低、内部结构空间充足的区域。飞行器表面发射电极与收集电极之间电绝缘，在飞行器内部通过导线连接，电子由发射电极发射，在收集电极处再附，通过内部导线回到发射电极。偏置电源用于对冷却功率的调控，调控原理是基于肖特基效应，通过外加电场改变有效功函数实现。由于电子发射过程吸收能量，再附过程电子携带的能量以热能形式释放，因此通过电子的转移实现热载荷的转移。

在洛克希德马丁公司的资助下，众多研究机构对电子发汗冷却技术的数值计算模型、数值计算方法、热电材料研制和实验验证等方面开展了研究。前期研究结果表明电子发汗冷却技术具有不改变飞行器外形、不占用内部空间、无需冷却工质等特点，并可降低飞行器表面温度近 40%<sup>[8-9]</sup>，展现出诱人的冷却性能，有可能是未来临近空间飞行器热防护系统设计潜在的方案。然而，目前电子发汗冷却技术总体上还处于原理验证阶段，对高温流场中热电子的发射和输运特性、热电子收集方案、冷却功率调控方案、适用飞行工况和热电子发射材料性能需求等方面还有待开展深入的研究，为帮助读者了解电子发汗冷却技术，本文介绍了电子发汗冷却技术的原理、技术特点，综述了国内外相关的研究现状，并对未来发展需解决的关键问题进行了讨论。

## 1 电子发汗冷却技术

### 1.1 相关基本概念

电子发汗冷却技术原理涉及等离子物理、材料学的基本概念，为了便于理解将相关基本概念介绍如下。

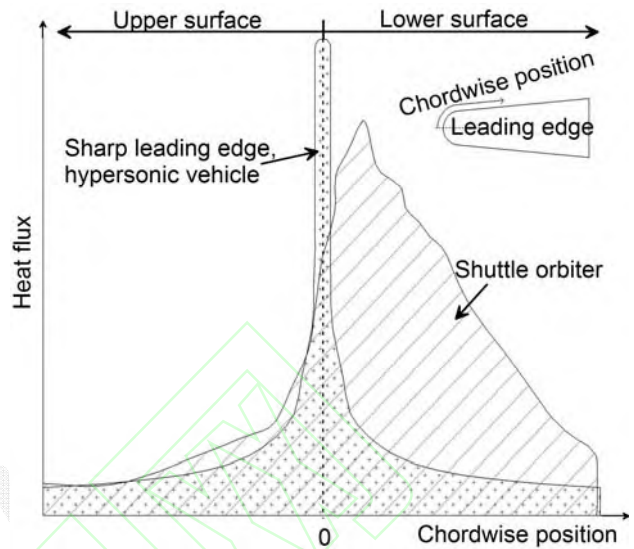


图 1 尖前缘结构与航天飞机前缘结构热流密度对比

Fig.1 Comparison of heat flux between sharp leading edge and shuttle orbiter leading edge

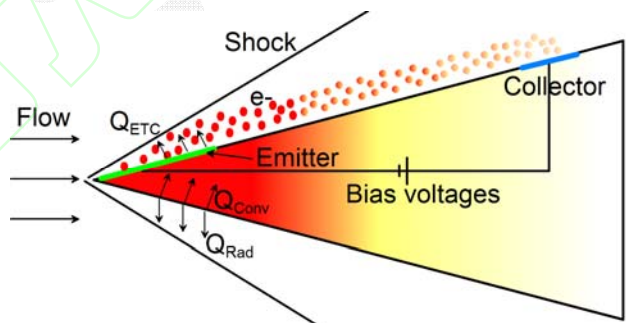


图 2 电子发汗冷却原理示意图

Fig.2 Diagram of electron transpiration cooling

#### 1.1.1 热电子发射效应

任何金属内都包含大量的自由电子，自由电子在金属晶体内部随机移动，从一个原子随机移动到另一个原子，但受电子核吸引力作用，电子无法从金属表面逃离。当电子接收足够的外部能量时，电子克服表面势垒从金属表面逸出，根据能量的来源，可以分为热电子发射 (Thermionic Emission Effect)、场致发射 (Field emission)、光电发射 (Photoelectric emission) 和二次电子发射 (Secondary electron emission)<sup>[10]</sup>。因此，热电子发射效应是指当金属被加热温度升高后金属内电子从表面逸出现象。该



现象是 Edmond Becquerel 于 1853 年首次发现的，之后爱迪生在 1880 年研究白炽灯灯丝断裂和不均匀发黑原因时再次发现该现象，证明灯丝与相邻金属板间存在电流。William Preece 通过实验确定电流强度随灯丝温度升高而增加，并且在金属板相对灯丝为负电势时电流为零，并命名这种现象为爱迪生效应<sup>[11]</sup>。

### 1.1.2 功函数

功函数，又称逸出功，是指一个电子由金属内部逸出到真空中所需要的最小能量。功函数的大小标志着电子在金属中受束缚的强弱，功函数越大，电子越难以逸出金属表面。

### 1.1.3 等离子鞘层

等离子鞘层是指等离子体与电极接触时，在两者之间形成的非电中性过渡区。等离子鞘层形成的原因是由于电子的质量远小于离子的质量，造成电子热运动速率远大于离子的热运动速率，这样在壁面附近会形成一个很薄的正离子鞘层，在这个鞘层中离子数密度( $n_i$ )远大于电子数密度( $n_e$ )，产生了一个在鞘层内迅速下降的电势分布，如图 3 所示。从主等离子体到鞘层的过渡区为预鞘层，呈电中性，但电子、离子密度随位置变化，电势逐渐降低。等离子鞘层的厚度与德拜长度同量级。

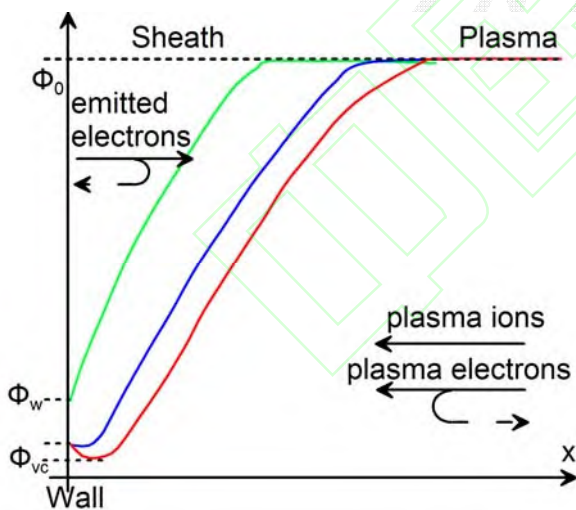


图 3 等离子鞘层电势分布

Fig.3 Potential profiles in the plasma sheath

### 1.1.4 饱和发射电流

在理想情况下发射热电子电流密度为材料功函数和表面温度的函数，为饱和发射电流，用 Richardson 定律表示：

$$J_{e,sat} = \lambda_R A_R T_w^2 \exp\left(\frac{-eW_F}{k_B T_w}\right) \quad (1)$$

其中， $T_w$  为材料表面温度， $e$  为电子电荷量 ( $1.60 \cdot 10^{-19}$  C)， $W_F$  为材料功函数， $k_B$  为波尔兹曼常数

( $1.38 \cdot 10^{-23}$  J/K)， $\lambda_R$  为与材料相关的修正系数， $A_R$

为 Richardson 常数，为：

$$A_R = \frac{4\pi m_e k_B^2 e}{h^3} \approx 1.20 e^6 A/m^2/K^2 \quad (2)$$

Richardson 定律假定的理想情况指：1) 发射的热电子未经历表面电场的阻碍作用，2) 热电子不存在经碰撞返回金属表面内的现象，3) 不存在空间电荷极限产生的虚拟电场<sup>[12]</sup>。

### 1.1.5 空间电荷限制

当发射电子不能被及时转移时，在发射电极周围形成电子云，形成所谓的虚拟阴极，强迫发射电子返回电极内部，此时热电子发射处于空间电荷限制发射状态 (Space-charge limited emission)。当热电子发射水平刚达到空间电荷限制发射状态时，并没有虚拟阴极并且电极表面电场强度为零。随着热电子发射水平进一步增加，虚拟电极将离开发射电极表面并且电势幅值增加，进一步强化空间电荷限制作用。如果热电子发射不受空间电荷限制影响，鞘层内电势分布与图 3 中绿色曲线相似，壁面处电场排斥等离子体电子回到等离子区域，加速发射热电子进入等离子区域。随电极发射水平增加，达到空间电荷限制状态，壁面处电场强度为零，如图 4 中蓝色线所示，这种发射状态称为冷发射 (cold emission)。热电子发射水平进一步增加时虚拟电极将离开壁面，此时壁面电势分布如图 3 中红色线所示，这种状态为热发射 (warm emission)，虚拟电极形成的近壁电场将热发射电子反射回金属内部。处于空间电荷限制状态时，经过鞘层边缘进入等离子区域的净发射电子电流密度是恒定的，这就是壁面处空间电荷限制造成热电子发射受限的原因<sup>[13]</sup>。图 3 中  $\phi_0$ 、 $\phi_w$ 、 $\phi_{vc}$  分别为：等离子体电势、发射电极壁面电势和虚拟电极电势。

### 1.1.6 肖特基效应

外加电场会降低发射电子从金属表面逸出的能量要求，即有效功函数会减小，称为肖特基效应，有效功函数势为：

$$W_{F,c} = W_F - \sqrt{\frac{e^3 E_w}{4\pi\epsilon_0}}$$

式中： $E_w$ 为壁面处的电场强度， $\epsilon_0$ 为真空介电常数， $e$ 为电子电荷量<sup>[14]</sup>。

### 1.1.7 帕尔贴效应

珀耳帖效应是指当有电流通过不同材质导体组成的回路时，在不同导体的接头处随着电流方向的不同会分别出现吸热、放热现象。

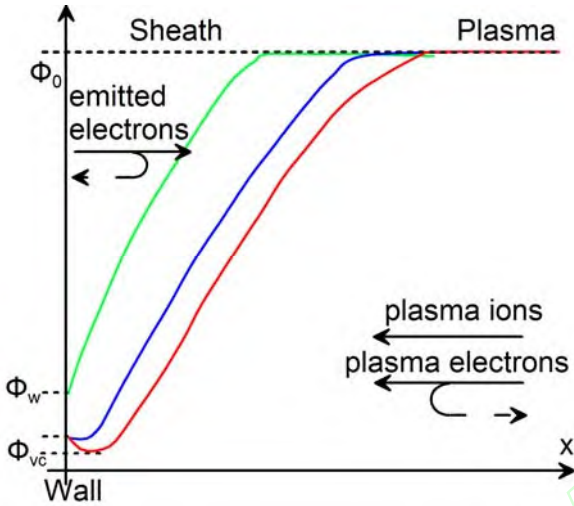


图 4 不同热电子发射状态下鞘层电势分布

Fig.4 Potential profiles for various degrees of thermionic emission.

### 1.2 电子发汗冷却原理

国外文献中电子发汗冷却技术名称为 Electron Transpiration Cooling (ETC)，国内部分文献<sup>[5]</sup>翻译为电子蒸腾冷却，考虑到发汗冷却英文名称为 Transpiration Cooling，因此本文翻译为电子发汗冷却。

电子发汗冷却是利用材料的热电子发射效应对高超飞行器前缘结构进行热防护的方法，通过热电子转移的能量包括逸出功和电子的动能两部分，因此电子发汗冷却对应的冷却功率为：

$$q_{ETC} = J_e \left( W + \frac{2k_B T_w}{e} \right) \quad (3)$$

如果没有提供收集热电子并将其返回发射材料的路径，热电子发射将迅速停止，因此完整的电子发汗冷却电路构成如图 5 所示。热电子由发射电极表面 1 发射，由收集电极表面 3 收集，两种材料 A、B 的功函数分别为  $W_{F,A}$  和  $W_{F,B}$ ，发射热电子的运动方向如箭头所示（与电流方向相反）。热电子在发射过程中将吸收能量，在表面 3 再附时将释放能量，

在表面 3 处可采用常规热防护方法进行热防护。收集电极表面 3 的面积可以远大于发射电极，因此，电子发汗冷却在实现能量转移的过程中可降低热流密度梯度，且收集电极可布置在内部空间充裕的位置，为常规热防护方法的应用奠定基础。

由于发射电极材料具有一定的电阻率，电流在流动过程中会产生焦耳热。为了说明焦耳热与电子发汗冷却功率大小，假定发射电极为圆柱体，截面积为  $A$ ，长度为  $L$ ，电阻率为  $\xi$ ，导线电阻

$R = \xi L / A$ ，功函数为  $W_F$ ，其端面发射电子，由于电流守恒，相同大小的电流流经圆柱体内部  $I = JA$ 。因此，热电子发射吸收能量与圆柱体内产生的总焦耳热之比：

$$\beta = \frac{JW_F A}{\xi J^2 AL} = \frac{W_F}{\xi JL} = \frac{W_F}{RI} \quad (4)$$

$\beta$  也可解释为功函数与圆柱体两端面压降的比率。当  $\beta > 1$  时，通过热电子发射吸收的能量大于电流产生的焦耳热，图 6 展示了最差的情况（电阻率为  $10^{-4}$ - $10^{-5} \Omega m$ ，远大于常见金属材料）， $L/A$  取 10。从图中可知，即使采用最高的电阻率，也可以支持几千安培的电流保证  $\beta > 1$ 。对于电子发汗冷却研究所涉及材料电阻率范围为  $10^{-5}$ - $10^{-7}$ ，因此焦耳热的影响很小。

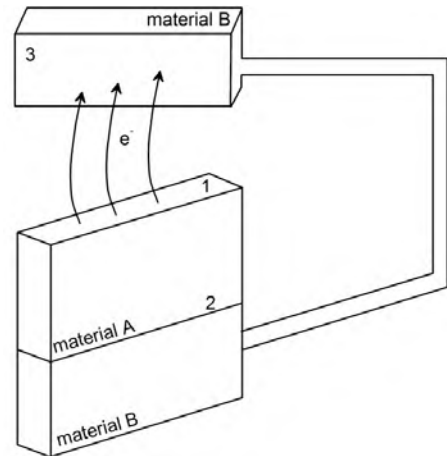


图 5 电子发汗冷却电路构成示意图

Fig.5 Diagram of ETC circuit composition

在界面 2 处，由于发射电极和导线的材料不一致，其费米能级不同，因此将产生帕尔贴效应。如果费米能级  $E_{F,A} > E_{F,B}$  则电流对节点起冷却作用，反之，会加热节点。节点处单位面积的帕尔贴热量为：

$$q_p = (\Pi_A - \Pi_B)J = (S_A - S_B)TJ \quad (5)$$

其中帕尔帖系数  $\Pi = ST$ ， $S$  为塞贝克系数，一般为  $1 \text{ mV/K}$ ，不同材料塞贝克系数差异约为  $0.1 \text{ mV/K}$ ，因此，对于温度低于  $10000\text{K}$  的情况下，帕尔帖效应不会影响 ETC 的冷却性能。若材料塞贝克系数差异较大可以通过材料选取和控制节点位置来改善。

从电子发汗冷却技术的整个工作流程看，该技术可以看作帕尔帖热泵，热电子发射过程是吸热的，在收集电极电子再附的过程是放热的。相比常规方法，电子由于迁移速率高、热容大，利用电子转移热量是非常高效的<sup>[15]</sup>。

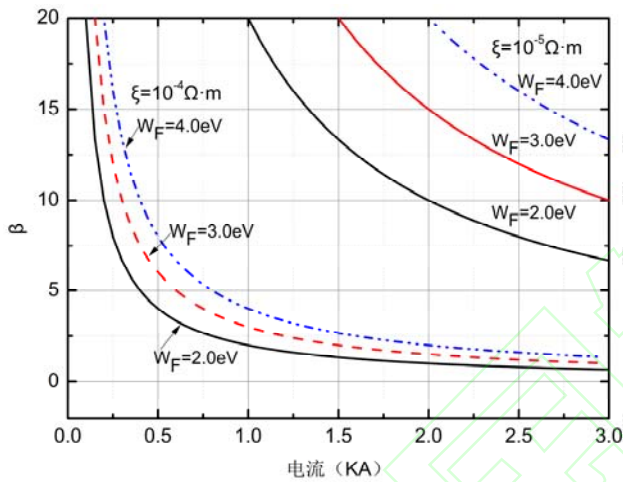


图 6 热电子发射吸收能量与焦耳热之比

Fig.6 Ratio of absorbed energy from thermionic emission to joule heating

作者认为国外学者对电子发汗冷却技术的命名是考虑到电子从金属壁面逸出的过程与发汗冷却工质逸出过程具有相似性，然而两种技术在热防护原理上并不相同。发汗冷却是利用冷却工质的相变实现热防护的，冷却工质进入流场流向下游。电子发汗冷却技术中电子从高热流密度区域发射后在尖前缘流场下游热流密度低、模型内部空间充足的区域再附，通过内部导线回路回到尖前缘区域。电子的发射和再附过程伴随着能量的吸收和释放，实现热载荷从高热流密度区域转移至低热流密度区域。原理上电子发汗冷却技术与热管的工作原理相似，不同之处是热管位于尖前缘内部，冷却工质在热管内部流动，而电子发汗冷却技术中热电子充当能量携带工质，在外流场内转移至流场下游。为了便于查阅国外相关文献，在此与国外文献保持一致称该

技术为电子发汗冷却技术。

### 1.3 电子发汗冷却技术特点

根据电子发汗冷却的原理，该技术具备以下特点：1) 适用于尖前缘结构，不改变飞行器外形；2) 高温下热电子发射过程是自发的，因此电子发汗冷却系统功耗低，通过负偏压控制冷却功率，调控方便；3) 无需冷却工质，不占用飞行器有效载荷，可长时间使用；4) 热电子发射材料可以以涂层的形式喷涂在前缘结构表面，也可以是前缘结构的整体，对飞行器内部空间无要求；5) 承载和防热结构可实现一体化设计；6) 磁控热防护方法通过改变流场结构进行热防护，只影响对流传热，而飞行器轨道下降阶段主要是辐射热，电子发汗冷却技术可实现对辐射加热和对流加热的有效防护。

## 2 研究进展

电子发汗冷却技术提出的时间较短，整体还处于最初的概念验证阶段。近年来，在洛克希德马丁公司的大力推动下，美国、澳大利亚和比利时等国家多所研究机构已开展了相关的研究工作，表 1 为目前已开展电子发汗冷却研究的机构。

电子发汗冷却过程涉及热电子的发射、运输和再附。目前，在数值计算方面，仅开展了热电子发射及热电子在流场中运输过程的初步建模研究，并利用简化模型分析了电子发汗冷却技术适用的飞行工况。数值计算模型尚未形成统一的共识，不同文献中根据研究关注点不同，对其它物理过程进行简化或忽略。实验方面，研究内容主要是电子发汗冷却技术的原理验证，即在特定工况下电子发汗冷却能否实现降低模型表面温度或热流，尚未针对电子发汗冷却某一技术细节开展细致的实验研究工作。

### 2.1 数值计算

电子发汗冷却技术是 2015 年由洛克希德马丁公司的 Luke A. Uribarri 和 Edward H. Allen 提出的，分析了电子发汗冷却的应用场景及总体系统设计注意事项，并提出了一种评估电子发汗冷却性能的简化计算模型。计算结果表明，电子发汗冷却技术可降低飞行器模型表面温度近  $1000\text{K}$ <sup>[15]</sup>。（注：部分文献<sup>[16: 17]</sup>指出电子发汗冷却概念是由俄罗斯相关研究人员于 2009 年提出并申请了专利，但由于所引用文献为俄文，难以进一步考证，本文采用可查阅英文文献的主流说法。）Hicham Alkandry 等随后开展了电子发汗冷却应用于高超飞行器尖前缘结构



热防护的概念研究，假定饱和发射电流、发射热电子不被返回界面内，边界条件假定完全催化壁面、考虑辐射冷却和热电子发汗冷却两种效应，利用 LeMANS 计算程序对热电子发射过程进行了数值模拟，计算模型为前缘半径为 1cm 的尖楔模型，电子发汗冷却工况和无电子发汗冷却的基准工况下模型表面温度比值 Ratio 的分布如图 7 所示，详细分析了冷却效果与材料功函数、来流速度、前缘几何尺寸关系。数值计算结果表明：1) 功函数为 2.0eV 时，驻点温度由 2600K 降至 1600K，降幅约为 40%；2) 功函数越低、来流速度越高、前缘半径越小时发射电流密度越高，对应的冷却性能越高；3) 热电子发射产生的电场对冷却性能影响很小<sup>[8, 18]</sup>。

表 1 已开展电子发汗冷却研究的机构

Table 1: Institutions that have conducted ETC research

Country	Institution
USA	Lockheed Martin Corporation
	University of Michigan
	University of Arizona
	University of Vermont
	Teax A&M University
	Raytheon Missiles and Defense
	University of Arizona
	University of Texas
	University of Illinois
	University of Colorado
	Colorado State University
Australia	University of Queensland
	Defence Science and Technology Group
	University of Southern Queensland
Russia	Ioffe Institute
	National Research Nuclear University
	Ustinov Baltic State Technical University
	National Research Tomsk State University
Belgium	Von Karman Institute of Fluid Dynamics

2016 年 Kyle M. Hanquist 等为避免数值求解等离子鞘层提出了不同的解析模型，以评估等离子鞘层对电子发汗冷却的影响。所提出的第一个解析模型未包含热电子发射对鞘层的影响，因此热电子发射过程仅受温度限制。第二个模型假定发射表面为电浮动的，将限制热电子发射过程。第三个解析模型假定壁面偏置状态，可克服空间电荷限制效应。文中对每一个模型进行了对比，并通过参数分析确

定材料功函数、流场速度和前缘半径对电子发汗冷却的影响。数值计算结果表明电浮动壁面将限制热电子发射，极大的限制电子发汗冷却性能；壁面处于负偏状态时可克服空间电荷限制达到理想的冷却效率；壁面负偏状态下飞行速度越高流场电离度越高，有利于热电子发射<sup>[19]</sup>。

2017 年 Kyle M. Hanquist 等介绍了热电子发射壁面和电场的建模方法及有限速率 Ar 电离化学反应模型，通过与等离子体电弧风洞试验结果对比，评估高焓情况下电子发汗冷却模型的有效性<sup>[9]</sup>。前期研究，主要考虑了电子发汗冷却和辐射制冷对流场热传导过程的影响，而忽略了材料内部的热传导过程。之后，将材料内部传热 MOPAR 计算程序与 LeMANS 流场计算进行强耦合求解，分析了材料内部热传导对电子发汗冷却的影响。计算结果表明，考虑材料内部热传导过程，材料表面温度相比只考虑辐射和电子发汗冷却的结果温度要低，但电子发汗冷却仍是主要的热传导过程<sup>[14]</sup>。电子发汗冷却性能取决于电子发射水平，而限制电子发射的重要因素是空间电荷限制效应。为此，Kyle M. Hanquist 等对近壁等离子鞘层空间电荷限制进行建模，并利用一维直接动力学等离子鞘模型评估了空间电荷限制模型的有效性。计算结果与 Takamura 等提出的发射电子有限温度空间电荷限制理论模型相吻合，尤其是对偏置电压较低的情况。进一步利用发展的模型开展 CFD 计算，假定鞘层内无碰撞，并且设置处于负偏状态，计算结果表明电子发汗冷却可有效降低前缘表面温度，空间电荷限制状态下，流场速度较高时可降低飞行器表面温度近 50%<sup>[13]</sup>。

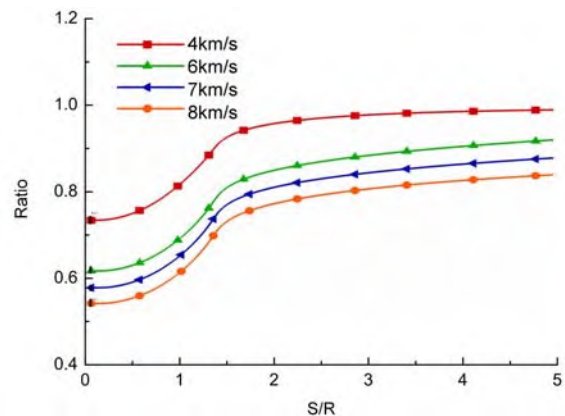


图 7 电子发汗冷却和无电子发汗冷却的基准工况下模型表面温度比值分布<sup>[8]</sup>

Fig.7 Ratio of surface temperature with and without ETC <sup>[8]</sup>

2018 年 Kyle M. Hanquist 等针对浮动电势情况下，尖前缘和钝前缘模型的电子发汗冷却性能进行

了计算分析, 通过与实验结果对比进一步评估了电子发汗冷却模型<sup>[12]</sup>。

2020 年 A. V. Kolychev 等指出对于高超飞行器, 外加电场方式可能会引起离子加热功率超过冷却能力的现象, 最好利用等离子体补偿空间电荷限制, 实用的电子发汗冷却技术热电子发射电流密度需达到  $1\text{A}/\text{cm}^2$ , 并以此需求推导带电离子密度需求, 进而确定了适合于电子发汗冷却技术应用的飞行走廊。为了获取更高的热电子发射电流密度, 可向流场添加易电离成分增加流场电离度<sup>[20]</sup>。B. Parent 等, 首次开展了 Ma10-24 范围内高超边界层内等离子鞘层的数值研究工作, 大幅降低了耦合求解等离子体和流动方程所需时间, 计算结果表明: 马赫数大于 12 时等离子鞘层与高超边界层共存, 具有与边界层厚度相称的高度, 并可有效降低将表面温度<sup>[21]</sup>。Albina Tropina 等针对铯化钨在铯-空气等离子体中的电子发汗冷却概念进行了初步的数值研究, 采用一维模型和化学反应动力学描述铯-空气等离子体化学反应。该模型可预测主要带电组分、发射电子电流密度和电场效应。算例采用 1cm 前缘半径、飞行高度 50000 英尺、飞行马赫数为 10、壁温分别为 1000K 和 1500K, 并假定理想热电子发射, 计算结果表明该工况下可发生显著的电子和铯蒸发冷却。利用一维数值模型确定了铯的主要化学反应, 计算了铯化钨在空气-铯流场中电子发汗冷却性能, 并指出电子发汗冷却技术中通过铯化表面及向流场中添加碱金属可以降低飞行器表面温度并抑制空间电荷效应<sup>[22]</sup>。

2021 年 Nicholas S. Campbell 等考虑非平衡效应评估了高焓工况下电子发汗冷却的性能, 氩气为实验气体, 数值结果与等离子炬实验结果进行对比, 计算结果与实验测量得到的气体温度、材料表面温度及发射电流相吻合。依此判定电子发汗冷却有可能超过辐射冷却防护能力, 并可通过控制偏置电压来优化给定流场环境下的冷却能力<sup>[23]</sup>。Bernard Parent 等研究了流场中添加铯元素对高超声速边界层内等离子体密度的影响。利用 LeMANS 和 CFDWARP 两套程序数值计算, 考虑了有限速率化学反应、振动和电子能量非平衡以及真实气体效应, 计算结果表明: 流场中添加微量的铯便可使流场等离子体密度足够大, 将影响无线通信, 并使电子发汗冷却在马赫数 9 的飞行条件下起作用并且飞行动压越高, 添加铯的影响越大<sup>[21]</sup>。昆士兰大学 Oliver Paxton 等在 x2 膨胀管中开展了电子发汗冷却实验研究, 分析确定了适合 X2 膨胀管开展电子发汗冷

却的基准实验条件<sup>[24]</sup>。昆士兰大学 Nicholas Gibbons 等, 提出简化驻点能量平衡模型并计算了飞行高度 10-60km、飞行速度 1-6km/s、前缘半径 1-100mm 工况下, 电子发汗冷却结合辐射冷却方案飞行器模型表面绝热温度, 典型结果如图 8 所示<sup>[25]</sup>。Rupali Sahu 等提出利用液态铯覆盖模型表面来降低功函数的方法, 利用 FFM( full fluid moment model of plasma) 模型研究了不同飞行条件下铯蒸发速率为  $1\text{g}/\text{cm}^2/\text{s}$  时铯化表面等离子鞘层的形成机理及其对电子发汗冷却性能的影响。结果表明: 1) 铯金属蒸腾, 部分被表面吸收降低功函数, 部分进入流场, 增加流场电导率, 降低空间电荷效应的限制,  $0.1\text{g}/\text{cm}^2/\text{s}$  铯蒸发速率便可显著提高流场电离度, 且流场电离度越高伴随的焦耳热越明显。2) 铯的蒸腾作用, 消除了对施加表面电势的要求, 并使其能够在 2000K 以下条件下稳定运行。3) 液态铯在材料表面的覆盖率和形态是影响功函数的主要因素, 而表面温度对功函数的影响很小。Gyftopolus and Levine 理论可以预测 Cs-W 材料的功函数, 如图 9 所示, 覆盖率为 0.64 时, 功函数为 1.65, 低于铯 (1.81eV) 和钨 (4.52eV) 材料的功函数; 覆盖率为 1 时, 功函数与铯材料相同; 当覆盖率大于 1, 一般认为热电属性与覆盖率为 1 的情况相同<sup>[26-28]</sup>。

2022 年 Davut Vatansever 等利用 PIC (Particle-in-Cell) 方法求解一维无碰撞空间电荷限制条件下的等离子鞘层, 对比不同等离子参数空间电荷限制对电子发射特性及对电子发汗冷却效率的影响。研究指出: 发射电子能量越高越容易逃离鞘层, 壁面热电子发射水平随电子离子质量比、电子发射温度的增加而增加, 与等离子区域尺度成反比; 虚拟阴极附近电势降取决于发射电子温度、发射电子速率、电子离子质量比及等离子区域尺寸; 等离子鞘层厚度与电子离子质量比无关, 随发射电子温度增加而增加<sup>[29]</sup>。Rupali SaHu 等利用等离子体全流体模型数值计算结果对比分析了解析临界发射率 Hobbs 模型、Mackeown 模型和 Cassady 模型预测精度, 发现发射率小于临界值时, 肖特基效应增强电子发射, Cassady 解析模型与等离子体全流体数值计算结果相吻合, 尤其是假定为等熵电子流动时。进一步的, Rupali SaHu 分析了等离子鞘模型适用性, 计算结果表明 Takamura 热发射模型在假定等熵电子流动时能给出较精确的结果, 为高超电子发汗冷却数值模拟建立了合适的鞘层边界条件<sup>[30]</sup>。之前的研究假定鞘层是无碰撞的, 但在压力高的情况下碰撞特性无法忽略。Rupali SaHu 等针对不同铯蒸发



速率条件下的等离子体鞘层碰撞特性及对发射电子电流密度的影响进行了分析,考虑了电子、离子及中性粒子间的弹性、非弹性碰撞。计算结果表明:添加铯,碰撞鞘层有利于提高热电子发射水平,铯蒸发速率较低时,离子-中性粒子间碰撞起主要作用,蒸发速率较高时,库伦碰撞起主要作用,不利于热电子的发射。离子-中性粒子间的碰撞对流向壁面的铯离子和从壁面蒸发的铯起阻滞作用。对铯离子的阻滞作用增强了壁面处的电场,使肖特基效应更加明显,有利于提高电子发汗冷却效率<sup>[31]</sup>。

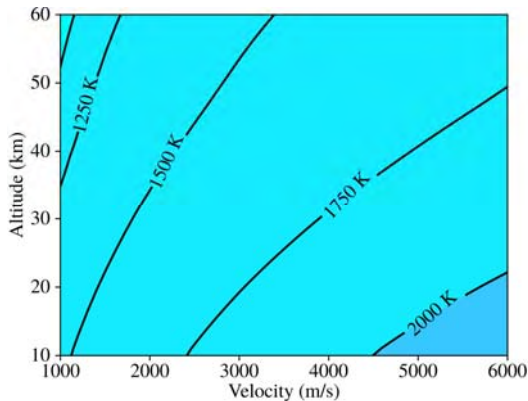


图8 电子发汗冷却结合辐射冷却方案飞行器表面绝热温度<sup>[25]</sup>

Fig.8 Adiabatic temperature of hypersonic vehicle with ETC and radiation cooling<sup>[25]</sup>

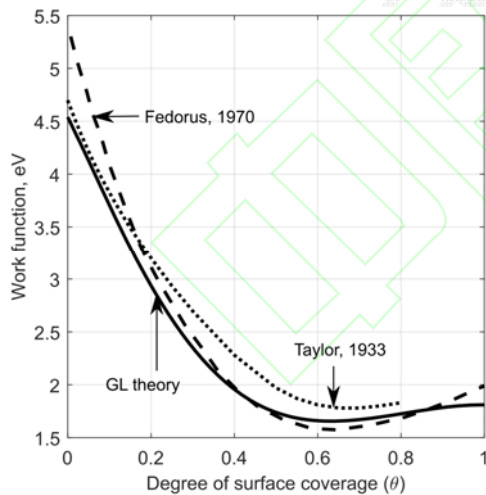


图9 铯覆盖率对材料功函数的影响<sup>[28]</sup>

Fig.9 Effect of Cs-W surface coverage on material work function<sup>[28]</sup>

## 2.2 实验测试

电子发汗冷却实验对流场、设备有效实验时间和测试技术要求较高,相关的实验结果很少。最初的数值验证工作采用早期 Touryan 开展的利用热电子发射效应在高超飞行器头部进行发电的实验结

果。实验是在桑迪亚公司的等离子体电弧风洞中开展的,采用了一系列的实验来流工况、发射材料和几何外形,但仅披露了编号为 S-6、S-30 两个模型的实验数据。S-6 模型是一个轴对称锥体,前缘半径为 0.73cm,发射电极和收集电极材质均为石墨。S-30 模型锥角为 13.5 度的锥模型,头部半径为 1.0mm,模型材料为钨,发射电极为石墨,实验结果重复性在 10%-25%之间,该实验结果广泛用于数值模型的验证<sup>[9; 12; 32]</sup>。

2017 年冯卡门流体力学研究所 B. Helber 在其电感耦合设备首次开展了电子发汗冷却实验,实验设备及模型如图 10 所示,实验模型如图 11 所示,为半径 25mm 的球头,材质为石墨,模型整体作为发射电极。收集电极为盘绕的铜管,可同时实现水冷的作用。电极间为碳化硅绝缘材料制作的支撑环。实验中利用双色高温计测量模型驻点区域的温度,并利用电流计测量电极间电流。实验在 1900K-2400K 范围内测量电极间电流随温度升高微弱增加,但是部分状态测量结果无法重复,原因尚未确定<sup>[33]</sup>。

2018 年, N O Bezverkhii 等提议在 2-7kPa 等离子体气体动力学设备中开展电子发汗冷却实验,测量了辉光放电电场垂直分量分布和气体温度分布,确定了等离子体参数均匀区,计划开展平板模型的热电子发汗冷却实验,但后续实验结果尚未报道<sup>[34]</sup>。

2020 年 Andrew J. Morin 等在 Vermont 大学 30kW ICP(Inductively Couple Plasma)设备开展实验研究,以评估开展电子发汗冷却实验的可行性<sup>[35]</sup>。随后 Nicholas S. Campbell 开展了电子发汗冷却实验来验证计算模型。该设备可模拟缩比模型激波后的高焓流场,假定当地热化学平衡态,通过匹配总焓、驻点压力和边界层处的速度梯度,将实验结果通过外推至飞行工况。实验中为了避免氮化、氧化等因素影响,实验气体为氩气。实验模型如图 12 所示,为半球-圆柱模型,半球部分为发射电极,下游圆柱表面为收集电极。发射电极和收集电极均为石墨材质,通过氧化铝或石英材质的垫片实现热隔离和电绝缘,模型尾部通过带有水冷的石英夹具相连。实验中利用激光诱导荧光方法测量平动温度和组分浓度,利用发射光谱测量氩等离子体温度,以此来评估数值计算模型精度<sup>[23]</sup>。

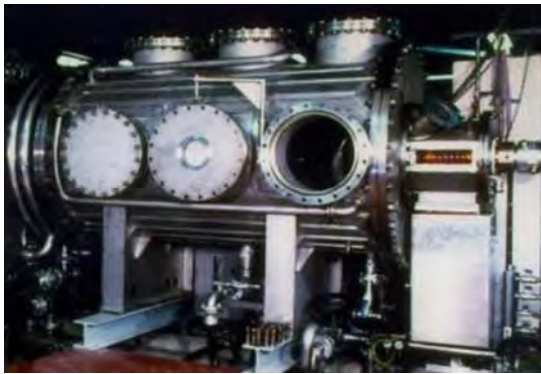


图 10 冯卡门流体力学研究所电感耦合等离子体实验设备<sup>[33]</sup>

Fig.10 Inductively Coupled Plasma at von Karman Institute for Fluid Dynamics<sup>[33]</sup>



图 11 Bernd Helber 所采用的实验模型<sup>[33]</sup>

Fig.11 Experimental model adopted by Bernd Helber<sup>[33]</sup>

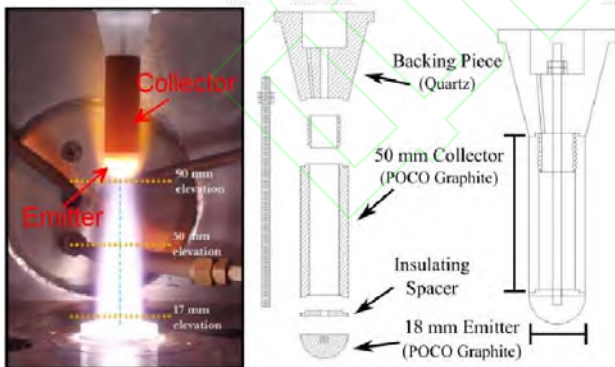


图 12 Andrew J. Morin 所采用的实验模型<sup>[23]</sup>

Fig.12 Experimental model adopted by Andrew J. Morin<sup>[23]</sup>

2021 年，昆士兰大学的 Oliver Paxton 等在 X2 膨胀风洞中开展了实验研究，探索适合开展电子发汗冷却实验的流场条件。实验模型如图 13 所示，为楔模型，前缘半径为 10mm、半楔角为 6 度，长 150mm，宽 80mm。模型前缘材料为钼，实验流场

建立前，通过电阻加热至 2500K。电极间隔离材料为 5mm 厚的氧化铝，接收电极利用黄铜和铜制作，保证高电导率，并降低低压损耗。为了验证电子发汗冷却效率，需开展不同功函数材料的实验，测量温度降低程度，但是膨胀管实验时间短，材料表面温度未达到平衡状态，直接测量温度表征冷却效率不可行。因此，实验中在流场建立前加热模型到指定温度并使其达到热平衡态。由于激波层的辐射，表面温度测量很困难，因此实验中不测量表面温度降低率和热流率，而是测量发射热电子电流大小，以此来表征发射电子状态。因测量电流要求实验状态有良好的信噪比，与 9km/s 工况相比，6km/s 工况流场电离相对较弱，电流测量信号比较好，因此确定 6km/s 工况作为基准实验条件<sup>[24]</sup>。美国得克萨斯农工大学的 Junhwi Bak 等在 2kW 激光加热实验台上开展电子发汗冷却实验，实验台如图 14 所示。实验中利用 2kW 连续激光器直接照射发射电极表面，可精确控制表面热流密度，实验气体为氩等离子体，发射电极材料为钨化钨（功函数 2.5-2.7eV）。发射电极与负偏电源相连，实验测试三种工况，Case1: 偏置电压为 0V,  $t < 0s$  时电极间电流为 0A，实验中不注入氩等离子体，受空间电荷效应限制，热电子无法发射，因此该工况下电子发汗冷却技术不发挥作用；Case2: 偏置电压为 12V,  $t < 0s$  时电极间电流为 0A，实验中在 1.7 秒注入氩等离子体，热电子得以发射，电子发汗冷却开始起作用；Case3: 偏置电压为 12.5V,  $t < 0s$  时电极间电流为 0.1A，持续注入氩等离子体，对应电子发汗冷却一直起作用。实验中测量电极间电流并利用双色高温计实时测量发射电极表面温度的实时变化，如图 15 所示。实验结果观测到 Case2 状态下，在氩等离子体中且发射电极处于负偏状态下，电极表面温度降低的同时伴随着电流增加，首次直接实验证实电子发汗冷却具备冷却能力<sup>[36]</sup>。

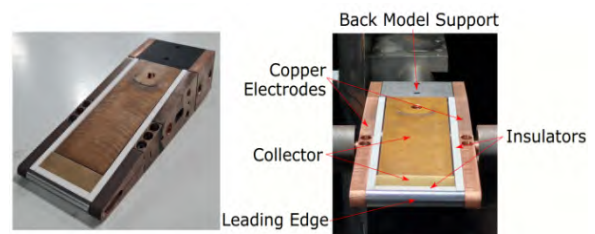


图 13 Oliver Paxton 所采用的实验模型<sup>[24]</sup>

Fig.13 Experimental model adopted by Oliver Paxton



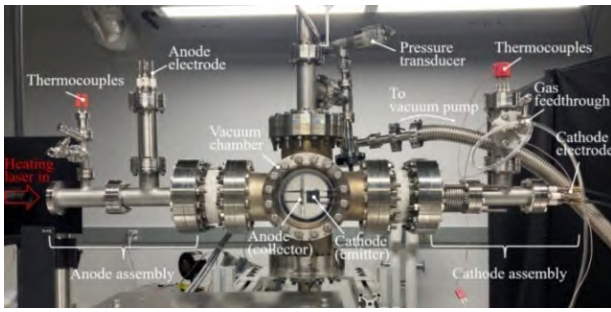


图 14 2kW 激光加热实验台<sup>[36]</sup>  
Fig.14 2-kW laser heating system<sup>[36]</sup>

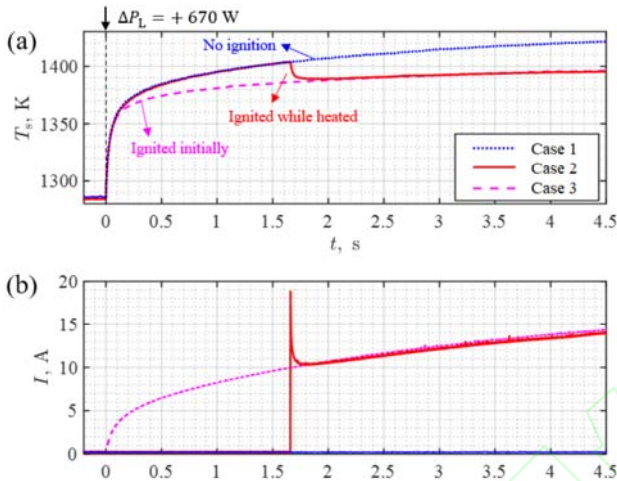


图 15 Junhwi Bak 实验结果 (a): 电极表面温度, (b): 电极间电流<sup>[36]</sup>

Fig.15 Experimental results of Junhwi Bak (a): Surface temperature, (b) Current<sup>[36]</sup>

2022 年 Jason M. Meyers 等在 Vermont 大学 30kW ICP 设备上开展实验, 利用之前发展的测量技术, 对比研究了不同等离子体状态下石墨 ( $W_F=4.0\text{eV}$ ) 和铜掺杂的钙铝石材料 ( $W_F=2.1\text{-}2.4\text{eV}$ ) 作为发射电极的冷却性能。实验模型如图 16 所示, 实验结果表明: 低功函数材料仅略微增加了冷却性能, 并没有显著增加冷却性能的原因可能是材料表面发生了化学反应, 造成材料功函数增加<sup>[37]</sup>。Brian Stunkel 等同时在该设备上研究了流速对电子再附过程的影响, 并对六硼化镧材料进行了测试。实验结果表明六硼化镧相比石墨材料热发射电子电流更大, 流速增加测量得到的电流值增加, 流速对热电子发射过程有重要影响<sup>[38]</sup>。

2023 年, Oliver Paxton 等对 X2 膨胀风洞中的实验结果进行了分析, 以前所开展的实验都是在等离子体设备中开展的, 而本文是首次给出高超声速流场中的实验结果。作者针对冷壁模型、加热的钨模型和加热的钨化钨模型测量发射电极和收集电极

电流及其表面电势, 测量系统原理示意图如图 17 所示, 实验前, 图中带红色斜杠指示的继电器闭合, 带绿色斜杠指示的继电器断开, 为电容充电, 电容在试验测量过程中当作偏置电源。实验过程中, 带红色斜杠指示的继电器断开, 带绿色斜杠指示的继电器闭合, 构成测试回路, 图中数字 1-6 代表电压表, 1、4 分别测量收集电极和发射电极表面电势变化, 2、5 测量电容两端电压变化, 3、6 测量已知阻值电阻两端电压, 进而换算得到电流。所采用的测量系统发射电极和收集电极具有独立的偏压系统, 可分别设置不同的偏置电压, 但测量得到的电流为流场离子、流场电子和热电子在电极表面产生的静电流, 无法测得热电子电流变化规律。对比研究结果表明: 对于冷壁模型, 增加偏置电压测量得到的电流值增加, 与加热钨材料模型结论相同; 对于加热到 2800K 钨化钨模型, 偏置电压为  $\pm 30\text{V}$  时, 测量得到的发射电极和收集电极的电流值相对其它两模型都会减小。发射电极电流减小的原因可能为: 1) 热发射电子产生虚拟阴极, 减少了到达电极表面离子数量; 2) 热发射电子与流场离子相互作用改变了离子与电子间的平衡。由于本文测量得到的电流为流场离子、流场电子和热电子产生电流的静电流而不是热电子电流, 尚不能直接验证热电子发汗冷却有效性<sup>[39]</sup>。

### 2.3 材料研发

热电子发射效应用于高超声速飞行器热防护是近年来提出的, 然而, 热电子发射效应自发现以来已广泛应用于各种工业和科学仪器设备, 当作发射阴极使用, 如阴极射线管、行波管、磁控管、电子显微镜和电子束光刻系统<sup>[40,41]</sup>。设备性能本质上取决于其热电子发射材料的性能, 因此相关材料的研发一直是研究的重点, 功函数低、使用温度范围宽、使用寿命长是材料研发过程中重点关注的内容。

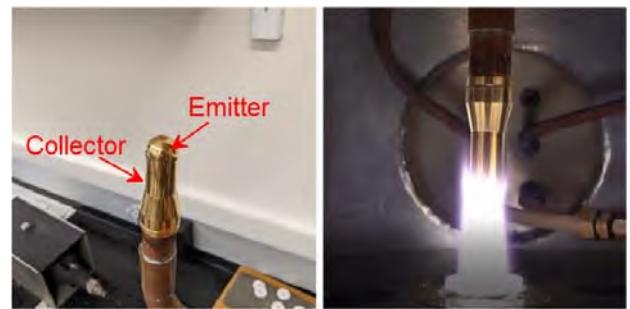


图 16 Jason M. Meyers 所采用的实验模型<sup>[37]</sup>

Fig.16 Experimental model adopted by Jason M. Meyers<sup>[37]</sup>



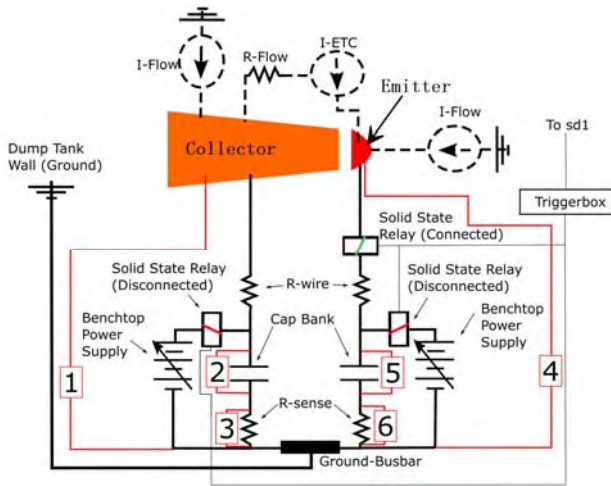


图 17 测量系统原理示意图<sup>[39]</sup>

Fig.17 Diagram of the measurement system<sup>[39]</sup>

热电子发射阴极按照材料属性可分为：1) 单一材质的难熔金属或硼化物阴极。难熔金属包括钨、钼、钽、铌、铪等，具有非常高的热稳定性和大于 2200°C 的熔化温度，但是其功函数较高，一般大于 4eV，发射热电子电流密度低。LaB6 是最典型的硼化物代表，具备电子发射率高、耐化学腐蚀、导电性好、功函数低 (~2.6eV) 且挥发性低。然而，硼与金属易反应，在高温下扩散到金属晶格中形成合金。2) 敷钽钨阴极：敷钽钨阴极由钨和一定质量分数的氧化钽组成，在相同的条件下，发射热电子电流密度比纯钨提高十倍。考虑到钽的放射性污染问题，研发了非放射性稀有金属氧化物，如三氧化二钽、三氧化二铌，与钨、钼金属掺杂以代替钽化钨。3) 氧化物阴极：氧化物阴极由氧化钡、氧化锶和氧化钙的混合物，以及一定量的还原剂以多孔层的形式沉积在纯镍或钨上。在热活化过程中，通过还原反应形成并扩散到氧化物颗粒的表面，并作为活化剂促进电子发射。4) 扩散阴极：扩散阴极由多孔金属体组成，浸渍了包括氧化钡、氧化钙和氧化铝等浸渍剂，连接孔还为活性物质输送到阴极表面提供了通道。由于活性物质在阴极表面连续供应，浸渍阴极的发射性能大大提高。到目前为止，已经开发出不同的扩散阴极，主要包括储层阴极、浸渍阴极、涂有金属膜的阴极、混合基质阴极和钨酸盐阴极等<sup>[41,42]</sup>。5) 电子化合物阴极：电子化合物是一种以电子作为阴离子的特殊离子晶体材料，与传统金属材料不同，电子化合物中的电子并不是随机自由分布的，其分布具有一定的区域性。电子掺杂的钙铝石是一种典型的电子化合物。钙铝石本是一种绝缘的陶瓷材料，其晶体结构中特殊的笼状结构，每个钙铝石单晶均有 12 个特殊的笼状结构组成，其

中，2 个自由氧离子随机占据了 12 个笼状结构中的 2 个。由于自由氧离子在笼状结构中十分不稳定，因此易被拥有合适离子半径的粒子所取代，当取代自由氧离子的粒子为电子时，钙铝石便能转化为一种室温稳定的理想电子化合物。笼内自由电子通过笼间迁移实现导电性，这种材料功函数低，与碱金属可比拟，但化学性能更稳定<sup>[43]</sup>。6) 负电子亲和势半导体阴极：对于一些半导体和绝缘体，如果导带最小值能级的能量高于真空能级，称为负电子亲和势，在这种情况下，位于导带中的任何电子逃离材料表面都没有发射势垒需要克服。金刚石表面功能化可以产生负电子亲和势，是下一代热电子发射应用非常理想的材料<sup>[44]</sup>。表 2 是一些典型热电子发射材料的属性。

表 2 典型热电子发射材料的属性<sup>[44]</sup>

Table 2: Properties of some common thermionic emission materials<sup>[44]</sup>

材料	熔点 (K)	功函数(eV)	$\lambda_{RAr}$ ( $Acm^{-2}K^{-2}$ )
W	3640	4.54	55-104
Ta	3270	4.1	60
Re	3440	4.7	110
Mo	2890	4.15	39
Pt	2050	5.4	170
Ni	1730	4.1	60
Ba	1120	2.11	60
Cs on W	-	1.36	3.2
BaO	2196	1.5	0.1
LaB6	2480	2.4-3.4	57-82
CeB6	2825	2.39	19
SmB6	2673	2.76	120
H-Bn/CNT	-	4.22-4.61	4-1459
Carbon nanotube	3823	2	110-120

适用于高超声速电子发汗冷却的候选材料仍然是一个悬而未决的问题，用于电子发汗冷却的材料功函数不是越低越好，而是和飞行器流场状态相关存在理想值，相比用于热电子发射阴极，电子发汗冷却要求材料能在空气环境中应用、抗氧化耐高温，许多热电子发射材料，如浸渍多孔钨、LaB6，因为其容易被氧化而不适合应用于高超声速环境中。

目前针对电子发汗冷却需求开展的材料研究很少，国外，洛克希德马丁公司资助科罗拉多州立

大学开展了电子发汗冷却用发射电极材料的研究, 针对钙铝石钛和改性钙铝石电子化合物的制备与表征开展研究, 测定钙铝石钛材料的功函数为  $2.12\text{eV}$ , 吸附位点密度为  $4.88\text{E}17\text{m}^{-2}$ ; 改性钙铝石材料功函数为  $2.41\text{eV}$ , 吸附位点密度为  $1.79\text{E}18\text{m}^{-2}$ [16,45]。国内, 哈尔滨工业大学制备了  $\text{W-La}_2\text{O}_3$ , 并在  $2050\text{-}2350^\circ\text{C}$  范围内研究了材料发射特性与电子发汗冷却间的影响及机理。实验和数值计算结果表明: 电子发汗冷却和阴极电流密度随温度增加呈非线性关系; 在高温下, 发射电子的初始速度对提高电子发汗冷却的性能贡献很大; 阴极电流发射模式决定了电子发汗冷却效应的大小和趋势。针对高温情况, 发展了高温热电子发射模型, 考虑了发射电子初始速度对发射热电子电流密度的影响, 实验结果证明, 高温热电子发射模型相比传统的热电子发射模型预测精度更高[46]。

### 3 总结与展望

电子发汗冷却技术由于其诱人的冷却性能和技术优势, 自 2015 年提出以来迅速引起了国外众多研究机构的关注, 并开展了相关的数值和实验研究。目前, 电子发汗冷却技术整体上仍处于概念研究阶段, 初步的理论分析表明该技术具备潜在的应用价值, 但数值计算模型、实验验证及相关材料研发等方面仍存在诸多问题, 距离工程实际应用存在较大的差距, 已开展研究工作不足之处主要体现为:

1) 数值方面: (1) 已开展研究工作主要针对热电子发射过程, 未考虑电子再附过程, 而热电子再附是电子发汗冷却的必备环节, 是验证技术可行性的关键因素。(2) 忽略了磁场效应。由麦克斯韦-安培定律可知热电子会诱导产生磁场, 当霍尔系数大于 1 时, 电子会被磁化, 磁场会影响带电组分的输运特性, 对于电离度较高的流场需评估磁场效应的影响。(3) 简化物理细节造成数值模型精度不足。由于等离子鞘层厚度为微米量级, 在 CFD 计算过程同时数值求解鞘层计算量太大, 因此采用解析模型描述鞘层的物理特性, 把鞘层边缘当作计算边界, 而现有解析模型是假定一维流动、无碰撞鞘层、电极平板外形情况下导出的, 并且未考虑热电子发射对壁面电势的影响, 需进一步提高模型精度。

2) 实验方面: (1) 实验验证数据匮乏, 计算针对的流场工况有限, 且发射电极紧邻收集电极, 尚未考虑工程实际应用对电极布置的需求。(2) 已开展的实验研究多数是在等离子体设备中开展的, 流场焓值能够满足电子发汗冷却实验需求, 但流场组

分、电离度、速度等参数和真实高超声速流场存在明显差异, 难以客观反映真实高超流场中的冷却性能。(3) 实验测试技术不完善, 材料功函数和流场来流参数不确定度偏大, 不利于准确评估热电子发汗冷却性能。(4) 定量测量热电子电流密度困难, 测得电流为热电子电流和流场电子/离子电流的静电流, 需发展新的实验方法对热电子发射特性进行表征, 促进热电子发射模型的修正与完善。

电子发汗冷却技术的冷却性能严重依赖材料的热电子发射性能, 研发耐高温抗氧化、低功函数的热电子发射材料是电子发汗冷却工程化的前提基础, 是未来开展电子发汗冷却需重点关注的研究内容, 同时针对电子发汗冷却技术仍需进一步明晰冷却机理认知, 加强实验验证, 完善流场参数和热电子测量技术, 围绕热电子的发射、输运和再附过程, 重点解决以下科学问题:

1) 空间电荷限制条件下热电子发射特性。

热电子电流密度是影响电子发汗冷却性能的关键物理量, 而空间电荷效应会强迫热电子返回电极内部, 是限制热电子发射的关键因素。空间电荷限制条件下的热电子发射特性是开展数值计算和分析电子发汗冷却性能的基本条件。

2) 热电子与高超声速流场的相互作用。

热电子穿越等离子鞘层后进入流场, 与流场组分会发生碰撞, 引发粒子间动量、能量的交换及复合反应, 会改变尖前缘结构的热环境特性, 影响热电子的输运过程和热载荷转移能力。

3) 耦合偏压条件下高超声速流场热电子运动特性。

在热电子发射电极施加偏压是电子发汗冷却技术调控冷却能力的一种方案, 施加偏压后在发射电极和再附电极间形成电场, 电场的存在引发带电组分的强制扩散, 改变电子的运动轨迹, 进而影响热电子的再附过程。耦合偏压条件下高超声速流场中热电子运动特性是影响再附电极的形状和位置设计的主要因素。

### 参考文献

- 1 李锋, 艾邦成, 姜贵庆. 一种热平衡等温机制的新型热防护及相关技术. 宇航学报, 2013, 34(12): 1644-1650 (Li Feng, Ai Bangcheng, Jiang Guiqing. A New Thermal Protection Technology Based on Heat-Balance Isothermal Mechanism. Journal of Astronautics, 2013, 34(12): 1644-1650 (in Chinese))
- 2 苑朝凯, 李进平, 陈宏等. 高超声速条件下溢液液膜厚度测量方法. 中国科学: 技术科学, 2018, 48(6): 629-638 (Yuan Chaokai, Li

- Jinping, Chen Hong, et al. Measuring method of overflow liquid film thickness in hypersonic flow. *Scientia Sinica Technologica*, 2018, 48: 629–638 (in Chinese))
- 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*, 2022, 40(6): 1-13 (Shen Binxian, Zeng Lei, Liu Xiao, et al. Research progress of thermal protection technique by active mass injection for hypersonic vehicle. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2022,40(6): 1-13 (in Chinese))
- 4 Wang ZG, Sun XW, Huang W, et al. Experimental investigation on drag and heat flux reduction in supersonic/hypersonic flows: A survey. *Acta Astronautica*, 2016, 129: 95-110
- 5 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 Mechanism of Hypersonic Vehicles. *Journal of Astronautics*, 2021, 42(4): 409-424 (in Chinese))
- 6 苑朝凯, 李进平, 陈宏等. 高超声速溢流冷却实验研究. *力学学报*, 2018, 50(1): 1-8 (Yuan Chaokai, Li Jinping, Chen Hong, et al. Experimental study of hypersonic overflow cooling. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2018, 50(1): 1-8 (in Chinese))
- 7 Glass D. Ceramic Matrix Composite (CMC) Thermal Protection Systems (TPS) and Hot Structures for Hypersonic Vehicles, 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Dayton, Ohio, 2008
- 8 Alkandry H, Hanquist KM, Boyd ID. Conceptual Analysis of Electron Transpiration Cooling for the Leading Edges of Hypersonic Vehicles, 11th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Atlanta, GA, 2014
- 9 Hanquist KM, Alkandry H, Boyd ID. Evaluation of Computational Modeling of Electron Transpiration Cooling at High Enthalpies. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2017, 31(2): 283-293
- 10 Tahir IA, Almas B, Aqsa T, et al. *Chemistry of Nanomaterials*. Elsevier, United Kingdom, 2020: 179-206
- 11 Preece WH. On a peculiar behavior of glow-lamps when raised to high incandescence. *Proceedings of the Royal Society of London*, 1885, 38: 219-230
- 12 Hanquist KM, Boyd ID. Effectiveness of Thermionic Emission for Cooling Hypersonic Vehicle Surfaces, 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Kissimmee, Florida, 2018
- 13 Hanquist KM, Hara K, Boyd ID. Detailed modeling of electron emission for transpiration cooling of hypersonic vehicles. *Journal of Applied Physics*, 2017, 121(5): 053302
- 14 Hanquist KM, Boyd ID. Computational Analysis of Electron Transpiration Cooling for Hypersonic Vehicles, 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Grapevine, Texas, 2017
- 15 Uribarri L, Allen EH: Electron Transpiration Cooling for Hot Aerospace Surfaces, 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Glasgow, Scotland, 2015
- 16 Kolychev AV, Kernozhitsky VA, Savelov VA, et al. Complex increase in safety of space flights by thermoemission cooling of elements of aerospace equipment. *AIP Conference Proceedings*, 2021, 2318(1): 060006
- 17 Bezverkhii NO, Bobashev SV, Kolychev AV, et al. Study of the Effect of Electron Cooling: Overview of the Current State. *Technical Physics*, 2019, 64(3): 287-292
- 18 Hanquist KM, Boyd ID. Comparisons of Computations with Experiments for Electron Transpiration Cooling at High Enthalpies, 45th AIAA Thermophysics Conference: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Dallas, TX, 2015
- 19 Hanquist KM, Boyd ID. Limits for Thermionic Emission from Leading Edges of Hypersonic Vehicles, 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting: American Institute of Aeronautics and Astronautics, San Diego, California, 2016
- 20 Kolychev AV, Kernozhitskii VA, Chernyshov MV. Estimation of the Maximum Thermionic Emission Cooling of High-Speed Aircraft. *Russian Aeronautics*, 2020, 63(3): 371-376
- 21 Parent B, Hanquist KM, Rajendran PT, et al. Effect of Cesium Seeding on Plasma Density in Hypersonic Boundary Layers, AIAA Scitech 2021 Forum: American Institute of Aeronautics and Astronautics, VIRTUAL EVENT, 2021
- 22 Tropina A, Andrienko D, Miles RB. Modeling of electron transpiration cooling on tungsten surface high-speed flows, AIAA AVIATION 2020 FORUM: American Institute of Aeronautics and Astronautics, VIRTUAL EVENT, 2020
- 23 Campbell NS, Hanquist KM, Morin A, et al. Evaluation of Computational Models for Electron Transpiration Cooling. *Aerospace*, 2021, 8(9), 243
- 24 Paxton OL, Porat H, Jahn I. On The Development of ETC Test Conditions in the X2 Expansion Tube, ASCEND 2021: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Las Vegas, Nevada & Virtual, 2021
- 25 Gibbons NN, Damm KA, Gollan R. Flight Regime Limits of a



- Hypersonic Vehicle using Electron Transpiration Cooling, ASCEND 2021: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Las Vegas, Nevada & Virtual, 2021
- 26 Sahu R, Tropina A, Miles RB. Floating sheath layer effects on electron transpiration cooling, AIAA AVIATION 2021 FORUM: American Institute of Aeronautics and Astronautics, VIRTUAL EVENT ,2021
- 27 Andrienko D, Sahu R, Tropina A, et al. Computational fluid dynamic model of electron transpiration cooling in weakly ionized air flows, AIAA Scitech 2021 Forum: American Institute of Aeronautics and Astronautics, VIRTUAL EVENT ,2021
- 28 Sahu R, Tropina A, Andrienko D, et al. Cesium seeding for effective electron transpiration cooling in hypersonic flows. Plasma Sources Science and Technology, 2022, 31(3): 035001
- 29 Vatansver D, Nuwal N, Levin DA. A Parametric Study for Kinetic Modeling of Emissive Sheaths Using Electrostatic Particle-in-Cell Method, AIAA AVIATION 2022 Forum: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Chicago, IL & Virtual, 2022.
- 30 Sahu R, Tropina A, Andrienko D, et al. Plasma sheath models for electron transpiration cooling in hypersonic vehicles, AIAA SCITECH 2022 Forum: American Institute of Aeronautics and Astronautics, San Diego, CA & Virtual, 2022
- 31 Sahu R, Tropina A, Miles RB. Collisional plasma sheath effects on thermionic electron emission, AIAA AVIATION 2022 Forum: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Chicago, IL & Virtual , 2022
- 32 Touryan KJ. A hypersonic plasma power generator. AIAA Journal, 1965, 3(4): 652-659
- 33 Chazot O, Helber B. Plasma Wind Tunnel Testing of Electron Transpiration Cooling Concept. AFRL-AFOSR-UK-TR-2017-0012, 2017
- 34 Bezverkhni NO, Bobashev SV, Monakhov NA, et al. Proposal of an Experimental Methods for Electron Transpiration Cooling Effect. Journal of Physics: Conference Series, 2018, 1135: 012085
- 35 Morin AJ, Osborn R, Schindler JC, et al. Inductively Coupled Facility Qualification for Electron Transpiration Cooling Investigations, AIAA Scitech 2020 Forum: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Orlando, FL, 2020
- 36 Bak J, Reky A, Limbach C, et al. Experimental study of electron transpiration cooling with a 2-kW laser heating system, AIAA SCITECH 2022 Forum: American Institute of Aeronautics and Astronautics, San Diego, CA & Virtual, 2021
- 37 Meyers JM, Morin A, Schindler J, et al. Electron Transpiration Cooling Platform for an Inductively Coupled Plasma Facility, AIAA AVIATION 2022 Forum: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Chicago, IL & Virtual ,2022
- 38 Meyers JM, Stunkel B, Ballou I, et al. Characterization of LaB6 Emitters in an Inductively Coupled Plasma Facility for Electron Transpiration Cooling Applications, AIAA AVIATION 2022 Forum: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Chicago, IL & Virtual , 2022
- 39 Paxton OL, Porat H, Jahn IH. Experimental Results of the Electron Transpiration Cooling Effect in the X2 Expansion Tunnel, AIAA AVIATION 2023 Forum: American Institute of Aeronautics and Astronautics, San Diego, CA, 2023
- 40 Yoshizumi T, Hayashi K. Thermionic Electron Emission from a Mayenite Electride–Metallic Titanium Composite Cathode. Applied Physics Express, 2013, 6(1): 015802
- 41 Gao JY, Yang YF, Zhang XK, et al. A review on recent progress of thermionic cathode. Tungsten, 2020, 2(3): 289-300
- 42 Zheng Q, Huang ZH, Shang YF, et al. Single-phase (Ba,Ca)<sub>2</sub>ScAlO<sub>5</sub> impregnant for dispenser cathodes with enhanced thermionic emission performance. Ceramics International, 2021, 47(2): 1632-1639
- 43 Liu C, Nikolaev SA, Ren W, et al. Burton. Electrides: a review. Journal of Materials Chemistry C, 2020, 8: 10551-10567
- 44 James MC, Fogarty F, Zulkarnay R, et al. A review of surface functionalisation of diamond for thermionic emission applications. Carbon, 2021, 171: 532-550
- 45 Tang XC, Kuehster AE, Deboer BA, et al. Enhanced thermionic emission of mayenite electride composites in an Ar glow discharge plasma. Ceramics International, 2021, 47(12): 16614-16631
- 46 Liang W, Meng SH, Zeng QX, et al. Intrinsic connections between thermionic emission cooling effect and emission characteristics of W-La<sub>2</sub>O<sub>3</sub> cathodes at high temperatures. Materials Letters, 2022, 308: 131172
- .