

亚大气压六相交流电弧等离子体射流特性研究: 实验测量

郭恒 苏运波 李和平 曾实 聂秋月 李占贤 李志辉

Characteristics of meso-pressure six-phase alternative current arc discharge plasma jet: Experiments

Guo Heng Su Yun-Bo Li He-Ping Zeng Shi Nie Qiu-Yue Li Zhan-Xian Li Zhi-Hui

引用信息 Citation: *Acta Physica Sinica*, 67, 045201 (2018) DOI: 10.7498/aps.20172556

在线阅读 View online: <http://dx.doi.org/10.7498/aps.20172556>

当期内容 View table of contents: <http://wulixb.iphy.ac.cn/CN/Y2018/V67/I4>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

[甚高频激发容性耦合氩等离子体的电子能量分布函数的演变](#)

Evolution of electron energy distribution function in capacitively coupled argon plasma driven by very high frequency

物理学报.2016, 65(5): 055203 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.65.055203>

[大气环境下飞秒激光对铝靶烧蚀过程的研究](#)

Femtosecond laser ablation of an aluminum target in air

物理学报.2016, 65(5): 055204 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.65.055204>

[表面绝缘铝平面丝阵Z箍缩实验研究](#)

Experimental study of insulated aluminum planar wire array Z pinches

物理学报.2014, 63(5): 055201 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.63.055201>

[等离子体合成射流能量效率及工作特性研究](#)

Energy efficiency and performance characteristics of plasma synthetic jet

物理学报.2013, 62(12): 125207 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.62.125207>

[大气压冷等离子体射流灭活宫颈癌Hela细胞](#)

Inactivation of Hela cancer cells by an atmospheric pressure cold plasma jet

物理学报.2013, 62(6): 065201 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.62.065201>

亚大气压六相交流电弧等离子体射流特性研究: 实验测量*

郭恒¹⁾ 苏运波²⁾ 李和平^{1)†} 曾实¹⁾ 聂秋月³⁾ 李占贤²⁾ 李志辉⁴⁾⁵⁾

1)(清华大学工程物理系, 北京 100084)

2)(华北理工大学机械工程学院, 唐山 063500)

3)(哈尔滨工业大学电气工程及自动化学院, 哈尔滨 150001)

4)(中国空气动力研究与发展中心超高速所, 绵阳 621000)

5)(国家计算流体力学实验室, 北京 100191)

(2017年11月29日收到; 2018年1月4日收到修改稿)

以临近空间高超声速飞行器以及航天器再入大气环境飞行过程“黑障”问题的研究为背景, 进行了多相交流电弧放电实验装置的物理设计, 建立了六相交流电弧等离子体实验平台(MPX-2015), 在背景压力为500 Pa的亚大气压条件下获得了最大直径和长度分别达到14.0 cm和60.0 cm的等离子体射流. 研究了工作气体流量、真空腔压强、电极间距以及弧电流等因素对等离子体自由射流和冲击射流特性的影响规律. 结果表明: 在实验参数范围内, 真空腔压强对等离子体的射流特性影响最为显著, 等离子体自由射流的长度和直径以及冲击钝体条件下的鞘套有效工作长度和厚度均随着压强的降低而增大; 提高沿电极环缝注入的工作气体流量或弧电流亦有利于等离子体鞘套尺寸的增加. 上述工作有助于进一步开展临近空间飞行器与其周围复杂介质环境间复杂的气动热效应和“黑障”问题的研究.

关键词: 等离子体电弧射流, 交流放电, 亚大气压放电, 非平衡态等离子体

PACS: 52.30.-q, 52.50.Dg

DOI: 10.7498/aps.67.20172556

1 引言

距海平面20—100 km的临近空间区域是人类航空与航天活动的过渡区域, 该区域内相对稀薄的大气环境有效减小了飞行器所受的空气阻力, 使得飞行器容易实现高超声速飞行, 具有广阔的商业和军事应用前景. 但同时, 临近空间飞行器在高超声速飞行过程中也面临着复杂介质环境的强烈影响, 特别是其表面激波热致高密度、强碰撞、非均匀和非平衡(包括热力学和化学非平衡效应)等离子体的产生^[1,2]. 一方面, 能量的注入和等离子体的存在使得飞行器周围局部区域的当地声速增加, 边界

层特性(如局部流场和压力场的空间分布、当地马赫数的变化以及边界层分离特性等)与常温空气相比将发生显著变化, 从而导致飞行器飞行阻力的变化^[3]; 另一方面, 包覆飞行器表面的等离子体鞘套环境对电磁波的吸收、散射和折射, 会引发“黑障”效应^[4-6], 从而影响飞行器的通信和控制系统. 因此, 开展高超声速飞行器与其周围复杂介质环境间相互作用机理的研究对于指导飞行器的设计具有重要意义.

目前, 有关飞行器特性的研究主要采用飞行试验、地面风洞实验和数值模拟方法. 飞行试验是直接对飞行器在空间飞行过程中的关键参数进行在线诊断, 包括美国的无线传输衰减测量(Radio At-

* 国家重点基础研究发展计划(批准号: 2014CB744100)资助的课题.

† 通信作者. E-mail: liheping@tsinghua.edu.cn

tenuation Measurements, RAM)、日本的超高速飞行试验(Hypersonic Flight Experiment, HYFLEX)以及俄罗斯(前苏联)的载人航空航天器(Manned Aero-Space Vehicle, VKA)等飞行试验项目[7-11]. 但这种方法代价高昂,且在这种极端条件下的实验诊断手段也比较匮乏,一般通过探针或者电磁波测量飞行器壁面附近等离子体鞘套的电子数密度. 因此,测量数据,特别是公开发表的实验数据十分有限. 自20世纪60年代以来,地面模拟就成了研究空间飞行器与其周围环境相互作用过程的重要手段之一. 其中,用来产生复杂介质环境的模拟设备主要为风洞(如等离子体风洞、激波风洞等)和能够引出高速、强束流的等离子体发生器[12-14]. 此类大型地面模拟装置的建设和维护成本,特别是大型风洞的建设费用和运行成本也同样非常昂贵,开展大量重复性的实验仍然具有一定的困难. 近年来,随着气体放电理论和等离子体源技术的不断发展,涌现出了不少小规模实验室模拟装置,比如螺旋波等离子体源、电弧等离子体源、辉光放电、电感/电容耦合放电等离子体源等模拟装置[15-18]. 尽管这些等离子体源的产生方式和产生条件与飞行器实际飞行过程中强激波所产生的等离子体环境并不完全相同,但从模拟飞行器与其周围复杂介质环境在某些方面的相互作用过程,如“黑障”中等离子体-波相互作用过程的研究依然是十分有意义的.

从临近空间飞行器“黑障”问题研究的需求来看,需要在地面模拟实验中产生具有足够大体积(如有效试验区长度 $L_3 = 30-50$ cm)、足够厚(如鞘套厚度 $\delta = 5-10$ cm)以及足够高的等离子体密度(如电子数密度 $n_e = 10^8-10^{12}$ cm $^{-3}$)的包覆飞行器表面的等离子体鞘套环境(如图1所示),进而能够研究等离子体鞘套特性及其与入射电磁波的相互作用规律. 在大气压或亚大气压条件下,尽管热等离子体的电子数密度相对辉光放电要高得多,但产生大体积、稳定的电弧等离子体通常十分困难,例如在等离子体材料处理应用中所产生的直流电弧放电等离子体射流尽管在层流条件下其射流的长度可以达到1 m量级[19],但其径向尺寸通常在1 cm量级或更小[20-23];采用电感耦合方式所产生的放电等离子体的直径尽管相对直流放电要大得多,但也往往限于几个厘米之内[20,24],很难产生更大直径的等离子体射流. 日本的Watanabe教授研究组[25,26]在进行玻璃粉末的热等离子体球化

处理时提出了采用多相交流电弧放电装置产生直径可达10 cm、厚度可达15 cm的片状高温等离子体放电区. 这种放电装置从电极结构的设计上解决了在大气压或亚大气压条件下产生大直径电弧放电等离子体的问题,但依然无法产生用于模拟包覆飞行器表面的、具有足够长度的大体积等离子体环境. 在本研究中,我们将双射流直流电弧放电等离子体发生器的设计理念[27]与上述多相交流电弧放电等离子体发生器的设计理念[25,26]相结合,建立了能够在大气压和亚大气压条件下放电的六相交流电弧等离子体实验平台,产生了大体积等离子体电弧射流,并研究了不同工作参数对等离子体射流特性的影响规律,为下一步开展临近空间高超音速飞行器以及航天器再入大气环境飞行过程中“黑障”问题的研究准备了良好的条件.

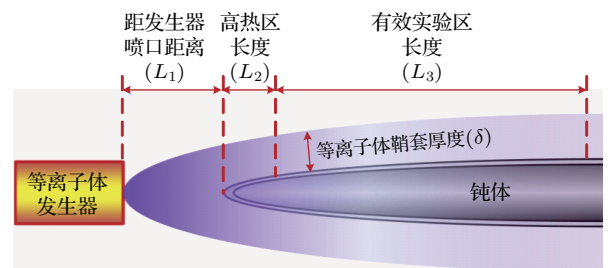


图1 包覆飞行器的等离子体鞘套示意图

Fig. 1. Schematic of the plasma layer surrounding an aircraft.

2 实验平台介绍

2.1 物理设计的基本思路

在大气压及亚大气压条件下产生包覆飞行器的大体积等离子体鞘套,必须产生大体积的非平衡态等离子体. 而在中高气压条件下,由于气体的临界击穿场强较大(如在大气压条件下该值通常在 10^5-10^6 V/m量级[28]),等离子体发生器的特征尺度(此处以发生器电极间距表征)较小(通常在毫米—厘米量级),导致很难产生大体积(如本研究中所需要的直径在10—20 cm、长度在30—50 cm以上)的非平衡等离子体射流. 研究中我们提出以文献[25,26]所报道的多相交流电弧放电等离子体源为原型(如图2(a)所示),结合双射流直流电弧等离子体发生器的设计理念(如图2(b)所示)[27],通过增加电极区水冷约束管和电极上游冷气体注入喷嘴(如图2(c)所示)获得大体积等离子体射流.

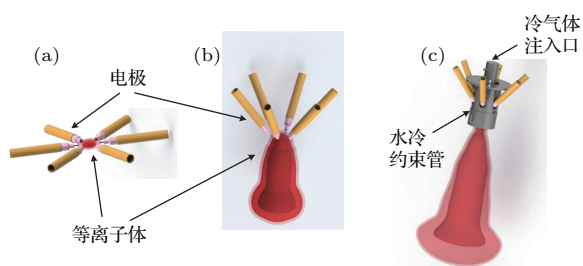


图2 新型六相交流电弧放电等离子体射流源设计思路示意图 (a)文献[25,26]中的电弧等离子体源; (b)多射流直流电弧等离子体源; (c)本文提出的新型电弧等离子体源

Fig. 2. Schematics for the design of the new type six-phase arc discharge plasma jet source: (a) Plasma source presented in Refs. [25, 26]; (b) multi-jet direct current arc plasma source; (c) new type plasma source proposed in this study.

具体的物理设计思路是如下.

1) 采用文献[25,26]所报道的多相交流电弧放电等离子体源获得较大的放电区直径. 当采用如图2(a)所示的多电极、多相放电发生器结构设计时, 一方面, 在保持相邻电极间的距离为厘米量级的同时, 可以使得所有电极所形成的放电区直径随着电极数目的增加而显著增加, 通常可以达到数十厘米量级; 而另一方面, 由于采用了多相交流电源驱动放电, 不仅避免了单相交流放电时电流过零所造成的熄弧问题, 而且可以通过设计不同的电极放电时序来调整放电所形成的高温区位置[26]. 如图2(a)所示, 当采用相邻电极顺序放电的连接方式时, 将形成类似环状的等离子体高温区, 这有利于在钝体表面形成具有一定厚度的等离子体鞘套.

2) 尽管采用如图2(a)所示的等离子体发生器结构设计可以获得具有较大放电区直径的等离子体, 但弧柱区的高温部分电离气体在发生器几何轴线方向均匀膨胀, 无法获得长等离子体射流, 所形成的等离子体区厚度较小. 为此, Yao等[25]提出将12个电极分成两组, 分两层进行布置, 通过调整层间距(给定的层间距为15 cm)从而在放电区获得具有一定厚度的等离子体, 但该方法依然无法在电极区下游的射流区形成长而稳定的等离子体射流. 为此, 我们借鉴双射流直流电弧等离子体发生器的设计思路, 即将电极几何轴线与发生器几何轴线间的夹角由图2(a)的90°变为40°, 从而通过电极尖下游区等离子体射流的相互作用形成具有一定长度的、总体上沿发生器几何轴线流动的高温等离子体射流(如图2(b)所示)[29].

3) 为了进一步约束放电区高温部分电离气体

的自由膨胀, 我们在图2(b)的基础上增加水冷约束管和电极平面上游的冷气体注入喷嘴. 如图2(c)所示, 增加上述部件后, 不仅约束了高温电弧等离子体的自由膨胀, 而且通过电极平面上游冷气体的注入, 使得更多的冷气体被电弧加热后沿发生器几何轴线向电极平面的下游流动, 从而在保证放电区直径基本不变的情况下有利于形成更长的等离子体射流[27].

2.2 六相交流电弧放电等离子体实验平台

按照上述设计思路, 我们设计了多相交流电弧等离子体实验平台(multiphase gas discharge plasma experimental platform-2015, MPX-2015). 图3(a)和图3(b)分别为该实验平台的示意图和实物图, 包括真空腔体及其内部的等离子体发生器、电源系统和控制系统. 实验平台总长1.7 m, 总高约2 m. 真空腔由两段组成, 其中前段真空腔侧壁安装有6个伺服电动缸, 每个电动缸带动一个电极做直线运动; 前段真空腔的内部安装有一个内径为100 mm、采用水冷结构的约束管, 主要起到对等离子体射流的约束作用. 该约束管为不锈钢材料, 亦可作为与6个电极相对应的地电极. 在前段真空腔的端部中心位置安装有1个伺服电动缸, 用以带动冷气体进气喷嘴做直线运动. 后段真空腔采用双层

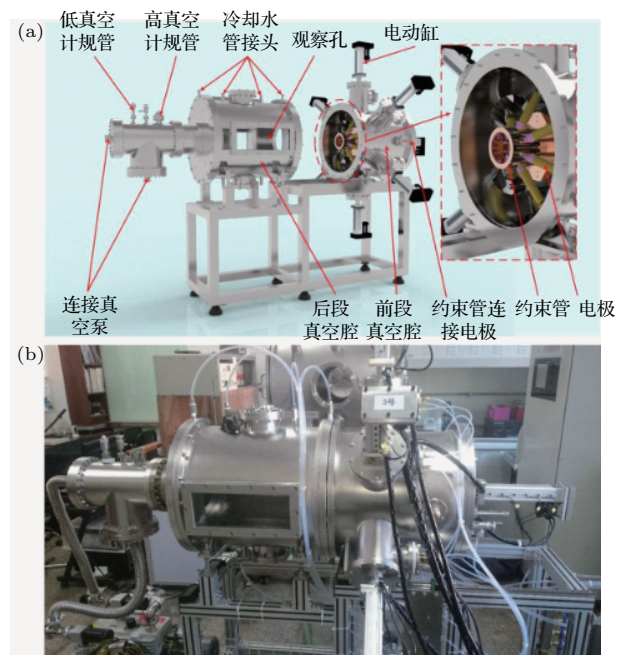


图3 MPX-2015 (a)示意图; (b)实物照片

Fig. 3. Schematic (a) and picture (b) of MPX-2015.

水冷结构,在其侧壁上开有2个长方形观察窗和2个圆形观察窗,以及1个连接真空泵的法兰.2个长方形观察窗的长度均为380 mm,靠近真空泵法兰的长方形观察窗宽70 mm,而该窗口对面的长方形观察窗的宽度则为130 mm;两个圆形观察窗直径均为150 mm.另外,真空腔底部观察窗也可以更换为安装用于固定钝体的轨道台架.

MPX-2015的电源系统主要由6个弧焊电源和1个6相隔离变压器组成,同时也包括了用于非接触引弧的高频引弧器和用于抑制变压器涌流的软启动电路.该电源系统以六个单相交流弧焊变压器为功率源,采用六相隔离变压器将三相交流电变换成为具有 60° 相位差的六相交流电,为六个单相交流弧焊电源供电,并采用如图4所示的线路连接方式将等离子体发生器的6个电极与6台单相交流弧焊机连接.放电过程中,相邻两个电极间所加交流电压的相位差为 60° ;每相电流的波形均为标准正弦波,当其中1相电流过零时,其他5相的电流并不会同时经过零点.于是,尽管当电流过零时电弧会熄灭,但之后电流会持续增大,并依靠其他5相完成自燃,从而保证电弧的持续和一定程度上的稳定.由于在放电过程中没有中心点,因此,每一电极在充当功率电极的同时也在轮流地充当地电极.在发生器稳定放电的情况下,每相的电流在70—110 A的范围内变化,两相之间的工作电压则维持在24 V左右.

MPX-2015的控制系统由三菱Q系列可编程逻辑控制器(PLC)、三菱伺服电机、触摸屏和上位机组成. PLC和触摸屏之间采用RS422数据传输协议通讯, PLC和上位机之间则采用RS232数据传输协议通讯.在放电过程中,触摸屏通过PLC主要进行系统的启动和监控,7个伺服电机分别带动等离子体发生器的6个电极和1个冷气体进气喷嘴运动,并采用2个QD75D4运动控制模块对7个电机进行定位运动控制.上位机则使用LabVIEW程序,主要用于后续实验数据的采集.

2.3 等离子体射流关键参数的实验测量方法概述

我们采用发射光谱法来测量等离子体射流区的气体温度(T_h)、电子激发温度(T_e)和电子数密度(n_e)这三个关键参数.其中,采用 Boltzmann 图法测量了等离子体的电子激发温度(T_e)^[30];采用

OH(羟基)基团在306—310 nm间的发射光谱测量了气体的转动温度(T_{rot})^[31],并假定 $T_h \approx T_{rot}$;采用等离子体在380—430 nm间的连续辐射谱测量了电子数密度(n_e)^[32].根据第1节所述,包覆飞行器表面的等离子体鞘套环境需要有足够高的电子数密度($n_e = 10^8$ — 10^{12} cm⁻³).因此,为了定量确定等离子体射流的尺寸,包括最大射流直径(d)和射流长度(l),我们以等离子体电子数密度 10^{10} cm⁻³为界限(记为 $n_{e,crt}$),待每次放电稳定之后,通过对等离子体射流进行径向和轴向二维扫描测量,得到所测电子数密度大于 $n_{e,crt}$ 的等离子体射流区尺寸.

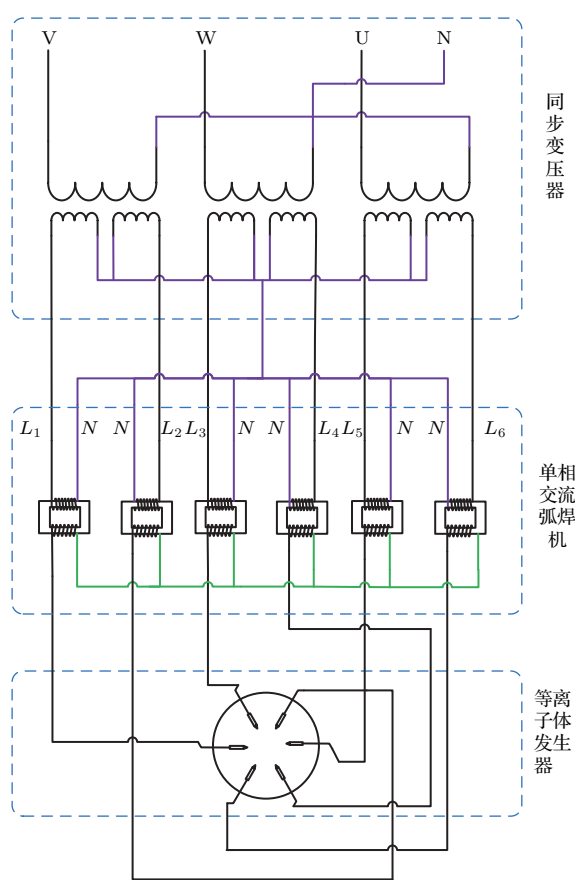


图4 MPX-2015 电源系统电路连接图

Fig. 4. Circuit for the MPX-2015.

3 等离子体自由射流特性的实验研究

3.1 典型实验工况下的等离子体自由射流特性

图5给出了等离子体自由射流形貌(曝光时间 $t_{exp} = 50$ ms),实验条件为:氩-氮混合气体(氮含量10%)作为等离子体工作气体,总流量(Q_{tot})为16.0 slpm(其中从每个电极环缝注入的气体流量

(Q_e)为1.0 slpm (标准升每分钟), 电极平面上游的冷气体注入量(Q_c)为10.0 slpm、单相弧电流峰值(I)为80 A, 相邻两电极间距(l_e)为40 cm, 水冷约束管出口内径(r_1)为2.5 cm, 真空腔压强(p)为1000 Pa. 为了便于后续分析, 以水冷约束管出口中心作为坐标原点(O), 以发生器几何轴线作为 z 轴, 并将等离子体射流的流动方向定义为 z 轴正方向, 与之相垂直的方向定义为径向(r 轴). 从图5可以看到, 从水冷约束管喷出的等离子体射流沿流动方向逐渐扩张. 图6则给出了相同工况下等离子体发生器轴线上 $z = 10.0$ cm处的发射光谱. 利用这些谱线, 可以得到等离子体射流关键参数的空间分布规律.

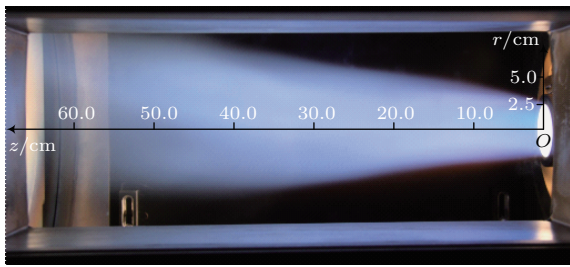


图5 典型工况下的等离子体自由射流照片

Fig. 5. Image of the plasma free jet under a typical operating condition.

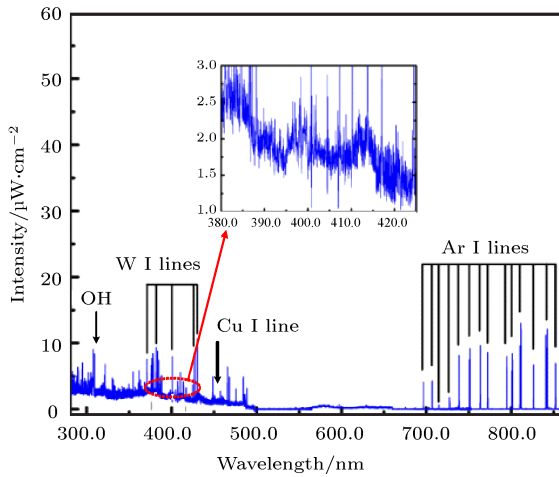


图6 发生器轴线上 $z = 10.0$ cm处的等离子体发射光谱图

Fig. 6. Emission spectrum of the plasma jet at the location $z = 10.0$ cm on the jet axis.

图7给出了相同工况下实验测量与采用非平衡等离子体模型计算[33]得到的等离子体自由射流区气体温度、电子激发温度和电子数密度沿发生器几何轴线的变化规律, 其中有关非平衡态等离

子体数值模拟物理数学模型的具体介绍可参见文献[33]. 可以看到: 1) 上述三个特征参数(T_h , T_e 和 n_e)均沿射流流动方向在 $z = 0—50.0$ cm的范围内逐渐降低, 实验测量得到的电子激发温度和重粒子温度分别从水冷约束管出口处的7601 K和3600 K降低到了3037 K和1100 K, 而电子数密度则从出口处的 $1.25 \times 10^{15} \text{ cm}^{-3}$ 下降到了 $1.1 \times 10^{11} \text{ cm}^{-3}$; 数值模拟结果与实验测量结果在定性的变化趋势上是完全一致的; 在 $z = 50.0$ cm处, 实验测量得到电子温度和重粒子温度较数值模拟结果分别低22%和26%, 实验测量得到的电子数密度与计算结果相差约18%, 这在一定程度上验证了本文实验测量结果的可靠性; 2) 相应地, 等离子体射流区电子数密度大于 $n_{e,\text{crt}} (= 10^{10} \text{ cm}^{-3})$ 的射流直径亦从水冷约束管出口处的6.0 cm扩大到了11.6 cm (如图8所示).

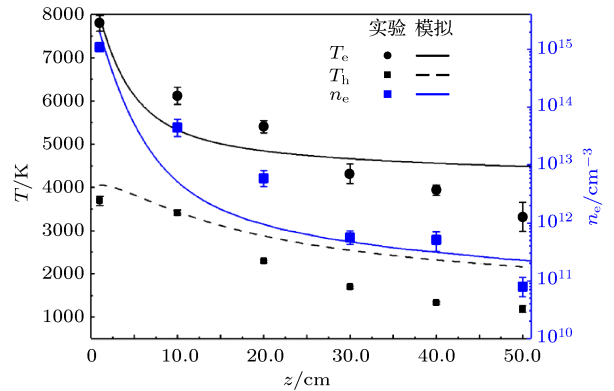


图7 等离子体射流区气体温度、电子激发温度和数密度沿轴线的变化规律

Fig. 7. Profiles of T_h , T_e and n_e along the geometrical axis of the plasma jet.

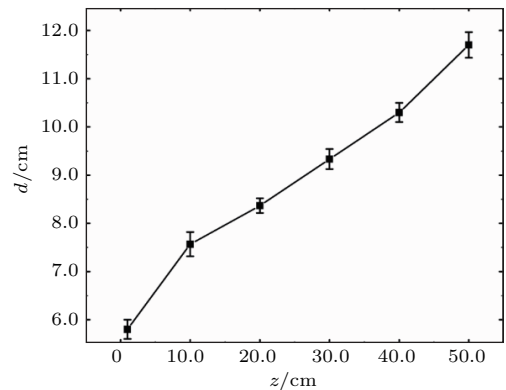


图8 等离子体射流直径沿轴线的变化规律

Fig. 8. Variations of the diameter of the plasma jet along the axis.

3.2 主要工作参数对等离子体自由射流特性的影响

为了进一步研究不同放电参数(如真空腔压强、电极间距、弧电流、等离子体工作气体流量等)对自由射流特性的影响规律,针对图5所对应的典型工况设计了如表1所列的16组实验条件,其中水冷约束管内径以及从电极平面上游注入的冷气体量均保持不变,即 $r_1 = 2.5 \text{ cm}$, $Q_c = 10.0 \text{ slpm}$.

表1 自由射流特性研究实验工况表
Table 1. Operating conditions for the plasma free jets.

Case	p/Pa	l_e/cm	I/A	Q_e/slpm
1	1000	3.0	80	0.5
2	1000	3.0	80	1.0
3	1000	3.0	100	0.5
4	1000	3.0	100	1.0
5	1000	4.0	80	0.5
6	1000	4.0	80	1.0
7	1000	4.0	100	0.5
8	1000	4.0	100	1.0
9	500	3.0	80	0.5
10	500	3.0	80	1.0
11	500	3.0	100	0.5
12	500	3.0	100	1.0
13	500	4.0	80	0.5
14	500	4.0	80	1.0
15	500	4.0	100	0.5
16	500	4.0	100	1.0

图9和图10分别给出了对应于表1不同放电工况下的等离子体射流长度和最大直径. 其中,从图5中O点开始,轴向方向每隔5.0 cm,径向方向每隔1.0 cm进行等离子体射流光谱空间分布的扫描测量,射流长度和直径均以电子密度约为 $n_{e,crt}$ 为边界得到的最大直径以及长度定义. 实验测量结果表明: 1) 真空腔压强(p)会对等离子体射流尺度产生显著的影响,随着压强的降低,等离子体射流长度与直径均有所增加; 2) 在弧电流(I)保持不变的情况下,相邻两电极间的距离(l_e)对放电稳定性有明显的影响,随着弧电流的降低,放电稳定性变差;且真空腔压强越低,这种变化越明显; 3) 其他

条件保持不变的情况下,增加弧电流(I)和沿电极环缝注入的气流量(Q_e)均有利于提高放电的稳定性、增大射流尺度,并且也使得击穿气体产生放电变得更加容易. 在本文所涉及的工况范围内,等离子体射流的直径和长度分别在10.0—14.0 cm以及42.0—60.0 cm的范围内变化.

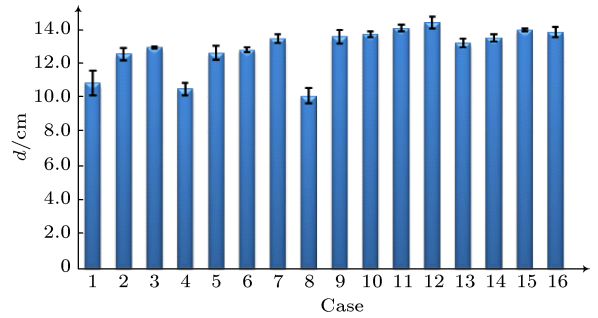


图9 不同放电工况下的等离子体射流的最大直径
Fig. 9. Maximum values of the plasma jet diameter under different operating conditions.

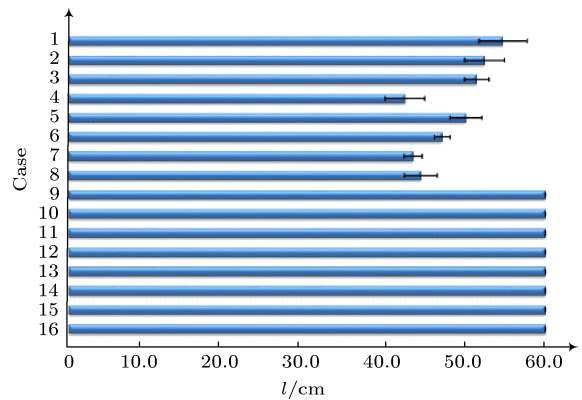


图10 不同放电工况下的等离子体射流长度
Fig. 10. Lengths of the plasma jet under different operating conditions.

4 等离子体冲击射流特性的实验研究

4.1 典型实验工况下的等离子体冲击射流特性

图11给出了典型工况($Q_e = 1.0 \text{ slpm}$, $Q_c = 10.0 \text{ slpm}$, $I = 100 \text{ A}$, $l_e = 30 \text{ mm}$, $r_1 = 4.0 \text{ cm}$, $p = 1000 \text{ Pa}$)、有钝体存在条件下氩-氮混合气体(氮含量10%)放电所产生的等离子体冲击射流的形貌($t_{exp} = 20 \text{ ms}$). 由于MPX-2015真空腔测试段长度的限制,所采用的钝体长度为35.0 cm,最大直径为5.0 cm,钝体尖端与发生器水冷约束管出口之间的距离(L_1)为8.0 cm. 从图11可以看到,从水冷约束管喷出的等离子体射流在沿流动方向紧贴

钝体逐渐扩张, 整个钝体全部被包覆在等离子体射流区内.

图 12 给出了相同工况下距离钝体表面 2.0 cm 处等离子体射流区气体温度、电子激发温度和电子数密度沿射流流向的变化规律 (以钝体尖端为坐标零点). 可以看到: 1) 上述三个特征参数 (T_h , T_e 和 n_e) 均沿射流的流动方向在 $z = 0-40.0$ cm 的范围内逐渐降低, 其中, 电子激发温度和重粒子温度分别从尖端处的 6120 K 和 3050 K 降低到了 3100 K 和 1020 K, 而电子数密度则从 $4.00 \times 10^{14} \text{ cm}^{-3}$ 下降到了 $1.40 \times 10^{11} \text{ cm}^{-3}$; 2) 相应地, 等离子体射流区电子数密度大于 $n_{e,\text{crt}} (= 10^{10} \text{ cm}^{-3})$ 的等离子体鞘套厚度亦从钝体尖端处的 4.7 cm 扩大到了 7.6 cm (如图 13 所示), 有效覆盖长度可以达到约 33.0 cm, 占钝体总长度 (35.0 cm) 的 94.2%.

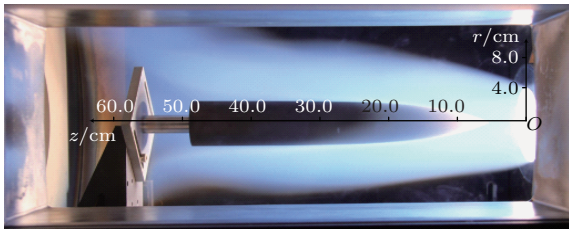


图 11 典型工况有钝体存在条件下的等离子体冲击射流照片

Fig. 11. Image of the plasma impinging jet upon a bluff body under a typical operating condition.

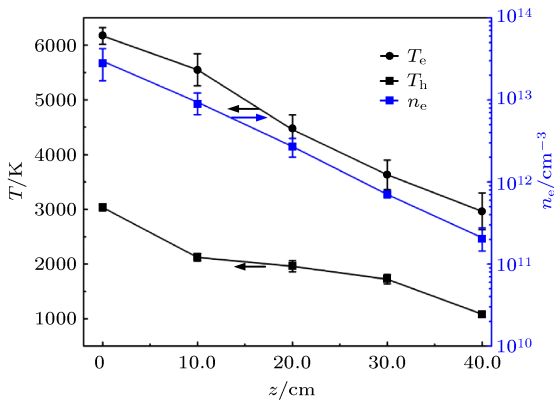


图 12 距钝体表面 2.0 cm 处等离子体射流区气体温度、电子激发温度和数密度沿轴线的变化

Fig. 12. Distributions of T_h , T_e and n_e along the geometrical axis of the plasma jet and 2.0 cm away from the surface of the bluff body.

4.2 主要工作参数对等离子体冲击射流特性的影响

表 2 列出了电极间距、水冷约束管内径、从电极平面上游注入的冷气体量以及钝体半径 (r_2)

均保持不变的条件下 ($l_e = 3.0 \text{ cm}$, $r_1 = 4.0 \text{ cm}$, $Q_c = 10.0 \text{ slpm}$, $r_2 = 2.5 \text{ cm}$) 研究真空腔压强、弧电流、等离子体工作气体流量对等离子体冲击射流特性影响规律的 8 组实验工况.

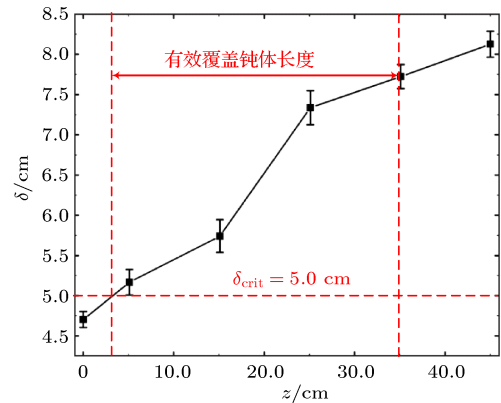


图 13 等离子体鞘套厚度沿发生器几何轴线的变化规律 (δ_{crit} 为等离子体射流有效覆盖厚度下限)

Fig. 13. Variations of the plasma layer thickness along the geometrical axis of the plasma jet (δ_{crit} is the lower limit of the effective plasma layer thickness).

表 2 冲击射流特性研究实验工况表

Table 2. Operating conditions for the plasma impinging jets.

Case	p/Pa	I/A	Q_e/slpm
1	1000	80	0.5
2	1000	80	1.0
3	1000	100	0.5
4	1000	100	1.0
5	500	80	0.5
6	500	80	1.0
7	500	100	0.5
8	500	100	1.0

图 14 和图 15 分别给出了对应于表 2 中不同工况下所形成的等离子体鞘套有效工作长度和最大厚度, 其中, 从图 11 中 O 点开始至钝体根部, 轴向方向每隔 5.0 cm、径向方向每隔 1.0 cm 进行等离子体射流的光谱空间分布扫描测量, 射流长度和直径均以电子密度约 $n_{e,\text{crt}}$ 为边界得到的最大直径以及长度定义. 实验测量结果表明: 1) 真空腔压强 (p) 会对钝体区的等离子体鞘套厚度产生显著的影响, 随着压强的升高, 等离子体鞘套的有效工作长度和厚度均减小; 2) 相同真空腔压强条件下, 增大弧电流 (I) 和沿电极环缝注入的气流量 (Q_e) 均会使得所形成的等离子体鞘套长度和厚度有所增加,

同时也使击穿气体产生放电变得更加容易,但相比真空腔压强的影响要小得多.在本文所研究的参数范围内,等离子体射流包覆长35.0 cm、半径2.5 cm的钝体后所形成的等离子体鞘套的最大厚度和长度分别在7.2—8.6 cm以及27.0—35.0 cm的范围内变化.

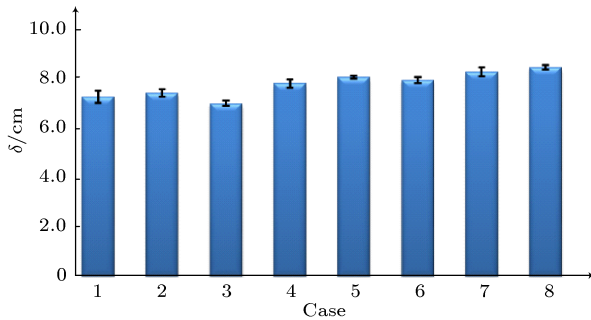


图14 不同放电工况下的等离子体鞘套厚度

Fig. 14. Plasma layer thicknesses surrounding the bluff body under different operating conditions.

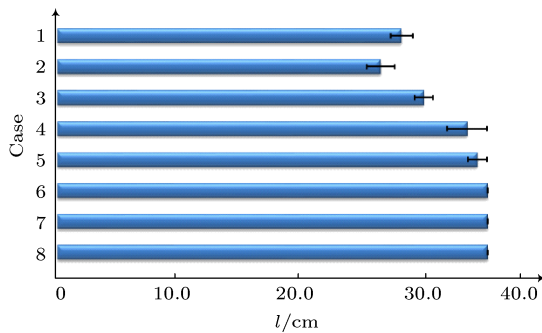


图15 不同放电工况下的等离子体鞘套长度

Fig. 15. Plasma layer lengths surrounding the bluff body under different operating conditions.

5 结论与展望

本文以临近空间高超声速飞行器以及航天器再入大气环境飞行过程中的“黑障”问题为研究背景,建立了六相交流电弧等离子体实验平台(MPX-2015),对其所产生的等离子体自由射流和有钝体存在条件下的冲击射流特性进行了初步实验研究.在实验参数范围内得到的主要结论为:

1) 采用本文所提出的六相交流电弧放电等离子体射流源结构设计,能够在中等压力范围(500—1000 Pa)内获得比常规直流电弧放电和射频感应耦合放电等离子体源更大尺寸的等离子体射流;

2) 等离子体工作气体流量、真空腔压强、电极间距以及弧电流等因素均会对等离子体射流特性

产生一定的影响,其中,真空腔压强对等离子体射流特性的影响最为显著,随着压强由500 Pa升高到1000 Pa,电子与中性粒子间的碰撞频率提高,电子数密度沿轴向迅速衰减,等离子体自由射流长度和最大直径减小;在冲击钝体条件下所形成的等离子体鞘套的有效工作长度和厚度均减小;而相同气压条件下,提高沿电极环缝注入的等离子体工作气体流量(由0.5 slpm增加到1.0 slpm)或放电的弧电流(由80 A增加到100 A)均有利于等离子体鞘套尺寸的增大.

本文着重研究了当放电达到准稳态时,不同工况下时间平均的等离子体射流长度、直径以及射流区气体温度、电子激发温度和电子数密度等关键参数,但并未对等离子体射流随时间的演化特性以及时间平均的等离子体射流速度分布等进行深入的研究.今后应进一步开展如下研究工作:设计由信号发生器控制的放电图像与光谱信号采集系统^[34–36],研究发生器的放电特性以及放电过程中等离子体电弧射流特性随时间的变化规律;设计具有不同型线的水冷约束管获得超声速的等离子体射流,以期更好地模拟临近空间飞行器与其周围复杂介质环境间的气动热效应和“黑障”问题.

参考文献

- [1] Keidar M, Kim M, Boyd I D 2008 *J. Spacecr. Rockets* **45** 445
- [2] Morris R A, Bench P M, Golden K E, Sutton E A 1999 *37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Reno, NV, USA, January 11–14, 1999 AIAA-99-0630*
- [3] Evans J S, Schexnayder Jr C J, Huber P W 1973 *NASA TN D-7332*
- [4] Gillman E D, Foster J E, Blankson I M 2010 *NASA/TM-2010-216220*
- [5] Rybak J P, Churchill R J 1971 *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.* **7** 879
- [6] Mather D E, Pasqual J M, Sillence J P, Lewis P 2005 *AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference Capua, Italy, May 16–20, 2005 AIAA-2005-3443*
- [7] Akey N D 1971 *NASA Special Publication* **252** 19
- [8] Watillon P, Berthe P, Chavagnac C 2003 *AIAA/ICAS International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Years Dayton, OH, USA, July 14–17, 2003 AIAA-2003-2913*
- [9] Shirouzu M, Yamamoto M 1996 *Space Plane and Hypersonic Systems and Technology Conference Norfolk, VA, USA, November 18–22, 1996 AIAA-96-4524-CP*

- [10] Yanagihara M, Munenaga T 2004 *24th International Congress of the Aeronautical Sciences Yokohama, Japan, August 29–September 3, 2004* p2004-7
- [11] Sakurai H, Kobayasi M, Yamazaki I, Shirouzu M, Yamamoto M 1997 *Acta Astronaut.* **40** 105
- [12] Auweter-Kurtz M, Kurtz H L, Laure S 1996 *J. Propul. Power* **12** 1053
- [13] Zhao L, Liu X X, Su H S 2015 *Journal of Telemetry Tracking and Command* **36** 28 (in Chinese) [赵良, 刘秀祥, 苏汉生 2015 遥测遥控 **36** 28]
- [14] Hermann T, Löhle S, Zander F, Fulge H, Fasoulas S 2016 *J. Thermophys. Heat Transf.* **30** 673
- [15] Lemmer K M 2009 *Ph. D. Dissertation* (Ann Arbor: University of Michigan)
- [16] Yang M, Li X, Xie K, Liu Y, Liu D 2013 *Phys. Plasmas* **20** 012101
- [17] Shashurin A, Zhuang T, Teel G, Keidar M, Kundrapu M, Loverich J, Beilis I I, Raitses Y 2014 *J. Spacecr. Rockets* **51** 838
- [18] Zhang B L, Zhuang Z, Li Y W, Wang Y T, Duan P Z, Zhang M K 2017 *High Voltage Engineering* **43** 3055 (in Chinese) [张百灵, 庄重, 李益文, 王宇天, 段朋振, 张茗柯 2017 高电压技术 **43** 3055]
- [19] Pan W, Zhang W, Zhang W, Wu C 2001 *Plasma Chem. Plasma Process.* **21** 23
- [20] Fauchais P, Vardelle A 1997 *IEEE Trans. Plasma Sci.* **25** 1258
- [21] Colombo V, Concetti A, Ghedini E, Rotundo F, Sanibondi P, Boselli M, Dallavalle S, Gherardi M, Nemchinsky V, Vancini M 2012 *Plasma Chem. Plasma Process.* **32** 411
- [22] Vardelle A, Moreau C, Akedo J, et al. 2016 *J. Therm. Spray Technol.* **25** 1376
- [23] Jin F, Li P, Ge N 2014 *High Voltage Engineering* **40** 2057 (in Chinese) [金锋, 李鹏, 葛楠 2014 高电压技术 **40** 2057]
- [24] Riaby V A, Masherov P E, Obukhov V A, Savinov V P 2013 *High Voltage Engineering* **39** 30596
- [25] Yao Y, Hossain M M, Watanabe T, Matsuura T, Funabiki F, Yano T 2008 *Chem. Eng. J.* **139** 390
- [26] Watanabe T, Liu Y, Tanaka M 2014 *Plasma Chem. Plasma Process.* **34** 443
- [27] Wang Z, Wu G Q, Ge N, Li H P, Bao C Y 2010 *IEEE Trans. Plasma Sci.* **38** 2906
- [28] Raizer Y P 1991 *Gas Discharge Physics* (Berlin: Springer) p136
- [29] Zhang H, Wu G Q, Li H P, Bao C Y 2009 *IEEE Trans. Plasma Sci.* **37** 1129
- [30] Mahmood S, Shaikh N M, Kalyar M A, Rafiq M, Piracha N K, Baig M A 2009 *J. Quant. Spectrosc. Radiat. Transf.* **110** 1840
- [31] de Izarra C 2000 *J. Phys. D: Appl. Phys.* **33** 1697
- [32] Park J, Henins I, Herrmann H W, Selwyn G S 2000 *Phys. Plasmas* **7** 3141
- [33] Guo H, Zhang X N, Nie Q Y, Li H P, Zeng S, Li Z H 2018 *Acta Phys. Sin.* **67** 055201 (in Chinese) [郭恒, 张晓宁, 聂秋月, 李和平, 曾实, 李志辉 2018 物理学报 **67** 055201]
- [34] He L M, Lei J P, Chen Y, Liu X J, Chen G C, Zeng H 2017 *High Voltage Engineering* **43** 3061 (in Chinese) [何立明, 雷健平, 陈一, 刘兴建, 陈高成, 曾昊 2017 高电压技术 **43** 3061]
- [35] Li X D, Zhang M, Zhu F S, Zhang H, Bo Z 2015 *High Voltage Engineering* **41** 2022 (in Chinese) [李晓东, 张明, 朱凤森, 张浩, 薄拯 2015 高电压技术 **41** 2022]
- [36] Zhang H, He L, Yu J, Qi W, Chen G 2018 *Plasma Sci. Technol.* **20** 024001

Characteristics of meso-pressure six-phase alternative current arc discharge plasma jet: Experiments*

Guo Heng¹⁾ Su Yun-Bo²⁾ Li He-Ping^{1)†} Zeng Shi¹⁾ Nie Qiu-Yue³⁾
Li Zhan-Xian²⁾ Li Zhi-Hui⁴⁾⁵⁾

1) (Department of Engineering Physics, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

2) (School of Mechanical Engineering, North China University of Science and Technology, Tangshan 063500, China)

3) (School of Electrical Engineering and Automation, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

4) (Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

5) (National Laboratory for Computational Fluid Dynamics, Beijing 100191, China)

(Received 29 November 2017; revised manuscript received 4 January 2018)

Abstract

During the re-entry process of a supersonic vehicle in near space, the interaction between the flying vehicle and surrounding air is violent due to the hypersonic relative speed. As a consequence, the shock-heated air in the vicinity of the vehicle surface is ionized. Thus, the formed plasma layer operates in strong collision, non-uniform and non-equilibrium states. One of the serious system operation problems resulting from this non-equilibrium plasma layer is the so-called communication blackout. Physical simulation of the near-space plasma environment in laboratory based on various plasma sources is a much lower cost method than the *in-situ* measurements in the vehicle re-entry process. In this paper, based on the ideas for designing the dual jet direct current arc plasma and the multi-phase alternating current discharge plasma, a physical design on the multi-phase alternating discharge apparatus is proposed for generating a large volume plasma arc-jet. And a multi-phase gas discharge plasma experimental platform-2015 (MPX-2015) is established with the image recording/processing, electrical and optical emission spectroscopy measurement system in this laboratory. The preliminary experimental observations show that under a typical operating condition with a 500 Pa background pressure, a large volume plasma jet with a maximum diameter of 14.0 cm and a maximum length of 60.0 cm is obtained on this newly developed platform. The influences of the gas flow rate, the chamber pressure, the electrode gap spacing and the arc current on the characteristics of the plasma free jet and impinging jet are also studied. The experimental results show that within the parameter ranges studied in this paper, the chamber pressure has a very significant influence on the size of the plasma jet, i.e., both the diameter and length of the plasma free jet increase with chamber pressure decreasing, and a similar variation trend is also observed for the thickness and length of the plasma layer surrounding a bluff body. In addition, the size of the plasma layer also increases with the increase of the plasma working gas flowrate and the discharge current. These results are helpful in the more in-depth investigating of the aerodynamic heat effect and blackout issue of the re-entry process of supersonic vehicle in near space in future. In the future research, we will modify the structures of the plasma generators in order to obtain supersonic plasma arc-jets, and study both the quasi-steady and transient characteristics of the arc plasmas, as well as the strong interactions among the plasma jet, the surrounding air and the solid bluff body.

Keywords: plasma arc-jet, alternating current discharge, meso-pressure discharge, non-equilibrium plasma

PACS: 52.30.-q, 52.50.Dg

DOI: 10.7498/aps.67.20172556

* Project supported by the State Key Development Program for Basic Research of China (Grant No. 2014CB744100).

† Corresponding author. E-mail: liheping@tsinghua.edu.cn