等离子体激励调控流动与燃烧的研究进展与展望

李应红^{*}, 吴云

空军工程大学航空工程学院, 等离子体动力学重点实验室, 西安 710038

^{*} E-mail: yinghong_li@126.com

收稿日期: 2020-03-17; 接受日期: 2020-08-17; 网络版发表日期: 2020-09-22

国家自然科学基金(批准号: 51790511, 91941105, 91941301, 51336011, 51522606, 91541120)资助项目

摘要 等离子体激励调控流动与燃烧, 是航空科技与等离子体技术交叉领域的研究前沿, 在飞机增升减阻、发动机扩稳增效和拓展使用边界方面具有重要而广阔的应用前景. 本文综述了本课题组的研究进展, 主要包括: 针对等离子体激励特性与优化的基础问题, 建立了多物理场耦合仿真模型和优化方法; 针对提升等离子体流动控制能力的关键问题, 建立了等离子体冲击流动控制理论, 发展了适用于亚声速和超声速流动控制的等离子体冲击激励方法; 针对飞机增升减阻与拓展使用边界的重要需求, 发展了高升力机翼、飞翼等典型机翼等离子体流动控制与防除冰方法; 针对发动机扩稳增效的重要需求, 发展了压气机泄漏流动与分离流动、进气道分离流动等离子体激励调控方法; 针对发动机拓展点火与燃烧边界的重要需求, 发展了多通道放电等离子体点火方法、滑动弧等离子体点火助燃方法. 最后, 对基于等离子体激励的流动与燃烧调控技术发展进行展望.

关键词 等离子体激励, 流动控制, 点火助燃, 飞机, 发动机, 压气机, 燃烧室

1 引言

飞得更高、更快、更远是飞机发展的重要方向. 在空气动力特性上, 减小阻力、增大升力、拓展安全边界是必由之路. 航空发动机作为飞机的“心脏”, 迫切需要进一步提高推重比、拓展使用边界. 在进一步发展先进气动和燃烧设计方法的基础上, 探索新的流动与燃烧调控手段, 是国际上的发展趋势. 等离子体激励是以等离子体为能量载体或介质, 在气体电离中或电离后注入电能或其他能量, 对流动和燃烧产生定向流动、加热和化学反应等作用. 与传统的吹吸气等机械式激励方法相比, 等离子体激励是电激励, 没有

机械运动部件, 具有响应快($<0.1\text{ ms}$)、频带宽($0\sim 100\text{ kHz}$)等显著优势, 有望为基于主动流动与燃烧控制的先进飞机/发动机发展提供突破性技术支撑^[1~8]. 2009年, 美国航空航天学会(AIAA)将以等离子体激励为代表的主动流动控制技术列为十项航空航天前沿技术的第五项. 2011年, 美国DARPA和普林斯顿大学召开了等离子体在能源技术、流动控制和材料处理中的应用研讨会. 2009~2013年, 北大西洋公约组织(北约)实施了等离子体提升军用飞行器性能的研究计划. 2009~2014年, 美国国防部实施了等离子体辅助燃烧多学科大学研究计划(MURI)项目. 每年的美国航空航天学会学术会议上都有大量的相关专题. 中国国家自然

引用格式: 李应红, 吴云. 等离子体激励调控流动与燃烧的研究进展与展望. 中国科学: 技术科学, 2020, 50: 1252~1273

Li Y H, Wu Y. Research progress and outlook of flow control and combustion control using plasma actuation (in Chinese). Sci Sin Tech, 2020, 50: 1252~1273, doi: [10.1360/SST-2020-0111](https://doi.org/10.1360/SST-2020-0111)

科学基金委员会等机构也对等离子体激励调控流动与燃烧进行了大量的研究资助。

本团队在进行先进飞机/发动机高原试验、发动机稳定性试验等基础上,从2002年开始探索通过高压放电等离子体激励调控流动与燃烧,逐渐形成了航空科学与等离子体动力学交叉的学术方向。针对提升等离子体流动控制能力、飞机增升减阻、发动机扩稳增效与拓展使用边界等需求,开展了大量的应用基础研究。本文主要综述本团队的研究进展,包括:等离子体激励的多物理场耦合仿真模型与优化方法,等离子体冲击流动控制理论与等离子体冲击激励方法,高升力机翼、飞翼等典型机翼等离子体流动控制与防除冰方法,进气道分离流动、压气机泄漏流动与分离流动等离子体激励调控方法,多通道与滑动弧等离子体点火助燃方法。研究工作于2016~2019年连续入选AIAA Aerospace America年度全球研究进展综述。本文的最后对未来发展进行了展望。

2 等离子体激励调控流动与燃烧的原理和共性基础问题

本节主要论述等离子体激励调控流动与燃烧的基本原理与基础问题,等离子体激励的多物理场耦合仿真模型,以及等离子体激励特性表征与优化^[9~14]。

2.1 基本原理与基础问题

对空气或燃料-空气混合物施加强电场或高能束,空气或油气混合物电离产生等离子体,等离子体包含大量化学活性很强的电子、离子和激发态粒子;等离子体中的带电粒子在电磁场作用下表现出显著的集体性有序运动行为;等离子体形成过程中也会伴随温度和压力的升高。等离子体激励调控流动和燃烧,是将电能或其他能量施加到流场和燃烧场中,基于等离子体的加速效应、加热效应和化学效应,改变流动和燃烧特性,如图1所示。

按照放电原理、等离子体特性的不同,典型的等离子体激励包括:介质阻挡放电、电弧放电、纳秒脉冲放电、电晕放电、微波放电、射频放电等离子体激励,激光电离等离子体激励,组合放电和其他新型等离子体激励。

(1) 等离子体激励调控流动。2006年,我们提出了

图1 (网络版彩图)等离子体激励调控流动与燃烧的原理
Figure 1 (Color online) Mechanism of flow control and combustion control using plasma actuation.

等离子体流动控制的物理作用依据,将等离子体激励调控流动的物理原理归纳为三个方面^[9]:一是“动力效应”,即在流场中电离形成或注入的等离子体在电磁场作用下定向运动,通过离子与中性分子之间的动量输运诱导中性分子运动,形成等离子体激励;二是“冲击效应”,即流场中的部分空气或外加气体电离时产生局部温度升和压力升,甚至产生冲击波,形成等离子体激励;三是“物性改变”,即流场中的等离子体改变气流的物性、黏性和热传导等特性,从而改变流场特性。动力效应、冲击效应和物性改变,与加速效应、加热效应和化学效应的内涵是一致的。传统航空条件下物性改变的作用是次要的,但在临近空间高电离率和高超声速飞行条件下,这方面的作用可能增大。通过动力效应、冲击效应和物性改变,实现推迟/促进附面层转捩、抑制分离流动、减弱激波强度等,进而改善飞机/发动机等气动特性。

等离子体激励调控流动的典型方式包括:等离子体壁面射流激励,通过表面介质阻挡放电等离子体诱导附面层加速,产生近壁面射流,主要用于亚声速流动控制,抑制流动分离和减小摩擦阻力;表面电弧等离子体激励,通过电弧放电等离子体加热流动,主要用于超声速流动控制,改变局部流动声速及热阻,减弱激波强度等;等离子体合成射流激励,通过放电快速加热腔内气体,产生高速射流,适用于亚声速和超声速流动控制,抑制分离流动、激波/附面层干扰等。

等离子体激励与流动非定常耦合机制的核心是等离子体激励如何激发或抑制流动内部不稳定性,进而实现减小阻力、增大升力等。例如:等离子体激励如

何抑制T-S波、横流不稳定性,推迟流动转捩;如何激发K-H不稳定性,抑制流动分离.由于湍流研究自身的复杂性,等离子体激励与流动非定常耦合机制的研究是一个长期的过程.

(2) 等离子体激励调控燃烧.对于等离子体激励调控燃烧的主要原理是加热效应和化学效应,加速效应是次要因素.加热效应是通过等离子体提高油气混合物的温度,提升雾化蒸发速率、燃烧反应速率、火焰传播速度等特性;化学效应是等离子体中的高能粒子使大分子燃料裂解、重整成为高活性小分子,进而提高化学反应速率,或者诱导新的化学反应路径;加速效应是等离子体诱导气体定向运动,改变雾化蒸发和输运特性.通过加热效应、化学效应和加速效应,提高点火能力、火焰传播速度和稳定能力,拓宽熄火极限,进而在更高气压、更低火焰温度、更贫油条件下实现可靠点火与稳定燃烧.

等离子体激励调控燃烧的典型方式包括:直流电弧等离子体射流激励,通过电弧放电等离子体产生高温射流,主要用于旋流燃烧室和冲压燃烧室点火,拓展高速、贫燃下的点火边界;纳秒脉冲放电等离子体激励,通过等离子体产生快速加热和分子裂解重整,主要用于旋流燃烧室和冲压燃烧室点火,拓展点火和燃烧边界;微波放电等离子体激励,通过微波的热作用或微波对等离子体的增强作用,拓展点火边界.

等离子体激励与燃烧耦合机制的核心是等离子体激励如何改善雾化蒸发、加速或跨越燃烧化学反应,进而拓宽点火和燃烧边界.例如,等离子体激励产生的活性粒子加速了哪些反应、产生了哪些新的反应,使得稳定的低温火焰成为可能;等离子体激励产生的热量如何改变雾化、蒸发速率和化学反应速率.燃烧是复杂的湍流和化学反应动力学过程,低温条件下等离子体化学反应的时间尺度为几纳秒到几百纳秒,而燃烧动力学只能在高温下发生并且时间尺度从微秒到毫秒; H_2 -空气-等离子体动力学模型就涉及254类粒子、750个化学反应和8700个振动交换过程.因此,等离子体激励调控燃烧的机制更为复杂.

(3) 等离子体激励基础问题.等离子体激励是调控流动与燃烧的能量载体,其产生、特性与优化,既是调控机理的重要内涵,又决定了调控效果.不同形式等离子体激励的电子密度、电子温度、折合电场等参数有很大不同,如何根据典型的流动与燃烧调控场景,选择

合适的等离子体激励产生方式十分关键.

等离子体激励调控流动与燃烧,利用的是等离子体特性的不同方面,其机理既各有特点,又有很多共通之处,例如,介质阻挡放电、电弧放电、微波等离子体激励既可以用于调控流动,又可以用于调控燃烧;纳秒脉冲等离子体激励、准直流放电等离子体激励在流动和燃烧调控中都具有重要作用.

等离子体激励调控流动与燃烧,一方面是激励对流动与燃烧的影响,另一方面是流动与燃烧对激励特性的影响.与低气压、静止环境等简单条件下的等离子体特性研究不同,等离子体激励调控流动与燃烧的环境条件十分复杂,流动速度、压力等参数变化范围大,只有借助于激光等高时空分辨测试诊断和高精度建模仿真,才能获得电子密度、电子温度、折合电场、激发态分子、中间产物和活性基密度等关键参数.

等离子体激励参数优化,既要在一定的功耗约束下提高激励强度,又需要针对流动与燃烧调控需求,发展新的激励方式,还需要针对航空机载应用需求,增大等离子体激励器寿命,减小电源体积和重量等.

2.2 等离子体激励的多物理场耦合仿真模型

面向流动与燃烧调控的等离子体激励模拟主要基于流体方法.通过将玻尔兹曼方程进行零阶、一阶和二阶截断,可以分别得到反应动力学方程(整体模型)、组分输运方程和电子能量输运方程.上述方程组与泊松方程联立,在漂移扩散近似、局域场近似或局域能量近似的假设下,即可建立计算等离子体反应和输运动力学特性的激励模型.

等离子体激励主要通过改变施加电压波形、电极几何参数、材料性质参数和气体参数来实现具体的调控效果.等离子体激励模型可以在研究阶段,通过设计参数来正向的预测流动特性、放电特性和能量特性;在应用阶段,根据需要的推力、速度和其他效果参数,逆向的给定设计参数,如图2.

等离子体激励的高精度模拟存在许多特殊的物理和数值难点.以典型的介质阻挡放电等离子体激励为例(图3),在放电头部前端,存在极紫外光电离过程,光电离直接为放电传播提供种子电子,决定了放电击穿电压和放电形态,目前对复杂混合气体光电离参数的研究很少,计算光电离时需要遍历所有网格并对每一

图 2 (网络版彩图)等离子体激励模型的作用
Figure 2 (Color online) Effects of plasma actuation model.

图 3 (网络版彩图)介质阻挡放电等离子体激励模型存在的难点
Figure 3 (Color online) Difficulties of dielectric barrier discharge plasma actuation model.

个网格进行全局积分, 计算量浩大; 在流注头部的强电场区域, 需要计算一个以近光速传播的参数间断面, 参数间断幅度高达十个数量级, 对数值算法精度和稳定性的要求非常高; 在电离头部后部的等离子体主体区域, 存在着复杂的化学反应和很高的电子密度, 介质对粒子变化引起的极性变化响应时间缩减到了皮秒到飞秒级别, 计算步长随之大大缩小; 在等离子体与介质交界的鞘层区域, 由于电子运动速度远大于离子, 导致鞘层区域电子密度很低而电场强度很高, 经典的等离子体模型很容易失效崩溃。

目前使用商用软件建立的表面介质阻挡放电和针-板放电模型大都没有经过实验检验。针对上述数值和物理限制, 通过引入电子能量方程解决大气压下介质边界鞘层电子的伪加热问题, 开发新型通量算法 NOISG 解决等离子体头部强间断面的数值耗散问题, 构建等离子体基准反应库解决化学反应不准确问题,

开发辅助光电离参数计算软件 PHOTOPiC 以解决亥姆霍兹光电离模型参数给定问题, 开发了并行等离子体流注求解器 PASSKEY (图 4)。

等离子体激励调控流动模拟, 一般通过体积力、热源项进行数据交换, 可以通过松耦合(先计算等离子体, 获得体积力或热源项代入流体模型)或紧耦合(同时计算等离子体与流体方程)进行。松耦合消耗计算资源较少, 但是无法研究流体参数变化对等离子体放电的影响。PASSKEY 采用紧耦合策略, 计算等离子体方程的同时更新流体方程中的热源, 并利用流体方程计算密度和温度以更新等离子体方程中的折合电场和其他参数。针对等离子体防冰, 还考虑了等离子体区域离子轰击和对流传热对固体加热的作用 (图 5)。

针对面向流动调控的表面介质阻挡放电等离子体激励, 进行了系统的数值模拟和实验验证, 得到了常压、高压下表面介质阻挡放电形态、放电电流、传播速度和流体动力学响应, 计算捕捉到了阳极表面分叉、阴极微型冲击波等现象, 都得到了实验验证 (图 6)。

图 4 (网络版彩图)等离子体数值计算体系
Figure 4 (Color online) Plasma numerical simulation system.

图 5 (网络版彩图)等离子体-流体-固体紧耦合方法
Figure 5 (Color online) Plasma-fluid-solid tight coupling method.

针对面向燃烧调控的针-针放电和针-板放电等离子体激励, 进行了数值模拟研究, 构建了空气和 H_2 -空气混合物下纳秒脉冲放电的数值模型, 解决了通道击穿后模型崩溃的问题, 得到了实验验证(图7)。

2.3 等离子体激励特性表征与优化

等离子体激励的产生与演化涉及放电、等离子体、流动等多个环节, 对其进行综合表征、建立模型和优化设计是典型的研究思路。下面以等离子体合成射流激励为例, 简要论述。

通过高速纹影、粒子图像测速等手段, 获得了等离子体合成射流激励及其在流动中的演化过程, 如图8所示。静止空气中, 等离子体合成射流激励诱导出冲击波和高速射流; 流动环境中, 等离子体合成射流的头部存在着一个启动涡环, 该涡环在沿壁面法向传播的过程中会逐渐随着来流漂移, 在射流主体的背风侧存

在一个回流区, 回流区的面积在一个周期内呈现出先增大而后减小的趋势。根据测试结果, 提出了射流与来流相互作用所形成的三维涡结构模型。

针对等离子体合成射流激励系统能量转化效率低的突出问题, 如图9所示, 提出了能量转化过程三阶段效率模型, 推导出了激励器理想热力循环效率的表达式, 建立了激励系统效率的非线性规划模型, 提出了激励系统优化方法, 即增大放电能量、减小腔体体积, 增大能量沉积过程中的温度比, 并压缩放电时间, 使得实际加热过程接近于定容加热过程。优化设计后激励系统的总效率从0.01%~0.1%提高到了1%~6%。

针对单个等离子体合成射流激励器影响范围小(10 mm量级)、无法实现大面积流动控制的问题, 提出了阵列式等离子体合成射流激励方法。传统放电电路中电极直接与阴阳极相连, 高压击穿空气间隙后阻抗迅速减少, 无法实现多通道放电。建立了放电阻抗主

图6 (网络版彩图)面向流动调控的表面介质阻挡放电数值模拟。(a) 放电实验与计算精细验证; (b) 放电电流基准验证; (c) 表面流注传播速度对比; (d) 负表面流注阴极精细结构。

Figure 6 (Color online) Surface dielectric barrier discharge numerical simulation facing flow control. (a) Discharge experiments and calculation refined verification; (b) discharge current benchmark verification; (c) comparison of surface stream propagation velocity; (d) cathode refined structure of negative surface streamer.

图 7 (网络版彩图)面向燃烧调控的针-针、针-板放电数值模拟. (a) 针-针放电模型放电形态验证; (b) 针-针放电模型放电电流验证; (c) 针-板放电形态实验测量与数值计算结果对比

Figure 7 (Color online) Needle-needle, needle-plate discharge numerical simulation facing combustion control. (a) Discharge morphology verification of needle-needle discharge model; (b) discharge current verification of needle-needle discharge model; (c) needle-plate discharge morphology experimental test and comparison of numerical calculation results.

动调控原理及方法, 设计了阻抗匹配模块, 使得单一空气间隙击穿后阻抗仍维持较大值, 电压下降延迟, 实现后续空气击穿, 当所有空气间隙击穿后, 电源迅速释放能量. 多通道放电与传统单通道放电的电路模型、放电波形、阻抗特性均有显著不同, 如图10所示.

基于可变电阻及击穿延迟时间计算模型, 建立了多路放电分析与优化模型, 揭示了放电回路参数、电极间距等参数对放电通道数量的影响, 优化了电路参数. 基于单电源实现了30通道放电. 设计了等离子体合成射流激励器阵列, 同一电源驱动单激励器和激励器阵列的纹影图如图11所示, 射流影响区域增加了6倍.

3 等离子体冲击流动控制理论与方法

由于等离子体激励器抗高压击穿能力的限制, 等离子体激励诱导的壁面射流速度难以突破 10 m s^{-1} , 只

能局限于低速流动分离控制^[2]. 因此, 创新等离子体流动控制原理与激励方法是提高等离子体流动控制能力的必由之路. 针对这一问题, 提出了等离子体冲击流动控制原理并开展了系统研究, 将等离子体激励抑制分离流动的速度范围从低速拓展到高亚声速, 并拓展到超/高超声速激波/附面层干扰控制^[15-24].

3.1 等离子体冲击流动控制原理

以高效能等离子体激励与流动耦合的思路为驱动, 并受到高功率脉冲激光诱导等离子体冲击波强化金属部件的启发, 提出了高功率脉冲放电诱导等离子体冲击波激励控制流动的新原理^[15], 采用与高功率激光脉冲宽度同一量级的短脉冲气体放电, 产生温度升和压力升, 将能量集中在瞬间释放, 提高等离子体激励强度, 在流场中产生强脉冲扰动甚至是冲击波, 进而提高诱导旋涡、促进附面层与主流掺混的能力.

等离子体冲击流动控制原理的内涵包括三个方

图 8 (网络版彩图)等离子体合成射流激励在流动中的演化. (a) 流动环境中激励特性测试结果(二维); (b) 流动环境中激励特性测试结果(三维)与模型

Figure 8 (Color online) Flow evolution of plasma synthetic jet actuation. (a) Test results of actuation characteristics in a flowing environment (two-dimensional); (b) test results of actuation characteristics in a flowing environment (three-dimensional) and model.

图 9 (网络版彩图)等离子体合成射流激励系统优化模型. (a) 激励器三阶段能量转化模型; (b) 激励器效率优化模型

Figure 9 (Color online) Systematic optimization model of plasma synthetic jet actuation. (a) Three-stage energy conversion model of actuator, (b) efficiency optimization model of actuator.

面: 一是“冲击激励”, 利用短脉冲放电提高放电的峰值功率, 产生强的温度升和压力升, 形成强脉冲扰动甚至是冲击波; 二是“涡流控制”, 冲击扰动在与横流的相互作用过程中产生旋涡, 通过旋涡的输运效应促进附面层与主流掺混, 进而提高近壁面流动的动能, 抑制流动分离; 三是“频率耦合”, 使等离子体激励的脉冲频率接近流场特征频率, 从非定常、非线性的角度, 实

现等离子体激励和流场耦合, 既能提升流动控制效果, 又能降低功耗。

基于等离子体冲击流动控制原理, 进行了毫秒、微秒、纳秒脉冲等离子体激励的实验和仿真分析, 发现微秒、纳秒脉冲放电均可以产生等离子体冲击波激励。纳秒脉冲放电的折合电场强度更高, 释放的瞬时能量更大, 等离子体冲击波激励的强度也更大。

图 10 (网络版彩图)传统放电与多通道放电对比

Figure 10 (Color online) Comparison between traditional discharge and multi-channel discharge.

图 11 (网络版彩图)单电源驱动的多通道放电与等离子体合成射流激励器阵列. (a) 单电源驱动的30通道放电; (b) 阵列式等离子体合成射流激励特性

Figure 11 (Color online) Multi-channel discharge driven by single power and plasma synthetic jet actuator array. (a) 30 channels discharge driven by single power; (b) actuation characteristics of plasma synthetic jet actuator array.

3.2 纳秒脉冲放电等离子体冲击波激励的产生与演化机制

针对探针、质谱等低气压诊断手段不适用于大气压表面介质阻挡放电等离子体诊断的问题, 对 $N_2(X)$ 、发光粒子 $N_2(C)$ 和 $N_2^+(B)$ 的化学反应动力学过程进行简化分析, 建立了分别根据371.1和380.5 nm两根谱线、391.4和380.5 nm两根谱线的强度比计算表面介质阻挡放电等离子体电子密度与电子温度的诊断模型. 针对纳秒脉冲放电等离子体激励反应动力学与输运动

力学复杂的难题, 通过敏感性分析筛选出关键反应和组分, 构建高精度格式解析等离子体-绝缘材料界面和等离子体电离头部电荷分离层的漂移-扩散过程, 并以等离子体能量释放过程与流体温度、压力等参数为桥梁, 建立了纳秒脉冲放电等离子体激励的二维放电-等离子体-流动耦合仿真模型.

通过综合测试与耦合仿真, 定量揭示了纳秒脉冲等离子体激励的能量释放通道、组分与快速加热分布及其诱导冲击波与旋涡的演化机制, 氮分子激发态熄灭和氮分子离子碰撞引起的高功率($10^{12} \sim 10^{13} \text{ W m}^{-3}$)、

快速(10 ns量级, $1.8 \times 10^{10} \text{ K s}^{-1}$)加热效应十分显著; 快速加热诱导产生冲击波, 随后衰减为音速波; 非均匀快速加热造成的局部流动密度与压力不正交, 诱导产生展向旋涡. 获得了激励特性随气压等参数的变化规律. 等离子体冲击波激励与等离子体壁面射流激励的示意模型对比如图12所示.

3.3 分离流等离子体冲击流动控制机理与方法

针对亚声速分离流动控制需求, 揭示了表面介质阻挡放电等离子体冲击波激励诱导展向旋涡促使分离剪切层失稳以及高速主流与低速附面层掺混, 通过周期性旋涡的形成、脱落实现分离流动动态重附的机理(图13). 提出了等离子体冲击波激励控制亚声速分离流动的方法, 获得了激励位置、电压、频率等参数对流动控制效果的影响规律与优化准则. 针对复杂气象使用需求, 提出了等离子体冲击流动控制与防除冰一体化的流向布局等离子体激励方法, 并揭示了快速加热与气动复合的防除冰机理. 风洞实验表明, 将等离子体激励抑制分离流动的流场速度从低速提高到高亚声速, 激励位置、强度和频率是主导流动控制效果的

主要因素.

3.4 激波/附面层干扰等离子体冲击流动控制机理与方法

针对激波/附面层干扰流动控制需求, 揭示了低频大能量等离子体冲击波激励产生热气团向下游迁移、扫掠激波和附面层, 进而减弱激波强度、调制抖振频率的机理, 高频小能量等离子体冲击波激励激发附面层产生旋涡和虚拟型面, 进而在初始激波位置上游形成弱斜激波的机理. 针对低频大能量激励控制效果波动性强、展向布局激励作用时间短的问题, 提出了流向阵列式高频小能量电弧等离子体冲击波激励控制超声速激波/附面层干扰流动的方法, 通过流向阵列式激励的接力作用, 将原来的一道强斜激波转变为流向弱压缩波阵面, 减弱激波强度和非定常性(图14). 风洞实验表明, 该激励方法取得显著流动控制效果.

4 飞机等离子体增升减阻与防除冰

简化高升力机翼等先进机翼构型, 飞翼等先进气

图12 (网络版彩图)等离子体冲击波激励与等离子体壁面射流激励的概念模型对比

Figure 12 (Color online) Conceptual model comparison between plasma shock wave actuation and plasma wall jet actuation.

图13 (网络版彩图)表面介质阻挡放电等离子体冲击波激励控制亚声速分离流动的概念模型

Figure 13 (Color online) Conceptual model of subsonic separated flows controlled by surface dielectric barrier discharge plasma shock wave actuation.

图 14 (网络版彩图)流向阵列式高频电弧等离子体冲击波激励控制激波/附面层干扰流动的概念模型

Figure 14 (Color online) Conceptual model of shock wave/boundary layer interaction flow controlled by streamwise high frequency arc plasma shock wave actuation array.

动布局的发展, 以及高原、结冰等特殊环境下的使用, 面临分离流动、旋涡流动等复杂气动问题, 针对这些问题, 开展了高升力机翼、飞翼、三角翼等典型机翼等离子体增升减阻与防除冰研究^[25-29]。

4.1 等离子体激励改善升阻与操纵特性

针对发展简化高升力机翼的需求, 提出了基于等离子体激励的简化高升力系统, 在机翼前缘施加等离子体激励, 能够有效控制流动分离, 提高最大升力系数, 推迟失速迎角。实验结果表明, 襟翼偏角 15° 加等离子体激励能够替代襟翼偏角 30° 状态, 使机翼在中小迎角下获得更大的升力; 襟翼偏角 25° 加等离子体激励比襟翼偏角 35° 状态的升力系数更大。仿真研究表明, 等离子体激励产生前缘诱导涡, 在诱导涡的作用下在机翼根部产生稳定三角负压区, 有助于提高机翼总升力, 而在翼尖附近产生伴随旋涡运动的负压区, 进一步提高升力, 如图15所示。

针对飞翼布局大攻角下两侧分离流动不对称等问题, 在飞翼前缘施加内段、中段和外段等离子体激励, 在 $0\sim 0.6\text{ Ma}$ 范围内进行了不同激励参数、激励位置及布局等对气动性能影响的实验研究。等离子体激励能够有效改善飞翼升阻特性, 提高最大升力系数32%, 推迟失速迎角 4° , 且存在激励电压阈值、最优激励频率及最佳激励位置; 能够有效改善飞翼纵向稳定性问题及非对称性问题, 提高飞翼的稳定性及操纵性。流场测试表明, 等离子体激励能有效抑制大迎角下飞翼吸力面流动分离, 消除大尺度分离涡, 减小尾迹, 如图16所示。

在风洞实验和数值仿真的基础上, 进行了等离子

体流动控制飞行实验。实验模型翼展 2.87 m , 飞行速度 30 m s^{-1} , 两侧机翼前缘布置等离子体激励器, 机舱内置脉冲等离子体电源。在机翼两侧同时施加激励, 无人机最大升力系数增加10%。单独在左侧机翼施加激励, 大迎角下的飞行姿态如图17所示。大迎角时两侧机翼都发生失速。左侧机翼在等离子体激励作用下恢复升力, 产生正向滚转力矩, 显示出等离子体激励良好的控制能力。

4.2 等离子体激励防除冰

针对机翼防除冰需求, 发挥等离子体激励响应快、表面直接加热、热损耗小等技术优势, 提出了等离子体激励改善升阻特性与防除冰一体化的思路, 提出了“流向等离子体热刀”方法。研究了不同结冰条件下“流向等离子体热刀”防除冰的动态过程及翼型表面温度分布。流向等离子体热刀在典型的明冰、霜冰结冰条件下, 能够有效地进行防除冰, 如图18所示。等离子体激励防除冰机理, 包括等离子体加热、壁面加热和气动作用等。基于防除冰风洞实验, 进行了等离子体热刀防冰能量分析, 初步提出防冰能量准则, 有效预测了等离子体激励防除冰效果, 减少了风洞实验次数。基于上述结果, 还提出了基于等离子体热刀的容冰安全飞行概念, 有效拓展了结冰气象条件下的飞行安全边界。

4.3 湍流附面层等离子体减阻

针对巡航状态湍流减阻的重要需求, 通过流向等离子体激励器在附面层中诱导展向流动, 抑制附面层内低速条带的上扫和高速流体的下洗, 减小附面层内

图 15 (网络版彩图)单个等离子体激励周期内流场变化

Figure 15 (Color online) Flow field evolution of single plasma actuation cycle.

速度梯度,从而减小湍流摩擦阻力. $10\sim 30\text{ m s}^{-1}$ 来流条件下,在等离子体激励诱导展向射流的作用下,平板附面层阻力系数最大减小27.4%. 等离子体激励频率越大,诱导射流增强,减阻效果也更强,如图19所示. 400 Hz激励频率下的放电功率仅为14.8 W,实现了正的气动收益.

5 发动机等离子体扩稳增效

高推重比发动机高负荷压气机、紧凑进气道的发展,发动机在进气畸变、高空等极端条件下使用,面临复杂的压气机泄漏与分离流动、进气道分离流动等问题. 针对这些问题,开展了发动机等离子体扩稳增效研究,并提出了等离子体激励式压气机概念^[30-36].

5.1 压气机泄漏流动等离子体激励调控

针对压气机转子叶尖泄漏流动引起流动掺混和流

动堵塞,进而使得压气机效率和稳定性下降的问题,提出了压气机泄漏流动等离子体激励调控方法. 通过实验和数值仿真,揭示了定常等离子体激励增大转子叶尖流动轴向动量,脉冲等离子体激励诱导泄漏涡振荡,推迟泄漏涡前移溢出进而扩大压气机稳定性的机理(图20). 实验表明,通过将等离子体壁面射流激励安装于转子叶尖机匣,可以拓宽压气机稳定裕度19%~57%,如图21所示. 针对压气机叶尖泄漏流动的非定常特点,设计了一种弯曲布局的空间非定常等离子体激励,取得了更好的扩稳效果.

与等离子体壁面射流激励不同,等离子体冲击波激励并不直接向流场中注入动量,而是诱导产生旋涡,诱导涡在主流推动下向下游发展,与泄漏涡发生相互作用,抑制流动掺混,降低叶尖区域的流动损失和堵塞(图22). 实验表明,等离子体冲击波可在压气机叶尖切线速度为 178 m s^{-1} 工况下,扩大稳定裕度15%.

图 16 (网络版彩图)等离子体激励改善流动非对称问题控制效果(来流速度 30 m s^{-1} , 激励电压 12 kV). (a) 滚转力矩系数; (b) 偏航力矩系数; (c) 基准状态; (d) 激励后

Figure 16 (Color online) Control effects of plasma actuation improving flow asymmetry (Incoming flow speed 30 m s^{-1} , excitation voltage 12 kV). (a) Rolling moment coefficient; (b) yaw moment coefficient; (c) benchmark status; (d) after actuation.

5.2 压气机分离流动等离子体激励调控

针对压气机静叶分离流动引起流动堵塞, 进而使得压气机效率和稳定性下降的问题, 提出了压气机静叶分离流动等离子体激励调控方法, 如图23所示. 揭示了等离子体激励向静叶吸力面附面层注入能量推迟流动分离, 向端壁流动注入能量抑制横流和角区低能流体堆积, 进而扩大压气机稳定性、减小损失的机理. 提出了静子叶片组合布局等离子体激励扩稳方法, 从吸力面激励发展到更符合角区流动特点的吸力面/端壁组合等离子体激励, 从等离子体壁面射流激励发展到等离子体冲击波激励. 等离子体冲击波激励可对分离流动形成冲击扰动, 进而触发剪切流动的不稳定性, 诱导形成旋涡结构, 增强主流与分离流的掺混. 在来流马赫数为0.7工况下, 减小叶栅总压损失12%.

发展了评估等离子体激励流动控制效能的方法, 通过将流动控制效能较高的激励器组合施加于叶片通

图 17 (网络版彩图)左侧等离子体激励下无人机飞行姿态变化

Figure 17 (Color online) UAV flight attitude change under the left plasma actuation.

道, 可在不提高能耗的前提下, 有效提升等离子体壁面射流激励抑制角区分离的能力. 在输入能量相同的情

图 18 (网络版彩图)等离子体防冰过程、温度分布与预测结果. $\text{LWC}=0.5 \text{ g m}^{-3}$, $\text{MVD}=25 \text{ }\mu\text{m}$, $T=-5^\circ\text{C}$, $v=65 \text{ m s}^{-1}$. (a) 3 min 内防冰动态过程图; (b) 3 min 内等离子体热刀区域防冰温度分布图; (c) 预测结果与实验结果对比

Figure 18 (Color online) Anti-icing process, temperature distribution and prediction result using plasma actuation. $\text{LWC}=0.5 \text{ g m}^{-3}$, $\text{MVD}=25 \text{ }\mu\text{m}$, $T=-5^\circ\text{C}$, $v=65 \text{ m s}^{-1}$. (a) Anti-icing dynamic process within 3 min; (b) anti-icing temperature distribution in the plasma hot knife area within 3 min; (c) comparison of prediction results and experimental results.

况下, 优化后的激励布局最大使得总压损失降低 14.8%, 明显高于常规的端壁和吸力面激励布局(图24).

5.3 进气道分离流动等离子体激励调控

针对飞机大机动或侧风条件下进气道唇口流动分离导致流场畸变的问题, 在进气道唇口施加等离子体冲击波激励, 抑制流动分离. 施加等离子体激励后在流场中诱导形成压缩波, 压缩波由等离子体激励区域

向外传播, 作用于主流与分离区的交界面. 在压缩波的作用下, 主流与分离区交界面附近形成旋涡结构, 旋涡沿主流与分离区交界面不断向下游发展, 增强主流与分离区的掺混, 实现抑制流动分离, 如图25所示.

实验测试表明, 侧风条件下, 由于唇口存在流动分离, 在0~50%半径范围内的总压恢复系数明显低于主流区, 施加等离子体激励后由于流动分离被抑制, 分离区内的总压恢复系数明显提高, 激励频率越高, 流

图 19 (网络版彩图)等离子体激励减小平板湍流阻力
Figure 19 (Color online) Turbulent drag reduction of the plate by plasma actuation.

图 21 (网络版彩图)施加等离子体激励前后的压气机特性
Figure 21 (Color online) Compressor characteristics before and after plasma actuation.

图 20 (网络版彩图)压气机转子叶尖等离子体激励扩稳的概念模型
Figure 20 (Color online) Conceptual model of stability extension by plasma actuation at the compressor rotor blade tip.

动控制效果越好, 如图26所示。

6 发动机等离子体点火助燃方法与机理

高空、高原、低压、低温等极端条件下, 煤油雾化蒸发和化学反应速率显著降低, 航空发动机点火边界显著变窄甚至难以成功点火。针对航空发动机高温升燃烧室、超燃冲压发动机燃烧室、涡轮-冲压组合动力宽域模态转换对先进点火助燃技术的需求, 开展了发动机等离子体点火助燃研究^[37~40]。

图 22 (网络版彩图)等离子体冲击波激励与流场的相互作用. (a) 基准; (b) 施加激励
Figure 22 (Color online) Interaction between plasma shock wave actuation and flow field. (a) Benchmark status; (b) after actuation.

图 23 (网络版彩图) 压气机静子叶片等离子体激励扩稳的概念模型

Figure 23 (Color online) Conceptual model of stability extension by plasma actuation at the compressor stator blade.

图 24 (网络版彩图) 不同等离子体激励布局对叶栅总压损失的影响

Figure 24 (Color online) Effects of different plasma actuation layouts on cascade total pressure loss.

6.1 多通道放电等离子体点火方法与机理

针对传统点火器放电能量小、只有一个放电通道、火核尺寸小的突出问题, 突破了半导体表面放电等离子体阻抗调控、高耐压与快响应调控模块设计等难题, 提出了多通道表面放电等离子体激励点火方法, 通过顺次击穿、同步放电增大放电能量和火核体积. 研制了多通道表面放电等离子体点火器, 如图27所示.

基于同一个电源, 研制的C型布局多通道等离子体点火器将放电效率从传统点火器的20%提高到50%, 火核体积增大150%, 火核高度增大55%, 拓展高温升燃烧室点火速度边界15%, 拓展超燃冲压燃烧室贫燃点火边界25%、缩短点火延迟时间50%~70%. 揭示了多通道等离子体激励增强点火的跨尺度机理, 微秒尺度上产生了高能量、强穿透的等离子体团, 毫秒尺度

图 25 (网络版彩图) 等离子体激励与进气道唇口流动相互作用

Figure 25 (Color online) Interaction between plasma actuation and inlet lip flow.

图 26 (网络版彩图) 施加等离子体激励前后总压恢复系数分布

Figure 26 (Color online) Total pressure recovery coefficient distribution before and after plasma actuation.

上等离子体团形成高能量、大体积初始火核, 火核周围的预热蒸发区显著增大、油气掺混明显增强, 火核释热量更大, 进而更快地形成稳定火焰, 如图28所示.

6.2 滑动弧等离子体点火助燃方法与机理

针对低温条件下煤油雾化蒸发和化学反应速率显著降低导致点熄火边界狭窄的问题, 提出了旋流空气驱动滑动弧等离子体助燃方法. 滑动弧等离子体单个

图 27 (网络版彩图)常规电火花点火器(左)与多通道表面放电等离子体点火器(右)结构示意图

Figure 27 (Color online) Structure diagram of conventional electric spark igniter (left) and multi-channel surface discharge plasma igniter (right).

图 28 (网络版彩图)超燃冲压燃烧室点火过程与等离子体火核对比

Figure 28 (Color online) Comparison of ignition process of scramjet combustion chamber and plasma ignition kernel.

放电周期可分为三个阶段: 击穿、拉伸和熄灭, 高电压作用下喷嘴和文氏管套筒之间空气击穿形成电弧, 电弧在旋流空气作用下旋转、拉伸, 电弧拉伸到一定长度后无法维持发生熄灭, 如图29所示。

研制了等离子体辅助燃油喷嘴, 模拟10 km飞行条件下, 获得了熄火边界拓宽30%、点/熄火边界基本一致的显著效果。研制了冲压燃烧室等离子体辅助火焰稳定器, 显著拓宽了稳定燃烧的压力和温度边界, 例如, 来流总温470 K时, 将稳定燃烧的来流压力拓展30%。揭示了滑动弧等离子体点火助燃的雾化蒸发改善与油气裂解重整机理, 等离子体加热效应显著改善了低温煤油雾化蒸发特性, 显著减小了低温低压条件下的煤油雾化粒径; 等离子体中的高能电子和激发态分子、离子等与煤油分子发生碰撞, 裂解重整产生了C₂H₂等高化学活性的小分子, 对于点火和燃烧有显著的促进作用(图30)。

7 等离子体激励调控流动与燃烧的发展展望

等离子体激励调控流动与燃烧, 经过几十年的发展, 已经取得了重要进展, 其未来发展主要包括揭示调控机理、提升调控效果、发展实验手段三个方面(图31), 并建立发展等离子体气动和燃烧学。

7.1 等离子体激励方法

等离子体激励方法创新是等离子体激励调控流动与燃烧研究的关键问题, 决定了其能否走向工程应用。典型的应用背景对应着特定的等离子体激励产生方式, 例如, 抑制分离流动主要采用介质阻挡放电等离子体激励, 辅助燃烧主要采用滑动弧等离子体激励, 但这并不是一成不变的, 激励方式的创新对于提高流动与燃烧控制效能具有重要作用。

图 29 (网络版彩图)旋流滑动弧放电等离子体特性

Figure 29 (Color online) Property of swirl gliding arc discharge plasma.

图 30 (网络版彩图)旋流滑动弧等离子体点火助燃的概念模型. (a) 等离子体辅助燃油喷嘴加热和裂解概念图; (b) 等离子体加热效应; (c) 等离子体裂解重整

Figure 30 (Color online) Conceptual model of swirl gliding arc plasma assisted ignition combustion. (a) Plasma-assisted fuel nozzle heating and cracking concept diagram; (b) plasma heating effect; (c) plasma cracking reforming.

从揭示调控机理的角度出发, 需要发展宽参数纳秒脉冲放电等离子体激励等方法, 与高分辨测试诊断方法结合, 获得关键参数的演化规律. 从提升调控效果的角度出发, 需要探索更高激励强度、更高效率的激励方式. 从推动技术应用的角度出发, 需要发展体

积重量小、寿命长、与飞机和发动机现有系统良好兼容、适用于宽广压力温度湿度条件的等离子体激励设备. 这几个方面的需求往往难以同时满足, 例如, 纳秒脉冲放电等离子体激励调控流动与燃烧的效果很好, 但电磁干扰比较大, 有待强电磁脉冲防护技术进步, 逐

图 31 (网络版彩图)等离子体激励调控流动与燃烧的发展展望

Figure 31 (Color online) Progress and outlook of flow control and combustion control using plasma actuation.

步实现航空机载应用。

创新等离子体激励方式, 有赖于对其机制的深入揭示, 特别是迫切需要通过高精度模型和高保真模拟, 指出激励参数的优化方向。油气混合物中放电的化学反应十分复杂, 很多反应系数尚不清楚, 等离子体激励建模仿真还面临很多挑战, 也是未来的一个研究重点。

创新等离子体激励方式, 需要气动、电气、材料、制造等多学科交叉融合^[41~43]。小型化等离子体电源的发展, 有赖于高能量密度储能与能量变换等技术的进步; 长寿命等离子体激励器的发展, 有赖于抗击穿强度高的纳米复合电介质等技术的进步; 等离子体燃油喷嘴的发展, 有赖于金属-陶瓷复合增材制造等技术的进步。多电机/发动机的发展, 为等离子体激励设备研发提供了有利条件, 例如, 机载系统可为等离子体电源提供千伏量级的输入电压, 有助于大幅减小电源体积和重量。

7.2 等离子体激励调控流动的机理与方法

对于飞机外流调控, 等离子体激励抑制分离流动与防除冰一体化已经具备了飞行实验条件; 等离子体激励减小湍流阻力展现出了很好的前景, 但其机理尚不清楚, 还有很大的性能提升空间; 等离子体激励减小激波阻力具有重要需求, 现有的等离子体激励方式取得了一定效果, 但是功耗距离应用还有很大差距, 需要进一步创新等离子体激励方式。

对于发动机内流调控, 亚声速条件下等离子体激励调控压气机泄漏流动和分离流动取得了良好效果; 等离子体激励调控对转冲压压气机、非定常涡升力压气机流动的研究刚刚起步; 等离子体激励调控激波/附面层干扰取得了一定突破, 还需要在大区域低功耗等离子体激励方式上深入研究。

等离子体激励调控流动的未来发展, 必须跟气动布局创新与气动型面优化结合, 发展等离子体激励式机翼、等离子体激励式压气机等先进概念与设计方法; 进一步走向应用, 还需要进一步与隐身等相关设计结合^[44~46]。

7.3 等离子体激励调控燃烧的机理与方法

对于等离子体点火, 多通道等离子体点火方法已经过大量实验验证, 具备应用条件; 直流电弧与滑动弧等离子体射流点火取得了良好效果, 在减少电极烧蚀与电源体积重量等方面正在攻关; 纳秒脉冲等离子体点火、微波等离子体点火等方法在机理研究方面有重要进展, 正在进行关键技术攻关。

对于等离子体助燃, 滑动弧等离子体激励、纳秒脉冲等离子体激励取得了良好助燃效果, 正在进行等离子体辅助燃油喷射与火焰稳定的关键技术攻关; 基于等离子体激励的低温火焰, 等离子体激励调控燃烧室热声振荡、降低燃烧噪声等先进概念展现了等离子体助燃的广阔前景, 机理研究还处于初级阶段; 等离子体助燃跨越了多个时间和空间尺度, 亟待发展先进的高分辨测试和高保真模拟方法。

等离子体激励调控燃烧的未来发展, 必须跟燃烧室设计结合, 发展等离子体激励式宽速域高效燃烧室等先进概念, 还要解决超燃冲压发动机等离子体点火助燃等难题^[47~49]。进一步走向应用, 还必须满足机载设备的相关要求, 例如, 等离子体点火电源、等离子体助燃电源的尺寸需要与现有点火电源基本一致, 电磁干扰等也必须满足航空发动机机载标准。

8 结语

本文综述了本课题组在等离子体激励调控流动与燃烧方面的研究进展, 并对未来发展进行了展望, 总结如下。

(1) 针对等离子体激励调控流动与燃烧的共性需

求,建立了等离子体激励的多物理场耦合仿真模型,发展了自主的数值模拟软件,得到了实验结果的验证;建立了等离子体激励的表征、模化与优化方法,提高了等离子体激励的强度和效率。

(2) 针对提升等离子体流动控制能力的关键问题,建立了等离子体冲击流动控制理论,揭示了纳秒脉冲等离子体冲击波激励的演化机制,发展了适用于亚声速流动控制的纳秒脉冲介质阻挡放电等离子体冲击波激励方法,适用于超声速流动控制的流向阵列式纳秒脉冲电弧等离子体冲击波激励方法。

(3) 针对飞机增升减阻与拓展使用边界的重要需求,发展了分布式等离子体激励拓宽飞翼操纵边界、高升力机翼等离子体增升、流向等离子体热刀防除冰等方法,并进行了初步的等离子体流动控制飞行实验。

(4) 针对发动机扩稳增效的重要需求,发展了等离子体激励抑制侧风条件下进气道分离流动、弯曲布局脉冲等离子体激励调控压气机转子叶尖泄漏流动、组合布局等离子体激励调控压气机静叶分离流动的方法。

(5) 针对发动机拓展点火与燃烧边界的重要需求,发展了显著增大放电能量、火核体积和穿透深度的多

通道等离子体点火方法,加速雾化蒸发和燃油裂解重整复合的滑动弧等离子体点火助燃方法,显著拓宽了点火与燃烧边界。

(6) 等离子体激励调控流动的未来发展,将进一步提高等离子体激励抑制分离流动与防除冰一体化、等离子体激励调控压气机泄漏流动与分离流动的技术成熟度,突破等离子体激励减小湍流附面层阻力、减小激波阻力、调控激波/附面层干扰等难题,发展等离子体激励式机翼、等离子体激励式压气机等先进概念。

(7) 等离子体激励调控燃烧的未来发展,将进一步提高滑动弧等离子体点火助燃的技术成熟度,突破纳秒脉冲等离子体点火助燃、基于等离子体激励的冷火焰等难题,发展等离子体激励式火焰稳定器等先进概念。

(8) 等离子体激励调控流动与燃烧,利用的是等离子体特性的不同方面,既有不同点,又有很多共同点,其未来发展将呈现交叉融合的趋势,包括高强度等离子体激励方法、高时空分辨激光等测试方法、高保真等离子体激励建模仿真方法、长寿命等离子体激励器、小型化等离子体电源等。

致谢 感谢国家自然科学基金委员会等机构的长期资助,感谢等离子体动力学重点实验室学术委员会主任徐建中院士等专家的关心指导,感谢实验室等离子体流动控制与点火助燃研究团队老师和研究生的辛勤工作,感谢各合作单位给予的支持帮助。

参考文献

- Corke T C, Enloe C L, Wilkinson S P. Dielectric barrier discharge plasma actuators for flow control. *Annu Rev Fluid Mech*, 2010, 42: 505–529
- Caruana D. Plasmas for aerodynamic control. *Plasma Phys Control Fusion*, 2010, 52: 124045
- Wang J J, Choi K S, Feng L H, et al. Recent developments in DBD plasma flow control. *Prog Aerosp Sci*, 2013, 62: 52–78
- Ju Y, Sun W. Plasma assisted combustion: dynamics and chemistry. *Prog Energy Combust Sci*, 2015, 48: 21–83
- Wu Y, Li Y. Plasma flow control. In: Leon Shohet J, ed. *Encyclopedia of Plasma Technology*. Boca Raton: CRC Press, 2017. 1016–1037
- Li Y, Wu Y, Li J. Review of the investigation on plasma flow control in China. *Int J Flow Control*, 2012, 4: 1–18
- Wu Y, Li Y H. Progress and outlook of plasma flow control (in Chinese). *Acta Aeronaut Astronaut Sin*, 2015, 36: 381–405 [吴云, 李应红. 等离子体流动控制研究进展与发展展望. *航空学报*, 2015, 36: 381–405]
- Wu Y, Li Y H. Progress in research of plasma-assisted flow control, ignition and combustion (in Chinese). *High Voltage Eng*, 2014, 20: 2024–2038 [吴云, 李应红. 等离子体流动控制与点火助燃研究进展. *高电压技术*, 2014, 20: 2024–2038]
- Li Y H, Wu Y, Song H M, et al. Research progress and mechanism discussion of plasma flow control (in Chinese). In: *Proceedings of the 6th Power Annual Conference of Chinese Society of Aeronautics and Astronautics (CSAA) (in Chinese)*. Power chapter of CSAA, 2006. 790–799 [李应红, 吴云, 宋慧敏, 等. 等离子体流动控制的研究进展与机理探讨. 见: 中国航空学会第六届动力年论文集. 中国航空学会动力专业

分会, 2006. 790–799]

- 10 Zhu Y, Wu Y, Cui W, et al. Modelling of plasma aerodynamic actuation driven by nanosecond SDBD discharge. *J Phys D-Appl Phys*, 2013, 46: 355205
- 11 Zong H, Wu Y, Jia M, et al. Influence of geometrical parameters on performance of plasma synthetic jet actuator. *J Phys D-Appl Phys*, 2016, 49: 025504
- 12 Zong H, Wu Y, Song H, et al. Efficiency characteristic of plasma synthetic jet actuator driven by pulsed direct-current discharge. *AIAA J*, 2016, 54: 3409–3420
- 13 Zong H, Wu Y, Li Y, et al. Analytic model and frequency characteristics of plasma synthetic jet actuator. *Phys Fluids*, 2015, 27: 027105
- 14 Zhang Z, Wu Y, Jia M, et al. The multichannel discharge plasma synthetic jet actuator. *Sens Actuat A-Phys*, 2017, 253: 112–117
- 15 Li Y H, Wu Y, Liang H, et al. The mechanism of plasma shock flow control for enhancing flow separation control capability (in Chinese). *Chin Sci Bull*, 2010, 55: 3060–3068 [李应红, 吴云, 梁华, 等. 提高抑制流动分离能力的等离子体冲击流动控制原理. 科学通报, 2010, 55: 3060–3068]
- 16 Wu Y, Li Y, Jia M, et al. Influence of operating pressure on surface dielectric barrier discharge plasma aerodynamic actuation characteristics. *Appl Phys Lett*, 2008, 93: 031503
- 17 Wu Y, Li Y, Jia M, et al. Experimental investigation into characteristics of plasma aerodynamic actuation generated by dielectric barrier discharge. *Chin J Aeronaut*, 2010, 23: 39–45
- 18 Wu Y, Li Y, Jia M, et al. Optical emission characteristics of surface nanosecond pulsed dielectric barrier discharge plasma. *J Appl Phys*, 2013, 113: 033303
- 19 Zhu Y, Wu Y, Cui W, et al. Numerical investigation of energy transfer for fast gas heating in an atmospheric nanosecond-pulsed DBD under different negative slopes. *J Phys D-Appl Phys*, 2013, 46: 495205
- 20 Wu Y, Zhu Y, Cui W, et al. Simulation of nanosecond pulsed DBD plasma actuation with different rise times. *Plasma Process Polym*, 2015, 12: 642–654
- 21 Wu Y, Li Y H, Liang H, et al. Nanosecond pulsed discharge plasma actuation: characteristics and flow control performance. In: Proceedings of the AIAA Plasmadynamics & Lasers Conference. Atlanta, GA. 2014–2118
- 22 Zhang Z, Wu Y, Sun Z, et al. Experimental research on multichannel discharge circuit and multi-electrode plasma synthetic jet actuator. *J Phys D-Appl Phys*, 2017, 50: 165205
- 23 Wang H Y, Li J, Jin D, et al. Manipulation of ramp-induced shock wave/boundary layer interaction using a transverse plasma jet array. *Int J Heat Fluid Flow*, 2017, 67: 133–137
- 24 Gan T, Wu Y, Sun Z, et al. Shock wave boundary layer interaction controlled by surface arc plasma actuators. *Phys Fluids*, 2018, 30: 055107
- 25 Han M, Li J, Niu Z, et al. Aerodynamic performance enhancement of a flying wing using nanosecond pulsed DBD plasma actuator. *Chin J Aeronaut*, 2015, 28: 377–384
- 26 Zhao G, Li Y, Liang H, et al. Control of vortex on a non-slender delta wing by a nanosecond pulse surface dielectric barrier discharge. *Exp Fluids*, 2015, 56: 1864–1873
- 27 Wei B, Wu Y, Liang H, et al. Performance and mechanism analysis of nanosecond pulsed surface dielectric barrier discharge based plasma deicer. *Phys Fluids*, 2019, 31: 091701
- 28 Wei B, Wu Y, Liang H, et al. SDBD based plasma anti-icing: A stream-wise plasma heat knife configuration and criteria energy analysis. *Int J Heat Mass Transfer*, 2019, 138: 163–172
- 29 Zhu Y, Wu Y, Wei B, et al. Nanosecond-pulsed dielectric barrier discharge-based plasma-assisted anti-icing: modeling and mechanism analysis. *J Phys D-Appl Phys*, 2020, 53: 145205
- 30 Wu Y, Li Y H, Zhu J Q, et al. Experimental investigation of using plasma aerodynamic actuation to extend low-speed axial compressor's stability (in Chinese). *J Aerosp Power*, 2007, 22: 2025–2030 [吴云, 李应红, 朱俊强, 等. 等离子体气动激励扩大低速轴流式压气机稳定性的实验研究. 航空动力学报, 2007, 22: 2025–2030]
- 31 Li Y H, Wu Y, Zhou M, et al. Control of the corner separation in a compressor cascade by steady and unsteady plasma aerodynamic actuation. *Exp Fluids*, 2010, 48: 1015–1023
- 32 Zhang H D, Li Y H, Wu Y, et al. Simulation research of nanosecond pulsed plasma actuation flow control on high speed compressor cascade (in Chinese). *Acta Aeronaut Astronaut Sin*, 2014, 35: 1560–1570 [张海灯, 李应红, 吴云, 等. 高速压气机叶栅纳秒脉冲等离子体流动控制仿真研究]

- 究. 航空学报, 2014, 35: 1560–1570]
- 33 Li Y H, Wu Y, Zhang H D, et al. Plasma actuated compressor (in Chinese). *J Prop Technol*, 2017, 38: 2164–2171 [李应红, 吴云, 张海灯, 等. 等离子体激励式压气机. 推进技术, 2017, 38: 2164–2171]
- 34 Wu Y, Zhang H D, Yu X J, et al. Plasma flow control of axial compressor (in Chinese). *J Eng Thermophys*, 2017, 38: 1396–1414 [吴云, 张海灯, 于贤君, 等. 轴流压气机等离子体流动控制. 工程热物理学报, 2017, 38: 1396–1414]
- 35 Zhang H, Wu Y, Li Y, et al. Control of compressor tip leakage flow using plasma actuation. *Aerosp Sci Tech*, 2019, 86: 244–255
- 36 Zhang H, Wu Y, Li Y. Mechanism of compressor airfoil boundary layer flow control using nanosecond plasma actuation. *Int J Heat Fluid Flow*, 2019, 80: 108502
- 37 Lin B, Wu Y, Zhang Z, et al. Multi-channel nanosecond discharge plasma ignition of premixed propane/air under normal and sub-atmospheric pressures. *Combust Flame*, 2017, 182: 102–113
- 38 Huang S, Wu Y, Song H, et al. Experimental investigation of multichannel plasma igniter in a supersonic model combustor. *Exp Thermal Fluid Sci*, 2018, 99: 315–323
- 39 Lin B, Wu Y, Zhu Y, et al. Experimental investigation of gliding arc plasma fuel injector for ignition and extinction performance improvement. *Appl Energy*, 2019, 235: 1017–1026
- 40 Feng R, Li J, Wu Y, et al. Ignition and blow-off process assisted by the rotating gliding arc plasma in a swirl combustor. *Aerosp Sci Tech*, 2020, 99: 105752
- 41 Nakano A, Nishida H. The effect of the voltage waveform on performance of dielectric barrier discharge plasma actuator. *J Appl Phys*, 2019, 126: 173303
- 42 Singh A, Little J. A comparative study of Ac-dielectric barrier discharge versus Ns-dielectric barrier discharge plasma actuators in an incompressible turbulent mixing layer. *J Phys D-Appl Phys*, 2020, 53: 164004
- 43 Sekimoto S, Fujii K, Hosokawa S, et al. Flow-control capability of electronic-substrate-sized power supply for a plasma actuator. *Sens Actuat A-Phys*, 2020, 306: 111951
- 44 Sato M, Okada K, Asada K, et al. Unified mechanisms for separation control around airfoil using plasma actuator with burst actuation over Reynolds number range of 10^3 – 10^6 . *Phys Fluids*, 2020, 32: 025102
- 45 Thomas F O, Corke T C, Duong A, et al. Turbulent drag reduction using pulsed-DC plasma actuation. *J Phys D-Appl Phys*, 2019, 52: 434001
- 46 McGowan R C, Corke T C, Matlis E H, et al. Rotating stall control in an axial fan with pulsed-direct-current plasma actuation. *J Prop Power*, 2020, 36: 177–190
- 47 Zhang M, Li J, Cheng W, et al. Active control of thermoacoustic instability using microsecond plasma discharge. *J Appl Phys*, 2020, 127: 033301
- 48 Cherif M A, Shcherbanev S A, Starikovskaia S M, et al. Effect of non-equilibrium plasma on decreasing the detonation cell size. *Combustion Flame*, 2020, 217: 1–3
- 49 Macheret S O, Shneider M N, Miles R B. Plasma-assisted fuel atomization and multipoint ignition for scramjet engines. *J Prop Power*, 2020, 36: 357–362

Research progress and outlook of flow control and combustion control using plasma actuation

LI YingHong & WU Yun

Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory, Aeronautical Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China

Flow control and combustion control using plasma actuation are research frontiers in the crossroads between aerospace technology and plasma technology. They have broad application potential in increasing lift, decreasing drag, expanding engine stability, improving efficiency, and broadening boundaries. In this paper, we summarize the progress of our research group. Focusing on the problems of characterization and optimization of plasma actuation, we established a multi-physics coupled simulation model and optimization method. To improve plasma flow control capabilities, we proposed the plasma shock flow control theory and developed plasma shock actuation methods for subsonic and supersonic flow control. For the requirements of lift increase, drag reduction, and boundary expansion in aircrafts, we developed plasma flow control and anti-icing methods for high-lift wings and flying wings. To satisfy the demands of engine stabilization and efficiency improvement, we developed flow plasma excitation control methods for compressor leakage flow and separation flow, and inlet flow separation flow. To extend the ignition and combustion boundary of engines, we developed a multi-channel plasma ignition method and a gliding arc plasma ignition combustion method. Lastly, we present an outlook on the development of flow and combustion control technology.

plasma actuation, flow control, ignition and assisted combustion, aircraft, engine, compressor, combustor

doi: [10.1360/SST-2020-0111](https://doi.org/10.1360/SST-2020-0111)