中国科学: 技术科学 2012 年 第 42 卷 第 10 期: 1103 ~ 1119
www.scichina.com tech.scichina.com
《中国科学》杂志社
SCIENCE CHINA PRESS

自然科学基金项目进展专栏

高速流场主动流动控制激励器研究进展

王林, 罗振兵*, 夏智勋, 刘冰, 邓雄

国防科学技术大学高超声速冲压发动机技术重点实验室, 长沙 410073
* E-mail: luozhenbing@163.com

收稿日期: 2011-12-06; 接受日期: 2012-02-27
国家自然科学基金(批准号: 11002161)、全国优秀博士论文作者专项资金(批准号: 201058)和高等学校博士学科点专项科研基金(批准号: 20104307110007)资助项目

摘要 主动流动控制激励器是主动流动控制技术发展的核心问题之一. 有效的主动流动控制技术对于保证高速飞行器的飞行安全性、改善飞行器可操纵性和提高飞行器推进效率具有重要意义. 高速飞行器技术的发展促进了新型激励器的不断出现, 同时也为激励器设计提出了新的更高要求. 本文对现有可用于高速流场主动流动控制的典型激励器进行了综述, 讨论了激励器的分类和激励器不同工作性能评价参数, 重点分析了流体式、机械式和等离子体式三种类型激励器的结构设计、工作机理和应用特性, 并结合高速流动控制的实际需要和现有激励器的研究成果, 提出了一种新的激励器设计方法. 最后本文对各激励器的优势和存在的不足进行了总结, 对主动流动控制技术的发展提出了几点建议.

关键词
主动流动控制
激励器
流体式
机械式
等离子体式

对流场的操控具有重要的实际应用价值, 高效的流动控制系统不仅能够显著提高地面、海上和空中运输工具的工作性能和节省每年数十亿美元的燃料消耗, 而且能够得到更经济、环保和更具有竞争力的工业生产过程, 这使得流动控制技术成为流体力学研究的前沿和热点[1, 2]. 流动控制技术的研究可以追溯到上世纪初普朗特边界层理论的提出[3], 第二次世界大战和冷战期间, 由于强烈的军事需求, 流动控制技术获得了较大的发展, 并在之后一直受到人们的关注. 进入到 20 世纪 90 年代以来, 随着对各种流体机械可操纵性、机动灵活性、经济性和减少环境污染等要求的提高, 流动控制技术也迎来了新的发展阶段. 文献[4~6]对流动控制技术研究进行了详细的综述和分析.

基于能量消耗和控制环路方式, 流动控制技术可以分为被动控制和主动控制[7]. 被动控制不需要额外的能量介入, 具有控制简单、易于实现、设计制造成本低的特点, 在实际工程中已经得到了广泛的应用, 并且使流体机械达到了现今较高的工作效率, 在某些领域甚至已经达到了性能极限. 因此以微机电系统(MEMS)技术为基础, 将空气动力学、材料、结构和控制等多个学科综合起来的主动流动控制技术受到越来越多的关注. 图 1 给出了近半个多世纪以来工程索引(EI)数据库检索到的被动控制和主动控制相关的论文篇数, 可以看出在工程领域流动控制的论文篇数总体上呈现快速增长的趋势, 而主动流动控制技术的研究更加活跃.

有辅助能量引入的控制方式称为主动控制. 相对于被动控制, 主动流动控制具有三大优势[8]: 一是可以实现复杂动力系统的精确相位控制; 二是在临

英文版发表信息: Wang L, Luo Z B, Xia Z X, et al. Review of actuators for high speed active flow control. Sci China Tech Sci, 2012, 55: 2225–2240, doi: 10.1007/s11431-012-4861-2

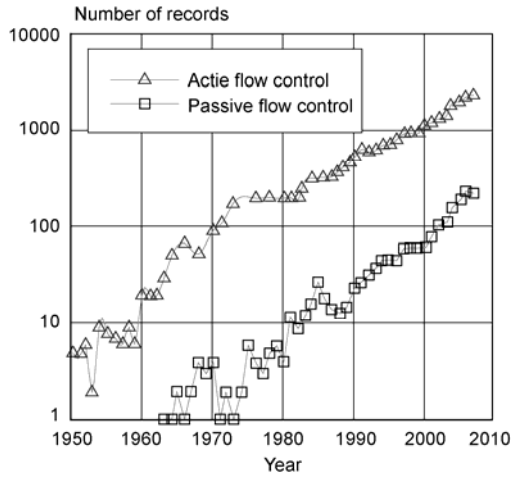

图 1　主动/被动流动控制文章 EI 索引情况

界点进行能量输入即可通过控制临界点的流动影响整个流场, 起到“四两拨千斤”的作用; 三是通过主动控制装置来产生扰动与主流直接耦合, 从而克服常规控制装置可靠性不高、适应工况窄、带有附加损失等缺点. 主动流动控制系统牵涉到流体力学、材料学、机械工程、控制科学等多学科的交叉融合, 由于其系统自身的复杂性, 目前还主要停留在实验室研究阶段, 真正转化为实际应用的成果还很少[9~11].

在主动流动控制系统中, 作为控制器的流动控制激励器是主动流动控制技术发展的核心问题之一, 激励器的设计水平和工作性能直接决定了主动流动控制技术的应用方向和应用效果. Seifert[12], Cattafesta 等人[13]对低速流场主动流动控制激励器的发展和应用进行了简要的回顾和分析.

随着超声速/高超声速飞行器技术的发展, 结构布局的优化设计和传统的被动控制方式已不能满足飞行器高升阻比、高容积率、低热流率的气动外形要求, 主动流动控制越来越凸显出其重要性. 我国临近空间飞行器技术发展论证报告指出: 气动技术向“流动可变、可控”的发展, 将促进大量新型高性能飞行器的出现和发展. 美国 NASA 三大研究计划, 即突破飞行器技术计划(BVT)、超高效发动机技术计划(UEET)和 21 世纪飞机技术计划(TCAT), 都强调了主动流动控制技术, 并把它作为这三大研究计划的重要内容之一[14]. 高速飞行器技术的发展为主动流动控制技术, 尤其是主动流动控制激励器的设计和应用提出了新要求、开创了新局面.

本文将从主动流动控制激励器的分类、激励器不同工作性能评价参数的建立、现有高速流场主动流动控制激励器的结构设计及工作原理、新型激励器的设计等几个方面对高速流场主动流动控制激励器的研究现状进行讨论, 为高速流场主动流动控制技术的发展提供一些参考.

1　主动流动控制激励器的分类

主动流动控制激励器在本质上是一种能量转换装置, 通过将输入的电能、化学能等转化为激励器所具有的动能或热能, 实现对外部流场的操控. 激励器的形式多种多样, 但大都具有一个开有孔(或缝)的激励器腔体, 激励器所具有的动能主要以所形成的射流的形式体现, 而射流的形成往往都需要在激励器孔口处建立压差 ΔP, 所以激励器腔体增压方式的不同是激励器分类的标准之一[15].

根据理想气体状态方程, 激励器腔体内压强可以表示为

$$P = nR_0T/V, \tag{1}$$

其中 n 为气体摩尔数, R_0=8.314 kJ kg^{-1} mol^{-1} k^{-1} 为通用气体常数. 气体摩尔数 n 可由气体质量 m 和气体摩尔质量 M 表示为

$$n = m/M. \tag{2}$$

由(1)和(2)式, 腔体内压强可以进一步表示为

$$P = mR_0T/MV. \tag{3}$$

由(3)式可得到腔体压强的变化关系式为

$$\frac{\Delta P}{P} = -\frac{\Delta V}{V} + \frac{\Delta T}{T} + \left(\frac{\Delta m}{m} - \frac{\Delta M}{M}\right). \tag{4}$$

由(4)式知, 激励器腔体具有三种增压方式, 对应主动流动控制激励器可以分为三种类型及其组合型: 1) 体积压缩型; 2) 升温型; 3) 加质型; 4) 组合型.

对于高超声速飞行器工作环境, 其流场具有高马赫数、低密度、强粘性效应、存在高熵层和高温效应的特点[16], 同时边界层较厚, 流动参数变化剧烈, 流动特征频率高. 高超声速飞行器流场的特殊性, 对高速流动控制激励器的设计提出了两个方面的要求: 一是需要具有宽频域、高动量、“强壮”的工作特性, 以适应不同的工作环境, 提供足够的控制能力; 二是要具有易于小型化、轻量化的结构特性, 实现与控制面的一体化设计, 以降低局部热流密度, 减少高温区域和温度大小. 因此只有具有较高能量密度的升温

型和灵活结构设计的组合型激励器满足高速流场流动控制的要求.

除上述分类方式之外, 根据不同的工作机理, 主动流动控制激励器又可以分为流体式、机械式和等离子体式等多种不同形式, 如图 2 所示.

流体式是最为普遍的一种主动流动控制激励器, 其典型代表是合成射流激励器(又称零质量射流激励器), 在低速流动控制中应用前景广泛[17~19], 其优点是无需额外气源和移动部件、结构简单紧凑、重量轻、成本低, 但由于射流速度低而不适用于高速流动控制, 因此应用于高速流动控制的流体式激励器主要是具有较强控制能力的高能量密度的激励器, 如图 2 中所示.

以自适应材料, 例如压电材料、形状记忆合金和电活性材料为基础的机械式主动流动控制激励器的研究开始于上世纪 80 年代中期[20], 机械式激励器具有推重比大和工作安静的优点, 但同时也存在工作频率低、外部输入功率大等不足, 目前应用于高速主动流动控制的机械式激励器主要有压电襟翼[21]和形状记忆合金[22, 23]两种.

等离子体激励器是目前研究最多、最引人关注的一种主动流动控制激励器, 国内外众多科研机构和人员对其开展了广发而深入的研究[24~28]. 等离子体激励器由纯固态元件组成, 无机械活动部件, 具有响应快、工作频带宽、质量轻、适应多工况工作的特点. 等离子体激励器的应用研究领域主要为低速流场, 目前也已开展在高速流动控制中的应用探索, 并表现出较好的应用效果[29, 30], 尤其是弧光放电式[31]和火花放电式[32]等离子体激励器都适用于宽马赫数范围的主动流动控制.

除了上述三种主要的高速流场主动流动控制激励器外, 还有基于洛伦兹力[33]、激光能量注入[34]和激波管[35]等其他形式的激励器. 本文将对图 2 中前三种工作机理所列激励器进行分析, 其他类型的激励器将不在本文中论述.

2　激励器工作性能参数

为实现有效的主动流动控制, 对激励器都具有可靠、小型化、易于集成和低能耗的工作要求, 但针对不同的应用条件和控制目的, 对激励器的具体工作性能还有一些特殊的要求, 例如在某些应用中需要激励器具有较强的射流形成能力, 有时可能更关注激励器的工作频率. 因此各种激励器的工作性能评价参数的建立, 对激励器优化设计和实际应用具有重要意义.

为了反映激励器射流速度对控制效果的影响, 可以将激励器射流速度峰值与外部主流速度之比作为激励器工作性能评价参数. 为了使得这一参数更具通用性, Seifert 等人[36]定义了反映射流动量与主流

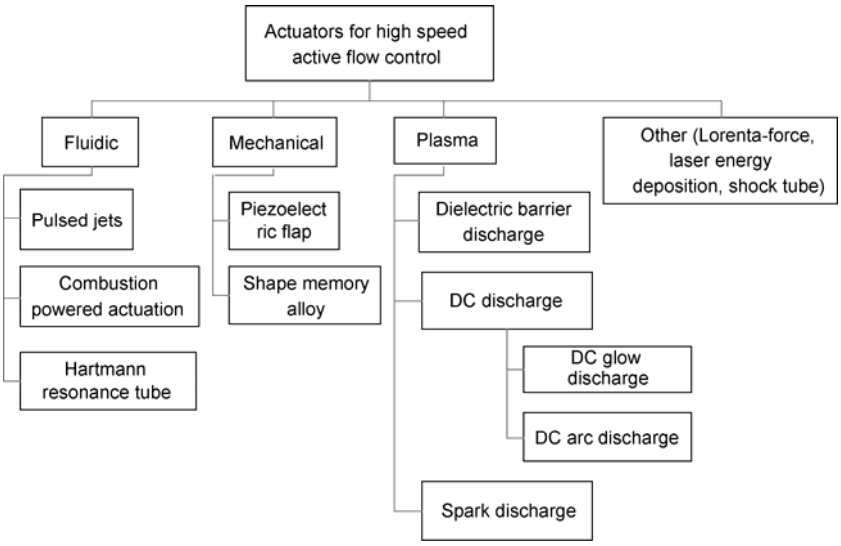

图 2　高速流场主动流动控制激励器分类

动量之比的动量系数 C_μ:

$$C_\mu = \frac{2hU_j^2}{cU_\infty^2}, \tag{5}$$

其中 h 为产生激励的横截面尺寸(例如激励器出口宽度), $U_j = (1/h)\int_0^\infty U\mathrm{d}y$ 为激励器所形成射流的平均速度, c 为受控流场的特征长度(例如机翼绕流中的翼型弦长), U_∞ 为自由来流速度. 研究结果表明为了实现激励器对流场的有效控制, 动量系数必须要大于1%.

当激励器用于边界层分离流动控制时, 无量纲频率 F^+ [37]是另一个重要的激励器工作性能参数:

$$F^+ = f\frac{x_{te}}{U_\infty}, \tag{6}$$

式中 f 为激励器工作频率, x_{te} 为激励器布置处与受控流场尾缘的距离. Honohan 等人[38]指出只有当 F^+= 1~10 时, 才可以实现对流动分离的有效抑制或消除.

Collis 等人[6]定义了一个称之为"性能系数"的激励器工作性能参数 FM, 用来反应激励器输入能量的转化特性:

$$FM = \left(\frac{C_L U_\infty}{C_D U_\infty + P}\right) \Big/ \left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{\text{baseline}}, \tag{7}$$

其中 C_L 为升力, C_D 为阻力, P 为激励器输入功率, baseline 代表无施加控制的基态. 当 FM>1 时表示输入能量转化为激励器做功的部分要大于辅助系统消耗的部分[6].

为了评价激励器总的能量利用效率, Seifert[12]定义了一个整体性能参数 OFM:

$$OFM = \frac{F_a^2 U_P}{W_a P}, \tag{8}$$

其中 F_a 为激励器在静止环境中工作时所产生的推力大小, U_P 为激励器所形成射流速度峰值, W_a 为激励器系统的总质量. 其中推力大小可以近似表示为 $F_a \approx C\rho h U_P^2$, C 为 0.25~0.5 间的常数, ρ 为流体密度.

以上所定义的激励器工作性能参数均可以作为优化激励器设计和指导激励器应用的准则数, 但又都存在有局限性, 因为激励器的输出, 例如动量注入、质量传递或涡通量转移等, 不仅受到激励器自身参数, 包括激励器大小、重量、能耗、造价和使用寿命的影响, 同时还受到工作环境, 如热、噪声、电磁发射和热辐射等的影响, 因此很难提出一个可以全面反映激励器类型和适用于所有应用环境的工作性能参数[13].

3 高速流动控制激励器及应用

高速流场主动流动控制的主要目的包括: 激波边界层干扰控制、边界层转捩控制、流动分离控制、噪声抑制和掺混增强等. 流动控制技术在超声速/高超声速飞行器中的应用可以提高推进系统工作效率、改善气动特性, 保证飞行的安全可靠[39]. 例如对于吸气式高超声速飞行器, 由于其进气道暴露在超声速气流中易于发生流动分离, 而进气道的流动分离会导致升力减小、结构负载失衡、热流密度增大, 从而降低发动机性能, 甚至出现发动机停车[40], 合适的主动流动控制激励器的应用将可以避免上述现象的发生. 目前, 适用于高速流场的主动流动控制激励器主要包括以下几种.

3.1 流体式激励器

根据有无外部供应气源, 流体式激励器可以分为零质量射流激励器和非零质量射流激励器, 由于目前零质量射流激励器存在射流速度偏低、工作频带较窄、控制能力较弱等不足, 因此高速流场控制中的流体式激励器多为有源式.

3.1.1 脉冲射流激励器

脉冲射流是一种较早用于高速流场的主动流动控制方式, 广泛应用于激波边界层干扰[41]、射流掺混增强[42]、噪声抑制[43]和凹腔自激振荡控制[44]等. 相对于定常射流, 在相同质量流率 $\dot{m} = \rho A U_{\mu.0}$ 下, 非定常射流可以产生更大的"冲击力"[45], 也具有更强的流场控制能力.

定常射流所产生的"冲击力"可以表示为

$$F = \dot{m}U_{\mu.0} = \rho A U_{\mu.0}^2. \tag{9}$$

相同质量流率条件下, 假设脉冲射流速度按正弦关系变化, 即

$$U_{\mu.\text{Unsteady}} = U_{\mu.0} + B\sin(\omega t). \tag{10}$$

则所产生瞬时和平均"冲击力"分别为

$$F_\mu(t) = \dot{m}U_{\mu.\text{Unsteady}} = \rho A\left(U_{\mu.0} + B\sin(\omega t)\right)^2, \tag{11}$$

$$\overline{F_\mu(t)} = \frac{\omega}{2\pi}\int_0^{2\pi/\omega} \dot{m}U_{\mu.\text{Unsteady}} = \rho A\left(U_{\mu.0}^2 + \frac{B^2}{2}\right). \quad (12)$$

所以为实现相同的控制目的, 脉冲射流将具有更好的控制效果, 并且可以节省更多的能源. 例如在分离流动控制中, Seifert 等人[37]证明相对于定常吹气, 采用与涡脱落固有频率相同量级的周期性吹气可以节约 90%~99%的动量需求. 而在超声速流动控制中, Choi 等人[45]的实验结果表明, 为实现碰撞射流 8~10 dB 的减噪效果, 脉冲射流仅需定常射流 40%的流量.

目前脉冲射流的产生大都是通过在定常射流产生管路上安装快响应电磁阀[46]、压电微阀[47]、高速回转阀[48]或如图 3 所示开孔的旋转板[45]等方式实现. 图 3 中的旋转板内边缘上开有弧形槽, 通过高速电机带动旋转, 实现对定常射流的脉冲调制. 脉冲射流速度可以通过高压气源的压力大小进行调整, 脉冲频率可以通过电机转速、旋转板直径和旋转板弧形槽数进行调整. 例如, Choi 等人[45]利用最大转速 2000 rmp 的电机产生频率为 400 Hz 的脉冲射流, 并成功用于超声速射流碰撞噪声抑制. 采用电磁阀或机械阀虽然可以在一定的频带范围内实现脉冲频率调制, 但是由于活动部件的存在, 限制了脉冲频率的进一步提高, 同时也不易于实现脉冲射流的相位控制.

如图 4 所示的流体振荡器[49], 是一种新型的仅需要高压供应气源的脉冲射流产生装置, 激励器利用流体附壁效应, 又称为柯恩达效应[50]产生频率可调的脉冲射流. 其工作机理是: 由气源提供的双稳态主流在收缩喷管处会由于柯恩达效应沿附壁区域的某一壁面流动, 并使得此区域处的回路通道压力升高, 从而将流动推向另一附壁区域而导致该处回路通道压力升高, 并使得流体出口改变, 如此交替往复, 形成脉冲射流. 该激励器具有工作频率高(~kHz)、结构尺寸小(~O(mm))和质量流量小(0.05~0.5 gm/s)的特点[51], 曾广泛应用于低雷诺数条件下的分离流动控制[52]和凹腔共振抑制[53]. Gokoglu 等人[54]通过改变回路通道长度和提高气源压比, 实现了最大 Ma=2.5 的脉冲射流, 为超声速流动控制提供了可能.

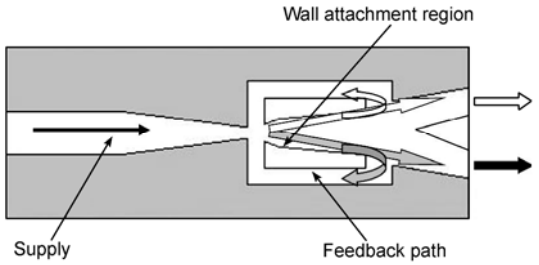

图 4　流体振荡器结构及工作原理图

高带宽脉冲微射流激励器[55]是另外一种新的脉冲射流发生装置, 如图 5 所示. 其主要组成部分为: 1) 欠膨胀射流源, 2) 圆柱形射流碰撞发生腔体, 3) 腔体下底面的微型出口阵列. 该激励器为纯固态元件, 通过高压气源压力大小和激励器结构尺寸的优化, 可以形成最大平均速度 300~400 m/s、脉动速度 70~100 m/s 的高速射流, 有效工作频率超过 50 kHz[56]. 在超声速凹腔流动[57]和碰撞射流噪声抑制[58]方面都具有较好的应用效果.

另外, 为了克服被动式涡流发生器适应工况窄、会带来附加阻力等应用缺陷, 根据采用射流产生旋涡流动的原理发明了流体式涡流发生器[59, 60]. 流体式涡流发生器可以实现激励器的随意开关, 并且可以通过俯仰角和侧倾角的调整, 进行不同方向的动

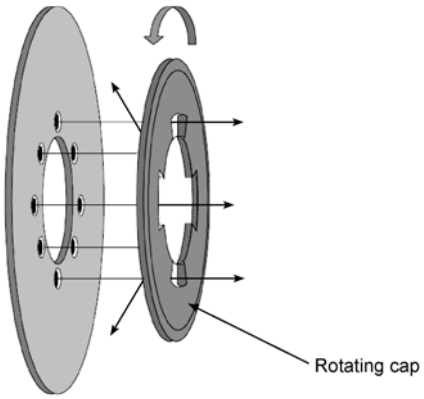

图 3　旋转孔缝脉冲射流激励器原理图

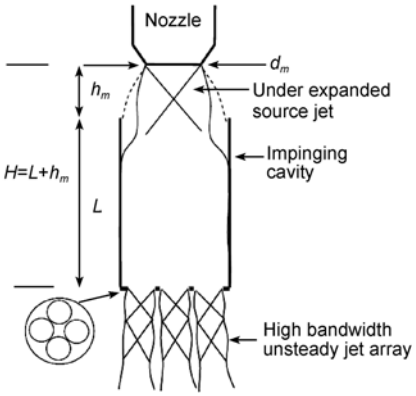

图 5　高带宽脉冲微射流激励器结构图

量注入, 使涡流发生器可以以主动控制的方式进行流场操控. 在超声速流动控制领域, Bueno 实验结果表面流体式涡流发生器可以显著减小 Ma=2 的高速气流中, 20°压缩楔面所产生的分离激波强度和分离区域大小[61].

3.1.2 燃烧驱动式流体激励器

随着微加工技术的发展, 普通电池在微机电系统驱动中存在的使用寿命短、能量密度低的不足日益凸显, 基于高能量密度燃料燃烧的微型热能发电装置正成为一种新型微机电系统驱动方式, 微尺度燃烧技术也开始受到较多的关注[62]. Crittenden 将微尺度燃烧技术用于流动控制激励器的设计, 发明了一种燃烧驱动式流体激励器[63], 其结构及工作原理如图 6 所示. 该激励器由燃料供应管道、点火装置、可以做成各种形状的燃烧室腔体和一个或多个出口孔组成. 其工作原理是: 可燃混合气体经燃料供应管道进入燃烧室, 由点火装置点火燃烧, 在腔体内形成高温高压环境, 使得燃烧产物经出口高速喷出形成射流, 之后新的可燃气体再次填充燃烧室并排出残余燃烧产物, 准备下一次射流形成. 激励器燃料可以是氢、乙炔或丙烷等高能量密度气体, 燃料/空气进入燃烧室的模式具有预混合和非预混合两种(如图 6), 其控制调节装置可以是具有精确相位控制能力的微电磁阀或依靠燃烧室压力变化工作的被动式机械阀或流体阀.

激励器工作频率可以通过控制点火装置的点火频率和可燃混合物填充腔体时的质量流率实现连续可调. 对于依靠被动式微阀进行燃料流动调节控制的激励器, 其最大工作频率受腔体内压力脉冲持续时间(t_{pulse})、可燃混合物填充时间 (t_{refill})及两者间动态滞后的影响, 如图 7 所示. 例如当激励器燃烧室大小为 1 cm^3、采用预混合模式的氢/空气做燃料时, 可以实现超过 150 Hz 的工作频率[63]. 当燃料/空气以非预混合模式进入燃烧室时, 激励器的工作循环周期还应包括气体在燃烧室中的混合时间(t_{mix}). Crittenden 等人[64]指出由于 t_{mix} 和 t_{refill} 的重叠, 非预混合模式并不会降低激励器的工作频率. 相反, 由于微尺度条件下非预混合模式引起的燃烧室内流动湍流度的增强, 可以加快火焰传播, 缩短压力脉冲上升时间, 非预混合模式下的激励器射流形成频率可以达到 500 Hz. 而当 7 个激励器以阵列布置方式工作时, 通过控制两相邻激励器的点火时间间隔, 可以实现 1.33 kHz 的有效工作频率[63].

影响激励器腔体内微尺度燃烧的因素很多, 包括燃料掺混比、燃烧室体积、出口大小/腔体表面积和点火源等, Crittenden 等人[64], Rajendar 等人[65]和 Srinivasan 等人[66]采用实验或数值模拟的方法对这些因素进行了分析. 如图 8 为按化学当量比的氢/空气混合气体在出口直径 1.27 mm、腔体体积 1 cm^3 的圆柱形燃烧室内燃烧时, 激励器一个周期内腔体压力和出口附近流场变化纹影图, 图中流场纹影对应时间分别为 0.44, 0.7, 1.2, 2, 3 和 4.8 ms, 流向距离为 32 mm. 由图可知在整个射流喷出阶段, 射流速度经历了亚声速-超声速-亚声速的变化过程. 当 t=0.7 ms 时, 腔体内出现压力峰值, 并且最大压比 P_r(定义为腔体内压强与外界大气压强之比)达到 2.8, 通过对出口处流场纹影图放大可以发现在下游 6 mm 处存在有激波结构, 即流场中存在超声速流. 随后由于腔内压力下降及对周围流体卷吸造成的耗散, 射流速度迅速减小, 当 t=3 ms 时腔内压力降低到大气压强, 射流也已

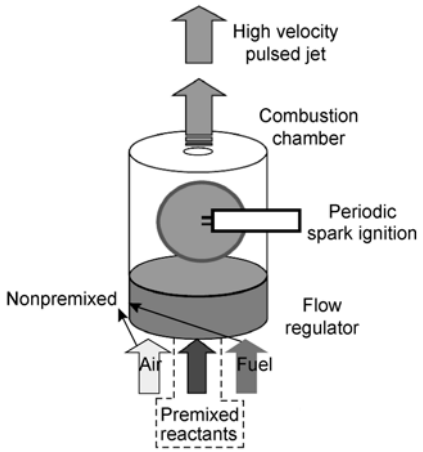

图 6 燃烧驱动式流体激励器工作原理示意图

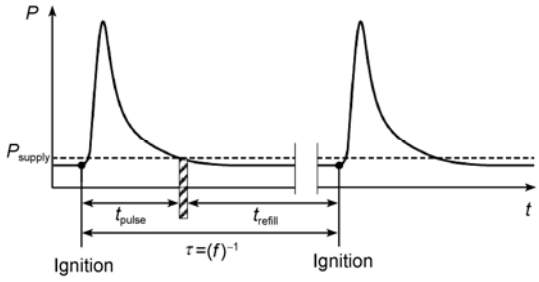

图 7 激励器腔体压力变化过程

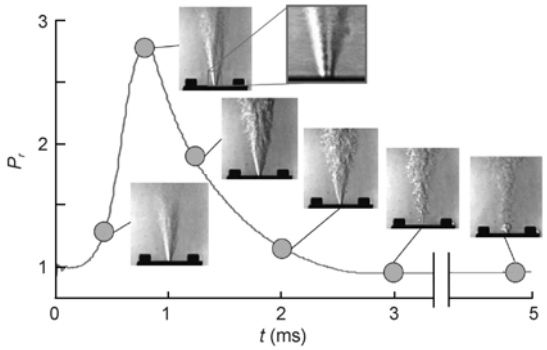

图 8　一周期内激励器腔内压力及出口附近流场纹影变化

经非常微弱并脱离激励器出口. 当 t=4.8 ms 时出口附近出现一股新的、伴有涡对的稳态流动, 这表明新的燃料混合物开始充填腔体, 准备进入下一个脉冲循环.

燃烧驱动式激励器最大的优点是具有较强的环境适应能力, Crittenden[67]证明在振动环境、下雨、粉尘(灰尘/沙粒)和结冰条件下, 激励器均能正常工作. 而在应用中目前仅验证了激励器对高亚声速(Ma=0.7)横向主流的"穿透距离"可以达到 8 mm[63], 还缺乏在更高主流速度流场中的应用验证.

另外一种采用燃料燃烧, 实现化学能向流体动能转化的激励器是由 Beck 等人提出的一种脉冲燃烧激励器[68], 其结构简图如图 9 所示, 主要组成包括带有供应阀的进气管道、点火装置、燃烧管道和喷嘴出口装置. 激励器的工作原理与小型脉冲喷气发动机或脉冲爆震发动机(PDE)类似, 都是依靠压力波在燃烧管道内的传播和反射进行燃烧增强. 根据激励器有无喷嘴出口装置、压力波类型的不同及其在燃烧管道内传播过程的不同, 激励器可以有$\lambda/2$, λ, $3\lambda/2$ 或 $\lambda/4$, $3\lambda/4$, $5\lambda/4$ 等不同共振工作模式[69].

为了克服 PDE 工作频率较低(≤100 Hz)、爆燃向爆震转捩(DDT)距离较长的不足, Cutler 等人[69]为激励器设计了一种新的机械式燃料供应微阀, 可以实现最高 1500 Hz 的燃料主动供应. 同时在激励器结构设计上, 将燃料供应和点火装置从燃烧管道封闭端移至开口端附近[70], 以减少燃料喷入与压力波传播的相互干扰. 另外, 相对于 PDE 最大的不同之处在于激励器的每次点火并非均由点火装置实现, 而是通过喷入的可燃混气与管道内残留的上一循环燃烧产物的相互作用实现主动点火, 这既省去了 PDE 工作过程中隔离气体的充填又消除了点火装置工作频率的限制. 通过上述的改进, 可以在$\lambda/4$ 模式下实现激励器最大 600 Hz 的脉冲爆震工作频率和 $3\lambda/4$ 模式下 1400 Hz 的爆燃工作频率[71]. 对于具有长度 20 cm、直径 1.9 cm 的燃烧管道的激励器, 当以$\lambda/4$ 共振模式工作时, 以 285 Hz 频率进行爆震燃烧的激励器出口射流流场如图 10 所示. 由图 10 可知, 燃烧产物从激励器高速喷出并形成有激波结构, 即激励器所形成的射流为超声速流. Nguyen 和 Cutler[72]采用测力天平对激励器产生的推力和比冲特性进行了研究, 结果表明燃烧管道为 20 cm 长的激励器以$\lambda/4$ 共振模式工作时, 可以产生 27 N 的平均推力, 对应比冲为 2970 s.

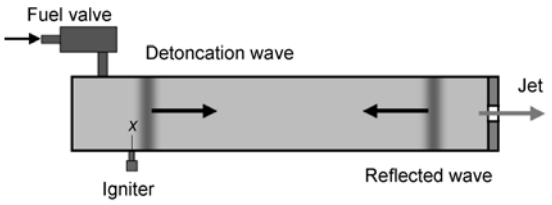

图 9　脉冲燃烧激励器结构简图

3.1.3　Hartmann 管流体激励器

自从 Hartmann 于 1919 年发现共振管现象以来, 人们即对 Hartmann 管(又称动力共振管: Powered resonance tube)的共振机理及应用开展了深入研究[73]. 该装置曾广泛应用于喷射雾化[74]、燃料预混[75]、发动机点火[76]及冰箱制冷[77]等工业领域. 近年来, 随着对高频剪切层流动控制的需求, Hartmann 管开始应用于流动控制领域[78].

Hartmann 管主要由高速喷嘴和圆形谐振腔构成, 其工作机理是: 当流体从喷嘴中高速喷出时, 由于喷嘴截面的收缩, 会使得喷嘴前的流体压力呈现出周期性的变化, 并与放置在压力不稳定区内的谐振腔共同形成一个谐振系统. 当超音速流体进入谐振腔时, 在腔内便产生充气过程, 并导致反馈流压力逐渐上升, 反冲流体与入射流体相互碰撞, 产生频率范围 100 Hz~25 kHz、最大声强级达 150 dB 的声波振荡[73].

Hartmann 管是一个开放式的发声器系统, 为了更好的应用于流动控制, Raman 等人[79]和 Kastner 等人[80]通过在喷嘴和谐振腔之间加入一个对流动起定向引流作用的圆柱形开孔套管, 使得共振流体以需要的方向进入受控流场, 即建立了一种 Hartmann 管流体激励器(HTFA), 如图 11 所示. 激励器的共振强

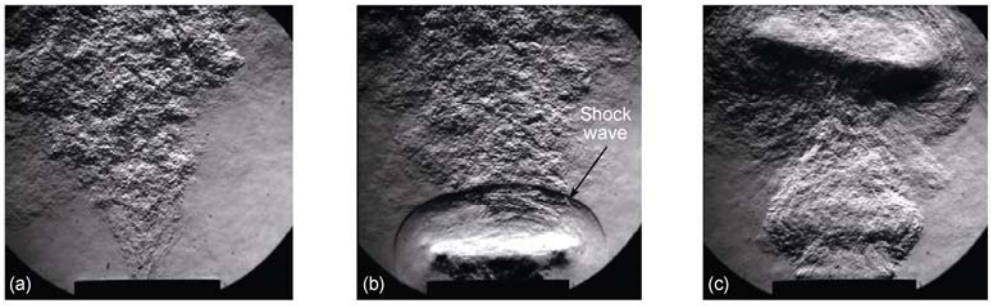

图 10　不同时刻激励器出口流场纹影图

(a) t=0; (b) t=0.19 T; (c) t=0.36 T

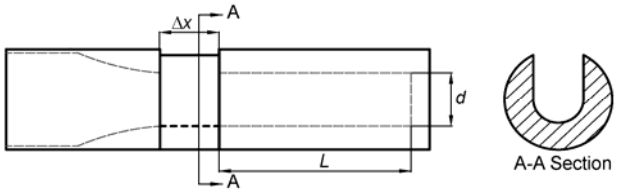

图 11　Hartmann 管流体激励器结构示意图

度可以通过喷嘴压比和喷嘴与谐振腔间距离的改变进行调整; 激励频率可以通过谐振腔长度进行调整, 并且对于喷嘴和谐振腔直径相同的激励器系统, 频率特性满足:

$$f = c_0 / [4(L + 0.3d)], \tag{13}$$

其中 c_0 为流体介质中的声速, L 为谐振腔长度, d 为喷嘴和谐振腔直径. Raman 等人[81]通过改变谐振腔长度, 实现了激励器频率 1.6~15 kHz 的可调, 并且建立了一个多输入多输出的闭环反馈系统, 进行激励器频率的计算机控制调整. Kastner 等人[82]通过将工质由空气换为氦气, 使得激励器工作频率范围从 1~15 kHz 提高到 15~45 kHz.

根据(13)式 Hartmann 管流体激励器工作频率与谐振腔长度 L 成反比. 当用于噪声抑制时, 更希望激励器工作于频率超过 20 kHz 的超声波范围, 这就需要考虑 L/d 的影响, 即高频工作的激励器需要具有较小的喷嘴直径[83]. 而当需要激励器工作于低频时, 也不能无限增加谐振腔长度. Cain 等人[84]发现通过采用后台阶突扩型谐振腔可以在不改变腔体长度的条件下, 实现激励器频率的降低. 为了增强 Hartmann 管流体激励器的控制能力, Raman 等人[85]设计了一种 Hartmann 管束(PRTB)结构的激励器, 并通过 Hartmann 管个数和位置的改变, 实现激励器性能的优化, 以降低工质质量流率. 在应用方面文献[80, 85, 86]都验证了 Hartmann 管流体激励器在超声速射流噪声抑制方面的有效性. Dziuba 等人[87]则证明当激励器以 6.24 kHz 频率工作时, 可以使得 Ma=3 的超声速主流激励器布置处的总压升高 10%.

3.2　机械式激励器

机械式激励器具有多种不同的形式, 其主要工作机理是依靠激励器自身的振动实现向受控流场能量的注入, 或者主动实现控制面型面的变化以适应不同的工作状态. 由于机械式激励器控制力不强的原因, 目前主要开展了在低速流场主动流动控制中的应用研究. 具有高速流场主动流动控制应用前景的激励器主要有压电襟翼式和形状记忆合金式.

压电襟翼激励器在低速流场主动流动控制中一般都是采用悬臂梁结构, 一端固定依靠另一端的振动产生展向或流向涡, 实现流动分离控制[88]或凹腔自激振荡控制[89, 90]. 在超声速/高超声速流场中, 由于流动总压较高, 振动方式不能产生足够强的扰动, 为此 Couldrick 等人[21, 91, 92]设计了一种新的“智能”压电襟翼激励器, 并开展了在激波边界层干扰控制中的应用研究. 该激励器的工作方式是通过控制固定在惰性基底上压电材料的变形量, 改变压力室出口大小, 调整压力室的吹/吸流量, 实现超声速流场的主动控制. 该激励器与流体式激励器的不同之处在于, 通过与压电襟翼的一体化设计及在流场中布置位置的选择, 压力室不仅提供高能射流的喷出, 同时还起到激波前后压力信息的传递和分离泡内低速流体的吸入作用. 实验结果表明, 通过激励器的作用可以使激波附近的边界层增厚, 从而使强激波分裂成一系列弱激波, 达到改变激波角度、减小波阻的目的[91, 92].

形状记忆合金激励器的工作机理是依靠马氏体相变呈现的形状记忆效应, 实现型面自身的变化或对外做功, 进行主动流动控制. 形状记忆合金激励器结构简单, 甚至可以仅包括合金材料元件自身. 目前在高速流场主动流动控制中已经成功开展了在飞行器进气道角度改变[93]、发动机喷管面积改变[94]和发动机减噪[95]中的应用研究, 同时在自适应/智能机翼和可变体飞行器设计中也具有较好的应用前景.

形状记忆合金激励器应用中主要的缺点是响应时间受传热效率的制约, 响应频率较低. 为此 Jun 等人[22, 23]设计了一套基于微型热管的换热系统, 实现了激励器最高 1 Hz 的有效工作频率, 产生最大 250 N 的推力. 而随着溅射制膜技术的发展, 做成薄膜形式的形状记忆合金激励器由于具有大的表面积和强的散热能力, 热循环响应频率可以达到 100 Hz[96]. 20 世纪 90 年代发现的磁致形状记忆效应[97], 更是有望将磁致形状记忆合金激励器的响应频率提高到 300 Hz 以上. 这些都为形状记忆合金实现高速流场主动流动控制提供了较好的选择. 但除了响应频率的制约, 激励器工作中存在的能量利用效率偏低、易于发生疲劳断裂和不易于实现精确相位控制的不足仍需要加以解决.

3.3　等离子体激励器

气体放电在高速流动控制中的应用研究开始于 50 多年前 Resler "磁空气动力(magneto-aerodynamic)" 概念的提出[98], 自此之后研究人员开展了大量的基于电-磁场的超声速/高超声速主动流动控制技术研究, 相关的研究成果可以参考 Bletzinger 等人[99], Shang 等人[100]和 Braun 等人[101]的综述文章. 采用电磁流动控制被认为是实现高速流场主动流动控制的重要手段, 但它需要产生大体积、高电离度的气体和强的外部磁场环境[101], 其巨大的能量需求和实现与飞行器一体化设计的复杂性, 成为应用的主要制约因素. 自从介质阻挡放电(DBD)等离子体激励器发明以来[102], 仅仅依靠电场/等离子体的高速流场主动流动控制开始受到越来越多的关注. 目前根据气体放电类型的不同, 高速流场主动流动控制等离子体激励器主要有介质阻挡放电、直流辉光/弧光放电和火花放电 3 种类型.

3.3.1　介质阻挡放电等离子体激励器

介质阻挡放电等离子体激励器是目前研究最多的主动流动控制方式之一[24~28], 其典型的特征结构如图 12(a)所示. 主要包括绝缘介质及其隔离开的两个非对称电极, 其中一个电极裸露, 另一个电极埋置在绝缘介质中. 当在两电极间施加高压、高频交流电源时, 会在激励器上方形成一个非对称电场, 使电场附近空气电离形成等离子体, 并诱导周围流体向埋入电极方向流动, 形成一股用于流动控制的壁面射流. 等离子体激励器电极材料一般选用导电性较好的铜或铝箔, 绝缘介质可以采用玻璃、聚四氟乙烯、聚酰亚胺(Kapton)或氮化硼陶瓷等, 输入电源可以是正弦波、方波或锯齿波等交流电, 电源频率和电压幅值一般选择 V_{AC}=1~30 kV, f=50 Hz~20 kHz.

目前认为等离子体激励器流动控制的物理作用机制主要有 3 种: 快速焦耳加热引起的气体膨胀效应、外电场与带电离子相互作用产生的电流体动力效应(EHD)和有外加磁场时洛伦兹力产生的磁流体动力效应(MHD)[103]. DBD 激励器在流动控制应用中最大的不足是诱导速度较低, 控制能力不强. Post 和 Corke[104]的研究结果表明 DBD 等离子体激励器诱导

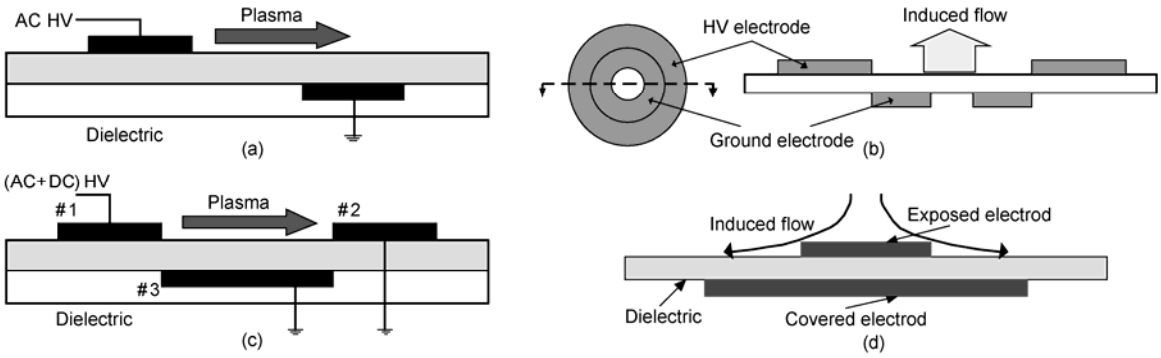

图 12　4 种 DBD 等离子体激励器结构图

射流最大速度与$V_{AC}^{3.5}$成正比, 但同时还受到埋入电极面积的限制. 能实现的最大速度峰值约为 10 m/s[105, 106], 因为更高的电压输入并不会增加产生的等离子体动能, 而是引起气体及电极表面加热, 同时还会引起辉光放电向电弧放电的转变和阻挡介质的击穿.

一般认为 DBD 等离子体激励器能够实现有效流动控制的主流速度不超过 30 m/s[24], 通过激励器布置位置及控制参数选择的优化, 有效分离流动控制的主流速度已经得到了明显的提高, 达到了 100 m/s[107, 108].

为了提高 DBD 等离子体激励器性能, 增加输入能量的利用效率, 研究人员设计了多种不同的激励器构型. 图 12(b)为 Santhanakrishnan 和 Jacob[109]设计的一种环形电极 DBD 激励器, 它可以产生具有零质量通量的脉冲或定常流向射流, 同时还可以仅作为吸气装置利用. 为了产生更多稳定的等离子体并诱导更大的射流速度, 人们设计了各种不同的多电极 DBD 激励器[110, 111], 图 12(c)为三电极 DBD 激励器的一种——滑闪放电等离子体激励器[13, 27, 112], 它采用由高压交流和高压直流电路耦合的准直流电路进行工作, 交流电源用于弱电离等离子体的产生, 直流电源则进行滑闪放电的维持和能量注入, 该激励器可以产生更大的体积力.

在高速流场主动流动控制方面, Im 等人[113]采用图 12(d)所示的变结构两电极 DBD 激励器, 成功实现了超声速湍流边界层控制, 实验结果表明在 Ma=4.7 的超声速流动中, 峰值电压 6 kV、工作频率 28 kHz 的 DBD 激励器可以显著减小湍流边界层厚度. 除了改变激励器结构, 一种新的纳秒脉冲放电方式也为等离子体激励器应用于高速流场主动流动控制提供了可能. Roupassov 等人[114], Unfer 等人[115], Starikovskii 等人[116], Nishihara 等人[117], Yang 等人[118]都对纳秒脉冲放电特性进行了研究. 结果表明纳秒脉冲放电诱导的射流速度几乎为零, 但可以对放电区域附近流体产生快速加热, 并产生有小型激波结构. Nishihara 等人[117]采用纳秒脉冲 DBD 激励器实现了对 Ma=5 的弓形激波的控制, 使得激波距离增加了 25%.

DBD 激励器应用于高速流场主动流动控制的一个显著优势在于功率消耗小, Im 等人[113]和 Nishihara 等人[117]所采用的激励器所消耗的功率分别为 6.8 W 和 7.3~7.8 mJ/pulse.

3.3.2 直流放电等离子体激励器

直流放电等离子体可以分为直流辉光放电和直流弧光放电[119]两种, 二者的区别在于输入功率和放电电流大小的不同. 当两电极间辉光放电建立以后, 如果继续增加输入电压就会发生辉光向弧光的转变, 辉光放电的电流大小一般为 1~100 mA 量级, 而弧光放电电流会显著增大(~1 A). 直流放电等离子体激励器典型结构如图 13 所示, 主要由布置于绝缘板上的耐高温烧蚀电极组成. 相对于 DBD 激励器的不同之处在于两电极布置于绝缘板的同侧, 之间没有绝缘介质阻挡. 激励器电极可以做成多种不同形状, 并且可以根据应用需要改变电极对数和布置方式. 相对于脉冲或交流放电, 直流放电等离子体电源较为简单, 工作产生的电磁干扰较小且易于操作.

目前认为直流放电等离子体激励器在高速流动控制中的作用机理是快速气体加热效应引起的局部密度及声速变化[101]. 为了分析直流放电等离子体加热与其他加热方式的不同, Menart 等人[120]对比研究了等离子体加热与普通电阻丝加热对 Ma=5 的超声速流动的影响, 结果表明二者均可以在阴极上方产生 50%的压力变化, 但等离子体的加热速度要快一个量级. Shin 等人[121]的纹影结果则表明等离子体激励的响应时间要小于 100 μs, 这种剧烈的快速局部加热会在流场中形成强激波, 用以显著改变超声速流场结构[122~124].

直流放电等离子体的放电形式和流动控制的效果受电极结构、电极对数和布置方式、环境气压和输入电压的影响. Kimmel 等人[125]的研究结果表明圆形阴极和针状阳极组成的辉光放电等离子体, 就不会像方形电极一样引起阴极上方的压力扰动, 它对超声速平板流动的作用类似于横向射流或凸包, 具有涡流发生器的效果, Samimy 等人[31]和王健等人[126]也观察到了这种现象. 等离子体的控制效果则随电极

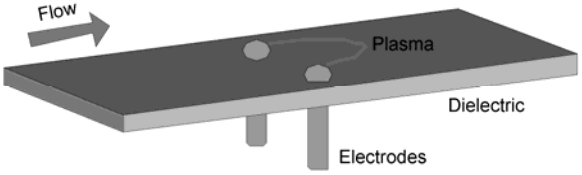

图 13 直流放电等离子体激励器

个数的增加而增强[119], 而沿展向布置的电极结构比沿流向布置具有更高的控制效率[127]. Shin 等人[121]发现超声速来流条件下的辉光放电具有弥散和收缩两种模式, 当直流辉光在低压环境、以较小电流条件工作时, 会形成弥散放电, 而当电流大于 150 mA、气压超过 33.3 kPa 时, 放电转变为收缩模式. 由于弥散放电可以形成更大的加热区域, 因此也具有更好的控制效果.

由于认为直流放电流动控制的主要机制为气体加热效应, 输入功率千瓦量级、放电区域气体温度 3000~5000 K 的电弧放电应该具有更强的激励效果, Leonov 等人[127]的实验表明电弧放电处会形成弱激波, 但由等离子体放电产生的压力升高并不比辉光放电明显, 因此 Shin 等人[121]和 Menier 等人[128]认为基于直流放电等离子体的流动控制除了气体加热效应, 静电力(EHD)同时也具有重要作用. 弥散放电模式下的等离子体会随着输入功率的增加, 控制效果增强. 当过渡到弧光放电时, 过大的功率输入会引起超声速边界层的分离. 为克服弧光放电所需较大功率的不足, Samimy 等人[31]发展了一种新的弧光放电激励器, 通过对等离子体激励器的优化, 可以实现激励器 0~200 kHz 的工作频, 单个激励器的能量消耗仅为 12 W[129, 130]. 随着流动马赫数的增加, 流场总温和焓值增加, 依靠气体加热的直流放电等离子体激励器工作效率将会下降, 目前已经证明直流放电能够引起流场特性改变的最大主流速度为 Ma=7 [131].

直流放电等离子体较强的加热效应, 可以产生较高的等离子体密度. 当施加合适的外部磁场时, 通过磁流体动力的约束作用, 可以降低放电功率需求[132], 同时提高等离子体控制效果[133].

3.3.3　火花放电等离子体激励器

合成射流激励器具有无需在流场内引入额外质量的零质量通量的工作特性, 但也存在着射流速度偏低, 控制力不强的缺陷, 同时激励器性能还受到系统结构共振频率的影响, 当激励器工作频率偏离共振频率时便会引起性能下降. 等离子体激励器虽然具有较宽的工作频率范围, 诱导射流速度同样偏低, 主要依靠对局部流场的焦耳加热实现流动控制. 结合两种激励器的优势, Cybyk 等人[134, 135]提出了一种火花放电等离子体激励器, 又称为等离子体合成射流激励器或脉冲等离子体射流激励器. 它是在小腔体内进行气体放电, 利用受控流场内自身的流体“合成”控制用的射流. 其工作周期可以分为如图 14 的三个过程: 1) 能量沉积阶段. 通过外接高压电源给激励器充电, 当两电极间电势差达到激励器腔体内空气击穿电压时, 形成火花放电使得腔体内空气发生电离, 实现电能向热能的转化; 2) 射流喷出阶段. 气体放电加热导致腔体内温度和压力急剧升高, 高温高压气体通过激励器出口高速喷出, 形成射流; 3) 吸气复原阶段. 由于射流喷出及腔体冷却使得腔体内温度和压力下降, 外部气体重新充填腔体, 为下一个循环做准备. 火花放电等离子体激励器仅需消耗电能, 无机械活动部件, 可通过出口大小和方向的改变调整激励器向外部流场的动量注入.

火花放电等离子体激励器的工作特性受能量沉积大小、激励器腔体和出口大小的影响[136, 137], 另外 Belinger 等人[138]还实验研究了电能的释放速率对激励器工作特性的影响. 结果表明相对于电感电源, 采用电容充放电的电源电路可以实现电能的快速释放, 产生速度峰值更大、带宽较窄的射流. 目前理论计算、数值模拟和实验可达到的最大射流速度分别为 1500, 600 和 300 m/s[134, 139], 有效重复工作的最大频率为 5 kHz[139].

在高速流动控制应用中, 数值模拟[134]和实验[139]结果都表明, 在 Ma=3 的超声速平板流动中, 火花式

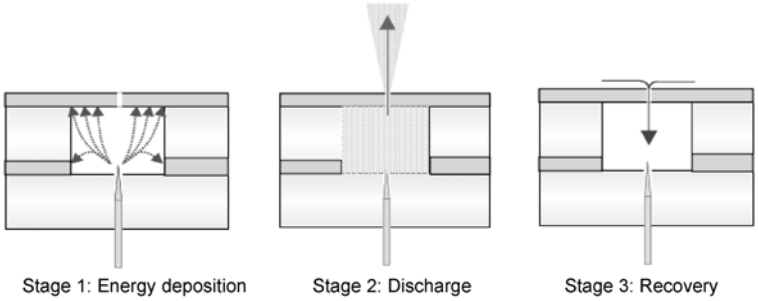

图 14　火花放电等离子体激励器工作过程图

等离子体射流可以引起边界层局部分离和加厚, 对边界层的“穿透”距离可以达到 6 mm, 这使得火花式等离子体射流成为具有高速流动控制应用前景的一种新的合成射流技术. 但该激励器也存在一些不足, 例如吸气复原阶段的时间过长限制了激励器工作频率和射流速度的进一步提高[139], 也使得激励器在低密度大气环境中应用效率下降.另外仅依靠气体放电加热, 也限制了激励器在高温条件下产生的相对温升, 根据(4)式也将会导致激励器的性能恶化.

4 新型激励器设计

4.1 新型激励器工作原理及过程分析

火花放电式等离子体激励器作为超声速/高超声速主动流动控制的一种有效手段, 目前已经在国内外引起了广泛关注[134, 137~142]. 但是由于受吸气复原阶段进气空气流量和能量利用效率(约为 10%)的限制, 火花放电式等离子体激励器的有效工作频率限制为 5 kHz, 最大射流速度约为 300 m/s[139]. 另外当激励器工作于稀薄大气或高温环境时, 吸气量的骤减及相对温升的降低都将使得激励器性能下降.

为了克服现有火花放电式等离子体激励器的不足, 提高其工作性能和环境适应性, 在现有激励器基础上, 结合高速气体冲压增压原理, 罗振兵等人[143]发明了一种能充分利用高速流动环境的动压式合成射流激励器, 如图 15 所示. 其工作原理是通过激励器动压进口引入一股高速来流, 并经火花放电向其注入能量, 通过“借力”(高速来流冲压)和“接力”(火花放电的气体加热)的作用, 合成一股用于流动控制的高能射流.

激励器工作过程仍分为三个阶段: 冲压进气、能量接力和射流喷出, 如图 16 所示. 冲压进气阶段: 高速来流经激励器动压进口冲压进入腔体, 使腔体内气体快速充填和升压(气体以动压进口进入为主, 射流出口进入为辅); 能量接力阶段: 两电极通过外接高压电源实现腔内气体击穿, 通过火花放电完成电能向热能的转换, 快速加热和膨胀腔内气体, 使腔体内压力进一步升高; 射流喷出阶段: 高压气体经射流出口喷出, 形成高能合成射流. 动压式合成射流激励器的工作原理和工作过程均类似于冲压发动机, 激励器动压进口、腔体和射流出口的作用分别等同于发动机进气道、燃烧室和尾喷管. 通过对激励器动压进口、腔体和射流出口型面的合理设计, 可以保证激励器周期性射流喷出工作过程的实现.

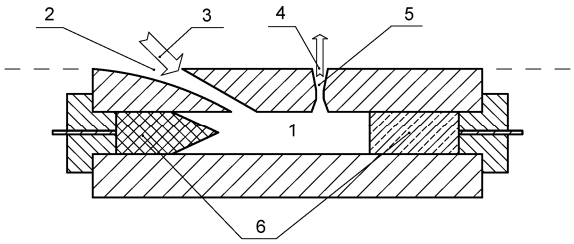

图 15 动压式合成射流激励器示意图

1, 激励器腔体; 2, 动压进口; 3, 冲压气流; 4, 高能合成射流; 5, 射流出口; 6, 电极

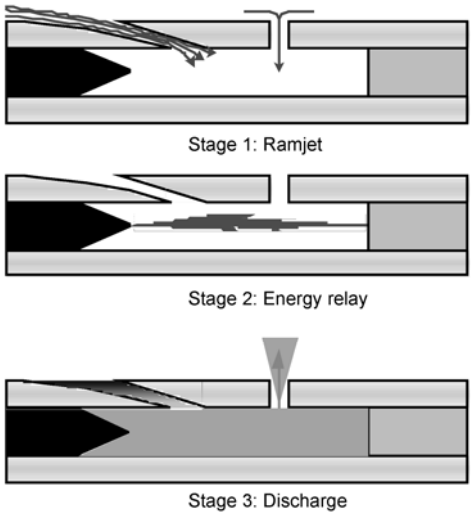

图 16 动压式合成射流激励器工作过程图

4.2 激励器冲压增压性能分析

根据伯努利方程:

$$P+\frac{1}{2}\rho u^2+\rho gz=E(s). \tag{14}$$

可知对于理想气体, 当忽略势能 ρgz 后, 流线上任意两点间压强差满足:

$$\Delta P=P_2-P_1=\frac{1}{2}\rho(u_1^2-u_2^2). \tag{15}$$

由(15)式可知, 动压式合成射流激励器来流动压增压表达式可表示为

$$\Delta P=\frac{1}{2}k\rho u_1^2=kP_d, \tag{16}$$

其中 u_1 为来流速度, P_d 为来流动压, k 为动压利用

系数, $0 \leqslant k \leqslant 1$. 图 17 为不同海拔高度下来流动压随 *Ma* 数的变化关系, 由图可知随着 *Ma* 的增加来流动压明显增大, 尤其是在低空区域几乎是按指数关系上升. 例如在 30 km 高度大气静压仅有 1200 Pa, 而 *Ma*=5 的流动动压高达 21000 Pa, 动压增压效果达到 17.5 倍. 来流动压的有效利用, 对于改善激励器工作性能将具有重大意义.

相对于火花放电式等离子体激励器, 动压式合成射流激励器的优势主要体现在如下几点.

- 采用冲压方式实现腔体增压, 解决了高空低密度环境激励器无法工作的问题, 同时还提高了合成射流流量和速率;
- 腔体增压的多元化, 克服了高温环境下激励器工作性能下降的问题;
- 冲压进气与原激励器的负压自然吸气方式相比, 腔体充填和冷却时间均大大缩短, 可大幅提高激励器工作频率和响应速度;

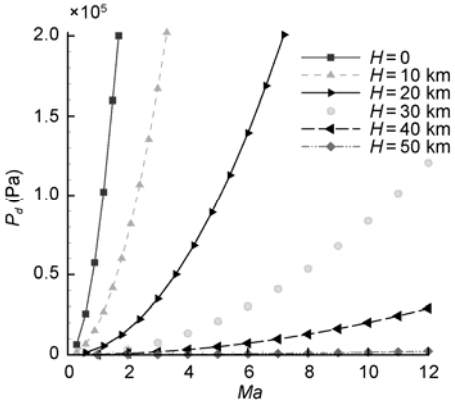

图 17　不同海拔高度下来流动压随 *Ma* 数变化曲线

- 对外部流场动能的利用, 可以降低激励器自身携带的能量消耗, 使得激励器易于小型化和易于电参数控制.

5　结论

本文对现有可用于高速流场主动流动控制的激励器进行了综述, 分析了流体式、机械式和等离子体式三种类型激励器的结构形式、工作机理和应用特性, 各种激励器的优缺点总结如表 1.

每一种新型激励器的发明和应用都是主动流动控制技术的一种进步, 随着超声速/高超声速飞行器技术对主动流动控制越来越迫切的需求及材料、机电和加工集成技术的发展, 必将促进更多不同类型、性能更佳的激励器出现. 同时由于高速流场变化剧烈, 结构复杂、控制目的多样, 也需要不同类型激励器以实现最优的飞行控制效果.

主动流动控制技术正处于一个快速发展时期, 但由于涉及多学科、多系统的交叉融合, 目前仍主要处于实验室探索研究阶段, 距离真正的实际工程应用, 尤其是在超声速/高超声速流动控制中的应用还有很多工作要做: 1) 开展新型材料和微加工技术研究, 设计小型微型化、宽频域、高动量、“强壮”的新型激励器, 为主动流动控制技术的发展提供技术手段; 2) 建立基于激励器、传感器和处理器的自适应主动流动控制系统, 完成与受控流场的一体化设计; 3) 从平板、楔面、钝体绕流等简单验证性机理研究转变为全尺寸、复杂气动外形的实际流体机械应用研究.

表 1　各种激励器应用优缺点对比

Actuators	Advantages	Disadvantages
Pulsed jet	Easy to realize, high momentum, robust	Requires an external flow source, low frequency, not be able to accurate phase control
Combustion	Simple, miniature, strong control authority	Requires an fuel supply device, contains moving part (mechanical valve), low frequency
Hartmann tube	High bandwidth, strong adaptability	Requires an external flow source, the control authority of single actuator is weak
Piezoelectric flaps	Simple, easily to installed on models	Small deflection and bandwidth, inadaptability
SMA	Quiet, better force to weight ratio, strong control authority	Low frequency, high energy consume
DBD	Fast time response, simple, high bandwidth, easily to installed on models	Low induced flow velocity，not suitable for high speed flow control
DC discharge	Fast time response, simple, high bandwidth, easily to installed on models	Limited velocity output, high energy consume (arc discharge), electrodes ablation
Sparkjet	Required no external fluid source, high bandwidth, higher velocity output	Not suitable for low density and high temperature environment, low energy efficiency

参考文献

1 Kumar, Hefner J N. Future challenges and opportunities in aerodynamics. ICAS 2000 Congress, 2000
2 庄逢甘, 黄志澄. 未来高技术战争对空气动力学创新发展的需求. 北京: 2003 空气动力学前沿研究论文集, 2003. 73–80
3 Prandtl L. Uber Flussigkeitsbewegung bei sehr kleiner Reibung. In: Proceedings of the third interntional mathematics congress, Heidelberg, 1904. 484–491
4 Gad-el-Hak M, Pollard A, Bonnet J. Flow Control: Fundamentals and Practices. Berlin: Springer, 1998
5 Gad-el-Hak. Flow Control. Cambridge: Cambridge University Press, 2000
6 Collis S S, Josiln R D, Seifert A, et al. Issues in active flow control: theory, control, simulation, and experiment. Prog Aero Sci, 2004, 40: 237–289
7 Linda D K. Active flow control technology. ASME Paper No. FEDSM2001-18196, 2001
8 罗振兵, 夏智勋. 合成射流技术——一种全新高效的流动控制技术. 南京: 第十届全国分离流、旋涡和流动控制会议, 2004. 234–249
9 Greska B, Krothapalli A, Seiner J, et al. The effect of microjet injection on an F404 jet engine. AIAA 2005-3047, 2005
10 Senier J, Ukeiley L, Jansen B. Aero-performance efficient noise reduction for the F404-400 engine. AIAA 2005-3048, 2005
11 Shaw L L, Smith B R, Saddoughi. Full-scale flight demonstration of active control of a pod wake. AIAA 2006-3185, 2006
12 Seifert A. Closed-Loop Active Flow Control Systems: Actuators. Berlin: Springer, 2007
13 Cattafesta L, Sheplak M. Actuators for active flow control. Annu Rev Fluid Mech, 2011, 43: 247–272
14 Lockheed-Martin. Future aircraft technology enhancement. http:// www.fas.org/man/dod101/sys/ac/docs/fate.report/index.htm. 1997. 09– 24
15 罗振兵, 夏智勋, 王林. 高能合成射流激励器设计思想及超声速流矢量控制初探. 南京: 第十三届全国分离流、旋涡和流动控制会议, 2010. 65–70
16 瞿章华, 曾明, 刘伟, 等. 高超声速空气动力学. 长沙: 国防科技大学出版社, 1999
17 Glezer A, Amitay M. Synthetic jets. Ann Rev Fluid Mech, 2002, 34: 503–529
18 张攀峰, 王晋军, 冯立好. 零质量射流技术及其应用研究进展. 中国科学 E 辑: 技术科学, 2008, 38: 321–345
19 罗振兵, 夏智勋. 合成射流技术及其在流动控制中应用的进展. 力学进展, 2005, 35: 221–234
20 Crawley E, Luis J. Use of piezoelectric actuators as elements of intelligent structures. AIAA J, 1987, 25: 1373–1385
21 Couldrick J S, Gai S, Milthorpe J, et al. Swept shock wave boundary layer interaction control with “smart” flap actuator. In: Australian International Aerospace Conference, Canberra, Australia, 2001
22 Jun H Y, Rediniotis O K, Lagoudas D C. Development of a fuel- powered shape memory alloy actuator system: I. Numerical analysis. Smart Mater Struct, 2007, 16: S81–S94
23 Jun H Y, Rediniotis O K, Lagoudas D C. Development of a fuel-powered shape memory alloy actuator system: II. Fabrication and testing. Smart Mater Struct, 2007, 16: S95–S107
24 Moreau E. Airflow control by non-thermal plasma actuators. J Phys D-Appl Phys, 2007, 40: 605–636
25 Corke T C, Post M L, Orlov D M. SDBD plasma enhanced aerodynamics: concepts, optimization and applications. Prog Aerospace Sci, 2007, 43: 193–217
26 Jayaraman B, Shyy W. Modeling of dielectric barrier discharge-induced fluid dynamics and heat transfer. Prog Aerospace Sci, 2008, 44: 139–191
27 Corke T C, Enloe C L, Wilkinson S P. Dielectric barrier discharge plasma actuators for flow control. Ann Rev Fluid Mech, 2010, 42: 505–529
28 李应红, 梁华, 吴云, 等. 等离子体气动激励建模仿真综述. 空军工程大学学报(自然科学版), 2008, 19: 1–5
29 Bletzinger P, Ganguly B N, Wie D, et al. Plasmas in high speed aerodynamics. J Phys D: Appl Phys, 2005, 38: R33–R57
30 Shang J S, Surzhikov S T, Kimmel R, et al. Mechanisms of plasma actuators for hypersonic flow control. Prog Aerospace Sci, 2005, 41: 642–668
31 Samimy M, Adamovich L, Webb B, et al. Development and characterization of plasma actuators for high-speed jet control. Exp Fluids, 2004, 37: 577–588
32 Grossman K R, Cybyk B Z, VanWie D M. Sparkjet actuators for flow control. AIAA 2003-57, 2003
33 Donovan J F, Kral L D, Cary A W. Numerical simulation of a Lorentz force actuator. AIAA 1997-1918, 1997
34 Adelgren R G, Yan H, Euiott G S, et al. Localized flow control by laser energy deposition applied to Edney IV shock impingement and intersecting shocks. AIAA 2003-31, 2003
35 Ramachandran R, Raman G. Pulsed Shock tube actuators for noise reduction in high speed applications. AIAA 2011-1217, 2011

36 Seifert A, Bachar T, Koss D, et al. Oscillatory blowing: A tool to delay boundary-layer separation. AIAA J, 1993, 31: 2052–2060
37 Seifert A, Darabi A, Wygnanski I. Delay of airfoil stall by periodic excitation. J Aircraft, 1996, 33: 691–698
38 Honohan A, Amitay M, Glezer A. Aerodynamic control using synthetic jets. AIAA 2000-2401, 2000
39 Lin J. Review of research on low-profile vortex generators to control boundary layer separation. Prog Aerospace Sci, 2002, 38: 389–420
40 Dolling D. Fifty years of shock-wave boundary-layer interaction research: what next? AIAA J, 2001, 30: 1517–1531
41 Selig M, Smits A. Effect of periodic blowing on attached and separated supersonic turbulent boundary layers. AIAA J, 1991, 29: 1651–1658
42 Ibrahim M, Kunimura R, Nakamura Y. Mixing enhancement of compressible jets by using unsteady microjets as actuators. AIAA J, 2002, 40: 681–688
43 Choi J, Wee D, Alvi F. Active noise control of supersonic impinging jets using pulsed microjets. AIAA 2005-0798, 2005
44 Zhuang N, Alvi F, Alkislar M, et al. Supersonic cavity flows and their control. AIAA J, 2006, 44: 2118–2128
45 Choi J, Annaswamy A, Lou H, et al. Active control of supersonic impingement tones using steady and pulsed microjets. Exp Fluids, 2006, 41: 841–855
46 Bons J, River R, Sondergaard R. The fluid dynamic of LPT blade separation control using plused jets. J Turbomacb, 2002, 124: 77–85
47 Warsop C, Hucker M, Press A, et al. Pulsed air-jet actuators for flow separation control. Flow Turbul Combust, 2007, 78: 255–281
48 Williams D, Cornelius D, Rowley C. Supersonic Cavity Response to Open-loop Forcing. Berlin: Springer, 2007
49 Raghu S. Feedback-free fluidic oscillator and method. U S Patent, 2001, No. 6253782
50 Coanda H. Device for deflecting a stream of elastic fluid projected into and elastic fluid. U S Patent, 1936, No. 2052869
51 Gregory J, Sullivan J, Raman G, et al. Characterization of the microfluidic oscillator. AIAA J, 2007, 45: 568–576
52 Cerretelli C, Kirtley K. Boundary layer separation control with fluidic oscillators. J Turbomach, 2009, 131: 041001
53 Raman G, Raghu S. Cavity resonance suppression using miniature fluidic oscillators. AIAA J, 2001, 42: 2608–2611
54 Gokoglu S, Kuczmarski M, Culley D, et al. Numerical studies of a supersonic fluidic diverter actuator for flow control. AIAA 2010-4415, 2010
55 Solomon T, Kumar R. Alvi F. High bandwidth micro-actuators for active flow control. AIAA 2008-3042, 2008
56 Solomon T, Kumar R, Alvi F. High-bandwidth pulsed microactuators for high-speed flow control. AIAA J, 2010, 48: 2386–2396
57 Ali M, Solomon J, Gustavsson J, et al. Control of resonant flow inside a supersonic cavity using high bandwidth pulsed micro-actuators. AIAA 2010-1198, 2010
58 Solomon T, Hong S, Wiley A. Control of supersonic resonant flows using high bandwidth micro-actuators. AIAA 2009-3247, 2009
59 Selby G, Lin J, Howard F. Control of low-speed turbulent separated flow using jet vortex generators. Exp Fluids, 1992, 12: 394–400
60 Khan Z. On vortex generating jets. Int J Heat Fluid Flow, 2000, 21: 506–511
61 Bueno P, Wagner J, Searcy J, et al. Experiments in unsteady forcing of mach 2 shock wave/boundary layer interactions. AIAA 2006-878, 2006
62 Epstein A. Power MEMS and microengines. Int Conf Solid-State Sens Actuat, 1997, 2: 753–756
63 Crittenden T, Glezer A, Funk R, et al. Combustion-driven jet actuators for flow control. AIAA 2001-2768, 2001
64 Crittenden T, Warta B, Glezer A. Characterization of combustion powered actuators for flow control. AIAA 2006-2864, 2006
65 Rajendar A, Crittenden T, Glezer A, et al. Effect of inlet flow configuration on combustion powered actuators. AIAA 2010-1258, 2010
66 Srinivasan S, Girgisy B, Menon S. Large-Eddy simulation of a combustion powered actuator. AIAA 2008-4680, 2008
67 Crittenden T. Environmental testing of combustion powered actuators for flow control. AIAA 2007-3855, 2007
68 Beck B, Cutler A, Drummond J, et al. A resonant pulse detonation actuator for high-speed boundary layer separation control. In: 11th International Symposium On Flow Visualization, Indiana, USA, August 9-12, 2004
69 Cutler A, Beck B, Wilkes J, et al. Development of a pulsed combustion actuator for high-speed flow control. AIAA 2005-1084, 2005
70 Cutler A. High-frequency pulsed combustion actuator experiments. AIAA J, 2011, 49: 1943–1950
71 Cutler A, Drummond J. Toward a high-frequency pulsed-detonation actuator. AIAA 2006-0635, 2006
72 Nguyen N, Cutler A. Pressure and thrust measurements of a high- frequency pulsed detonation tube. AIAA 2008-4690, 2008
73 Raman G, Srinivasan K. The powered resonance tube: from Hartmann's discovery to current active flow control applications. Prog Aerospace Sci, 2009, 45: 97–123
74 Grant N. Rapid solidification of metallic particulates. J Metals, 1983, 35: 20–26
75 Kumar A, Bushnell D, Hussaini M. Mixing augmentation technique for hypervelocity scramjets. J Prop Power, 1989, 5: 514–522
76 Conrad E, Pavli A. A resonance tube igniter for hydrogen-oxygen rocket engines. NASA TM X-1460, 1967
77 Kadaba P, Bondarenko V, Arkharov A. Thermal characteristics of a Hartmann-Sprenger tube. Int J Refrig, 1990, 13: 309–316
78 Raman G, Kibens V, Cain A, et al. Advanced actuator concepts for active aeroacoustic control. AIAA 2000-1930, 2000

79 Raman G, Kibens V. Active flow control using integrated powered resonance tube actuators. AIAA 2001-3024, 2001
80 Kastner J, Samimy M. Development and characterization of Hartmann tube fluidic actuators for high-speed flow control. AIAA J, 2002, 40: 1926–1934
81 Raman G, Sarpotdar S, Tassy J, et al. An overview of the development of high bandwidth powered resonance tube actuators: experiments and simulations. AIAA 2004-2856, 2004
82 Kastner J, Hileman J, Samimy M. Exploring high-speed axisymmetric jet noise control using Hartmann tube fluidic actuators. AIAA 2004-186, 2004
83 Chaudhari Kedar, Sarpotdar S, Raman G. Jet noise suppression using ultrasonic powered resonance tubes. AIAA 2010-17, 2010
84 Cain A, Kerschen E, Tassy J, et al. Simulation of powered resonance tubes: Helmholtz resonator geometries. AIAA 2004-2690, 2004
85 Raman G, Mills A, Kibens V. Development of powered resonance-tube actuators for aircraft flow control applications. J Aircraft, 2004, 41: 1306–1314
86 Samimy M, Kastner J, Debiasi M. Control of high-speed impinging jets using Hartmann tube fluidic actuators. AIAA 2002-2822, 2002
87 Dziuba M, Rossmann T. Active control of a sonic transverse jet in supersonic cross-flow using a powered resonance Tube. AIAA 2005-897, 2005
88 Seifert A, Eliahu S, Greenblatt, et al. Use of piezoelectric actuators for airfoil separation control. AIAA J, 1998, 36: 1535–1537
89 Kegerise M, Cabell R, Cattafesta L. Real-time feedback control of flow-induced cavity tones, Part 1: fixed-gain control. J Sound Vib, 2007, 307: 906–923
90 Kegerise M, Cabell R, Cattafesta L. Real-time feedback control of flow-induced cavity tones, Part 2: adaptive control. J Sound Vib, 2007, 307: 924–940
91 Couldrick J, Gai S, Milthorpe J, et al. Active control of swept shock wave/turbulent boundary-layer interactions. Aeronaut J, 2004, 108: 93–101
92 Couldrick J, Gai S, Milthorpe J, et al. Normal shock wave/turbulent boundary-layer interaction control using 'smart' piezoelectric actuators. Aeronaut J, 2005, 109: 577–583
93 Bandyopadhyay K. Smart materials and aerospace structures. SPIE-3903, 1999
94 Mabe J, Calkins F, Alkislar M. Variable Area Jet Nozzle Using shape memory alloy actuators in an antagonistic design. SPIE-6930, 2008
95 Travis L, Randolph H, Roberto J, et al. Testing of SMA-enabled active chevron prototypes under representative flow conditions. SPIE-6928, 2008
96 Geoff M, Leslie M, Don C, et a1. Miniature thin-film Ni-Ti hydraulic actuator with MEMS microvalves. SPIE-5762, 2005
97 Honghao T, Mohammad H. Dynamics modeling of ferromagnetic shape memory alloys (FSMA) actuators. SPIE-6173, 2006
98 Resler R, Sears W. The Prospects for magneto-aerodynamics. J Aero Sci, 1958, 25: 235–245
99 Bletzinger P, Ganguly B, Wie D, et al. Plasma in high speed aerodynamics. J Phys D: Appl Phys, 2005, 38: R33–R57
100 Shang J, Surzhikov S, Kimmel R, et al. Mechanisms of plasma actuators for hypersonic flow control. Prog Aerospace Sci, 2005, 41: 642–668
101 Braun E, Lu F, Wilson D. Experimental research in aerodynamic control with electric and electromagnetic fields. Prog Aerospace Sci, 2009, 45: 30–49
102 Roth J, Sherman D, Wilkinson S. Boundary layer flow control with a one atmosphere uniform glow discharge surface plasma. AIAA 98-0328, 1998
103 Roth J. A study of direct-current surface discharge plasma for a Mach 3 supersonic flow control. Dissertation of Doctor Degree. Austin: The University of Texas at Austin, 2007
104 Post M, Corke T. Separation control using plasma actuators: stationary and oscillatory airfoils. AIAA 2004-0841, 2004
105 Roth J. Aerodynamic flow acceleration using paraelectric and peristaltic electrohydrodynamic effects of a one atmosphere uniform glow discharge plasma. Phys Plasmas, 2003, 10: 2117–2126
106 Leonov S, Yarantsev D. Mechanisms of flow control by near-surface electrical discharge generation. AIAA 2005-780, 2005
107 Roupassov D, Zavyalov I, Starikovskaia A. Boundary layer separation plasma control using low-temperature non-equilibrium plasma of gas discharge. AIAA 2006-0737, 2006
108 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
109 Santhanakrishnan A, Jacob J. On plasma synthetic jet actuators. AIAA 2006-0317, 2006
110 Roth J. Aerodynamic flow acceleration using paraelectric and peristaltic electrohydrodynamic effects of a one atmosphere uniform glow discharge plasma. Phys Plasmas, 2003, 10: 2117–2226
111 Benard N, Mizuno A, Moreau E. A large-scale multiple dielectric barrier discharge actuator based on an innovative three-electrode design. J

Phys D: Appl Phys, 2009, 42: 235204
112 Louste C, Artana G, Moreau E, et al. Sliding discharge in air at atmospheric pressure: electrical properties. J Electrost, 2005, 63: 615– 620
113 Im S, Do H, Cappelli M. Dielectric barrier discharge control of a turbulent boundary layer in a supersonic flow. Appl Phys Lett, 2010, 97: 041503
114 Roupassov D, Nikipelov A, Nudnova M, et al. Flow separation control by plasma actuator with nanosecond pulsed-periodic discharge. AIAA J, 2009, 47:168–185
115 Unfer T, Boeuf J. Modelling of a nanosecond surface discharge actuator. J Phys D: Appl Phys, 2009, 42: 194017
116 Starikovskii A, Nikipelov A, Nudnova M, et al. SDBD plasma actuator with nanosecond pulse-periodic discharge. Plasma Sources Sci Technol, 2009, 18: 034015
117 Nishihara M, Takashima K, Rich J, et al. Mach 5 bow shock control by a nanosecond pulse surface dielectric barrier discharge. Phys Fluids, 2011, 23: 066101
118 Yang D Z, Wang W C, Jia L, et al. Production of atmospheric pressure diffuse nanosecond pulsed dielectric barrier discharge using the array needles-plate electrode in air. Appl Phys Lett, 2011, 109: 073308
119 Raizer Y. Gas Discharge Physics. New York: Springer, 1991
120 Menart J, Henderson S, Atzbach C, et al. Study of surface and volumetric heating effects in a Mach 5 flow. AIAA 2004-2262, 2004
121 Shin J, Narayanaswamy V, Raja L, et al. Characteristics of a plasma actuator in Mach 3 flow. AIAA 2007-788, 2007
122 Merriman S, Ploenjes E, Palm P, et al. Shock wave control by nonequilibrium plasmas in cold supersonic gas flows. AIAA J, 2007, 39: 1547–1552
123 Sun Q, Cheng B Q, Yu Y G, et al. A study of variation patterns of shock wave control by different plasma aerodynamic actuations. Plasma Sci Technol, 2010, 12: 708–714
124 Shneider M N, Macheret S O. Modeling of plasma virtual shape control of ram/scramjet inlet and isolator. J Propul Power, 2006, 22: 447–454
125 Kimmel R, Hayes J, Menart J, et al. Application of plasma discharge arrays to high-speed flow control. AIAA 2005-946, 2005
126 王健, 李应红, 程邦勤, 等. 等离子体气动激励控制激波的理论研究. 物理学报, 2009, 58: 5513–5519
127 Leonov S, Bityurin V, Savelkin K, et al. The features of electro-discharge plasma control of high-speed gas flows. AIAA 2002-2180, 2002
128 Menier E, Leger L, Depussay E, et al. Effect of a dc discharge on the supersonic rarefied air flow over a flat plate. J Phys D: Appl Phys, 2007, 40: 695–701
129 Adamovich I, Choi I, Jiang N, et al. Plasma assisted ignition and high-speed flow control: non-thermal and thermal effects. Plasma Sources Sci Technol, 2009, 18: 034018
130 Kim J, Nishihara M, Adamovich I, et al. Development of localized arc filament RF plasma actuators for high-speed and high reynolds number flow control. Exp Fluids, 2010, 49: 497–511
131 Watanabe Y, Suzuki K. Effect of impulsive plasma discharge in hypersonic boundary layer over flat plate. AIAA 2011-3736, 2011
132 Kimmel R, Hayes J, Menart J, et al. Effect of surface plasma discharges on boundary layers at mach 5. AIAA 2004-509, 2004
133 Wang J, Li Y H, Cheng, B Q, et al. Effects of plasma aerodynamic actuation on oblique shock wave in a cold supersonic flow. J Phys D: Appl Phys, 2009, 42: 165503
134 Cybyk B, Wilkerson J, Grossman K, et al. Computational assessment of the sparkjet flow control actuator. AIAA 2003-3711, 2003
135 Cybyk B, Wilkerson J, Grossman R. Performance characteristics of the sparkjet flow control actuator. AIAA 2004-2131, 2004
136 Cybyk B, Grossman K, Wilkerson J. Single-pulse performance of the sparkjet flow control actuator. AIAA2005-401, 2005
137 Caruana D, Barricau P, Hardy P. The “plasma synthetic jet” actuator. aero-thermodynamic characterization and first flow control applications. AIAA 2009-1307, 2009
138 Belinger A, Hardy P, Barricau P, et al. Influence of the energy dissipation rate in the discharge of a plasma synthetic jet actuator. J Phys D: Appl Phys, 2011, 44: 365201
139 Narayanaswamy V, Raja L, Clemens N. Characterization of a high-frequency pulsed-plasma jet actuator for supersonic flow control. AIAA J, 2010, 48: 297–305
140 单勇, 张靖周, 谭晓茗. 火花型合成射流激励器流动特性及其激励参数数值研究. 航空动力学报, 2011, 26: 551-557
141 朱晨彧, 徐惊雷, 张天宏, 等. 火花放电零质量射流激励器射流速度的初步测量. 见: 中国力学大会 2011-暨钱学森诞辰 100 周年纪念大会文集, 哈尔滨, 2006
142 王林, 夏智勋, 罗振兵, 等. 电火花式等离子体合成射流激励器流场特性数值模拟研究. 见: 中国力学大会 2011-暨钱学森诞辰 100 周年纪念大会文集, 哈尔滨, 2006
143 罗振兵, 王林, 夏智勋. 动压式高能合成射流激励器. 发明专利, 申请号: 201010502479.0