

纳秒脉冲等离子体激励控制短舱侧风流动分离实验研究

张东盛, 梁华*, 方雨霖, 杨鹤森, 苏志, 张传标, 刘诗敏

(空军工程大学航空动力系统与等离子体技术全国重点实验室, 西安, 710038)

摘要 短舱进气道在侧风工作状态下会发生流动分离, 导致发动机进气畸变, 甚至造成发动机喘振。等离子体流动控制技术在改善流场特性领域具有自身独特的发展优势, 其主要难点在于等离子体激励能否与流场产生有效耦合作用实现流动控制目标, 而高压脉冲等离子体技术以其功耗相对较低、对流场持续产生扰动等优势, 在控制翼型/机翼流动分离中已取得显著成果, 在短舱流动分离控制中存在巨大的潜力。首先探究了侧风影响下短舱进气道的基准气动规律, 定量分析总压畸变程度, 从而确定了等离子体激励工况, 然后采用 120° 周向激励布局, 在不同激励频率电压条件下, 进行纳秒介质阻挡放电(NS-DBD)的流动控制效果验证和激励参数影响规律研究。结果表明: 施加NS-DBD激励, 总压损失系数降低, 流动分离范围减小, 总压畸变基本消失; 随着激励频率的提升, 总压畸变程度呈现先减小后增加的趋势; 在激励过程中存在一个固有最佳耦合频率, 在最佳耦合频率下, 总压畸变改善效果最佳; 在来流速度为25 m/s, 来流偏角为 10° 的条件下, 施加NS-DBD激励, 使得平均总压损失系数减小了26.09%, 畸变指数减小了31.48%; 激励电压阈值上限为10 kV, 阈值下限为8 kV; 而通过改变激励电压, 以改变激励能量的注入, 对分离流场改善效果的提升不明显, 因此, 在实现分离流场控制的同时应尽可能降低激励电压至电压阈值下限, 有助于降低能耗、提升寿命, 促进等离子体流动控制技术的推广应用。

关键词 短舱进气道; 流动分离; 流动控制; NS-DBD

DOI 10.3969/j.issn.2097-1915.2023.02.006

中图分类号 V211.7 **文献标志码** A **文章编号** 2097-1915(2023)02-0042-09

Experimental Study on Crosswind Flow Separation Control by Nanosecond Pulsed Plasma Actuation

ZHANG Dongsheng, LIANG Hua*, FANG Yulin, YANG Heseng, SU Zhi, ZHANG Chuanbiao, LIU Shimin
(National Key Lab of Aerospace Power System and Plasma Technology,
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract Flow separation in nacelle intakes occurred in a state of side wind operation, can lead engine intake to distort, even engine to wheeze. Plasma flow control technology has its own unique development advantages in the field of improving the flow field characteristics, and its main difficulty is whether the plasma actuation can effectively coupling with the flow field to achieve the flow control objective, and high-pressure pulse plasma technology with its relatively low power consumption, continuous disturbance of the

收稿日期: 2022-09-28

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-II-0014-0035); 国防科技重点实验室基金(614220220200107); 重庆市重点实验室基金(GATRI 2020C06003)

作者简介: 张东盛(1999-), 男, 山东威海人, 硕士生, 研究方向为等离子体流动控制学。E-mail: zds13475138163@163.com

通信作者: 梁华(1982-), 男, 湖北公安人, 副教授, 研究方向为航空等离子体动力学。E-mail: lianghua82702@163.com

引用格式: 张东盛, 梁华, 方雨霖, 等. 纳秒脉冲等离子体激励控制短舱侧风流动分离实验研究[J]. 空军工程大学学报, 2023, 24(2): 42-50.
ZHANG Dongsheng, LIANG Hua, FANG Yulin, et al. Experimental Study on Crosswind Flow Separation Control by Nanosecond Pulsed Plasma Actuation[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2023, 24(2): 42-50.

flow field and other advantages in the control of wing/wing flow separation with remarkable results being achieved, and there is great potential in the control of nacelle flow separation. First, the baseline aerodynamic law of nacelle inlet under the influence of side wind is investigated, and the degree of total pressure distortion is analyzed quantitatively, determining the plasma actuation working condition, and then the flow control effect of Nanoseconds Dielectric Barrier Discharge (NS-DBD) is verified and the influence law of actuation parameters is studied under different actuation frequency and voltage conditions with 120° circumferential actuation layout. The results show that NS-DBD actuation being exerted, the total pressure is low in loss coefficient, the flow separation is small in range, and the total pressure distortion basically disappears. With the increase of the actuation frequency, the total pressure distortion shows a trend of decreasing first and increasing afterwards. There is an inherent optimal coupling frequency in the actuation process, and the total pressure distortion improved is the best in the optimal coupling frequency. Under conditions of the incoming at flow velocity of 25 m/s and the incoming at flow declination angle of 10° , the NS-DBD is exerted on the flow control condition. Under condition of 25 m/s incoming at flow velocity and 10° incoming at flow deflection angle, the average total pressure loss coefficient is reduced by 26.09% and the aberration index is reduced by 31.48% by applying NS-DBD actuation. An upper threshold being 10 kV for the actuation voltage and a lower threshold being 8 kV by changing the actuation voltage to change the actuation energy injection, the improvement of the separation flow field improvement effect is not obvious, lowering the actuation voltage to the voltage threshold as much as possible, achieving separated flow field control, helping reduce energy consumption, improve lifetime, and promote the wider application of plasma flow control technology.

Key words nacelle intake; flow separation; flow control; NS-DBD

飞机的起飞、爬升、进近和侧风等工作状态都与飞机的低速性能有关^[1],尤其飞机在侧风情况下,不仅会导致飞机产生侧滑^[2],而且会使进气道流动分离,导致发动机进气畸变,甚至造成发动机出现喘振,严重影响飞机性能。

20 世纪以来,国外便开始了对短舱进气道流场特性的研究。Motycka 等探究雷诺数和风扇/进气道耦合对亚音速输运进气道畸变的影响^[3];Brix 等定量地测量了进气道涡流的速度分布^[4];Zantopp 等利用计算和实验方法研究了进气道在逆风和侧风两种构型下产生的地面涡^[5];Murphy 等利用立体粒子图像测速和管道内总压测量对侧风条件下地面涡的形成进行了实验研究^[6];Majic 等对涡轮风扇发动机进气道的气动性能进行了数值研究^[7];Harjes 等探究侧风条件引起的喷气发动机进气畸变^[8]。在短舱流场探究过程中,多以数值仿真^[7, 9-15]为主,而对于实验探究以及仿真结果验证相对较少。

目前,等离子体流动控制是一种新型的主动流动控制技术方式,在改善流场特性领域具有自身独特的发展优势,具有广阔的发展与应用前景。其主要难点在于等离子体激励能否与流场产生有效耦合作用实现流动控制目标,而高压脉冲等离子体技术具有功耗相对较低、对流场持续产生扰动等优势。

在低速条件下,不改变几何型面可直接将激励作用于边界层的沿面介质阻挡放电得到广泛研究和应用^[16]。纳秒介质阻挡放电(nanoseconds dielectric barrier discharge,NS-DBD)在改善飞机气动性能已取得显著成果,包括翼型的失速控制^[17-23],翼型的升力系数提升^[24-26],压气机流动分离控制^[27],平板附面层控制^[28]等。近年来,开展了利用微秒脉冲等离子体激励抑制侧风情况下短舱流动分离的研究^[29-30],但国内对利用纳秒脉冲等离子体激励调控进气道侧风分离的研究相对较少,因此将纳秒脉冲等离子体激励推广到短舱进气道流动控制领域,对于改善飞机进气道性能,提高飞行品质,具有重要意义。

1 实验系统

为进行短舱侧风分离流场实验探究,搭建了风洞实验系统,实验系统包括短舱进气道实验系统,低速回流风洞系统,等离子体激励系统。

1.1 短舱进气道实验系统

短舱进气道模型分为前后两部分,前方为树脂进气道唇口模型,后方为进气道金属测量段,进气道 AIP 截面上置有十字测压耙,每个耙臂上设有 7 个测压点,通过步进电机带动旋转,如图 1 所示。

当来流通过短舱进气道时,通过测压耙上的测压探针,获取短舱进气道的压力,并通过橡胶导管将压力传导至压差传感器采集模块,将压力信号转化成电信号,通过数据采集卡传导到计算机搭建的 labview 软件压力采集程序,从而实现对进气道各压力的实时监控与采集。通过对各点的数据进行计算处理,利用插值拟合,绘制总压损失云图,并计算平均总压损失系数和畸变指数,为后续定量分析提供依据。

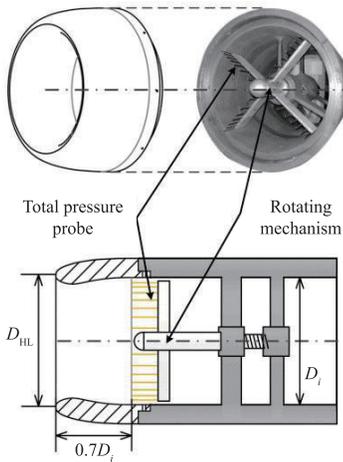


图 1 短舱进气道实验装置^[30]

1.2 低速回流风洞系统

本实验通过采用 LSWT-1 型低速闭口回流式风洞回流风洞模拟飞机起飞阶段进气道工作的外部大气环境,风洞长 19.79 m、宽 10.16 m,风速 5~75 m/s 连续可调。

短舱进气道侧风实验多数通过来流偏角以等效模拟侧向风干扰^[29-30];通过风洞模拟远场来流风速 v_1 ;通过定位机构将短舱进气道模型固定于风洞试验段正中央,保证短舱进气道固定装置中轴线与风洞试验段中轴线平行;通过角度调节及固定装置改变进气偏角 β 到合适的角度,使得短舱入口处来流存在较大的垂直分量;通过对 v_1 进气道固定装置中轴线和中轴线垂直方向进行分解,可以得到来流垂直于进气道截面的风速,定义为垂直侧风 v_c ,此时 v_c 与实际侧风垂直进入进气道截面的风速相等。角度示意如图 2 所示。

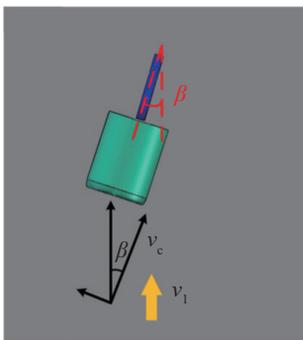


图 2 短舱进气道模型与风洞轴向方向相互关系

另外,实验在风洞侧壁上放置空速管,通过压差传感器采集模块采集总压和静压信号,同时利用 labview 软件计算并实时显示来流速度。

1.3 等离子体激励系统

本实验主要采用 NS-DBD 激励方式,进行等离子体流动控制,NS-DBD 激励采用高压纳秒脉冲等离子体电源,激励电源如图 3 所示。



图 3 等离子体激励电源

等离子体激励器,如图 4 所示,是由两条平行的铜箔电极以及中间 Kapton 绝缘材料组成,Kapton 绝缘材料厚度为 0.2 mm。两个铜箔电极分别为高压、低压电极,分布在绝缘介质材料两侧,宽度 5 mm、厚度为 0.02 mm 的高压电极分布在绝缘介质材料裸露的上表面,与激励电源高压端相连。宽度 5 mm、厚度为 0.02 mm 的低压电极分布于绝缘介质材料下表面,位于绝缘材料与模型表面之间,与激励电源低压端相连。

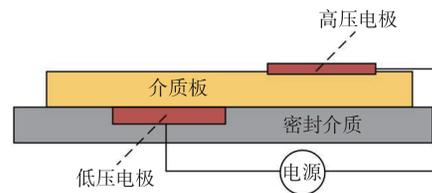


图 4 DBD 激励器布局

2 流场评判指标

2.1 总压损失系数

总压损失系数(total pressure loss coefficient)是衡量通道内部气流流动损失的表征参数,通过分析总压损失系数的分布和量级,可以推测气流的流动特性^[31]。表达式定义为:

$$\bar{\eta} = \frac{\overline{p_1^* - p_{2,i}^*}}{\overline{p_1^* - p_1}} = \frac{\overline{p_1^* - p_{2,i}^*}}{0.5\rho v_1^2} \quad (1)$$

式中: $\bar{\eta}$ 为进气道出口 AIP 截面上面积平均的损失系数值; p_1^* 为远场主流总压; p_1 为远场主流静压; $\overline{p_{2,i}^*}$ 为进气道出口 AIP 截面总压; v_1 为远场流速平均总压损失系数; ρ 为进气道来流气体密度。

2.2 畸变指数

畸变指数是进气流场的表征量,总压畸变指数是衡量进气道出口流场分布偏离均匀流场的指标,用来表示出口截面的流场品质,是进气道非常重要的性能参数之一^[32]。表达式定义为:

$$C_{60} = \frac{\overline{p_2^*} - \overline{p_{2,60}^*}}{q_2} \quad (2)$$

式中： $\overline{p_2^*}$ 为 60°范围内，进气道 AIP 截面上总压最低区所形成的临界扇形角区域的平均总压值； $\overline{p_{2,60}^*}$ 为进气道 AIP 截面的平均动压。

3 基准流场实验

首先探究了侧风条件下短舱进气道分离流场的基准特性规律研究，通过改变来流偏角以及来流速度，观测总压损失系数云图，分析总压畸变程度，进而计算平均总压损失系数以及畸变指数。进一步开展定量分析，探究不同流场因素下总压畸变情况，为后续施加激励提供基准流场样本，并且便于衡量等离子体激励的调控能力。

3.1 来流速度对基准流场的影响规律

实验中首先固定来流偏角为 10°，设置来流速度为 10 m/s、15 m/s、20 m/s、25 m/s、30 m/s、35 m/s，对比分析总压损失云图中总压畸变程度，如图 5 所示。

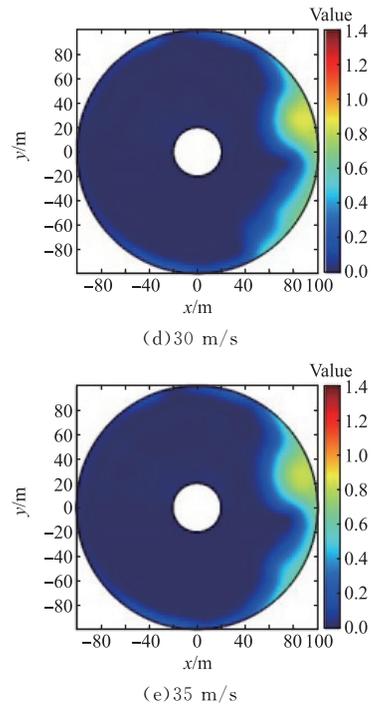
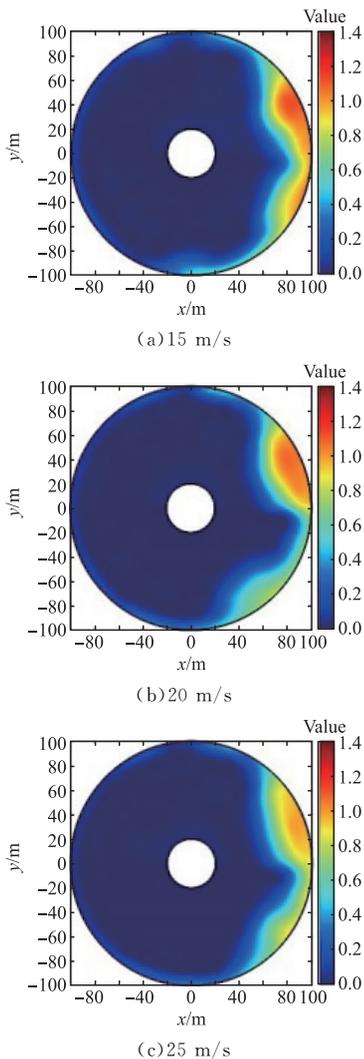


图 5 不同来流速度下总压损失系数云图

通过分析，观察总压损失云图，总压损失出现在右侧迎风面，这是由于侧风条件下短舱气流在进气道唇口附近发生流动分离，导致进气品质恶化。观察不同来流速度条件下的总压损失云图对比，结果表明，随着来流速度的提升，总压损失区域有明显缩小的趋势，损失区域颜色的变化，也表明了总压损失有明显改善的情况。

通过定量分析，绘制来流偏角为 10°时，不同来流速度下平均总压损失以及总压畸变图，如图 6 所示。

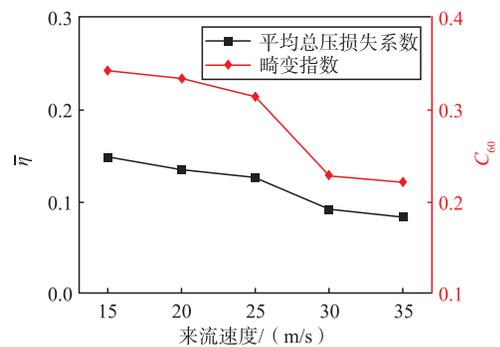


图 6 不同来流速度下平均总压损失系数以及畸变指数变化规律图

由图 6 可见，在来流偏角为 10°时，随着来流速度的增加，平均总压损失系数从 0.148 731 降低至 0.083 813，畸变指数从 0.342 898 降低至 0.221 959，这是由于来流速度的增加，提升了短舱进气道的流通能力，使得总压畸变有所改善。

3.2 来流偏角对基准流场的影响规律

实验中固定来流速度为 25 m/s，设置来流偏角为 10°、14°、18°、22°、26°、30°，对比分析总压损失云图，如图 7 所示。

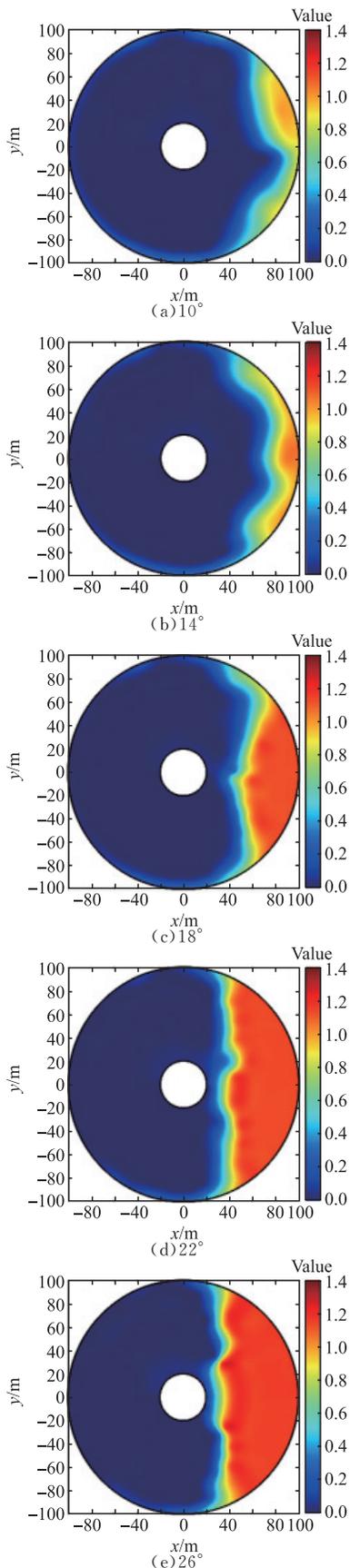


图7 不同来流偏角下总压损失系数云图

通过观察图7,可以发现:在来流偏角为 10° 、 14° 时,总压畸变区域主要分布在右侧迎风面边缘区域,受侧风影响区域总压畸变程度较小;当来流偏角达到 18° 时,总压畸变区域集中,总压畸变区域形成

约为 120° 的扇形区域,总压畸变程度迅速增加,此时总压畸变程度已经较为严重;当来流偏角达到 22° 时,此时总压畸变区域基本右侧迎风区域重合,形成约为 180° 的扇形畸变区域,总压畸变程度严重,此情况下,短舱进气道总压畸变严重,流场进气品质恶劣,极有可能会引起发动机喘振,存在严重安全隐患。当来流偏角继续增大,总压畸变区域基本不变,呈现略有扩大的趋势。

为进行定量分析,根据得到的总压损失云图中的数据进行处理,计算得到各个情况下的平均总压损失系数以及畸变指数,由此绘制平均总压损失系数以及畸变指数变化规律图,如图8所示。

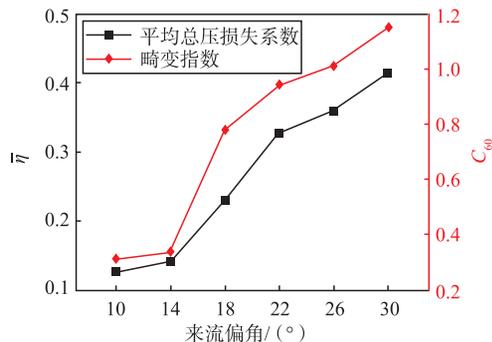


图8 不同来流偏角下平均总压损失系数以及畸变指数变化规律图

根据计算结果显示,在来流 25 m/s 的情况下:来流偏角从 10° 增加至 30° ,平均总压损失系数从 $0.126\ 185$ 增加至 $0.413\ 645$;畸变指数从 $0.314\ 072$ 增至 $1.155\ 936$;在来流偏角为 10° 、 14° 时,此时平均总压损失系数位于 $0.1\sim 0.2$ 区段,畸变指数处于 $0.3\sim 0.5$ 区段,总压畸变程度较小;当来流偏角进一步增加,平均总压损失系数和畸变指数增加,总压畸变程度加大,结合图6的云图,可以发现,当来流偏角达到 22° 以后,进一步增大来流偏角,虽然畸变范围基本保持不变,但平均总压损失系数和畸变指数仍在继续增加,总压畸变程度继续加大。

4 激励流场实验

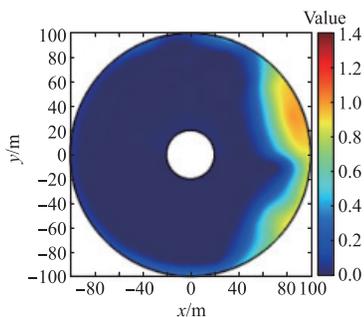
在以往的研究中,激励频率^[23, 33-34]和激励电压^[35-37]均是影响流动控制效果的关键参数。激励频率主要决定了激励和流场耦合作用关系;激励电压主要决定激励强度能否达到控制要求,因此在激励流场实验中,主要通过改变激励频率以及激励电压,探究激励因素对短舱侧风分离流场的改善效果。

通过激励流场,发现短舱进气道的流动分离区域主要分布在右侧迎风面 120° 的扇形区域,而当分离区域达到 180° 时,总压畸变较大,总压畸变改善不易,同时为减少能量损耗,因此激励实验采用 120° 周向激励布局。

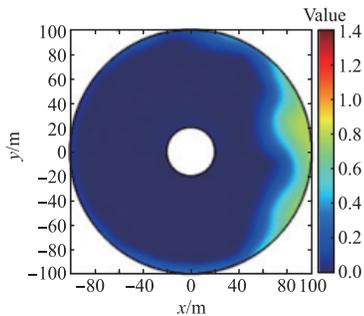
4.1 激励频率对激励流场的影响规律

实验中固定纳秒脉冲电源的激励电压 $U_{pp} = 10$ kV,并设置上升沿为 100 ns,脉宽为 300 ns,下降沿为 100 ns。通过改变激励电源的激励频率,以此探究在不同工况情况下,NS-DBD 等离子体激励频率对侧风分离流场的影响规律。

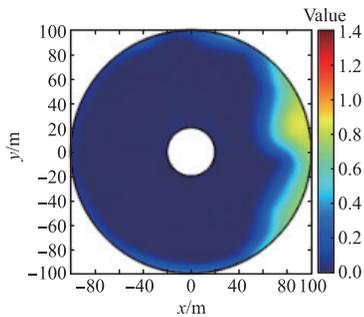
首先设定来流偏角为 10° ,来流速度为 25 m/s,固定激励电压 $U_{pp} = 10$ kV,设置激励频率分别为 500 Hz、1 000 Hz、1 500 Hz、2 000 Hz,从定量角度,计算不同激励条件下平均总压损失系数和畸变指数,并绘制总压损失系数云图以及变化规律图,如图 9、图 10 所示。



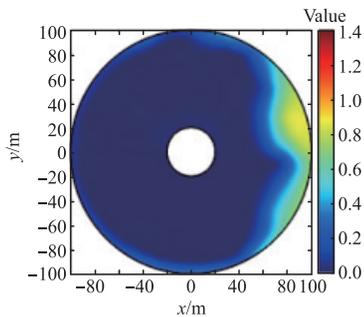
(a) Baseline



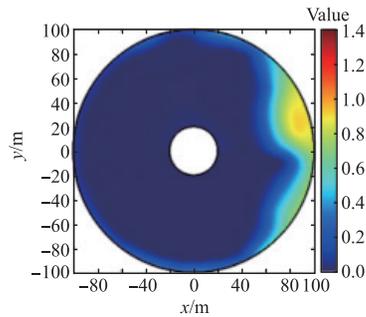
(b) $f = 500$ Hz



(c) $f = 1\ 000$ Hz



(d) $f = 1\ 500$ Hz



(e) $f = 2\ 000$ Hz

图 9 不同激励频率的总压损失系数云图

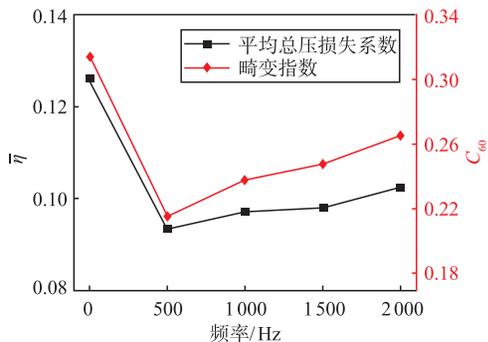


图 10 不同激励频率的平均总压损失系数以及畸变指数变化规律图

结果表明,在 NS-DBD 等离子体激励条件下,在总压畸变区域,总压畸变有所改善,平均总压损失系数和畸变指数均有所降低。通过规律图以及总压损失云图,发现随着激励频率的提升,平均总压损失系数和畸变指数呈现先减小后增加的趋势。在激励频率为 500 Hz 时,平均总压损失系数和畸变指数达到最低点附近,平均总压损失系数从 0.126 185 减小到 0.093 261,畸变指数从 0.314 072 减小到 0.215 195。而当激励频率进一步提升,虽仍具有改善总压畸变的效果,但平均总压损失系数和畸变指数有所提升,尤其在激励频率为 2 000 Hz 时,平均总压损失系数上升至 0.102 41,畸变指数上升至 0.265 277。这是由于 NS-DBD 等离子体激励频率存在一个最佳耦合频率,当频率高于或低于该频率时,总压畸变改善效果都会有所降低,而在该条件下,最佳耦合频率位于 500 Hz 附近。

通过实验分析可以得出:NS-DBD 可以改善侧风分离流场的总压畸变程度,主要通过放电过程中实施瞬间加热的方式改善流场,而实质上是在分离流场中施加扰动,促进附面层上下主流与分离流互相掺混以及能量交换,使得流场中大尺度分离涡生成被抑制。

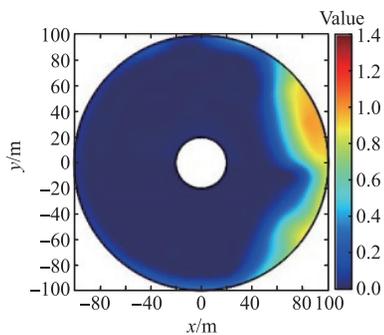
4.2 激励电压对激励流场的影响规律

研究表明,要达到抑制流动分离,施加的非定常等离子体激励的电压存在一个最小的阈值(阈值下限)。当激励电压等于或大于这个阈值时,流动分离可以被抑制;当激励电压达到超过值后继续增大时,

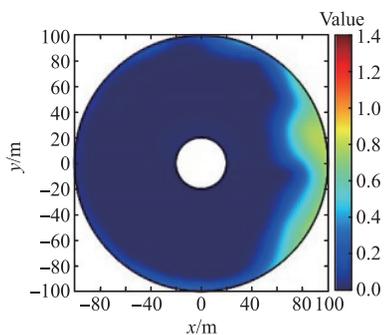
流动控制效果不再有大的提升,该值为阈值上限^[38]。所以找到非定常等离子体激励电压的阈值下限与上限对激励参数的设置有重要的意义。

本文所采用的激励形式为介质阻挡放电,等离子体激励器主要介质材料为 0.2 mm Kapton 绝缘材料,由于介质材料的限制,当等离子体激励电压高于 10 kV 时,基本达到了激励器的击穿电压,绝缘材料容易被高压击穿,因此在实验中激励电压最大值选取为 10 kV。

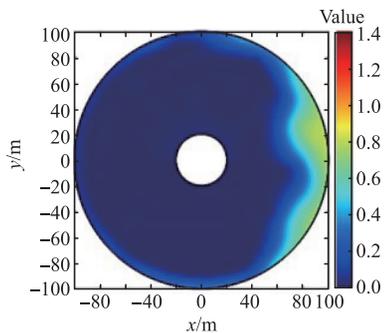
因此,为探究不同激励电压下的 NS-DBD 等离子体激励效果,首先设定,来流偏角为 10° ,来流速度为 25 m/s,根据 4.1 节中的结论: NS-DBD 存在一个固有最佳耦合频率为 500 Hz,因此本实验中,固定激励频率为 500 Hz,分别选取激励电压 $U_{pp} = 10$ kV、9 kV、8 kV,绘制总压损失系数云图,如图 11 所示,并计算平均总压损失系数和畸变指数如表 1 所示。



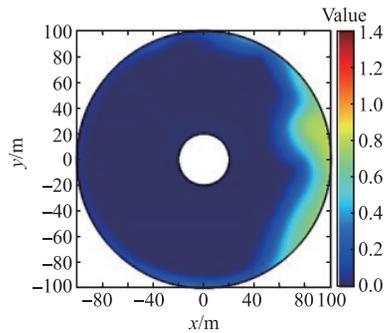
(a) Baseline



(b) 10 kV



(c) 9 kV



(d) 8 kV

图 11 不同激励电压的总压损失系数云图

实验结果显示,在不同激励电压条件下,能够改善侧风分离流场中的总压畸变。随着的激励电压的降低,平均总压损失系数和畸变指数略有降低,但激励电压对于改善总压畸变的程度影响不大,说明,通过改变激励电压,以改变激励能量的注入,对分离流场改善效果的提升不明显。而当激励电压小于 8 kV 时,分离流场基本不存在改善效果,因此可以判断,在该短舱侧风分离流场中,激励电压阈值上限为 10 kV,阈值下限为 8 kV。

表 1 不同激励电压下指标变化情况

回归形式	Baseline	$U_{pp}=10$ kV	$U_{pp}=9$ kV	$U_{pp}=8$ kV
平均总压损失系数	0.126 185	0.093 261	0.093 65	0.094 18
畸变指数	0.314 072	0.215 195	0.218 07	0.222 22

通过不同激励电压下 NS-DBD 激励控制效果实验,说明在实现分离流场控制的同时,尽可能降低激励电压至电压阈值下限,有助于降低能耗、提升寿命,促进等离子体流动控制技术的推广应用。

5 结论

等离子流动控制技术在短舱进气道流动控制领域存在巨大潜力,实验首先探究了短舱进气道的基准气动规律,探究不同流场因素下总压畸变情况,为后续施加激励提供基准流场样本,从而确定等离子体激励工况;然后采用 120° 周向激励布局,在不同激励频率、电压条件下,进行 NS-DBD 的流动控制效果验证和激励参数影响规律研究,为等离子体激励改善短舱分离流场控制提供重要依据,后续还需要更为详细的参数研究来指导短舱进气道流动控制,以探求最佳流动分离抑制效果。

1) 在 NS-DBD 等离子体激励过程中,存在一个固有的最佳耦合频率,在该最佳频率下,侧风分离流场的总压畸变程度最小。

2) 在来流速度为 25 m/s,来流偏角为 10° 的条件下,施加 NS-DBD 激励,使得平均总压损失系数

减小了 26.09%,畸变指数减小了 31.48%。

3)在 NS-DBD 等离子体激励过程中,固定激励频率,激励电压对于改善总压畸变的程度影响不大,通过改变激励电压,以改变激励能量的注入,对分离流场改善效果的提升不明显。通过实验判断出激励电压阈值上限为 10 kV,阈值下限为 8 kV。

4)在 NS-DBD 等离子体激励过程中,可以通过有效减小激励电压的手段,降低能量损耗,提高激励寿命。

参考文献

- [1] 刘凯礼,姬昌睿,谭兆光,等. 大涵道比涡扇发动机 TPS 短舱低速气动特性分析[J]. 推进技术, 2015,36(2): 186-193.
- [2] 马庭亮. 侧风对飞机起飞着陆的影响及修正原理[J]. 技术与市场, 2013,20(11): 66-67.
- [3] MOTYCKA D L. ReynoldsNumber and Fan/Inlet Coupling Effects on Subsonic Transportinlet Distortion[J]. Journal of Propulsion and Power, 1985, 1(3): 229-234.
- [4] BRIX S, NEUWERTH G, JACOB D. TheInlet-Vortex System of Jet Engines Operating Near the Ground [C]//18th Applied Aerodynamics Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2000: 3998.
- [5] ZANTOPP S, MACMANUS D, MURPHY J. Computational and Experimental Study of Intake Ground Vortices[J]. The Aeronautical Journal, 2010, 114(1162): 769-784.
- [6] MURPHY J P, MACMANUS D G. Ground Vortex Aerodynamics under Crosswind Conditions[J]. Experiments in Fluids, 2011, 50(1): 109-124.
- [7] MAJIĆ F,EFRAIMSSON G, O'REILLY C J. Potential Improvement of Aerodynamic Performance by Morphing the Nacelle Inlet[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 54: 122-131.
- [8] HARJES L, BODE C, GRUBERT J, et al. Investigation of Jet Engine Intake Distortions Caused by Crosswind Conditions[J]. Journal of the Global Power and Propulsion Society, 2020, 4: 48-62.
- [9] 汪一舟,张海灯,金志昌,等. 侧风条件下短舱流动分离等离子体流动控制研究[J]. 工程热物理学报, 2021,42(1): 64-72.
- [10] 任丁丁,王俊琦,杨柳,等. 侧风条件下短舱进气道地面涡数值模拟[J]. 航空科学技术, 2021,32(2): 50-55.
- [11] 刘浩,李博,王成,等. 侧风条件下短舱进气道地面涡数值模拟[J]. 航空发动机, 2017,43(6): 8-14.
- [12] 陈晶晶,吴亚东,田杰,等. 侧风条件下进气道流场及地面吸入涡特征研究[J]. 航空动力学报, 2019,34(1): 228-237.
- [13] 贾惟,孔庆国,鞠鹏飞,等. 侧风条件下地面涡来源和气动特性的数值研究[J]. 航空动力学报, 2019,34(2): 410-422.
- [14] 雷越. 侧风条件下地面涡流动机理及气动特性研究[D]. 天津:中国民航大学, 2019.
- [15] 白杰,雷越,贾惟,等. 侧风条件下的进气道地面涡气动特性分析[J]. 计算机仿真, 2020,37(5): 11-16.
- [16] CORKE T C, POST M L, ORLOV D M. Single-Dielectric Barrier Discharge Plasma Enhanced Aerodynamics: Concepts, Optimization, and Applications [J]. Journal of Propulsion and Power, 2008,24(5): 935-945.
- [17] LITTLE J, SINGH A, ASHCRAFT T, et al. Post-Stall Flow Control Using Nanosecond Pulse Driven Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators [J]. Plasma Sources Science and Technology, 2019, 28(1): 014002.
- [18] ZHAO G Y, LI Y H, LIANG H, et al. Control of Vortex on a Non-Slender Delta Wing by a Nanosecond Pulse Surface Dielectric Barrier Discharge[J]. Experiments in Fluids, 2015, 56(1): 1864.
- [19] YANG H S, ZHAO G Y, LIANG H, et al. Dynamic Stall Control over an Airfoil by NS-DBD Actuation [J]. Chinese Physics B, 2020, 29(10): 105203.
- [20] 党维,梁华. 基于纳秒脉冲等离子体气动激励的翼型失速涡控制研究[J]. 高压电器, 2017,53(12): 74-80.
- [21] 郑建国. 动态失速翼型的纳秒脉冲等离子体控制 [C]//第十届全国流体力学学术会议论文摘要集. 杭州:全国实验流体力学学会, 2018: 88.
- [22] 化为卓,李应红,牛中国,等. 低速三角翼纳秒脉冲等离子体激励实验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(10): 2331-2339.
- [23] 杨鹤森,梁华,赵光银,等. 纳秒脉冲介质阻挡放电控制 SC-1095 翼型动态失速的实验研究[C]//第十二届全国实验流体力学学术会议. 长沙:全国实验流体力学学会, 2021:150-160.
- [24] HAN M, LI J, NIU Z, et al. Aerodynamic Performance Enhancement of a Flying Wing Using Nanosecond Pulsed DBD Plasma Actuator[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(2): 377-384.
- [25] YAO J K, ZHOU D J, HE H B, et al. Experimental Investigation of Lift Enhancement for Flying Wing Aircraft Using Nanosecond DBD Plasma Actuators [J]. Plasma Science and Technology, 2017, 19(4): 11-18.
- [26] 唐冰亮,梁华,魏彪,等. 纳秒脉冲表面介质阻挡放电激励改善飞翼力矩特性的实验研究[J]. 推进技术, 2020,41(10): 2390-2400.
- [27] 张海灯,吴云,李应红,等. 纳秒脉冲等离子体激励调控压气机叶型附面层流动探索研究[J]. 工程热物

- 理学报, 2020, 41(9): 2147-2153.
- [28] 岳太鹏, 李应红, 孙冬, 等. 纳秒脉冲等离子体气动激励控制平板附面层的研究[J]. 热能动力工程, 2011, 26(5): 528-532.
- [29] 贺启坤, 梁华, 张海灯, 等. 微秒脉冲等离子体激励控制侧风条件下短舱流动分离实验研究[J]. 推进技术, 2020, 41(7): 1670-1680.
- [30] JIA Y H, LIANG H, HE Q K, et al. Flow Separation Control of Nacelle in Crosswind by Microsecond Pulsed Surface Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuator[J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2021, 107(3): 631-651.
- [31] 徐庆宗. 涡轮导向器端区离散台阶缝气膜冷却机理研究[D]. 北京: 中国科学院大学(中国科学院工程热物理研究所), 2020.
- [32] 张竞. 亚音速无人机 S 弯进气道优化设计及流动控制研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2020.
- [33] 王建国, 李润青, 王成军. DBD 低温等离子体控制下前台阶流动的数值模拟[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2021, 38(5): 1-7.
- [34] 唐冰亮, 郭善广, 宋国正, 等. 脉冲电弧等离子体激励控制超声速平板边界层转捩实验[J]. 物理学报, 2020, 69(15): 155201.
- [35] 李钢, 聂超群, 朱俊强, 等. 介质阻挡放电等离子体流动控制技术的研究进展[J]. 科技导报, 2008, 26(4): 87-92.
- [36] 赖晨光, 付航, 凌志伟, 等. 等离子体激励控制圆柱绕流的大涡模拟研究[J]. 重庆理工大学学报(自然科学), 2021, 35(8): 81-89.
- [37] 吴霖鑫, 李国强, 杨永东, 等. 旋翼翼型动态失速等等离子体流动控制试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(5): 801-812.
- [38] 梁华. 翼型等离子体流动控制研究[D]. 西安: 空军工程大学, 2008.

(编辑: 姚树峰)