

中国科技论文统计用刊
中文核心期刊

ISSN 1672-9897
CODEN SLLHAD

实验
流体
力学

实验流体力学

JOURNAL OF EXPERIMENTS IN FLUID MECHANICS

第36卷 第6期 Vol.36 No.6 (卷终)

二〇二二年

第三十六卷

第六期

2022.6

中国空气动力学会

目次

• 基础研究与应用 •

流向凹曲率壁面湍流边界层的 TRPIV 实验研究	王轩, 范子柳, 陈乐天, 唐湛棋, 姜楠 (1)
侧壁约束效应对三维方腔自持振荡和噪声辐射影响的实验研究	王超, 岳廷瑞, 万振华, 孙德军 (10)
柔性锯齿形尾缘流动分离控制实验的多尺度相干结构研究	巩绪安, 张鑫, 马兴宇, 范子柳, 唐湛棋, 姜楠 (19)
旋流式气泡雾化喷嘴喷雾特性实验研究	赵芳, 徐兵兵, 符澄, 王越, 张海洋 (28)
单支杆腹撑支架干扰测力及 PIV 试验研究	任凡凡, 魏立辉, 陶爱华, 李雁鹏, 杨磊, 高娜, 张彩成, 蒋甲利, 许相辉, 王文达 (36)
电弧风洞喷管壁温对平板试验的影响研究	隆永胜, 袁竭, 赵顺洪, 杨斌, 朱新新 (47)
弹性机翼刚度的静气弹敏感性研究	陈恺, 刘晓燕, 程攀, 毛昆 (54)

• 实验设备与方法 •

钝锥动态转捩风洞试验	张石玉, 赵俊波, 付增良, 周平, 周家检, 梁彬 (61)
基于深度学习的风洞天平测力试验数据异常检测方法研究	张靖, 孙文举, 尼文斌, 魏巍, 张江, 杨武兵, 李清勇 (67)
应用于高气压运行的片式电弧加热器初步研究	杨鸿, 姚峰, 朱超, 朱涛, 陈德江 (74)
水卡量热计的流热耦合模拟研究及试验分析	朱新新, 李泽禹, 赵文峰, 王辉, 杨凯, 杨庆涛 (83)

• 测量技术 •

高马赫数小尺度缝隙倒角热流测量	陈苏宁, 丁涛, 孔荣宗, 田润雨, 刘济春, 龚红明 (89)
-----------------------	----------------------------------

• 信息与简讯 •

2500 K 高温稳定碳氢燃料燃烧环境 CARS 测量试验	王朝宗, 白冰, 齐新华, 陈爽 (97)
-------------------------------------	-----------------------

执行编辑 孙春晖 英文审核 胡华雨

流向凹曲率壁面湍流边界层的 TRPIV 实验研究

王轩¹, 范子椰¹, 陈乐天¹, 唐湛棋^{1, 2}, 姜楠^{1, 2, *}

1. 天津大学 机械工程学院, 天津 300354 2. 天津市现代工程力学重点实验室, 天津 300354

摘要:带有曲率和压力梯度作用的湍流边界层广泛地存在于各类工程应用中。以带有流向凹曲率的壁面(简称凹壁面)模型为研究对象,利用双相机大小视场的 TRPIV 系统分别测量了上游和下游两个不同流向位置的瞬时速度场。以光滑平板模型的实验数据为基准,研究了凹壁上湍流边界层的变化规律。通过对比光滑平板的平均速度剖面和雷诺应力剖面,发现凹壁面情况下的平均速度剖面逐渐偏离了传统对数律,且湍流强度比平板情况下更弱。以 A_{ci} 准则识别出的顺向涡为条件进行条件相位平均,发现凹壁面中涡上方正脉动的峰值与空间尺度的变化相反,而下方的负脉动比平板情况更强。进一步使用空间两点相关方法提取相干结构,同时利用椭圆拟合的方法计算近壁区相干结构与壁面的倾角,发现凹壁上相干结构沿流向的空间尺度逐渐增大。结果表明:当湍流边界层受到凹曲率和顺压梯度的共同作用时,近壁附近与尾迹区内湍流强度的差异增大,同时边界层内相干结构的旋涡强度增加;随着向下游的发展,缓冲层附近顺向涡上方正脉动的空间尺度增大,但峰值降低,而在对数律区的上侧则产生了相反的现象;凹壁面湍流边界层内相干结构向更高法向高度迁移的趋势减弱,且相干结构的尺度在下游一侧的增长幅度更大。

关键词:流向曲率; 顺压梯度; 湍流边界层; TRPIV; 相干结构

中图分类号: O357.5

文献标识码: A

Experimental study of TRPIV for turbulent boundary layer of longitudinal concave curvature wall

WANG Xuan¹, FAN Ziye¹, CHEN Letian¹, TANG Zhanqi^{1, 2}, JIANG Nan^{1, 2, *}

1. School of Mechanical Engineering, Tianjin University, Tianjin 300354, China

2. Tianjin Key Laboratory of Modern Engineering Mechanics, Tianjin 300354, China

Abstract: Turbulent boundary layers with curvature and pressure gradient are widely used in various engineering applications. A wall model with concave curvature in streamwise was used as the research object, and the instantaneous velocity fields at two different streamwise positions upstream and downstream were measured by TRPIV experiment with dual camera size field of view. Using experimental data from a smooth flat plate as a benchmark, the variation pattern of the turbulent boundary layer on a concave wall is investigated. By comparing the mean velocity profile and the Reynolds stress profile with those of the smooth flat plate, it was found that the mean velocity profile in the concave wall case gradually deviated from the conventional logarithmic law and that the turbulence intensity was weaker than that in the flat plate case. Conditional averaging is carried out under the condition of the prograde vortex identified by A_{ci} criterion. It is found that the peak of the positive fluctuations above the vortices in the concave wall varies oppositely to the scale range, while the negative fluctuations below the vortices is stronger than that of flat plate. The coherent structures were further extracted using a spatial two-point correlation method and the inclination of the coherent structures in the near-wall

收稿日期: 2021-08-04; 修回日期: 2021-10-13; 录用日期: 2021-11-15

基金项目: 国家自然科学基金(11732010, 11972251, 11872272); 中德科学基金国际交流合作项目(GZ1575); 工业和信息化部高技术船舶项目([2019]360)

* 通信作者 E-mail: nanj@tju.edu.cn

引用格式: 王轩, 范子椰, 陈乐天, 等. 流向凹曲率壁面湍流边界层的 TRPIV 实验研究 [J]. 实验流体力学, 2022, 36(6): 1-9.

WANG X, FAN Z Y, CHEN L T, et al. Experimental study of TRPIV for turbulent boundary layer of longitudinal concave curvature wall[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(6): 1-9.

region to the wall was calculated using an ellipse fitting method. It was found that the scale range of the coherent structure on the concave wall gradually increases along the streamwise. The results show that when the turbulent boundary layer is subjected to a combination of concave curvature and favorable pressure gradient, the difference in turbulence intensity near the near-wall region and within the wake region increases, along with an increase in the intensity of vortices in the coherent structures within the boundary layer. With development downstream, the scale range of positive fluctuations above the prograde vortex on the buffer layer increases, but the peak value decreases, while the opposite phenomenon occurs on the upper side of logarithmic region. The trend of coherent structure migration to higher normal height in the curved wall turbulent boundary layer is weakened, and scale range of the coherent structures grows mainly towards the downstream side.

Keywords: streamwise curvature; favorable pressure gradient; turbulent boundary layer; TRPIV; coherent structure

0 引言

湍流边界层是工程中常见的流动现象,同时也是湍流领域研究的热点问题之一。在实际流动中通常会遇到在曲面上发展的湍流边界层现象^[1],而表面上的流动往往也会受到由曲率引起的压力梯度影响^[2-3]。一般来说,带有凹曲率和凸曲率的壁面会分别增加和减少湍流活动^[4],同时由曲率引起的压力梯度也会影响湍流活动^[5]。针对曲率和压力梯度影响的研究也一直受到船舶、航天等领域的重视。

迄今为止,研究者们主要研究了曲率和压力梯度分别对湍流边界层的影响,其中针对压力梯度的研究一般采用在光滑平板上施加压力梯度的方法。Spalart^[6]通过数值模拟发现顺压梯度在达到一定的强度后会使得湍流边界层发生层流化。Aubertine等^[7]对逆压梯度的影响进行了激光多普勒测速(LDV)实验,发现逆压梯度会扩大尾迹区域,使得对数律区向下收缩,雷诺应力剖面与平板类似,但外层的应力比平板更强。Joshi等^[8]对顺压梯度的流场进行了粒子图像测速(PIV)实验,发现近壁区的涡结构受到了限制,而加速流动也使得涡结构的倾角减小。最近,Volino^[9]对不同压力梯度下的湍流边界层进行了激光多普勒测速实验,认为顺压梯度抑制湍流,且使相干结构的流向尺度更大,而在逆压梯度中则会产生相反的现象。

曲率对湍流边界层单独影响的相关研究大多使用带有曲率的管道来尽可能地抑制由于过流截面变化产生的压力梯度。目前针对曲壁面的实验研究方式一般为单点速度测量,如热线等。Meroney等^[10]使用毕托管对流向曲壁面进行了测量,发现凹曲面

上的流速比平板更高,而凸曲率对湍流边界层的影响则完全相反。So等^[11]在针对凹壁面的热线实验中发现凹曲率会增强湍流强度。Arolla等^[12]通过数值模拟研究了凹曲率和由凹曲率引起的压力梯度对湍流边界层的影响,发现在曲率起始处会出现逆压梯度,使壁面摩擦减小,而凹曲率对流场中的法向分量影响最大。Matsubara等^[13]对弯曲槽道进行了模拟研究,发现曲壁面会显著增加大尺度结构的强度。

曲壁面上的湍流边界层会不可避免地受到由曲率引起的压力梯度作用^[12],因此曲壁面湍流边界层相比平板湍流边界层是一个更加复杂的流动。目前针对曲率和压力梯度综合影响下湍流边界层的研究仍局限于最基本的统计量,而对于内部流动及其结构的实验研究较少。本文利用高时间分辨率粒子图像测速技术(Time-Resolved Particle Image Velocimetry, TRPIV),获取凹壁面湍流边界层上不同流向位置的二维速度矢量场,利用大小视场获取法向高度上完整的平均速度剖面以及雷诺应力剖面,选取不同的法向高度并应用可以体现涡旋转方向的 Λ_{ci} 准则进行条件相位平均,提取流场中的顺向涡(即沿顺时针旋转的展向涡),然后利用空间两点相关方法研究不同法向高度的相干结构形态,分析凹壁面上湍流边界层内部流动的变化。

1 实验装置

实验在天津大学流体力学实验室重力溢流式低湍流度循环水洞中进行。水洞实验段尺寸为 $4.1\text{ m} \times 0.6\text{ m} \times 0.7\text{ m}$ (长 \times 宽 \times 高),流速最高可达 0.5 m/s 。实验模型为带有流向凹曲率的曲面模型,总长度为 2.75 m ,其前半部分为平板,尺寸为 $1.20\text{ m} \times 0.59\text{ m} \times$

0.01 m(长×宽×高), 后半部分为曲板, 尺寸为1.55 m×0.59 m×(0.01~0.18) m(长×宽×高)。在实际工程中, 湍流边界层流动常存在不同程度的曲率作用情况, 而发生小曲率作用的情况较为普遍, 加之实验段尺寸也存在一定限制, 最终选定曲面的型线为函数 $y = 0.01e^x$ 。由于该模型的曲率半径较大, 相机视野中拍摄区域的壁面接近水平, 因此在以互相关算法进行计算时可以选择矩形计算域。为获得充分发展的湍流边界层, 在平板前缘下游50 mm处增加了直径 $d = 2$ mm的绊线。实验装置如图 1 所示, 图中 x 、 y 和 z 分别代表流向、法向和展向。

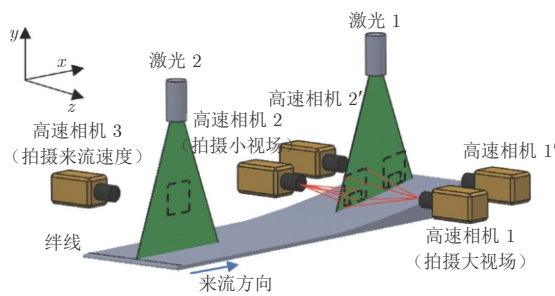


图 1 实验装置示意图
Fig. 1 Experimental facility diagram

为了获得较为完整的流场速度分布以及近壁面处的精细流动, 采用大视场和小视场相结合的方式进行实验: 共使用 3 台高速相机进行拍摄, 其中 2 台相机分别布置在实验段的两侧, 用于大小视场的拍摄, 第 3 台高速相机用于拍摄实验段前端的自由来流速度。实验中, 在两个不同位置使用不同激光进行照射。

由于实验模型带有沿流向的凹曲率, 使得湍流边界层在不同流向位置受到的影响程度各不相同, 因此在模型曲面部分的上游和下游各选择一个位置进行测量(图 2), 两个位置与模型前端的距离定义为 L 。为便于后期计算, 调整高速相机视场与来流呈一定夹角, 使得测量时观察到的壁面尽可能平行于相机视场。图中 θ 为相机视场与来流方向的夹角, 在上游和下游测量位置分别为 $\theta_1 = 5.5^\circ$ 和 $\theta_2 = 9.0^\circ$ 。

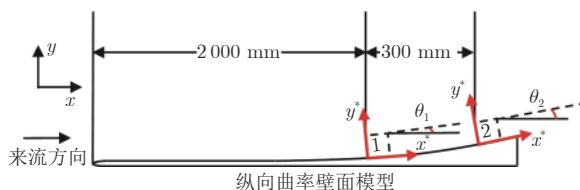


图 2 实验测量示意图
Fig. 2 Schematic diagram of experimental measurements

由于模型的拍摄表面为曲面, 且在拍摄范围内其曲率变化不明显, 在分析曲面流动时选取矩形计算域进行计算。为便于分析, 定义 x^* 为在不同位置选取的流场计算区域内的流向, y^* 为法向, U^* 和 V^* 、 u^* 和 v^* 分别为流向和法向的平均速度和脉动速度。

实验使用的示踪粒子为直径 20 μm 的空心玻璃微珠, 密度为 1.04 kg/m^3 。3 台高速相机为丹麦 Dantec 公司的 SpeedSense 9072 CMOS 相机, 分辨率为 $1280 \text{ 像素} \times 800 \text{ 像素}$ 。大视场相机对应的物理空间尺寸为 $80.39 \text{ mm} \times 50.25 \text{ mm}$ (流向×法向), 小视场相机对应的物理空间尺寸为 $28.26 \text{ mm} \times 17.66 \text{ mm}$ (流向×法向), 小视场包含于大视场中。采样频率 $f = 1000 \text{ Hz}$, 激光片光的厚度约为 1 mm 。两个位置的测量分两次进行, 因此入口处的自由来流速度存在一定波动, 在测量上游和下游时分别为 0.316 m/s 和 0.328 m/s 。实验水温 $T = 20^\circ$, 水的密度 $\rho_w = 998.2 \text{ kg/m}^3$, 水的运动黏度 $\nu = 1.01 \times 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$ 。实验共采集了 3 组流场数据, 每组实验获取了两个不同位置大小视场各 8216 张流场照片。大视场使用 $32 \text{ 像素} \times 32 \text{ 像素}$ 的查询窗口, 小视场由于粒子浓度较低, 使用 $48 \text{ 像素} \times 48 \text{ 像素}$ 的查询窗口; 大小视场查询窗口的重叠率均为 75%。以互相关算法进行计算, 小视场相邻矢量的间距为 0.26 mm , 大视场相邻矢量的间距为 0.5 mm 。

目前, 尚无法在实际实验中将流动中压力梯度和流向曲率的影响进行单独分析。此前相关研究常采用零压力梯度的光滑平板流动作为基准进行对比研究。本文亦开展了光滑平板实验。实验中同样使用 2 台高速相机进行大小视场的拍摄。来流速度为 0.267 m/s ; 采样频率 $f' = 800 \text{ Hz}$; 大视场相机对应的物理空间尺寸为 $126 \text{ mm} \times 77 \text{ mm}$ (流向×法向), 小视场相机对应的物理空间尺寸为 $27 \text{ mm} \times 17 \text{ mm}$ (流向×法向), 小视场位于大视场中; 其余参数与曲面流场相同。计算矢量场时同样选取矩形计算域, 因此使用与前文相同的坐标系 x^* 和 y^* 定义。

2 实验结果与分析

流向凹曲率壁面的湍流边界层流动不仅会受到凹曲率的作用, 还会受到由凹曲率引起的流向顺压梯度的影响, 使得湍流边界层存在沿流向逐渐增大的加速度。由于模型型线曲率半径较大, 在初期测试中发现该模型壁面上的湍流边界层受到的凹曲率

作用较弱,而受到的顺压梯度作用相对较大。对于带有流向顺压梯度的流动,需要了解流向顺压梯度引起的加速度强弱,研究者普遍使用加速度参数 K ^[14-17]来表征这一强弱程度:

$$K = \frac{v}{U_0^2} \frac{dU_0}{dx} \quad (1)$$

式中, U_0 表示当前测量位置的自由来流速度。当 $K > 3.0 \times 10^{-6}$ 时,湍流边界层会发生层流化现象^[6]。此外,曲面会使流体在不同流向位置流过的截面大小非线性变化,从而使得流向加速度在流向上非均匀;但本实验测量区域尺寸不足以使 K 产生明显变化,因此选取平均加速度参数作为测量位置的加速度参数。通过对 K 的计算发现,在上游和下游测量位置均满足 $K < 2.0 \times 10^{-6}$,流向顺压梯度的作用较弱,因此可以认为在该曲面上的湍流边界层未发生层流化现象。为比较其与平板的湍流边界层流动情况,引入光滑平板模型的实验数据进行对比,平板数据同样被分为大视场和小视场数据。本实验顺压梯度和流向曲率对湍流边界层的作用较弱,传统的对数律方程仍然具有较强的鲁棒性^[6, 18-19],因此本文利用平均速度剖面的对数律区与对数律公式 $U^+ = (1/\kappa) \ln y^+ + B$ 进行拟合来获取壁面摩擦速度 u_τ ,其中 $y^+ = yu_\tau/\nu$ 、 $U^+ = U/u_\tau$ 分别为内尺度无量纲化的法向高度和平均速度, κ 为卡门常数, B 为积分常数。由于研究对象为曲面湍流边界层,其对数律方程可能产生变化,因此将卡门常数 κ 与积分常数 B 均设为变量进行拟合,此外,还应用 Spalding 曲线^[20]进行了拟合验证。结果发现: κ 和 B 均未发生明显变化,Spalding 曲线拟合结果也与对数律方程拟合结果相似,可以认为拟合得到的壁面摩擦速度未发生较明显变化。表 1 列出了实验基本湍流参数,其中, U_∞ 为入口处来流速度, $u_{\tau, \text{large}}$ 、 $u_{\tau, \text{small}}$ 分别为大小视场的壁面摩擦速度(本实验将小视场的 $u_{\tau, \text{small}}$ 用于后

续数据处理),边界层厚度 δ_{99} 按照 0.99 倍当前测量位置的平均来流速度确定,剪切雷诺数 $Re_\tau = u_\tau \delta/\nu$ 表示内尺度雷诺数(u_τ 随着边界层向下游的发展逐渐增大,且下游增长幅度大于上游)。

2.1 基本统计量

图 3 为在曲面模型上两个不同流向位置得到的内尺度无量纲平均速度剖面,横轴为两个测量位置与壁面垂直的内尺度无量纲法向高度,定义 $U^{*+} = U^*/u_{\tau, \text{small}}$, $y^{*+} = y^*u_{\tau, \text{small}}/\nu$ 。为获取高法向空间分辨率及近壁处平均速度剖面,对小视场利用单行互相关算法(Single-Row Cross Correlation, SRCC)思想进行流场高法向空间分辨率速度矢量计算^[21-23]。SRCC 算法的思想是通过牺牲流向分辨率来提升法向分辨率,以获得更高法向空间分辨率的速度矢量。因此,基于该算法的思想将查询窗口大小调整为 256 像素 \times 8 像素(流向 \times 法向),重叠率为 50%。经实际计算,速度矢量的法向间距可达 0.09 mm,同时可测量到的流场矢量最高可以达到黏性底层。由于实验模型为曲面模型,大视场不同流向位置的平均速度剖面存在较为明显的变化,为了统一无量纲化后的结果,大小视场均使用小视场的壁面摩擦速度 $u_{\tau, \text{small}}$ 进行无量纲化,同时选取大视场与小视场拍摄位置重合的流向位置进行绘制。

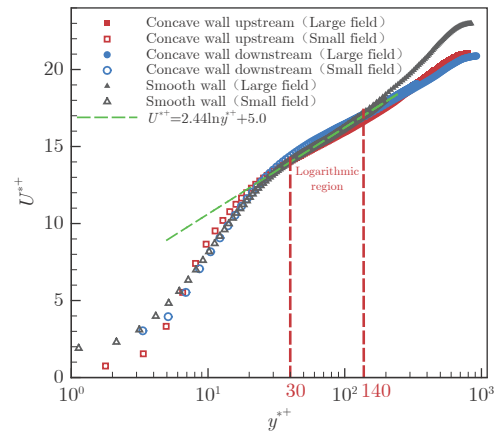


图 3 平均速度剖面
Fig. 3 Mean velocity profile

从图 3 可以看出,凹壁面上游速度剖面的对数律区变化不明显,但下游速度剖面的对数律区发生了明显偏离,速度剖面在对数律区向上隆起且对数律的斜率小于传统对数律方程。在缓冲层及以下区域,凹壁面与光滑平板情况下的速度分布无明显差异,这可能是由于凹曲率和顺压梯度对边界层内流

表 1 边界层参数
Table 1 Boundary layer parameters

	上游($L=2.0$ m)	下游($L=2.3$ m)	平板实验
$U_\infty/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	0.316	0.328	0.267
$u_{\tau, \text{large}}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	0.0175~0.0180	0.0196~0.0203	0.0116
$u_{\tau, \text{small}}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	0.0179	0.0202	0.0116
δ_{99}/mm	36.85	37.29	60.16
Re_τ	659.6	753.3	697.9
K	9.03×10^{-7}	1.68×10^{-6}	—

向速度的影响相互抵消所导致^[10, 24]。在对数律区以上, 两个测量位置的流动均受到抑制^[9], 说明顺压梯度在对数律区以上造成的影响更强。

图4为不同位置的内尺度无量纲化雷诺应力随 y^{*+} 变化的曲线, 雷诺应力各分量均使用壁面摩擦速度实现内尺度无量纲化。

$$\begin{cases} u_{\text{rms}}^{*+} = u_{\text{rms}}^*/u_{\tau, \text{small}} \\ v_{\text{rms}}^{*+} = v_{\text{rms}}^*/u_{\tau, \text{small}} \\ \langle u^*v^* \rangle^+ = \langle u^*v^* \rangle / u_{\tau, \text{small}}^2 \end{cases} \quad (2)$$

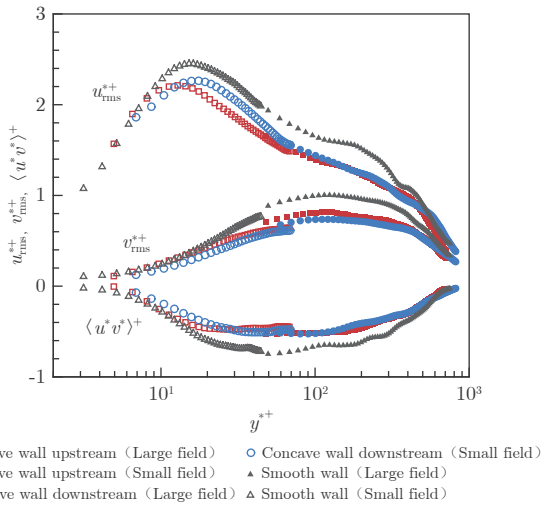


图4 雷诺应力剖面

Fig. 4 Reynolds stress profile

从图中可以看到: 凹壁面湍流边界层的湍流强度显著减小, 且随着边界层向下游发展, 流向雷诺正应力在近壁处的峰值逐渐沿法向向上移动, 达到 $y^{*+} = 20$ 左右; 在对数律区以上时, 与光滑平板情况之间差距增大; 法向湍流强度和雷诺应力在近壁附近无明显变化, 而在对数律区及以上区域明显下降。这说明流向顺压梯度对湍流有显著的削弱作用, 且随着法向高度增大, 削弱作用先增大后减小。

2.2 涡结构识别

从2.1节对凹壁面流场基本统计量的分析中可以发现, 湍流边界层在受到凹曲率和流向顺压梯度的组合影响后, 湍流强度整体呈现下降趋势, 这一影响势必也会对边界层内的流动结构产生影响。为了研究凹壁面流场内流动结构的变化, 本文利用 λ_{ci} 准则进行流场内涡的识别^[25-27]。 λ_{ci} 为速度梯度张量的共轭复特征值, 该值可以表示流场中某一矢量点处的旋涡强度。应用该准则可以有效避免将剪切运动识别为涡旋运动。若将旋涡强度与展向涡量符号 $\text{sgn}(\omega_z)$ 结合, 即可识别出流场内涡结构的旋转方向:

$$\Lambda_{ci} = \text{sgn}(\omega_z) \times \lambda_{ci} \quad (3)$$

式中, Λ_{ci} 表示获得涡量符号后的 λ_{ci} 值。

图5给出了凹壁面湍流边界层不同流向位置的 Λ_{ci} 识别结果, x^* 与 y^* 均使用内尺度进行无量纲化。当 Λ_{ci} 为负时, 检测到顺向涡, 为正时, 则检测到逆向涡。为减少环境噪声对识别结果的影响, 使用阈值条件 $|\Lambda_{ci}| \geq T \times \Lambda_{ci, \text{rms}}(y)$ (T 为检测涡结构边界的阈值, 本文取0.5)来确定涡结构的边界, 同时考虑到流场的空间分辨率影响, 将仅有单个网格节点大小的涡结构过滤, 以减弱背景噪声影响^[28]。从图中可以看出, 流场中 Λ_{ci} 较大的区域与速度矢量中直观显示出的涡结构吻合程度较高, 流场内存在顺向涡和逆向涡的涡对, 以及由发卡涡组成的发卡涡包结构。

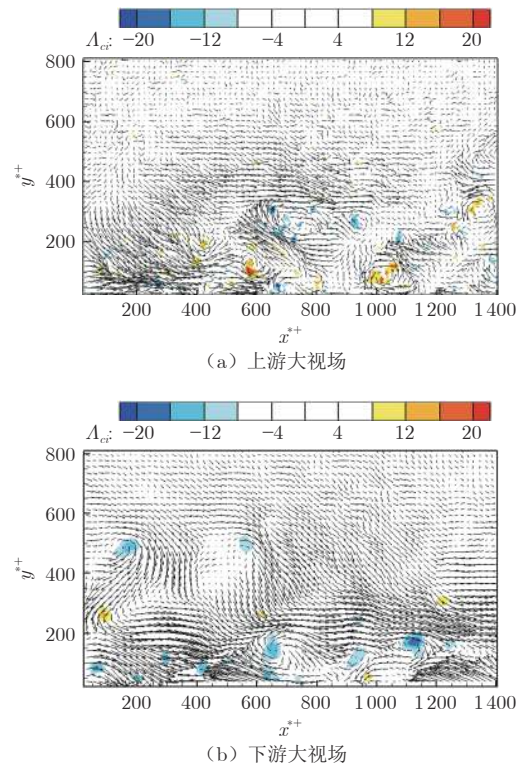


图5 Λ_{ci} 识别结果

Fig. 5 Λ_{ci} recognition results

为进一步了解凹壁面流场中涡结构的强度沿流向分布情况, 对大视场中的 λ_{ci} 进行了时间和沿流向的平均, 并绘制了大视场 λ_{ci} 沿内尺度无量纲化法向高度 y^{*+} 的变化曲线, 如图6所示。从图中可以发现, 凹壁面和光滑平板上的 λ_{ci} 均显示出随着法向高度的变化先增大后减小的趋势, 而凹壁面上不同流向位置的旋涡强度在各法向位置上均大于平板情况, 且在对数律区附近相差更大。这说明虽然凹壁面边界层内的湍流强度被削弱, 但由于凹壁面对湍流边界

层的影响,流场内不同位置的速度梯度增强,进而使得旋涡强度增大,同时也使涡的分布更加集中于对数律区附近。

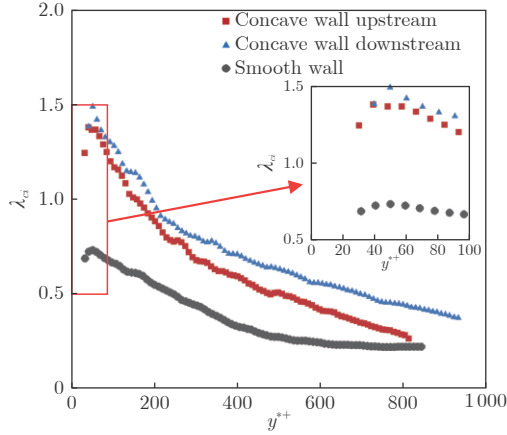


图6 大视场 λ_{ci} 随 y^+ 的变化曲线
Fig. 6 Variation of λ_{ci} in boundary layer

2.3 条件相位平均

顺时针旋转的展向涡通常被认为与发卡涡的涡头密切相关,而发卡涡在向下游迁移的过程中会对周围流场施加诱导作用,产生猝发事件^[29],对湍流内部的能量产生和输运起到了重要作用,发卡涡的形成与分布也与湍流脉动密切相关^[30]。

条件相位平均是研究流场中涡结构的典型方法。为研究凹壁面上展向发卡涡头的变化,2.3小节使用该方法提取了小视场内顺向涡(即顺时针旋转的展向涡)的统计特征。展向涡的识别条件使用2.2小节所述的 Λ_{ci} 准则^[31],可表示为:

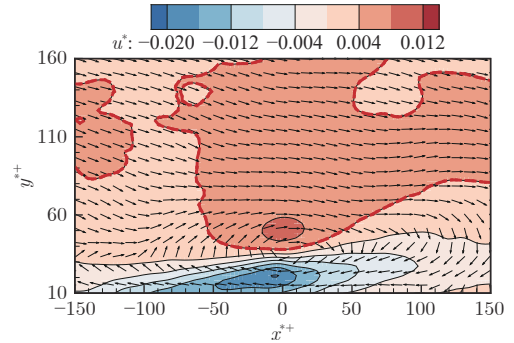
$$\Lambda_{ci}(x^*, y^*) < -\Lambda_{ci, rms}(y^*) \quad (4)$$

当检测位置达到检测条件,提取该时刻检测位置附近的流场。本文在小视场内选取了2个法向参考高度进行条件采样。

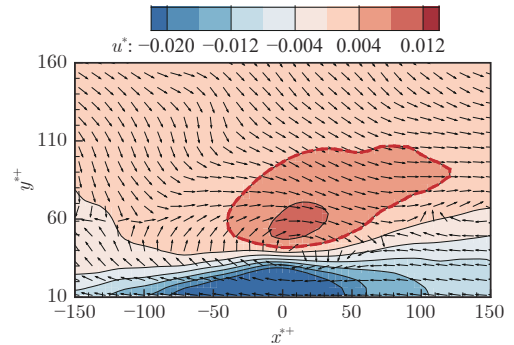
图7为参考法向高度 $y_{ref}^+ = 30$ 附近流向脉动速度的条件相位平均结果,流向脉动速度在参考位置的上方主要为正脉动,下方为负脉动。从图中可以看出:在凹壁面上游,顺向涡上方正脉动的峰值比平板情况下更强,以 $u^* = 0.004$ m/s 的等值线为基准(红色虚线),其空间尺度小于平板情况,顺向涡下方的负脉动也强于平板情况;而在凹壁面下游,正脉动峰值被削弱,空间尺度明显增大,但小于平板情况,下方负脉动的强度和空间尺度则仍在继续增大。

在 $y_{ref}^+ = 80$ 附近也对顺向涡进行了提取,图8为提取出的顺向涡结果。图中表明,在凹壁面湍流边界层中,顺向涡上方正脉动的空间尺度随着边界

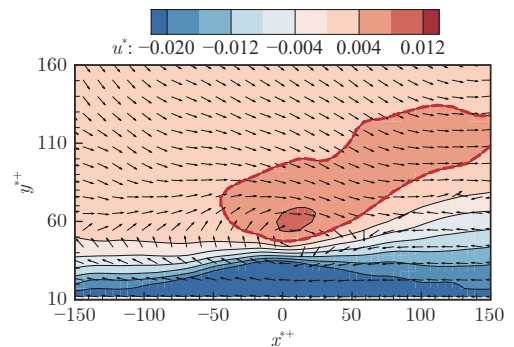
层向下游的发展逐渐缩小,但峰值的范围逐渐增大,同时二者均强于平板情况。此外,随着湍流边界层向下游发展,顺向涡下方的负脉动明显增强且均强于平板情况。



(a) $y_{ref}^+ = 30.29$ (光滑平板)



(b) $y_{ref}^+ = 30.23$ (凹壁面上游)



(c) $y_{ref}^+ = 33.08$ (凹壁面下游)

图7 小视场 $y_{ref}^+ = 30$ 附近顺向涡流向脉动速度的条件平均等值线图
Fig. 7 Conditional phase-averaged contour of the fluctuation velocity in the direction of the downward vortex near $y_{ref}^+ = 30$ in a small field

2.4 两点相关分析

从之前分析可知,流场内的顺向涡在凹曲率和流向顺压梯度的组合影响下,产生了较大变化。众所周知,顺向涡与发卡涡头有着密切联系,而发卡涡是壁湍流中普遍存在的相干结构^[32],因此,在凹曲率和流向顺压梯度的影响下,湍流边界层内相干结构的运动和发展也会产生一定变化。

针对相干结构在不同法向高度的流向分布特

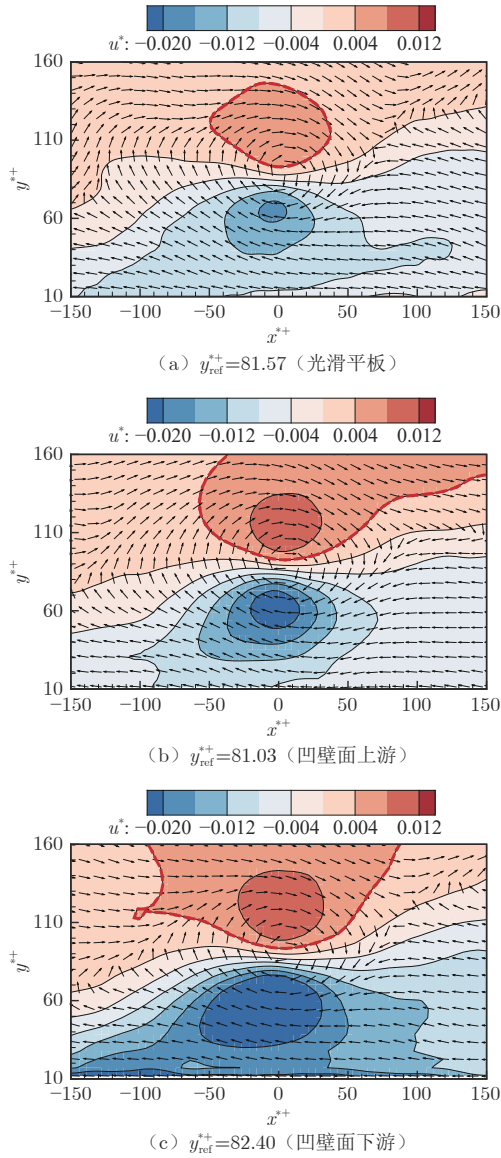


图 8 小视场 $y_{\text{ref}}^+ = 80$ 附近顺向涡流向脉动速度的条件平均等值线图

Fig. 8 Conditional phase-averaged contour of the fluctuation velocity in the direction of the downward vortex near $y_{\text{ref}}^+ = 80$ in a small field

征，本文使用两点流向脉动速度相关法来体现凹壁面上湍流边界层内部相干结构在受到凹曲率和流向顺压梯度组合影响时产生的变化^[13, 33-34]。两点流向脉动速度相关计算公式如下：

$$R_{uu}(\Delta x, y, y_{\text{ref}}) = \frac{\langle u(x, y_{\text{ref}})u(x + \Delta x, y) \rangle}{\sigma_u(y_{\text{ref}})\sigma_u(y)} \quad (5)$$

式中， y_{ref} 表示计算选取的参考法向高度， Δx 表示两点之间的流向空间延迟， σ_u 表示流向脉动速度的均方根。

为研究近壁面附近相干结构的形态，图 9 绘制了小视场两点相关结果，所选取的参考高度与近壁处条件平均所选取的高度一致， x^* 与 y^* 均使用内

尺度进行无量纲化。从图中可以看到，相较于光滑平板情况，凹壁面近壁面处相干结构的尺度呈现先缩小后增大的趋势。在两点相关结果中，相干结构呈现出椭圆形。筛选出某一等值线上的所有点，并对这些点进行椭圆拟合，即可获得椭圆方程，基于此方程可以获取相干结构与壁面之间的夹角。本文选取 $R_{u^*u^*} = 0.4$ 等值线（红色虚线）上的点作为参考点，计算出的相干结构与壁面夹角已在图 9 中指出。可以发现：位于缓冲层附近的相干结构与壁面的夹角明显小于光滑平板情况；随着边界层向下游发展，相干结构逐渐向壁面倾斜，其沿流向的尺度也被逐渐拉长，这与仅有流向顺压梯度影响时的趋势类似^[10]。但由于流向凹曲率的影响，相干结构的尺度在上下游增长不均匀，下游的空间尺度增长幅度更大。

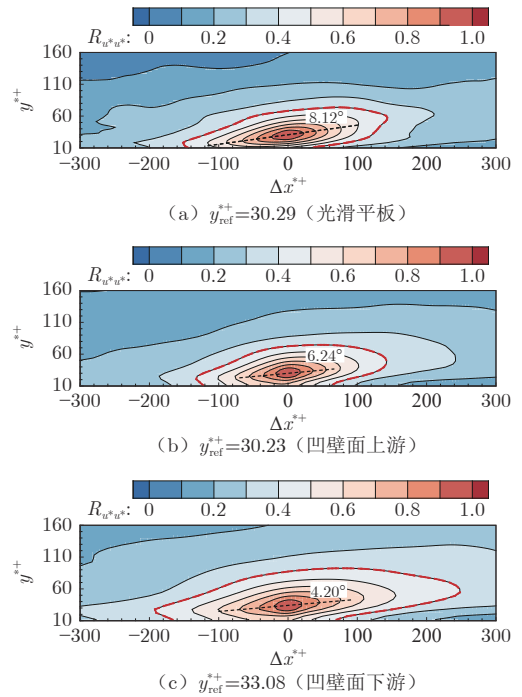


图 9 小视场流向两点相关系数等值线图

Fig. 9 The contour of two points correlation coefficient in the streamwise direction in the small field

小视场可以呈现出流场近壁处细致的空间形态，而大视场则可以较为完整地表征相干结构的尺度大小。图 10 为不同工况下大视场两点相关系数的结果，选取的参考法向高度在 $y_{\text{ref}}^+ = 80$ 附近， x^* 与 y^* 均使用内尺度进行无量纲化。在该高度附近，湍流边界层受到凹曲率和流向顺压梯度的影响，对数律区相干结构的尺度明显增大，且随着湍流边界层向下游的发展，相干结构的尺度逐渐增大，在

下游位置超过了1倍边界层厚度(内尺度无量纲化后的边界层厚度 $\delta^+ = \delta u_\tau / \nu = 753.26$)。

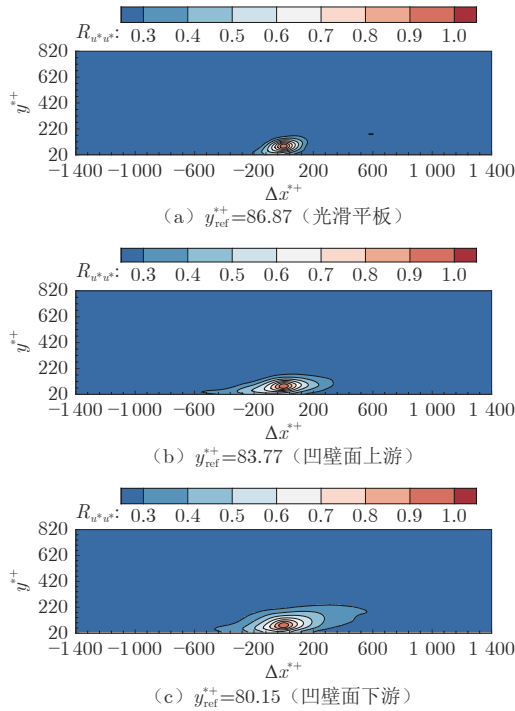


图10 大视场流向两点相关系数等值线图

Fig. 10 The contour of two points correlation coefficient in the streamwise direction in the large field

3 结论

通过双相机大小视场的 TRPIV 实验,对带有纵向凹曲率的壁面进行了测量并获取了瞬时速度场,经过数据处理和分析得出以下结论:

1)在流向凹曲率壁面上得到的平均速度剖面随着向下游发展逐渐偏离传统对数律,同时尾迹区被抑制。在相同法向高度的湍流强度均弱于平板情况。这说明流向凹曲率壁面上的湍流活动被明显抑制,且尾迹区的抑制作用相对更强。

2)相比于平板情况,凹壁面湍流边界层中涡的强度在不同法向高度均明显增强,且随着向下游的发展而逐渐增大。对数律区及其下方区域与尾迹区旋涡强度的差值增大,这表明凹壁面上湍流边界层内的涡强度显著增强,且更集中于近壁附近。

3)对凹壁面湍流边界层对数律区内的顺向涡进行条件相位平均,发现凹壁面会增强顺向涡下方负的流向脉动速度。缓冲层附近顺向涡上方正脉动峰值被削弱,但空间尺度有所增大,而对数律区上侧正脉动更加集中于顺向涡上方较小的区域内,且脉动强度明显增大。随着向下游的发展,缓冲层附近顺向涡上方正脉动的峰值和空间尺度均弱于平板情

况,而在对数律区上侧则均强于平板情况。

4)两点相关结果表明,凹壁面上相干结构向外层迁移的趋势减弱,其空间尺度随着向下游的发展呈现出不断增大的趋势,其中上游的空间尺度增长被抑制,而在下游则相反。

参考文献:

- [1] YOU J, BUCHTA D A, ZAKI T A. Concave-wall turbulent boundary layers without and with free-stream turbulence [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2021, 915: A4. doi: 10.1017/jfm.2021.12
- [2] HOLLOWAY A G L, ROACH D C, AKBARY H. Combined effects of favourable pressure gradient and streamline curvature on uniformly sheared turbulence[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2005, 526: 303-336. doi: 10.1017/s0022112004003088
- [3] LOPES A S, PIOMELLI U, PALMA J. Large-eddy simulation of the flow in an S-duct[J]. *Journal of Turbulence*, 2006, 7(11): 1-24. doi: 10.1080/14685240500331900
- [4] PATEL V C, SOTIROPOULOS F. Longitudinal curvature effects in turbulent boundary layers[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1997, 33(1-2): 1-70. doi: 10.1016/S0376-0421(96)00001-2
- [5] HARUN Z, MONTY J P, MATHIS R, et al. Pressure gradient effects on the large-scale structure of turbulent boundary layers[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2013, 715: 477-498. doi: 10.1017/jfm.2012.531
- [6] SPALART P R. Numerical study of sink-flow boundary layers[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1986, 172(1): 307-328. doi: 10.1017/s0022112086001751
- [7] AUBERTINE C D, EATON J K. Turbulence development in a non-equilibrium turbulent boundary layer with mild adverse pressure gradient[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2005, 532: 345-364. doi: 10.1017/s0022112005004143
- [8] JOSHI P, LIU X F, KATZ J. Turbulence in accelerating boundary layers[C]//Proceedings of ASME/JSME/KSME Joint Fluids Engineering Conference. 2012. doi: 10.1115/AJK2011-25010
- [9] VOLINO R J. Non-equilibrium development in turbulent boundary layers with changing pressure gradients[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2020, 897: A2. doi: 10.1017/jfm.2020.319
- [10] MERONEY R N, BRADSHAW P. Turbulent boundary-layer growth over a longitudinally curved surface[J]. *AIAA Journal*, 1975, 13(11): 1448-1453. doi: 10.2514/3.7014
- [11] SO R M C, MELLOR G L. Experiment on turbulent boundary layers on a concave wall[J]. *Aeronautical Quarterly*, 1975, 26(1): 25-40. doi: 10.1017/s0001925900007174
- [12] AROLA S K, DURBIN P A. LES of spatially developing turbulent boundary layer over a concave surface[J]. *Journal of Turbulence*, 2015, 16(1): 81-99. doi: 10.1080/14685248.2014.959126
- [13] MATSUBARA K, MUROMOTO T. Two-point correlation

- and integral scale of spatially advancing curved channel flow at friction-velocity-based Reynolds number 550[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2019, 77: 31-39. doi: 10.1016/j.ijheatfluidflow.2019.03.003
- [14] SALTAR G, ARAYA G. Reynolds shear stress modeling in turbulent boundary layers subject to very strong favorable pressure gradient[J]. *Computers & Fluids*, 2020, 202: 104494. doi: 10.1016/j.compfluid.2020.104494
- [15] UZUN A, MALIK M R. Simulation of a turbulent flow subjected to favorable and adverse pressure gradients[J]. *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, 2021, 35(3): 293-329. doi: 10.1007/s00162-020-00558-4
- [16] COHEN E, GLOERFELT X. Influence of pressure gradients on wall pressure beneath a turbulent boundary layer[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2018, 838: 715-758. doi: 10.1017/jfm.2017.898
- [17] VOLCHKOV E P, MAKAROV M S, SAKHNOV A Y. Boundary layer with asymptotic favourable pressure gradient [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2010, 53(13-14): 2837-2843. doi: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2010.02.014
- [18] VOLINO R J, SCHULTZ M P. Determination of wall shear stress from mean velocity and Reynolds shear stress profiles[J]. *Physical Review Fluids*, 2018, 3(3): 034606. doi: 10.1103/physrevfluids.3.034606
- [19] JONES W P, LAUNDER B E. Some properties of sink-flow turbulent boundary layers[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1972, 56(2): 337-351. doi: 10.1017/s0022112072002903
- [20] SPALDING D B. A new analytical expression for the drag of a flat plate valid for both the turbulent and laminar regimes[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1962, 5(12): 1133-1138. doi: 10.1016/0017-9310(62)90189-8
- [21] WILLERT C E. High-speed particle image velocimetry for the efficient measurement of turbulence statistics[J]. *Experiments in Fluids*, 2015, 56(1): 1-17. doi: 10.1007/s00348-014-1892-4
- [22] 王建杰, 潘翀, 王晋军. 湍流边界层壁面剪切应力的光学测量及统计特性分析[C]//中国力学大会(CCTAM 2019)论文集. 2019.
- [23] NGUYEN T D, WELLS J C, NGUYEN C V. Wall shear stress measurement of near-wall flow over inclined and curved boundaries by stereo interfacial particle image velocimetry[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2010, 31(3): 442-449. doi: 10.1016/j.ijheatfluidflow.2009.12.002
- [24] DIXIT S A, RAMESH O N. Large-scale structures in turbulent and reverse-transitional sink flow boundary layers[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2010, 649: 233-273. doi: 10.1017/s0022112009993430
- [25] ZHOU J, ADRIAN R J, BALACHANDAR S, et al. Mechanisms for generating coherent packets of hairpin vortices in channel flow[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1999, 387: 353-396. doi: 10.1017/s002211209900467x
- [26] LEHEW J A, GUALA M, McKEON B J. Time-resolved measurements of coherent structures in the turbulent boundary layer[J]. *Experiments in Fluids*, 2013, 54(4): 1-16. doi: 10.1007/s00348-013-1508-4
- [27] 刘铁峰, 王鑫蔚, 唐湛棋, 等. 超疏水表面对湍流边界层相干结构影响的TRPIV实验研究[J]. *实验流体力学*, 2019, 33(3): 90-96. LIU T F, WANG X W, TANG Z Q, et al. TRPIV experimental study of the effect of superhydrophobic surface on the coherent structure of turbulent boundary layer[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2019, 33(3): 90-96. doi: 10.11729/syltlx20180101
- [28] WU Y, CHRISTENSEN K T. Population trends of spanwise vortices in wall turbulence[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2006, 568: 555-76. doi: 10.1017/s002211200600259x
- [29] ADRIAN R J, MEINHART C D, TOMKINS C D. Vortex organization in the outer region of the turbulent boundary layer[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2000, 422: 1-54. doi: 10.1017/s0022112000001580
- [30] 苏健, 田海平, 姜楠. 逆向涡对超疏水壁面减阻影响的TRPIV实验研究[J]. *力学学报*, 2016, 48(5): 1033-1039. SU J, TIAN H P, JIANG N. Trpiv experimental investigation of the effect of retrograde vortex on drag-reduction mechanism over superhydrophobic surfaces[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2016, 48(5): 1033-1039. doi: 10.6052/0459-1879-16-140
- [31] TANG Z Q, WU Y H, JIA Y X, et al. PIV measurements of a turbulent boundary layer perturbed by a wall-mounted transverse circular cylinder element[J]. *Flow, Turbulence and Combustion*, 2018, 100(2): 365-389. doi: 10.1007/s10494-017-9852-8
- [32] ADRIAN R J. Hairpin vortex organization in wall turbulence[J]. *Physics of Fluids*, 2007, 19(4): 041301. doi: 10.1063/1.2717527
- [33] MARUSIC I. On the role of large-scale structures in wall turbulence[J]. *Physics of Fluids*, 2001, 13(3): 735-743. doi: 10.1063/1.1343480
- [34] JAISWAL P, MOREAU S, AVALLONE F, et al. On the use of two-point velocity correlation in wall-pressure models for turbulent flow past a trailing edge under adverse pressure gradient[J]. *Physics of Fluids*, 2020, 32(10): 105105. doi: 10.1063/5.0021121

作者简介:



王 轩(1997—), 男, 天津人, 硕士研究生。研究方向: 湍流边界层。通信地址: 天津市津南区雅观路 135 号天津大学北洋园校区机械工程学院力学系 36 教学楼 412 室(300354)。E-mail: 491716766@qq.com

(编辑: 秦虹)

侧壁约束效应对三维方腔自持振荡 和噪声辐射影响的实验研究

王超^{1, 2}, 岳廷瑞², 万振华^{1, *}, 孙德军¹

1. 中国科学技术大学 近代力学系, 合肥 230027 2. 中国空气动力研究与发展中心, 绵阳 621000

摘要: 实验研究了侧壁约束效应对三维方腔流动结构和噪声辐射特性的影响, 固定方腔长深比为 2:1, 使用麦克风阵列测量了方腔宽长比从 0.1 变化至 0.5 过程中流致噪声在不同指向性下的强度变化规律, 并使用脉动压力传感器测量了不同宽长比方腔内部壁面压力分布, 同时采用 TR-PIV(Time-Resolved Particle Image Velocimetry)测量了方腔内流动结构的发展。实验结果表明: 对于宽长比为 0.5 的方腔, 当来流马赫数大于 0.03 时, 方腔流动开始出现振荡并向上游辐射噪声; 当来流马赫数增大至 0.20 时, 方腔流动发展为对应 Rossiter 三阶模态的自持振荡, 并辐射出尖频噪声。减小方腔宽度, 当宽长比小于 0.3 时, 方腔流动的自持振荡和尖频噪声被大幅度抑制甚至消除, 来流马赫数为 0.20 和 0.25 时, 方腔上游总声压级能够降低 3 dB 以上。通过对壁面压力分布和 PIV 流场测量结果, 发现减小方腔宽长比时, 方腔内主回流涡向上游移动, 涡强度降低, 使得方腔的流动反馈不足以形成自持振荡, 从而降低了辐射噪声。

关键词: 方腔流动; 侧壁约束效应; 气声反馈; 振荡抑制; 涡运动

中图分类号: O429; V211.7

文献标识码: A

Experimental study of the effects of confinement on self-sustained oscillations and noise radiation in three-dimensional open cavities

WANG Chao^{1, 2}, YUE Tingrui², WAN Zhenhua^{1, *}, SUN Dejun¹

1. Department of Modern Mechanics, University of Science and Technology of China, Hefei 230027, China

2. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China

Abstract: Flow past an open cavity has been studied extensively, while less attention has been paid to the effects of confinement due to side walls, which produces rich flow dynamics and noise characteristics. In this study, the effects of confinement on flow structures and noise radiation in three-dimensional rectangular cavities are investigated experimentally. The length and depth are fixed, and five ratios of width/length ($W/L=0.1-0.5$) are considered. The measurements are performed in an acoustic wind tunnel. The pressure oscillations are onset after the wind speed is greater than Ma 0.03. Once the wind speed is greater than or equal to Ma 0.20, the flow and noise radiation are dominated by the self-sustained oscillations corresponding to the third Rossiter's mode. Furthermore, the present experiments show that the local pressure oscillations and noise radiation of this frequency can be weakened or even eliminated when W/L is equal to or less than 0.3 for the wind speeds of Ma 0.20 and Ma 0.25. The upstream OASPLs in the far field can be reduced by more than 3 dB when W/L decreases from 0.4 to 0.3 at Ma 0.20. By analyzing the surface pressure and TR-PIV(Time-Resolved Particle Image Velocimetry) results, it is found that the suppression of the tonal noise is closely related with the changes of the primary recirculation and some secondary vortical structures by decreasing W/L . In particular,

收稿日期: 2021-05-20; 修回日期: 2021-05-28; 录用日期: 2021-06-16

基金项目: 国家自然科学基金(11621202)

* 通信作者 E-mail: wanzh@ustc.edu.cn

引用格式: 王超, 岳廷瑞, 万振华, 等. 侧壁约束效应对三维方腔自持振荡和噪声辐射影响的实验研究 [J]. 实验流体力学, 2022, 36(6): 10-18.

WANG C, YUE T R, WAN Z H, et al. Experimental study of the effects of confinement on self-sustained oscillations and noise radiation in three-dimensional open cavities[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(6): 10-18.

the intensity of the primary recirculation is greatly weakened with strong confinement effects, and the feedback process is not strong enough to produce self-sustained oscillations.

Keywords: cavity flow; confinement effect; aeroacoustic feedback; oscillation suppression; vortex motion

0 引言

方腔流动包含流致振荡、声不稳定性及波的相互作用等丰富的流体动力学特征,被进行了广泛研究。方腔流动问题最早被关注,是由于内埋武器弹舱产生的强烈噪声影响了飞行器结构安全和武器精准度^[1-2]。随着航空运输业的发展,飞机起飞和着陆阶段的重要噪声源——低速方腔——也得到了广泛关注^[3-4]。Roshko^[5]报道了不同几何形状方腔的平均流动结构,发现方腔内均存在回流结构。Tracy^[6]和Basley^[7]等研究了马赫数0.20~0.95方腔的流动特性,认为长深比(L/D)小于6的方腔为开式方腔,其前缘剪切层横跨整个方腔并与后缘撞击;长深比大于13时为闭式方腔,剪切层从前缘分离并在方腔底部再附。前人在开式方腔流动中发现了强烈的压力振荡和噪声辐射,认为这是一个复杂的反馈过程。流动的不稳定性导致方腔前缘剪切层内涡卷起,在向下游传播的过程中,涡结构在黏性效应作用下快速增长,涡与方腔后缘撞击后辐射噪声并产生压力扰动前传,从而形成闭环,这一过程被称为“剪切层模态”^[8]。在前人研究结果的基础上,Rossiter^[9]对方腔流动反馈的影响参数进行了探索,给出了一个预测振荡主频率的半经验公式,但该公式未考虑三维参数影响。

Gharib等^[10]研究了水中的方腔流动,发现了一种基于薄边界层的流动模态,即“尾迹模态”。在尾迹模态下,方腔流动的阻力和噪声强度增大,而振荡主频不随速度的增大而改变。Colonius等^[11]在二维直接数值模拟(DNS)中也发现了尾迹模态。Shieh等^[12]数值模拟了具有相同参数的二维和三维方腔流动,在二维情况下观察到了剪切层模态和尾迹模态,而在三维情况下仅观察到剪切层模态。Martin等^[13]研究了低马赫数下三维开式方腔的流动和噪声辐射,发现在剪切层模态下流动表现出部分三维性,在尾迹模态下流动表现出二维性,两种流动模态的噪声辐射有很大不同。

如前所述,方腔剪切层模态的振荡机制主要是一个准二维和自持的过程,因此大部分实验、理论和

数值模拟研究工作都集中于探究雷诺数、马赫数和长深比对反馈机制的影响,以降低方腔流致噪声^[14]。Block^[15]、Ahuja^[16]对方腔宽长比(W/L)的影响进行了研究,前者发现随着方腔宽度减小,辐射噪声强度增大;而后者观察到随着方腔宽度减小,流致振荡强度降低。产生这种差异的原因目前尚不明确,可能是马赫数、雷诺数或边界层厚度对流动结构产生的影响所致。近年来,研究者开始关注三维方腔^[17-18],但目前大多数研究集中于无限宽度(infinite width)方腔和固定宽度方腔,对方腔宽度影响的研究相对较少,特别是宽长比小于0.5的情况,几乎没有被研究过。

本文采用麦克风阵列、脉动压力传感器和TR-PIV(Time-Resolved Particle Image Velocimetry)等测量设备,开展侧壁约束效应对三维方腔自持振荡和噪声辐射影响的实验研究,对比不同宽长比方腔的辐射噪声强度、频谱特性和指向性,结合方腔内壁面压力分布及流场结构,综合分析减小宽长对方腔流致振荡及噪声辐射的抑制机理。

1 实验设置及方案

1.1 风洞及模型

实验在中国空气动力研究与发展中心0.55 m×0.40 m声学风洞中开展,如图1所示。该风洞为回流式低速风洞,配备矩形试验段,40 m/s风速下的来流湍流度小于0.05%,80 m/s风速下的背景噪声小于78 dB(A)。



图1 声学风洞实验实物图

Fig. 1 CARDC low-speed acoustic wind tunnel

矩形方腔实验模型为有机玻璃材质,通过平板(有机玻璃材质)与风洞试验段出口相连,平板上表面与试验段出口下表面齐平。方腔沿试验段中心线水平安装,方腔上部开口所在平面与平板上表面齐平,前缘距平板前缘 200 mm。为便于阐述,以方腔上部开口前缘中心点为原点 O 建立坐标系,沿流向为 x 轴正向, y 轴与 x 轴垂直,指向上方, z 轴垂直于 xOy 平面,其正向根据右手定则确定(图 2)。

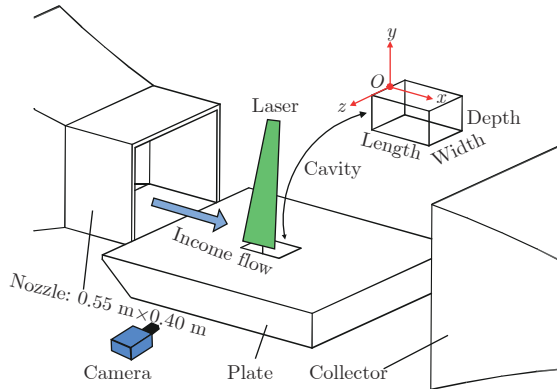


图 2 实验方案示意图
Fig. 2 Test configuration of experiments

实验测量了 5 个宽度不同的矩形方腔,其 x 向长度、 y 向深度均相同(长度 $L=200$ mm,深度 $D=100$ mm)。5 个方腔的 z 向宽度分别为 20、40、60、80 和 100 mm,方腔的宽长比(W/L)在 0.1~0.5 之间变化。来流马赫数 $Ma=0.03\sim 0.25$ 。

1.2 测量设备及方案

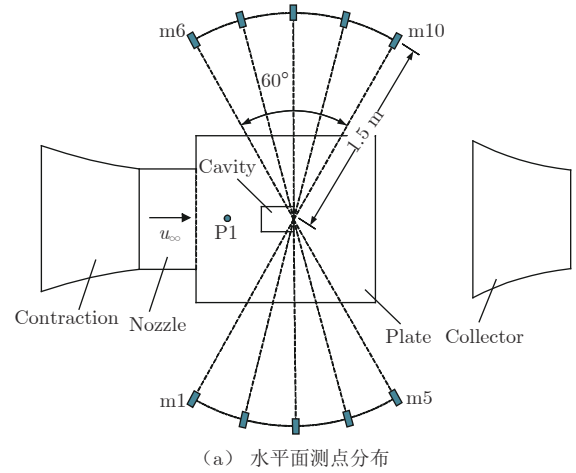
1.2.1 噪声测量

噪声测量使用 B&K 4955 麦克风,分别在水平面和垂直平面内测量噪声强度和指向性。如图 3 所示,在 $y=200$ mm 水平面内,以方腔上部开口后缘中心点为圆心、1.5 m 为半径,左右两侧各均匀布置 5 个麦克风,彼此夹角 15° ;在 $z=0$ mm 的垂直平面内,以方腔上部开口后缘中心点为圆心、1.0 m 为半径,均匀布置 8 个麦克风,彼此夹角 15° 。麦克风频率响应范围为 20 Hz~40 kHz,声压级(L_{SP})测量精度优于 0.1 dB,声压级公式为:

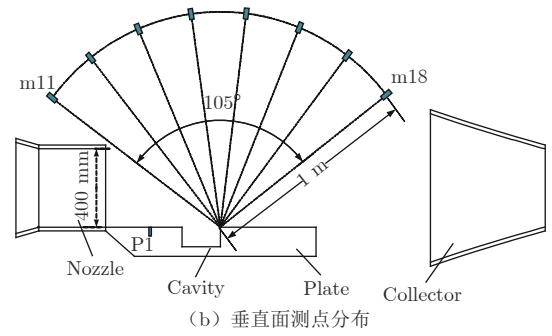
$$L_{SP} = 20 \log \frac{p}{p_{ref}} \quad (1)$$

式中: p 为波动压力; p_{ref} 为参考声压, $p_{ref}=2 \times 10^{-5}$ Pa。

噪声测量采样频率 25.6 kHz,采样时间 30 s。对原始数据进行分段处理,使用平均周期图谱法计算功率谱密度^[19],对每段数据加汉明窗函数^[20],每个窗口的样本数为 25600,重叠 50%,频率分辨率为 1.56 Hz。



(a) 水平面测点分布



(b) 垂直面测点分布

图 3 水平面和垂直平面的麦克风阵列布置示意图

Fig. 3 The arrangement of microphone arrays in horizontal and vertical directions

由于温度、湿度以及麦克风支撑装置的影响,多次测量时发现:对于垂直平面,噪声测量误差不大于 0.2 dB,对于三脚架支撑的水平面,噪声测量误差不大于 0.5 dB。

1.2.2 动态压力测量

使用 13 个压阻式脉动压力传感器(以 P1~P13 表示)测量壁面脉动压力。脉动压力传感器表面直径 3.8 mm,最大量程为 1 psi(约 6.895 kPa),测量精度 0.1%。如图 3 所示,P1 安装于方腔上游,距离方腔前缘 160 mm。其他 12 个传感器安装于方腔内壁面,如图 4 所示,P2~P4 安装于左侧壁(迎来流左侧),P5~P7 安装于右侧壁,P8~P13 安装于底壁。所有传感器均沿其所在壁面水平中心线等距安装,并确保传感器表面与方腔壁面齐平。Roshko^[5]的实验结果表明,即使传感器与腔体壁之间存在间隙,传感器安装于方腔内部对方腔流动也基本无影响。

脉动压力传感器采样频率 51.2 Hz,采样周期 30 s,数据处理方法与麦克风的数据处理方法相同,脉动压力的功率谱密度采用系综平均法计算^[19],脉动压力测量结果可以给出方腔内壁面噪声强度和平均压力。

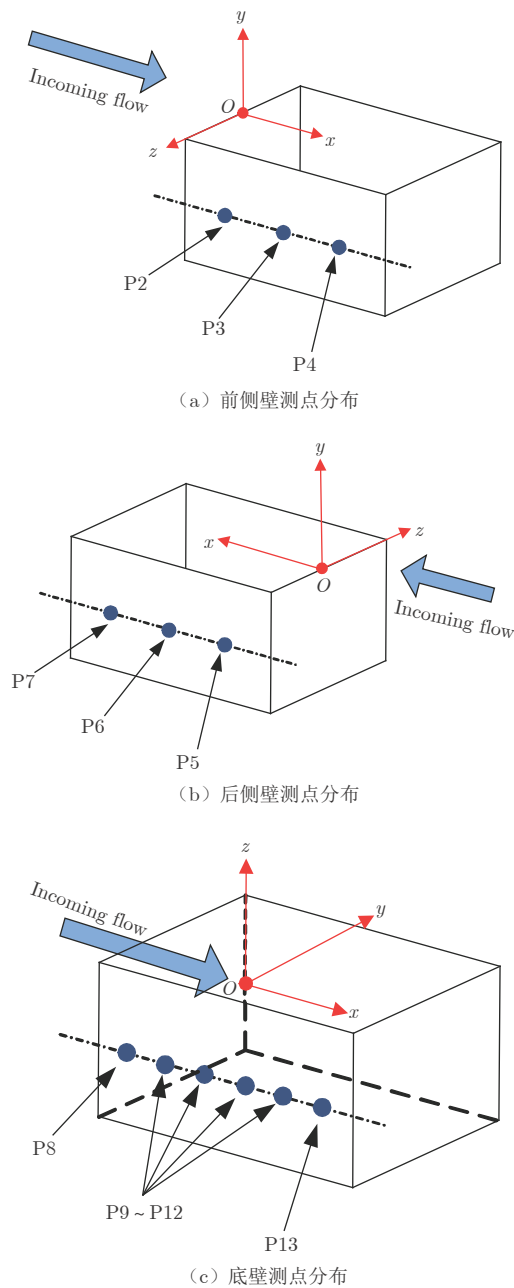


图 4 方腔内壁面脉动压力传感器布置示意图

Fig. 4 The arrangement of high frequency dynamic pressure sensors on the cavity walls

1.2.3 流场测量

使用高频 PIV 测量流场(见图 5)。相机型号为 PHOTRON SA-Z, 双曝光模式, 配备 85 mm 尼康镜头, 变焦比 2.2, 放大比例 3.4 pixel/mm, 视场最小分辨率 0.3 mm。激光器为 Nd:YLF 激光器(30 mJ, 双脉冲)。示踪粒子为甘油, 直径 1 μm 。采用同步控制器实现激光器和相机同步采集, 采样频率 1.8 kHz。以 PIVTEC-PIVview2C 软件进行图像分析, 图像处理采用带窗口的迭代多重网格技术。

使用 PIV 测量了 $Ma=0.12\sim 0.25$ 范围内 5 个不

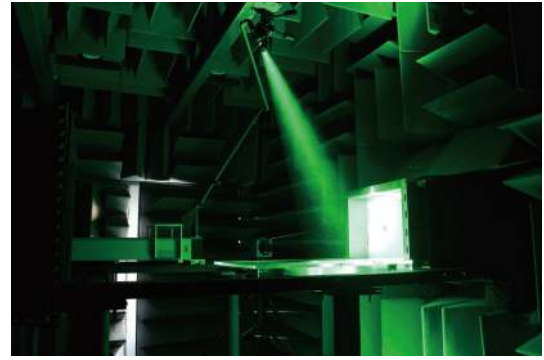


图 5 PIV 测量实物图

Fig. 5 PIV system in the acoustic anechoic room

同宽长比的方腔中心平面($z=0$ mm)的流场。为了比较近壁面流动与中心平面流动的差异, 还测量了宽长比为 0.5 的方腔近壁面($z=40$ mm)处的流场。

2 结果与讨论

2.1 噪声结果

2.1.1 方腔振荡及辐射噪声主频率分析

通过测量宽长比为 0.5 的方腔远场噪声, 分析方腔流致振荡及噪声辐射特性。图 6 给出了马赫数从 0.03 增大至 0.25 过程中的方腔噪声频谱特性变化曲线。由图 6(a)可知, 来流马赫数在 0.03~0.09 之间时, 噪声频谱波动出现于 550 Hz 附近, 但波动幅值较小, 没有明显的频率尖峰, 这说明方腔流动在较低风速时即开始表现出振荡和不稳定性特征, 但尚未形成自持振荡。随着来流马赫数继续增大, 远场噪声频谱在 550 Hz 附近开始出现明显频率尖峰, $Ma=0.15$ 时出现 3 个频率尖峰(400、558 和 660 Hz), $Ma=0.175$ 时出现 2 个频率尖峰(484 和 611 Hz), $Ma=0.20$ 时, 仅有一个 550 Hz 频率尖峰。噪声频谱峰值反映了方腔流致振荡过程中的脱落涡动力学行为, 该过程可视为一个多涡竞争自持振荡形成过程。

同时可以看到, 在来流马赫数 0.03~0.20 范围内, 频率尖峰中心频率并未随马赫数增大而变化, 说明在较低来流马赫数下, 方腔流致振荡斯特劳哈尔数(Strouhal number)随来流马赫数不同而不同, 对应的流体动力学特征区别明显, 这一现象在以往方腔研究中并未引起注意。根据前人研究结果^[21]可知, 方腔远场噪声频谱是方腔流动涡结构的表征, 前缘剪切层不稳定性导致的涡卷起, 随着流动向下游移动, 并与方腔后缘撞击, 产生噪声辐射。本文认为: 在低速条件下, 脱落涡与方腔后缘撞击产生的压力扰动不能形成强相干运动, 扰动能量不足以建立

反馈回路,进一步证明了方腔自持振荡是一个随来流速度逐渐发展的过程。

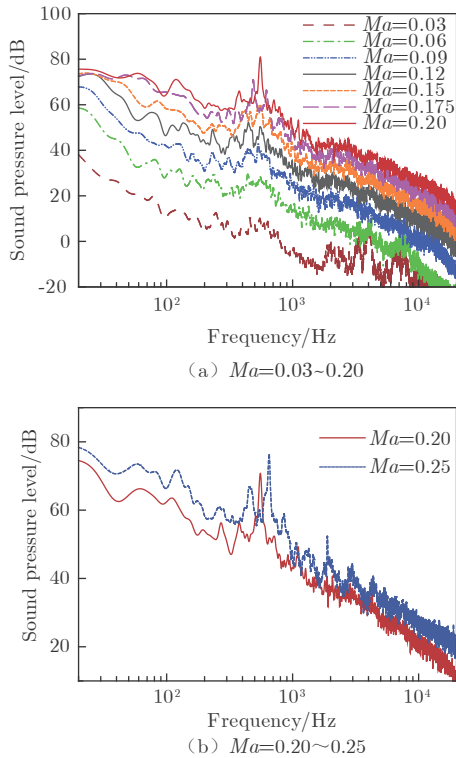


图6 不同风速下的方腔远场噪声频谱特性 ($W/L=0.5$)
Fig. 6 PSD distributions for different wind speeds at $W/L=0.5$

当来流马赫数为 0.20 时,方腔噪声尖峰频率为 550 Hz; 来流马赫数为 0.25 时,尖峰频率为 650 Hz。由图 6(b)可以看出,当来流马赫数大于 0.20 时,方腔辐射噪声尖峰频率随着来流马赫数的增大而增大,符合斯特劳哈尔数相似定理,说明此时方腔能够形成稳定的自持振荡。为预测方腔噪声主频率, Rossiter^[9]提出了一个半经验公式:

$$Sr_n = \frac{f_n L}{u_\infty} = \frac{n - \alpha}{Ma + 1/k} \quad (2)$$

式中, Sr_n 为振荡模态 n 对应的斯特劳哈尔数; f_n 、 L 和 u_∞ 为方腔振荡频率、方腔长度和自由来流速度; α 为涡运动与声传播的迟滞时间, k 为涡对流速度。

式(2)中的经验参数 α 和 k 与方腔内流动结构和长深比相关,是通过实验数据拟合确定的^[22], k 的取值范围在 0.50~0.75 之间, α 的取值由长深比决定。对于长深比为 2 的方腔, $k=0.5$, $\alpha=0.25$ 。用式(2)预测与本文实验相同参数的方腔噪声主频率,得到来流马赫数 0.20 和 0.25 时的主频率分别为 555 Hz 和 660 Hz,与实验结果吻合得非常好,此时的方腔振荡模态为 Rossiter 三阶模态。

2.1.2 侧壁约束效应对方腔噪声的抑制

对于宽长比为 0.5 的方腔,在来流马赫数为 0.20 时,方腔流动已经形成自持振荡并辐射出尖频噪声。为研究侧壁约束效应对方腔流致振荡的抑制作用,实验对比了宽长比为 0.1、0.2、0.3、0.4 和 0.5 的方腔远场噪声。图 7(a)给出了来流马赫数 0.20 时不同宽长比方腔的远场噪声频谱对比,当宽长比 $W/L \leq 0.3$ 时,方腔辐射噪声的频率尖峰明显减弱甚至消除。由图 7(b)可以看出,当来流马赫数提高至 0.25 时也出现了相同现象。

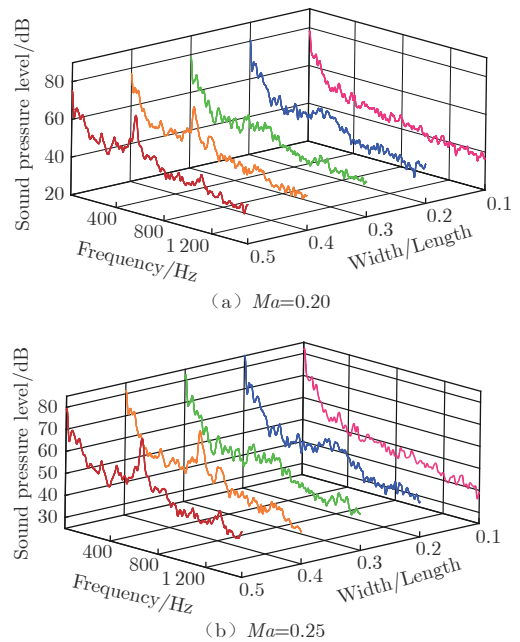


图7 不同宽长比方腔噪声频谱对比
Fig. 7 PSD comparison for different W/L ratios

图 8 给出了方腔宽长比为 0.3 和 0.4 时的垂直和水平方向的噪声总声压级(OASPL)对比结果。可以看出,减小方腔宽度并不会改变水平方向的噪声总声压级,但会大幅降低垂直方向的方腔上游总声压级,表现出明显的侧壁约束效应;与宽长比 0.4 的方腔相比,宽长比 0.3 的方腔上游噪声强度最高能够降低 3 dB。对于长深比 $L/D \geq 1$ 的方腔,产生的噪声主要是纵波,具有向上游辐射的强烈指向性^[21],因此,减小宽长比能够显著降低方腔流致振荡辐射噪声总声压级。

前对方腔宽度的研究多集中于无限宽度和宽长比 ≥ 0.5 的单一状态,上述侧壁约束效应尚未被报道。方腔辐射噪声与内部流动结构密切相关,本文认为:当方腔宽长比减小时,由于侧壁的黏性效应,方腔流动的三维性^[23]加强,内部涡结构的强度降低,

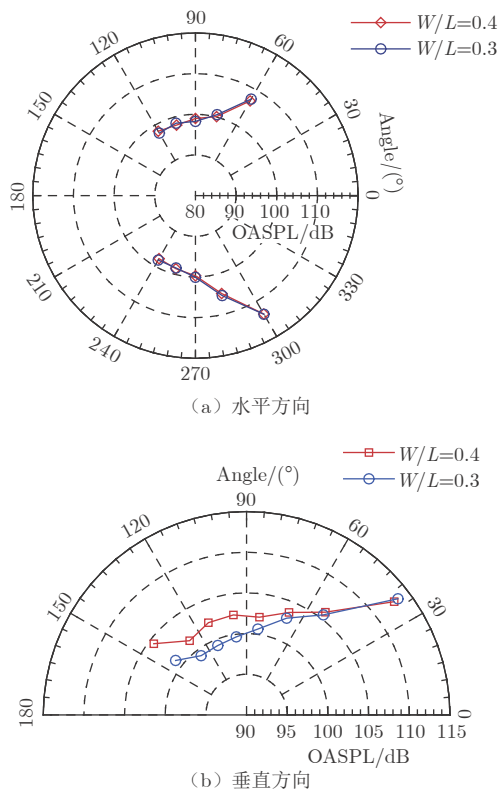


图 8 宽长比 0.3 与 0.4 的方腔噪声总声压级对比 (Ma=0.20)

Fig. 8 OASPL comparison between cases with $W/L=0.3$ and $W/L=0.4$ at a wind speed of $Ma=0.20$

导致方腔的自持振荡和辐射噪声受到抑制。后文将通过壁面脉动压力和 PIV 流场测量结果进一步分析噪声抑制机理。

2.2 壁面压力结果

图 9 给出了来流马赫数 0.20、宽长比 0.5 条件下，方腔前缘及内壁面压力频谱与远场噪声频谱的对比(绿线为前缘测量结果，红线为方腔壁面测量结果，蓝线为远场测量结果)。壁面脉动压力传感器测得的压力频谱和远场噪声频谱具有相同的频域分布及变化趋势。由图 9 可知，方腔内壁面压力频谱的尖峰强度明显高于方腔前缘，分析认为方腔上游的压力脉动是由方腔内辐射的二次波引起的。方腔前缘压力频谱在高频段能量较高，是由于来流边界层的高频分量注入所导致。方腔内部的压力频谱在高频段存在多个尖峰频率，分析认为是由于内部回流诱导涡对流产生的，在远场传播中快速衰减，不能产生有效的噪声辐射。

对脉动压力数据进行时间平均，得到各点的平均压力 p_{mean} ，进而计算方腔壁面的时均压力系数 C_p 。图 10 给出了来流马赫数 0.20、宽长比为 0.1 和 0.5 的方腔壁面时均压力系数 C_p 分布对比。图中各点为实验测量值，采用三次曲线对其进行拟合。由

图 10(a)可以看出，宽长比减小，双侧壁 C_p 值减小，但沿流向的分布趋势基本不变。图 10(b)则显示：底壁的 C_p 值随宽长比的减小而增大，但沿流向分布发生了明显变化。由于方腔壁面时均压力系数分布与内部流动(特别是主回流涡结构)具有强相关性，因此由壁面压力分布可知，方腔侧壁约束效应改变了内部的流动及涡结构。

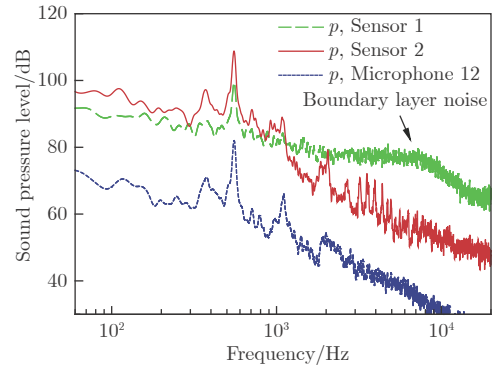


图 9 方腔内壁面脉动压力频谱与远场噪声频谱的对比 (Ma=0.20, W/L=0.5)

Fig. 9 PSD distributions based on surface pressure fluctuations at local pressure sensors 1 and 2 and at far-field microphone 12 with a wind speed of $Ma=0.20$ and $W/L=0.5$

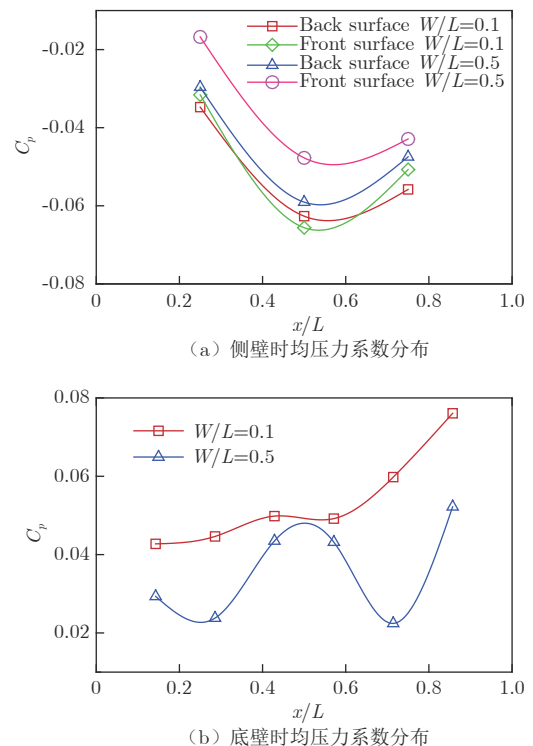


图 10 宽长比 0.1 与 0.5 的方腔壁面时均压力系数对比 (Ma=0.20)

Fig. 10 Comparison of mean pressure coefficients between the cases with $W/L=0.5$ and $W/L=0.1$ at $Ma=0.20$

2.3 流场结果

为进一步研究方腔宽度对流动结构的影响，采用 TR-PIV 测量了不同宽度方腔内各截面的流场结

构。图 11 为来流马赫数 0.20、宽长比 0.5 时中心平面 ($z=0$ mm) 一个流致振荡周期 (T_0) 内具有代表性的瞬时流线及涡量分布图: 方腔前缘初始产生一个小涡结构, 随来流向下游移动并逐渐增大, 与方腔内

的大涡结构融合并注入能量, 形成一个更大的回流结构, 最后与方腔后缘撞击并辐射噪声, 部分涡结构由后缘挤出, 同时在方腔内产生诱导涡, 完成一个振荡循环。该结果与对方腔流动的假设吻合。

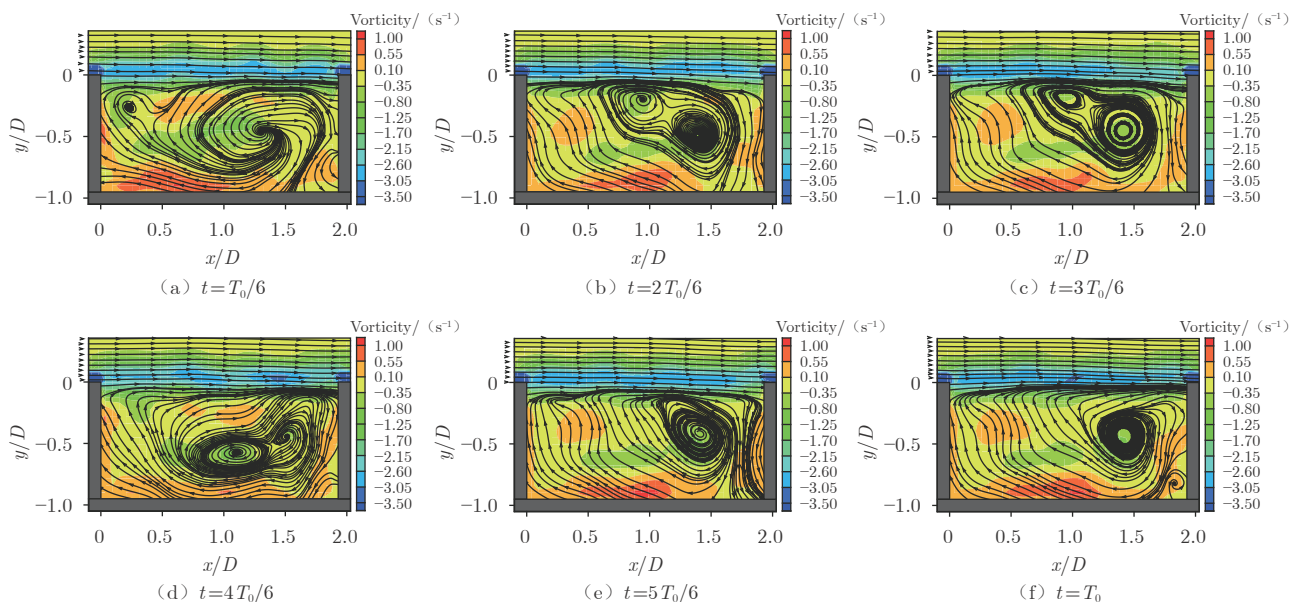


图 11 一个振荡周期内方腔瞬时流场变化 ($Ma=0.20$, $W/L=0.5$)

Fig. 11 Six snapshots of flow pattern in a period T_0 in the central plane at a wind speed of Ma 0.20 and $W/L=0.5$. The streamlines are shown, while the background denotes the field of spanwise vorticity

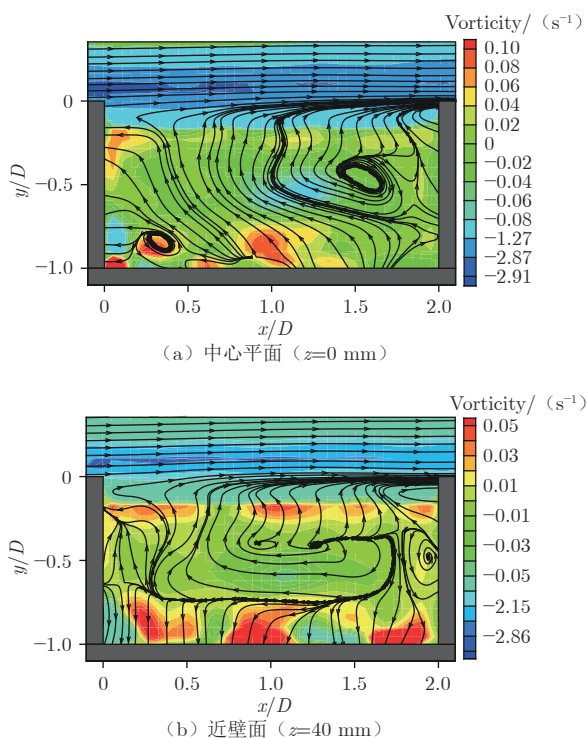


图 12 方腔中心平面和近壁面时均流场分布对比 ($Ma=0.20$, $W/L=0.5$)

Fig. 12 Mean flow pattern comparison between central plane and near wall plane at the wind speed of Ma 0.20 ($W/L=0.5$)

考虑到方腔流动具有三维特性^[23], 对近壁面流场结构进行了测量。图 12 为来流马赫数 0.20、宽长比 0.5 时中心平面 ($z=0$ mm) 和近壁面 ($z=40$ mm) 的时均流场对比: 中心平面流线分布以二维流动为主, 而近壁面流线有着明显的源流动, 呈现出较高的三维特性; 同时, 近壁面的涡量值小于中心平面, 回流强度被大幅抑制。

通过对比不同宽长比方腔中心平面的流场结构, 结合方腔近壁面流动特征, 分析方腔侧壁约束效应对辐射噪声的抑制机理。图 13 为来流马赫数 0.20, 宽长比 0.1、0.2、0.3、0.4 和 0.5 的方腔中心平面 ($z=0$ mm) 流场结构。可以看出: 随着宽长比减小, 方腔内的主回流结构逐渐向上游移动, 中心平面流动逐渐表现出类似近壁面的三维流场特征。

图 14 给出了宽长比为 0.3 和 0.4 的方腔沿流向各截面的无量纲化速度型曲线 (图中, u_{\max} 为方腔内 x 方向最大流速, u_x 为方腔内当地 x 方向的实际速度)。可以看出, 随着宽长比减小, 方腔内回流速度降低, 流动涡量减小。

综上, 本文认为: 三维方腔侧壁约束效应之所以能够抑制振荡及辐射噪声, 是由于方腔宽度减小时,

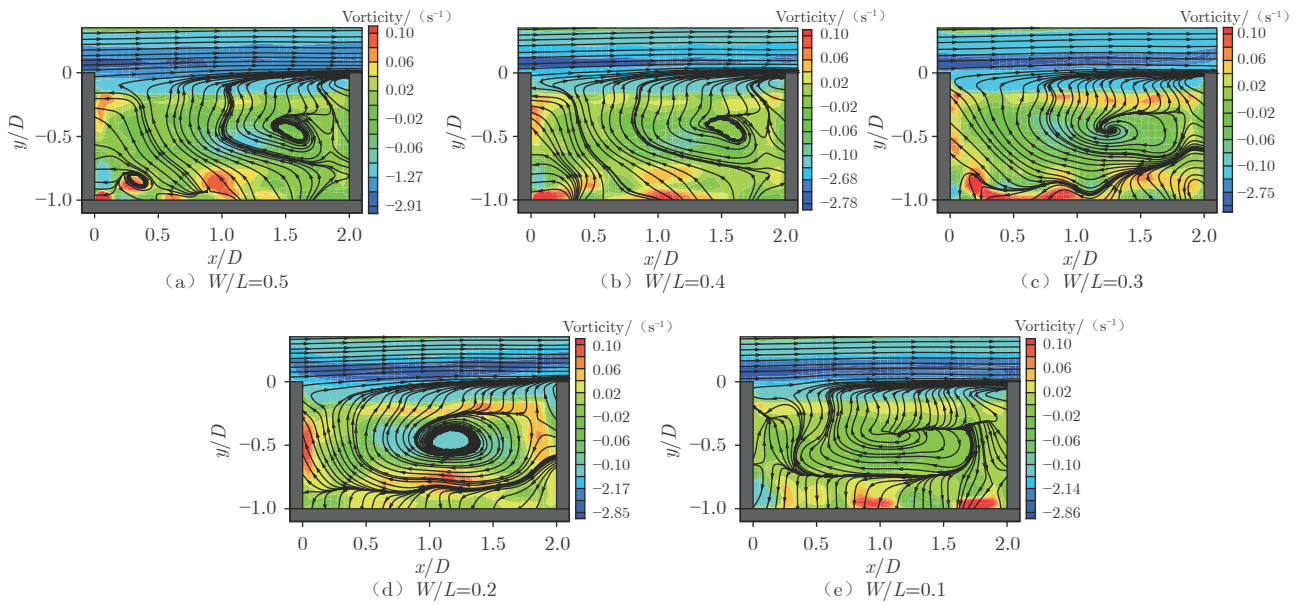


图 13 不同宽长比方腔中心平面时均流场对比 ($Ma=0.20$)

Fig. 13 The comparison of mean flow patterns in the central plane for different W/L at the wind speed of Ma 0.20

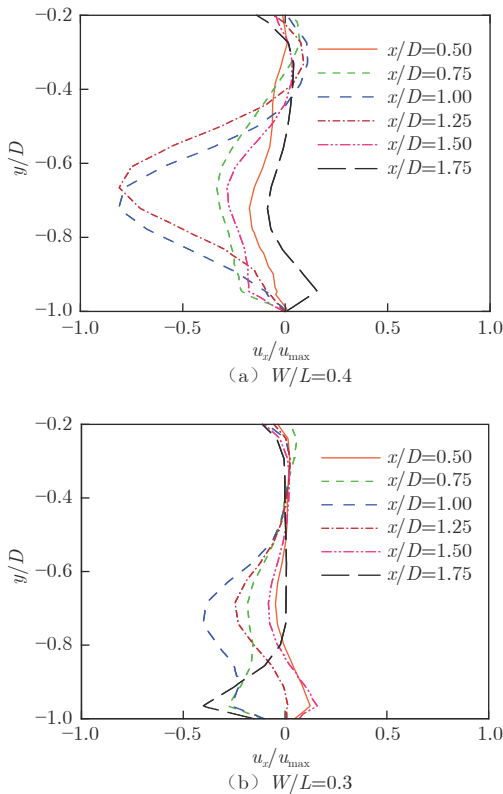


图 14 宽长比 0.3 和 0.4 的方腔中心平面流向时均速度型对比 ($Ma=0.20$)

Fig. 14 The mean streamwise velocity profiles inside the cavity for $W/L=0.4$ and $W/L=0.3$ in the central plane at a wind speed of Ma 0.20

回流涡结构向上游移动、流动呈现三维特性、涡量值减小等多种因素共同作用导致的。此时，涡与方腔后缘撞击强度降低，自持振荡被抑制甚至消除。

3 结 论

1) 由于前缘剪切层的不稳定性，来流马赫数大于 0.03 时，方腔就开始出现压力波动。随着来流马赫数增大，方腔内部通过多涡竞争机制逐渐形成自持振荡。来流马赫数大于 0.20 时，方腔出现 Rossiter 三阶模态流致振荡，并辐射出指向方腔上游的尖频噪声，噪声频率变化满足斯特劳哈尔数相似准则。

2) 对于自持振荡方腔流动，减小方腔宽长比能够大幅度抑制方腔振荡及辐射的尖频噪声。来流马赫数 0.20 时，将方腔宽长比由 0.4 降至 0.3，方腔上游噪声总声压级能够降低 3 dB 以上。

3) 方腔壁面压力分布和 PIV 流场结果表明：减小方腔宽长比，加强侧壁约束效应，能够改变方腔流动结构，增强方腔流动的三维性，降低涡强度；同时，还能够促使方腔内大涡结构向前缘移动，削弱涡与方腔后缘的撞击程度，进而抑制方腔流致振荡和尖频噪声辐射。

参考文献：

[1] HUBBARD H H. Aeroacoustics of flight vehicles: theory and practice[R]. NASA-RP-1258, 1991.
 [2] DOBRZYNSKI W. Almost 40 years of airframe noise research: what did we achieve?[J]. *Journal of Aircraft*, 2010, 47(2): 353-367. doi: 10.2514/1.44457
 [3] HELLER H H, DOBRZYNSKI W M. Sound radiation from aircraft wheel-well/landing-gear configurations[J]. *Journal*

- of Aircraft, 1977, 14(8): 768-774.
doi: [10.2514/3.58851](https://doi.org/10.2514/3.58851)
- [4] ZIADA S, NG H, BLAKE C E. Flow excited resonance of a confined shallow cavity in low Mach number flow and its control[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2003, 18(1): 79-92.
doi: [10.1016/S0889-9746\(03\)00083-5](https://doi.org/10.1016/S0889-9746(03)00083-5)
- [5] ROSHKO A. Some measurements of flow in a rectangular cutout[R]. NACA-TN-3488, 1955.
- [6] TRACY M B, PLETOVICH E B. Cavity unsteady-pressure measurements at subsonic and transonic speeds[R]. NASA-97-tp3669, 1997.
- [7] BASLEY J, PASTUR L R, DELPRAT N, et al. Space-time aspects of a three-dimensional multi-modulated open cavity flow[J]. *Physics of Fluids*, 2013, 25(6): 064105.
doi: [10.1063/1.4811692](https://doi.org/10.1063/1.4811692)
- [8] TAM C K W, PASTOUCHENKO N N, JONES M G, et al. Experimental validation of numerical simulations for an acoustic liner in grazing flow: Self-noise and added drag[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2014, 333(13): 2831-2854.
doi: [10.1016/j.jsv.2014.02.019](https://doi.org/10.1016/j.jsv.2014.02.019)
- [9] ROSSITER J E. Wind tunnel experiments on the flow over rectangular cavities at subsonic and transonic speeds[EB/OL]. (1964) [2021-05-20]. <https://reports.aerade.cranfield.ac.uk/handle/1826.2/4020>.
- [10] GHARIB M, ROSHKO A. The effect of flow oscillations on cavity drag[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1987, 177: 501-530.
doi: [10.1017/s002211208700106x](https://doi.org/10.1017/s002211208700106x)
- [11] COLONIUS T, BASU A J, ROWLEY C W. Numerical investigation of the flow past a cavity[C]//Proc of the 5th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit. 1999.
doi: [10.2514/6.1999-1912](https://doi.org/10.2514/6.1999-1912)
- [12] SHIEH C M, MORRIS P J. Comparison of two- and three-dimensional turbulent cavity flows[C]//Proc of the 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 2001.
doi: [10.2514/6.2001-511](https://doi.org/10.2514/6.2001-511)
- [13] MARTIN R, SORIA M, LEHMKUHL O, et al. Noise radiated by an open cavity at low Mach number: Effect of the cavity oscillation mode[J]. *International Journal of Aeroacoustics*, 2019, 18(6-7): 647-668.
doi: [10.1177/1475472x19871534](https://doi.org/10.1177/1475472x19871534)
- [14] ZHANG C, WAN Z H, SUN D J. Mode transition and oscillation suppression in supersonic cavity flow[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2016, 37(7): 941-956.
doi: [10.1007/s10483-016-2095-9](https://doi.org/10.1007/s10483-016-2095-9)
- [15] BLOCK P J W. Noise response of cavities of varying dimensions at subsonic speeds[R]. NASA-TN-D-8351, 1976.
- [16] AHUJA K K, MENDOZA J. Effects of cavity dimensions, boundary layer, and temperature on cavity noise with emphasis on benchmark data to validate computational aeroacoustic codes[R]. NASA-CR-4653, 1995.
- [17] PICELLA F, LOISEAU J-C, LUSSEYRAN F, et al. Successive bifurcations in a fully three-dimensional open cavity flow[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2018, 844: 855-877.
doi: [10.1017/jfm.2018.169](https://doi.org/10.1017/jfm.2018.169)
- [18] SUN Y Y, LIU Q, CATTAFESTA L N III, et al. Effects of sidewalls and leading-edge blowing on flows over long rectangular cavities[J]. *AIAA Journal*, 2018, 57(1): 106-119.
doi: [10.2514/1.J057413](https://doi.org/10.2514/1.J057413)
- [19] WELCH P. The use of fast Fourier transform for the estimation of power spectra: a method based on time averaging over short, modified periodograms[J]. *IEEE Transactions on Audio and Electroacoustics*, 1967, 15(2): 70-73.
doi: [10.1109/TAU.1967.1161901](https://doi.org/10.1109/TAU.1967.1161901)
- [20] HARRIS F J. On the use of windows for harmonic analysis with the discrete Fourier transform[J]. *Proceedings of the IEEE*, 1978, 66(1): 51-83.
doi: [10.1109/PROC.1978.10837](https://doi.org/10.1109/PROC.1978.10837)
- [21] ROCKWELL D, NAUDASCHER E. Review—Self-sustaining oscillations of flow past cavities[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 1978, 100(2): 152-165.
doi: [10.1115/1.3448624](https://doi.org/10.1115/1.3448624)
- [22] UNALMIS O H, CLEMENS N T, DOLLING D S. Cavity oscillation mechanisms in high-speed flows[J]. *AIAA Journal*, 2004, 42(10): 2035-2041.
doi: [10.2514/1.1000](https://doi.org/10.2514/1.1000)
- [23] CROOK S D, LAU T C W, KELSO R M. Three-dimensional flow within shallow, narrow cavities[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2013, 735: 587-612.
doi: [10.1017/jfm.2013.519](https://doi.org/10.1017/jfm.2013.519)

作者简介:



王超(1986—),男,安徽宿州人,硕士,工程师。研究方向:气动声学,风洞设计及实验。通信地址:四川省绵阳市涪城区二环路南段6号12信箱1分箱(621000)。
E-mail: wangch@mail.ustc.edu.cn

(编辑:孙春晖)

柔性锯齿形尾缘流动分离控制实验的 多尺度相干结构研究

巩绪安^{1, 3}, 张鑫³, 马兴宇^{1, 2, *}, 范子椰¹, 唐湛棋^{1, 2}, 姜楠^{1, 2}

1. 天津大学 机械工程学院力学系, 天津 300354 2. 天津市现代工程力学重点实验室, 天津 300354
3. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 绵阳 621000

摘要: 本文采用柔性锯齿形尾缘进行了流动分离控制风洞实验。利用高频响热线风速仪测量了翼型尾流场, 结合瞬时强度因子迭代算法, 在时域、频域提取出多尺度湍流相干结构, 分析了弹性振动和柔性形变对扰动传播不稳定性的影响。实验结果表明: 尾流中分离区厚度减小 5% 弦长, 柔性锯齿形尾缘跟随来流自适应变形摆动, 吸收了约 20% 的尾缘剪切层中的湍动能, 产生的大尺度扰流持续传递至前缘剪切层, 降低了很大范围低频带宽内的功率谱密度, 具有良好的降噪效果; 脱落涡中相干结构的振幅和发生频率显著削弱, 对尾流分离区边界移动、大型涡包破碎和抑制传播的作用非常明显。

关键词: 流动分离; 柔性材料; 锯齿形; 小波分析; 多尺度相干结构

中图分类号: O357 文献标识码: A

Experimental study on flow separation control by flexible serrated trailing edge based on multi-scale coherent structure analysis

GONG Xu'an^{1, 3}, ZHANG Xin³, MA Xingyu^{1, 2, *}, FAN Ziyue¹,
TANG Zhanqi^{1, 2}, JIANG Nan^{1, 2}

1. Department of Mechanics, School of Mechanical Engineering, Tianjin University, Tianjin 300354, China
2. Tianjin Key Laboratory of Modern Engineering Mechanics, Tianjin 300354, China
3. State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China

Abstract: This article reports our recent experimental study of airfoil flow separation control by flexible serrated trailing edge. The experiments were conducted in a straight-type wind tunnel and a hot-wire anemometer was used to measure the velocity profile downstream of the two-dimensional airfoil. Multi-scale coherent structures within the separated shear layers are analyzed both in the time and frequency domains. The results show that the separation bubble thickness decreases by almost 5% of the chord length, the flexible serrated trailing edge vibrates and deforms adaptively and absorbs nearly 20% of the trailing edge shear layer's energy, perturbation transmits to the leading edge shear layer, and thus the power spectral density decreases significantly in the lower and larger bandwidth to reduce the noise. The coherent structures' frequency and amplitude also decrease notably, breaking and inhibiting the large vortex package's transmission obviously in the separation bubble.

收稿日期: 2021-05-10; 修回日期: 2021-06-13; 录用日期: 2021-06-28

基金项目: 气动噪声控制重点实验室开放课题(ANCL20200105); 国家自然科学基金(11902218, 11732010, 11972251, 11872272, 11802195); 国家重点研发计划(2018YFC0705300)

* 通信作者 E-mail: xingyuma@tju.edu.cn

引用格式: 巩绪安, 张鑫, 马兴宇, 等. 柔性锯齿形尾缘流动分离控制实验的多尺度相干结构研究 [J]. 实验流体力学, 2022, 36(6): 19-27.

GONG X A, ZHANG X, MA X Y, et al. Experimental study on flow separation control by flexible serrated trailing edge based on multi-scale coherent structure analysis[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(6): 19-27.

Keywords: flow separation; flexible material; bionics design; wavelet analysis; multi-scale coherent structure

0 引言

流动分离是工程中常见的流动现象。分离剪切流的非定常运动和分离导致的旋涡脱落是造成机体失速、机身共振、剧烈风噪的重要因素。低成本的流动控制方法可以带来显著的安全保障和经济收益。

目前主要的流动控制技术可分为主动和被动两大类。主动流动控制技术包括合成射流^[1]、吹吸气结合^[2]、等离子激励^[3]等,由于激励器需输入能量以产生气流或等离子扰动,需携带大质量的供能设备,导致效率降低。被动流动控制技术由来已久,主要有控制翼尖涡的翼刀、壁面的沟槽和旋涡发生器等。其中,不同形状参数的各类旋涡发生器可以安装于不同位置,向边界层中注入高能流体控制流动分离,具有效率高、安装方便、易于排列组合等优点,得到了广泛应用。Zhou等^[4]通过数值模拟发现翼型前缘安装的旋涡发生器可以有效控制流动分离,但控制效果受限于旋涡发生器的长度和安装位置。Lin^[5]对各类小型旋涡发生器进行了总结归纳,发现不同形状和尺寸参数的旋涡发生器对流动分离的控制效果差异较大。其中,锯齿形旋涡发生器控制效率更高,同时还具有潜在的降噪效果(锯齿的峰谷间会产生压差^[6-8],从而产生微射流抑制流动分离和降低噪声^[9])。在Huang^[6]、Chong^[7]、Arce león^[8]等的理论、仿真和实验研究中,刚性锯齿形旋涡发生器均取得了较好的降噪效果。

机翼在大迎角下产生的噪声通常是由偶极子噪声和部分四极子噪声组成^[10],噪声的源头正是分离泡内大量脱落的旋涡,张攀峰^[11]、吴鋈^[12]、黄勇^[13]、王万波^[14]等通过实验对这些脱落涡结构之间的作用方式进行了研究。柔性体变形对来流具有相位滞后作用^[15],从而可以影响这些脱落涡的生成和传播。与弹性或刚性材料不同,柔性材料不仅可以吸收来流能量进行更大振幅的颤振,还可以随来流发生自适应的大幅变形摆动,相当于来流自动对柔性体各相位的变形姿态进行了负反馈调节。柔性材料和锯齿形旋涡发生器结合,可以减小旋涡的耗散噪声和大压力梯度下的大尺度气动噪声,获得优良的控制分离和降噪性能。

本文利用热线风速仪在风洞中测量二维翼型在大迎角下的尾流区流场,对比3种不同材料尾缘对

分离区边界和内部各频率脉动的控制和优化效果,通过对各测点处的脉动速度进行小波变换,在时频域同时分析各尺度涡包的破碎和掺混过程,并从中提取诱导分离的主体相干结构,比较其相位平均和发生频率的变化情况。

1 实验装置

实验在天津大学直流式风洞中进行,如图1所示。实验段尺寸600 mm(长)×250 mm(宽)×250 mm(高),来流风速 $u_\infty=17.6$ m/s,湍流度 $I_0=0.92\%$ 。采用NACA0018二维翼型,雷诺数 $Re=1.2\times 10^5$ (以弦长 $c=100$ mm为特征长度)。由翼型表面压力测量结果可知,翼型前缘在迎角 $\alpha=15^\circ$ 下发生流动分离。结合流动显示方法确定尾流区分离泡位置,利用热线风速仪垂直扫描该位置的湍流剪切层,分别对尾流中的16个测点(间隔5 mm)以频率 $f=5000$ Hz采样52 s,得到高分辨率且收敛的湍流脉动信号,该采样频率满足后续数据处理工作要求。



图1 直流式风洞
Fig. 1 Straight-type wind tunnel

2 柔性锯齿形尾缘的参数和振动特性

如图2所示,以二维翼型中心位置(50%弦长处)为原点建立坐标系,沿流向的 x 轴和沿法向的 y 轴正交于原点。将翼型迎角 α 调整至 15° ,产生湍流剪切层。在 $x/c=0.75$ 的剖面位置,利用热线风速仪沿法向采集16个测点($y/c=-0.25\sim 0.50$)的速度信号。

结合二维翼型尾缘锯齿的设计经验^[16-17],本文选取了无齿、大齿和小齿的尾缘(均为柔性材料),分别将其安装于翼型尾缘位置进行风洞实验。翼型安装绿色无齿尾缘后,翼尖被间接延长,无法像锯齿形尾缘一样破碎和掺混尾流中的各尺度脱落涡,在尾缘

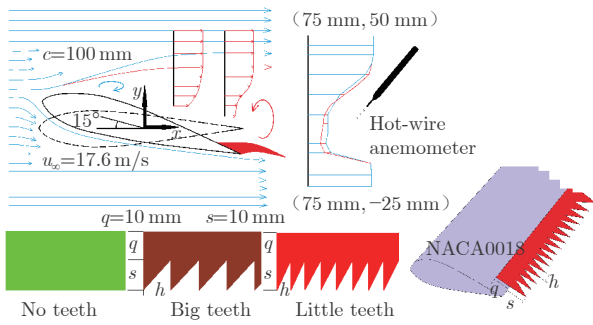


图 2 实验示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the experiment

附近会产生固定频率的扰动峰值；通过频谱分析可以发现，其功率谱密度比小齿尾缘情况下大 2 倍，却无法充分吸收其他频段的湍动能。经过对比，红色小齿尾缘吸收湍动能的效果最好，在本文实验中采用 $q=10\text{ mm}$ 、 $s=10\text{ mm}$ 、 $h=5\text{ mm}$ 的小齿尾缘(图 2)。

本文选取 3 种代表性尾缘材料：刚性、弹性和柔性材料。刚性材料几乎不发生颤振；弹性材料具有很高的回弹响应，可进行高频率小振幅颤振；柔性材料可随流体变形，自适应调整各相位姿态，通过示踪粒子流动显示发现其能够持续产生低频率大振幅扰流涡，传播距离和范围更远更广。本文在 4 种工况下进行风洞实验：无控工况、加装刚性锯齿形尾缘工况、加装弹性锯齿形尾缘工况和加装柔性锯齿形尾缘工况。后 3 种工况如图 3 所示。

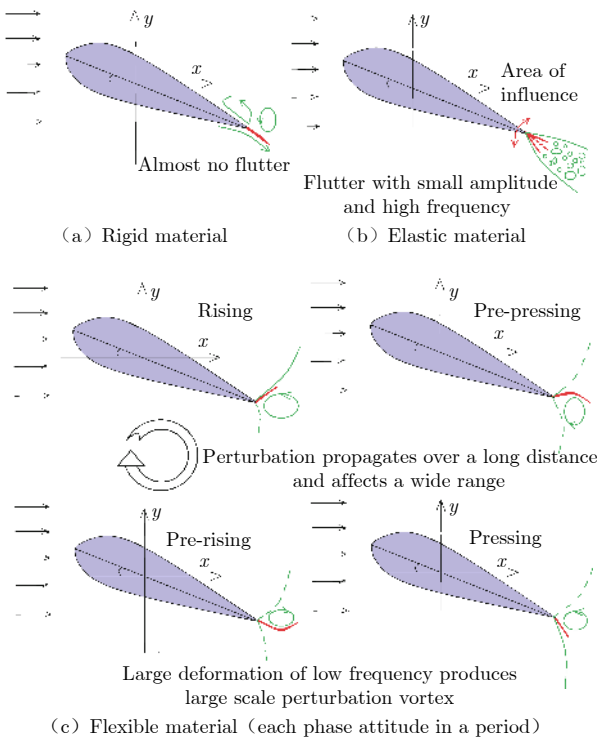


图 3 3 种控制工况

Fig. 3 Three control conditions

3 数据处理和分析

3.1 不同材料尾缘的分离控制效果

图 4 中的 u'_{rms}/u_∞ 为无量纲脉动速度均方根，表征尾流分离区法向各位置的湍流强度。无控工况的蓝色曲线具有 2 个峰值，分别位于 $y/c=-0.10$ 和 0.25 处，说明在壁面逆压梯度和剪切层外高速流体作用下，整个分离区会产生尾缘和前缘两个湍流剪切层。加装 3 种不同材料的锯齿形尾缘后，尾缘下方区域 ($y/c=-0.20\sim-0.15$) 的曲线都处于较低水平，说明各种材料的锯齿形尾缘均能缓和此区间内的动量交换过程。

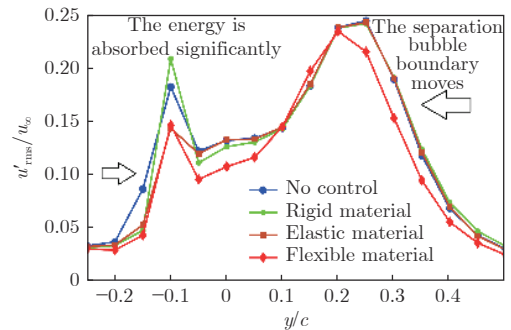


图 4 无量纲脉动速度均方根

Fig. 4 Dimensionless RMS of fluctuation velocity

如图 4 中的红色曲线所示，柔性尾缘对分离区的控制效果最为明显，与无控工况的蓝色曲线相比， $y/c=-0.10$ 处的峰值下降了近 20%，前缘剪切层的脉动峰值位置从 $y/c=0.25$ 处压低至 $y/c=0.20$ 处，强度下降了 4%，说明柔性锯齿形尾缘充分吸收了尾缘附近的湍流能量用于自适应振动，同时诱导剪切层的上边界下移了 $0.05c$ ，分离区厚度总共减小了 $0.10c$ 。

小波变换可以在时频两域同时重构湍流脉动信号进行“显微”分析：

$$W_{ab}(t) = \frac{1}{\sqrt{a}} W\left(\frac{t-b}{a}\right) \quad (1)$$

$$W_{u'}(a, b) = \int_{-\infty}^{+\infty} u'(t) W_{ab}(t) dt \quad (2)$$

式中： u' 为脉动速度；子波母函数 W 在经过算法无关性测试后得以确定；参数 a 、 b 分别控制窗函数 W_{ab} 的伸缩和平移，决定了“显微镜”的“焦距”和“焦点”用于流场细节分析。

$$\int_{-\infty}^{+\infty} |u'(t)|^2 dt = \int_0^{+\infty} \frac{E(a)}{a^2} da \quad (3)$$

$$E(a) = \frac{2}{C_w} \int_{-\infty}^{+\infty} |W_{u'}(a, b)|^2 db \quad (4)$$

$$C_w = \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{|W'(f)|^2}{|f|} df < \infty \quad (5)$$

式中: $E(a)$ 为一定频率尺度 ($S_f = fc/u_\infty$) 下的小波能量; C_w 为小波变换的反演条件; $W(f)$ 为 $W(t)$ 的 Fourier 变换。根据泰勒冻结假设, 可以基于足够采样时间的高分辨率时间信号得出波数谱:

$$k = \frac{2\pi f}{\bar{u}(y)} \quad (6)$$

$$\lambda = \frac{2\pi}{k} = \frac{\bar{u}(y)}{f} \quad (7)$$

式中: k 为对应于波长 λ 的波数; $\bar{u}(y)$ 为当地平均速度。从时间域转化至空间域后, 波数谱 $E(k)$ 就难以反映小波数低频脉动的实际强度, 而预乘能谱 $kE(k)$ 为单位长度上的平均脉动强度, 可以避免按波长 λ 积分所造成的偏差。

$$kE(k) = 2\pi \frac{E(k)}{\lambda} \quad (8)$$

图 5 的无量纲化预乘能谱反映了不同 y/c 、不同 λ/c 下的湍涡实际分布情况。与无控工况相比, 在柔

性尾缘工况下, $y/c=0.05 \sim 0.40$ 范围内各能级的分离涡都向下移动, 而其他 2 种工况下则没有诱导前缘剪切层下移。在尾缘 $y/c=-0.10$ 附近, 各材料尾缘的扰动效果各不相同: 无控工况下, 翼尖影响下的尾缘分离涡强度高, 波长在 $\lambda/c=0.06 \sim 2.64$ 之间分布范围很广; 弹性尾缘通过颤振吸收了深红色高强度涡, 但由于颤振频率较高, 产生了大量高频湍涡, 频率尺度的分布仍然很广; 柔性尾缘可以在各个相位以不同姿态利用锯齿形有效调整旋涡的尺度分布, 不仅高强度区域消失, 旋涡范围也变细变窄并向右下方倾斜, 这表明柔性锯齿可以有效消除分离区大量的高频湍涡, 促进其相互融合, 仅保留少量低强度的大尺度旋涡, 尺度范围变为 $\lambda/c=0.24 \sim 2.16$, 与无控工况相比缩短了近 26%。

图 5(a) 的 $y/c=0$ 处有一黄色区域, 前缘和尾缘剪切层在此交汇碰撞; 而图 5(b) 中, 柔性锯齿形尾缘消除了交汇区 $y/c=0$ 处激烈的动量交换, 原因在于柔性材料可以通过调整姿态将低频大尺度扰动向 y 轴正方向传播, 使得两剪切层相互靠近、平缓交汇。

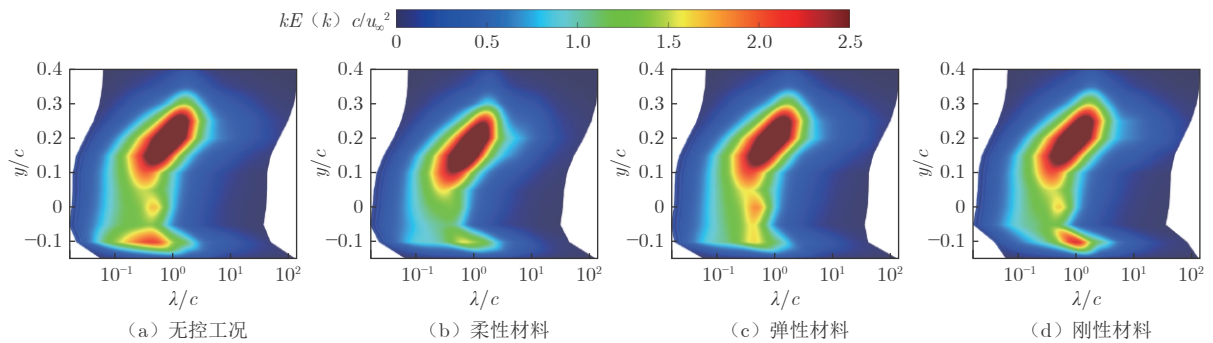


图 5 不同工况下的无量纲预乘能谱

Fig. 5 Dimensionless pre-multiplied energy spectra under different working conditions

3.2 扰动源附近不同尺度旋涡的分布状态

通过 Fourier 频谱分析, 可以得出尾缘剪切层脉动中心处不稳定涡的频率尺度 S_f 集中于 0.10~1.00 之间。对该测点处的脉动速度进行小波变换, 结果如图 6 所示, 图中红蓝色块和条带实时反映了各尺度旋涡的掺混和破碎过程。从图 6(a)~(c) 可以看出: 各种材料的尾缘对其附近湍动能的吸收越来越好, 柔性锯齿消除了主频率区间内的高强度湍涡, 且旋涡之间动量交换变得缓慢; 同时, 速度场状态也与压力场和气动噪声的生成和传播密不可分^[10], 说明柔性锯齿可以减弱尾缘局部脱落涡包内大量小尺度湍涡耗散时带来的四极子噪声。

根据小波分解的能量最大法则, 在湍动能峰值

处取得分离区对应的频率尺度。图 7 中柔性尾缘(红色曲线)的能量峰值下降近 40%, 尾缘分离区对应的频率尺度 S_f 从 0.89 降至 0.44, 说明柔性尾缘大量吸收了附近流场的能量, 生成了低强度的低频扰流涡, 其附近较高频率的噪声得到了减弱。

3.3 不稳定性扰动对前缘剪切层的影响

3.3.1 扰流涡的传播和不稳定性

图 8 给出了平坦因子 F_f 在法向上的分布, 表征了脉动信号的间歇性。在前缘剪切层的脉动中心 $y/c=0.20$ 处, 湍流度 (u'_{rms}/u_∞) 高至 0.24, 平坦因子却低至 2, 说明前缘剪切层脉动中心处为高湍流度、湍流-非湍流比率低的脉动信号, 这是由于测点距离前缘分离点较远, 距离尾缘剪切层的分离泡较近。

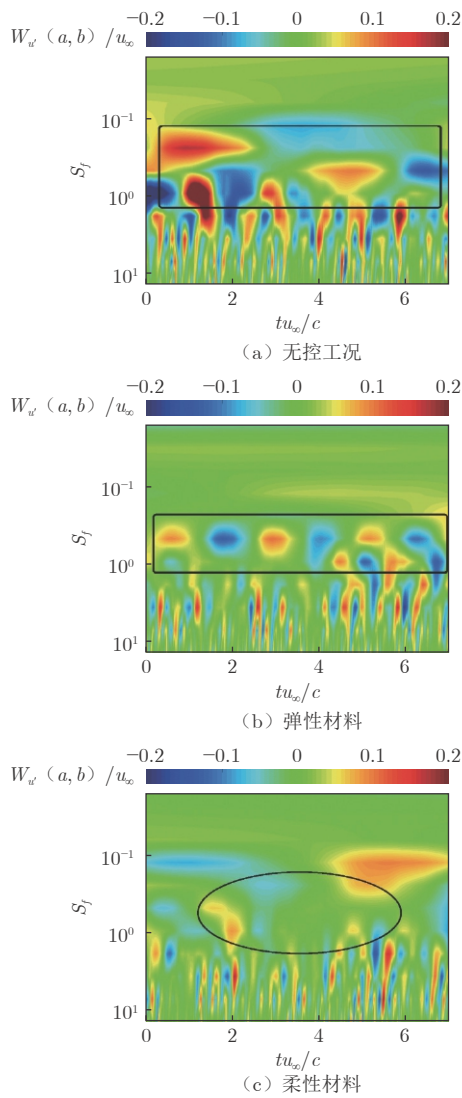


图 6 尾缘附近小波系数云图

Fig. 6 Contour of wavelet coefficient near trailing edge

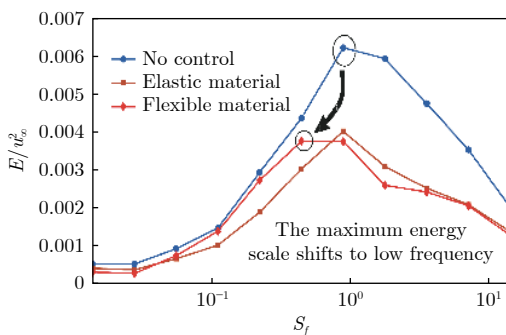


图 7 不同频率尺度小波能量分布图

Fig. 7 Wavelet energy distribution at different scales

如图 9 所示，旋涡在前缘不断产生、脱落、传播、回流，前一个旋涡连接并卷起后一个旋涡，这些相干脱落结构在各种大迎角的分离实验或仿真结果中都得到了证明^[11, 13]；同时，它们也与噪声息息相关^[18-20]，相

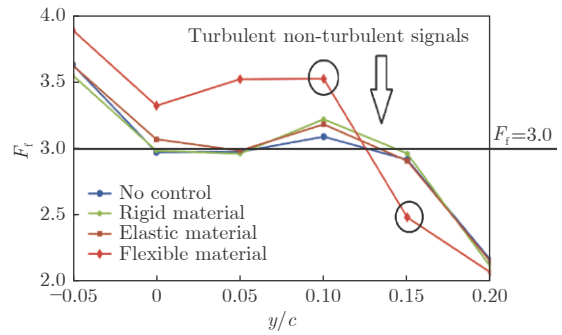


图 8 平坦因子在法向上的分布

Fig. 8 Flat factor distribution in normal direction

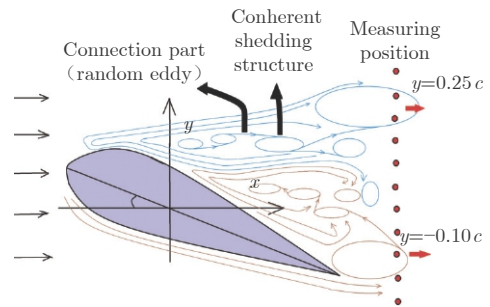


图 9 前缘和尾缘剪切层旋涡脱落规律

Fig. 9 Vortex shedding law of leading edge and trailing edge shear layer

邻 2 个旋涡通过热线风速仪探针时，中间会含有大量小振幅随机湍涡作为脱落涡包相干结构的连接部分，表现为非湍流信号也被热线风速仪记录下来，为扰流涡作用的绝对不稳定性提供了条件。

从图 8 还可看到，在 2 个剪切层之间的交汇区域，其他 3 种工况下，平坦因子都维持在 3.00 附近，只有柔性尾缘的平坦因子在 $y/c=0.15$ 处降至 2.50（原因在于其包含了传播中的扰动信号，湍流成分较高），说明尾缘不断生成的扰动寿命较长、传播距离较远，在非正常湍流剪切层中沿 y 轴正方向持续存在，表现为扰动的绝对不稳定性，在 $y/c=0.15$ 处开始与外层分离涡发生有效掺混和破碎后，使得前缘剪切层湍流成分更低，从而诱导前缘剪切层脉动中心下移。

图 10 的无量纲功率谱密度图给出了前缘剪切层受到扰动后在频域上的旋涡分布情况，也间接表明了尾缘扰动对前缘剪切层噪声的影响^[10]。不稳定分离涡的主要分布区间同样为 $S_f=0.10\sim 1.00$ ，高频峰值降低 12%，低频率峰值消失并降低了 20%；在 $0.15\sim 0.40$ 带宽内，分离涡“平滑”效果显著，低频旋涡脱落产生的偶极子风噪得到有效抑制，这种低频偶极子噪声，正是二维翼型上表面流动分离噪声的主要来

源^[10, 18-19], 这与各种柔性材料^[20]、锯齿状旋涡发生器^[17]的降噪实验及仿真结论吻合。

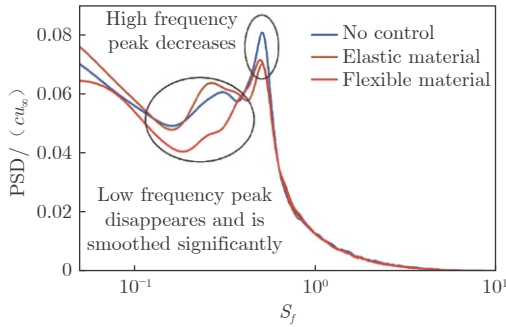


图 10 无量纲功率谱密度图

Fig. 10 Dimensionless power spectral density diagram

通过小波变换对不稳定性旋涡的扰流结果进行如图 11 所示的“显微”观察。无控工况下, 云图由大中小 3 种“倒 U”结构融合交错形成, 其连接部分对应的频率尺度 S_f 分别为 0.10、0.40 和 0.90。在时间轴上, 从左到右每一个“倒 U”结构表示: 高频旋涡 (U 形脚) 不断融合, 形成高强度的低频旋涡 (连接部分), 接着自发破碎为高频湍涡 (U 形脚), 最后耗散消失。小型结构充当更大型结构的 U 形脚, 最终大型“倒 U”结构的连接部分将所有结构包含起来, 形成内部激烈融合和破碎的高强度分离区涡包结构。

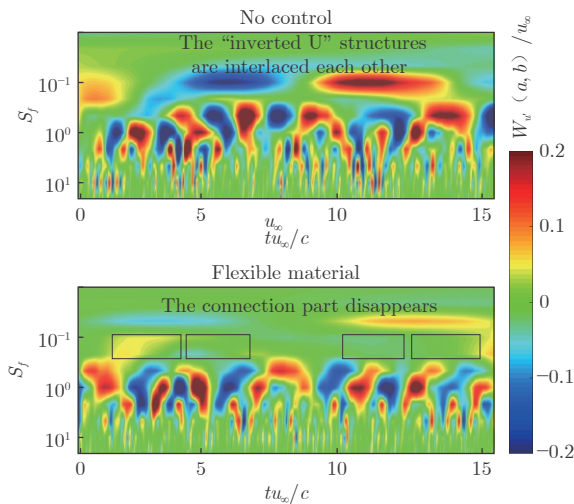


图 11 前缘剪切层子波系数云图

Fig. 11 Contour of wavelet coefficient at leading edge shear layer

加装柔性尾缘后, 仅保留了 $S_f=0.90$ 的 U 形脚结构, 且强度更低、高度更矮, “倒 U”结构的连接部分在不稳定性扰流涡的掺混下消失, 大型分离涡包破碎消失, 其内部动量交换激烈的旋涡被掺混为低强度低活性的小涡。

3.3.2 多频率尺度脱落涡包的相干结构提取

通过图 8、9 的间歇性分析可知, 与尾缘测点距

离翼尖分离泡较近不同, 前缘剪切层测点可以测量到旋涡持续脱落的整个过程。式 (9) 中的 \bar{u} 表示平均速度, 脉动速度信号 u' 中包含了相邻涡包相干结构之间的连接结构, 表现为大量的随机湍涡, 难以直接反映旋涡真实脱落形态, 需要利用检测函数从中提取出脱落涡的相干结构速度信号 u'' , 滤除随机湍涡速度信号 \tilde{u} 对分离区域的不确定影响。

$$u(y, t) = \bar{u}(y) + u'(y, t) \quad (9)$$

$$u'(y, t) = u''(y, t) + \tilde{u}(y, t) \quad (10)$$

瞬时强度因子 $I(a, b)$ 同时在时域、频域表示了湍流脉动的间歇性, 反映了湍流与非湍流的过渡状态, 旋涡持续脱落对应的相干结构得以被提取出来。

$$I(a, b) = \frac{|W_{u'}(a, b)|^2}{\langle |W_{u'}(a, b)|^2 \rangle_b} = \frac{|W_{u'}(a, b)|^2}{E(a)} \quad (11)$$

$$F_f(a) = \frac{\langle |W_{u'}(a, b)|^4 \rangle_b}{\langle |W_{u'}(a, b)|^2 \rangle_b^2} \quad (12)$$

式中, $\langle \cdot \rangle_b$ 表示对样本在时间参数 b 上取系综平均, $F(a)$ 为分尺度平坦因子:

$$F(a) = \langle I(a, b)^2 \rangle_b \quad (13)$$

瞬时强度因子决定了平坦因子与 3 的关系 (是否偏离正态分布)^[21]: $F(a) < 3$, 说明该尺度湍流是一种随机结构; $F(a) > 3$, 则说明该湍流结构具有大幅值的样本确定性, 是该位置涡包的重要组成部分。定义检测函数 $D(t)$ 如下:

$$D(t) = \begin{cases} 1, \text{Downstream} & \begin{cases} F(a) > 3 \\ I(a, b) > L \\ W_{u'}(a, b) > 0 \\ t \in \left[b - \frac{T(a)}{4}, b + \frac{T(a)}{4} \right] \end{cases} \\ -1, \text{Upstream} & \begin{cases} F(a) > 3 \\ I(a, b) > L \\ W_{u'}(a, b) < 0 \\ t \in \left[b - \frac{T(a)}{4}, b + \frac{T(a)}{4} \right] \end{cases} \\ 0, \text{Otherwise} & \end{cases} \quad (14)$$

式中, 小波周期 $T(a)$ 可由重构后的各频率尺度脉动信号进行自相关分析后得出, 其中门限值 L ^[21] 采用如图 12 所示的迭代算法确定。

以无控工况下前缘剪切层脉动中心为例, 提取 2 个相邻频率尺度下的相干脱落结构, 如图 13 所示。图中, 每个红色标记处都包含若干次相干结构, 它们反映了涡包依次脱落的主体结构, 在时间轴上

从左至右存在激发关系，相互促进、交替出现，反映了图 11 中“倒 U”结构的融合破碎过程。

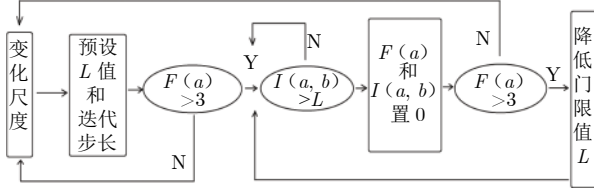


图 12 提取相干结构的迭代算法

Fig. 12 Iterative algorithm for extracting coherent structures

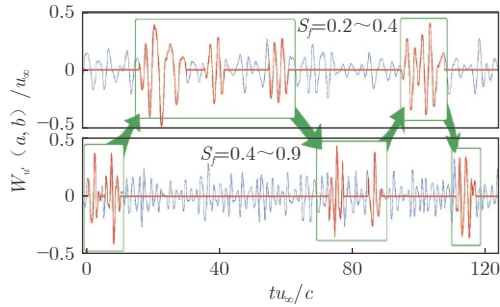


图 13 不同频率尺度相干结构之间的激发关系

Fig. 13 Stimulation among coherent structures of different scales

从图 10 可以直观看出，3 种工况下前缘剪切层端动能均集中于 $S_f=0.50$ 处，该频率尺度涡包为分离涡脱落的主要载体，可将其相干结构 u'' 视为脉动信号 u' 的载波^[22]，通过多个 $m(t)$ 函数进行频率调制，简化为一个函数，调制得到 ω_0 、 $\omega_0 \pm \omega_m$ 三种信号，并不影响推导结果：

$$m(t) = \sin(\omega_m t + \phi_m) \quad (15)$$

$$u''(t) = U'' \sin(\omega_0 t + \phi') \quad (16)$$

$$\begin{aligned} u'(t) &= A [B + m(t)] u''(t + \phi_0) \\ &= [ABU'' + AU''m(t)] \sin(\omega_0 t + (\omega_0 \phi_0 + \phi')) \\ &= f(\omega_0) + f(\omega_0 + \omega_m) + f(\omega_0 - \omega_m) \end{aligned} \quad (17)$$

式中： A 表示该相干结构的权后幅值比； ϕ_0 表示该结构诱导分离涡的相位延时； B 表示该结构和频率调制的权重比值，实际反映了该结构对分离的作用大小。

通过计算 u' 、 u'' 的互相关函数，消去幅值比 A 和 U'' 。当采样时间足够长，即 T 趋于无穷大时，一阶三角函数的积分项均化为 0，得到 $R(\Delta t)$ 的峰值位置 Δt ， Δt 即为相位延时 ϕ_0 ，峰值则反映了权重比值 B 。

$$\begin{aligned} R(\Delta t) &= \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{\int_0^T u'(t) u''(t + \Delta t) dt}{\sqrt{\int_0^T u'^2(t) dt} \sqrt{\int_0^T u''^2(t) dt}} \\ &= \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{B \frac{T}{2} \cos[\omega_0(\phi_0 - \Delta t)]}{\sqrt{\frac{B^2}{2} T + \frac{T}{4}} \cdot \sqrt{\frac{T}{2}}} = \frac{\cos[\omega_0(\phi_0 - \Delta t)]}{\sqrt{1 + \frac{1}{2B^2}}} \end{aligned} \quad (18)$$

$$R_{\max} = R(\phi_0) = \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{1}{2B^2}}} \quad (19)$$

仿真结果表明：权重比值 B 越大，则 R_{\max} 越大，采样点数 $N_0=262144$ 满足式 (18) “ T 趋于无穷大”的推导条件。加装柔性尾缘后 R 从 30.7% 降至 26.6%，式 (19) 对应的 B 降低了 14.5%，载波相对于调制波的占比减小。

提取出的相干结构经相位平均^[23]后，可以反映各频率尺度涡包在正负流向上的波形、幅值和周期变化：

$$f_0(f) = \frac{N(f)}{T_0} \quad (20)$$

$$\langle u''(t) \rangle = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N u'(b_k + t), t \in \left[-\frac{T(a)}{4}, \frac{T(a)}{4} \right] \quad (21)$$

式中：发生频率 f_0 表示单位时间内某频率尺度 S_f 区间内脉动中相干结构出现的次数， N 为迭代算法得出的总次数，采样时间 T_0 约为 52 s。

相干结构发生频率直观表明了前后相邻两涡包传播（沿流向或回流方向）的效率，其相位平均波形可以真实反映出导致分离的主体结构。

图 14(a) 和 (b) 为低频相干结构的相位平均波形，从图中可以发现代表柔性尾缘的红色曲线周期缩短了 8%，说明低频带宽内的分离涡包明显破碎。“倒草帽”波形表示逆流向上的相干结构，3 条曲线区别不大，说明分离中产生的回流现象仍然存在。“草帽”波形表示顺流向的相干结构，加装控制后低频和高频结构的线形近乎水平，红色曲线本应在半周期处出现的“帽尖”消失，衰减了 80% 左右，说明顺流向相干结构激发的模式被完全改变，柔性锯齿在尾缘卷起的扰动显著抑制了前缘剪切层旋涡脱落后顺流传播的过程，如图 15 所示。

在锯齿形尾缘工况与无控工况下，将 3 种材料的前缘剪切层脉动中心处各频率尺度旋涡发生频率的变化率进行对比，如表 1 所示。可以看出，仅柔性尾缘工况在 $S_f=0.11 \sim 14.20$ 几乎全频率段上的衰减都相当可观，特别是在 2 个主频率段 0.22~0.44、0.44~0.89 上分别衰减了 54% 和 40%，在所有频段中衰减率最高，说明柔性尾缘不仅降低了相干结构的幅值，还显著抑制了其发生的频率（即涡包脱落的速度）。

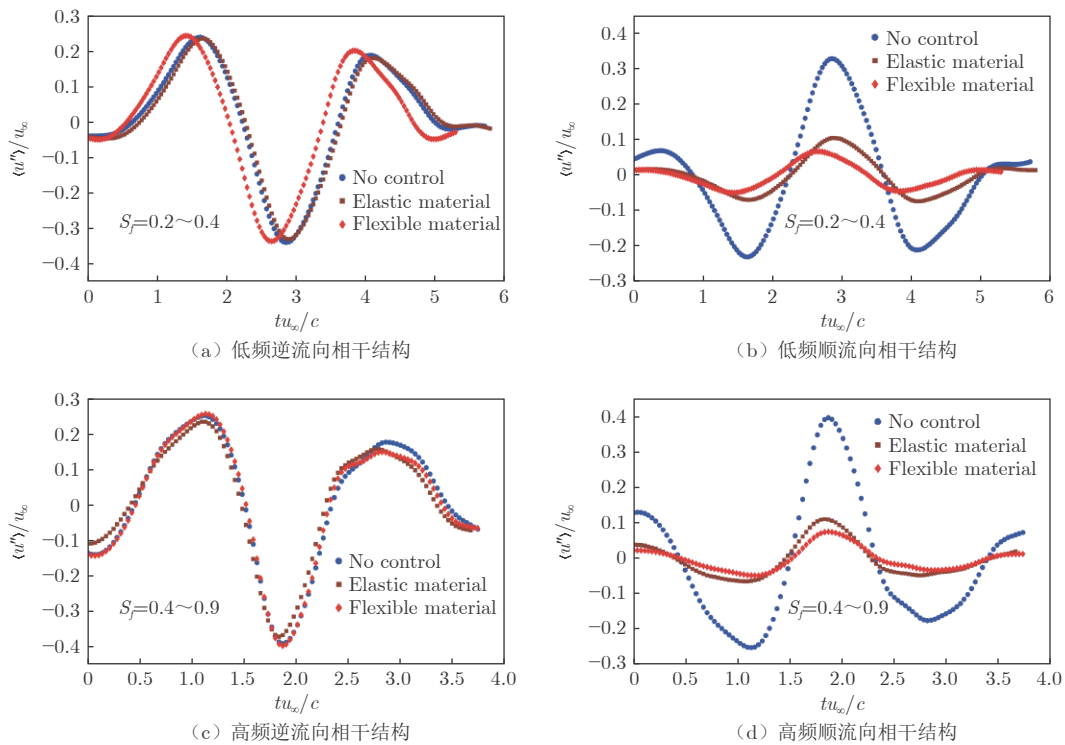


图 14 不同频率尺度下相干结构的无量纲相位平均图

Fig. 14 Dimensionless phase average diagram of coherent structures at different scales

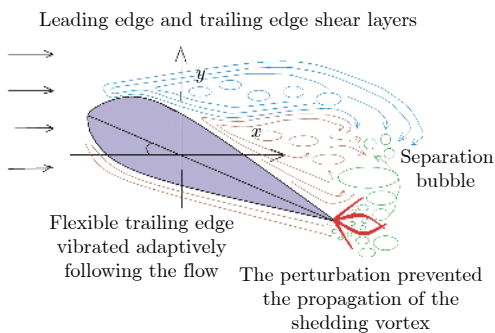


图 15 柔性锯齿形尾缘扰流示意图

Fig. 15 Schematic figure of flexible serrated trailing edge

表 1 不同频率尺度相干结构的发生频率变化率

Table 1 Change rates of frequency of different scale coherent structures compared with no control condition

频率尺度 S_f	刚性尾缘工况 发生频率变化率	弹性尾缘工况 发生频率变化率	柔性尾缘工况 发生频率变化率
0.11~0.22	-24%	-20%	-42%
0.22~0.44	-15%	11%	-54%
0.44~0.89	12%	34%	-40%
0.89~1.77	23%	12%	-39%
1.77~3.55	25%	8%	-18%
3.55~7.10	35%	9%	-23%
7.10~14.20	80%	23%	-25%

4 结 论

本文比较了刚性、弹性、柔性锯齿形尾缘对分离

剪切层的扰动，其中柔性材料具有较为优秀的控制和降噪效果。

1) 柔性材料充分吸收了本地湍流能量用于自适应的随流变形摆动，消除了尾缘附近的高频湍流，使得两剪切层相互靠近、平缓交汇。

2) 从锯齿形尾缘卷起的扰动表现出绝对不稳定性，传播至分离区上边界并使其下移，破碎了大型分离涡包并与其掺混为低强度、低活性的小涡。

3) 柔性变形产生的扰流涡显著减少了分离区相干结构的发生，有效抑制了前缘剪切层旋涡脱落后的传播扩散过程。

参考文献:

[1] 罗振兵, 夏智勋, 邓雄, 等. 合成双射流及其流动控制技术研究进展[J]. *空气动力学学报*, 2017, 35(2): 252-264, 251.
LUO Z B, XIA Z X, DENG X, et al. Research progress of dual synthetic jets and its flow control technology[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(2): 252-264, 251.
doi: 10.7638/kqdlxxb-2017.0053

[2] 贲宝佳. 一种新型吹吸气相结合的方法控制流动分离[J]. *科技创新与应用*, 2017(2): 56.

[3] PASQUALE L, DURANTE D, BROGLIA R. Flow separation prevention around a NACA0012 profile through multivariable feedback controlled plasma actuators[J]. *Computers & Fluids*, 2019, 182: 85-107.
doi: 10.1016/j.compfluid.2019.02.015

[4] ZHOU Y W, HOU L F, HUANG D G. The effects of Mach

- number on the flow separation control of airfoil with a small plate near the leading edge[J]. *Computers & Fluids*, 2017, 156: 274-282.
doi: 10.1016/j.compfluid.2017.07.014
- [5] LIN J C. Review of research on low-profile vortex generators to control boundary-layer separation[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2002, 38(4-5): 389-420.
doi: 10.1016/S0376-0421(02)00010-6
- [6] HUANG X. Theoretical model of acoustic scattering from a flat plate with serrations[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2017, 819: 228-257.
doi: 10.1017/jfm.2017.176
- [7] CHONG T P, VATHYLAKIS A. On the aeroacoustic and flow structures developed on a flat plate with a serrated sawtooth trailing edge[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2015, 354: 65-90.
doi: 10.1016/j.jsv.2015.05.019
- [8] ARCE LEÓN C, MERINO-MARTÍNEZ R, RAGNI D, et al. Boundary layer characterization and acoustic measurements of flow-aligned trailing edge serrations[J]. *Experiments in Fluids*, 2016, 57(12): 1-22.
doi: 10.1007/s00348-016-2272-z
- [9] 乔渭阳, 仝帆, 陈伟杰, 等. 仿生学气动噪声控制研究的历史、现状和进展[J]. *空气动力学学报*, 2018, 36(1): 98-121.
QIAO W Y, TONG F, CHEN W J, et al. Review on aerodynamic noise reduction with bionic configuration[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2018, 36(1): 98-121.
doi: 10.7638/kqdlxb-2017.0162
- [10] TURNER J M, KIM J W. Effect of spanwise domain size on direct numerical simulations of airfoil noise during flow separation and stall[J]. *Physics of Fluids*, 2020, 32(6): 065103.
doi: 10.1063/5.0009664
- [11] 张攀峰, 王晋军. 合成射流控制NACA0015翼型大攻角流动分离[J]. *北京航空航天大学学报*, 2008, 34(4): 443-446.
ZHANG P F, WANG J J. Numerical simulation on flow control of stalled NACA0015 airfoil with synthetic jet actuator in recirculation region[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2008, 34(4): 443-446.
- [12] 吴鋈, 王晋军, 李天. NACA0012翼型低雷诺数绕流的实验研究[J]. *实验流体力学*, 2013, 27(6): 32-38.
WU J, WANG J J, LI T. Experimental investigation on low Reynolds number behavior of NACA0012 airfoil[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2013, 27(6): 32-38.
doi: 10.3969/j.issn.1672-9897.2013.06.006
- [13] 黄勇, 王万波, 黄宗波, 等. 等离子体对翼型流动分离控制历程的PIV试验研究[J]. *实验流体力学*, 2011, 25(6): 23-27.
HUANG Y, WANG W B, HUANG Z B, et al. PIV measurement on airfoil flow separation control course by plasma actuation[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2011, 25(6): 23-27.
doi: 10.3969/j.issn.1672-9897.2011.06.005
- [14] 王万波, 黄勇, 黄宗波, 等. 介质阻挡放电等离子体对NACA0015翼型流动控制的PIV实验研究[J]. *实验流体力学*, 2012, 26(2): 1-5.
WANG W B, HUANG Y, HUANG Z B, et al. PIV measurement of dielectric barrier discharge plasma flow control on NACA0015 airfoil[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2012, 26(2): 1-5.
doi: 10.3969/j.issn.1672-9897.2012.02.001
- [15] BUSHNESS D M, HEFNER J N, ASHR L. Effect of compliant wall motion on turbulent boundary layers[J]. *The Physics of Fluids*, 1977, 20(10): 31-48.
doi: 10.1063/1.861756
- [16] 李彪辉, 范子椰, 刘丽霞, 等. 柔性旋涡发生器对翼型前缘分离的自适应控制[J]. *气体物理*, 2020, 5(5): 56-62.
LI B H, FAN Z Y, LIU L X, et al. Adaptive control of wing leading edge separation by flexible vortex generator[J]. *Physics of Gases*, 2020, 5(5): 56-62.
- [17] 许影博, 李晓东. 锯齿型翼型尾缘噪声控制实验研究[J]. *空气动力学学报*, 2012, 30(1): 120-124.
XU Y B, LI X D. An experiment study of the serrated trailing edge noise[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2012, 30(1): 120-124.
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2012.01.021
- [18] MOREAU S, ROGER M, CHRISTOPHE J. Flow features and self-noise of airfoils near stall or in stall[R]. AIAA 2009-3189, 2009.
doi: 10.2514/6.2009-3198
- [19] LARATRO A, ARJOMANDI M, CAZZOLATO B, et al. Self-noise of NACA 0012 and NACA 0021 aerofoils at the onset of stall[J]. *International Journal of Aeroacoustics*, 2017, 16(3): 181-195.
doi: 10.1177/1475472x17709929
- [20] 刘占生, 马瑞贤, 杨帆, 等. 基于流固耦合作用的柔性体流噪声降噪机理研究[J]. *机械工程学报*, 2016, 52(10): 176-184.
LIU Z S, MA R X, YANG F, et al. Study on noise reduction mechanism of flow induced noise for flexible body based on fluid-structure interaction[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2016, 52(10): 176-184.
doi: 10.3901/JME.2016.10.176
- [21] 姜楠, 田砚, 唐湛棋. 工程中的流动测试技术及应用[M]. 天津: 天津大学出版社, 2018.
JIANG N, TIAN Y, TANG Z Q. Flow measurement techniques and applications in engineering[M]. Tianjin: Tianjin University Press, 2018.
- [22] MATHIS R, HUTCHINS N, MARUSIC I. Large-scale amplitude modulation of the small-scale structures in turbulent boundary layers[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2009, 628: 311-337.
doi: 10.1017/s0022112009006946
- [23] JIANG N, LIU W, LIU J H, et al. Phase-averaged waveforms of Reynolds stress in wall turbulence during the burst events of coherent structures[J]. *Science in China Series G: Physics, Mechanics and Astronomy*, 2008, 51(7): 857-866.
doi: 10.1007/s11433-008-0102-x

作者简介:



巩绪安(1999—), 男, 安徽铜陵人, 硕士研究生。研究方向: 基于翼型前缘分离的主动和被动流动控制方法。通信地址: 天津市天津大学北洋园校区 36 楼 412 号(300354)。
E-mail: xagong@yeah.net

(编辑: 孙春晖)

旋流式气泡雾化喷嘴喷雾特性实验研究

赵芳^{1, 2}, 徐兵兵^{1, 2}, 符澄^{1, 2}, 王越³, 张海洋^{1, 2, *}

1. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 绵阳 621000

2. 中国空气动力研究与发展中心 设备设计与测试技术研究所, 绵阳 621000

3. 河北工业大学 能源与环境工程学院, 天津 300401

摘要:与常规压力雾化、气动雾化相比, 气泡雾化具有高效、经济和环保等优点。针对一种可变喷头旋流式气泡雾化喷嘴进行了实验研究, 探讨了工作参数、喷嘴孔型、切割丝网目数(孔径)等因素对喷嘴流量、喷雾特性的影响规律。研究结果表明: 不同孔型喷嘴的流量特性趋势基本一致; 相同工作压力下, 气液比不同会导致喷嘴流量的变化; 安装切割丝网基本不影响喷嘴的流量特性趋势, 但在相同工况下会造成喷嘴流量减小 3%~7%, 且丝网孔径越小, 减小幅度越大; 喷雾液滴粒径分布呈单峰形式, 且随着工作压力或气液比的增大, 喷雾液滴的中位粒径会有不同程度的减小; 相同喷雾能耗下, 异形(方形、椭圆形)喷孔更有助于提高喷雾性能; 丝网有利于提高喷嘴雾化性能, 但需综合考虑喷嘴孔型、工作压力等因素选择丝网孔径; 此外, 安装切割丝网会在一定程度上降低喷雾主流轴向速度。

关键词:可变喷头; 旋流; 气泡雾化喷嘴; 孔型; 切割丝网; 气液比

中图分类号: O321; TK313

文献标识码: A

Experimental study on the characteristics of swirl effervescent atomizer

ZHAO Fang^{1, 2}, XU Bingbing^{1, 2}, FU Cheng^{1, 2}, WANG Yue³, ZHANG Haiyang^{1, 2, *}

1. State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China

2. Facility Design and instrumentation institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China

3. School of Energy and Environment Engineering, Hebei University of Technology, Tianjin 300401, China

Abstract: Compared with the conventional pressure atomization and pneumatic atomization, effervescent atomization has the advantages of high efficiency, economy and environmental protection, which has attracted the attention of various fields. In this paper, a series of experiments were carried out on a variable nozzle internal swirling effervescent atomizer, and the effects of the working parameters, hole structure and mesh number on the flow and spray characteristics were discussed. The results show that flow characteristics of the atomizer with different hole structures are basically the same. The change of the air-liquid ratio results in the change of the liquid mass flow rate under the same working pressure. Flow characteristics are not affected by the cutting screen, while the addition of the cutting screen induces 3%–7% attenuation of the spray mass flow rate of under the same working condition, and the smaller the cutting screen aperture is, the greater the reduction of the spray mass flow rate is. The distribution of spray particles presents a single peak structure, and the median mean diameter of the spray decreases with the increase of the working pressure or air-liquid ratio. Under the same spray energy consumption, the special-shaped hole structure is more helpful to improve the spray

收稿日期: 2021-04-01; 修回日期: 2021-06-18; 录用日期: 2021-07-05

* 通信作者 E-mail: 21482724@qq.com

引用格式: 赵芳, 徐兵兵, 符澄, 等. 旋流式气泡雾化喷嘴喷雾特性实验研究 [J]. 实验流体力学, 2022, 36(6): 28-35.

ZHAO F, XU B B, FU C, et al. Experimental study on the characteristics of swirl effervescent atomizer[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(6): 28-35.

performance. The cutting screen is beneficial to the spray performance, but the choice of the mesh aperture should be made based on the atomizer structure, the working pressure and other comprehensive judgment; in addition, the addition of the cutting screen reduces the axial velocity of the spray mainstream to a great extent.

Keywords: variable nozzle; internal swirling; effervescent atomizer; hole structure; cutting screen; air-liquid ratio

0 引言

与常规喷嘴相比, 气泡雾化喷嘴具有独特优势, 如在低压条件下可以实现很好的喷雾性能, 受黏性影响小以及耗气量较小等^[1-2]。凭借这些优势, 气泡雾化喷嘴被尝试应用于燃气轮机^[3-6]、内燃机^[7-10]、锅炉^[11-14]及工业过程等^[15-18]。

气泡雾化喷嘴的机理是将气相以适当方式注入液相, 使两者在喷嘴的混合腔中形成稳定的气泡两相流; 气泡在两相流流动过程中加速、变形、膨胀, 在喷嘴出口将液体挤压成丝状, 并在离开喷口的极短距离内, 在增大的内外压差下膨胀、破裂, 使液丝进一步破碎, 形成更细小的微粒群^[2, 15]。

国内外学者在气泡雾化技术研究方面取得了大量成果。实验研究方面, Wilson 等^[19]开展了气泡雾化喷嘴的冷态和点火实验研究, 获得了喷射压力、气液比、喷孔长径比等对喷雾锥角及火焰长度的影响规律。孙春华等^[20]建立了气泡雾化喷雾可视化试验系统, 获得了喷嘴内的气液两相流流型以及宏观喷雾形态。Lefebvre^[1]、刘联胜^[21]、Rahman^[22]、Liu^[23]和 Kleinhans^[24]等研究了液体物性、工作参数对气泡雾化喷嘴喷雾特性的影响规律, 发现液体黏度和气相密度对喷雾性能的影响较小, 但喷嘴入口压力比、气液质量流量比(简称气液比, R_{AL})等参数对液滴平均粒径的影响较为显著。Wang^[6]、梁晓燕^[25]、叶安道^[26]等重点研究了喷嘴内部结构参数对喷雾性能的影响, 发现采用多孔注入空气结构、提高注气截面积有利于改善喷雾性能^[27]。

数值仿真研究方面, 孙春华等^[20]建立了喷嘴内及喷雾场的气液两相流流动仿真模型, 分析了喷嘴内部为搅拌流和泡状流时, 气液两相流流经喷孔时的气液形态、喷孔出口截面流动参数的脉动以及喷雾场中液滴粒径分布。赵志洪等^[28]基于 VOF 模型分析了进气口数量、喷嘴内部结构参数和气液比对气液两相流流型的影响。Alizadeh Kaklar^[29]通过气泡雾化喷嘴二维数值仿真获得了混合室长度和气液比对喷嘴出口液膜厚度的影响规律。Ochowiak^[30-31]

研究认为, 喷孔形状对喷雾性能的影响较为明显, 采用圆形喷孔、提高混合室与喷孔直径之比有助于提高喷雾性能^[27]。

与传统压力式喷嘴相比, 气泡雾化喷嘴喷雾特性(喷雾形态、液滴粒径、液滴速度分布等)的影响因素众多, 研究所得的影响规律并不一致, 部分研究结论甚至相悖, 相关研究还有待进一步完善与深入^[32]。另外, 当前气泡雾化喷嘴研究主要为基础研究, 成熟的应用产品数量较少, 且主要集中于燃烧领域。为进一步拓展气泡雾化喷嘴的工程应用, 亟需开展相关研究, 对气液比进行优化, 获得更低耗气量的气泡雾化喷嘴, 降低工程应用成本。

本文通过实验对一种旋流式气泡雾化喷嘴的喷雾特性开展研究, 揭示喷嘴孔型、切割丝网目数(孔径)等对喷嘴流量特性、喷雾性能的影响规律, 为开发低气液比、小粒径的节能高效气泡雾化喷嘴提供基础实验数据。

1 实验系统

实验系统如图 1 所示, 包括实验对象(喷嘴)、喷雾实验台、供气供液系统、测控系统及测试设备等。

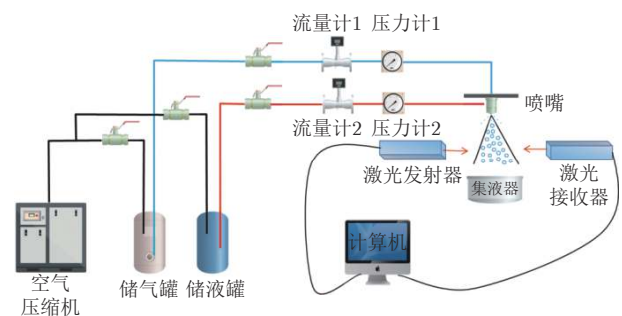


图 1 实验系统简图

Fig. 1 Schematic diagram of spray test system

实验对象为一种可变喷头旋流式气泡雾化喷嘴, 主体由内芯、外壳、喷头等组成。如图 2 所示, 喷嘴进气口位于顶部, 进液口位于左侧, 内芯下部有 4 个对称的进气孔和 4 条旋流槽。空气从进气口进入内芯与液体混合, 经旋流槽注入下混合腔, 最后从

喷头喷出。喷头可更换,与外壳通过螺纹连接。出于研究需要,可在下混合腔与喷头之间安装切割丝网(如图3所示),网孔大小以丝网目数表征,目数通常定义为1 inch(约25.4 mm)长度上的网孔数。

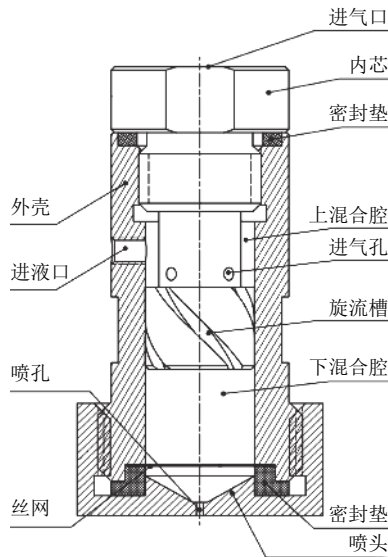


图2 喷嘴结构图

Fig. 2 Structure diagram of effervescent atomizer

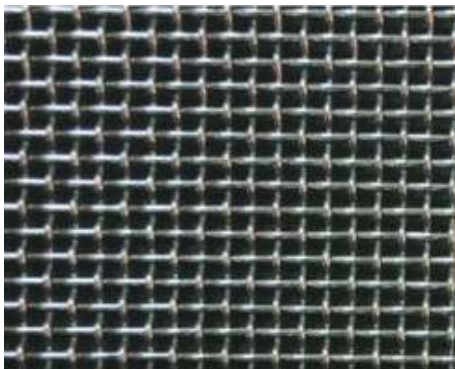


图3 丝网结构

Fig. 3 Structure diagram of wire mesh

喷雾实验台由喷嘴支撑台架、集液器等组成,用于支撑固定喷嘴、收集喷雾。

供气供液系统由空气压缩机、储气罐、储液罐、管路及阀门等组成,提供喷雾所需的水、气,具备相应调节功能。

测控系统由计算机、压力传感器和流量计等组成,用于测量和记录实验过程中各测点压力。压力传感器为麦克传感器公司的压阻式压力变送器,最大响应频率30 kHz,测量精度0.5% FS(Full Scale)。以量程为160 mL/min(精度8 mL/min)、1600 L/h(精度80 L/h)的玻璃浮子流量计分别测量液体工质和气体工质的流量。

测试设备包括单反相机和激光颗粒动态分析仪

(PDI),在实验过程中分别拍摄喷雾场及测量喷嘴液滴粒径。单反相机为佳能EOS RP,拍摄位置距离喷雾实验台3 m,镜头中心轴线与喷雾主流中心线垂直,拍摄背景布置为深色;激光颗粒动态分析仪的测量位置设置于喷嘴出口下游约150 mm的喷雾主流中心线上。

实验流程如下:气体工质经压缩机进入储气罐,以阀门控制压力和进气量,经流量计等连通至喷嘴进气口;液体工质由压缩空气挤压进入储液罐,以阀门调节压力和流量,经流量计等连通至喷嘴进液口;气体、液体工质在喷嘴混合腔内混合形成气液两相流,经喷嘴雾化后喷入集液器。

2 实验方法

实验中,以压缩空气、水分别作为气体、液体工质,通过调节喷嘴工作压力和氣液比、更换喷嘴喷头及切割丝网等方法设定多种实验工况。氣液比 R_{AL} 的调节方法为:在相同工作压力下,调节气、液流量计,改变气体、液体工质进入喷嘴的质量流量,从而实现氣液比调节。本文实验参数如表1所示,表中的编号Case 1、Case 2和Case 3分别对应圆孔喷嘴(喷孔直径1 mm,截面积 0.785 mm^2)、方孔喷嘴(边长1 mm,截面积 1 mm^2)和椭圆孔喷嘴(长短半轴分别为0.6和0.5 mm,截面积 0.942 mm^2)。气体、液体工质的工作压力 $p_a=p_l=p$ 。

表1 实验参数表

Table 1 Experimental parameters

参数	数值(编号)
工作压力 p/MPa	0.2、0.3、0.4、0.5、0.6
氣液比	0.10~0.35
孔型	Case 1、Case 2、Case 3
切割丝网目数	0、50、80、100(0表示未安装丝网,其他对应丝网孔径分别为0.27、0.18和0.15 mm)

3 流量特性

3.1 喷嘴孔型对流量特性的影响

图4~6为不同工作压力下圆孔、方孔和椭圆孔喷嘴流量特性曲线,3条曲线趋势基本一致:在相同工作压力下,液体质量流量随氣液比增大而减小,且在小氣液比下,减小幅度较大,随着氣液比增大,减小幅度变小。主要原因在于:喷嘴出口截面的含气率随 R_{AL} 增大而增大,喷嘴内部液体流通面积越来越小,流量系数逐渐减小,最终导致喷雾流量降低。

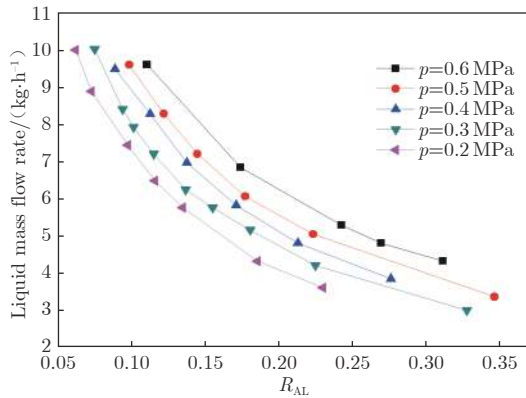


图 4 圆孔喷嘴的流量特性

Fig. 4 Flow characteristics of circular hole atomizer

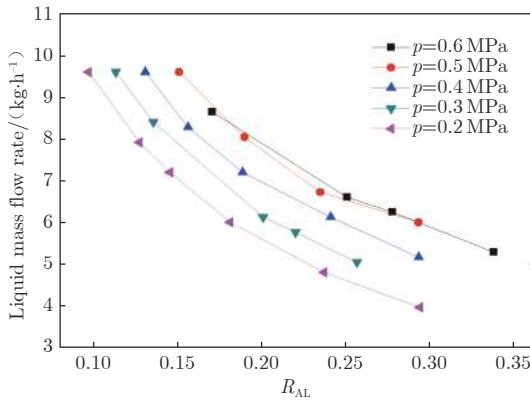


图 5 方孔喷嘴的流量特性

Fig. 5 Flow characteristics of square hole atomizer

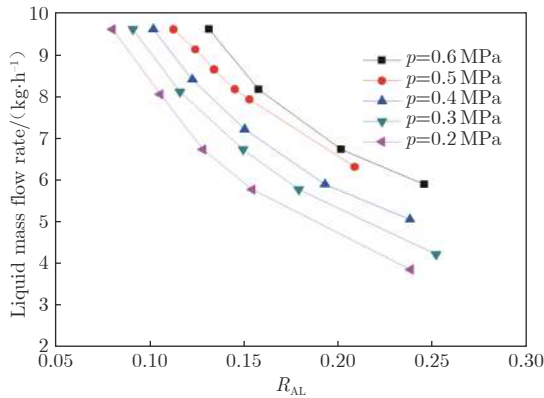


图 6 椭圆孔喷嘴的流量特性

Fig. 6 Flow characteristics of elliptical hole atomizer

图 7 为相同工作压力下(0.4 MPa)不同孔型喷嘴的流量系数 C_d 曲线。相同气液比下,方孔喷嘴 C_d 最大,圆孔喷嘴次之,椭圆孔喷嘴最小,方孔喷嘴 C_d 比椭圆孔喷嘴大 8.5% 左右,这是由于不同孔型喷嘴的内部流动对喷嘴出口截面含气率的影响不同。

3.2 切割丝网对流量特性的影响

以圆孔喷嘴为例,通过在下混合腔与喷头之间

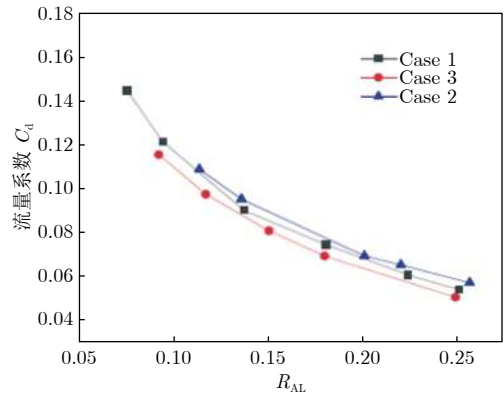


图 7 不同孔型喷嘴流量系数曲线对比

Fig. 7 Flow coefficient comparison of atomizer with different hole structures

安装 80 目(孔径 0.18 mm)切割丝网开展实验,分析切割丝网对喷嘴流量特性的影响。图 8 为安装丝网后不同工作压力下的喷嘴流量特性曲线,可以看出,与未加切割丝网相比,喷嘴在不同工作压力下的流量特性趋势基本保持一致。

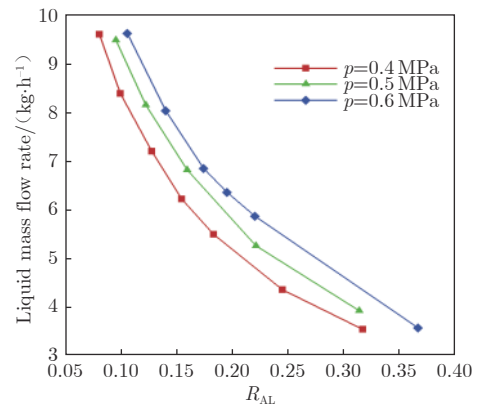


图 8 安装 80 目切割丝网后圆孔喷嘴的流量特性

Fig. 8 Flow characteristics of atomizer with 80 mesh cutting screen

图 9 为在相同工作压力($p=0.4$ MPa)下安装不同目数切割丝网时的喷嘴流量特性曲线。可以发现:在相同气液比和工作压力下,安装切割丝网后,喷嘴流量略有减小,减少幅度在 3%~7% 之间,且丝网孔径越小(目数越大),喷雾流量减小的幅度越大。从本质上说,切割丝网对喷嘴流量的影响基本可以归结为丝网导致的压损带来的喷嘴流量变化。

4 喷雾特性

评价喷嘴喷雾特性的主要指标包括喷雾锥角、喷雾液滴粒径及分布等。研究发现,本文中不同孔型喷嘴的喷雾锥角差别很小(如图 10 所示,在相同工作压力和气液比下,喷雾锥角均为 27° 左右),在此重点分析喷雾液滴粒径及分布特性。

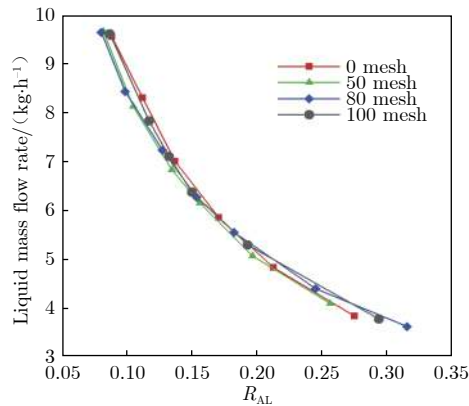


图9 不同目数切割丝网对圆孔喷嘴流量特性的影响

Fig. 9 Flow characteristics comparison of atomizer with different hole structure cutting screen meshes

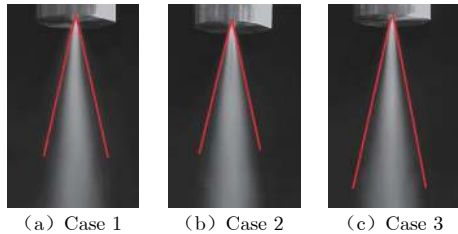


图10 不同孔型喷嘴喷雾锥角对比

Fig. 10 Spray cone angle comparison of atomizer with different hole structures

4.1 工作参数对喷雾特性的影响

以圆孔喷嘴为例,分析了工作压力、气液比等工作参数对喷嘴喷雾特性的影响,如图11和12所示。图11为不同工作压力下圆孔喷嘴喷雾液滴中位粒径 D_{50} 随气液比的变化曲线。可以发现:在相同工作压力下,随着气液比增大, D_{50} 均呈逐渐减小趋势,但此趋势在低工作压力下不明显。这是由于 D_{50} 受到工作压力和气液比的综合影响,一方面,气液比增大导致喷孔处气流速度增大,气体和液滴的相对速度增大,两者之间气动力增大,使液滴更易破碎为小液滴;另一方面,气液比增大导致气体体积流量增大,喷孔处的液膜厚度更薄,而喷雾液滴尺寸与液膜厚度的平方根成正比^[33],故 D_{50} 减小。此外,在相同气液比下, D_{50} 随工作压力增大而减小,这是由于工作压力的增大使得喷嘴内部的混合速度和湍动能增大,提高了喷孔处气泡破碎为小液滴的能力。

以圆孔喷嘴、气液比0.16的工况为例,不同工作压力下的喷雾液滴粒径分布如图12所示:粒径分布都呈单峰形式;随着工作压力增大,峰值向小粒径方向移动,工作压力0.5 Mpa和0.6 Mpa下的峰值在25 μm 附近,而0.4 Mpa下的峰值在35 μm 附近,这与前文讨论的喷雾液滴中位粒径随工作压力变化的趋势一致。

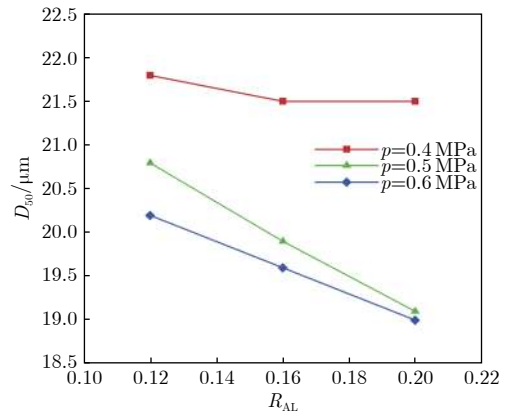


图11 圆孔喷嘴喷雾液滴中位粒径随气液比的变化

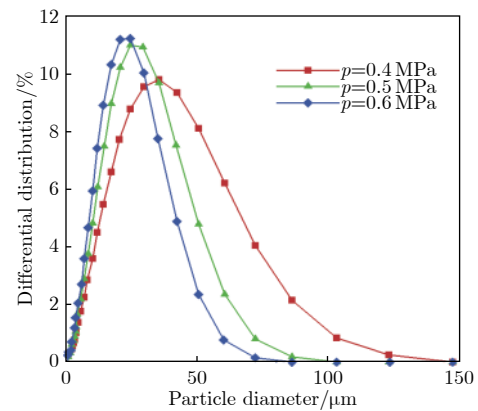
Fig. 11 D_{50} curves of circular hole atomizer with gas-liquid ratio

图12 喷雾液滴粒径分布

Fig. 12 Distribution of spray particles

4.2 孔型对喷雾性能的影响

在工作压力0.5 MPa、气液比0.16的工况下开展喷嘴孔型对喷雾性能的影响研究。表2为相同工况下各孔型喷嘴的喷雾液滴中位粒径 D_{50} ,可以看出:方孔喷嘴中位粒径最小,圆孔喷嘴中位粒径最大,说明孔型对喷雾性能影响较大;与典型圆孔喷嘴相比,方孔和椭圆孔喷嘴喷雾性能更优, D_{50} 降幅分别为12.9%、35.0%。换言之,在相同喷雾能耗下,采用方孔、椭圆孔等异形喷孔有助于提高喷雾性能。

表2 不同孔型喷嘴的喷雾液滴中位粒径
Table 2 D_{50} of atomizer with various hole structures

喷嘴编号	$D_{50}/\mu\text{m}$
Case 1	22.94
Case 2	14.92
Case 3	19.97

不同孔型喷嘴的喷雾液滴粒径分布如图13所示。可以看出:喷雾液滴粒径分布都呈单峰形式,圆孔、椭圆孔喷嘴的粒径峰值均出现于30 μm 附近,而方孔喷嘴的峰值出现于20 μm 附近。与圆孔喷嘴相比,方孔、椭圆孔喷嘴的喷雾液滴粒径分布曲线基本

呈向左移动趋势,表明大尺寸液滴减少、小尺寸液滴增多,这说明在喷口截面积相当的前提下,喷嘴采用异形喷孔(特别是方孔)可以明显改善喷雾性能。

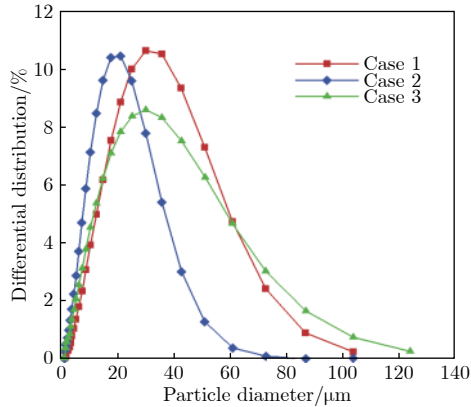
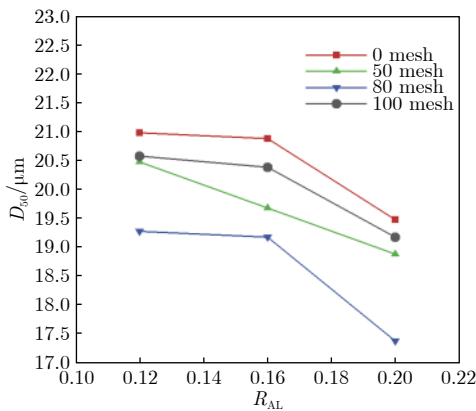


图 13 不同孔型喷嘴喷雾液滴粒径分布

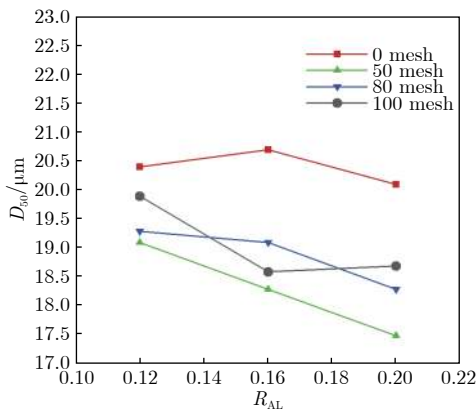
Fig. 13 Distribution of spray particles comparison of atomizer with different hole structures

4.3 切割丝网对喷雾性能的影响

相同工况下,方孔喷嘴表现出较好的喷雾性能。针对方孔喷嘴开展了切割丝网目数(孔径)对喷雾性能的影响研究。图 14 反映了工作压力 0.4 Mpa



(a) $p=0.4$ MPa



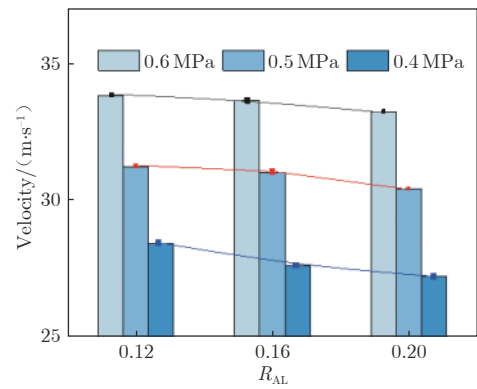
(b) $p=0.5$ MPa

图 14 切割丝网目数对喷雾液滴中位粒径的影响

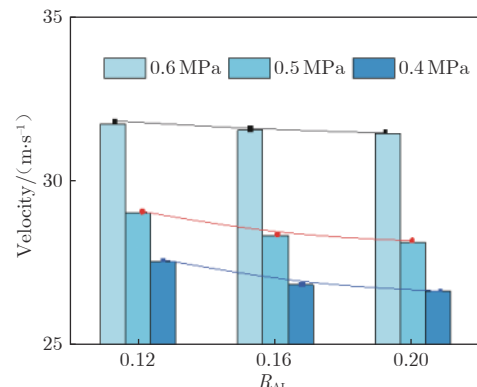
Fig. 14 Influence curves of cutting screen on D_{50}

和 0.5 Mpa 工况下切割丝网目数(孔径)对喷雾液滴中位粒径 D_{50} 的影响:在两种工作压力下,切割丝网均在一定程度上减小了中位粒径 D_{50} ,提高了喷雾性能。总体而言,采用 80 目(孔径 0.18 mm)切割丝网为最佳选择,主要原因在于:1)安装丝网可以将混合腔内的气泡进一步分割为更小的气泡,从而破碎为更小的液滴,提高喷雾性能;2)孔径太小(目数较大)的丝网将气泡切割过小,对两相流产生较大压降,导致内外压差不足,小气泡无法破碎;3)丝网孔径过小,切割后的气泡会迅速重新聚结形成较大气泡,降低喷雾性能;4)丝网孔径过大(大于气泡直径)时,无法有效切割气泡,导致其不能破碎为更小的液滴,不利于提升喷雾性能。因此,应根据工作压力和喷嘴孔型合理配置切割丝网。

实验中,采用激光颗粒动态分析仪测量了喷雾液滴速度(喷雾液滴喷射的轴向定义为速度正方向)。图 15 反映了切割丝网对喷雾主流轴向速度的影响。从图 15(a)和(b)可以看出:在相同压力及气液比 0.12、0.16 和 0.20 工况下,安装 80 目切割丝网后,喷雾主流轴向速度略有降低。以气液比 0.16 为例,工作压力 0.4、0.5 和 0.6 Mpa 下的降幅分别约为



(a) 未安装切割丝网



(b) 安装80目切割丝网

图 15 切割丝网对喷雾主流轴向速度的影响

Fig. 15 Influence curves of cutting screen on spray axial velocity

3%、7%和8%。这是由于较高工作压力下切割丝网阻力相对较大,导致喷雾主流轴向速度降低更大。

5 结论

1)在相同工况下,不同孔型喷嘴的流量特性趋势基本一致。

2)在相同工作压力下,喷嘴流量随着气液比的增大而减小,且在小气液比下,减小幅度较大。

3)安装切割丝网基本不影响喷嘴的流量特性变化趋势;但在相同工况下会造成喷嘴流量减少3%~7%,且丝网孔径越小,减少幅度越大。

4)喷雾液滴粒径分布呈单峰形式,工作压力或气液比增大均会提高喷雾性能。

5)喷嘴孔型对喷雾性能具有显著影响,与典型圆孔喷嘴相比,椭圆孔和方孔喷嘴喷雾性能更优,尤其是方孔喷嘴。

6)安装切割丝网有利于提高喷嘴喷雾性能,但丝网孔径过大或过小均会影响其效果;此外,安装切割丝网会在一定程度上降低喷雾主流轴向速度。

参考文献:

- [1] LEFEBVRE A H, WANG X F, MARTIN C A. Spray characteristics of aerated-liquid pressure atomizers[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1988, 4(4): 293-298. doi:10.2514/3.23066
- [2] SOVANI S D, SOJKA P E, LEFEBVRE A H. Effervescent atomization[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2001, 27(4): 483-521. doi:10.1016/S0360-1285(00)00029-0
- [3] COLANTONIO R O. Application of jet-shear-layer mixing and effervescent atomization to the development of a low-NO_x combustor[R]. NASA-TM-105888, 1993.
- [4] LI J B, LEFEBVRE A H, ROLLBUHLER J R. Effervescent atomizers for small gas turbines[R]. American Society of Mechanical Engineers, 94-GT-495, 1994: 1-6. doi: 10.1115/94-GT-495
- [5] CHIN J S, LEFEBVRE A H. A design procedure for effervescent atomizers[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1995, 117(2): 266-271. doi:10.1115/1.2814090
- [6] WANG X F, CHIN J S, LEFEBVRE A H. Influence of gas-injector geometry on atomization performance of aerated-liquid nozzles[J]. *International Journal of Turbo and Jet Engines*, 1989, 6(3-4): 271-279. doi:10.1515/tjj.1989.6.3-4.271
- [7] LAWLER A, WADE R A, SOJKA P E. Flame length and pollutant emission characteristics of effervescent atomizer/burner stabilized jet flames, combustion fundamentals and applications[C]//Proceedings of the Technical Meeting of the Central States Section of the Combustion Institute. 1996.
- [8] WADE R A, SOJKA P E, GORE J P. Effervescent atomization using high supply pressures[C]// Proceedings of the 9th Annual Conference on Liquid Atomization and Spray Systems. 1996: 263-270.
- [9] WADE R A, WEERTS J M, GORE J P, et al. Effervescent atomization at injection pressures in the MPa range[J]. *Atomization and Sprays*, 1999, 9(6): 651-667. doi:10.1615/atomizspr.v9.i6.50
- [10] SATAPATHY M R, SOVANI S D, SOJKA P E, et al. The effect of ambient density on the performance of an effervescent atomizer operating in the MPa injection pressure range[C]//Proceedings of the Technical Meeting of the Central States Section of the Combustion Institute. 1998: 76-80.
- [11] 袁方. 一种机械-气泡雾化油枪的试验研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2011. YUAN F. Experimental study on a machinery-bubbles atomized oil gun[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2011.
- [12] 刘联胜, 吴晋湘, 韩振兴, 等. 小流量气泡雾化喷嘴研究[J]. *燃烧科学与技术*, 2001, 7(2): 182-185. LIU L S, WU J X, HAN Z X, et al. Studies on low mass flow-rate effervescent atomizer[J]. *Journal of Combustion Science and Technology*, 2001, 7(2): 182-185. doi:10.3321/j.issn:1006-8740.2001.02.019
- [13] 周进华. 小油量气泡雾化喷嘴的试验研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2011. ZHOU J H. Experimental studies of effervescent atomizers at low mass flow rate[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2011.
- [14] JEDELSKÝ J, JÍCHA M. Spray characteristics and liquid distribution of multi-hole effervescent atomisers for industrial burners[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2016, 96: 286-296. doi:10.1016/j.applthermaleng.2015.11.079
- [15] ZHAO F, REN Z B, XU B, et al. Brief overview of effervescent atomizer application[C]//Proc of the 3rd International Conference on Fluid Mechanics and Industrial Application. 2019.
- [16] STÄHLE P, GAUKEL V, SCHUCHMANN H P. Investigation on the applicability of the effervescent atomizer in spray drying of foods: influence of liquid viscosity on nozzle internal two-phase flow and spray characteristics[J]. *Journal of Food Process Engineering*, 2015, 38(5): 474-487. doi:10.1111/jfpe.12178
- [17] STÄHLE P, GAUKEL V, SCHUCHMANN H P. Comparison of an effervescent nozzle and a proposed air-core-liquid-ring(ACLR) nozzle for atomization of viscous food liquids at low air consumption[J]. *Journal of Food Process Engineering*, 2017, 40(1): e12268. doi:10.1111/jfpe.12268
- [18] WITTNER M O, KARBSTEIN H P, GAUKEL V. Spray performance and steadiness of an effervescent atomizer and an air-core-liquid-ring atomizer for application in spray drying processes of highly concentrated feeds[J]. *Chemical Engineering and Processing - Process Intensification*, 2018, 128: 96-102. doi:10.1016/j.ccep.2018.04.017
- [19] WILSON S A, ASAR G M, ELSHAHAWY E M. Study of

- cold spray and combustion stability of effervescent atomize[C]// Proc of the 18th International Conference on Aerospace Sciences and Aviation Technology. 2019.
- [20] 孙春华, 宁智, 乔信起, 等. 气液两相流型影响喷嘴喷雾形态及液滴粒径分布[J]. *农业工程学报*, 2019, 35(12): 29-37.
SUN C H, NING Z, QIAO X Q, et al. Gas-liquid two-phase flow pattern affecting spray shape and droplet size distribution[J]. *Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering*, 2019, 35(12): 29-37.
doi: 10.11975/j.issn.1002-6819.2019.12.004
- [21] 刘联胜, 吴晋湘, 韩振兴, 等. 气泡雾化喷嘴在不同液体物性下的喷雾特性研究[J]. *热科学与技术*, 2002, 1(2): 128-132.
LIU L S, WU J X, HAN Z X, et al. Studies of effervescent atomization at different physical properties of spray fluid [J]. *Journal of Thermal Science and Technology*, 2002, 1(2): 128-132.
doi: 10.13738/j.issn.1671-8097.2002.02.008
- [22] RAHMAN M A, BALZAN M, HEIDRICK T, et al. Effects of the gas phase molecular weight and bubble size on effervescent atomization[J]. *International Journal of Multiphase Flow*, 2012, 38(1): 35-52.
doi: 10.1016/j.ijmultiphaseflow.2011.08.013
- [23] LIU M, DUAN Y F, ZHANG T N. Evaluation of effervescent atomizer internal design on the spray unsteadiness using a phase/Doppler particle analyzer[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2010, 34(6): 657-665.
doi: 10.1016/j.expthermflusci.2009.12.007
- [24] KLEINHANS A, HORNFISCHER B, GAUKEL V, et al. Influence of viscosity ratio and initial oil drop size on the oil drop breakup during effervescent atomization[J]. *Chemical Engineering and Processing - Process Intensification*, 2016, 109: 149-157.
doi: 10.1016/j.cep.2016.09.006
- [25] 梁晓燕, 王绪论. 气泡雾化喷嘴雾化性能的试验研究[J]. *锅炉制造*, 2008(6): 28-32.
LIANG X Y, WANG X L. Test studies on the spray characteristics of effervescent atomizers[J]. *Boiler Manufacturing*, 2008(6): 28-32.
doi: 10.3969/j.issn.1674-1005.2008.06.008
- [26] 叶安道. 气泡雾化进料喷嘴性能的研究[J]. *炼油技术与工程*, 2015, 45(11): 43-46.
YE A D. Study on performances of effervescent atomizing feed nozzle[J]. *Petroleum Refinery Engineering*, 2015, 45(11): 43-46.
doi: 10.3969/j.issn.1002-106X.2015.11.010
- [27] 刘联胜, 王露露, 于祥, 等. 混合室结构对气泡雾化喷嘴喷雾特性的影响[J]. *热科学与技术*, 2017, 16(2): 114-119.
LIU L S, WANG L L, YU X, et al. Influences of mixing chamber structures on spray characteristics of effervescent atomizers[J]. *Journal of Thermal Science and Technology*, 2017, 16(2): 114-119.
doi: 10.13738/j.issn.1671-8097.2017.02.005
- [28] 赵志洪, 楚显玉. 气泡雾化喷嘴内部流场流型数值分析[J]. *河南科技*, 2018(25): 71-75.
ZHAO Z H, CHU X Y. The numerical simulation of two-phase flow pattern inside effervescent atomizer[J]. *Journal of Henan Science and Technology*, 2018(25): 71-75.
doi: 10.3969/j.issn.1003-5168.2018.25.025
- [29] ALIZADEH KAKLAR Z, ANSARI M R. Numerical analysis of the internal flow and the mixing chamber length effects on the liquid film thickness exiting from the effervescent atomizer[J]. *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry*, 2019, 135(3): 1881-1890.
doi: 10.1007/s10973-018-7485-3
- [30] OCHOWIAK M. Discharge coefficient of effervescent atomizers with the swirl motion phenomenon[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2016, 79: 44-51.
doi: 10.1016/j.expthermflusci.2016.06.026
- [31] OCHOWIAK M. The experimental studies on atomization for conical twin-fluid atomizers with the swirl motion phenomenon[J]. *Chemical Engineering and Processing - Process Intensification*, 2016, 109: 32-38.
doi: 10.1016/j.cep.2016.08.010
- [32] 孙春华, 宁智, 乔信起, 等. 气泡雾化喷嘴泡状流喷雾特征试验与仿真[J]. *农业机械学报*, 2019, 50(10): 367-374, 409.
SUN C H, NING Z, QIAO X Q, et al. Experiment and simulation on spray characteristics of effervescent atomizer within bubbly flow[J]. *Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery*, 2019, 50(10): 367-374, 409.
doi: 10.6041/j.issn.1000-1298.2019.10.043
- [33] 王文杰, 郑学波, 白博峰. 气泡雾化喷嘴雾化特性实验研究[J]. *工程热物理学报*, 2019, 40(4): 834-838.
WANG W J, ZHENG X B, BAI B F. Experimental study on the characteristics of effervescent atomization[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2019, 40(4): 834-838.

作者简介:



赵芳(1988—),男,湖南衡阳人,硕士,副研究员。研究方向:燃气发生器设计与实验,风洞及相关设备设计与实验。通信地址:四川省绵阳市涪城区二环路南段6号12信箱1分箱(621000)。
E-mail: zfcadc@163.com

(编辑:孙春晖)

单支杆腹撑支架干扰测力及 PIV 试验研究

任凡凡*, 魏立辉, 陶爱华, 李雁鹏, 杨磊, 高娜, 张彩成, 蒋甲利, 许相辉, 王文达

航空工业空气动力研究院, 哈尔滨 150000

摘要:针对 FL-51 低速风洞单支杆腹撑, 为研究和优化其支架干扰特性, 在风速为 70 和 50 m/s 时, 开展了支杆预置角 11° 时(支杆与模型机身轴线的夹角为 79°)的 24 棱、圆截面和截断翼型截面的三维支杆在飞机巡航与增升构型下的纵、横向两步法支架干扰试验。在预置角 11° 单支杆腹撑支架干扰特性研究基础上, 进一步开展预置角为 30°、60°(支杆与模型机身轴线的夹角分别为 60° 和 30°) 时 24 棱、圆截面和截断翼型截面支杆的支架干扰特性风洞试验研究。为进一步分析不同尺寸、截面形状的二维支杆绕流与尾流特性, 开展了风洞 PIV 试验。研究结果表明: 翼型支杆纵向支架干扰最优, 但在横向恶化; 随着最大厚度的增大, 翼型支杆的尾涡具有较好的一致性, 24 棱和圆截面支杆的尾涡则随直径变化存在一定的变化; 对于仅进行纵向试验或以纵向试验为重点的风洞试验, 支杆宜选择翼型截面或适当截断的翼型截面。

关键词:单支杆腹撑; 支架干扰; 截面形状; 二维支杆; PIV

中图分类号: V211.71 文献标识码: A

Experimental study on support interference of single support rod via force measurement and PIV

REN Fanfan*, WEI Lihui, TAO Aihua, LI Yanpeng, YANG Lei, GAO Na,
ZHANG Caicheng, JIANG Jiali, XU Xianghui, WANG Wenda

AVIC Aerodynamics Research Institute, Harbin 150000, China

Abstract: In order to study and optimize the support interference characteristics for the single support rod in the FL-51 low-speed wind tunnel, the longitudinal and transverse two-step support interference test of the aircraft in cruise and uplift configuration is carried out for the three-dimensional support rods with the cross section of 24 ribbed, round and truncated airfoil at the wind speed of 70, 50 m/s and the support rod pre-deflection angle of 11° (the angle between the support rod and the axis of the model fuselage is 79°). Based on the study of the support interference characteristics of the single support rod at the pre-deflection angle of 11°, the support interference characteristics wind tunnel test of 24 ribbed, round and truncated airfoil support rods was carried out at the pre-deflection angle of 30° and 60° (the angle between the support rod and the axis of the model fuselage is 60° and 30° respectively). For further analyzing the characteristics of two-dimensional support rod flow around and wake characteristics with different sizes and cross section shapes, the wind tunnel PIV test is carried out. The results show that the longitudinal support interference of the airfoil support rod is the best, but it deteriorates in the transverse direction. With the increase of the maximum thickness, the wake vortex of the airfoil support rod has good consistency, and the wake vortex of the 24 ribbed and round cross section support rod varies with diameter. For wind tunnel tests that only conduct longitudinal tests or focus on longitudinal tests, airfoil cross section or truncated airfoil should be selected.

Keywords: single support rod; support interference; cross section shape; two-dimensional support rod; PIV

收稿日期: 2021-04-20; 修回日期: 2021-06-16; 录用日期: 2021-11-22

* 通信作者 E-mail: renfanfan@126.com

引用格式: 任凡凡, 魏立辉, 陶爱华, 等. 单支杆腹撑支架干扰测力及 PIV 试验研究 [J]. 实验流体力学, 2022, 36(6): 36-46.

REN F F, WEI L H, TAO A H, et al. Experimental study on support interference of single support rod via force measurement and PIV[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(6): 36-46.

0 引言

国内外风洞试验工程师对支架干扰问题的研究主要集中在两方面: 一是在满足风洞试验支撑系统刚度、强度要求的前提下, 尽量减小支架干扰量, 以降低支架干扰修正中大量相减带来的误差, 提高风洞试验数据的准确度; 二是优化支杆的气动外形, 提高支杆干扰的稳定性, 实现支架干扰的准确测量与修正, 保证和提高试验数据的精度^[1-4]。

对于单支杆腹撑的支架干扰特性, 郑新军等^[1]在 FL-9 风洞中开展了不同截面支杆(圆截面支杆与 24 棱截面支杆、锥度支杆与等直段支杆)、不同模型机身与支杆直径比等一系列对比试验。针对低速风洞试验支架干扰问题也开展了一些其他工程应用研究, 如王勋年等^[5]对大迎角尾撑进行了研究, 发现直支杆和预弯尾支杆的支架干扰量在中小迎角范围内随迎角变化不大, 在大迎角状态下差异较大。沈彦杰等^[6]对大幅振荡进行了研究, 证明两步法可以去除支架的主要影响量。祝明红等^[7]对大迎角张线尾撑进行研究, 发现张线尾撑装置的横梁对飞机纵向的远场干扰量较小, 大迎角区域内尾支杆对飞机纵向的近场干扰量较大。高静等^[8]对推力矢量试验背撑的研究得出了背支杆在中等迎角以后(迎角 $\alpha > 25^\circ$)对模型的升力、阻力会产生较大的负干扰并引起俯仰力矩改变的结论。田学诗^[9]在 20 世纪 90 年代采用测力和油流显示等试验方法, 获得了一种采用 24 棱截面的固定转捩支杆, 在雷诺数为 $0.2 \times 10^6 \sim 0.5 \times 10^6$ 时, 其气动特性及表面流动状态比圆截面支杆更稳定。该 24 棱支杆在 FL-8 风洞中被验证有效后, 在中国航空工业空气动力研究院(简称气动院)的风洞中全面替换了圆截面支杆, 系统地提升了气动院的支架干扰试验精度。以上研究大多从测力试验展开^[10-11], 公开资料中很少有人从支杆绕流与尾流特性方面进行分析。

针对 FL-51 风洞单支杆支架干扰问题, 本文以减小腹撑支架干扰为目标, 在 FL-51 风洞开展单支杆在不同截面形状、不同预置角等条件下的测力试验研究工作; 并在 FL-53 风洞中开展 PIV 试验, 以进一步分析不同尺寸、截面形状的二维支杆绕流与尾流特性。通过以上研究工作, 获得不同截面形状、不同预置角支架的干扰量及其对比, 同时获得各截面形状支杆的尾涡区宽度及支杆尾流的干扰区域。

本研究可为提高 FL-51 风洞单支杆试验数据精度提供技术参考。

1 风洞及支撑机构

FL-51 风洞是一座开/闭口两用单回路连续式风洞, 试验段截面为矩形, 闭口试验段截面尺寸为 $4.5 \text{ m} \times 3.5 \text{ m} \times 11 \text{ m}$ (宽 \times 高 \times 长), 闭口空风洞最大风速为 100 m/s 。FL-51 风洞内式应变天平单支杆腹撑系统主要包括回转转盘、迎角机构、单支杆、内式应变天平。

FL-53 风洞也是一座开/闭口两用单回路连续式风洞, 试验段截面为矩形, 闭口试验段截面尺寸为 $0.5 \text{ m} \times 0.375 \text{ m}$ (宽 \times 高), 闭口空风洞最大风速为 100 m/s , 开口空风洞最大风速为 85 m/s 。本研究采用底部支撑方式, 模型底部与转盘相连。模型姿态由偏航角机构和姿态角控制系统配合完成。采用的 SPIV 系统由 TSI 公司研制, 激光器为镭宝公司生产的集成式双 Nd:YAG 激光器, 互/自相关 CCD 摄像机为 PowerView™ Plus 4MP 630059。采用便携式压力雾化示踪粒子发生器产生所需的粒子, 粒子介质为橄榄油, 产生的示踪粒子直径约为 $1 \sim 2 \mu\text{m}$ 。

2 单支杆腹撑支架干扰测力试验

2.1 试验方法

采用 FL-51 风洞单支杆支撑系统进行试验, 试验风速分别为 70 和 50 m/s 。假支杆连接在天平的固定端, 不与模型接触, 可与模型同时运动以保证试验在不同迎角下顺利进行。

采用两步法进行支架干扰测量, 模型反装, 以背撑为辅助支撑, 以与不带腹撑假支杆背撑测力结果的差值为支架干扰量 F_z 。不带腹撑假支杆测得的气动力值为 F_m , 带腹撑假支杆测得的气动力值 $F = F_m + F_z$ 。试验纵向结果以气流坐标轴系给出, 横向结果以机体坐标轴系给出。

2.2 试验内容

基于某飞机模型进行 24 棱支杆、圆截面支杆和截断翼型截面支杆支架干扰的测量试验。其中, 不同截面形状单支杆腹撑三维支杆的支架干扰特性风洞试验内容如表 1 所示, 单支杆腹撑不同预置角支杆的支架干扰特性试验内容如表 2 所示。

2.3 试验结果

因该模型巡航构型(0° 后襟, 下同)与 30° 后襟状态支架干扰对比规律相近, 故本文研究以巡航构型

表 1 3种截面三维支杆支架干扰特性测量试验内容

Table 1 Support interference characteristics measurement test contents of three-dimensional support rod with three kinds of cross section

序号	截面形状	迎角 α	侧滑角 β	构型	风速/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)
1	24 棱(最大厚度80 mm)	$-4^\circ \sim 20^\circ$ $0^\circ/4^\circ/8^\circ$	0 $-18^\circ \sim 18^\circ$	后襟: $0^\circ/30^\circ$	50/70
2	圆截面(直径80 mm)	$-4^\circ \sim 20^\circ$ $0^\circ/4^\circ/8^\circ$	0 $-18^\circ \sim 18^\circ$	后襟: 0°	50/70
3	截断翼型(最大厚度80 mm)	$-4^\circ \sim 20^\circ$ $0^\circ/4^\circ/8^\circ$	0 $-18^\circ \sim 18^\circ$	后襟: $0^\circ/30^\circ$	50/70

表 2 3种截面三维支杆不同预置角支架干扰特性测量试验内容

Table 2 Support interference characteristics measurement test contents of three-dimensional support rod with three kinds of cross section and different pre-deflection angles

序号	截面形状	迎角 α	侧滑角 β	构型	风速/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)
1	24 棱(最大厚度80 mm)	$-4^\circ \sim 20^\circ$ $0^\circ/4^\circ/8^\circ$	0 $-18^\circ \sim 18^\circ$	后襟: $0^\circ/30^\circ$; 预置角: $11^\circ/30^\circ/60^\circ$	50
2	圆截面(直径80 mm)	$-4^\circ \sim 20^\circ$ $0^\circ/4^\circ/8^\circ$	0 $-18^\circ \sim 18^\circ$	后襟: 0° ; 预置角: $11^\circ/30^\circ/60^\circ$	50
3	截断翼型(最大厚度80 mm)	$-4^\circ \sim 20^\circ$ $0^\circ/4^\circ/8^\circ$	0 $-18^\circ \sim 18^\circ$	后襟: $0^\circ/30^\circ$; 预置角: $11^\circ/30^\circ/60^\circ$	50

为主。该模型迎角为 8° 时, 24棱、圆截面和截断翼型截面支杆的横向支架干扰量变化趋势与迎角为 0° 时基本一致, 故本文的分析以 0° 迎角为主。

2.3.1 不同截面形状支杆

图 1 和 2 为 24 棱、圆截面和截断翼型截面支杆的支架干扰量对比曲线, 图中 ΔC_L 为升力系数支架干扰量, ΔC_D 为阻力系数支架干扰量, ΔC_{ma} 为气流轴俯仰力矩系数支架干扰量, ΔC_l 为滚转力矩系数支架干扰量, ΔC_{nb} 为偏航力矩系数支架干扰量, ΔC_C 为侧力系数支架干扰量。从图中可以看出, 24 棱、圆截面支杆支架干扰基本一致。相对于 24 棱支杆, 截断翼型截面支杆产生负向的升力系数支架干扰, 阻力系数支架干扰线性较好, 气流轴俯仰力矩系数干扰量降低一半。截断翼型截面支杆在阻力系数干扰量和气流轴俯仰力矩系数干扰量方面更有优势。圆截面支杆的横向支架干扰量优于 24 棱支杆, 但 24 棱支杆横向支架干扰曲线的线性度优于圆截面支杆。纵向支架干扰较优的截断翼型截面支杆在横向恶化, 支架干扰量相对较大。

图 3 和 4 为从巡航状态变化到 30° 后襟状态时的 24 棱支杆和截断翼型截面支杆的支架干扰量对比曲线, 表 3 为大部分的变化范围。可以看出, 截断翼型截面支杆的纵向支架干扰量变化明显小于 24 棱支杆, 且阻力支架干扰量线性度明显优于 24 棱支杆, 故在纵向试验中, 截断翼型截面支杆在数据准度和

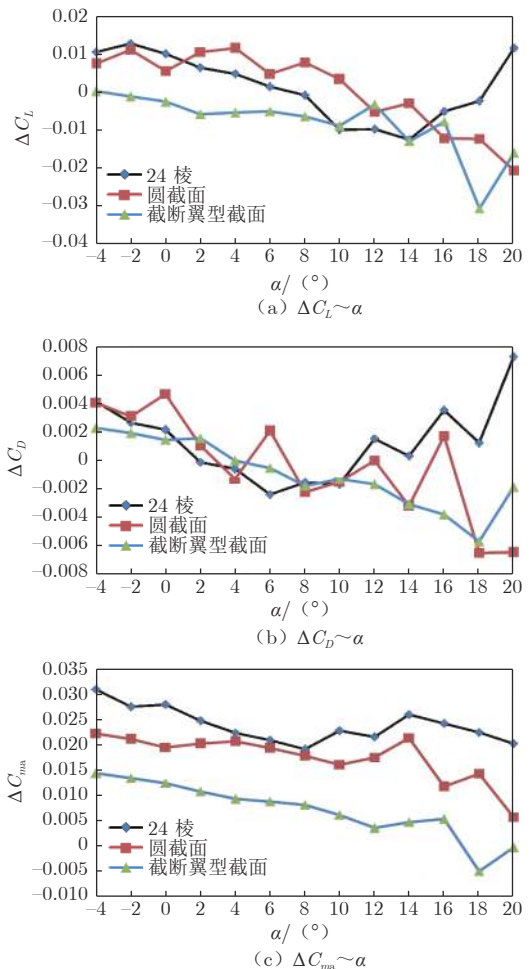


图 1 3种截面支杆的纵向支架干扰对比 (风速 70 m/s, 0° 后襟)
Fig. 1 Comparison of longitudinal strut support interference with three kinds of cross section (wind speed is 70 m/s, flap is 0°)

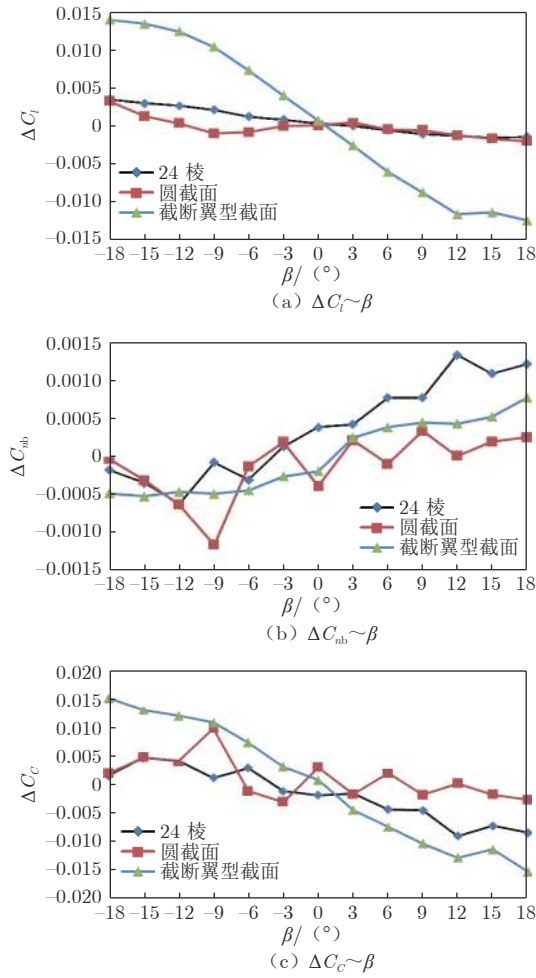


图 2 3 种截面支杆的横向支架干扰对比 (风速 70 m/s, 0°迎角, 0°后襟)

Fig. 2 Comparison of transverse support interference with three kinds of cross section (wind speed 70 m/s, angle of attack is 0°, flap is 0°)

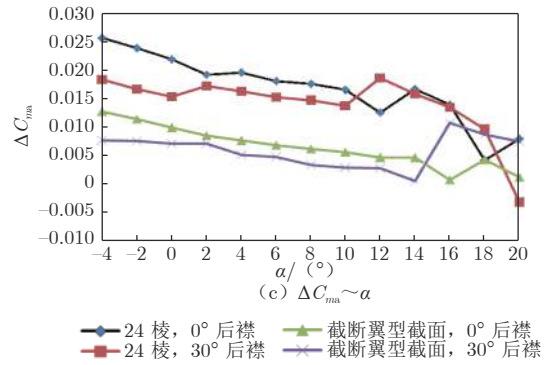
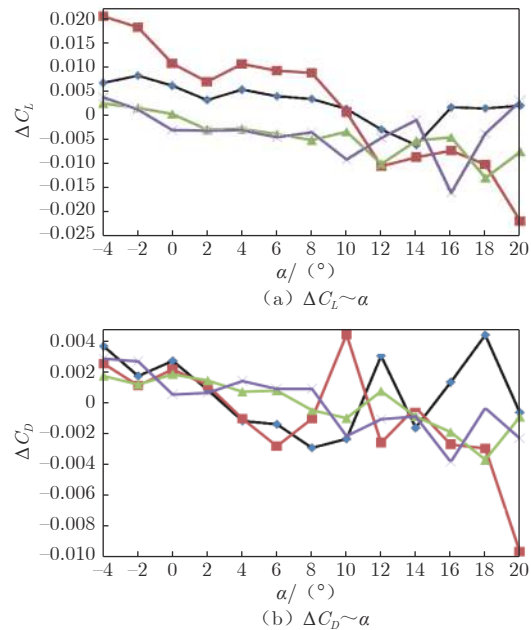


图 3 后襟不同偏度的纵向支架干扰对比 (风速 50 m/s)

Fig. 3 Comparison of longitudinal support interference with different bias at the back (wind speed is 50 m/s)

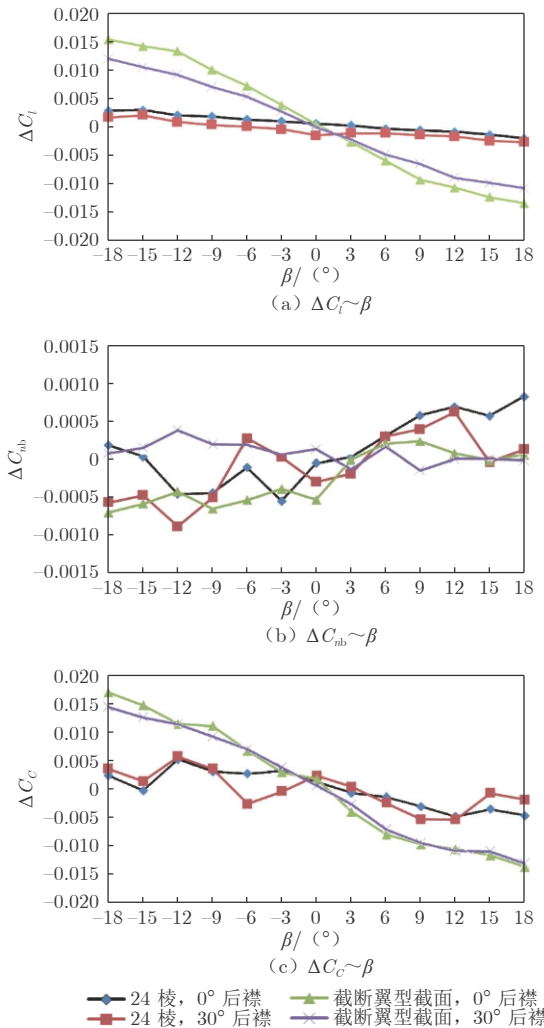


图 4 后襟不同偏度的横向支架干扰对比 (风速 50 m/s, 0°迎角)

Fig. 4 Comparison of transverse support interference with different bias at the back (wind speed is 50 m/s, angle of attack is 0°)

重复性精度方面都优于 24 棱支杆。采用截断翼型截面支杆进行不同构型纵向试验时, 共用巡航构型下的支架干扰即可满足要求。滚转力矩系数支架干扰量和偏航力矩系数支架干扰量变化都较大, 因此以

表 3 24 棱和截断翼型截面支杆不同构型支架干扰差量

Table 3 Support interference difference of 24 ribbed and truncated airfoil support rods with different configurations

	ΔC_L	ΔC_D	ΔC_{ma}	ΔC_l	ΔC_{nb}	ΔC_c
24 棱	0.005	0.002	0.006	0.001	0.0005	0.002
截断翼型截面	0.001	0.001	0.004	0.003	0.0006	0.001

24 棱和截断翼型截面支杆进行不同构型横向试验时, 需采用对应构型的支架干扰。

图 5~8 给出了风速为 70 和 50 m/s 时的 24 棱支杆和截断翼型截面支杆的支架干扰量对比曲线, 表 4 给出了大部分变化范围。从表中可以看出: 巡航构型和 30°后襟时, 除阻力外, 截断翼型截面支杆的纵向支架干扰量变化明显小于 24 棱支杆, 且阻力支架干扰量线性度明显优于 24 棱支杆, 故采用截断翼型截面支杆的纵向试验在数据准度和重复性精度方面都优于 24 棱支杆。采用截断翼型截面支杆进行巡

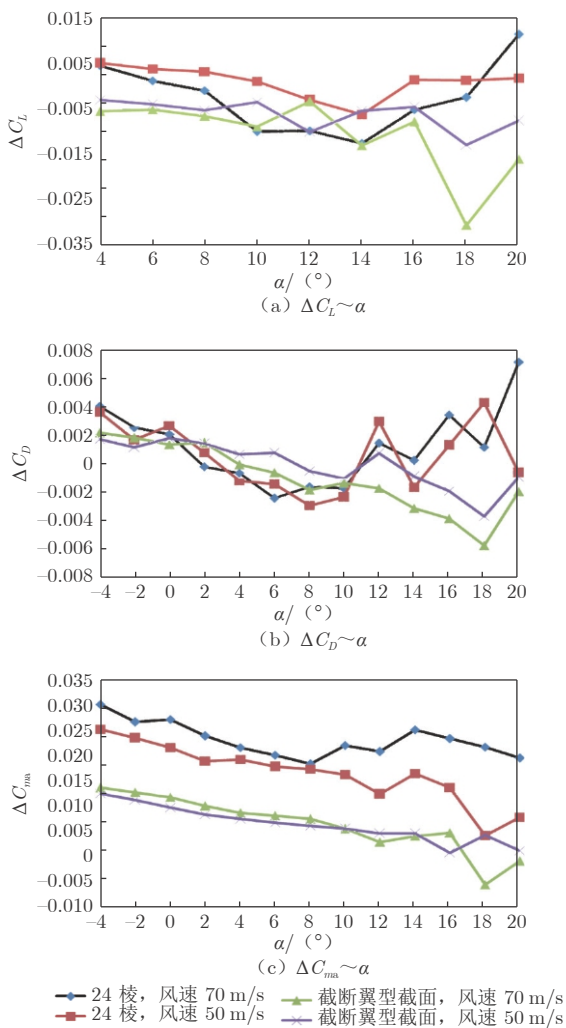


图 5 巡航状态不同风速的纵向支架干扰对比

Fig. 5 Comparison of longitudinal support interference with different wind speeds in cruise state

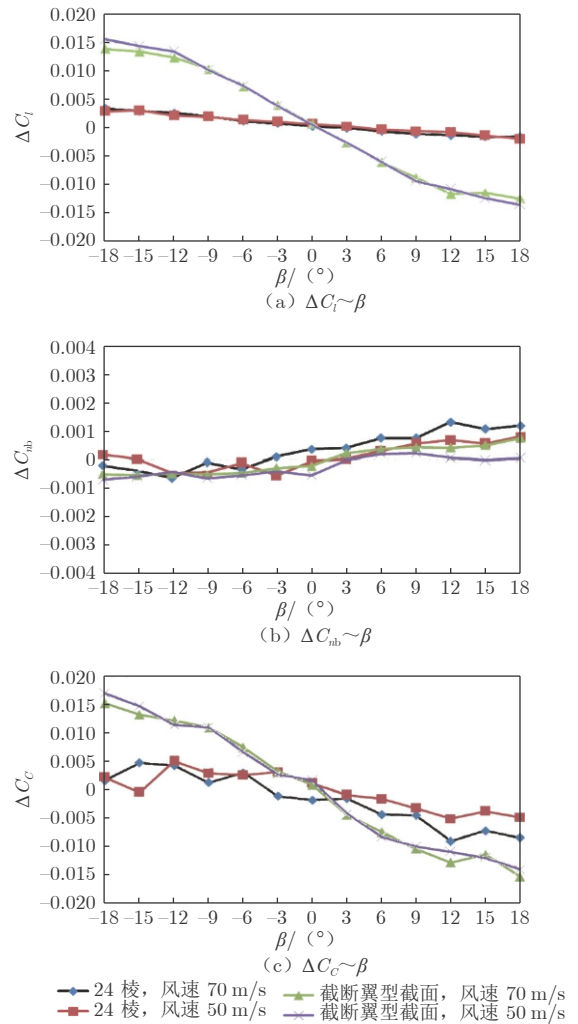
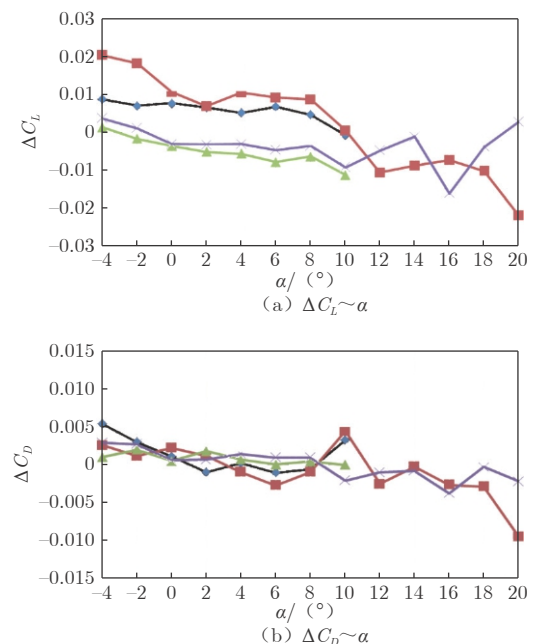


图 6 巡航状态不同风速的横向支架干扰对比 (0°迎角)

Fig. 6 Comparison of transverse support interference with different wind speeds in cruise state (angle of attack is 0°)



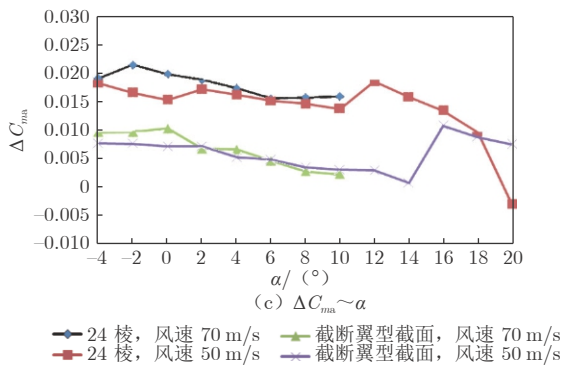


图 7 30°后襟不同风速的纵向支架干扰对比

Fig. 7 Comparison of longitudinal support interference with different wind speeds and 30 degrees at the back

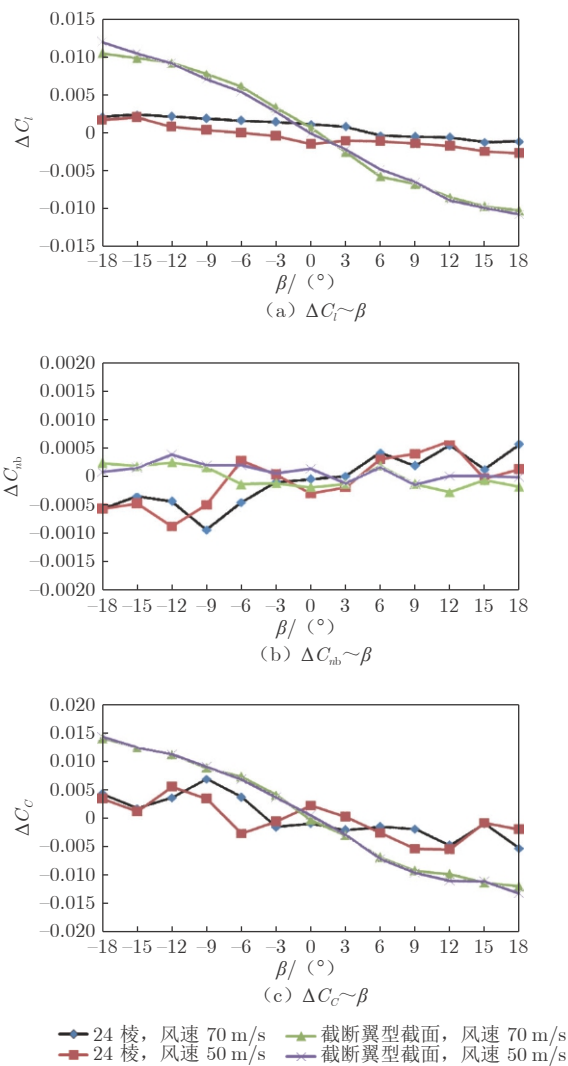


图 8 30°后襟不同风速的横向支架干扰对比 (0°迎角)

Fig. 8 Comparison of transverse support interference with different wind speeds and 30 degrees at the back (angle of attack is 0°)

航构型纵向试验时,不同风速时共用风速 70 m/s 下的支架干扰即可满足要求。滚转力矩系数支架干扰量和偏航力矩系数支架干扰量变化都较大,以 24 棱

表 4 24 棱和截断翼型截面支杆不同风速支架干扰差量
Table 4 Support interference difference of 24 ribbed and truncated airfoil support rods with different wind speeds

		ΔC_{L_i}	ΔC_{D_i}	ΔC_{m_i}	ΔC_{l_i}	ΔC_{n_b}	ΔC_c
巡航状态	24 棱	0.006	0.001	0.007	0.001	0.0006	0.004
	截断翼型截面	0.004	0.002	0.002	0.001	0.0005	0.002
30°后襟	24 棱	0.006	0.002	0.005			
	截断翼型截面	0.004	0.002	0.002			

支杆和截断翼型截面支杆进行横向试验时,不同风速需采用对应风速的支架干扰。

2.3.2 不同预置角支杆

图 9 和 10 为支杆预置角从 11°增大到 60°时的 24 棱支杆、圆截面支杆和截断翼型截面支杆的支架干扰量对比曲线,表 5 给出了大部分变化范围。从表

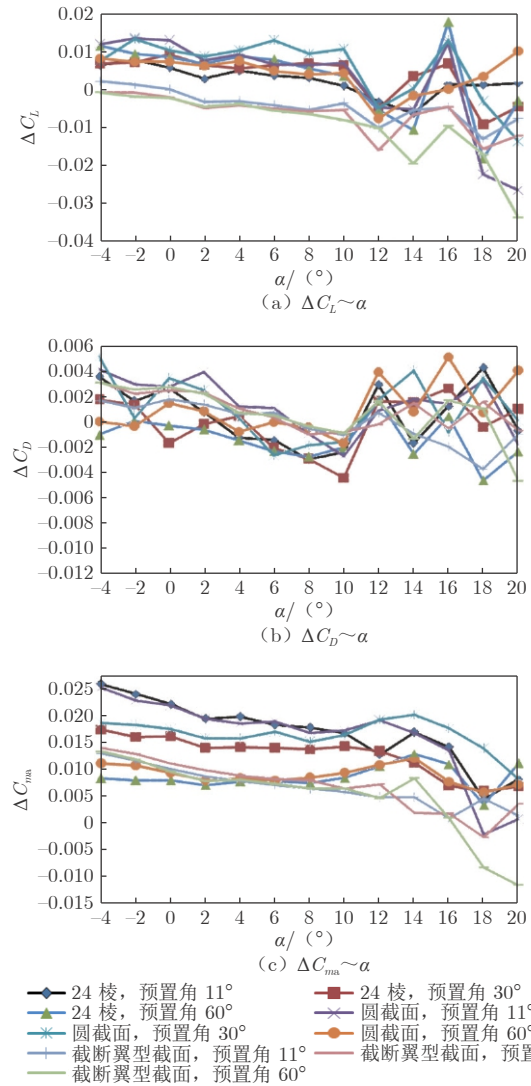
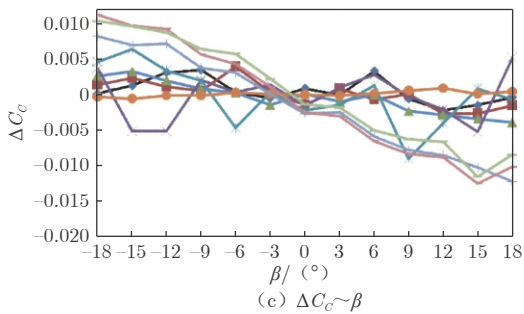
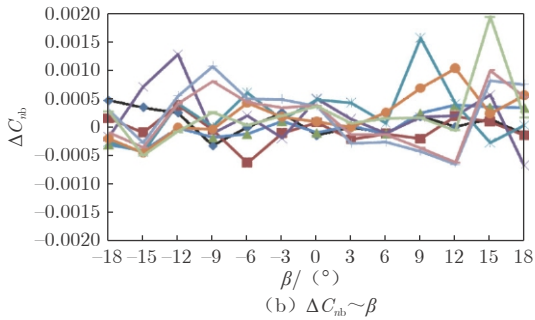
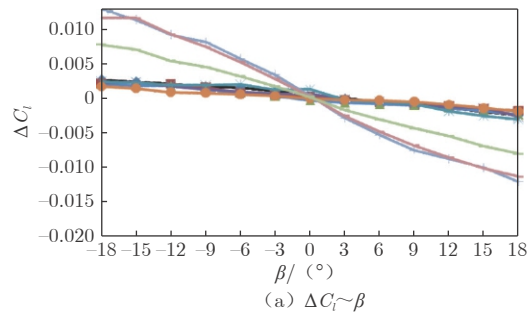


图 9 不同预置角的纵向支架干扰对比 (风速 50 m/s, 0°后襟)

Fig. 9 Comparison of longitudinal support interference with different pre-deflection angles (wind speed is 50 m/s, flap is 0°)



- ◆ 24 棱, 预置角 11°
- ▲ 24 棱, 预置角 60°
- ✱ 圆截面, 预置角 30°
- ✱ 圆截面, 预置角 60°
- ✱ 截断翼型截面, 预置角 11°
- ✱ 截断翼型截面, 预置角 30°
- ✱ 24 棱, 预置角 30°
- ✱ 圆截面, 预置角 11°
- ✱ 截断翼型截面, 预置角 60°

图 10 不同预置角的横向支架干扰对比 (风速 50 m/s, 8°迎角, 0°后襟)

Fig. 10 Comparison of transverse support interference with different pre-deflection angles (wind speed is 50 m/s, angle of attack is 8°, flap is 0°)

表 5 24 棱支杆、圆截面支杆和截断翼型截面支杆预置角 11°和 60°的支架干扰差量

Table 5 Support interference differences of 24 ribbed support rods, round support rods and truncated airfoil support rods with pre-deflection angles of 11° and 60°

	ΔC_L	ΔC_D	ΔC_{ma}	ΔC_l	ΔC_{nb}	ΔC_c
24 棱	0.006	0.003	0.015	0.001	0.0007	0.003
圆截面	0.007	0.004	0.015	0.001	0.0007	0.005
截断翼型截面	0.003	0.0012	0.002	0.005	0.0003	0.002

中可以看出: 24 棱支杆和圆截面支杆的纵向支架干扰差量较大, 分别用二者进行纵向试验时, 增大支杆预置角有利于提高纵向试验的准度和精度; 截断翼型截面支杆的纵向支架干扰差量较小, 以其进行纵

向试验时, 增大支杆预置角对纵向试验准度和精度的影响可以忽略不计。采用 24 棱支杆和圆截面支杆进行横向试验时, 增大支杆预置角对横向试验的准度和精度影响不大; 采用截断翼型截面支杆进行横向试验时, 增大支杆预置角有利于提高横向试验的准度和精度。

3 二维支杆绕流与尾流特性的 PIV 试验

3.1 试验模型与状态

图 11 为二维支杆模型在风洞中的安装示意图, 图 12 为各种二维支杆截面形状示意图, 因其直径或最大厚度为 50 和 120 mm 时与 80 mm 时的截面形状相似, 且 FL-51 风洞单支杆直径为 80 mm, 故图 12 仅给出了 80 mm 的示意图; 表 6 为具体试验内容。

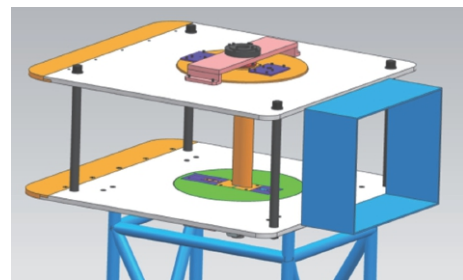


图 11 二维支杆绕流与尾流特性试验示意图

Fig. 11 Schematic diagram of two-dimensional support rod flow around and wake characteristics test

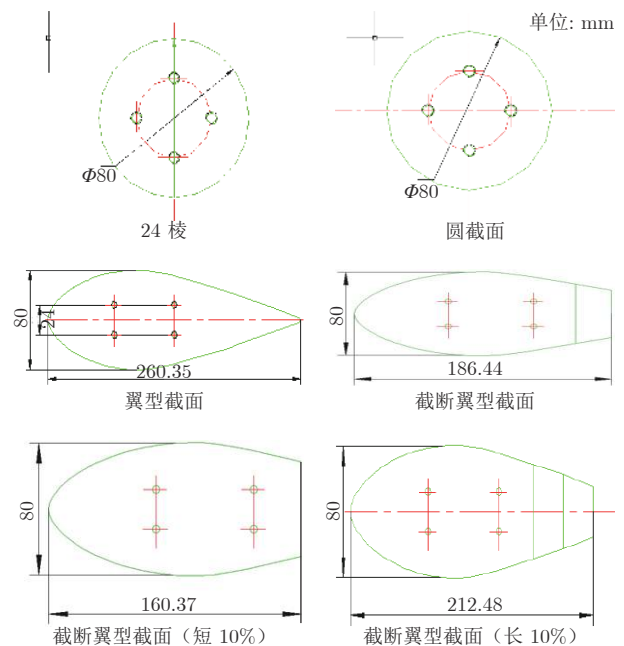


图 12 各种二维支杆截面形状示意图

Fig. 12 Schematic diagram of two-dimensional support rods with various cross section shapes

表 6 二维支杆绕流与尾流特性 PIV 试验内容
Table 6 PIV test content of two-dimensional support rod flow around and wake characteristics

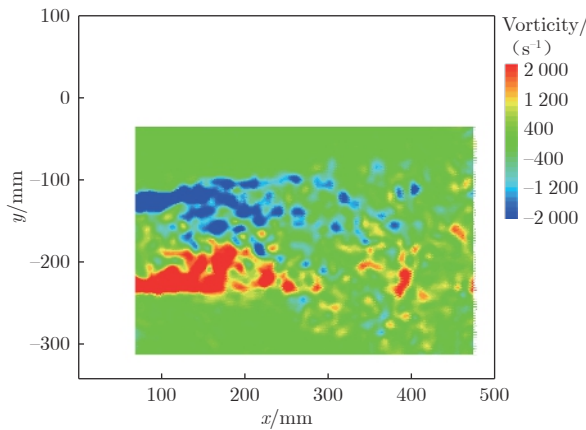
序号	截面形状	模型尺度/mm	风速/(m·s ⁻¹)	试验时的侧滑角/(°)	试验次数
1	24 棱	直径:50/80/120	10/30/50/70	0/7.5/15	36
2	圆截面	直径:50/80/120	10/30/50/70	0	12
3	翼型截面	最大厚度:50	10/30/50/70	-30/-25/-20/-16/-12/-8/-4/0/8	36
		最大厚度:80	10/30/50/70	-16/-8/0	12
4	截断翼型截面	最大厚度:50	10/30/50/70	-30/-16/-8/0/8	20
		最大厚度:80	10/30/50/70	-16/-8/0	12
5	截断翼型截面(短10%)	最大厚度:50	10/30/50/70	-30/-16/-8/0/8	20
		最大厚度:80	10/30/50/70	-8/0	8
6	截断翼型截面(长10%)	最大厚度:50	10/30/50/70	-30/-16/-8/0/8	20
		最大厚度:80	10/30/50/70	-8/0	8

3.2 试验结果分析

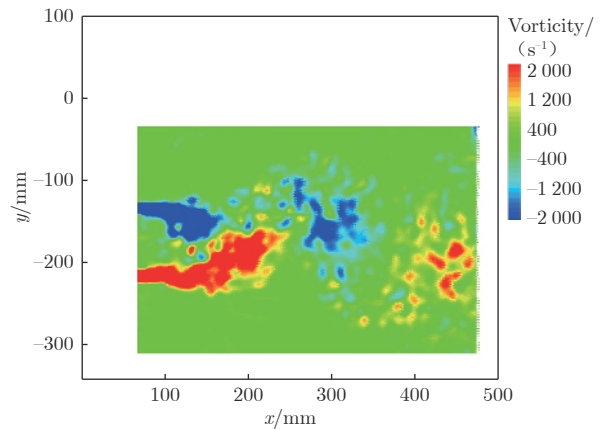
图 13 为直径(或最大厚度)为 80 mm 的各截面形状支杆(限于篇幅,略去了直径或最大厚度为 50 mm 的结果)在风速 70 m/s、0°迎角(带模型试验时的侧滑角)时的支杆尾涡分布对比图,图中 x 为尾涡的流向, y 为尾涡的宽度方向。表 7 为直径(或最大厚度)为 50 和 80 mm 的各截面支杆尾涡区前段

的宽度情况。

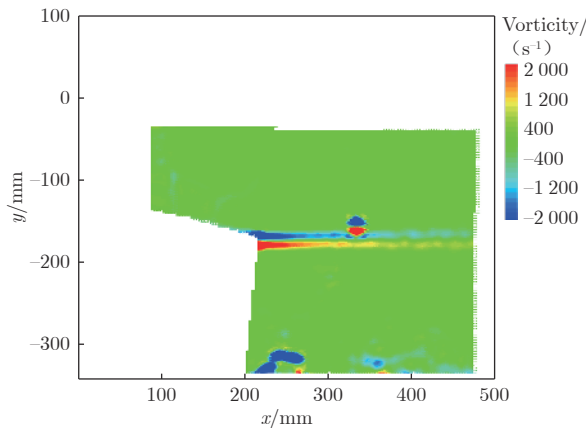
从图中和表中可以看出,在相同风速下,相同直径(或最大厚度)支杆的尾涡区宽度由小到大依次为:翼型支杆,截断翼型长 10% 支杆,截断翼型支杆,截断翼型短 10% 支杆,24 棱支杆和圆截面支杆。可见,对于带模型状态下的纵向试验,支杆宜选择翼型截面或者适当截断的翼型截面。



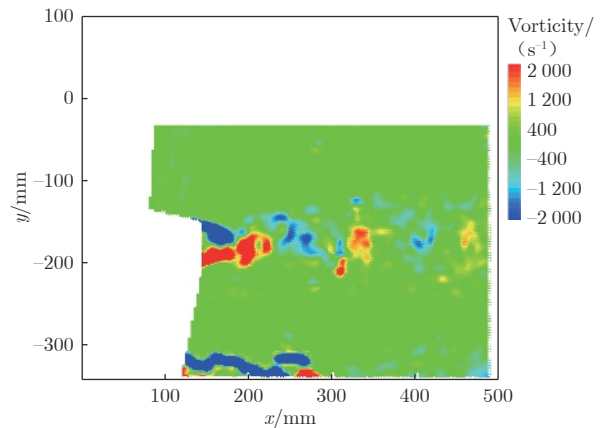
(a) 圆截面支杆尾涡分布



(b) 24 棱截面支杆尾涡分布



(c) 翼型截面支杆尾涡分布



(d) 截断翼型截面支杆尾涡分布

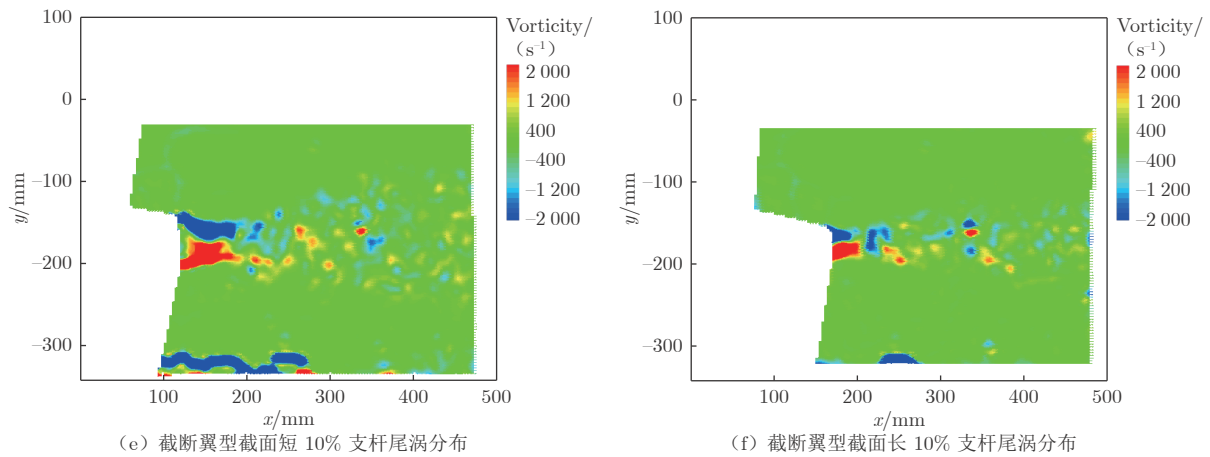


图 13 直径/最大厚度 80 mm 各截面形状支杆尾涡分布图

Fig. 13 The trailing vortex distribution diagram of support rods with various cross section shapes and diameter/maximum thickness of 80 mm

表 7 各截面支杆尾涡区前段的宽度

Table 7 The trailing vortex region's front section width of support rod with various cross section

序号	截面形状	模型尺度/mm	尾涡区前段宽度/mm	尾涡的相对尺度/%
1	圆截面	直径50	80	160
		直径80	110	137.5
2	24 棱	直径50	60	120
		直径80	90	112.5
3	翼型截面	最大厚度50	30	60
		最大厚度80	30	37.5
4	截断翼型截面	最大厚度50	50	100
		最大厚度80	50	62.5
5	截断翼型截面短10%	最大厚度50	55	110
		最大厚度80	55	68.8
6	截断翼型截面长10%	最大厚度50	35	70
		最大厚度80	35	43.8

注: 1.尾涡区前段宽度为在前段某一固定位置处各支杆尾涡区的宽度。
2.尾涡的相对尺度为尾涡区前段宽度与相应支杆直径/最大厚度的百分比。

圆截面支杆和 24 棱支杆直径由 50 mm 增大到 80 mm 时, 其尾涡宽度也相应增大了 30 mm 左右; 翼型截面和各截断翼型截面支杆最大厚度增大, 而尾涡区宽度基本不变。可见, 随着最大厚度的增大, 翼型截面和各截断翼型截面支杆的尾涡具有较好的一致性; 而 24 棱支杆和圆截面支杆的尾涡则随直径增大存在一定的变化。由此可知, 风洞试验选择翼型截面支杆时可适当加大支杆的尺度(而尾涡区的宽度基本不变), 这更有利于提高支杆刚度, 以及满足某些特殊试验通高压气或安装大量传感器线缆的需求。

与 24 棱支杆相比, 截断翼型截面支杆的尾涡宽

度小且具有较好的一致性, 从流动现象层面解释了前文支架干扰测力试验得出的结论, 即纵向试验采用截断翼型截面支杆优于 24 棱支杆。

图 14 为直径 80 mm 的 24 棱支杆在风速 70 m/s、迎角分别为 0°和 7.5°时的尾流涡量图。从图中可以

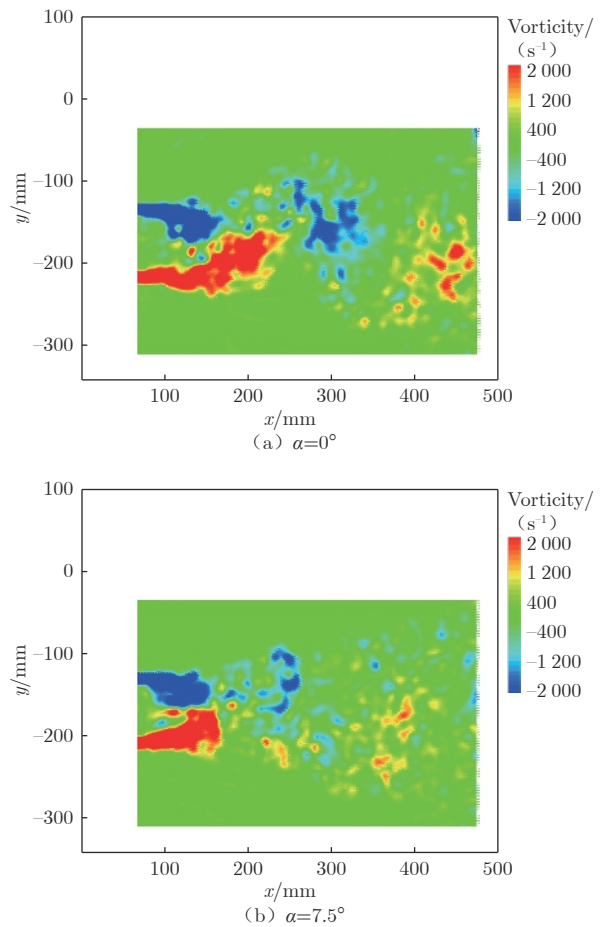


图 14 24 棱支杆迎角下的尾流涡量图

Fig. 14 Wake vorticity diagram of 24 ribbed support rods at varying attack angles

看出，当二维 24 棱支杆的迎角(带模型试验时的侧滑角)变化时，其尾流区宽度变化很小且具有较好的一致性。

图 15 和 16 为最大厚度为 50 mm 的翼型截面支杆和截断翼型长 10% 支杆(限于篇幅，略去了截断翼型截面支杆、截断翼型截面长 10% 支杆)在风速 70 m/s 以及迎角-8°、-16°和-30°(带模型试验时的

侧滑角)时的尾流涡量图。从图 15 和 16 可以看出，迎角从-8°变化到-16°，支杆的尾涡区都有变宽的趋势，其中仅翼型截面支杆尚能保持较小的尾涡区宽度，翼型截面支杆在迎角-16°时尾涡区宽度就已超过了翼型的最大厚度。迎角达到-30°时，因流动分离，翼型截面支杆的尾涡区宽度显著增大，基本略大于支杆在垂直气流方向的尺度。

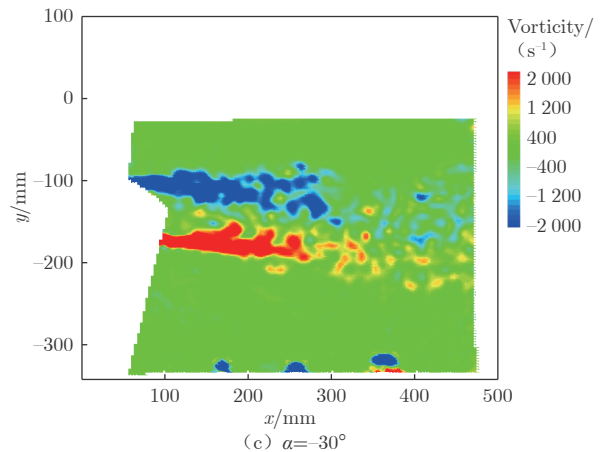
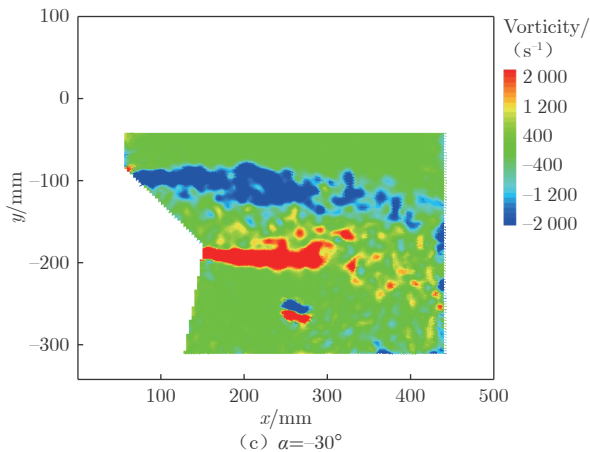
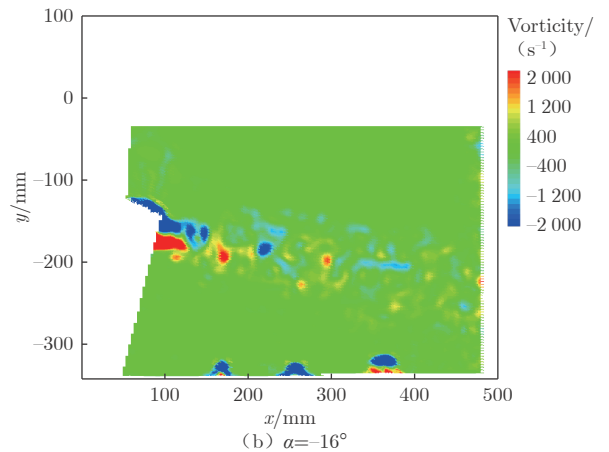
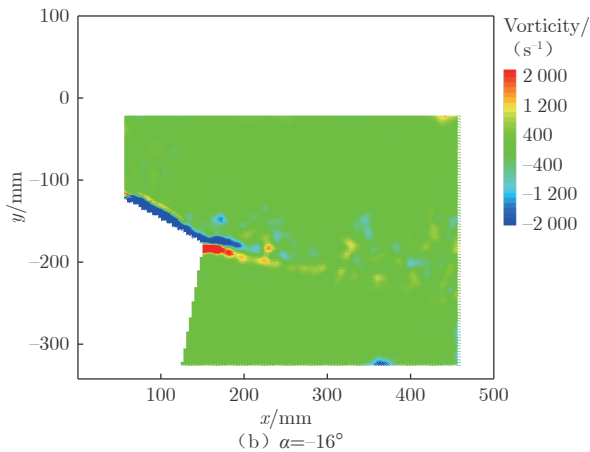
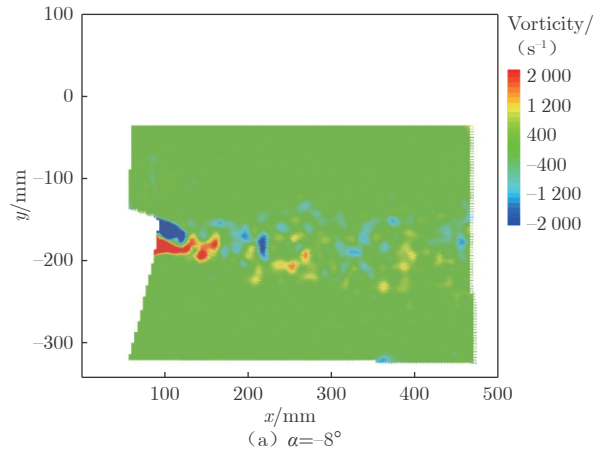
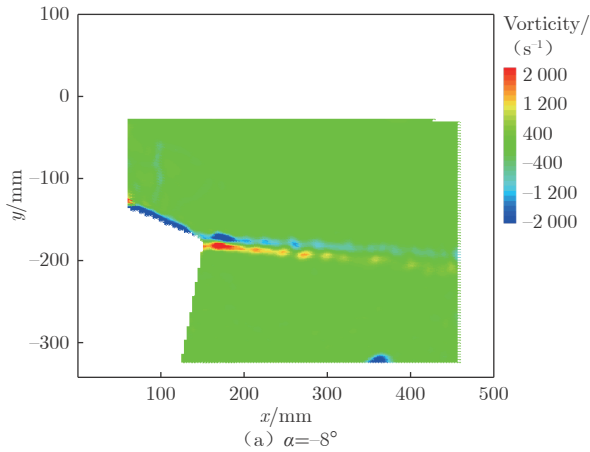


图 15 翼型截面支杆变迎角下的尾流涡量图

Fig. 15 Wake vorticity diagram of airfoil support rods at varying attack angles

图 16 截断翼型截面短 10% 支杆变迎角下的尾流涡量图

Fig. 16 Wake vorticity diagram of truncated airfoil and 10% shorter support rods at varying attack angles

与截断翼型截面支杆相比, 24 棱支杆的尾涡宽度随迎角(风洞试验时的侧滑角)的变化较小且具有较好的一致性, 从流动现象层面解释了前文支架干扰测力试验得出的结论, 即与 24 棱支杆相比, 纵向支架干扰较优的截断翼型截面支杆的横向干扰恶化, 支架干扰量相对较大。

4 结 论

圆截面支杆与 24 棱支杆支架干扰量类似, 采用 24 棱支杆进行不同构型、不同风速纵横向试验时基本都需进行对应构型、风速下的支架干扰试验, 增大支杆预置角有利于提高纵向试验的准度和精度; 截断翼型截面支杆的阻力和俯仰力矩支架干扰量较小, 纵向支架干扰较优的截断翼型截面支杆的横向干扰恶化, 支架干扰量相对较大; 采用截断翼型截面支杆进行不同构型、不同风速纵向试验时共用巡航构型、风速 70 m/s 下的支架干扰即可满足要求, 横向试验时则需采用对应构型、风速下的支架干扰, 增大支杆预置角有利于提高横向试验的准度和精度。

随着最大厚度的增大, 翼型支杆和各截断翼型截面支杆的尾涡具有较好的一致性; 而 24 棱支杆和圆截面支杆的尾涡则随着直径变化存在一定的变化。对于仅进行纵向试验或以纵向试验为重点的风洞试验, 支杆宜选择翼型截面或者适当截断的翼型截面; 此外, 选择翼型截面支杆还可适当加大支杆的尺度(其尺度加大而尾涡区的宽度基本不变), 有利于提高支杆刚度以及满足某些特殊试验通高压气或安装大量传感器线缆的需求。与 24 棱支杆相比, 迎角(风洞试验时的侧滑角)为 0°时截断翼型截面支杆的尾涡宽度小且具有较好的一致性, 但随迎角变化较大且一致性不好, 从流动现象层面解释了支架干扰测力试验得出的结论, 即纵向试验采用截断翼型截面支杆优于 24 棱支杆; 与 24 棱支杆相比, 纵向支架干扰较优的截断翼型截面支杆的横向干扰恶化, 支架干扰量相对较大。

参考文献:

- [1] 郑新军, 焦仁山, 苏文华, 等. 低速高雷诺数风洞腹撑支架干扰研究[J]. *空气动力学学报*, 2017, 35(6): 870-874.
ZHENG X J, JIAO R S, SU W H, et al. Ventral support interference in low-speed and high Reynolds number wind tunnel[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(6): 870-874.
doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0114
- [2] WILLAUME R A. High Reynolds number subsonic aerodynamics[R]. AGARDLS-37-70, 1970.
- [3] MARK M D, MCMASTERS J H. High Reynolds number testing in support of transport air plane development[R]. AIAA 92-3982, 1992.
doi: 10.2514/6.1992-3982
- [4] HANG B. A new method of blockage correction for a large blockage model in wind tunnel test[R]. AIAA 2002-0881, 2002.
doi: 10.2514/6.2002-881
- [5] 王勋年, 祝明红, 孙传宝. 低速大迎角尾撑支架干扰试验研究[J]. *实验流体力学*, 2007, 21(2): 8-12.
WANG X N, ZHU M H, SUN C B. Investigation on the interference of rear sting supports at high angle of attack in low speed wind-tunnel[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2007, 21(2): 8-12.
doi: 10.3969/j.issn.1672-9897.2007.02.002
- [6] 沈彦杰, 卜忱, 刘春明, 等. 大幅振荡试验支架干扰研究[J]. *空气动力学学报*, 2016, 34(6): 762-769.
SHEN Y J, BU C, LIU C M, et al. Investigation of support interference of large amplitude oscillation test[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2016, 34(6): 762-769.
doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0109
- [7] 祝明红, 孙海生, 金玲, 等. 低速大迎角张线尾撑系统支架干扰影响研究[J]. *实验流体力学*, 2011, 25(3): 1-5.
ZHU M H, SUN H S, JIN L, et al. Study on the support interference of wire-assistant sting support at high angle of attack in low speed wind tunnel[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2011, 25(3): 1-5.
doi: 10.3969/j.issn.1672-9897.2011.03.001
- [8] 高静, 李聪, 杨勇, 等. 低速风洞推力矢量试验背撑干扰特性试验研究[J]. *实验流体力学*, 2005, 19(3): 10-13, 20.
GAO J, LI C, YANG Y, et al. Researches of dorsal support interference in low speed wind tunnel thrust vector test[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2005, 19(3): 10-13, 20.
doi: 10.3969/j.issn.1672-9897.2005.03.003
- [9] 田学诗. 24 角形剖面的风洞试验研究及工程应用[J]. *空气动力学学报*, 1996(4): 379-386.
TIAN X S. Wind tunnel test investigation and engineering application of 24 angular polygon section[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 1996(4): 379-386.
- [10] 程厚梅. 风洞实验干扰与修正[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
CHENG H M. Interference and Correction on Wind Tunnel Testing[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003.
- [11] 范洁川. 风洞试验手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.

作者简介:



任凡凡(1989—), 男, 黑龙江哈尔滨人, 硕士研究生, 工程师。研究方向: 风洞试验, CFD 计算, 工业空气动力学试验。通信地址: 黑龙江省哈尔滨市平房区祥云路 6 号中国航空工业空气动力研究院(150000)。
E-mail: renfanfan@126.com

(编辑: 宋嘉慧)

电弧风洞喷管壁温对平板试验的影响研究

隆永胜, 袁竭*, 赵顺洪, 杨斌, 朱新新

中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力学研究所, 绵阳 621000

摘要:为研究电弧风洞喷管壁面温度对平板试验的影响, 研制了隔热半椭圆喷管, 采用电弧风洞半椭圆喷管平板试验的方法, 将喷管长轴边与平板试验模型连接, 使气流延伸到模型表面进行试验。喷管扩张段水冷壁面在试验初始时期(冷壁)和壁温上升(热壁)条件下, 试验研究了平板测试模型表面冷壁热流和平衡温度的变化。结果表明: 在喷管来流焓值 1.00~2.55 MJ/kg 范围内, 相对于冷壁, 热壁模型表面冷壁热流增加 4.7%~15.0%, 平衡温度最大升高 4.24%。因此, 热防护试验时应考虑喷管壁面温度对平板试验结果带来的影响, 需要提高来流焓值。

关键词: 电弧风洞; 热流; 焓值; 边界层

中图分类号: V211.74⁺⁴ 文献标识码: A

Influence of nozzle wall temperature on plate test in arc-heated wind tunnel

LONG Yongsheng, YUAN Jie*, ZHAO Shunhong, YANG Bin, ZHU Xinxin

Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China

Abstract: In order to study the influence of the nozzle's wall temperature on the plate test in the arc-heated wind tunnel, a thermal insulation semi-elliptical nozzle was designed. A plate test was adopted in the arc-heated wind tunnel with the semi-elliptical nozzle. The bottom of the nozzle wall was connected with the plate model. The flow extended to the surface of the model during the test. The surface heat flux and equilibrium temperature of the model under the conditions of the hot nozzle wall and the cold nozzle wall were measured and analyzed, respectively. The results show that the enthalpy of the nozzle ranged from 1.00 MJ/kg to 2.55 MJ/kg. Compared with the condition of the cold nozzle wall, the surface heat flux of the hot nozzle wall increased by 4.7% to 15.0%, and the equilibrium temperature increased by up to 4.24%. In the thermal protection test, the influence of the nozzle wall temperature on the results of the plate test should be considered, and it is necessary to increase the enthalpy of the flow.

Keywords: arc-heated wind tunnel; heat flux; enthalpy; boundary layer

0 引 言

高超声速飞行器在大气层内飞行, 其热环境极其严酷, 耐热材料及热结构需承受极大的热力载荷, 尤其是飞行器前体、进气道压缩面、发动机唇口、舵翼等因局部热流高、温度梯度大、噪声、振动等造成

热力耦合失效的风险极大, 因此, 必须在地面开展相应的考核试验^[1-4]。电弧风洞^[5-6]是当前能够在地面近似模拟飞行热环境参数(焓值、热流、压力、气体组分等)的试验设备, 但电弧风洞的功率有限, 即使是 50 MW 量级的设备也仅能模拟考核飞行器的局部构件。因此, 通常截取飞行器典型部位置于电弧风

收稿日期: 2021-05-31; 修回日期: 2021-10-30; 录用日期: 2021-11-22

* 通信作者 E-mail: yuanjie2005@163.com

引用格式: 隆永胜, 袁竭, 赵顺洪, 等. 电弧风洞喷管壁温对平板试验的影响研究 [J]. 实验流体力学, 2022, 36(6): 47-53.

LONG Y S, YUAN J, ZHAO S H, et al. Influence of nozzle wall temperature on plate test in arc-heated wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(6): 47-53.

洞中进行试验,如平板类部件一般采用矩形或半椭圆喷管直边与试验件对接,让喷管的超声速气流直接过渡到平板试验件上进行试验考核^[7-10],如图1所示。

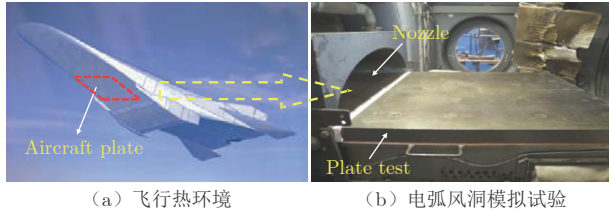


图1 平板试验技术
Fig. 1 Plate test technology

目前矩形或半椭圆喷管的壁面通常为夹层水冷结构。由于喷管喉道处热流很高,一般采用紫铜或铜合金材料制作并对其进行强制冷却,这会导致近壁面气流焓值降低。如果喷管扩张段采用水冷壁,将会造成试验件表面气流恢复焓降低,使风洞试验考核与真实飞行之间存在显著差距。如式(1)、(2)所示,高温气流对模型壁面产生的热流为:

$$q = a(h_r - h_w) \quad (1)$$

$$h_r = h_e + rv^2/2 \quad (2)$$

式中: q 为热流, a 为对流换热系数, h_r 为气流恢复焓, h_w 为壁面焓, h_e 为气流静焓, v 为气流速度, r 为恢复系数。

在喷管壁面水冷的条件下,气流的静焓降低,而在喷管壁面隔热的条件下,喷管壁面温度升高,减少了焓降,这与飞行器耐热材料表面高温气体流动相似。研究喷管冷壁及热壁对试验件考核的影响,缩小“天地”差距,对耐热系统的精确考核和精细设计具有重要的意义。

目前,世界上拥有电弧风洞的机构较少,喷管焓降的相关研究更少。美国 NASA Ames 中心 60 MW 电弧风洞(IHF)配套了隔热底面设计的半椭圆喷管,在喷管底边出口 950 mm 长度范围内铺设了高密度碳化硅陶瓷耐高温材料,以减少高焓试验时的气流焓降,提高模拟的真实程度,但至今尚未开展电弧风洞喷管壁温对平板试验的影响研究^[5]。本文通过研制隔热半椭圆喷管,近似模拟飞行条件下的热壁条件和边界层剖面。在中国空气动力研究与发展中心(CARDC)FD-15B 电弧风洞不同试验状态下,使喷管壁面达到不同的温度,对测试模型表面冷壁热流、绝热模型平衡温度以及喷管出口近边界层气流温度进行测试分析,以获得喷管不同壁温对平板试验模型的热影响。

1 试验方法

1.1 试验装置

试验在 CARDC 的 FD-15B 电弧风洞中进行。采用电弧风洞半椭圆喷管平板试验技术^[11],被电弧加热的高温气流,经转接段和半椭圆喷管加速后进入试验段;在半椭圆喷管底边放置平板试验模型,使喷管直边的附面层光滑地过渡到平板模型。隔热半椭圆喉道半轴尺寸为 30 mm × 41 mm,喷管出口半轴尺寸为 167 mm × 90 mm,名义马赫数为 4。如图 2 所示,喷管分为喉道段和扩张段。为了防止喉道段高热流部分被高温气流损坏,采用水冷壁结构;但在喷管扩张段,热流大幅度下降,若采用常规的冷却结构设计,将导致气流总焓下降过大。对于喷管扩张段,本文采用 4 层结构,包括防热板、隔热板、水冷板和结构基体。防热板采用耐高温材料铌钨合金制作,长度为 334 mm,厚度为 10 mm;隔热板采用氧化铝陶瓷纤维板制作,厚度为 25 mm。

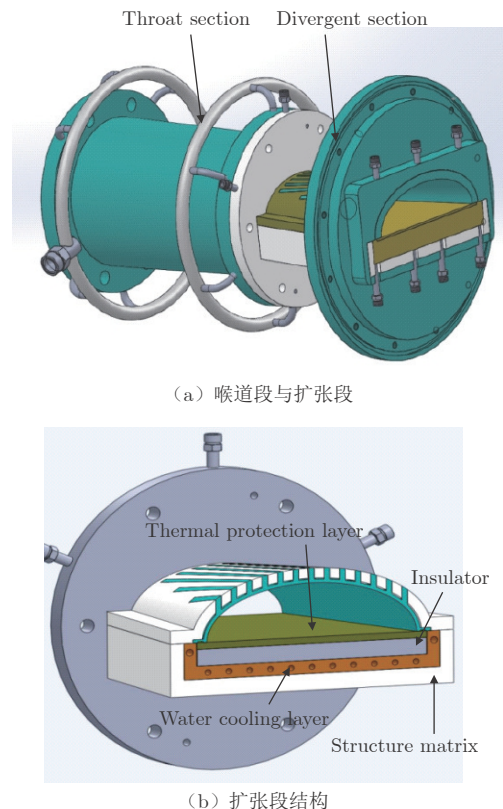


图2 隔热半椭圆喷管
Fig. 2 Thermal insulation semi-elliptical nozzle

喷管底板经过防热、隔热处理,隔热板后的温度较低,传到水冷板的热量也较少。因此,水冷板的主要作用是防止基体结构受热变形。

1.2 测试方法

为了准确测试试验的来流总焓，低温($<2000\text{ K}$)时一般采用总温探针法；温度高于总温探针测试上限时，用驻点热流和驻点压力探针测量驻点热流和压力，采用 Fay-Riddell 公式^[12]间接计算来流总焓（简称“F-R 探针法”）。F-R 探针法的两种探针均安装在风洞旋转支架上轮流进行扫描测试。热流测试模型、温度测试模型安装在横向送进机构上，如图 3 所示。

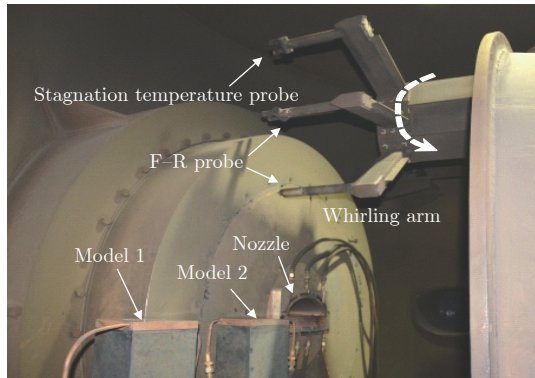


图 3 风洞测试装置布局
Fig. 3 Test equipment layout in wind tunnel

流场核心区的总温探针（带滞止室）如图 4 所示，探针有 2 个相距 10 mm 的分支测点 A、B，测点与喷管底边均距离 20 mm，感温元件为 Ir-IrRh40 热电偶。该结构的总温探针由航空工业北京长城计量测试技术研究所热风洞标定^[13]。本次试验的总温探针在 1500~1900 K 的平均标准不确定度为 10.3。

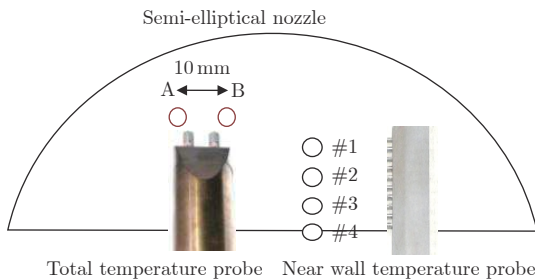


图 4 气流温度测试探针测点分布
Fig. 4 Distribution of gas temperature probes

为研究不同喷管壁面温度对喷管出口近壁面气流总温的影响，使用近壁面气流温度测试探针。设置 #1~#4 共 4 个探针，每个探针测点间隔 5 mm，如图 4 所示。温度传感器为直径 1.5 mm 的 K 型接壳型热电偶。测试探针通过风洞横向送进支架送入流场。

为了研究不同喷管壁面温度对喷管出口平板试验模型表面冷壁热流的影响，在冷壁热流平板测试模型上布置小型水冷戈登计（探头直径为 4.5 mm），如图 5 左图所示，可长时间测试壁面热流。F-R 探

针驻点及冷壁热流平板测试模型上的戈登计均由弧光灯标定系统标定^[14]，标定后重复性精度在 1% 以内。冷壁热流平板测试模型尺寸为 100 mm × 100 mm，与半椭圆喷管底边平齐连接，迎角为 0°。测点布置如图 5 右图所示，测点 1~7 为热流测点，P1、P2 为压力测点。

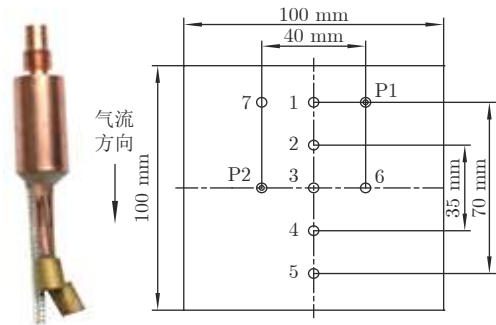


图 5 水冷戈登计及冷壁热流测点
Fig. 5 Gardon gaging points distribution and heat flux

在喷管防热板背面采用 K 型热电偶进行背温测试，分析防热板受热情况，并监测工作温度是否超过许用温度。隔热平板测温模型尺寸为 100 mm × 100 mm，厚 2 mm，表面带高发射率黑色涂层，以便使用 IGAR 12-LO 比色高温计测试表面温度，测点位置为图 5 的测点 3，比色高温计的测试精度为读数的 0.5% ± 1 °C。如图 6 所示，为减少传热，模型四周留有隔热缝，背面采用气凝胶材料隔热，以钢丝拉紧固定。不锈钢板背面焊接 K 型热电偶，其测试精度为 ± 0.75%T (T 为热电偶的实测温度值)。背面温度测点与冷壁热流平板测试模型的 2、3、4、6、P2 测点对应。试验时，冷壁热流平板测试模型与隔热平板测温模型依次被送至流场的相同位置，上表面与喷管底边平齐。改变电弧风洞试验状态，获得冷壁热流及隔热平板模型背面平衡温度进行对比分析。

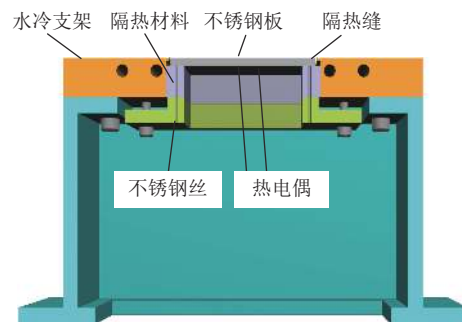


图 6 隔热平板测温模型
Fig. 6 Thermal insulation plate model for temperature measurement

为减少不同车次试验运行参数误差对试验结果的影响，在同一车次完成流场总温、驻点压力、冷壁热流、表面压力等参数测试。

1.3 试验状态

表 1 为电弧风洞试验状态参数, 状态 1、2 的总

焓由总温探针测得, 状态 3 的总焓较高, 使用 F-R 探针法获得。表中数据为 3 次试验的平均值。

表 1 电弧风洞试验状态参数
Table 1 Average values of test parameters in arc-heated wind tunnel

状态	总压/MPa	总焓/(MJ · kg ⁻¹)	驻点压力/kPa	驻点热流/(MW · m ⁻²)	气体流量/(kg · s ⁻¹)	总功率/MW
1	2.57	1.04	360.76	1.32	6.79	14.53
2	1.98	2.12	277.40	2.86	3.43	15.84
3	1.66	2.55	236.70	3.75	2.45	15.43

电弧风洞同一车次总温探针测试的温度数据如图 7 所示, T11、T12 为状态 1 的 A、B 两个分支测点, T21、T22 为状态 2 的 A、B 两个分支测点。由图 7 可知, 当探针达到稳定时, 流场的总温波动很小, 两支热电偶的测试值相差均小于 1%。状态 3 的焓值由驻点热流和驻点压力探针间接测得, 根据试验验证, 同一次试验测试的波动也小于 1%, 因此设备运行参数的影响均较小。

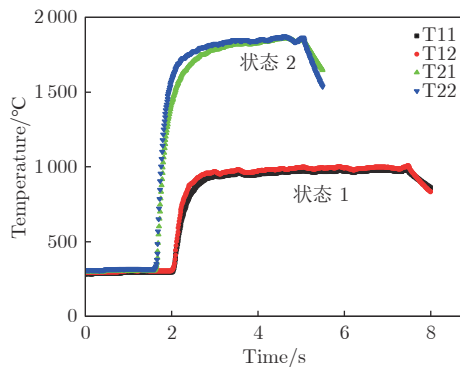


图 7 总温探针测试曲线
Fig. 7 Curves of total temperature

2 结果及分析

2.1 试验结果分析

喷管隔热板背面特征点随电弧风洞运行时间的温升曲线如图 8 所示, 在试验状态 1, 100 s 后上升斜率变小, 200 s 后温度趋于平衡, 其他测点情况类似。在喷管壁面不同平衡温度条件下, 对喷管出口近壁面气流总温、测试模型表面冷壁热流、隔热模型平板平衡温度的影响进行测试。喷管壁面温度对模型表面冷壁热流的影响如图 9 和表 2 所示, 所有数值均为 3 次试验的平均值。图中 r_{1-1} 为状态 1 第 1 个测点的冷壁热流, r_{2-1} 为状态 2 第 1 个测点的冷壁热流, 依此类推。在不同时刻将装有戈登计的测试模型送入流场, 戈登计单次测试时间为 7 s, 可获得稳态冷壁热流。在试验 150 s 后, 冷壁热流上升不

明显, 基本保持平衡。状态 3 焓值较高, 在 100 s 时温度已超过 1000 K, 但尚未达到平衡; 由于隔热板承受温度能力有限, 因此仅测试了 100 s 时的冷壁热流。

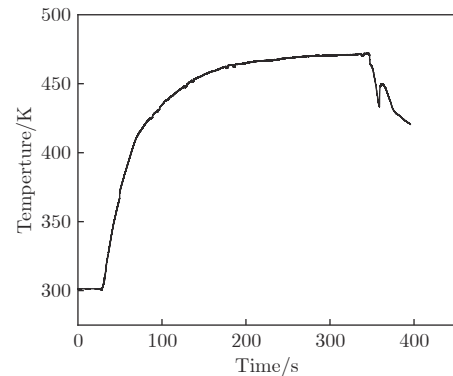


图 8 喷管背面测点温升曲线
Fig. 8 Nozzle back wall temperature-time curve

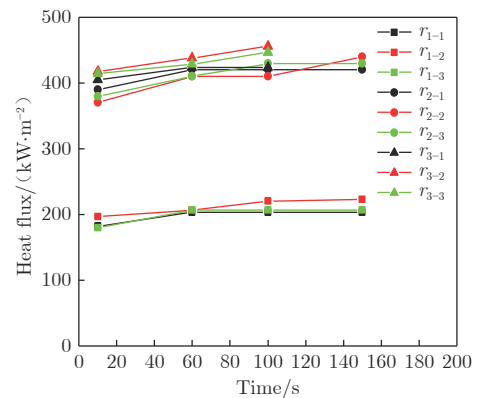


图 9 不同状态下模型冷壁热流变化
Fig. 9 Variation of heat flux under different conditions

从图 9 中可以看到状态 1、2、3 下冷壁热流随喷管壁温增加的情况: 冷壁热流增加了 4.7%~15.0%, 随着来流总焓增大, 热流增量变小。喷管壁面温度上升到一定程度后, 冷壁热流基本保持不变, 这是因为壁面达到一定温度后, 边界层气流与壁面温差减小, 热损失减小, 测试板热流不再大幅随壁面温度上升。

表 2 不同总焓及防热板温度下的表面冷壁热流
Table 2 Heat flux on cold wall with different total enthalpies and plate temperatures

状态	时间/s	特征点背温 T_6 /K	测点1热流/(kW·m ⁻²)	测点2热流/(kW·m ⁻²)	测点3热流/(kW·m ⁻²)
1	10	309.0	182.0	197.0	180.0
	300	443.0	204.0	224.0	207.0
	增量/%	43.4	12.1	13.7	15.0
2	10	293.0	390.0	370.0	380.0
	300	1096.0	420.0	420.0	430.0
	增量/%	274.1	7.7	13.5	10.5
3	10	303.0	405.0	418.0	414.0
	100	1046.0	424.0	456.0	447.0
	增量/%	245.2	4.7	9.1	8.0

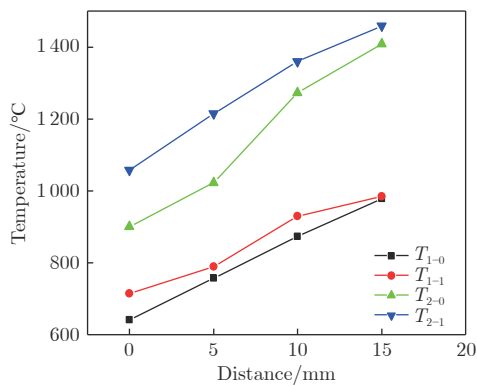


图 10 近壁面气流总温变化

Fig. 10 Variation of total air temperature near wall

喷管壁面温度对近壁气流总温的影响如图 10 和表 3 所示, 图中 T_{1-0} 为状态 1 喷管冷壁温度, T_{1-1} 为状态 1 热壁温度, T_{2-0} 为状态 2 冷壁温度, T_{2-1} 为状态 2 热壁温度。风洞运行不同时间, 喷管壁面温度不同, 分别在风洞运行 7 s 和 140 s 时将近壁面总温排架送入流场, 测试近壁气流总温的变化。风洞运行 7 s 时, 喷管壁面温升小, 近似为冷壁; 140 s 时, 温升基本达到平衡。由表 3 可知, 试验状态气流总焓越

高, 冷/热壁条件下气流总温温差相差越大。

隔热平板测温模型的平均温度对比如表 4 所示, 其中, 喷管防热板壁面近似热平衡时, 隔热平板测温模型正面比色高温计温度为 T_1 , 背面 5 个热电偶测点的平均温度为 T_{b1} ; 冷壁时(即扩张段采用水冷却壁面)隔热平板测温模型正面比色高温计温度为 T_2 , 背面 5 个测点的平均温度为 T_{b2} 。来流焓值越高, 温差越大。根据本文的隔热结构设计, 焓值在 1.00~2.55 MJ/kg 范围内, 喷管冷却对防热试验模型表面平衡温度的影响在 5% 以内。

表 3 近壁面气流总温变化
Table 3 Variation of total air temperature near wall

状态		测点高度/mm			
		0	5	10	15
1	冷壁温度/K	641	757	873	978
	140 s 温度/K	714	789	929	985
	增量/%	11.4	4.2	6.4	0.7
2	冷壁温度/K	901	1022	1272	1408
	140 s 温度/K	1058	1214	1359	1459
	增量/%	17.4	18.8	6.8	3.6

表 4 隔热平板测温模型平均温度对比
Table 4 Comparison of average temperature on stainless-steel plate

状态	T_1 /K	T_2 /K	T_{b1} /K	T_{b2} /K	表面温差率/%	背面温差率/%
1	735	723	648	643	0.67	0.78
2	1127	1084	1034	1004	3.89	2.94
3	1249	1201	1109	1063	3.92	4.23

2.2 数值模拟分析

由于试验状态焓值不高, 采用 FLUENT 软件进行计算, 选用 $k-\omega$ 模型, 防热板、隔热板与气流耦合传热。采用结构网格划分计算模型, 网格总数为 886 129。

边界层加密, 并基于壁面参数的网格雷诺数准则控制第一层网格的高度, 边界层网格的雷诺数小于 100。考虑了网格数对计算结果的收敛和影响, 依据残差值判定收敛性。该算例的残差值均控制在

10^{-6} 以下且残差不再跳动时, 判定为收敛。最终网格如图 11 所示。

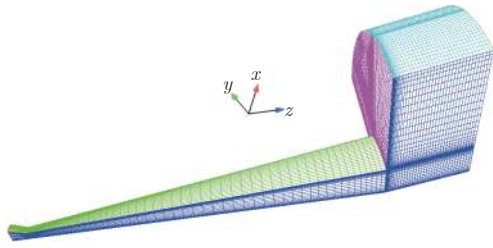


图 11 计算网格
Fig. 11 Simulation grid

数值模拟了状态 2 下壁温对冷壁热流及附面层的影响尺度范围和百分比, 分析了焓降大小。由于试验获得的温度测试结果是单点的, 隔热板上温度分布不均, 因此进行了简化处理, 对平均冷壁温度为 300 和 500 K 的情况进行分析。

图 12 为喷管隔热板取等温壁边界条件时冷壁热流和近壁面气流总温的计算对比图。从图中可看出: 测试模型的热流在喷管隔热板热壁时增大 7%~9%, 气流总温在距离喷管壁面 0~10 mm 范围内最大差值为 6%, 且最大差值产生于近壁面 5 mm 以内。

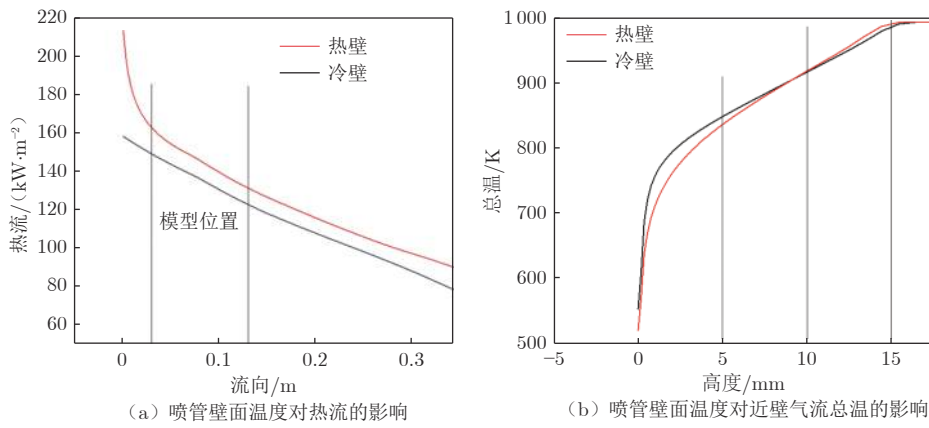


图 12 喷管壁面温度对模型热流及近壁气流总温影响

Fig. 12 Influence of nozzle wall temperature on heat flux and total air temperature near nozzle wall

由于喷管喉道及后部采用水冷铜制造, 对高温气流有冷却效果, 因此焓值有所下降。喷管扩张段数值计算结果(图 13)表明: 喷管隔热板前端绝热温度受喷管喉道段冷却壁面影响而下降, 与冷却部位连接处温度最低, 绝热温度沿流向逐渐上升, 最后达到绝热温度稳定值。

表 5 为对试验和数值模拟结果的分析。采用本文设计的隔热板结构后, 与理想绝热条件相比, 隔热平板测温模型表面测试温度和近壁面气流测试温度的焓值下降均小于 5%。

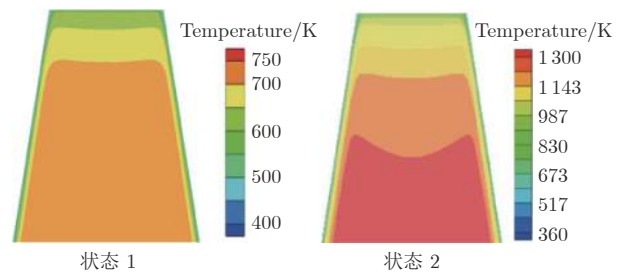


图 13 数值模拟恢复温度

Fig. 13 Recovery temperature calculated by numerical simulation

表 5 焓值降低量

Table 5 Decrease of enthalpy

状态	总焓/(MJ·kg ⁻¹)	计算恢复焓/(MJ·kg ⁻¹)	隔热模型恢复焓/(MJ·kg ⁻¹)	近壁气流恢复焓/(MJ·kg ⁻¹)	隔热模型焓降/%	近壁气流焓降/%
1	1.04	0.763	0.726	0.76	4.85	0.39
2	2.12	1.216	1.164	1.16	4.28	4.61
3	2.55	1.373	1.306	1.32	4.88	3.86

3 结论

为了研究喷管壁面温度对平板试验的影响, 设计了具有防/隔热壁面的喷管, 研究了不同喷管壁面

温度对喷管出口近壁面气流总温、模型表面冷壁热流、模型表面温度的影响。研究表明: 使用本文研制的防/隔热喷管, 气流总焓在 1.00~2.55 MJ/kg 范围内, 喷管隔热板受热温度上升后, 喷管出口处测试模

型的热流比冷壁面增加 4.7%~15.0%，且随着来流总焓增大，该热流增量相对变小。

在上述喷管及试验条件下，近壁面气流总温随喷管壁面温度升高而升高 0.7%~19.0%，总焓越高，冷、热壁条件下近壁面气流总温温差越大。喷管防热板热壁和冷壁时，喷管出口处的不锈钢隔热平板模型表面及背面平均温差在 5% 以内。与理想绝热条件相比，隔热平板测温模型表面测试温度和近壁面气流总温的焓值下降均小于 5%。

以上结果表明：对于电弧风洞喷管直连平板的材料及热结构考核试验，需要考虑喷管壁面冷却对考核结果带来的影响，并相应提高来流总焓或采取防隔热措施，以减小或消除平板模型表面由于恢复焓降低导致试验状态热流等偏低对考核结果的影响。

参考文献：

- [1] HURWICZ H, MASCOLA R. Thermal protection systems application research of materials properties and structural concepts[R]. Technical Doc-umentary Report No. ML-TDR-64-82, 1965.
- [2] BOUSLOG S A, MOORE B, LAWSON I. X-33 metallic TPS tests in NASA LaRC high temperature tunnel[C]//Proc of the 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit January. 1999.
- [3] VOLAND R, ROCK K, HUEBNER L, et al. Hyper-X engine design and ground test program[C]//Proc of the 8th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. 1998: 1532.
doi: 10.2514/6.1998-1532
- [4] 中国人民解放军总装备部军事训练教材编辑工作委员会. 高超声速气动热和热防护[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [5] BALTER-PETERSON A, NICHOLS F, MIFSUD B, et al. Arc jet testing in NASA Ames Research Center thermophysics facilities[C]//Proc of the AIAA 4th International Aerospace Planes Conference. 1992: 5041.
doi: 10.2514/6.1992-5041
- [6] BRUCE W E, HORN D D, FELDERMAN E J, et al. Arc heater development at AEDC[C]//Proc of the 25th Plasmadynamics and Lasers Conference. 1994: 2591.
doi: 10.2514/6.1994-2591
- [7] GOKCEN T, STEWART D A. Computational analysis of semi-elliptical nozzle arc-jet experiments: calibration plate and wing leading edge[C]//Proc of the 35th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibition. 2005: 4887.
doi: 10.2514/6.2005-4887
- [8] SIMMS J, STIEGLITZ W. Semi-elliptical nozzle structural test facility[C]//Proc of the 2nd International Aerospace Planes Conference. 1990: 5227.
doi: 10.2514/6.1990-5227
- [9] LOOMIS M, HUI F, POLSKY S, et al. Arc-jet semi-elliptical nozzle simulations and validation in support of X-33 TPS testing[C]//Proc of the 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibi. 1998: 864.
doi: 10.2514/6.1998-864
- [10] THOMAS S, VOLAND R, GUY R. Test flow calibration study of the Langley Arc-Heated Scramjet Test Facility[C]//Proc of the 23rd Joint Propulsion Conference. 1987: 2165.
doi: 10.2514/6.1987-2165
- [11] 隆永胜, 杨远剑, 袁焘, 等. 电弧风洞半椭圆喷管流场测试分析[J]. *科学技术与工程*, 2016, 16(1): 147-150.
LONG Y S, YANG Y J, YUAN J, et al. Calibration and analyses flow of the semi ellipse nozzle in arc wind tunnel[J]. *Science Technology and Engineering*, 2016, 16(1): 147-150.
doi: 10.3969/j.issn.1671-1815.2016.01.027
- [12] American Society for Testing and Materials. Standard test method for calculation of stagnation enthalpy from heat transfer theory and experimental measurements of stagnation-point heat transfer and pressure: ASTM-E637-05[S/OL]. [2021-05-20]. <https://catalogue.library.cern/literature/xhv10-cy803>.
- [13] 赵俭. 高温气流温度测量与校准技术[J]. *计测技术*, 2018, 38(6): 42-47.
ZHAO J. High gas temperature measurement and calibration technology[J]. *Metrology & Measurement Technology*, 2018, 38(6): 42-47.
doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2018.06.10
- [14] 朱新新, 王辉, 杨庆涛, 等. 弧光灯热流标定系统的光学设计[J]. *光学学报*, 2016, 36(11): 1122001.
ZHU X X, WANG H, YANG Q T, et al. Optical design of arc lamp heat flux calibration system[J]. *Acta Optica Sinica*, 2016, 36(11): 1122001.
doi: 10.3788/AOS201636.1122001

作者简介：



隆永胜(1972—), 男, 重庆丰都人, 研究员。研究方向: 电弧加热器研制, 高超声速气动热试验技术。通信地址: 四川省绵阳市涪城区二环路南段 6 号(621000)。
E-mail: lyscardc@163.com

(编辑: 宋嘉慧)

弹性机翼刚度的静气弹敏感性研究

陈恺*, 刘晓燕, 程攀, 毛昆

上海飞机设计研究院, 上海 201210

摘要: 为保证大展弦比柔性机翼在巡航飞行时的气动性能能够达到设计指标, 需要在机翼气动外形设计阶段进行型架设计。机翼刚度对气动载荷有显著影响, 是影响静气弹性的的重要因素之一。基于流固耦合方法开展变刚度型架外形设计鲁棒性分析研究, 建立以机翼刚度为自变量的全机弹性气动导数评估模型, 并以机翼扭转角及升力效率为约束, 开展机翼刚度敏感度分析。结果表明: 垂直弯曲刚度、扭转刚度是影响机翼扭转角及全机升力效率的主要刚度特性; 在机翼刚度变化不超过 10% 时可冻结型架外形; 全机弹性气动导数与刚度比呈线性关系。研究结果可用于工程型号设计中的目标刚度静气弹性评估。

关键词: 静气弹性; 刚度优化; 型架外形设计; 敏感性分析; 气动载荷

中图分类号: V211.47

文献标识码: A

Research on the static aero-elastic sensitivity of stiffness of flexible wing

CHEN Kai*, LIU Xiaoyan, CHENG Pan, MAO Kun

Shanghai Aircraft Design & Research Institute, Shanghai 201210

Abstract: In order to ensure that the aerodynamic performance of high aspect ratio wing in cruise flight can meet the design targets, it is necessary to carry out the jig shape design in the wing design stage. The wing stiffness has a significant effect on the aerodynamic loads, which is one of the important factors affecting the aeroelastic characteristics. Robustness analysis of jig shape design with various stiffness properties was conducted based on CFD/CSD method. The aerodynamic characteristics evaluation model was established with the stiffness value as the independent variable. The sensitivity analysis of the stiffness was carried out with the wing twist angle and lift efficiency as constraints. The research results, providing support for the static aeroelastic evaluation of wing stiffness in the engineering design, show that the vertical bending stiffness and twist stiffness are the main characteristics that affect the wing twist angle and lift efficiency. The Jig shape can be frozen with the increasing stiffness ratio less than 1.1. And linear relationship between elastic aerodynamic derivatives and stiffness ratio is established.

Keywords: static aeroelasticity; stiffness optimization; jig shape design; sensitivity analysis; aerodynamic loads

0 引 言

现代大型民用客机为追求经济性和燃油效率, 提高市场竞争力, 多遵循高马赫巡航、低结构重量^[1]的设计理念, 机翼结构多采用复合材料, 不可避免地

导致了机翼柔度增大^[2]、弯曲和扭转变形加剧、机翼载荷分布改变。飞机气动性能降低甚至操纵面出现反效及静气弹特性(简称“静气弹”)效应已经成为影响飞机飞行性能、安全性等指标的重要原因^[3-4]。

经过风洞试验验证的在设计巡航点具有最佳气

收稿日期: 2021-02-07; 修回日期: 2021-04-13; 录用日期: 2021-05-13

* 通信作者 Email: chenkaig@comac.cc

引用格式: 陈恺, 刘晓燕, 程攀, 等. 弹性机翼刚度的静气弹敏感性研究 [J]. 实验流体力学, 2022, 36(6): 54-60.

CHEN K, LIU X Y, CHENG P, et al. Research on the static aero-elastic sensitivity of stiffness of flexible wing[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(6): 54-60.

动性能的外形为巡航设计外形；在机翼设计过程中消除机翼静气弹变形影响后形成的用于生产制造的地面外形即为型架外形^[5]；型架外形在实际高空飞行时承受气动载荷、惯性载荷等作用后成为弹性外形^[6]。

进行静气弹评估时，机翼结构刚度是确定机翼结构变形对飞机气动特性影响的重要因素^[7]。国内外学者针对大展弦比机翼的刚度设计与静气弹评估开展了研究。Bisplinghof 等^[8]将机翼简化为沿机翼刚轴方向的悬臂梁，并引入刚度影响系数进行刚度设计；Schuster^[9]采用多项式函数模拟刚度曲线，可在已知机翼载荷和扭转分布的情况下反推机翼刚度；刘东岳等^[10]提出基于梁架模型气动弹性优化方法和三维优化模型折算方法来进行机翼总体刚度设计；张建刚等^[11]耦合工程梁理论和升力面理论来评估机翼弹性对气动载荷的影响。传统方法多采用简化的气动和结构工程模型，静气弹评估精度有所降低。如何耦合高效率、高精度的气动弹性分析方法是评估弹性机翼刚度静气弹影响的一个核心问题。

本文以某大展弦比后掠翼为研究对象，耦合基于 RANS(Reynolds Averaged Navier–Stokes)方程的 CFD(Computation Fluid Dynamics)求解器和结构静力学求解器，发展型架外形设计方法，围绕弹性机翼的刚度开展静气弹敏感性研究，包括分析机翼型架设计的鲁棒性、建立机翼刚度与全机气动导数预测模型以及分析机翼刚度优化灵敏度。

1 理论方法

1.1 流固耦合方法及型架外形设计方法

本文通过耦合定常 Navier–Stokes 方程^[12]求解器和有限元分析方法，建立流固耦合分析方法，提出基于巡航外形的型架外形设计方法，并基于型架外形开展流固耦合静气弹分析。流体计算采用贴体结构网格，如图 1 所示。以 $k-\omega$ SST 湍流模型实现流体方程的封闭^[13]，对流项离散采用二阶迎风格式，并采用多重网格技术加速流场压力分布的收敛。

结构分析基于反映结构变形和载荷关系的结构静平衡方程。由于其他部件(包括机身、尾翼、发动机及吊挂)均为刚体部件，虽然发动机、吊挂会随机翼弹性变形产生位移，但与机翼的相对位置始终保持不变，因此本文仅考虑机翼部件的弹性变形。采用如图 2 所示的鱼骨模型建立结构模型。

结构网格点的位移及气动网格点的气动力数据传递采用无限平板插值方法^[14]。为了避免大量网格

点移动导致交叉点和网格负体积增多，采用基于非结构背景网格的弹簧网络动网格技术^[15]实现流场网格的变形。本文的型架外形修正方法既能反映三维流场的真实流动，也能反映因结构弹性变形导致的机翼展向典型翼型剖面的扭转角分布。型架设计流程如图 3 所示。

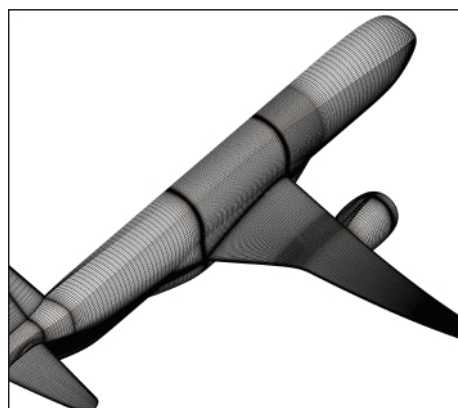


图 1 流体网格
Fig. 1 Fluid grid

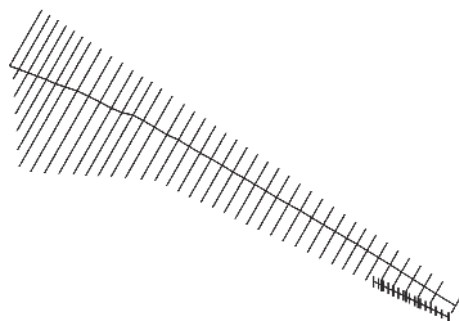


图 2 结构模型
Fig. 2 Structural model

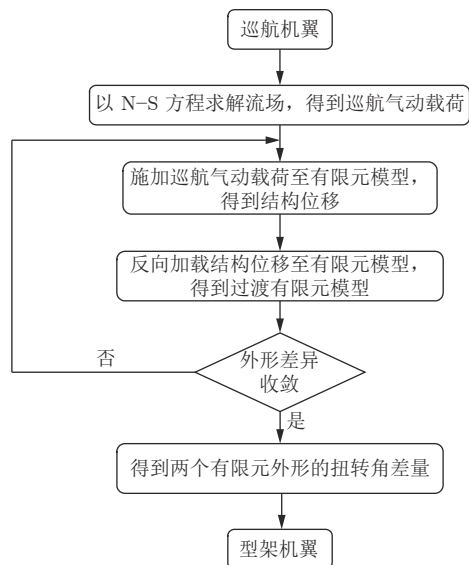


图 3 型架外形设计流程
Fig. 3 Jig shape design process

本文将 CRM (Common Research Model) 模型作为验证模型。耦合计算得到的升力系数 (C_L)、俯仰力矩系数 (C_m) 与风洞试验结果^[16] 的对比分别如图 4、5 所示, 图中横坐标为迎角 α , 升力系数曲线、俯仰力矩系数曲线均与试验结果保持“平行”, 验证了本文 CFD/CSD 方法的精度。

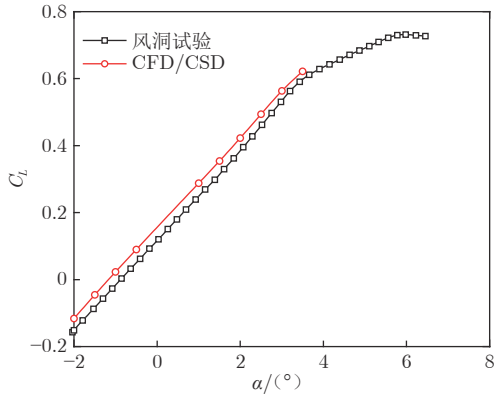


图 4 升力系数曲线
Fig. 4 Lift coefficient curve

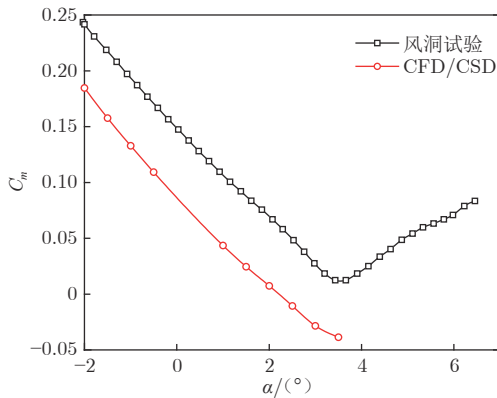


图 5 俯仰力矩系数曲线
Fig. 5 Pitch moment coefficient curve

1.2 设计敏感度分析方法

在进行优化设计时, 获取设计敏感度信息可以提高优化效率, 减小设计变量定义的不同对优化结果的影响^[17-18]。约束函数相对于某设计变量的敏感度越大, 该设计变量的变化对函数的影响越大, 则该设计变量的重要程度越高。同一函数相对于不同设计变量的重要程度是不同的; 对于不同的函数, 同一设计变量的重要程度也是不一样的。设计敏感度重要性评估公式^[19] 为:

$$V_{IP, ij} = \frac{|S_{ij}|}{\max\{|S_{1j}|, |S_{2j}|, \dots, |S_{mj}|\}} \quad (1)$$

式中, $V_{IP, ij}$ 为第 i 个设计变量相对于第 j 个函数的重要性, S_{ij} 为第 j 个函数相对于第 i 个设计变量的设计

敏感度, m 为设计变量的个数。单个设计变量的敏感度系数在整体敏感度中所占的百分比贡献计算公式为:

$$S_{total, ij} = \frac{|S_{ij}|}{\sum_{i=1}^m |S_{ij}|} \quad (2)$$

一组同类型的设计变量敏感度系数在整体敏感度中所占的百分比贡献计算公式为:

$$S_{group, ij} = \sum_{i=1}^p S_{total, ij} \quad (3)$$

式中, p 为同类型设计变量个数。

本文选取机翼肋站位的刚心点的梁特性作为设计变量, 包括垂直弯曲刚度、面内弯曲刚度和扭转刚度, 约束选取翼尖扭转角及升力效率, 利用 Nastran 软件开展静气弹约束的设计变量敏感度分析。

2 刚度对机翼型架外形设计的敏感性分析

在飞机详细设计阶段的中后期, 巡航设计机翼外形冻结, 但机翼的刚度特性仍然处于多轮迭代中。为了缩短研制周期, 冻结型架外形具有重要的实际工程意义。

以大展弦比跨声速后掠翼为研究对象, 改变机翼刚度, 刚度比分别为 0.8、0.9、1.0、1.1、1.2。将刚度比为 1.0 时的设计型架外形定义为冻结型架外形, 在其他刚度比下根据新刚度特性更新有限元模型。比较分别从新设计型架外形、冻结型架外形出发, 经过流固耦合计算变形得到弹性外形的扭转角差量, 搜索冻结型架外形的临界刚度比。

巡航马赫数为 0.84, 采用定升力计算以保持飞机始终处于相同飞行状态下, 巡航升力系数为 0.49。图 6 为不同刚度比下是否进行型架外形设计的弹性机翼扭转角差量 ($\Delta\theta$) 展向分布对比, 其中 $\Delta\theta$ 的表达式为:

$$\Delta\theta = (\theta_{Unjig} - \theta_{Cruise}) - (\theta_{Jig} - \theta_{Cruise}) = \theta_{Unjig} - \theta_{Jig} \quad (4)$$

式中, θ_{Unjig} 为从冻结型架外形出发得到的弹性机翼扭转角, θ_{Jig} 为从新设计型架外形出发得到的弹性机翼扭转角, θ_{Cruise} 为巡航设计外形的扭转角。

图 7 为弹性机翼的翼尖扭转角差量与刚度比的关系。 $\Delta\theta$ 与刚度比并非线性关系, 刚度的增大和减小对扭转角的影响并不对称, 减小刚度对扭转角的影响更为显著。机翼刚度变化越大, $|\Delta\theta|$ 越大, 且机翼刚度减小比刚度增大导致的扭转角变化更为明显, 更新型架外形尤为必要。当刚度增大且刚度比

不高于 1.1 时, 扭转角误差低于风洞试验测量的角度误差, 这意味着精度在工程设计可接受范围内。

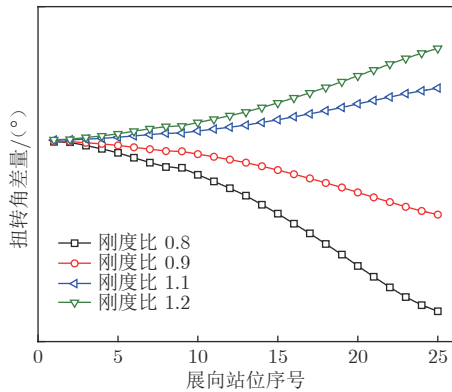


图 6 弹性机翼的扭转角差量
Fig. 6 Delta twist angle of elastic wing along wing span

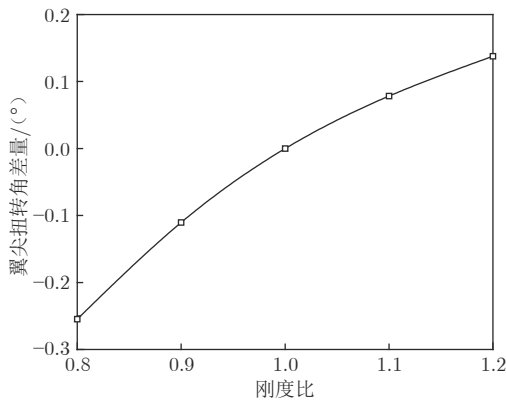


图 7 弹性机翼的翼尖扭转角差量与刚度比的关系
Fig. 7 Relationship between delta wing-tip twist angle and stiffness ratio

图 8 为不同刚度比(1.1、1.2)下, 3 种机翼构型在展向 85% 站位处的压力分布对比。图中, Cruise 为巡航设计外形, Unjig 为从冻结型架外形出发变形得到的弹性外形, Jig 为从新设计型架外形出发变形得到的弹性外形, 纵坐标为压力系数 C_p , 横坐标为弦向相对位置 x/c 。图中刚度比为 1.1 时, 3 条曲线重合度较高, 压力分布差异不大, 但刚度比增大到 1.2 时, Unjig 在压力面靠近前缘处与另外两条曲线有一定差异, 且 Unjig 的激波弦向位置更接近后缘, Jig 的压力分布更接近 Cruise。

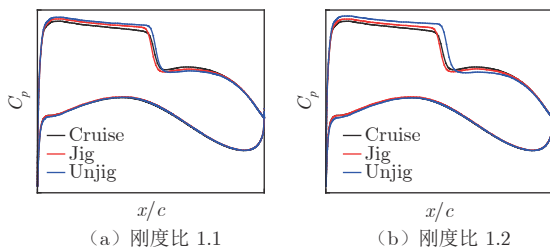


图 8 压力分布对比
Fig. 8 Comparison of pressure distribution

刚度比不同时, 是否进行型架修正, 巡航点处全机气动力系数差异有所不同。刚度比为 1.1 时, 同升力时巡航迎角差量 $\leq 0.1^\circ$, 阻力差量 ≤ 0.0001 , 翼根弯矩差量 $\leq 1\%$; 但刚度比为 1.2 时, 全机气动特性对型架外形较为敏感, 巡航迎角、阻力特性及载荷特性差异明显增大。

综合考虑扭转角分布、压力分布及全机气动特性, 在飞机工程设计的后期, 当机翼结构刚度变化 $\leq 10\%$ 时, 为了节省资源、缩短研制周期, 可从工程设计角度出发冻结型架外形, 评估刚度变化引起的弹性影响。

3 基于机翼刚度的全机弹性气动特性模型

根据第 2 节的结论, 在刚度变化 $\leq 10\%$ 时, 为简化设计流程, 节约资源成本, 采用冻结外形。刚度变化 $> 10\%$ 时, 利用更新刚度的有限元模型重新进行型架外形设计, 并通过流固耦合方法得到弹性外形, 建立机翼刚度比(1.04、1.08、1.10、1.20)与全机气动特性的函数关系, 并采用刚度比为 1.06 的算例检验预测模型的准确度。

将刚度比为 1.00 的气动导数作为基准值, 建立全机升力系数曲线斜率、全机俯仰力矩系数曲线斜率的差量百分比与刚度比之间的关系, 分别如图 9、10 所示。由图可见, 升力系数曲线斜率及全机俯仰力矩系数曲线斜率与刚度比均呈现良好的线性关系。

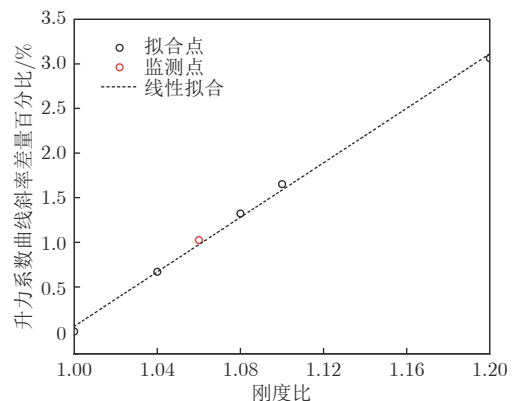


图 9 升力系数曲线斜率与刚度比的关系
Fig. 9 Relationship between slope of lift curve and stiffness

升力系数曲线斜率差量百分比与刚度比的函数模型如式(5)所示:

$$\Delta C_{L, a} = 0.0193k + 0.1071 \quad (5)$$

式中, $C_{L,\alpha}$ 为升力系数曲线斜率, k 为刚度比。俯仰力矩系数曲线斜率差量百分比与刚度比的函数模型如式(6)所示:

$$\Delta C_{m,\alpha} = -0.0118k - 0.0135 \quad (6)$$

式中, $C_{m,\alpha}$ 为俯仰力矩系数曲线斜率。

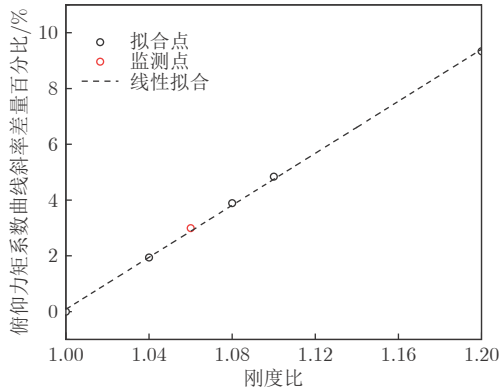


图 10 俯仰力矩系数曲线斜率与刚度比的关系

Fig. 10 Relationship between slope of pitching moment curve and stiffness

当刚度比为 1.06 时, 流固耦合方法所得的弹性气动导数与函数模型预测的结果吻合较好。当机翼刚度频繁迭代时, 可以基于此线性工程模型, 快速评估弹性气动导数与刚度比之间的关系, 无需重新建立耦合模型进行仿真模拟。

4 机翼刚度敏感度分析

垂直弯曲刚度、面内弯曲刚度及扭转刚度在扭转角、升力效率约束中的分布分别如图 11、12 所示。升力效率为弹性升力系数曲线斜率与刚性升力系数曲线斜率的比值。由图可见, 垂直弯曲刚度、扭转刚度是影响此两种约束的主要设计变量。

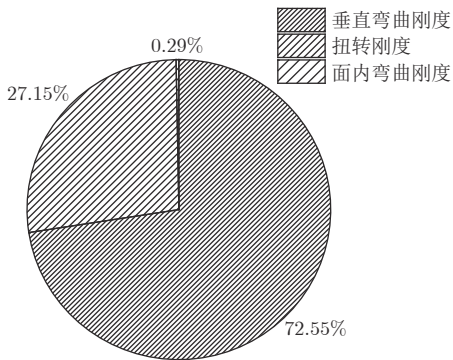


图 11 刚度特性在扭转角约束中的分布

Fig. 11 Distribution of stiffness characteristics under the constraint of twist angle

垂直弯曲刚度对扭转角、升力效率的设计敏感度重要性分别如图 13、14 所示, 横坐标表示垂直弯曲

刚度设计变量, 编号排序从小到大表示从翼根到翼尖的梁展向站位, 翼尖站位的垂直弯曲刚度对扭转角影响较为显著, 翼根站位的垂直弯曲刚度对升力效率影响较大。扭转刚度对扭转角、升力效率的设计敏感度重要性如图 15、16 所示, 扭转刚度对扭转角的影响明显集中在翼尖站位, 而翼根站位的扭转刚度对升力效率影响显著。

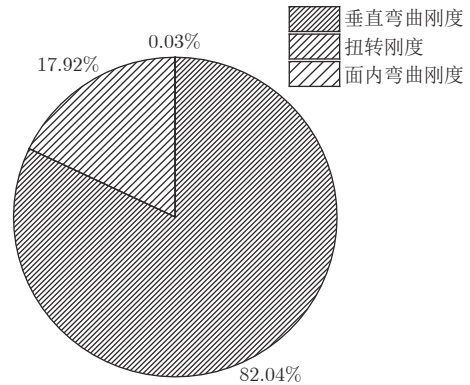


图 12 刚度特性在升力效率约束中的分布

Fig. 12 Distribution of stiffness characteristics under the constraint of lift efficiency

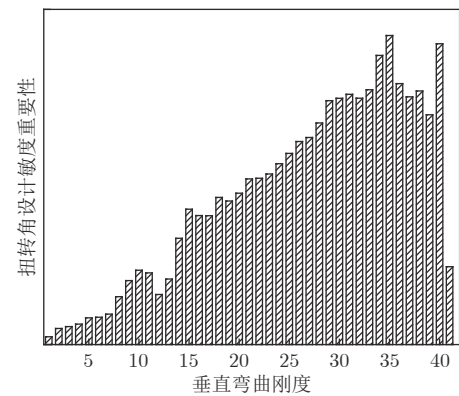


图 13 垂直弯曲刚度对扭转角的设计敏感度重要性

Fig. 13 Design sensitivity importance of vertical bending stiffness to twist angle

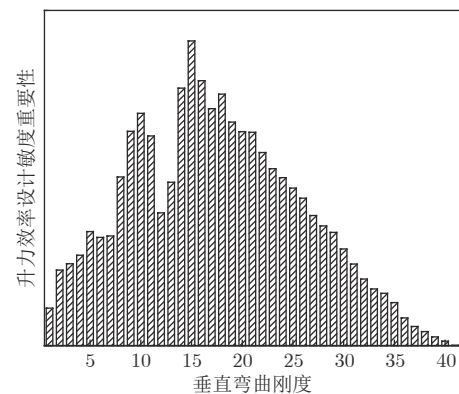


图 14 垂直弯曲刚度对升力效率的设计敏感度重要性

Fig. 14 Design sensitivity importance of vertical bending stiffness to lift efficiency

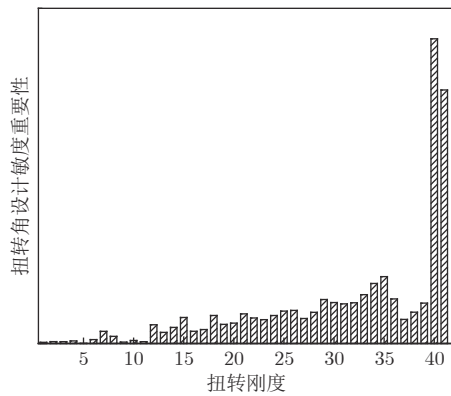


图 15 扭转刚度对扭转角的设计敏感度重要性

Fig. 15 Design sensitivity importance of torsional stiffness to twist angle

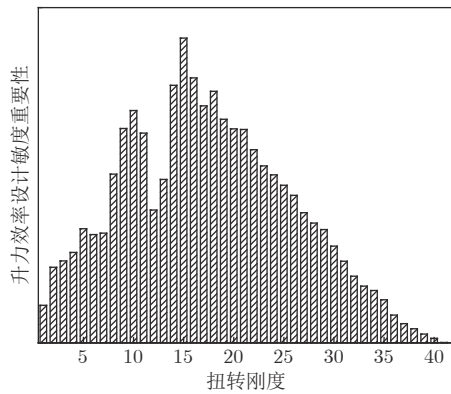


图 16 扭转刚度对升力效率的设计敏感度重要性

Fig. 16 Design sensitivity importance of torsional stiffness to lift efficiency

通过敏感度分析,可以搜索展向各站位分区的刚度特性对机翼静气弹效应的影响程度,为机翼刚度设计缩小优化范围,提供局部优化方向,以控制气动升力面的静态弹性变形,提高优化设计效率。

5 结 论

本文发展了流固耦合分析及型架外形设计方法,针对某大型客机弹性机翼开展刚度静气弹敏感性研究,可为型号设计中的静气弹快速评估提供工程支持,主要结论如下:

1)综合考虑扭角分布、压力分布及全机气动特性,当机翼结构刚度变化 $\leq 10\%$ 时,可冻结型架外形,缩短研制周期。

2)全机升力系数曲线斜率、全机俯仰力矩系数曲线斜率与刚度比呈线性关系,基于此规律建立工程快速预测模型,当仅更新刚度值时,可快速评估弹性气动导数。

3)垂直弯曲刚度、扭转刚度是影响扭转角及升力效率的主要设计变量,翼尖站位的垂直弯曲刚度

及扭转刚度对扭转角的影响明显,翼根站位的垂直弯曲刚度及扭转刚度对升力效率影响明显。

参考文献:

- [1] TILMANN C P, FLICK P M, MARTIN C A, et al. High altitude long endurance technologies for sensor craft[C]//Proc of Novel Vehicle Concepts and Emerging Vehicle Technologies Symposium. 2003.
- [2] NGUYEN N, TRINH K, REYNOLDS K, et al. Elastically shaped wing optimization and aircraft concept for improved cruise efficiency[C]//Proc of the 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Grapevine. 2013. doi: 10.2514/6.2013-141
- [3] NOLL T E, BROWN J M, PEREZ-DAVIS M E, et al. Investigation of the Helios prototype aircraft mishap: volume I mishap report[R]. VA 23681-2199, 2004.
- [4] BHATIA K, WERTHEIMER J. Aeroelastic challenges for a high speed civil transport[C]//Proc of the 34th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. 1993. doi: 10.2514/6.1993-1478
- [5] CORMAN J A, SAROJINI D, GHARBI A, et al. Estimating jig shape for an aircraft wing determined through aerodynamic shape optimization with rigid body assumptions[C]//Proc of the AIAA Scitech 2019 Forum. 2019. doi: 10.2514/6.2019-0418
- [6] WAN Z Q, LIANG L, YANG C. Method of the jig shape design for a flexible wing[J]. *Journal of Aircraft*, 2014, 51(1): 327-330. doi: 10.2514/1.C031926
- [7] ZINK P S, RAVEH D E, MAVRIS D N. Integrated trim and structural design process for active aeroelastic wing technology[J]. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(3): 523-531. doi: 10.2514/2.3126
- [8] BISPLINGHOF R L, ASHLEY H, HALFMAN T L. Aeroelasticity[M]. New York: John Wiley and Sons, Inc., 1962.
- [9] SCHUSTER D M. An inverse method for computation of structural stiffness distributions of aeroelastically optimized wings[R]. AIAA-1993-1540, 1993. doi: 10.2514/6.1993-1540
- [10] 刘东岳, 万志强, 杨超, 等. 大展弦比机翼总体刚度的气动弹性优化设计[J]. *航空学报*, 2011, 32(6): 1025-1031. LIU D Y, WAN Z Q, YANG C, et al. Aeroelastic optimization design of global stiffness for high aspect ratio wing[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(6): 1025-1031.
- [11] 张建刚, 孙仁俊, 金鑫. 大展弦比后掠机翼静气弹效应对气动载荷的影响实验与分析[J]. *应用力学学报*, 2017, 34(3): 570-575, 616. ZHANG J G, SUN R J, JIN X. Test and study of static aeroelastic effects on wing's aerodynamic load[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2017, 34(3): 570-575, 616.
- [12] JAMESON A, SCHMIDT W, TURKEL E. Numerical solution of the Euler equations by finite volume methods using Runge Kutta time stepping schemes[C]//Proc of the

- 14th Fluid and Plasma Dynamics Conference. 1981.
doi: 10.2514/6.1981-1259
- [13] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
doi: 10.2514/3.12149
- [14] HARDER R L, DESMARAIS R N. Interpolation using surface splines[J]. *Journal of Aircraft*, 1972, 9(2): 189-191.
doi: 10.2514/3.44330
- [15] BURG C. A robust unstructured grid movement strategy using three-dimensional torsional springs[C]//Proc of the 34th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibition. 2004.
doi: 10.2514/6.2004-2529
- [16] MAO K, XUE F, BAI F, et al. An engineering correction method of static aeroelasticity and Reynolds number effect on wind tunnel pressure distribution[M]//Singapore: Springer Singapore, 2019: 114-134.
doi: 10.1007/978-981-13-3305-7_10
- [17] ADELMAN H M, HAFTKA R T. Sensitivity analysis of discrete systems[J]. *Progress in Astronautics and Aeronautics*, 1993, 150: 291-291.
- [18] HAFTKA R T, ADELMAN H M. Recent developments in structural sensitivity analysis[J]. *Structural Optimization*, 1989, 1(3): 137-151.
doi: 10.1007/BF01637334
- [19] 万志强, 杨超. 设计敏感度在气动弹性遗传优化中的应用[J]. *北京航空航天大学学报*, 2006, 32(5): 508-512.
WAN Z Q, YANG C. Application of design sensitivity in aeroelastic genetic optimization[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2006, 32(5): 508-512.
doi: 10.3969/j.issn.1001-5965.2006.05.003

作者简介:



陈 恺(1995—), 女, 江苏泰兴人, 硕士, 工程师。研究方向: 静气动弹性修正。通信地址: 上海市浦东新区金科路 5188 号(201210)。
Email: chenkaif6@comac.cc

(编辑: 宋嘉慧)

钝锥动态转捩风洞试验

张石玉, 赵俊波*, 付增良, 周平, 周家检, 梁彬

中国航天空气动力技术研究院, 北京 100074

摘要:钝锥飞行器俯仰振动时,非对称边界层转捩区前后移动相对于俯仰角运动的滞后将产生显著的非定常气动效应,导致飞行器俯仰动稳定性降低,严重时甚至会导致运动失稳。将基于气浮轴承的动态试验技术与转捩红外测量技术相结合,建立了钝锥动态转捩风洞试验技术。该技术采用气浮轴承提供俯仰运动自由且阻尼极低的支撑环境,采用红外热像仪实时测量飞行器表面整体转捩状态。开展了 9°钝锥标模动态转捩试验,研究模型绕俯仰轴转动时边界层转捩区前后移动的非定常气动作用与飞行器运动的耦合效应。测量试验观察到了动态转捩试验迎角振荡现象,并发现了转捩区前后移动相对于迎角振荡的滞后现象,获得了转捩滞后时间。

关键词:钝锥; 动态; 边界层转捩; 风洞试验; 耦合

中图分类号: V211

文献标识码: A

Dynamic boundary layer transition wind tunnel test of blunt cone

ZHANG Shiyu, ZHAO Junbo*, FU Zengliang, ZHOU Ping, ZHOU Jiajian, LIANG Bin

China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China

Abstract: The time delay effects of the boundary layer transition movement on the surface compared to aircraft pitching oscillation should produce serious unstable aerodynamic moments, which probably decrease the aerodynamic stabilities in the pitch direction, even leading to unpredicted pitching divergence in the reentry flight of the blunt cone. A boundary layer dynamic transition test technology of the blunt cone in the hypersonic wind tunnel is improved, using a gas bearing as support of the test model in order to realize free rotation of the test model in the longitudinal direction with extremely low damping moment. In addition, an infrared thermographic system is used to observe and estimate the boundary layer transition distribution on the model, to study the dynamic coupling phenomenon and interaction between boundary layer transition and longitudinal rotation of the model. A series of tests are completed using the blunt cone model of which the half cone angle is 9 degree, to study dynamic coupling effects between boundary layer transition and longitudinal rotation. As a conclusion, an unsteady oscillation phenomenon of angle of attack was observed when dynamic boundary layer transition occurred, and at the same time, the delay phenomenon and delay time of boundary layer transition to angle of attack rotation were identified.

Keywords: blunt cone; dynamic; boundary layer transition; wind tunnel test; coupling

引 言

边界层转捩是边界层内流动由层流状态发展为湍流状态的过程,是一种复杂的流动物理现象。边

界层转捩受多种因素耦合作用,会对流动状态、气动力、力矩以及传热特性等方面产生影响。

在钝锥再入飞行器的飞行雷诺数范围内通常会发生边界层转捩。研究表明,边界层转捩与钝锥的

收稿日期: 2021-09-08; 修回日期: 2022-01-18; 录用日期: 2022-01-29

* 通信作者 E-mail: zjbo503@sina.com

引用格式: 张石玉, 赵俊波, 付增良, 等. 钝锥动态转捩风洞试验 [J]. 实验流体力学, 2022, 36(6): 61-66.

ZHANG S Y, ZHAO J B, FU Z L, et al. Dynamic boundary layer transition wind tunnel test of blunt cone[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(6): 61-66.

气动稳定性密切相关^[1-12]。早期的钝锥飞行器飞行试验在边界层转捩阶段会发生俯仰运动失稳现象^[3-5, 8]。在宋威、赵小见等^[13]的钝锥模型风洞自由飞试验中也出现了这一现象。该现象将增大飞行不确定性,影响落点精度。

从20世纪70年代到21世纪,各国学者都针对高超声速转捩问题开展了大量研究,其中的代表性人物有Ericsson^[3]、Martellucci^[14]和楼洪钿^[15-16]等,研究重点集中于转捩对尖锥、钝锥飞行器的俯仰静稳定性和配平迎角的影响。部分学者也开展了转捩对动稳定性的影响研究,研究结果表明:在小迎角飞行时,钝锥飞行器将出现上下表面非对称的转捩,当转捩发生在飞行器后段时,将导致飞行器静稳定性降低、动稳定性增大;当转捩向前发展并超过质心后,产生的气动作用相反,将导致静稳定性增大、动稳定性降低,且气动静、动稳定性呈现反向变化现象。 10° 尖锥气动静、动稳定性导数随雷诺数(Re)变化的研究结果如图1^[15]所示(图中, $C_{m,\theta}$ 为气动静稳定性导数, $\dot{C}_{m,\theta}$ 为气动动稳定性导数, α 为迎角, Ma 为马赫数, \tilde{X}_{CR} 为相对模型长度的无量纲转心位置, ω 为模型的振动频率)。

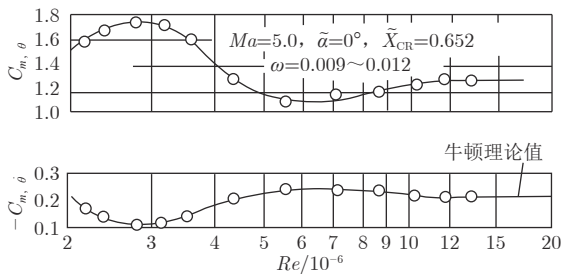


图1 尖锥静、动稳定性导数随雷诺数变化^[15]

Fig. 1 Variation of aerodynamic stability derivatives of sharp cone with Re ^[15]

上述研究结果表明,飞行器再入过程的气动稳定性随雷诺数变化显著,但静、动稳定性均未改变。静、动稳定性变化后的飞行动力学仿真不能复现俯仰运动失稳现象,其根源在于上述研究的前提是假设飞行器气动特性符合线性规律、非定常特性可忽略,进而通过线性化后的静、动稳定性导数间接研究边界层转捩对飞行器运动的影响。然而在实际飞行过程中,由于飞行器高度、速度的快速变化,边界层转捩区由后往前快速推进,此时边界层黏性流动滞后将产生显著的非定常气动作用。与此同时,非定常的动态转捩过程与飞行器运动相互耦合,使得实际飞行状态更加复杂。在常规动导数试验中,由于

模型转捩区变化较小、系统机械阻尼较高等原因,试验结果很难反映动态转捩的气动作用。

基于上述原因,本文建立了钝锥飞行器动态转捩风洞试验技术。该技术在模型自由振动过程中测量边界层转捩的动态变化过程,可为边界层动态转捩与飞行器运动的耦合效应研究提供试验手段。

1 试验系统

试验采用单自由度的气浮轴承支撑机构,气浮轴承转轴与模型俯仰轴重合,模型可绕俯仰轴自由转动,通过旋转编码器实时测量迎角历程。在风洞侧窗外安装红外热像仪,测量试验模型运动过程中的边界层转捩动态变化过程。迎角数据和转捩信息同步采集,可实现非对称转捩动态效应的定性和定量综合研究。试验系统如图2所示,试验设备功能如图3所示。

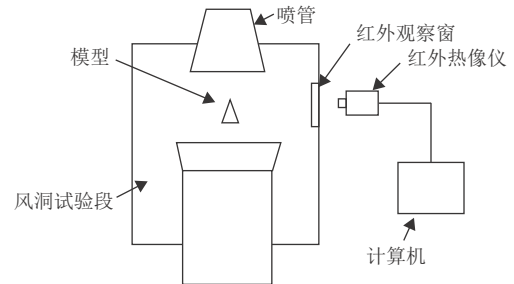


图2 试验系统示意图

Fig. 2 Sketch of test system

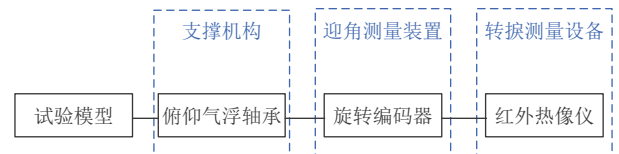


图3 试验设备功能图

Fig. 3 Capabilities of facilities in test system

试验系统由模型、轴承系统、模型限位装置、支杆和气缸组成,如图4所示。模型限位装置由气缸驱动,用于风洞启停前模型的限位,以减小风洞启停时的气流冲击对模型及试验设备的影响。

1.1 试验模型及风洞

模型采用GJB 4399—2002《高超声速风洞气动力试验方法》中的HSCM-3钝锥标模,半锥角为 9° ,模型长度 $L=421$ mm,底部直径 $D_b=148.3$ mm,头部半径 $R_n=8.75$ mm,钝度比为 $R_n/R_b=0.118$ (R_b 为底部半径),长细比 $L/D_b=2.839$ 。模型采用聚醚醚酮(PEEK)高分子材料制作,该材料具有加工性好、硬度高、导热率低、发射率高等优点,有利于加

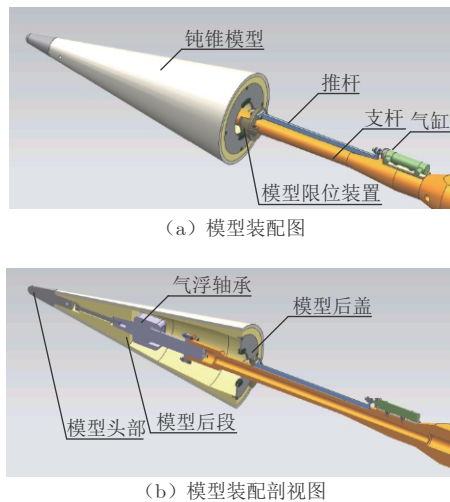


图 4 模型装配示意图

Fig. 4 Assembly drawing of blunt cone model

工成型和红外温度测量。

试验在中国航天空气动力技术研究院第二研究所的 FD-07 风洞开展。FD-07 是一座暂冲、吹引式高超声速风洞，以空气为工作介质。带密闭室的自由射流试验段尺寸为 $1880\text{ mm} \times 1400\text{ mm} \times 1130\text{ mm}$ 。喷管出口直径为 500 mm ，马赫数为 4.0、4.5、5.0、6.0、7.0 和 8.0，采用更换喷管的方法改变马赫数。马赫数 6.0 以上的喷管都带有水冷却装置，防止喷管结构受热导致喉道产生变形。配备快速插入式四自由度机构，迎角变化范围 $-10^\circ \sim 50^\circ$ 。试验段侧壁开有通光口径为 $520\text{ mm} \times 320\text{ mm}$ 的光学玻璃窗口，供红外热像仪、纹影仪等光学设备观察和拍摄使用。

1.2 支撑机构

钝锥模型边界层动态转捩产生的气动作用较小，要求轴承支撑机构运动摩擦力尽可能小，避免动态转捩气动作用被摩擦力矩掩盖。本文采用高精度低阻尼的单自由度气浮轴承作为支撑机构，其运动阻尼低至 $1.0 \times 10^{-3}\text{ N}\cdot\text{m}$ ，可有效降低机构运动阻尼对试验结果的影响。

气浮轴承如图 5 所示。单自由度气浮轴承机构

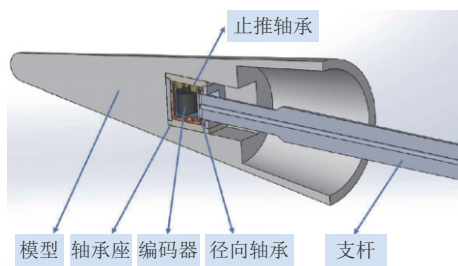


图 5 气浮轴承示意图

Fig. 5 Sketch of gas bearing

采用浅腔柱形孔二次节流静压气体轴承，通过非对称设计以提高轴承径向的承载能力。当供气压力为 0.8 MPa 时可提供 300 N 的径向承载力。

1.3 红外热像仪

采用转捩红外测量技术测量模型整体转捩信息。转捩红外测量技术基本原理是利用红外热像仪测量模型表面的温度分布与变化过程，并通过传热解算获得热流分布，综合模型表面热流分布和温度分布判断边界层转捩的位置与形态。与传统的热流传感器、温敏漆等转捩测量技术相比，转捩红外测量技术具有安装简单、操作方便、实时测量、大面域整体测量等优点，适合动态转捩风洞试验。

试验采用 InfraTec 公司生产的 ImageIR[®] 8325 红外热成像系统（制冷型红外热像仪），光谱范围为 $3.7 \sim 4.8\ \mu\text{m}$ ，热灵敏度 $< 25\text{ mK}$ ，测温精度为 $\pm 1.0\text{ K}$ ，图像为 $640\text{ 像素} \times 512\text{ 像素}$ ，采样率为 100 Hz 。红外观察窗为镀有消反射膜和红外增透膜的硅玻璃，其中波段具有较好的透过性能。

2 试验结果

2.1 迎角振荡现象

在马赫数 6.0 条件下，开展动态转捩和层流动态对比试验，试验参数如表 1 所示。其中，1# 和 2# 为动态转捩试验，3# 为层流动态试验。

表 1 试验参数表
Table 1 Inflow parameters of wind tunnel tests

试验序号	总压/MPa	总温/K	单位雷诺数
1#	2.96	506.3	2.43×10^7
2#	2.70	487.0	2.34×10^7
3#	1.77	460.0	1.70×10^7

试验中，模型从 2° 迎角释放，为模型提供初始扰动，激发动态转捩气动力作用。之后模型在气动作用下绕俯仰轴自由转动。动态转捩试验模型释放初期表面温度如图 6 所示，温度显示范围为 $30 \sim 70\text{ }^\circ\text{C}$ 。由于释放初始迎角为 2° ，模型表面边界层发生了显著的非对称转捩，背风面转捩位置靠前。

动态转捩和层流动态试验的迎角随时间 t 的变化如图 7 所示。可以看到，虽然在迎角大振幅段 1#、2# 转捩试验存在振动过程差异，但在 18 s 之后均出现了显著的迎角振荡现象，最大振幅约 0.6° 。与之相比，3# 层流动态试验在迎角振荡收敛后振幅很小， 15 s 后振幅小于 0.2° 。由此可知，随迎角振荡的边界

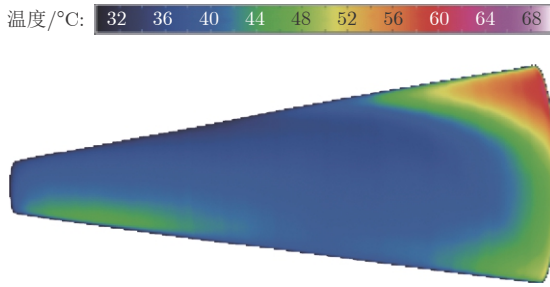


图6 钝锥标模转捩试验模型表面温度图(1#试验)

Fig. 6 Temperature graphic of boundary layer transition wind tunnel test (1# test)

层动态转捩过程导致了1#、2#试验迎角振荡现象。该过程会影响模型的动态稳定性,导致模型迎角小幅振荡失稳。

2.2 转捩区前后移动相对于俯仰角运动滞后

早期研究表明:在小迎角条件下,随迎角增大,小钝锥模型背风面转捩区前推;迎角减小,背风面转捩区后退。在本文动态转捩试验中,通过同步测量红外温度和迎角,直接测量到了边界层转捩区前后移动相对于俯仰角运动的滞后现象。

本文通过对比转捩区前后移动的转换时刻点与模型迎角上行和下行的峰值时刻点来判断转捩区前后移动相对于俯仰角运动的滞后时间。判断滞后时间的具体方式为:先判断模型俯仰角运动的迎角峰值/谷值时刻,此步骤可通过迎角测量曲线直接获得;然后判断转捩区前后移动的转换时刻,此时将背风面转捩线前推至最前且开始向后退缩的前一时刻作为转捩峰值时刻,将转捩线在最后位置且开始向

前发展的前一时刻作为转捩谷值时刻。上述两时刻分别与模型上一个迎角峰值/谷值时刻的差即为迎角下行/上行过程的转捩滞后时间。

在上述分析过程中,由于红外温度图色彩过渡平滑,直接采用红外温度图分析误差较大。本文运用Canny边缘检测图像处理技术,将红外温度图处理成更为清晰的线图进行转捩位置判断。Canny边缘检测技术是一种提取图像高灰度梯度线的方法,该方法运用高斯滤波进行图像降噪,计算图像灰度梯度,过滤非最大值边缘点,消除滤波误差,从而提取出高灰度梯度的边缘线。经过Canny边缘检测处理后的边界层转捩线及转捩带清晰可见(图8),分析转捩线图可获得转捩区前进时刻和后退时刻:在 $t=14.39$ s时,模型俯仰角运动到峰值时刻,此时转捩区后沿还在向前移动; $t=14.42$ s时,转捩区后沿在下一时刻开始后退。因此在这一周期内,转捩区移动相对于模型俯仰角运动的滞后时间 $\Delta t=0.03$ s。

采用上述转捩滞后时间分析方法,分析14.31~15.17 s转捩显著的迎角大振幅段,获得转捩滞后时间如表2所示。表中, Δt_1 和 Δt_2 分别为迎角下行和上行时的转捩滞后时间。两滞后时间曲线如图9所示,滞后时间集中在0.03~0.04 s之间。转捩运动相对于迎角运动的相位差($\Delta\phi$)如图10所示。由图可知,相位差主要集中在 $70^\circ\sim 90^\circ$ 之间,近似为俯仰角运动的1/4个周期。需要说明的是,考虑到本试验红外热像仪的测量时间间隔为0.01 s,峰值点的判断也可能存在人为偏差(根据经验,该偏差不超过1/2个

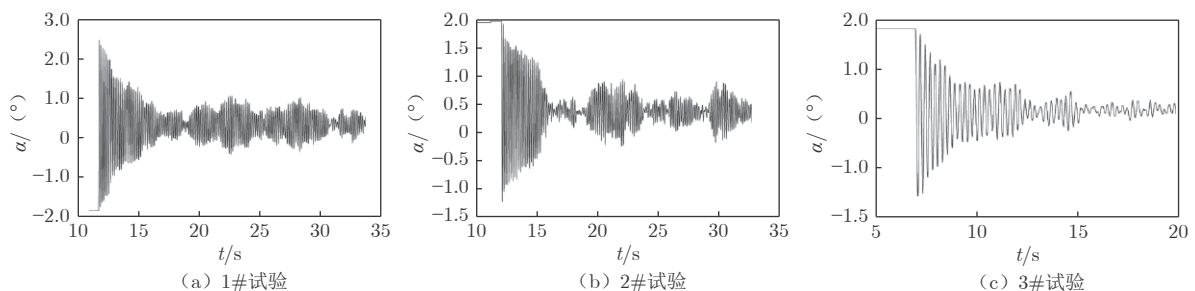
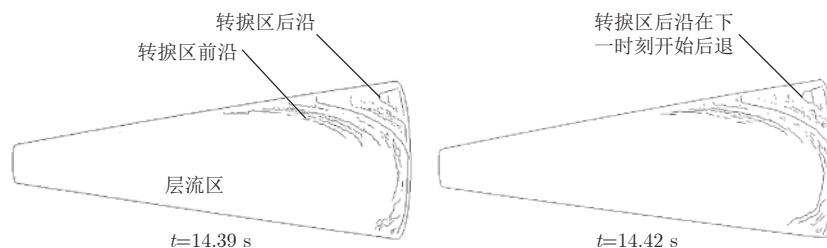


图7 动态转捩试验、层流动态试验迎角曲线

Fig. 7 Curves of angle of attack in wind tunnel tests



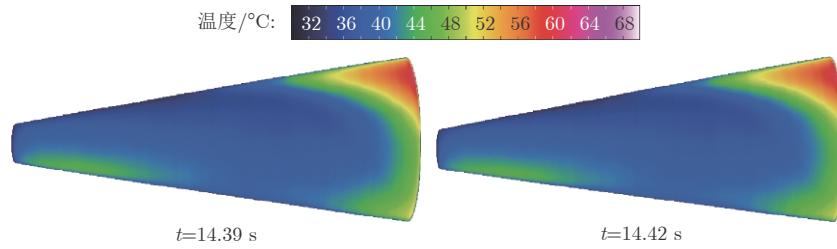


图 8 模型表面温度图及其 Canny 边缘线图 (1#试验)

Fig. 8 Temperature graphics and correlated transition-lines solved with Canny edge detector method (1# test)

表 2 转捩滞后时间分析结果

Table 2 Delay time of transition area movement compared to angle of attack oscillation

迎角下行过程				迎角上行过程			
迎角峰值时刻/s	转捩后退时刻/s	$\Delta t_1/s$	相位差/($^\circ$)	迎角谷值时刻/s	转捩前进时刻/s	$\Delta t_2/s$	相位差/($^\circ$)
14.39	14.41	0.02	47.4	14.31	14.37	0.06	142.1
14.54	14.57	0.03	71.1	14.46	14.50	0.04	94.7
14.69	14.73	0.04	94.7	14.61	14.65	0.04	94.7
14.83	14.86	0.03	71.1	14.76	14.80	0.04	94.7
14.98	15.01	0.03	71.1	14.91	14.94	0.03	71.1
15.14	15.17	0.03	71.1	15.06	15.10	0.04	94.7

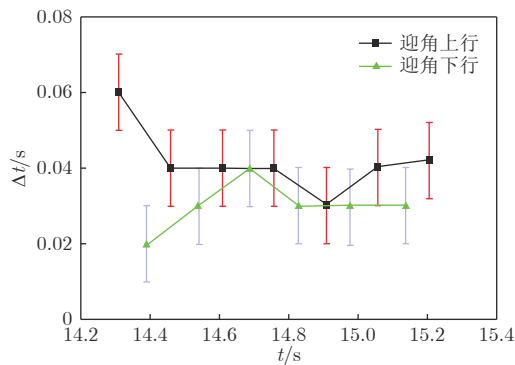


图 9 转捩运动相对于迎角运动的滞后时间

Fig. 9 Time delay of transition area movement compared to angle of attack oscillation

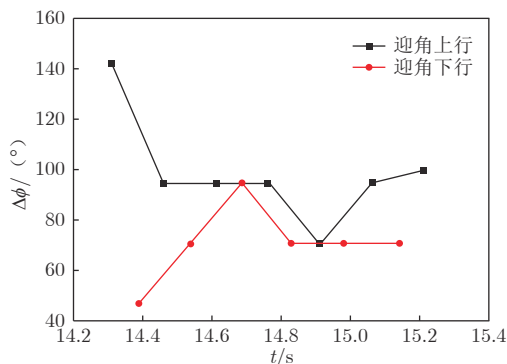


图 10 转捩运动相对于迎角运动的相位差

Fig. 10 Phase difference of area movement compared to angle of attack oscillation

3 结 论

本文综合气浮轴承动态试验技术和转捩红外测量技术，建立了钝锥飞行器动态转捩风洞试验技术。初步开展了 9° 半锥角钝锥标模动态转捩试验，试验中测量到动态转捩过程中非定常气动效应导致的迎角振荡现象，获得迎角振荡过程中转捩区前后移动相对于俯仰角运动的滞后时间约为 $0.03 \sim 0.04$ s，近似为俯仰角运动的 $1/4$ 个周期。

该试验技术可为动态转捩的理论研究及工程应用提供试验研究手段，同时也可动态转捩数值计算方法研究提供试验验证方法。试验结果表明动态转捩与俯仰运动的耦合作用可能导致钝锥飞行器俯仰稳定性降低，该结论可为钝锥飞行器转捩阶段的飞行稳定性研究提供新方向。

本文开展的动态转捩风洞试验，相关技术仍需改进。试验采用红外热像仪测量转捩，其原理是通过测量模型表面温度并解算热流从而间接判定转捩位置。转捩区前后移动在某一区域产生热流变化再转化成温度变化，这一过程存在一定延迟，可能影响动态转捩滞后时间的辨识精度。下一步拟采用脉动压力传感器等高频响低延迟的转捩测量技术，提升动态转捩滞后时间的测量精度，进一步研究和验证相关试验现象及结果。

测量时间间隔)，同时考虑到模型表面的传热延迟，本文动态转捩滞后时间的测量误差约 ≤ 0.01 s。

参考文献:

- [1] CHANG S. Effects of ablation on hypersonic aerodynamic stability characteristics[C]//Proc of the 3rd and 4th Aerospace Sciences Meeting. 1966.
doi: 10.2514/6.1966-410
- [2] ERICSSON L. Effect of boundary-layer transition on vehicle dynamics[C]//Proc of the 7th Aerospace Sciences Meeting. 1969.
doi: 10.2514/6.1969-106
- [3] ERICSSON L E. Transition effects on slender vehicle stability and trim characteristics[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1974, 11(1): 3-11.
doi: 10.2514/3.61996
- [4] GUSTAFSON G. An investigation of nose bluntness effects on transition asymmetry and transition aerodynamics[R]. SAMS TR-76-102, 1976.
- [5] UFFELMAN K, DEFFENBAUGH F. Asymmetric transition effects on reentry vehicle trim and dispersion characteristics [C]//Proc of the 5th Atmospheric Flight Mechanics Conference for Future Space Systems. 1979.
doi: 10.2514/6.1979-1626
- [6] STETSON K F, THOMPSON E R, DONALDSON J C, et al. Laminar boundary layer stability experiments on a cone at Mach 8, part 2: Blunt cone[C]//Proc of the 22nd Aerospace Sciences Meeting. 1984.
doi: 10.2514/6.1984-6
- [7] PATE S R. Measurements and correlations of transition Reynolds numbers on sharp slender cones at high speeds[J]. *AIAA Journal*, 1971, 9(6): 1082-1090.
doi: 10.2514/3.49919
- [8] 安长发. 非对称转捩对钝锥静稳定性的影响[J]. *空气动力学学报*, 1983, 1(1): 100-104.
AN C F. Influence of asymmetric transition on static stability of blunted cones[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 1983, 1(1): 100-104.
- [9] 杨云军, 沈清, 詹慧玲, 等. 高超声速小钝锥边界层非对称转捩研究[J]. *宇航学报*, 2008, 29(1): 34-39.
YANG Y J, SHEN Q, ZHAN H L, et al. Investigation on asymmetric transition about hypersonic boundary layer over a slight blunt cone[J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(1): 34-39.
doi: 10.3873/j.issn.1000-1328.2008.01.006
- [10] 高清, 李潜, 陈农, 等. 高超声速飞行器非对称转捩对稳定性的影响[J]. *战术导弹技术*, 2012(6): 12-15.
GAO Q, LI Q, CHEN N, et al. The influence of asymmetric transition on stability of hypersonic aircrafts[J]. *Tactical Missile Technology*, 2012(6): 12-15.
- [11] 陈坚强, 涂国华, 张毅锋, 等. 高超声速边界层转捩研究现状与发展趋势[J]. *空气动力学学报*, 2017, 35(3): 311-337.
CHEN J Q, TU G H, ZHANG Y F, et al. Hypersonic boundary layer transition: what we know, where shall we go[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(3): 311-337.
doi: 10.7638/kqdlxxb-2017.0030
- [12] 杨武兵, 沈清, 朱德华, 等. 高超声速边界层转捩研究现状与趋势[J]. *空气动力学学报*, 2018, 36(2): 183-195.
YANG W B, SHEN Q, ZHU D H, et al. Tendency and current status of hypersonic boundary layer transition[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2018, 36(2): 183-195.
doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0011
- [13] 宋威, 赵小见, 鲁伟, 等. 高超声速边界层转捩对旋转钝锥自由飞运动的影响[J]. *航空学报*, 2017, 38(11): 121295.
SONG W, ZHAO X J, LU W, et al. Effect of boundary layer transition on free flight motion of hypersonic spinning blunt cone[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(11): 121295.
- [14] MARTELLUCCI A, NEFF R, TRUE W. An experimental investigation of boundary layer transition on a cone at angle of attack[R]. AD864331, 1971.
- [15] 楼洪钿. 气动静/动稳定性的相关性及其粘性滞后时间的研究[J]. *空气动力学学报*, 2000, 18(1): 68-73.
LOU H T. Study on aerodynamic static/dynamic stability correlation and viscous lag time[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2000, 18(1): 68-73.
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2000.01.011
- [16] 楼洪钿. 细长锥小迎角气动特性的Re效应[J]. *空气动力学学报*, 2001, 19(4): 466-470.
LOU H T. Reynolds number effects on slender cone's aerodynamic characteristics at small incidence[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2001, 19(4): 466-470.
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2001.04.017

作者简介:



张石玉(1984—), 男, 四川遂宁人, 高级工程师。研究方向: 飞行动力学与实验流体力学。通信地址: 北京市 7201 信箱 56 分箱(100074)。
E-mail: zhangsy701@sina.com

(编辑: 秦虹)

基于深度学习的风洞天平测力试验数据 异常检测方法研究

张靖¹, 孙文举¹, 尼文斌², 魏巍², 张江², 杨武兵², 李清勇^{1,*}

1. 北京交通大学 智慧高铁系统前沿科学中心, 北京 100044 2. 中国航空空气动力技术研究院, 北京 100074

摘要:风洞天平测力试验数据异常检测有助于分析试验异常原因、排查设备故障、改进试验方案,为解决目前人工检测时间成本高、效率低的问题,提出一种基于深度学习的异常检测框架。首先针对异常零样本问题,对风洞试验常见的异常类型及规律进行总结;然后为解决不同车次数据维度不同的问题,提出基于统计特征的标准化特征表示方案;最后利用神经网络学习异常特征,完成异常检测。试验结果表明:基于深度学习的异常检测方法对风洞异常数据检测的准确率和检出率分别达到了 81.7% 和 72.6%,能够较好地识别孤立跳点异常和多点异常。

关键词:风洞试验;天平测力;异常检测;异常规则;深度学习

中图分类号:V211.74; TP391 文献标识码:A

Study on deep learning-based anomaly detection method for wind tunnel balance force data

ZHANG Jing¹, SUN Wenju¹, NI Wenbin², WEI Wei²,
ZHANG Jiang², YANG Wubing², LI Qingyong^{1,*}

1. Frontiers Science Center for Smart High-speed Rail System, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China

2. China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China

Abstract: Anomaly detection for wind tunnel balance force data is beneficial to analyze anomaly reasons, improve test schema and troubleshoot equipment problems. To solve the high time cost and low-efficiency problems of the manual detection method, a deep learning-based anomaly detection method is proposed. To solve the problem of no abnormal data, we summarize the most common abnormal types in the wind tunnel test. For the problem that the dimensions of data in different experiments are different, a standardization scheme based on statistical characteristics is proposed. Finally, a deep learning model is utilized to learn abnormal features and detect abnormal data. Experimental results show that our deep learning-based anomaly detection method can achieve 81.7% accuracy and 72.6% recall, and has a good detection performance for isolated jump points and multipoint anomalies.

Keywords: wind tunnel test; balance force; anomaly detection; anomaly rule; deep learning

0 引 言

飞行器的气动外形是决定飞行器气动性能的重要因素。目前,国内外进行空气动力试验的方法主

要有数值模拟、风洞试验和飞行试验等。其中,风洞试验作为一种操作便捷、准确率较高且成本可接受的试验方式,广泛应用于航空航天、机械制造等诸多领域。然而,作为一种实物试验,风洞试验会受风洞

收稿日期: 2021-06-16; 修回日期: 2021-07-28; 录用日期: 2021-08-06

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项(2022JBQY007)

* 通信作者 E-mail: liqy@bjtu.edu.cn

引用格式: 张靖, 孙文举, 尼文斌, 等. 基于深度学习的风洞天平测力试验数据异常检测方法研究 [J]. 实验流体力学, 2022, 36(6): 67-73.

ZHANG J, SUN W J, NI W B, et al. Study on deep learning-based anomaly detection method for wind tunnel balance force data[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(6): 67-73.

设备故障、试验人员操作失误等诸多因素影响产生异常数据。其中,风洞设备故障和人员操作失误是导致风洞异常数据的主要原因,据统计,二者导致的风洞异常数据分别占异常数据总数的70%和25%。针对风洞天平测力试验异常数据,目前皆采用人工检测的方式。这种方式虽然具有较高的准确率和可靠性,但十分依赖分析人员的专业知识和处理经验,且时间成本较高。为了弥补人工检测方式的不足,本文提出将人工智能技术用于风洞试验天平测力数据监测,实现自动化异常识别,提高风洞试验的整体效率。

国内外已有很多将人工智能技术引入风洞试验领域的研究。谢艳等^[1]尝试在风洞常规试验中构建起大数据采集、收集和分析处理平台,并利用大数据较强的洞察能力,助力风洞试验中的疑难问题分析。Belmahdi等^[2]借助人工智能中的模糊逻辑推理系统,对风洞试验中的高斯山峰前、中、后的风散速度进行建模,预测风洞中的风速。美国NASA Lanley研究中心在亚声速风洞中安装了神经网络数据分析系统,该系统可以高效地执行模型结构优化、流动参数研究等诸多任务^[3]。Vlachas等^[4]借助深度学习中的长短时记忆模型(LSTM)来预测高维混沌系统的演变,并取得了比高斯过程模型更优的效果。Mifsud等^[5]利用不连续本征正交分解(POD)和受限最小二乘法来融合CFD模拟数据和稀疏的风洞试验数据。这些工作证明了人工智能与风洞试验相结合的可行性,但根据调研,目前还没有利用人工智能技术对风洞天平测力试验数据进行异常检测的先例。

在人工智能领域中,异常检测问题是一个经典问题,相关技术广泛应用于欺诈检测^[6]、故障诊断^[7]、医疗辅助^[8]等领域。传统的异常检测算法包括基于统计特征的方法、基于近邻的方法、基于聚类的方法和基于分类的方法等。例如Barnett等^[9]提出将符合某个特定分布或概率模型的数据视为正常数据,否则视为异常数据。Schölkopf等^[10]利用单类支持向量机学习正常样本与异常样本之间的最佳超平面,提出了单类支持向量机算法(One-Class Support Vector Machine, OC-SVM)。Liu等^[11]利用异常样本相对密度低、易被分割孤立的特点提出了基于规则树结构的孤立森林算法(Isolation Forest, IF)。传统方法的优点是运行时间快、可解释性高,但大部分方法依赖于数据的特征设计,无法进行自主学习。深度学习方法引入了神经网络。Akçay等^[12]利用正

常数据训练自编码重构模型,将测试时重构误差较大的样本视为异常样本。Ruff等^[13]提出深度支持向量数据描述算法(Deep Support Vector Data Description, Deep SVDD),引入神经网络完成特征学习和映射,并用软边界损失约束训练过程。深度学习方法的优点是准确率高、特征自学习,缺点则是可解释性和鲁棒性较差。

不同于普通的异常检测任务,本文要解决的风洞天平测力试验数据异常检测有两大难点:1)无真实异常数据;2)不同车次的迎角个数不同导致数据维度不同。为解决这2个难点,本文提出一种基于深度学习的异常检测框架,通过针对风洞异常数据的仿真策略来解决异常零样本问题。首先,设计了基于统计特征的标准化特征表示,将数据处理为统一尺度;然后,利用神经网络提取深度特征,增强对数据的判断能力。以此为基础的检测系统已部署于实际生产环境,为现场分析人员进行异常检测提供帮助。

1 风洞天平测力试验异常数据仿真

对风洞异常数据进行分析有利于及时发现异常原因、排查设备问题、改进试验方案。但在实际的生产环境中,异常数据产生频率极低,且通常被视为垃圾数据而丢弃,这给异常检测模型的训练和验证带来了挑战。为解决异常数据零样本的问题,归纳了常见的风洞数据异常类型,并根据专家知识形成了异常数据规则,以此来生成异常数据。具体而言,根据异常的主要特征,将异常类型分为3类:孤立跳点异常、多点异常和整组试验异常。

1) 孤立跳点异常

导致风洞试验出现孤立跳点的原因包括天平虚焊、采集系统故障、模型内有碎屑等。此类异常表现为在某车次的试验数据中,某个迎角下的力分量值脱离真实值,形成跳点。

2) 多点异常

天平内外引线不绝缘、激波返回、模型碰到支杆、测压模块异常、杂质冲击等都可能造成多点异常。此类异常多发生于法向力数据,表现形式为:在某车次的试验数据中,连续或离散的多个(≥ 2)迎角下的力分量值产生异常。

3) 整组试验异常

导致整组试验异常的原因有很多,如天平零飘、迎角不准、总压管故障、迎角机构异常、模型加工问

题、模型抖动、模型安装、压力滞后等。此类异常表现为某试验车次所有数据发生了偏移，特征不明显，识别难度较高。

以上 3 类异常在法向力 (N) 和轴向力 (A) 上都有体现，本文选择最常见的 6 种异常作为检测目标。表 1 记录了这些异常的基本信息。其中， $N_{\text{normal},\alpha_i}$ 和 $N_{\text{abnormal},\alpha_i}$ 分别表示法向力正常或异常曲线在迎角为

α_i 时的值， $A_{\text{normal},\alpha_i}$ 和 $N_{\text{abnormal},\alpha_i}$ 分别表示轴向力正常或异常曲线在迎角为 α_i 时的值。 a 为异常变化率，取值在 0 到 1 之间随机变化。 $k_{N,\text{normal}}$ 和 $k_{N,\text{abnormal}}$ 分别表示法向力正常或异常曲线的斜率。在生成异常数据时，本文将以正常数据为基础，按照随机的原则选择表 1 中的异常类型，并根据异常规则对正常数据进行变化。

表 1 风洞天平测力试验数据异常信息
Table 1 The information of wind tunnel balance force anomaly data

异常类型	序号	异常名称	异常规律
孤立跳点异常	1	A 孤立跳点	$ A_{\text{abnormal},\alpha_i} - A_{\text{normal},\alpha_i} \geq A_{\text{normal},\alpha_i} \times a$
	2	N 孤立跳点	$ N_{\text{abnormal},\alpha_i} - N_{\text{normal},\alpha_i} \geq N_{\text{normal},\alpha_i} \times a$
多点异常	3	N 模型碰支杆	$ N_{\text{abnormal},\alpha \geq 20^\circ} = c, c \text{ 为一常数}$
	4	N 多个跳点	$ N_{\text{abnormal},\alpha_i} - N_{\text{normal},\alpha_i} \geq N_{\text{normal},\alpha_i} \times a, \alpha_i \text{ 值有多个}$
整组试验异常	5	N 斜率异常	$ k_{N,\text{abnormal}} - k_{N,\text{normal}} \geq k_{N,\text{normal}} \times a$
	6	A 整体偏大	$A_{\text{abnormal},\alpha_i} > A_{\text{normal},\alpha_i}$

2 模型方法

2.1 问题定义

在本文中，以 $\mathbf{X} = \{\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_n\}$ 表示风洞天平测力试验数据集，其中 \mathbf{x}_i 表示第 i 个车次的数据， n 表示车次的总数量。在每一个车次的风洞试验中，试验人员通常固定其他参数，仅改变迎角 α ，获取气动模型在不同姿态时的受力变化情况。因此，每个车次的数据 \mathbf{x}_i 又可以表示为：

$$\mathbf{x}_i = \{(\alpha_1^i, N_1^i, A_1^i), \dots, (\alpha_{z_i}^i, N_{z_i}^i, A_{z_i}^i)\} \quad (1)$$

式中： α_1^i 表示第 i 个车次的第 1 个迎角； N_1^i 和 A_1^i 分别表示气动模型在第 1 个迎角时受到的法向力和轴向力； z_i 表示第 i 个车次的迎角总数。需要注意的是，不

同车次在风洞试验时使用的迎角个数及具体数值可能并不相同，也就是说 $\exists i, j$ 使得 $i \neq j \wedge z_i \neq z_j$ 。

本模型的任务目标是利用真实的风洞试验数据和少量的仿真异常数据，训练一个异常数据判别器 f 。当给定某个车次的试验数据 \mathbf{x}_i 时， f 需要判断该车次的数据是否存在异常，表示为：

$$y_i = f(\mathbf{x}_i) \quad (2)$$

式中： $y_i \in \{-1, 1\}$ 表示第 i 个车次的异常检测结果，1 表示异常，-1 表示正常。

2.2 总体流程

图 1 展示了本文所使用的异常检测算法的整体框架。首先，给定真实的正常数据和异常规则，生成部分异常数据，为后续模型的训练和验证提供数据

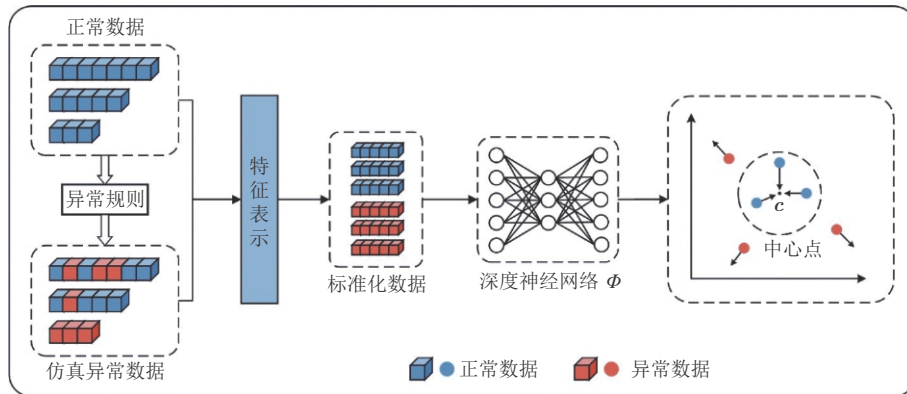


图 1 基于深度学习的异常检测算法框架图

Fig. 1 The framework of our deep learning-based anomaly detection method

基础。然后,为解决不同车次迎角个数可能不同而导致的尺度不同的问题,设计了针对风洞天平测力数据的特征表示,从而将所有的车次数据转化为等尺度的标准化数据。在完成标准化处理之后,所有样本将通过一个深度神经网络映射到一个特征空间中。在此空间中,要求真实的正常样本尽可能靠近中心点,而仿真异常样本尽可能远离中心点,并使用基于距离的损失对神经网络进行训练。

在测试阶段,给定某个车次的数据,对其同样进行标准化特征处理,并输入到训练好的模型中。测试数据将被映射到特征空间中,其与中心点的距离将作为该测试数据的异常分数并与一个异常阈值进行比较。若大于该阈值,则判定为异常;否则为正常。

2.3 标准化特征表示

不同车次迎角个数不同,导致无法用相同尺度(长度)的向量表示所有的试验数据,也就无法将其输入到全连接神经网络中。因此,设计了标准化特征表示模块,对尺度不一的车次数据进行标准化处理。具体而言,从统计学角度选取13个特征来描述每个车次数据的变化趋势,其中包括7个法向力特征和6个轴向力特征。具体设计如下:

1) 法向力特征

法向力特征包括法向力曲线的均值、方差、突变率、大迎角变化率和曲线分斜率的均值、方差、突变率。均值和方差为常见的统计特征;突变率为曲线所有迎角下突变率的最大值,其中,迎角为 α_j 时的突变率 δ 为该迎角下的力分量值与期望值的相对偏差:

$$\delta = \frac{|N_{\alpha_j} - (N_{\alpha_{j-1}} + N_{\alpha_{j+1}})/2|}{(N_{\alpha_{j-1}} + N_{\alpha_{j+1}})/2} \quad (3)$$

曲线分斜率是指曲线中相邻两个迎角之间的斜率。若某车次数据共有11个迎角,则可以计算得到10个分斜率。以 k_i 表示第 i 个分斜率,则分斜率的突变率为 $\max |k_i - k_{i+1}|$,利用此特征可以检测斜率的突变,对孤立跳点异常检测非常有效。

2) 轴向力特征

轴向力特征包括轴向力曲线的均值、方差、突变率和曲线分斜率的均值、方差、突变率。这些特征的计算方式与法向力特征中的同名特征相同。

给定某个车次的试验数据,计算该车次数据的上述特征,并按照固定的顺序将其拼接成维度为13的特征向量,这个过程可以表示为:

$$\hat{\mathbf{x}}_i = T(\mathbf{x}_i) \quad (4)$$

式中: T 表示特征计算及拼接过程; $\hat{\mathbf{x}}_i$ 表示标准化特征向量,维度为13。

2.4 深度异常检测方法

由于异常数据的多样性和复杂性,简单利用基于统计的特征表示无法实现理想的异常检测功能。因此,受深度神经网络强大的特征提取能力启发,选择使用一种基于深度学习的异常检测方法来进行更深入的特征学习。

具体而言,在训练阶段,输入第 i 个车次的标准化特征向量 $\hat{\mathbf{x}}_i$,使用一个3层的全连接神经网络将其映射到一个特征空间中,并得到该车次的嵌入特征表示。此过程表示为:

$$\tilde{\mathbf{x}}_i = \Phi(\hat{\mathbf{x}}_i; \mathbf{W}) \quad (5)$$

式中: Φ 为神经网络所实现的特征映射函数; \mathbf{W} 为神经网络的参数; $\tilde{\mathbf{x}}_i$ 为 $\hat{\mathbf{x}}_i$ 通过映射之后在目标特征空间中的特征表示。

将所有的训练数据映射到同一个特征空间后,真实的正常数据应尽可能靠近给定的中心点,而仿真异常数据应尽可能远离中心点。为实现这一目标,可通过下式计算每次迭代的损失:

$$\min_{\mathbf{W}} \frac{1}{n+m} \sum_{i=1}^n \|\Phi(\hat{\mathbf{x}}_i; \mathbf{W}) - \mathbf{c}\|^2 + \frac{\eta}{n+m} \sum_{j=1}^m \|\Phi(\hat{\mathbf{x}}_j; \mathbf{W}) - \mathbf{c}\|^{-2} + \lambda \|\mathbf{W}\|_F^2 \quad (6)$$

式中: \mathbf{c} 为中心点,由随机初始化获得并固定不变; n 为真实风洞试验数据个数; m 为仿真异常数据个数; η 为异常数据损失权重; λ 为正则化项的权重。损失函数第一项为正常样本惩罚项,要求正常样本与中心点的欧氏距离要尽可能小;第二项为异常样本损失项,为异常样本与中心点距离的倒数,要求异常样本尽可能远离中心点;最后一项为正则化项(下标 F 表示Frobenius范数),约束神经网络参数 \mathbf{W} 的复杂度,避免参数过于精细而导致对训练数据过拟合。每一次迭代计算得到的损失将通过链式法则进行反向传播,通过随机梯度下降法^[14]对神经网络中的参数进行更新,直至模型收敛。

在测试阶段,对于每一个测试样本 \mathbf{x} ,利用训练好的神经网络对其进行映射,并将该样本与中心点 \mathbf{c} 的距离作为异常分数,表示为:

$$s(x) = \|\Phi[T(\mathbf{x}); \mathbf{W}^*] - \mathbf{c}\|^2 \quad (7)$$

式中: $s(x)$ 为该测试样本的异常分数; \mathbf{W}^* 为训练完成的模型参数。若 $s(x)$ 大于阈值 σ ,则判定该样本为

异常；否则为正常。异常阈值 σ 是一个超参数，通过对所有数据的异常分数进行排序后，再根据数据集的异常比例进行确定。

3 试 验

3.1 数据集

试验使用的数据包括真实正常数据和仿真异常数据。真实正常数据取自于某风洞在 2017—2018 年进行的真实风洞试验，包含了 120 多个不同型号气动模型的共 11675 个车次的数据。仿真异常数据则通过对正常数据施加表 1 中的异常规则获得，共生成了 3000 个车次的数据。正常数据与异常数据共同组成了试验数据集，并按照 3:1:1 的比例划分为训练集、验证集和测试集，分别用于模型训练、超参数调优和性能测试。为验证模型对数据的依赖性，按随机原则制作了 5 份不同的数据集，最后用模型在这些数据集上的均值和方差来验证方法的稳定性。

3.2 参数设置

深度神经网络共有 3 层，神经元个数分别为 128、256 和 128，激活函数选择 ReLU^[15] 激活函数。模型训练设置的迭代次数为 300，学习率为 0.0001，正则化权重 λ 设置为 0.00001。

本文异常检测方法中共包含 2 个超参数：异常数据损失权重 η 和异常阈值 σ 。前者的取值范围为 [0.1, 0.2, ..., 2.0]，通过交叉验证试验确定。后者与数据集的异常比例有关，按照由高到低对所有数据的异常分数进行排序，并按照异常比例确定异常阈值。

3.3 评价指标

在本任务中，将异常作为正类、正常作为负类，表 2 为异常检测混淆矩阵。其中，TP 表示正确地将异常判定异常，FN 表示错误地将异常判定为正常，FP 表示错误地将正常判定为异常，TN 表示正确地将正常判定为正常。

表 2 异常检测混淆矩阵
Table 2 Anomaly detection confusion matrix

预测	实际	
	异常	正常
异常	TP	FP
正常	FN	TN

在本任务中，选择准确率($P_{\text{precision}}$)、召回率(P_{recall})以及 F1 分数(F1-score)作为评价指标。准确

率 $P_{\text{precision}}$ 表示预测为异常的数据中实际为异常的比例：

$$P_{\text{precision}} = \frac{TP}{TP + FP} \quad (8)$$

召回率 P_{recall} 表示被检测出的异常数据占总异常数据的比例：

$$P_{\text{recall}} = \frac{TP}{TP + FN} \quad (9)$$

F1 分数为准确率和召回率的调和平均数，表示模型在准确率和召回率上的整体性能：

$$F1 = \frac{2 \times P_{\text{precision}} \times P_{\text{recall}}}{P_{\text{precision}} + P_{\text{recall}}} \quad (10)$$

3.4 结果及分析

我们选择了 3 种经典的异常检测方法作为对比方法，分别是：单类支持向量机算法(OC-SVM)、孤立森林算法(IF)和深度支持向量数据描述算法(Deep SVDD)。其中，单类支持向量机算法和孤立森林算法为传统方法，深度支持向量数据描述算法为深度学习方法，三者的基本原理已在引言部分进行了简要介绍。需要说明的是，由于在测试阶段正常数据不可知，无法直接利用表 1 中的异常规则进行异常检测。在试验过程中，所有方法使用相同的标准化特征表示。表 3 展示了不同方法在风洞天平测力试验数据集上的异常检测结果(5 个数据集上检测结果的均值及标准差)。

表 3 风洞天平测力试验数据异常检测结果
Table 3 The performance of anomaly detection methods for wind tunnel test data

方法	准确率/%	召回率/%	F1分数/%
OC-SVM	51.1 ± 1.9	68.5 ± 3.3	58.5 ± 2.4
IF	42.8 ± 1.1	52.7 ± 2.2	47.2 ± 1.0
Deep SVDD	29.5 ± 3.8	35.5 ± 9.5	30.4 ± 4.5
Current work	81.7 ± 1.7	72.6 ± 2.4	76.9 ± 1.4

在准确率、召回率和 F1 分数这 3 个指标上，本文方法的性能全面优于另外 3 种方法，比性能次优的方法分别高 30.6%、4.1% 和 18.4%。在模型稳定性方面，孤立森林算法表现最为稳定，对数据依赖性较低；本文的方法和单类支持向量机算法次之；深度支持向量数据描述算法方差最大，稳定性最差。除此之外，观察到 2 种传统方法的性能优于深度支持向量数据描述算法，但弱于本文方法。这是因为深度

支持向量数据描述算法虽然利用了神经网络来学习样本特征,但没有异常监督信息,导致神经网络无法学习到正常数据与异常数据之间的辨别性特征,因此效果不如直接使用规则化统计特征表示的传统方法。与3种对比方法相比,本文方法以基于统计的标准化特征为基础,以仿真异常数据作为监督信息,充分结合了基础统计特征和深度区分特征,因此检测效果更好。

图2为训练过程中的损失收敛曲线。可以看到:在经过约30次迭代后模型基本完成收敛,最后的损失值收敛于0.23左右。

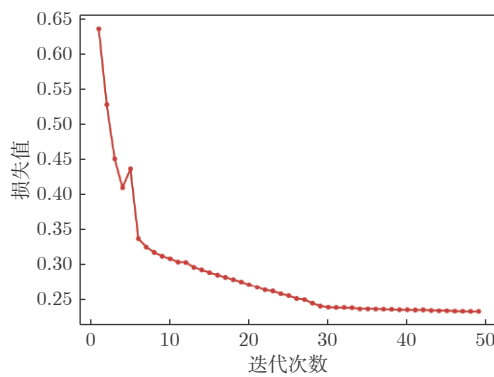


图2 训练过程损失收敛曲线

Fig. 2 Loss convergence curve in the training period

图3展示了4种异常检测方法在风洞天平测力试验数据集上的准确率-召回率曲线。从图中可以看出:本文的方法在整体性能上最优,单类支持向量机算法次之,另外2种方法性能较差。

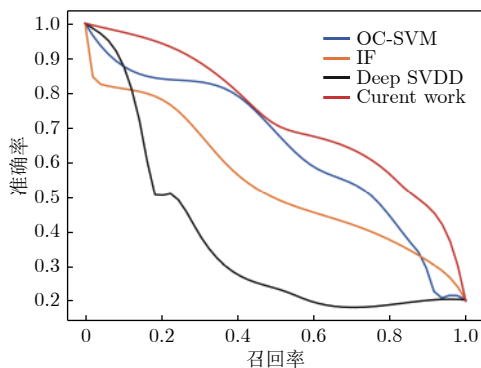


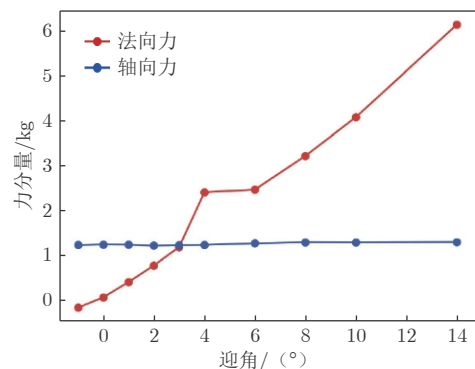
图3 异常检测方法准确率-召回率曲线图

Fig. 3 The precision-recall curve of anomaly detection methods

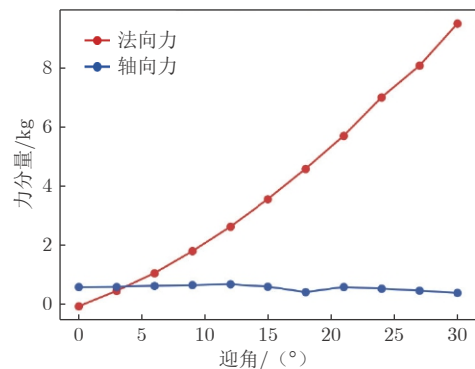
表4展示了表1中各类异常的具体检测召回率。图4为本文方法的具体检测实例,包括正确检测(异常数据被检测为异常,即TP)、错误检测(正常数据被检测为异常,即FP)以及漏检(异常数据被检测为正常,即FN)的车次数据样例。

表4 各种类异常识别率
Table 4 The detection results of all anomaly types

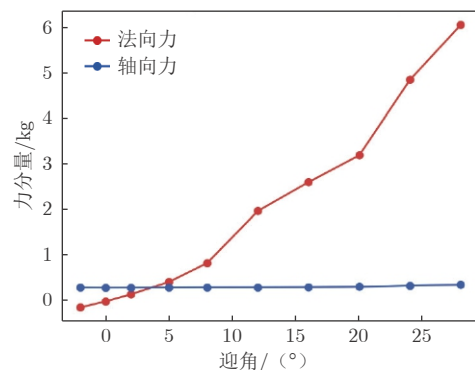
异常类型	召回率/%
1	77.6
2	89.9
3	89.7
4	95.0
5	38.0
6	63.3



(a) 正确检测样例(法向力异常数据被检测为异常)



(b) 错误检测样例(轴向力正常数据被检测为异常)



(c) 漏检样例(法向力异常数据被检测为正常)

图4 异常检测实例

Fig. 4 Anomaly detection examples

检测结果显示本文的方法对孤立跳点异常和多点异常识别效果较好,对整组试验异常识别效果较

差。这是因为相较于另外 2 类异常, 整组试验异常特征不明显。整组数据发生偏移后, 虽然与该车次的正常值差距较大, 但可能与其他车次的分布十分相似, 导致模型难以对此类异常进行识别。在实际的生产环境中, 整组试验异常本身就是一种难以检测的异常。为了识别这一类异常, 风洞数据分析人员通常需要结合气动模型具体外形数据和同模型不同车次数据进行分析处理。

4 结 论

1) 针对风洞天平测力试验数据, 基于标准化特征表示和深度学习的异常检测方法性能优于单类支持向量机算法、孤立森林算法和深度支持向量数据描述算法。

2) 深度异常检测模型能够快速识别大部分异常类型(孤立跳点异常、多点异常), 但对异常特征不明显的整组试验异常识别效果较差。在实际生产环境中, 能够帮助风洞数据分析人员进行数据初筛, 提高检测效率。

下一步将拓展模型可检测的风洞异常类型, 从特征学习、对比学习角度入手, 提高模型的精度, 进一步探索人工智能在风洞试验中的应用。

参考文献:

- [1] 谢艳, 李平, 蒋鸿. 大数据分析技术在风洞试验中的应用[J]. *空气动力学学报*, 2019, 37(6):1004-1009.
XIE Y, LI P, JIANG H. Application of big data analytics approach in wind tunnel test[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(6):1004-1009.
doi:10.7638/kqdlxxb-2018.0105
- [2] BELMAHDI M, ZEGADI R, BOUHARATI S, et al. Modeling of air flow in wind tunnel using artificial intelligence techniques[J]. *Wulfenia*, 2013, 20(6):94-101.
- [3] 竹朝霞, 惠增宏, 金承信. 虚拟仪器技术在风洞测控智能化中的应用[J]. *实验技术与管理*, 2006, 23(9):76-79.
ZHU Z X, HUI Z H, JIN C X. Virtual instrument application for intelligent system in wind tunnel test[J]. *Experimental Technology and Management*, 2006, 23(9):76-79.
doi:10.3969/j.issn.1002-4956.2006.09.026
- [4] VLACHAS P R, BYEON W, WAN Z Y, et al. Data-driven forecasting of high-dimensional chaotic systems with long short-term memory networks[J]. *Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 2018, 474(2213):20170844.
doi:10.1098/rspa.2017.0844
- [5] MIFSUD M, VENDL A, HANSEN L U, et al. Fusing wind-tunnel measurements and CFD data using constrained gappy proper orthogonal decomposition[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 86:312-326.
doi:10.1016/j.ast.2018.12.036
- [6] YU W F, WANG N. Research on credit card fraud detection model based on distance sum[C]//Proc of the 2009 International Joint Conference on Artificial Intelligence, 2009:353-356.
doi:10.1109/IJCAI.2009.146
- [7] PURARJOMANDLANGRUDI A, GHAPANCHI A H, ESMALIFALAK M. A data mining approach for fault diagnosis: an application of anomaly detection algorithm[J]. *Measurement*, 2014, 55:343-352.
doi:10.1016/j.measurement.2014.05.029
- [8] BAUDER R A, KHOSHGOFTAAR T M. Multivariate outlier detection in medicare claims payments applying probabilistic programming methods[J]. *Health Services and Outcomes Research Methodology*, 2017, 17(3):256-289.
doi:10.1007/s10742-017-0172-1
- [9] BARNETT V, LEWIS T. Outliers in statistical data[M]. 3rd ed. Chichester: Wiley & Sons, 1994.
- [10] SCHÖLKOPF B, PLATT J C, SHAWE-TAYLOR J, et al. Estimating the support of a high-dimensional distribution[J]. *Neural Computation*, 2001, 13(7):1443-1471.
doi:10.1162/089976601750264965
- [11] LIU F T, TING K M, ZHOU Z H. Isolation forest[C]//Proc of the 2008 Eighth IEEE International Conference on Data Mining, 2008:413-422.
doi:10.1109/ICDM.2008.17
- [12] AKCAY S, ATAPOUR-ABARGHOUEI A, BRECKON T P. GANomaly: semi-supervised anomaly detection via adversarial training[M]//Computer Vision - ACCV 2018. Cham: Springer International Publishing, 2019:622-637.
doi:10.1007/978-3-030-20893-6_39
- [13] RUFF L, VANDERMEULEN R, GÖERNITZ N, et al. Deep one-class classification[C]//International Conference on Machine Learning, 2018:4393-4402.
- [14] ROBBINS H, MONRO S. A stochastic approximation method[J]. *The Annals of Mathematical Statistics*, 1951, 22(3):400-407.
doi:10.1214/aoms/1177729586
- [15] NAIR V, HINTON G E. Rectified linear units improve restricted boltzmann machines[C]//Proc of the Proceedings of the 27th International Conference on International Conference on Machine Learning, 2010:807-814.

作者简介:



张靖(1995—),男,山东潍坊人,博士研究生。研究方向:机器学习、计算机视觉。通信地址:北京市海淀区上园村3号北京交通大学(100044)。
E-mail:j_zhang@bjtu.edu.cn

(编辑:宋嘉慧)

应用于高压运行的片式电弧加热器初步研究

杨鸿*, 姚峰, 朱超, 朱涛, 陈德江

中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力研究所, 绵阳 621000

摘要:片式电弧加热器模拟焓值范围宽, 是开展热防护试验的理想设备。为拓宽其压力模拟范围, 开展了片式电弧加热器内流分析方法研究, 并与片式电弧加热器高压试验进行了对比, 结果吻合较好。为解决高压运行试验出现的问题, 研制了耐压、耐高热流压缩片, 增强了压缩片的冷却效果, 短化了片式电弧加热器电极, 采取内壁防护措施使表面高温氧化产物减少和热量损失降低。探索高压片式电弧加热器运行模式, 解决了高压运行串弧问题。试验的运行压力超过 10 MPa, 单电极运行电弧电流超过 5000 A, 提高了片式电弧加热器的试验能力。

关键词:片式电弧加热器; 高压; 电极

中图分类号: V211.72 文献标识码: A

A preliminary study of segmented arc heater used for high pressure operation

YANG Hong*, YAO Feng, ZHU Chao, ZHU Tao, CHEN Dejiang

Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center,
Mianyang 621000, China

Abstract: The segmented arc heater is an ideal thermal protection test equipment for having a wide range of enthalpy. In order to broaden the simulation range of pressure, the analysis method of the segmented arc heater internal flow is developed. The prediction results match the high pressure operation test results. To solve the problems in the high pressure test, some technical measures have been taken the pressure and heat resistance segments are developed cooling is strengthen and the electrode is shortened. The internal protective measures are studied to reduce surface oxidation and heat loss of segments. The operational mode is explored to solve the string arc problem in the high pressure operation test. The operation pressure of the test exceeds 10 MPa, the operation current exceeds 5000 A on a single electrode, which improves the testing ability of the segmented arc heater.

Keywords: segmented arc heater; high pressure; electrode

0 引 言

再入高超声速飞行器周围流温度很高, 头部驻点区可达上万摄氏度, 对飞行器产生严重的气动加热。由于高速再入, 弹道导弹头部驻点区可产生 7 MPa 以上压力, 湍流区也会出现超过 70 MW/m² 的加热热流^[1]。

为了保证这类飞行器的飞行安全, 必须在飞行

器外设置防热系统, 确保飞行器内部温度在允许范围内。防热材料和防热结构的性能都需要在地面设备上试验考核。由于热结构性能难以准确预测、热结构试验环境参数模拟要求真实, 试验时总是希望尽可能采用全尺寸试验件, 试验参数和时间最好能模拟飞行全历程。美国、前苏联以及欧盟在发展战略武器和航天器时, 建成了数座大功率、高性能的电弧加热器和电弧风洞以保障试验需求。

收稿日期: 2022-06-28; 修回日期: 2022-08-30; 录用日期: 2022-09-06

* 通信作者 E-mail: yanghong@cardc.cn

引用格式: 杨鸿, 姚峰, 朱超, 等. 应用于高压运行的片式电弧加热器初步研究 [J]. 实验流体力学, 2022, 36(6): 74-82.

YANG H, YAO F, ZHU C, et al. A preliminary study of segmented arc heater used for high pressure operation[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(6): 74-82.

防热地面试验在模拟高总压时通常采用管式电弧加热器。管式电弧加热器具有结构简单、使用方便、压力范围宽等优点,但其本身固有的旁路击穿效应决定了电弧的长度和平均电压,导致这类电弧加热器在高气压下不能达到高焓(其焓值通常小于 8 MJ/kg)。片式电弧加热器气流焓值可以达到 45 MJ/kg,但其结构复杂,不易实现高气压^[2]。基于这一特性,片式电弧加热器总是被作为低压高焓加热设备使用。

美国 Ames 研究中心 60 MW 航天飞机干扰加热设备(IHF)^[3]是具有代表性的大型片式电弧加热器,它是一座典型的大功率、大尺寸电弧风洞。2001 年,在意大利宇航研究中心(CIRA)建成了世界最大功率的电弧加热等离子体风洞(Scirocco PWT)^[4-6],它是欧洲航天局(ESA)基于 Hermes 航天飞机计划而建造的。美国 AEDC 为满足高速弹头再入的防热试验需求,从 20 世纪 70 年代开始研究高气压(≥ 10 MPa)片式电弧加热器,其研制的 70 MW 级高气压片式电弧加热器(H3)运行达到的最高弧室压力为 19.6 MPa^[7-11]。AEDC 研制的 H3 是目前世界上功率、总压等综合性能最高的电弧加热试验设备^[2]。为满足战略滑翔、导弹拦截等机动飞行器再入走廊需要的高焓、中气压、中等高度的试验模拟区间,AEDC 正开展以 H3 替换 H2 电弧风洞上的 50 MW 级管式电弧加热器的计划^[12]。上述设备配套的电弧加热器主要性能参数如表 1 所示,其中 P_{\max} 为最大功率, H_0 为总焓, p_0 为总压。

表 1 国外大功率片式电弧加热设备的参数
Table 1 Parameter of foreign high-power segmented arc heater

设备	P_{\max}/MW	$H_0/(\text{MJ} \cdot \text{kg}^{-1})$	p_0/MPa
Ames IHF	42	7.0~46.4	0.10~1.01
Scirocco PWT	70	2.5~45.0	0.10~1.67
AEDC H3	68	1.4~19.8	0.10~19.60

我国缺乏高气压片式电弧加热设备。中国空气动力研究与发展中心(CARDC)研制的 50 MW 级片式电弧加热设备常用于总压 2.0 MPa 以下^[13-15]。为满足大电流运行的需要,姚峰等^[16]开展了片式电弧加热器多重电极研究,分别把阴极和阳极分为多个子电极,用子电极分担电流。中国航天空气动力技术研究院(CAAA)研制的 50 MW 级片式电弧加热器则常用于 0.2~0.6 MPa 的总压范围^[17]。

片式电弧加热器不仅需承受高气压,还需承受

高气压下的高热流,更要克服高气压运行可能引起的串弧烧毁,国内对该领域的研究还未曾涉足。为降低研制风险,找准研究的方向和技术难点,需要先行开展电弧加热器内流模拟研究。近年来,韩国首尔大学 Kim 等在前人工作基础上,基于三波段辐射模型和双方程湍流模型发展了第六代电弧加热器内流计算代码(ARCFLO4),能精确分析湍流作用对内流的影响,计算压力可达 20 MPa,已应用于美国 AEDC 和桑迪亚国家试验室的电弧加热器计算^[18-21]。国内在电弧加热器内流模拟方面的研究工作还未见报道。

为满足我国未来对高超声速飞行器高焓、中气压及高气压防热试验的需求,提高片式电弧加热器性能,对 CARDC 研制的 50 MW 级片式电弧加热器进行升级改造,使其具备高气压运行能力。本文开展研究的流程如图 1 所示。



图 1 研究流程图

Fig. 1 Flow diagram of research

1 高气压运行片式电弧加热器内流分析方法研究

高气压运行的片式电弧加热器结构如图 2 所示。通过内部流场分析,了解高气压片式电弧加热器内部参数情况,通过预估气流总焓、电弧电压得到电弧电流、气体流量和弧室压力与壁面热流的关系曲线,分析高气压运行对电弧加热器性能的影响并提出解决途径,指导高气压片式电弧加热器的研制。

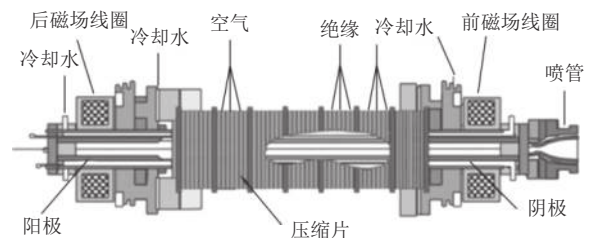


图 2 高气压片式电弧加热器示意图

Fig. 2 Schematic diagram of segmented arc heater

本文采用柱坐标系(r, θ, z)下的可压缩 N-S 方程为控制方程,假设气流为轴对称的稳态流动。根据 Nicolet 等^[19]提供的数据,采用三次多项式拟合法求得高温空气的密度、温度、热导率、电导率、黏度和辐射吸收系数,该方法的适用范围为:压力 0.1~20.0 MPa,温度 1000~30000 K。

1.1 电场模型

假定电弧稳定放电, 电场平行于加热器轴线且沿径向不变, 则电场强度为:

$$E = \frac{I}{\int \sigma dA} \quad (1)$$

电压为:

$$U = \int Edl \quad (2)$$

焦耳加热为:

$$JE = \sigma E^2 \quad (3)$$

式(1)~(3)中, I 为电流, σ 为电导率, A 为导体的截面积, l 为加热器长度, J 为电流密度。

1.2 热传导和湍流模型

所有压缩片间缝隙都有高压进气, 使得片式电弧加热器的电弧主要为湍流流动^[2], 因此计算气体流动和传热时必须考虑湍流作用。湍流传热热流为:

$$q_1 = - \left(\frac{K}{C_p} + \frac{\rho \varepsilon}{Pr} \right) \frac{dH}{dy} = - \left(\frac{d\phi}{dy} + \frac{\rho \varepsilon}{Pr} \frac{dH}{dy} \right) \quad (4)$$

剪切应力为:

$$\tau = \rho(\mu + \varepsilon) \frac{du}{dy} \quad (5)$$

湍流运动黏度为:

$$\varepsilon = L^2 \frac{du}{dy} \quad (6)$$

式(4)~(6)中, 热导势 $\phi = \int KdT$ (T 为温度), K 为热导率, C_p 为压力系数, y 为与壁面的距离, H 为气流焓值, dH/dy 为气流焓值梯度, Pr 为普朗特数, ρ 为密度, μ 为气体运动黏度系数, du/dy 为速度梯度, L 为混合长度。

混合长度的计算使用了 Watson and Pegot 湍流模型^[18]和 Nicolet 湍流模型^[19]。将2种湍流模型的计算结果进行对比, 选定适合本文的湍流模型。

设定壁面处普朗特数为3.0, 其他位置的普朗特数采用下式计算:

$$\begin{cases} Pr = 0.95 - 0.45 \left(\frac{y}{R} \right)^2, & y \geq 0.05R \\ Pr \text{在} 0.949 \text{和} 3.0 \text{之间内插}, & y < 0.05R \end{cases} \quad (7)$$

式中, R 为内壁半径。

1.3 辐射模型

高温气体具有辐射和吸收双重作用。辐射传热方程的一般形式为:

$$\frac{dI_v}{ds} = k_v B_v - k_v I_v \quad (8)$$

$$B_v(r) = \frac{2h\nu^3}{c^2(e^{h\nu/kT} - 1)} \quad (9)$$

式(8)~(9)中: I_v 为辐射强度; s 为辐射在介质中的行程; B_v 为辐射强度, k_v 为吸收系数; 普朗克数 $h = 6.63 \times 10^{-34} \text{ J} \cdot \text{s}$, 光速 $c = 3.0 \times 10^8 \text{ m/s}$, 波尔兹曼常数 $k = 1.38 \times 10^{-23} \text{ J/K}$; ν 为光谱频率。单位频率的辐射热流为:

$$q_v(r) = \int I_v \cos \theta d\Omega \quad (10)$$

式中, Ω 为立体角。总的辐射热流为:

$$q_R(r) = \int_0^\infty q_v(r) dv \quad (11)$$

为了简化计算流程, 本文采用了 Nicolet 等^[19]的双波段灰体吸收系数模型计算高温气体的辐射性能参数, 即将光谱分为2个灰体段, 每段的吸收系数不随光谱频率变化, 仅为温度和压力的函数, 则全波段的辐射热流为:

$$q_R(r) = \sum_{L=1}^2 q_L(r) \quad (12)$$

频带宽度 $\Delta\nu_L$ 频段内的辐射热流为:

$$q_L(r) = \int_{\Delta\nu_L} q_v(r) dv \quad (13)$$

1.4 数值求解方法

采用如图3所示的有限差分网格将流场方程离散化, 再利用下述方法求解流场方程:

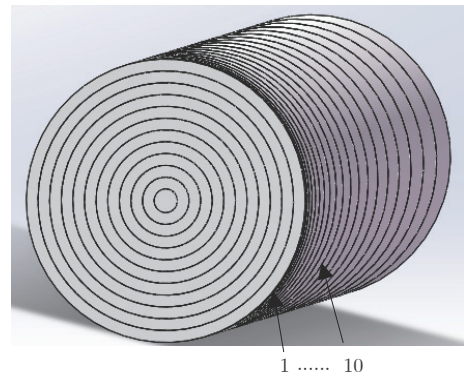


图3 有限差分网格
Fig. 3 Finite difference grid

1) 计算初始条件和边界条件。初始条件: 轴向剖分的位置1的焓分布、速度分布、初始压力、总电流; 边界条件: 气流在壁面处的焓值。

2) 根据初始条件的压力和焓, 计算位置1径向剖分各位置的电导率、热导势、辐射性质黏度和密

度、普朗特数。

3) 通过积分计算位置1的电导和电势梯度。

4) 根据计算的位置1径向剖分各位置的密度和速度, 计算位置1的总质量流量, 并与初始进气的质量流量进行对比, 重新计算速度。

5) 根据能量方程计算位置2径向剖分各位置的焓。

6) 给定位置1和位置2之间的压力降, 计算径向剖分各位置的电导率、热导势、辐射性质黏度和密度, 根据动量方程计算位置2径向剖分各位置的速度。

7) 根据计算所得的密度和速度计算流量, 并与初始流量对比。若相同, 计算出位置2的压力, 否则继续迭代。

8) 重复第2~7步, 直到轴向的最后一个位置。

根据上述求解过程, 采用FORTRAN语言编制求解代码。

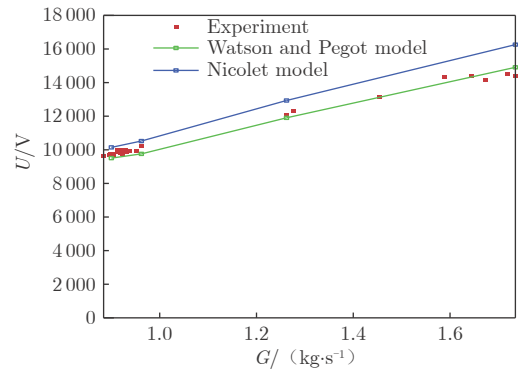
1.5 计算验证

采用 Watson and Pegot 湍流模型和 Nicolet 湍流模型进行对比分析。计算条件为: $R=40\text{ mm}$, $l=5\text{ mm}$, 内表面粗糙度 0.0889 mm , 壁面焓值 0.93 MJ/kg , $I=3000\text{ A}$, 气体流量 G 分别为 0.900 、 0.962 、 1.262 和 1.735 kg/s 。

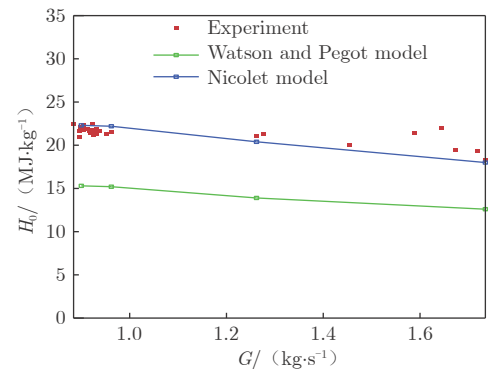
图4给出了计算结果和已有的CARDIC片式电弧加热器试验数据对比情况。结果表明: 采用 Watson and Pegot 湍流模型, 电压计算值与试验值最为接近(最大误差4%), 总焓误差较大(最大误差34%); 采用 Nicolet 湍流模型, 总焓计算值与试验值最为接近(最大误差3%), 电压误差较大(最大误差13%)。总的来看, 计算值与试验值吻合较好, 证实了本文计算方法的可行性。综合考虑, 后文计算采用 Nicolet 湍流模型。

1.6 高气压运行试验参数模拟

利用内流模拟方法对高气压试验参数进行模拟。设定弧室压力分别为 0.55 、 2.00 、 4.00 和 8.00 MPa , 辐射热流 q_R 和壁面热流 Q 的模拟结果如图5和6所示。对比发现: 压力升高后, 辐射热流占壁面热流的比重增大; 壁面热流沿轴线方向逐渐增大, 且压力越高, 壁面热流越大。当 $p_0=8.00\text{ MPa}$ 时, 靠近出口端的壁面热流接近 38 MW/m^2 。由于每件压缩片的冷却水流量有限, 常规压缩片很难承受如此高的热流, 而辐射热流是壁面热流的主要来源, 降低壁面热流的途径就是增大口径, 但这样就会增大总热量损失。



(a) 电压与气体流量的关系



(b) 气流总焓与气体流量的关系

图4 计算与试验数据对比

Fig. 4 Comparison of calculation and test results

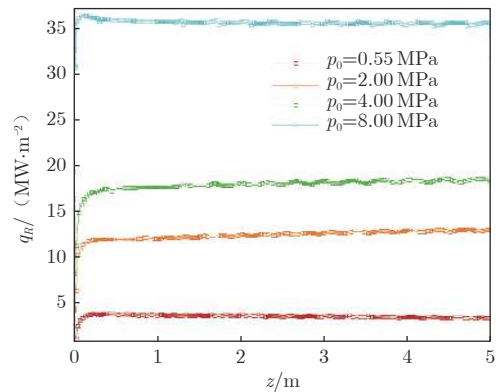


图5 压力对辐射热流影响

Fig. 5 Effect of pressure on radiant heat flow

图7给出了不同弧室压力(2.00 和 8.00 MPa)下的焓分布情况。在图7(a)中, 沿轴线方向, 中心线处气流的焓值逐渐减小, 中心线周围气流的焓值逐渐增大, 焓分布逐渐扁平化, 这表明电弧柱在运动过程中逐渐变粗。对比图7(a)和(b)可以看到, 当 $p_0=8.00\text{ MPa}$ 时, 电弧柱变细, 与经典电弧理论一致。

图8给出了不同弧室压力下的电场强度情况。可以看到, 高气压下的电场强度远大于低气压下, 这说明高气压运行易获得高电压。也就是说, 较短的片式电弧加热器在高气压下运行也能获得较大功

率。电场强度在入口段最大并沿轴线方向逐渐减小,这就造成入口段压缩片绝缘不足,高压运行时易出现表面爬弧或击穿现象。若击穿严重则必须紧急停车,不仅试验失败,还需更换损坏的部件。

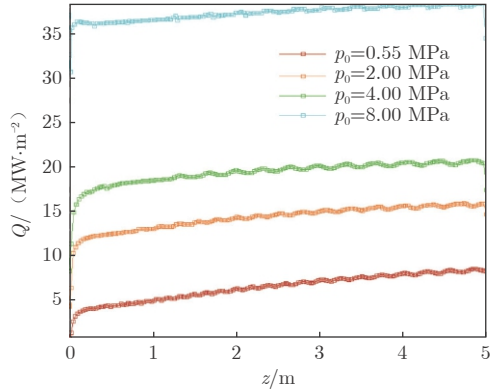


图6 压力对壁面热流影响
Fig. 6 Effect of pressure on wall heat flux

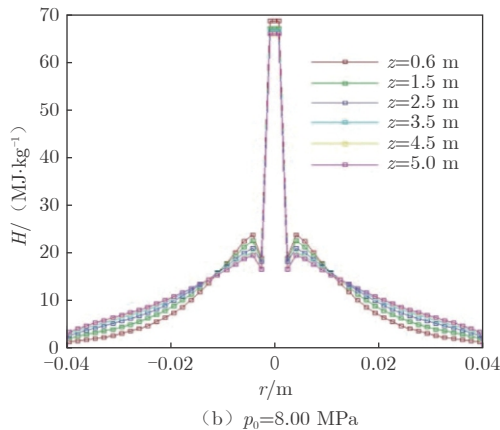
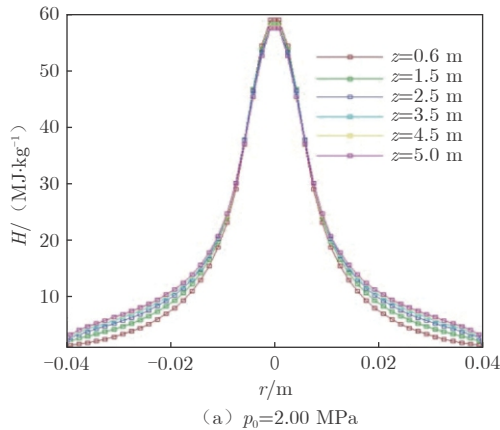


图7 压力对焓分布的影响
Fig. 7 Effect of pressure on enthalpy distribution

2 试验装置及测试方法

高压运行探索性试验装置利用 CARD C 现有的片式电弧加热器进行局部改进和提升(如改进密

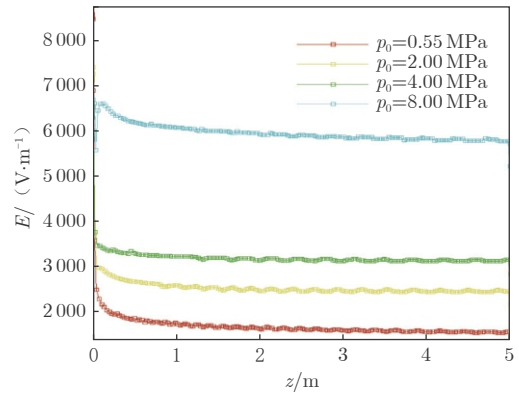


图8 压力对电场强度的影响
Fig. 8 Effect of pressure on electric intensity

封结构、加强连接强度、采用不易变形的绝缘材料等)。组装后先开展逐步升压的静态充气试验,在充压 11.00 MPa 时静止 10 min,无泄漏无压降之后才开始探索性试验。探索性试验使用的喷管喉道直径为 20 mm。根据探索性试验结果,再对电弧加热器进行升级大改造,组装一套全新装置来开展改进试验。在进行改进试验时,同样需先完成静态充气试验,使用的喷管喉道直径主要有 3 种,分别为 20、30 和 40 mm。

气流总焓测量采用声速流法^[22],即测量电弧加热器的喷管喉道面积、弧室压力及气流流量,并以式(14)计算一维平衡流条件下气流的总焓:

$$H_0 = 4.68 \times 10^{-8} \left(\frac{A_{\text{eff}} \cdot p_0}{G} \right)^{2.519} \quad (14)$$

式中, A_{eff} 为喷管喉道有效面积。

为保证测量结果的可靠性,喷管喉道有效面积采用冷气流标定。在电弧加热器后电极底部开取一个测压小孔,用水冷紫铜管连接压力传感器来测量弧室压力。气体流量采用供气管路上安装的艾默生 DH150 质量流量计进行测量,该流量计经中国测试技术研究院校准,其示值误差小于 0.2%。

为获得更多的设备运行信息,本文还测量了电弧加热器内表面的热流。测量位置靠近气流出口,与前电极相邻。通过测量流经压缩片的冷却水流量和温升,计算出冷却水带走的热量,再利用压缩片的受热面积得到该状态下的内表面热流。

3 探索性试验及关键部件升级

3.1 探索性试验及结果

开展探索性试验时,电弧电流设定为 1700 A,

通过逐步增大气流流量的方式进行增压。在试验中先设置一个短的增压时间(如6 s),该增压时间内,既可使设备达到稳定运行状态(即弧室压力和热交换达到了稳定值),又要足够短,以延长电极寿命,降低运行失败导致电弧加热器整体损毁的可能性。试验有效实现后,再加长增压时间以评估验证加热器的可靠性。

热态开车的弧室压力从2.00 MPa逐步升高,运行压力超过7.00 MPa后,压缩片内表面会覆盖突起于表面且易脱落的黑色物质。喷管口可明显看到高温氧化痕迹,喷管内壁覆盖了大量黑色物质(图9)。采用扫描电子显微镜对黑色物质进行分析,其主要成分为Cu、O,含有微量Fe元素。这证实了电弧加热器内表面会产生大量固体铜氧化化合物的判断,而Fe元素主要来自于引弧丝。由此可知,气流中固体颗粒物很多、污染严重,不利于防热试验开展。



图9 试验后的喷管
Fig. 9 Nozzle after test

当运行压力达到8.00 MPa,靠近出口端的几片压缩片被烧穿,导致紧急停车。未烧穿的压缩片内壁也都出现凹陷,不能再循环使用。从现场看,压缩片被烧穿位置的冷却水出水管也被烧穿,此处的冷却水温升最高,测得此时压缩片的壁面热流为 34.6 MW/m^2 。对这一状态进行内流模拟计算,得到壁面热流为 37.6 MW/m^2 ,与试验偏差约8%。

高气压运行时,靠近后电极的压缩片外部可观察到放电,其位置与数值模拟中电场强度最大的位置一致。根据记录对比发现,由于烧蚀加剧,电极变形,高气压试验中电极使用的次数明显减少,亟待对高气压电极进行升级。

3.2 结果分析

从试验结果可以看出,数值模拟的结果和试验实测的结果吻合较好。建立的片式电弧加热器内流分析方法可以预估片式电弧加热器的运行参数,用于指导确定满足试验需求的电弧加热器配置(如口径、长径比、电流大小等)。片式电弧加热器若要运行于更高气压之下,就需研制能同时承受高气压和

高热流的压缩片,提高其热交换、动态承压、承载片间电压等能力,克服弧根移动引起的串弧,延长电极、喷管等部件的使用时间。

压缩片内壳材料为TU1,壁厚5 mm,当壁面热流为 34.6 MW/m^2 时,内壳气壁和液壁温差高达 $450 \text{ }^\circ\text{C}$ 。而TU1在 $260 \text{ }^\circ\text{C}$ 就开始软化,超过 $450 \text{ }^\circ\text{C}$ 其表面氧化就十分迅速,会产生大量的固体氧化物。出口端压缩片因无法承受过高热流而烧穿,其余未烧穿压缩片则内壁凹陷,说明其已被退火软化、强度下降。内壁凹陷会压缩水流通道空间,恶化冷却效果。若增加内壁厚度来提高承压能力,则会加大壁面的温度差,无法解决实际问题。

由于传进喷管喉道的热流正比于运行压力,为预防喷管在高气压下运行时失效,需开展新的冷却技术研究。为达到满意的设计结果,应研究喷管内表面喷涂、喷管材料改进、喷管内壁的背面冷却改进(如过冷强迫对流和核沸腾换热)等。

3.3 关键部件升级

根据探索性试验的结果和分析,对压缩片、电极和喷管等关键部件进行了升级。

3.3.1 压缩片

由3.2节可知,高气压压缩片内壁厚度需减小,才能在高气压高热流运行状态下使用。减小压缩片的整体厚度,可提高强度、减小单件的受热面积、降低片间的电位降。本文从冷却水道、内壳材料、内外壳配合方式、焊接工艺及内表面防护等方面进行了研究,最后将高气压压缩片厚度减小了三分之一,采用CrZrCu(C18150)制作内壳,使内壁壁厚大幅减小。为减少表面氧化和热量损失,对比了表面镀铬、以冶金方法烧结一层超级合金、电弧喷涂NiCrAlY薄层等工艺方法,最终选定在高气压压缩片内表面喷涂NiCrAlY薄层。

高气压运行对结构强度、压缩片间密封绝缘要求很高。在研制高气压压缩片提高耐压强度的基础上,还采取了以下措施:加宽密封绝缘件,提高高压密封效果;加厚绝缘件,提高片间承载电压能力;采用圆滑片间迷宫式气道的边角配合,降低片间串弧几率;采用模块化组装结构,提高整体结构的耐压可靠性。

3.3.2 高电压电极

高气压运行的片式电弧加热器的电极采用了传统电磁线圈加高电压水冷夹层结构的形式。电极内壳是电弧放电的工作点,弧根处的烧蚀速率决定了

电极使用寿命的长短,此外,其使用寿命还受到材料和结构的影响。

3.3.2.1 电极内壳材料

大功率电弧加热器的电极因导电性、导热性和热韧性的要求,铜合金材料为首选。合金材料中各元素及其比例不同,性能也有所不同。综合对比分析各种铜合金后,选择了弥散强化氧化铝铜、铬锆铜和纯铜 TU1 等材料开展试验研究。

弥散强化氧化铝铜材料具有抗软化(软化温度 $\geq 900\text{ }^{\circ}\text{C}$)、耐磨、耐烧蚀、使用寿命长(作为常规电极材料使用,其寿命是普通铬锆铜的5倍以上)等优点。牌号 C15710 的氧化铝铜材料导电率高、氧化铝含量低,使用该材料加工电极内壳进行试验。结果发现,加工为筒状翅片冷却结构的内壳无法适应电弧加热器冷热骤变的应力变化环境,使用两次后就出现了大面积开裂。由此推断,目前通用的弥散强化氧化铝铜不适合加工为加热器电极内壳。降低氧化铝含量的氧化铝弥散铜材料是否可应用于加热器,还需定制材料再开展研究。

牌号 C18150 的铬锆铜具有较好的导电性、导热性、抗裂性,硬度高,软化温度较高($\geq 550\text{ }^{\circ}\text{C}$)。加工为内壳后,与无氧铜材料(TU1)内壳比较无明显差异,但产生的氧化物颗粒较大,在后电极使用时氧化物不易吹离,对电极与压缩片间的绝缘会造成一定影响。

TU1 纯铜为常用电极材料,相比前两种材料,其导电性、导热性、韧性更好,但硬度和软化温度($\geq 260\text{ }^{\circ}\text{C}$)相对低一些,抗烧蚀能力差一些。因其试验结果与前两种材料相差不大,且高压高温条件下的结构强度问题又能通过结构优化来解决,所以最终选定以 TU1 铜材制作高电压电极内壳。

3.3.2.2 结构优化

为使热交换良好,就需减小电极内壁的壁厚,但这会带来强度变差、可烧蚀厚度减小等问题,因此结构优化极其重要。高电压电极结构优化主要从增强换热和提高结构强度两方面入手。在电极内壳内径不变的情况下,增强换热效果主要通过增大换热面积实现。若肋条高度较矮、换热面积较小,虽然有利于提高流速,却不利于增强换热,且随着内壳烧蚀变薄,结构强度也会变差,弧根烧蚀位置容易变形。若电极内壳长度大于 250 mm,受热会使长度方向变形较大,不利于自由端的高压冷却水密封,影响高压使用效果。因此,对电极内壳进行了如下优化:1)短

化。在满足外壳结构强度以及水冷励磁线圈安装位置的前提下,尽可能缩短长度(最终方案长度缩短一半,内腔受热面积相应减少一半)。2)强化换热结构。针对高压、高温使用要求,去掉了传统的夹水套,采用翅片肋条加隔板的方式(图 10),增加肋条高度,减小水道宽度,增加水道数量,大大提高了结构强度及换热面积,同时还节约了材料,延长了使用寿命。

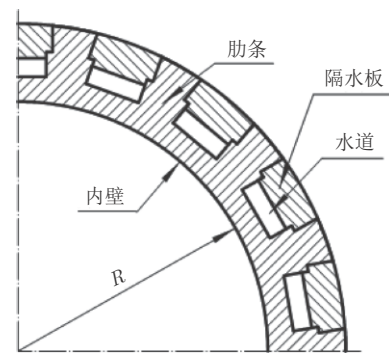


图 10 电极内壳结构示意图

Fig. 10 Schematic diagram of inner shell of electrode

内壳靠近弧根的端面采用卡扣式结构,将内壳与不锈钢外壳相互扣紧,用结构约束来限制内壳热变形,并把水冷腔密封面外延至气腔外,防止冷却水漏入电弧加热器内部造成灾难性的串弧。

3.3.3 喷管和隔离装置

喷管喉道部位热流很高,为保证喷管能在高压下运行,对喷管内壁进行了镀硬铬改进。提高运行压力需要加大气流流量,而大流量运行时,电弧根易脱离电极进入电极与喷管或电极与压缩片的结合部,这些位置的冷却受限,很容易导致相邻器件烧毁。因此尝试在后电极与后顶盖、前电极与喷管之间都增加有进气孔的水冷隔离片。此外,在电极与水冷隔离片之间安装绝缘环和进气环,也能起到绝缘隔离的作用。

4 改进后运行试验及结果

改进完成后,按照迭代分析、模拟、设计和试验的流程,开展了片式电弧加热器高压运行研究。

大功率片式电弧加热器的电弧通道由数百件带独立冷却的压缩片叠加装配而成。片与片之间都要通入高压空气,一为压缩电弧,二为保护压缩片。出于电弧控制的需要,电弧加热器片间的进气量不能平均分配。高压试验过程中,需反复调整压缩片间进气量分布,以克服高压运行带来的易串弧问

题；需反复调节电极外线圈磁场的强度，维持电弧稳定，减少弧根烧蚀。

升级后的片式电弧加热器热态试验仍然从低压运行开始，逐步提高电弧电流和气体流量，以提升功率和运行总压。先逐步增压直至失效，再对缺陷进行补充分析和重新设计，然后重新试验，最终运行压力达到 10.20 MPa。试验发现，开车过程中流场的固体颗粒物明显减少。从图 11 中也可以看到，喷管内壁镀硬铬后，产生的氧化物也明显减少。



图 11 喷管内部试验前后

Fig. 11 Nozzle internal before and after test

经多次试验发现：压缩片表面无明显变形，表面的黑色物质较少；电极的烧损情况良好；采用隔离措施后，明显减小了电极端面的烧损，相邻的压缩片也未再出现烧毁现象。

电弧加热器的性能好坏取决于能否在高电流密度和高弧室压力下运行^[2]。因此，对高气压运行的片式电弧加热器开展了大电流运行研究，检验其对高电流密度的承受能力，分析单电极在大电流下的烧损特性。大电流的优势是在大气流流量下也可获得较高的气流焓值。综合热态试验结果得到的典型运行参数如表 2 所示（需要指出的是，表中不同车次的喷管喉道尺寸有所不同）。采用逐步增大电流和气流流量的方法开展试验，电弧电流最终达到 5 200 A。该状态下气流焓值大于 16 MJ/kg，运行功率超过 60 MW，单次稳态运行超过了 30 s。该状态下数十次的运行表明：电弧加热器状态稳定，电极烧损速率正常。

表 2 典型车次的参数表
Table 2 Operation parameters of the arc heater

车次	I/A	$G/(kg \cdot s^{-1})$	p_0/MPa
1	1 400	0.7	10.20
2	2 500	2.4	7.60
3	2 800	4.1	6.40
4	3 000	4.5	1.80
5	3 000	3.8	3.90
6	5 200	1.8	1.20

5 结束语

为拓展片式电弧加热器的性能和试验参数范围，本文开展了耦合电场的片式电弧加热器内流模拟方法研究，并对片式电弧加热器进行了升级改造和高气压试验研究。升级后的片式电弧加热器不仅可以高总压运行，还可以大电流运行，能同时获得大功率和高焓值。试验中，最高运行压力突破了 10 MPa，单电极最大运行电弧电流超过了 5 000 A，最大功率超过了 60 MW。该片式电弧加热器运行参数范围宽、运行稳定可靠，可在我国高超声速飞行器热防护与热结构研制中发挥重要的作用。与国外同类设备的最高运行压力参数相比，该加热器还有一定差距，尚需进一步开展研究。

参考文献：

- [1] HOCHREIN G, G WRIGHT J Jr. Analysis of the TATER nosetip boundary layer transition and ablation experiment [C]//Proc of the 14th Aerospace Sciences Meeting, 1976. doi: 10.2514/6.1976-167
- [2] 陈连忠, 欧东斌, 高贺, 等. 高超声速飞行器热防护电弧风洞气动加热试验技术[M]. 北京: 科学出版社, 2020: 27-48. CHEN L Z, OU D B, GAO H, et al. Aerodynamic heating test technology of thermal protection arc wind tunnel for hypersonic vehicle[M]. Beijing: Science Press, 2020: 27-48.
- [3] BALTER-PETERSON A, NICHOLS F, MIFSUD B, et al. Arc jet testing in NASA Ames Research Center thermophysics facilities[C]//Proc of the AIAA 4th International Aerospace Planes Conference, 1992. doi: 10.2514/6.1992-5041
- [4] VOTTA R, MARINI M, FILIPPIS F D, et al. Design and feasibility of ExoMars supersonic parachute scirocco test[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2010, 47(6): 981-993. doi: 10.2514/1.50230
- [5] FILIPPIS F D, VECCHIO A, CARISTIA S. Scirocco plasma wind tunnel: low enthalpy by use of cold air transverse injection[R]. AIAA 2003-6959, 2003.
- [6] PURPURA C. CIRA PWT user manual[R]. CIRA-UM-04-008, 2003.
- [7] HORN D D, SMITH B T. Result of testing the AEDC 5-MW segmented arc heater at pressures up to 171 atm[R]. AD-A017 288, 1975.
- [8] SMITH D M, YOUNKER T. Comparative ablation testing of carbon phenolic TPS materials in the AEDC-H1 arcjet[C]//Proc of the AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, 2005. doi: 10.2514/6.2005-3263
- [9] SHEELEY J, WHITTINGHAM K, MONTGOMERY P, et al. Extending arc heater operating pressure range for improved reentry simulation[C]//Proc of the 25th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing

- Conference. 2006.
doi: 10.2514/6.2006-3295
- [10] Arnold Air Force Base. AEDC 2008 Annual Report[R]. 2009.
- [11] 陈连忠, 张友华. 电弧加热设备的类型及趋势[J]. *宇航材料工艺*, 2011(2): 34-42.
CHEN L Z, ZHANG Y H. Types and trend of arc heater facility[J]. *Aerospace Materials & Technology*, 2011(2): 34-42.
doi: 10.3969/j.issn.1007-2330.2011.02.010
- [12] DUBREUS T, SHEELEY J, STEWART J. Development of a mid-pressure arc-heated facility for hypersonic vehicle testing[C]//Proc of the U. S. Air Force T&E Days 2010. 2010.
doi: 10.2514/6.2010-1732
- [13] 国义军, 石卫波, 曾磊, 等. 高超声速飞行器烧蚀防热理论与应用[M]. 北京: 科学出版社, 2019: 433-443.
GUO Y J, SHI W B, ZENG L, et al. Mechanism of ablative thermal protection applied to hypersonic vehicles[M]. Beijing: Science Press, 2019: 433-443.
- [14] 杨远剑, 陈德江, 赵文峰, 等. 电弧风洞转动部件动密封试验[J]. *空气动力学学报*, 2017, 35(6): 828-831.
YANG Y J, CHEN D J, ZHAO W F, et al. Seal complementation test for rotatable parts in arc heated wind tunnel[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(6): 828-831.
doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0147
- [15] 杨鸿, 罗跃, 吴东, 等. 电弧加热器超声速湍流平板烧蚀流场变化研究[J]. *实验流体力学*, 2018, 32(4): 72-77.
YANG H, LUO Y, WU D, et al. Study on supersonic turbulence plate ablation flow field in arc heater[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2018, 32(4): 72-77.
doi: 10.11729/syltlx20170181
- [16] 姚峰, 朱超, 陈德江, 等. 直流电弧加热器多电极运行技术试验研究[J]. *实验流体力学*, 2014, 28(3): 82-86.
YAO F, ZHU C, CHEN D J, et al. Experimental research of arc heater with multiple electrodes[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2014, 28(3): 82-86.
doi: 10.11729/syltlx20130048
- [17] LIN X, OU D B, PENG J L, et al. Cooling-water leakage diagnosis using optical emission spectroscopy for a large-scale arc-heated facility[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2019, 33(4): 900-906.
doi: 10.2514/1.T5651
- [18] PEGOT E B, WATSON V. Numerical calculations for the characteristics of a gas flowing axially through a constricted arc[R]. NASA TN D-4042, 1967.
- [19] NICOLET W, SHEPARD C, CLARK K, et al. Analytical and design study for a high-pressure, high-enthalpy constricted arc heater[R]. AEDC-TR-75-47, 1975.
- [20] LEE J I, KIM C, KIM K H. Accurate computations of arc-heater flows using two-equation turbulence models[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2007, 21(1): 67-76.
doi: 10.2514/1.25495
- [21] KIM K H. Numerical investigation of plasma flows inside segmented constrictor type arc-heater[M]//Aeronautics and Astronautics. London: IntechOpen, 2011.
doi: 10.5772/18769
- [22] 刘初平, 隆永胜, 白菌尘, 等. 超燃冲压发动机电弧加热器试验流场调试[J]. *实验流体力学*, 2005, 19(4): 42-45.
LIU C P, LONG Y S, BAI H C, et al. A preliminary study of the arc flow field for scramjet research[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2005, 19(4): 42-45.
doi: 10.3969/j.issn.1672-9897.2005.04.008

作者简介:



杨 鸿(1973—),男,四川遂宁人,研究员。研究方向:防热试验。通信地址:四川省绵阳市涪城区二环路南段6号15信箱504分箱(621000)。E-mail: yanghong@cardc.cn

(编辑:秦虹)

水卡量热计的流热耦合模拟研究及试验分析

朱新新, 李泽禹, 赵文峰*, 王辉, 杨凯, 杨庆涛

中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力研究所, 绵阳 621000

摘要: 研制了一种包含球冠测热体和热防护罩的球头水卡量热计, 建立了球冠测热体与测试水的流热耦合模型, 基于该模型和热流标定试验分析了水道内水温分布特点及其对热流测量的影响。结果表明: 水道内测试水离受热面越近, 水温越高, 且沿水道径向的温度梯度越大; 测试水质量流率越小, 沿水道轴向和径向的温度梯度越大, 热流计算结果因水温测点位置不同的差异就越大。设计水卡时应使热电偶尽可能远离受热面并靠近水道中轴线; 使用前需进行热流标定, 确定合适的测试水质量流率范围, 获得准确的修正系数。试验结果表明, 该球头水卡量热计能够应用于长时间、高精度、多状态的驻点热流测量。

关键词: 驻点热流; 水卡量热计; 流热耦合; 电弧风洞

中图分类号: V441

文献标识码: A

Research on fluid-thermal coupling simulation of water-cooled calorimeter and experimental analysis

ZHU Xinxin, LI Zeyu, ZHAO Wenfeng*, WANG Hui, YANG Kai, YANG Qingtao

Hypervelocity Aerodynamics Institute of China Aerodynamics Research
and Development Center, Mianyang 621000, China

Abstract: A kind of spherical water-cooled calorimeter including the ball crown calorific body and the heat shield is developed. The fluid-thermal coupling model of the calorific body and test water is established. The water temperature distribution characteristics in the waterway and the influence of water temperature on the heat flux measurement result are analyzed based on the model and heat flux calibration test. The results show that the closer the water in the waterway is to the heated surface, the higher the water temperature is and the greater the radial temperature gradient is. The smaller the water mass flow rate is, the greater the radial and axial temperature gradients are. So the thermocouple should be kept away from the heated surface and closer to the central axis of the waterway when the water-cooled calorimeter is designed. And the water-cooled calorimeter should be calibrated and the appropriate water mass flow rate range needs to be determined before use. Finally, the test results show that the spherical water-cooled calorimeter can be used to measure the stagnation point heat flux accurately in the long-term arc-heated wind tunnel test with multiple heat flux states.

Keywords: stagnation point heat flux; water-cooled calorimeter; fluid-thermal coupling; arc-heated wind tunnel

0 引 言

电弧风洞试验^[1-4]是高超声速飞行器地面防热试

验考核的重要环节之一。电弧风洞试验中往往需准确测量校测模型的驻点热流^[5-6]。最常用的热流传感器是塞块量热计^[7-8], 但通常用于瞬态测量, 无法用于

收稿日期: 2021-02-07; 修回日期: 2021-04-07; 录用日期: 2021-05-13

* 通信作者 E-mail: vertin@sina.cn

引用格式: 朱新新, 李泽禹, 赵文峰, 等. 水卡量热计的流热耦合模拟研究及试验分析 [J]. 实验流体力学, 2022, 36(6): 83-88.

ZHU X X, LI Z Y, ZHAO W F, et al. Research on fluid-thermal coupling simulation of water-cooled calorimeter and experimental analysis[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(6): 83-88.

长时间、多状态的反复测量。长时间测量高热流的传感器主要有戈登计^[9-10]和水卡量热计^[11]。戈登计受其康铜片较薄的结构限制,一般用于辐射测热和较低压力的对流测热;高压高焓的驻点热流测量则往往选用水卡量热计。以往的水卡量热计受热面尺寸较大,进入水卡的热能较大,可以设计较粗的水道并提供较大的水流量,水温的测量相对稳定而准确。近年来,高超声速飞行器^[12]的马赫数越来越高,外形设计趋向扁平化,这就要求测热传感器的尺寸相应减小。水卡整体尺寸减小后,水道变细,水流量变小,测试水流量匹配、水温测量都面临新的挑战。为此,拟采用流热耦合模拟^[13-14]和热流标定试验相结合的方法,探明此类小型水卡测量热流的影响因素,进而提高其热流测量精度。

1 结构设计

水卡量热计根据能量守恒定律测量热流。如图1所示,将水卡测热体置于高温气流中,假设除左侧受热面外,测热体其余外壁面均为绝热壁面,则高温气流传递给受热面的能量将全部(忽略测热体热阻和内能变化影响)传递给水道内测试水,使出水温度升高。在已知受热面面积的前提下,就可根据能量守恒定律得到受热面的净入射热流。

$$q = \frac{m_w c_p (T_{out} - T_{in})}{A} \quad (1)$$

式中, m_w 和 c_p 分别为测试水的质量流率和质量定压热容, T_{in} 和 T_{out} 分别为测试水的进水温度和出水温度, A 为水卡量热计受热面的面积。

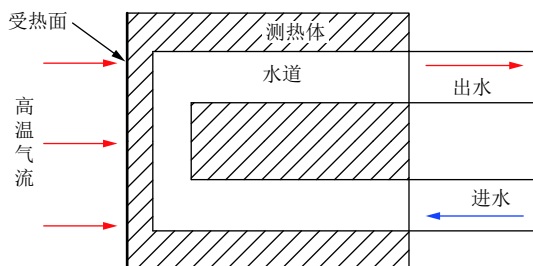


图1 水卡量热计原理示意图
Fig. 1 Principle of water-cooled calorimeter

为满足某工程试验驻点热流的测量需求,设计了如图2所示的球头水卡量热计,主要由球冠测热体、楔形隔热环、热防护罩和固定筒等构成。将测热体设计为球冠状有两个优势:一是与热防护罩构成较为平滑的球面外形,尽可能减小因型面差异带来的热流测量误差;二是与楔形隔热环配合使用,既能阻隔测热体与防护罩之间的换热,又能防止隔热环

被高温气流烧坏。测热体后端装有测试水进/出水管以及对应的测温热电偶。测试水的质量流率由远端与出水管相连的质量流量计测量。固定筒用于将测热体和防护罩紧固装配。防护罩为水冷结构,其外壁设有安装固定孔,用于跟测试支架相连。

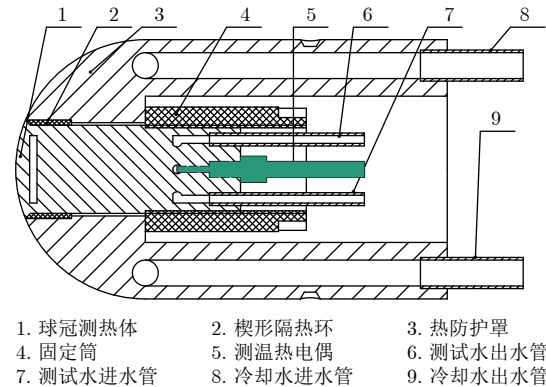


图2 球头水卡量热计剖面结构示意图
Fig. 2 Spherical water-cooled calorimeter section structure

2 流热耦合模拟

2.1 水卡流热耦合模型

图3为球头水卡测热体和测试水的流热耦合模型。选用面对称模型,网格以四面体网格为主。采用基于压力法的稳态求解模式,标准 $k-\epsilon$ 湍流模型;固体材料(测热体)为无氧铜,密度 8930 kg/m^3 ,质量定压热容 $386 \text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$,热导率 $398 \text{ W/(m}\cdot\text{K)}$ 。其中,球冠半径 25 mm ,球冠底面直径 19 mm ,圆柱体直径 16 mm ,总长 40 mm ,水道直径 2.5 mm 。流体(测试水)热物性参数为液态水常温时的标准值。流体入口条件为速度入口,出口条件为出流边界;固体边界条件如图3所示,球冠外壁面为受热面,其余外壁面均为绝热壁面,内壁面为流热耦合面。

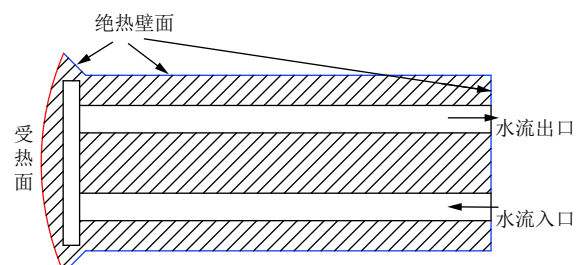


图3 计算模型
Fig. 3 Calculation model

初始状态加载热流为 1 MW/m^2 ,测试水的质量流率为 5.4 g/s ,进水温度和测热体初始温度均为 300 K ,以上述状态参数计算得到的温度分布如图4所示。图中上半部分为固体区域和流体区域的温度

分布，可以看出：出水侧的温度高于进水侧的温度；沿水道轴向(x 方向)越靠近受热面，温度越高。图中下半部分仅为流体区域的温度分布，可见水道中的测试水沿水道轴向和径向(z 方向)都有一定温度梯度，且越靠近受热面温度梯度越大。

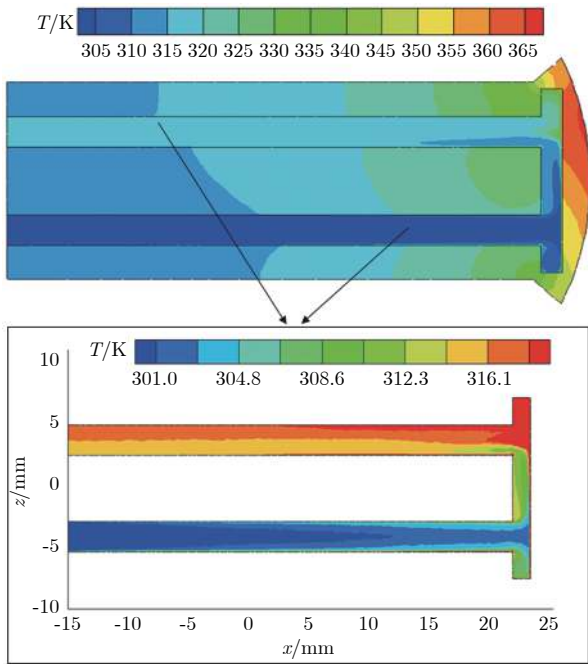


图 4 温度分布
Fig. 4 Temperature distribution

在分析热流计算结果的影响因素前，结合初始状态计算结果，进一步说明图 3 中绝热壁面假设的合理性。如图 2 所示，测热体圆周外壁面主要存在两处热损失：一是前端与隔热环的接触面 I，二是后端与固定筒的接触面 II。如图 4 所示，接触面 I 处的测热体壁面温度约为 340 K，则与其接触的隔热环内圆周面温度必低于 340 K；当热防护罩冷却水进水温度通常为 300 K 时，其内表面温度必高于 300 K，则隔热环外圆周面温度也必高于 300 K。因此，隔热环内外表面温差 ΔT_{adia} 必小于 40 K。由一维(沿径向)导热傅里叶定律可知，通过隔热环损失的热功率为：

$$Q_{\text{adia}} = A_{\text{adia}} k_{\text{adia}} \frac{\Delta T_{\text{adia}}}{\Delta R} \quad (2)$$

式中， A_{adia} 为隔热环与测热体的接触面积(隔热环长度为 12 mm)， k_{adia} 为隔热环(材料为聚四氟乙烯)的热导率($0.24 \text{ W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$)， ΔR 为隔热环径向厚度(1.5 mm)。按温差 40 K 计算，可求得水卡测热体通过隔热环损失的热功率为 3.858 W；又通过式(1)求得进入水卡的总功率为 1133.540 W，则通过隔热环损失的热功率占比为 0.340%。

采用同样的方法，得到通过固定筒损失的热功率占比约 0.085%，则总的热功率损失约为 0.425%。在不同的入射热流和测试水质量流率组合下，总的热功率损失存在差异，但量级都较小。隔热环和固定筒导热系数小，两者与测热体接触面的面积小、温度不高，可以认为图 3 中的绝热壁面假设合理。

2.2 水卡热流计算偏差影响因素分析

图 5 为 3 个轴向位置($x = -0.01 \text{ m}$, $x = 0.01 \text{ m}$ 和 $x = 0.02 \text{ m}$)的进水和出水在各自水道内的温度径向分布情况。其中横坐标 z_N 为归一化后的径向(z 方向)位置，0 为靠近出水管一侧，1.0 为靠近进水管一侧，0.5 为进水、出水水道的中轴线。

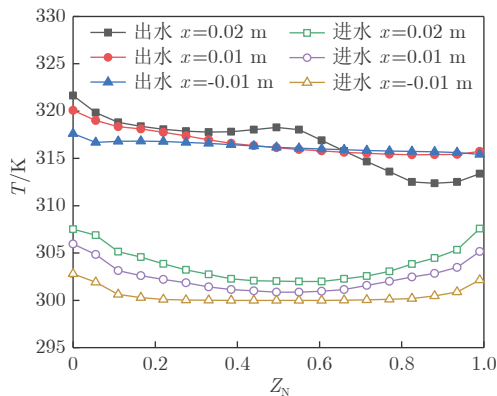


图 5 不同轴向位置的水温沿径向的分布
Fig. 5 Water temperature distribution along radial direction at different axial positions

正如图 5 所示，进出水温度在不同轴向位置 and 不同径向位置的差异都较大，这就给计算热流时 T_{in} 和 T_{out} 的具体取值带来困扰；同时也可以看出，在实际测量时，热电偶测点的具体位置对热流结果有较大影响。为定量比较影响大小，定义计算热流与加载热流的相对偏差 ε ：

$$\varepsilon = \frac{q_{\text{cal}} - q_{\text{in}}}{q_{\text{in}}} \cdot 100\% \quad (3)$$

式中， q_{in} 为试验入射热流或仿真计算时的加载热流， q_{cal} 为根据式(1)得到的计算热流。仿真计算时，为便于进行定量对比，且考虑到实际测量时热电偶会被要求尽量安装于水道中轴线附近，规定 T_{in} 和 T_{out} 的取值为 z_N 在 0.2~0.8 之间的平均值。

综合考察测试水温差 ΔT (出水与进水温度差值)计算方式、入射热流大小和测试水质量流率对热流计算偏差 ε 的影响。图 6 给出了 6 种 q_{in} 和 m_w 组合下采用 9 种温差计算方式得到的计算偏差，加载热流 q_{in} 单位为 MW/m^2 ，测试水质量流率 m_w 单位

为 g/s。9 种温差计算方式下, 进水和出水温度测温点轴向位置(图 4 中 x 方向)如表 1 所示。例如, 第 3 种计算方式下的温差是以 $x = 0.02$ m 处的出水温度减去 $x = -0.01$ m 处的进水温度得到, 以此类推。

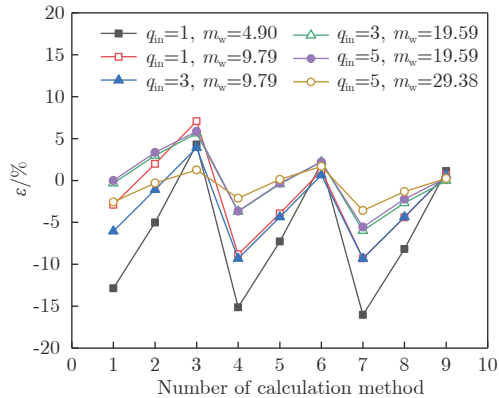


图 6 不同温差计算方式的计算偏差

Fig. 6 Calculation deviations by different temperature difference calculation methods

表 1 9 种温差计算方式

Table 1 Nine temperature difference calculation methods

序号	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$x_{in} / (10^{-2} \text{ m})$	2	1	-1	2	1	-1	2	1	-1
$x_{out} / (10^{-2} \text{ m})$	2	2	2	1	1	1	-1	-1	-1

从图 6 可以看出, 在不同加载热流和测试水质量流率下, 热流计算偏差 ε 随温差计算方式的变化趋势基本一致。这说明对于同一水卡量热计, 水温沿轴向和径向的分布规律受加载热流和测试水质量流率影响较小; 测试水质量流率越大, 热流偏差 ε 波动越小, 这是因为质量流率越大(流速越快), 换热越充分, 且总体温升较小, 测温点之间的差异也越小。当进出水测温点离受热面较远时(尤其是第 9 种计算方式), 热流偏差 ε 较小, 且在不同加载热流和测试水质量流率下的波动也较小。从仿真计算结果看, 若想获得较小的热流计算偏差, 应确保进出水测温点尽可能远离受热面, 且适当增大水流量。

3 热流标定试验分析

为进一步验证不同测温点位置和测试水质量流率对热流计算结果的影响, 制作了结构尺寸与仿真时相同的水卡量热计, 并在弧光灯热流标定系统^[15-16]中进行标定试验。该系统能提供不同幅值大小的均匀辐射热流(从积分器出口射出)。在同一热流条件下分别对戈登计和水卡量热计加热, 采用多状态对比标定方式分析水卡量热计性能。如图 7 所示。

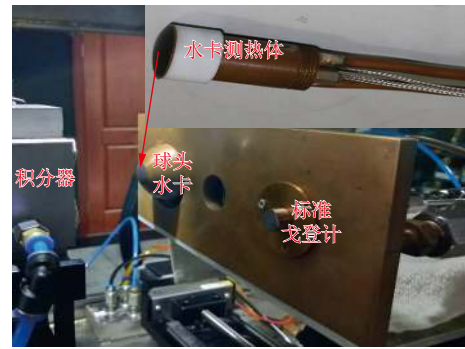


图 7 热流标定试验照片

Fig. 7 The photo of heat flux calibration test

图 8 为热流标定曲线, 纵轴为戈登计测得的参考热流, 横轴为水卡量热计测得的热流。测试水质量流率为 9.17 g/s; 进水测温点位置 $x'_{in} = 33$ mm, 出水测温点位置 $x'_{out} = 33$ mm。 $x' = 0$ 为标定试验时的受热面轴向(x 方向)位置; x' 越大, 沿轴向离受热面越远。可以看到, 5 个热流状态下获得的标定曲线线性度很好 ($R^2 > 0.9999$), 通过线性拟合得到的修正系数 b (即拟合直线的斜率) 为 1.07, 修正系数越接近 1, 表示测得的热流越接近真实入射热流。

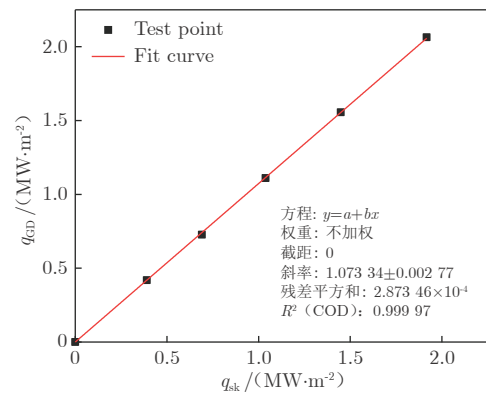


图 8 水卡热流标定曲线

Fig. 8 Heat flux calibration curve of water-cooled calorimeter

改变测温点位置, 采用同样的标定方法得到表 2 中的结果。试验结果 1~3 显示: 当进水测温点靠近受热面, 修正系数变大, 即测得的热流 q_{sk} 减小, 这是由于水温测量值随测温点与受热面距离的减小而增大。进水温度升高, 测得的热流相对减小; 出水温度降低, 测得的热流相对增大。对比试验结果 1 和 5、4 和 5、2 和 4、3 和 5, 也都反映出该规律; 但试验结果 1 和 4 的对比结果与上述规律略有出入, 推测可能是受水道径向温度分布不均的影响(见图 5)。

通过仿真计算和标定试验可知, 设计水卡时, 热电偶在轴向上应尽可能远离受热面, 且应尽量位于

水道中轴线位置。为验证结论的普适性，设计了一批与图 2 内部水道结构相同的水卡量热计(共 20 支，见图 9)，主要区别是结合某试验模型应用需求将球冠受热面改为平头受热面。在制作工艺允许的前提下，尽可能使进出水测温点远离受热面(此批量热计进出水测温点与受热面的距离 x' 皆为 35 mm)。试验中，测试水质量流率较小时水温波动较大，会导致计算结果偏差较大，因此将测试水质量流率控制在 10~20 g/s。如图 9 所示，20 支水卡量热计的修正系数分布于 0.98~1.09 之间，多数位于 1.05 附近。这表明将热电偶测点尽量后移可减小热流计算偏差，且修正系数具有较好的一致性；同时也表明，受水温沿水道轴向和径向分布不均匀的影响，水卡量热计使用前应作热流标定，并以对应的热流修正系数精确修正计算结果，从而实现高精度热流测量。

表 2 不同进出水测温点位置下的修正系数

Table 2 Correction coefficients at different measuring locations of inlet and outlet water

序号	x'_{in}/mm	x'_{out}/mm	测试水质量流率/($g \cdot s^{-1}$)	修正系数
1	33	33	9.17	1.07
2	21	33	8.67	1.16
3	15	33	8.83	1.21
4	33	21	8.42	1.12
5	33	15	8.58	0.96

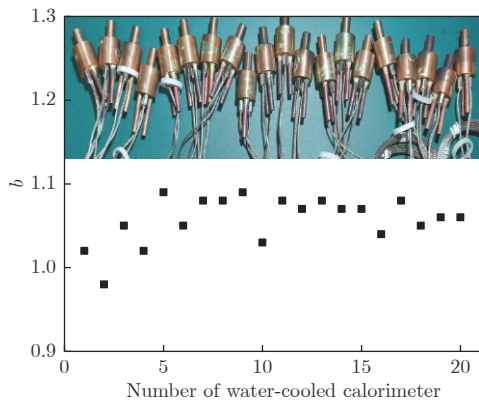


图 9 20 支水卡的修正系数
Fig. 9 Correction coefficient of 20 water-cooled calorimeters

4 风洞试验考核

在电弧风洞中以图 2 所示的球头水卡量热计连续测试 3 个热流状态，得到图 10 的热流测试曲线(照片为试验现场录像截图)。水卡量热计测得的热流值 q_{sk} 为 4.29、3.88 和 4.87 MW/m^2 。图中红色方

块为塞块量热计测得的热流值 q_{slug} ，分别为 4.08、3.61 和 4.58 MW/m^2 。塞块量热计比水卡量热计测得的热流值分别低 5.1%、7.5% 和 6.3%。两种量热计都经过图 7 所示的热流标定系统校准，该系统自身不确定度为 6%，再结合风洞测试环境的其他误差项，两种量热计的测量不确定度接近 10%，覆盖了二者之间的测量偏差，因此可以认为该水卡量热计和塞块量热计测得的热流值比较可信。

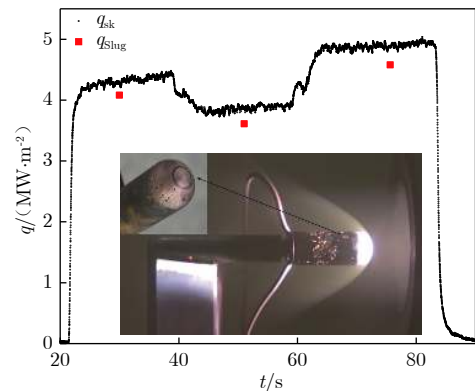


图 10 风洞试验中的水卡量热计热流测试曲线
Fig. 10 Heat flux test curve of water-cooled calorimeter in wind tunnel test

水卡量热计测量值比塞块量热计高，可能有两个原因：一是水卡量热计安装时球冠测热体比热防护罩略有凸出；二是球冠测热体受热面有水冷，与来流换热时受热面的温度低于塞块量热计的受热面。

5 结 论

- 1) 测试水水温在水道径向上分布不均，且越靠近受热面，径向温度梯度越大，水道截面平均温度越高，导致以不同水道位置的水温计算得到的热流值存在较大差异。
- 2) 安装在测热体上用于测量进出水温度的热电偶应尽可能远离受热面并靠近水道中轴线，可较大程度减小水温分布不均对热流计算结果的影响。
- 3) 水卡量热计使用前需进行热流标定，获得准确的修正系数；同时需根据使用量程，按照测试水质量流率波动对测量结果影响尽量小的原则，确定合适的测试水质量流率范围。

参考文献：

[1] 张松贺, 杨远剑, 王茂刚, 等. 电弧风洞热/透波联合试验技术研究及应用[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(1): 141-145.
ZHANG S H, YANG Y J, WANG M G, et al. Studies and applications of thermal/wave-transmission test technique in

- arc-heated wind tunnel[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(1): 141-145.
doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0146
- [2] 傅杨奥, 董维中, 丁明松, 等. 高焓电弧风洞试验热化学非平衡流场数值模拟[J]. *实验流体力学*, 2019, 33(3): 1-12.
FU Y A X, DONG W Z, DING M S, et al. Numerical simulation of thermochemical non-equilibrium flow field in arc-jet tunnel[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2019, 33(3): 1-12.
doi: 10.11729/syltlx20180138
- [3] 杨远剑, 陈德江, 赵文峰, 等. 电弧风洞转动部件动密封试验[J]. *空气动力学学报*, 2017, 35(6): 828-831.
YANG Y J, CHEN D J, ZHAO W F, et al. Seal complementation test for rotatable parts in arc heated wind tunnel[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(6): 828-831.
doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0147
- [4] 朱晓军, 李锋, 欧东斌, 等. 典型部件疏导式热防护试验技术研究[J]. *实验力学*, 2020, 35(4): 681-687.
ZHU X J, LI F, OU D B, et al. Investigation on testing technology of typical component dredging thermal protection[J]. *Journal of Experimental Mechanics*, 2020, 35(4): 681-687.
doi: 10.7520/1001-4888-18-186
- [5] 周书培, 王良明. 再入弹头外形防热优化设计仿真[J]. *计算机仿真*, 2019, 36(1): 92-96.
ZHOU S P, WANG L M. Simulation of heat-resistant optimization design for re-entry warhead shape[J]. *Computer Simulation*, 2019, 36(1): 92-96.
doi: 10.3969/j.issn.1006-9348.2019.01.019
- [6] 张杨, 贾广森, 沙心国, 等. 尖前缘驻点热流精细化测量研究[J]. *实验流体力学*, 2019, 33(6): 59-64.
ZHANG Y, JIA G S, SHA X G, et al. Precise stagnation point heat flux measurement technique of sharp leading edges[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2019, 33(6): 59-64.
doi: 10.11729/syltlx20180112
- [7] 朱新新, 杨庆涛, 王辉, 等. 塞块式量热计隔热结构的改进与试验分析[J]. *实验流体力学*, 2018, 32(6): 34-40.
ZHU X X, YANG Q T, WANG H, et al. Improvement of heat insulation structure in the slug calorimeter and test analysis[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2018, 32(6): 34-40.
doi: 10.11729/syltlx20180071
- [8] 朱新新, 王辉, 杨凯, 等. 塞块量热计的热流计算与修正方法研究[J]. *实验流体力学*, 2020, 34(5): 97-102, 108.
ZHU X X, WANG H, YANG K, et al. Research on heat flux calculation and correction methods of the slug calorimeter [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2020, 34(5): 97-102, 108.
doi: 10.11729/syltlx20190134
- [9] GARDON R. An instrument for the direct measurement of intense thermal radiation[J]. *Review of Scientific Instruments*, 1953, 24(5): 366-370.
doi: 10.1063/1.1770712
- [10] 田玉坤, 何钦华, 吴江, 等. Gardon式热流传感器测试误差分析[J]. *强度与环境*, 2019, 46(2): 48-55.
TIAN Y K, HE Q H, WU J, et al. Test error analysis of Gardon heat flux gauges[J]. *Structure & Environment Engineering*, 2019, 46(2): 48-55.
doi: 10.19447/j.cnki.11-1773/v.2019.02.009
- [11] 陈德江, 王国林, 曲杨, 等. 气动热试验中稳态热流测量技术研究[J]. *实验流体力学*, 2005, 19(1): 75-78.
CHEN D J, WANG G L, QU Y, et al. The research of the steady-state heat-flux measurement technique for aerothermodynamic experiment[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2005, 19(1): 75-78.
doi: 10.3969/j.issn.1672-9897.2005.01.015
- [12] 王庆洋, 丛堃林, 刘丽丽, 等. 临近空间高超声速飞行器气动热研究现状[J]. *气体物理*, 2017, 2(4): 46-55.
WANG Q Y, CONG K L, LIU L L, et al. Research status on aerodynamic force and heat of near space hypersonic flight vehicle[J]. *Physics of Gases*, 2017, 2(4): 46-55.
doi: 10.19527/j.cnki.2096-1642.2017.04.005
- [13] 廉法博, 刘超, 杨建, 等. 双辊铸轧三维冷却系统流热耦合温度场研究[J]. *重型机械*, 2018(2): 28-30.
LIAN F B, LIU C, YANG J, et al. Study on three dimensional fluid-thermal coupling temperature field of cooling system for twin-roll casting[J]. *Heavy Machinery*, 2018(2): 28-30.
doi: 10.13551/j.cnki.zxjxqk.2018.02.007
- [14] 虞跨海, 王金生, 杨茜, 等. 回流式冷却叶片流热耦合数值分析[J]. *热能动力工程*, 2011, 26(3): 271-274, 368.
YU K H, WANG J S, YANG X, et al. Numerical simulation of the fluid/heat coupling in return flow type cooling blades [J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2011, 26(3): 271-274, 368.
- [15] MURTHY A V, TSAI B K, SAUNDERS R D. Radiative calibration of heat-flux sensors at NIST: facilities and techniques[J]. *Journal of Research of the National Institute of Standards and Technology*, 2000, 105(2): 293-305.
doi: 10.6028/jres.105.033
- [16] 朱新新, 王辉, 杨庆涛, 等. 弧光灯热流标定系统的光学设计[J]. *光学学报*, 2016, 36(11): 1122001.
ZHU X X, WANG H, YANG Q T, et al. Optical design of arc lamp heat flux calibration system[J]. *Acta Optica Sinica*, 2016, 36(11): 1122001.
doi: 10.3788/AOS201636.1122001

作者简介:



朱新新(1988—),男,云南保山人,硕士,助理研究员。研究方向:气动热与热防护试验测试技术。通信地址:四川省绵阳市涪城区二环路南段6号15信箱504分箱(621000)。
E-mail: xinxincomplex@126.com

(编辑:孙春晖)

高马赫数小尺度缝隙倒角热流测量

陈苏宇¹, 丁涛², 孔荣宗¹, 田润雨¹, 刘济春¹, 龚红明^{1,*}

1. 中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力研究所, 绵阳 621000

2. 航空工业成都飞机设计研究所, 成都 610091

摘要: 围绕再入式飞行器表面分布式隔热瓦的气动加热问题, 针对流动强干扰特征且测量难度较大的小曲率半径缝隙倒角区域, 采用 $\Phi 0.3$ mm 量级一体化同轴热电偶开展高马赫数来流条件下的热流测量, 研究了缝隙倒角曲率半径、隔热瓦间台阶高度差、缝隙宽度、边界层流态、马赫数等因素对热环境的影响, 通过分析热流时域曲线得到了瞬态热流的振荡特征。结果表明: 台阶会显著增大热流; 边界层流态的差异会引起缝隙倒角热流分布的显著变化; 较高马赫数下的热流时域波动特征更温和, 热流更低; 部分状态存在瞬态负热流现象。研究结果可为隔热瓦热防护设计和认识缝隙、台阶诱导的复杂流动机理提供参考。

关键词: 高马赫数; 一体化同轴热电偶; 缝隙; 台阶; 热流

中图分类号: V211

文献标识码: A

Heat flux measurement of small scale gap corner at high Mach numbers

CHEN Suyu¹, DING Tao², KONG Rongzong¹, TIAN Runyu¹,
LIU Jichun¹, GONG Hongming^{1,*}

1. Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center,

Mianyang 621000, China

2. AVIC Chengdu Aircraft Design & Research Institute, Chengdu 610091, China

Abstract: To investigate the aero-heating environment of distributed insulation tiles on re-entry flight vehicles, integrated coaxial thermocouples of only 0.3 mm in diameter are utilized to measure the heat flux at high Mach numbers. Intense interacted flow may prevail in interested regions such as the gap corner with small curvature radius. This makes it difficult to measure the heat flux. The curvature radius of the gap corner, height difference between insulation tiles, gap width, boundary layer state and Mach number are investigated to determine the influence on the aero-heating environment. Temporal signals are analyzed to obtain fluctuation characteristics of the transient heat flux. Results show that the inverse step leads to obvious heat flux rise. Difference in boundary layer state means notable discrepancy in the heat flux distribution over the gap corner. Higher Mach number induces less fluctuated heat signals and moderate heat flux. Negative heat flux phenomena emerges under some conditions. Results are useful to TPS design of insulation tiles, and increase the knowledge of the mechanism of the complex flow induced by gaps and steps.

Keywords: high Mach numbers; integrated coaxial thermocouples; gap; step; heat flux

0 引 言

航天飞机、HYFLEX、X-33 和 X-37B 等再入式

高超声速飞行器的热防护系统普遍采用分布式隔热瓦设计^[1]。瓦片之间必须预留适度缝隙以适应飞行过程中的热膨胀和热辐射^[2], 由于热膨胀和烧蚀作

收稿日期: 2021-06-17; 修回日期: 2021-07-16; 录用日期: 2021-08-07

* 通信作者 E-mail: gh_ming@163.com

引用格式: 陈苏宇, 丁涛, 孔荣宗, 等. 高马赫数小尺度缝隙倒角热流测量 [J]. 实验流体力学, 2022, 36(6): 89-96.

CHEN S Y, DING T, KONG R Z, et al. Heat flux measurement of small scale gap corner at high Mach numbers[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(6): 89-96.

用,瓦片之间将产生一定的台阶高度差,这些局部结构会诱发激波/边界层干扰、分离和再附等流动现象,对飞行器表面热环境产生重要影响。已经服役的飞行器通常以增加隔热冗余的方式应对再入过程中的高热流,NASA的新一代载人太空飞船“猎户座”则采用在隔热瓦缝隙中填充经预处理的带状烧蚀体材料的方式降低热环境较为严酷的T形缝隙热载荷。但上述方式都无法完全避免缝隙、台阶的产生,缝隙填充法主要缓解了高热流区向飞行器内部纵深扩张,飞行器近表面仍然存在难以消除的高热流区,气动加热机理较为复杂。此外,低冗余、多功能、多尺度、强兼容防热系统的发展趋势^[3-5]对气动热预测也提出了更高要求。

国外对高超声速飞行器隔热瓦热环境的研究起步较早,Dunavant等^[6]通过测热试验发现,最严重的气动加热现象出现在凸出于其他瓦片的隔热瓦上,当边界层较薄时,流动更容易在纵向缝隙中发展渗透,使得高热流区向缝隙深处扩张,当边界层较厚时,加热效果则不那么明显。Fujii等^[7]分析HYFLEX飞行试验结果发现,飞行器前段的边界层转捩之后出现了再层流化现象,边界层流态对隔热瓦热环境的影响不容忽视。Garimella等^[8]对T形缝隙进行了试验研究,对比了壁温、雷诺数、台阶高度差对热环境的影响,发现台阶高度差的影响最大。

国内学者在这方面也开展了相关研究,唐贵明^[9]通过开展缝隙热流测量发现,高马赫数时缝隙内部大部分为负热流区。秦强^[10]、邱波^[11]、黄国^[12]等采用CFD方法研究缝隙热环境特点,获得了热环境与缝隙内部旋涡结构的有用信息。黄杰等^[13]采用CFD方法研究了缝隙宽度、缝隙倒角曲率半径和台阶高度差对热环境的影响。靳旭红等^[14]模拟了稀薄流情况下缝隙的流动结构和热环境。龚红明等^[15]采用铂薄膜热流传感器开展了湍流条件下不同缝隙组合形式的测热试验,获得了大量的试验数据。

限于试验手段和测量需求,国内外相关研究中的测量区域主要位于隔热瓦上表面和侧面(缝隙侧),缝隙连接隔热瓦上表面倒角处的热流结果较少。该位置曲率半径较小,传感器难以布置。此外,高马赫数($Ma > 12$)条件下的试验数据也较少。本文将小尺寸($\Phi 0.3$ mm量级)一体化同轴热电偶针对性地布置于缝隙倒角处进行热流测量,研究缝隙倒角曲率半径 R 、台阶高度差(简称阶差) h 、缝隙宽度 w 、边界层流态和马赫数 Ma 等因素对缝隙倒角热环境的影响,为气动热设计和认识流动机理提供支撑。

1 试验条件

1.1 试验设备与模型

热流测量试验在中国空气动力研究与发展中心超高速空气动力研究所的FD-14A激波风洞上进行。风洞的喷管出口直径为1.2 m,试验段横截面尺寸为2.6 m×2.6 m,可模拟的马赫数范围为6~16、雷诺数(Re)范围为 $2.1 \times 10^5 \sim 6.7 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$ 。本次试验马赫数分别为12和16,流场参数如表1所示,表中, T_0 为总温, p_0 为总压, T_∞ 为静温, p_∞ 为静压。

表1 试验流场条件
Table 1 Test flow conditions

Ma	T_0/K	p_0/MPa	$Re/(\text{m}^{-1})$	T_∞/K	p_∞/Pa
12	1500	10.3	2.2×10^6	57.8	78
16	2237	20.2	7.6×10^5	48.4	15

试验气体为 N_2 ,根据 N_2 的饱和蒸气压曲线可以推断, $Ma=12$ 和 $Ma=16$ 时,试验流场的静温对应的饱和蒸气压分别为4235和279 Pa,远高于试验流场的静压,因而不存在试验气体冷凝的问题。

试验模型主体为长800 mm、宽500 mm、高140 mm的平板,前缘曲率半径0.1 mm,迎角为 40° 。坐标系为右手直角坐标系,原点为平板前缘中点位置, x 轴平行于平板表面并与平板前缘垂直, z 轴平行于平板展向。试验模型的主要测量区为隔热瓦测量区(图1),位于平板中段,其中心位置与平板前缘相距350 mm,共包含5份隔热瓦(1-1#、1-2#、2#、3#和4#)。1-1#、1-2#、2#瓦相对3#、4#瓦形成台阶高度差,台阶与 z 轴平行。试验共布置了9个传

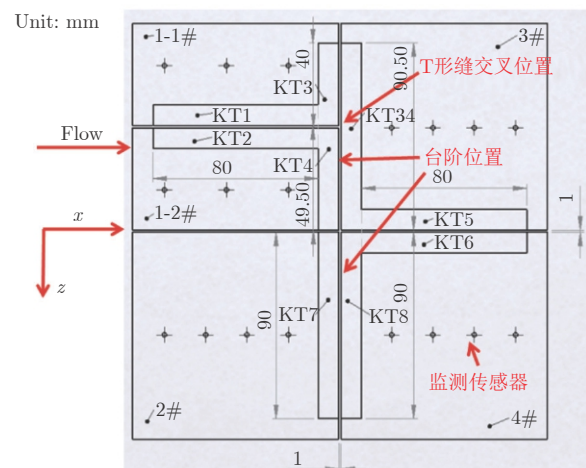


图1 隔热瓦测量区示意图

Fig. 1 Schematic of measurement region of insulation tiles

感器基体，分别为 KT1、KT2、KT3、KT4、KT34、KT5、KT6、KT7、KT8。

强制转换粗糙带(后文以“FT”标示)安装于靠近平板前缘处($x=88\text{ mm}$)，处于隔热瓦测量区上游的无干扰热流监测区。粗糙元为高度 2 mm 的不锈钢块，沿 z 轴布置。本次试验共布置了 18 个粗糙元，如图 2 所示。

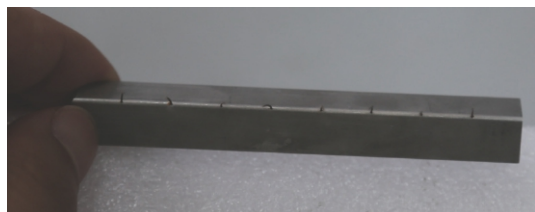


图 2 强制转换粗糙带照片
Fig. 2 Photo of roughness for forced transition

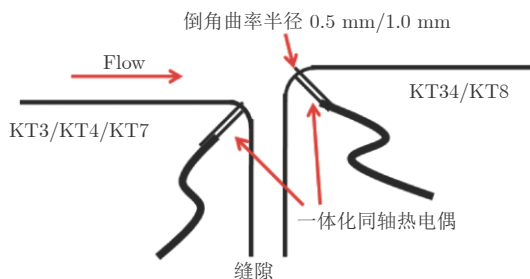
设定基准的试验状态(default)为 $Ma=12$ 、迎角 40° 、 $R=0.5\text{ mm}$ 、 $h=1.0\text{ mm}$ 、 $w=1\text{ mm}$ 。本文试验中， R 取 0.5 和 1.0 mm， h 取 0、0.5、1.0 和 1.5 mm， w 取 1 和 2 mm， Ma 取 12 和 16。

1.2 传感器与数据处理方法

试验采用一体化同轴热电偶(热电偶型号为 E 型，正极为 $\Phi 0.34\text{ mm}$ 含绝缘层的镍铬丝，负极为匹配隔热瓦外形的康铜基体，绝缘层材料为聚酰胺，每个热电偶有 8 个测点，图 3)测量缝隙倒角热流，以 180 目、320 目的砂纸对热结点进行精细打磨。测量回路的电阻在 $4\ \Omega$ 以内，符合测量要求。



(a) 一体化同轴热电偶照片(结点未打磨)



(b) 一体化同轴热电偶安装示意图(沿 z 轴视角)

图 3 一体化同轴热电偶及安装情况

Fig. 3 Photo of integrated thermocouples and mounted condition

以 $\Phi 2\text{ mm}$ 的铂薄膜热流传感器作为监测传感器(布置如图 1 所示)，对隔热瓦上表面、隔热瓦上游和平板前缘下游附近的无干扰区进行热流监测测量，获取无量纲热流的参考值和边界层流态信息。本文主要关注台阶位置的热环境，因此后文主要分析缝隙倒角 KT34 和 KT8 测点的情况。

对一体化同轴热电偶测量的热流值进行无量纲化处理，选取隔热瓦测量区上游无干扰区的 3 个热流监测测点($x=95$ 、110、125 mm)在不同车次下测量值的综合平均值作为热流参考值($Ma=12$ 的参考值为 9.0 W/cm^2 ， $Ma=16$ 的参考值为 11.3 W/cm^2)。最终得到无量纲热流 q_r 为热流测量值与参考值之比。

针对同一试验状态重复热流测量 3 次，定义同一测点在同一试验状态下 3 次不同的热流测量时域均值的相对标准差(即样本标准差与样本均值之比)为重复性误差 r_{q_0} 。

1.3 强制转换效果

图 4 给出了 default 状态和强制转换状态下平板表面热流监测测点的热流对比情况，包括隔热瓦测量区上游和 1-1#、1-2#、2# 隔热瓦表面的测量结果。从图中可以很明显地看到，强制转换粗糙带对气动加热的影响显著，并且这种影响一直持续到隔热瓦测量区。由此可以判定，施加强制转换措施后，从粗糙元下游到隔热瓦测量区的平板表面边界层处于湍流状态。

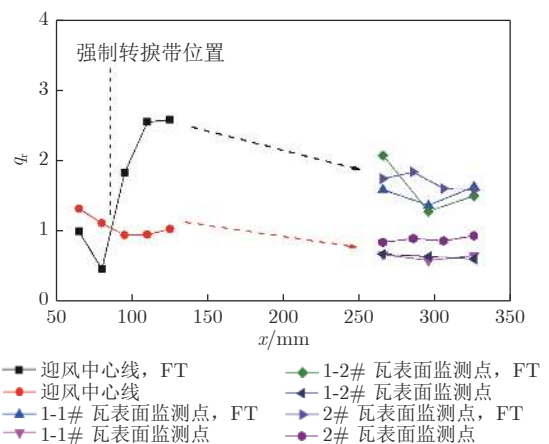


图 4 default 状态与强制转换状态平板表面热流分布

Fig. 4 Heat flux distributions of plate surface under default condition and forced transition condition

2 试验结果分析

2.1 热流时域均值

图 5 分别给出了不同影响因素下倒角 KT34 传

传感器基体的无量纲热流结果。从图 5(a)可以看到, 无阶差时 ($h=0$ mm), 处于 T 形缝交叉位置 ($z=-50.5$ mm) 的热流显著偏高, 是参考值的 16.6 倍; 其他测点热流均在 2 倍参考值以下, 与无干扰的平板表面热流水平相当; 离交叉位置越远的热流越低,

反之则越高。随着阶差增大, 整体热流水平也在增大。 $h=0.5$ mm 时, 峰值热流位置仍在 $z=-50.5$ mm 处, 但是幅值已降低至 10 倍参考值以下。 $h=1.0$ 、 1.5 mm 时, 峰值热流位置偏离交叉位置, 位于测点 $z=-60.5$ mm 处, 热流幅值略低于无阶差的水平。

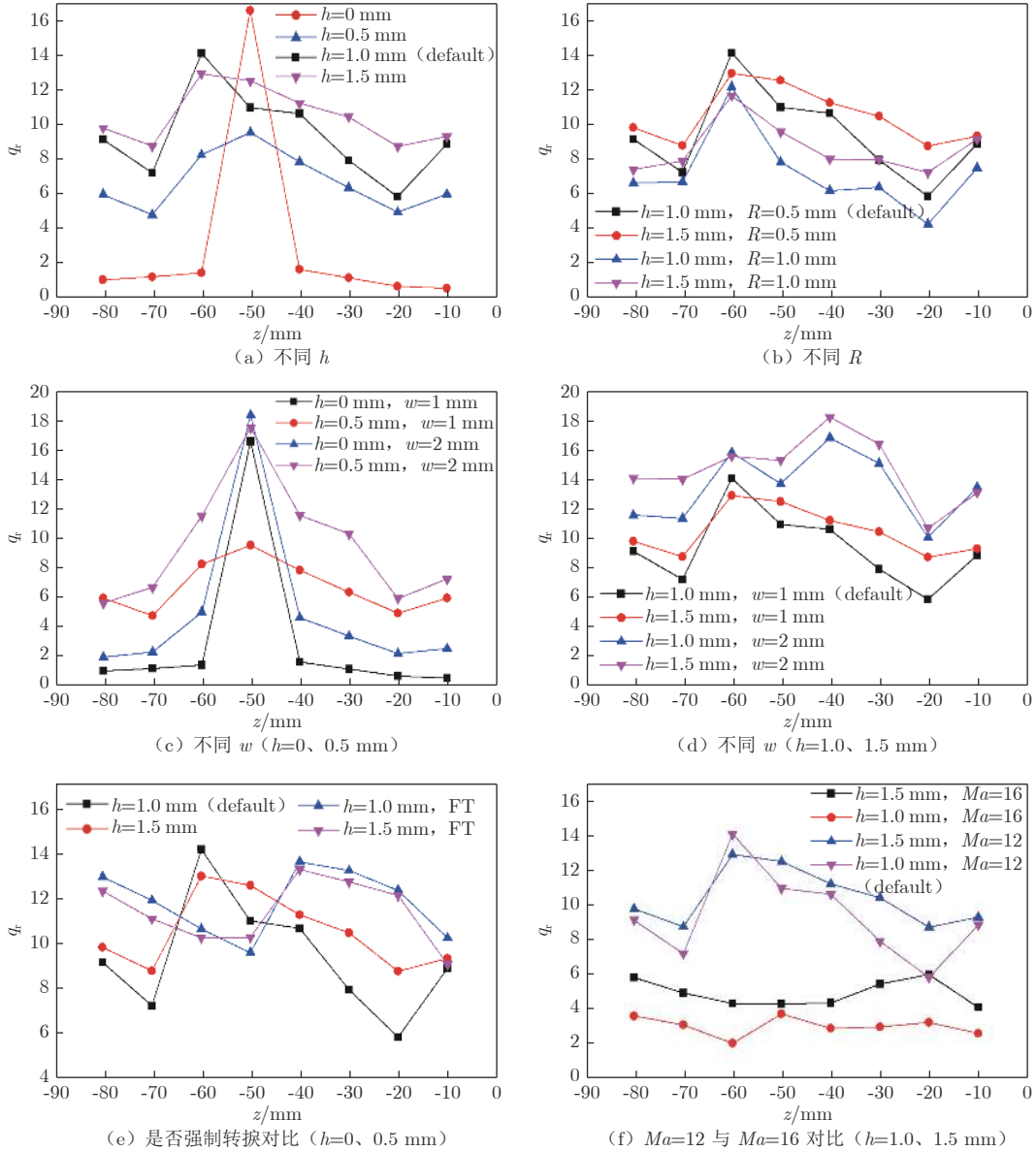


图 5 不同因素对热流的影响 (KT34)

Fig. 5 Influence of different factors on heat flux (KT34)

值得注意的是, 除了 T 形缝交叉位置, 无阶差时气动热环境整体更为温和。这是由于大部分测点没有暴露在来流的直接冲击之下, 而 T 形缝交叉位置面临上游纵缝形成的下渗流动的直接冲击, 所以存在高峰值热流问题。因此, 采取在缝隙中填充柔性材料的方式降低无阶差条件下的峰值热流, 仍是目前降低热载荷的一项重要举措。

从图 5(b)可以看到, 曲率半径对峰值热流和低谷热流的位置影响较小, 小曲率半径 ($R=0.5$ mm) 下的热流比大曲率半径 ($R=1.0$ mm) 下更大, 但后者的峰值热流仍可达到 12 倍参考值左右。

如图 5(c)和 (d)所示, 缝隙宽度 w 对热流影响也十分明显。更大的缝隙宽度会带来更大的气动加热, 使得所有测点的热流值均增大。 $h=0$ mm、 $w=$

2 mm 时, 峰值热流可达到 18 倍参考值。在较小阶差情况下($h=0、0.5$ mm), 缝隙宽度不影响峰值热流的位置(均在 T 形缝交叉位置)。在较大阶差情况下($h=1.0、1.5$ mm), 缝隙宽度的变化会引起峰值热流位置的改变(从 $w=1$ mm 时的 $z=-60.5$ mm 移至 $w=2$ mm 时的 $z=-40.5$ mm 处), 偏移幅度较为明显。

图 5(e) 给出了 $h=1.0、1.5$ mm 条件下有/无强制转捩措施对热流的影响。由图可见, 边界层流态对热流分布影响十分显著: 无强制转捩措施时, 热流在展向呈现近似“W”形分布; 有强制转捩措施时, 热流在展向呈现镜像对称的“N”形分布; 且峰值热流和低谷热流的位置均发生显著偏移。峰值热流的幅值相差较小, 均在 14 倍参考值附近。热流的低谷值在 $h=1.0$ mm 时显著提升(从 6 倍左右参考值提升至 9 倍左右); $h=1.5$ mm 时热流低谷值则相差不大, 这是因为该阶差下台阶带来的干扰更强, 从而在一定程度上掩盖了边界层流态变化的影响。上述结果表明, 边界层流态对缝隙倒角的热环境影响巨大, 不仅影响幅值大小还影响空间分布特征。

图 5(f) 给出了不同马赫数下热流的测量结果。可以看到, $Ma=16$ 下的热流显著低于 $Ma=12$, 在 $h=1.5$ mm、 $Ma=16$ 状态下的峰值热流仅为 6 倍参考值。此外, 不同马赫数下的峰值热流位置偏移明显。

2.2 热流瞬态值

考虑到包含缝隙、台阶的流动较为复杂, 仅从热流时域均值(图 5)角度分析略显单薄, 因此本文给出了几种典型试验状态下、有效试验时间范围内倒角 KT34 和 KT8 测点的热流时域分布云图(图 6)。由图 6(a)可知, T 形缝交叉位置测点 $z=-50.5$ mm 的热流时域分布相较其他测点存在最为显著的幅值振荡特征, 振幅范围较大, 最高瞬态热流值可达 30 倍参考值, 最低则出现了瞬态负热流。此外, $z=-50.5$ mm 左右的 2 个测点($z=-40.5、-60.5$ mm)的热流振荡也比较显著。结合图 6(b)可以看到, 倒角曲率半径增大后, 最高瞬态热流值显著降低, 瞬态负热流现象仍然存在, 但是幅值波动比较微小。当缝隙宽度变大后, 各测量位置的热流在时域上的波动性显著增强(图 6(c))。

图 6(d) 清晰地展现了强制转捩诱发的边界层流态转变对热流时域特性的影响。除了 T 形缝交叉位置, KT34 和 KT8 的其他测点的热流时域波动特征相比图 6(a)的基准状态均显著增强, 波动结构在时

域上分布较为均匀, 幅值呈现宽谱特征, 这意味着带有波动特征的流动结构的时空分布较为稳定, 与湍流的多尺度宽谱特征相呼应。

图 6(e)和(f)展示了 $Ma=16、2$ 种阶差($h=1.0、1.5$ mm)下的热流时域分布。可以看到, 热流时域波动特征在 $Ma=16$ 下比在 $Ma=12$ 下显著减弱, 时域的波动结构数量明显减少, 波动的幅值也大为降低, 这意味更高的马赫数对缝隙和台阶诱导的不稳定流动结构有一定的抑制作用。需要注意的是: 更高的马赫数与更厚的边界层是直接相关的; 轻微负热流现象仍然存在。

总的来看, 本文得到的缝隙倒角曲率半径、缝隙宽度和阶差这 3 个因素对热环境的影响规律与黄杰等^[13]的 CFD 结果吻合较好。在部分状态下得到了与唐贵明^[9]相同的负热流(瞬态)结果。这种瞬态负热流现象可能是强烈的非定常涡结构振荡导致边界层外或缝隙深处的低温气体与边界层内的高温气体充分混合换热的结果, 其产生机理及演变规律仍待更精细化的研究。

2.3 误差分析

图 7 给出了 KT34 各测点在不同试验状态下的重复性误差, 图中 t 为有效试验时间。总体来看, 绝大部分测点的重复性误差在 25.0% 以下, 此外, 所有状态重复性误差的平均值为 13.7%, 中位数为 13.5%, 低于一般高超声速局部干扰区热流试验重复性误差 20% 左右的水平。

热流测量中的误差源主要有康铜基体的安装误差、热结点打磨质量的误差、一体化同轴热电偶的个体差异(本试验整体更换过一次传感器)、传热模型误差、读数误差、风洞流场误差等。由于缝隙、台阶诱导的局部强干扰流动, 流场本身的非定常特性会带来较大的测量误差。试验选取的 2 个流场的总压测量重复性误差约 3%, 平板上游无干扰区铂薄膜热流传感器监测测点的热流重复性误差约 8%, 而 KT34 的重复性误差平均水平约 13%~14%, 由此可以推断, 风洞来流参数本身的波动对缝隙/台阶位置的热流非定常振荡贡献较小, 局部干扰效应才是其主要的影响因素。

高超声速气动热测量普遍采用一维半无限体传热模型进行温度-热流的换算。本试验中缝隙倒角曲率半径 R 较小(最小仅 0.5 mm), 需考虑传热模型带来的误差, 比较热渗透深度 x^* 和缝隙倒角曲率半径 R 的大小。

$$x^* = 4\sqrt{at'} \quad (1)$$

式中： α 为传感器基体的热扩散系数(康铜的热扩散系数为 $6.03 \times 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$)； t' 为有效传热时间，即从运动激波到达至有效试验时间结束($Ma=12$ 时 $t'=13 \text{ ms}$ ， $Ma=16$ 时 $t'=9 \text{ ms}$)。根据式(1)计算得到

2种流场的热渗透深度分别为 1.12 和 0.93 mm，约为最小 R 的 2 倍。根据一维半无限体传热模型理论，当 $R > x^*$ 时，传热模型误差不超过 1%，当 $R > 0.5x^*$ 时，传热模型误差不超过 10%。考虑到此时 R 和 $0.5x^*$ 的尺度基本相当，可认为虽然传热模型会

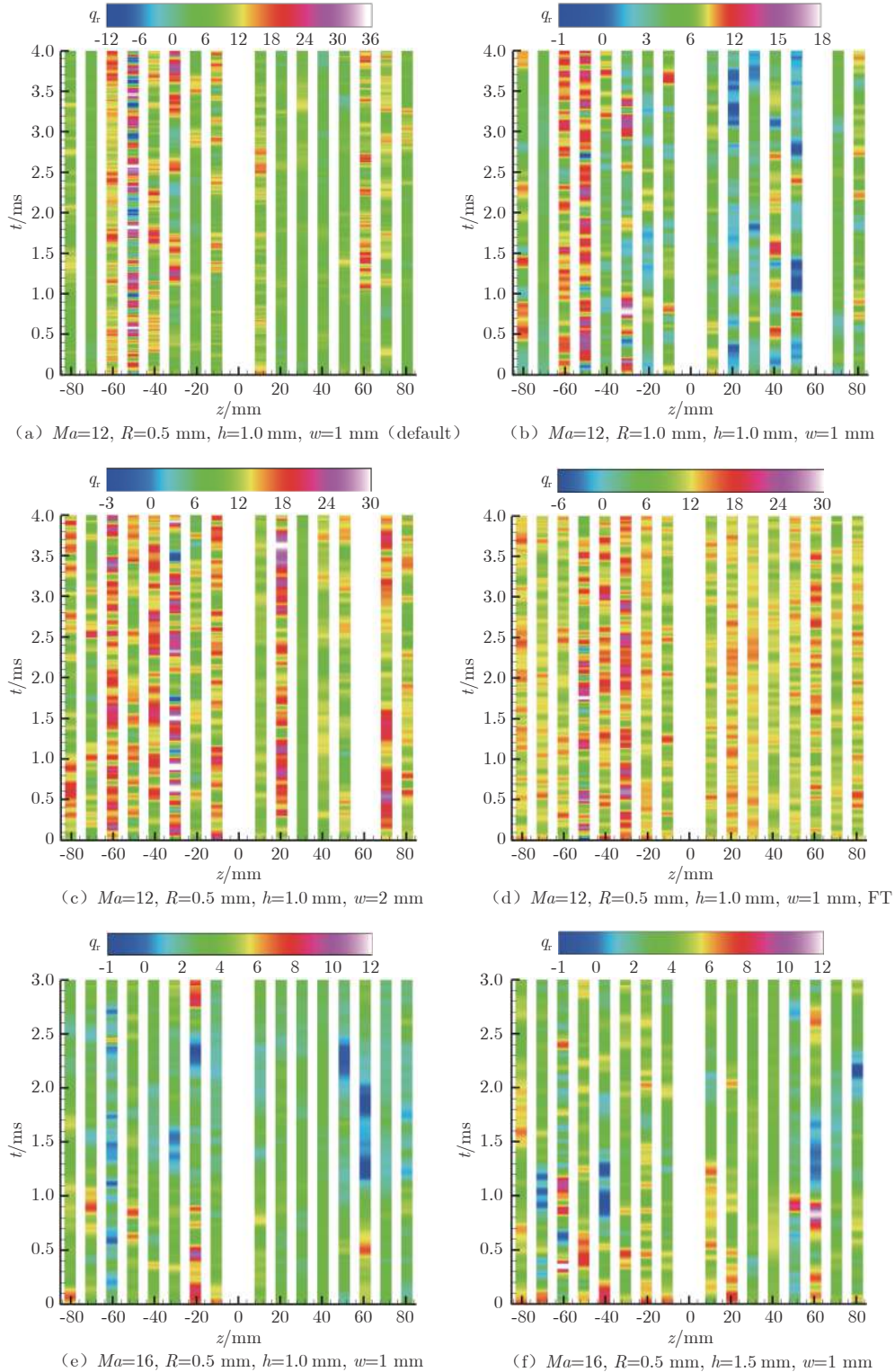


图 6 典型状态台阶倒角热流分布云图 (KT34 和 KT8)

Fig. 6 Spatial-temporal contour maps of heat flux under typical conditions for corner on inverse steps (KT34 and KT8)

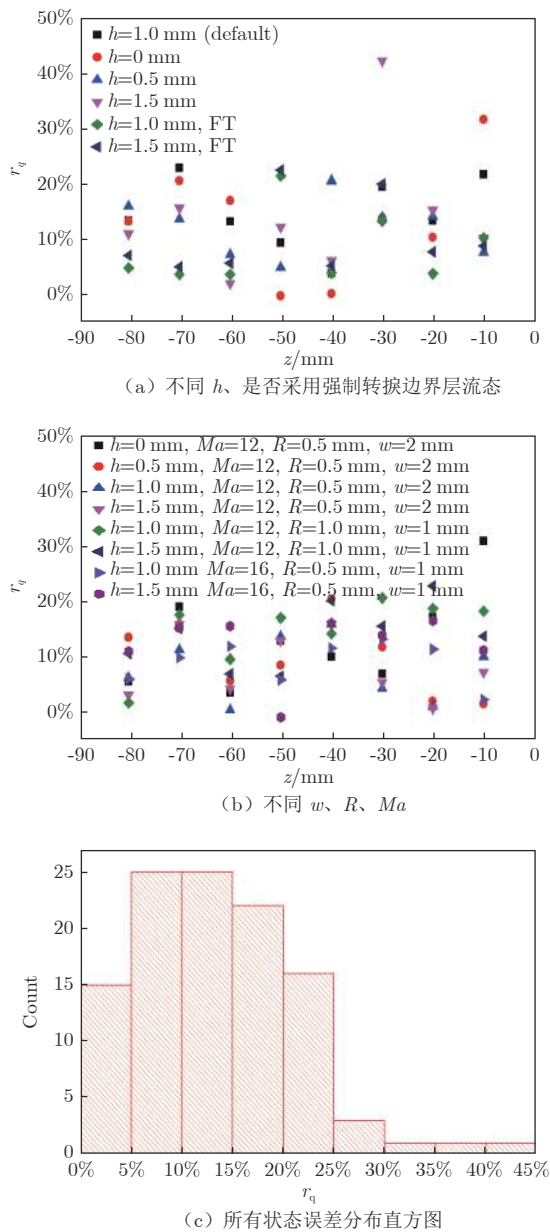


图 7 空间误差分布及所有状态误差分布直方图 (KT34)

Fig. 7 Spatial distribution of errors and histogram of errors for all experimental conditions (KT34)

带来一定的误差,但偏差程度仍低于热流测量的重复性精度,因此可忽略传热模型误差。未来还需要进一步修正试验方法以提高一体化同轴热电偶在局部小尺度区域的测量准确度。

3 结 论

1) 台阶造成显著的气动加热,整体的热流水平随着阶差增大而增大,但峰值热流幅值与无台阶时相差较小;更小的曲率半径、更大的缝隙宽度都会带来更大的热流。

2) 边界层流态对热环境影响显著,改变了展向

热流的高低值分布,对当地流场扰动结构的非定常波动特性改变很大,对峰值热流幅值影响较小。

3) $Ma=16$ 比 $Ma=12$ 的流场热环境更温和,前者扰动结构的波动幅值显著降低。

4) 部分状态下的瞬态负热流现象可能是边界层内外和缝隙深处温度差异较大的气体强烈混合换热导致的结果,具体机理仍待更精细化的研究。

参考文献:

- [1] PALMER G, KONTINOS D, SHERMAN B. Surface heating effects of X-33 vehicle TPS panel bowing, steps, and gaps[C]//Proc of the 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 1998. doi: 10.2514/6.1998-865
- [2] DARYABEIGI K, KNUTSON J, CUNNINGTON G. Heat transfer measurement and modeling in rigid high-temperature reusable surface insulation tiles[C]//Proc of the 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. 2011. doi: 10.2514/6.2011-345
- [3] VENKATAPATHY E, FELDMAN J, ELLERBY D, et al. NASA's advanced TPS materials and technology development: multi-functional materials and systems for space exploration[R]. ARC-E-DAA-TN39418, 2017.
- [4] WILDER M C, PRABHU D K. Turbulent heat transfer experiments in hypersonic free flight on surfaces representative of woven TPS materials[R]. NASA 20205011354, 2020.
- [5] HOLLIS B R. Boundary-Layer Transition and Surface Heating Measurements on a Hypersonic Inflatable Aerodynamic Decelerator with Simulated Flexible TPS[R]. AIAA 2017-3122, 2017. doi: 10.2514/6.2017-3122
- [6] DUNAVANT J C, THROCKMORTON D A. Aerodynamic heat transfer to RSI tile surfaces and gap intersections[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1974, 11(6): 437-440. doi: 10.2514/3.62098
- [7] FUJII K, INOUE Y. Aerodynamic heating measurement on ceramic tile region of Hypersonic Flight Experiment (HYFL-EX)[C]//Proc of the 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 1998. doi: 10.2514/6.1998-605
- [8] GARIMELLA S V, SHOLLENBERGER K A, EIBECK P A, et al. Flow and heat transfer in simulated re-entry vehicle tile gaps[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 1993, 7(4): 644-650. doi: 10.2514/3.473
- [9] 唐贵明. 狭窄缝隙内的热流分布实验研究[J]. *流体力学实验与测量*, 2000, 14(4): 1-6. TANG G M. Experimental investigation of heat transfer distributions in a deep gap[J]. *Experiments and Measurements in Fluid Mechanics*, 2000, 14(4): 1-6. doi: 10.3969/i.issn.1672-9897.2000.02.001
- [10] 秦强, 马建军. 陶瓷防热瓦间缝隙气动加热规律研究[J]. *装备环境工程*, 2013, 10(5): 42-46, 51. QIN Q, MA J J. Aerodynamic heating in gaps among

- ceramic insulating tiles array[J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2013, 10(5): 42-46, 51.
doi: 10.7643/issn.1672-9242.2013.05.009
- [11] 邱波. 高超声速飞行器横向缝隙内部涡旋结构及热环境数值模拟研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2015.
QIU B. Numerical investigation for vortexes and aerodynamic heating environment in transverse gaps on hypersonic vehicle[D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2015.
- [12] 黄国. 高超声速环境下缝隙热环境的数值模拟研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2017.
HUANG G. Numerical simulation for heating environment of gap in hypersonic flow[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2017.
- [13] 黄杰, 姚卫星, 孔斌, 等. 防热瓦式防护系统缝隙热控设计规律[J]. *南京航空航天大学学报*, 2019, 51(3): 366-373.
HUANG J, YAO W X, KONG B, et al. Thermal control designing rules of gaps for tile thermal protection system[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2019, 51(3): 366-373.
doi: 10.16356/j.1005?2615.2019.03.014
- [14] 靳旭红, 黄飞, 程晓丽, 等. 稀薄流区高超声速飞行器表面缝隙流动结构及气动热环境的分子模拟[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(1): 201-209.
JIN X H, HUANG F, CHENG X L, et al. Monte Carlo simulation for the flow-field structure and aerodynamic heating due to cavities on hypersonic vehicle surfaces in the rarefied flow regime[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(1): 201-209.
doi: 10.13224/j.cnki.jasp.2019.01.023
- [15] 龚红明, 陈景秋, 李理, 等. 湍流条件下防热瓦缝隙热环境特性实验研究[J]. *实验流体力学*, 2015, 29(2): 13-18, 25.
GONG H M, CHEN J Q, LI L, et al. Experimental investigation on the aerodynamic heating to tile-to-tile gaps in turbulent boundary layer[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2015, 29(2): 13-18, 25.
doi: 10.11729/syltlx20140093

作者简介:



陈苏宇(1990—), 男, 湖北荆门人, 助理研究员。研究方向: 高超声速气动热及测试技术。通信地址: 四川省绵阳市二环路南段6号15信箱502分箱(621000)。
E-mail: chensy_hh@163.com

(编辑: 秦虹)

2500 K 高温稳定碳氢燃料燃烧环境 CARS 测量试验

王朝宗^{1,2}, 白冰^{1,2}, 齐新华^{1,2,*}, 陈爽^{1,2}

1. 中国空气动力研究与发展中心 设备设计与测试技术研究所, 绵阳 621000

2. 空气动力学国家重点实验室, 绵阳 621000

关键词: 2500 K 高温; 层流火焰; 便携试验系统; CARS 测温; 宽温度范围

中图分类号: O433 文献标识码: A

中国空气动力研究与发展中心(China Aerodynamics Research and Development Center, CARDC)设备设计与测试技术研究所光谱诊断实验室基于小分子碳氢燃料体系在国内首次搭建了最高温度可达 2500 K 的高温稳定层流燃烧便携试验系统,并于 2022 年 5~8 月使用相干反斯托克斯拉曼散射(Coherent Anti-Stokes Raman Spectroscopy, CARS)火焰温度测量技术完成了宽范围温度环境的测量试验,多工况的温度测量结果位于 1713~2530 K 的宽温度(约 800 K)范围内。

温度高于 2300 K 的高温环境多出现于先进的航空航天发动机燃烧室,此类燃烧环境均有较为复杂的热管理或热防护设计。对于实验室量级的测温技术研究和开发,此类燃烧环境有 2 个难点:一是实现成本和难度较大,二是燃烧流动过程较为复杂。目前公开文献少有实验室量级、稳定性高、工作时长、实现方式便捷且温度高于 2300 K 的燃烧环境的报道。此次试验基于 McKenna 平面火焰预混燃烧器,以甲烷作为燃料、氧气/氮气混合气作为氧化剂,以预混形式进入燃烧器集气腔,通过调节当量比和预混气中不参与化学反应的氮气占比实现不同燃烧温度。CARS 温度测量系统如图 1 所示。采用非稳腔空间增强探测(USED)的相位匹配方式,将泵浦光和探测光整形为环形光束,并与 Stokes 光聚焦于测试燃烧器炉面上方流场被测位置,通过带有 ICCD 阵列的光谱仪采集 CARS 信号,采用 CARSCF 计算程序对光谱进行多参数拟合,最终得到测点温度。

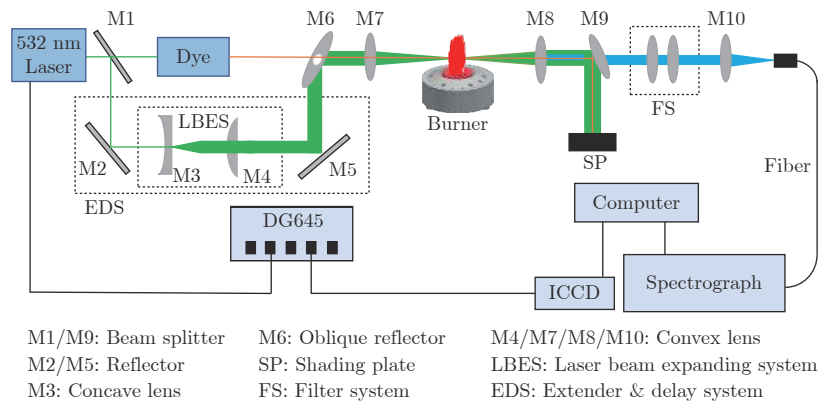


图 1 CARS 温度测量系统

收稿日期: 2022-11-02; 修回日期: 2022-11-07; 录用日期: 2022-11-15

基金项目: 国家重点研发计划(2020YFA0405700)

* 通信作者 E-mail: qxh_78@sina.com

引用格式: 王朝宗, 白冰, 齐新华, 等. 2500 K 高温稳定碳氢燃料燃烧环境 CARS 测量试验 [J]. 实验流体力学, 2022, 36(6): 97-98.

WANG C Z, BAI B, QI X H, et al. Experiments on 2500 K high temperature stable combustion environment of hydrocarbon fuel via CARS[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(6): 97-98.

表 1 给出了 7 种工况的状态参数和距离炉面 3 个不同高度测点的温度测量结果。测点 1~3 的高度分别为 5、10 和 15 mm。前 3 个工况是为验证测温技术而对已报道工况的重复,后 4 个工况则是为实现更高温度而自行设计的。通过设计匹配多变量之间的相互关系、调整当量比以及氧气的含量,此次试验实现了高达 2500 K 的稳定层流燃烧环境,表中 7 种工况、3 个测点的 21 个温度测量结果在 200 s 内的温度波动低于 5%。表中提供的温度环境(特别是高于 2300 K 的温度环境)可以为抗高温材料定量考核、高温温度测量技术校准与验证、高温燃烧机理研究及高效实验室研究环境提供方便。

表 1 不同工况状态参数及 CARS 温度测量结果

工况	状态参数				CARS 温度测量结果		
	单位面积预混气 总流量/(L·h ⁻¹ ·m ⁻²)	氧气摩尔占比/%	当量比	绝热火焰温度/K	测点1/K	测点2/K	测点3/K
1	87	19.6	0.70	1838	1736	1728	1713
2	94	18.2	1.45	1942	1868	1830	1920
3	195	19.0	1.00	2226	2113	2102	2095
4	236	27.4	1.00	2573	2195	2321	2351
5	194	33.3	1.00	2700	2221	2364	2342
6	196	36.7	1.00	2771	2385	2388	2383
7	196	40.0	1.00	2820	2512	2530	2492

(编辑:秦虹)

2022 年分类总目次

• 大型风洞研制及其关键技术 •

大型风洞设备的数智化初步研究	廖达雄, 孙运强, 吴静怡, 彭 磊 (I - 1)
基于热声解耦方法的燃烧不稳定性预测	高宇鹏, 李俊杰, 刘 巍, 李敬轩 (I - 11)
大型低温风洞结构设计关键技术分析	赖 欢, 祝长江, 陈万华, 廖达雄, 孙德文 (I - 19)
连续式跨声速风洞轴流压缩机气动设计与低噪声设计	龙炳祥, 刘宗政, 陈振华, 陈吉明, 雷鹏飞 (I - 27)
大型低温风洞模型进出系统关键技术分析	陈建兵, 刘伯林, 陈万华, 廖达雄, 赖 欢 (I - 37)
航空工业 1 m 量级高超声速风洞设计与建设进展	高亮杰, 辛亚楠, 袁 野, 李 强, 钱战森 (I - 44)
大型季节性可移动式结冰风洞及其试验方法研究	朱东宇, 冯 强, 韩晓涛, 杨希明, 崔晓春, 袁 立 (I - 52)
大型连续式跨声速风洞总体方案与关键技术研究	陈振华, 刘宗政, 陈吉明, 郭守春, 闫喜强, 裴海涛 (I - 62)
风洞板翅式热交换器气体流动特性试验	赵 波, 陈振华, 李为民, 陈吉明, 朱 博, 温 乾 (I - 69)
2.0 m 高能脉冲风洞研制及其关键技术	
..... 朱 浩, 毕志献, 陈 星, 官 建, 蒋 博, 张冰冰, 江海南, 李 辰, 吴 健, 宋可卿, 谌君谋, 孙日明	(I - 77)
大型连续式跨声速风洞干燥系统参数优化研究	裴海涛, 陈吉明, 陈振华, 陈 钦, 王 盼 (I - 89)
大型高超声速风洞真空模式调试及流场性能校测	马利川, 石运军, 黄炳修, 孙勇堂, 晏 硕 (I - 96)
$\Phi 1.2$ m 高超声速风洞引射系统设计与性能试验	马利川, 王铁进, 崔 春, 黄景博, 孙勇堂, 黄炳修, 石运军 (V - 1)
基于机器学习的结冰风洞温度场预测	张兴焕, 张平涛, 彭 博, 易 贤 (V - 8)
大型连续式高速风洞热交换器设计关键技术研究	赵 波, 黄知龙, 陈吉明, 廖达雄, 裴海涛 (V - 16)
变密度平面叶栅风洞的设计与实现	魏 巍, 马护生, 周晓刚, 吴军强, 彭 强, 任泽斌 (V - 24)

• 复杂流场精细化测量 •

超高时空分辨率磁纳米测温前沿与进展	易文通, 朱漪雯, 刘文中 (II - 1)
聚焦激光差分干涉法测量超/高超声速流动的进展	熊有德, 余 涛, 薛 涛, 吴 杰 (II - 9)
离轴全息成像测量三维气动旋流低温雾化场	宋 阔, 赵 越, 汪 磊, 刘 涛, 吴迎春, 林文辉, 吴学成 (II - 21)
背景纹影测量技术研究与应用进展	熊 渊 (II - 30)
基于高速纹影/阴影成像的流场测速技术研究进展	朱海军, 王 倩, 梅笑寒, 吴 羽, 赵长颖 (II - 49)
流动聚焦中液体锥形形态和流动结构实验研究	康 鹏, 郭鉴锋, 穆 恺, 司 廷 (II - 74)
基于层析 PIV 的椭圆水翼近尾迹梢涡实验研究	赵 航, 余文轩, 高 琪, 邵雪明 (II - 82)
高超声速快响应 PSP 测量技术研究进展	彭 迪, 李永增, 刘 旭, 焦灵睿, 刘应征 (II - 92)
基于内窥火焰传感器技术的超声速燃烧感知实验研究	李忠朋, 周芮旭, 孟凡钊, 陈 池, 李 拓, 连 欢 (II - 102)
平板表面射流摩擦力场液晶涂层法测量与显示	赵吉松, 张金明, 王泊乔 (II - 115)
高超声速圆锥边界层不稳定性及转换实验研究	刘是成, 姜应磊, 董 昊 (II - 122)

基于粒子追踪测速的壁面摩擦应力测量 许德辰, 张悦, 刘欣乐, 李文丰 (II-131)

基于丙酮/CH₂O 双组分 PLIF 技术的横向声波激励预混火焰未燃区/预热区特性研究
..... 闫博, 孙永超, 朱家健, 吴戈, 万明昱, 田轶夫, 陈爽, 孙明波 (II-139)

飞行器表面气动载荷的柔性智能蒙皮多参量测量
..... 郭栋梁, 侯超, 朱臣, 熊文楠, 陈爽, 许晓斌, 杨华, 黄永安 (II-146)

• 空气动力实验智能化探索 •

现代试验设计及其在空气动力学中的应用进展 海春龙, 何磊, 梅立泉, 钱炜祺 (III-1)

风洞试验方案智能优化设计方法研究 姜金俊, 周宣赤, 陈连忠, 崔宁, 蒋岩 (III-11)

高超声速风洞现代试验设计方法研究 尤文佳, 王慧杰, 韩仁坤, 陈刚 (III-20)

人工智能在空腔气动/声学特性预测与控制参数优化中的应用
..... 吴军强, 杨党国, 张林, 龚天弛, 周方奇, 王岩, 李阳 (III-33)

基于机器学习的高速复杂流场流动控制效果预测分析 余柏杨, 吕宏强, 周岩, 罗振兵, 刘学军 (III-44)

深度强化学习在翼型分离流动控制中的应用 姚张奕, 史志伟, 董盖章 (III-55)

非定常气动建模研究与虚拟飞行试验验证 陈翔, 展京霞, 陈科, 魏中成, 曹原 (III-65)

超高速碰撞碎片云质量分布快速预测技术 周浩, 李毅, 兰胜威, 刘海 (III-73)

机器学习数据融合方法在火箭子级栅格舵气动特性建模应用中的比较研究
..... 许晨舟, 杜涛, 韩忠华, 咎博文, 牟宇, 张津泽 (III-79)

基于多源数据融合的翼型表面压强精细化重构方法 赵旋, 彭绪浩, 邓子辰, 张伟伟 (III-93)

基于超分辨率重构方法的湍流流场重构 江昊, 王伯福, 庄启亮, 卢志明 (III-102)

基于卷积神经网络的近壁流动高分辨率平均速度场预测方法 王少飞, 潘翀, 齐中阳 (III-110)

基于深度神经网络的流场时空重构方法 韩仁坤, 刘子扬, 钱炜祺, 王文正, 陈刚 (III-118)

• 冲压发动机技术 •

碳氢燃料旋转爆震直连试验研究 王超, 郑榆山, 蔡建华, 肖保国, 刘或, 乐嘉陵 (IV-1)

动态节流下激波串运动特性的模拟和分析 高文智, 宋志雄, 田野, 赵鹏飞 (IV-10)

不同飞行工况下双模态发动机流动及燃烧特性 何燊, 肖保国, 邢建文, 易森荣 (IV-20)

超声速火焰的 3DLIF 可视化技术研究 袁勋, 于欣, 彭江波, 秦飞, 刘冰, 曹振, 高龙, 韩明宏 (IV-30)

超声速来流中的支板辅助喷注掺混特性研究 刘源, 孙明波, 梁昌海, 田野, 李季 (IV-37)

矩形隔离段内激波串结构及其影响因素分析 聂燊, 汪洪波, 孙明波 (IV-45)

铁弹性稀土钽酸盐 RETaO₄ 陶瓷的热物理性质研究进展 陈琳, 冯晶 (IV-56)

• 综述 •

民用航空发动机燃烧室试验技术分析与研究 孟刚, 何敏, 张经纬, 陈志龙, 秦皓, 郑丹 (V-34)

• 基础研究与应用 •

基于动量交换的稳态总压畸变模拟方法研究 张晓飞 (IV-77)

端壁抽吸槽道布置对边界层抽吸压气机平面叶栅性能的影响	刘 宝, 杜政帅, 周 逊	(IV-84)
液滴高速撞击低温壁面的动态特性及破碎机理研究	雷基林, 李建微, 刘 懿, 苟 瑶, 刘 阳, 邓晰文	(V-96)
流向凹曲率壁面湍流边界层的 TRPIV 实验研究	王 轩, 范子柳, 陈乐天, 唐湛棋, 姜 楠	(VI-1)
侧壁约束效应对三维方腔自持振荡和噪声辐射影响的实验研究	王 超, 岳廷瑞, 万振华, 孙德军	(VI-10)
柔性锯齿形尾缘流动分离控制实验的多尺度相干结构研究	巩绪安, 张 鑫, 马兴宇, 范子柳, 唐湛棋, 姜 楠	(VI-19)
旋流式气泡雾化喷嘴喷雾特性实验研究	赵 芳, 徐兵兵, 符 澄, 王 越, 张海洋	(VI-28)
单支杆腹撑支架干扰测力及 PIV 试验研究	任凡凡, 魏立辉, 陶爱华, 李雁鹏, 杨 磊, 高 娜, 张彩成, 蒋甲利, 许相辉, 王文达	(VI-36)
电弧风洞喷管壁温对平板试验的影响研究	隆永胜, 袁 竭, 赵顺洪, 杨 斌, 朱新新	(VI-47)
弹性机翼刚度的静气弹敏感性研究	陈 恺, 刘晓燕, 程 攀, 毛 昆	(VI-54)

• 测量技术 •

基于飞秒激光电子激发标记测速技术的剪切流场速度测量	杨文斌, 陈 力, 闫 博, 王朝宗, 周江宁, 陈 爽, 母金河, 王建新, 邱 荣	(IV-94)
激波风洞超燃冲压发动机推力测量技术研究	赵荣娟, 刘施然, 周 正, 吴里银, 吕治国	(IV-103)
高马赫数小尺度缝隙倒角热流测量	陈苏宁, 丁 涛, 孔荣宗, 田润雨, 刘济春, 龚红明	(VI-89)

• 实验设备与方法 •

滑动放电等离子体控制细长体头部背风区非对称涡实验研究	金元中, 郑博睿, 喻明浩, 刘园鹏, 张 倩, 孙正中, 于 涛	(V-43)
飞行试验用双结点热电偶传感器研究及测量误差分析	沙心国, 文 帅, 孙日明, 张宗波, 纪 锋	(V-52)
高超声速风洞铰链力矩试验技术研究进展	向立光, 舒海峰, 许晓斌	(V-57)
惰性气体-空气混合电弧流场特性研究	杜百合, 张松贺, 葛 强, 王茂刚	(V-69)
杆式天平轴向力元件测量梁夹角优化分析	闵 夫, 解真东, 戴金雯, 皮兴才, 杨彦广	(V-76)
高速风洞摆动叶片式阵风发生器非定常流场数值模拟与试验验证	张 颖, 刘 南	(V-83)
常规高超声速风洞级间动态分离装置设计与应用	何 超, 孙 鹏, 林敬周, 许晓斌, 陈 磊	(V-90)
钝锥动态转捩风洞试验	张石玉, 赵俊波, 付增良, 周 平, 周家检, 梁 彬	(VI-61)
基于深度学习的风洞天平测力试验数据异常检测方法研究	张 靖, 孙文举, 尼文斌, 魏 巍, 张 江, 杨武兵, 李清勇	(VI-67)
应用于高压运行的片式电弧加热器初步研究	杨 鸿, 姚 峰, 朱 超, 朱 涛, 陈德江	(VI-74)
水卡量热计的流热耦合模拟研究及试验分析	朱新新, 李泽禹, 赵文峰, 王 辉, 杨 凯, 杨庆涛	(VI-83)

• 信息与简讯 •

2500 K 高温稳定碳氢燃料燃烧环境 CARS 测量试验	王朝宗, 白 冰, 齐新华, 陈 爽	(VI-97)
-------------------------------------	--------------------	---------

2022

CONTENTS

Large-scale Wind Tunnel Development and the Key Technologies

Digital intelligent technology research of large wind tunnel equipment	LIAO Daxiong, SUN Yunqiang, WU Jingyi, PENG Lei (I - 1)
Prediction of the combustion instability based on the thermos-acoustic decoupling method	GAO Yupeng, LI Junjie, LIU Wei, LI Jingxuan (I -11)
Key technology for mechanical design in large-scale cryogenic wind tunnel	LAI Huan, ZHU Changjiang, CHEN Wanhua, LIAO Daxiong, SUN Dewen (I -19)
Aerodynamic and aero-acoustic design of continuous transonic wind tunnel compressor	LONG Bingxiang, LIU Zongzheng, CHEN Zhenhua, CHEN Jiming, LEI Pengfei (I -27)
Key technology for model access system in cryogenic wind tunnel	CHEN Jianbing, LIU Bolin, CHEN Wanhua, LIAO Daxiong, LAI Huan (I -37)
Design and construction progress of AVIC Φ 1.0 m hypersonic wind tunnel	GAO Liangjie, XIN Yanan, YUAN Ye, LI Qiang, QIAN Zhansen (I -44)
Researches on a large natural moveable icing wind tunnel and test methods	ZHU Dongyu, FENG Qiang, Han Xiaotao, Yang Ximing, Cui Xiaochun, Yuan Li (I -52)
Characteristics and key technology analysis of large continuous transonic wind tunnel	CHEN Zhenhua, LIU Zongzheng, CHEN Jiming, GUO Shouchun, YAN Xiqiang, PEI Haitao (I -62)
Flow characteristics experiment of plate-fin heat exchanger in wind tunnel	ZHAO Bo, CHEN Zhenhua, LI Weimin, CHEN Jiming, ZHU Bo, WEN Qian (I -69)
The development and key technologies of 2.0 m high energy shock tunnel	ZHU Hao, BI Zhixian, CHEN Xing, GONG Jian, JIANG Bo, ZHANG Bingbing, JIANG Hainan, LI Chen, WU Jian, SONG Keqing, SHEN Junmou, SUN Riming (I -77)
Study on the parameter optimization of air-drying system in large continuous transonic wind tunnel	PEI Haitao, CHEN Jiming, CHEN Zhenhua, CHEN Qin, WANG Pan (I -89)
Vacuum mode debugging and flow field performance calibration of large-scale hypersonic wind tunnel	MA Lichuan, SHI Yunjun, HUANG Bingxiu, SUN Yongtang, YAN Shuo (I -96)
Ejector system design and performance test of Φ 1.2 m hypersonic wind tunnel	MA Lichuan, WANG Tiejun, CUI Chun, HUANG Jingbo, SUN Yongtang, HUANG Bingxiu, SHI Yunjun (V - 1)
Prediction of icing wind tunnel temperature field with machine learning	ZHANG Xinghuan, ZHANG Pingtao, PENG Bo, YI Xian (V - 8)
Research on key technologies of heat exchanger design for large-scale continuous high speed wind tunnel	ZHAO Bo, HUANG Zhilong, CHEN Jiming, LIAO Daxiong, PEI Haitao (V -16)

Design and actualization of the variable density plane cascade wind tunnel
..... WEI Wei, MA Husheng, ZHOU Xiaogang, WU Junqiang, PENG Qiang, REN Zebin (V-24)

High-precision and-resolution Measurement of Complex Flow Field

Frontiers and developments of ultra-high time and space resolution magnetic nanometer temperature measurement
..... YI Wentong, ZHU Yiwen, LIU Wenzhong (II- 1)

Progress on focused laser differential interferometry in measuring supersonic/hypersonic flow field
..... XIONG Youde, YU Tao, XUE Tao, WU Jie (II - 9)

Measurement of 3D airblast swirl atomization field at low temperature with off-axis holography
..... SONG Ge, ZHAO Yue, WANG Lei, LIU Tao, WU Yingchun, LIN Wenhui, WU Xuecheng (II-21)

Recent advances in background oriented Schlieren and its applications XIONG Yuan (II-30)

A review on flow field velocimetry based on high-speed schlieren/shadowgraph systems
..... ZHU Haijun, WANG Qian, MEI Xiaohan, WU Yu, ZHAO Changying (II-49)

Experimental study on morphology and flow structure of liquid cone in flow focusing
..... KANG Peng, GUO Jianfeng, MU Kai, SI Ting (II-74)

TPIV study for near-field tip vortex from an elliptical hydrofoil ZHAO Hang, SHE Wenxuan, GAO Qi, SHAO Xueming (II-82)

Recent advances in hypersonic fast pressure-sensitive paint measurement technology
..... PENG Di, LI Yongzeng, LIU Xu, JIAO Lingrui, LIU Yingzheng (II-92)

Supersonic combustion sensing by the passive endoscopic flame sensor
..... LI Zhongpeng, ZHOU Ruixu, MENG Fanzhao, CHEN Chi, LI Tuo, LIAN Huan (II-102)

Measurement and visualization of surface friction beneath jet flow over planar surface using liquid crystal coatings
..... ZHAO Jisong, ZHANG Jinming, WANG Boqiao (II-115)

Experimental study on instability and transition over hypersonic boundary layer on a straight cone
..... LIU Shicheng, JIANG Yinglei, Dong Hao (II-122)

Measurement of wall-shear stress via micro-particle tracking velocimetry XU Dechen, ZHANG Yue, LIU Xinle, LI Wenfeng (II-131)

Investigation of unburned/preheated area characteristics of a premixed flame under transverse acoustic excitation based on acetone and
CH₂O PLIF technology
..... YAN Bo, SUN Yongchao, ZHU Jiajian, WU Ge, WAN Minggang, TIAN Yifu, CHEN Shuang, SUN Mingbo (II-139)

Multi-parameter measurement of aerodynamic load via flexible sensing skin
..... GUO Dongliang, HOU Chao, ZHU Chen, XIONG Wennan, CHEN Shuang, XU Xiaobin, YANG Hua, HUANG Yong'an (II-146)

Exploration of Artificial Intelligence Applications for Aerodynamic Experiments

Modern design of experiment and its development in aerodynamics HAI Chunlong, HE Lei, MEI Liqun, QIAN Weiqi (III- 1)

Research on intelligent optimal design method of wind tunnel test scheme
..... JIANG Jinjun, ZHOU Xuanchi, CHEN Lianzhong, CUI Ning, JIANG Yan (III-11)

Using modern design of experiments method for hypersonic wind tunnel test YOU Wenjia, WANG Huijie, HAN Renkun, CHEN Gang (III-20)
Investigation on artificial intelligence for the prediction of aeroacoustic performances and controlling parameters optimization of aircraft WU Junqiang, YANG Dangguo, ZHANG Lin, GONG Tianchi, ZHOU Fangqi, WANG Yan, LI Yang (III-33)
Predictive analysis of flow control in high-speed complex flow field based on machine learning YU Baiyang, LYU Hongqiang, ZHOU Yan, LUO Zhenbing, LIU Xuejun (III-44)
Deep reinforcement learning for the control of airfoil flow separation YAO Zhangyi, SHI Zhiwei, DONG Yizhang (III-55)
Unsteady aerodynamic modeling research and virtual flight test verification CHEN Xiang, ZHAN Jingxia, CHEN Ke, WEI Zhongcheng, CAO Yuan (III-65)
Predict the mass distribution of hypervelocity impact debris using deep learning ZHOU Hao, LI Yi, LAN Shengwei, LIU Hai (III-73)
Comparison of machine learning data fusion methods applied to aerodynamic modeling of rocket first stage with grid fins XU Chenzhou, DU Tao, HAN Zhonghua, ZAN Bowen, MOU Yu, ZHANG Jinze (III-79)
Fine reconstruction method of airfoil surface pressure based on multi-source data fusion ZHAO Xuan, PENG Xuhao, DENG Zichen, ZHANG Weiwei (III-93)
Reconstruction of turbulent fields based on super-resolution reconstruction method JIANG Hao, WANG Bofu, CHONG Kai Leong, LU Zhiming (III-102)
A high-resolution velocity field predicted method in near wall boundary layer by CNN WANG Shaofei, PAN Chong, QI Zhongyang (III-110)
Spatio-temporal reconstruction method of flow field based on deep neural network HAN Renkun, LIU Ziyang, QIAN Weiqi, WANG Wenzheng, CHEN Gang (III-118)

Scramjet Technology

Direct connected experimental research on hydrocarbon-fueled rotating detonation WANG Chao, ZHENG Yushan, CAI Jianhua, XIAO Baoguo, LIU Yu, LE Jialing (IV- 1)
Simulation and analysis on the motion characteristics of shock train under dynamic throttle GAO Wenzhi, SONG Zhixiong, TIAN Ye, ZHAO Pengfei (IV-10)
Flow and combustion characteristics of dual-mode scramjet under different flight conditions HE Can, XIAO Baoguo, XING Jianwen, YI Miaorong (IV-20)
Study on visualization of supersonic flame using Three Dimensional Laser-Induced Fluorescence (3DLIF) YUAN Xun, YU Xin, PENG Jiangbo, QIN Fei, LIU Bing, CAO Zhen, GAO Long, HAN Minghong (IV-30)
Mixing characteristic and flow features of pylon-aided fuel injection into a supersonic crossflow LIU Yuan, SUN Mingbo, LIANG Changhai, TIAN Ye, LI Ji (IV-37)
Analysis of shock waves structure and its influencing factors in rectangular isolator NIE Can, WANG Hongbo, SUN Mingbo (IV-45)
Thermophysical properties research progress of ferroelastic RETaO ₄ ceramics CHEN Lin, FENG Jing (IV-56)

Review

Research on test technology of civil aero-engine combustor MENG Gang, HE Min, ZHANG Jingwei, CHEN Zhilong, QIN Hao, ZHENG Dan (V-34)
--	--

Fundamental Research and Application

- Research of simulation method for inlet flow steady-state distortion based on momentum exchange ZHANG Xiaofei (IV-77)
- Influence of endwall suction slot arrangement on performance of the aspirated compressor plane cascade
..... LIU Bao, DU Zhengshuai, ZHOU Xun (IV-84)
- Experimental study on spreading and breaking mechanism of droplet impinging on low temperature wall at high speed
..... LEI Jilin, LI Jianwei, LIU Yi, GOU Yao, LIU Yang, DENG Xiwen (V-96)
- Experimental study of TRPIV for turbulent boundary layer of longitudinal concave curvature wall
..... WANG Xuan, FAN Ziyi, CHEN Letian, TANG Zhanqi, JIANG Nan (VI- 1)
- Experimental study of the effects of confinement on self-sustained oscillations and noise radiation in three-dimensional open cavities
..... WANG Chao, YUE Tingrui, WAN Zhenhua, SUN Dejun (VI-10)
- Experimental study on flow separation control by flexible serrated trailing edge based on multi-scale coherent structure analysis
..... GONG Xu'an, ZHANG Xin, MA Xingyu, FAN Ziyi, TANG Zhanqi, JIANG Nan (VI-19)
- Experimental study on the characteristics of swirl effervescent atomizer
..... ZHAO Fang, XU Bingbing, FU Cheng, WANG Yue, ZHANG Haiyang (VI-28)
- Experimental study on support interference of single support rod via force measurement and PIV
..... REN Fanfan, WEI Lihui, TAO Aihua, LI Yanpeng, YANG Lei, GAO Na,
ZHANG Caicheng, JIANG Jiali, XU Xianghui, WANG Wenda (VI-36)
- Influence of nozzle wall temperature on plate test in arc-heated wind tunnel
..... LONG Yongsheng, YUAN Jie, ZHAO Shunhong, YANG Bin, ZHU Xinxin (VI-47)
- Research on the static aero-elastic sensitivity of stiffness of flexible wing CHEN Kai, LIU Xiaoyan, CHENG Pan, MAO Kun (VI-54)

Measuring Technique

- Transient velocity measurement of shear flow using Femtosecond Laser Electronic Excitation Tagging
... YANG Wenbin, CHEN Li, YAN Bo, WANG Chaozong, ZHOU Jiangning, CHEN Shuang, MU Jinhe, WANG Jianxin, QIU Rong (IV-94)
- Research of scramjet thrust test in shock tunnel ZHAO Rongjuan, LIU Shiran, ZHOU Zheng, WU Liyin, LYU Zhiguo (IV-103)
- Heat flux measurement of small scale gap corner at high Mach numbers
..... CHEN Suyu, DING Tao, KONG Rongzong, TIAN Runyu, LIU Jichun, GONG Hongming (VI-89)

Experimental Equipment and Method

- Experimental study on flow control of asymmetric vortex over the leeward region of the head of the slender body by sliding discharge
plasma actuation JIN Yuanzhong, ZHENG Borui, YU Minghao, LIU Yuanpeng, ZHANG Qian, SUN Zhengzhong, YU Tao (V-43)
- A dual-junction thermocouple for flight test and its measurement error analysis
..... SHA Xinguo, WEN Shuai, SUN Riming, ZHANG Zongbo, JI Feng (V-52)
- Research progress of hinge moment test technique in hypersonic wind tunnel XIANG Liguang, SHU Haifeng, XU Xiaobin (V-57)
- Study on flow field characteristics of inert gas-air hybrid arc DU Baihe, ZHANG Songhe, GE Qiang, WANG Maogang (V-69)
- Optimization analysis of modified axial force element of sting balance
..... MIN Fu, XIE Zhendong, DAI Jinwen, PI Xingcai, YANG Yanguang (V-76)

Numerical simulation and experimental test of unsteady flow field for oscillating vanes gust generator in high-speed wind tunnel
..... ZHANG Ying, LIU Nan (V-83)

Design and application of the dynamic stage separation device in hypersonic wind tunnel
..... HE Chao, SUN Peng, LIN Jingzhou, XU Xiaobin, CHEN Lei (V-90)

Dynamic boundary layer transition wind tunnel test of blunt cone
..... ZHANG Shiyu, ZHAO Junbo, FU Zengliang, ZHOU Ping, ZHOU Jiajian, LIANG Bin (VI-61)

Study on deep learning-based anomaly detection method for wind tunnel balance force data
..... ZHANG Jing, SUN Wenju, NI Wenbin, WEI Wei, ZHANG Jiang, YANG Wubing, LI Qingyong (VI-67)

A preliminary study of segmented arc heater used for high pressure operation
..... YANG Hong, YAO Feng, ZHU Chao, ZHU Tao, CHEN Dejiang (VI-74)

Research on fluid-thermal coupling simulation of water-cooled calorimeter and experimental analysis
..... ZHU Xinxin, LI Zeyu, ZHAO Wenfeng, WANG Hui, YANG Kai, YANG Qingtao (VI-83)

Information and Newsletter

Experiments on 2500 K high temperature stable combustion environment of hydrocarbon fuel via CARS
..... WANG Chaozong, BAI Bing, QI Xinhua, CHEN Shuang (VI-97)

CONTENTS

Fundamental Research and Application

- Experimental study of TRPIV for turbulent boundary layer of longitudinal concave curvature wall
..... *WANG Xuan, FAN Ziye, CHEN Letian, TANG Zhanqi, JIANG Nan* (1)
- Experimental study of the effects of confinement on self-sustained oscillations and noise radiation in three-dimensional open cavities *WANG Chao, YUE Tingrui, WAN Zhenhua, SUN Dejun* (10)
- Experimental study on flow separation control by flexible serrated trailing edge based on multi-scale coherent structure analysis *GONG Xu'an, ZHANG Xin, MA Xingyu, FAN Ziye, TANG Zhanqi, JIANG Nan* (19)
- Experimental study on the characteristics of swirl effervescent atomizer
..... *ZHAO Fang, XU Bingbing, FU Cheng, WANG Yue, ZHANG Haiyang* (28)
- Experimental study on support interference of single support rod via force measurement and PIV
..... *REN Fanfan, WEI Lihui, TAO Aihua, LI Yanpeng, YANG Lei, GAO Na, ZHANG Caicheng, JIANG Jiali, XU Xianghui, WANG Wenda* (36)
- Influence of nozzle wall temperature on plate test in arc-heated wind tunnel
..... *LONG Yongsheng, YUAN Jie, ZHAO Shunhong, YANG Bin, ZHU Xinxin* (47)
- Research on the static aero-elastic sensitivity of stiffness of flexible wing
..... *CHEN Kai, LIU Xiaoyan, CHENG Pan, MAO Kun* (54)

Experimental Equipment and Method

- Dynamic boundary layer transition wind tunnel test of blunt cone
..... *ZHANG Shiyu, ZHAO Junbo, FU Zengliang, ZHOU Ping, ZHOU Jiajian, LIANG Bin* (61)
- Study on deep learning-based anomaly detection method for wind tunnel balance force data
..... *ZHANG Jing, SUN Wenju, NI Wenbin, WEI Wei, ZHANG Jiang, YANG Wubing, LI Qingyong* (67)
- A preliminary study of segmented arc heater used for high pressure operation
..... *YANG Hong, YAO Feng, ZHU Chao, ZHU Tao, CHEN Dejiang* (74)
- Research on fluid-thermal coupling simulation of water-cooled calorimeter and experimental analysis
..... *ZHU Xinxin, LI Zeyu, ZHAO Wenfeng, WANG Hui, YANG Kai, YANG Qingtao* (83)

Measuring Technique

- Heat flux measurement of small scale gap corner at high Mach numbers
..... *CHEN Suyu, DING Tao, KONG Rongzong, TIAN Runyu, LIU Jichun, GONG Hongming* (89)

Information and Newsletter

- Experiments on 2500 K high temperature stable combustion environment of hydrocarbon fuel via CARS
..... *WANG Chaozong, BAI Bing, QI Xinhua, CHEN Shuang* (97)

《实验流体力学》第五届编委会名单

The 5th Editorial Board of Journal of Experiments in Fluid Mechanics

主 编 Editor-in-Chief

乐嘉陵 LE Jialing

(以下按姓名拼音排列)

副 主 编 Associate Editors-in-Chief

姜楠 JIANG Nan

李存标 LI Cunbiao

廖达雄 LIAO Daxiong

罗喜胜 LUO Xisheng

王晋军 WANG Jinjun

指导委员 Advisory Committee

李战华 LI Zhanhua

魏庆鼎 WEI Qingding

易仕和 YI Shihe

编 委 Editorial Board Members

白嵩尘 BAI Hanchen

白鹏 BAI Peng

鲍文 BAO Wen

陈宝 CHEN Bao

陈军 CHEN Jun

陈爽 CHEN Shuang

程克明 CHENG Keming

代钦 Daichin

董威 DONG Wei

杜朝辉 DU Zhaohui

范玮 FAN Wei

高南 GAO Nan

高琪 GAO Qi

高永卫 GAO Yongwei

顾蕴松 GU Yunsong

何枫 HE Feng

何开锋 HE Kaifeng

洪延姬 HONG Yanji

胡海豹 HU Haibao

胡志云 HU Zhiyun

黄洁 HUANG Jie

黄勇 HUANG Yong

黄湛 HUANG Zhan

姜宗林 JIANG Zonglin

康琦 KANG Qi

李建强 LI Jianqiang

李祝飞 LI Zhufei

林麒 LIN Qi

林永峰 LIN Yongfeng

刘建华 LIU Jianhua

刘应征 LIU Yingzheng

刘云峰 LIU Yunfeng

罗振兵 LUO Zhenbing

马炳和 MA Binghe

倪章松 NI Zhangsong

潘翀 PAN Chong

钱炜祺 QIAN Weiqi

单肖文 SHAN Xiaowen

施圣贤 SHI Shengxian

史志伟 SHI Zhiwei

司廷 SI Ting

孙明波 SUN Mingbo

田野 TIAN Ye

涂国华 TU Guohua

王成鹏 WANG Chengpeng

王高峰 WANG Gaofeng

王国林 WANG Guolin

王国玉 WANG Guoyu

王健平 WANG Jianping

王铁进 WANG Tiejin

卫海桥 WEI Haiqiao

吴江浩 WU Jianghao

吴杰 WU Jie

郝恒东 XI Hengdong

肖保国 XIAO Baoguo

徐惊雷 XU Jinglei

徐胜金 XU Shengjin

许晓斌 XU Xiaobin

杨党国 YANG Dangguo

杨富荣 YANG Furong

杨明智 YANG Mingzhi

杨顺华 YANG Shunhua

杨希明 YANG Ximing

杨永东 YANG Yongdong

易贤 YI Xian

余安远 YU Anyuan

余西龙 YU Xilong

张伟伟 ZHANG Weiwei

张英朝 ZHANG Yingchao

郑旭 ZHENG Xu

衷洪杰 ZHONG Hongjie

朱乐东 ZHU Ledong

实验流体力学

(双月刊 1987年创刊)

2022年12月 第36卷 第6期

JOURNAL OF EXPERIMENTS IN FLUID MECHANICS

(Bimonthly Started in 1987)

Vol. 36 No. 6 Dec., 2022

主管单位 中国科学技术协会

主办单位 中国空气动力学会

编辑出版 《实验流体力学》编辑部(四川省绵阳市二环路
南段6号11信箱9分箱, 邮政编码: 621000)

主 编 乐嘉陵

印 刷 成都汇源文化发展有限公司

国内发行 绵阳市邮政局

国外发行 中国国际图书贸易集团有限公司
(北京399信箱, 100048)

订 购 处 全国各地邮局

邮发代号 62-47

国外代号 Q4168

Administered by China Association for Science and Technology

Sponsored by Chinese Aerodynamics Research Society

Edited and Published by the Editorial Department of
JOURNAL OF EXPERIMENTS IN FLUID MECHANICS

(P. O. Box 11-9, No. 6, South Section of Second Ring Road, Mianyang,
Sichuan 621000, China)

Editor-in-Chief: LE Jialing

Printed by Chengdu Huiyuan Culture Development Co., LTD

Domestic Distributor: Mianyang Post Office

Overseas Distributor: China International Book Trading Corporation
(P. O. Box 399, Beijing 100048, China)

Subscription: Local Post Office, PRC

Domestic Postal Distribution Code: 62-47

Overseas Postal Distribution Code: Q4168

中国标准连续出版物号: ISSN 1672-9897
CN 11-5266/V

网址: <http://www.syltlx.com>

邮箱: syltlx@163.com

定价: 20.00元



ISSN 1672-9897



1 2 >

9 771672 989221