空气动力学学报 中文核心期刊
ACTA AERODYNAMICA SINICA

2.4 m暂冲型跨声速风洞大飞机试验技术及数据修正方法

许新 李强 彭鑫 蒋鸿 刘大伟 吴军强

Test techniques and data correction method for large airplanes in a 2.4 m intermittent transonic wind tunnel

XU Xin, LI Qiang, PENG Xin, JIANG Hong, LIU Dawei, WU Junqiang

引用本文:
许新, 李强, 彭鑫, 等. 2.4 m暂冲型跨声速风洞大飞机试验技术及数据修正方法[J]. 空气动力学学报, 2023, 41(12): 95–106. DOI: 10.7638/kqdlxxb–2023.0137
XU Xin, LI Qiang, PENG Xin, et al. Test techniques and data correction method for large airplanes in a 2.4 m intermittent transonic wind tunnel[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2023, 41(12): 95–106. DOI: 10.7638/kqdlxxb–2023.0137

在线阅读 View online: https://doi.org/10.7638/kqdlxxb–2023.0137

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

2.4 m跨声速风洞大振幅动态试验技术

Dynamic test technique with large amplitude in 2.4 m transonic wind tunnel

空气动力学学报. 2019, 37(6): 998–1003 https://doi.org/10.7638/kqdlxxb–2018.0151

大数据分析方法在风洞试验中的应用

Application of big data analytics approach in wind tunnel test

空气动力学学报. 2019, 37(6): 1004–1009 https://doi.org/10.7638/kqdlxxb–2018.0105

栅格翼大缩比模型超声速风洞试验方法研究

Investigation of grid fins on large–scale model test in supersonic wind tunnel

空气动力学学报. 2017, 35(3): 392–398 https://doi.org/10.7638/kqdlxxb–2015.0024

基于风洞试验和数值模拟的超临界机翼雷诺数修正方法研究

Research of Reynolds number correction for supercritical wing based on wind tunnel tests and numerical simulations

空气动力学学报. 2018, 36(6): 934–940 https://doi.org/10.7638/kqdlxxb–2017.0213

CHN–T1标模2.4米风洞气动特性试验研究

Experimental study of aerodynamic characterictics of CHN–T1 standard model in 2.4 m transonic wind tunnel

空气动力学学报. 2019, 37(2): 337–344 https://doi.org/10.7638/kqdlxxb–2018.0099

跨声速风洞现代试验设计方法应用研究

Applications of modern design of experiment method in transonic wind tunnel

空气动力学学报. 2018, 36(1): 26–30 https://doi.org/10.7638/kqdlxxb–2015.0196

地址：四川省绵阳市二环路南段8号11信箱9分箱
电话：0816-2463375
Email：kqdlxxb@163.com
网址：http://kqdlxxb.xml-journal.net/

关注微信公众号
获得更多资讯信息

文章编号: 0258-1825(2023)12-0095-12

2.4 m 暂冲型跨声速风洞大飞机试验技术及数据修正方法

许 新, 李 强, 彭 鑫, 蒋 鸿, 刘大伟, 吴军强*
(中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 绵阳 621000)

摘 要: 风洞试验是获取飞行器气动特性、评估分析气动设计效果、预测飞行性能的基本手段, 对于“四性”指标要求严格的大型飞机而言, 风洞试验的精准度(精度和准度)尤为重要。风洞试验的精准度既取决于试验测试技术, 也严重受制于试验数据修正方法。本文详细介绍了 2.4 m 暂冲型跨声速风洞大飞机精细化气动力/气动载荷试验技术及其洞壁干扰、支撑干扰、模型变形影响等数据修正方法的最新进展, 对比分析了大飞机试验数据的精度与准度。结果表明 2.4 m 风洞大飞机试验模拟能力与数据修正方法满足型号研制需求, 试验数据精准度较高, 具备精确获取大飞机高速气动特性的能力。相关研究成果对推动我国大飞机气动试验研究能力高水平自主可控具有重要支撑作用。

关键词: 大飞机; 风洞试验; 数据修正; 精度; 准度
中图分类号: V211.74 **文献标识码:** A **doi:** 10.7638/kqdlxxb-2023.0137

Test techniques and data correction method for large airplanes in a 2.4 m intermittent transonic wind tunnel

XU Xin, LI Qiang, PENG Xin, JIANG Hong, LIU Dawei, WU Junqiang*
(*High Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang* 621000, *China*)

Abstract: Wind tunnel testing is a fundamental means of obtaining aircraft aerodynamic characteristics, evaluating and analyzing the performance of aerodynamic design, and predicting flight performance. The reliability of wind tunnel tests, regarding accuracy and precision, depends not only on the testing techniques but also on the data correcting method, which is particularly crucial for large airplanes. This paper first summarizes the research progress of the aerodynamic force and load testing techniques for large airplanes in a 2.4-meter transonic wind tunnel. Then, it introduces the advancement of methods for correcting wall interference, support interference, and deformation effects. The accuracy and precision of the test data of a large airplane are quite good, indicating that the test techniques and data correction method for large airplanes in the 2.4-meter wind tunnel meet the testing requirements and thus are capable of obtaining the aerodynamic characteristics of high-speed large airplanes. The results are essential in promoting the development of China's large airplane aerodynamic testing capabilities.

Keywords: large airplane; wind tunnel test; data correction; precision; accuracy

0 引 言

大飞机被誉为航空工业王冠上的明珠[1], 象征着一个国家的综合实力, 对提升创新发展能力、服务国民经济建设和增强国防实力具有重要作用。现代大飞机一般是指起飞重量超过 100 t 的军用运输机或乘

收稿日期: 2023-07-31; **修订日期:** 2023-09-21; **录用日期:** 2023-10-02; **网络出版时间:** 2023-11-22
基金项目: 智强基金项目资助
作者简介: 许新(1988—), 男, 博士, 副研究员, 研究方向: 空气动力学. E-mail: xinxu@mail.ustc.edu.cn
通信作者: 吴军强*, 男, 研究员, 研究方向: 空气动力学. E-mail: Cardc_Wujunqiang@163.com
引用格式: 许新, 李强, 彭鑫, 等. 2.4 m 暂冲型跨声速风洞大飞机试验技术及数据修正方法[J]. 空气动力学学报, 2023, 41(12): 95−106.
XU X, LI Q, PENG X, et al. Test techniques and data correction method for large airplanes in a 2.4 m intermittent transonic wind tunnel[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2023, 41(12): 95−106(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2023.0137

载 150 座以上的民用客机，其中军用飞机主要追求飞行速度、载重量、航程、航时等技术指标，民用飞机则在安全性、经济性、舒适性、环保性等方面要求较高[2]。对于在跨声速范围巡航的军用/民用大飞机而言，为了满足上述指标要求，必须开展更为精细的气动设计以满足减阻、减重、减排等应用需求。例如，国产大飞机 C919 为了应对国际市场竞争，采用了流线型机头、新一代超临界机翼、先进翼梢小翼等设计理念，以达到比竞争机型减阻 5% 的设计目标。在使用计算流体力学（Computational Fluid Dynamics, CFD）等手段完成初步设计后，大飞机必须在风洞中开展物理模型试验，以验证设计效果。相比战斗机和弹箭类飞行器，大飞机对风洞试验的精准度（精度和准度）提出了更高的要求。我国大飞机专家委员会主任张彦仲院士[3] 结合国际通用考核标准，提出大飞机阻力系数重复性试验均方根误差需要控制在 0.0001 以内，试验数据精度方能满足大飞机设计需求。而在试验数据准度方面，如果大飞机风洞试验阻力系数预测值偏大 0.0001，将会导致相同航程条件下减少 8 位乘客[4]。2012 年以前，我国大飞机高速风洞阻力系数试验精度基本可达 0.00015～0.0003[5]，试验准度基本位于 0.0002～0.0008 附近[6]，与大飞机设计所需的数据精准度要求存在差距。因此，必须采取有效手段，提升风洞试验能力水平，以满足大飞机苛刻的试验精准度需求。但是，由于大飞机特殊的布局特点及飞行条件，使得地面风洞试验模拟难度急剧增加[7-8]。例如，大飞机尺寸相比其他布局飞行器更大，需要至少两米量级的高速风洞方能部分满足雷诺数、细节模拟等试验需求；大飞机超临界机翼上存在复杂的激波/边界层干扰现象，船尾型后体附着/分离流会在下游衍生漩涡流动，这些复杂流动对风洞试验来流条件、模型姿态变化异常敏感，对模拟环境、试验技术的要求异常苛刻；大飞机大展弦比机翼在风洞中产生弹性变形偏离设计外形，同时还受到洞壁、支撑等干扰影响，与上述敏感流动叠加使得试验数据修正更难[9]。即使是美欧等航空发达国家，也在大飞机试验研究过程中遇到过波折[10]。美国 C-141 运输机风洞试验预测的焦点位置、压力分布与真实飞行差异巨大，险些酿成机毁人亡的惨剧；C-5 运输机风洞试验得到的阻力发散马赫数偏低，不得不重新更改设计，延误研制周期、增加额外成本。因此，发展大飞机风洞试验技术及相应的数据修正方法，对于提升大飞机地面模拟能力、为大飞机提供气动特性准确预测手段、进一步支撑大飞机设计研制具有重要意义。

“十四五”以前，我国大飞机高速试验主要依托中国空气动力研究与发展中心 2.4 m 暂冲型跨声速风洞（以下简称 2.4 m 风洞）开展[5]。该风洞自 1997 年建成以来，先后发展了精细化测力、大规模 PSI/PSP 测压、彩色/荧光油流等试验技术，配套槽壁试验段、条带悬挂支撑等设施，不断提升流场品质，制定大飞机试验规范，建立大飞机试验数据修正体系，为国家大飞机工程提供了重要支撑。近年来，国家先后建成了 2.4 m[11] 和 4.8 m 连续式跨声速风洞、2.4 m 低温高雷诺数连续式跨声速风洞[12]，大飞机试验设备能力体系不断完善，必将为我国大飞机产业化发展发挥重要作用。

本文详细介绍了 2.4 m 风洞大飞机精细化气动力/气动载荷试验技术及其洞壁干扰、支撑干扰、模型变形影响等数据修正方法的最新进展，分析了 2.4 m 风洞大飞机试验数据的精度和准度水平。这些研究成果对新建风洞的试验能力体系建设和大飞机型号气动特性研究具有重要参考和借鉴价值。

1 大飞机气动力/气动载荷试验的关键技术

气动力/气动载荷是飞机研制试验的基本内容，是风洞试验能力水平的重要标志。对于 2.4 m 暂冲型跨声速风洞，由于受运行方式限制，高质量精细化气动力/气动载荷试验必须首先解决高精度流场快速跟随调节、连续变姿态连续采集试验实现、模型变形实时精确测量等关键技术。

1.1 近声速高精度流场快速跟随调节技术

2.4 m 风洞采用暂冲运行方式，运行过程具有多系统、长回路、大时滞特征，给流场快速精确控制带来了挑战；传统比例积分微分（proportional integral derivative, PID）控制方法难以对扰动或偏差进行及时有效的调节，致使马赫数控制精度长期处于 0.003 附近水平。尤其在大飞机巡航设计点附近的近声速速域，风洞原有流场控制水平与大飞机试验需求存在明显差距，直接影响大飞机试验数据精准度。

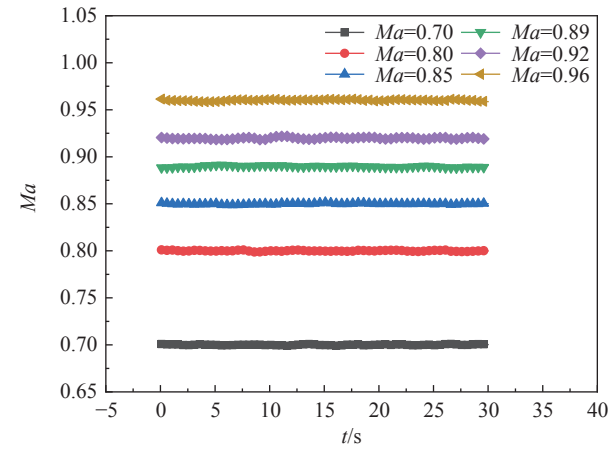
为了提升近声速流场控制水平和快速跟随能力，2.4 m 风洞主要开展了以下两方面工作[13-15]：

一方面，基于动态矩阵控制（dynamic matrix control, DMC）算法，解决了控制器参数整定、预测模型修正等问题，建立了流场预测控制技术，将马赫数控制精度由 0.003 逐步提升至 0.0015。

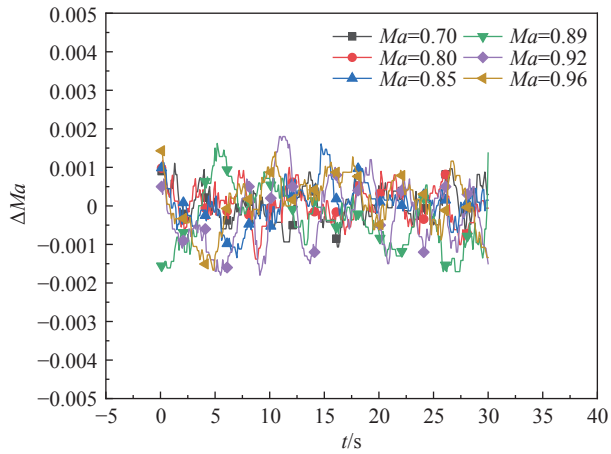
另一方面，基于动态前馈控制器，解决了模型迎角变化带来的静压波动、压力损失补偿问题，建立了

动态前馈的复合控制策略。相比传统 PID 控制方法，该复合控制策略可及时有效修正压力波动、提升马赫数控制精度。

图 1 给出了近声速附近 2.4 m 风洞流场控制结果。结果显示，在马赫数 0.85 条件下，2.4 m 风洞马赫数控制精度达到 0.001 量级；在马赫数 0.89～0.96 范围内，马赫数精度可控制在 0.0015 左右。由此，2.4 m 风洞满足了大飞机近声速试验流场环境的根本需求，也具备了开展连续变姿态连续采集试验需要的流场快速跟随调节能力，为精细化气动力、气动载荷试验打下了坚实基础。



(a) *Ma*-*t*



(b) Δ*Ma*-*t*

图 1　2.4 m 风洞近声速流场控制结果

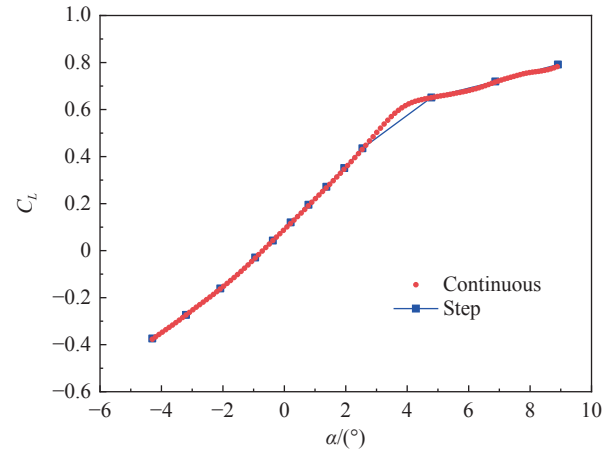
Fig. 1　Near-sonic flow field control results of 2.4 m wind tunnel

1.2　连续变迎角测力试验技术

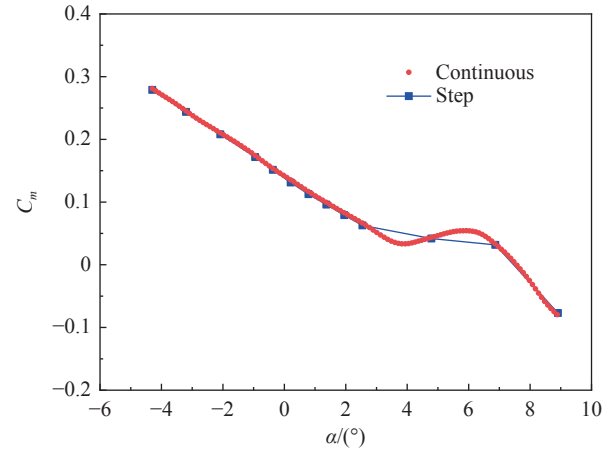
相比小展弦比战斗机、弹箭类飞行器而言，大飞机设计研制对气动数据的质量要求较高。例如，升力、俯仰力矩曲线中不仅关注线性段结果，更关注分离失速、失稳后的非线性段数据，以提升大飞机飞行安全性；极曲线上宽广范围内的数据均会对大飞机经济性产生影响，而不仅仅是最小阻力、巡航阻力等若干个数据点。因此，传统暂冲式风洞阶梯运行方式得到的若干离散点试验数据在信息量上很难满足大飞机气动设计需要。

为此，2.4 m 风洞开展了连续变迎角试验技术研究[16]。研究过程中，通过总静压滤波器的优化、栅指运动 PID 控制参数优化、驻室抽气系统前馈补偿等措施解决了连续变迎角过程中风洞流场的快速跟随补偿问题；通过对比分析阶梯/连续信号频谱并针对性制定降噪策略实现了连续变迎角过程中的滤波降噪处理；通过不同步数据的精确测量和同步修正解决了迎角连续运行对试验准度的影响问题。以此为基础，建立了 2.4 m 风洞连续变迎角测力试验技术[17]。

实际应用中，2.4 m 风洞迎角机构可实现模型迎角的连续变化，运行速率为 0.5(°)/s～1(°)/s。某大飞机典型连续变迎角测力试验结果如图 2 所示。在线



(a) C_L-α



(b) C_m-α

图 2　2.4 m 风洞中某大飞机的变迎角测力试验结果（阶梯/连续，*Ma* = 0.78）

Fig. 2　Force results of variable angles of attack of a large airplane in 2.4 m wind tunnel (Step/Continuous, *Ma* = 0.78)

性段内，迎角连续变化试验结果与阶梯运行试验结果吻合良好，证明迎角连续变化过程中的流场跟随、补偿、修正等问题均得到了良好解决，连续变迎角试验技术成功建立。同时，相比阶梯运行试验结果而言，连续变迎角试验结果信息更为丰富；特别是图中2°～7°迎角范围内，连续曲线准确捕捉到了大飞机分离、失稳等非线性变化规律，可为大飞机精准气动设计提供充足的数据支撑。

1.3 连续变侧滑角测力试验技术

对于大飞机风洞试验而言，除了满足迎角连续变化试验需求，还需要获得侧滑角连续变化过程中的气动特性。过去，2.4 m 风洞主要通过双转轴系统实现定侧滑角、变迎角试验状态的模拟，通过多次数据跨车次插值获得不同侧滑角条件下的气动特性曲线。但这种方式只能获得有限个侧滑角的试验结果，且迎角/侧滑角之间存在耦合，数据质量会受到一定影响；同时必须通过多次试验获得最终结果，试验效率低下。为此，2.4 m 风洞开展了连续变侧滑角测力试验技术研究[18-19]。

首先，研制了连续变侧滑角支撑机构，通过两侧油缸推拉机构沿着圆弧导轨运动，带动模型实现侧滑角的连续变化。其次，创新设计骨架型支撑、优化半弯刀结构形式以降低大侧滑角时机构对流场的非对称干扰影响。最后，通过光学方法对运行侧滑角进行跟踪标定处理，以获得更精准的侧滑角变化试验结果。

某大飞机连续变侧滑测力试验结果见图 3。如图所示，传统跨车次阶梯插值试验方式获得的模型横向气动特性与连续变侧滑角试验结果在量值上存在一定误差，特别是前者未能准确模拟出侧滑角 0°附近滚转力矩曲线的非线性变化特征（如图中绿圈内所示）。

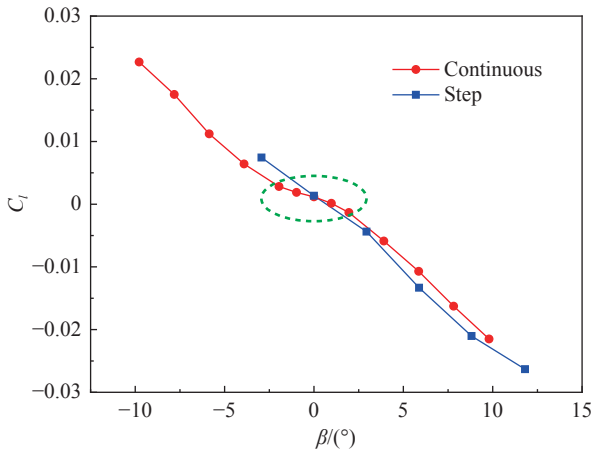


图 3 2.4 m 风洞中某大飞机的变侧滑角测力试验结果（阶梯/连续，*Ma* = 0.78）

Fig. 3 Force results of variable angles of sideslip of a large airplane in 2.4 m wind tunnel (Step/Continuous, *Ma* = 0.78)

相比之下，连续变侧滑角试验结果无论在曲线形态还是试验结果点数方面，均更能满足大飞机设计需求。

1.4 连续变迎角测压试验技术

大飞机试验过程中，不仅具有连续变迎角测力试验的需求，还具有连续变迎角测压试验的需求，从而获取更为丰富的结果信息。

在暂冲式风洞中实现连续变迎角测压，流场信息、模型状态、压力数据等结果由不同系统测量采集，而不同系统采集原理、触发延迟存在差异，使得不同数据之间同步同频难度较大。2.4 m 风洞针对多系统内部时钟差异造成的异步异频问题，建立了多系统高精度同步触发连续采集测压平台，使得其各子系统同步采集精度达到 1 ms 以内。针对网路传输延迟造成各子系统压力数据传导存在时差的问题，开展了不同长度、直径管路压力传导延迟效应的研究，制定了模型迎角运动速率在 0.5(°)/s～1(°)/s 范围内、压力传导时间控制在 50 ms 以内、管路总长度小于 1 m 的连续测压试验规范，同时依据迟滞回线原理建立了同步修正方法以满足工程应用需求。通过多系统数据降噪、加密与合并，进行压力延迟与同步修正，将试验结果离散至所需角度并进行显示分析。通过上述工作，建立了连续变迎角测压试验技术[20-22]。

2.4 m 风洞连续变迎角测压试验精度可达 $\sigma_{Cp}\leqslant 0.0035$，相比传统阶梯式测压试验结果，其能够获得更为丰富的试验信息，展示大飞机气动载荷的突变情况与非线性变化规律（见图 4）。

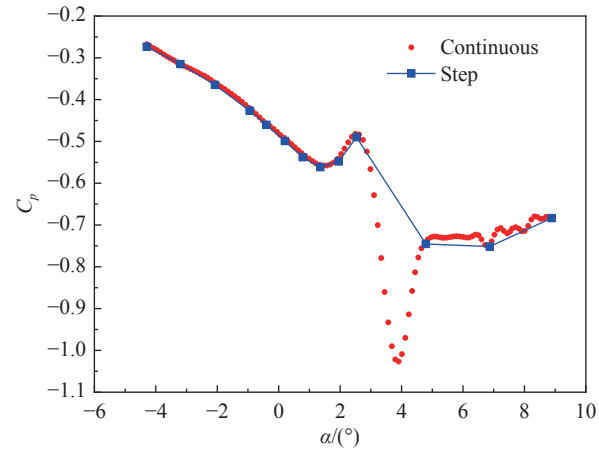


图 4 2.4 m 风洞中某大飞机的变迎角测压试验结果（阶梯/连续，*Ma* = 0.78）

Fig. 4 Pressure results of variable angles of attack of a large airplane in 2.4 m wind tunnel (Step/Continuous, *Ma* = 0.78)

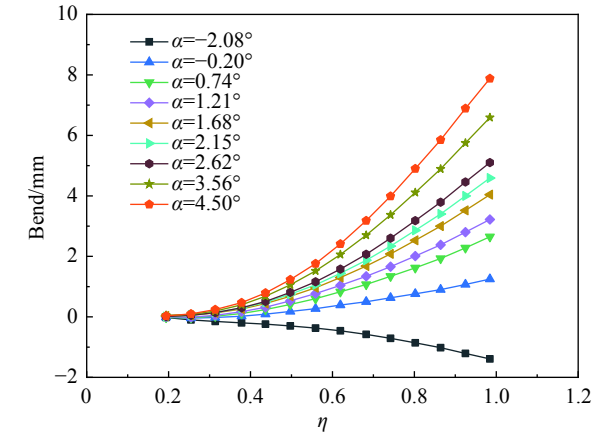
1.5 基于视频的模型变形测量技术

大飞机展弦比较大，在风洞中试验模型由于受载产生弹性变形，致使其试验外形与设计外形产生差

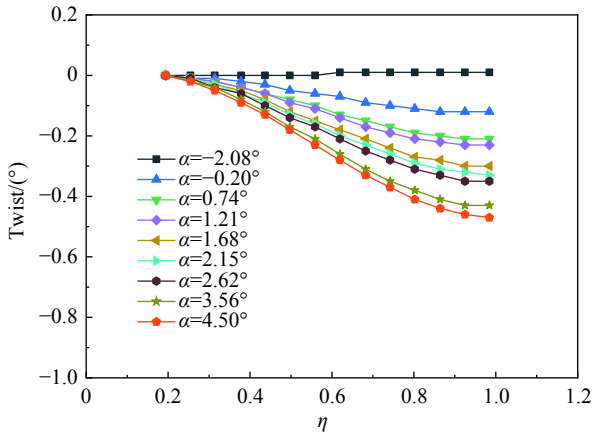
异，会导致试验数据产生偏差。为了提升大飞机试验数据准度，需要对弹性变形影响进行测量并予以修正。2.4 m 风洞中针对此需求建立了基于视频的模型变形测量技术——VMD（video-grammetric model deformation）视频测量技术[23-25]。

VMD 系统采用双目立体视觉成像原理，通过观测、记录模型表面标记点在吹风前/吹风过程中的相对位移变化，获得模型在试验过程中的弹性变形。对于采用大展弦比布局的大飞机而言，模型的弹性变形主要是机翼的弯曲变形和扭转角变形。

图 5 给出了某大飞机在 2.4 m 风洞中的变形测量试验结果。图 5(a)中纵坐标代表机翼的弯曲变形量，图 5(b)中纵坐标代表机翼的扭转角变形量，两幅图中的横坐标代表机翼的展向无量纲长度。结果显示，随着机翼迎角增大、气动载荷增加，其弯曲和扭转角变形愈加明显，变形由翼根到翼尖逐渐增大。多次重复性试验结果显示，变形测量结果精度较高，弯曲变形测量差异小于 0.2 mm，扭转变形测量差异小于 0.04°。与世界先进的欧洲跨声速风洞 ETW 测量结果对比，发现两座风洞变形测量结果差异较小[26]，图示马赫数条件下的弯曲、扭转变形差异分别小于 0.7 mm、0.1°。综上，2.4 m 风洞模型变形测量技术相对成熟，数据精准度较高，满足大飞机试验需求。



(a) 弯曲变形



(b) 扭转角变形

图 5　2.4 m 风洞中某大飞机的模型变形测量试验结果（*Ma* = 0.7）

Fig. 5　Deformation results of a large airplane in 2.4 m wind tunnel (*Ma* = 0.7)

2　大飞机试验数据修正技术

大飞机对试验数据质量要求较高，在 2.4 m 风洞中，除了对原始测量数据进行自重、两心距、弹性角、底压等常规基本修正以外，还对洞壁干扰、支撑干扰和模型变形影响进行针对性修正。

2.1　洞壁干扰影响评估技术

高速风洞多采用孔壁或槽壁设计，以建立跨声速流场、降低洞壁干扰。国内研究机构在孔壁的洞壁干扰影响与修正方面开展了大量研究工作[27-28]，多采用实验流体力学（Experimental Fluid Dynamics, EFD）与 CFD 相互融合的壁压信息法[29-30]，该法技术成熟度较高。相比之下，槽壁试验段的洞壁干扰修正难度更大，相关研究起步较晚。

2.4 m 风洞使用槽壁试验段作为大飞机的主力试验段[31]，为了提高试验数据质量，开展了槽壁洞壁干扰的评估/修正研究工作。基于理想槽壁均匀边界条件和经典方法建立了槽壁修正技术[32]，具备试前干扰影响评估与试验过程中的实时修正能力（需要说明的是，该方法主要针对大飞机气动力线性段数据进行修正），可满足大飞机试验需求。

修正过程中，设定槽壁流动弯曲系数 K（定义为槽壁边界位置压力系数与气流偏角的比值）对穿槽流动进行简化以确定边界条件；使用偶极子/点源模拟模型的堵塞与尾流干扰效应，用马蹄涡模拟机翼的升力效应，从而确定槽壁的干扰影响因子；最终求解扰动速度势方程，对试验结果进行槽壁堵塞、升力、流线弯曲、尾流浮阻等影响的修正。

使用以上方法得到了 2.4 m 风洞槽壁试验段对某大飞机模型的干扰影响，结果见图 6。图中干扰量值相当于“无洞壁”结果减去“有洞壁”结果。在升/阻力方面，槽壁的干扰主要体现在堵塞效应、升力效应、尾流浮阻效应方面。因此，随着迎角增加，图 6 中升/阻力干扰量的绝对值经历了先降低后增加的变化趋势。在迎角 0°附近，槽壁对大飞机模型升/阻力的干扰修正量均为正值，即槽壁的存在使得模型受到的升/阻力均减小，修正槽壁干扰影响后量值会增加。随着马赫数增加，槽壁对升/阻力的干扰影响增大。

对于俯仰力矩而言，主要受到槽壁的堵塞效应和流线弯曲效应影响，俯仰力矩干扰量曲线的变化规律与升力曲线相互协调。但是，由于马赫数为 0.8 时，堵塞效应明显增加，俯仰力矩干扰量曲线已经出现了一定的非线性特征。

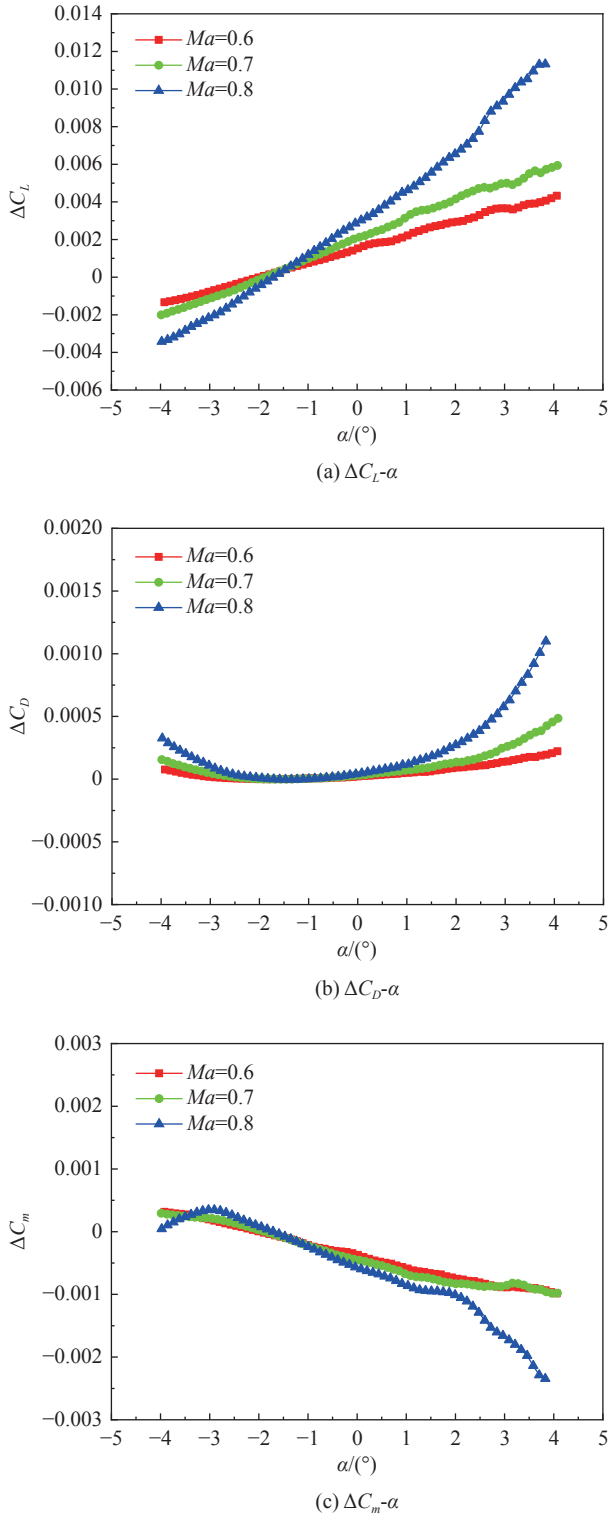


图 6 不同马赫数条件下槽壁对大飞机的干扰影响

Fig. 6 Slot wall interference of large airplane with different Mach numbers

2.2 支撑干扰影响修正技术

支撑对模型的干扰影响可以通过 EFD 或 CFD 两种手段开展修正[30, 33]。这两种修正方法均是获取支撑干扰影响的相对量，原理上并无明确的适用范围限制。采用 EFD 方法进行修正时，使用辅助支撑连接模型，通过有/无主支撑试验结果的对比获取其干扰影响；但是，试验方法难以获得主/辅支撑之间的二次干扰。相比之下，CFD 方法可以获得主支撑干扰影响及其与辅助支撑之间的二次干扰[34]，在试验前即可对试验方案选取提供数据支撑，试验后可以结合试验结果开展支撑干扰修正。

为了综合对比常见支撑形式对大飞机的干扰影响，使用 CFD 方法对 2.4 m 风洞中尾撑、腹撑、条带支撑、双支撑的干扰进行了计算，见图 7。图中结果由“有支撑”结果减去“无支撑”结果得到。4 种常见支撑中，双支撑对大飞机的干扰影响最大，且量值明显大于其他 3 种支撑。这是由于双支撑直接与模型机翼连接，破坏了机翼附近绕流，而机翼是决定大飞机气动特性的主要部件，其受到的干扰影响在全机气动力的变化中更为突出。与其他支撑相比，条带支撑尺寸有限、对模型表面破坏最小，故其干扰影响量值最低。尾支撑与腹支撑对大飞机气动力的影响量值基本相当（腹支撑干扰量略大），但对升/阻力的影响规律相反。由于尾撑、腹撑分别位于大飞机模型机体后部、前部，干扰区域存在差异，使得两者对升/阻力的干扰影响量值的符号相反；而两种支撑均位于大飞机下表面，因此两者对俯仰力矩的干扰影响量值的符号相同。

图 8 给出了尾支撑作为主支撑时，不同辅助支撑对其产生的二次干扰。二次干扰量值 $\Delta Cx_{2\mathrm{nd}}$ 定义为辅助支撑存在时获得的干扰量 $\Delta Cx'_{(\text{尾支撑})}$ 与辅助支撑不存在时获得的干扰量 $\Delta Cx_{(\text{尾支撑})}$ 之间的差值。结果显示，不同辅助支撑对尾支撑的升/阻力二次干扰量值相当，特别是对阻力的影响差异几乎可以忽略不计。由于条带支撑与尾支撑距离较近，使得其二次干扰在俯仰力矩特性上反映相对明显。因此，一般不建议使用条带支撑作为大飞机试验的辅助支撑，用来进行尾支撑的干扰修正。

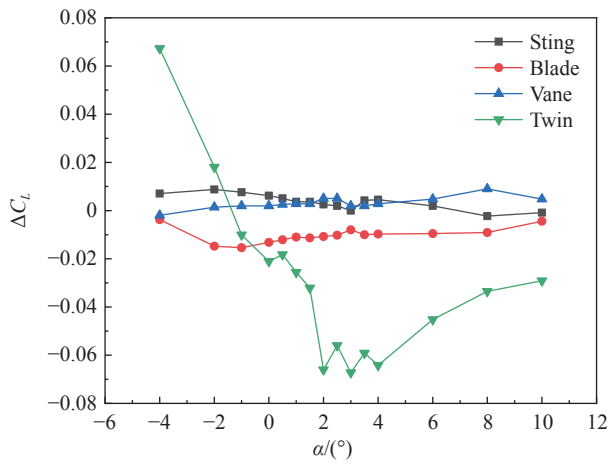
综合图 7、图 8 所示的干扰量及二次干扰，可以评估试验获得的支撑影响量值与规律，综合 CFD/EFD 结果开展支撑干扰修正以提升数据可靠性。

2.3 模型变形影响修正技术

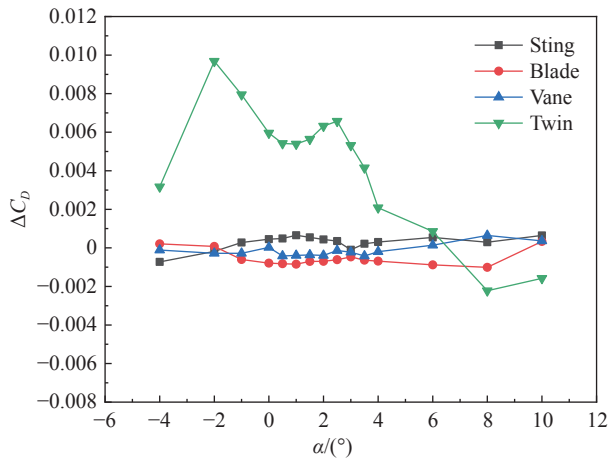
基于前述 VMD 系统测量得到的模型变形量，结合

CFD 方法[35]，可以对风洞中的模型变形影响进行修正。

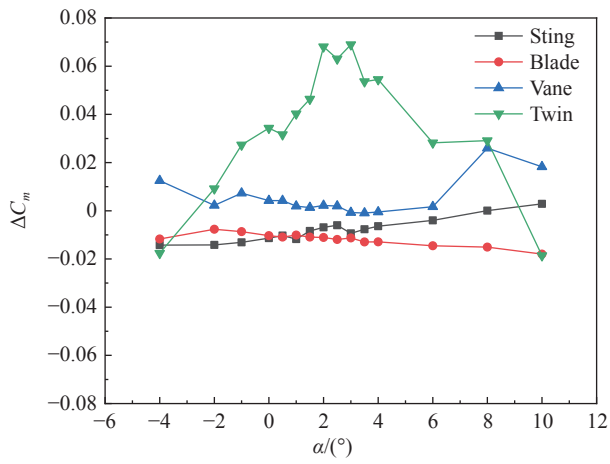
修正前，需要针对试验模型划分初始计算网格；修正过程中，以模型变形测量结果为输入，使用网格变形技术对初始计算网格进行重构；网格重构过程



(a) ΔC_L-α



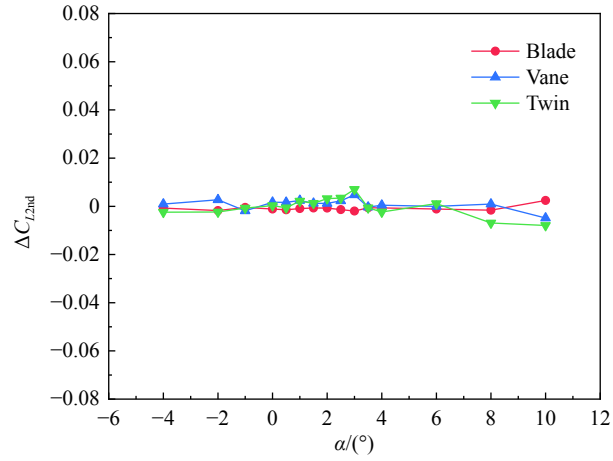
(b) ΔC_D-α



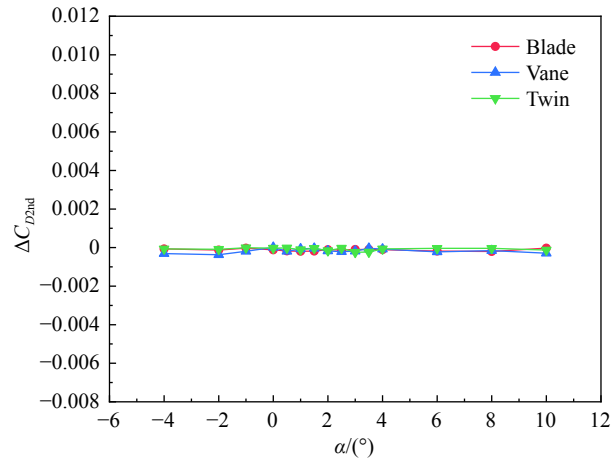
(c) ΔC_m-α

图 7　不同支撑方式对大飞机的干扰影响（*Ma* = 0.85）

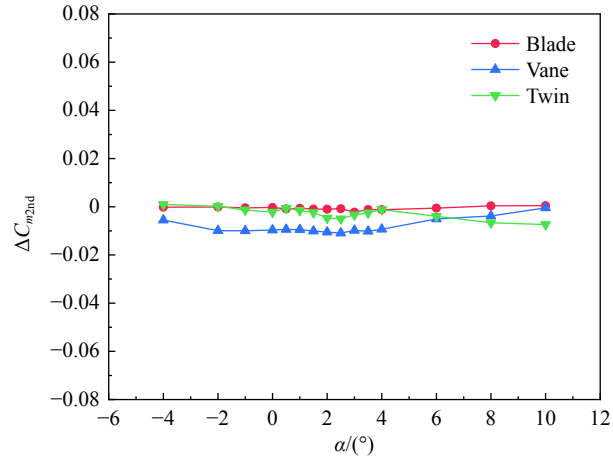
Fig. 7　Support interference of large airplane with different supports（*Ma* = 0.85）



(a) ΔC_{L2nd}-α



(b) ΔC_{D2nd}-α



(c) ΔC_{m2nd}-α

图 8　不同支撑方式的二次干扰影响（*Ma* = 0.85）

Fig. 8　2nd support interference of large airplane with different supports（*Ma* = 0.85）

中，变形控制面与 VMD 测量剖面保持相同，以确保后续修正的准确性。将变形量像弹簧一样由模型表面逐步传递至网格外边界，从而获得模型变形后的计算网格，同时避免了大规模的网格重新生成[9]。模型

变形前/后网格计算结果的差量，即为模型变形影响修正量。该方法通过计算获得模型变形前/后的气动力相对变化量，从原理上来说并没有明确的适用范围限制。

图 9 给出了某大飞机在 2.4 m 风洞中的模型变形影响修正量值。图中数据由“变形后”结果减去“变形前”结果所得。如图所示，在 $\alpha > -1°$范围内，变形影响使得模型升力降低、俯仰力矩增大，且影响量随迎角增大而增大。这是由于大飞机模型的机翼在正迎角条件下产生了负扭转角变形（见图 5），使得机翼当地迎角降低，对气动力产生不利影响；随着迎角增大，机翼受载增大，负扭转角的增加使得这种影响愈加严重、量值增大。对于阻力特性而言，迎角 0°附近受到的影响很小，随着迎角绝对值的增加，变形影响使得阻力降低且影响量逐渐增大。这与扭转角减小了当地迎角、降低了机翼型阻有关。

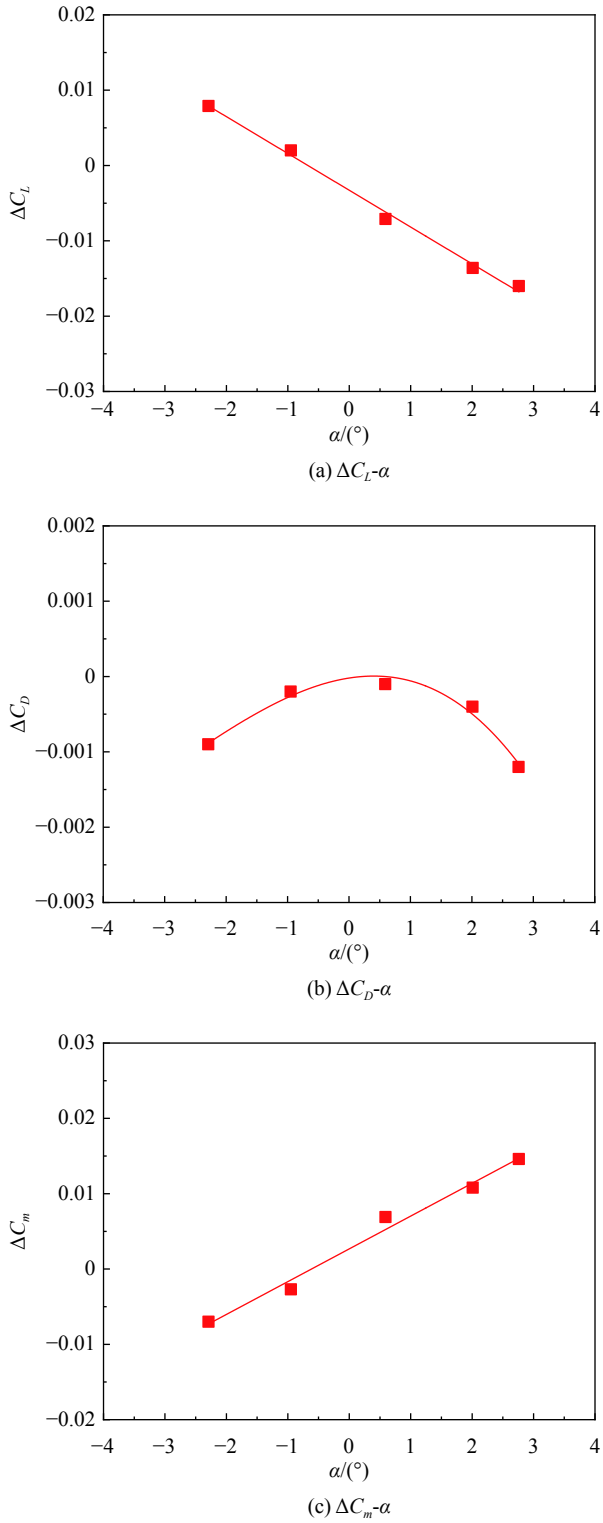


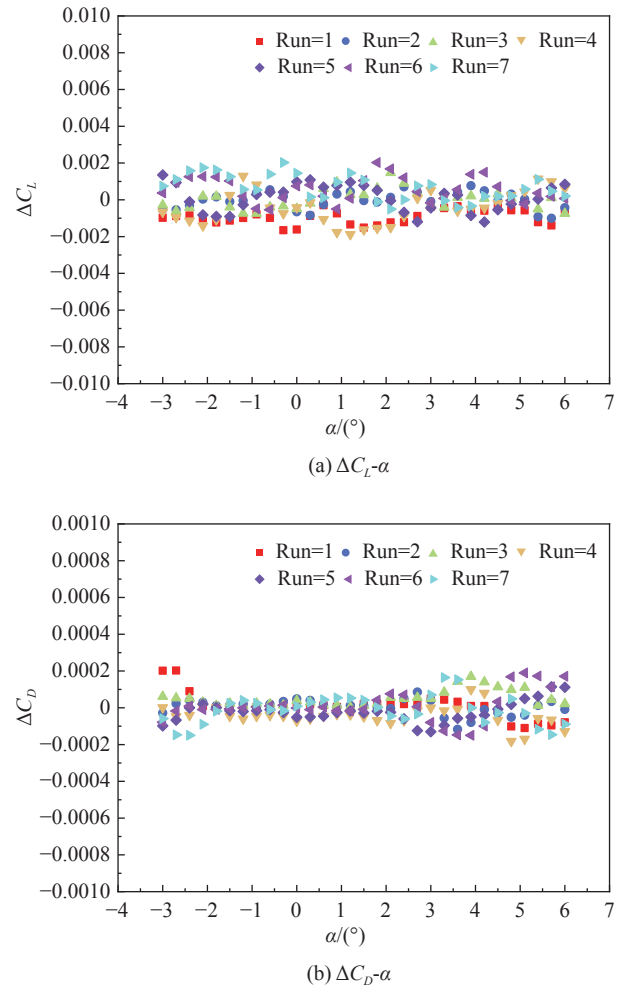
图 9 大飞机的模型变形影响修正量值（*Ma* = 0.85）

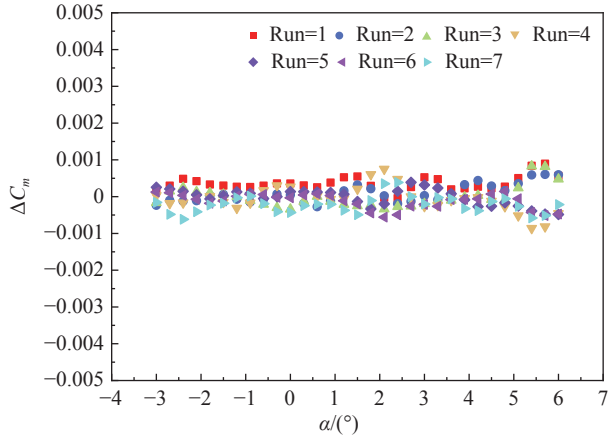
Fig. 9 Model deformation correction results of a large airplane（*Ma* = 0.85）

3 2.4 m 风洞大飞机试验数据精准度分析

3.1 数据精度分析

试验数据的精度往往通过多次重复性试验结果的偏差来表示[36]。图 10、表 1 给出了某大飞机在 2.4 m 风洞中进行的 7 次重复性试验结果。其中，图 10 所示为单次测量值与 7 次试验平均值之差，表 1 所示为气动力系数的 7 次试验均方根误差。





(c) ΔC_m-α

图 10　某大飞机的测力重复性试验结果（*Ma* = 0.85）

Fig. 10　Repeatability results of force test of a large airplane（*Ma* = 0.85）

表 1　某大飞机的测力重复性试验结果精度（*Ma* = 0.85）

Table 1　Force test precision of a large airplane（*Ma* = 0.85）

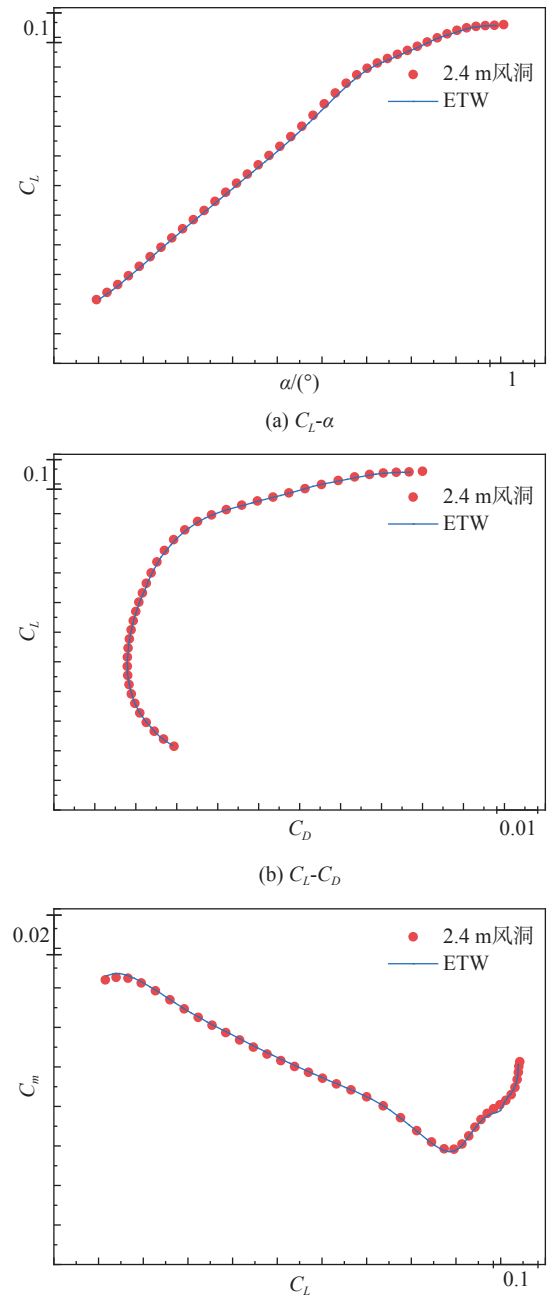
	$\alpha = -2°$	$\alpha = 0°$	$\alpha = 2°$
$S_{\mathrm{RME},CL}$	0.0012	0.0011	0.0012
$S_{\mathrm{RME},CD}$	0.00003	0.00005	0.00005
$S_{\mathrm{RME},Cm}$	0.0002	0.0003	0.0004

如图 10 所示，大飞机在 2.4 m 风洞中的 7 次试验结果偏差较小，其中$|\Delta C_L|\leqslant 0.002$、$|\Delta C_D|\leqslant 0.0002$、$|\Delta C_m|\leqslant 0.0009$。对于均方根误差而言，$S_{\mathrm{RME},CL}$、$S_{\mathrm{RME},Cm}$位于国军标优秀指标附近（优秀指标基准值分别为 0.0008、0.0003，本文值分别为 0.001、0.0003）；$S_{\mathrm{RME},CD}$能够达到 0.00005 量级水平，远远优于国军标优秀指标（0.0001）。综上所述，2.4 m 风洞大飞机试验结果精度较高，基本达到或超过国军标优秀指标要求。

3.2　数据准度分析

欧洲跨声速风洞（ETW）流场品质好、模拟条件较为真实、数据修正技术成熟度较高，数据质量被认为代表当今世界先进水平，广泛应用于开展大飞机地面模拟试验及 CFD 数据验证[37-39]，有力支撑了空中客车 A350、A380 等先进大飞机的设计研制。通过与其试验结果对比，对 2.4 m 跨声速风洞大飞机标模的试验结果准度进行分析。图 11、表 2 给出了某大飞机标模在两座风洞中的典型结果对比，图表中的数据均为修正了各自支撑、洞壁、模型变形等影响后的结果。

图 11 显示两座风洞中该大飞机标模的试验曲线吻合良好，在曲线形态上，大飞机分离迎角、失稳迎角、巡航点附近气动力变化特性等均在 2.4 m 风洞中被准确呈现。表 2 显示两座风洞的试验结果数值差异很小，最大升阻比差异为 0.14；零升阻力系数差异仅为 0.00006；焦点差异为 0.23%；升力线斜率相差



(a) C_L-α

(b) C_L-C_D

(c) C_m-C_L

图 11　某大飞机标模在不同风洞的测力试验结果对比（*Ma* = 0.85）

Fig. 11　Comparison of the force test results in different wind tunnels（*Ma* = 0.85）

表 2　某大飞机标模的测力试验结果准度（*Ma* = 0.85）

Table 2　Force test accuracy of a large airplane（*Ma* = 0.85）

差异参数	$\Delta K_{\max}$	$\Delta C_{D\min}$	ΔC_{D0}	ΔC_{mCL}	ΔC_{m0}	$\Delta C_{L\alpha}$	$\Delta \alpha_0$
数值	0.14	0.00016	0.00006	-0.0023	0.0011	-0.0007	-0.041

0.0007，可以忽略不计。鉴于与 ETW 试验结果差异很小、相关性良好，可以认为 2.4 m 风洞大飞机标模试验结果准度较高。

4 结 论

本文总结了 2.4 m 暂冲型跨声速风洞大飞机试验技术及数据修正方法的最新进展，对其精细化气动力/气动载荷试验技术、洞壁干扰/支撑干扰/模型变形影响修正方法以及大飞机试验结果的精准度进行了总结与分析：

1）2.4 m 风洞攻克暂冲型跨声速风洞流场快速跟随调节、模型姿态角连续变化与采集、模型变形实时精确测量等关键技术，建立了大飞机精细化气动力/气动载荷试验能力。后续可通过与国内多座连续式跨声速风洞试验结果相互对比、进一步分析验证，共同推动国家大飞机高速试验能力水平的进步。

2）2.4 m 风洞建立了洞壁干扰影响评估、支撑干扰与模型变形影响修正技术，具备了准确预测大飞机基准气动特性的能力。后续可以结合 2.4 m 低温高雷诺数连续式跨声速风洞、4.8 m 连续式跨声速风洞等新建大型设备，建立健全雷诺数影响、静气动弹性影响、动力影响等修正技术，完善大飞机相关性修正体系。

3）2.4 m 风洞大飞机试验数据的精度和准度较高，满足大飞机精细化设计需求，未来可与新建的 2.4 m 低温高雷诺数连续式跨声速风洞、4.8 m 连续式跨声速风洞等设备共同构成我国相对完整的大飞机高速地面模拟设备体系。

致谢：感谢中国空气动力研究与发展中心的陈德华、熊能、郁文山、谢艳、魏志、赵莉、杨振华、刘光远、陈学孔等对本文工作的帮助。

参 考 文 献：

[1] 路风. 中国大型飞机发展战略研究报告[J]. 商务周刊, 2005(6): 29−49.
LU F. Report of development strategy of large airplane of China[J]. Business Watch Magazine, 2005(6): 29−49 (in Chinese).

[2] 李丽雅, 田云. 中国大飞机研发历程与技术突破[J]. 中国工业评论, 2015, (2): 36-43.
LI L Y, TIAN Y. Research development and technology break of large airplane in China[J]. China Industry Review, 2015(2): 36-43 (in Chinese).

[3] 张彦仲. 大飞机气动总体技术的发展[J]. 中国工程科学, 2009, 11(5): 4−17.
ZHANG Y Z. The development of aerodynamics & configuration technology for large aircraft[J]. Engineering Science, 2009, 11(5): 4−17 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.1009-1742.2009.05.001.

[4] 马汉东, 崔尔杰. 大型飞机阻力预示与减阻研究[J]. 力学与实践, 2007, 29(2): 1−8.
MA H D, CUI E J. Drag prediction and reduction for civil transportation aircraft[J]. Mechanics in Engineering, 2007, 29(2): 1−8 (in Chinese).

[5] 谢疆宇, 吴军强, 钟世东, 等. 2.4 m 跨声速风洞大型飞机试验不确定度评估[J]. 实验流体力学, 2010, 24(6): 65−68.
XIE J Y, WU J Q, ZHONG S D, et al. Uncertainty analysis for large aircraft test in 2.4 m transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 24(6): 65−68 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.1672-9897.2010.06.014.

[6] 王瑞波, 吴军强, 郭秋亭, 等. 2.4 m 跨声速风洞试验质量影响因素分析及改进措施研究[J]. 实验流体力学, 2012, 26(1): 37−41.
WANG R B, WU J Q, GUO Q T, et al. Research on the affecting factors of test quality and improvement methods in 2.4 m transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(1): 37−41 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.1672-9897.2012.01.008.

[7] 陈德华, 尹陆平, 吴文华, 等. 2.4 m 跨声速风洞大展弦比飞机测力试验技术研究[J]. 空气动力学学报, 2009, 27(5): 542−546.
CHEN D H, YIN L P, WU W H, et al. The test technique for aircraft with high aspect ratio in the 2.4 meter transonic wind tunnel[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(5): 542−546 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2009.05.007.

[8] 陈德华, 刘大伟, 许新, 等. 大飞机高速风洞试验数据影响因素分析研究[C]// 第八届全国流体力学学术会议论文摘要集, 甘肃兰州, 2014.
CHEN D H, LIU D W, XU X, et al. Investigation on factors influencing high speed wind tunnel data for large airplane [C]// 8th Fluid Dynamics Conference, Lanzhou Gansu, 2014 (in Chinese).

[9] 陈德华, 刘大伟, 魏志. 高速风洞试验数据修正与使用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2018.
CHEN D H, LIU D W, WEI Z. Correction and application of the high-speed wind tunnel test data[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2018 (in Chinese).

[10] 陈德华, 林俊, 郭旦平, 等. 大型飞机高速气动力关键问题解决的技术手段及途径[J]. 流体力学实验与测量, 2004, 18(2): 1−5.
CHEN D H, LIN J, GUO D P, et al. Technical ways to solve high speed key aerodynamic problems of large air transporters[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2004, 18(2): 1−5 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.1672-9897.2004.02.001.

[11] 张刃, 杜文天, 李庆利, 等. 2.4 m 连续式跨声速风洞气动设计与研究[J]. 空气动力学学报, 2023, 41(1): 22−38.
ZHANG R, DU W T, LI Q L, et al. Aerodynamic design of 2.4 m continuous transonic wind tunnel[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2023, 41(1): 22−38 (in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2022.0185.

[12] 廖达雄, 黄知龙, 陈振华, 等. 大型低温高雷诺数风洞及其关键技术综述[J]. 实验流体力学, 2014, 28(2): 1−20.
LIAO D X, HUANG Z L, CHEN Z H, et al. Review on large-scale cryogenic wind tunnel and key technologies[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2014, 28(2): 1−20 (in Chinese).
doi: 10.11729/syltlx20130102.

[13] YU W S, DU N, RAO Z Z, et al. Perturbation analysis and control of Mach number 2.4-meter transonic wind tunnel[J]. Journal of Aircraft, 2020, 57(6): 1148−1155.
doi: 10.2514/1.c035862.

[14] YU W S, SU B C, RAO Z Z, et al. Genetic algorithm-based Mach number control of multi-mode wind tunnel flow fields[J]. Processes, 2022, 10(10): 2038.
doi: 10.3390/pr10102038.

[15] YU W S, ZHANG M, RAO Z Z, et al. Dynamic feedforward control for Mach number in wind tunnel[C]// 40th Chinese Control Conference (CCC), Shanghai, China. IEEE, 2021: 2592-2597.

[16] 谢艳, 李平, 蒋鸿, 等. 2.4 m 跨声速风洞连续变迎角试验关键技术研究[J]. 实验流体力学, 2014, 28(1): 89−93.
XIE Y, LI P, JIANG H, et al. The key technique research on continuous sweeping angle of attack test in 2.4 m × 2.4 m transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2014, 28(1): 89−93 (in Chinese).

[17] 魏志, 谢艳, 吴军强, 等. 连续变迎角测力试验技术在大型暂冲式跨声速风洞中的应用[J]. 实验流体力学, 2011, 25(4): 99−102.
WEI Z, XIE Y, WU J Q, et al. Application of continuous sweeping force measuring technology in large intermittent transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(4): 99−102 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.1672-9897.2011.04.019.

[18] 陈德华, 刘大伟, 尹陆平, 等. 2.4 m 跨声速风洞多功能支撑系统试验技术研究[J]. 实验流体力学, 2013, 27(3): 98−102,112.
CHEN D H, LIU D W, YIN L P, et al. The study of versatile support system in the 2.4 m transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2013, 27(3): 98−102,112 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.1672-9897.2013.03.019.

[19] 范长海. 高速风洞连续变侧滑角机构研制[D]. 重庆: 重庆大学, 2010.
FAN C H. Development of continuously variable sideslip angle mechanism in high-speed wind tunnel[D]. Chongqing: Chongqing University, 2010 (in Chinese).

[20] 蒋鸿, 赵莉, 谢艳, 等. 一种快速解算连续变迎角测压试验压力传导延迟修正参数的方法: 中国, ZL202310684583.3 [P]. 2023-06-12.
JIANG H, ZHAO L, XIE Y, et al. A method for quickly settling pressure conduction delay correction parameters in continuous variable angle of attack pressure testing: PRC, ZL202310684583.3 [P]. 2023-06-12 (in Chinese).

[21] 蒋鸿, 张林, 谢艳, 等. 一种连续变迎角测压试验数据处理方法: 中国, ZL202310684809. X [P]. 2023-06-12.
JIANG H, ZHANG L, XIE Y, et al. A Data Processing Method for Continuous Variable Angle of Atteck Pressure Measurement Test: PRC, ZL202310684809. X [P]. 2023-06-12 (in Chinese).

[22] 赵莉, 张林, 蒋鸿, 等. 一种暂冲式高速风洞连续变迎角测压试验采集方法: 中国, ZL202310684746.8 [P]. 2023-06-12.
ZHAO L, ZHANG L, JIANG H, et al. A method for continuous variable angle of attack pressure measurement and acquisition in a temporary impact high speed wing tunnel: PRC, ZL202310684746.8 [P]. 2023-06-12 (in Chinese).

[23] 杨振华. 暂冲式高速风洞模型变形双目测量方法及实现[D]. 武汉: 华中科技大学, 2018.
YANG Z H. Binocular measurement method and realization of model deformation in temporary impulse high-speed wind tunnel[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2018 (in Chinese).

[24] 杨振华. 双目视频模型变形测量系统设计及实现[D]. 武汉: 华中科技大学, 2011.
YANG Z H. Design and implementation of binocular video model deformation measurement system[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2011 (in Chinese).

[25] 张征宇, 黄叙辉, 尹疆, 等. 高速风洞试验中的视频测量技术进展[J]. 实验流体力学, 2015, 29(2): 1−7.
ZHANG Z Y, HUANG X H, YIN J, et al. Progress of videogrammetric measurement techniques for high speed wind tunnel test[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2015, 29(2): 1−7 (in Chinese).
doi: 10.11729/syltlx20140070.

[26] LIU D W, JIN Z W, PENG X, et al. Refined aerodynamic test of wide-bodied aircraft and its application[J]. Computer Modeling in Engineering & Sciences, 2023, 136(3): 2691−2713.
doi: 10.32604/cmes.2023.026048.

[27] 刘光远, 王瑞波, 郭秋亭, 等. 2.4 m 跨声速风洞壁板参数对核心流均匀性的影响[J]. 航空学报, 2015, 36(9): 2930−2938.
LIU G Y, WANG R B, GUO Q T, et al. Wall parameters influence on centerline flow uniformity in 2.4 m transonic wind tunnel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(9): 2930−2938 (in Chinese).

[28] 谢易, 刘光远, 史晓军. 基于线性涡模型的风洞孔壁干扰特性分析[J]. 应用数学和力学, 2021, 42(3): 256−263.
XIE Y, LIU G Y, SHI X J. Interference characteristics analysis of wind tunnel perforated wall based on the linear vortex model[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2021, 42(3): 256−263 (in Chinese).

[29] 钟世东, 李巍, 苏继川, 等. 三种跨声速洞壁干扰修正方法及其在小展弦比飞翼标模试验中的应用[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(1): 113−118.
ZHONG S D, LI W, SU J C, et al. Three types of transonic wind tunnel wall interference correction method and their application on low aspect ratio flying wing calibration model[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(1): 113−118 (in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0095.

[30] 刘大伟, 熊贵天, 刘洋, 等. 宽体客机高速风洞试验数据修正方法[J]. 航空学报, 2019, 40(2): 16−31.
LIU D W, XIONG G T, LIU Y, et al. Method of test data correction for wide-body aircraft in high speed wind tunnel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(2): 16−31 (in Chinese).

[31] 陈德华, 王瑞波, 刘光远, 等. 2.4 m 跨声速风洞槽壁试验段调试及流场校测[J]. 实验流体力学, 2013, 27(4): 66−70.
CHEN D H, WANG R B, LIU G Y, et al. The test and flow field calibration of 2.4 m transonic wind tunnel slotted test section[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2013, 27(4): 66−70 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.1672-9897.2013.04.012.

[32] 刘光远, 魏志, 彭鑫, 等. 跨声速风洞槽壁干扰评估与修正技术的应用[J]. 航空学报, 2018, 39(2): 73−82.
LIU G Y, WEI Z, PENG X, et al. Application of slotted wall interference assessment and correction technique in transonic wind tunnel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(2): 73−82 (in Chinese).

[33] 熊能, 林俊, 贺中, 等. 大飞机布局模型跨声速风洞实验尾支撑干扰研究[J]. 实验流体力学, 2012, 26(2): 51−55.
XIONG N, LIN J, HE Z, et al. Study on the rear sting support interference for large transports configuration model in transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(2): 51−55 (in Chinese).

[34] 李强, 刘大伟, 许新, 等. 高速风洞中大型飞机典型支撑方式干扰特性研究[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(1): 68−74.
LI Q, LIU D W, XU X, et al. The study of interference characteristics of typical support struts on large aircraft in high-speed wind tunnels[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(1): 68−74 (in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2016.0133.

[35] LIU D W, XU X, LI Q, et al. Correction of model deformation effects for a supercritical wing in transonic wind tunnel[J]. Tehnicki Vjesnik - Technical Gazette, 2017, 24(6): 1647−1655.
doi: 10.17559/tv-20160525142932.

[36] 李周复. 风洞试验手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2015.
LI Z F. Handbook of wind tunnel test[M]. Beijing: Aviation industry press, 2015 (in Chinese).

[37] QUEST J, WRIGHT M. Investigation of a modern transonic transport

aircraft configuration over a large range of Reynolds numbers[C]// 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV, USA. Reston, Virigina: AIAA, 2002.
doi: 10.2514/6.2002-422.

[38] 钟敏, 华俊, 孙侠生, 等. 空气动力学验证模型与 CFD-风洞数据相关性[J]. 航空科学技术, 2020, 31(1): 1−16.
ZHONG M, HUA J, SUN X S, et al. Data correlation between aerodynamic validation model and CFD-wind tunnel[J]. Aeronautical Science and Technology, 2020, 31(1): 1−16 (in Chinese).
doi: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.01.001.

[39] 张彦军, 段卓毅, 魏剑龙, 等. 基于风洞试验和数值模拟的超临界机翼雷诺数修正方法研究[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(6): 934−940.
ZHANG Y J, DUAN Z Y, WEI J L, et al. Research of Reynolds number correction for supercritical wing based on wind tunnel tests and numerical simulations[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(6): 934−940 (in Chinese).
doi: 10.7638/kqdlxxb-2017.0213.

（本文责编：周奇杰）