

# 大展弦比飞翼标模气动设计与气动特性 试验研究

李永红<sup>1</sup>, 黄 勇<sup>1</sup>, 苏继川<sup>1,2</sup>, 史玉杰<sup>1</sup>

(1. 中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000;  
2. 北京大学 力学与工程科学学院, 北京 100871)

**摘 要:** 为校验高速风洞流场品质以及完善大展弦比飞翼布局飞行器的 CFD 算法验证体系, 解决传统标模难以适配新型飞翼布局气动特性研究的问题, 本文介绍了自主设计的大展弦比飞翼标模以及在 2.4 m 暂冲型跨声速风洞完成的气动力测量试验情况。重点分析了边界层转捩对大展弦比飞翼类布局气动特性试验结果的影响、2.4 m 暂冲型跨声速风洞在大展弦比飞翼类布局气动力测量的试验精度、典型试验状态下模型弹性变形量等, 并对大展弦比飞翼标模的基本纵横航向气动特性进行了介绍。结果表明大展弦比飞翼标模具有良好的气动性能, 能够作为大展弦比飞翼布局飞行器研究标模, 通过持续构建的气动数据库和研究结果, 可有力支撑大展弦比飞翼气动布局流动机理认知、雷诺数效应、气动弹性等一系列相关空气动力学研究, 并可有效支撑新型风洞试验技术开发、CFD 技术验证与确认等研究。

**关 键 词:** 气动特性; 飞翼; 风洞试验; 大展弦比; 标模

中图分类号: V211

文献标志码: A

## Aerodynamic design and aerodynamic characteristic tests of a high-aspect-ratio flying-wing standard model

Li Yonghong<sup>1</sup>, Huang Yong<sup>1</sup>, Su Jichuan<sup>1,2</sup>, Shi Yujie<sup>1</sup>

(1. High Speed Aerodynamics Institute,  
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;  
2. School of Mechanics and Engineering Science, Peking University, Beijing 100871, China)

**Abstract:** Aerodynamic evaluation of a self-developed high-aspect-ratio flying wing standard model was conducted in a 2.4 m transonic blowdown wind tunnel. The tests quantified boundary layer transition effects, assessed measurement system precision, and characterized elastic deformations under critical test conditions. Longitudinal and lateral-directional aerodynamic performance analyses confirmed the model's stability and suitability as a benchmark for high-aspect-ratio flying wing configurations. The derived aerodynamic database elucidates flow mechanisms, Reynolds number dependencies, and aeroelastic behaviors specific to such configurations. Additionally, the study validates advanced wind tunnel testing methodologies while supplying critical test datasets for computational fluid dynamics (CFD) code verification. Findings underscore the model's utility in advancing integrated test-computational frameworks for next-generation aircraft development, particularly in addressing aerodynamic complexities of high-aspect-ratio flying wings.

收稿日期: 2025-06-09

作者简介: 李永红(1986—), 男, 副研究员, 博士, 主要从事空气动力学研究。E-mail: hello\_niu1@163.com

通信作者: 苏继川(1989—), 男, 工程师, 硕士, 主要从事空气动力学研究。E-mail: jichuansu@stu.pku.edu.cn

引用格式: 李永红, 黄勇, 苏继川, 等. 大展弦比飞翼标模气动设计与气动特性试验研究[J]. 航空动力学报, 2027, 42(1): 20250276. Li Yonghong, Huang Yong, Su Jichuan, et al. Aerodynamic design and aerodynamic characteristic tests of a high-aspect-ratio flying-wing standard model[J]. Journal of Aerospace Power, 2027, 42(1): 20250276.

**Keywords:** aerodynamic characteristics; flying-wing; wind tunnel test; high-aspect-ratio; standard model

随着航空技术的快速发展,飞行器的设计理念也在不断革新。大展弦比飞翼是一种具有显著气动优势的飞行器布局形式<sup>[1]</sup>,广泛应用于长航时无人机、高空侦察机以及高性能民用航空飞行器中。其高升阻比和低诱导阻力特性使其在提高航程、降低能耗方面表现出色<sup>[1]</sup>。然而,这种新型布局也带来了复杂的技术挑战,如:大展弦比飞翼高、低速飞行状态下,机翼的气动稳定性与升阻特性的兼顾问题、传统增稳措施(如副翼、升降舵)控制效果有限的问题及新型控制方法研究问题、动力及进排气效应影响、风洞试验数据修正、飞行过程中气动载荷使机翼产生弯曲、扭转和剪切等变形并引起的一系列气动弹性问题等<sup>[2-14]</sup>都需要精细化的气动力研究给予支撑和解决。

风洞试验作为航空研究的重要手段,在飞行器设计过程中起着不可替代的作用。通过模拟真实飞行环境中的空气动力学条件,风洞试验能够为飞行器设计提供宝贵的数据支持和验证依据。然而,风洞流场品质、洞壁干扰、支架干扰、模型保真度、雷诺数效应、测量仪器的误差等等,由于这些因素的存在,同一模型在不同风洞、甚至同一模型同一风洞不同期的试验数据都会存在一定差异。可靠完备的风洞试验标准模型(标模)不仅是风洞试验系统的可靠性(包括流场品质、试验设备的精度以及试验方法的可靠性)验证的重要抓手,同时也是新型试验技术发展和 CFD 计算方法有效性验证的必不可少的研究平台。

国内外先进航空研究机构均对风洞试验标模的体系建设给予高度的重视,并持续构建了相对完备的服务于不同研究目的的标模体系。其中,航空研究者耳熟能详的 AGARD 系列标模<sup>[15]</sup>是冯·卡门在 20 世纪 50 年代组织研发的,后续逐渐形成了涵盖亚、跨、超声速气动力测力标模(AGARD-A、AGARD-B、AGARD-C、HB-1、HB-2)、气动弹性技术研究标模(AGARD-Wing445.6、TF-8A)以及动稳定性研究标模(AGARD-G、AGARD-H、AGARD-J)等标模体系。宽体客机基础性研究标模的权威性代表则为美国航空航天局(NASA)研发的 common research model (CRM)<sup>[16-17]</sup>,其提供的高质量基础性风洞试验数据被广泛应用于 AI-AA 阻力预测会议 DPW(drag prediction workshop)

和 CFD 计算方法有效性验证的研究对象,对研究者在流动机理及提升 CFD 软件预测水平方面提供了重要支撑。后续,为研究飞机在起飞和着陆阶段的气动性能,评估高升力装置的性能,研究流动分离<sup>[6]</sup>和气动特性,并提供试验数据用于验证和改进 CFD 模型,NASA 又开发了 CRM-HL<sup>[18-19]</sup>高升力研究标模,为高升力装置研究提供了标准化平台,促进了航空设计的优化和行业标准的建立。国内方面,在“十二五”、“十三五”期间,中国空气动力研究与发展中心(CARDC)开展了新一代民机标模体系建设,设计开发了能够表征单通道窄体客机气动布局特点和气动特性的 CHN-T1 标模<sup>[20-23]</sup>,并成为了 CARDC 风洞试验的重要标模,在推动风洞流场品质提升和试验技术开发方面发挥了至关重要的作用。从“十三五”开始,为推动大型双通道宽体客机研制所需的风洞试验技术开发,CARDC 又设计研发了双通道宽体客机标模 CHN-T2<sup>[24]</sup>,有力支撑宽体客机流动机理分析、CFD 技术验证与确认等工作。新一代以前缘涡和非线性升力为代表的小展弦比飞翼布局的气动特性与常规布局飞行器有显著的差异,为建立适应于此类布局气动特性考核和综合验证的风洞试验体系,CARDC 研制了小展弦比飞翼标模(CHN-F1)<sup>[23, 25-27]</sup>,对推动在小展弦比飞翼气动设计、风洞试验技术研究和数值模拟研究方面发挥了重要作用。可以看出标模在风洞试验、CFD 研究、飞行器气动布局设计等方面发挥了重要作用,为空气动力学研究提供了基准研究对象和基准数据,推动了飞行器设计方法的发展和新型飞行器布局的设计,并促进了国际合作与技术发展。此外,标模的应用也在不断拓展。除了传统的气动性能研究,标模还被广泛应用于噪声控制、结构强度评估以及飞行稳定性分析等领域。通过对标模进行多方面的测试和分析,研究人员可以更加全面地了解飞行器的设计特性,并为实际应用提供可靠的参考依据。因此,在实际应用中,随着飞行器性能要求的不断提高以及新型布局飞行器不断涌现,标模体系的研究也在不断更新。针对大展弦比飞翼构型独特的流动特性(如高升力、低阻力特性)及复杂的气动耦合效应,本研究团队基于前期理论研究成果和试验经验积累,自主

设计并制造了一种适用于大展弦比飞翼构型的标准模型,并在 2.4m 跨声速风洞中完成了系统的气动力测量试验。该标准模型的设计充分考虑了大展弦比飞翼的几何特征及其气动特性,在保持标模通用性的同时,兼顾了对复杂流动现象的测试需求。本文介绍了气动力测量试验的实施情况,重点给出了风洞试验中边界层转捩对气动力的影响、大展弦比飞翼标模在 2.4m 跨声速风洞中的气动力试验精度指标、典型状态下模型静气动弹性变形量以及大展弦比飞翼标模的基本气动特性等,对大展弦比飞翼类布局在此类问题方面的研究提供了重要参考依据。

## 1 气动布局设计

前期对标 250 座级中型客机气动设计需求,作者构建了第一轮中等展弦比飞翼布局,全机分为中央机身、融合段和外翼 3 个部分,全机长 26.9 m、翼展 53.6 m、平均气动弦长 15.27 m、展弦比 5.1、外翼前缘后掠角  $33^\circ$ ,设计巡航马赫数 0.8。如图 1 所示,翼型设计以 NASA SC(2) 系列翼型为基准,通过调整最大弯度与相对厚度等关键参数,采用遗传算法在  $M=0.8 \times \cos(\Lambda)$  ( $\Lambda$  为当地后掠角)、 $2^\circ$  迎角条件下,以升力系数 0.15/0.25/0.4 为设计点、最大厚度不变的约束条件下进行减阻优化设计。优化后的翼型分别配置于中央体对称面、融合段及外翼翼根区域。在此基础上,以外翼翼根优化翼型为基准,在维持升力系数的前提下,将最大相对厚度约束条件调整为大于等于 7.5%,进而完成翼尖翼型的优化设计。最终进一步通过三维模型的展向扭转分布优化与翼型剖面形状优化,形成了第一轮气动布局设计方案。

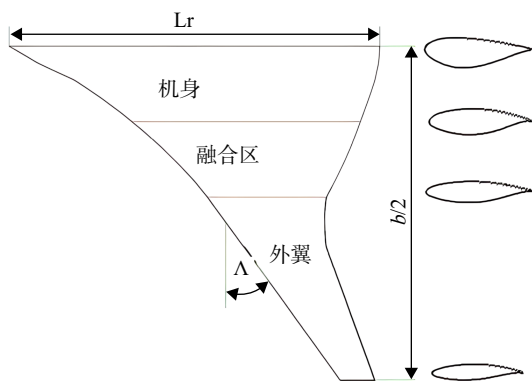


图 1 大展弦比飞翼第一轮气动布局设计方案

Fig. 1 First round aerodynamic layout design for high-aspect-ratio flying-wing

基于第一轮飞翼布局外形,在综合考虑结构质量和气动效率的情况下,作者在文献 [28] 中详细研究了展向载荷分布对飞翼布局气动特性的影响,研究结果表明偏离传统椭圆形载荷分布,向三角形载荷分布过渡的气动构型,尽管在气动效率上有所降低(燃油消耗增加),但在结构质量上会有较大收益,进而使全机有较明显的净质量收益(燃油质量增量和结构质量降低量占总起飞质量的比值)。在总结第一轮布局设计的基础上,为突出飞翼布局大展弦比特征以及增大飞翼布局风洞试验的缩比效应等,对第一轮气动布局的主要气动参数进行了较大幅度的调整(第一轮和第二轮气动布局方案外形示意图对比见图 2 所示,典型几何参数对比见表 1 所示),形成了 800 座级的大展弦比飞翼外形,并基于遗传算法对构建的气动外形进行了综合优化设计,最终形成了全机翼展 85 m,全机长 43 m,平均气动弦长 9.384 m,展弦比

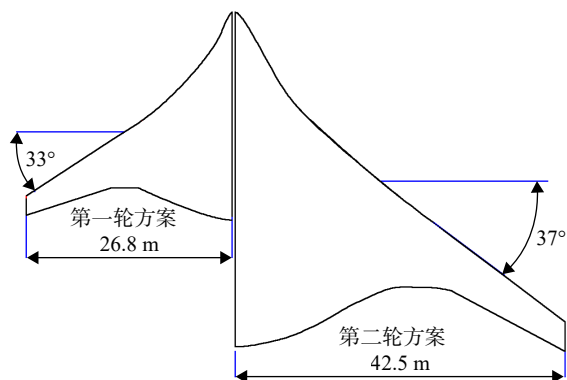


图 2 大展弦比飞翼气动方案迭代外形示意图

Fig. 2 Schematic of aerodynamic configuration iteration for the high-aspect-ratio flying-wing

表 1 大展弦比飞翼布局气动外形迭代方案典型几何参数对比

Table 1 Comparison of typical geometric parameters for iterative aerodynamic configuration schemes of high-aspect-ratio flying-wing layout

| 几何特征参数                              | 第一轮布局 | 第二轮布局初始外形 | 第二轮布局优化外形 |
|-------------------------------------|-------|-----------|-----------|
| 翼展/m                                | 53.6  | 85.3      | 85        |
| 中央翼根弦(机长)/L/m                       | 26.9  | 42.9      | 43        |
| 参考重心距离机头 $X_g$ /m                   | 16.14 | 24.6      | 23.170 4  |
| 平均气动弦长 $C_a$ /m                     | 15.27 | 9.36      | 9.384 3   |
| 展弦比 $A_r$                           | 5.1   | 9.1       | 10        |
| 前缘后掠角(外翼) $\Lambda_{le}/(^{\circ})$ | 33    | 37        | 37        |
| 后缘后掠角(外翼) $\Lambda_{te}/(^{\circ})$ | 0, 18 | 28.6      | 28        |
| 面积(全面积) $S_{ref}/m^2$               | 563   | 1 397     | 1 394.8   |

为 10, 前缘后掠角  $37^\circ$ , 后缘后掠角  $28^\circ$  的气动构型方案, 并确定为大展弦比飞翼标模(三视图见图 3 所示)。



图 3 大展弦比飞翼三视图

Fig. 3 Three view diagram of high-aspect-ratio flying-wing

## 2 风洞试验和模型

试验风洞是 CARDIC 的 2.4 m 跨声速风洞, 试验段采用的是针对大型飞机专门研制的槽壁试验段<sup>[29]</sup>, 试验段尺寸为 2.4 m(宽)  $\times$  2.4 m(高)  $\times$  7 m(长), 槽壁试验段上下壁为开槽壁, 开闭比为 12%, 左右壁为实壁,  $M$  数范围 0.3~1.2, 连续试验控制精度  $\pm 0.005$ ; 总压范围为  $(1.1 \sim 4.5) \times 10^5$  Pa, 控制精度 0.2%~0.3%; 基于试验段宽度的  $Re$  数范围为  $(1.76 \sim 17.00) \times 10^6$ 。

风洞试验模型缩比为 1 : 52, 模型材质为不锈钢, 缩比后模型几何参数如下: 全机长度为 0.826 9 m; 机翼展长为 1.634 6 m; 机翼参考面积为  $0.267 6 \text{ m}^2$ ; 平均气动弦长为 0.180 5 m; 力矩参考点距机头为 0.445 6 m。

试验采用尾支撑形式, 即模型通过测力试验天平 and 尾支杆与减振直接头相连并安装在弯刀机构上, 试验模型在风洞中的安装照片见图 4。



图 4 试验模型在风洞中的安装照片

Fig. 4 Installation photo of test model in wind tunnel

本次试验主要从认识大展弦比飞翼标模基本气动特性、边界层转捩特性、2.4m 跨声速风洞在大展弦比飞翼标模气动力测量的试验精度以及此种气动布局在风洞试验过程中的弹性变形等角度出发设计了试验状态, 试验内容主要包括以下 5 个方面:

- 1) 边界层转捩影响试验;
- 2) 气动力测量精度试验;
- 3) 基本纵向气动特性试验;
- 4) 基本横航向气动特性试验;
- 5) 变形测量试验。

试验状态矩阵见图 5 所示, 试验马赫数范围为 0.4~0.82, 侧滑角范围为  $0^\circ \sim 5^\circ$ , 迎角范围为  $-2^\circ \sim 10^\circ$ 。其中气动力测量精度试验是在马赫数 0.75 状态下开展、边界层转捩影响和变形测量试验主要在马赫数 0.4、0.6、0.75 和 0.8 条件下开展。

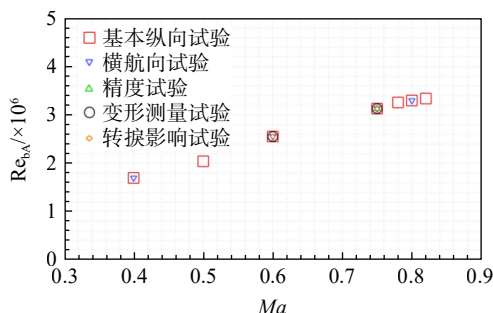


图 5 试验状态

Fig. 5 Test conditions

## 3 试验结果与分析

### 3.1 边界层转捩的影响

在风洞试验中, 模拟真实飞行条件是至关重要的目标之一。实际飞行中, 飞行器的边界层转捩位置和特性受到多种因素的影响, 其中雷诺数和飞行姿态是最为关键的因素。雷诺数是表征流体流动状态的重要参数, 它反映了惯性力与黏性力的比值。在真实飞行条件下, 飞行器的雷诺数通常很高, 导致边界层以湍流为主。然而, 在风洞试验中, 由于模型尺寸缩小以及风洞运行条件的限制, 模型的雷诺数往往较低, 边界层主要呈现为层流状态。这种差异使得风洞试验中的气动特性与真实飞行条件存在显著偏差。为了弥补这一差距, 转捩带被广泛应用于风洞试验中。通过在模型表面粘贴转捩带, 可以人为地诱导边界层提前转捩为湍流。这种人为控制转捩的方法能够有效模拟真实飞行中边界层的湍流特性, 从而提高试验数据的准确性和可靠性。例如, 在高超声速飞行器的研究中, 边界层转捩对飞行器的气动性能、热防护设计以及气动布局设计等方面有着重要影响。通过使用转捩带, 可以更准确地模拟高超声速飞行器在实际飞行中遇到的复杂流动现

象,如激波与边界层的相互干扰。此外,转捩带的应用还可以帮助研究者更好地理解转捩过程中的物理机制,如流向不稳定性、Görtler 涡的形成等。这些机制在飞行器设计中至关重要,因为它们直接影响飞行器的气动性能和热防护需求。通过在风洞试验中使用转捩带,研究人员可以更精确地控制转捩位置,从而获得更可靠的试验数据,为飞行器的设计和优化提供有力支持。总之,转捩带在风洞试验中的应用是确保试验数据能够反映真实飞行条件的关键技术手段之一。它不仅能够有效模拟实际飞行中的边界层状态,还能帮助研究人员深入研究转捩过程中的复杂流动现象,从而为飞行器的高性能气动设计提供重要支持。在 2.4 m 跨声速风洞中针对大展弦比机翼的边界层转捩已经形成了一种成熟的试验模拟方法和转捩带形式,即:在机翼表面  $x/c$  (当地弦长的比例) 约 5%~10% 的位置粘贴高度为 0.01 mm 的柱状转捩带,既能实现常规大展弦比飞机模型的转捩,同时附加阻力很小,几乎可以忽略<sup>[30]</sup>。

为研究大展弦比飞翼布局风洞试验中模型边界层转捩对全机气动特性的影响,在模型前缘  $x/c=5\%$  的位置粘贴了固定转捩带,同时,通过模型表面无转捩带使模型在试验过程中自由转捩,试验研究了典型试验雷诺数下固定转捩与自由转捩对大展弦比飞翼标模气动特性的影响。

图 6 所示为自由转捩与固定转捩( $x/c=5\%$ )试验结果的对比( $Ma=0.75$ ,  $Re_c=3.13 \times 10^6$ )。可以看出,自由转捩状态下全机升力略高于固定转捩,但总体来讲此差异较小。文献 [30] 给出了采用相对厚度较大的超临界翼型的大展弦比常规客机布局风洞试验自由转捩和固定转捩升力特性的对比曲线,和文献中自由转捩和固定转捩升力特性差异较大有所不同,超临界翼型的相对厚度较大,其转捩位置相对靠后,固定转捩会现在影响其边界层厚度,并影响翼型的相对弯度和环量分布,进而影响其升力特性。大展弦比飞翼布局外翼翼型的相对厚度较小,且翼型的弯度较小,其转捩位置相对靠前,边界层转捩特性对升力特性的影响与战斗机模型有一定相似性,即转捩对升力特性的影响不大。自由转捩状态的阻力系数要小于固定转捩,致使其最大升阻比的试验结果明显高于固定转捩,这与转捩的基本影响规律一致。不难看出,转捩对大展弦比飞翼俯仰力矩特性的影响是显著的,一方面自由转捩试验所得低头力矩

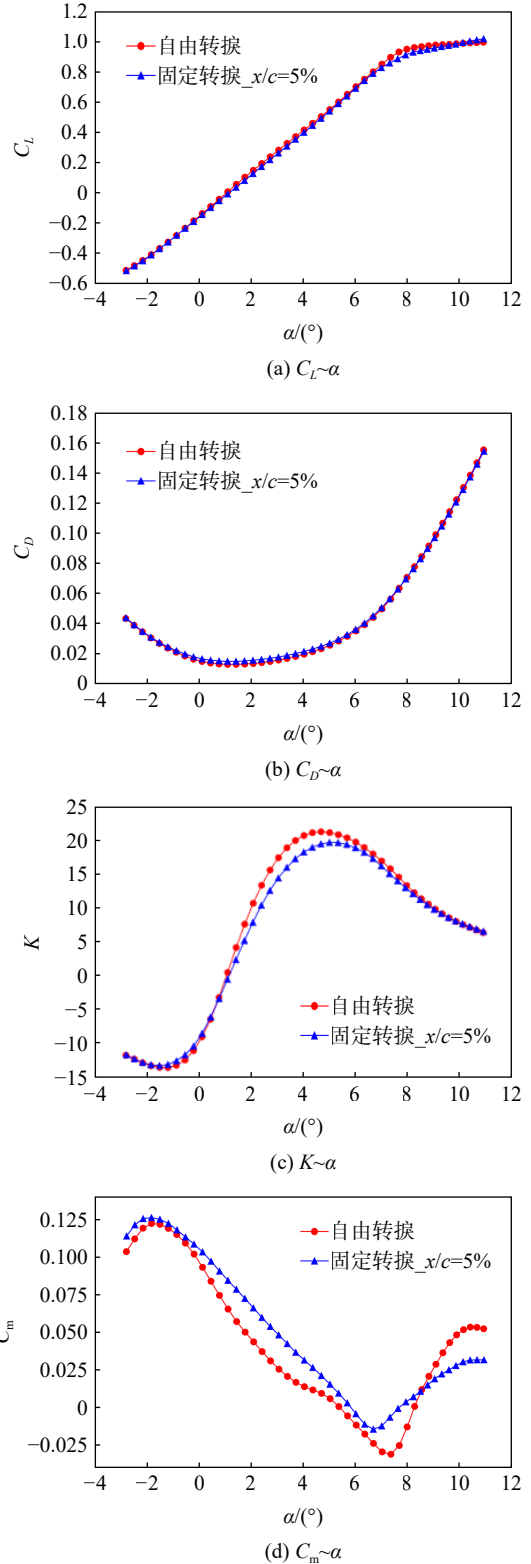


图 6 自由转捩与固定转捩试验结果对比  
( $Ma=0.75$ ,  $Re_c=3.13 \times 10^6$ )

Fig. 6 Comparison of test results between natural transition and fixed transition ( $Ma=0.75$ ,  $Re_c=3.13 \times 10^6$ )

大于固定转捩,另一方面与固定转捩条件下全机俯仰力矩特性在失速迎角前基本是线性的不同,自由转捩条件下全机俯仰力矩随迎角的变化表现

出强烈的非线性特性,这与试验过程中自由转换状态的转换位置随迎角的动态变化是相关的,这也是试验中通常采用固定转换的原因。

### 3.2 重复性精度

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<sup>[25]</sup>。图 7 和图 8 给出了  $Ma=0.75$  条件下,大展弦比飞翼标模在 2.4 m 风洞中进行的 7 次重复性试验结果,表 2 给出了气动力测量精度数据。图 7 所示为  $Ma=0.75$ ,迎角在  $-2^\circ \sim 6^\circ$  范围内单次试验测量值与 7 次试验平均值之差,可以看出在所迎角范围内单次试验测量值与 7 次试验平均值之差随迎角的变化是随机的,且从量值上来看大展弦比飞翼标模在 2.4 m 风洞中的 7 次试验结果偏差较小,其中  $|\Delta_{CL}| \leq 0.003$ 、 $|\Delta_{CD}| \leq 0.00023$ 、

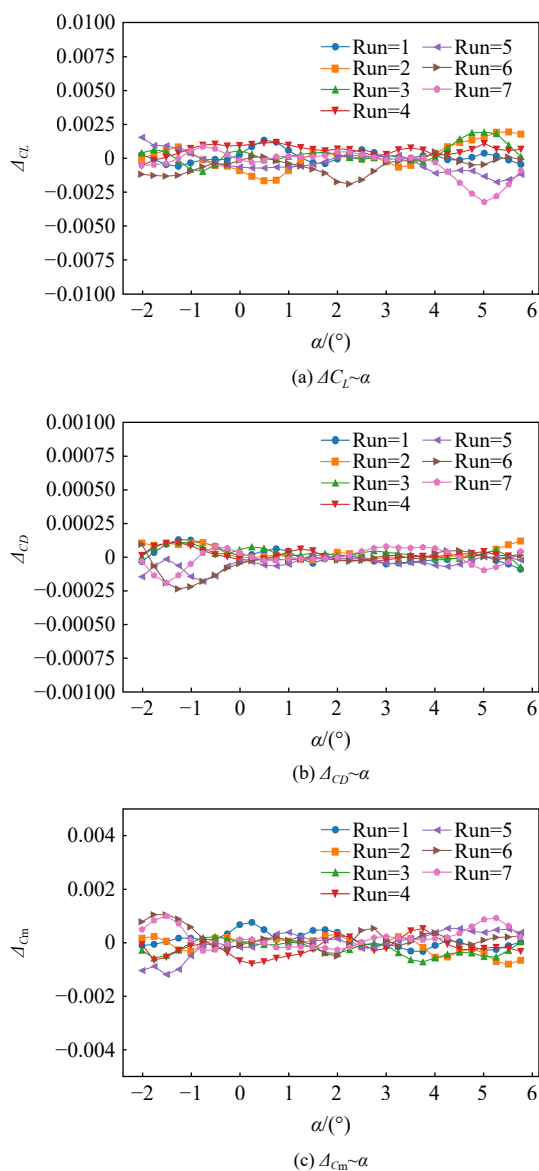


图 7 重复性试验结果 ( $Ma=0.75$ ,  $Re_c=3.13 \times 10^6$ )

Fig. 7 Results of repeated tests ( $Ma=0.75$ ,  $Re_c=3.13 \times 10^6$ )

$|\Delta_{Cm}| \leq 0.001$ 。图 8 给出了 7 次重复性试验的方均根误差,其中柱状图部分为大飞机风洞试验优秀和合格指标基准值,曲线部分为大展弦比飞翼标模试验结果。从图中可以看出 SRME,CL 位于优秀指标附近(优秀指标基准值分别为 0.0008)、SRME,Cm 处于合格指标范围,但比较接近优秀指标、SRME,CD 完全优于优秀指标(优秀指标基准值为 0.0001),达到 0.00004 量级水平。大展弦比飞翼标模在 2.4 m 风洞的试验精度水平与文献<sup>[31]</sup>中公开的当前常规客机在 2.4 m 风洞的试验精度水平相当。整体来看,在  $-2^\circ \sim 6^\circ$  迎角范围内,大展弦比飞翼标模的气动力测量精度保持稳定且较

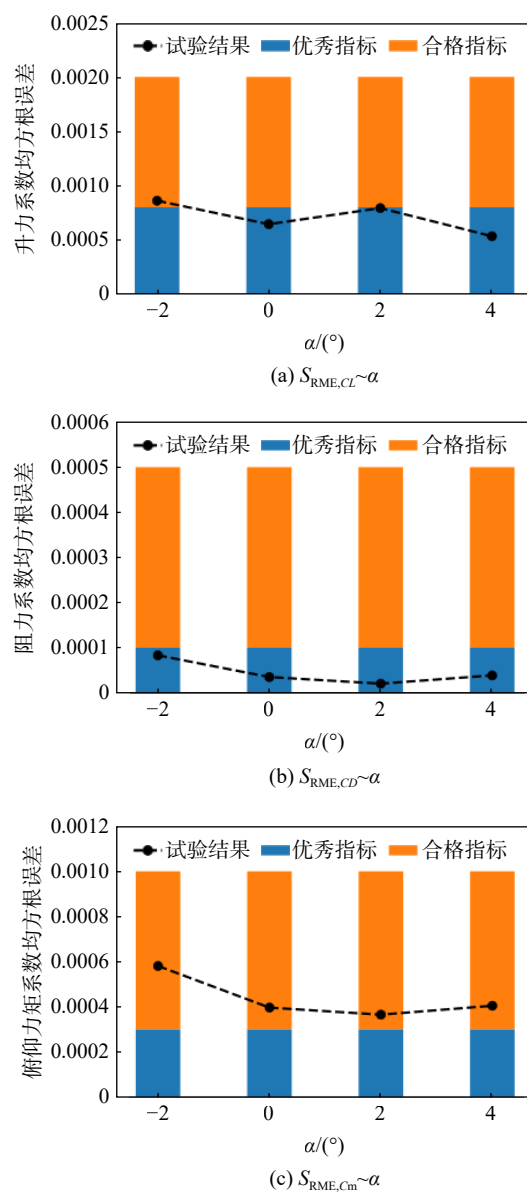


图 8 7 次重复性试验的方均根误差

( $Ma=0.75$ ,  $Re_c=3.13 \times 10^6$ )

Fig. 8 Root mean square error of seven repeated tests

( $Ma=0.75$ ,  $Re_c=3.13 \times 10^6$ )

高;当迎角增大时,阻力系数测量精度逐渐降低;在  $10^\circ$  迎角时,升力和俯仰力矩的测量精度显著下降。结合图 6 所示流场特征可知,  $10^\circ$  迎角时模型已进入失速区,流动分离现象导致气动力测量精度恶化。综上,大展弦比飞翼标模在 2.4 m 风洞的试验精度水平较高,且现有风洞试验精度指标可以用于大展弦比飞翼布局气动力试验精度水平的考核。

表 2  $Ma=0.75$  条件下气动力测量精度Table 2 Force test accuracy at  $Ma=0.75$ 

| $\alpha$ | $\sigma_{C_L}$ | $\sigma_{C_D}$ | $\sigma_{C_m}$ |
|----------|----------------|----------------|----------------|
| -2       | 0.000 8        | 0.000 08       | 0.000 6        |
| 0        | 0.000 6        | 0.000 04       | 0.000 4        |
| 2        | 0.000 8        | 0.000 02       | 0.000 4        |
| 4        | 0.000 5        | 0.000 04       | 0.000 4        |
| 6        | 0.001 0        | 0.000 13       | 0.000 4        |
| 8        | 0.008          | 0.000 25       | 0.000 7        |
| 10       | 0.005 4        | 0.000 23       | 0.005 1        |

### 3.3 基本气动特性分析

在马赫数为 0.4~0.82 开展了全机纵向和横航向气动特性研究,图 9 给出了典型马赫数下的全机基本纵向气动特性。图 10 给出了  $M=0.75$  条件下的横航向气动特性。大展弦比飞翼标模的升力线斜率在试验马赫数范围内随马赫数的增加逐渐增大,升力线的拐点位置对应的临界迎角随马赫数的增加而降低,全机的零升迎角随马赫数基本不变。在试验马赫数范围,中小迎角范围内全机为纵向静稳定,  $-2^\circ \leq \alpha \leq 2^\circ$  范围内纵向静稳定度从  $Ma=0.4$  时的 1.03% 平均气动弦长增加到  $Ma=0.82$  时的 1.73% 平均气动弦长。全机最大升阻比在  $Ma < 0.75$  条件下基本保持在 20 左右,  $Ma=0.82$  时最大升阻比降低至 17.6。大展弦比飞翼标模的横航向气动特性也基本反应了飞翼类布局的横航向特性,即全机航向稳定性较弱,呈航向静稳定状态的迎角范围较小;全机在正迎角时横向呈静稳定,负迎角时呈中立或弱静不稳定。

### 3.4 变形测量试验结果

常规大飞机有明显的机身和机翼划分,且机翼展弦比较大,在风洞中试验模型由于受气动载荷的影响会产生弹性变形,使试验过程中的实际外形与理论设计外形偏离,进而造成试验数据的偏差,在大飞机试验数据的修正中,常常需要对试验中的弹性变形影响进行测量和修正。但是,大

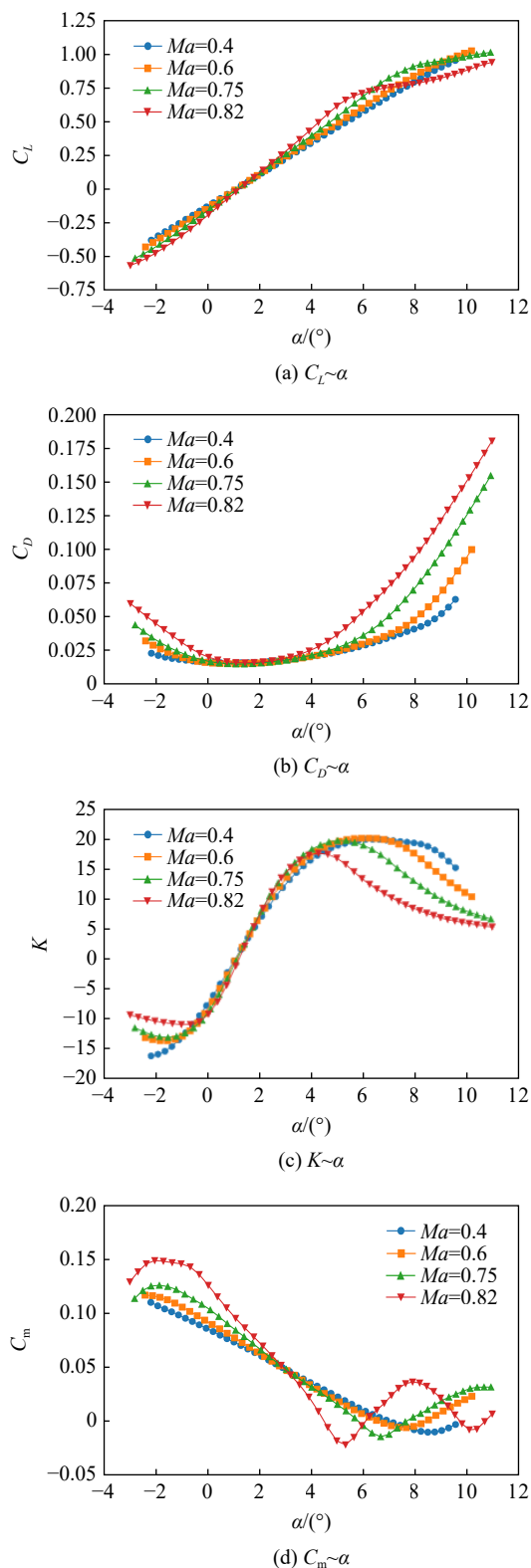


图 9 全机基本纵向气动特性

Fig. 9 Basic longitudinal aerodynamic characteristics of the whole aircraft

展弦比飞翼布局尽管其展弦比也比较大,但其翼身融合体的特性与常规大飞机有本质的区别,为了增加对其在风洞试验中的弹性变形量和规律的认

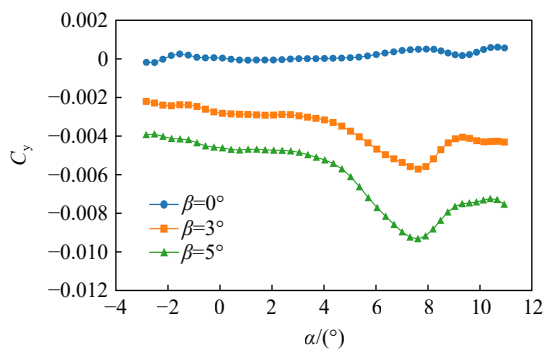
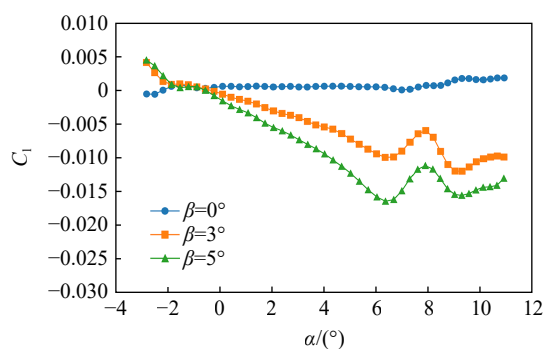
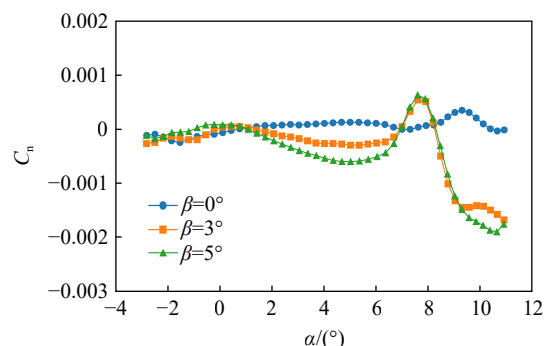
(a)  $C_y \sim \alpha$ (b)  $C_l \sim \alpha$ (c)  $C_n \sim \alpha$ 

图 10 全机基本横航向气动特性

Fig. 10 Basic lateral aerodynamic characteristics of the whole aircraft

识,基于大展弦比飞翼标模开展了变形测量试验。

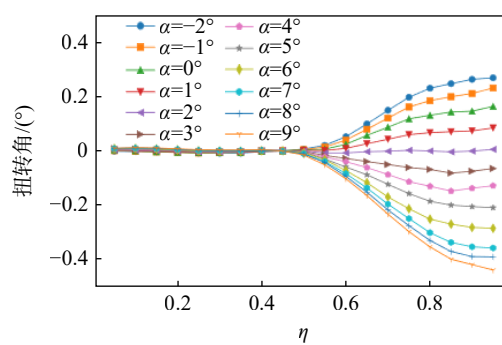
风洞试验一般是基于视频模型变形测量技术,即 VMD(video-grammetric model deformation)视频测量技术<sup>[32]</sup>。首先在模型沿展向粘贴一组标记点(试验模型表面标记点见图 11 所示),VMD 系统采用双目立体视觉成像原理,通过观测、记录模型表面标记点在吹风前/吹风过程中的相对位移变化,获得模型在试验过程中的弹性变形,进而计算得到模型的弯曲(上反)和扭转变形量。

图 12 给出了大展弦比飞翼标模在  $Ma=0.75$  条件下的变形测量试验结果。图 12(a)给出的是模型弯曲变形量沿无量纲化半展长的变化,图 12(b)给出了模型扭转角变形量沿无量纲化半展长

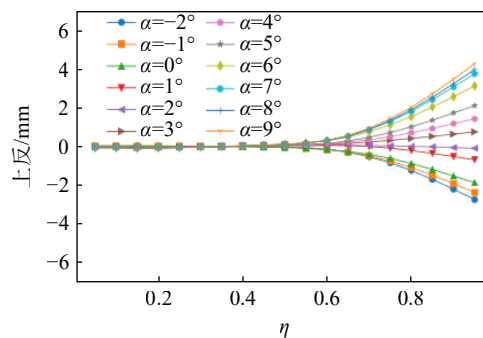


图 11 变形测量试验照片

Fig. 11 Photo of deformation measurement tests



(a) 弯曲变形



(b) 扭转变形

图 12 变形测量试验结果

Fig. 12 Results of deformation measurement tests

的变化。可以看出,在  $\eta < 0.55$ ,即中央体附近的模型区域在试验条件下基本不存在任何弹性变形,随着  $\eta$  的继续增大,即向翼尖方向的模型区域,模型的弯曲变形量逐渐增大,且随着试验迎角的增加逐渐增大。但总体而言,模型的弯曲变形量较小,以  $\alpha=9^\circ$  为例,其翼尖的最大弯曲变形仅 4 mm,其与半展长的比仅为 0.49%。模型的扭转变形也是在  $\eta > 0.55$  后,随着  $\eta$  的继续增大,呈现先增加后平稳的趋势,即在翼尖附近区域的模型扭转变形量基本一致,从量值上来看,以  $\alpha=9^\circ$  为例,其翼尖的最大扭转角仅为  $-0.42^\circ$ 。大展弦比飞翼标模的弦长和相对厚度沿展向的分布见图 13 所示,类似大展弦比飞翼飞行器在 2.4 m 风洞试验的模型弹性变形量可以参考本文给出的大展弦比飞翼标

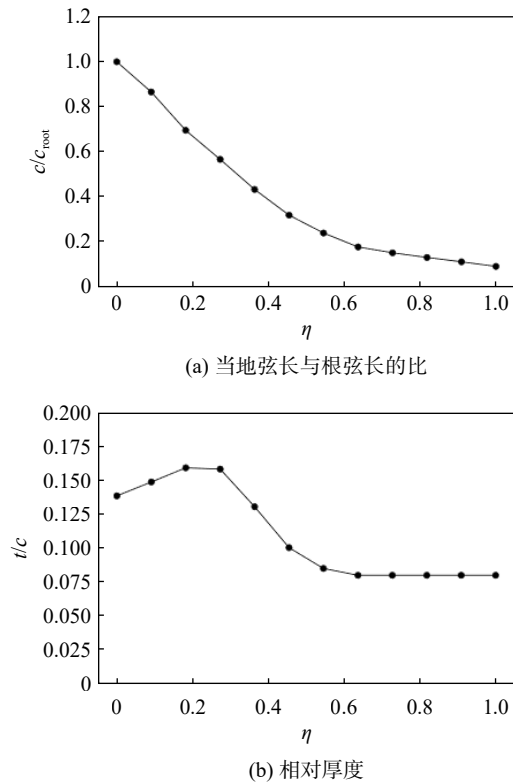


图 13 大展弦比飞翼标模弦长和相对厚度沿展向的分布  
Fig. 13 Distributions of chord length and relative thickness along the span for the high-aspect-ratio flying-wing standard model

模的试验结果。

## 4 结 论

本文总结了 CARD C 自主设计的大展弦比飞翼标模以及在 2.4 m 暂冲型跨声速风洞完成的气动力测量试验情况。得出的主要结论如下:

1) 大展弦比飞翼标模全机翼展为 85 m, 全机长为 43 m, 平均气动弦长为 9.384 m, 展弦比为 10, 前缘后掠角  $37^\circ$ , 后缘后掠角  $28^\circ$ 。

2) 在马赫数为 0.4~0.82 条件下的风洞试验结果表明, 大展弦比飞翼标模具有良好的气动特性, 其升力线斜率在试验马赫数范围内随马赫数的增加逐渐增大, 全机最大升阻比在  $Ma < 0.75$  条件下基本保持在 20 左右, 在中小迎角范围内全机为纵向静稳定。全机航向稳定性较弱, 呈航向静稳定状态的迎角范围较小; 全机在正迎角时横向呈静稳定, 负迎角时呈中立或弱静不稳定, 这些气动特性很好的体现了大展弦比飞翼类布局的气动特性。

3) 在 2.4 m 风洞常压雷诺数试验条件下, 与常规采用超临界翼型的大飞机布局自由转捩和固

定转捩升力特性差异明显不同, 大展弦比飞翼布局由于外翼翼型的相对厚度较小且弯度较低, 其转捩位置相对较前, 转捩对升力特性的影响较小。自由转捩状态下的阻力系数小于固定转捩, 其最大升阻比试验结果明显提高。值得注意的是, 转捩对大展弦比飞翼俯仰力矩特性的影响显著, 自由转捩条件下全机低头力矩大于固定转捩, 且自由转捩条件下全机俯仰力矩随迎角的变化呈现强烈的非线性特性, 而固定转捩条件下俯仰力矩在失速迎角前基本保持线性变化。

4) 大展弦比飞翼标模在 2.4 m 风洞中的试验数据精度结果表明单次测量值与 7 次平均值的偏差随迎角变化呈现随机特性, 且偏差绝对值较小。升力和俯仰力矩测量精度接近优秀指标, 阻力测量精度则显著优于优秀指标, 试验结果证实现有风洞试验精度指标适用于考核大展弦比飞翼布局气动力试验的精度水平。

5) 大展弦比飞翼由于翼身融合体的特点, 模型在中央体附近区域基本无弹性变形, 随着展向位置向翼尖方向增大, 弯曲变形和扭转变形逐渐增加, 但变形量均较小(翼尖处最大值弯曲变形仅为 4 mm, 最大扭转角为  $-0.42^\circ$ )。

## 参考文献:

- [1] Liebeck R H. Design of the blended wing body subsonic transport [J]. *Journal of Aircraft*, 2004, 41(1): 10-25.
- [2] Mohr B, Paulus D, Baier H, et al. Design of a 450-passenger blended wing body aircraft for active control investigations[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2012, 226(12): 1513-1522.
- [3] Mukhopadhyay V. Blended wing body (BWB) fuselage structural design for weight reduction: AIAA2005-2349 [R]. Austin, Texas: 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2005.
- [4] Li Peifeng, Zhang Binqian, Chen Yingchun, et al. Aerodynamic design methodology for blended wing body transport[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2012, 25(4): 508-516.
- [5] Qin Ning, Vavalle A, Le Moigne A. Spanwise lift distribution for blended wing body aircraft[J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(2): 356-365.
- [6] Qin N, Vavalle A, Le Moigne A, et al. Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2004, 40(6): 321-343.
- [7] 朱佳晨, 史志伟, 耿玺, 等. 飞翼布局飞行器航向射流控制方案优化[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(11): 2278-2291.  
Zhu Jiachen, Shi Zhiwei, Geng Xi, et al. Scheme optimization of yaw control of flying-wing aircraft based on jet flow control[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(11): 2278-2291. (in Chinese)
- [8] 米百刚, 詹浩. 考虑进排气的飞翼静、动态气动特性数值

- 模拟[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(9): 2180-2186.
- Mi Baigang, Zhan Hao. Numerical simulation of static and dynamic aerodynamics for flying wing with intake and exhaust effect[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(9): 2180-2186. (in Chinese)
- [9] 马杰, 梁华, 吴云, 等. 毫秒脉冲等离子体激励改善飞翼的气动性能实验[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(8): 1845-1851.
- Ma Jie, Liang Hua, Wu Yun, et al. Experiment for improving aerodynamic performances of a flying wing by millisecond pulsed plasma actuation[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(8): 1845-1851. (in Chinese)
- [10] 崔兴达, 张露, 刘钊, 等. 类 X-47B 无人机菱形编队气动干扰数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2022, 37(8): 1692-1702.
- Cui Xingda, Zhang Lu, Liu Fan, et al. Numerical simulation on aerodynamic interference of UAVs like X-47B in rhombus formation[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2022, 37(8): 1692-1702. (in Chinese)
- [11] 牛中国, 刘捷, 胡秋琦, 等. 基于压力反馈的等离子体主动流动控制试验[J]. *航空动力学报*, 2024, 39(3): 20220265.
- Niu Zhongguo, Liu Jie, Hu Qiuqi, et al. Experiment of the plasma active flow control based on pressure feedback[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2024, 39(3): 20220265. (in Chinese)
- [12] 史文博, 李杰. 螺旋桨安装效应对无人机气动特性影响[J]. *航空动力学报*, 2020, 35(3): 611-619.
- Shi Wenbo, Li Jie. Impacts of propeller installation effect on aerodynamic performances for UAV[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(3): 611-619. (in Chinese)
- [13] Guo Siyi, Chen Zhenli, Yao Xuanyu. A deformation criterion of pressurized non-circular cross-section cabin and its effects on cruise performance of BWB civil aircraft[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2024, 37(6): 78-88.
- [14] Qiu Aoxiang, Sang Weimin, Du Shuya, et al. The characteristics and corrections of ventral support interferences in the transonic-speed wind tunnel for the blended-wing-body aircraft[J]. *Advances in Aerodynamics*, 2024, 6(1): 14.
- [15] 战培国, 罗月培. 飞行器风洞试验标模体系研究初探[J]. *标准科学*, 2011(11): 28-31.
- Zhan Peiguo, Luo Yuepei. Primary research on the standard system of air vehicle calibration models used in wind tunnel test[J]. *Standard Science*, 2011(11): 28-31. (in Chinese)
- [16] Du Pan, Agarwal R K. Numerical drag prediction of NASA Common Research Models using different turbulence models[J]. *Computers & Fluids*, 2019, 191: 104238.
- [17] Helm S, Fehrs M, Kaiser C, et al. Numerical simulation of the common research model with natural laminar flow[J]. *Journal of Aircraft*, 2023, 60(2): 449-460.
- [18] Schmidt F N, Wild J. Design of an UHBR through flow nacelle and a krueger flap for the CRM-HL: AIAA-2024-2851[R]. Orlando, Florida: AIAA SCITECH 2024 Forum, 2024.
- [19] Zauner M, Matsuzaki T, Sansica A, et al. Sensitivity study of delayed detached-eddy simulations of NASA's CRM-HL in-tunnel and free-air: AIAA 2024-2335 [R]. Orlando, Florida: AIAA SCITECH 2024 Forum, 2024.
- [20] 李浩然, 李亚坤, 张宇飞, 等. CHN-T1 标模的数值计算及气动特性研究[J]. *空气动力学学报*, 2019, 37(2): 329-336.
- Li Haoran, Li Yakun, Zhang Yufei, et al. Numerical simulation and aerodynamic performance analysis of the standard model CHN-T1[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(2): 329-336. (in Chinese)
- [21] 李强, 刘大伟, 许新, 等. CHN-T1 标模 2.4 米风洞气动特性试验研究[J]. *空气动力学学报*, 2019, 37(2): 337-344.
- Li Qiang, Liu Dawei, Xu Xin, et al. Experimental study of aerodynamic characteristics of CHN-T1 standard model in 2.4 m transonic wind tunnel[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(2): 337-344. (in Chinese)
- [22] 余永刚, 周铸, 黄江涛, 等. 单通道客机气动标模 CHN-T1 设计[J]. *空气动力学学报*, 2018, 36(3): 505-513.
- Yu Yonggang, Zhou Zhu, Huang Jiangtao, et al. Aerodynamic design of a standard model CHN-T1 for single-aisle passenger aircraft[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2018, 36(3): 505-513. (in Chinese)
- [23] 苏继川, 黄勇, 钟世东, 等. 小展弦比飞翼跨声速典型流动特性研究[J]. *空气动力学学报*, 2015, 33(3): 307-312, 318.
- Su Jichuan, Huang Yong, Zhong Shidong, et al. Research on flow characteristics of low-aspect-ratio flying-wing at transonic speed[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2015, 33(3): 307-312, 318. (in Chinese)
- [24] Liu Hongyang, Zhou Zhu, Yu Yonggang, et al. Design of a standard aerodynamic model CHN-T2 for wide-body aircraft[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2023, 41(10): 15-29.
- [25] 李永红, 刘会龙, 黄勇, 等. 小展弦比飞翼标模三座高速风洞气动数据相关性研究[J]. *空气动力学学报*, 2016, 34(1): 107-112, 130.
- Li Yonghong, Liu Huilong, Huang Yong, et al. Investigation on the correlation of high-speed force test results of flying-wing calibration model with low-aspect ratio[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2016, 34(1): 107-112, 130. (in Chinese)
- [26] 张杰, 李王斌, 王争取, 等. 小展弦比飞翼标模跨声速横向失稳运动[J]. *航空学报*, 2022, 43(11): 526340.
- Zhang Jie, Li Wangbin, Wang Zhengqu, et al. Transonic lateral departure motion characteristics of a low-aspect-ratio flying-wing model[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(11): 526340. (in Chinese)
- [27] 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 Shidong, Li Wei, Su Jichuan, 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)
- [28] Li Yonghong, Qin Ning. Influence of spanwise load distribution on blended-wing-body performance at transonic speed[J]. *Journal of Aircraft*, 2020, 57(3): 408-417.
- [29] 陈德华, 王瑞波, 刘光远, 等. 2.4m 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 Dehua, Wang Ruibo, Liu Guangyuan, et al. The test and flow field calibration of 2.4m transonic wind tunnel slotted test section[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2013, 27(4): 66-70. (in Chinese)
- [30] 周岭, 何彬华, 李建强, 等. 大展弦比飞机模型边界层转捩模拟技术[J]. *空气动力学学报*, 2013, 31(3): 357-361.
- Zhou Ling, He Binhua, Li Jianqiang, et al. Simulation of boundary layer transition on a high aspect ratio aircraft model[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2013, 31(3): 357-361. (in Chinese)
- [31] 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 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. (in Chinese)

[32] 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 Zhengyu, Huang Xuhui, Yin Jiang, 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)

(编辑: 张 雪)