

DOI:10.11918/202503041

尾支撑对 CHN-T2 模型翼身连接区域分离涡影响

朱枝茂¹, 郭秋亭², 赵梓斌^{1,3}, 刘光远², 孙岩^{1,3}

(1. 中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 四川 绵阳 621000;

2. 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;

3. 空天飞行空气动力科学与技术全国重点实验室(中国空气动力研究与发展中心), 四川 绵阳 621000)

摘要: 为探究 CHN-T2 风洞试验中尾支撑添加前、后模型气动特性出现局部跳跃现象的规律及其形成机制, 以便后续类似风洞试验中尾支撑结构的选型及试验数据支撑干扰修正参考, 采用国家数值风洞工程资助开发的数值模拟软件 NNW-FSI, 对 CHN-T2 翼/身/平尾/立尾组合体构型(计算条件为马赫数为 0.85、攻角为 $-5^{\circ} \sim 10^{\circ}$) 尾支撑对局部流动结构的影响进行了数值模拟研究。首先, 通过开展 CHN-T2 模型数值模拟仿真, 并将气动力计算数据与试验数据进行对比, 验证了计算数据的可靠性。其次, 基于有、无尾支撑的计算数据分析了尾支撑对 CHN-T2 模型气动特性的影响规律, 并确定了气动特性发生跳跃的攻角区间。最后, 对 5° 攻角下的结果进行了详细分析, 包括翼身连接区域局部流线及分离涡、机翼展向剖面压力分布和机尾局部流动结构、机尾支撑对机尾压力分布的影响规律和机制。分析结果表明, 在特定飞行马赫数和攻角区间, 尾支撑会对机尾产生局部流动干扰并向前传播, 提高翼根后缘处的压力, 抑制翼根后缘的流动分离, 消除 CHN-T2 翼身连接区域的分离涡, 从而改变了 CHN-T2 模型的气动特性。

关键词: 尾支撑; CHN-T2; 翼身连接区域; 分离涡; 支撑干扰

中图分类号: V211 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2026)04-0032-08

Influence of tail support on separation vortex in wing-body junction region of CHN-T2 model

ZHU Zhimao¹, GUO Qiuting², ZHAO Zibin^{1,3}, LIU Guangyuan², SUN Yan^{1,3}

(1. Computational Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, Sichuan, China;

2. High Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, Sichuan, China;

3. State Key Laboratory of Aerodynamics (China Aerodynamics Research and Development Center), Mianyang 621000, Sichuan, China)

Abstract: This paper aims to investigate the patterns and formation mechanisms of localized jump phenomena in aerodynamic characteristics before and after adding tail supports in the CHN-T2 wind tunnel experiments, thereby providing references for the selection of tail support structures and support interference correction of experimental data in subsequent similar wind tunnel experiments. The numerical simulation software NNW-FSI, developed with funding from national numerical wind tunnel project, was employed to conduct numerical simulation research on the influence of tail supports on local flow structures for the CHN-T2 wing/body/horizontal tail/vertical tail combination configuration (under computational conditions of Mach number of 0.85 and angle of attack ranging from -5° to 10°). First, the reliability of the computational data was verified by conducting numerical simulations of the CHN-T2 model and comparing the calculated aerodynamic data with experimental data. Subsequently, based on computational data with and without tail support, the patterns of tail support's influence on the aerodynamic characteristics of the CHN-T2 model were analyzed, and the angle-of-attack range where a jump occurred in the aerodynamic characteristics was identified. Finally, a detailed analysis was performed on the results at a 5° angle of attack, including local streamlines and separation vortices in the wing-body junction region, spanwise sectional pressure distributions of the wing, local flow structures near the tail, and the patterns and mechanisms of tail support's influence on tail pressure distribution. The analysis results show that within specific flight Mach numbers and angle-of-attack ranges, the tail support induces localized flow interference near the tail, which propagates forward, increasing pressure at the trailing edge of the wing root, suppressing flow separation there, and eliminating the separation vortex in the wing-body junction region of CHN-T2. Consequently, these effects alter the aerodynamic characteristics of the CHN-T2 model.

Keywords: tail support; CHN-T2; wing-body junction region; separation vortex; support interference

收稿日期: 2025-03-13; 录用日期: 2025-05-28; 网络首发日期: 2026-01-22

网络首发地址: <https://link.cnki.net/urlid/23.1235.T.20260122.1723.009>

基金项目: 国家数值风洞工程气动/结构耦合分析软件项目(NNW-FSI-2025)

作者简介: 朱枝茂(1996—), 男, 工程师

通信作者: 孙岩, y.sun@cardc.cn

国内外交流与贸易随着全球经济的复苏而重现繁荣,其中航空运输因其高效性,成为国际间开展旅行和贸易不可或缺的重要交通方式。宽体客机具有航程远、舒适性高、经济性好的优点,是国际商业航空飞行的主要机型,在未来20年中国仍有约1780架的巨大市场需求^[1]。当前,全球商业宽体客机均由美国波音公司和欧洲空客公司提供,鉴于大型商用客机研制对科技水平及上下游产业的强大牵引作用,宽体客机的研发仍然是各主要航空大国未来一段时间内的重要发展领域。

宽体客机的研发与制造,深刻体现了一个国家或地区在综合科技领域的卓越实力,其成功依赖于流体力学、动力系统、先进材料、智能控制,以及精密机械等跨学科尖端技术的深度融合与创新应用。作为飞行器设计先行者,空气动力学在新型宽体客机能耗降低、安全和舒适性提升、推进动力优化等领域的研制中将发挥更加重要的作用,但严苛的性能目标对宽体客机空气动力性能数据的精准性提出了更高的要求。作为飞行器研制的3大手段之一,风洞试验是获取高可靠性宽体客机气动特性数据和开展设计方案验证的必要途径^[2]。然而,风洞试验中存在多种干扰和偏差,例如支撑装置、洞壁、结构变形、低雷诺数等,将导致试验数据的精准度降低,使风洞试验数据在应用于宽体客机设计时面临更大挑战^[3]。因此,针对宽体客机的研制特点,需要发展精细化的风洞试验数据修正技术,消除不同干扰的影响,获取更加精准的气动特性数据^[4-6]。

风洞试验中模型通过支撑结构与风洞洞体连接,支撑结构改变了模型外形,影响局部流动结构,致使支撑结构附近的流场发生畸变^[7-8]。由于流动的扩散效应,支撑结构附近的流场变化还会向远处位置传播,从而改变全局流场,对全机气动特性产生影响。此外,宽体客机多采用收缩式机尾形状,机尾附近流动对支撑结构更加敏感,需要研究扰动对流动特性的影响机制与规律,为精细修正方法提供理论依据^[9]。

20世纪80年代初期,诸多研究人员利用试验方法对支撑结构的干扰影响进行研究。Ericsson等^[10]在跨声速风洞试验中证实后机身转接情况下尾部支撑结构会对飞行器气动特性试验数据产生显著影响。随着计算机硬件技术和计算力学方法的快速发展,CFD(computational fluid dynamics)技术被广泛用于试验方案设计和试验数据分析及修正。鉴于在流动细节显示、流动机理分析上的显著优势,CFD计算已经成为开展风洞试验数据支撑修正的重要技术手段。Bush等^[11]使用CFD方法计算F/A-18E

和F/A-18F战斗机支撑结构对全局气动特性的干扰影响,获得与试验数据匹配性良好的计算结果,并基于计算结果对试验数据中的支撑干扰影响量进行准确预测。熊能等^[12]在大型跨声速风洞试验中,发展了一种基于试验与CFD结合的风洞试验支撑结构干扰修正方法,并取得良好的应用效果。Stoican等^[13]采用商业软件进行细长体(slender body)支撑干扰的计算。在商业飞机的研发中,Liu^[14]以某商用飞机模型为基础,介绍双尾支撑转接器的设计与验证,来获得更精确的尾支撑干扰数据。Li等^[15]设计一种用于商用宽体飞机跨音速风洞试验的支柱支撑系统,并开发了一个RANS求解器来研究关键参数对支架干扰的影响,并对支架系统进行合理优化。Mamou等^[16]为提高风洞半模试验数据的精准度,采用高保真CFD进行流动模拟,评估半模型的气动支撑干扰量。Gao等^[17]对低速大迎角模型进行尾支撑干扰数值模拟研究,以探究尾支撑的干扰规律。Mariani等^[18]使用修正公式,对无人机风洞试验数据进行修正,结果发现修正后升力曲线吻合较好,阻力及俯仰力矩预测较差。对X-37B类轨道飞行器,在地面数据验证时,马率等^[19]也采取了CFD的方式进行了支撑干扰的修正。

在利用CFD方法对宽体客机标模CHN-T2的尾部支撑结构干扰影响进行研究时,本文发现,随着来流攻角增加,尾部支撑结构对气动特性的影响在一定攻角区域产生突变。通过进一步的流动结构分析发现,尾部支撑结构对CHN-T2模型翼身连接位置的分离涡结构产生影响,导致翼身连接位置分离泡的消失。为进一步分析尾部支撑结构对CHN-T2模型气动特性影响机理,为CHN-T2类似模型的尾部支撑结构影响修正提供依据,基于国家数值风洞工程资助开发的自主软件工具NNW-FSI,开展本项研究。

1 CHN-T2 模型

1.1 基本信息

CHN-T2是中国空气动力研究与发展中心面向国产宽体大飞机研制自主设计的标准模型,图1展示了CHN-T2模型的翼/身/平尾/立尾组合体构型。CHN-T2模型设计巡航马赫数 Ma 为0.85,巡航高度为11582 m。风洞模型的缩放比例为0.0256,缩放后机身长度为1.6128 m,机翼展长为1.5620 m,平均气动弦长为0.2074 m,参考面积为0.2541 m²;以机身头部顶点为坐标原点,俯仰力矩参考点(X, Y, Z)为(0.7646, 0, 0)。

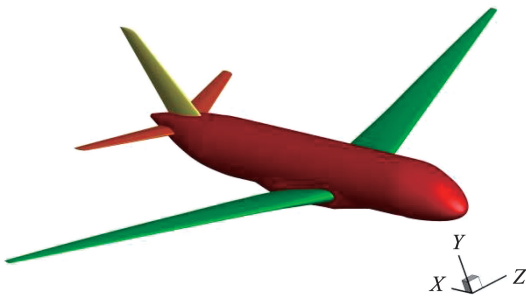


图 1 CHN-T2 几何外形

Fig. 1 Geometric profile of CHN-T2

1.2 风洞试验

CHN-T2 模型在国内外多座设备中开展过风洞试验,具有丰富的试验数据用于对比及验证。图 2 展示在中国空气动力研究与发展中心 FL-26 风洞中安装的 CHN-T2 模型。FL-26 风洞是中国空气动力研究与发展中心自主设计研制的大型跨声速风洞,试验段尺寸为 $2.4\text{ m} \times 2.4\text{ m}$,运行马赫数 Ma 为 $0.30 \sim 1.20$,单位长度雷诺数 Re 为 $7.30 \times 10^6 \sim 7.08 \times 10^7$ 。试验中,CHN-T2 模型通过尾支杆与 FL 风洞的弯刀机构进行固连,试验段采用槽壁试验段降低洞壁干扰影响(图 2)。试验的 Ma 为 $0.40 \sim 0.96$, Re 为 5×10^6 。

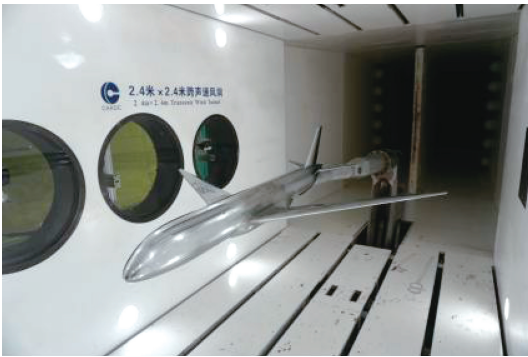


图 2 安装在 FL-26 风洞中的 CHN-T2 模型

Fig. 2 CHN-T2 model installed in FL-26 wind tunnel

2 计算方法

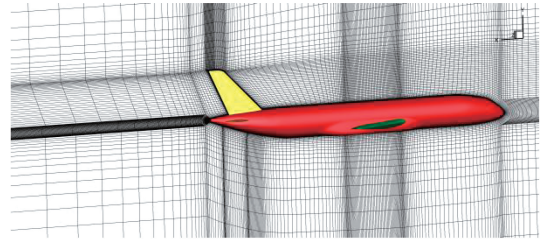
流场计算使用中国空气动力研究与发展中心自主研发的数值计算软件 NNW-FSI。NNW-FSI 是国家数值风洞(national numerical windtunnel, NNW)工程多学科耦合应用软件系统资助开发的一款流固耦合模拟软件,面向航空、航天领域的数值模拟需求,兼顾船舶、桥梁、风力机等领域的需要,能够提供流动、结构、气动弹性等分析功能。工程 1 期中,NNW-FSI 软件基于气动中心自主发展的流场分析软件 TRIP,采用紧耦合的方式集成耦合数据传递、网格变形、耦合时间推进等核心模块,能够为不同工程问

题提供快速高保真度数值模拟解决方案。为了提升 NNW-FSI 软件预测可信度,在软件开发过程中基于多个标准算例对软件开展精度验证,模拟结果与试验数据一致性良好,可保证 NNW-FSI 软件的可靠性^[20-23]。

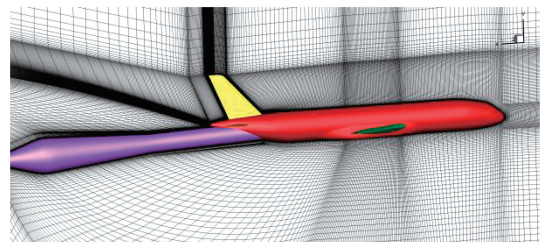
3 计算结果

3.1 计算网格

为更精细地刻画尾支撑结构对 CHN-T2 模型流动的影响,流场计算采用了结构化计算网格,图 3 给出了有、无尾支撑结构的 CHN-T2 模型流场计算网格。其中,机翼位置采用近似的网格拓扑和分布,以尽可能降低不同网格对流动结构的影响。为提高翼身连接位置流动的分辨率,采用嵌套 H 形的网格拓扑,并增加了连接位置处网格密度^[24]。无尾支撑结构 CHN-T2 模型网格单元数约为 530 万,有尾支撑结构 CHN-T2 模型网格单元数约为 1 580 万。附面层第 1 层单元高度统一为 $1.0 \times 10^{-6}\text{ m}$ 。



(a) 无尾支撑构型



(b) 有尾支撑构型

图 3 有、无尾支撑结构的 CHN-T2 模型计算网格

Fig. 3 Computational grid of CHN-T2 model with and without tail support structure

3.2 计算条件

来流计算参数选择 Re 为 5×10^6 , Ma 为 0.85 ,攻角 α 为 $-5^\circ \sim 10^\circ$ 。已获得不同 Ma 下的试验数据,但为分析的针对性,选择巡航的 $Ma = 0.85$ 作为计算状态。

CHN-T2 模型流场计算采用 NNW-FSI 软件的定常流场分析功能,其中,空间离散采用 MUSCL-Roe 格式,时间离散采用 LU-SGS,湍流模型选择两方程 SST 模型。为提升收敛和计算效率,在模拟中使用多重网格和多核并行计算功能。

3.3 计算结果

图4给出随攻角 α 变化的CHN-T2模型气动力系数计算结果。

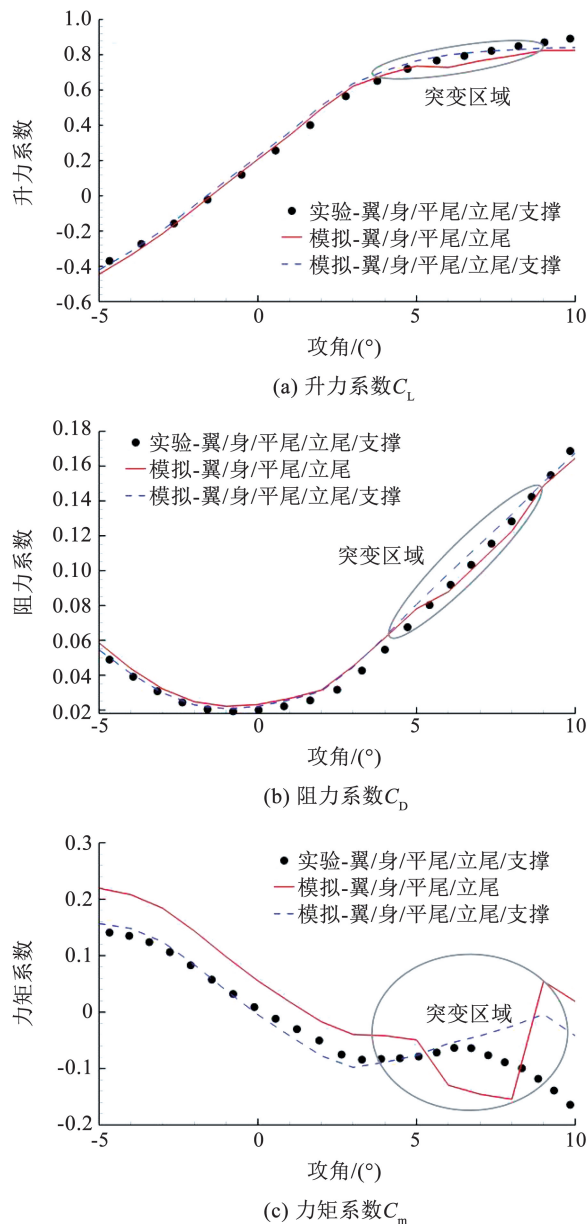


图4 CHN-T2模型气动力系数计算结果

Fig. 4 Calculation results of aerodynamic coefficients of CHN-T2 model

由图4可以看出:1) CFD计算结果与试验数据在变化趋势上具有较好的一致性,有尾支撑构型的计算数据与试验数据吻合性更好,验证了本文中CFD数值计算结果的可靠性。2)在升力线性段($\alpha < 4^\circ$)时,尾支撑对CHN-T2模型升/阻力系数有一定影响,使模型升力系数 C_L 增加、阻力系数 C_D 逐渐减小,对CHN-T2模型俯仰力矩系数 C_m 的影响明显,尾支撑结构的引入产生明显的低头力矩,因此,CHN-T2模型风洞试验数据需要考虑尾支撑的影响及修正。3)在非线性段($\alpha > 4^\circ$)时,在 $5^\circ \sim 8^\circ$ 攻角

范围内,尾支撑的影响被显著地增加,无尾支撑情况下气动力系数曲线出现明显的“凹坑”现象,而加入尾支撑,“凹坑”现象消失,说明尾支撑的增加,对CHN-T2模型的流动结构产生比较明显的改变。

图5给出尾支撑对CHN-T2模型气动力系数影响量的计算结果,支撑干扰量由有尾支撑的气动力系数减去无尾支撑的气动力系数得到。

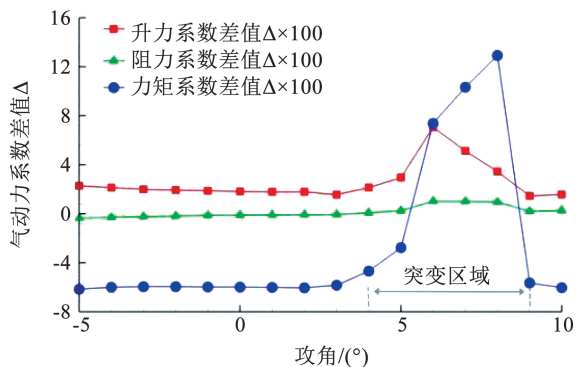


图5 CHN-T2模型气动力系数差量计算结果

Fig. 5 Calculation results of aerodynamic coefficient difference of CHN-T2 model

由图5可知,在升力线性段,支撑干扰量维持在一个稳定的数值,支撑干扰使升力系数增大0.025,阻力系数降低0.004,并产生明显的抬头力矩,影响操纵面效率和配平特性。在非线性段,支撑干扰量出现较大跳跃,表明尾支撑对气动力系数产生显著影响,增加抬头力矩。

4 分析与讨论

基于CHN-T2模型计算结果,在无尾支撑情况下,模型气动力系数曲线出现了明显的“凹坑”现象,添加尾支撑后,“凹坑”现象消失,气动力系数变化趋势与风洞试验数据更加符合。针对尾支撑造成CHN-T2模型气动力特性出现突变的现象,基于流动细节对该现象的产生机制进行如下分析和讨论。

4.1 翼身连接位置分离涡

通过对比有、无尾支撑下CHN-T2模型表面流线,发现有、无尾支撑情况下,机翼/机身连接位置的流动存在显著的差异。

图6给出了 $Ma = 0.85$ 、攻角 $\alpha = 5^\circ$ 时CHN-T2模型表面流线及压力云图分布。由图6可以看出,在无尾支撑情况下,翼身连接位置产生比较明显的分离涡,分布在机翼翼根后缘和机身上,上翼面翼中、翼梢部位发生后缘流动分离,见图6(a)。增加尾支撑后,翼身连接位置的分离涡消失,附近的流线也发生了比较明显的改变,上翼面翼中、翼梢部位后缘流动分离与无支撑时变化很小,见图6(b)。

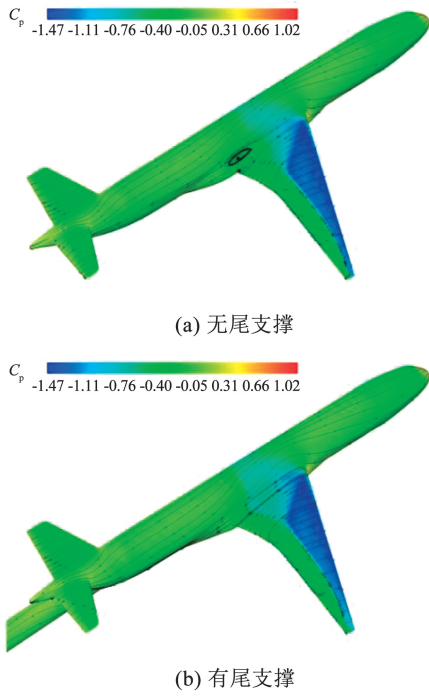


图 6 CHN-T2 模型表面流线及压力分布云图 ($Ma = 0.85, \alpha = 5^\circ$)

Fig. 6 Surface streamline and pressure distribution contour of CHN-T2 model ($Ma = 0.85, \alpha = 5^\circ$)

机翼后缘附近翼身连接位置分离涡在系列阻力预测会议 (drag prediction workshop, DPW) 的大展弦比客机标模中均出现过, 是影响气动系数和压力系数预测结果离散度的重要因素, DPW 曾针对不同软件预测的分离泡大小开展过细致的统计分析^[25]。对该分离泡的产生机制比较一致的认识是该分离泡属于机身侧壁分离 (side of body separation), 是由于机身与机翼之间部件干扰产生的机翼翼根前缘分离涡引起^[26]。当机身附面层流动流过机翼时, 由于机翼的存在, 机翼翼根前缘附近会产生非常大的逆压梯度, 致使机身边界层发生分离, 在机翼翼根前缘形成一对马蹄涡。前缘马蹄涡流动结构沿着翼根附近机身表面向机翼后缘发展过程中, 流动加速, 在机身表面逆压梯度的作用下发生流动分离, 形成分离泡。NASA 的 Juncture Group 针对机身连接位置侧壁流动分离现象开展比较多的试验和计算研究, 分析了不同因素对分离泡大小的影响, 其中来流攻角是影响分离泡尺寸的重要因素^[27-34]。

图 7 给出攻角分别为 3° 、 4° 、 5° 时 CHN-T2 模型翼身连接位置的表面流线局部视图。由图 7 可以看出: 无尾支撑时, 随着来流攻角的增加, 翼身连接位置处分离泡尺寸快速增加。来流攻角增加后, 机翼翼根上翼面流动加速增速, 逆压梯度增强, 分离点前移引起。添加尾支撑后, 不同攻角下均未出现分离泡。

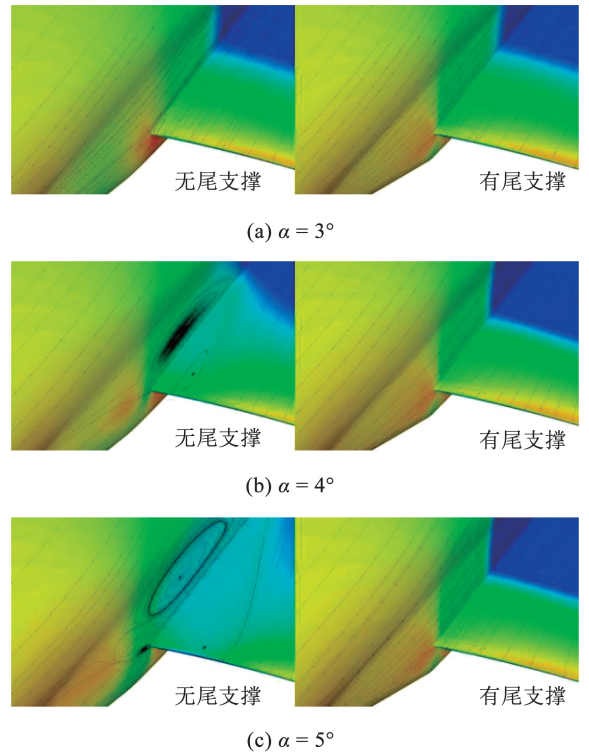


图 7 CHN-T2 模型翼身连接位置局部表面流线

Fig. 7 Local surface streamline of wing-body junction position of CHN-T2 model

4.2 机翼剖面压力系数

机翼剖面压力系数能够更精细地量化尾支撑对机翼表面流动的影响, 图 8 给出了 Ma 为 0.85、攻角 α 为 5° 时 CHN-T2 模型全机压力分布和机翼展向剖面压力系数曲线。从全机压力分布可以看出, 无尾支撑时, 机翼翼根后缘上翼面压力较低, 翼根附近 ($\eta = 0.13$) 上翼面不存在明显的激波, 在 50% 弦长附近压力系数产生了阶跃性的提升, 然后靠近后缘过程中缓慢变化; 添加尾支撑后, 机翼翼根后缘上翼面压力获得提升, 翼根附近 ($\eta = 0.13$) 上翼面产生了明显的激波, 且激波前后压力系数变化缓慢。

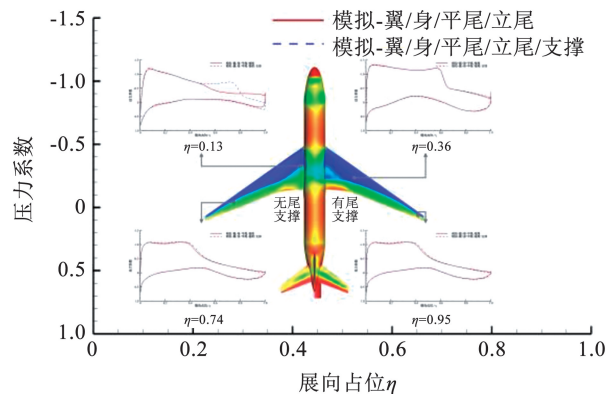


图 8 CHN-T2 模型压力分布和机翼展向剖面压力系数曲线 ($Ma = 0.85, \alpha = 5^\circ$)

Fig. 8 Pressure distribution of CHN-T2 model and spanwise sectional pressure coefficient curves of wing ($Ma = 0.85, \alpha = 5^\circ$)

从不同机翼展向剖面的压力系数分布可以看出,尾支撑对下翼面的压力分布影响很小,基本可以忽略,对上翼面的压力分布有一定影响,尤其是对激波的位置和结构。随着展向位置的增加,尾支撑的影响迅速降低,表现出明显的中心效应^[12],即尾支撑仅对轴线周围有限区域的流动有比较明显的影响。

4.3 尾支撑流动影响机制分析

前文分析尾支撑对翼身连接分离涡和机翼展向剖面压力系数分布的影响规律,数据表明尾支撑的影响主要集中在翼身连接位置附近的有限区域和有限的攻角范围内。本文从局部流动的发展过程讨论尾支撑对翼身连接位置流动的影响机制。图9给出CHN-T2模型尾部压力分布及流线结构。

无尾支撑时,机翼翼根附近上翼面表现为持续的扩展减速过程,压力缓慢增加,流动发展到机翼翼根后缘时上翼面压力仍然较低,如图8中的 $\eta = 0.13$ 剖面。添加尾支撑后,尾支撑的加入阻滞了平尾附近的流动,在支撑和机尾连接位置形成局部的高压区(图9(b)中A区域),抑制了机翼和平尾之间机身附近气流向机尾汇聚(图9(b)中机翼与平尾之间机身流线),从而导致机翼后机身附近气流汇聚前移至机翼后缘,显著增强了翼根后缘位置上翼面的压力系数(图9(b)中B区域)。机翼翼根后缘上翼面压力增加后,上翼面原有的流动结构和压力难以平衡,从而诱导翼根附近($\eta = 0.13$)上翼面靠近后缘位置($x/c = 0.75$)形成一道激波,用于实现后缘附近压力系数的恢复,见图8。

图10给出翼身连接位置压力分布和流线分布。由图10可以看出:添加尾支撑后,机翼翼根附近上翼面形成激波,该激波也打在翼根附近的机身表面,且激波位置位于无尾支撑时流动分离点之后。由于激波的产生,激波前的机身表面保持较大区域的低压,消除了分离点附近的逆压梯度,机身侧壁流动分离的条件不再满足,从而消除机身侧壁的分流及翼根后缘的分离流。

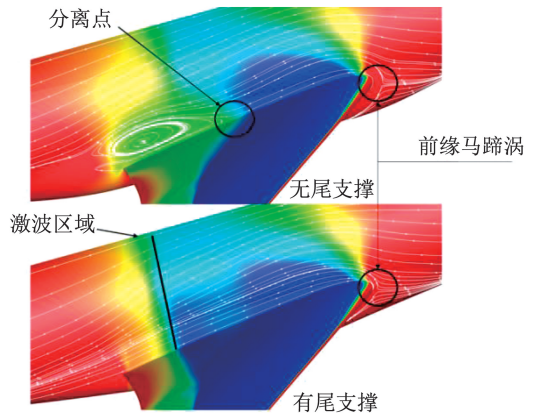


图10 CHN-T2模型翼身连接位置压力分布及流线

Fig. 10 Pressure distribution and streamline at wing-body junction position of CHN-T2 model

5 结论

本文针对CHN-T2模型气动力系数曲线“凹坑”突变和翼身连接位置分离涡消失等现象,利用NNW-FSI软件分析尾支撑对流动的影响机制,得出以下结论:

- 1) 无尾支撑CHN-T2模型翼身连接位置会发生机身侧壁流动分离,分离泡大小随来流攻角增加而增大,当分离泡较大时会造成气动力特性的突变。
- 2) 增加尾支撑后,CHN-T2模型翼身连接位置机身侧壁流动分离消失。尾支撑造成了翼根上翼面后缘的激波形成和流动改变,消除了分离点逆压梯度,避免了机身侧壁的分流。
- 3) 尾支撑对翼身连接位置的流动有明显的影响且气动力干扰量没有很好的规律性,给试验数据尾支撑干扰修正带来了困难,在设计尾支撑构型时应尽量降低尾支撑干扰的影响。

参考文献

[1] 闫国华, 冯叔阳, 刘勇. 2020年民航飞机和发动机市场展望[J]. 装备制造技术, 2020(3): 233
 YAN Guohua, FENG Shuyang, LIU Yong. Market outlook of civil aviation aircraft and engine in 2020[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2020(3): 233. DOI: 10.3969/j.issn.1672-545X.2020.03.064

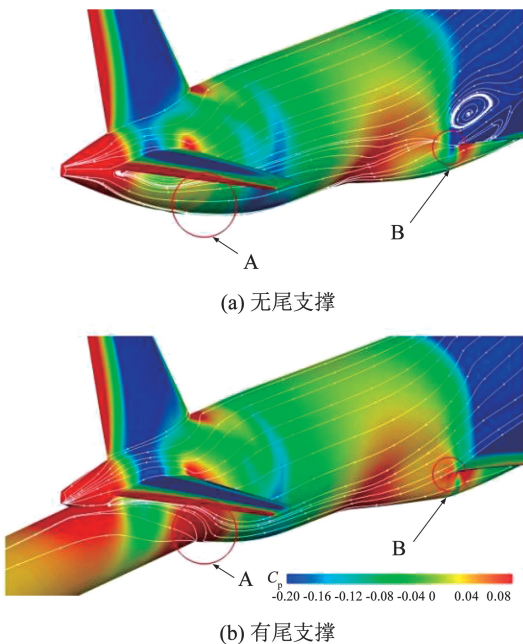


图9 CHN-T2模型尾部压力分布及流线结构

Fig. 9 Pressure distribution and streamline structure at tail of CHN-T2 model

- [2] 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): 522205
LIU Dawei, XIONG Guitian, LIU Yang, 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): 522205. DOI: 10.7527/S1000-6893.2018.22205
- [3] 杨贤文, 刘昕. 运输机模型高速风洞试验支撑形式及支撑干扰研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(6): 721
YANG Xianwen, LIU Xin. Support form and support interference on transport aircraft model in high speed wind tunnel [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(6): 721. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2014.0064
- [4] 秦汉, 伍彬, 宋玉辉, 等. 细长体高速风洞超大攻角支撑干扰数值分析[J]. 空天防御, 2022, 5(3): 44
QIN Han, WU Bin, SONG Yuhui, et al. Numerical analysis of support interference for a slender configuration at super large angles of attack in high speed wind tunnel[J]. Air & Space Defense, 2022, 5(3): 44. DOI: 10.3969/j.issn.2096-4641.2022.03.006
- [5] 苏继川, 黄勇, 李永红, 等. 小展弦比飞翼亚、跨、超声速支撑干扰研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(3): 289
SU Jichuan, HUANG Yong, LI Yonghong, et al. Support interference of low-aspect-ratio flying-wing from subsonic to supersonic speed[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(3): 289. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2015.0042
- [6] 李强, 刘大伟, 陈德华. 高速风洞中条带悬挂支撑干扰研究[J]. 实验流体力学, 2017, 31(1): 100
LI Qiang, LIU Dawei, CHEN Dehua. Study on the support interference of vane suspension support system in high speed wind tunnels [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2017, 31(1): 100. DOI: 10.11729/sjtlx20160053
- [7] 张培红, 赵炜, 张耀冰, 等. CFD 在飞翼标模支撑干扰影响研究中的应用[J]. 计算力学学报, 2020, 37(6): 743
ZHANG Peihong, ZHAO Wei, ZHANG Yaobing, et al. Application of CFD in the investigation on support interference of flying-wing calibration model[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2020, 37(6): 743. DOI: 10.7511/jslx2019112002
- [8] 郝东, 毛代勇, 余婧, 等. 飞行器跨超声速风洞试验模型中尾支撑结构的力学特性研究[J]. 机械制造, 2018, 56(7): 18
HAO Dong, MAO Daiyong, YU Jing, et al. Research on mechanical behavior of tail support structure in aircraft transonic and supersonic wind tunnel test model[J]. Machinery, 2018, 56(7): 18. DOI: 10.3969/j.issn.1000-4998.2018.07.006
- [9] 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
LI Qiang, LIU Dawei, XU Xin, 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. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2016.0133
- [10] ERICSSON L E, REDING J P. Transonic sting interference [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1980, 17(2): 140. DOI: 10.2514/3.57720
- [11] BUSH R H, JASPER D W, PARKER S L, et al. Computational and experimental investigation of F/A-18E sting support and afterbody distortion effects [J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(2): 414. DOI: 10.2514/3.46953
- [12] 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
XIONG Neng, LIN Jun, HE Zhong, 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. DOI: 10.3969/j.issn.1672-9897.2012.02.011
- [13] STOICAN M G, COJOCARU M G, PEPELEA D, et al. Wind tunnel model support and wall interference corrections using the CFD techniques [C]//ICNPAA 2018 World Congress: 12th International Conference on Mathematical Problems in Engineering, Aerospace and Sciences. Yerevan: AIP Conference Proceedings, 2018, 2046(1): 020099. DOI:10.1063/1.5081619
- [14] LIU Yang. High-speed wind tunnel twin-sting adaptor design and verification for commercial aircraft [J]. Journal of Physics: Conference Series, 2021, 1820(1): 012056. DOI: 10.1088/1742-6596/1820/1/012056
- [15] LI Shuai, LIU Dawei, LI Qiang. The optimal design of a wind tunnel model sting system based on the CFD method [J]. International Journal of Heat and Technology, 2015, 33(4): 137. DOI: 10.18280/ijht.330417
- [16] MAMOU M, BROUGHTON C A. Investigation of aerodynamic support interference for testing a semispan T tail aircraft model [J]. Journal of Aircraft, 2023, 60(3): 915. DOI: 10.2514/1.C036818
- [17] GAO Na, YANG Weidong. Influence of low speed and high angle of attack on sting support interference [J]. Journal of Physics: Conference Series, 2023, 2457(1): 012042. DOI: 10.1088/1742-6596/2457/1/012042
- [18] MARIANI R, SUEWATANAKUL S, GHKA S, et al. Wind tunnel test of a blended wing body unmanned aerial vehicle [C]// Proceedings of the 33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. Stockholm: International Centre for Applied Sciences (ICAS), 2022
- [19] 马率, 张露, 刘飏, 等. 类 X-37B 航天器气动力天地相关性数值模拟 [J]. 航空学报, 2021, 42(2): 624010
MA Shuai, ZHANG Lu, LIU Fan, et al. Numerical simulation of correlation analysis of X-37B-like spacecraft's aerodynamic datum between flight and ground prediction [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(2): 624010. DOI: 10.7527/S1000-6893.2020.24010
- [20] 孙岩, 黄勇, 王运涛, 等. TRIP 软件的静气动弹性计算模块开发及精度验证 [J]. 空气动力学学报, 2017, 35(5): 620
SUN Yan, HUANG Yong, WANG Yuntao, et al. Development and precision validation of static aeroelastic computational module on flow solver TRIP [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(5): 620. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2015.0154
- [21] 孙岩, 王昊, 江盟, 等. NNW-FSI 软件静气动弹性耦合加速策略设计与实现 [J]. 航空学报, 2021, 42(9): 625738
SUN Yan, WANG Hao, JIANG Meng, et al. Design and implementation of coupling acceleration strategy in static aeroelastic

- module of NNW-FSI software[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(9): 625738. DOI: 10.7527/S1000-6893.2021.25738
- [22] 孙岩, Andrea Da Ronch, 王运涛, 等. 基于非线性涡格法的快速静气动弹性数值模拟技术[J]. *气体物理*, 2020, 5(6): 26
SUN Yan, RONCH Andrea Da, WANG Yuntao, et al. Fast static aeroelasticity simulation approach based on nonlinear vortex lattice method[J]. *Physics of Gases*, 2020, 5(6): 26. DOI: 10.19527/j.cnki.2096-1642.0806
- [23] 王运涛, 孙岩, 李松, 等. 高阶精度方法下的湍流生成项对跨声速流动数值模拟的影响研究[J]. *空气动力学学报*, 2015, 33(1): 25
WANG Yuntao, SUN Yan, LI Song, et al. Numerical study of the effect of turbulent production terms on the simulation of transonic flows with high-order numerical method[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2015, 33(1): 25. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2014.0082
- [24] 李伟, 孟德虹, 洪俊武, 等. 网格拓扑对 DLR-F6 构型数值模拟的影响[J]. *航空学报*, 2017, 38(2): 144
LI Wei, MENG Dehong, HONG Junwu, et al. Effect of mesh topology on numerical simulation of DLR-F6 configuration[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(2): 144. DOI: 10.7527/S1000-6893.2016.0168
- [25] CARTIERI A, HUE D, CHANZY Q, et al. Experimental investigations on the common research model at ONERA-SIMA-comparison with DPW numerical results [C]//55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Grapevine; AIAA, 2017; AIAA2017-0964. DOI: 10.2514/6.2017-0964
- [26] RONA A, EL-DOSOKY M F F, ADEBAYO D S. A hybrid RANS model of wing-body junction flow [J]. *European Journal of Mechanics-B*, 2020, 79: 283. DOI: 10.1016/j.euromechflu.2019.09.014
- [27] CHEN Song, LYU Zhoujie, KENWAY G K W, et al. Aerodynamic shape optimization of common research model wing-body-tail configuration[J]. *Journal of Aircraft*, 2016, 53(1): 276. DOI: 10.2514/1.C033328
- [28] XU Shenren, TIMME S, MYKHASKIV O, et al. Wing-body junction optimisation with CAD-based parametrisation including a moving intersection[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 68: 543. DOI: 10.1016/j.ast.2017.06.014
- [29] MOITRA A, GUJAR P, GUPTA P. Investigation of solution methodology for addressing side of body flow separation [C]//30th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston; AIAA, 2012; AIAA2012-2848. DOI: 10.2514/6.2012-2848
- [30] RUMSEY C L. Insights and lessons learned from the NASA juncture flow experiment [J]. *Journal of Aircraft*, 2022, 59(6): 1493. DOI: 10.2514/1.C036838
- [31] FLEMING J L, SIMPSON R L, COWLING J E, et al. An experimental study of a turbulent wing-body junction and wake flow [J]. *Experiments in Fluids*, 1993, 14(5): 366. DOI: 10.1007/BF00189496
- [32] LEE H C, PULLIAM T H, NEUHART D H, et al. CFD analysis in advance of the NASA juncture flow experiment [C]//47th AIAA Fluid Dynamics Conference. Reston; AIAA, 2017; 4127. DOI: 10.2514/6.2017-4127
- [33] KEGERISE M A, NEUHART D H, HANNON J A, et al. An experimental investigation of a wing-fuselage junction model in the NASA Langley 14-by 22-foot subsonic wind tunnel [C]//AIAA Scitech 2019 Forum. San Diego; AIAA, 2019; AIAA2019-0077. DOI: 10.2514/6.2019-0077
- [34] DEVENPORT W J, AGARWAL N K, DEWITZ M B, et al. Effects of a fillet on the flow past a wing-body junction [J]. *AIAA Journal*, 1990, 28(12): 2017. DOI: 10.2514/3.10517

(编辑 张红)

封面图片说明

封面图片来自本期论文“尾支撑对 CHN-T2 模型翼身连接区域分离涡影响”,是中国空气动力研究与发展中心,计算空气动力研究所孙岩课题组在使用民用飞机风洞模型试验数据开展自主研发 CFD 工业软件验证时,发现无尾支撑模型与有尾支撑模型气动系数结果存在差异;无尾支撑民用飞机模型在模拟中出现局部气动系数“跳跃”变化,有尾支撑模型无该现象。本文针对尾支撑带来的局部气动系数变化,展开尾支撑对民用飞机模型带来的流动影响进行数值模拟研究。首先,开展了 CHN-T2 模型计算数据与试验数据对比,验证了计算数据的可靠性。其次,基于有、无尾支撑的计算数据分析了尾支撑对 CHN-T2 模型气动特性的影响规律,确定了气动特性发生跳跃的起始状态。最后,分别从翼身连接区域局部流线及分离涡、机翼展向剖面压力分布和机尾局部流动结构,以及压力分布对尾支撑的影响规律和机制进行了分析。数据和分析结果表明,在特定流动状态下,尾支撑通过机尾局部流动干扰的向前传播提升了翼根后缘处的压力,抑制了翼根后缘的流动分离,消除 CHN-T2 翼身连接区域的分离涡,从而影响了 CHN-T2 模型的气动特性。

图文提供:朱枝茂,郭秋亭,赵梓斌,刘光远,孙岩. 中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所)