

ISSN 0258-1825

CN 51-1192/TK

# 空气动力学学报

**ACTA AERODYNAMICA SINICA**

第39卷 第4期 Vol.39 No.4

**2021.4**

中国空气动力学会

## 目 次

### 综 述

- CFD 不确定度量化方法研究综述 ..... 陈 鑫, 王 刚, 叶正寅, 吴晓军 (1)
- 直升机 CFD 仿真现状与发展趋势分析 ..... 肖中云, 郭永恒, 张 露, 崔兴达 (14)
- 从总体设计角度透视高超声速飞行器边界层转捩问题 ..... 李志文, 袁海涛, 黄 斌, 张增辉, 于新源 (26)

### 研 究 论 文

- 全局方向模板在高阶精度非结构有限体积方法中的推广 ..... 孔令发, 刘 伟, 董义道 (39)
- 扩张段射流对旁路式双喉道喷管矢量特性的影响研究 ..... 夏雪峰, 高 峰, 张 倩, 马岑睿 (51)
- 旋翼翼型气动设计与评估软件 HRADesign ..... 孙俊峰, 卢风顺, 黄 勇, 江 雄, 牟 斌, 许 勇 (59)
- 基于卷积神经网络和状态时间序列的参数辨识 ..... 武 频, 常旭婷, 郎佳林, 潘凯凯, 龚思泉 (69)
- 高空巡航阶段的飞机尾涡流场演化特性研究 ..... 魏志强, 李晓晨 (77)

### 专栏——强/台风风环境及结构风效应

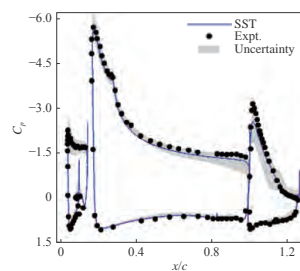
- 强台风登陆过程大跨桥梁风特性特征及其抖振响应分析 ..... 赵 林, 吴风英, 潘晶晶, 宋丽莉, 葛耀君 (86)
- 强台风的致灾大风特征及与倒塌房屋的关联分析 ..... 陈雯超, 宋丽莉, 王丙兰, 刘爱君 (98)
- 台风“山竹”影响下的城市风场数值模拟研究 ..... 廖孙策, 黄铭枫, 楼文娟, 林 巍, 肖志斌 (107)
- 不同大气稳定度下台风“莫拉克”(2009)的近地风场特性 ..... 李田田, 屈宏雅, 朱 蓉, 李永平, 汤胜茗 (117)
- 华南地区台风全局化结构及风场特征实测研究 ..... 何运成, 傅继阳, 李秋胜, 陈柏纬, 陈雯超 (129)
- 沿海复杂地形台风登陆过程风场多尺度数值模拟 ..... 董浩天, 陶 韬, 杜晓庆 (147)
- 海洋运动对台风过境全过程水平风速特性的影响 ..... 员亦雯, 柯世堂, 王 硕, 赵永发, 杜 琳, 张 伟 (153)
- 台风非平稳湍流特性研究进展与思考 ..... 陶天友, 王 浩 (162)
- 激光测风雷达在风场观测领域的应用及展望 ..... 傅 军, 李 洁, 吴 强 (172)

本期责编: 高金梅

**CFD 不确定度量化方法研究综述 (1-13, Doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0012)**

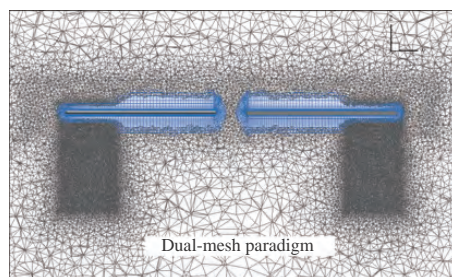
陈鑫, 王刚, 叶正寅, 吴晓军

本文总结了不确定度量化方法及其在 CFD 领域中的发展与应用。首先介绍了 CFD 计算中的不确定性来源, 以及不确定性的表现形式——随机不确定性和认知不确定性, 然后按照不确定性的表现形式介绍了对应的不确定度量化方法, 最后介绍了不确定度量化方法在 CFD 计算中的发展与应用, 并且给出了进一步开展不确定度量化工作的建议。

**直升机 CFD 仿真现状与发展趋势分析 (14-25, Doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0067)**

肖中云, 郭永恒, 张露, 崔兴达

从直升机旋翼运动特点出发, 探讨 CFD 软件的发展策略与技术途径, 从多求解器耦合、动态自适应网格技术、高格式与湍流模型、多学科耦合求解等四个方面分析了软件发展趋势与技术特点, 结合工程需要提出了未来发展建议。

**从总体设计角度透视高超声速飞行器边界层转捩问题 (26-38, Doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0061)**

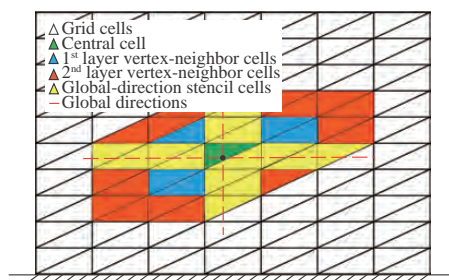
李志文, 袁海涛, 黄斌, 张增辉, 于新源

边界层转捩对高超声速飞行器产生气动力、热及掺混效率等方面影响, 进而带来稳定配平、落点散布、防热风险、减重、推进系统优化等问题。总体设计上可采取弹道设计、翼载荷控制、外形设计、材料选择等技术措施, 推迟或诱发转捩。

**全局方向模板在高阶精度非结构有限体积方法中的推广 (39-50, Doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0080)**

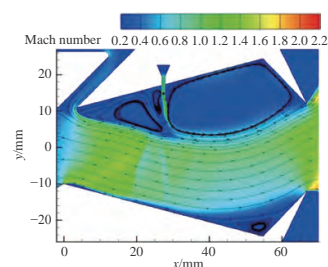
孔令发, 刘伟, 董义道

本文将基于二阶精度非结构有限体积 (Finite Volume, FV) 格式发展的全局方向重构模板推广至高阶 FV 格式, 以进一步发挥此类重构模板的空间延展性优势。从数值计算结果来看, 在相同的重构精度需求下, 全局方向模板的规模更小, 并且求解准确性优于共点、共面与局部方向模板, 具备进一步推广与应用的可行性。

**扩张段射流对旁路式双喉道喷管矢量特性的影响研究 (51-58, Doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0070)**

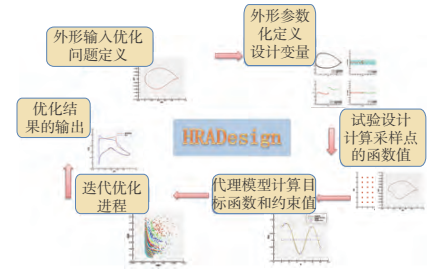
夏雪峰, 高峰, 张倩, 马岑睿

在旁路式双喉道喷管腔体扩张段引入射流, 采用数值模拟方法对喷管内外流场开展仿真研究, 结果表明扩张段射流能够改善喷管内流性能, 次流入射位置、次流压比是影响其矢量特性的重要因素, 通过改进构型, 喷管推力矢量性能得到较大提升。



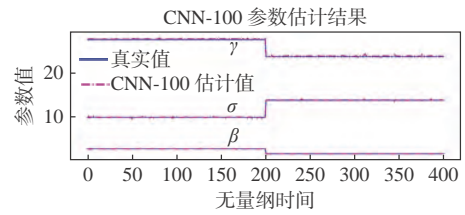
### 旋翼翼型气动设计与评估软件 HRADesign(59-68, Doi: 10.7638/kqdlxxb-2019.0106) 孙俊峰, 卢风顺, 黄勇, 江雄, 牟斌, 许勇

旋翼翼型设计是直升机设计的核心技术之一, HRADesign 系统研制目的是提供通用、高效、鲁棒的优化设计架构, 提高旋翼翼型设计的效率和精度, 以满足各类新型直升机旋翼系统的设计需求。HRADesign 系统针对旋翼翼型设计多点、多目标、强约束的特点, 发展了完备的旋翼翼型优化设计技术, 构建了多目标优化流程。多个旋翼翼型优化算例的结果也验证了系统的有效性和可靠性。



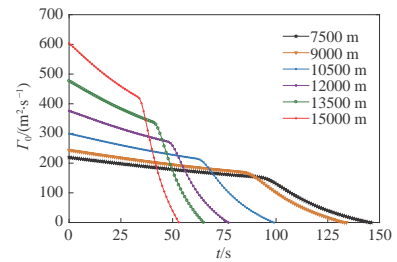
### 基于卷积神经网络和状态时间序列的参数辨识(69-76, Doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0057) 武频, 常旭婷, 郎佳林, 潘凯凯, 龚思泉

本文提出一种基于卷积神经网络的参数辨识方案, 能够根据多个连续时间同步的实测系统状态对多参数进行快速估计, 实现参数辨识; 同时, 还引入一种双向标准化的方法对数据进行处理。在 Lorenz63 系统中对其参数进行了分析、实验。该方案能够有效地估计当前物理场状态对应的模型参数, 并且计算时间仅为传统方法的 4%, 大大提升了计算效率。



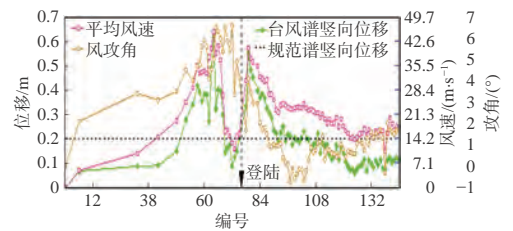
### 高空巡航阶段的飞机尾涡流场演化特性研究(77-84, Doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0064) 魏志强, 李晓晨

为研究飞机尾涡在高空的形成及消散特性, 计算了不同飞行高度处尾涡的初始强度及危险区域, 并分析了高空尾涡消散规律。结果表明, 高空尾涡的初始强度大、消散速率快, 飞机参数和大气条件的改变可以减小尾涡影响范围。



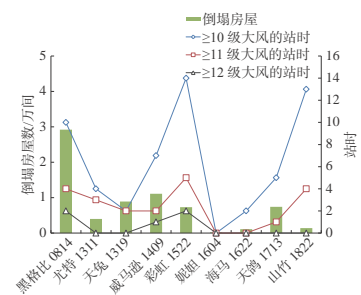
### 强台风登陆过程大跨桥梁风特性特征及其抖振响应分析(86-97, Doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0066) 赵林, 吴风英, 潘晶晶, 宋丽莉, 葛耀君

结合强台风黑格比(0814)全过程风场逐时记录数据, 对台风条件下的近地平均风特性和脉动风功率谱进行了分析, 并采用规范谱和实测台风谱对位于台风影响区内的一座大跨斜拉桥进行了三维风致抖振响应分析。结果表明: 考虑实测台风谱影响的桥梁抖振响应显著; 考虑来流大攻角对抖振响应的影响时, 竖向和扭转抖振位移分别为仅考虑规范谱响应结果的 204.12% 和 264.87%, 横向位移增加 67.27%; 强台风气候条件下, 来流大攻角和高频湍流能量卓越的脉动风速对桥梁抖振响应影响突出。



### 强台风的致灾大风特征及与倒塌房屋的关联分析(98-106, Doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0171) 陈雯超, 宋丽莉, 王丙兰, 刘爱君

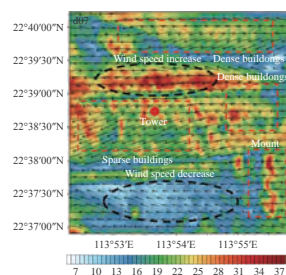
基于登陆广东的 9 个强台风逐时观测资料和灾情数据, 分析了 10 级以上大风的空间分布、演变、成因及与倒塌房屋数量的关联, 发现台风登陆前/后的逐时最大风速落区、大风影响范围和维持时间等存在显著差异; 台风登陆经过的下垫面影响着大风深入陆地的距离; 倒塌房屋数量与登陆时中心气压及最大风速的影响范围和维持时间, 以及由大风范围和维持时间构建的大风“站时”参量, 均有较密切关联, 并且与 12 级以上大风参数关联度最高。



## 台风“山竹”影响下的城市风场数值模拟研究 (107-116, Doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0048)

廖孙策, 黄铭枫, 楼文娟, 林巍, 肖志斌

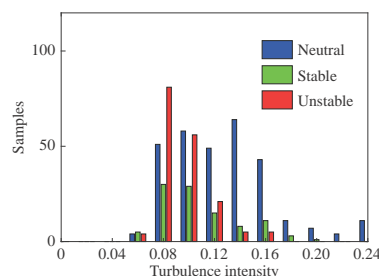
基于中尺度气象模式 WRF, 对超强台风“山竹”影响期间深圳气象观测梯度塔附近城市风场开展了数值模拟研究, 并结合观测塔的实测数据进行了比较验证。耦合 UCM 城市冠层模型完成了城市台风风场的精细化模拟; 分析了 UCM 模型对 WRF 模式模拟精度的影响。数值模拟得到的深圳气象梯度塔位置不同高度处台风风速结果与现场实测数据吻合较好, 能够较为精确地捕捉到台风过境时的城市风场特性; UCM 模型的采用进一步提高了城市台风风场近地面风速的模拟精度。



## 不同大气稳定度下台风“莫拉克”(2009)的近地风场特性 (117-128, Doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0057)

李田田, 屈宏雅, 朱蓉, 李永平, 汤胜茗

本文基于 2009 年台风“莫拉克”的实测数据, 分析了台风影响期间大气层结状况和不同稳定度条件下近地层平均风场、脉动风场特性。研究结果表明, 台风外围雨带区影响期间, 非中性层结发生概率约 44%; 不同稳定度条件下平均风速、湍流强度、阵风因子的分布规律有显著差异; von-Karman 谱对中性层结下的脉动风速谱刻画较好, 对非中性层结下的风速谱存在低频段高估、高频段低估谱能量的现象。



## 华南地区台风全局化结构及风场特征实测研究 (129-146, Doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0078)

何运成, 傅继阳, 李秋胜, 陈柏纬, 陈雯超

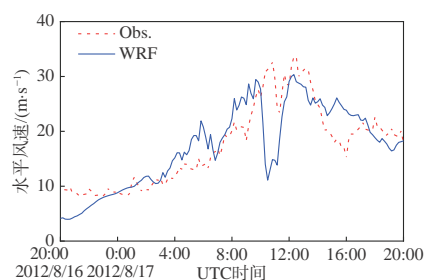
基于探空气球、雷达风廓线仪等设备的长期观测数据, 对影响华南地区台风的全局化结构及风场特征进行了研究。考察了其主结构特征, 揭示了双眼壁结构以及登陆后系统轴非对称变化特征; 提出了气压场水平轴非对称模型和垂直剖面模型, 分析了气压场关键参数及其与其他参数间的联系; 对台风边界层风场进行研究, 考察了风速剖面低空急流和风向随高度偏转的特征, 及其随径向距离和来流地貌的变化规律, 建立了以低空急流为特征的风剖面模型。



## 沿海复杂地形台风登陆过程风场多尺度数值模拟 (147-152, Doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0054)

董浩天, 陶韬, 杜晓庆

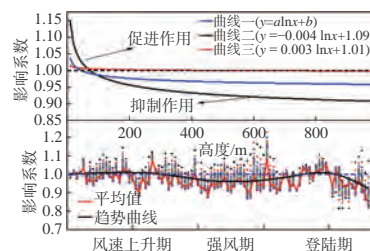
以 2012 年台风启德为背景, 通过 WRF 模式有效再现了台风中心路径和近地平均风速、风向的 24 h 时程。采用循环入流方法, 将 WRF 得到的平均风剖面中加入高频风速成分, 并作为复杂地形风场大涡模拟的入口条件, 模拟了近地风场的时间和空间分布。研究表明, 台风登陆后受到沿海复杂地形的影响, 近地流向湍流强度较海面上增强 1 倍左右, 风速高频成分显著增强, 并出现了 0.73 m/s 向下的竖向平均速度, 对局部地区的抗风安全产生较为不利的影响。



## 海洋运动对台风过境全过程水平风速特性的影响 (153-161, Doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0075)

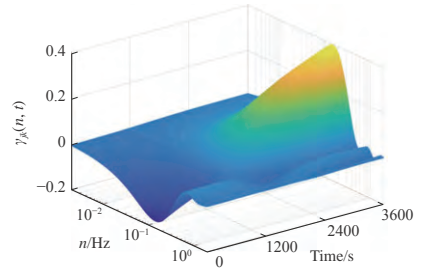
员亦雯, 柯世堂, 王硕, 赵永发, 杜琳, 张伟

本文基于 MCT 耦合器, 建立了大气模型 WRF、海浪模型 SWAN 与海流模型 FVCOM 的实时耦合模拟平台, 对比分析了耦合模式与 WRF 模式下台风“莫兰蒂”过境全过程的差异, 最终提炼出海洋运动对水平风速特性的影响规律。研究表明: 低空处海洋运动促进台风强度, 随高度增加, 影响逐渐减小; 高空处海洋运动抑制台风强度, 且这种消耗随高度增大而加强; 在台风整个发展周期, 海洋运动对低空台风强度的影响呈先促进后抑制规律, 然后随着高度增加逐渐形成相反特点。



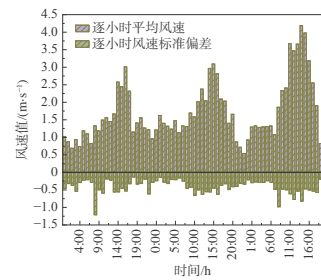
台风非平稳湍流特性研究进展与思考 (162-171, Doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0063)  
陶天友, 王浩

与良态风不同, 台风具有突出的非平稳特性, 其湍流特性十分复杂。本文基于国内外长期研究成果, 对台风非平稳湍流特性研究进展进行了综述。首先, 回顾了平稳与非平稳风速模型。然后, 针对湍流典型特征参数, 从湍流强度、湍流积分尺度、演变谱密度、相干函数等方面阐述了台风非平稳特性研究进展, 并讨论当前面临的困难与挑战。最后, 对台风非平稳湍流特性有待进一步深入研究的问题进行了展望。



激光测风雷达在风场观测领域的应用及展望 (172-179, Doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0060)  
傅军, 李洁, 吴强

本文综述了国内外激光测风雷达技术设备研究现状及应用价值。针对激光测风雷达存在的问题进行分析, 提出进一步研究的方向。对激光测风雷达在风场的应用、雷达中尺度数据与 CFD 结合应用等进行分析总结, 重点对某沿海地区风场进行了多维度分析。最后对激光测风雷达设备在技术参数等方面提出展望。



文章编号: 0258-1825(2021)04-0001-13

# CFD 不确定度量化方法研究综述

陈鑫<sup>1</sup>, 王刚<sup>1,\*</sup>, 叶正寅<sup>1</sup>, 吴晓军<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072;

2. 中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 绵阳 621000)

**摘要:**随着计算流体力学(CFD)算法和软件的不断发展和完善, CFD 数值模拟已经在涉及流体力学的各个领域发挥着日益重要的作用。不确定性因素在 CFD 计算过程中普遍存在, 并且会对数值模拟结果造成影响。发展 CFD 不确定度量化方法, 既能满足工程实践中对 CFD 可信度评估的需求, 同时也能够支撑飞行器的精细化设计。本文旨在总结不确定度量化方法及其在 CFD 领域中的发展与应用。首先介绍 CFD 计算中的不确定性来源, 以及不确定性的表现形式——随机不确定性和认知不确定性。然后按照不确定性的表现形式介绍对应的不确定度量化方法。最后介绍不确定度量化方法在 CFD 计算中的发展与应用, 并且给出进一步开展不确定度量化工作的建议。

**关键词:**不确定度量化; 随机不确定性; 认知不确定性; 混合不确定性; CFD 可信度评估; CFD 不确定性来源

中图分类号: V211.3 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0012

## A review of uncertainty quantification methods for Computational Fluid Dynamics

CHEN Xin<sup>1</sup>, WANG Gang<sup>1,\*</sup>, YE Zheng Yin<sup>1</sup>, WU Xiaojun<sup>2</sup>

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Computational Aerodynamics Institute of China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** With the rapid development of Computational Fluid Dynamics (CFD) algorithms and software, CFD has been playing an increasingly important role in various fields involving fluid mechanics. However, unavoidable uncertainties in CFD simulations have great influence on the numerical results. Therefore, developing CFD uncertainty quantification methods which characterizes all major uncertainty sources during the simulation and quantify their effects on the quantities of interest can not only satisfy the demands of CFD credibility evaluation in engineering practices, but also support the precise design of aircrafts. The development and application of uncertainty quantification methods in CFD are summarized in this paper. Firstly, the premise of CFD uncertainty quantification, i.e., uncertainty sources are introduced. Generally, uncertainties can be categorized into stochastic and epistemic ones. Their corresponding uncertainty quantification methods have been proposed. Then the development and application of uncertainty quantification methods are surveyed in typical CFD processes including the geometry generation, meshing, turbulence modeling, and inflow conditions. In the end, sensitivity analysis methods are introduced, which are used to make out the influence of different uncertainty factors on numerical results. Summarizing the previous work on uncertainty, suggestions for the future development of uncertainty quantification methods in CFD are given.

**Keywords:** uncertainty quantification; stochastic uncertainty; epistemic uncertainty; mixed aleatory-epistemic uncertainty; CFD credibility evaluation; CFD uncertainty sources

收稿日期: 2021-01-22; 修订日期: 2021-05-24; 录用日期: 2021-05-26; 网络出版时间: 2021-06-16

基金项目: 国家数值风洞工程 (NNW2019ZT7-B22); 国家自然科学基金 (11772265, 92052109)

作者简介: 陈鑫 (1993-), 男, 江苏人, 博士研究生, 研究方向: 流体力学. E-mail: nwpxcxshining@163.com

通信作者: 王刚\* (1977-) 男, 教授, 研究方向: 计算流体力学. E-mail: wanggang@nwpu.edu.cn

引用格式: 陈鑫, 王刚, 叶正寅, 等. CFD 不确定度量化方法研究综述[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(4): 1-13.

CHEN X, WANG G, YE Z Y, et al. A review of uncertainty quantification methods for Computational Fluid Dynamics[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(4): 1-13(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0012

## 0 引言

计算流体力学(CFD)在航空航天领域展现出巨大的发展潜力和工程应用价值,被广泛地应用于飞行器气动布局设计、气动性能评估和复杂流动模拟等方面<sup>[1-2]</sup>。CFD 不确定度量化已经成为当前 CFD 发展的研究重点与难点。一方面,CFD 数值方法中采用的模型及假设会对数值模拟结果产生影响,因此需要发展 CFD 不确定度量化方法,定量描述预测结果的不确定范围,评估 CFD 结果的可信度。另一方面,确定性的 CFD 计算无法考虑飞行器工作环境的随机变化对其性能的影响,不确定度量化方法能够给出关注变量的不确定随机解,从而支撑飞行器外形、结构及飞行控制系统的精细化设计。

不确定性的概念源自验证与确认工作。国外的专家学者很早就开展了 CFD 不确定度量化研究工作。1998 年,美国航空航天协会(AIAA)在 CFD 验证与确认指南<sup>[3]</sup>中初步给出不确定性的定义。Oberkampf 等<sup>[4]</sup>对不确定性的基础理论进行了补充和完善。美国机械工程协会(ASME)<sup>[5-7]</sup>进行了大量验证与确认方面的工作,进一步意识到不确定度量化工作的重要性,制定并完善了验证与确认标准。验证与确认工作的展开是为了检验计算模型是否真实反映物理模型。大多数 CFD 模拟所采用的数学模型都是确定性的,物性参数、几何模型和边界条件等也都是确定性的,并以寻求确定性解为目标。然而现实的物理环境中存在着大量的不确定性因素,如果研究对象的性能参数对某些不确定性因素较为敏感,采用确定性方法将会带来较大的风险。不确定性 CFD 技术的发展为工业设计提供了新的思路。欧盟实施 NODESIM-CFD<sup>[8]</sup>项目,旨在辨识不确定性来源,发展不确定度量化方法,对 CFD 典型算例进行不确定性模拟。NASA 在《CFD2030 愿景》报告<sup>[9]</sup>中将不确定度量化作为未来研究的重点之一。空客在欧洲流动、湍流和燃烧研究共同体(ERCOFTAC)2015 研讨会<sup>[10]</sup>中强调了 CFD 不确定度量化在工程实践中的需求及挑战,指出不确定度量化在飞行器设计各个环节发挥的重要作用。

随着国内对 CFD 验证与确认工作的逐渐重视,不确定度量化工作逐步展开。张涵信<sup>[11]</sup>等参照试验不确定度估算的做法,提出了 CFD 不确定度估算方法,用计算数据有效位数可以达到真值的前  $n$  位来表示计算结果的准确度。王瑞利等<sup>[12]</sup>结合爆轰流体力学多物理耦合的非线性偏微分方程和数值求解,介绍

多物理耦合数学建模与模拟中的不确定度量化方法,开展大量的爆轰流体力学不确定度量化工作<sup>[13-14]</sup>。中国空气动力研究与发展中心组织召开了第一届航空 CFD 可信度研讨会<sup>[15]</sup>,采用自主设计的单通道运输机模型(CHN-T1)开展 CFD 验证与确认工作,评估国内 CFD 当前技术状态,探索 CFD 进一步发展的研究方向,为不确定度量化提供了标准模型及数据库。国家数值风洞工程(NNW)设置不确定度量化研究专题,发展了一整套完整的参数不确定度量化方法<sup>[16]</sup>。

本文主要回顾国内外已经开展的诸多不确定度量化工作,总结不确定度量化工作的基本内容和方法,并结合 CFD 系统包含的典型环节介绍不确定度量化方法在 CFD 领域中的应用,最后给出进一步开展不确定度量化工作的思考与建议。

## 1 不确定度量化的基本内容及方法

不确定度量化的目标是定量地分析不确定因素对计算结果的影响。不确定度量化工作围绕以下四个方面展开<sup>[5, 17-18]</sup>: (1) 识别。明确不确定性产生的来源。(2) 表征。探究不确定性的表现形式,并用恰当的数学表达对其进行表征。(3) 传播与融合。采用不确定度量化方法研究不同种类不确定性变量在 CFD 系统中的传播,并给出数值模拟结果的整体不确定度。(4) 分析。分析变量的不确定性对于 CFD 系统的影响。

### 1.1 识别与表征

对不确定性来源的辨识是 CFD 不确定度量化的前提。Schaefer 等<sup>[19]</sup>对数值模拟中的不确定性来源进行了归纳总结。CFD 系统的不确定性主要产生于以下几个方面: (1) 模型形式的不确定性。例如,几何建模过程中的简化处理使得计算采用的几何模型不能完全反应真实的物理模型,从而影响最终的计算结果;采用不同的假设构造湍流模型会对数值模拟结果有较大的影响。(2) 模型参数的不确定性。例如湍流模型系数,湍流模型中的系数通常根据基础流动标定,改变参数设置将会对计算结果带来影响。(3) 数值求解方法的不确定性。采用不同的时间、空间离散方法以及数值格式将会对 CFD 计算结果有较大的影响。(4) 输入量的不确定性。风洞试验洞壁干扰等因素导致数值计算设置的来流边界条件不能完全反应真实情况,从而引入此类不确定性。(5) 结果后处理的不确定性。流场分析需要采用插值、积分等方法对 CFD 计算结果进行后处理,从而导致此类不确定性。

用恰当的数学表达描述不确定变量是 CFD 不确

定度量化工作的基础。不确定性按照表现形式的不同可以分为随机不确定性和认知不确定性<sup>[20]</sup>。随机不确定性是一类客观存在的不确定性,无法消除。随机不确定变量易于用概率表征,此类不确定性通常可以采用概率学的方法进行量化分析。认知不确定性是一类主观的不确定性,因为对问题的认识不足而造成。认知不确定变量通常难以给出具体的概率分布,此类不确定性通常采用非概率方法来进行量化和分析。

## 1.2 传播与分析

不确定性的传播与分析是 CFD 不确定度量化工作的重点。依据不确定性表现形式的不同,人们发展了多种不确定度量化方法。

### 1.2.1 随机不确定度量化方法

随机不确定度量化通常采用概率相关的方法。其中,基于抽样的方法是最为简单有效的。多种多样的抽样方法为此类不确定度量化方法提供了不同的研究思路。蒙特卡洛方法(MC)<sup>[21]</sup>是一种简单通用的抽样方法,通过构造随机过程并从已知的空间中进行抽样,得到大量的抽样结果,对抽样结果进行计算分析从而获取随机变量的统计信息。

对于随机变量 $\varphi(\theta_i)$ ,其期望的计算公式为:

$$\mu = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \varphi(\theta_i) \quad (1)$$

方差的计算公式为:

$$\sigma^2 = \frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N [\varphi(\theta_i) - \mu]^2 \quad (2)$$

其误差精度可表示为:

$$\varepsilon = \frac{\lambda_\alpha \sigma}{\sqrt{N}} \quad (3)$$

其中, $\lambda_\alpha$ 与置信度 $\alpha$ 一一对应,可以通过查表获得。Maitre等<sup>[22]</sup>详细研究了蒙特卡洛方法的收敛性,指出该方法的收敛速度阶为 $O(N^{-\frac{1}{2}})$ ,这里 $N$ 为采样点的个数。理论上当样本数量达到无穷大时,蒙特卡洛方法收敛到精确的随机解,为高维问题的处理带来便利,然而在处理低维问题时因为仍然需要大量的样本,会造成分析效率的降低。

根据变量特点抽样可以有效减少样本点数量,从而提高抽样方法的效率,典型的方法有:分层抽样、拉丁超立方抽样<sup>[23-26]</sup>等。上述加速算法能够在一定程度上提高计算效率,但是并没有改变抽样方法本质上对样本数量的高需求,仍然需要进行大量的计算。为了进一步提高效率,科研工作者们开始将多项式混沌方法应用于不确定度量化。

取 $\xi = \{\xi_1(\theta), \xi_2(\theta), \dots, \xi_n(\theta)\}$ 表示一组随机变量,

$\Psi_k(\xi_i)$ 为一组正交多项式。则对于样本空间 $\Omega$ 上定义的任意随机变量 $\varphi(\mathbf{X}, t, \theta)$ 都可以用如下的多项式混沌展开式来逼近<sup>[27]</sup>:

$$\varphi(\mathbf{X}, t, \theta) = \sum_{k=0}^{\infty} a_k(\mathbf{X}, t) \Psi_k(\xi) \approx \sum_{k=0}^{N_{PC}} a_k(\mathbf{X}, t) \Psi_k(\xi) \quad (4)$$

式中, $a_k(\mathbf{X}, t)$ 为确定性系数; $\Psi_k(\xi)$ 是具有随机性质的正交多项式;随机变量 $\xi$ 服从特定的概率分布。近似表达式中, $N_{PC}$ 为多项式的总数,它可以由以下公式来确定:

$$N_{PC} = \frac{(p+n)!}{p!n!} - 1 \quad (5)$$

其中, $p$ 为所采用的多项式混沌的阶数, $n$ 为随机变量的个数。参数的概率密度由要求解的实际问题决定,展开式中多项式 $\Psi_k(\xi)$ 是关于权函数 $\omega(\xi_1(\theta), \xi_2(\theta), \dots, \xi_n(\theta))$ 的正交多项式:

$$\begin{aligned} \langle \Psi_i, \Psi_j \rangle &= \int \Psi_i(\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_n) \Psi_j(\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_n) d\xi_1 d\xi_2, \dots, d\xi_n \\ &= \Psi_i^2 \delta_{ij} \end{aligned} \quad (6)$$

式中, $\delta_{ij}$ 为 Kronecker 函数。据此可以推出随机变量的统计特性。

按照与求解器耦合方式的不同,多项式混沌方法可以分为嵌入式与非嵌入式两种。嵌入式方法将流动变量展开为多项式混沌形式,在求解流体力学方程的同时可以直接得到变量的统计特性,计算量相对较小。Dinescu等<sup>[28]</sup>成功地将多项式混沌方法耦合到 NUMECA 的结构求解器 FINE™/Turbo 以及非结构求解器 FINE™/Hexa 中,并对 NASA rotor37 模型进行不确定度量化分析。然而嵌入式方法需要对求解器进行修改,大大增加了程序编写的工作量,实用性受到很大的限制。

非嵌入式方法将求解器看成“黑箱”,以确定性解为基础计算关注变量的统计特性。非嵌入式多项式混沌方法的核心是展开式系数的求解,其实现方式主要有两种:谱投影方法以及线性回归方法(又称为配置点法或随机响应面法<sup>[29]</sup>)。谱投影法利用内积对每个基函数的响应进行投影,根据正交性计算展开式系数。线性回归方法通过线性最小二乘拟合求解展开式系数。非嵌入式概率配置点法<sup>[30-31]</sup>结合了多项式混沌与配置点思想,利用概率分布函数的特性得到混沌多项式系数的近似值,可以进一步减少计算量,提高效率。当随机输入变量服从标准正态分布时,对应的多项式系数可以通过 Askey 方法求得<sup>[32]</sup>。

对于任意分布的不确定变量,相应的正交多项式系数可以通过 Gram-Schmidt 方法求得<sup>[33]</sup>。

为了实现对多个不确定变量的综合不确定度量化,需要将非嵌入式概率配置点方法扩展到多维。目前主要的思路是通过张量积实现多维求积,然而扩展到多维后其维度的增加将会导致配置点的数量呈几何级数增长,从而引发“维度灾难”。稀疏网格<sup>[34]</sup>以及降阶模型<sup>[35]</sup>的引入可以在一定程度上克服“维度灾难”的问题,提高非嵌入式概率配置点方法在不确定变量较多情况下的分析效率。

### 1.2.2 认知不确定度量化方法

由于对输入变量概率分布的认识不足,很难用概率类方法对认知不确定性进行量化分析。传统的认知不确定度量化方法有区间法<sup>[36]</sup>、模糊逻辑法<sup>[37]</sup>等。区间法将变量以区间的形式表达,区间包含变量所有可能的取值,经过 CFD 计算后得到关注变量的不确定带,该不确定带包含关注变量的所有取值。模糊逻辑法可以用来表达界限不清晰的定性知识与经验,采用隶属函数描述模糊性,运用无穷连续值的模糊集合去研究模糊性对象。

### 1.2.3 混合不确定度量化方法

实际的物理问题十分复杂,既包含随机不确定性,也包含认知不确定性。混合不确定度量化方法针对两种不确定性来源分别进行处理,实现对复杂物理过程的不确定度量化。混合不确定度量化方法主要有两种。

一种是嵌套迭代的方法:在外循环中处理认知变量而在内循环中处理随机变量<sup>[38]</sup>。根据外层循环中对认知不确定变量处理方式的不同可以分为区间值概率方法(IVP,也被称为概率范围分析 PBA)、二阶概率方法(SOP)以及 DS 证据理论(DSTE)。IVP 方法<sup>[39]</sup>将不确定性变量转化为区间的形式,通过嵌套迭代的方式得到关注变量的累积分布函数(CDF)或互补累积分布函数(CCDF)。SOP 方法与 IVP 方法类似,也采用嵌套迭代的方式,有所不同的是,SOP 方法<sup>[40]</sup>通过主观概率分布描述不确定性变量。DSTE 方法<sup>[41]</sup>证据理论以两种互补的不确定性度量方式(信任测度和似然测度)描述不确定变量。在计算统计量时采用随机展开法并且在计算上下限时采用区间优化算法将会大大提高上述三种方法的精度和效率<sup>[42]</sup>。

另一种混合不确定度量化方法是 P-box 方法<sup>[43-45]</sup>。P-box 方法通过上下界的方式给出变量的 CDF,按照上下界计算方式的不同通常可以分为参数化 P-box 和非参数化 P-box。参数化 P-box 可以由一组参数位于同一区间的分布函数表示,而非参数化 P-box 由

CDF 的包络线产生。

以上内容介绍了不确定度量化工作涉及的基本内容以及不同表现形式不确定变量的量化分析方法。下面将根据 CFD 计算中的不确定性来源介绍不确定度量化方法在 CFD 计算中的应用情况。

## 2 计算网格的不确定度量化

网格的拓扑关系、黏性网格的第一层高度、增长率以及网格的空间分布等因素决定了网格的质量,也影响了 CFD 计算的收敛以及数值模拟的最终结果。开展计算网格的不确定度量化工作对于 CFD 可信度评估具有重要意义。

Richardson 外推方法<sup>[46-47]</sup>可以估算离散误差,研究人员将其应用于 CFD 网格的不确定度量化。如图 1 所示,Celik 等<sup>[48]</sup>在 Richardson 外推方法的基础上提出了网格收敛性指标(GCI),并以此研究了网格数量对二维后台阶流动计算结果的影响,结果表明,在速度接近 0 时轴向速度对网格的敏感度最大。赵训友等<sup>[49]</sup>对现有的 GCI 离散不确定度估算法进行了改进,用加权平均的数值解代替细网格数值解来估算离散误差及不确定度,使得结果具有更高的置信度。Schaefer 等<sup>[50]</sup>研究了网格以及湍流模型系数的不确定性对于 RAE2822 翼型气动特性的影响。按照网格的疏密分布、第一层网格高度以及拓扑关系的不同,Schaefer 等生成了 6 套计算网格,并采用非嵌入式多项式混沌方法对 SA、Wilcox  $k-\omega$  以及 SST 湍流模型系数的不确定度进行量化分析,并通过 sobol 灵敏度分析了各个湍流模型系数对于总不确定性的贡献。结果表明,少部分的湍流模型系数对 CFD 数值模拟结果有较大影响,例如 SA 模型中的  $\sigma$  和  $\kappa$  等。该研究为湍流建模以及后续的三维构型不确定度量化工作打下了基础。

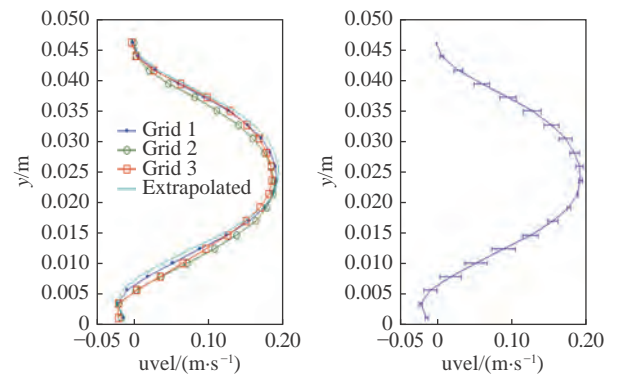


图 1 二维后台阶流动轴向速度分布<sup>[48]</sup>

Fig. 1 Wall-normal profiles of axial velocities for a two-dimensional backward-facing-step laminar flow simulated by different grids<sup>[48]</sup>

### 3 几何外形的不确定度量化

由于制造公差的存在以及对真实模型的简化处理,用于计算的几何模型与真实情况不可避免地存在着一些误差,从而引入几何外形的不确定性。对几何外形的不确定度量化对于飞行器气动设计有着重要的意义。

Loeven 等<sup>[51]</sup>为了减少不确定性因素的数量,采用参数化方法对 NACA 4 系列翼型进行建模,并利用概率配置点法研究了翼型的最大弯度、最大弯度位置以及厚度等关键设计变量的不确定性对翼型气动特性的影响。图 2 给出了 NACA5412 翼型最大弯度、最大弯度位置以及厚度等不确定性因素影响下的升力系数不确定带。对于升力系数而言,最大弯度带来的不确定性最大,大迎角下厚度带来的不确定性较大。Parussini 等<sup>[52]</sup>将张量展开混沌配置法与虚拟

域方法结合,对几种基本流动问题的几何不确定性进行量化分析。Liu 等<sup>[53]</sup>采用梯度增强的径向基函数方法(GERBF)、多项式混沌方法等研究了 RAE2822 翼型几何随机扰动对跨声速条件下气动特性的影响,研究表明,梯度增强的降阶模型方法较之直接积分方法效率更高。Liu 等<sup>[54]</sup>采用非嵌入式概率配置点方法考察了风速的不确定性对风力机气动特性的影响,探究了不确定性在流场中的传播,实现了不确定 CFD 技术对传统验证与确认工作的补充。Trojak 等<sup>[55]</sup>研究了非均匀网格对多维通量重构的影响,归纳总结了波角和网格变形对通量重构的影响规律。Liu 等<sup>[56]</sup>等基于 RBF 插值对翼型进行参数化,通过 Kriging 响应面法建立翼型流场的代理模型,并采用蒙特卡洛方法研究了压敏材料厚度分布不确定性对自然层流机翼气动力的影响。

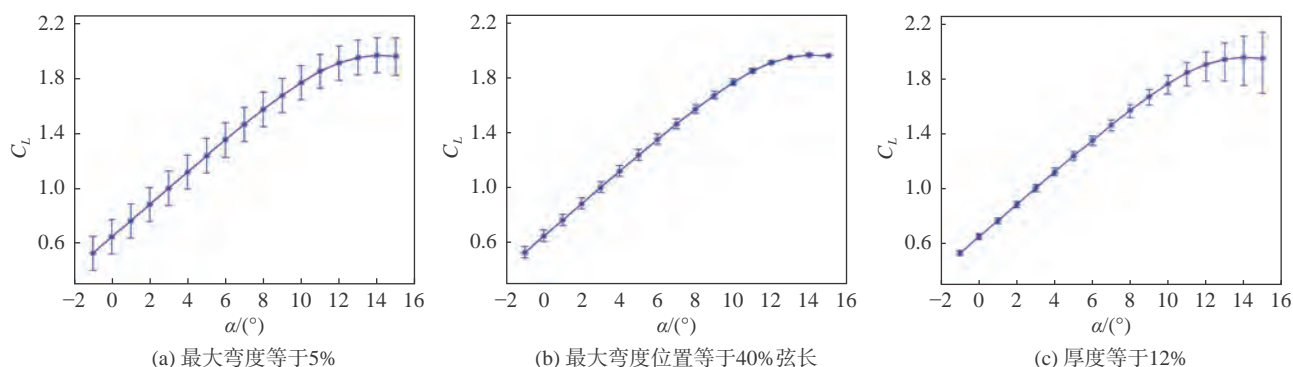


图2 NACA5412 翼型升力系数不确定带<sup>[51]</sup>

Fig. 2 The uncertainty bounds of lift coefficient for NACA5412 airfoil<sup>[51]</sup>

### 4 来流条件的不确定度量化

CFD 流场求解过程涵盖了湍流模型、离散方法和数值格式等核心要素。这些模型代表了对物理问题的近似,然而不同的方法依据不同的假设,其近似的程度也有所不同,对这些要素的不确定性进行量化分析是 CFD 计算和可信度评估的核心环节。目前在流场计算这一层级的工作主要集中在湍流模型以及来流边界条件这两个方面。

Xiu 等<sup>[57]</sup>提出了广义多项式混沌方法(GPC),理论证明了不同的概率分布存在不同的最优多项式混沌与之对应,多项式展开可以按照指数收敛,并用此方法研究了不可压槽道流动和方柱绕流的不确定度量化问题。Loeven 等<sup>[58]</sup>发展了用拉格朗日插值多项式(LIP)构造随机变量的非嵌入式概率配置点法,可以在保证计算精度一定的情况下减小确定性计算的数量,并且将该方法应用于 NACA0012 翼型的不确定

性分析中。Mariotti 等<sup>[59]</sup>运用概率配置点法对二维矩形柱体的来流不确定性进行了研究,考察了入射角、来流纵向湍流强度以及湍流积分尺度的不确定性对其空气动力学特性的影响。Avdonin 等<sup>[60]</sup>采用多项式混沌展开方法研究了预混合层流火焰传递函数的工况不确定性,考察了入口速度、燃烧器板温度和等效比等因素的影响。研究表明,非嵌入式多项式混沌方法能够高效地处理热声学不确定性问题,不确定变量概率分布函数的方差对结果的影响较大。

如图 3 所示,Zhu 等<sup>[61]</sup>采用概率配置点方法考察了来流条件不确定性对 NASA0714 翼型跨声速抖振状态气动特性的影响。研究表明,激波运动区域对于来流条件十分敏感。刘智益等<sup>[62]</sup>采用非嵌入式概率配置点法研究了转子叶顶间隙尺寸不确定性对某轴流压气机流量、效率、压比以及马赫数变化量的影响。鄂晓敬等<sup>[63]</sup>采用非嵌入式概率配置点法研究了迎角及马赫数不确定性对 NACA0012 翼型跨声速条

件下气动特性的影响。王言金等<sup>[64]</sup>采用非嵌入式多项式混沌方法考察了不可压圆柱绕流的不确定性问题。邓小兵等<sup>[65]</sup>通过在自由来流中引入随机脉动的方式开展了复杂构型细长体飞行器大迎角横侧向气动力不确定性的数值模拟研究。研究表明,大迎角气动力出现不确定性的原因是头部分离涡的结构不稳定性。徐林程等<sup>[66]</sup>发展了基于自动微分方法的不确定度量方法,研究了来流参数不确定性对风洞试验结果精确度的影响。结果显示,在亚声速来流条件下,迎角是影响风洞试验精度的主要因素;在跨声速来流条件下,影响风洞试验精度的主要因素转变为马赫数。

### 5 湍流模型的不确定度量

以湍流模式理论为基础建立的湍流模拟方法是目前 CFD 最常使用的计算湍流的手段,在精度和效率方面取得较好的平衡,满足绝大多数的工程需求。湍流模式理论以雷诺平均运动方程与随机脉动运动方程为基础,通过一系列的假设,建立描述湍流脉动量的封闭方程。在进行雷诺平均的过程中,将会进行多个层次的假设,引入潜在误差,从而限制模拟结果的可信度。

Duraisamy 等<sup>[67]</sup>将 RANS 湍流模型中的不确定性来源归纳为以下四个方面:系综平均导致的不确定性、雷诺应力函数和运算表达的不确定性、模型中函数形式的不确定性以及模型系数的不确定性。图 4 中以雷诺应力输运模型和线性涡黏模型为例,标注出湍流模型中可能存在的不确定性来源。

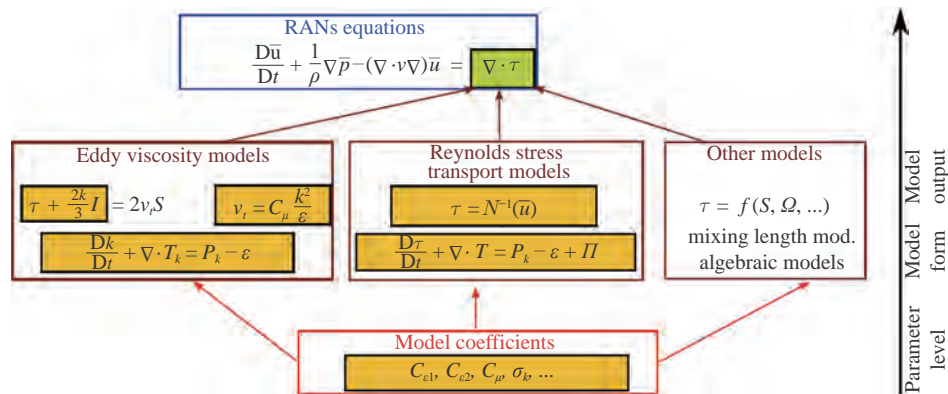
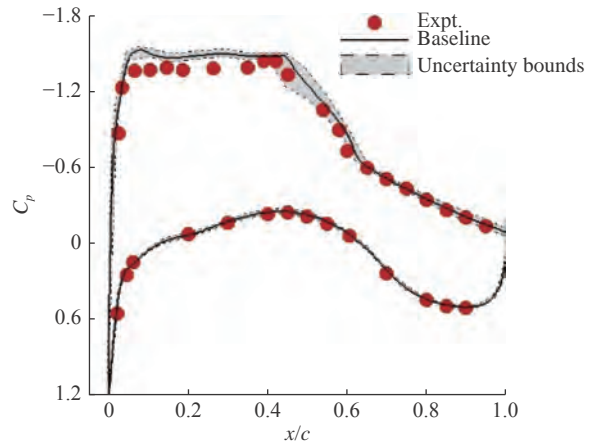


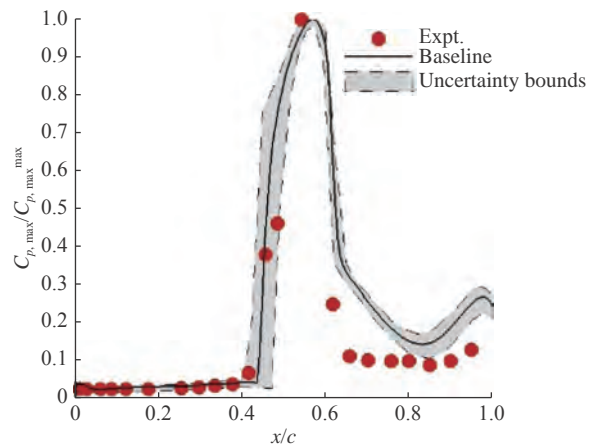
图 4 不同类别的湍流模型以及其中的不确定性来源<sup>[67]</sup>

Fig. 4 A sketch of uncertainties introduced by turbulence models<sup>[67]</sup>

Xiao 等<sup>[68]</sup>对 RANS 模拟中湍流模型的不确定度量方法进行了归纳和总结。根据二阶对称张量有三个不变量:迹、平方以及立方迹。进而可以利用雷诺偏应力张量和主应力的物理含义分析出雷诺偏应力的约束条件,即 Lumley 曲边三角形<sup>[69]</sup>。如图 5 所



(a) 平均压力系数分布



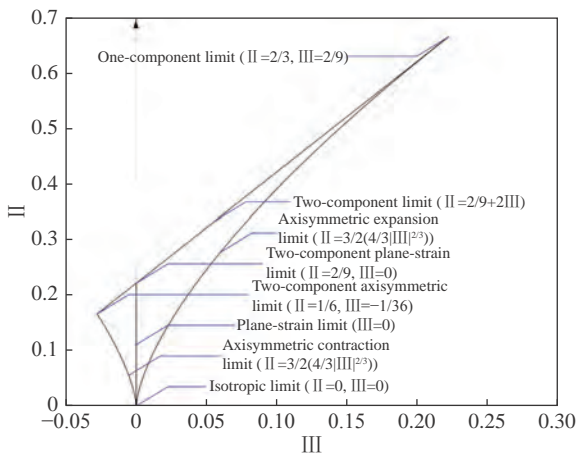
(b) 脉动压力系数分布

图 3 NASA SC(2)-0714 翼型表面压力系数及脉动压力系数不确定带<sup>[61]</sup>

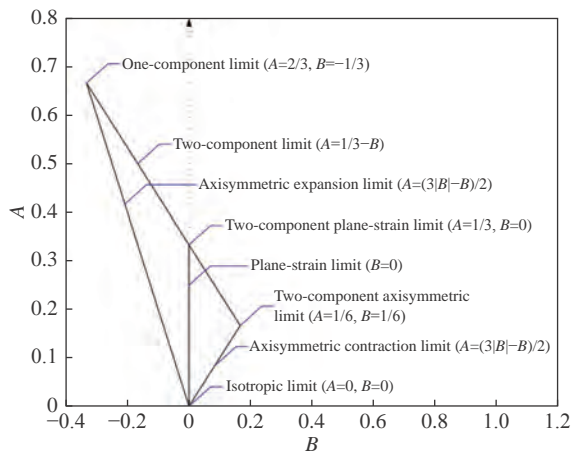
Fig. 3 The mean and root-mean-square of the pressure coefficient with uncertainty bounds<sup>[61]</sup>

示, Banerjee 等<sup>[70]</sup>用线性关系式的方式建立了雷诺偏应力张量特征值和坐标之间的关系,从而将 Lumley 曲边三角形这一限制条件转换到重心坐标系下的直边三角形。Emory 等<sup>[71-72]</sup>在雷诺应力张量中引入物理约束并对雷诺应力进行摄动,从而对湍流模型的

不确定性进行量化。该方法建立在雷诺应力特征值分解的基础之上,着重考虑了对特征值的限制,忽视了对湍动能以及特征向量的约束。Iaccarino 等<sup>[73]</sup>探究了给定约束条件下雷诺应力的变化范围,对已有考虑特征值约束的方法进行了补充。采用极限状态的特征值给出湍动能的最大值和最小值,通过五次 RANS 计算就能得到流动演化过程中特征空间的摄动范围,从而给出 CFD 计算结果的不确定度带。Iaccarino 等采用该方法研究了湍流射流模拟中湍流模型不确定性对流动的影响。



(a) II 和 III 坐标



(b) 特征值坐标

图 5 雷诺偏应力张量不变量图<sup>[70]</sup>

Fig. 5 Reynolds stress ellipsoids, in the eigenspace<sup>[70]</sup>

如图 6 所示, Mishra 等<sup>[74]</sup>同时考虑了对特征值及特征向量的约束,以摄动法雷诺应力椭球极值状态的形式形象地阐释了该方法的物理含义。如图 7 所示, Mishra 等将这种方法应用于 MD30P30N 多段翼型,得到该翼型在湍流模型涡黏假设不确定条件下的压力系数及摩擦力系数不确定带。

作为对基于特征值分解的物理方法的替代, Xiao 等<sup>[75]</sup>给出了雷诺应力不确定性的概率描述。将雷诺

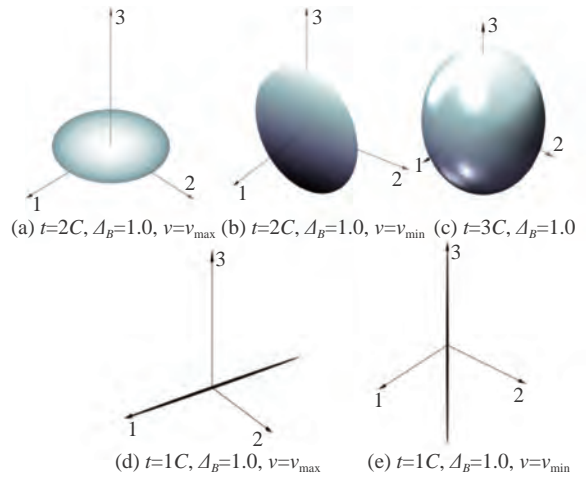
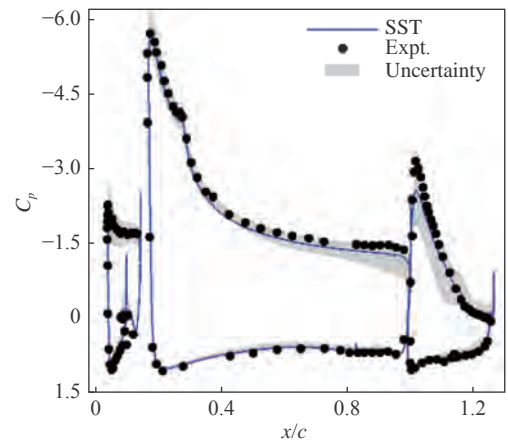
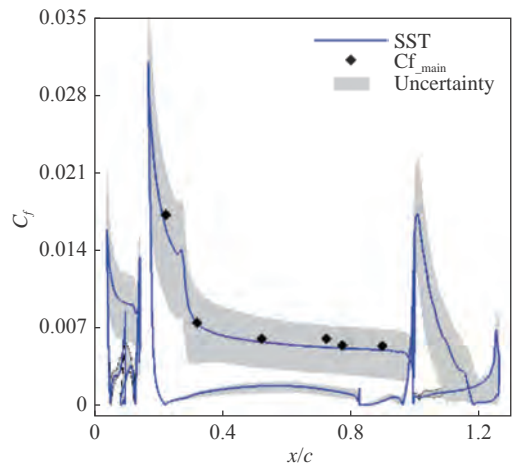


图 6 摄动法雷诺应力椭球极值状态可视化显示<sup>[74]</sup>

Fig. 6 Schematic visualization of the extremal states as Reynolds stress ellipsoids in the eigenspace perturbation methodology<sup>[74]</sup>



(a) 压力系数分布



(b) 摩擦力系数分布

图 7 MD30P30N 多段翼型采用雷诺应力摄动法表面压力系数及摩擦力系数不确定带

Fig. 7 The mean and root-mean-square of (a) pressure and (b) friction coefficients on MD30P30N with uncertainty bounds

应力用一个半正定的随机矩阵来表示,期望为 RANS 模型的雷诺应力,并且定义了雷诺应力张量的最大熵分布,通过对其采样来表征雷诺应力的不确定性。随

机矩阵法和基于特征值分解的方法类似,无论是对雷诺应力张量进行摄动还是对雷诺应力张量的分布进行抽样都能保证其可实现性。Wang 等<sup>[76]</sup>采用随机矩阵法研究了特征值和特征向量的不确定性空间,并且通过定义在随机矩阵上的最大熵分布,说明了他们之间存在的关联性。与特征值分解方法相比,这种方法不能从物理的角度对极限状态做出明确的解释。这两种方法都侧重于单点的雷诺应力误差带研究,忽视了雷诺应力随空间变化导致的不确定性。Edeling 等<sup>[77]</sup>提出了“回归涡黏模型”,对雷诺应力张量进行摄动,采用该方法对亚声速射流进行数值模拟,分析了湍流模型不确定性的影响。

湍流模型中的模型参数通常是通过一些基本流动进行校准的(例如,均匀各向同性湍流、平板流动、槽道流动等)。然而这些参数并不是普适的,需要根据流动的特性进行调整,例如, Pope<sup>[78]</sup>以及 Eisfeld<sup>[79]</sup>列举了几种典型自由剪切流的最优参数(平板射流、圆形射流以及尾流等)。在复杂湍流流动的数值模拟中,如果模型参数仍然采用基本流动的默认值,会引入不确定性。采用经典的不确定度量化方法可以简单地考察湍流模型中系数的选择对于仿真结果的影响。这些方法基本都依赖于对湍流模型中相关系数的描述。Dunn 等<sup>[80]</sup>采用拉丁超立方抽样方法研究了  $k-\varepsilon$  模型系数不确定性对二维后台阶流动的影响。研究表明,模型系数对再附点附近回流区的流向速度以及自由剪切层湍流强度影响较大。Platteeuw 等<sup>[81]</sup>采用概率配置点法研究了带有壁函数的  $k-\varepsilon$  模型系数不确定性对平板流动的影响。研究表明,壁函数参数的波动对平板流动有着显著的影响。

## 6 混合不确定度量化

CFD 系统非常复杂,涉及到大量的不确定性因素,将这些因素割裂分析将会忽略他们之间的联系,需要对 CFD 系统进行整体不确定度量化。混合不确定度量化方法被广泛地应用于 CFD 整体不确定度量化中。Shah 等<sup>[82]</sup>将 DS 证据理论与非嵌入式概率配置点方法结合,研究了迎角、来流马赫数以及 SA 模型系数等不确定性因素对 RAE2822 翼型跨声速条件下气动特性的影响。高超声速再入流动模拟中存在着大量的不确定性因素,采用传统方法计算量过大,针对这种情况,West 等<sup>[83]</sup>发展了多步不确定度量化方法。多步不确定度量化方法首先采用局部敏感性分析对不确定性变量降维,最终采用改进的非嵌入式概率配置点方法进行不确定度量化。Quagliarella 等<sup>[84]</sup>将五种基于元模型的蒙特卡洛方法、多级蒙特

卡洛方法以及非嵌入式概率配置点法分别应用于 NACA2412 翼型的不确定度量化中,研究了来流马赫数以及几何外形不确定性对其气动特性的影响。

Duque 等<sup>[85]</sup>开发了“Spectre”平台,该平台能够根据用户的自定义进行网格以及来流参数(马赫数、迎角、雷诺数等)的不确定度量化,实现 CFD 整体不确定度量化的商业化。图 8、图 9 展示了利用该平台对 NACA0012 翼型进行不确定度量化获取的升力系数及表面压力系数的统计信息。该平台能够根据用户需求给出关注变量的统计信息以及整体不确定度。Schaefer 等<sup>[86]</sup>采用了 SOP 方法实现了对网格、来流参数以及 SA 湍流模型系数的整体不确定度量化,并成功应用于 NASA 高升力 CRM 构型,验证了集成不确定度量化方法在工程应用上的可行性。Wignall 等<sup>[87]</sup>结合数据融合和降阶模型技术研究了模型以及风洞试验数据转化的不确定性对火箭气动载荷的影响。

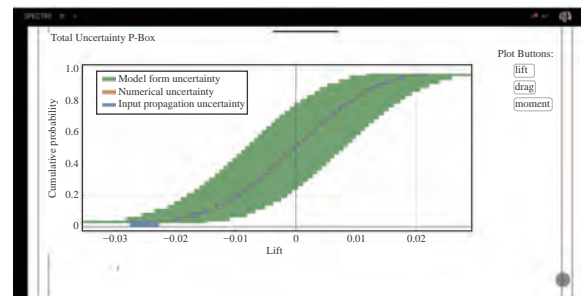


图 8 NACA0012 翼型升力系数累积密度分布函数<sup>[86]</sup>

Fig. 8 The cumulative probability distribution of lift coefficient for NACA0012<sup>[86]</sup>

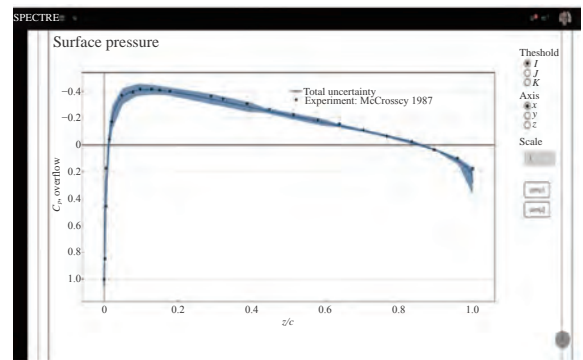


图 9 NACA0012 翼型表面压力系数不确定带<sup>[85]</sup>

Fig. 9 The total UQ of pressure coefficient for NACA0012<sup>[85]</sup>

## 7 不确定性因素的敏感性分析

对不确定度量化结果的分析也是不确定性研究中不可或缺的内容。一旦明确了 CFD 数值模拟中的各种不确定性来源和表现形式,并且对这些不确定性在 CFD 系统中的传递进行了量化,研究各类不确定

性因素对总不确定性的贡献就显得尤为关键。敏感性分析常常被用来研究不确定性因素对 CFD 计算结果的影响大小。目前对敏感性分析的研究主要集中在提升效率和精度上。

如图 10 所示, Schaefer 等<sup>[88]</sup>采用非嵌入式概率配置点方法研究了 SA 湍流模型系数不确定性对 NASA CRM 构型气动特性的影响,借助 sobol 灵敏度指标分析了 SA 模型各个系数的不确定度在总体不确定度中所占的比重。研究表明, SA 湍流模型中系数  $\sigma$  和  $\kappa$  对于跨声速近壁面流动的影响最大。肖思男等<sup>[89]</sup>对基于概率描述的不确定性结构全局灵敏度分析方法进行了概述。传统灵敏度指标分析方法在输入变量很多时效率较低且准确性得不到保证。针对这种情况, Storlie 等<sup>[90]</sup>提出了一种基于元模型和引导置信区间的敏感性分析方法,在提高敏感性分析效率的同时也保证了方法的准确性。Saltelli 等<sup>[91]</sup>采用基于方差的敏感性分析方法对模型的全局输出进

行了敏感度的考察。Sudret 等<sup>[92]</sup>引入广义多项式混沌展开方法构建降阶模型,实现高效的全局敏感性分析。与基于蒙特卡洛方法的敏感性分析方法相比,该方法可以应用于不确定变量很多的情况,并且大大提高计算效率。Duvigneau 等<sup>[93]</sup>采用连续灵敏度方程方法(CSEM)实现了对翼型形状参数的快速不确定度量化。Fiorini 等<sup>[94]</sup>推导了管道流问题的敏感性方程,利用敏感性方程方法给出进出口速度不确定条件下管道内流动变量的不确定带。将定常流动模拟结果与蒙特卡洛方法进行了对比,验证了该方法的准确性。针对非定常流动模拟敏感性随时间增加的情况,对敏感性导数进行滤波,依据滤波后的敏感性导数计算出流动变量的不确定带。

## 8 CFD 不确定度量化工作的总结与展望

随着 CFD 技术在工程实践中的广泛应用以及对 CFD 算法认识的不断加深, CFD 不确定度量化已经成为当前的研究热点,国内外针对 CFD 系统各个环节开展了大量的不确定度量化工作。CFD 不确定度量化首先需要辨识不确定性因素的来源,按照形式的不同选择恰当的方法考察不确定性在 CFD 计算过程中的传播,最终根据结果的统计特性分析不确定性因素对于 CFD 系统的影响。

目前针对几何外形、来流条件、湍流模型等因素的不确定度量化方法已经较为成熟,然而针对数值格式的不确定度量化工作开展较少,对计算网格的不确定度量化也仅仅是针对网格量这一因素。发展对这些不确定性因素的量化分析方法对于完善 CFD 系统的不确定度量化体系有着重要的作用。

CFD 系统中存在大量的不确定性因素,为了探究不确定性来源之间的关联性,从而更好地指导 CFD 方法的工程应用,需要对 CFD 系统进行全局不确定度量化分析。然而,随着待考察变量的增加,不确定度量化的计算量急剧增加,为了实现对物理问题的快速不确定度量化,需要进一步提升不确定度量化方法的效率。

当前不确定度量化工作大多针对简单构型以及一些较为简单的流动问题。随着 CFD 数值模拟对象的逐渐复杂化,需要扩展不确定度量化的应用范围,对更为复杂的构型以及流动进行不确定度量化。

现代飞行器需要面临复杂的飞行环境,其性能参数对某些不确定性因素非常敏感,确定性 CFD 计算已经不足以满足工程实际的需求,利用不确定性 CFD 技术进行飞行器外形、结构及飞行控制系统的精细化设计已经成为未来不断探索的研究方向。

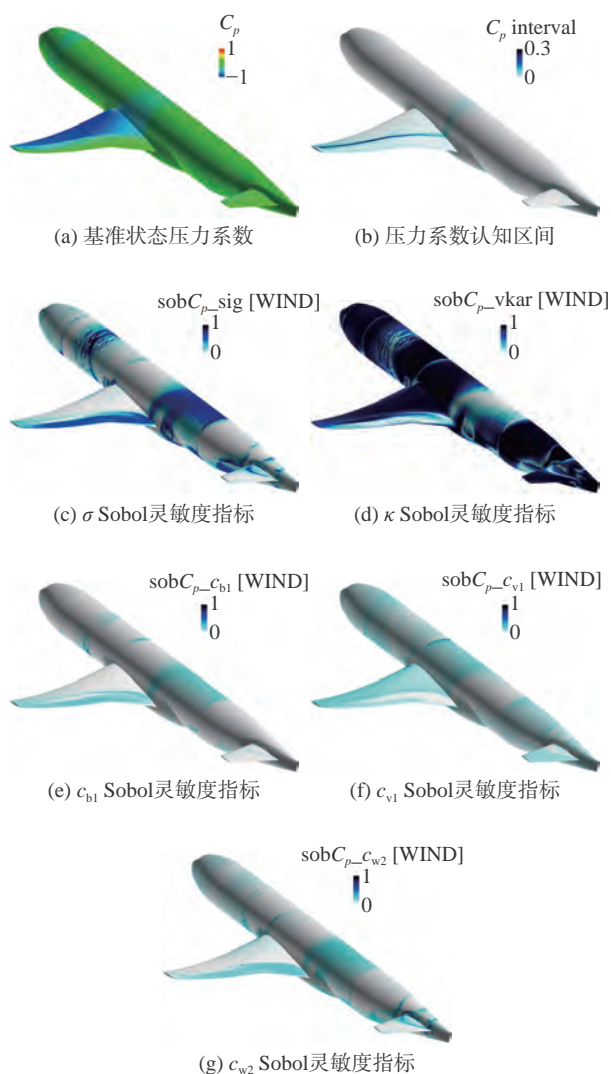


图 10 NASA CRM 模型表面压力系数结果图<sup>[88]</sup>

Fig. 10 Pressure coefficient for the NASA CRM configuration<sup>[88]</sup>

## 参 考 文 献:

- [1] JAMESON A. Computational aerodynamics for aircraft design[J]. *Science*, 1989, 245 (4916): 361–371.  
doi: 10.1126/science.245.4916.361
- [2] AGARWAL R. Computational fluid dynamics of whole-body aircraft[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1999, 31 (1): 125–169.  
doi: 10.1146/annurev.fluid.31.1.125
- [3] OBERKAMPF W L, SINDIR M N, CONLISK A T. Guide: Guide for the verification and validation of computational fluid dynamics simulations(AIAA G-077-1998(2002))[M]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998.
- [4] OBERKAMPF W L, DELAND S M, RUTHERFORD B M, et al. Estimation of total uncertainty in modeling and simulation[R]. Sandia National Laboratories, SAND 2000-0824, 2000.
- [5] SCHWER L E. Guide for verification and validation in computational solid mechanics: an overview of the PTC 60/V&V 10[M]. The American Society of Mechanical Engineers, 2006.  
<https://cstools.asme.org/csconnect/FileUpload.cfm?View=yes&ID=24816>
- [6] ASME V&V 20-2009. Standard for verification and validation in computational fluid dynamics and heat transfer[S]. The American Society of Mechanical Engineers, 2009.  
<https://files.asme.org/Catalog/Codes/PrintBook/21356.pdf>
- [7] ASME V&V 10.1-2012. An illustration of the concepts of verification and validation in computational solid mechanics[S]. The American Society of Mechanical Engineers, 2012.  
<https://www.asme.org/getmedia/ae188d7f-e6ad-483f-bf6f-194d1049d17a/31917.pdf>
- [8] HIRSCH C. NODESIM-CFD: Non-deterministic simulation for CFD based design methodologies[R]. AST5-CT-2006-030959, 2006.  
[https://trimis.ec.europa.eu/sites/default/files/project/documents/20121026\\_100225\\_36867\\_Aerodays-2011.pdf](https://trimis.ec.europa.eu/sites/default/files/project/documents/20121026_100225_36867_Aerodays-2011.pdf)
- [9] SLOTNICK J, KHODADOUST A, ALONSO J, et al. CFD vision 2030 study: a path to revolutionary computational aerosciences[R]. NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia, NASA CR-2014-218178.  
<https://core.ac.uk/download/pdf/42732819.pdf>
- [10] Airbus Group Innovations. Current engineering practices in UQ&M in aeronautics and associated challenges[Z/OL]. 2016.  
[https://reseau-mexico.fr/sites/mexicoD8/files/Mangeant\\_2.pdf](https://reseau-mexico.fr/sites/mexicoD8/files/Mangeant_2.pdf)
- [11] 张涵信. 关于CFD计算结果的不确定度问题[J]. *空气动力学学报*, 2008, 26 (1): 47–49, 90.  
ZHANG H X. On the uncertainty about CFD results[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2008, 26 (1): 47–49, 90 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2008.01.009
- [12] 王瑞利, 江松. 多物理耦合非线性偏微分方程与数值解不确定度量化数学方法[J]. *中国科学: 数学*, 2015, 45 (6): 723–738.  
WANG R L, JIANG S. Mathematical methods for uncertainty quantification in nonlinear multi-physics systems and their numerical simulations[J]. *SCIENTIA SINICA Mathematica*, 2015, 45 (6): 723–738 (in Chinese).  
doi: 10.1360/N012014-00115
- [13] 梁霄, 王瑞利. 爆炸波问题中偶然不确定度的量化[J]. *高压物理学报*, 2016, 30 (6): 531–536.  
LIANG X, WANG R L. Quantification of aleatory uncertainty in blast wave problem[J]. *Chinese Journal of High Pressure Physics*, 2016, 30 (6): 531–536 (in Chinese).
- [14] 梁霄, 王瑞利. 爆炸波中的混合不确定度量化方法[J]. *计算物理*, 2017, 34 (5): 574–582.  
LIANG X, WANG R L. Mixed uncertainty quantification of blast wave problem[J]. *Chinese Journal of Computational Physics*, 2017, 34 (5): 574–582 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.1001-246X.2017.05.006
- [15] 王运涛, 刘刚, 陈作斌. 第一届航空CFD可信度研讨会总结[J]. *空气动力学学报*, 2019, 37 (2): 247–261, 246.  
WANG Y T, LIU G, CHEN Z B. Summary of the first aeronautical computational fluid dynamics credibility workshop[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37 (2): 247–261, 246 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0219
- [16] 陈坚强. 国家数值风洞(NNW)工程关键技术研究进展[J]. *中国科学: 技术科学*, 2020(在线发表).  
CHEN J Q. Advances in the key technologies of Chinese national numerical windtunnel project[J]. *SCIENTIA SINICA Technologica*, 2020(online). (in Chinese)  
doi: 10.1360/SST-2020-0334
- [17] LEE H B, GHIA U, BAYYUK S, et al. Development and use of engineering standards for computational fluid dynamics for complex aerospace systems[C]//46th AIAA Fluid Dynamics Conference, Washington D C, Reston, Virginia: AIAA, 2016.  
doi: 10.2514/6.2016-3811
- [18] NASA-STD-7009. Standard for Models and Simulations[S]. National Aeronautics and Space Administration, 2008.  
<https://standards.nasa.gov/sites/default/files/nasa-std-7009.pdf>
- [19] SCHAEFER J A, ROMERO V J, SCHAFER S R, et al. Approaches for quantifying uncertainties in computational modeling for aerospace applications[C]//AIAA Scitech 2020 Forum, Orlando, FL. Reston, Virginia: AIAA, 2020.  
doi: 10.2514/6.2020-1520
- [20] CULLEN A, FREY H C. Probabilistic techniques in exposure assessment: A handbook for dealing with variability and uncertainty in models and inputs[M]. Plenum Press, New York, 1999.
- [21] SÁNDOR Z, ANDRÁS P. Alternative sampling methods for estimating multivariate normal probabilities[J]. *Journal of Econometrics*, 2004, 120 (2): 207–234.  
doi: 10.1016/S0304-4076(03)00212-4
- [22] LE MAÎTRE O P, KNIO O M. Spectral methods for uncertainty quantification: with applications to computational fluid dynamics[M]. Springer, 2010.  
doi: 10.1007/978-90-481-3520-2
- [23] MCKAY M D, BECKMAN R J, CONOVER W J. A comparison of three methods for selecting values of input variables in the analysis of output from a computer code[J]. *Technometrics*, 1979, 21 (2): 239.  
doi: 10.2307/1268522
- [24] SANTNER T J, WILLIAMS B J, NOTZ W I. The design and analysis of computer experiments[M]. New York, NY: Springer New York, 2003.  
doi: 10.1007/978-1-4757-3799-8
- [25] HELTON J C, DAVIS F J. Latin hypercube sampling and the propagation of uncertainty in analyses of complex systems[J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2003, 81 (1): 23–69.  
doi: 10.1016/S0951-8320(03)00058-9
- [26] HELTON J C, JOHNSON J D, SALLABERRY C J P, et al. Survey of sampling-based methods for uncertainty and sensitivity analysis.[R]. Sandia National Laboratories, SAND 2006-2901, 2006.  
[https://digital.library.unt.edu/ark:/67531/metadc891681/m2/1/high\\_res\\_d/886897.pdf](https://digital.library.unt.edu/ark:/67531/metadc891681/m2/1/high_res_d/886897.pdf)
- [27] GHANEM R G, SPANOS P D. Stochastic finite elements: A spectral approach[M]. New York, NY: Springer New York, 1991.  
doi: 10.1007/978-1-4612-3094-6
- [28] DINESCU C, SMIRNOV S, HIRSCH C, et al. Assessment of intrusive and non-intrusive non-deterministic CFD methodologies based on

- polynomial chaos expansions[J]. *International Journal of Engineering Systems Modelling and Simulation*, 2010, 2(1/2): 87–98.  
doi: 10.1504/ijesms.2010.031874
- [29] MYERS R H, MONTGOMERY D C. Response surface methodology[J]. *IIE Transactions*, 1996, 28(12): 1031–1032.  
doi: 10.1080/15458830.1996.11770760
- [30] HOSDER S, WALTERS R W, BALCH M. Point-collocation nonintrusive polynomial chaos method for stochastic computational fluid dynamics[J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(12): 2721–2730.  
doi: 10.2514/1.39389
- [31] ELDRED M. Recent advances in non-intrusive polynomial chaos and stochastic collocation methods for uncertainty analysis and design[C]//50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Palm Springs, California. Reston, Virginia: AIAA, 2009.  
doi: 10.2514/6.2009-2274
- [32] XIU D B, LUCOR D, SU C H, et al. Stochastic modeling of flow-structure interactions using generalized polynomial chaos[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2002, 124(1): 51–59.  
doi: 10.1115/1.1436089
- [33] WITTEVEEN J A S, BIJL H. Modeling arbitrary uncertainties using gram-Schmidt polynomial chaos[C]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2006.  
doi: 10.2514/6.2006-896
- [34] RESMINI A, PETER J, LUCOR D. Sparse grids-based stochastic approximations with applications to aerodynamics sensitivity analysis[J]. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 2016, 106(1): 32–57.  
doi: 10.1002/nme.5005
- [35] BOMPARD M, PETER J, DÉSIDÉRI J S. Surrogate models based on function and derivative values for aerodynamic global optimization[C]//V European Conference on Computational, 2010, Lisbonne, Portugal. INRIA-00537120.  
<https://hal.inria.fr/inria-00537120/document>
- [36] HANSEN E, WALSTER G W. *Global optimization using interval analysis*[M]. New York: Marcel Dekker, 1992.
- [37] TABER R. The fuzzy systems handbook: a practitioner's guide to building, using, and maintaining fuzzy systems (earl cox)[J]. *SIAM Review*, 1995, 37(2): 281–282.  
doi: 10.1137/1037078
- [38] TUCKER W T, FERSON S. Sensitivity in risk analyses with uncertain numbers[R]. Sandia Report, SAND 2006-2801, 2006.  
[https://digital.library.unt.edu/ark:/67531/metadc874250/m2/1/high\\_res\\_d/886899.pdf](https://digital.library.unt.edu/ark:/67531/metadc874250/m2/1/high_res_d/886899.pdf)  
doi: 10.2172/886899
- [39] FERSON S, TUCKER W T. Sensitivity analysis using probability bounding[J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2006, 91(10-11): 1435–1442.  
doi: 10.1016/j.ress.2005.11.052
- [40] GOODMAN I R, NGUYEN H T. Probability updating using second order probabilities and conditional event algebra[J]. *Information Sciences*, 1999, 121(3-4): 295–347.  
doi: 10.1016/S0020-0255(99)00089-4
- [41] SWILER L P, PAEZ T L, MAYES R L. Epistemic uncertainty quantification tutorial[C]//IMAC XXVII conference and exposition on structural dynamics, Orlando, FL, 2009.  
[https://cfwebprod.sandia.gov/cfdocs/CompResearch/docs/294\\_swi.pdf](https://cfwebprod.sandia.gov/cfdocs/CompResearch/docs/294_swi.pdf)
- [42] ELDRED M S, SWILER L P, TANG G. Mixed aleatory-epistemic uncertainty quantification with stochastic expansions and optimization-based interval estimation[J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2011, 96(9): 1092–1113.  
doi: 10.1016/j.ress.2010.11.010
- [43] WILLIAMSON R C, DOWNS T. Probabilistic arithmetic. I. Numerical methods for calculating convolutions and dependency bounds[J]. *International Journal of Approximate Reasoning*, 1990, 4(2): 89–158.  
doi: 10.1016/0888-613X(90)90022-T
- [44] FERSON S, KREINOVICK V, GINZBURG L, et al. Constructing probability boxes and dempster-shafer structures[R]. Sandia Report, SAND 2002-4015, 2003. [https://www.researchgate.net/publication/2898381\\_Constructing\\_Probability\\_Boxes\\_and\\_Dempster-Shafer\\_Structures](https://www.researchgate.net/publication/2898381_Constructing_Probability_Boxes_and_Dempster-Shafer_Structures)  
doi: 10.2172/809606
- [45] ROMERO V. Approximate probability boxes and other shortcuts in a broad-before-deep approach to balanced UQ[C]//ASME 2015 V&V Symposium, Las Vegas, NV. SAND 2015-3605C. <https://www.osti.gov/servlets/purl/1252925>
- [46] RICHARDSON L F. The approximate arithmetical solution by finite differences of physical problems involving differential equations, with an application to the stresses in a masonry dam[J]. *Philosophical Transactions of the Royal Society A*, 1911, 210(1): 459–470.  
doi: 10.1098/rsta.1911.0009
- [47] CELIK I, KARATEKIN O. Numerical experiments on application of Richardson extrapolation with nonuniform grids[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 1997, 119(3): 584–590.  
doi: 10.1115/1.2819284
- [48] CELIK I B, GHIA U, ROACHE P J, et al. Procedure for estimation and reporting of uncertainty due to discretization in CFD applications[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2008, 130(7): 078001.  
doi: 10.1115/1.2960953
- [49] 赵训友, 林景松, 童晓艳. 基于Richardson外推法的CFD中离散不确定度估计[J]. *系统仿真学报*, 2014, 26(10): 2315–2320.  
ZHAO X Y, LIN J S, TONG X Y. Discretization uncertainty estimation in CFD based on Richardson extrapolation method[J]. *Journal of System Simulation*, 2014, 26(10): 2315–2320 (in Chinese).
- [50] SCHAEFER J A, HOSDER S, MANI M, et al. The effect of grid topology and flow solver on turbulence model closure coefficient uncertainties for a transonic airfoil[C]//46th AIAA Fluid Dynamics Conference, Washington D C. Reston, Virginia: AIAA, 2016.  
doi: 10.2514/6.2016-4400
- [51] LOEVEN A, BIJL H. Airfoil analysis with uncertain geometry using the probabilistic collocation method[C]//49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Schaumburg, IL, 2008. AIAA 2008-2070.  
doi: 10.2514/6.2008-2070
- [52] PARUSSINI L, PEDIRODA V, POLONI C. Prediction of geometric uncertainty effects on fluid dynamics by polynomial Chaos and fictitious domain method[J]. *Computers & Fluids*, 2010, 39(1): 137–151.  
doi: 10.1016/j.compfluid.2009.07.008
- [53] LIU D S, LITVINENKO A, SCHILLINGS C, et al. Quantification of airfoil geometry-induced aerodynamic uncertainties---comparison of approaches[J]. *SIAM/ASA Journal on Uncertainty Quantification*, 2017, 5(1): 334–352.  
doi: 10.1137/15m1050239
- [54] LIU Z Y, WANG X D, KANG S. Stochastic performance evaluation of horizontal axis wind turbine blades using non-deterministic CFD simulations[J]. *Energy*, 2014, 73: 126–136.  
doi: 10.1016/j.energy.2014.05.107
- [55] TROJAK W, WATSON R, SCILLITOE A, et al. Effect of mesh quality on flux reconstruction in multi-dimensions[J]. *Journal of Scientific Computing*, 2020, 82(3): 1–36.  
doi: 10.1007/s10915-020-01184-2

- [56] LIU S Y, WANG Y B, QIN N, et al. Quantification of airfoil aerodynamic uncertainty due to pressure-sensitive paint thickness[J]. *AIAA Journal*, 2020, 58(4): 1432–1440.  
doi: 10.2514/1.J058801
- [57] XIU D B, KARNIADAKIS G E. The Wiener: askey polynomial chaos for stochastic differential equations[J]. *SIAM Journal on Scientific Computing*, 2002, 24(2): 619–644.  
doi: 10.1137/s1064827501387826
- [58] LOEVEN G J A, BIJL H. Probabilistic Collocation used in a two-step approach for efficient uncertainty quantification in computational fluid dynamics[J]. *Computer Modeling in Engineering and Sciences*, 2008, 36(3): 193–212.  
doi: 10.3970/cmcs.2008.036.193
- [59] MARIOTTI A, SALVETTI M V, SHOEIBI OMRANI P, et al. Stochastic analysis of the impact of freestream conditions on the aerodynamics of a rectangular 5:1 cylinder[J]. *Computers & Fluids*, 2016, 136: 170–192.  
doi: 10.1016/j.compfluid.2016.06.008
- [60] AVDONIN A, POLIFKE W. Quantification of the impact of uncertainties in operating conditions on the flame transfer function with nonintrusive polynomial chaos expansion[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2019, 141(1): 011020.  
doi: 10.1115/1.4040745
- [61] ZHU H Y, WANG G, LIU Y, et al. Numerical investigation of transonic buffet on supercritical airfoil considering uncertainties in wind tunnel testing[J]. *International Journal of Modern Physics B*, 2020, 34(14n16): 2040083.  
doi: 10.1142/s0217979220400834
- [62] 刘智益, 王晓东, 康顺, 叶顶间隙尺度的不确定性对压气机性能影响的 CFD 模拟[J]. *工程热物理学报*, 2013, 34(4): 628–631.  
LIU Z Y, WANG X D, KANG S. CFD simulations of uncertain tip clearance effect on compressor performance[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2013, 34(4): 628–631 (in Chinese).
- [63] 郭晓敬, 张伟伟, 宋述芳, 等. 翼型跨声速气动特性的不确定性及全局灵敏度分析[J]. *力学学报*, 2015, 47(4): 587–595.  
WU X J, ZHANG W W, SONG S F, et al. Uncertainty quantification and global sensitivity analysis of transonic aerodynamics about airfoil[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2015, 47(4): 587–595 (in Chinese).  
doi: 10.6052/0459-1879-14-372
- [64] WANG Y J, ZHANG S D. Uncertainty quantification of numerical simulation of flows around a cylinder using non-intrusive polynomial chaos[J]. *Chinese Physics Letters*, 2016, 33(9): 090501.  
doi: 10.1088/0256-307x/33/9/090501
- [65] 邓小兵, 陈琦, 袁先旭, 等. 复杂构型细长体飞行器大迎角气动不确定性机理研究[J]. *中国科学: 技术科学*, 2016, 46(5): 493–499.  
DENG X B, CHEN Q, YUAN X X, et al. Study of aerodynamic uncertainty on the complex slender vehicle at high angle of attack[J]. *SCIENTIA SINICA Technologica*, 2016, 46(5): 493–499 (in Chinese).  
doi: 10.1360/N092015-00053
- [66] 徐林程, 王刚, 武洁, 等. 翼型风洞试验中不确定性分析的自动微分方法[J]. *航空学报*, 2014, 35(8): 2102–2111.  
XU L C, WANG G, WU J, et al. Uncertainty analysis of airfoil wind tunnel tests with automatic differentiation[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(8): 2102–2111 (in Chinese).
- [67] DURAISAMY K, IACCARINO G, XIAO H. Turbulence modeling in the age of data[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2019, 51(1): 357–377.  
doi: 10.1146/annurev-fluid-010518-040547
- [68] XIAO H, CINNELLA P. Quantification of model uncertainty in RANS simulations: a review[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2019, 108: 1–31.  
doi: 10.1016/j.paerosci.2018.10.001
- [69] LUMLEY J L, NEWMAN G R. The return to isotropy of homogeneous turbulence[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1977, 82(1): 161–178.  
doi: 10.1017/s0022112077000585
- [70] BANERJEE S, KRAHL R, DURST F, et al. Presentation of anisotropy properties of turbulence, invariants versus eigenvalue approaches[J]. *Journal of Turbulence*, 2007, 8: N32.  
doi: 10.1080/14685240701506896
- [71] EMORY M, PECNIK R, IACCARINO G. Modeling structural uncertainties in Reynolds-averaged computations of shock/boundary layer interactions[C]//49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2011.  
doi: 10.2514/6.2011-479
- [72] EMORY M, LARSSON J, IACCARINO G. Modeling of structural uncertainties in Reynolds-averaged Navier-Stokes closures[J]. *Physics of Fluids*, 2013, 25(11): 110822.  
doi: 10.1063/1.4824659
- [73] IACCARINO G, MISHRA A A, GHILI S. Eigenspace perturbations for uncertainty estimation of single-point turbulence closures[J]. *Physical Review Fluids*, 2017, 2(2): 024605.  
doi: 10.1103/PhysRevFluids.2.024605
- [74] MISHRA A A, MUKHOPADHAYA J, IACCARINO G, et al. Uncertainty estimation module for turbulence model predictions in  $SU_2$ [J]. *AIAA Journal*, 2018, 57(3): 1066–1077.  
doi: 10.2514/1.J057187
- [75] XIAO H, WANG J X, GHANEM R G. A random matrix approach for quantifying model-form uncertainties in turbulence modeling[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2017, 313: 941–965.  
doi: 10.1016/j.cma.2016.10.025
- [76] WANG J X, SUN R, XIAO H. Quantification of uncertainties in turbulence modeling: a comparison of physics-based and random matrix theoretic approaches[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2016, 62: 577–592.  
doi: 10.1016/j.ijheatfluidflow.2016.07.005
- [77] EDELING W N, IACCARINO G, CINNELLA P. Data-free and data-driven RANS predictions with quantified uncertainty[J]. *Flow, Turbulence and Combustion*, 2018, 100(3): 593–616.  
doi: 10.1007/s10494-017-9870-6
- [78] POPE S B. *Turbulent flows*[M]. Cambridge, UK: Cambridge Univ. Press, 2000.
- [79] EISFELD B. Reynolds stress anisotropy in self-preserving turbulent shear flows[R]. DLR-Interner Bericht. DLR-IB-AS-BS-2017-106, 158 S. <https://elib.dlr.de/113887/>
- [80] DUNN M C, SHOTORBAN B, FRENDA A. Uncertainty quantification of turbulence model coefficients via Latin hypercube sampling method[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2011, 133(4): 041402.  
doi: 10.1115/1.4003762
- [81] PLATTEEUW P D A, LOEVEN G J A, BIJL H. Uncertainty quantification applied to the k-epsilon model of turbulence using the probabilistic collocation method[C]//49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Schaumburg, IL. Reston, Virginia: AIAA, 2008.  
doi: 10.2514/6.2008-2150
- [82] SHAH H R, HOSDER S, WINTER T. A mixed uncertainty quantification approach with evidence theory and stochastic expansions[C]//16th AIAA Non-Deterministic Approaches Conference,

- National Harbor, Maryland. Reston, Virginia: AIAA, 2014.  
doi: 10.2514/6.2014-0298
- [83] WEST T K, HOSDER S, JOHNSTON C O. Multistep uncertainty quantification approach applied to hypersonic reentry flows[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2013, 51(1): 296–310.  
doi: 10.2514/1.A32592
- [84] QUAGLIARELLA D, SERANI A, DIEZ M, et al. Benchmarking uncertainty quantification methods using the NACA2412 airfoil with geometrical and operational uncertainties[C]//AIAA Aviation 2019 Forum, Dallas, Texas. Reston, Virginia: AIAA, 2019.  
doi: 10.2514/6.2019-3555
- [85] DUQUE E P, LAWRENCE S. Spectre: a computational environment for managing total uncertainty quantification of CFD studies[C]//AIAA Scitech 2019 Forum, San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2019.  
doi: 10.2514/6.2019-2221
- [86] SCHAEFER J A, CARY A W, DUQUE E P, et al. Application of a CFD uncertainty quantification framework for industrial-scale aerodynamic analysis[C]//AIAA Scitech 2019 Forum, San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2019.  
doi: 10.2514/6.2019-1492
- [87] WIGNALL T J, HOULDEN H. Uncertainty quantification for launch vehicle aerodynamic line loads[C]//AIAA Scitech 2020 Forum, Orlando, FL. Reston, Virginia: AIAA, 2020.  
doi: 10.2514/6.2020-1521
- [88] SCHAEFER J A, CARY A W, MANI M, et al. Uncertainty quantification and sensitivity analysis of SA turbulence model coefficients in two and three dimensions[C]//55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Grapevine, Texas. Reston, Virginia: AIAA, 2017.  
doi: 10.2514/6.2017-1710
- [89] 肖思男, 吕震宙, 王薇. 不确定性结构全局灵敏度分析方法概述[J]. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2018, 48(1): 8–25.  
XIAO S N, LV Z Z, WANG W. A review of global sensitivity analysis for uncertainty structure[J]. *SCIENTIA SINICA (Physica, Mechanica & Astronomica)*, 2018, 48(1): 8–25 (in Chinese).
- [90] STORLIE C B, SWILER L P, HELTON J C, et al. Implementation and evaluation of nonparametric regression procedures for sensitivity analysis of computationally demanding models[J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2009, 94(11): 1735–1763.  
doi: 10.1016/j.ress.2009.05.007
- [91] SALTELLI A, ANNONI P, AZZINI I, et al. Variance based sensitivity analysis of model output. Design and estimator for the total sensitivity index[J]. *Computer Physics Communications*, 2010, 181(2): 259–270.  
doi: 10.1016/j.cpc.2009.09.018
- [92] SUDRET B. Global sensitivity analysis using polynomial chaos expansions[J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2008, 93(7): 964–979.  
doi: 10.1016/j.ress.2007.04.002
- [93] DUVIGNEAU R, PELLETIER D. A sensitivity equation method for fast evaluation of nearby flows and uncertainty analysis for shape parameters[J]. *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, 2006, 20(7): 497–512.  
doi: 10.1080/10618560600910059
- [94] FIORINI C, DESPRÉS B, PUSCAS M A. Sensitivity equation method for the Navier-Stokes equations applied to uncertainty propagation[J]. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 2021, 93(1): 71–92.  
doi: 10.1002/flid.4875

( 本文责编: 王颖 英文编审: 董思卫 )

文章编号: 0258-1825(2021)04-0014-12

# 直升机 CFD 仿真现状与发展趋势分析

肖中云, 郭永恒\*, 张露, 崔兴达

(中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 绵阳 621000)

**摘要:**传统直升机气动设计较多依赖升力线理论、涡流理论等工程分析方法, 高性能计算使采用 CFD 方法开展“第一性原理”仿真成为可能。本文从旋翼运动特点出发介绍了直升机区别于固定翼飞机的一些特殊计算方法, 指出当前 CFD 方法在直升机实际应用中存在的不足。在此基础上, 探讨了国外先进直升机 CFD 软件的发展策略与技术途径, 从多求解器耦合、网格动态自适应技术、高阶格式与湍流模型的选取、多学科耦合求解等四个方面分析了这些软件的特点与技术优势。最后就如何适应未来发展需要, 提出了直升机 CFD 能力建设方面的几点建议。分析表明, 直升机由于旋翼运动具有与操纵输入、结构变形相耦合的特点, 分部件及单学科的 CFD 分析方法与真实飞行状态存在偏差, 多学科耦合分析与旋翼尾迹的精细模拟应当是软件未来发展的重点。

**关键词:**直升机; 多学科; 仿真; 并行; 航空力学

中图分类号: V211.3; V212.4 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0067

## An analysis of current status and prospects of CFD based simulation of rotorcrafts

XIAO Zhongyun, GUO Yongheng\*, ZHANG Lu, CUI Xingda

(Computational Aerodynamics Institute of China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** Traditionally, the aerodynamic design of rotorcrafts relies heavily on engineering analysis methods such as lift line or vortex theory. Nowadays, however, high-performance computing makes the high-fidelity first principle simulation possible by computational fluid dynamics (CFD) methods. Based on the characteristics of rotor motions, some particular CFD methods are introduced and compared with those for fixed wings, and the shortcomings of current CFD in engineering applications are pointed out. On this basis, the development strategies and technical routines of foreign advanced helicopter CFD softwares are discussed, whose numerical methods and related technique merits are analyzed from multiple aspects including multi-solver coupling, dynamically adaptive mesh refinement, high-order schemes, turbulence models, and multi-disciplinary coupling analyses. Lastly, some suggestions on rotorcraft simulations are put forward to satisfy future needs. Due to the coupling between rotor motions and control inputs as well as structural deformations, results of CFD simulations in the way of part-by-part analyses or single-disciplinary modeling deviate from actual flight states. Therefore, future softwares of rotorcrafts should focus on multi-disciplinary coupled solutions and high resolution of rotor wakes.

**Keywords:** rotorcraft; multi-disciplinary; simulation; parallel; aeromechanics

## 0 引言

直升机<sup>[1-3]</sup>是一种依靠旋翼产生升力、能够垂直

起降、长时间空中悬停的飞行器, 其飞行包线左边界性能优于其它任何飞行器种类。直升机依靠旋翼进行操纵, 能够朝着前后左右及任意方向飞行, 机动性

收稿日期: 2020-04-21; 修订日期: 2020-07-20; 录用日期: 2020-07-22; 网络出版时间: 2020-09-10

基金项目: 国家数值风洞工程(NNW)

作者简介: 肖中云(1977-), 男, 四川大竹人, 研究员, 研究方向: 计算空气动力学. E-mail: scxiaozy@sina.cn

通信作者: 郭永恒\*, 助理研究员, 研究方向: 计算空气动力学. E-mail: matrixspace@163.com

引用格式: 肖中云, 郭永恒, 张露, 等. 直升机 CFD 仿真现状与发展趋势分析[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(4): 14-25.

XIAO Z Y, GUO Y H, ZHANG L, et al. An analysis of current status and prospects of CFD based simulation of rotorcrafts[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(4): 14-25(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0067

能良好。同时,直升机还具有良好的安全性,即使在失去动力的前提下,旋翼可以通过类似风车运动原理实现自转下滑,降低触地速度,最大限度地保证人员安全。直升机以上述优良的特点在军事和民用领域得到广泛应用,时至今日,世界航空发达国家仍在不遗余力地发展直升机技术<sup>[4-5]</sup>,主要体现在,一是提高直升机的最大前飞速度,满足快速侦察及打击的军事需要;二是提高最大起飞重量满足重装运输的要求;三是提升飞行高度满足高原山区的使用要求;四是降低噪声指标以适应满足日益严苛的城市适航标准。

长期以来,直升机空气动力学分析依赖于经典的基于动量、叶素及涡流理论的工程分析方法<sup>[6-7]</sup>,气动力模型的选取(包括非线性、非正常和自由度数目的多少)对仿真精度有直接影响,而且不同仿真目的所选择的模型差异也较大。比如常规单旋翼带尾桨直升机模型要包含旋翼、尾桨、机身、平尾和立尾等各部件气动力模型,运动学模型以及各模型间的耦合与约束。在这些部件气动力模型当中,旋翼模型最为复杂,国内外研究学者相继发展了均匀/非均匀入流模型、静态/动态入流模型、动态失速模型,考虑桨尖涡系影响又发展了预定尾迹、自由尾迹等模型<sup>[8]</sup>。总的来说,这些模型计算量小,在解决工程计算问题上发挥了很大作用,但由于较强依赖于工程经验参数,缺少流动细节,不能满足日益复杂工程问题的研究需要。对固定翼 CFD 方法加以改造,使之能够模拟旋翼周期运动状态,便形成了最初的直升机 CFD 方法。这些改造包括非惯性旋转坐标系计算、周期性边界条件、动网格非定常模拟及可压缩低速预处理方法等。尽管近年来直升机 CFD 从计算方法和计算机能力上都获得了很大进展,但是将其直接用于工程设计却一直难有大的突破,主要原因是 CFD 还没能忠实还原实际飞行状态<sup>[9]</sup>。真实飞行条件下影响直升机旋翼性能的有操纵的因素、有挥舞运动的因素、有桨叶弹性变形因素,以及与机身近距耦合的影响等,忽略其中任何一个因素都可能导致较大误差。所以,当直升机 CFD 一方面用于获得基本气动性能,甚至开展部件气动设计的同时,另一方面却很难将其融入到型号项目的数据体系中,起到对直升机的全机气动性能、操稳特性、振动载荷分析的支撑作用,很大程度削弱了 CFD 在直升机工程设计中的作用发挥。

围绕直升机 CFD 的当前不足和下一步发展方向,本文从以下三个方面进行探讨。首先是介绍了 CFD 在直升机领域的发展现状及面临的问题,然后就解决这些问题分析了国外航空发达国家的发展策略与技术路线,最后提出了对未来发展路线的思考和几

点建议。

## 1 直升机 CFD 方法发展及面临的问题

### 1.1 直升机相关的 CFD 方法

直升机区别于固定翼飞机的典型特征包括旋翼非定常运动和旋翼尾迹影响,为了将 CFD 方法应用于直升机模拟,国内外发展了系列针对直升机运动特点的特殊模拟方法<sup>[10-12]</sup>,形成了具有一定知名度的直升机专用 CFD 软件。表 1 列出了 2015 年参与 AIAA 直升机模拟工作组标准算例考核的软件名称,这些软件包括美国 Maryland 大学的 Overturns<sup>[13]</sup>、Geogia 大学的 GT-Hybrid<sup>[14]</sup>、英国 Glasgow 大学的 HMB<sup>[15]</sup>、法国宇航的 elsA<sup>[16]</sup>、美国 NASA 的 Overflow-D 及 CREAT AV 项目的 Helios 等。从网格类型上看,模拟直升机的网格包括结构网格、非结构网格、笛卡尔网格等,上述软件大多针对某一种网格类型,采用特定数据结构和计算方法进行流场求解,与众不同的是,Helios 软件通过发展高效率的软件集成框架,使之能够采用多种网格、多个异构求解器耦合对直升机流场进行模拟。在尾迹模拟法上,GT-Hybrid 采用了 CFD 与自由尾迹相结合的方法,即在桨叶附近,尾迹通过 CFD 模拟得到,然后通过拉格朗日方法计算尾迹在空间的发展;Overturns 采用了一种称为涡追踪网格的技术,涡网格随桨尖涡尾迹发展而变化,与原有网格构成重叠关系;其余软件采用了直接计算旋翼尾迹的方法,桨尖涡的数值耗散是这类方法需要解决的难题。

表 1 国外直升机 CFD 软件一览表

Table 1 A list of foreign rotorcraft CFD solvers

软件名称	机构	网格类型	尾迹模拟
GT-Hybrid	Geogia大学	结构网格	自由尾迹
Overturns	Maryland大学	结构网格	涡追踪网格
HMB	Glasgow大学	结构网格	直接模拟
U <sup>2</sup> NCLE	Toledo大学	非结构网格	直接模拟
ElsA	ONERA	结构/非结构	直接模拟
Overflow-D	NASA	结构网格	直接模拟
Helios	CREAT AV	混合网格	直接模拟

国内自主旋翼 CFD 软件在近二十年也获得了长足的发展,如南京航空航天大学的 CLORNS<sup>[17, 18]</sup>、西北工业大学 PMNS3D<sup>[19-20]</sup>、中国空气动力研究与发展中心的 PMB3D<sup>[21-22]</sup>等。这些软件从模拟旋翼的悬停和前飞状态出发,分别发展了非惯性坐标系、动态重叠网格、高效旋翼配平等方法,其中 CLORNS 侧重发展了旋翼尾迹预测方法,如 CFD 与自由尾迹模

型相结合的方法、涡粒子方法等, PMB3D 侧重发展了旋翼的动网格计算方法, 包括并行重叠网格装配与隐式求解、非定常预处理等算法。从公开发表的结果来看, 当前方法在计算桨叶压力系数分布、旋翼拉力与扭矩等平均量上与标模试验值吻合较好, 但在旋涡干扰、桨叶振动载荷预测等方面仍有差距, 一些新的计算方法(如考虑弹性变形影响)仍在不断发展完善当中。

由于运动规律和特点的不同, 旋翼 CFD 方法形成了部分不同于固定翼求解的特殊方法。这些方法中有的基于旋翼周期性运动规律而设计, 如非惯性坐标系求解、谐波平衡法等; 有的专门针对旋翼尾迹的模拟问题, 如涡粒子方法, 下面对这些方法的特点进行阐述。非惯性旋转坐标系<sup>[23]</sup>专门针对旋翼的悬停状态, 即在固连于桨叶的旋转坐标系下观察, 悬停流场为具有旋转对称性的定常流场, 因此可以将惯性系下的非定常问题转化为在旋转坐标系下的定常求解<sup>[21]</sup>。为了节约计算量, 可以只对旋翼的单片桨叶进行模拟, 旋转方向上为周期性边界条件。惯性系下的动网格非定常计算方法适合于直升机的悬停、前飞以及任意机动状态的模拟。采用动网格技术模拟旋翼和尾桨的运动, 运动嵌套网格方法是当前较为普遍的做法, 适用于结构或者非结构网格, 该方法目前发展有洞边界自动查询技术及并行重叠网格装配技术, 取得了很好的重叠网格装配效果及装配效率。谐波平衡法是从透平机械等内流模拟中发展而来, 由于直升机旋翼同样具有周期性运动的特点, 因此同样可以适用于谐波平衡法求解<sup>[24]</sup>, 谐波平衡法的优势体现在将非定常流动控制方程转化数个定常方程求解, 有效减少了计算量, 适用于旋翼前飞流场的计算。

当前基于欧拉观点的 CFD 方法还普遍存在数值耗散过大的问题, 不能准确预测桨尖涡带来的影响, 因此产生了 CFD 与尾迹模型结合的计算方法。一种做法是在计算区域中嵌入自由尾迹模型, 另一种做法是求解涡量输运模型(Vortex Transport Model, VTM), 涡量输运模型由于直接对涡量控制方程进行求解, 而涡量是速度的导数项, 有利于更加准确的控制旋涡耗散, 避开了传统方法求解速度方程产生的数值耗散过大的问题。图 1 显示了用有限体积法求解 VTM 模型得到的共轴双旋翼旋涡尾迹<sup>[25]</sup>。VTM 模型的拉格朗日求解方法又称为涡粒子法<sup>[26-27]</sup>, 其计算思路是在桨叶附近采用 CFD 模拟桨尖涡的生成, 在桨叶外围采用拉格朗日方法模拟涡量输运方程<sup>[26]</sup>。

## 1.2 工程应用面临的问题

近年来, CFD 在固定翼飞机上的应用得到了长足

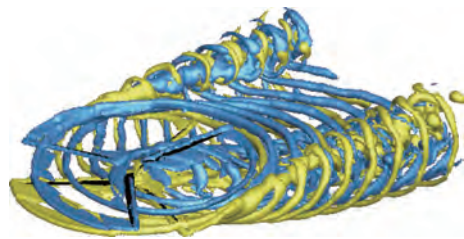


图 1 VTM 模拟得到的旋涡尾迹<sup>[25]</sup>

Fig. 1 Vortex wakes obtained by a simulation based on the vortex transport model<sup>[25]</sup>

的发展<sup>[28]</sup>, 但是在直升机上的应用还存在较大的差距。对于直升机, CFD 应用通常因必须适应旋翼部件相对于机身的旋转运动而变得复杂, 主要表现在以下四个方面。首先, 一般情况下旋翼流动模拟是一个在动网格条件下的非定常计算过程, 计算量比对应定常计算高出一个量级。其次, 由于旋翼叶片的细长柔性梁变形特性, 工作状态下存在弹性变形, 涉及气动结构两个学科的耦合模拟增加了计算难度。第三, 旋翼既是提供升力的部件, 也是提供操纵力矩的部件, 因此除非旋翼解代表实际的配平状态, 否则它们几乎没有用处, 这意味着旋翼(直升机)模拟需要在流场求解过程中达到力和力矩的平衡<sup>[29-30]</sup>。最后, 旋翼自身产生的涡流尾迹贴近旋翼和机身, 产生一系列复杂的桨涡干扰、旋翼机身干扰现象, 而准确模拟这些旋涡及其干扰现象, 对网格方法和格式精度的要求极高<sup>[31-32]</sup>。上述困难意味着直升机 CFD 模拟具有很强的特殊性, 传统 CFD 软件在使用过程中存在精度效率不足、适用性弱、易用性差等种种问题, 迫切需要有针对性地发展专门的数值方法和软件, 形成贴近工程适用的数值仿真分析工具, 扩大 CFD 在直升机工程型号研制中的作用和贡献度。

## 2 国外发展策略与技术路线

### 2.1 发展策略与趋势

直升机气动相关软件包括了概念设计工具软件、旋翼动力学综合分析软件、计算流体力学软件等几大类。其中动力学综合分析软件采用快速气动模型, 在使用中占了较大的比重, 如 CAMRAD<sup>[8]</sup>、FlightLab<sup>[33]</sup>等。近年来, 随着高性能计算机和计算技术的发展, 以高性能计算为支撑的建模与仿真技术研究受到了空前的重视。美国国防部提出了基于仿真的采办(Simulation Based Acquisition, SBA)的概念<sup>[34-35]</sup>, 其核心思想是通过采用建模与仿真技术, 指导装备开发与采办, 实现系统全生命周期各阶段的协同工作。在该思想指导下, 美军高性能计算现代化计划(HPCMP)

发起了“计算研究和工程采办工具与环境”(CREATE)项目<sup>[36-39]</sup>,其中针对直升机专门开发高逼真度、全尺度、多物理分析工具(Helios)<sup>[40-41]</sup>,该工具采用模块化、可扩展性强的软件架构,在大量集成CFD现有软件成果的同时,针对性地发展符合直升机特点的软件模块,取得了很好的效果。该项目从2008年开始实施,目前已经发布了九个版本,在工业界、研究所、高校等部门得到推广使用<sup>[42-45]</sup>。未来Helios还将面向联合多任务旋翼机技术演示(JMR-TD)等项目继续开发和改进。该软件工程同时是支撑美国国防部“数字工程战略”<sup>[46]</sup>的一部分,其长期目标是通过发展建模、仿真与可视化技术,建立基于物理特性的模型,最终实现利用虚拟样机代替物理样机对产品进行创新设计、测试、评估和人员训练。总的来说,国外以高性能计算为支撑的直升机CFD软件呈现出火热的发展势头,从技术路线上包含以下几个方面的特点。

## 2.2 多网格类型异构求解器的耦合

从单一网格计算发展到采用多种类型网格和多个求解器对一个案例进行模拟<sup>[47-49]</sup>。传统CFD代码通常只采用一种网格类型,如结构网格、非结构网格<sup>[50]</sup>或者笛卡尔网格<sup>[51]</sup>,每种网格类型有着各自的优势与劣势,比如,笛卡尔网格易于生成、实现自适应以及拓展到高阶精度,但是不适合模拟复杂几何外形的边界层;结构化贴体网格在模拟边界层方面表现很好,但是复杂几何的网格生成十分繁琐,对用户经验要求较高;非结构网格适合于复杂几何,网格生成相对容易,但空间精度又通常只能到二阶,并且其数据结构的计算效率要低于结构化网格。因此,当一种网格类型在流场的某个部分带来好处的时候,在其他方面也有不利之处,如果一个计算框架下可以包含多种网格类型的话,就可以针对具体问题对网格策略进行优化,使计算效率和精度达到最佳。模拟旋翼的双网格计算模式如图2所示。采用多种网格重叠的模拟方式在Overflow<sup>[52]</sup>、Helios<sup>[43]</sup>、Kestral<sup>[53-54]</sup>等软件上得到应用,在Helios项目中,典型的应用方式是在旋翼桨叶上采用结构化网格、在直升机桨毂和机身上采用非结构化网格、在远离物面的区域采用笛卡尔网格。除了上述网格类型外,Helios还引入了能够自动生成物面贴体网格的“绳网格”(Strand Grid)<sup>[55-56]</sup>。绳网格和笛卡尔网格相似具有如下优点:首先,用极小的内存就可以进行描述,这样可以在参与并行计算的每个进程上存储总体网格信息,有利于效率和多域连接可扩展性的提高;其次,绳网格和笛卡尔网格具有结构化特征,有利于实现高阶精度离散,如高阶有

限差分方法,线隐式求解方法和定向多重网格粗化方法;第三,绳网格和笛卡尔网格容易实现网格自适应,可以对重要流场特征进行网格局部加密。绳网格在法线方向上是结构化的,网格加密只发生在面网格方向上,不会出现四面体网格单元加密那样质量下降的问题。

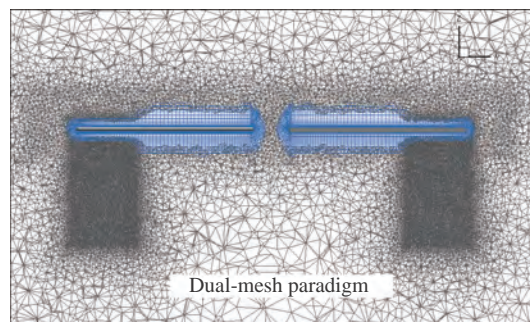


图2 模拟旋翼的双网格计算模式

Fig. 2 Dual-mesh paradigm for rotor simulation

为了实现高效率的多求解器耦合计算,一个趋势是发展实现多学科计算的统一计算框架<sup>[40, 57-59]</sup>,该框架通常包含几个独立代码或模块,彼此之间相互耦合实现数据交换并沿时间方向推进求解。文献[60]将目前发展的支持不同代码数据交换的计算架构分为了以下三类:第一类是高层级的执行管理器,用于管理不同学科代码的执行,每个代码独立运行,相互之间通过文件方式交换数据;第二类是低层级框架,由框架提供的公共数据格式和通讯接口,各个模块在统一规则下运行;第三类是介于第一、二类之间的中间层级框架,中间层级框架采用了高层级的执行管理器方式,同时模块之间的数据交换通过程序接口完成,用内存级的数据交换方式代替文件交换。Helios<sup>[60]</sup>采用了基于Python语言的中间层级软件框架(见图3)。在Helios框架中,自适应笛卡尔网格SAMRAI<sup>[61]</sup>用的是C++语言,近物面CFD求解器NSU3D、背景网格求解器ARC3DC以及重叠网格装配软件(CHIMPS+挖洞软件<sup>[62]</sup>)用的是Fortran90。各模块通

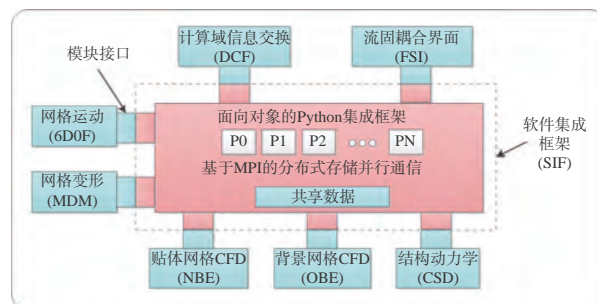


图3 Helios软件集成框架<sup>[40]</sup>

Fig. 3 The integration framework of Helios<sup>[40]</sup>

过标准接口组装到 Python 架构中,由 Python 脚本控制每个求解器的“时间步进”,以及各求解器之前数据交换的频率。Python 软件架构的优势是将各个模块当作一个对象,提供了一种便捷的面向对象的方式来组装复杂多学科模拟问题,实现对已有代码的重用和减少软件维护成本;另外,Python 架构通过接口层来管理 Python 和各模块之间的数据交换,在没有内存副本和文件 IO 的情况下传递数据。

### 2.3 并行可扩展的网格动态自适应技术

采用求解 Navier-Stokes 方程的方法模拟直升机的一大障碍是数值耗散对旋翼尾迹的影响,这种障碍可以通过在尾迹区布置非常密的网格加以解决。但全局加密对计算资源的消耗极大, Pulliam 等<sup>[32]</sup>采用 Overflow 对 V-22 倾转旋翼进行模拟,当内层网格尺度从 10% 桨尖弦长减小到 1% 桨尖弦长时,网格量从 1400 万剧增到 30 亿,并且仅在此时才得到了涡核直径趋近于试验测量值的结果。一种有效的解决方法是采用空间自适应网格加密 AMR (Adaptive Mesh Refinement) 技术<sup>[63]</sup>, AMR 根据求解重要流场特征的需要自动加密或稀疏网格,将大计算量、高存储放在这些需要加密的局部区域,从而得到比全局加密更有效的解决方案。AMR 目前发展有基于单元的自适应加密网格 (cell-based AMR) 和基于块的自适应加密网格 (block structured AMR, 简写 SAMR), 如图 4 所示,前者根据流场特征对待加密网格单元进行标记,后者在前者基础上进一步将这些待加密单元群聚为待加密网格块。控制加密网格块生成的参数称为群聚阈值<sup>[64]</sup> (Cluster Threshold), 比如当该值取 0.4 时,意味着某块区域当标记单元占比为 40% 时就可以合成为一个待加密的网格块,如果该阈值提高,待加密网格块则更贴近于被标记的网格单元,网格块数也就更多。目前众多的自适应加密第三方库中,采用前一种方法的有 libMesh<sup>[65]</sup>、P4est<sup>[66]</sup> 等,采用后一种方法的有 CHOMBO<sup>[67]</sup>、PARAMESH<sup>[68]</sup> 和 SAMRAI<sup>[61]</sup> 等。这些三方库将自适应网格加密和并行负载平衡等函

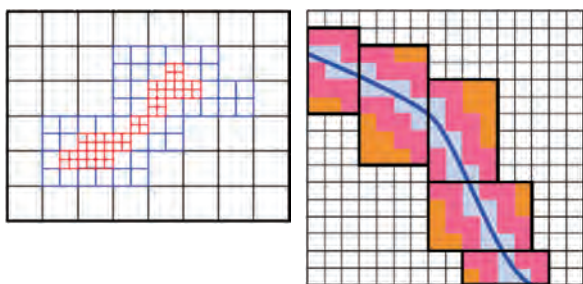


图 4 单元 AMR 与 SAMR 比较<sup>[69]</sup>

Fig. 4 A comparison between the (left) cell-based and the (right) block structured AMR<sup>[69]</sup>

数封装为独立模块,将其与所解决的具体物理问题和算法隔离开来。在这些三方库中,有的由于整套网络的拓扑结构在每个计算节点上都是重复存储的,因此对于大规模并行计算来说,随着网格数量的增加,存储量就会成为一个不可回避的问题。

自适应在非结构网格定常计算问题中得到比较多的应用,直升机应用中非常关心非定常计算问题中的网格动态自适应——即随着流场特征的变化进行网格加密和粗化。在并行计算机环境下,每一次“自适应”需要网格重新划分以满足负载平衡,并且重新建立进程间的数据通信关系。通常这是一个复杂且耗时的任务,在全非结构网格上难以实现并行可扩展性。因此,许多非结构网格求解器在定常问题中成功应用了网格自适应(少量的自适应循环次数),但很少能够在需要网格频繁自适应的流动问题中得到成功应用。文献 [60] 介绍了块结构化笛卡尔网格的诸多优势:首先,网格描述非常简洁、存储量极小,每个网格块只需要存储边界信息,网格内部单元均匀分布,可以由边界信息计算得到;第二,结构化笛卡尔网格相邻单元的内存连续存放,有利于充分利用高速缓存提高存取效率;第三,笛卡尔网格不需要计算度量系数,空间差分的计算量极小,在笛卡尔网格上实现高阶格式相对容易;第四, SAMR 网格的多层表示法容易实现多重网格算法,同时利于网格自适应算法的实现。NASA 基于三方库 SAMRAI 和笛卡尔求解器 ARC3D 开发了结构化自适应笛卡尔网格的高阶求解器 SAMARC,该求解器作为背景网格求解模块集成在 CREATE-AV Helios 软件中。Tadghighi 等<sup>[44]</sup>采用 Helios 软件对 Apache 直升机旋翼进行了模拟,在采用网格自适应技术以后,背景笛卡尔网格单元从初始网格的 860 万增加到最终网格的 6400 万。结果表明,笛卡尔求解器非常高效,对于前 5 个旋转周期,网格大小固定,每周旋转的求解花费 11 个小时,按此速度完成 9 周计算需要花费约 100 小时。在采用自适应网格技术以后,每迭代 12 步(或旋转 3°)进行一次适应,网格增长是非线性的,从第 6 周到第 9 周网格共增加了 5600 万点,平均每个自适应步骤中增加了近 10 万个点,这种情况下共花费将近 110 个小时。对于此前的固定网格计算,自适应网格计算改进仅多花费了 10% 的时间。

### 2.4 高阶格式与湍流模型的选取

背景网格上计算格式和湍流模拟方法的选取对于尾迹模拟十分重要<sup>[70]</sup>。Hariharan 等<sup>[71]</sup>在结构网格上采用 ENO 格式捕捉旋翼桨尖涡。Pulliam<sup>[72]</sup>在结构网格求解器 Overflow 中构造了低耗散低色散的高

阶有限差分格式,并用于旋翼流场的模拟。Wissink等<sup>[64]</sup>在背景笛卡尔网格求解器SAMARC上采用了高阶中心差分格式计算Euler方程,其中四阶格式需要五个模板点、六阶格式则需要七个模板点,相应地在网格边界上分别需要两个和三个虚拟点。结果表明六阶中心格式配合五阶人工粘性使用将旋涡的数值耗散和色散降到最低,与二阶差分格式比较,六阶中心差分格式增加的计算量约10%,另外三个边界虚拟点额外增加了部分并行传输量,但是带来的精度提高收益要远胜于付出的代价。间断伽辽金(DG)高阶方法的优势是可以处理包含悬挂点的网格,Ven等<sup>[73]</sup>将DG结合自适应加密网格对旋翼尾迹进行了模拟,结果表明四维情况(三维空间尺度加一维时间尺度)下DG三阶格式的分辨率相当于二阶在各个维度上加密1倍,即分辨率增加了16倍,其计算代价与未知量个数成正比,是二阶格式的3倍,所以采用三阶格式总的收益为16/3倍。

对于旋翼湍流模拟,当前的一个普遍共识是湍流模型主要用于近物面区域的模拟,背景网格的湍流模型选择相对自由得多<sup>[74]</sup>。背景网格计算目前有三类处理方法:第一类是忽略流体的粘性,直接用Euler方程进行模拟;第二类是采用RANS方程进行模拟<sup>[56, 75]</sup>,目前报道的这类方法不足是在尾迹区产生了过大的湍流粘性,影响到桨叶的阻力和俯仰力矩预测;第三类是采用大涡模拟方法。Chaderjian等<sup>[76]</sup>显示了大涡模拟对尾迹模拟的必要,大涡模拟(DES方法)能够模拟真实的湍流长度尺度并控制湍流粘性的大小,防止过大的湍流粘性通过桨涡干扰等形式渗入到桨叶边界层,造成预测值扭矩系数增大、效率因子FM减小的情况。Helios的背景网格求解器SAMARC目前也在发展相关的算法。

## 2.5 多学科耦合仿真

Yamauchi<sup>[77]</sup>与Johnson<sup>[78]</sup>等在学术著作中都提到直升机航空力学(Rotorcraft Aeromechanics)的概念,其涵义包括了空气动力学、动力学、结构和声学等相互关联学科。这一概念的提出与待解决问题的复杂程度有关,例如初步设计的性能只需要考虑空气动力学,但是细节设计要求将所有或几乎所有这些学科都纳入分析。计算航空力学的发展得益于基于CFD的非线性空气动力载荷预测,CFD与计算结构力学(CSD)、计算声学(CAA)、综合分析软件(CA)的结合,得到了在直升机气动弹性、气动噪声、飞行仿真等多个方面的应用。典型的如两个长期运行的工作组项目<sup>[79]</sup>:黑鹰直升机旋翼UH-60A气动载荷研究与高阶谐波控制旋翼声学试验HART II。

黑鹰直升机UH-60A的气动载荷研究项目<sup>[79-81]</sup>前后历时有三十年的时间,包括有全尺寸风洞试验、飞行试验等丰富的试验数据支撑。目前UH-60A的典型飞行条件已成为研究CFD/CSD耦合方法的标准算例,这些飞行状态包括高速前飞大振动状态(此时前行桨叶桨尖为跨声速流动,后行桨叶根部产生大片的回流区)、低速前飞大振动状态(垂向入流速度接近零值,此时桨涡干扰引起严重振动)和中等速度的动态失速状态(此时旋翼接近McHugh升力边界<sup>[82]</sup>)。Potsdam<sup>[83]</sup>和Biedron<sup>[84]</sup>等分别采用结构网格和非结构网格流场求解器与综合分析软件CAMRAD-II耦合,对UH-60A旋翼在高低速和动态失速三种飞行状态下的载荷进行了计算,结果表明预测精度较传统综合分析方法<sup>[85]</sup>有了显著提高。

高阶谐波控制气动噪声旋翼试验项目<sup>[86-87]</sup>(HART II)主要研究下降旋翼的桨叶-旋涡强相互作用,并评估气动结构CFD/CSD和气动噪声的CFD/CAA分析方法。测试算例包括三组,分别是桨涡干扰基准算例、减小振动的高阶谐波控制以及降低噪声的高阶谐波控制。研讨会收集了来自美国政府研究部门与大学、德国DLR、法国ONERA和日本JAXA以及英国和韩国大学等十四家机构的数据,结果表明,CFD/CSD耦合模拟结果数据散布的最大来源是CFD,CFD方法中包括了尾迹模型和直接模拟尾涡两类方法,其中尾迹模型方法采用N-S方程/Lagrangian尾迹混合方式求解,起到节省一定计算量的作用;相比之下完全CFD方法更接近试验值。而完全CFD方法计算结果受网格分布与离散精度(包括空间离散和时间离散)的影响较大,而不同湍流模拟方法(湍流模型与DES)对气动载荷的影响则相对较小。CFD可以捕捉到流场中的激波和桨涡干扰现象,而这些现象对于预测旋翼的高速冲击噪声十分重要,而旋转部件的噪声辐射以及机身部件的噪声散射现象则可以通过声学传播方程(如Ffowcs Williams-Hawkings方程)解决,两者结合能有效解决直升机的气动噪声预测问题。文献[88]采用CFD/CSD耦合方法对HART-II旋翼模型的气动噪声进行了预测,其中声学计算在CFD/CSD迭代计算完成后进行,桨叶的表面压力和弹性变形被提取出来用于FWH声传播方程的计算。

直升机CFD/CSD耦合计算同时还面临旋翼或者全机的配平计算,用于获取直升机在定常平飞或者机动状态下的总距和周期变距输入,所以气弹计算实质上是CFD/CSD/VFD耦合模拟<sup>[89]</sup>,这里VFD指飞行动力学(Vehicle Flight Dynamics)。耦合方式上目前主要有松耦合与紧耦合两种,松耦合在一个旋转周期或

者  $1/N$  ( $N$  为桨叶片数) 个周期进行一次耦合, 紧耦合在每个时间步对流场和结构进行一次数据交换。Sheng 等<sup>[90]</sup> 耦合 U2NCLE 与 DYMORE 开展了单独旋翼的气弹分析, 其耦合策略是在定常平飞状态采用松耦合进行模拟, 机动状态采用紧耦合进行模拟。国内外围绕桨叶气动载荷问题开展了广泛 CFD/CSD 耦合算法研究<sup>[91-92]</sup>, 包括快速的网格变形<sup>[93-94]</sup>、重叠网格装配等多个方面。

直升机的气动弹性问题比固定翼飞机更为复杂, 单片桨叶理论上存在同固定翼一样的颤振和静气动弹性发散问题, 但除此之外, 直升机整个旋翼还面临气动弹性响应和稳定性问题<sup>[95-96]</sup>。文献<sup>[97]</sup> 报告目前先进 CFD/CSD 耦合算法在模拟直升机动态失速现象时, 仍存在预测变距拉杆载荷较飞行试验偏低及相位偏移等问题, 表明现有计算方法仍存在进步空间。除了 CFD 方法以外, 旋翼 CSD 方法上也得到了持续发展, 文献<sup>[87]</sup> 对比了四种专门针对直升机的结构动力学计算方法, 分别是 CAMRADII、DYMORE、RCAS 和 UMARC, 其中 CAMRADII 与 UMARC 采用非线性梁单元模拟桨叶, DYMORE 和 RCAS 采用的是柔性多体动力学分析方法, 后者的模型库包括刚体、机械铰、弹簧、阻尼器及各种非线性弹性体, 如梁、板、壳单元等, 能够模拟大变形、非线性复合材料等复杂情况, 这些算法的发展进一步提高了旋翼复杂结构的仿真精度<sup>[98]</sup>。

### 3 直升机 CFD 未来发展的思考

Johanson 等<sup>[9]</sup> 2008 年对直升机预测工具的现状和需求进行了评述, 认为当时直升机预测工具的精度比目标要求落后一个量级。国外把直升机 CFD 软件发展定位为高保真度、全尺度、多物理分析工具, 而达成这一目标的核心就是依靠高性能计算与科学计算方法, 实现基于物理基本定律“第一性原理”的 CFD 模拟<sup>[83, 99]</sup>。“第一性原理(First Principles)”是计算物理术语, 简单地说就是从头计算, 使用尽量少的经验参数, 主要依靠基本的物理常量进行计算, 得到体系的运动规律。对旋翼来说第一性原理方法不输入任何的尾迹模型和经验参数, 直接通过求解描述三大物理守恒定律的 N-S 方程得到旋翼尾迹。NASA 报告<sup>[77]</sup> 将第一性原理方法的应用从航空力学扩大到气动声学、飞行力学与控制、推进、多学科分析等多个方面。

采用“第一性原理”模拟旋翼的挑战性主要表现在以下几个方面: 首先, 直升机气动载荷受到涡尾迹的严重影响, 具体表现在桨叶与桨尖涡和尾迹之间

发生干扰, 产生周期性的压力脉动载荷并带来相应的结构振动与噪声响应; 其次, 旋翼流场是一个多尺度系统, 以 UH-60A 旋翼<sup>[52]</sup> 为例, 桨尖涡尺度约为旋翼半径的  $1/300$ , 精细模拟旋翼流场对网格分布和数值方法都有极大的挑战; 最后, 旋翼尾迹系统是一个呈螺旋状向下游发展的自诱导系统, 涡系演化中非线性现象更加丰富, 流动特征也更加复杂, 进一步增加数值模拟的难度。除了空间流场的复杂性以外, 遵从“第一性原理”的直升机模拟还包括 CFD 与 CSD 的耦合、与噪声模块的耦合等。Kowarsch 等<sup>[100]</sup> 采用 CFD-CSD-CAA 计算链条对 H-145 直升机气动噪声进行了预测, 其中 CFD 计算获得了足够精细的旋涡流动细节(见图 5), 保证了后续噪声预测的高可信度。除此之外, 旋翼的操纵输入也是需要在模拟中需要考虑的内容, 即在平飞状态下要知道旋翼操纵量的配平值, 在机动状态下要知道桨叶的动力学响应, 而这些已经是属于飞行动力学的范畴。举例来说, 旋翼的动载荷、挥舞耦合颤振以及空中共振等空气动力特性的模拟, 都需要通过桨根操纵量的方式与直升机飞行动力学进行耦合。

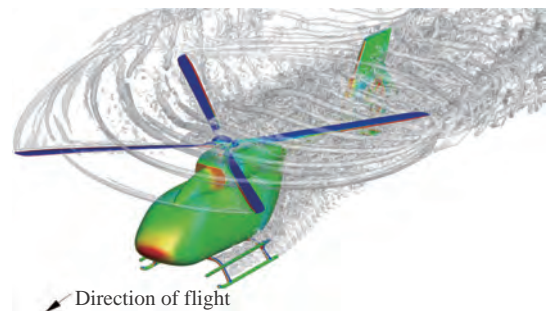


图 5 H145 直升机下降飞行的涡量等值面图<sup>[100]</sup>

Fig. 5 The vorticity iso-surface around a descending H145<sup>[100]</sup>

目前, 直升机工业部门仍采用升力线理论等工程方法计算旋翼气动性能<sup>[101]</sup>, 这类方法基于经验模型, 不能满足未来新概念、新构型直升机设计的需要, 迫切需要发展精度更高的气动性能预测工具。目前我国直升机 CFD 发展与实际工程需求还存在差距, 结合前述分析, 本文认为 CFD 未来发展应重点建设好以下四个方面的能力:

1) 建立 CFD 多网格求解器的耦合计算能力, 采用多网格求解器模拟直升机流场, 可以充分发挥结构化网格、非结构网格及笛卡尔网格的各自网格生成和计算效率优势, 利用好网格动态自适应技术和高阶格式计算方法, 实现直升机复杂流场的高效率高精度计算。

2) 建立宽泛直升机概念下的飞行配平及动力学

响应计算能力,建立适应多种构型直升机的全机配平和动力学响应的计算方法,包括倾转旋翼飞机、共轴双旋翼直升机、复合式高速直升机、平行/纵列式双旋翼直升机等,使 CFD 能更加真实模拟飞行状态。

3)先进复合材料桨叶的旋翼气动弹性计算能力,发展新型无铰式桨毂和复合材料桨叶的结构动力学建模技术、发展流固耦合界面插值技术和变形网格技术,建立直升机旋翼动载荷与气动弹性响应的 CFD/CSD/VFD 耦合分析方法。

4)直升机气动声场与噪声传播特性数值模拟能力,发展近场噪声源数值模拟方法和基于流动方程或波动方程的声传播计算方法,建立噪声源识别和复杂场景声学传播特性的分析技术。

## 4 结束语

本文从直升机空气动力学特点出发,概述了当前 CFD 方法的发展现状及在工程应用中面临的问题,在此基础上对国外相关发展策略与技术路线进行了分析,然后就如何适应未来需要,对我国直升机 CFD 的能力发展需求进行了探讨。囿于学识有限,思考的方位角度并不全面,仅限于对直升机 CFD 方法和围绕 CFD 进行的学科交叉仿真进行讨论。

通过本文讨论可以得出,旋翼 CFD 不应该被当作是简单的动部件模拟,由于旋翼运动和控制的特殊性,旋翼气动力具有与多体动力学、结构动力学和飞行力学耦合的特点,导致了直升机设计对 CFD 模拟仿真的需求和要求与固定翼飞机不同。当前 CFD 在模拟能力和计算周期上还不能满足直升机设计需要,国内外旋翼 CFD 软件朝着专业化道路发展,一方面着力解决旋流主导流场的精细模拟,另一方面提高多学科耦合求解水平,目标是用这些“第一性原理”方法代替传统工程分析方法,满足直升机在气动性能、结构及噪声方面的分析需要。

近三十年来,计算机运算速度一直呈快速发展的趋势,在性能攀升的同时硬件价格持续降低,这是直升机 CFD 能够走向工程实用,代替传统分析方法获得更高精度气动性能预测的前提条件。当前 P 级 ( $10^{15}$ flops) 计算已投入使用, E 级 ( $10^{18}$ flops) 计算呼之欲出<sup>[102]</sup>。直升机模拟是典型的“能力”计算问题,对网格分辨率、时间精度和学科耦合的要求都很高,解决精细化模拟这一重大挑战仅靠高性能计算的进步并不够,还必须在网格模型、计算方法和多学科耦合等方面进行集成和改进提高,建立满足工程设计需要的模拟软件,通过高保真度的模拟仿真提高新一代直升机的设计水平。

## 参 考 文 献:

- [1] HARRIS F D. Introduction to autogyros, helicopters, and other V/STOL aircraft: NASA/SP-2011-215959[R]. California: NASA Ames Research Center, 2011.
- [2] SEDDON J, NEWMAN S. 直升机空气动力学基础[M]. 王建新等译. 北京: 国防工业出版社, 2014.  
SEDDON J, NEWMAN S. Basic helicopter aerodynamics[M]. Translated by WANG J X, et al. Beijing: National defense industry press, 2014.
- [3] LEISHMAN J G. Principles of helicopter aerodynamics[M]. Cambridge university press, 2000.
- [4] JOHNSON W. Milestones in rotorcraft aeromechanics[R]. NASA/TP-2011-215971, 2011.
- [5] GORTON S A, LOPEZ I, THEODORE C. NASA Technology for next generation vertical lift vehicles[C]//56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Kissimmee, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2015.
- [6] 王适存. 直升机空气动力学中的几个疑点[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(3): 225-230.  
WANG S C. Some doubts in helicopter aerodynamics[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2003, 35(3): 225-230 (in Chinese).  
doi: 10.16356/j.1005-2615.2003.03.001
- [7] 王适存, 徐国华. 直升机旋翼空气动力学的发展[J]. 南京航空航天大学学报, 2001, 33(3): 203-211.  
WANG S C, XU G H. Progress of helicopter rotor aerodynamics[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2001, 33(3): 203-211 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.1005-2615.2001.03.001
- [8] JOHNSON W. Technology drivers in the development of CAMRAD II [C]//American Helicopter Society Aeromechanics Specialists Conference, San Francisco, 1994.
- [9] JOHNSON W, DATTA A. Requirements for next generation comprehensive analysis of rotorcraft[C]//AHS Specialist's Conference on Aeromechanics San Francisco, CA, 2008.
- [10] 徐国华, 招启军. 直升机旋翼计算流体力学的研究进展[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(3): 338-344.  
XU G H, ZHAO Q J. Advances in computational fluid dynamics of helicopter rotor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2003, 35(3): 338-344 (in Chinese).  
doi: 10.16356/j.1005-2615.2003.03.023
- [11] STRAWN R C, CARADONNA F X, DUQUE E P N. 30 years of rotorcraft computational fluid dynamics research and development[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2006, 51(1): 5-21.  
doi: 10.4050/1.3092875
- [12] STEIJL R, BARAKOS G, BADCOCK K. A framework for CFD analysis of helicopter rotors in hover and forward flight[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2006, 51(8): 819-847.  
doi: 10.1002/flid.1086
- [13] SHENG C H, WANG J Y, ZHAO Q Y. S-76 rotor hover predictions using advanced turbulence models[C]//53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, Florida, USA. Reston, Virginia: AIAA, 2015.  
doi: 10.2514/6.2015-1715
- [14] ESHCOL R M, ZHOU C, KIM J, et al. A comparative study of two hover prediction methodologies[C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, San Diego, California, USA. Reston, Virginia: AIAA, 2016.  
doi: 10.2514/6.2016-0300
- [15] BARAKOS G N, JIMENEZ-GARCIA A. Hover predictions of the S-76

- rotor using HMB2 - model to full scale[C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, San Diego, California, USA. Reston, Virginia: AIAA, 2016.  
doi: 10.2514/6.2016-0299
- [16] GARDAREIN P, LE PAPE A. Numerical simulation of hovering S-76 helicopter rotor including far-field analysis[C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, San Diego, California, USA. Reston, Virginia: AIAA, 2016.  
doi: 10.2514/6.2016-0034
- [17] ZHAO Q J, ZHAO G Q, WANG B, et al. Robust Navier-Stokes method for predicting unsteady flowfield and aerodynamic characteristics of helicopter rotor[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(2): 214-224.  
doi: 10.1016/j.cja.2017.10.005
- [18] 招启军, 徐国华. 基于高阶逆风通量差分裂格式的直升机旋翼前飞流场模拟[J]. 空气动力学学报, 2005, 23(4): 408-413.  
ZHAO Q J, XU G H. Calculations for the flowfield of helicopter rotors in forward flight based on high-order upwind flux-difference splitting scheme[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2005, 23(4): 408-413 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2005.04.003
- [19] 杨爱明, 乔志德. 基于运动嵌套网格的前飞旋翼绕流N-S方程数值计算[J]. 航空学报, 2001, 22(5): 434-436.  
YANG A M, QIAO Z D. Navier-stokes computation for a helicopter rotor in forward flight based on moving overset grids[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(5): 434-436 (in Chinese).  
doi: 10.3321/j.issn:1000-6893.2001.05.003
- [20] 许和勇, 叶正寅, 王刚, 等. 基于非结构嵌套网格的旋翼前飞流场计算[J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(6): 763-767.  
XU H Y, YE Z Y, WANG G, et al. Improving numerical simulation of rotor forward flight flow field with unstructured dynamic overset grids[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(6): 763-767 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.1000-2758.2006.06.020
- [21] 肖中云, 刘刚, 牟斌, 等. 旋转坐标系下分区计算的LU隐式方法[J]. 航空学报, 2018, 39(10): 77-88.  
XIAO Z Y, LIU G, MOU B, et al. LU implicit methods for partitioned computation in rotating coordinate system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(10): 77-88 (in Chinese).
- [22] 肖中云, 江雄, 陈作斌, 等. 低速预处理方法在悬停旋翼模拟中的应用[J]. 航空学报, 2008, 29(2): 321-326.  
XIAO Z Y, JIANG X, CHEN Z B, et al. Application of low speed preconditioning to hovering rotor simulation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(2): 321-326 (in Chinese).  
doi: 10.3321/j.issn:1000-6893.2008.02.011
- [23] 陈义良, 朱旻明. 物理流体力学[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2008.  
CHEN Y L, ZHU M M. Physical fluid dynamics[M]. Hefei: University of science and technology of China press, 2008 (in Chinese).
- [24] 许建华, 宋文萍, 王龙. 谐波平衡法在旋翼前飞绕流数值模拟中的应用研究[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(5): 546-553.  
XU J H, SONG W P, WANG L. Application of harmonic balance method in forward flight simulation for helicopter rotors[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(5): 546-553 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2011.0121
- [25] SOUSA C S, PARRACHO F J, BROWN R E. Modeling of aerodynamic interactions in compound helicopters[D]. Technical university of Lisbon, 2010.
- [26] 赵寅宇. 基于CFD/黏性涡粒子混合方法的旋翼翼—涡干扰噪声研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.  
ZHAO Y Y. Research on helicopter rotor blade-vortex interaction noise based on coupling CFD/viscous vortex particle method[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018 (in Chinese).
- [27] WANG L Q, XU G H, SHI Y J. High-resolution simulation for rotorcraft aerodynamics in hovering and vertical descending flight using a hybrid method[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(5): 1053-1065.  
doi: 10.1016/j.cja.2018.03.001
- [28] Slotnik J, Khodadoust A, Alonso J, 等. CFD vision 2030 study: a path to revolutionary computational aerospace[R]. NASA/CR-2014-218178, 2014.
- [29] 叶舟, 史勇杰, 徐国华. 耦合高效配平策略的旋翼气动特性分析方法[J]. 空气动力学学报, 2017, 32(4): 882-889.  
YE Z, SHI Y J, XU G H. Analytical method of rotor aerodynamic characteristics by coupling a high-efficiency trim strategy[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(4): 882-889 (in Chinese).  
doi: 10.13224/j.cnki.jasp.2017.04.013
- [30] 李春华, 徐国华. 悬停和前飞状态下旋翼在导弹发射线上的诱导影响计算[J]. 空气动力学学报, 2005, 23(4): 449-454.  
LI C H, XU G H. Calculations of the induced effect of helicopter rotors on missile trajectory in hover and forward flight[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2005, 23(4): 449-454 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2005.04.010
- [31] KOMERATH N, MATOS C, REDDY U. Flowfield issues related to tiltrotors [C]//Tiltrotor/runway independent aircraft technology and applications specialists' meeting of the american helicopter society, 2001.
- [32] PULLIAM T H, JESPESEN D C. Large scale aerodynamic calculation on Pleiades[R]. NAS technical report, NAS-09-004, 2009.
- [33] WAGNER R C. Procedural guide for modeling and analyzing the flight dynamics of the SH-60B helicopter using FlightLab[D]. Naval Postgraduate School, 1995.
- [34] KRAFT E M. HPCMP CREATE-AV and the air force digital thread[C]//AIAA SciTech Forum Kissimmee, Florida, 2015.
- [35] MCCANDLESS W B, HAMM C, FOSTER J. Verification, validation and accreditation processes for rotorcraft acquisition[C]//AIAA Scitech 2019 Forum, San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2019.  
doi: 10.2514/6.2019-1261
- [36] ROTH G, MORTON S, BROOKS G. Integrating CREATE-AV products DaVinci and kestrel: experiences and lessons learned[C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Nashville, Tennessee. Reston, Virginia: AIAA, 2012.  
doi: 10.2514/6.2012-1063
- [37] HALLISSY B P, HINE D, LAIOSA J P, et al. CREATE-AV quality assurance: best practices for validating and supporting computation-based engineering software[C]//52nd Aerospace Sciences Meeting, National Harbor, Maryland. Reston, Virginia: AIAA, 2014.  
doi: 10.2514/6.2014-0918
- [38] POST D E, ATWOOD C E, NEWMAYER K E, et al. The CREATE program: design and analysis tools for DoD weapon systems[C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, San Diego, California, USA. Reston, Virginia: AIAA, 2016  
doi: 10.2514/6.2016-0562
- [39] MORTON S A, MEAKIN R E. HPCMP CREATE-AV kestrel architecture, capabilities, and long term plan for fixed-wing aircraft simulations[C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, San Diego, California, USA. Reston, Virginia: AIAA, 2016.  
doi: 10.2514/6.2016-0565

- [40] STRAWN R C. Software design strategies for multidisciplinary computational fluid dynamics[C]//7th International Conference on Computational Fluid Dynamics Big Island, Hawaii, 2012.
- [41] WISSINK A M, STARUK W J, TRAN S A, et al. Overview of new capabilities in helios version 9.0[C]//Proc of the AIAA Scitech 2019 Forum, San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2019. doi: 10.2514/6.2019-0839
- [42] SITARAMAN J, WISSINK A, SANKARAN V, et al. Application of the helios computational platform to rotorcraft flowfields[C]//Proc of the 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2010. doi: 10.2514/6.2010-1230
- [43] NARDUCCI R. An industry assessment of HPCMP CREATE-AV helios[C]//53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2015. doi: 10.2514/6.2015-0553
- [44] NARDUCCI R, TADGHIGHI H. An assessment of CREATE-AV Helios for apache hover and forward flight simulations[C]//AIAA SciTech 2016, 2016.
- [45] WONG T. Application of CREATE-AV Helios in an engineering environment: hover prediction assessment[R]. AIAA 2017-1667, 2017.
- [46] GRIFFIN M D, et al. Digital engineering strategy[M]. Department of Defense, 2018.
- [47] SITARAMAN J, KATZ A, JAYARAMAN B, et al. Evaluation of a multi-solver paradigm for CFD using unstructured and structured adaptive Cartesian grids[C]//46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2008. doi: 10.2514/6.2008-660
- [48] JAIN R, BIEDRON R T, JONES W, et al. Modularization and validation of NASA FUN3D as a HPCMP CREATE-AV helios near-body solver[C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, San Diego, California, USA. Reston, Virginia: AIAA, 2016. doi: 10.2514/6.2016-1298
- [49] SITARAMAN J, POTSDAM M A, ROGET B. Advances in domain connectivity for high-order methods and overlapping surface dual mesh/solver computations[C]//AIAA Scitech 2019 Forum, San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2019. doi: 10.2514/6.2019-0841
- [50] 张来平, 赫新, 常兴华, 等. 复杂外形静态混合网格生成技术研究新进展[J]. 气体物理, 2016, 1(1): 42-61.  
ZHANG L P, HE X, CHANG X H, et al. Recent progress of static and dynamic hybrid grid generation techniques over complex geometries[J]. Physics of Gases, 2016, 1(1): 42-61 (in Chinese). doi: 10.19527/j.cnki.2096-1642.2016.01.008
- [51] 肖涵山, 刘刚, 陈作斌, 等. 基于STL文件的笛卡尔网格生成方法研究[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(1): 120-124, 136.  
XIAO H S, LIU G, CHEN Z B, et al. The adaptive Cartesian grid generation method based on STL file[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(1): 120-124, 136 (in Chinese). doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2006.01.022
- [52] STRAWN R C, DJOMEHRI M J. Computational modeling of hovering rotor and wake aerodynamics[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(5): 786-793. doi: 10.2514/2.3024
- [53] SHAFER T C, FORSYTHE J R, HALLISSY B P, et al. Applications of HPCMP CREATE-AV kestrel v5 with cartesian adaptive mesh refinement[R]. AIAA 2015-1040, 2015.
- [54] EYMANN T A, NICHOLS R H, TUCKEY T, et al. Cartesian adaptive mesh refinement with the HPCMP CREATE™-AV kestrel solver[C]//53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2015. doi: 10.2514/6.2015-0040
- [55] WISSINK A, KATZ A, CHAN W, et al. Validation of the strand grid approach[C]//19th AIAA Computational Fluid Dynamics, San Antonio, Texas. Reston, Virginia: AIAA, 2009. doi: 10.2514/6.2009-3792
- [56] WISSINK A M, KATZ A J, SITARAMAN J. Validation of 3D RANS-SA calculations on strand/Cartesian meshes[C]//52nd Aerospace Sciences Meeting, National Harbor, Maryland. Reston, Virginia: AIAA, 2014. doi: 10.2514/6.2014-0416
- [57] STARUK W J, JAYARAMAN B, SITARAMAN J, et al. Integrated 3-D structural dynamics using the helios v9 rotorcraft analysis framework[C]//AIAA Scitech 2019 Forum, San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2019. doi: 10.2514/6.2019-0842.
- [58] JUDE D, SITARAMAN J, LAKSHMINARAYAN V K, et al. an overset generalized minimal residual method for CFD on heterogeneous compute architectures[C]//AIAA Scitech 2019 Forum, San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2019. doi: 10.2514/6.2019-0099
- [59] ORR S A, NARDUCCI R P. Framework for multidisciplinary analysis, design, and optimization with high-fidelity analysis tools[R]. NASA/CR-2009-215563, 2009.
- [60] WISSINK A, SITARAMAN J, SANKARAN V, et al. A multi-code python-based infrastructure for overset CFD with adaptive Cartesian grids[C]//46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2008. doi: 10.2514/6.2008-927
- [61] WISSINK A M, HORNUNG R D, KOHN S R, et al. Large scale parallel structured AMR calculations using the SAMRAI framework[C]//Proceedings of the 2001 ACM/IEEE Conference on Supercomputing (CDROM) - Supercomputing '01, Denver, Colorado. New York: ACM Press, 2001. doi: 10.1145/582034.582040
- [62] ALONSO J, HAHN S, HAM F, et al. CHIMPS: a high-performance scalable module for multi-physics simulations[C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento, California. Reston, Virginia: AIAA, 2006. doi: 10.2514/6.2006-5274
- [63] DUBEY A, ALMGREN A, BELL J, et al. A survey of high level frameworks in block-structured adaptive mesh refinement packages[J]. Journal of Parallel and Distributed Computing, 2014, 74(12): 3217-3227. doi: 10.1016/j.jpdc.2014.07.001
- [64] WISSINK A, KAMKAR S, PULLIAM T, et al. Cartesian adaptive mesh refinement for rotorcraft wake resolution[C]//Proc of the 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Chicago, Illinois. Reston, Virginia: AIAA, 2010. doi: 10.2514/6.2010-4554
- [65] KIRK B S, PETERSON J W, STOGNER R H, et al. libMesh: a C++ library for parallel adaptive mesh refinement/coarsening simulations[J]. Engineering with Computers, 2006, 22(3-4): 237-254. doi: 10.1007/s00366-006-0049-3
- [66] BURSTEDDE C, WILCOX L C, GHATTAS O. p4est: scalable algorithms for parallel adaptive mesh refinement on forests of octrees[J]. SIAM Journal on Scientific Computing, 2011, 33(3): 1103-1133. doi: 10.1137/100791634

- [67] COLELLA P, GRAVES D T. CHOMBO software package for AMR applications design document[D]. Lawrence Berkeley National Laboratory, Berkeley, CA, 2013.
- [68] MACNEICE P, OLSON K M, MOBARRY C, et al. PARAMESH: a parallel adaptive mesh refinement community toolkit[J]. *Computer Physics Communications*, 2000, 126(3): 330–354. doi: 10.1016/S0010-4655(99)00501-9
- [69] GUARRASI M. An introduction to adaptive mesh refinement(AMR): numerical methods and tools[C]. *HPC Numerical Libraries CINECA*, 2015.
- [70] MAVRIPLIS D J. Progress in CFD discretizations, algorithms and solvers for aerodynamic flows[C]//*AIAA Aviation 2019 Forum*, Dallas, Texas. Reston, Virginia: AIAA, 2019. doi: 10.2514/6.2019-2944
- [71] HARIHARAN N, SANKAR L. Application of ENO schemes to rotary wing problems[C]//*Proc of the 13rd Applied Aerodynamics Conference*, San Diego, CA, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1995. doi: 10.2514/6.1995-1892
- [72] PULLIAM T. High order accurate finite-difference methods: as seen in OVERFLOW[C]//*20th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*, Honolulu, Hawaii. Reston, Virginia: AIAA, 2011. doi: 10.2514/6.2011-3851
- [73] VEN H, BOELEN O J. High-order simulation of a rotor in forward flight using a four-dimensional adaptive flow solver: NLR-TP-2008-696[R]. National Aerospace Laboratory NLR, 2008.
- [74] ABRAS J, HARIHARAN N S, NARDUCCI R P. Wake breakdown of high-fidelity simulations of a rotor in hover[C]//*AIAA Scitech 2019 Forum*, San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2019. doi: 10.2514/6.2019-0593
- [75] BURGESS N, WISSINK A M. Effects of turbulence modeling for a dual mesh CFD solver[C]//*21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*, San Diego, CA. Reston, Virginia: AIAA, 2013. doi: 10.2514/6.2013-2438
- [76] CHADERJIAN N M, AHMAD J U. Detached eddy simulation of the UH-60 rotor wake using adaptive mesh refinement[C]. *American Helicopter Society 68th Annual Forum Fort Worth, TX*, 2012.
- [77] YAMAUCHI G K, YOUNG L A. A status of NASA rotorcraft research[R]. *NASA/TP-2009-215369*, 2009.
- [78] JOHNSON W. *Rotorcraft aeromechanics*[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2009. doi: 10.1017/cbo9781139235655
- [79] BIEDRON R, LEE-RAUSCH E M. An examination of unsteady airloads on a UH-60A rotor: computation versus measurement[C]//*American Helicopter Society 68th Annual Forum Fort Worth, TX*, 2012.
- [80] YEO H, ROMANDER E A. Loads correlation of a full-scale UH-60A airloads rotor in a wind tunnel[R]. *Defense Technical Information Center*, 2012. doi: 10.21236/ada566027
- [81] BOUSMAN W G. Rotorcraft airloads measurements-extraordinary costs, extraordinary benefits[R]. *NASA/TP-2014-218374*, 2014.
- [82] MCHUGH F J, CLARK R, SOLOMON M. Wind tunnel investigation of rotor lift and propulsive force at high speed-data analysis[R]. *NASA CR 145217-1*, 1977.
- [83] POTSDAM M, YEO H, JOHNSON W. Rotor airloads prediction using loose aerodynamic/structural coupling[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(3): 732–742. doi: 10.2514/1.14006
- [84] BIEDRON R T, LEE-RAUSCH E M. Computation of UH-60A airloads using CFD/CSD coupling on unstructured meshes [C]//*American Helicopter Society 67th Annual Forum*, 2011.
- [85] YEO H, JOHNSON W. Assessment of comprehensive analysis calculation of airloads on helicopter rotors[J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(5): 1218–1228. doi: 10.2514/1.11595
- [86] BIEDRON R, LEE-RAUSCH E. Rotor airloads prediction using unstructured meshes and loose CFD/CSD coupling[C]//*26th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Honolulu, Hawaii. Reston, Virginia: AIAA, 2008. doi: 10.2514/6.2008-7341
- [87] SMITH M J, LIM J W, WALL B, et al. An assessment of CFD/CSD prediction state-of-the-art using the HART II international workshop data[C]//*AHS International 68th Annual Forum & Technology Display*, 2012.
- [88] BOYD D. HART-II acoustic predictions using a coupled CFD/CSD method[C]//*American Helicopter Society 65th Annual Forum Grapevine, Texas*, 2009.
- [89] DATTA A, JOHNSON W. An assessment of the state-of-the-art in multidisciplinary aeromechanical analyses[C]//*AHS Specialist's Conference on Aeromechanics San Francisco, CA*, 2008.
- [90] SHENG C H, ICKES J, WANG J Y, et al. CFD/CSD coupled simulations for helicopter rotors in forward and maneuver flights[C]//*31st AIAA Applied Aerodynamics Conference*, San Diego, CA. Reston, Virginia: AIAA, 2013. doi: 10.2514/6.2013-2792
- [91] 陈龙. 基于CFD/CSD耦合的旋翼气动弹性数值模拟[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- CHEN L. Numerical simulation of rotor aeroelastic using CFD/CSD coupling[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011 (in Chinese).
- [92] 王俊毅, 招启军, 肖宇. 基于CFD/CSD耦合方法的新型桨尖旋翼气动弹性载荷计算[J]. *航空学报*, 2014, 35(9): 2426–2437. WANG J Y, ZHAO Q J, XIAO Y. Calculations on aeroelastic loads of rotor with advanced blade-tip based on CFD/CSD coupling method[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(9): 2426–2437 (in Chinese).
- [93] 马砾, 招启军, 王清, 等. 基于弹簧系统网格变形方法的旋翼气弹耦合分析[J]. *南京航空航天大学学报*, 2016, 48(3): 410–417. MA L, ZHAO Q J, WANG Q, et al. Aeroelasticity coupling analyses of rotor based on spring system grid deforming method[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2016, 48(3): 410–417 (in Chinese). doi: 10.16356/j.1005-2615.2016.03.017
- [94] 张伟伟, 高传强, 叶正寅. 气动弹性计算中网格变形方法研究进展[J]. *航空学报*, 2014, 35(2): 303–319. ZHANG W W, GAO C Q, YE Z Y. Research progress on mesh deformation method in computational aeroelasticity[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(2): 303–319 (in Chinese).
- [95] 韩景龙, 陈全龙, 员海玮. 直升机的气动弹性问题[J]. *航空学报*, 2015, 36(4): 1034–1055. HAN J L, CHEN Q L, YUN H W. Aeroelasticity of helicopters[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(4): 1034–1055 (in Chinese).
- [96] CORLE E, FLOROS M, SCHMITZ S. Transient CFD/CSD tiltrotor stability analysis[C]//*Proc of the AIAA Scitech 2019 Forum*, San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2019. doi: 10.2514/6.2019-2132
- [97] LETZGUS J, KEBLER M, KRÄMER E. Simulation of dynamic stall on an elastic rotor in high-speed turn flight[J]. *Journal of the American*

- Helicopter Society, 2020, 65 (2): 1–12.  
doi: 10.4050/jahs.65.022002
- [98] ROGET B, SITARAMAN J, WISSINK A, et al. Maneuvering rotorcraft simulations using HPCMP CREATE-AV Helios[R]. AIAA 2016-1057, 2016.
- [99] HARIHARAN N, EGOLF A, SANKAR L. Simulation of rotor in hover: current state and challenges[R]. AIAA 2014-0041, 2014.
- [100] KOWARSCH U, ÖHRLE C, KEBLER M, et al. Aeroacoustic simulation of a complete H145 helicopter in descent flight[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2016, 61 (4): 1–13.  
doi: 10.4050/jahs.61.042001
- [101] KUNZ D. Comprehensive rotorcraft analysis: past, present, and future[C]//Proc of the 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Austin, Texas. Reston, Virginia: AIAA, 2005.  
doi: 10.2514/6.2005-2244
- [102] 张来平, 邓小刚, 何磊, 等. E级计算给CFD带来的机遇与挑战[J]. 空气动力学学报, 2016, 34 (4): 405–417.
- ZHANG L P, DENG X G, HE L, et al. The opportunity and grand challenges in computational fluid dynamics by exascale computing[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34 (4): 405–417 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2014.0118

(本文责编: 贾峰 英文编审: 董思卫)

文章编号: 0258-1825(2021)04-0026-13

# 从总体设计角度透视高超声速飞行器 边界层转捩问题

李志文\*, 袁海涛, 黄斌, 张增辉, 于新源

(北京机电工程总体设计部, 北京 100854)

**摘要:** 边界层转捩对飞行器总体性能影响很大, 按照弹道式再入、再入机动、高超声速滑翔、高超声速巡航四类飞行器进行分类, 与边界层转捩相关的典型问题可归结为气动力、气动热及掺混效率三类, 相应带来飞行稳定性与配平能力、落点散布、防热风险、飞行器减重、推进系统优化等问题。针对边界层转捩控制问题, 从总体设计方面可采取弹道设计、翼载荷控制、外形设计、材料选择等措施, 推迟或诱发转捩, 以达到减阻、减热、掺混等设计目标。总体设计单位应重视开展静音风洞试验, 充分利用飞行任务资源积累转捩研究基础数据, 努力提高理论分析与预示能力, 牵引开发高效、高精度的转捩分析工具。

**关键词:** 边界层转捩; 高超声速飞行器; 总体设计

中图分类号: O357.4<sup>+</sup>1 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0061

## The hypersonic boundary-layer transition: a perspective from the view of system design

LI Zhiwen\*, YUAN Haitao, HUANG Bin, ZHANG Zenghui, YU Xinyuan

(The System Design Institute of Mechanical-Electrical Engineering, Beijing 100854, China)

**Abstract:** The boundary-layer transition (BLT) has a great impact on the performance of hypersonic vehicles. Typical BLT problems are reviewed concerning hypersonic vehicles with four different types of trajectories known as ballistic reentry, maneuverable reentry, hypersonic glide, and hypersonic cruise. Relating issues are discussed including dynamic stability, trim, impact point dispersion, thermal protection, vehicle weight reduction, and propulsion system optimization, etc., all of which can be attributed to aerodynamic force, aeroheating, and mixing efficiency that BLT impacts directly. Potential methods are suggested to control BLT for system design including adjustments of trajectory, wing load, and aerodynamic configuration, and selection of proper materials, etc., for drag reduction, aeroheating alleviation, and mixing efficiency enhancement. It is beneficial for system-design institutes to utilize quiet wind-tunnel and flight tests to acquire more experience and knowledge about BLT. Efforts should be made to enhance the capability of developing efficient and precise theoretical analyses and prediction tools.

**Keywords:** boundary-layer transition; hypersonic vehicle; system engineering

## 0 引言

层流或湍流是流体的两种基本流动状态, 流态不同, 相应的局部力、热特性也就存在差异。边界层转

捩指边界层内流体从层流到湍流的流态变化。边界层转捩是流体力学最基本的问题之一, 也是最具挑战性、迄今未能很好解决的基础性难题。高超声速飞行器边界层转捩问题因为研究速度快、影响因素复

收稿日期: 2020-04-03; 修订日期: 2020-07-01; 录用日期: 2020-08-21; 网络出版时间: 2020-11-10

作者简介: 李志文\*(1978-), 男, 湖南永顺人, 研究员, 研究方向: 飞行器总体设计. E-mail: 66473583@qq.com

引用格式: 李志文, 袁海涛, 黄斌, 等. 从总体设计角度透视高超声速飞行器边界层转捩问题[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(4): 26-38.

LI Z W, YUAN H T, HUANG B, et al. The hypersonic boundary-layer transition: a perspective from the view of system design[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(4): 26-38(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0061

杂、测量困难、天地差异大、飞行试验代价高昂等因素, 较低速问题研究更困难、更为棘手, 目前的进展远不能满足当前高超声速飞行领域蓬勃发展的需求。

为了给高超声速飞行提供基础支撑, 近 30 年来各国研究人员通过不懈努力, 在高超声速边界层转捩研究方面取得很大进展。美国先后在“国家空天飞机计划”(NASP)、“国家航空航天倡议”(NAI)、“猎鹰计划”(FALCON)、“国家高超声速基础研究计划”(NHFRP)等重大研究计划与规划中, 将边界层转捩列为重要研究问题。航天飞机服役末期, NASA 重点针对迎风面边界层转捩可能引发的防热风险与飞行安全问题开展了大量的分析与试验工作。X-43、X-51 高超声速飞行试验项目研究解决了超燃冲压发动机进气道强制转捩相关设计与试验问题。HTV-2 项目虽然 2010 年<sup>[1]</sup>、2011 年<sup>[2]</sup>两次飞行试验失败, 但是美国宣称其成功预示了第二次飞行试验边界层转捩的发生, 误差不超过 10 s<sup>[3]</sup>。美国桑迪亚国家实验室通过早期的 SWERVE 项目对边界层转捩富有成效的研究, 为 2011 年 AHW 首次飞行试验<sup>[4]</sup>、2017 年 FE-1 飞行试验<sup>[5]</sup>及 2020 年 C-HGB 飞行试验<sup>[6]</sup>的成功奠定了技术基础。美国还单独或牵头组织开展了 HyBoLT、HIFiRE<sup>[7]</sup>系列飞行试验, 专门针对高超声速边界层转捩等基础问题开展实飞研究。美国普渡大学通过建设并运行 Ma6 静音风洞, 在高超声速边界层转捩试验研究方面发挥了重要作用。最近普渡大学与圣母大学又在美空军实验室支持下开始合作建设 Ma8 静音风洞<sup>[8]</sup>, 进一步提高高超声速边界层转捩试验研究能力。

得益于需求牵引及各方面支持, 我国近年来在高超声速边界层转捩方面研究十分活跃、进展很大, 相关成果令人瞩目: 2004 年, 天津大学周恒研究团队出版了《流动稳定性》<sup>[9]</sup>一书, 2015 年又出版了《超高速/高超声速边界层转捩机理及预测》<sup>[10]</sup>专著。南京航空航天大学唐登斌则于 2015 年出版了《边界层转捩》<sup>[11]</sup>一书。在 973 计划及国家重大科技专项支持下, 北京大学于 2012 年、国防科技大学于 2015 年分别建成了  $\Phi 300$  mm 高超声速静音风洞<sup>[12]</sup>。2015 年底, 中国空气动力研究与发展中心开展了 MF-1 航天模型飞行试验<sup>[13]</sup>。2016 年, 依托国家科技部“大科学装置前沿研究”重点研发计划, 中国空气动力研究与发展中心联合中科院力学所、清华大学、天津大学、国防科技大学、北京临近空间飞行器系统研究所等单位共同承担了“高超声速边界层转捩机理、预测及控制方法研究”项目。根据统计, 2010~2019 年国家自然科学基金支持了与转捩有关的项目

共计 90 个, 资助金额合计 6497 万<sup>[14]</sup>。2019 年 10 月, 中国空气动力学学会举办了“中国流动稳定性与转捩研究 40 年: 成就、机遇和挑战”会议。《空气动力学学报》在 2018 年第 2 期、2020 年第 2 期分别组织了“流动稳定性与转捩”、“中国流动稳定性与转捩研究 40 年”专栏, 介绍了近年来我国在流动稳定性与转捩研究领域的最新成果。

高超声速边界层转捩研究综述性文献方面, 解少飞等<sup>[15]</sup>从扰动产生与演化角度对转捩机理研究与进展进行了回顾与介绍, 苏彩虹<sup>[16]</sup>介绍了感受性、扰动演化和转捩判据研究进展情况, 江贤洋等<sup>[17]</sup>针对感受性问题进行了综述, 刘向宏等<sup>[18]</sup>介绍了近年来高超声速边界层稳定性与转捩风洞实验情况, 黄章峰等<sup>[19]</sup>、段毅等<sup>[20]</sup>则对高超声速边界层转捩工程应用问题及研究进展进行了总结, 罗纪生<sup>[21]</sup>介绍了  $e^N$  方法在转捩预测方面的工程应用, 陈坚强等<sup>[22]</sup>、杨武兵等<sup>[23]</sup>对高超声速边界层转捩研究现状与发展趋势进行了全面系统的总结。受益于这些工作, 本文尝试从飞行器总体设计角度出发, 重点对有关高超声速边界层转捩的工程实践问题进行讨论, 供设计师及相关研究人员参考。

## 1 边界层转捩对飞行器总体性能的影响

边界层转捩导致的层流、湍流流态差别影响气动力、热性能, 对飞行器设计影响很大。以亚声速运输机为例, 由于摩阻占总阻力的 50%<sup>[24]</sup>, 而边界层流态对摩阻影响大, NASA 有研究表明, 如果采用层流控制, 则整机可获得高达 10% 的减阻效益, 进而节省可观的燃料<sup>[25]</sup>。对于高超声速飞行器, 影响则更大, 转捩可导致热流峰值高达层流状态 5 倍<sup>[26]</sup>, 严重影响热防护系统设计。在 20 世纪 80 年代美国开展国家空天飞机计划研究时, 发现转捩不确定性导致的设计偏差竟使空天飞机起飞质量翻倍<sup>[27]</sup>。

在以往弹道式再入的高速飞行器设计中, 由于飞行时间不长, 再入弹道相对较短, 转捩虽然是难题, 但是总体影响可控。气动加热的偏差影响不大, 即使按照全湍流考虑, 热防护系统的代价总体可接受。而近些年随着高超声速领域重新成为研究热点, 对象飞行器在大气层内高速飞行时间变长, 气动加热增加了 1~2 个量级, 长时防隔热问题突出, 热防护系统质量大大增加, 极大影响飞行器总体性能。原来保守、粗放的设计已不能适应高性能、轻质量的需求, 提高转捩预示精度、尽量延长层流飞行状态成为设计关注的重点。

在超燃冲压发动机研究中, 希望进气为湍流状

态,以便于与燃料充分掺混燃烧,提高推进效率。如果不能确定发动机进气为湍流,就需要人为制造转捩满足发动机工作要求。

## 2 总体设计面临的转捩问题

### 2.1 对于转捩的基本认识

飞行器总体设计通常讨论的机体/弹体/翼面等外部部件上的边界层转捩问题属于壁面剪切流的自然转捩情况。一般认为自然转捩的基本原理是:外部扰动进入边界层内,经过感受性作用,转化为边界层流内部的初始扰动。扰动经过流动的不稳定机制进一步发展、放大,加剧了层流流动失稳现象,并转化为充分发展的湍流,见图 1。

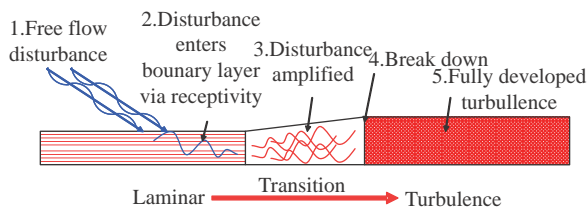


图 1 边界层转捩的发展过程

Fig. 1 The development of boundary-layer transition

根据上述原理,转捩存在三个要素:扰动源、感受性、稳定性。三者缺一不可,讨论转捩机理必须将这三个要素有机联系起来<sup>[28-29]</sup>。

扰动进一步细分为声扰动、涡扰动和熵扰动,分别体现压力、速度和温度等不同物理性质的扰动。感受性研究的是外部的扰动如何激发边界层内的扰动,它是转捩的重要环节,为随后的稳定性问题提供初始输入条件。稳定性研究扰动在边界层内如何演化的过程,包括线性稳定性理论以及各种非线性稳定性理论等。转捩机理复杂,实际情况往往有多种路径可导致转捩,图 2 给出了几种典型的转捩路径。

### 2.2 飞行器表面典型转捩模式

小扰动环境,飞行器表面发生边界层转捩存在四类典型失稳模式:流向不稳定、横流不稳定、离心不稳定以及附着线不稳定。在二维平板低速情况,T-S波第一模态主导了流向不稳定模式;在高超声速情况,Mack第二模态主导了流向不稳定模式;介于二者之间的超声速情况,黏性的第一模态以三维斜波形式发展,主导了流动的不稳定性。横流不稳定源于实际飞行器三维外形效应,展向压力梯度导致边界层出现横流速度,有横流速度的边界层容易出现失稳,并导致横流涡,进而显著影响边界层转捩。横流失稳又分为驻波模式和行波模式。离心不稳定源于物体凹面

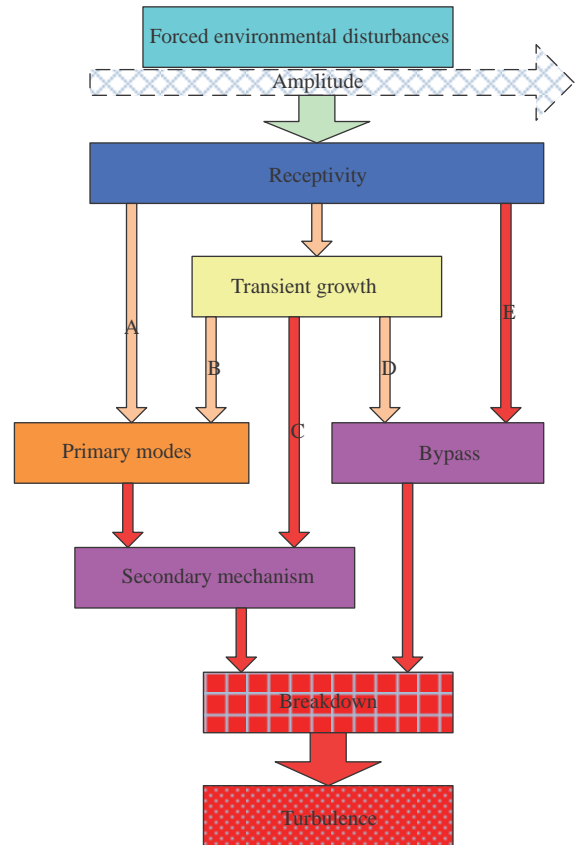


图 2 转捩的路径(根据参考文献[30]略作修改)

Fig. 2 The transition path (Slightly modified based on Ref.[30])

的离心效应,使流动形成了驻定、沿流向反向旋转的涡,其高低速条带结构的二次失稳会诱发转捩。飞行器后掠前缘常出现附着线转捩现象,它是由于部分气流受阻分流后沿着展向流动,形成了前缘附着线。T-S波可在附着线上传播发生流动失稳。

### 2.3 几类高超声速飞行器转捩相关问题

高超声速飞行器由于设计目标、应用场景不同,技术方案各异,转捩带来的影响存在差异,需解决的具体问题也各有差别,但大致可归结为气动力、气动热及掺混效率三类。本文试从弹道样式的角度对高超声速飞行器进行分类,阐述需要重视及解决的转捩相关问题。

1) 弹道式再入类。该类飞行器一般以零迎角或自配平迎角飞行,可分为小钝头锥体和大钝体两类。前者代表为惯性弹头,后者代表为载人飞船。

惯性弹头设计目标追求小的落点散布,需尽可能减小气动干扰,一般为轴对称细长体,质阻比大、静稳定度大,理论上在零迎角附近飞行,但是飞行试验在转捩高度区间经常出现迎角异常放大与振荡现象(图 3),造成落点偏差增大<sup>[31]</sup>。原因之一是弹体不对称转捩产生了不稳定的非线性气动扰动力矩。由于弹头惯量小、阻尼小、没有控制,扰动力矩得不到及

时抑制,致使弹头在转捩区间会突然出现采用常规气动数据模型无法解释的迎角非线性放大与振荡现象<sup>[32]</sup>。国内安长发<sup>[33]</sup>、潘宏禄和马汉东等<sup>[34-35]</sup>、杨云军等<sup>[36]</sup>进行了非对称转捩的计算与理论分析工作,楼洪钿<sup>[37-38]</sup>、高清等<sup>[39]</sup>进行了风洞实验研究工作。

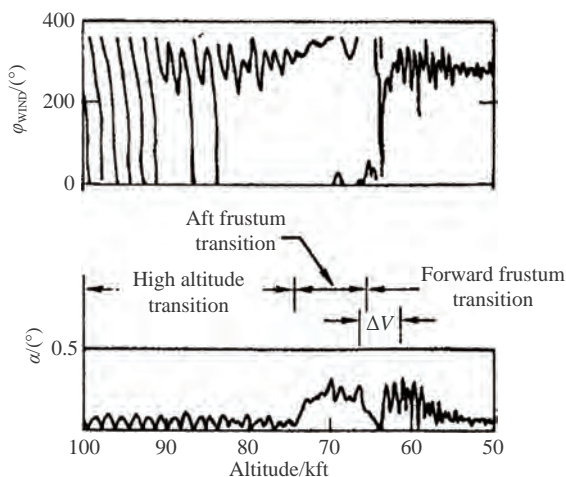


图 3 惯性弹头在边界层转捩期间角运动情况<sup>[32]</sup>

Fig. 3 The motion of a flight vehicle during the boundary-layer transition<sup>[32]</sup>

载人飞船设计目标之一是确保再入飞行过程中由气动减速产生的过载在航天员可安全承受范围内,因此一般为大钝体外形,质阻比较小,减速性能优良。钝体迎风面存在烧蚀引起的边界层转捩,在背风面尾迹流动中存在混合层转捩(图 4)。此类飞行器外形即使轴对称,由于通常在自配平迎角状态下飞行,流场并不对称,使得转捩预测变得更为困难<sup>[23, 40]</sup>。防热设计需要仔细考虑转捩的影响,确保飞行器不会产生局部烧坏的风险。袁湘江和张涵信等<sup>[41-42]</sup>分析了钝体头部大扰动产生的 Bypass 转捩现象。

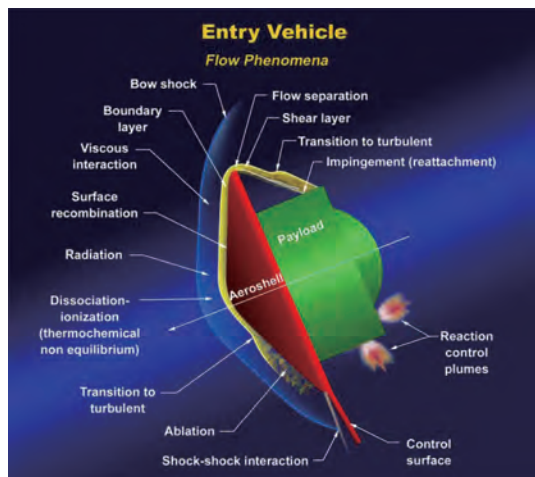


图 4 高超声速钝体流动特点<sup>[43]</sup>

Fig. 4 A sketch of the flow around a hypersonic blunt body<sup>[43]</sup>

2)再入机动类。该类飞行器再入后进行一定距离的横法向机动变轨飞行,可结合各种制导手段,对目标实施精确打击,典型代表为美国的潘兴 II 导弹、桑迪亚实验室的 SWERVE 试验飞行器。前者采用小钝头双锥体+十字舵设计,后者采用小钝头单锥体+小翼+小升降副翼外形<sup>[44]</sup>,设计上关注的转捩问题是对弹体压心及配平能力的影响。如果偏差较大,则会对飞行器配平特性及机动打击能力产生显著影响。由于实际飞行状态迎角、侧滑角变化很快且幅值较大,加上材料烧蚀影响,准确预示转捩难度很大。

3)高超声速滑翔类。该类飞行器在大气层内长时间高速滑翔,根据用途分为轨道返回类与远程打击类。前者代表为美国的航天飞机、X-37B 轨道机动飞行器(图 5)、BFR 星际飞船(图 6)、欧洲的 IXV 再入返回试验飞行器,后者代表为美国 HTV-1、HTV-2 飞行器、俄罗斯的“先锋”高超声速武器。



图 5 X-37B 外形<sup>[45]</sup>

Fig. 5 The X-37B configuration<sup>[45]</sup>

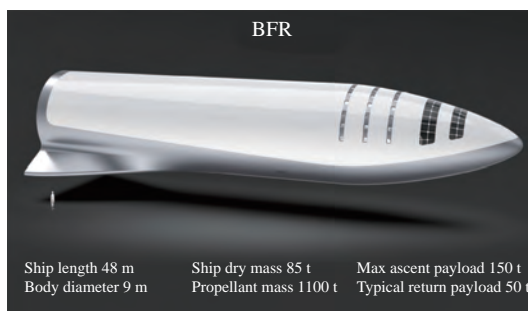


图 6 BFR 飞船外形<sup>[46]</sup>

Fig. 6 The BFR ship configuration<sup>[46]</sup>

轨道返回类飞行器服务于空间往返系统,提供类似飞机的再入返回乘坐品质与重复使用能力,一般采用大钝头、大翼面或升力体设计。这类飞行器一般都采用 40°甚至接近 50°(图 7)的大迎角滑翔飞行弹道,以尽量提高飞行高度、减小热载荷。大钝头外形、大迎角飞行使得飞行器具有良好的减速特性,有助于飞行器在滑翔飞行过程中从第一宇宙速度附近

较快减至降落速度或开伞回收速度。美国 NASA 一直对航天飞机隔热瓦的粗糙度问题十分关注: 隔热瓦缝隙、损伤以及修补填充物制造了不同程度的粗糙度问题, 可能诱发过早转捩<sup>[47]</sup>。此外, 飞行中的非对称转捩会诱发横航向干扰力矩<sup>[48]</sup>。国内朱德华等<sup>[49]</sup>、董明<sup>[50]</sup>、赵云飞等<sup>[51]</sup>详细研究了粗糙元诱导转捩问题。

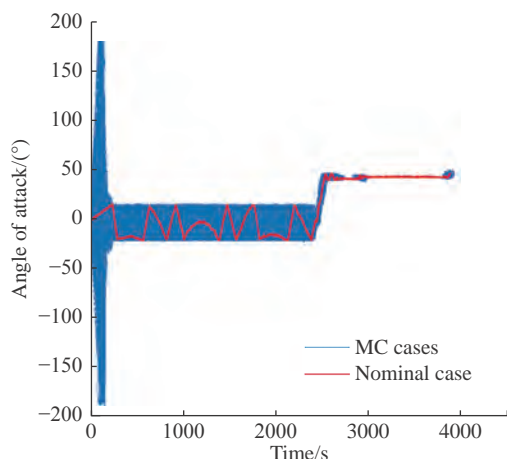


图 7 IXV 飞行弹道攻角时间历程<sup>[52]</sup>

Fig. 7 The time history of the angle-of-attack of the IXV<sup>[52]</sup>

远程打击类飞行器设计目标是高效滑翔飞行, 利用运载提供的动能实现大射程能力与大范围机动变轨能力, 一般采用小钝头细长体、高升阻比构型设计, 飞行过程中具有较高的使用升阻比。这类飞行器弹道机动灵活, 现有反导武器拦截困难, 突防能力很强。以 HTV-1 为例, 其采用大后掠前缘椭圆截面升力体设计(图 8), 主要的转捩相关问题是<sup>[40]</sup>: 后掠前缘上由横流失稳引起转捩(可参阅易仕和等<sup>[53]</sup>的三角翼实验和赵磊<sup>[54]</sup>、韩宇峰等<sup>[55]</sup>的研究工作); 在中心线附近存在 T-S 波引起的转捩; 在钝化头部的下游还存在熵吞等效应; 在长时间飞行过程中因隔热材料表面烧蚀出现明显的粗糙度, 引起 Bypass 转捩或瞬态增长形式的转捩。此类飞行器对大面积上的转捩点预示准确度要求较高, 实践中不同的工程转捩准则



图 8 HTV-1 外形<sup>[40]</sup>

Fig. 8 The HTV-1 configuration<sup>[40]</sup>

会导致总加热量发生 20% 乃至更大的预示偏差, 给隔热系统以及飞行器总质量带来很大的影响。此外, 转捩同样会带来稳定性及热防护风险问题。徐国武等<sup>[56]</sup>研究表明, 非对称转捩有可能对升力体类飞行器航向稳定性产生严重影响。国义军等<sup>[57]</sup>对 HTV-2 第二次飞行试验热环境的计算分析认为前缘边界层转捩引起局部热流剧增、导致热防护系统迅速烧蚀并叠加应力破坏是飞行器失控的主要原因。

4) 高超声速巡航类。以 X-43、X-51 为代表的高超声速巡航飞行器在外形上一般采用锐前缘、乘波体设计, 主要的转捩及湍流问题集中在与发动机相关的问题上<sup>[23]</sup>: 多级压缩或曲面压缩进气道上的转捩; 进气道唇口和稳定段存在严重的激波-边界层干扰流动; 燃烧室中需要利用湍流实现燃料掺混; 尾喷管处同样存在湍流问题。这些问题进而影响发动机效率与飞行器推阻特性。

### 3 总体设计控制措施

#### 3.1 弹道设计

实践表明, 对于特定的飞行器, 转捩的发生与飞行弹道单位雷诺数密切相关。从总体设计上控制弹道状态可以控制转捩的发生, 例如尽量保持飞行弹道单位雷诺数不超过转捩单位雷诺数飞行, 以维持飞行器层流状态飞行。这可视为一种粗浅的转捩控制准则, 在气动热专业给不出适合弹道优化设计使用的简单判据情况下, 可以事先使用。类似的简单准则与处理方法国内外均有, 例如 20 世纪 90 年代欧洲研究空天飞机认为比较有把握的层流飞行高度是 40~60 km 以上<sup>[58]</sup>。国内也有单位按照这种方法进行简化处理, 取值略有不同。此外, SWERVE 等飞行试验表明转捩与迎角状态密切相关, 更精准的弹道控制措施需要进一步纳入该因素影响。

按照飞行器大面积边界层状态分类, 弹道可分为层流弹道、湍流弹道以及处于二者之间的转捩弹道。一般而言, 保持层流飞行, 需要保持较高的飞行高度(低密度)、较低的飞行速度和较小的迎角, 湍流飞行则相反。对于弹道式大倾角再入, 可认为是一种穿越弹道, 单位雷诺数在再入过程中急剧增加, 从层流到湍流的状态转换非常快, 转捩时间可忽略不计。对于临近空间水平飞行弹道, 飞行状态改变相对缓慢, 从尾部到头部有可能出现较长时间的转捩状态, 详细情况可见航天飞机飞行试验分析数据<sup>[47]</sup>。国内有意见认为需要避免这种状态, 在弹道设计上采取快速穿越措施。

从弹道设计上控制边界层流态,例如减小再入角、提高飞行高度以减小飞行环境大气密度,有助于减小飞行器热载荷,降低热防护系统总质量,效果最为显著。航天飞机再入返回弹道可视为部分采用了这种设计,其阻力加速度剖面设计考虑了热载荷约束(如图9所示),大迎角飞行段保证了较高的滑翔飞行高度。但是该设计必须与其他总体指标进行综合权衡,迎角、升阻比偏离弹道最优状态会导致飞行过程中损失能量,影响最大射程能力与机动突防/打击能力。

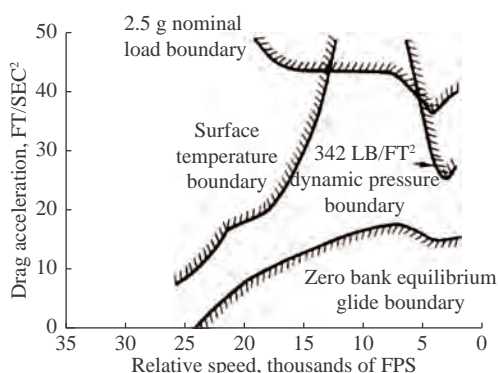


图9 航天飞机再入飞行走廊及参考飞行剖面<sup>[59]</sup>

Fig. 9 The operational entry corridor and reference drag profile<sup>[59]</sup>

### 3.2 翼载荷/升质比控制

翼载荷越小或者升质比(升力系数×参考面积/飞行器质量)越大,相同速度下平衡飞行高度越高,大气密度越小,越有可能保持层流飞行状态。这对飞行器提出了两个要求:一是高升力,二是轻质量。一般而言,这两个目标存在矛盾:高升力需要飞行器采用大翼面或升力体设计,增加的尺寸需求需要付出相应的结构、隔热、伺服等质量代价,实际工作中需要综合权衡。

### 3.3 外形设计

外形因素影响较多,现简单列举如下:

1)尺寸:尺寸越大,飞行器尾部当地雷诺数越大,越有可能发生转捩。例如,飞行试验分析表明,航天飞机多次在40 km高度以上发生转捩,而这对于小一个量级的飞行器则基本不可能。Reentry-F试验表明,典型的惯性弹头再入弹道边界层转捩集中在30多千米到18千米高度区间<sup>[44]</sup>。

2)突出物:突出物会诱发局部强制转捩。美国在哥伦比亚号航天飞机事故后,开展了粗糙度及突出物对转捩影响的专题研究,并利用多次飞行任务搜集数据,据此完善了转捩预示工具BLT TOOL<sup>[60-61]</sup>。如果希望边界层保持层流状态,则设计上需要避免突出物。如果需要湍流状态,则可增加突出物诱发转捩。

X-43、X-51等飞行器均在进气道前部采取了增加锯齿的强制转捩设计(图10、图11)。关于高超声速进气道强制转捩装置设计与实验问题可参考赵慧勇等<sup>[62-63]</sup>的工作和战培国<sup>[64]</sup>的综述。

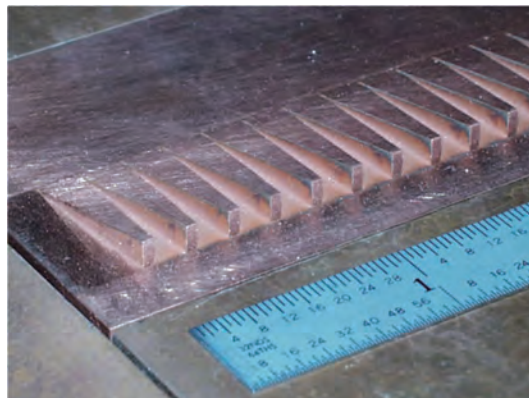


图10 X-43前体迎面锯齿设计<sup>[65]</sup>

Fig. 10 The boundary-layer trips of X-43<sup>[65]</sup>



图11 X-51风洞试验研究的三种前体迎面锯齿<sup>[66]</sup>

Fig. 11 Three types of boundary-layer trips for X-51A wind-tunnel tests<sup>[66]</sup>

3)弹体曲率:保持弹体曲率连续,特别是端头、前缘与弹体连接部位保持曲率连续,可以有效减小边界层壁面感受性,推迟转捩的发生。减小进气道压缩面或喷管型面曲率,可以抑制离心不稳定模式。但是型面过长易产生流向不稳定,需要综合权衡。

4)钝度<sup>[67]</sup>:端头采用适当的钝度可以推迟转捩。Stertson<sup>[68]</sup>总结给出了钝锥转捩最优钝度关系。但是该结论给出的结果偏乐观,工程上需谨慎参考。与钝度密切相关的转捩反转现象一直存在诸多争议,可参见陈坚强等<sup>[69]</sup>的讨论。

5)横向曲率<sup>[67, 70]</sup>:增大横向曲率可以稳定二维第一模态与第二模态,放大斜波第一模态。该措施对于小曲率半径情况影响显著。如果斜波不稳定主导转捩,则采用平面处理可以推迟该转捩模式。在第二模态主导情况下,需要仔细计算确认曲率的影响。

6)压力梯度<sup>[67, 71-72]</sup>:顺压梯度可以稳定第二模态,逆压梯度会放大第二模态。但是对于横流情况,顺压梯度会放大横流不稳定性<sup>[73]</sup>,因此需要综合权衡。

7)粗糙元<sup>[67]</sup>:对于横流不稳定模态,理论分析与

试验表明布置合适尺寸的粗糙元可以激发温和的横流不稳定波,改变平均流流场,抑制最不稳定的长波。国内相关研究可参见赵磊<sup>[54]</sup>、董昊等<sup>[74]</sup>的工作。

8)前缘半径<sup>[67]</sup>:对于附着线转捩,减小前缘半径,可以推迟转捩的发生。

### 3.4 材料选择

国内外研究与实验证明,孔隙材料可以推迟第二模态转捩,原理是控制壁面声阻抗,吸收第二模态频率范围内的声扰动,稳定第二模态<sup>[67]</sup>。国外 Fedorov 等<sup>[75-77]</sup>开展了大量多孔表面对超声速边界层流动稳定性影响的理论和试验研究,结果表明多孔表面可有效抑制边界层转捩。国内赵瑞等<sup>[78-79]</sup>改进多孔边界条件验证了多孔表面对第二模态转捩的有效抑制。朱德华等<sup>[80]</sup>采用线性稳定性理论结合 DNS 方法证实了多孔表面可以推迟第二模态转捩,涂国华等<sup>[81]</sup>研究了抑制第二模态转捩的最优开孔率和孔半径问题,郭启龙等<sup>[82]</sup>研究了横向距离微槽抑制第二模态转捩问题。根据此原理,可以对耐热材料进行筛选与优化。注意材料应采用微孔隙设计,过大的孔隙会扮演粗糙度角色,反而有害。

此外,不同壁面材料飞行中壁温不同,对转捩有较大影响<sup>[67]</sup>。苏彩虹、周恒<sup>[83]</sup>研究了壁面温度对零迎角小钝头圆锥高超声速边界层稳定性的影响,发现对等温壁边界层转捩起主导作用的是第二模态波,而第一模态对绝热壁边界层转捩起主导作用。刘智勇等<sup>[84-85]</sup>研究了壁温对  $Ma_6$  平板边界层转捩位置的影响,发现壁温 1200 K 前后转捩位置变化规律不同。壁面材料发生烧蚀后会出现质量喷射、产生粗糙度问题,也对转捩有显著影响。对于端头,如果烧蚀后变钝,曲率变小,则可能推迟弹体转捩的发生。段毅等<sup>[20]</sup>简要介绍了烧蚀的多方面影响及国际上的相关研究。

美国多次飞行试验表明钝头锥体零迎角再入时,金属材料锥面普遍比酚醛、石墨等其他材料提前发生转捩<sup>[86]</sup>。美国桑迪亚国家实验室确认了这一现象。这表明材料的影响可能是多方面的,需要仔细权衡。

### 3.5 其他

1)壁面冷却/加热<sup>[67]</sup>:壁面冷却可以稳定 T-S 波,但是却会使第二模态趋于不稳定。冷却导致边界层变薄,致使对粗糙度更敏感。有研究根据线性稳定性理论分析认为:壁面冷却在  $Ma_e < 4.7$  时有利,  $Ma_e > 6.4$  时有害,中间则影响不明显。对于 T-S 波,有研究采用局部加热的方法,验证了在下游制造冷却效应可以控制转捩的发生。基于相同的思路,对于第二模态

提出局部冷却方法,但是研究并没有得到有效的结论,尚需深入分析。国内赵耕夫<sup>[87]</sup>的研究表明,壁面冷却对第一模态起稳定作用,对第二模态有不稳定作用。直到  $Ma_e 7$ ,导致绝热壁边界层转捩的始终是第一模态,  $Ma_e \geq 6$  的冷却壁边界层则是第二模态起主导作用。壁面冷却能够推迟边界层转捩,但是和二维边界层相比壁面冷却对高速三维边界层的层流控制作用有限。

2)壁面抽吸<sup>[67,87-88]</sup>:研究表明壁面抽吸在低速时比较有效,可以稳定 T-S 波,消除广义拐点。有限的研究计算表明抽吸也可以稳定第二模态。壁面抽吸广泛应用于低速/超声速飞行器进气道设计中,但是对于高超声速飞行器而言,实际应用存在困难。

3)气体注入<sup>[89-96]</sup>:Leyva 等研究发现向边界层注入二氧化碳时,转捩雷诺数相比其他注入介质更高,机理是二氧化碳分子振动弛豫吸收了声模态扰动的能量,使第二模态不稳定波的幅值衰减,从而延迟了边界层转捩的发生。边界层内的二氧化碳注入率越大,其延迟效果越明显。从工程角度来看,高超声速情况下应用该措施存在较大困难。

4)磁流体控制<sup>[67]</sup>:高速时由于高温气体效应,边界层气体电离。针对电离气体使用磁流体控制原理产生洛仑兹力效应可以调节边界层速度剖面,进而对流动稳定性施加影响。由于  $Ma_{10}$  以下气体电离效应不明显,飞行器边界层电子密度低,电导率低,实际控制效果可能不显著,磁控系统工程实现上代价高昂。孟宣市等<sup>[97]</sup>的综述介绍了目前等离子体流动控制技术研究进展情况。

## 4 试验相关问题

### 4.1 静音风洞试验

通过地面试验研究转捩始终存在天地一致性问题。由于常规风洞试验环境与自由大气环境在扰动场方面存在很大差异,导致转捩发展的模式可能迥然不同,常规风洞往往提前发生转捩,致使准确预示飞行环境转捩点十分困难。近年来,国外在高超声速静音风洞试验技术方面取得了积极进展,通过降低风洞试验噪声,获得了高品质的风洞气流,提高了转捩研究准确度<sup>[98]</sup>。美国普渡大学的  $Ma_6$  静音风洞目前是世界上最高知名的高超声速静音风洞,近年来十分活跃,在 HTV-2、X-51、HiFiRE 等项目支持下开展了一系列研究试验,相关成果令人瞩目<sup>[99]</sup>。

静音风洞存在建设与调试难度大、周期长,试验状态单一、试验段尺寸小等问题,国际上仅有三座高超声速静音风洞在运行,其中就包括国内北京大学与

国防科技大学的两座  $\Phi 300$  mm 静音风洞。这一有利条件为国内开展高超声速转捩研究提供了有力支撑。

## 4.2 飞行试验情况

高超声速飞行器边界层转捩最理想的研究方式仍然是真实环境下的飞行试验。国内目前存在浪费飞行任务资源问题: 每一次飞行任务都是一次研究转捩的宝贵试验机会, 但是由于认识层面缺乏积累数据意识, 没有意愿、没有系统策划, 致使少有搭载传感器的机会。这与美国 NASA 在航天飞机每次飞行任务都积累相关数据、分析研究气动热与转捩情况相比, 差距很大。美国 SpaceX 公司更进一步, 在其“龙”货运飞船空间运输任务中多次搭载新的热防护材料, 为其 BFR 可重复使用飞船防热前期进行实飞试验。

根据公开资料, 国外转捩研究成果比较突出的高超声速飞行试验项目有:

1) Reentry-F 试验: NASA 在 1968 年实施的飞行试验, 研究小钝头锥体弹道式再入, 利用大量温度传感器数据反推气动加热情况。该试验是多年来国际上转捩研究的“标模”。

2) 航天飞机任务: 航天飞机在轨道器各处布设了大量温度传感器, 每次飞行任务都记录下了完整的温度历程数据, 曾经还专门开展了再入红外成像试验, 为转捩研究提供了大量的宝贵数据。

3) 飞马座运载火箭横流试验: 搭载了研究了后掠翼在火箭上升段的横流转捩现象<sup>[100]</sup>。

4) HIFiRE 系列试验: HIFiRE 系列试验精心设计了高精度测量系统, 包括温度和高频压力传感器, 用于准确捕捉转捩现象。HIFiRE-1 试验捕捉到了第二模态转捩, HIFiRE-5 则研究了横流转捩<sup>[99]</sup>。

国内中国空气动力研究与发展中心于 2015 年首次针对高超声速边界层转捩问题开展了 MF-1 航天模型飞行试验。袁先旭等<sup>[14]</sup>分析了试验结果, 捕捉到了上升段的湍流-层流的再层化和下降段湍流-层流的转捩现象, 涂国华等<sup>[101]</sup>利用线性稳定性理论和  $e^N$  方法分析了第二模态频率的天地差异, 给出了第二模态最不稳定频率经验关系式, 发现转捩  $N$  值受钝度雷诺数影响很大。

## 4.3 转捩点的捕捉

从飞行试验数据中准确捕捉转捩点仍是实际工作中的一个难题。从国外来看, 较普遍的是使用温度数据和烧蚀数据进行分析, 航天飞机进一步利用了加速度数据和地面观测红外图像, HIFiRE 首次使用了高频压力数据, 桑迪亚国家实验室掌握了独特的弹体光学测量方法<sup>[102]</sup>, 且认为加速度数据可以辅助判断, 而国内近年来则发展了大面积热流测量技术。朱广

生等<sup>[103]</sup>介绍了目前飞行试验热环境测量技术, 可为设计人员提供参考与借鉴。

## 5 理论分析与预示

理论基础是科学研究工作的根本, 提高国内设计人员对边界层转捩问题的基本认识、掌握基本理论与分析能力, 非常必要。对于总体设计人员而言, 如果不具备起码的认知, 不能准确把握高超声速飞行器边界层转捩问题, 则在实际工作中就可能忽视或错误评估转捩的影响, 不掌握总体设计上的控制措施, 就提不出合理的技术解决方案, 给整个项目带来风险。

从飞行试验数据捕捉转捩比较困难, 以往任务对气动热精细化设计问题关注度不够, 重视保试验成功、轻视为基础研究积累数据。在面对飞行器边界层转捩问题时, 国内总体单位仅有有限的工程处理经验, 缺乏机理认识、缺少理论分析。高效准确的理论分析与预示能力是目前工程实践中的短板。有必要开发类似国外 STABL、LASTRAC、STAR、PSE-Chem 等专门的转捩分析工具, 具备精细化分析能力, 将设计人员费时费力的手工分析工作通过自动化的快速计算分析软件程序完成, 提高工作效率与质量。针对这一需求, 国内天津大学于高通和罗纪生<sup>[104]</sup>、黄章峰<sup>[105]</sup>、西北工业大学宋文萍和韩忠华<sup>[106-107]</sup>和中国空气动力研究与发展中心涂国华等<sup>[101]</sup>等开展了基于  $e^N$  方法预测转捩的应用研究工作, 其中黄章峰等开发的高超声速边界层转捩预测软件已在工程单位得到应用。

## 6 结论与展望

本文从总体设计角度对高超声速飞行器边界层转捩问题进行了审视与简要讨论, 有如下结论与认识:

1) 边界层转捩问题对高超声速飞行器总体设计影响巨大, 提高转捩点的预示精度将大大减小气动力、热设计偏差, 从而减轻飞行器质量, 实现总体设计方案的优化。

2) 转捩对于不同高超声速飞行器影响各不相同, 主要体现在气动力、气动热及掺混效率三方面。总体层面相应要解决由此导致的飞行稳定性、配平能力、落点散布、防热风险、飞行器减重、推进系统优化等问题。

3) 对于高超声速飞行器, 总体设计人员可以从弹道设计、翼载荷控制、外形设计、材料选择等方面入手, 控制边界层转捩的发生, 达到减热、减阻等设计目标。

4) 静音风洞试验是目前相对较好的转捩地面研

究手段,总体单位在工程实践中有必要予以充分利用。

5) 飞行试验是研究转捩的最佳机会,总体单位应予以重视,将飞行任务资源充分利用起来,积累基础数据。

边界层转捩问题是高超声速飞行器设计面临的最为复杂、最具挑战性的问题,虽然近年来国内外高超声速项目工程实践与飞行试验不断取得成功,但当前研究与认识水平距离透彻理解并很好地解决该问题仍有很大差距。展望未来,一方面需要专业研究机构与研究人员继续深入开展边界层转捩相关基础研究工作,充分利用理论分析、仿真计算、地面试验与飞行试验等多种手段的综合研究优势提升研究能力,提高对转捩问题的科学认识,积累相关知识经验与成果,为工程实践提供坚实的知识储备与支撑;另一方面,总体设计单位与相关技术人员应保持对转捩等前沿问题的追踪,与专业研究人员充分沟通与交流,掌握基础学科最新发展情况,牵引开发高精度的实用分析工具,充分吸收相关研究成果并进行转化应用,以更好地服务于工程实践。

## 参 考 文 献:

- [1] RICHARDSON D, JENNINGS G. Falcon HTV-2 suffers telemetry failure[J]. *Jane's Missiles & Rockets*, 2010, 14(6): 16.
- [2] MALENIC M. Flight-test failure for HTV-2 [J]. *Jane's Defence Weekly*, 2011-08-12.
- [3] 甄华萍, 蒋崇文. 高超声速技术验证飞行器HTV-2综述[J]. *飞航导弹*, 2013(6): 7-13.  
ZHEN H P, JIANG C W. Overview of hypersonic vehicle HTV-2[J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 2013(6): 7-13 (in Chinese).  
doi: 10.16338/j.issn.1009-1319.2013.06.012
- [4] ZALOGA S. US Army conducts first test of advanced hypersonic weapon [J]. *World Missiles Briefing*, 2014.
- [5] CHAMBERLAIN F. Final environmental assessment/overseas environmental assessment for Flight Experiment 1 (FE-1)[R]. U. S. Army Space and Missile Defense Command/Army Forces Strategic Command, 2017.
- [6] HUGHES R. US DoD conducts second common hypersonic glide body test[N/OL]. *Jane's Defence News*, 2020-03-24.  
<https://www.janes.com/defence-news/news-detail/us-dod-conducts-second-common-hypersonic-glide-body-test>.
- [7] BERRY S, KIMMEL R, RESHOTKO E. Recommendations for hypersonic boundary layer transition flight testing[C]//41st AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Honolulu, Hawaii. Reston, Virginia: AIAA, 2011.  
doi: 10.2514/6.2011-3415
- [8] HUCHEL B. Purdue to develop world's first Mach 8 quiet wind tunnel[N/OL]. *Purdue University News*. 2020-02-04.  
<http://www.purdue.edu/newsroom/releases/2020/Q1/purdue-to-worlds-first-mach-8-quiet-wind-tunnel.html>.
- [9] 周恒, 赵耕夫. 流动稳定性[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.  
ZHOU H, ZHAO G F. *Hydrodynamic stability*[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2004. (in Chinese)
- [10] 周恒, 苏彩虹, 张永明. 超声速/高超声速边界层的转捩机理及预测[M]. 北京: 科学出版社, 2015.  
ZHOU H, SU C H, ZHANG Y M. *Transition mechanism and prediction of supersonic/hypersonic boundary layer*[M]. Beijing: Science Press, 2015. (in Chinese)
- [11] 唐登斌. 边界层转捩[M]. 北京: 科学出版社, 2015.  
TANG D B. *Boundary layer transition*[M]. Beijing: Science Press, 2015. (in Chinese)
- [12] 刘小林. 高超声速低噪声风洞技术及相关试验研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2015.  
LIU X L. *The hypersonic low noise wind tunnel technique and relative experimental studies*[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2015. (in Chinese)
- [13] 袁先旭, 何琨, 陈坚强, 等. MF-1模型飞行试验转捩结果初步分析[J]. *空气动力学学报*, 2018, 36(2): 286-293.  
YUAN X X, HE K, CHEN J Q, et al. Preliminary transition research analysis of MF-1[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2018, 36(2): 286-293 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0050
- [14] LetPub. 国家自然科学基金项目查询[DB/OL]. 2020-03-20.  
<http://www.letpub.com.cn/index.php?page=grant>.
- [15] 解少飞, 杨武兵, 沈清. 高超声速边界层转捩机理及应用的若干进展回顾[J]. *航空学报*, 2015, 36(3): 714-723.  
XIE S F, YANG W B, SHEN Q. Review of progresses in hypersonic boundary layer transition mechanism and its applications[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(3): 714-723 (in Chinese).
- [16] 苏彩虹. 高超声速边界层转捩预测中的关键科学问题: 感受性、扰动演化及转捩判据研究进展[J]. *空气动力学学报*, 2020, 38(2): 355-367.  
SU C H. Progress in key scientific problems of hypersonic boundary-layer transition prediction: receptivity, evolution of disturbances and transition criterion[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2020, 38(2): 355-367 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0056
- [17] 江贤洋, 李存标. 高超声速边界层感受性研究综述[J]. *实验流体力学*, 2017, 31(2): 1-11.  
JIANG X Y, LI C B. Review of research on the receptivity of hypersonic boundary layer[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2017, 31(2): 1-11 (in Chinese).
- [18] 刘向宏, 赖光伟, 吴杰. 高超声速边界层转捩实验综述[J]. *空气动力学学报*, 2018, 36(2): 196-212.  
LIU X H, LAI G W, WU J. Boundary-layer transition experiments in hypersonic flow[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2018, 36(2): 196-212 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0017
- [19] 黄章峰, 万兵兵, 段茂昌. 高超声速流动稳定性及转捩工程应用若干研究进展[J]. *空气动力学学报*, 2020, 38(2): 368-378.  
HUANG Z F, WAN B B, DUAN M C. Progresses in engineering application research on hypersonic flow stability and transition[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2020, 38(2): 368-378 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0047
- [20] 段毅, 姚世勇, 李思怡, 等. 高超声速边界层转捩的若干问题及工程应用研究进展综述[J]. *空气动力学学报*, 2020, 38(2): 391-403.  
DUAN Y, YAO S Y, LI S Y, et al. Review of progress in some issues and engineering application of hypersonic boundary layer transition[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2020, 38(2): 391-403 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0041
- [21] 罗纪生. 高超声速边界层的转捩及预测[J]. *航空学报*, 2015, 36(1): 357-372.  
LUO J S. Transition and prediction for hypersonic boundary layers[J].

- Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 357-372 (in Chinese).
- [22] 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 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2017.0030
- [23] 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 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0011
- [24] WIE Y S, FAYETTE COLLIER J, WAGNER R, et al. Design of a hybrid laminar flow control nacelle[C]//30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV. Reston, Virginia: AIAA, 1992.  
doi: 10.2514/6.1992-400
- [25] CROUCH J. Boundary-layer transition prediction for laminar flow control (invited)[C]//45th AIAA Fluid Dynamics Conference, Dallas, TX. Reston, Virginia: AIAA, 2015.  
doi: 10.2514/6.2015-2472
- [26] REED H L. Stability and transition analysis for reentry tool, STAR[R]. Defense Technical Information Center, 2005.  
doi: 10.21236/ada441358
- [27] Dc Defense Science Board Washington. Report of the defense science board task force on the national aerospace plane (NASP)[R]. Defense Technical Information Center, 1988.  
doi: 10.21236/ada201124
- [28] 周恒. “流动稳定性与转捩”专栏前言[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(2): 181-182.  
ZHOU H. Preface of flow stability and transition column[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(2): 181-182 (in Chinese).
- [29] 周恒, 张涵信. 有关近空间高超声速飞行器边界层转捩和湍流的两个问题[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(2): 151-155.  
ZHOU H, ZHANG H X. Two problems in the transition and turbulence for near space hypersonic flying vehicles[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(2): 151-155 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2017.0016
- [30] MORKOVIN M V. Transition in open flow systems-a reassessment[J]. Bulletin of the American Physical Society, 1994, 39(9): 1882.
- [31] 余平, 段毅, 尘军. 高超声速飞行的若干气动问题[J]. 航空学报, 2015, 36(1): 7-23.  
YU P, DUAN Y, CHEN J. Some aerodynamic issues in hypersonic flight[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 7-23 (in Chinese).
- [32] 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, Boulder, CO, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1979.  
doi: 10.2514/6.1979-1626
- [33] 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 (in Chinese).
- [34] 潘宏禄, 马汉东, 沈清. 超声速小攻角下的圆锥转捩攻角效应[J]. 空气动力学学报, 2009, 27(1): 97-101.  
PAN H L, MA H D, SHEN Q. Attack of angle effect for supersonic blunt cone transition flow[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(1): 97-101 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2009.01.018
- [35] 潘宏禄, 马汉东, 王强. 超声速边界层转捩拟序结构大涡模拟[J]. 宇航学报, 2006, 27(3): 498-502.  
PAN H L, MA H D, WANG Q. Large eddy simulation of transition coherent structures in a supersonic boundary layer[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(3): 498-502 (in Chinese).  
doi: 10.3321/j.issn:1000-1328.2006.03.034
- [36] 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 (in Chinese).  
doi: 10.3873/j.issn.1000-1328.2008.01.006
- [37] 楼洪田. 边界层转捩对细长锥静、动稳定性的影响[J]. 宇航学报, 1985, 6(1): 88-98.  
LOU H T. Transition effects of boundary layer on static and dynamic stability of slender cone[J]. Journal of Astronautics, 1985, 6(1): 88-98 (in Chinese).
- [38] 楼洪田. 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 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2001.04.017
- [39] 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 (in Chinese).  
doi: 10.16358/j.issn.1009-1300.2012.06.008
- [40] RESHOTKO E. Transition issues for atmospheric entry[C]//45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2007.  
doi: 10.2514/6.2007-304
- [41] 袁湘江, 张涵信, 沈清, 等. 钝体头部大扰动转捩的直接数值模拟[C]//第四届海峡两岸计算流体力学学术研讨会论文集. 2003: 94-100.
- [42] 袁湘江, 张涵信, 沈清. 局部大扰动诱导转捩的物理机理研究[C]//2003空气动力学前沿研究研讨会论文集. 2003: 537-542.
- [43] HORVATH T J, BERRY S A, MERSKI N R. Hypersonic boundary/shear layer transition for blunt to slender configurations-A NASA Langley experimental perspective[R]. RTO-MP-AVT-111, 2004.
- [44] ILIFF K, SHAFER M. A comparison of hypersonic flight and prediction results[C]//31st Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1993.  
doi: 10.2514/6.1993-311
- [45] Spacecraft-Defence, United States. X-37B/Orbital Test Vehicle (OTV) [M/OL]. Jane's Space Systems and Industry, 2015-06-02.  
http://www.janes.com.
- [46] MUSK E. Make\_life\_multiplanetary-2017[EB/OL].  
https://www.spacex.com/media/making\_life\_multiplanetary-2017.pdf
- [47] BOUSLOG S, AN M, HARTMANN L, et al. Review of boundary layer transition flight data on the Space Shuttle Orbiter[C]//29th Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1991.  
doi: 10.2514/6.1991-741
- [48] AN M, WANG K C, CAMPBELL C, et al. Space shuttle orbiter aerodynamics induced by asymmetric boundary-layer transition[C]//34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1996.

- doi: 10.2514/6.1996-808
- [49] 朱德华, 袁湘江, 杨武兵. 粗糙元诱导的高超声速转捩机理及应用[J]. 航空学报, 2018, 39(1): 68–77.  
ZHU D H, YUAN X J, YANG W B. Mechanism of hypersonic transition induced by a roughness element and its application[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(1): 68–77 (in Chinese).
- [50] 董明. 高超声速边界层中由粗糙元引起强制转捩的机理[J]. 气体物理, 2016, 1(5): 25–38.  
DONG M. Mechanism of roughness-induced transition in hypersonic boundary layers[J]. *Physics of Gases*, 2016, 1(5): 25–38 (in Chinese). doi: 10.19527/j.cnki.2096-1642.2016.05.003
- [51] 赵云飞, 刘伟, 冈敦殿, 等. 粗糙物面引起的超高速边界层转捩现象研究[J]. 宇航学报, 2015, 36(6): 739–746.  
ZHAO Y F, LIU W, GANG D D, et al. Study of surface roughness induced supersonic boundary layer transition[J]. *Journal of Astronautics*, 2015, 36(6): 739–746 (in Chinese). doi: 10.3873/j.issn.1000-1328.2015.06.016
- [52] MARCO V, CONTRERAS R, SANCHEZ R, et al. The IXV guidance, navigation and control subsystem: development, verification and performances[J]. *Acta Astronautica*, 2016, 124: 53–66. doi: 10.1016/j.actaastro.2016.04.010
- [53] 易仕和, 刘小林, 牛海波, 等. 高超声速边界层流动稳定性实验研究[J]. 空气动力学学报, 2020, 38(1): 137–142.  
YI S H, LIU X L, NIU H B, et al. Experimental study on flow stability of hypersonic boundary layer[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2020, 38(1): 137–142 (in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2019.0129
- [54] 赵磊. 高超声速后掠钝板边界层横流定常涡失稳的研究[D]. 天津: 天津大学, 2017.  
ZHAO L. Study on instability of stationary crossflow vortices in hypersonic swept blunt plate boundary layers[D]. Tianjin: Tianjin University, 2017. (in Chinese)
- [55] 韩宇峰, 马绍贤, 苏彩虹. 高超声速三维边界层横流转捩的数值研究[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(4): 522–529.  
HAN Y F, MA S X, SU C H. Numerical study on cross-flow transition in three-dimensional hypersonic boundary layers[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(4): 522–529 (in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2019.0015
- [56] 徐国武, 李锋, 龚安龙, 等. 非对称转捩对横向偏离稳定的影响[J]. 宇航学报, 2015, 36(9): 995–1001.  
XU G W, LI F, GONG A L, et al. Effect of asymmetric transition on lateral departure stability[J]. *Journal of Astronautics*, 2015, 36(9): 995–1001 (in Chinese). doi: 10.3873/j.issn.1000-1328.2015.09.003
- [57] 国义军, 曾磊, 张昊元, 等. HTV2第二次飞行试验气动热环境及失效模式分析[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(4): 496–503.  
GUO Y J, ZENG L, ZHANG H Y, et al. Investigation on aerothermodynamic environment and ablation which lead to HTV-2 second flight test failing[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(4): 496–503 (in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2016.0114
- [58] [德]希舍尔, 魏兰德. 国防科技精品译丛: 高超声速飞行器气动热力学设计问题精选[M]. 唐志共, 译. 北京: 国防工业出版社, 2013.
- [59] MEASE K D, KREMER J P. Shuttle entry guidance revisited using nonlinear geometric methods[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1994, 17(6): 1350–1356. doi: 10.2514/3.21355
- [60] BERRY S A, BERGER K, HORVATH T J. Flight experiment verification of shuttle boundary layer transition prediction tool[C]//46th AIAA Thermophysics Conference, Washington, D. C.. Reston, Virginia: AIAA, 2016. doi: 10.2514/6.2016-3533
- [61] BERGER K, ANDERSON B, CAMPBELL C, et al. Boundary layer transition flight experiment overview[C]//42nd AIAA Thermophysics Conference, Honolulu, Hawaii. Reston, Virginia: AIAA, 2011. doi: 10.2514/6.2011-3323
- [62] 赵慧勇, 易淼荣. 高超声速进气道强制转捩装置设计综述[J]. 空气动力学学报, 2014, 32(5): 623–627.  
ZHAO H Y, YI M R. Review of design for forced-transition trip of hypersonic inlet[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2014, 32(5): 623–627 (in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2014.0095
- [63] 赵慧勇, 周瑜, 倪鸿礼, 等. 高超声速进气道边界层强制转捩试验[J]. 实验流体力学, 2012, 26(1): 1–6.  
ZHAO H Y, ZHOU Y, NI H L, et al. Test of forced boundary-layer transition on hypersonic inlet[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2012, 26(1): 1–6 (in Chinese). doi: 10.3969/j.issn.1672-9897.2012.01.001
- [64] 战培国. 超燃冲压发动机前体边界层转捩风洞试验方法[J]. 航空科学技术, 2012, 23(6): 22–26.  
ZHAN P G. Wind tunnel test methods for boundary layer transition on scramjet engine forebody[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2012, 23(6): 22–26 (in Chinese). doi: 10.3969/j.issn.1007-5453.2012.06.008
- [65] BERRY S, DARYABEIGI K, WURSTER K, et al. Boundary layer transition on X-43A[C]//38th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Seattle, Washington. Reston, Virginia: AIAA, 2008. doi: 10.2514/6.2008-3736
- [66] BORG M, SCHNEIDER S, JULIANO T. Effect of freestream noise on roughness-induced transition for the X-51A forebody[C]//46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2008. doi: 10.2514/6.2008-592
- [67] KIMMEL R. Aspects of hypersonic boundary layer transition control[C]//41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2003. doi: 10.2514/6.2003-772
- [68] STETSON K. Nosedip bluntness effects on cone frustum boundary layer transition in hypersonic flow[C]//16th Fluid and Plasmadynamics Conference, Danvers, MA. Reston, Virginia: AIAA, 1983. doi: 10.2514/6.1983-1763
- [69] 陈坚强, 袁先旭, 涂国华, 等. 高超声速边界层转捩的几点认识[J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49(11): 121–134.  
CHEN J Q, YUAN X X, TU G H, et al. Recent progresses on hypersonic boundary-layer transition[J]. *SCIENTIA SINICA Physica, Mechanica & Astronomica*, 2019, 49(11): 121–134 (in Chinese). doi: 10.1360/SSPMA-2019-0071
- [70] SPALL R E, MALIK M R. Effect of transverse curvature on the stability of compressible boundary layers[J]. *AIAA Journal*, 1991, 29(10): 1596–1602. doi: 10.2514/3.10780
- [71] MALIK M R. Prediction and control of transition in supersonic and hypersonic boundary layers[J]. *AIAA Journal*, 1989, 27(11): 1487–1493. doi: 10.2514/3.10292
- [72] ZURIGAT Y H, NAYFEH A H, MASAD J A. Effect of pressure gradient on the stability of compressible boundary layers[J]. *AIAA Journal*, 1992, 30(9): 2204–2211. doi: 10.2514/3.11206
- [73] SARIC W, REED H. Crossflow instabilities - theory & technology[C]//

- Proc of the 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2003.  
doi: 10.2514/6.2003-771
- [74] 董昊, 刘是成, 程克明. 粗糙元对高超声速边界层转捩影响的研究进展[J]. 实验流体力学, 2018, 32(6): 1-15.  
DONG H, LIU S C, CHENG K M. Review of hypersonic boundary layer transition induced by roughness elements[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2018, 32(6): 1-15 (in Chinese).
- [75] FEDOROV A V, MALMUTH N D, RASHEED A, et al. Stabilization of hypersonic boundary layers by porous coatings[J]. AIAA Journal, 2001, 39(4): 605-610.  
doi: 10.2514/2.1382
- [76] FEDOROV A, KOZLOV V, SHIPLYUK A, et al. Stability of hypersonic boundary layer on porous wall with regular microstructure[J]. AIAA Journal, 2006, 44(8): 1866-1871.  
doi: 10.2514/1.21013
- [77] FEDOROV A, MALMUTH N. Parametric studies of hypersonic laminar flow control using a porous coating of regular microstructure[C]//46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2008.  
doi: 10.2514/6.2008-588
- [78] 赵瑞, 张新昕, 温志湧, 等. 声学超表面抑制Mack第2模态机理与优化设计[J]. 气体物理, 2018, 3(6): 35-40.  
ZHAO R, ZHANG X X, WEN Z Y, et al. Investigation and optimization of acoustic metasurfaces to depress mack second mode in hypersonic boundary-layer flow[J]. Physics of Gases, 2018, 3(6): 35-40 (in Chinese).  
doi: 10.19527/j.cnki.2096-1642.2018.06.005
- [79] ZHAO R, LIU T, WEN C Y, et al. Theoretical modeling and optimization of porous coating for hypersonic laminar flow control[J]. AIAA Journal, 2018, 56(8): 2942-2946.  
doi: 10.2514/1.J057272
- [80] 朱德华, 刘智勇, 袁湘江. 多孔表面推迟高超声速边界层转捩的机理[J]. 计算物理, 2016, 33(2): 163-169.  
ZHU D H, LIU Z Y, YUAN X J. Mechanism of transition delay by porous surface in hypersonic boundary layers[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2016, 33(2): 163-169 (in Chinese).  
doi: 10.19596/j.cnki.1001-246x.2016.02.005
- [81] 涂国华, 陈坚强, 袁先旭, 等. 多孔表面抑制第二模态失稳的最优开孔率和孔半径分析[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(2): 273-278.  
TU G H, CHEN J Q, YUAN X X, et al. Optimal porosity and pore radius of porous surfaces for damping the second-mode instability[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(2): 273-278 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0038
- [82] 郭启龙, 涂国华, 陈坚强, 等. 横向矩形微槽对高超边界层失稳的控制作用[J]. 航空动力学报, 2020, 35(1): 135-143.  
GUO Q L, TU G H, CHEN J Q, et al. Control of hypersonic boundary layer instability by transverse rectangular micro-cavities[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(1): 135-143 (in Chinese).  
doi: 10.13224/j.cnki.jasp.2020.01.016
- [83] 苏彩虹, 周恒. 零攻角小钝头钝锥高超音速绕流边界层的稳定性分析和转捩预报[J]. 应用数学和力学, 2007, 28(5): 505-513.  
SU C H, ZHOU H. Stability analysis and transition prediction of hypersonic boundary layer over a blunt cone with small nose bluntness at zero angle of attack[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2007, 28(5): 505-513 (in Chinese).  
doi: 10.3321/j.issn:1000-0887.2007.05.001
- [84] LIU Z Y, YANG W B, SHEN Q. Investigation on correlation between wind tunnel and flight test data for boundary layer transition[C]//Proc of the AIAA Flight Testing Conference, Washington, D. C.. Reston, Virginia: AIAA, 2016.  
doi: 10.2514/6.2016-3980
- [85] 刘智勇, 禹旻, 杨武兵. 温度对高速平板边界层转捩雷诺数的影响[J]. 空气动力学学报, 2020, 38(2): 308-315.  
LIU Z Y, YU M, YANG W B. Effect of temperature on the transitional Reynolds number of high-speed planar boundary layer[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 38(2): 308-315 (in Chinese).
- [86] BERKOWITZ A, KYRISS C, MARTELLUCCI A. Boundary layer transition flight test observations[C]//Proc of the 15th Aerospace Sciences Meeting, Los Angeles, CA. Reston, Virginia: AIAA, 1977.  
doi: 10.2514/6.1977-125
- [87] 赵耕夫. 壁面冷却和抽吸对超声速高超声速三维边界层稳定性的影响[J]. 空气动力学学报, 1999, 17(1): 22-30.  
ZHAO G F. Effect of wall suction and cooling on the stability of the supersonic and hypersonic three dimensional boundary layer[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1999, 17(1): 22-30 (in Chinese).
- [88] 赵耕夫. 超音速/高超音速三维边界层的层流控制[J]. 力学学报, 2001, 33(4): 519-524.  
ZHAO G F. Laminar flow control of supersonic/hypersonic three-dimensional boundary layer[J]. Acta Mechanica Sinica, 2001, 33(4): 519-524 (in Chinese).  
doi: 10.3321/j.issn:0459-1879.2001.04.010
- [89] BEIERHOLM A K, LEYVA I, LAURENCE S J, et al. Transition delay in a hypervelocity boundary layer using nonequilibrium CO<sub>2</sub> injection[R]. Defense Technical Information Center, 2008.  
doi: 10.21236/ada503215
- [90] LEYVA I, LAURENCE S, BEIERHOLM A, et al. Transition delay in hypervelocity boundary layers by means of CO<sub>2</sub>/acoustic instability interactions[C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2009.  
doi: 10.2514/6.2009-1287
- [91] LEYVA I, JEWELL J, LAURENCE S, et al. On the impact of injection schemes on transition in hypersonic boundary layers[C]//Proc of the 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Bremen, Germany. Reston, Virginia: AIAA, 2009.  
doi: 10.2514/6.2009-7204
- [92] WAGNILD R, CANDLER G, LEYVA I, et al. Carbon dioxide injection for hypervelocity boundary layer stability[C]//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2010.  
doi: 10.2514/6.2010-1244
- [93] SHEPHERD J E. Transition delay in hypervelocity boundary layers by means of CO<sub>2</sub>/acoustic instability interaction[R]. Defense Technical Information Center, 2014.  
doi: 10.21236/ada619007
- [94] JEWELL J, WAGNILD R, LEYVA I, et al. Transition within a hypervelocity boundary layer on a 5-degree half-angle cone in air/CO<sub>2</sub> mixtures[C]//51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Grapevine (Dallas/Ft. Worth Region), Texas. Reston, Virginia: AIAA, 2013.  
doi: 10.2514/6.2013-523
- [95] FEDOROV A V, SOUDAKOV V, LEYVA I A. Stability analysis of high-speed boundary-layer flow with gas injection[C]//7th AIAA Theoretical Fluid Mechanics Conference, Atlanta, GA. Reston, Virginia: AIAA, 2014.  
doi: 10.2514/6.2014-2498
- [96] JEWELL J S, LEYVA I A, PARZIALE N J, et al. Effect of gas injection on transition in hypervelocity boundary layers[C]//28th

- International Symposium on Shock Waves, 2012.  
doi: 10.1007/978-3-642-25688-2\_111
- [97] 孟宣市, 宋科, 龙玥霄, 等. NS-SDBD等离子体流动控制研究现状与展望[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(6): 901–916.  
MENG X S, SONG K, LONG Y X, et al. Airflow control by NS-SDBD plasma actuators[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(6): 901–916 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0078
- [98] SCHNEIDER S P. Developing mechanism-based methods for estimating hypersonic boundary-layer transition in flight: the role of quiet tunnels[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2015, 72: 17–29.  
doi: 10.1016/j.paerosci.2014.09.008
- [99] SCHMISSEUR J D. Hypersonics into the 21st century: a perspective on AFOSR-sponsored research in aerothermodynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2015, 72: 3–16.  
doi: 10.1016/j.paerosci.2014.09.009
- [100] MALIK M R, LI F, CHOUDHAN M. Analysis of crossflow transition flight experiment aboard the Pegasus launch vehicle (Invited)[C]//37th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 2007.  
doi: 10.2514/6.2007-4487.
- [101] 涂国华, 万兵兵, 陈坚强, 等. MF-1钝锥边界层稳定性及转捩天地相关性研究[J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49(12): 118–128.  
TU G H, WAN B B, CHEN J Q, et al. Investigation on correlation between wind tunnel and flight for boundary layer stability and transition of MF-1 blunt cone[J]. SCIENTIA SINICA Physica, Mechanica & Astronomica, 2019, 49(12): 118–128 (in Chinese).
- [102] KUNTZ D W, WILKEN A C, PAYNE J L. Analysis of the photodiode boundary layer transition indicator[R]. Office of Scientific and Technical Information (OSTI), 1994.  
doi: 10.2172/10124071
- [103] 朱广生, 聂春生, 曹占伟, 等. 气动热环境试验及测量技术研究进展[J]. 实验流体力学, 2019, 33(2): 1–10.  
ZHU G S, NIE C S, CAO Z W, et al. Research progress of aerodynamic thermal environment test and measurement technology[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2019, 33(2): 1–10 (in Chinese).
- [104] 于高通, 罗纪生. 三维高超声速边界层中 $e^N$ 方法的应用[J]. 航空动力学报, 2014, 29(9): 2047–2054.  
YU G T, LUO J S. Application of  $e^N$  method in three-dimensional hypersonic boundary layers[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(9): 2047–2054 (in Chinese).  
doi: 10.13224/j.cnki.jasp.2014.09.005
- [105] 黄章峰, 肖凌晨, 罗纪生. 超声速边界层转捩预测 $e^N$ 方法及其软件开发[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(2): 279–285.  
HUANG Z F, XIAO L C, LUO J S. Transition prediction  $e^N$  method and its software development for supersonic boundary layers[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(2): 279–285 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0023
- [106] 宋文萍, 吴猛猛, 朱震, 等. 面向层流减阻设计的转捩预测方法研究[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(2): 213–228.  
SONG W P, WU M M, ZHU Z, et al. Transition prediction methods towards significant drag reduction via laminar flow technology[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(2): 213–228 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0035
- [107] HAN Z H, CHEN J, ZHANG K S, et al. Aerodynamic shape optimization of natural-laminar-flow wing using surrogate-based approach[J]. AIAA Journal, 2018, 56(7): 2579–2593.  
doi: 10.2514/1.J056661

( 本文责编: 贾峰 英文编审: 董思卫 )

文章编号: 0258-1825(2021)04-0039-12

# 全局方向模板在高阶精度非结构有限 体积方法中的推广

孔令发, 刘伟, 董义道\*

(国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073)

**摘要:** 梯度与高阶导数重构是影响高阶精度非结构有限体积(Finite Volume, FV)格式计算效果的主要过程, 其中, 不同的模板选择方式发挥了重要作用。传统的模板选择方式往往依赖于固定的网格拓扑关系, 无法有效反映流动变化特征, 并且随着求解精度的提高, 模板单元的数量上升明显, 导致找到的模板单元包含过多冗余信息的同时, 显著增大计算量, 降低求解效率。基于此现状, 文章将基于二阶精度 FV 格式发展的全局方向模板推广至高阶精度 FV 方法, 以充分发挥模板的空间延展性优势, 并减少冗余的模板单元数量。此外, 文章通过基于制造解的流动与真实超声速涡流两个数值算例, 测试了全局方向模板的数值表现。经检验, 全局方向模板的使用可有效减少重构过程所需的模板单元数量, 并且计算误差相比传统基于网格拓扑的共点、共面模板更低, 计算稳定性优于局部方向模板。因此, 全局方向模板选择方法在三阶精度非结构有限体积方法中具有较好的数值表现, 具备进一步推广与应用的可行性。

**关键词:** 高阶精度非结构有限体积方法; 模板选择方法; 全局方向; 局部方向

中图分类号: V211.3 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0080

## Extension of the global-direction stencil on high-order unstructured finite volume methods

KONG Lingfa, LIU Wei, DONG Yidao\*

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** Gradients and high-order derivatives reconstruction is an important process for high-order unstructured finite volume (FV) methods, in which the stencil selection plays a critical role. Commonly used stencil selection methods depend on the fixed topology relationship among grid cells, thus the characteristics of flow fields cannot be well captured. Besides, with the improvement of the computational accuracy, the stencil size increases dramatically, yielding redundant stencil cells and low computational efficiency. On this basis, the global-direction stencil developed from the second-order numerical simulations is extended into high-order unstructured finite volume methods to make full use of the spatial extendability and to reduce redundant stencil cells. The effectiveness of this novel stencil is verified by a flow with manufactured solutions and a supersonic vortex flow. Compared with commonly used face-neighbor and vertex-neighbor stencils, the stencil size is considerably reduced, and the computational accuracy is greatly improved. In addition, the stability of this novel stencil is superior to local-direction stencils. As a result, the global-direction stencil has a better numerical performance in the third-order unstructured finite volume methods, and it is feasible to further apply it in high-order numerical simulations.

**Keywords:** high-order unstructured finite volume methods; stencil selection method; global direction; local direction

收稿日期: 2020-06-15; 修订日期: 2020-08-03; 录用日期: 2020-08-10; 网络出版时间: 2021-09-10

基金项目: 国家重大项目(GJXM92579)

作者简介: 孔令发(1996-), 男, 甘肃兰州人, 博士研究生, 研究方向: 计算流体力学与应用. E-mail: lfkong\_nudt@163.com

通信作者: 董义道\*(1991-), 讲师, 研究方向: 计算流体力学与应用. E-mail: tianyingxiao@163.com

引用格式: 孔令发, 刘伟, 董义道. 全局方向模板在高阶精度非结构有限体积方法中的推广[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(4): 39-50.

KONG L F, LIU W, DONG Y D. Extension of the global-direction stencil on high-order unstructured finite volume methods[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(4): 39-50(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0080

## 0 引言

相比多块结构化网格和笛卡尔网格,非结构网格因其便捷灵活的生成方式,近年来逐渐成为 CFD 研究与应用的热点<sup>[1-4]</sup>,但伴随着非结构网格的广泛使用,一个涉及网格生成和模拟精度的矛盾开始变得愈发突出<sup>[5-6]</sup>。因此,学者们不断尝试改进基于非结构网格的离散算法,来实现自动化网格生成与精准化数值模拟的统一。

目前,针对非结构网格较常用的数值方法是具有二阶精度的有限体积方法<sup>[7-10]</sup>,该方法因具有较好的数值表现而被应用于很多知名商业软件,如 ANSYS 公司开发的商业软件 Fluent,以及 NASA 开发的 In-house 软件 FUN3D 等<sup>[11]</sup>。为了提高计算效率与流场分辨率,很多学者尝试将此数值方法向更高精度推广<sup>[12-16]</sup>。不同于二阶精度,高精度非结构有限体积方法的实现,除了需要引入更多的高斯积分点来实现高阶精度通量积分外,还需要重构控制体单元的高阶导数。有关高阶导数的重构,Barth 与 Jespersen<sup>[17-18]</sup>首先提出了 *k-exact* 重构算法,Ollivier-Gooch 等<sup>[19-21]</sup>在此基础上发展了具有高阶精度的非结构有限体积离散方法,并系统研究了有关高阶精度非结构 FV 离散的对流、粘性通量与源项积分过程,以及曲线边界处理等一系列问题。

在高阶离散中,不同模板对实际计算(尤其是梯度与高阶导数重构过程)具有更直接的影响,因此部分学者也开展了相应的模板选择研究。文献 [11] 提出了一种“智能增加”(Smart Augmentation, SA)模板构造方法。在共面模板的基础上,从围绕中心单元每个节点的共点模板中寻找了一个距离中心单元最近的单元。该方法完全基于距离信息,可能导致流场出现非物理解。为了克服这一问题,在 SA 模板的基础上,Schwoppe 等<sup>[11]</sup>继续从共点模板中选择单元,以改善最小二乘矩阵的条件数。Nishikawa 在文献 [22] 研究指出,尽管该方法带来了一定程度的改进,但在高度变形网格上其计算稳定性较差。为克服这一问题,Nishikawa 同样基于共面模板增加额外单元,其中一个是通过增加额外单元改进模板的对称性;另外一种以减小最小二乘矩阵系统 Frobenius 范数的倒数为目标,从而降低重构梯度的数值,以提高数值模拟的稳定性。但遗憾的是,这一模板构造方法在一定程度上降低了数值模拟的离散精度。

不同于上述模板选择方式,Xiong 等<sup>[23-24]</sup>针对二

阶精度非结构有限离散,提出了一种基于局部方向的模板选择方式,使得模板选择沿着两个局部方向依次进行。这种模板选择方式在非结构网格上初步体现出类似结构网格的结构化特征,易于并行,并且在各向同性的三角形网格上,其中一个局部方向接近壁面法向,另一个方向沿着流向,比较有效地反映了例如边界层型流场的主要变化情况。但在高度各向异性三角形网格上,由于其中一个局部方向与偏离壁面法向间偏差相对较大,导致其稳定性下降<sup>[24]</sup>。

在局部方向模板的基础上,本文作者在前期工作中探索了一种基于计算域全局方向的模板选择方法<sup>[25]</sup>。例如边界层型流动,由于沿着壁面法向的变化相对剧烈,于是希望重构过程的模板单元能够尽可能多地体现壁面法向的流动信息。因此,其中一个全局方向可取当地壁面法向,同时为了使模板具有更好的空间延展性,并保留结构化特征,另一个方向可取流向。相比上述几种重构模板,全局方向的确定更加简便,摆脱了原始网格拓扑对模板构型的影响,并且能够准确反映流场特征。在二阶精度非结构有限体积方法中,其计算误差相比常用的共点与共面模板更低,并且所需的模板数量较少,在具有较高计算准确性的同时,有效节约了计算开销。

本文将全局方向模板推广至具有三阶精度非结构 FV 求解器,以测试其在高阶精度数值模拟中的计算效果。文章的总体结构如下:第 1 节给出了高阶精度非结构有限体积方法的控制方程离散以及 *k-exact* 重构的基本过程;第 2 节主要讨论了不同的模板选择方法,并叙述了全局方向模板选择方法的主要思想与基本过程,简要探讨了在相对复杂的外形上确定全局方向的基本思路;第 3 节分别测试了全局方向模板在两类数值算例中的表现情况,同时测试了局部方向模板在高阶精度非结构有限体积方法中的数值表现;第 4 节给出了本文结论与下一步工作展望。

## 1 非结构有限体积方法

### 1.1 控制方法与离散

无粘流动的积分型控制方程如下:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{u} dV + \oint_{\partial V} \mathbf{F}_c(\mathbf{u}) \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

式中, $\mathbf{u}$  为守恒变量, $\mathbf{F}_c(\mathbf{u})$  为对流量, $\mathbf{n}$  为控制体界面外法向矢量, $V$  与  $\partial V$  分别代表积分域与积分域边界。在高阶精度 FV 离散过程中,方程 (1) 通常可被离散为:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\mathbf{u}}V)_i + \left( \sum_{j=1}^{N_f} \sum_{k=1}^{N_G} \omega_k \boldsymbol{\Phi}_{jk} \cdot \mathbf{n}_j S_j \right)_i = 0 \quad (2)$$

式中 $\bar{\mathbf{u}}$ 为变量在控制体单元上的平均值。此外,由于仅构造单元面中心处的数值通量无法达到二阶以上精度,因此,除单元面中心外,还需引入其他高斯积分点。方程(2)中, $N_f$ 代表单元面数量。 $N_G$ 代表当前单元面处高斯积分点的个数, $\omega_k$ 与 $\boldsymbol{\Phi}_{jk}$ 分别为每个高斯积分点处的权系数与数值通量, $\mathbf{n}_j$ 与 $S_j$ 为单元面处的单位外法矢量与单元面面积。图1给出了高阶精度非结构有限体积离散的基本过程。图中 $\mathbf{r}_L$ 、 $\mathbf{r}_R$ 分别为由左右单元参考点指向单元面高斯点处的矢量, $\mathbf{u}_L$ 与 $\mathbf{u}_R$ 分别为该高斯点处的变量左右值。在构造单元面高斯积分点处的数值通量时,首先要根据左右单元的重构信息插值得到高斯点处的左右状态矢量。

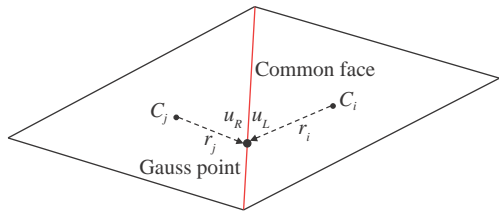


图1 非结构有限体积高精度离散与通量构造示意图  
Fig. 1 Sketch of high-order unstructured finite volume discretization and flux construction

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{u}_L^n &= \mathbf{u}_i + \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial x} \Big|_i (x_i - x_m) + \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial y} \Big|_i (y_i - y_m) + \\ &\quad \frac{\partial^2 \mathbf{u}}{\partial x^2} \Big|_i \frac{(x_i - x_m)^2}{2} + \frac{\partial^2 \mathbf{u}}{\partial x \partial y} \Big|_i (x_i - x_m)(y_i - y_m) + \\ &\quad \frac{\partial^2 \mathbf{u}}{\partial y^2} \Big|_i \frac{(y_i - y_m)^2}{2} + \dots \\ \mathbf{u}_R^n &= \mathbf{u}_i + \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial x} \Big|_j (x_j - x_m) + \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial y} \Big|_j (y_j - y_m) + \\ &\quad \frac{\partial^2 \mathbf{u}}{\partial x^2} \Big|_j \frac{(x_j - x_m)^2}{2} + \frac{\partial^2 \mathbf{u}}{\partial x \partial y} \Big|_j (x_j - x_m)(y_j - y_m) + \\ &\quad \frac{\partial^2 \mathbf{u}}{\partial y^2} \Big|_j \frac{(y_j - y_m)^2}{2} + \dots \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中, $\mathbf{u}_L^n$ 与 $\mathbf{u}_R^n$ 分别代表当前时间步高斯积分点处变量的左右值, $(x_i, y_i)$ 、 $(x_j, y_j)$ 为左右单元的中心坐标, $x_m$ 、 $y_m$ 为高斯点坐标值。在得到左右状态矢量的基础上,可采用通量格式构造数值通量。

## 1.2 k-exact 重构

在二阶精度非结构有限体积方法中,通常采用最小二乘法重构单元梯度,由于直接基于最小二乘法进行泰勒级数展开无法达到二阶以上精度,因此本节采用 k-exact 方法来实现单元梯度与高阶导数重

构。重构函数的形式如下:

$$\begin{aligned} R_i(\mathbf{x} - \mathbf{x}_i) &= \mathbf{u} \Big|_{x_i} + \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial x} \Big|_{x_i} (x - x_i) + \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial y} \Big|_{x_i} (y - y_i) + \\ &\quad \frac{\partial^2 \mathbf{u}}{\partial x^2} \Big|_{x_i} \frac{(x - x_i)^2}{2} + \frac{\partial^2 \mathbf{u}}{\partial x \partial y} \Big|_{x_i} (x - x_i)(y - y_i) + \\ &\quad \frac{\partial^2 \mathbf{u}}{\partial y^2} \Big|_{x_i} \frac{(y - y_i)^2}{2} + \dots \end{aligned} \quad (4)$$

同时,其需要满足的约束为:

$$\frac{1}{A_i} \int_{V_i} R_i(\mathbf{x} - \mathbf{x}_i) dA = \frac{1}{A_i} \int_{V_i} \mathbf{u}(\mathbf{x}) dA \equiv \bar{\mathbf{u}}_i \quad (5)$$

因此,将重构函数在单元 j 上积分可得:

$$\begin{aligned} \bar{\mathbf{u}}_j &= \mathbf{u} \Big|_{x_i} + \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial x} \Big|_{x_i} \widehat{x}_{ij} + \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial y} \Big|_{x_i} \widehat{y}_{ij} + \frac{1}{2} \frac{\partial^2 \mathbf{u}}{\partial x^2} \Big|_{x_i} \widehat{x}_{ij}^2 + \\ &\quad \frac{\partial^2 \mathbf{u}}{\partial x \partial y} \Big|_{x_i} \widehat{x}_{ij} \widehat{y}_{ij} + \frac{1}{2} \frac{\partial^2 \mathbf{u}}{\partial y^2} \Big|_{x_i} \widehat{y}_{ij}^2 + \dots \end{aligned} \quad (6)$$

式中 $\widehat{x}_{ij}$ 、 $\widehat{y}_{ij}$ 代表几何量,Ollivier-Gooch等在文献[20]中将其命名为 Moments,其表达式为:

$$\begin{aligned} \widehat{x}^n \widehat{y}^m &\equiv \frac{1}{A_j} \int_{V_j} [(x - x_j) + (x_j - x_i)]^n [(y - y_j) + (y_j - y_i)]^m dA \\ &= \sum_{l=0}^n \sum_{k=0}^m \frac{n!}{l!(n-l)!} \frac{m!}{k!(m-k)!} (x_j - x_i)^k (y_j - y_i)^l \\ &\quad \frac{\overline{x^{n-k} y^{m-l}}_j}{A_j} = \frac{1}{A_j} \iint_{V_j} (x - x_j)^n (y - y_j)^m \end{aligned} \quad (7)$$

其中 $\overline{x^n y^m}_j$ 可采用数值积分<sup>[20]</sup>得到:

$$\overline{x^n y^m} = \frac{1}{(n+1)V_j} \oint_{\partial V_j} (x - x_i)^{n+1} (y - y_i)^m n_x dS \quad (8)$$

式中 $n_x$ 为单元面单位外法矢量的 x 分量。

参照方程(6),针对任意模板单元均可构造一个重构多项式,并最终组建矩阵方程组:

$$\begin{pmatrix} 1 & \bar{x} & \bar{y} & \bar{x}^2 & \bar{xy} & \bar{y}^2 & \dots \\ \omega_{i1} & \omega_{i1} \widehat{x}_{i1} & \omega_{i1} \widehat{y}_{i1} & \omega_{i1} \widehat{x}_{i1}^2 & \omega_{i1} \widehat{xy}_{i1} & \omega_{i1} \widehat{y}_{i1}^2 & \dots \\ \omega_{i2} & \omega_{i2} \widehat{x}_{i2} & \omega_{i2} \widehat{y}_{i2} & \omega_{i2} \widehat{x}_{i2}^2 & \omega_{i2} \widehat{xy}_{i2} & \omega_{i2} \widehat{y}_{i2}^2 & \dots \\ \omega_{i3} & \omega_{i3} \widehat{x}_{i3} & \omega_{i3} \widehat{y}_{i3} & \omega_{i3} \widehat{x}_{i3}^2 & \omega_{i3} \widehat{xy}_{i3} & \omega_{i3} \widehat{y}_{i3}^2 & \dots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots \\ \omega_{iN} & \omega_{iN} \widehat{x}_{iN} & \omega_{iN} \widehat{y}_{iN} & \omega_{iN} \widehat{x}_{iN}^2 & \omega_{iN} \widehat{xy}_{iN} & \omega_{iN} \widehat{y}_{iN}^2 & \dots \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \mathbf{u} \\ \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial x} \\ \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial y} \\ \frac{\partial^2 \mathbf{u}}{2 \partial x^2} \\ \frac{\partial^2 \mathbf{u}}{\partial x \partial y} \\ \frac{\partial^2 \mathbf{u}}{2 \partial y^2} \\ \vdots \end{pmatrix}_i = \begin{pmatrix} \bar{\mathbf{u}}_i \\ \omega_{i1} \bar{\mathbf{u}}_1 \\ \omega_{i2} \bar{\mathbf{u}}_2 \\ \omega_{i3} \bar{\mathbf{u}}_3 \\ \vdots \\ \omega_{iN} \bar{\mathbf{u}}_N \end{pmatrix} \quad (9)$$

方程组的第一个方程是约束方程,除约束方程外,其余每个方程前均乘以权重系数 $\omega_{ij}$ :

$$\omega_{ij} = \frac{1}{|\mathbf{x}_j - \mathbf{x}_i|} \quad (10)$$

该系数用来强调与中心控制体几何上邻近的模板单元对重构结果的影响。在得到单元梯度与高阶导数的基础上,可通过约束方程得到单元变量点值:

$$u_i = \bar{u}_i - \frac{\partial u}{\partial x} \bar{x}_i - \frac{\partial u}{\partial y} \bar{y}_i - \frac{1}{2} \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} \bar{x}_i^2 - \frac{\partial^2 u}{\partial x \partial y} \bar{x}_i \bar{y}_i - \frac{1}{2} \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \bar{y}_i^2 \quad (11)$$

该点值用来插值计算单元面高斯点处的左右状态矢量,以构造该点处的数值通量。

## 2 模板选择方法

本节回顾了当前应用广泛的共点、共面模板以及局部方向模板选择方法的基本思路与存在的问题,并在此基础上,给出了全局方向模板选择方法的具体过程及其表现效果。

### 2.1 共点与共面模板

共点模板以及共面模板的应用最为广泛,其依赖于网格拓扑,并通过相应的模板层数来控制模板单元数量使其满足重构方程的要求,如图 2 所示,共面模板由于网格单元面数量固定,因此随着模板层数的递增,模板单元数量增长平缓,而共点模板的数量较难控制,并且随着层数增加,单元数量快速上升。

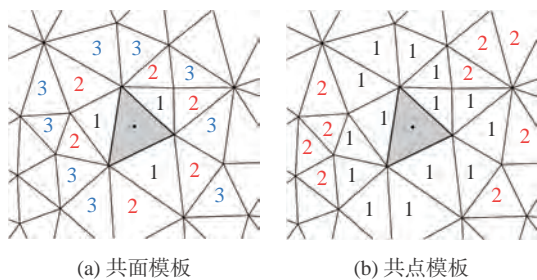


图 2 共面模板与共点模板

Fig. 2 Face-neighbor and vertex-neighbor stencils

此外,两种模板选择方式均依赖于固定的网格拓扑关系,针对不同流动无法有效捕捉到流场变化,并且两种模板在满足重构要求的基础上,包含过多冗余单元,尤其是进行高阶导数重构时,所需要的模板数量较多,因此随着层数的增加,冗余单元的数量也因此骤增,这将显著增大计算开销,降低求解效率。

### 2.2 局部方向模板

针对上述两种模板存在的问题, Xiong 等<sup>[23-24]</sup>构建了基于两个局部方向的模板选择方法,这种模板选择方法有效减少了用于重构的模板单元数量,并且在各项同性或长宽比较小的三角形网格上,两个局部

方向近似沿着壁面法向与流向,在二阶精度非结构有限体积求解器中取得了较好地数值表现。

如图 3 所示,对于四边形单元,局部方向就是网格单元两组对边中点的连线;在处理三角形单元时,可将三角形单元的一个顶点视作由四边形的一条边退化而成,并将其称为“退化点”,但由于存在三种可能的局部方向组合,因此需要采用阵面推进方法<sup>[26]</sup>(Advancing Front Technique, AFT)来确定最终的局部方向组合方式。

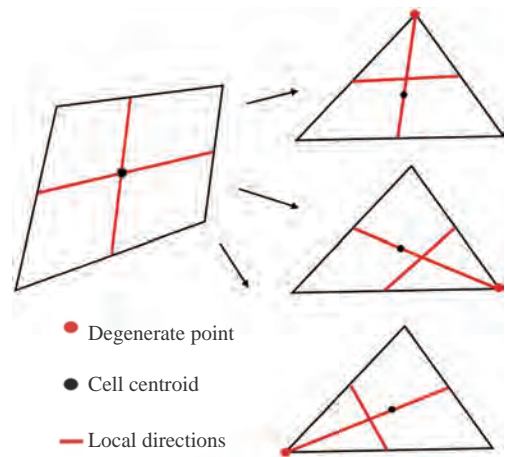


图 3 四边形与三角形单元的局部方向组合

Fig. 3 Local directions of quadrilateral and triangular grids

针对三角形网格,基于阵面推进方法找到的局部方向的组合结果如图 4 所示,从图中可以看出,当网格长宽比较大时,其第一局部方向已偏离壁面法向。

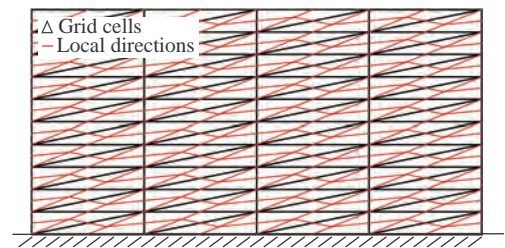


图 4 三角形网格单元的局部方向组合

Fig. 4 Combination of local directions in a triangular grid

在确定局部方向的基础上,可沿着两个方向扩充模板单元。如果中心单元为四边形,沿着局部方向选择的模板单元实际上是共面模板单元。

图 5 展示了三角形单元的模板构造方式。若局部方向通过“退化点”,例如图中的 $P_0$ 点,此时选择和局部方向夹角最大的单元;如果不通过“退化点”,则选择相应的共面模板。由于该模板选择方法涉及阵面推进与夹角判断过程,相对增加了前处理过程的处理开销。

此外,如图 6 所示,当网格长宽比较小时,局部方向模板单元基本沿着壁面法向与流向,但在高度各向异性网格上,由于局部方向的偏离,导致沿两个方向

找到的模板空间延展性下降。经测试,在此类网格上局部方向模板难以保证计算稳定性<sup>[24]</sup>。因此,针对这一问题,迫切需要发展一种新的模板构造方式,其能摆脱网格拓扑的约束,并准确捕捉流动的各向异性。

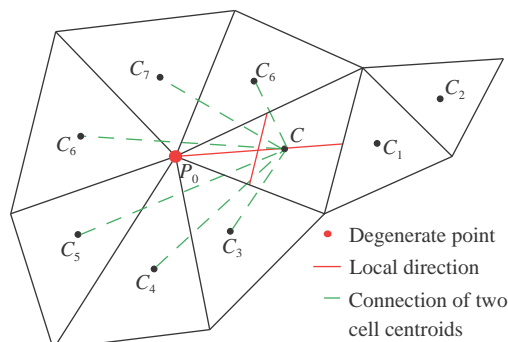
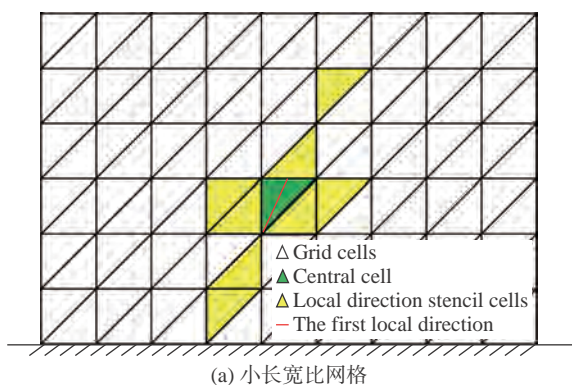
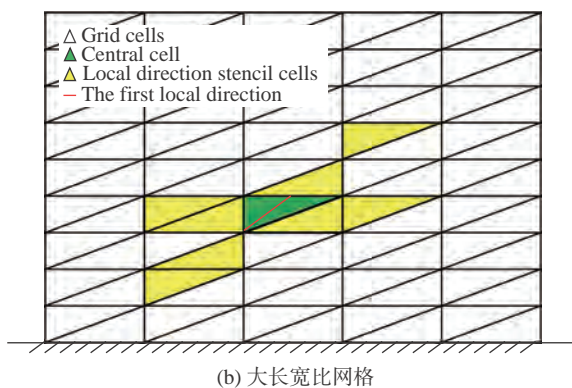


图 5 三角形网格的模板单元确定

Fig. 5 Stencil selection on a triangular grid



(a) 小长宽比网格



(b) 大长宽比网格

图 6 不同长宽比网格上的局部方向模板示意图

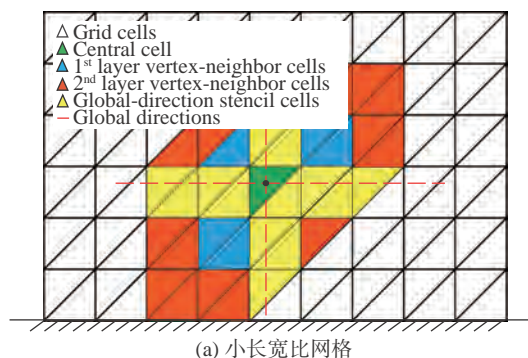
Fig. 6 Diagram of local-direction stencils on grids with different aspect ratios

### 2.3 全局方向模板

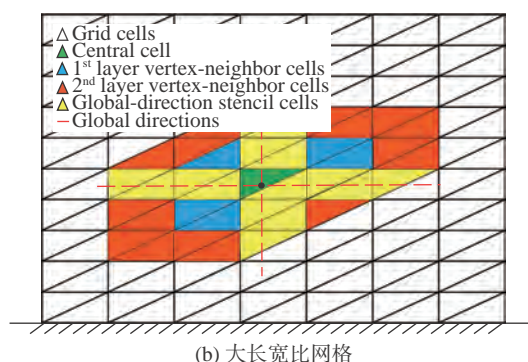
在局部方向模板的基础上,我们针对二阶精度非结构有限体积方法发展了一种全局方向模板选择方法,该方法不再依赖于每个网格单元内部的局部方向,而是计算域的全局方向。因此如图 7 所示,即使在大长宽比三角形网格上,全局方向模板始终沿着壁面法向与流向,能够准确捕捉到流场的各项异性特征。

具体而言,寻找全局方向模板单元可分为两个步骤,首先需要找到与中心单元共点的模板单元集合,

在此基础上,过中心单元的几何中心做两条直线,找到集合中与两条直线相交的模板单元即可。因此,模板单元数量可得到较为准确地控制,并且整个过程并未引入任何复杂性。



(a) 小长宽比网格



(b) 大长宽比网格

图 7 不同长宽比网格上的全局方向模板示意图

Fig. 7 Diagram of global-direction stencils on grids with different aspect ratios

针对简单外形,确定壁面法向的过程相对简便,例如如图 7 中给出的规则矩形计算域,其只包含一个壁面,确定全局方向时可直接取单元参考点处的壁面法向与切向。但对于更一般的外形,由于其物面不存在解析曲线,因此针对复杂外形确定计算域中单元参考点的全局方向时,可基于湍流模型中的壁函数计算首先获得单元壁面距离<sup>[27-29]</sup>。在此基础上, Jalali 与 Ollivier-Gooch<sup>[19]</sup> 等提出了一种基于壁面距离来获得壁面法向的有效手段,可采用该方法得到计算域中每一单元参考点处的壁面法向。此外,为使模板具有更好的空间延展性,另一个全局方向可取与壁面法向垂直的方向。

但在网格划分好的前提下,对计算域中的每一个网格参考点计算一次壁面距离,并基于壁面距离确定壁面法向并不容易。这种处理方式会显著增加算法复杂度与实现的困难程度,尤其在并行计算中。更重要的是,针对凹腔<sup>[30]</sup>这类局部包含多个壁面的情况,若在整个计算域内均采用全局方向模板,会造成方向判断混乱,导致方法无法实施。

因此针对复杂外形,较好的处理方法是在对物面

附近网格单元进行重构时,采用全局方向模板,来捕捉边界层内部的流场变化,但在远离边界层的各向同性区域仍采用依赖网格拓扑关系的共点或共面模板。这样做的好处在于,在边界层内部可以有效捕捉流动的各向异性特征,并减少重构过程使用的模板单元数量;此外,针对凹腔等外形,考虑局域性后可保证方法的正确实施;同时,仅对物面附近的网格单元确定全局方向,可有效简化算法的实现过程,并且在并行计算中的处理也会更加简便。

本文首先在一些简单外形上验证了全局方向模板在高阶精度非结构有限体积方法中的数值表现,为下一步将方法向复杂外形推广打下了基础。

### 3 数值验证

为检验不同重构模板在高阶精度非结构有限体积求解器中的数值表现,本节通过基于制造解方法(Method of Manufactured Solutions, MMS)<sup>[31-33]</sup>的流动以及超声速涡流两类数值算例,分别对比了共点、共面模板以及全局方向模板在三阶精度求解器上的计算效果。由于2.2节分析了在各向异性的三角形网格上,基于局部方向找到的模板单元偏离壁面法向,导致其在二阶精度求解器上,计算稳定性下降<sup>[23]</sup>。本节为了进一步检验局部方向模板在高阶精度非结构有限体积方法中应用的可行性,在测试上述三种模板计算效果的基础上,还测试了局部方向模板的数值表现。同时,为简化图表中对不同模板的描述,我们分别使用V-Stencil、F-Stencil、L-Stencil与G-Stencil来表示共点、共面、局部方向模板与全局方向模板。

#### 3.1 基于制造解方法的流动

本节针对欧拉方程构建了一个具有各向异性特征的MMS流动<sup>[34]</sup>,并且解的形式如下:

$$\left. \begin{aligned} \rho &= 1.12 + 0.15 \sin[\pi(3.12x + 1895.92y)] \\ u &= 1.32 + 0.06 \sin[\pi(2.09x + 2099.21y)] \\ v &= 1.18 + 0.03 \sin[\pi(2.15x + 2001.32y)] \\ p &= 1.62 + 0.31 \sin[\pi(3.79x + 1973.98y)] \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

因此,可首先根据解的形式得到源项  $s$  为:

$$s = \text{div} \mathbf{F} = \begin{pmatrix} u \frac{\partial \rho}{\partial x} + \rho \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial \rho}{\partial y} + \rho \frac{\partial v}{\partial y} \\ 2\rho u \frac{\partial u}{\partial x} + u^2 \frac{\partial \rho}{\partial x} + \rho \left( v \frac{\partial u}{\partial y} + u \frac{\partial v}{\partial y} \right) + uv \frac{\partial \rho}{\partial y} + \frac{\partial p}{\partial x} \\ 2\rho v \frac{\partial v}{\partial y} + v^2 \frac{\partial \rho}{\partial y} + \rho \left( v \frac{\partial u}{\partial x} + u \frac{\partial v}{\partial x} \right) + uv \frac{\partial \rho}{\partial x} + \frac{\partial p}{\partial y} \\ u \frac{\partial(\rho H)}{\partial x} + \rho H \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial(\rho H)}{\partial y} + \rho H \frac{\partial v}{\partial y} \end{pmatrix} \quad (13)$$

由于本文探讨三阶精度数值模拟中的不同模板

选择方法,如果仅采用单元中心处的源项点值,无法达到二阶以上精度。因此需要对源项在控制体单元上进行数值积分,以保证其具有三阶精度:

$$s = \sum_{i=1}^{N_f} w_i s_i \quad (14)$$

式中  $s_i$  与  $w_i$  分别代表单元面中点处的源项与权系数,参照文献[20], $w_i$ 可取 $\frac{1}{3}$ 。由方程(10)得到的流场如图8所示。

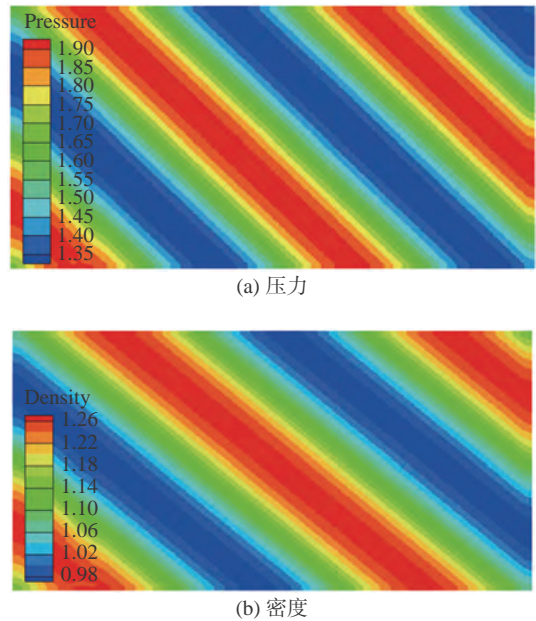


图8 基于制造解的流场

Fig. 8 Flow fields with manufactured solutions

此外,我们分别测试了网格长宽比  $AR = 5 \times 10^2$ 、 $1 \times 10^3$  的规则与扰动三角形网格,并且在每种长宽比下,分别设置了五套由疏到密的网格以测试不同模板的计算精度。网格示意图与背景四边形网格量分布如图9与表1所示。

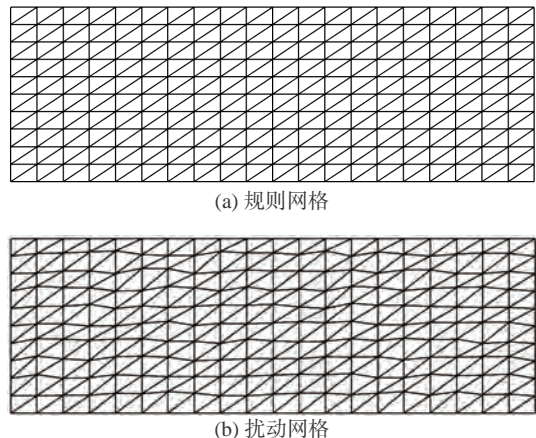


图9 规则与扰动三角形网格

Fig. 9 Regular and randomly perturbed triangular grids

表 1 不同长宽比下背景四边形网格的分布量

Table 1 The distribution of background quadrilateral grid cells with different aspect ratios

Grid name	$AR = 5 \times 10^2$	$AR = 1 \times 10^3$
Vcoa	20×10	15×15
Coa	40×20	30×30
Med	60×30	45×45
Fin	80×40	60×60
Vfin	120×60	90×90

为简化分析过程, 并对比在高度各项异性网格上不同模板的表现, 本节给出了长宽比  $AR = 1 \times 10^3$  时的计算结果。但在测试过程中, 我们发现局部方向模板在长宽比  $AR = 5 \times 10^2$  与  $1 \times 10^3$  的高度各向异性网格上计算发散。深入分析后发现, 该方法在边界附近找到的模板单元数量不足。

如图 10 所示, 对边界单元  $C$  扩充模板单元时, 首先可沿第二局部方向, 找到与单元  $C$  共面的模板单元  $C_2$ , 其次在沿第一局部方向寻找模板单元时, 由于第一局部方向与  $CC_2$  之间的夹角小于  $CC_1$ , 进而沿第一局部方向找到的模板单元仍为  $C_2$ , 导致在边界附

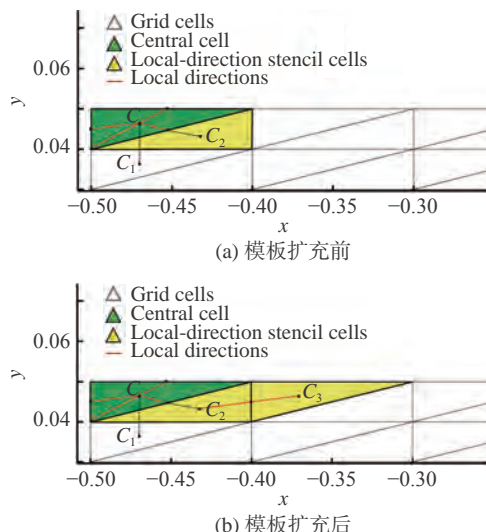


图 10 边界附近的局部方向模板单元扩充

Fig. 10 The stencil augmentation of boundary-adjacent cells

近模板数量不足, 需要不断扩充层数以保证正确求解边界单元的重构方程。因此后续的算例测试只给出了共点、共面模板与全局方向模板的计算结果。

从图 11 与表 2 反映的计算结果来看, 使用三种模板均能接近并达到求解器的设计精度, 但在三种模

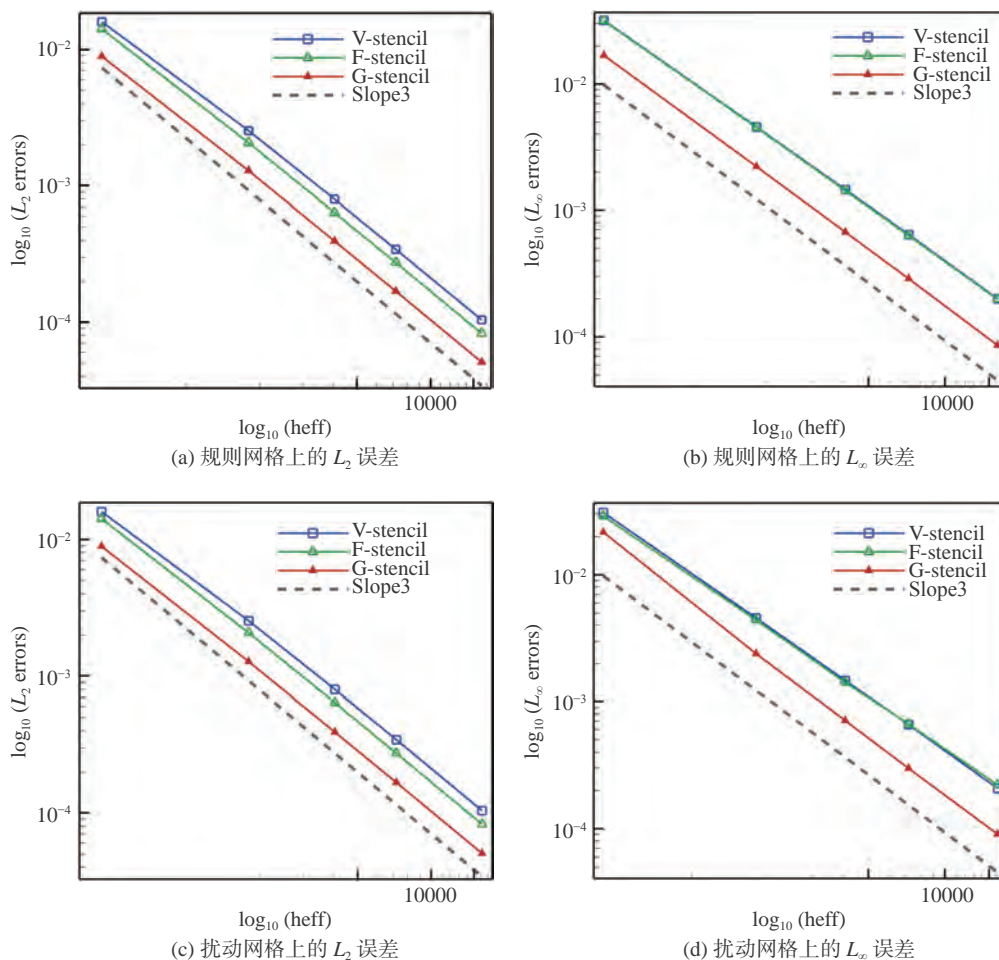


图 11 规则网格与扰动网格上的计算误差

Fig. 11 Computational errors on the regular and perturbed grids

表 2 规则密网格上的计算误差以及最后两套网格间的精度

Table 2 Errors on the finest regular grid and computational accuracy between the last two sets of grids

Errors and Accuracy	V-Stencil	F-Stencil	G-Stencil
$L_2$ Errors	$1.039 \times 10^{-4}$	$8.234 \times 10^{-5}$	$5.065 \times 10^{-5}$
$L_\infty$ Errors	$2.002 \times 10^{-4}$	$1.981 \times 10^{-4}$	$8.56 \times 10^{-5}$
$L_2$ Accuracy	2.947	2.953	<b>2.966</b>
$L_\infty$ Accuracy	2.831	2.864	<b>2.933</b>

板中,不论在规则网格还是添加随机节点扰动的网格上,全局方向模板得到的计算误差更低,因此,该模板的使用能够有效改善求解器的计算准确性。

此外,由于三阶精度非结构 FV 方法的重构过程需要求解 6 个未知量,因此,至少需要 6 个模板单元。但共点模板当层数取 1 时,在边界单元上无法满足重构方程组的求解,因此,需要将层数扩充为 2,而共面模板只有当层数增加至 4 层时才可进行流场计算。结合图 12 可以明显看出,相比这两种模板,全局方向模板所需要的模板单元数量更少,因此在具有更高计算准确性的同时,可相对降低重构过程的计算开销。

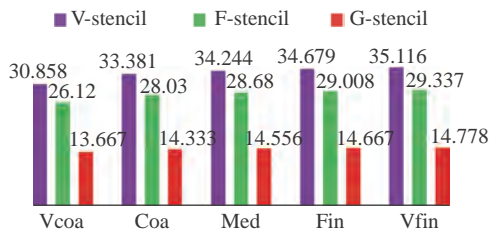


图 12 三种模板的平均模板单元数量

Fig. 12 Average stencil sizes of three different stencils

但在上述对比中,三种模板选择方式均是基于边界处的模板单元数量而给定整体的模板层数,从而造成共点与共面模板的单元数量在整个流场中明显增加。在此基础上,我们仅对边界单元扩充模板层数,而内部单元的层数保持最低,这样可有效缩减三种模板的规模。

在长宽比  $AR = 1 \times 10^3$  的网格上,通过上述方案得到三种模板的模板单元数量如表 3 所示。

为对比控制模板层数前后的计算误差,两种情况的误差统计结果如图 13 所示,并且修改层数后的模板选择方法均添加标识“improved”。

从图中可以明显看出,采用最小的模板层数后,三种模板的  $L_2$  误差均明显降低,而  $L_\infty$  误差相比缩减模板层数之前有所上升。但不论是否缩减模板层数,全局方向模板的误差值在三种方法中均保持最低。同时结合表 3 中的数据可以看出,在对三种模板选择方式缩减模板层数后,共点、共面模板,以及全局方向模板的模板单元数量均有所减少,但全局方向模板单元数量仍保持最少。因此,在模板数量差距较小的情

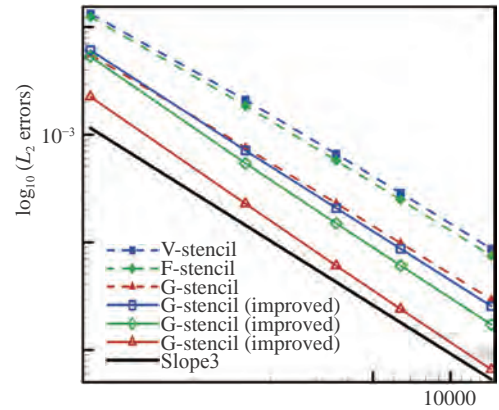
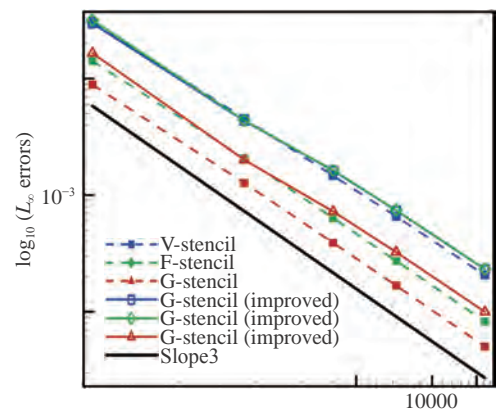
(a)  $L_2$  误差(b)  $L_\infty$  误差

图 13 修改模板层数前后的计算误差对比

Fig. 13 The comparison of computational errors before and after altering stencil layers

表 3 三种模板选择方式在不同网格上的平均模板单元数量

Table 3 Average stencil sizes of three stencil selection methods on five sets of triangular grids

Grids	V-Stencil	F-Stencil	G-Stencil
Vcoa	12.57	9.89	<b>7.38</b>
Coa	12.33	9.49	<b>7.21</b>
Med	12.23	9.33	<b>7.14</b>
Fin	12.18	9.25	<b>7.11</b>
Vfin	12.12	9.17	<b>7.07</b>

况下,全局方向模板的计算误差仍在三种方法中保持最低,有效证明了从完全多维的共点模板中提取具有分维特征的全局方向模板单元的必要性。

### 3.2 超声速涡流动

本节采用含曲线边界的超声速涡流动,来进一步检验全局方向模板在真实流动中的数值表现。该流动具有解析解,其形式如下:

$$\left. \begin{aligned} \rho &= \rho_i \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2 \left( 1 - \left( \frac{r_i}{r} \right)^2 \right) \right)^{1/(\gamma-1)} \\ P &= \frac{\rho^\gamma}{\gamma}, \quad \|\mathbf{v}\| = \frac{c_i M_i}{r} \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

式中 $\gamma$ 为比热比,  $\|\mathbf{v}\|$ 为速度的大小, 并且其内外径分别为  $r_i = 1$  以及  $r_0 = 1.384$ 。式中在内径处的马赫数  $M_i = 2.25$ , 并且密度  $\rho_i = 1$ 。此外声速为:

$$c_i = \sqrt{\gamma P_i / \rho_i} = 1 \quad (16)$$

该流动的流场结构如图 14 所示。

同样, 分别测试了两种不同长宽比网格下的计算结果, 由于此算例包含曲线边界, 网格长宽比不像直线边界网格在全场统一。因此采用壁面第一层网格的长宽比来近似代替。最疏一套网格示意图, 以及背景四边形网格在径向、周向的分布量如图 15 与表 4 所示。该算例同样测试了局部方向模板的计算效果, 但与 3.1 节所反映出的计算结果一致, 局部方向模板在该数值算例中出现计算发散的现象。因此, 在统计误差时只给出了共点、共面模板以及全局方向模板的计算结果。

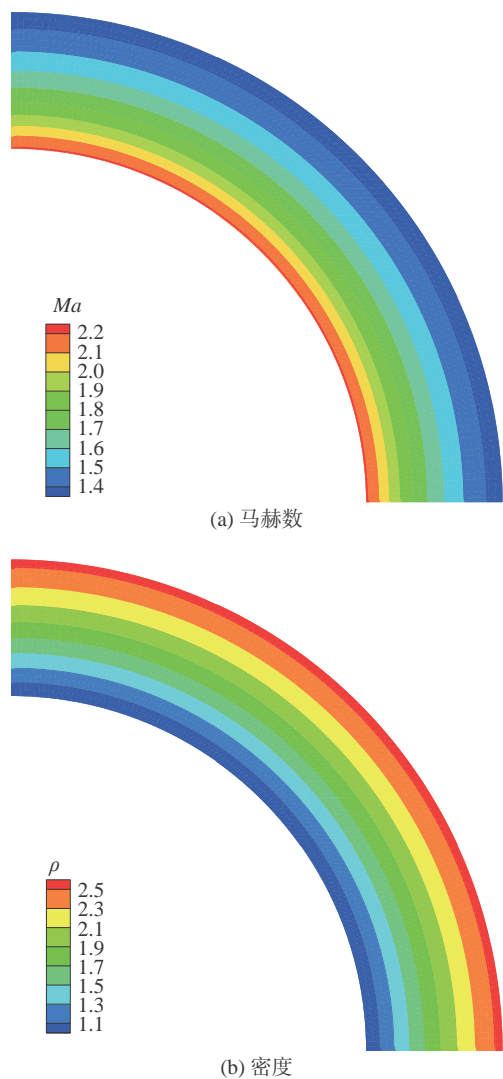


图 14 超声速涡流场

Fig. 14 Flow fields of the supersonic vortex flow

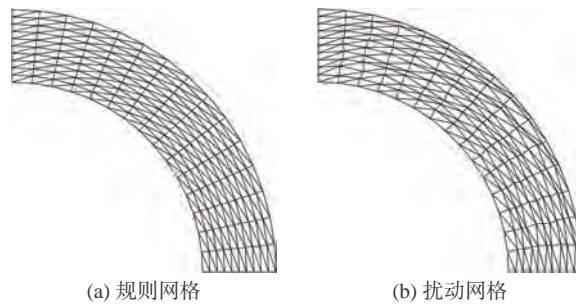


图 15 规则与扰动三角形网格

Fig. 15 Regular and randomly perturbed triangular grids

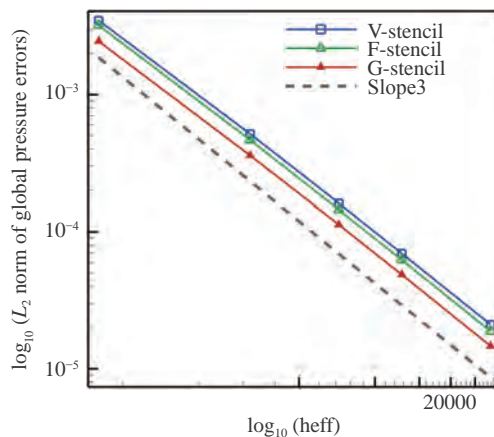
表 4 不同长宽比下的背景四边形网格在径向与周向的分布量  
Table 4 The distribution of background quadrilateral grid cells in the radial and circumferential directions

Grid name	$AR \approx 2.5$	$AR \approx 4.0$
Vcoa	20×30	10×10
Coa	30×45	20×20
Med	40×60	40×40
Fin	60×90	60×60
Vfin	80×120	80×80

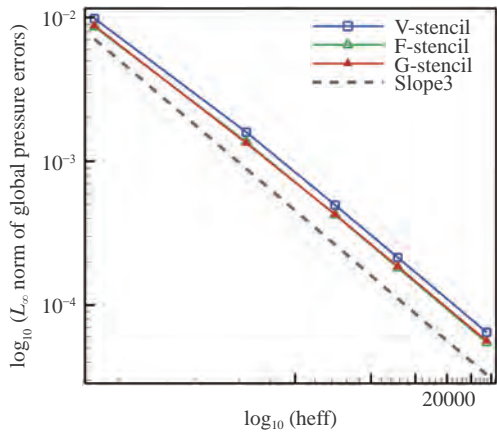
为简化结果分析, 文中给出了长宽比  $AR \approx 4.0$  时的计算结果。图 16 与图 17 分别为在规则网格和扰动网格上, 三种模板在全场以及壁面附近的误差统计结果, 表 4 中列举的数据为规则密网格上的具体误差值以及最后两套网格间的计算精度。

从图 16 中可以看出, 不论在规则网格还是扰动网格上, 三种模板得到的计算结果均接近求解器的设计精度。从误差值来看, 全局方向模板的  $L_2$  误差在三种模板中最低,  $L_\infty$  误差与共面模板接近, 并稍高于共面模板, 但低于共点模板。在此基础上统计了壁面附近的误差值, 其中最大误差通常位于壁面, 而  $L_\infty$  误差曲线已在全场中统计, 因此壁面附近只给出了  $L_2$  误差曲线。

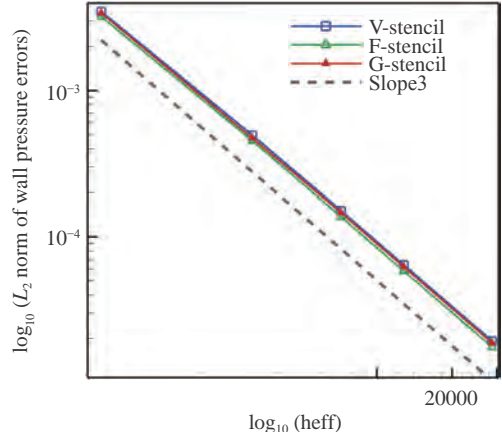
从图 17 可以看出, 三种模板在壁面附近的误差



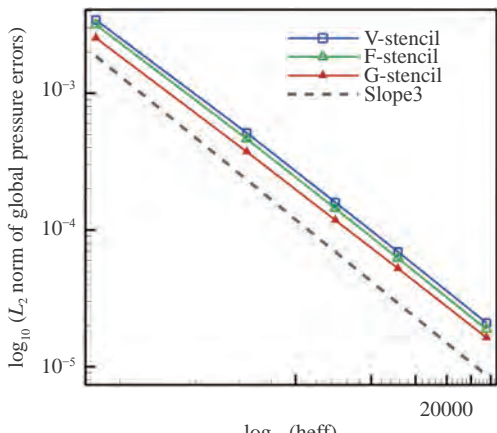
(a) 规则网格上的  $L_2$  误差



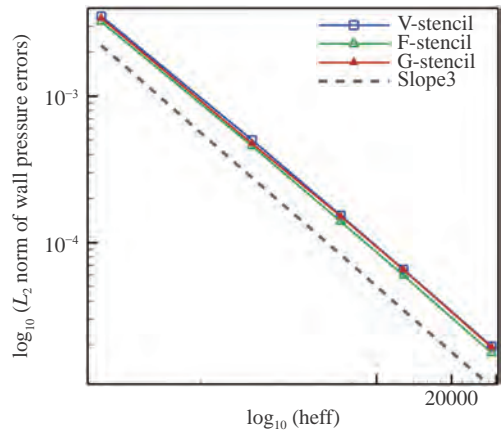
(b) 规则网格上的  $L_\infty$  误差



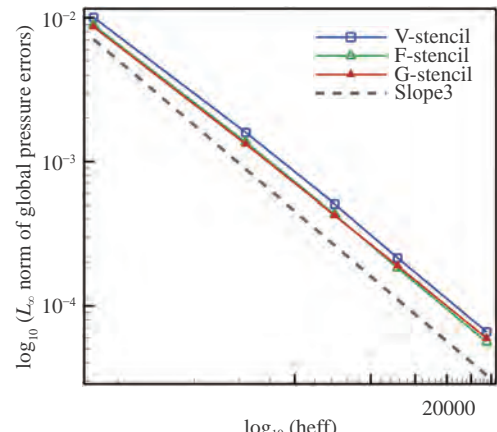
(a) 规则网格上的  $L_2$  误差



(c) 扰动网格上的  $L_2$  误差



(b) 扰动网格上的  $L_2$  误差



(d) 扰动网格上的  $L_\infty$  误差

图 16 规则网格与扰动网格上的全场压力误差

Fig. 16 Global pressure errors on the regular and perturbed grids

接近,但结合表 5 的数据可以看出,其中共面模板的误差最低,全局方向模板的误差与共点模板接近并稍低于共点模板。

此外,从图 18 可以明显看出,全局方向模板所需要的模板单元数量更少,相比共点模板与共面模板,模板数量分别减少了 57.9% 与 49.6%,在具备较高计算准确性的同时降低了重构过程的计算开销。

图 17 规则网格与扰动网格上的壁面压力误差

Fig. 17 Wall pressure errors on the regular and perturbed grids

表 5 规则密网格上的计算误差以及最后两套网格间的精度

Table 5 Errors on the finest regular grid and computational accuracy between the last two sets of grids

Errors and Accuracy	V-Stencil	F-Stencil	G-Stencil
$L_2$ Errors	$2.102 \times 10^{-5}$	$1.883 \times 10^{-5}$	$1.459 \times 10^{-5}$
$L_\infty$ Errors	$6.474 \times 10^{-5}$	$5.489 \times 10^{-5}$	$5.628 \times 10^{-5}$
$L_2$ Wall Errors	$1.921 \times 10^{-5}$	$1.748 \times 10^{-5}$	$1.856 \times 10^{-5}$
$L_2$ Accuracy	2.946	2.951	2.976
$L_\infty$ Accuracy	2.941	2.945	2.939
$L_2$ Wall Accuracy	2.943	2.93	2.946

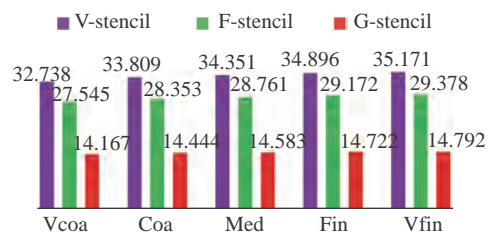


图 18 三种模板的平均模板单元数量

Fig. 18 Average stencil sizes of three different stencils

## 4 结 论

本文将全局方向模板推广至高阶精度非结构有限体积方法,并通过基于制造解的数值流动与真实超声速涡流分别检验了全局方向模板在具有三阶精度非结构有限体积求解器中的数值表现,得出以下结论:

1)首先从方法实现过程而言,全局方向模板选择方法的过程简便,相比局部方向模板,全局方向模板单元的确定有效避免了阵面推进与局部方向传递的繁琐;相比常用的共点模板,新方法只需要在确定共点单元的基础上,找到与两个全局方向相交的网格单元即可,该过程并未引入任何复杂性。

2)其次从计算结果来看,相比两种常用的共点、共面模板,全局方向模板的使用可有效降低计算误差,在测试的两个数值算例中,全局方向模板均具有较好的数值表现。

3)此外,全局方向模板对不同长宽比的网格具有较强的适应性,摆脱了网格单元的拓扑约束,即使在大长宽比三角形网格上,模板单元始终能够保证沿着壁面法向与流向,具有较好的空间延展性。

4)最后,基于全局方向的模板选择方法从完全多维模板中提取了具有分维特征的模板单元,保证空间延展性的同时,可有效减少重构过程所需的模板单元数量。在具有三阶精度的非结构有限体积求解器中,相比共点与共面模板,分别减少模板总数的57.9%与49.6%,可节约计算开销。

综上,全局方向模板在高阶精度非结构有限体积方法中具有较好的数值表现,具备进一步推广与应用的可行性。接下来的工作将从两个方面分别开展:首先,从改善计算效率方面,针对计算域内的不同网格单元,进一步对比分析采用不同模板层数后几种模板的计算效果,以控制重构过程所需要的模板单元数量;其次,从方法推广与实际应用层面,应推广该重构模板在二维、三维复杂外形以及粘性流动中的使用。同时,粘性项的高精度离散同样也是下一步研究与关注的重点。

## 参 考 文 献:

- [1] MAVRIPLIS D J. Unstructured grid techniques[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1997, 29(1): 473-514.  
doi: 10.1146/annurev.fluid.29.1.473
- [2] LISEIKIN V. Grid generation methods[M]. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 1999.  
doi: 10.1007/978-3-662-03949-6
- [3] DUFRESNE Y, MOUREAU V, LARTIGUE G, et al. A massively parallel CFD/DEM approach for reactive gas-solid flows in complex geometries using unstructured meshes[J]. *Computers & Fluids*, 2020, 198: 104402.  
doi: 10.1016/j.compfluid.2019.104402
- [4] 陈建军, 黄争舸, 杨永健, 等. 复杂外形的非结构四面体网格生成算法[J]. *空气动力学学报*, 2010, 28(04): 400-404.  
CHEN J J, HUANG Z G, YANG Y J, et al. Unstructured tetrahedral mesh generation for complex configurations[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2010, 28(04): 400-404 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2010.04.006
- [5] 赵辉, 张耀冰, 陈江涛, 等. 非结构网格体心梯度求解方法的精度分析[J]. *空气动力学学报*, 2019, 37(5): 844-854.  
ZHAO H, ZHANG Y B, CHEN J T, et al. The accuracy assessment of gradient computation methods on unstructured grids[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(5): 844-854 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0092
- [6] 唐静, 李彬, 周乃春, 等. 基于非结构网格流场超大规模并行计算[J]. *空气动力学学报*, 2019, 37(1): 61-67.  
TANG J, LI B, ZHOU N C, et al. Large scale parallel computing for fluid dynamics on unstructured grid[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(1): 61-67 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2016.0088
- [7] DISKIN B, THOMAS J L, NIELSEN E J, et al. Comparison of node-centered and cell-centered unstructured finite-volume discretizations: viscous fluxes[J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(7): 1326-1338.  
doi: 10.2514/1.44940
- [8] 王年华, 李明, 张来平. 非结构网格二阶有限体积法中黏性通量离散格式精度分析与改进[J]. *力学学报*, 2018, 50(03): 527-537.  
WANG N H, LI M, ZHANG L P. Accuracy analysis and improvement of viscous flux schemes in unstructured second-order finite-volume discretization[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2018, 50(03): 527-537 (in Chinese).  
doi: 10.6052/0459-1879-18-037
- [9] DISKIN B, THOMAS J L. Comparison of node-centered and cell-centered unstructured finite-volume discretizations: inviscid fluxes[J]. *AIAA Journal*, 2011, 49(4): 836-854.  
doi: 10.2514/1.J051870
- [10] JAMESON A, MAVRIPLIS D. Finite volume solution of the two-dimensional Euler equations on a regular triangular mesh[J]. *AIAA Journal*, 1986, 24(4): 611-618.  
doi: 10.2514/3.9315
- [11] SCHWOPPE A, DISKIN B. Accuracy of the cell-centered grid metric in the DLR TAU-Code[J]. *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, 2013, 121: 429-437.  
doi: 10.1007/978-3-642-35680-3\_51
- [12] 李万爱. 非结构网格高精度数值方法的若干问题研究[D]. 北京: 清华大学, 2012.  
LI W A. Research on the high order accurate numerical methods on unstructured grids[D]. Beijing: Tsinghua University, 2012. (in Chinese)
- [13] 张来平, 李明, 刘伟, 等. 基于非结构/混合网格的高精度DG/FV混合方法研究进展[J]. *空气动力学学报*, 2014, 32(06): 717-726.  
ZHANG L P, LI M, LIU W, et al. Recent development of high order DG/FV hybrid methods[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2014, 32(06): 717-726 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2014.0123
- [14] XIE B, JIN P, XIAO F. 基于非结构网格的不可压N-S方程多矩有限体积法(英文)[J]. *空气动力学学报*, 2016, 34(2): 252-266.  
XIE B, JIN P, XIAO F. A multi-moment finite volume method for incompressible navier-stokes equations on unstructured grids[J]. *Acta*

- Aerodynamica Sinica, 2016, 34(2): 252-266.  
doi:10.7638/kqdlxxb-2016.0013
- [15] 徐岚, 崔桂香, 许春晓, 等. 非均匀网格湍流大涡模拟高精度有限体积解法[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(3): 275-284.  
XU L, CUI G X, XU C X, et al. High accurate finite volume method on non-uniform meshes for large eddy simulation of turbulent flows[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(3): 275-284 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2006.03.002
- [16] 郑华盛, 赵宁, 朱君. 二维非结构网格上的高精度有限体积WENO格式[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(4): 446-451.  
ZHENG H S, ZHAO N, ZHU J. High order finite volume weighted essentially non-oscillatory schemes on two dimensional unstructured meshes[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(4): 446-451 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2010.04.015
- [17] BARTH T, JESPERSEN D. The design and application of upwind schemes on unstructured meshes[C]// 27th Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV. Reston, Virginia: AIAA, 1989.  
doi: 10.2514/6.1989-366
- [18] BARTH T. A 3-D upwind Euler solver for unstructured meshes[C]// 10th Computational Fluid Dynamics Conference, Honolulu, HI, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1991.  
doi: 10.2514/6.1991-1548
- [19] JALALI A, OLLIVIER-GOOCH C. Higher-order unstructured finite volume RANS solution of turbulent compressible flows[J]. Computers & Fluids, 2017, 143: 32-47.  
doi: 10.1016/j.compfluid.2016.11.004
- [20] OLLIVIER-GOOCH C, NEJAT A, MICHALAK K. Obtaining and verifying high-order unstructured finite volume solutions to the Euler equations[J]. AIAA Journal, 2009, 47(9): 2105-2120.  
doi: 10.2514/1.40585
- [21] JALALI A, OLLIVIER GOOCH C F. Higher-order finite volume solution reconstruction on highly anisotropic meshes[C]// 21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, San Diego, CA. Reston, Virginia: AIAA, 2013.  
doi: 10.2514/6.2013-2565
- [22] NISHIKAWA H. Efficient gradient stencils for robust implicit finite-volume solver convergence on distorted grids[J]. Journal of Computational Physics, 2019, 386: 486-501.  
doi: 10.1016/j.jcp.2019.02.026
- [23] XIONG M, DENG X G, GAO X, et al. A novel stencil selection method for the gradient reconstruction on unstructured grid based on OpenFOAM[J]. Computers & Fluids, 2018, 172: 426-442.  
doi: 10.1016/j.compfluid.2018.03.072
- [24] 熊敏. 非结构有限体积梯度重构算法研究与应用[D]. 长沙: 国防科技大学, 2019.  
XIONG M. Research and application of unstructured finite volume gradient reconstruction algorithms[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2019. (in Chinese)
- [25] KONG L F, DONG Y D, LIU W, et al. An improved global-direction stencil based on the face-area-weighted centroid for the gradient reconstruction of unstructured finite volume methods[J]. Chinese Physics B, 2020, 29(10): 100203.  
doi: 10.1088/1674-1056/aba2da
- [26] MAVRIPLIS D J. An advancing front delaunay triangulation algorithm designed for robustness[J]. Journal of Computational Physics, 1995, 117(1): 90-101.  
doi: 10.1006/jcph.1995.1047
- [27] 杨永国, 程兴华, 王万金. 大规模流畅模拟中壁面距离的并行计算方法研究[J]. 计算机工程与科学, 2016, 38(06): 1086-1090.  
YANG Y G, CHENG X H, WANG W J. A parallel computation method of wall distance for large-scale flow simulation[J]. Computer Engineering and Science, 2016, 38(06): 1086-1090 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.1007-130X.2016.06.003
- [28] 李广宁, 李凤蔚, 周志宏. 一种高效的壁面距离计算方法[J]. 航空工程进展, 2010, 1(2): 137-142.  
LI G N, LI F W, ZHOU Z H. An efficient method for calculating wall distance[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(2): 137-142 (in Chinese).  
doi: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2010.02.008
- [29] 赵慧勇, 贺旭照, 乐嘉陵. 一种新的壁面距离计算方法——循环盒子法[J]. 计算物理, 2008, 25(04): 427-430.  
ZHAO H Y, HE X Z, LE J L. Recursive box method for wall distance computation[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2008, 25(04): 427-430 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.1001-246X.2008.04.008
- [30] KATZ A, WISSINK A M, SANKARAN V, et al. Application of strand meshes to complex aerodynamic flow fields[J]. Journal of Computational Physics, 2011, 230(17): 6512-6530.  
doi: 10.1016/j.jcp.2011.04.036
- [31] 王年华, 张来平, 李明. 基于网格缩小的非结构网格梯度重构及制造解精度测试与验证[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(5): 722-730.  
WANG N H, ZHANG L P, LI M. Investigation on accuracy of gradient reconstruction and flow simulation on general unstructured grids based on downscaling method[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(5): 722-730 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2017.0106
- [32] ROY C J. Review of code and solution verification procedures for computational simulation[J]. Journal of Computational Physics, 2005, 205(1): 131-156.  
doi: 10.1016/j.jcp.2004.10.036
- [33] ROACHE P J. Code verification by the method of manufactured solutions[J]. Journal of Fluids Engineering, 2002, 124(1): 4-10.  
doi: 10.1115/1.1436090
- [34] NISHIKAWA H. A face-area-weighted 'centroid' formula for finite-volume method that improves skewness and convergence on triangular grids[J]. Journal of Computational Physics, 2020, 401: 109001.  
doi: 10.1016/j.jcp.2019.109001

(本文责编: 贾峰 英文编审: 董思卫)

文章编号: 0258-1825(2021)04-0051-08

# 扩张段射流对旁路式双喉道喷管 矢量特性的影响研究

夏雪峰\*, 高峰, 张倩, 马岑睿

(空军工程大学 防空反导学院, 西安 710051)

**摘要:**为探究腔体扩张段射流对旁路式双喉道喷管气动矢量特性的影响,采用数值模拟方法对喷管在不同次流入射位置和次流压比下的内流情况进行仿真研究。结果表明:在扩张段引入次流能够改善喷管内流性能,随着次流入射位置后移,推力矢量角先增大后减小,推力系数逐渐增大且增幅渐缓;随着次流压比增加,喷管推力矢量角逐渐增加后基本保持不变,推力系数先增加后快速下降,而矢量效率先急剧上升后趋于平稳;改进后的喷管在最佳算例中得到推力矢量角为 27.59°, 推力系数为 0.956, 矢量效率 3°/1% 次流流量。

**关键词:**旁路式双喉道喷管;次流;推力矢量;气动特性;数值模拟

中图分类号: V233.7<sup>+</sup>57 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0070

## Investigation on the vector performance of a bypass dual throat nozzle with injection at the divergent section

XIA Xuefeng\*, GAO Feng, ZHANG Qian, MA Cenrui

(Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

**Abstract:** The bypass dual throat nozzle (BDTN) is a new type of dual-throat fluidic thrust-vectoring nozzle, which introduces secondary flows by a bypass set between the upstream minimum area and the upstream convergent section. The BDTN can achieve a good thrust vectoring performance without setting complex secondary-flow channels in the engine. Numerical studies were performed to analyze the thrust-vectoring performances of a BDTN with injections at the divergent section under different injection locations and secondary pressure ratios. The main results show that the BDTN with injection at the divergent section can improve the thrust-vectoring performances. With the injection location moving backward, the thrust vector angle increases first and then decreases, while the thrust ratio increases slowly. The secondary pressure ratio rise makes the thrust vector angle and efficiency increase to constant values. But it can lead to a thrust loss when it is larger than a certain value. For the optimal case of the modified BDTN, the thrust vector angle and thrust ratio respectively reach 27.59 degree and 0.956, yielding a vector efficiency of 3°/1% per rate of secondary flow, which indicates that the modified nozzle can achieve a fine thrust vectoring performance.

**Keywords:** bypass dual throat nozzle; secondary injection; thrust-vector; aerodynamic performance; numerical simulation

## 0 引言

为满足现代战争对战斗飞行器高机动性的更高要求,国内外众多研究者致力于改进推进系统,将发

动机推力矢量化,使其在提供前进动力的同时也提供侧向力<sup>[1-2]</sup>,经过多年的研究发展,构建了较为完善的推力矢量控制技术体系。工程中已能够成熟应用机械式喷管改变出流方向从而实现推力矢量控制,海麻

收稿日期:2020-04-29; 修订日期:2020-06-28; 录用日期:2020-07-20; 网络出版时间:2021-02-20

作者简介:夏雪峰\*(1992-),男,四川遂宁人,助教,研究方向:航空宇航推进理论与技术。E-mail:xxfair@163.com

引用格式:夏雪峰,高峰,张倩,等.扩张段射流对旁路式双喉道喷管矢量特性的影响研究[J].空气动力学学报,2021,39(4):51-58.

XIA X F, GAO F, ZHANG Q, et al. Investigation on the vector performance of a bypass dual throat nozzle with injection at the divergent section[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(4): 51-58(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0070

雀、战斧等型导弹和 F35、SU-35 等型战机均采用了此技术<sup>[3]</sup>。但因存在发动机结构复杂、可靠性差、推力损失严重、材料要求高等主要缺点,其进一步发展受到一定制约。20 世纪 90 年代开始,人们对气动矢量喷管技术开展了广泛研究,发现其与机械式喷管相比,具有结构简单、质量较小、可靠性高、矢量效果更好等优点,已经发展演化出激波矢量控制型、喉道偏移型、同向流型、逆流型和双喉道型等五种基本类型。其中双喉道喷管(Dual Throat Nozzle, DTN)效果最为突出,近年来一直是研究的热点<sup>[4-8]</sup>。

美国 NASA 兰利中心 Deere 团队最早提出了双喉道喷管方案并阐述了其气动矢量机理<sup>[9]</sup>。随后国内外学者又围绕其矢量特性和构型优化展开了一系列研究,取得了丰硕成果<sup>[10-15]</sup>。其中南京航空航天大学徐惊雷团队提出的旁路式双喉道喷管(Bypass Dual Throat Nozzle, BDTN)方案<sup>[16]</sup>十分具有开创性:通过旁路通道直接从 DTN 的上游收敛部位引入喉部射流,以简化喷管的次流系统。经过 Gu 等<sup>[17-18]</sup>的实验与数值研究,验证了 BDTN 能够极大增强 DTN 的矢量性能。林泳辰等<sup>[19]</sup>基于 BDTN 提出了“单发倒 V 双喷管”布局,并通过飞行实验验证了其矢量性能。

本文基于这些基础,对 BDTN 构型进行了改进设计,通过在腔体扩张段引入额外的次流,以期改善 BDTN 因双喉道构型带来的内流壅塞及欠膨胀问题,同时进一步提升矢量性能。采用 FLUENT 软件对矩形截面矢量喷管在不同次流位置(扩张段在次流前长度与总长度在  $x$  轴投影之比,定义为  $L_x$ )和次流压比(次流总压与入口总压之比, Secondary Pressure Ratio, SPR)下的内流情况二维数值模拟,研究扩张段射流对 BDTN 气动矢量特性的影响。

## 1 计算模型及数值方法

### 1.1 计算模型及数值方法

基于 Gu 设计的 BDTN 模型<sup>[17]</sup>,在旁路同一侧腔体扩张段增加收敛次流入口,入口宽度与旁路通道高度相同,出口宽度为 1 以使次流加速到声速,其位置  $L_x$  随算例不同而改变。模型其他各项参数如图 1 所示。

对整个喷管划分结构网格,在喉道、旁路通道和次流入口等参数梯度大的部位附近进行网格加密,第一层网格高度设置为 0.01 mm,确保壁面处  $y^+ \leq 10$ ,得到图 2 所示计算网格。

采用 FLUENT 软件进行数值模拟研究,计算方法为基于时间推进的有限体积法,控制方程为强守恒形式的 Navier-Stokes(N-S)方程,离散格式为隐式二阶迎风格式以保证求解精度。湍流模型选用 RNG  $k-\epsilon$

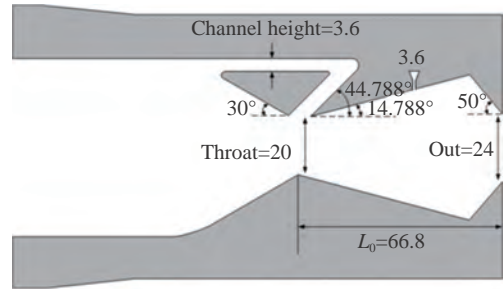


图 1 BDTN 模型示意图

Fig. 1 The configuration of a BDTN model

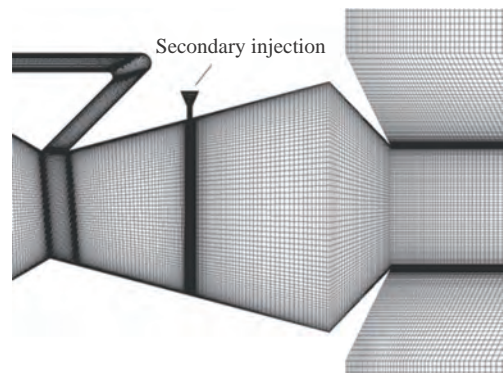


图 2 数值计算网格划分

Fig. 2 The 2D computational mesh

两方程模型,喷管近壁面采用标准壁面函数处理,燃气假定为理想可压缩气体,激活能量方程并考虑可压缩性的影响。所有壁面均设置为绝热无滑移壁面,喷管入口和次流入口均采用压力入口边界条件,入口总温( $T_{in}^*$ )与环境总温一致,设为 300 K,落压比(入口总压与环境压力之比, Nozzle Pressure Ratio, NPR)为 10。选用压力远场和压力出口边界条件,为避免计算中的刚性问题,外流场来流马赫数  $Ma$  设置为 0.03,环境背压为 0.1 MPa。当计算残差低于  $10^{-3}$ ,且进出质量流率基本保持恒定时,认为计算收敛。

### 1.2 网格无关性及模型验证

对喷管模型划分粗(coarse)、中等(medium)和细(fine)三种网格,网格总数分别为 68 820、102 062、145 548,同时设置  $z$  方向厚度为 50 mm 的三维算例进行数值计算,设置 NPR 为 3、 $T_{in}^*$  为 300 K。计算时将次流入口关闭,以同现有的 BDTN 实验结果<sup>[16]</sup>进行比较分析。以喷管上游喉道为轴向起始位置,各算例下壁面(三维取  $z=0$  平面与腔体下壁面交线)压力分布情况如图 3 所示,横纵坐标分别用上下游喉道之间腔体长度  $L_0$ 、入口压力  $p_0$  进行无量纲化。另外,为验证数值方法对 BDTN 模拟的准确性,对文献 [17] 中的 BDTN 模型在 NPR 为 3 时的流动特性进行模拟计算,得到数值云图与实验纹影图对比如图 4。综合图 3、图 4 分析可知,三种不同密度的网格计算得到喷管下

壁面压力差异很小,特别是中等网格和细网格几乎无差别,故采用中等网格以兼顾计算质量与效率;二维、三维计算结果基本都符合实验值,虽然三维模型模拟效果更好,但采用二维模拟已足以捕捉流动特性;BDTN 模型的数值云图与实验纹影图吻合较好,表明数值方法能够很好地模拟 BDTN 流场情况。

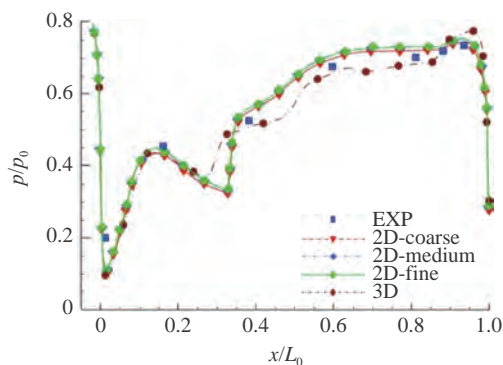


图 3 不同算例下壁面压力分布

Fig. 3 The pressure distributions on the lower-wall of numerical simulations and experiments

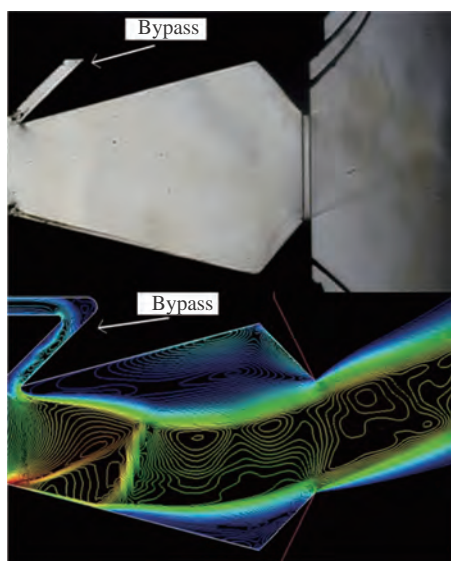


图 4 喷管数值云图和实验纹影图对比 (BDTN)

Fig. 4 The comparison between the numerical and experimental results for a BDTN nozzle

为验证数值方法对扩张段射流的适用性,对 NASA 兰利中心的激波矢量喷管 (SVC) 模型<sup>[20]</sup>进行相同条件下的模拟研究,其工况为: NPR = 4.6, SPR = 0.7, 环境压强为 0.1 MPa, 外流为静止大气,总温为 298 K。得到仿真结果与实验纹影照片对比如图 5 所示,喷管上下壁面静压分布曲线如图 6 所示,  $L_1$  为喷管扩张段长度。可见数值云图较为准确地描绘了喷管内外流场形态,实验和仿真得到上下壁面静压分布呈现了良好的一致性,表明本文所采用的数值模拟方法具有较高的可信度。

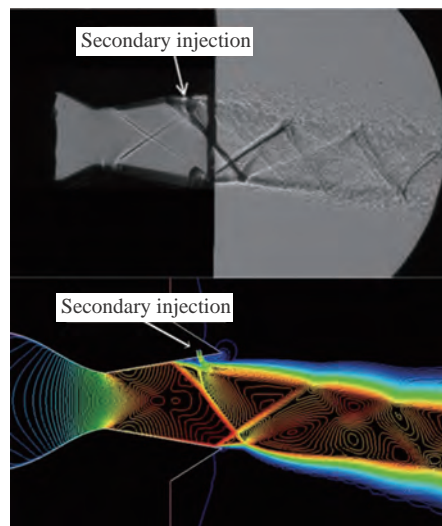


图 5 喷管数值云图和实验纹影图对比 (SVC)

Fig. 5 The comparison between the numerical and experimental results for a SVC nozzle

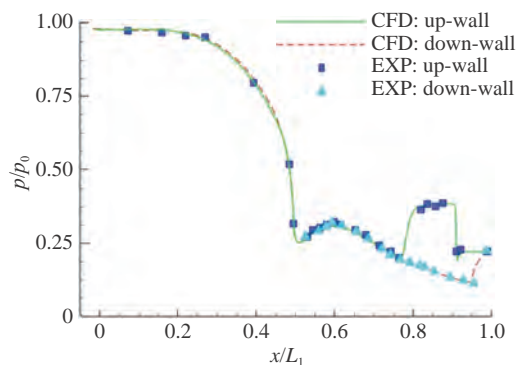


图 6 喷管壁面压力分布数值及实验结果下对比

Fig. 6 The comparison of wall-pressure distributions between computational and experimental results

### 1.3 性能计算公式

扩张段射流的旁路式双喉道喷管相关参数计算如下:

次流流量比:

$$\omega = \dot{m}_s / \dot{m}_p \quad (1)$$

轴向(x 方向)推力:

$$F_x = \dot{m}V_{ex} + (p_e - p_b) \cdot A_e \quad (2)$$

俯仰方向(y 方向)推力:

$$F_y = \dot{m}V_{ey} \quad (3)$$

等熵推力:

$$F_{i,p} = \dot{m}_p \cdot \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_{in}^* \left(1 - \text{NPR}^{\frac{1-\gamma}{\gamma}}\right)} \quad (4)$$

$$F_{i,s} = \dot{m}_s \cdot \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_{in}^* \left[1 - (\text{NPR} \cdot \text{SPR})^{\frac{1-\gamma}{\gamma}}\right]} \quad (5)$$

式中:  $\dot{m}_p$ 、 $\dot{m}_s$ 、 $\dot{m}$  分别为主、次、出流质量流率,  $A_e$  为喷管出口面积,  $V_{ex}$  为出流水平速度,  $V_{ey}$  为出流垂直速度, 取喷管出口各网格点压力算术平均值  $p_e$  为喷管出口压力,  $p_b$  为环境背压,  $R$  为理想气体常数,  $\gamma$  为气体比热比。可得喷管推力矢量性能主要参数:

推力矢量角:

$$\delta = \tan^{-1}(F_y/F_x) \quad (6)$$

推力系数:

$$C_f = \sqrt{F_x^2 + F_y^2} / (F_{i,p} + F_{i,s}) \quad (7)$$

矢量效率:

$$\eta = (\delta - \delta_0) / (\omega \times 100\%) \quad (8)$$

原始 BDTN 构型因不需要引入额外次流, 故不用研究其矢量效率。此处的矢量效率主要表征扩张段射流构型中次流对整体矢量性能的作用,  $\delta_0$  为无射流时对应工况下 BDTN 推力矢量角。

## 2 计算结果及分析

### 2.1 改进构型性能改善机理

图 7 为改进构型 ( $L_x = 0.5$ ,  $SPR = 0.9$ ) 与 BDTN 原始构型的部分流场马赫数及流线分布图。可知无次流时, 旁路通道内高压气流经加速流动后, 在喉部冲击剪切高速主流使气动喉道产生倾斜, 在下部形成  $\lambda$  形斜激波, 在上部产生剪切涡并聚集形成一个较大的低压分离区, 而对侧腔体底部经高速主流冲击形成了封闭的高压回流区, 从而在腔体内形成非对称流场结构, 迫使主流以一定角度喷出以获得矢量推力。主流先在扩张段经历快速膨胀加速, 后由于流道变窄流速又回落到声速附近, 喷管内发生流动壅塞, 气体欠膨胀现象较严重。次流入射后,  $\lambda$  形激波极大程度减弱, 主流在下壁面扩张段贴壁流动距离更长, 腔体下部回流区面积减小。射流将腔体上部分离区一分为二, 并在其下游位置的分离区和主流之间充盈流动形成滑流层, 主流被限制在整体平滑渐扩的流道内进行平稳加速流动, 其马赫数始终保持在声速附近, 上下回流区形状改变使流场非对称性更加明显, 增强矢量性能的同时, 双喉道喷管固有的内流壅塞及欠膨胀问题得到一定程度改善。

通过分析两型喷管腔体上下壁面压力曲线(见图 8)可知, 加入射流后喷管上下壁面压力均大幅增大, 压差绝对值也相应增加, 从而增大了矢量力; 上壁面除在射流入口处上游位置有小幅的压力突升外, 整体压力分布规律基本相同, 而下壁面与原始构型相比

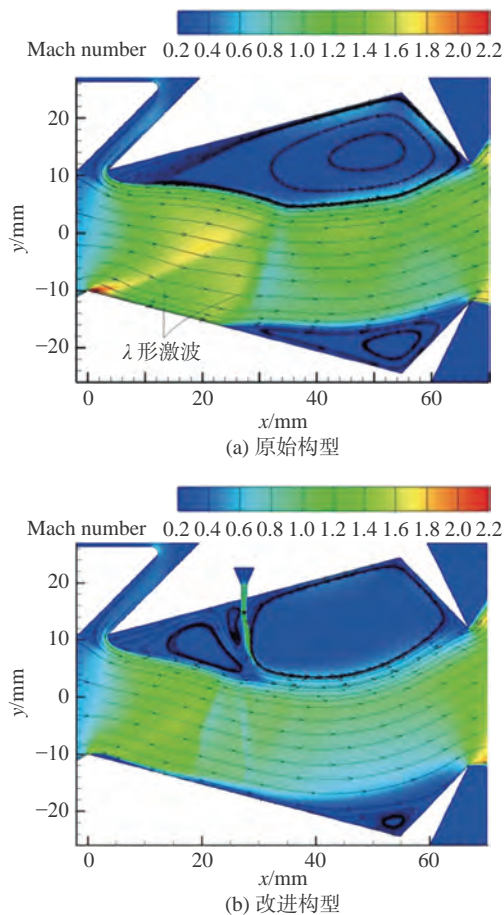


图 7 部分流场马赫数及流线分布云图

Fig. 7 Mach number and streamlines for the (a) original and (b) modified BDTN

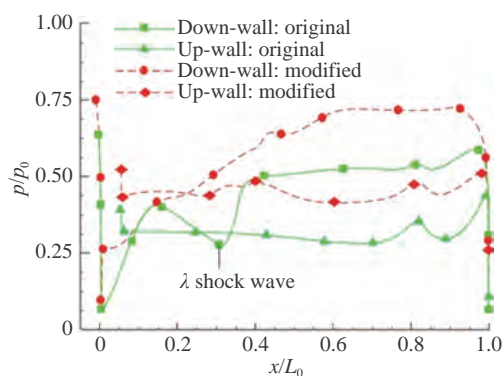


图 8 喷管壁面压力分布对比图

Fig. 8 The comparison of wall-pressure distributions between the original and modified BDTN

激波位置后移(以  $x$  轴正向为前向)且强度大大减弱, 避免了强激波系带来较大的推力损失。

### 2.2 次流入射位置对矢量性能影响规律

取  $SPR = 0.8$ ,  $L_x$  分别为 0.25、0.375、0.5、0.675 进行计算。图 9 为计算所得各算例喷管内流马赫数云图, 可知  $L_x = 0.25$  时, 入射位置距离主流较近, 次流大部分被卷入旁路射流剪切主流形成的剪切涡中, 小部分随着主流向下流动, 主次流之间融合效果较差, 在

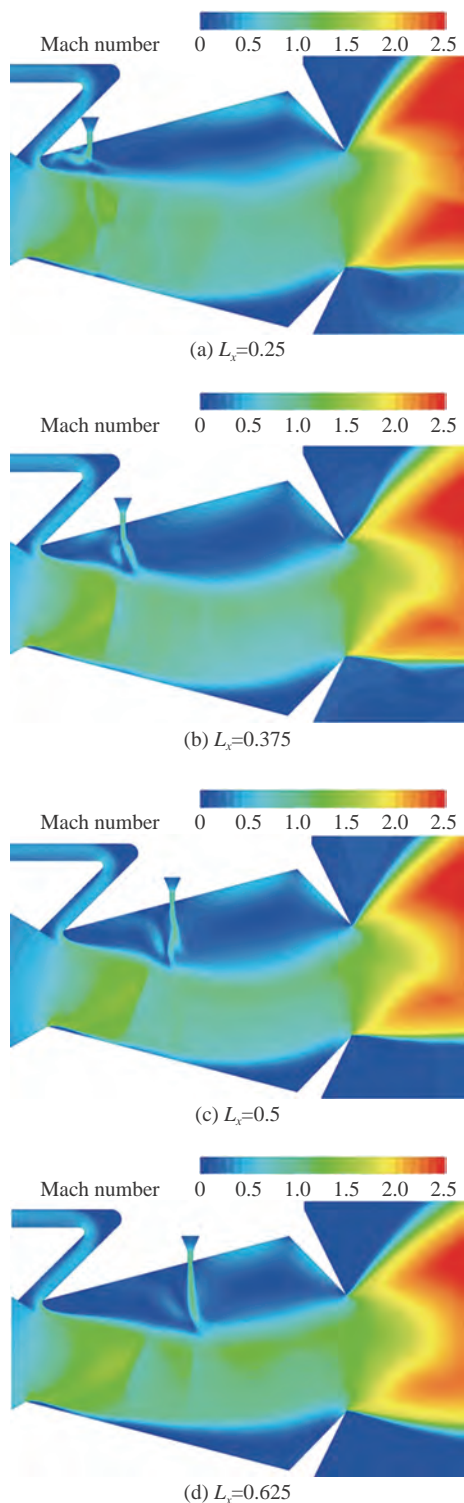


图 9 不同次流入射位置下马赫数分布云图  
Fig. 9 Mach number contours under the condition of different injection locations

主流中激发了大量杂乱的低强度激波; 随着  $L_x$  值增大, 主流通道先是逐渐减小然后稍有扩张, 在  $L_x = 0.5$  时为最小, 产生流道壅塞导致欠膨胀现象加剧,  $L_x = 0.375$  时整体流道较为均匀, 流动效果最好。次流入射点到主流之间距离随着入射位置后移而增加, 次流对主流斜激波系的限制作用减弱, 主流贴壁流动

距离缩短并逐渐向腔体中线抬升, 下部高压回流区面积增大而上部分离区面积减小, 使出流喷射角度逐渐减小, 从而影响推力矢量效果。当  $L_x = 0.625$  时, 相比图 7(b) 相同工况下原始构型, 主流脱离下壁面位置明显靠前, 流场非对称性减弱, 矢量效果不佳。

图 10 给出各算例喷管腔体上下壁面压力分布。可知,  $L_x = 0.25$  时主流近下壁面激波强度较大, 且上壁面压力在入射口上游发生急剧变化。随着  $L_x$  增加, 喷管下壁面高压区范围增加, 而上壁面除在次流入口处有小幅上升外压力分布规律基本保持不变。而当  $L_x$  增大到 0.625 时腔体下部高压回流区压力减小, 上部分离区压力减小幅度更大, 使上下壁面压差减小。对比可发现  $L_x = 0.375$  时喷管上下壁面压差最大。

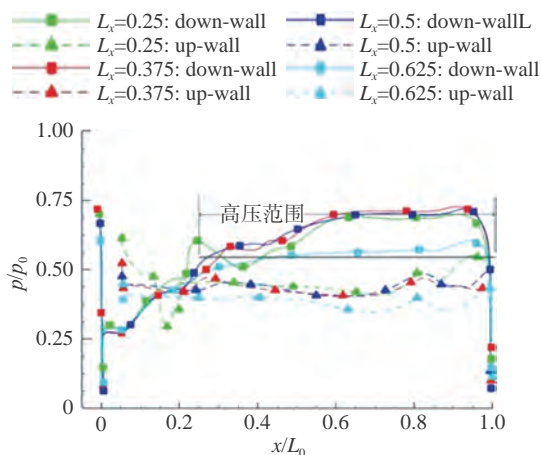


图 10 不同次流入射位置下壁面压力分布图  
Fig. 10 Wall-pressure distributions under the condition of different injection locations

比较不同次流入射位置算例及其与原始 BDTN (Case1) 矢量性能参数(表 1)可知: 随着次流入射位置后移, 喷管推力矢量角先增大随后逐步减小, 推力系数逐渐增大且幅度渐缓。综合比较而言  $L_x = 0.375$  时其矢量效果最佳, 与原始 BDTN 构型相比矢量角提高了  $6.38^\circ$ , 推力系数提高了 0.01, 矢量性能得到一定改善。此时次流流量比低至 2.18%, 次流矢量效率达到 2.92%/1% 次流流量。在工程实际中, 可通过对相应构型喷管进行迭代优化, 得到普适不同工况的最优次流入射位置。总体而言, 通过在 BDTN 扩张段引入次

表 1 不同次流入射位置算例矢量性能

Table 1 Thrust-vector performance under the condition of different injection locations

Case	$L_x$	$\delta/(^\circ)$	$C_f$	$\omega$	$\eta$
1	/	21.30	0.940	/	/
2	0.25	24.51	0.943	3.27	0.98
3	0.375	27.68	0.950	2.18	2.92
4	0.5	25.16	0.955	3.16	1.22
5	0.625	22.65	0.959	3.75	0.36

流,其矢量效果明显强于仅在扩张段添加射流的激波矢量控制型喷管,也强于 DTN 和原始构型 BDTN,对于扩充完善气动矢量技术体系具有一定研究价值。

### 2.3 SPR 对矢量性能影响规律

取  $L_x = 0.375$ , SPR 值分别为 0.2、0.3~1 进行计算。图 11 为 SPR = 0.4、0.7、1 时各算例喷管分离区马赫数云图及流线图。可见不同 SPR 下喷管的腔体

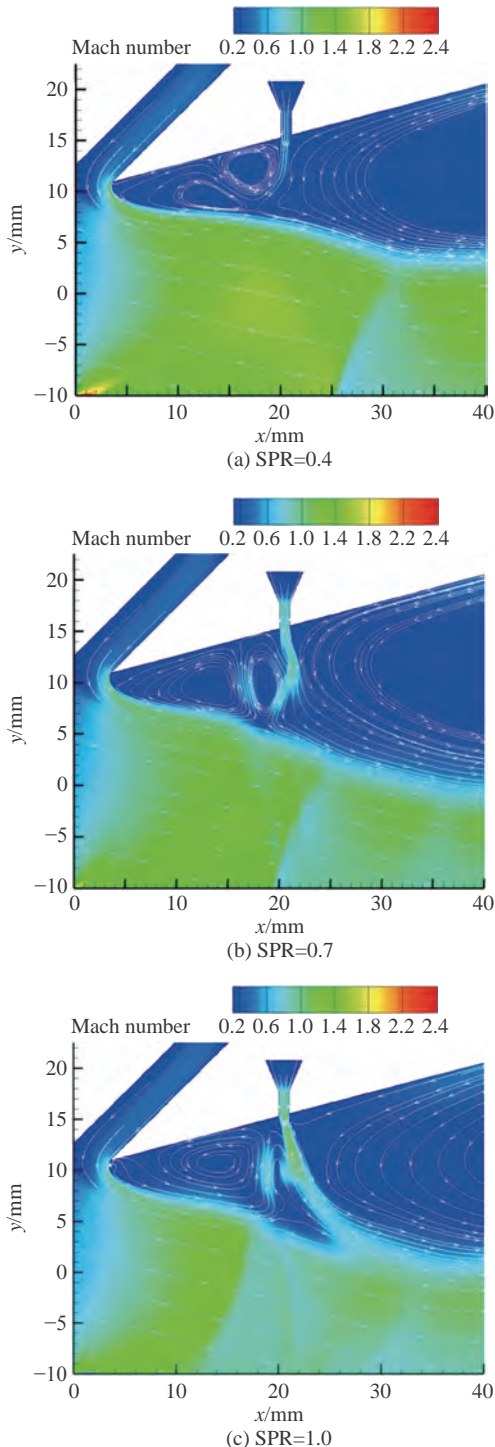


图 11 不同次流压下局部马赫数和流线云图

Fig. 11 Mach number contours and streamlines under the condition of different SPRs

上部分离区经历了不同的发展过程, SPR 较小时,次流入射深度较浅,次流大部分被卷入上游分离区并发展出斜向错位分布的两个回流涡,其余次流融合进入主流边界滑流层,在下游分离区内形成后凸的回流区。SPR 增加到 0.7 时,次流全部融入滑流层之中,对主流流道的限制作用明显增强,低速区域面积增大,喉道下部斜激波强度减弱,上游分离区两个回流涡变成前后分布。SPR 继续增加,上游分离区中后回流涡主要由剪切涡发展而来,范围显著扩大,而靠近次流的前回流涡逐步向下游发展,最终与主流相联通。主流马赫数主要集中在 0.8~1.2 左右,低速区域起始位置向上游移动,而次流入射位置下游区域的主流马赫数几乎无变化。

图 12 为喷管腔体上下壁面压力曲线图。由图可见, SPR 从 0.4 增加到 0.7 时,喷管上下壁面压力均相应大幅增加,且壁面压差也增大,增加到 1 后次流下游喷管壁面沿程压力出现振荡,但大体分布无变化。结合图 11 分析可知, SPR 增大过程中,次流的扰动作用加剧,对应次流上游流动区域的主流流速下降,导致  $x/L_0$  在 0.1~0.3 左右下壁面动压降低静压上升。对于次流下游区域, SPR 增加到 0.7 时,由于次流对流动限制作用增强,使喷管整体壁面压力明显提升。SPR 增加到 1 后,下壁面压力随激波系变化而产生震荡,上壁面压力大体保持稳定,其中由于图 11(c) 中的前回流涡与壁面脱离并向主流方向发展,导致  $x/L_0 = 0.3$  左右位置上壁面压力突升。

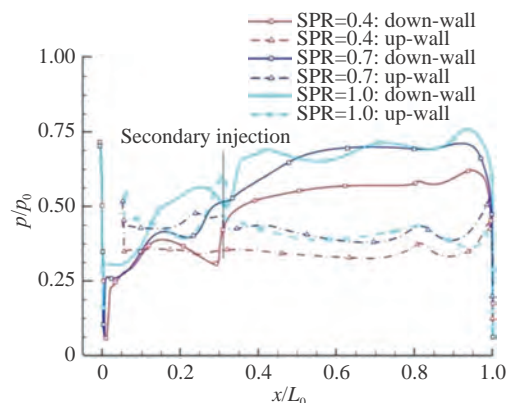


图 12 不同次流压下下壁面压力分布曲线

Fig. 12 Wall-pressure distributions under the condition of different SPRs

分析不同 SPR 下喷管各项性能参数变化情况(图 13)可知,随着 SPR 增加,喷管推力矢量角逐渐增加,且在 SPR 增加到 0.7 后基本保持不变,而推力系数先增加后急剧下降;低 SPR 下矢量效率很低,在 SPR 增加到 0.5 过程中急剧上升,随后基本保持稳定。究其原因,在低 SPR 下次流对主流作用较弱,对

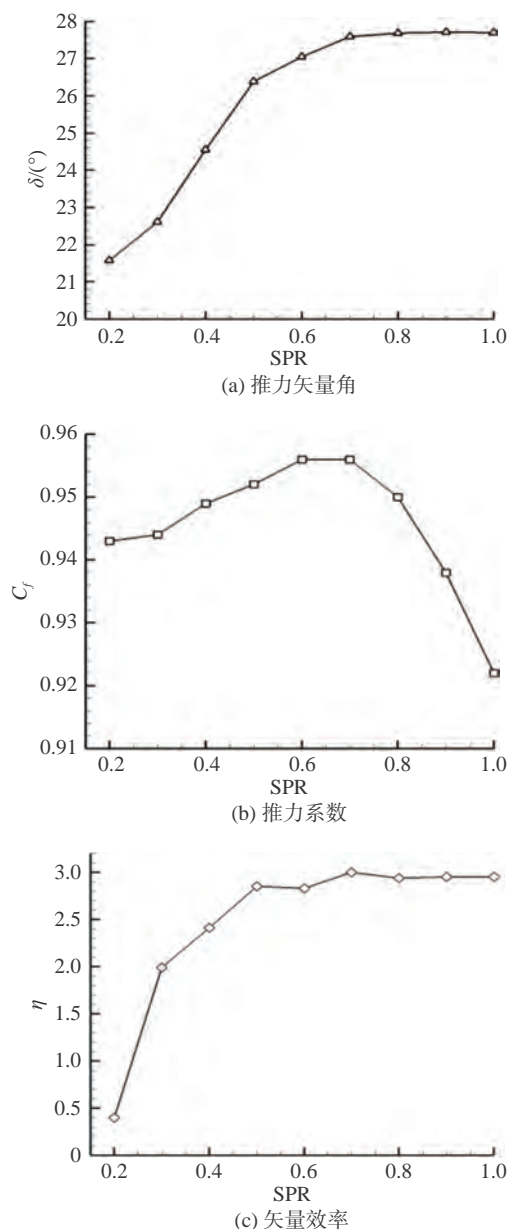


图13 不同次流压比下的推力矢量性能

Fig. 13 The thrust-vector performance under the condition of different SPRs

矢量性能的改善作用不大。随着 SPR 在一定范围内逐渐增加,次流对主流流道限制作用增强,流场非对称性更加突出,主流膨胀渐趋平稳而出流偏转角度更大,使出流水平速度略有降低而垂直速度增加,同时喷管上下壁面压差增大而进出口压差变化较小,推力矢量角得以增大。因为激波系强度大大降低,且次流对主流的随流效果较好,弥补了部分推力损失,此种效果超过了出流水平速度轻微减小带来的负面影响,使推力系数也相应增加。大 SPR 下主流低速区面积显著增大,出流水平速度进一步减小,使推力系数急剧减小,甚至低于无次流的原始 BDTN 构型。此时腔体内的不对称流动已接近几何极限,主流几何流道几乎固定,次流质量流率受 SPR 影响减弱,而喷管入口

质量流率和矢量角都保持稳定,从而使矢量效率趋于稳定。进行总体比较发现,SPR = 0.7 时喷管推力矢量角达到 27.59°,推力系数达到 0.956,矢量效率为 3%/1% 次流流量,各项指标参数都在较高水平,综合矢量性能较为理想。

### 3 结论

本文采用 CFD 数值模拟方法对腔体扩张段射流的 BDTN 气动矢量特性进行研究,得到以下结论:

1) 扩张段射流使喷管内流堵塞及欠膨胀问题得到一定程度改善,避免了强激波系带来的推力损失,增大壁面压差从而提高矢量角。

2) 随着次流入射位置后移,推力矢量角先增大随后逐步减小,推力系数逐渐增大且幅度渐缓。

3) 随着 SPR 增加,喷管推力矢量角逐渐增加后基本保持不变,而推力系数先增加后急剧下降,矢量效率很低先急剧上升随后基本保持稳定。总体比较而言, $L_x = 0.375$ 、SPR = 0.7 时喷管推力矢量角达到 27.59°,推力系数为 0.956,矢量效率为 3%/1% 次流流量,各项矢量性能参数都较为理想。

### 参考文献:

- [1] 晁祥林, 顾益龙. 推力矢量技术及其验证机试飞[J]. 飞行试验, 1996, 6: 2-7.  
ZHAO X L, GU Y L. Thrust-vectoring technology and its flying testing[J]. Flying Testing, 1996, 6: 2-7 (in Chinese).
- [2] 丛戎飞, 吴军强, 张长丰, 等. 扰流片式推力矢量喷管气动特性数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(2): 234-241.  
CONG R F, WU J Q, ZHANG C F, et al. Numerical research on jet tab thrust vector nozzle aerodynamic characteristic[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(2): 234-241 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2016.0115
- [3] 周慧晨. 一种矢量增强型双喉道射流矢量喷管的数值模拟及实验验证研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.  
ZHOU H C. Computational study of a vector-enhanced dual-throat thrust-vectoring nozzle and experimental validation[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [4] 李克新, 额日其太, 韩景. 二元喉道倾斜矢量喷管调节方法[J]. 推进技术, 2012, 33(6): 946-950.  
LI K X, ERIQITAI, HAN J. Studies on control method of two dimensional fluidic throat skewing vectoring nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(6): 946-950 (in Chinese).  
doi: 10.13675/j.cnki.tjjs.2012.06.009
- [5] 范志鹏, 徐惊雷, 郭帅. 次流通道对双喉道气动矢量喷管的性能影响研究[J]. 推进技术, 2014, 35(9): 1174-1180.  
FAN Z P, XU J L, GUO S. Effects of secondary injection pipe on dual throat nozzle thrust-vectoring performances[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(9): 1174-1180 (in Chinese).  
doi: 10.13675/j.cnki.tjjs.2014.09.004
- [6] GU R, XU J. Effects of cavity on the performance of dual throat nozzle during the thrust-vectoring starting transient process[J]. J Eng Gas Turbine Power, 2014, 136(1): 145021-145026.  
doi: 10.1115/1.4025243

- [7] 李耀华, 李建强, 杨党国, 等. 二元双喉道射流推力矢量喷管流动参数影响的数值研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(2): 211–217.  
LI Y H, LI J Q, YANG D G, et al. Numerical study of a dual-throat fluidic thrust-vectoring nozzle[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(2): 211–217 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2012.0216
- [8] 夏雪峰, 高峰, 黄桂彬, 等. 双喉道推力矢量喷管研究进展[J]. 航空工程进展, 2017, 8(3): 249–255, 298.  
XIA X F, GAO F, HUANG G B, et al. Research progress of the dual-throat thrust-vectoring nozzle[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2017, 8(3): 249–255, 298 (in Chinese).  
doi: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2017.03.001
- [9] DEERE K. Summary of fluidic thrust vectoring research at NASA Langley Research Center[C]//21st AIAA Applied Aerodynamics Conference, Orlando, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2003.  
doi: 10.2514/6.2003-3800
- [10] FLAMM J, DEERE K, MASON M, et al. Experimental study of an axisymmetric dual throat fluidic thrust vectoring nozzle for supersonic aircraft application[C]//43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cincinnati, OH. Reston, Virginia: AIAA, 2007.  
doi: 10.2514/6.2007-5084
- [11] SHIN C S, KIM H D, SETOGUCHI T, et al. A computational study of thrust vectoring control using dual throat nozzle[J]. Journal of Thermal Science, 2010, 19(6): 486–490.  
doi: 10.1007/s11630-010-0413-x
- [12] 范志鹏, 徐惊雷, 汪阳生. 下游喉道对双喉道气动矢量喷管气动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2015, 30(3): 580–587.  
FAN Z P, XU J L, WANG Y S. Effects of downstream throat on aerodynamic performance of dual throat nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(3): 580–587 (in Chinese).  
doi: 10.13224/j.cnki.jasp.2015.03.008
- [13] 周慧晨, 谭慧俊, 孙姝, 等. 一种矢量增强型双喉道射流推力矢量喷管的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(9): 2070–2076.  
ZHOU H C, TAN H J, SUN S, et al. Numerical investigation of a vector-enhanced dual-throat thrust-vectoring nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9): 2070–2076 (in Chinese).  
doi: 10.13224/j.cnki.jasp.2010.09.026
- [14] 何敬玉, 陈强, 董金刚, 等. 双喉道推力矢量喷管的气动性能数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(S1): 16–23.  
HE J Y, CHEN Q, DONG J G, et al. Numerical investigation of aerodynamic performance on dual throat thrust vectoring nozzle[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(S1): 16–23 (in Chinese).
- [15] 顾瑞. 新型双喉道气动矢量喷管机理与关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.  
GU R. Research on the key technology of new dual throat fluidic thrust vectoring nozzle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013(in Chinese).
- [16] 李明, 徐惊雷, 黄顺洲, 等. 旁路式双喉道无源矢量喷管: CN102434315A[P]. 2012-05-02.  
LI M, XU J L, HUANG S Z, et al. Bypass type double-throat passive vectoring sprayer nozzle: CN102434315A[P]. 2012-05-02. (in Chinese)
- [17] GU R, XU J L, GUO S. Experimental and numerical investigations of a bypass dual throat nozzle[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2014, 136(8): 084501–1.  
doi: 10.1115/1.4026943
- [18] GU R, XU J L. Dynamic experimental investigations of a bypass dual throat nozzle[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2015, 137(8): 72–79.  
doi: 10.1115/1.4029391
- [19] 林泳辰, 徐惊雷, 韩杰星, 等. 气动推力矢量无舵面飞翼的飞行实验[J]. 航空动力学报, 2019, 34(3): 701–707.  
LIN Y C, XU J L, HAN J X, et al. Flight test of a fluidic thrust vectoring flying wing without rudder[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(3): 701–707 (in Chinese).  
doi: 10.13224/j.cnki.jasp.2019.03.023
- [20] WAITHE K, DEERE K. An experimental and computational investigation of multiple injection ports in a convergent-divergent nozzle for fluidic thrust vectoring[C]//21st AIAA Applied Aerodynamics Conference, Orlando, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2003.  
doi: 10.2514/6.2003-3802

(本文责编: 贾峰 英文编审: 董思卫)

文章编号: 0258-1825(2021)04-0059-10

# 旋翼翼型气动设计与评估软件 HRADesign

孙俊峰, 卢风顺, 黄勇, 江雄, 牟斌, 许勇\*

(中国空气动力研究与发展中心, 绵阳 621000)

**摘要:** HRADesign 系统作为通用旋翼翼型气动设计和评估系统, 研制目的主要是为工业设计环境提供通用、高效、鲁棒的优化设计架构, 应用于各类旋翼翼型族的设计, 提高旋翼翼型设计的效率和精度, 以满足先进直升机对高性能旋翼翼型的迫切需求。旋翼翼型设计技术是直升机旋翼设计的核心技术, 旋翼翼型的优化设计具有多点、多目标、强约束的特点。HRADesign 系统针对旋翼翼型设计的特点, 发展了多目标进化算法、PCA 多目标降维技术、Kriging 代理模型、基于 CST 方法的翼型参数化技术以及高精度 CFD 等优化设计技术, 构建了基于进化算法的多目标优化流程。通过详细介绍平台的系统架构、主要的功能模块以及多目标优化流程, 展现了系统架构设计的灵活性和功能模块的完备性。通过 ADODG 基准测试算例、某厚度旋翼翼型常规多目标优化算例和考虑多目标降维的优化算例进行了系统功能验证, 优化结果表明, 在满足约束的条件下, 优化后的旋翼翼型和基准翼型相比, 综合性能都有明显改善, 验证了优化设计系统的有效性、可靠性。

**关键词:** 旋翼翼型; 翼型设计; CST 方法; 气动设计; 系统架构; 多目标优化

中图分类号: V211.3 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2019.0106

## Rotor airfoil aerodynamic design and evaluation software HRADesign

SUN Junfeng, LU Fengshun, HUANG Yong, JIANG Xiong, MOU Bin, XU Yong\*

(China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** The HRADesign is a general-purpose rotor airfoil aerodynamic design and evaluation software platform. The main purpose of developing this platform is to provide an universal, efficient, high-fidelity, and robust design optimization framework for designing high-performance rotor airfoils of advanced helicopters. Rotor airfoil design, which is a multi-point, multi-objective, and strong-constrained process, is one of the core techniques of helicopter rotor aerodynamic design. According to the characteristics of rotor airfoil design, the HRADesign has developed multi-objective evolutionary algorithms, a PCA multi-objective dimensionality reduction technique, an airfoil parameterization based CST method, Kriging surrogate models, high-fidelity CFD analysis tools and so on, and has also constructed a multi-objectives optimization process based on evolutionary algorithms. By introducing the platform architecture, the main functional modules, and the multi-objective optimization process in detail, the flexibility of the system architecture design and the completeness of the functional modules are demonstrated. At last, system functions had been verified through three examples including a ADODG benchmark case, a conventional multi-objective rotor-airfoil optimization, and an optimization test considering multi-objective dimensionality reduction. The results show that the overall performance of the optimized rotor airfoil is significantly improved under the constraints, which verifies the effectiveness and reliability of the optimization system.

**Keywords:** rotor airfoil; airfoil design; CST method; aerodynamic design; system architecture; multi-objective optimization

收稿日期: 2019-10-16; 修订日期: 2019-12-26; 录用日期: 2020-01-05; 网络出版时间: 2021-09-10

作者简介: 孙俊峰(1974-), 男, 博士, 高级工程师. 主要从事直升机旋翼气动设计与飞行器多学科优化设计等方面的研究. E-mail: jfsun3@163.com

通信作者: 许勇\*(1971-), 男, 博士, 副研究员. 主要从事多学科优化设计与计算电磁学等方面的研究. E-mail: stephen000@sina.com

引用格式: 孙俊峰, 卢风顺, 黄勇, 等. 旋翼翼型气动设计与评估软件 HRADesign[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(4): 59-68.

SUN J F, LU F S, HUANG Y, et al. Rotor airfoil aerodynamic design and evaluation software HRADesign[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(4): 59-68(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2019.0106

## 0 引言

直升机由于其独特的飞行能力受到各航空大国的普遍重视。旋翼系统是直升机的关键部件,是直升机主要的升力面、推力面和操纵面。旋翼桨叶是由翼型构成的,翼型和桨叶气动外形对旋翼性能有重要影响,高性能旋翼翼型可以提高旋翼悬停效率 3%—5%,对直升机的前飞速度、等效升阻比和机动飞行能力、噪声水平等都有很大影响。高性能旋翼翼型设计技术也一直是直升机设计的核心技术,是衡量直升机技术水平的重要标志。

在不同的飞行状态和不同的桨叶半径位置上,旋翼桨叶翼型的运行环境是迥然不同的<sup>[1]</sup>。翼型的设计需要在较宽的马赫数范围内,有较高的静态和动态最大升力系数,以适应机动过载状态;在较高的马赫数及小迎角时,有较大的阻力发散马赫数,以推迟前行桨叶激波失速;在中等马赫数及中等迎角时,有较高的升阻比,以提高旋翼的悬停效率;在较低的马赫数及大迎角时,有较好的失速特性,以延缓后行桨叶的气流分离;在整个飞行包线内,有较小的俯仰力矩系数,以降低桨叶的操纵载荷,旋翼翼型设计需要综合考虑不同的飞行环境,具有明显的多点、多目标、强约束的特点。

旋翼翼型的设计方法主要分为反设计方法和数值优化设计方法两大类。反设计方法主要是根据给定的速度分布或压力分布设计翼型,缺点是理想的翼型速度分布、压力分布特性难以预先给定。随着 CFD 技术和计算机技术的不断进步,数值优化设计类方法逐渐成为翼型设计的主流方法,该类方法可以直接实现多目标气动性能优化,降低了对人经验的依赖,符合旋翼翼型设计多点/多目标的应用环境。数值类方法又包含控制论方法<sup>[2-3]</sup>和进化算法<sup>[4-5]</sup>两大类,分别适用于不同的优化环境。

从 20 世纪 70 年代开始,直升机技术发达国家都开始致力于新型旋翼高性能翼型的研究,发展了一系列旋翼专用翼型,如美国 Boeing-Vertol 公司的 VR 翼型族、Sikorsky 公司的 SC 翼型族,法国宇航院(ONERA)的 OA 翼型族,俄罗斯的 TsAGI 翼型族等<sup>[6-7]</sup>。这些翼型的成功应用,对改善直升机性能起到了重要作用。目前这些翼型族仍在继续发展中,但鲜有相关文献报道。国内也从 20 世纪 90 年代开始了对自主旋翼翼型的相关设计研究工作。尚克明等<sup>[8]</sup>基于 Euler 方程采用反设计的方法进行了旋翼翼型的设计研究。刘刚等<sup>[9]</sup>基于进化算法和 Kriging 模型开展了旋翼翼型多目标优化设计研究,优化结果经过风洞试验

验证,满足了设计要求。杨旭东等<sup>[10]</sup>基于梯度信息改进的响应面方法建立了旋翼翼型多点多约束气动优化策略。韩忠华等<sup>[11]</sup>发展了基于 Kriging 模型与遗传算法的旋翼翼型多目标多约束气动优化设计方法,应用于 OA209 的设计取得了较好的效果。招启军等<sup>[12]</sup>开展了考虑旋翼翼型定常-非定常影响的综合优化设计研究,优化结果在设计状态下明显改善了翼型的动态失速特性。

近年来直升机工业得到了长足的发展,先进直升机对高性能旋翼翼型的需求愈发迫切。目前国内旋翼翼型的研究正处于探索性研究向旋翼翼型系列研制的起步发展阶段,自主翼型系列的研制还缺乏通用、高效、鲁棒的设计工具,还没有自主翼型应用于型号研究的先例。高性能旋翼翼型的设计,需要有先进的设计和优化框架作为支撑,以框架体系为基础消化吸纳各类先进技术,促进优化系统的不断迭代更新完善,才能更有效地促进旋翼翼型工程实际设计能力的不断提升。

本文通过综合采用基于进化算法的多目标优化设计方法、基于主成分分析的多目标降维技术、翼型参数化技术以及高精度 CFD 性能分析工具,自主开发了旋翼翼型气动设计与评估软件系统——HRADesign。本文主要介绍了系统的架构设计和工作流程,详细介绍了系统的多目标优化方法模块、多目标降维技术、几何管理模块以及 CFD 性能分析模块等功能模块。利用该系统对 ADODG 标准翼型优化算例、旋翼翼型的常规多目标优化设计以及考虑多目标降维的旋翼翼型优化设计进行了研究,验证了优化设计软件系统的有效性。最后部分对本文进行了总结。

## 1 软件架构设计

HRADesign 作为一个综合的旋翼翼型设计和评估的软件系统,系统开发基于 Eclipse 集成环境,选用 Python 和 C++ 语言作为开发工具,XML 文件用于交换信息,采用 wxWidgets 软件包提供可视化支持。用户可以在 PC 机上完成优化问题的描述和参数的输入后,通过集群系统完成优化设计的流程。系统根据高内聚、低耦合的原则分成层次结构,包含用户界面层、功能模块管理层、数据传输层、以及基础服务层。图 1 给出了软件的体系结构示意图,各层的功能定位如下:

1) 用户界面层。界面层给用户提供了友好的人机交互接口来操作整个软件,借助该层功能,用户可实施优化设计问题建立、优化进度监控、优化结果查验等操作。

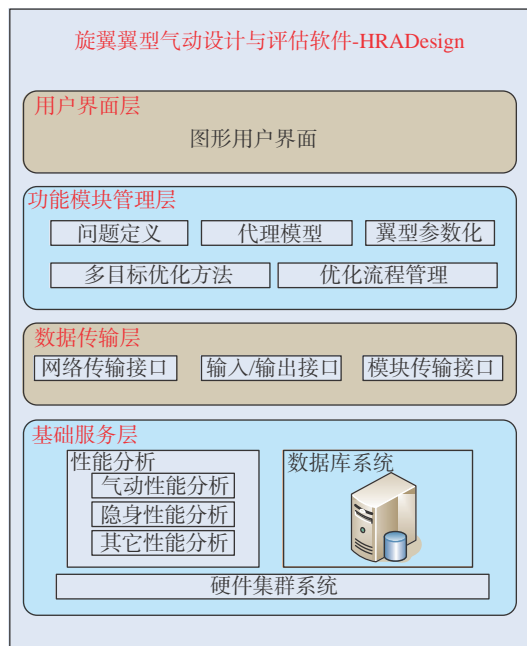


图 1 软件体系结构

Fig. 1 A diagram of the software architecture

2) 功能模块管理层。优化设计层集成了优化方法、代理模型、翼型参数化、优化目标处理、PCA 降维技术、专家系统等模块, 借助 CFD 或试验数据库的数据支撑, 完成各种气动外形的优化设计功能。

3) 数据传输层。该层主要负责为自适应优化设计层生产、收集和存储数据, 提供目录管理、文件传输等基础功能。

4) 基础服务层。该层提供整个软件运行所需要的基础服务, 包括软件服务 (CFD 解算器、网格程序、数据库系统) 和硬件服务 (本地计算资源和大规模集群资源)。

图 2 给出了 HRADesign 系统进行优化设计流程的示意图。初始翼型进入系统, 进行参数化并提取设计变量; 选择试验设计方法, 对每个样本点进行网格生成和气动特性分析; 用气动分析得到的数据来构建

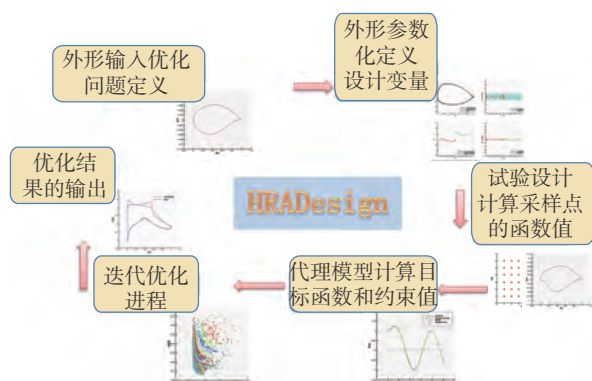


图 2 系统优化设计流程示意图

Fig. 2 A diagram of the optimization process

代理模型, 利用该模型分析优化问题的优化目标和约束; 最后进入优化迭代流程, 直至获得最终的优化翼型外形。

## 2 系统功能模块

HRADesign 系统由多目标优化方法模块、翼型参数化管理模块、代理模型模块、CFD 性能分析模块等主要的功能模块构成, 此外还包含问题定义, 显示监控等辅助模块。系统提供了基于 Windows 的图形操作界面, 用户在前台通过操作界面完成优化问题的定义以及各项参数的设置, 系统底层封装了与后台集群系统的连接以及信息的交换, 可以实现本地计算与集群系统计算的无缝切换, 用户可以通过输入/输出系统监视优化进程, 方便处理各类操作问题。图 3 给出了系统的主要应用界面示意图。

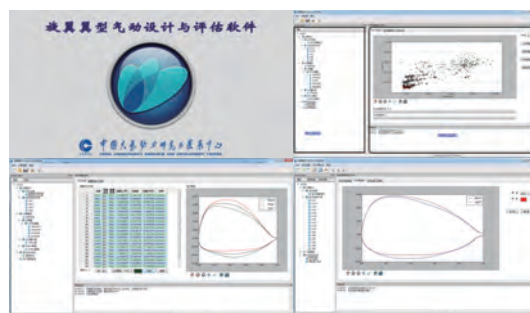


图 3 软件应用界面示意图

Fig. 3 A diagram of the graphical user interface

### 2.1 多目标优化方法

多目标优化方法模块主要完成各种全局和局部数值优化方法的封装, 包含有进化算法和伴随方法等, 用户通过应用界面可以选择不同的优化方法完成翼型的鲁棒设计、PCA 降维分析等多目标设计功能。

HRADesign 系统是以优化算法为核心, 驱动整个优化流程的发展来进行翼型的优化设计。系统采用的多目标优化方法大多是以进化算法为基础, 结合多目标 Pareto 解的概念以及约束处理机制发展起来的, 进化类算法属于全局类优化方法, 优化过程不依赖目标函数与设计变量的梯度信息, 适合处理旋翼翼型复杂流动中的各类非线性问题。进化算法通过模拟生物种群的进化过程, 利用选择、交叉、变异等进化算子来找到多目标问题的 Pareto 解, 解决了传统优化设计中多目标加权的权重系数难以给定的难题, 得到广泛应用。图 4 给出了利用该方法进行优化设计的流程图。

### 2.2 主成分分析

主成分分析 PCA 的方法<sup>[13]</sup>是 Deb 在 2005 年提出的用于多目标降维的算法。算法首先对数据集进

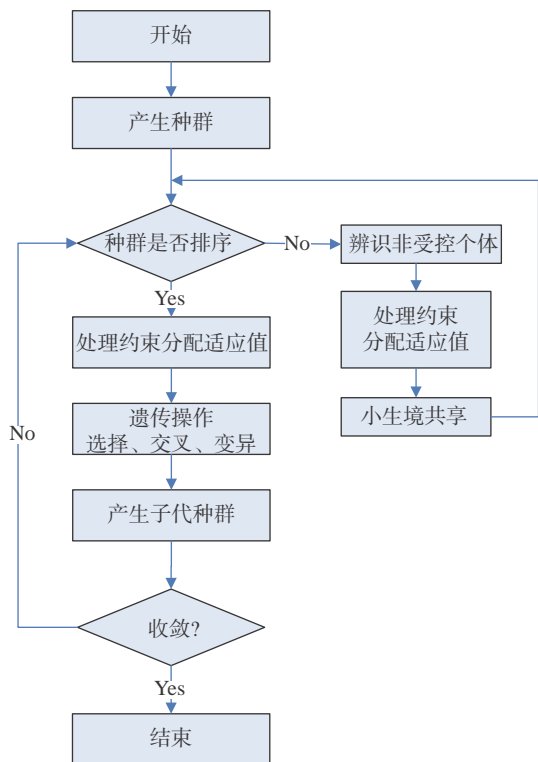


图 4 进化算法流程图

Fig. 4 The flow chart of the optimization process based on the evolutionary algorithm

行标准化处理, 求解目标函数的相关矩阵, 得到相关矩阵的特征值及其特征向量, 将特征值按从大到小的顺序排序并求出其贡献率, 当贡献率的累积大于初始给定的参数阈值时停止累积。阈值的选取在很大程度上影响实验结果, 如果阈值取太大, 可能所有目标都会被选取, 如果太小又容易丢失非冗余目标的信息。文献一般建议阈值取值为 95%。算法简介如下<sup>[14]</sup>:

1) 设置阈值, 非冗余目标集  $I$  为空。

2) 计算数据集。随机初始化种群, 对种群中的个体计算目标集中的所有目标, 得到个体目标的数据集  $P$ 。

3) 对数据集  $P$  进行 PCA 处理, 选取非冗余目标  $I$ :

(a) 对目标集进行归一化处理, 计算相关矩阵, 对相关矩阵计算特征值及对应的特征向量, 依据特征向量来选取目标。

(b) 将特征值按照从大到小的顺序依次排序, 计算每个特征值占总特征值的比率, 则每个特征值对应的特征向量依次称为第一、第二、...、第  $n$  主成分。

(c) 依次分析每个主成分。如果主成分里的元素有正有负, 选取最大和最小元素对应的目标加入非冗余目标集  $I$ ; 如果所有元素均为正, 选取最大元素对应的目标加入非冗余目标集  $I$ ; 如果所有元素均为负, 将所有目标均加入到非冗余目标集  $I$ 。

(d) 如果主成分对应的特征值小于 0.1, 选取最大

元素对应的目标加入到非冗余目标集  $I$ 。

(e) 考察特征值比率, 如果大于阈值, 停止分析过程, 输出非冗余目标解集  $I$ ; 否则转到 (c) 继续非冗余目标的选取。

在优化设计中通过 PCA 主成分分析得到各目标之间的关联关系后, 提取决定问题本质的主要目标, 将冗余目标剔除、或者转化为约束条件, 将高维多目标优化转化为低维优化问题。可以解决多目标优化收敛慢甚至不收敛的问题, 提高优化结果的可靠性。图 5 给出了基于 PCA 分析的优化设计流程图。

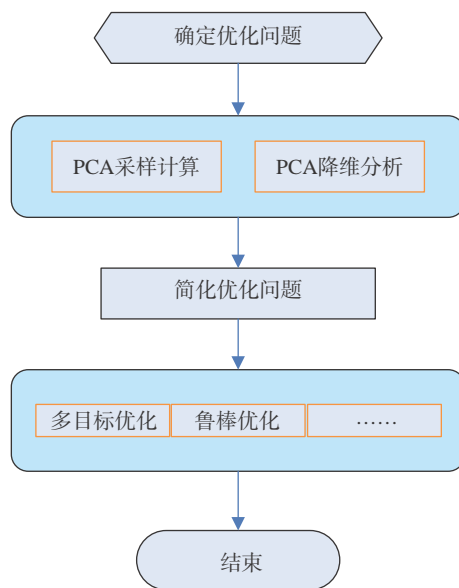


图 5 基于 PCA 分析的多目标优化设计流程图

Fig. 5 The flow chart of PCA

DTLZ 测试函数<sup>[15]</sup>是由 Deb 提出的一组测试多目标优化算法性能的测试函数, 共有 9 组函数, DTLZ 测试函数有已知的 Pareto 最优解, 其中  $DTLZ5(I, M)$  ( $M$  表示目标个数,  $I$  表示非冗余目标个数), 用于测试算法处理包含冗余目标的能力。选取  $DTLZ5(2, 10)$  函数用于测试, 该函数有 10 个目标, 其中 2 个为非冗余目标, 函数公式见式(1):

$\text{Min } f(x)$

$$f_1(x) = (1 + g(x_M)) \cos(\theta_1) \cos(\theta_2) \cdots \cos(\theta_{M-2}) \cos(\theta_{M-1})$$

$$f_2(x) = (1 + g(x_M)) \cos(\theta_1) \cos(\theta_2) \cdots \cos(\theta_{M-2}) \sin(\theta_{M-1})$$

$$f_3(x) = (1 + g(x_M)) \cos(\theta_1) \cos(\theta_2) \cdots \sin(\theta_{M-2})$$

$\vdots$

$$f_{M-1}(x) = (1 + g(x_M)) \cos(\theta_1) \sin(\theta_2)$$

$$f_M(x) = (1 + g(x_M)) \sin(\theta_1)$$

$$\text{where } g(x_M) = \sum_{x_i \in x_M} (x_i - 0.5)^2$$

$$\text{for } i = 1, \dots, I-1 \quad \theta_i = \frac{\pi}{2} x_i$$

$$\text{for } i = I, \dots, M-1 \quad \theta_i = \frac{\pi}{4(1 + g(x_M))} (1 + 2g(x_M) x_i)$$

$$\text{for } i = 1, \dots, n \quad 0 \leq x_i \leq 1$$

(1)

对该函数进行优化测试, 经过 PCA 分析, 得到目标 9 和目标 10 两个非冗余目标。首先对 10 个目标进行优化, 得到优化结果对应的两个非冗余目标的 Pareto 前沿如图 2(a) 所示, 去除冗余目标后再进行优化, 得到优化结果如图 2(b) 所示。DTLZ5(2,10) 函数的 Pareto 前沿收敛到圆弧曲线<sup>[16]</sup>, 通过图 6 可以看出, 算法在处理冗余目标后, 达到了最优 Pareto 前沿。

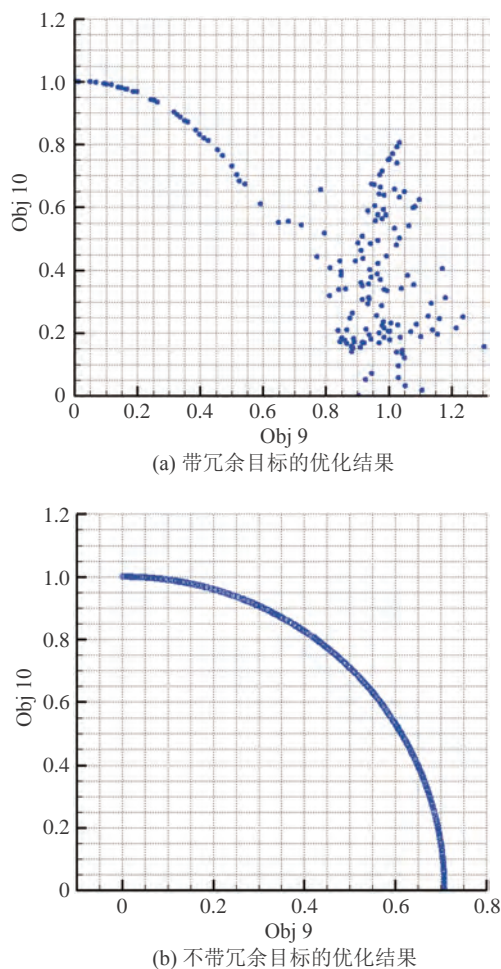


图 6 DTLZ5 ( 2,10 ) 测试函数收敛比较

Fig. 6 Convergence of the test function DTLZ5(2,10)

### 2.3 翼型参数化

翼型参数化管理模块主要完成翼型的输入/输出, 约束评估、翼型曲线参数化和网格自动重构、设计变量的选取和确定设计空间范围等功能。目前常用的参数化方法有解析函数线性叠加法, NURBS 曲线<sup>[17]</sup>、CST<sup>[18]</sup>方法、FFD<sup>[19]</sup>方法等。本系统主要采用 CST 技术实现翼型的参数化表示。

CST 方法是波音公司 B.M.Kulfan 等提出的一种通用几何参数化表示方法。可以用统一的解释函数表示钝前缘/尖后缘类翼型和双钝头翼型等新型翼型。用该方法描述翼型, 容易控制前缘半径、弯度/厚度分布、后缘角以及后缘厚度等关键参数, 而且设计

参数数目容易控制, 也具有局部修改控制的能力。

翼型上下表面均用以下公式描述:

$$\zeta = C_{N2}^{N1}(\psi)S(\psi) + \psi\Delta\xi \quad (2)$$

其中类型函数:

$$C_{N2}^{N1}(\psi) = \psi^{N1}(1-\psi)^{N2} \quad (3)$$

形状函数:

$$S(\psi) = \sum_{i=1}^n A_i S_i(\psi)$$

$$S_i(\psi) = K_i \psi^i (1-\psi)^{n-i}$$

$$K_i \equiv \binom{n}{i} = \frac{n!}{i!(n-i)!} \quad (4)$$

翼型表面形状改变后采用基于双曲方程<sup>[20]</sup>的网格生成方法完成计算网格重构, 可以直接输出给 CFD 解算器使用。

### 2.4 Kriging 代理模型

优化设计过程中, 采用高精度 CFD 分析工具进行翼型气动性能计算、优化目标函数和约束函数的评估, 会带来计算资源成本过高、计算周期过长的问题。为了提高设计的效率, 可以采用代理模型的方法构造目标函数和约束函数的近似函数, 优化算法作用于近似目标函数和近似约束函数以寻找优化问题的最优解, 通过近似函数的不断改进和优化算法的不断迭代, 直至最终满足收敛条件。

HRADesign 系统中, 代理模型技术主要包括试验设计方法和代理模型方法两部分。试验设计方法决定了样本点的个数和样本点的空间分布情况, 系统采用拉丁超立方采样<sup>[21]</sup>和均匀采样<sup>[22]</sup>的方法选取样本点, 以保证样本点在设计空间的均匀分布。Kriging 模型<sup>[23-24]</sup>则用来作为目标函数和约束函数的近似模型。

Kriging 代理模型起源于地理空间统计学, 是一种估计方差最小的无偏估计插值模型, 具有全局近似和局部随机误差估计相结合的特点。通过 Kriging 模型可以得到未知点的函数值和不确定性, 因而在优化过程中, Kriging 模型需要根据优化进程自适应地更新, 增加样本点非线性区域的分布, 提高模型的预测精度, 系统采用 EI 方法或者最小值加准则等方法, 提高模型的精度和自适应能力。图 7 给出了基于代理模型的优化流程示意图。

第一步: 试验设计。采用均匀设计等试验设计方法在设计空间中选取样本点。

第二步: 样本点性能评估。对样本点分别生成计算网格, 采用 CFD 工具进行气动性能评估。

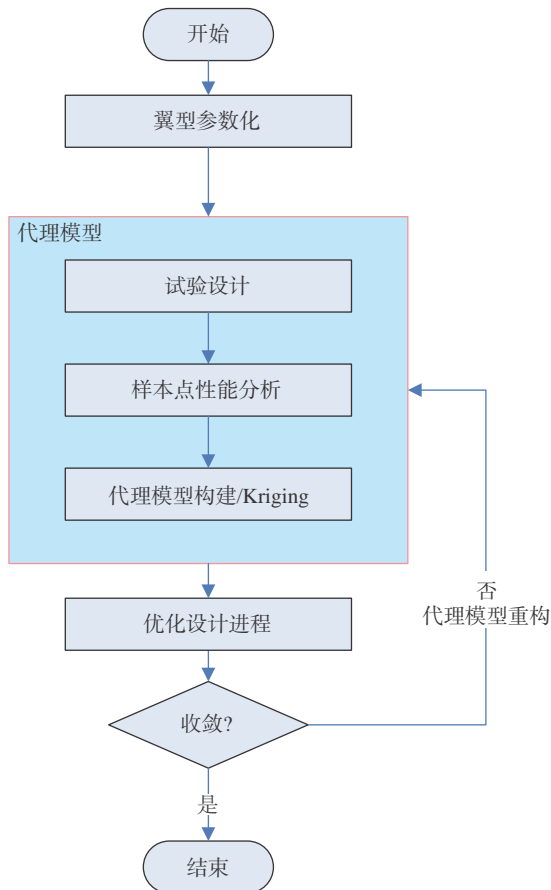


图 7 基于代理模型的优化流程示意图

Fig. 7 The flow chart of a surrogate-based multi-objective optimization

第三步: 构建 Kriging 模型。利用样本点的性能计算结果构建初始 Kriging 代理模型。

第四步: 利用构建的 Kriging 代理模型, 结合基于进化算法的多目标优化方法进行设计优化流程。

第五步: Kriging 模型的重构。优化过程中评估种群个体的 EI 值, 根据种群个体的 EI 值选定附加的样本点, 对样本点进行计算网格的生成和 CFD 性能评估, 在  $N = N + 1$  个样本点的基础上进行 Kriging 模型的重构。

第六步: 返回第四步继续迭代循环。

第七步: 直到系统收敛或达到设定的优化步数, 返回优化结果。整个优化流程结束。

## 2.5 气动性能分析

旋翼翼型 CFD 性能计算的精度和效率是进行气动设计优化的关键, 对优化设计的结果有直接影响。

HRADesign 系统中采用的 CFD 分析工具是自主开发的二维 RANS 解算器 MBNS2D。MBNS2D 采用格心型有限体积方法求解雷诺平均 Navier-Stokes 方程, 空间离散采用 Roe 格式, 湍流模型包含 SA 一方程模型和 SST 两方程模型, 通过多重网格技术进行流场加速收敛, 提高计算效率。

在旋翼翼型的计算中, 转捩对翼型前缘流动影响很大, 如果不考虑转捩的影响, 阻力及零升阻力的计算结果会与试验差别很大, 为了增强方法的适应性, HRADesign 系统中采用了  $\gamma-Re_{\theta}$  湍流转捩模型<sup>[25]</sup> 来提高翼型阻力系数的计算精度。

## 3 优化算例及分析

### 3.1 算例 1

为了提高优化设计软件的可信度, AIAA 气动优化设计讨论组 (ADODG) 给出了一套优化设计的标准算例, 用于优化设计软件的验证和确认。这些算例包含了翼型和机翼在气动和几何约束条件下阻力最小化优化设计问题。本文以其中跨声速条件下 RAE2822 翼型阻力最小化算例来考核优化设计系统的性能。

以 RAE2822 翼型作为初始翼型开始优化, 翼型的跨声速设计条件为:  $Ma_{\infty} = 0.734$ ,  $Re = 6.5 \times 10^6$ ,  $C_L = 0.824$ , 选取阻力系数  $C_D$  最小化作为优化目标, 几何约束条件为保持优化后翼型的面积不减少。优化问题数学描述为:

$$\begin{cases} \text{Min } C_D \\ \text{Subject to: } C_L = 0.824 \\ C_m \geq -0.092 \\ S_{\text{area}} \geq S_{\text{area initial}} \end{cases}$$

图 8 和图 9 分别给出了优化前后翼型的外形和表面压力分布的比较, 图 10 给出了优化前后翼型压力云图的比较。可以看出, 优化翼型前缘吸力峰增强, 基本消除了初始翼型中段的强激波, 等值线变得平顺光滑。表 1 给出了翼型在优化前后的气动特性比较, 在保持升力和力矩的气动约束以及面积不减的几何约束条件下, 优化翼型的阻力系数降低了约 87 counts, 优化翼型的阻力特性得到明显改善。文献 [26] 对该算例给出了进一步的分析。

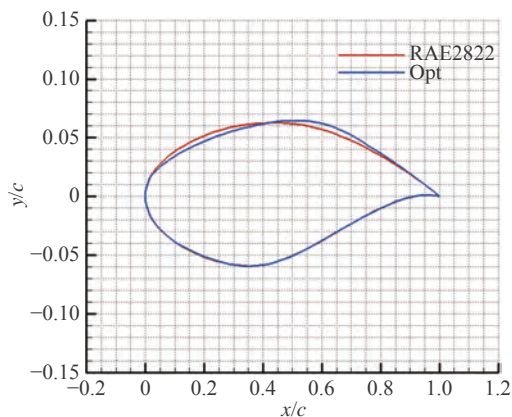


图 8 优化前后翼型的形状比较

Fig. 8 Configurations of the initial and optimized RAE2822 airfoils

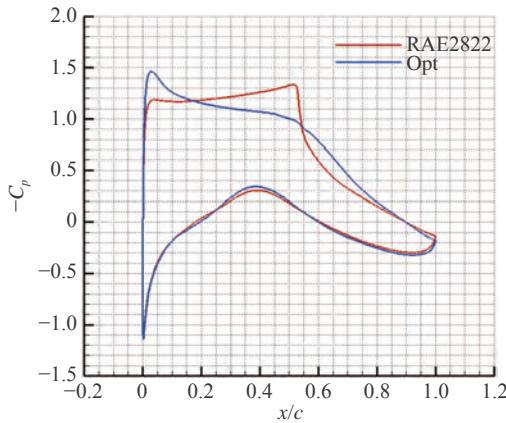


图 9 优化前后翼型表面压力分布比较  
Fig. 9 The comparison of airfoil pressure distributions between the initial and optimized airfoils

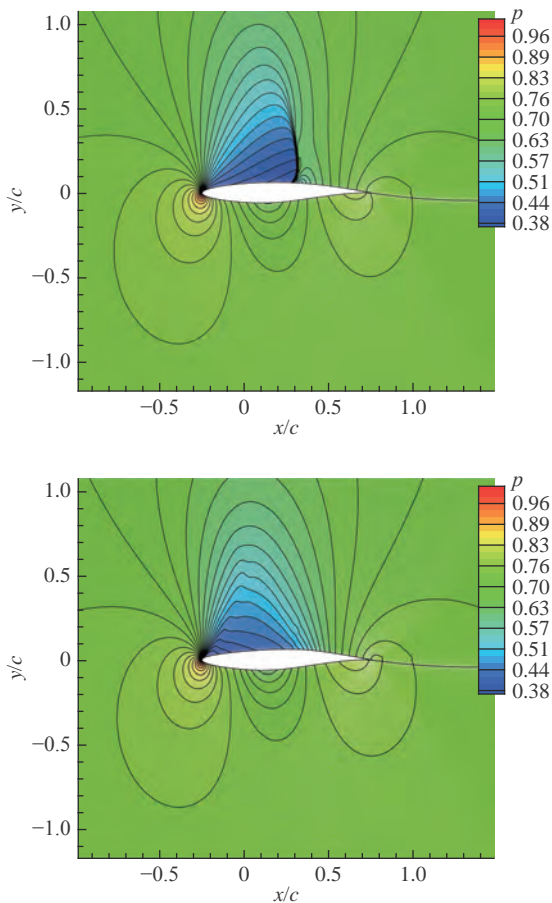


图 10 优化前后翼型压力云图比较  
Fig. 10 The comparison of pressure contours between the initial and optimized airfoils

表 1 优化前后翼型性能比较  
Table 1 Performance of the original and optimized RAE2822 airfoils

	$C_L$	$C_D$	$C_m$	$S_{area}$
原始外形	0.824	0.01984	-0.093	0.0778
优化外形	0.824	0.01115	-0.090	0.0780

### 3.2 算例 2

直升机旋翼翼型的设计, 需要考虑多种飞行状态

下的性能, 一般要求: 较高的最大升力系数; 较高的阻力发散马赫数; 在较大的马赫数范围内有较高的升阻比以及较小的俯仰力矩, 属于典型的多目标设计优化问题。以某翼型为基本翼型, 在保持厚度不减的条件下开展多点设计优化, 使得前飞、机动、悬停条件下满足设计指标的要求。优化问题描述为:

$$\begin{cases}
 (1) \text{提高前飞性能} \\
 M_{dd} \text{ subject to : } |C_{mdd}| \leq |C_{mdd0}| \\
 (2) \text{提高机动性能} \\
 Ma = 0.4, C_{Lmax} \geq C_{Lmax0}, K_{max} \geq K_{max0} \\
 Ma = 0.6, C_{Lmax} \geq C_{Lmax0}, K_{max} \geq K_{max0} \\
 (3) \text{提高悬停性能} \\
 \text{Min } C_D, \text{ when } Ma = 0.6, C_L = 0.6, \\
 \text{subject to : } C_D < C_{D0} \\
 (4) \text{保持厚度不减} \\
 \text{subject to : } t_{max} \geq t_{max0}
 \end{cases}$$

其中  $Ma_{ddm}$  为阻力发散马赫数,  $K$  为升阻比, 下标 0 表示基本翼型的性能指标。

图 11 给出了优化翼型和基本翼型外形的比较, 优化外形头部半径增大, 上表面厚度增加。

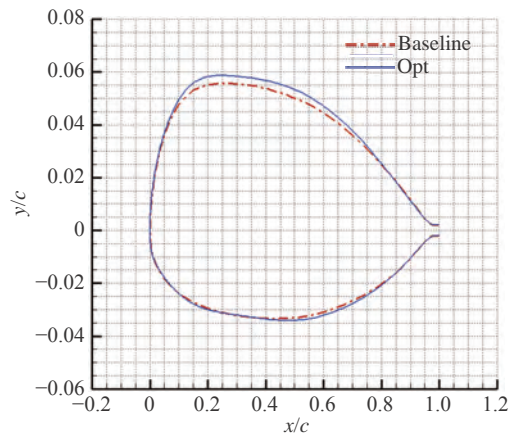


图 11 优化前后翼型的形状比较  
Fig. 11 Configurations of the initial and optimized airfoils

图 12 给出了机动状态  $Ma = 0.4$  下升力特性的比较, 可以看出优化翼型最大升力系数有明显提高。图 13 给出了悬停状态下极曲线的对比, 可以看出优化翼型的阻力系数有所降低。表 2 给出了优化翼型和基本翼型的性能结果比较, 从结果可以看出, 优化翼型的机动和悬停性能有明显提升, 前飞性能在保持力矩性能的前提下阻力发散马赫数略有降低。该厚度翼型主要位于桨叶的中段, 在满足厚度和力矩约束的条件下, 需要兼顾低速和高速性能, 要提高前飞阻力发散马赫数, 就要损失低速升力性能, 所以多目标优化设计中往往需要在性能之间进行折衷平衡。

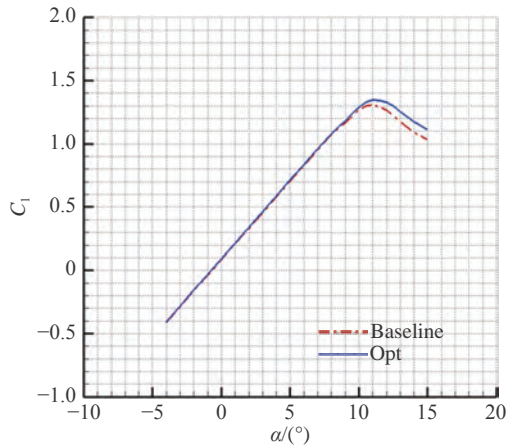


图 12 翼型升力特性比较 (  $Ma = 0.4, Re = 2.8 \times 10^6$  )

Fig. 12 The comparison of lift coefficients between the initial and optimized airfoils (  $Ma = 0.4, Re = 2.8 \times 10^6$  )

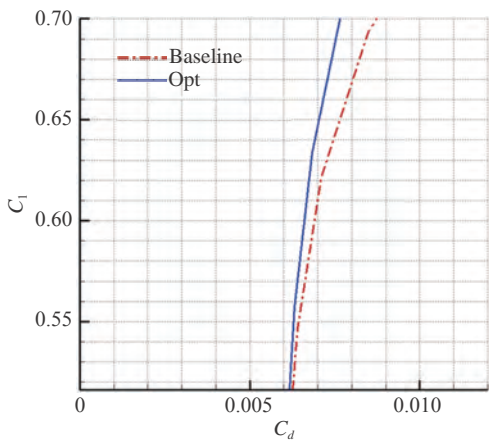
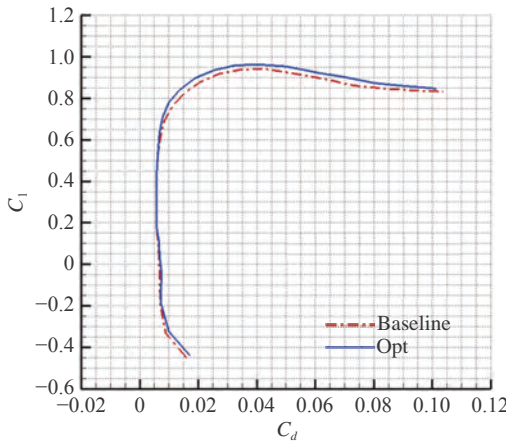


图 13 优化翼型与初始翼型极曲线特性比较 (  $Ma = 0.6, Re = 4.2 \times 10^6$  )

Fig. 13 The comparison of polars characteristics between the initial and optimized airfoils (  $Ma = 0.6, Re = 4.2 \times 10^6$  )

3.3 算例 3

以某 12% 厚度翼型作为参考的基本翼型, 综合利用本文发展的各项技术, 开展多目标/多点设计优化, 利用 PCA 方法实现多目标降维, 验证了多目标降维技术的有效性。问题可描述为:

- (1)提高前飞性能  
 $M_{dd}$  subject to :  $|C_{mdd}| \leq |C_{mdd0}|$
- (2)提高机动性能  
 $Ma = 0.3, C_{Lmax} \geq C_{Lmax0}, K_{max} \geq K_{max0}$   
 $Ma = 0.4, C_{Lmax} \geq C_{Lmax0}, K_{max} \geq K_{max0}$   
 $Ma = 0.5, C_{Lmax} \geq C_{Lmax0}, K_{max} \geq K_{max0}$   
 $Ma = 0.6, C_{Lmax} \geq C_{Lmax0}, K_{max} \geq K_{max0}$
- (3)提高悬停性能  
 $K \geq K_0$ , subject to :  $Ma = 0.5, C_L = 0.6$   
 $K \geq K_0$ , subject to :  $Ma = 0.6, C_L = 0.6$
- (4)保持厚度不减  
subject to :  $t_{max} \geq t_{max0}$

表 2 优化前后翼型性能比较

Table 2 Performance of the initial and optimized airfoils

性能参数	基本翼型	优化翼型
$t_{max}/c$	8.8% $c$	9.0% $c$
$Ma_{ddm}$	0.84	0.84
$C_m$	-0.0160	-0.0157
$C_{Lmax}, Ma = 0.4$	1.307	1.345
$C_{Lmax}, Ma = 0.6$	0.941	0.961
$K_{max}, Ma = 0.4$	103.0	106.4
$K_{max}, Ma = 0.6$	87.3	93.0
$C_D, Ma = 0.6, C_L = 0.6$	0.00688	0.00656

上述优化问题共有 12 个目标, 其中前飞状态有 2 个目标,  $M_{dd}$ 和  $C_m$ ; 机动状态共有 8 个, 分别对应 4 个马赫数下的  $C_{Lmax}$ 和  $K_{max}$ ; 悬停状态有 2 个目标, 对应两个状态下的升阻比。

利用拉丁超立方采样在设计空间中随机抽样, 本文选取了 480 个样本点, 利用 CFD 方法对样本点分别进行 12 个目标的气动性能计算, 得到 480 个样本点的目标性能集, 对性能集进行 PCA 分析。根据 PCA 的目标降维选取方法, 对原始目标集进行降维后得到新的目标集为:

- $M_{dd}$  subject to :  $|C_{mdd}| \leq |C_{mdd0}|$
- $Ma = 0.4, C_{Lmax} \geq C_{Lmax0}$
- $Ma = 0.5, K_{max} \geq K_{max0}$
- $Ma = 0.6, C_{Lmax} \geq C_{Lmax0}$
- $K \geq K_0$ , subject to :  $Ma = 0.6, C_L = 0.6$
- subject to :  $t_{max} \geq t_{max0}$

经过 PCA 分析可以看出, 原始优化问题含有 7 个冗余目标, 非冗余优化目标剩下 5 个, 简化了原始设计问题, 针对经 PCA 降维分析后的问题开展研究。

图 14 给出了优化翼型和基本翼型的外形比较, 表 3 给出了两者性能指标的比较。从结果可以看出,

优化翼型略微变薄,最大厚度位置前移,优化翼型的前飞性能和悬停性能优于基准翼型,综合性能较基本翼型有所提高,可以有效提高旋翼的悬停和机动性能。

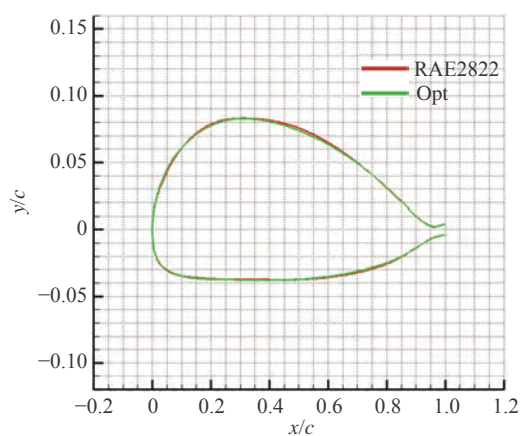


图14 初始翼型和优化翼型外形比较

Fig. 14 Configurations of the initial and optimized airfoils

表3 基准翼型和优化翼型性能比较

Table 3 The performance of the initial and optimized airfoils

Obj	Baseline	Opt
$C_{y \max} (Ma = 0.3)$	1.440	1.459
$C_{y \max} (Ma = 0.4)$	1.320	1.351
$C_{y \max} (Ma = 0.5)$	1.358	1.361
$C_{y \max} (Ma = 0.6)$	1.100	1.106
$(L/D)_{\max} (Ma = 0.3)$	96.0	97.5
$(L/D)_{\max} (Ma = 0.4)$	99.8	101.1
$(L/D)_{\max} (Ma = 0.5)$	100.0	102.4
$(L/D)_{\max} (Ma = 0.6)$	81.3	85.1
$Mdd_0 (C_y = 0)$	0.715	0.725
$C_{m0} (M_{dab})$	-0.0096	-0.0098
$L/D (C_y = 0.6, Ma = 0.5)$	81.6	84.5
$L/D (C_y = 0.6, Ma = 0.6)$	77.2	80.2

## 4 结论

HRADesign 软件系统主要提供通用、鲁棒、高效的直升机旋翼翼型工业设计能力。通过软件工程的设计方法,构建了通用的旋翼翼型气动设计和评估软件系统。

1) 系统采用软件工程方法实现了架构设计和功能模块的集成,通过分层设计实现了功能模块的高内聚和低耦合,实现了功能模块的灵活扩充,提高了系统可扩展性和用户解决问题的灵活性,满足了设计目标要求。

2) 系统集成多目标进化算法、CFD 性能分析工具、翼型参数化工具、网格自动重构、Kriging 代理模型以及多目标降维等功能模块,可以满足旋翼翼型

多目标优化设计的功能需求。

3) 考核算例及应用验证了 HRADesign 集成系统功能模块的有效性和通用、鲁棒、高效的设计能力。PCA 方法的应用展现了其在高维气动多目标优化问题中的应用潜力,对于分析问题的主要特征,降低设计的复杂程度有重要指导意义。

4) HRADesign 系统平台目前主要集中于旋翼翼型静态气动特性多目标优化设计,下一步要发展完善静态/动态特性多目标优化设计方法,进一步提高旋翼翼型的综合设计能力。

## 参考文献:

- [1] LEISHMAN J G. Principle of helicopter aerodynamic[M]. Cambridge University Press, 2006.
- [2] JAMESON A, PIERCE N, MARTINELLI L, et al. Optimum aerodynamic design using the Navier-Stokes equations[C]//35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV. Reston, Virginia: AIAA, 1997.  
doi: 10.2514/6.1997-101
- [3] NIELSEN E J, ANDERSON W K. Recent improvements in aerodynamic optimization on unstructured meshes[J]. AIAA Journal, 2002, 40(6): 1155-1163.  
doi: 10.2514/2.1765
- [4] COELLO COELLO C A, LAMONT G B, Van VELDUZEN D A. Evolutionary algorithms for solving multi-objective problems[M]. Kluwer Academic Publishers, New York, May 2002.
- [5] 郑传宇, 黄江涛, 周铸, 等. 飞翼翼型高维目标空间多学科综合优化设计[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(4): 587-597.  
ZHENG C Y, HUANG J T, ZHOU Z, et al. Multidisciplinary optimization design of high dimensional target space for flying wing airfoil[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(4): 587-597 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2017.0079
- [6] DADONE L U. Design and analytical study of a rotor airfoil[R]. NASA CR-2988, 1978.
- [7] THIBERT J J. The elaboration of a new family of helicopter blade profiles[R]. NASA TM-75907, 1981.
- [8] 尚克明, 招启军, 王海. 基于 Euler 方程的直升机旋翼翼型反设计方法[J]. 直升机技术, 2008, 155(3): 92-97.  
SHANG K M, ZHAO Q J, WANG H. An inverse design method for the helicopter rotor airfoil based on Euler equation[J]. Helicopter Technique, 2008, 155(3): 92-97 (in Chinese).
- [9] 孙俊峰, 刘刚, 江雄, 等. 基于 Kriging 模型的旋翼翼型优化设计研究[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(4): 437-441.  
SUN J F, LIU G, JIANG X, et al. Research of rotor airfoil design optimization based on the Kriging model[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(4): 437-441 (in Chinese).
- [10] 丁存伟, 杨旭东. 一种旋翼翼型多点多约束气动优化设计策略[J]. 航空计算技术, 2013, 43(1): 52-57.  
DING C W, YANG X D. Multi-point aerodynamic optimization design strategy of rotor airfoil with multi-constrain conditions[J]. Aeronautical Computing Technique, 2013, 43(1): 52-57 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.1671-654X.2013.01.014
- [11] 杨慧, 宋文萍, 韩忠华, 等. 旋翼翼型多目标多约束气动优化设计[J]. 航空学报, 2012, 33(7): 1218-1226.  
YANG H, SONG W P, HAN Z H, et al. Multi-objective and multi-

- constrained optimization design for a helicopter rotor airfoil[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(7): 1218–1226 (in Chinese).
- [12] 招启军, 王清, 赵国庆. 旋翼翼型定常-非定常特性综合优化设计新方法[J]. *南京航空航天大学学报*, 2014, 46(3): 355–363.  
ZHAO Q J, WANG Q, ZHAO G Q. New optimization design method for rotor airfoil considering steady-unsteady characteristics[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2014, 46(3): 355–363 (in Chinese).  
doi: 10.16356/j.1005-2615.2014.03.006
- [13] LÓPEZ JAIMES A, COELLO COELLO C A, CHAKRABORTY D. Objective reduction using a feature selection technique[C]//Proceedings of the 10th Annual Conference on Genetic and Evolutionary Computation - GECCO '08, Atlanta, GA, USA. New York: ACM Press, 2008: 673–680.  
doi: 10.1145/1389095.1389228
- [14] 周草臣. 基于PCA的高维多目标优化算法研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2014.  
ZHOU C C. The study on many-objective optimization algorithms based on PCA[D]. Chongqing: Chongqing University, 2014. (in Chinese)
- [15] HUBAND S, HINGSTON P, BARONE L, et al. A review of multiobjective test problems and a scalable test problem toolkit[J]. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 2006, 10(5): 477–506.  
doi: 10.1109/TEVC.2005.861417
- [16] SHANG R H, ZHANG K, JIAO L C, et al. A novel algorithm for many-objective dimension reductions: Pareto-PCA-NSGA-II[C]//Proc of the 2014 IEEE Congress on Evolutionary Computation (CEC), Beijing, China. IEEE, 2014: 1974–1981.  
doi: 10.1109/CEC.2014.6900346
- [17] LES PIEGL, WAYNE TILLER. *The NURBS book*[M], Springer, 1997.
- [18] KULFAN B. Recent extensions and applications of the “CST” universal parametric geometry representation method[C]//Proc of the 7th AIAA ATIO Conf, 2nd CEIAT Int'l Conf on Innov and Integr in Aero Sciences, 17th LTA Systems Tech Conf; followed by 2nd TEOS Forum, Belfast, Northern Ireland. Reston, Virginia: AIAA, 2007.  
doi: 10.2514/6.2007-7709
- [19] SEDERBERG T W, PARRY S R. Free-form deformation of solid geometric models[J]. *ACM SIGGRAPH Computer Graphics*, 1986, 20(4): 151–160.  
doi: 10.1145/15886.15903
- [20] THOMPSON J F, SONI B K, WEATHERILL N P. *Handbook of grid generation*[M]. CRC Press, 1998.  
doi: 10.1201/9781420050349
- [21] MCKAY M D, BECKMAN R J, CONOVER W J. Comparison of three methods for selecting values of input variables in the analysis of output from a computer code[J]. *Technometrics*, 1979, 21(2): 239–245.  
doi: 10.1080/00401706.1979.10489755
- [22] 方开泰, 马长兴. *正交与均匀试验设计*[M]. 北京: 科学与试验出版社, 1980.  
FANG K T, MA C X. *Orthogonal and uniform experimental design*[M]. Beijing: Science Press, 1980 (in Chinese).
- [23] JEONG S, MURAYAMA M, YAMAMOTO K. Efficient optimization design method using kriging model[J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(2): 413–420.  
doi: 10.2514/1.6386
- [24] 韩忠华. Kriging模型及代理优化算法研究进展[J]. *航空学报*, 2016, 37(11): 3197–3225.  
HAN Z H. Kriging surrogate model and its application to design optimization: a review of recent progress[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(11): 3197–3225 (in Chinese).
- [25] 牟斌, 江雄, 肖中云, 等.  $\gamma$ - $Re_0$ 转捩模型的标定与应用[J]. *空气动力学学报*, 2013, 31(1): 103–109.  
MOU B, JIANG X, XIAO Z Y, et al. Implementation and calibration of  $\gamma$ - $Re_0$  transition model[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2013, 31(1): 103–109 (in Chinese).
- [26] 孙俊峰, 周铸, 黄勇, 等. 通用飞行器气动优化设计数字化集成平台——DIPasda[J]. *航空学报*, 2020, 41(5): 623348.  
SUN J F, ZHOU Z, HUANG Y, et al. Digital integrated platform for universal aircraft aerodynamic design optimization: DIPasda[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(5): 623348 (in Chinese).  
doi: 10.7527/S1000-6893.2019.23348

( 本文责编: 贾峰 英文编审: 董思卫 )

文章编号: 0258-1825(2021)04-0069-08

# 基于卷积神经网络和状态时间序列的参数辨识

武 频<sup>1,2,\*</sup>, 常旭婷<sup>1</sup>, 郎佳林<sup>1</sup>, 潘凯凯<sup>1</sup>, 龚思泉<sup>1</sup>

(1. 上海大学 计算机工程与科学学院, 上海 200444;

2. 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:** 针对参数辨识过程运算时间长的问题, 本文提出一种基于卷积神经网络的参数辨识方案。该方案避免了对数值模型的大量迭代, 能够根据多个连续时间步的实测系统状态对多参数进行快速估计, 实现参数辨识; 同时, 为了帮助神经网络更好地提取特征, 还引入一种双向标准化的方法对数据进行处理。以 Lorenz63 为实例, 对其参数进行了分析、实验。实验结果表明: 该方案能够有效地估计当前物理场状态对应的模型参数, 并且计算时间仅为传统方法的 4%, 大大提升了计算效率。

**关键词:** 参数辨识; 卷积神经网络; 数值模拟; Lorenz63

中图分类号: TP181; V211.3 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0057

## Parameter estimation based on convolutional neural network and state sequence

WU Pin<sup>1,2,\*</sup>, CHANG Xuting<sup>1</sup>, LANG Jialin<sup>1</sup>, PAN Kaikai<sup>1</sup>, GONG Siquan<sup>1</sup>

(1. School of Computer Engineering and Science, Shanghai University, Shanghai 200444, China;

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

**Abstract:** To reduce the time cost in parameter estimation processes, a new parameter estimation scheme based on a Convolutional Neural Network is proposed. This scheme can quickly estimate multiple parameters based on a temporal sequence of system states by avoiding time-consuming iterations of numerical models. At the same time, a two-way standardization method is used to help the neural network extract features better. The scheme has been tested in a Lorenz63 nonlinear system. Results show that it can effectively estimate model parameters corresponding to the current physical state with a calculation time only 4% of the particle swarm optimization method.

**Keywords:** parameter estimation; convolutional neural network; numerical simulation; Lorenz63

## 0 引言

数值模拟技术可以替代部分风洞试验建立相应流场的数学模型, 在降低实验成本的基础上更便捷地预测流场结果, 相应的对数值模型的可信度也有一定的要求。

数值模型中涉及了一系列参数, 有的由观测仪器间接计算或直接获得, 有的无法测量只能通过经验推

导估计。为了提高数学模型可信度使其能正确再现流场变化, 有必要结合流场实测数据对参数进行辨识, 目前工程上普遍采用优化算法。

优化算法通过建立目标函数表示数值模型的输出与实测数据之间的距离, 查找目标函数极小时数值模型中的参数组合, 实现参数辨识。水文预报领域中陆续引入了遗传算法<sup>[1-3]</sup>、下坡单纯形法<sup>[4]</sup>、粒子群算法<sup>[5-6]</sup>; 气动力领域中广泛应用了最大似然法<sup>[7]</sup>。由

收稿日期: 2020-03-19; 修订日期: 2020-05-10; 录用日期: 2020-05-26; 网络出版时间: 2021-09-10

基金项目: 空气动力学国家重点实验室基金资助 (SKLA20180303); 上海市自然科学基金 (19ZR1417700); TSP 牛顿基金 (TSPC1086)

作者简介: 武频<sup>\*</sup>(1975-), 女, 河北石家庄人, 副教授, 研究方向: 计算流体力学, 深度学习. E-mail: wupin@shu.edu.cn

引用格式: 武频, 常旭婷, 郎佳林, 等. 基于卷积神经网络和状态时间序列的参数辨识[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(4): 69-76.

WU P, CHANG X T, LANG J L, et al. Parameter estimation based on convolutional neural network and state sequence[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(4): 69-76(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0057

于最大似然法依赖目标函数梯度以及参数初值的选取,有一定的局限性,张天姣等<sup>[8]</sup>也将粒子群算法引入到气动力领域中求解参数辨识问题。优化算法在求解过程中需要对目标函数或目标函数梯度进行大量迭代计算,而目标函数中又包含了流场复杂的数值模型,因此参数辨识过程十分耗时。

随着深度学习的发展,数值模拟与神经网络技术的结合逐渐成为一项研究热点,尤其是在气动力建模领域之中。Miyawala等<sup>[9]</sup>通过卷积神经网络(Convolutional Neural Networks, CNN)对气动载荷实现准确预测。陈海等<sup>[10]</sup>利用CNN和翼型图像建立气动模型。王超等<sup>[11]</sup>基于参数辨识数据利用人工神经网络建立气动模型。这些研究都表明深度学习应用在气动建模中的潜力。

鉴于上述研究背景,本文考虑用深度学习实现参数辨识,克服传统方法计算量大耗时长这一缺陷。提出利用CNN从数值模拟结果中提取状态时间序列和模型参数之间的映射关系,建立参数辨识模型,这种参数辨识模型可在实际应用中直接通过一段时间的实测数据对一系列数值模型参数进行快速估计。

## 1 Lorenz63 混沌系统

### 1.1 数值模型

本文使用Lorenz63对提出的参数辨识方案进行具体的实验和讨论。Lorenz63是Lorenz于1963年建立的一个简单的大气对流数学模型<sup>[12]</sup>,是混沌系统最早的数值表示。混沌系统是指确定性系统中存在看似随机的不规则运动。混沌的特征在于不确定性,不可重复性和不可预测性。其模式控制方程由非线性系统给出,具体如下:

$$\begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= -\sigma x + \sigma y \\ \frac{dy}{dt} &= \gamma x - y - xz \\ \frac{dz}{dt} &= xy - \beta z \end{aligned} \quad (1)$$

其中, $\sigma$ 、 $\gamma$ 分别表示Prandtl数和Rayleigh数, $\beta$ 表示与对流尺度相联系的参数。

实验中采用龙格-库塔数值积分方法求解方程的解 $(x, y, z)$ 。 $x$ 、 $y$ 、 $z$ 在这里就是我们所说的数值模型计算的状态变量。通常使用一个状态矢量来表示当前系统的全部状态变量,即 $x(x, y, z)$ 。

我们使用三维空间表示Lorenz63系统的状态变化,每个维度对应每个状态变量的值,见图1。图1

是Lorenz63在参数 $\sigma = 10.0$ 、 $\gamma = 28.0$ 、 $\beta = 8/3$ 下的积分结果,积分步长为0.01。参照Lorenz给的原始数据,该系统会在这种参数设置下表现为混沌现象,并且其在其他参数下还会呈现不同的运动状态。

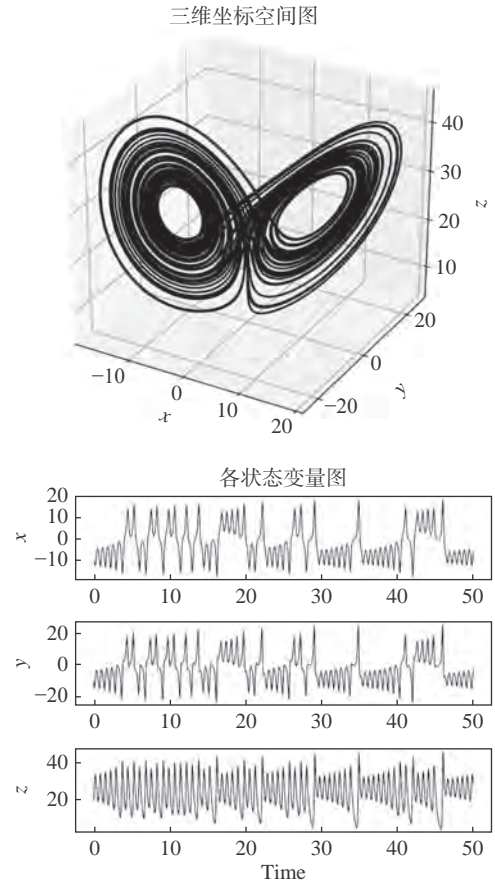


图1  $\sigma = 10.0$ ,  $\gamma = 28.0$ ,  $\beta = 8/3$ , 积分步长为0.01时 Lorenz63 系统状态图

Fig. 1 A Lorenz63 system with  $\sigma = 10.0$ ,  $\gamma = 28.0$ ,  $\beta = 8/3$ , and time step 0.01

### 1.2 参数分析

本文讨论的是混沌模式下的Lorenz63系统,根据前人的总结,首先参数 $\gamma$ 要符合条件 $24.0 \leq \gamma \leq 28.0$ ,且以 $\sigma = 10.0$ 、 $\beta = 8/3$ 固定不变为前提。如果改变这两个控制参数,结果不必然。由于本文要实现的是多参数估计,这对于实际工程更有意义,因此只变化一个参数将无法实现任务目标,需要对 $\sigma$ 和 $\beta$ 参数的取值范围也进行讨论。

我们可以看Lorenz63在 $\sigma = 4.8$ 、 $\beta = 8/3$ 、 $\gamma = 28.0$ 时的结果,见图2。

在该状态的Lorenz63系统状态变量会在刚开始的时间区间中不断震荡然后不断某个点趋近,最后稳定在不动点上。从左图中可以看到系统状态只会最外圈呈现出蝴蝶吸引子,之后不断收缩到右边的不动点上。这样的物理状态一是和我们需要的混沌模

式不一致, 二是不符合训练数据的基本要求。我们需要数据是一小段连续时间步的状态变量, 用于输入到 CNN 中提取运动特征, 如果我们输入上述结果的 [60,61] 之间的状态矢量, 那么输入的数据在时间序列上实际是定值, 对于神经网络来说, 虽然输入的原始特征是一个二维矩阵, 但其实只有三个特征值, 要单从这三个特征中学习隐藏的运动特征, 并预测三个参数, 十分困难, 再加上状态变量  $x$  和  $y$  很接近, 则等于要用神经网络从二个特征值中提取到三个特征。因此, 我们需要排除掉会导致这样结果的参数, 设置好参数的取值范围。

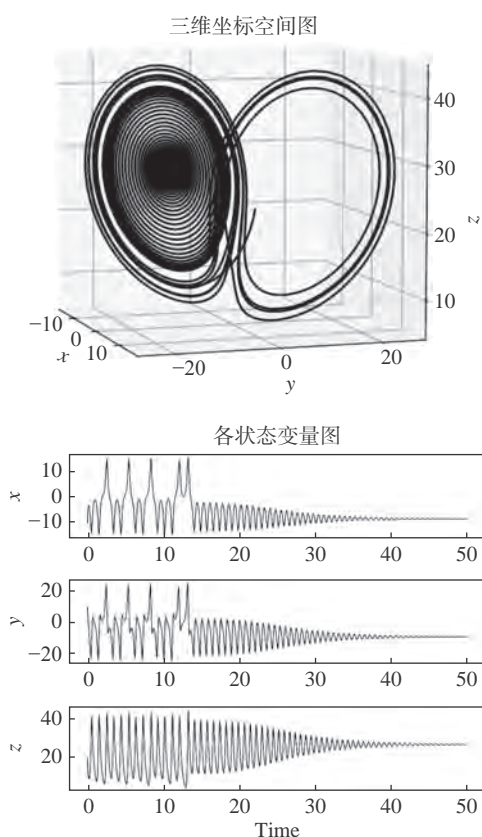


图 2  $\sigma = 4.8, \gamma = 28.0, \beta = 8/3$ , 积分步长为 0.01 时 Lorenz63 系统状态图

Fig. 2 A Lorenz63 system with  $\sigma = 4.8, \gamma = 28.0, \beta = 8/3$ , and time step 0.01

通过手动实验, 我们基本可以确定好三个参数的范围:

$$\begin{aligned} 5.0 &\leq \sigma \leq 15.0 \\ 1.1 &\leq \beta \leq 8/3 \\ 24.0 &\leq \gamma \leq 28.0 \end{aligned} \quad (2)$$

在上述取值范围下, 不同的参数组合还是会导致产生不动点的可能, 因此我们对各种参数组合分别进行了 Lorenz63 数值实验, 实验结果见表 1, 其中区间的选取是手动尝试结果。

表 1 Lorenz63 各参数取值范围选定结果  
Table 1 Selected parameter ranges of each the Lorenz63 system

$\sigma$	$\gamma$		$\beta$		可取
[5.0, 6.0]	[6.0, 15.0]	[24.0, 27.0]	[27.0, 28.0]	[1.1, 2.0]	(2.0, 8/3]
✓		✓		✓	✓
✓			✓	✓	✓
✓		✓			✓ ×
✓			✓		✓ ×
	✓	✓		✓	✓
	✓		✓	✓	✓
	✓	✓			✓ ×
			✓		✓

## 2 参数辨识模型

本文的参数辨识模型可以依据多个连续时间步的实测系统状态逆推出流场数值模型的参数。因此, 模型的输入数据是状态时间序列, 输出数据是参数估计结果。我们用神经网络提取输入数据中的隐藏特征, 构建参数和状态时间序列的映射关系。

### 2.1 状态时间序列输入

首先向神经网络输入多个时间步的状态矢量, 每个状态矢量含有多个状态变量, 以 Lorenz63 系统的 3 个状态变量为例, 假设输入 5 个时间步的数据, 后文相同, 因此有如下的数据格式, 见图 3。

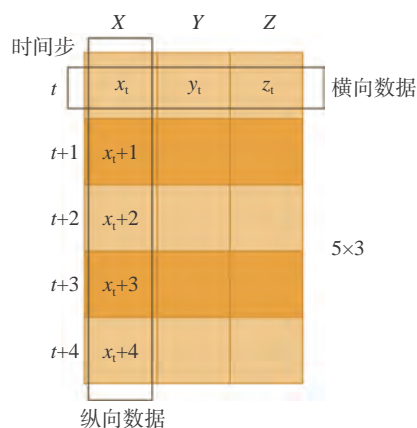


图 3 参数逆推模型输入数据格式

Fig. 3 The input format of the parameter estimation model

输入数据是一个二维矩阵, 类似一张单通道图像。矩阵上的行向量表示一个时刻的状态矢量, 列向量表示特定状态变量的多个连续时刻的数值。我们将行向量和列向量上的数据分别称作横向数据和纵向数据。

从每条纵向数据上看, 一条数据表示对应状态变量在该 5 个时间步下的数值。我们将数据输入到 CNN 中希望网络能够根据变量变化的趋势提取系统的运动特征。然而状态变量在不同时间区间上会在不同

数值范围上变化,在不同初始场的驱动下也会有不一样的结果,因此纵向数据需要弱化数值对神经网络提取特征的影响,使其更关注仅仅在 5 个时间步下的数值变化趋势的特征。我们选择基于原始数据均值以及标准差的标准差标准化方法,对每个输入数据的每条纵向数据进行单独标准化,以  $X$  列数据为例,将原始值  $x_i$  标准化到  $x_i'$ ,

$$\begin{aligned} x_i' &= \frac{x_i - \bar{x} + \delta}{s + \delta} \\ \bar{x} &= \frac{1}{5} \sum_{i=t}^{t+4} x_i \\ s &= \sqrt{\frac{1}{5} \sum_{i=t}^{t+4} (x_i - \bar{x})^2} \end{aligned} \quad (3)$$

其中,  $\delta$  为一个非常小的常数,是为了防止标准差为 0 而做的平滑操作,称作平滑指数。

纵向数据的标准化处理将每列状态变量进行单独处理,在数值上仅由单列数据决定。因此,从单条横向数据上看,每个位置上的状态变量在数值上有不同的取值范围,大小不相同。这些状态变量在神经网络中也被称为特征。这些特征如果不处理直接使用原始数据输入模型中,那么不同特征对模型训练过程将会产生不同程度的影响,梯度下降过程会更受某些数值大的特征的引导,忽略那些数值小的特征。因此我们需要使不同的特征具有相同的尺度,这样在训练神经网络的时候,不同特征对参数的影响程度就可达成一致。我们通过数据标准化以实现这个目的。同样采用标准差标准化方法,对横向数据进行由  $x_i'$  到  $x_i''$  变换:

$$\begin{aligned} x_i'' &= \frac{x_i' - \bar{x} + \delta}{s + \delta} \\ \bar{x} &= \frac{1}{3} (x_i' + y_i' + z_i') \\ s &= \sqrt{\frac{1}{3} [(x_i' - \bar{x})^2 + (y_i' - \bar{y})^2 + (z_i' - \bar{z})^2]} \end{aligned} \quad (4)$$

最后将纵向和横向的结果相加,作为我们双向数据标准化的最终结果,输入到神经网络中去。

## 2.2 CNN 结构

我们的参数辨识模型输入的是经过上述双向标准化后的时间序列数据,数据格式见图 3,输出的是参数估计的结果,格式为一维向量。由于输入数据格式类似于单通道图像,每个单元位置可以看作图像中的像素点,因此选择常被用作图像特征提取的 CNN<sup>[13-14]</sup>。典型的 CNN 在输入层后由多个交替执行的卷积层、池化层和全连接层构成。故针对本文任务的模型图如图 4 所示。

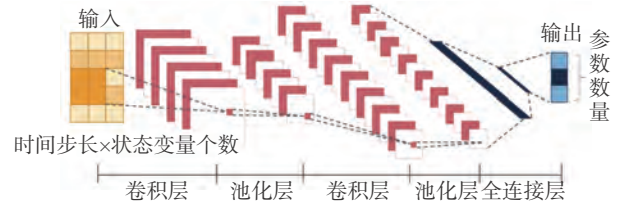


图 4 CNN 结构

Fig. 4 A CNN structure

### 1) 卷积层

使用多个卷积层从原始特征中提取隐藏特征。由于系统状态变量之间不像图像像素,不单单是相近的像素点之间彼此有联系,头尾状态变量之间也由于物理模型的控制方程而存在着相互影响的制约关系,因此进行卷积运算时需要将对应横向数据上的所有状态变量包含在内。我们使用“一维卷积”(卷积完后的数据呈一维)进行卷积操作,沿着时间步移动来提取系统在当前时间区内的运动特征,见图 5。

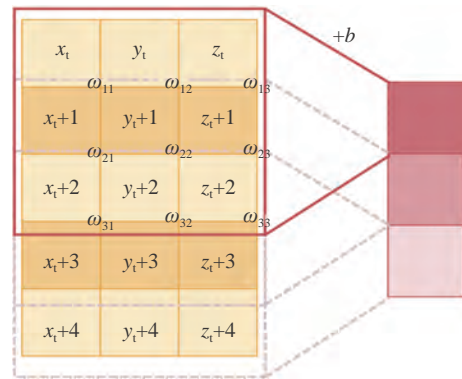


图 5 “一维卷积核”运算示意图

Fig. 5 A sketch of the one-dimensional convolution kernel operation

“一维卷积核”设置的维度大小和数据横向上的大小相同。其中,输入特征中圈出来的区域为局部感受野。因此“一维卷积”只需要在原始输入的多通道特征中垂直移动,提取更深层次的特征。

以第一个卷积层为例,输入特征只有一个通道,因此使用大小为 3 的卷积核执行卷积运算,通过垂直滑动获得  $3 \times 1$  的特征图,第一个位置的特征值为:

$$\left( \sum_{j=1}^3 \sum_{i=1}^3 \omega_{ij} x_{p+i,j} \right) + b \quad (5)$$

其中,  $p$  为当前局部感受野的位置,  $b$  为当前卷积层的偏置,  $\omega_{ij}$  为卷积核  $(i, j)$  位置上的权值。当前卷积层有多个卷积核,每个卷积核的权值不共享,但偏置是共享的,即多个卷积核分别进行卷积运算后都加上当前卷积层的偏置,从而生成多个特征图,输入到下一层中。每个特征图在下一层中表示图的一个通道,在进行卷积运算时,需要将每个通道上的结果相加,最后

加上共同的偏差 $b$ 。

### 2) 池化层

池化层通过最大池化或平均池化等来减小输出维的大小,其主要目的是通过压缩卷积层的输出来简化网络的计算复杂性。每个卷积层之后可以跟随一个池化层,根据数据特征的维数大小适度添加。

### 3) 全连接层

我们的任务是估计参数,即要输出一维向量,向量中每个数表示对应参数的值。因此我们需要将卷积操作输出的二维或三维数据展平,该操作由全连接层进行。直观来说,就是讲原本的三维矩阵展平重新排列变成一个全连接层的各个神经元。

### 4) 输出层

在多个全连接层的映射之后输出参数预测结果。由于数值模型的每个参数有不同的物理意义和单位,由真实物理环境决定。因此,为了使得目标输出数据(也可称为标签)符合正态分布,在训练神经网络时,我们不仅要输入数据进行双向标准化,标签也要进行标准化,采用同样的标准差标准化方式。假设为了得到这个参数辨识模型,生成了 $a$ 组参数对应的数值模型解,数值模型解用于构造输入数据,参数值用于构造标签,以 Lorenz63 为例对参数 $\sigma$ 进行如下标准化操作:

$$\begin{aligned}\sigma_i' &= \frac{\sigma_i - \bar{\sigma}}{s} \\ \bar{\sigma} &= \frac{1}{a} \sum_{i=1}^a \sigma_i \\ s &= \sqrt{\frac{1}{a} \sum_{i=1}^a (\sigma_i - \bar{\sigma})^2}\end{aligned}\quad (6)$$

$\gamma, \beta$ 操作相同。

使用标准化后的数据作为标签训练网络,因此输出层的预测结果 $\sigma^o$ 需要进行还原,使用公式(6)中的均值 $\bar{\sigma}$ 和标准差 $s$ ,即:

$$\sigma^o = \sigma^o \times s + \bar{\sigma} \quad (7)$$

构建好网络结构后采用反向传播方式对网络进行训练。

## 3 方法验证

### 3.1 CNN 模型训练

Lorenz63 的 CNN 参数辨识模型训练过程由图 6 给出。

在进行数值实验时,多组实验的初始状态矢量均为 $(-10, 10, 20)$ ,积分步长取 0.01。每组实验中的参数是在设置好取值范围的前提下随机选择的。从参数

分析可以得到参数组合的取值范围实际分为两组,如表 2 所示。我们在第一组取值范围下分别对三个参数进行随机取值,生成 1000 组参数组合,并在第二组取值范围下同样随机取值了 500 个参数组合,每组实验积分区间为 $[0, 100]$ 。因此一共生成了 15000000 条状态矢量数据。

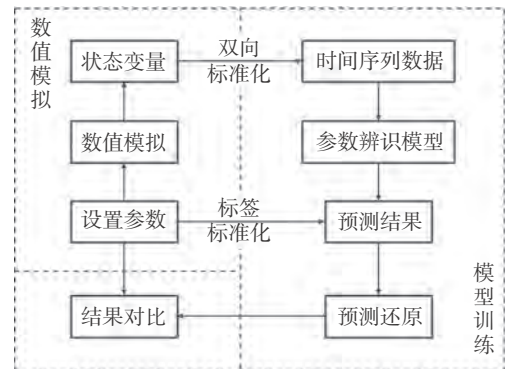


图 6 参数辨识模型训练过程

Fig. 6 The process of training a parameter estimation model

表 2 训练数据的参数选取

Table 2 Selected parameters for data training

取值范围组	$\sigma$	$\gamma$	$\beta$	随机参数组合数
1	[5.0, 15.0]	[24.0, 28.0]	[1.1, 2.0]	1000
2	[6.0, 15.0]	[27.0, 28.0]	[1.1, 8/3]	500

将数值实验生成的数据处理成模型需要的格式。比如一次实验中,设定初始特征图的维度为 $5 \times 3$ ,采用长度为 5 的滑动窗口将每次窗口内的 5 个时间步的状态变量合成一个二维矩阵,滑动步长为 1。格式处理好后进行标准化操作,即准备好了模型训练需要的样本数据,进行网络的训练。

实验是在 Nvidia Tesla P100 GPU 上进行的,使用 Keras 框架搭建神经网络。本文的 CNN 模型包含三个卷积层,每个卷积层分别设置了大小为 3 的一维卷积核, padding 方式选择了‘valid’(不在外圈补 0);由于 Lorenz63 系统简单,维数不高,因此当输入时间步较少时可不添加池化层进行降维操作,如果输入时间步较大(如 100, 1000...),则适当添加池化层;之后,跟随 3 个全连接层,神经元的激活函数选择了‘Relu’<sup>[15]</sup>,

$$f(x) = \max(0, x) = \begin{cases} 0, & x \leq 0 \\ x, & x > 0 \end{cases} \quad (8)$$

损失函数为平均绝对误差(Mean Absolute Error, MAE),

$$\text{MAE}(\mathbf{P}^o, \mathbf{P}^a) = \frac{1}{3} \sum_{i=1}^3 |p_i^o - p_i^a| \quad (9)$$

其中,  $\mathbf{P}^o$ 、 $\mathbf{P}^a$  分别表示神经网络输出结果和目标结

果,  $p_i^o$ 、 $p_i^a$ 的下标 $i$ 为 1、2、3 时表示参数 $\sigma$ 、 $\gamma$ 、 $\beta$ 。优化器选择了‘Adam’<sup>[16]</sup>, 学习率为 0.001。

我们将样本数据随机打乱, 以避免时间序列的影响。取 80% 的数据作为训练集, 余下的 20% 为测试集; batch 的大小为 512, 表示每次取 512 条数据来计算损失函数的平均值, 进行梯度下降的训练; epoch 为 100, 表示最多进行 100 次重复训练, 其中当损失函数降到最低时停止训练。

### 3.2 实验分析

使用神经网络对系统参数进行估计的主要目的是减少参数辨识的计算量, 缩短计算时间, 但前提是要保证参数预测结果的准确度, 必须在验证这种辨识方法的准确可行之后才能进一步讨论其对于效率的提升。

因此, 实验结果主要关注准确度和时间两个方面。同时, 为了更好的讨论本文方法的优劣, 在进行上述实验的同时, 还分别做了一些比较实验。

#### 1) 输入不同数量时间步的结果

在实验中我们尝试改变输入的时间序列数据的长度, 查看了向 CNN 输入不同数量特征的结果, 见表 3。训练的超参数均与上一节实验设计的描述相同。

表 3 输入不同长度的时间序列数据的实验结果比较

Table 3 The mean absolute error with different input lengths

输入数据大小/ $\times 3$	MAE
10	0.2
50	0.06
100	0.04
200	0.04
500	0.04

注: 输入数据大小的数值表示图 4 中的时间步, 因此输入数据为大小是表中数值 $\times 3$ 的二维矩阵。

表中 MAE 直观地表示了测试集上模型预测结果与目标结果的整体平均绝对误差, 我们可以看到这个误差在 0.2 之内, 且在输入 100、200、500 个时间步时仅为 0.04。

首先从输入时间步为 10、50、100 的结果来看, 可以得到一个初步结论: 当输入时间步数量越多时, 模型精度越高。这是由于向模型输入更多时间步的数据, 等于使模型能得到更多原始特征, 因此我们能认为这种结果是自然现象。

然而当输入时间步大于 100 之后, 平均误差并没有如预期继续降低, 保持在 0.04 不变。由此我们可以认为神经网络能从 100 个时间步的状态变量中提取到 Lorenz63 系统的运动特征, 再向其输入更多的状态

变量是没有必要的。

同时还需要注意一点, 由于系统所处的物理场景经常是瞬息万变的, 我们需要参数逆推模型能根据当前的系统状态变化来估计参数, 如果输入过长时间区间的系统状态, 则会导致参数估计不准确。因此不认为输入过多时间步的数量是好的选择。

结合以上, 基于 CNN-时间序列的参数辨识方法, 在针对具体任务时需要综合考量以确定输入数据格式。针对 Lorenz63 实验, 输入 100 时间步是较好的选择。

#### 2) 实验预测结果

用图 7 抽样展示实验结果, 更直观的体现模型预测的准确度。图中 [0,200] 区间的参数为  $\sigma = 10.0$ ,  $\gamma = 28.0$ ,  $\beta = 8/3$ , [200,400] 的参数为  $\sigma = 14.0$ ,  $\gamma = 24.0$ ,  $\beta = 1.5$ 。在这两组参数下另外进行 Lorenz63 实验得到了两段状态变量时间序列, 均未参与模型的训练, 选择的是 [0,200] 区间的输入数据输入到模型进行参数估计, 估计结果为图 7 中虚线。我们可以看到这个结果近似真实值。其中用到的模型为输入时间步为 100 的模型(称为 CNN-100)。

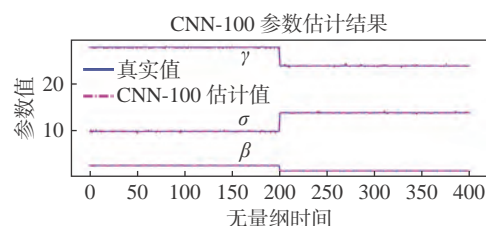


图 7 CNN-100 的参数估计结果图

Fig. 7 Estimated parameters by the CNN-100

由于实际问题中观测中存在噪声, 因此向这两段状态变量数据添加标准差为对应量值的 1% 的噪声扰动, 再次查看结果, 见图 8。结果表明, 模型依旧能近似估计真实参数。

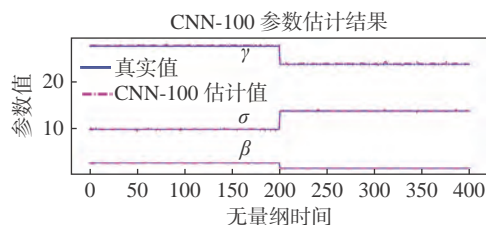


图 8 添加噪声的 CNN-100 参数估计结果图

Fig. 8 Estimated parameters by the CNN-100 with noise.

#### 3) 同类实验比较

有研究工作者也在进行通过神经网络估计 Lorenz 63 模型参数的实验 ([https://github.com/Yajing-Zhao/Lorenz\\_MLP](https://github.com/Yajing-Zhao/Lorenz_MLP))。

本课题进行了同类实验的对比分析。

该实验使用到的神经网络为多层感知机 (Multi-

layer Perceptron, MLP), 输入数据为展平成一维向量的状态时间序列。本文对 MLP 的实验方案和模型进行了改进: 采用我们 CNN 实验相同的数据, 输入 50/100 个时间步的状态变量, 输入层的神经元数量为 150/300, 添加了三个隐藏层, 神经元数量分别为 128/256、64/128、16/64, 激活函数选择‘Relu’。结果见表 4。

表 4 同类实验效果比较

Table 4 The comparison between the MLP and the CNN

	MAE	参数量	真实值	估计结果
MLP-50	0.48	28,675		[9.18,26.34,2.41]
CNN-50	0.06	25,246		[10.10,27.92,2.69]
MLP-100	0.41	118,403	[10.00,28.00,2.67]	[10.14,27.43,2.47]
CNN-100	0.04	48,609		[9.98,27.89,2.54]

表中 MAE 为模型在测试集上的统计结果, 而参数估计结果为向 MLP 和 CNN 分别输入一段相同的状态变量时间序列(含 1% 噪声扰动)得到的。可看出, 不论是 50 或者 100 时间步, CNN 模型的预测精度都比 MLP 好, CNN 的估计结果比 MLP 更接近真实值, 且模型参数较少。因此, 通过 CNN 提取状态变量时间序列上的运动特征的模型更加高效。

#### 4) 与 PSO 参数辨识方法的时间比较

本文选用粒子群算法<sup>[17]</sup>也进行了实验, 展示了基于神经网络的参数辨识在时间上带来的优势。

我们设置了粒子群法的惯性权值因子为 0.8, 学习因子  $c_1$ 、 $c_2$  为 2, 群体大小为 40, 在合适范围内随机初始化, 最后输入上一时间步的系统状态变量(数值模型输出)以及当前的实测值(添加了 1% 噪声扰动的状态变量), 对目标函数进行全局最优化, 最大迭代次数为 200, 并同时计算了 10 个结果取平均。

选用 CNN-100 与粒子群算法的结果进行比较, 两个程序均运行在 Inter(R) Core(TM) i5-6200U CPU 上, 结果见表 5。

表 5 CNN-100 与粒子群算法实验结果的比较

Table 5 The comparison between the CNN-100 and the Particle Swarm Optimization

真实值	CNN-100	粒子群
[14,24,1.5]	[13.98,24.21,1.50]	[14.51,23.92,1.45]
[13,23,1.5]	[12.98,23.14,1.49]	[13.06,23.00,1.42]
[10,28,2.67]	[10.32,28.24,2.71]	[9.39,27.6,2.65]
[10,27,1.8]	[10.08,27.21,1.78]	[9.72,26.83,1.78]
[7,25,1.4]	[7.00,25.12,1.37]	[6.48,24.8,1.38]
MAE	0.10	0.19
平均参数逆推时间/s	0.09	2.23

从准确度上看, 两种方法都能估计出系统参数的近似解, 传统的粒子群算法并没有更胜一筹。

从时间上看, 我们的模型在通过逆推参数实现参数辨识的过程中只耗费了 0.09 s(包括了对输入数据进行双向标准化并对输出数据进行还原的时间), 比粒子群算法 2.23 s 少了 96%。从该点上看, 使用神经网络的参数辨识方法能够大大的缩短参数辨识过程的时间, 从而使参数辨识工作能够更快的完成。

另外, 神经网络模型在进行参数辨识之前需要耗费一定时间进行数据生成和网络学习, 不过这些工作并不发生在参数辨识阶段, 不会耽误原本工程的开展; 且一旦构建好模型, 便可以反复使用, 无需在每次参数辨识时都进行神经网络训练。因此从整体上看, 本文方法耗费的时间依旧较少。

## 4 结 论

本文基于卷积神经网络对数值模拟的参数进行估计, 结合双向数据标准化的方式提取系统变量在时间上的运动特征。通过 Lorenz63 混沌系统的验证, 本文的参数辨识模型在具有高精度的同时, 比粒子群参数辨识法的计算时间降低了 96%。

总的来说, 本文的研究可以节省参数辨识过程耗费的大量计算时间, 实现快速估计参数的目标。

## 参 考 文 献:

- [1] WANG Q J. The genetic algorithm and its application to calibrating conceptual rainfall-runoff models[J]. Water Resources Research, 1991, 27(9): 2467-2471. doi: 10.1029/91WR01305
- [2] CHENG C T, OU C P, CHAU K W. Combining a fuzzy optimal model with a genetic algorithm to solve multi-objective rainfall-runoff model calibration[J]. Journal of Hydrology, 2002, 268(1-4): 72-86. doi: 10.1016/S0022-1694(02)00122-1
- [3] ZHOU Y J, CHEN Y F, DAN J J, et al. Parameter calibration of xin'anjiang model based on complex genetic algorithm[C]//Proceedings of the 2017 6th International Conference on Energy and Environmental Protection (ICEEP 2017), Zhuhai, China. Paris, France: Atlantis Press, 2017. doi: 10.2991/iceep-17.2017.218
- [4] DUAN Q Y, SOROOSHIAN S, GUPTA V. Effective and efficient global optimization for conceptual rainfall-runoff models[J]. Water Resources Research, 1992, 28(4): 1015-1031. doi: 10.1029/91WR02985
- [5] GILL M K, KAHEIL Y H, KHALIL A, et al. Multiobjective particle swarm optimization for parameter estimation in hydrology[J]. Water Resources Research, 2006, 42(7): W07417. doi: 10.1029/2005WR004528
- [6] YANG Q D, WU J, LI Y Q, et al. Using the particle swarm optimization algorithm to calibrate the parameters relating to the turbulent flux in the surface layer in the source region of the Yellow River[J]. Agricultural and Forest Meteorology, 2017, 232: 606-622. doi: 10.1016/j.agrformet.2016.10.019

- [7] 王贵东, 崔尔杰, 陈则霖. 喷流控制飞行器气动参数辨识方法研究[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(4): 433-438.  
WANG G D, CUI E J, CHEN Z L. Study on aerodynamic parameter identification method for aircraft with jet thruster control[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(4): 433-438 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2011.04.006
- [8] 张天姣, 汪清, 何开锋. 粒子群算法在气动力参数辨识中的应用[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(6): 633-638.  
ZHANG T J, WANG Q, HE K F. Application of particle swarm optimization for aerodynamic parameter estimation[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(6): 633-638 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2010.06.003
- [9] MIYANAWALA T P, JAIMAN R K. An efficient deep learning technique for the Navier-Stokes equations: application to unsteady wake flow dynamics[J]. arXiv preprint arXiv: 1710.09099, 2017.
- [10] 陈海, 钱炜祺, 何磊. 基于深度学习的翼型气动系数预测[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(2): 294-299.  
CHEN H, QIAN W Q, HE L. Aerodynamic coefficient prediction of airfoils based on deep learning[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(2): 294-299 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2017.0098
- [11] 王超, 王贵东, 白鹏. 飞行仿真气动力数据机器学习建模方法[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(3): 488-497.  
WANG C, WANG G D, BAI P. Machine learning method for aerodynamic modeling based on flight simulation data[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(3): 488-497 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2019.0024
- [12] LORENZ E N. Deterministic nonperiodic flow[J]. Journal of the Atmospheric Sciences, 1963, 20(2): 130-141.  
doi: 10.1175/1520-0469(1963)020<0130:dnf>2.0.co;2
- [13] GOODFELLOW I, BENGIO Y, COURVILLE A. Deep learning, Vol. 1[M]. Cambridge: MIT press, 2016: 326-366.
- [14] GU J X, WANG Z H, KUEN J, et al. Recent advances in convolutional neural networks[J]. Pattern Recognition, 2018, 77: 354-377.  
doi: 10.1016/j.patcog.2017.10.013
- [15] Joint Photographic Experts Group committee. Digital compression and coding of continuous-tone still images: requirements and guidelines[S]. ISO/IEC, Feb. 1994: 10918-1.
- [16] KINGMA D P, BA J L. A method for stochastic optimization[J]. arXiv preprint arXiv: 1412.6980, 2014.
- [17] SHI Y, EBERHART R. A modified particle swarm optimizer[C]// 1998 IEEE International Conference on Evolutionary Computation Proceedings. IEEE World Congress on Computational Intelligence (Cat. No. 98TH8360), Anchorage, AK, USA. IEEE, 1998: 69-73.  
doi: 10.1109/ICEC.1998.699146

( 本文责编: 贾峰 英文编审: 董思卫 )

文章编号: 0258-1825(2021)04-0077-08

# 高空巡航阶段的飞机尾涡流场演化特性研究

魏志强, 李晓晨\*

(中国民航大学 空中交通管理学院, 天津 300300)

**摘要:**为研究飞机尾涡在高空巡航阶段的形成及消散特性, 基于飞机尾涡流场快速仿真计算模型计算了不同飞行高度处尾涡的初始强度以及尾涡的危险区域, 并分析了高空尾涡消散规律; 然后计算不同飞机重量、大气湍流度、大气层结稳定性以及前机飞行速度下的高空尾涡危险区域, 并对高空尾涡危险区域的影响因素进行分析。结果表明, 与中低空相比, 高空尾涡的初始强度大、消散速率快, 尾涡危险区域的纵向范围在减小, 但垂直范围有所增加, 飞机参数和大气条件的改变可以减小尾涡影响范围。研究结果对高空尾流垂直间隔缩减研究具有实际参考价值。

**关键词:**交通管理; 尾涡流场; 快速计算模型; 高空巡航; 危险区域

中图分类号: V211.46 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0064

## Evolutionary characteristics of aircraft wake vortices in the upper airspace

WEI Zhiqiang, LI Xiaochen\*

(College of Air Traffic Management, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

**Abstract:** To study the formation, evolution, and decay of aircraft wake vortices in the high-altitude en-route phase, the initial strengths and hazard areas of wake vortices at different flight altitudes are obtained by a fast calculation model of wake vortex. The dissipation law of wake vortices at high altitudes is also analyzed. These data can help to reveal the regulation of wake vortices, and can provide basic foundation for studying the evolutionary characteristics of aircraft wake vortices in the upper airspace. Then, the hazard areas of high-altitude wake vortices are calculated under the condition of different aircraft weights and flight speeds, atmospheric turbulence intensities, and atmospheric stratification stabilities. Results show that, compared with those in medium- and low-altitudes, wake vortices in high-altitudes have larger initial strengths and dissipation rates, and the resulting hazard areas have larger lateral dimensions but smaller vertical dimensions. The influence of the wake vortex can be reduced by properly changing the aircraft parameters and atmospheric conditions. These results will hopefully shed some lights on the vertical interval reduction of high-altitude wake vortex.

**Keywords:** traffic management; flow filed of wake vortex; fast calculation model; upper airspace; hazard area

## 0 引言

飞机在飞行中产生的尾涡流场是飞行安全的重要危害之一, 近年来发生了多起飞机在高空巡航阶段飞行时遭遇前机尾流的不安全事件<sup>[1-2]</sup>。国外研究者<sup>[3-4]</sup>

对尾涡安全间隔展开研究, 评估了飞机起飞及着陆阶段所需最小安全间隔。在尾涡消散方面, 国外研究者通过建立复杂的数学模型来描述尾涡消散机理。Holzapfel 等<sup>[5]</sup>建立两阶段尾涡消散模型来计算尾涡强度的衰减情况。Sarpkaya 等<sup>[6-7]</sup>认为尾涡的消散主

收稿日期: 2020-04-03; 修订日期: 2020-06-15; 录用日期: 2020-06-17; 网络出版时间: 2021-01-25

基金项目: 国家自然科学基金与民航联合基金(U1533116, U1633125); 航空科学基金(20185567018); 中央高校基本科研任务费(3122021066); 天津市研究生科研创新项目(2020YJSS089)

作者简介: 魏志强(1979-), 男, 河南浉池人, 教授, 硕士, 研究方向: 飞机尾流间隔与安全。E-mail: weizhiqia@sina.com

通信作者: 李晓晨(1998-), 女, 安徽宿州人, 硕士研究生, 研究方向: 飞机尾流。E-mail: 643234729@qq.com

引用格式: 魏志强, 李晓晨. 高空巡航阶段的飞机尾涡流场演化特性研究[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(4): 77-84.

WEI Z Q, LI X C. Evolutionary characteristics of aircraft wake vortices in the upper airspace[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(4): 77-84(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0064

要取决于大气层结稳定性和大气湍流度,而与雷诺数关系不大。Proctor 和 Hamilton<sup>[8-9]</sup> 等基于大涡模拟方法的终端区尾涡流场仿真系统平台建立了尾涡流场参数快速预测模型,并将常用的尾涡预测模型与几个机场的激光雷达探测数据进行吻合度分析。在巡航阶段尾涡遭遇方面,Pérez 等<sup>[10]</sup> 基于尾涡快速仿真计算模型分析在现行巡航阶段尾流间隔标准下长航时无人机的 RQ-4A 及 MQ-9 遭遇前机尾流的风险。Hoogstraten 等<sup>[11]</sup> 研究发现当巡航阶段产生尾涡的飞机或遭遇尾涡的后机处于爬升或下降状态时,尾涡遭遇的概率会增加。Nelson<sup>[12]</sup> 提出随着时间的推移,飞机的重量及尺寸上越来越大的差异会增加巡航阶段尾涡遭遇的概率及危害。

国内研究者主要致力于尾涡流场建模及尾涡参数计算方面的研究,而对巡航阶段尾涡特性鲜有论述。魏志强等<sup>[13-14]</sup> 从理论上对民用飞机的尾涡消散机理进行研究,分析了不同侧风影响下的涡量衰减、涡心速度等参数的变化规律。谷润平等<sup>[15]</sup> 提出一种基于垂直截面上尾涡诱导风场数据的尾涡特征参数计算方法。艾国远等<sup>[16]</sup> 采用高精度大涡模拟方法,对不同雷诺数的翼型进行仿真,研究低雷诺数条件下翼型的气动特性。

近年来,日益繁忙的空中交通对空域利用效率提出了更高要求。2007 年以来,我国在保证飞行安全的前提下,缩小了 FL290~FL410 之间的垂直间隔(Reduced Vertical Separation Minimum, RVSM)标准。美国和澳大利亚研究人员<sup>[17]</sup> 于 2017 年开始研究在 FL410 以上高度实施 RVSM 的可行性。美澳研究者研究了 RVSM 空域上扩高度层随温度变化的可压缩特性,但未分析飞机尾流的消散及其对下层飞机的影响问题。国内外研究者在尾涡流场及安全间隔的建模方面开展的大量研究针对中低空及飞机的起飞、着陆阶段,未对 12 500 m 以上高空巡航阶段尾涡流场特性进行分析。

为解决上述问题,本文首先分析了现有的尾涡流场快速仿真计算模型,给出不同飞行高度处尾涡危险区域计算方法;然后以某型飞机为例计算不同飞行高度处尾涡流场的运动规律及高空尾涡危险区域;最后分析高空尾涡危险区域的影响因素。研究结果为 12 500~15 000 m 之间的飞行高度层垂直间隔缩减可行性研究提供技术支持。

## 1 飞机尾涡的物理模型

机翼在产生升力时,下翼面的压强高于上翼面,两个翼尖处的气流就会从下翼面绕到上翼面,形成两

个反向旋转的翼尖涡流。由于涡流之间的相互诱导作用和重力、大气层结稳定性、大气湍流度等因素的影响,涡核以一定速度下降。尾涡向后运动的同时,其强度也在不断衰减。

### 1.1 尾涡的初始强度计算模型

飞机尾涡一般使用涡旋环量  $\Gamma$  表示其强度,环量为流体的速度沿着一条闭曲线的路径积分。在尾涡刚刚形成时,初始环量  $\Gamma_0$  取决于飞行中飞行器的重量、真空速、大气密度和翼展,  $\Gamma_0$  的计算公式如下:

$$\Gamma_0 = \frac{mg}{\rho_\infty V_\infty b_0} \quad (1)$$

式中:  $m$  为飞机质量,  $g$  为重力加速度,  $\rho_\infty$  为大气密度,  $V_\infty$  为飞机飞行真空速,  $b_0$  为翼尖尾涡的初始涡核间距,通常为  $\pi B/4$ ,  $B$  为飞机翼展。

### 1.2 尾涡快速仿真计算模型

通过对尾涡基本演化机理的分析,结合大量实验数据(尾流直接探测、数值模拟)建立的计算模型能相对准确地对尾涡流场参数进行快速仿真计算。综合考虑尾涡消散的随机混沌特性及气象参数探测的不确定性,Robins 和 Holzäpfel<sup>[18-19]</sup> 采用大涡模拟分析不同风条件下尾涡的变化规律,在两阶段消散模型的基础上加入随机扰动项,形成随机两阶段消散模型(Probabilistic Two-Phase Wake Vortex Decay, P2P),与激光雷达拟合度较高。依据 P2P 模型的仿真计算结果与文献[9]及文献[18]提供的孟菲斯(Memphis, MEM)机场测量结果 MEM1275 对比情况如图 1 所示。图中正方形和圆点分别代表连续波激光雷达测量出的左、右翼尖涡消散数据。

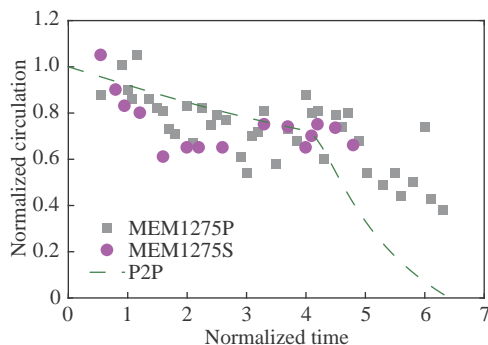


图 1 尾涡消散数据对比

Fig. 1 The decay of wake vortices

尾涡的消散主要受飞机特性及大气参数的影响, P2P 模型可以较为准确的描述不同飞行高度处尾涡衰减情况。

### 1.3 尾涡消散过程

P2P 模型使用涡核半径 5~15 m 的环量均值作为该尾涡的环量,为了计算方便,通常使用相对于基准

参数的无量纲标称参数。常用的基准参数包括尾涡参考时间 $t_0$ 和参考下沉速度 $w_0$ ,具体计算公式如下:

$$t_0 = \frac{b_0}{w_0} = \frac{2\pi b_0^2}{\Gamma_0} \quad (2)$$

$$w_0 = \frac{2\Gamma_0}{\pi^2 B} \quad (3)$$

尾涡的消散分为扩散阶段和快速衰减阶段。在扩散阶段,尾涡消散的速度相对缓慢,其无因次尾涡环量计算公式如下:

$$\Gamma_{5-15}^*(t^*) = \frac{1}{11} \sum_{r=5}^{15} A - \exp \frac{-r^{*2}}{4v_1^*(t^* - T_1^*)} \quad (4)$$

式中: $\Gamma_{5-15}^*$ 为尾涡环量, $r^*$ 为尾涡半径, $v_1^*$ 为扩散阶段有效黏度因数。该模型是拟合的尾涡环量计算式,引入参数 $A$ 和 $T_1^*$ 对公式进行修正,其中 $-T_1^*$ 对应于 $t^* = 0$ 时尾涡的时间,反映了当时的尾涡结构; $A$ 是调节 $\Gamma_{5-15}^*(t^* = 0)$ 的常数。将公式(4)中的半径平均,简化公式如下:

$$\Gamma_{5-15}^*(t^*) = A - \exp[-R^{*2}/v_1^*(t^* - T_1^*)] \quad (5)$$

式中: $R^*$ 为尾涡平均半径。

尾涡消散的第二阶段为尾涡快速衰减阶段,环量 $\Gamma_{5-15}^*$ 迅速减小。其不稳定性及衰减机制与尾涡扩散阶段有很大不同。无因次计算公式如下:

$$\Gamma_{5-15}^*(t^*) = A - \exp[-R^{*2}/v_1^*(t^* - T_1^*)] - \exp[-R^{*2}/v_2^*(t^* - T_2^*)] \quad (6)$$

式中: $T_2^*$ 为尾涡快速衰减阶段起始时间, $v_2^*$ 为有效黏度因数, $T_2^*$ 与 $v_2^*$ 均与气象条件有关。用涡流耗散率 $\varepsilon$ 表征大气湍流度,无因次涡流耗散率 $\varepsilon^*$ 的计算公式如下:

$$\varepsilon^* = (\varepsilon b_0)^{1/3} / w_0 \quad (7)$$

大气层结稳定性用浮力频率 $N$ 表示,浮力频率 $N$ 又称 B-V 频率。无因次浮力频率 $N^*$ 的计算公式如下:

$$N^* = \frac{2\pi N b_0^2}{\Gamma_0} \quad (8)$$

在不同湍流水平下, $T_2^*$ 的计算公式为:

$$\begin{cases} T_2^* = 0.804\varepsilon^{*3/4}, & \varepsilon^* > 0.2535 \\ T_2^* \exp(-0.70T_2^*) = \varepsilon^*, & \varepsilon^* > 0.0235 \end{cases} \quad (9)$$

$$T_2^* = T_{2,0}^* \exp(-0.185T_{2,0}^* N^*) \quad (10)$$

式中: $T_{2,0}^*$ 为净空中( $N^* = 0$ )大气快速衰变的无因次

时间常数, $T_{2,0}^* = T^* - 1$ 。当 $\varepsilon^* \leq 0.0235$ 时, $T_{2,0}^* = 5$ 。依据公式(9)和公式(10),计算出 $T_2^*$ 随大气层结稳定性和大气湍流度的变化见图 2。

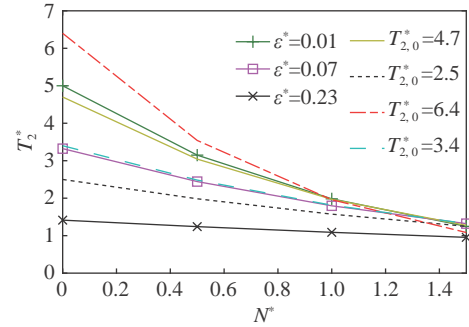


图 2  $T_2^*$ 随大气层结稳定性和大气湍流度的变化规律  
Fig. 2 The variation of  $T_2^*$  with atmospheric stratification stability and atmospheric turbulence intensities

从图 2 可以看出,大气层结稳定性和大气湍流度的增加均会使 $T_2^*$ 减小。

有效黏度因数 $v_2^*$ 为大气层结稳定性的函数。通过两次计算 P2P 模型来削弱大气湍流不确定度对计算精度的影响,两次计算分别给出上界和下界,计算公式如下:

$$\begin{cases} v_{2,u}^* = 0.025[1 - \exp(-N^* - 0.52)] \\ v_{2,l}^* = 0.0018 + 0.013N^* \end{cases} \quad (11)$$

式中: $v_{2,u}^*$ 为有效黏度因数的上界, $v_{2,l}^*$ 为有效黏度因数的下界,当 $\varepsilon^* > 0.01$ 时,引入 $v_{2,l}^* = 0.0037$ 。为获得准确的尾涡消散过程,令有效黏度因数 $v_2^* = (v_{2,u}^* + v_{2,l}^*)/2$ 。依据公式(11),计算出在不同湍流水平下, $v_2^*$ 随大气层结稳定性变化见图 3。从图 3 可以看出,大气层结稳定性增加会使 $v_2^*$ 增加。

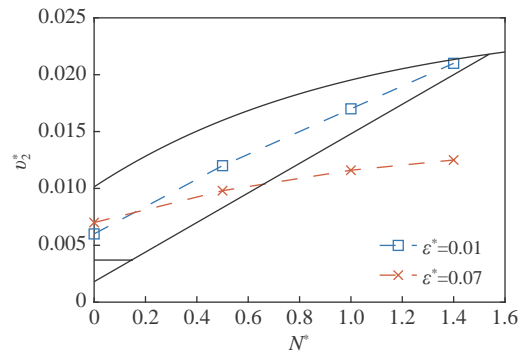


图 3 不同湍流水平下 $v_2^*$ 随大气层结稳定性变化规律  
Fig. 3 The variation of  $v_2^*$  with atmospheric stratification stability at different atmospheric turbulence intensities

#### 1.4 尾涡危险区域的计算流程

尾涡形成后,强度逐渐消散,同时尾涡向下运动,涡核位置发生变化。涡核下沉速度 $w$ 的计算公式如下:

$$w = \frac{2\Gamma_{5-15}}{\pi^2 B} \quad (12)$$

经时间 $t$ 涡核下沉高度 $h$ 的计算公式如下:

$$h = \int w dt \quad (13)$$

尾涡在飞机后方的位置距离等效于经时间 $t$ 的前机飞行距离 $s$ , 计算公式如下:

$$s = V_{\infty} t \quad (14)$$

前机下后方形成的尾涡危险区域与后机所能承受的尾涡强度 $\Gamma_a$ 有关。尾涡危险区域在纵向范围和垂直范围分别表示为尾涡环量消散到 $\Gamma_a$ 时前机飞行距离和涡核下沉高度。具体计算流程如图4。

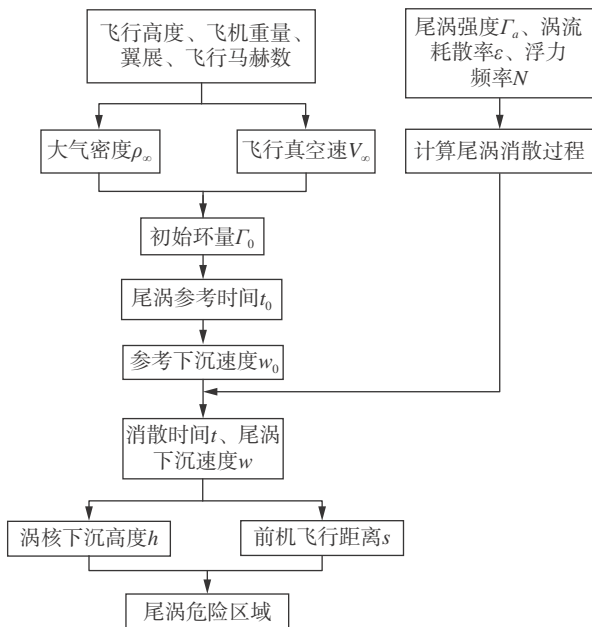


图4 尾涡危险区域计算流程

Fig. 4 The flow chart for calculating the hazard areas of wake vortices

## 2 尾涡危险区域计算分析

本节以某型飞机为例, 根据第1节中的尾涡物理模型, 分析不同飞行高度处尾涡的形成及消散特性, 计算高空尾涡危险区域。

### 2.1 尾涡初始环量计算分析

由公式(1)计算出该飞机在不同飞行高度处的尾涡初始环量 $\Gamma_0$ 见图5。可以看出, 随着飞行高度的增加, 尾涡初始环量先减小后增加。飞行高度超过9000 m后, 尾涡初始环量增加显著; 飞行高度为10000 m左右时尾涡初始环量与落地时相当; 飞行高度为15000 m时尾涡初始环量约为落地时的2.4倍。因此在高空, 仍有尾涡遭遇事件的发生和报告。

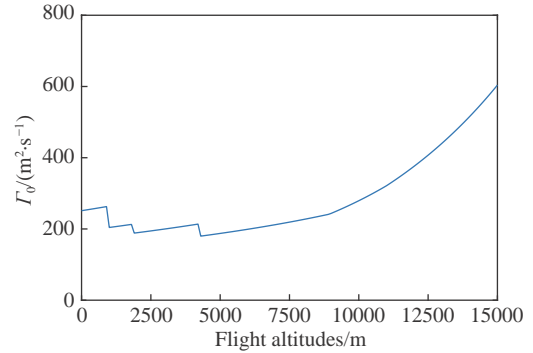


图5 不同飞行高度处的尾涡初始环量 $\Gamma_0$

Fig. 5 The initial circulation of a wake vortex at different flight altitudes

### 2.2 尾涡消散特性计算分析

$T_2$ 为尾涡消散进入快速衰减阶段的起始时间, 不同飞行高度处的 $T_2$ 见图6。从图6可以看出, 随着飞行高度的增加,  $T_2$ 先增加后减小。15000 m飞行高度处, 尾涡消散经32 s进入快速衰减阶段。

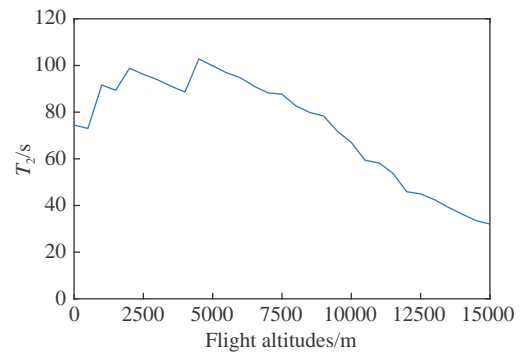


图6 不同飞行高度处的 $T_2$

Fig. 6  $T_2$  at different flight altitudes

以7500~15000 m飞行高度为例, 由公式(5)~公式(11)计算得到尾涡的消散过程见图7。从图7可以看出, 直观上 $T_2$ 表现为尾涡消散过程中的拐点或过渡点, 7500~15000 m范围内, 飞行高度越高, 尾涡消散越早的结束扩散阶段进入快速衰减阶段, 尾涡的消散速率越快。

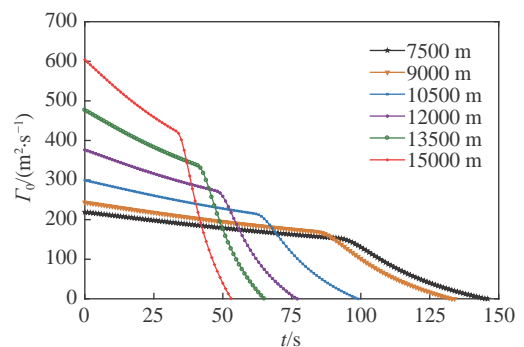


图7 不同飞行高度处的尾涡消散过程

Fig. 7 The dissipation rates of wake vortices at different flight altitudes

### 2.3 尾涡下沉模型计算分析

为了研究飞机下后方尾涡危险区域,需计算当尾涡环量消散到 $\Gamma_a$ 时前机飞行距离及尾涡涡核下沉高度。为反映不同后机所能承受的尾涡强度不同,令 $\Gamma_a$ 分别为150、100、50、0  $\text{m}^2\cdot\text{s}^{-1}$ 。

不同飞行高度处的尾涡消散时间见图 8。从图 8 可以看出,12500 m 以上的高空中,飞行高度越高,尾涡环量消散到 $\Gamma_a$ 所需时间越少,且不同 $\Gamma_a$ 所需消散时间之间的差距越来越小。15000 m 飞行高度处,尾涡环量消散到150  $\text{m}^2\cdot\text{s}^{-1}$ 需 44 s,尾涡环量消散到0  $\text{m}^2\cdot\text{s}^{-1}$ 需 54 s。

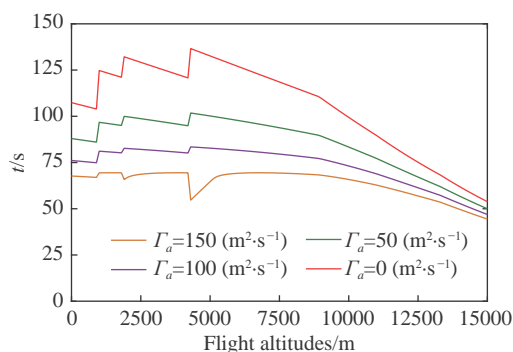


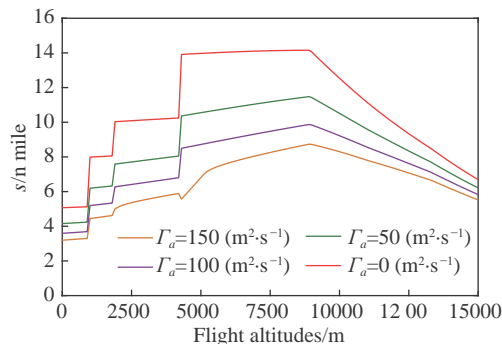
图 8 不同飞行高度处尾涡消散时间  
Fig. 8 The dissipation time of wake vortices at different flight altitudes

不同飞行高度处的尾涡危险区域见图 9。从图 9(a)可以看出,12500 m 以上高空中,随着飞行高度的增加,尾涡环量消散到 $\Gamma_a$ 时前机飞行距离减小。这是因为高空中飞机以固定马赫数飞行,飞行真空速基本不变,因此前机飞行距离变化趋势与尾涡消散时间变化趋势一致。且飞行高度越高,不同 $\Gamma_a$ 对应的前机飞行距离之间的差距越来越小。15000 m 飞行高度处,尾涡环量消散到150  $\text{m}^2\cdot\text{s}^{-1}$ 时前机飞行距离为 5.5 n mile;尾涡环量消散到0  $\text{m}^2\cdot\text{s}^{-1}$ 时前机飞行距离为 6.7 n mile。

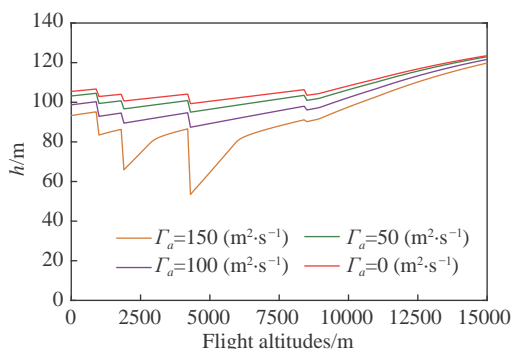
从图 9(b)可以看出,12500 m 以上的高空中,尾涡环量消散到 $\Gamma_a$ 时涡核下沉高度随飞行高度增加而增加。虽然飞行高度越高,尾涡消散速率越快,但更重要的是飞行高度增加后,涡核的下沉速度相对较大,因此由涡核的下沉高度计算公式可知,飞行高度增加,导致涡核下沉高度增加。且飞行高度越高,不同 $\Gamma_a$ 对应的涡核下沉高度之间的差距越来越小。

与RVSM空域相比,高空尾涡危险区域在纵向范围减小,在垂直范围增大。为了计算垂直范围上高空尾涡涡核下沉高度增加的幅度,设尾涡环量消散到 $\Gamma_a$ 时,15000 m 高空尾涡涡核下沉高度为 $h_H$ ,RVSM空域尾涡涡核最小下沉高度为 $h_R$ ,令 $\Delta h = h_H - h_R$ ,计

算结果见表 1。从表 1 可以看出,随着 $\Gamma_a$ 逐渐减小,涡核下沉高度差值 $\Delta h$ 在不断减小。 $\Gamma_a$ 由150  $\text{m}^2\cdot\text{s}^{-1}$ 变化为0  $\text{m}^2\cdot\text{s}^{-1}$ 的过程中, $\Delta h$ 的变化范围为20.0~29.6 m。



(a) 不同飞行高度处前机飞行距离



(b) 不同飞行高度处涡核下沉高度

图 9 不同飞行高度处尾涡危险区域  
Fig. 9 The hazard areas of wake vortices at different flight altitudes

表 1 不同环量处涡核下沉高度差值  
Table 1 The sinking height differences of wake vortices with different circulations

$\Gamma_a/(\text{m}^2\cdot\text{s}^{-1})$	$h_H/\text{m}$	$h_R/\text{m}$	$\Delta h/\text{m}$
150	119.8	90.2	29.6
100	121.6	96.2	25.4
50	123.0	101.0	22.0
0	123.5	103.5	20.0

### 3 影响因素分析

产生尾涡的前机特性以及大气条件会影响尾涡的消散。此节分析飞机重量、大气湍流度、大气层结稳定性以及前机飞行速度对尾涡危险区域的影响。

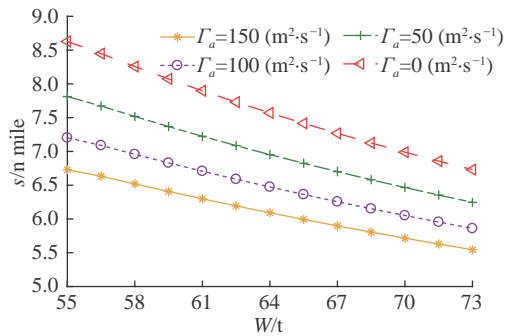
#### 3.1 飞机重量对尾涡危险区域的影响

NASA 的研究结果显示,飞机的重量和形状影响尾涡的初始强度,进而影响尾涡的消散,其中重量是主要影响因素。

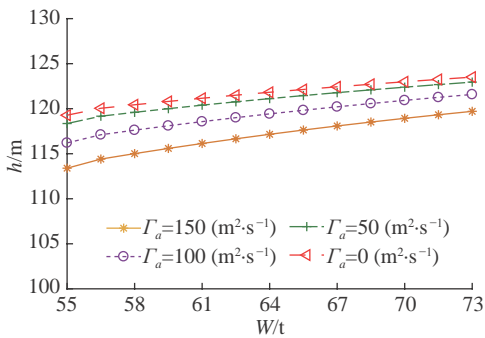
为了分析飞机重量对尾涡危险区域的影响,按照飞机重量 55~73 t,涡流耗散率  $10^{-5} \text{m}^2\cdot\text{s}^{-3}$ 、浮力频率

0.02 s<sup>-1</sup>、马赫数 0.78 的条件,由尾涡物理模型计算 15000 m 高空不同飞机重量对应的尾涡危险区域见图 10。

从图 10(a)可以看出,随飞机重量变化,尾涡危险区域在纵向范围减小。这是因为随着飞机重量增加,由公式(1)可知尾涡初始环量 $\Gamma_0$ 增加,在大气条件不变的情况下,尾涡消散进入快速衰减阶段的起始时间 $T_2$ 提前,从而加快尾涡消散速率。由于飞行真空速 $V_\infty$ 没有改变,所以纵向范围上前机飞行距离减小。从图 10(b)可以看出,垂直范围上,随飞机重量增加,涡核下沉高度增加。虽然飞机重量越大,尾涡消散速率越快,但更重要的是飞机重量增加后,涡核的下沉速度相对较大,因此由涡核下沉高度的计算公式可知,飞机重量增加,导致涡核下沉高度增加。飞机重量从 55 t 增加到 73 t 的过程中,不同 $\Gamma_a$ 所对应的涡核下沉高度最大增加 6.3 m,变化范围为 3.5%~5.6%。



(a) 不同飞机重量对应的前机飞行距离



(b) 不同飞机重量对应的涡核下沉高度

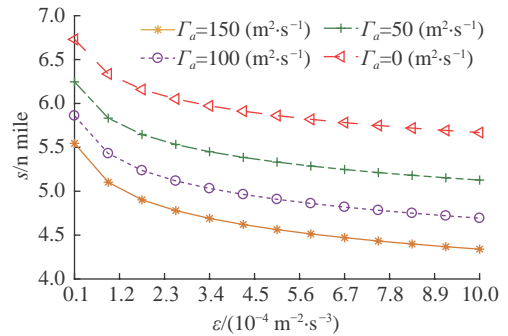
图 10 不同飞机重量下尾涡危险区域变化趋势  
Fig. 10 The variation of hazard areas of wake vortices with aircraft weights

### 3.2 大气湍流度对尾涡危险区域的影响

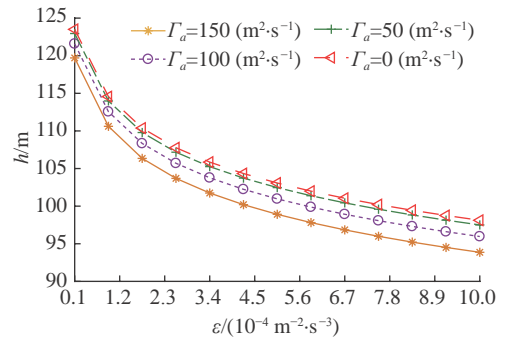
高空中大气湍流水平较低<sup>[20]</sup>,为了分析大气湍流度对尾涡危险区域的影响,按照涡流耗散率 $1 \times 10^{-5} \sim 1 \times 10^{-3} \text{ m}^2 \cdot \text{s}^{-3}$ ,飞机重量 73 t,其余初始条件同 3.1 节的条件计算 15000 m 高空不同大气湍流度对应的尾涡危险区域见图 11。

从图 11 可以看出,随着涡流耗散率增大,尾涡危险区域在纵向范围及垂直范围均减小。这是因为涡

流耗散率大,意味着大气紊流程度增加,从而加快尾涡消散速率。涡流耗散率超过 $1.8 \times 10^{-4} \text{ m}^2 \cdot \text{s}^{-3}$ 后,尾涡危险区域随涡流耗散率变化缓慢。



(a) 不同涡流耗散率对应的前机飞行距离



(b) 不同涡流耗散率对应的涡核下沉高度

图 11 不同大气湍流度下尾涡危险区域变化趋势

Fig. 11 The hazard areas of wake vortices under the condition of different atmospheric turbulence intensities

### 3.3 大气层结稳定性对尾涡危险区域的影响

大气层结稳定性反映大气的稳定程度,为了分析大气层结稳定性对尾涡危险区域的影响,按照浮力频率 $0.02 \sim 0.06 \text{ s}^{-1}$ ,飞机重量 73 t,其余初始条件同 3.1 节的条件计算 15000 m 高空不同大气层结稳定性对应的尾涡危险区域见图 12。

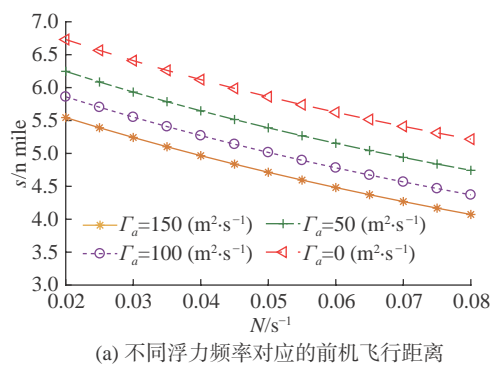
从图 12 可以看出,随着浮力频率增大,尾涡危险区域在纵向范围及垂直范围均减小。这是因为浮力频率越大,意味着大气分层越稳定,作用在尾涡上的浮力越大,从而加快尾涡消散速率。因此大气层结稳定性对尾涡危险区域的影响机理与大气湍流度的影响机理一致。

### 3.4 前机飞行速度对尾涡危险区域的影响

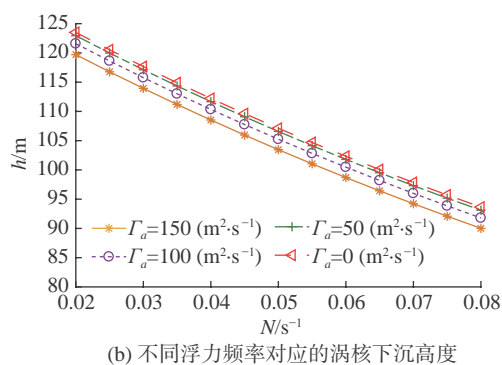
为了分析前机飞行速度对尾涡危险区域的影响,按照前机飞行马赫数 $0.78 \sim 0.84$ ,飞机重量 73 t,其余初始条件同 3.1 节的条件计算 15000 m 高空不同前机飞行速度对应的尾涡危险区域见图 13。

从图 13(a)可以看出,随着马赫数的增加,尾涡危险区域在纵向范围增加,这是因为随着马赫数增大,前机飞行真空速 $V_\infty$ 增大,由式(1)可知尾涡初始环量

$\Gamma_0$ 减小,从而降低尾涡消散速率,因此尾涡环量消散到 $\Gamma_a$ 时前机飞行距离增加。



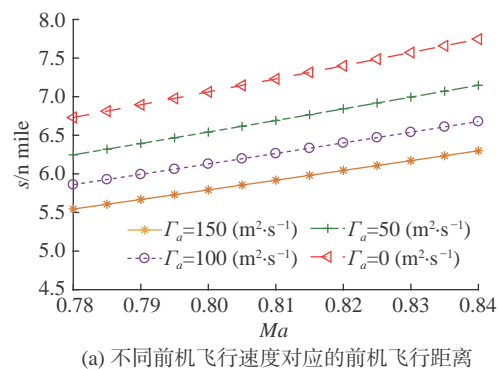
(a) 不同浮力频率对应的前机飞行距离



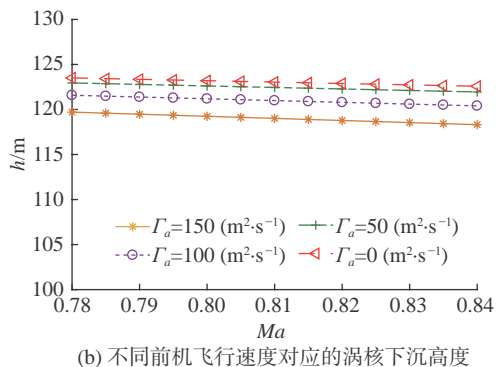
(b) 不同浮力频率对应的涡核下沉高度

图 12 不同大气层结稳定性下尾涡危险区域变化趋势

Fig. 12 The hazard areas of wake vortices under the condition of different atmospheric stratification stabilities



(a) 不同前机飞行速度对应的前机飞行距离



(b) 不同前机飞行速度对应的涡核下沉高度

图 13 不同前机飞行速度下尾涡危险区域变化趋势

Fig. 13 The hazard areas of wake vortices for airplanes with different flight speeds

从图 13(b)可以看出,垂直范围上,马赫数从 0.78 增加到 0.84 的过程中,不同 $\Gamma_a$ 所对应的涡核下沉高度减小。这是因为在尾涡消散速率降低的同时,涡核下沉速度也在减小。不同 $\Gamma_a$ 所对应的涡核下沉高度最大减小 1.4 m,变化范围为 0.8%~1.1%,基本可以忽略。

## 4 结 论

本文在尾涡流场快速仿真计算模型基础上给出了不同飞行高度处尾涡危险区域计算方法,研究了高空巡航阶段飞机尾涡的形成及消散特性,计算并分析了高空尾涡危险区域及其影响因素,得到如下结论:

1) 在高空中,大气密度较低,随着飞行高度的增加,尾涡初始环量增加显著,尾涡消散速率加快。

2) 与中低空相比,高空巡航阶段尾涡环量消散到一定值时所对应的前机飞行距离在减小,尾涡涡核下沉高度在增加,其中涡核下沉高度的增量约为 20.0~29.6 m。

3) 飞机重量、大气湍流度、大气层结稳定性及前机飞行速度均会影响高空尾涡危险区域。飞机重量和前机飞行速度通过改变尾涡初始强度进而影响尾涡消散过程;大气湍流度及大气层结稳定性通过改变大气条件影响尾涡消散过程,其中涡流耗散率及浮力频率的增加均会使高空尾涡危险区域减小。

4) 本文所使用的尾涡流场快速仿真计算模型为数据驱动的半经验模型。下一步需通过探测系统或流场数值模拟方法获得大量的尾涡消散与运动数据,进一步研究高空飞行中的尾涡消散特性。

## 参 考 文 献:

[1] FAN Z, SCHROEDER N, SWOL D, et al. Potential wake turbulence encounters analysis in current and NextGen flight operations[C]//Proc of the 2013 Integrated Communications, Navigation and Surveillance Conference (ICNS), Herndon, VA, USA. IEEE, 2013: 1-7. doi: 10.1109/ICNSurv.2013.6548576.

[2] MELGOSA F M, PRATS M X, RUIZ N S, et al. A novel framework to assess the wake vortex hazards risk supported by aircraft in en-route operations[C]//Proc of the 7th SESAR Innovation Days. Belgrade: SESAR Innovation Days, 2017: 1-6.

[3] HALLOCK J N, HOLZÄPFEL F. A review of recent wake vortex research for increasing airport capacity[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2018, 98: 27-36. doi: 10.1016/j.paerosci.2018.03.003

[4] WU S H, ZHAI X C, LIU B Y. Aircraft wake vortex and turbulence measurement under near-ground effect using coherent Doppler lidar[J]. Optics Express, 2019, 27(2): 1142-1163. doi: 10.1364/OE.27.001142

[5] HOLZÄPFEL F. Probabilistic two-phase wake vortex decay and transport model[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(2): 323-331. doi: 10.2514/2.3096

- [6] SARPKEYA T. Decay of wake vortices of large aircraft[J]. AIAA Journal, 1998, 36: 1671–1679.  
doi: 10.2514/3.14021
- [7] SARPKEYA T, ROBINS R E, DELISI D P. Wake-vortex eddy-dissipation model predictions compared with observations[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(4): 687–692.  
doi: 10.2514/2.2820
- [8] PROCTOR F, HAMILTON D, SWITZER G. TASS driven algorithms for wake prediction[C]//Proc of the 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2006.  
doi: 10.2514/6.2006-1073.
- [9] PROCTOR F, HAMILTON D. Evaluation of fast-time wake vortex prediction models[C]//Proc of the 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2009.  
doi: 10.2514/6.2009-344
- [10] PÉREZ B M, MARCOS M, PASTOR L E. Effects of en-route wake vortex on RPAS operations[C]//6th SESAR Innovation Days-Book of Abstracts. Netherlands: SESAR Innovation Days, 2016: 1-7.
- [11] HOOGSTRATEN M, VISSER H G, HART D, et al. Improved understanding of en route wake-vortex encounters[J]. Journal of Aircraft, 2014, 52(3): 981–989.  
doi: 10.2514/1.C032858
- [12] NELSON R. Trailing vortex wake encounters at altitude - a potential flight safety issue?[C]//Proc of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Keystone, Colorado. Reston, Virginia: AIAA, 2006: 62-68.  
doi: 10.2514/6.2006-6268
- [13] 魏志强, 屈秋林, 刘薇, 等. 飞机尾涡流场参数的仿真计算方法研究综述[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(1): 33–42.  
WEI Z Q, QU Q L, LIU W, et al. Review on the artificial calculating methods for aircraft wake vortex flow field parameters[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(1): 33–42 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2017.0160
- [14] 魏志强, 李志远, 刘薇. 侧风影响下的飞机尾流强度消散与涡核运动[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2017, 18(6): 27–33.  
WEI Z Q, LI Z Y, LIU W. Research on aircraft wake vortex strength dissipation and vortex motion under crosswind impact[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2017, 18(6): 27–33 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.1009-3516.2017.06.005
- [15] 谷润平, 赵丽雅, 魏志强. 飞机尾涡流场特征参数估算方法研究[J]. 航空计算技术, 2017, 47(6): 14–17, 23.  
GU R P, ZHAO L Y, WEI Z Q. Study on estimation method of characteristic parameters of aircraft wake vortex[J]. Aeronautical Computing Technique, 2017, 47(6): 14–17, 23 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.1671-654X.2017.06.004
- [16] 艾国远, 叶建. 低雷诺数下翼型不同分离流态的大涡模拟[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(2): 299–304.  
AI G Y, YE J. Large-eddy simulation of low Reynolds number airfoil with different separating flow regime[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(2): 299–304 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2016.0159
- [17] WALTON M, WARBURTON J. Compression of RVSM flight levels ICAO separation and airspace safety panel[R]. Washington, DC: 31st Meeting of the Working Group of the Whole, 2018.
- [18] HOLZÄPFEL F, ROBINS R E. Probabilistic two-phase aircraft wake vortex model: application and assessment[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(5): 1117–1126.  
doi: 10.2514/1.2280
- [19] HOLZÄPFEL F. Probabilistic two-phase aircraft wake-vortex model: further development and assessment[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(3): 700–708.  
doi: 10.2514/1.16798
- [20] ZARE-NOGHABI A, SHORTLE J F. Rare event simulation for potential wake encounters[C]//Proc of the 2017 Winter Simulation Conference (WSC), Las Vegas, NV, USA. IEEE, 2017: 2554–2565.  
doi: 10.1109/WSC.2017.8247983

( 本文责编: 贾峰 英文编审: 董思卫 )

## “强/台风风环境及结构风效应”专栏简介

我国是世界上受自然灾害影响最严重的国家之一,其中台风风灾占有较大比例。随着全球变暖趋势加剧,登陆台风的频度和强度有持续增加的趋势。据统计,我国沿海地区平均每年有 7 次台风登陆,最大风速可达 60 m/s 以上,对区域内的生命财产和重大工程构成严重威胁。沿海地区高层建筑和大跨空间结构林立,交通和能源基础设施密集,强/台风风环境引起的特异风荷载和结构风效应已突破现有良态风气候条件理论体系。探索基础设施的强/台风致灾因素和机理已成为科研人员共同瞩目的研究热点和难点,潜在的特异风环境对于桥梁和结构的致灾机理和风险效应仍未澄清。为顺应我国土木工程事业发展态势,风敏感结构的特异风灾安全评估需求变得尤为突出。风工程领域既有的研究多简单强调提升设计风速等级以期达到抵御强/台风的目标,台风条件下的高风速已被证明并非唯一的结构致灾关键因素,有必要深入研究台风侵袭过程中多种特异风参数及其结构致灾效应。

面向我国土木工程发展的重大战略需求,针对沿海区域强/台风风环境极端恶劣、风荷载形式复杂多变、风效应特异性突出等关键科学和技术挑战,国内多家高校和科研单位在国家自然科学基金重大和集成等项目、科技部 973 计划项目和国家重点研发计划等支持下,采用现场实测、理论分析、数值模拟、风洞试验、灾变控制和结构气动优化设计等综合方法开展技术攻关,围绕“强/台风风环境及结构风效应”,形成了涵盖风环境、风荷载、风效应和控制设计等多方面的自主创新成果,为风敏感结构抵御强/台风的安全设计提供了技术储备,提升了土木工程结构设计和施工的核心竞争力。

为促进强/台风风环境及结构风效应的研究,促进测、防、控技术的开发与应用,我刊特邀请同济大学赵林教授组织了“强/台风风环境及结构风效应”专栏,遴选了 9 篇论文,内容包括大跨桥梁风振、低矮房屋倒塌、非平稳湍流特性、城市和复杂地形风场数值模拟、海洋运动条件风速特性、风场特征实测技术与应用等,以飨读者。编辑部对在百忙之中给予大力支持的组稿专家、在疫情期间笔耕不辍的作者和严格审查悉心指导的审稿专家表示衷心的感谢!

《空气动力学学报》编辑部

2021 年 8 月



### 专栏组稿专家简介:

赵林(1974-), 同济大学教授, 博士生导师, 主要从事桥梁和结构风工程研究。基金委优青、教育部新世纪优秀人才、中国科协全国首席科学传播专家和交通运输部中青年创新领军人才, 主持或完成 6 项国家自然科学基金、8 项教育部和科技部项目及 30 余项重大工程抗风研究。发表 SCI 论文 90 余篇和 EI 论文 120 余篇, 获得发明专利和软件著作权共 25 项, 主编专著和教材共 2 部。担任中国土木工程学会桥梁及结构工程分会风工程专业委员会秘书长、中国空气动力学风工程及工业空气动力学专委会副主任等学术职务。

文章编号: 0258-1825(2021)04-0086-12

# 强台风登陆过程大跨桥梁风特性特征 及其抖振响应分析

赵林<sup>1,2</sup>, 吴风英<sup>1,\*</sup>, 潘晶晶<sup>1</sup>, 宋丽莉<sup>3</sup>, 葛耀君<sup>1,2</sup>

1. 同济大学 土木工程防灾国家重点实验室, 上海 200092;
2. 同济大学 桥梁结构抗风技术交通运输行业重点实验室, 上海 200092;
3. 中国气象科学研究院, 北京 100081)

**摘要:** 台风环境条件的风场特征对沿海大跨桥梁结构的风致响应影响显著。结合强台风黑格比(0814)的登陆演变全过程风场逐时记录数据, 对台风气候条件下的实测近地平均风特性(平均风速、风向角和风攻角)和脉动风功率谱进行了统计分析, 研究了中心过境强台风的风场演变特征。随后分别采用规范谱和实测台风谱对位于台风影响区内的一座大跨斜拉桥(主跨 448 m)进行了三维风致抖振响应分析, 研究了台风演变过程中桥梁结构抖振响应特征。采用实测台风谱计算的桥梁抖振响应与仅考虑规范谱的结果差异显著。进一步研究了来流大攻角效应对桥梁抖振响应的影响, 结果显示, 结构竖向和扭转抖振位移分别为仅考虑规范谱响应结果的 204.12% 和 264.87%, 横向位移增加 67.27%。研究表明: 强台风气候条件下, 来流大攻角和高频湍流能量卓越的脉动风速对桥梁抖振响应影响突出。因此, 关于桥梁风致抖振的相关研究亟需慎重对待, 并应加强桥梁风致安全评估。

**关键词:** 台风登陆过程; 现场实测; 大攻角效应; 脉动风功率谱; 风致抖振响应

中图分类号: TU279.7<sup>2</sup> 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0066

## Wind field characteristics and wind-induced buffeting response of a long-span bridge during the landing of a strong typhoon

ZHAO Lin<sup>1,2</sup>, WU Fengying<sup>1,\*</sup>, PAN Jingjing<sup>1</sup>, SONG Lili<sup>3</sup>, GE Yaojun<sup>1,2</sup>

1. State Key Lab of Disaster Reduction in Civil Engineering, Tongji University, Shanghai 200092, China;
2. Key Laboratory of Transport Industry of Wind Resistant Technology for Bridge Structures, Tongji University, Shanghai 200092, China;
3. Chinese Academy of Meteorological Sciences, Beijing 100081, China)

**Abstract:** Characteristics of typhoon wind fields have a predominant influence on the wind-induced response of large-span bridges. Based on the time-history records of the strong typhoon Hagupit (0814) which passed through the territory of China, statistical analysis and comparative study were conducted on the measured data including the mean wind speed, wind direction, angle of attack, and pulsating wind power spectrum during the landing. Subsequently, in order to explore the buffeting response of bridge structures induced by strong typhoons, the specification spectrum and the measured typhoon spectrum were applied to study the three-dimensional wind-induced buffeting response of a long-span cable-stayed bridge with a main span 448 m in the typhoon-prone area. The results of buffeting response calculated by the measured typhoon spectrum and the specification spectrum show considerable differences. Furtherly, considering the impact of large angle-of-attack wind fields on the bridge buffeting response, the vertical and torsional displacements were 204.12% and 264.87%

收稿日期: 2021-05-06; 修订日期: 2021-06-29; 录用日期: 2021-07-16; 网络出版时间: 2021-08-25

基金项目: 国家自然科学基金(52078383, 52008314); 土木工程防灾国家重点实验室自主课题(SLDRCE19-B-11)

作者简介: 赵林(1974-), 男, 黑龙江牡丹江人, 教授, 博导, 研究方向: 风工程. E-mail: zhaolin@tongji.edu.cn

通信作者: 吴风英\*(1994-), 博士研究生, 研究方向: 风工程. E-mail: 1810209@tongji.edu.cn

引用格式: 赵林, 吴风英, 潘晶晶, 等. 强台风登陆过程大跨桥梁风特性特征及其抖振响应分析[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(4): 86-97.

ZHAO L, WU F Y, PAN J J, et al. Wind field characteristics and wind-induced buffeting response of a long-span bridge during the landing of a strong typhoon[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(4): 86-97(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0066

of the results of bridge buffeting responses by only considering the specification spectrum. The results show that the buffeting responses, even for medium-span bridges, would be significantly affected by large angle of attack and pulsating wind power with large high-frequency turbulence energy under typhoon environments.

**Keywords:** typhoon landing; field measurement; large angle of attack; pulsating wind power spectrum; wind-induced buffeting response

## 0 引言

我国东南沿海地区面临的西北太平洋海域是全球发生热带风暴最多的海域之一,台风对沿海柔性结构的影响日益突出,近些年已逐渐成为控制结构与施工的重要荷载因素,设计和科研部门对于台风气候条件下的风场特征也愈加重视。大跨桥梁在脉动风荷载作用下存在明显的抖振响应。抖振响应通常不会引起结构破坏,但对主梁构件疲劳损伤和桥上行车舒适度等会造成显著影响。随着桥梁跨径的增加,大跨桥梁抖振响应分析愈发重要<sup>[1-7]</sup>。目前对于台风气候下风特性及桥梁结构风致行为的研究有待深入,开展台风环境中下的桥梁风致响应研究十分必要。

来流脉动风作用下大跨桥梁产生限幅强迫振动,近年来风致抖振响应研究已经取得了明显进展。目前抖振响应分析主要有频域分析和时域分析方法。早期桥梁抖振响应主要采用频域法分析,但由于频域法在分析过程中只能考虑一定阶数的模态,结果为结构响应值的统计特征,这对大跨桥梁等非线性结构并不完全适用。Davenport 在考虑了空间变化特征及来流非稳态特征的基础上首次提出了抖振分析的框架<sup>[8]</sup>。Scanlan 在抖振分析中引入颤振导数来表征自激力的概念<sup>[9]</sup>。全耦合三维抖振分析方法的提出,避免了多模态和模态间耦合的影响<sup>[10-14]</sup>。近年来的研究表明,台风条件下风场特征明显与季风气候条件不同,来流风速和风向具有显著的时变特征<sup>[15-20]</sup>,即台风条件风速具有较明显的非平稳特征,继续采用平稳过程对台风过程进行描述是不适合的<sup>[21]</sup>。由此,大跨桥梁在强台风条件下响应分析逐渐由平稳向非平稳过程研究发展<sup>[22-23]</sup>。陶天友等<sup>[24]</sup>针对台风非平稳特征,对大跨桥梁进行了非平稳抖振响应分析,结果表明,非平稳抖振响应分析结果明显大于平稳抖振分析结果。Xu 和 Chen<sup>[25]</sup>假设台风过程由时变的平均风速过程加平稳的波动分量构成,这也与 Kareem 等对台风的描述大致相同<sup>[26]</sup>。Hu<sup>[27]</sup>提出了一套采用虚拟激励的方法计算大跨桥梁非平稳抖振响应的分析框架。Kawai<sup>[28]</sup>通过引入调制函数的方法考虑了风速的时变特性,对结构进行了非平稳的抖振分析。赵林

等<sup>[29]</sup>以台风多发区三类典型大跨度桥梁为背景,结合大量台风历史实测数据,分析了台风条件下的风场特征和桥梁抖振响应过程,结果表明,良态风与台风气候条件下桥梁风致响应明显不同。大跨桥梁风致抖振响应研究已从最早的理论分析框架发展到数值模拟与现场实测等方法相结合,并用于台风过程追踪分析,以及考虑强特异风特性条件影响的全桥三维抖振响应。

目前强台风作用下大跨桥梁抖振响应分析中,主要针对风速最大和风速较稳定时段来进行<sup>[30-31]</sup>,忽略了强台风登陆非稳态演变过程中风速、风向的剧烈变化特征。本文针对强台风“黑格比”(0814)登陆过程中脉动风速变化特征,对大跨桥梁的三维风致抖振响应进行了系统的分析。首先基于“黑格比”实测台风演变全过程风速逐时记录数据,对实测台风近地风速、风攻角以及脉动风速功率谱进行了统计分析。在此基础上,深入对比分析了采用台风谱和规范谱时大跨斜拉桥的三维抖振响应,进一步总结了强台风条件下脉动风速高频湍流能量变化和来流大攻角效应对大跨桥梁抖振响应的显著影响,为大跨桥梁强台风条件的风致抖振安全评估提供理论依据。

## 1 桥梁抖振分析理论

抖振计算方法中的传统频域方法无法考虑结构系统的非线性效应,由于大跨桥梁强烈的非线性效应是结构风致响应中不容忽视的部分,简单采用频域分析方法分析抖振响应难以适用,因而时域抖振分析方法更合用于分析大跨桥梁的非线性抖振问题。大跨桥梁抖振动力响应分析中,桥梁所受风荷载可表示为:

$$M\ddot{x}(t) + C(t, x)\dot{x}(t) + K(t, x)x(t) = F(U_t, x) \quad (1)$$

式中,  $M$  为结构质量矩阵,  $C$  为结构阻尼矩阵,  $K$  为结构刚度矩阵,  $F$  为结构所受的风荷载向量,  $x$  为结构有效位移,  $t$  为加载时间,  $U_t$  为瞬时风速。

来流风向与桥轴正交的情况下,主梁上任意一点所受的风荷载都可分解为三个方向上的分力。主梁上单位长度任意一点所受的平均风荷载可表示为如下的静力三分力:

$$D_m = \frac{1}{2}\rho U^2 C_D(\alpha) H \quad (2)$$

$$L_m = \frac{1}{2}\rho U^2 C_L(\alpha) B \quad (3)$$

$$M_m = \frac{1}{2}\rho U^2 C_m(\alpha) B^2 \quad (4)$$

式中,  $D_m$ 、 $L_m$ 、 $M_m$  分别为主梁所受静风阻力、升力和扭矩;  $\rho$  为空气密度;  $U$  为平均风速;  $B$  为主梁断面有效宽度;  $C_D$ 、 $C_L$ 、 $C_m$  分别为阻力系数、升力系数和扭矩系数;  $\alpha$  为风攻角。

脉动风速在单位主梁上引起的抖振力, 可采用 Davenport 抖振力表达式来描述:

$$D_b(t) = \frac{1}{2}\rho U^2 B \cdot \left\{ 2C_D C'_L(\alpha) \chi_{Du} \frac{u(t)}{U} + [C'_D(\alpha) - C_L(\alpha)] \chi_{Dw} \frac{w(t)}{U} \right\} \quad (5)$$

$$L_b = \frac{1}{2}\rho U^2 B \left\{ 2C_L(\alpha) \chi_{Lu} \frac{u(t)}{U} + [C'_L(\alpha) + C_D \alpha] \chi_{Lw} \frac{w(t)}{U} \right\} \quad (6)$$

$$M_b = \frac{1}{2}\rho U^2 B^2 \left[ 2C_M(\alpha) \chi_{Mu} \frac{u(t)}{U} + C'_M(\alpha) \chi_{Mw} \frac{w(t)}{U} \right] \quad (7)$$

式中,  $D_b(t)$ 、 $L_b(t)$  和  $M_b(t)$  分别对应桥梁抖振力中的阻力, 升力和扭矩;  $C'_D$ 、 $C'_L$  和  $C'_m$  分别为静风力系数相对攻角的一阶导数;  $u(t)$ 、 $w(t)$  分别对应顺风向和竖向脉动风速;  $\chi_{Du}$ 、 $\chi_{Dw}$ 、 $\chi_{Lu}$ 、 $\chi_{Lw}$ 、 $\chi_{Mu}$ 、 $\chi_{Mw}$  为气动导纳函数分量。

采用 Davenport 气动导纳函数修正的抖振力表达式, 结合等效风谱时程模拟来计算考虑气动导纳修正的抖振力。基于典型桥梁断面等效导纳函数试验识别结果<sup>[14]</sup>, 气动导纳的 Sears 函数简化表达形式如下:

$$|\chi_{Sears}(k)| = \frac{1}{1 + \pi k} = \frac{1}{1 + \pi \frac{\omega B}{U}} \quad (8)$$

自激力采用 Scanlan 自激力表达式描述<sup>[32]</sup>, 以此作为抖振计算气动力荷载模型。结构运动产生的自激力数学模型如下<sup>[33-35]</sup>:

$$D_{ae} = \frac{1}{2}\rho U^2 (2B) \cdot \left( KP_1^* \frac{\dot{p}}{U} + KP_2^* \frac{B\dot{\alpha}}{U} + K^2 P_3^* \alpha + K^2 P_4^* \frac{p}{B} + KP_5^* \frac{\dot{h}}{U} + K^2 P_6^* \frac{h}{B} \right) \quad (9)$$

$$L_{ae} = \frac{1}{2}\rho U^2 (2B) \cdot \left( KH_1^* \frac{\dot{h}}{U} + KH_2^* \frac{B\dot{\alpha}}{U} + K^2 H_3^* \alpha + K^2 H_4^* \frac{h}{B} + KH_5^* \frac{\dot{p}}{U} + K^2 H_6^* \frac{p}{B} \right) \quad (10)$$

$$M_{ae} = \frac{1}{2}\rho U^2 (2B^2) \cdot \left( KA_1^* \frac{\dot{h}}{U} + KA_2^* \frac{B\dot{\alpha}}{U} + K^2 A_3^* \alpha + K^2 A_4^* \frac{h}{B} + KA_5^* \frac{\dot{p}}{U} + K^2 A_6^* \frac{p}{B} \right) \quad (11)$$

式中,  $K$  为折算频率,  $K = \omega B/U$ ;  $p$ 、 $h$ 、 $\alpha$  分别为主梁侧向、竖向和扭转位移;  $H_i^*$ 、 $P_i^*$  和  $A_i^*$  ( $i=1, 2, 3, \dots, 6$ ) 为主梁断面气动导数, 可由风洞试验或 CFD 计算得到。

根据上述 Davenport 抖振力模型和 Scanlan 自激力模型, 用数值模拟方法根据脉动风谱得到空间脉动风场, 随后基于 ANSYS 的瞬态动力学分析功能, 对典型跨径斜拉桥在强台风条件下的抖振响应进行分析。计算过程中考虑了瞬时风攻角、初始风攻角及自激力效应的影响, 气动导纳取为 Sears 函数, 实施桥梁抖振响应分析。桥梁抖振响应时域分析流程如图 1 所示。

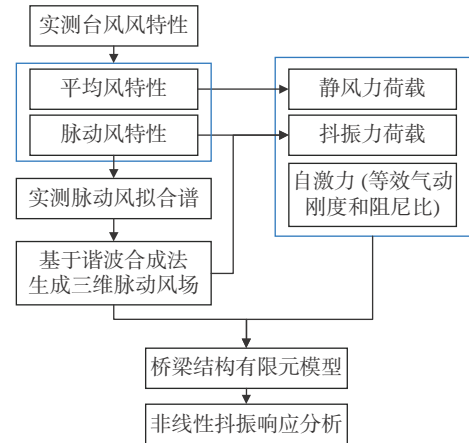


图 1 桥梁抖振响应时域分析流程图

Fig. 1 The time-domain analysis of bridge buffetings responses

## 2 典型强台风登陆全过程风场特性

峙仔岛观测塔位于东经 111.38°、北纬 21.45°, 在广东省茂名市电白县博贺镇与沙扒镇之间。峙仔岛是一个距离陆地约 4.5 km 的无人小岛, 长 120 m, 宽 50 m, 海拔高度 10 m, 按照《公路桥梁抗风设计规范》(JTG/T 3360-01—2018), 峙仔岛观测塔周边地形属于 A 类场地。峙仔岛观测塔地理位置见图 2。基于峙仔岛观测塔(观测塔高 100 m)安装的高频超声风速仪, 实测 2008 年台风黑格比(0814)整个过程的风速数据, 对强台风过境过程平均风特性(平均风速、风向和风攻角)和脉动风特性进行分析, 并进一步探讨了强台风条件下主梁抖振响应特征。

观测塔 60 m 高度处安装了 Gill WindMaster Pro 三维超声风速仪, 对整个强台风登陆演变过程风速进

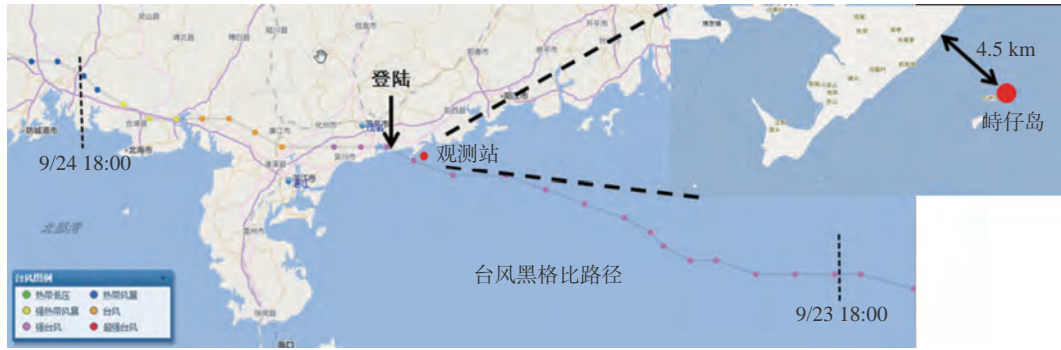


图 2 峙仔岛观测塔地理位置

Fig. 2 The geographical location of the observation tower on Zhizai Island

行了逐时记录。数据输出频率为 10 Hz, 三维超声风速仪的主要参数配置见表 1。台风黑格比(0814)于 2008 年 9 月 22 日下午加强为强台风, 24 日在广东省电白县陈村镇沿海登陆, 之后逐渐衰减。台风黑格比的中心气压以及台风中心距观测塔的距离如图 3 所示。可以看出, 观测塔记录了强台风黑格比登陆全过程: 登陆前强度保持稳定, 此时观测塔相对台风中心距离由远及近; 登陆后强度由强变弱, 同时距离由近及远的全过程。台风登陆前后, 相对距离最小为 10.0 km, 最大为 337.3 km。观测塔始终位于台风的 7 级风速圈内, 即强影响区内。

表 1 Gill WindMasterPro 三维超声风速仪主要参数配置  
Table 1 Main parameters of the Gill WindMasterPro ultrasonic anemometer

	数据输出格式: $u, v, w$ 风速
	测量范围: 0~65 m/s
	分辨率: $\pm 0.01$ m/s
	测量精度: $<1.5\%$ RMS
	采样频率: 32 Hz
	数据输出频率: 10 Hz

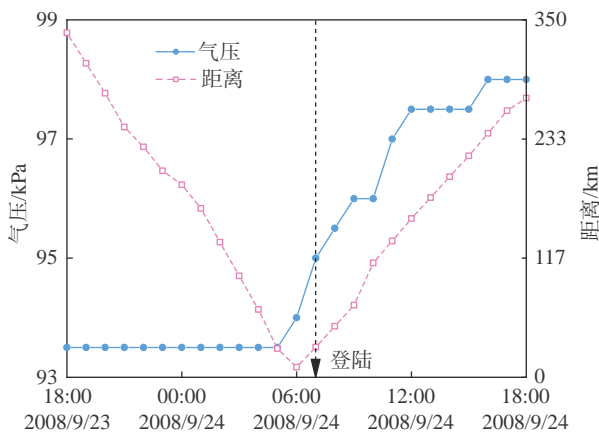


图 3 台风黑格比登陆全过程中心气压和距测点相对距离变化  
Fig. 3 The temporal variations of the central pressure and relative distance from the measurement point during the entire landing process of typhoon Hagupit

### 2.1 强台风过境平均风特性

为避免实测数据中坏点数据对风特性分析的影响, 数据处理前预先对实测所得台风黑格比全过程数据采用  $6\sigma$  准则剔除影响整体性的坏点。同时对实测风速样本的功率谱进行检查, 以避免实测风速中混杂高频噪声。分析中对整体风速数据进行了去趋势项处理, 以减小非平稳特性影响。在此基础上, 采用我国规范规定的 10 min 平均时距为标准平均时距对实测风速进行进一步处理。其中强台风过境全过程为 24 h, 共 144 组 10 min 时段数据, 按照时间发展顺序编号, 为 1#~144#。考虑到风荷载对结构的作用, 结构空间受力要求对三维风速分量及其相关性进行分析, 因而采用矢量分解法对实测风速进行处理。由三维风速仪记录三向瞬时风速  $u_x, u_y$  和  $u_z$ , 10 min 时距内的平均风速  $\bar{U}$  及风向  $\theta$  可按照式(12)计算:

$$\bar{U} = \sqrt{\bar{u}_x(t)^2 + \bar{u}_y(t)^2} \quad (12)$$

$$\theta = \begin{cases} \arccos(\bar{u}_x/\bar{U}) & , \bar{u}_y > 0 \\ 360 - \arccos(\bar{u}_x/\bar{U}) & , \bar{u}_y < 0 \end{cases} \quad (13)$$

式中,  $\bar{u}_x, \bar{u}_y$  分别表示 10 min 时距内  $x, y$  方向的水平风速平均值。

将水平面风速时程分解为沿主风向的顺风向平均风速时程和垂直主风向的横风向平均风速时程, 则顺风向、横风向及竖向脉动风速可按式(14)计算:

$$\begin{aligned} u(t) &= u_x \cos \theta + u_y \sin \theta - \bar{U} \\ v(t) &= -u_x \sin \theta + u_y \cos \theta \\ w(t) &= u_z - \bar{U}_z \end{aligned} \quad (14)$$

式中,  $\bar{U}_z$  分别表示 10 min 时距内竖向风速平均值。

风攻角按式(15)计算:

$$a = \arctan(w(t)/\bar{U}) \quad (15)$$

采用矢量分解法并以 10 min 为基本统计时距, 对实测强台风黑格比登陆全过程风速数据进行处理, 其登陆全过程 24 h 内平均风速、风向和风攻角时间变化曲线见图 4。图 4 清晰地反映出黑格比台风全历

程平均风特性的变化规律。台风黑格比平均风速历程呈“M”形双峰分布,双峰之间底部的风速小于20 m/s。2018/9/24 06:00时附近,风向角呈连续的180°左右的大幅转换,表明观测塔记录的风速信息覆盖了从台风眼区至眼壁区再到外围区的完整风场结构范围,且始终处于台风的强烈影响范围内。竖向风速和风攻角与水平向变化趋势基本一致。计算水平向与竖向风速、竖向风速与风攻角以及水平风速与风攻角的相关系数分别为0.82、0.89和0.78,表明三者之间存在较强的正相关性。除此之外,来流风攻角范围为-0.74°~6.60°,主要以台风底部气旋作用导致气流上升运动产生的正攻角为主,攻角范围远超出《公路桥梁抗风设计规范》(JTG/T 3360-01—2018)在风洞试验部分建议的攻角范围-3°~+3°。大风攻角对颤导数等气动参数的影响显著,将直接对桥梁结构的风致行为产生不利影响,因此,来流大攻角条件下结构风致效应分析需要引起足够的重视。

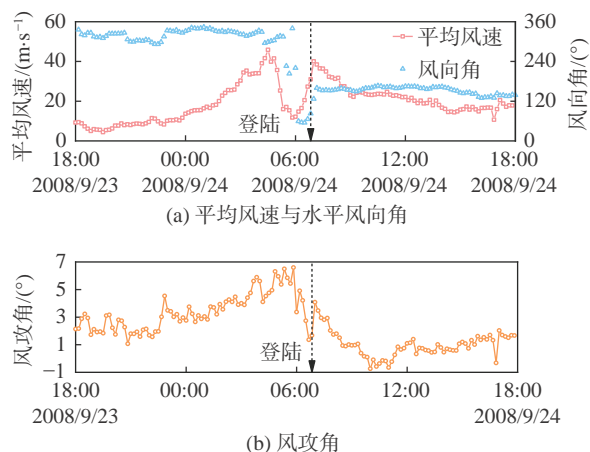


图4 台风黑格比平均风特性发展过程

Fig. 4 The temporal variations of the average wind speed and wind attack angle of typhoon Hagupit

## 2.2 脉动风速功率谱

大气边界层中的湍流可以认为是由平均风输送的大小涡旋组成,涡旋的尺度及湍流脉动能量在不同尺度水平上的分布决定了湍流的结构特征,湍流脉动能量在不同尺度水平上的分布则由脉动风谱来刻画。基于Kolmogorov假定,不同学者提出了各种形式的水平脉动风功率谱。Von Karman<sup>[36]</sup>建议顺风向脉动风速功率谱的理论模型为:

$$\frac{nS_u(n,z)}{\sigma_u^2} = \frac{4 \frac{L_u^* n}{U}}{\left[1 + 70.8 \left(\frac{L_u^* n}{U}\right)^2\right]^{\frac{5}{6}}} \quad (16)$$

式中, $S_u(n,z)$ 是顺风向脉动风速功率谱; $\sigma_u$ 是顺风向脉动风速的均方差; $L_u^*$ 是顺风向脉动风速的积分尺度; $n$ 是频率。

根据各向同性湍流理论,Von Karman建议关于横风向和竖向的脉动风速功率谱:

$$\frac{nS_{v,w}(n,z)}{\sigma_{v,w}^2} = \frac{4 \frac{L_{v,w}^* n}{U} \left[1 + 755.2 \left(\frac{L_{v,w}^* n}{U}\right)^2\right]}{\left[1 + 283.2 \left(\frac{L_{v,w}^* n}{U}\right)^2\right]^{\frac{11}{6}}} \quad (17)$$

式中, $S_{v,w}(n,z)$ 分别是横风向和竖向脉动风速功率谱; $\sigma_{v,w}$ 分别是横风向和竖向脉动风速的均方差; $L_{v,w}^*$ 分别是横风向和竖向脉动风速的积分尺度。

台风条件下脉动风速功率谱或其低频部分通常与Von Karman功率谱函数符合较好,这一点得到了大多数实测台风数据<sup>[37-38]</sup>的验证。10 min时距内瞬时风速矢量的稳定性决定了实测脉动风速功率谱能否用Von Karman谱拟合。根据风速、风向的稳定程度,将图4所示台风时程中的144个时段分为3种类别:类别I,风速风向剧烈变化段(以★图标表示);类别II,风速风向不稳定段(以●图标表示);其余风速风向稳定段为类别III(以□图标表示),如图5所示。分类情况见表2。

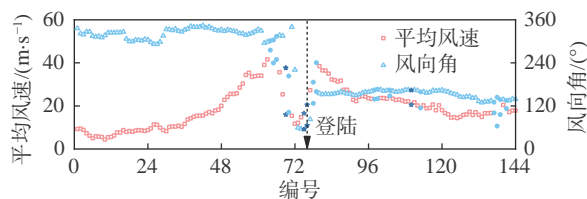


图5 脉动风发展过程稳定状态分类示意

Fig. 5 The state classification of the fluctuating wind development process

表2 功率谱分类情况一览表

Table 2 A classification of the power spectra

编号	
类别 I	69, 75, 76, 100, 113(v, w)
类别 II	64, 65, 66, 70, 78, 79, 98, 99, 103, 113(u), 137, 138, 139, 141
类别 III	其他编号

对于Von Karman谱拟合较差的数据,采用双对数坐标多项式拟合 $S(\omega)$ 与 $\omega$ 之间的关系,便于桥梁抖振响应的计算。多项式拟合公式如下,其中 $S_i$ 是功率谱密度, $\omega$ 是圆频率, $a_i$ 是待定系数:

$$\lg(S_i) = \sum_{i=0}^3 a_i (\lg \omega)^i, \quad i = u, v, w \quad (18)$$

以顺风向脉动风谱拟合为例,给出三种类别中代表点#75(类别I)、#64(类别II)、#57(类别III)的瞬时风速归一化Von Karman功率谱拟合和多项式拟合结果,结果如图6所示。三种类别风速分布稳定程度

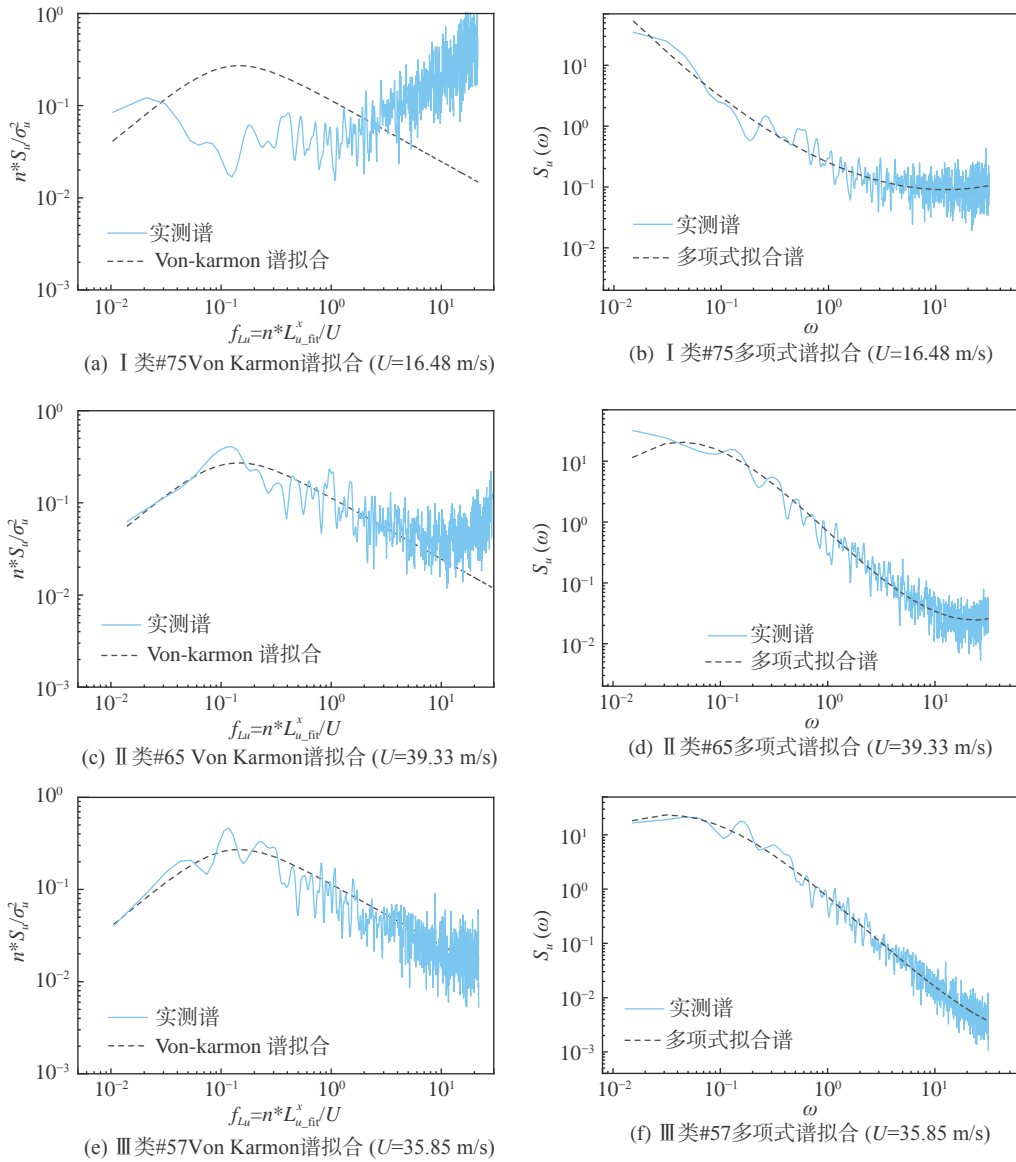


图 6 代表点 Von Karman 谱与多项式谱拟合

Fig. 6 Representative Von Karman spectra and their polynomial fittings

存在显著差别: 类别 I, 实测功率谱全频段无法用 Von Karman 谱来表达, 高频段能量明显大于良态风气候下的进行自然衰减的能量; 类别 II, 瞬时风速矢量变化增大, 低频段的功率谱近似可以用 Von Karman 谱拟合, 高频段的实测脉动风速功率谱大于 Von Karman 谱; 类别 III, 瞬时风速矢量变化较为稳定, 顺风向实测功率谱可以用 Von Karman 功率谱来描述。但三种类别脉动风速谱采用多项式谱拟合效果均较好。表 3 给出了风速、风向剧烈变化区, 即类别 I 功率谱多项式参数拟合结果。张宇等<sup>[39]</sup>对台风布拉万风场特性进行了分析, 结果表明, 由于湍流动能向高频段偏移, 从而导致高频段能量较高。Li<sup>[40]</sup>对台风鹦鹉近地层顺风向和竖向的脉动风速谱特征进行了研究, 研究结果表明, 近地层的风场特性受近地激流层的影响, 使得强台风场近地面的小尺度湍流获得更

多能量, 脉动风速谱在高频区的能量增加, 因而风谱不再满足同性湍流的 $-2/3$  能量传递理论。因此, 在对台风风场模拟和桥梁在强台风条件下的风致响应分析中, 应更加关注台风过境中期风速变化剧烈段高频成分的能量模拟。

表 3 类别 I 脉动风功率谱拟合参数表  
Table 3 Fitting parameters of the type I wind power spectrum

编号	$\alpha_0$	$\alpha_1$	$\alpha_2$	$\alpha_3$
69	-0.57	-0.62	0.36	-0.06
75	-0.60	-0.78	0.32	0.03
76	-0.76	-1.12	0.27	0.07
110	-0.03	-1.38	-0.19	0.05
113 (v)	-0.35	-1.44	0.12	0.17
113 (w)	0.02	-1.23	-0.10	0.24

### 3 台风条件桥梁风致振动

#### 3.1 工程背景及计算模型

为评价台风过程高频脉动风谱能量对结构效应的影响,选择中等跨度桥梁开展实例分析。以主跨为448 m的双塔双索面钢箱梁铁路斜拉桥作为风致响应研究对象,该桥梁位于广东省广州市南沙区珠江口水域。近年来该地区台风发生频度、强度、影响范围比以往更大,其中台风“黑格比”使珠江口遭遇200年一遇的强台风过程,在对桥梁进行风致响应分析时,有必要考虑强台风影响。基于ANSYS平台建立了该桥的有限元计算模型,其中主梁、横梁、主塔和桥墩均处理为梁单元,用BEAM4单元模拟,斜拉索用LINK10模拟,桥梁立面图如图7所示。计算所得成桥状态主要自振频率和等效质量如表4所示,其中竖弯和扭转基频为0.41 Hz和1.19 Hz。桥位处设计基本风速为35.40 m/s,地表类别为B类,规范规定的标准场地幂指数为 $\alpha = 0.16$ 、边界层厚度 $\delta = 350$  m。桥梁结构竖弯和扭转结构阻尼比均取为0.005。桥梁原始断面 $-12^\circ \sim +12^\circ$ 风攻角范围对应的静力三分力系数及其导数采用CFD计算值,静力三分力系数结果如图8所示。 $-3^\circ \sim +3^\circ$ 的颤振导数采用风洞试验值,风洞试验情况见图9,颤振导数如图10所示。

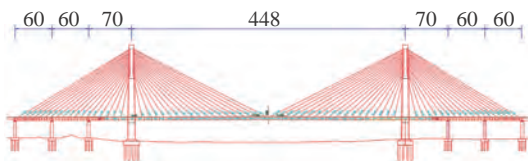


图7 斜拉桥立面图(单位:m)

Fig. 7 The layout of a cable-stayed bridge (unit: m)

表4 全桥成桥状态主要自振频率和等效质量  
Table 4 Main natural frequencies and the equivalent bridge mass

编号	振型描述	振型描述	频率 /Hz	等效质量 /kg	等效质量惯矩 /(kg·m)
1	一阶侧弯	正对称	0.31	$0.29 \times 10^3$	--
2	二阶侧弯	反对称	0.88	$0.29 \times 10^3$	--
3	一阶竖弯	正对称	0.41	$0.35 \times 10^3$	--
4	二阶竖弯	反对称	0.57	$0.48 \times 10^3$	--
5	一阶扭转	正对称	1.19	--	$0.14 \times 10^5$
6	二阶扭转	反对称	1.78	--	$0.34 \times 10^5$

#### 3.2 三维风致抖振响应计算

由上所述,多项式表达式能够较好地拟合强台风条件下的脉动风速功率谱,因而采用实测台风多项式拟合谱(以下简称台风谱)对桥梁风致抖振响应进行研究。选取强台风过程中可能的控制点#64(平均风速45.68 m/s,风攻角 $5^\circ$ ,桥梁颤振导数采用风洞试验

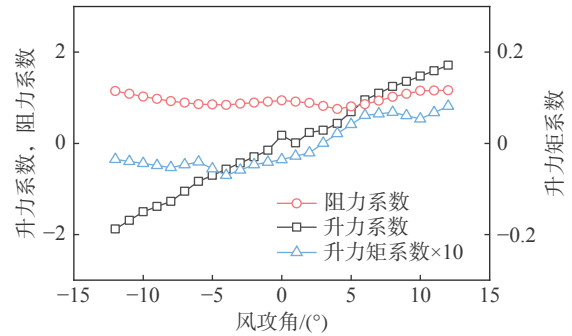
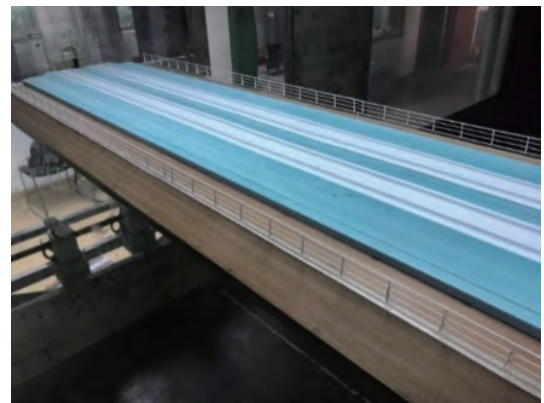
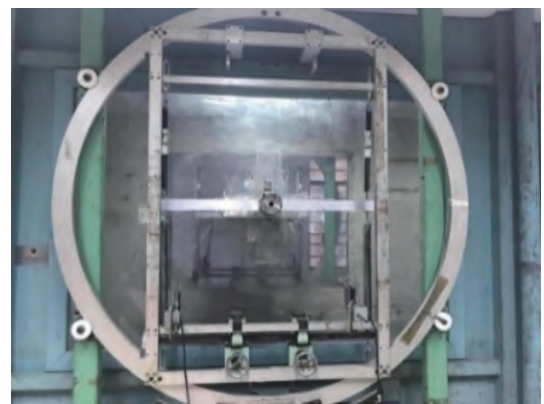


图8 主梁静力三分力系数

Fig. 8 Aerodynamic coefficients of the main girder



(a) 主梁节段模型



(b) 测振试验系统

图9 主梁节段模型测振试验

Fig. 9 The setup of a vibration experiment for a segment of the main girder

值外插计算获得),分别计算了规范谱和台风谱两种情况下的桥梁抖振响应。对于水平向台风谱, $a_0 = 2.10$ ,  $a_1 = -1.48$ ,  $a_2 = -0.07$ ,  $a_3 = 0.29$ ;对于竖向脉动风谱, $a_0 = 1.52$ ,  $a_1 = -0.95$ ,  $a_2 = -0.32$ ,  $a_3 = 0.24$ 。基于规范谱计算桥梁风致抖振响应时,计算基本风特性参数采用《公路桥梁抗风设计规范》(JTG/T 3360-01—2018)的建议值, $U = 35.40$  m/s,  $I_u = 0.14$ ,  $I_v = 0.88 \times 0.14 = 0.12$ ,  $I_w = 0.5 \times 0.11 = 0.06$ ,  $L_u = 120$  m,  $L_w = 60$  m。  $L_v$  由于规范中没有相关规定,故取竖向积分尺度平均值,  $L_v = 29.90$  m。基于ANSYS的瞬态动力学分析功能对该斜拉桥进行三维抖振响应分析,计算过程考虑了自激

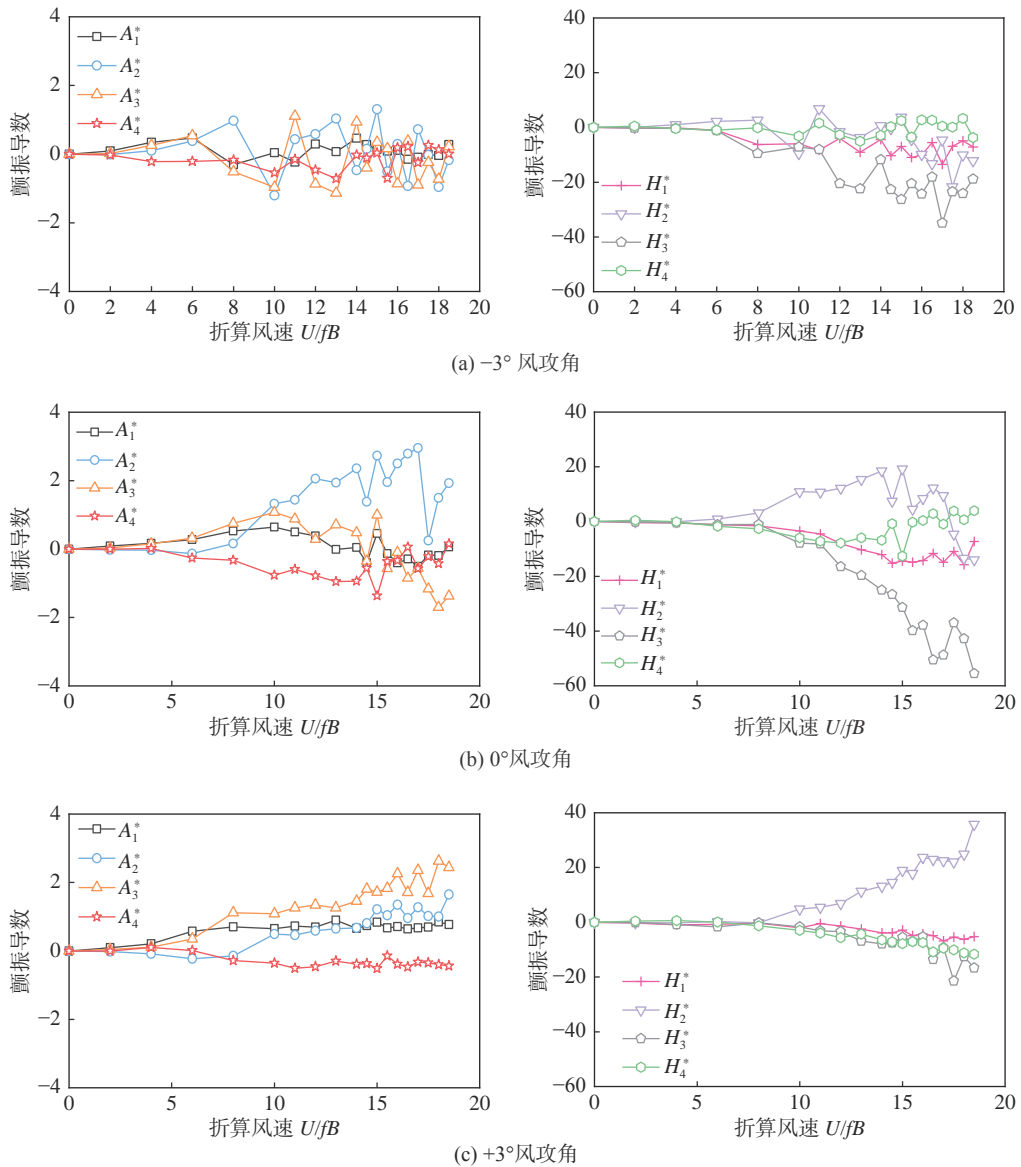


图 10 桥梁断面颤振导数

Fig. 10 Flutter derivatives of the bridge

力、静风力、瞬时风攻角等的修正,并考虑了主梁断面气动导纳函数。

获得作用于桥梁上脉动风速信息是对桥梁进行风振分析的首要条件。由于获得现场实测多点脉动风速的数据非常困难,有必要借助计算机模拟技术来仿真脉动风速时程信号。目前发展的 Monte Carlo 随机变量模拟技术可以有效地解决脉动风波模拟问题。运用 Monte Carlo 方法模拟多变量随机过程主要有两类方法,一类是谐波合成法(WAWS),另一类是基于线性滤波器转换随机数的模拟方法(AR, ARMA)。本文采用精度较高、稳定性较强的 WAWS 方法。本文基于 ANSYS 的瞬态动力学分析功能对该斜拉桥进行三维抖振响应分析,计算过程考虑了自激力、静风力、瞬时风攻角等的修正,并考虑了主梁断面气动导纳函数。

《公路桥梁抗风设计规范》(JTG/T 3360-01—2018)

中水平向脉动风谱表达式如下:

$$\frac{nS_u(n)}{u_*^2} = \frac{200f_z}{(1+50f_z)^{\frac{5}{3}}} \quad (19)$$

竖向脉动风谱表达式如下:

$$\frac{nS_w(n,z)}{u_*^2} = \frac{6f_z}{(1+4f_z)^{\frac{5}{3}}} \quad (20)$$

式中,  $S_u(n)$ 和 $S_w(n,z)$ 分别是水平向和竖向脉动风速功率谱;  $u_*^2$ 是摩阻速度;  $f_z = nz/U$ 为无量纲的约化频率;  $n$ 是频率。

图 11 给出了分别采用台风谱(风攻角为 0°和 5°)和规范谱(风攻角为 0°)计算所得的桥梁抖振响应,得到主梁跨中截面的抖振响应时程结果的均方根值。结果表明,采用实测台风谱所得的主梁竖向、横向和扭转位移响应均方根值均大于考虑规范谱情况时的抖振响应。台风气候下,来流攻角会明显大于良态风

条件下的来流攻角,且显著大于规范规定的风攻角范围,在分析强台风条件对大跨桥梁的抖振响应影响时需进一步分析来流大攻角效应。如图 11 所示,在大攻角来流条件下,桥梁抖振响应显著增加,表明强台风条件大攻角效应十分显著。表 5 给出了考虑台风谱(风攻角为 0°和 5°)和规范谱(风攻角为 0°)时桥梁抖振响应结果的对比。可以看出,相较于规范谱,考虑台风谱时桥梁抖振响应均有增加,其中,竖向和扭转位移增加显著,增幅为 63.70%和 185.38%,但横向抖振位移仅增加 2.57%。考虑来流大攻角条件(攻角为 5°),桥梁抖振响应呈现出成倍增加的趋势,其中竖向和扭转位移均为仅考虑规范谱桥梁抖振响应的 204.12%和 264.87%,横向位移增幅 67.27%。计算表明,强台风条件下其风场特性远异于良态风气候,大

攻角对桥梁抖振响应的影响十分显著,在分析大跨桥梁抖振响应时必须考虑大攻角效应和风谱的变化带来的影响。

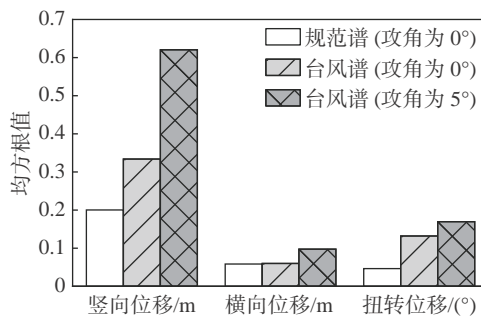


图 11 主梁跨中抖振位移响应根方差比较

Fig. 11 The root-mean-square of buffeting displacements at the mid-span of the main girder

表 5 抖振响应根方差对比

Table 5 The root-mean-square of buffeting response

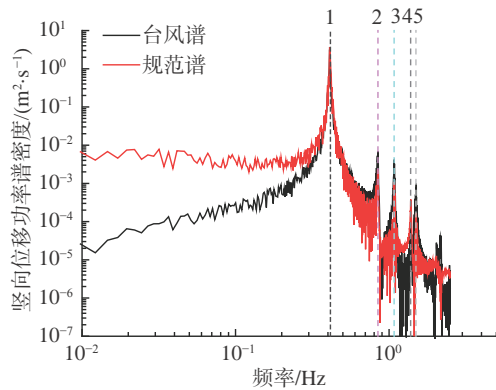
	竖向/m	横向/m	扭转/(°)
规范谱(攻角为0°)	0.20	0.06	0.05
台风谱(攻角为0°)	0.33	0.06	0.13
台风谱(攻角为5°)	0.62	0.10	0.17
偏差, $\left  \frac{\text{台风谱(攻角为0°)} - \text{规范谱(攻角为0°)}}{\text{规范谱(攻角为0°)}} \times 100\% \right $	63.73%	2.57%	185.35%
偏差, $\left  \frac{\text{台风谱(攻角为5°)} - \text{规范谱(攻角为0°)}}{\text{规范谱(攻角为0°)}} \times 100\% \right $	204.12%	67.27%	264.87%

3.3 抖振响应功率谱对比分析

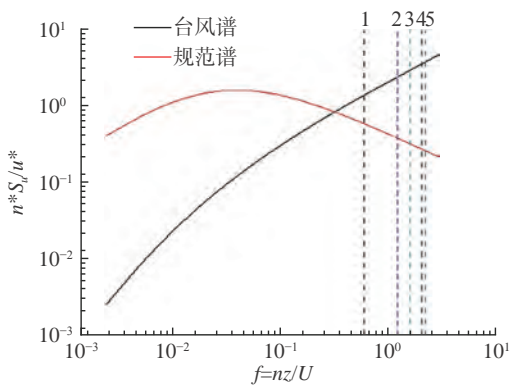
主梁跨中点竖向抖振响应功率谱可以反映各频率成分对抖振响应的贡献,为了进一步分析基于台风谱和规范谱所得桥梁抖振响应的差异,选取关键位置主梁跨中点的竖向抖振响应进行功率谱分析。风攻角均取 0°,见图 12。图 12(a)中竖线 1~5 分别表示结构一阶竖弯频率 0.41 Hz、一阶侧弯频率 0.81 Hz、二阶竖弯频率 1.13 Hz、三阶竖弯频率 1.40 Hz 和四阶竖弯频率 1.49 Hz。结果表明,就整体趋势和峰值点位置而言,采用台风谱时的竖向抖振响应功率谱密度与规范谱结果响应卓越,频率峰值形状近似,但采用台风谱所得桥梁响应的功率谱密度在低频段偏低,在高频段偏高。从顺风向脉动风谱图 12(b)中可以看出,低频段台风谱能量低于规范谱,高频段台风谱能量高于规范谱。对桥梁抖振响应起主要贡献的 1~4 阶竖弯模态频率在风谱上的分布如图 12(b)所示,1~4 阶竖弯频率处台风谱能量均高于规范谱。说明采用台风谱在高频处能量较高是造成桥梁采用台风谱时竖向抖振响应会大于规范谱结果的原因。

3.4 台风过程风致抖振响应分析

由图 3 可以看出,台风过程中风速变化大致呈“M”形分布。对桥梁抖振响应随台风演变时程变



(a) 竖向抖振位移响应功率谱密度



(b) 顺风向脉动风速规范谱与台风谱对比

图 12 主梁跨中点竖弯抖振响应谱及顺风向风谱

Fig. 12 The buffeting response spectrum and downwind wind spectrum at the mid-span

化特征进行分析,得到竖向抖振响应均方根值随台风演变过程的变化(图 13)。从图 13 中可以看出,台风谱计算所得主梁竖向抖振响应与平均风速随时间变化趋势基本一致,且在台风演变过程中的高风速时间段,采用台风谱计算得到的抖振响应均大于规范谱计算结果。其中台风过程中竖向抖振响应最大点与平均风速和 wind 攻角的最大点相对应,这也与主梁断面外形的特殊性相关<sup>[41]</sup>。可以看出桥梁抖振响应与平均风速及来流风攻角的相关性较强。进一步对桥梁抖

振响应位移与风速、风攻角的相关性进行分析,竖向位移与风速、风攻角的相关系数分别为 0.90 和 0.48,如图 14 所示。其余横向位移与风速、风攻角的相关系数分别为 0.92 和 0.32,扭转位移与风速、风攻角的相关系数分别为 0.99 和 0.42。结果表明,大跨桥梁在强台风条件下的抖振响应与风速及风攻角都有较高的正相关性。在考虑大跨桥梁在强台风条件下的响应分析中,不仅需要关注高风速对桥梁风致响应的影响,同时也需考虑强特异风场的大攻角效应。

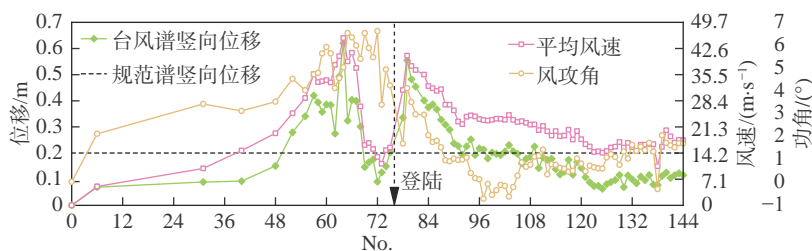


图 13 台风过程中抖振位移响应逐时段均方差及相应的平均风速和风攻角

Fig. 13 The root-mean-square of the buffeting response and the corresponding average wind speed and wind attack angle during the typhoon process

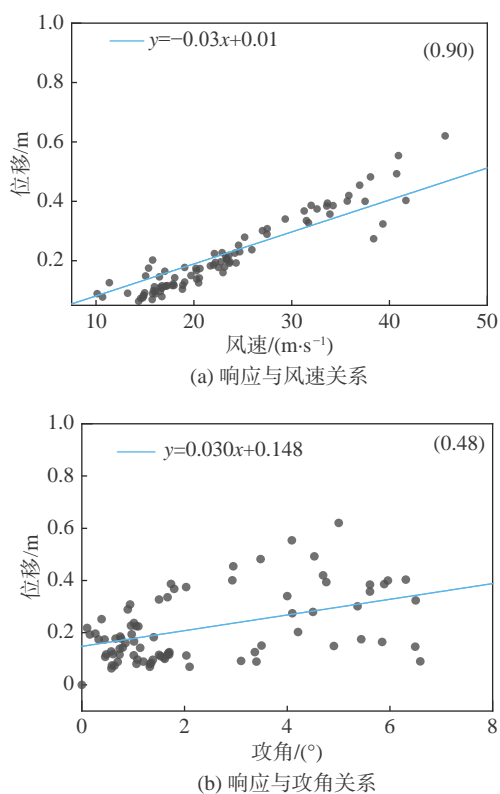


图 14 桥梁竖向位移与平均风速和风攻角相关性

Fig. 14 The variation of the vertical response as a function of the average wind speed and angle of attack

## 4 结 论

本文以中心过境强台风黑格比风速实测逐时记录数据为依据,对强台风演变过程中平均风特性,如风速/风向变化特征、脉动风速功率谱特征,进行整理

分析,结果表明,强台风过境风场特性远异于良态风气候,具体表现为强烈的来流大攻角效应和较大的脉动风速谱高频湍流能量。进一步以强台风影响区内的典型大跨斜拉桥为研究背景,分别考虑规范谱和台风谱,进行了大跨桥梁风致抖振响应研究。通过分析可以发现:

1) 强台风演变过程中风场特性与良态风风场显著不同,存在显著的大攻角效应。对于强台风登陆演变全过程中风速、风向稳定变化段,来流的顺风向、横风向和竖向脉动风速功率谱满足 $-2/3$ 能量传递规律,可用 Von Karmon 谱模拟;对于风速、风向不稳定段,风速、风向变化瞬时风速矢量变化增大,低频段的功率谱可以用 Von Karman 谱拟合;而对于风速风向剧烈变化段,低频段能量偏低,高频湍流能量与良态风气候下进行的能量衰减规律并不符合,表现为高频湍流能量增大的趋势,实测功率谱全频段无法用 Von Karman 谱来表达。

2) 对强台风影响区内的大跨斜拉桥分别采用规范谱和台风谱进行桥梁风致抖振响应分析。基于台风谱计算所得主梁的竖向和扭转抖振位移响应要高于规范谱计算所得桥梁抖振响应结果。主梁竖向位移和扭转位移增加十分明显。除此之外,来流大攻角对桥梁抖振响应影响十分显著,考虑来流大攻角条件(攻角为 $5^\circ$ )时桥梁抖振响应呈现出成倍增加的趋势。

综上,在台风气候条件下的桥梁风致响应远异于良态风气候,且来流大攻角和脉动风速高频湍流能量

对桥梁风致响应的影响显著,单一使用规范谱计算将使设计结果总体上偏于危险。下一步工作将涉及来流大攻角和与来流湍流相关的导数识别工作,进一步分析强特异来流条件下的桥梁响应特性。

## 参 考 文 献:

- [1] 项海帆, 葛耀君, 朱乐东. 现代桥梁抗风理论与实践[M]. 北京: 人民交通出版社, 2005.  
XIANG H F, GE Y J, ZHU L D. Modern theory and practice on bridge wind resistance[M]. Beijing: China Communications Press, 2005.(in Chinese)
- [2] SIMIU E, SCANLAN R H. Wind effects on structures[M]. New York: John Wiley and Sons, INC, 1996.
- [3] XU Y L, ZHU L D, WONG K Y, et al. Field measurement results of Tsing Ma suspension bridge during typhoon Victor[J]. Structural Engineering and Mechanics, 2000, 25(6): 545–559.  
doi: 10.12989/sem.2000.10.6.545
- [4] HARIKRISHNA P, ANNADURAI A, GOMATHINAYAGAM S, et al. Full scale measurements of the structural response of a 50 m guyed mast under wind loading[J]. Engineering Structures, 2003, 25(7): 859–867.  
doi: 10.1016/S0141-0296(03)00005-1
- [5] LAW S S, BU J Q, ZHU X Q, et al. Wind characteristics of typhoon Dujan as measured at a 50m guyed mast[J]. Wind and Structures, 2006, 9(5): 387–396.  
doi: 10.12989/was.2006.9.5.387
- [6] ZHAO L, GE Y J. Wind induced buffeting reliability of long-span cable-stayed bridge using stochastic finite element method[J]. Disaster Advances, 2013, 6(3): 32–40.
- [7] GE Y J, ZHAO L. Wind-excited stochastic vibration of long-span bridge considering wind field parameters during typhoon landfall[J]. Wind and Structures, 2014, 19(4): 421–441.  
doi: 10.12989/was.2014.19.4.421
- [8] DAVENPORT A G. Buffeting of a suspension bridge by storm winds[J]. Journal of the Structural Division, 1962, 88(3): 233–270.  
doi: 10.1061/jsdeag.0000773
- [9] SCANLAN R H. The action of flexible bridges under wind, II: buffeting theory[J]. Journal of Sound and Vibration, 1978, 60(2): 201–211.  
doi: 10.1016/S0022-460X(78)80029-7
- [10] XU Y L, SUN D K, KO J M, et al. Fully coupled buffeting analysis of Tsing Ma suspension bridge[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2000, 85(1): 97–117.  
doi: 10.1016/S0167-6105(99)00133-6
- [11] CHEN X Z, KAREEM A. Advances in modeling of aerodynamic forces on bridge decks[J]. Journal of Engineering Mechanics, 2002, 128(11): 1193–1205.  
doi: 10.1061/(asce)0733-9399(2002)128:11(1193)
- [12] JAIN A, JONES N P, SCANLAN R H. Coupled flutter and buffeting analysis of long-span bridges[J]. Journal of Structural Engineering, 1996, 122(7): 716–725.  
doi: 10.1061/(asce)0733-9445(1996)122:7(716)
- [13] TUBINO F, SOLARI G. Gust buffeting of long span bridges: double modal transformation and effective turbulence[J]. Engineering Structures, 2007, 29(8): 1698–1707.  
doi: 10.1016/j.engstruct.2006.09.019
- [14] 赵林, 葛耀君, 项海帆. 大跨度斜拉桥随机有限元抖振概率评价[J]. 同济大学学报(自然科学版), 2008, 36(9): 1176–1181.  
ZHAO L, GE Y J, XIANG H F. Buffeting assessment on long-span cable-stayed bridge based on stochastic FEM[J]. Journal of Tongji University (Natural Science), 2008, 36(9): 1176–1181 (in Chinese).  
doi: 10.3321/j.issn:0253-374X.2008.09.005
- [15] CAO S Y, TAMURA Y, KIKUCHI N, et al. Wind characteristics of a strong typhoon[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2009, 97(1): 11–21.  
doi: 10.1016/j.jweia.2008.10.002
- [16] 潘晶晶, 赵林, 冀春晓, 等. 东南沿海登陆台风近地脉动特性分析[J]. 建筑结构学报, 2016, 37(1): 85–90.  
PAN J J, ZHAO L, JI C X, et al. Fluctuating wind characteristics near flat ground during typhoon landfall in southeast coastal areas of China[J]. Journal of Building Structures, 2016, 37(1): 85–90 (in Chinese).
- [17] 李秋胜, 戴益民, 李正农, 等. 强台风“黑格比”登陆过程中近地风场特性[J]. 建筑结构学报, 2010, 31(4): 54–61.  
LI Q S, DAI Y M, LI Z N, et al. Surface layer wind field characteristics during a severe typhoon ‘Hagupit’ landfalling[J]. Journal of Building Structures, 2010, 31(4): 54–61 (in Chinese).
- [18] FANG G S, ZHAO L, CAO S Y, et al. Gust characteristics of near-ground typhoon winds[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2019, 188: 323–337.  
doi: 10.1016/j.jweia.2019.03.008
- [19] SONG L L, LI Q S, CHEN W C, et al. Wind characteristics of a strong typhoon in marine surface boundary layer[J]. Wind and Structures an International Journal, 2012, 15(1): 1–15.  
doi: 10.12989/was.2012.15.1.001
- [20] ZHAO L, LU A P, ZHU L D, et al. Radial pressure profile of typhoon field near ground surface observed by distributed meteorologic stations[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2013, 122: 105–112.  
doi: 10.1016/j.jweia.2013.07.009
- [21] HUANG P, XIE W, GU M. A comparative study of the wind characteristics of three typhoons based on stationary and nonstationary models[J]. Natural Hazards, 2020, 101(3): 785–815.  
doi: 10.1007/s11069-020-03894-0
- [22] KAREEM A. Numerical simulation of wind effects: a probabilistic perspective[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2008, 96(10-11): 1472–1497.  
doi: 10.1016/j.jweia.2008.02.048
- [23] HUANG Z F, XU Y L, ZHAN S. Conditionally simulating nonstationary typhoon winds with time-varying coherences for long-span bridges[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2021, 212: 104599.  
doi: 10.1016/j.jweia.2021.104599
- [24] 陶天友, 王浩. 大跨度桥梁主梁节段模型非平稳抖振时域模拟与分析[J]. 振动工程学报, 2019, 32(5): 830–836.  
TAO T Y, WANG H. Time-domain simulation and analysis of nonstationary buffeting responses of girder section model of a long-span bridge[J]. Journal of Vibration Engineering, 2019, 32(5): 830–836 (in Chinese).
- [25] XU Y L, CHEN J. Characterizing nonstationary wind speed using empirical mode decomposition[J]. Journal of Structural Engineering, 2004, 130(6): 912–920.  
doi: 10.1061/(asce)0733-9445(2004)130:6(912)
- [26] WANG L, KAREEM A. Modeling of non-stationary winds in gust-fronts[C]/9th ASCE Specialty Conference on Probabilistic Mechanics and Structural Reliability, CD-ROM, 2004.
- [27] HU L, XU Y L, HUANG W F. Typhoon-induced non-stationary buffeting response of long-span bridges in complex terrain[J]. Engineering Structures, 2013, 57: 406–415.  
doi: 10.1016/j.engstruct.2013.09.044
- [28] KAWAI H. Response of structure during a typhoon wind[C]/8th ASCE

- Specialty Conference on Probabilistic Mechanics and Structural Reliability, 2000.
- [29] 赵林, 葛耀君, 朱乐东. 台风气候大跨度桥梁风振响应研究[J]. 振动工程学报, 2009, 22(3): 237-245.  
ZHAO L, GE Y J, ZHU L D. Investigation of wind-induced performance about long-span bridges under typhoon climate[J]. Journal of Vibration Engineering, 2009, 22(3): 237-245 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.1004-4523.2009.03.004
- [30] TAMURA Y, SHIMADA K, HIBI K. Wind response of a tower (Typhoon observation at the Nagasaki Huis Ten Bosch Domtoren)[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 1993, 50: 309-318.  
doi: 10.1016/0167-6105(93)90086-4
- [31] XU Y L, ZHAN S. Field measurements of Di Wang tower during typhoon york[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2001, 89(1): 73-93.  
doi: 10.1016/S0167-6105(00)00029-5
- [32] SCANLAN R H, TOMKO J J. Airfoil and bridge deck flutter derivatives[J]. Journal of the Engineering Mechanics Division, 1971, 97(6): 1717-1737.  
doi: 10.1061/jmcea3.0001526
- [33] SCANLAN R H, JONES N P. Aeroelastic analysis of cable-stayed bridges[J]. Journal of Structural Engineering, 1990, 116(2): 279-297.  
doi: 10.1061/(asce)0733-9445(1990)116:2(279)
- [34] SCANLAN R H, GADE R H. Motion of suspended bridge spans under gusty wind[J]. Journal of the Structural Division, 1977, 103(9): 1867-1883.  
doi: 10.1061/JSDEAG.0004726
- [35] SCANLAN R H, BÉLIVEAU J G, BUDLONG K S. Indicial aerodynamic functions for bridge decks[J]. Journal of the Engineering Mechanics Division, 1974, 100(4): 657-672.  
doi: 10.1061/jmcea3.0001912
- [36] VON KARMAN T. Progress in the statistical theory of turbulence[J]. PNAS, 1948, 34(11): 530-539.  
doi: 10.1073/pnas.34.11.530
- [37] XU Y L, ZHU L D. Buffeting response of long-span cable-supported bridges under skew winds. Part 2: case study[J]. Journal of Sound and Vibration, 2005, 281(3-5): 675-697.  
doi: 10.1016/j.jsv.2004.01.025
- [38] 王浩, 李爱群, 焦常科, 等. 基于规范及实测风谱的苏通大桥抖振响应对比研究[J]. 土木工程学报, 2011, 44(10): 91-97.  
WANG H, LI A Q, JIAO C K, et al. Comparable study of the buffeting response of Sutong Bridge based on specification and measured wind power spectrum[J]. China Civil Engineering Journal, 2011, 44(10): 91-97 (in Chinese).
- [39] 张宇. 台风“布拉万”登陆过程中的风场特性分析[D]. 重庆: 重庆交通大学, 2018.  
ZHANG Y. Analysis of wind field characteristics during the landing process of typhoon “Bolawen”[D]. Chongqing: Chongqing Jiaotong University, 2018. (in Chinese)
- [40] LI L X, KAREEM A, HUNT J, et al. Turbulence spectra for boundary-layer winds in tropical cyclones: a conceptual framework and field measurements at coastlines[J]. Boundary-Layer Meteorology, 2015, 154(2): 243-263.  
doi: 10.1007/s10546-014-9974-7
- [41] LIU P, ZHAO L, FANG G S, et al. Explicit polynomial regression models of wind characteristics and structural effects on a long-span bridge utilizing onsite monitoring data[J]. Structural Control and Health Monitoring, 2021, 28(5): e2705.  
doi: 10.1002/stc.2705

(本文责编:王颖 英文编审:董思卫)

文章编号: 0258-1825(2021)04-0098-09

# 强台风的致灾大风特征及与倒塌房屋的关联分析

陈雯超<sup>1</sup>, 宋丽莉<sup>2,\*</sup>, 王丙兰<sup>3</sup>, 刘爱君<sup>1</sup>

(1. 广东省气候中心, 广州 510080; 2. 中国气象科学研究院, 北京 100081;

3. 北京玖天气象科技有限公司, 北京 100081)

**摘要:** 基于 2000 年以来登陆广东的 9 个强台风过程的逐时观测资料和灾情数据, 分析了强台风登陆过程中大风的时空演变、分布、成因及与倒塌房屋的关联, 发现: (1) 9 个强台风在登陆前的逐时最大风速全部出现在第一和第二象限, 登陆后则有 77.6% 的时次最大风速出现在第四、第一象限; 10 级以上大风主要分布在台风路径右侧的沿海地区, 持续时间在 10-24 h 之间, 有 4 个台风的 12 级以上大风维持了 8-13 h; (2) 以大风范围和维持时间构建的各等级大风“站时”来表达大风的综合影响程度, 发现登陆前大风“站时”样本出现频率明显大于登陆后; (3) 登陆台风经过的下垫面显著影响大风深入陆地的距离和维持时间, 台风路径水陆交汇地区或平缓下垫面的, 其大风深入陆地较远; (4) 倒塌房屋数量与台风登陆时中心气压、最大风速、影响范围、维持时间、大风“站时”等均有关联, 其中与 12 级以上大风参数关联度最高。

**关键词:** 强台风; 逐时观测数据; 大风特征; 倒塌房屋; 关联分析

中图分类号: P458.1<sup>+</sup>24 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0171

## The correlation between destructive gales and collapsed houses during the landing of strong typhoons

CHEN Wenchao<sup>1</sup>, SONG Lili<sup>2,\*</sup>, WANG Binglan<sup>3</sup>, LIU Aijun<sup>1</sup>

(1. Guangdong Climate Center, Guangzhou 510080; 2. Chinese Academy of Meteorological Sciences, Beijing 100081, China;

3. Beijing Jiutian Weather Technology Co., Ltd, Beijing 100081, China)

**Abstract:** Based on the hourly-observed weather data and disaster data of nine strong typhoons landed in Guangdong province since the year 2000, the spatial and temporal evolution, distribution, and causes of gales as well as their relationship with collapsed houses are analyzed. The results show that: (1) Hourly maximum wind speeds of nine typhoons are all in the first and second quadrants before the landfall, after which 77.6% of them fall in the fourth and first quadrants. Gales of force 10 and above are distributed mainly in the coastal areas and on the right side of typhoon tracks with durations between 10-24 h. In addition, gales of force above 12 lasted 8-13 h in four typhoons. (2) The influence of gales is expressed by the "station-hour" based on the ranges and durations of gales. It is found that the "station-hour" samples of gales mainly appeared before the landfall. (3) The underlying surface has a significant effect on the distance and duration of the typhoon gales penetrating into the land. When the typhoon passes through the intersection area of land and water or the gentle underlying surface, the wind penetration to the land is larger. (4) The number of collapsed house is correlated with the central pressure, maximum wind speed, influence range, maintenance time, and "station time" of typhoon gales, especially with those of gales with force 12 or above.

**Keywords:** strong typhoon; hourly-observed data; gale characteristics; collapsed houses; correlation analysis

收稿日期: 2121-07-31; 修订日期: 2021-08-15; 录用日期: 2021-08-16; 网络出版时间: 2021-08-25

基金项目: 国家重点研发计划(2018YFC1507802); 广东省促进经济高质量发展专项(GDOE[2019]A11)

作者简介: 陈雯超(1985-), 广东肇庆人, 硕士研究生, 高级工程师, 主要从事台风近地层强风致灾研究. E-mail: wenchao678@163.com

通信作者: 宋丽莉\*(1963-), 女, 山东乳山人, 本科, 研究员, 主要从事台风近地层强风致灾研究. E-mail: songll@cma.gov.cn

引用格式: 陈雯超, 宋丽莉, 王丙兰, 等. 强台风的致灾大风特征及与倒塌房屋的关联分析[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(4): 98-106.

CHEN W C, SONG L L, WANG B L, et al. The correlation between destructive gales and collapsed houses during the landing of strong typhoons[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(4): 98-106(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0171

## 0 引言

台风是人类面临的主要自然灾害之一<sup>[1]</sup>。台风灾害的致灾程度是强风、暴雨、风暴潮等致灾因子、孕灾环境和承灾体防御能力的综合结果。台风带来的大风是其中自然灾害中最为严重的,往往直接摧毁构筑物和建筑物等基础设施,导致交通、电力等城镇生命线瘫痪,造成巨大的经济损失和社会影响,特别是导致低矮房屋倒塌,往往造成大量人员伤亡<sup>[2]</sup>。

顾明等<sup>[3]</sup>指出,台风作用下建筑结构特别是低层建筑的破坏是风灾损失的主要因素,是目前结构风灾评估的研究重点。牛海燕等<sup>[4]</sup>从台风大风、暴雨和风暴潮3个方面选取指标,构建台风致灾因子危险性评价指标体系和模型。现在武等<sup>[5]</sup>基于浙江省的台风灾情数据及台风资料,分析发现与倒塌房屋数有显著相关的影响因子有登陆时中心气压、登陆时最大风速、人口密度等。陈海燕等<sup>[6]</sup>指出致灾因子的危险性和承灾体的脆弱性评估是风险评估非常重要的环节,其中致灾因子的危险性评估在台风灾害评估的初级阶段具有非常重要的意义。

台风强风具有强大的致灾破坏力,其近地边界层涡旋式强风特性与常态大风具有显著差异<sup>[7-9]</sup>,从而其工程结构的致灾特征也很突出。基于台风近地边界层的大量精细风观测数据研究发现,具有涡旋特征的台风三维风况在台风系统的不同位置(眼区、眼壁强风区、外围大风区)的平均风和脉动风特征都有显著差异<sup>[10-12]</sup>。Song等<sup>[13-14]</sup>基于多个台风的观测数据发现台风眼壁区具有湍流动能显著增大、风攻角增大以及在相同下垫面条件下阵风系数、湍流强度和风廓线指数增大的现象,尤其当具有涡旋特征的台风眼壁强风经过复杂山地时,上述脉动参数更显著增大,从而导致其工程致灾机理更为复杂,其破坏能力也更强<sup>[15-19]</sup>。

本文拟在近20年来建立的更为密集的气象观测站网获取的逐时观测资料以及近年来较为规范的灾情记录基础上,从2000年以来登陆广东的热带气旋中,选出达到强台风(14级)等级的全部个例(9个)强台风,梳理统计强台风登陆过程中致灾大风的时空演变过程、分布特征以及成因分析。基于台风大风致灾特征分析,进行台风大风致灾参数与房屋倒塌灾情数据的关联分析,为登陆台风不同阶段大风的精准防控策略制定、应急防范重点等提供依据和参考,揭示倒塌房屋与台风大风时空特征分布的关键特征参数的关系,为工程领域优化设计和气象灾害精准预警模型研制提供参考。

## 1 资料简介

本文采用的基础资料及来源如下:

1)逐小时记录的台风中心经度、纬度及台风中心气压值(来自台风业务实时定位信息)。

2)逐时平均风速、最大风速、极大风速及对应的风向等观测资料(来自广东省86个国家气象站及区域气象站约2500个记录)。

3)倒塌房屋数据(来自广东省气象灾害损失查询数据库)。

为明晰台风强风对房屋致灾的典型特征,并考虑气象台站观测密度和灾情资料的完整可靠性,本文检索并选取了2000年以来登陆广东的达到了强台风(14级)等级(登陆时中心附近最大风速 $\geq 41.5$  m/s)的全部9个强台风。各个强台风过程的路径、强度以及登陆点位置等见图1和表1。

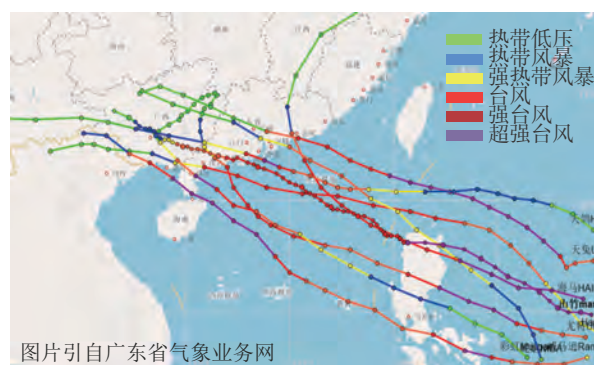


图1 9个强台风路径

Fig. 1 Tracks of nine strong typhoons

表1 9个强台风个例基本信息表

Table 1 Basic information of nine strong typhoons

台风序号	台风编号	台风名称	台风登陆地点	倒塌房屋/万间
1	0814	黑格比	茂名市电白县	2.92
2	1311	尤特	阳江市阳西县	0.40
3	1319	天兔	汕尾市沿海地区	0.89
4	1409	威马逊	湛江市徐闻县	1.11
5	1522	彩虹	湛江市坡头区	0.73
6	1604	妮妲	深圳市大鹏半岛	0.02
7	1622	海马	汕尾市海丰县	0.11
8	1713	天鸽	珠海市金湾区	0.74
9	1822	山竹	江门台山市	0.14

## 2 登陆强台风过程的大风特征分析

### 2.1 逐时次记录的最大风速的空间分布特征

台风带来的风灾往往在台风登陆之前就已经出现了。从大量的灾情记录分析可以看出,随着社会经济发展和防灾能力的提升,近20年来,在广东地区,台风最大风速达10级以上时才出现较严重的房屋损

坏和城镇设施的破坏。因此,本文选取的导致房屋损坏的致灾大风等级指标为:10 min 平均风速大于等于 24.5 m/s(10 级)。

为了细致刻画强台风在登陆过程中的不同特征,划分了台风登陆前、登陆后两个阶段。以强台风过程影响的第一个气象观测站点(以下简称站点)记录到 10 级以上风速至台风中心登陆时刻为登陆前时

段,台风中心登陆时刻至最后一个站点记录到 10 级以上风速的时段为登陆后时段。两个时段合计为强台风影响过程。

鉴于台风的移动、旋转特征以及其结构的显著不对称性,为便于刻画和分析台风大风的空间特征,以台风中心为原点勾画一个 4 象限的直角坐标系(见图 2a),该坐标系跟随台风移动,以气象站逐时观测资

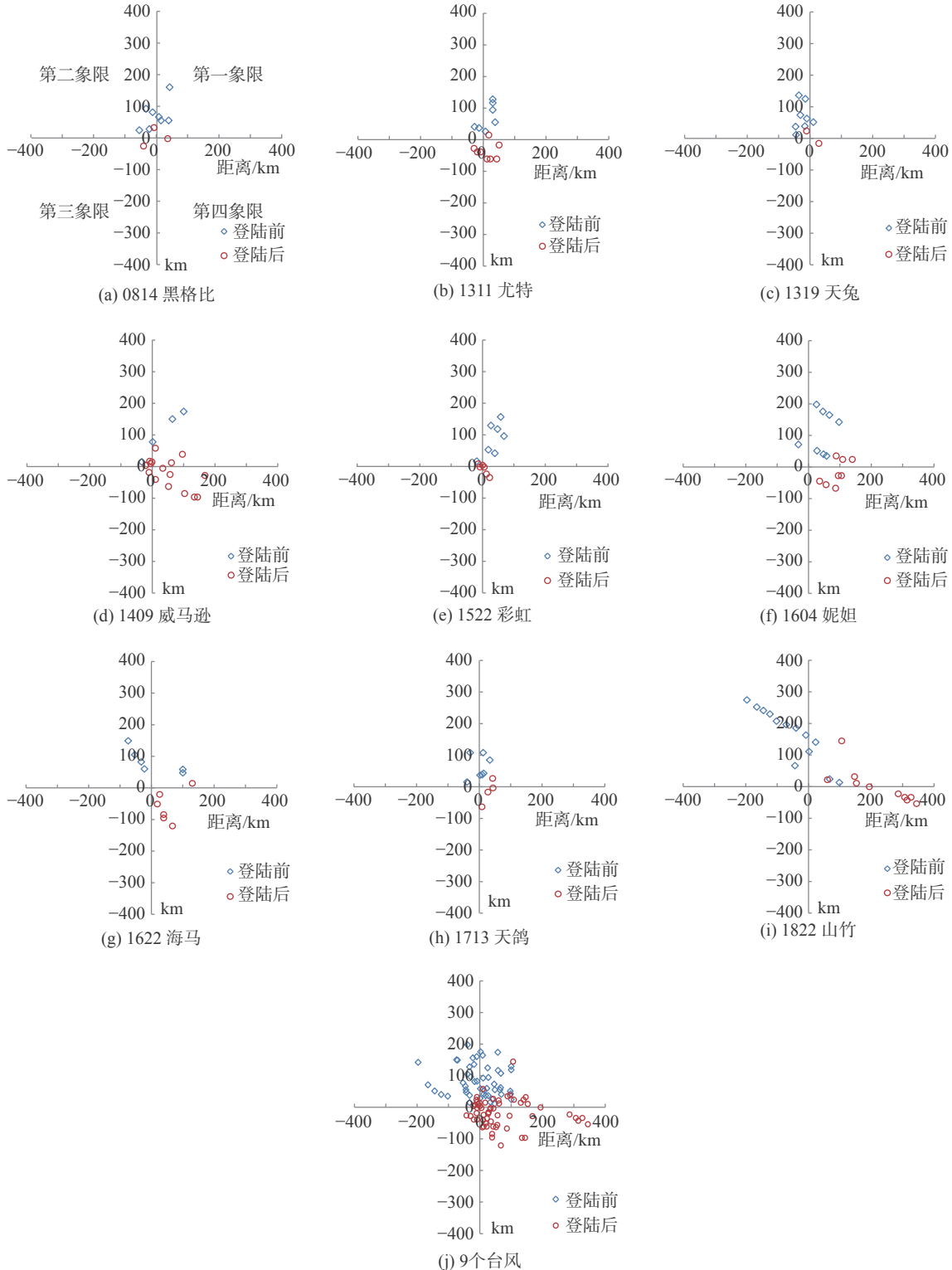


图 2 台风过程逐时次观测的最大风速站点空间分布

Fig. 2 The spatial distribution of hourly maximum wind speeds before and after landing

料,绘制各台风过程记录到逐时最大风速(以风速大于等于10级为统计对象)的气象站相对台风中心的位置。图2中的横向、纵向坐标值表示测得最大风速的站点离台风中心的距离,单位为km。为方便表达,在此定义北和东向为正,南和西向为负。

统计9个强台风登陆前后测得的逐时最大风速定位信息,分析发现:9个强台风在登陆前的各时次最大风速全部出现在第一和第二象限(图中蓝色点);登陆前记录的大于10级风的64个时次的观测样本中,最大风速出现在第一象限的占53.1%,第二象限占46.9%;台风登陆后记录的大于10级风的观测样本共67个时次(图中红色点);台风登陆后各时刻最大风速出现在第四象限的频率最高,为53.7%,其次为第一象限为23.9%;若以台风左右半圆区分,则在右半圆(第一、四象限)的出现频率为77.6%,最大风速出现在第三象限的频率最低,为9.0%。

从下垫面影响的角度来分析台风登陆前、后各时次的最大风速分布特征的原因,认为:广东海岸线为东北偏东—西南偏西走向,台风登陆前在接近陆地过程中,位于其右半圆的强风带是从海洋光滑下垫面经过,下垫面摩擦作用损失的动能较小,强风风速较易保持;台风登陆后,逆时针旋转的强风带经过第一、二象限的陆地下垫面摩擦作用,到达第二、三象限时风速已有所减小,因此处在第二、三象限的气象站记录各时刻最大风速频率最低;大风经过第三、四象限

时,部分下垫面重新转为平滑海面,强风带经过平滑海面后有所增大,因此第四象限的气象站记录各时刻最大风速频率最高;此外登陆台风移动方向主要以西北向为主,随着台风的移动沿海气象站多位于台风的第四象限。当然,台风登陆过程的强度变化以及其大气环流影响机制等十分复杂,均可能影响台风过程的大风特性,这些不属本文讨论的主题。

图2还展示了台风影响过程各时次测得最大风速的站点离台风中心距离的远近分布。可以发现,登陆前测得最大风速的站点离台风中心距离都超过了100 km,“山竹”台风最远达337 km;登陆后9个台风个例之间的差异较大,有5个台风各时次测得最大风速站点的最远距离在50 km以内,但“山竹”台风登陆后的多个时次的最大风速出现在离中心超过300 km的地方,最远达349 km。

分析10级以上致灾性大风出现在离台风中心最远的距离特征,为台风大风的重点防控范围提供了比较精准的有效依据。

## 2.2 逐时次记录的各等级大风空间分布特征

分析9个强台风影响过程中记录到的10级、11级、12级大风的气象站位置,分析其相对台风中心移动路径的空间分布(见图3),发现,大风区域主要分布在台风路径右侧的沿海地区,在其登陆时,登陆点附近大风站点最集中,登陆过程的60%以上的大风站点出现在台风路径右侧(表2),其中,0814号

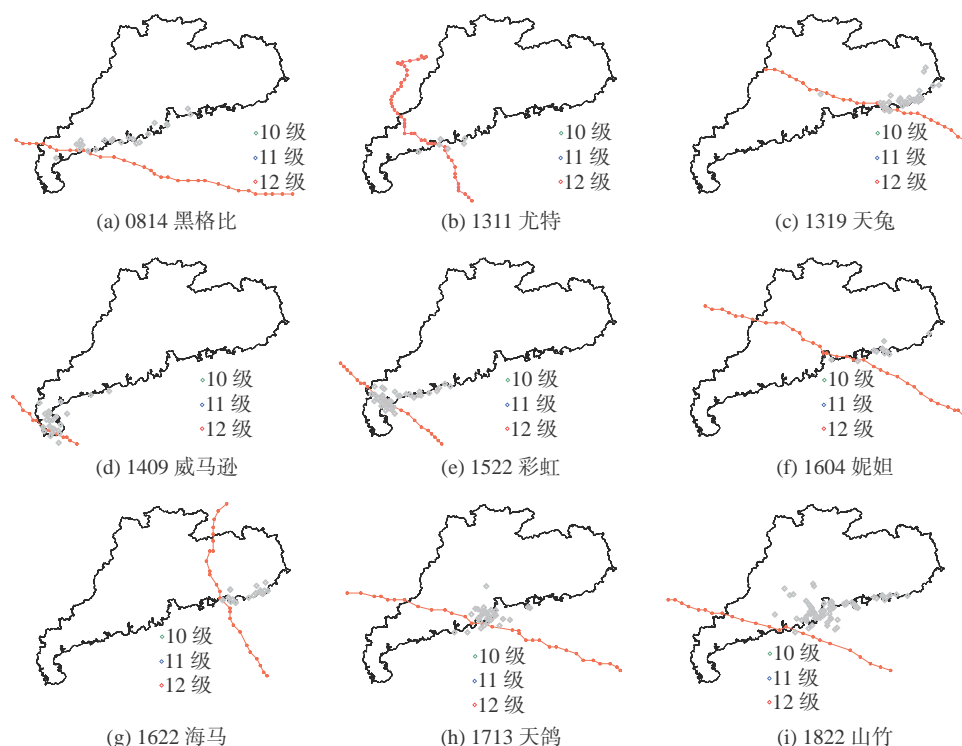


图3 台风路径及10、11、12级大风站点分布

Fig. 3 Typhoon tracks and the distribution of gales with force 10, 11, and 12

“黑格比”、1622号“海马”和1822号“山竹”的大风站点有90%以上出现在台风路径右侧。

对测得各台风过程大风气象站的离岸距离统计发现,测得10级、11级、12级大风的气象站,90%以上分布在离岸50 km、35 km、25 km的区域内。从图3和表2还可以看出,每个台风过程大风深入陆地的距离有所差异:在湛江雷州半岛登陆的台风(如1409号“威马逊”和1522号“彩虹”),10级以上大风站点可深入45~70 km左右;在珠江口附近沿海登陆的1713号“天鸽”和1822号“山竹”,10级以上大风能一直深入到内陆约86~124 km处;其他4个台风大风主要出现在沿海一带。分析其原因,除了对登陆台风影响的背景环流及台风本身的物理结构特征外,其登陆过程经过的地形地貌等下垫面特征也会起到一定的作用。登陆湛江雷州半岛的两个超强台风经过的下垫面属海陆混合,登陆珠江口附近的台风经过的区域属相对平缓的河网下垫面,相对于其他5个在粤东和粤西山海岸登陆的台风,其下垫面

动力摩擦作用都较小,能量损耗也较慢,这对10级以上大风深入陆地较深远提供了有利条件。

### 2.3 各等级大风的维持时间特征

强风持续时间是风致工程破坏的重要因子,因此,进一步统计分析10级以上大风维持时间特征。以台风登陆过程中第一个测得10级、11级、12级以上大风站点记录的時刻至最后一个测得上述各等级大风站点记录時刻,两者之间的持续小时数为各等级大风的持续时间,结果见表3。

从表3可见,9个强台风过程的10级以上大风持续时间都超过了10 h,在10~24 h之间,其中1822号“山竹”和1409号“威马逊”的维持时间超过了20 h;9个强台风过程的12级以上大风持续时间差异较大,有3个台风个例12级以上大风持续时间在1~2 h,有4个个例可达到8~13 h。

统计9个强台风过程10级、11级、12级以上大风在4个象限的平均维持时间(图4),发现,大风在第一、二象限的维持时间最长,第三象限维持时间最

表2 台风路径左、右侧大风站点数量及站点最远离岸距离

Table 2 Number of strong wind on the left and right of typhoon tracks and the farthest offshore distance

台风 编号	台风 名称	10级大风			11级大风			12级大风		
		路径左侧 站数/个	路径右侧 站数/个	测得大风离海岸线 最远距离/km	路径左侧 站数/个	路径右侧 站数/个	测得大风离海岸线 最远距离/km	路径左侧 站数/个	路径右侧 站数/个	测得大风离海岸线 最远距离/km
0814	黑格比	1	9	28	0	8	37	0	4	7
1311	尤特	0	2	0	0	3	7	1	0	0
1319	天兔	2	10	82	1	13	43	1	8	28
1409	威马逊	2	13	45	2	4	22	1	3	25
1522	彩虹	5	11	70	5	4	57	5	8	28
1604	妮妲	1	2	21	1	5	4	0	2	4
1622	海马	0	17	25	0	5	21	0	1	0
1713	天鸽	2	13	86	0	11	37	2	9	22
1822	山竹	0	39	124	1	19	22	0	16	86

表3 9个台风过程观测信息及大风特征参数

Table 3 Parameters of nine typhoon processes and their associated gales

台风 编号	台风 名称	倒塌房屋/ 万间	登陆时刻中心 气压/hPa	登陆时刻中心附近 最大风速/(m·s <sup>-1</sup> )	≥10级大风			≥11级大风			≥12级大风		
					维持 时间/h	全部气象站 “站时”	国家站 “站时”	维持 时间/h	全部气象站 “站时”	国家站 “站时”	维持 时间/h	全部气象站 “站时”	国家站 “站时”
0814	黑格比	2.92	945	48	11	39	10	9	16	4	2	5	2
1311	尤特	0.40	955	42	15	20	4	12	11	3	1	1	0
1319	天兔	0.89	935	45	10	54	2	9	28	2	6	11	0
1409	威马逊	1.11	910	62	20	73	7	12	21	2	10	9	1
1522	彩虹	0.73	935	52	13	110	14	11	49	5	8	27	2
1604	妮妲	0.02	965	42	16	34	0	15	13	0	8	3	0
1622	海马	0.11	960	42	12	53	2	11	18	0	2	2	0
1713	天鸽	0.74	945	48	11	67	5	8	37	1	5	17	0
1822	山竹	0.14	960	42	24	299	13	17	117	4	13	49	0

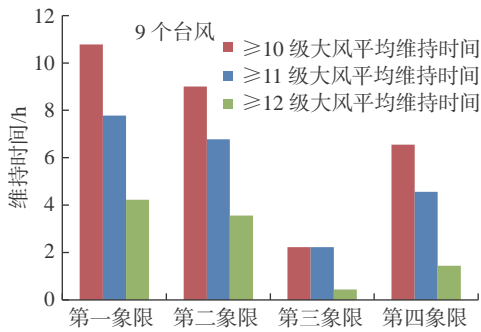


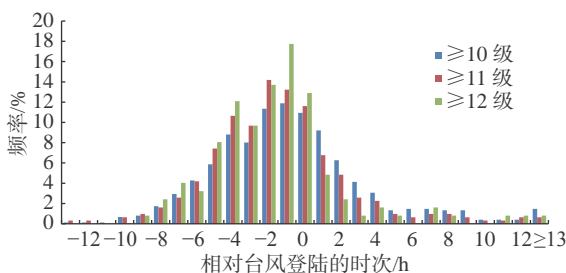
图 4 9 个强台风 10 级、11 级、12 级以上大风平均维持时间  
Fig. 4 Average durations of gales above force 10, 11 and 12

短。这与逐时最大风速的空间分布特征很相似。

### 2.4 各等级大风的“站时”特征

台风过程大风的致灾能力是大风维持时间、影响范围以及风速大小等多参量的共同作用。为了表达各等级大风影响范围及其维持时间的综合影响，以逐时测得 10 级、11 级、12 级以上大风站点及其记录的持续小时数的所有气象站的累计，来表达 10 级、11 级、12 级以上大风影响范围及维持时间综合影响的参量，简称“站时”。表 3 给出了基于全部气象站（包括国家站和区域气象站）和国家气象站分别计算“站时”。

进一步分析全部气象站的大风“站时”在台风登陆前后各时次的出现频率分布（图 5），发现，10 级、11 级、12 级以上大风的“站时”样本，分别有 56.7%、65.8%、71.8% 出现在台风登陆前，其中，登陆前 1 h 频率最高，分别为 11.9%、13.2%、17.7%，登陆前 4 h 出现频率分别为 40.1%、47.7%、53.2%。这一特征进一步确认，对台风登陆前的强风防范应成为台风防御的重点任务之一。



注：横坐标中的 0 表示登陆时刻，正值表示登陆后小时数，负值表示台风登陆时刻前小时数，下同

图 5 各等级大风“站时”的各时次出现频率分布

Fig. 5 Occurrence frequency of "station-hour" of each wind force

## 3 大风的统计特征与倒塌房屋的关联分析

从致灾成因分析台风大风与倒塌房屋的关系，主要包括致灾因子（大风）和承载体特征（房屋的抗风能

力）。另外，台风往往伴随暴雨，暴雨以及暴雨导致的山洪、泥石流也是房屋倒塌的重要致灾因子。不过随着人民生活水平提高，钢筋混凝土结构房屋逐步取代了泥砖结构房屋，暴雨对房屋倒塌的致灾作用正在逐步减小。

由于上述的大风维持时间、站点个数以及大风“站时”均与不同地区的观测站（主要是区域气象站）密度高度相关，2008 年到 2018 年间，随着气象现代化建设的发展，各地区域气象站的数量逐渐增多。

以广东沿海地市区域气象站的平均间距表达区域气象站增加的变化： $D = \sqrt{S/N}$ 。式中， $D$  为平均站间距， $S$  为各地市的行政区面积， $N$  为该地市的区域气象站数量。

从图 6 给出的广东沿海各地市的区域气象站平均站间距逐年变化曲线看，各地市区域气象站的平均站间距均逐年减小，但地区之间存在较明显差异，位于粤西的湛江、茂名和位于粤东的汕尾的站间距明显大于位于珠三角附近的珠海、深圳、中山的平均站间距。为此，进一步以分布相对均匀（每个县级行政区 1 个国家气象站）的国家气象站观测数据统计的各大风特征参数为基础，分析各大风特征参数与房屋倒塌数量的关联程度。

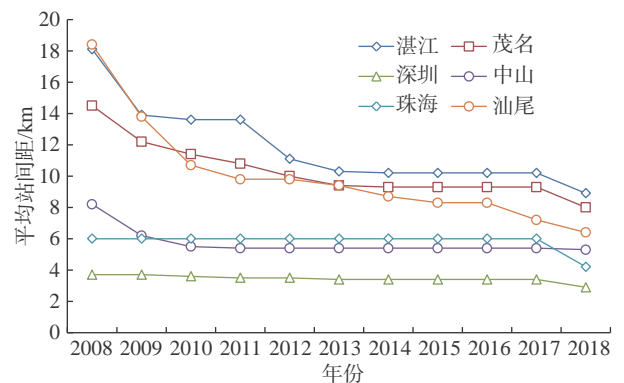


图 6 9 个强台风登陆的广东省沿海各地市的区域气象站平均站间距逐年变化曲线

Fig. 6 The annual variation of the mean spacing of regional meteorology stations in coastal cities of Guangdong Province

因强台风样本数据太少，无法满足采用回归等数值拟合方法对样本量的可信度要求。不过登陆台风的各大风特征参数与房屋倒塌数量的相关系数，仍可以直观地量化表达各大风特征参数与房屋倒塌数量关联程度的强弱，见表 4。

比较表 4 的相关系数可以看出，倒塌房屋数量与台风登陆时中心气压呈负相关关系，登陆台风中心气压越低表明台风强度越强，台风系统的“风压关系”也表征气压越低风速越大<sup>[20-21]</sup>。倒塌房屋数量与台

表 4 倒塌房屋与各大风特征参数的相关系数表

Table 4 The correlation coefficient between collapsed houses and wind parameters

相关系数	登陆时中心 气压/hPa	登陆时刻中心附近 最大风速/(m·s <sup>-1</sup> )	大风维持时间/h			大风站数/个			大风“站时”		
			≥10级	≥11级	≥12级	≥10级	≥11级	≥12级	≥10级	≥11级	≥12级
	-0.42	0.40	0.48	0.56	0.72	0.65	0.41	0.72	0.33	0.41	0.71

风的最大风速、影响范围(以站数表达)、维持时间、大风“站时”等均有较密切的关联。通过各等级大风的特征参数相关性比较,与12级以上大风的关联度最高。

从图7~图10给出的9个强台风影响期间倒塌房屋数量(柱形图)与登陆时中心气压、登陆时中心附近最大风速以及与基于国家气象站记录的10级、11级、12级以上各等级大风维持时间、站点个数、站时等参数(曲线)的关联图,可以看出,12级以上大风的特征参数曲线与倒塌房屋数量匹配度最高。但其中的“山竹”匹配度最低,这与2008~2018年间房屋的防灾能力不断加强,及“山竹”影响的珠三角地区的经济发展水平和防灾能力的差异,以及房屋密度

较低有关。

进一步从承灾体特征和抗灾能力等因素影响分析。台风“黑格比”造成倒塌房屋2.93万间,居9个强台风首位,一方面因“黑格比”发生年份较早,房屋质量总体较差,另一方面,由于广东省茂名市和湛江市均为乡镇户数较多的地区,“黑格比”大风影响范围主要为茂名和湛江两市,导致大量乡镇房屋受灾。台风“妮妲”、台风“海马”造成的倒塌房屋数量最少,分别为0.02万间、0.1万间,明显少于其他

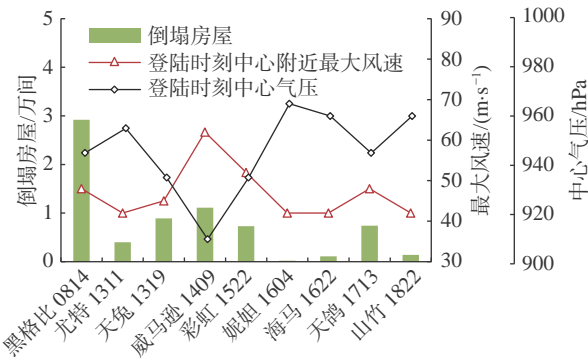


图 7 倒塌房屋数量与登陆时最大风速、中心气压的关联比较  
Fig. 7 The correlation between the number of collapsed houses and the maximum wind speed and central pressure at the landfall

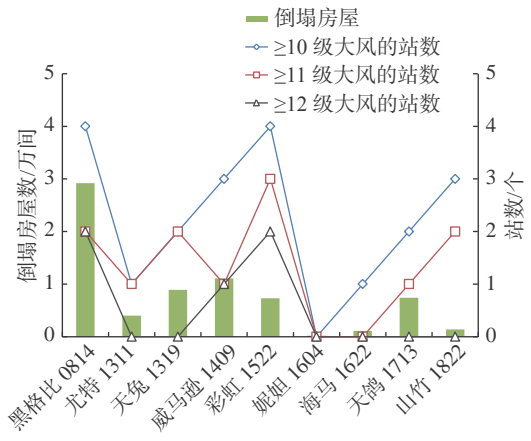


图 9 倒塌房屋数量与国家气象站记录的各等级大风站数的关联比较

Fig. 9 The correlation between the number of collapsed houses and the number of gales recorded by national weather stations

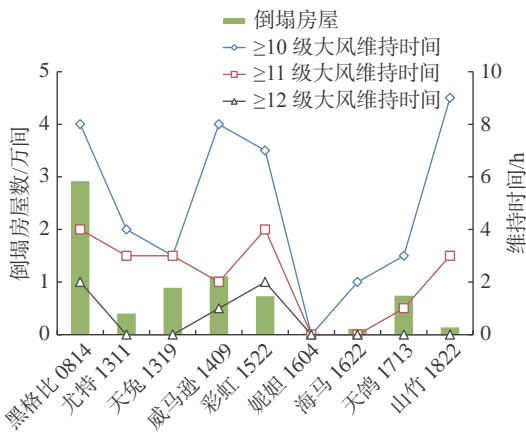


图 8 倒塌房屋数量与国家气象站记录的各等级大风维持时间的关联比较

Fig. 8 The correlation between the number of collapsed houses and the gale duration of each force recorded by national weather stations

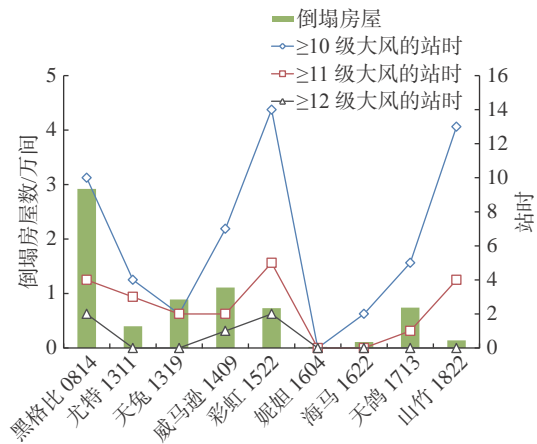


图 10 倒塌房屋数量与国家气象站记录的各等级大风站时参量的关联比较

Fig. 10 The correlation between the number of collapsed houses and the station-hour of each wind force recorded by national weather stations

台风个例。从“妮姐”和“海马”的大风维持站数、站时来看也明显较少。“妮姐”影响期间,虽然从区域气象站数据统计的10~12级强风维持时间较长,但由于受粤东莲花山脉及其附近平行山脉的阻挡影响,其大风基本集中在沿海地区,且台风登陆地点为深圳,乡镇户数极少,房屋抗风能力总体较好,造成的破坏不大。台风“山竹”的大风致灾参数均较大,但造成的倒塌房屋只有0.14万间,这与“山竹”的大风主要影响珠江三角洲地区,而这些地区的房屋抗灾能力较强有很大关系。

## 4 结 论

从2000年以来登陆广东的热带气旋中选取达到强台风的全部9个个例,基于国家和区域气象观测站的逐时测风资料、台风定位信息和灾情数据,统计分析了各强台风影响过程的10级、11级和12级以上大风的时空演变分布特征、成因以及与倒塌房屋数量的关联等。研究结果显示:

1)以各时次的台风中心为原点勾画一个4象限的直角坐标系,刻画9个强台风过程的逐时次最大风速空间分布,发现,在登陆前,逐时次最大风速全部出现在第一和第二象限,而登陆后则有77.6%的时次最大风速出现在第四、第一象限。

2)9个强台风过程记录到10级以上大风的气象站位置,主要分布在台风路径右侧的沿海地区;10级以上大风持续时间在10~24 h之间;12级以上大风维持时间差异较大,有4个台风维持了8~13 h,另有3个台风持续时间1~2 h。

3)以台风过程的大风范围和维持时间构建了各等级大风“站时”参量来综合表达大风的影响程度,发现,登陆前大风“站时”样本出现频率明显大于登陆后。

4)登陆台风致灾大风的上述特性,与台风登陆后经过的下垫面海陆分布以及粗糙度特征紧密相关,这些参数显著影响台风大风深入陆地的距离和维持时间。如在水陆交汇地区或较平缓下垫面的动量损耗较少,可使登陆台风大风深入陆地距离较远,维持时间较长。

5)倒塌房屋数量与强台风登陆时的中心气压、最大风速,以及台风过程的大风影响范围、维持时间、大风“站时”等参数密切关联。其中,与12级以上大风特征参数的相关系数最高。

本文的大风特征参数及其与倒塌房屋数量的关联分析结果,显然受到观测站网密度、城乡房屋密度、房屋抗灾能力的变化、灾情数据的可靠性以及当

时防御决策等诸多复杂因素影响,存在一定的不确定性,有待今后进一步的深入研究。

## 参 考 文 献:

- [1] 陈联寿,端义宏,宋丽莉,等.台风预报及其灾害[M].北京:气象出版社,2012:1-370.
- [2] 杨绚,张立生,杨琨,等.台风大风低矮房屋易损性及智能网格预报的应用[J].气象,2020,46(3):429-440.  
YANG X, ZHANG L S, YANG K, et al. Typhoon vulnerability of typical low-rise buildings and application of intelligent grid forecast[J]. Meteorological Monthly, 2020, 46(3): 429-440 (in Chinese).  
doi: 10.7519/j.issn.1000-0526.2020.03.014
- [3] 顾明,赵明伟,全涌.结构台风灾害风险评估研究进展[J].同济大学学报(自然科学版),2009,37(5):569-574.  
GU M, ZHAO M W, QUAN Y. Typhoon risk assessment of structures[J]. Journal of Tongji University (Natural Science), 2009, 37(5): 569-574 (in Chinese).
- [4] 牛海燕,刘敏,陆敏,等.中国沿海地区台风致灾因子危险性评估[J].华东师范大学学报(自然科学版),2011(6):20-25,35.  
NIU H Y, LIU M, LU M, et al. Risk assessment of typhoon hazard factors in China coastal areas[J]. Journal of East China Normal University (Natural Science), 2011(6): 20-25, 35 (in Chinese).
- [5] 现在武,胡丽.台风灾害评估中的影响因子分析[J].自然灾害学报,2015,24(1):203-213.  
GONG Z W, HU L. Influence factor analysis of typhoon disaster assessment[J]. Journal of Natural Disasters, 2015, 24(1): 203-213 (in Chinese).
- [6] 陈海燕,雷小途,潘劲松,等.气象灾害风险评估业务发展研究[J].气象科技进展,2018,8(4):15-21.  
CHEN H Y, LEI X T, PAN J S, et al. Research on the business development of meteorological disaster risk assessment[J]. Advances in Meteorological Science and Technology, 2018, 8(4): 15-21 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.2095-1973.2018.04.002
- [7] 赵林,杨绪南,方根深,等.超强台风山竹近地层外围风速剖面演变特性现场实测[J].空气动力学学报,2019,37(1):43-54.  
ZHAO L, YANG X N, FANG G S, et al. Observation-based study for the evolution of vertical wind profiles in the boundary layer during super typhoon Mangkhut[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(1): 43-54 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0297
- [8] 胡尚瑜,聂功恒,李秋胜,等.近海岸强台风场特性现场实测研究[J].空气动力学学报,2017,35(2):242-250.  
HU S Y, NIE G H, LI Q S, et al. Field measurement study on wind characteristics of strong windstorm in coastal terrain[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(2): 242-250 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0009
- [9] 陈雯超,刘爱君,宋丽莉,等.不同强风天气系统风特性的个案分析[J].气象,2019,45(2):251-262.  
CHEN W C, LIU A J, SONG L L, et al. Case study of wind characteristics of different strong wind systems[J]. Meteorological Monthly, 2019, 45(2): 251-262 (in Chinese).  
doi: 10.7519/j.issn.1000-0526.2019.02.010
- [10] 宋丽莉,毛慧琴,黄浩辉,等.登陆台风近地层湍流特征观测分析[J].气象学报,2005,63(6):915-921.  
SONG L L, MAO H Q, HUANG H H, et al. Analysis on boundary layer turbulent features of landfalling typhoon[J]. Acta Meteorologica Sinica, 2005, 63(6): 915-921 (in Chinese).
- [11] 黄浩辉,陈雯超,植石群,等.基于测风塔实测台风威马逊登陆过程的

- 强风特性分析[J]. 气象, 2021, 47(2): 143–156.  
 HUANG H H, CHEN W C, ZHI S Q, et al. Analysis on severe wind characteristics during typhoon Rammasun landing process based on the observation at wind tower[J]. Meteorological Monthly, 2021, 47(2): 143–156 (in Chinese).  
 doi: 10.7519/j.issn.1000-0526.2021.02.002
- [12] 肖仪清, 李利孝, 宋丽莉, 等. 基于近海海面观测的台风黑格比风特性研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(3): 380–387, 399.  
 XIAO Y Q, LI L X, SONG L L, et al. Study on wind characteristics of typhoon Hagupit based on offshore sea surface measurements[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(3): 380–387, 399 (in Chinese).  
 doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2012.03.017
- [13] SONG L L, CHEN W C, WANG B L, et al. Characteristics of wind profiles in the landfalling typhoon boundary layer[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2016, 149: 77–88.  
 doi: 10.1016/j.jweia.2015.11.008
- [14] SONG L L, PANG J B, JIANG C L, et al. Field measurement and analysis of turbulence coherence for Typhoon Nuri at Macao Friendship Bridge[J]. Science China Technological Sciences, 2010, 53(10): 2647–2657.  
 doi: 10.1007/s11431-010-4084-3
- [15] CHEN W C, SONG L L, ZHI S Q, et al. Analysis on gust factor of tropical cyclone strong wind over different underlying surfaces[J]. Science China Technological Sciences, 2011, 54(10): 2576–2586.  
 doi: 10.1007/s11431-011-4511-0
- [16] CHOI E C C. Wind characteristics of tropical thunderstorms[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2000, 84(2): 215–226.  
 doi: 10.1016/S0167-6105(99)00054-9
- [17] HARSTVEIT K. Full scale measurements of gust factors and turbulence intensity, and their relations in hilly terrain[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 1996, 61(2-3): 195–205.  
 doi: 10.1016/0167-6105(96)00047-5
- [18] HE Y C, HE J Y, CHEN W C, et al. Insights from super typhoon Mangkhut (1822) for wind engineering practices[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2020, 203: 104238.  
 doi: 10.1016/j.jweia.2020.104238
- [19] TAMURA Y, IWATANI Y, HIBI K, et al. Profiles of mean wind speeds and vertical turbulence intensities measured at seashore and two inland sites using Doppler sodars[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2007, 95(6): 411–427.  
 doi: 10.1016/j.jweia.2006.08.005
- [20] 燕芳杰, 范永祥. 西北太平洋热带气旋近中心最大风速与中心最低海平面气压的统计相关[J]. 气象科技, 1994(1): 56–59.
- [21] 周国良, 张建云, 刘九夫, 等. 西北太平洋热带气旋风压关系的变异分析[J]. 水科学进展, 2011, 22(6): 750–755.  
 ZHOU G L, ZHANG J Y, LIU J F, et al. Variational analysis of the relationship between wind and pressure of tropical cyclones in Northwest Pacific[J]. Advances in Water Science, 2011, 22(6): 750–755 (in Chinese).  
 doi: 10.1309/P.20111125.1638.020

( 本文责编: 王颖      英文编审: 董思卫 )

文章编号: 0258-1825(2021)04-0107-10

# 台风“山竹”影响下的城市风场数值模拟研究

廖孙策<sup>1</sup>, 黄铭枫<sup>1,2,\*</sup>, 楼文娟<sup>1</sup>, 林巍<sup>2</sup>, 肖志斌<sup>2</sup>

(1. 浙江大学 建筑工程学院 结构工程研究所, 杭州 310058;

2. 浙江大学 平衡建筑研究中心, 杭州 310058)

**摘要:** 基于中尺度气象模式(weather research and forecasting, WRF), 对 2018 年第 1822 号超强台风“山竹”影响期间深圳气象观测梯度塔附近城市风场开展了数值模拟研究, 并结合气象观测塔的现场实测数据进行比较验证。采用移动嵌套网格模拟得到了台风“山竹”的演化过程; 耦合城市冠层模型(urban canopy model, UCM)完成了城市台风风场的多尺度精细化模拟; 分析了城市冠层模型对 WRF 模式城市风场模拟精度的影响。基于 UCM 模型和高精度的下垫面数据, 准确模拟出了台风影响下的风场空间分布情况; 数值模拟得到的深圳气象梯度塔位置不同高度处台风风速结果与现场实测数据吻合较好, 表明耦合 UCM 模型的 WRF 模拟能够较为精确地捕捉到台风过境时的城市风场特性。与未耦合 UCM 模型的 WRF 模拟结果相比, UCM 模型的采用进一步提高了城市台风风场近地面风速的模拟精度。

**关键词:** WRF; 台风; 城市风场; 数值模拟; 现场实测

中图分类号: TU312<sup>+</sup>.1; P444 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0048

## Numerical simulation of a urban wind field under the influence of typhoon “Mangkhut”

LIAO Sunce<sup>1</sup>, HUANG Mingfeng<sup>1,2,\*</sup>, LOU Wenjuan<sup>1</sup>, LIN Wei<sup>2</sup>, XIAO Zhibin<sup>2</sup>

(1. Institute of Structural Engineering, School of Civil Engineering & Architecture, Zhejiang University, Hangzhou 310058, China;

2. Center for Balance Architecture, Zhejiang University, Hangzhou 310058, China)

**Abstract:** Based on the WRF (weather research and forecasting) model, a numerical simulation of a typhoon wind field near the Shenzhen meteorological observation gradient tower has been carried out for super typhoon “Mangkhut”. Field measurement data at the Shenzhen meteorological observation tower are used for verification. A moving nested mesh is employed to reproduce the evolution of typhoon “Mangkhut”, and the UCM (urban canopy model) is incorporated into the simulation to resolve the multi-scale urban wind field. The spatial distribution of the urban wind field under the influence of the typhoon has been accurately simulated with the aid of the UCM and high-resolution geographical data. The hilly terrain in the city leads to an uneven distributed wind field. The numerically obtained typhoon wind speeds at several heights at the Shenzhen meteorological observation gradient tower agree well with the observed data, indicating that the WRF simulation coupled with UCM could effectively capture the characteristics of urban wind fields when a typhoon passes through. In addition, compared with a WRF simulation without the UCM, it is demonstrated that the numerical accuracy of near-surface wind velocity can be considerably improved by the UCM.

**Keywords:** WRF; typhoon; urban wind field; numerical simulation; field measurement

收稿日期: 2021-04-09; 修订日期: 2021-05-11; 录用日期: 2021-05-16; 网络出版时间: 2021-06-01

基金项目: 国家自然科学基金(51838012); 科技部政府间国际创新合作重点专项(2018YFE0109500)

作者简介: 廖孙策(1997-), 男, 浙江永嘉县人, 研究方向: 结构风工程. E-mail: 11912067@zju.edu.cn

通信作者: 黄铭枫\*, 教授, 研究方向: 结构风工程. E-mail: mfhuang@zju.edu.cn

引用格式: 廖孙策, 黄铭枫, 楼文娟, 等. 台风“山竹”影响下的城市风场数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(4): 107-116.

LIAO S C, HUANG M F, LOU W J, et al. Numerical simulation of a urban wind field under the influence of typhoon “Mangkhut” [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(4): 107-116(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0048

## 0 引言

近年来我国台风灾害频发,根据中国气象局公布的数据,平均每年有6个以上台风级别的热带气旋影响我国,对我国沿海地区造成巨大的财产损失<sup>[1]</sup>。随着国民经济的不断发展,截至2020年末,我国常住人口城镇化率超过60%。对于沿海城市来说,台风带来的大风以及暴雨耦合独特的城市空气动力学行为,例如建筑群干扰效应<sup>[2]</sup>、热岛效应以及城市内部的复杂局部地形条件等,导致了严重的城市建筑群台风灾变破坏和各类次生灾害。台风作用下的城市风场特性也成为了国内外风工程研究的热点之一。

现场实测作为风工程研究的主要手段之一,被广泛的应用于台风风场特性的研究。不少学者<sup>[3-6]</sup>都开展了台风作用下城市风场特性的实测研究工作。近年来,数值模拟也日益成为风场研究的有效手段之一。Li等<sup>[7]</sup>利用Fluent软件与高精度城市建筑(Geographic information system, GIS)数据对晋江市某区域风场进行了CFD模拟,获得了详细、直观的风场信息,并与实测数据进行了对比。结果表明,结合GIS数据的模拟方法能够有效提高城市整体风场CFD模拟的效率;模拟结果与实测结果基本一致。但是,CFD模型受限于网格数量无法采用过大的计算域;此外,台风风场特性不同于良态风,仅依靠CFD模型无法准确获取台风作用下的入口边界条件。

不同于小尺度的CFD模型,WRF模式作为中尺度气象数值模式中应用最广泛的模型之一,具有开源、参数方案丰富等特点,能较好地预测、重现真实大气环境下的台风风场<sup>[8-10]</sup>。曾祥峰<sup>[11]</sup>利用WRF模式的三层固定嵌套网格对台风“约克”和“天鸽”进行了数值模拟,发现WRF模拟结果与实测结果相近,可以作为土木工程结构抗风设计的参考依据。此外,也有不同学者利用WRF耦合小尺度模式开展台风风场研究。黄铭枫等<sup>[12]</sup>基于WRF和CFD大涡模拟开展了杭州九堡大桥周边台风风场的数值模拟,并结合实测数据进行了验证。朱容宽与柯世堂<sup>[13]</sup>对厦门国际机场航站楼周边的台风风场进行了高时空分辨率WRF模拟,获得其边界层风速剖面作为航站楼风压CFD模拟的入口边界条件。为了细致考虑城市建筑的热力作用对WRF模拟结果的影响,CHEN等<sup>[14]</sup>提出了基于WRF的城市冠层模型(UCM),现有WRF版本已经集成该模块<sup>[15]</sup>。

蒙伟光等<sup>[16]</sup>利用WRF耦合UCM模型,对广州地区的一次高温天气过程进行了数值模拟,结果表明该方法能准确模拟城市热岛的形成及分布,能改进对热岛强度的模拟结果。马敏劲等<sup>[17]</sup>利用WRF-UCM进行了降水过程模拟,发现UCM模型对水汽的分布和降水量都有一定程度的影响,耦合该模型后降水向城区靠拢。

已有研究表明,WRF模式能够有效重现台风的演化过程,捕捉台风风场特性。但是,上述关于WRF模拟台风风场的研究,还大多局限于对台风本身动力结构的分析或者是借助其他小尺度模式开展近地面风场模拟,此外对于WRF耦合UCM模型进行城市风场高分辨率模拟尚缺乏深入研究。考虑到台风风场结构的特殊性以及城市下垫面的复杂性,本文采用耦合UCM模型的WRF模式对台风“山竹”影响下的城市风场开展了多尺度数值模拟,并结合现场实测数据对城市台风风场模拟结果进行了验证。

## 1 台风“山竹”及现场实测概况

台风“山竹”(Mangkhut)于2018年9月7日20时在西北太平洋洋面上生成,并于9月11日升级为超强台风。2018年9月15日凌晨,台风“山竹”从菲律宾北部登陆后继续向我国南海移动并于9月16日17时在广东台山海晏镇登陆,登陆时中心附近最大风力14级,中心最低气压95.5 kPa。研究表明<sup>[3, 18-19]</sup>,台风“山竹”是香港自1946年有风速记录以来最猛烈的台风,并存在明显的低空急流现象,给我国广东沿海地区造成了严重的经济损失与人员伤亡。

本文以深圳气象观测梯度塔(113.90°E, 22.65°N)为中心模拟其周边区域在台风“山竹”过境时的城市风场。图1所示为深圳气象观测梯度塔,该塔由深圳市气象局和人居环境委共同建设,塔高356 m,是目前亚洲第一、世界第二的桅杆结构铁塔。图2展示了梯度塔周边地形及建筑分布情况。梯度塔位于深圳市宝安区铁岗水库,周边3~4 km范围内覆盖大片茂密的低矮树林,西侧及南北侧均有大片建筑群,东侧为海拔587 m的羊台山。梯度塔在10 m、20 m、40 m、50 m、80 m、100 m、150 m、160 m、200 m、250 m、300 m、320 m和350 m设置了共13个观测平台用于观测风速、气压、气温、降水等气象的梯度变化;其中10 m、40 m、160 m、320 m位置处设置有三维超声风速仪,采样频率为10 Hz,满足精度要求<sup>[20-21]</sup>。文献[20]与文献[21]利用该气象观测梯度塔分别开展了台风

“天鸽”与台风“山竹”的实测研究。本文将结合文献 [21] 的观测数据对模拟结果进行验证分析。



图1 深圳气象观测梯度塔

Fig. 1 The meteorological gradient tower at Shenzhen



图2 梯度塔周边地形及建筑分布

Fig. 2 The terrain and buildings around the gradient tower

## 2 台风模拟试验设计

### 2.1 WRF 模式及 UCM 模型介绍

WRF 模式是由美国环境预报中心(NCEP)和多个科研机构共同开发的新一代中尺度气象数值预报系统。因其具有多重网格嵌套功能和丰富的大气物理过程参数化方案,该模式已经广泛应用于气象预报业务和相关学科的研究中[22]。

在 WRF 模式中参数化方案的选择对计算结果有重要影响[23, 24]。WRF 模式中集成了微物理方案、边界层方案、积云方案、辐射方案和陆面方案等多种参数化方案。对于城市风场模拟来说,大气湍流的求解尤为重要,针对网格尺寸较大的计算域,WRF 模式采用行星边界层参数化方案来表征垂直方向湍流输送物理过程;而对于水平网格尺寸小于 100 m 的计算

域,WRF 模式支持大涡模拟(LES)模型,直接求解三维湍流中的大尺度涡部分,并通过亚格子应力模型替代小尺度涡,得到的结果更加接近真实大气环境中的湍流。

为精细化模拟台风“山竹”作用下的城市风场,本文在 WRF 模式的基础上耦合了 UCM 模型。不同于 WRF 中单一的城市土地利用类型,UCM 模型将土地利用类型中的城市部分,根据建筑密度、道路宽度以及植被占比等细分为高密度住宅区、低密度住宅区和工业、商业用地三类[17],并且用参数化的方式表征建造物的几何特征,同时也考虑了建筑物之间的遮挡、短波和长波辐射的反射、冠层的风廓线,以及屋顶、墙壁和路面的传热过程[15],如图 3 所示。UCM 模型对 WRF 中边界层的影响主要有热力作用与动力作用两种,均以通量的形式传递。热力作用方面,以感热通量为例,UCM 模型分别计算植被与人为建造物的感热通量,再通过相应覆盖率加权计算得总感热通量。由 UCM 模型传递至 WRF 的总感热通量如下所示:

$$Q_H = F_{veg} Q_{H,veg} + F_{urb} Q_{H,urb} \quad (1)$$

式中  $Q_H$  为总感热通量;  $F_{veg}$  为城市中草地、树木等植被的覆盖率;  $F_{urb}$  为城市中房屋、道路等人为建造物的覆盖率;  $Q_{H,veg}$  为植被的感热通量;  $Q_{H,urb}$  为人为建造物的感热通量,该项中的房屋屋顶、墙面和路面的感热通量通过给定参数分别计算[25]。总潜热通量与长波辐射通量的计算方法与总感热通量相同。在考虑城市冠层动力作用方面,UCM 模型通过给定参数计算出房屋、道路、植被等的阻力系数和摩擦速度后,以动量形式传递至 WRF 边界层[15]。本次模拟中采用的 UCM 模型各项参数如表 1 所示,表中取值参考文献 [15] 与文献 [17]。

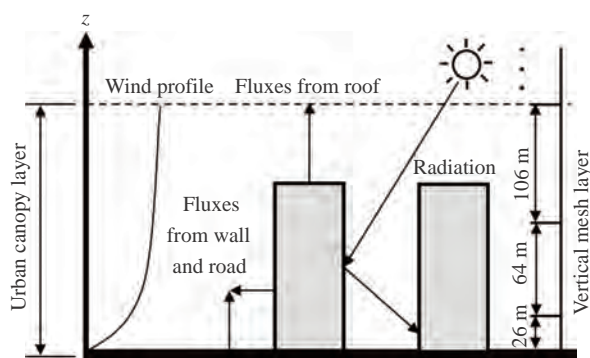


图3 城市冠层模型与竖向网格划分

Fig. 3 The urban-canopy modeling system and vertical mesh layer

表 1 UCM 模型参数表  
Table 1 Parameters in the UCM model

参数	低密度住宅区	高密度住宅区	工业、商业用地
建筑高度, $h/m$	15	20	25
建筑宽度, $l_{roof}/m$	13	17	20
道路宽度, $l_{road}/m$	20	20	20
人为热, $AH/(W \cdot m^{-2})$	20	50	90
建筑覆盖率, $F_{urb}$	0.50	0.90	0.95
屋顶、墙面、道路反射率, $a_R, a_W, a_G$	0.20	0.20	0.20
屋顶、墙面辐射率, $\epsilon_R, \epsilon_W$	0.90	0.90	0.90
道路辐射率, $\epsilon_G$	0.95	0.95	0.95
屋顶动量粗糙长度, $Z_{0R}/m$	0.01	0.01	0.01
墙面动量粗糙长度, $Z_{0W}/m$	0.0001	0.0001	0.0001
道路动量粗糙长度, $Z_{0G}/m$	0.01	0.01	0.01

2.2 WRF 计算设置

WRF 模拟时间段为 2018 年 9 月 13 日 8 时至 2018 年 9 月 17 日 8 时, 共 120 h。为准确模拟台风“山竹”的动力演化过程, 本文分两个步骤对台风“山竹”进行模拟。步骤一为台风演化过程模拟, 如图 4 所示, 步骤一共设置四层嵌套网格, 前两层嵌套网格(Ad01、Ad02)为固定网格, 包含了台风“山竹”在模拟时段内的完整移动路径; 后两层嵌套网格(Ad03、

Ad04)为移动网格, 其会自动跟随台风中心移动以高精度求解台风近中心风场结构; 四层嵌套域在垂直方向上均划分 36 层, 第一层网格高度为 26 m。步骤二为精细化城市风场模拟, 如图 5 所示, 以深圳气象观测梯度塔为中心建立 5 层嵌套固定网格(d03、d04、d05、d06、d07), 最内一层嵌套网格(d07)水平分辨率达到 49 m; 垂直方向上采用非线性加密方案, 第一层嵌套网格划分 36 层, 后四层网格加密为 72 层, 离地 1 km 内各层网格高度如表 2 所示。两个步骤之间通过 WRF 模式中的单向嵌套技术(ndown.exe)连接。步骤一中 Ad02 嵌套域的计算结果为步骤二的计算提供初始和每小时更新的气象边界条件。两个步骤嵌套网格的具体设置见表 3。

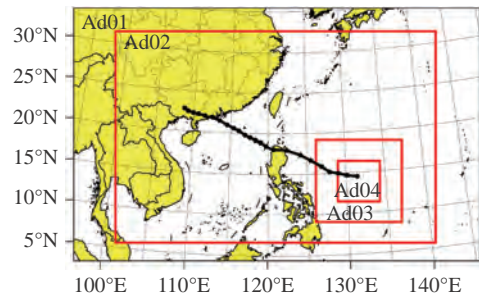


图 4 台风演化过程模拟嵌套网格域  
Fig. 4 Nested domains for the typhoon evolution simulation

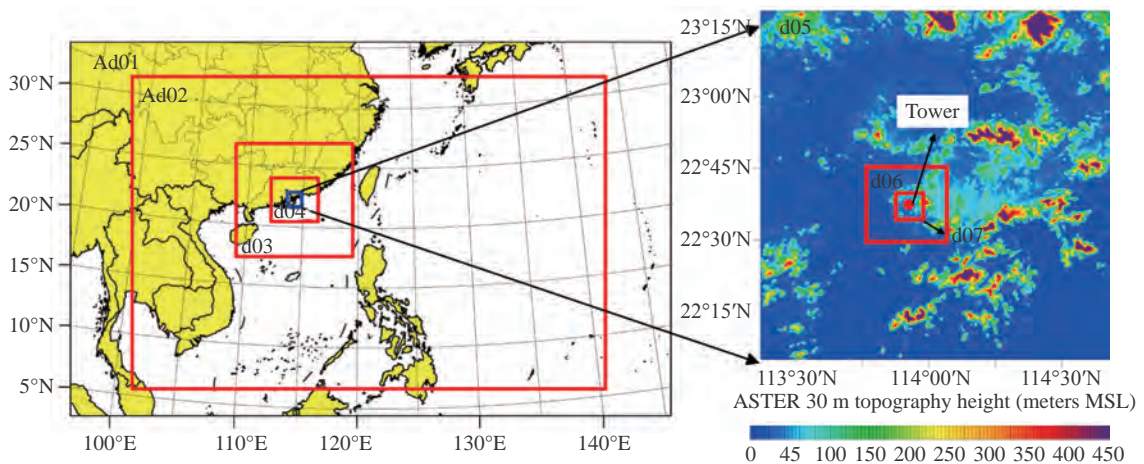


图 5 精细化城市风场模拟嵌套网格域  
Fig. 5 Nested domains for the fine-scale urban wind field simulation

表 2 1 km 以下竖向网格分层高度

Table 2 Vertical heights of each mesh layer within 1 km

层号	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18
高度/m	23	64	106	148	189	231	275	321	369	419	472	527	586	648	714	785	862	943

合理的参数化方案选择对于精细化台风风场模拟至关重要。步骤一的台风演化过程模拟的微物理方案选择 WSM6, 行星边界层方案选择 YSU 方案, 长短波辐射方案选择 Dudhia 和 RRTM 方案, 陆面方案

选择 Noah Land Surface Model 方案, 对于计算域范围较大的两层嵌套域 Ad01、Ad02 选择 Kain-Fritsch 积云方案。步骤二的精细化城市风场模拟的参数化方案中, 微物理方案以及长短波辐射方案与步骤一保持一

致, 陆面方案选择 Unified Noah LSM 方案。在行星边界层方案的选择上, 前三层嵌套网格 (d03、d04、d05) 选用 YSU 边界层方案, 后两层嵌套网格 (d06、d07) 采

用大涡模拟模型求解大气湍流。另外, 在后三层嵌套网格 (d05、d06、d07) 中耦合 UCM 模型并设置相应对照组试验, 研究 UCM 模型对城市风场模拟的影响。

表 3 台风“山竹”城市风场模拟嵌套网格设置参数

Table 3 The configuration of nested domains for the urban wind field simulation under the influence of typhoon Mangkhut

模拟步骤	嵌套网格编号	水平网格精度/km	垂直方向第一层网格层高度/m	网格数( $x \times y \times z$ )	时间积分步长/s
台风演化过程模拟	Ad01	36	26	157×98×36	180
	Ad02	12	26	370×244×36	60
	Ad03	4	26	298×283×36	20
	Ad04	1.333	26	436×421×36	6.67
精细化城市风场模拟	d03	4	26	274×265×36	20
	d04	1.333	23	331×307×71	6.67
	d05	0.444	23	307×307×71	2.22
	d06	0.148	23	151×151×71	0.74
	d07	0.049	23	127×127×71	0.24

除参数化方案外, WRF 模式中的下垫面数据精度对模拟结果也存在一定影响。邹振操和邓院昌<sup>[26]</sup>在 WRF 模式中引入 SRTM3 和 Asters 高精度高程数据对香港地区进行了风场模拟, 结果表明, 与 WRF 原有数据相比, 高精度数据在近地面风速模拟时能小幅

提高模拟精度。本文在最内层的 d05、d06、d07 三层嵌套网格中采用 Aster30 m 精度地形高程数据和 GLC2020-30 m 精度土地利用类型数据, 如图 6 与图 7 所示, 相比于 WRF 原有数据, Aster 和 GLC 数据能更准确地描述梯度塔周边的地形地貌及土地利用特征。

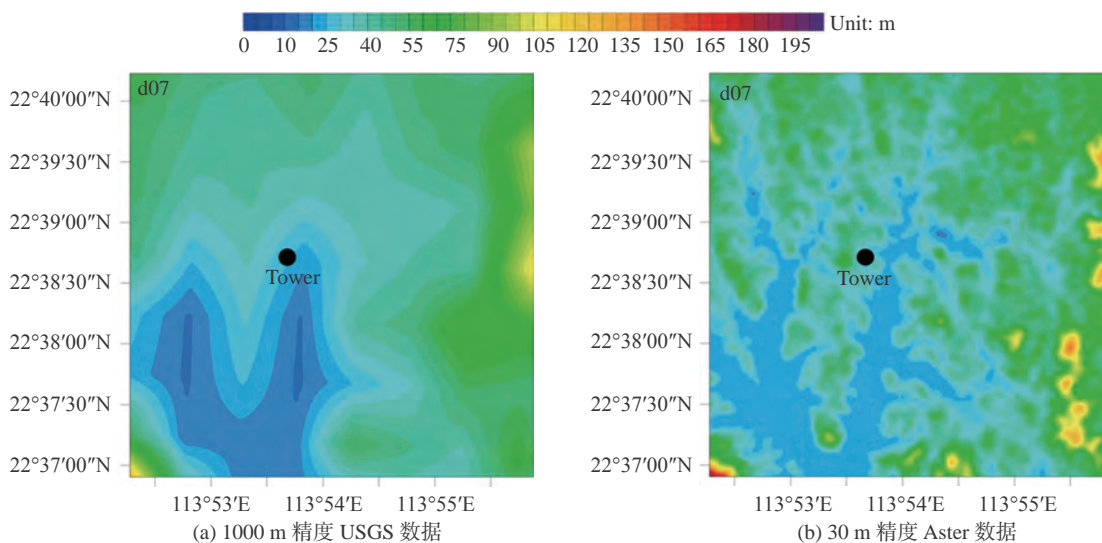


图 6 d07 计算域内地形高程数据对比

Fig. 6 The comparison of the topographical data in domain d07

此外, 本文按照 UCM 模型的要求将土地利用类型中的城市细分为为了高密度住宅区、低密度住宅区和工业、商业用地三类<sup>[17]</sup>, 图 8 为广东沿海地区城市用地细分情况。

### 3 模拟结果分析

#### 3.1 台风演化过程模拟结果

图 9 所示为 WRF 模拟所得台风“山竹”移动路径与中国气象局 (China Meteorological Administration,

CMA) 实测路径对比情况。模拟台风在前两天的移动路径几乎和实测路径一致, 但在靠近菲律宾前移动方向产生误差, 在擦过菲律宾后路径误差逐渐减小, 其登陆位置几乎和历史登陆点一致。路径模拟结果表明, 本次模拟采用的四层移动网格嵌套方案和选用的物理参数方案能够很好再现台风路径, 大多数时刻的路径误差在 50 km 内。

图 10 给出了模拟所得台风“山竹”近中心最大风速、最低海平面气压与 CMA 实测结果对比情况。

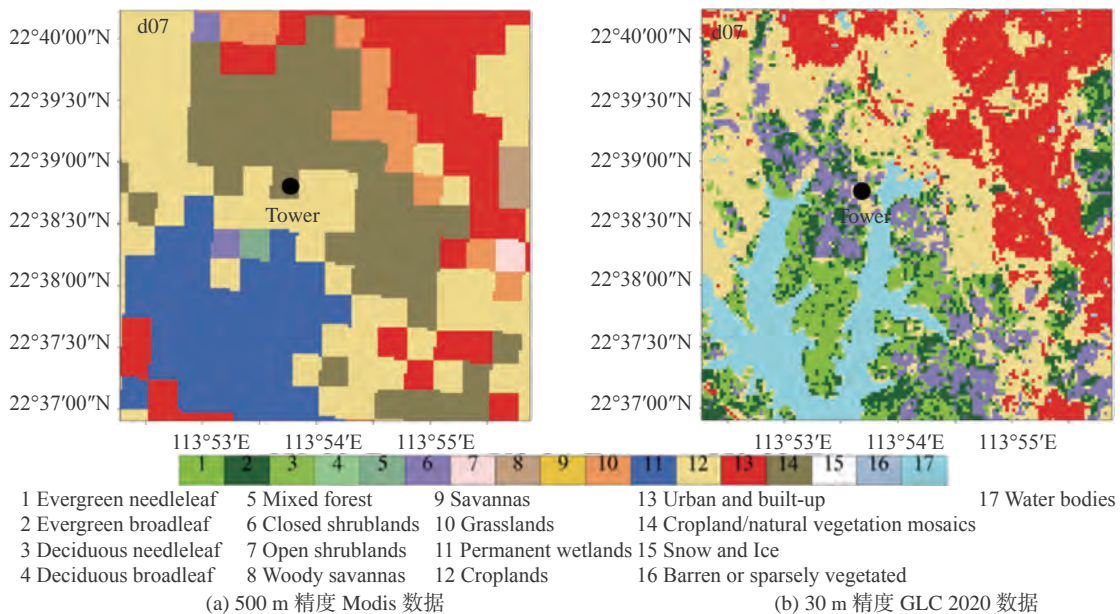


图 7 d07 计算域内土地利用类型数据对比

Fig. 7 The comparison of land-usage categories in domain d07

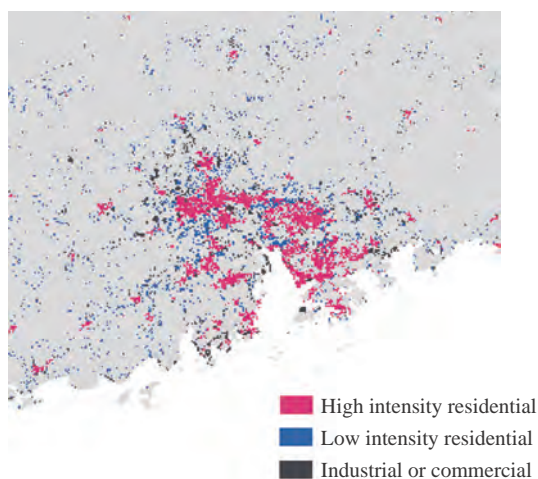
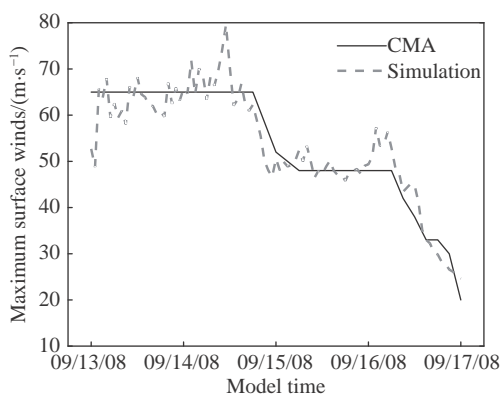
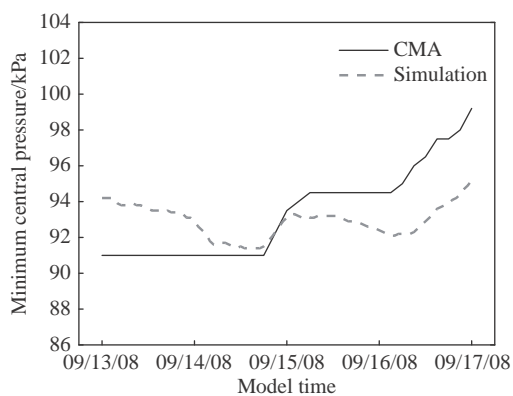


图 8 广东及沿海地区城市用地分类

Fig. 8 The classification of urban land usage in Guangdong and coastal areas



(a) 近中心最大风速



(b) 最低海表面气压

图 10 台风“山竹”强度模拟结果与 CMA 数据对比  
Fig. 10 Intensities of typhoon Mangkhut from the simulation and CMA

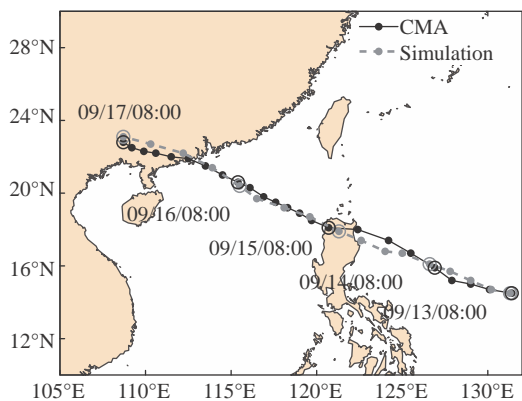


图 9 台风“山竹”模拟路径与 CMA 记录最佳路径数据对比

Fig. 9 The routes of typhoon Mangkhut from the simulation and CMA

近中心风速对比结果表明,本次模拟准确地重现出了台风“山竹”在 9 月 15 日登陆菲律宾以及 9 月 16 日登陆我国广东省时的两次风速下降过程,模拟结果和实测结果相比总体风速大小保持一致,部分时

刻风速略大于实测风速(图 10(a))。由图 10(b)可以看到模拟所得最低海平面气压和实测结果相比, 上升幅度较小, 但整体变化趋势一致, 较好的模拟出了两次海平面气压的增大过程。综上所述, 本文所采用的模拟方案准确地模拟出了台风“山竹”的移动路径和风场演化过程。

### 3.2 精细化城市风场模拟结果

通过五层嵌套计算域对深圳气象观测梯度塔周边风场开展了精细化模拟, 最后两层嵌套域(d06、d07)在 2018 年 9 月 16 日 17 时(登录时刻)的 10 m 高度处风场如图 11 所示。d06 和 d07 嵌套域使用了 LES 湍流模型并且耦合了 UCM 模型, 可以看出, 该方案精确模拟了深圳气象观测梯度塔周边的城市风场。如图 11 所示, 台风“山竹”登陆时梯度塔周边

最大风速已经超过 30 m/s, 由图可见, 城市周边地形地貌以及建筑群的分布情况对局地风场有较大影响。如图 11(a)所示, 梯度塔周边山体导致了风速、风向空间分布不均匀, 各个山顶位置处出现明显的高风速区, 局部区域由于山体的遮挡出现低风速区, 此外, 部分位置的风向由于地形的干扰也出现了明显的转向现象。图 11(b)为 d07 计算域得到的风场模拟结果, 可以看到建筑稀疏区域的风速大于建筑密集区域; 同时, 从结果可以看到两块相邻建筑群之间形成狭道, 气流从开阔地带穿过狭道时, 过流断面缩小, 根据流体连续性原理气流发生明显加速形成强风, 这种现象被称为“狭道效应”; 另外, 由于来流方向上山体的遮挡, 计算域下部位置出现了局地低风速现象。

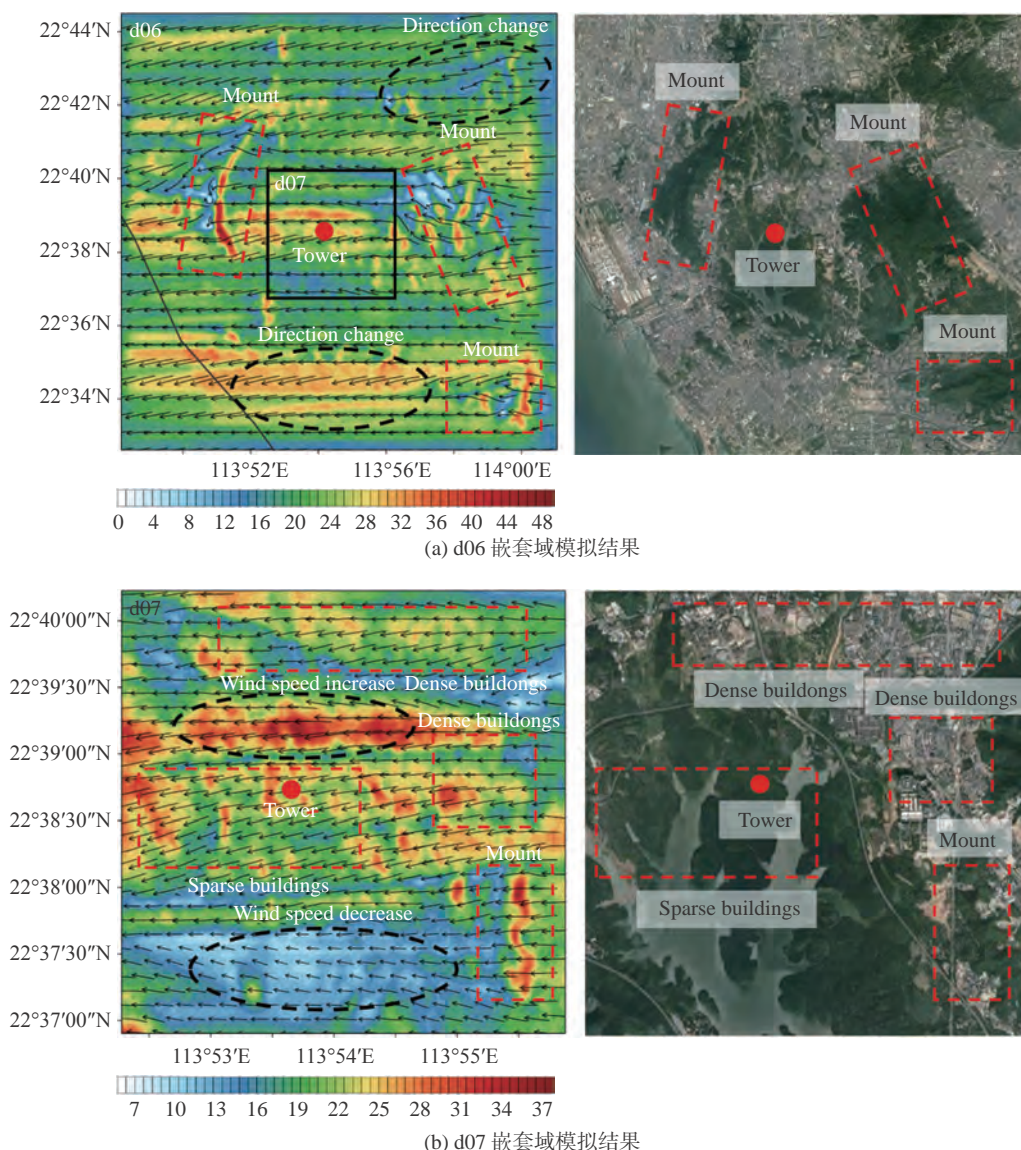


图 11 不同嵌套域 10 m 高度处水平风速云图 (单位: m/s)

Fig. 11 Instantaneous contours of horizontal wind velocities (m/s) at 10 m above the ground in different domains

利用文献 [21] 中梯度气象塔分别位于 10 m、40 m、160 m、320 m 高度处的三维超声测风仪获取的 10 min

平均风速数据, 与文献 [17] 中香港京士柏气象站 (King’s Park, 简称 KP) 实测数据, 对耦合 UCM 模型

的 WRF 模式模拟城市风场的能力进行进一步的验证分析,同时比较 UCM 模型对 WRF 模拟结果的影响。数据时间段为 2018 年 9 月 15 日 08 时至 9 月 17 日 08 时, KP 与梯度塔相对位置如图 12 所示。

图 13(a-d)为 WRF 风速模拟结果与梯度塔实测结果对比情况,可以看到, WRF 模拟结果与实测结果整体变化趋势一致,准确地模拟出了梯度塔位置处风速随着台风“山竹”的临近而不断增大,台风登陆后风速逐渐减小的过程。此外,从图中可以看出, WRF 模拟所得风速稍大于实测结果,并且随着观测点高度的增加,模拟误差也有一定程度的增大,在 160 m 和 320 m 高度位置处模拟风速相较于实测风速减小较慢。产生误差的主要原因分析如下:台风中尺度模拟网格精度及地形解析精度的不足,会导致台风模拟风速偏大,这也是目前中尺度模式普遍存在的系统误差<sup>[27]</sup>;中尺度系统对于陆地表面复杂下垫面的解析精

度不高,导致台风登陆后 WRF 模拟与实测之间的误差更加明显。此外,如图 13(e)所示,由于梯度塔与

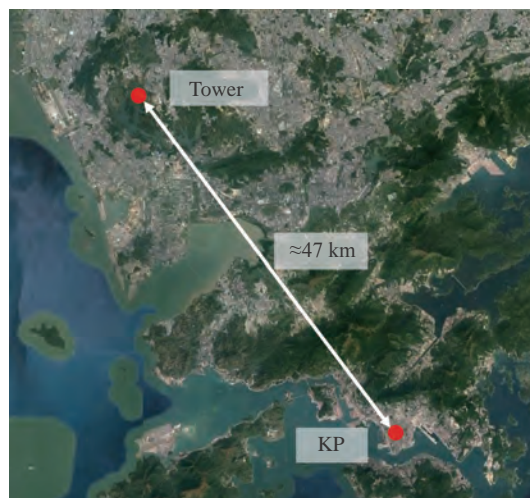


图 12 香港京士柏气象站地理位置

Fig. 12 The location of the King's Park weather station

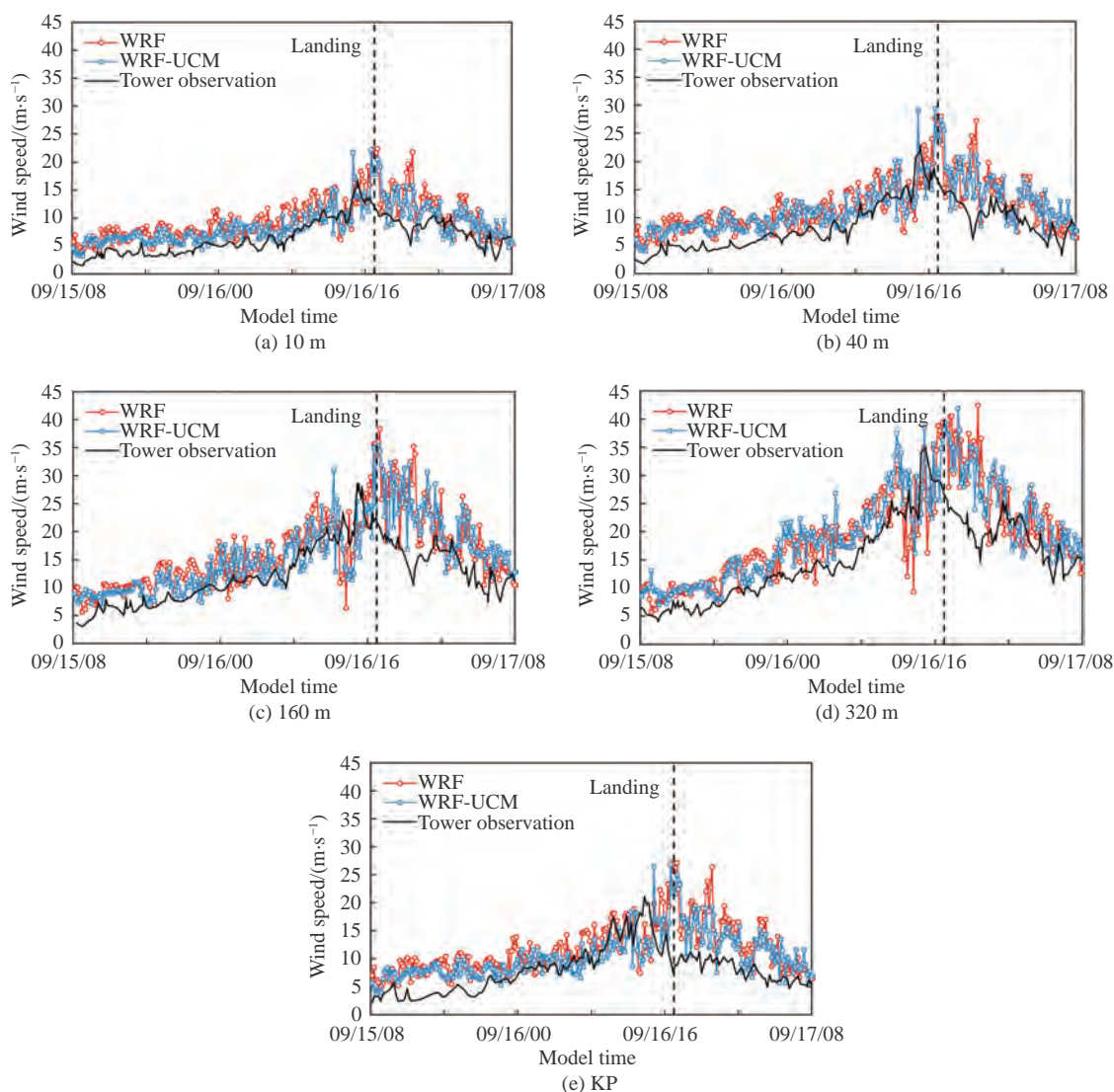


图 13 模拟风速与实测结果对比

Fig. 13 Comparisons of wind speeds between the simulation and observation

KP 相距约 47 km, KP 位置处最大风速出现时间与梯度塔相比稍有提前, 梯度塔位置处的模拟风速也稍大于 KP 位置的风速。但风速、风向整体的变化趋势一致, 这从一定程度上验证了模拟结果的可靠性。

表 4 为不同高度位置处台风临近深圳气象梯度塔时(9月16日15时至16时)的最大风速比较情况, 其中括号里的百分比数值表示相对误差。可以看到, 单一 WRF 模式的计算结果与耦合了 UCM 模型均能较为准确地模拟出台风影响下梯度塔各个高度处的风速。在高度 10 m 和 40 m 的位置, 耦合 UCM 模型后模拟风速更加接近实测风速, 模拟精度有所提高; 但随着高度的上升, 二者之间的差距变小。这种现象的原因是 UCM 模型仅作用于前三层竖向网格(图 3), 所以高空位置处的风速模拟精度提升不大。另外, 由于本次模拟采用的 UCM 模型较为简化, 对深圳等复杂城市的真实特征描述不足。因此, 计算结果与未耦合 UCM 的结果相比, 风速模拟精度在低空略有提升, 但总体相差不大。

表 4 不同高度位置最大风速比较  
Table 4 Maximums of wind velocity at different heights

高度/m	最大风速/(m·s <sup>-1</sup> )		
	实测结果	WRF	WRF-UCM
10	16.89	18.41(8.9%)	17.49(3.6%)
40	22.77	24.03(5.5%)	21.58(-5.2%)
160	28.65	26.79(-6.5%)	26.38(-7.9%)
320	34.87	36.79(5.5%)	37.58(7.7%)

综上所述, 本文采用的 WRF 耦合 UCM 模式能准确模拟台风“山竹”影响下的城市风场, 反映出地形以及建筑群分布对城市风场的影响, 且耦合 UCM 模型后, 对风速模拟精度有一定提升。

## 4 结论

本文利用耦合 UCM 模型的 WRF 模式对深圳气象观测梯度塔周边区域在台风“山竹”影响下的城市风场开展了数值模拟工作, 并结合现场实测数据进行了对比分析。主要结论如下:

1) 本文所采用的四层移动嵌套网格能准确模拟台风“山竹”的移动路径和强度变化, 重现台风“山竹”的演化过程, 为后续城市风场模拟提供初始场。

2) 基于高精度下垫面数据和 UCM 模型的数据, 本文模拟结果准确地反映出了台风“山竹”影响下的城市风场空间分布情况。城市周边山体的遮挡干扰作用会导致风场空间分布不均匀, 山顶出现高风速区, 背风位置出现低风速区。建筑密集区域风速小于

建筑稀疏区域, 而两个相邻建筑群之间存在“狭道效应”使得风速增大。

3) 模拟所得风速与实测风速相近, 风速变化趋势一致, 但模拟误差随高度升高而增加。耦合 UCM 模型能够在一定程度上提高 WRF 模拟精度, 但受限于 UCM 模型中对建筑物几何外形的简化算法, 其对高度较高位置处风速模拟的精度提升有限。

## 参 考 文 献:

- [1] 吕明辉, 赵慧霞, 张晓美, 等. 基于综合灾害风险防范模式的台风灾害防御效益评价研究初探[J]. 灾害学, 2021, 36(1): 157-163.  
LYU M H, ZHAO H X, ZHANG X M, et al. Preliminary study on benefit evaluation of disaster prevention of typhoon based on integrated disaster risk governance model[J]. Journal of Catastrophology, 2021, 36(1): 157-163 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.1000-811X.2021.01.030
- [2] 王立. 村镇建筑群风致干扰效应及工程应用[D]. 大连: 大连理工大学, 2018.
- [3] LI Q S, LI X, CHAN P W. Impact of a fifty-year-recurrence super typhoon on skyscrapers in Hong Kong: large-scale field monitoring study[J]. Journal of Structural Engineering, 2021, 147(3): 04021004.  
doi: 10.1061/(asce)st.1943-541x.0002930
- [4] 张鑫鑫, 李波, 张石, 等. 基于北京中心城区实测的城市边界层风场特性研究[J]. 建筑结构学报, 2020: 1-8.  
ZHANG X X, LI B, ZHANG S, et al. Study on the characteristics of wind field in urban boundary layer based on the measured data in central Beijing[J]. Journal of Building Structures, 2020: 1-8 (in Chinese).  
doi: 10.14006/j.jzjgxb.2020.0432
- [5] 傅国强, 全涌, 顾明, 等. 上海陆家嘴地区高空台风“温比亚”风特性实测[J]. 湖南大学学报(自然科学版), 2021, 48(1): 100-107.  
FU G Q, QUAN Y, GU M, et al. Field measurement of wind characteristics of typhoon Rumbia in upper air of Lujiazui district at Shanghai[J]. Journal of Hunan University (Natural Sciences), 2021, 48(1): 100-107 (in Chinese).  
doi: 10.16339/j.cnki.hdxzbk.2021.01.011
- [6] 王旭, 刘文韬, 叶仲韬, 等. 沿海大跨径桥址处台风“山竹”风特性实测研究[J]. 桥梁建设, 2021, 51(1): 29-36.  
WANG X, LIU W T, YE Z T, et al. Field measurement of wind characteristics at long-span bridge site in coastal area during typhoon Mangkhut[J]. Bridge Construction, 2021, 51(1): 29-36 (in Chinese).
- [7] LI M X, QIU X F, SHEN J J, et al. CFD simulation of the wind field in Jinjiang City using a building data generalization method[J]. Atmosphere, 2019, 10(6): 326.  
doi: 10.3390/atmos10060326
- [8] 王晓君, 马浩. 新一代中尺度预报模式(WRF)国内应用进展[J]. 地球科学进展, 2011, 26(11): 1191-1199.  
WANG X J, MA H. Progress of application of the weather research and forecast(WRF) model in China[J]. Advances in Earth Science, 2011, 26(11): 1191-1199 (in Chinese).
- [9] 公颖, 周小珊, 杨森, 等. 2012年东北地区重大天气过程WRF模式预报效果检验[J]. 气象与环境学报, 2015, 31(6): 27-33.  
GONG Y, ZHOU X S, YANG S, et al. Verification of forecasting effect by WRF model for important weather processes in northeast China in 2012[J]. Journal of Meteorology and Environment, 2015, 31(6): 27-33 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.1673-503X.2015.06.004
- [10] 端义宏. 登陆台风精细结构的观测、预报与影响评估[J]. 地球科学进

- 展, 2015, 30(8): 847–854.
- DUAN Y H. Monitoring and forecasting of finescale structure and impact assessment of landfalling typhoons[J]. *Advances in Earth Science*, 2015, 30(8): 847–854 (in Chinese).  
doi: 10.11867/j.issn.1001-8166.2015.08.0847
- [11] 曾祥锋. 基于WRF中尺度数值模式台风风场模拟及验证[D]. 广州: 广州大学, 2018.
- ZENG X F. Numerical simulation and verification of typhoon wind field by WRF mesoscale model[D]. Guangzhou: Guangzhou University, 2018(in Chinese).
- [12] 黄铭枫, 孙建平, 王义凡, 等. 基于天气预报模式和大涡模拟的台风风场多尺度耦合数值模拟[J]. *建筑结构学报*, 2020, 41(2): 63–70.
- HUANG M F, SUN J P, WANG Y F, et al. Multi-scale simulation of typhoon wind fields by coupling of weather research and forecasting model and large-eddy simulation[J]. *Journal of Building Structures*, 2020, 41(2): 63–70 (in Chinese).  
doi: 10.14006/j.jzjgxb.2018.0735
- [13] 朱容宽, 柯世堂. 考虑中尺度台风影响的大跨度航站楼屋盖风压特性研究[J]. *振动与冲击*, 2019, 38(23): 230–238, 252.
- ZHU R K, KE S T. Wind pressure characteristics of large-span terminal roof under mesoscale typhoon[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2019, 38(23): 230–238, 252 (in Chinese).  
doi: 10.13465/j.cnki.jvs.2019.23.032
- [14] CHEN F, JANJIC Z, MITCHELL K. Impact of atmospheric surface-layer parameterizations in the new land-surface scheme of the NCEP mesoscale eta model[J]. *Boundary-Layer Meteorology*, 1997, 85(3): 391–421.  
doi: 10.1023/A:1000531001463
- [15] CHEN F, KUSAKA H, BORNSTEIN R, et al. The integrated WRF/urban modelling system: development, evaluation, and applications to urban environmental problems[J]. *International Journal of Climatology*, 2011, 31(2): 273–288.  
doi: 10.1002/joc.2158
- [16] 蒙伟光, 张艳霞, 李江南, 等. WRF/UCM在广州高温天气及城市热岛模拟研究中的应用[J]. *热带气象学报*, 2010, 26(3): 273–282.
- MENG W G, ZHANG Y X, LI J N, et al. Application of WRF/UCM in the simulation of a heat wave event and urban heat island around Guangzhou City[J]. *Journal of Tropical Meteorology*, 2010, 26(3): 273–282 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.1004-4965.2010.03.003
- [17] 马敏劲, 杨屹, 苏雨萌. 基于兰州市城市冠层模式的一次降水过程的数值模拟[J]. *兰州大学学报(自然科学版)*, 2020, 56(5): 650–658.
- MA M J, YANG Y, SU Y M. Numerical simulation of a precipitation process in Lanzhou based on the urban canopy model[J]. *Journal of Lanzhou University (Natural Sciences)*, 2020, 56(5): 650–658 (in Chinese).  
doi: 10.13885/j.issn.0455-2059.2020.05.012
- [18] HE Y C, HE J Y, CHEN W C, et al. Insights from super typhoon Mangkhut (1822) for wind engineering practices[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2020, 203: 104238.  
doi: 10.1016/j.jweia.2020.104238
- [19] 赵林, 杨绪南, 方根深, 等. 超强台风山竹近地层外围风速剖面演变特性现场实测[J]. *空气动力学学报*, 2019, 37(1): 43–54.
- ZHAO L, YANG X N, FANG G S, et al. Observation-based study for the evolution of vertical wind profiles in the boundary layer during super typhoon Mangkhut[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(1): 43–54 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0297
- [20] LUO Y P, FU J Y, LI Q S, et al. Observation of typhoon Hato based on the 356-m high meteorological gradient tower at Shenzhen[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2020, 207: 104408.  
doi: 10.1016/j.jweia.2020.104408
- [21] 谢壮宁, 段静, 刘慕广, 等. 超强台风山竹近地风场特性实测[J]. *同济大学学报(自然科学版)*, 2021, 49(5): 652–660.
- XIE Z N, DUAN J, LIU M G, et al. Field measurement of near-ground wind characteristics during super typhoon Mangkhut[J]. *Journal of Tongji University (Natural Science)*, 2021, 49(5): 652–660 (in Chinese).  
doi: 10.11908/j.issn.0253-374x.20395
- [22] SKAMAROCK W C, KLEMP J B, DUDHIA J, et al. A description of the advanced research WRF version 3[R]. NCAR/TN-475+STR, 2008.  
doi: 10.13140/RG.2.1.2310.6645
- [23] 杨昱玉, 吕雅琼, 文军, 等. 不同参数化方案和再分析资料在典型高原湖泊地区的适用效果评估分析[J]. *高原气象*, 2020, 39(6): 1195–1206.
- YANG X Y, LYU Y Q, WEN J, et al. Evaluations and analysis of applicability of the different parameterization schemes and reanalysis data in the typical alpine lake areas[J]. *Plateau Meteorology*, 2020, 39(6): 1195–1206 (in Chinese).
- [24] 常婉婷, 高文华, 端义宏, 等. 云微物理过程对台风数值模拟的影响[J]. *应用气象学报*, 2019, 30(4): 443–455.
- CHANG W T, GAO W H, DUAN Y H, et al. The impact of cloud microphysical processes on typhoon numerical simulation[J]. *Journal of Applied Meteorological Science*, 2019, 30(4): 443–455 (in Chinese).  
doi: 10.11898/1001-7313.20190405
- [25] KUSAKA H, KIMURA F. Coupling a single-layer urban canopy model with a simple atmospheric model: impact on urban heat island simulation for an idealized case[J]. *Journal of the Meteorological Society of Japan*, 2004, 82(1): 67–80.  
doi: 10.2151/jmsj.82.67
- [26] 邹振操, 邓院昌. 三种地形数据下WRF模式风场模拟对比试验研究[J]. *水电能源科学*, 2015, 33(1): 204–206, 182.
- ZOU Z C, DENG Y C. Study on numerical simulation of wind field using three kinds of terrain data[J]. *Water Resources and Power*, 2015, 33(1): 204–206, 182 (in Chinese).
- [27] 黄铭枫, 刘国星, 王义凡, 等. 耦合台风天气预报模式和实测数据的神经网络风速预测[J]. *建筑结构学报*, 2020: 1–13.
- HUANG M F, LIU G X, WANG Y F, et al. Neural network forecasts of typhoon wind speeds coupled with WRF and measured data[J]. *Journal of Building Structures*, 2020: 1–13 (in Chinese).  
doi: 10.14006/j.jzjgxb.2020.0563

(本文责编: 王颖 英文编审: 董思卫)

文章编号: 0258-1825(2021)04-0117-12

# 不同大气稳定度下台风“莫拉克”(2009)的 近地风场特性

李田田<sup>1</sup>, 屈宏雅<sup>2</sup>, 朱 蓉<sup>3</sup>, 李永平<sup>1</sup>, 汤胜茗<sup>1,\*</sup>

(1. 中国气象局上海台风研究所, 上海 200030;

2. 同济大学, 上海 200092; 3. 国家气候中心, 北京 100081)

**摘要:**为了探究台风影响期间不同大气稳定度条件对近地层风场特性的影响, 基于 2009 年台风“莫拉克”移动路径上的三座测风塔测得的高频三维风速时程, 分析了台风影响期间中性、稳定、不稳定三种大气层结状况的分布频率, 以及不同稳定度条件下近地层平均风场特性(平均风速和风向)和脉动风场特性(湍流强度、阵风因子、湍流积分尺度和脉动风速谱)。研究表明, 台风外围雨带区影响期间非中性层结发生概率约 44%; 在非中性层结影响下, 平均风速出现频率最高的区间(10~12 m/s, 14~16 m/s)不同于中性层结(12~14 m/s), 且湍流强度最高频数分布较为集中(8%~10%); 验证 von-Karman 谱描述不同大气稳定度下台风脉动风速谱的适用性, 发现该经验谱对中性层结下的风速谱刻画较好, 对非中性层结下的风速谱存在低频段高估、高频段低估谱能量的现象。进行工程结构抗风设计时, 需注意非中性大气层结对风速、湍流强度、脉动风速谱等与结构风荷载确定密切相关的参数的影响。

**关键词:** 台风; 大气稳定度; 风场特性; 边界层; 外场试验; 超声风速仪

中图分类号: P458.1<sup>+</sup>24 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0057

## Near-surface wind-field characteristics of typhoon Morakot (2009) under different atmospheric stability conditions

LI Tiantian<sup>1</sup>, QU Hongya<sup>2</sup>, ZHU Rong<sup>3</sup>, LI Yongping<sup>1</sup>, TANG Shengming<sup>1,\*</sup>

(1. Shanghai Typhoon Institute of China Meteorological Administration, Shanghai 200030, China;

2. Tongji University, Shanghai 200092, China; 3. National Climate Center, Beijing 100081, China)

**Abstract:** To investigate the effects of atmospheric stability conditions on the near-surface characteristics of wind fields during the passage of a typhoon, field experiments of typhoon Morakot (2009) were conducted at three wind towers equipped with ultrasonic anemometers. The occurrence frequencies of the neutral, stable, and unstable atmosphere conditions are first analyzed. It is found that the non-neutral atmosphere has a occurrence frequency about 0.44 and the atmosphere tends to become more stable further away from the ground. Then, wind-field characteristics including the mean (mean wind velocity and direction) and statistics (turbulence intensity, gust factor, integral length scale, and power spectra) under different atmospheric stability conditions are explored. The atmospheric stability condition affects the mean wind velocity, turbulence intensity, and gust factor considerably. However, its effect on the mean wind direction and integral length scale is less significant. The most probable mean wind velocity falls in the ranges of 10-12 m/s and 14-16 m/s under the non-neutral atmosphere condition, which is different from that under the neutral atmosphere condition (12-14 m/s). The most

收稿日期: 2021-04-19; 修订日期: 2021-06-16; 录用日期: 2021-06-18; 网络出版时间: 2021-09-10

基金项目: 国家重点研发计划(2018YFB1501104); 国家自然科学基金(42005144, 52008316); 中国博士后科学基金(2020M681443); 上海市自然科学基金(20ZR1461400); 上海市浦江人才计划(20PJ1413900); 上海市“超级博士后”资助(2020518)

作者简介: 李田田(1987-), 女, 江苏人, 博士后, 研究方向: 应用气象学. E-mail: litt@typhoon.org.cn

通信作者: 汤胜茗\*, 副研究员, 研究方向: 应用气象学. E-mail: tangsm@typhoon.org.cn

引用格式: 李田田, 屈宏雅, 朱蓉, 等. 不同大气稳定度下台风“莫拉克”(2009)的近地风场特性[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(4): 117-128.

LI T T, QU H Y, ZHU R, et al. Near-surface wind-field characteristics of typhoon Morakot (2009) under different atmospheric stability conditions[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(4): 117-128(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0057

representative turbulence intensity associated with the non-neutral condition is about 8%-10%, while it is distributed in a wider range of 8%-16% regarding the neutral condition. The applicability of the von-Karman spectrum into the typhoon-induced power spectra under different atmospheric stability conditions is verified. Results show that the von-Karman spectrum fits the power spectrum associated with the neutral atmosphere very well. However, it overestimates the turbulence energy in the low-frequency range and underestimates the turbulence energy in the higher-frequency part under non-neutral conditions. In summary, the influence of the non-neutral atmospheric stratification needs to be considered when conducting the typhoon resistance design of civil structures. In addition, the variation of atmospheric stability conditions along the vertical direction should also be taken into account, since wind loads exerted on the structure are closely related to wind velocity, turbulence intensity, and power spectrum.

**Keywords:** typhoon; atmospheric stability; wind characteristics; boundary layer; field experiment; ultrasonic anemometer

## 0 引言

我国地处西北太平洋西岸,海岸线绵长,每年约有7~9个台风登陆我国,是全球台风灾害最严重的国家之一<sup>[1]</sup>。台风登陆时所致强风,以及脉动风结构和湍流特性与良态风相比存在显著差异,是防台减灾、工程结构抗风设计、风能资源评估的重要研究内容。

武占科等<sup>[2]</sup>分析了距地面200 m以上不同高度的台风脉动风特性,发现台风脉动风特性不宜采用良态风的统计值,台风实测风谱与规范谱有一定的偏差。胡尚瑜等<sup>[3]</sup>研究指出台风风场平均风速剖面指数、湍流强度和阵风因子均大于良态风场实测值。徐安等<sup>[4]</sup>提出台风脉动风速概率分布模型与风速大小有关,当风速较小时,脉动风速概率分布接近正态分布;当风速较大时,则与正态分布相差较大。Powell等<sup>[5]</sup>和Franklin等<sup>[6]</sup>基于GPS下投式探空数据,对台风边界层的平均风速剖面进行研究,发现在近地面层200 m高度内风速随高度的变化仍符合对数律。肖仪清等<sup>[7]</sup>依据近海面观测资料研究了台风登陆过程中风场特性,结果表明当下垫面为海面时,平均风速剖面指数与规范推荐值有较大差异。赵林等<sup>[8]</sup>通过分析超强台风“山竹”的近地外围风场风速剖面演变特性,发现台风远端风场S形和反C形2种风剖面形态,并提出Vickery模型对台风远端风场1.5 km高度范围内低空急流风剖面的拟合效果较好,但不能重现S形风剖面上部风剖面形态。王旭等<sup>[9]</sup>基于Kaimal互功率谱,提出了台风影响期间近地层纵向与竖向以及纵向与横向脉动风速分量之间的互功率谱修正模型,且与实测谱符合较好。Yu等<sup>[10]</sup>依据四个台风的观测数据进行功率谱分析,发现在低频时台风条件下的湍动能显著高于良态风条件下。王澈泉等<sup>[11]</sup>分析了城市地貌下台风影响期间不同时距的平均风速、湍流强度和阵风因子,结果表明,当平均时距较大

时(>5 min),湍流强度的均值较大且变异系数较小,湍流特性计算较为稳定。关于不同平均时距的问题,WMO规程<sup>[12]</sup>针对不同来流条件(陆地风、海洋风、离岸风、近岸风)建议了台风条件下采用不同平均时距(3 s, 1 min, 2 min, 3 min, 10 min, 1 h)时阵风因子的转换关系,为不同平均时距的选择与转换提供了较为合理的依据和方法。Schroeder等<sup>[13]</sup>分析了七个登陆台风的移动观测数据,发现风向变化及来流方向地表粗糙度对风场特性影响较大,并且在台风眼墙或者最大风速位置,阵风因子和湍流强度略微降低,而湍流积分尺度却增大。Miller等<sup>[14]</sup>通过对多个观测站得到的十年台风数据进行研究,同样提出湍流强度和阵风因子受来流地形影响很大,还指出当下垫面从粗糙地形变到平坦地形时,至少需要1 km的距离才能使10 m高度的风在新地形下重新达到平衡。Mashiko和Shimada<sup>[15]</sup>研究了2015年台风“天鹅”的中心结构,发现当台风眼墙逼近观测站时,风速发生显著波动,3 s阵风可达64.3 m/s,阵风因子可达2.1。除了眼墙外,眼区内的平均风速、风向变化也比较剧烈,眼区中心的风速在0~10 m/s之间波动。更多研究<sup>[16-21]</sup>分析了台风影响期间的平均风速、湍流强度、极端风速、阵风因子、摩擦速度等风场特性的演变特征,但研究内容较少涉及大气稳定度对台风风场特性,特别是湍流特征的影响。

大气稳定度反应了大气湍流状态及稳定程度<sup>[22]</sup>。在良态风时,有研究表明<sup>[23-27]</sup>不同大气稳定度条件下平均风速剖面有显著差异,并有学者<sup>[25-26]</sup>根据不同稳定度条件建立不同风速剖面的修正模型。例如,对数律形式的风速剖面仅适用于中性大气边界层内<sup>[28]</sup>,若在非中性层结下应用,则需要采用稳定度修正函数对其进行修正<sup>[22, 25]</sup>。Sathe等<sup>[29]</sup>对不同大气稳定度下风电机组所承载的载荷的差异进行研究,发现在稳定层结下,风电机组塔架受到的荷载比中性条件下

减少 17%;在不稳定层结下,荷载比中性条件减少 3%。然而,对于风电机组转子受到的荷载却有相反的结论,考虑大气稳定度时得到的荷载比中性条件高 12%。在台风条件下,王旭等<sup>[30]</sup>对台风“梅花”影响期间风场特性进行分析,发现中性层结下水平平均风速小于非中性条件下。柯清派等<sup>[31]</sup>对台风“黑格比”的实测数据进行分析时发现非中性层结出现频率达到 64%,且考虑大气层结状况的风速剖面模型可以更好地刻画海面风场的风速分布。综上,目前关于大气稳定度比较成熟的研究多集中在良态风场,对台风影响期间非良态风场状态下大气稳定度对风场特性的影响研究比较匮乏。因此,本研究将基于台风“莫拉克”(2009),探究不同大气稳定度下台风风场特性的差异,填补这一研究领域的空白。

已有学者针对“莫拉克”做了一些研究。文献[32-35]对“莫拉克”登陆期间强度、结构、路径演变特征进行了动力学分析。李永平等<sup>[36]</sup>分析了“莫拉克”登陆过程中的地面阵风特性,发现地面阵风主要呈 3~7 min 周期性变化,且存在明显的相干结构。张容焱等<sup>[37]</sup>分析了“莫拉克”影响范围内的 33 座测风塔观测资料,研究发现阵风系数随高度变化与地形有关,一般情况下随高度升高而减小,在复杂地形条件下不符合随高度升高而减小的规律。关于“莫拉克”的已有研究也鲜少涉及台风影响期间大气稳定度的分析。

本研究利用近海岸一座 120 m 和两座 100 m 高的测风塔获得的 2009 年台风“莫拉克”数据,分析台风影响期间大气层结状况,台风风场不同高度的平均风速、平均风向、湍流强度、阵风因子和湍流积分尺度的演变规律,以及脉动风速谱的特征,以探究不同大气稳定度下台风风场特性的差异性,为防台减灾和工程结构抗风设计等提供参考。

## 1 “莫拉克”及观测试验概述

### 1.1 “莫拉克”概况

2009 年第 8 号台风“莫拉克”(Morakot)于 8 月 3 日在西北太平洋生成,其最佳路径如图 1 所示,数据来源于中国气象局上海台风研究所<sup>[38]</sup>。“莫拉克”在 2009 年 8 月 5 日加强为台风级别,7 日 23:45(北京时间,下同)在台湾花莲首次登陆,登陆时近中心最大风力达 13 级(40 m/s),8 日进入台湾海峡后向北偏折。图 2(a)所示为 8 日 16:00 时“莫拉克”的雷达图像。“莫拉克”的结构呈现不对称性,台风眼区和眼墙区结构松散,强对流主要位于眼区以南和以东区域。为了辅助分析,“莫拉克”的最佳路径(红色实

线)和相近时刻最大风速半径(红色虚线圆圈)也标注在雷达图中。最大风速半径数据来源于联合台风警报中心(JTWC)<sup>[39]</sup>。9 日 16:20“莫拉克”在福建霞浦再次登陆,登陆时中心附近最大风力达 12 级(33 m/s)。图 2(b)为 9 日 16:00 时“莫拉克”的雷达图像,以及相近时刻最大风速半径。此时,由于登陆影响,台风强度减弱,不对称结构更加明显。

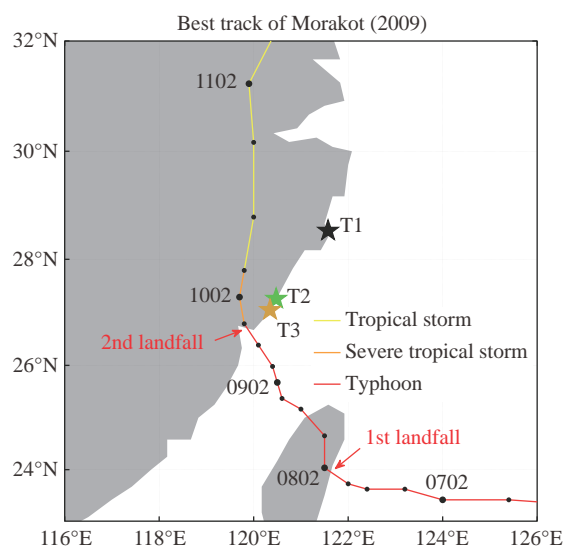


图 1 “莫拉克”最佳路径及测风塔位置

Fig. 1 The best track of typhoon Morakot and locations of wind towers

### 1.2 观测试验

“莫拉克”观测采用英国 Gill 公司生产的 WindMaster Pro 型超声风速仪(图 3),其在边界层湍流观测和风工程测量中应用广泛。该仪器使用环境温度为 $-40\text{ }^{\circ}\text{C}\sim+70\text{ }^{\circ}\text{C}$ ;风速测量范围是 $0\sim65\text{ m/s}$ ,测量精度为 $0.01\text{ m/s}$ ;风向测量范围是 $0^{\circ}\sim359^{\circ}$ ,测量精度为 $0.1^{\circ}$ ;数据采集频率为 $10\text{ Hz}$ 。本研究数据测量时间范围是 8 月 7 日 00:00 时至 8 月 11 日 00:00 时。

如图 1 所示,在“莫拉克”中心经过的路径上,有三座安装超声风速仪的测风塔获取了该台风的风况数据。测风塔编号依次为 T1( $121.57^{\circ}\text{E}$ ,  $28.44^{\circ}\text{N}$ )、T2( $120.48^{\circ}\text{E}$ ,  $27.17^{\circ}\text{N}$ )和 T3( $120.35^{\circ}\text{E}$ ,  $26.96^{\circ}\text{N}$ ),其距离台风中心的最短距离分别为 158 km、76 km 和 59 km。测风塔 T1 位于浙江台州东海塘(图 4(a)),风塔周边为村落、农田、沙地等平坦地形,风塔东面距离海岸线约 11 km。塔高为 120 m,塔基离海平面 20 m,在塔的 50 m、70 m、100 m 和 120 m 四层高度分别安装了超声风速仪。测风塔 T2 和 T3 分别位于浙江温州霞关和福建福鼎嵛山岛,塔高均为 100 m,并均在 70 m 高度安装了超声风速仪。其中, T2 塔位于有树木的平缓山坡上(图 4(b)),塔基离海平面 53 m;塔的北面

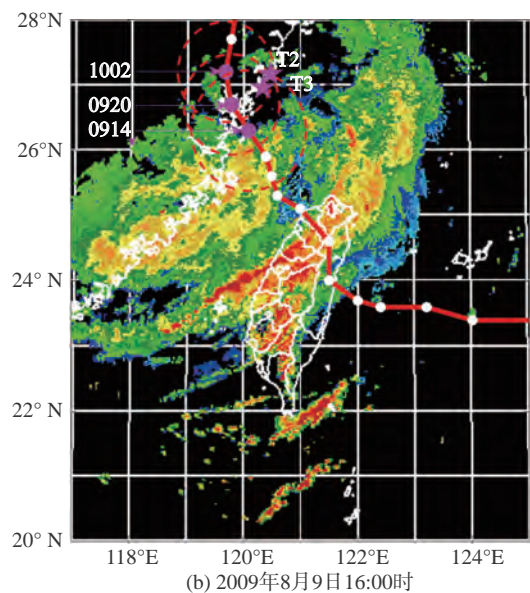
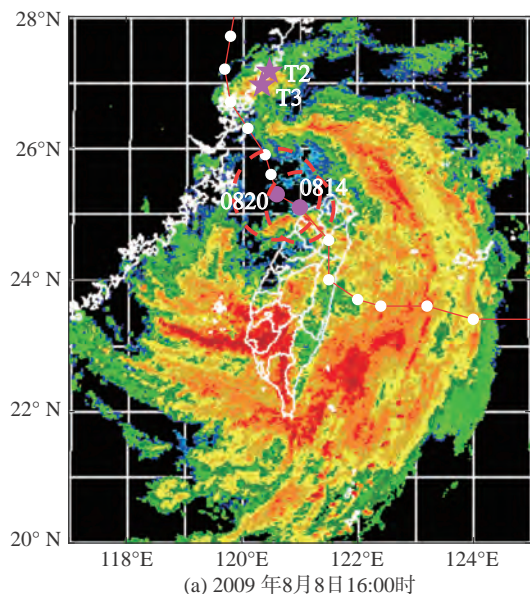


图 2 “莫拉克” 雷达图像

Fig. 2 Radar images of typhoon Morakot

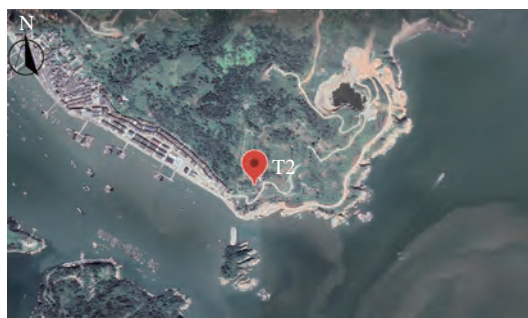


图 3 WindMaster Pro 型超声风速仪探头

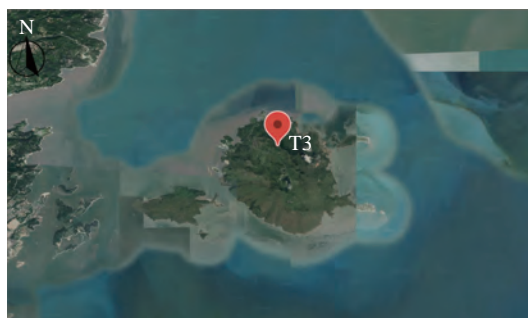
Fig. 3 A WindMaster Pro ultrasonic anemometer



(a) 测风塔T1



(b) 测风塔T2



(c) 测风塔T3

图 4 测风塔周边地表特征

Fig. 4 Surroundings of the wind towers

为山地地形,北向海拔较高且最高海拔约 245 m;塔的西南和南面靠近海岸,最短距离约 180 m;塔的东面距离海岸较远,约 570 m。T3 塔位于海岛上一条西北-东南走向的山脊上(图 4(c)),塔基离海平面 344 m;该处地势陡峭且有树木,东南向海拔较高,最高海拔约 486 m;塔的北面距离海岸最近,最短距离约 1.3 km。

## 2 观测试验数据处理

### 2.1 质量控制及样本选择

为了避免台风登陆过程伴随的强降水对超声风速仪观测数据可能造成的影响,首先,根据超声风速仪的数据判别码去除无效数据。其次,依据文献 [40-42] 提供的方法,去除野点、随机脉冲等异常点(由于环境因子干扰、电源不稳定、湍流信号本身随机性等原因引发的异常信号),缺失的数据采用线性插值方法进行填补。台风登陆过程中风速时程常伴随非平稳过程,进行台风脉动特性分析时,将时间序列去掉趋势

项<sup>[42-43]</sup>, 并进行平稳性检验<sup>[44]</sup>, 使得每个样本尽量满足平稳各态遍历随机过程的要求。最后, 对“莫拉克”进行多样本分析, 样本的平均时距取为 10 min, 每个样本包含 600 个数据。

## 2.2 数据代表性判别

图 5 给出了各个时刻三座测风塔与台风中心的距离, 以及“莫拉克”的最大风速半径。结合图 2 的雷达图像, 可以判断在 2009 年 8 月 9 日 14:00 时至 10 日 02:00 时之间(台风第二次登陆前后), 测风塔 T2、T3 位于“莫拉克”的眼墙区或者最大风速位置, 在其他时刻位于外围雨带区。测风塔 T1 则一直位于“莫拉克”的外围雨带区。为了进一步确定台风核心强风区域是否经过观测点, 依据以下两点进行判别<sup>[45-46]</sup>: 一是测风塔获取的台风强风(17.2 m/s 以上)风向角应出现大幅度的转换; 二是台风过程的风速时程曲线呈“M”型变化, 即强风出现双峰型分布, 双峰之间的底部(为台风眼区)出现小于 11 m/s 的风速, 即可判断为台风眼区经过。从图 6 “莫拉克”经过测风塔时 10 min 平均风速、风向的时程变化曲线可以看出, 风速时程曲线最大风速低于 17.2 m/s, 且没有明显的“M”型变化, 因此不满足以上两条判别条件, 不属于台风眼区。综上所述, 测风塔 T1 的观测数据代表台风外围风场特性, 测风塔 T2 和 T3 的数据代

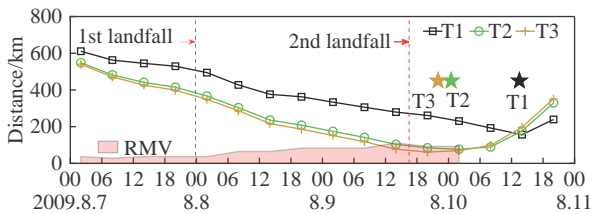


图 5 各时刻台风中心与测风塔距离及“莫拉克”最大风速半径 RMV (★对应台风中心距离测风塔最近的时刻, 下同)

Fig. 5 Distances between the typhoon center and wind towers and the radius of maximum velocity (RMV) of typhoon Morakot (★ indicates the time instant when the typhoon center is closest to the wind tower)

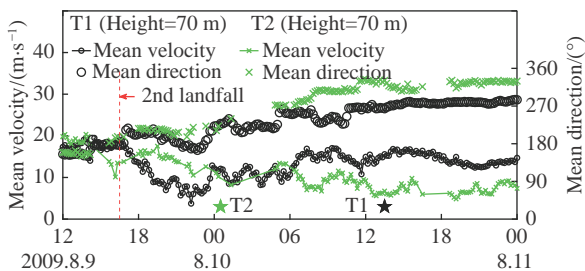


图 6 “莫拉克”穿过测风塔前后 10 min 平均风速、风向时程曲线

Fig. 6 Time histories of 10 min-averaged horizontal wind velocity and direction when Morakot passes wind towers

表台风外围和眼墙边缘风场特性。

## 2.3 数据处理

超声风速仪  $x$ 、 $y$ 、 $z$  三个方向测得的三维风速时间序列分别为  $u_x(t)$ 、 $u_y(t)$  和  $u_z(t)$ 。以 10 min 为时距进行分析, 水平平均风速  $U$  和水平平均风向角  $\theta$  根据公式(1-2)进行计算。

$$U = \sqrt{\overline{u_x(t)^2} + \overline{u_y(t)^2}} \quad (1)$$

$$\theta = \arctan(\overline{u_y(t)}/\overline{u_x(t)}) \quad (2)$$

竖向风速方向与风速仪  $z$  坐标轴相同, 因此竖向平均风速  $W$  为:

$$W = \overline{u_z(t)} \quad (3)$$

式中:  $\overline{u_x(t)}$ 、 $\overline{u_y(t)}$ 、 $\overline{u_z(t)}$  分别是 10 min 时距内的平均风速值。

在平均时距内, 顺风向脉动风速  $u(t)$ 、横风向脉动风速  $v(t)$  和竖向脉动风速  $w(t)$  根据公式(4-6)计算。

$$u(t) = u_x(t) \cos \theta + u_y(t) \sin \theta - U \quad (4)$$

$$v(t) = -u_x(t) \sin \theta + u_y(t) \cos \theta \quad (5)$$

$$w(t) = u_z(t) - W \quad (6)$$

湍流强度  $I$  定义为平均时距内脉动风速均方根与水平平均风速的比值, 其表征台风的脉动强度, 是确定结构所受风荷载的关键参数之一。

$$I_i = \frac{\sigma_i}{U}, \quad (i = u, v, w) \quad (7)$$

式中:  $\sigma_i$  分别表示脉动风速  $u(t)$ 、 $v(t)$ 、 $w(t)$  的均方根,  $U$  为 10 min 时距内水平平均风速。

阵风因子  $G$  也可表征台风的脉动强度, 定义为平均时距内阵风持续时间为  $\tau$  的平均风速最大值与平均时距内的水平平均风速之比, 即公式(8-10), 其中  $\tau$  取为 3 s。

$$G_u(\tau) = 1 + \frac{\max(\overline{u(\tau)})}{U} \quad (8)$$

$$G_v(\tau) = \frac{\max(\overline{v(\tau)})}{U} \quad (9)$$

$$G_w(\tau) = \frac{\max(\overline{w(\tau)})}{U} \quad (10)$$

式中:  $\max(\overline{u(\tau)})$ 、 $\max(\overline{v(\tau)})$ 、 $\max(\overline{w(\tau)})$  分别是顺风向、横风向和竖向脉动风在阵风持续时间  $\tau$  内平均风速最大值。

湍流积分尺度  $l$  用来描述风场中湍流涡旋平均尺度, 根据 Taylor 假设<sup>[47]</sup> 用自相关函数进行计算:

$$l_i = \frac{U}{\sigma_i^2} \int_0^{\infty} R(\tau) d\tau, \quad (i = u, v, w) \quad (11)$$

式中:  $R(\tau)$  为脉动风速的自相关函数。

脉动风速谱  $S(n)$  在频域上表征了台风的脉动特征, 描述了湍动能在不同尺度水平上的能量分布。其也是结构抗风设计的重要参量之一。有研究表明<sup>[7,9,16]</sup>, von-Karman 谱能够较好地反映台风实测结果, 其顺风向脉动风速谱函数表示为:

$$\frac{nS_u(n)}{\sigma_u^2} = \frac{4X_u}{(1+70.8X_u^2)^{\frac{5}{3}}}, \quad Xu = \frac{nl_u}{U} \quad (12)$$

大气稳定度反应了热力因子(浮力对流)与动力因子(雷诺应力)对湍流作用的相对重要性。大气运动时, 湍流状态的维持既有浮力也有雷诺应力的作用。雷诺应力做功表现为风剪切导致湍流的机械产生, 其值始终为正。浮力作用基于对流的产生与否可加强或抑制湍流, 因此浮力做功可正可负。在中性层结条件下, 浮力影响可以忽略不计, 空气流动主要由大气边界层底层地形和粗糙度等导致的机械湍流控制, 此时, 对数律形式的风速剖面规律仍可保持。在稳定层结条件下, 空气反抗负浮力做功消耗湍流能量。相反地, 在不稳定层结下, 浮力做正功, 且浮力作用逐渐超过动力影响占据控制优势, 引起对流混合, 增强湍流能量。因此, 对于大气稳定度的判别, 可根据浮力做功和雷诺应力做功的相对大小来确定。目前常采用梯度理查森数  $Ri$ <sup>[25]</sup> 和莫宁-奥布霍夫长度  $L$ <sup>[48]</sup> 两种参数作为稳定度的判据。  $Ri$  可根据两个高度之间的温度和风速梯度进行计算, 不需要湍流脉动测量结果。  $L$  的计算涉及摩擦速度、竖向温度通量等湍流数据, 需要借助三维超声风速仪、涡动系统等测量设备。本研究的观测数据系由 WindMaster Pro 型超声风速仪获得, 由此选择更为贴近的莫宁-奥布霍夫长度法对大气层结状况进行判定,  $L$  的计算公式如下。

$$L = -\frac{u_*^3}{\kappa \frac{g}{\bar{\theta}} \overline{w(t)\theta(t)}} \quad (13)$$

$$u_* = \left[ \overline{u(t)w(t)}^2 + \overline{v(t)w(t)}^2 \right]^{\frac{1}{4}} \quad (14)$$

式中:  $u_*$  为摩擦速度;  $\kappa$  为卡曼常数, 取 0.4;  $g$  为重力加速度, 取  $9.8 \text{ m/s}^2$ ;  $\bar{\theta}$  为 10 min 时距内平均温度;  $\theta$  为温度脉动,  $\overline{w(t)\theta(t)}$  表示 10 min 时距内平均温度竖向通量。由文献 [26] 可知: 当  $|L| \geq 500 \text{ m}$  时, 大气处于中性状态; 当  $10 \text{ m} < L < 500 \text{ m}$  时, 大气处于稳定状态; 当  $-500 \text{ m} < L < -50 \text{ m}$  时, 大气处于不稳定状态。

## 3 结果分析

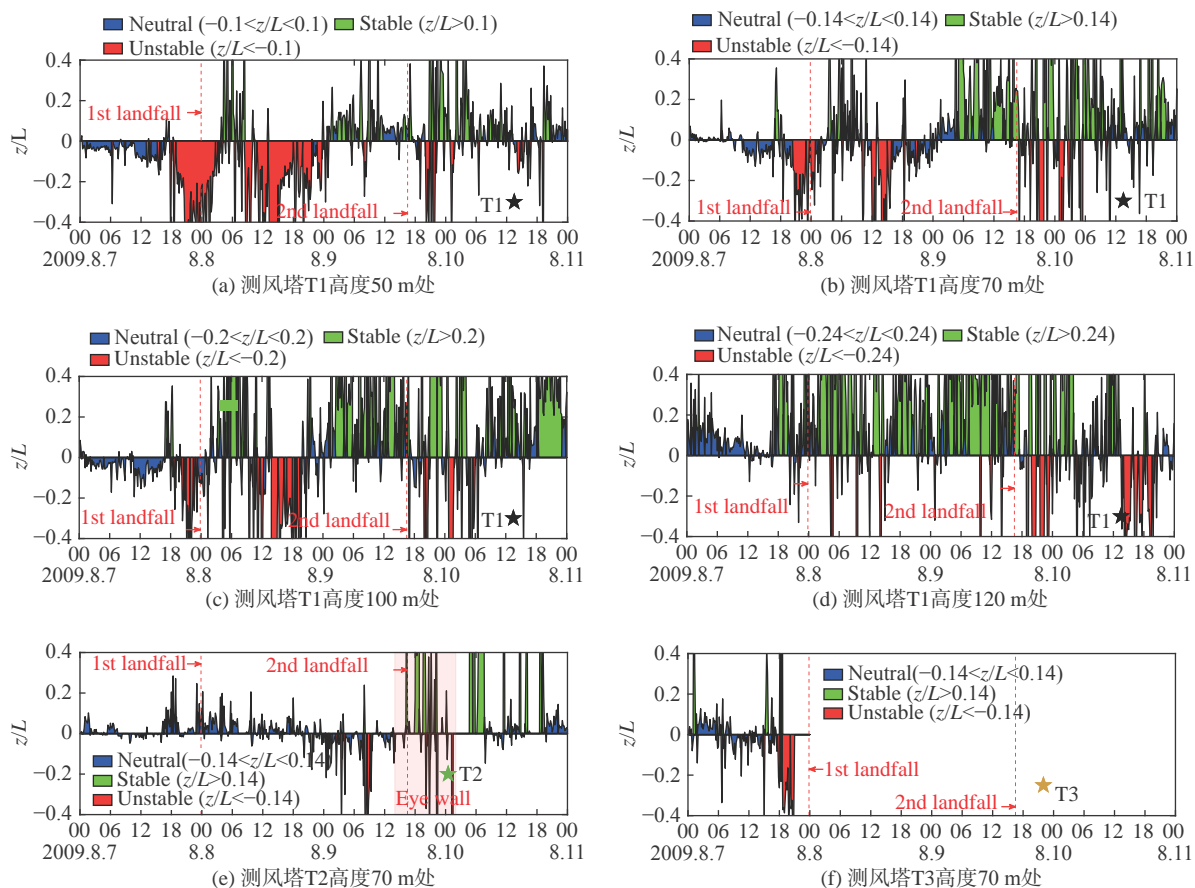
### 3.1 大气稳定度

大气稳定度的判别可根据莫宁-奥布霍夫长度  $L$  来确定, 但当大气处于中性状态时,  $L$  可能趋于无限长, 考虑实用中的便利性, 常用无因次量  $z/L$  来代替  $L$  作为稳定度的度量。相应的判别准则变为: 当  $-0.002z \leq z/L \leq 0.002z$  时, 大气处于中性状态; 当  $z/L > 0.002z$  时, 大气处于稳定状态; 当  $z/L < -0.002z$  时, 大气处于不稳定状态。因此, 测风塔 50 m、70 m、100 m、120 m 不同观测高度对应的判别大气稳定度的阈值分别为  $\pm 0.1$ 、 $\pm 0.14$ 、 $\pm 0.2$  和  $\pm 0.24$ 。例如在 50 m 高度时, 当  $-0.1 \leq z/L \leq 0.1$  时, 大气处于中性状态; 当  $z/L > 0.1$  时, 大气处于稳定状态; 当  $z/L < -0.1$  时, 大气处于不稳定状态。

图 7 为“莫拉克”影响期间大气稳定度随时间的变化历程。表 1 统计了不同稳定度出现的频率。其中, 测风塔 T2 在台风第二次登陆前后、测风塔 T3 在第一次登陆后, 数据缺失相对较多, 因此, 以测风塔 T1 为主进行大气稳定度的相关分析。从图 7 和表 1 可以看出, 中性层结状况出现频率最高(52%~64%), 主要集中在台风第一次登陆前; 不稳定层结主要出现在台风登陆前后及台风穿过测风塔时; 稳定层结主要出现在台风第二次登陆前。不同高度上大气稳定度分布略有不同。在 50 m 高度时, 不稳定层结出现频率高于稳定层结; 而随着高度的升高, 稳定层结出现频率逐渐增大, 从 18% 增大到 35%, 不稳定层结出现频率逐渐减小, 从 30% 减小到 10%。说明低空大气由于受地表热量和摩擦影响趋于不稳定, 而高空大气受影响较小趋于稳定。

### 3.2 平均风速、风向

基于实测数据, 以 10 min 为时距计算的平均风速、风向如图 8 所示。测风塔 T1 在 50 m、70 m、100 m、120 m 四层高度的平均风速、风向随时间演变规律基本一致。“莫拉克”在第一次登陆前后, 风速在  $10 \sim 17 \text{ m/s}$  (6~7 级风) 之间变化, 总体变化较为平缓, 风向东南和正南。此后, 由于台风越来越靠近测风塔, 风速开始缓慢增加, 风向基本保持南风。在台风第二次登陆前, 风速有较大波动, 在登陆后, 风速明显减小, 直至距测风塔 T1 最近时, 风速再次增强, 风向逐渐由南风转为西风为主。测风塔 T2 的平均风向在第一次登陆前后以东南风为主, 在第二次登陆后, 风向转为西风和西北风。测风塔 T2 的平均风速总体呈现比 T1 塔更为明显的增强-减弱趋势, 在 9 日 00:00 时和 7:00 时附近风速达到最大, 超过  $25 \text{ m/s}$  (10~



注：(e) 图中浅粉色阴影表示 T2 塔受“莫拉克”眼墙区影响时段，下同

图 7 大气稳定度随时间变化历程

Fig. 7 Time histories of the atmospheric stability

表 1 台风“莫拉克”期间不同大气稳定度出现频率

Table 1 The occurrence frequencies of different atmospheric stability conditions during the passage of typhoon Morakot

	Stable/%	Neutral/%	Unstable/%
T1(50 m)	18	52	30
T1(70 m)	26	59	15
T1(100 m)	30	57	13
T1(120 m)	35	55	10
T2	9	64	4
T3	7	64	15

11 级风), 分析是由于台风螺旋雨带区的影响(图 2(a)) 以及眼墙区的逼近, 使得风速增强, 并且 T2 塔距离台风眼墙更近, 风速增强更为明显。但在第二次登陆后, 风向转为西风和西北风, 此时风从陆地吹向海洋, 虽然 T2 塔仍距离台风眼墙区较近, 但由于海拔较高的山地地形和树木等遮挡, 其风速逐渐减弱, 甚至低于 T1 塔风速。测风塔 T3 由于仪器原因, 只获取了 7 日台风数据。平均风速最大值为 31.2 m/s (10~11 级), 大于同时期 T1 和 T2 塔测得的风速值, 这是由于 T3 塔位于海拔较高的海岛上, 山地地形的加速效应使得风速迅速增强。三座测风塔均位于台风中

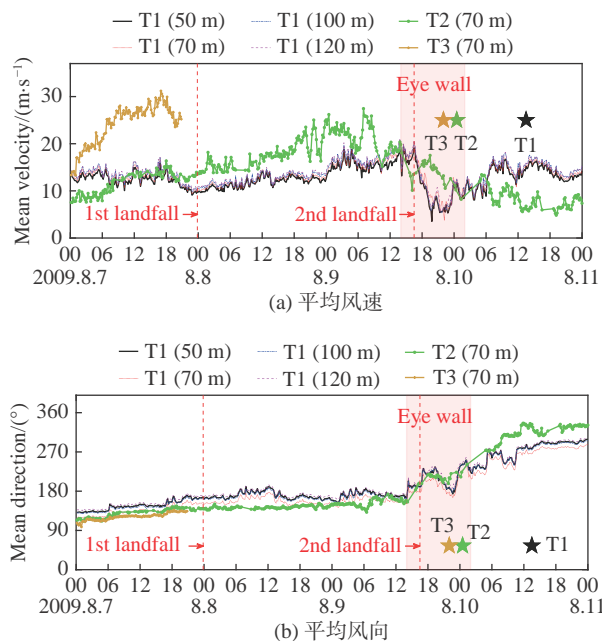


图 8 10 min 平均风速、风向随时间变化历程

Fig. 8 Time histories of 10 min-averaged horizontal wind velocity and direction

心行进方向的右侧, 风向均呈顺时针旋转, 与张容焱等<sup>[37]</sup> 研究结果一致。

将测风塔 T1 不同稳定度条件下平均风速出现的频数进行统计,如图 9 所示。在所有高度上,中性层结条件下,平均风速为 12~14 m/s 出现频率最高。低空时,不稳定层结下,10~12 m/s 出现频率最高;稳定层结下 14~16 m/s 出现频率最高。但高空时,不稳定层结下出现频率最高的平均风速逐渐变为 14~16 m/s,稳定层结下变为 12~14 m/s。风速为 18~

20 m/s 时,50 m 高度中性层结下样本数最多,70~120 m 高度稳定层结下样本数最多,这一现象与王旭等<sup>[30]</sup>认为当平均风速较大时大气层结近似趋于中性有差异,可能原因是文献 [30] 中观测高度仅为 40 m,结论或许有一定的局限性。将平均风向在不同稳定度条件下出现频数进行统计,发现中性层结下以东南风和南风为主,稳定和不稳定层结下以南风为主。

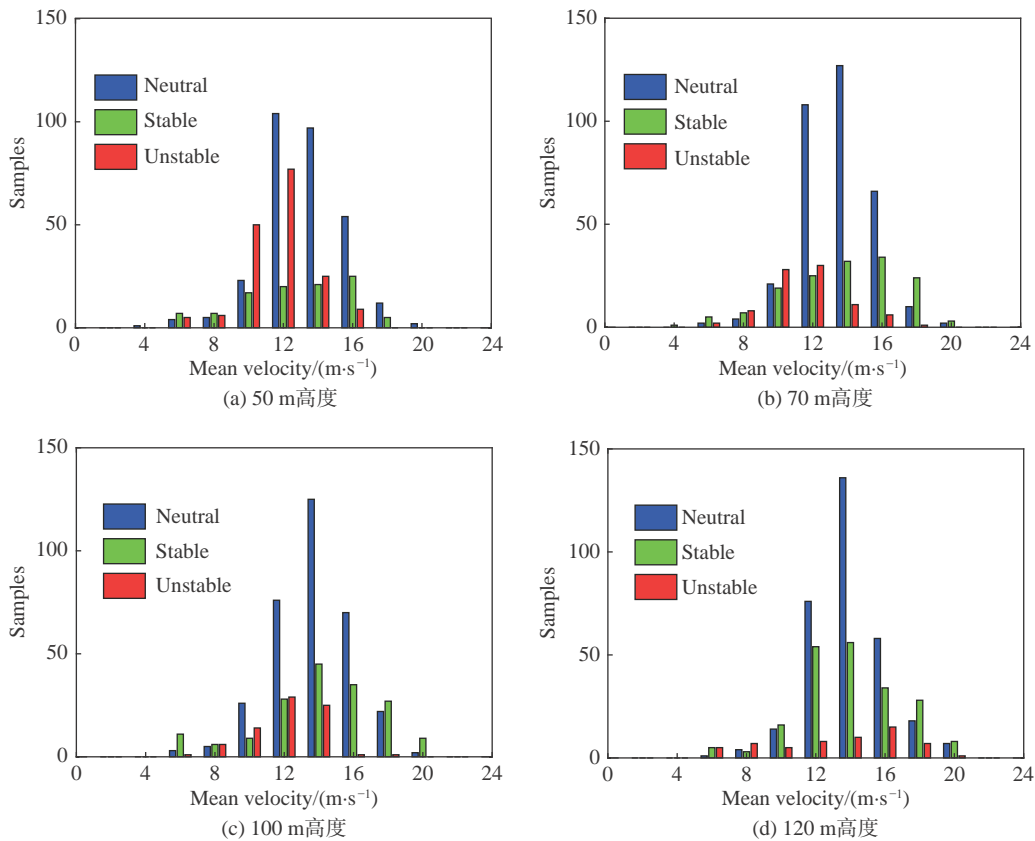


图 9 不同稳定度条件下平均风速出现频率 (测风塔 T1)

Fig. 9 Occurrence frequencies of 10 min-averaged horizontal wind velocity under different atmospheric stability conditions at Tower T1

### 3.3 湍流强度

根据各测风塔的平均风速及风速标准差的台风样本,统计分析了“莫拉克”影响期间湍流强度的分布规律(图 10)。测风塔 T1 测得的湍流强度在四层高度上的变化趋势基本一致,这里仅给出 50 m 高度结果。总体上,顺风向湍流强度高于横风向和竖向。台风第一次登陆时,由于台风中心距离测风塔较远,湍流强度变化较为平缓;第二次登陆时,湍流强度变化剧烈,湍流强度最大值达到 53%。测风塔 T2 的湍流强度在 7 日白天较大,而后逐渐减小,在台风穿过测风塔时,幅值再次增大。这种减小-增大的变化趋势与 T2 塔的平均风速增强-减弱的变化趋势较为一致。这是因为湍流强度计算时采用水平平均风速进行标准化处理,所以随着风速的增强,湍流强度反而减弱。在“莫拉克”眼墙区影响时段,湍流强度略微

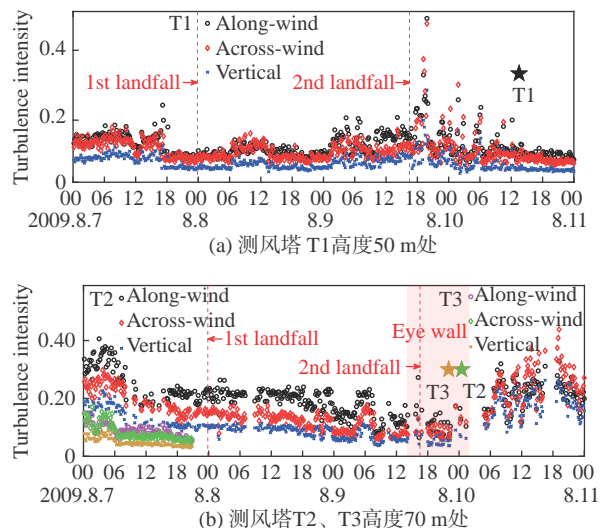


图 10 湍流强度随时间变化历程

Fig. 10 Time histories of the turbulence intensity

降低,与 Schroeder 等<sup>[13]</sup>结论一致。在 10 日 12:00-24:00 期间, T2 塔的横风向湍流强度大于顺风向,说明有树木和地形遮挡的离岸风对湍流脉动强度的分布有较大影响。测风塔 T3 的湍流强度与 T2 塔变化规律一致,但幅值偏小,同样是由于 T3 塔处的水平平均风速比 T2 塔大导致。

测风塔 T1 测得的湍流强度在不同稳定度条件下出现的频率在各高度上一致,图 11 仅展示 50 m 高度结果。在中性层结条件下湍流强度主要分布在 8%~16% 之间,且出现频率分布相对均匀,在非中性层结条件下 8%~10% 出现频率最高。

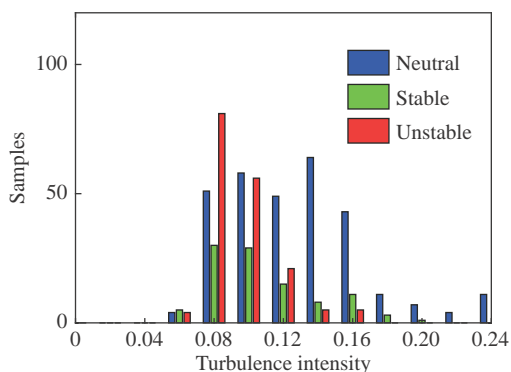
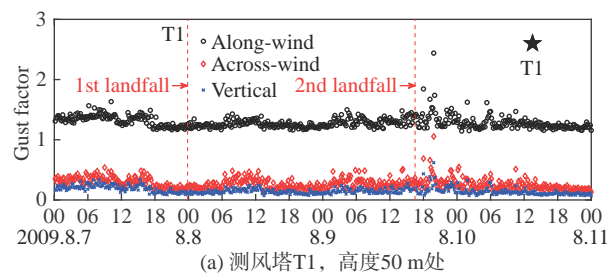


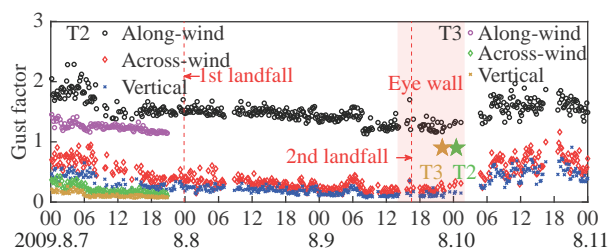
图 11 不同稳定度条件下湍流强度出现频率 (测风塔 T1)  
Fig. 11 Histograms of the turbulence intensity under different atmospheric stability conditions at Tower T1

### 3.4 阵风因子

“莫拉克”影响期间,阵风因子随时间的演变规律如图 12 所示。测风塔 T1 在四层高度上的变化趋势基本一致,这里仅给出 50 m 高度上结果。顺风向阵风因子在 1.0~1.5 之间变化,在台风第二次登陆时,波动较大,最大值可达 2.4。T2 塔阵风因子总体



(a) 测风塔 T1, 高度 50 m 处



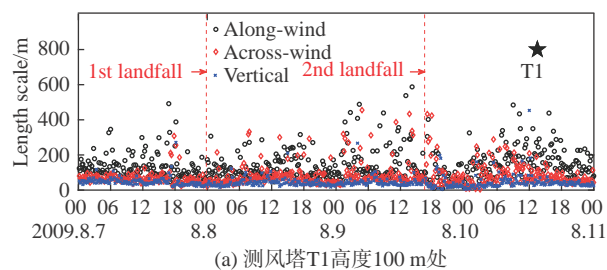
(b) 测风塔 T2、T3, 高度 70 m 处

图 12 阵风因子随时间变化历程  
Fig. 12 Time histories of the gust factor

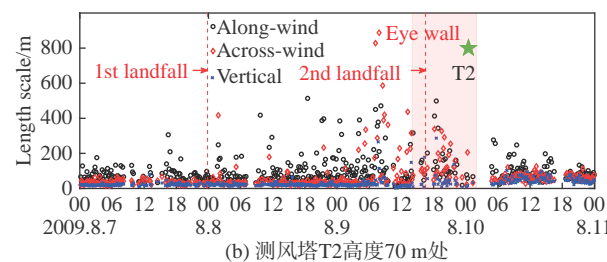
演变规律与湍流强度类似,先减小后增大;在眼墙区影响时段内,阵风因子相对较小。阵风因子和湍流强度在眼墙区影响时段内均未出现类似 T1 塔的剧烈波动,可能是由于数据缺失的原因,未能正确反应真实台风风场特性。T3 塔阵风因子趋势与 T2 塔类似,但幅值偏小。不同稳定度条件下阵风因子出现频率与湍流强度出现频率趋势一致。

### 3.5 湍流积分尺度

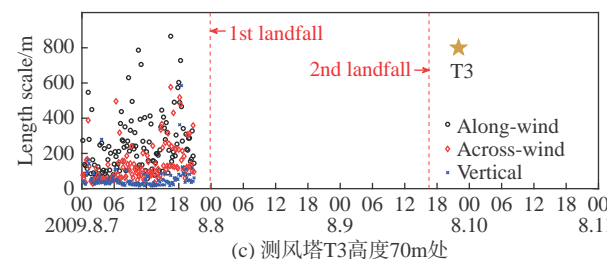
图 13 给出了“莫拉克”的湍流积分尺度随风场发展的变化情况(测风塔 T1 仅给出 100 m 高度上结果)。总体上,顺风向湍流积分尺度最大,竖向最小。就测风塔 T1 和 T2 而言,在 9 日 00:00 时至台风第二次登陆前后,湍流积分尺度变化剧烈,且横风向与顺风向幅值相当,分析是由“莫拉克”逐渐靠近观测点以及台风登陆等导致,顺风向和横风向湍流涡旋尺度相当。从 T3 塔的经验尺度分布来看,其值在 0~1000 m 之间变化,分布比较离散,说明下垫面为陡峭山地地形时,台风非平稳性较强,湍流积分尺度较大。在不同稳定度条件下,湍流积分尺度的频率分布趋势基本一致,且 100 m 积分尺度均出现频率最高(图 14),说明大气层结状况对湍流积分尺度频率分布影响不显著。这可能是由于计算积分尺度所用的自相关函数法基于“Taylor 假设”,适用于均匀平稳



(a) 测风塔 T1 高度 100 m 处



(b) 测风塔 T2 高度 70 m 处



(c) 测风塔 T3 高度 70 m 处

图 13 湍流积分尺度随时间变化历程  
Fig. 13 Time histories of the integral length

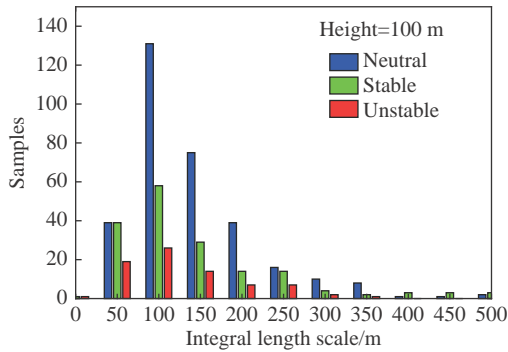


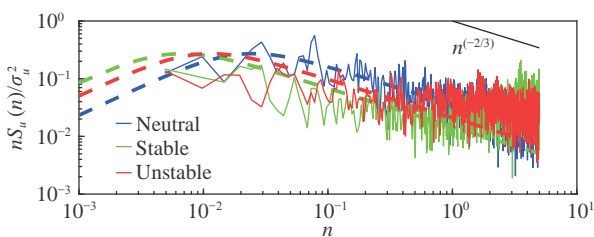
图14 不同稳定度下端流积分尺度出现频率(测风塔T1)

Fig. 14 Histograms of the integral length under different atmospheric stability conditions at Tower T1

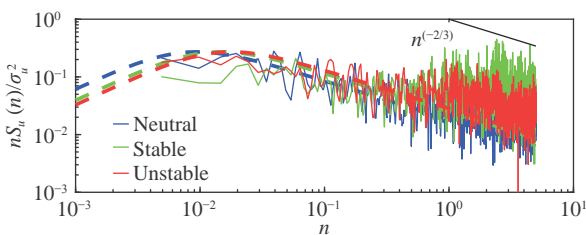
的纯机械湍流(中性层结条件)<sup>[45]</sup>,所以未能充分反映不同层结状况的影响。

### 3.6 脉动风速谱

图15为不同稳定度条件下脉动风速谱及与 von-Karman 经验谱的对比。由于工程结构通常关心台风登陆后对结构产生的风荷载效应,所以此处针对测风塔 T1 和 T2,选取台风登陆后的 10 min 时距脉动风速谱,其中 T2 塔的样本还位于台风眼墙区影响时段内。从图 15 可以看出,在中性层结条件下,脉动风速谱与经验谱吻合较好,在 1~5 Hz 频率范围内基本符合 Kolmogorov 的局地均匀各向同性湍流理论<sup>[22]</sup>,即在惯性子区内风速谱基本满足 $-2/3$ 次方律,湍流脉动具有统计相似性。在非中性层结条件下,脉动风速谱与 von-Karman 谱存在一定偏差。对于测风塔 T1,在稳定层结条件下,小于 0.2 Hz 频段 von-Karman 谱略高估了风速谱的能量,而大于 1.5 Hz 频段则低估了谱



(a) 测风塔T1高度50 m处



(b) 测风塔T2高度70 m处

图15 实测纵向脉动风速谱与经验谱的比较(虚线代表 von-Karman 经验谱)

Fig. 15 Comparisons between the empirical and measured power spectra of the fluctuating longitudinal wind speed. Dashed lines represent von-Karman spectra

能量;在不稳定层结下,小于 0.3 Hz 频段谱能量被高估,而大于 0.8 Hz 频段被低估。对于测风塔 T2,在稳定层结下,小于 0.2 Hz 频段 von-Karman 谱高估了风速谱能量,大于 1 Hz 频段则低估了谱能量;在不稳定层结下,小于 0.1 Hz 频段谱能量被略微高估,而大于 1 Hz 频段则被低估。位于眼墙区的风速谱(T2 塔)与外围区的风速谱(T1 塔)相比,高频区风速谱能量在中性层结下偏低,在稳定层结下偏高,在不稳定层结下相近。从工程结构抗风设计所关注的高频段( $>0.2$  Hz)来看,经验谱基本可以描述中性条件下台风实测谱,而在非中性条件下存在低估谱能量的情况。此外,台风不同位置的风速谱在高频区的能量分布也存在差异。

## 4 结论

以往关于台风影响期间大气稳定度对风场特性的影响研究多集中在风速剖面模型的刻画上,而对台风风场湍流特征和脉动风速谱的研究较少。然而,湍流强度、阵风因子、风速谱等参数与结构所受风荷载、结构效应分析密切相关,对结构抗风设计起着重要的作用。基于此,本文依据 2009 年台风“莫拉克”风场的实测数据,分析了台风影响期间大气层结状况及不同大气稳定度下近地面风场特性,以探究大气稳定度对台风风场特性的影响。得到的结论如下:

1)在台风外围雨带区,非中性层结出现频率约 44%,主要出现在台风登陆前后及台风外围穿过测风塔时。当平均风速较大(18~20 m/s)时,随着高度的增加,大气层结由中性渐趋于稳定。这与先前研究认为平均风速较大时大气层结近似趋于中性有差异。进行高层建筑、输电塔等结构设计时,需注意沿高度方向上大气稳定度的分层特性。

2)不同稳定度条件下平均风速、湍流强度、阵风因子的分布规律有显著差异,但平均风向和湍流积分尺度差异较小。由于风速与湍流强度等与结构风荷载的确定直接相关,且已有设计理论多基于中性层结假定,因此需注意非中性层结下这些参数的差异性以及对风荷载计算的影响。

3)在中性层结条件下,脉动风速实测谱与经验谱(von-Karman 谱)吻合较好。而在非中性层结下,实测谱比经验谱在低频段湍动能偏低,在高频段偏高。在工程结构所感兴趣的高频段( $>0.2$  Hz),经验谱存在低估谱能量的情况,因此,在非中性层结条件下,有必要对经验谱依据大气稳定度进行修正后应用,以防工程结构抗风设计时存在安全隐患。

本研究以“莫拉克”台风为背景,分析了台风影响期间不同大气稳定度下近地面风场特性,但仅涉及

一个台风实例,且观测位置距离台风中心较远,以上结论为初步分析事实,仍需要更多的台风实测数据来进行验证。在此基础上,下一步计划进一步探究不同大气稳定度下近地面风场特性产生差异的原因,以及考虑不同稳定度条件的平均风速、湍流强度、阵风因子、脉动风速谱的数学表达,为工程结构抗风设计等提供理论依据。

## 参 考 文 献:

- [1] 雷小途,陈佩燕,杨玉华,等.中国台风灾情特征及其灾害客观评估方法[J].气象学报,2009,67(5):875-883.  
LEI X T, CHEN P Y, YANG Y H, et al. Characters and objective assessment of disasters caused by typhoons in China[J]. Acta Meteorologica Sinica, 2009, 67(5): 875-883 (in Chinese).  
doi: 10.3321/j.issn:0577-6619.2009.05.018
- [2] 武占科,赵林,朱乐东,等.“罗莎”(0716)台风高空实测脉动风特性分析[J].空气动力学学报,2010,28(3):291-296.  
WU Z K, ZHAO L, ZHU L D, et al. High-altitude observation about turbulence characteristics for “Krosa” (0716) strong typhoon[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(3): 291-296 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2010.03.009
- [3] 胡尚瑜,聂功恒,李秋胜,等.近海岸强台风风场特性现场实测研究[J].空气动力学学报,2017,35(2):242-250.  
HU S Y, NIE G H, LI Q S, et al. Field measurement study on wind characteristics of strong windstorm in coastal terrain[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(2): 242-250 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0009
- [4] 徐安,傅继阳,赵若红,等.土木工程相关的台风近地风场实测研究[J].空气动力学学报,2010,28(1):23-31.  
XU A, FU J Y, ZHAO R H, et al. Field measurements of typhoons according to civil engineering research[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(1): 23-31 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2010.01.004
- [5] POWELL M D, VICKERY P J, REINHOLD T A. Reduced drag coefficient for high wind speeds in tropical cyclones[J]. Nature, 2003, 422: 279-283.  
doi: 10.1038/nature01481
- [6] FRANKLIN J L, BLACK M L, VALDE K. GPS dropwindsonde wind profiles in hurricanes and their operational implications[J]. Weather and Forecasting, 2003, 18(1): 32-44.  
doi: 10.1175/1520-0434(2003)018<0032:GDWPIH>2.0.CO;2
- [7] 肖仪清,李利孝,宋丽莉,等.基于近海面观测的台风黑格比风特性研究[J].空气动力学学报,2012,30(3):380-387,399.  
XIAO Y Q, LI L X, SONG L L, et al. Study on wind characteristics of typhoon Hagupit based on offshore sea surface measurements[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(3): 380-387, 399 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2012.03.017
- [8] 赵林,杨绪南,方根深,等.超强台风山竹近地层外围风速剖面演变特性现场实测[J].空气动力学学报,2019,37(1):43-54.  
ZHAO L, YANG X N, FANG G S, et al. Observation-based study for the evolution of vertical wind profiles in the boundary layer during super typhoon Mangkhut[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(1): 43-54 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0297
- [9] 王旭,黄鹏,顾明.基于台风“梅花”的近地层脉动风速功率谱及相干性研究[J].空气动力学学报,2013,31(6):776-782.  
WANG X, HUANG P, GU M. Field measurements for the power spectral densities and spatial coherence of fluctuating wind speed near ground during typhoon ‘Muifa’[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(6): 776-782 (in Chinese).
- [10] YU B, GAN CHOWDHURY A, MASTERS F J. Hurricane wind power spectra, cospectra, and integral length scales[J]. Boundary-Layer Meteorology, 2008, 129(3): 411-430.  
doi: 10.1007/s10546-008-9316-8
- [11] 王澈泉,李正农,胡佳星,等.城市地貌高空台风特性及湍流积分尺度的研究[J].空气动力学学报,2017,35(6):801-806,822.  
WANG C Q, LI Z N, HU J X, et al. Study on typhoon characteristics at high urban landform altitude and turbulence integral length scale[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(6): 801-806, 822 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0090
- [12] HARPER B A, KEPERT J D, GINGER J D. Guidelines for converting between various wind averaging periods in tropical cyclone conditions[S/OL]. Geneva, Switzerland: WMO, 2010. [http://www.systemsengineeringaustralia.com.au/download/WMO\\_TC\\_Wind\\_Averaging\\_27\\_Aug\\_2010.pdf](http://www.systemsengineeringaustralia.com.au/download/WMO_TC_Wind_Averaging_27_Aug_2010.pdf)
- [13] SCHROEDER J L, EDWARDS B P, GIAMMANCO I M. Observed tropical cyclone wind flow characteristics[J]. Wind and Structures, 2009, 12(4): 349-381.  
doi: 10.12989/was.2009.12.4.349
- [14] MILLER C, BALDERRAMA J A, MASTERS F. Aspects of observed gust factors in landfalling tropical cyclones: gust components, terrain, and upstream fetch effects[J]. Boundary-Layer Meteorology, 2015, 155(1): 129-155.  
doi: 10.1007/s10546-014-9989-0
- [15] MASHIKO W, SHIMADA U. Observed near-surface wind structure in the inner core of typhoon Goni (2015)[J]. Monthly Weather Review, 2021, 149(6): 1785-1800.  
doi: 10.1175/MWR-D-20-0294.1
- [16] CAO S Y, TAMURA Y, KIKUCHI N, et al. Wind characteristics of a strong typhoon[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2009, 97(1): 11-21.  
doi: 10.1016/j.jweia.2008.10.002
- [17] 赵林,朱乐东,葛耀君.上海地区台风风特性Monte-Carlo随机模拟研究[J].空气动力学学报,2009,27(1):25-31.  
ZHAO L, ZHU L D, GE Y J. Monte-Carlo simulation about typhoon extreme value wind characteristics in Shanghai region[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(1): 25-31 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2009.01.005
- [18] SONG L L, LI Q S, CHEN W C, et al. Wind characteristics of a strong typhoon in marine surface boundary layer[J]. Wind and Structures an International Journal, 2012, 15(1): 1-15.  
doi: 10.12989/was.2012.15.1.001
- [19] 张容焱,张秀芝,徐宗焕,等.台风影响下的正常湍流模型(NTM)设计[J].太阳能学报,2014,35(6):1075-1079.  
ZHANG R Y, ZHANG X Z, XU Z H, et al. Normal turbulence model(ntm) design under influence of typhoon[J]. Acta Energeiae Solaris Sinica, 2014, 35(6): 1075-1079 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.0254-0096.2014.06.026
- [20] WANG B L, HU F, CHENG X L. Wind gust and turbulence statistics of typhoons in South China[J]. Acta Meteorologica Sinica, 2011, 25(1): 113-127.  
doi: 10.1007/s13351-011-0009-8
- [21] 常蕊,朱蓉,尹宜舟,等.基于频谱补偿和数值模拟技术的江苏近海大气边界层百米高度处极端风速研究[J].气象学报,2019,77(5):938-948.  
CHANG R, ZHU R, YIN Y Z, et al. Estimation of offshore extreme winds at 100 m over Jiangsu Province based on spectral correction and numerical simulation[J]. Acta Meteorologica Sinica, 2019, 77(5): 938-948 (in Chinese).
- [22] 盛裴轩,毛节泰,李建国.大气物理学[M].第2版.北京:北京大学出版社,2013.  
SHENG P X, MAO J T, LI J G. Atmospheric physics[M]. Beijing:

- Peking University Press, 2013. (in Chinese)
- [23] IRWIN J S. A theoretical variation of the wind profile power-law exponent as a function of surface roughness and stability[J]. *Atmospheric Environment* (1967), 1979, 13 (1): 191–194. doi: 10.1016/0004-6981(79)90260-9
- [24] HOWELL J F, SUN J. Surface-layer fluxes in stable conditions[J]. *Boundary-Layer Meteorology*, 1999, 90 (3): 495–520. doi: 10.1023/A:1001788515355
- [25] BUSINGER J A, WYNGAARD J C, IZUMI Y, et al. Flux-profile relationships in the atmospheric surface layer[J]. *Journal of the Atmospheric Sciences*, 1971, 28 (2): 181–189. doi: 10.1175/1520-0469(1971)028<0181:fprita>2.0.co;2
- [26] GRYNING S E, BATCHVAROVA E, BRÜMMER B, et al. On the extension of the wind profile over homogeneous terrain beyond the surface boundary layer[J]. *Boundary-Layer Meteorology*, 2007, 124 (2): 251–268. doi: 10.1007/s10546-007-9166-9
- [27] 龚玺, 朱蓉, 李泽椿. 我国不同下垫面的近地层风切变指数研究[J]. *气象*, 2018, 44 (9): 1160–1168. GONG X, ZHU R, LI Z C. Study of near-surface wind shear exponents of different regions in China[J]. *Meteorological Monthly*, 2018, 44 (9): 1160–1168 (in Chinese). doi: 10.7519/j.issn.1000-0526.2018.09.004
- [28] SIMIU E, SCANLAN R H. Wind effects on structures: fundamentals and applications to design[M]. New York: Wiley, 1996.
- [29] SATHE A, MANN J, BARLAS T, et al. Influence of atmospheric stability on wind turbine loads[J]. *Wind Energy*, 2013, 16 (7): 1013–1032. doi: 10.1002/we.1528
- [30] 王旭, 黄鹏, 顾明. 台风“梅花”近地风剖面变化[J]. *同济大学学报(自然科学版)*, 2013, 41 (8): 1165–1171. WANG X, HUANG P, GU M. Variation of wind profiles near ground during typhoon “Muifa” [J]. *Journal of Tongji University (Natural Science)*, 2013, 41 (8): 1165–1171 (in Chinese). doi: 10.3969/j.issn.0253-374x.2013.08.008
- [31] 柯清派, 史训涛, 雷金勇, 等. 大气层结和海气交换作用影响的海面风剖面研究[J]. *热带气象学报*, 2020, 36 (3): 370–376. KE Q P, SHI X T, LEI J Y, et al. Influence of atmospheric stratification and air-sea interaction on sea surface wind profile[J]. *Journal of Tropical Meteorology*, 2020, 36 (3): 370–376 (in Chinese). doi: 10.16032/j.issn.1004-4965.2020.035
- [32] 王勇, 丁治英, 李勋, 等. “莫拉克”台风(2009)登陆前后强度与结构分析[J]. *热带气象学报*, 2012, 28 (5): 726–734. WANG Y, DING Z Y, LI X, et al. Preliminary analysis on the strength and structure of typhoon Morakot (2009) before and after its landing[J]. *Journal of Tropical Meteorology*, 2012, 28 (5): 726–734 (in Chinese).
- [33] 林青, 沈新勇, 高守亭. 台风莫拉克登陆期间的中尺度波动特征分析[J]. *气候与环境研究*, 2014, 19 (5): 536–546. LIN Q, SHEN X Y, GAO S T. Analysis of mesoscale wave features during the landing of typhoon Morakot[J]. *Climatic and Environmental Research*, 2014, 19 (5): 536–546 (in Chinese). doi: 10.3878/j.issn.1006-9585.2013.11086
- [34] 龚月婷, 李英, 高迎新, 等. 台风“莫拉克”(0908)过台湾岛缓慢西行成因分析[J]. *大气科学*, 2018, 42 (6): 1208–1218. GONG Y T, LI Y, GAO Y X, et al. Mechanism analysis for slow westward movement of typhoon Morakot(0908) across the Islands of Taiwan[J]. *Chinese Journal of Atmospheric Sciences*, 2018, 42 (6): 1208–1218 (in Chinese).
- [35] 张璐, 张耀, 周博闻. 水平湍流混合对莫拉克(2009)台风强度及结构的影响[J]. *南京大学学报(自然科学)*, 2020, 56 (5): 616–629. ZHANG L, ZHANG Y, ZHOU B W. The impact of horizontal turbulent mixing on simulation of structure and intensity of typhoon Morakot(2009)[J]. *Journal of Nanjing University (Natural Science)*, 2020, 56 (5): 616–629 (in Chinese). doi: 10.13232/j.cnki.jnju.2020.05.002
- [36] 李永平, 郑运霞, 方平治. 2009年“莫拉克”台风登陆过程阵风特征分析[J]. *气象学报*, 2012, 70 (6): 1188–1199. LI Y P, ZHENG Y X, FANG P Z. Analysis of the characteristics of gusts during the landing of typhoon Morakot(2009)[J]. *Acta Meteorologica Sinica*, 2012, 70 (6): 1188–1199 (in Chinese).
- [37] 张容焱, 张秀芝, 杨校生, 等. 台风莫拉克(0908)影响期间近地层风特性[J]. *应用气象学报*, 2012, 23 (2): 184–194. ZHANG R Y, ZHANG X Z, YANG X S, et al. Wind characteristics study in surface layer of typhoon Morakot(0908)[J]. *Journal of Applied Meteorological Science*, 2012, 23 (2): 184–194 (in Chinese). doi: 10.3969/j.issn.1001-7313.2012.02.007
- [38] YING M, ZHANG W, YU H, et al. An overview of the China meteorological administration tropical cyclone database[J]. *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, 2014, 31 (2): 287–301. doi: 10.1175/JTECH-D-12-00119.1
- [39] Joint Typhoon Warning Center (JTWC). Best track archive[EB/OL]. [https://www.metoc.navy.mil/jtwc/jtwc.html?best-tracks\[2021-01-06\]](https://www.metoc.navy.mil/jtwc/jtwc.html?best-tracks[2021-01-06]).
- [40] VICKERS D, MAHRT L. Quality control and flux sampling problems for tower and aircraft data[J]. *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, 1997, 14 (3): 512–526. doi: 10.1175/1520-0426(1997)014<0512:qcqafsp>2.0.co;2
- [41] HOJSTRUP J. A statistical data screening procedure[J]. *Measurement Science and Technology*, 1993, 4 (2): 153–157. doi: 10.1088/0957-0233/4/2/003
- [42] 陈红岩, 胡非, 曾庆存. 处理时间序列提高计算湍流通量的精度[J]. *气候与环境研究*, 2000, 5 (3): 304–311. CHEN H Y, HU F, ZENG Q C. Dealing with imperfect data to improve estimation precision of turbulence flux[J]. *Climatic and Environmental Research*, 2000, 5 (3): 304–311 (in Chinese). doi: 10.3878/j.issn.1006-9585.2000.03.10
- [43] XU Y L, CHEN J. Characterizing nonstationary wind speed using empirical mode decomposition[J]. *Journal of Structural Engineering*, 2004, 130 (6): 912–920. doi: 10.1061/(asce)0733-9445(2004)130:6(912)
- [44] FOKEN T, WICHURA B. Tools for quality assessment of surface-based flux measurements[J]. *Agricultural and Forest Meteorology*, 1996, 78 (1-2): 83–105. doi: 10.1016/0168-1923(95)02248-1
- [45] 宋丽莉, 庞加斌, 蒋承霖, 等. 澳门友谊大桥“鸚鵡”台风的湍流特性实测和分析[J]. *中国科学: 技术科学*, 2010, 40 (12): 1409–1419. SONG L L, PANG J B, JIANG C L, et al. Field measurement and analysis of turbulence coherence for typhoon Nuri at Macao Friendship Bridge[J]. *Science China Technological Science*, 2010, 40 (12): 1409–1419 (in Chinese). doi: 10.1007/s11431-010-4084-3
- [46] 宋丽莉, 陈雯超, 黄浩辉. 工程抗台风研究中风观测数据的可靠性和代表性判别[J]. *气象科技进展*, 2011, 1 (1): 35–39, 43. SONG L L, CHEN W C, HUANG H H. Reliability and representative assessments of wind observation data in the study of typhoon wind resistance engineering[J]. *Advances in Meteorological Science and Technology*, 2011, 1 (1): 35–39, 43 (in Chinese).
- [47] KAIMAL J C, FINIGAN J J. Atmospheric boundary layer flows: their structure and measurement[M]. Oxford: Oxford University Press, 1994.
- [48] MONIN A S, OBUKHOV A M. Basic laws of turbulent mixing in the surface layer of the atmosphere[J]. *Tr. Akad. Nauk SSSR Geophys. Inst.*, 1954, 24(151): 163–187. [https://mcnaughty.com/keith/papers/Monin\\_and\\_Obukhov\\_1954.pdf](https://mcnaughty.com/keith/papers/Monin_and_Obukhov_1954.pdf)

文章编号: 0258-1825(2021)04-0129-18

# 华南地区台风全局化结构及风场特征实测研究

何运成<sup>1</sup>, 傅继阳<sup>1,\*</sup>, 李秋胜<sup>2</sup>, 陈柏纬<sup>3</sup>, 陈雯超<sup>4</sup>

(1. 广州大学 风工程与工程振动研究中心, 广州 510006; 2. 香港城市大学 建筑学与土木工程系, 香港 999077;  
3. 香港天文台, 香港 999077; 4. 广东省气候中心, 广州 510080)

**摘要:** 基于探空气球、雷达风廓线仪等设备长期观测数据, 对影响华南地区热带气旋的全局化结构及风场特征进行了实测研究。以典型台风为例, 考察了系统水平及垂直主结构特征, 揭示了台风双眼壁结构、眼壁置换现象以及登陆后结构的轴非对称变化特征。提出了台风气压场水平轴非对称模型和垂直剖面模型, 分析了台风气压场两关键参数(最大风速半径及 Holland-B)数值分布特征及其与其他参数间的内在关系。采用复合分析技术, 对不同来流状况下台风边界层风场特征进行研究, 考察了风速剖面低空急流和风向随高度偏转的特征及其随径向距离和来流地貌的变化规律, 建立了以低空急流为特征的台风垂直剖面经验模型, 为精确化评估高层建筑风荷载提供数据和技术支撑。相关研究成果有助于深化对华南地区热带气旋全局化结构及风场特征的认识, 并为合理评估该地区台风风灾害及构筑物台风风效应提供参考。

**关键词:** 台风; 实测; 全局化结构; 风场; 风剖面模型; 轴非对称气压场

中图分类号: P458.1<sup>+</sup>24 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0078

## Field measurement of the global structure and wind field of typhoons in South China

HE Yuncheng<sup>1</sup>, FU Jiyang<sup>1,\*</sup>, LI Qiusheng<sup>2</sup>, CHEN Bowei<sup>3</sup>, CHEN Wenchao<sup>4</sup>

(1. *Research Center for Wind Engineering and Engineering Vibration, Guangzhou University, Guangzhou 510006, China;*  
2. *Department of Architecture and Civil Engineering, City University of Hong Kong, Hong Kong 999077, China;*  
3. *Hong Kong Observatory, Hong Kong 999077, China;* 4. *Guangdong Climate Center, Guangzhou 510080, China*)

**Abstract:** Based on long-term observation by radiosonde balloons and radar profilers, this article presents a comprehensive in-situ study on the global structure and wind field of tropical cyclones (TCs) that impact South China severely. Typical features of the primary structure of TCs are explored. It is shown that TCs may exhibit concentric-eyewall features and undergo eye-wall replacement before the landfall, and their structural characteristics may vary significantly before and after the landfall. Models for the horizontal and vertical distributions of typhoon pressure field have been established. Quantitative analysis has been conducted on the distribution features of two key parameters for TC pressure fields (i.e., the radius of maximum wind and Holland-B) and on the relationship among the two parameters and others. Wind characteristics throughout typhoon boundary layers are investigated under different exposure conditions via composite analysis. Features of the low-level-jet and twisted wind as well as their variations with radial distance and exposure condition are highlighted. An empirical model is proposed to quantify the vertical distribution of typhoon horizontal mean wind speed, which can be used to better determine the wind load acting on high-rise buildings. The characteristics of surface wind are found to be influenced severely by terrain/topographic features. It is interesting that the records of gradient wind above two sites with varied terrain features show good agreement, but they start to differ evidently

收稿日期: 2021-05-25; 修订日期: 2021-07-22; 录用日期: 2021-08-13; 网络出版时间: 2021-09-10

基金项目: 国家自然科学基金 (51925802, 51878194); 广东省自然科学基金 (2019A1515011250)

作者简介: 何运成 (1984-), 河北保定人, 工学博士, 副教授, 主要从事结构风工程方向研究。E-mail: yuncheng@gzhu.edu.cn

通信作者: 傅继阳 (1976-), 湖北黄梅人, 工学博士, 研究员, 主要从事结构风工程方向研究。E-mail: jiyangfu@gzhu.edu.cn

引用格式: 何运成, 傅继阳, 李秋胜, 等. 华南地区台风全局化结构及风场特征实测研究[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(4): 129-146.

HE Y C, FU J Y, LI Q S, et al. Field measurement of the global structure and wind field of typhoons in South China[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(4): 129-146(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0078

when typhoons got closer to the sites and the difference between the radial distances of the two sites with respect to the TC center became non-negligible. Such differences reflect the storm-relative dependence of TC wind fields, especially in the inner regions of TC. Results presented in this study should be beneficial for further understanding of the global structure and wind field of TCs in South China. They can also provide reference for better assessing the hazards and effects of typhoon wind on civil structures in this region.

**Keywords:** typhoon; field study; global structure; wind field; profile model; asymmetric pressure field

## 0 引言

台风是一种破坏力极强的自然灾害。我国东南沿海位于台风频发地带,台风每年都会给该地区造成重大的经济损失和人员伤亡。统计资料显示在西北太平洋海域平均每年有 30 个热带气旋生成,其中约 1/3 会在我国沿海地区登陆,我国每年由此导致的经济损失多达 56 亿美元,占世界同类总损失的 21.5%<sup>[1]</sup>。

台风对土木工程结构的破坏现象十分普遍。台风作用下高层建筑、桥梁、风机和输电线塔可产生大幅振动,从而对其使用性能和疲劳寿命产生不利影响。特殊情况下,台风还可摧毁体育馆、低矮房屋、临时结构、广告牌等构筑物,也会直接导致高层建筑围护结构的损毁。深入研究台风风场特征对发展和完善结构风工程领域相关理论以及指导台风影响区风敏感结构的抗风设计有着重要理论意义和工程实用价值。

热带气旋(当风速达到 33 m/s 时在我国等西北太平洋地区又称台风,而在北美地区称为飓风)是一种中尺度大气旋涡系统。成熟气旋(即台风或飓风)的水平结构由内到外可分为风眼、眼壁、螺旋雨带三部分。风眼一般呈圆形或椭圆形,其特征尺寸通常随台风强度的增大而变小。风眼在约 2~4 km 高度处存在逆温层,该逆温层以下大气为暖湿状态,之上则为晴朗、干热状态。风眼外围被眼壁包裹,这里对流现象显著,风大、云高、雨强。眼壁一般随高度升高而外倾,其水平厚度为十几公里至几十公里不等。螺旋雨带位于气旋外围,受风切变和其他环境因素的影响,雨带结构往往表现出明显的不对称性。沿垂直高度,气旋由下到上依次可分为流入层、中间层和流出层。流入层厚约 2~3 km,层内的外围大气逐渐向中心聚合,并在此过程中为气旋内部补充湿气和角动量,从而维持系统的生存和发展。气旋靠近对流层层的薄层部分由流出气流占据。由于流出层惯性稳定度低,热带气旋容易在上部遭受环境大气侵蚀,进而导致系统强度的衰减。需指出的是,热带气旋内部含有丰富的对流运动和小尺度结构(如滚轴旋涡),这些结构的存

在使风场表现出较大的脉动性和局部差

异性。热带气旋一般产生在温度高于 26.5°C 且位于 5° 纬度区域外的热带洋面。热带气旋形成后,通常会在背景大气牵引及  $\beta$  效应<sup>[2]</sup> 等作用的影响下发生移动。在移动过程中,气旋会跟周围的环境因素作用,自身结构也随之发生变化,气旋强度也会因环境风切变、洋面温度、背景气流的热力学特征、系统平移速度等因素的变化而发生改变。当热带气旋登陆后,由于缺少暖湿气流的供给以及地表摩擦力的增大,系统开始迅速衰退。其中心气压差会随登陆时间或离岸距离的增加而减小<sup>[3]</sup>,系统内部结构如风场、雨带等也会呈明显不对称分布。此外,下垫面粗糙度及地形状况也会显著影响系统特征,在复杂山地状况下有可能发生气流分离、旋涡脱落等现象<sup>[4]</sup>。

正确理解台风内部结构、台风与环境因素间的作用关系以及其生命周期内的演变过程是分析不同区域台风风场特征以及采用数值模拟技术<sup>[5]</sup>对台风极值风气候进行合理评估的基础。当前相关实测资料依然缺乏,对影响我国沿海一带热带气旋的内部特征及其演变过程认识还不充分。

与常态风不同,台风风场有其特有的分布特征。自 20 世纪 90 年代末,随着机载下投探空设备在深海上空投入使用,人们获得了大量有关气旋内部特征的高分辨率实测数据。Franklin 等<sup>[6]</sup>分析了侦察机飞行高度处风速与地表风速间的关系,发现地表风速折减系数与距气旋中心的径向距离、对流强度等相关,且平均风速垂直剖面在约 500 m 高度处存在低空急流特征。Powell 等<sup>[7]</sup>对飓风水平风速的垂直剖面进行了分析,发现洋面风阻系数和粗糙度系数随风力增强而表现出先增大后趋于稳定或减小的趋势。Giammanco 等<sup>[8]</sup>结合机载下投设备探空资料和沿海雷达资料分析了风速剖线的空间特征,并对地表风的阵风因子与径向距离间的关系进行了研究。Zhang 等<sup>[9]</sup>分析了由风切变和气旋相对位置引起的风场不对称性。Masters 等<sup>[10]</sup>及 Cao 等<sup>[11]</sup>则基于近地面观测设备对登陆北美和日本的热带气旋风场特征行了实测研究。

在国内, Song 等基于梯度塔设备对台风登陆前

后的风场特征进行了实测研究<sup>[12]</sup>,详细讨论了台风不同区域风场平均及脉动特征,并与常态风实测结果进行了对比<sup>[13]</sup>。Li等<sup>[14]</sup>对比研究了台风和飓风风场特征,并将实测结果与荷载规范做了比较分析,研究发现部分参数实测结果与规范推荐值存在一定差异。Zhao等<sup>[15]</sup>研究了4个台风外部区域近地面风场特征。谢壮宁等<sup>[16]</sup>基于356 m高的深圳气象观测梯度塔对台风山竹个例进行了实测研究,讨论了其平均及脉动风场特征沿高度的分布规律。此外,很多学者还对台风近地面风场特征,特别是脉动特征,进行了实测研究<sup>[17-21]</sup>。近些年近地风场的非平稳、非高斯现象受到较多关注<sup>[22-23]</sup>。

尽管国内外研究人员就台风风场特征开展了大量实测工作,但大部分研究局限于大气表层范围,而在更高范围甚至在整个台风厚度范围内的实测工作非常有限。这影响了人们对台风风场特征进行全局化研究,从而限制了一些既有研究成果的适用性。如一般认为梯度风高度介于250~550 m,在其上风速不随高度发生变化,且风向随高度的变化也忽略不计。上述假设可能会对高层建筑的抗风设计带来安全隐患。

本文基于探空气球、雷达风廓线仪等设备长期观测数据,对影响华南地区的热带气旋进行实测研究。下文首先介绍了监测设备和数据,其次展示台风全局化结构特征,讨论台风风场实测结果,最后汇总主要结论。

## 1 监测设备及数据介绍

本研究涉及的监测设备主要包括探空气球、雷达风廓线仪及常规地面观测站。常规地面观测站主要为位于广东省境内的86个国家气象站点(图1(a)),这些站点可提供每隔两分钟记录的风、压、湿、温等气象监测信息。探空气球及雷达风廓线仪布置在香

港境内的3个气象站:CCH和SSP(风廓线仪)及KP(探空气球)。其中,CCH站点的风廓线仪可以高、低两种模式同时工作:低模式探测高度范围为213~1656 m,相邻门高度间隔为60 m;而高模式探测范围为459~5371 m,门间隔为202.5 m。SSP站点的风廓线仪只有一种工作模式,探测范围为315~9223 m,门间隔为202.5 m。上述各风廓线仪均可提供10分钟平均的三维风速剖面信息以及相应探测信号的信噪比。此外,系统还会对所记录的数据进行质检和标识。KP站点配备自动高空大气探测系统,该系统每天分别在北京时间08:00和20:00执行例行探空监测任务,但台风靠近等特殊情况下,探空监测频次会根据需要适当提高。探空气球释放后最高可升至距地30 km高空,在此过程中设备可对所在位置的大气以每2秒的采样间隔进行实时监测,并记录包括高度、温、湿、压、风等在内的要素信息。

香港天文台在台风监测和预警方面起步较早,并在此过程中积累了大量宝贵数据。目前,香港地区热带气旋警告信号分为1号警戒、3号强风、8号烈风或暴风、9号烈风或暴风风力增强以及10号飓风几个级别。香港天文台例行探空记录始于1999年。自此至今,天文台共计对31个热带气旋发布了8号及以上警报信号。上述热带气旋轨迹及其他相关信息如图2(a)和表1所示。在上述8号警报信号生效期间,天文台共释放了175个探空气球,各气球与对应热带气旋中心的相对位置如图3(a)所示。图3(b)为探空气球的无量纲径向分布图,图中无量纲距离为气球相对于热带气旋中心的径向距离( $r$ )与该时刻气旋最大风速半径( $R_{max}$ )的比值。本文采用Holland气压场模型<sup>[24]</sup>,并基于近地面站点气象数据得到的海平面气压场信息拟合得到 $R_{max}$ 值。不过由于地表观测站点记录数据并不完整或相关数据不足以得到可靠的 $R_{max}$ 值,图3(b)所示测点数量比图3(a)偏少。

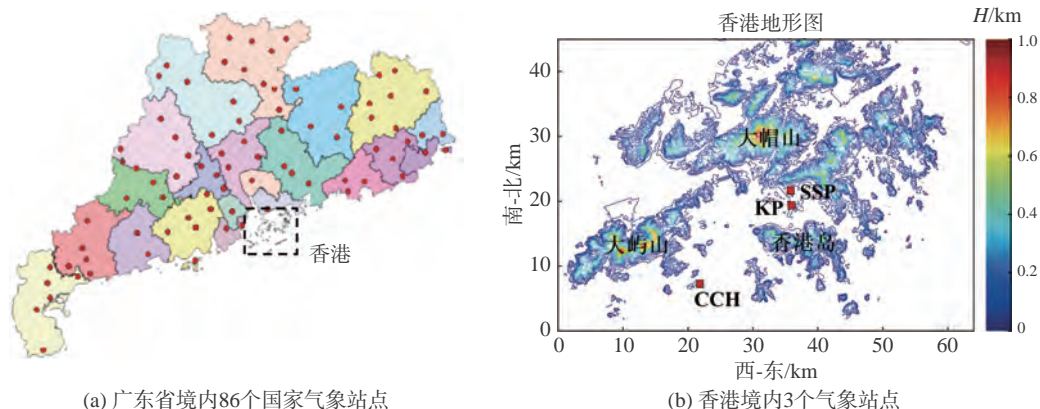


图1 气象站点分布

Fig. 1 Location of meteorological stations

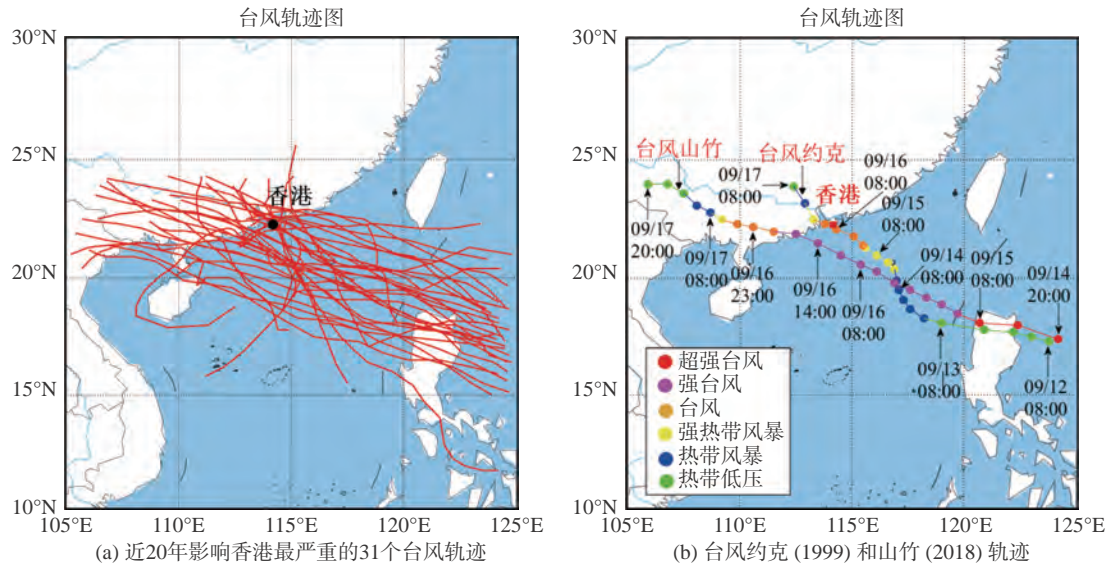


图 2 台风轨迹图 (图示为北京时间)

Fig. 2 Tracks of typhoons impacting Hong Kong (Beijing Time)

表 1 影响香港并致使香港天文台发出 8 号及以上警报信号的 31 个热带气旋相关信息汇总

Table 1 Information of 31 TCs that impacted Hong Kong most severely and resulted in the issuance of TC warning signals at or above the level of No. 8 from Hong Kong Observatory

台风名称	日期(年/月/日)	站点距台风距离(km)-朝向	8号及以上警报发布时间	台风最大强度	最高预警等级	释放气球数量
约克	1999/09/15-17	20-SSW	09/16 06:45	T.	10	9
玉兔	2001/07/05-07	180-SSW	07/25 00:30	T.	8	8
尤特	2001/07/24-25	80-N	07/05 19:30	T.	8	7
黑格比	2002/09/10-12	150-SSW	09/11 13:40	S.T.S.	8	6
杜鹃	2003/09/02-03	30-N	09/02 14:20	T.D.	9	4
伊布都	2003/07/23-24	280-SW	07/23 22:40	T.	8	4
圆规	2004/07/15-16	25-E	07/16 11:45	T.S.	8	4
帕布	2007/08/08-10	30-W	08/10 14:30	S.T.S.	8	6
风神	2008/06/24-25	60-E	06/24 22:45	S.T.S.	8	6
北冕	2008/08/05-06	180-S	08/06 05:40	S.T.S.	8	6
鸚鵡	2008/08/21-23	0	08/22 13:40	S.T.S.	9	7
黑格比	2008/09/23-24	180-SES	09/23 18:00	T.	8	6
巨爵	2009/09/14-15	130-SSW	09/14 17:55	T.	8	5
莫拉菲	2009/07/18-19	40-NNE	07/19 01:30	T.	9	5
天鹅	2009/08/04-06	110-SW	08/04 21:40	S.T.S.	8	9
纳沙	2011/09/27-28	350-SSW	09/29 04:40	T.	8	6
杜苏芮	2012/06/29-30	70-SW	06/29 23:05	T.S.	8	4
启德	2012/06/16-17	260-SW	08/16 22:15	T.	8	6
韦森特	2012/07/23-24	100-SW	07/24 00:45	S.T.	10	6
天兔	2013/09/23-24	80-N	09/23 00:25	S.T.	8	5
尤特	2013/08/13-15	240-WSW	08/14 01:40	S.T.	8	8
海鸥	2014/09/15-16	370-WNW	09/15 22:30	T.	8	5
莲花	2015/07/08-09	50-N	07/09 16:40	T.	8	5
妮妲	2016/07/31-01	40-NNW	08/01 20:40	T.	8	7
海马	2016/10/20-21	110-ESE	10/21 06:10	S.T.	8	4
苗柏	2017/07/12-13	25-E	06/12 17:20	S.T.S.	8	4
洛克	2017/08/26-27	25-NE	07/23 09:20	T.S.	8	4
帕卡	2017/10/14-16	90-SW	08/27 05:10	S.T.S.	8	4
卡努	2017/10/14-16	210-SSW	10/15 08:40	S.T.	8	7
天鸽	2017/08/22-23	60-SSW	08/23 09:10	S.T.	10	5
山竹	2018/09/15-17	100-WS	09/16 09:40	S.T.	10	6

备注: 距离: 香港天文台总部距离台风路径最短距离; 最大强度: 台风生命周期内最大强度; 预警等级: 10级意味本土近地面风速达台风强度级别。

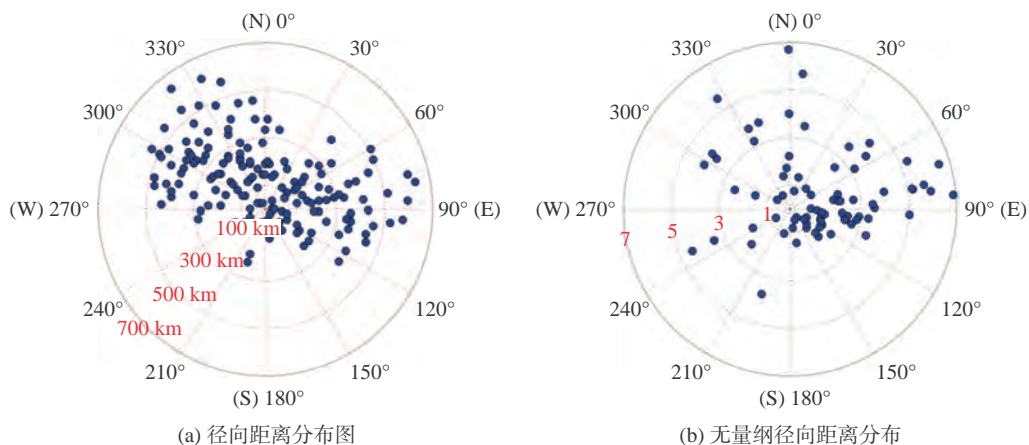


图 3 探空气球相对热带气旋中心的水平分布

Fig. 3 The horizontal distribution of radiosonde balloons with respect to the centers of TCs

另一方面，自 1983 年台风艾伦后，影响香港地区并致使天文台发出 10 号最高级警报信号的台风只有 4 例，分别为 1999 年的约克、2012 年的维森特、2017 年的天鸽和 2018 年的山竹。本文选取其中最具代表性的两例，即约克和山竹，进行个例分析，以展示台风典型的全局化结构和风场特征。两台风的中心轨迹及强度信息如图 2(b) 所示。

约克是西北太平洋 1999 年台风季第 15 个命名的热带气旋(国际编号 9915)。约克于 9 月 12 日发展为热带低气压，于 14 日进一步增强为强热带风暴，并在登陆香港前达到台风强度级别，登陆时中心气压为 965 hPa，中心区域最大地表风速约 36 m/s。在约克靠近香港地区期间，香港天文台于 16 号上午 06:45 (北京时间)发布了 10 号飓风警报信号。这是自 1983 年以来的第一个 10 号警报，且此信号悬挂了 11 个小时，为历来最长。

山竹是西北太平洋 2018 年台风季第 22 个命名的热带气旋(国际编号 1822)。山竹于 9 月 7 日在关岛东部 2300 km 位置处形成，而后快速向西平移，并在接下来的几天时间内持续增强。山竹于 11 日增强为超强台风并持续至 14 日，但在 15 日经过吕宋岛后

强度有所衰减。进入南海海域后，山竹以强台风级别持续沿西北向朝华南地区靠近，并于 16 日 17:00 在广东台山海宴镇登陆，登陆时中心附近最大风力 14 级，中心最低气压 955 hPa。

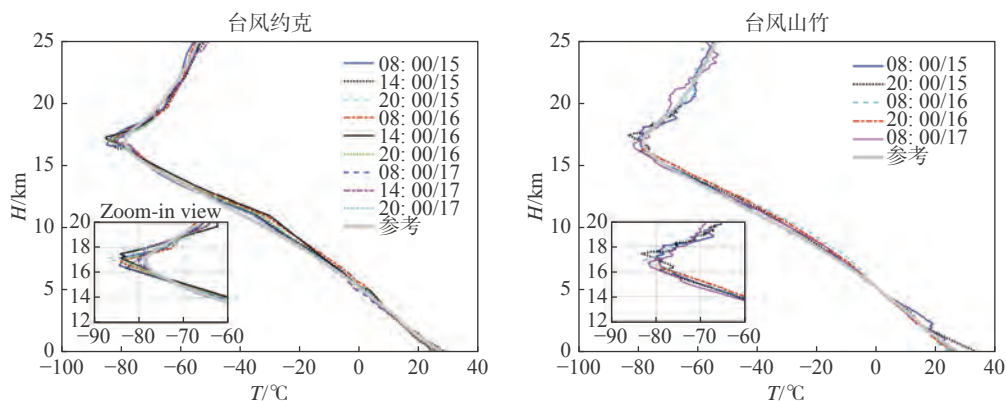
本文采用与作者之前同类实测研究工作相同的数据前处理技术<sup>[25-26]</sup>，对所有实测资料进行质量控制及预处理。

## 2 全局化结构特征

### 2.1 主结构

图 4 展示了台风约克和山竹影响香港期间由 KP 站点释放的高空探测气球得到的不同气象要素垂直剖面。图中“参考”结果为背景大气相应气象要素剖面，即基于 2000—2019 二十年间与所研究台风对应月份中不受台风影响情况下的探空气球数据统计结果，而  $\Delta P$  表示台风大气与背景大气之间的气压差。

从图中干球温度及相对湿度的剖面可知，研究区域上空大气对流层层顶位于约 17 km 高度，背景大气温度在该高度以下随高度增加而一致性递减，在此高度以上情况则相反，而相对湿度剖面值则在对流层层顶以上急剧降低。从台风各气象要素剖面与背景大



(a) 干球温度

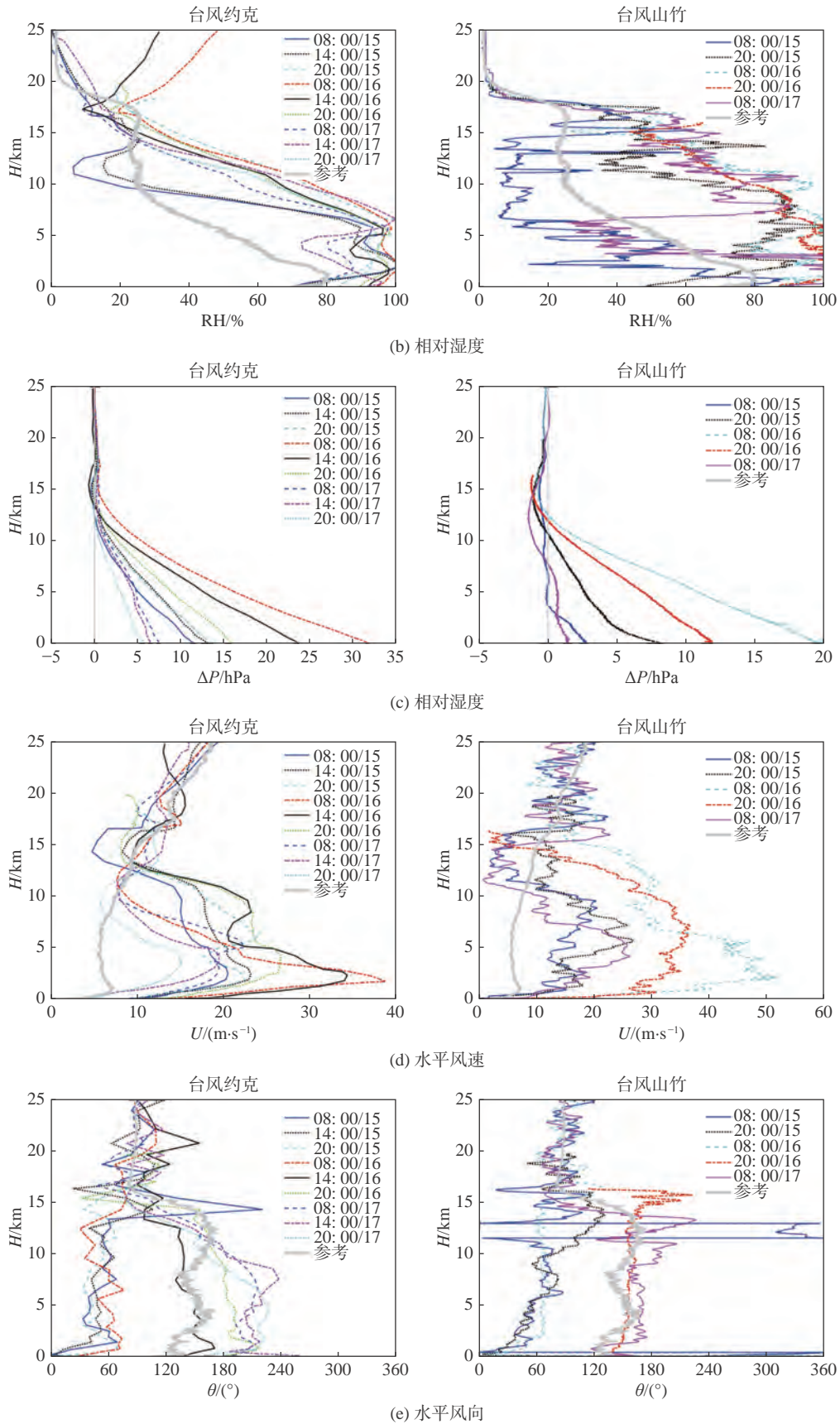


图 4 约克和山竹垂直结构特征 (“参考”表示背景大气结果)

Fig. 4 The vertical structures of typhoons York and Mangkhut

气结果间的差异来看,两台风主体结构均延伸至对流层顶高度,且台风大部分区域大气湿度较背景大气

显著偏高。由于约克直击香港地区(图 2),因此相关结果更能体现台风核心区域的特征。从图 4(a)可

知, 约克中心区域附近大气在对流层层顶高度附近的温度比背景大气最高低 8°C。图 4(b) 则表明在强对流作用下, 约克靠近核心区域的暖湿强对流气团已穿过对流层层顶, 到达平流层底部。然而图 4(c-e) 结果表明, 台风动力学结构基本位于对流层层内: 在对流层层顶以下, 台风气压场及风场结果与背景大气差异明显, 而在其上两者差异不大。

图 4(c) 表明台风流出层中心高度位于 15 km 处, 在该高度附近范围风速和风向 (图 4(d、e)) 急剧变化, 即台风风场特征向由背景大气控制的风场特征转化。在流出层以下, 台风气压差剖面  $\Delta P(z)$  值则随高度增加呈现出线性递减的变化趋势:

$$\Delta P(z) \equiv P_{\text{ref}}(z) - P(z) = \Delta P_0 - k \cdot z \quad (1)$$

其中,  $\Delta P_0$  表示海平面高度处 ( $z = 0$ ) 的  $\Delta P(z)$  值,  $k$  为剖面斜率;  $P_{\text{ref}}(z)$  表示背景大气气压剖面, 且可用压高公式描述。有意思的是式中  $k$  与  $\Delta P_0$  亦表现出线性相关关系 (如图 5 所示):

$$k = C \cdot \Delta P_0 \quad (2)$$

其中,  $C$  为系数。通过拟合, 台风约克和山竹对应的  $C$  值分别为 0.091 和 0.097。需指出的是, 已有研究表明其他台风也表现出与约克和山竹类似的气压场剖面分布特征, 且公式 (2) 中系数值 ( $= 0.092$ ) 与本文结果一致<sup>[27]</sup>。

图 6、图 7 展示了约克和山竹影响香港期间 SSP

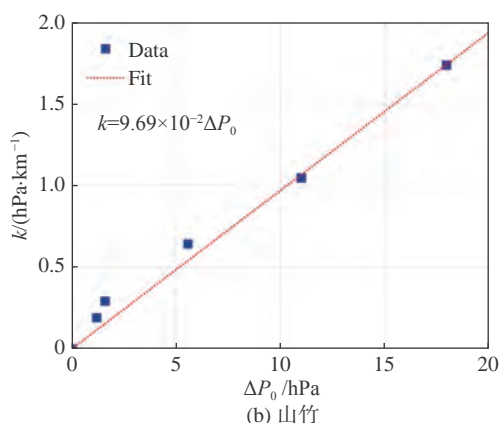
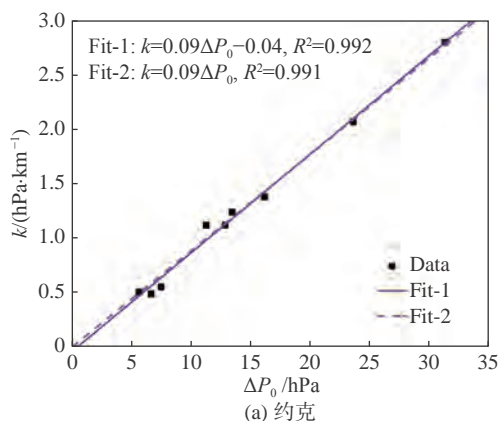


图 5  $\Delta P$  剖面斜率与  $\Delta P_0$  之间的线性关系

Fig. 5 Linear correlations between the slope of  $\Delta P$  profile and  $\Delta P_0$

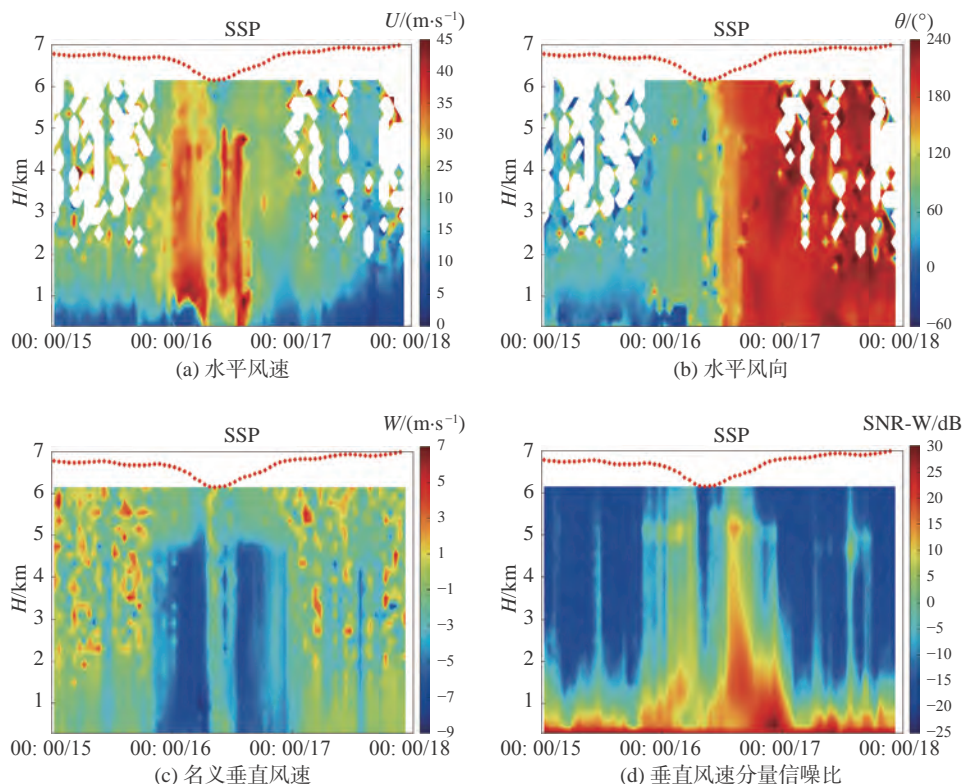


图 6 台风约克影响香港期间 SSP 站点雷达风廓线仪监测结果

Fig. 6 Field measurements from the wind profiler at SSP during the passage of York

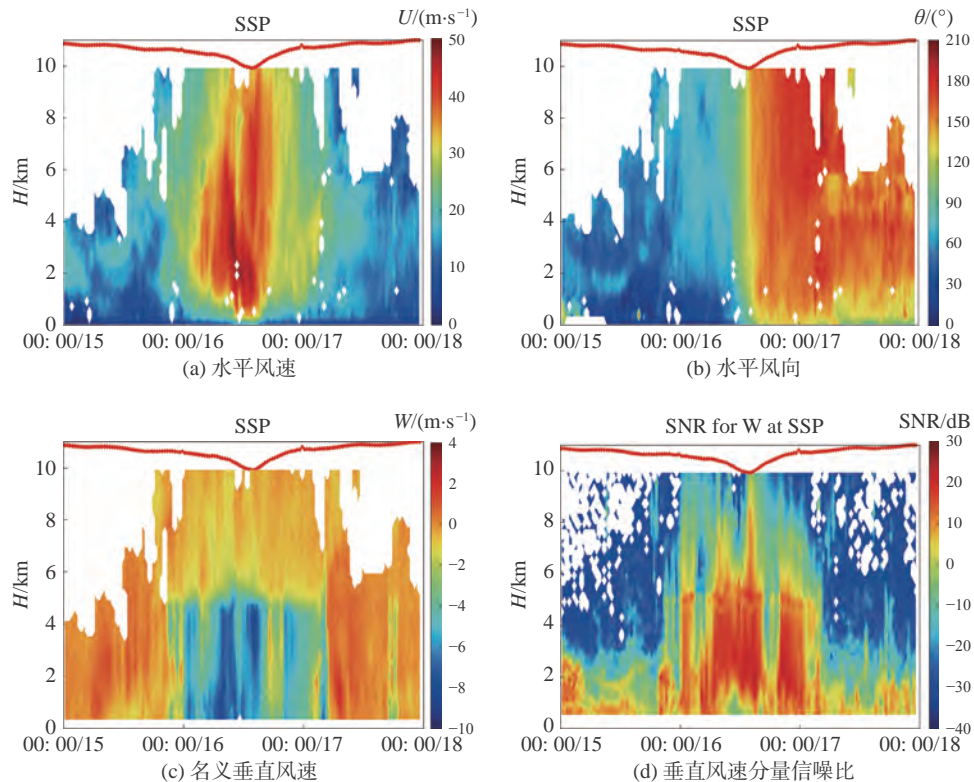


图 7 台风山竹影响香港期间 SSP 站点雷达风廓线仪监测结果

Fig. 7 Field measurements from the wind profiler at SSP during the passage of Mangkhut

站点雷达风廓线仪监测得到的名义垂直风速分量剖面及对应的信噪比。图中红色虚线为站点近地面气压时程,该结果可反映站点距离台风中心的远近信息。基于雷达风廓线工作原理,台风期间具有较大负值的垂直风速分量( $W$ )应对应雨滴下降速度。此外,基于垂直风速分量信噪比信息可确定大气混合层及融化层高度。混合层高度可视为大气边界层高度的一种。在该高度附近,由于大气湿度和湍流特征发生较大变化,雷达反射信号变化明显,故可通过回波信噪比变化梯度来确定混合层高度位置。融化层高度识别过程与之类似。如图所示,在图 6(a)红色区域对应的眼壁区,垂直风速为较大负值,说明此区域存在强降雨。眼壁区稍外围的  $W$  绝对值有所减小,且相应时段间歇性出现,说明这些区域对应主螺旋雨带。远离眼壁和主螺旋雨带的区域也间或存在一些弱降雨区,该区域对应外围雨带。由图 6(c、d)和图 7(c、d)可知,在眼壁及主螺旋雨带上空 5 km 存在融化层;以融化层为界限,眼壁及主螺旋沿高度可划分为上、下两层,上层以缓慢下降的冰晶为主,而下层以快速下降的液态降雨主导。

在眼壁及主螺旋雨带外围区,由于降雨较弱,故雷达信号中反应融化层高度的特征不明显。从相应的信噪比结果来看,此区域大气混合层厚度为 1~2 km,不过山竹对应的混合层高度比约克厚,这可能与观测

期间山竹的强度级别(强台风)比约克(台风)更高有关。

## 2.2 双眼壁及其演化特征

大量实测结果表明,位于空旷海(洋)面上空的热带气旋当发展到一定强度级别后可能会在原眼壁外围由主螺旋雨带演化形成一个尺寸更大的外眼壁,从而形成双眼壁结构。双眼壁形成后,由于外眼壁的阻挡作用,外围含有大量动能、潜热的气团很难到达内眼壁,于是内眼壁趋于衰退。与此相对应,外眼壁在获得外围云系及气团在能量及物质方面的持续补充后不断发展,并开始向内收缩,而收缩过程导致内眼壁进一步衰退。如发展顺利,内眼壁将最终消失,而外眼壁则取而代之,成为系统的新眼壁,该过程即为眼壁置换。眼壁置换过程会对热带气旋的强度及作用范围产生显著影响<sup>[28]</sup>。

图 8 展示了台风山竹在穿越吕宋岛前及位于南海北部时的卫星云图及系统强度及作用范围示意图。在图 8(a)所示时刻,山竹已发展为超强台风,此时系统的双眼壁结构显著。可以预见,如眼壁置换过程充分,台风在随后的强度有可能会继续提升。但随后由于山竹横越吕宋岛,其内部结构及整体强度受到较大破坏。如图 8(b)所示,当山竹到达南海北部时,尽管原内眼壁已显著衰退,但原外眼壁未能持续向内收缩,反而自身破损为两条主螺旋雨带系,此时系统

强度退化为台风级别(图 2(b))。与上述过程相对应,台风山竹在图 8(a)时段内眼壁附近风力最大,但外眼壁影响范围更加宽广,而到了图 8(b)所示时刻时,原外眼壁区域风速相对更强。香港天文台气象雷达资料显示,山竹登陆前其云系结构依然与图 8(b)一致。台风这种松散的主云系结构导致在距离其中心轨迹相对较远的香港受到了比距离其中心轨迹更近区域(如澳门、珠海)更为严重的影响。

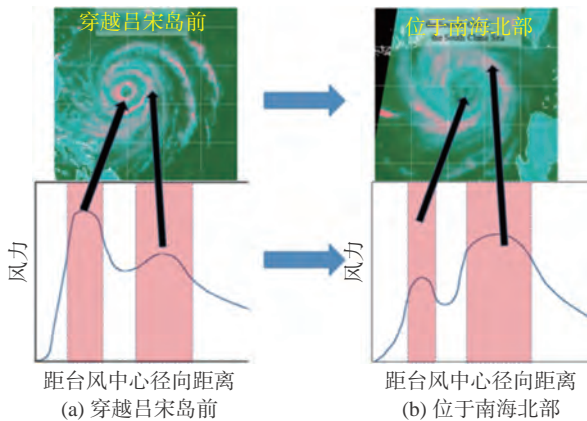


图 8 山竹眼壁置换及其对系统强度影响

Fig. 8 The eyewall replacement of Mangkhut and its impact on the intensity of the storm

### 2.3 近地面气压场分布特征

气压梯度力是驱动台风气流运转的直接作用力。因此台风气压场在很多台风风场模拟及台风灾害评估研究中占据重要地位。目前应用最广的热带气旋气压场模型为 Holland<sup>[24]</sup> 提出的近地面径向分布模式:

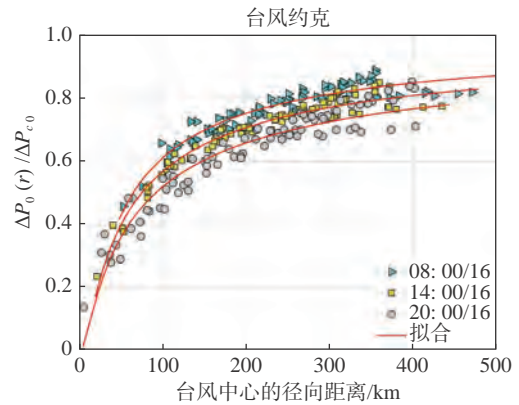
$$P_0(r) = P_{c0} + \Delta P_{c0} \exp[-(R_{max}/r)^B] \quad (3)$$

$$\Delta P_0(r) = P_{0,ref} - P_0(r) \quad (4)$$

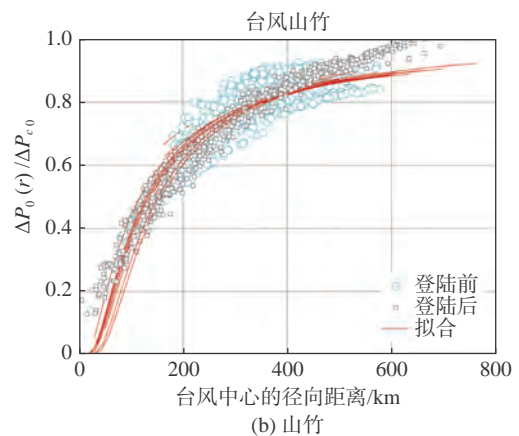
式中,  $P_0(r)$  表示距离台风中心  $r$  位置处近地面气压,  $P_{0,ref}$  表示海平面背景大气压,  $\Delta P_{c0}$  为台风中心气压差(即:  $\Delta P_0(r=0)$ ),  $R_{max}$  为最大风速半径,  $B$  为关键系数。

图 9 给出了台风约克和山竹登陆前后不同时刻近地面气压场径向分布(以无量纲气压差形式给出)实测及采用公式(3、4)对实测数据的拟合结果。实测结果基于图 1 所示的广东省内 86 个国家气象站点逐时记录的气象观测资料。本文中所有气压数据均通过热力学公式转化为海平面高度值。

可以看出,采用 Holland 模型可对约克近地面气压场的径向分布特征进行较好描述,不过图 9(a)表明在登陆前后约克气压场细节特征有所变化: 08:00/16、14:00/16(登陆)及 20:00/16 三时刻的中心气压、 $R_{max}$  和  $B$  值分别为 965/970/980 hPa、41/45/53 km、



(a) 约克



(b) 山竹

图 9 约克和山竹近地面无量纲气压差径向分布实测(实心点)与拟合(实线)结果对比

Fig. 9 The radial distribution of measured near-ground pressure-deficit for York and Mangkhut (Lines are the fitting results)

0.79/0.71/0.65,即在登陆过程中  $R_{max}$  略有增大而  $B$  值略有减小。与约克不同,台风山竹的气压场在登陆前后表现出显著的差异性。登陆前,尽管实测数据与拟合结果之间存在一定差异,但总体而言, Holland 模型可对实测结果提供无偏描述。然而台风登陆后实测数据与拟合结果之间存在系统偏差。基于 Holland 模型拟合结果,山竹在 13:00/16、17:00/16(登陆)、21:00/16 三时刻的中心气压、 $R_{max}$  和  $B$  值分别为 950/955/970 hPa、101/83/99 km、1.29/1.06/1.18。可见,相比台风约克,山竹登陆前后对应的  $R_{max}$  和  $B$  值明显偏大。上述差异应与上节所讨论的台风山竹双眼壁演化特征有关。

为进一步探究台风山竹登陆前后气压场径向分布差异性的原因,图 10 给出了山竹在刚穿过吕宋岛(08:00/15)、位于中国南海北部(08:00/16)及在华南地区临登陆前(14:00/16)三个时刻近地面气压场后验分析结果。图示结果表明当山竹临近大陆海岸线时,其气压场由轴中心对称结构逐渐向轴非对称结构转变。针对图 10(c)所示的轴非对称气压场结构, He

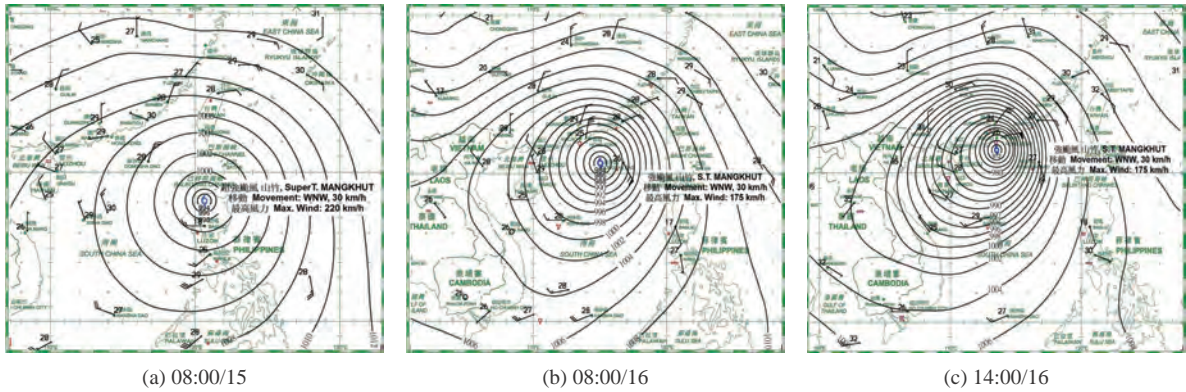


图 10 山竹在不同时刻近地面等压线后验分析结果 ([http://envf.ust.hk/dataview/hko\\_wc/current/](http://envf.ust.hk/dataview/hko_wc/current/))

Fig. 10 Contours of the near-ground pressure of Mangkhut at different time via posterior analysis

等<sup>[29]</sup>提出了基于椭圆族函数的台风近地面气压场二维模型:

$$\rho(e, \theta) = \frac{e \cdot L}{1 - e \cdot \cos(\theta - \theta_c)} \quad (5)$$

$$\Delta P_{\text{norm}} = \frac{P_{0,\text{ref}} - P_0(e)}{\Delta P_{c0}} \quad (6)$$

$$\Delta P_{\text{norm}} = 0.663 - 1.021e \quad (7)$$

其中, 台风气压场等压线由式(5)所示的椭圆族函数描述,  $\rho(e, \theta)$ 表示椭圆极坐标函数,  $\theta$ 为相对台风中心的角度,  $e$ 为椭圆曲率,  $L$ 和 $\theta_c$ 为系数分别表示气压场水平特征尺寸及椭圆族长轴朝向。式(6)建立了椭圆族关键系数 $e$ 与台风气压场等压线 $P_0(e)$ 间的关系,  $P_{0,\text{ref}}$ 与 $\Delta P_{c0}$ 含义与前述相同,  $\Delta P_{\text{norm}}$ 为无量形式的气压差。通过拟合,  $\Delta P_{\text{norm}}$ 与 $e$ 之间存在如式(7)所示的线性关系。

公式(5-7)给出了台风山竹登陆前近地面气压场轴非对称二维分布模型。该模型与公式(1-2)所示的台风垂直剖面模型结合, 可得到台风气压场三维分布模型。

### 2.4 关键参数概率分布特征

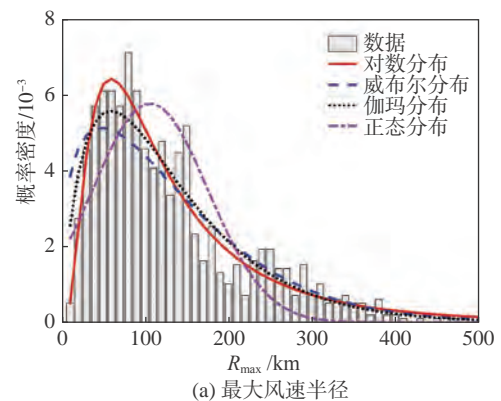
当前台风灾害评估研究主要采用蒙特卡罗抽样模拟技术, 而台风关键参数概率分布模型在其中占据重要地位。台风主要关键参数包括年发生率、中心平移速度、平移方向、中心气压(差)、最大风速半径 $R_{\text{max}}$ 、Holland-B(或 $B$ )等。上述参数中, 前4个参数可基于台风年鉴资料获得, 而 $R_{\text{max}}$ 和Holland-B的数值则不易确定。

在北美地区, 科研人员对区域性热带气旋关键参数特征进行了深入研究, 并提出了相应的概率分布模型<sup>[30]</sup>。国内研究人员也对影响我国热带气旋的关键参数特征进行了研究, 但由于实测资料有限, 相关研究有待进一步开展。需指出的是不同大洋盆地热带

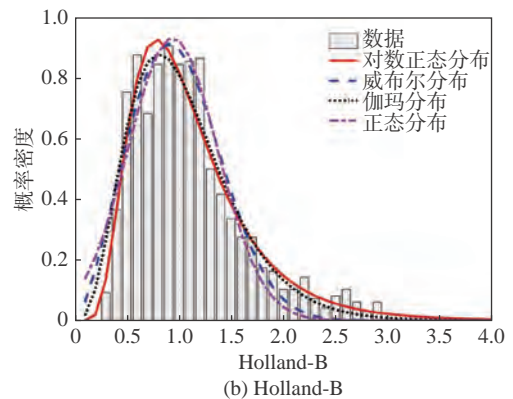
气旋的结构和风场特征可能存在较大差异, 对于登陆前后的气旋而言, 上述情况更为明显。

本节重点对影响华南地区台风的 $R_{\text{max}}$ 和 $B$ 概率分布特征进行分析, 参数值由式(3、4)拟合而定。为简化讨论, 这里忽略双眼壁及气压场轴非对称分布特征对结果的影响。

图 11 所示为两参数概率密度实测数据及采用不同分布模型得到的拟合结果。通过 $\chi^2$ 和K-S检验, 最优拟合模型为对数正态分布:



(a) 最大风速半径



(b) Holland-B

图 11 影响华南地区台风的最大风速半径 $R_{\text{max}}$ 和Holland-B概率分布及不同模型拟合结果

Fig. 11 Probability distributions of the radius of maximum wind speed and Holland-B for typhoons impacting South China

$$f(x, \mu, \sigma) = \frac{1}{x\sigma\sqrt{2\pi}} \exp\left[-\frac{(\ln x - \mu)^2}{2\sigma^2}\right] \quad (8)$$

式中  $\mu$  为样本对数的均值,  $\sigma$  为样本对数的方差。相关参数具体值如表 2 所示。

表 2 影响华南地区台风的最大风速半径  $R_{\max}$  和 Holland-B 概率分布模型关键参数信息

Table 2 Key parameters involved in the probability distribution models of Rmax and Holland-B for TCs in South China

关键参数	概率模型类别	模型参数
最大风速半径 $R_{\max}$	对数正态分布	$\mu_{R_{\max}} = 4.7$ ; $\sigma_{R_{\max}} = 0.78$
Holland-B	对数正态分布	$\mu_B = -0.005$ ; $\sigma_B = 0.49$

由于  $R_{\max}$  和 Holland-B 参数值不易获得, 实际应用中有时可通过建立两参数与中心气压差  $\Delta P$  的统计

关系, 然后通过先确定  $\Delta P$  再确定两参数值<sup>[30]</sup>:

$$\ln(R_{\max}) = a_0 \Delta p + a_1 + \varepsilon \quad (9)$$

$$\ln B = b_0 \ln(R_{\max}) + b_1 + \varepsilon_1 \quad (10)$$

式中,  $a_i, b_i (i=0,1)$  为系数,  $\varepsilon, \varepsilon_1$  代表系统误差。

遵循上述思路, 以下对  $R_{\max}$  与  $\Delta P$  及  $B$  与  $R_{\max}$  的关系进行分析。图 12(a) 展示了  $R_{\max}$  与  $\Delta P$  之间的相关性, 其相关系数为  $\rho_{XY} = -0.6134$ , 这说明  $R_{\max}$  与  $\Delta P$  存在强负相关关系。此外, 图 12(b) 表明系统误差  $\varepsilon$  可基本描述为一正态随机过程。式(9、10)中相关参数最佳拟合值如表 3 所示, 其中  $\sigma_\varepsilon$  表示  $\varepsilon$  的均方根值。与此相对应,  $B$  与  $R_{\max}$  之间的关联性分析结果如图 12(c、d) 所示。实测数据表明两者相关度极低 (相关系数为 0.0279), 因此基于  $R_{\max}$  采用式(10)来计算  $B$  值的方法并不可靠。

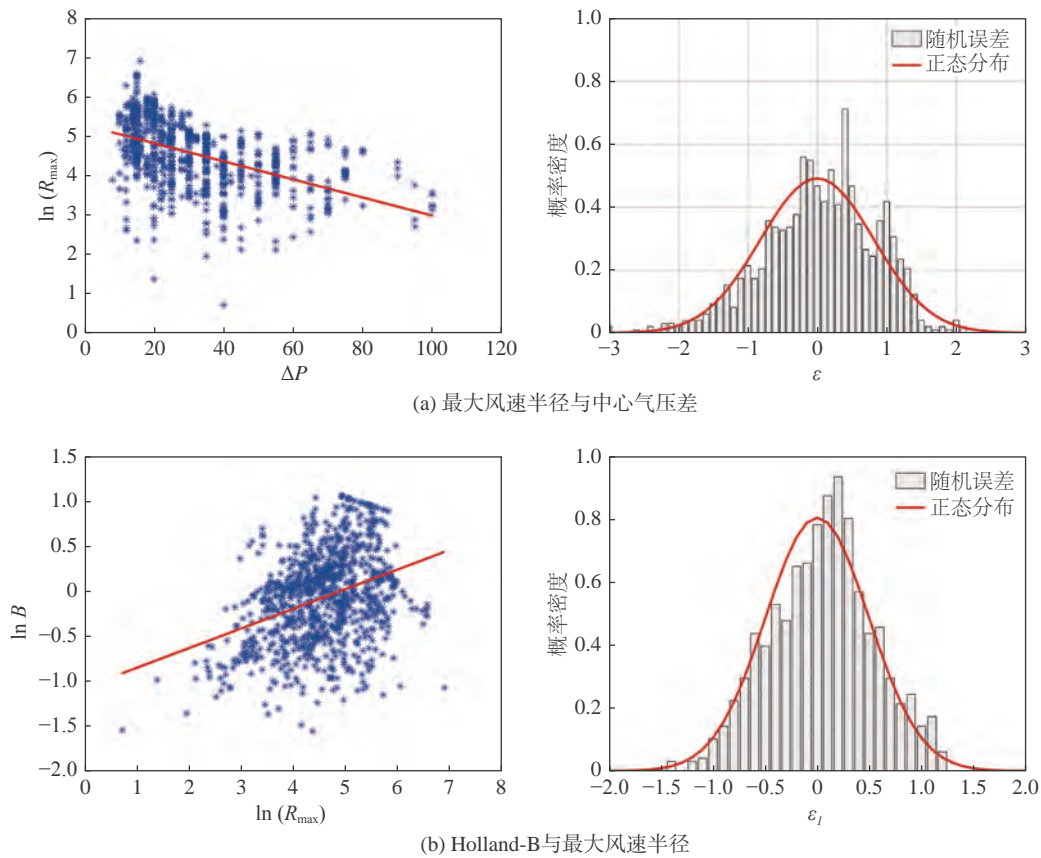


图 12 最大风速半径与中心气压差和 Holland-B 间相关性 (蓝色星为数据点, 红线为拟合线)

Fig. 12 The correlation between the radius of maximum wind speed and central pressure deficit and Holland-B

表 3 基于实测得到的式(9、10)各参数信息

Table 3 Parameters in Equations (9-10) estimated via field measurements

	$a_0$	$a_1$	$\sigma_\varepsilon$	$\rho_{XY}$
式(9)	-0.023	5.281	0.8117	-0.613
	$b_0$	$b_1$	$\sigma_{\varepsilon_1}$	$\rho_{XY}$
式(10)	-0.218	1.065	0.4951	0.0279

为进一步了解  $B$  与  $R_{\max}$  之间的关系, 图 13 展示了约克和山竹两台风影响华南地区期间上述两参数之间的相互关系。实测结果表明: 1) 在个例分析中,  $B$  与  $R_{\max}$  表现出显著的相关性; 2) 不同台风个例之间两参数的相关性特征差异显著—对山竹而言, 两参数为正相关关系; 而对约克而言, 两参数为弱负相关关系。结合上节有关台风结构特征的讨论,  $B$  与  $R_{\max}$  两

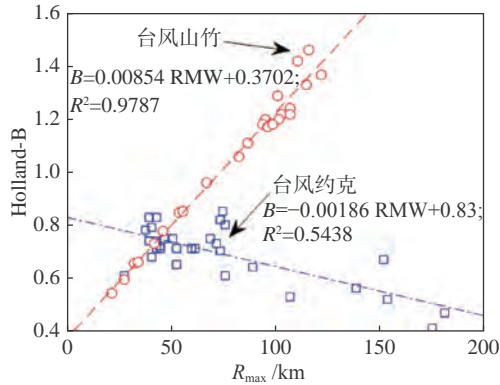


图 13 台风约克和山竹影响华南地区期间 Holland-B 与最大风速半径的相关性

Fig. 13 The correlation between Holland-B and RMW for York and Mangkhut

参数间的关系应该与台风内部结构的分布特征密切相关,而不同台风内部结构间的差异性使  $B$  与  $R_{\max}$  之间的关联性变得相当复杂,甚至从基于大量台风样本的统计学角度来讲,  $B$  与  $R_{\max}$  不再相关。

### 3 风场特征

#### 3.1 全局化风场特征

图 14 给出了基于表 1 所述 175 个探空气球实测数据得到的复合分析结果。图中,所有数据按照“边

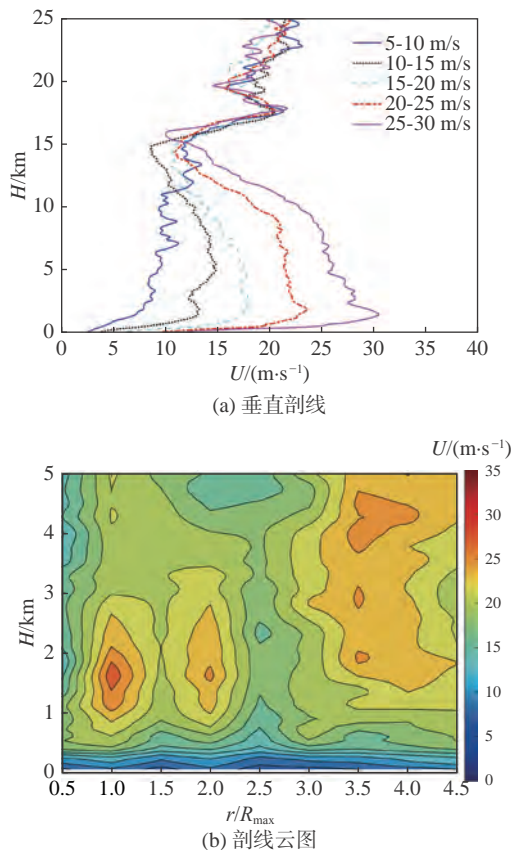


图 14 探空气球实测数据复合分析结果

Fig. 14 Results of the composite analysis for balloon-measured TC wind fields

界层参考风速”的大小被划分为不同风速组。本文“边界层参考风速”定义为 1000 m 以下范围所有测点风速的算术平均值。类似地,“边界层参考风向”基于 1000 m 以下各测点风速和风向数据采用矢量平均技术计算得到。由于数据资料有限,且本节重点在于揭示台风全局化风场特征,故图 14 未考虑不同来流地貌对风场特征的影响。

图 4(d, e)和图 14(a)所示结果表明在 25 km 高度范围内,风场沿高度大致可划分为以下四个部分。1)在大气边界层内(最大风速对应高度以下),风场受地貌特征影响显著,风切变及湍流特征显著,风速总体上随高度上升而变大。2)在梯度风高度以上至流出层以下( $< 15$  km)的范围,风速呈现出随高度上升而减小或先变化不大而后减小的趋势。在风力较大状况下,风速剖面在梯度风高度附近表现出显著的低空急流(LLJ)特征。3)在流出层附近,风速变的很小,而风向(图 4)变化剧烈。4)在对流层顶以上的范围,研究区域上空大气运动受背景大气主导,故不同风速组别(图 16(a))剖面彼此间的差异很小。流出层中心高度至对流层顶之间的范围为过渡区,在此范围内,风速随高度升高而增大。

图 14(b)考察了 5 km 高度范围内台风风场随径向距离(采用无量纲形式,即:  $r/R_{\max}$ )变化的分布特征。可以看出风速在  $r/R_{\max}$  附近存在极值,且该区域风速极值对应高度随径向距离变大而趋于上升。上述结果与海上热带气旋观测结果一致。然而,在  $r/R_{\max} = 2$  甚至更远径向位置处也存在风速极值。其原因可能在于:1)台风在临近登陆或登陆后自身结构的非对称性越发明显,而最大风速半径不能有效反映台风风场的非对称特征;2)实测数据相对缺乏,不能有效揭示多种因素(地形地貌、台风非对称结构、径向距离等)作用下各因素对台风风场的影响特征。总而言之,图 14(b)结果反映了华南地区登陆或邻近登陆台风风场特征的复杂性。

#### 3.2 风速及风向剖面

##### 3.2.1 个例分析结果

图 15 展示了台风山竹影响香港期间由 SSP 和 CCH 两站点雷达风廓线仪探测得到的 2 小时水平平均风速和风向的垂直剖面。CCH 站点最大平均风速超过 50 m/s,对应高度位于 1~2 km 范围。相比而言,SSP 站点最大风速略低,而最大风速所在高度略高。导致上述差异产生的原因在于:1)两风廓线仪硬件设备及工作设定参数不同;2)两站点相对台风中心的距离有所差异,而台风风场特征与径向距离有很大关系;3)来流地形特征差异显著(图 1(b))。

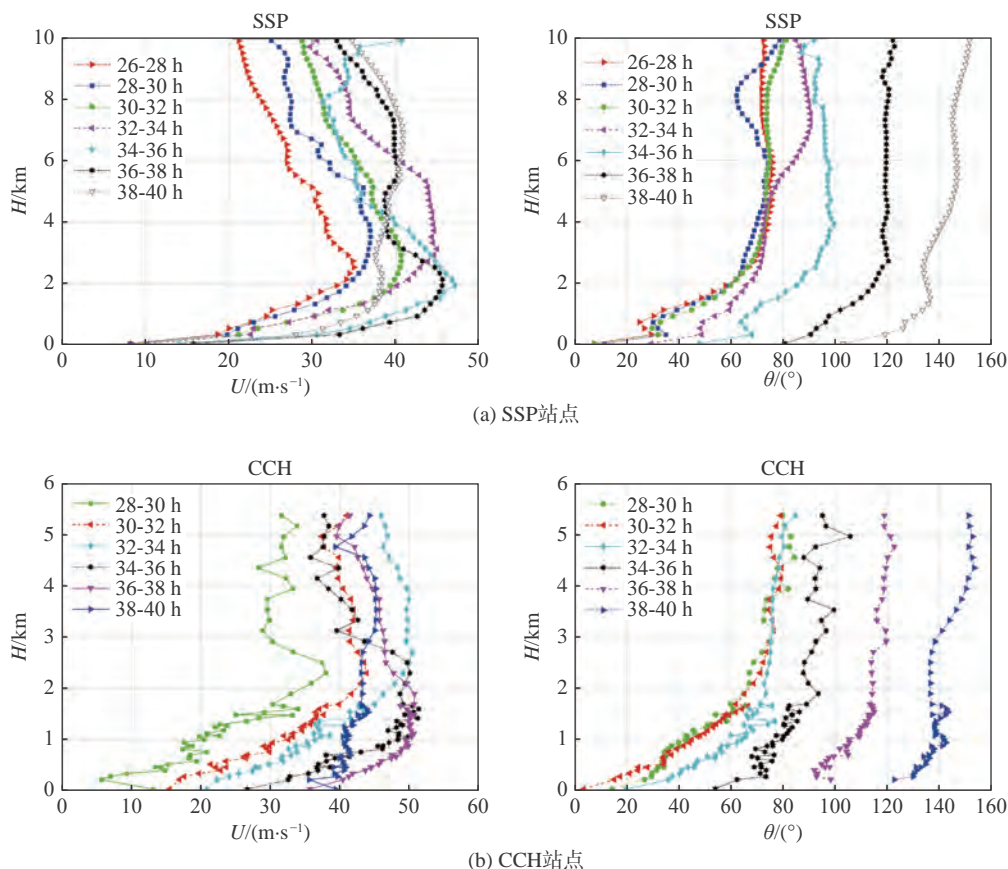


图 15 山竹影响香港期间由 SSP 和 CCH 两站点风廓线仪探测的 2 小时水平平均风速 ( $U$ ) 和风向 ( $\theta$ ) 垂直剖面 (26-28 h 表示 02:00-04:00/16)

Fig. 15 Vertical profiles of 2 h-mean horizontal wind speed and direction based on field measurements from the two wind profilers at SSP and CCH during the passage of Mangkhut

图 15 所示两站点实测结果表明: 1) 台风风场中存在显著的低空急流现象, 而风廓线的 LLJ 结构不仅可存在于最大风速对应的眼壁区附近 (SSP 站点 34-36 h), 还可存在于较外围区域 (SSP 站点 26-28 h; 对应图 7 中 02:00-04:00/16); 2) 不同站点不同时刻对应的梯度风高度有所差异, 总体来看, 梯度风高度位于 1-2.5 km 区间, 来流为山地地貌情况下的梯度风高度普遍偏高, 但所有剖面对应的梯度风高度均比深海洋面实测结果 (0.5~1 km) 显著偏高; 3) 风向在大气边界层内随高度有明显变化, 即偏转风效应显著。

为更清晰展示上述讨论内容, 图 16 展示了台风山竹影响香港期间基于雷达风廓线仪在 09:00-14:00/16 时段 (风力最强时段) 探测数据得到的无量纲风剖面。如图所示, 台风风速剖面低空急流特征非常明显。在 SSP 站点, 低空急流中心高度位于 2 km, 8 km 高度处风速降为最大风速的 80%, 近地面风速降为最大风速的 30%。而在 CCH, 最大风速位于约 1 km 高度处, 5 km 高度处风速降为最大风速的 80%, 近地面风速仅降为最大风速的 72%。两站点近地面风速特征的差异性反映出局地地貌特征对研究

位置风场的影响。图 17 展示了台风约克和山竹影响香港期间梯度风速及梯度风高度随距台风中心径向距离的变化关系。由图可知, 台风梯度风高度呈现出随距台风中心径向距离变大而升高 (1~4 km) 的趋势。

### 3.2.2 复合分析结果

为得到更为稳定的台风风剖面, 本文基于 CCH 站点全部风廓线实测样本资料, 得到了如图 18 所示的两类来流地貌下风速剖面复合分析结果。图 18(a) 对应来流空旷海面地貌, 图 18(b) 对应来流山地地貌。图 18(a) 反映出随着风力的增强, 台风风剖面低空急流特征越显著, 且低空急流中心高度大体呈现出随风速提高而降低的变化趋势 (变化范围 1430~457 m)。与此相对应, 图 18(b) 所示梯度风高度整体上有显著升高, 且梯度风高度受风速变化影响不显著 (1376~1615 m)。由图 2(b) 可知, 图 18(b) 所示来流山峰高度最高不超过 1000 m。可见, 地形效应在山体尾流区沿高度方向的影响范围可远超对应山峰高度。

图 18 同时展出了采用对数律和指数律对台风边界层内风剖面数据的拟合结果。两种情况得到的粗

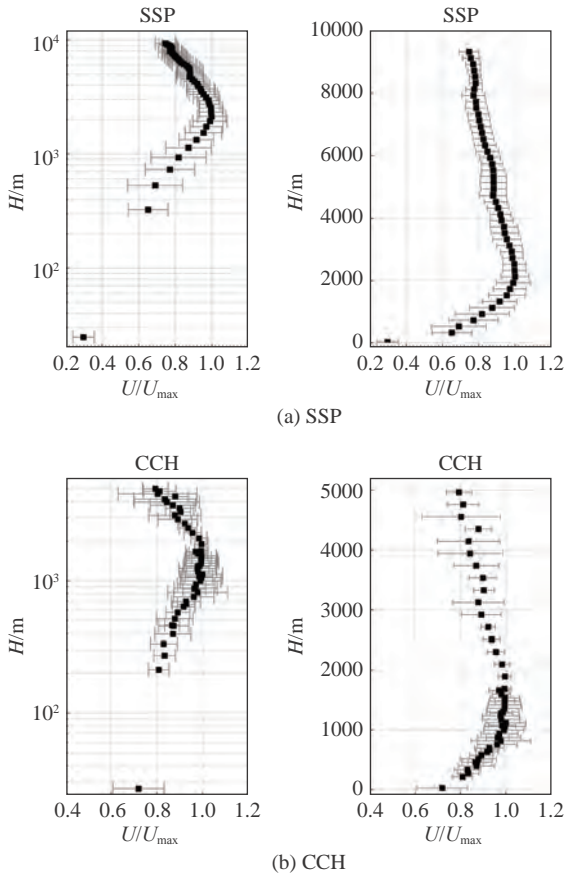


图 16 基于雷达风廓线仪数据得到的山竹总体无量纲风剖面 (结果以均值 + 误差棒形式给出, 且纵坐标以线性和对数形式给出)

Fig. 16 Vertical profiles of ensemble-averaged dimensionless wind speed of Mangkhut

糙度长度  $z_0$  以及幂指数  $\alpha$  值差异不大 ( $z_0: 0.4 \sim 0.9$ ;  $\alpha: 0.20 \sim 0.26$ )。需指出的是, 尽管图 18(a) 对应空旷海面来流地貌, 但 CCH 近地面风场受长洲岛地形特征影响显著。此外, 采用风剖面法得到的  $z_0$  和  $\alpha$  值受近地面高度层数据影响较大, 而本研究中近地面数据只有一层, 故相关结果存在较大不确定性。

偏转风特征是近些年学者们开始关注的一类风场特征。由于风向偏转角 (即风向沿高度发生变化) 的存在, 基于某一高度 (如近地面) 得到的风向信息未必能有效反映风场沿高度的分布特征。这对高耸结构风效应评估结果的影响有可能非常显著。

图 19 展示了 CCH 站点风向偏转角 ( $\Delta\theta$ ) 实测结果, 每一组  $\Delta\theta$  剖面均通过各高度层风向减去 2000~5000 m 范围平均风向得到。图 19(a) 对应不同来流风向扇区对应的  $\Delta\theta$  结果, 而图 19(b) 对应空旷来流海面扇区 ( $210^\circ \sim 270^\circ$ ) 情况下 6 组不同风速对应的  $\Delta\theta$  结果。图 19(a) 结果表明, 复杂山地来流地貌下风向随高度变化很大, 近地 1000 m 及 2000 m 范围内风向偏转角最高可达  $40^\circ$  和  $60^\circ$ 。可以预见, 采用近地面风场信息来分析超高层建筑高空位置处风效应特征

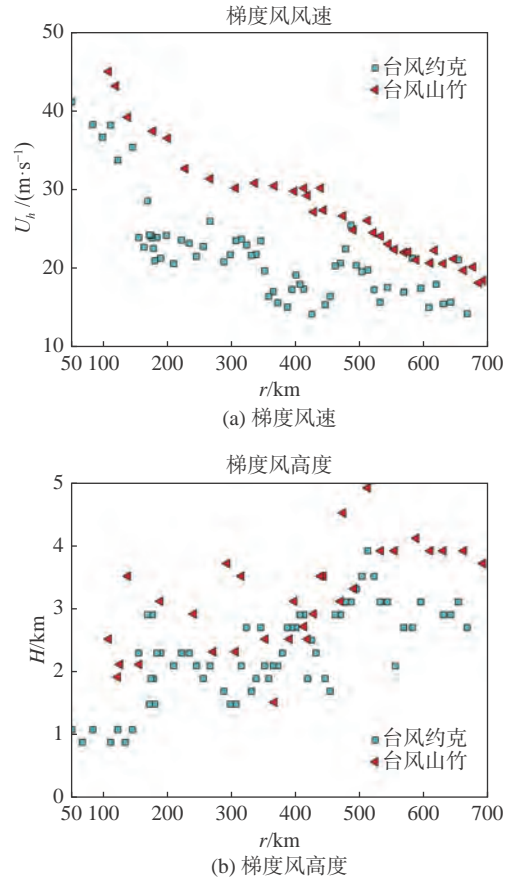


图 17 约克和山竹影响香港期间台风梯度风速及对应高度随径向距离变化关系

Fig. 17 Dependence of the speed and height of the gradient wind on the radial distance for York and Mangkhut

会引起极大误差。图 19(b) 表明海面来流情况下, 强风  $\Delta\theta$  剖面在地表以上 ( $>100$  m) 随高度变化呈现出对数律分布特征, 且近地 2000 m 范围内风向偏转角可到  $30^\circ$ 。

### 3.2.3 风速剖面全局化分布模型

随着高耸建筑高度日益增高, 对台风剖面模型高度适用性方面的需求也日益提升。由于对数律和指数律模型不能反映台风剖面低空急流特征, 近些年研究人员提出了一些适用范围更广的剖面模型<sup>[31-32]</sup>。然而上述研究在处理低空急流以上高度范围时, 缺乏客观性约束条件, 因此主观性较大。

本节提出一种基于空旷海面来流地貌实测数据 (图 18(a)) 的台风风速剖面全局化分布模型。将风剖面最大风速出现的高度记为  $h$ , 考虑图 16 和图 18(a) 所示结果, 假定垂直风速剖面存在一上边界高度  $H_1$  (约 10 km), 在该位置处风速按照风剖面位于  $h$  以上高度范围的变化趋势而趋于 0。  $U(z)$  在地表层范围内遵循对数律分布规律, 而在梯度风高度  $h$  以上的范围, 由于远离地表, 大气受地表拖拽影响弱, 故假设此范围内气流统计特征与层流状态相近, 于是  $U(z)$  随高

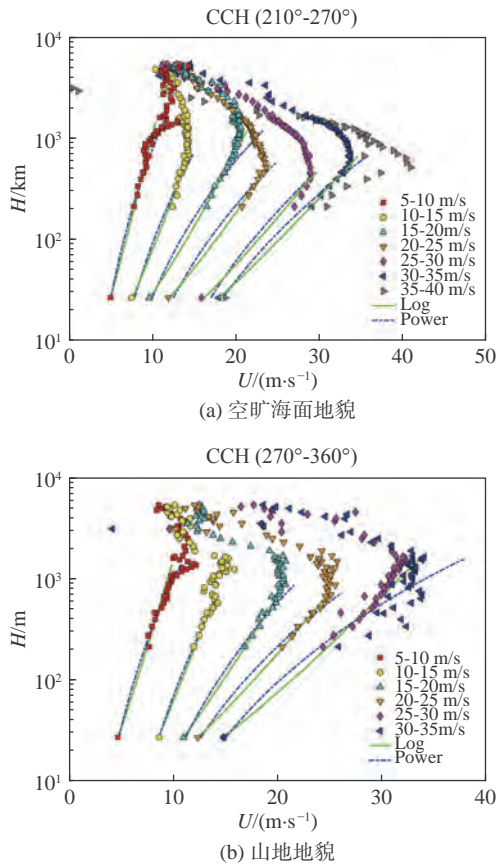


图 18 两类来流地貌下风速剖面复合分析结果

Fig. 18 Wind speed profiles obtained via the composite analysis for two exposure conditions

度呈线性分布关系。

$$U(z) = 2.5u_* \cdot \ln(z/z_0) \quad (11)$$

$$dU/dz = \text{const} \quad (12)$$

公式(11、12)给出了高度 $z$ 在近地面范围及 $z$ 位于远高于梯度风高度 $h$ 以上范围时风速 $U(z)$ 的两个边界条件。引入坐标变换 $N(z) = \ln(H_1/z)$ , 可知 $z \rightarrow 0$ 时,  $N \rightarrow \infty$ ;  $z \rightarrow H_1$ 时,  $N \rightarrow 0$ 。考虑到式(11、12)所示的

风剖面两边界特征, 参考风速谱通用化模型, 从而假定无量纲风速剖面公式如下:

$$\frac{U(N)}{U_h} = \frac{A \cdot N}{(1 + B \cdot N^{2.5})^{0.8}} \quad (13)$$

其中,  $A$  ( $\approx 0.7$ ) 和  $B$  ( $\approx 0.11$ ) 为系数, 其值可通过拟合风剖面实测数据得到。

图 20 分别展示了风速  $U$  随无量纲参数  $N$  及高度的变化关系。可见, 公式拟合值与实测结果吻合较好。需指出的是, 式(13)所示模型可以描述台风风剖面 LLJ 及其高度随风力强度变化的特征, 且其使用范围比现有风剖面模型都要广泛。

### 3.3 近地表面风场特征

图 21 展示了台风山竹影响香港期间, 位于香港不同位置处多个地表站点风速设备监测得到的 10 min 水平风速和风向时程。

可以看到尽管各气象站点均位于香港地区地表层范围, 但彼此风速和风向时程信息存在显著差异。KP 站点位于香港城市中心(靠近 SSP), 其附近风场受周边建筑以及外围山地遮挡效应显著, 风速很低。RIC 位于香港国际机场跑道一侧, 尽管其局地地貌特征平坦开阔, 但由于来流地貌受山脉特征主导, 因此该站点周边风场所受地形的遮挡效应依然显著, 其风速值与其他来流空旷站点(CCH)实测结果相比明显偏低。在 CCH 风速最大时刻附近, 该站点风速值与 TMS(位于香港最高峰)站点的实测记录接近; 而在其余时刻(最大风速后 TMS 站点气象设备损坏), TMS 站点记录风速比 CCH 风速高出很多。这是因为最大风速时刻对应西南风, 而该来流情况下, CCH 站点所在的长洲岛地形具有显著的加速作用<sup>[33]</sup>。与此相对应, 图 21(b)说明不同站点所记录的风向信息彼此差异相对较小, 但在很多时刻这种差异也不能忽略(如

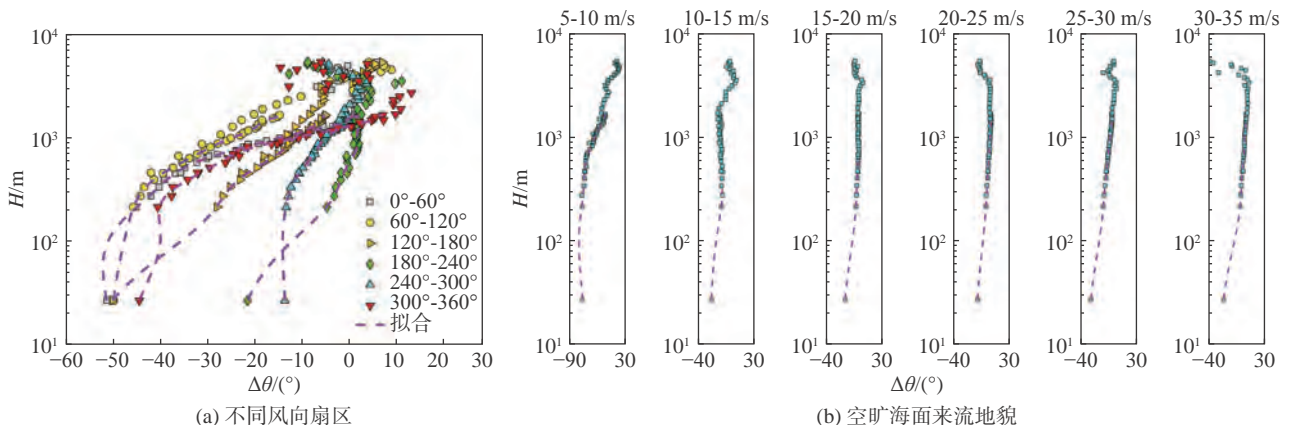


图 19 采用复合分析技术得到的 CCH 站点风向偏转角

Fig. 19 Vertical profiles of horizontal wind direction obtained via the composite analysis

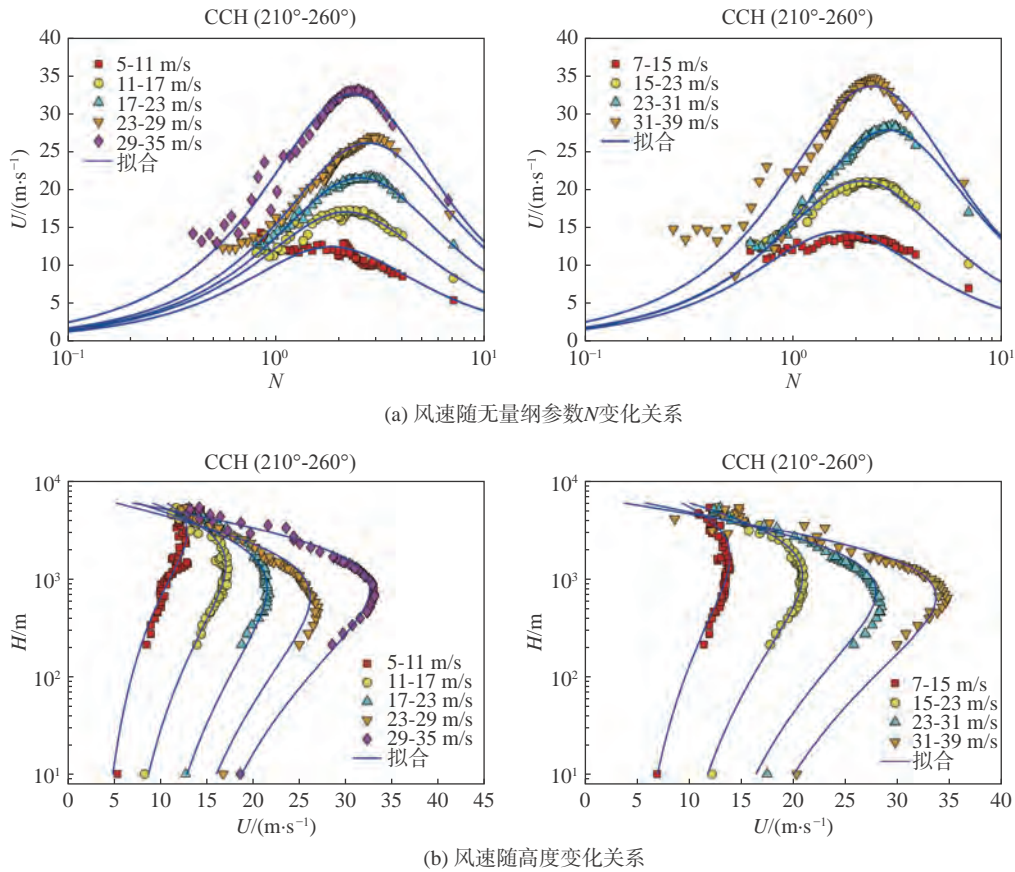


图 20 风速剖面全局化分布模型及其与实测对比

Fig. 20 Comparisons between modeled and measured wind profiles

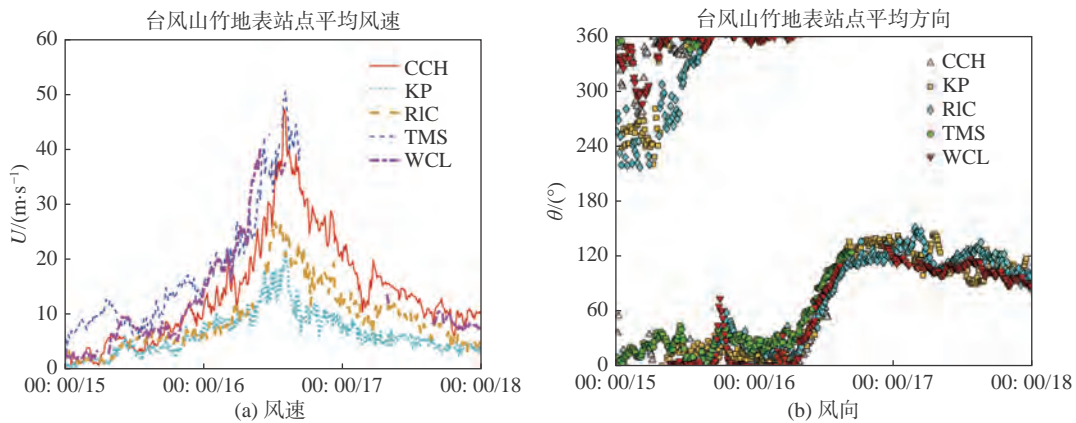


图 21 台风山竹影响香港期间不同站点 10 分钟水平风速和风向时程

Fig. 21 Time histories of 10-min-averaged wind speed and direction during the passage of Mangkhut

12:00/15- 00:00/16)。

上述差异性给基于地表风实测数据的应用和研究带来诸多不便,突出表现在实测数据往往不能有效反映未受来流地貌/地形影响的风场特征,从而导致基于实测数据分析得到的结论存在较大不确定性。如采用 RIC 站点实测数据反推高空风速,按照业内通用假定即机场来流地貌为 B 类地貌,取  $\alpha = 0.12$ ,由图 15 取梯度风高度为 1000 m,则算得的山竹影响香港期间最大风速为 34.8 m/s,这与图 15 所示结果差异

显著。如果上述计算中的梯度风高度基于荷载规范中有关沿海地带或来流空旷地貌对应的梯度风高度计算,则计算得到的梯度风风速不超过 30 m/s。

针对上述问题,可采用标准化方法<sup>[33]</sup>将地表实测风速数据转化为标准状况下的数值。对常态风实测数据采用该类方法进行标准化处理时,一般假设同一区域不同站点上空梯度风风速不变。图 22(a)对比分析了山竹影响香港期间基于 CCH 和 SSP 风廓线仪得到的两站点上空梯度风风速时程,两者在大部分

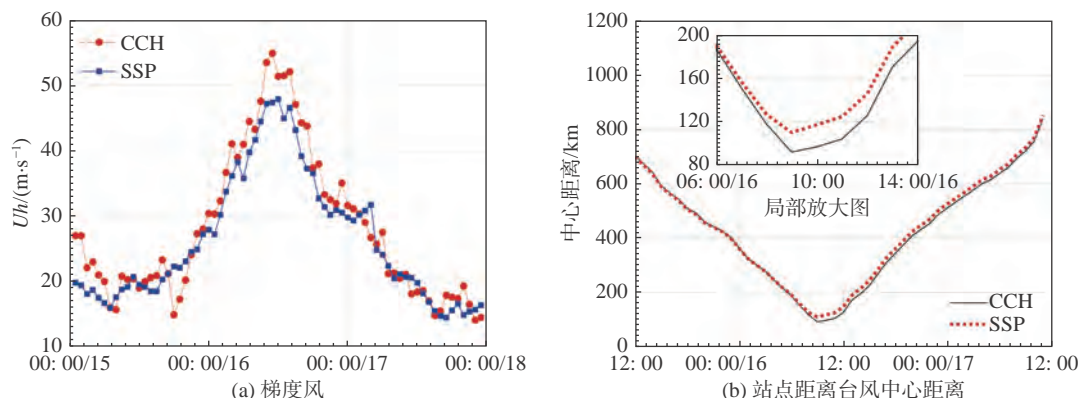


图22 台风山竹影响香港期间基于CCH和SSP两站点风廓线仪得到的每小时平均的梯度风时程及两站点距离台风中心距离时程

Fig. 22 Time history of gradient wind speed and storm-relative distance of the observation stations during the passage of Mangkhut above Hong Kong

时间展现出较好的一致性, 这为前述假设的有效性提供了支撑。但在台风最靠近香港的时段, 两时程间的差异依然明显。其主要原因是台风核心区域风场梯度变化显著, 而两站点相对台风中心径向距离的差异性会导致两站点上空的梯度风强度存在明显差别。图22(b)显示山竹最靠近香港时, 两站点距台风中心的径向距离最大可差25 km。基于上述讨论, 当开展台风影响下近地面风速实测数据标准化研究时, 需特别考虑台风梯度风沿径向的变化特征。

#### 4 结论与讨论

本文主要对影响华南地区热带气旋的全局化结构及风场特征进行了个例和汇总研究。通过对半世纪以来影响香港最为严重的两台风(山竹和约克)进行个例分析, 阐述了台风典型的主体结构特征, 详细介绍了台风水平和垂直结构特征及各结构部分所在空间位置; 展示了台风在深海上空的双眼壁结构及其演化特征及其对台风结构和风场强度的影响; 揭示了台风临近登录及登陆后气压场轴非对称特征及最大风速半径和Holland-B等关键参数分布特征; 提出了台风气压场轴非对称水平分布模型和垂直剖面模型。在台风风场研究方面, 分别采用个例分析和复合分析手段讨论了其全局化分布特征、台风风速和风向垂直剖面特征以及近地面风场特征, 重点研究了台风水平风速低空急流特征并提出了一种基于实测数据的剖面模型, 阐述了典型地形/地貌效应对近地面风场特征的影响, 提出了基于梯度风确定参考风速的理念。

需要强调的是, 有关台风全局化结构和风场特征两部分的研究内容并不是彼此割裂的, 前者可为深入分析台风风场特征提供必要参考(如山竹风场分布特征与其眼壁置换过程密切相关)。此外, 受实测资料限制, 本文没有讨论台风局部化结构特征及其与风场

脉动特征之间的关系。这方面的研究工作有待继续和加强。

#### 参 考 文 献:

- [1] ELLIOTT R J R, STROBL E, SUN P Y. The local impact of typhoons on economic activity in China: a view from outer space[J]. *Journal of Urban Economics*, 2015, 88: 50–66. doi: 10.1016/j.jue.2015.05.001
- [2] CHAN J C L, WILLIAMS R T. Analytical and numerical studies of the beta-effect in tropical cyclone motion. Part I: zero mean flow[J]. *Journal of the Atmospheric Sciences*, 1987, 44(9): 1257–1265. doi: 10.1175/1520-0469(1987)044<1257:aansot>2.0.co;2
- [3] VICKERY P J. Simple empirical models for estimating the increase in the central pressure of tropical cyclones after landfall along the coastline of the United States[J]. *Journal of Applied Meteorology*, 2005, 44(12): 1807–1826. doi: 10.1175/jam2310.1
- [4] CHAN P W. An observational study of gravity waves associated with a shallow easterly airstream at Hong Kong International Airport using remote-sensing meteorological instruments[J]. *Weather*, 2012, 67(12): 316–323. doi: 10.1002/wea.1944
- [5] VICKERY P J, SKERLJ P F, TWISDALE L A. Simulation of hurricane risk in the US using empirical track model[J]. *Journal of Structural Engineering*, 2000, 126(10): 1222–1237. doi: 10.1061/(asce)0733-9445(2000)126:10(1222)
- [6] FRANKLIN J L, BLACK M L, VALDE K. GPS dropwindsonde wind profiles in hurricanes and their operational implications[J]. *Weather and Forecasting*, 2003, 18(1): 32–44. doi: 10.1175/1520-0434(2003)018<0032:gdwpip>2.0.co;2
- [7] POWELL M D, VICKERY P J, REINHOLD T A. Reduced drag coefficient for high wind speeds in tropical cyclones[J]. *Nature*, 2003, 422(6929): 279–283. doi: 10.1038/nature01481
- [8] GIAMMANCO I M, SCHROEDER J L, POWELL M D. GPS dropwindsonde and WSR-88D observations of tropical cyclone vertical wind profiles and their characteristics[J]. *Weather and Forecasting*, 2013, 28(1): 77–99. doi: 10.1175/waf-d-11-00155.1
- [9] ZHANG J N, ROGERS R F, REASOR P D, et al. Asymmetric hurricane boundary layer structure from dropsonde composites in relation to the environmental vertical wind shear[J]. *Monthly Weather Review*, 2013,

- 141(11): 3968–3984.  
doi: 10.1175/mwr-d-12-00335.1
- [10] MASTERS F J, TIELEMAN H W, BALDERRAMA J A. Surface wind measurements in three Gulf Coast hurricanes of 2005[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2010, 98(10-11): 533–547.  
doi: 10.1016/j.jweia.2010.04.003
- [11] CAO S Y, TAMURA Y, KIKUCHI N, et al. Wind characteristics of a strong typhoon[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2009, 97(1): 11–21.  
doi: 10.1016/j.jweia.2008.10.002
- [12] SONG L L, LI Q S, CHEN W C, et al. Wind characteristics of a strong typhoon in marine surface boundary layer[J]. *Wind and Structures*, 2012, 15(1): 1–15.  
doi: 10.12989/was.2012.15.1.001
- [13] SONG L L, CHEN W C, WANG B L, et al. Characteristics of wind profiles in the landfalling typhoon boundary layer[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2016, 149: 77–88.  
doi: 10.1016/j.jweia.2015.11.008
- [14] LI L X, KAREEM A, XIAO Y Q, et al. A comparative study of field measurements of the turbulence characteristics of typhoon and hurricane winds[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2015, 140: 49–66.  
doi: 10.1016/j.jweia.2014.12.008
- [15] ZHAO L, CUI W, GE Y J. Measurement, modeling and simulation of wind turbulence in typhoon outer region[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2019, 195: 104021.  
doi: 10.1016/j.jweia.2019.104021
- [16] 谢社宁, 段静, 刘慕广, 等. 超强台风山竹近地风场特性实测[J]. *同济大学学报(自然科学版)*, 2021, 49(5): 652–660.  
XIE Z N, DUAN J, LIU M G, et al. Field measurement of near-ground wind characteristics of supper typhoon Mangkhut[J]. *Journal of Tongji University (Natural Science)*, 2021, 49(5): 652–660 (in Chinese).  
doi: 10.11908/j.issn.0253-374x.20395
- [17] 李波, 张星灿, 杨庆山, 等. 台风“苏力”近地风场脉动特性实测研究[J]. *建筑结构学报*, 2015, 36(4): 99–104.  
LI B, ZHANG X C, YANG Q S, et al. Research on fluctuating wind characteristics near ground of typhoon ‘Soulik’ by field measurement[J]. *Journal of Building Structures*, 2015, 36(4): 99–104 (in Chinese).
- [18] 王旭, 黄鹏, 顾明, 等. 台风“米雷”近地层脉动风特性实测研究[J]. *土木工程学报*, 2013, 46(7): 28–36.  
WANG X, HUANG P, GU M, et al. Field measurement of turbulence characteristics near ground during typhoon ‘Meari’ [J]. *China Civil Engineering Journal*, 2013, 46(7): 28–36 (in Chinese).
- [19] 李秋胜, 戴益民, 李正农, 等. 强台风“黑格比”登陆过程中近地风场特性[J]. *建筑结构学报*, 2010, 31(4): 54–61.  
LI Q S, DAI Y M, LI Z N, et al. Surface layer wind field characteristics during a severe typhoon ‘Hagupit’ landfalling[J]. *Journal of Building Structures*, 2010, 31(4): 54–61 (in Chinese).
- [20] 史文海, 董大治, 李正农. 沿海地区近地边界层强/台风的统计特征分析[J]. *工程力学*, 2013, 30(S1): 30–33.  
SHI W H, DONG D Z, LI Z N. Statistical characteristics analysis of boundary layer strong wind or typhoon in coastal areas[J]. *Engineering Mechanics*, 2013, 30(S1): 30–33 (in Chinese).
- [21] 赵林, 杨绪南, 方根深, 等. 超强台风山竹近地层外围风速剖面演变特性现场实测[J]. *空气动力学学报*, 2019, 37(1): 43–54.  
ZHAO L, YANG X N, FANG G S, et al. Observation-based study for the evolution of vertical wind profiles in the boundary layer during super typhoon Mangkhut[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(1): 43–54 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0297
- [22] TAO T Y, WANG H, ZHAO K Y. Efficient simulation of fully non-stationary random wind field based on reduced 2D hermite interpolation[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2021, 150: 107265.  
doi: 10.1016/j.ymsp.2020.107265
- [23] PENG L L, LIU M, YANG Q S, et al. An analytical formula for Gaussian to non-Gaussian correlation relationship by moment-based piecewise Hermite polynomial model with application in wind engineering[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2020, 198: 104094.  
doi: 10.1016/j.jweia.2020.104094
- [24] HOLLAND G J. An analytic model of the wind and pressure profiles in hurricanes[J]. *Monthly Weather Review*, 1980, 108(8): 1212–1218.  
doi: 10.1175/1520-0493(1980)108<1212:aamotw>2.0.co;2
- [25] HE Y C, CHAN P W, LI Q S. Observations of vertical wind profiles of tropical cyclones at coastal areas[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2016, 152: 1–14.  
doi: 10.1016/j.jweia.2016.01.009
- [26] HE Y C, CHAN P W, LI Q S. Observational study on thermodynamic and kinematic structures of typhoon Vicente (2012) at landfall[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2018, 172: 280–297.  
doi: 10.1016/j.jweia.2017.11.008
- [27] HE Y C, LI Y Z, CHAN P W, et al. A height-resolving model of tropical cyclone pressure field[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2019, 186: 84–93.  
doi: 10.1016/j.jweia.2018.12.020
- [28] HOUZE R A, CHEN S S, SMULL B F, et al. Hurricane intensity and eyewall replacement[J]. *Science*, 2007, 315(5816): 1235–1239.  
doi: 10.1126/science.1135650
- [29] HE Y C, HE J Y, CHEN W C, et al. Insights from super typhoon Mangkhut (1822) for wind engineering practices[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2020, 203: 104238.  
doi: 10.1016/j.jweia.2020.104238
- [30] VICKERY P J, WADHERA D. Statistical models of Holland pressure profile parameter and radius to maximum winds of hurricanes from flight-level pressure and H\*Wind data[J]. *Journal of Applied Meteorology and Climatology*, 2008, 47(10): 2497–2517.  
doi: 10.1175/2008jame1837.1
- [31] VICKERY P J, WADHERA D, POWELL M D, et al. A hurricane boundary layer and wind field model for use in engineering applications[J]. *Journal of Applied Meteorology and Climatology*, 2009, 48(2): 381–405.  
doi: 10.1175/2008jame1841.1
- [32] SNAIKI R, WU T. A semi-empirical model for mean wind velocity profile of landfalling hurricane boundary layers[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2018, 180: 249–261.  
doi: 10.1016/j.jweia.2018.08.004
- [33] HE Y C, CHAN P W, LI Q S. Standardization of raw wind speed data under complex terrain conditions: a data-driven scheme[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2014, 131: 12–30.  
doi: 10.1016/j.jweia.2014.05.002

(本文责编:王颖 英文编审:董思卫)

文章编号: 0258-1825(2021)04-0147-06

# 沿海复杂地形台风登陆过程风场多尺度数值模拟

董浩天<sup>1,\*</sup>, 陶 韬<sup>2</sup>, 杜晓庆<sup>1</sup>

(1. 上海大学, 上海 200444; 2. 东京工业大学, 日本 东京 152-8550)

**摘要:**我国沿海地区的台风风场研究与预报具有显著的经济和社会效益。多尺度风场数值模拟方法是将 WRF 中尺度数值气象模拟同小尺度风场大涡模拟结合的数值模拟方法, 可实现台风影响下沿海复杂地形风场的精细化研究。本文以 2012 年台风启德为背景, 通过 WRF 模式有效再现了台风中心路径和近地平均风速风向的 24 h 时程; 采用循环入流方法, 将 WRF 得到的平均风剖面中加入高频风速成分, 并作为复杂地形风场大涡模拟的入口条件, 模拟近地风场的时间和空间分布。研究表明, 台风登陆后受到沿海复杂地形的影响, 近地流向湍流强度较海面上增强 1 倍左右, 风速高频成分显著增强, 并出现了 0.73 m/s 向下的竖向平均速度, 对局部地区的抗风安全产生较为不利的影响。

**关键词:** 台风; 多尺度; 复杂地形风场; 湍流; 数值模拟

中图分类号: TU312<sup>†</sup>.1; P429; P458.1<sup>†</sup>24 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0054

## Multi-scale numerical simulation of the wind field over a coastal complex terrain during a typhoon landfall

DONG Haotian<sup>1,\*</sup>, TAO Tao<sup>2</sup>, DU Xiaoqing<sup>1</sup>

(1. Shanghai University, Shanghai 200444, China; 2. Tokyo Institute of Technology, Tokyo 152-8550, Japan)

**Abstract:** The research and forecast of typhoons in China's coastal regions have significant economic and social benefits. A thorough investigation of the wind field over a coastal complex terrain is performed using the multi-scale method which is a combination of the meso-scale WRF (weather research and forecasting) and the micro-scale LES (large eddy simulation). The 24-hour central route of typhoon Kai-tak in 2012, as well as the time series of 10-min averaged wind speed and direction at 100 m above the ground are produced by WRF. Based on the temporal-averaged wind speed profiles from WRF, a cycling turbulence generator is applied to obtain a quasi-stationary inlet condition for the LES simulation, which further yields temporal- and spatial-distributions of wind speeds near the ground. The numerical results agree reasonably well with site observations and show that the streamwise turbulence intensity near the ground doubles as the typhoon boundary layer marches from the ocean to the observation site. Meanwhile, the high-frequency wind velocities, which are related to the terrain effect, have been considerably enhanced. Also, a downward mean wind speed of 0.73 m/s occurs at the leeside of hills. As a result, strong gusts might occur in the surface layer above coastal complex terrain during the landfall of typhoon.

**Keywords:** typhoon; multi-scale; flow over complex terrain; turbulence; numerical simulation

## 0 引言

我国东南沿海常年受到西北太平洋台风灾害的影响<sup>[1-2]</sup>。据国家应急管理部统计, 仅 2018 年前三季

度全国台风等风致灾害就造成 4712.2 万人次受灾, 203 人死亡, 直接经济损失 854.2 亿元。随着计算机软硬件和软件的发展, 近年来中尺度气象模式常用于台风过程的模拟和预测。WRF(Weather Research and

收稿日期: 2021-04-15; 修订日期: 2021-05-08; 录用日期: 2021-05-11; 网络出版时间: 2021-06-01

基金项目: 国家自然科学基金(52008239)

作者简介: 董浩天<sup>\*</sup>(1990-), 男, 河北秦皇岛人, 博士后, 研究方向: 风工程. E-mail: haotiantong@shu.edu.cn

引用格式: 董浩天, 陶韬, 杜晓庆. 沿海复杂地形台风登陆过程风场多尺度数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(4): 147-152.

DONG H T, TAO T, DU X Q. Multi-scale numerical simulation of the wind field over a coastal complex terrain during a typhoon landfall[J].

Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(4): 147-152(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0054

Forecasting model) 开源中尺度气象模式采用了完全可压缩非静力平衡欧拉方程, 并提供了大量物理参数化方案和数值方法选项, 在大气边界层模拟和预报上明显优于传统大尺度气象模式<sup>[3]</sup>。Gu 等<sup>[4]</sup>采用 WRF 模式模拟了 2002 年台风 Rusa 的中心路径和风速分布。Tse 等<sup>[5]</sup>采用 WRF 模拟了台风过程近地风场, 发现 WRF 可得到较好的平均风剖面 and 风速时程结果, 但近地风速误差显著。Jiménez 等<sup>[6]</sup>通过在控制方程中加入由地形复杂度定义的源项, 提高了 WRF 模拟亚格子地形特征的能力。总的来说, WRF 可以一定程度上预测/再现台风路径, 并较好地模拟近地 10 min 平均风速时程; 但由于控制方程形式、数值过滤、贴体网格和边界条件等原因, 其对台风过程复杂地形近地湍流特征的模拟效果仍难以满足风工程的研究需求<sup>[7]</sup>。

复杂地形风场研究, 特别是我国东南沿海地区复杂地形台风过程风场的研究, 对灾害预防和风资源开发有着重要意义<sup>[8-10]</sup>。而同平坦地形相比, 峡谷、高山、海峡等山区地形的特征尺度与大气边界层高度相近, 易发生越山风、峡谷风和特征湍流等现象。随着湍流模型、网格技术、数值算法和计算机硬件的发展, 计算流体力学(CFD)方法已广泛应用于风工程领域并部分替代风洞试验, 新版抗风规范<sup>[11]</sup>已对采用 CFD 虚拟风洞试验方法进行桥梁抗风研究给出了指南。Tamura<sup>[12]</sup>指出, 大涡模拟方法(Large-eddy Simulation, LES)在非定常流动细节和计算资源消耗之间可达到较好的平衡, 适用于结构抗风设计、复杂地形风场、城市风环境等风工程课题。Cao 等<sup>[13]</sup>采用 LES 和浸入边界法模拟了湍流边界层风流经粗糙二维小山。复杂地形风场具备多尺度特征, 即存在不同尺度、不同频率成分的大气流动。抗风规范<sup>[11]</sup>采用准定常假设, 以 10 min 时距风速测量和规范风剖面、风谱构建平稳来流条件, 可以较好描述小尺度流动现象, 但忽视了桥址风场的多尺度特征。

为了克服中尺度模式在复杂地形近地湍流特征模拟方面的不足, Perivolaris 等<sup>[14]</sup>学者提出了中尺度气象模式同小尺度 CFD 结合的多尺度数值模拟方法。如图 1<sup>[15]</sup>所示, 通过 WRF 嵌套网格求解大、中尺度三维风场低频信息; 通过人工湍流生成技术补充高频风速成分, 生成多尺度湍流风、温场, 并作为边界条件输入 CFD 计算, 求解近地风速时程。高频风速成分的再生成一直是多尺度数值模拟的难点。Wyszogrodzki 等<sup>[16]</sup>直接将 WRF 结果经时间空间插值后输入 LES 城市地貌计算域, 其上游地表起到了“数值粗糙元”的作用, 湍流风剖面沿流向自然发展, 但这一方法要求很长的上游计算域长度。

Nakayama 等<sup>[17]</sup>通过循环入流技术在 WRF 平均风剖面基础上进行人工湍流生成, 降低了计算资源消耗。

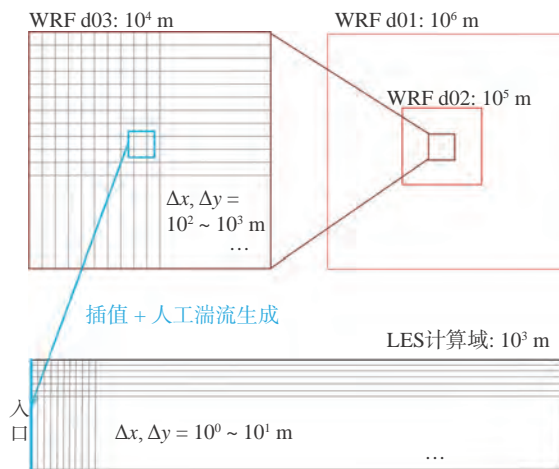


图 1 多尺度风场模拟技术路线

Fig. 1 A sketch of the multi-scale simulation of a wind field over a complex terrain

本文以 2012 年台风启德登陆广东东海岛为背景, 采用多尺度风场模拟方法, 研究了台风路径、近地风速时程和风剖面等, 并同实测结果验证。研究内容可供东南沿海台风影响下的台风灾害预报、结构抗风设计和风力发电选址等参考。

## 1 台风模拟资料

### 1.1 台风启德概况

1213 号台风启德(Kai-tak)于 2012 年 8 月 13 日在菲律宾以东洋面加强成为第 13 号热带风暴; 8 月 15 日 21 时加强为台风; 8 月 17 日 4 时 30 分前后在广东省湛江市登陆, 登陆时中心附近最大风力达到 13 级; 之后越过雷州半岛, 进入北部湾并在越南再次登陆, 最后于 8 月 18 日逐渐消散。图 2 显示了启德台风的中心路径。

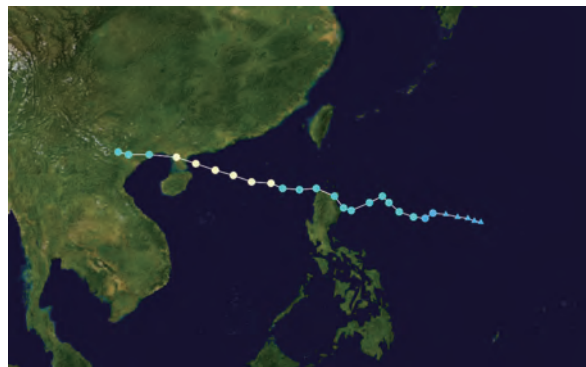


图 2 台风启德中心路径(来源: 日本气象厅网站)

Fig. 2 The central route of typhoon Kai-tak 1213

### 1.2 气象观测资料

测站观测资料主要用于对近地风场模拟结果进

行验证。广东省湛江市东海岛布置的测风塔记录了该次台风过境时的风速相关信息。东海岛紧邻雷州半岛,测风塔的位置为(21° 0' 44.90" N, 110° 31' 33.88" E),该位置位于台风路径的北测。如图3所示,测风塔仪器安置高度分别在距离地表 100 m、70 m、50 m、30 m 高度处。测风设备为 NRG #40 风速计和 NRG #200p 风向传感器,输出数据包括风速和风向的 10 min 平均值、标准差、最大值和最小值。



图3 东海岛测风塔

Fig. 3 The wind observation tower at Donghai Island

### 1.3 气象再分析资料

气象再分析资料为多尺度数值模拟提供初值条件和边界条件更新。本次对台风启德模拟采用的再分析资料为美国国家环境预报中心(NECP)提供的FNL全球分析资料(Final Operational Global Analysis)。数据解析时间每6h更新一次,格点分辨率为1°,包含了地表26个标准等力层(100~1kPa)、地表边界层、对流层顶的要素信息。

### 1.4 地形地貌资料

在地表数据方面,对于WRF计算的外层d01和d02区域采用了美国地质勘探局(USGS)提供的1"高精度高程数据和地表覆盖数据;对于WRF内层的d03区域和LES计算区域,则采用国家基础地理信息中心提供的30m精度ASTER GDEM地形数据和GLC地表覆盖数据。

## 2 多尺度模拟方法

### 2.1 WRF 计算参数

中尺度数值计算采用 Advanced Research WRF

(ARW,即WRF用于科学研究的计算内核<sup>[3]</sup>)。ARW为基于全可压缩非大气静力平衡方程,采用贴地的压力定义的高度坐标系,模式顶的压力为5kPa。WRF的计算域和网格参数如图4和表1所示。竖向共61层网格,其中在观测点位置最底部的10层高度分别为11.23、13.82、15.56、18.17、20.80、22.57、26.08、27.88、29.70、33.28m。水平方向采用三层双向嵌套网格,即d01、d02和d03,最外层d01包括了台风启德登陆过程的区域,最内侧d03则主要覆盖了东海岛和周边地形。每层网格的格点数、间距和时间步长如表1所示,时间积分采用了Runge-Kutta方法。物理参数化方案方面,采用了WSM6微物理方案、Kain-Fritsch卷积云方案、Monin-Obukhov表面层方案、YSU大气边界层方案、RRTMG辐射方案和Unified Noah陆面层方案。

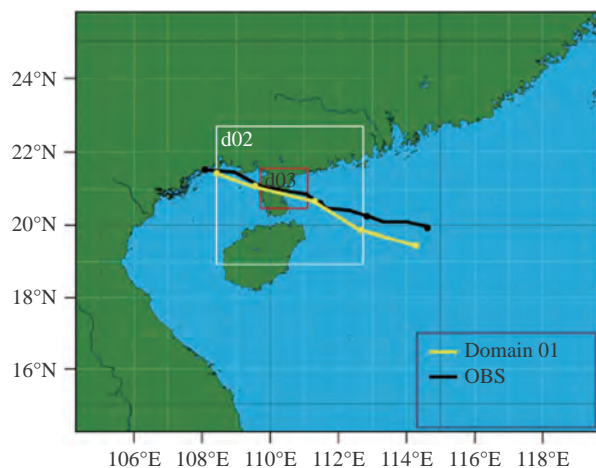


图4 WRF 三层嵌套区域和台风启德中心路径结果

Fig. 4 Nested domains and typhoon routes

表1 启德模拟三层嵌套网格参数设置

Table 1 Parameters in the WRF simulation

区域	格点	间距	面积	步长
d01	180×144	9 km	1611×1287 km <sup>2</sup>	18 s
d02	150×142	3 km	447×423 km <sup>2</sup>	6 s
d03	145×124	1 km	144×123 km <sup>2</sup>	2 s

### 2.2 循环入流人工湍流生成技术

采用循环入流技术<sup>[18-19]</sup>进行高频风速成分的补充。如式(1)所示,空边界层数值风洞的入口速度分布( $u_{in}, v_{in}, w_{in}$ )由WRF计算得到的平均速度剖面( $u_0(z)$ )和入口下游1倍边界层高度处循环断面速度( $u_{re}, v_{re}, w_{re}$ )的脉动部分组成,其中变量上划线代表时间平均值。

$$\begin{cases} u_{in}(y, z, t) = u_0(z) + u_{re}(y, z, t) - \bar{u}_{re}(y, z) \\ v_{in}(y, z, t) = v_{re}(y, z, t) - \bar{v}_{re}(y, z) \\ w_{in}(y, z, t) = w_{re}(y, z, t) - \bar{w}_{re}(y, z) \end{cases} \quad (1)$$

### 2.3 LES 计算参数

小尺度 LES 风场计算的网格如图 5 所示。计算域的顶部采用对称边界,海拔高度统一为 2143 m。下部边界为无滑移壁面,海拔高度从 0~78.28 m 之间变化。北侧和南侧边界均采用对称边界条件,计算域南北方向宽 800 m。东侧采用 2.2 节得到的速度时程作为速度入口条件,西侧则为出流条件,计算域东西方向长 5000 m。计算中主要模拟了来流台风边界层从东侧海平面向西越过沿海丘陵地区的过程,来流的平均方向为正西。水平方向网格划分,东西向  $\Delta x$  和南北向  $\Delta z$  均为  $\Delta x = \Delta z = 10$  m,共  $500 \times 80$  个网格。竖向共划分 150 个网格,其中第一地表第一层网格高度  $\Delta y_{\min} = 0.143$  m。六面体网格数量共计 600 万。

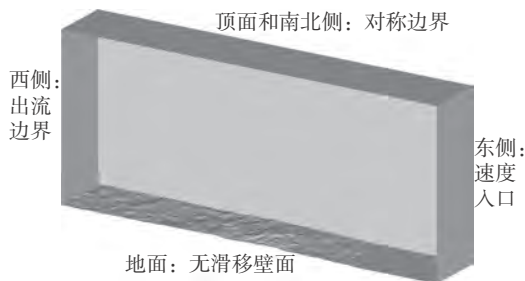


图 5 小尺度 LES 计算网格示意图

Fig. 5 The computational domain and boundary conditions for LES

LES 部分入口的平均速度采用 WRF 内层 d03 网格计算得到 UTC 时间 2012 年 8 月 17 日 8:30 附近的 10 min 平均速度剖面;风速脉动部分则通过 2.3 节的循环入流方法生成,入口风速剖面如图 9 和图 10 所示。计算中采用准定常假设,即入口平均风速分布不随时间变化。边界层顶的时均风速固定为  $U_{\text{ref}} = 27.82$  m/s,边界层高度固定约为  $\delta_{99} = 600$  m。在计算中通过改变空气黏性,以边界层高度计的雷诺数约为  $5.7 \times 10^4$ 。LES 计算的时间步长固定为 0.2568 s,计算中克朗数保持在 0.4 以下。采样时间从  $t=1027$  s 开始,此时以  $U_{\text{ref}} = 27.82$  m/s 计的流体流经流场 5.7 遍;采样时长为 600 s,对应流经遍数为 3.3 遍。

## 3 结果与讨论

### 3.1 WRF 台风过程模拟结果

图 4 给出了 WRF 模拟得到的台风中心路径时程结果和日本气象厅提供的台风中心路径观测结果的对比。两者的时距均为 6 h,从 UTC 时间 2012 年 8 月 16 日 20:00 至 17 日 20:00,方向从东南到西北。受到初值偏差的影响<sup>[20]</sup>,d01 初始段台风路径误差较大,达到 60 km 左右。经过网格双向嵌套以后,内层

d03 网格覆盖区域的台风路径精度较高,且明显优于外层 d01 和 d02 网格区域。

图 6 和图 7 给出了东海岛测站位置距离地表 100 m 高度处水平风速风向 24 h 时程的 WRF 结果与观测值对比。其中 WRF 和观测结果均为 10 min 平均值。时间按照 UTC 标准时间给出。WRF 和观测得到的最大风速分别为 30.3 m/s 和 33.6 m/s,数值较为接近,且均出现在 17 日 12:30 时附近。从 17 日 11:00-12:00 时范围的风速低谷区域以及对应的风向大致 180 度的变化来看,WRF 可以较好地模拟台风眼过境影响下的风速、风向变化,但一定程度上高估了台风眼过境的时长。总的来说,WRF 可以较好地模拟台风登陆过程的大气边界层风速时程,但模拟精度仍有待提高。

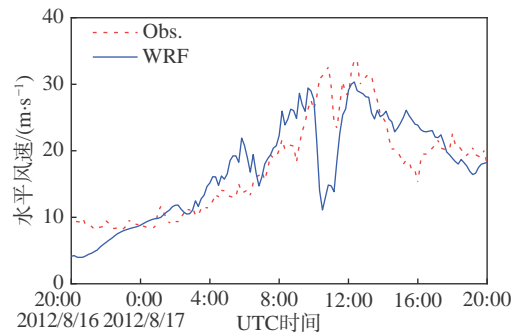


图 6 东海岛测站 100 m 高度 10 min 平均风速

Fig. 6 10-min averaged wind speed at 100 m above the ground

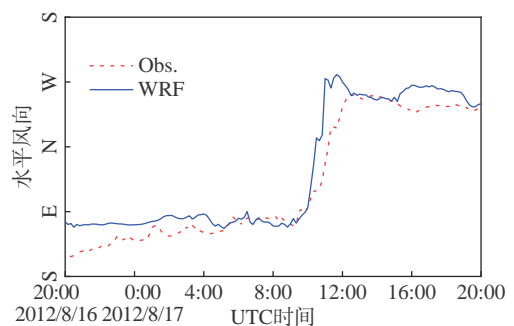


图 7 东海岛测站 100 m 高度 10 min 平均风向

Fig. 7 10-min averaged wind direction at 100 m above the ground

图 8 中蓝色点为 LES 计算得到的测站位置 ( $x = 0$  m,  $z = 0$  m) 处地表 10 m 高度处  $x$  向风速和  $y$  向风速时程,而红色线为通过 WRF 平均风速+循环入流方法得到的入口 ( $x = 2500$  m,  $z = 0$  m) 10 m 高度处对应的风速时程。表 2 进一步给出了统计得到的 10 min 平均风速和湍流强度,其中湍流强度  $I_u = \sigma_u / U_{\text{ref}}$ ,  $I_v = \sigma_v / U_{\text{ref}}$ ,  $\sigma_u$  和  $\sigma_v$  分别为流向和竖向速度的标准差。可见,受到上游地形的影响,对于 10 m 高度处流向速度,测站处较入口平均速度下降 8%,湍流强度则增

加 1 倍左右; 对于竖向速度, 测站处出现 0.73 m/s 向下的平均速度, 湍流强度稍弱于入口位置。图 9 给出了入口和测站 10 m 高度东西向风速的功率谱密度, 可见测站位置的风速高频成分明显多于入口。

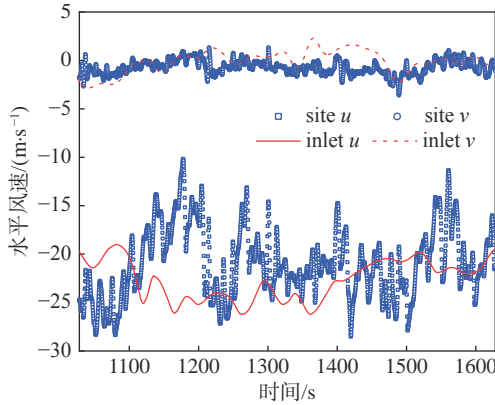


图 8 测站位置和入口处 10 m 高度东西向风速  $u$  和南北向风速  $v$  时程

Fig. 8 Wind speed histories at 10 m above the ground

表 2 测站位置和入口处 10 m 高度风速统计值

Table 2 Wind speeds at 10 m above the ground at the inlet and observation tower

位置	$u_m / (\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	$I_u$	$v_m / (\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	$I_v$
入口	-22.77	0.089	-0.12	0.052
测站	-20.97	0.174	-0.73	0.035

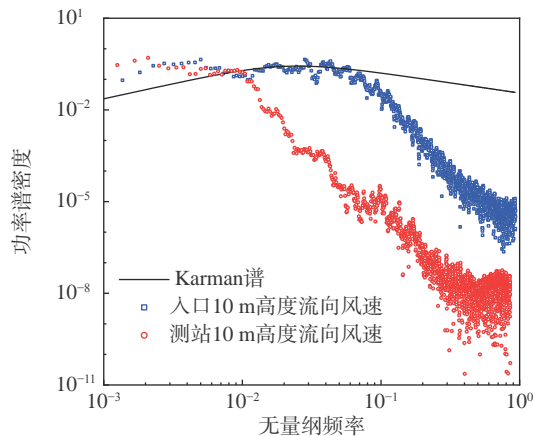


图 9 测站位置和入口处 10 m 高度东西向风速功率谱密度

Fig. 9 The power spectra density of  $u$  at 10 m above the ground

### 3.2 LES 复杂地形风场模拟结果

图 10 和图 11 给出了平均流向速度  $u_m$  和流向速度标准差  $\sigma_u$  的垂直剖面分布从上游到下游的变化。从地形来看, 测站位置 ( $x = 0 \text{ m}$ ) 处于山顶偏背风侧。从入口 ( $x = 2500 \text{ m}$ ) 开始, 大约 1300 m 左右的距离为海面。此外  $x = 1000 \text{ m}$  和  $x = -1000 \text{ m}$  两个位置则分别位于测站所处的山顶的上游和下游。从平均风剖面来看, 测站处存在一定的越山加速现象, 也即近地平均风速的提高; LES 的结果比 WRF 得到的近地风

速稍高, 两者均高于观测值。从脉动风剖面来看, 受到地表流动分离的影响, LES 得到的近地脉动风速远高于 WRF 的结果, 更接近观测值; 但 50 m 以上的脉动风速下降明显。此外, 观察到入口的脉动风速剖面在 200~300 m 段以及 500~600 m 段存在较大的值。导致 LES 模拟误差的主要原因可能有以下三点: 1) WRF 计算得到的平均风剖面误差传递到 LES 计算中; 2) LES 复杂地形风场计算和循环入流湍流生成段采用了相同且较低的雷诺数, 与实际大气差异较大; 3) 公式 (1) 未对湍流向边界层顶的发展进行阻尼约束。

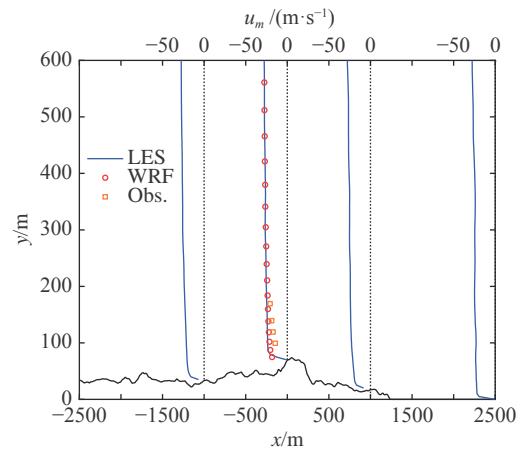


图 10 上游 (右) 到下游 (左) 平均风速剖面变化 ( $z = 0 \text{ m}$  位置)

Fig. 10 Profiles of the mean wind speeds ( $z = 0 \text{ m}$ )

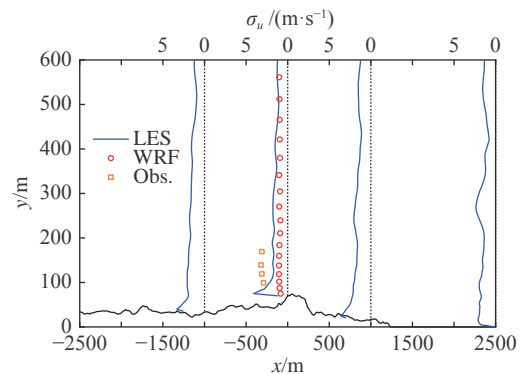


图 11 上游 (右) 到下游 (左) 脉动风速剖面变化 ( $z = 0 \text{ m}$  位置)

Fig. 11 Profiles of the fluctuating wind speeds ( $z = 0 \text{ m}$ )

## 4 结论

采用 WRF 中尺度气象模式和小尺度大涡模拟结合的复杂地形风场多尺度模拟方法, 研究了 2012 年台风启德在广东东海岛登陆过程的台风路径、100 m 高度 10 min 平均风速风向时程、10 m 高度近地风速时程、平均和脉动风剖面等结果, 主要结论如下:

1)多尺度风场模拟方法可实现台风影响下沿海地区复杂地形风场时程的模拟,该方法不依赖规范风剖面假定或现场实测,对沿海地区台风灾害的预报和评估具有较大的现实意义。

2)台风登陆过程中受到沿海复杂地形的作用,近地顺流向湍流强度增加1倍左右,高频风速成分显著增加,同时出现了0.73 m/s向下的平均竖向风速。因此在台风登陆过程中,复杂地形局部可能产生远强于海面上的近地阵风,对抗风安全性产生不利影响。

3)后续研究可以从改善WRF风剖面模拟精度、提高雷诺数和修改循环湍流生成方法等三个方面入手,进一步提高近地风场的模拟精度。

**致谢:**感谢中国气象局、JMA、NECP、USGS、国家基础地理信息中心等机构提供的数据。

## 参 考 文 献:

- [1] 赵林,杨绪南,方根深,等.超强台风山竹近地层外围风速剖面演变特性现场实测[J].空气动力学学报,2019,37(1):43-54.  
ZHAO L, YANG X N, FANG G S, et al. Observation-based study for the evolution of vertical wind profiles in the boundary layer during super typhoon Mangkhut[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(1): 43-54 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0297
- [2] 王浩,柯世堂,王同光.台风过境全过程大型风力机风荷载特性[J].空气动力学学报,2020,38(5):915-923.  
WANG H, KE S T, WANG T G. Wind loads characteristic of large wind turbine considering typhoon transit process[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 38(5): 915-923 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2019.0108
- [3] SKAMAROCK W C, KLEMP J B. A time-split nonhydrostatic atmospheric model for weather research and forecasting applications[J]. Journal of Computational Physics, 2008, 227(7): 3465-3485.  
doi: 10.1016/j.jcp.2007.01.037
- [4] GU J F, XIAO Q N, KUO Y H, et al. Assimilation and simulation of typhoon Rusa (2002) using the WRF system[J]. Advances in Atmospheric Sciences, 2005, 22(3): 415-427.  
doi: 10.1007/bf02918755
- [5] TSE K T, LI S W, FUNG J C H. A comparative study of typhoon wind profiles derived from field measurements, meso-scale numerical simulations, and wind tunnel physical modeling[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2014, 131: 46-58.  
doi: 10.1016/j.jweia.2014.05.001
- [6] JIMÉNEZ P A, DUDHIA J. Improving the representation of resolved and unresolved topographic effects on surface wind in the WRF model[J]. Journal of Applied Meteorology and Climatology, 2012, 51(2): 300-316.  
doi: 10.1175/jamc-d-11-084.1
- [7] DONG H T, CAO S Y, TAKEMI T, et al. WRF simulation of surface wind in high latitudes[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2018, 179: 287-296.  
doi: 10.1016/j.jweia.2018.06.009
- [8] 宋丽莉,吴战平,秦鹏,等.复杂山地近地层强风特性分析[J].气象学报,2009,67(3):452-460.  
SONG L L, WU Z P, QIN P, et al. An analysis of the characteristics of strong winds in the surface layer over a complex terrain[J]. Acta Meteorologica Sinica, 2009, 67(3): 452-460 (in Chinese).  
doi: 10.3321/j.issn: 0577-6619.2009.03.012
- [9] 何旭辉,秦红禧,邹云峰,等.台风外围影响下的大跨度拱桥桥址区近地风特性实测研究[J].湖南大学学报(自然科学版),2017,44(1):23-31.  
HE X H, QIN H X, ZOU Y F, et al. Field measurement and investigation of wind characteristics at the site of a long-span arch bridge in the periphery of typhoon kujira[J]. Journal of Hunan University(Natural Science), 2017, 44(1): 23-31 (in Chinese).  
doi: 10.16339/j.cnki.hdxzbk.2017.01.004
- [10] 李永乐,蔡宪棠,唐康,等.大跨度山区桥梁桥址区风场特性数值模拟研究[C]//第十四届全国结构风工程学术会议,2009.
- [11] 中交公路规划设计院.公路桥梁抗风设计规范.JTG/T D60-01-2004[S].北京:人民交通出版社,2004.
- [12] TAMURA T. Towards practical use of LES in wind engineering[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2008, 96(10-11): 1451-1471.  
doi: 10.1016/j.jweia.2008.02.034
- [13] CAO S Y, WANG T, GE Y J, et al. Numerical study on turbulent boundary layers over two-dimensional hills — effects of surface roughness and slope[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2012, 104-106: 342-349.  
doi: 10.1016/j.jweia.2012.02.022
- [14] PERIVOLARIS Y, VOUGIOUKA A N, ALAFOUZOS V V, et al. Coupling of a mesoscale atmospheric prediction system with a CFD microclimatic model for production forecasting of wind farms in complex terrain: test case in the island of Evia[C]//European Wind Energy Conference, 2006.  
doi: 10.13140/2.1.2103.4881.
- [15] 董浩天.考虑流动温度效应复杂地形风场WRF+LES跨尺度数值模拟[D].上海:同济大学,2018.
- [16] WYSZOGRODZKI A A, MIAO S G, CHEN F. Evaluation of the coupling between mesoscale-WRF and LES-EULAG models for simulating fine-scale urban dispersion[J]. Atmospheric Research, 2012, 118: 324-345.  
doi: 10.1016/j.atmosres.2012.07.023
- [17] NAKAYAMA H, TAKEMI T, NAGAI H. Large-eddy simulation of urban boundary-layer flows by generating turbulent inflows from mesoscale meteorological simulations[J]. Atmospheric Science Letters, 2012, 13(3): 180-186.  
doi: 10.1002/asl.377
- [18] LUND T S, WU X H, SQUIRES K D. Generation of turbulent inflow data for spatially-developing boundary layer simulations[J]. Journal of Computational Physics, 1998, 140(2): 233-258.  
doi: 10.1006/jcph.1998.5882
- [19] NOZAWA K, TAMURA T. Large eddy simulation of the flow around a low-rise building immersed in a rough-wall turbulent boundary layer[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2002, 90(10): 1151-1162.  
doi: 10.1016/S0167-6105(02)00228-3
- [20] WEISSMANN M, HARNISCH F, WU C. The influence of assimilating dropsonde data on typhoon track and midlatitude forecasts[J]. Monthly Weather Review, 2011, 139: 908-920.  
doi: 10.1175/2010MWR3377.1

(本文责编:王颖 英文编审:董思卫)

文章编号: 0258-1825(2021)04-0153-09

# 海洋运动对台风过境全过程水平风速特性的影响

员亦雯<sup>1</sup>, 柯世堂<sup>1,2,\*</sup>, 王 硕<sup>1,2</sup>, 赵永发<sup>1</sup>, 杜 琳<sup>1</sup>, 张 伟<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学 土木与机场工程系, 南京 210016;

2. 南京航空航天大学 江苏省风力机设计高技术研究重点实验室, 南京 210016)

**摘要:** 现行台风模型大多采用基于有限实测数据修正的工程经验模型, 忽略了波浪、海流等海洋运动与其水平风速之间的实时耦合作用。为揭示海洋运动对台风过境全过程的影响机制, 基于 MCT 耦合器, 采用中尺度 WRF 大气模型、第三代浅海海浪 SWAN 模型以及三维水动力 FVCOM 模型, 建立了大气-海洋-海浪(W-S-F)的实时耦合模拟平台。在此基础上, 模拟了台风“莫兰蒂”过境全过程海洋环境时空演变, 对比分析了 W-S-F 耦合平台与非耦合 WRF 模式下台风过境全过程的差异性, 最终提炼出海洋运动对水平风速特性的影响规律。结果表明: 本文提出的 W-S-F 耦合平台可以准确模拟考虑海洋运动的台风过境全过程风速场; 低空处海洋运动促进台风水平风速发展, 且随高度增加影响逐渐减小, 高空处海洋运动对台风水平风速产生抑制作用, 且这种消耗随高度增大而加强; 在台风整个发展周期, 海洋运动对低空台风强度的影响呈现先促进后抑制规律, 随着高度增加逐渐形成相反特点。

**关键词:** 台风; 海洋运动; W-S-F 实时耦合平台; 水平风速特性; 影响机理

中图分类号: TU312<sup>+</sup>.1; TK81 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0075

## Effects of ocean movement on the horizontal wind speed characteristics throughout a typhoon landing process

YUN Yiwen<sup>1</sup>, KE Shitang<sup>1,2,\*</sup>, WANG Shuo<sup>1,2</sup>, ZHAO Yongfa<sup>1</sup>, DU Lin<sup>1</sup>, ZHANG Wei<sup>1</sup>

(1. Department of Civil and Airport Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Jiangsu Key Laboratory of Hi-Tech Research for Wind Turbine Design, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Existing engineering empirical models for typhoon wind fields are corrected based on limited measured data and does not take the real-time coupling between the ocean movements (e.g. wave and ocean current) and the horizontal wind speed into account. To explore the influence of ocean movement on the whole typhoon landing process, an atmosphere-sea-wave (W-S-F) real-time coupling simulation platform was developed based on the MCT coupler by integrating the mesoscale WRF atmospheric model, the third generation of shallow sea wave SWAN model, and the three-dimensional hydrodynamic FVCOM model. On this basis, the spatial and temporal evolutions of marine environment throughout the whole landing process of typhoon “Meranti” were simulated. Next, differences between the W-S-F coupling platform and the decoupled WRF model throughout the typhoon landing process were analyzed regarding the pneumatic structure, vertical wind shear, heat flux, and friction velocity. Finally, effects of the ocean movement on horizontal wind speed characteristics and action mechanism were extracted. Results demonstrate that the proposed W-S-F coupling platform can simulate the wind field throughout the typhoon landing process with considerations of the ocean movement. At low-altitude spaces, ocean movement can promote typhoon horizontal wind speed, but this influence diminishes gradually with the increase of height. However, at high-altitude spaces, ocean movement

收稿日期: 2021-05-21; 修订日期: 2021-07-30; 录用日期: 2021-08-02; 网络出版时间: 2021-08-25

基金项目: 国家重点研发计划(2017YFE0132000, 2019YFB1503701); 国家自然科学基金(51761165022, 52078251)

作者简介: 员亦雯(1999-), 女, 山西运城人, 硕士生, 研究方向: 建筑结构抗风抗震. E-mail: yyw011640101@163.com

通信作者: 柯世堂\*(1982-), 教授, 主要研究方向: 建筑结构抗风抗震. E-mail: keshitang@163.com

引用格式: 员亦雯, 柯世堂, 王硕, 等. 海洋运动对台风过境全过程水平风速特性的影响[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(4): 153-161.

WU Y W, KE S T, WANG S, et al. Effects of ocean movement on the horizontal wind speed characteristics throughout a typhoon landing process[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(4): 153-161(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0075

inhibits the typhoon horizontal wind speed and such consumption is strengthened as a function of height.

**Keywords:** typhoon; ocean movement; W-S-F real-time coupling platform; horizontal wind speed characteristics; influencing mechanisms

## 0 引言

我国位于太平洋西岸并拥有绵长海岸线,是世界上遭受台风灾害最为严重的国家之一。准确掌握台风风参数对工程结构抗风安全具有重要指导意义。台风<sup>[1]</sup>是由复杂涡系组成的近似于圆形的大气涡旋系统,现行主要台风模型源于 20 世纪 70 年代 Batts 提出的第一代台风风场模型<sup>[2]</sup>和 Meng 提出的改进工程模型<sup>[3]</sup>,可在满足基本精度的前提下实现大量台风样本的快速随机模拟。随后我国学者针对台风模拟参数的敏感性和台风模型在我国沿海地区极值风速预测的应用开展了许多研究<sup>[4-8]</sup>,但台风模拟理论方法仍采用多个物理场不耦合的假定,预测结果过度依赖实测数据校准和关键参数取值经验,缺乏波浪、海流等海洋运动对台风过境全过程水平风速影响研究,一定程度限制了单个工程台风模型应用于土木工程结构设计风速的预测精度。

目前针对海洋运动与台风之间耦合作用的研究,主要集中于对风、浪、流模拟方法及海洋运动与台风之间相互影响的探讨<sup>[9-18]</sup>。关皓等<sup>[15]</sup>基于大气模型 MM5-海洋模型、POM-海浪模型 WW3 的三元耦合模式系统,模拟研究了两种南海典型台风过程,结果表明波浪效应阻碍了台风系统的发展,增强了海表应力,加大了海面降温幅度和海流近惯性振荡的振幅。徐海波等<sup>[16]</sup>基于大气模型 WRF-海洋模型 ROMS-海浪模型 SWAN 耦合模拟了台风“Megi”过程中海洋与大气变化过程,研究表明海浪作用使得台风后部风速减小约 3~5 m/s,加剧的海洋混合也导致了更大程度的降温。Liu 等<sup>[17]</sup>基于耦合模式平台 WRF-SWAN-POM 对理想热带气旋进行数值模拟研究,结果表明海气耦合对热带气旋强度的总体影响是由与波浪相关的正反馈和海温冷却引起的负反馈之间的平衡决定的。Warner 等<sup>[18]</sup>基于 WRF-ROMS-SWAN-Sediment transport 耦合模式对台风“Isabel”的海气交换及泥沙输移进行模拟,发现海洋与大气的耦合会导致边界层应力降低,而波浪与大气的耦合则会导致底部应力增加。已有研究为海上结构抗风安全设计与防护提供了一定参考依据,但均忽略了海洋运动对台风过境全过程时空水平风速特性的影响。

鉴于此,本文采用中尺度 WRF 模式、第三代海浪模式 SWAN 与有限体积海流模式 FVCOM 构建台风-

波浪-海流实时耦合模拟平台,模拟分析了台风“莫兰蒂”过境全过程水平风速特性,同时与非耦合 WRF 模式的模拟结果进行对比,分析得到了海洋运动对于台风水平风速的影响,为海洋大气数值模型建立与海上风电场结构设计提供参考依据。

## 1 台风-波浪-海流耦合模拟

### 1.1 数值模拟方法

#### 1.1.1 中尺度大气模式 WRF

WRF 大气模型<sup>[19]</sup>是美国国家大气研究中心、美国国家海洋和大气管理局等联合开发的新一代中尺度天气预报系统。本文采用的 WRF-ARW(研究模式)动力框架基于完全可压非静力平衡欧拉方程,水平方向上采用 Arakawa C 网格划分,垂直方向上采用静力气压地形追随坐标。

模式的近似通量形式欧拉控制动量方程组为:

$$\partial_t U + (\nabla \cdot \mathbf{V}u) - \partial_x(p\phi_n) + \partial_x(p\phi_x) = F_U \quad (1)$$

$$\partial_t V + (\nabla \cdot \mathbf{V}v) - \partial_y(p\phi_n) + \partial_y(p\phi_y) = F_V \quad (2)$$

$$\partial_t W + (\nabla \cdot \mathbf{V}w) - g(\partial_n p - \mu) = F_W \quad (3)$$

式中:  $u$ 、 $v$ 、 $w$  分别为水平方向  $x$  向速度分量、水平方向  $y$  向速度分量、垂向速度分量;  $U$ 、 $V$ 、 $W$  分别为水平方向  $x$  向动量分量、水平方向  $y$  向动量分量、垂向动量分量;  $F_U$ 、 $F_V$ 、 $F_W$  分别表示由物理过程、湍流混合、球面投影造成的力源项。

#### 1.1.2 第三代海浪模式 SWAN

SWAN 海浪模型<sup>[20]</sup>是由荷兰 Delft 大学开发的第三代近岸海浪模型,具有模拟海洋风浪、涌浪及混合浪的能力。SWAN 模式采用基于 Euler 近似的波作用动谱平衡方程作为描述海浪的控制方程,方程在笛卡尔坐标系下表达式为:

$$\frac{\partial}{\partial t} N + \frac{\partial}{\partial x} C_x N + \frac{\partial}{\partial y} C_y N + \frac{\partial}{\partial \sigma} C_\sigma N + \frac{\partial}{\partial \theta} C_\theta N = \frac{S}{\sigma} \quad (4)$$

式中:  $N$  为波浪作用谱密度;  $C_x$ 、 $C_y$ 、 $C_\sigma$ 、 $C_\theta$  分别为  $x$ 、 $y$ 、 $\sigma$ 、 $\theta$  四个方向上的波浪传播速度;  $S$  表示能量的源汇项,其中包括了风能的输入、能量的耗散以及波浪之间的非线性相互作用。

#### 1.1.3 有限体积海流模式 FVCOM

FVCOM 海洋模型<sup>[21]</sup>是由美国麻省理工大学和伍兹霍尔海洋研究所联合开发的适用于三维水动力

模拟的有限体积海流模式。FVCOM 模型在笛卡尔坐标下的三维动量方程为：

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} - fv = -\frac{1}{\rho_0} \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial z} \left( K_m \frac{\partial u}{\partial z} \right) + F_u \quad (5)$$

$$\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} - fu = -\frac{1}{\rho_0} \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial z} \left( K_m \frac{\partial v}{\partial z} \right) + F_v \quad (6)$$

$$\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} = \frac{1}{\rho_0} \frac{\partial q}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial z} \left( K_m \frac{\partial w}{\partial z} \right) + F_w \quad (7)$$

式中： $x, y, z$  分别为笛卡尔坐标系三个方向上的坐标， $u, v, w$  是三个方向上的速度分量， $\rho$  为海水密度， $\rho_0$  为参考密度， $f$  为科氏力参数， $K_m$  为垂向涡黏系数， $F_u, F_v, F_w$  分别为三个方向上的动量。

### 1.1.4 模型耦合机制

W-S-F 耦合模拟平台由主程序调用各子模型同时独立计算，各子模型调用 MCT 子程序进行数据的实时交换。模型耦合机制如图 1 所示。其中，WRF 向 SWAN 和 FVCOM 传递风速驱动海洋运动；FVCOM 向 WRF 传递海表温度，向 SWAN 传递海流潮位和流速；SWAN 向 FVCOM 和 WRF 分别传递影响海流运动和台风发展的波形要素。

## 1.2 台风“莫兰蒂”模拟

台风“莫兰蒂”(Meranti, 国际编号: 1614) 于 2016

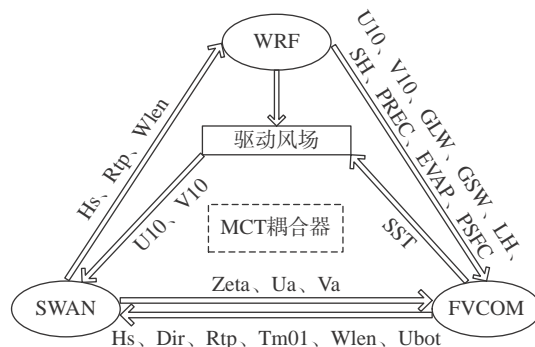


图 1 W-S-F 模型耦合机制示意图

Fig. 1 A diagram of the W-S-F coupling mechanism

年 9 月 10 日 14 时在西北太平洋洋面上生成，11 日 14 时加强为强热带风暴，12 日 11 时继续加强为超强台风，13 日晚间加强到顶峰(此时风速 62 m/s)。此次台风于 9 月 15 日以强台风级在福建省厦门市登陆，登陆时中心最大风力 35 m/s。为分析波浪与海流对台风过境全过程水平风速特性的影响，本文设计两组工况：1) 非耦合 WRF 模式模拟未考虑海洋作用的台风运动；2) W-S-F 耦合模拟海洋与大气实时传递作用的台风运动。控制两组工况下的模拟计算区域及 WRF 的设计参数完全一致，WRF 的物理化参数方案及模拟计算域内波浪、海流网格划分如表 1 所示。模拟计算时间为 2016 年 9 月 11 日 16 时~2016 年 9 月 15 日 12 时共 92 h。WRF、SWAN、FVCOM 三种模型的部分参数设置见表 2。

表 1 WRF 物理化参数方案及模拟计算域设置

Table 1 Physical parameterization schemes of WRF and the setting of simulation computing region

WRF 参数	物理参数方案	计算范围与波浪、海流网格示意图
微物理过程方案	Lin 方案	
长波辐射方案	RRTM 方案	
短波辐射方案	Dudhai 方案	
近地面层方案	Monin-Obukhov 方案	
陆面过程方案	Noah 方案	
行星边界层方案	MYJ 方案	
积云对流参数化方案	Kain-Fritsch 方案	

表 2 W-S-F 耦合模拟平台参数设置

Table 2 Parameters of the W-S-F coupling simulation

	WRF	SWAN	FVCOM
水平网格类型	结构化矩形网格	非结构化三角形网格	非结构化三角形网格
水平网格最小分辨率	9 km	15 km	15 km
水平网格最大分辨率	1 km	0.5 km	0.5 km
垂向分层	$\eta$ 坐标系(37层)	—	$\sigma$ 坐标系(14层)
积分时间步长	30 s	300 s	5 s
耦合交换步长	600 s	600 s	600 s

### 1.3 W-S-F 耦合模拟有效性验证

为验证 W-S-F 耦合平台数值模拟的有效性,以日本气象厅东京区域专业气候中心 JMA 提供的台风最佳路径数据集<sup>[22]</sup>为参考,图 2 给出了 W-S-F 耦合模式与 WRF 非耦合模式模拟的台风路径以及台风中心附近最大稳定风速误差对比结果。由图可知,整个模拟时间范围内,非耦合 WRF 模式与 W-S-F 模式模拟的台风移动路径比 JMA 最佳路径均略偏北, W-S-F 耦合模拟的台风路径比 WRF 非耦合模拟更接近 JMA 最佳路径;两种模式模拟的台风中心附近最大稳定风速在模拟期间先增大再减小,与 JMA 实测数据变化趋势一致, W-S-F 模式模拟效果全程优于非耦合 WRF 模式。

### 1.4 W-S-F 耦合模拟结果

图 3~图 5 分别给出了在台风“莫兰蒂”10 m 高度处风速矢量、有效波高以及表层流场云图。

由图可知:1)台风移动过程风速呈现非对称分布,其中心右侧风速明显大于左侧,台风浪以及表层流场在空间上同样呈现出“右偏性”的不对称性分布特征;2)台风作用下海域形成了明显的旋转波浪场,波浪场的旋转中心位于台风移动路径的左侧小浪

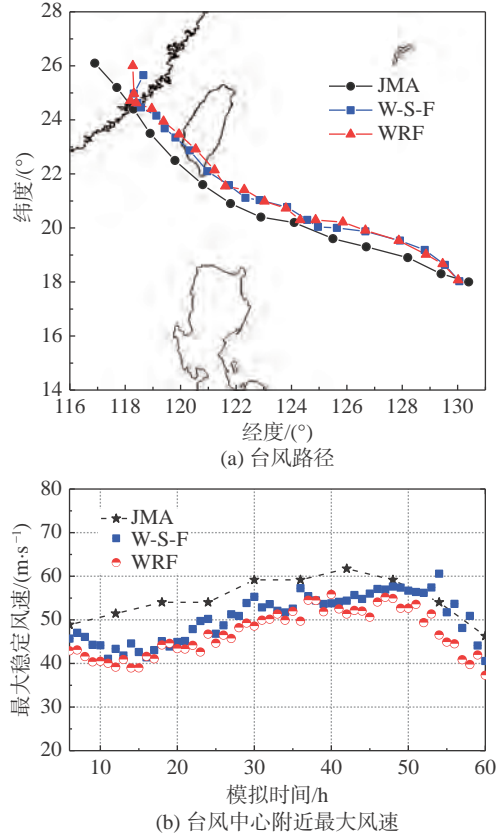


图 2 W-S-F 耦合模式模拟结果有效性验证

Fig. 2 The validity of simulation

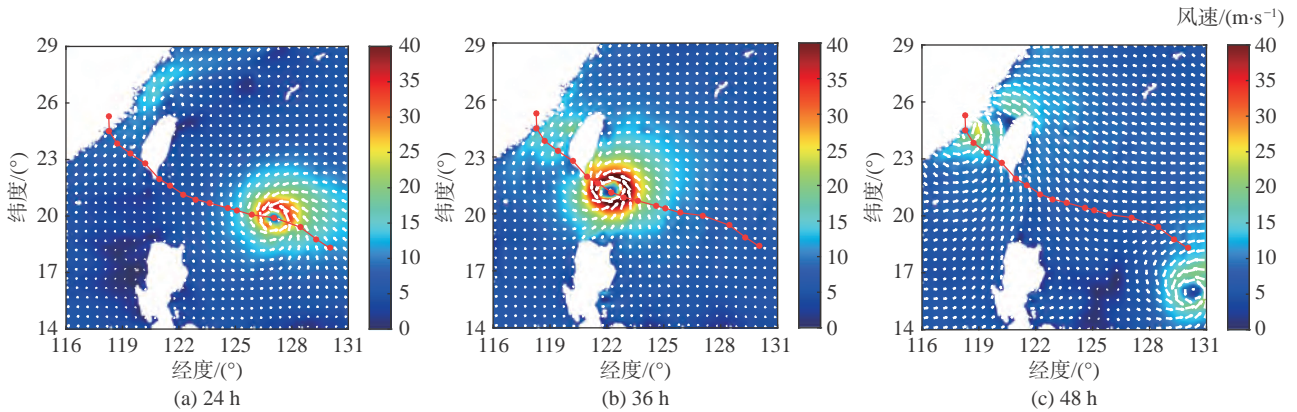


图 3 不同时刻风场模拟结果

Fig. 3 Numerical results of the wind fields at different time instants

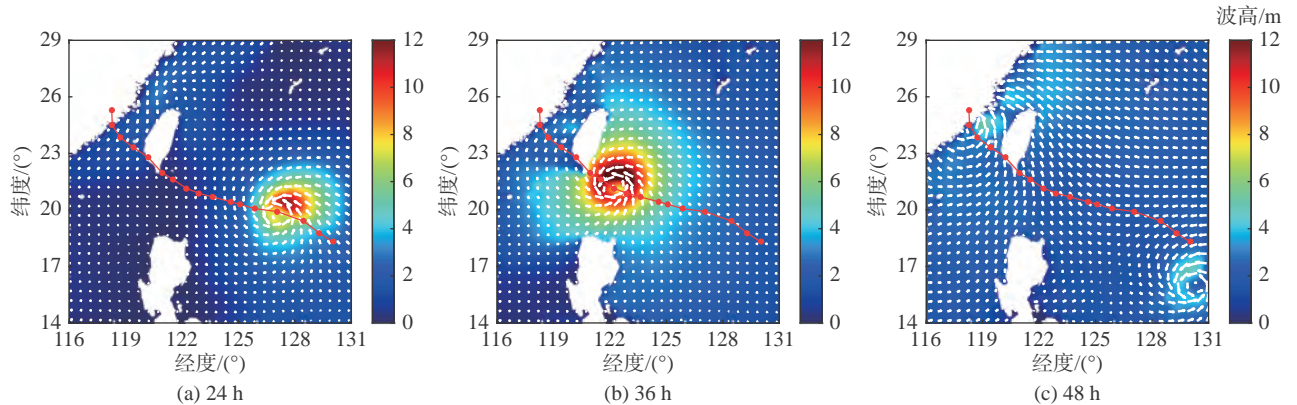


图 4 不同时刻有效波高模拟结果

Fig. 4 Numerical results of the significant wave heights at different time instants

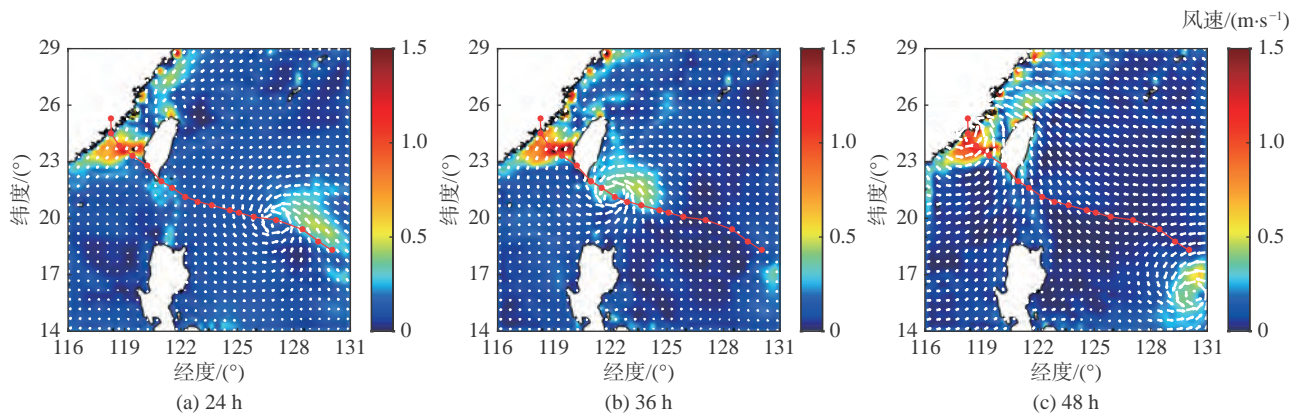


图 5 不同时刻表层流场模拟结果

Fig. 5 Numerical results of the surface flow at different time instants

区, 其与表层流场对于台风具有一定的滞后性, 表层流场的滞后性较为明显; 3) 台风“莫兰蒂”10 m 高度处风速最高可达 45 m/s 以上, 台风中心附近形成有效波高 10 m 以上的狂涛区, 表层流速在远海区域达到 1 m/s。

## 2 海洋运动对台风水平风速影响

### 2.1 台风典型高度风速时程

图 6 给出了台风典型高度最大风速时程对比曲线, 由图可知, 不同高度处台风“莫兰蒂”最大风速呈现先增大后减小的趋势。海洋运动作用对于台风在不同高度处的最大风速变化存在不同影响。

在风速上升阶段(0~45 h), 海洋运动促进了低空台风风速的发展, 对高空台风风速发展具有抑制作用。在强风阶段(45~55 h), 海洋运动对于高空处台风发展的抑制作用更为显著。在近海登陆过程中(55~92 h), 海洋运动对大气的的影响随着风速减小逐渐减弱。

产生这种差异结果的原因可能为: 耦合模式考虑了复杂的大气、海浪、洋流的相互作用与能量传递, 在风速上升阶段, 风应力的增加使上层海洋发生湍流混合, 海气热量交换强烈。波浪破碎与能量耗散的升温作用促进低空风速的发展; 而随着高度的增加, 热量耗散不断累积, 大气能量减小, 因而海洋运动对高空台风风速产生一定的削弱。而在风速下降阶段, 海气能量交换作用随台风强度降低而逐渐减小, 海洋运动对大气的的影响也随之减弱。

### 2.2 台风三维风速分布

图 7 和 8 分别给出了两组工况下台风登陆时刻典型高度截面水平方向风速随经度及纬度的三维分布图。从图中可以看出: 在不同高度处, 两种工况下的三维风速分布情况基本一致, 且均具有明显的台风眼结构。登陆期台风强度不断削弱, 海洋运动使得台

风登陆期发展较快, 以致台风水平向风速较小且起伏更为平缓。

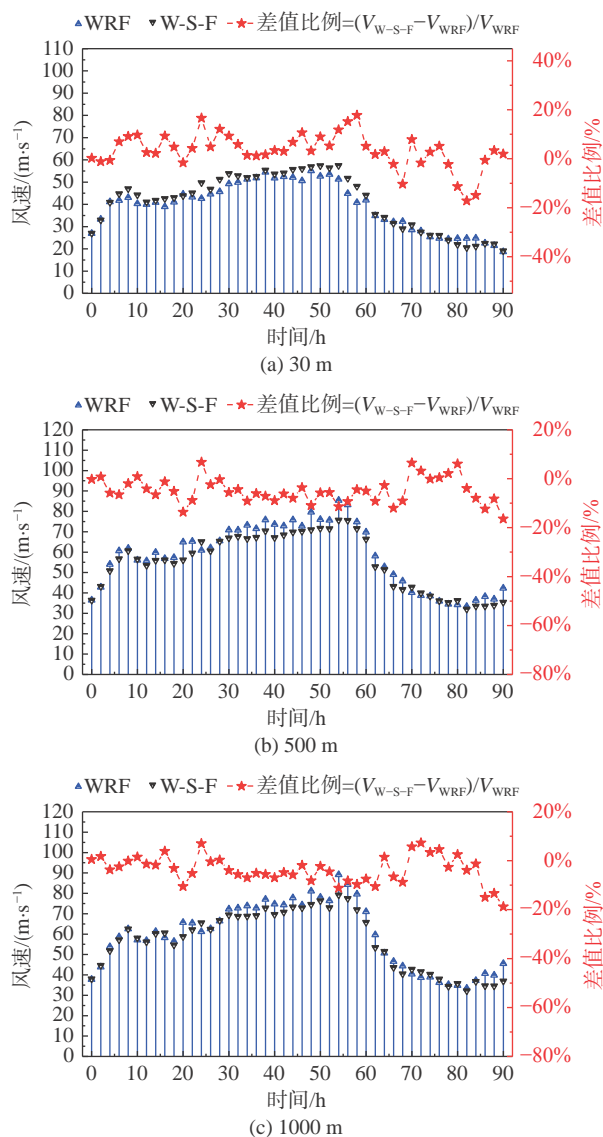


图 6 台风典型高度最大风速时程对比曲线

Fig. 6 Time histories of the maximum wind speeds at typical heights of typhoon

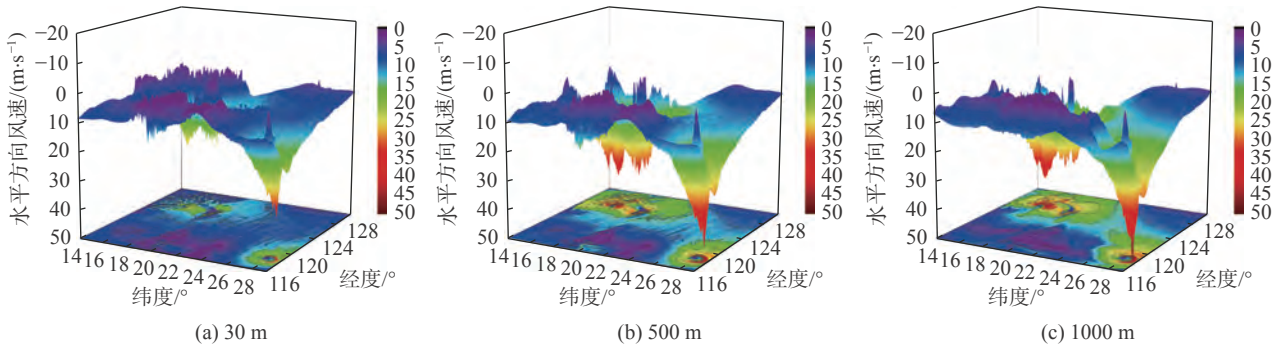


图 7 W-S-F 耦合模式台风风速分布三维云图

Fig. 7 Three-dimensional nephograms of the wind speed distribution obtained by the W-S-F coupling model

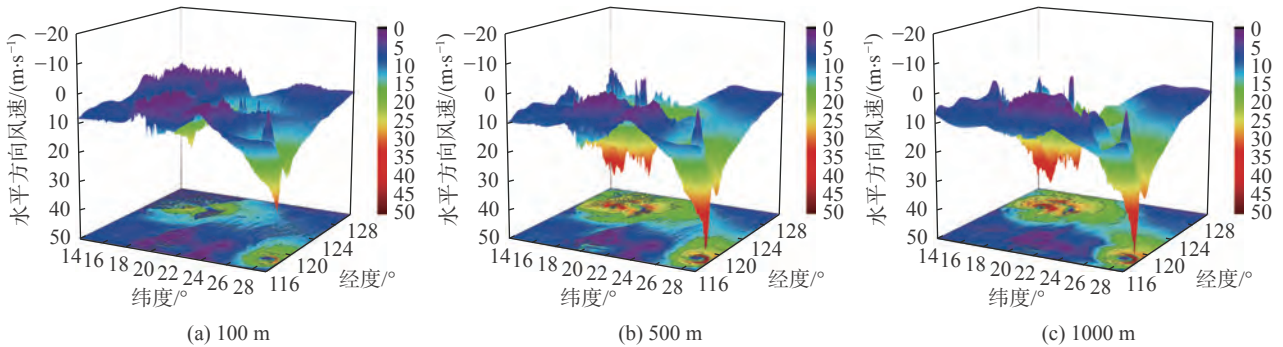


图 8 WRF 非耦合模式台风风速分布三维云图

Fig. 8 Three-dimensional nephograms of the wind speed distribution obtained by the uncoupled WRF model

### 2.3 边界层高度

图 9 给出了台风过境全过程的边界层高度对比。由图可知, WRF 模式模拟的台风影响全过程的边界层高度平均值为 566 m, 耦合模式为 692 m, 海洋运动使得边界层高度增大到约 1.2 倍。基于 WRF 模式台风过境三个时期边界层高度平均值分别为 698 m、657 m 和 412 m, 耦合模式下边界层高度分别为 755 m、943 m 和 619 m。

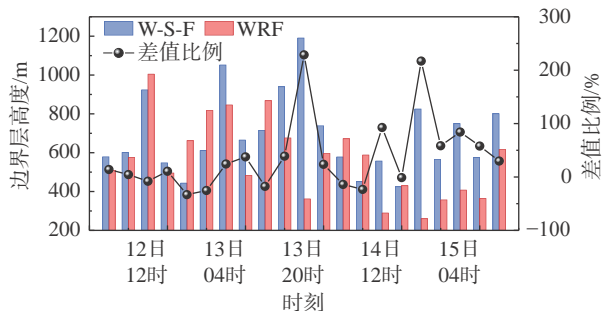


图 9 台风过境全过程边界层高度对比图

Fig. 9 A comparison of boundary layer thickness throughout the typhoon landing process

与建筑结构荷载规范(GB 50009—2012)<sup>[23]</sup>中 A 类地形的取值 300 m 相比, 两种工况下台风各边界层高度计算值普遍偏大, 耦合模式下的边界层高度最大值达到了规范值的 3.4 倍, 非耦合模式最大值达到了规范值的 2.9 倍。

### 2.4 风剖面及指数时序规律

考虑台风发展经历的稳定上升期、强风期和登陆期三个阶段, 图 10 给出了不同时期两种工况下台风结构不同位置处的风剖面结果对比。其中, 风剖面 1~4 分别位于台风中心至台风眼壁区域(风剖面 1 和 2)、台风眼壁区域(风剖面 3)、台风外围区域(风剖面 4)。风剖面指数与台风眼距离的变化关系选取距台风眼相同距离的所有模拟结果的均值。由图可知, 台风风剖面拟合指数在各时期皆呈现随着与台风眼距离的增大而逐渐上升的趋势, 登陆期风剖面指数均值较登陆前明显增大, 海洋运动对台风各个生命周期、同一位置处的风剖面均存在一定影响。风速稳定上升期台风眼区不考虑海洋运动的风速及风剖面幂指数更高, 且靠近台风眼壁区域差异较大, 而台风眼壁及以外产生相反的情况。台风发展至强风期, 海洋运动对台风眼壁处风剖面拟合指数影响较大, 较不考虑海洋运动情况下的差异最高可达 0.04。在台风登陆时期, 海洋运动使得风剖面拟合指数随着与台风眼距离的增大变化更为强烈。

图 11 给出了台风眼壁处风剖面幂指数时序图, 由图可知, 两种工况下台风眼壁处风剖面幂指数  $\alpha$  随时间的变化呈相反的趋势, 分别随时间在拟合直线 1(WRF)及拟合直线 2(W-S-F)的上下波动, 台风登陆

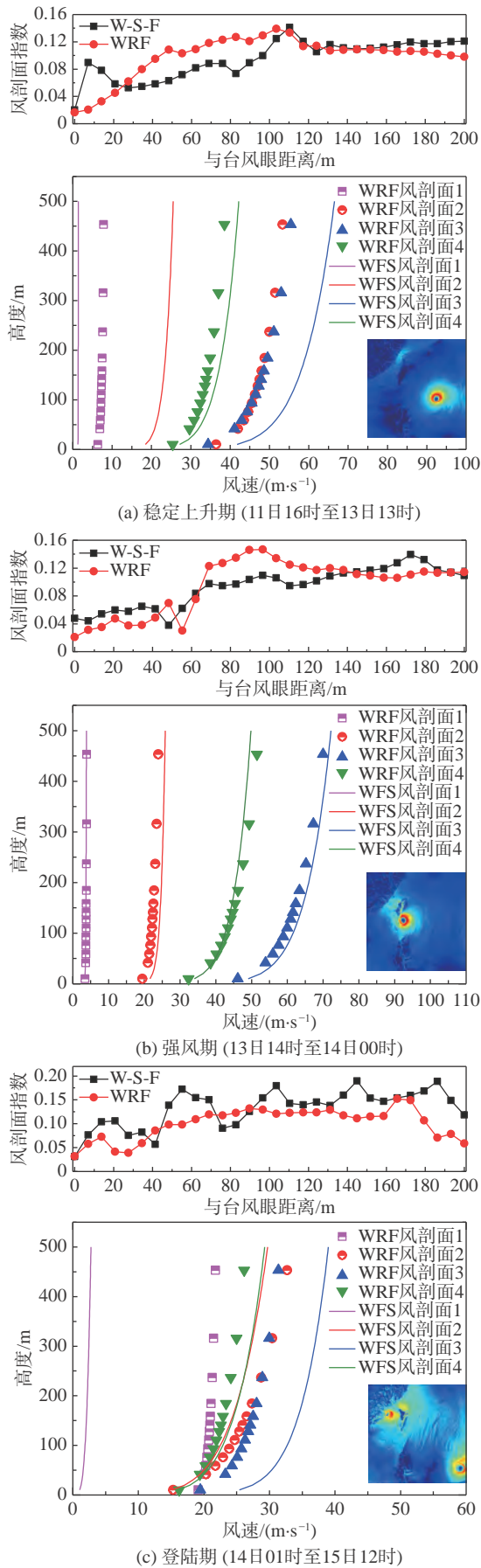


图 10 台风不同时期两种工况下风剖面模拟结果对比

Fig. 10 The comparison of numerical results of wind profiles under two working conditions at different stages of typhoon

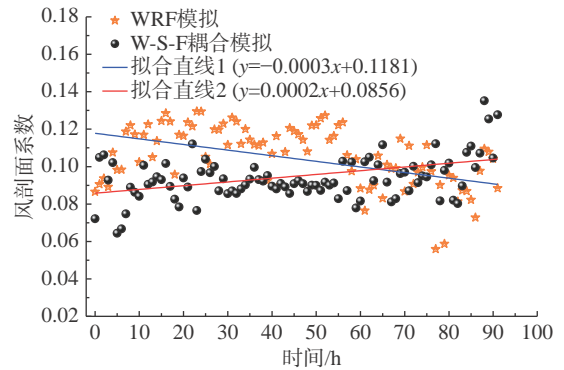


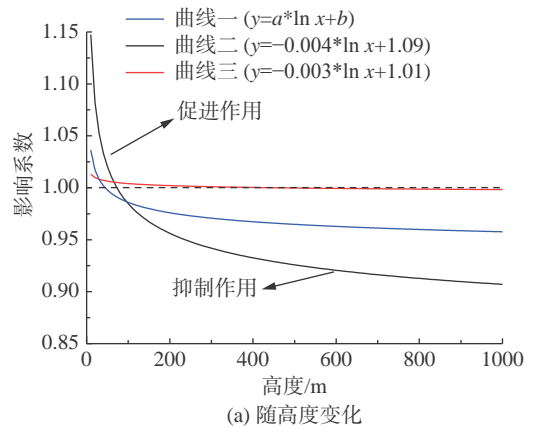
图 11 风剖面指数时序图

Fig. 11 Time series of the power exponents of wind profiles

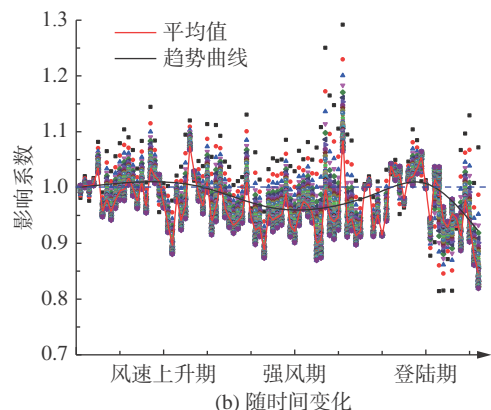
前海洋运动对风剖面指数影响较大,并随着台风濒临陆地逐渐减小。台风登陆后两种模式下的风剖面指数基本位于 0.1 左右,海洋运动对其影响较为微弱。

### 3 海洋运动对台风水平风速影响时空规律模型

图 12 以最大水平风速作为判定依据,给出海洋运动对台风水平风速的影响随高度与时间变化示意图。其中,影响系数定义为海洋运动影响下台风最大水平风速与不考虑海洋运动的台风最大水平风速的比值。



(a) 随高度变化



(b) 随时间变化

图 12 海洋运动对台风强度影响随高度与时间的变化

Fig. 12 Variations of the influences of ocean movement on the typhoon intensity with height and time

对比分析得到:

1) 台风发展过程中海洋运动对台风强度的影响系数随高度增大呈对数率减小。低空处海洋运动促进台风强度,并随高度增加影响逐渐减小。到达一定高度时,海洋运动对台风强度产生抑制作用,且这种消耗随高度增大而加强。

2) 台风不同生命周期其高度影响特性呈现不同程度的增减。风速上升期,海洋运动影响对于高度的敏感性逐渐增强,即随高度变化影响程度逐渐增大。而登陆期,海洋运动的高度影响曲线随风速减小而趋于平缓。基于此给出了海洋运动影响系数随高度变化的对数模型:

$$y = a \ln x + b, -0.004 \leq a \leq -0.003, 1.01 \leq b \leq 1.09 \quad (8)$$

式中:  $a$  代表海洋运动的高度影响程度,与风速值呈负相关;  $b$  代表海洋运动影响系数截距,与风速值呈正相关。

3) 海洋运动对于台风 1000 m 高度范围内强度均值的影响随台风发展呈先促进后消耗,随后消耗作用逐渐减弱后又不断增强。结合海洋运动对于不同高度台风的影响大小,可得到台风发展过程中各个时刻与高度受海洋运动的作用程度。

## 4 结 论

本文基于 MCT 耦合器,通过中尺度 WRF 大气模型、三维水动力 FVCOM 模型以及第三代浅海海浪 SWAN 模型建立了大气-海洋-海浪的实时耦合平台,分析了海洋运动对台风过境全过程水平风速特性的影响规律。研究表明,本文提出的 W-S-F 耦合平台可以准确模拟考虑海洋运动的台风过境全过程风速场,且海洋运动对台风过境全过程水平风速的影响不可忽略。

两者相互作用和影响机理阐述如下:海洋与大气通过热量传递、摩擦阻力、气压变化等能量交换过程相互促进、相互消耗。低空处海洋运动能促进台风强度,随高度增加影响逐渐减小;高空处海洋运动对台风强度产生抑制作用,且这种消耗随高度增大而加强。在台风整个发展周期,海洋运动对低空台风强度的影响呈现先促进后抑制规律,随着高度增加逐渐形成相反特点。海洋运动使得边界层高度显著增大,可使边界层高度平均值最大放大到 1.2 倍。

## 参 考 文 献:

- [1] 陈联寿,丁一汇. 西太平洋台风概论[M]. 北京: 科学出版社, 1979.  
[2] BATTS M E, SIMIU E, RUSSELL L R. Hurricane wind speeds in the United States[J]. Journal of the Structural Division, 1980, 106(10):

2001-2016.

doi: 10.1061/jsdeag.0005541

- [3] MENG Y, MATSUI M, HIBI K. An analytical model for simulation of the wind field in a typhoon boundary layer[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 1995, 56(2-3): 291-310.  
doi: 10.1016/0167-6105(94)00014-5
- [4] ZHAO L, YANG X N, FANG G S, et al. Observation-based study for the evolution of vertical wind profiles in the boundary layer during super typhoon Mangkhut[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(1): 43-54.  
doi: 10.7638/kqdlxb-2018.0297
- [5] 王叶红, 赵玉春. 边界层参数化方案对“莫兰蒂”台风(1614)登陆阶段影响的数值模拟研究[J]. 大气科学, 2020, 44(5): 935-959.  
WANG Y H, ZHAO Y C. Numerical investigation of the effects of boundary layer parameterization schemes on typhoon Meranti (1614) landing process[J]. Chinese Journal of Atmospheric Sciences, 2020, 44(5): 935-959 (in Chinese).
- [6] 柯清派, 史训涛, 雷金勇, 等. 大气层结和海气交换作用影响的海面风剖面研究[J]. 热带气象学报, 2020, 36(3): 370-376.  
KE Q P, SHI X T, LEI J Y, et al. Influence of atmospheric stratification and air-sea interaction on sea surface wind profile[J]. Journal of Tropical Meteorology, 2020, 36(3): 370-376 (in Chinese).
- [7] FANG G S, ZHAO L, CAO S Y, et al. A novel analytical model for wind field simulation under typhoon boundary layer considering multi-field correlation and height-dependency[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2018, 175: 77-89.  
doi: 10.1016/j.jweia.2018.01.019
- [8] FANG G S, PANG W, ZHAO L, et al. Toward a refined estimation of typhoon wind hazards: parametric modeling and upstream terrain effects[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2021, 209: 104460.  
doi: 10.1016/j.jweia.2020.104460
- [9] LI L X, XIAO Y Q, KAREEM A, et al. Modeling typhoon wind power spectra near sea surface based on measurements in the South China sea[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2012, 104-106: 565-576.  
doi: 10.1016/j.jweia.2012.04.005
- [10] YANG Z H, SHAO W Z, DING Y, et al. Wave simulation by the SWAN model and FVCOM considering the sea-water level around the Zhoushan Islands[J]. Journal of Marine Science and Engineering, 2020, 8(10): 783.  
doi: 10.3390/jmse8100783
- [11] TAKEMI T. The evolution and intensification of Cyclone Pam (2015) and resulting strong winds over the southern Pacific Islands[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2018, 182: 27-36.  
doi: 10.1016/j.jweia.2018.09.007
- [12] HUANG M F, WANG Y F, LOU W J. Examination of typhoon-wind profiles reaching 1,000-m height over the Southeast China sea based on reanalysis data set and mesoscale simulation[J]. Journal of Structural Engineering, 2020, 146(9): 04020192.  
doi: 10.1061/(asce)st.1943-541x.0002744
- [13] WALKER N D, LEBEN R R, BALASUBRAMANIAN S. Hurricane-forced upwelling and chlorophyll a enhancement within cold-core cyclones in the Gulf of Mexico[J]. Geophysical Research Letters, 2005, 32(18): L18610.  
doi: 10.1029/2005GL023716
- [14] HE Y C, LI Q S, CHAN P W, et al. Toward modeling the spatial pressure field of tropical cyclones: insights from Typhoon Hato (1713)[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2019, 184: 378-390.  
doi: 10.1016/j.jweia.2018.12.001

- [15] 关皓, 周林, 薛彦广, 等. 南海中尺度大气-海流-海浪耦合模式的建立及应用[J]. 热带气象学报, 2012, 28(2): 211-218.  
GUAN H, ZHOU L, XUE Y G, et al. An applied study on the atmosphere-ocean-wave coupled model in the South China sea[J]. Journal of Tropical Meteorology, 2012, 28(2): 211-218 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.1004-4965.2012.02.008
- [16] 徐海波, 杜华栋, 项杰, 等. 台风“Megi”(2010)过程中海浪的特征及其对大气海洋的影响研究[J]. 海洋预报, 2020, 37(3): 6-17.  
XU H B, DU H D, XIANG J, et al. The characteristics of ocean wave induced by typhoon “Megi” (2010) and its influence on the ocean and atmosphere[J]. Marine Forecasts, 2020, 37(3): 6-17 (in Chinese).  
doi: 10.11737/j.issn.1003-0239.2020.03.002
- [17] LIU B, LIU H Q, XIE L, et al. A coupled atmosphere-wave-ocean modeling system: simulation of the intensity of an idealized tropical cyclone[J]. Monthly Weather Review, 2011, 139(1): 132-152.  
doi: 10.1175/2010mwr3396.1
- [18] WARNER J C, ARMSTRONG B, HE R Y, et al. Development of a coupled ocean-atmosphere-wave-sediment transport (COAWST) modeling system[J]. Ocean Modelling, 2010, 35(3): 230-244.  
doi: 10.1016/j.ocemod.2010.07.010
- [19] LAPRISE R. The Euler equations of motion with hydrostatic pressure as an independent variable[J]. Monthly Weather Review, 1992, 120(1): 197-207.  
doi: 10.1175/1520-0493(1992)120<0197:teeomw>2.0.co;2
- [20] BOOIJ N, HAAGSMA I J G, HILTHUIJSEN LH, et al. SWAN user manuals, SWAN cycle III version 40.81[R]. Delft University of Technology, 2011.
- [21] 郑沛楠, 宋军, 张芳菁, 等. 常用海洋数值模式简介[J]. 海洋预报, 2008, 25(4): 108-120.  
ZHENG P N, SONG J, ZHANG F R, et al. Common instruction of some OGCM[J]. Marine Forecasts, 2008, 25(4): 108-120 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.1003-0239.2008.04.016
- [22] Japan Meteorological Agency. RSMC best track data (Text)[DB/OL]. <http://www.jma.go.jp/jma/jma-eng/jma-center/rsmc-hp-pub-eg/besttrack.html>
- [23] 中华人民共和国住房和城乡建设部. 中华人民共和国国家标准: 建筑结构荷载规范 GB 50009—2012[S]. 北京: 中国建筑工业出版社, 2012.

( 本文责编: 王颖 英文编审: 董思卫 )

文章编号: 0258-1825(2021)04-0162-10

# 台风非平稳湍流特性研究进展与思考

陶天友<sup>1,2</sup>, 王浩<sup>1,2,\*</sup>

(1. 东南大学 混凝土及预应力混凝土结构教育部重点实验室, 南京 211189;

2. 东南大学 土木工程学院, 南京 211189)

**摘要:** 台风湍流特性研究一直是结构风工程领域的重点研究方向之一。与传统良态风存在明显差异, 台风是具有突出非平稳特性的特异风场, 其湍流特性十分复杂, 难以采用良态风场参数对其进行表征。基于国内外长期现场实测与分析所取得的成果, 本文对台风非平稳湍流特性的研究进展进行综述, 归纳总结台风非平稳湍流特性的分析方法及参数模型。首先, 回顾了平稳与非平稳风速模型, 对比分析二者之间的特点与区别, 并介绍时变平均风速的有效确定方法。随后, 针对湍流典型统计特征参数, 从湍流强度、湍流积分尺度、演变谱密度、时变相干函数等方面阐述台风非平稳湍流特性的研究进展, 并重点讨论当前面临的困难与挑战。最后, 对台风非平稳湍流特性有待进一步深入研究的问题进行展望。

**关键词:** 台风; 湍流; 非平稳特性; 参数化表征; 研究进展

中图分类号: P458.1<sup>+</sup>24 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0063

## Research progress and considerations in the research of non-stationary turbulent characteristics of typhoon wind fields

TAO Tianyou<sup>1,2</sup>, WANG Hao<sup>1,2,\*</sup>

(1. Key Laboratory of C & PC Structures, Ministry of Education, Southeast University, Nanjing 211189, China;

2. School of Civil Engineering, Southeast University, Nanjing 211189, China)

**Abstract:** The turbulent characteristics of typhoon wind fields has been a vital research focus in the field of structural wind engineering. Unlike the conventional boundary-layer wind fields, the typhoon is an exceptional wind field with extremely complicated non-stationary features that cannot be characterized by the parameters of statistically stationary wind fields. Based on the domestic and overseas achievements on long-term field measurements and accompanied analyses, this paper presents a review on the advances in the research of non-stationary turbulent characteristics of typhoon wind fields, aiming to summarize the approaches and models to characterize the non-stationary wind characteristics. Firstly, models for stationary and non-stationary wind speeds are reviewed, and the approaches to determine time-varying mean wind speeds are introduced. Secondly, advances in characterizing the turbulence intensity, turbulence integral length, evolutionary power spectral density, and time-varying coherence of non-stationary turbulence of typhoon wind fields are illustrated. Challenges in characterizing these statistics are emphatically discussed. Finally, problems that deserve a further in-depth research are proposed in allusion to the non-stationary characteristics of typhoon wind fields.

**Keywords:** typhoon; turbulence; non-stationary characteristics; parametric characterization; research progress

收稿日期: 2021-04-24; 修订日期: 2021-06-19; 录用日期: 2021-07-04; 网络出版时间: 2021-08-25

基金项目: 国家自然科学基金(51908125, 51978155); 江苏省自然科学基金(BK20190359)

作者简介: 陶天友(1992-), 男, 副教授, 硕士, 主要从事桥梁抗风研究. E-mail: tytao@seu.edu.cn

通信作者: 王浩\*(1980-), 男, 教授, 博导, 主要从事桥梁抗风研究. E-mail: wanghao1980@seu.edu.cn

引用格式: 陶天友, 王浩. 台风非平稳湍流特性研究进展与思考[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(4): 162-171.

TAO T Y, WANG H. Research progress and considerations in the research of non-stationary turbulent characteristics of typhoon wind fields[J].

Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(4): 162-171(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0063

## 0 引言

台风是发生在热带或副热带洋面上的低压涡旋, 具有影响范围广、破坏力强等特点<sup>[1-3]</sup>。在大西洋和东太平洋地区, 台风也称为飓风。每次台风登陆后, 均造成了大量工程结构破坏与倒塌, 给人类生命与财产安全造成了严重威胁。随着全球气候的变化, 台风在世界范围的发生频次具有逐步升高的趋势, 引起了世界各地对该灾害的密切关注<sup>[4]</sup>。我国是受台风灾害影响最为严重的国家之一, 每年遭受约7~10次台风的正面侵袭, 造成的直接经济损失巨大<sup>[5]</sup>。为提升工程结构的抗台风性能, 有必要深入研究台风风场特性, 对其进行有效表征与刻画, 从而服务于结构抗风分析与设计。

现场实测是准确掌握台风特性最为直接有效的方法。近年来, 风速仪、气象雷达等测试装置快速发展, 给台风现场实测提供了便捷条件<sup>[6-7]</sup>。风环境的现场实测方法一般分为两类。一类是通过专用观测点对登陆台风特性进行监测, 如气象站、观测塔等<sup>[8-12]</sup>, 这些观测点位置长期固定, 仅当台风经过观测点附近时才能获得有效风场数据。针对该问题, 国内外学者发明了可移动型测风装置, 如追风车、追风房等<sup>[13-14]</sup>, 可根据台风预测路径将测风装置移动至理想观测区域, 并通过在试验车辆或可移动房屋上安装的传感器实现台风特性实测。随着结构健康监测技术快速发展, 诸多大跨度桥梁、高层建筑等重要工程结构均安装了结构健康监测系统, 其风环境监测子系统可为桥址区风场实测提供便捷条件, 从而成为了台风特性现场实测的另一类有效手段<sup>[15-19]</sup>。

采用上述两类测试手段, 国内外学者已开展了大量的台风现场实测<sup>[12-13, 16-23]</sup>。由于风速通常被视为平均风速与脉动风速的叠加, 台风特性分析主要考虑平均风特性与脉动风特性(即湍流特性)两方面<sup>[24-26]</sup>。针对湍流的不确定性, 传统风特性分析假设风速为平稳随机过程。在此前提下, 平均风速在基本时距内保持恒定, 脉动风速各态历经<sup>[27]</sup>。基于平稳风速模型, 目前已积累了较为丰富的台风特性参数。然而, 随着对台风特性认识的逐步深入, 实测台风因存在明显的时变均值、时变方差与时变频率等特征, 其难以服从平稳随机过程假设<sup>[28-29]</sup>。同时, 采用平稳分析理论无法准确评估台风作用下的结构风振响应, 该现象对于台风眼壁区尤为显著。因此, 由平稳向非平稳过渡成为了台风特性分析的重要发展趋势<sup>[30]</sup>, 传统的平稳风速模型也已逐步发展为非平稳风速模型<sup>[31-32]</sup>。近年

来, 国内外基于非平稳风速模型, 开展了较为丰富的台风湍流特性研究, 从湍流强度、湍流积分尺度、演变谱密度、相干函数等方面实现了台风非平稳特性的有效表征。

考虑台风湍流特性对工程结构抗风分析与设计的重要意义, 本文系统梳理了国内外关于台风非平稳湍流特性的研究进展, 从风速模型、湍流特征参数等方面归纳总结了已取得的研究成果, 并分析了当前有待进一步深入研究的关键问题, 以期能为台风非平稳湍流特性的深化研究及应用提供借鉴与参考。

## 1 风速模型

### 1.1 平稳风速模型

在给定基本时距内, 风速可表示为顺风向、横风向及竖向风速的矢量叠加。根据矢量分解, 平均风速矢量对应的方向为顺风向, 而与之垂直的两个方向即为横风向与竖向<sup>[24-26]</sup>。根据平稳随机过程假设, 顺风向、横风向及竖向风速可表示为:

$$\begin{bmatrix} U(t) \\ V(t) \\ W(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{U} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u(t) \\ v(t) \\ w(t) \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中,  $U(t)$ 、 $V(t)$ 、 $W(t)$ 分别为顺风向、横风向、竖向风速;  $\bar{U}$ 为顺风向平均风速;  $u(t)$ 、 $v(t)$ 、 $w(t)$ 分别为顺风向、横风向、竖向零均值脉动风速。

若将任意时刻的脉动风速视为随机变量, 则在平稳风速模型中, 该变量于不同时刻的概率分布均相同。因此, 脉动风速的统计特性随时间保持不变, 即均值、方差、相关函数的数学期望不随时间变化。根据平稳随机过程的各态历经特性, 变量在任意时刻的统计均值与其关于时间的均值相等、任意时刻的统计相关函数与关于时间的相关函数相等, 因而可采用关于时间的统计参数描述风场特性。考虑相关函数与功率谱密度、相干函数的关系, 各方向脉动风速的功率谱密度及相干函数亦随时间保持不变。

### 1.2 非平稳风速模型

针对台风、下击暴流等特异风场, 非平稳风速模型可有效描述其风速的时变趋势。基于非平稳风速模型, 笛卡尔坐标系下给定基本时距内纵向、横向、竖向风速可表示为

$$\begin{bmatrix} U(t) \\ V(t) \\ W(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{U}(t) \\ \tilde{V}(t) \\ \tilde{W}(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u^*(t) \\ v^*(t) \\ w^*(t) \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中,  $\tilde{U}(t)$ 、 $\tilde{V}(t)$ 、 $\tilde{W}(t)$ 分别为纵向、横向、竖向时变平均风速;  $u^*(t)$ 、 $v^*(t)$ 、 $w^*(t)$ 分别为对应的非平稳脉动风

速。值得注意的是,考虑到平均风向在基本时距内并非保持恒定,所以式(2)中的纵向、横向及竖向一般与风速仪的坐标系保持一致。

若采用式(2)描述台风风速,最关键的问题即确定各方向的时变平均风速。目前,确定时变平均风速的主要方法包括滑动平均法、小波变换法、经验模式分解法等<sup>[29, 32-36]</sup>。上述方法提取的结果一定程度上依赖于模型参数的选取。为此, Su 等研究了不同窗宽条件下核回归、小波变换、经验模式分解等方法的提取结果,针对各方法提出了窗宽的建议取值<sup>[37]</sup>。Tao 等将信号平稳性评估与小波变换、经验模式分解相结合,建立了风速时变趋势的自适应提取方法<sup>[35]</sup>。Tubino 与 Solari 分析了不同权函数对核回归法提取结果的影响,并给出了针对性的建议<sup>[38]</sup>。虽然各种方法均能有效提取时变平均风速,但不同方法的提取结果存在一定的差异且参数的选取受主观因素影响,有必要进一步研究时变平均风速提取的标准化准则,以减小不同方法间的差异性。此外,风速的非平稳性与基本时距相关,总体表现出随基本时距增加而增加的规律,因而时变平均风速提取的标准化准则研究需考虑基本时距的影响。

以某台风纵向实测风速样本为例,图1对比了平稳与非平稳风速模型下的平均风速。由图可知,采用非平稳风速模型可以有效描述台风风速的时变趋势,且该趋势在基于平稳风速模型获取的常量平均风速两侧波动。从统计角度来看,各方向时变平均风速关于时间的均值与平稳风速模型的常量均值相等<sup>[35]</sup>,因而各方向非平稳脉动风速关于时间的均值亦为0。

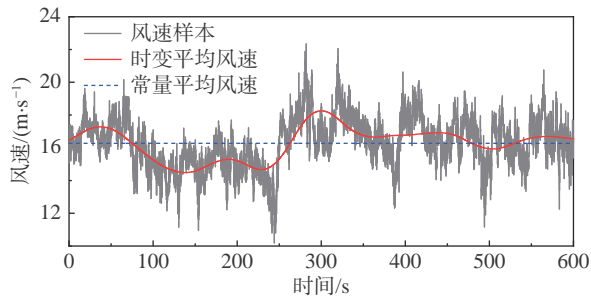


图1 时变平均风速与常量平均风速对比

Fig. 1 A comparison of time-varying and constant mean wind speeds

在式(2)的基础上,基本时距内的时变平均风速、时变方位角、时变攻角可表示为:

$$\tilde{U}_T(t) = \sqrt{\tilde{U}(t)^2 + \tilde{V}(t)^2 + \tilde{W}(t)^2} \quad (3)$$

$$\alpha(t) = \arctan \frac{\tilde{W}(t)}{\sqrt{\tilde{U}(t)^2 + \tilde{V}(t)^2}} \quad (4)$$

$$\beta(t) = \text{sign}[\tilde{V}(t)] \cdot \arccos \frac{\tilde{U}(t)}{\sqrt{\tilde{U}(t)^2 + \tilde{V}(t)^2}} \quad (5)$$

式中,  $\tilde{U}_T(t)$  为风速样本的时变平均风速;  $\alpha(t)$  为时变平均攻角;  $\beta(t)$  为时变平均方位角。

由式(3)~(5)可知,时变平均风速的方位角及攻角随时间而变化,因而难以采用类似平稳风速模型的方法确定顺风向、横风向和竖向的脉动风速。Zhang 等提出根据任意时刻的时变平均方位角和平均风攻角对该时刻的风速进行分解,从而将不同时刻分解后风速连成序列,形成顺风向、横风向及竖向的脉动风速<sup>[39]</sup>。该方法已应用于下击暴流的风场描述,但隐含了不同时刻同一维度的脉动风速存在方向差异的前提。针对台风风场,基于非平稳风速模型的时变平均方位角、时变平均攻角在对应基于平稳风速模型的平均方位角、平均攻角左右波动,且存在的差异相对较小。因此,非平稳风速模型的顺风向、横风向及竖向一般可与平稳风速模型确定的维度保持一致。

## 2 台风湍流特性

湍流具有极强的不确定性,其特性描述主要从统计意义开展,具体参数包括湍流强度、湍流积分尺度、湍流功率谱密度、湍流空间相干函数等<sup>[24-26]</sup>。早期的台风湍流特性分析以平稳风速模型为基础,大量的现场实测形成了丰富的风特性参数数据库。随着非平稳风速模型的引入,台风湍流特性分析逐步由平稳向非平稳过渡。

### 2.1 湍流强度

湍流风速描述自然风中脉动风速的相对强度,是开展结构风振分析、风洞试验的重要参数。在平稳模型中,湍流强度被定义为脉动风速均方差与平均风速的比值<sup>[24-25]</sup>。非平稳湍流强度与平稳湍流强度具有相同的物理意义,其定义为<sup>[29]</sup>:

$$I_i^* = \frac{\sigma_i^*}{\tilde{U}^*}, \quad (i = u, v, w) \quad (6)$$

式中,  $I_i^*$  为非平稳湍流强度;  $\sigma_i^*$  为非平稳脉动风速关于时间的均方差;  $\tilde{U}^*$  为时变平均风速  $\tilde{U}_T(t)$  关于时间的均值。

式(6)对时变平均风速取平均,使其物理意义与平稳湍流强度一致。Wang 与 Kareem 考虑不同时刻的时变平均风速,根据均方差与时变平均风速比值的数学期望定义非平稳湍流强度<sup>[36]</sup>。经实测数据分析,基于数学期望的分析结果与式(6)基本吻合<sup>[35]</sup>。考虑式(6)与平稳湍流强度的相似性,一般采用式(6)计算非平稳湍流强度。

基于非平稳湍流强度模型, Xu 与 Chen 基于青马大桥监测系统开展了“胜利”台风的湍流强度分析<sup>[29]</sup>; Wang 等分析了苏通桥址区“达维”台风的湍流强度, 并与平稳湍流强度进行了对比<sup>[40]</sup>; Huang 等研究了三次典型台风的非平稳湍流强度, 分析了台风经过测点全过程的湍流强度差异<sup>[17]</sup>; 孙海等分析了台风与季风非平稳湍流强度的差异<sup>[41]</sup>。以上分析结果均表明: 对于同一风速样本, 采用非平稳模型计算的湍流强度小于平稳计算值。以某风速样本为例, 平稳与非平稳湍流强度对比如图 2 所示。由图可知, 对于大部分样本, 非平稳湍流强度明显小于平稳湍流强度, 而部分样本中二者几乎一致。该现象主要取决于风速样本的非平稳性差异<sup>[42-44]</sup>。对于非平稳性较弱的样本, 其可满足平稳随机过程假设, 故平稳与非平稳模型的计算结果差异较小。随着风速样本非平稳性的增加, 平稳与非平稳湍流强度的差异则越趋明显<sup>[35]</sup>。

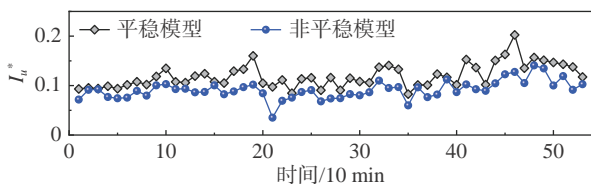


图 2 平稳与非平稳湍流强度对比

Fig. 2 A comparison of stationary and non-stationary turbulence intensities

《公路桥梁抗风设计规范》建议顺风向、横风向、竖向湍流强度的比值按 1 : 0.88 : 0.5 考虑<sup>[45]</sup>, 该比值源于平稳良态风的现场实测数据。基于非平稳模型, 典型台风在三个方向的湍流强度比值为: 1 : 0.94 : 0.56 (台风凡亚比, 35 m)<sup>[17]</sup>、1 : 0.93 : 0.54 (台风鲶鱼, 55 m)<sup>[17]</sup>、1 : 0.94 : 0.39 (台风杜鹃, 30 m)<sup>[46]</sup>、1 : 1.16 : 0.48 (台风杜鹃, 50 m)<sup>[46]</sup>、1 : 0.73 : - (台风达维, 76 m)<sup>[40]</sup>。对比上述比值可知, 横风向、竖向非平稳湍流强度与顺风向湍流强度的比值具有较大的波动性, 该比值一方面受观测高度、测点距台风中心位置影响, 另一方面受地面粗糙度影响<sup>[17, 47]</sup>。受观测条件所限, 现有台风实测数据大多从固定位置及高度获得。由于台风路径存在不确定性, 已积累的非平稳湍流强度数据难以全面覆盖台风主体结构的脉动风速特征。因此, 仍需进一步加强台风现场实测研究, 以分析距台风中心不同位置、不同高度处的非平稳湍流强度, 建立合理有效的台风三维非平稳湍流强度模型。

## 2.2 湍流积分尺度

湍流可视作不同尺寸的涡旋叠加而成, 湍流积分尺度用以描述风场中涡旋的平均尺寸。基于泰勒假设, 湍流积分尺度常采用自相关函数积分法进行计

算<sup>[24-26]</sup>。在平稳模型的基础上进行拓展, 非平稳湍流积分尺度的定义为:

$$L_i^* = \frac{\bar{U}^*}{(\sigma_i^*)^2} \int_0^\infty R_i^*(\tau) d\tau, \quad (i = u, v, w) \quad (7)$$

式中,  $L_i^*$  为非平稳湍流积分尺度;  $R_i^*(\tau)$  为非平稳脉动风速的自相关函数;  $\tau$  表示滞后时间。为避免泰勒假设引起较大误差, 式(7)的积分上限建议取首个满足  $R_i^*(\tau) = 0.05(\sigma_i^*)^2$  的  $t_s^{[48]}$ 。

非平稳湍流积分尺度模型与平稳模型的差异主要体现在脉动风速的均方差及相关函数。He 等采用两种模型分别计算了“苏迪罗”台风 53 m 高度处的积分尺度, 发现平稳积分尺度  $L_u = 206.8$  m 且  $L_u : L_v = 1 : 0.79$ , 而非平稳积分尺度  $L_u^* = 49.4$  m 且  $L_u^* : L_v^* = 1 : 0.90$ <sup>[47]</sup>; 在文献 [17] 中, “鲶鱼”台风于 35 m 高度处  $L_u = 247$  m 且  $L_u : L_v : L_w = 1 : 0.68 : 0.065$ 、 $L_u^* = 100$  m 且  $L_u^* : L_v^* : L_w^* = 1 : 0.80 : 0.15$ ; 于 95 m 高度处  $L_u = 290$  m 且  $L_u : L_v : L_w = 1 : 0.62 : 0.15$ 、 $L_u^* = 119$  m 且  $L_u^* : L_v^* : L_w^* = 1 : 0.73 : 0.33$ 。可见, 当风速非平稳性较强时, 非平稳湍流积分尺度总体小于平稳湍流积分尺度。

作为典型案例, 图 3 对比了某台风样本的平稳与非平稳湍流积分尺度。由于时变趋势项的剥离, 湍流中的大尺度涡旋占比下降, 从而导致平均涡旋尺寸显著降低。此外, 提取时变平均风速后, 横风向、竖向积分尺度与顺风向积分尺度的比值相比平稳计算值有所增加, 表明各方向湍流积分尺度的差异在考虑非平稳性后显著减小。然而, 与湍流强度表现类似, 非平稳湍流积分尺度在不同台风的实测中存在较大区别, 仍需进一步积累台风非平稳湍流积分尺度数据库, 以从三维空间位置、台风演化状态等方面对其进行精细表征。

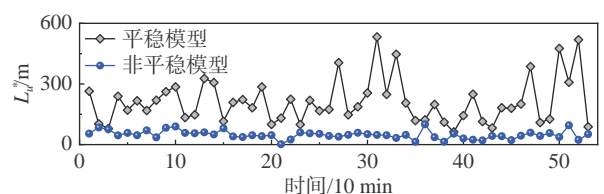


图 3 平稳与非平稳湍流积分尺度对比

Fig. 3 A comparison of stationary and non-stationary turbulence integral scales

## 2.3 湍流功率谱密度

湍流功率谱密度描述湍流能量在频率上的分布密度, 即湍流中不同尺度涡旋对湍流动能的贡献。由于频率与涡旋尺寸成反比, 故功率谱密度的低频部分对应大尺度涡旋, 高频部分对应小尺度涡旋<sup>[49]</sup>。在结构风响应分析中, 湍流功率谱密度是直接影响风振

分析准确性的关键参数之一<sup>[24-26]</sup>。基于平稳风速模型,国内外学者通过大量强风现场实测,建立了多个脉动风谱模型,如 Kaimal 谱、Von Karman 谱、Davenport 谱、Panofsky 谱等<sup>[26]</sup>。其中, Kaimal 谱<sup>[50]</sup>、Panofsky 谱<sup>[51]</sup>被我国《公路桥梁抗风设计规范》所采用,分别作为顺风向和竖向脉动风谱模型<sup>[45]</sup>。由于台风湍流特性与良态风存在差异, Kaimal 谱、Panofsky 谱等难以较好地描述台风湍流功率谱密度。为此,诸多文献对台风的实测功率谱密度进行了深入研究,并建立了相应的湍流功率谱模型<sup>[52-60]</sup>。这些风谱模型的参数存在一定差异,但其表达形式符合 Kolmogrov 假设<sup>[26,61]</sup>,即湍流功率谱密度可表示为:

$$\frac{nS_i(n)}{u_*^2} = \frac{Af}{(B+Cf^\alpha)^\beta}, \quad (i = u, v, w) \quad (8)$$

式中,  $S_i(n)$ 为湍流功率谱密度;  $n$ 为脉动风的频率;  $f = nz/\bar{U}$ 表示 Monin 坐标;  $z$ 为观测点高度;考虑湍流积分尺度随高度的变化, Monin 坐标中的  $z$ 亦可采用湍流积分尺度予以代替;  $u_*$ 表示摩擦速度,可根据  $u_*^2 = \sigma_i^2/6$ 近似计算;  $A$ 、 $B$ 、 $C$ 、 $\alpha$ 、 $\beta$ 为待拟合参数且满足  $\alpha\beta = 5/3$ 。

式(8)描述的风谱模型可以有效表征惯性子区及低于该子区频率范围的台风风谱。然而,由于台风过程常伴随着降雨,空气中雨滴蒸发与相对运动会产生额外的小尺度湍流,从而使得台风风谱存在超越惯性子区的高频子区<sup>[62]</sup>。该现象在“海葵”、“苏迪罗”等台风实测中均曾发生<sup>[16,63-64]</sup>。据此, Li 等提出了考虑全子区分布的台风风谱概念模型<sup>[62]</sup>。此外,顺风向、横风向及竖向湍流功率谱密度常根据式(8)单独拟合,不考虑任意两者之间的联系。然而,三个方向的湍流同源,其是笛卡尔坐标系下的三个不同分量,因而各方向湍流风谱间存在隐含联系。根据各向同性假设,顺风向、横风向及竖向湍流功率谱间的关系见式(9)<sup>[65]</sup>。

$$S_v(n) = S_w(n) = \frac{1}{2} \left[ S_u(n) - n \frac{dS_u(n)}{dn} \right] \quad (9)$$

然而,实际台风湍流难以满足各向同性假设。因此, Tao 等对式(9)进行了修正,从而有效考虑了各方向湍流功率谱之间的联系<sup>[66]</sup>。

上述模型均将湍流视为平稳随机过程,未考虑湍流能量随时间的演变规律。已有研究表明,忽略湍流风谱的时变特征将一定程度低估结构的风振响应<sup>[67-68]</sup>。为此,基于 Priestley 演化谱理论<sup>[69]</sup>,台风湍流频谱分析逐步由功率谱密度过渡为演变谱密度。图4为某台风样本的顺风向标准化演变谱密度。由图4可知,

台风湍流能量随时间而变化,且不同频率范围的变化规律表现不一。因此,建立有效刻画实测台风湍流演变谱密度的数学模型成为了台风非平稳特性分析的关键问题。

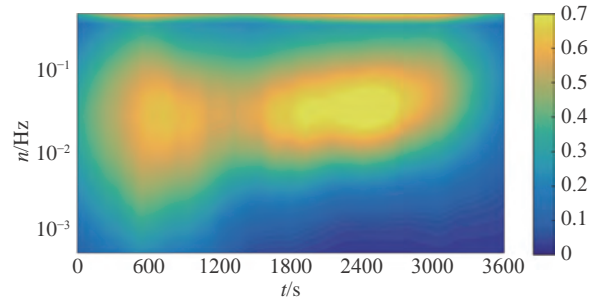


图4 考虑高频子区的台风顺风向标准化演变谱模型

Fig. 4 Normalized longitudinal evolutionary spectrum of a typhoon wind field considering the high-frequency subrange

文献[70]提出了一种描述地震波演变谱密度的分析模型, Huang 等将其拓展应用于台风湍流演变谱密度表征<sup>[71]</sup>。该模型假设台风湍流为若干均匀调制非平稳随机过程的叠加,从而湍流演变谱密度可表示为:

$$S_i(n, t) = \sum_{k=1}^p g_k^2(t) S^k(n), \quad (i = u, v, w) \quad (10)$$

式中,  $S_i(n, t)$ 表示湍流演变谱密度;  $g_k(t)$ 为时间调制函数;  $S^k(n)$ 为平稳功率谱密度;  $p$ 表示均匀调制平稳随机过程的数量;  $t$ 表示时间。

式(10)的拟合效果依赖于  $g_k(t)$ 与  $S^k(n)$ 的函数形式。同时,若  $p$ 的数值较大,式(10)的待拟合参数显著增加,从而使得拟合过程变得十分复杂。Hu 等考虑拟合参数的时变特性,将平稳功率谱密度模型进行拓展,建立了式(11)所示的湍流演变谱密度模型<sup>[72]</sup>。该模型在各时刻与平稳风谱模型形式相同,因而易于开展参数拟合。Tao 与 Wang 在该模型的基础上考虑超越惯性子区的高频子区,从而进一步完善了台风湍流演变谱模型<sup>[73]</sup>。虽然式(10)可以有效描述实测台风的湍流演变谱密度,但参数  $A(t)$ 、 $B(t)$ 、 $C(t)$ 的拟合结果与时变平均风速、湍流强度等参数的规律往往不明,难以对拟合参数进行深入刻画,从而使得模型的应用存在一定的局限性。因此,仍有必要进一步研究实测台风演变谱密度,逐步建立考虑观测位置、融入三维关联、参数易表征的台风演变谱模型。

$$\frac{nS_i(n, t)}{u_*^2(t)} = \frac{A(t)f(t)}{[B(t) + C(t)f(t)^\alpha]^\beta}, \quad (i = u, v, w) \quad (11)$$

## 2.4 空间相干函数

空间相干函数用以描述不同位置湍流的相关性,

是结构风振分析重点关注的参数之一<sup>[24-26]</sup>。在平稳随机过程的框架下,湍流相干函数主要刻画任意两个湍流样本在各频率上的线性相关程度,其定义见式(12)。传统风特性分析有时会忽略相位或虚部对相干函数的贡献,其对结构风振响应分析存在一定影响。湍流相干函数随着频率、距离的增加而递减,常采用 Davenport 函数予以定量描述<sup>[27]</sup>。Davenport 函数假设湍流相干函数服从指数递减律,不同方向的相干函数可通过改变衰减系数进行表达。台风湍流相干函数也常采用 Davenport 模型,其通过现场实测确定衰减系数的取值<sup>[74-77]</sup>。然而, Davenport 相干函数隐含湍流在频率为 0 时完全相关、与距离无关的假定,但大尺度涡旋的相关性随着距离的增加而减小。因此, Krenk 等从各向同性湍流物理描述入手,建立了湍流相干函数的修正模型<sup>[78-79]</sup>。

$$\gamma_{jk}(n) = \frac{S_{jk}(n)}{\sqrt{S_{jj}(n)S_{kk}(n)}} \quad (12)$$

式中,  $\gamma_{jk}(n)$  为第  $j$ 、 $k$  点处湍流间的相干函数;  $S_{jk}(n)$  为第  $j$ 、 $k$  点处湍流间的互功率谱密度;  $S_{jj}(n)$ 、 $S_{kk}(n)$  分别表示第  $j$ 、 $k$  点处湍流的自功率谱密度。

在 Priestley 演化谱理论下,结构非平稳风振分析采用时不变相干函数描述湍流的空间相干特性<sup>[31]</sup>。然而,现场实测结果表明:台风等极端风场的湍流相干函数存在时变特征,采用时不变相干函数难以准确预测结构风振响应。Peng 等针对下击暴流实测风速,建立了其湍流时变相干函数模型<sup>[80]</sup>。Huang 等采用 S 变换计算了实测台风的时变相干函数,并将 Krenk

模型由频域拓展至时频域<sup>[81]</sup>。Tao 等基于昂船洲大桥的实测数据,建立了“天鸽”台风水平向的时变相干函数时频分布模型,并对比分析了时变与时不变相干函数对桥梁抖振响应的贡献<sup>[82]</sup>。基于 Krenk 模型拓展的时变相干函数模型可表示为:

$$\gamma_{jk}(n,t) = \left[ 1 - \frac{1}{2} \frac{n_x(t)r}{\bar{U}_T(t)} D(t) \right] \exp \left[ -\frac{n_x(t)r}{\bar{U}_T(t)} D(t) + i \frac{2\pi n r}{\bar{U}_T(t)} d(t) \right] \quad (13)$$

$$n_x(t) = \sqrt{n^2 + \left[ \frac{U_T(t)}{2\pi L(t)} \right]^2} \quad (14)$$

式中,  $\gamma_{jk}(n,t)$  为第  $j$ 、 $k$  点处湍流间的时变相干函数;  $r$  表示第  $j$ 、 $k$  点之间的间距;  $d(t)$ 、 $L(t)$ 、 $D(t)$  为待拟合参数;  $i$  表示虚数,用于描述相干函数的相位。

图 5 描述了某台风的时变相干函数模型。由图 5 可知,台风相干函数的时变特征显著,在虚部处尤为明显;虚部在某些频段内的相干函数值与实部相当,因而结构风振分析需考虑相干函数虚部的影响。台风相干函数的计算依赖于多个风速仪的同步实测数据。同时,需结合湍流积分尺度的大小,在一定范围内布置风速仪。若风速仪间距超出积分尺度范围,则测点间的相关性较弱,不利于建立时变相干函数。在实际台风观测中,风速仪的测点数量有时不够充裕,从而难以建立有效的相干函数模型。此外,式(13)中待拟合参数与时变平均风速、湍流强度等参数的规律亦不明确,难以采用简单直观的表达形式对式(13)进行简化。因此,仍需深入研究实测湍流时变相干函数,以期建立更为直观有效的数学模型。

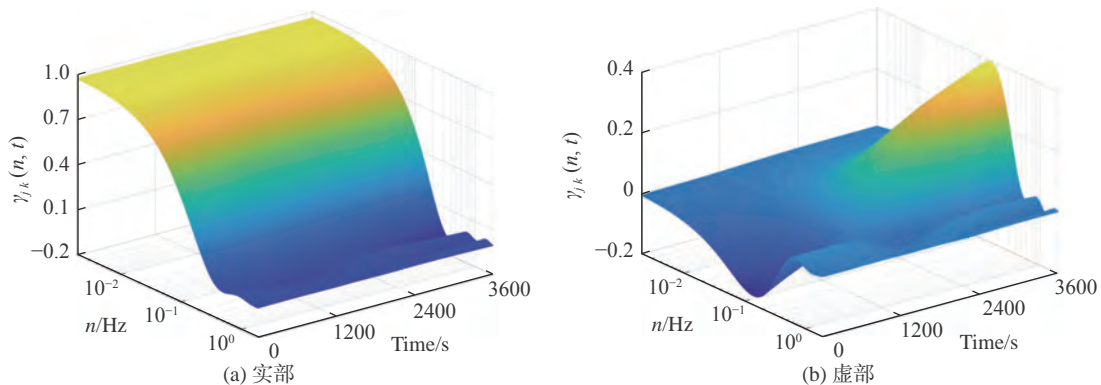


图 5 台风时变相干函数模型

Fig. 5 The time-varying coherence model for a typhoon wind-field

### 3 展望

台风是具有突出非平稳特性的特异风场,其湍流特性十分复杂。准确掌握台风湍流特性并进行有效表征,对于开展结构抗风分析与设计具有重要意义。

本文在总结回顾平稳与非平稳风速模型的基础上,重点介绍了台风非平稳湍流特性的研究进展,主要包括:时变平均风速、湍流强度、湍流积分尺度、湍流演变谱密度、时变相干函数等方面。总体而言,国内外学者在台风湍流非平稳特性方面已开展了很多研究

工作,并取得了一定的研究成果,但相关研究在系统性、完备性方面仍有待进一步深入与突破。

基于当前台风非平稳湍流特性的研究进展,总结了该领域未来有待进一步深入的发展方向,主要包括:

1) 研究考虑非平稳度、基本时距、风向变化等因素的台风时变趋势分离方法,建立时变平均风速的标准化提取准则。

2) 加强登陆台风的现场实测,丰富台风非平稳湍流强度、非平稳积分尺度的数据库,建立考虑三维空间位置、台风演化状态等因素的湍流强度、积分尺度非平稳模型。

3) 基于长期实测台风的三向演变谱密度,研究台风各向演变谱密度的表征方法,建立考虑观测位置、三维关联的台风演变谱模型。

4) 结合实测台风湍流积分尺度,加强面向台风湍流相干函数实测的风速仪测点布置研究。

5) 研究湍流三维时变相干函数,建立考虑单点三维关联、多点空间衰减及相位差异的台风时变相干函数模型。

## 参 考 文 献:

- [1] EMANUEL K. Tropical cyclones[J]. *Annual Review of Earth and Planetary Sciences*, 2003, 31: 75–104.  
doi: 10.1146/annurev.earth.31.100901.141259
- [2] 葛耀君, 赵林, 项海帆. 结构风工程中的台风数值模拟研究进展[C]// 第十一届全国结构风工程学术会议论文集, 2004:48-54.
- [3] 陈洁, 汤立群, 申锦瑜, 等. 台风气压场与风场研究进展[J]. *海洋工程*, 2009, 27(3): 136–142.  
CHEN J, TANG L Q, SHEN J Y, et al. Advances in typhoon wind field and pressure field[J]. *The Ocean Engineering*, 2009, 27(3): 136–142 (in Chinese).  
doi: 10.16483/j.issn.1005-9865.2009.03.001
- [4] 赵宗慈, 江滢. 热带气旋与台风气候变化研究进展[J]. *科技导报*, 2010, 28(15): 88–96.  
ZHAO Z C, JIANG Y. Review on climate changes of tropical cyclones and typhoons[J]. *Science & Technology Review*, 2010, 28(15): 88–96 (in Chinese).
- [5] 中国气象局. 中国气象灾害年鉴(2019)[M]. 北京: 气象出版社, 2020.
- [6] 李松奎, 边泽强, 刘昕. 超声波风速仪测量结果不确定度评定[J]. *电子测量技术*, 2019, 42(15): 112–116.  
LI S K, BIAN Z Q, LIU X. Evaluation of uncertainty of measurement result of ultrasound anemometer[J]. *Electronic Measurement Technology*, 2019, 42(15): 112–116 (in Chinese).  
doi: 10.19651/j.cnki.emt.1902736
- [7] 匡昌武, 张雪芬, 黄斌, 等. 南海海洋气象观测技术现状与发展[J]. *气象科技进展*, 2020, 10(4): 151–152.  
KUANG C W, ZHANG X F, HUANG B, et al. Present situation, and development of marine meteorological observation technology in the South China sea[J]. *Advances in Meteorological Science and Technology*, 2020, 10(4): 151–152 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.2095-1973.2020.04.029
- [8] CAO S Y, TAMURA Y, KIKUCHI N, et al. Wind characteristics of a strong typhoon[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2009, 97: 11–21.  
doi: 10.1016/j.jweia.2008.10.002
- [9] 李永乐, 喻济昇, 张明金, 等. 山区桥梁桥址区风特性及抗风关键技术[J]. *中国科学: 技术科学*, 2021, 51(5): 530–542.  
LI Y L, YU J S, ZHANG M J, et al. Wind characteristics of a bridge site and wind-resistance key technology in complex mountains[J]. *Scientia Sinica (Technologica)*, 2021, 51(5): 530–542 (in Chinese).  
doi: 10.1360/SST-2020-0151
- [10] HUANG M F, WANG Y F, LOU W J. Examination of typhoon-wind profiles reaching 1000-m height over the Southeast China sea based on reanalysis data set and mesoscale simulation[J]. *Journal of Structural Engineering*, 2020, 146(9): 04020192.  
doi: 10.1061/(asce)st.1943-541x.0002744
- [11] 张志田, 谭卜豪, 陈添乐. 丘陵地区深切峡谷风特性现场实测研究[J]. *湖南大学学报(自然科学版)*, 2019, 46(7): 113–122.  
ZHANG Z T, TAN B H, CHEN T L. Study on field measurement of wind properties near a canyon deep-cut to hilly land[J]. *Journal of Hunan University (Natural Sciences)*, 2019, 46(7): 113–122 (in Chinese).  
doi: 10.16339/j.cnki.hdxzbk.2019.07.013
- [12] CHOI E C C. Extreme wind characteristics over Singapore - an area in the equatorial belt[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 1999, 83: 61–69.  
doi: 10.1016/S0167-6105(99)00061-6
- [13] 李秋胜, 戴益民, 李正农, 等. 强台风“黑格比”登陆过程中近地风场特性[J]. *建筑结构学报*, 2010, 31(4): 54–61.  
LI Q S, DAI Y M, LI Z N, et al. Surface layer wind field characteristics during a severe typhoon ‘Hagupit’ landfalling[J]. *Journal of Building Structures*, 2010, 31(4): 54–61 (in Chinese).  
doi: 10.14006/j.jzjgxb.2010.04.007
- [14] 赵林. 虎门大桥涡振应急工作日志(三): 涡振原因与控制[EB/OL]. 同济风工程(微信公众号)[2020-06-11]. <https://mp.weixin.qq.com/s/XYG9MpUOJZdFriNOEgzk4g>
- [15] FENERCI A, ØISETH O. Strong wind characteristics and dynamic response of a long-span suspension bridge during a storm[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2018, 172: 116–138.  
doi: 10.1016/j.jweia.2017.10.030
- [16] WANG H, TAO T Y, GAO Y Q, et al. Measurement of wind effects on a kilometer-level cable-stayed bridge during typhoon Haikui[J]. *Journal of Structural Engineering*, 2018, 144(9): 04018142.  
doi: 10.1061/(asce)st.1943-541x.0002138
- [17] HUANG P, XIE W, GU M. A comparative study of the wind characteristics of three typhoons based on stationary and nonstationary models[J]. *Natural Hazards*, 2020, 101: 785–815.  
doi: 10.1007/s11069-020-03894-0
- [18] 傅国强, 全涌, 顾明, 等. 上海陆家嘴地区高空台风“温比亚”风特性实测[J]. *湖南大学学报(自然科学版)*, 2021, 48(1): 100–107.  
FU G Q, QUAN Y, GU M, et al. Field measurement of wind characteristics of typhoon Rumbia in upper air of lujiuzui district at Shanghai[J]. *Journal of Hunan University (Natural Sciences)*, 2021, 48(1): 100–107 (in Chinese).  
doi: 10.16339/j.cnki.hdxzbk.2021.01.011
- [19] HUA X G, XU K, WANG Y W, et al. Wind-induced responses and dynamic characteristics of a super-tall building under a typhoon event[J]. *Smart Structures and Systems*, 2020, 25(1): 81–96.  
doi: 10.12989/sss.2020.25.1.081
- [20] 王旭, 刘文韬, 叶仲韬, 等. 沿海大跨径桥址处台风“山竹”风特性实测研究[J]. *桥梁建设*, 2021, 51(1): 29–36.  
WANG X, LIU W T, YE Z T, et al. Field measurement of wind characteristics at long-span bridge site in coastal area during typhoon

- Mangkhat[J]. *Bridge Construction*, 2021, 51(1): 29–36 (in Chinese).
- [21] 喻梅, 倪燕平, 廖海黎, 等. 西垭门大桥桥位处风场特性实测分析[J]. *空气动力学学报*, 2013, 31(2): 219–224.  
YU M, NI Y P, LIAO H L, et al. Field measurement and analysis of the natural wind characteristics at site of Xi-Hou-men Bridge[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2013, 31(2): 219–224 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2011.0157
- [22] HOUSTON S H, FORBES G S, CHIU A N L. Impacts of super typhoon Paka's (1997) winds on Guam: meteorological and engineering perspectives[J]. *Natural Hazards Review*, 2002, 3(2): 36–47.  
doi: 10.1061/(asce)1527-6988(2002)3: 2(36)
- [23] MASTERS F J, TIELEMAN H W, BALDERRAMA J A. Surface wind measurements in three Gulf Coast hurricanes of 2005[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2010, 98(10-11): 533–547.  
doi: 10.1016/j.jweia.2010.04.003
- [24] 陈政清. 桥梁风工程[M]. 北京: 人民交通出版社, 2015.
- [25] 项海帆. 现代桥梁抗风理论与实践[M]. 北京: 人民交通出版社, 2015.
- [26] SIMIU E, SCANLAN R H. *Wind effects on structures: fundamentals and applications to design*[M]. Wiley: New York, 1996.
- [27] DAVENPORT A G. *A statistical approach to the treatment of wind loading on tall masts and suspension bridges*[D]. Bristol: University of Bristol, 1961.
- [28] ADHIKARI R, YAMAGUCHI H. A study on the nonstationarity in wind and wind-induced response of tall buildings for adaptive control[C]//9th International Conference on Wind Engineering, Wiley Eastern Limited, 1995.  
doi: 10.1016/S0167-6105(97)00261-4.
- [29] XU Y L, CHEN J. Characterizing nonstationary wind speed using empirical mode decomposition[J]. *Journal of Structural Engineering*, 2004, 130(6): 912–920.  
doi: 10.1061/(asce)0733-9445(2004)130: 6(912)
- [30] KAREEM A. Numerical simulation of wind effects: a probabilistic perspective[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2008, 96(10-11): 1472–1497.  
doi: 10.1016/j.jweia.2008.02.048
- [31] KAREEM A, HU L, GUO Y L, et al. Generalized wind loading chain: time-frequency modeling framework for nonstationary wind effects on structures[J]. *Journal of Structural Engineering*, 2019, 145(10): 04019092.  
doi: 10.1061/(asce)st.1943-541x.0002376
- [32] HU L, XU Y L, HUANG W F. Typhoon-induced non-stationary buffeting response of long-span bridges in complex terrain[J]. *Engineering Structures*, 2013, 57: 406–415.  
doi: 10.1016/j.engstruct.2013.09.044
- [33] 何旭辉, 陈政清, 李春光, 等. 斜拉索风雨振非平稳风场特性分析[J]. *振动与冲击*, 2011, 30(10): 54–60.  
HE X H, CHEN Z Q, LI C G, et al. Nonstationary wind characteristics analysis for wind-rain induced vibration of stay cables[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2011, 30(10): 54–60 (in Chinese).  
doi: 10.13465/j.cnki.jvs.2011.10.034
- [34] 申建红, 李春祥, 李锦华. 基于小波变换和EMD提取非平稳风速中的时变均值[J]. *振动与冲击*, 2008, 27(12): 126–130, 185.  
SHEN J H, LI C X, LI J H. Extracting time-varying mean of the non-stationary wind speeds based on wavelet transform (WT) and EMD[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2008, 27(12): 126–130, 185 (in Chinese).  
doi: 10.13465/j.cnki.jvs.2008.12.037
- [35] TAO T Y, WANG H, WU T. Comparative study of the wind characteristics of a strong wind event based on stationary and nonstationary models[J]. *Journal of Structural Engineering*, 2017, 143(5): 04016230.  
doi: 10.1061/(asce)st.1943-541x.0001725
- [36] WANG L J, KAREEM A. Modeling of non-stationary winds in gust fronts[C]//9th ASCE Conference on Probabilistic Mechanics and Structural Reliability, New York, 2004.
- [37] SU Y W, HUANG G Q, XU Y L. Derivation of time-varying mean for non-stationary downburst winds[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2015, 141: 39–48.  
doi: 10.1016/j.jweia.2015.02.008
- [38] TUBINO F, SOLARI G. Time varying mean extraction for stationary and nonstationary winds[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2020, 203: 104187.  
doi: 10.1016/j.jweia.2020.104187
- [39] ZHANG S, SOLARI G, BURLANDO M, et al. Directional decomposition and properties of thunderstorm outflows[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2019, 189: 71–90.  
doi: 10.1016/j.jweia.2019.03.014
- [40] WANG H, WU T, TAO T Y, et al. Measurements and analysis of non-stationary wind characteristics at Sutong bridge in typhoon Damrey[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2016, 151: 100–106.  
doi: 10.1016/j.jweia.2016.02.001
- [41] 孙海, 陈伟, 陈隽. 强风环境非平稳风速模型及应用[J]. *防灾减灾工程学报*, 2006, 26(1): 52–57.  
SUN H, CHEN W, CHEN J. Nonstationary wind speed model and its application in strong winds[J]. *Journal of Disaster Prevention and Mitigation Engineering*, 2006, 26(1): 52–57 (in Chinese).
- [42] MCCULLOUGH M, KWON D K, KAREEM A, et al. Efficacy of averaging interval for nonstationary winds[J]. *Journal of Engineering Mechanics*, 2014, 140(1): 1–19.  
doi: 10.1061/(asce)em.1943-7889.0000641
- [43] 史康, 何旭辉, 邹云峰, 等. 西江大桥桥位处实测良态风非平稳特性[J]. *中南大学学报(自然科学版)*, 2017, 48(5): 1352–1359.  
SHI K, HE X H, ZOU Y F, et al. Nonstationary wind characteristics of wind speed of normal climate at Xijiang bridge site[J]. *Journal of Central South University(Science and Technology)*, 2017, 48(5): 1352–1359 (in Chinese).  
doi: 10.11817/j.issn.1672-7207.2017.05.030
- [44] 吴本刚, 傅继阳, 吴玖荣. 实测风场风速风向耦合的三维非平稳特征研究[J]. *建筑结构学报*, 2016, 37(2): 106–113.  
WU B G, FU J Y, WU J R. Three dimensional non-stationary analysis on field measured wind data with coupling wind speed and wind direction[J]. *Journal of Building Structures*, 2016, 37(2): 106–113 (in Chinese).  
doi: 10.14006/j.jzjgxb.2016.02.014
- [45] 中华人民共和国交通部. 公路桥梁抗风设计规范 JTG/T D60-01—2004[S]. 北京: 中国标准出版社, 2004.  
Ministry of Transport of the People's Republic of China. Wind-resistant design specification for highway bridges. JTG/T D60-01—2004[S]. Beijing: Standards Press of China, 2004. (in Chinese).
- [46] CHEN J, HUI M C H, XU Y L. A comparative study of stationary and non-stationary wind models using field measurements[J]. *Boundary-Layer Meteorology*, 2007, 122(1): 105–121.  
doi: 10.1007/s10546-006-9085-1
- [47] HE X H, QIN H X, TAO T Y, et al. Measurement of non-stationary characteristics of a landfall typhoon at the Jiangyin bridge site[J]. *Sensors*, 2017, 17(10): 2186.  
doi: 10.3390/s17102186
- [48] FLAY R G J, STEVENSON D C. Integral length scales in strong winds

- below 20 m[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 1988, 28 (1-3): 21–30.  
doi: 10.1016/0167-6105(88)90098-0
- [49] TAO T Y, WANG H, LI A Q. Stationary and nonstationary analysis on the wind characteristics of a tropical storm[J]. *Smart Structures and Systems*, 2016, 17(6): 1067–1085.  
doi: 10.12989/sss.2016.17.6.1067
- [50] KAIMAL J C, WYNGAARD J C, IZUMI Y, et al. Spectral characteristics of surface-layer turbulence[J]. *Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society*, 1972, 98 (417): 563–589.  
doi: 10.1002/qj.49709841707
- [51] PANOFSKY H A, MCCORMICK R A. The spectrum of vertical velocity near the surface[J]. *Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society*, 1960, 86 (370): 495–503.  
doi: 10.1002/qj.49708637006
- [52] LI Q S, ZHI L H, YI J, et al. Monitoring of typhoon effects on a super-tall building in Hong Kong[J]. *Structural Control and Health Monitoring*, 2014, 21 (6): 926–949.  
doi: 10.1002/stc.1622
- [53] LI L X, XIAO Y Q, KAREEM A, et al. Modeling typhoon wind power spectra near sea surface based on measurements in the South China sea[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2012, 104-106: 565–576.  
doi: 10.1016/j.jweia.2012.04.005
- [54] HUA X G, CHEN Z Q, YANG J B, et al. Turbulence integral scale corrections to experimental results of aeroelastic models with large geometric scales: application to gust loading factor of a transmission line tower[J]. *Advances in Structural Engineering*, 2014, 17(8): 1189–1197.  
doi: 10.1260/1369-4332.17.8.1189
- [55] 武占科, 赵林, 朱乐东, 等. “罗莎”(0716)台风高空实测脉动风特性分析[J]. *空气动力学学报*, 2010, 28(3): 291–296.  
WU Z K, ZHAO L, ZHU L D, et al. High-altitude observation about turbulence characteristics for “Krosa” (0716) strong typhoon[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2010, 28(3): 291–296 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2010.03.009
- [56] 林立, 陈政清, 华旭刚, 等. 福建滨海区台风过程风特性实测及分析[J]. *福州大学学报(自然科学版)*, 2019, 47(2): 244–250.  
LIN L, CHEN Z Q, HUA X G, et al. Measurement and analysis of wind characteristics of typhoon near-earth boundary layer in Fujian coastal area[J]. *Journal of Fuzhou University (Natural Science Edition)*, 2019, 47(2): 244–250 (in Chinese).
- [57] 肖仪清, 李利孝, 宋丽莉, 等. 基于近海面观测的台风黑格比风特性研究[J]. *空气动力学学报*, 2012, 30(3): 380–387.  
XIAO Y Q, LI L X, SONG L L, et al. Study on wind characteristics of typhoon Hagupit based on offshore sea surface measurements[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2012, 30(3): 380–387 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2012.03.017
- [58] 何旭辉, 秦红禧, 邹云峰, 等. 台风外围影响下的大跨度拱桥桥区近地风特性实测研究[J]. *湖南大学学报(自然科学版)*, 2017, 44(1): 23–31.  
HE X H, QIN H X, ZOU Y F, et al. Field measurement and investigation of wind characteristics at the site of a long-span arch bridge in the periphery of typhoon Kujira[J]. *Journal of Hunan University (Natural Sciences)*, 2017, 44(1): 23–31 (in Chinese).  
doi: 10.16339/j.cnki.hdxzbkb.2017.01.004
- [59] PAURUS M, MIAU J J, CHENG Y R. Wind turbulence characteristics under typhoon conditions[C]//Proc of the 2020 International Symposium on Computer, Consumer and Control (IS3C), Taichung City, Taiwan, China. IEEE, 2020: 356-360.  
doi: 10.1109/IS3C50286.2020.00098.
- [60] YU B, GAN CHOWDHURY A, MASTERS F J. Hurricane wind power spectra, cospectra, and integral length scales[J]. *Boundary-Layer Meteorology*, 2008, 129(3): 411–430.  
doi: 10.1007/s10546-008-9316-8
- [61] 葛耀君. 大跨度悬索桥抗风[M]. 北京: 人民交通出版社, 2011.  
GE Y J. Wind resistance of long span suspension bridges[M]. Beijing: China Communications Press, 2011. (in Chinese).
- [62] LI L X, KAREEM A, HUNT J, et al. Turbulence spectra for boundary-layer winds in tropical cyclones: a conceptual framework and field measurements at coastlines[J]. *Boundary-Layer Meteorology*, 2015, 154(2): 243–263.  
doi: 10.1007/s10546-014-9974-7
- [63] HE Y C, CHAN P W, LI Q S. Wind characteristics over different terrains[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2013, 120: 51–69.  
doi: 10.1016/j.jweia.2013.06.016
- [64] YE X W, XI P S, SU Y H. Analysis of non-stationary wind characteristics at an arch bridge using structural health monitoring data[J]. *Journal of Civil Structural Health Monitoring*, 2017, 7(4): 573–587.  
doi: 10.1007/s13349-017-0244-5
- [65] SHIAU B S. Velocity spectra and turbulence statistics at the northeastern Coast of Taiwan under high-wind conditions[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2000, 88(2-3): 139–151.  
doi: 10.1016/S0167-6105(00)00045-3
- [66] TAO T Y, SHI P, WANG H. Spectral modelling of typhoon winds considering nexus between longitudinal and lateral components[J]. *Renewable Energy*, 2020, 162: 2019–2030.  
doi: 10.1016/j.renene.2020.09.130
- [67] HU L, XU Y L. Extreme value of typhoon-induced non-stationary buffeting response of long-span bridges[J]. *Probabilistic Engineering Mechanics*, 2014, 36: 19–27.  
doi: 10.1016/j.proengmech.2014.02.002
- [68] TAO T Y, WANG H, SHI P, et al. Stationary and non-stationary buffeting analyses of a long-span bridge under typhoon winds[J]. *Wind and Structures*, 2020, 31(5): 455–467.  
doi: 10.12989/was.2020.31.5.445
- [69] PRIESTLEY M B. *Spectral analysis and time series*[M]. New York: Wiley, 1981.
- [70] CONTE J P, PENG B F. Fully nonstationary analytical earthquake ground-motion model[J]. *Journal of Engineering Mechanics*, 1997, 123(1): 15–24.  
doi: 10.1061/(asce)0733-9399(1997)123:1(15)
- [71] HUANG G Q, ZHENG H T, XU Y L, et al. Spectrum models for nonstationary extreme winds[J]. *Journal of Structural Engineering*, 2015, 141(10): 04015010.  
doi: 10.1061/(asce)st.1943-541x.0001257
- [72] HU L, XU Y L, ZHU Q, et al. Tropical storm-induced buffeting response of Long-Span Bridges: enhanced nonstationary buffeting force model[J]. *Journal of Structural Engineering*, 2017, 143(6): 04017027.  
doi: 10.1061/(ASCE)ST.1943-541X.0001745
- [73] TAO T Y, WANG H. Modelling of longitudinal evolutionary power spectral density of typhoon winds considering high-frequency subrange[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2019, 193: 103957.  
doi: 10.1016/j.jweia.2019.103957
- [74] SONG L L, PANG J B, JIANG C L, et al. Field measurement and analysis of turbulence coherence for typhoon Nuri at Macao Friendship Bridge[J]. *Science China Technological Sciences*, 2010, 53(10): 2647–2657.

- doi: 10.1007/s11431-010-4084-3
- [75] 罗叠峰, 李正农, 回忆. 海边三栋相邻高层建筑顶部台风风场实测分析[J]. 建筑结构学报, 2014, 35(12): 133-139.  
LUO D F, LI Z N, HUI Y. Field measurement and analysis of typhoon wind field on top of three adjacent high-rise buildings at seaside[J]. Journal of Building Structures, 2014, 35(12): 133-139 (in Chinese).  
doi: 10.14006/j.jzjgxb.2014.12.017
- [76] 王旭, 黄鹏, 顾明. 基于台风“梅花”的近地层脉动风速功率谱及相干性研究[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(6): 776-782.  
WANG X, HUANG P, GU M. Field measurements for the power spectral densities and spatial coherence of fluctuating wind speed near ground during typhoon ‘Muifa’[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(6): 776-782 (in Chinese).
- [77] MIYATA T, YAMADA H, KATSUCHI H, et al. Full-scale measurement of Akashi-Kaikyo Bridge during typhoon[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2002, 90(12-15): 1517-1527.  
doi: 10.1016/S0167-6105(02)00267-2
- [78] KRENK S. Wind field coherence and dynamic wind forces[M]/IUTAM Symposium on Advances in Nonlinear Stochastic Mechanics. Dordrecht: Springer Netherlands, 1996: 269-278.  
DOI: 10.1007/978-94-009-0321-0\_25
- [79] HANSEN S O, KRENK S. Dynamic along-wind response of simple structures[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 1999, 82(1-3): 147-171.  
doi: 10.1016/S0167-6105(98)00215-3
- [80] PENG L L, HUANG G Q, CHEN X Z, et al. Evolutionary spectra-based time-varying coherence function and application in structural response analysis to downburst winds[J]. Journal of Structural Engineering, 2018, 144(7): 04018078.  
doi: 10.1061/(asce)st.1943-541x.0002066
- [81] HUANG Z F, XU Y L, TAO T Y, et al. Time-varying power spectra and coherences of non-stationary typhoon winds[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2020, 198: 104115.  
doi: 10.1016/j.jweia.2020.104115
- [82] TAO T Y, XU Y L, HUANG Z F, et al. Buffeting analysis of long-span bridges under typhoon winds with time-varying spectra and coherences[J]. Journal of Structural Engineering, 2020, 146(12): 04020255.  
doi: 10.1061/(ASCE)ST.1943-541X.0002835

( 本文责编: 王颖 英文编审: 董思卫 )

文章编号: 0258-1825(2021)04-0172-08

# 激光测风雷达在风场观测领域的应用及展望

傅军\*, 李洁, 吴强

(浙江理工大学 建筑工程学院, 杭州 310018)

**摘要:**多普勒激光测风雷达因具有高测量精度、高时空分辨率等优势,在晴空天气的风场观测中发挥着重要作用。本文综述了激光测风雷达技术的应用价值以及国内外测风雷达技术与设备研究现状。针对激光测风雷达所存在的问题进行分析,提出其需进一步研究的方向。对激光测风雷达在风场的应用、雷达中尺度数据与 CFD (Computational Fluid Dynamics) 结合应用进行分析总结,重点对某沿海地区风场进行多维度分析。分析结果得出:应用激光测风雷达能提高对风场数据获取水平,为进一步获取更为精准的风场信息,可将激光测风雷达观测的数据和 CFD 数值模拟等进行综合分析。最后对激光测风雷达设备在技术参数等方面提出展望。

**关键词:**激光测风雷达; 大气风场; 测风设备; 中尺度模拟; CFD; 风环境评价

中图分类号: P412.25 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0060

## Application and prospect of Dopplar lidar in the wind field observation

FU Jun\*, LI Jie, WU Qiang

(School of Architectural Engineering, Zhejiang Sci-Tech University, Hangzhou 310018, China)

**Abstract:** Doppler lidar plays an important role in the wind field observation in clear sky weather due to its high measurement accuracy and high spatial-temporal resolutions. This paper reviews the research status and application of the laser wind measurement radar technology at home and abroad. Based on the analyses of current problems of the laser wind measurement radar, directions for further research are proposed. This paper also analyzes and summarizes the application of laser wind measurement radar in wind fields and the integration of meso-scale radar measurements and CFD simulations. Especial attention is paid on a multi-scale analysis of wind fields in a coastal area. The results show that the laser wind measurement radar can enhance the capability of wind field data acquisition. To acquire more accurate wind field information, a comprehensive study of the radar measurements and numerical simulations is preferable. Finally, prospects for the technical parameters of laser wind measurement radars are put forward.

**Keywords:** laser wind radar; atmospheric wind field; wind measuring equipment; mesoscale simulation; CFD; wind environment assessment

## 0 引言

风场信息的测量是气象或空气动力学领域的重要工作内容之一,其测量的精确性对于气象研究尤为重要。伴随着观测技术的不断进步,不同的大气风场测量手段也相应而生。传统的观测方法主要有无线

电探空仪、杯式风速传感器、热式风速传感器、微波雷达、多普勒声波雷达和风廓线雷达等,存在测量精度低、测量范围小、体积大、投资高等不足<sup>[1-4]</sup>问题。激光测风雷达是相对较新的一种测风技术,在过去的几十年中发展迅速。在风切变测量、飞机尾流测量、湍流测量、风电场性能评估、重力波分析以及大气气

收稿日期: 2021-04-19; 修订日期: 2021-05-13; 录用日期: 2021-05-16; 网络出版时间: 2021-06-01

基金项目: 住建部科技项目(2013-K6-13)

作者简介: 傅军\*(1970-), 男, 浙江长兴人, 副教授, 主要研究方向: 风工程. E-mail: fujunfujun@163.com

引用格式: 傅军, 李洁, 吴强. 激光测风雷达在风场观测领域的应用及展望[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(4): 172-179.

FU J, LI J, WU Q. Application and prospect of Dopplar lidar in the wind field observation[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(4): 172-179(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0060

溶胶光学特性分析等方面有重要的应用价值<sup>[5]</sup>。

但由于探量应用时间较短,使得现有的数据库不足以对平均值进行合理的统计描述,特别是在复杂的沿海地区问题突出。虽然激光测风雷达的可用性、观测数据的可靠度得到了一定的提升,但在降雨、浓雾等特殊天气下,激光信号减弱会使探测性能受到影响,从而使得仅依赖于单一的激光雷达进行仿真或现场探测的许多辅助控制研究也受到影响<sup>[6-7]</sup>。

激光测风雷达具有测量精度高、分辨率高、探测范围广、响应速度快等特点,对晴空天气的大气探测具有显著的作用<sup>[8]</sup>。本文对激光测风雷达技术设备国内外研究现状进行了总结,对存在的问题提出了改进措施。并分析了激光测风雷达在风场领域的应用情况,对沿海丘陵地区的风场进行了多维度评估分析,最后总结了激光测风雷达在风场领域的未来发展趋势。

## 1 激光测风雷达设备与技术研究进展

### 1.1 国外激光测风雷达设备与技术进展

美国雷神公司(Raytheon Company)于1968年研制出世界上第一台相干激光测风雷达。1970年,Huffaker成功研制脉冲式CO<sub>2</sub>相干多普勒测风雷达,能观测35 m范围内风速,并应用于航线晴空湍流探测<sup>[9]</sup>。2002年,报道了第一个商业可用的相干多普勒激光雷达系统——Wind Tracer脉冲相干多普勒激光雷达,该雷达测量数据可靠,能连续运作,可应用于飞机尾流、晴空湍流等探测<sup>[10-11]</sup>。NASA Goddard公司对直接探测激光多普勒测风技术也有一定研究。2001年,NASA Goddard公司利用双边缘直接探测技术,研制出移动式多普勒激光雷达系统GLOW,测量从地表到平流层下部的风廓线<sup>[12-13]</sup>。2009年,NASA Goddard公司又利用双边缘探测技术开发研制了TWILITE脉冲多普勒测风雷达,可在飞机巡航高度(约18 km)到地面的高度范围内对对流层风进行剖面分析<sup>[14]</sup>。2015年NASA采用了创新的全光纤和模块化收发器架构,研制了工作波长为1.5457 μm的相干激光测风雷达WindIm-age系统,应用于现场部署的风和尾流测量<sup>[10]</sup>。

日本三菱公司(MEC)自20世纪90年代末开始一直致力于相干多普勒激光测风雷达的研究。MEC主要从事1.5 μm人眼安全波段的激光雷达研究,在光纤激光器的研发方面取得了巨大成就<sup>[15]</sup>。1998年,研制出世界上首台基于1.5 μm人眼安全波长的相干多普勒激光测风雷达,实现了水平距离超过

800 m的目标探测。2002年,MEC公司开始着手研制和开发全光纤相干多普勒激光测风雷达。2012年,MEC公司升级了Er,Yb:Glass激光器,研制出1.5 μm波长的相干多普勒激光测风雷达,可探测30 km以上范围的风场<sup>[16-17]</sup>。2018年,首次报道了2 μm Ho:YLF CDWL,利用100 mm望远镜在1 s观测时间,能获得约15 km范围内的风廓线<sup>[18]</sup>。

欧洲航天局(ESA)在1999年全面启动全球第一台星载直接探测激光多普勒测风雷达计划,2007年开始提出研制远程星载直接探测激光多普勒测风雷达(ALADIN)以用于全球风廓线观测<sup>[19]</sup>。ALADIN多普勒测风紫外激光雷达,波长为355 nm,重复频率为50 Hz,应用半导体抽运Nd:YAG激光器,用于探测全球对流层和平流层底大气风场垂直剖面,来弥补海洋和极地风场数据的不足<sup>[20]</sup>。2018年搭载来自法属圭亚那的Vega火箭成功升空,标志着星载激光多普勒测风雷达进入应用阶段<sup>[21]</sup>。

法国LEOSPHERE公司生产的WINDCUBE系列多普勒激光测风雷达,通过测量大气颗粒物的后向散射回波信号产生的多普勒频移,反演风速和风向信息,以此获得高时空分辨率、高精度的风场数据。自2004年成立起,WINDCUBE系统已被广泛应用于各种环境条件。LEOSPHERE已推出多款多普勒激光测风雷达,可提供距系统200 m(WINDCUBE V1)、3 km(WINDCUBE 100S)、6 km(WINDCUBE 200S)和10 km(WINDCUBE 400S)范围的风场信息<sup>[22]</sup>。WINDCUBE V1/100S/200S/400S扫描型多普勒激光测风雷达是基于激光脉冲多普勒频移原理,图1是WINDCUBE 200S的样机图。



图1 WINDCUBE 200S 设备图

Fig. 1 WINDCUBE 200S

国外对激光测风雷达技术与设备进行了持续深入的研究,但多数研究集中于相干探测技术的研究。目前对于直接探测雷达多利用双边缘技术,主要应用于大气气溶胶散射、分子散射、共振荧光散射的探

测。近来,美国和欧洲航天局对直接探测激光多普勒测风雷达逐渐向星载多普勒测风雷达进行应用发展。国外相干多普勒测风雷达的研究主要有以下发展趋势:1) WindTracer、WINDCUBE 激光测风系统的不断升级,设备的激光发射波长、测距等技术指标不断优化;2)随着光纤通讯技术的不断发展,光纤测风雷达也得到了快速的发展,全光纤激光测风雷达的研究正不断进行深化;3)对于激光测风的应用不仅仅停留在飞机风切变和湍流测量,而是朝着多功能化方向发展。

## 1.2 国内激光测风雷达设备与技术研究进展

我国激光测风雷达的研究相对国外起步较晚。

2010年中国电子科技集团公司第二十七研究所研制出 1.5  $\mu\text{m}$  连续光波相干激光雷达,该雷达可对 100~200 m 距离内的风速、风向进行多次观测<sup>[23]</sup>。2012年潘静岩等<sup>[24]</sup>研发了一套全光纤多普勒测风雷达设备,并用 VAD 风场反演方式对测量精度进行理论分析,推导出了四波束相干激光测风雷达的水平风速精度。2013~2015年,国内研制出能够测量 800 m 距离远的全光纤相干激光测风雷达。2014年中国科学院上海光学精密机械研究所研制了 1.54  $\mu\text{m}$  的全光纤相干激光测风雷达,同年研制了 1.54  $\mu\text{m}$  全光纤机载相干激光测风雷达<sup>[25]</sup>。上述研究机构的前期研究成果整理见表 1。

表 1 2010-2015 相干激光测风雷达数据参数<sup>[26]</sup>

Table 1 Parameters of coherent laser wind radars manufactured in China between 2010 and 2015

研究单位	中国电子科技集团公司 第二十七研究所	中国科学院 上海光学精密机械研究所	中国电子科技集团公司 第二十七研究所	中国海洋大学	中国科学技术大学
年份	2010	2011	2013	2014	2015
激光波长/ $\mu\text{m}$	2	1.064	1.55	1.55	1.574
脉冲宽度/ns	-	80	-	200	400
探测距离/m	19~96	30~500	1500	3000	120~3360
速度分辨率/ $(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	-	0.3	0.5	0.5	0.5

近年来,国内对于激光测风雷达的研究正在不断深入。2017年,中国科学技术大学王冲<sup>[27]</sup>等成功研制了世界上第一台能同时观测大气退偏振比和大气风场的相干多普勒激光测风雷达。该雷达系统可以在 10  $\mu\text{J}$  单脉冲能量、60 m 距离分辨率条件下,实现 6 km 的水平风场测量,并能给出水平风场的 PPI 扫描数据。同年,中国科学技术大学在国际上首次实现了基于超导纳米线单光子探测器的双频多普勒激光测风雷达,该新型雷达采用了精简的光学结构,提高了系统的稳定性,并增强了实用性和可靠性,一定程度上解决了多普勒测风系统存在的问题<sup>[28]</sup>。

2020年国产首台海上漂浮式激光测风雷达(WindMast 350-MB),如图 2 所示,其探测高度范围为 20~350 m,激光波长为 1550 nm,风速精度 $\leq 0.1$  m/s,扫描方式为多波束扫描/VAD。WindMast 350-MB 系统在严苛海洋环境条件下具有可靠性、稳定性和准确的激光雷达数据分析处理能力。随着激光测风技术的不断发展,国产商用雷达也得到了一定的发展,生产商主要有南京牧雷激光有限公司和北京厚力德仪器设备有限公司。牧雷激光经过十余年技术的积累与进步、数代样机的研发与迭代,形成 1550 nm 全光纤结构、激光相干多普勒原理的技术原型,主要

的商用激光雷达有地基式激光测风雷达 Molas B300 和机舱式激光测风雷达 Molas NL。



图 2 WindMast 350-MB 设备图

Fig. 2 WindMast 350-MB

综上所述,国内对于激光测风雷达的研究起步较晚,但经过科研人员的不懈努力,国内测风雷达的软硬件设施都得到了提升,缩小了与国外的差距。

但国内雷达商用化程度低,大多数还停留在实验室研究阶段。所以增加商用测风雷达的投入是目前需要着重研究的方向。虽然国内设备的测量范围和精度都在逐渐提升,但仍与国外存在一定的差距,需要对激光测风雷达的数据算法处理等方面进行进一步的研究。

## 2 激光测风雷达在风场观测领域应用

### 2.1 高空风场领域中的应用

激光测风雷达在高空风场领域的应用包括对机场风切变和湍流的测量。风切变是一种大气现象,反映风矢量(风向、风速)在空中水平及垂直距离上的变化。减轻风切变对机场飞行安全和营运效率的不利影响至关重要。以香港国际机场为例,机场附近地形复杂,热带气旋横向经过复杂地形时所产生的强风切变,可能与雷暴所产生的微暴一样强烈。为检测机场的低空切变和湍流,在机场设有一台终端多普勒天气雷达(TDWR)和激光雷达系统用于实时探测<sup>[29]</sup>。TDWR是C波段单极化雷达,发射频率为5.625 GHz,发射脉冲宽度为1.0  $\mu\text{s}$ ,其峰值功率为250 kW,平均功率为500 W<sup>[30]</sup>。香港天文台研究了GLYGA(滑行路径扫描风切变预警算法)用于预测低级别风切变,利用大涡模拟对边界参数化方案进行评估,直接输出预报EDR对低空湍流进行预测。Hon等<sup>[31]</sup>提出CIDV新算法,该算法能使用径向分辨率为30 m的短距离激光自动扫描湍流特征。应用激光雷达和AVM-GLYGA模式可以给出垂直速度、垂直横截面的风切变数据特征,提供更多的风场信息。

### 2.2 近地面风场领域中的应用

与高空风场不同,近地面风不仅受水平气压梯度力、地转偏向力影响,还受摩擦力影响。近地面风场的观测是一种应用更为广泛的实测手段,主要利用测风塔和激光测风雷达两种方式<sup>[32]</sup>。对近地面风场领域的评估主要针对台风近地层风场的时空变化特征展开。蔡彦枫等<sup>[33]</sup>采用国产WindPrint S4000型激光测风雷达(如图3所示)对1604号强台风“妮妲”登陆期间的局地风场进行了观测。该雷达技术参数:激光波长为1550 nm,探测距离为120~4000 m,径向风速测量精度 $< \pm 0.1 \text{ m/s}$ 。激光测风雷达风廓线扫描所获取的现场观测结果,反映了台风“妮妲”局地风场的时间变化特征。激光测风雷达低仰角水平方位扫描所获取的现场观测数据,清晰捕捉了台风“妮妲”局地风场的空间分布特征。史文浩等<sup>[34]</sup>也利用该雷达设备对台风“利奇马”边界层风场精度进行了分析。将激光测风雷达与70 m测风塔,在相同高度探测台风“利奇马”影响期间的边界层风场数据对比分析,研究多普勒激光雷达的误差分布以及变化。结果表明,在该高度下两者的水平风速、风向相关系数分别为0.97和0.99,垂直风速的相关系数为0.36。Tsai等<sup>[35]</sup>利用WINDCUBE V2脉冲激光雷达对两个超级台风内部240 m高度的台风边界层进行观测。

该雷达的探测范围在40~290 m,具有良好的时间分辨率和恒定的空间分辨率。将WINDCUBE系统和超声波风速表观测数据进行对比,在50 m和70 m处误差均为3%。结果表明,应用激光测风雷达可以较好反映台风环流内的水平风场结构及演变,有利于对台风边界层风场的高分辨率研究和探测。将激光测风雷达应用于低空风场领域,在一定程度上有助于提高对风场数据分析水平。



图3 WindPrint S4000 激光测风雷达  
Fig. 3 WindPrint S4000

## 3 雷达中尺度数据和CFD的结合应用

目前多普勒雷达三维风场反演技术能从根本上了解中小尺度天气系统的三维风场结构,进而分析灾害性天气发生的条件及其演变规律。中尺度数据被广泛应用于风资源的开发、提高风资源评估的精确度,并通常用雷达和卫星等遥感探测、数值分析等方式对其进行分析。中尺度数值模拟的方法主要有:WRF模式、CMAQ模式、风场参数化模式。WRF模式是由美国国家大气研究中心(NCAR)、美国国家海洋和大气管理局(NOAA)等多个机构联合开发的中尺度数值模拟系统<sup>[36]</sup>。目前,有两个不同的WRF求解器模型,用于科学研究的WRF-ARW模型和用于业务的WRF-NMM模型<sup>[37]</sup>。对比发现,中尺度数据和雷达观测数据在主风向上的具有一定相关性,中尺度插补订正后的数据与实测数据的月平均值误差、标准偏差误差较小,利用中尺度数据插补后的完整数据能准确地反映风场的实际情况<sup>[38]</sup>。

中尺度模拟结果在微尺度和细观尺度耦合中具有重要意义。CFD数值模拟方法可对实体建筑或复杂地形下的风场进行小尺度精细化模拟,其模拟方法主要有直接模拟(DNS)、大涡模拟(LES)及雷诺平均(RANS)<sup>[39]</sup>。

中尺度数值模拟能拟合出较大区域内气流、气压、风场等特征,但不能精确评估风场内局部风流

动状况,而微尺度 CFD 数值模拟能够获得精确的风场内部区域状况。但由于 CFD 模型建立时采用假定的入流风廓线,因此无法评估实际的大气边界入流条件下风场的流动。中尺度模拟结果可作为微尺度 CFD 模拟的边界条件输入。目前常基于中尺度 WRF 模式和微尺度 CFD 模式建立中微尺度耦合模式对风资源进行评估。中尺度模拟可以有效对微尺度 CFD 模型边界进行校正。对于风场评估,可将激光测风雷达所观测的数据和数值模拟的结果进行结合,进而提高评估的准确性,并反映真实的风场情况<sup>[40-41]</sup>。

#### 4 多维度风场评估案例分析

复杂地形风况变化较大,风切变相对较小。相对传统测风设备,激光测风雷达易于安装、低空无盲区、时空分辨率高,可测量地面 50 m 以上的风场。但激光测风雷达存在精度依赖仪器固有的测量精度的问题。对于这个问题,国内外学者将激光测风雷达与 CFD 模拟结合起来获取更为精准的风场信息,如图 4 所示。

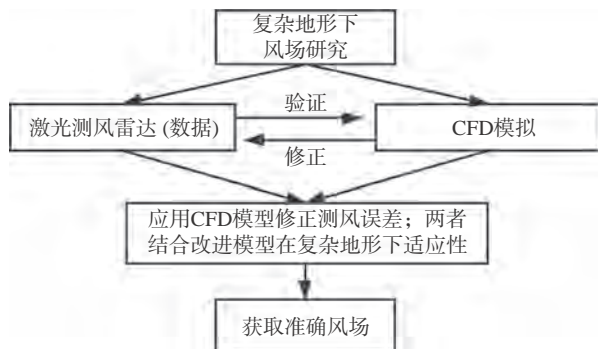


图 4 激光测风雷达和 CFD 结合应用

Fig. 4 A combined application of wind lidar and CFD

作者所在团队自 2013 年以来对某沿海山地丘陵地区低矮建筑群的风场特征进行了持续研究。一些主要工作内容及结论包括:

1) 以奉化市裘村镇黄贤村山体地形(图 5)为研究对象,以 45° 间隔进行 CFD 数值模拟。结果表明:风向与峡谷之间的夹角越小,峡谷内风速增强作用越明显。气流受到地形变化趋势不同的山脉的干扰,气流速度有不同程度的增加。当气流进入开阔区域时,风速降低并且湍流强度变化趋于平稳。在风速较低且湍流变化稳定的区域,可作为建筑选址的最佳区域<sup>[42]</sup>。

2) 采用电子风速仪和热式风速仪对黄贤村取点进行现场观测,分析结果表明:峡谷两侧地形特征对平均风速和湍流产生显著影响,且山体越高对风速的影响越小;山体的迎风侧风速随山高的增加而增加,坡度越陡对风速的影响越明显<sup>[41]</sup>。在此基础上,采

用 CFD 数值模拟方法研究该地区山体粗糙度对风环境产生的影响,结果表明:在相同坡度下,山体地形粗糙程度对风速产生一定的影响,风速一般随粗糙度的增加而增加<sup>[43]</sup>。最后提出了风环境下选址及建筑布局的最优方案,详见文献[44]。

3) 采用新型 LWR2500 激光测风雷达及手持自动气象站(杭州佐格通信设备有限公司产品,图 6),在 2020 年进行了设点气象观测,并对采集的风速、风向数据进行了统计与分析<sup>[45]</sup>。该雷达支持 50~2500 m 高度范围内风速风向测量,其具体技术参数见表 2。



图 5 黄贤村山体地形图

Fig. 5 A topographic map of Huangxian village



图 6 现场测量照片(左为手持气象站,右为激光测风雷达)  
Fig. 6 A photo of field measurements (the hand-held weather station and laser wind radar are respectively on the left and right)

表 2 LWR2500 激光测风雷达技术参数  
Table 2 Technical parameters of LWR2500

工作波长	1550±5 nm
高度范围	50~2500 m
风速测量范围	50~2500 m
风速测量精度	0~60 m/s
风向测量精度	0.5 m/s
距离分辨率	±3°

首先,对已有的雷达和测风塔的同步观测数据进行了数理统计及对比分析,结果显示该设备测风数据可信度高,适用于低空领域的三维风场。在此前提下,基于黄贤村各处 8 个测点的雷达及手持气象站数

据,分析了当地风速、风向随时间及地势变化的规律。结果表明,该地区沿海地带风速变化具有日周期性(图 7)。测量期间主导风向分别为东北风和东南风,风向变化规律受海陆风影响较大(图 8)。丘陵地带风速、风向受风速等级和地形的影响较大。

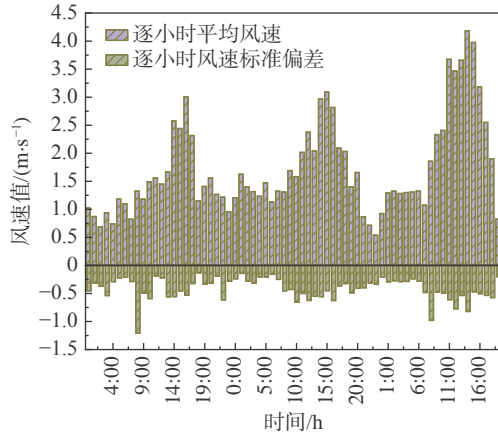


图 7 沿海地带风速与标准偏差对比

Fig. 7 The coastal wind velocity and its standard deviation

带风速、风向受风速等级和地形的影响较大。

4)综合各阶段对案例地区风场特性的研究,对峡谷主来流风沿峡谷的风剖面规律进行了总结。风速仪观测范围在 1.2~2 m 之间,手持气象站观测的范围在 2 m 以下,而激光测风雷达能够观测 50 m 以上的风场(图 9)。

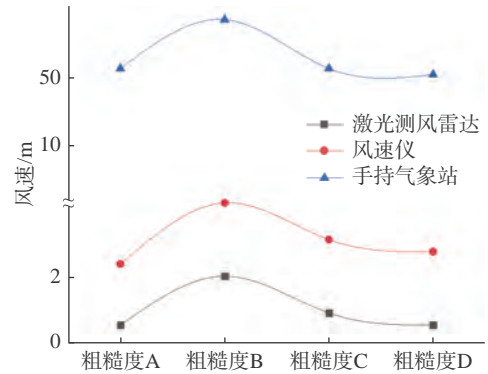


图 9 不同测风设备风剖面规律

Fig. 9 Wind profiles measured by different equipments

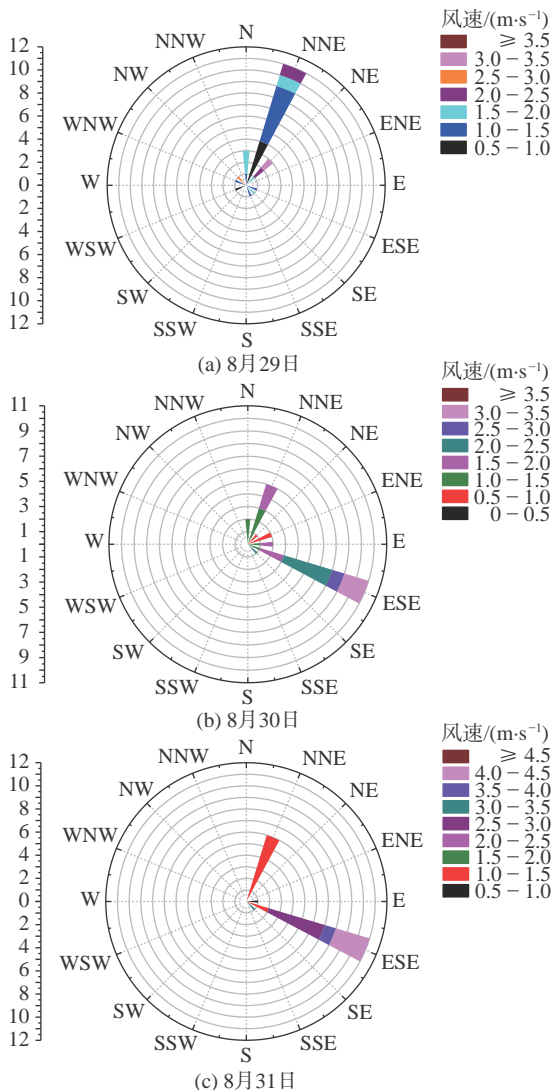


图 8 沿海地带风速风向玫瑰图

Fig. 8 Wind directions and velocities

## 5 结 论

本文对国内外激光测风雷达的技术及设备研发现状、在风场观测领域的应用情况等进行了综述。激光测风雷达可同时测得不同高度的水平风速、垂直风速、风向数据、入流角等风场信息,具有测量精度高、分辨率高、探测范围广、响应速度快等优势。对于复杂地形情况,采用激光测风雷达和 CFD 数值模拟相结合,对获取准确的风场信息有重要意义。

针对目前激光测风雷达存在的数据可靠度受环境影响、雷达设备重量较大、移动工作能力较差等缺陷,通过总结与实践,做出如下展望: 1)通过开发新的修正算法,可自动修正风向输出; 2)根据不同的应用需求,将原有结构材料进行调整,以获取更轻更结实的外壳,比如使用碳纤维材料; 3)提高测风雷达移动工作能力等,开发朝小型化、集成化、低成本等方向迈进; 4)利用激光测风雷达三维风场反演,结合中尺度数据模拟和 CFD 微尺度数值模拟,能提高风场评估的准确度。

## 参 考 文 献:

[1] LIU Z L, BARLOW J F, CHAN P W, et al. A review of progress and applications of pulsed Doppler wind LiDARs[J]. Remote Sensing, 2019, 11 (21): 2522. doi: 10.3390/rs11212522

[2] 储玉飞, 刘东, 王珍珠, 等. 多普勒测风激光雷达的基本原理与技术进展[J]. 量子电子学报, 2020, 37(5): 580-600.

CHU Y F, LIU D, WANG Z Z, et al. Basic principle and technical progress of Doppler wind lidar[J]. Chinese Journal of Quantum Electronics, 2020, 37(5): 580-600 (in Chinese).

- doi: 10.3969/j.issn.1007-5461.2020.05.007
- [3] 马福民, 陈涌, 杨泽后, 等. 激光多普勒测风技术最新进展[J]. 激光与光电子学进展, 2019, 56(18): 23-34.  
MA F M, CHEN Y, YANG Z H, et al. Latest development of laser Doppler wind measurement technology[J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2019, 56(18): 23-34 (in Chinese).  
doi: 10.3788/LOP56.180003
- [4] 罗杰, 侯再红, 靖旭, 等. 相干激光测风技术研究进展[J]. 量子电子学报, 2020, 37(2): 129-137.  
LUO J, HOU Z H, JING X, et al. Advances in coherent laser wind measurement technology[J]. *Chinese Journal of Quantum Electronics*, 2020, 37(2): 129-137 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.1007-5461.2020.02.001
- [5] 周艳宗, 王冲, 刘燕平, 等. 相干测风激光雷达研究进展和应用[J]. 激光与光电子学进展, 2019, 56(2): 9-26.  
ZHOU Y Z, WANG C, LIU Y P, et al. Research progress and application of coherent wind lidar[J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2019, 56(2): 9-26 (in Chinese).
- [6] RICCIARDELLI F, PIROZZI S, MANDARA A, et al. Accuracy of mean wind climate predicted from historical data through wind LIDAR measurements[J]. *Engineering Structures*, 2019, 201: 109771.  
doi: 10.1016/j.engstruct.2019.109771
- [7] GULÌ D, AVOLIO E, CALIDONNA C R, et al. Two years of wind-lidar measurements at an Italian Mediterranean Coastal Site[J]. *Energy Procedia*, 2017, 125: 214-220.  
doi: 10.1016/j.egypro.2017.08.194
- [8] 左金辉, 贾豫东. 多普勒激光雷达风场反演研究进展[J]. 激光与红外, 2021, 51(1): 3-8.  
ZUO J H, JIA Y D. Research progress in wind field inversion of Doppler lidar[J]. *Laser & Infrared*, 2021, 51(1): 3-8 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.1001-5078.2021.01.001
- [9] HUFFAKER R M. Laser Doppler detection systems for gas velocity measurement[J]. *Applied Optics*, 1970, 9(5): 1026-1039.  
doi: 10.1364/AO.9.001026
- [10] PRASAD N S, SIBELL R, VETORINO S, et al. An all-fiber, modular, compact wind lidar for wind sensing and wake vortex applications[C]//2015 SPIE Defense and Security Conference, Baltimore, MD, 2015. SPIE 9465-11.  
doi: 10.1117/12.2181170
- [11] GENTRY B M, CHEN H L, LI S, et al. Glow: the goddard lidar observatory for winds[C]//2nd International Asia-Pacific Symposium on Remote Sensing of the Atmosphere, Environment, and Space, 2000, Sendai, Japan.  
doi: 10.1117/12.417062
- [12] HENDERSON S W, HANNON S M. Advanced coherent lidar system for wind measurements[C]//Optics and Photonics 2005, San Diego, California, United States. Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering: Lidar Remote Sensing for Environmental Monitoring VI, 58870I, 2005. SPIE 5887.  
doi: 10.1117/12.620318
- [13] CHEN H L, GENTRY B M. Preliminary results of wind measurements by GLOW system in field campaigns[C]//3rd International Asia-Pacific Environmental Remote Sensing Remote Sensing of the Atmosphere, Ocean, Environment, and Space, 2002, Hangzhou, China.  
doi: 10.1117/12.466524
- [14] SCHWEMMER G, WILKERSON T, Hancock J, et al. Holographic scanning UV telescope for the tropospheric wind lidar technology experiment[J]. *Journal of the Washington Academy of Sciences*, 2008, 94(2): 9-15.
- [15] IMAKI M, KOJIMA R, KAMEYAMA S. Development of wavelength locking circuit for 1.53 micron water vapor monitoring coherent differential absorption LIDAR[J]. *EPJ Web of Conferences*, 2018, 176: 05039.  
doi: 10.1051/epjconf/201817605039
- [16] SAKIMURA T, WATANABE Y, ANDO T, et al. 1.5- $\mu\text{m}$  high-average power laser amplifier using a Er, Yb: glass planar waveguide for coherent Doppler lidar[C]//SPIE Asia-Pacific Remote Sensing, Kyoto, Japan, 2012. SPIE 8526. Lidar Remote Sensing for Environmental Monitoring XIII, 852604.  
doi: org/10.1117/12.976293
- [17] KAMEYAMA S, SAKIMURA T, WATANABE Y, et al. Wind sensing demonstration of more than 30km measurable range with a 1.5 $\mu\text{m}$  coherent Doppler lidar which has the laser amplifier using Er, Yb: glass planar waveguide[C]//SPIE Asia-Pacific Remote Sensing, Kyoto, Japan, 2012. Lidar Remote Sensing for Environmental Monitoring XIII, 85260E, 2012.  
doi: 10.1117/12.977330
- [18] MIZUTANI K, ISHII S, AOKI M, et al. 2  $\mu\text{m}$  Doppler wind lidar with a Tm: fiber-laser-pumped Ho: YLF laser[J]. *Optics Letters*, 2018, 43(2): 202-205.  
doi: 10.1364/OL.43.000202
- [19] ANSMANN A, WANDINGER U, LE RILLE O, et al. Particle backscatter and extinction profiling with the spaceborne high-spectral-resolution Doppler lidar ALADIN: methodology and simulations[J]. *Applied Optics*, 2007, 46(26): 6606-6622.  
doi: 10.1364/AO.46.006606
- [20] 郭勇商, 胡雄, 闫召爱, 等. 国外星载激光雷达研究进展[J]. 激光技术, 2016, 40(5): 772-778.  
GUO S Y, HU X, YAN Z A, et al. Research development of space-borne lidar in foreign countries[J]. *Laser Technology*, 2016, 40(5): 772-778 (in Chinese).  
doi: 10.7510/jgjs.issn.1001-3806.2016.05.032
- [21] STRAUME A G, ELFVING A, WERNHAM D, et al. ESA's spaceborne lidar mission ADM-Aeolus; project status and preparations for launch[J]. *EPJ Web of Conferences*, 2018, 176: 04007.  
doi: 10.1051/epjconf/201817604007
- [22] KUMER V M, REUDER J, FUREVIK B R. A comparison of LiDAR and radiosonde wind measurements[J]. *Energy Procedia*, 2014, 53: 214-220.  
doi: 10.1016/j.egypro.2014.07.230
- [23] 李冬梅, 郑永超, 潘静岩, 等. 相干多普勒激光测风雷达系统研究[J]. 光学技术, 2010, 36(6): 880-884.  
LI D M, ZHENG Y C, PAN J Y, et al. Index system of coherence Doppler wind lidar[J]. *Optical Technique*, 2010, 36(6): 880-884 (in Chinese).  
doi: 10.13741/j.cnki.11-1879/o4.2010.06.023
- [24] 潘静岩, 邬双阳, 刘果, 等. 相干激光测风雷达风场测量技术[J]. 红外与激光工程, 2013, 42(7): 1720-1724.  
PAN J Y, WU S Y, LIU G, et al. Wind measurement techniques of coherent wind lidar[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(7): 1720-1724 (in Chinese).  
doi: 10.3969/j.issn.1007-2276.2013.07.013
- [25] LIU J Q, ZHU X P, DIAO W F, et al. All-fiber airborne coherent Doppler lidar to measure wind profiles[J]. *EPJ Web of Conferences*, 2016, 119: 10002.  
doi: 10.1051/epjconf/201611910002
- [26] 金效梅, 朱文越, 刘庆. 激光相干测风技术应用研究[J]. 大气与环境光学学报, 2020, 15(3): 161-173.  
JIN X M, ZHU W Y, LIU Q. Application research of laser coherent wind technology[J]. *Journal of Atmospheric and Environmental Optics*, 2020,

- 15(3): 161–173 (in Chinese).
- [27] 王冲. 1.5  $\mu\text{m}$ 波长全光纤多功能相干多普勒测风激光雷达[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2019.  
WANG C. 1.5  $\mu\text{m}$  all-fiber multifunction coherent doppler wind lidar[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2019. (in Chinese).
- [28] SHANGGUAN M J, XIA H Y, WANG C, et al. Dual-frequency Doppler lidar for wind detection with a superconducting nanowire single-photon detector[J]. *Optics Letters*, 2017, 42(18): 3541–3544.  
doi: 10.1364/OL.42.003541
- [29] CHEN F, PENG H R, CHAN P W, et al. Assessing the risk of windshear occurrence at HKIA using rare-event logistic regression[J]. *Meteorological Applications*, 2020, 27(6): e1962.  
doi: 10.1002/met.1962
- [30] TSE S M, HAGIO M, MAEDA Y. Windshear detection by terminal Doppler weather radar during tropical cyclone mujigae in 2015[J]. *Meteorological Applications*, 2019, 26(4): 620–631.  
doi: 10.1002/met.1789
- [31] HON K K, CHAN P W. Alerting of hectometric turbulence features at Hong Kong International Airport using a short-range LIDAR[J]. *Meteorological Applications*, 2020, 27(5): e1945.  
doi: 10.1002/met.1945
- [32] 赵林, 杨绪南, 方根深, 等. 超强台风山竹近地层外围风速剖面演变特性现场实测[J]. *空气动力学学报*, 2019, 37(1): 43–54.  
ZHAO L, YANG X N, FANG G S, et al. Observation-based study for the evolution of vertical wind profiles in the boundary layer during super typhoon Mangkhut[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(1): 43–54 (in Chinese).  
doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0297
- [33] 蔡彦枫, 黄增浩, 吴新桥, 等. 基于测风激光雷达的沿海架空输电线路台风观测方法[J]. *南方电网技术*, 2020, 14(4): 17–23, 84.  
CAI Y F, HUANG Z H, WU X Q, et al. Typhoon wind field observation method for overhead transmission lines in coastal area using Doppler lidar[J]. *Southern Power System Technology*, 2020, 14(4): 17–23, 84 (in Chinese).  
doi: 10.13648/j.cnki.issn1674-0629.2020.04.003
- [34] 史文浩, 汤杰, 陈勇航, 等. 多普勒激光雷达探测台风“利奇马”边界层风场精度分析[J]. *热带气象学报*, 2020, 36(5): 577–589.  
SHI W H, TANG J, CHEN Y H, et al. Study on the accuracy of Doppler wind lidar in measuring the boundary layer wind field of typhoon Lekima[J]. *Journal of Tropical Meteorology*, 2020, 36(5): 577–589 (in Chinese).  
doi: 10.16032/j.issn.1004-4965.2020.053
- [35] TSAI Y S, MIAU J J, YU C M, et al. Lidar observations of the typhoon boundary layer within the outer rainbands[J]. *Boundary-Layer Meteorology*, 2019, 171(2): 237–255.  
doi: 10.1007/s10546-019-00427-6
- [36] MARUYAMA T, TOMOKIYO E, MAEDA J. Simulation of strong wind field by non-hydrostatic mesoscale model and its applicability for wind hazard assessment of buildings and houses[J]. *Hydrological Research Letters*, 2010, 4: 40–44.  
doi: 10.3178/hrl.4.40
- [37] 应有, 申新贺, 姜婷婷, 等. 基于中微尺度耦合模式的风电场风资源评估方法研究[J]. *可再生能源*, 2021, 39(2): 195–200.  
YING Y, SHEN X H, JIANG T T, et al. Research on wind resource assessment method based on the coupled mesoscale-microscale framework[J]. *Renewable Energy Resources*, 2021, 39(2): 195–200 (in Chinese).  
doi: 10.13941/j.cnki.21-1469/tk.2021.02.009
- [38] 罗勇, 曹鹏, 杨风志, 等. 中尺度数据在风电项目前期开发过程中的应用现状[J]. *船舶工程*, 2020, 42(S2): 233–235, 242.  
LUO Y, CAO P, YANG F Z, et al. Application status of mesoscale data in early stage of development process of wind power projects[J]. *Ship Engineering*, 2020, 42(S2): 233–235, 242 (in Chinese).  
doi: 10.13788/j.cnki.cbge.2020.S2.045
- [39] ZHANG X L, WEERASURIYA A U, TSE K T. CFD simulation of natural ventilation of a generic building in various incident wind directions: comparison of turbulence modelling, evaluation methods, and ventilation mechanisms[J]. *Energy and Buildings*, 2020, 229: 110516.  
doi: 10.1016/j.enbuild.2020.110516
- [40] 余文林, 柯世堂. 基于WRF与CFD嵌套的台风下大型风力机流场作用与气动力分布[J]. *太阳能学报*, 2020, 41(12): 260–269.  
YU W L, KE S T. Flow field action and aerodynamic loads distribution for large-scale wind turbine under typhoon based on nesting of WRF and CFD[J]. *Acta Energetica Sinica*, 2020, 41(12): 260–269 (in Chinese).
- [41] GARCÍA-SÁNCHEZ C, GORLÉ C. Uncertainty quantification for microscale CFD simulations based on input from mesoscale codes[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2018, 176: 87–97.  
doi: 10.1016/j.jweia.2018.03.011
- [42] 唐昂, 傅军, 施红辉, 等. 基于实际峡谷地形风场数值模拟的建筑微观选址[J]. *浙江理工大学学报*, 2015, 33(5): 423–428.  
TANG A, FU J, SHI H H, et al. Micro building site selection based on numerical simulation of wind field on actual canyon terrain[J]. *Journal of Zhejiang Sci-Tech University*, 2015, 33(5): 423–428 (in Chinese).
- [43] 傅军. 沿海地区山地丘陵风环境与新农村建筑群合理选址技术研究[M]. 浙江理工大学, 2017.  
FU J. Field tests and numerical simulation analysis of coastal mountain hilly region wind environment[M]. Zhejiang Sci-Tech University, 2017. ISBN: 978-1-60595-271-0.
- [44] 冯林, 傅军, 施红辉, 等. 山体地形中粗糙度对风速的影响研究[J]. *太阳能学报*, 2018, 39(12): 3577–3583.  
FENG L, FU J, SHI H H, et al. Study on influence of roughness on wind speed in mountain terrain[J]. *Acta Energetica Sinica*, 2018, 39(12): 3577–3583 (in Chinese).
- [45] 吴强, 傅军, 徐煜佳, 等. 典型沿海丘陵地区风场变化特性实测研究[J]. *建筑热能通风空调*, 2021, 40(4): 25–29.  
WU Q, FU J, XU Y JI, et al. Experimental study on wind field variation characteristics in typical coastal hilly area[J]. *Building Energy & Environment*, 2021, 40(4): 25–29 (in Chinese).

(本文责编: 王颖 英文编审: 董思卫)

# 《空气动力学学报》征稿简则

《空气动力学学报》是中国空气动力学会主办、中国空气动力研究与发展中心主管的中文核心科技期刊，创刊于1980年，双月刊，国内外公开发行人。本刊主要刊载空气动力学及相关交叉学科的理论与实践、方法与手段、技术与应用等方面具有重要意义的创新性成果，以促进空气动力学学科发展及与其他学科的交叉融合。栏目形式包括：综述、研究论文、专栏、主编推荐。

## 来稿要求：

- A. **题目。**简洁、确切，中文题目长度建议不多于20字。
- B. **摘要。**请特别注意中文摘要和英文摘要的撰写。**摘要应包括四个要素：目的、方法、结果、结论。**摘要应写出本文特有的、创新的工作内容和结论。英文摘要至少应包含中文摘要的所有内容，并且可以更加详细。英文摘要中四要素也必须齐全，但不是单独列出，而是成为一篇完整独立的文章，并注意主语、时态和单复数等问题，长度建议实词数250~400个(约A4半页纸)。
- C. **引言。**对国内外研究现状的论述要全面、客观。引言尽可能的涵盖以下内容：本研究工作的背景、性质、范围、目的及重要性；相关领域国内外的研究历史、现状、成果、问题及其评价。注意突出自己所做工作的创新点及意义。建议不少于A4半页纸。
- D. **正文。**正文内容应包括研究目的、方法/原理、结果/结论。文章写作要求简洁、清晰、完整；文中概念正确，应用的方法、原理先进正确，实验条件及得到的数据可靠；分析论述全面透彻；结论明确，数值模拟论文建议给出验证与确认结果。论文中特别要注意围绕并重点突出自己研究的创新点，在最后的结论中不但要简要总结本文研究的结果，还要补充论文工作有什么不足和概述未来的研究可能性及方向。
- E. **参考文献。**文献需按文中出现顺序依次编号；参考文献需给出作者、题名、年、卷、期、页码范围、doi等信息，请勿缺漏项；参考文献建议不少于15条；不得引用未公开发表的著作；中文文献请给出对照的英文译文。
- F. **公式。**公式准确且推导从简，在全文中按出现顺序编号。
- G. **图表。**图表尽量典型、精简，并建议采用彩色图表，图片分辨率不低于600 dpi，控制长宽比在3:2或4:3为宜。
- H. 文中一律使用国际单位制，量、单位、符号均参照国家标准。
- I. 首页页脚处写明论文所受基金资助项目，注明作者年龄、籍贯、学历、职称、研究方向，及详细通讯地址、手机号码、常用电子邮箱。

## 投稿注意事项：

1. 确保稿件的原创性，并且内容与我刊的刊载范围相符，严禁抄袭、剽窃，勿一稿多投。
2. 投稿采用网上投稿方式，请在我刊互联网主页 <http://www.kqdlxxb.com/> 作者使用区注册登录，并按引导式向导提示投稿，也可参考网页上的“投稿指南”等信息进行。投稿除提交文章电子版(.pdf或.doc格式)外，请将所有作者签名的《稿件发表协议书》和第一工作单位保密办审查盖章的《保密审查单》扫描件压缩打包在“版权协议”处上传。请在网站“下载中心”下载我刊论文模版、《稿件发表协议书》和《保密审查单》。
3. 稿件自收到日起，编辑部将于3个月内将处理结果通知作者，若超过3个月未给答复，作者有权另行处理，但需通知编辑部。
4. 您还可以通过我刊互联网平台、手机微信公众号等自助查询审稿进度，在线阅览最新期刊和过刊，并免费下载全文。
5. 《空气动力学学报》已被Scopus、《中国学术期刊(光盘版)》、《万方数据(Chinainfo.)系统科技期刊群》等数据库收录，作者著作权使用费和本刊稿酬一次性给付，特此声明。

编辑部通信地址：(621000)四川绵阳二环路南段6号《空气动力学学报》编辑部，办公区电话：0816-2463375，工作邮箱：kqdlxxb@163.com。

欢迎您踊跃投稿！

# ACTA AERODYNAMICA SINICA

Chinese Aerodynamics Research Society

Vol.39, No.4, Aug., 2021

## CONTENTS

### Review

- A review of uncertainty quantification methods for Computational Fluid Dynamics ..... CHEN Xin, WANG Gang, YE Zheng Yin, WU Xiaojun (1)
- An analysis of current status and prospects of CFD based simulation of rotorcrafts ..... XIAO Zhongyun, GUO Yongheng, ZHANG Lu, CUI Xingda (14)
- The hypersonic boundary-layer transition: a perspective from the view of system design ..... LI Zhiwen, YUAN Haitao, HUANG Bin, ZHANG Zenghui, YU Xinyuan (26)

### Research Articles

- Extension of the global-direction stencil on high-order unstructured finite volume methods ..... KONG Lingfa, LIU Wei, DONG Yidao (39)
- Investigation on the vector performance of a bypass dual throat nozzle with injection at the divergent section ..... XIA Xuefeng, GAO Feng, ZHANG Qian, MA Cenrui (51)
- Rotor airfoil aerodynamic design and evaluation software HRADesign ..... SUN Junfeng, LU Fengshun, HUANG Yong, JIANG Xiong, MOU Bin, XU Yong (59)
- Parameter estimation based on convolutional neural network and state sequence ..... WU Pin, CHANG Xuting, LANG Jialin, PAN Kaikai, GONG Siqian (69)
- Evolutionary characteristics of aircraft wake vortices in the upper airspace ..... WEI Zhiqiang, LI Xiaochen (77)

### Column—Strong/typhoon wind environment and structural wind effects

- Wind field characteristics and wind-induced buffeting response of a long-span bridge during the landing of a strong typhoon ..... ZHAO Lin, WU Fengying, PAN Jingjing, SONG Lili, GE Yaojun (86)
- The correlation between destructive gales and collapsed houses during the landing of strong typhoons ..... CHEN Wenchao, SONG Lili, WANG Binglan, LIU Aijun (98)
- Numerical simulation of a urban wind field under the influence of typhoon “Mangkhut” ..... LIAO Sunce, HUANG Mingfeng, LOU Wenjuan, LIN Wei, XIAO Zhibin (107)
- Near-surface wind-field characteristics of typhoon Morakot (2009) under different atmospheric stability conditions ..... LI Tiantian, QU Hongya, ZHU Rong, LI Yongping, TANG Shengming (117)
- Field measurement of the global structure and wind field of typhoons in South China ..... HE Yuncheng, FU Jiyang., LI Qiusheng, CHEN Bowei, CHEN Wenchao (129)
- Multi-scale numerical simulation of the wind field over a coastal complex terrain during a typhoon landfall ..... DONG Haotian, TAO Tao, DU Xiaoqing (147)
- Effects of ocean movement on the horizontal wind speed characteristics throughout a typhoon landing process ..... YUN Yiwen, KE Shitang, WANG Shuo, ZHAO Yongfa, DU Lin, ZHANG Wei (153)
- Research progress and considerations in the research of non-stationary turbulent characteristics of typhoon wind fields ..... TAO Tianyou, WANG Hao (162)
- Application and prospect of Dopplar lidar in the wind field observation ..... FU Jun, LI Jie, WU Qiang (172)

## 《空气动力学学报》第六届编委会名单

顾问：张涵信 俞鸿儒 童秉纲 周 恒 邓小刚

主编：唐志共

副主编：任玉新 张来平 王志川 沈 清 张新宇

赵 宁 孙 茂 高正红 Zhijian WANG(美国)

编委：(以下排名按拼音顺序排列)

白 鹏 白 文 蔡广平 蔡晋生 曹 伟 陈坚强 陈平剑 程克明

丁 航 段卓毅 高 超 高剑军 顾 明 桂业伟 何 枫 何开锋

华 俊 黄 勇 黄章峰 雷娟棉 黎 军 黎作武 李晓东 李新亮

梁习锋 廖达雄 刘 洪 刘 君 刘沛清 刘 伟 罗振兵 马汉东

毛枚良 倪鸿礼 余振苏 史志伟 宋文萍 孙泉华 谭慧俊 唐 伟

陶建军 王健平 王晋军 王文正 王勋年 王延奎 王运涛 蔚喜军

吴军强 许春晓 杨 超 杨基明 杨希明 杨彦广 叶友达 叶正寅

易 贤 尤延铖 余永亮 袁先旭 招启军 郑 耀

Chaoqun LIU(美国) Chiwang SHU(美国) Kun XU(中国香港)

Shan ZHONG(英国) Xiaolin ZHONG(美国)

编辑部主任：孙宗祥

编 辑：贾 峰 徐 燕 王 颖

英文编审：董思卫 杨 强 李 青

## 空气动力学学报

(双月刊, 1980年创刊)

第39卷第4期(总第189期) 2021年08月

## Acta Aerodynamica Sinica

(Bimonthly started in 1980)

Vol. 39 No.4(No.189) Aug., 2021

主办单位 中国空气动力学会

编辑出版 空气动力学学报编辑部

621000(四川绵阳二环路南段

6号11信箱9分箱)

主 编 唐 志 共

印 刷 绵阳教育印刷厂

国内发行 绵阳市邮政局

国外发行 中国国际图书贸易总公司

(北京399信箱,100048)

网 址 <http://www.kqdlxxb.com/>

电子邮箱 [kqdlxxb@163.com](mailto:kqdlxxb@163.com)

Sponsored by Chinese Aerodynamics Research Society

Edited and Published by the Editorial Department

of Acta Aerodynamica Sinica(P.O.Box 11-9, 6

South Section of Second Ring Road, Mianyang,

Sichuan, China)

Editor-in-Chief TANG Zhigong

Printed by Mianyang Education Printing Co., LTD

Distributors

Domestic: Mianyang Post Office

Abroad: China International Book Trading Co.

(P.O.Box 399, Beijing, 100048, China)

Website: <http://www.kqdlxxb.com/>

E-mail: [kqdlxxb@163.com](mailto:kqdlxxb@163.com)

CN 51-1192/TK

邮发代号:62-27

国外代号:4786Q

定 价:30.00元



ISSN 0258-1825



9 770258 182216