

文章编号: 1000-8055(2026)11-20250254-13

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20250254

舰载机着舰复飞过程发动机进口 总压畸变特性研究

杨晓晰¹, 李宝宽¹, 聂阳¹, 田方超², 任智博²

(1. 东北大学 工程热物理研究所, 沈阳 110819;

2. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 针对舰载机着舰复飞过程发动机周围环境的复杂流场, 建立包含航母及舰载机的全尺寸一体化的数值模型。开发了移动坐标系下的重叠网格与移动压力检测技术, 耦合延迟分离涡模拟(DDES)方法, 解析了高速前行中航母舰体产生的复杂尾流涡量系统, 分析了风速、风向角及攻角等参数对着舰过程的舰载机发动机总压畸变的影响, 揭示了发动机进口总压畸变特性的动态演化规律。结果表明: 正风条件下舰体两侧形成反向旋转涡对, 而斜向风会引起显著非对称性流动分离, 且湍流强度显著提升。总压畸变指数随风向角增大平均值降低而标准差升高。相较于正风 0° , 当风向角增至 90° 时, 总压畸变指数平均值从0.0649降至0.0498(降幅23.3%), 标准差则由 1.04×10^{-3} 升至 4.97×10^{-3} (增幅达377.9%), 其中触舰瞬间因地面效应及仰角调整引发的畸变突变尤为显著。

关 键 词: 着舰复飞; 进发匹配; 畸变; 分离涡; 重叠网格方法

中图分类号: V235.1

文献标志码: A

Study on total pressure distortion characteristics at engine inlet during carrier-based aircraft landing and boltering process

Yang Xiaoxi¹, Li Baokuan¹, Nie Yang¹, Tian Fangchao², Ren Zhibo²

(1. Department of Engineering Thermophysics, Northeastern University, Shenyang 110819, China;

2. Shenyang Aeroengine Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: The complex flow field around aircraft engines during carrier landing and boltering was analyzed by establishing a full-scale numerical model of both carrier and aircraft. The overset grid and moving pressure measurement techniques combined with delayed detached-eddy simulation (DDES) were developed to resolve the complex vortex systems generated by the advancing carrier hull. The effects of wind speed, wind direction angle, and angle of attack on the total pressure distortion at the engine inlet were analyzed, and the dynamic evolution characteristics of the total pressure distortion were revealed. Key findings indicated that under headwind conditions, counter-rotating vortex pairs formed on both sides of the carrier hull, while crosswinds caused significantly asymmetric flow separation, with turbulence intensity enhanced on the leeward side. With the increase of wind angle, the total pressure distortion index exhibited decreased mean values but elevated standard deviations. Specifically at 90° yaw angle (relative

收稿日期: 2025-05-28

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项基金(N2025013)

作者简介: 杨晓晰(1988—), 男, 博士生, 主要从事航空发动机进排气系统气动特性与流场机理研究。E-mail: 1810565@stu.neu.edu.cn

通信作者: 李宝宽(1963—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事多相流热物理研究。E-mail: libk@smm.neu.edu.cn

引用格式: 杨晓晰, 李宝宽, 聂阳, 等. 舰载机着舰复飞过程发动机进口总压畸变特性研究[J]. 航空动力学报, 2026, 41(11): 20250254. Yang Xiaoxi, Li Baokuan, Nie Yang, et al. Study on total pressure distortion characteristics at engine inlet during carrier-based aircraft landing and boltering process[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(11): 20250254.

to 0°), the mean value dropped from 0.064 9 to 0.049 8 (23.3% reduction), while the standard deviation surged from 1.04×10^{-3} to 4.97×10^{-3} (377.9% increase). Particularly during touchdown, the distortion transients became especially prominent due to ground effects and pitch adjustment.

Keywords: landing and boltering; engine matching; distortion; detached-eddy; overset mesh method

舰载机在起飞和着舰过程中面临苛刻的自然环境和复杂的操控条件,其难度远超陆基飞机。舰载机(固定翼)在着舰时为了获取最大空速,减小与航母甲板的啮合速度,通常要求航母以一定航速逆风行驶。航母船体、上层结构、甲板会造成气流扰动、分离以及回流^[1-5]。某型航母采用滑跃式舰首和大尺寸舰岛设计,在全速航行时会产生显著的尾涡流场。同时,某型舰载机作为重型战斗机,其较大的质量和较长的机身会形成强烈的自身尾涡。在着舰过程中,舰载机流场与航母尾涡流场产生强烈的相互作用,这种耦合效应会显著影响发动机的进气稳定性。舰载机甚至还要面临着舰不成功而复飞的情况,飞行速度及姿态需要多次调整,发动机进气环境更为复杂多变。因此,从发动机环境流场与航母尾涡流场相互耦合的角度研究着舰过程中的稳定性问题具有重要的工程意义。

舰载机二元进气道的结构特点,引起的进气道内部二次流动,叠加进气道外部的边界层脱落、涡流吸入而导致的总压畸变会使吸入条件更为复杂^[6]。进入发动机的流场与常规设计工况匹配不佳,会在 AIP(aerodynamic interface plane, 气动界面, 发动机风扇来流上游用于确定发动机进口处流动特性的测量截面)产生较大的进气总压畸变,降低发动机风扇和压气机稳定裕度^[7-9]。舰载机着舰复飞时发动机处于加力状态,发动机出口质量流量达到最大,根据稳定裕度评估的结果,这时发动机的剩余稳定裕度处于最低值^[10]。这种在进气系统中产生的高度不稳定气流使发动机的工作环境恶化,甚至会引起发动机的失效^[11]。多项研究通过实验测量和数值模拟证明,进气畸变会严重影响涡轮喷气发动机的性能和运行稳定性^[12-15]。Rademakers 等^[16]通过对比研究发现,总压畸变对压气机稳定性的影响显著高于双涡流畸变。Xia 等^[17]则开发了双挡板畸变发生器,用于评估涡扇发动机的喘振风险。Triantafyllou 等^[18]针对 F-16 战斗机进气道开展了畸变水平评估,明确了畸变指数达到峰值的临界飞行状态。对于起飞和着舰

过程引起进气畸变的环境诱因同样需要关注,Wang 等^[19]模拟了舰载机起飞时吸入发动机尾喷流后引起的总温和总压畸变。又有大量研究预测了军用舰船形成的外部流场^[20-24]。Kelly 等^[25]针对英国伊丽莎白女王级航母开展了空气动力环境的综合实验与数值研究。Watson 等^[26]采用延迟分离涡模拟(delayed detached-eddy simulation, DDES)模型对该级航母尾流场进行模拟,发现航行时侧风会导致双舰岛结构周围流动分离。Shukla 等^[27]通过湍流模型对比验证了分离涡模拟(detached-eddy simulation, DES)方法在舰体绕流预测中的优势,该模型能准确捕捉尾流场主导频率及流场细节特征。

现有研究虽已分别阐明了进气畸变对发动机稳定性的影响机制和舰船尾流场的预测方法,但这两方面的研究仍处于相对独立的状态。特别是针对舰载机着舰复飞这一特殊工况下,发动机进气畸变与航母尾流场的耦合作用机制尚未得到充分研究。可见舰载机着舰时存在多种不利于发动机稳定工作的因素。

综合以上分析,目前缺乏舰载机着舰时航母船体及舰岛诱发气流扰动对发动机入口影响的综合研究,并且研究采用的数值模型多为雷诺时均模型,很少考虑湍流脉动作用。因此,本文全面考虑舰载机着舰时船体周围气流的扰动影响,基于重叠网格方法重构舰载机运动轨迹,采用 DDES 湍流模型解析湍流中的脉动作用,量化单因素不同外部条件对总压畸变的影响程度,通过运动压力监测系统获取 AIP 截面总压畸变指数,揭示着舰复飞过程中尾流扰动和飞行姿态改变等复杂条件下总压畸变指数的演化特性。分析着舰复飞阶段发动机失稳的原因,为发动机测试及飞行训练提供理论指导。

1 数值计算方法

数值计算主要解决以下问题: 航母航行时产生的尾流,尾流对发动机的影响,以及航母飞机双物体运动的网格处理方法。使用相对风速代表

航母的航速,采用 DDES 模拟航母航行时产生的船尾流。为了解决航母和飞机运动,使用 DDES 与重叠网格耦合模拟两者的运动过程,使用与运动坐标系同步的压力监测系统实时获取 AIP 截面压力。本文采用 Star CCM+软件模拟流场,通过自定义场函数(field function)控制舰载机飞行姿态和运动轨迹,并处理分析 AIP 截面上总压畸变指数。

本文中的空气介质满足连续介质假设,计算域中局部马赫数超过 0.3,将空气设置为理想气体。

1.1 DDES 基本方程

大涡模拟(large eddy simulation, LES)对网格的严格要求,导致计算全尺寸模型网格量巨大。DES 是一种将 LES 和雷诺时均 Navier-Stokes (Reynolds-averaged Navier-Stokes, RANS)模型结合的计算方法,回避了 LES 的缺点。在这种模型下,近壁面使用切应力输运(SST) $k-\omega$ 湍流模型,远壁面的自由剪切流动使用 LES 处理。这种方法简单高效地完成了 RANS 到 LES 的过渡,适合这种数百米量级全尺寸模型的数值计算。然而对于具有复杂几何外形的舰船飞机,壁面附近生成精细网格需要极高的计算成本,因此使用 DES 的改进型 DDES 湍流模型^[28-29]。DDES 定义了更为通用的网格尺度与壁面距离结合的形式,模型实现了 RANS 到 LES 的平滑过渡。基于该模型方程,式(1)和式(2)分别是湍动能 k 和比耗散率 ω 输运方程:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial u_j} = P_k - \rho \frac{k^{3/2}}{l_{\text{DDES}}} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial u_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1-F_1) \frac{\sigma_\omega \rho}{\omega} \cdot \frac{\partial k}{\partial x_j} \cdot \frac{\partial \omega}{\partial x_j} + \alpha \frac{\rho}{\mu_t} P_k - \beta \rho \omega^2 \quad (2)$$

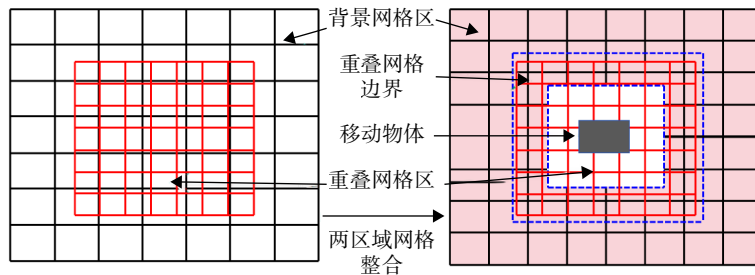


图 1 重叠网格原理示意图

Fig. 1 Schematic diagram of overset grid principle

$$\mu_t = \rho \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, F_2 S)} \quad (3)$$

式中 u_j 为速度分量, ρ 为流体密度, t 为时间, μ_t 为湍流黏度, α 和 β 分别为 ω 方程生成项系数和耗散项系数, σ_k 和 σ_ω 分别为湍动能和比耗散率的普朗特数, F_1 和 F_2 为混合函数, S 为应变率, a_1 为模型系数, P_k 为湍流产生项, l_{DDES} 为混合长度尺度, μ 为动力黏度, x_j 为空间坐标分量, $\sigma_{\omega 2}$ 为 ω 输运方程的耗散项模型常数。

式(1)中,混合长度尺度 l_{DDES} 是 DDES 模型的核心控制参数,其作用是通过动态切换 RANS 和 LES 的湍流模型行为,实现高效精确的湍流计算。

$$l_{\text{DDES}} = l_{\text{RANS}} - f_d \max(0, l_{\text{RANS}} - l_{\text{LES}}) \quad (4)$$

式中 f_d 为混合函数, l_{RANS} 为 RANS 方法的湍流长度尺度, l_{LES} 是 LES 方法的亚格子长度尺度。当 f_d 在 RANS 区, β^* 主导湍流耗散,有

$$l_{\text{RANS}} = \frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega} \quad (5)$$

当 f_d 在 LES 区, β^* 的影响被式(6)取代

$$l_{\text{LES}} = C_{\text{DDES}} \Delta \quad (6)$$

$$C_{\text{DDES}} = C_{\text{DES}, k-\omega} F_1 + C_{\text{DES}, k-\epsilon} (1 - F_1) \quad (7)$$

式中 Δ 为网格尺度,模型系数 $C_{\text{DES}, k-\omega}=0.78$, $C_{\text{DES}, k-\epsilon}=0.61$ 。

1.2 重叠网格方法

重叠网格方法特别适用于刚体空间运动的数值模拟,其基本原理如图 1 所示。相较于传统动网格方法,该技术通过避免运动过程中网格拓扑结构的重构显著提高了计算效率和鲁棒性^[30-31]。重叠网格方法的实施主要包括以下步骤:首先,将计算域划分为若干子区域,其中整体计算域作为背景网格,而运动物体则由独立的子区域网格进行离散化处理。这些子区域网格即为重叠网格。

在计算过程中,重叠网格所覆盖的背景网格区域将被标记为无效计算域并予以剔除。最终,通过在重叠网格与背景网格的交界区域实施高精度插值计算,获得整个计算域内完整、连续的流场解。

1.3 几何模型和边界条件

本文以具有上翘滑跃式甲板的航母及配套舰载机为研究对象,采用 SolidWorks 软件建立完整的几何模型,几何模型和边界条件如图 2 所示。

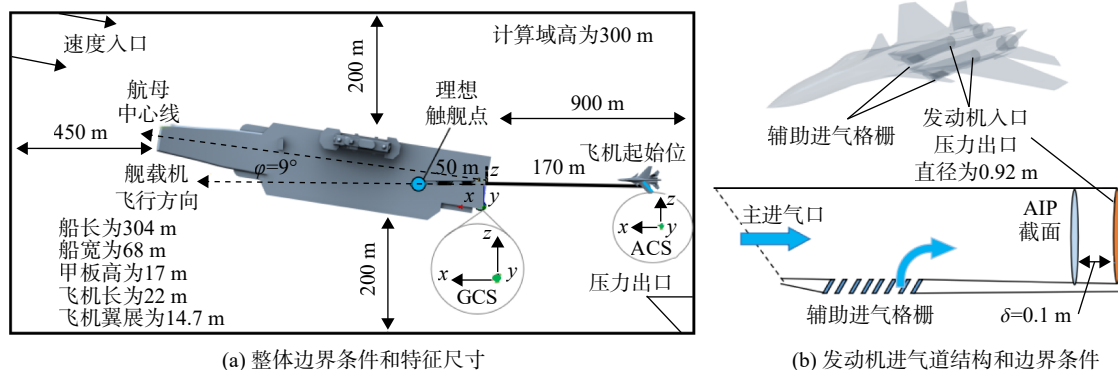


图 2 几何模型和边界条件示意图

Fig. 2 Schematic diagram of geometric models and boundary conditions

舰载机为双发重型舰载机,其发动机进气道位于机身下方。在着舰复飞过程中,发动机需开启加力状态,此时进气道下部的辅助进气格栅开启,通过吸入额外空气以增加发动机推力,确保在未能勾住阻拦索时具备足够的复飞速度。

改变风向角时,以右舷风为例,将前侧和右侧边界设置为速度入口,左侧和尾部边界为压力出口。通过边界与初始化流场的速度方向组合实现风向角的改变。本文中使用的模型以 AL-31F 系列发动机为参考,在加力状态下的质量流量在 100~120 kg/s 范围内,以此设定发动机入口为压力出口,取值为 -25 000 Pa,此时质量流量约为 110 kg/s。虽然尾焰对飞机产生反推作用,但由于

计算坐标系采用笛卡儿坐标系,全局坐标(GCS)以船尾甲板左后角为原点, x 轴正向沿飞机飞行方向, y 轴正向竖直向上。图中 ACS 表示飞机参考坐标系。航母甲板右侧布置舰岛结构,右前部设有舰载机起飞时使用的尾焰偏流板。舰载机着舰复飞跑道与航母前进方向 ϕ 呈 9° 夹角,着舰时飞机正对降落复飞跑道方向。建模过程中忽略了围栏等附属设施及甲板上停放的其他飞机。

飞机飞行速度较快,尾焰影响区始终位于机身后方,因此建模时忽略了尾焰喷射高温气体对流场的影响。

图 3 展示整个计算过程中飞机速度和飞行姿态的变化。飞机全程水平航速 $v_x=78$ m/s, 竖直方向速度 v_y 和仰角 θ 按照图中节点调整。数值计算过程中,航母保持静止状态,其航行速度 v_{ship} 通过相对风速 v_{air} 等效实现。计算域内流场初始速度及入口边界条件均设置为 15.43 m/s。着舰过程采用硬着陆模式,触舰时保持水平速度恒定,在 0.1 s 内完成竖直方向速度及仰角减少至零,飞机最低点距离甲板 1.8 m。复飞阶段通过 0.5 s 时间实现机身仰角调整,并将垂直速度提升至 5 m/s。

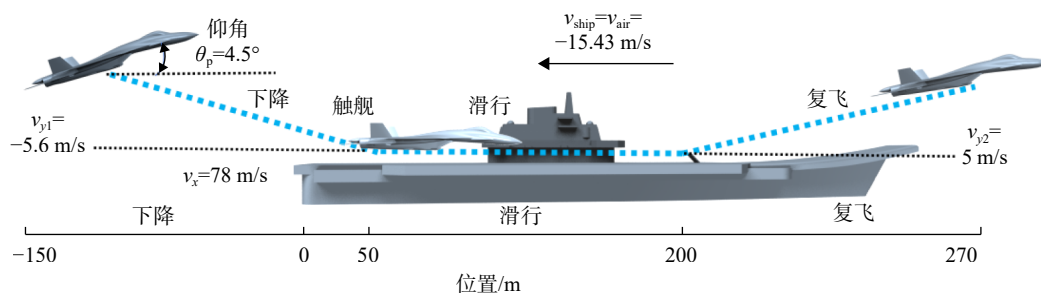


图 3 舰载机着舰复飞全过程示意图

Fig. 3 Schematic diagram of the process of carrier-based aircraft landing and boltering

1.4 运动参考坐标系

本文采用与运动坐标系同步的动态压力监测系统。如图 4 所示, 压力监测点随飞机参考坐标系(ACS)动态移动, 精确跟踪舰载机运动过程中的流场特征。ACS 设置于机身质心, 两侧发动机 AIP 截面中心上分别设置独立极坐标系 C1、C2,

压力探测点分别附属于各自坐标系(C1、C2)。飞机移动过程中, ACS 随飞机平动, 机身和 C1、C2 保持同步运动。在触舰和复飞时, 机身和 C1、C2 除了保持自身的平动还要同时绕 ACS 的 z 轴运动。这样可保持压力探测点与飞机的同步运动, 实时获取 AIP 截面的压力数据。

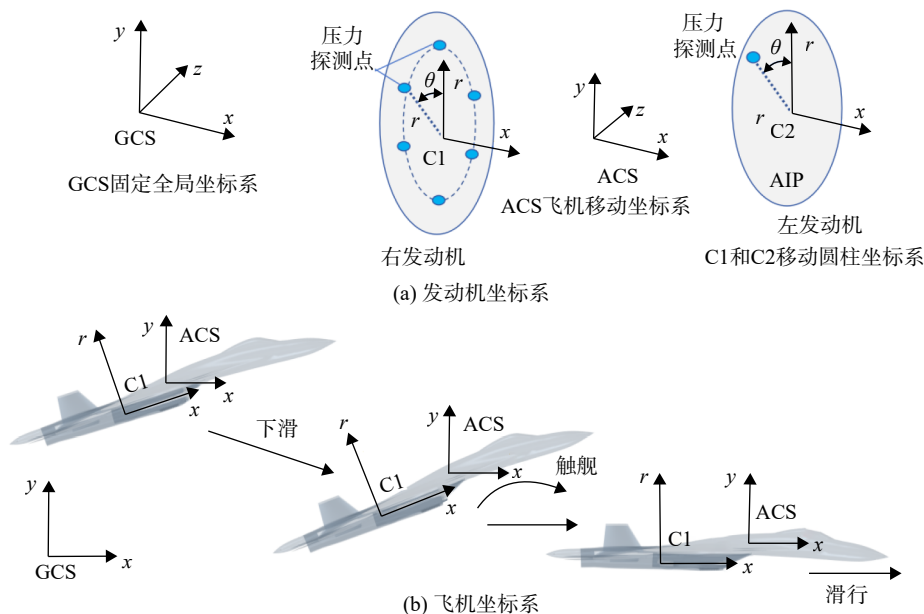


图 4 压力监测点随坐标系移动示意图

Fig. 4 Schematic diagram of pressure measurement points moving with the coordinate system

1.5 网格划分

图 5 展示了计算域内航母与舰载机的网格划分结果。由于航母和舰载机几何结构复杂, 本文采用多面体网格进行离散化处理, 该网格类型对复杂几何具有良好适应性。针对关键区域(包括航母舰岛、偏流板以及舰载机进气道和辅助进气格栅)实施了局部网格加密。物体表面设置 12 层边界层网格, 首层厚度为 0.01 m, 增长率为 1.2。

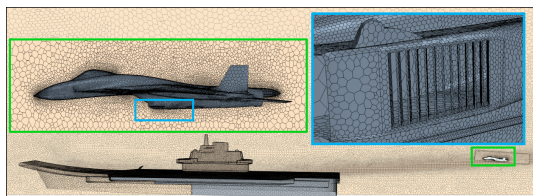


图 5 航母和舰载机网格划分

Fig. 5 Mesh generation for aircraft carrier and carrier-based aircraft

为确保数值计算稳定性, 重叠网格系统满足以下技术要求: 完全包覆运动物体, 重叠网格边界到几何模型之间需要存在至少 4~5 层网格, 重叠

网格与背景网格连接处网格尺寸差在 2.5 倍以内。具体实施中, 飞机区域的网格后边界延伸至 2 倍机身长度, 顶部边界超过 3 倍机身高度, 重点优化了机身底部及尺寸差异显著的格栅区域的网格。

数值模拟采用分阶段计算策略: 首先在飞机静止状态下, 计算空气流经整个计算域并在航母尾部形成稳定尾流场。飞机初始位置设定为质心距船尾甲板后缘 170 m 处, 待其运动 20 m 后开始记录监测数据。时间步长设置如下: 飞机静止阶段采用 0.01 s, 运动阶段(考虑到飞机相对高速)采用 0.001 s, 以确保瞬态流动特征的精确捕捉。

1.6 发动机入口测试参数计算

1.6.1 总压恢复系数

总压恢复系数 σ 为 AIP 上各测点总压 p_{t1} 与进气道前未扰动总压 p_{t0} 之比, 按式(8)计算。

$$\sigma(\bar{r}, \theta) = \frac{p_{t1}(\bar{r}, \theta)}{p_{t0}} \quad (8)$$

式中 θ 为 AIP 截面上极坐标角度, 坐标原点为 AIP 截面圆心, $\bar{r}$ 为发动机任一环半径与轮缘半径

之比。

面平均总压恢复系数 σ_{av} 按式(9)计算:

$$\sigma_{av} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \sigma_{r,av}(\theta) d\theta \quad (9)$$

式中 $\sigma_{r,av}$ 为径向平均总压恢复系数。

1.6.2 总压畸变指数

图 6 为 AIP 截面压力探测点和低压区示意图。每一组上有 8 个探测点,共有 16 组。总压稳态周向畸变指数表示 AIP 上平均总压恢复系数与低压扇形区内平均总压恢复系数的相对插值,即 AIP 上小于面平均总压的低压区范围和该区域偏离面平均总压值的相对大小,是气流总压周向不均匀度的定量特性,本文中称总压畸变指数 $\Delta\bar{\sigma}_0$,按照式(10)计算:

$$\Delta\bar{\sigma}_0 = 1 - \frac{\sigma_0}{\sigma_{av}} \quad (10)$$

式中 σ_0 是低压区内平均总压恢复系数,表示低压区内平均总压与进气道前未扰动气流总压之比。 σ_0 按式(11)计算:

$$\sigma_0 = \frac{1}{\theta^-} \int_{\theta_1}^{\theta_2} \sigma_{r,av}(\theta) d\theta \quad (11)$$

$$\theta^- = \theta_2 - \theta_1 \quad (12)$$

式中 θ^- 为低压区周向范围, θ_1 是界定低压区的起始角度, θ_2 是界定低压区的终止角度。

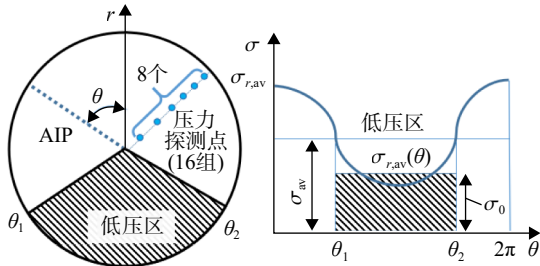
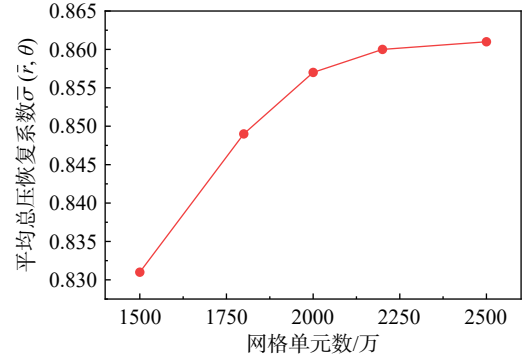


图 6 AIP 截面压力探测点和低压区示意图

Fig. 6 Schematic diagram of pressure measurement points and low-pressure zone at AIP

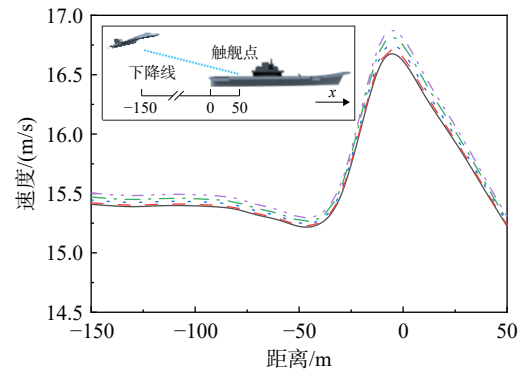
1.7 网格无关性验证

为确保数值模拟结果的可靠性,对发动机入口截面流动特性和航母尾流场两部分进行网格无关性验证,如图 7 所示。选择无航母尾流扰动条件,飞机全程水平航速为 $v_x=78$ m/s、正向风速为 15.43 m/s、攻角为 0° 作为基准算例,基于平均总压恢复系数 $\bar{\sigma}$ 开展网格无关性验证,如图 7(a)所示。当网格单元数从 2 000 万加密至 2 200 万时,



(a) 发动机 AIP 截面总压恢复系数

--- 网格单元数为 2200 万 --- 网格单元数为 2600 万
--- 网格单元数为 3000 万 --- 网格单元数为 3400 万
—— 网格单元数为 3800 万



(b) 舰载机下降线上的速度分布

图 7 网格无关性验证

Fig. 7 Grid independence verification

平均总压恢复系数由 0.857 变化至 0.860, 相对偏差为 0.35%; 继续加密至 2 500 万单元后, 计算结果进一步增至 0.861, 与 2 200 万网格结果的相对偏差仅为 0.12%, 满足计算精度要求。选取 2 200 万网格单元作为单独舰载机计算方案。

保持飞机区域网格设置不变, 加航母模型后划分网格, 对比舰载机下降线上平均速度, 如图 7(b) 所示。总网格数从 3 400 万增加到 3 800 万时, 流场平均速度的最大相对偏差为 0.13%。综合考虑计算精度与效率, 最终计算域内生成网格总数选取 3 400 万。该网格规模在保证结果可靠性的同时, 计算耗时较 3 800 万网格减少约 17%。

1.8 数学模型验证

本文基于公开发表的实验数据对数值计算方法进行验证。参考 Pecinka 等^[32]开展的典型进气畸变实验, 建立了与之相同的几何模型, 包括总压畸变发生器几何构型、AIP 监测面位置以及边界条件设置。通过对比分析 AIP 截面的周向畸变强度(CDI)和进口畸变周向系数(IDCL)的分布特征, 发现数值结果较好地再现了实验测量的压力

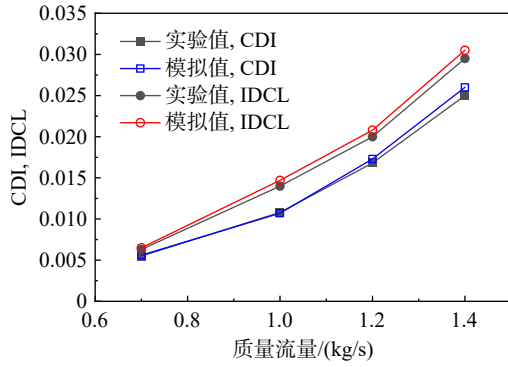


图 8 数值模拟与实验结果的对比验证

Fig. 8 Validation of numerical simulation against experimental results

畸变模式, 如图 8 所示。虽然现有文献中针对舰载机滑跃起飞过程的进气畸变实验研究较为匮乏, 但本文的验证工作证实了所采用数值方法在揭示复杂流动畸变机理方面的可靠性。

2 结果与讨论

2.1 多参数对进气道总压畸变的影响

首先分析在无航母尾流扰动下, 不同外部条件对发动机总压畸变的影响。图 9 展示了基准条件下发动机 AIP 截面的流场特性, 其中图 9(a) 和图 9(b) 分别给出了 AIP 截面和进气道剖面处的速度分布及总压恢复系数分布特征。进气道的几何结构导致 AIP 截面呈现非均匀流动特征, 从辅助进气格栅吸入空气速度更高, 导致进气道上半

部为新月形高速区, 下半部为低速区。流场分析表明, AIP 截面存在明显的切向速度分量, 表现为一对中心向上的反向旋流结构, 并在相应位置形成两个低速核心区。值得注意的是, 在进气道剖面的底部出现明显的低速回流区。AIP 截面下半部的低速区对应前文所定义的低压核心区。速度场与总压恢复系数分布的对比显示, 两者具有高度一致性, 这一现象验证了流动分离与压力损失的关联性。

图 10 为无航母尾流扰动不同外部条件对总压畸变指数的影响。在无航母尾流扰动情况下, AIP 截面上的流动分布基本保持稳定。图 10(a) 和图 10(b) 分别为飞机攻角 0° 时不同风向角下左右发动机 AIP 截面上总压畸变的平均值, 设定来流风向角来自飞机右侧。结果显示, 随风向角增大, 总压畸变指数减小。这是由于 AIP 截面上的高低压区呈现出上下分布, 风向角增大, 减小了上下部分气流速度差。值得注意的是, 风速越大, 畸变指数随风向角变化的斜率越大, 表明风速增强会放大风向角的影响, 最大降低幅度为 28.2% (见图 10(b) 中的 23.1 m/s)。右进气道(上风侧)的曲线变化率显著大于左侧, 证实上风侧进气道对外部气流变化更为敏感, 其畸变指数变化率较下风侧高 20.7% (见图 10(a) 和图 10(b) 中的 23.1 m/s)。因此图 10(c) 和图 10(d) 选取上风侧右进气道的计算结果。图 10(c) 展示了风向角为

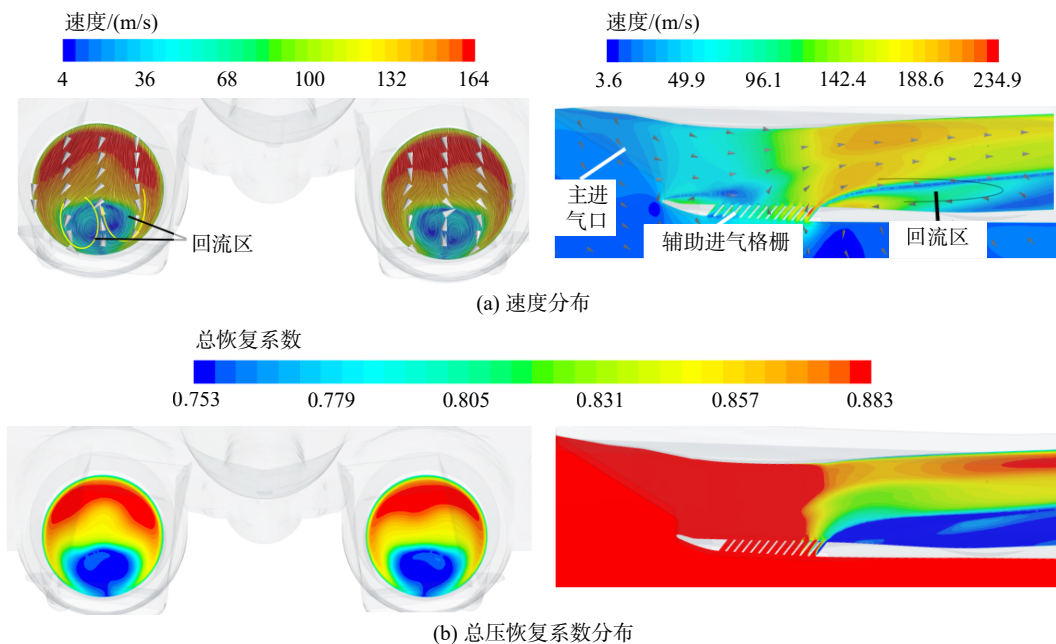


图 9 无航母尾流扰动发动机进气道流场特性

Fig. 9 Engine air intake flow characteristics without aircraft carrier airwake disturbance

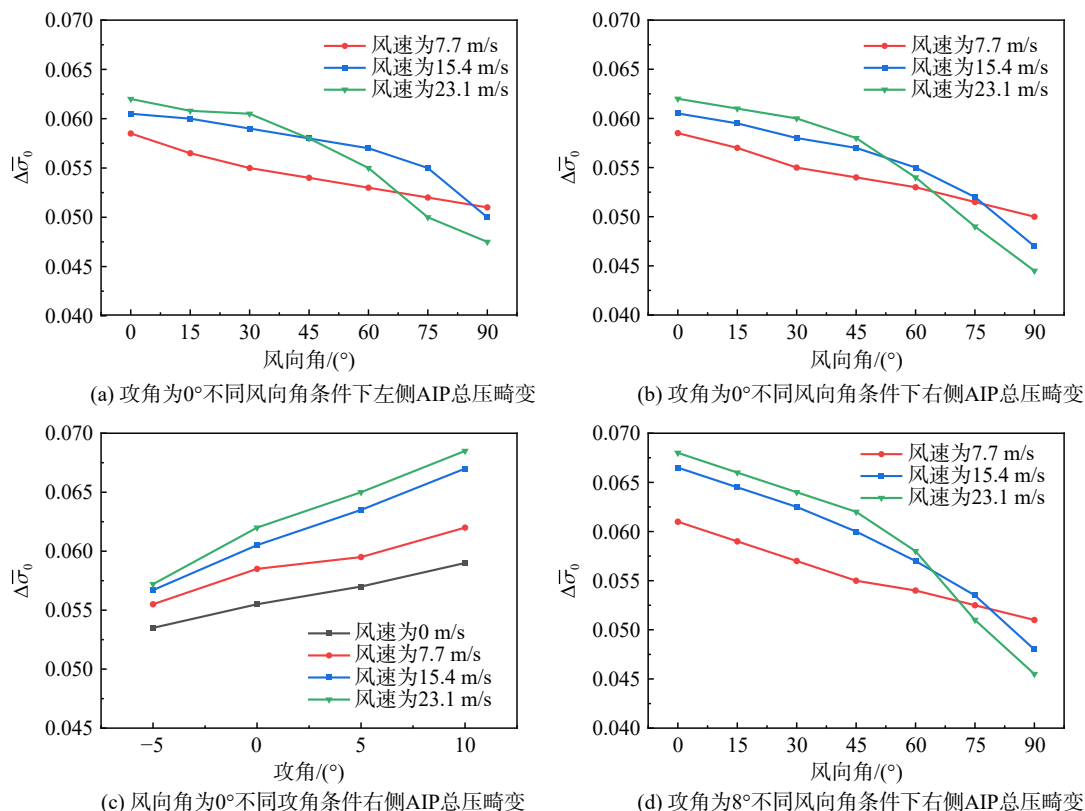


图 10 无航母尾流扰动不同外部条件对总压畸变的影响

Fig. 10 Influence of different external conditions on total pressure distortion without aircraft carrier airwake disturbance

0°时不同攻角下的畸变特性,结果表明攻角增大导致总压畸变指数显著增加。机理分析表明,大攻角时进气道上半部的迎风角度增大,导致进气道内上下部分的速度差值增大,从而加剧压力不均匀性,高速来流条件相较于静止条件总压畸变指数变化率升高达到 15.2%。图 10(d)展示了攻角为 8°工况下的总压畸变特性,作为对上述结果的补充。与图 10(b)对比显示,8°攻角工况的总压畸变指数变化率较相同风速条件下 0°攻角显著增加。总压畸变指数变化率相差最大发生在风速最大时,增大幅度差达 28.6%。这一现象说明了大攻角条件下进气畸变对风向角变化的敏感性增强,攻角与风向角参数间存在耦合强化效应。

2.2 航母尾流分析

首先分析飞机移动前航母尾流的流动特性。图 11 显示了航母尾流中的湍流强度和流线分布。湍流强度反映了来流经过航母后的扰动程度,图中可见舰岛后方和甲板边缘区域的湍流强度明显增强。随着风向角增大,甲板边缘产生的气流扰动程度加剧,影响范围也逐渐扩大。

流线图展示了流动方向特征,其中二次流反映了侧风的影响。图 11(a)显示,在正风风向角

为 0°条件下,流场基本保持稳定,舰岛后方形成局部回流区,舰尾附近出现下洗流。图 11(b)~图 11(g)展示了不同风向角时垂直于飞机航线的二次流流线分布,可以观察到甲板边缘存在明显的二次回流现象。随着风向角增大,回流区范围逐渐扩展。当风向角达到 45°或更大时,回流区将对飞机航迹产生显著干扰,导致飞行过程中遭遇的来流方向发生明显偏转。

图 12 为距离甲板 1 m 的水平面上不同风向条件下竖直方向涡量分布(图 12(b)为竖直面)。来流边界层在舰艏和甲板尖锐前缘处发生流动分离,形成湍流涡结构并向主流后方输运。这些涡结构与舰岛等上层建筑相互作用后,在甲板上方产生复杂的二次分离涡系。正风航行时舰体两侧生成反向旋转的涡对,并稳定向下游发展。随风向角增大,侧向来流与甲板及上层建筑间的气动干扰增强,导致尾流场呈现涡群密度增大,非定常性更显著,发动机外部环境更为复杂。

2.3 着舰复飞过程 AIP 截面总压畸变动态特性

图 13 展示了舰载机着舰复飞过程中网格的动态演化过程。通过采用重叠网格技术和运动坐标系方法,实现了舰载机俯仰姿态的连续变化模

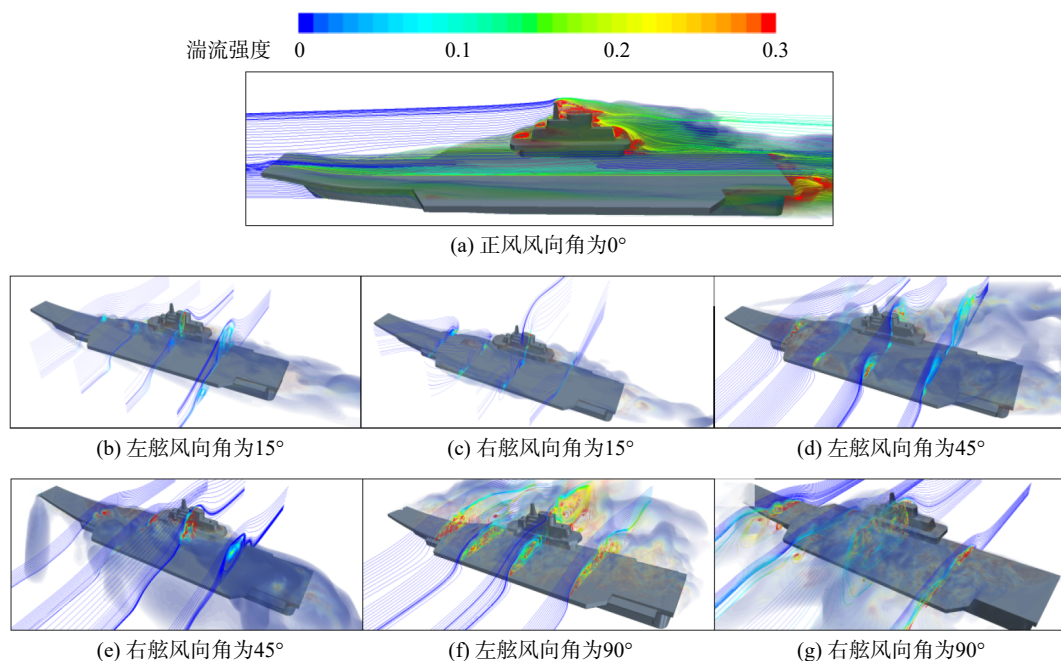


图 11 航母尾流场湍流强度和流线

Fig. 11 Turbulence intensity and streamlines in aircraft carrier airwake

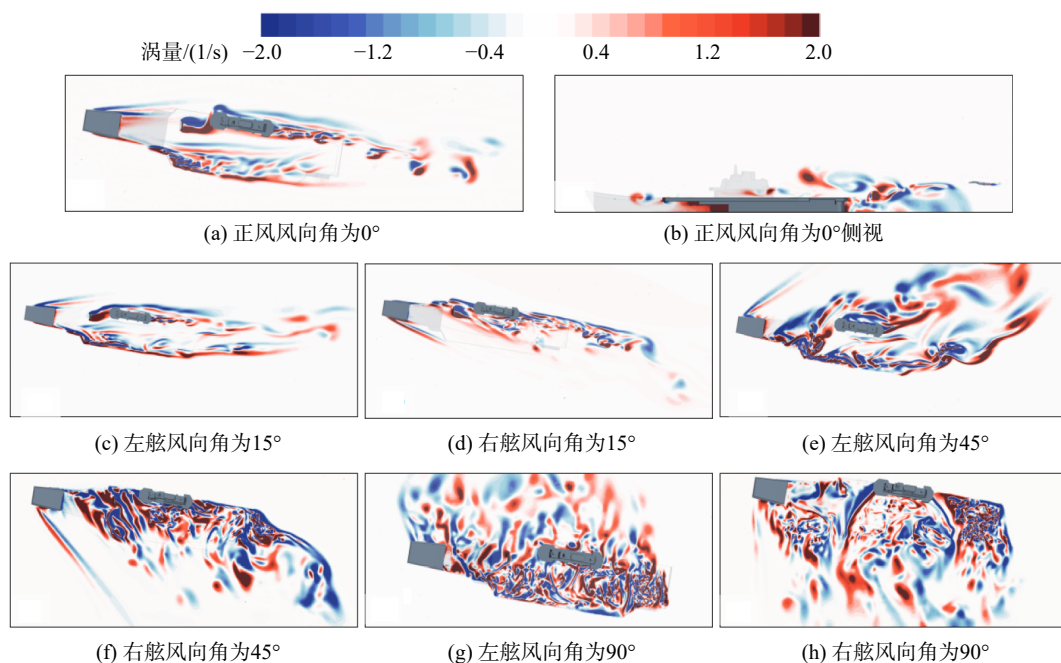


图 12 航母尾流瞬时涡量分布

Fig. 12 Transient vorticity distribution in aircraft carrier airwake

拟。需要特别说明的是,在触舰和复飞阶段的短暂过程中,部分飞机区域的网格会暂时超出计算域边界。

图 14 选取右舷 15° 风向角条件下舰载机着舰复飞过程的涡量 Q -准则等值面速度场分布,图中 t_0 为开始记录数据的时间。结果显示该流动体系由启动涡、翼尖涡和航母诱导涡三类典型涡结构

相互作用形成。图中显示出从甲板和舰岛上分离出的涡结构延伸至整个飞机着舰和甲板上滑行的航线。飞机在起始位置形成封闭的启动涡,在飞行过程中,两翼形成反向旋转的翼尖涡。接近船体时,飞机逐渐淹没于航母的分离涡。并且航母分离涡与翼尖涡互相作用,形成更为细碎复杂的涡结构。飞机在甲板滑行时,受地面效应影响,

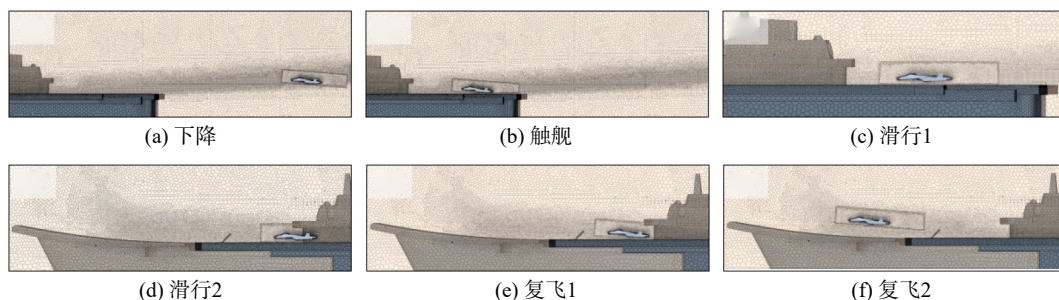
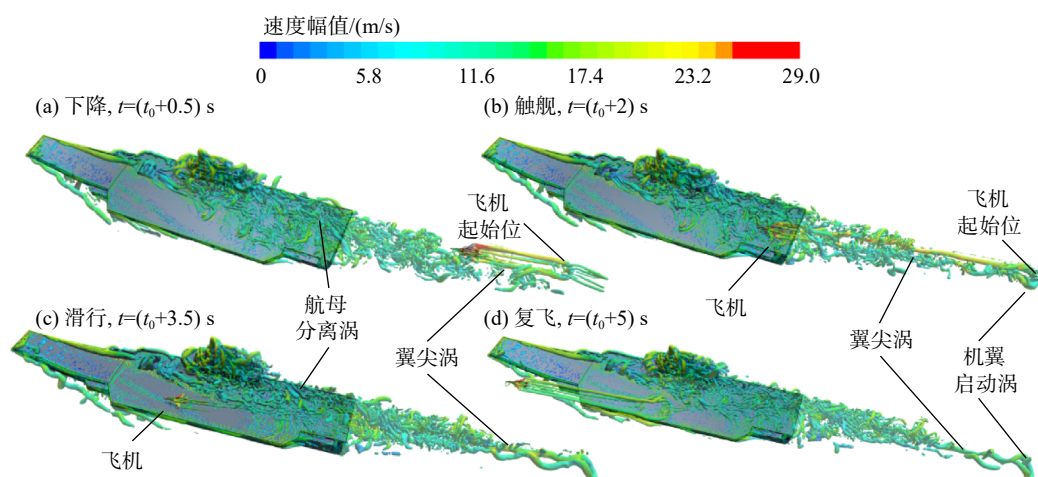


图 13 着舰复飞过程网格动态变化

Fig. 13 Dynamic mesh variation during carrier landing and boltering process

图 14 着舰复飞过程涡量 Q -准则等值面速度图Fig. 14 Q -criterion isosurfaces coloured by velocity during carrier landing and boltering process

翼尖涡发展不充分。当飞机重新复飞时,重新形成完整翼尖涡。

图 15 为不同风向条件下航母尾流对 AIP 截面总压恢复系数的影响瞬态分布。图中结果显示,风向角的改变导致高压区和低压区的分布呈现非规则化特征。随风向角增大,高压和低压间的差值减小,使最终的总压畸变度减小。但是,低压核心区发生偏移,这也增加了发动机吸入的不稳

定因素。同时由于受到甲板上气流波动的干扰,AIP 截面上的总压畸变还会随时间发生波动。

图 16 揭示了舰载机着舰复飞过程中 AIP 总压畸变指数的动态演变规律。研究显示,各独立工况下的总压畸变指数演化过程可划分为典型的三阶段特征:下降段、滑行段及复飞段。在正风 0° 风向角工况下,总压畸变指数完整呈现三阶段变化特征,此时航母舰体分离涡对飞行航线区域的干扰效应较弱,发动机进气环境受舰载流场影响最小。该工况下发动机进气畸变主要受控于相对稳定的环境流场参数及飞行姿态参数。值得注意的是,触舰瞬间总压畸变指数出现显著波动现象,这是由于纵向速度骤降至零,飞行仰角由 4.5° 急剧降低至 0° ,这一瞬态过程引发进气道内非定常流动重构,叠加甲板地面效应耦合作用,最终导致总压畸变指数产生突变。随着风向角增大到 45° ,后两阶段的时变特征不明显,但总压畸变指数呈现整体均值下移且波动幅度增大的强非定常特征。对比风向可以发现,右侧风时总压畸变指数波动程度更大。

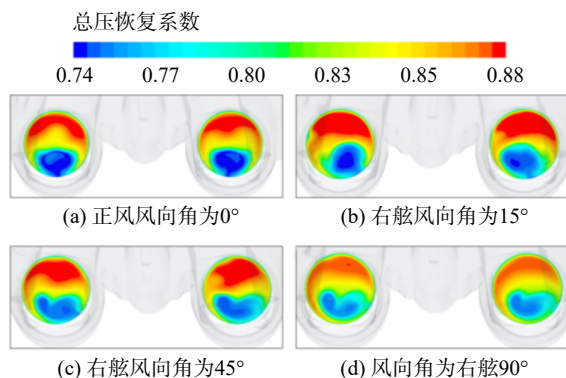


图 15 不同风向条件下 AIP 截面总压恢复系数分布

Fig. 15 Total pressure recovery coefficient distribution at AIP under different wind directions

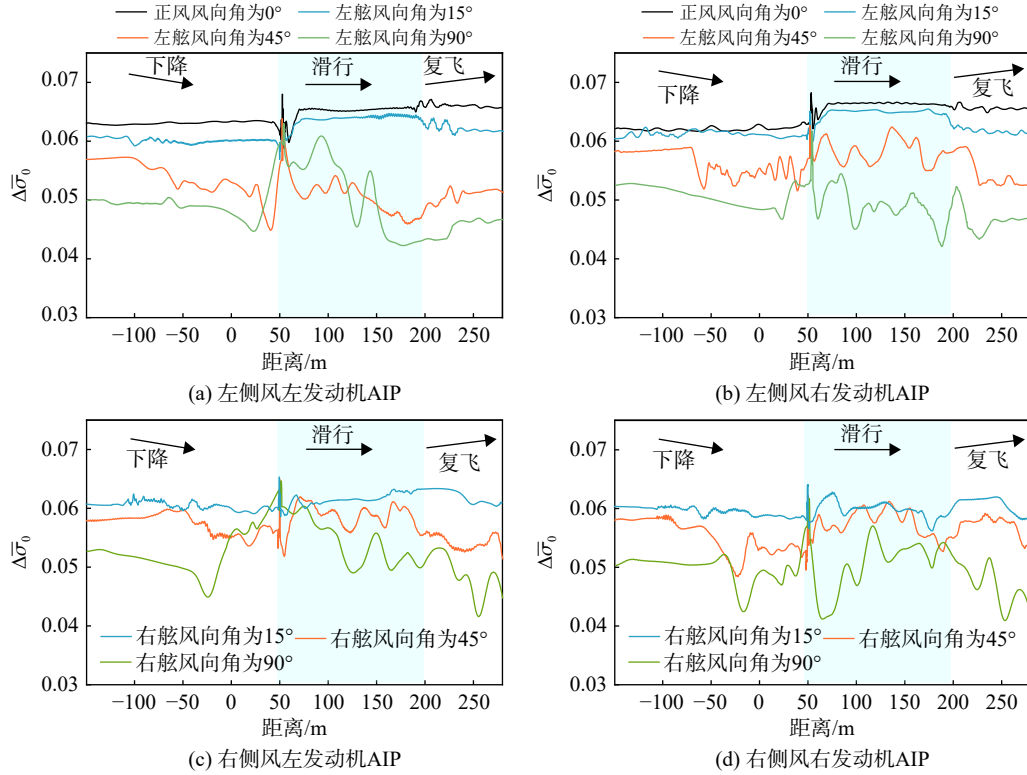


图 16 舰载机着舰复飞过程中 AIP 总压畸变指数的时变规律

Fig. 16 Time-varying characteristics of AIP total pressure distortion index during carrier landing and boltering process

进气道总压畸变指数是影响发动机工作稳定性的关键参数。民用发动机对总压畸变指数的容限要求通常较为严格, 稳态工况下一般需小于 0.1^[33]; 军用发动机(如 YJ97-GE-100)在稳态工况下总压畸变指数低于 0.1^[34], 但在非稳态条件下其容许阈值可达 0.15。本文模拟结果显示, 最严重工况下的进气畸变指数为 0.069, 低于军用发动机非稳态工况的容许上限, 表明当前进气流场畸变程度处于发动机可接受范围内。

图 17 采用均值-标准差对全过程数据进行统计分析。图中横坐标中左 90°表示左舷风向角为 90°, 其余含义类似。结果表明: 当风向角从 0°增至 90°时, 总压畸变指数均值由 0.064 9 降至

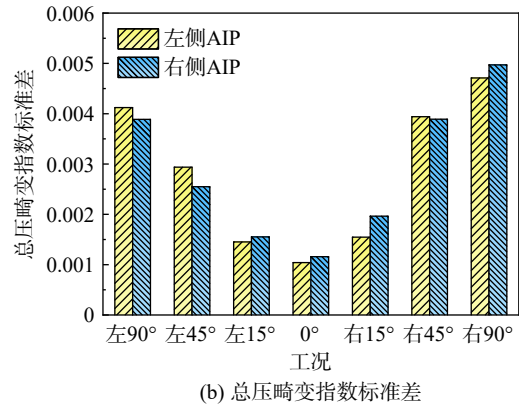


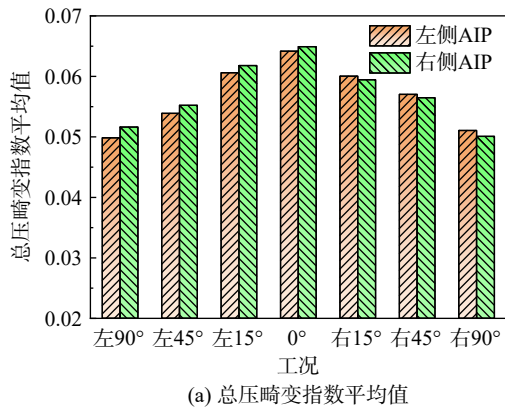
图 17 舰载机着舰复飞过程中 AIP 总压畸变指数统计分析

Fig. 17 Statistical analysis of AIP total pressure distortion index during carrier landing and boltering process

0.049 8(降幅为 23.3%), 标准差则由 1.04×10^{-3} 升至 4.97×10^{-3} (增幅达 377.9%), 定量揭示了风向角变化对进气畸变影响的统计规律。

3 结 论

本文以航母和重型舰载机为模型, 建立了着舰复飞过程空间三维可压缩流体复杂流场动态数学模型, 使用动态坐标耦合重叠网格与 DDES 重点研究了着舰复飞过程中飞机发动机 AIP 截面上总压畸变动态变化。通过控制变量法对不同外部



(a) 总压畸变指数平均值

条件下研究内容进行参数化分析,揭示响应的变化规律,可为舰载机发动机测试及训练提供有效的理论依据和数据参考。根据研究结果得出以下关键结论:

1) AIP 截面总压畸变特性主要受来流速度、风向角和飞行攻角共同影响。在无航母尾流扰动条件下,风速越高对总压畸变影响更大,而风向角增大导致畸变强度降低,最大降低幅度为 28.2%。上风侧进气道对风向角变化更为敏感,其畸变指数曲线变化率较下风侧高 20.7%。攻角增大会导致 AIP 截面上下流速差增大,高速来流条件相较于静止条件总压畸变指数升高达到 15.2%。

2) 航母尾流场呈现显著的风向角依赖性,正风工况下形成的涡对结构,而侧向风会诱发非对称流动分离,湍流强度提升。船体诱发的湍流和二次回流会显著干扰舰载机航迹。

3) 着舰复飞过程中总压畸变指数呈现三阶段演化规律,初始下降阶段、甲板滑行阶段和复飞阶段。触舰瞬间由于地面效应和姿态调整,会引发总压畸变指数短时突变。值得注意的是,虽然侧向风工况下平均总压畸变指数由 0.0649 降至 0.0498 (降幅为 23.3%),标准差则由 1.04×10^{-3} 升至 4.97×10^{-3} (增幅达 377.9%),对发动机稳定工作构成更大威胁。通过涡量图发现舰载机与航母分离涡的相互作用形成更为复杂的多尺度涡系结构,这是 AIP 截面产生压力波动的原因。

参考文献:

- [1] Forrest J S, Owen I. An investigation of ship airwakes using Detached-Eddy Simulation[J]. *Computers & Fluids*, 2010, 39(4): 656-673.
- [2] Shi Yongjie, Su Dacheng, Xu Guohua. Numerical investigation of the influence of passive/active flow control on ship/helicopter dynamic interface[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 106: 106205.
- [3] Setiawan H, Kevin, Philip J, et al. Turbulence characteristics of the ship air-wake with two different topside arrangements and inflow conditions[J]. *Ocean Engineering*, 2022, 260: 111931.
- [4] Nisham A, Terziev M, Tezdogan T, et al. Prediction of the aerodynamic behaviour of a full-scale naval ship in head waves using Detached Eddy Simulation[J]. *Ocean Engineering*, 2021, 222: 108583.
- [5] Zamiri A, Chung J T. Numerical evaluation of wind direction effects on the turbulence aerodynamics of a ship airwake[J]. *Ocean Engineering*, 2023, 284: 115104.
- [6] Cousins W T. History, philosophy, physics, and future directions of aircraft propulsion system/inlet integration[R]. Vienna, Austria: ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition, 2004.
- [7] Zhang Zhang, Hou Anping, Chen Yinxiu, et al. Numerical and test investigation on an aircraft inlet distortion[J]. *International Journal of Turbo and Jet Engines*, 2013, 30(3): 231-241.
- [8] 好毕斯嘎拉图,周胜田,张志舒,等.总压畸变对整机稳定性的影响研究分析[J]. *航空发动机*, 2012, 38(4): 34-37, 46. Hao Bisigalatu, Zhou Shengtian, Zhang Zhishu, et al. Effect of total pressure distortion on aeroengine stability[J]. *Aeroengine*, 2012, 38(4): 34-37, 46. (in Chinese)
- [9] Gil-prieto D, Macmanus D G, Zachos P K, et al. Assessment methods for unsteady flow distortion in aero-engine intakes[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 72: 292-304.
- [10] 高为民,田方超,杨瀚超.二元外压式超声速进气道起飞过程的进发匹配特性[J]. *空气动力学学报*, 2022, 40(1): 92-100. Gao Weimin, Tian Fangchao, Yang Hanchao. Study on the matching between a two-dimensional supersonic inlet and an aero-engine during take-off[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2022, 40(1): 92-100. (in Chinese)
- [11] Doll U, Migliorini M, Baikie J, et al. Non-intrusive flow diagnostics for unsteady inlet flow distortion measurements in novel aircraft architectures[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2022, 130: 100810.
- [12] Triantafyllou T, Nikolaidis T, Diakostefanis M, et al. Stability assessment of an airflow distorted military engine's FAN[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2018, 232(13): 2584-2592.
- [13] Tanguy G, Macmanus D G, Garnier E, et al. Characteristics of unsteady total pressure distortion for a complex aero-engine intake duct[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 78: 297-311.
- [14] Worden T J, Shih C, Alvi F S. Supersonic jet impingement on a model-scale jet blast deflector[J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(8): 2522-2536.
- [15] Pan Tianyu, Yan Jiandong, Lu Hanan, et al. Impact of circumferential inlet distortion on different types of stall inception in a transonic compressor[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2024, 37(11): 107-117.
- [16] Rademakers R P M, Bindl S, Niehuis R. Effects of flow distortions as they occur in S-duct inlets on the performance and stability of a jet engine[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2016, 138(2): 022605.
- [17] Xia Aiguo, Huang Xudong, Tuo Wei, et al. Experimental study of a controlled variable double-baffle distortion generator engine test rig[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, 31(9): 1880-1893.
- [18] Triantafyllou T, Nikolaidis T, Diakostefanis M, et al. Total pressure distortion levels at the aerodynamic interface plane of a military aircraft[J]. *The Aeronautical Journal*, 2015, 119(1219): 1147-1166.
- [19] Wang Hongwei, Lyu Yuanwei, Zhang Jingyang, et al. Numerical investigation of inlet distortion in a jet engine coupled with Skijump of carrier-based aircraft[J]. *Thermal Science and Engineering Progress*, 2023, 43: 101961.
- [20] Shin H W, Paik K J, Jang Y H, et al. A numerical investigation on the nominal wake of KVLCC2 model ship in regular head waves[J]. *International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering*, 2020, 12: 270-282.
- [21] Zhang Jie, Minelli G, Basara B, et al. Yaw effect on bi-stable airwakes of a generic ship using large eddy simulation[J]. *Ocean Engineering*, 2021, 219: 108164.
- [22] Praveen B, Vijayakumar R, Singh S N, et al. Flow characteristics on helodeck of a generic frigate ship model through experiment and CFD[J]. *Ocean Engineering*, 2022, 250: 110912.
- [23] Linton D, Thornber B. Quantifying uncertainty in turbulence re-

- solving ship airwake simulations[J]. *Ocean Engineering*, 2021, 229: 108983.
- [24] Li Tong, Wang Yibin, Zhao Ning. Numerical study of the flow over the modified simple frigate shape[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2021, 235(12): 1551-1565.
- [25] Kelly M, White M, Owen I, et al. Using airwake simulation to inform flight trials for the Queen Elizabeth Class Carrier[R]. Bristol, UK: 13th International Naval Engineering Conference, 2016.
- [26] Watson N A, Kelly M F, Owen I, et al. Computational and experimental modelling study of the unsteady airflow over the aircraft carrier HMS Queen Elizabeth[J]. *Ocean Engineering*, 2019, 172: 562-574.
- [27] Shukla S, Singh S N, Sinha S S, et al. Comparative assessment of URANS, SAS and DES turbulence modeling in the predictions of massively separated ship airwake characteristics[J]. *Ocean Engineering*, 2021, 229: 108954.
- [28] Spalart P R, Deck S, Shur M L, et al. A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities[J]. *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, 2006, 20(3): 181-195.
- [29] Menter F R, Kuntz M, Langtry R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model[J]. *Turbulence, Heat and Mass Transfer*, 2003, 4: 625-632.
- [30] Chesshire G, Henshaw W D. A scheme for conservative interpolation on overlapping grids[J]. *SIAM Journal on Scientific Computing*, 1994, 15(4): 819-845.
- [31] Hadzic H. Development and application of a finite volume method for the computation of flows around moving bodies on unstructured, overlapping grids[D]. Hamburg: Technische Universität Hamburg-Harburg, 2005.
- [32] Pecinka J, Bugajski G T, Kmoch P, et al. Jet engine inlet distortion screen and descriptor evaluation[J]. *Acta Polytechnica*, 2017, 57(1): 22-31.
- [33] Anderson B H, Baust H D, Agrell J. Management of total pressure recovery, distortion and high cycle fatigue in compact air vehicle inlets[R]. NASA/TM-2002-212000, 2002.
- [34] Advanced Engineering & Technology Programs Department Group Engineering Division. NASA/Navy lift/cruise fan phase I : design summary[R]. NASA CR-135242, 1977.

(编辑: 秦理曼)