

基于 TDDDES 的翼型非定常气动特性计算与分析

邢浩楠^{1,2}, 赵欢^{1,2}, 高正红^{1,2}, 龚志园^{1,2}, 王雪鹤³

- (1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072;
2. 西北工业大学 飞行器基础布局全国重点实验室, 西安 710072;
3. 中国航空工业集团有限公司 中国直升机设计研究所, 江西 景德镇 333001)

摘 要: 针对旋翼翼型动态失速的模拟精度不高的问题, 利用课题组发展的延迟分离涡(delay detached eddy simulation, DDES)模型与 $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta t}}$ 耦合模型(transitional delay detached eddy simulation, TDDDES)进行非定常气动特性研究, 该模型引入新的 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes equation)/LES(large eddy simulation)转换函数, 减少了由 LES 模型的网格依赖性引起的不确定性。选取 NACA0012 和 SC1095 翼型进行非定常计算, 并与 URANS-SST(unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes with shear stress transport)和 URANS- $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta t}}$ 模型的计算结果进行对比, 系统地验证了 TDDDES 模型对非定常气动特性的模拟能力。研究结果表明: TDDDES 模型相对于 URANS 方法, 能够更准确地预测升阻力系数迟滞回线及动态失速涡的演化规律, 能够更准确地预测翼型的分离流动, 同时保持了 $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta t}}$ 转捩模型较高的转捩预测精度和 DDES 模型对分离流动的模拟能力。

关 键 词: 动态失速; 非定常转捩; 旋翼非定常模拟; TDDDES 模型; 分离流
中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

Unsteady aerodynamic characterization computation and analysis of an airfoil based on TDDDES model

Xing Haonan^{1,2}, Zhao Huan^{1,2}, Gao Zhenghong^{1,2},
Gong Zhiyuan^{1,2}, Wang Xuehe³

- (1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. National Key Laboratory of Aircraft Configuration Design, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
3. China Helicopter Research and Development Institute, Aviation Industry Corporation of China, Limited, Jingdezhen Jiangxi 333001, China)

Abstract: To address the issue of poor simulation accuracy for the dynamic stall of rotor wing airfoils, this study employed the delay detached eddy simulation (DDES) model and the $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta t}}$ coupled model (TDDDES) models developed by the research group to investigate the unsteady aerodynamic characteristics. It introduced a new RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes equation)/LES (large eddy simulation) switching function to reduce the uncertainty caused by the grid-dependence of the LES model. Unsteady simulations were conducted on the NACA0012 and SC1095 airfoils. The results were compared with those from URANS-SST (unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes with shear stress transport) and URANS- $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta t}}$ models to systematically verify the capability of the TDDDES model in simulating unsteady

收稿日期: 2024-11-22

作者简介: 邢浩楠(2001—), 男, 硕士, 主要从事飞行器设计研究。

通信作者: 赵欢(1990—), 男, 副教授, 博士, 主要从事飞行器气动/隐身/声爆/结构多学科设计及飞行力学研究。

E-mail: huanzhao@nwpu.edu.cn

引用格式: 邢浩楠, 赵欢, 高正红, 等. 基于 TDDDES 的翼型非定常气动特性计算与分析[J]. 航空动力学报, 2026, 41(8): 20240792. Xing Haonan, Zhao Huan, Gao Zhenghong, et al. Unsteady aerodynamic characterization computation and analysis of an airfoil based on TDDDES model[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(8): 20240792.

aerodynamic characteristics. The results showed that, compared to URANS methods, the TDDDES model achieved higher accuracy in predicting lift/drag coefficient hysteresis loops and the evolution of dynamic stall vortices, as well as the separation flow of the airfoil more accurately. Furthermore, it retained the higher transition prediction accuracy of the $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta t}}$ transition model and the simulation capability of the DDES model for the separation flow.

Keywords: dynamic stall; unsteady transition; unsteady rotor simulation; TDDDES model; separated flow

动态失速是空气动力学领域研究的重点问题之一。静态失速是指在定常来流条件下物体(如翼型)的迎角逐渐增大到一定程度时,物体表面的气流开始分离,导致升力系数下降、阻力系数急剧上升的现象。而动态失速是在非定常来流条件下发生的更为复杂的流动现象,以发生大尺度流动分离和形成动态失速涡(dynamic stall vortex, DSV)为基本特征^[1]。与静态失速相比,动态失速发生在非定常来流环境,迎角变化更快,气流分离及涡的形成过程更为复杂。

动态失速现象存在于多种工程应用场景中,如直升机旋翼、风电转叶、涡轮机等,会导致物体表面载荷不稳定或结构故障。风电转叶在运行过程中受来流风速的变化会出现动态失速,影响发电效率和设备稳定性。直升机旋翼在飞行过程中,由于挥舞、摆振、周期性变距等复杂性运动,会产生复杂的非定常现象,使得直升机在高速飞行或做大机动动作时发生严重的动态失速现象,导致旋翼拉力减小、旋翼轴扭矩增大、桨叶颤振等不良后果,降低了直升机的机动性能和安全性。因此,揭示翼型的动态失速机理并掌握其动态气动特性规律,进而开展融入动态特性的翼型气动外形设计和分析评估,突破直升机旋翼气动设计关键技术,提高我国新一代直升机气动和综合性能,对加快新一代直升机和其他旋翼飞行器的研制有重大意义^[2]。

针对动态失速的特点和规律,国内外众多学者展开了相关研究。俄亥俄州立大学的研究学者^[3-5]通过风洞实验发现了在变自由来流速度下,翼型仍然呈现出一定的非定常特性,升力系数和力矩系数产生了明显的迟滞回线。McCroskey等^[6]通过分析NACA0012翼型及变前缘翼型的动态失速气动特性,得到了不同迎角、缩减频率、前缘外形等特征对翼型的前缘涡分离、气动特性以及边界层分离的定性结论,指出前缘涡分离现象是区别定常与非定常特性的重要特征。Gupta

等^[7]利用粒子图像测速技术对翼型表面的动态失速涡的形成机理展开研究,进一步分析了翼型非定常气动特性。国内的众多学者如王友进、史志伟、林永锋、招启军、孔卫红、宋辰瑶和曾伟等^[8-14]分别对不同厚度的旋翼翼型在低马赫数状态下的动态失速现象、变来流速度状态下的气动载荷特性和不同来流脉动速度、来流基准速度以及翼型迎角对动态分离特性的影响展开了研究。这些研究揭示了翼型动态失速的特点,即动态失速的过程伴随着涡的生成、发展、移动和脱落等,掌握流场中涡结构的变化规律,有助于缓解甚至解决翼型动态失速问题。同时,不同气动参数和外形参数都会影响翼型的非定常动态特性。缩减频率和迎角的增加会导致升力系数迟滞回线面积增加,更容易诱发动态失速;自由来流速度的变化会影响气流的边界层状态,进而影响动态失速的发生。翼型的几何形状则通过改变气流的流动状态来影响动态失速,例如,相较于钝前缘翼型,尖前缘翼型更容易在前缘处引发气流分离发生动态失速。

动态失速通常以多种方式进行分类,如后缘失速和前缘失速^[15]、轻度失速和深度失速^[1]。后缘失速和前缘失速以失速涡开始分离的位置进行区分,而轻度失速和深度失速通常用来强调失速的程度。翼型发生轻度失速时,气流开始在翼型表面局部区域分离,但整体的气动力性能下降相对较小。而深度失速阶段通常伴随大尺度的气流分离,动态失速涡的脱落导致升力系数急剧下降、阻力系数大幅上升,使翼型的气动特性变差。

随着计算机技术的发展,数值仿真方法被应用于动态失速的研究。早期基于求解N-S方程的湍流数值模拟方法主要有雷诺平均模拟(RANS)、大涡模拟(LES)和直接数值模拟(DNS)^[16]。RANS方法计算效率较高,但对复杂分离流动的模拟精度有限,难以准确捕捉动态失速过程中的非定常失速涡。LES方法能够较好地捕捉分离流动中的失速涡结构,但计算量较大。DNS方法直接求解

N-S 方程, 模拟精度高但需要使用大量的计算资源。

为克服上述方法的局限性, 同时提高动态失速的模拟精度, 众多学者开始尝试不同的耦合模型。You 和 Hodara 等^[17-18] 分别将 $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta}}$ 转捩模型与尺度自适应模拟(scale-adaptive simulation, SAS) 和混合 RANS/LES 模型耦合, 计算并分析了平板和临界、超临界圆柱绕流气动特性以及厚翼型的大迎角气动特性; 江雄、招启军、叶靓、高昌昊等^[19-22] 分别使用双时间法、三阶 Roe-MUSCL 格式、Roe-分段线性格式、五阶 WENO-K 空间离散格式等高精度数值方法展开了相关研究; 王清等^[23] 对 Leishman-Beddoes(L-B) 模型进行改进, 建立了旋翼翼型动态失速后缘涡模型。赵国庆等^[24] 构建了一套基于运动嵌套网格技术和可压缩 RANS 方程的计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD) 方法, 捕捉了气动力迟滞效应以及翼型前缘脱体涡的产生、演化和脱落过程。但在旋翼复杂涡流场模拟方面, 由于旋翼的跨声速特性、强可压缩性的特点以及计算资源限制等因素, 这些方法并未广泛应用。同时, L-B 模型通常只适用于某种特定翼型, 对气流再附过程中气动载荷的计算不够准确, 无法模拟流动细节, 从而很难揭示旋翼翼型的动态失速机理, 不能够在工程上广泛应用。

近年来, 翼型动态失速特性的研究开始采用分离涡模拟(detached eddy simulation, DES) 方法。刘周和陈浩等^[25-26] 使用混合 RANS/LES 方法展开了翼型的动态气动特性和分离流动研究; 杜若凡等^[27] 针对延迟分离涡模拟(delayed detached eddy simulation, DDES) 方法中延迟因子对求解精度的影响展开了研究。这些研究进一步验证了 DES 类方法兼顾了 RANS 方法和 LES 方法分别在边界层和分离区的优势, 在有效减少边界层网格数量的同时, 提高了对大分离流动的模拟能力, 为旋翼翼型的非定常计算提供了新的思路和方法。但 DES 类方法无法预测转捩, 对于同时存在转捩和分离的流动模拟精度不高。

为了进一步提高对转捩和分离共存问题的计算精度, Sørensen^[28] 将 $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta}}$ 转捩模型与 DES 模型耦合, 计算分析了 DU-96-W351 厚翼型的大迎角气动特性; 乔磊等^[29] 将基于相关性的转捩模型与 DDES 模型结合, 并通过 T3A 平板案例证明了耦合模型能够捕捉到转捩并给出了较为准确的结果; Sa 等^[30] 利用 F_{θ} 函数将 DDES-SST 模型和 $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta}}$ 转捩模型耦合, 模拟边界层内的非定常尾流

和层流/湍流过渡, 通过 Eppler 387 机翼的计算对比, 证明了 DDES- $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta}}$ 模型能够预测强烈的层流/湍流转捩现象, 包括低迎角时的层流分离气泡和高迎角时的气流分离。这些研究进一步证明了 DES 类方法与转捩模型耦合后能够更准确地模拟分离流动, 预测转捩。但耦合模型仍存在显著的网格依赖性问题, 基于网格尺度划分 RANS/LES 区域的策略会加剧来流状态与网格密度的关联性, 影响转捩的预测精度。

课题组^[31-32] 在上述研究的基础上, 发展了一种新型 DDES 模型和 $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta}}$ 转捩模型的耦合方法(即 TDES 模型)。针对 LES 模型的网格依赖性问题, 该方法创新性地引入基于流场物理特征的 RANS/LES 转换函数。该函数通过识别边界层和尾迹区特征, 将流场划分为附着边界层(强制 RANS 模式)与尾迹/分离区(择优激活 LES 模式)。周琳等^[32] 通过 A-airfoil 和 DBLN-526 翼型的静态气动特性研究表明, TDES 模型保持了 $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta}}$ 转捩模型较高的转捩预测精度和 DDES 模型对分离流动的模拟能力, 特别适用于存在转捩、分离和激波相互作用的旋翼翼型复杂流动。

尽管 TDES 模型有效缓解了传统 DES 类方法的网格依赖性问题, 但其在非定常动态气动特性特别是动态失速涡演化模拟中的有效性仍需系统验证。本文基于 NACA0012 翼型和 SC1095 翼型, 着重研究课题组改进的 TDES 模型对旋翼翼型非定常气动特性的模拟能力, 尤其是对动态失速涡的演化模拟能力, 深入分析旋翼翼型动态失速机理, 旨在为解决旋翼动态失速问题、提高我国新一代直升机气动和综合性能提供有价值的参考数据。

1 数值模拟方法

1.1 基准模型

本文中 DDES 模型^[33] 和 $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta}}$ ^[34] 转捩模型均基于切应力输运(shear-stress transport, SST)模型^[35] 的 $k\text{-}\omega$ 方程构造。 $k\text{-}\omega$ SST 湍流模型的控制方程为如式(1)所示:

$$\begin{aligned} \frac{\partial k}{\partial t} + u_j \frac{\partial k}{\partial x_j} &= \frac{1}{\rho} P_k - \beta' k \omega + \frac{1}{\rho} \cdot \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \\ \frac{\partial \omega}{\partial t} + u_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} &= \frac{1}{\rho} P_\omega - \beta \omega^2 + \frac{1}{\rho} \cdot \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \\ &\quad 2(1 - F_1) \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \cdot \frac{\partial k}{\partial x_j} \cdot \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (1)$$

DDES 模型通过引入长度尺度 l_{DDES} 关联大涡模拟尺度 l_{LES} 和湍流模型尺度 l_{RANS} , 将湍动能方程的破坏项与长度尺度联系起来, 通过网格密度实现 RANS/LES 模型的动态转换, 如式(2)所示:

$$\begin{aligned} l_{\text{DDES}} &= l_{\text{RANS}} - f_d \max(l_{\text{RANS}} - l_{\text{LES}}, 0) \\ f_d &= 1 - F_1 \quad l_{\text{RANS}} = \sqrt{k}/(C_\mu \omega) \\ l_{\text{LES}} &= C_s \Delta \quad \Delta = \max(\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z) \end{aligned} \quad (2)$$

式中 l_{LES} 由当地网格密度决定; l_{RANS} 是湍流模型的长度尺度, 由湍流变量通过量纲分析^[36] 得到; f_d 是边界层转换函数, 转换函数的引入可以保证边界层内必然使用 RANS 模型, 避免出现模化应力损失(modelled stress depletion, MSD)和网格诱导分离(grid induced separation, GIS)的问题^[37]。将 $k-\omega$ SST 湍流模型中的破坏项用 l_{DDES} 修正, 得到 DDES 模型的湍动能方程:

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

$\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta t}}$ 模型通过在层流边界层中关闭湍动能生成项和破坏项达到描述层流边界层的目的, 在转换后的湍流边界层恢复为 SST 湍流模型。 $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta t}}$ 模型与 SST 湍流模型的耦合方式为:

$$\begin{aligned} P_{k,\text{eff}} &= \gamma_{\text{eff}} \cdot P_k \\ D_{k,\text{eff}} &= \min(\max(\gamma_{\text{eff}}, 0.1), 1.0) D_k \end{aligned} \quad (4)$$

$\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta t}}$ 转换模型和 DDES 模型都是对湍动能方程的源项进行修改, 两种模型的直接耦合方法在文献^[29] 中已被验证。引入两模型后湍动能方程的生成项和破坏项如式(5)所示, 直接耦合模型在层流边界层外恢复为原 DDES 模型。

$$\begin{aligned} P_{k,\text{eff}} &= \gamma_{\text{eff}} \cdot P_k \\ D_{k,\text{eff}} &= \min(\max(\gamma_{\text{eff}}, 0.1), 1.0) \frac{k^{3/2}}{l_{\text{DDES}}} \end{aligned} \quad (5)$$

1.2 TDDDES 模型耦合方法

本文采用的 TDDDES 耦合模型^[32] 引入一种新的 RANS/LES 转换函数。转换函数基于边界层和尾迹区域的识别函数设计, 在边界层内强制采用 RANS 模型, LES 模型只能在尾迹区和分离的边界层区域中激活。

1.2.1 边界层识别函数

基于 SST 模型的 DDES 模型中边界层转换函数 f_d 采用 Menter 等^[33] 在 SST- $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta t}}$ 模型中提出的构造方式, F_1 函数满足在边界层内为 1, 在其他地

方等于 0。 F_1 函数具体构造方式为:

$$\begin{aligned} F_1 &= \tanh(\Gamma^{-4}) \\ \Gamma &= \min[\max(\Gamma_1, \Gamma_3), \Gamma_2] \\ \Gamma_1 &= \frac{500\nu}{d^2\omega} \left(\frac{Ma_\infty}{Re} \right)^2 \\ \Gamma_2 &= \frac{4\rho\sigma_2 k}{d^2(C_{d-k-\omega})} \\ \Gamma_3 &= \frac{\sqrt{k}}{C_\mu \omega d} \left(\frac{Ma_\infty}{Re} \right) \\ C_{d-k-\omega} &= \max\left(\rho \frac{2\sigma_2}{\omega} \cdot \frac{\partial k}{\partial x_j} \cdot \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 1 \times 10^{-20}\right) \end{aligned} \quad (6)$$

式中函数 Γ 中的三项均与物面距离 d 成反比, 故在远离物面时趋于 0; Γ_1 确保 F_1 在黏性底层为 1; Γ_2 确保 F_1 在边界层附近趋于 0; Γ_3 为湍流长度尺度与物面距离 d 的比值, 其在对数区等于 2.5, 在边界层边缘趋于 0。对于存在转换的问题, 翼型的前缘存在较长的层流区, 针对层流边界层, 为避免 MSD 和 GIS 的影响, Langtry 等^[34] 将边界层识别函数 F_1 改进为 F_1^{TDDDES} , 如式(7)所示:

$$\begin{aligned} R_y &= \frac{\rho y \sqrt{k}}{\mu} \quad F_3 = e^{-\left(\frac{R_y}{120}\right)^8} \\ F_1^{\text{TDDDES}} &= \max(F_1, F_3) \end{aligned} \quad (7)$$

1.2.2 尾迹区识别函数

尾迹区识别函数 F_{wake} 将 RANS/LES 转换函数与尾迹区的物理性质联系起来, 保证尾迹区采用 LES 模型。式(8)中 ω_0 为入口处的湍流比耗散率, F_{wake} 在 $\omega \approx \omega_0$ 的自由流中近似于零。

$$F_{\text{wake}} = e^{-\frac{3\omega_0}{\omega}} \quad (8)$$

1.2.3 TDDDES 模型转换函数

TDDDES 模型中的转换函数是对全湍流 DDES 模型中初始的 RANS/LES 转换函数的修正。转换函数 f_d^{TDDDES} 将边界层和尾迹区识别函数合并到 TDDDES 模型的长度尺度的定义中, 如式(9)所示。修正后的 f_d^{TDDDES} 在附着边界层区域近似为零, 在尾迹区和分离边界层区域近似为 1。

$$\begin{aligned} F_{\text{wake}} &= e^{-\frac{3\omega_0}{\omega}} \\ f_d^{\text{TDDDES}} &= (1 - F_1^{\text{TDDDES}}) F_{\text{wake}} \\ l_{\text{TDDDES}} &= l_{\text{RANS}} - f_d^{\text{TDDDES}} \max(l_{\text{RANS}} - l_{\text{LES}}, 0) \end{aligned} \quad (9)$$

2 非定常动态失速计算条件

2.1 动态失速计算模型

本文主要研究旋翼翼型做俯仰运动过程中的

动态失速特性, 翼型绕 0.25 倍弦长处做俯仰运动, 迎角以正弦规律发生变化, 如式(10)所示:

$$\alpha = \alpha_{\text{mean}} + \alpha_{\text{amp}} \sin(2\pi ft) \quad (10)$$

其中 α_{mean} 是平均迎角, α_{amp} 是迎角振幅, f 是振荡频率。在动态失速等非定常流动问题中通常将振荡频率无量纲化后得到缩减频率 k , 用缩减频率描述流体流动中非定常效应的强弱。

$$k = \frac{\omega c}{2U_{\infty}} = \frac{\pi f c}{U_{\infty}} \quad (11)$$

其中 ω 表示翼型的振荡频率, c 表示翼型的弦长, U_{∞} 表示自由来流速度。

本文选取 NACA0012 翼型和 SC1095 翼型进行计算分析, 翼型弦长均为 1 m, 计算工况如表 1 所示。

表 1 振荡翼型计算工况

Table 1 Computation condition for oscillating airfoils

参数	NACA0012 翼型		SC1095 翼型	
	轻失速	深失速	轻失速	深失速
Ma	0.600	0.283	0.302	0.279
$Re/10^6$	4.80	3.45	3.92	3.60
$\alpha_{\text{mean}}/(^{\circ})$	4.86	14.91	9.74	14.91
$\alpha_{\text{amp}}/(^{\circ})$	2.44	9.88	9.90	9.87
k	0.081	0.151	0.099	0.156

2.2 边界条件

由于 N-S 方程需考虑黏性, 因此在物面处速度满足无滑移边界条件, 翼型表面满足 $\partial T / \partial \mathbf{n} = 0$ 和 $\partial p / \partial \mathbf{n} = 0$; 在远场处取基于 Riemann 不变量的远场边界条件; 翼型沿展长方向的两个平面设置对称面边界条件。

2.3 网格条件

翼型网格采用 O 型拓扑, 并对翼型前缘、后缘的网格进行加密; 在保证物面附近 $y^+ < 0.8$ 的条件下, 第 1 层网格高度为 10^{-6} m。为了检验网格密度对 TDDDES 模型计算结果的影响, 生成 4 套网格, 展向 $\times$ 周向 $\times$ 流向分别为 $N_1=33 \times 409 \times 161$ 、 $N_2=33 \times 609 \times 161$ 、 $N_3=33 \times 729 \times 161$ 和 $N_4=33 \times 809 \times 161$ 。计算状态 NACA0012 翼型的轻失速算例, 翼型迎角按照式(10)以正弦变化规律做俯仰运动, 计算工况如表 1 所示。

4 套网格的计算结果对比如图 1 所示。 N_1 网格对翼型的非定常动态失速迎角和最大升力系数的计算误差较大, 不能准确模拟翼型的失速状态;

相比之下, N_2 、 N_3 和 N_4 网格的计算结果更接近实验值, 误差更小, 计算的收敛性更好。经过计算对比, 随着网格密度的增加, 计算结果逐渐接近实验值, 计算精度更高, 网格的收敛性变好。随着网格密度增加, 计算精度并未出现大幅度提升, 但需要更多的计算资源。

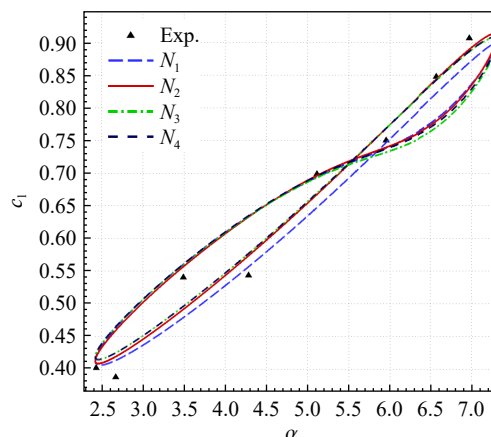


图 1 不同网格的升力系数对比

Fig. 1 Comparison of lift coefficients for different grids

此外, 缩减频率、马赫数、雷诺数、平均迎角等参数的变化会影响气流分离和失速特性, 当网格密度不足时难以准确模拟不同参数下的失速现象, 进而影响动态失速涡的模拟精度。综合考虑计算资源和计算效率, 本文在进行算例验证时所采用的网格均为 N_2 网格, 如图 2 所示, 此时的计算结果在满足一定精度要求的同时, 能有效控制计算成本。

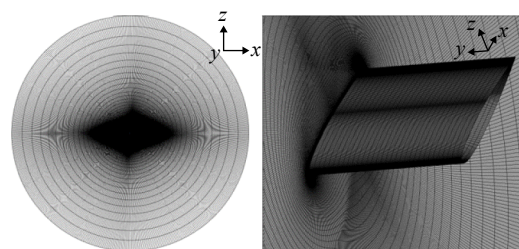


图 2 N_2 网格

Fig. 2 N_2 grid

3 非定常动态失速计算对比分析

3.1 轻度失速状态计算分析

为验证 TDDDES 模型计算非定常气动特性的有效性, 选取 SC1095 翼型进行轻度失速计算, 分别与 URANS-SST 模型和 URANS- $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta t}}$ 模型的计算结果进行对比, 翼型网格如图 3 所示, 该网格结构经过前期的网格密度验证, 在保证计算精度的

同时能够兼顾计算效率, 计算工况如表 1 所示。

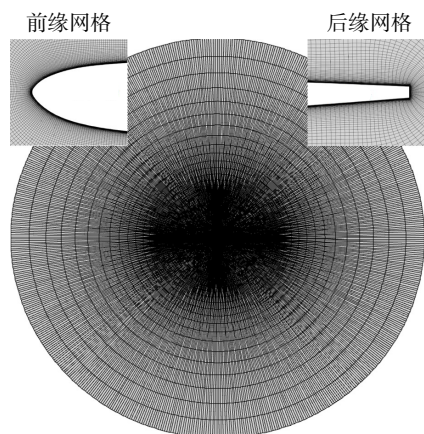
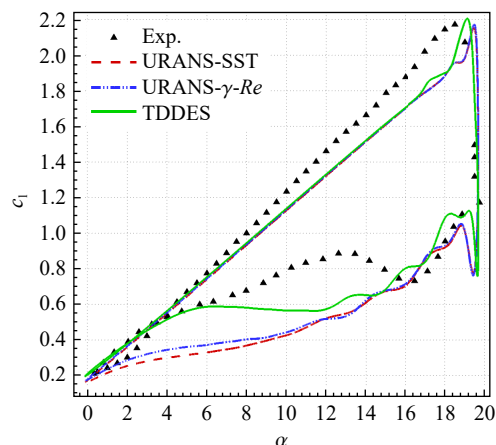


图 3 SC1095 翼型网格

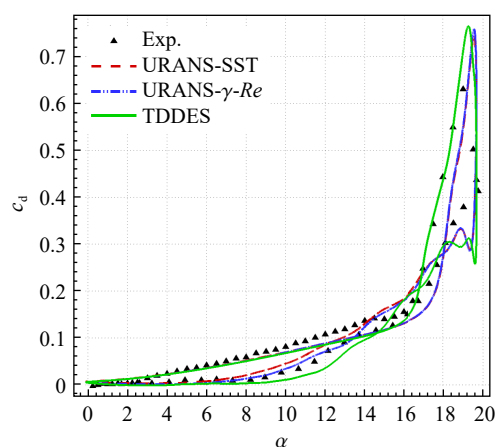
Fig. 3 SC1095 airfoil grid

将 TDDDES 模型的计算结果分别与 URANS-SST 模型和 URANS- $\gamma\overline{Re_{\theta t}}$ 模型的计算结果与实验值^[37] 进行对比。从图 4 可以看出, URANS-SST 模型和 URANS- $\gamma\overline{Re_{\theta t}}$ 模型的精度相近, TDDDES 模型的计算结果相对于实验值的误差更小, 精度更高。在迎角上仰阶段, 3 种模型的升力系数、阻力系数和力矩系数曲线基本重合, 模拟精度相似, 但 TDDDES 模型预测的失速迎角和最大升力系数更接近实验值。在迎角恢复阶段, TDDDES 模型的计算结果误差更小, 得到的阻力系数和俯仰力矩系数与实验值相比误差更小, 且在迎角为 $7^\circ \sim 0^\circ$ 时的计算结果与实验值重合, 反映在升力系数曲线上即为升力曲线迟滞回线面积误差更小。这是由于 TDDDES 模型耦合了 DDES 模型和 $\gamma\overline{Re_{\theta t}}$ 转捩模型, 在迎角增大时能更好地捕捉翼型前缘处的气流分离和涡的生成, 更准确地反映失速状态的流动特征, 在迎角恢复时能够更准确地模拟动态失速涡的再附着过程, 使得升力系数能更准确地恢复到相应迎角下的理论值。

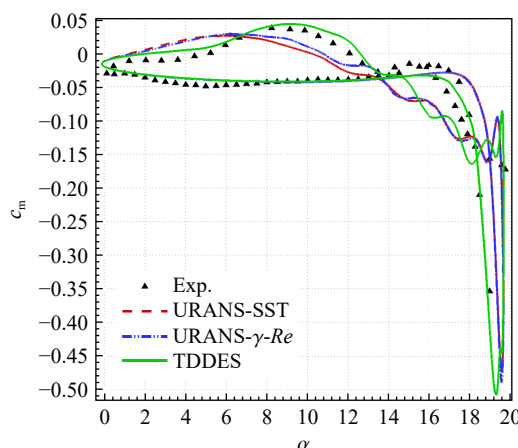
图 5 给出了 3 种模型计算得到的翼型流场云图, 涡量通过式(12)计算得到, 其中 u 、 v 分别为速度在 x 、 y 方向上的分量。在翼型的上仰过程, 翼型前缘处产生 DSV, 并沿翼型表面对流, 从而产生一定的附加升力。随着迎角的增大, DSV 开始从翼型表面脱落, 翼型出现动态失速现象, 升力系数突降。DSV 移动的过程中产生的附加升力会使翼型的失速迎角增大, 由于 DSV 诱导产生的法向力距离翼型的气动中心较长, 导致俯仰力矩系数增大。在翼型迎角恢复的过程中, 由于 DSV



(a) 升力系数



(b) 阻力系数



(c) 俯仰力矩系数

图 4 SC1095 翼型非定常气动力计算值与实验值对比

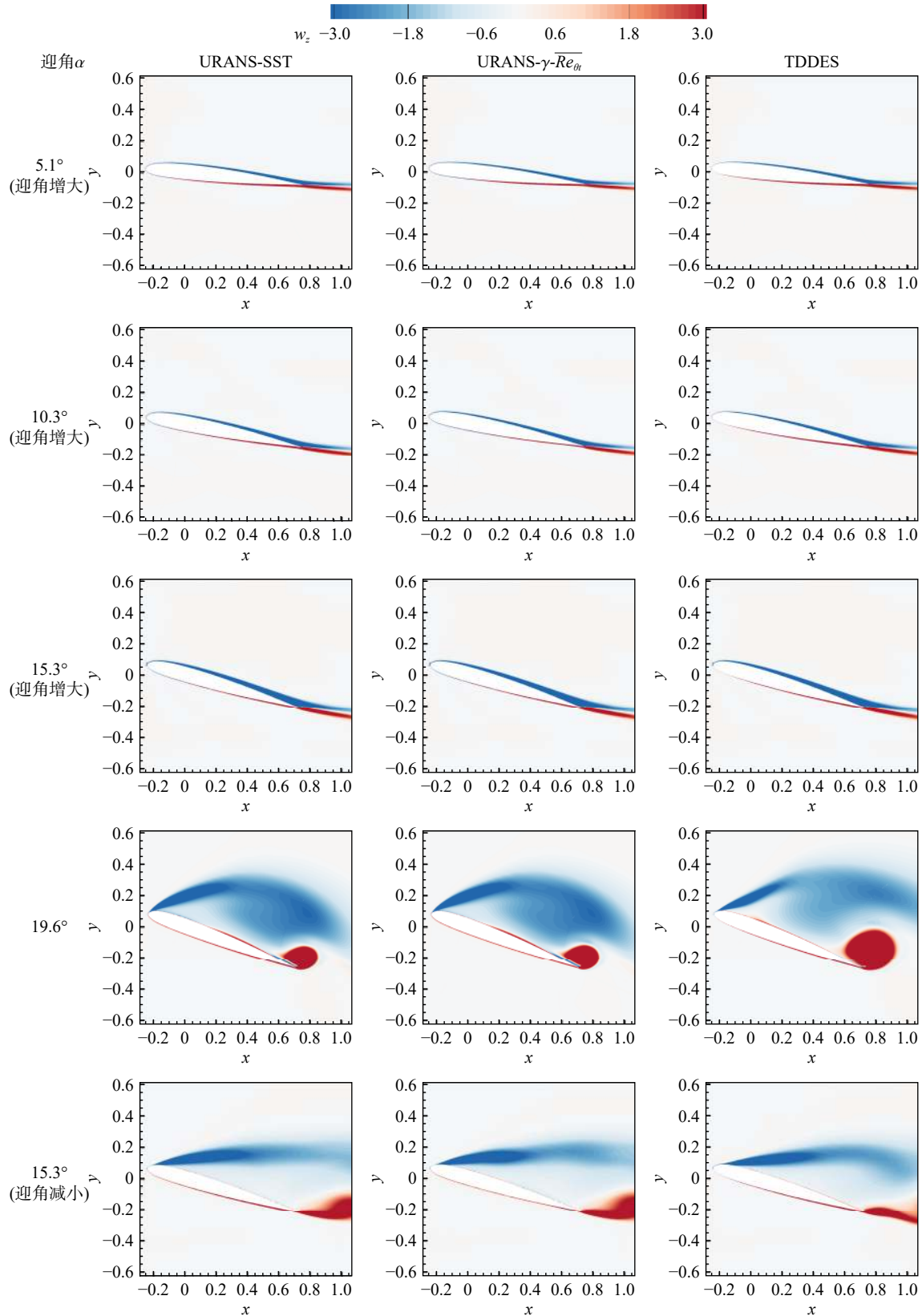
Fig. 4 SC1095 airfoil comparison of unsteady aerodynamic calculated and experimental value

及翼型运动的干扰, 翼型表面气流的再附着过程会有延迟, 升力系数不能立刻恢复, 明显小于相同迎角状态下的升力系数。DSV 随着翼型做俯仰运动而产生、演化、脱落和再附着, 引起了翼型升力的迟滞现象, 导致翼型在上仰和下俯过程中相同迎角状态下的升力不对称。

$$\omega_z = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \right) \quad (12)$$

结合图 4 和图 5, 通过对 3 种模型计算的流场进行对比, 可以发现 3 种模型在翼型迎角增大时的计算结果基本一致, 但是 TDDDES 模型预测的

失速迎角和最大升力系数更接近实验值, 对翼型表面 DSV 的捕捉也更准确。在轻度失速状态下, 气流开始在翼型表面局部区域分离, 但整体的气动性能下降相对较小, 升力系数仍能保持一定的增长趋势, 只是增长速度变缓。随着迎角恢复,



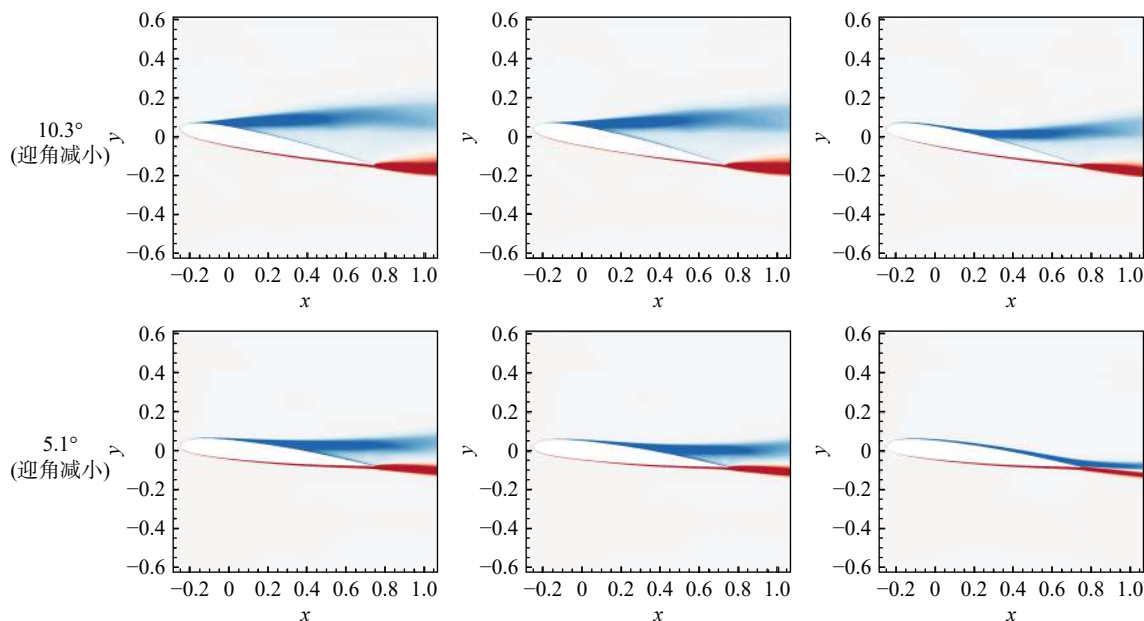


图 5 SC1095 翼型流场对比

Fig. 5 SC1095 airfoil flow field comparison

在迎角(α)为 10.3° 和 5.1° 状态时, TDDDES 模型得到的流场中 DSV 再附着得更快, 因此升力系数恢复得更快, 反映在升力系数图(如图 4(a)所示)中, TDDDES 模型在迎角由 10° 恢复至 5° 时得到的升力系数曲线与实验值基本重合。

由于轻度失速状态下翼型表面的黏性较小, URANS-SST 模型和 URANS- $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta t}}$ 模型在计算非定常动态失速的分离和转捩时精度不够, 导致升力曲线线性段斜率计算值与实验值有较大误差; 而 TDDDES 模型耦合了 DDES 模型和 $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta t}}$ 转捩模型, 同时具有较高的转捩预测精度和对分离流动的模拟能力, 使其相比于其他两种模型计算精度更高。但是由于耦合误差和原模型的计算误差, 导致 TDDDES 模型的计算结果相较于实验值仍存在一定误差, 且升力曲线线性段斜率和俯仰力矩系数负峰值误差较大。此外, 前缘失速涡在翼型表面向后移动时, 会诱导产生后缘失速涡(如图 5 所示, 其中 w_z 表示 z 方向涡量大小)。相较于前缘失速涡, 后缘失速涡产生得更迟, 演化得更快, 涡量更小。TDDDES 模型能更准确地捕捉这些涡的变化, 导致在失速状态下因 DSV 的脱落而诱导产生的法向力矩更大, 俯仰力矩系数更大, 使俯仰力矩系数负峰值也存在很大误差。

3.2 深度失速状态算分析

3.2.1 NACA0012 翼型深失速状态

选取 NACA0012 翼型进行深度失速计算, 翼

型网格如图 6 所示, 计算工况如表 1 所示。

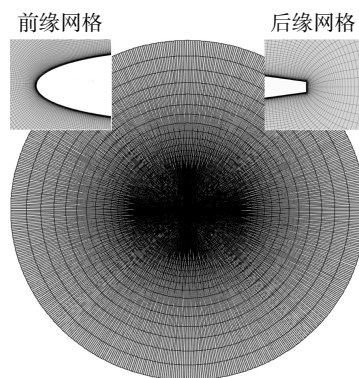


图 6 NACA0012 翼型网格

Fig. 6 NACA0012 airfoil grid

图 7 给出了 NACA0012 翼型的各种模型的计算结果与实验值^[37] 的对比。通过对比可知, 在迎角增大时, 3 种模型的计算精度相同, 均能准确计算翼型的气动力系数; 在迎角减小时, TDDDES 模型能够更准确地计算升力系数, 尤其在迎角由 12° 恢复到 5° 时, TDDDES 的模拟结果更好, 因此升力曲线迟滞回线面积的误差小于 URANS-SST 模型和 URANS- $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta t}}$ 模型, 同时对于阻力系数和升力系数的模拟也优于 URANS-SST 模型和 URANS- $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta t}}$ 模型。通过图 8 的流场对比, 可以发现 3 种模型在迎角上仰阶段时的流场基本一致, 但是在迎角恢复阶段(如图 8 中 $\alpha=10.4^\circ$ 所示), TDDDES 模型得到的流场中 DSV 再附着得更快,

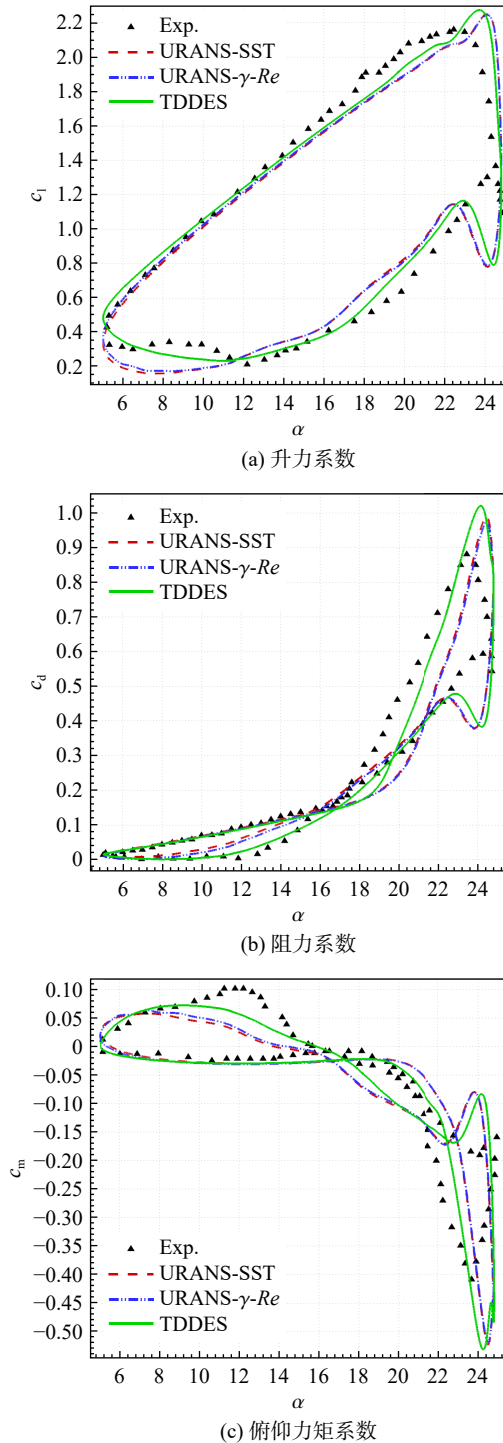


图7 NACA0012翼型非定常气动力计算值与实验值对比
Fig. 7 NACA0012 airfoil comparison of unsteady aerodynamic calculated and experimental values

因此升力系数恢复得更快。在深度失速状态下,大尺度的气流分离区域迅速扩大,DSV的影响加剧,升力系数急剧下降,阻力系数大幅上升,俯仰力矩的波动加剧,翼型的运动稳定性受到影响。

相较于上述轻度失速算例,深度失速算例的黏性更大,URANS-SST模型和URANS- $\gamma-Re_{th}$ 模

型预测非定常动态失速的分离和转捩精度更高,因此耦合后的TDDDES模型的计算精度也更高,计算误差更小。此外,TDDDES模型得到的失速迎角以及最大升力系数大于实验值,这主要是因为TDDDES模型中对DDES模型和 $\gamma-Re_{th}$ 模型的分区主要针对翼型的静态气动特性,虽然能够模拟翼型的非定常动态气动特性,并达到很高的精度,但为了准确模拟非定常动态气动特性,预测翼型的失速迎角,还需针对动态气动特性对模型进行改进。

3.2.2 SC1095翼型深失速状态

翼型网格如图3所示,计算工况如表1所示。

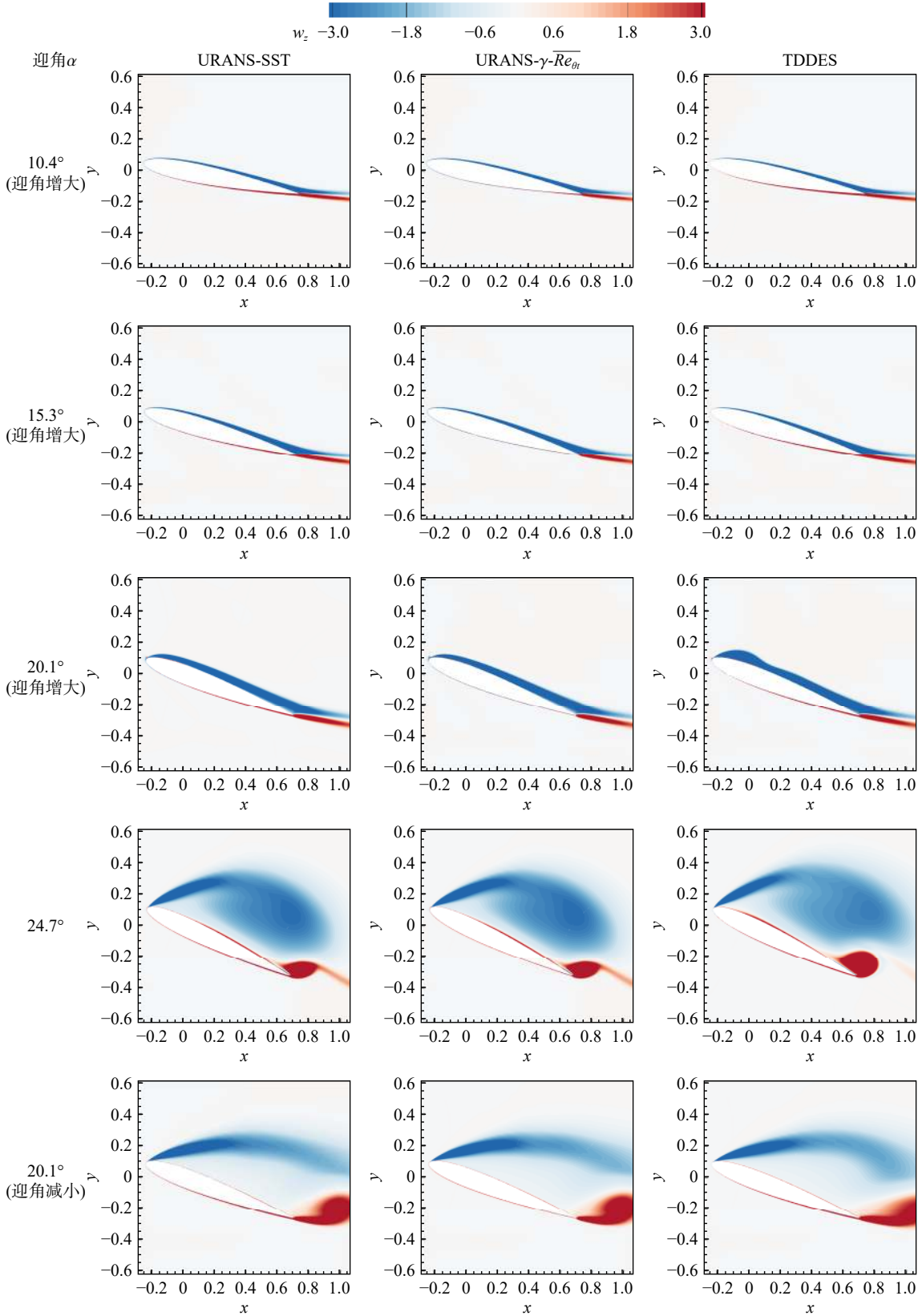
图9给出了SC1095翼型的各种模型的计算结果与实验值^[37]的对比。相较于URANS-SST模型和URANS- $\gamma-Re_{th}$ 模型,TDDDES模型在迎角增大时的计算值更接近实验值,升力系数线性段误差为7%,最大升力系数误差为0.61%。通过对比可知,TDDDES模型的计算精度更高。在迎角减小时,TDDDES模型的计算结果虽优于URANS-SST模型和URANS- $\gamma-Re_{th}$ 模型,但还存在一定误差,但TDDDES模型对升力系数的计算更接近实验值,升力曲线迟滞回线面积误差更小。

图10展示了翼型做俯仰震荡时的流场细节。当迎角处于 20.2° 时,翼型处于预失速阶段,涡流附着在翼型表面,由于翼型运动在后缘处产生低压区,使后缘处产生涡流。由于翼型运动和低压区惯性产生的涡流附着在翼型表面,平均流量仍沿着翼型表面,导致翼型的表观厚度增加,升力系数增大,升力曲线线性段斜率局部增加。迎角由 20.2° 至 22.2° ,动态失速开始,分离点向前缘附近移动,形成DSV,后缘处的逆压流动增强,但DSV还未离开翼型表面,升力系数继续增大。迎角由 22.2° 至 24.8° ,DSV开始从翼型前缘处分离,分离点移动至前缘顶点处,前缘失速涡增长至最大并发生分离,同时诱导产生二级失速涡,后缘失速涡开始分离,翼型进入完全失速状态,升力系数达到最大,阻力系数最大,俯仰力矩系数负峰值最大。迎角由 24.8° 至 15.4° ,分离点位置向下游运动,DSV开始向翼型表面附着,升力开始恢复。在深度失速状态下,翼型周围的流场变化更加复杂,DSV的强度和影响范围更大,翼型的气动力性受到DSV的影响而急剧变化,这些现象在TDDDES模型的模拟结果中得到了更准确的

呈现。

在上述失速过程中, TDDDES 模型的结果中涡的分离和再附着过程更快, 模拟的更精确, 能够捕捉到失速涡的二次分离和二级涡的产生。结合图 9 和图 10 分析可知, 在迎角为 20.2° 时, 失速涡

在最大厚度处分开, 位于后缘附近的失速涡先分离, 位于前缘附近的失速涡继续向前缘移动, 此时升力出现陡增, 升力曲线斜率增大; 在迎角为 22.2° 时, TDDDES 模型的第一次失速涡分离结束, 进入二次分离, 此时升力曲线斜率减小, 升力系



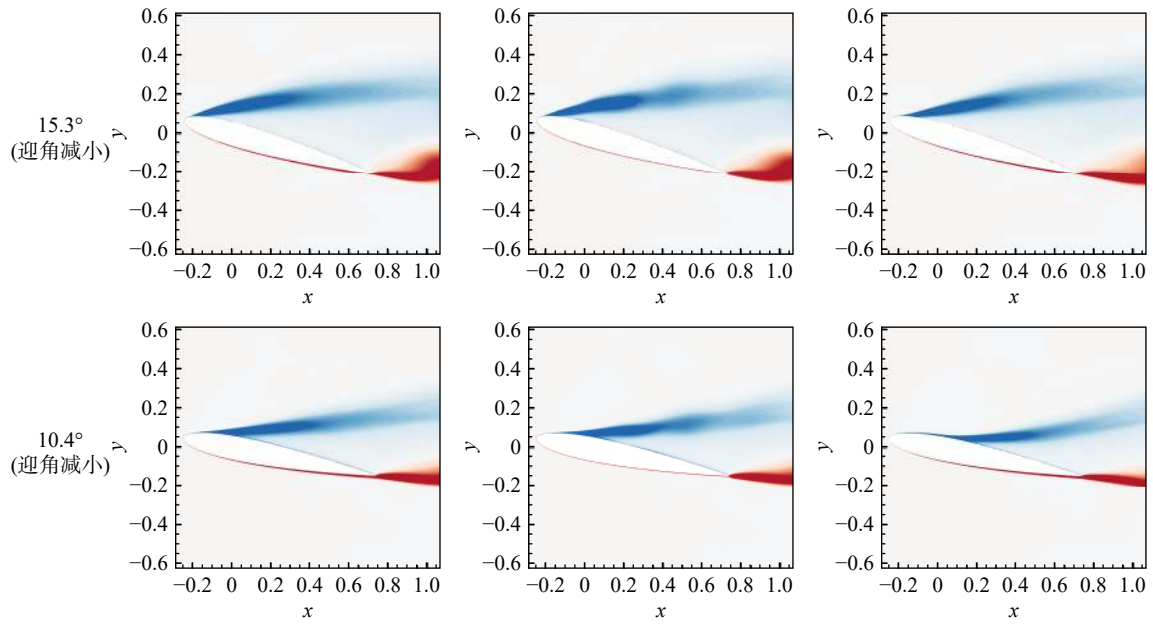


图 8 NACA0012 翼型流场对比

Fig. 8 NACA0012 airfoil flow field comparison

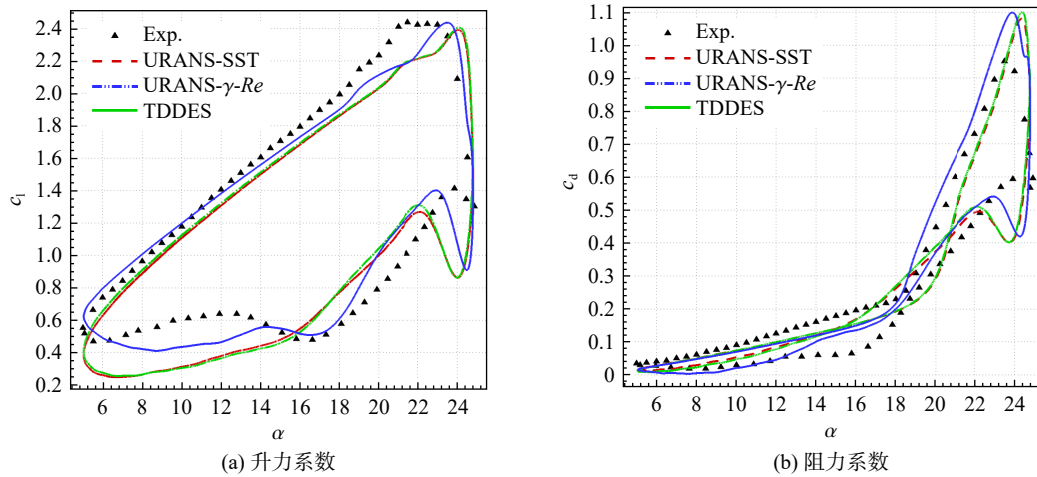
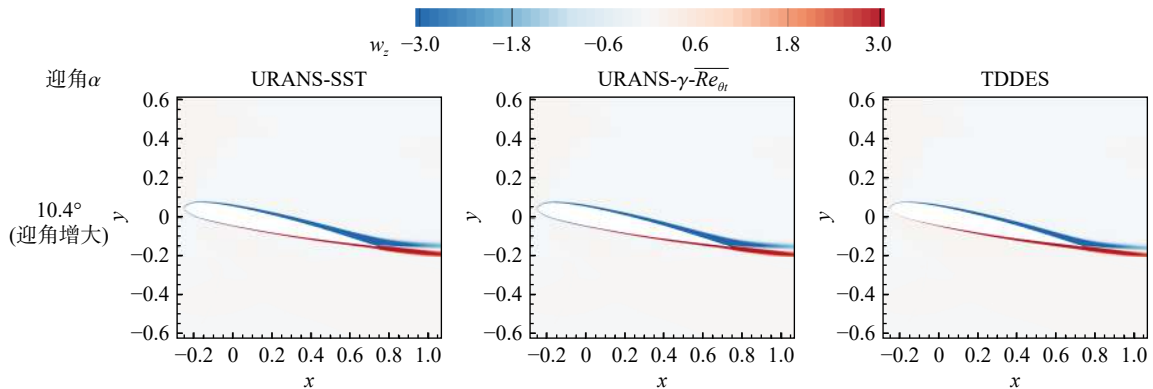


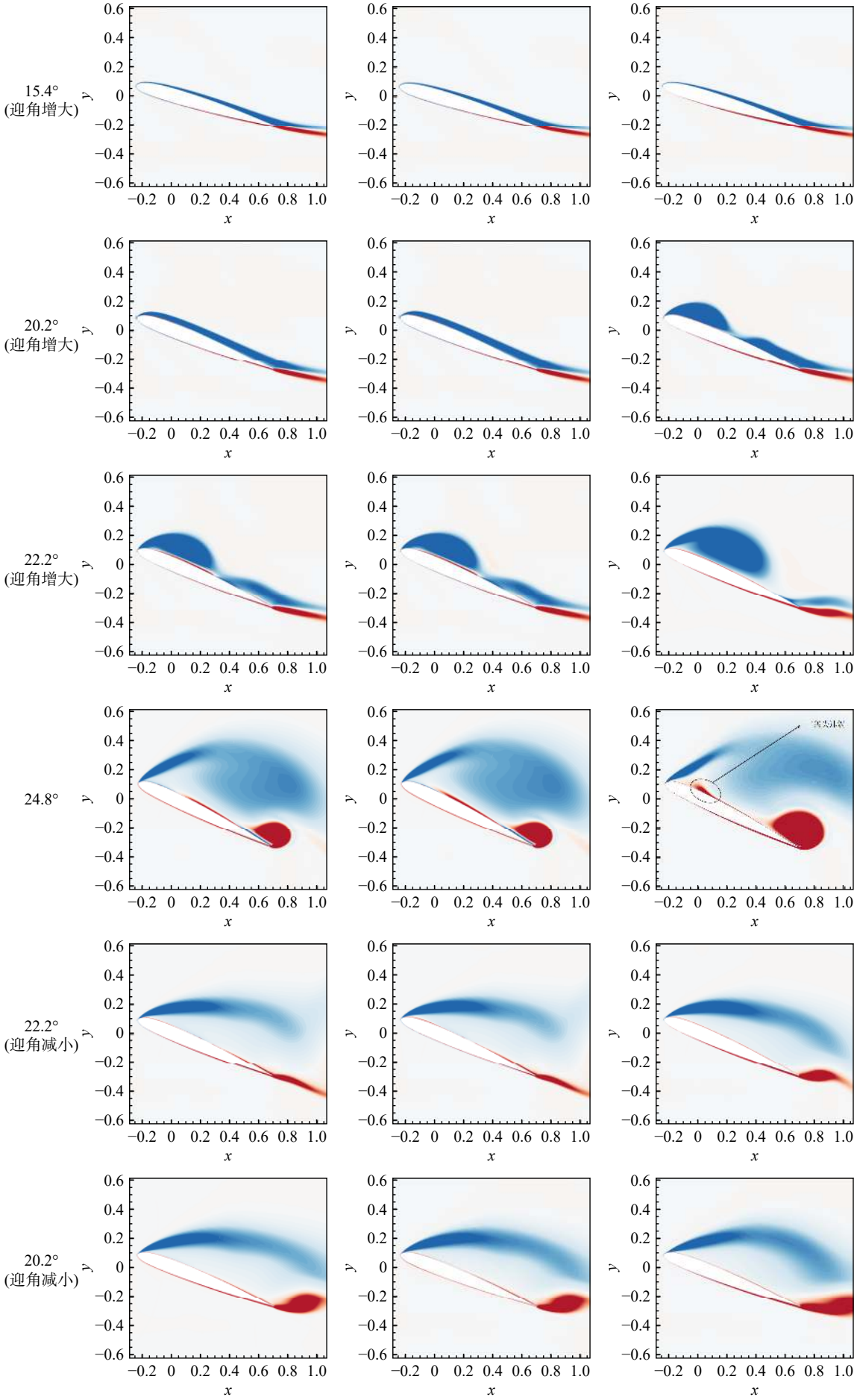
图 9 SC1095 翼型深失速非定常气动计算值与实验值对比

Fig. 9 SC1095 airfoil comparison of unsteady aerodynamic calculated and experimental values at deep stall

数增加缓慢。在迎角为 24.8° 时, 前缘涡完全分离, 并在前缘附近诱导产生二级涡, 通过与 URANS-SST 模型和 URANS- $\gamma\overline{Re_{\theta t}}$ 模型对比可知, 二级涡

的产生使 TDDDES 模型计算得到的升力系数较大, 因此二级涡的产生能够使翼型发生动态失速时的最大升力系数增大。





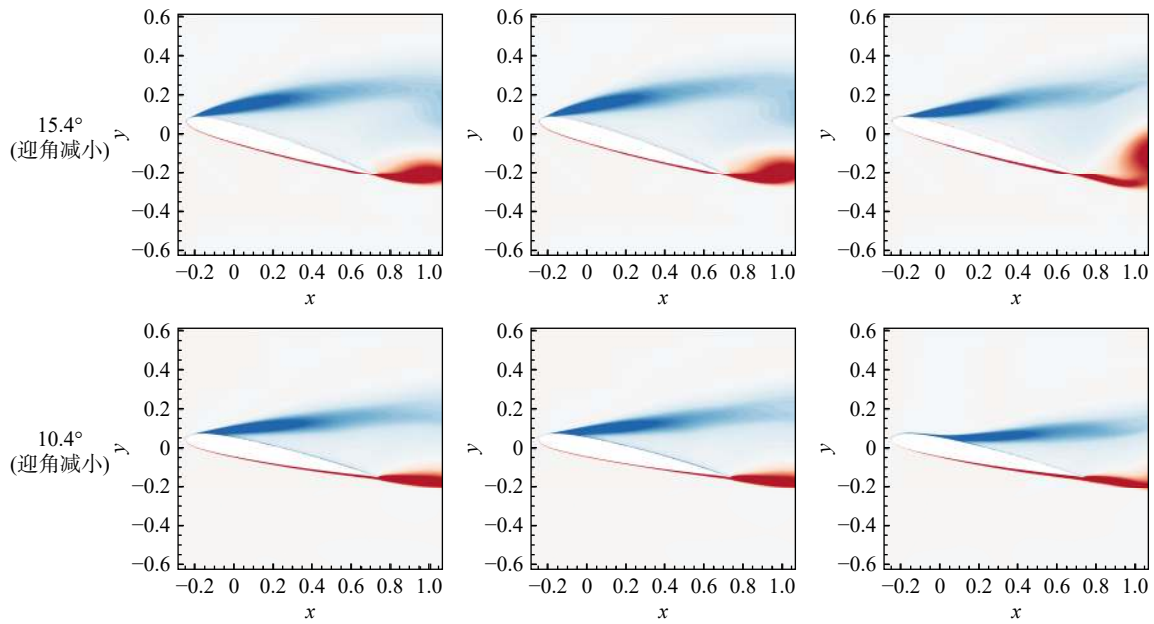


图10 SC1095 翼型深失速流场对比

Fig. 10 SC1095 airfoil flow field comparison at deep stall

4 结 论

本文基于 DDES 模型和 $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta}}$ 模型的耦合模型——TDES 模型, 通过计算分析了 NACA0012 和 SC1095 翼型的非定常动态气动特性, 验证了 TDES 模型对非定常动态气动特性的模拟能力, 可以得到以下结论:

1) 本文选用 NACA0012 翼型和 SC1095 翼型, 分别在深度失速和轻度失速状态下, 采用的 TDES 模型与 URANS-SST 和 URANS- $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta}}$ 模型进行对比验证。结果证明, 在相同的计算条件下 TDES 模型能够更准确的模拟翼型非定常动态气动特性。在迎角增大时, 3 种模型的模拟精度比较接近, 但在对于失速迎角和最大升力系数的预测以及 DSV 的再附着过程的模拟, TDES 模型优势明显, 精度更高。这表明 TDES 模型能够准确模拟翼型的非定常气动特性和 DSV 的再附着过程, 能够有效捕捉动态失速过程中的关键流动特征, 为翼型非定常气动特性研究提供了可靠的模拟方法。

2) TDES 模型在深度失速状态下的模拟精度更高, 基本与实验结果一致; 在轻度失速状态下, 模拟精度优于 URANS-SST 模型和 URANS- $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta}}$ 模型, 但与实验值相比仍存在一定误差。由于模型中对 DDES 模型和 $\gamma\text{-}\overline{Re_{\theta}}$ 模型的分区主要针对翼型静态气动特性, 导致在计算动态气动特性时俯仰力矩系数误差较大, 后续需针对动态气动特性对模型进一步优化改进, 以提高模型在全

失速状态下的计算精度。

3) 翼型的非定常动态失速会伴随着 DSV 的产生、演化和消散, 相较于前缘失速涡, 后缘失速涡具有产生迟、演化快、涡量小的特点, 并且会使失速状态下的俯仰力矩系数增大, 显著影响翼型的非定常气动特性。在不同失速程度下, 这种影响的程度和表现形式有所不同, 深度失速时影响更为剧烈。

4) 在某些流动条件下, 翼型在发生动态失速时会发生二次分离, 产生二级涡。二次分离会使升力系数出现陡增, 升力曲线斜率减小; 二次涡的产生会使升力系数增大, 这些现象对翼型的非定常动态失速特性产生重要影响, TDES 模型能够较为准确地捕捉和反映这些复杂流动现象, 为深入研究动态失速机理提供了有力支持。

参考文献:

- [1] McCroskey W J, Mcalister K W, Carr L W, et al. An experimental study of dynamic stall on advanced airfoil sections. Volume I: summary of the experiment[R]. NASA-TM-84245-VOL-1, 1982.
- [2] 招启军, 赵国庆, 王清, 等. 先进旋翼设计空气动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2020.
Zhao Qijun, Zhao Guoqing, Wang Qing, et al. Advanced rotor design aerodynamics[M]. Beijing: Science Press, 2020. (in Chinese)
- [3] Medina A, Ol M V, Greenblatt D, et al. High-amplitude surge of a pitching airfoil: complementary wind- and water-tunnel measurements[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(4): 1703-1709.
- [4] Greenblatt D, Mueller-Vahl H, Strangfeld C, et al. High advance-ratio airfoil streamwise oscillations: wind tunnel vs. water tunnel: AIAA 2016-1356 [R]. San Diego, US: 4th AIAA Aerospace Sci-

- ences Meeting, 2016.
- [5] Greenblatt D. Unsteady low-speed wind tunnels[J]. *AIAA Journal*, 2016, 54(6): 1817-1830.
- [6] McCroskey W J, Carr L W, Mcalister K W. Dynamic stall experiments on oscillating airfoils[J]. *AIAA Journal*, 1976, 14(1): 57-63.
- [7] Gupta R, Ansell P J. Unsteady flow physics of airfoil dynamic stall[J]. *AIAA Journal*, 2019, 57(1): 165-175.
- [8] 王友进, 闫超, 周涛. 不同厚度翼型动态失速涡运动数值研究[J]. *北京航空航天大学学报*, 2006, 32(2): 153-157.
- Wang Youjin, Yan Chao, Zhou Tao. Numerical investigation of dynamic stall vortex movement of different-thickness airfoils[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2006, 32(2): 153-157. (in Chinese)
- [9] 史志伟, 耿存杰, 明晓, 等. 旋翼翼型俯仰沉浮运动非定常气动特性实验研究[J]. *实验流体力学*, 2007, 21(3): 18-23.
- Shi Zhiwei, Geng Cunjie, Ming Xiao, et al. Experimental investigation on unsteady aerodynamics of rotor-blade airfoil[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2007, 21(3): 18-23. (in Chinese)
- [10] 林永峰, 黄建萍, 黄水林, 等. 直升机旋翼翼型动态失速特性试验研究[J]. *航空科学技术*, 2012, 23(4): 25-28.
- Lin Yongfeng, Huang Jianping, Huang Shuilin, et al. Experimental investigation of rotor airfoil dynamic stall characteristics[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2012, 23(4): 25-28. (in Chinese)
- [11] 招启军, 井思梦, 赵国庆, 等. 旋翼翼型动态失速机理及非定常设计研究进展[J]. *空气动力学学报*, 2021, 39(6): 70-84.
- Zhao Qijun, Jing Simeng, Zhao Guoqing, et al. Review of research progress on dynamic stall mechanism and unsteady design of rotor airfoils[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2021, 39(6): 70-84. (in Chinese)
- [12] 孔卫红, 陈仁良, 孙振航. 旋翼翼型低速动态失速研究[J]. *南京航空航天大学学报(自然科学版)*, 2018, 50(2): 213-220.
- Kong Weihong, Chen Renliang, Sun Zhenhang. Numerical investigation of dynamic stall on rotor airfoil in low-speed flow[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition)*, 2018, 50(2): 213-220. (in Chinese)
- [13] 宋辰瑶, 徐国华. 旋翼翼型非定常动态失速响应的计算[J]. *空气动力学学报*, 2007, 25(4): 461-467.
- Song Chenyao, Xu Guohua. Computations of unsteady dynamic stall responses on rotor airfoils[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2007, 25(4): 461-467. (in Chinese)
- [14] 曾伟, 袁明川, 樊枫, 等. 直升机旋翼翼型需求分析及技术发展展望[J]. *空气动力学学报*, 2021, 39(6): 61-69, 10001.
- Zeng Wei, Yuan Mingchuan, Fan Feng, et al. Requirement analyses and technical prospects of helicopter rotor airfoils[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2021, 39(6): 61-69, 10001. (in Chinese)
- [15] Gupta R, Ansell P J. Flow evolution and unsteady spectra of dynamic stall at transitional Reynolds numbers[J]. *AIAA Journal*, 2020, 58(8): 3272-3285.
- [16] 张兆顺, 崔桂香, 许春晓, 等. 湍流理论与模拟[M]. 2 版. 北京: 清华大学出版社, 2017.
- Zhang Zhaoshun, Cui Guixiang, Xu Chunxiao, et al. Theory and modeling of turbulence[M]. 2nd ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2017. (in Chinese)
- [17] You J Y, Kwon O J. A blended model for simulating massive flow separation and laminar-turbulence transition: AIAA 2012-2971 [R]. New Orleans, US: 42nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 2012.
- [18] Hodara J, Smith M J. Hybrid Reynolds-averaged navier-stokes/large-eddy simulation closure for separated transitional flows[J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(6): 1948-1958.
- [19] Jiang Xiong, Chen Zuobin, Zhang Yulun. Numerical Simulation of a Hovering Rotor Flowfield Using a Dual-Time Method[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 1998(3): 23-31.
- [20] 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 Qijun, Xu Guohua. 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)
- [21] 叶靓, 徐国华. 共轴式双旋翼悬停流场和气动力的 CFD 计算[J]. *空气动力学学报*, 2012, 30(4): 437-442.
- Ye Liang, Xu Guohua. Calculation on flow field and aerodynamic force of coaxial rotors in hover with CFD method[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2012, 30(4): 437-442. (in Chinese)
- [22] 高昌昊, 宋文萍, 韩少强, 等. 悬停共轴刚性旋翼直升机涡尾迹高精度数值模拟[J]. *飞行力学*, 2023, 41(2): 14-20.
- Gao Changhao, Song Wenping, Han Shaoqiang, et al. High-accurate numerical simulation of wake vortex over coaxial rigid rotor helicopter in hover[J]. *Flight Dynamics*, 2023, 41(2): 14-20. (in Chinese)
- [23] Wang Qing, Zhao Qijun. Modification of Leishman-Beddoes model incorporating with a new trailing-edge vortex model[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2015, 229(9): 1606-1615.
- [24] 赵国庆, 招启军, 吴琪. 旋翼非定常气动特性 CFD 模拟的通用运动嵌套网格方法[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(3): 546-554.
- Zhao Guoqing, Zhao Qijun, Wu Qi. A universal moving-embedded grid method for CFD simulation of unsteady aerodynamic characteristics of rotor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(3): 546-554. (in Chinese)
- [25] 刘周, 杨云军, 周伟江, 等. 基于 RANS-LES 混合方法的翼型大迎角非定常分离流动研究[J]. *航空学报*, 2014, 35(2): 372-380.
- Liu Zhou, Yang Yunjun, Zhou Weijiang, et al. Study of unsteady separation flow around airfoil at high angle of attack using hybrid RANS-LES method[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(2): 372-380. (in Chinese)
- [26] 陈浩, 袁先旭, 毕林, 等. 基于 RANS/LES 混合方法的分离流动模拟[J]. *航空学报*, 2020, 41(8): 123642.
- Chen Hao, Yuan Xianxu, Bi Lin, et al. Simulation of separated flow based on RANS/LES hybrid method[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(8): 123642. (in Chinese)
- [27] 杜若凡, 阎超, 韩政, 等. DDES 延迟函数在超声速底部流动中的性能分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 2017, 43(8): 1585-1593.
- Du Ruofan, Yan Chao, Han Zheng, et al. Performance of delayed functions in DDES for supersonic base flow[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2017, 43(8): 1585-1593. (in Chinese)
- [28] Sørensen N. CFD Modeling of Laminar-Turbulent Transition for Airfoils and Rotors using the y-reo Model: AIAA 2008-7323 [R]. Honolulu, Hawaii, US: 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2008.
- [29] Qiao Lei, Bai Jun qiang, Hua Jun, et al. Combination of DES and

- DDES with a correlation based transition model[J]. *Applied Mechanics and Materials*, 2013, 444/445: 374-379.
- [30] Sa J H, Cho K W, Park S H. Numerical study of blending hybrid RANS/LES method and γ - Re_{θ} transition model for unsteady turbulent flow analysis[R]. Jeju Island, Korea: The 2016 Structures Congress (Structures16), 2016.
- [31] Xu Fang, Gao Zhenghong, Ming Xiao, et al. The optimization for the backward-facing step flow control with synthetic jet based on experiment[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2015, 64: 94-107.
- [32] Zhou Lin, Gao Zhenghong, Du Yiming. Flow-dependent DDES/ γ - $\overline{Re_{\theta}}$ coupling model for the simulation of separated transitional flow[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 87: 389-403.
- [33] Menter F R, Kuntz M. Adaptation of eddy-viscosity turbulence models to unsteady separated flow behind vehicles[C]//The Aerodynamics of Heavy Vehicles: Trucks, Buses, and Trains. Berlin, Heidelberg: Springer, 2004: 339-352.
- [34] Langtry R B, Menter F R. Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes[J]. *AIAA Journal*, 2009, 47(12): 2894-2906.
- [35] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [36] Strelets M. Detached eddy simulation of massively separated flows: AIAA 2001-879 [R]. Reno, US: 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2001.
- [37] 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.

(编辑: 张 雪)