

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.05.008

温度垂直递减率对飞机尾涡影响的数值模拟

潘卫军¹, 姜沿强¹, 张钰沁¹, 罗玉明², 王靖开¹, 罗昊天¹

(1. 中国民用航空飞行学院空中交通管理学院, 广汉 618300; 2. 中国空气动力研究与发展中心计算空气动力学研究所, 绵阳 621000)

摘要: 为了更深入精确地研究航空器尾涡演变规律, 保障航空器安全运行, 本文采用数值模拟方法对不同温度垂直递减率下 A330-300 飞机尾流的耗散规律进行了研究。数值模拟选择 SST (Shear stress transport) $k-\omega$ 湍流模型, 通过构建 5 种不同温度垂直递减率下的温度场, 并在温度场内编译 A330-300 飞机尾流场实现不同温度垂直递减率下的演化。通过数值模拟结果与雷达探测数据的对比验证了数值模拟方法可靠性。计算结果表明, 一般湍流强度下, 不同的温度垂直递减率主要作用于尾涡衰减阶段, 通过改变尾涡内外温度影响尾涡演化。温度垂直递减率越小, 尾涡衰减区环量减小得越快; 温度垂直递减率越大, 尾涡下沉的速率越大, 快速耗散后的涡核间距越大。

关键词: 数值模拟; 飞机尾涡; 尾涡演化; 温度垂直递减率

中图分类号: V211 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2023)05-0819-08

Numerical Simulation of Effect of Temperature Vertical Decreasing Rate on Aircraft Wake Vortex

PAN Weijun¹, JIANG Yanqiang¹, ZHANG Yuqin¹, LUO Yuming², WANG Jingkai¹, LUO Haotian¹

(1. School of Air Traffic Management, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618300, China; 2. Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: In order to study the evolution of aircraft wake vortices more deeply and precisely, and to ensure the safe operation of aircraft, the dissipation law of A330-300 aircraft wake at different temperature vertical decreasing rates is studied in this paper by numerical simulation. The shear stress transport (SST) $k-\omega$ turbulence model is chosen for the numerical simulation. The temperature field under five different temperature vertical decreasing rates is constructed, and the A330-300 aircraft wake flow field is compiled within the temperature field to realize the calculation under different temperature vertical decreasing rates. The reliability of the numerical simulation method is verified by comparing the numerical simulation results with the radar detection data. The results show that for general turbulence intensities, different rates of vertical decreases in temperature act mainly on the decay phase of the wake, affecting the evolution of the wake by changing the temperature inside and outside the wake. The smaller the temperature vertical decreasing rate is, the larger the rate of decrease of circulation in the wake vortex decay region is. The larger the vertical rate of temperature decreases, the larger the rate of tail vortex sinking is and the larger the distance between vortex cores after rapid dissipations is.

基金项目: 国家自然科学基金 (U1733203); 民航局安全能力建设项目 (TM2018-9-1/3); 四川省科技计划 (2022YFG0352)。

收稿日期: 2022-06-13; **修订日期:** 2022-12-12

通信作者: 潘卫军, 男, 教授, E-mail: panatc@sina.com。

引用格式: 潘卫军, 姜沿强, 张钰沁, 等. 温度垂直递减率对飞机尾涡影响的数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(5): 819-826. PAN Weijun, JIANG Yanqiang, ZHANG Yuqin, et al. Numerical simulation of the effect of temperature vertical decreasing rate on aircraft wake vortex[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(5): 819-826.

Key words: numerical simulation; aircraft wake vortex; wake vortex evolution; temperature vertical decreasing rate

飞机尾涡是飞机上下翼面形成气压差时,由于气流扰动在翼尖产生的一对上卷、反向并向后流动的涡旋气流,它是影响飞机在空中运行安全和效率的重要因素。数值模拟作为一种广泛应用于尾涡演化的方法,具有研究周期短、安全和投入少的优点,诸多国内外学者利用此方法对尾涡进行了不同程度的研究。2003年,Ruith等^[1]通过直接数值模拟研究证明了尾涡耗散过程是一个自身流场稳定性决定的轴对称模型。Holzapfel^[2]综合考虑风、湍流等因素提出了P2P(Probabilistic two-phase)尾涡衰减模型,作为飞机和环境参数的函数实时预测可能出现的尾流行为。Stumpf等^[3]使用雷诺平均(Reynolds-averaged Navier-Stokes, RANS)方法研究了尾涡卷起过程。Holzapfel等^[4]使用两种不同的大涡模拟(Large eddy simulation, LES)代码对各种湍流和稳定分层大气环境中的飞机尾涡演化进行了大涡模拟。Hennemann等^[5]通过开发一种新的后处理算法,首先确定涡核线的三维路径,然后计算分段曲率半径作为涡旋变形的量度。Breitsamter^[6]提出了尾涡耗散阶段划分理论,将尾涡耗散分成近区阶段、扩展近区阶段、中、远区阶段和衰减区域5个阶段。Holzapfel等^[7]概述了现场测量和数值模拟产生的尾涡的性质和特征,并描述了为预测不同飞行阶段的动态飞机尾涡间隔以及敏感性和风险分析而建立的系统。Misaka等^[8]对尾涡进行大涡模拟,直到尾流衰减。该方法在NACA0012机翼上进行了测试,并应用于DLR-F6模型,模拟了主翼涡的卷起过程和机翼内侧涡流并入翼尖涡的过程;同时对不同气象条件下的尾涡演化进行了大涡模拟,以分析涡流变形的物理特性。Reuß等^[9]使用非稳态雷诺平均(Unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes, URANS)方法和混合RANS-LES方法进行数值模拟,通过参考实验数据来评估模拟结果,发现URANS方法可以令人满意地预测涡流的平均流动行为和诱导迎角,而使用混合RANS-LES的改进很小。Misaka等^[10]通过大涡模拟研究了飞机尾涡从卷起到衰减的演变过程,得到了在有和没有环境湍流的情况下主翼脱落的涡面详细卷起的过程以及涡流对特征参数之间的相关性。Misaka等^[11]还通过建立非结构化网格飞机模型,使用RANS进行求解,验证了数值模拟飞机喷流与尾涡的研究中雷诺平均和笛卡尔大涡模拟求解器耦合方法的可行性。林孟达等^[12]采用自适应网格技术,大幅减少了所需网格量,提高了飞机尾涡演变模拟中的计算效率。Wang

等^[13]研究了不同侧风条件下近场阶段A330-300飞机的尾涡演化情况。Zhou等^[14]采用基于解的动态自适应网格方法计算尾涡演化,对3种不同的环境湍流强度情况进行了研究。Li等^[15]研究了环境侧风对飞机尾涡的影响。周金鑫等^[16]采用基于欧拉-欧拉多相流模型,研究了降雨条件下的尾涡演化特性。潘卫军等^[17]通过对A330-300机翼后缘网格加密的方法,提高了网格质量,采用大涡模拟研究总结出了进近阶段不同侧风条件对尾涡耗散的影响规律。潘卫军等^[18]还通过模拟全机尾涡场结构,对侧风影响下的飞机尾涡四涡系结构进行了进一步的探究。

目前国内外文文献对不同温度垂直递减率条件下尾涡耗散与位置偏移的演变规律研究极少。本文通过引入不同的温度垂直递减率设置不同的温度场,使用用户定义函数(User-defined function, UDF)导入温度场模型以及空客A330-300尾涡模型,采用雷诺平均数值模拟和SST(Shear stress transport) $k-\omega$ 模型探究了不同温度垂直递减率条件下尾涡的耗散规律,得到了不同温度垂直递减率条件下的尾涡涡量图以及温度场分布图、尾涡涡量、环量以及位置变化曲线的结果。

1 数值模拟方法

1.1 控制方程

本文基于RANS方法,利用雷诺平均数值模拟将湍流运动分解成脉动和平均运动两部分,通过求解湍流的时均N-S方程,可以快速模拟湍流运动,相比于直接数值模拟和LES大涡模拟可以节约更多的计算资源。雷诺平均数值模拟将雷诺平均方程作为控制方程,式(1~2)为连续性方程和动量方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \bar{u}_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \left[\mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \right] - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial \bar{u}_l}{\partial x_l} \delta_{ij} \right\} - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

式中: ρ 表示流体密度; t 为时间; u_i 表示计算域中 x_i 方向的速度; u_j 表示计算域中 x_j 方向的速度; u_l 表示计算域中 x_l 方向的速度; p 为流体压力; μ 为流体黏性系数; τ_{ij} 为亚格子Reynolds应力;上划线表示变量为标量,表示其时均值。湍流模型选取SST $k-\omega$ 模型,该模型相较于标准 $k-\omega$ 模型,有着更高的

计算精度,适用于旋转流动等情况。湍流动能 k 和比耗散率 ω 可从以下 SST $k-\omega$ 方程中获得,有

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j}) + G_k - Y_k + S_k + G_b \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j}) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega + G_{\omega b} \quad (4)$$

式中: G_k 表示由于平均速度梯度而产生的湍流动能; G_ω 代表 ω 的产生; Γ_k 和 Γ_ω 分别代表 k 和 ω 的有效扩散率; Y_k 和 Y_ω 代表 k 和 ω 由于湍流的耗散; S_k 与 S_ω 为用户自定义项,分别为湍动能项与湍流耗散原项; G_b 和 $G_{\omega b}$ 为浮力项的解释。

1.2 温度场模型与尾涡模型

为模拟航空器在近地面进近着陆时的运行状态,本文设置初始尾涡高度层处的初始温度为 $T_0=15\text{ }^\circ\text{C}$,并且仅研究垂向分布的温度场,不同的温度垂直递减率(温度直减率)所产生的不同温度场的公式可表达为

$$T = T_0 - \gamma \times h/100 \quad (5)$$

式中: γ 为温度垂直递减率; h 为距初始尾涡高度的距离。通常情况下,温度垂直递减率为 $0.65\text{ }^\circ\text{C}/100\text{ m}$,逆温现象便是指温度垂直递减率小于 0.65 的情况。本文分别取 $\gamma_1=1.2\text{ }^\circ\text{C}/100\text{ m}$, $\gamma_2=0.65\text{ }^\circ\text{C}/100\text{ m}$, $\gamma_3=0\text{ }^\circ\text{C}/100\text{ m}$, $\gamma_4=-0.65\text{ }^\circ\text{C}/100\text{ m}$, $\gamma_5=-1.2\text{ }^\circ\text{C}/100\text{ m}$ 中不同的温度垂直递减

率来构造 5 种不同的温度场以探究其对尾涡耗散的影响。

根据椭圆翼假设,尾涡初始环量 Γ_0 可由飞机质量 m ,重力加速度 g ,空气密度 ρ ,飞机翼展 b 和飞行速度 V 决定,如式(6)所示。理想状态下初始涡核半径 r_0 和初始涡核间距 b_0 之比在 $1\% \sim 7\%$ 之间,本文取 5.2% 来计算初始涡核半径, r_0 和 b_0 表达式如式(7)所示。

$$\Gamma_0 = \frac{4mg}{\pi \rho b V} \quad (6)$$

$$b_0 = \frac{\pi}{4} b, r_0 = 0.052 b_0 \quad (7)$$

数值模拟的初始速度场采用 Hallock-Burnham 尾涡切向速度模型,模型速度变化曲线平滑且符合实际,对尾流进入快速耗散阶段所需时间的预测更加符合理论值^[19]。尾涡的切向速度 v_θ 由初始环量 Γ_0 ,初始涡核半径 r_0 和到涡心距离 r 决定,其表达式如式(8)所示。此外,特征时间 t_0 与特征速度 v_0 的表达式如式(9)所示。

$$v_\theta(r) = \frac{\Gamma_0}{2\pi r} \frac{r^2}{r^2 + r_0^2} \quad (8)$$

$$v_0 = \frac{\Gamma_0}{2\pi b_0}, t_0 = \frac{b_0}{v_0} \quad (9)$$

本文以 A330-300 作为尾涡演化的对象,航空器重量取 90% 最大着陆重量,相关参数如表 1 所示。

表 1 机型及环境参数

Table 1 Models and environmental parameters

机型	b/m	m/kg	$V/kt(km \cdot h^{-1})$	$\rho/(kg \cdot m^{-3})$	b_0/m	r_0/m	$v_0/(m \cdot s^{-1})$	t_0/s	$\Gamma_0/(m^2 \cdot s^{-1})$
A330-300	60.30	168.3	140.00(259.28)	1.11	47.36	2.46	1.47	32.27	436

本文将使用飞机翼展、初始环量和特征时间对后续数据进行无量纲化处理,即 $t' = t/t_0, x' = x/b, y' = y/b, \Gamma' = \Gamma/\Gamma_0, v' = v/v_0$ 。

1.3 初始化与参数设置

使用 ICFM CFD 构建尺寸为 0.5 m ,大小为 $(150+150)\text{ m} \times (100+400)\text{ m}$ 的结构化网格,网格的原点为初始尾涡连线的中点。使用 UDF 进行编译添尾涡模型,其中尾涡初始的垂向位置为 0 ,向上为正,向下为负,得到 A330-300 的初始尾涡量图和初始切向速度分布,分别如图 1、2 所示。

使用 UDF 进行编译添加温度垂直递减率模型,得到不同的温度场效果如图 3 所示。图中的正温度垂直递减率和负温度垂直递减率下的温度场区间大小并不一样,图示主要目的是为了展示初始温度分层情况,实际初始尾涡所处初始温度位置皆相同。

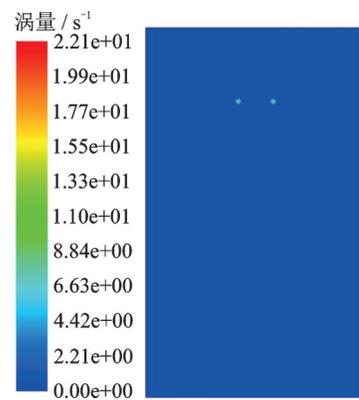


图 1 初始涡量

Fig.1 Initial velocity

场中的流体选择不可压理想气体,选取一般大气湍流强度 ($\epsilon^*=2.58$) 下(通常 $\epsilon^* < 0.01$ 的湍流强度为低湍流强度, $\epsilon^* > 0.1$ 的湍流强度为较高湍流强度)的尾涡结构进行研究。计算方法选择瞬态

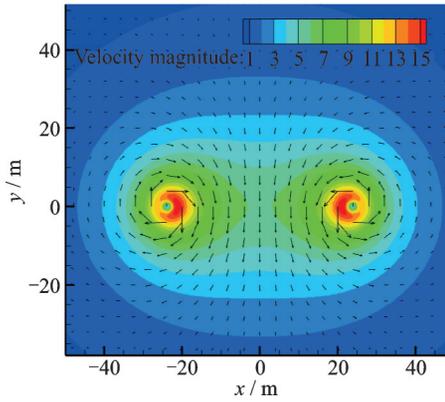


图2 初始切向速度分布

Fig.2 Profile of initial tangential velocity

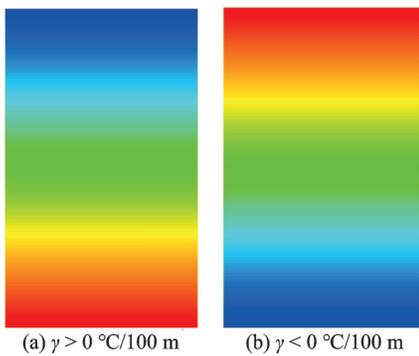


图3 不同温度垂直递减率下的温度场效果

Fig.3 Effect of temperature field at different rates of vertical decrease in temperature

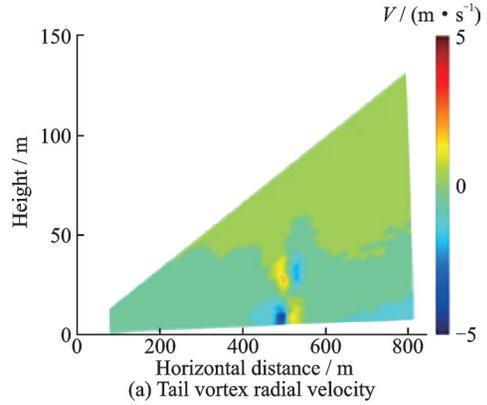
计算,求解方法采用基于压力的分离算法 PISO (Ppressure implicit with splitting of operators)方法,梯度采用 Least Squares Cell Based 方法,压力采用 Second Order,动量、能量、湍动能和比耗散率都采用 Second Order Upwind。

2 数值模拟结果与雷达探测数据对比

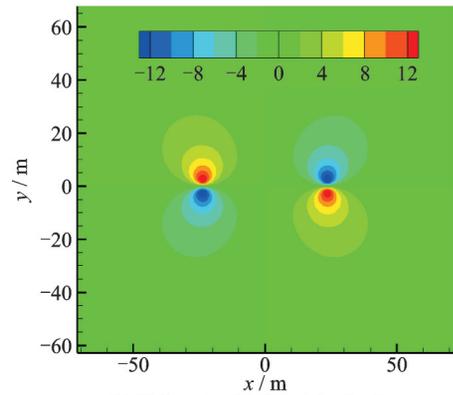
为了进一步验证数值模拟方法的可靠性,本文对数值模拟计算结果和雷达探测结果进行了对比分析。

图4(a)显示了雷达探测到的尾涡速度结果,图4(b)显示了数值模拟得到的尾涡速度云图。数值模拟结果和雷达探测结果都显示出了尾涡的2个相反的速度对。由于雷达探测结果中存在背景风场,数值模拟中没有背景风场,从而数值模拟结果的速度对更加清晰。

图5为雷达探测和数值模拟得到的涡核附近的的速度分布曲线。通过对比可以发现,无论是雷达探测结果还是数值模拟结果,涡核附近的的速度最大,而远离涡核的速度逐渐减小。由于雷达探测存在测量误差,测量的尾涡径向速度与数值模拟结果略有不同。



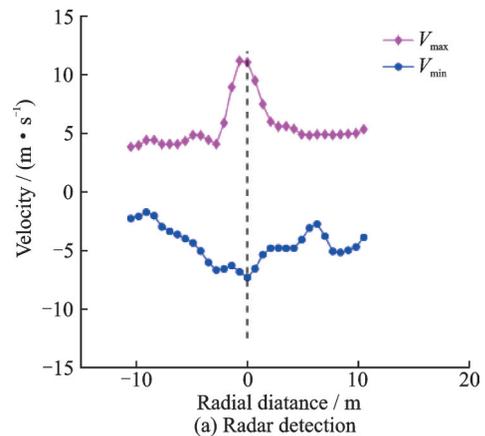
(a) Tail vortex radial velocity



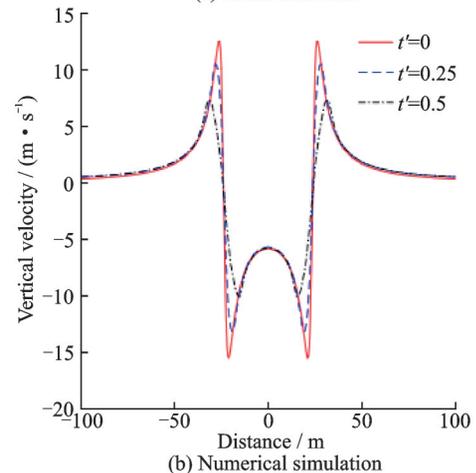
(b) Tail vortex horizontal velocity

图4 雷达探测与数值模拟结果的尾涡初始状态对比

Fig.4 Comparison of the initial state of wake vortex from radar detection and numerical simulation results



(a) Radar detection



(b) Numerical simulation

图5 尾涡速度分布

Fig.5 Tail vortex velocity distribution

图6为雷达探测与数值模拟的尾涡环量衰减对比。从图6中可以看出,数值模拟得到的环量结果与雷达在进近阶段探测到的左右涡环量的衰减结果接近,与起飞阶段的右涡环量衰减结果接近,这表明数值模拟方法可以准确计算出尾涡强度的衰减。同时,数值模拟结果也显示了尾涡的初始耗散阶段和快速耗散阶段,这也与尾涡耗散理论相吻合。起飞阶段雷达探测到的左涡环量先增大后减小,这主要是由于复杂背景场导致的环量估计误差。

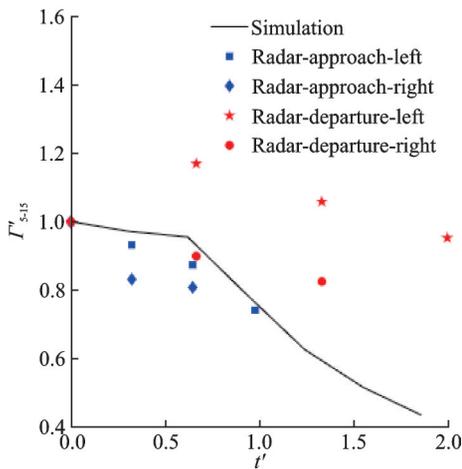


图6 雷达探测与数值模拟的尾涡环量衰减对比
Fig.6 Comparison of radar detection and numerical simulation of tail vortex loop attenuation

图7为雷达探测与数值模拟的尾涡高度变化对比。由图7可知,在尾涡高度的变化结果中,进近阶段的雷达探测结果和起飞阶段的左涡探测结果均呈现线性下降,这与数值模拟结果一致。而起飞阶段的右涡下降缓慢,主要是受背景风场的影响。通过对比雷达探测结果和数值模拟结果,可以确认本文所采用的数值模拟方法能够准确计算出尾涡强度和空间位置的变化。

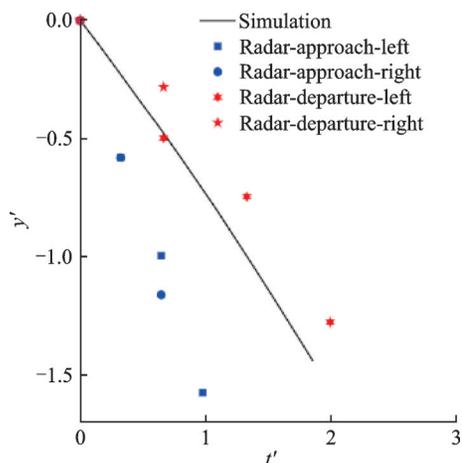


图7 雷达探测与数值模拟的尾涡高度变化对比
Fig.7 Comparison of radar detection and numerical simulation of tail vortex height variation

3 计算结果分析

3.1 尾涡特征参数的变化

尾涡环量是反映其强度的重要指标,通过以涡心为圆心每隔 1 m 选取半径范围 5~15 m 的 11 个圆面涡量 ω 面积分的平均值进行环量计算,再使用初始环量进行无量纲化表示环量变化,公式为

$$\Gamma'_{5-15} = \frac{1}{11} \sum_{r=5}^{15} \left(\int_0^r \omega dA \right) / \Gamma_0 \quad (10)$$

图8反映了不同初始温度下环量下降的趋势,可以看出初始温度越大耗散越快。且在 $t'=1$ 之后,温度对环量下降的影响才逐渐显现,与 15 °C 相比各温度条件引起的不同程度的环量下降的差值不大,在 1.5% 以内。可见小幅温度变化对尾涡耗散的影响并不大,因此后续温度直减率对尾涡耗散影响的研究将集中在初始温度为 15 °C。

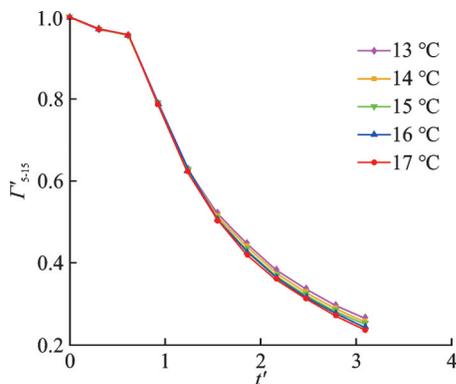


图8 不同初始温度下的环量变化
Fig.8 Variation of ring volume at different initial temperatures

图9反映了不同温度垂直递减率下环量下降的趋势,由图9(a)可以看出在 $t'=2.17$ 之前不同的温度垂直递减率对环量下降的影响不大,该阶段的环量减小主要依靠尾涡自身的扩散;由图9(b)可以看出在 $t'=2.17$ 之后,温度直减率越小环量减小的速率越大。由于温度直减率的减小会促使尾涡上方生成反向涡旋,加快了尾涡快速耗散阶段涡结构的变形溃散,减弱了尾涡的稳定性,从而加速尾涡强度的衰减。另外,不稳定大气分层中往往存在较强的大气湍流和较大尺度的上升下降气流^[12],这也会加快尾涡耗散。

图10反映了不同温度垂直递减率下尾涡下沉随时间的变化,演变初始阶段,尾涡基本以特征速度下降。随着尾涡的演化,在负的温度垂直递减率下,下沉速度增大;在正的温度垂直递减率下,下沉速度减小。这是由于尾涡强度的衰减减弱了两涡的诱导效应,但温度分层的不同会产生不同的浮力

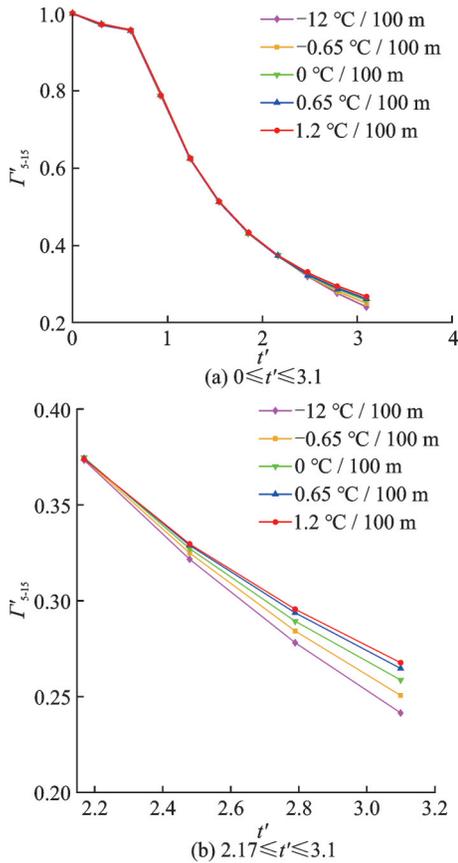


图9 不同温度垂直递减率下的环量变化
Fig.9 Variation in ring volume at different rates of vertical decrease in temperature

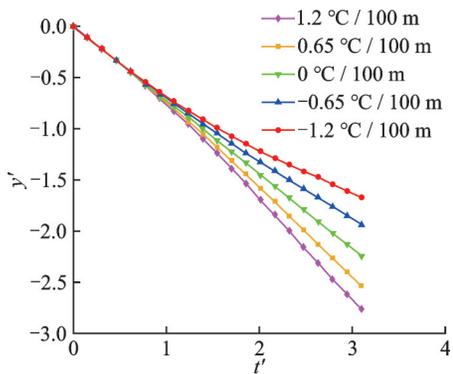


图10 不同温度垂直递减率下的尾涡下沉变化
Fig.10 Variation in tail vortex sink at different rates of vertical decrease in temperature

效应进而导致不同的下沉速度。

图11为不同温度直减率下涡核间距随时间变化的结果。当温度递减率为 $\gamma_3=0\text{ }^\circ\text{C}/100\text{ m}$ 时,与初始涡核间距相比变化不大,整体变化幅度在3%以内。在 $t'=1.5$ 之前,各条件下的涡核间距均呈现一定的减小,温度直减率越小,整体减小幅度越小。在 $t'=1.5$ 之后,递减率越小,涡核间距越小。当 $\gamma>0\text{ }^\circ\text{C}/100\text{ m}$ 时,涡核间距会增大, $\gamma<0\text{ }^\circ\text{C}/100\text{ m}$ 时,涡核间距会减小。由于尾涡内部温度与外界不相同, $\gamma>0\text{ }^\circ\text{C}/100\text{ m}$ 时,两涡之间比两涡外

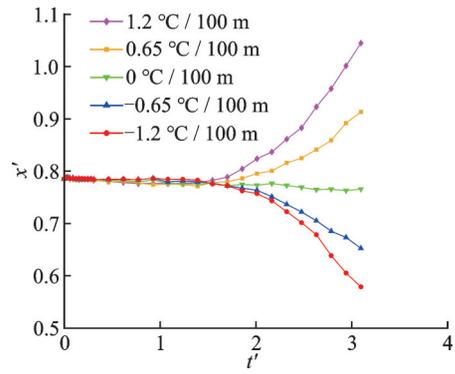


图11 不同温度垂直递减率下的涡核间距变化
Fig.11 Variation of vortex nucleus spacing for different rates of vertical decrease in temperature

侧的温度低,对尾涡水平的运动存在促进作用。环量的减小会减弱尾涡的扩散速率, $\gamma<0\text{ }^\circ\text{C}/100\text{ m}$ 时,会造成尾涡流场中出现较多的不同尺度的反向涡旋,从而导致涡间距的减小。

尾涡涡量是表征流体速度矢量的旋度,本文选取涡心处涡量大小来研究不同温度垂直递减率对涡量减小的影响。不同温度垂直递减率下的涡量变化如图12所示。由图12可得,不同的温度直减率对尾涡涡心处涡量变化影响差别不大。涡心处涡量迅速下降的主要原因是涡量的径向扩散以及尾涡强度的衰减。

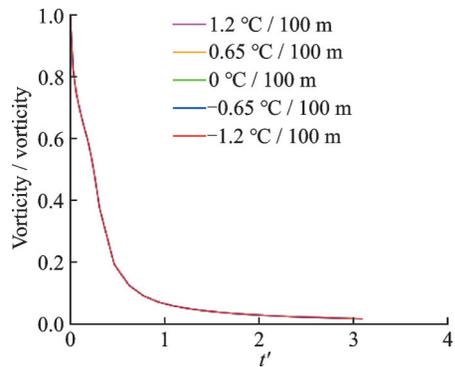


图12 不同温度垂直递减率下的涡量变化
Fig.12 Variation of eddy volume at different rates of vertical decrease in temperature

3.2 尾涡结构与温度场的变化

提取 $t'=1, 2, 3$ (从左到右)时,温度垂直递减率 γ 分别为 $-1.2, 0, 1.2$ 的尾涡结构,结果如图13所示。由图13可得, $t'=1$ 时,不同的温度垂直递减率对尾涡结构的变化影响不大,因为此时尾涡耗散下沉的距离有限,尾涡周围环境差别不大。 $t'=2$ 时,不同温度垂直递减率影响下,单涡涡形呈现出上宽下窄的类椭圆形。 $t'=3$ 时,温度垂直递减率 $\gamma_5=-1.2\text{ }^\circ\text{C}/100\text{ m}$ 的单涡涡形呈现出上窄下宽的类椭圆形,温度垂直递减率 $\gamma_1=1.2\text{ }^\circ\text{C}/100\text{ m}$ 和

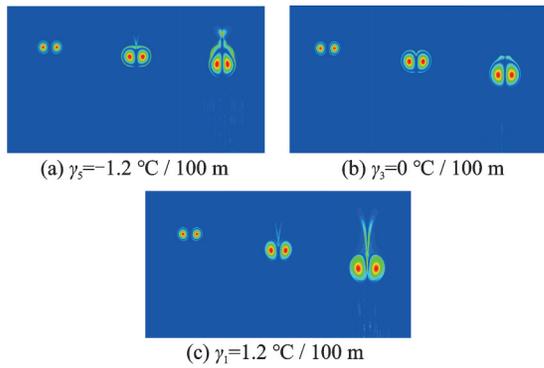


图13 尾涡耗散变化

Fig.13 Variation in tail vortex dissipation

$\gamma_3=0 \text{ }^\circ\text{C}/100 \text{ m}$ 影响下的尾涡结构则是较为匀称的类椭圆形。尾涡强度的不同会导致尾涡互诱导作用产生差异,导致尾涡结构的不同。同时,温度直减率的减小会引起尾涡上方逐渐形成一对反向涡旋,也会作用于尾涡的结构变化。图13也能反映出尾涡的位置变化,温度直减率越大,尾涡下沉的速率越大。对于涡间距的变化, $t'=3, \gamma_1=1.2 \text{ }^\circ\text{C}/100 \text{ m}$ 时,两涡演化呈现出分离的趋势; $t'=3, \gamma_5=-1.2 \text{ }^\circ\text{C}/100 \text{ m}$ 时,两涡演化呈现聚拢的趋势,这与图10中的涡间距的变化是一致的。

提取 $t'=0.03, 1, 2, 3$ (从左到右)时,温度垂直递减率 γ 为 $-1.2, 0, 1.2$ 的温度场分层情况,结果如图14所示。

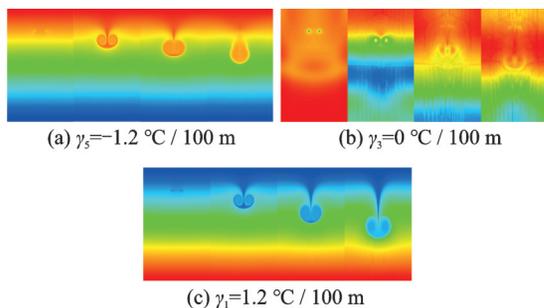


图14 温度场的变化

Fig.14 Variation of temperature field

由图3与图14可得, $t'=0$ 温度场上初始尾涡没有明显的表征,它的温度与初始位置设定温度 $t_0=15 \text{ }^\circ\text{C}$ 一致。尾涡演化初期,涡流的存在会使尾涡内部的压强小于正常大气环境,从而使尾涡温度低于环境温度。

不同温度垂直递减率下的温度场变化也从侧面反映了尾涡结构的演化。结合图13和图14可得, $\gamma_3=0 \text{ }^\circ\text{C}/100 \text{ m}$ 时,演化过程中尾涡温度与外界环境几乎一致,此时尾涡的强度下降与位置变化主要是由于尾涡自身的互诱导引起的。尾涡下沉速度几乎保持特征速度 v_0 不变。 $\gamma>0 \text{ }^\circ\text{C}/100 \text{ m}$ 时,尾涡上方气温低于下方气温,这会加强两涡之

间垂直向下的涡流分量的大小,从而促进尾涡的下沉,抑制尾涡强度的衰减。同时由于左涡旋是顺时针旋转,右涡旋为逆时针旋转,两涡之间的下冲气流会将尾涡上方的冷空气带至两涡之间导致两涡内侧温度大幅小于两涡外侧,这将推动两涡间距的增大,促进两涡的分离。 $\gamma<0 \text{ }^\circ\text{C}/100 \text{ m}$ 时,尾涡上方气温高于下方气温,涡旋会将上方暖空气诱导至两涡之间,导致涡间距和下沉速度的减小。如图13(a)和图14(b)所示,随着两涡的扩散,尾涡内部温差会越来越小,与环量的温差也逐渐减小,导致尾涡上方产生方向向上的小尺度涡流,进而形成与左右涡反向的涡旋。反向涡旋的存在会改变尾涡的形状,破坏尾涡的稳定性,促进尾涡环量的减小。

4 结 论

本文以 A330-300 为研究对象进行数值模拟,选择 SST $k-\omega$ 湍流模型,使用 UDF 函数编译了尾涡模型以及5种不同温度垂直递减率下的温度场,通过与雷达数据的对比验证了方法的可行性,最后计算得到了不同温度直减率下的 A330-300 尾涡耗散规律。

(1)一般湍流强度下,初始演化阶段,尾涡强度的衰减以及位置变化主要依靠两涡之间的诱导作用以及涡量的扩散作用。温度垂直递减率主要作用于尾涡的快速耗散阶段,最先($t'=0.62$)影响和影响程度最大的是尾涡的垂向位移,温度直减率越小,尾涡的下沉速度越小。而后($t'=1.5$)影响涡心间距的变化, $t'=1.5$ 之前,各温度垂直递减率下,涡核间距均呈现小幅的减小; $t'=1.5$ 之后,温度直减率越小,涡间距越小。最后($t'=2.17$)影响尾涡环量的减小,温度直减率越小,对尾涡耗散的促进越明显。温度直减率从 -1.2 增大至 1.2 的过程中,环量减小的程度由 26.7% 增长至 24.1% ;以翼展长度为基准,对应的涡核下沉高度从 $1.67b$ 增长至 $2.76b$;涡间距的变化幅度从 $-0.21b$ 变化至 $0.26b$ 。

(2) $\gamma=0 \text{ }^\circ\text{C}/100 \text{ m}$ 时,尾涡涡间距变化幅度在 3% 以内;尾涡的下沉速度几乎保持 v_0 不变。 $\gamma>0 \text{ }^\circ\text{C}/100 \text{ m}$ 时,尾涡上方气温小于下方,这会增大涡旋向下和减小涡旋向上垂向的垂向速度分量,从而加快尾涡的下沉;同时由于涡旋的存在,上方冷气流被引导至两涡之间,增大两涡之间的垂向速度分量,从而抑制尾涡环量衰减;涡间气温低于外侧则会促进两涡分离,使涡间距增大,反之促使涡间距减小。 $\gamma<0 \text{ }^\circ\text{C}/100 \text{ m}$ 时,上方气温大于下方,这会抑制尾涡的下沉。暖气流被引导至两涡之间,导致尾涡上方逐渐形成反向涡旋,从而破坏尾涡结构,促进尾涡的强度衰减。此外尾涡受到挤压会逐渐演化为上窄下宽的类椭圆形。

参考文献:

- [1] RUIITH M R, CHEN P, MEIBURG E, et al. Three-dimensional vortex breakdown in swirling jets and wakes: Direct numerical simulation[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2003, 486: 331-378.
- [2] HOLZÄPFEL F. Probabilistic two-phase wake vortex decay and transport model[J]. *Journal of Aircraft*, 2003, 40: 323-331.
- [3] STUMPF E, RUDNIK R, RONZHEIMER A. Euler computation of the nearfield wake vortex of an aircraft in take-off configuration [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2000, 4(8): 535-543.
- [4] HOLZÄPFEL F, MISAKA T, HENNEMANN I. Wake-vortex topology, circulation, and turbulent exchange processes [C]//*Proceedings of AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*. Toronto, Ontario, Canada: AIAA, 2010: 2-5.
- [5] HENNEMANN I, HOLZÄPFEL F. Large-eddy simulation of aircraft wake vortex deformation and topology[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2011, 225(12): 1336-1350.
- [6] BREITSAMTER C. Wake vortex characteristics of transport aircraft[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2011, 47(2): 89-134.
- [7] HOLZÄPFEL F, GERZ T. Aircraft wake vortices: From fundamental research to operational application [C]//*Proceedings of Atmospheric Physics: Background Methods Trends Research Topics in Aerospace*. Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 2012: 219-238.
- [8] MISAKA T, HOLZÄPFEL F, GERZ T. Wake evolution of wing-body configuration from roll-up to vortex decay [C]//*Proceedings of the 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. Nashville, Tennessee, USA: AIAA, 2012: 9-12.
- [9] REUB S, PROBST A, KNOPP T, et al. Hybrid RANS/LES study of the development of an airfoil-generated vortex [C]//*Proceedings of Advances in Simulation of Wing and Nacelle Stall Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*. Braunschweig, Germany: Springer International Publishing, 2015: 41-54.
- [10] MISAKA T, HOLZÄPFEL F, GERZ T. Large-eddy simulation of aircraft wake evolution from roll-up until vortex decay[J]. *AIAA Journal*, 2015, 53: 2646-2670.
- [11] MISAKA T, OBAYASHI S. Numerical study on jet-wake vortex interaction of aircraft configuration [J]. *Aerospace & Technology*, 2017, 70: 615-625.
- [12] 林孟达, 崔桂香, 张兆顺, 等. 飞机尾涡演变及快速预测的大涡模拟研究 [J]. *力学学报*, 2017, 49(6): 1185-1200.
- LIN Mengda, CUI Guixiang, ZHANG Zhaoshun, et al. Large eddy simulation on the evolution and the fast-time prediction of aircraft wake vortices [J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2017, 49(6): 1185-1200.
- [13] WANG Xuan, PAN Weijun. Numerical simulation of wake vortices generated by an A330-300 aircraft in the nearfield phase [J]. *Fluid Dynamics and Materials Processing*, 2022, 18(1): 173-188.
- [14] ZHOU Jinxin, CHEN Yingchun, LI Dong, et al. Numerical simulation of aircraft wake vortex evolution and wake encounters based on adaptive mesh method [J]. *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, 2020, 14(1): 1445-1457.
- [15] LI Dong, XU Ziming, ZHANG Ke, et al. Study on the influence of linear and nonlinear distribution of crosswind on the motion of aircraft wake vortex [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2021, 235(14): 1981-1990.
- [16] 周金鑫, 陈迎春, 李栋, 等. 降雨条件下飞机尾涡演化数值模拟研究 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2021, 53(2): 320-328.
- ZHOU Jinxin, CHEN Yingchun, LI Dong, et al. Numerical simulation of aircraft wake vortices in rainy conditions [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2021, 53(2): 320-328.
- [17] 潘卫军, 王靖开, 罗玉明, 等. 侧风影响下航空器尾涡 LES 数值模拟 [J]. *西华大学学报(自然科学版)*, 2021, 40(6): 13-21.
- PAN Weijun, WANG Jingkai, LUO Yuming, et al. Numerical simulation of aircraft wake vortex LES under crosswind effect [J]. *Journal of Xihua University (Natural Science Edition)*, 2021, 40(6): 13-21.
- [18] 潘卫军, 韩帅, 罗玉明, 等. 侧风条件下的翼尖涡数值模拟研究 [J]. *兵器装备工程学报*, 2022, 43(3): 241-245, 265.
- PAN Weijun, HAN Shuai, LUO Yuming, et al. Numerical simulation study of wingtip vortices under cross-wind conditions [J]. *Journal of Ordnance Equipment Engineering*, 2022, 43(3): 241-245, 265.
- [19] AHMAD N N, PROCTOR F. Review of idealized aircraft wake vortex models [C]//*Proceedings of Aerospace Sciences Meeting*. National Harbor Maryland, USA: AIAA, 2013.