

机翼近场尾流流动特性的附着涡模型分析

许向阳, 李良星, 向祖涛

(西安交通大学动力工程多相流国家重点实验室, 710049, 西安)

摘要: 为研究飞机尾流演化过程中的旋涡初始流动特性,提出了一种基于附着涡模型的尾流初始特征参数计算方法,用于准确计算飞机近场初始尾流环量、涡核间距和涡核半径等特征参数。采用 SST $k-\omega$ 湍流模型对 NACA0012 直机翼的尾流特性进行了三维数值模拟研究,分析了3种展弦比、3种迎角及3种来流速度下的近场尾流流动特性,并通过附着涡模型对模拟结果进行验证与分析,建立了近场尾流初始流动特征参数的计算模型。结果表明:与传统基于最大涡量值和最小压力位置确定涡核位置的方法相比,根据附着涡模型计算的尾流速度分布来确定涡核位置和半径的方法更为精确,近场尾流环量与 Rankine 模型预测的结果最为接近;利用拟合得到的机翼展向附着涡环量分布,尾流环量计算平均误差为 7%,涡核间距和涡核半径计算平均误差为 15%。基于附着涡模型的尾流初始特征参数计算方法比基于椭圆形载荷机翼计算方法更准确,更具备普适性。

关键词: 尾流;尾涡流场;附着涡;数值模拟

中图分类号: V211.4 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202504020 **文章编号:** 0253-987X(2025)04-0213-10

Analysis of the Attached Vortex Model for the Flow Characteristics of Wing Near-Field Wakes

XU Xiangyang, LI Liangxing, XIANG Zutao

(State Key Laboratory of Multiphase Flow in Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: To investigate the initial flow characteristics of vortices during the evolution of aircraft wake, a novel method for calculating the initial characteristic parameters of wakes based on the attached vortex model is proposed to accurately calculate characteristic parameters such as the initial wake circulation, vortex core spacing, and vortex core radius in the near field of aircraft wakes. The near-field wake characteristics of a NACA0012 straight wing are numerically simulated in three dimensions using the SST $k-\omega$ turbulent model. The near-field wake flow characteristics under three aspect ratios, three angles of attack, and three freestream velocities are analyzed. The simulated results are validated and analyzed using the attached vortex model, and a calculation model for the initial flow characteristic parameters of near-field wakes is established. The findings indicate that compared to traditional methods that rely on maximum vorticity and minimum pressure positions to determine vortex core locations, the method of determining the vortex core position and radius based on the wake velocity distribution calculated by the attached vortex model is more accurate. The near-field wake circulation closely aligns with

predictions from the Rankine model. By using the fitted distribution of the wing spanwise attached vortex circulation, the average error of wake circulation calculation is 7%, and the average error of vortex core spacing and vortex core radius calculation is 15%. The method of calculating the initial characteristic parameters of wakes based on the attached vortex model is more accurate and universal than the method based on the elliptical load wing calculation.

Keywords: wake flow; wake vortex field; attached vortex; numerical simulation

飞机尾流是由翼尖上下翼面压力差产生的一对长寿命反向旋涡,具有旋转强烈、耗散时间长、影响空间大等特点^[1]。如果后机误入前机尾流区,可能会产生俯仰、翻滚、震颤和失速等,所以研究、识别飞机尾流流场及其演变规律对飞机航行经济性和安全性至关重要。1970年,一架波音747因尾流遭遇事故以来,研究学者对尾流的速度分布、空间分布和演化特性开展了持续研究^[2-6]。国际民航组织、中国民航、美国联邦航空管理局等机构陆续在国际尾流间隔标准基础上建立了各自的适用标准,但是上述标准相对比较保守,严重制约了飞机运行数和航空业的发展,迫切需要进一步缩短尾流安全间隔^[7]。

文献[8-9]表明,近场尾流初始流动特征参数主要包括尾流强度、涡核位置和涡核尺寸等。Lanchester^[10]最早提出用涡系代替机翼的思想,建立了机翼环流和升力之间的关系,并初步提出沿展向升力变化和涡旋尾迹发展之间的联系。Prandtl^[11]发表了边界层理论,进行升力量化计算,其理论主要用于计算亚声速流动中大展弦比直翼的升力和由尾涡引起的阻力。Kutta、Joukowski独立发表了著名的 Kutta-Joukowski 条件,建立了机翼升力与环量之间的数学关系^[12-14]。Fage 等^[15]测量了直翼环流及翼尖处尾流强度,结果表明,翼尖尾流的强度等于中段附近的环流强度。涡系理论模型由直匀流、附着涡线、自由涡面组成,可应用于椭圆载荷机翼尾流初始特征参数计算,然而针对其他翼型的计算误差比较大,因此需要开发一种更加普适的方法。

Uhl 等^[16]研究了不同翼尖形状对翼尖涡演化过程的影响,其中椭圆形翼尖尾流在卷起过程中,会产生多个涡流,这些涡流在机翼后缘开始合并,并可能会在涡核中产生类似尾迹的轴向速度分量。温瑞英等^[17]研究了波音757机型的近场尾流流场,认为初始尾涡位置与飞机攻角无关,涡核间距随流向距离的增加线性减小,尾涡切向速度的最大值随流向距离的增加呈指数规律递减。钱宇等^[18]基于 $k-\omega$ 湍流模型数值模拟,研究了翼尖涡生成过程,结果表明,翼表面形成的两次共转融合涡与次级尾迹涡共

同作用于机翼近场。张钰沁^[19]研究了飞机爬升阶段尾涡的强度与位置变化规律。

上述研究更多关注对尾流发展及其演化规律,在一定程度忽视了尾流流动特征的定量分析。为研究飞机尾流演化过程中的旋涡初始流动特性,本文提出了一种基于附着涡模型的尾流初始特征参数计算方法,用于准确计算飞机近场初始尾流环量、涡核间距和涡核半径等特征参数。

1 物理建模和数理模型

1.1 物理模型及计算区域

本文采用 NACA0012 直翼为计算物理模型,该翼型具备相当完善的实验测量数据,可为仿真准确性提供判断依据。为研究不同展弦比、来流速度、机翼攻角对飞机巡航时刻近场尾流影响,机翼攻角为 4° 、 7° 、 10° ,下限依据民航机翼安装角为 4° 、上限依据为攻角大于 10° 时有失速风险;展弦比为 3、5、8 时覆盖了低、中及高展弦比,来流速度为 65 、 70 、 $75 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 时,机翼雷诺数为 5×10^6 。

物理模型及外流场区域如图1所示,流场入口截面到机翼前缘距离为 $2C$,其中 C 为机翼弦长,流场出口截面到机翼后缘距离为 $1.5\lambda C$,其中 λ 为机翼展弦比,流场壁面到机翼表面距离均为 $2C$ 。计算采用稳态数值模拟方式,边界条件设置为速度进口和压力出口,壁面为速度与来流速度相同的滑移壁面。

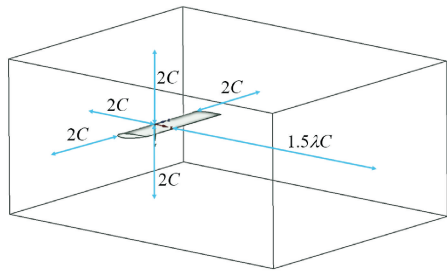


图1 物理模型及外流场区域

Fig. 1 Physical model and external flow field region

1.2 数理模型

RANS 是一种经典的工程数值模拟方法,飞机

近场尾流数值模拟多采用 RANS 方法,该方法利用时间平均和涡量平均的概念,将流场分解为平均流和湍流脉动。在飞机近场尾流模拟中,RANS 模拟可以用来分析尾流的平均特性和大尺度结构,适合研究宏观旋涡的近场尾流。SST $k-\omega$ 模型结合了 $k-\epsilon$ 、 $k-\omega$ 模型的优势,在边界层和外流区域具有良好的适用性,能准确捕捉湍流边界层的发展和尾流的特性,但是在捕捉尾流中次级涡流或细小涡量耗散等小尺度湍流结构时,可能会有一定的精度损失。韩宝玉等^[20]研究了不同湍流模型对翼尖涡流场数值模拟结果的影响,结果表明,基于 ω 方程的 SST 湍流模型要优于基于 ϵ 方程的 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型。考虑到模拟目标、计算资源、流动特性、准确性要求等因素,最终选择 SST $k-\omega$ 模型。

RANS 方程及连续性方程为

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = f_i - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(v \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - u_i u_j' \right) \quad (1)$$

$$\frac{\partial u_j}{\partial x_j} = 0 \quad (2)$$

式中:下标 i, j 分别代表不同方向; u_i, u_j 为 i, j 方向的速度分量; u_j' 为 j 方向的脉动速度分量; x_i, x_j 为 j 方向的坐标; f_i 为 i 方向的质量力; p 为流体压力; ρ 为流体密度; v 为流体运动黏度。

SST $k-\omega$ 模型补充方程分别为湍流动能 k 输运方程、湍流耗散率 ω 输运方程,即

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

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \omega u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(F_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (4)$$

式中: G_k 为湍流动能,由层流速度梯度产生; F_k 为 k 的有效扩散率项; Y_k 为 k 的耗散项; S_k 为用户自定义项; G_ω 为 ω 方程产生项; F_ω 为 ω 的有效扩散率项; D_ω 为正交发散项横向耗散导数项; Y_ω 为 ω 的耗散项; S_ω 为用户自定义项。

1.3 网格划分及无关性验证

本文外流场采用非结构化六面体网格,为了提高对机翼尾流的捕捉效果和计算精度,采用偏移曲面方式,对尾流区域进行局部加密,局部加密方式如图 2 所示。

为进行模型网格无关性分析,根据不同展弦比调

整流体域网格数,使每套网格算例在计算过程中达到收敛状态以保证计算的准确性。计算采用入口来流速度为 $70 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 、攻角为 4° 的工况,采用机翼后缘 1 倍翼展距离处尾流环量 Γ_1 进行网格无关性验证,不同展弦比机翼网格计算结果如图 3 所示。从图 3 可知,展弦比 λ 为 3、5、8 时,机翼模型对应网格数分别为 5×10^6 、 7×10^6 、 9×10^6 的环量计算结果随网格数量增加趋于稳定,可以认为继续增加网格数不会对计算结果造成影响,最终确定展弦比 3、5、8 时,分别采用网格数为 5×10^6 、 7×10^6 、 9×10^6 进行计算。

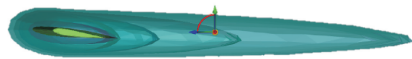


图2 网格局部加密方式

Fig. 2 Local grid encryption method

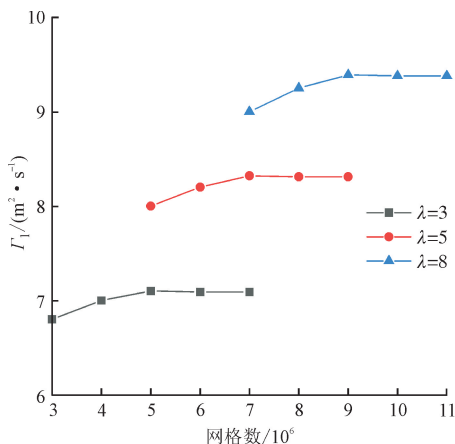


图3 网格无关性验证结果

Fig. 3 Verification results of grid independence

2 近场尾流特征计算模型

2.1 附着涡模型

本文采用的附着涡模型由直匀流、附着涡线和自由涡面组成,附着涡模型如图 4 所示, $\Gamma(z)$ 为附着涡线上沿翼展方向 z 的环量分布函数。其中,附着涡线环量计算需要通过普朗特边界层理论实现,图 5 给出了普朗特边界层理论示意图,机翼普朗特边界层理论绕流区域包括外部势流区、边界层区及尾迹区。附着涡围线包括边界层区的所有区域,围线以不同方式穿过势流区后,围线上的线积分结果不会发生改变,因此围线选取方式不会对环量提取产生影响。但是,由于空气的黏性,外部势流区会产生黏性导致的涡量,围线选取需要尽可能贴近边界层,尽可能少地跨入到外部势流区,基于翼型曲线放大和涡量分布确定的附着涡围线如图 6 所示。

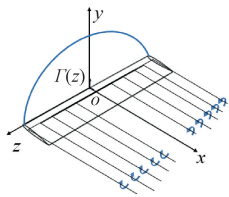


图4 附着涡模型示意图

Fig. 4 Schematic diagram of attached vortex model

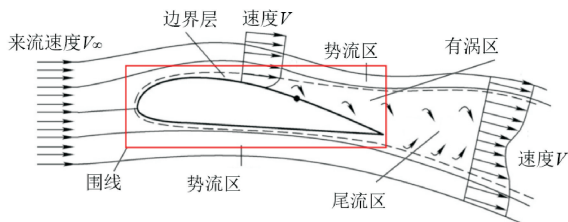


图5 普朗特边界层理论

Fig. 5 Prandtl boundary layer theory

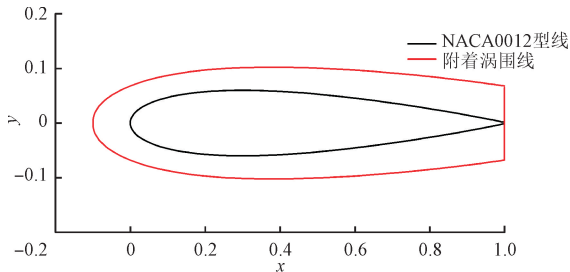


图6 机翼型线及附着涡围线

Fig. 6 Airfoil profile and attached vortex contour

附着涡围线选取需要依据机翼表面的边界层流动及机翼型线,附着涡围线的坐标计算公式如下

$$\begin{cases} x_1 = C_{1,1}(x - x_t) + x_t \\ y_1 = C_{1,2}x^{C_{1,3}} + y \end{cases} \quad (5)$$

式中: x_1, y_1 为附着涡围线坐标; x, y 为机翼型线坐标; x_t 为机翼后缘点横坐标; $C_{1,1}, C_{1,2}, C_{1,3}$ 为确保围线在势流区的常数。

为满足不同攻角下附着涡围线坐标计算,附着涡围线旋转变换后的坐标如下

$$\begin{cases} x_r = x_1 \cos \alpha + y_1 \sin \alpha \\ y_r = y_1 \cos \alpha - x_1 \sin \alpha \end{cases} \quad (6)$$

式中: x_r, y_r 分别为旋转变换后附着涡围线坐标; α 为机翼迎角。

围线上的附着涡环量计算公式如下

$$\Gamma = \oint \mathbf{V} \cdot d\mathbf{l} \quad (7)$$

式中: $\mathbf{V}$ 为围线上的速度矢量; $d\mathbf{l}$ 为围线上的单位线矢量。

在得到机翼表面附着涡环量后,对展向附着涡环量进行正弦函数和级数拟合,拟合公式如下

$$\frac{z}{B/2} = -\cos \varphi \quad (8)$$

式中: z 为翼展方向坐标; B 为翼展长度; φ 为表现翼展方向的无量纲参数。

$$\Gamma(\varphi) = \sum_{n=1}^N A_n \sin n\varphi + \Gamma_{\min} \quad (9)$$

式中: A_n 为展向环量拟合的拟合参数; $\Gamma_{\min}$ 为翼尖处最小环量。

通过式(9)可计算机翼升力,验证附着涡模型准确性及合理性,升力计算式如下

$$L = \int_0^\pi \rho_\infty V_\infty b \Gamma(\varphi) \sin \varphi d\varphi \quad (10)$$

式中: L 为机翼升力; ρ_∞ 为来流空气密度, $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$; V_∞ 为来流空气速度, $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ 。

2.2 尾流速度分布模型

尾流速度分布模型是基于实验测量和数值模拟得到的旋涡数学描述,其变化趋势相同而速度大小不同,因此需要针对具体情况选择合适的模型。尾流速度分布模型分别有 Hallock-Burnham 模型^[21]、Rankine 模型^[22]、Lamb-Oseen 模型^[23]、Proctor 模型^[24]、Winckelmans 模型^[25]。其中, Hallock-Burnham 模型、Proctor 模型、Winckelmans 模型为经验模型,适用于工程应用; Rankine 模型、Lamb-Oseen 模型为理论模型,适用于研究涡流稳定性及演化过程理论。各模型单旋涡的数学表达式如下

Hallock-Burnham 模型^[21]

$$v(r) = \frac{\Gamma}{2\pi} \frac{r}{r^2 + r_0^2} \quad (11)$$

式中: $v(r)$ 为飞机尾流距离涡核距离为 r 处的切向速度; r_0 为涡核半径; r 为某点距涡核的距离。

Rankine 模型^[22]

$$\begin{cases} v(r) = \frac{\Gamma r}{2\pi r_0^2}, & r \leq r_0 \\ v(r) = \frac{\Gamma}{2\pi r}, & r > r_0 \end{cases} \quad (12)$$

Lamb-Oseen 模型^[23]

$$v(r) = \frac{\Gamma(1 - e^{-1.2564(r/r_0)^2})}{2\pi r} \quad (13)$$

Proctor 模型^[24]

$$\begin{cases} v(r) = \frac{\Gamma(1 - e^{-10(r/B)^{0.75}})}{2\pi r}, & r > r_0 \\ v(r) = \frac{1.4\Gamma(1 - e^{-10(r/B)^{0.75}})(1 - e^{-1.2527(r/r_0)^2})}{2\pi r}, & r \leq r_0 \end{cases} \quad (14)$$

Winckelmans 模型^[25]

$$\begin{cases} v(r) = \frac{\Gamma}{2\pi r}(1 - e^A) \\ A = -\frac{\beta_i}{(1 + (\beta_i/\beta_0(r/B)^{5/4})^p)^{1/p}}(r/B)^2 \end{cases} \quad (15)$$

式中： A 为与 r 有关的函数； $\beta_i = 500$ 、 $\beta_0 = 10$ 、 $p = 3$ 为与实验值有关的常数。

真实的尾流为两涡相互诱导模型，尾流流场中气流的 x 、 y 方向速度为

$$\begin{cases} v_x = v_L \frac{y - y_{c,L}}{r_L} - v_R \frac{y - y_{c,R}}{r_R} \\ v_y = -v_L \frac{x - x_{c,L}}{r_L} + v_R \frac{x - x_{c,R}}{r_R} \end{cases} \quad (16)$$

式中： x 、 y 分别流场中一点坐标； v_L 、 v_R 分别为旋涡在 (x, y) 点处的诱导速度； $(x_{c,L}, y_{c,L})$ 、 $(x_{c,R}, y_{c,R})$ 分别为左、右旋涡涡核坐标； r_L 、 r_R 分别为 (x, y) 点到左、右涡核的距离。

3 数值模拟结果

3.1 可行性验证

为验证数值模拟准确性，将数值模拟结果与实验结果的静压系数进行对比，对比工况条件如下：来流速度为 70 m/s，以弦长为基准的机翼雷诺数为 5×10^6 ，攻角为 10° ，展弦比为 5。机翼翼展 80% 处静压系数 C_p 分布如图 7 所示，其中机翼前缘处误差，这主要是由于前缘上下翼面压力激增引起的剧烈流动引起的，总体上静压系数 CFD 仿真值与实验值平均误差在 5% 内。将涡核与翼尖相对运动距离与文献[26]实验结果对比，涡核与翼尖距离随 x/c 变化示意图如图 8 所示，数值模拟中涡核运动与实验测量值平均误差在 8% 内，表明网格分辨率充足，湍流模型匹配。

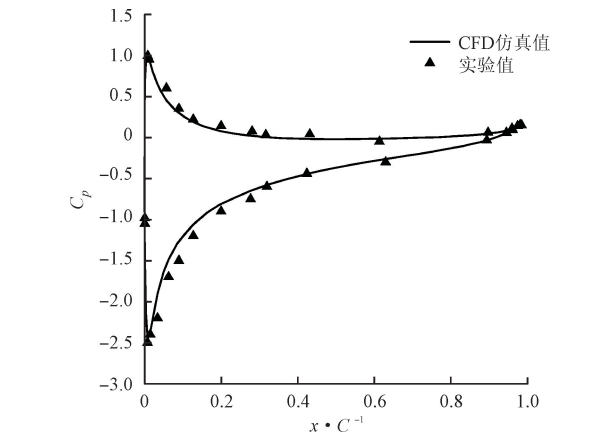


图 7 机翼翼展 80% 处静压系数分布

Fig. 7 Static pressure coefficient distribution at 80% of the wing span

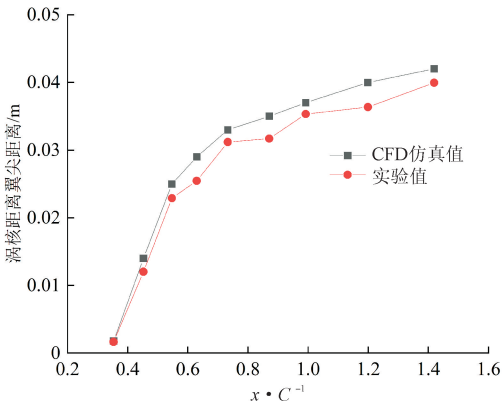


图 8 涡核与翼间距离随 x/C 变化示意图

Fig. 8 Schematic diagram of the variation of the distance between the vortex core and the wing with x/C

通过式(7)~(9)计算机翼附着涡环量并进行数据处理，得到附着涡环量分布，展弦比 λ 为 5 的机翼附着涡环量展向分布图如图 9 所示。图中环量分布呈现中间高两端低趋势，在翼尖处发生环量的突然衰减情况，这是翼尖处上下翼面压力差导致的气体展向流动造成的，与理想的环量分布不同的是，虽然此处已经没有机翼实体，翼尖末端环量并非为 0，而是依然存在一定环量值。在机翼附着涡展向环量分布基础上计算 27 组工况下的机翼升力值，并与仿真计算结果对比，结果表明，在攻角为 10° 和展弦比为 3 时，升力计算误差均小于 2%，其余情况下误差均小于 -2% 。其中，正值误差主要是由高攻角低展弦比造成的机翼表面流体展向流动增强导致的，进而使得实际升力值低于理论计算值。在飞机巡航阶段，机翼迎角一般不大于 10° ，民用飞机展弦比一般大于 3，其他工况下误差会更小。

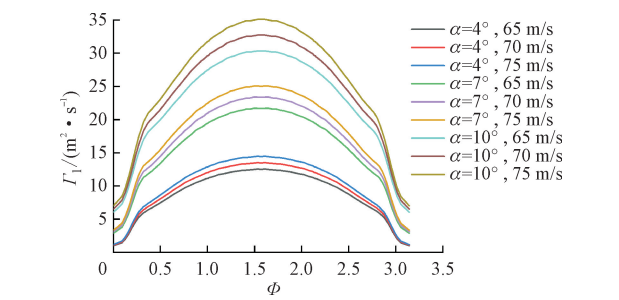


图 9 机翼附着涡环量展向分布

Fig. 9 Distribution of the circulation of the attached vortex along the wing span

3.2 近场尾流生成过程

近场尾流生成过程从机翼后缘开始，机翼后

缘形成的尾流翼尖涡为扁平的椭圆状结构,并附带一个蝌蚪状的尾巴,如图10所示。演变过程中尾巴处的涡量被耗散掉,并在后缘1倍翼展距离处已完全形成独立的宏观旋涡结构;尾流翼尖涡发生扩散与耗散导致涡量降低,且两翼尖涡相互诱导使得两涡呈相互靠近趋势,与实际尾流的行为一致。

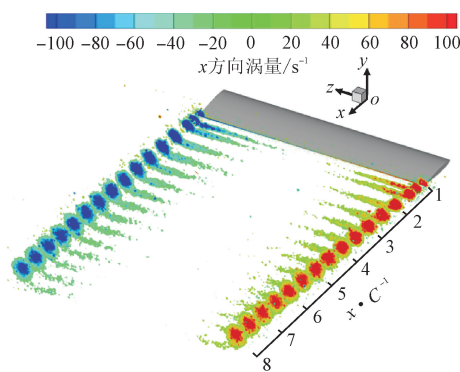


图10 机翼近场尾流的演变过程($\lambda=5$)

Fig.10 Evolution process of the near-field wake of the wing ($\lambda=5$)

3.3 涡核半径

涡核半径是预测旋涡影响范围的重要参数,飞机尾流在近场形成独立的旋涡结构,研究涡核半径需要提取数值模拟结果速度场信息,提取信息位置位于经过两涡核的一条水平直线上,选择涡核附近不同直线上的 y 向速度代替旋涡切向速度,提取速度 V_y 信息直线示意图如图11所示,图中每条直线间水平距离为 0.03 m ,自上而下编号依次为1、2、3、4、5号线,其中经过涡核处上的直线上,气流 y 向速度最大,借助该直线便可确定涡核位置。不同直线上的速度 V_y 分布如图12所示,可知不同曲线的极值大小不同,但涡核半径相同,因此可采用该方法确定涡核半径。

采用上述方法提取机翼后缘不同截面上的速度 V_y ,不同截面旋涡中心连线上的速度 V_y 分布的外边缘和内边缘局部放大图如图13、图14所示。在近场尾流旋涡内外边缘均向内侧靠近,其中旋涡外边缘向内侧靠近的程度较小,而旋涡内边缘向内侧靠近程度较大。同时,随着机翼后缘距离的增大,尾流速度分布的极值减小,三角区高度变低变宽并向中心靠近,这是由尾流间的相互诱导与自身耗散导致的。

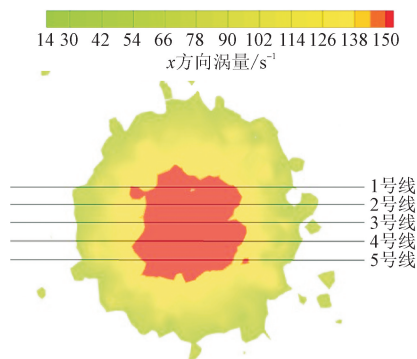


图11 提取速度 V_y 信息直线示意图

Fig.11 Schematic diagram of the straight lines for extracting V_y information

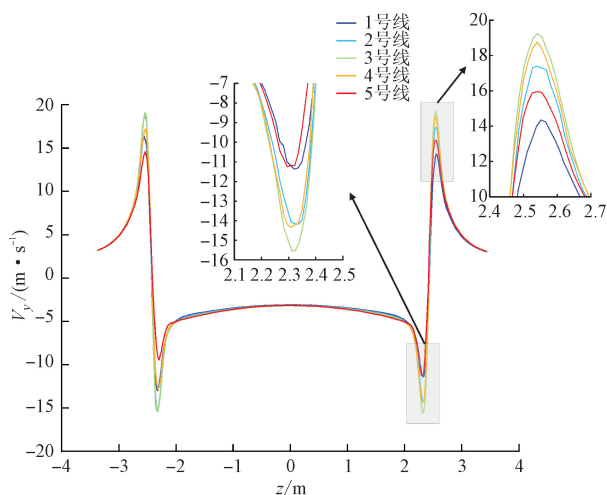


图12 不同直线处速度 V_y 分布

Fig.12 V_y distribution at different straight lines

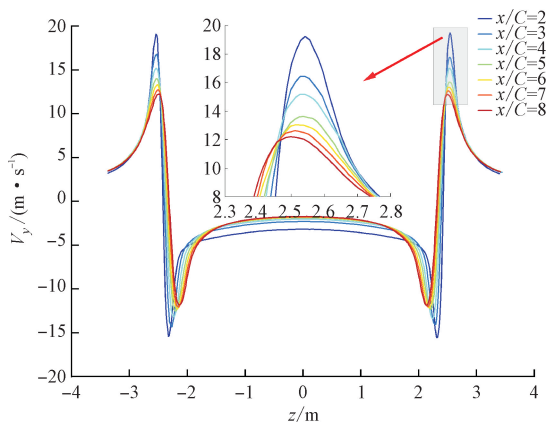


图13 不同距离截面旋涡中心连线上的速度 V_y 分布

Fig.13 V_y distribution on the line connecting the vortex centers at different distances of interface

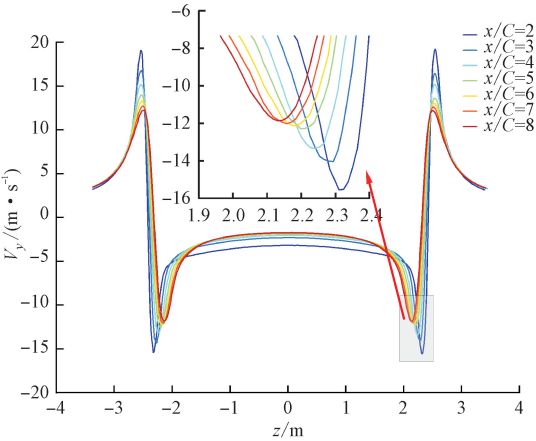


图 14 不同距离截面旋涡中心连线上的速度 V_y 分布
Fig. 14 V_y distribution on the line connecting the vortex centers at different distances of interface

根据旋涡内外边缘位置可计算涡核半径,机翼后缘不同距离截面上的涡核半径如图 15 所示。由于空气黏性导致涡核增大,进而造成涡核大小随距离增加而不断增大。在高攻角工况下,涡核半径最大;在中等攻角工况下,涡核半径最小;在低攻角工况下,涡核半径为中等大小,表明涡核半径大小与攻角大小并非呈正相关性。

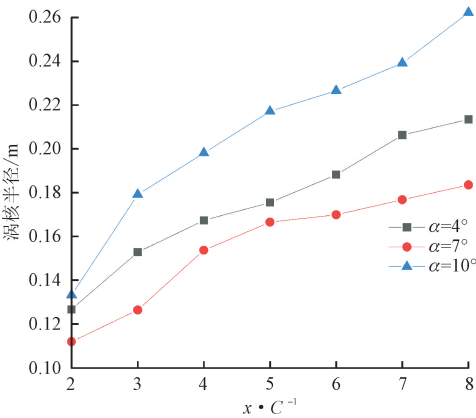


图 15 机翼后缘不同距离截面涡核半径
Fig. 15 Vortex core radius at different distances of interface from the trailing edge of the wing

3.4 涡核位置

涡核位置是旋涡中心,是预测旋涡影响范围的重要参数,涡核位置主要分为最大轴向涡量、最小压力所在位置。由于在近场区域相对尾流整体空间很小,尾流高度 y 方向变化并不明显,所以仅展示近场涡核的 z 方向变化。机翼后缘不同距离截面涡量最大值处的位置如图 16 所示,涡量最大值处位置总是处于波动状态,并不能很好用来描述涡核位

置变化,这是因为,用来描述流体微团旋转运动的涡量并不适用于宏观独立旋涡尾流结构。机翼后缘不同距离截面压力最小值处的位置如图 17 所示,采用压力最小值处位置的方法效果要比前一种方法准确得多,但仍会出现局部压强最小值位置波动的现象。

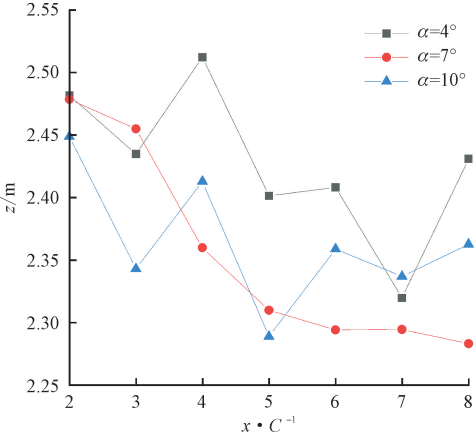


图 16 不同距离截面涡量最大值处 z 坐标的变化
Fig. 16 Variation of z -coordinate at the maximum vorticity location at different distances of interface

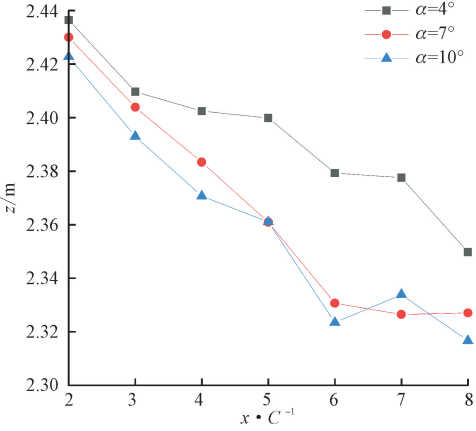


图 17 不同距离截面压强最小值处 z 坐标的变化
Fig. 17 Variation of z -coordinate at the minimum pressure location at different distances of interface

由于以上两种方法在描述飞机尾流涡核位置时偏差较大,因此采用提取速度分布特征方法,根据速度分布极大极小值位置计算涡核位置,机翼后缘不同距离截面速度中心 z 变化如图 18 所示。尾流涡核在近场不断靠近,相对于飞机翼展,靠近距离相当小。由图 18 可以看出,攻角越大靠近程度越大,但在中等攻角和高攻角工况条件下,尾流靠近趋势接近,攻角对尾流相互诱导靠近的影响减弱。

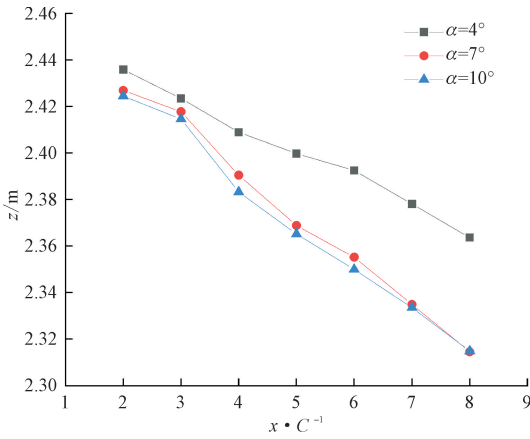
图 18 不同距离截面速度中心 z 坐标的变化

Fig. 18 Variation of z -coordinate at the velocity center at different distances of interface

3.5 尾流环量

尾流环量表征尾流强度的大小,除采用式(7)计算外,也可基于尾流切向速度分布模型计算尾流环量,本文采用 Hallock-Burnham^[21]、Rankine^[22]、Lamb-Oseen^[23]、Proctor^[24]、Winckelmans^[25] 这 5 种尾流速度模型,并将计算结果与尾流旋涡内外边缘处的机翼展向环量之差进行对比,结果如图 19 所示。由图 19 可知,Winckelmans 模型求得环量误差最大,Rankine 模型求得环量误差最小,而且在当前工况下对尾流强度的描述更为准确,其他模型误差均大于 Rankine 模型,可采用 Rankine 模型计算在近场尾流的环量。

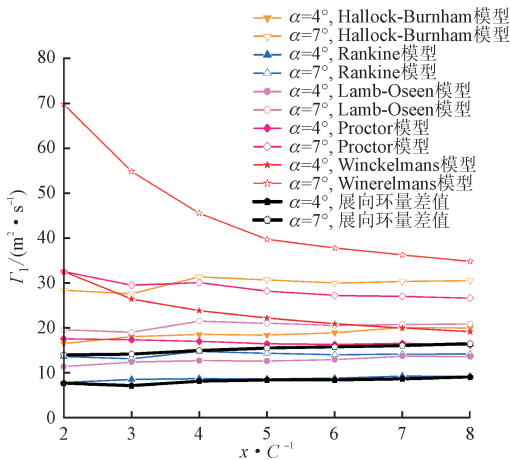


图 19 不同速度分布模型求得的尾流环量

Fig. 19 Wake circulation obtained by different velocity distribution models

3.6 近场尾流特征参数计算

基于机翼附着涡展向环量拟合公式,提取并计算模拟结果尾流流动特征参数,不同工况下的近场

尾流特征参数如表 1 所示。表中数据包括机翼展向附着涡环量最大值 $\Gamma_{\max}$ 、最小值 $\Gamma_{\min}$ 、积分中值 $\bar{\Gamma}$ 、尾流环量值(机翼后缘 1 倍翼展处环量)、环量最小值与积分中值之和 S_r 、涡核间距 b_0 和涡核半径 r_0 、涡核间距与 2 倍涡核半径之和 $S_{b,r}$ 。

环量积分中值 $\bar{\Gamma}$ 计算式为

$$\bar{\Gamma} = \frac{\int_0^\pi \Gamma(\varphi) d\varphi}{\pi - 0} \quad (17)$$

翼后缘 1 倍翼展处尾流环量 Γ_w 、 S_r 值相近,环量最小值与积分中值之和 S_r 为

$$S_r = \Gamma_{\min} + \bar{\Gamma} \approx \Gamma_w \quad (18)$$

翼展长度 B 与 $S_{b,r}$ 值相近,涡核间距与 2 倍涡核半径之和 $S_{b,r}$ 为

$$S_{b,r} = b_0 + 2r_0 \approx B \quad (19)$$

机翼后缘 1 倍翼展处尾流环量 Γ_w 等于机翼某位置处展向环量大小,计算公式^[15]如下

$$\Gamma_w = \Gamma(z)_{w,in} \quad (20)$$

式中: $\Gamma(z)_{w,in}$ 为尾流涡核内侧边缘处的附着涡环量值, $m^2 \cdot s^{-1}$ 。

根据式(19)、(20)可得

$$B = 2|z(\Gamma_w)| + 4r_0 \quad (21)$$

式中: $z(\Gamma_w)$ 为尾流涡核内侧边缘位置。

基于式(17)~(21),建立了新的尾流近场初始流动特征参数计算模型。对比传统的椭圆载荷尾流初始流动特征参数计算模型,椭圆形载荷模型是以椭圆形载荷机翼为基础来计算飞机尾流的模型,因其数学形式简单常用于简化尾流研究,计算参数包括尾流初始环量、涡核间距及涡核半径,但相对误差较大,飞机翼展附着涡环量满足如下椭圆曲线

$$\left(\frac{\Gamma}{\Gamma_{\max}}\right)^2 + \left(\frac{z}{B/2}\right)^2 = 1 \quad (22)$$

椭圆载荷模型尾流初始环量为

$$\Gamma_0 = \frac{L}{\rho B V s} = \frac{C_L V B}{2 s l} \quad (23)$$

式中: C_L 为机翼升力系数; $s = \pi/4$ 为翼载荷系数。式(23)作为一种特殊情况,其解为椭圆环量分布下的最大环量值,但是大部分机翼均有各自的环量分布特点,所以并不具备理论上的普适性。

椭圆载荷模型尾流初始涡核间距和涡核半径计算式为

$$b_0 = B s \quad (24)$$

$$r_0 = 0.035 B \quad (25)$$

对比两套模型计算结果,基于附着涡模型的尾

流环量计算平均误差为 7%,并在此基础上可求得涡核半径及涡间距,其平均误差为 15%。基于椭圆形载荷的尾流环量计算平均误差高达 110%,涡核

半径误差为-13%~30%,涡间距半径平均误差为-17%,采用附着涡模型分析尾流可以更加准确计算尾流近场的初始特征。

表 1 近场尾流特征参数($V=75\text{ m/s}$)
Table 1 Wake characteristic parameters in near-field ($V=75\text{ m/s}$)

展弦比	攻角/ (°)	最大环量/ ($\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$)	最小环量/ ($\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$)	环量积分中值/ ($\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$)	尾流环量/ ($\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$)	S_r / ($\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$)	涡核 间距/m	涡核 半径/m	$S_{b,r}/\text{m}$
3	4	11.56	1.23	6.13	7.10	7.36	2.83	0.12	3.06
	7	20.28	2.93	10.84	13.70	13.77	2.79	0.14	3.06
	10	28.86	6.01	15.69	20.50	21.70	2.78	0.11	3.00
5	4	14.45	1.16	7.70	8.32	8.86	4.79	0.19	5.16
	7	25.05	3.33	13.51	15.69	16.84	4.71	0.17	5.05
	10	35.11	6.52	19.21	24.39	25.73	4.68	0.23	5.13
8	4	16.30	1.38	8.89	9.39	10.27	7.70	0.25	8.20
	7	27.96	3.45	15.41	17.51	18.86	7.63	0.25	8.12
	10	37.94	7.28	21.22	26.36	28.50	7.57	0.22	8.00

4 结 论

本文提出了一种计算直机翼巡航阶段近场尾流初始流动特征参数的新方法,基于附着涡模型,通过数值模拟结果进行了验证分析。研究了飞机近场尾流的演化过程、涡核位置、涡核半径以及尾流环量,可得如下主要结论。

(1)利用附着涡模型计算了机翼展向的附着涡环量分布,并据此估算了机翼的升力。这一过程初步证实了附着涡模型在分析尾流问题上的适用性,并在此基础上,提出了一种新的计算近场尾流初始流动特征参数的方法。

(2)提出了一种基于尾流速度分布特征来确定涡核位置和半径的新方法。与以往采用最大涡量值、最小压力处位置来确定涡核位置的方法相比,新方法避免了涡量中心和压力中心波动带来的位置判定失效,并且与近场尾流相互诱导靠近的现象更为吻合。

(3)近场尾流环量与 Rankine 模型计算得到的尾流环量最为接近。采用拟合得到的机翼展向附着涡环量分布关系式 $\Gamma(z)$, 可以计算出近场尾流初始尾流环量、涡核间距和涡核半径。与采用椭圆机翼尾流特征参数计算方法相比,使用附着涡模型尾流环量计算平均误差为 7%,涡核间距和涡核半径计算平均误差为 15%。

参考文献:

[1] GERZ T, HOLZÄPFEL F, DARRACQ D. Commer-

cial aircraft wake vortices [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 38(3): 181-208.

[2] 周彬. 飞机尾流的微结构特征及散射特性研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2009.

[3] BOUHAFID Y, BONNE N, JACQUIN L. Combined Reynolds-averaged Navier-Stokes/large-eddy simulations for an aircraft wake until dissipation regime [J]. Aerospace Science and Technology, 2024, 154: 109512.

[4] CHU Nana, NG K K H, LIU Ye, et al. Assessment of approach separation with probabilistic aircraft wake vortex recognition via deep learning [J]. Transportation Research: Logistics and Transportation Review, 2024, 181: 103387.

[5] ROMEOS A, GIANNADAKIS A, PERRAKIS K, et al. Co-rotating vortex interaction [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2016, 88(2): 285-293.

[6] WEI Zhiqiang, LU Tong, GU Runping, et al. DBN-GABP model for estimation of aircraft wake vortex parameters using lidar data [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2024, 37(9): 347-368.

[7] HOLZÄPFEL F. Analysis of potential wake vortex encounters at a major European airport [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2017, 89(5): 634-643.

[8] BREITSAMTER C. Wake vortex characteristics of transport aircraft [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(2): 89-134.

[9] CHIGIER N A, CORSIGLIA V R. Tip vortices: velocity distributions [EB/OL]. (1971-09-01)[2024-10-10]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19710027203>.

- [10] LANCHESTER F W. Aerodynamics: constituting the first volume of a complete work on aerial flight [M]. [S.l.]: Constable, 1911.
- [11] TOLLMIE W, SCHLICHTING H, GÖRTLER H, et al. Über Flüssigkeitsbewegung bei sehr kleiner reibung [J]. Ludwig Prandtl Gesammelte Abhandlungen: Zur Angewandten Mechanik, Hydro-Und Aerodynamik, 1961: 575-584.
- [12] JOUKOVSKII N. Geometrische untersuchungen über die kutta'sche strömung [J]. Trans Physical Section of the Imperial Society of the Friends of Natural Science, Moscow, 1912, 15: 36-47.
- [13] JOUKOWSKI N. On annexed vortices [J]. Proc Phys Section of the Natural Science Society, 1906, 13(2): 12-25.
- [14] KUTTA W. Auftriebskräfte in strömenden Flüssigkeiten [J]. Illustrierte Aeronautische Mitteilungen, 1902, 6 (133): 133-135.
- [15] FAGE A, SIMMONS L F G. VII. An investigation of the air-flow pattern in the wake of an aërofoil of finite span [J]. Philosophical Transactions of the Royal Society of London: Containing Papers of a Mathematical or Physical Character, 1926, 225(626/635): 303-330.
- [16] UHL A, DUFHAUS S, HÖRNSCHEMEYER R, et al. Numerical investigation of vortex roll-up processes using different wingtip shapes [J]. PAMM, 2017, 17(1): 697-698.
- [17] 温瑞英, 王红勇, 刘薇, 等. 飞机近场尾涡特性数值模拟研究 [J]. 飞行力学, 2016, 34(1): 46-50.
WEN Ruiying, WANG Hongyong, LIU Wei, et al. Numerical simulation of near field characteristics of aircraft wake vortex [J]. Flight Dynamics, 2016, 34(1): 46-50.
- [18] 钱宇, 蒋皓. 基于 $k\omega$ 湍流模型的翼尖涡演化过程数值模拟 [J]. 科学技术与工程, 2020, 20(35): 14708-14713.
- QIAN Yu, JIANG Hao. Numerical analysis of evolution process of vortex wake based on $k\omega$ turbulent model [J]. Science Technology and Engineering, 2020, 20(35): 14708-14713.
- [19] 张钰沁. 飞机爬升阶段尾流演化与遭遇研究 [D]. 广汉: 中国民用航空飞行学院, 2024.
- [20] 韩宝玉, 熊鹰, 叶金铭. 湍流模型对三维翼梢涡流场数值模拟的影响 [J]. 航空学报, 2010, 31(12): 2342-2347.
HAN Baoyu, XIONG Ying, YE Jinming. Effect of turbulence models on numerical simulation of tip vortex flow field behind 3D wing [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(12): 2342-2347.
- [21] BURNHAM D C, HALLOCK J N, TOMBACH I H, et al. Ground-based measurements of the wake vortex characteristics of a B-747 aircraft in various configurations [EB/OL]. (1978-12-01)[2024-10-10]. <https://rosap.ntl.bts.gov/view/dot/10807>.
- [22] RANKINE W J M. XXVII. On the thermal energy of molecular vortices [J]. The London, Edinburgh, and Dublin Philosophical Magazine and Journal of Science, 1870, 39(260): 211-221.
- [23] LAMB H. Hydrodynamics [M]. 6th ed. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 1993: 764.
- [24] PROCTOR F H. Numerical simulations of an isolated microburst. Part I: dynamics and structure [J]. Journal of the Atmospheric Sciences, 1988, 45(21): 3137-3160.
- [25] WINCKELMANS G, COCLE R, DUFRESNE L, et al. Vortex methods and their application to trailing wake vortex simulations [J]. Comptes Rendus Physique, 2005, 6(4/5): 467-486.
- [26] CHOW J S, ZILLIAC G G, BRADSHAW P. Measurements in the near-field of a turbulent wingtip vortex [C]//31st Aerospace Sciences Meeting. Reston, VA, USA: AIAA, 1993: 551.

(编辑 赵炜)