

# 飞机尾喷流诱导速度建模与仿真

杨立波<sup>1</sup>, 丛岩<sup>2</sup>

(1. 广东科技学院, 广东 东莞 523083; 2. 空军航空大学, 吉林 长春 130000)

**摘要:** 本文对飞机尾喷流诱导速度进行了仿真研究。建立了飞机尾涡模型以及尾喷口喷流模型, 并仿真了飞机流场中的诱导速度。然后应用 CFD (computational fluid dynamics) 对飞机的流场进行计算, 并将 CFD 计算结果与尾喷流模型计算结果进行对比。仿真对比结果表明: 飞机尾后 100 m 区域内, 尾涡模型计算结果误差较大, 此时应采用 CFD 对尾流场进行计算; 而在尾后 100 m 区域外尾涡模型与 CFD 计算结果较为一致, 尾涡模型的计算结果能够达到精度要求。

**关键词:** 尾喷流; 诱导速度; 尾涡模型; 喷流模型; CFD

**中图分类号:** TJ7      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1001-8891(2021)10-0940-09

## Modeling and Simulation of Jet-and Wake-Flow-Induced Velocity of Aircraft

YANG Libo<sup>1</sup>, CONG Yan<sup>2</sup>

(1. Guangdong University of Science and Technology, Dongguan 523083, China;

2. Air Force Aviation University, Changchun 130013, China)

**Abstract:** The jet-and wake-flow-induced velocities of aircraft were analyzed in this study. Wake vortex and jet flow models were established, and the induced velocity of the aircraft was simultaneously simulated in the wake flow field. Then, the flow field of the aircraft was computed via computational fluid dynamics(CFD), the results of which were compared with those of the wake vortex models. The comparison showed that the errors computed using the wake vortex models were large, which suggests that the wake flow field should be computed via CFD within 100 m of the aircraft tail; these results are consistent with the CFD results beyond 100 m from the aircraft tail, and the wake vortex models meet the accuracy requirements.

**Key words:** jet and wake flow, induced velocity, wake vortex models, jet flow models, CFD

## 0 引言

由于空气的粘性作用, 飞机在飞行过程中, 其机身和尾后会产生一系列的脱体涡, 主要分为前缘涡、后缘涡以及翼尖涡。前缘涡和后缘涡相比机翼翼尖产生的翼尖涡强度要小得多, 且不稳定, 脱体后很快就会削弱。而翼尖涡可以在机翼后方 200 倍翼展内稳定, 涡核可以持续数分钟不消散。同时, 飞行过程中发动机向后喷射出大量高速气流也会对飞机的尾流场产生一定的影响。由于尾涡和发动机喷流的影响, 对周围大气会产生变化率大、分布不规律的诱导速度。因此, 飞机的尾喷流诱导速度可以分为尾涡诱导速度和喷流诱导速度, 其中尾涡诱导速度主要由翼尖涡引起, 而喷流诱导速度主要指尾喷口喷射的高速气流产生的诱导速度。

飞机尾喷流诱导速度可以对经由尾流场区域内的飞机产生强烈的震颤、侧翻下沉、甚至是空中停车, 严重威胁飞行安全<sup>[1-5]</sup>。同时, 诱导速度还会影响红外诱饵弹、箔条弹的运动扩散规律, 影响干扰效果。诱导速度甚至会导致加油机加油椎管在空中来回摆动, 导致加油失败。因此, 对飞机尾喷流诱导速度进行研究意义十分重大。

国内外的学者对飞机尾喷流诱导速度进行了大量研究。Loucel<sup>[6]</sup>建立了尾涡模型, 并研究了加快尾涡消亡及避免飞行事故的方法。程学东<sup>[7]</sup>对飞机的尾涡进行了研究, 并分析了飞机编队飞行中尾流的规避方法。魏志强<sup>[8]</sup>对尾涡的消散和涡核的运动进行了建模研究, 并将计算结果与激光雷达实测结果对比, 验证了模型的可信性。黄烁桥<sup>[9]</sup>提出了利用发动机喷流加快尾涡消亡的观点, 并对最终的结果进行了仿真分析。

收稿日期: 2020-03-19; 修订日期: 2020-04-28.

作者简介: 杨立波 (1981-), 男, 黑龙江木兰县人, 汉族, 硕士, 副教授, 研究方向为智能控制技术。E-mail: yanglibo\_1981yib@163.com。

基金项目: 东莞市社会科技发展 (一般) 项目 (2019507154529)。

由于前缘涡、后缘涡脱体后很快消散,因此文中主要求解翼尖涡及喷流产生的诱导速度。

## 1 尾喷流诱导速度模型

本章主要建立尾涡模型和喷流模型,分别求解翼尖涡和尾喷口喷流产生的诱导速度。

### 1.1 飞机尾涡模型

飞机在飞行过程中,机翼上下表面会产生一个压力差。而这个压力差在机翼翼尖两侧汇合,从而形成了一对向内卷曲的翼尖涡流<sup>[10]</sup>,如图1所示。翼尖涡流涡核强度较大,且相对稳定,因此其产生的诱导速度较大,可以对飞机尾后处在该区域内的其他飞机产生强烈的影响,甚至造成飞行事故,如图2所示。

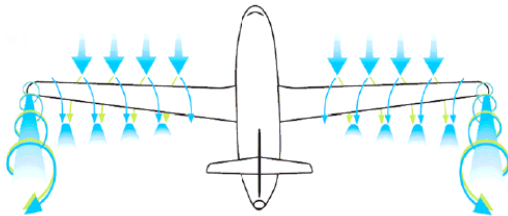


图1 飞机翼尖涡

Fig.1 Wing tip vortex of aircraft

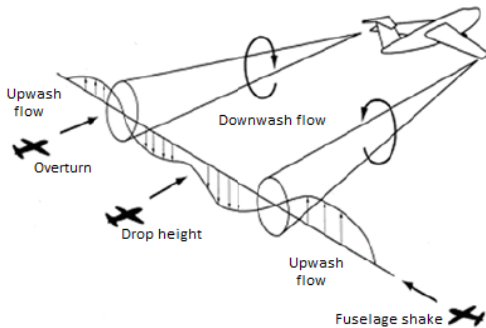


图2 尾涡对飞机飞行的影响

Fig.2 The impact of wake vortex on flight

#### 1.1.1 尾涡的初始强度

飞机的升力主要由附着在机翼剖面上的涡环量产生<sup>[11]</sup>,设 $\Gamma(z)$ 为机翼上的涡环量,则机翼产生的升力 $Y_p$ 可以表示为:

$$Y_p = \int_{-B/2}^{B/2} l(z) dz = \rho V_p \int_{-B/2}^{B/2} \Gamma(z) dz \quad (1)$$

式中: $\rho$ 为大气密度; $B$ 为飞机翼展; $V_p$ 为飞机的飞行速度。

对椭圆形翼和后掠翼, $\Gamma(z)$ 可以表示为:

$$\Gamma(z) = \Gamma \sqrt{1 - (2z/B)^2} \quad (2)$$

式中: $\Gamma$ 为涡核的初始强度。将公式(2)代入公式(1),则飞机的升力可以表示为:

$$Y_p = \rho V_p \Gamma B \pi / 4 \quad (3)$$

设飞机在飞行过程中所承受的法向过载为 $n_y$ 、 $m$ 为飞机质量,则飞机的升力 $Y_p = n_y mg$ ,代入公式(3)可以得到涡核的初始强度为<sup>[12-13]</sup>:

$$\Gamma = 4n_y mg / \pi B \rho V_p \quad (4)$$

设 $b_0$ 为机翼两侧翼尾核的初始间距,其值为:

$$b_0 = sB \quad (5)$$

式中: $s$ 为翼形参数, $s$ 值的大小与机翼升力的横向分布有关。对于椭圆形机翼 $s = \pi/4$ ,对于后掠翼 $s$ 取值为0.75~0.8。

由公式(4)可知,尾涡的初始强度主要取决于飞机质量、飞机法向过载、飞行速度、大气密度、飞机翼展以及翼形参数。

则飞机平飞时尾涡的初始涡强度为<sup>[12-13]</sup>:

$$\Gamma_0 = \frac{mg}{\rho V_p b_0} \quad (6)$$

设 $r_c$ 尾涡涡核半径,一般 $r_c$ 表示为<sup>[10]</sup>:

$$r_c = 0.05b_0 \quad (7)$$

#### 1.1.2 尾涡速度模型

设涡线微元为 $ds$ ,涡核强度为 $\Gamma$ 。则其对涡线外任意一点A产生的切线速度为:

$$dv = \Gamma \sin^3 \theta_t ds / 4\pi r_m^2 \quad (8)$$

式中: $r_m$ 为点A到涡线的垂直距离; $\theta_t$ 为点A与涡线微元之间的夹角。

设涡线两端与点A之间的夹角分别为 $\alpha$ 和 $\beta$ ,点A到涡线的垂直距离为 $r_m$ , $\gamma$ 为涡线微元 $ds$ 到A点的直线与 $r_m$ 的夹角, $P$ 、 $B$ 为涡线端点,如图3所示。则微元 $ds$ 可以表示为:

$$ds = d(r \tan \gamma) = d \sec^2 \gamma d\gamma \quad (9)$$

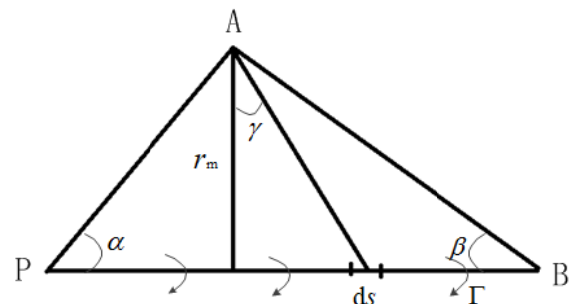


图3 涡诱导速度计算图

Fig.3 Vortex induced velocity computation figure

对公式(8)积分,则涡线在点A处产生的切线速度 $V_w$ 为:

$$V_w = \int_{-(\frac{\pi}{2}-\alpha_1)}^{(\frac{\pi}{2}-\beta_1)} \frac{\Gamma \cos \gamma}{4\pi r_m} d\gamma = \frac{\Gamma}{4\pi r_m} (\cos \alpha_1 + \cos \beta_1) \quad (10)$$

式中： $\alpha_1$ 和 $\beta_1$ 为点A与涡线两端之间的夹角。当涡线无限长时 $\alpha_1=\beta_1=0^\circ$ ，则 $V_w$ 为：

$$V_w = \frac{\Gamma}{2\pi r_m} \quad (11)$$

由于尾涡涡核初始强度很大，在涡核半径 $r_c$ 内部可以认为旋转角速度恒定。令公式(11)中的 $r_m=r_c$ ，则涡核内部的旋转角速度 $\omega_c$ 为：

$$\omega_c = \frac{V_{w,c}}{r_c} = \frac{\Gamma}{2\pi r_c^2} \quad (12)$$

式中： $V_{w,c}$ 为涡核半径上的切线速度。

则当点A位于涡核内部，则切线速度 $V_w$ 为：

$$V_w = \omega_c r_m = \frac{\Gamma r_m}{2\pi r_c^2} \quad (13)$$

Hallock-burnham模型无论对涡核内还是涡核外的点都适用<sup>[14-15]</sup>，因此文中采用该模型对尾涡切线速度进行计算，即：

$$V_w = \frac{\Gamma r_m}{2\pi(r_m^2 + r_c^2)} \quad (14)$$

由于飞机的尾涡为涡线与飞机纵轴平行且强度相等的两个反向自由涡，而自由涡只存在切线的诱导速度无径向速度，因此尾涡对飞机尾后流场中任意点的诱导速度都只在Y轴和Z轴上存在一定的分量，在X轴上无分量。设尾涡的两个点涡核心坐标为 $(y_1, z_1)$ 和 $(y_2, z_2)$ ，由公式(14)可知，任意点A在翼尖涡中的诱导速度为<sup>[8]</sup>：

$$V_{w1} = \frac{\Gamma_1 r_{m1}}{2\pi(r_{m1}^2 + r_c^2)} = \frac{\Gamma_1 \sqrt{(y-y_1)^2 + (z-z_1)^2}}{2\pi[(y-y_1)^2 + (z-z_1)^2 + r_c^2]} \quad (15)$$

$$V_{z1} = -\frac{\Gamma_1(y-y_1)}{2\pi[(y-y_1)^2 + (z-z_1)^2 + r_c^2]} \quad (16)$$

$$V_{y1} = \frac{\Gamma_1(z-z_1)}{2\pi[(y-y_1)^2 + (z-z_1)^2 + r_c^2]} \quad (17)$$

$$V_{z2} = -\frac{\Gamma_2(y-y_2)}{2\pi[(y-y_2)^2 + (z-z_2)^2 + r_c^2]} \quad (18)$$

$$V_{y2} = \frac{\Gamma_2(z-z_2)}{2\pi[(y-y_2)^2 + (z-z_2)^2 + r_c^2]} \quad (19)$$

$$V_y = V_{y1} + V_{y2} \quad (20)$$

$$V_z = V_{z1} + V_{z2} \quad (21)$$

式中： $(x, y, z)$ 为点A坐标； $\Gamma_1$ 和 $\Gamma_2$ 为尾涡涡核强度，且 $\Gamma_1 = -\Gamma_2$ <sup>[16]</sup>。

### 1.1.3 尾涡飘降模型

由于飞机尾涡左右对称且反向旋转，在互相诱导

的作用下，其涡核高度不断下降<sup>[17-18]</sup>。飞机尾涡的下降速度可以达到每分钟几百英尺，但当下降到一定高度后，尾涡就停止下降，直至消散。

当涡核高度高于地面50m且无风时，尾涡的下降速度近似为定值。下降速度 $v_i$ 为：

$$v_i = \frac{\Gamma}{2\pi b_0} \quad (22)$$

则t时刻尾涡涡线的坐标为 $(h_0 - v_i t, b_0/2)$ 和 $(h_0 - v_i t, -b_0/2)$ 。

### 1.2 尾喷口喷流模型

飞机在飞行过程中，发动机喷口在飞机尾后喷射出大量的高速、高温气体，因此尾喷口喷流能够在飞机尾后空间内产生较大的诱导速度。喷流产生的诱导速度虽大，但是气流在喷射出后迅速减速，相比尾涡，喷流的影响区域并不大。

将发动机的喷流场沿轴向分为稳定区和不稳定区，沿径向分为稳速核心区、减速区、混流增速区以及边界层区，如图4所示。

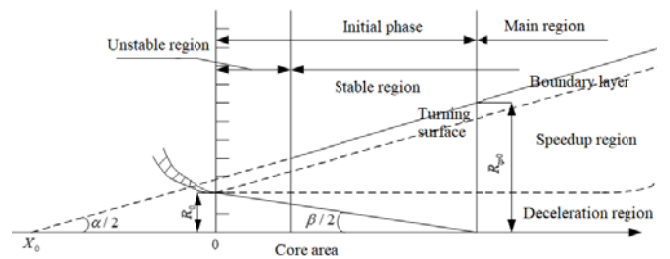


图4 喷流模型

Fig.4 Jet flow model

设 $V_m$ 为喷流场中心速度，由于初始阶段处于稳速核心区内，因此其 $V_m = V_{n0}$ 不变。在减速区内，中心速度 $V_m$ 可以表示为：

$$V_m = V_{n0} \left\{ 1 - \left[ (S_1 - S_0) / (S_1 + 2D_0) \right]^{1.25} \right\}^3 \quad (23)$$

式中： $D_0$ 为发动机喷口直径； $S_1$ 为流场轴心线上的点到喷口之间的距离； $S_0$ 为图4中的转折截面到喷口的距离，其值为：

$$S_0 = D_0 / (0.084 Ma_n + 0.034) \quad (24)$$

式中： $Ma_n$ 为喷流马赫数。联立公式(23)和公式(24)可以得到喷流场轴线上的速度。

喷流流场径向速度可以表示为：

$$V_n = \begin{cases} \left[ 1 - (y/R_p)^{1.5} \right]^2 V_m & y \leq R_p \\ 0 & y > R_p \end{cases} \quad (25)$$

式中： $y$ 为计算点到轴线的距离； $R_p$ 为喷流边界层到

轴线之间的距离。在不稳定区域内  $R_{tp}$  大概为喷口半径的 3.5 倍,  $R_{tp}$  的具体值可以由下式求得, 即:

$$R_{tp} = D_0(S_0 - S_1)/2S_0 + 8D_0S_1/(S_0 - S_1)^2 - 0.56S_1^3/(S_0 - S_1)^2 \quad (26)$$

在稳定区域内, 其值为:

$$R_{tp} = [D_0(8Ma_n^2 - 1.11Ma_n + 0.436) + S_1] \tan(\alpha_1/2) \quad (27)$$

式中:  $\alpha_1$  为射流扩散角。

## 2 飞机流场 CFD 计算

本章对飞机的流场进行 CFD 计算, 其中尾流 CFD 计算主要计算尾流诱导速度, 而喷流 CFD 计算则主要计算飞机喷流诱导速度。

### 2.1 飞机尾流 CFD 计算

由于飞机尾流可以在尾后很长区域内保持稳定, 因此, 本文将计算域设置为  $520 \text{ m} \times 75 \text{ m} \times 48 \text{ m}$  的长方体, 以满足尾流诱导速度的计算要求。如图 5 所示, 飞机机头距计算域前端  $100 \text{ m}$ , 飞机质心位于计算域原点, 来流方向沿  $X$  轴负方向与机身平行。边界层网格第一层厚度设置为  $10^{-2} \text{ m}$ , 采用四面体非结构网格对计算域进行剖分, 网格数总计为 5137.6 万。初始条件设置为高度  $H=0 \text{ km}$ 、来流马赫数  $Ma=0.8$ 、压力

$P=101325 \text{ Pa}$ , 大气温度  $T=288.15 \text{ K}$ 。尾喷口设置为质量入口, 质量流量设置为  $111 \text{ kg/s}$ , 总温为  $774.17 \text{ K}$ , 计算域边界设置为压强远场, 飞机壁面设置为无滑移绝热壁面。对机翼后缘、机翼下表面以及飞机尾后进行网格加密处理, 重点计算飞机机翼前缘涡、后缘涡以及翼尖涡的流场。

图 6 为  $Ma=0.8$  时, CFD 计算得到的飞机尾后涡线图。

由图 6 的计算结果可知, 飞机在  $0^\circ$  迎角下其前缘涡、后缘涡以及翼尖涡较为分散, 涡核强度不大。在  $5^\circ$  迎角下, 前缘涡、后缘涡以及翼尖涡汇合在了一起, 在飞机尾后形成了一个十分强烈的涡。飞机在  $5^\circ$  迎角飞行时, 机翼产生的升力增大, 机翼上下表面压力差也随之增大, 最终导致翼尖处形成的诱导涡强度  $\Gamma$  增强。

### 2.2 飞机喷流 CFD 计算

控制方程为 Navier-Stokes 方程, 采用分离隐式求解器, 压力速度耦合使用 SIMPLEC 算法, 各物理量的离散采用二阶迎风格式, 迭代收敛准则为残差小于  $1 \times 10^{-4}$ 。喷管壁面为无滑移绝热壁面, 尾喷口为质量入口, 外流场前端为压强入口, 径向四周边界设为压强远场, 外流场后端设为压强出口。计算模型选用标准  $k-\varepsilon$  湍流模型。

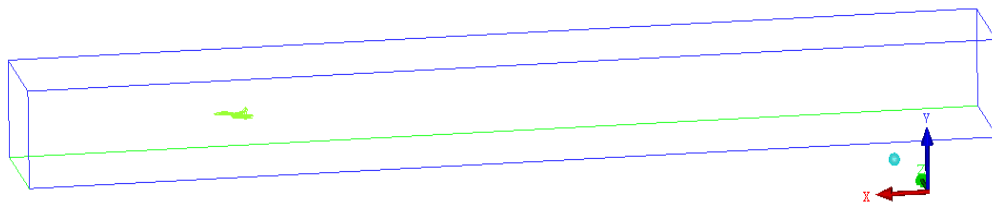
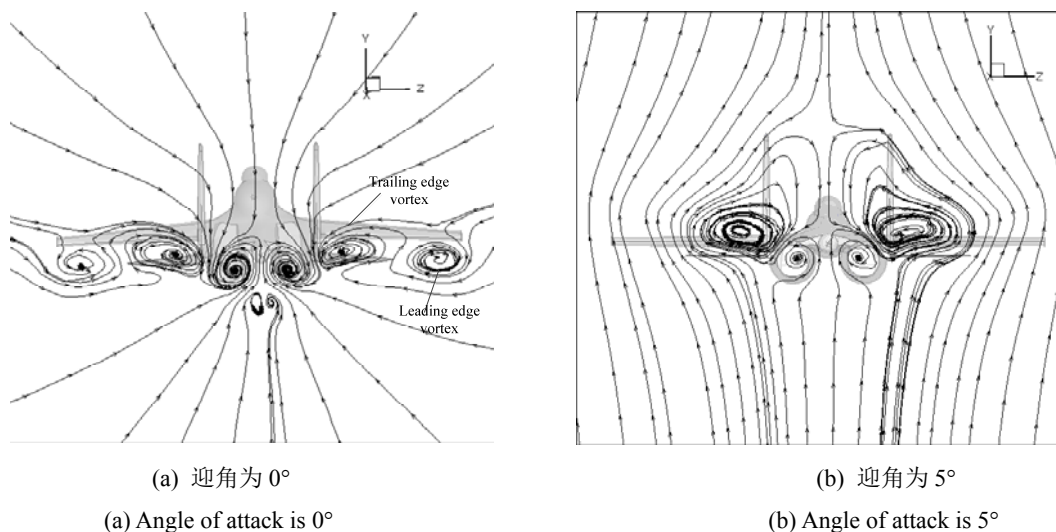


图 5 计算域示意图

Fig.5 Computational domain schematic diagram



(a) 迎角为  $0^\circ$

(a) Angle of attack is  $0^\circ$

(b) 迎角为  $5^\circ$

(b) Angle of attack is  $5^\circ$

图 6 飞机尾后涡线图

Fig.6 Vortex line figure after the tail of aircraft

设喷口半径为 0.4 m，计算域为边长 16 m×16 m×500 m 的长方体。计算域的前端距喷口 1 m，喷口轴心位于来流的中心，如图 7 所示。采用六面体结构网格对流场进行计算，对喷口附近和喷口轴心线区域进行网格加密，网格数总计 117.7 万。初始条件设置为高度  $H=0$  km、来流马赫数  $Ma=0$ 、压力  $P=101325$  Pa，大气温度  $T=288.15$  K。发动机处于非加力最大状态，喷管进口质量流量 111 kg/s，总温 774.17 K。采用 CFD 专业求解器 FLUENT 进行流场计算。计算得到发动机尾流场速度分布如图 8 所示。

由图 8 的计算结果可知，在发动机喷流的影响下，喷口后的流场速度迅速增加，但影响的区域仅局限于尾喷口正后方的狭窄区域，且喷流在尾喷口喷出后速度迅速减小，发动机喷流的诱导速度在尾喷口后 50 m 内逐渐降为 0。

### 3 模型验证与结果分析

应用 CFD 流场计算的方法求解飞机尾喷流诱导速度是目前公认可信度最高、最为精确的数值计算方

法，但是 CFD 流场计算速度较慢，且由于尾涡可以在飞机尾后很长区域内保持稳定，因此计算域的设置需要足够长。同时每改变初始条件都需要对结果进行重新计算。而采用飞机尾喷流模型计算诱导速度的方法计算速度较快，但是结果不准确。本节将尾喷流诱导速度模型的计算结果与 CFD 计算结果进行对比，从而研究能够同时兼顾计算精度和计算效率的诱导速度计算方法。

#### 3.1 尾流场诱导速度结果对比

设飞机翼展  $B=15$  m，飞机质量  $m=27273$  kg，飞行马赫数  $Ma=0.8$ ， $b_0=0.75B$ ，飞行高度  $H=0$  km。则由 2.1 节建立的尾涡模型可以计算尾流场中任意点的诱导速度。

CFD 流场计算中，初始条件的设置与 2.1 节一致。通过流场计算结果可知，当迎角  $\alpha=0.5^\circ$  时，飞机的升力系数为 0.10，此时飞机的升力与重力相等，飞机处于平飞状态。图 9~图 12 为飞机尾后不同距离时，尾涡模型与 CFD 计算得到的尾流场诱导速度对比图。

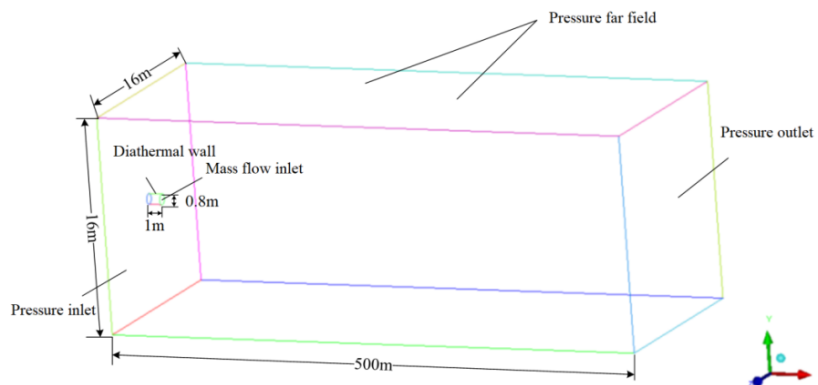


图 7 尾喷口计算域示意图

Fig. 7 Jet nozzle computational domain schematic diagram

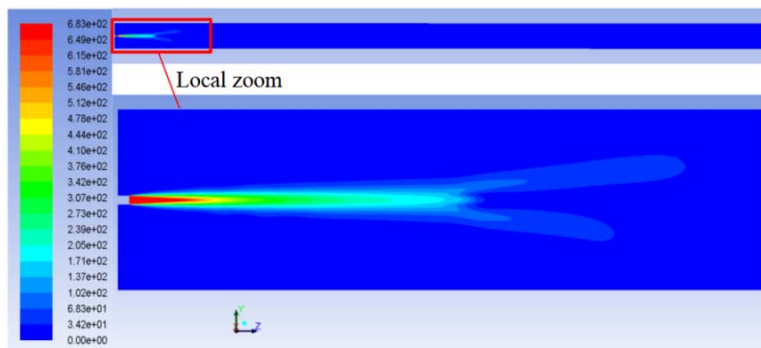


图 8 尾喷流速度分布图

Fig. 8 Jet flow velocity distribution diagram

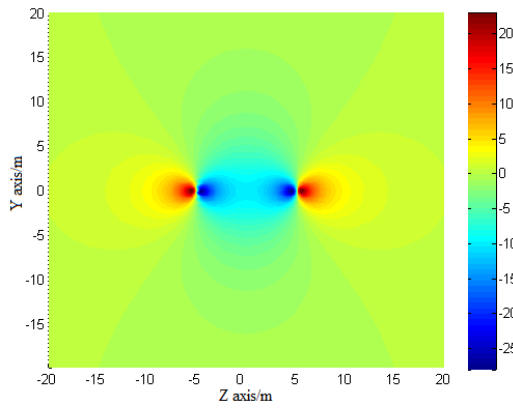
由图 9 和图 11 的对比可知，飞机尾后 10 m 处 CFD 计算的诱导速度分布规律较为杂乱无章，与尾涡模型的计算结果差距较大。这是由于流经飞机的气流受到

机身、机腹、进气道外壁等的干扰，产生的诱导速度极为不规律，同时飞机尾后的气流不但受到机翼前缘涡、后缘涡、翼尖涡的影响，垂尾以及平尾产生的诱



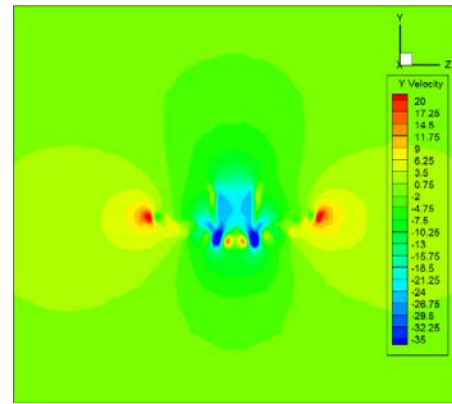
导涡都会对流场内的诱导速度产生干扰。同时由于飞机飞行姿态、飞行速度的差异,还存在不确定的涡破碎现象。因此,飞机尾后的诱导速度及其复杂、不规

律,与CFD计算结果差异较大。但是上述干扰的影响较不稳定,只停留在飞机尾后的一小段区域内。



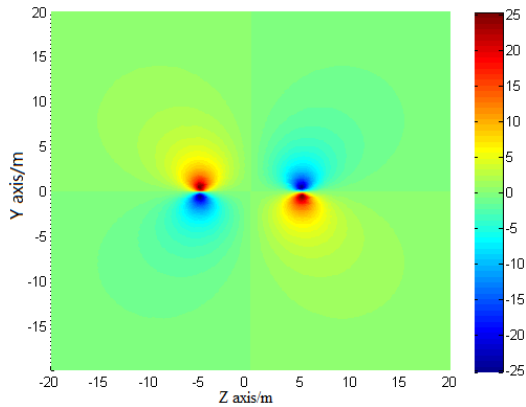
(a) Y轴诱导速度仿真计算结果

(a) Y axis induced velocity computed via simulation



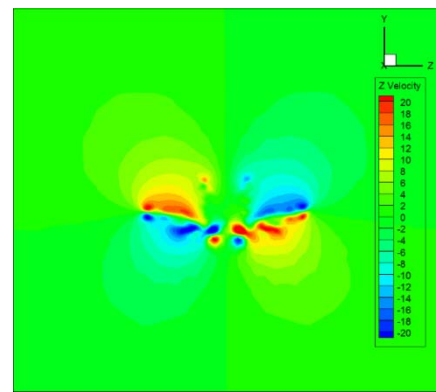
(b) Y轴诱导速度 CFD 计算结果

(a) Y axis induced velocity computed via CFD



(c) Z轴诱导速度仿真计算结果

(c) Z axis induced velocity computed via simulation

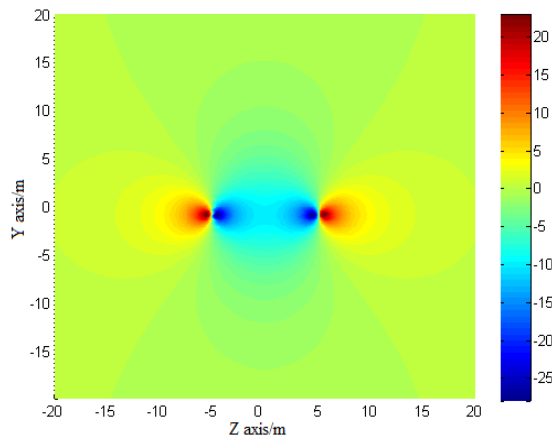


(d) Z轴诱导速度 CFD 计算结果

(d) Z axis induced velocity computed via CFD

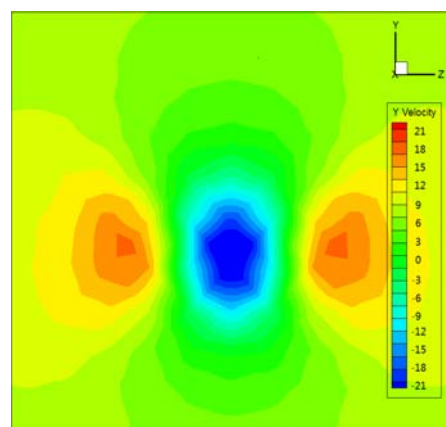
图9 飞机尾后10m处尾流场诱导速度

Fig.9 Induced velocity at 10 m after the tail of aircraft



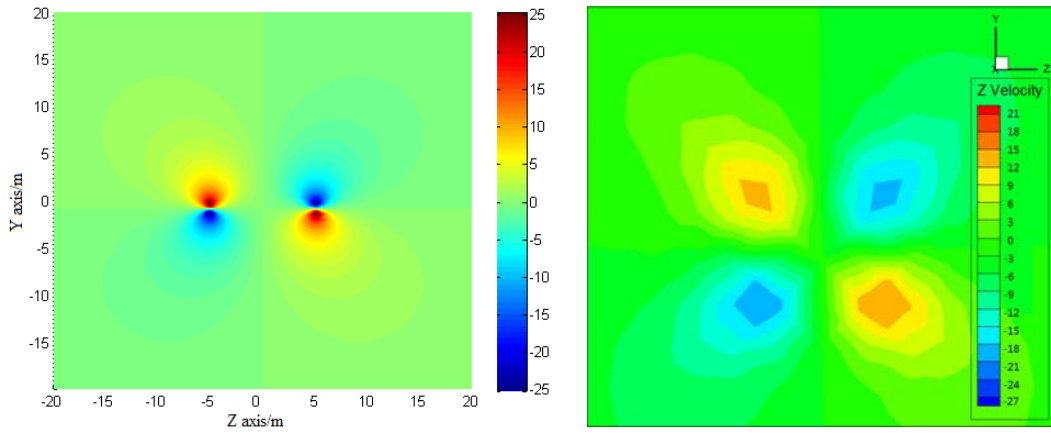
(a) Y轴诱导速度仿真计算结果

(a) Y axis induced velocity computed via simulation



(b) Y轴诱导速度 CFD 计算结果

(b) Y axis induced velocity computed via CFD



(c) Z轴诱导速度仿真计算结果

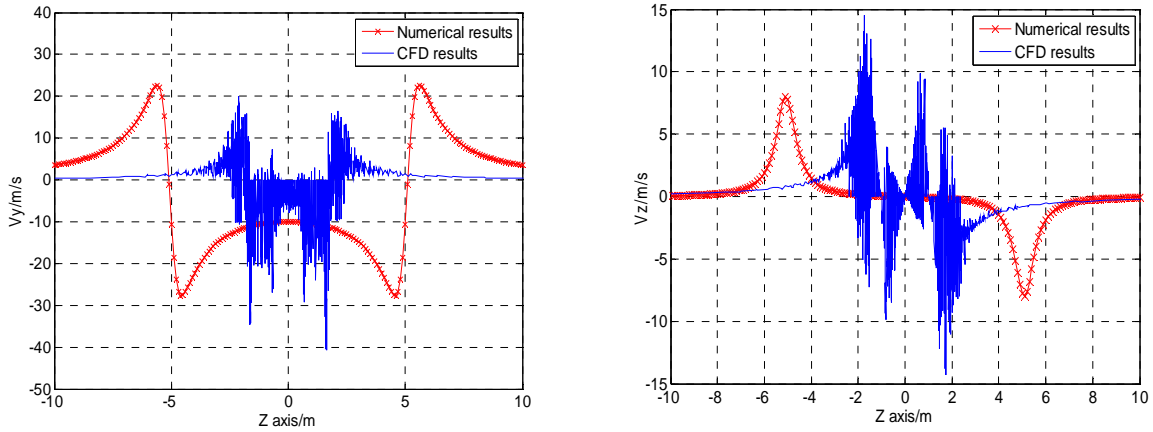
(d) Z轴诱导速度CFD计算结果

(c) Z axis induced velocity computed via simulation

(d) Z axis induced velocity computed via CFD

图10 飞机尾后100m处尾流场诱导速度

Fig.10 Induced velocity at 100 m after the tail of aircraft



(a) Y轴诱导速度

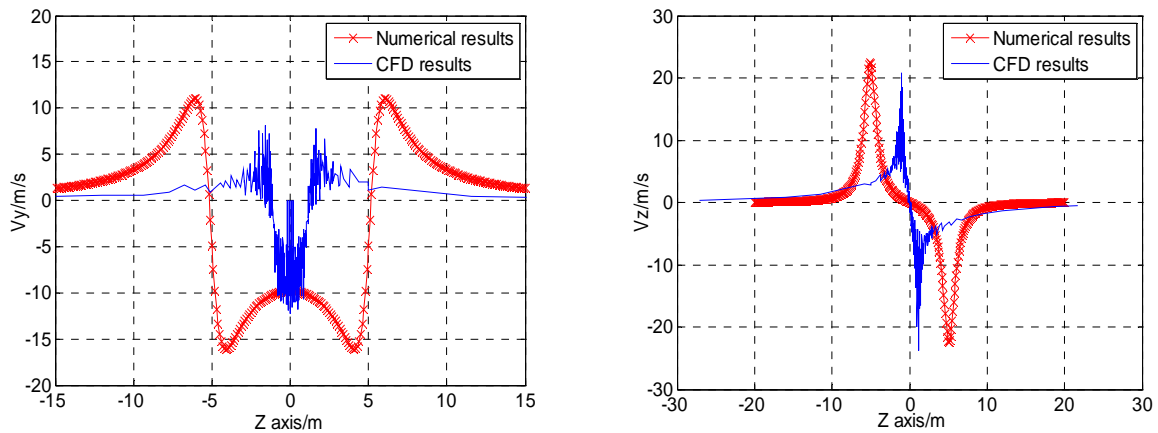
(b) Z轴诱导速度

(a) Y axis induced velocity

(b) Z axis induced velocity

图11 飞机尾后10m对比结果

Fig.11 The comparison results at 10 m after the tail of aircraft



(a) Y轴诱导速度

(b) Z轴诱导速度

(a) Y axis induced velocity

(b) Z axis induced velocity

图12 飞机尾后100m对比结果

Fig.12 The comparison results at 100 m after the tail of aircraft

由图 10 和图 12 的对比可知,飞机尾后 100 m 处,尾涡模型与 CFD 的计算结果差距进一步减小,模型的计算结果能够真实地反应流场中诱导速度的变化规律。因为此时,飞机尾流场距离飞机较远,飞机机翼产生的前缘涡、后缘涡开始逐步消散,涡核强度大大降低,而此时机身对气流的干扰作用也被消滅的很弱。由于翼尖涡十分稳定,在飞机尾后很长的距离都不会发生消散,流场中的诱导速度主要由翼尖涡决定。因此,尾涡模型与 CFD 结果较为接近。

图 9~图 12 中的尾流场诱导速度对比结果可知,由于机身、机腹、进气道外壁等的干扰的存在,如果不依靠 CFD,单纯采用理论建模的方法计算尾流场诱导速度,必须要对以上各种因素深入分析,分别建模最终确定结果,实现较为困难,可行性不高,并且效

果甚微。因此,单纯采用建模的方法来计算尾流场诱导速度显然不能满足精度的要求。文中采用 CFD 流场计算和尾流模型相结合的方法来计算诱导速度。对于飞机尾后距离尾喷口 100 m 之内的区域,采用 CFD 流场计算的方法计算诱导速度,对于距离尾喷口大于 100 m 的区域,采用尾流模型计算诱导速度。这样大大的缩短了飞机 CFD 流场计算中的计算域长度,减少网格数量,在保证计算精度的前提下加快了计算速度。

### 3.2 喷流场诱导速度结果对比

设发动机喷口直径  $D_0=0.8\text{ m}$ , 喷管出口速度  $V_{n0}=867.5$ , 尾喷流马赫数  $Ma_n=1.78$ , 来流马赫数  $Ma=0.8$ , 其余条件的设置与 2.2 节一致。则发动机喷流速度 CFD 计算结果和喷流模型计算结果如图 13 和图 14 所示。

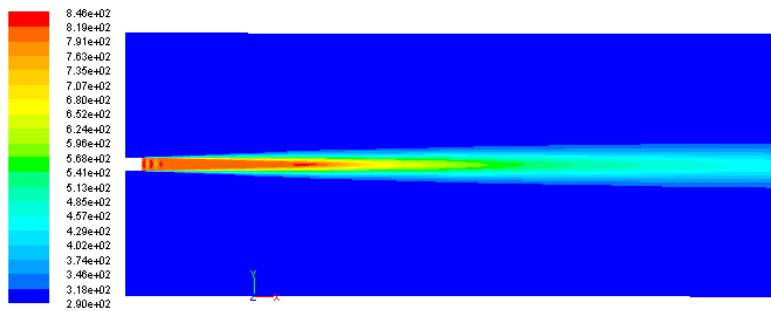


图 13 发动机喷流速度 CFD 计算结果

Fig.13 Jet flow velocity distribution computed via CFD

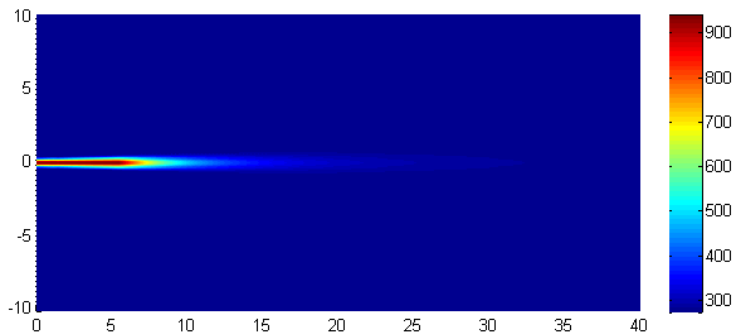


图 14 喷流模型计算结果

Fig.14 Jet flow models computation results

由图 13 和图 14 的计算结果可知,喷流场中心轴线速度最大,距中心轴越远速度越小,喷流对于边界层外的流场区域几乎没有影响。喷流场核心区速度大,但核心区空间体积较小,减速区喷流速度迅速下降。喷流模型计算的诱导速度分布规律与 CFD 计算结果相一致,因此采用喷流模型计算喷流速度能够正确地反应喷流场的速度分布规律,不需要对模型进行二次校正。

## 4 结论

本文对飞机尾喷流诱导速度进行了仿真分析。通过建立尾涡模型和尾喷口喷流模型研究了尾喷流诱导速度的数值计算方法。然后,应用 CFD 对飞机的尾喷流流场进行了计算,并与数学模型的计算结果进行对比。结果表明,在飞机尾后 100 m 区域内,CFD 计算的诱导速度与尾涡模型差距较大,而喷流模型与 CFD 的计算结果吻合得较好。为了兼顾计算精度和计算效



率,文中认为在尾后 100 m 区域内应当采用 CFD 计算结果,而在 100 m 区域外可以采用尾涡模型计算流场诱导速度。

### 参考文献:

- [1] Proctor F H, Hamilton D W, Switzer G F. TASS driven algorithms for wake prediction[C]//41th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Reno, 2006: 1-20.
- [2] Hinton A, O Connor C J. Development of a wake vortex spacing system for airport capacity enhancement and delay reduction[C]//19th Digital Avionics Systems Conference, 2000, 1: 3E6/1-3E610.
- [3] Reimer H M, Vicroy D D. A preliminary study of a wake vortex encounter hazard boundary for a B737-100 airplane[R]. NASA-96-TM110223, 1996: 1-18.
- [4] Crichley J B, Foot P B. Analysis of incidents reported between 1972 and 1990 [C]//Proceedings of the Aircraft Wake Vortices Conference, 1992: 1-10.
- [5] Murphy B, Callaghan O, Fox M. Overview of the structures investigation for the American airline flight 587 investigation[C]//46th AIAA/ASM E/AS-CE/AHS/ ASCStructures, Structural Dynamics & Materials Conference, 2005: 1-9.
- [6] Loucel R E, Crouch J D. Flight- simulator study of airplane encounters with perturbed trailing vortices[J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(4): 924-931.
- [7] 程学东, 范修宏. 大编队飞行尾流规避研究[J]. *保定学院学报*, 2012, 23(3): 104-107.
- CHENG Xuedong, FAN Xiuhong. Research on avoiding the wake of the larger formatting[J]. *Journal of Baoding University*, 2012, 23(3):104-107.
- [8] 魏志强, 徐肖豪. 飞机尾涡流场的建模与仿真计算研究[J]. *交通运输系统工程与信息*, 2010, 10(4): 186-191.
- WEI Zhiqiang, XU Xiaohao. Modeling and simulating of flow field for aircraft wake vortex[J]. *Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology*, 2010, 10(4): 186-191.
- [9] 黄烁桥, 申功妍, Robert Konrat, 等. 喷流对飞机尾流涡影响的试验研究[J]. *航空学报*, 2010, 31(5): 899-908.
- HUANG Shuoqiao, SHEN Gongxin, ROBERT Konrat, et al. Experimental investigation of influence of jets on aircraft wake vortices[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(5): 899-908.
- [10] 周彬, 王雪松, 王涛, 等. 侧向风速对飞机尾流运动的影响[J]. *航空学报*, 2009, 30(5): 773-779.
- ZHOU Bin, WANG Xuesong, WANG Tao, et al. Influence of crosswind speeds on aircraft wake vortex movement[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(5): 773-779.
- [11] 钱翼稷. *空气动力学*[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- QIAN Yishe. *Aerodynamics*[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005.
- [12] Laurence H M. ATM decision support tool for wake vortex hazard management combining sensors and modeling[C]//6th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, 2014: doi:10.2514/6.2014-2332.
- [13] Schwarz C, Hahn K U, Fischenberg D. Wake encounter severity assessment based on validated aerodynamic interaction models[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2010: 1-9.
- [14] 周彬, 王雪松, 王涛, 等. 飞机尾流的介电常数分布特性分析[J]. *微波学报*, 2008, 24: 24-32.
- ZHOU Bin, WANG Xuesong, WANG Tao, et al. Analysis of the dielectric constant distributing characteristic of aircraft wake vortices[J]. *Journal of Microwaves*, 2008, 24:24-32.
- [15] 李大伟, 王宏伦. 自动空中加油阶段加油机尾涡流场建模与仿真[J]. *北京航空航天大学学报*, 2010, 36(7): 776-797.
- LI Dawei, WANG Honglun. Wake vortex effect modeling and simulation in automated aerial refueling[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2010, 36(7): 776-797.
- [16] Loucel R E, Crouch J D. Flight-simulator study of airplane encounters with perturbed trailing vortices[J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(4): 924-931.
- [17] Proctor F H. Numerical simulation of wake vortices measured during the Idaho falls and Memphis field programs[C]//14th Applied Aerodynamics Conference, 1996: 1-18.
- [18] 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.
- ZHOU Bin. Study on the microstructure and scattering characteristics of aircraft wake cortices[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009.