

文章编号: 1000-8055(2009)01-0110-06

飞机尾流的快速建模方法

周 彬¹, 王雪松¹, 王国玉², 肖顺平¹

(1. 国防科技大学 电子科学与工程学院, 长沙 410073;

2. 中国人民解放军 63880 部队, 洛阳 471003)

摘 要: 尾流的强度主要由飞机的飞机重量、飞行速度和机翼形状所决定和仿真尾流的保守被动模型可很好的描述尾流系统中水蒸汽、位温等保守被动量的运动演化规律,但这种参数仿真时间长、对计算机要求高,不能实时预测任一机型所产生的尾流的状态分布特性.为此提出了一种尾流的快速建模方法,很好的解决了以往尾流实时仿真时的缺点,为飞机飞行过程中实时预测前机尾流的影响区域提供理论依据,从而减少尾流事故的发生.

关 键 词: 飞机尾流; 保守被动量; 对流扩散方程; 快速建模方法; 尾流可视化仿真

中图分类号: V211

文献标识码: A

Fast modeling method for aircraft wake vortices

ZHOU Bin, WANG Xue-song, WANG Guo-yu, XIAO Shun-ping

(1. School of Electronics Science and Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Unit 63880, People Liberation Army, Luoyang 471003, China)

Abstract: The mass, velocity and wing shape of the aircraft decide the intensity of wake vortex. The passive conservative model can better depict the movement evolution rule of water vapor and potential temperature in wake vortices. Since parametric studies are computationally expensive to the large amount of CPU time per simulation. In addition, it can't forecast the state distribution characteristic of any aircraft wake vortex in a real-time manner. Therefore, a fast modeling method for aircraft wake vortex was presented. It has solved the problems, such as the high request for computer time, long simulation time and lack of real time simulation. This can provide a theoretical basis to avoid former airplane's wake vortex and reduce the wake accident.

Key words: aircraft wake vortex; passive-conservative value; convection-diffusion equation; fast modeling method; wake vortex visual simulation

随着航空事业的发展,尾流已成为影响飞机飞行安全的重要因素和制约机场容量的瓶颈.在现有计算条件下难以实现飞机尾流的大涡模拟(Large eddy simulation, LES),用计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)方法也只能获得尾流近场数据,为此,航空业界正加紧对尾流的形成和演化规律进行简化仿真建模^[1]和理论

分析^[2].

当飞机在大气中飞行时,飞机的机翼对大气的扰动产生了一个具有不稳定速度的波,由于翼尖处上下表面的空气动力压力差,使得这个波产生旋转从而在飞机的翼间形成了一对反向旋转的涡,如图 1 所示,这就是飞机的尾流^[3].当飞机进入前面飞机的尾流影响区域时,会出现机身抖动、

收稿日期: 2008-05-07; 修订日期: 2008-11-01

作者简介: 周彬(1978 -)男,湖南南县人,博士生,工程师,主要从事目标电磁散射特性算法与建模仿真等方面的研究.

下沉、飞行状态改变、发动机停车甚至飞机翻转等现象^[4],从而导致飞行事故的发生.近些年国际上对此问题已引起了广泛的关注.

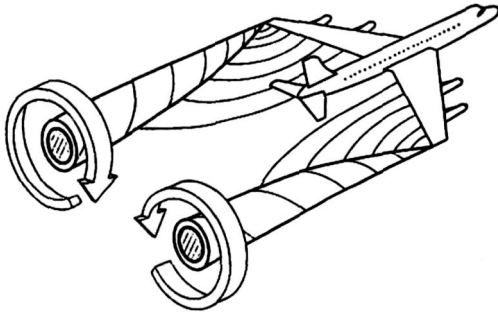


图1 飞机尾流示意图 (Gilson 1991)

Fig.1 Aircraft wake vortex sketch map

尾流可分为近区尾流、中区尾流和远区尾流三个阶段^[5],近区尾流-Near wake(形成段),从翼尖开始直至完成尾涡的卷起(约在机翼后方6.4倍翼展处),此阶段时间非常短,只需约零点几秒时间;中区尾流-Intermediate wake(稳定段),在完成卷起之后相当长的一段时间内(存在数分钟)旋转速度稳定,并出现明显的层流现象,此阶段湍流的影响很小可不予考虑;远区尾流-Far wake(演化消散段),此阶段大气湍流占优,在长波Crow不稳定影响下耗散成大气中的湍流.其中,中区尾流(即稳定段)存在时间长、旋转速度稳定,对尾随大型飞机起飞着陆的小型飞机影响最大,因此主要分析此阶段尾流的影响.

在晴空大气中飞行时,飞机产生的尾流主要由水蒸汽构成,因此用水蒸汽的运动规律可很好的描述飞机尾流的运动.而尾流中水蒸汽混合率(比湿)是一个保守被动量(被动量的意思是它不影响尾流的旋转速度场,保守量的意思是指在某区域内是无源的,体积分为一常数),满足无源的对流扩散方程,可以用对流扩散过程来精确描述尾流中各保守被动物质(如水蒸汽混合率、位温等)的运动规律,具体详细论述见文献[6].

为了分析研究尾流的微结构特征,利用保守被动模型进行仿真时将耗费大量的计算机资源和计算时间,不利于我们理论分析和及时预测飞机尾流,为此在本文中提出了一种快速预测和建模飞机尾流的方法,只在仿真一种参考机型的尾流状分布态特性之后,便能根据不同飞机的飞行参数准确的外推出描述不同时刻尾流的状态分布和微结构特征.对尾流的理论分析效率将大大提

高,同时可为后继飞行器实时预测前机尾流提供理论依据,能更好的避开前机尾流,从而减小飞行事故的发生.

1 尾流特征描述

1.1 对流扩散方程

对流扩散方程是一类基本的运动方程,是一种描述粘性流体的非线性方程的线性化模型方程,它可以用来描述流体的流动、流体中热的传导及大气、河流等污染物质的分布等众多物理现象.在分层大气中卷起的飞机尾流在中区段旋转速度稳定、且是无源^[7]的,因此满足如下无源的对流扩散方程

$$\frac{\partial s}{\partial t} + u_i \frac{\partial s}{\partial x_i} - D \frac{\partial^2 s}{\partial x_i^2} = 0 \quad (1)$$

且有如下初始条件

$$s(y, 0) = y_0 - y \quad (2)$$

其中 u 为尾流系统中的旋转速度场; $D = 0.242 \times 10^{-4} \text{ m}^2/\text{s}$ 为空气和水蒸气系统中的扩散系数^[8].在尾流旋转过程中对流系数 u_i 远大于其扩散系数 D ,属于一种对流占优的扩散过程,它的解为一保守被动量,用 $s(r, t)$ 表示.

1.2 尾流的主要特征

尾流在飞机后面一个狭长的区域里形成极强的湍流,尾涡流场的主要特点是旋转稳定、存在时间长,尾流的强度由产生尾涡的飞机质量、飞行速度和机翼形状所决定,其中最主要的是飞机的质量.由空气动力学的升力线理论^[9]可得到如下关系公式

$$b_0 = \frac{\pi b}{4} \quad (3)$$

$$r_c = 0.05 \times b_0 \quad (4)$$

$$\Gamma_\infty = \frac{W \cdot g}{\rho U b_0} \quad (5)$$

式中 b_0 为飞机尾流的涡距(Vortex separation); r_c 为尾涡核心半径(Vortex core radius); Γ_∞ 为涡环量(Vortex circulation); b 为翼展; W 为飞机的最大起飞质量; U 为飞机飞行速度; g 为重力加速度常量; ρ 为大气密度.

尾流的一个最主要的特征是其旋转速度模型,对尾流旋转速度的描述直接关系着尾流的形状大小和演化进程.对尾流速度模型的描述方法相当多.在本文的尾流仿真系统中我们采用速度变化比较平滑的模型-Hallok-Burnham^[10]速度模型,其描述尾流单个涡旋转速度场的公式如下:

$$V_{\theta}(r-r_0) = \frac{\Gamma_{\infty}}{2\pi} \cdot \frac{|r-r_0|}{|r-r_0|^2 + r_0^2} \quad (6)$$

式(6)中 r 表示尾流系统中的位置矢量; r_0 表示尾流的中心位置矢量; V_{θ} 表示尾流模型中单个涡旋转的切向速度. 因此两个反对称涡的尾流系统中速度模型表达式为

$$V_{\theta}(r) = V_{\theta}(r-r_2) - V_{\theta}(r-r_1) \quad (7)$$

由此可得

$$u_x = V_{\theta_1} \cdot \sin \theta_1 - V_{\theta_2} \cdot \sin \theta_2 = V_{\theta_1} \cdot \frac{y-y_1}{R_1} - V_{\theta_2} \cdot \frac{y-y_2}{R_2} \quad (8)$$

$$u_y = -V_{\theta_1} \cdot \cos \theta_1 + V_{\theta_2} \cdot \cos \theta_2 = -V_{\theta_1} \cdot \frac{x-x_1}{R_1} + V_{\theta_2} \cdot \frac{x-x_2}{R_2} \quad (9)$$

式(8)和(9)就是式(1)中的对流项系数 u_x 和 u_y , 其分布特性如图2所示(以C-5A飞机为例, 其参数见第3部分的表1).

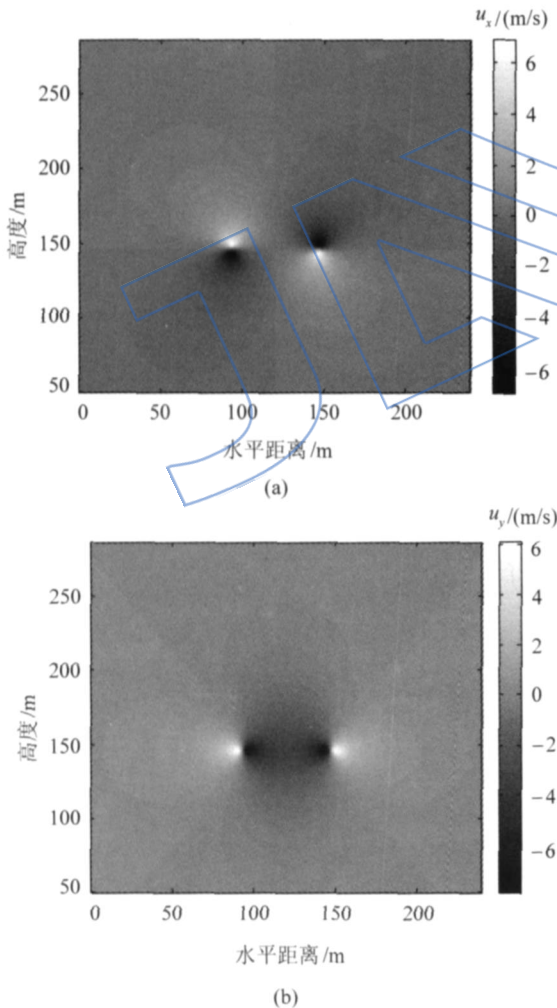


图2 飞机尾流旋转速度场的分布

Fig.2 Aircraft wake vortex velocity distribution

飞机在大气中飞行产生的两个反向旋转的

涡,在其相互诱导的作用下而向下飘降,由于大气中侧向风速的影响,飞机产生的尾流在大气中产生飘降的同时有一个侧向运动速度,为了准确描述尾流的侧向运动和飘降过程我们在整个仿真区域对尾流的速度模型进行补偿.有关资料^[11]研究表明,尾流在高于地面50 m时可视为是匀速下降的,于是有

$$V_{des} = \frac{\Gamma_{\infty}}{2\pi b_0} \quad (10)$$

2 快速建模方法

根据空气动力学的升力线理论,结合式(3)~(6)可以看出,描述任一飞机尾流的旋转速度场可由其起飞质量、翼展和飞行速度表示为^[7]

$$u_i(r, t) = \left(\frac{B_{ref}}{B} \right) \left(\frac{M}{M_{ref}} \right) \left(\frac{v_{ref}}{v} \right) \cdot u_{i,ref}(r', t) \quad (11)$$

其中

$$r' = \frac{B_{ref}}{B} r \quad (12)$$

$$t' = \left(\frac{B_{ref}}{B} \right) \left(\frac{M}{M_{ref}} \right) \left(\frac{v_{ref}}{v} \right) t \quad (13)$$

式(11)中 M_{ref} , B_{ref} , v_{ref} , M , B 和 v 分别为某参考飞机和外推飞机的起飞质量、翼展和飞行速度. 在本文中,对流扩散方程(9)是在二维直角坐标系下利用有限差分方法求解的,于是有 $r = r(x, y)$, 其中 $|r| = r$, $|r'| = r'$.

于是任一飞机尾流系统中的保守被动量可由其参考飞机的尾流系统中的保守被动量近似表示为

$$s(r, t) = \frac{r}{r'} s_{ref}(r', t) \quad (14)$$

对于参考飞机尾流系统中的保守被动量,满足(9)和(10)式所示的对流扩散方程和分层大气初始条件,即

$$\frac{\partial s_{ref}(r', t)}{\partial t} + u_{i,ref}(r', t) \frac{\partial s_{ref}(r', t)}{\partial x_i} - D \frac{\partial^2 s_{ref}(r', t)}{\partial x_i^2} = 0 \quad (15)$$

$$s(y', 0) = y_0 - y' \quad (16)$$

把式(11)~(14)代入式(15)并整理后可得

$$\frac{\partial s(r, t)}{\partial t} + u_i(r, t) \frac{\partial s(r, t)}{\partial x_i} - \left(\frac{B_{ref}}{B} \right) \left(\frac{M}{M_{ref}} \right) \left(\frac{v_{ref}}{v} \right) \cdot D \frac{\partial^2 s(r, t)}{\partial x_i^2} = 0 \quad (17)$$

从(17)式可以看出,外推出飞机尾流系统的保守被动量满足对流扩散方程.与飞机自身的无源对流扩散方程对比,其扩散系数 D 多了一个乘

积因子 $(B_{\text{ref}}/B)(M/M_{\text{ref}})(v_{\text{ref}}/v)$,但对于飞机尾流系统而言,是一种对流占优的扩散运动,其扩散系数中乘积因子的作用基本上可不计(在第 3 部分中的仿真结果中有详细说明)。

同时,把式(14)代入式(16)可得

$$\begin{aligned} s(y\dot{y},0) &= \frac{r}{r'}s(y'\dot{y},0) = \frac{r}{r'}\cdot(y'_0-y) = \\ &\frac{r}{r'}\left[\frac{r'}{r}y_0-\frac{r'}{r}y\right] = y_0-y \end{aligned} \tag{18}$$

因此,此外推量满足初始条件。

从上述推导过程可以看出,由式(14)式推出的保守被动量满足自身飞机尾流系统的对流扩散方程和分层大气初始条件,因此可准确描述尾流的运动演化规律。

3 仿真结果

3.1 外推结果的分析比较

本文以 C-5A 和波音 747 飞机为例来验证上述尾流保守被动量外推的正确性。以 C-5A 飞机为参考飞机来快速外推波音 747 飞机尾流系统中的保守被动量状态分布。其仿真参数如表 1 所示。

表 1 C-5A 与波音 747 飞机仿真参数

Table 1 Aircraft simulation parameters of C-5A and Boeing 747

参 数	C5A 飞机	波音 747 飞机
起飞质量/ kg	250 000	350 000
翼展/ m	68	68
飞行速度/ (m/ s)	133	70
涡距/ m	53.41	53.41
涡环量/ (m/ s ²)	297	790
涡核半径/ m	3.4	3.4
飘降速度/ (m/ s)	0.88	2.35
大气密度/ (kg/ m ³)	1.16	1.16

利用二维有限差分方法求解描述尾流运动演化规律的对流扩散方程,可得到尾流系统中保守被动量 $s(r,t)$ 在不同时刻的状态分布,再由 $s(r,t)$ 与水蒸气浓度 $w(r,t)$ 的关系

$$w(r,t) = w_0 + m_w \cdot s(r,t) \tag{19}$$

可得到尾流系统中水蒸气浓度在不同时刻的状态分布,即用 $s(r,t)$ 可完全描述尾流系统的状态分布。式中 w_0 为水蒸气浓度的初始状态值; m_w

为水蒸气浓度变化量。取 Kwajalein 大气参数时:
 $w_0 = 0.018, m_w = -8 \times 10^{-8} \text{ kg/ m}$ 。

采用 C-5A 飞机的仿真参数进行尾流可视化仿真后所得第 50 s 时尾流系统中 $s(r,t)$ 分布如图 3 所示,尾流宽度约为两倍翼展,厚度约为一倍翼展。

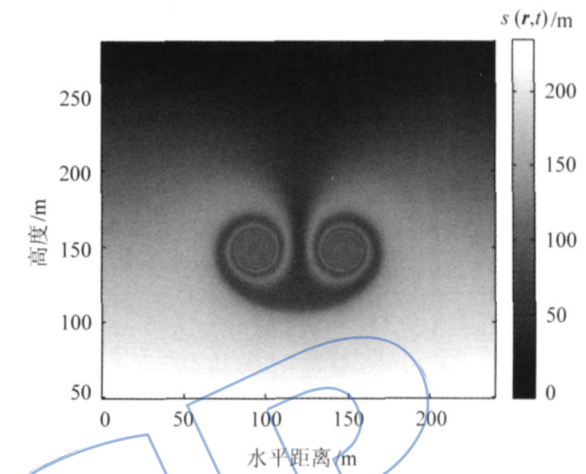


图 3 C-5A 飞机尾流卷起后第 50 s 时 $s(r,t)$ 状态分布
Fig.3 $s(r,t)$ distribution of C-5A after rolled up 50 seconds

由式(13)可知,外推后所表示为波音 747 飞机尾流卷起后第 $50 \times (68/68) \times (250/350) \times (70/133) = 18.8 \text{ s}$ 时的 $s(r,t)$ 状态分布图。采用实际波音 747 飞机参数仿真所得第 18.8 s 时 $s(r,t)$ 状态分布如图 4 所示。由上述方法外推得到的数据与仿真数据之差 $s_{\text{Exc}}(r,t) - s_{\text{Simu}}(r,t)$ 的分布图如图 5 所示,从图中可以看出,仅在两个涡的涡

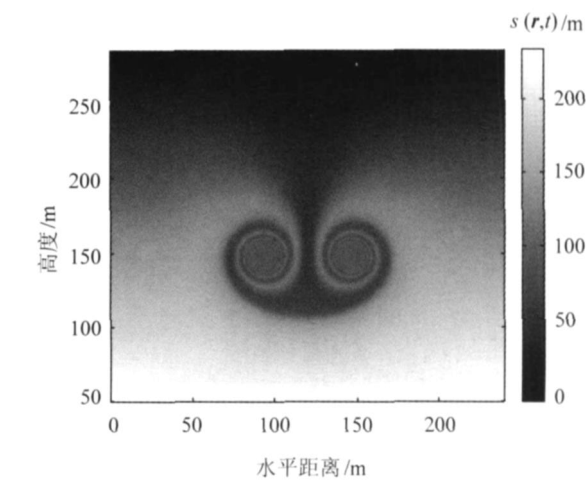


图 4 波音 747 飞机尾流卷起后第 18.8 s 时 $s(r,t)$ 状态分布
Fig.4 $s(r,t)$ distribution of Boeing-747 after rolled up 18.8 seconds

核周围有少量出入,其它区域外推数据与仿真数据相当吻合.

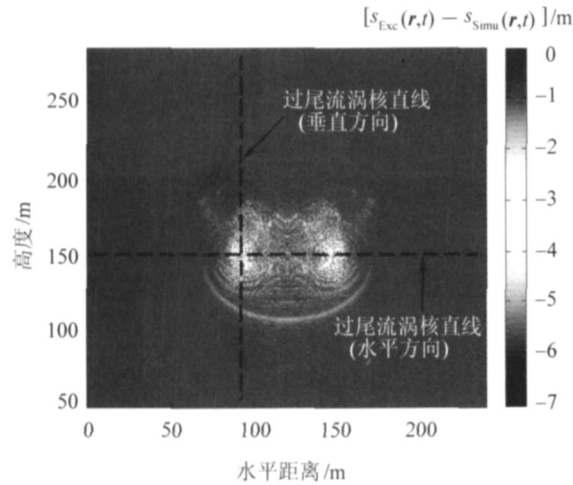


图 5 外推数据与仿真数据的比较

Fig.5 Compare extrapolate data with simulation data

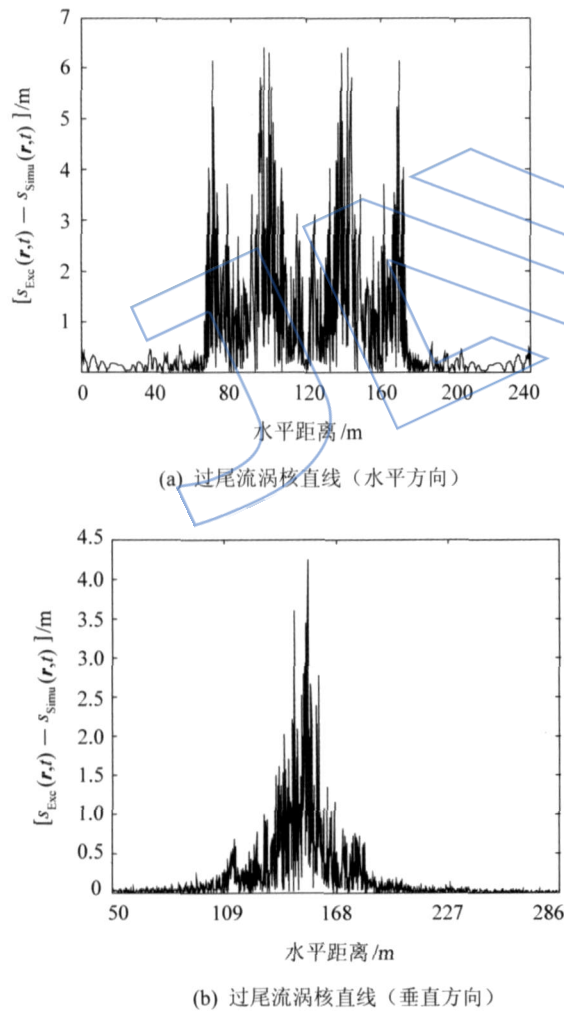


图 6 过尾流涡核直线上外推数据与仿真数据的比较
Fig.6 Compare extrapolate data with simulation data
at the line through the vortex center

过尾流涡核直线在水平、垂直方向上的外推数据与仿真数据之差如图 6 所示.从图中可以看出,仅在尾流两个涡的涡核周围有少量出入(最大偏差约为 $7/(286-50) \approx 3\%$,对尾流的结构特性影响不大),其它区域外推数据与仿真数据相当吻合.

3.2 扩散系数的影响

在飞机尾流保守被动量外推过程中,其扩散系数 D 多了一个乘积因子 $(B_{ref}/B)(M/M_{ref})(V_{ref}/V)$,为此在扩散系数为 $(B_{ref}/B)(M/M_{ref})(V_{ref}/V) \cdot D$ 情况下对波音 747 飞机尾流进行了仿真,其尾流卷起后第 18.8s 时 $s(r,t)$ 状态分布如图 7 所示.

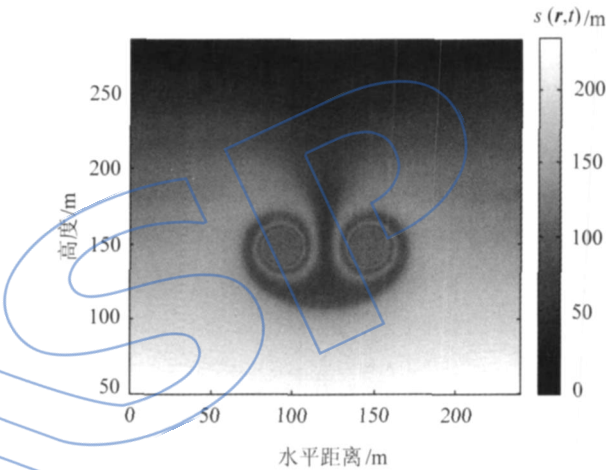


图 7 扩散系数改变后第 18.8s 时 $s(r,t)$ 状态分布

Fig.7 $s(r,t)$ distribution at 18.8 seconds while the diffusion coefficient is changed

扩散系数改变后的数据与扩散系数不变情况下的数据相比,它们之间的差别非常小,如图 8 所

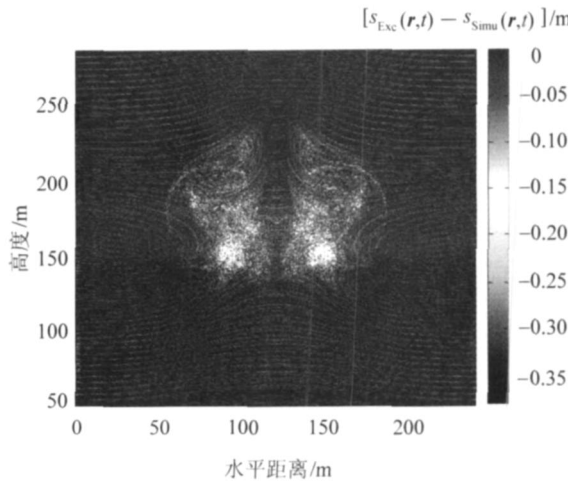


图 8 扩散系数对波音 747 飞机尾流的影响
Fig.8 Diffusion coefficient influence on Boeing-747
wake vortex

示,基本上可不考虑其影响。

扩散系数改变前后,过尾流涡核直线在水平、垂直方向上的数据之差如图 9 所示。从图中可以看出,在变化最大的地方(尾流两个涡的涡核周围),其最大偏差也仅为 $0.35 / (286 - 50) \approx 0.15\%$ 。因此,对于尾流系统这种对流占优的扩散过程而言,其扩散系数改变对系统运动规律的影响基本上可不计。

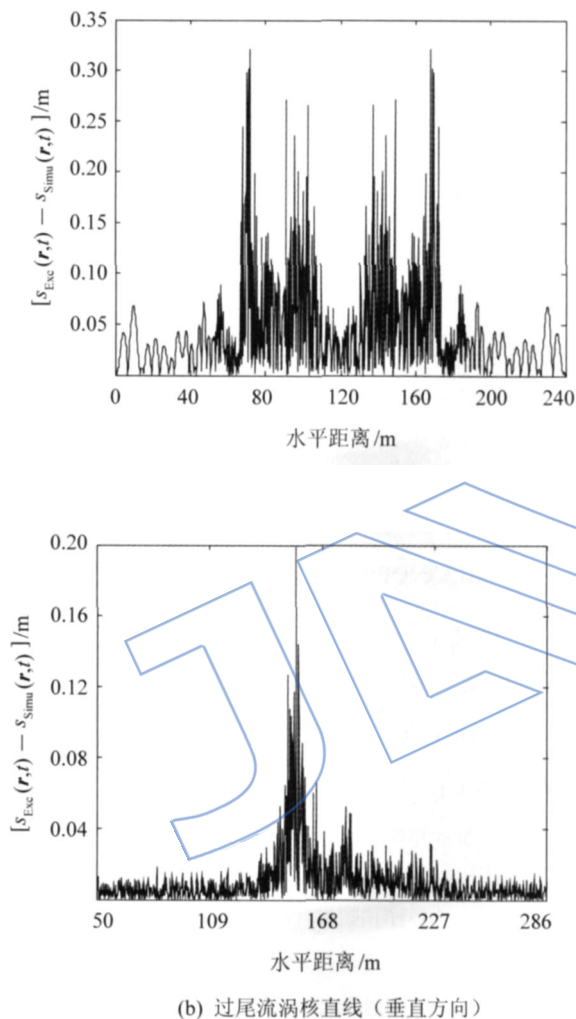


图 9 过尾流涡核直线上扩散系数改变前后的数据比较
Fig. 9 Compares the data before and after the diffusion coefficient changed at the line through the vortex center

4 结束语

利用在仿真飞机尾流的保守被动模型基础上提出的尾流快速建模方法,所得结果准确描述了尾流系统中保守被动量在不同时刻的状态分布特性,这样很好的解决了尾流实时仿真时对计算机要求高、计算时间长、难以实时仿真等缺点。为理论分析节约大量计算机资源和计算时间;同时可

为飞机飞行过程中实时预测前机尾流的影响区域提供理论依据,减少尾流事故的发生。通过对飞机尾流系统中保守被动量的进一步分析,可得到其重要的雷达散射特性等,对尾流的雷达探测^[12]理论分析提供很好的电磁模型,这也是以后要继续的工作。

由外推方法得出的其它机型的保守被动模型可为理论分析提供很好的模型,但若需要某飞机的更为精确的尾流不同时刻的状态分布,则需对飞机尾流进行实时仿真。

参考文献:

- [1] Proctor F H, Hamilton D W, Switzer G F. TASS driven algorithms for wake prediction [R]. Reno, Nevada: AIAA-2006-1073, 2006.
- [2] Shariff K, Wary A. Analysis of the radar reflectivity of aircraft vortex wakes [J]. J. Fluid Mech., 2002, 463:121-161.
- [3] 中国民用航空总局. 中国民用航空空中交通管理规则[S]. 北京:中国民用航空总局令第 86 号, 2000.
China Civil Aviation Office. China civil aviation air traffic control rule [S]. Beijing: The 86th Order of China Civil Aviation Office, 2000. (in Chinese)
- [4] Dr Robert C N. The trailing vortex wake hazard: Beyond the takeoff and landing corridors [R]. AIAA 2004-5171.
- [5] Williams G. Viscous modeling of wing-generated trailing vortices[J]. Aeronautical Quarterly, 1974, 25: 143-154.
- [6] 周彬, 王雪松, 王涛. 飞机尾流的二维可视化仿真[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(16): 4281-4285.
ZHOU Bin, WANG Xuesong, WANG Tao. 2D visual simulation of aircraft wake vortices [J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(16): 4281-4285. (in Chinese)
- [7] Myers T J. Determination of Bragg scatter in an aircraft generated wake vortex system for radar detection [D]. Blacksburg, Virginia: Polytechnic Institute and State University, 1997.
- [8] Lide D R. CRC handbook of chemistry and physics [M]. 84th ed. Lincoln, United States: CRC Press, 2003-2004: 6-179.
- [9] 吴望一. 流体力学[M]. 北京:北京大学出版社, 1983.
WU Wangyi. Fluid dynamics [M]. Beijing: Beijing University Published, 1993. (in Chinese)
- [10] Thomas G, Holzäpfel F, Darracq D. Commercial aircraft wake vortices [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 38:181-208.
- [11] Proctor F H. Numerical simulation of wake vortices measured during the idaho falls and memphis field programs [R]. 14th AIAA 96-2496, 1996.
- [12] Meier U, Jeantet A, Barbaresco F. Wake vortex detection and monitoring by X-band doppler radar [R]. Edinburgh, Great Britain: Paris Orly Radar Campaign Results, IET Conference, October 2007.