

飞机尾流的介电常数分布特性分析

周 彬 王雪松 王 涛 李永祯

(国防科技大学电子科学与工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 根据飞机尾流的形成演化特点, 把尾流内部水蒸汽、位温等微结构的运动合理假设为一个对流扩散过程, 这种在旋转速度场作用下的尾流运动是一种特征明显的对流占优的扩散运动。通过分析飞机尾流系统中水蒸汽、位温等微结构的运动规律, 得到了不同时刻尾流的状态分布特征, 并由此得到了不同时刻尾流的介电常数分布特性, 为雷达实时探测和定位飞机尾流提供了很好的电磁散射模型。

关键词: 飞机尾流, 对流扩散方程, 折射率, 相对介电常数, 电磁散射模型

Analysis of the Dielectric Constant Distributing Characteristic of Aircraft Wake Vortices

ZHOU Bin, WANG Xue-song, WANG Tao, LI Yong-zhen

(School of Electronics Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Based on the evolution characteristic of aircraft wake vortex, the movement of water vapour and potential temperature are satisfied the convection-diffusion equation. The wake vortex that effected by eddy speed is a movement which convection better than diffusion obviously. Analysis the movement rule of water vapour and potential temperature in aircraft wake vortex system, the state of wake vortex at any time are obtained. More, we can obtain the dielectric constant distributing characteristic in different time. This can provide a better electromagnetism scattering model for radar to detect and locate aircraft wake vortex in time.

Key words: Aircraft wake vortex, Convection-diffusion equation, Refractive index, Comparatively dielectric constant, Electromagnetism scattering model

引 言

飞机在大气中飞行时会产生一对绕着翼尖方向相反旋转的闭合涡旋, 这就是尾涡, 它们在飞机后面一个狭长的区域里造成极强的湍流。尾流由滑流、紊流和尾涡三部分组成, 其中尾涡对尾随大型飞机起飞着陆的小型飞机影响最大。当后机进入前机的尾流区时, 会出现飞机抖动、下沉、改变飞行状态、发动机停车甚至翻转等现象(如图 1^[1]所示), 因此飞机尾流是保障飞机飞行安全的一个重要问题, 近些年国际上对此问题引起了广泛关注。

雷达作为一种能实现探测并可定位飞机尾流的工具受到了人们的高度重视^[2]。分析和研究飞机尾流的运动演化规律, 并从中得到飞机尾流的微结

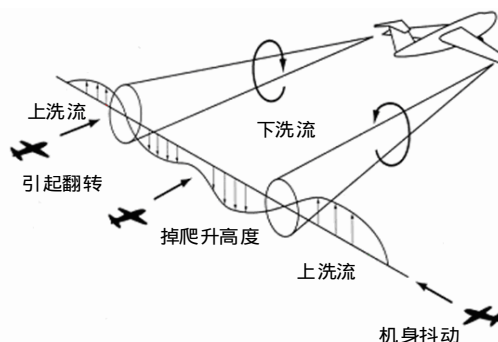


图 1 飞机尾流灾难模型

构特征和介电常数分布特性等是电磁散射特性分析计算的主要途径。

传统上分析和建模尾流介质结构特征的方法都是基于 Tatarski 的湍流弱起伏理论^[3], 把尾流建模成大气中纯粹的湍流, 认为尾流的散射主要是由

* 收稿日期: 2008-04-02

基金项目: 总装备部武器装备探索研究项目(No.7130620)

大量局地均匀各向同性的在 Kolmogorov 尺度内的小湍涡引起的 Bragg 散射造成的,通过分析尾流的折射系数结构常数(C_n^2)从而得到尾流的体反射率^[4, 5]等散射特性;但近来有大量文献研究表明尾流是一种层流而不是湍流,特别在两个涡的涡核周围有明显的层状特性,这就是近来提出的研究尾流的层流理论。Karim Shariff^[6]等人依据层流理论提出了径向压力梯度和绝热传输两种分析尾流的介电常数模型,这两种方法可以分析尾流的电磁散射特性,但也有不足之处:径向压力梯度模型把尾流建模成两个相互独立的圆柱,不能很好地分析尾流相互作用的双涡特征^[7];在绝热传输模型中把尾流建模为一具有均匀同一性质的气团,没有考虑尾流的内部真实结构,因此不能很好地分析尾流的运动演化规律。为此,本文在 Shariff 的绝热传输模型的基础上结合 T. J. Myers^[8]提出的保守被动模型,利用尾流中物质的对流扩散过程来建模尾流的运动演化过程,可得到不同时刻尾流的微结构特征和介电常数分布特性,很好地解决了现有方法精度低、难以实时建模尾流运动规律的问题,为尾流的电磁散射特性计算提供更精确的电磁模型。

1 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,完成卷起后的尾涡流场的主要特点是旋转稳定、存在时间长,其强度由产生尾涡的飞机重量、飞行速度和机翼形状所决定,其中最主要的是飞机的重量。由流体力学的升力线理论^[9]可得到如下关系公式:

$$\Gamma_0 = \frac{M g}{V s B} \quad (1)$$

$$b_0 = s B \quad (2)$$

其中 $s = \frac{1}{4}$, M 为飞机起飞重量,单位为 kg; $g = 9.8 \text{ m/s}^2$ 为重力加速度; ρ 为大气密度,单位为 kg/m^3 ; V 为飞机飞行速度,单位为 m/s ; B 为飞机翼展,单位为 m; b_0 为涡距(Vortex Spacing),

单位为 m; Γ_0 为涡环量(Vortex Circulation),单位为 m^2/s 。

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:

$$V(r) = \frac{\Gamma_0}{2} \frac{r}{r^2 + r_c^2} \quad (3)$$

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

其中 r 表示尾流系统中的位置坐标; r_c 为涡核半径,一般为涡距的 0.01~0.1 倍,此处我们取 0.05 倍涡距; v 表示尾流旋转速度场的切向速度。图 2 所示为某飞机的尾流单个涡的切向速度分布(飞机具体参数见表 1),若求解双涡旋转速度场分布时按矢量合成即可。

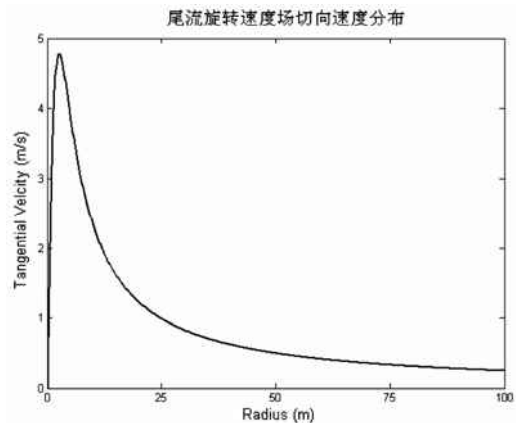


图 2 某飞机尾流切向速度分布图

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,有关资料^[11]研究表明,尾流在高于地面 50m 时可视为是匀速下降的,且其速度可用如下公式计算:

$$V_{\text{des}} = \frac{\Gamma_0}{2 b_0} \quad (5)$$

其中 V_{des} 为飘降速度,单位为 m/s 。

2 尾流的介电常数分布特性

2.1 对流扩散方程

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地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,具体论述见文献[12]。

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。无源的对流扩散方程为:

$$\frac{\partial s}{\partial t} + u_i \frac{\partial s}{\partial x_i} - D \nabla^2 s = 0 \quad (6)$$

对于分层大气,有如下初始条件:

$$s(y, 0) = y_0 - y \quad (7)$$

其中 u 为尾流系统中的旋转速度场; D 为空气和水蒸汽系统中的扩散系数。在尾流系统中旋转速度远大于其扩散速度,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。

2.2 位温和水蒸汽混合率

尾流中的位温、水蒸汽混合率 w 等都是保守被动量,它的运动规律完全可用 $s(r, t)$ 来描述(见图3,尾流的状态分布也就是尾流系统中水蒸汽、温度的状态分布),因此满足无源对流扩散方程,即

$$\frac{\partial w}{\partial t} + u_j \frac{\partial w}{\partial x_j} - D \nabla^2 w = 0 \quad (8)$$

$$\frac{\partial \theta}{\partial t} + u_j \frac{\partial \theta}{\partial x_j} - D \nabla^2 \theta = 0 \quad (9)$$

因而水蒸汽混合率、位温可用 $s(r, t)$ 表示为

$$w(r, t) = -m_w s(r, t) + w_0 \quad (10)$$

$$\theta(r, t) = -m_\theta s(r, t) + \theta_0 \quad (11)$$

且有如下初始条件:

$$w(y, 0) = m_w (y_0 - y) + w_0 \quad (12)$$

$$(y, 0) = m (y_0 - y) + \theta_0 \quad (13)$$

其中 w_0, θ_0 为分层大气中 w, θ 的初始值、 m_w, m_θ 为分层大气中 w, θ 的变化率。

2.3 折射系数

晴空大气中折射系数 n 与大气参数有如下关系^[3]:

$$n = 1 + 10^{-6} \times \frac{77.6}{T} p + \frac{4810e}{T} \quad (14)$$

式中 T 为温度,单位为 K ; p 为大气压强,单位为毫巴(mb); e 为水蒸汽压强,单位为毫巴(mb)。

式中的 T 和 e 都不是保守被动量,但可用上面讨论的位温、水蒸汽混合率来替代,它们之间有如下关系^[3,4]:

$$T = T_0 \left(\frac{p}{p_0} \right)^{0.286} \quad (15)$$

$$e = 1.62 p w \quad (16)$$

把式(15)和式(16)代入式(14)得到:

$$n = 1 + 10^{-6} \times \frac{p}{p_0}^{0.286} \frac{77.6}{T_0} \times \left(p + \frac{p}{p_0}^{0.286} 4810 \times 1.62 \times p w \right) \quad (17)$$

这里折射系数是用具有保守被动属性的量 θ 和 w 来表示的(称之为位折射系数)。尾流运动作用后的大气位折射系数 $n(r, t)$ 与初始状态值 $n(r, 0)$ 之间有一差量:

$$n = n(r, t) - n(r, 0) \quad (18)$$

称之为位折射系数起伏,正是因为折射系数的微起伏才引起了尾流大气对电磁波的散射。虽然这种起伏非常微小,但足以为雷达所能探测。

2.4 相对介电常数分布

对某飞机仿真时所用参数如表1,其尾流卷起后第60秒时状态分布如图3所示。两个反向旋转对称的涡所构成的尾流系统厚度约为0.8倍翼展、宽度约为1.6倍翼展(图中坐标单位为米,图4至图9均适应)。

表 1 某型飞机仿真参数

变量名	值
起飞重量	181,000 kg
翼展	52.4 m
飞行速度	236 m/s
涡环量	157.44 m/s ²
涡核半径	2.62m
飘降速度	0.606 m/s
大气密度	1.23 kg/m ³

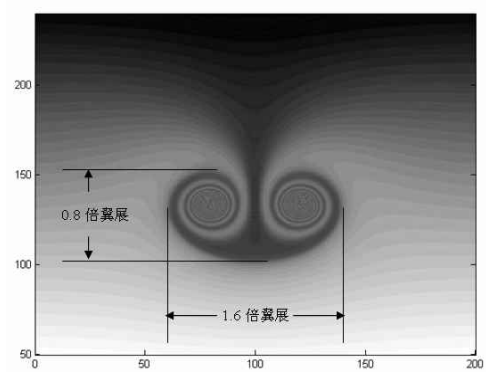


图 3 某飞机尾流卷起后第 60 秒时状态分布灰度图

得到飞机尾流系统中水蒸汽、位温等保守被动量，便能到其折射系数。由相对介电常数与折射率

的关系 $n = \sqrt{\epsilon_r}$ 可得

$$\epsilon_r = n^2 \quad (19)$$

式中 ϵ_0 为参考大气介电常数， n 为参考大气折射系数。不同时刻尾流系统中的相对介电常数分布特性如图 4 至图 9 所示。

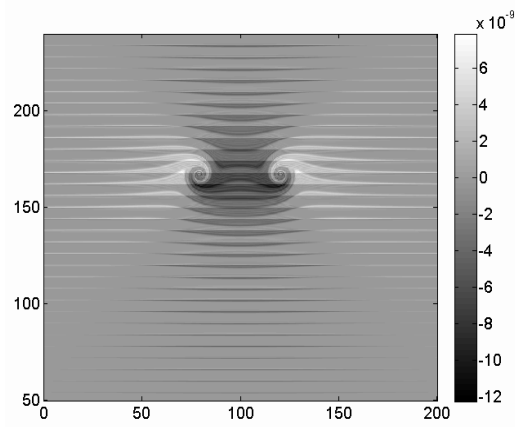


图 4 t=5 秒时相对介电常数分布

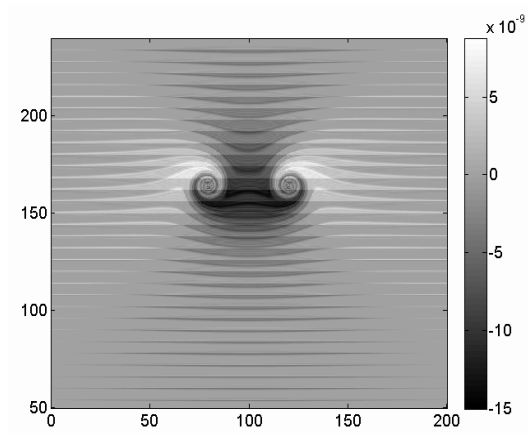


图 5 t=10 秒时相对介电常数分布

从图 4 至图 9 中可以看出，分层大气在尾流旋转速度场作用下其相对介电常数出现了明显的双涡特征，并且在两个涡的涡核周围呈现有规律的起伏，这将导致很强的 Bragg 散射；同时，随着时间的推移尾流双涡向下飘降的距离越来越大，其相对介电常数变化也越来越大，因此对电磁波的散射

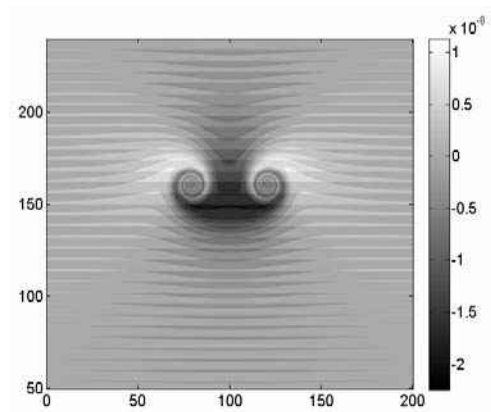


图 6 t=15 秒时相对介电常数分布

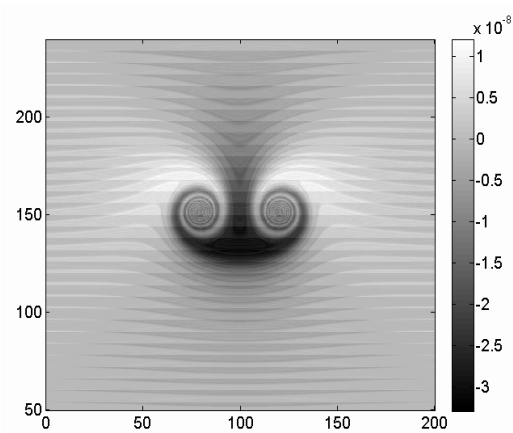


图 7 t=30 秒时相对介电常数分布

参 考 文 献

- [1] Dr. Robert C. Nelson. The Trailing Vortex Wake Hazard: Beyond the Takeoff and Landing Corridors [J]. AIAA 2004-5171
- [2] U. Meier, A. Jeantet, F. Barbaresco. Wake Vortex Detection & Monitoring by X-band Doppler Radar [J]. Paris Orly Radar Campaign Results, IET Conference, Edinburgh, Great Britain. October 2007.
- [3] 塔塔尔斯基. 湍流大气中波的传播理论[M]. 温景嵩,等译. 北京: 科学出版社, 1978.
- [4] Marshall, Robert E. Ashok Mudukutore, and Vicki L. H. Wissel. Radar Reflectivity in Wingtip-Generated Wake Vortices [J]. NASA. CR-97-206259. 1997.
- [5] Marshall, Robert E and Myers, Theodore J. Wingtip Generated Wake Vortices as Radar Targets [J]. IEEE AES Systems Magazine, December 1996.
- [6] Karim Shariff, Alan Wary. Analysis of the Radar Reflectivity of Aircraft Vortex Wakes [J]. J. Fluid Mech. 2002. 463: 121-161.
- [7] 周彬, 王雪松, 王涛. 晴空状态下飞机尾流的雷达散射截面分析[J]. 微波学报(已录用).
- [8] Myers, Theodore J. Determination of Bragg Scatter in an Aircraft Generated Wake Vortex System for Radar Detection [D]. Ph. D thesis. Blacksburg, Virginia. September 5, 1997
- [9] 吴望一. 流体力学. 北京: 北京大学出版社[M], 1983.
- [10] Thomas Gerz, Frank Holzapfel and Denis Darracq. Commercial Aircraft Wake Vortices [J]. Progress in Aerospace Sciences 38 2002. 181-208.
- [11] Proctor, F. H. Numerical Simulation of Wake Vortices Measured During the Idaho Falls and Memphis Field Programs [J]. 14th AIAA 96-2496, June 17-20, 1996
- [12] 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.

周彬 男, 1978年10月生, 国防科技大学博士生, 主要从事目标电磁散射特性算法研究。

E-mail: zb_liyc@sina.com

王雪松 男, 1972年10月生, 现为国防科技大学教授, 博导。主要从事雷达极化信息处理、信号处理与目标检测及识别、弹道导弹攻防对抗电子战等领域研究。

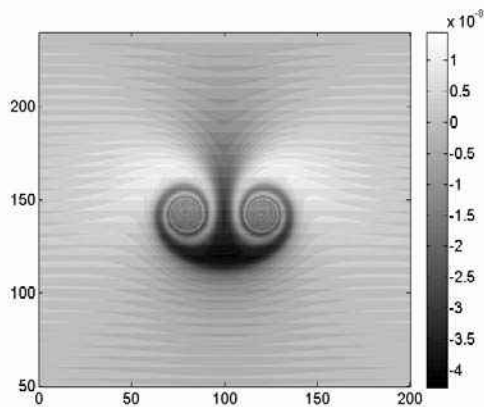


图8 $t=45$ 秒时相对介电常数分布

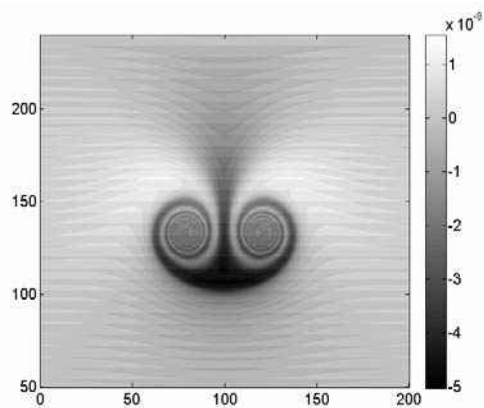


图9 $t=60$ 秒时相对介电常数分布

也会越来越强。这种尾流介电常数变化的规律与 Shariff 等人提出的层流绝热传输模型相当吻合, 却能更好地描述尾流内部结构变化特征, 为尾流介质的电磁散射特性分析提供更精确的电磁模型。

3 结束语

为了分析研究飞机尾流的电磁散射特性而合理假设飞机飞行环境, 用 Hallock-Burnham 速度模型来描述尾流完成卷起后的旋转速度场, 把尾流系统中微结构的运动规律建模为一个对流占优的扩散过程, 很好地仿真了飞机尾流稳定段的运动演化规律, 得到了不同时刻尾流的状态特性, 并由此得到了尾流系统的介电常数分布特性等, 这可为尾流的电磁散射特性分析提供非常好的电磁模型。

本文仅讨论分析了尾流卷起后稳定段的相对介电常数分布特性, 由于飞机飞行环境复杂, 如大气中侧向风的影响和飞机起飞降落时地面对尾流的影响等均未考虑, 这些工作还有待于今后的进一步研究。