

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2010.10.003

舰载机进舰过程舰尾流仿真建模

陶杨¹, 侯志强², 贾忠湖²

(1. 海军航空工程学院 研究生管理大队, 山东 烟台 264001;

2. 海军航空工程学院 飞行器工程系, 山东 烟台 264001)

摘要: 复杂的海洋大气环境会导致舰船在航行过程中产生舰尾流, 为保证飞机安全着舰, 对舰载机进舰过程舰尾流进行仿真建模。分析舰船在航行过程中产生的舰尾流, 结合美军标中关于舰尾流的相关说明, 通过对其各个分量建模并进行模拟, 建立较完整的舰尾流扰流模型。通过计算机仿真, 得出总的舰尾流在水平方向和垂直方向产生的扰动速度。该研究可为后续舰载飞机着舰控制系统的设计提供参考。

关键词: 舰载机; 舰尾流; 大气紊流; 扰动速度

中图分类号: N945.13; O313 **文献标识码:** A

Modeling and Simulation of Air Wake in Aircraft's Approaching

Tao Yang¹, Hou Zhiqiang², Jia Zhonghu²

(1. Administrant Brigade of Postgraduate, Naval Aeronautical & Astronautical University, Yantai 264001, China

2. Dept. of Airborne Vehicle Engineering, Naval Aeronautical & Astronautical University, Yantai 264001, China)

Abstract: The complicated oceanic atmosphere may conduce to the air wake in ships' cruising inevitably. In order to ensure the aircraft safe approaching, establish model and simulate air wake in aircraft's approaching. Analyze the air wake in ship cruise, based on the correlative instructions of the air wake's components in American military specification, establish the models and simulate the sub-components. Then the complete disturbance model is established. Through computer simulation, the velocity of disturbance of air wake in horizontal and vertical directions are acquired. The research can provide reference to ship aircraft approaching control system.

Keywords: carrier aircraft; air wake; atmospheric disturbance; velocity of disturbance

0 引言

作为海空争夺主要力量的各类舰载飞机, 在其飞行的各个阶段, 安全着舰是最困难的任务之一^[1]。与陆基飞机着陆相比, 海洋环境要复杂得多, 导致舰载飞机着舰的难度要大得多。故结合美军标相关说明, 对舰尾流扰动速度的空间分布情况进行仿真建模。

1 舰尾流紊流分量

美军标中规定, 舰尾流产生的总扰动速度由随机自由大气紊流 (u_1 、 v_1 、 w_1)、稳态空气尾流 (u_2 、 w_2)、周期性空气尾流 (u_3 、 w_3)、随机尾流分量 (u_4 、 v_4 、 w_4) 所产生的各部分相加得出^[2-3]。总的大气扰动分量 u_g 、 v_g 、 w_g 可按式 (1) 计算:

$$\begin{cases} u_g = u_1 + u_2 + u_3 + u_4 \\ v_g = v_1 + v_4 \\ w_g = w_1 + w_2 + w_3 + w_4 \end{cases} \quad (1)$$

1.1 自由大气紊流分量

自由大气紊流分量与距离舰船的相对位置无关, 其值由经过滤波后生成的白噪声表示, 美军标中给出了自由大气紊流分量的频谱关系如式 (2)。

$$\begin{cases} \Phi_{u_1}(\Omega) = \frac{200}{1 + (100\Omega)^2} \\ \Phi_{v_1}(\Omega) = \frac{939 [1 + (400\Omega)^2]}{[1 + (1000\Omega)^2] \left[1 + \left(\frac{400}{3}\Omega \right)^2 \right]} \\ \Phi_{w_1}(\Omega) = \frac{71.6}{1 + (100\Omega)^2} \end{cases} \quad (2)$$

该大气尾流频谱是以空间频率 Ω 为自变量的空间频谱 $\Phi(\Omega)$, 而计算飞机对大气紊流的响应则需要获取以时间频率 ω 为自变量的时间频谱。因此, 必须把空间频谱转化成时间频谱^[4]。

当飞机以速度 v 沿 x 轴直线飞行时, 飞机所经受的紊流速度是时间 t 的随机函数, 相应的频谱是 $\Phi(\omega)$ 。

收稿日期: 2010-04-16; 修回日期: 2010-06-25

作者简介: 陶杨 (1985-), 男, 江苏人, 硕士研究生, 从事飞行器动力学研究。

若仅分析大气紊流的水平分量和垂直分量，将对应的空间频谱转化成时间频谱，可得：

$$\begin{cases} \Phi_{uu}(\omega) = \frac{1}{v} \cdot \frac{200}{1 + \left(100 \frac{\omega}{v}\right)^2} \\ \Phi_{ww}(\omega) = \frac{1}{v} \cdot \frac{71.6}{1 + \left(100 \frac{\omega}{v}\right)^2} \end{cases} \quad (3)$$

由于大气紊流是随机过程，只能用统计的方法，即用频谱函数或相关函数来描述。假设一个环节，其传递函数为 $G(s)$ ，输入为白噪声 $r(t)$ ，输出为有色噪声随机过程 $x(t)$ ，如图 1。这个能把白色噪声转化为有色噪声的环节称为成形滤波器。

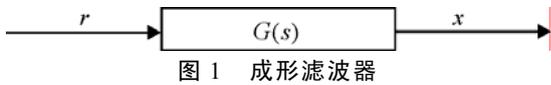
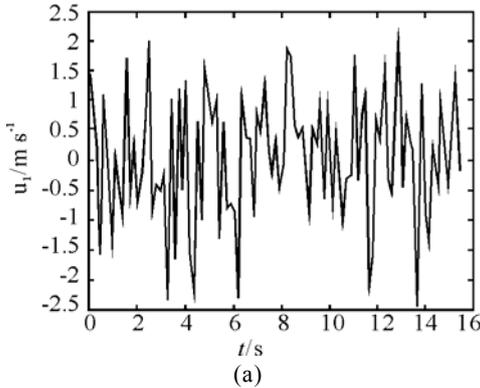


图 1 成形滤波器

由于白噪声的频谱为常值，令其为单位值，则



输出频谱为：

$$\Phi_{xx}(\omega) = |G(i\omega)|^2 = G^*(i\omega)G(i\omega) \quad (4)$$

将紊流频谱式 (3) 按式 (4) 进行分解，则可得到为了产生给定频谱 $\Phi_{xx}(\omega)$ 所需要的成形滤波器的传递函数 $G(s)$ 。对紊流速度 u_1 和 w_1 ，求出所需的传递函数如下：

$$\begin{cases} G_{u1}(s) = \frac{K_{u1}}{T_{u1}s + 1} \\ G_{w1}(s) = \frac{K_{w1}}{T_{w1}s + 1} \end{cases} \quad (5)$$

$$\text{式中， } K_{u1} = \sigma_{u1} \sqrt{\frac{200}{\pi v_{u1}}}, \quad T_{u1} = \frac{100}{v_{u1}},$$

$$K_{w1} = \sigma_{w1} \sqrt{\frac{71.6}{\pi v_{w1}}}, \quad T_{w1} = \frac{100}{v_{w1}}.$$

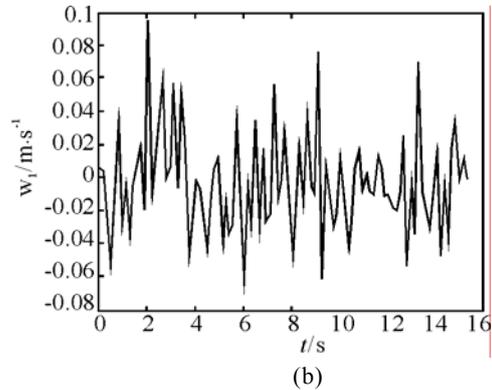


图 2 自由大气紊流分量

就图 2 所示仿真结果看，在整个舰载飞机进舰阶段中，紊流的水平分量和垂直分量的波动都较强烈，但是就幅值来看，水平分量要较垂直分量大得多。

1.2 稳态空气尾流分量

稳态空气尾流分量是由稳态风的减少和在舰尾出现的显著上洗 2 部分构成，如图 3。

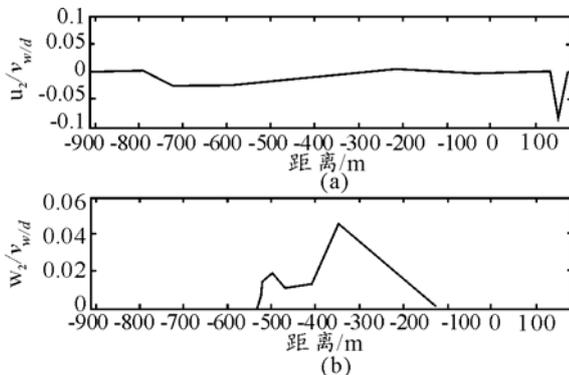


图 3 扰流与稳态风的比值

将之线性化后，可直接得出该部分紊流分量，

如图 4。水平扰动速度集中在离舰 550 m 到 50 m 的范围内，在此期间会出现 2 个峰值，尤其在离舰 100 m 左右的位置扰动峰值达到最大。垂直速度则表现为先下洗后上洗的“公鸡尾”形态。

1.3 周期性空气尾流分量

周期性空气尾流分量因为船体纵摇频率、纵摇幅值、甲板风和舰载机距舰船的距离等因素的不同而千差万别，这部分分量可以由式 (6) 表示：

$$\begin{cases} u_3 = \theta_s v_{w/d} (2.22 + 0.0009 X) C \\ w_3 = \theta_s v_{w/d} (4.98 + 0.0018 X) C \end{cases} \quad (6)$$

其中，

$$C = \cos \left\{ \omega_p \left[t \left(1 + \frac{v - v_{w/d}}{0.85 v_{w/d}} \right) + \frac{X}{0.85 v_{w/d}} \right] + P \right\}$$

式中， ω_p 为舰船纵摇频率， θ_s 为舰船纵摇振幅， P 为随机相位。

在此，若以舰船前进方向为正，则在距离舰船纵摇中心负向 681 m 以后的位置水平速度 u 分量值

为 0; 同样, 距离舰船纵摇中心负向 773 m 以后的

位置垂直速度 w 分量值为 0。

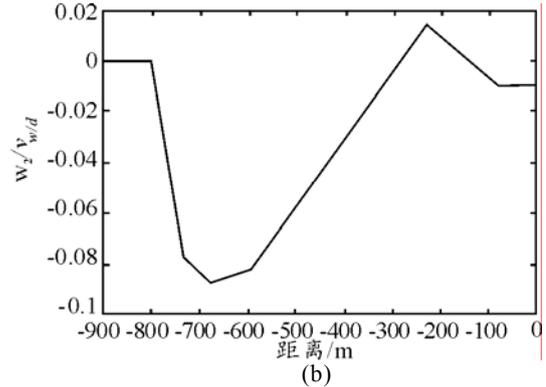
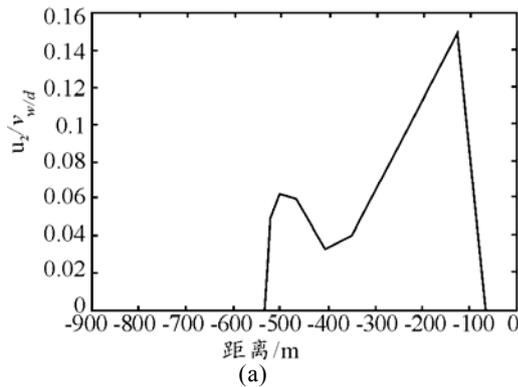


图 4 稳态空气尾流分量

图 5 为周期性空气尾流水平分量与垂直分量, 两者在紊流分量值不为 0 的阶段表现为相似的震荡过程, 且均存在发散的趋势。

与舰船相关的随机速度分量可以对上述白噪声进行滤波, 用式 (7) 进行表述:

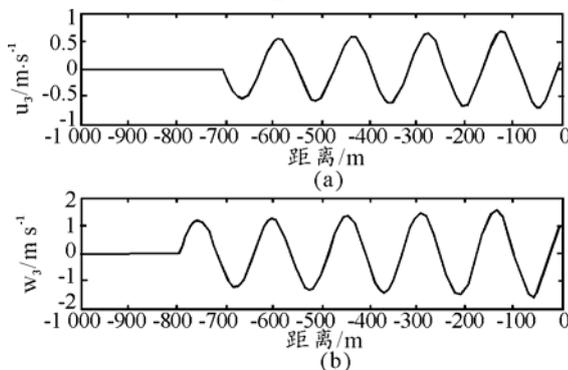


图 5 周期性空气尾流分量

$$\begin{cases} u_4 = \frac{\sigma(X)\sqrt{2\tau(X)}(\text{输入})}{\tau(X)j\omega + 1} \\ w_4 = v_4 = \frac{0.035v_{w/d}\sqrt{6.66}(\text{输入})}{3.33j\omega + 1} \end{cases} \quad (7)$$

式中, 输入 = [输出随机数] $\left[\frac{j\omega}{j\omega + 0.1} \right] \sin(10\pi t)$,

$\sigma(X)$ 表示均方根振幅, $\tau(X)$ 为时间常数, 如图 6。从图 7 的仿真结果可以看出, 该部分紊流对水平速度的影响主要存在于距舰 230 m 到 35 m 的距离内, 其他部分的影响较小近似为 0, 但是该阶段的影响幅值较大且波动剧烈; 而对垂直速度的影响在整个进舰过程中均存在, 相对于本身就较小的垂直速度来说, 该影响也是较强烈的。

1.4 随机尾流分量

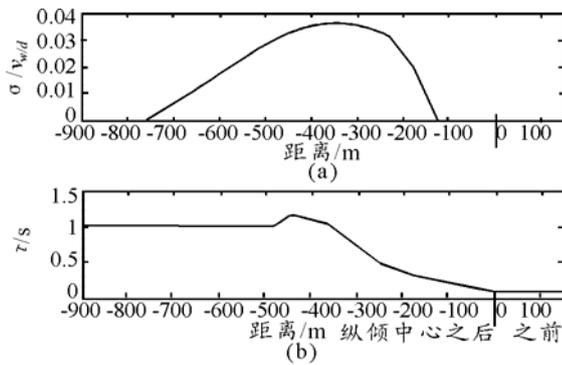


图 6 随机尾流分量扰流的时间常数和方差

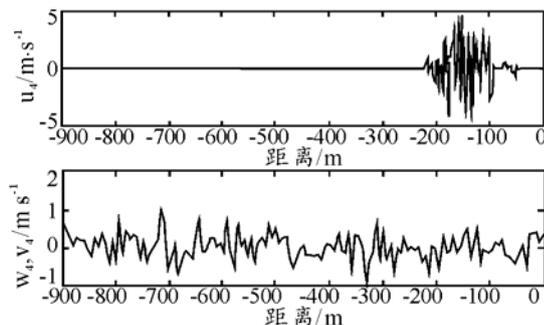
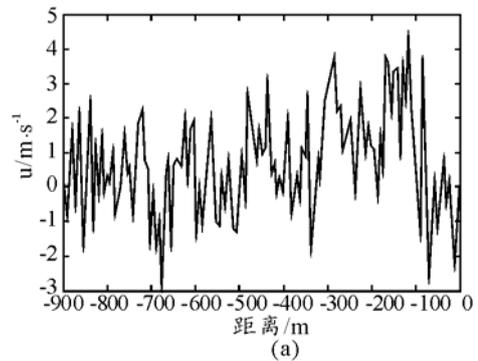


图 7 随机尾流分量

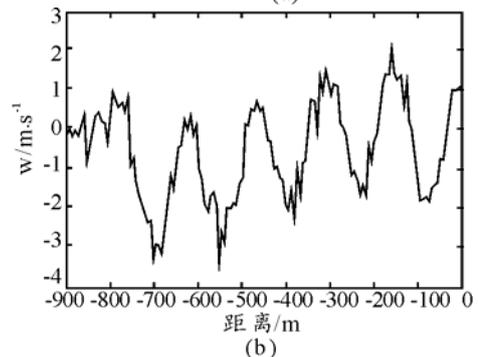


图 8 总紊流扰动速度

2 总舰尾流扰动速度

在舰载飞机进舰速度为 65 m/s, 稳态风速为 18 m/s, 舰船纵摇幅值为 1.05°, 频率为 0.62 rad/s 的条件下, 总的紊流扰动如图 8, 水平扰动速度受各个分量的影响均较为显著, 而垂直扰动速度则主要受周期性空气尾流分量和随机尾流分量的影响, 而另外两个分量的影响并不太明显。

3 结束语

通过计算机仿真得出了总的舰尾流在水平方向和垂直方向产生的扰动速度, 可为后续舰载飞机着舰控制系统的设计提供一定的理论依据。

(上接第 5 页)

参考文献:

[1] 吕俊军. 白蛉导弹战斗能力辨识[J]. 飞航导弹, 1999(8): 13-17.

[2] 顾文锦, 赵红超. 超声速反舰导弹末端非平面机动研究[J]. 飞行力学, 2003, 21(3): 36-40.

[3] 陈万春, 聂蓉梅, 刘佳琪, 等. PAC-3爱国者拦截弹末制导精度仿真研究[J]. 飞航导弹, 1999, 19(7): 57-62.

[4] 崔静, 姜玉宪. 拦截导弹动力学特性对摆动式机动策略突防效果的影响[J]. 宇航学报, 2001, 22(5): 33-38.

[5] Ohlmeyer EJ. Root-mean-square miss distance of proportional navigation missile against sinusoidal target. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1996, 19(3): 563-568.

[6] Takehira T, Vinh N X and Kabamba P T. Analytical solution of missile terminal guidance. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1998, 21(2): 342-348.

(上接第 8 页)

相干振荡器的不稳定性会造成相参信号幅度和相位的偏移, 影响视频信号的质量, 进而影响后续 MTI 系统性能。

3 结束语

仿真实验表明, 用数字混频滤波法获得相参信号, 并用数字正交解调代替模拟相位检波器能够明显提升检波精度, 增强后续 MTI 处理的效果。该方法对传统接收相参体制雷达接收机的数字化改造和现代雷达信号处理系统设计都具有一定参考价值。

参考文献:

[1] 杨小牛, 楼才义, 徐建良. 软件无线电原理与应用[M]. 北京: 电子工业出版社, 2001.

[2] 刘东红, 张永顺, 田海林. 全数字 MTI 正交双通道的实现[J]. 无线电通信技术, 2004, 30(5): 53-55.

参考文献:

[1] 耿建中, 姚海林, 张宏. 舰尾流对舰载飞机下滑特性影响研究[J]. 系统仿真学报, 2009, 18(21): 5940-5943.

[2] David J. Moorhouse, Robert J. Woodcock. Background Information and User Guide for MIL-F-8785C, Military Specification Flying Qualities of Piloted Airplanes[S]. 1981, 189-193.

[3] 军用规范有人驾驶飞机的飞行品质(MIL-F-8785C)[S]. 陕西: 飞行力学杂志社, 1982, 48-52.

[4] 肖亚伦, 金长江. 大气扰动中的飞行原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1993: 70-71.

[5] 王文涛, 张志春. 直升机着舰动力学特性仿真[J]. 四川兵工学报, 2009(11): 68-70.

[7] 马良, 姜青山, 等. 反舰导弹对舰空导弹的机动突防模型研究[J]. 海军航空工程学院学报, 2008, 23(2): 185-188.

[8] 顾文锦, 毕兰金, 武志东. 基于伴随技术的超音速反舰导弹末端机动突防的脱靶量分析[J]. 海军航空工程学院学报, 2009, 24(4): 400-404.

[9] 顾文锦. 反舰导弹的过载控制[J]. 弹箭与制导学报, 2002, 22(1): 14-18.

[10] 顾文锦, 赵红超, 等. 导弹末端机动的一体化控制模型[J]. 宇航学报, 2004, 25(6): 677-680.

[11] 马春茂. 弹炮结合防空武器系统总体设计[M]. 国防工业出版社, 2008.

[12] 顾文锦. 变轨与突防概率研究报告[M]. 海军航空工程学院, 2005.

[13] 崔静. 导弹机动突防理论及应用研究[M]. 北京航空航天大学, 2001: 41-58.

[14] 唐震, 王希全, 包小林. 潜射战术导弹模拟训练系统的设计[J]. 四川兵工学报, 2009(4): 30-32.

[3] 宋玉清, 黑立相. 相参雷达接收机建模与仿真分析[J]. 兵工自动化, 2009, 28(2): 36-38.

[4] 马晓岩, 向家彬, 等. 雷达信号处理[M]. 长沙: 湖南科学技术出版社, 1999.

[5] Mitola J. The software radio architecture[J]. IEEE Communication Magazine, 1995, 33(5): 26-38.

[6] 吴顺君, 梅晓春, 等. 雷达信号处理和数据处理技术[M]. 北京: 电子工业出版社, 2008.

[7] 黄婷. 雷达信号处理系统的设计与 FPGA 实现[D]. 南京: 南京理工大学, 2007.

[8] 刑燕. 中频采样和数字正交器的原理及工程实现[J]. 现代雷达, 2003, 25(9): 42-44.

[9] 范文晶, 王海, 周渭, 等. 基于 MATLAB 的数字下变频器的设计与仿真应用[J]. 测试测量技术, 2009(3): 37-40.

[10] 魏永豪, 袁晓, 安红. 带通采样定理与中频采集数字正交检波[J]. 现代雷达, 2006, 28(12): 36-38.

[11] 杨井胜. 基于 Labview 的雷达接收自动测试系统设计[J]. 四川兵工学报, 2009(7): 24-27.