

doi: 10.7690/bgzdh.2013.10.003

受油机扰动特性的建模与仿真

程钊¹, 于方圆²

(1. 中国人民解放军 92492 部队, 海南 乐东 572528; 2. 海军航空工程学院, 山东 烟台 264001)

摘要: 针对紧密编队飞行过程中产生的尾涡流对空中加油机产生扰动影响的问题, 建立了受油机扰动运动模型。将风扰动主要分解为大气紊流和加油机尾涡, 分别建立工程化的 Dryden 大气紊流模型和尾涡模型, 将叠加的 2 个扰动加入到受油机的非线性刚体运动方程中, 并对受油机扰动运动进行仿真分析。仿真结果表明: 该叠加的方法能够简单有效地模拟反映复杂的气流扰动, 为进一步研究空中加油控制系统提供参考。

关键词: 受油机; 大气紊流; 尾涡; 扰动

中图分类号: TJ03 **文献标志码:** A

Modeling and Simulation of Receiver Aircraft Disturbance Characteristics

Cheng Zhao¹, Yu Fangyuan²

(1. No. 92492 Unit of PLA, Ledong 572528, China;

2. Naval Aeronautical & Astronautical University, Yantai 264001, China)

Abstract: Trailing vortex is come into being during the close formation flight, which will truly influence the aerial refueling. The receiver aircraft disturbance modeling is aimed for solving this problem. One account of the wind influence of both atmosphere disturbance and trailing vortex of tanker aircraft, the engineering Dryden atmospheric disturbance model and trailing vortex model were built. Then the two superposed turbulences were introduced into the nonlinear rigid body equations of motion to simulate the perturbation motion of receiver aircraft. The result shows that the superposition method can easily and effectively simulate the complicated wind disturbance. The study can provide reference for further research of the aerial refueling control system.

Key words: receiver aircraft; atmospheric disturbance; trailing vortex; turbulence

0 引言

空中加油技术在第二次世界大战之后广泛地应用于许多国家。近几年, 越来越多的无人机运用于军事领域, 迫切需要拥有空中加油能力来提高无人机的综合作战能力。美国军方于 2004 年开展无人机自主空中加油系统的研制工作, 并于 2007 年完成了自主空中加油的验证工作。这使得无人机空中自主加油技术成为现在研究空中加油问题的新热点^[1]。研究自主空中加油最终的目标是建立能引导无人机顺利完成空中加油的可靠而有效的自动飞行控制技术。虽然空中加油的试验早在 20 世纪 20 年代就开始了, 但直到 20 世纪 80 年代才开始进行这个研究领域的理论分析。国外早期的关于空中加油的研究集中于分析空中加油过程中加受油机空气动力耦合问题, 主要针对加油机尾流干扰对受油机稳定性和操纵性的影响^[2]。近年来针对紧密编队飞行过程中尾涡流场进行了相关研究^[3]。国内也对空中加油中加油机产生的尾流场建立了仿真模型^[4]。但没有完整地反映受油机受到的扰动影响。

基于此, 笔者采用了大气紊流和加油机尾涡叠

加的方法, 将风扰动分解为紊流和尾涡, 分别建立工程化的 Dryden 大气紊流模型和尾涡模型, 再将叠加的 2 个扰动加入到受油机的非线性刚体运动方程中, 对受油机扰动运动进行仿真分析。结果表明, 风扰动对受油机的运动状态产生了不利影响。

1 大气紊流建模

为了研究受油机对大气紊流的响应, 需要建立适合的大气紊流模型, 首先把实际情况下复杂的大气紊流理想化, 对其做几条基本假设: 1) 平稳性与均匀性假设; 2) 各同向性假设; 3) Gauss 分布假设; 4) Taylor 冻结场假设^[5]。

笔者根据 MIL-F-8785 的规定, 采用 Dryden 紊流简化模型。紊流现象要用随机过程理论和方法进行描述, Dryden 模型的时间频谱函数如下:

$$\Phi_{uu}(\omega) = \sigma_u^2 \frac{L_u}{\pi V} \frac{1}{1 + [(L_u / V)\omega]^2} \quad (1)$$

$$\Phi_{vv}(\omega) = \sigma_v^2 \frac{L_v}{\pi V} \frac{1 + 12[(L_v / V)\omega]^2}{\{[1 + 4(L_v / V)\omega]^2\}^2} \quad (2)$$

收稿日期: 2013-04-23; 修回日期: 2013-05-22

作者简介: 程钊(1989—), 男, 安徽人, 本科, 助理工程师, 从事作战指挥、智能信息处理研究。

$$\Phi_{ww}(\omega) = \sigma_w^2 \frac{L_w}{\pi V} \frac{1 + 12[(L_w/V)\omega]^2}{\left\{1 + 4(L_w/V)\omega\right\}^2} \quad (3)$$

$$\Phi_{v_x v_x}(\omega) = \frac{(1/V)^2 \omega^2}{1 + \left(\frac{3b}{\pi V}\omega\right)^2} \Phi_{vv}(\omega) \quad (4)$$

$$\Phi_{w_x w_x}(\omega) = \frac{(1/V)^2 \omega^2}{1 + \left(\frac{4b}{\pi V}\omega\right)^2} \Phi_{ww}(\omega) \quad (5)$$

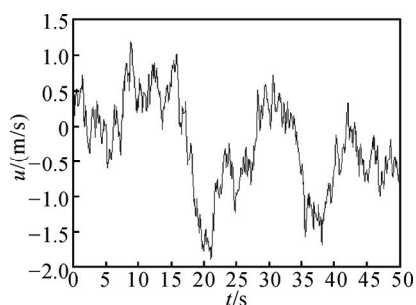
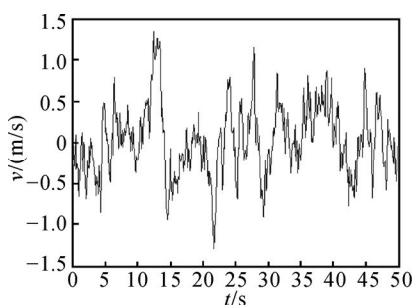
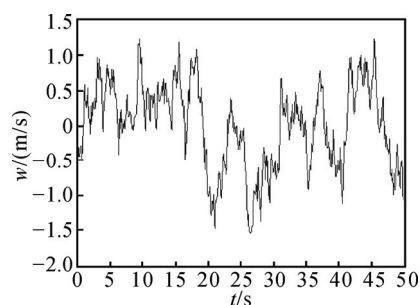
$$\Phi_{w_y w_y}(\omega) = \frac{\sigma_w^2}{L_w V} \frac{0.2(\pi L_w / 2b)^{1/3}}{1 + \left(\frac{4b}{\pi V}\omega\right)^2} \quad (6)$$

式中： $\Phi_{uu}(\omega)$ 、 $\Phi_{vv}(\omega)$ 、 $\Phi_{ww}(\omega)$ 为紊流沿轴向速度 u 、侧向速度 v 、法向速度 w 的功率谱密度； ω 为时间频率； $\Phi_{v_x v_x}$ 、 $\Phi_{w_x w_x}$ 、 $\Phi_{w_y w_y}$ 分别为侧向速度 v 沿前向梯度、法向速度 w 沿前向梯度、垂向速度 w 沿侧向梯度的功率谱密度； σ_u 、 σ_v 、 σ_w 分别为 u 、 v 、 w 方向的紊流强度； L_u 、 L_v 、 L_w 分别为 u 、 v 、 w 方向的紊流尺度； V 为受油机穿越紊流场时的飞行速度。

为了使 Dryden 模型用于飞行仿真，需要将白色噪声通过成形滤波器得到符合 Dryden 紊流功率谱的有色噪声。通过将 Dryden 紊流的各个频谱函数如式 (7) 进行共轭分解：

$$\Phi(\omega) = |X(j\omega)|^2 = G(j\omega)G^*(j\omega) \quad (7)$$

得到给定频谱的成形滤波器的传递函数 $G(s)$ ，其中 3 个速度分量的传递函数如下：

图 1 u 方向的紊流仿真图 2 v 方向的紊流仿真图 3 w 方向的紊流仿真

2 加油机尾涡建模

加油机尾后存在非常复杂流场，由发动机紊流、附面层紊流、机翼涡流和尾翼涡流 4 部分组成尾流，有必要对尾流模型进行合适的简化。在空中加油过程中，由于加、受油机的相对距离在发动机紊流和

$$G_u(s) = \frac{K_u}{T_u s + 1} \quad (8)$$

$$G_v(s) = \frac{K_v(T_{v1}s + 1)}{(T_{v2}s + 1)^2} \quad (9)$$

$$G_w(s) = \frac{K_w(T_{w1}s + 1)}{(T_{w2}s + 1)^2} \quad (10)$$

式中： $K_u = \sigma_u \sqrt{\frac{L_u}{\pi V}}$ ， $T_u = \frac{L_u}{V}$ ； $K_v = \sigma_v \sqrt{\frac{L_v}{\pi V}}$ ， $T_{v1} = \frac{2\sqrt{3}L_v}{V}$ ， $T_{v2} = \frac{2L_v}{V}$ ； $K_w = \sigma_w \sqrt{\frac{L_w}{\pi V}}$ ， $T_{w1} = \frac{2\sqrt{3}L_w}{V}$ ， $T_{w2} = \frac{2L_w}{V}$ 。

紊流梯度的传递函数如下：

$$G_{v_x}(s) = \frac{K_{v_x} s}{(T_{v_x} s + 1)(T_{v_x} s + 1)} \quad (11)$$

$$G_{w_x}(s) = \frac{K_{w_x} s}{(T_{w_x} s + 1)(T_{w_x} s + 1)} \quad (12)$$

$$G_{w_y}(s) = \frac{K_{w_y}}{T_{w_y} s + 1} \quad (13)$$

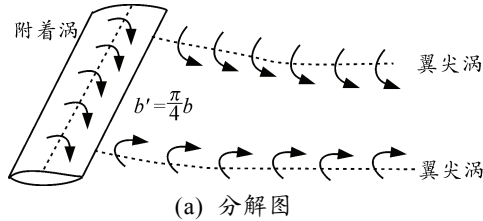
式中： $K_{v_x} = \frac{K_v}{V}$ ， $T_{v_x} = \frac{3b}{\pi V}$ ； $K_{w_x} = \frac{K_w}{V}$ ， $T_{w_y} = \frac{4b}{\pi V}$ ； $K_{w_y} = \sigma_w \sqrt{\frac{0.2}{L_w V} \left(\frac{\pi L_w}{2b}\right)^{1/3}}$ ， $T_{w_y} = \frac{4b}{\pi V}$ 。

假设受油机在 8 000 m 的高度处，以 0.4 Ma 的速度飞行，选取相应的紊流尺度和强度，模拟出 u 、 v 、 w 3 个方向的大气紊流速度信号^[6]。图 1~图 3 为 0~50 s 的大气紊流片段。

附面层紊流扰动范围之外，并且机翼涡流涡强远远大于尾翼涡流涡强；因此，笔者对受油机扰动影响最大的机翼涡流进行研究。

利用升力线理论，可以将加油机产生的涡线用基本的马蹄涡模型代替。如图 4，一条附着涡线沿着机翼展向对称分布，其长度通常认为是 $\pi/4$ 倍翼

展，而 2 条翼尖涡线从附着涡两端向后发展，沿着气流运动方向延伸，它们产生相应的上洗或者下洗



气流。加、受油机的纵向位置足够大时，可以忽略附着涡的影响。

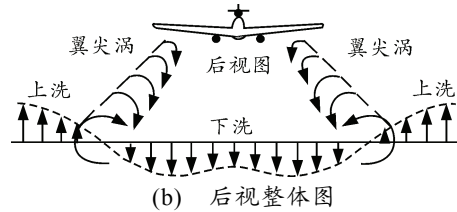


图 4 加油机翼尖涡产生的上洗和下洗气流

笔者采用 NASA 的 Burnham 提出的马蹄涡模型诱导速度的表达式：

$$V_{\theta} = \frac{\Gamma_0}{2\pi} \frac{r}{r^2 + r_c^2} \quad (14)$$

式中： r 为测试点到涡线的距离； r_c 为涡核半径，

$$r_c = 0.5\sqrt{t}; \Gamma_0 \text{ 为尾涡的强度, } \Gamma_0 = \frac{1}{2}C_L V \bar{c}。$$

加油机尾流场中给定一位置的诱导速度可以用左右两翼尖涡线所产生的诱导速度(周向速度)的合成速度等效。

$$V_{\theta} = V_{\theta 1} + V_{\theta 2} \quad (15)$$

由于加油时两飞机处于直线平飞状态，迎角变化不大，忽略诱导速度在受油机机体纵向的分量 u_w ，而只考虑侧向分量 v_w 和垂向分量 w_w 。那么，在加油机风轴坐标系下，作用于受油机机翼上一位置的诱导速度为

$$V_{\theta} = \begin{bmatrix} 0 \\ v_w \\ w_w \end{bmatrix} \quad (16)$$

要研究受油机运动状态受到尾流的干扰，就要把诱导速度 V_{θ} 从加油机风轴坐标系转换到受油机体轴坐标系下。

$$W = R_{B_R B_T} R_{B_T W_T} V_{\theta} = R_{B_R B_T} R_{B_T W_T} \begin{bmatrix} 0 \\ v_w \\ w_w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} W_x \\ W_y \\ W_z \end{bmatrix} \quad (17)$$

式中： $R_{B_R B_T}$ 为加油机体轴系到受油机体轴系的转换矩阵； $R_{B_T W_T}$ 为加油机风轴系到体轴系的转换矩阵； W_x 、 W_y 、 W_z 分别表示尾流作用于受油机的迎面速度、侧洗速度和下洗速度。

当加油机以 0.4 Ma 速度飞行，受油机与加油机的纵向距离为 $2b$ (b 为加油机翼展)，垂向距离为 0，受油机横穿加油机尾涡流场时，受油机机轴系原点上诱导速度的分布变化如图 5 所示。从图中看出，

两尾涡的中心在 $y/b = \pm 0.4$ 附近，产生的影响最大。受油机上的迎面速度、侧洗速度和下洗速度的大小取决于与加油机的相对位置。

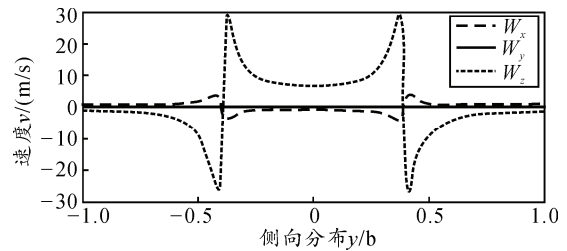


图 5 诱导速度的分布变化

考虑到翼尖涡诱导产生的流场是非均匀的，为了简化模型计算，文献[3]介绍了一种加权平均的方法，将非均匀的流场近似成作用在受油机质心上的有效风分量与风梯度。例如，运用这种方法使得 z 轴方向上的风分量在 y 轴上的非均匀分布 $W_z(y)$ 近似等于有效风分量 $W_z(y)_{\text{eff}}$ 与有效风梯度 $(\partial W_z / \partial y)_{\text{eff}}$ 的和(如图 6)。

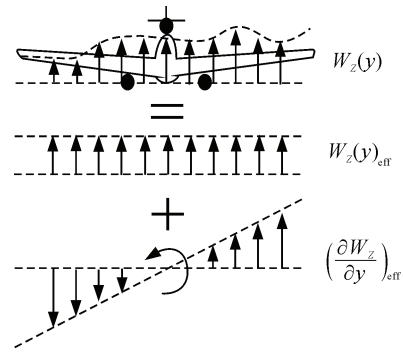


图 6 有效风分量与风梯度分布

有效风梯度引起附加气动力矩，导致受油机产生了转动角速度。诱导转动角速度一般形式可由下式表示。

$$p_{\text{eff}} = \left(\frac{\partial W_z}{\partial y} \right)_{\text{eff}} - \left(\frac{\partial W_y}{\partial z} \right)_{\text{eff}} \quad (18)$$

$$q_{\text{eff}} = \left(\frac{\partial W_x}{\partial z} \right)_{\text{eff}} - \left(\frac{\partial W_z}{\partial x} \right)_{\text{eff}} \quad (19)$$

$$r_{\text{eff}} = \left(\frac{\partial W_y}{\partial x} \right)_{\text{eff}} - \left(\frac{\partial W_x}{\partial y} \right)_{\text{eff}} \quad (20)$$

3 扰动下受油机动力学建模和仿真

紊流和尾涡的扰动实际上改变受油机上的相对气流, 从而改变受油机所受到的气动力, 而这种附加的气动力可以通过受油机运动状态量的等价改变来表示^[5]。扰动下受油机的空速, 迎角和侧滑角为:

$$\begin{aligned} V &= V_0 - u - (W_x)_{\text{eff}} \\ \alpha &= \alpha_0 + \frac{w}{V} + \frac{(W_z)_{\text{eff}}}{V} \\ \beta &= \beta_0 - \frac{v}{V} - \frac{(W_y)_{\text{eff}}}{V} \end{aligned} \quad (21)$$

式中: u 、 v 、 w 为大气紊流速度; $(W_x)_{\text{eff}}$ 、 $(W_y)_{\text{eff}}$ 、 $(W_z)_{\text{eff}}$ 为尾涡有效风分量。风干扰引起的风梯度产生了附加气动力矩, 受油机的三轴转动角速度的简化形式表示为

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_0 \\ q_0 \\ r_0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} p_{\text{eff}} \\ q_{\text{eff}} \\ r_{\text{eff}} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} w_{zy} \\ w_{zx} - w_{xz} \\ w_{yx} \end{bmatrix} \quad (22)$$

式中: p_{eff} 、 q_{eff} 、 r_{eff} 为产生的诱导角速度; w_{zy} 、 w_{zx} 、 w_{xz} 、 w_{yx} 为大气紊流梯度分量。将上述的迎角、侧滑角、空速和三轴角速度的变化, 加入到受油机非线性六自由度刚体全量方程中。受油机全量方程可参见文献[7], 在此不再赘述。由此可见, 建立风扰动下的受油机非线性六自由度刚体全量方程就是把通过气动等效的方法得到的风分量和风梯度直接引入到标准的六自由度飞机运动学和动力学非线性方程组中。

在 Matlab/Simulink 环境下进行仿真, 分析受油机自由运动下受扰动时的状态。模拟空中加油在 7 000 m 的高空进行, 飞行速度为 130 m/s。仿真从 0 s 开始, 在 15 s 时紊流和尾涡模型开始工作。在紊流和尾涡扰动下受油机速度的时间响应曲线(图 7)、高度的时间响应曲线(图 8)和迎角的时间响应曲线(图 9)。

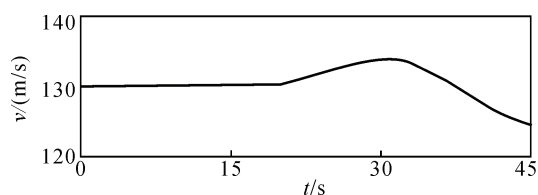


图 7 受油机速度的时间响应曲线

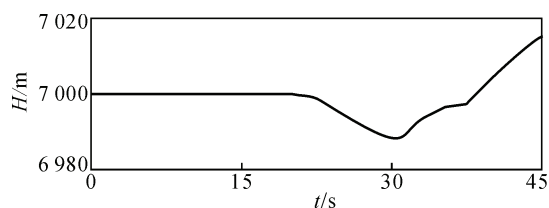


图 8 受油机高度的时间响应曲线

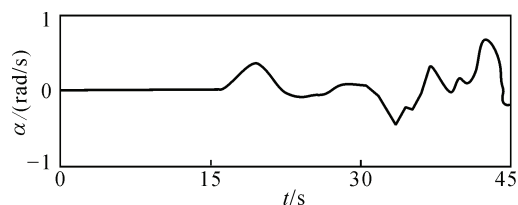


图 9 受油机迎角的时间响应曲线

从结果中看出: 受油机在扰动前是稳定飞行的, 在风干扰的作用下, 受油机的运动状态发生改变, 迎角产生了震荡变化, 高度和速度也偏离了稳定值; 因此, 需要设计空中加油的控制率来提高受油机的抗风能力。

4 结论

笔者分析了空中加油过程中受油机所受到的风干扰因素。将风扰动主要分解为紊流和尾涡, 分别建立模型并且仿真得到各向风速大小, 将这 2 个扰动叠加, 再加入到受油机的非线性刚体运动方程中, 对受油机扰动运动进行仿真分析。结果表明: 该叠加的方法能够简单有效地模拟反映复杂的气流扰动, 为进一步研究空中加油控制系统提供参考。

参考文献:

- [1] 钱锬. 美国无人机自主空中加油技术研究新进展[J]. 无人机, 2009(3): 35-38.
- [2] Bloy, A.W., Ali K. A. M, Trochalidis V. The Longitudinal Dynamic Stability and Control of a Large Receiver Aircraft During Air-to-Air Refueling. Aeronautical Journal[J]. 1987, 91: 64-71.
- [3] Dogan A., Venkataramanan S., Blake W. Modeling of aerodynamic coupling between aircraft in close proximity[J]. AIAA Journal of Aircraft, 2005, 42(4): 941-955.
- [4] 陈博, 董新民, 徐跃鉴, 等. 加油机尾流场建模与仿真分析[J]. 飞行力学, 2007, 25(4): 73-76.
- [5] 李大伟, 王宏伦. 自动空中加油阶段加油机尾流场建模与仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(7): 776-780.
- [6] 李春涛, 胡盛华. 基于动态逆的无人机飞行控制律设计[J]. 兵工自动化, 2012, 31(5): 1-4.
- [7] 肖业伦. 飞行器运动方程[M]. 北京: 航空工业出版社, 1987.