

突风气象条件下电动飞机电推进系统 PI 控制参数的设定方法*

王书礼^{1,2}, 马少华¹, 张 硕³

(1. 沈阳工业大学 电气工程学院, 辽宁 沈阳 110870;

2. 辽宁通用航空研究院, 辽宁 沈阳 110136;

3. 北京理工大学 电动车辆国家工程实验室, 北京 100081)

摘要: 电动飞机电推进系统采用高效永磁同步电机作为主驱动, 配备矢量控制器。飞机在巡航过程中不可避免地会遭遇突风, 影响飞机的稳定飞行。通过建立电动飞机在巡航阶段遭遇突风时的空气动力学模型和电推进系统的动态响应数学模型, 并对模型进行求解, 给出了突风气象条件下电推进系统速度 PI 控制参数的设定方法。以某双座电动飞机的电推进系统为研究对象, 采用 MATLAB 仿真和样机地面试验对速度 PI 控制进行了仿真分析和试验测试, 对比了未考虑和考虑突风气象条件下的速度 PI 控制器的动态特性。仿真和样机试验结果表明: 当飞机遭遇突风时, 采用考虑突风气象条件的速度 PI 控制参数可以有效地降低螺旋桨的转速波动范围。

关键词: 电推进系统; 突风; 速度 PI 控制; PI 控制参数

中图分类号: TM 351; S 972.7⁺ 2237 文献标志码: A 文章编号: 1673-6540(2019)05-0083-06

Setting Method of PI Control Parameters for Electric Propulsion System of Electric Aircraft Under Gust Encounters*

WANG Shuli^{1,2}, MA Shaohua¹, ZHANG Shuo³

(1. School of Electrical Engineering, Shenyang University of Technology, Shenyang 110870, China;

2. Liaoning General Aviation Academy, Shenyang 110136, China;

3. National Engineering Laboratory for Electric Vehicles, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: An electric propulsion system of electric aircraft driven by high-efficiency permanent magnet synchronous motor was equipped with a vector controller. Aircrafts are vulnerable to gust encounters, which can lead aircrafts to an unstable state. The aircraft aerodynamic model during cruise under gust and the dynamic model of the electric propulsion system of the electric aircraft were established and solved, and the setting method of PI control parameters of the electric propulsion system under gust was given. We simulated the two-seater electric aircraft using MATLAB, and then carried out the experimental tests on the ground. The simulation and experimental results showed that when the aircraft encountered gust, the speed PI control parameters considering the gust conditions could effectively reduce the speed fluctuation range of the propeller.

Key words: electric propulsion system; gust; speed PI control; PI control parameters

* 基金项目: 辽宁省教育厅科学技术研究项目(LZGD2017041)

作者简介: 王书礼(1981—), 男, 高级工程师, 研究方向为新能源电动飞机动力系统的设计与研发。

马少华(1963—), 女, 教授, 研究方向为智能电器、电气设备在线监测与故障诊断技术。

张 硕(1987—), 男, 副研究员, 研究方向为新能源汽车电机驱动系统控制与设计开发。

0 引言

电动飞机以电推进系统代替内燃机动力,具有节能环保、能耗小、噪声低、结构简单、易操作、布局灵活、乘坐舒适、操作简单、维护方便等优点,是名副其实的环境友好型飞机^[1],广泛应用于飞行员培训、观光旅游、工农业生产、森林防火等领域^[2]。电动飞机的环境适应能力较差,只能在无降水、降雪等良好天气下飞行,但是,地球大气层内气象条件瞬息多变,即使在良好的天气条件下,也有可能发生突风,对电动飞机的安全可靠飞行构成严重威胁^[3]。电动飞机巡航阶段持续时间较长,受突风影响概率最大。据不完全统计,因突风而引发的飞行事故不低于飞机总事故的 10%。飞机的抗突风能力已经成为飞机设计的重要内容之一。

国内外针对突风对飞机的影响开展了大量研究。Majumder 等^[4]对机翼结构进行优化设计,以减弱突风对飞机机翼的影响。Chen 等^[5]建立了基于欧拉方程的气动模型,用于突风减缓系统的设计。虽然该设计方法控制准确,但是计算复杂,因此不利于在工程中应用。迄今为止,国内外对飞机抗突风能力的研究热点主要集中在通过改善飞机的气动结构来降低突风对飞机的影响等方面。

电动飞机的螺旋桨由电机直接驱动,电机由矢量控制器加以控制,易于获得理想的动态调速特性^[6]。本文首先建立了飞机遭遇突风时电推进系统的动态响应数学模型,并求解动态响应特性方程,给出了突风气象条件下电推进系统速度 PI 控制参数的设定方法;然后,运用所建立的数学模型对某双座电动飞机电推进系统进行了系统仿真试验和样机试验,验证了采用速度 PI 控制策略能够有效地降低突风对飞机的影响。

1 动态数学模型的建立

电动飞机电推进系统主要由定桨距螺旋桨、永磁同步电机、控制器和动力蓄电池等组成^[7]。图 1 所示为某双座电动飞机电推进系统组成。为了搭建飞机遭遇突风时电推进系统的动态响应数学模型,首先分别建立了突风、螺旋桨及电机的数学模型。

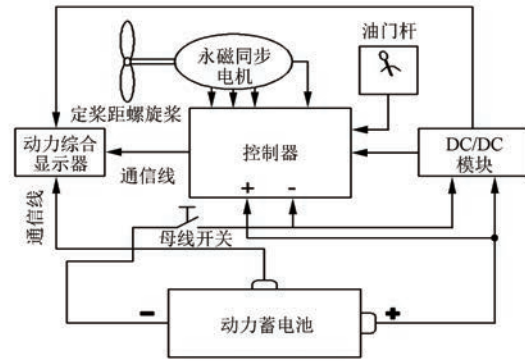


图 1 某双座电动飞机电推进系统组成

1.1 突风数学模型

飞机在巡航过程中遭遇的突风可用工程上广泛使用的 1-cos 离散突风模型表示^[4]:

$$\begin{cases} v_w = \frac{v_{ds}}{2} \left(1 - \cos \frac{\pi x}{d_m} \right) \\ v_{ds} = v_{ref} F_g \left(\frac{d_m}{350} \right)^{\frac{1}{6}} \\ F_g = 0.5 \left[1 - \frac{H_{mo}}{250\,000} + \sqrt{M_2 \tan(\pi M_1 / 4)} \right] \end{cases} \quad (1)$$

式中: v_w ——突风速度;
 v_{ds} ——设计突风速度;
 x ——进入突风场的距离,其范围为 $0 \sim 2d_m$;
 d_m ——突风梯度,其范围为 $9.1 \sim 106.7 \text{ m}$;
 v_{ref} ——参考突风速度;
 F_g ——飞行剖面缓和系数;
 H_{mo} ——飞机的最大飞行高度;
 M_2 ——最大零燃油重量/最大起飞重量;
 M_1 ——最大着陆重量/最大起飞重量。

电动飞机以电能作为燃料,在整个飞行过程中飞机重量保持不变,即 $M_1 = M_2 = 1$ 。

1.2 螺旋桨数学模型

螺旋桨叶素理论是目前工程上常用的一种螺旋桨性能分析的方法^[9]。本文采用螺旋桨叶素理论建立螺旋桨在在遭遇突风时的数学模型。图 2 所示为螺旋桨叶素及其速度多边形示意图。其中, dT 、 dF 、 dM 分别为作用在叶素上的拉力、切向力和合力。

在螺旋桨径向 r 处,取一微段长 dr ,相应的叶

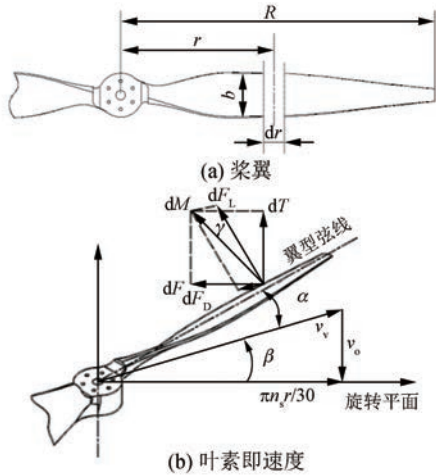


图2 螺旋桨叶素及速度多边形示意图

素弦长为 b , 螺旋桨的半径为 R , 飞行过程中螺旋桨的转速为 n_s , 则叶素在螺旋桨的桨盘面内的切向速度为 $2\pi n_s r$, 来流速度为 v_0 。当飞机遭受突风时, 飞机的来流速度与突风速度满足:

$$v_0 = v_f + k_w v_w \quad (2)$$

式中: v_f ——飞行速度;

k_w ——突风速度与飞机飞行速度的角度系数, 其取值范围为 $-1 \sim 1$ 。

气流相对于叶素的几何合成速度 v_v 为

$$v_v = \sqrt{v_0^2 + (2\pi n_s r)^2} \quad (3)$$

根据翼型气动理论, 作用在叶素上的升力和阻力分别为

$$\begin{cases} dF_L = \frac{1}{2} \rho v_v^2 C_L b dr \\ dF_D = \frac{1}{2} \rho v_v^2 C_D b dr \end{cases} \quad (4)$$

式中: dF_L ——作用在叶素上的升力;

ρ ——空气密度;

C_L ——升力系数;

b ——叶素宽度;

dF_D ——作用在叶素上的阻力;

C_D ——阻力系数。

假设叶素的阻升角为 γ , 则有:

$$\gamma = \arctan \frac{dF_D}{dF_L} \quad (5)$$

假设几何合成速度与旋转平面的夹角为 β , 则有:

$$\beta = \arctan \left(\frac{v_0}{2\pi n_s r} \right) \quad (6)$$

螺旋桨在突风作用下产生转矩 T_{M1} 为

$$\begin{cases} T_{M1} = \frac{1}{2} \rho v_v^2 N_B \int_{r_0}^R k_s r \sin(\beta + \gamma) dr \\ k_s = \frac{C_L b}{\sin^2 \beta \cos \gamma} \end{cases} \quad (7)$$

式中: N_B ——桨叶片数;

r_0 ——桨毂半径;

k_s ——转矩系数。

1.3 电机数学模型

电动飞机用电机一般选用永磁同步电机。电机以直驱形式带动定桨距螺旋桨做功产生飞机所需的推力和升力, 因此电机转矩与螺旋桨转矩相同^[10]。

电机采用表贴式结构, 其在 $d-q$ 轴下的电压方程可表示为^[11]

$$\begin{cases} u_q = R_s i_q + L_s \frac{di_q}{dt} + \psi_{PM} \omega_e \\ u_d = -\omega_e L_s i_q \end{cases} \quad (8)$$

式中: R_s ——定子相电阻;

i_d, i_q —— d, q 轴电流;

L_s ——定子线圈在 $d-q$ 轴的自感;

ψ_{PM} ——转子磁链;

ω_e ——机械角速度。

电机转矩及运动方程可以表示为

$$\begin{cases} J \frac{d\omega_e}{dt} = T_e - B\omega_e - T_L \\ T_e = \frac{3}{2} p \psi_{PM} i_q \end{cases} \quad (9)$$

式中: J ——转动惯量;

T_e ——电磁转矩;

B ——摩擦因数;

T_L ——输出转矩;

p ——电机极对数。

忽略电机系统摩擦损耗, 由式(9)可得:

$$\frac{d\omega_e}{dt} = \frac{\frac{3}{2} p \psi_{PM} i_q - T_L}{J} \quad (10)$$

电动飞机在巡航阶段匀速飞行时, 电机电磁转矩与输出转矩相等, 有:

$$T_e = T_L = \frac{3}{2} p \psi_{PM} i_q \quad (11)$$

电动飞机进入突风场后,飞机遭遇突风在短时间内螺旋桨近似匀加速,由式(7)、式(11)可得螺旋桨的加速度为

$$a = \frac{T_{M1} - T_L}{J} \quad (12)$$

选取匀加速过程中两个时间点 t_1 和 t_2 , 对应螺旋桨转速为 n_{s1} 和 n_{s2} , 有:

$$\frac{n_{s1} - n_{s2}}{t_2 - t_1} = \frac{T_{M1} - T_L}{J} \quad (13)$$

假设 $t_2 \sim t_1$ 的时间间隔为 0.01 s, 则由式(13)可得电机转动惯量 J :

$$J = \frac{100(T_{M1} - T_L)}{n_{s1} - n_{s2}} \quad (14)$$

1.4 PI 参数的确定

PI 控制策略具有简单、控制可靠、快速响应等特点,因此采用 PI 控制对电动飞机电推进系统进行控制可以有效地抑制突风对飞机的影响^[12]。根据基于突风数学模型、空气螺旋桨气动模型、电机模型以及电推进系统的负载特性,采用速度 PI 自适应控制算法对突风进行抑制。图 3 所示为螺旋桨转速环调速控制结构。

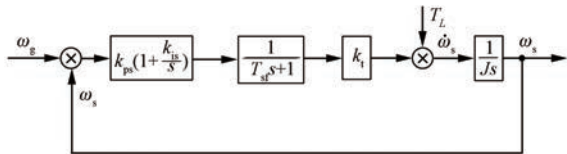


图 3 螺旋桨转速环调速控制结构

由图 3 可知,螺旋桨转速环传递函数为

$$G(s) = \frac{k_{ps} k_t (s + k_{is})}{J s^2 (T_{st} s + 1)} \quad (15)$$

式中: k_{ps} 、 k_{is} ——调节器参数;

k_t ——电机电流系数;

T_{st} ——时间常数。

式(15)为典型 II 型系统,可得 PI 参数与转动惯量的关系式为

$$\begin{cases} K_p = k_{is} = \frac{J(h+1)}{2hT_{st}k_t} \\ K_I = k_{ps}k_t = \frac{J(h+1)}{2h^2T_{st}^2k_t} \end{cases} \quad (16)$$

式中: h ——中频带宽。

对于典型 II 型系统,减小 h 可以增加系统的鲁棒性,但当 h 过小时,系统的振动次数会增加,据经验一般选取 $h=4$ 。

2 系统仿真及试验

根据设计及性能参数进行系统仿真试验,验证速度 PI 控制策略的合理性,并为样机试验提供理论参考。

2.1 设计参数的确定

在满足“适航条例”的基础上^[13],对某双座电动飞机抗突风能力进行系统仿真。表 1 和表 2 所示分别为该型号电动飞机的设计参数和电推进系统的性能参数。

表 1 飞机设计参数

参数名称	参数值
最大允许飞行高度 H_{mo}/m	1 000
飞行速度 $v_f/(m \cdot s^{-1})$	33
起飞重量/kg	500
升力系数 C_L	1.5
阻力系数 C_D	1
参考突风速度 $v_{ref}/(m \cdot s^{-1})$	17
设计突风速度 $v_{ds}/(m \cdot s^{-1})$	10

表 2 电推进系统性能参数

参数名称	参数值
飞行中螺旋桨转速 $n_s/(r \cdot \min^{-1})$	1 500
电机输出转矩 $T_L/(N \cdot m)$	64
螺旋桨半径 R/m	0.8
螺旋桨桨毂半径 r_0/m	0.08
螺旋桨桨叶片数 N_B	2
直流供电电压/V	355

2.2 系统仿真

图 4 所示为所搭建的电动飞机电推进系统自适应速度 PI 控制系统仿真模型。

选定 2 组 PI 控制参数,分别是未考虑飞机遭遇突风和考虑飞机遭遇突风时的控制参数。未考虑飞机遭遇突风时,速度 PI 控制的参数为 $K_p=2$ 、 $K_I=15$;考虑突风时 PI 参数由式(16)计算可得。分别进行系统仿真,设置系统仿真时间为 0.35 s,假设在仿真时间 0.15 s 时遭受突风。图 5 所示为未考虑和考虑飞机遭遇突风飞行工况 2 组不同 PI 控制参数下的螺旋桨转速响应特性曲线。

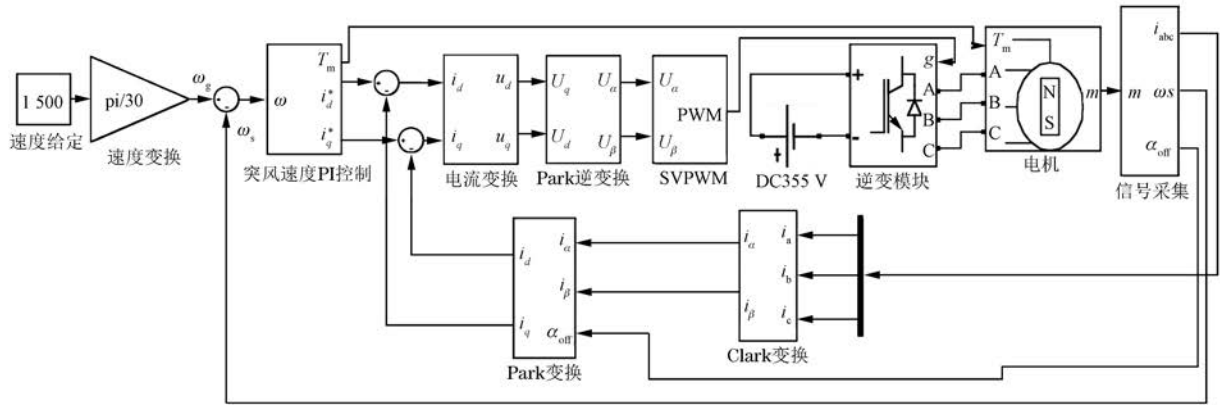


图4 电动飞机电推进系统自适应速度PI控制系统仿真模型

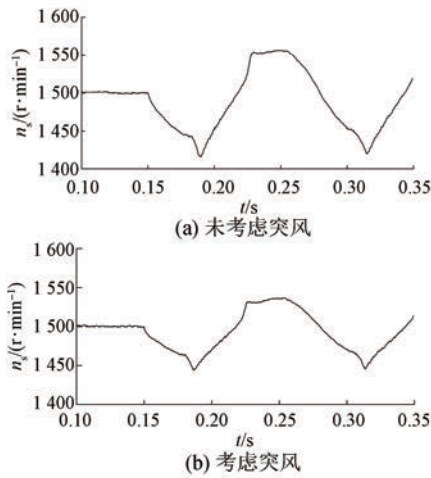


图5 螺旋桨转速响应特性

从图5可知,在给定相同突风速度情况下,当采用未考虑突风的速度PI控制参数时,在遭遇突风时电机转速的最高波动达到80 r/min;而选择采用考虑突风的PI参数控制时,电机转速最高波动为60 r/min,说明按照考虑突风气象条件下所设定的PI控制参数能够更好地降低突风对飞机的影响。

2.3 样机试验

为了验证系统仿真试验结果的正确性,选用1架双座电动飞机进行了地面试验,试验样机如图6所示。采用功率为55 kW,额定转速为1 735 r/min的三相调速风机置于飞机正前方模拟飞机正向遭遇突风。

在试验开始60 s后让飞机遭遇相同变化规律的突风,分别按未考虑和考虑突风的PI参数进行样机试验,每0.05 s采集一次数据,实测飞机螺



图6 试验样机

旋桨转速变化特性曲线如图7所示。

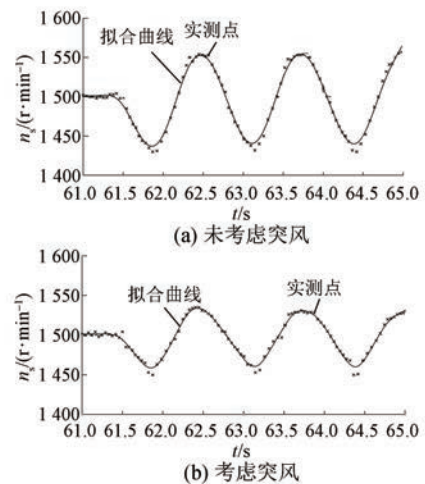


图7 实测飞机螺旋桨转速特性变化曲线

从图7可以看出,采用未考虑突风设定的速度PI控制参数时,螺旋桨转速最高波动为70 r/min;而采用考虑突风设定的速度PI控制参数时,螺旋桨转速的最高波动为50 r/min。样机试验同样证明了考虑突风气象条件的速度PI参数能够有效降低突风对飞机的影响。此外,在样

机地面试验时,螺旋桨会受到扰流影响,造成螺旋桨的最高转速波动范围比仿真结果偏低。

3 结 语

(1) 突风对电机的安全可靠运行构成重大隐患。本文运用螺旋桨空气动力学理论建立了考虑突风的螺旋桨空气动力模型,采用速度 PI 控制策略降低了突风对飞机的影响,给出了突风气象条件下电推进系统 PI 控制参数的设定方法。

(2) 采用 MATLAB 仿真和样机试验对所提速度 PI 控制方法进行了验证。结果表明:按突风气象条件下设定的 PI 控制参数能有效地降低突风对飞机动态稳定性的影响。

【参 考 文 献】

[1] 黄俊,杨凤田.新能源电动飞机发展与挑战[J].航空学报,2016,37(1): 57.
 [2] 杨凤田.我的通航梦[J].科技中国,2018(1): 66.
 [3] WANG S, KANG G, MENG J. Application of chaotic anti-control method in a novel 2-seat electrical airplane [C] // 2015 27th Chinese Control and Decision Conference (CCDC), 2005: 5000.
 [4] MAJUMDER L, RAO S S. Interval-based multi-objective optimization of aircraft wings under gust loads[J].AIAA Journal,2009,47(3): 563.

[5] CHEN P C, MOULIN B, RITZ E, et al. CFD-based aeroservoelastic control for supersonic flutter suppression, gust load alleviation, and ride quality enhancement [C] // 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2009.
 [6] ZENG J, MOULIN B. Adaptive feedforward control for gust load alleviation [J]. Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(3): 862.
 [7] MA S, WANG S, ZHANG C, et al. A method to improve the efficiency of an electric aircraft propulsion system [J]. Energy, 2017, 140: 436.
 [8] 马坤,段卓毅,耿建中.螺旋桨飞机起飞构型突风影响研究[J].飞行力学,2017,35(5): 13.
 [9] 刘沛清.空气螺旋桨理论及应用[M].北京:北京航空航天大学出版社,2006.
 [10] 汤新舟.永磁同步电机的矢量控制系统[D].杭州:浙江大学,2005: 8-9.
 [11] 王成元,夏加宽,杨俊友,等.电机现代控制技术[M].北京:机械工业出版社,2009.
 [12] 刘竹.带 PI 参数自整定的永磁同步电机伺服系统的设计与实现[D].长沙:湖南大学,2013.
 [13] 轻型运动类飞机电气推进装置设计与制造规范: ASTM 2840-14[S].

收稿日期: 2019-03-01

(上接第 82 页)

[8] 韩京清.自抗扰控制技术:估计补偿不确定因素的控制技术[M].北京:国防工业出版社,2008.
 [9] 贾洪平,孙丹,贺益康.基于滑模变结构的永磁同步电机直接转矩控制[J].中国电机工程学报,2006, 26(20): 134.
 [10] 贾洪平,贺益康.永磁同步电机滑模变结构直接转矩控制[J].电工技术学报,2006,21(1): 1.
 [11] 毛亮亮,周凯,王旭东.永磁同步电机变指数趋近律滑模控制[J].电机与控制学报,2016,20(4): 106.
 [12] 袁雷,沈建清,肖飞,等.插入式永磁低速同步电机非奇异终端滑模观测器设计[J].物理学报,2013,

62(3): 37.

[13] 刘英培,栗然,梁海平.基于最小二乘支持向量机优化自抗扰控制器的永磁同步电机直接转矩控制方法[J].中国电机工程学报,2014,34(27): 4654.
 [14] 曾喆昭,吴亮东,杨振源,等.非仿射系统的自学习滑模抗扰控制[J].控制理论与应用,2016,33(7): 980.
 [15] 曾喆昭,吴亮东,陈韦名.基于 ESO 的一类线性时变系统自学习滑模控制方法[J].控制与决策, 2016,31(11): 2101.

收稿日期: 2018-12-18