http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2024.0670

基于分布式电推进概念的飞机横侧向控制

王斌，杨佑绪*，付军泉，段屹蔚，沈骏辉，吴逸飞
(南昌航空大学 飞行器工程学院，南昌 330063)

摘 要：通过分布在机体上的多个电机-螺旋桨系统为飞机提供推力，分布式电推进(DEP)构型为飞机的横侧向控制提供了一种新的策略。建立DEP构型飞机的飞行动力学模型，考虑分布式滑流对气动特性的影响。采用传统比例-积分-微分(PID)控制算法，调节DEP系统的动力输出，控制飞机的横侧向运动，提高飞行稳定性和操控性。结果表明：在偏航运动过程中，飞机采用动力差动控制有效跟踪偏航角度指令，实现了飞机偏航30°，达到良好的控制效果；在滚转运动过程中，飞机利用不同推力推进器的滑流增升效应实现了滚转30°，并保持了稳定的飞行状态。

关 键 词：分布式电推进；动力差动；PID控制；机体/推进系统一体化效应；飞行控制
中图分类号：V249.122+.2
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2026)11-4009-10

随着航空产业迅速发展，世界各国政府和科研机构越来越关注民用航空器的油耗、噪声和污染物排放[1-2]。民用航空器的传统布局在增大载运量，提高升阻比，降低油耗、噪声和污染物排放等方面已经显现出局限性，因而人们开始寻求新的气动布局设计方案，以满足未来航空市场对民用航空器高经济、低能耗、低噪声和低污染的“绿色航空”要求。分布式电推进(distributed electric propulsion, DEP)技术通过多个电机驱动的螺旋桨或涵道风扇提供动力，动力布局具有明显的分散性。DEP技术能够提高飞机的气动效率，降低能耗和噪声[3]，增加设计的灵活性和飞行安全性。

电动推进器的主要优势包括紧凑的结构设计、尺寸大小无关的特性、电动推进器具有相对较低的控制输入滞后，因此，其可用于主动控制[4]。Winborn等[5]和Ko等[6]介绍了使用分布式推进实现飞行控制的好处，包括减少飞机结构质量、提高燃油效率，降低噪声。Kim等[7-8]指出分布式推进提供飞机动力学的控制能力，可消除更多传统的控制面。Kim[9]在翼身融合飞机设计概念中采用推力矢量，以取代升降舵和副翼，使机翼结构质量降低。Lu等[10]构建了受损飞机模型，提出利用差动推力作为控制输入，充当“虚拟”舵面，帮助受损飞机稳定。Weng等[11]提出了一种用于DEP飞机的多推进电机推力协同控制策略。因此，DEP技术以其结构紧凑、尺寸灵活和低滞后控制特性为飞机带来了诸多优势，增强了飞行动力学控制能力，可替代传统控制面，实现更高的飞行稳定性。

DEP飞机的布局通常与传统的燃油推进飞机不同，电动螺旋桨分布在机翼或机身的多个位置。这种布局呈现典型的推进力-气动力耦合效应，最终影响飞机的气动性能和稳定性。Freeman等[4]建立了线性时不变状态空间模型和推进器的二阶状态空间模型，实现利用差动推力完成类似方向舵偏转的控制效果，但未考虑机体/推进系统一体化(propulsion airframe interaction, PAI)效应的影响，并指出在DEP飞机的闭环控制系统设计中考虑PAI效应是有必要的。Kou等[12]提出了分层模型预测

收稿日期：2024-09-10；录用日期：2024-11-15；网络出版时间：2024-11-19 16:12
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20241119.1356.004
基金项目：基础加强项目基金(2022-JCJQ-JJ-1135)；江西省“双千计划”人才项目(CK202006470)
*通信作者. E-mail：zgdy_1@163.com

引用格式：王斌，杨佑绪，付军泉，等. 基于分布式电推进概念的飞机横侧向控制[J]. 北京航空航天大学学报，2026，52(11)：4009-4018.
Wang B，Yang Y X，Fu J Q，et al. Lateral directional control of aircraft based on distributed electric propulsion concept[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2026，52(11)：4009-4018 (in Chinese).

控制(model predictive control, MPC)方案,用于DEP飞机的动力偏航控制。通过将电动推进器动力学纳入DEP飞机飞行动力学模型,实现了动态最优的动力偏航控制的目标,也未考虑PAI效应。尤顺等[13]针对DEP飞机的推力差动调节飞行姿态,提出一种基于非线性动态逆的动力偏航控制策略,实现90°动力偏航,同样只考虑了推进器的推力而未考虑滑流效应。因此,PAI效应具有强非线性与交叉耦合特性,且难以精确建模,导致控制器设计难度大,控制性能难以保证[14]。Pfeifle等[15]以零侧滑为控制目标,在e-Genius无人机和载人电动icaré2飞机上设计了控制律,并作为飞行试验平台。在2架飞机上,控制器使用差动推力实现了协调飞行和荷兰滚运动,证明了滚转力矩的作用。因此,DEP飞机可用于滚转和偏航控制。

在设计控制策略时,本文针对推进系统与飞机动力学之间的相互作用,即PAI效应考虑不足的问题,建立DEP飞机的模型,旨在实现全机配平和动力学稳定性分析功能,并利用滑流效应产生的升力进行滚转控制。以DEP飞机为控制对象,通过传统比例-积分-微分(proportional-integral-derivative, PID)控制来验证差动偏航控制及滑流滚转控制的可能性。

1 DEP飞机建模

NASA X-57飞机采用DEP的设计理念,机翼上分布有14台电动推进器和螺旋桨,其中,12台电推进器为高升力推进器安装在机翼前缘,安装于翼梢的2台电推进器为巡航推进器,如图1所示。由于螺旋桨产生的滑流效应产生更多的升力,机翼面积相对于P2006T飞机减少42%[16],提供了更好的控制性能和降低噪声水平的潜力。



图1 NASA X-57飞机

Fig. 1 NASA X-57 aircraft

1.1 飞机动力学系统建模

根据小扰动假设,在稳定水平飞行条件下对非线性飞机动力学方程线性化[17]。假设飞机在铅垂平面内对称定常直线飞行,风速均匀。该飞机的状态方程表示为

$$\dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{f}} = \boldsymbol{A}_{\mathrm{f}}\boldsymbol{x}_{\mathrm{f}} + \boldsymbol{B}_{\mathrm{f}}\boldsymbol{u}_{\mathrm{f}} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{x}_{\mathrm{f}}$和$\boldsymbol{u}_{\mathrm{f}}$分别为飞机状态向量和控制向量;$\boldsymbol{A}_{\mathrm{f}}$和$\boldsymbol{B}_{\mathrm{f}}$分别为飞机动力学状态矩阵和控制矩阵。

状态向量$\boldsymbol{x}_{\mathrm{f}}$为

$$\boldsymbol{x}_{\mathrm{f}} = [\Delta\beta, \Delta p, \Delta r, \Delta\phi]^{\mathrm{T}} \tag{2}$$

式中:β为侧滑角;p为滚转角速率;r为偏航角速率;ϕ为滚转角。

控制向量$\boldsymbol{u}_{\mathrm{f}}$为

$$\boldsymbol{u}_{\mathrm{f}} = [\Delta\delta_{\mathrm{a}}, \Delta\delta_{\mathrm{r}}]^{\mathrm{T}} \tag{3}$$

式中:δ_{a}为副翼偏转角;δ_{r}为方向舵偏转角。

飞机动力学状态矩阵$\boldsymbol{A}_{\mathrm{f}}$为

$$\boldsymbol{A}_{\mathrm{f}} = \begin{bmatrix} Y_\beta & Y_p & Y_r & \dfrac{g\cos\theta_0}{V_0} \\ L_\beta & L_p & L_r & 0 \\ N_\beta & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & \tan\theta_0 & 0 \end{bmatrix} \tag{4}$$

式中:V_0为飞机初始速度;θ_0为初始俯仰角。

控制矩阵$\boldsymbol{B}_{\mathrm{f}}$为

$$\boldsymbol{B}_{\mathrm{f}} = \begin{bmatrix} 0 & \dfrac{Y_{\delta_{\mathrm{r}}}}{mV_0} \\ L_{\delta_{\mathrm{a}}} & L_{\delta_{\mathrm{r}}} \\ N_{\delta_{\mathrm{a}}} & N_{\delta_{\mathrm{r}}} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{5}$$

式中:m为飞机质量。

其中,各类力和力矩导数根据空气动力学稳定性和控制导数计算得到,其定义为

$$Y_i = \frac{1}{2}\rho V_0^2 S C_{Y_i} \qquad i = \beta, \delta_{\mathrm{r}} \tag{6}$$

$$Y_j = \frac{1}{4}\rho V_0 S b C_{Y_j} \qquad j = p, r \tag{7}$$

$$L_i = \frac{1}{2}\rho V_0^2 S b C_{L_i} \qquad i = \beta, \delta_{\mathrm{a}}, \delta_{\mathrm{r}} \tag{8}$$

$$L_j = \frac{1}{4}\rho V_0 S b^2 C_{L_j} \qquad j = p, r \tag{9}$$

$$N_i = \frac{1}{2}\rho V_0^2 S b C_{N_i} \qquad i = \beta, \delta_{\mathrm{a}}, \delta_{\mathrm{r}} \tag{10}$$

$$N_j = \frac{1}{4}\rho V_0 S b^2 C_{N_j} \qquad j = p, r \tag{11}$$

式中:b为飞机机翼展长;ρ为空气密度;S为机翼面积;各类气动导数系数C_{Y_i}、C_{Y_j}、C_{L_i}、C_{L_j}、C_{N_i}、C_{N_j}均可从OpenVSP软件计算得到。

1.2 推进器对飞机的影响

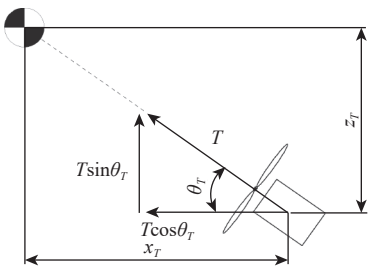
NASA X-57飞机有12个高升力推进器和2个翼尖巡航推进器,且都为电动推进器。其中,高升力推进器采用五叶定距螺旋桨,直径为0.58 m。巡航推进器采用三叶定距螺旋桨,直径为1.52 m[18]。对于高升力推进器和巡航推进器,螺旋桨产生的推力T和功率P分别为

$$T = C_T \rho D^4 n^2 \tag{12}$$

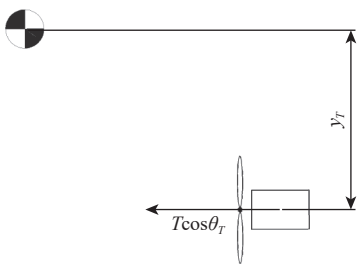
$$P = C_P \rho D^5 n^3 \tag{13}$$

式中: C_T 为推力系数; C_P 为功率系数; D 为螺旋桨直径; n 为螺旋桨转速。

推进器推力不仅产生前向推力, 还因其安装位置在机体坐标系内生成推力分量, 同时引起偏航力矩和滚转力矩, 如图 2 所示。



(a) xz平面内推进器推力矢量



(b) xy平面内推进器推力矢量

图 2　单个推进器推力相对于飞机重心的受力分析

Fig. 2　Force analysis of a single propeller thrust relative to aircraft's center of gravity

电动推进器产生的滚转力矩 $\overline{L}_i$ 和偏航力矩 $\overline{N}_i$ 为

$$\begin{cases} \overline{L}_i = y_{T,i}\left(\dfrac{1}{2}\rho V^2 S b C_{L,i} + \sin\theta_{T,i} T_i\right) \\ \overline{N}_i = y_{T,i}\cos\theta_{T,i} T_i \end{cases} \tag{14}$$

式中: $\theta_{T,i}$ 为第 i 个电动推进器的安装角; T_i 为第 i 个电动推进器的推力; $y_{T,i}$ 为第 i 个电动推进器与飞机重心的展向距离。

将式(14)线性化得控制矩阵 $\boldsymbol{B}_T$ 为

$$\boldsymbol{B}_T = \begin{bmatrix} 0 & \cdots & 0 \\ \dfrac{\overline{L}_{T,1} + (I_{xz}/I_x)\overline{N}_{T,1}}{I_x - I_{xz}^2/I_z} & \cdots & \dfrac{\overline{L}_{T,14} + (I_{xz}/I_x)\overline{N}_{T,14}}{I_x - I_{xz}^2/I_z} \\ \dfrac{\overline{N}_{T,1} + (I_{xz}/I_x)\overline{L}_{T,1}}{I_z - I_{xz}^2/I_x} & \cdots & \dfrac{\overline{N}_{T,14} + (I_{xz}/I_x)\overline{L}_{T,14}}{I_z - I_{xz}^2/I_x} \\ 0 & \cdots & 0 \end{bmatrix} \tag{15}$$

式中: I_x 和 I_z 分别为飞机对 Ox 轴和 Oz 轴的惯性矩; I_{xz} 为对 Ox 与 Oz 轴的惯性积。

1.3　PAI 效应建模

为对 PAI 效应进行建模, 采用文献 [19] 的方法。螺旋桨滑流与升力面之间的气动相互作用可以用来提高升力系数。这种效应也有增加阻力系数的缺点。为简单起见, 舍弃了切向速度分量, 只考虑轴向速度的增加。在该方法的基础上, 进行部分修改, 该模型只体现单个螺旋桨的滑流效应, 如图 3 所示。

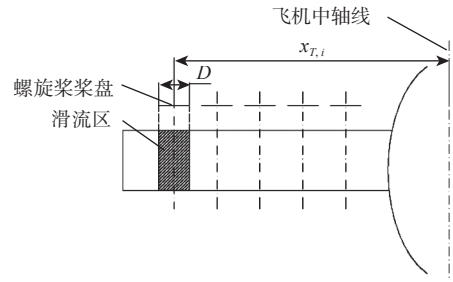


图 3　用于 PAI 效应分析的机翼和螺旋桨参数

Fig. 3　Wing and propeller parameters for PAI effect analysis

根据文献 [20], PAI 效应建模依赖于 8 条假设条件, 其中之一为: 如果螺旋桨桨盘之间间距远远小于桨盘直径, 则每个螺旋桨在机翼上产生的滑流效应的影响是一致的。在文献 [20] 中, 单侧机翼上的各推进器推力相同, 因此, 该假设成立。但本文使用动力差动控制方式, 使机翼上各推进器的推力不相等, 从而导致各推进器的滑流效应不同。该假设对于本文研究的问题并不准确, 因此, 为确保 PAI 效应建模的合理性和准确性, 采用以下假设条件: ①螺旋桨盘处的速度增加是在假设均匀轴向流入的情况下计算的; ②忽略了切向速度引起的升力变化; ③机翼上的气流是附着的; ④机翼是对称的, 因此, 在迎角 α=0 时产生零升力; ⑤忽略每个螺旋桨对相邻螺旋桨的影响; ⑥螺旋桨对机翼的影响仅限于圆盘所占据的翼展间隔; 机翼应完全浸没在滑流中, 即一半的滑流在机翼下方流动, 一半在机翼上方流动。

对于每个螺旋桨推力 T, 使用螺旋桨盘理论计算螺旋桨盘处的轴向诱导因子 a_p:

$$a_\mathrm{p} = \frac{V_\mathrm{p} - V_\infty}{V_\infty} = \frac{1}{2}\left(\sqrt{1 + \frac{8T}{\pi\rho V_\infty^2 D^2}} - 1\right) \tag{16}$$

式中: V_p 为螺旋桨盘处的滑流速度; V_∞ 为真实空速。

因滑流收缩, 机翼上的滑流速度高于螺旋桨盘的滑流。该收缩率为

$$\frac{R_\mathrm{w}}{R_\mathrm{p}} = \sqrt{\frac{1 + a_\mathrm{p}}{1 + a_\mathrm{p}\left[1 + \left(x_\mathrm{p}/R_\mathrm{p}\right) / \sqrt{\left(x_\mathrm{p}/R_\mathrm{p}\right)^2 + 1}\right]}} \tag{17}$$

式中: $x_\mathrm{p}/R_\mathrm{p}$ 给出螺旋桨相对于 x 方向上的前缘的布置除以螺旋桨的半径的比率。根据该比率, 遵循不可压缩流的质量守恒 a_w 为

$$a_{\mathrm{w}}=\frac{a_{\mathrm{p}}+1}{\left(R_{\mathrm{w}}/R_{\mathrm{p}}\right)^2}-1 \tag{18}$$

使用 a_{w}，截面机翼升力系数 C_l 的增加为

$$\Delta C_l=\left[2\pi\left(\sin\alpha-a_{\mathrm{w}}\beta_{\mathrm{corr}}\sin\left(\alpha_{\mathrm{p}}-\alpha\right)\right)\right]\cdot \sqrt{\left(a_{\mathrm{w}}\beta_{\mathrm{corr}}\right)^2+2a_{\mathrm{w}}\beta_{\mathrm{corr}}\cos\alpha_{\mathrm{p}}+1}-2\pi\sin\alpha \tag{19}$$

式中：α_{p} 为螺旋桨迎角；β_{corr} 为滑流修正系数，运用文献 [19] 的模型进行计算得到。

局部机翼升力系数 C_L 增量为

$$\Delta C_{L,i}=\Delta C_l\,\Delta y_i \tag{20}$$

式中：Δy_i 为第 i 个螺旋桨相对翼展所占的展向间隔，即 $\Delta y_i=D/(b/2)$。

1.4 状态空间表达式

DEP 飞机控制中存在 2 种效应：差动推力和 PAI 效应。因此，还需要考虑电动推进器的模型和推进器对飞机的影响。

由式(1)、式(5)和式(15)整理得到新的飞机系统状态方程为

$$\dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{f}}=\boldsymbol{A}_{\mathrm{f}}\boldsymbol{x}_{\mathrm{f}}+\left[\boldsymbol{B}_{\mathrm{f}}\quad\boldsymbol{B}_T\right]\begin{bmatrix}\boldsymbol{u}_{\mathrm{f}}\\ \boldsymbol{u}_T\end{bmatrix} \tag{21}$$

式中：$\boldsymbol{u}_T=[\Delta T_1,\Delta T_2,\cdots,\Delta T_{14}]^{\mathrm{T}}$。推力受到约束条件限制为 $T_{\min}\leqslant T\leqslant T_{\max}$。高升力螺旋桨推进器推力 $T_{\min}$ 为 0 N，$T_{\max}$ 为 700 N，巡航螺旋桨推进器推力 $T_{\min}$ 为 0 N，$T_{\max}$ 为 963 N。

2 横侧向控制策略

偏航/滚转控制通过控制 DEP 飞机的各个螺旋桨推进器推力实现飞行轨迹偏航。该控制系统使用传统的 PID 控制，PID 控制器是一种经典的反馈控制器，广泛应用于工业控制和自动化系统中。其基于当前误差、过去误差及误差变化率的反馈信息，通过调节比例项、积分项和微分项来实现系统的稳定性和动态响应。

PID 控制器传递函数[21] 为

$$G(s)=K_{\mathrm{p}}+\frac{K_{\mathrm{i}}}{s}+K_{\mathrm{d}}s=\frac{K_{\mathrm{d}}s^2+K_{\mathrm{p}}s+K_{\mathrm{i}}}{s} \tag{22}$$

式中：K_{p}、K_{i}、K_{d} 分别为比例、积分和微分系数。为统一参数设置，每个 PID 控制器的 K_{p}、K_{i}、K_{d} 都与推进器在机翼上的展向位置有关。

PID 控制器参数定义为

$$\begin{cases}K_{\mathrm{p},i}=K_{\mathrm{p}}x_{T,i}\\ K_{\mathrm{i},i}=K_{\mathrm{i}}x_{T,i}\\ K_{\mathrm{d},i}=K_{\mathrm{d}}x_{T,i}\end{cases} \tag{23}$$

2.1 偏航控制回路

偏航角控制回路通过给定期望的偏航角，与反馈的实际偏航角求差得到偏航角误差，采用 DEP 系统调节各个推进器的推力差异，减小偏航角误差。控制回路结构如图 4 所示。

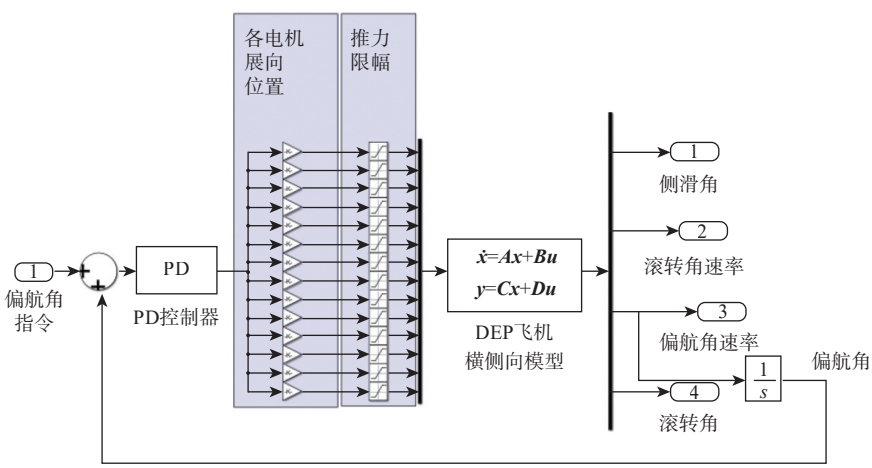


图 4 偏航控制回路结构

Fig. 4 Yaw control loop structure

偏航控制回路开环的幅值响应曲线与相位响应曲线如图 5 所示。幅值裕度为−22.9 dB，相角裕度为 86.3°，相角裕度较大，说明系统在相位方面具有显著的稳定性余量，这在一定程度上补偿了幅值裕度不足的问题。

在幅值响应曲线中，低频段的幅值接近 50 dB，显示出系统在低频段对信号具有较强的放大效果，适合对低频偏航角命令的响应。随着频率的增加，幅值逐渐下降，并在频率约为 10^0 rad/s 附近接近 0 dB，说明系统增益在此频段开始减弱，对高频扰动有一定的抑制效果。在更高频段，幅值继续降低，表明系统在高频段抑制能力较强，有助于稳定性。

在相位响应曲线中，相位在低频段接近−90°，随后在 10^{-1} rad/s 附近出现一个峰值，达到 0°以上，表示该频率附近的相位滞后相对较小，增强了系统

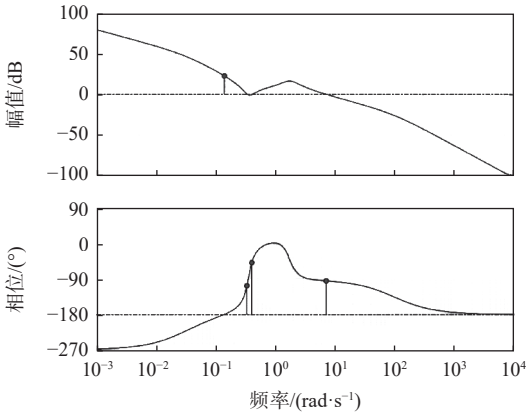


图 5　偏航控制回路开环伯德图

Fig. 5　Open-loop Bode plot of yaw control loop

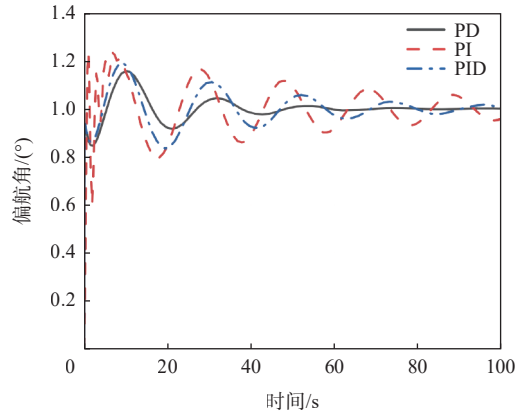


图 6　偏航控制阶跃响应

Fig. 6　Yaw control step response

的动态响应能力。相位逐渐下降, 在高频段接近−180°, 表明系统在高频下可能接近稳定性边界, 但未超出危险区间。

从图 6 和表 1 得出, 比例-微分(proportional-derivative, PD)控制系统的上升时间、调节时间和超调量都优于比例-积分(proportional-integral, PI)控制。PD 控制相较于 PID 控制系统超调量与调节时间都较小。这表明, PD 系统响应速度快, 达到良好的控制效果。

表 1　偏航控制回路不同 PID 控制对比

Table 1　Comparison of different PID controls for yaw control loop

控制方式	上升时间/s	超调量/%	调节时间/s	稳态误差
PD	0.148	15.9	44.6	0
PI	0.467	25.4	149.0	0
PID	0.148	19.0	85.6	0

2.2　滚转控制回路

滚转角控制回路的作用是将飞机的滚转角稳定至期望值。在 DEP 飞机中, 通过调节不同推进器的推力差异来控制滚转角, 并作为反馈以增加回路阻尼特性, 虽然会因此降低系统的开环增益, 但能够实现更平稳的姿态控制和良好的稳态精度。控制回路结构如图 7 所示。

滚转控制回路开环的幅值响应曲线与相位响应曲线如图 8 所示。系统是稳定的, 幅值裕度为 −31.3 dB, 相角裕度为 60.8°, 相角裕度较大, 意味着在相角方面系统有较强的稳定性余量。

在幅值响应曲线中, 低频区域的幅值较高, 说明系统在低频段对滚转信号具有较强的增益作用, 能够有效放大低频的输入信号。这反映了系统在低频扰动下的响应敏感性和对低频信号的控制能力。随着频率的升高, 幅值逐渐下降, 在 10^0 rad/s 左右出现了 0 dB 交点, 标志着系统增益从正增益转为衰减, 对高频扰动的放大能力减弱。

在相位响应曲线中, 低频区域的相位接近−180°, 显示出系统在低频下的显著滞后效应, 说明响应速度较慢。随着频率增加, 相位逐渐上升并达到峰值, 这一变化显示出系统在中频段存在相位补偿的能力, 使相角裕度达到 60.8°。较大的相角裕度意味着系统在相位方面具有较强的稳定性余量, 这提供

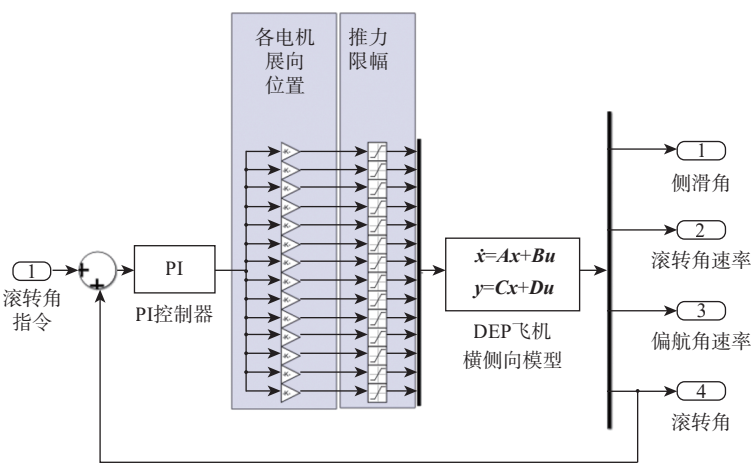


图 7　滚转控制回路结构

Fig. 7　Roll control loop structure

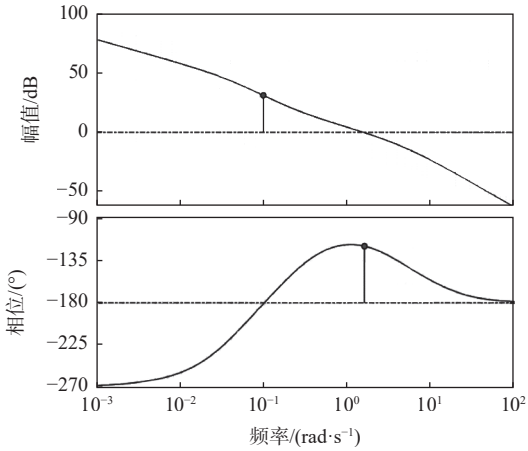


图 8 滚转控制回路开环伯德图

Fig. 8 Open loop Bode plot of the roll control loop

了额外的相位容错能力，在一定程度上缓解增益不稳定带来的影响。

从图 9 和表 2 得出，PI 控制系统的上升时间及调节时间都优于 PD 控制与 PID 控制，虽然 PI 控制超调量比 PD 控制和 PID 控制稍大，但 PD 控制有稳态误差，PID 控制效果与 PD 控制基本一致，因此，滚转控制采用 PI 控制。

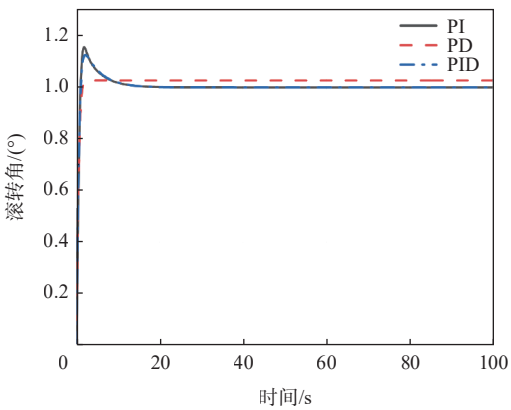


图 9 滚转控制阶跃响应

Fig. 9 Roll control step response

表 2 滚转控制回路不同 PID 控制对比

Table 2 Comparison of different PID controls for the roll control loop

控制方式	上升时间/s	超调量/%	调节时间/s	稳态误差
PI	0.771	15.6	9.67	0
PD	1.000	0	1.72	0.03
PID	0.784	12.7	9.75	0

在偏航控制系统采用 PD 控制、滚转控制系统采用 PI 控制时，偏航与滚转运动具有最优控制效果。PID 控制参数的选取根据不同 K_p、K_i 和 K_d 值阶跃响应，由图 10 可知，滚转控制回路中 K_p 为 4.53 的响应超调量均小于 K_p 为 2 和 K_p 为 6.5 的超调量，且上升时间和调节时间都优于 K_p 为 2 的响应，与 K_p 为 6.5 时的上升时间和调节时间相差极小。故选择 K_p 为 4.53。同理，其他参数均运用该方法选取。PID 控制器参数如表 3 所示。

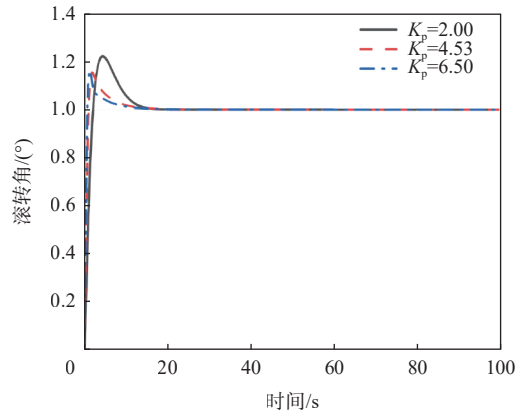


图 10 不同 K_p 值的滚转控制系统阶跃响应

Fig. 10 Step response diagram of roll control system with different K_p values

表 3 PID 控制器参数

Table 3 PID controller parameters

控制回路	K_p	K_i	K_d
偏航	5.00	0	2
滚转	4.53	0.21	0

3 仿真结果及分析

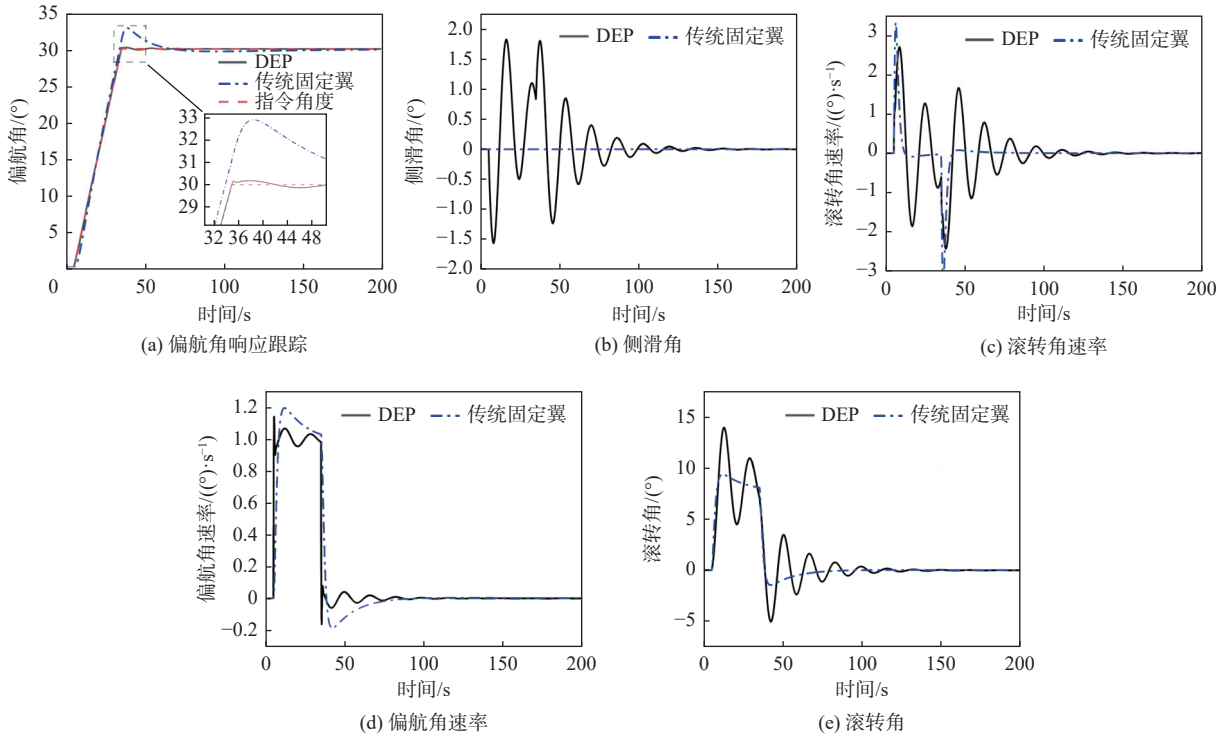
采用 MATLAB/Simulink 软件进行仿真验证，针对差动控制进行了仿真实验，旨在验证其对飞机横侧向姿态的影响及控制效果。

3.1 差动偏航控制仿真

在仿真实验中，模拟飞机在接收偏航角度指令时，DEP 飞机只利用动力差动控制飞机偏航运动，不使用方向舵和副翼进行姿态控制。传统固定翼飞机使用方向舵和副翼进行姿态控制。

飞机仿真飞行条件为：飞机处于巡航平飞状态，飞行速度为 77 m/s，高升力推进器推力为 221 N，巡航推进器推力为 511 N。仿真结果如图 11 和图 12 所示。

当飞机在巡航状态下，5 s 后发出偏航指令，指令为斜率为 1、0°～30°的斜坡信号，DEP 和传统固定翼飞机的实际偏航角能快速跟踪给定信号，偏航角的稳态误差都为 0，但传统固定翼飞机相比 DEP 飞机有较大超调量。DEP 飞机在偏航过程中只有多个推进器共同协调控制，而推进器的 PAI 响应使飞机产生滚转力矩，因此，DEP 的侧滑角、滚转角速率、偏航角速率、滚转角在姿态变化过程中均有所波动。传统固定翼飞机通过方向舵与副翼的协调操纵来平衡滚转力矩和偏航力矩，因此，侧滑角、滚转角速率、偏航角速率及滚转角变化较为平缓，偏航操作结束后各状态量均能恢复到巡航状态值。

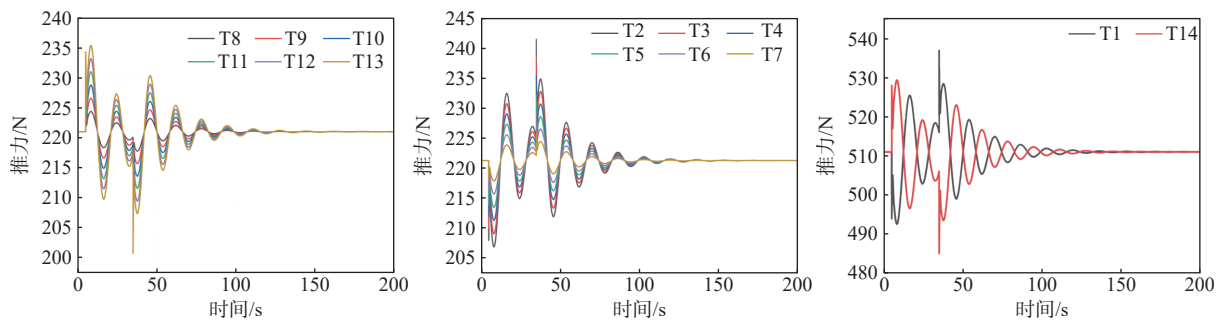


(a) 偏航角响应跟踪　(b) 侧滑角　(c) 滚转角速率

(d) 偏航角速率　(e) 滚转角

图 11　偏航运动中状态变化

Fig. 11　State changes during yaw motion



(a) 右机翼高升力推进器推力　(b) 左机翼高升力推进器推力　(c) 巡航推进器推力

图 12　偏航时控制器输出推力指令

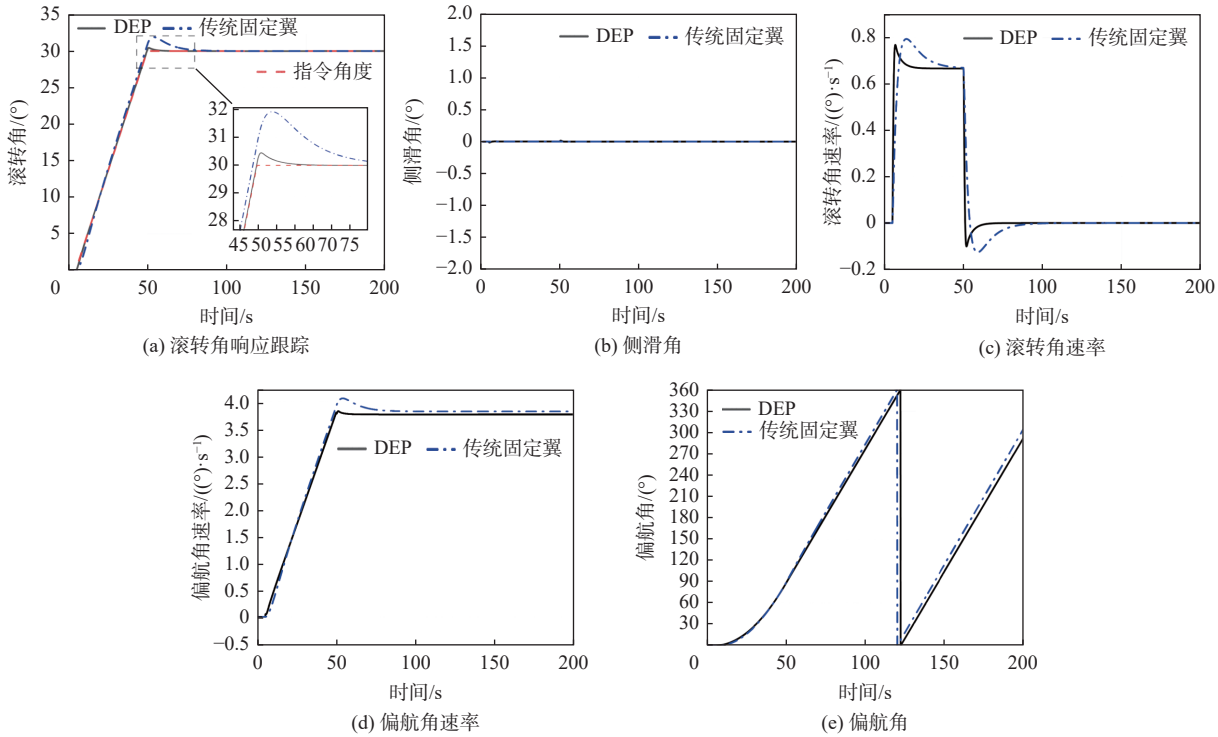
Fig. 12　Controller outputs thrust command during yaw

DEP 飞机推进器编号从左到右依次为 T1、T2、…、T14。由图 12 可知, 飞机在偏航过程中, 单侧机翼的各个推进器推力变化与推进器在机翼的展向位置相关。距离飞机重心越远, 推力输出的变化量越大, 左右两侧的推力变化量一致, 但推力变化方向相反。在偏航完成后, 各个推进器推力回归于初始推力。

3.2　差动滚转控制仿真

DEP 飞机滚转仿真中, 不同推进器产生的非对称滑流升力被用于飞机滚转运动。仿真飞行条件与偏航控制工况保持一致。由于 DEP 采用动力差动实现滚转操纵, 在生成滚转力矩的同时, 不可避免地产生附加偏航力矩, 表现出明显的耦合特性。因此, 使用方向舵偏转抵消动力差动所引起的偏航力矩, 副翼不做任何响应。传统固定翼飞机使用方向舵和副翼进行滚转控制。仿真结果如图 13 和图 14 所示。

飞机在定直平飞状态下, 5 s 时给予滚转 30°的斜坡信号, 由图 13 可知, DEP 飞机实际滚转角有更好的跟踪性能。滚转角随时间增加而逐渐接近指令角度并最终稳定在指令角度值。在时间 50 s 左右, 滚转角达到与指令角度相同的 30°, 并保持稳定。而传统固定翼飞机超调量较大, 稳定时间也较长。这表明, DEP 飞行控制系统能够准确地执行给定的指令, 且侧滑角几乎毫无变化, 而达到目标角度后保持稳定, 滚转角速率也有所波动, 并在滚转完成后回归于初始状态, 说明了系统的高跟踪精度和良好的控制性能。滚转运动完成后, 偏航角速率保持恒定不变, 偏航角线性增大, 飞机进入定向盘旋状态。

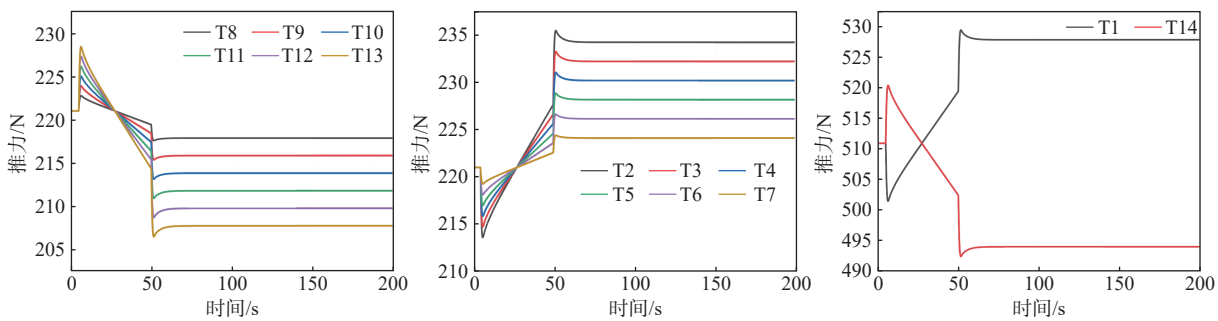


(a) 滚转角响应跟踪　(b) 侧滑角　(c) 滚转角速率

(d) 偏航角速率　(e) 偏航角

图 13　滚转过程中状态变化

Fig. 13　Status changes during rolling



(a) 右机翼高升力推进器推力　(b) 左机翼高升力推进器推力　(c) 巡航推进器推力

图 14　滚转时控制器输出推力指令

Fig. 14　Controller outputs thrust command during roll manoeuvres

由图 14 可知，高升力推进器 T2～T7 初始状态下具有相同的推力值，然后开始减少，T2 推进器的推力减小至停止工作。而高升力推进器 T8～T13 开始增加，巡航推进器 T1 与 T14 在滚转机动中提供主要差动滚转力矩，作用显著。协调一致调整飞机电力推进系统的推力，以控制飞机的滚转角。

4　结　论

考虑滑流效应建立了一种 DEP 飞机模型，以 X-57 飞机为受控对象，设计 PID 控制器，使飞机进行偏航和滚转运动，结果表明：

1）在偏航运动过程中，采用差动控制飞机能够有效跟踪偏航角度指令，并实现了几乎无超调和稳态误差的控制效果，而采用舵面控制飞机的超调量较大。由于受螺旋桨滑流影响且无舵面控制，DEP 飞机相较于传统固定翼飞机滚转角波动较大，但完成偏航指令后，滚转角回归定直平飞状态。

2）在滚转运动过程中，DEP 飞机利用不同推力的推进器产生的滑流效应实现了滚转运动的控制，并保持了稳定的飞行状态。通过协调调整飞机电力推进系统的推力，成功控制飞机滚转运动。相较于传统固定翼飞机，DEP 的滚转控制响应更优；但在滚转过程中，动力差动在产生滚转力矩的同时，会耦合出偏航力矩，仍需依靠方向舵偏转进行配平与抵消。

3）通过建立考虑 PAI 效应的 DEP 飞机模型，只通过动力控制实现了 DEP 飞机偏航与滚转，其控制效果优于传统固定翼飞机舵面控制，提高了飞机的稳定性和操控性。仿真结果表明，基于 DEP 系统的横侧向控制策略，利用多个推进器的协调作用实

现了对飞机姿态的精确控制。进一步的, 通过完善 PAI 效应模型, 使 DEP 飞机模型更精确。

参考文献（References）

[1] Hardin L, Tillman G, Sharma O, et al. Aircraft system study of boundary layer ingesting propulsion[C]//Proceedings of the 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2012.

[2] Ko A, Leifsson L, Schetz J, et al. MDO of a blended-wing-body transport aircraft with distributed propulsion[C]//Proceedings of the AIAA's 3rd Annual Aviation Technology, Integration, and Operations Forum. Reston: AIAA, 2003.

[3] 孔祥浩, 张卓然, 陆嘉伟, 等. 分布式电推进飞机电力系统研究综述[J]. 航空学报, 2018, 39(1): 46-62.
Kong X H, Zhang Z R, Lu J W, et al. Review of electric power system of distributed electric propulsion aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(1): 46-62(in Chinese).

[4] Freeman J L, Klunk G T. Dynamic flight simulation of spanwise distributed electric propulsion for directional control authority[C]//Proceedings of the 2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-15.

[5] Winborn Jr B R. ADAM III V/STOL concept[J]. Journal of Aircraft, 1970, 7(2): 175-181.

[6] Ko A, Schetz J A, Mason W H. Assessment of the potential advantages of distributed-propulsion for aircraft[C]//Proceedings of the 16th International Symposium on Air Breathing Engines. Cape Verde Islands: ISABE, 2003.

[7] Kim H D, Saunders J D. Embedded wing propulsion conceptual study: NASA/TM-2003-212696[R]. Washington, D. C. : NASA, 2003.

[8] Kim H D, Felder J L, Tong M T, et al. Revolutionary aeropropulsion concept for sustainable aviation: turboelectric distributed propulsion[C]//Proceedings of the 21st International Symposium on Air Breathing Engines. Busan: ISABE, 2013.

[9] Kim H D. Distributed propulsion vehicles[C]//Proceedings of the 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. Nice: Optimage Ltd. , 2010.

[10] Lu L K, Turkoglu K. H_∞ loop-shaping robust differential thrust control methodology for lateral/directional stability of an aircraft with a damaged vertical stabilizer[C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 2016.

[11] Weng L H, Zhang X, Yao T K, et al. A thrust cooperative control strategy of multiple propulsion motors for distributed electric propulsion aircraft[J]. World Electric Vehicle Journal, 2021, 12(4): 199.

[12] Kou P, Wang J, Liang D L. Powered yaw control for distributed electric propulsion aircraft: a model predictive control approach[J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2021, 7(4): 3006-3020.

[13] 尤顺, 寇鹏, 姚轩宇, 等. 分布式电推进飞机动力偏航非线性动态逆控制[J]. 航空动力学报, 2024, 39(2): 20220222.
You S, Kou P, Yao X Y, et al. Nonlinear dynamic inversion for the powered yaw control of distributed electric propulsion aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(2): 20220222(in Chinese).

[14] Perry A T, Ansell P J, Kerho M F. Aero-propulsive and propulsor cross-coupling effects on a distributed propulsion system[J]. Journal of Aircraft, 2018, 55(6): 2414-2426.

[15] Pfeifle O, Frangenberg M, Notter S, et al. Distributed electric propulsion for yaw control: testbeds, control approach, and flight testing[C]//Proceedings of the AIAA AVIATION 2021 FORUM. Reston: AIAA, 2021: 3192.

[16] Deere K A, Viken J K, Viken S A, et al. Computational analysis of the X-57 maxwell airplane at unpowered conditions (preliminary fuselage)[M]. Washington, D. C.: NASA Technical Memorandum, 2022.

[17] Etkin B, Reid L D. Dynamics of flight: stability and control[M]. 3rd ed. New York: Wiley, 1996.

[18] Deere K A, Viken S, Carter M B, et al. Computational component build-up for the X-57 Maxwell distributed electric propulsion aircraft[C]//Proceedings of the 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2018.

[19] Patterson M D. Conceptual design of high-lift propeller systems for small electric aircraft[D]. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2016.

[20] De Vries R, Brown M T, Vos R. A preliminary sizing method for hybrid-electric aircraft including aero-propulsive interaction effects[C]//Proceedings of the Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Reston: AIAA, 2018.

[21] 胡寿松. 自动控制原理[M]. 7 版. 北京: 科学出版社, 2019.
Hu S S. Principle of automatic control[M]. 7th ed. Beijing: Science Press, 2019(in Chinese).

Lateral directional control of aircraft based on distributed electric propulsion concept

WANG Bin，YANG Youxu*，FU Junquan，DUAN Yiwei，SHEN Junhui，WU Yifei

(School of Flight Vehicle and Engineering，Nanchang Hangkong University，Nanchang 330063，China)

Abstract：Distributed electric propulsion (DEP) aircraft used multiple motor-propeller system distributed on the body to provide thrust and this configuration offers a new strategy for lateral control of the aircraft. The aerodynamic effects of distributed slipstream were taken into account when developing the flight dynamics model for DEP aircraft. The traditional proportional-integral-derivative (PID) control algorithm was used to adjust the power output of the DEP system, controlling the aircraft's lateral movement to improve flight stability and controllability. The results show that during yaw motion, the aircraft uses differential thrust control effectively tracking yaw angle commands, achieving a 30° yaw and reaching excellent con-trol performance. The airplane maintains a stable flight state during roll motion by using the slipstream lift effect of various thrust propellers to achieve a 30° roll.

Keywords：distributed electric propulsion；differential thrust；PID control；propulsion airframe interaction effects；flight control

Received：2024-09-10；**Accepted**：2024-11-15；**Published Online**：2024-11-19 16：12

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20241119.1356.004

Foundation items：Fundamental Reinforcement Project Fund (2022-JCJQ-JJ-1135)； Jiangxi Province "Double Thousand Plan" Talent Project (CK202006470)

* **Corresponding author**. E-mail：zgdy_1@163.com