# OPRACOWANIE I WALIDACJA MODELU SYMULACYJNEGO QUADROTORA NA POTRZEBY ANALIZY WYKORZYSTANIA ENERGII PODCZAS LOTU

## MARIUSZ JACEWICZ, ROBERT GŁĘBOCKI, DARIUSZ MIEDZIŃSKI

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Zaklad Mechaniki e-mail: mariusz.jacewicz@pw.edu.pl; robert.glebocki@pw.edu.pl; dariusz.miedzinski2.dokt@pw.edu.pl

Bezzałogowe statki powietrzne typu quadrotor znajdują obecnie coraz więcej zastosowań. Jednym z najważniejszych ograniczeń bezzałogowych wiropłatów jest niewielki zasób energii dostępnej na pokładzie, co przekłada się na małą długotrwałość lotu. Celem pracy było stworzenie modelu symulacyjnego mogącego służyć do badania wykorzystania energii przez quadrotora oraz planowania jego trasy przelotu. Platforma testowa wyposażona została w redundantne jednostki nawigacji bezwładnościowej, odbiornik systemu nawigacji satelitarnej, telemetrię oraz kamerę. W celu zbadania dynamiki lotu quadrotora opracowano model matematyczny o sześciu stopniach swobody. Parametry modelu zostały wyznaczone poprzez badania eksperymentalne w warunkach laboratoryjnych. Stworzono model zużycia energii przez silniki elektryczne oraz podsystemy pokładowe, jak również model akumulatora pokładowego. Przedstawiono strukturę autopilota. Stworzony model matematyczny został zaimplementowany w środowisku MATLAB/Simulink, a następnie zwalidowany w oparciu o dostępne wyniki badań w locie. Opracowane narzędzie obliczeniowe może zostać wykorzystane w praktycznych zastosowaniach do zadań planowania i optymalizacji trajektorii pod kątem minimalizacji zużycia energii.

## 1. Wprowadzenie

W ostatnich latach bezzałogowe statki powietrzne typu quadrotor stały się coraz bardziej popularne [1]-[4]. Znajdują zastosowanie w obszarach takich jak: misje poszukiwawczo-ratunkowe, monitorowanie obszarów, rozpoznanie, dostarczanie ładunków, itd. Bezzałogowe quadrotory zazwyczaj napędzane są bezszczotkowymi silnikami elektrycznymi zasilanymi z akumulatorów litowo-jonowych lub litowo-polimerowych. Jedną z istotnych wad quadrotorów jest wysokie zużycie energii przez silniki [5]-[7]. Czas lotu typowych konstrukcji z reguły nie przekracza kilkudziesięciu minut. Długotrwałość lotu można zwiększyć na różne sposoby: poprzez redukcję masy, zmniejszenie oporu, poprawę efektywności silników, wymianę/doładowywanie akumulatora lub odpowiednie zaplanowanie trajektorii. Dron, realizując swoją misję, musi wykonać serię manewrów (wznoszenie, zniżanie, zakręty, lot wzdłuż odcinka, itd.). Do realizacji każdego z manewrów konieczne jest zużycie pewnej ilości energii. Zagadnienie zapotrzebowania na energię w kontekście bezzałogowych wiropłatów w ostatnich latach stało się przedmiotem zainteresowania wielu badaczy. Przeglądy różnych modeli energetycznych zostały opracowane między innymi przez Zhanga [8] oraz Beigiego [9]. Modele wykorzystania energii można podzielić na trzy główne kategorie.

Do pierwszej, najczęściej stosowanej kategorii, można zaliczyć modele bazujące bezpośrednio na równaniach ruchu. Lu i in. [2] przedstawili model dynamiki quadrotora i silników elektrycznych, a następnie zastosowali go w zagadnieniu optymalizacji trajektorii. Podobnie, Morbidi w swoich pracach [4], [10] zaproponował model zużycia energii i zaprezentował jak może on zostać wykorzystany do wyliczenia najkorzystniejszego pod względem ilości zużytej energii toru lotu. W tym kontekście istotny wkład w rozwój tego rodzaju modeli wniosły badania przeprowadzone przez Yacefa [11]-[13]. Jee i Cho [14] zastosowali tego rodzaju model do zbadania wykorzystania energii w podstawowych manewrach (wznoszenie, lot wzdłuż odcinka, opadanie). Również Li [15] zastosował ten sposób modelowania w badaniach nad optymalizacją trajektorii. Niewątpliwą zaletą tego rodzaju modeli jest możliwość uzyskania wglądu w dynamikę poszczególnych zjawisk. Wspólną cechą i głównym mankamentem takiego podejścia do badań nad zużyciem energii jest fakt, iż wspomniane modele wymagają dużej liczby parametrów, których wyznaczenie jest niekiedy problematyczne.

Do kategorii drugiej zaliczyć można modele typu "czarna skrzynka" [16]-[18]. Alyassi [19] zaprezentował wyniki badań eksperymentalnych dla trzech różnych dronów, a następnie, bazując na metodach regresji, uzyskał uproszczone modele zużycia energii. Abeywickrama w swoich pracach [20], [21] zbadała wpływ szeregu czynników (wysokość lotu, masa ładunku płatnego, szybkość lotu) na zużycie energii. Z kolei Steup [22] wykorzystał metodę uczenia maszynowego do stworzenia modelu energetycznego. Istotną zaletą tychże metod jest brak wymogu znajomości parametrów quadrotora [19]. Z drugiej strony nie pozwalają one na uzyskanie wglądu w zjawiska występujące podczas lotu.

Do trzeciej grupy zaliczyć można modele energetyczne bazujące na aeromechanice wiropłatów [23]-[26]. W tym kontekście najczęściej wykorzystuje się teorię strumieniową [27]-[30]. Użycie teorii elementu łopaty było proponowane w pracy Liu i in. [31]. Wadą tego rodzaju modeli jest konieczność iteracyjnego wyznaczania prędkości indukowanej co jest kosztowne obliczeniowo [32].

W wielu wspomnianych tutaj pracach rozważano jedynie zużycie energii elektrycznej przez silniki, zaniedbując zapotrzebowanie energetyczne przez elektroniczne systemy pokładowe. Takie podejście może powodować zawyżenie oszacowania czasu trwania lotu. Często prezentowane w literaturze modele nie były w ogóle walidowane lub porównania z danymi eksperymentalnymi, dotyczyły jedynie danych dla lotów wykonanych wewnątrz budynków, czyli z pominięciem zjawiska wiatru. Wiele zaproponowanych do tej pory modeli cechuje się licznymi uproszczeniami.

Wartością dodaną niniejszego artykułu jest przedstawienie wyników walidacji modelu symulacyjnego quadrotora z użyciem danych pozyskanych w warunkach rzeczywistych. Stworzone narzędzie obliczeniowe może znaleźć praktyczne zastosowanie w badaniach nad zużyciem energii podczas lotu quadrotora. Modułowa struktura symulatora umożliwia jego dostosowanie do innych tego rodzaju konstrukcji.

Struktura pozostałej części artykułu jest następująca. W rozdziale 2 przedstawiono opis quadrotora wykorzystanego jako platforma testowa. Rozdział 3 dotyczy opracowanego modelu matematycznego. Rozdział 4 poświęcono wynikom testów w locie, które porównano z rezultatami symulacji komputerowej. Na końcu pracy zamieszczono podsumowanie oraz sugestię dotyczącą dalszych możliwych kierunków badań.

#### 2. Platforma testowa

Jako platformę testową wykorzystano niewielkiego quadrotora, którego konstrukcja bazuje na dostępnych komercyjnie komponentach (rys. 1). Masa quadrotora wynosi 4,689 kg, natomiast momenty bezwładności  $I_{xx} = 0,075716 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ,  $I_{yy} = 0,084124 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$  oraz  $I_{zz} = 0,126437 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ . Poszczególne wielkości wyznaczono eksperymentalnie i dodatkowo sprawdzono za pomocą modelu bryłowego CAD.

Średnica każdego śmigła wynosi 0,4572 m, a jego skok 0,1549 m. Maksymalna prędkość kątowa śmigieł ma wartość 6000 obr/min, natomiast podczas zawisu obracają się one z prędkością około 3200 obr/min. Kierunki obrotu śmigieł zostały zaznaczone strzałkami na rys. 1 (w widoku z góry śmigła 1 i 3 obracają się przeciwnie do ruchu wskazówek zegara, a 2 i 4 zgodnie z ruchem wskazówek zegara). Wektory położenia kolejnych śmigieł w układzie współrzęd-



Rys. 1. Quadrotor wykorzystany do badań (zaznaczono układ współrzędnych i numerację śmigieł)

nych związanym z obiektem  $O_n x_n y_n z_n$  dane są następująco:  $\mathbf{r}_{R1} = [0,2475, 0,2475, -0,074] \text{ m},$  $\mathbf{r}_{R2} = [-0,2475, 0,2475, -0,074] \text{ m}, \quad \mathbf{r}_{R3} = [-0,2475, -0,2475, -0,074] \text{ m}, \quad \mathbf{r}_{R4} = [0,2475, -0,2475, -0,074] \text{ m}.$ 

Quadrotor cechuje się stosunkowo długim czasem lotu (około 71 min przy masie ładunku użytecznego 0,5 kg). Kadłub wykonany jest ze stopów aluminium dzięki czemu została zredukowana jego masa. Obiekt wyposażony jest w autopilota Orange Cube [33] zawierającego redundantne czujniki: ICM20948 (9-osiowe IMU), ICM20649 (6-osiowe IMU), ICM20602 (6-osiowe IMU), oraz dwa czujniki ciśnienia MS5611. W skład wyposażenia wchodzi także moduł nawigacji Here 3 GPS GNSS, modem układu telemetrii RFD868x oraz Raspberry Pi. Oprzyrządowanie pomiarowe pozwala na rejestrację prędkości, pozycji, prędkości kątowych, przyspieszeń liniowych oraz parametrów pracy baterii. Dodatkowo obiekt wyposażony jest w cyfrową kamerę zamocowaną na przegubie Cardana.

#### 3. Model matematyczny

#### 3.1. Dynamiczne równania ruchu quadrotora

W celu stworzenia numerycznej symulacji lotu quadrotora koniecznym było opracowanie jego modelu matematycznego. Pominięto wpływ ruchu obrotowego Ziemi. Założono, że gęstość powietrza zmienia się z wysokością lotu według modelu Atmosfery Standardowej. Układy współrzędnych zastosowane w modelu przedstawiono na rys. 2.

Równania ruchu mają postać

$$\begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} X_b \\ Y_b \\ Z_b \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix}$$
(3.1)



Rys. 2. Układy współrzędnych przyjęte w modelu

oraz

$$\begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} = \mathbf{I}^{-1} \begin{bmatrix} L_b \\ M_b \\ N_b \end{bmatrix} - \mathbf{I}^{-1} \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix} \mathbf{I} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix}$$
(3.2)

gdzie U, V, W to składowe wektora prędkości liniowych, P, Q, R to prędkości kątowe,  $\mathbf{I} = \text{diag}(1, 1, 1)$  to macierz jednostkowa,  $X_b, Y_b, Z_b$  to siły, natomiast  $L_b, M_b, N_b$  to momenty. Związki kinematyczne pomiędzy pochodnymi pozycji w układzie współrzędnych  $O_n x_n y_n z_n$  oraz składowymi wektora prędkości w układzie  $O_b x_b y_b z_b$  dane są jako

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_n \\ \dot{y}_n \\ \dot{z}_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} e_0^2 + e_1^2 - e_2^2 - e_3^2 & 2(e_1e_2 - e_0e_3) & 2(e_0e_2 - e_1e_3) \\ 2(e_0e_3 - e_1e_2) & e_0^2 - e_1^2 + e_2^2 - e_3^2 & 2(e_2e_3 - e_0e_1) \\ 2(e_1e_3 - e_0e_2) & 2(e_0e_1 - e_2e_3) & e_0^2 - e_1^2 - e_2^2 + e_3^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix}$$
(3.3)

natomiast  $e_0, e_1, e_2, e_3$  są składowymi kwaternionu wyznaczanymi z zależności

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_0 \\ \dot{e}_1 \\ \dot{e}_2 \\ \dot{e}_3 \end{bmatrix} = -\frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & P & Q & R \\ -P & 0 & -R & Q \\ -Q & R & 0 & -P \\ -R & -Q & P & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_0 \\ e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix} - kE \begin{bmatrix} e_0 \\ e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix}$$
(3.4)

gdzie k jest współczynnikiem sprzężenia zwrotnego takim, że  $kh_i \leq 1$ , natomiast  $h_i$  jest krokiem całkowania numerycznego równań ruchu, zaś  $E = e_0^2 + e_1^2 + e_2^2 + e_3^2 - 1$ .

# 3.2. Siły i momenty sił działające na bezzałogowy statek powietrzny

Siły całkowite  $\mathbf{F}_b$  działające na quadrotora obliczono jako sumę sił grawitacyjnych  $\mathbf{F}_g$  od silników elektrycznych  $\mathbf{F}_m$  i aerodynamicznych (od kadłuba)  $\mathbf{F}_a$ . W analogiczny sposób obliczono też momenty

$$\mathbf{F}_{b} = \begin{bmatrix} X_{b} \\ Y_{b} \\ Z_{b} \end{bmatrix} = \mathbf{F}_{g} + \mathbf{F}_{m} + \mathbf{F}_{a} \qquad \mathbf{M}_{b} = \begin{bmatrix} X_{b} \\ Y_{b} \\ Z_{b} \end{bmatrix} = \mathbf{M}_{g} + \mathbf{M}_{m} + \mathbf{M}_{a}$$
(3.5)

Siły pochodzące od grawitacji obliczono jako

$$\mathbf{F}_{g} = mg \begin{bmatrix} -\sin\Theta\\\sin\Phi\cos\Theta\\\cos\Phi\cos\Theta \end{bmatrix}$$
(3.6)

Przyjęto, że początek układu  $O_b x_b y_b z_b$  znajduje się w środku masy, a zatem  $\mathbf{M}_g = [0, 0, 0]^{\mathrm{T}}$ . Siły generowane przez silniki wyznaczone jako

$$\mathbf{F}_{m} = \sum_{i=1}^{4} \mathbf{F}_{Ri} = \sum_{i=1}^{4} [0, 0, -T_{i}]^{\mathrm{T}}$$
(3.7)

natomiast momenty dane są jako

$$\mathbf{M}_{m} = \sum_{i=1}^{4} \mathbf{M}_{Ri} = \sum_{i=1}^{4} \mathbf{r}_{Ri} \times \mathbf{F}_{Ri} + (-1)^{i} [0, 0, -M_{i}]^{\mathrm{T}}$$
(3.8)

Ciąg generowany przez *i*-te śmigło został obliczony z zależności [2], [34], [35]

$$T_i = \rho S_p R_p^2 k_f \Omega_i^2 \tag{3.9}$$

gdzie  $\rho$  to gęstość powietrza (zmienna z wysokością),  $S_p$  pole powierzchni śmigła,  $R_p$  promień śmigła,  $k_f$  współczynnik ciągu (w tym przypadku 9,32 $\cdot 10^{-5}$  N/obr<sup>2</sup>), natomiast  $\Omega_i$  to prędkość kątowa *i*-tego śmigła. Moment oporowy wyznaczono za pomocą wzoru [2], [34]

$$M_i = \rho S_p R_p^3 k_m \Omega_i^2 \tag{3.10}$$

gdzie  $k_m$ to współczynnik momentu oporowego (do obliczeń przyjęto 9,37·10^{-6}\,\rm Nm/obr^2).

Siły aerodynamiczne dane są jako

$$\mathbf{F}_a = qS[C_X \cos\alpha \cos\beta, C_X \sin\beta, C_X \sin\alpha \cos\beta]^{\mathrm{T}}$$
(3.11)

gdzie  $\alpha$ to kąt natarcia, <br/>  $\beta$ to kąt ślizgu, natomiast  $C_X$ jest współczynnikiem oporu. Momenty a<br/>erodynamiczne mają postać

$$\mathbf{M}_a = qSd[C_L, C_M, C_N]^{\mathrm{T}} \tag{3.12}$$

gdzie  $C_L, C_M, C_N$  są współczynnikami momentu przechylającego, pochylającego i odchylającego.

# 3.3. Model wiatru

Jednym z istotnych czynników mających istotny wpływ na zużycie energii przez badanego quadrotora jest wiatr. Dzieje się tak między innymi dlatego, że szybkość lotu jest tego samego rzędu jak szybkość wiatru. Model pola wiatru został stworzony jako suma dwóch elementów: podmuchów jednorodnych oraz modelu turbulencji. Składowe  $U_{Wn}$ ,  $V_{Wn}$ ,  $W_{Wn}$  wektora prędkości wiatru w układzie  $O_n x_n y_n z_n$  obliczono jako

$$\begin{bmatrix} U_{Wn} \\ V_{Wn} \\ W_{Wn} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_{Wn}^{u} \\ V_{Wn}^{u} \\ W_{Wn}^{u} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} U_{Wn}^{t} \\ V_{Wn}^{t} \\ W_{Wn}^{t} \end{bmatrix}$$
(3.13)

gdzie  $U_{Wn}^u$ ,  $V_{Wn}^u$ ,  $W_{Wn}^u$  są składowymi wektora prędkości jednorodnego pola wiatru, natomiast  $U_{Wn}^t$ ,  $V_{Wn}^t$ ,  $W_{Wn}^t$  to składowe prędkości turbulencji. Składowe wektora prędkości napływu jednorodnego w układzie  $O_n x_n y_n z_n$  określone są jako

$$\begin{bmatrix} U_{Wn}^{u} \\ V_{Wn}^{u} \\ W_{Wn}^{u} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -V_{Wtot} \cos \Psi_{W} \\ -V_{Wtot} \sin \Psi_{W} \\ 0 \end{bmatrix}$$
(3.14)

gdzie  $\Psi_W$  oznacza azymut, z którego wieje wiatr (mierzony od północy zgodnie z ruchem wskazówek zegara w widoku z góry). Przykładowo,  $\Psi_W = 0^\circ$  oznacza wiatr wiejący z północy,  $\Psi_W = 90^\circ$ ze wschodu, itd. Z kolei  $V_{Wtot}$  to szybkość napływu strumienia jednorodnego.

Turbulencja jest zjawiskiem stochastycznym i trudnym do zamodelowania. Wykorzystano powszechnie stosowany w dynamice lotu model Dryden'a [36]. Szczegóły na temat zastosowanego modelu turbulencji można znaleźć w pracy [37].

Składowe wektora prędkości wiatru  $U_{Wn}$ ,  $V_{Wn}$ ,  $W_{Wn}$  wyznaczone według (3.13), zostały przetransformowane z układu  $O_n x_n y_n z_n$  do układu związanego z obiektem  $O_b x_b y_b z_b$  wedle zależności

$$\begin{bmatrix} U_W \\ V_W \\ W_W \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} e_0^2 + e_1^2 - e_2^2 - e_3^2 & 2(e_1e_2 - e_0e_3) & 2(e_0e_2 - e_1e_3) \\ 2(e_0e_3 - e_1e_2) & e_0^2 - e_1^2 + e_2^2 - e_3^2 & 2(e_2e_3 - e_0e_1) \\ 2(e_1e_3 - e_0e_2) & 2(e_0e_1 - e_2e_3) & e_0^2 - e_1^2 - e_2^2 + e_3^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_{Wn} \\ V_{Wn} \\ W_{Wn} \end{bmatrix}$$
(3.15)

### 3.4. Model układu sterowania

Ogólny schemat zastosowanej w modelu struktury autopilota został przedstawiony na rys. 3.



Rys. 3. Struktura układu autopilota

Wielkościami wejściowymi do układu autopilota są współrzędne punktu, do którego aktualnie powinien kierować się quadrotor. Użytkownik systemu zadaje listę punktów ze współrzędnymi, które definiują przebieg trasy lotu. Układ śledzenia zadanej trajektorii wylicza na bieżąco współrzędne  $x_{nc}$ ,  $y_{nc}$ ,  $z_{nc}$  punktu, do którego powinien skierować się quadrotor oraz kąt odchylenia  $\Psi_c$ . Błędy sterowania (uchyby) dotyczące położenia są obliczane poprzez odjęcie od  $x_{nc}$  oraz  $y_{nc}$  wartości aktualnej pozycji  $x_n$  i  $y_n$ . Następnie wyliczane są zadane szybkości przemieszczania w kierunku północ-południe  $U_{nc}$  oraz w kierunku wschód-zachód  $V_{nc}$ , które z kolei wykorzystywane są do wyliczenia uchybów szybkościowych w płaszczyźnie poziomej. Te z kolei po przekształceniu przez mieszacz służą do wyliczenia zadanych kątów przechylenia  $\Phi_c$  oraz pochylenia  $\Theta_c$ .

Układ stabilizacji orientacji przestrzennej składa się z trzech połączonych równolegle torów przetwarzania sygnału. W każdym torze zastosowano dwie pętle działające w układzie kaska-

Do sterowania wysokością lotu służy osobny kanał. Jest to również układ kaskadowy, w którym pętla zewnętrzna reguluje wysokość, natomiast wewnętrzna służy do regulowania szybkości wznoszenia.

Wewnątrz każdej pętli zastosowano regulatory proporcjonalno-całkująco-różniczkujące. Wielkościami wyjściowymi z całego układu sterowania są prędkości kątowe każdego z czterech śmigieł. Więcej szczegółów na temat zastosowanego modelu układu sterowania można znaleźć w publikacji [38].

# 3.5. Model wykorzystania energii

Założono, że całkowita energia zużywana podczas lotu  $E_T$  stanowi sumę energii potrzebnej na zasilanie czterech silników elektrycznych  $E_R$  oraz potrzebnej do działania układów elektronicznych (autopilot, kamera, czujniki, nadajnik telemetrii)  $E_E$  [13], [39]

$$E_T = E_R + E_E \tag{3.16}$$

Całkowita energia zużywana przez cztery silniki elektryczne wyliczona została jako [4], [10], [12], [40]

$$E_R = \int_{t_0}^{t_f} \sum_{i=1}^{4} U_i(t) I_i(t) dt$$
(3.17)

gdzie  $U_i$  to napięcie na *i*-tym silniku,  $I_i$  prąd, natomiast  $t_f$  jest czasem lotu. Zależność (3.17) może być zapisana jako [7], [41]

$$E_R = \int_{t_0}^{t_f} \sum_{i=1}^{4} \tau_i(t) \Omega_i(t) dt$$
(3.18)

gdzie  $\tau_i$  jest momentem generowanym przez *i*-ty silnik, a  $\Omega_i$  jest prędkością kątową *i*-tego silnika. Równanie dynamiki silnika ma postać następującą

$$I_{zp}\hat{\Omega}_i(t) = \tau_i(t) - k_m \Omega_i^2(t) - D_v \Omega_i(t)$$
(3.19)

gdzie  $I_{zp}$  jest momentem bezwładności zespołu obracających się części, natomiast  $D_v$  jest współczynnikiem tłumienia wiskotycznego (przyjęto do obliczeń  $0,17 \cdot 10^{-3}$  Nm·s/rad). W celu zwiększenia wiarygodności modelu uwzględniono w modelu sprawność silnika  $f_{r,i}(\tau_i(t), \Omega_i(t))$  [7], [41]

$$E_R = \int_{t_0}^{t_f} \sum_{i=1}^{4} \frac{I_{pe} \dot{\Omega}_i(t) + k_m \Omega_i^2(t) + D_v \Omega_i(t)}{f_(r, i)(\tau_i(t), \Omega_i(t))} \Omega_i(t) dt$$
(3.20)

Efektywność została zamodelowana poprzez wielomian

$$f_{r,i}(\tau_i(t), \Omega_i(t)) = a_5 \Omega_i^5(t) + a_4 \Omega_i^4(t) + a_3 \Omega_i^3(t) + a_2 \Omega_i^2(t) + a_1 \Omega_i(t) + a_0$$
(3.21)

gdzie  $a_5 = 7,349 \cdot 10^{-19}$ ,  $a_4 = 1,173 \cdot 10^{-14}$ ,  $a_3 = 5,824 \cdot 10^{-11}$ ,  $a_2 = 3,328 \cdot 10^{-8}$ ,  $a_1 = 0,0004759$ ,  $a_0 = 0,006304$ , and  $0 \le \Omega_i(t) \le 6000$  RPM.

Moment generowany na wale jest proporcjonalny do prądu przepływającego przez silnik [12]

$$\tau_i(t) = K_T I_i(t) \tag{3.22}$$

gdzie  $K_T$  jest stałą momentu silnika elektrycznego. Prąd elektryczny przepływający przez *i*-ty silnik został obliczony jako [2], [42], [43]

$$I_{i}(t) = \frac{\tau_{i}(t)}{K_{T}} = \frac{1}{K_{T}} [I_{pe} \dot{\Omega}_{i}(t) + k_{m} \Omega_{i}^{2}(t) + D_{v} \Omega_{i}(t)]$$
(3.23)

Założono, że moc  $P_{sub}$  potrzebna do zasilania zespołów elektronicznych jest stała w czasie, a zatem wymaganą ilość energii obliczono za pomocą całki

$$E_E = \int_{t_0}^{t_f} P_{sub} dt \tag{3.24}$$

Wartość  $P_{sub}$  została wyznaczona przez badania eksperymentalne. Bateria na początku testu była w pełni naładowana. Podczas testu silniki elektryczne były wyłączone. Energia z akumulatora używana była więc tylko na zasilanie układów elektronicznych. Stwierdzono, że  $P_{sub} = 11$  W.

### 3.6. Model akumulatora

Zmiany napięcia na akumulatorze podczas lotu wyznaczono za pomocą modelu Shepherda [44]-[48]. Model ten jest dość często używany, ponieważ jego parametry mogą zostać stosunkowo łatwo wyznaczone eksperymentalnie lub pozyskane z kart katalogowych producenta danego akumulatora. Dla uproszczenia założono, że rezystancja wewnętrzna akumulatora jest stała podczas lotu. Pominięto efekt Peukert'a (a zatem pojemność akumulatora nie zależy od wartości czerpanego z niego prądu). Zaniedbano zjawisko starzenia akumulatora, efekty temperaturowe oraz samorozładowanie się akumulatora z upływem czasu.

Napięcie podczas rozładowywania akumulatora zmienia się z czasem i zostało wyznaczone za pomocą zależności [45], [47]

$$U_{bat} = E_0 - K \frac{Q}{Q - \int_{t_0}^{t_k} I \, dt} I^* - K \frac{Q}{Q - \int_{t_0}^{t_k} I \, dt} I + A e^{-B \int_{t_0}^{t_k} I \, dt} - RI$$
(3.25)

gdzie  $E_0$  to napięcie akumulatora, K – stała polaryzacji, Q – pojemność akumulatora,  $I^*$ , I – prąd, A – napięcie wykładnicze, B – pojemność wykładnicza, natomiast R jest rezystancją akumulatora. Rezystancja wewnętrzna akumulatora została wyznaczona z danych zawartych w zapisach parametrów lotu uzyskanych podczas eksperymentów.

Stopień naładowania akumulatora wyznaczono z zależności [12], [46]

$$SOC(t) = 100 \left( SOC_0 - \int_0^t \frac{I}{Q} dt \right)$$
(3.26)

gdzie  $SOC_0$  oznacza początkowy stopień naładowania, Q jest pojemnością akumulatora (Ah). Dla w pełni naładowanego akumulatora SOC = 100%, natomiast dla całkowicie rozładowanego 0%.

# 4. Wyniki

#### 4.1. Implementacja modelu matematycznego w programie komputerowym

Stworzony model matematyczny quadrotora został zaimplementowany w pakiecie MATLAB/Simulink R2020b. Do stworzenia modelu akumulatora zastosowano bibliotekę Simscape Electrical Library dostępną w Simulink-u [49]. Symulacje realizowane były na komputerze typu laptop wyposażonym w procesor Intel(R) Core(TM) i7-8750H CPU@2.20 GHz,

16 GB pamięci operacyjnej RAM i działającym pod kontrolą systemu Windows 10. Równania ruchu całkowane były z wykorzystaniem stałokrokowej metody Rungego-Kutty czwartego rzędu z krokiem czasowym 0,001 s. W celu skrócenia czasu trwania obliczeń stosowano opcję "Simulink Accelerator".

#### 4.2. Metodologia testów w locie

W celu pozyskania danych eksperymentalnych potrzebnych do walidacji stworzonego modelu zrealizowano serię testów w locie (rys. 4). Odbyły się one w Ośrodku Badań Lotniczych i Kosmicznych Politechniki Warszawskiej w Przasnyszu.



Rys. 4. Quadrotor podczas testów w locie: (a) przed startem, (b) podczas wznoszenia

Manewrowość platformy testowej została intencjonalnie ograniczona w sposób programowy poprzez stosowne ustawienia parametrów autopilota. Skrajne dozwolone wartości kątów przechylenia oraz pochylenia wynosiły  $\pm 15^{\circ}$ . Dopuszczalną prędkość kątową odchylania ograniczono do zakresu  $\pm 90^{\circ}$ /s. Maksymalna szybkość wznoszenia wynosiła 2 m/s, natomiast opadania 2,4 m/s.

W czasie lotu monitorowano panujące warunki atmosferyczne. Kierunek napływu strug powietrza oraz szybkość wiatru mierzono za pomocą naziemnego anemometru. Przed wykonaniem każdego testu upewniano się, iż quadrotor jest zdatny do lotu oraz że system pomiarowy jest sprawny. Zastosowano akumulatory dostarczone wprost od producenta (nie były wcześniej używane), co pozwoliło częściowo wyeliminować wpływ zjawiska starzenia na otrzymywane wyniki.

Sterowanie w zależności od scenariusza misji odbywało się w trybie manualnym lub półautonomicznym. Po każdym teście uzyskiwano dwa rodzaje logów: zapisy danych na pokładzie oraz dane telemetryczne. Struktura tychże logów jest objaśniona w [50], [51]. Częstotliwość zapisu danych miała stałą wartość 10 Hz. Po każdym eksperymencie zebrane dane były wstępnie analizowane z użyciem programów UAV Log Viewer [52] oraz Mission Planner [53]. Następnie dane były importowane do pakietu MATLAB z wykorzystaniem autorskiej biblioteki, po czym porównywano je z rezultatami symulacji lotu. W dalszej części artykułu przedstawiono przykładowe wyniki badań.

#### 4.3. Przypadek numer 1

Omawiany tutaj lot testowy odbył się 2021-10-19 o godzinie 16:09. Sterowanie realizowano w trybie manualnym. Quadrotor najpierw wzniósł się pionowo, następnie wykonał przelot składający się z serii zakrętów i lotów po odcinkach, po czym powrócił do miejsca startu. Początkowy stopień naładowania akumulatora wynosił 100%. Średnia szybkość wiatru wynosiła 4 m/s, a średni azymut wiatru miał wartość 200°. Te same warunki zastosowano również w numerycznej symulacji lotu quadrotora. Warunki początkowe odczytywane były z zapisów parametrów lotu. Porównanie między trajektorią rzeczywistą i wyliczoną za pomocą symulacji przedstawiono na rys. 5a. Na rys. 5b za pomocą czarnych strzałek oznaczono kierunki przemieszczania się quadrotora wzdłuż toru lotu.



Rys. 5. Położenie quadrotora w przestrzeni: (a) widok ogólny, (b) widok z góry

Zmiany prędkości liniowych w układzie  $O_n x_n y_n z_n$  zaprezentowano na rys. 6. Start miał miejsce w 78,3898 s, natomiast lądowanie w 439,267 s zapisu (zakresy czasu przed startem i po lądowaniu, w których obiekt stał nieruchomo na lotnisku, nie są prezentowane).



Rys. 6. Składowe wektora prędkości w układzie  $O_n x_n y_n z_n$  (porównanie eksperyment vs model)

Maksymalna szybkość przemieszczania się w kierunkach północ-południe (rys. 6c) oraz wschód-zachód (rys. 6b) nie przekraczała  $7 \,\mathrm{m/s}$ . Na rys. 6c pokazano też powiększony fragment zapisu.



Rys. 7. Składowe wektora prędkości kątowych w układzie  $O_b x_b y_b z_b$  (porównanie eksperyment vs model)

Na rys. 7 zilustrowano przebiegi prędkości kątowych wyrażonych w układzie związanym z obiektem  $O_b x_b y_b z_b$ .

W chwilach gdy quadrotor realizował zakręty pojawiają się impulsy szpilkowe. Przebiegi mają oscylacyjny charakter, ponieważ układ sterowania cały czas dokonywał korekt orientacji przestrzennej.

Porównanie składowych wektora położenia przedstawiono na rys. 8.



Rys. 8. Składowe wektora położenia w układzie  $O_n x_n y_n z_n$  (porównanie eksperyment vs model)

Maksymalna wysokość lotu wynosiła około 40 m (dodatnia wysokość odpowiada ujemnej współrzędnej  $z_n$  na rys. 8c). Na końcu lotu wartość  $z_n$  wynosiła 0 m ponieważ dron wylądował na ziemi.

Z kolei rys. 9 pokazuje kąty orientacji przestrzennej quadrotora.



Rys. 9. Kąty orientacji przestrzennej (porównanie eksperyment vs model)

Zaobserwowano pewne rozbieżności dotyczące katów przechylenia (rys. 9a) oraz pochylenia (rys. 9b), które spowodowane są niepewnościami modelowania. Poważną trudnością było odwzorowanie w modelu warunków wietrzności. Natomiast zmiany kąta odchylenia (rys. 9c) uzyskane z modelu bardzo dobrze odzwierciedlają dane eksperymentalne.

Na rys. 10 przedstawione zostało porównanie ilości wykorzystanej energii, stopnia naładowania akumulatora, napięcia oraz natężenia prądu elektrycznego.

Wraz z upływem czasu ilość zużytej energii wzrasta liniowo. Podczas misji zużyte zostało około  $173,728 \cdot 10^3$  Ws. Stopień naładowania akumulatora zmnieszył się o 11%. Model realistycznie odzwierciedla zmiany napięcia oraz natężenia prądu. Wartość napięcia maleje z upływem czasu. Uzyskane wyniki odpowiadają pod względem jakościowym rezultatom prezentowanym w literaturze (na przykład w pracy Rodriguesa [54]).

#### 4.4. Przypadek numer 2

Kolejny z prezentowanych tutaj lotów został wykonany 2021-10-27 o godzinie 19:15. Sterowanie realizowano w trybie półautomatycznym. Lot odbywał się wzdłuż trasy zdefiniowanej



Rys. 10. Ilość wykorzystanej energii

przez operatora systemu za pomocą zbioru punktów kontrolnych. Dron wzniósł się pionowo, dokonał przelotu na stałej wysokości, po czym wrócił do miejsca startu. Zmierzona średnia wartość prędkości wiatru wynosiła 4,5 m/s, natomiast średni kierunek, z którego wiał wiatr, miał wartość 220°. Początkowy stan naładowania akumulatora wynosił 100%. Tor lotu quadrotora przedstawiono na rys. 11.



Rys. 11. Położenie quadrotora w przestrzeni: (a) widok ogólny, (b) widok z góry



Model symulacyjny dokładnie odwzorowuje zmiany prędkości lotu quadrotora (rys. 12).

Rys. 12. Składowe wektora prędkości w układzie  ${\cal O}_n x_n y_n z_n$  (porównanie eksperyment vs model)

Amplituda prędkości kątowych zmierzonych w eksperymencie była mniejsza niż w przypadku sygnałów z modelu (rys. 13). Powodem uzyskania tego rezultatu były niedokładności modelowania sposobu działania giroskopów.



Rys. 13. Składowe wektora prędkości kątowych w układzie  $O_b x_b y_b z_b$  (porównanie eksperyment vs model)





Rys. 14. Składowe wektora położenia w układzie  $O_n x_n y_n z_n$  (porównanie eksperyment vs model)

Analogicznie jak w przypadku nr 1, zaobserwowano rozbieżności w kątach przechylenia i pochylenia (rys. 15a i b).

Z drugiej strony, opracowany model z dużą dokładnością odzwierciedla zmiany kąta odchylenia (rys. 15c), które miały miejsce podczas rzeczywistego lotu.

Stwierdzono, że wyniki testów w locie odpowiadają rezultatom obliczeń numerycznych. Pewne rozbieżności między wartościami zmierzonych oraz wyliczonych z symulacji kątów orientacji przestrzennej.

Porównanie zmian ilości wykorzystanej energii, stopnia naładowania akumulatora oraz napięcia i natężenia prądu przedstawiono na rys. 16.



Rys. 15. Kąty orientacji przestrzennej (porównanie eksperyment vs model)



Rys. 16. Ilość wykorzystanej energii

Podczas misji wykorzystane zostało  $96,633 \cdot 10^3$  Ws energii, a stopień naładowania akumulatora zmniejszył się o 6%. Spadek napięcia na akumulatorze został przewidziany prawidłowo.

W celu oceny ilościowej wiarygodności modelu zastosowano wskaźniki jakości: średniej kwadratowej błędów RMSE (ang. *root mean square error*) oraz współczynnik TIC (ang. *Theil ine-quality coefficient*) [55]

$$TIC_{i} = \frac{\sqrt{\frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}[z_{i}(t_{k}) - y_{i}(t_{k})]^{2}}}{\sqrt{\frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}[z_{i}(t_{k})]^{2}} + \sqrt{\frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}[y_{i}(t_{k})]^{2}}} \qquad i = 1, \dots, n_{y}$$
(4.1)

gdzie y to wektor danych otrzymanych z symulacji, z to wektor próbek otrzymanych z eksperymentu, N liczba próbek,  $n_y$  jest liczbą sygnałów wyjściowych, z kolei  $t_k$  jest k-tą dyskretną chwilą czasu. Wartości współczynnika TIC mieszczą się w przedziale od 0 do 1, gdzie 0 oznacza pełną korelację między wynikami z eksperymentu i modelu, natomiast 1 znaczy, że model nie odzwierciedla rzeczywistości. W praktycznych zastosowaniach często przyjmuje się, że wartość TIC powinna być poniżej 0.25. Wartości kolejnych wskaźników przedstawia tabela 1.

| Parametr | RMSE          | TIC           | RMSE          | TIC           |
|----------|---------------|---------------|---------------|---------------|
|          | (przypadek 1) | (przypadek 1) | (przypadek 2) | (przypadek 2) |
| $U_n$    | 0,985357      | $0,\!153064$  | 0,252442      | 0,047622      |
| $V_n$    | 1,088911      | 0,166758      | 0,203945      | $0,\!133060$  |
| $W_n$    | 0,462592      | 0,311604      | 0,135144      | 0,111281      |
| P        | 0,155207      | 0,752463      | 0,090707      | 0,844450      |
| Q        | 0,232289      | 0,791050      | 0,109383      | 0,814291      |
| R        | 0,062622      | 0,120080      | 0,055900      | 0,133444      |
| $x_n$    | 4,104662      | 0,035202      | 3,471123      | 0,012695      |
| $y_n$    | 4,847982      | 0,040612      | $1,\!136885$  | 0,023486      |
| $z_n$    | 2,180719      | 0,028344      | 0,267879      | 0,005123      |
| $\Phi$   | 5,341451      | $0,\!448075$  | 2,547703      | 0,407191      |
| Θ        | 6,344654      | 0,480943      | 2,281155      | 0,246641      |
| $\Psi$   | 2,568816      | 0,001045      | 2,230168      | 0,004047      |

Tabela 1. Wskaźniki jakości opracowanego modelu symulacyjnego

Dla większości sygnałów wartości współczynnika TIC są poniżej 0,25, co oznacza zadowalającą wiarygodność modelu. Największe wartości uzyskano dla prędkości kątowych przechylania oraz pochylania.

# 5. Podsumowanie

Opracowany model symulacyjny odzwierciedla, zarówno pod względem jakościowym jak też ilościowym, zjawiska występujące podczas lotu. Ilość wykorzystanej energii oraz stopień naładowania akumulatora w przybliżeniu zmieniają się liniowo w czasie. Stworzone narzędzie obliczeniowe może zostać wykorzystane na przykład do planowania trasy przelotu quadrotora. Zgodnie z przypuszczeniami okazało się, iż istotnym czynnikiem wpływającym na zapotrzebowanie energetyczne jest wiatr.

Jeżeli chodzi o kierunki dalszych prac, planowane jest wykonanie kolejnych prób w locie w celu pozyskania większej liczby danych. Należy rozważyć realizację dokładniejszego pomiaru parametrów wiatru (na przykład w wielu punktach na obszarze prowadzenia testów lub poprzez radar Dopplera). Rozważano również realizację badań w tunelu aerodynamicznym, które umożliwiłyby wyznaczenie współczynników aerodynamicznych kadłuba.

## Bibliografia

- BIBIK P., NARKIEWICZ J., ZASUWA M., ŻUGAJ M., Modeling of quadrotor dynamics for research and training simulator, *Proceedings of the 39th European Rotorcraft Forum; Moscow*, Russia, September 2013
- 2. LU H., CHEN K., ZHAI X.B., CHEN B., ZHAO Y., Tradeoff between duration and energy optimization for speed control of quadrotor unmanned aerial vehicle, *Proceedings of the ISPCE-CN 2018*

– IEEE International Symposium on Product Compliance Engineering – Asia, IEEE Shenzhen, China, December 2018

- 3. ALEKSANDROV D., PENKOV I., Energy consumption of mini UAV helicopters with different number of rotors, *Proceedings of the 11th International Symposium Topical Problems in the Field of Electrical and Power Engineering*, Prnu, Estonia, pp. 259-262, January 2012
- 4. MORBIDI F., PISARSKI D., Practical and accurate generation of energy-optimal trajectories for a planar quadrotor, *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*, Xi'an, China, pp. 355-361, May 2021
- GANDOLFO D.C., SALINAS L.R., BRANDAO A., TOIBERO J.M., Stable path-following control for a quadrotor helicopter considering energy consumption, *IEEE Trans. Control Syst. Technol*, 25, 1423-1430, 2017, DOI: 10.1109/TCST.2016.2601288
- ROBERTS J.F., ZUFFEREY J.C., FLOREANO D., Energy management for indoor hovering robots, Proceedings of the 2008 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, IROS, Nice, France, pp. 1242-1247, September 2008
- CHAN C.W., KAM T.Y., A procedure for power consumption estimation of multi-rotor unmanned aerial vehicle, J. Phys. Conf. Ser., 2020, 1509, DOI: 10.1088/1742-6596/1509/1/012015
- ZHANG J., CAMPBELL J.F., SWEENEY D.C., HUPMAN A.C., Energy consumption models for delivery drones: a comparison and assessment, *Transp. Res. Part D Transp. Environ.*, 90, 102668, 2021, DOI: 10.1016/j.trd.2020.102668
- BEIGI P., RAJABI M.S., AGHAKHANI S., An overview of drone energy consumption factors and models, arXiv 2022, 1-21, DOI: 10.48550/arXiv.2206.10775
- MORBIDI F., CANO R., LARA D., MORBIDI F., CANO R., LARA D., GENERATION M.P., MORBIDI F., CANO R., LARA D., Minimum-energy path generation for a quadrotor UAV, *Proceedings of the International Conference on Robotics and Automation*, Stockholm, Sweden, pp. 2-8, May 2016
- FOUAD Y., RIZOUG N., DEGAA L., BOUHALI O., HAMERLAIN M., Trajectory optimisation for a quadrotor helicopter considering energy consumption, *Proceedings of the 2017 4th International Conference on Control, Decision and Information Technologies, CoDIT 2017*, Barcelona, Spain, pp. 1030-1035, April 2017
- FOUAD Y., RIZOUG N., BOUHALI O., HAMERLAIN M. Optimization of energy consumption for quadrotor UAV, Proceedings of the International Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition (IMAV) 2017, Toulouse, France, pp. 215-222, September 2017
- 13. YACEF F., RIZOUG N., DEGAA L., HAMERLAIN M., Energy-efficiency path planning for quadrotor UAV under wind conditions, *Proceedings of the 7th International Conference on Control, Decision and Information Technologies, CoDIT 2020*, Prague, Czech Republic, pp. 1133-1138, June 2020
- 14. JEE S., CHO H., Comparing energy consumption following flight pattern for quadrotor, J. IKEEE 2018, 22, 747-753, DOI: 10.7471/ikeee.2018.22.3.747
- LI B., LI Q., ZENG Y., RONG Y., ZHANG R., 3D Trajectory optimization for energy-efficient UAV communication: a control design perspective, *IEEE Trans. Wirel. Commun. 2022*, 21, 4579-4593, DOI: 10.1109/TWC.2021.3131384
- 16. SALAMEH I.M., AMMAR E.M., TUTUNJI T.A., Identification of quadcopter hovering using experimental data, *Proceedings of the 2015 IEEE Jordan Conference on Applied Electrical Engineering* and Computing Technologies, AEECT 2015, Amman, Jordan, November 2015
- GAO N., ZENG Y., WANG J., WU D., ZHANG C., SONG Q., QIAN J., JIN S., Energy model for UAV communications: experimental validation and model generalization, *China Commun.*, 18, 253-264, 2021, DOI: 10.23919/JCC.2021.07.020
- AGUILAR-LOPEZ J.M., GARCIA R.A., BORDONS C., CAMACHO E.F., Development of the energy consumption model of a quadrotor using voltage data from experimental flights, *IEEE Int. Conf. Control Autom. ICCA 2022*, June, 432-437, 2022, DOI: 10.1109/ICCA54724.2022.9831847

- ALYASSI R., KHONJI M., KARAPETYAN A., CHAU S.C.-K.K., ELBASSIONI K., TSENG C.-M.M., Autonomous recharging and flight mission planning for battery-operated autonomous drones, *IEEE Trans. Autom. Sci. Eng.*, 1-13, 2022, DOI: 10.1109/tase.2022.3175565
- ABEYWICKRAMA H.V., JAYAWICKRAMA B.A., HE Y., DUTKIEWICZ E., Empirical power consumption model for UAVs, *Proceedings of the IEEE Vehicular Technology Conference*, IEEE: Chicago, IL, USA, pp. 1-5, August 2018
- ABEYWICKRAMA H.V., JAYAWICKRAMA B.A., HE Y., DUTKIEWICZ E., Comprehensive energy consumption model for unmanned aerial vehicles, based on empirical studies of battery performance, *IEEE Access*, 6, 58383-58394, 2018, DOI: 10.1109/ACCESS.2018.2875040
- 22. STEUP C., PARLOW S., MAI S., MOSTAGHIM S., Generic component-based mission-centric energy model for micro-scale unmanned aerial vehicles, *Drones*, 4, 1-17, 2020, DOI: 10.3390/drones4040063
- KRECIGLOWA N., KARYDIS K., KUMAR V., Energy efficiency of trajectory generation methods for stop-and-go aerial robot navigation, *Proceedings of the 2017 International Conference on Unman*ned Aircraft Systems, ICUAS 2017, Miami, FL, USA, pp. 656-662, 2017
- 24. RODRIGUES T.A., PATRIKAR J., WAGNER B., SCHERER S., SAMARAS C., Development of an Energy Model for Quadcopter Package Delivery Drones
- WU F., YANG D., XIAO L., CUTHBERT L., Energy consumption and completion time tradeoff in rotary-wing UAV enabled WPCN, *IEEE Access*, 7, 79617-79635, 2019, DOI: 10.1109/AC-CESS.2019.2922651
- ZENG Y., XU J., ZHANG R., Energy minimization for wireless communication with rotary-wing UAV, *IEEE Trans. Wirel. Commun.*, 18, 2329-2345, 2019, DOI: 10.1109/TWC.2019.2902559
- PRADEEP P., PARK S.G., WEI P., Trajectory optimization of multirotor agricultural UAVs, Proceedings of the 2018 IEEE Aerospace Conference, IEEE, Big Sky, MT, USA, pp. 1-7, March 2018
- SEKANDER S., TABASSUM H., HOSSAIN E., On the performance of renewable energy-powered UAV-Assisted Wireless Communications, arXiv 2019, 1-15, DOI: 10.48550/arXiv.1907.07158
- BANGURA M., MAHONY R., Nonlinear dynamic modeling for high performance control of a quadrotor, *Proceedings of the Australasian Conference on Robotics and Automation 2012*, Victoria University of Wellington, New Zealand, pp. 1-10, December 2012
- HUANG H., HOFFMANN G.M., WASLANDER S.L., TOMLIN C.J., Aerodynamics and control of autonomous quadrotor helicopters in aggressive maneuvering, *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*, Kobe, Japan, pp. 3277-3282, May 2009
- LIU Z., SENGUPTA R., KURZHANSKIY A., A power consumption model for multi-rotor small unmanned aircraft systems, *Proceedings of the 2017 International Conference on Unmanned Air*craft Systems, ICUAS 2017, Miami, FL, USA, pp. 310-315, June 2017
- WARE J., ROY N., An analysis of wind field estimation and exploitation for quadrotor flight in the urban canopy layer, Proc. – IEEE Int. Conf. Robot. Autom. 2016, June, 1507-1514, 2016, DOI: 10.1109/ICRA.2016.7487287
- The Cube Orange, https://docs.px4.io/master/en/flight\_controller/cubepilot\_cube\_orange.html [dostęp od 18 sierpnia 2022]
- POUNDS P., MAHONY R., CORKE P., Modelling and control of a large quadrotor robot, Control Eng. Pract., 18, 691-699, 2010, DOI: 10.1016/j.conengprac.2010.02.008
- BEZZO N., MOHTA K., NOWZARI C., LEE I., KUMAR V., PAPPAS G., Online planning for energyefficient and disturbance-aware UAV operations, *Proceedings of the IEEE International Conference* on Intelligent Robots and Systems, IEEE, Daejeon, Korea, pp. 5027-5033, October 2016
- 36. MIL-F-8785C Military Specification. Flying Qualities of Piloted Airplanes
- Dryden Wind Turbulence Model (Continuous): https://www.mathworks.com/help/aeroblks/drydenwindturbulencemodelcontinuous.html [dostęp od 13 września 2022]

- JACEWICZ M., ŻUGAJ M., GLĘBOCKI R., BIBIK P., Quadrotor model for energy consumption analysis, *Energies*, 15, 7136, 2022, DOI: 10.3390/EN15197136/S1
- JAAFAR W., YANIKOMEROGLU H., Dynamics of quadrotor UAVs for aerial networks: an energy perspective, arXiv 2019, XX, 1-14, DOI: 10.48550/arXiv.1905.06703
- 40. PRADEEP P., WEI P., Energy-efficient arrival with RTA constraint for multirotor EVToL in urban air mobility, J. Aerosp. Inf. Syst., 16, 263-277, 2019, DOI: 10.2514/1.I010710
- 41. PRASETIA A.S., WAI R.J., WEN Y.L., WANG Y.K., Mission-based energy consumption prediction of multirotor UAV, *IEEE Access*, 7, 33055-33063, 2019, DOI: 10.1109/ACCESS.2019.2903644
- 42. LI M., JIA G., GONG S., GUO R., Energy consumption model of BLDC quadrotor UAVs for mobile communication trajectory planning, *TechRxiv 2022*, 1-5, DOI: 10.36227/techrxiv.19181228.v1
- AOUN C., DAHER N., SHAMMAS E., An energy optimal path-planning scheme for quadcopters in forests, *Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control*, Nice, France, pp. 8323-8328, December 2019
- 44. TREMBLAY O., DESSAINT L.A., Experimental validation of a battery dynamic model for EV applications, *World Electr. Veh. J.*, **2**, 289-298, 2009, DOI: 10.3390/wevj3020289
- 45. MOUSAVI G.S.M., NIKDEL M., Various battery models for various simulation studies and applications, *Renew. Sustain. Energy Rev.*, **32**, 477-485, 2024, DOI: 10.1016/j.rser.2014.01.048
- 46. AZAM S.M., Battery Identification, Prediction and Modelling (Master Thesis), Colorado State University, 2018
- RASZMANN E., BAKER K., SHI Y., CHRISTENSEN D., Modeling stationary lithium-ion batteries for optimization and predictive control, 2017 IEEE Power Energy Conf., Illinois, PECI 2017, DOI: 10.1109/PECI.2017.7935755
- 48. HEMI H., M'SIRDI N.K., NAAMANE A., A new proposed shepherd model of a li-ion open circuit battery based on data fitting, *Proceedings of the International Conference on Integrated Modeling* and Analysis in Applied Control and Automation, Lisbon, Portugal, pp. 83-92, September 2019
- 49. Simulink Generic Battery Model, https://www.mathworks.com/help/physmod/sps/powersys/ref/battery.html
- Onboard Message Log Messages, https://ardupilot.org/copter/docs/logmessages.html [dostęp od 18 sierpnia 2022]
- 51. MAVLink Messages, https://mavlink.io/en/messages/ardupilotmega.html#messages[dostęp od 13 sierpnia 2022]
- 52. UAV Log Viewer, https://plot.ardupilot.org/#/ [dostęp od 13 sierpnia 2022]
- 53. Mission Planner Home, https://ardupilot.org/planner/ [dostęp od 16 sierpnia 2022]
- 54. RODRIGUES T.A., PATRIKAR J., CHOUDHRY A., FELDGOISE J., ARCOT V., GAHLAUT A., LAU S., MOON B., WAGNER B., MATTHEWS H.S., ET AL., In-flight positional and energy use data set of a DJI matrice 100 quadcopter for small package delivery, *Sci. Data*, 8, 6-13, 2021, DOI: 10.1038/s41597-021-00930-x
- 55. JATEGAONKAR R.V., Flight Vehicle System Identification: A Time-Domain Methodology, 2nd Edit., Reston, VA, USA, 2015

## Development and validation of a quadrotor simulation model for purposes of energy consumption during the flight

Unmanned quadrotors are currently finding more and more applications. One of the most important limitations of unmanned rotorcrafts is quite a small amount of energy available onboard, which results in short flight endurance. The main goal of the presented work was to develop a simulation model that might be used to investigate quadrotor energy consumption and for trajectory planning purposes. The test platform was equipped with a redundant inertial navigation unit, GPS receiver, telemetry link and camera. In order to study the quadrotor dynamics, a six degree of freedom mathematical model was developed. The model parameters were obtained by experimental tests in laboratory conditions. The energy models of electric motors and electronic circuits as well as battery models were developed. The autopilot structure was presented. The obtained mathematical model was implemented in MATLAB/Simulink, and then validated using the results from flight tests. The developed tool might be used in practical applications for trajectory planning and optimization purposes.