

STRATEGIE WYKONYWANIA LOTÓW JAKO POTENCJALNE ŹRÓDŁA ENERGII DLA BEZZAŁOGOWYCH STATKÓW POWIETRZNYCH

ROBERT GŁĘBOCKI, RAFAŁ OŻÓG, MARIUSZ JACEWICZ, JULIUSZ HANKE

Politechnika Warszawska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Warszawa

e-mail: robert.glebocki@pw.edu.pl; rafal.ozog@pw.edu.pl; mariusz.jacewicz@pw.edu.pl;

juliusz.hanke.stud@pw.edu.pl

Bezzałogowe statki powietrzne w ostatnich dekadach coraz bardziej zyskują na popularności. W związku z wszechstronnością zastosowań, zaczynając od czysto hobbystycznego poprzez profesjonalną fotografię lub misje ratowniczo-poszukiwawcze, platformy bezzałogowe muszą sprostać rygorystycznym wymaganiom. Rozwój, miniaturyzacja i masowa produkcja komponentów elektronicznych pozwala na znaczącą zmienność w konfiguracji platformy oraz jej rozmiarze. Niemniej, wszystkie konstrukcje łączy wspólna cecha – ograniczona długotrwałość lotu. Rozwiązaniem powyższego ograniczenia może być użycie odnawialnych źródeł energii w formie promieniowania słonecznego lub prądów wznoszących. Techniki lotu stosowane przez ptaki i z powodzeniem powielone przez pilotów szybowców są najlepszym dowodem możliwości zwiększenia długotrwałości lotu. Energia słoneczna zmagazynowana w akumulatorach podczas dnia może zostać zużyta na zasilanie samolotu w godzinach nocnych. W ramach artykułu dokonano przeglądu platform zdolnych do ciągłego lotu. Bazując na wykonanej analizie, zaprezentowano zalety oraz ograniczenia takich konstrukcji. Wnioski uzyskane z tego etapu staną się kluczowym wymaganiem dla rozwoju unikatowej platformy badawczej. W pierwszej kolejności zbadano wpływ technik latania na długotrwałość lotu. Ze względu na fakt, że proponowane rozwiązania są czułe na warunki pogodowe i silnie zależą od geograficznej lokalizacji, celem autorów było zbadanie możliwych do uzyskania korzyści w wydłużaniu czasu lotu. W celu określenia bilansu energii wykonano serię symulacji w pakiecie MATLAB/Simulink. Przyszłe prace skoncentrują się na efektywnym połączeniu technik latania z użyciem prądów wznoszących.

Słowa kluczowe: panele fotowoltaiczne, UAV, odnawialne źródła energii

1. Wstęp

Jednym z głównych problemów związanych z bezzałogowymi statkami powietrznymi jest ograniczona ilość energii dostępnej w zamontowanych na pokładzie akumulatorach, co limituje ich zasięg oraz długotrwałość lotu. Istnieje wiele możliwości zwiększenia długotrwałości lotu statku powietrznego. Jedną z nich jest zastosowanie akumulatorów o większej pojemności, ale to rozwiązanie powoduje zwiększenie masy. Kolejną możliwością to wymiana akumulatorów. Wiąże się to jednak z koniecznością przerwania lotu i przyziemienia, co nie zawsze może być wykonalne (np. podczas lotu nad otwartym oceanem). Możliwe jest także wykorzystanie energii pochodzącej z pola wiatru. Podejście takie zainspirowane zostało poprzez obserwację zachowań ptaków w ich naturalnym środowisku. Istnieją dwie podstawowe strategie realizacji tej koncepcji: krążenie statyczne oraz dynamiczne [1], [2]. Pierwsze z nich polega na wykorzystaniu pionowych ruchów mas powietrza i jest szeroko stosowane w szybownictwie. Druga metoda polega na korzystaniu z różnicy prędkości poziomej na różnych wysokościach [3], [4]. Jeszcze inną możliwością jest wyposażenie samolotu w zestaw ogniw fotowoltaicznych. Do tej pory powstało wiele konstrukcji wykorzystujących energię słoneczną, ale większość z nich znalazła zastosowanie jedynie badawcze. Podstawowe parametry wybranych samolotów przedstawiono w tabeli 1.

Tabela 1. Zestawienie danych dla opracowanych bezzałogowych samolotów wyposażonych w ogniwa fotowoltaiczne

| Źródło literaturowe | Samolot | Rok oblotu | Długo-trwałość lotu [h] | Masa [kg] | Rozpiętość [m] | Długość [m] | Pow. skrzydła [m ²] |
|---------------------|-----------------|------------|-------------------------|-----------|----------------|-------------|---------------------------------|
| [5] | SoLong | 2005 | 48 | 12,8 | 4,75 | – | 1,5 |
| [6] | Atlantik Solar | 2012 | 81 | 6,3 | 5,695 | 1,998 | 1,74 |
| [7] | ZEPHYR | 2005 | 1536 | 30 | 18,0 | – | 27,9 |
| [8] | Sun-sailor | 2006 | 0,75 | 3,6 | 2,2 | 2,279 | 1,35 |
| [8]-[11] | Sky-sailor | 2008 | 27 | 2,6 | 3,2 | 1,82 | 0,787 |
| [8], [12] | Sun surfer | 2007 | – | 0,12 | 0,77 | – | 0,08 |
| [8] | Cranfield Solar | – | 24 | 3 | 3,7 | – | – |
| [13] | MARAAL | 2017 | 16 | 17 | 5,35 | – | 2,04 |
| [14] | Helios | 1999 | 24+ | 1052 | 75,3 | 5 | 180,7 |
| [15] | Pathfinder | – | 15 | 252 | 29,5 | 3,6 | 73,56 |
| [16] | Centurion | 1998 | 15 | 529 | 61,8 | 3,6 | 153,1 |

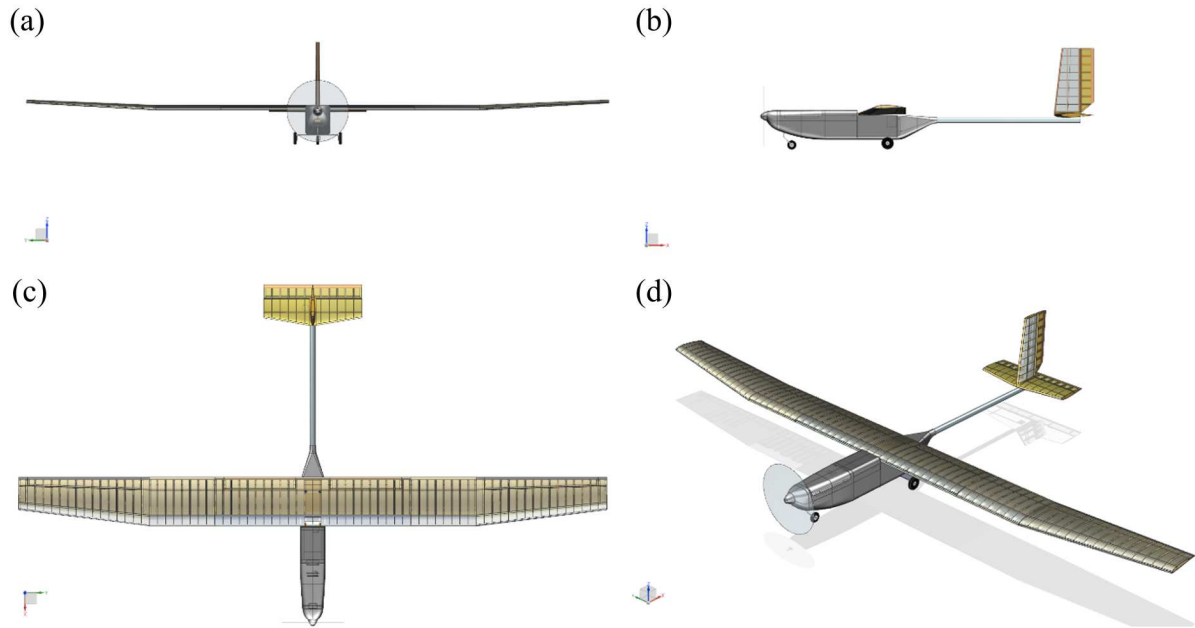
Zestawienie dla 93 opracowanych konstrukcji znaleźć można w pracy Notha [7]. Przegląd historyczny konstrukcji samolotów zasilanych energią słoneczną został zaprezentowany też w opracowaniu Zhu [17]. Samoloty te często testowane były w specyficznych warunkach i posiadały bardzo niskie obciążenie powierzchni. Energia zgromadzona w czasie dnia może być używana do zwiększenia wysokości lotu. Uzyskana w ten sposób energia potencjalna może zostać zużyta w nocy poprzez opadanie samolotu.

Celem pracy było zbadanie możliwości zwiększenia długotrwałości lotu dla nowo opracowywanego samolotu badawczego AZ-5 poprzez wyposażenie go w zestaw ogniw fotowoltaicznych. Badania wykonane zostały za pomocą stworzonej w tym celu symulacji komputerowej. Porównano czas lotu dla konfiguracji bez paneli oraz z panelami fotowoltaicznymi.

Struktura pozostałej części dokumentu jest następująca. Rozdział drugi zawiera opis platformy testowej. W rozdziale trzecim przedstawiono model matematyczny badanego systemu. Rozdział czwarty przedstawia wyniki przeprowadzonych komputerowych symulacji lotu. Artykuł kończy się podsumowaniem wyników uzyskanych podczas badań oraz sugestią dotyczącą możliwych przyszłych kierunków badań.

2. Platforma badawcza

W celu realizacji badań opracowana została bezzałogowa platforma badawcza AZ-5 (rys. 1). Konstrukcja w konfiguracji klasycznej wykonana została z balsy i sklejki. Skrzydło posiada stały profil SD7032 wzdłuż rozpiętości. Samolot napędzany jest silnikiem AXi V2 4120/20 i dwułopatowym śmigłem APC 15x8E. Jako autopilot wykorzystany został układ Cube Orange. System zasilany jest pakietem KAVAN 5000mAh o całkowitym napięciu 22,2 V (jest on złożony z sześciu ogniw). Masa akumulatora to 0,718 kg. Samolot wyposażony jest w dwie lotki, ster wysokości i ster kierunku poruszane przez elektryczne serwomechanizmy Hitec HS-7245MH (łącznie 4 sztuki). Każda z powierzchni sterowych może działać niezależnie od pozostałych. Górna powierzchnia skrzydła pokryta została panelami fotowoltaicznymi z krzemu monokrystalicznego. Założono, że samolot wyposażony jest w panele fotowoltaiczne RWE-S-32. Są to panele dedykowane do zasilania statków kosmicznych. Takie panele stosowane były między innymi na samolocie



Rys. 1. Rysunek samolotu AZ-5

Sun-Surfer [12] oraz w badaniach prowadzonych przez Bronz'a [18]. Wymiary pojedynczego panelu to $74\text{ mm} \times 31,9\text{ mm}$, a masa to $47,1\text{ g}$. Panele te są elastyczne, a więc mogą zostać dobrze dopasowane do krzywizny powierzchni skrzydła. Uzyskiwane z jednego panelu napięcie maksymalne (czyli w punkcie pracy odpowiadającym największej mocy) wynosi $0,528\text{ V}$, natomiast maksymalne natężenie prądu to $1,03\text{ A}$. Dysponując ustalonymi wymiarami płyta i znając geometrię paneli, przyjęto, że skrzydło może być wyposażone w co najwyżej 354 takich paneli. Pod względem elektrycznym 44 panele są połączone szeregowo, co pozwala uzyskać napięcie zasilania $23,232\text{ V}$. 8 zestawów połączeń szeregowych połączono równolegle, co umożliwia otrzymać natężenie prądu na poziomie $8,3\text{ A}$. W sumie pozwala to uzyskać około 190 W mocy. Podstawowe parametry samolotu (wyznaczone za pomocą modelu bryłowego CAD) przedstawiono w tabeli 2.

Tabela 2. Parametry samolotu AZ-5

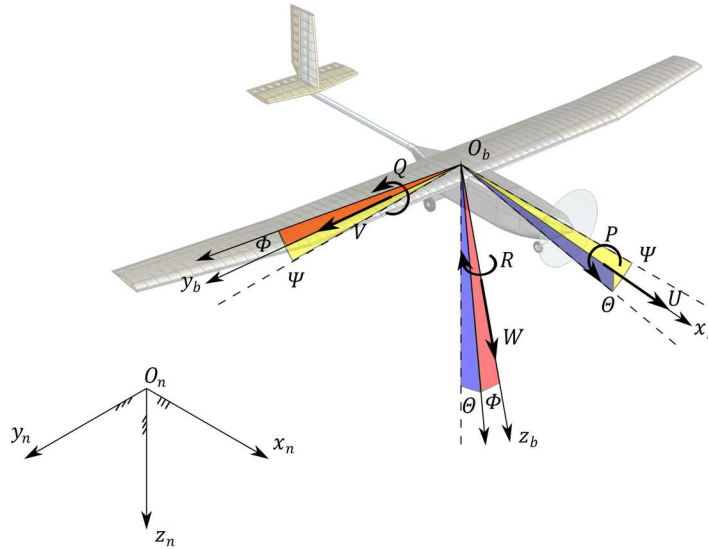
| Parametr | Symbol | Wartość |
|---------------------------------|----------------------------------|-----------------------------------|
| Masa startowa | m | 6 kg |
| Momenty bezwładności | I_{xx} | $1,62\text{ kg}\cdot\text{m}^2$ |
| | I_{yy} | $2,49\text{ kg}\cdot\text{m}^2$ |
| | I_{zz} | $4,09\text{ kg}\cdot\text{m}^2$ |
| | I_{xz} | $0,0035\text{ kg}\cdot\text{m}^2$ |
| Rozpiętość skrzydła | b_w | $3,6\text{ m}$ |
| Powierzchnia nośna | S_w | $1,08\text{ m}^2$ |
| Powierzchnia paneli | S_{sa} | $0,836\text{ m}^2*$ |
| Zakres wychyleń steru wysokości | δ_{ER} oraz δ_{EL} | od -15° do $+15^\circ$ |
| Zakres wychyleń lotek | δ_{AR} oraz δ_{AL} | od -15° do $+15^\circ$ |
| Zakres wychyleń steru kierunku | δ_R | od -15° do $+15^\circ$ |

* Do obliczeń w modelu przyjęto 1 m^2 , ponieważ istnieje możliwość instalacji dodatkowych paneli na usterzeniu

3. Model matematyczny

3.1. Dynamiczne równania ruchu samolotu

W celu zbadania osiągow systemu stworzono jego model matematyczny. Założono, że samolot jest bryłą sztywną o sześciu stopniach swobody. Wychylenia powierzchni aerodynamicznych nie zmieniają momentów bezwładności. Przyjęto, że lot odbywa się w warunkach bezwietrznych. Wykorzystywane w modelu układy współrzędnych przedstawiono na rys. 2.



Rys. 2. Układy współrzędnych użyte w symulacji

Dynamiczne równania ruchu samolotu mają postać [19]

$$\mathbf{A}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{\Omega}\mathbf{A}\mathbf{x} = \mathbf{F}_g + \mathbf{F}_a + \mathbf{F}_s \quad (3.1)$$

gdzie $\mathbf{x} = [U, V, W, P, Q, R]^T$, natomiast U, V, W to prędkości liniowe a P, Q, R to prędkości kątowe (zaznaczone na rys. 2). Macierze \mathbf{A} i $\mathbf{\Omega}$ dane są jako

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ 0 & 0 & 0 & -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ 0 & 0 & 0 & -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix} \quad \mathbf{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q & 0 & 0 & 0 \\ R & 0 & -P & 0 & 0 & 0 \\ -Q & P & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -W & V & 0 & -R & Q \\ W & 0 & -U & R & 0 & -P \\ -V & U & 0 & -Q & P & 0 \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

gdzie \mathbf{F}_g to obciążenia grawitacyjne, \mathbf{F}_a obciążenia aerodynamiczne natomiast \mathbf{F}_s to obciążenia od napędu. Związki kinematyczne pomiędzy pochodnymi położenia w układzie $O_n x_n y_n z_n$ i prędkościami liniowymi w układzie $O_b x_b y_b z_b$ mają postać

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_n \\ \dot{y}_n \\ \dot{z}_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Theta \cos \Psi & \sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi - \cos \Phi \sin \Psi & \cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi \\ \cos \Theta \sin \Psi & \sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi & \cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi - \sin \Phi \cos \Psi \\ -\sin \Theta & \sin \Phi \cos \Theta & \cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

Związki kinematyczne pomiędzy pochodnymi kątów orientacji przestrzennej i prędkościami kątowymi są następujące

$$\begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \Phi \tan \Theta & \cos \Phi \tan \Theta \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \\ 0 & \sin \Phi \sec \Theta & \cos \Phi \sec \Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

Siły \mathbf{F}_g pochodzące od grawitacji obliczono jako

$$\mathbf{F}_g = [X_g, Y_g, Z_g]^T = mg[-\sin \Theta, \cos \Theta \sin \Phi, \cos \Theta \cos \Phi]^T \quad (3.5)$$

gdzie g jest przyspieszeniem grawitacyjnym. Momenty od grawitacji \mathbf{M}_g względem początku O_b układu związanego z samolotem są wektorem zerowym, ponieważ przyjęto, że środek masy pokrywa się z punktem O_b .

Całkowitą szybkość lotu V_{tot} obliczono jako

$$V_{tot} = \sqrt{(U - U_W)^2 + (V - V_W)^2 + (W - W_W)^2} \quad (3.6)$$

gdzie U_W, V_W, W_W są składowymi wektora prędkości wiatru wyrażonymi w układzie współrzędnych $O_b x_b y_b z_b$. Kąty natarcia α i ślizgu β dane są jako

$$\alpha = \arctan \frac{W - W_W}{U - U_W} \quad \beta = \arcsin \frac{V - V_W}{V_{tot}} \quad (3.7)$$

Przyjęto następujący model sił i momentów aerodynamicznych w układzie $O_w x_w y_w z_w$ związanym z napływem

$$\begin{aligned} C_D &= C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \Lambda} \\ C_Y &= C_{Y0} + C_{Y\beta} \beta + C_{YP} \frac{P}{2V_{tot}} + C_{YR} \frac{R}{2V_{tot}} + C_{Y\delta_R} \delta_R \\ C_L &= C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{ZQ} \frac{Q}{2V_{tot}} + C_{L\delta_E} \delta_E \\ C_l &= C_{l0} + C_{lp} \frac{P}{2V_{tot}} + C_{lR} \frac{R}{2V_{tot}} + C_{l\delta_{AR}} \delta_{AR} + C_{l\delta_{AL}} \delta_{AL} \\ C_m &= C_{m0} + C_{mQ} \frac{Q}{2V_{tot}} + C_{m\delta_{ER}} \delta_{ER} + C_{m\delta_{EL}} \delta_{EL} \\ C_n &= C_{n0} + C_{nP} \frac{P}{2V_{tot}} + C_{nR} \frac{R}{2V_{tot}} + C_{n\delta_R} \delta_R \end{aligned} \quad (3.8)$$

Charakterystyki aerodynamiczne samolotu zostały wyznaczone za pomocą programów XFRLR5, AVL oraz DATCOM. Bezwymiarowe współczynniki są transformowane z układu związanego z napływem $O_w x_w y_w z_w$ do układu związanego z obiektem $O_b x_b y_b z_b$ wedle zależności

$$\begin{bmatrix} C_{Xb} \\ C_{Yb} \\ C_{Zb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_D \\ C_Y \\ C_Z \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

$$\begin{bmatrix} C_{Lb} \\ C_{Mb} \\ C_{Nb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_l \\ C_m \\ C_n \end{bmatrix}$$

Siły i momenty aerodynamiczne dane są jako

$$\mathbf{F}_a = \begin{bmatrix} X_a \\ Y_a \\ Z_a \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \rho V_{tot}^2 S_w \begin{bmatrix} C_{Xb} \\ C_{Yb} \\ C_{Zb} \end{bmatrix} \quad \mathbf{M}_a = \begin{bmatrix} L_a \\ M_a \\ N_a \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \rho V_{tot}^2 S_w c_w \begin{bmatrix} C_{Lb} \\ C_{Mb} \\ C_{Nb} \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

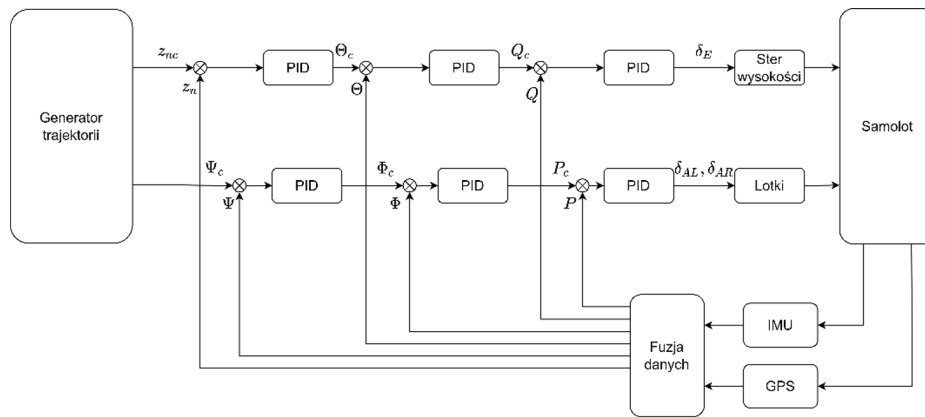
Obciążenia generowane przez zespół napędowy obliczono jako

$$\mathbf{F}_s = \begin{bmatrix} X_s \\ Y_s \\ Z_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f(RPM, V_{tot}) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad \mathbf{M}_s = \begin{bmatrix} L_s \\ M_s \\ N_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_p Z_s - z_p Y_s \\ z_p X_s - x_p Z_s \\ x_p Y_s - y_p X_s \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

gdzie x_p, y_p, z_p są współrzędnymi położenia kołpaka śmigła w układzie $O_b x_b y_b z_b$. Dane na temat ciągu $f(RPM, V_{tot})$ w funkcji prędkości obrotowej silnika oraz szybkości lotu zostały dostarczone przez producenta śmigła.

3.2. Model autopilota

Układ sterowania jest w stanie realizować lot według trasy zadanej poprzez zbiór punktów. Schemat struktury autopilota przedstawiono na rys. 3.



Rys. 3. Schemat modelu autopilota

Kanał podłużny odpowiada za utrzymanie zadanej wysokości lotu. Kanał poprzeczny steruje kursem. Utrzymywanie szybkości lotu odbywa się poprzez pętlę sprzężenia zwrotnego sterującą prędkością obrotową silnika. Zastosowano regulatory proporcjonalno-całkująco-różniczkujące działające w układzie kaskadowym. W kanale pionowym pętla wewnętrzna odpowiada za regulację prędkości kątovej pochylania. Pętla pośrednia realizuje sterowanie kątem pochylecia, a pętla zewnętrzna wysokością. Analogicznie, w kanale poprzecznym pętla wewnętrzna steruje prędkością kątovej przechylecia, pętla środkowa kątem przechylecia, a pętla zewnętrzna kursem. Nastawy regulatorów dobrano manualnie za pomocą aplikacji PID Tuner dostępnej w Simulinku. W celu realizacji lotu po zdefiniowanej uprzednio trasie wykorzystano blok Waypoint Follower [20] z biblioteki UAV Toolbox pakietu MATLAB. Sygnałami wyjściowymi z bloku śledzenia trajektorii są zadana wysokość lotu i kurs.

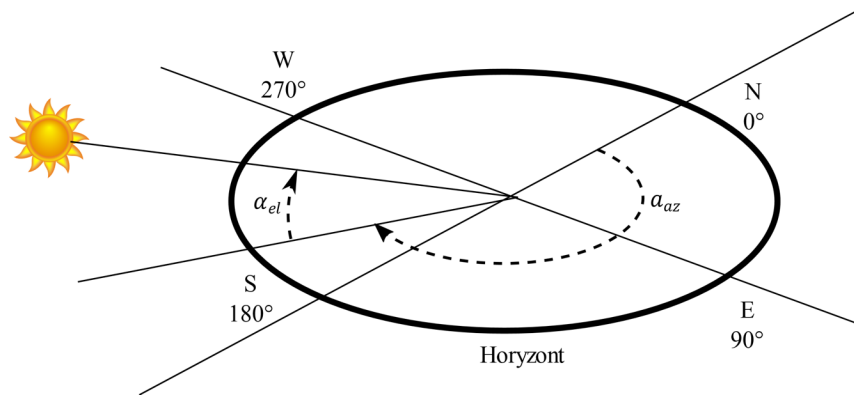
3.3. Model promieniowania słonecznego

W celu zasymulowania ilości pozyskiwanej energii koniecznym było stworzenie modelu promieniowania słonecznego. Pozycję Słońca na niebie zdefiniowano poprzez kąty azymutu a_{az} oraz elewacji α_{el} (rys. 4).

Deklinacja została obliczona jako [21], [22]

$$\delta = 23,45 \sin\left(\frac{360}{365}(284 + n)\right) \quad (3.12)$$

gdzie $n = 1, \dots, 365$ jest kolejnym dniem roku.



Rys. 4. Parametry określające położenia Słońca na nieboskłonie (dla półkuli północnej)

Kąt godzinny [min/°] wyliczono jako

$$t_{ST} = t_{LST} + t_{ET} + (l_{ST} - l_{Local})4 \quad (3.13)$$

Równanie czasu ma postać [22]

$$E = 229,2(0,000075 + 0,001868 \cos B - 0,032077 \sin B - 0,014615 \cos 2B - 0,04089 \sin 2B) \quad (3.14)$$

gdzie $B = (n - 1)(360/365)$.

Elewację α_{el} Słońca wyznaczono z zależności [21], [23]

$$\alpha_{el} = a \sin(\sin \delta \sin \varphi + \cos \delta \cos \varphi \cos h) \quad (3.15)$$

Azymut a_{az} (z zakresu od 0° do 360°) wyliczono jako [23]

$$a_{az} = a \cos \frac{\sin \delta \cos \varphi - \cos \delta \sin \varphi \cos h}{\cos \alpha_{el}} \quad (3.16)$$

Funkcja arcus cosinus przyjmuje wartości od 0° do 180° . Jeżeli kąt godzinny jest ujemny, to wtedy $a_{az} = 360^\circ - a_{az}$. Przy tak sformułowanym warunku a_{az} zmienia się od 0° do 360° . Wszystkie kąty w równaniach (3.13)-(3.17) wyrażono w stopniach. W celu obliczenia natężenia promieniowania padającego na powierzchnię paneli fotowoltaicznych wykorzystano model ASHRAE. Model ten pomija obecność zachmurzenia (nadaje się do obliczeń przy bezchmurnym niebie). Stała słoneczna wynosi $I_0 = 1353 \text{ W/m}^2$. Ilość promieniowania docierająca do górnych granic atmosfery zmienia się o około 3.3% w cyklu rocznym wskutek zmian odległości między Ziemią i Słońcem, a opisana jest przez zależność [21]

$$I = I_0 \left(1 + 0,034 \cos \frac{360n}{365,25} \right) \quad (3.17)$$

Masa optyczna atmosfery określona jest jako [21]

$$m = \frac{1}{\sin \alpha_{el} + 0,50572(6,07995 + \alpha_{el})^{-1,6364}} \quad (3.18)$$

gdzie kąt elewacji α_{el} wyrażony jest w stopniach.

Irradiancja na jednostkę powierzchni prostopadłej do kierunku padania promieni słonecznych jest obliczana wedle wzoru [21], [24]

$$I_{b,N} = I e^{-\tau_b m^b} \quad (3.19)$$

Natomiast dyfuzyjna irradiancja na jednostkę powierzchni poziomej dana jest jako [21], [24]

$$I_{d,h} = Ie^{-\tau_d m^d} \quad (3.20)$$

W modelu pominięto wpływ promieniowania odbitego od powierzchni Ziemi, ponieważ jego natężenie jest pomijalnie małe w porównaniu z dwoma pozostałymi składnikami. Współczynniki τ_b i τ_d zależą od lokalizacji i zmieniają się w ciągu roku. Ich wartości można znaleźć w literaturze [21]. Wielkości b oraz d są określone przez empiryczne zależności [21], [24]

$$\begin{aligned} b &= 1,219 - 0,043\tau_b - 0,151\tau_d - 0,204\tau_b\tau_d \\ d &= 0,202 + 0,852\tau_b - 0,007\tau_d - 0,357\tau_b\tau_d \end{aligned} \quad (3.21)$$

Kąt pomiędzy kierunkiem padania promieniowania słonecznego oraz prostą prostopadłą do powierzchni paneli fotowoltaicznych wyznaczono jako [24], [25]

$$\begin{aligned} \cos \lambda &= \cos \alpha_e \sin \alpha_s (\cos \Psi \sin \Phi - \cos \Phi \sin \Psi \sin \Theta) \\ &\quad - \cos \alpha_e \cos \alpha_s (\sin \Phi \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi \sin \Theta) + \cos \Phi \sin \alpha_e \cos \Theta \end{aligned} \quad (3.22)$$

Moc uzyskiwana przez jednostkową powierzchnię paneli dana jest wzorem

$$P_{sa} = I_b \cos \lambda + I_d \cos^2 \frac{\Phi}{2} \quad (3.23)$$

3.4. Model paneli słonecznych

W modelu paneli pominięto krzywiznę górnej części skrzydła i założono, że panele fotowoltaiczne mogą zostać zamodelowane za pomocą płaskiej powierzchni. Aby uwzględnić ewentualne straty, wprowadzono współczynnik sprawności $\eta_{cam} = 0,9$. Energię uzyskiwaną poprzez panele słoneczne obliczono, całkując w czasie generowaną przez nie moc [26]

$$E_g = \eta \eta_{cam} \eta_{MPPT} S_{sa} \int_0^t P_{sa} dt \quad (3.24)$$

Przyjęto, że sprawność η zastosowanych paneli wynosi 21%. Panele RWE-S-32 w oryginalnej wersji mają sprawność 16.9% (stan na rok 2007), ale technologia ta ciągle się rozwija, więc dopuszczalnym jest przyjęcie większej wartości. Założono, iż sprawność układu śledzenia punktu mocy maksymalnej $\eta_{MPPT} = 0,97$.

Energia pozyskiwana za pomocą paneli jest wykorzystywana do zasilania napędu oraz systemów podkładowych, a także do ładowania akumulatorów. Jeżeli ilość energii uzyskiwana z paneli jest większa niż potrzebna do zasilania wszystkich układów samolotu, to nadwyżka zostaje użyta na doładowanie akumulatora. W przeciwnym przypadku brakująca ilość energii jest na bieżąco czerpana z akumulatora. Szczególnie w nocy, gdy ilość energii uzyskiwana z paneli jest pomijalnie mała, głównym źródłem zasilania staje się akumulator. W modelu przyjęto, że ładowanie akumulatora odbywa się metodą stałoprądową (model ładowarki został uwzględniony w obliczeniach).

3.5. Model wykorzystania energii podczas lotu

Energię zużywaną podczas lotu obliczono jako sumę energii potrzebnej do działania zespołu napędowego $E_R(t)$ oraz energii zużywanej przez pozostałe systemy pokładowe $E_E(t)$

$$E_T(t) = E_R(t) + E_E(t) \quad (3.25)$$

Energia $E_R(t)$ zużywana przez silnik elektryczny została obliczona jako

$$E_R(t) = \int_{t_0}^{t_k} \tau(t) \Omega(t) dt \quad (3.26)$$

gdzie τ to moment oporowy silnika, Ω prędkość obrotowa, t_0 czas początkowy, t_k czas końcowy. Równanie opisujące dynamikę silnika jest następujące

$$I_{zp} \dot{\Omega}(t) = \tau(t) - k_m \Omega^2(t) - D_v \Omega(t) \quad (3.27)$$

gdzie I_{zp} to moment bezwładności obracającego się zespołu śmigło i wirnik silnika, k_m współczynnik momentu oporowego śmigła, natomiast D_v to współczynnik tarcia lepkiego silnika. Wstawiając przekształcone ze względu na $\tau(t)$ równanie (3.26) i (3.27) oraz uwzględniając efektywność f_r , otrzymano

$$E_m = \int_{t_0}^{t_k} \frac{I_{zpz} \dot{\Omega}(t) + k \Omega^2(t) + D_v \Omega(t)}{f_r(\tau(t), \Omega(t))} \Omega(t) dt \quad (3.28)$$

Założono, że zapotrzebowanie na moc P_{sub} przez systemy pokładowe (autopilot, serwomechanizmy, czujniki, odbiornik zdalnego sterowania) jest stałe w czasie i ma wartość 11 W, a więc zużywana przez nie energia wynosi

$$E_E(t) = \int_{t_0}^{t_f} P_{sub} dt \quad (3.29)$$

3.6. Model akumulatora

W modelu akumulatora pominięto wpływ temperatury oraz procesów starzenia na działanie urządzenia. W celu zamodelowania zmian napięcia wykorzystano model Shepherd'a [27]-[29]. Zmiana napięcia na akumulatorze podczas procesu rozładowania opisana jest poprzez zależność [30]

$$U_{disch} = E_0 - K \frac{Q}{Q - \int_0^t I dt} (I^* + I) + A e^{-B \int_0^t I dt} - RI \quad (3.30)$$

gdzie U_{disch} to aktualne napięcie na akumulatorze, E_0 napięcie obwodu otwartego (22,2 V), K stała polaryzacji (0,029967 A/Ah), Q pojemność akumulatora (5 Ah), I natężenie prądu, I^* pochodna natężenia prądu po czasie, A amplituda strefy wykładniczej (1,6795 V), B pojemność wykładnicza (12,2124 A/h), R rezystancja wewnętrzna akumulatora (założono wartość 0,04 Ω).

Podczas ładowania napięcie zmienia się według zależności [27]-[29]

$$U_{char} = E_0 - K \frac{Q}{\int_0^t I dt + 0,1Q} I^* - K \frac{Q}{Q - \int_0^t I dt} I + A e^{-B \int_0^t I dt} - RI \quad (3.31)$$

4. Uzyskane rezultaty badań

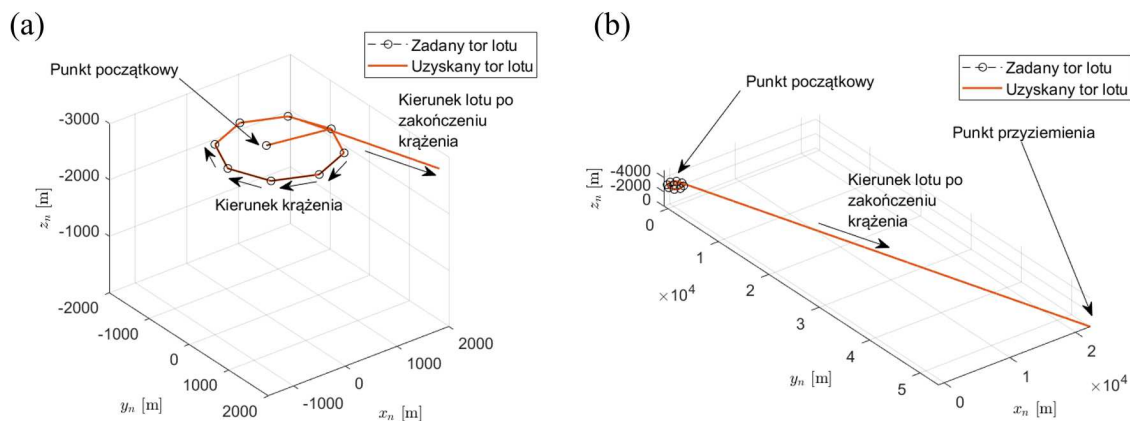
Stworzony model matematyczny systemu został zaimplementowany w pakiecie MATLAB/Simulink R2020b. Działanie ładowarki oraz baterii odwzorowano, korzystając z biblioteki Simscape Electrical. Program następnie zoptymalizowano pod kątem uzyskania jak największej

wydajności obliczeniowej i skrócenia czasu jego wykonywania. Równania ruchu całkowane były przy wykorzystaniu stałokrokowej metody Rungego-Kutty 4 rzędu z krokiem czasowym 0,01 s.

Celem badań było sprawdzenie, w jakim stopniu dodanie paneli fotowoltaicznych zwiększy długotrwałość lotu o różnych porach roku (a więc przy różnym natężeniu promieniowania słonecznego). Zrealizowano trzy scenariusze symulacji:

- zasilanie tylko z akumulatora (układ fotowoltaiczny zainstalowany na pokładzie, ale wyłączony),
- zasilanie z akumulatora i paneli – lot 21 czerwca o godzinie 10 czasu środkowoeuropejskiego letniego CEST (czyli o 8 czasu uniwersalnego UTC),
- zasilanie z akumulatora i paneli – lot 21 grudnia o godzinie 9 czasu środkowoeuropejskiego CET (czyli też o 8 czasu uniwersalnego UTC).

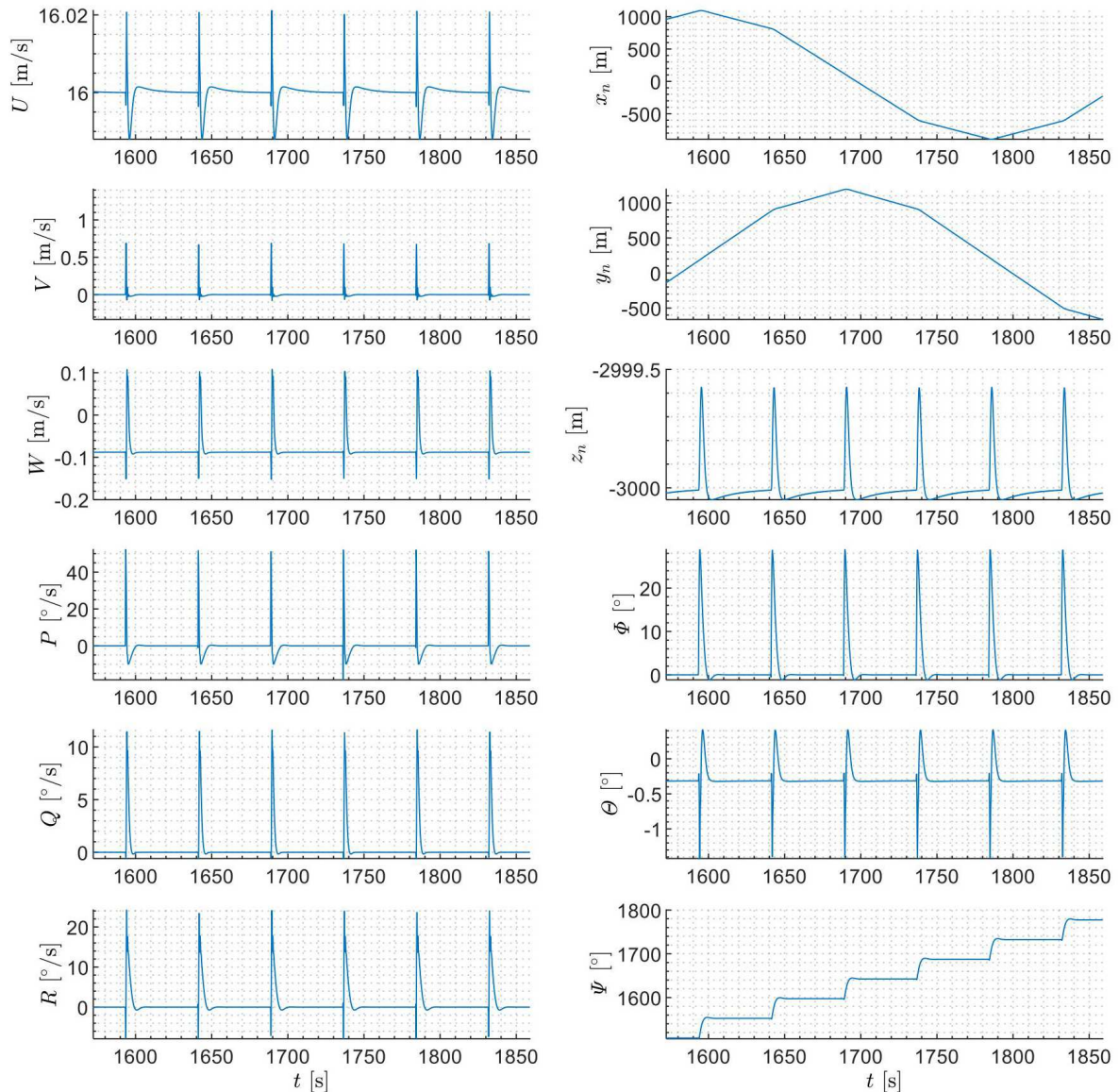
W każdym scenariuszu warunki początkowe były identyczne. Wyznaczano je dla lotu ustalonego poziomego i wynosiły one: $U_0 = 16$ m/s, $V_0 = 0$ m/s, $W_0 = -0,0878$ m/s, $\Phi_0 = 0^\circ$, $\Theta_0 = -0,31457^\circ$, $\Psi_0 = 0^\circ$, $P_0 = Q_0 = R_0 = 0^\circ/\text{s}$, $x_n = y_n = 0$ m, $z_n = -3000$ m. Założono, że pozycja początkowa samolotu odpowiada lokalizacji o współrzędnych geograficznych 51°N i 21°E . Początkowy stopień naładowania akumulatora wynosił 80%. Samolot realizował lot po ośmiokącie wpisanym w okrąg o promieniu 1000 m na stałej wysokości 3000 m. Trasa lotu (rys. 5) została zadana poprzez zbiór punktów kontrolnych. Dany punkt trasy był uznawany za osiągnięty, jeśli samolot znalazł się wewnątrz sfery o promieniu mniejszym niż 5 m i środku umiejscowionym w tymże punkcie kontrolnym. Jeżeli stopień naładowania akumulatora był mniejszy niż 7% (rezerwa potrzebna do zasilania systemów pokładowych), to zespół napędowy był wyłączany i samolot kończył krążenie, a rozpoczynał zniżanie beznapędowe, utrzymując stały kurs. Jeżeli ilość energii wynosiła mniej niż 5%, to wyłączane były wszystkie systemy, aby zapobiec spadkowi napięcia na akumulatorze poniżej dozwolonej krytycznej wartości. Symulacja trwała do wyczerpania energii dostępnej na pokładzie i przyziemienia samolotu. W ten sposób sprawdzono, ile wynosi długotrwałość lotu dla danej konfiguracji.



Rys. 5. Tor lotu realizowany w symulacji numerycznej: (a) zbliżenie fazy krążenia, (b) przelot do punktu przyziemienia

Zmiany prędkości liniowych, prędkości kątowych, współrzędnych położenia oraz kątów orientacji przestrzennej dla scenariusza numer 1 (lot z wyłączonym układem paneli) przedstawiono na rys. 6.

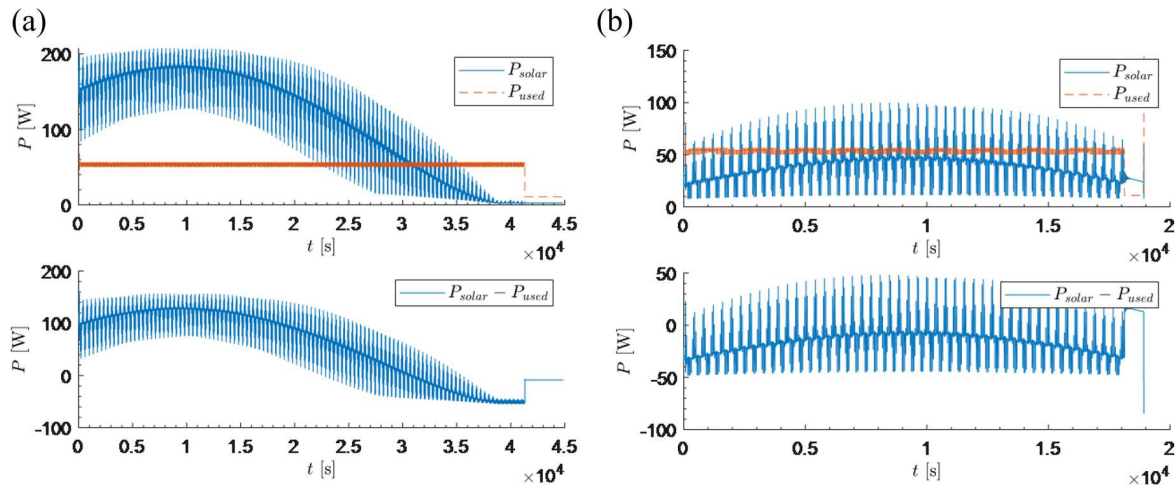
Autopilot utrzymywał szybkość lotu około 16 m/s. Kolejne impulsy szpilkowe spowodowane były przez zmianę kierunku lotu, która odbywała się przy przelatywaniu przez kolejne punkty kontrolne trasy. Pomiedzy dwoma kolejnymi punktami trasy samolot poruszał się lotem poziomym ustalonym. W chwili omijania danego punktu trasy kąt przechylenia samolotu wynosił około 30° .



Rys. 6. Parametry lotu samolotu dla scenariusza nr 1 (wybrany fragment zapisu)

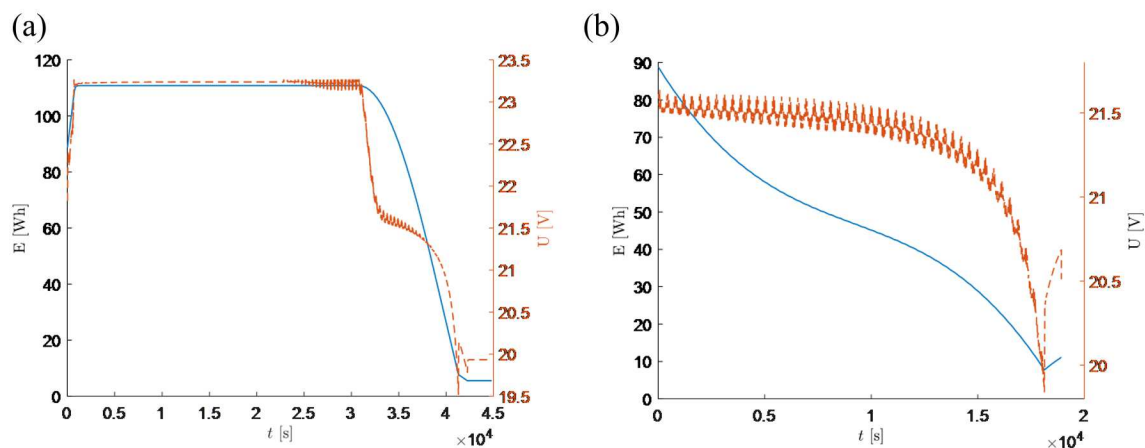
Bilans mocy podczas lotu przedstawiono na rys. 7. Górne wykresy ilustrują moc generowaną przez panele (niebieska ciągła linia) oraz moc używaną przez wszystkie systemy samolotu (czerwona przerywana linia). Na dolnych wykresach przedstawiono różnicę między mocą generowaną oraz zużywaną.

Czas lotu w scenariuszu nr 1 wyniósł 8890 s. Włączenie układu fotowoltaicznego spowodowało wydłużenie czasu lotu. W scenariuszu nr 2 wyniósł on 44814 s, natomiast w ostatnim przypadku 18920 s. Moc potrzebna do lotu to około 50 W. Wykonywanie zakrętów przez samolot wywołało istotne chwilowe zmiany ilości pozyskiwanej mocy, ponieważ zmieniała się wtedy orientacja przestrzenna paneli względem kierunku padania promieni słonecznych. Jeżeli Słońce znajdowało się odpowiednio wysoko nad horyzontem, to ilość mocy pozyskiwana z układu fotowoltaicznego była większa niż ilość mocy potrzebna do lotu. Nadwyżka była wtedy wykorzystywana na ładowanie akumulatora. Podczas lotu 21 czerwca po około 30000 s panele zaczęły generować mniej mocy niż wynosi zapotrzebowanie wszystkich układów samolotu i rozpoczęło się wykorzystywanie energii zgromadzonej w akumulatorze. W locie 21 grudnia panele średnio generowały znacznie mniej mocy w porównaniu do lotu w czerwcu.



Rys. 7. Moc potrzebna do lotu pozyskiwana z paneli oraz ich różnica: (a) 21 czerwca, (b) 21 grudnia

Na rys. 8 zilustrowano zmiany podstawowych parametrów pracy akumulatora w funkcji czasu.



Rys. 8. Ilość energii w akumulatorze i napięcie na akumulatorze: (a) 21 czerwca, (b) 21 grudnia

W locie z 21 czerwca ilość energii zgromadzonej w akumulatorze wzrastała, a następnie utrzymywała się na stałej wartości 111 Wh, co odpowiada pełnemu naładowaniu. Napięcie zmniejszało się wraz z rozładowywaniem akumulatora, a na końcu lotu wynosiło około 20 V. W locie z 21 grudnia ilość energii dostępnej w akumulatorze zmniejszała się od początku lotu. Uzyskane wyniki jednoznacznie wskazują, iż zastosowanie paneli słonecznych wydłuża długotrwałość lotu.

5. Podsumowanie i dyskusja

Wyniki symulacji komputerowych wskazują, że wyposażenie samolotu w zestaw paneli fotowoltaicznych pozwala na zwiększenie długotrwałości lotu latem 5-krotnie, a zimą 2-krotnie w porównaniu do samolotu zasilanego jedynie z pojedynczego akumulatora (z wyłączonym układem fotowoltaicznym). W odniesieniu do warunków krajowych fundamentalną kwestią mającą wpływ na wydajność systemu są warunki pogodowe. Dla miesięcy zimowych ilość możliwej do uzyskania energii jest znacznie mniejsza niż podczas lata.

Dalsze prace powinny koncentrować się na wykonaniu testów w locie rzeczywistej konstrukcji oraz późniejszej walidacji opracowanego modelu symulacyjnego systemu. Możliwe jest także rozbudowanie modelu promieniowania słonecznego tak, aby uwzględniał zachmurzenie.

Bibliografia

1. BENCATEL R., KABAMBA P., GIRARD A., Perpetual dynamic soaring in linear wind shear, *J. Guid. Control. Dyn.*, **37**, 5, 1712-1716, 2014
2. BOSLOUGH M.B.E., Autonomous dynamic soaring platform for distributed mobile sensor arrays, *Sandia Natl. Lab.*, **SAND2002-1**, 1-54, 2002
3. GAO C., LIU H.H.T., Dubins path-based dynamic soaring trajectory planning and tracking control in a gradient wind field, *Optim. Control Appl. Methods*, **38**, 2, 147-166, 2017
4. HONG H., ZHENG H., HOLZAPFEL F., TANG S., Dynamic soaring in unspecified wind shear: A real-time quadratic-programming approach, *27th Mediterr. Conf. Control Autom. MED 2019 – Proc.*, 600-605, 2019
5. MONTGOMERY S.A., MOURTOS N.J., Design of a 5 kilogram solar-powered unmanned airplane for perpetual solar endurance flight, *49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Jt. Propuls. Conf.*, **1**, Part F, no. July 2013, 2013
6. OETTERSHAGEN P., *Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicles: Design and Environment-Aware Navigation for Robust Low-Altitude Multi-Day Continuous Flight*, DOI: 10.3929/ethz-b-000265638, 2018
7. NOTH A., History of solar flight (Report), Autonomous Systems Lab., Swiss Federal Institute of Technology Zürich, July 2008
8. RAJENDRAN P., SMITH H., Implications of longitude and latitude on the size of solar-powered UAV, *Energy Convers. Manag.*, **98**, 107-114, 2015
9. NOTH A., ENGEL W., SIEGWART R., Design of an ultra-lightweight autonomous solar airplane for continuous flight, *Springer Tracts Adv. Robot.*, **25**, no. January 2005, 441-452, 2006
10. NOTH A., BOUABDALLAH S., MICHAUD S., SIEGWART R., ENGEL W., SKY-SAILOR Design of an autonomous solar powered martian airplane, *8th ESA Workshop on Advanced Space Technologies for Robotics and Automation (ASTRA 2004)*, 2-4 November, ESA/ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 2004
11. NOTH A., SIEGWART R., ENGEL W., Design of solar powered airplanes for continuous flight, *Environ. Res.*, 18010, 18, 2007
12. DIEPEVEEN N., The sun-surfer design and construction of a solar powered MAV, *Tech. Rep., Autonomous Systems Lab, Swiss Federal Institute of Technology in Zurich, Switzerland*, p. 58, 2007
13. DWIVEDI V.S., PATRIKAR J., ADDAMANE A., GHOSH A.K., MARAAL: A low altitude long endurance solar powered uav for surveillance and mapping applications, *2018 23rd Int. Conf. Methods Model. Autom. Robot. MMAR 2018*, 2005, 449-454, 2018
14. NOLL T.E., BROWN J.M., PEREZ-DAVIS M.E., ISHMAEL S.D., TIFFANY G.C., GAIER M., Investigation of the helios prototype aircraft mishap, *Mishap Rep.*, **I**, January, 100, 2004
15. NASA Armstrong Fact Sheet: Pathfinder Solar-Powered Aircraft, [online], <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-034-DFRC.html>
16. NASA Armstrong Fact Sheet: Centurion Remotely Piloted Solar-Powered Airplane, [online], <https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-056-DFRC.html>
17. ZHU X., GUO Z., HOU Z., Solar-powered airplanes: A historical perspective and future challenges, *Prog. Aerosp. Sci.*, **71**, 36-53, 2014

18. BRONZ M., MOSCHETTA J.M., BRISSET P., GORRAZ M., Towards a Long Endurance MAV, *Int. J. Micro Air Veh.*, **1**, 4, 241-254, 2009
19. ŻUGAJ M., BIBIK P., JACEWICZ M., UAV aircraft model for control system failures analysis, *J. Theor. Appl. Mech.*, **54**, 4, 1405-1415, 2016
20. Waypoint Follower, [online], <https://www.mathworks.com/help/uav/ref/waypointfollower.html>
21. GOSWAMI D.Y., *Principles of Solar Engineering*, 3rd Ed., 2015
22. DECEASED J.A.D., BECKMAN W.A., *Solar Engineering of Thermal Processes*, **3**, 3, 1982
23. MUNEER T., *Solar Radiation and Daylight Models*, 1-347, 2007
24. LE W., XUE Z., CHEN J., ZHANG Z., Coverage path planning based on the optimization strategy of multiple solar powered unmanned aerial vehicles, *Drones*, **6**, 8, 203, 2022
25. HUANG H., SAVKIN A.V., Path planning for a solar-powered UAV inspecting mountain sites for safety and rescue, *Energies*, **14**, 7, 2021
26. LI K., WU Y., BAKAR A., WANG S., LI Y., WEN D., Energy system optimization and simulation for low-altitude solar-powered unmanned aerial vehicles, *Aerospace*, **9**, 6, 2022
27. SAW L.H., SOMASUNDARAM K., YE Y., TAY A.A.O., Electro-thermal analysis of Lithium Iron Phosphate battery for electric vehicles, *J. Power Sources*, **249**, 231-238, 2014
28. TREMBLAY O., DESSAINT L.A., Experimental validation of a battery dynamic model for EV applications, *World Electr. Veh. J.*, **2**, 289-298, 2009
29. VARINI M., CAMPANA P.E., LINDBERGH G., A semi-empirical, electrochemistry-based model for Li-ion battery performance prediction over lifetime, *J. Energy Storage*, **25**, January, p. 100819, 2019
30. JACEWICZ M., ŻUGAJ M., GŁĘBOCKI R., BIBIK P., Quadrotor model for energy consumption analysis, *Energies*, **15**, 7136, 2022, DOI: 10.3390/EN15197136/S1

Flying strategies as potential sources of energy harvesting for UAV

Unmanned Aerial Vehicles have become more and more popular flying objects in the recent decades. With the versatility of applications starting from pure hobby use through professional photography or rescue and surveillance missions, those platforms have to meet rigorous requirements. Development, miniaturization and mass production of electronic components allowed significant variation in platform configurations or size. Nevertheless, all designs continuously face the same challenge – limited flight endurance. A possible solution to this problem may be application of renewable energy sources in form of solar energy or thermal updrafts. Flying techniques used by birds and then successfully reproduced by glider pilots are the best evidence for a flight endurance extension. Solar energy accumulated in batteries during the day may be used for powering the plane for night hours. Within this article, an overview of the platforms capable of performing perpetual flight is presented. Based on the analysis, advantages and limitations of such a construction are presented. Conclusions at this stage are a key requirement for the development of a unique research platform. Firstly, the influence of flying techniques for energy production from the sun during flight is investigated. Due to the fact that the proposed solutions are sensitive to weather conditions and strongly depend on geographical locations, the authors' objective is to examine possible benefits of flight time extensions. Simulations with the use of MATLAB/Simulink software have been completed to determine the UAV energy balance. In this analysis, characteristic data for propulsion units have been used including propeller, electronic speed controller and electric engine. Conclusions from this stage will be used for the platform optimization process. Further works will focus on an effective combination of flying techniques incorporating thermal updrafts.