



Eksperymentalna weryfikacja algorytmów sterowania zrzutem spadochronowym z wykorzystaniem GPS

KRZYSZTOF KICZYŃSKI, JERZY ŻUK

Wojskowa Akademia Techniczna, Instytut Optoelektroniki,
00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

Streszczenie. Zastosowanie GPS w zrzutach spadochronowych daje liczne korzyści, w tym przede wszystkim zwiększa liczbę dostępnych stref zrzutu oraz znacząco poprawia precyzję dostarczenia ładunku. Wpływa także na bezpieczeństwo samolotu i jego załogi. Wynika to bezpośrednio z czasu przebywania w strefie zrzutu. Długość strefy zrzutu wyznacza się obecnie na co najmniej 500 m. Dla zrzutów wielokrotnych z jednego samolotu długość ta przekracza nawet 1 km. W celu skrócenia tego dystansu możliwe jest wykonanie kilku podejść, ale nie jest to dobre rozwiązanie ze względu na zagrożenie ze strony obrony przeciwlotniczej. Dodatkowo, w celu osiągnięcia dokładności zrzutu lepszej niż 100 m, samolot powinien lecieć na wysokości 150-600 m w zależności od ukształtowania strefy lądowania, rodzaju ładunku i typu spadochronu.

Znacznie lepsze parametry uzyskuje się przy zastosowaniu spadochronów szybkobieżnych sterowanych sygnałem GPS. Standardowa strefa wielokrotnego zrzutu o długości 1 km umożliwia osiągnięcie strefy lądowania na znacznie mniejszym obszarze. Także wysokość wykonania zrzutu jest znacznie większa, dzięki czemu wzrasta bezpieczeństwo samolotu i załogi.

W artykule omówiono kilka algorytmów sterowania zrzutem spadochronowym. Autorzy skupili się szczególnie na dwóch algorytmach sterowania lotem spadochronu — z pojedynczym nawrotem oraz z wieloma nawrotami. Opracowano także metodę pomiaru prędkości wiatru w czasie lotu spadochronu. Opiera się ona na wykonaniu przez spadochron nawrotu o 180°. Szczególną uwagę zwrócono na procedurę lądowania, której algorytm zapewnia maksymalne bezpieczeństwo ładunku przy zetknięciu z ziemią.

Opracowane i przeanalizowane algorytmy sterowania lotem zostały zweryfikowane praktycznie. Zbudowano fizyczny model urządzenia do zrzutu sterowanego sygnałami GPS, wykorzystując spadochron szybkobieżny o powierzchni czaszy 24 m² oraz silniki bezszczotkowe prądu stałego do wyciągania linek sterujących. Wykonano 27 zrzutów, z których tylko 2 zakończyły się niekontrolowanym upadkiem na ziemię i zniszczeniem urządzenia. Uzyskano 12 lądowań w strefie poniżej 100 m od punktu docelowego oraz 6 w strefie 100-200 m. Udało się zweryfikować użyteczność algorytmów sterowania na korzyść rozwiązania z pojedynczym zwrotem. Dla tego algorytmu uzyskano 9 lądowań w strefie do

100 m na 14 wykonanych. Dla algorytmu z wieloma zwrotami tylko 3 lądowania na 11 wykonanych miały miejsce w odległości do 100 m od punktu docelowego.

Słowa kluczowe: elektronika, spadochron szybujący, GPS

Wstęp

Zdalne sterowanie spadochronowymi zrzutami powietrznymi jest pożądane w wielu sytuacjach zarówno na polu walki jak i w czasie pokoju. Przede wszystkim umożliwia wykonanie precyzyjnego zrzutu z wysokości nawet ponad 4 km, co znacznie zmniejsza zagrożenie dla maszyny transportowej ze strony naziemnej broni przeciwlotniczej. Sterowane zrzuty spadochronowe w zastosowaniach niemilitarnych mogą być wykorzystane do zaopatrywania ludności na terenach, gdzie niemożliwe jest lądowanie samolotu lub śmigłowca. Ma to olbrzymie znaczenie np. w czasie występowania klęsk żywiołowych.

Armia USA od 2003 r. wykorzystuje m. in. system sterowanego zrzutu spadochronowego Sherpa, który zapewnia zrzuty ładunku o masie do 4535 kg z wysokości do 11 km z rozrzutem od punktu docelowego do 100 m [1].

We wrześniu 2007 r. przyjęty został do finansowania przez Ministerstwo Nauki i Szkolnictwa Wyższego projekt badawczy własny pt. „System precyzyjnego zrzutu ładunków na spadochronie z wykorzystaniem GPS”. Celem projektu było wykonanie oraz przebadanie w pełni funkcjonalnego modelu systemu programowalnego zdalnie sterowanego zrzutu z wykorzystaniem spadochronu szybującego zintegrowanego z urządzeniem GPS.

1. Zrzuty zdalnie sterowane w kraju i na świecie

W USA w latach 50. ubiegłego wieku zaczęto prowadzić pierwsze prace koncepcyjne nad systemami spadochronowego zrzutu sterowanego [2]. Dopiero w 1968 r. Grupa Testów Systemu w Locie opracowała regulamin prób w locie i przeprowadziła pierwsze próby zrzutu ładunków. W 1981 r. powstała Grupa Techniczna Testów w Locie (*Flight Test Techniques Group*) natomiast rzeczywiste przyspieszenie prac nad rozwojem i zastosowaniem sterowanych zrzutów spadochronowych w wojsku dokonało się w 2004 r. w wyniku decyzji kierownictwa NATO o powołaniu grupy roboczej ds. badania możliwości systemów precyzyjnego zrzutu ładunków (*Joint Precision Airdrop Capability Working Group*). Przeprowadzono wówczas serię testów systemu Sherpa na terytorium Iraku. W efekcie armia amerykańska zakupiła 20 zestawów systemu Sherpa za prawie 2 mln dolarów.

Pierwsze w Polsce rozwiązanie zagadnienia sterowanego zrzutu spadochronowego zostało zgłoszone przez wykonawców projektu do opatentowania w 2001 r. Jeden z patentów opisuje system przeznaczony do zrzucania ładunków [3],

dwa inne sposoby śledzenia, identyfikacji i niszczenia celów naziemnych oraz nawodnych [4, 5], kolejny zawiera układ do sterowania opadaniem spadochronu ze skoczkiem [6]. Zgłoszone są również opracowania zdalnie sterowanego powietrznego urządzenia śledzącego [7, 8]. Autorzy patentów wykonali zmniejszone modele opisywanych urządzeń (powierzchnia czaszy spadochronu około 4 m^2) oraz przeprowadzili próby dla zweryfikowania przyjętych rozwiązań.

Należy podkreślić, że są to pionierskie konstrukcje tego typu w Polsce. Obecnie na świecie stosowanych jest kilka systemów zrzutu spadochronowego zdalnie sterowanego: Sherpa, Snowgoose, Screamer, Dragonfly, SPADES, AGAS. Armia USA od 2003 r. wykorzystuje system sterowanego zrzutu spadochronowego Sherpa (Guided Parachute Cargo System). Według producenta (Mist Mobility Integrated System Technology Inc. z Kanady) system zapewnia zrzut ładunku o masie do 540 kg z wysokości do 11 km z rozrzutem od punktu docelowego do 200 m. Naprowadzanie na punkt docelowy może odbywać się jednym z czterech sposobów:

- wykorzystując sygnał GPS,
- stosując nadajnik radiowy sygnału naprowadzania,
- przez zdalne sterowanie naziemne,
- przez zdalne sterowanie z powietrza.

Podobne możliwości ma system AGAS [9].

Nieco inne rozwiązanie zdalnego sterowania zrzutem spadochronowym próbowały zastosować podczas wojny w Afganistanie wojska rosyjskie. Skoczek spadochronowy kierował drogą radiową opadaniem ładunku na spadochronie transportowym. System ten nie sprawdził się w górzystym ukształtowaniu terenu, powodując starty zarówno wśród skoczków jak i ładunku.

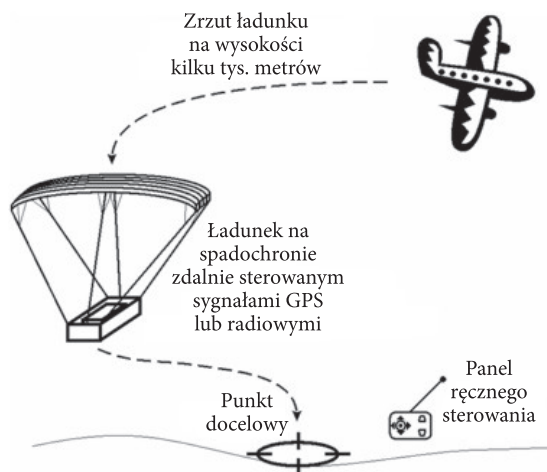
Istotną wadą systemów zrzutu precyzyjnego jest wysoka cena. Całkowity koszt jednego egzemplarza systemu Sherpa to 68 000 dolarów. Autorzy szacują, że koszt wytworzenia w kraju systemu opisanego w projekcie nawet przy produkcji jednostkowej powinien być około czterokrotnie niższy.

2. Budowa i działanie systemów zrzutu sterowanego.

Spadochronowe zrzuty sterowane zapewniają największą precyzję dostarczania ładunków metodą desantowania. Aby uzyskać zrzut sterowany, należy wyposażyć spadochron szybujący w mechanizm zdolny zmieniać długość jego linek sterowniczych w stosunku do podwieszonego obciążenia. W ten sposób steruje się geometrią latającego skrzydła a co za tym idzie — wektorem ruchu [10].

Na rysunku 1 pokazano poglądowo istotę działania zrzutu sterowanego.

Zrzut sterowany jest wykonywany zazwyczaj z wysokości kilku tysięcy metrów. Dzięki temu uzyskuje się odpowiedni zapas wysokości do wykonywania manewrów spadochronem oraz zmniejsza się narażenie samolotu transportowego na działanie



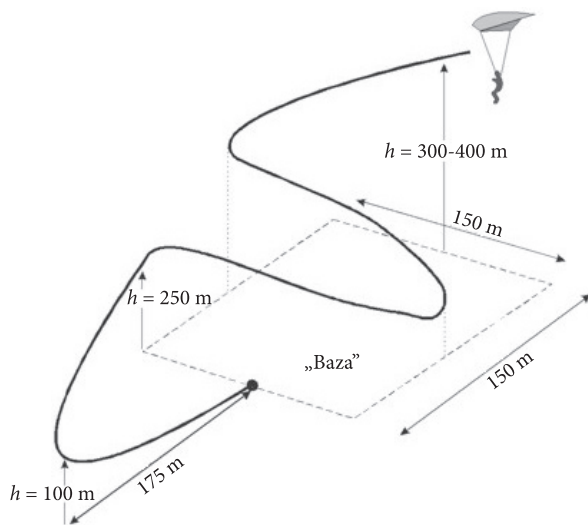
Rys. 1. Spadochronowy zrzut sterowany

broni przeciwlotniczej. Po rozwinięciu czaszy spadochron wykonuje lot ślizgowy według algorytmu zaimplementowanego w układzie sterowania. Sygnały sterujące mogą pochodzić od wbudowanego urządzenia GPS albo też mogą być przesyłane drogą radiową z ziemi bądź statku powietrznego unoszącego się nad strefą lądowania. W niektórych systemach zrzutu sterowanego — szczególnie przeznaczonych dla ładunków o masie kilkuset kilogramów — w końcowej fazie lotu na wysokości 200-300 metrów nad punktem docelowym otwierany jest dodatkowy niesterowany spadochron towarowy o czaszy kolistej, który zmniejsza prędkość opadania.

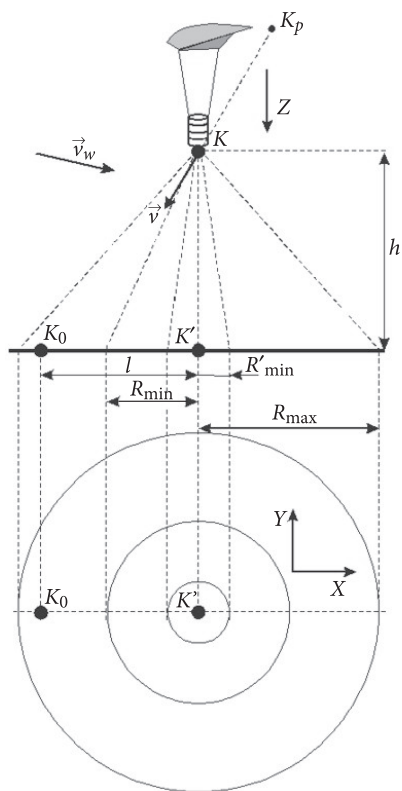
Najczęściej stosowaną metodykę osiągnięcia zadanego punktu w skokach na spadochronach szybujących przedstawiono na rysunku 2 [11].

Skoczek powinien ustawić się w linii prostej do punktu lądowania pod wiatr. Steruje spadochronem, ściągając lub popuszczając linki sterownicze zakończone kołkami sterowniczymi. Zalecane jest wykonywanie wszelkich manewrów przy spadochronie zahamowanym do około 50%, co daje możliwość zmniejszenia lub zwiększenia prędkości w maksymalnym zakresie. W odległości około 150 m od punktu lądowania wysokość skoczka powinna zawierać się w przedziale 300-400 m. W obszarze kwadratu 150 na 150 m nazywanego bazą wykonuje się kilka łagodnych zakrętów tak, aby osiągnąć róg bazy bliski punktowi lądowania na wysokości około 250 m. Zakończenie ostatniego zakrętu i ustawienie się na prostej do punktu lądowania powinno być wykonane nie niżej niż na 100 m. Opisana metodyka zapewnia wysoką precyzję lądowania, wymaga jednak od skoczka wprawy i doświadczenia. W zrzutach zdalnie sterowanych nie można liczyć na udział skoczka spadochronowego. Miejsce człowieka zajmuje mechanizm sterowany odpowiednim algorytmem.

Na rysunku 3 pokazano podstawowe oznaczenia zastosowane przez Autorów do analizy zależności występujących podczas lotu spadochronu szybującego.



Rys. 2. Wzorcowy przebieg lądowania skoczka na spadochronie szybkim



Rys. 3. Zasięg zrzutu spadochronowego

Do rozważań przyjęto, że położenie zrzutu spadochronowego będzie reprezentowane przez punkt K , którego położenie w przestrzeni określają współrzędne x, y, z . Projektacja tego punktu na płaszczyznę lądowania daje punkt K' . Odległość l między K' a punktem lądowania K_0 wyznacza się jako wartość bezwzględna różnicy współrzędnych $K' - K_0$. Maksymalny zasięg lotu spadochronu na płaszczyźnie lądowania oznaczono przez R_{\max} , zasięg minimalny przez R_{\min} . Minimalny zasięg oznaczony jako R'_{\min} jest osiąganym wyłącznie w locie manewrowym. Spadochron porusza się z prędkością \vec{v} , prędkość wiatru to \vec{v}_w . Punkt położenia K zrzutu w przestrzeni wraz z punktem lądowania K_0 tworzą wektor położenia zrzutu \vec{K} . Opisane wielkości pozwalają na zbudowanie prostego modelu matematycznego zrzutu spadochronowego sterowanego na podstawie równania ruchu jednostajnie zmiennego:

$$\vec{K}(x, y, z, t) = \vec{K}_p + \vec{v} \cdot t, \quad (1)$$

gdzie: K_p — położenie początkowe zrzutu (w chwili $t = 0$, jest to czas, od którego można założyć, że zrzut porusza się ruchem jednostajnym prostoliniowym;
 t — czas.

Uwzględniając, że prędkość zrzutu jest geometryczną sumą prędkości spadochronu \vec{v}_s w nieruchomej masie powietrza (teoretyczna prędkość własna spadochronu) i prędkości wiatru \vec{v}_w :

$$\vec{v} = \vec{v}_s + \vec{v}_w, \quad (2)$$

można zapisać model (1) w następującej postaci:

$$\vec{K}(x, y, z, t, \vec{v}_w) = \vec{K}_p + (\vec{v}_s + \vec{v}_w) \cdot t. \quad (3)$$

Wartości współrzędnych x, y, z są uzyskiwane z odbiornika GPS, zatem postać zależności (4) uprości się:

$$\vec{K}(t, \vec{v}_w) = \vec{K}_p + (\vec{v}_s + \vec{v}_w) \cdot t. \quad (4)$$

Prędkość spadochronu szybującego zależy także od geometrii czaszy spadochronu, a tę można zmieniać za pomocą długości a, b jego linek sterujących. Zmieniając wartości a, b wpływa się na prędkość oraz trajektorię lotu spadochronu. Zdefiniujmy trójwymiarową funkcję sterującą \vec{A}_s zależną od geometrii czaszy spadochronu, która jednocześnie jest funkcją położenia linek sterujących i decyduje o wartości wektora prędkości zrzutu:

$$\vec{A}_s = f(a, b), \quad (5)$$

$$\vec{v}_s = \vec{A}_s \cdot v_{s0}, \quad (6)$$

gdzie prędkość v_{s0} jest określona przy linkach sterujących ściągniętych do połowy wartości maksymalnej ($a, b = 1/2 (a, b)_{\max}$), co w praktyce oznacza, że moduł wektora prędkości zrzutu jest równy połowie zakresu jego zmienności podanej przez producenta:

$$\left. \begin{aligned} v_{s0} &= \frac{\bar{v} + \bar{v}_w}{\bar{A}_{s0}} \\ v_{s0} &\equiv \frac{v_{s0\max} + v_{s0\min}}{2} \end{aligned} \right\}. \quad (7)$$

Wektor \bar{A}_{s0} należy traktować jako stałą, której wartość najwygodniej jest przyjąć w postaci wektora jednostkowego $\bar{A}_{s0} = [1, 1, 1]$.

Z zależności (4) i (6) można wyznaczyć funkcję \bar{A}_s w postaci:

$$\bar{A}_s = \frac{\bar{K}(t, \bar{v}_w, \bar{A}_s) - \bar{K}_p}{v_{s0} \cdot t} + \frac{\bar{v}_w}{v_{s0}}. \quad (8)$$

Pod względem analitycznym lądowanie zrzutu spadochronowego w zadanym punkcie K_0 oznacza osiągnięcie $\bar{K} = 0$, zatem z postaci (8) modelu zrzutu można wyciągnąć następujące wnioski:

- układ sterowania powinien reagować proporcjonalnie do położenia zrzutu początkowego \bar{K}_p oraz bieżącego \bar{K} ,
- układ sterowania powinien równoważyć wpływ prędkości wiatru na lot spadochronu, uwzględniając prędkość własną spadochronu.

Teoretycznie występują zatem trzy zmienne, na które musi reagować układ sterowania, aby doprowadzić do lądowania zrzutu w zadanym punkcie: położenie spadochronu w przestrzeni \bar{K} , prędkość własna spadochronu v_{s0} oraz prędkość wiatru \bar{v}_w . Podstawiając z zależności (7) do zależności (8) prędkość v_{s0} , otrzymamy funkcję sterującą w postaci:

$$\bar{A}_s = \frac{(\bar{K} - \bar{K}_p) \cdot \bar{A}_{s0}}{t \cdot (\bar{v} - \bar{v}_w)} - \frac{\bar{v}_w \cdot \bar{A}_{s0}}{\bar{v} - \bar{v}_w}, \quad (9)$$

dzięki czemu wyeliminowana została zmienna \bar{v}_{s0} . Pozostały zatem dwie zmienne, których wartość powinna być znana, aby możliwe było stabilne sterowanie zrzutem spadochronowym — położenie zrzutu w przestrzeni K i prędkość wiatru \bar{v}_w . Współrzędne położenia zrzutu pobierane są z GPS, natomiast prędkość wiatru musi być wyznaczana w trakcie lotu, ponieważ jest zmienna zarówno w funkcji czasu jak i położenia w przestrzeni.

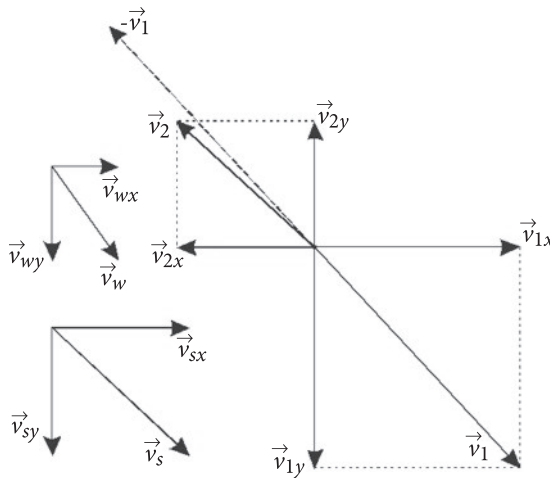
3. Algorytmy sterowania zrzutem spadochronowym

W projekcie zrealizowanym przez Autorów poddano próbom kilka algorytmów lądowania sterowanym spadochronem szybującym. W eksperymentach wykorzystano spadochron szybujący dziewięciokomorowy o powierzchni czaszy $24,37 \text{ m}^2$.

Pierwszą niewiadomą, jaka musi być wyznaczona w celu efektywnego zdalnego sterowania spadochronem, jest prędkość wiatru.

3.1. Wyznaczenie prędkości wiatru

Procedura ta jest realizowana dopiero po ustabilizowaniu lotu spadochronu, co zostaje stwierdzone na podstawie obliczeń i porównań składowych wektora prędkości w stałych odstępach czasu. Metodę wyznaczania wektora prędkości wiatru zobrazowano na rysunku 4.



Rys. 4. Metoda wyznaczania prędkości wiatru w czasie zrzutu spadochronowego

Metoda ta wykorzystuje wskazania GPS oraz manewr spadochronu polegający na zmianie kierunku ruchu zrzutu na przeciwny. Korzystając z zależności (2) oraz pokazanych na rysunku 4 składowych wektorów prędkości wiatru, własnej spadochronu oraz wypadkowej zrzutu uzyskuje się układ równań:

$$\begin{cases} v_{1x} = v_{sx} + v_{wx} \\ v_{1y} = v_{sy} + v_{wy} \\ v_{2x} = v_{sx} + v_{wx} \\ v_{2y} = v_{sy} + v_{wy} \end{cases} \quad (10)$$

z którego po dodaniu stronami równań 1 i 3 oraz 2 i 4 wyznacza się składowe prędkości wiatru:

$$\begin{cases} v_{wx} = \frac{v_{1x} - v_{2x}}{2} \\ v_{wy} = \frac{v_{1y} - v_{2y}}{2} \end{cases} \quad (11)$$

Pominięto wyznaczanie składowej pionowej prędkości wiatru (w osi z) ze względu na jej wartość oczekiwaną znacznie mniejszą aniżeli w płaszczyźnie współrzędnych x, y . Wynika to bezpośrednio z doskonałości spadochronu. Parametr ten definiuje się jako iloraz maksymalnej odległości l , jaką spadochron jest w stanie pokonać lotem jednostajnym prostoliniowym z danej wysokości h do tejże wysokości, lub też iloraz odpowiednich prędkości (rys. 5):

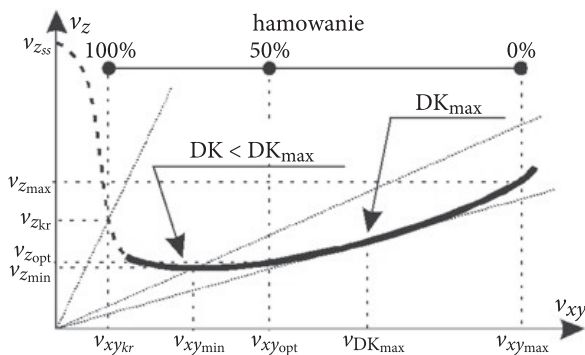
$$DK = \frac{l}{h} = \frac{v_{sxy}}{v_z}, \quad (12)$$

gdzie v_{sxy} — składowa pozioma prędkości własnej spadochronu.

Dla spadochronów szybujących parametr DK przyjmuje wartości z przedziału 2-5.

Także precyzja wyznaczenia składowej pionowej prędkości przy manewrach w płaszczyźnie poziomej (a tylko takie są możliwe w przypadku zrzutu spadochronowego) byłaby co najmniej niezadowolająca.

Na rysunku 5 pokazano zależność między prędkością postępową v_{xy} a prędkością opadania v_z spadochronu szybującego [12].



Rys. 5. Zależność prędkości opadania od prędkości postępowej spadochronu

Prędkość opadania spadochronu szybującego zależy od jego obciążenia i zmienia się w funkcji prędkości postępowej. Użyteczny zakres prędkości postępowej ogranicza od góry wartość $v_{xy\max}$, powyżej której na skutek oporu powietrza własności aerodynamiczne spadochronu ulegają takiemu pogorszeniu, że lot przebiega niestabilnie. Minimalna użyteczna wartość prędkości postępowej $v_{xy\min}$ wynika z faktu wystąpienia zjawiska przeciągnięcia, prowadzącego na skutek utraty

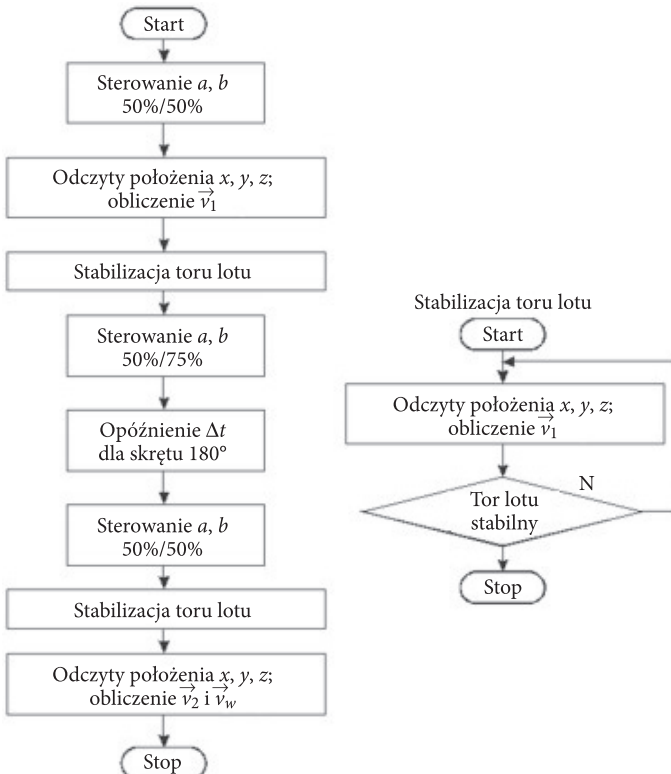
siły nośnej przez czasę do jej zapadnięcia i spadku swobodnego z prędkością końcową v_{zss} .

Znajomość wartości prędkości wiatru pozwala obliczyć maksymalny R_{\max} oraz minimalny R_{\min} zasięg lotu zrzutu (rys. 3):

$$\begin{cases} R_{\max} = (v_{DK \max} - v_w) \frac{h}{v_z} \\ R_{\min} = (v_{s \min} - v_w) \frac{h}{v_z}, \end{cases} \quad (13)$$

gdzie: $v_{DK \max}$ — prędkość własna spadochronu dla maksymalnej doskonałości;
 $v_{xy \min}$ — minimalna prędkość własna spadochronu;
 h — wysokość zrzutu w chwili obliczeń;
 v_z — składowa pionowa prędkości zrzutu.

Na rysunku 6 pokazano algorytm wyznaczania prędkości wiatru.



Rys. 6. Algorytm wyznaczania prędkości wiatru

Procedura rozpoczyna się od ustabilizowania toru lotu w optymalnym położeniu linek sterowniczych a, b — ściągnięte do połowy długości. Następnie w pętli warunkowej sprawdzana jest stabilność toru lotu przez porównanie wektorów prędkości zrzutu \vec{v}_1 z kolejnych obliczeń. Kiedy składowe wektora z kolejnych, wykonanych co 2,5 s obliczeń różnią się nie więcej jak o 30%, uznaje się, że lot zrzutu jest wystarczająco stabilny i program zapamiętuje ostatnio obliczoną wartość \vec{v}_1 . Następuje ściągnięcie jednej z linek sterujących dodatkowo o 25% długości, na skutek czego spadochron wykonuje łagodny skręt, czas którego Δt ustalony jest tak, aby w nieruchomym powietrzu nastąpiła zmiana toru lotu o 180° . Jeśli prędkość wiatru nie jest zerowa, zrzut skręci o kąt różny od 180° , co nie ma znaczenia dla poprawności pracy algorytmu. Po wykonaniu skrętu układ sterujący przywraca położenie optymalne linek sterujących, a algorytm ponownie sprawdza stabilność lotu i po jej uzyskaniu wyznacza wektor prędkości wiatru.

3.2. Podstawowy algorytm sterowania zrzutem spadochronowym

Podstawowy algorytm sterowania spadochronem przedstawiono na rysunku 7.

Pierwszym krokiem algorytmu jest przyjęcie współrzędnych punktu docelowego x_0, y_0, z_0 . Wartości te są zadawane z klawiatury komputera przenośnego za pośrednictwem złącza szeregowej transmisji danych przed rozpoczęciem zrzutu. Następnym zadaniem algorytmu jest wyznaczenie wektora prędkości wiatru.

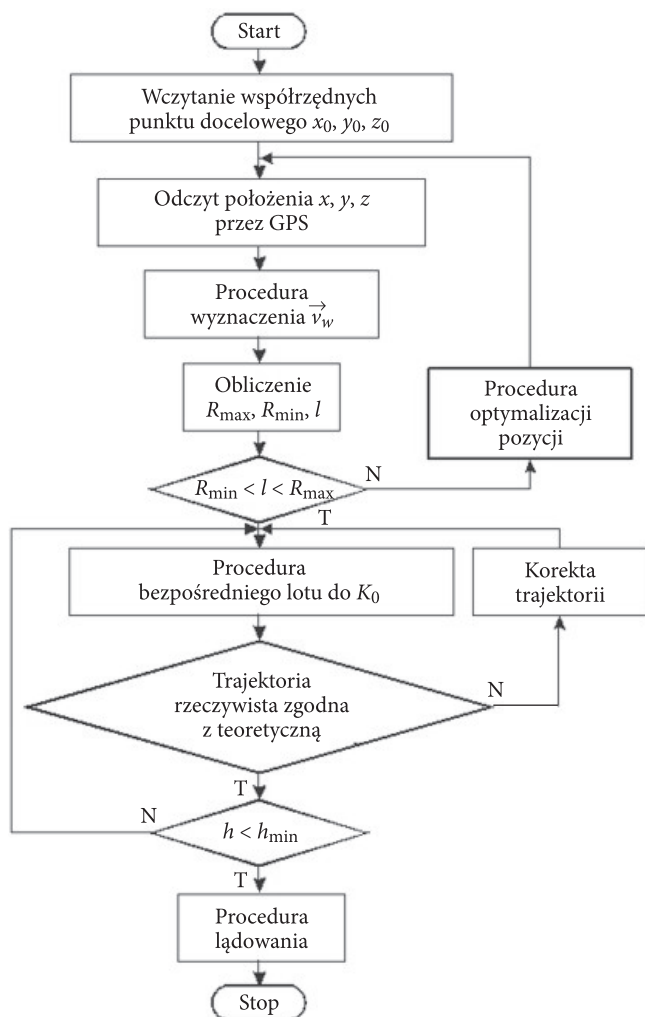
Po określeniu wektora prędkości wiatru algorytm sprawdza, czy punkt docelowy, znajdujący się w odległości l od aktualnej pozycji zrzutu, jest w zasięgu lotu spadochronu, co oznacza spełnienie nierówności:

$$R_{\min} < l < R_{\max}. \quad (14)$$

Wynik pozytywny powoduje wykonanie procedury lotu bezpośredniego do punktu docelowego K_0 . Linki sterownicze spadochronu ustawiane są tak, aby zrzut poruszał się wzdłuż linii prostej łączącej punkt docelowy z punktem aktualnego położenia zrzutu. W trakcie lotu położenie zrzutu jest odczytywane przez odbiornik GPS i na podstawie różnicy między położeniem rzeczywistym a obliczonym teoretycznym generowane są sygnały zmieniające długość linek sterujących spadochronu. Po przekroczeniu wartości minimalnej wysokości h_{\min} realizowana jest procedura lądowania, której zadaniem jest zapewnienie możliwie łagodnego zetknięcia zrzutu z powierzchnią ziemi.

3.3. Procedury optymalizacji pozycji

Niespełnienie warunku (14) może być dwojakie. W bardziej korzystnym przypadku wystąpi $l < R_{\min}$. Oznacza to, że położenie zrzutu nad punktem docelowym

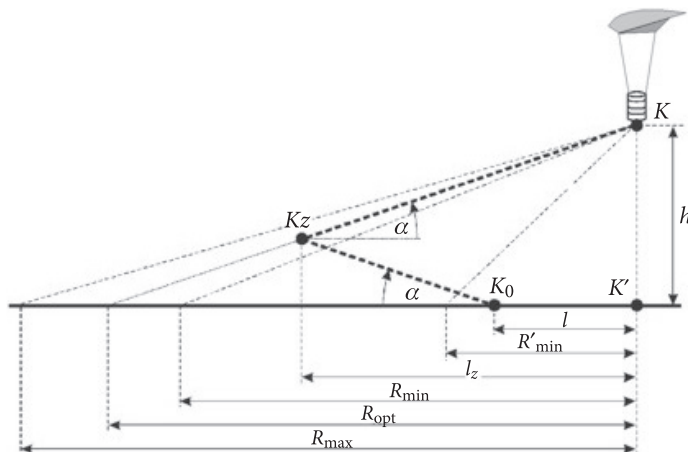


Rys. 7. Podstawowy algorytm sterowania spadochronem szybującym

jest bliższe niż minimalny zasięg lotu przy danej prędkości wiatru. W tej sytuacji nie jest możliwe osiągnięcie punktu docelowego lotem jednostajnym w linii prostej. Stosuje się wówczas manewry mające na celu zajęcie przez zrzut położenia umożliwiającego osiągnięcie punktu zerowego lotem w linii prostej z wysokości około 100 m, podobnie jak to ma miejsce podczas wzorcowego przebiegu lądowania skoczka pokazanego na rysunku 2. Możliwe są dwa warianty manewru nalotu na punkt docelowy:

- z pojedynczym zwrotem,
- z wielokrotnym zwrotem.

Na rysunku 8 pokazano uproszczony przebieg trajektorii lotu zrzutu przy wykorzystaniu manewru z pojedynczym zwrotem.



Rys. 8. Wyznaczanie trajektorii lotu zrzutu z pojedynczym zwrotem

W tej wersji nalołu na punkt docelowy istotne jest określenie współrzędnych punktu zwrotu K_z . Zakładając, że lot odbywa się przy optymalnym położeniu linek sterujących, łatwo jest wyznaczyć odległość l_z :

$$l_z = \frac{1}{2} (R_{\text{opt}} + l), \quad (15)$$

gdzie: R_{opt} — zasięg lotu spadochronu przy linkach ściągniętych do 50%:

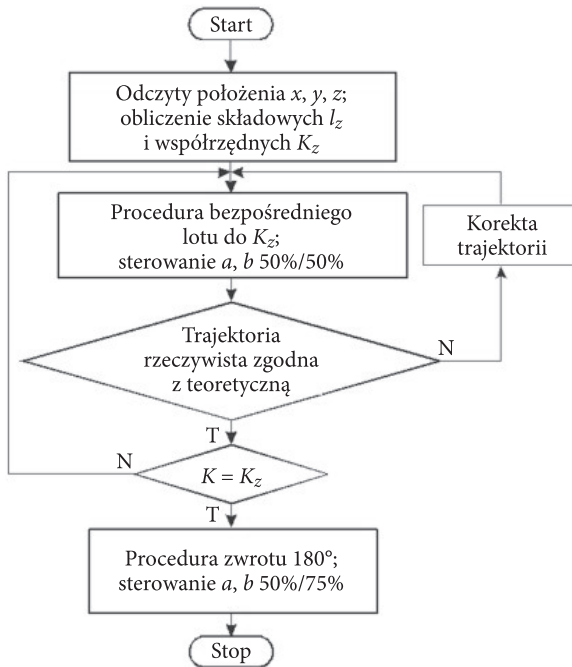
$$R_{\text{opt}} = h \frac{v_{xy\text{opt}}}{v_z}, \quad (16)$$

gdzie: $v_{xy\text{opt}}$ — moduł prędkości postępowej spadochronu przy linkach ściągniętych do 50%.

Wyznaczenie odległości l_z ma tę zaletę, że jest to parametr niezależny od prędkości wiatru. Przy dowolnej wartości \vec{v}_w odległość l_z jest stała, zmienia się jedynie wysokość, na której należy dokonać zwrotu, oraz współrzędne x , y punktu zwrotu. Nie stwarza to jednak problemu, ponieważ dane do wyznaczania położenia są aktualizowane za pomocą GPS. Należy podkreślić, że wykonanie nalołu na punkt docelowy przy pojedynczym nawrocie kompensuje wpływ prędkości wiatru. Zjawisko to można wykorzystać dopóki prędkość wiatru jest mniejsza od własnej prędkości optymalnej spadochronu. W przeciwnym wypadku lot spadochronu w kierunku punktu docelowego K_0 nie jest wykonalny i zrzut praktycznie należy uznać za stracony.

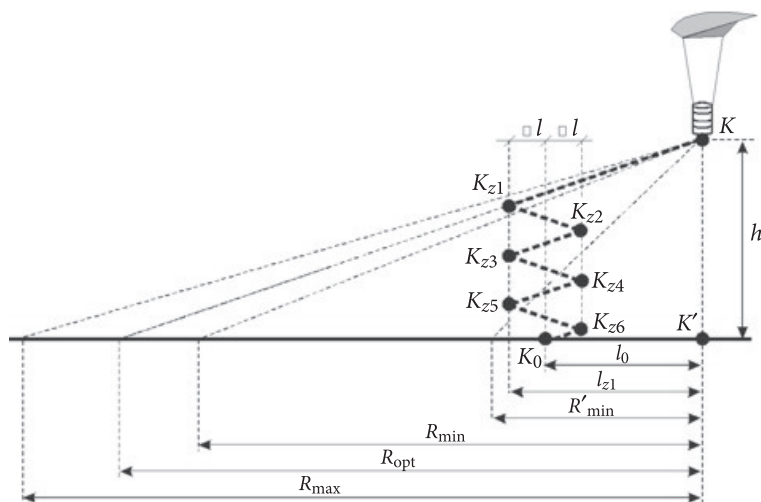
Znajomość odległości l_z pozwala zbudować algorytm procedury optymalizacji pozycji będącej częścią podstawowego algorytmu sterowania pokazanego na rysunku 7.

Algorytm pokazany na rysunku 9 pracuje do czasu zakończenia manewru zwrotu o 180° . Sterowanie jest następnie przekazywane do algorytmu podstawowego (rys. 7). Jak łatwo zauważyć, algorytm ten zapewnia osiągnięcie K_0 także w przypadku jego położenia w odległości mniejszej jak R'_{\min} . Zaletą algorytmu jest mała liczba manewrów, wadą natomiast długi czas lotu i znaczne oddalenie zrzutu od punktu docelowego w czasie lotu do punktu zwrotu K_z . Powstaje wówczas niebezpieczeństwo zniesienia zrzutu poza strefę zasięgu punktu docelowego na skutek gwałtownej zmiany warunków atmosferycznych. Aby zapobiec takiej sytuacji, należy ograniczyć maksymalną odległość zrzutu od punktu docelowego (rys. 10).



Rys. 9. Algorytm procedury optymalizacji pozycji dla $l_0 < R_{\min}$

Metodyka lotu do punktu docelowego pokazana na rysunku 10 jest podobna do wzorcowego przebiegu lądowania skoczka spadochronowego (rys. 2). Różnica polega na umieszczeniu punktu lądowania w centrum obszaru manewrów spadochronu. W ten sposób odległość zrzutu od punktu lądowania jest minimalizowana. Algorytm sterowania dla takiej trajektorii lotu pokazano na rysunku 11. Współrzędne pierwszego punktu zwrotu K_{z1} obliczane są na podstawie współrzędnych punktu docelowego K_0 oraz odległości Δl stanowiącej założony promień bazy lądowania zrzutu. W punkcie K_{z1} wykonywany jest zwrot spadochronu o 180° . Zwrot ten nie jest synchronizowany wskazaniami GPS, dlatego nowy tor lotu zrzutu może być różny od teoretycznego,



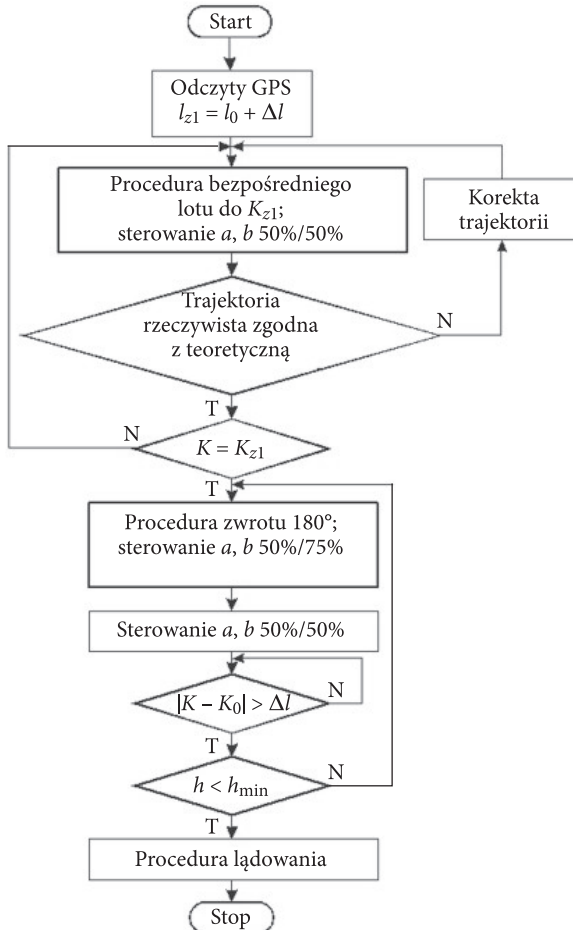
Rys. 10. Wyznaczanie trajektorii lotu zrzutu z wielokrotnymi zwrotami

wynikającego z idealnego zwrotu o 180°. Dzieje się tak zwłaszcza przy znacznej wartości prędkości wiatru. W tej metodyce lądowania precyzja zwrotów nie jest jednak istotna. Algorytm sprawdza jedynie, czy odległość od punktu docelowego nie przekracza wartości Δl . Dopóki nie jest spełniona zależność:

$$|K - K_0| > \Delta l, \quad (17)$$

zrzut porusza się bliżej niezdefiniowanym torem wynikającym ze zwrotu o 180° oraz oddziaływania wiatru. Osiągnięcie przez zrzut granicy obszaru bazy powoduje wykonanie przez algorytm następnego kroku, w którym sprawdzana jest wysokość. Jej wartość większa od minimalnej oznacza, że zrzut powinien wykonać następny zwrot o 180°. Dopiero wykrycie przez algorytm wysokości zrzutu mniejszej od minimalnej powoduje uruchomienie procedury lądowania.

Wartość h_{\min} jest tak dobrana, aby możliwe było wykonanie względnie precyzyjnego i łagodnego lądowania. Ponieważ najbardziej stabilny lot zrzutu zapewnia sterowanie spadochronu przy hamowaniu 50%/50%, zatem końcowa faza lądowania powinna przebiegać przy takim właśnie ustawieniu linek sterowniczych. Najbardziej korzystna sytuacja występuje, gdy wartość h_{\min} zostaje osiągnięta na granicy obszaru bazy. Procedura lądowania sprowadza się wówczas do skierowania spadochronu na punkt docelowy K_0 i pełnym jego zahamowaniu na wysokości poniżej 30 m nad powierzchnią ziemi. Prawdopodobieństwo takiej sytuacji jest jednak znacznie mniejsze od jedności. Dlatego procedura lądowania wyróżnia także sytuację, gdy minimalna wysokość zrzutu jest osiągnięta w dowolnym punkcie nad obszarem bazy. Po kilku nieudanych próbach



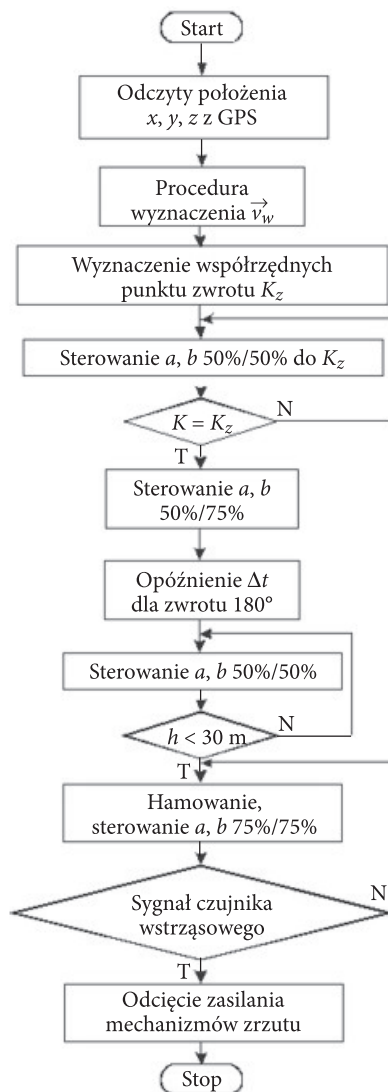
Rys. 11. Algorytm procedury optymalizacji pozycji dla $l_0 < R_{\min}$ z wieloma zwrotami

z przyspieszonym lądowaniem lotem spiralnym oraz serią nawrotów na małej wysokości zdecydowano się na najbezpieczniejszy tryb lądowania, wynikający z klasycznej metodyki lądowania skoczka pokazanej na rysunku 2. Niezależnie zatem od współrzędnych osiągnięcia wysokości minimalnej zadaniem algorytmu jest doprowadzenie zrzutu do lądowania lotem po linii prostej z granicy obszaru bazy. Algorytm takiego sterowania pokazano na rysunku 12.

Zadaniem algorytmu procedury lądowania jest zapewnienie optymalnych warunków lądowania, na które składają się:

- minimalizacja prędkości postępowej i opadania zrzutu;
- minimalizacja manewrów bezpośrednio przed lądowaniem.

Pierwszy z wymienionych warunków jest osiągnięty przez lądowanie zrzutu w kierunku przeciwnym do wektora prędkości wiatru oraz łagodne hamowanie 75%/75%



Rys. 12. Algorytm procedury lądowania

w końcowej części procedury. Tor lotu jest tu podobny do pokazanego na rysunku 8. Ustawienie spadochronu pod wiatr w ostatnim manewrze przed osiągnięciem punktu docelowego realizowane jest na etapie wyznaczenia współrzędnych punktu zwrotu K_z . Punkt ten jest wyznaczany tak, aby lot od K_z do K_0 odbywał się przeciwnie do wektora prędkości wiatru. Dzięki takiemu ustawieniu zrzutu względem wiatru osiąga się minimalną możliwą prędkość postępową i opadania względem ziemi. Wartość wysokości, przy której spadochron wykonuje ostatni manewr hamowania i podąża

do punktu docelowego w linii prostej, została ustalona eksperymentalnie na 30 m ze względu na możliwości prawidłowego odczytu składowej pionowej położenia przez system GPS. Zauważono, że wskazania wysokości odczytywane przez GPS poniżej około 30 m zawierają ponad 80% odchyłek przewyższających o 50% wartość średnią. Z tego względu uznano, że pomiar wysokości za pomocą GPS poniżej 30 m nie jest wiarygodny. Osiągnięcie przez zrzut wysokości poniżej 30 m powoduje dodatkowe ściągnięcie linek sterujących o 25%, dzięki czemu następuje dość silne hamowanie 75%/75% zarówno w locie poziomym jak i pionowym. Skutkiem tego jest wolniejsze opadanie spadochronu, a co za tym idzie — lądowanie następuje przy zmniejszonej prędkości. Zetknięcie zasobnika zrzutu z ziemią powoduje zadziałanie czujnika wstrząsowego, który daje sygnał do rozłączenia zasilania układu sterowania elektromechanicznego. Zabezpiecza to układy elektroniczne i mechaniczne przed niepotrzebnym działaniem po wylądowaniu zrzutu, jakie może mieć miejsce na skutek odbioru mylnych sygnałów GPS.

Algorytm sterowania zrzutem rozpoznaje także sytuację, kiedy punkt docelowy K_0 znajduje się całkowicie poza zasięgiem lotu spadochronu, co oznacza $l > R_{\max}$ w warunku (14). Może się tak zdarzyć na skutek desantowania zrzutu poza strefą zrzutu bądź też oddziaływania wiatru o prędkości przewyższającej wartość maksymalną składowej poziomej prędkości spadochronu (wówczas prędkość zrzutu według zależności (2) staje się ujemna, co oznacza, że zrzut nie jest w stanie zbliżyć się do punktu docelowego). Spadochron jest wówczas sterowany według algorytmu podstawowego pokazanego na rysunku 7. Jego działanie sprowadza się do zminimalizowania odległości zrzutu od punktu docelowego oraz zrealizowania procedury lądowania.

4. Podsumowanie

Przeprowadzane kolejno z wysokości około 1000 m i 3000 m próby zrzutów spadochronowych oraz analizy ich przebiegu doprowadziły do stworzenia optymalnego algorytmu sterowania zrzutem spadochronowym z wykorzystaniem GPS. Wykonano 27 prób zrzutów z obciążeniem o masie od 100 do 150 kg. Z przeprowadzonych 27 prób zrzutów 2 zakończyły się niekontrolowanym upadkiem na ziemię z wysokości około 1000 metrów. Skutkowało to uszkodzeniem urządzeń sterujących spadochronem. Pozostałe 25 prób można zaliczyć do udanych pod względem przebiegu zrzutu, co oznacza, że zrzut nie utracił sterowności w całym czasie jego trwania. Dwanaście lądowań zrzutów nastąpiło w promieniu mniejszym niż 100 m od założonego punktu docelowego. W początkowej fazie prób 5 zrzutów lądowało w odległości 200 do 400 m od punktu docelowego na skutek niewłaściwego działania algorytmu sterującego oraz prawdopodobnie chwilowej prędkości wiatru przekraczającej 15 m/s. Tylko 6 zrzutów przeprowadzonych przy bezwietrznej pogodzie zakończyło się lądowaniem w odległości 100 do 200 m od

punktu docelowego, co było efektem niewłaściwego doboru wzmocnienia w elektromechanicznym układzie sterowania linkami oraz niedoskonałościami algorytmu sterowania zrzutem. Lądowania zrzutu sterowanego algorytmem z pojedynczym zwrotem (rys. 8, 9) okazały się najbardziej precyzyjne — aż 9 prób na 14 zakończyło się lądowaniem w odległości mniejszej niż 100 m od punktu docelowego. Dla algorytmu z wieloma zwrotami (rys. 10, 11) uzyskano tylko 3 lądowania na 11 przeprowadzonych w odległości do 100 m od punktu docelowego.

Okazało się zatem, że najbezpieczniejsze dla zrzucanego ładunku jest sterowanie spadochronem zbliżone do klasycznego, stosowanego przez skoczków. W algorytmie sterowania lotem spadochronu ograniczono do niezbędnego minimum liczbę manewrów, co wpłynęło na zmniejszenie prawdopodobieństwa utraty sterowności przez zrzut.

Artykuł wpłynął do redakcji 22.01.2010 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w marcu 2010 r.

LITERATURA

- [1] <http://www.mmist.ca>
- [2] R. K. ŁUKAWSKI, *Systemy precyzyjnego zrzutu*, Przegląd Sił Powietrznych, 04, 2008, 4-12.
- [3] A. ANTONIK, K. JACH, J. ŻUK, P 348279: *Sposób śledzenia celów naziemnych, urządzenie śledzące cele naziemne i układ blokowy autonomicznego modułu sterującego to urządzenie*, Warszawa, 12.04.2001.
- [4] A. ANTONIK, K. JACH, J. ŻUK, P 348280: *Sposób śledzenia, identyfikacji i niszczenia celów naziemnych, urządzenia śledzące, identyfikujące i niszczące cele naziemne oraz układ blokowy połączeń autonomicznego modułu sterującego to urządzenie*, Warszawa, 12.04.2001.
- [5] A. ANTONIK, B. GÓRNIK, K. JACH, J. ŻUK, P 348277: *Sposób śledzenia i niszczenia celów naziemnych, urządzenia śledzące i niszczące cele naziemne, blokowy układ połączeń autonomicznego modułu sterującego tym urządzeniem*, Warszawa, 12.04.2001.
- [6] A. ANTONIK, W. CIKOWSKI, B. GÓRNIK, K. JACH, J. ŻUK, P 348276: *Sposób skakania ze spadochronem, urządzenie szybujące skoczka spadochronowego oraz blokowy układ połączeń autonomicznego modułu sterującego tym urządzeniem*, Warszawa, 12.04.2001.
- [7] A. ANTONIK, K. JACH, J. ŻUK, P 348279: *Sposób śledzenia celów naziemnych, urządzenie śledzące cele naziemne i układ blokowy autonomicznego modułu sterującego to urządzenie*, Warszawa, 12.04.2001.
- [8] A. ANTONIK, K. JACH, J. ŻUK, P 348278: *Sposób śledzenia, identyfikacji i niszczenia celów naziemnych różnych typów, urządzenie śledzące, identyfikujące i niszczące cel naziemny wybranego typu oraz układ blokowy połączeń autonomicznego modułu sterującego tym urządzeniem*, Warszawa, 12.04.2001.
- [9] http://www.vertigo-inc.com/air_drop_systems/agas/agas.shtml
- [10] J. MACYSZYN, *Spadochron współczesny*, WMON, Warszawa, 1981.
- [11] B. DZIECIASZEK, *Skoki spadochronowe. Szkolenie podstawowe*, wydane nakładem autora, Poznań, 2000.
- [12] www.paralotnie.org

K. KICZYŃSKI, J. ŻUK

Control algorithms of parafoil airdrop with GPS experimental verification

Abstract. GPS is applied for parachute airdrop systems to reach several main benefits, including an increase in the number of available drop zones and an increase in the cargo's precision, which benefits the user. Parachute airdrop systems with GPS also increase the survivability of the delivery aircraft and its crew.

Current drop zones are quite large, 500 meters or more. Airdropping sequential loads (multiple loads aboard a single aircraft) require very long drop zones on the order of 1000 meters, or else the aircraft must make multiple passes over the same area, a tactically unsound thing to do. Furthermore, achieving a high degree of accuracy (less than 100 meters) requires the aircraft to fly at the lowest altitude possible, which can range from 150 meters above ground level to as high as 600 meters, depending on the altitude of the drop zone, the weight of the load, and the number and type of parachutes required. Especially parafoil airdrop systems with GPS can achieve the same or better accuracy from greater heights, allowing the aircraft to drop the load at a much higher, and usually safer, altitude. Furthermore, sequential loads which may require a conventional drop zone as long as 1000 meters can be dropped using GPS parafoil system into a much smaller area.

Several algorithms for aerial delivery of payloads with a GPS parafoil system were composed and analyzed in this paper. Authors analysed advantages and disadvantages of two main algorithms for control of parafoil airdrop system using GPS. To improve parameters of designed airdrop system, a method for the wind speed was created. In this method, only one 180 degree return of the parafoil is necessary. An algorithm of the landing procedure was also created and analysed.

All created and analysed algorithms were realized by the experiments. There were 27 airdrops of the system including 24 m² parafoil integrated with GPS and a special control unit with brushless DC motors. Only 2 tests were crashed. 12 airdrops finished not far than 100 meters from the desired point of impact, next 6 tests ended in the zone 100-200 meters. As far as the control algorithms are concerned, one-return algorithm appeared better than multi-return one. For the one-return algorithm, 9 tests of 14 finished successfully closer than 100 meters from the desired point of impact. For the multi-return — only 3 of 11 realized.

Keywords: electronics, parafoil, GPS