

Michał JASZTAL, Artur KŁOSIŃSKI, Marta STAŃSKA
 Military University of Technology (Wojkowska Akademia Techniczna)

APLIKACJA WSPOMAGAJĄCA PROJEKTOWANIE GEOMETRII SPADOCHRONÓW DLA SYSTEMU ODZYSKU RAKIET SONDUJĄCYCH

Application supporting the design of parachute geometry for the sounding rocket recovery system

Streszczenie: Praca przedstawia aplikację umożliwiającą obliczanie podstawowych wymiarów geometrycznych spadochronów wykorzystywanych w systemach odzysku rakiety sondujących. Wyznaczanie geometrii czaszy spadochronu bazuje na równaniu oporu aerodynamicznego, co pozwala uzyskać zadeklarowaną przez użytkownika prędkość opadania obiektu. Opracowana aplikacja umożliwia również wizualizację geometrii czaszy spadochronu dobranej odpowiednio do specyficznych wymagań misji. Kluczowym elementem pracy jest możliwość uzyskania geometrii pojedynczego segmentu czaszy spadochronu wraz z niezbędnym naddatkiem na szew, co znacząco ułatwia proces wykonania gotowego do użycia spadochronu. W ramach niniejszego opracowania przeprowadzono weryfikację wyników obliczeń wykonanych za pomocą aplikacji, w oparciu o dane zebrane podczas lotu eksperymentalnej rakiety sondującej.

Słowa kluczowe: spadochron, system odzysku, rakiety sondujące

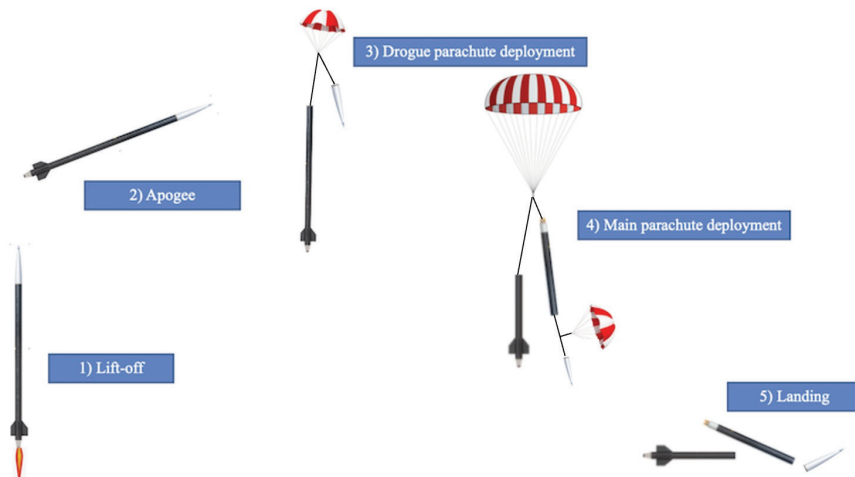
Abstract: The work presents an application that enables the calculation of the basic geometric dimensions of parachutes used in the sounding rocket recovery systems. Determining the geometry of the parachute canopy, based on the equation of aerodynamic drag, which allows to obtain the object drop velocity declared by the user. The developed application also enables the visualization of the parachute canopy geometry selected according to the specific requirements of the mission. The key element of the work is the possibility of obtaining the geometry of a single segment of the parachute canopy along with the necessary allowance for the seam, which significantly facilitates the process of making a ready-to-use parachute. As part of this study, the results of the calculations made with the use of the application were verified on the basis of data collected during the flight of the experimental sounding rocket.

Keywords: parachute, recovery system, sounding rockets

1. Wstęp

Wraz ze wzrastającym zainteresowaniem rozwojem krajowej branży kosmicznej, coraz więcej zespołów uczelnianych, instytucji badawczych czy przedsiębiorstw związanych ze sferą zbrojeniową podejmuje próby projektowania i konstruowania rakiet sondujących. Znaczącą rolę w tym sektorze w Polsce odgrywają studenckie organizacje raketowe, takie jak: AGH Space Systems, SimLe, PUT Rocketlab, Studenckie Koło Astronautyczne, PWr in Space [1]. Jedną z najmłodszych organizacji studenckich, której celem jest skonstruowanie eksperymentalnej rakiety dużej mocy jest Military University of Technology Astronautic Team (MUTANT), która zrzesza pasjonatów techniki raketowej z wielu uczelnianych kół naukowych Wojskowej Akademii Technicznej w Warszawie.

Do najważniejszych podsystemów konstrukcyjnych rakiety sondującej należy system odzysku, którego awaria może wywołać poważne uszkodzenia konstrukcji, a tym samym prowadzić do niepowodzenia eksperymentu. Najpopularniejszym i najczęściej wykorzystywanym sposobem odzysku jest ten, który do zmniejszenia prędkości opadania ładunku wykorzystuje spadochrony. Uniwersalność tej metody wynika z możliwości zastosowania spadochronów do niemalże każdej wielkości rakiet, dokładnie kontrolując, z jaką prędkością ma ona zbliżyć się do Ziemi. W raketach dużej mocy (tj. z silnikami o impulsie całkowitym przekraczającym 160 Ns) najczęściej stosuje się metodę podwójnego odzysku (ang. *dual deployment*) [10], która zakłada wyrzucenie mniejszego spadochronu hamującego, tzw. pilota, na pułapie, a następnie na określonej wysokości wyzwolenie drugiego, głównego spadochronu, tak jak przedstawiono na rys. 1.



Rys. 1. Schemat dwustopniowego systemu odzysku rakiet sondujących

Spadochron hamujący projektowany jest w taki sposób, aby zapewnić stabilny lot w kierunku Ziemi i zmniejszyć prędkość opadania, pamiętając, iż zbyt mała jej wartość

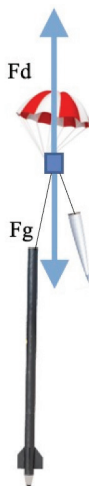
spowoduje długi czas lotu i stosunkowo duże odległości, na jakie wiatr może znieść opadającą raketę od punktu startu. W przeciwieństwie do spadochronu hamującego, tzw. „pilota”, wymiary geometryczne spadochronu głównego dobierane są w taki sposób, aby zapewnić rakiecie bezpieczną prędkość lądowania (tj. nie dopuścić do rozbicia konstrukcji rakiety o powierzchnię Ziemi).

Na rynku jest dostępnych bardzo mało kompleksowych rozwiązań ułatwiających proces doboru spadochronu do potrzeb użytkownika. Niektóre z nich dają możliwość wygenerowania segmentów potrzebnych do wykonania czaszy półsferycznej na podstawie jedynie masy rakiety i ograniczonego zakresu średniej prędkości opadania, nie dostarczając żadnych dodatkowych informacji, jak np.: rzeczywista powierzchnia czaszy, długości linek, szacowana masa spadochronu. Inne umożliwiają wyliczenia pewnych podstawowych parametrów lotu bez generowania geometrii spadochronu [2-4]. Są również rozwiązania proponowane przez producentów, dzięki którym można oszacować prędkość opadania rakiety na wytworzonych przez nich spadochronach. Niestety ograniczone oferty rozwiązań komercyjnych nie pozwalają na indywidualne dopasowanie spadochronu do zaprojektowanej rakiety, a także nie dają możliwości dokładnej analizy jej lotu (opadania) [5]. Aby wykonać odpowiedni system odzysku rakiety, trzeba mieć możliwość wyznaczania parametrów geometrycznych i masowych spadochronu z olinowaniem (wraz z generowaniem wykrojów umożliwiających jego wykonanie), uwzględniając szereg parametrów takich jak: masa rakiety i jej geometria, masa i objętość materiału czaszy i linek, pułap rakiety, prędkość jej opadania, prędkość wiatru oraz innych uwarunkowań konstrukcyjnych. Ponadto, potrzebna jest analiza, jak poszczególne parametry wpłyną na przebieg całego lotu rakiety oraz jej odzyskanie w bezpieczny i dogodny dla użytkownika sposób.

W związku z brakiem rozwiązań zapewniających użytkownikowi możliwość wygenerowania geometrii czaszy spadochronu (zarówno w kształcie półsferycznym, jak i toroidalnym), przeprowadzenia analizy procesu opadania, a także ułatwienia doboru geometrii czaszy na podstawie dogodnych do interpretacji zobrazowań graficznych (wykresów i rysunków przestrzennych), opracowano aplikację, która spełni sformułowane powyżej wymagania i da możliwość odpowiedniego doboru spadochronu do specyfiki lotu i zadań realizowanych przez raketę (tj. profilu misji rakiety).

2. Metodyka obliczania wymiarów spadochronów

Podczas swobodnego opadania rakiety na spadochronie, na układ ciał działają dwie siły – tak jak przedstawiono na rys. 2. Siła ciężkości oddziałuje pionowo w dół, przyspieszając ruch w kierunku Ziemi, zaś siła oporu aerodynamicznego spadochronu działa w kierunku przeciwnym, zmniejszając przyspieszenie opadania rakiety.



Rys. 2. Siły działające na raketę podczas swobodnego opadania na spadochronie

Siła oporu aerodynamicznego F_d opisana jest równaniem [6]:

$$F_d = q * S * C_D \quad (1)$$

gdzie:

q – ciśnienie dynamiczne,

S – powierzchnia odniesienia (powierzchnia rzutu ciała na płaszczyznę prostopadłą do wektora prędkości ciała względem płynu),

C_D – współczynnik oporu aerodynamicznego.

Ciśnienie dynamiczne opisuje poniższa zależność [8]:

$$q = \frac{\rho * v^2}{2} \quad (2)$$

gdzie:

ρ – gęstość płynu,

v – średnia prędkość liniowa przepływu.

W momencie wyzwolenia spadochronu na pałapie siła ciężenia spowoduje przyspieszony ruch rakiety w kierunku Ziemi, wraz ze wzrostem prędkości opadania siła oporu wzrośnie, aż do momentu uzyskania równowagi tych sił – co w rezultacie zapewni stałą wartość prędkości opadania. Można zatem zapisać:

$$F_d = F_g \quad (3)$$

$$\frac{\rho * v^2}{2} * S * C_D = m * g \quad (4)$$













Przekształcając powyższe równanie, otrzymuje się zależność umożliwiającą wyznaczenie wymaganej powierzchni odniesienia S dla projektowanego spadochronu, dla założonej (wymaganej) prędkości opadania:

$$S = \frac{2 * m * g}{\rho * v^2 * C_D}. \quad (5)$$

Współczynnik oporu aerodynamicznego C_D występujący w powyższym równaniu, jest wielkością bezwymiarową, uzależnioną od kształtu oraz gładkości powierzchni spadochronu [11]. Zazwyczaj w lotnictwie większość analiz aerodynamicznych ma na celu znalezienie kształtu o jak najmniejszej wartości współczynnika oporu, jednakże w przypadku projektowania spadochronów ze względu na ich specyficzną rolę, pożądane są wysokie wartości współczynnika oporu [6]. Przykładowe zakresy wartości współczynników oporu aerodynamicznego dla wybranych kształtów spadochronów zostały przedstawione w tab. 1.

Tabela 1

Zakresy wartości współczynnika oporu aerodynamicznego dla wybranych geometrii spadochronów [6]

Typ czaszy	Kształt		Zakres współczynnika oporu aerodynamicznego C_D
	Rzut z góry	Rzut boczny	
Okrągła (płaska)			0,75 to 0,80
Stożkowa			0,75 to 0,90
Dwustożkowa			0,75 to 0,92
Trójstożkowa Wielostożkowa			0,80 to 0,96
Półsferyczna			0,62 to 0,77
Toroidalna			0,85 to 0,95

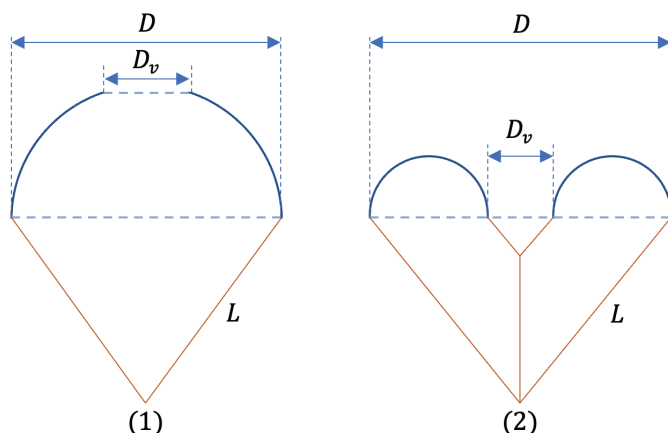
Nominalną średnicę spadochronu D można wyznaczyć, przekształcając wzór na pole koła:

$$D = \sqrt{\frac{4 * S}{\pi}}. \quad (6)$$

Długości linek L spadochronu mogą być obliczane na podstawie empirycznego wzoru określającego stosunek długości linki do średnicy nominalnej spadochronu, stosunki te są tak dobrane, aby uzyskać najkorzystniejszą wartość współczynnika oporu czaszy [6]:

$$L = (1 \div 2) * D. \quad (7)$$

Elementem, który odgrywa kluczową rolę w stabilizowaniu spadochronu podczas jego opadania, jest otwór wentylacyjny umieszczony centralnie na wierzchołku czaszy. Otwór ten umożliwia przepływ niewielkiej ilości powietrza uwięzionej w czaszy, zwiększając jej stabilność. Brak takiego otworu wymusi konieczność wydostania się powietrza z czaszy w inny sposób, co spowoduje kołysanie się spadochronu na boki. Dodatkową zaletą tego rozwiązania jest zmniejszenie znoszenia spowodowanego przez wiatr boczny. Źródła literaturowe zalecają stosowanie otworów o powierzchni na poziomie 1% powierzchni referencyjnej spadochronu [6]. Wyjątkiem jest spadochron toroidalny, którego otwór wentylacyjny może mieć znacznie większą powierzchnię, wynoszącą nawet 20% powierzchni odniesienia spadochronu. Podstawowe wymiary geometryczne spadochronu półsferycznego i toroidalnego, z uwzględnieniem średnicy otworu wentylacyjnego D_v , zostały przedstawione na rys. 3.



Rys. 3. Podstawowe wymiary spadochronu półsferycznego (1) i toroidalnego (2)

3. Opis aplikacji wspomagającej projektowanie spadochronu

Aplikacja powstała w środowisku Matlab® z wykorzystaniem Mapping Toolbox™ oraz Aerospace Toolbox™. Jej interfejs przedstawia rys. 4. Zaobserwować na nim można trzy panele. Pierwszy z nich, INPUT DATA odpowiada za wprowadzanie danych

dotyczących misji oraz charakterystyk geometryczno-masowych rakiety. Kolejny panel CALCULATION RESULTS wyświetla obliczone parametry geometryczne spadochronu oraz parametry lotu wyliczone na podstawie wprowadzonych wcześniej danych. Natomiast trzeci panel przedstawia wykresy obrazujące wpływ ewentualnych zmian wielkości wejściowych ($\pm 50\%$ wartości wprowadzonej) na wybrane wyniki obliczeń. W pierwszym kroku, korzystając z panelu INPUT DATA, należy wybrać kształt czaszy spadochronu: półsferyczny (ang. *hemispherical*) lub toroidalny (ang. *annular*). Geometrie czasz spadochronów są generowane w oprogramowaniu w oparciu o modele matematyczne wybranych brył (sfery oraz torusa) [7].

The screenshot displays the application's user interface, divided into three main sections:

- INPUT DATA:** A form for entering parameters. The 'Select the shape' dropdown is set to '0'. Other parameters include: Rocket mass at apogee [kg] (8), Desired descent velocity [m/s] (10), Deployment altitude [m] (5000), Drag coefficient Cd [-] (0.75), Linear meter mass of canopy material [kg/m²] (0.048), Linear meter mass of lines material [kg/m²] (0.003), Number of gores (12), Spill hole area (percentage of the canopy area) [%] (1), Seam allowance for one gore [m] (0.005), Factor of safety (1.5), and Wind speed [m/s] (5). There are checkboxes for saving plots to file and a 'GENERATE' button.
- Graph:** A plot titled 'Impact of the desired descent velocity on the canopy surface area'. The y-axis is 'Canopy reference area [m²]' (0 to 1) and the x-axis is 'Desired descent velocity [m/s]' (0 to 1). The plot area is currently empty.
- CALCULATION RESULTS:** A list of output parameters, all currently showing a value of 0: Canopy reference area [m²], Canopy area [m²], Outer diameter [m], Min. shroud line length [m], Max. shroud line length [m], Estimated mass of parachute (with lines) [kg], Kinetic energy of impact [J], Descent time [s], and Wind drift [m].

Rys. 4. Interfejs aplikacji

Wybór geometrii czaszy determinuje zakres wartości współczynnika oporu spadochronu (ang. *drag coefficient*) dla danej geometrii czaszy, co zostało przedstawione na poniższym rys. 5. Projektant spadochronu ma możliwość wprowadzenia wartości współczynnika oporu projektowanego spadochronu uzyskanej np. w wyniku obliczeń numerycznych (CFD) bądź też korzystając z sugerowanego zakresu jego wartości wybrać np. wartość średnią.

INPUT DATA	
Select the shape	1 - hemispherical 2 - annular
Rocket mass at apogee [kg]	8
Desired descent velocity [m/s]	10
Deployment altitude [m]	5000
Drag coefficient Cd [-]	0.75
Drag coefficient range for chosen shape:	0.62 - 0.77

Rys. 5. Zmiana zalecanych wartości współczynnika oporu

Kolejnymi informacjami, które należy podać w procesie projektowania spadochronu, są dane wejściowe dotyczące misji. Panel INPUT DATA (rys. 6) wymusza podanie takich parametrów, jak: masa rakiety na pułapie (ang. *rocket mass at apogee*), docelowa prędkość opadania na aktualnie projektowanym spadochronie (hamującym lub głównym) (ang. *desired descent velocity*), wysokość wyrzutu spadochronu (ang. *deployment altitude*), współczynnik oporu (ang. *drag coefficient*), masa metra kwadratowego materiału czaszy i metra bieżącego linek (ang. *square meter mass of canopy/ linear meter mass of lines material*), liczba segmentów czaszy (ang. *numer of gores*), wymiar otworu wentylacyjnego czaszy (ang. *spill hole area*) w postaci wartości procentowej powierzchni czaszy, zapas na zszycie poszczególnych segmentów czaszy (ang. *seam allowance for one gore*), współczynnik bezpieczeństwa, przyjmowany często dla spadochronowych systemów odzysku obiektów bezzałogowych jako 1,5 (ang. *factor of safety*), a także prędkość wiatru (ang. *wind speed*).

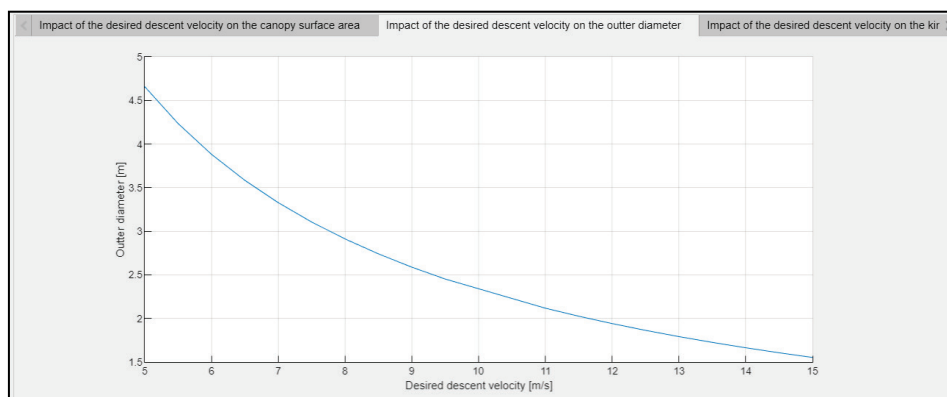
The screenshot shows the application interface with the following components:

- INPUT DATA:** A form with various input fields for parameters like rocket mass, descent velocity, deployment altitude, drag coefficient, and material masses. A 'GENERATE' button is located at the bottom of this section.
- Graph:** A line graph titled 'Impact of the desired descent velocity on the canopy surface area'. The y-axis is 'Canopy reference area [m²]' (0 to 18) and the x-axis is 'Desired descent velocity [m/s]' (5 to 15). The curve shows a decreasing trend from approximately 17 m² at 5 m/s to about 2 m² at 15 m/s.
- CALCULATION RESULTS:** A table of calculated values:

Canopy reference area [m2]	4.263
Canopy area [m2]	8.483
Outer diameter [m]	2.33
Min. shroud line length [m]	2.33
Max. shroud line length [m]	4.66
Estimated mass of parachute (with lines) [kg]	0.533
Kinetic energy of impact [J]	426.7
Descent time [s]	500
Wind drift [m]	2500
- 3D Model:** A 3D visualization of a hemispherical parachute canopy with a grid of lines.
- Buttons:** 'DISPLAY THE CANOPY PLOT IN A NEW WINDOW' and 'DISPLAY THE GORE PLOT IN A NEW WINDOW' are located at the bottom left.

Rys. 6. Interfejs aplikacji po wygenerowaniu danych

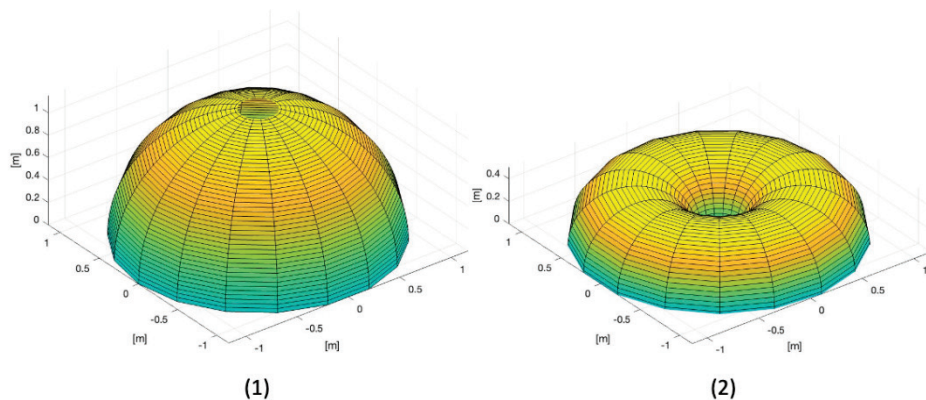
W celu pokazania możliwości obliczeniowych aplikacji, powyżej przedstawiona została zawartość panelu CALCULATION RESULTS. W panelu tym widoczne są parametry geometryczne spadochronu oraz parametry lotu wyliczone na podstawie wprowadzonych wcześniej danych: powierzchnia referencyjna czaszy (ang. *canopy reference area*), powierzchnia czaszy (ang. *canopy area*), zewnętrzna średnica czaszy (ang. *outer diameter*), minimalne oraz maksymalne długości linek (ang. *min/max shroud line length*), przybliżona masa spadochronu wraz z linkami (ang. *estimated mass of parachute*), energia kinetyczna upadku (ang. *kinetic energy of impact*), czas opadania (ang. *descent time*) oraz zniesienie liniowe przez wiatr (ang. *wind drift*). Dodatkowo przedstawione są tam wykresy obrazujące kilka podstawowych zależności takich jak: wpływ założonej prędkości opadania na wymaganą powierzchnię czaszy (rys. 6), średnicę czaszy (rys. 7), wartość energii kinetycznej przy powierzchni Ziemi oraz czas opadania, a także wpływ prędkości wiatru na zniesienie liniowe.



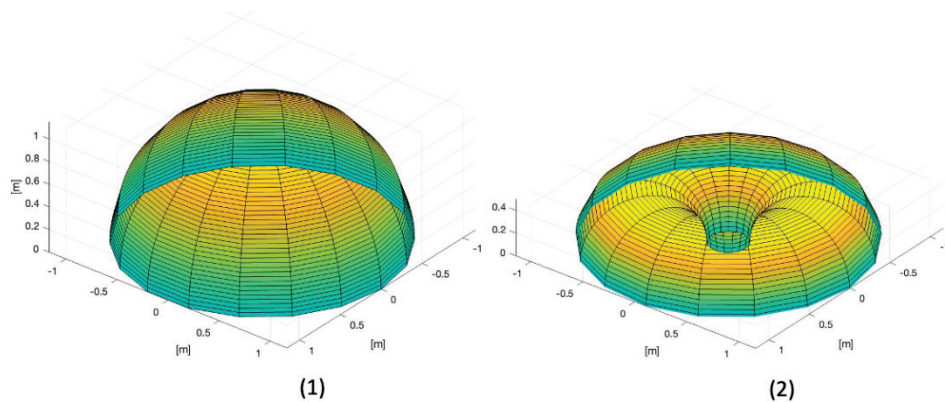
Rys. 7. Przykładowa zależność obrazująca wpływ założonej prędkości opadania na zewnętrzną średnicę czaszy

Przedstawione na rys. 6 i 7 zależności, dzięki zobrazowaniu wpływu zmiany założonej prędkości opadania (dla zakresu prędkości $\pm 50\%$ wartości wprowadzonej) na takie parametry jak powierzchnia czaszy, zewnętrzna średnica czaszy, energia kinetyczna upadku rakiety, czas opadania, oraz wpływu prędkości wiatru na zniesienie liniowe, pozwalają użytkownikowi na wprowadzenie zmian w celu dobrania najbardziej odpowiedniego przebiegu lotu (opadania) rakiety.

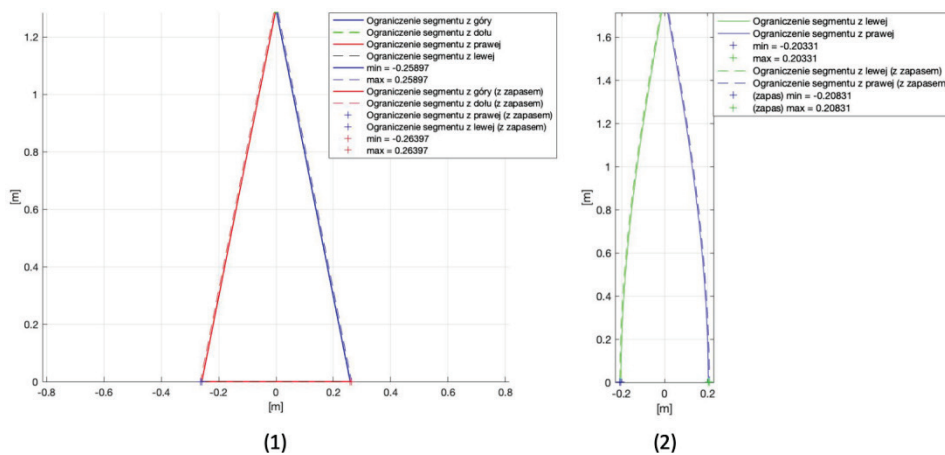
Ponadto, w oknie interfejsu z wynikami obliczeń wyświetla się zobrazowanie czaszy projektowanego spadochronu. Istnieje również możliwość wygenerowania wykresów obrazujących zarówno całą czaszę (rys. 8 i 9), jak i pojedynczy segment (rys. 10).



Rys. 8. Zobrazowanie czasu spadochronu półsferycznego (1) i toroidalnego (2), widok z góry



Rys. 9. Zobrazowanie czasu spadochronu półsferycznego (1) i toroidalnego (2), widok z dołu



Rys. 10. Zobrazowanie segmentu spadochronu półsferycznego (1) i toroidalnego (2)

Powyżej przedstawione zostały wyniki obliczeń geometrii czaszy spadochronu w nowym oknie zarówno dla kształtu półsferycznego, jak i toroidalnego. W przypadku generowania geometrii segmentu dla czaszy półsferycznej, skorzystano z możliwości „rozłożenia” czaszy na płaszczyznę 2D z wykorzystaniem „mapowania” długości i szerokości za pomocą narzędzia Mapping Toolbox® [9]. Z kolei w przypadku kształtu toroidalnego, wykorzystano wzory z literatury [6].

4. Weryfikacja poprawności obliczeń na podstawie lotu eksperymentalnego rakiety

Korzystając z możliwości obliczeniowych przedstawionej aplikacji, wykonano prototyp spadochronu hamującego i głównego do rakiety sondującej. Zdecydowano się na wykorzystanie dwustopniowego systemu odzysku rakiety, zakładającego wyrzucenie spadochronu hamującego na pułapie, a następnie na wysokości 250 m wyzwolenie spadochronu głównego. W tab. 2 przedstawiono dane wejściowe wprowadzone do aplikacji po wykonaniu podstawowych symulacji umożliwiających wstępne określenie parametrów lotu zaprojektowanej rakiety eksperymentalnej.

Tabela 2

Zestawienie wartości danych wejściowych wprowadzonych do programu dla spadochronu hamującego i głównego

Dane wejściowe	Spadochron hamujący	Spadochron główny
Masa rakiety na pułapie	7.1 kg	7.1 kg
Deklarowana prędkość opadania	20 m/s	5 m/s
Wysokość wyrzutu spadochronu	1300 m	250 m
Przyjęty współczynnik oporu aerodynamicznego	1,5	1,5
Masa metra kwadratowego materiału czaszy spadochronu	0,065 kg/m ²	0,065 kg/m ²
Masa metra bieżącego linki nośnej	0,005 kg/m	0,005 kg/m
Liczba segmentów	12	12
Powierzchnia otworu wentylacyjnego czaszy (%S)	2%	2%
Współczynnik bezpieczeństwa	1,5	1
Przyjęta prędkość wiatru	7 m/s	3 m/s

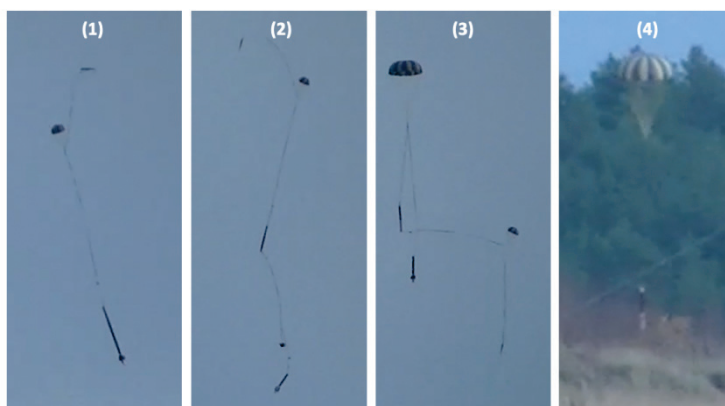
Na podstawie wygenerowanej geometrii segmentu przygotowano szablony przedstawione na rys. 11. Korzystając z szablonów, wycięto poszczególne segmenty w materiale z nylonu Ripstop 70D, lekkiego i bardzo wytrzymałego materiału

przeznaczonego do wykonywania latawców, hamaków czy poszyc namiotowych. Kolejnym etapem było zszycie 12 segmentów tworzących czaszę.



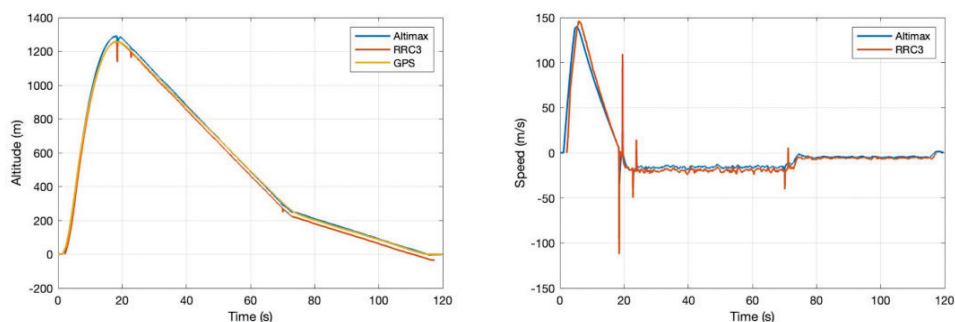
Rys. 11. Przygotowanie segmentu spadochronu z wykorzystaniem szablonu

Lot testowy rakiety odbył się 21.11.2021 r. podczas Lotów Rakiet Eksperymentalnych organizowanych przez Polskie Towarzystwo Raketowe na poligonie w Drawsku Pomorskim. Rakieta „Cangur” napędzana przez hybrydowy silnik raketowy o impulsie całkowitym wynoszącym 1,5 kNs wzniosła się na wysokość ok. 1289 m i wykonała zakończony pełnym sukcesem lot. Po wyzwoleniu spadochronu hamującego na pułapie (tj. 1289 m) nastąpiło swobodne opadanie rakiety wraz z odrzuconą od niej głowicą (masa rakiety po wypaleniu paliwa to 7,1 kg). Następnie na wysokości 250 m rozszalony został kadłub rakiety i wyzwolony został spadochron główny, na którym opadały wszystkie elementy rakiety. Przebieg opadania rakiety z podziałem na poszczególne fazy procesu odzysku rakiety (w tym wyzwolenie spadochronu hamującego i głównego) przedstawiony został na rys. 12.



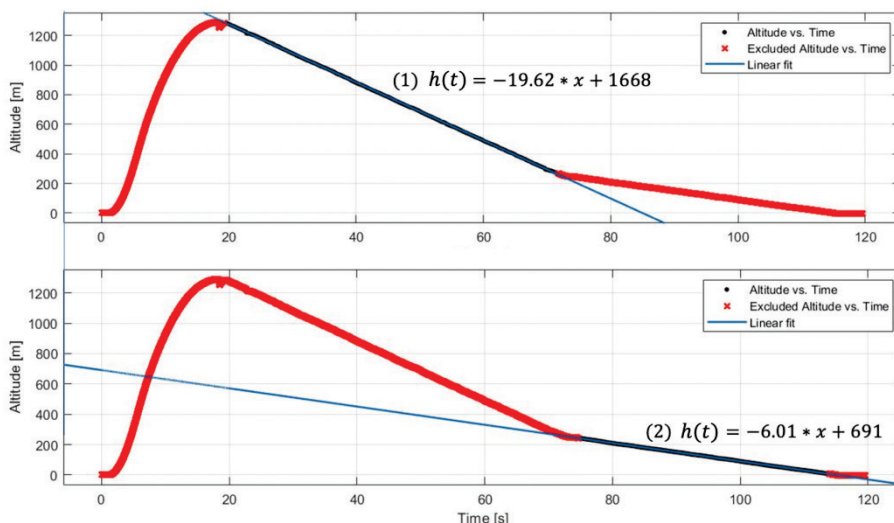
Rys. 12. Fazy odzysku rakiety: opadanie na spadochronie hamującym (1), wyzwolenie spadochronu głównego (2), opadanie na spadochronie głównym (3), lądowanie (4)

Na pokładzie rakiety znajdowały się dwa niezależne komercyjne komputery pokładowe RRC3 i Altimax G4 (wykonujące pomiar wysokości za pomocą czujników barometrycznych) oraz nadajnik GPS. Dane zgromadzone za pomocą elektroniki pokładowej pozwoliły zobrazować zmianę wysokości oraz prędkości w czasie lotu rakiety – rys. 13.



Rys. 13. Zmiana wysokości i prędkości lotu w funkcji czasu na podstawie danych z komputerów pokładowych

Widoczne na wykresach przedstawionych na rys. 13 znaczące wahnięcia wartości parametrów wysokości i prędkości w momencie uzyskania przez rakietę maksymalnej wysokości i wysokości ok. 250 m wynikają z zadziałania mechanizmu pirotechniczno-pneumatycznego, powodującego wyrzucenie odpowiednio hamującego i głównego spadochronu. Na podstawie uśrednionych danych zmiany wysokości w funkcji czasu z komputerów pokładowych, dokonano analizy prędkości opadania na wykonanych spadochronach. Analizę wykonano w środowisku Matlab® z wykorzystaniem Curve Fitting Toolbox™, umożliwiającym wygenerowanie krzywej najlepszego dopasowania dla wprowadzonych danych. Ze względu na liniowy charakter zmiany wysokości podczas opadania rakiety na spadochronie, współczynnik kierunkowy równania linii najlepszego dopasowania będzie odpowiadał wartości średniej prędkości opadania rakiety na spadochronie: 1) hamującym, 2) głównym. Na rys. 14 przedstawiono sposób wyznaczenia linii najlepszego dopasowania, kolorem czerwonym zaznaczone zostały dane wykluczone z obliczeń (ze względu na różne wartości prędkości opadania na spadochronie hamującym i głównym).



Rys. 14. Wykresy przedstawiające zmianę wysokości w czasie lotu rakiety z naniesionymi krzywymi najlepszego dopasowania dla fazy lotu na spadochronie hamującym (1) i głównym (2)

W tab. 3 zestawione zostały dane dotyczące wymiarów geometrycznych i zakładanych parametrów lotu na projektowanych spadochronach, obliczone za pomocą aplikacji, z danymi zmierzonymi podczas lotu eksperymentalnego rakiety.

Tabela 3

Zestawienie wartości danych obliczonych z wykorzystaniem aplikacji z danymi dostarczonymi przez komputery pokładowe

Parametr	Spadochron hamujący		Spadochron główny	
	Obliczona	Empiryczna	Obliczona	Empiryczna
Powierzchnia odniesienia [m ²]	0,3226	0,332	3,12	3,3
Powierzchnia czaszy [m]	0,6387	0,657	6,178	6,536
Średnica zewnętrzna [m]	0,6409	0,66	1,993	2,05
Długość linki nośnej [m]	0,64÷1,28	0,65	1,99÷3,98	2,2
Masa spadochronu [kg]	0,099	0,075	0,58	0,425
Prędkość opadania [m/s]	20	19,62	5	6,01
Czas opadania [s]	50	52	45	39
Zniesienie liniowe [m]	445	447,39	180	184,55

Zestawienie parametrów obliczonych za pomocą aplikacji z danymi z lotu eksperymentalnego pokazuje, że założone wartości prędkości opadania rakiety zostały osiągnięte w rzeczywistym locie z zadowalającą zgodnością. Największa różnica

w wartości obliczonej i uzyskanej doświadczalnie prędkości opadania dla spadochronu głównego wynika głównie z założonej przybliżonej wartości współczynnika oporu aerodynamicznego oraz niedokładnościach w wykonaniu zaprojektowanej geometrii czaszy.

5. Podsumowanie

Do najważniejszych podsystemów konstrukcyjnych rakiet sondujących należy system odzysku, budowany najczęściej z użyciem spadochronów. Na rynku istnieje bardzo mało rozwiązań ułatwiających proces doboru spadochronu do potrzeb użytkownika, a istniejące aplikacje umożliwiają obliczenia jedynie wybranych parametrów. Stąd też autorzy artykułu opracowali aplikację spełniającą wszystkie postawione przez nich wymagania i dającą możliwość odpowiedniego doboru spadochronu do profilu misji rakiety sondującej. Ogólna koncepcja działania aplikacji opiera się na wyznaczeniu geometrii czaszy spadochronu, bazując na równaniu oporu aerodynamicznego, co pozwala uzyskać zadeklarowaną przez użytkownika prędkość opadania obiektu. Program powstał w środowisku Matlab® z wykorzystaniem Mapping Toolbox™ oraz Aerospace Toolbox™. W celu uzyskania wszystkich możliwości obliczeniowych oprogramowania koniecznym jest podanie takich wielkości wejściowych jak: masa rakiety na pułapie (ang. *rocket mass at apogee*), docelowa prędkość opadania (ang. *desired descent velocity*), wysokość wyrzutu spadochronu (ang. *deployment altitude*), współczynnik oporu (ang. *drag coefficient*), masa metra kwadratowego materiału czaszy i metra bieżącego linek (ang. *square meter mass of canopy/linear meter mass of lines material*), liczba segmentów czaszy (ang. *numer of gores*), wymiar otworu wentylacyjnego czaszy (ang. *spill hole area*) w postaci wartości procentowej powierzchni czaszy, zapas na zszycie poszczególnych segmentów czaszy (ang. *seam allowance for one gore*), współczynnik bezpieczeństwa (ang. *factor of safety*), a także prędkość wiatru (ang. *wind speed*). W wyniku obliczeń przeprowadzonych w prezentowanym oprogramowaniu otrzymano parametry geometryczne spadochronu oraz parametry lotu wyliczone na podstawie wprowadzonych wcześniej danych, tj.: powierzchnię referencyjną czaszy (ang. *canopy reference area*), powierzchnię czaszy (ang. *canopy area*), zewnętrzną średnicę czaszy (ang. *outter diameter*), minimalne oraz maksymalne długości linek (ang. *min/max shroud line lenght*), przybliżoną masę spadochronu wraz z linkami (ang. *estimated mass of parachute*), energię kinetyczną upadku (ang. *kinetic energy of impact*), czas opadania (ang. *descent time*) oraz zniesienie liniowe przez wiatr (*wind drift*). Dodatkowo przedstawione są tam wykresy obrazujące: wpływ założonej prędkości opadania na powierzchnię czaszy, średnicę czaszy, wartość energii kinetycznej oraz czas opadania a także wpływ prędkości wiatru na zniesienie liniowe. Ponadto, w oknie interfejsu z wynikami obliczeń wyświetla się zobrazowanie czaszy spadochronu. Istnieje również możliwość wygenerowania wykresów obrazujących zarówno całą czaszę, jak i pojedynczy segment. Wygenerowana geometria segmentu czaszy spadochronu z nadmiarowym pasem na szew, rozłożona na płaszczyznę z wykorzystaniem narzędzia Mapping Toolbox®

umożliwia wykonanie gotowego wykroju elementów czaszy i znacząco przyspiesza wykonanie spadochronu.

Niniejsza praca zawiera również weryfikację poprawności obliczeń wykonanych za pomocą proponowanej aplikacji na podstawie danych uzyskanych podczas lotu eksperymentalnego rakiety wyposażonej w spadochron hamujący i główny. Dane zgromadzone za pomocą elektroniki pokładowej rakiety pozwoliły zobrazować zmianę wysokości oraz prędkości w czasie opadania rakiety. Zestawienie parametrów obliczonych za pomocą aplikacji z danymi z lotu eksperymentalnego pokazuje, że zakładane wartości prędkości opadania rakiety zostały niemalże dokładnie osiągnięte. Największa różnica w wartości obliczonej i uzyskanej doświadczalnie prędkości opadania dla spadochronu głównego wynika głównie z założonej przybliżonej wartości współczynnika oporu aerodynamicznego oraz niedokładnościach w wykonaniu zaprojektowanej geometrii czaszy.

Należy podkreślić, iż użyteczność przedstawionej aplikacji nie ogranicza się jedynie do projektowania układów odzysku rakiet sondujących, ale również może okazać się nieocenioną pomocą w projektowaniu spadochronowych układów ratunkowych dla dronów. Układy tego typu są w stanie niezawodnie przeciwdziałać rozbiciu się dronów i ich poważnemu uszkodzeniu, gdy operator stracił nad nimi kontrolę.

6. Literatura

1. Cieśliński D., Noga T., Pazik A.: Polish civil rockets' development overview. Obronność RP XXI wieku w teorii i praktyce, Dęblin 2021.
2. <http://www.ahpra.org/descent.htm>, (dostęp z dn. 12.01.2022 r.)
3. <https://descentratecalculator.onlinetesting.net/>, (dostęp z dn. 12.01.2022 r.)
4. <https://www.rocketreviews.com/index.php> (dostęp z dn. 12.01.2022 r.)
5. https://fruitychutes.com/help_for_parachutes/parachute-descent-rate-calculator.htm (dostęp z dn. 12.01.2022 r.)
6. Knacke T. W.: Parachute Recovery Systems Design Manual, China Lake 1991.
7. Lipsman R. L., Rosenberg J. M.: Multivariable Calculus with MATLAB® With Applications to Geometry and Physics, Springer 2017
8. Łazarczyk J.: Budowa i użytkowanie spadochronów, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1978.
9. MathWorks Inc.: Mapping Toolbox™ User's Guide, 2022.
10. National Aeronautics and Space Administration.: NASA High Powered Video Series Counterpart Documents, Huntsville.
11. Walnik M., Strzelecka K., Gronczewski A.: Charakterystyki aerodynamiczne skoczka spadochronowego, Mechanika w lotnictwie ML-XIX, Warszawa 2020.