

Stanisław KACHEL, Tomasz OKOŃ, Michał FRANT, Maciej MAJCHER
Military University of Technology (Wojkowska Akademia Techniczna)

PROJEKT ROZPOZNAWCZEGO BEZZAŁOGOWEGO STATKU POWIETRZNEGO

Project for a reconnaissance unmanned aerial vehicle

Streszczenie: W pracy przedstawiono proces projektowania bezzałogowego statku powietrznego klasy Micro, od analizy dynamicznie rozwijającego się rynku i stanu Sił Zbrojnych RP po wykonanie obiektu i jego oblot. Określono możliwości i ograniczenia stosowania miniaturowych BSP na współczesnym polu walki. Dobrano napęd w oparciu o badania na hamowni oraz wyposażenie awioniczne na bazie łatwo dostępnych na rynku komponentów. Obiekt następnie został wykonany i oblatany. W trakcie prób w locie zweryfikowano osiągi statku powietrznego i porównano je z założeniami. Wykazano, że opracowany obiekt jest w stanie spełnić powierzone mu zadania rozpoznawcze, zachowując jednocześnie założoną prostotę konstrukcji oraz niski koszt wykonania i obsługi.

Słowa kluczowe: BSP rozpoznawczy, BSP Micro, projekt koncepcyjny, próby w locie

Abstract: The paper presents the process of designing an unmanned Micro class aircraft, from the analysis of the dynamically developing market and the condition of the Polish Armed Forces to construction of objects and flight test. The possibilities and limitations of using miniature UAVs on the modern battlefield were determined. For the designed UAV the propulsion was selected based on tests carried out on the engine test bench. The avionics equipment was selected based on components readily available on the market. The object was then made and inspected in flight. During the flight tests, the aircraft performance was verified and compared with the assumptions. It has been shown that the developed object is able to fulfill the reconnaissance tasks entrusted to it, while maintaining the assumed simplicity of construction and low cost of execution and service.

Keywords: reconnaissance UAV, Micro UAV, conceptual design, flight test

1. Wprowadzenie

W ciągu ostatnich kilkunastu lat rynek bezzałogowych statków powietrznych dynamicznie się rozwinął. Coraz więcej państw na świecie przeznaczają znaczne środki finansowe na wyposażenie swoich armii w różne klasy BSP. Znajomość potrzeb i wymagań współczesnego pola walki, jak i wyposażenia nieprzyjaciela i państw sojuszniczych stanowi podstawę przy wyborze typu BSP. Konflikt w Ukrainie wykazał niespotykaną dotąd wszechstronność wykorzystania miniaturowych statków powietrznych i ich niepodważalne znaczenie w szybkim i skrytym pozyskiwaniu informacji rozpoznawczych, czy nawet wykonywaniu drobnych ataków z powietrza.

W procesie projektowania wykorzystano dostępną literaturę [4-7, 9, 11–13]. Przed rozpoczęciem tego procesu niezbędne jest przeprowadzenie analizy rynku bezzałogowych statków powietrznych stosowanych obecnie, wraz z możliwością ich wykorzystania w trakcie potencjalnego konfliktu.

Wyposażenie Wojska Polskiego w bezzałogowe statki powietrzne różnych klas stanowi obecnie temat burzliwych dyskusji. W najbliższych kilku latach planowane są dostawy tureckich systemów Bayraktar TB2 klasy MALE. Rozpisywane są też przetargi na BSP pozostałych klas, a równoległe do nich prowadzone są z ramienia Ministerstwa Obrony Narodowej konkursy na rozpoznawcze i uderzeniowe BSP na uczelniach wojskowych. Co więcej, do 2027 roku planowane jest dostarczenie 25 zestawów rozpoznawczych BSP klasy Mini w układzie latającego skrzydła – NeoX-2.

Obecnie w wyposażeniu znajdują się następujące typy BSP:

- rozpoznawczy BSP WB Flyeye;
- amunicja krążąca WB Warmate;
- 15 zestawów rozpoznawczych BSP Aeronautics Orbiter 2B;
- 2 zestawy rozpoznawczych Scan Eagle.

Wszystkie z wymienionych powyżej BSP należą do klasy mini (masa startowa nie przekracza kilkunastu kilogramów). W latach 2022–2024 zostaną wprowadzone 4 zestawy BSP klasy MALE Bayraktar TB2 produkcji tureckiej. Polska nie posiada obecnie żadnych zestawów klasy małych taktycznych BSP o masie od 15 do 150 kg, niemniej jednak prowadzone są intensywne prace w celu ich pozyskania. Z oferty krajowych producentów najbardziej przydatne dla Sił Zbrojnych RP wydają się:

- rozpoznawczy BSP z możliwością pionowego startu WB Manta;
- rozpoznawczy BSP z możliwością przenoszenia uzbrojenia WB FT-5 Łoś;
- rozpoznawczy PGZ-19.

Dzięki przedstawionej analizie BSP widać, że w aktualnym lub potencjalnym wyposażeniu Sił Zbrojnych RP występuje całkowity brak zestawów klasy micro, które mogłyby być wykorzystywane przez pojedyncze kompanie, plutony czy nawet drużyny w celach bliskiego i skrytego rozpoznania. Ten fakt był impulsem do wykonania przez autorów projektu BSP klasy micro.

Dominującymi statkami powietrznymi tej klasy są wiroplaty w układzie quacoptera, hexacoptera i octocoptera (ostatnie z powodzeniem stosowane jako nosiciele bomb

w postaci zmodyfikowanych granatów przeciwpancernych w trakcie konfliktu w Ukrainie). Zrezygnowano jednak z możliwości wykonania rozpoznawczego BSP w układzie wiroplata ze względu na krótki czas przebywania w powietrzu (rzędu kilkunastu minut) i znaczny hałas emitowany przez co najmniej cztery silniki pracujące nieprzerwanie na wysokich obrotach celem utrzymania takiego obiektu w powietrzu (częściowo eliminujące skrytość działania).

Analiza rynku i przegląd (parametrów) istniejących konstrukcji w danej klasie jest pierwszym etapem projektowania koncepcyjnego nowego obiektu latającego, dostarczającym informacji na temat zastosowanych rozwiązań konstrukcyjnych, orientacyjnych osiągnięć oraz potencjalnej konkurencji na rynku.

2. Projekt bezzałogowego statku powietrznego

2.1. Analiza zestawieniowa

Klasa micro jest stosunkowo młodą klasą bezzałogowych SP. Najstarsze konstrukcje tego typu mają niewiele ponad 20 lat, aczkolwiek posiadają bogatą historię służby w trakcie konfliktu w Afganistanie czy Iraku. Pułap operacyjny tego typu BSP zawiera się w przedziale 100–300 m nad ziemią, a napęd stanowi silnik elektryczny, do którego zamontowane jest śmigło. Wśród najpopularniejszych przedstawicieli tej klasy o stałym płacie możemy wyróżnić następujące wojskowe BSP:

- a) AeroVironment RQ-20 Puma;
- b) EMT Aladin;
- c) AeroVironment RQ-11 Raven;
- d) Bayraktar Mini UAV;
- e) AeroVironment RQ-14;
- f) Lockheed Martin Desert Hawk III.

W tabeli 1 zamieszczono najważniejsze parametry geometryczne oraz osiągi wybranych BSP wraz z wartościami obciążenia powierzchni nośnej i wydłużenia skrzydeł. Na podstawie przeprowadzonej analizy zestawieniowej stwierdzono, że:

- a) rozpiętość skrzydeł samolotów klasy micro waha się w granicach 1–2 m. Jedynym wyjątkiem jest samolot RQ-20 Puma, który ze względu na większą masę startową jest wyposażony w skrzydła o większej rozpiętości;
- b) czas lotu waha się od 45 min (mniejsze konstrukcje) do nawet dwóch godzin, jak to jest w przypadku RQ-20 Puma i Bayraktar Mini;
- c) promień działania jest ściśle związany z zastosowanym wyposażeniem radiowym oraz antenami. Konstrukcje o większym udźwigu (i prawdopodobnie z lepszym sprzętem radiowym) mogą operować w promieniu nawet 15 km, natomiast dla mniejszych (np. EMT Aladin) promień działania wynosi ok. 5 km. Należy zaznaczyć, że promień ten jest ściśle związany z np. ukształtowaniem terenu oraz warunkami atmosferycznymi;

- d) prędkość maksymalna wybranych do analizy BSP zawiera się w przedziale od 74 km/h do 100 km/h. Są to typowe prędkości maksymalne uzyskiwane przez obiekty klasy micro;
- e) różnice w prędkościach przeciągnięcia są niewielkie. Średnia prędkość minimalna dla wszystkich analizowanych BSP wynosi 47 km/h;
- f) w przypadku analizy wartości obciążenia powierzchni nośnej oraz wydłużenia skrzydła występują duże różnice analizowanych konstrukcji. Wartości wydłużenia skrzydeł samolotów RQ-20 oraz Bayraktar Mini są typowe dla szybowców. Z drugiej strony RQ-14 charakteryzuje się bardzo nietypową konstrukcją i skrzydłem o niezwykle małym wydłużeniu.

Tabela 1

Zestawienie najważniejszych parametrów geometrycznych i osiągowy wybranych BSP klasy Micro

BSP	L [m]	t [minuty]	m_o [kg]	V_{max} [km/h]	R_o [km]	V_p [km/h]	W/S [-]	λ [-]
RQ-20 Puma	2.8	120	5.9	83	15	37	14	17.4
EMT Aladin	1.46	45	3.2	90	5	45	7.3	4.9
RQ-11 Raven	1.37	45	1.9	100	10	45	7.9	7.8
Bayraktar Mini	1.9	120	4.5	74	15	47	19.5	15.7
RQ-14	1.1	60	2.7	75	5	49	6.7	3
Desert Hawk III	1.2	90	4	92	15	56	13.3	48

W powyższej tabeli zastosowano następujące oznaczenia:

L – rozpiętość skrzydeł;

m_o – masa startowa;

R_o – promień działania;

t – czas lotu;

V_{max} – prędkość maksymalna;

V_p – prędkość przeciągnięcia;

W/S – obciążenie powierzchni nośnej;

λ – wydłużenie skrzydeł.

2.2. Założenia projektowe

Na podstawie wykonanej analizy opracowano założenia projektowe:

Potencjalni użytkownicy:

- wojska lądowe szczebla plutonu i kompanii, w szczególności jednostki rozpoznawcze i zmechanizowane;
- straż graniczna.

Obszar zastosowań:

- wsparcie jednostek znajdujących się blisko linii frontu dzięki prowadzeniu rozpoznania z powietrza za linią frontu;

- patrolowanie granic/frontu;
- szybkie, skryte i bezpieczne wykrywanie i zbieranie informacji o nieprzyjacielu.

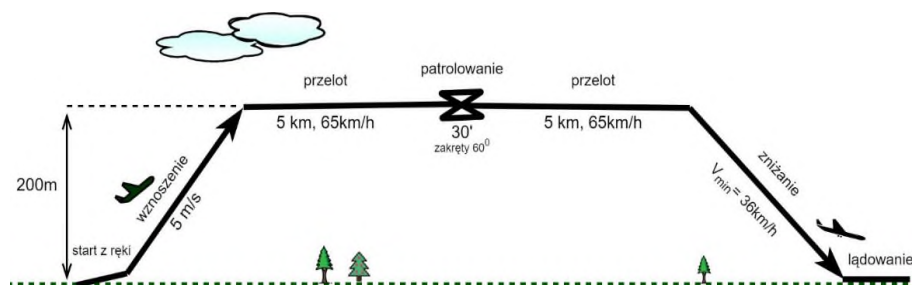
Założenia operacyjno-osiągowe:

- przenoszenie wyposażenia rozpoznawczego do wykonywania zadań w dzień i w nocy;
- wysokość przelotowa 200 m;
- prędkość przeciągnięcia 36 km/h (10 m/s);
- prędkość wznoszenia nie mniejsza niż 5 m/s;
- prędkość przelotowa 65 km/h (18 m/s);
- możliwość operowania na pułapie praktycznym do 1000 m;
- zasięg operacyjny (promień działania) nie mniejszy niż 5 km od operatora;
- czas przebywania w powietrzu nie krócej niż 40 min, a z tego około 30 min na patrolowanie;
- wyposażenie w autopilota do utrzymywania parametrów lotu (wysokość, kierunek) oraz częściowej nawigacji (lot po trasie i powrót do miejsca startu);
- wyposażenie w moduł telemetrii – przesył parametrów lotu i współrzędnych do stanowiska operatora;
- przesyłanie obrazu z kamery w czasie rzeczywistym;
- start z ręki;
- lądowanie ręczne, w miejscu przygodnym trawiastym, na wzmocnionej części dolnej kadłuba;
- możliwość operowania w dzień i w nocy.

Założenia konstrukcyjne:

- łatwość wykonania;
- niskie koszty produkcji i eksploatacji;
- modułowość, łatwość transportu;
- możliwość przenoszenia i obsługi przez jednego żołnierza/operatora;
- masa z wyposażeniem optycznym 1 kg.

Na podstawie założeń operacyjnych utworzono profil misji BSP, schematycznie pokazany na rys 1.



Rys. 1. Proponowany profil misji projektowanego BSP

Określone założenia i wymagania determinują wybór niektórych rozwiązań konstrukcyjnych. Zdecydowano się więc na następującą konfigurację wstępną:

Napęd: napęd będzie stanowił 1 silnik elektryczny ze śmigłem pchającym (silnik umieszczony w ogonie samolotu). Takie rozwiązanie pozwoli na zrównoważenie dużej masy aparatury optycznej zlokalizowanej w przedniej części kadłuba. Dodatkowo umieszczenie silnika w tylnej części kadłuba zapobiegnie przesłanianiu obrazu kamery przez śmigło. Mniejsze będzie również prawdopodobieństwo uszkodzenia śmigła przy lądowaniu.

Skrzydło: w celu minimalizacji kosztów produkcji i maksymalnego uproszczenia wytwarzania skrzydeł powinny one być wykonane z zerowym wzniosem, aby umożliwić poprowadzenie wewnątrz nich prostego dźwigara z jednego kawałka pręta CFRP przez całą długość skrzydeł [8]. W celu zachowania należytej stateczności samolot powinien być w układzie górnopłata. Dla zmniejszenia oporu indukowanego istotnego na niedużych prędkościach, przy których wykonuje się rozpoznanie z powietrza, obrys płata powinien być zbliżony do eliptycznego. W celu ułatwienia wytworzenia skrzydła z wytrzymałej pianki EPP przyjęto obrys wielotrapezowy, zwany obrysem Schuemanna. Wzmocnienie i częściowe usztywnienie piankowej powierzchni skrzydła zapewni zastosowanie profesjonalnych folii modelarskich, klejonych termicznie.

Kadłub: ze względu na liczne wyposażenie awioniczne (kamery, akumulator, autopilot) kadłub powinien być dość pojemny, a jednocześnie na tyle krótki, by umożliwił łatwy transport (jako jedna bryła po demontażu skrzydeł i usterzenia). Co więcej, możliwość lądowania na spodniej części bez podwozia wymaga użycia wzmocnionej konstrukcji. Wzmocnienia zostaną wykonane z podłużnych listew z kompozytu węglowego (wspomniany wcześniej CFRP), natomiast płaskie elementy do mocowania elementów awioniki ze sklejki.

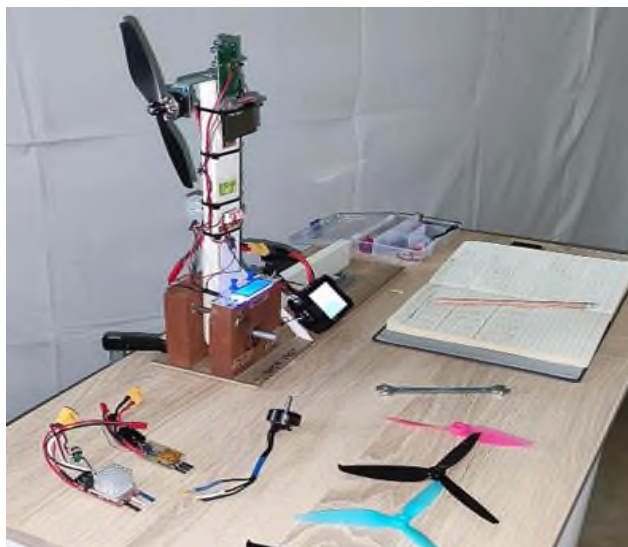
Sterowanie: określenie liczby powierzchni sterowych determinuje liczbę niezbędnych serwomechanizmów, jak i wpływa znacząco na skomplikowanie konstrukcji. Zdecydowano się więc wstępnie ograniczyć liczbę powierzchni sterowych do dwóch lotek na końcach skrzydeł i dwóch powierzchni sterowych na usterzeniu (które, w zależności od wychylenia, pełnią funkcję steru wysokości i/lub steru kierunku). Jak podano w [12], stosowanie spojlerów i kłap w przypadku micro BSP jest istotne jedynie w przypadku obiektów latających o znacznej doskonałości aerodynamicznej powodującej trudności przy lądowaniu (zwane zgodnie z [13] „niesieniem się nad pasem”).

W celu właściwego doboru napędu do projektowanego BSP przeprowadzono badania ciągu statycznego wybranych śmigieł na specjalnie do tego celu zbudowanej hamowni, pokazanej na rys. 2. Na hamowni został zamontowany silnik elektryczny Sunnysky 2204 1870 KV o mocy elektrycznej 140 W napędzający śmigła o średnicy 6". Jednocześnie silnik ten zastosowano do napędu latającego prototypu.

Podstawowym zadaniem hamowni jest pomiar siły ciągu dzięki mierzeniu siły nacisku F_2 na wagę tensometryczną. Siła ta jest równa sile F_1 wytwarzanej przez śmigło pchające dzięki równości momentów siły:

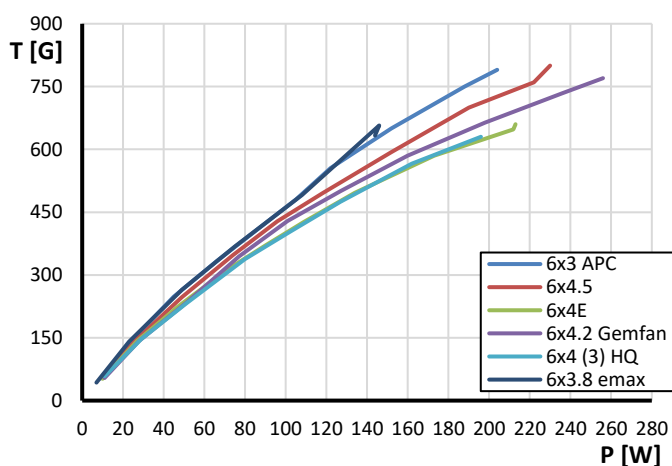
$$\begin{aligned} R_1 * F_1 &= R_2 * F_2 \\ R_1 &= R_2 \end{aligned} \tag{1}$$

$$F_1 = F_2 = \text{ciąg statyczny silnika}$$



Rys. 2. Stanowisko laboratoryjne do badania charakterystyk zespołu napędowego

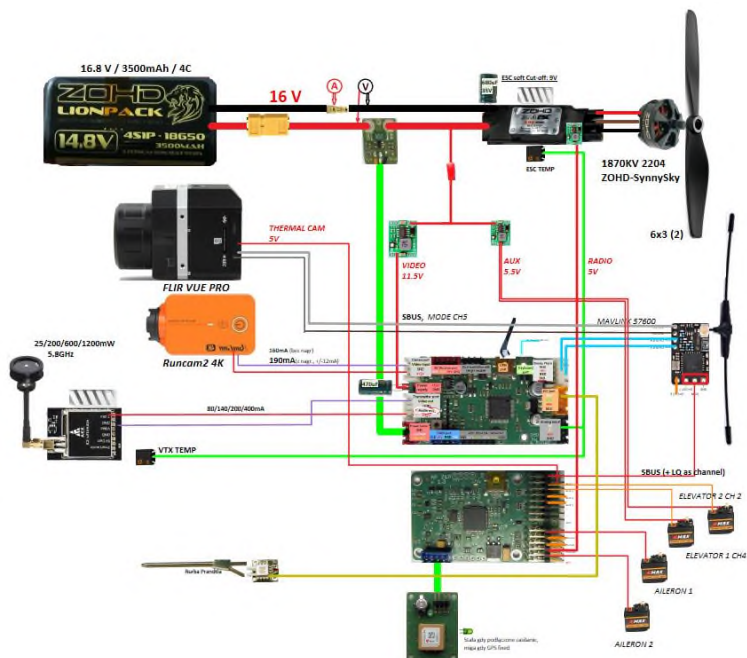
Silnik zamontowany na hamowni jest sterowany przez operatora przy użyciu pulpitu operatora, który wyświetla również moc elektryczną pobieraną przez silnik i wartość sygnału sterującego PWM. Zmierzono na stanowisku wartości ciągu, moc elektryczną, prąd i obroty dla popularnych w klasie micro typów śmigieł. Charakterystyki wytwarzanego ciągu statycznego wyrażonego w gramach siły w funkcji mocy elektrycznej pokazano na rys. 3.



Rys. 3. Charakterystyki ciągu statycznego w funkcji poboru mocy wybranych śmigieł

Na podstawie analizy wykresu stwierdzono, że największy ciąg przy jednocześnie najmniejszym poborze mocy można uzyskać ze śmigła APC 6x3. Mniejszy pobór mocy przy takim samym ciągu powoduje mniejsze zużycia energii z akumulatora, a w efekcie dłuższy czas lotu. Z tego też względu dwułopatowe śmigło APC o średnicy 6`` i skoku 3`` uznano za wybór optymalny. Ciąg statyczny 800 G siły zapewni bezpieczny zapas ciągu, gdyby współczynnik oporu samolotu okazał się większy niż założony w obliczeniach. Przy sprawności bezszczotkowych silników elektrycznych rzędu 80%, badany napęd dostarczy ok. $0,8 * 205 \text{ W} = 164 \text{ W}$ mocy mechanicznej. Start i wznoszenie na mniejszej mocy (obliczone 125 W) niż maksymalna dostarczana przez silnik pozwoli znacząco zmniejszyć problem chłodzenia silników w układzie pchającym, kosztem nieznacznie większej masy silnika.

W przypadku samolotów załogowych i dużych bezałogowych, instalacje awioniczne projektuje się pod konkretny samolot. W przypadku samolotów BSP klasy micro jest przeważnie na odwrót. Instalacja pokładowa i konkretne wyposażenie są przewidziane jeszcze zanim zostanie określona bryła samolotu. Ułatwia to określenie mas i liczby poszczególnych elementów, pozwala też określić niezbędne wymiary kadłuba, aby była możliwość pomieszczenia licznych wyposażenia. Z tego też względu opracowano schemat instalacji pokładowej pokazany na rys. 4.



Rys. 4. Schemat instalacji pokładowej

Jako zasilanie wybrano akumulator litowo-jonowy o czterech połączonych szeregowo wysokoprądowych ogniwach Li-Ion 18650 o pojemności 3,2 Ah. Zgodnie z przeprowadzoną analizą obciążenia mocy, podczas przelotu wymagana jest moc 36 W. Przy sprawności silnika 80%, napięciu znamionowym ogniwa 3,7 V i mocy niezbędnej do zasilenia pozostałej awioniki (w tym serwomechanizmów) 6 W zużycie prądu w przelocie wyniesie ok. 3,5 A. Pozwoli to na 54 min lotu.

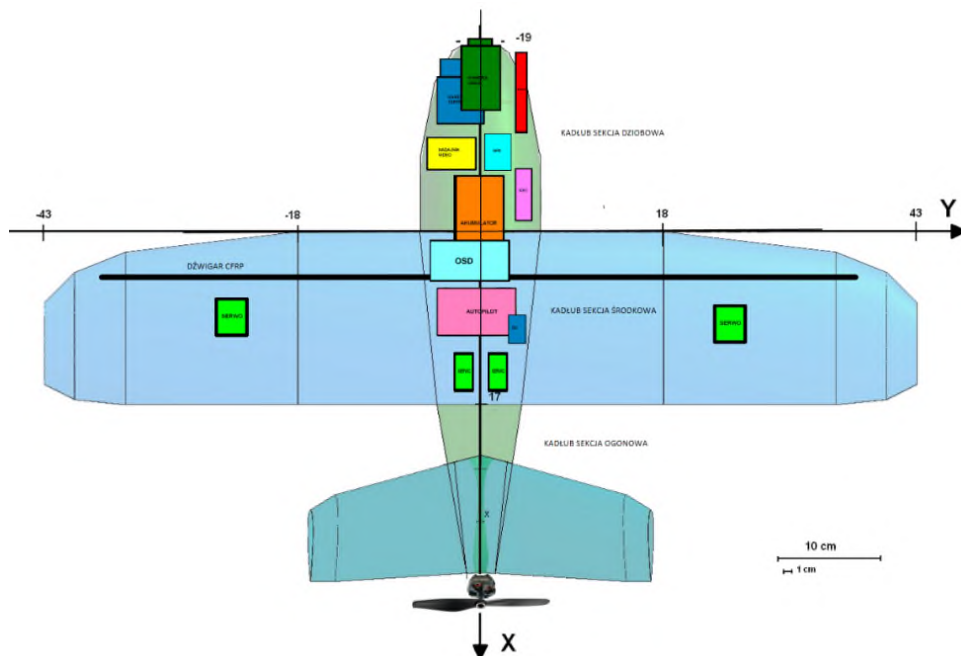
W celu przeprowadzenia analizy masowej, jako początek układu współrzędnych przyjęto krawędź natarcia skrzydła. Widok rozmieszczenia podzespołów w rzucie z góry przedstawiono poniżej (rys. 5).

Przy tak dobranym rozmieszczeniu podzespołów położenie środka ciężkości na średniej cięciwie aerodynamicznej wynosi 28,7%. W przypadku samolotów ze skrzydłem prostym, położenie środka ciężkości mieści się w przedziale 25–33% SCA. Możliwość zmiany położenia akumulatora w osi podłużnej kadłuba umożliwi regulację położenia środka ciężkości, gdyby jego rzeczywiste położenie nie pokryło się z obliczeniami.

2.3. Układ aerodynamiczny i osiągi

W pierwszej kolejności dobrano profile lotnicze dla skrzydeł i usterzenia. Cechami nadrzędnymi wyboru profilu skrzydła były prostota wykonania oraz brak wyraźnego pogorszenia się charakterystyk przy małych liczbach Reynoldsa. Powyższe założenia spełnia w stopniu wysoce zadowalającym profil Clark Y, opracowany już w 1922 r. Płaska spodnia część profilu znacznie upraszcza wykonanie, a łagodnie zachowanie w trakcie przeciągnięcia ułatwi pilotaż na dużych kątach natarcia. Jako profil dla usterzenia motylkowego wybrano powszechnie stosowany profil symetryczny NACA 0012. Rozpiętość skrzydła przy wydłużeniu 5,5 i powierzchni 0,132 m² wynosi 0,86 m. Na usterzenie BSP dobrano usterzenie motylkowe o powierzchni 40 cm².

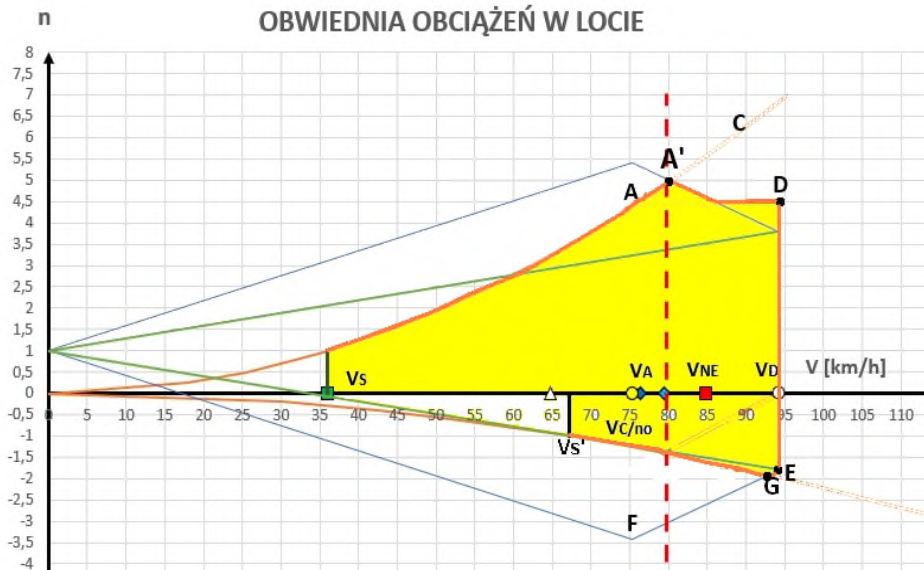
Na podstawie przeprowadzonych obliczeń osiągow wykonanych zgodnie z [3, 10], uzyskano prędkość maksymalną wynoszącą ok. 27,2 m/s, prędkość przelotową 18 m/s (zgodną co do wartości z założeniami projektowymi) oraz prędkość wznoszenia ok. 4,7 m/s, co jest wartością nieznacznie poniżej założeń projektowych.



Rys. 5. Rozmieszczenia podzespołów do analizy masowej

2.4. Analiza obciążeń w locie

W celu wstępnego zwiarytowania elementów wytrzymałościowych struktury samolotu kluczowe jest określenie obciążeń, jakie będą na nie działać. Obecne przepisy dotyczące bezałogowych statków powietrznych o masie do 25 kg nie regulują wymagań dotyczących wartości współczynników przeciążenia od sterowania. Jak podają specjalistyczne źródła dotyczące projektowania BSP [9], typowymi wartościami współczynnika obciążenia od sterowania dla BSP są od 4 do 5 oraz od -1.5 do -2, jednakże wartości te będą zależeć od wykonywanej misji i przeznaczenia danego statku powietrznego. Proces projektowania obwiedni obciążeń oparto w całości na przepisach CS-VLA [2] z wyłączeniem wartości prędkości pionowych podmuchów, które dla BSP do 30 kg przyjmują wartości odpowiednio niższe [2]. Na podstawie przeprowadzonych obliczeń obciążeń w locie zauważono, że wymiarującymi obciążeniami są obciążenia od podmuchów, co jest słuszne dla lekkich, nieakrobacyjnych statków powietrznych [4]. Maksymalna wartość współczynnika obciążenia wyniosła +5, natomiast najmniejsza -2. Na rys. 6 pokazano wyznaczoną obwiednię obciążeń.



Rys. 6. Obwiednia obciążeń dopuszczalnych w locie. Na żółto oznaczono obszar eksploatacyjny

3. Wykonanie prototypu i próby w locie

W celu wykonania prototypu opracowano numeryczny model BSP w programie NX 12. Do obróbki płyt i bloków pianki EPP oraz cienkich arkuszy sklejk wykorzystano podstawowe narzędzia, tj. wycinarkę oporową oraz multiszlifierkę Dremel z montowanymi narzędziami do frezowania, wiercenia, szlifowania i cięcia. Wszystkie powierzchnie zewnętrzne płatowca wzmocniono folią modelarską. Wszelkie otwory inspekcyjne mocowano z użyciem magnesów neodymowych. Po wykonaniu elementów płatowca przystąpiono do montażu i testowania elektroniki pokładowej (m.in. serw, autopilota, kamery, anten). Zwrócono m.in. uwagę na minimalizację długości przewodów w celu zmniejszenia masy i wykorzystania wolnej przestrzeni kadłuba. Elektronikę mocowano do elementów płatowca za pomocą rzepów samoprzylepnych, taśmy dwustronnej lub kleju na gorąco, aby uniemożliwić przemieszczanie się ich w trakcie lotu (i w konsekwencji zmianę położenia środka ciężkości). Również akumulator jest mocowany na rzep, przy czym zachowano zakładaną możliwość zmiany jego umieszczenia w osi podłużnej. Silnik jest jedynym elementem samolotu mocowanym za pomocą połączenia gwintowanego (śrub).

Model geometryczny BSP oraz zbudowany prototyp do testów pokazano na rys. 7. Widoczne są m.in. wloty powietrza chłodzącego układy awioniczne, anteny telemetrii, rurka Prandtla oraz kamera w przedniej części kadłuba.



Rys. 7. Model geometryczny projektowanego BSP wykonany w programie NX12 oraz zbudowany BSP gotowy do oblotu

Po wykonaniu prototypu przystąpiono do prób w locie. Ich celem było określenie, czy zaprojektowany obiekt osiągnął zakładane osiągi przyjęte w początkowych etapach projektowania. Dzięki wykorzystaniu nowoczesnej aparatury pilotażowo-pomiarowej możliwe było określenie najważniejszych parametrów lotu. W celu wizualizacji możliwości rozpoznawczych samolotu poniżej przedstawiono (rys. 8) widok z nagranego materiału rozpoznawczego w wysokiej rozdzielczości, wykonany z wysokości 120 m nad powierzchnią ziemi (120 m AGL).



Rys. 8. Obraz uzyskany podczas lotu na wysokości 120 m oraz prezentacja parametrów pilotażowo-nawigacyjnych na obrazie z kamery systemu bezałogowego

Oprócz nagrywania w wysokiej rozdzielczości, obraz z zamontowanej w przedniej części kadłuba kamery jest transmitowany na żywo do stacji naziemnej i wyświetlany w specjalnych goglach zakładanych przez operatora (tryb FPV). Takie rozwiązanie zostało zastosowane m.in. w amerykańskim zestawie RQ-14 Dragon Eye. Parametry pilotażowo-

nawigacyjne lotu odczytywane przez czujniki pokładowe są nakładane na obraz z kamery jako OSD (On Screen Display – nakładanie informacji na obraz) i jednocześnie przesyłane oddzielnie z użyciem telemetrii do stacji naziemnej. Jest to powszechne w konstrukcjach BSP [1]. Na rys. 8 przedstawiono obraz widziany przez operatora. Zaawansowany moduł przetwarzania i wyświetlania informacji pilotażowo-nawigacyjnych jest produkcji polskiej.

Na podstawie przeprowadzonych prób w locie stwierdzono, że:

- a) prędkość maksymalna lotu poziomego wyniosła 99 km/h;
- b) średnia wartość prędkości przelotowej ze wszystkich lotów wyniosła 60 km/h;
- c) prędkość pionowego wznoszenia przy starcie na wysokość 70 m (przy mocy maksymalnej) wyniosła ok. 5 m/s;
- d) najdłuższy czas lotu wyniósł 35 min. Należy jednak zauważyć, że w akumulatorze pozostała ponad $\frac{1}{4}$ zgromadzonej energii, co sugeruje, że samolot jest w stanie przebywać w powietrzu ponad 50 min;
- e) największa odległość pokonana od miejsca startu wyniosła 3,7 km;
- f) zakładając bezpieczny czas lotu równy 40 min i pomijając aspekty zasięgu radiowego, przy średniej prędkości wykonany obiekt jest w stanie pokonać ok. 40 km;
- g) przygotowanie samolotu i stacji naziemnej do lotu przez jednego operatora zajmuje ok. 8 min;
- h) autopilot z trybem stabilizacji, wspomagania startu i powrotu do miejsca startu ułatwia pilotaż i zwiększa bezpieczeństwo lotu;
- i) start z ręki i lądowanie na kilkunastometrowym pasie trawiastym ułatwiają wybór miejsca startu.

4. Podsumowanie

Jak wykazała analiza rynku, Siły Zbrojne RP nie dysponują obecnie żadnym BSP w klasie micro, z tego też względu zdecydowano się na opracowanie stałopłata w tejże klasie. Na podstawie analizy micro BSP sił zbrojnych innych państw porównano najważniejsze osiągi i parametry konstrukcji zagranicznych, określono również typowe wartości obciążenia powierzchni oraz wydłużenia skrzydeł.

Stwierdzono, że zaprojektowanie i produkcja micro BSP jest możliwa nawet w niewielkich ośrodkach produkcyjnych przy niedużych nakładach finansowych. Należy jednak podkreślić, że niezbędne do tego jest doświadczenie w projektowaniu tego typu konstrukcji. Nowoczesne autopiloty wyposażone w zminiaturyzowane czujniki parametrów lotu umożliwiły wykonywanie zaawansowanych misji powietrznych przy jedynie minimalnym udziale operatora, a wydajne akumulatory o dużej pojemności pozwoliły na zmniejszenie masy i wymiarów konstrukcji rozpoznawczych.

Przeprowadzone próby w locie świadczą o poprawności projektu, a zakładane rezultaty zostały osiągnięte. Bezzałogowy statek powietrzny w klasie micro jest w stanie wykonać określone w specyfikacji zadania i misje powietrzne, o ile pogoda (a w szczególności wiatr) pozwoli na wykonanie lotu.

5. Literatura

1. Austin R.: *Unmanned Aircraft Systems: UAVs Design, Development and Deployment*, John Wiley & Sons Ltd, 2010.
2. *Certification Specifications for Very Light Aeroplanes CS-VLA (Amendment 1)*, 2018.
3. Danilecki S.: *Projektowanie samolotów*, WAT, Warszawa 2018.
4. Galiński C.: *Wybrane zagadnienia konstrukcji samolotów*, Warszawa 2020.
5. Galiński C.: *Wybrane zagadnienia projektowania samolotów*, Wydawnictwa Naukowe Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2016.
6. Gudmundsson S.: *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*, Butterworth-Heinemann, Elsevier, wyd. II, 2022.
7. Gundlach J.: *Designing unmanned Aircraft Systems: A comprehensive approach*, AIAA Education Series, Reston, Virginia 2012.
8. Imiołek M.: *W stronę dronów, czyli kilka słów o projektowaniu bezzałogowych samolotów*, Kraków 2020.
9. Keane A., Sobester S., Scanlan J.: *Small Unmanned Fixed-wing Aircraft Design, a Practical Approach*, John Wiley & Sons Ltd, 2017.
10. Raymer D.P.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, Sixth Edition, AIAA Education Series, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, Virginia 2018.
11. Sadraey M.: *Unmanned Aircraft Design, A Review of Fundamentals*, Morgan & Claypool Publishers 2017.
12. Simons S.: *Model Aircraft Aerodynamics*, wyd. V, Special Interest Model Books, 2015.
13. Szutowski L.: *Budowa i pilotaż samolotów lekkich, przewodnik pilota i instruktora*, Avia-Test, Poznań 2007.