



XV KRAJOWE FORUM WIROPLĄTOWE 2020

Warszawa, 25 września 2020 roku

CELE I ADRESACI

Celem Krajowego Forum Wiroplątowego jest stworzenie możliwości prezentacji wyników badań, wymiany informacji o działalności, osiągnięciach i problemach związanych z wiropłatami w Polsce oraz za granicą. Zgodnie z praktyką sprawdzoną w ramach poprzednich edycji konferencji na wydarzeniu prezentujemy referaty związane z szeroko pojętą tematyką śmigłowcową, taką jak: produkcja, eksploatacja, nadzór, badania, rozwój i szkolenie. Umożliwiamy przedstawianie referatów przeglądowych oraz prezentacji wyrobów związanych z techniką śmigłowcową. W naszych spotkaniach czynnie biorą udział goście zza granicy.

Sieć Badawcza Łukasiewicz - Instytut Lotnictwa przyjął rolę głównego organizatora Forum przy współpracy z instytucjami i organizacjami wymienionymi w treści poniżej.

ORGANIZATOR

- Sieć Badawcza Łukasiewicz - Instytut Lotnictwa

WSPÓŁORGANIZATORZY

- Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych
- Politechnika Warszawska
- Lotnicza Akademia Wojskowa

KOMITET NAUKOWY

- Przemysław Bibik – Politechnika Warszawska
- Martin Bugaj – Žilinská Univerzita v Žiline, Slovensko (Słowacja)
- Andrzej Fellner – Politechnika Śląska
- Dariusz Frątczak – Centrum Kształcenia Kadr Lotnictwa Cywilnego Europy Środkowo - Wschodniej Politechniki Śląskiej
- Jerzy Klimkowski – koło seniorów inżynierów PZL Świdnik
- Robert Konieczka – Politechnika Śląska
- Grzegorz Kowaleczko – Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych / Lotnicza Akademia Wojskowa
- Wiesław Krzymień – Sieć Badawcza Łukasiewicz - Instytut Lotnictwa
- Tomasz Łusiak – Lotnicza Akademia Wojskowa
- Janusz Narkiewicz – Politechnika Warszawska
- Andrej Novak – Žilinská Univerzita v Žiline, Slovensko (Słowacja)
- Krzysztof Sibilski – Politechnika Warszawska
- Kazimierz Szumański – Sieć Badawcza Łukasiewicz - Instytut Lotnictwa

BIURO ORGANIZACYJNE

Sieć Badawcza Łukasiewicz - Instytut Lotnictwa
Dział Marketingu i Komunikacji
Magda Wiejacha
al. Krakowska 110/114
02-256 Warszawa
T: (22) 846 00 11 w. 547 | E: magda.wiejacha@ilot.lukasiewicz.gov.pl

TERMIN FORUM

25 września 2020 roku

MIEJSCE

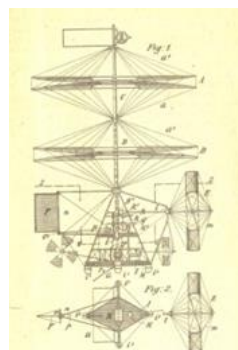
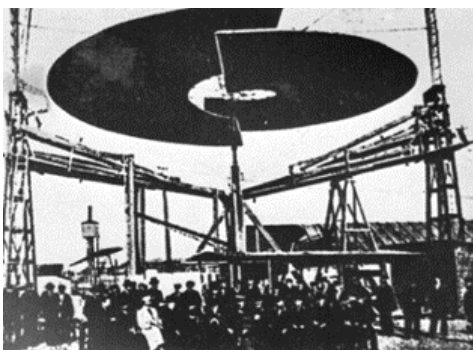
Sieć Badawcza Łukasiewicz -Instytut Lotnictwa w Warszawie
al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa
ilot.lukasiewicz.gov.pl

70 LAT SP-GIL

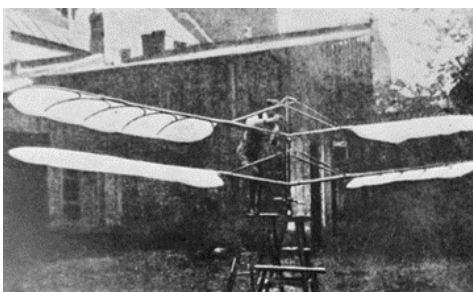
Ryszard Witkowski / Warszawski Klub Seniorów Lotnictwa

Na przełomie drugiej i trzeciej dekady XXI wieku w lotnictwie polskim wiropląty są obecne we wszystkich jego gałęziach. W samym lotnictwie cywilnym lata ich ponad 200, stanowią sprzętowy trzon Lotniczego Pogotowia Ratunkowego, wiele znajduje się w rękach prywatnych posiadaczy i przedsiębiorstw. W armii śmigłowce są środkiem zapewniającym jednostkom mobilność i narzędziem pracy wojsk specjalnych, planuje się, że będą „pięścią uderzeniową” sił zbrojnych. Śmigłowce latają w służbach porządku publicznego, w policji i straży granicznej, wiatrakowce służą pożarnikom. Bez wiroplątów trudno już sobie dziś lotnictwo polskie wyobrazić. Warto więc chyba przypomnieć jak się to wszystko zaczęło. Warto przypomnieć epizod sprzed lat, kiedy w zniszczonym po wojnie kraju, dzięki zaangażowaniu, energii i talentowi niewielkiej grupy inżynierów, podjęto próbę budowy eksperymentalnego śmigłowca.

Na początku XX wieku, w pionierskim okresie prac nad śmigłowcami w różnych krajach świata, swój wkład mieli też i Polacy, m.in. Józef Lipkowski i Czesław Tański.



Lipkowski 1907
i rysunek z jego
brytyjskiego
patentu



Tański 1905

Pomimo tych tradycji, w odrodzonej w 1918 roku Polsce techniką wiroplątową się nie zajmowano, nie była ona nawet przedmiotem

studiów. Jedynym, niewielkim objawem zainteresowania było zakupienie w Anglii w 1934 roku pojedynczego egzemplarza wiatrakowca Cierva C.30A i przeprowadzenie na nim ograniczonych prób. Na decyzję tą miała niewątpliwie wpływ panująca wówczas w wielu krajach fascynacja „autożyrem”, wynalazkiem Juana de la Ciervy, statkiem powietrznym ze swobodnie obracającym się wirnikiem. Ze względu na zdolność do lotu z bardzo małą prędkością i możliwość operowania z ograniczonych miejsc wydawał się on idealnym sprzętem do zastąpienia stosowanych w wojsku obserwacyjnych balonów na uwięzi i samolotów łącznikowych. W tym charakterze maszyny te były rozwijane i wprowadzane do służby w USA, Anglii, Francji i ZSRR, a eksperymentalnie eksploatowane w wielu innych krajach, także w Niemczech, gdzie po objęciu w 1933 roku władzy przez nazistów rozpoczęto odbudowę zakazanego Traktatem Wersalskim lotnictwa wojskowego (Luftwaffe). Tam jednak, w odróżnieniu od innych krajów szybko zorientowano się, że wiatrakowce w wojsku to „ślepa uliczka” i energię skierowano na śmigłowce.

Zakupiony do Polski C.30A był wyprodukowany w firmie A.V. Roe w Woodford. Tam też w sztuce jego pilotowania został przeszkolony pierwszy polski pilot wiroplątowy, ppłk Bolesław Stachoń. Przelot jego z Woodford na Okęcie (z wieloma międzylądowaniami) odbył się w dniach 1-10 grudnia 1934 roku.



C.30A po
przylocie do
Polski.

W kabinie ppłk
Bolesław
Stachoń

Na zakupionym do Polski egzemplarzu C30A badano, przede wszystkim, możliwość zastosowania wiatrakowca jako alternatywy balonu obserwacyjnego. Pierwsze próby maszyny opatrzonej cywilnymi znakami rejestracji SP-ANN, przeprowadzono w Instytucie Technicznym Lotnictwa (ITL) w Warszawie. Na ich podstawie została sformułowana pozytywna opinia o przydatności wiatrakowca do niektórych zadań, m.in. do celów łączności. W fachowej prasie lotniczej ukazały się artykuły zapoznające społeczeństwo z nowym rodzajem statku powietrznego i opracowania broszurowe, wśród których pierwsze, wydane przez LOPP a napisane przez Bolesława

Stachonia, nosiło tytuł "Wirowiec". Na łamach miesięcznika "Skrzydłata Polska" publikowano artykuły o pilotowaniu "autożyra". Wtedy też rozgorzała dyskusja, jak ma się ono nazywać po polsku. Zgłoszono wiele propozycji - *wirolot, pionolot, wiropłat, wirnikowiec, wirowiec i wiatrakowiec* - z których oficjalnie początkowo wybrano termin *wirowiec*, ale, jak często bywa, powszechnie przyjął się termin inny - *wiatrakowiec*.



Pierwsza w Polsce publikacja o wiatrakowcu i pierwsza publiczna demonstracja w 1935r.

Publicznie zaprezentowano wiatrakowiec C.30A SP-ANN w dniach 14 i 15 września 1935 roku na III Międzynarodowym Meetingu Lotniczym na Lotnisku Mokotowskim w Warszawie. Doszło wtedy do interesującego porównania C.30A z RWD-9, samolotem o cechach STOL, który rok wcześniej zwyciężył w międzynarodowych zawodach samolotów turystycznych Challenge de Tourisme International 1934. Wiatrakowiec był pilotowany przez Bolesława Stachonia, samolot zaś przez pilota Doświadczalnych Warsztatów Lotniczych Kazimierza Chorzewskiego.

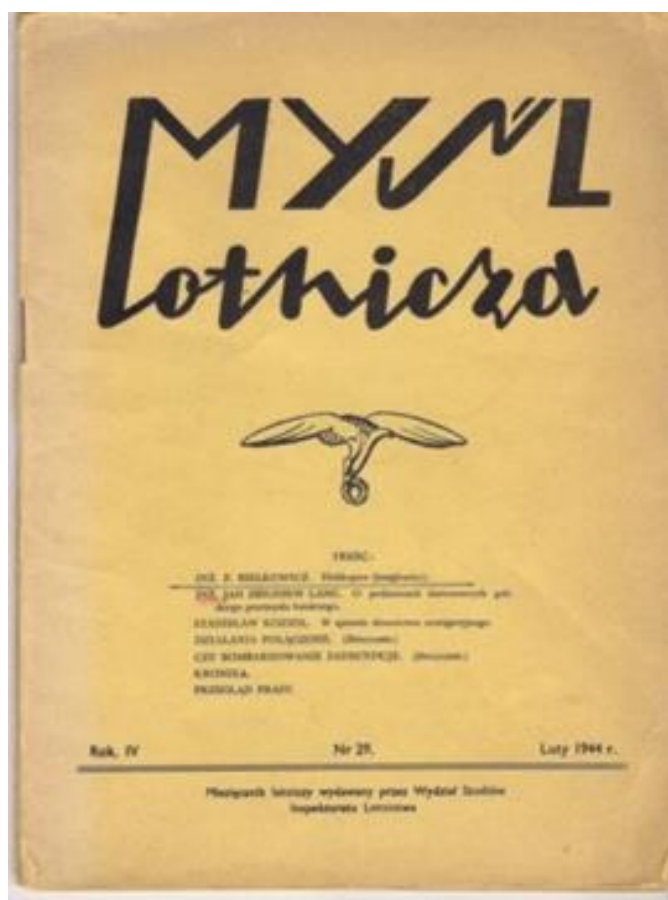
Epizod z wiatrakowcem Cierva C.30A nie miał wprawdzie w Polsce bezpośrednich następstw w postaci wprowadzenia wiropłatów do służby, ale spowodował, że polscy specjaliści lotniczy uświadomili sobie, że wiropłaty przestały być już dla nich tabula rasa. Ten siew dał owoce nie tylko w postaci serii artykułów w wydawanym podczas wojny w Londynie miesięczniku „Myśl lotnicza”, ale też w postaci projektu śmigłowca, jaki według pewnych doniesień wykonał w Warszawie podczas okupacji niemieckiej inż. Stefan Waciórski. Siew ten dał owoce nade wszystko wtedy, gdy po zakończeniu wojny przystąpiono w kraju do rekonstrukcji lotnictwa i przemysłu lotniczego. Wtedy, gdy w Warszawie zrodził się pomysł budowy polskiego śmigłowca doświadczalnego.



Porównanie C.30A i RWD-9



C.30A w czasie prób w wojsku



Miesięcznik
wydawany
w czasie wojny
w Londynie przez
Inspektorat
Studiów Polskich
Sił Powietrznych

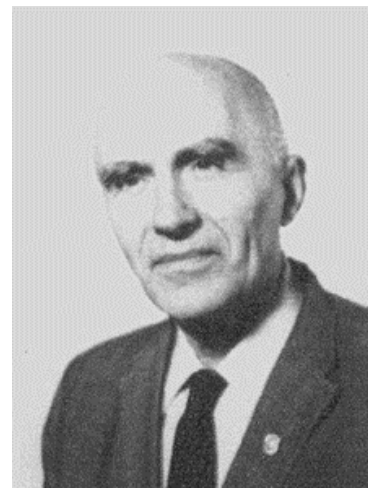
Przed wojną naukowo-badawczym zapleczem lotnictwa polskiego był Instytut Techniczny Lotnictwa (ITL) z siedzibą na lotnisku Okęcie w Warszawie. Prowadzono w nim, na rzecz zarówno lotnictwa wojskowego jak i cywilnego, prace badawcze nad konstrukcjami statków powietrznych, przeprowadzono próby kwalifikacyjne, wydawano specjalistyczne publikacje. Kadre Instytutu stanowili eksperci wojskowi i cywile. We wrześniu 1939 personel ITL został z Warszawy ewakuowany. Wielu specjalistów znalazło się zagranicą, część pozostała w kraju, gdzie na ogół włączyła się aktywnie w działalność konspiracyjną. Ludzie ITL uczestniczyli m.in. w pracującej dla wywiadu Armii Krajowej komórce „Dural”, zajmującej się studiami wojennej techniki lotniczej III Rzeszy. W 1945 roku działalność ITL wznowiono, zmieniając jedynie nazwę placówki na Główny Instytut Lotnictwa (GIL). Szczególnie cennym dla restytuowanej jednostki było zgłoszenie się do pracy w niej inżynierów wracających z Zachodu, a w czasie wojny służących w Polskich Siłach Powietrznych lub pracujących w alianckich instytutach badawczych i wytwórniach.

Wśród wspomnianych repatriantów był jeden, który stał się głównym orędownikiem podjęcia w Polsce prac nad techniką wiroplataw. Był to późniejszy profesor Politechniki Warszawskiej i Uniwersytetu Warszawskiego Władysław Fiszdon. Gdy w 1940 roku znalazł się w Anglii polski inżynier miał stopień starszego szeregowca, w końcu wojny był angielskim Squadron Leaderem (majorem) i kierownikiem ważnego działu Vibration Section (Działu Drgań) w prestiżowym angielskim instytucie RAE (Royal Aeronautical Establishment) w Farnborough. Z tematyką śmigłowcową zetknął się po raz pierwszy wiosną 1944 roku, gdy do Anglii dotarły z USA pierwsze śmigłowce Sikorsky'ego R-4, nazwane tu Hoverfly I. Śmigłowcami tymi, jako generatorami silnych drgań i ich możliwościami, został zafascynowany¹. Gdy więc w 1947 roku w głowie jednego z „krajowców”, młodego naukowca, dr inż. Zbigniewa Brzoski, zrodził się pomysł, aby mimo braku wiedzy o nowej technice i ogromnych trudności z dostępem do materiałów i narzędzi, podjąć próbę wejścia w nowo rodzącą się gałąź lotnictwa, Fiszdon go poparł i stał się spiritus movens odważnego przedsięwzięcia.

¹ Poza Fiszdonem, z pierwszymi dostarczonymi do Anglii w 1944 roku amerykańskimi śmigłowcami Sikorsky R-4 w latach 1944-1945 zetknęli się bliżej i dwaj inni Polacy. Byli nimi w RAE dr med. Konrad Bazarnik i w Helicopterr Training Flight, pilot S/Ldr Antoni Głowacki. Obaj po wojnie do Polski nie wrócili.



Pierwszy amerykański śmigłowiec użytkowy Sikorsky R-4 Hoverfly



Władysław Fiszdón

Propozycja Brzoski nie była pozbawiona logicznego uzasadnienia. Autor pomysłu wiedział, że z zaawansowaną wiedzą i liczącym się doświadczeniem w dziedzinie śmigłowców wyszły tylko Stany Zjednoczone. Niemcy, których wojenny dorobek śmigłowcowy był największy, po przegranej wojnie odpadli z konkurencji. We wszystkich innych krajach rozpoczynano prace nad śmigłowcami niemal od zera, nawet we Francji i ZSRR, choć przecież w obu tych krajach latały przed wojną interesujące maszyny doświadczalne. A więc istniała szansa włączenia się w światowy wyścig śmigłowcowy z niewielkim tylko opóźnieniem.

Kiedy Brzoska z najbliższymi współpracownikami, na pierwszym etapie pracy zaczęli wgłębiać się w dostępne teoretyczne publikacje wiropłatowe, Bronisław Żurkowski, człowiek nazwany później "ojcem polskich śmigłowców", przedwojenny pilot szybowcowy Aeroklubu Warszawskiego i konstruktor z zespołu RWD, zajmował się sprawami bardzo od wiropłatów odległymi. W 1945 roku pracował w Lublinie w fabryce maszyn rolniczych. Stamtąd, harcerz z krwi i kości, przeniósł się do pracy w ZHP w Warszawie. Tu odnalazł go Fiszdón, ściągnął do Instytutu i powierzył mu nadzór nad sprawami szybowcowymi. W 1947 roku Żurkowski wykonał homologacyjne próby prototypów szybowców IS-1 *Sęp*, IS-2 *Mucha*, IS-3 *ABC* i IS-B *Komar* 49 oraz doświadczalnego szybowca IS-5 *Kaczka*.

Pewnego razu Żurkowski zainteresował się nad czym ślęczą koledzy. Został zaproszony do współpracy, przystał na nią i tak, trochę przez przypadek, znalazł się w kręgu studiów śmigłowcowych. Kiedy przystąpiono do następnego etapu, projektowania doświadczalnego śmigłowca, wszedł już w skład zespołu konstruktorów. Stanowili go:

Zbigniew Brzoska, który wziął na siebie część napędową z przekładnią główną, Tadeusz Chyliński, który zabrał się za strukturę kadłuba, belki ogonowej i podwozia, oraz Bronisław Żurakowski, który podjął się opracowania części najważniejszej - wirnika nośnego i układu sterowania. Według przyjętych założeń doświadczalny śmigłowiec miał być dwumiejscowy, jednowirnikowy, ze śmigłem ogonowym.

Z wstępnych obliczeń wynikał pierwszy wniosek: śmigłowiec musi otrzymać silnik o mocy co najmniej 74 kW (100 KM). Wszyscy członkowie zespołu rozpoczęli przeszukiwanie ponemieckich remanentów technicznych, znajdujących się w magazynach Instytutu. W jednej ze skrzyń znaleziono to, czego szukano - czterocylindrowy rzędowy silnik Hirth HM 504A2. Brzoska odetchnął, miał już co robić - silnik trzeba było przekonstruować do pracy w pozycji pionowej, zapewnić mu przymusowe chłodzenie, wyposażyć w reduktor obrotów. Chyliński również znalazł coś dla siebie. Zespół kół zębatach motocykla Zündapp wydał mu się dobry do przekładni napędu śmigła ogonowego. Tylko Żurakowski nic nie znalazł. Wszystko musiał projektować sam.



Zbigniew Brzoska



Tadeusz Chyliński



Bronisław Żurakowski

Już na początku pracy konstruktor stanął przed trudnym pytaniem: jaki to ma być wirnik? Czy przegubowy, który świetnie zdał egzamin w maszynach Sikorskiego, czy tak zwany "huśtawkowy", zastosowany w konstrukcjach Hillera i Bella? Kolektywnie zdecydowano, że śmigłowiec będzie wyposażony w wirnik zbliżony do rozwiązania Hillera, czyli dwułopatowy, osadzony na wale na przegubie Cardana i wyposażony w małe łopatkę sterujące. Było to rozwiązanie najprostsze, mieszczące się w skromnych możliwościach wykonawczych Instytutu.

Pytań było jednak więcej. Jakie mają być łopaty, sztywne czy miękkie? Jakie mają być kinematyczne związki wirnika i sterownic? Jakie stosować współczynniki obciążeń? I tak dalej, i tak dalej...



Budowa śmigłowca trwała w GIL przez cały 1949 rok

Wytężona praca nad budową śmigłowca trwała w Instytucie przez cały 1949 rok. Gotowość maszyny do prób zgłoszono w styczniu 1950 roku. Wtedy też, w prasie krajowej, a także zagranicznej, ukazały się pierwsze informacje na jej temat. Obszernie donosiły o tym m.in. angielski magazyn lotniczy *The Aeroplane* i amerykański *American Helicopter* ilustrując wiadomość szkicem pierwszego projektu śmigłowca.



Pierwsze informacje o budowie w Polsce śmigłowca w prasie zagranicznej

Pierwszy wzlot śmigłowca, opatrzonego znakami SP-GIL (co było odniesieniem do miejsca powstania maszyny), odbył się **4 kwietnia 1950 roku**. Był to krótki, niski zawis nad ziemią. Funkcji pilota podjął się sam Żurkowski, rolę asystentów ubezpieczających próby

z zewnątrz wzięli na siebie Chyliński i Fiszdon. Próby zawisu z tą samą asystą powtarzano następnego dnia. Po czterech udanych dwaj asekuranci raz jeszcze złapali za uchwyty przy kabinie i dali pilotowi znak do startu. Tym razem Żurakowski pociągnął jednak dźwignię skoku mocniej niż poprzednio. Śmigłowiec oderwał się, energicznie od ziemi, asekurujący stracili z nią nieoczekiwanie kontakt, obaj puścili uchwyty i spadli w dół. Odciążony śmigłowiec wyskoczył w górę, pochylając się silnie do przodu. Zaskoczony Żurakowski gwałtownie zmniejszył skok. Maszyna huknęła o ziemię, wywróciła się, z drewnianych łopat posypały się drzazgi. Wydawało się, że eksperyment się nie udał.



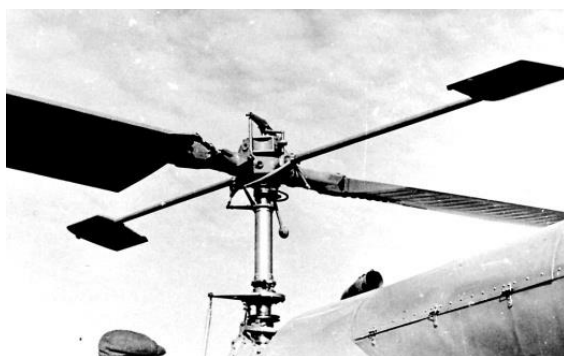
4 kwietnia 1950.
Pierwszy wzlot SP-
GIL

Twórcy śmigłowca nie poddali się, uszkodzenia postanowili naprawić. Po pięciu tygodniach odremontowany SP-GIL był gotów do wznowienia prób, które jednak nadal sprawiały kłopoty. Śmigłowiec, mimo różnych zmian wprowadzanych do układu sterowania, był wciąż zbyt leniwy, nie chciał słuchać pilota. W sierpniu dwukrotnie uległ uszkodzeniom. W zimie 1950/51 zapadła decyzja o rozdzieleniu funkcji konstruktora i pilota. Nowym wykonawcą prób w locie miał być teraz Wiktor Pełka, samolotowy pilot doświadczalny, kapitan PLL LOT, od lat współpracujący z Instytutem. Podobnie jak Żurakowski, też nigdy wcześniej na śmigłowcu nie latał, ale zadania się podjął. Aby jednak ułatwić sobie jego realizację wykorzystał służbowe bytności w Paryżu i przed próbami SP-GIL wziął tam, płacąc z własnych dewizowych diet, kilka lekcji na śmigłowcu Hiller 360.



Pełka wcześniej
na śmigłowcach
też nie latał

Kiedy Pełka zajął po raz pierwszy miejsce w kabinie SP-GIL, w śmigłowcu wprowadzono wiele zmian. Rzucało się w oczy szerokie podwozie, chroniące od możliwości wywrotki przy "krzywych" lądowaniach, łopaty nośne miały zwiększoną sztywność, a łopatki sterujące były większe i działały na dłuższym ramieniu. Śmigłowiec zachowywał się teraz zupełnie inaczej! Odważny Pełka, gdy tylko wyczuł maszynę, zaczął na niej wykonywać takie manewry, do których poprzednik nie śmiał, czy nie mógł, się zabrać. Rozpędzanie, hamowanie, zwroty, wznoszenia i opadania, pionowe i ukośne... Czasami doprowadzał naziemnych obserwatorów niemal do ataku serca. Raz było tak, gdy zniknął pionowo w wiszącej nisko mgłę, innym razem, kiedy wzleciał gdzieś hen, wysoko, nad cumulusy lub oddalił się kilometry od lotniska.



Głowica SP-GIL w wersji pierwotnej z 1950 i finalnej z 1956 r. (z rezonansowym antywibratorem)

Pełka latał na śmigłowcu szczęśliwie. Ale i jego raz opuściła fortuna. Latem 1951 roku gdy wykonywał kolejną serię lotów doświadczalnych nad trawiastą częścią lotniska Okęcie doszło do awarii sprzęgła oraz

kraksy zakończonej „krzywym” przyziemieniem i połamaniem wirnika. Remont trwał krótko i 14 listopada 1951 roku doszło do pierwszego zademonstrowania SP-GIL władzom cywilnym i wojskowym. Śmigłowiec, który miał teraz krótszy wał z głowicą wirnika wyposażoną w oryginalny bezwładnościowy rezonansowy tłumik drgań (antywibrator) pomysłu Brzoski, bardzo się spodobał ówczesnemu dowódcy wojskowego lotnictwa PRL, "pełniącemu obowiązki Polaka" sowieckiemu generałowi Iwanowi Turkielowi.



Lot SP-GIL nad pałacem w Falentach



Pierwsza kraksa Pełki (1951)



Pokaz śmigłowca SP-GIL dla Polskiej Kroniki Filmowej i informacja o nim w „Skrzydlatej Polsce”



Ostatnie ciężkie uszkodzenie śmigłowca nastąpiło 16 listopada 1953 roku. Pełka przeszkalał wtedy na SP-GIL Andrzeja Abłamowicza. Po którymś lądowaniu, nagły poryw wiatru pochylił tarczę wirnika silnie do tyłu, pilot w porę nie zareagował, łopaty uderzyły o belkę ogonową, przecinając ją jak nożem. To był koniec.

Co prawda komisja powypadkowa zaleciła co należy zrobić, aby śmigłowiec mógł latać dalej, ale nie było takiego odważnego, który by w tej sprawie podjął decyzję. SP-GIL został wprawdzie odbudowany,

lecz zamiast na start powędrował najpierw na różne wystawy, a później, na lata, w kąt hangaru Instytutu Lotnictwa.



SP-GIL po wypadku Abłamowicza i w Muzeum Techniki NOT w warszawskim Pałacu Kultury i Nauki

„Drugie życie” śmigłowca SP-GIL zaczęło się w 1956 roku. Przyczynili się do tego dwaj piloci doświadczalni Instytutu Lotnictwa, autor niniejszego opracowania i Antoni Śmigiel, obaj mający za sobą niedawne przeszkolenie na sowieckim śmigłowcu Mi-1. Obaj byli ogarnięci pragnieniem porównania polskiej konstrukcji z tą od „Wielkiego Brata”. Odgrzebano sprawozdania z dawnych prób i protokoły z badań wypadki SP-GIL, a gdy okazało się, że z wyjątkiem obniżenia belki ogonowej wszystko co było potrzebne do dopuszczenia maszyny do lotów zostało wykonane, w kierownictwie IL, w którym wciąż silną pozycję miał Władysław Fiszdron, zapadła decyzja, by raz jeszcze przywrócić SP-GIL do życia.

Rozpoczęła się żmudna praca. Śmigłowiec rozebrano, wszystkie części poddano weryfikacji, sprawdzono silnik. Ogołoconą z płótna kratownicę kadłuba nadcięto dla obniżenia belki ogonowej i ponownie pospawano. Remont śmigłowca ukończono we wrześniu 1956 roku, wtedy pokazano go na wystawie sprzętu lotniczego na lotnisku Okęcie. W pierwszych dniach października SP-GIL osiągnął gotowość do lotu. Oblotu wskrzeszonej maszyny dokonał Wiktor Pełka. Po nim miejsca w kabinie zajęli Andrzej Abłamowicz, Ryszard Witkowski i Antoni Śmigiel.

Nowy program lotów SP-GIL stanowił przedłużenie cyklu prób przerwanych przed trzema laty. Był on wprowadzie ograniczony warunkiem lotów niskich i tylko nad lotniskiem, ale wzbogacony o nowe elementy, takie jak porównanie techniki pilotowania śmigłowca samostatecznego (SP-GIL) i niestatecznego (Mi-1), pomiar osiągnięć, zapis parametrów pracy maszyny i inne.

W trakcie wznowionych prób też doszło do awarii, ale tym razem drobnej. W czasie jednego z lotów autora, podczas próby lądowania z dobiegiem, doszło do kolizji śmigła ogonowego z ziemią i złamaniem ochronnej płózy ogona.

Wskrzeszony SP-GIL latał do 8 lutego 1957 roku wykonując, po remoncie w 1956 r. 185 lotów w czasie 12 h 38 min (wcześniej wykonano na nim 169 lotów w czasie 20 h 21 min). Autor niniejszego opracowania zaliczył na SP-GIL 79 startów i lądowań w łącznym czasie 5 h 14 min. Z wyjątkiem jednego wszystkie loty SP-GIL były zrealizowane jednoosobowo, raz tylko w locie po nadlotniskowym kręgu wziął udział pasażer (mechanik Hipolit Gołąbek) stojąc na kratownicy podwozia.

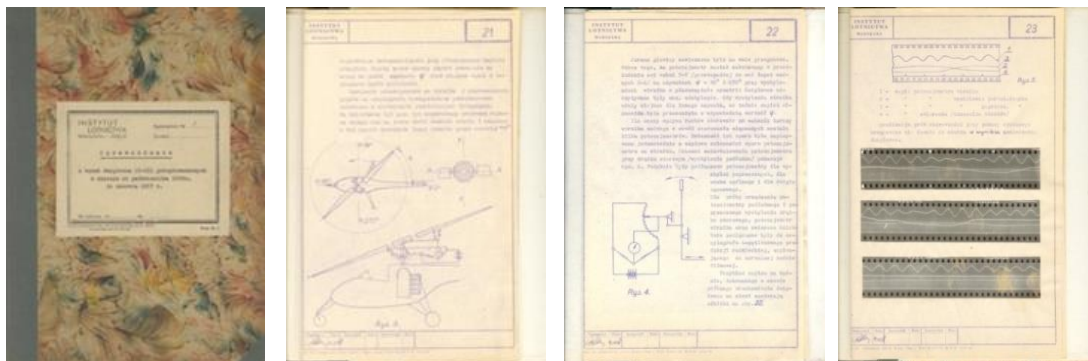
Dobrze się zapowiadający eksperyment z polskim śmigłowcem doświadczalnym został gwałtownie przerywany 8 lutego 1957 roku. Tego dnia doszło do awarii, która ostatecznie przekreśliła zdolność SP-GIL do latania. Gdy pilot Śmigiel uruchamiał napęd śmigłowca do kolejnego lotu odmówiła posłuszeństwa wysłużona przekładnia od motocykla Zündapp, wyłamały się w niej zmęczone zęby. Teraz to już był koniec naprawdę.



Antoni Śmigiel

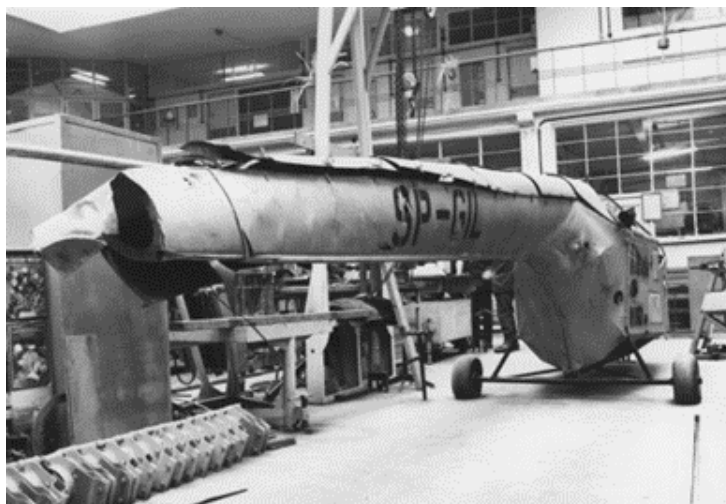
Śladem prób przeprowadzonych w czasie „drugiego życia” SP-GIL które ujawniły zarówno zalety jak i słabe strony doświadczalnej maszyny, było sprawozdanie, z którego warto przytoczyć końcowy wniosek: „...śmigłowiec mógł stanowić bazę dla rozwoju małego

szkolnego śmigłowca dwumiejscowego". Niestety, jak wykazała przyszłość szansy tej nie wykorzystano.

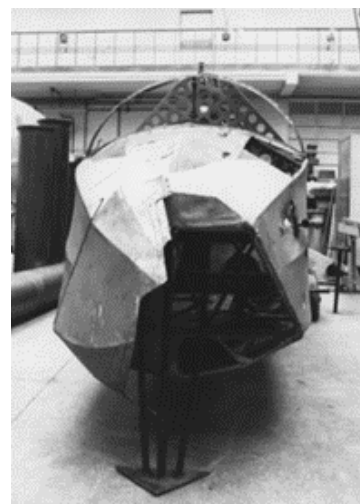


Sprawozdanie z prób SP-GIL i jego fragmenty

Dalsze losy SP-GIL były smutne. Po jakimś czasie ktoś wreszcie zdecydował, że właściwym miejscem dla niego będzie lotnicze muzeum w Krakowie. Ten ktoś nie zadbał jednak o zapewnienie bezpieczeństwa transportu cennego obiektu. Do Krakowa śmigłowiec dotarł jako wrak, barbarzyńsko zdewastowany i ciężko uszkodzony. Zamiast na stoisku ekspozycyjnym znów na całe lata wylądował w kącie muzealnego magazynu.



W 1987 roku SP-GIL był wrakiem



Dopiero w 1989 roku doszło do, ostatniej odbudowy SP-GIL. Dokonano jej, pod patronatem Sekcji Lotniczej SIMP, w miejscu urodzenia śmigłowca, tj. w Instytucie Lotnictwa w Warszawie. Zadanie było niełatwe, uszkodzenia struktury śmigłowca były poważne, brakowało wielu części i fragmentów konstrukcji, ale szczęśliwie uchowały się

zespoły najważniejsze: wirnik z łopatomy, układ sterowania i unikalny rezonansowy eliminator drgań oraz napęd. W dniu 29 kwietnia 1989 roku odbyła się w IL w Warszawie uroczystość przekazania odnowionego SP-GIL przedstawicielom Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie. Obecni byli przy tym główny konstruktor i pierwszy pilot maszyny Bronisław Żurakowski oraz dwaj wykonawcy jej prób w locie, Wiktor Pełka i Ryszard Witkowski. Po uroczystości śmigłowiec powędrował do Krakowa, i teraz stanowi tam ozdobę śmigłowcowej kolekcji MLP.



Zespół inicjatorów odbudowy zniszczonego SP-GIL.

Od lewej: NN, Jan Koźniewski, Ryszard Lewandowski, Bronisław Żurakowski, Tadeusz Kurczyk, Ryszard Witkowski



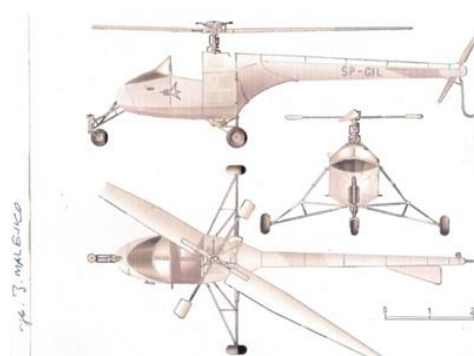
Uroczystość przekazania odbudowanego SP-GIL do MLP i trójka pilotów tego śmigłowca: Pełka, Żurakowski, Witkowski

Druga sprawa dotyczy sposobu utrwalania pamięci o pionierskiej konstrukcji. Z satysfakcją należy odnotować, że o polskim śmigłowcu z dawnych lat pamiętają nie tylko weterani, uczestnicy ówczesnych zdarzeń i zawodowi historycy lotnictwa, ale także ludzie znacznie od nich młodszy. Na łamach magazynu „Modelarz” zamieszczone zostały np. bardzo precyzyjne rysunki SP-GIL pozwalające na budowę

modeli redukcyjnych śmigłowca, historia maszyny jest tematem wielu opracowań i konferencji, sylwetka SP-GIL bywa tematem dzieł plastyków. Sam śmigłowiec jest pod troskliwą opieką Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie.



P-GIL w Muzeum
Lotnictwa Polskiego
w Krakowie



SP-GIL w grafice Jacka Kończaka i rysunku Juliana Malejko

Analiza Aerodynamiczna Modelu Statku Powietrznego

Tomasz Łusiak, Paulina Iljaszewicz / Lotnicza Akademia Wojskowa, Dęblin

1/ Wprowadzenie

Każdy nowopowstały statek powietrzny przechodzi szereg analiz i prób aerodynamicznych, które mają na celu stworzenie i zastosowanie najlepszych, zarówno pod względem ekonomicznym, estetycznym, jak i uzyskiwanych możliwych osiągnięć, geometrii i rozwiązań konstrukcyjnych. Samolot Alenia Aermacchi Master M-346 jest jednym z najnowocześniejszych obecnie samolotów turbodrzutowych i stanowi interesującą pod wieloma względami konstrukcję.

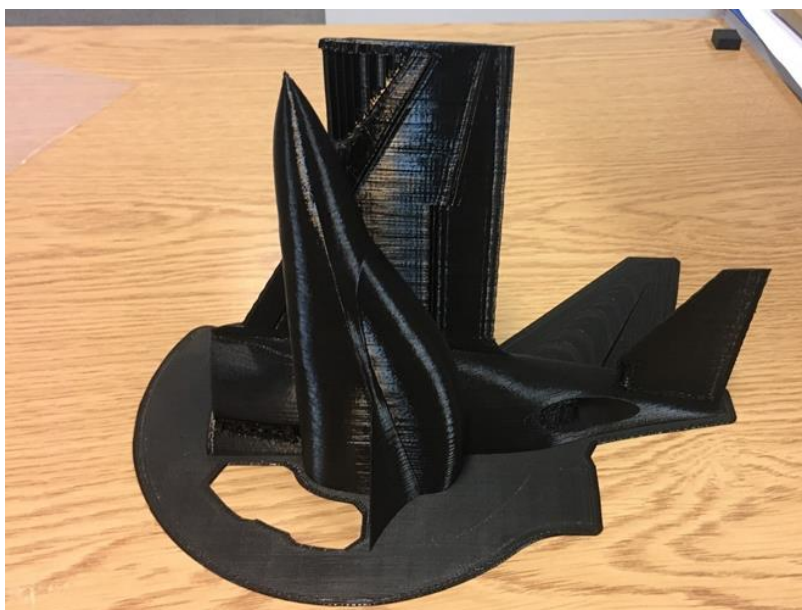
Ciekawym stało się więc zagadnienie zbadania tego statku powietrznego pod względem charakterystyk aerodynamicznych. Posłużono się uprzednio wykonanym modelem samolotu, który powstał w oparciu o konstrukcję Master M-346, aby wykonać zmodyfikowany model numeryczny, a następnie fizyczny. Analiza aerodynamiczna została wykonana dwuetapowo – na początku zbadano wartości sił nośnej i oporu modelu fizycznego w tunelu aerodynamicznym, a następnie modelu numerycznego przy użyciu programu SolidWorks Flow Simulation, aby w ten sposób uzyskać wartości odniesienia.

W celu rozszerzenia analizy obliczono także współczynniki C_z i C_x sił nośnej i oporu. Otrzymane wartości stabelaryzowano i przedstawiono w sposób graficzny na wykresach porównawczych.

2/ Analiza modelu fizycznego

2A/ Wykonanie modelu fizycznego

Do programu SolidWorks wprowadzono model numeryczny, następnie dostosowano go do potrzeb analizy: przepołowiono, aby badaniom poddać jedynie połowę modelu oraz zniwelowano nierówności i ubytki, następnie wyeksportowano do oprogramowania sterującego drukarką 3D– MakerBot Print. Oprogramowanie podzieliło model na warstwy 0,2mm, następnie wygenerowało podgląd wydruku oraz plik wykonawczy dla drukarki. Gotowy model został wydrukowany w dwóch częściach, dostosowanych do późniejszego połączenia.



Fot. 1. Model wydrukowany w dwóch częściach

Wydrukowany model posiadał, widoczne na zdjęciu (Fot.1), nieciągłości struktury zewnętrznej, które są charakterystyczne dla wydruków wykonanych tą metodą, ale wymagają zniwelowania. Kolejnym więc etapem prac przygotowawczych modelu było połączenie przedniej jego części z tylną, następnie wygładzenie powierzchni, aż do uzyskania odpowiedniej gładkości i wypełnienie powstałych ubytków masą szpachlową, aby na końcu wyszlifowany model pokryć białym lakierem natryskowym (Fot.2.)



Fot.2. Gotowy model po pomalowaniu białym lakierem

2B/ Badania w tunelu aerodynamicznym

Zasadniczą częścią badań była analiza aerodynamiczna wykonanego wcześniej modelu statku powietrznego w tunelu aerodynamicznym Gunt HM 170. Była ona poprzedzona pomiarami ciśnienia

atmosferycznego, temperatury i wilgotności panujących w pomieszczeniu, ponieważ wartości te zostały później wprowadzone do programu komputerowego w celu zaprojektowania symulacji. Po zapisaniu tych danych, w przestrzeni pomiarowej tunelu zamontowano model używając dostosowanego gwintu mocującego. Model w tunelu (Fot.3.).



Fot. 3. Model zamocowany w przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego przed rozpoczęciem badań

Wyzerowano wskaźnik sił aerodynamicznych sprawdzając, czy model jest ustawiony dokładnie w osi tunelu. Dzięki temu zyskano pewność, że odczyt 0° odpowiadał rzeczywiście takiej wartości kąta natarcia. Ustawienie skontrolowano ze wskazaniem wskaźnika sił nośnej i oporu, skorelowanego z tunelem.

Po włączeniu tunelu należało ustawić żądane prędkości przepływów – kolejno 15, 20, 25 i 27 m/s. Pokrętło ustawienia prędkości jest bardzo delikatne, a sama jej wartość wymagała ciągłej kontroli, szczególnie przy większych kątach natarcia ze względu na powstające coraz większe opory aerodynamiczne (prędkość spadała). Odwrotne zjawisko występowało podczas schodzenia z dużych kątów do zera (prędkość rosła, ponieważ opór malał). Dlatego ważnym było, aby wartości prędkości były ciągle kontrolowane i korygowane tak, aby uzyskiwane wyniki odpowiadały jak najwierniej żądanym prędkościom.

Za pomocą okrągłego pokrętła z opisaną skalą kątową, zmieniano wartości kątów natarcia (kolejno - 0° , 2° , 4° , 6° ... 16° , a następnie 0° , -2° , -4° , -6° ... -12°) dla danych prędkości. Wskaźniki sił nośnej i oporu pokazywał odczytane wartości w niutonach.

2C/ Opracowanie wyników z badań tunelowych

Dla różnych prędkości przepływu sporządzono wykresy sił aerodynamicznych /siły nośnej i siły oporu w funkcji kąta natarcia/ działających na model i przeliczonych na bezwymiarowe współczynniki C_z i C_x . Uzyskano je korzystając z przekształceń wzorów na siły aerodynamiczne (współczynnik siły nośnej) oraz (współczynnik oporu aerodynamicznego) 2.3.1.

$$= C_z \frac{\rho V^2}{2} S \rightarrow C_z = \frac{2P_z}{\rho V^2 S}$$

$$P_x = C_x \frac{\rho V^2}{2} S \rightarrow C_x = \frac{2P_x}{\rho V^2 S} \quad 2.3.1.$$

gdzie:

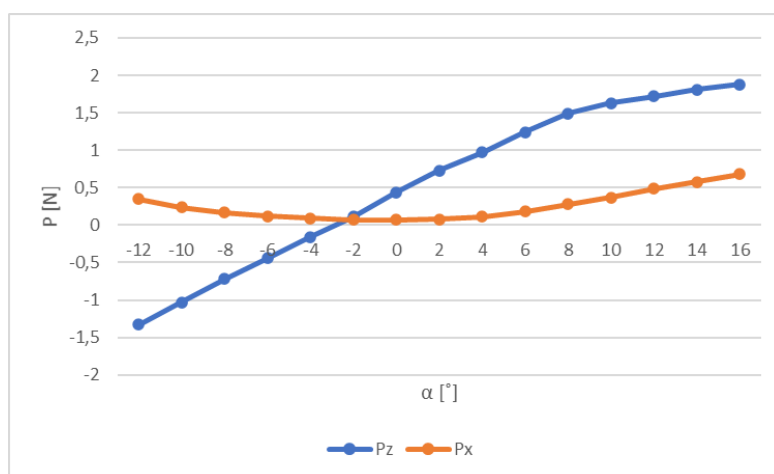
P_z , P_x - siły nośna oraz oporu odczytane z wyświetlacza tunelu aerodynamicznego dla danego kąta natarcia przy danej prędkości;

P - gęstość ośrodka, w tym przypadku powietrza. Jest zależna od panującej w trakcie pomiarów temperatury. Została odczytana z tabel dla panującej temperatury 20°C i wynosiła $\rho=1,205\text{kg/m}^3$;

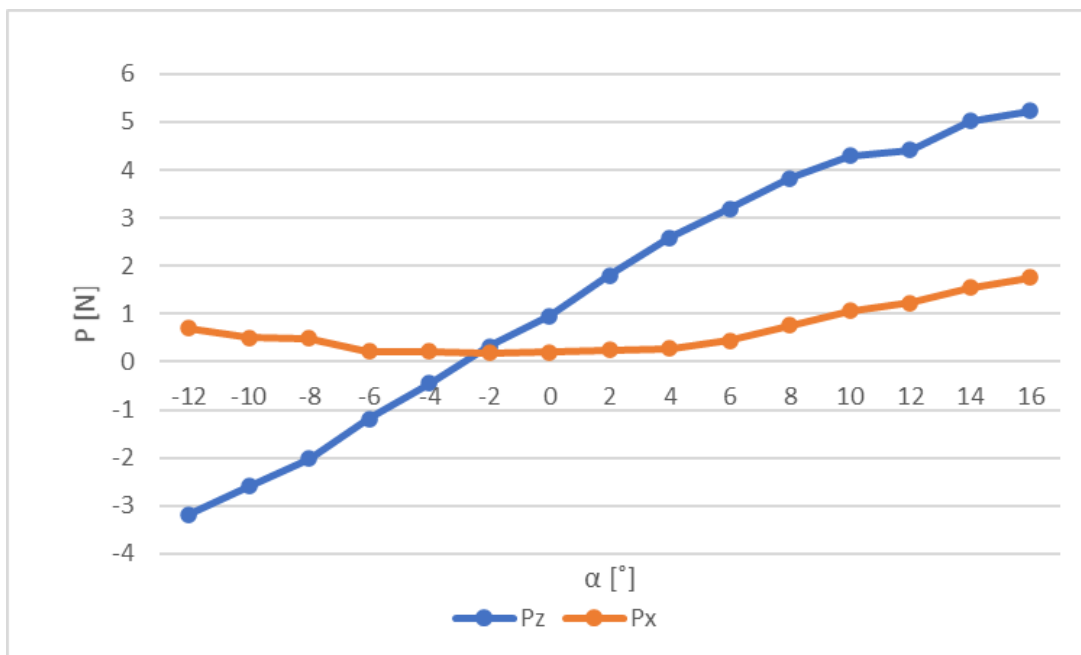
V - prędkość powietrza opływającego model w tunelu. Badania przeprowadzono dla czterech różnych prędkości ($V=15\text{ m/s}$, $V=20\text{ m/s}$, $V=25\text{ m/s}$ i $V=27\text{ m/s}$);

S - pole powierzchni nośnej statku powietrznego. Zostało obliczone w programie SolidWorks dla jego rzeczywistych wymiarów. Dla badanego modelu wartość powierzchni nośnej wynosi $S=0,02557\text{m}^2$.

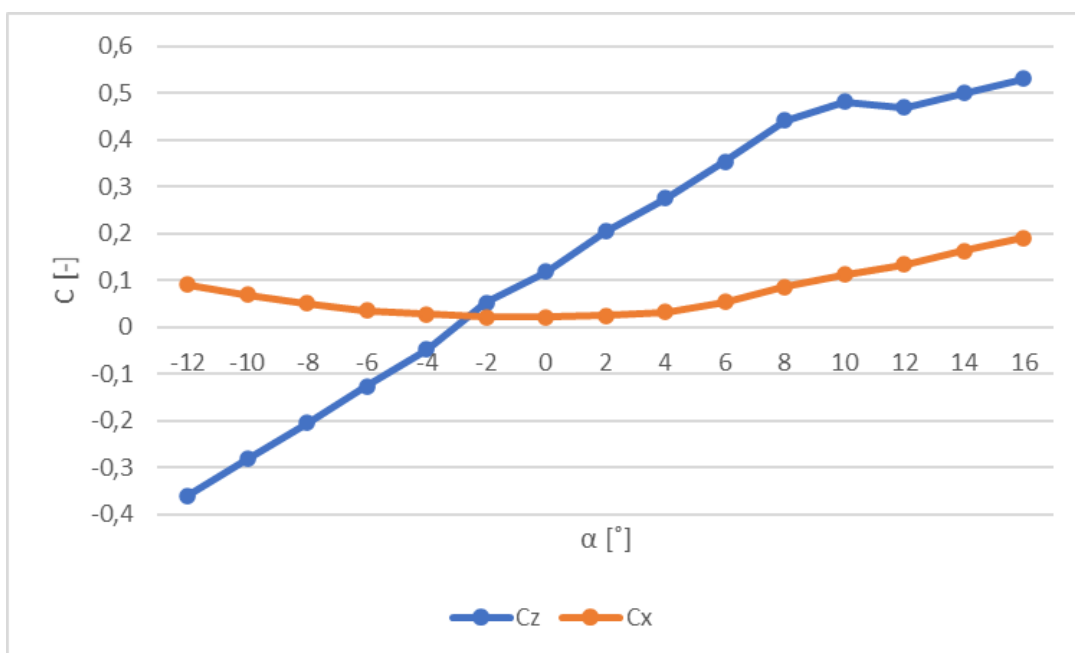
W ramach analizy uzyskanych wartości sił i ich współczynników, wybrane wartości przedstawiono na wykresach 1., 2., 3. i 4.



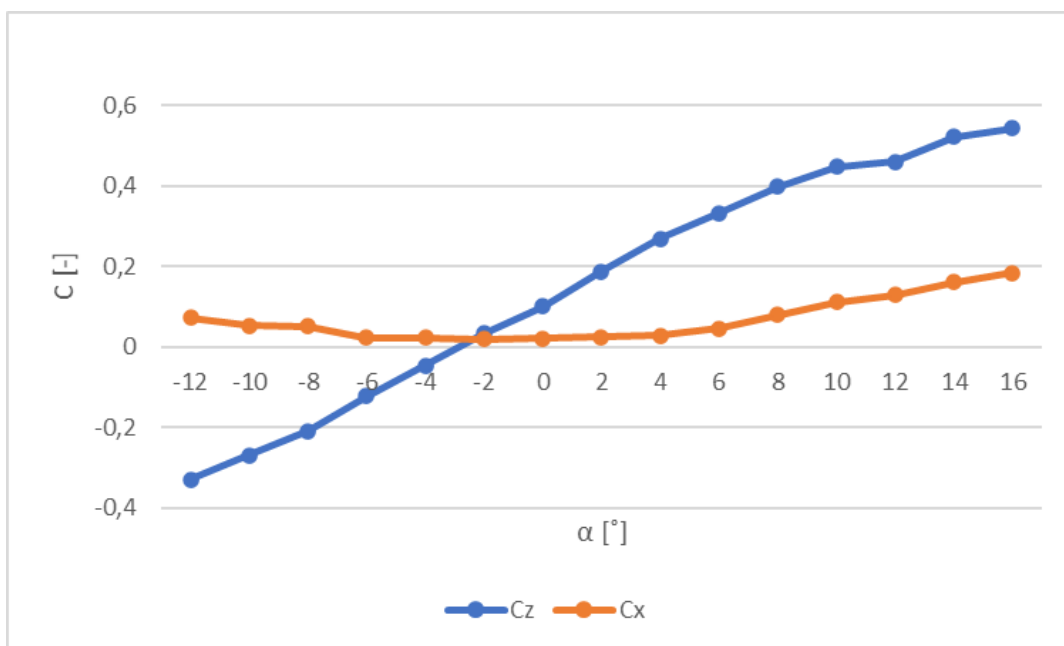
Wykres 1.
Przebiegi
wartości sił
aerodynamicznych
uzyskanych
podczas badań
w tunelu
aerodynamicznym
($V=15\text{m/s}$)



Wykres 2. Przebiegi wartości sił aerodynamicznych uzyskanych podczas badań w tunelu aerodynamicznym ($V=25\text{m/s}$)



Wykres 3. Przebiegi wartości współczynników sił aerodynamicznych uzyskanych podczas badań w tunelu aerodynamicznym ($V=20\text{m/s}$)



Wykres 4. Przebiegi wartości współczynników sił aerodynamicznych uzyskanych podczas badań w tunelu aerodynamicznym ($V=27\text{m/s}$)

3/ Badanie modelu numerycznego w programie SolidWorks

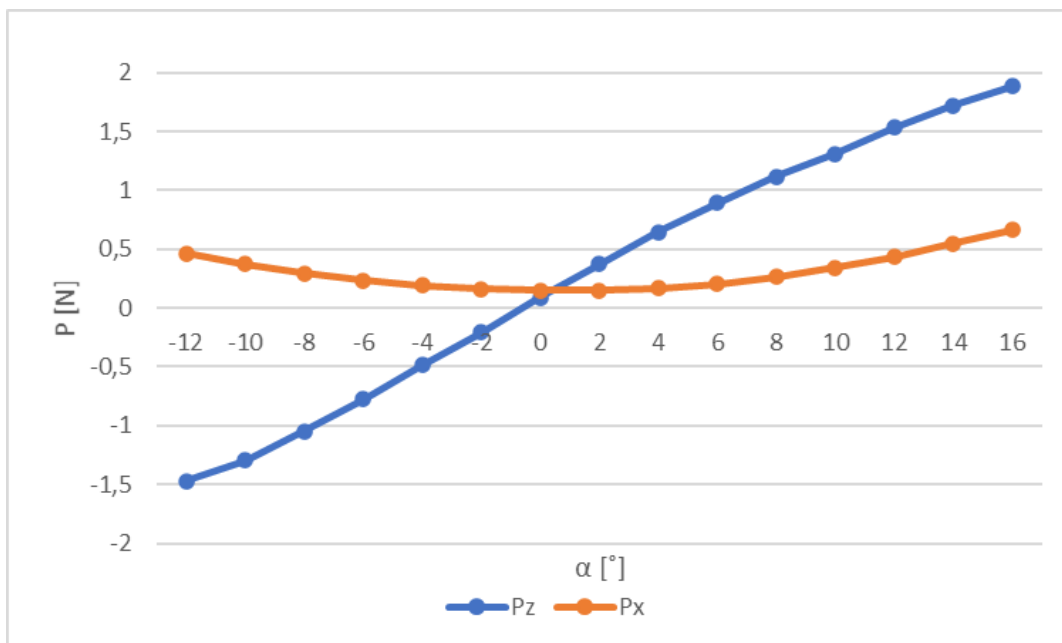
Do przeprowadzania badań użyto programu SolidWorks oraz jednego z jego komponentów- dodatku Flow Simulation. To właśnie w tym module zostały przeprowadzone badania modelu. Przed rozpoczęciem symulacji skonfigurowano program, wprowadzono dane odpowiadające wymiarom rzeczywistego modelu fizycznego, a także używanego tunelu aerodynamicznego, aby z dużą dokładnością odzwierciedlić środowisko badawcze. Uwzględniono wartości prędkości powietrza uprzednio zmierzone, panujące w pomieszczeniu, którym znajduje się tunel powietrzny. Wykonywano badania dla tych samych zakresów kątów natarcia- $\alpha = 0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 16^\circ$ oraz $\alpha = 0^\circ, -2^\circ, -4^\circ, \dots -12^\circ$. Przeprowadzone pomiary także dla tych samych prędkości- $V = 15, 20, 25$ i 27m/s . Zaprogramowana symulacja nie tylko umożliwiła zobrazowanie zadanych parametrów i zachowania się modelu w zadanych warunkach, ale pozwoliła także uzyskać wartości sił nośnej oraz oporu. Po zakończeniu obliczeń, program SolidWorks przedstawił plik z wynikami w programie Excel.

3A/ Opracowanie wyników, obliczenie współczynników

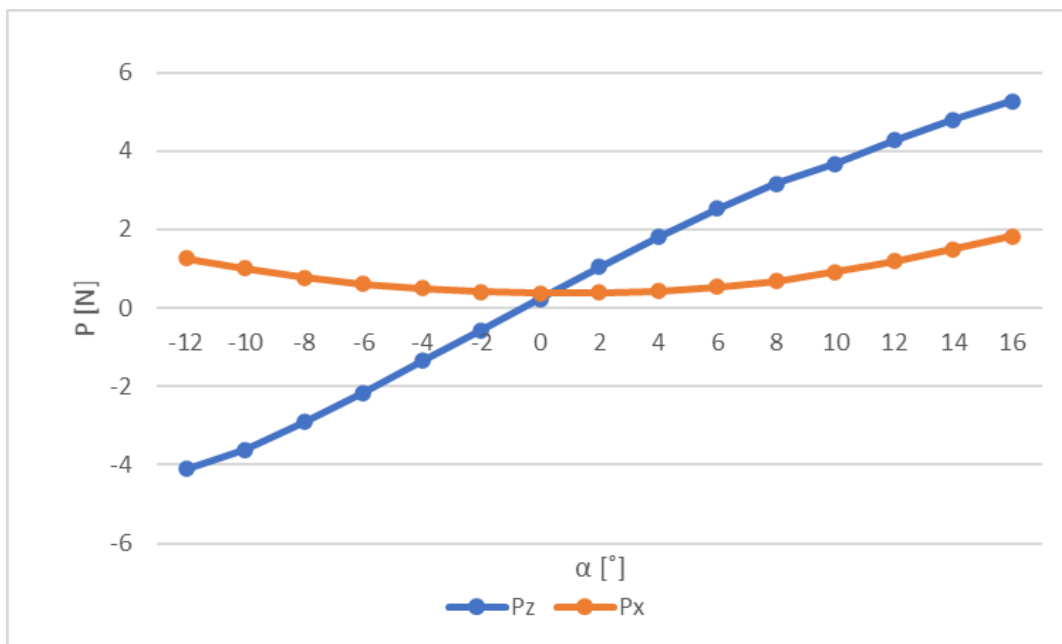
Powyższe wyniki przedstawiono także w postaci wykresów. Dwa przykładowe wykresy przedstawiono poniżej. Następnie, analogicznie jak dla wyników uzyskanych podczas analizy w tunelu

aerodynamicznym, obliczono wartości współczynnika siły nośnej C_z (korzystając z wyprowadzenia 2.3.1.) oraz współczynnika siły oporu aerodynamicznego C_x (2.3.2.).

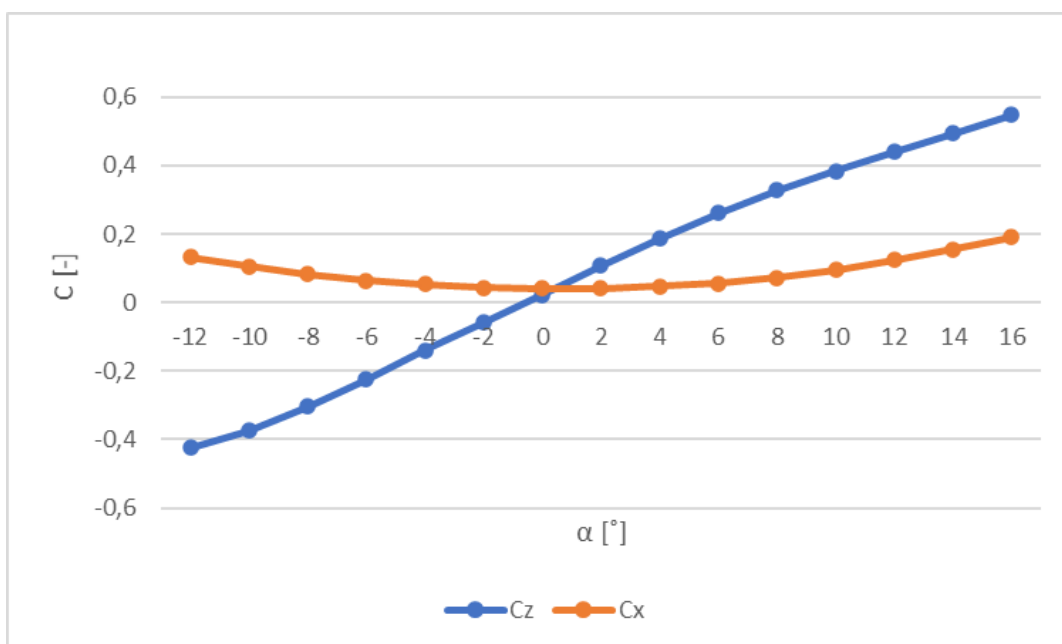
Na podstawie otrzymanych wyników sporządzono wykresy przedstawiające w graficzny sposób przebiegi uzyskanych wartości liczbowych (Wykresy 5., 6., 7. i 8.).



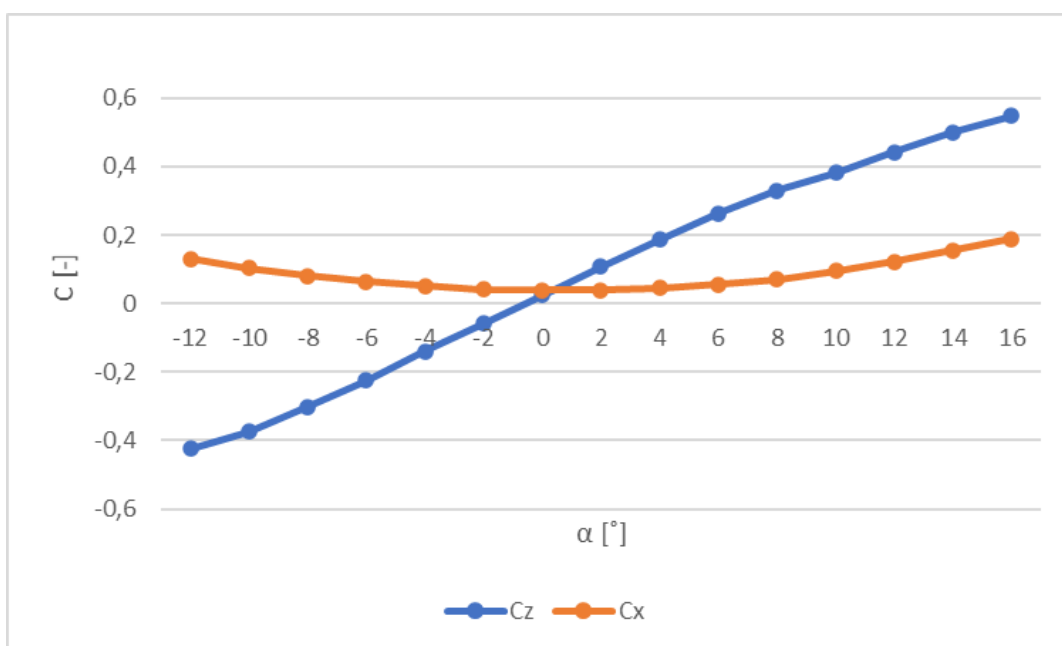
Wykres 5. Przebiegi wartości sił aerodynamicznych uzyskanych podczas symulacji SolidWorks ($V=15\text{m/s}$)



Wykres 6. Przebiegi wartości sił aerodynamicznych uzyskanych podczas symulacji SolidWorks ($V=25\text{m/s}$)



Wykres 7. Przebiegi wartości współczynników sił aerodynamicznych uzyskanych podczas symulacji SolidWorks ($V=20\text{m/s}$)

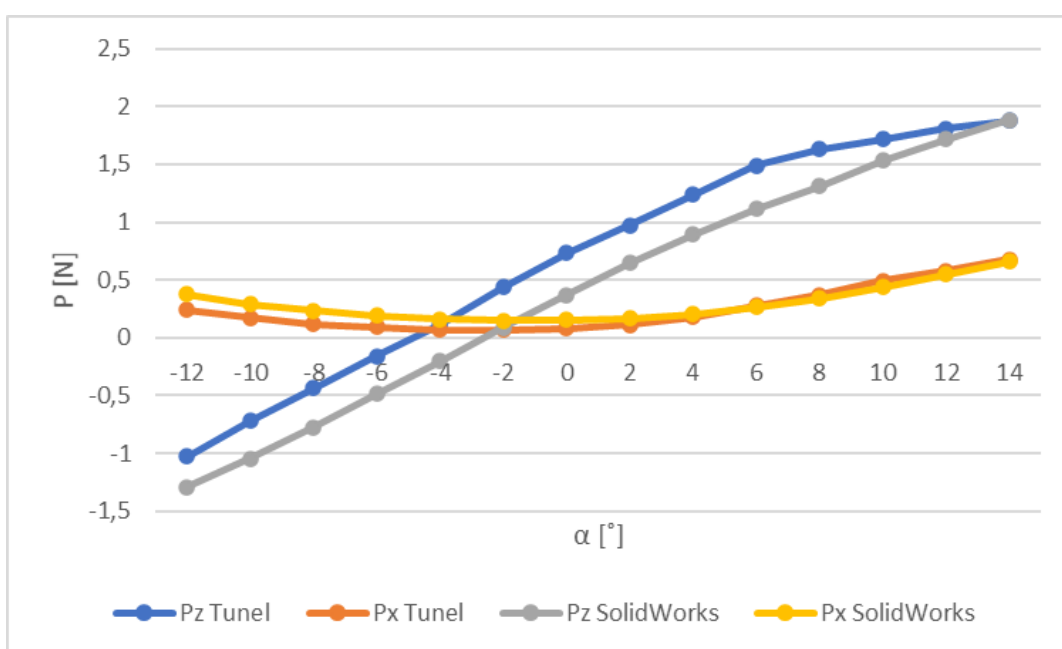


Wykres 8. Przebiegi wartości współczynników sił aerodynamicznych uzyskanych podczas symulacji SolidWorks ($V=27\text{m/s}$)

4/ Analiza porównawcza; wnioski

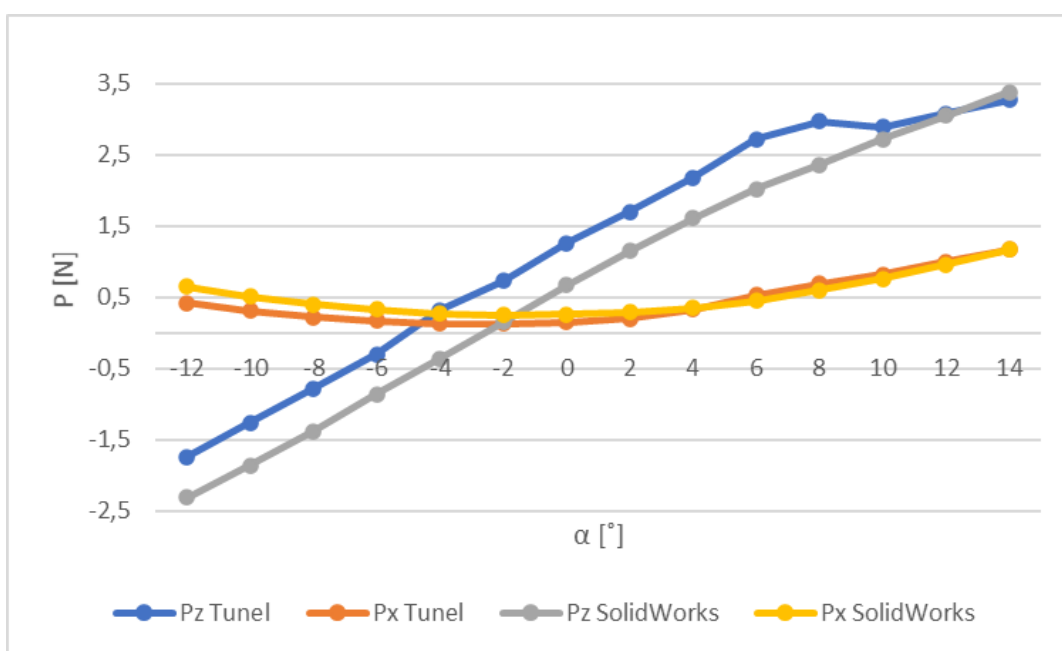
Ostatnim etapem analizy aerodynamicznej było wykonanie analizy porównawczej, podczas której przedstawiono przebiegi poszczególnych sił aerodynamicznych na tych samych wykresach (zależnie od prędkości). Jak widać na Wykresach 9., 10., 11. i 12., uzyskane przebiegi mają prawidłowe kształty. Wartości sił nośnych przy małych prędkościach lotu (15, 20m/s) są do siebie bardzo zbliżone, podczas gdy sił oporu praktycznie się ze sobą pokrywają. Przy dużych prędkościach (25 i 27m/s) różnice w wartościach są większe, jednak – jak widać na przedstawieniach graficznych (Wykres 11. i 12.) – kształty są do siebie bardzo zbliżone.

Analiza porównawcza wykazała, że uzyskane przebiegi wartości sił aerodynamicznych mają prawidłowe kształty, a w dodatku są do siebie na wykresach bardzo zbliżone. Pozostające z nimi w proporcjonalności wartości współczynników aerodynamicznych.



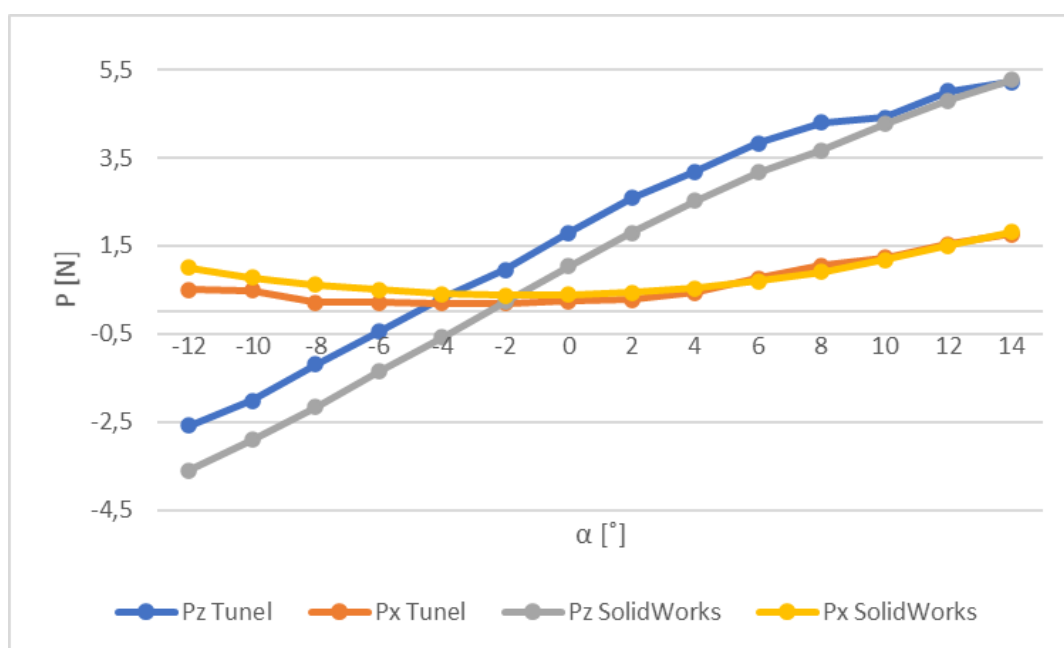
Wykres 9. Porównanie przebiegów P_z i P_x uzyskanych w tunelu aerodynamicznym z tymi uzyskanymi podczas symulacji w SolidWorks ($V=15\text{m/s}$)

Z Wykresu 9. wynika, że wartości siły nośnej w przedziale wartości kątów natarcia od $\alpha = -10^\circ$ do $\alpha = 6^\circ$ przebiegi są równoległe, aby całkowicie pokryć się przy najwyższych jego wartościach. Przebiegi wartości sił oporu są identyczne dla kątów natarcia nieujemnych, przy czym występujące rozbieżności są minimalne. Analiza porównawcza sił aerodynamicznych przeprowadzona dla stałych prędkości lotu i zmiennych kątów natarcia wykazała, że otrzymane wartości liczbowe dla wyników z tunelu aerodynamicznego i podczas symulacji w programie Solid Works różnią się od siebie. Dla prędkości $V = 15\text{m/s}$ różnice w otrzymanych wartościach siły nośnej P_z przy kątach natarcia $\alpha = -12^\circ, -10^\circ, -8^\circ$ różnią się o 9-20%, przy kącie natarcia $\alpha = 0^\circ$ różnica jest największa, bo zmierzona w tunelu wartość jest aż pięciokrotnie większa od wartości w symulacji SolidWorks, natomiast przy największych kątach natarcia (od wartości $\alpha = 12^\circ$) praktycznie się pokrywają. Podobną tendencję można zauważyć analizując wartości siły oporu P_x . Na wykresie, patrząc na wartości siły nośnej P_z , można zaobserwować, że wykresy przebiegają równoległe do siebie. Oznacza to, że różnice w wartościach nie wpłynęły na ostateczny kształt wykresu obu przypadków. Dodatkowo, skrajne wartości praktycznie pokrywając się ze sobą. Kształt otrzymanych wykresów jest prawidłowy.



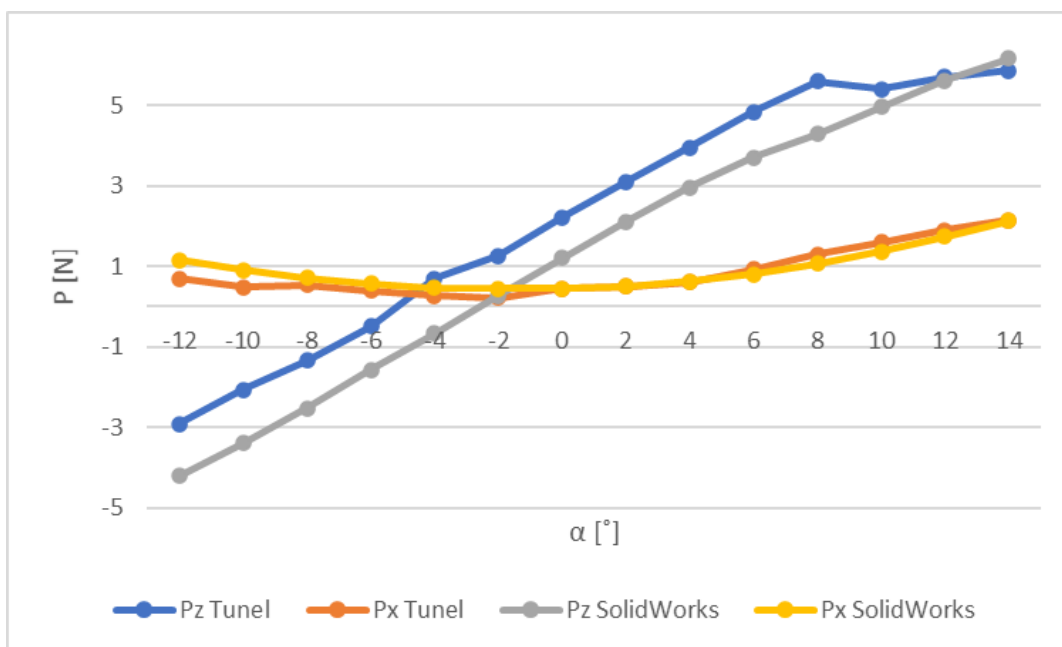
Wykres 10. Porównanie przebiegów P_z i P_x uzyskanych w tunelu aerodynamicznym z tymi uzyskanymi podczas symulacji w SolidWorks ($V=20\text{m/s}$)

Podobne wnioski można wysnuć analizując Wykres 10. Przebiegi wartości sił oporu pokrywają się ze sobą dla większości kątów natarcia, przebiegi wartości sił nośnych natomiast pozostają równoległe w zakresie kątów $\alpha = -12^\circ$ do $\alpha = 8^\circ$, dla trzech największych kątów natarcia wartości nachodzą na siebie. Dla prędkości $V = 20 \text{ m/s}$ otrzymane wartości siły nośnej P_z różnią się od siebie, szczególnie w przedziale kątów natarcia w przedziale od $\alpha = -10^\circ$ (25%) do $\alpha = 10^\circ$ (25%). Największą rozbieżność zauważono dla kąta natarcia $\alpha = 0^\circ$, kiedy to wartości są czterokrotnie większe przy pomiarach w tunelu aerodynamicznym. Wyniki liczbowe znajdują przedstawienie na wykresie- trzy ostatnie wartości praktycznie pokrywają się, pozostałe różnią się od siebie, ale kształt obu wykresów mieści się w granicach przyjętych norm. Wartości sił P_x dla najmniejszych kątów natarcia różnią się, ale te różnice stopniowo zmniejszają się. Przy kącie $\alpha = 6^\circ$ wartości pokryły się. Dla kolejnych, większych kątów natarcia, wartości pozostają już bardzo zbliżone do siebie (różnice na poziomie 3-10%). Wykres wartości sił oporu przyjmuje kształt odpowiedni dla tej wielkości. Widać na nim stwierdzone rozbieżności liczbowe, największe dla kątów $\alpha = -12^\circ$ oraz $\alpha = -10^\circ$. Ostatnie wartości są do siebie bardzo zbliżone, niektóre z nich pokrywają się.



Wykres 11. Porównanie przebiegów P_z i P_x uzyskanych w tunelu aerodynamicznym z tymi uzyskanymi podczas symulacji w SolidWorks ($V=25 \text{ m/s}$)

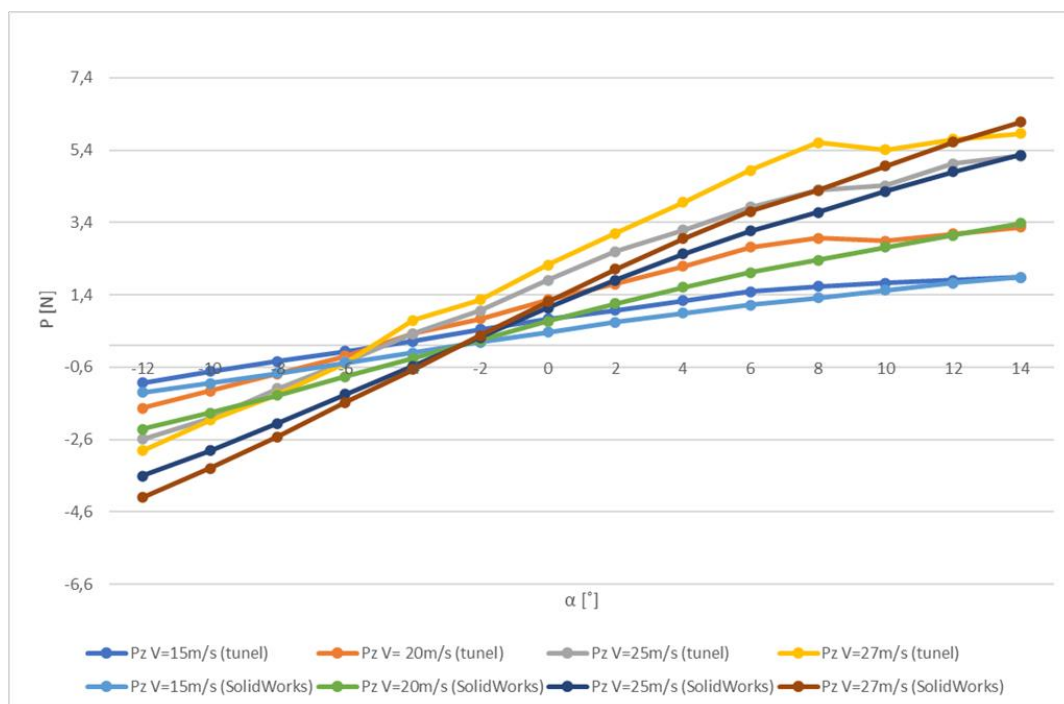
Jak widać na Wykresie 11., dla prędkości powietrza $V = 25 \text{ m/s}$ wszystkie przebiegi są do siebie najbardziej zbliżone spośród wszystkich analizowanych prędkości. Zauważono co prawda różnice w wartościach liczbowych siły nośnej P_z , ale są one sumarycznie najmniejsze ze wszystkich czterech porównywanych przypadków (różnych wartości prędkości). Wartości dla ostatnich trzech kątów są niemalże identyczne (różnice ich w ich wartościach wynoszą odpowiednio 3,6% dla $\alpha = 12^\circ$, 4,6% dla $\alpha = 14^\circ$ i 0,65% dla $\alpha = 16^\circ$). Można to zauważyć także na Wykresie 11.- linie przebiegu wykresów wartości sił P_z uzyskanych w trakcie badań w tunelu aerodynamicznym i w czasie symulacji w programie SolidWorks przebiegają bardzo blisko siebie. Dla kątów natarcia $\alpha = 12^\circ, 14^\circ, 16^\circ$ przebiegi wykresów nakładają się na siebie. Przebiegi charakterystyk mają poprawny kształt. Analizując uzyskane wartości sił oporu P_x można zauważyć, że niektóre wartości znacznie się różnią, nawet dwukrotnie (np. dla $\alpha = -10^\circ$ różnica wynosi 50%). Widać jednak, że dla kątów natarcia od $\alpha = 8^\circ$ (przy którym różnica wyniosła 10%) otrzymane wartości są do siebie bardziej zbliżone. Uzyskane wartości znajdują potwierdzenie na wykresie- dla wartości siły oporu przy kątach ujemnych widać dużą rozbieżność. Widać także uskok wykresu wartości z tunelu aerodynamicznego przy wartościach odpowiadających kątom natarcia $\alpha = -8^\circ$ i $\alpha = -6^\circ$. Dla tych wartości kątów natarcia otrzymano różnice odpowiednio 37% i 64%. Przebieg wartości zachowuje jednak przybliżony do oczekiwanego kształt.

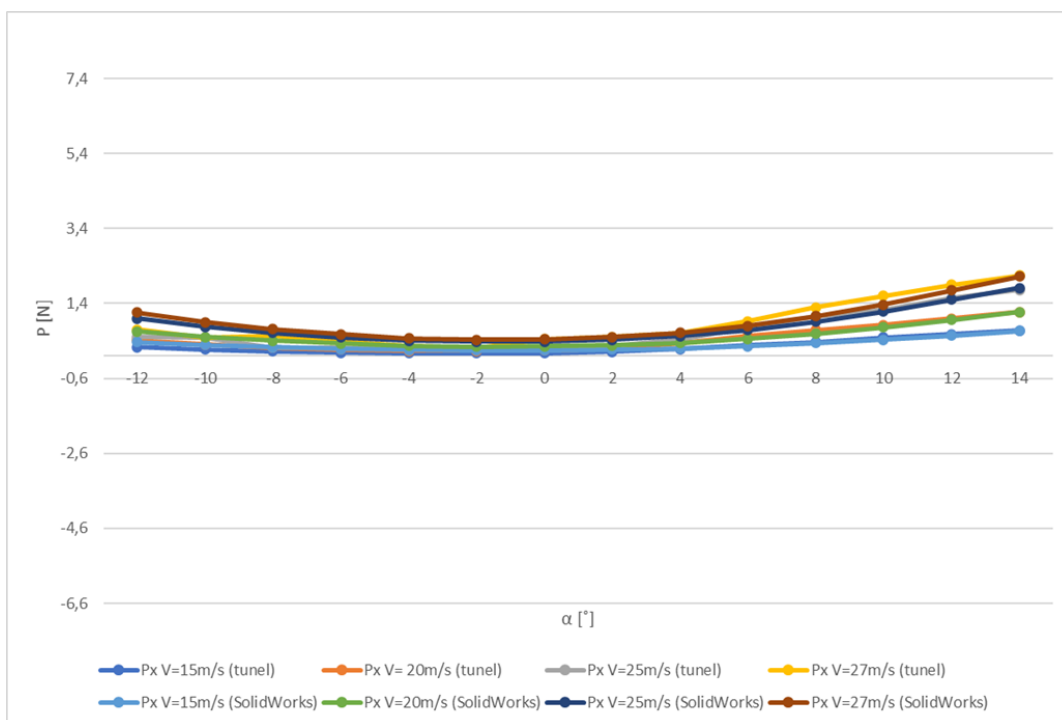


Wykres 12. Porównanie przebiegów P_z i P_x uzyskanych w tunelu aerodynamicznym z tymi uzyskanymi podczas symulacji w SolidWorks ($V=27 \text{ m/s}$)

Przebiegi widoczne na Wykresie 12. Analizując wyniki pomiaru siły nośnej dla prędkość $V = 27 \text{ m/s}$, widać rozbieżności w granicach 30% pomiędzy wynikami z tunelu aerodynamicznego i symulacji w programie SolidWorks. Na Wykresie 29. można jednak zauważyć, że przebiegi obu wykresów są bardzo podobne- ich kształty są takie same, schodzą się przy ostatnich trzech wartościach (przy kątach natarcia $\alpha = 12^\circ$, $\alpha = 14^\circ$, $\alpha = 16^\circ$ różnice wynosiły odpowiednio 9%, 1%, 5%). Oba przebiegi przybrały oczekiwany kształt. Wartości sił oporu P_x różnią się znacznie dla pomiarów przy ujemnych kątach natarcia i przy $\alpha = 0^\circ$ (gdzie różnica wyniosła 50%). Wartości dla dodatnich kątów natarcia pokrywają się niemal całkowicie- różnice plasują się na poziomie 10%. Bardzo dobrze widać to na Wykresie 12., gdzie wartości z tunelu aerodynamicznego są chaotyczne dla ujemnych kątów natarcia, natomiast po przekroczenia $\alpha = 0^\circ$ wykresy zbiegają się.

Na Wykresie 13, przedstawiono zbiorcze porównanie wyników badań eksperymentalnych i z obliczeń numerycznych dla sił aerodynamicznych działających na model i dla wszystkich prędkości opływu ($V = 15\text{-}27 \text{ m/s}$).





Wykres 13. Porównanie przebiegów P_z i P_x uzyskanych w tunelu aerodynamicznym z tymi uzyskanymi podczas symulacji w SolidWorks ($V=15-27\text{m/s}$)

Bibliografia

- [1] Abłamowicz A., Nowakowski N., Szkolenie samolotowe, Podstawy aerodynamiki i mechaniki lotu, Warszawa 1980
- [2] Ambroziak L., Gosiewski Z., Kondratiuk M., Identyfikacja charakterystyk aerodynamicznych mikrosamolotu, Prace Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2011
- [3] Kaim D., Badania eksperymentalne modeli skrzydła statku powietrznego, Dęblin 2018
- [4] Olejnik A., Krzyżanowski A., Kachel S., Frant M., Makowski W., Skrodzki C. Doświadczalne charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu F-16 w opływie symetrycznym, Biuletyn WAT Warszawa, 2007

Badania wybranych własności mechanicznych połączeń spawanych elementów wiroplatu

Izabela Korzec, Tomasz Łusiak / Politechnika Lubelska

Abstract: Poniższy artykuł przedstawia eksperymentalne wykorzystanie różnych sposobów pachwinowego łączenia elementów lotniczych metodami TIG, MAG oraz łukowe elektrodą otuloną. Obiektem badań były próbki elementów wiroplatu, które zostały z sobą połączone metodami TIG, MAG oraz elektrodą otuloną. Głównym celem badań było określenie wybranych własności mechanicznych, a w szczególności twardości oraz wytrzymałości pachwinowych połączeń a następnie na podstawie wykonanych badań została wybrana najlepsza z metod.

Keywords: Spawanie, elementy lotnicze, TIG, MAG, elektrodą otuloną.

Introduction: Spawanie z wykorzystaniem stopów aluminium odgrywa istotną rolę w budowie maszyn jak i naprawach konstrukcji technicznych. Definiowane jest jako proces trwałego łączenia przynajmniej dwóch elementów. Stopy aluminium charakteryzują się nadmierną odpornością korozyjną jak i chemiczną a ich stosunkowo niewielki ciężar właściwy odgrywa główną rolę przy wyborze materiału konstrukcyjnego. Dlatego stopy aluminium stosowane są głównie w przemyśle lotniczym, maszynowym, motoryzacyjnym itp. jako elementy nośne, które przenoszą obciążenia bądź też elementy strukturalne obiektów latających.

Podczas procesu łączenia należy zwrócić uwagę na podstawowe warunki takie jak: trwałość spoiny, stosunkowo niski koszt wytworzenia złączy oraz spełniać swoją określoną funkcję. Ważnym aspektem jest również czas eksploatacji konstrukcji spawanej jej wytrzymałość, która głównie zależy od rodzaju obciążenia oraz temperatury w jakiej element konstrukcyjny pracuje. Na tej podstawie wprowadzono szereg badań nieniszczących mających na celu wykrywanie wad wewnętrznych w złączach, aby czas eksploatacji danego obiektu był jak najdłuższy.

Badania twardości: Badania twardościomierzem określane są jako odporność materiału na odkształcenia plastyczne podczas obciążenia, które są wywołane wciskaniem wgłębniakiem o określonym kształcie. Badania te wykonuje się metodami: Brinella, Vickersa, Rockwella na

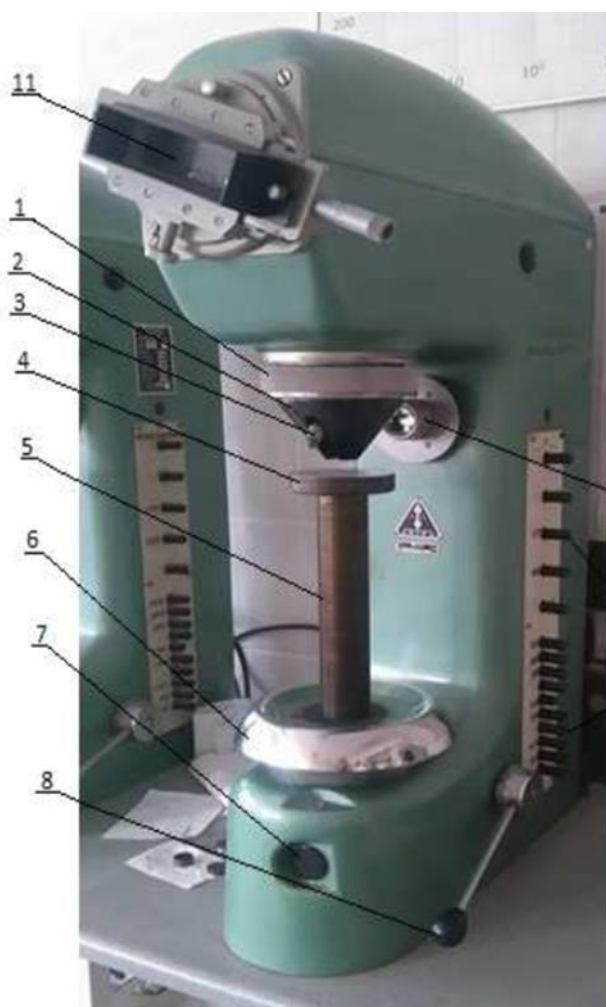
podstawie norm PN-EN ISO 6507-1:2007. Na podstawie przeglądu literatury wybrano metodę badań twardości Vickersa, która jest najbardziej adekwatna dla złączy spawanych.

1/ Opis stanowiska pomiarowego

Badania zostały wykonane za pomocą (rys.).

Główne parametry twardościomierza to:

- Maksymalne obciążenie wynoszące 2452N twardościomierza HPO – 250
- Zakres pomiarowy w przedziale 0-1,6mm
- Napięcie sieciowe równe 220V

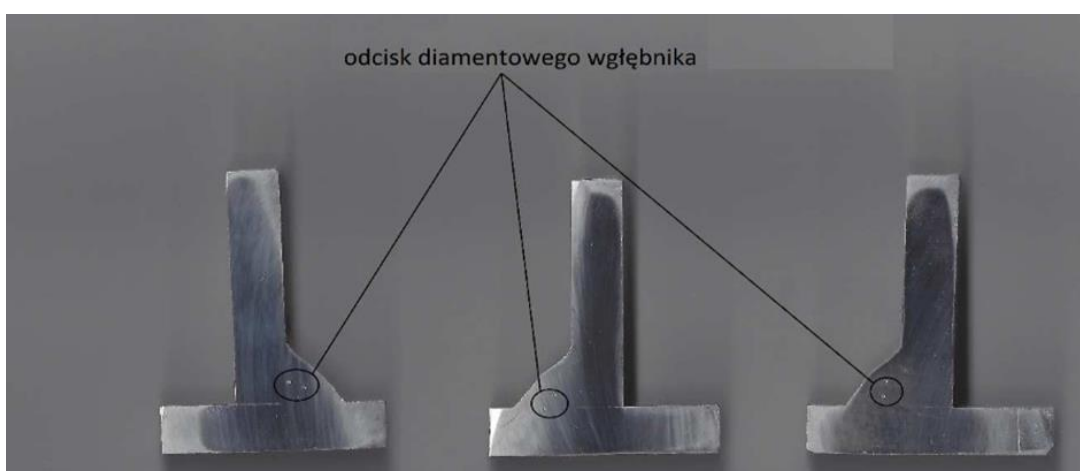


Rys.1.
Twardościomierz
HPO – 250

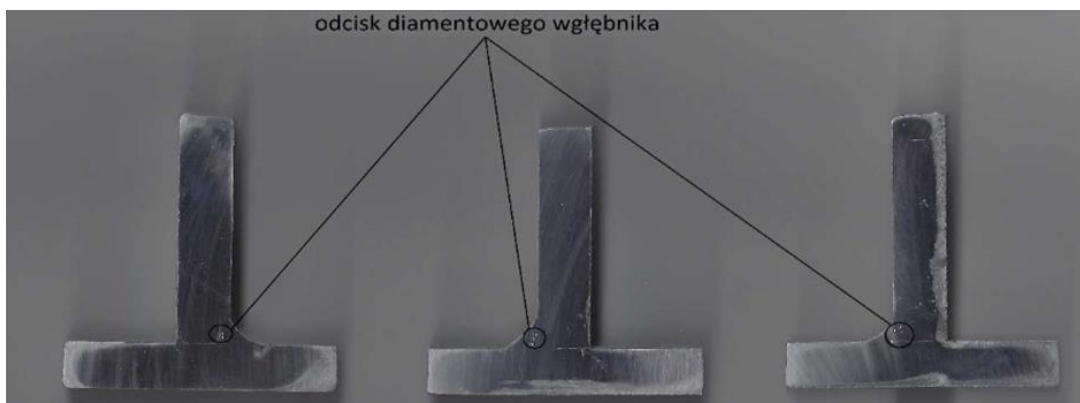
1-nakrętka ustawiająca ostrość widzenia próbek; 2-osłona; 3-oprawka węglownika; 4-stolik; 5-śruba do podnoszenia; 6-koko dokręcane ręcznie; 7-włącznik obciążenia; 8-dźwignia do obciążania; 9-wartości obciążenia; 10-lampa projekcyjna; 11-odczyt pomiarowy.

2/ Wyniki i analiza badań

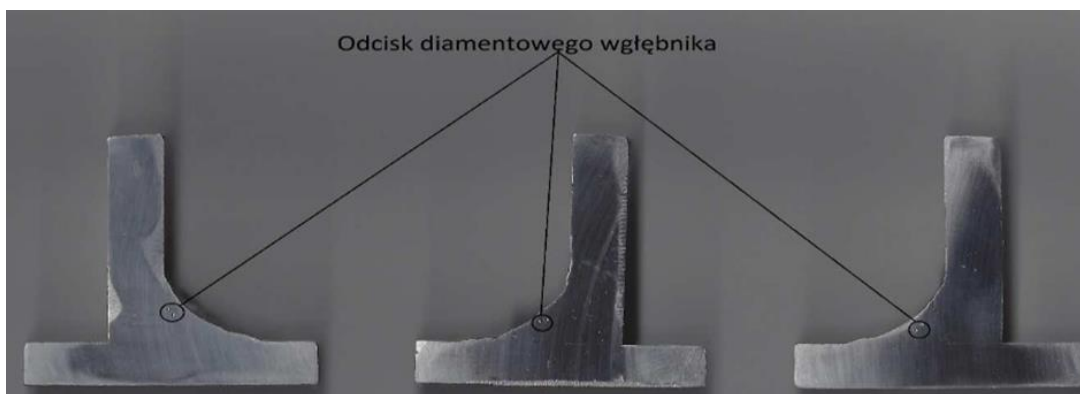
Siła F działała na wgłębnik przez 15 sekund. Pomiar twardości został przeprowadzony w temperaturze pokojowej 18°C , która mieści się w zalecany zakresie 10°C - 35°C . Pomiary zostały przeprowadzone na sztywnym podłożu, również próbki zostały zabezpieczone przed poruszaniem się. Stanowisko do badań zostało zabezpieczone w celu uniknięcia drgań i wstrząsów, aby osiągnąć większą wiarygodność badań. Po naciśnięciu przycisku automatycznie wgłębnik został ustawiony do pozycji bocznej, następnie został wybrany zakres użytego obciążenia równy 294 N. Widok próbek po badaniach twardości został pokazany poniżej.



Przekrój poprzeczny próbki po badaniach twardości metoda MAG



Przekrój poprzeczny złącza po badaniach twardości metoda TIG



Przekrój poprzeczny złącza po badaniach twardości elektrodą otuloną

Po wykonaniu odcisków zostały zmierzone ich przekątne, następnie uśrednione, otrzymując tym samym wartość d korzystając ze wzoru 5.1. Następnie zostały przedstawione w tabeli poniżej tab.5.1:

Przykładowe obliczenia: korzystając ze wzoru 5.1 obliczono

$$\text{twardość próbki. HV} = 0,189 \frac{294}{0,552^2} = 182,36 \approx 183$$

Metoda spawania:	MAG	TIG	Elektroda otulona
Numer próbki i uśrednione wyniki pomiarów:	1-0,552	8- 0,550	4- 0,562
	2-0,552	9- 0,550	5- 0,562
	3-0,552	10- 0,550	6- 0,562
Wartość HV	183	171	184
Wartość HRC	18,3	17,1	18,4

Tab.1. Porównanie twardości metod MAG, TIG oraz Elektrodą otuloną

3/ Badania wytrzymałościowe złączy na zginanie

Opis stanowiska badawczego

Badania wytrzymałościowe złączy spawanych na zginanie, zostały wykonane na prasie INSTRON 1500 HDX.



Prasa INSTRON 1500
HDX

Prasę INSTRON 1500 HDX wyróżnia:

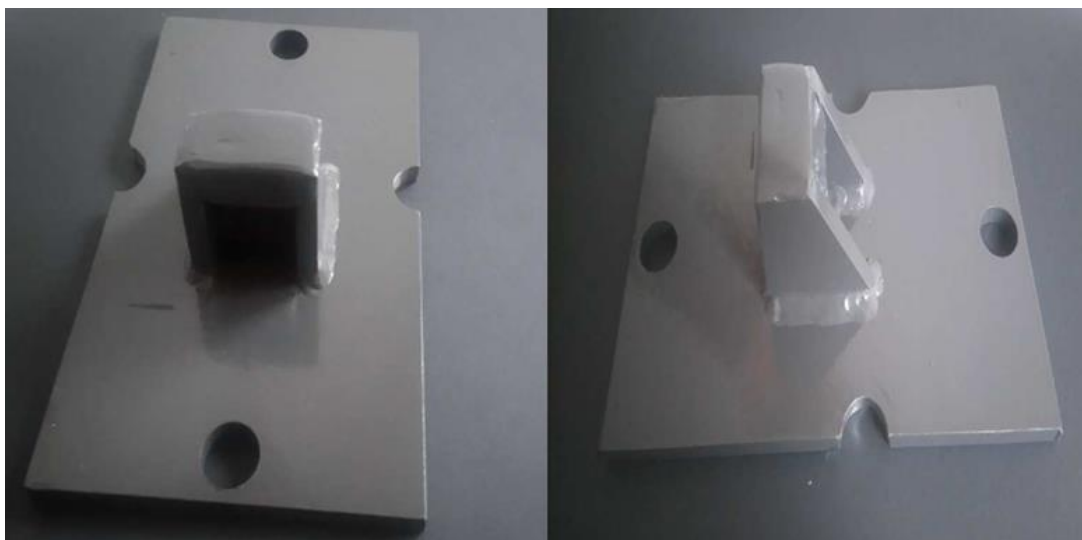
- ładowność sięgająca 1500 KN;
- maksymalna testowa prędkość 14mm/min;
- skok siłownika 305mm;
- regulacja prędkości poprzeczki 305mm/min;
- poziome otwieranie 762mm;
- rozmiar kompresji 812x452mm.

Przeprowadzenie i analiza badań wytrzymałościowych

W celu wykonania badań wytrzymałościowych złączy na zginanie, został zaprojektowany uchwyt oraz stempel dla próbek z uwagi na ich małe wymiary gabarytowe. Stempel oraz uchwyt po procesie spawania zostały oczyszczone, następnie pokryte lakierem (rys. 5.21 i 5.22) za pomocą pistoletu pneumatycznego, pod ciśnieniem 6 bar.



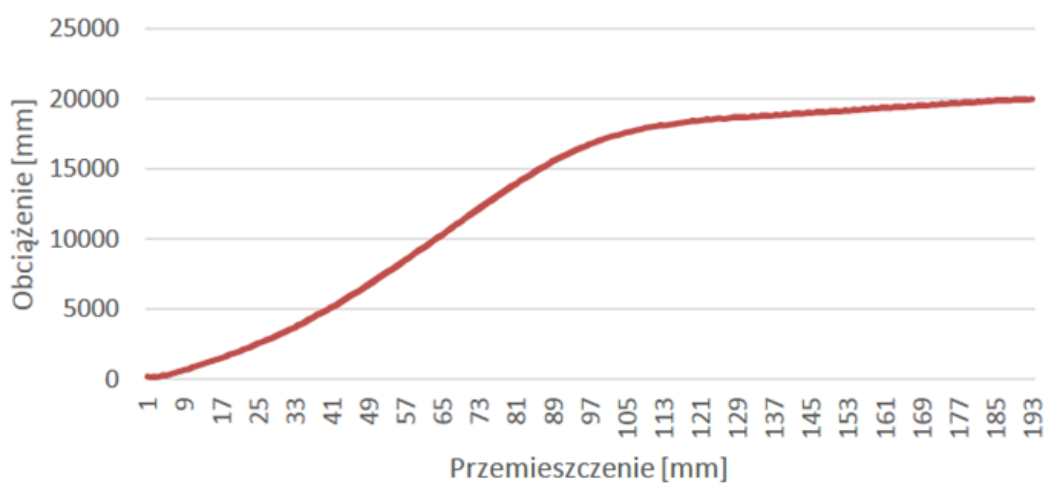
Wykonany stempel
na podstawie
projektu



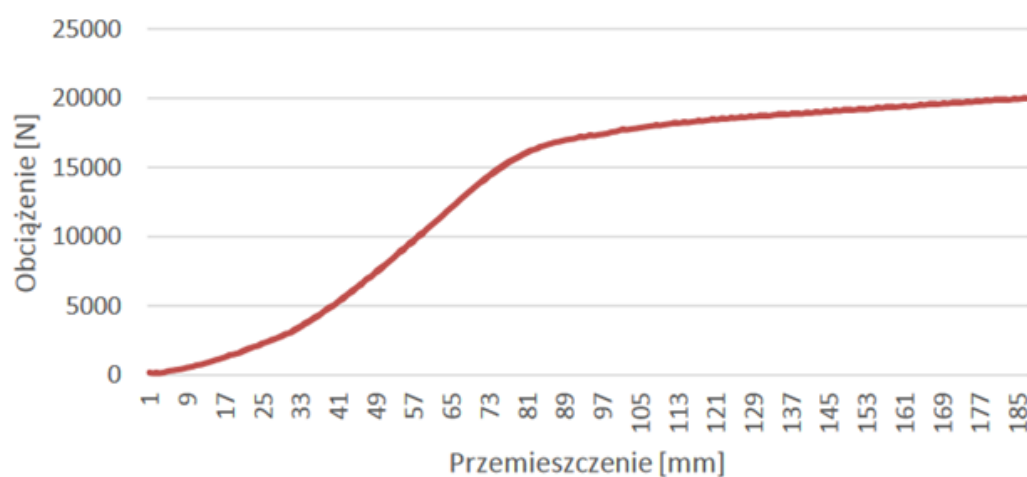
Wykonany uchwyt na podstawie projektu

INSTRON w celu przeprowadzenia badań wytrzymałościowych. Wyniki i analiza zostały przedstawione poniżej:

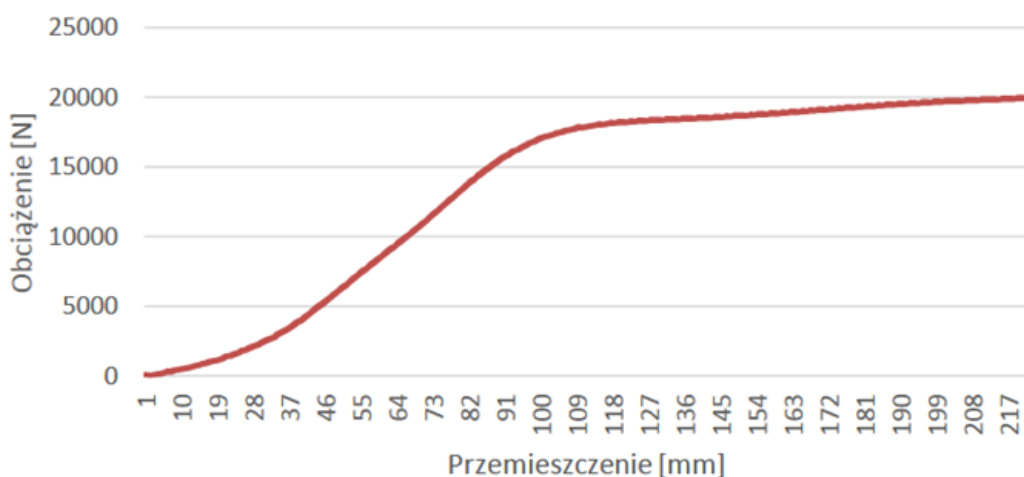
Wykres siły obciążającej w funkcji przemieszczenia



Wykres siły obciążającej w funkcji przemieszczenia

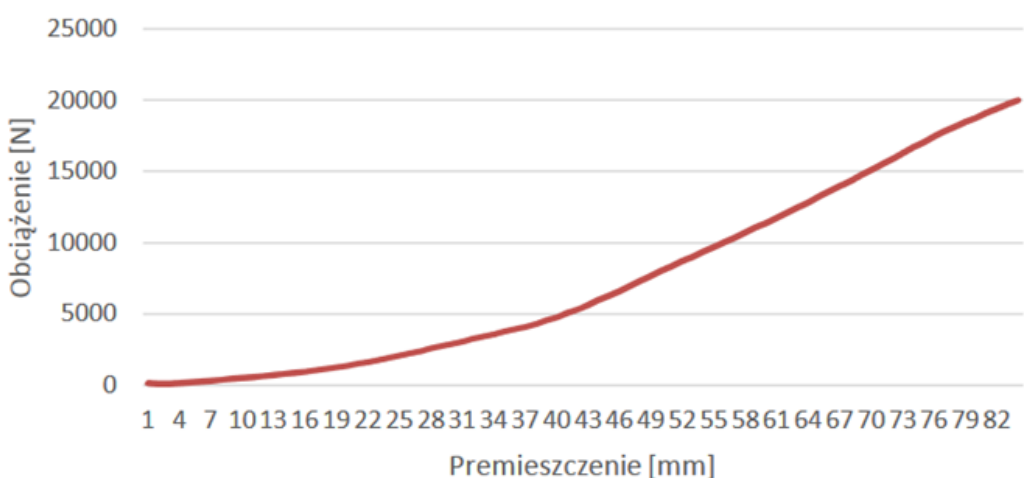


Wykres siły obciążającej w funkcji przemieszczenia

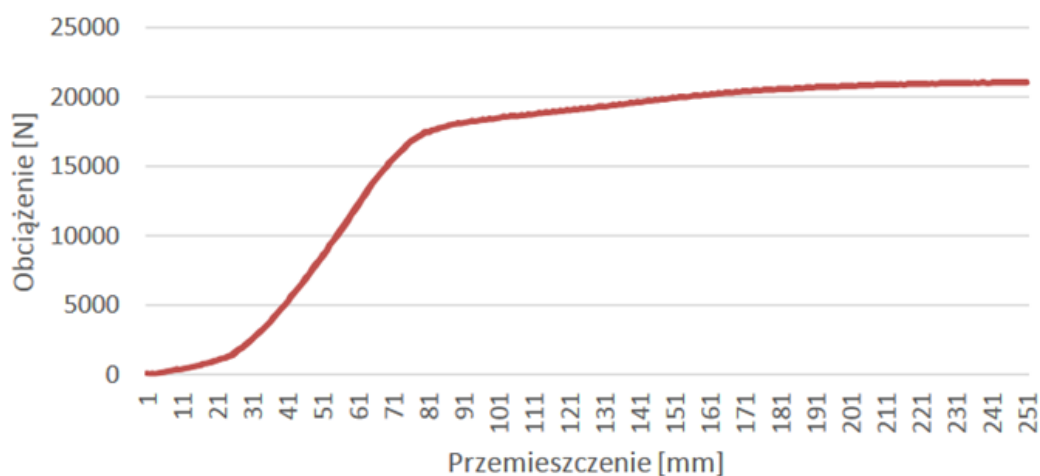


Przy badaniu wytrzymałościowym na zginanie próbek łączonych metodą MAG, można zauważyć zmiany w strukturze spoiwa. Na początku procesu wykresy wykazują obciążenia w zakresie sprężystym, natomiast wraz ze wzrostem obciążenia wzrasta wartość uplastyczniająca próbki. Prowadzi to do ich zerwania. W próbce pierwszej (Rys. 23) przy użyciu obciążenia równego 17,277 KN powoduje uplastycznienie. Próbką drugą osiąga granicę plastyczności o wartości 16,996 KN natomiast trzecia 17,223 KN. Niewielkie różnice świadczą o podobnym rozłożeniu grubości spoiwa między łączonymi elementami.

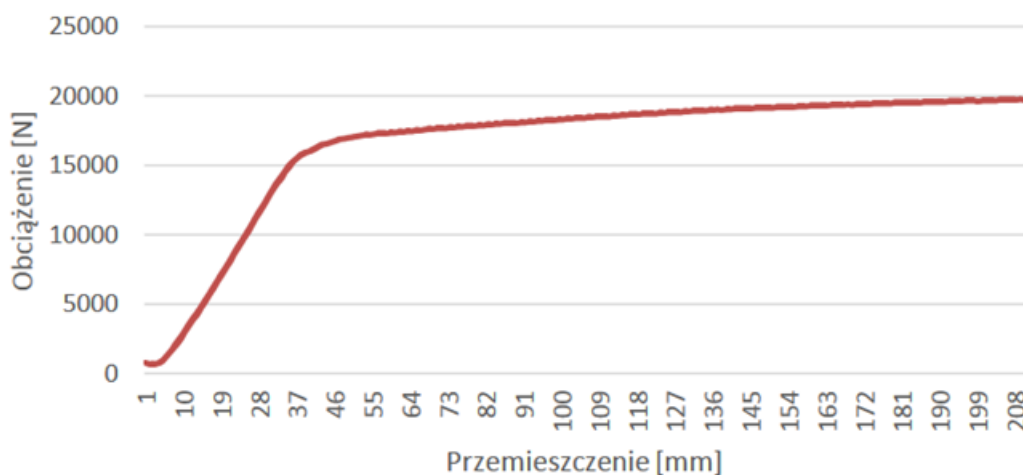
Wykres siły obciążającej w funkcji przemieszczenia



Wykres siły obciążającej w funkcji przemieszczenia



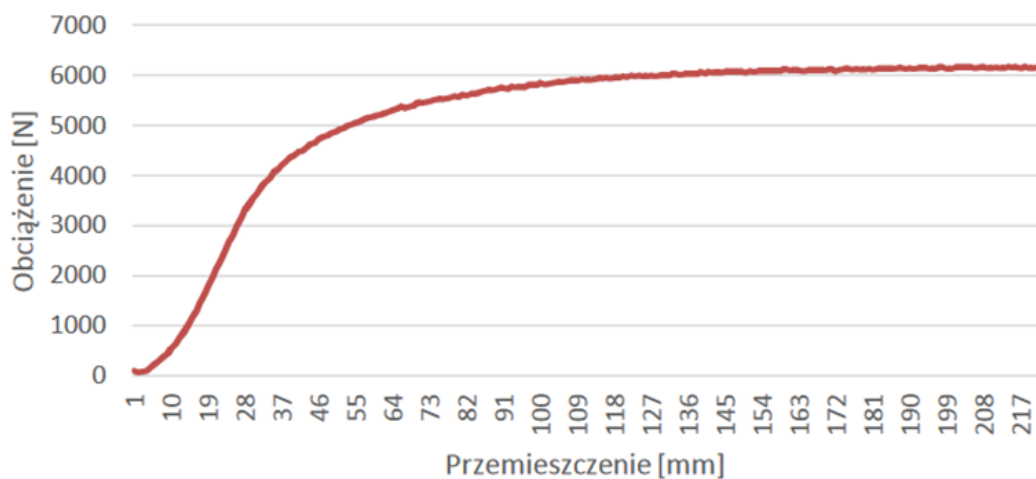
Wykres siły obciążającej w funkcji przemieszczenia



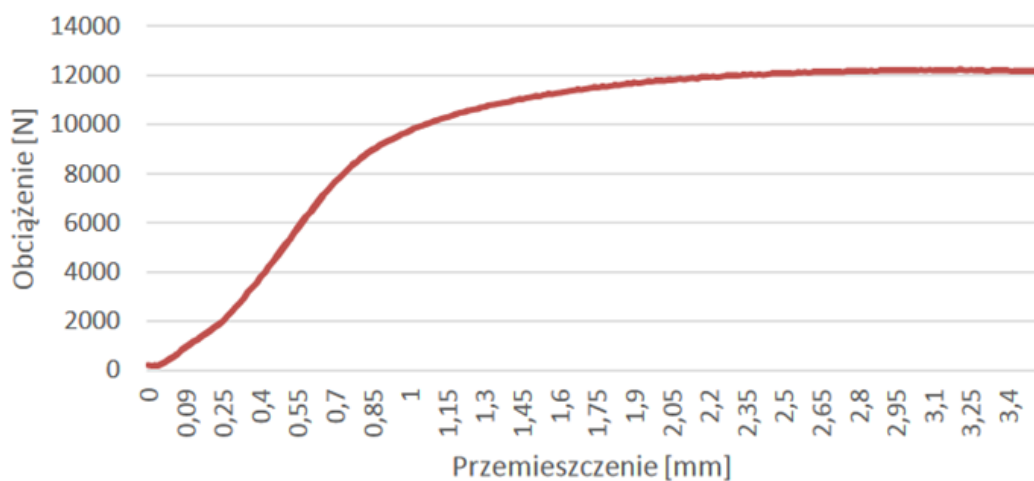
Badania wytrzymałościowe próbek na zginanie połączonych za pomocą elektrody otulonej wykazują lepsze właściwości wytrzymałościowe. Można to stwierdzić na podstawie powyższych wykresów. W próbce czwartej (Rys. 5.26) użyta siła obciążająca jest największa i wynosi aż 20 KN, przy tej wartości następuje przekroczenie granicy plastyczności. Użycie dalszego obciążenia spowodowałoby zerwanie próbki. W próbce piątej Rys. 5.27 wartość siły, przy której następuje zmiana struktury spoiwa wynosi 17,591 KN, natomiast próbki szóstej

16,627 KN. Wahania użytego obciążenia są stosunkowo duże. Wynika to z nierównomiernego rozłożenia spoiwa.

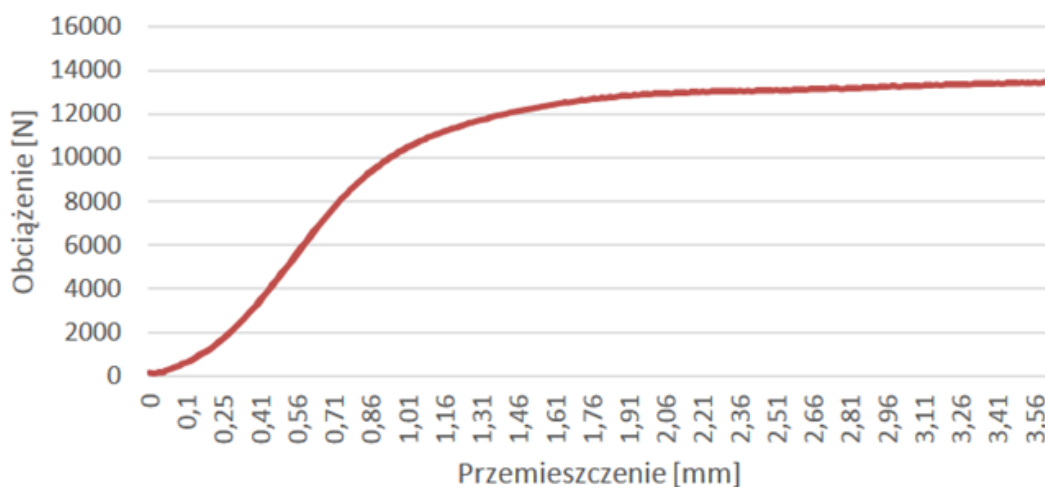
Wykres siły obciążającej w funkcji przemieszczenia



Wykres siły obciążającej w funkcji przemieszczenia



Wykres siły obciążającej w funkcji przemieszczenia



Wytrzymałość próbek połączonych za pomocą metody TIG jest najniższa. Do przekroczenia granicy plastyczności wystarczy jedynie 4,215 KN (próbka ósma). W przypadku próbki dziewiątej wartość siły jest większa i wynosi 9,758 natomiast próbki dziesiątej 11,106 KN. Tak duże różnice siły obciążającej wynikają z nierówności wymiarów elementów łączonych. Próbka ósma miała najmniejszą szerokość, dlatego działanie niewielkiej siły spowodowało odkształcenia.

Obliczenia wytrzymałościowe złączy pachwinowych Pierwszym krokiem w obliczeniach wytrzymałościowych jest wykazanie momentu gnącego (Mg) podczas którego próbki ulegają zniszczeniu. Obliczenia Mg zostały umieszczone w tabeli poniżej:

Metoda spawania	Numery próbek	Użyta siła P (KN)	Długość ramienia l na jakim działała siła (mm)	Wartość momentu gnącego (KNmm)
TIG	8	$P_8 = 4,215$	19,6	$Mg_8 = 82,6$
	9	$P_9 = 9,758$		$Mg_9 = 191,3$
	10	$P_{10} = 11,106$		$Mg_{10} = 217,7$
MAG	1	$P_1 = 17,277$	19,4	$Mg_1 = 335,2$
	2	$P_2 = 16,996$		$Mg_2 = 329,7$
	3	$P_3 = 17,223$		$Mg_3 = 334,1$
Elektroda otulona	4	$P_4 = 20$	19,4	$Mg_4 = 388$
	5	$P_5 = 17,591$		$Mg_5 = 341,3$
	6	$P_6 = 16,627$		$Mg_6 = 322,6$

4/ Podsumowanie

Wykonane badania pozwoliły stwierdzić, które próbki zostały wykonane poprawnie, a które posiadają wady wewnętrzne jak i zewnętrzne. Na podstawie wykonanych badań można wyciągnąć następujące wnioski:

- wszystkie próbki wykonane metodami TIG, MAG oraz elektrody otulonej mają odpowiednio dużą wytrzymałość, ich niewielkie różnice nie mają wpływu przy wyborze metody do połączeń konstrukcyjnych;
- zginanie próbek o małych wymiarach jest możliwe, dzięki zaprojektowaniu odpowiedniego stempla oraz uchwytu;
- zaostrzony koniec stempla pozwala dokładnie wskazać oraz później zmierzyć miejsce działającego obciążenia;
- istotnym parametrem przy zginaniu próbek jest siła obciążająca, pozwalająca stwierdzić przy jakich obciążeniach złączy nie powinno się stosować.

Eksperymentalne badania możliwości poszerzania obszaru użytkowania śmigłowców

Jerzy Bereżański / Instytut Lotnictwa (1978-2005r);
pilot doświadczalny w Zakładzie Badań w Locie

Streszczenie: Badania złożonych układów dynamicznych użytkowanych przez człowieka w warunkach ekstremalnych, stanowią jedno z poważnych wyzwań obecnych czasów.

Rosnąca presja konkurencyjności stawia coraz wyższe wymagania w zakresie maksymalnego wykorzystania wszelkich potencjalnych możliwości układu przy jednoczesnym zachowaniu określonego poziomu bezpieczeństwa.

Przykładem takiego układu jest układ pilot-śmigłowiec.

Użytkowanie w pobliżu ograniczeń generuje szereg wymagań związanych z procesem sterowania układem. Szczególnego znaczenia nabiera precyzja, a także konieczność uwzględnienia konsekwencji i ryzyka przekraczania granic dopuszczalnych.

Problematyka ta była tematem programów badawczych dynamiki lotu śmigłowca prowadzonych w Instytucie Lotnictwa.

Stworzony został system granicznych badań w locie, który umożliwiając prowadzenie działań optymalizacyjnych, zmienił filozofię badań.

Wyniki analizy potrzeb w zakresie granicznego wykorzystania układu pilot-śmigłowiec, ocenianych przez pryzmat skuteczności i bezpieczeństwa wykonywania zadań specjalnych, z jednej strony, oraz dostępna wiedza w zakresie konstrukcyjnych i pilotażowych sposobów powiększania obszaru użytkowania śmigłowców, jak również znaczący poziom identyfikacji obszarów niewiedzy związanych z istnieniem śmigłowcowych stanów lotu niedostatecznie dotychczas przebadanych, dotyczących m.in. mechaniki lotu śmigłowca, nowych zastosowań i opanowywania nowych manewrów, a także rosnące w efekcie postępu techniki możliwości wykorzystania nowoczesnych narzędzi badawczych, uprawniały do sformułowania tezy o możliwości poszerzenia obwiedni stanów lotu w wyniku modyfikacji sterowania śmigłowcem.

Obroną postawionej tezy było udowodnienie, na przykładzie wybranych reprezentatywnych zadań wykonywanych przy użyciu śmigłowców, możliwości poszerzenia granic użytkowania drogą wprowadzenia niekonwencjonalnych niekiedy technik pilotażu.

Jako reprezentatywne ograniczenia obwiedni stanów lotu przyjęto obciążenia, osiągi w stanie ustalonym i właściwości lotne.

W referacie, dla tak zdefiniowanych ograniczeń, przedstawione zostały wybrane wyniki eksperymentalnych badań możliwości poszerzenia obszaru użytkowania śmigłowców na drodze oddziaływań w sferze techniki pilotażu.

Optymalizacja sterowania przepływem energii, na której oparto zastosowaną w badaniach metodę sterowania śmigłowcem w warunkach ekstremalnych, stanowi podstawę modyfikacji technik sterowania, umożliwiających przemieszczanie granic obszaru użytkowania.

Przeprowadzone badania jako obciążone potencjalnym zagrożeniem bezpieczeństwa wymagały opracowania i zastosowania odpowiedniej metodyki badań granicznych stanów lotu.

Eksperymentalne badania możliwości poszerzenia obszaru użytkowania śmigłowców

Śmigłowiec, odpowiadając na potrzeby użytkownika, funkcjonuje wewnątrz operacyjnej obwiedni stanów lotu, tzw. OFE (Operational Flight Envelope), lub innymi słowy w obrębie wymaganych do wykonania swojej funkcji kombinacji prędkości lotu, wysokości, prędkości wznoszenia i opadania, prędkości bocznej, prędkości kątowych, współczynnika przeciążenia i innych parametrów ograniczających dynamikę statku powietrznego. Nieco większy obszar obejmuje opracowana przez producenta i opisana zwykle tymi samymi parametrami, obwiednia bezpiecznych stanów lotu, SFE (Safe Flight Envelope). Stanowi ona rzeczywiste granice bezpiecznego lotu, wynikające z fizycznych ograniczeń struktury, aerodynamiki, zespołu napędowego, układu transmisji mocy i układu sterowania. Obszar między obwiedniami to margines bezpieczeństwa. Jest on konieczny m.in. ze względu na trudności sterowania, niedostateczną wiedzę o przebiegu zjawisk fizycznych w pobliżu granic, czy też brak umiejętności powrotu po ich przekroczeniu. Wielowymiarowość obwiedni określającej granice obszaru użytkowania śmigłowca sprawia, że zarówno charakter tych granic, jak i rodzaj i zakres działań niezbędnych do ich zmiany, jest bardzo różnorodny.

Poszerzenie obszaru użytkowania może być realizowane na drodze wprowadzenia zmian konstrukcyjnych związanych z podwyższaniem mocy napędu, poprzez wdrażanie nowych osiągnięć postępu technicznego, m.in. w zakresie nowych materiałów, technologii, systemów informacji i automatyki, jak również poprzez działania związane z pogłębianiem wiedzy śmigłowej, w szczególności dotyczącej dynamiki lotu. Niezwykle efektywne w tym zakresie, kryjące duże możliwości skutecznego redukowania obszaru między obwiedniami QFE i SFE, są badania eksperymentalne wspomagane systemami symulacyjnymi. Są one uzasadnione zarówno w odniesieniu do prototypu, jak i konstrukcji certyfikowanej.

Istnieje kilka przyczyn, dla których w badaniach granic obszaru użytkowania zasadniczą i niezastąpioną rolę odgrywa eksperyment. Przede wszystkim, charakterystyczną cechą śmigłowca jest mnogość oddziaływań aerodynamicznych, których podstawowym źródłem jest strumień wirnika nośnego spływający na kadłub i usterzenie, oraz przepływający przez tarczę śmigła ogonowego. Strumień ten w szczególnych warunkach lotu, jest poddawany wpływowi podłoża i przeszkód terenowych, jak ma to miejsce m.in. w lotach NOE (Nap of the Earth), a także silnym oddziaływaniom wzajemnym, np. w stanie pierścienia wirowego. Tendencje projektowe ostatnich lat, związane z dopuszczeniem większych obciążeń tarczy wirnika nośnego, dużymi powierzchniami kadłuba i usterzeń, a także z poszerzaniem zakresu użytkowania śmigłowców w lotach NOE, powodują wzrost oddziaływań aerodynamicznych. Wiele zjawisk fizycznych związanych z aerodynamiką śmigłowca, mogących powodować istotne zakłócenia lotu w obszarze jego użytkowania, jest wciąż jeszcze niedostatecznie poznanych. Zdarza się, że podobne zjawiska fizyczne w zależności od konfiguracji śmigłowca prowadzą do zupełnie różnego jego zachowania. Wiele zjawisk będących efektem silnie sprzężonych nieliniowych i zmiennych w czasie obciążeń, jest nadal trudnych do opisu matematycznego.

Problemy te bardzo mocno dają o sobie znać w pobliżu granic użytkowania i powodują, że w przypadku badań transgranicznych, weryfikacja modeli symulacyjnych w oparciu o dane z prób w locie nie ma alternatywy.

Inną istotną przyczyną, dla której w omawianych badaniach poszerzania obszaru użytkowania śmigłowców nie jest możliwa rezygnacja z eksperymentu, jest brak możliwości stworzenia modelu matematycznego układu, precyzyjnie opisującego działania pilota w procesie sterowania. Działania te są efektem wyobrażenia w umyśle

pilota przyszłych zdarzeń, a ich istotą są procesy przewidywania skutków zamierzonych i wymuszonych zmian sterowania oraz oceny możliwości granicznych zmian wektora stanu. Procesy te mają charakter ciągły i prowadzone są w oparciu o wskazania przyrządów, obserwację poza kabinową, wrażenia zmysłów pilota, a także jego wiedzę, doświadczenie i intuicję. Pozwalają one na bieżącą kontrolę zakłóceń zewnętrznych i wewnętrznych, w tym będących efektem nieoczekiwanych zjawisk fizycznych, umożliwiając w sytuacjach wymagających, wyprzedzającą interwencję pilota bez przekraczania dopuszczalnych granic stanu układu. Właściwe prowadzenie przez pilota procesów predykcji i antycypacji podczas sterowania jest szczególnie istotne w granicznych stanach lotu związanych z sytuacjami awaryjnymi, oraz z wykonywaniem zadań ekstremalnych i manewrów granicznych. W stanach tych może dojść do przekroczenia granic układu i konieczności wypracowywania manewrów ratunkowych. Działania pilota w takich przypadkach mają często naturę heurystyczną. W procesie badawczym modyfikacji techniki pilotażu, pozwalają one na względnie bezproblemowe łączenie w całość zadania, przebadanych wcześniej w warunkach bezpieczniejszych, trudnych faz lotu. Dokładne odwzorowanie takich działań w modelu matematycznym nie jest jednak możliwe.

Dla przeprowadzenia analizy możliwości poszerzenia obszaru użytkowania, na drodze oddziaływań w sferze techniki pilotażu można przyjąć, że wszelkie ograniczenia obwiedni stanów lotu mogą być zdefiniowane jako obciążenia, osiągi w stanie ustalonym lub właściwości lotne.

Analiza problemów sterowania związanych z dynamiką manewrów ukazuje stosunkowo duże możliwości zwiększenia sprawności manewrowej śmigłowca, a przez to zwiększenie obszaru zastosowań przy jednoczesnym zachowaniu odpowiednio wysokiego poziomu bezpieczeństwa. Powodów istnienia tych możliwości na obecnym etapie rozwoju techniki śmigłowcowej można wymienić kilka. Jednym z powodów jest fakt, że popularne techniki pilotażowe, zwane klasycznymi, nie wykorzystują w pełni rezerw energetycznych śmigłowca kryjących się przede wszystkim w energii kinetycznej inercyjnego układu wirnika i energii strumienia napływającego na wirnik oraz w możliwościach optymalizacji wykorzystania mocy napędu w nieustalonych stanach lotu. Istotne są również braki w zakresie istnienia precyzyjnie określonych widm stanów lotu i związanych z tym obciążeń dla różnych wariantów użytkowania śmigłowca, co sprawia, że granice eksploatacji, w tym stref niebezpiecznych, są wyznaczane niezbyt precyzyjnie, i z tego powodu przyjęte marginesy

bezpieczeństwa są niejednokrotnie nieadekwatne do poziomu zagrożenia, powodując zmniejszenie obszaru użytkowania. Z kolei brak dostatecznej wiedzy i umiejętności optymalnego sterowania energią w układzie pilot-śmigłowiec w przypadku wystąpienia konieczności przeprowadzenia manewrów awaryjnych (ratunkowych) po przekroczeniu granicy dopuszczalnej, sprawia, że loty bardzo blisko granic użytkowania są zbyt ryzykowne.

Generalnie, przyjęta w badaniach koncepcja poprawy manewrowości śmigłowca polegała na opracowaniu specjalnych technik pilotażowych optymalnie wykorzystujących możliwości energetyczne układu. Traktując śmigłowiec jako wieloźródłowy układ energetyczny, należało zbadać graniczne możliwości sterowania przepływem energii, wynikające z odpowiednio generowanych sterownicami impulsów, przyjmując, że najwyższy współczynnik sprawności przepływu energii decyduje o wykonaniu manewru w sposób ekstremalny. U podstaw oceny możliwości sterowania składowymi mocy niezbędnej oraz mocą rozporządzalną leży analiza sposobów sterowania kumulujących ekstremalne możliwości energetyczne układu na krytyczną fazę wykonywania manewru, co jest szczególnie istotne w przypadku manewru granicznego.

Pilot, sterując śmigłowcem w pobliżu ograniczeń użytkowania, powinien posiadać następującą wiedzę, dotyczącą: położenia ograniczeń i charakteru granic użytkowania, zjawisk fizycznych, jakie może napotkać w bliskości tych ograniczeń, możliwości zmiany stanu układu przez zmianę wektora sterowania, a także wiedzę dotyczącą mechaniki lotu śmigłowca w pobliżu ograniczeń.

Prowadzenie wyprzedzających procesów decyzyjnych w aspektach energetycznych układu zasadniczo nie jest wymagane w locie normalnym, gdyż prawidłowe wykonanie bieżącej fazy lotu pozwala na przejście do następnej w miarę bezproblemowo. Jest ono natomiast niezbędne w lotach granicznych, gdy faza bieżąca oprócz wymagania poprawnego jej wykonania, musi być fazą przygotowującą układ do jak najlepszego wykonania faz następnych. Graniczny czas przewidywania w procesie sterowania powinien sięgać aż do tych faz następnych, w których skutek działań w fazie bieżącej ulegnie całkowitemu zanikowi. W procesie sterowania bardzo ważne są energochłonne i energoujemne elementy manewru. W poprzedzających fazach elementów energochłonnych trzeba tak sterować, aby w krytycznej fazie było możliwe wykorzystanie maksimum składowych energii układu. W manewrach energoujemnych natomiast, sterowanie ma na celu przygotowanie układu na

pochłonięcie mocy. Ponieważ w każdym zadaniu lotnym można wyodrębnić moduły zbudowane z elementarnych manewrów, dlatego warunkiem niezbędnym graniczności wykonania zadania lotnego jest wykonanie w sposób graniczny poszczególnych manewrów.

W rozważaniach problemu granicznego wykorzystania możliwości układu pilot-śmigłowiec, ważne jest, aby w poszczególnych manewrach oceniać i uwzględniać ograniczenia wewnętrzne i zewnętrzne układu. W ramach ograniczeń wewnętrznych, istotne znaczenie ma poziom obciążeń wytrzymałościowych poszczególnych zespołów śmigłowca. Nie można pominąć również ograniczeń psychofizycznych pilota, np. czasu reakcji i poziomu precyzji oceny parametrów lotu; oceny pochodzącej głównie z obserwacji poza kabinowej. Ograniczenia zewnętrzne to m.in. ograniczenia charakterystyczne dla poszczególnych użytkowników, dotyczące m.in. przestrzeni, w której wykonywane są zadania, a także ograniczenia związane z istnieniem obszarów niebezpiecznych, np. pierścienia wirowego czy też stref H-V. Granice tych obszarów są zmienne i ich prawidłowa ocena zależy od uwzględnienia wielu czynników, m.in. warunków otoczenia (temperatura, poziom lotu), masy śmigłowca, możliwego tempa i precyzji sterowania w manewrze bezpieczeństwa, warunków początkowych wystąpienia awarii (rodzaju lotu - lot poziomy lub skośny, stopnia ubytku mocy po awarii napędu, a także m. in. prędkości i kierunku wiatru oraz turbulencji atmosfery).

Przytoczone wyżej zagadnienia dają jakościowy obraz elastyczności układu energetycznego śmigłowca w procesie kształtowania jego maksymalnych możliwości i stanowią ilustrację koncepcji poprawy sprawności manewrowej śmigłowca poprzez optymalizację celowego sterowania przepływem energii w układzie.

Złożoność problemu wynikająca m.in. z mnogości czynników mających wpływ na efekt końcowy oraz konieczność zapewnienia odpowiedniego poziomu bezpieczeństwa badań związanych z wykonywaniem lotów na granicy dopuszczalnego obszaru eksploatacji, narzuca wybór odpowiedniej metodyki prowadzenia prób. Niezbędne jest mianowicie stworzenie modelu symulacyjnego niestacjonarnego lotu śmigłowca, zawierającego odpowiednie zależności i ograniczenia, oraz poprzedzenie lotów próbnych ścisłą analizą problemu drogą badań symulacyjnych. Również model symulacyjny obciążeń wewnętrznych posłużył m.in. do przeprowadzenia w wybranych manewrach granicznych, analizy symulacyjnej możliwości kolizji łopaty wirnika nośnego z belką ogonową. Uzyskane wyniki badań w połączeniu z doświadczeniami z zakresu metodyki badania stanów granicznych,

zdołanymi podczasa realizacji pracy, umożliwiają formułowanie zaleceń i wytycznych możliwych do wykorzystania w szeroko rozumianym procesie szkolenia.

Wiedza i doświadczenie zdobyte w trakcie realizacji wielu śmigłowcowych programów badawczych prowadzonych w Instytucie Lotnictwa od 1978 roku w ramach stworzonego systemu granicznych badań w locie, w tym doświadczenia badawcze pilotażowe związane z zainicjowanym w latach 80. i sukcesywnie rozwijanym procesem szkolenia wg tzw. metody autotreningu zorganizowanego na zasadzie ścisłego połączenia teorii z eksperymentem i procesem kształcenia, były istotnym czynnikiem inspirującym do podjęcia badań własności dynamicznych i eksploatacyjnych śmigłowca ultralekkiego Robinson R-22, o własnościach lotnych istotnie odmiennych od użytkowanych dotychczas w Polsce. Duża użyteczność przy stosunkowo niskiej cenie i efektownym wyglądzie sprawiły, że śmigłowce tej klasy w znaczących ilościach z powodzeniem funkcjonowały na rynkach zachodnich. Certyfikowany przez amerykański urząd lotnictwa FAA, Robinson R-22 był już wtedy wyprodukowany w ponad 2 tys. egzemplarzy.

Jednak pierwsza próba wejścia tego śmigłowca na polski rynek zakończyła się niepowodzeniem.

W wyniku wypadku śmigłowiec uległ całkowitemu zniszczeniu. Jak się później okazało, na jego zaistnienie zasadniczy wpływ miały nietypowe charakterystyki pilotażowe. Zbyt późna reakcja instruktora na błędy popełnione przez ucznia doprowadziła śmigłowiec do utraty sterowności w stanie pierścienia wirowego i w efekcie do zderzenia z ziemią.

Uczestnicząc w badaniach tego wypadku, po raz pierwszy zetknąłem się z Robinsonem. Kilka miesięcy później, w styczniu 1993 r., w szkole lotniczej w Anglii, ukończyłem szkolenie na tym typie według standardów brytyjskiego CAA (Civil Aviation Administration).

Nieco później, w wyniku niedostosowania techniki pilotażu do wymogów związanych z gwałtownym pogorszeniem widoczności, spowodowanym wlotem w obszar mgły, katastrofie w kraju, uległ również drugi egzemplarz R-22.

Ultralekki śmigłowiec Robinson R-22 w zasadniczy sposób różnił się od śmigłowców użytkowanych w Polsce, zarówno pod względem układu jak i własności pilotażowych. Robinson R-22 „Beta” jest jednosilnikowym, dwumiejscowym śmigłowcem o konstrukcji metalowej z dwułopatowym wirnikiem nośnym, śmigłem ogonowym

i podwoziem płozowym. Zapewnia lot z prędkością 180 km/h, zasięg 480 km i pułap praktyczny ponad 4200 m. Masa śmigłowca pustego wynosi 380 kg, a maksymalna startowa 625 kg. O tym, że śmigłowiec przyjemny w pilotażu w warunkach normalnych, może nieoczekiwanie stać się trudny i niebezpieczny w pewnych sytuacjach granicznych, świadczyły m.in., będące zbiorem wniosków z analizy wypadków jakie miały miejsce na śmigłowcach R-22 - „Uwagi o bezpieczeństwie”. Opracowane przez wytwórnię Robinson Helikopter Company stanowiły integralną część Instrukcji Wykonywania Lotów. Między listopadem 1981 i lipcem 1995 odnotowano 31 wypadków śmigłowca Robinson R-22, w których doszło do utraty kontroli nad wirnikiem nośnym. Sytuacja ta spowodowała przeprowadzenie przez amerykański Narodowy Urząd Bezpieczeństwa w Transporcie (NTSB), czteroletniego studium nad konstrukcją, certyfikacją, wytwarzaniem i użytkowaniem tego popularnego śmigłowca. W raporcie końcowym, NTSB potwierdził fakt braku dostatecznej wiedzy na temat dynamiki lekkich systemów wirnikowych i zażądał, aby problemem tym w ogóle, a układem wirnika R-22 w szczególności, zajęła się NASA (Narodowa Agencja Lotnictwa i Przestrzeni Kosmicznej). Jednocześnie studium NTSB wykazało, że konstrukcja Robinson R-22 została zaprojektowana poprawnie i prawidłowo dopuszczona do lotów. Wypadek, który spowodował przeprowadzenie studium NTSB, był typowym dla większości katastrof R-22. Wydarzył się podczas lotu szkolnego, w którym instruktor z nalotem ponad 2 tyś. godzin, szkolił ucznia o nalocie zaledwie 4 godz. Po 17 minutach lotu w strefie, na wysokości 600 m., przerywając tok wypowiedzi instruktora do ucznia, od śmigłowca nagle oddzielił się wirnik i belka ogonowa. Przeprowadzone w Urzędzie analizy potwierdziły, że śmigłowiec pracował z normalnymi obrotami wirnika, i że przed wypadkiem nie było słychać od strony wirnika żadnych nienormalnych dźwięków. Badanie wraku nie dostarczyło żadnych dowodów na poprzedzającą wypadek awarię układu sterowania lub instalacji płatowca. NTSB nie znalazł dowodu na zaistnienie jakiegoś szczególnego zdarzenia, które spowodowałoby lub stworzyło warunki do wyjścia łopat z ich normalnej płaszczyzny wirowania i uderzenia o kadłub. W rezultacie, ten i trzydzieści innych wypadków na tym typie pozostały niewyjaśnione, poza stwierdzeniem, że wszystkie wydają się do siebie podobne, i mogą mieć coś wspólnego z czułością sterowania systemów wirnikowych o małej masie. W reakcji władze lotnicze amerykańskie FAA i niemieckie LBA, wprowadziły wyższe wymagania dotyczące nabywania i utrzymywania uprawnień pilota i instruktora R-22. Wiązały się one z obowiązkowym dodatkowym szkoleniem teoretycznym i praktycznym, co znacząco podwyższyło koszty szkolenia na tym śmigłowcu.

Niemniej jednak, walory użytkowe i stosunkowo wciąż niewielka cena decydowały, że był on masowo wprowadzany na rynki zachodnie. Wiele wskazywało, że R-22 reprezentuje klasę śmigłowców mającą szerokie perspektywy wszechstronnego zastosowania.

W tej sytuacji, gdy pojawiła się możliwość dostępu do egzemplarza R-22, podjęto decyzję o realizacji projektu badawczego dotyczącego badań w locie dynamiki tego śmigłowca. Ich celem miało być przeprowadzenie badań przyczyn źródłowych odmiennych własności lotnych i ich ocena w kontekście uwarunkowań eksploatacyjnych.

W efekcie, w ramach badań śmigłowiec wylatał ponad 140 godzin, w praktycznie całym możliwym obszarze użytkowania, co pozwoliło na wszechstronne przebadanie możliwości profesjonalnego wykorzystania śmigłowca tej klasy w warunkach polskich. Śmigłowiec wykonał kilkadziesiąt lotów w Tatrach, lądując na wysokościach powyżej dwóch tysięcy metrów. Nad morzem, zapewniając serwis filmowy zawodów windsurfingowych, latano przy wietrze wiejącym z prędkością powyżej 20m/s. Współpracując z policją, wojskiem, strażą pożarną, a także ze służbami ratownictwa górskiego, wykonywano loty o charakterze patrolowym, ratowniczym i dyspozycyjnym. Wobec sygnalizowanych odmienności pilotażowych interesujące okazały się doświadczenia z lotów związanych z procesem szkolenia. Umożliwiły one sformułowanie wielu zaleceń i kompensujących korekt. Kwintesencję prac stanowiły badania dynamiki śmigłowca. Przeprowadzono je zarówno według reguł konwencjonalnych, jak i wymagań lotów NOE. Badając różne stany lotu napotymano na zjawiska, których tempo narastania i konsekwencje mogły być w dotychczasowej praktyce pomijane, a tu nabierały priorytetowego znaczenia, wpływając w zasadniczy sposób na bezpieczeństwo lotu. I tak np., badając manewrowość w lotach NOE, jednym z problemów, który należało opanować była gwałtowna utrata sterowności śmigłowca podczas wejścia w locie w stan tzw. „low G” (współczynnik obciążeń $n < 1$). W praktyce taki stan lotu osiągany jest jako efekt dynamicznego impulsu sterowania podczas lotu wznoszącego. Może on również zaistnieć jako następstwo pionowego podmuchu powietrza. Niewprawa próba opanowania ruchów śmigłowca, jakie mogą się dość gwałtownie w tej sytuacji pojawić, prowadzi często do przekroczenia ograniczników ruchu łopat i uszkodzenia wału. Wejście w stan „low G” było dotychczas przyczyną wielu tragicznych wypadków. Zmusiło to producenta do wprowadzenia ograniczeń eksploatacyjnych, co znacznie zmniejszyło walory użytkowe śmigłowca, szczególnie w obszarze lotów wysokomanewrowych. Pogarszanie się sterowności w stanie tzw. „low G” (współczynnik

obciążenia $n < 1$) związane z fazami lotu, w których następuje dynamiczna zmiana pochylenia lub przechylenia, stanowi istotny problem dla śmigłowców z wirnikami przegubowymi. W tych sytuacjach nawet krótkotrwale zwiększenie skoku ogólnego (wywołanie dodatniego przyspieszenia pionowego w układzie związanym ze śmigłowcem) a tym samym wektora ciągu, znacznie ułatwia zmianę położenia kąтового kadłuba. Jednocześnie w stanach tych należy unikać zmniejszania skoku ogólnego. Zwiększone przyspieszenie umożliwia zmianę pochylenia śmigłowca tylko nieznacznie deformując tor lotu. W sposób istotny natomiast poprawia sterowność i bezpieczeństwo śmigłowca z wirnikiem przegubowym.

Specyfika R-22 powoduje, że granica pomiędzy tzw. pilotowaniem bezproblemowym, nie wymagającym nadmiernej uwagi, a pilotowaniem związanym z koniecznością generowania jednoznacznych, celowych i w odpowiednim czasie impulsów sterowania, jest bardzo wąska. W pewnych sytuacjach granicznych śmigłowiec może być trudny i niebezpieczny dla przeciętnego użytkownika. Zmiana warunków z komfortowych na trudne następuje zbyt szybko.

W tej sytuacji możliwość wykonania bezpiecznych lotów w rzeczywistym, granicznym obszarze użytkowania (w celu określenia rzeczywistych granic użytkowania), wiązała się z koniecznością zastosowania specjalnie opracowanej metodyki badań opartej o modelowanie symulacyjne. Umożliwiała ona kontrolowanie stopnia ryzyka, świadomego lub przypadkowego przekroczenia granic układu, jak również racjonalną gradację stopnia trudności kolejnych lotów pomiarowych. Postępowanie takie umożliwiało wypracowanie skutecznej, dostosowanej do potrzeb, niekonwencjonalnej techniki sterowania obiektem prób. Stosując tak zdefiniowaną metodykę, badaniom poddano praktycznie wszystkie stany lotu interesujące z punktu widzenia bezpieczeństwa lotów i możliwości poznawczych, w tym również sytuacje awaryjne, które powodują największe zagrożenie wypadkowe dla tego układu. Korzystając z doświadczeń z realizacji dotychczasowych programów badawczych przeprowadzono badania sytuacji awaryjnych, w tym stref niebezpiecznych H-V i autorotacji. Mała inercja układu wirnika nośnego przy jednosilnikowym napędzie śmigłowca jest przyczyną bardzo dużej strefy H-V. Procedura postępowania po utracie mocy w różnych warunkach początkowych dotyczących prędkości śmigłowca i prędkości obrotowej wirnika nośnego, umożliwiającą bezpieczne lądowanie, nabiera w tej sytuacji zasadniczego znaczenia.

Małe obciążenie tarczy wirnika oraz mała prędkość indukowana sprawiają, że dla Robinsona zagrożeniem znacznie bardziej realnym niż dla konstrukcji cięższych jest stan pierścienia wirowego. Warunki normalnego użytkowania śmigłowca przebiegają w tym przypadku blisko granic występowania pierścienia wirowego, a ich przekroczenie charakteryzujące się gwałtowną zmianą stanu układu, ma zazwyczaj miejsce w warunkach zewnętrznych (mała wysokość, przeszkody terenowe) uniemożliwiających wyjście z niebezpiecznego obszaru. W próbach położono szczególny nacisk na rozpoznanie użytkowych stanów lotu sprzyjających powstawaniu pierścienia wirowego, a następnie na modyfikację techniki pilotowania w kierunku zwiększenia separacji od zagrożenia.

Cechą charakterystyczną R-22 jest dwułopatowy wirnik typu huśtawkowego, o małej masie i momencie bezwładności. Od innych śmigłowców z wirnikami dwułopatowymi, z których najbardziej znane to m.in. Bell UH-1 i Bell 206 Jet Ranger, a których konstrukcja wirników nie sprawia specjalnych problemów, R-22 różni się prostą, bez przegubów odchyleń, ale nietypową konstrukcją głowicy o trzech przegubach poziomych umożliwiającą niezależne wahania łopat, będącą patentem Robinsona. Napęd śmigłowca stanowi silnik tłokowy Lycoming o dużej niezawodności i tempie akceleracji. W efekcie powstała konstrukcja, której charakterystyki dynamiczne znacząco odbiegały od dotychczas znanych. Pojawiające się w eksploatacji śmigłowca problemy wskazywały na jego nadzwyczajną wrażliwość na impulsy zadawane sterownicami, a także oddziaływanie otoczenia.

Uznaliśmy, że posiadane doświadczenie, zdobyte dotychczas w ramach badań prowadzonych w stworzonym systemie granicznych badań w locie uprawniają podjęcie próby zbadania przyczyn źródłowych i oceny tych odmienności pilotażowych. Analizy i wnioski płynące z udokumentowanych badań wypadków R-22 jednoznacznie wskazywały na istnienie ograniczeń obwiedni stanów lotu i ich ścisły związek z techniką pilotowania. Aż 87% wypadków spowodowane było błędem pilota. W tej sytuacji, oczywistym celem było zbadanie możliwości poszerzenia obwiedni stanów lotu zdefiniowanej jako obciążenia, osiągi w stanie ustalonym i właściwości lotne, poprzez modyfikację sterowania śmigłowcem. Rozpatrując obciążenia, wpływ modyfikacji techniki pilotażu wyraża się przede wszystkim możliwością zmiany widma stanów lotu i towarzyszących mu obciążeń. Ograniczone możliwości skutecznego, jednoznacznego kojarzenia przez pilota rozwoju zjawiska odpowiedzialnego za generowanie obciążeń z efektami zastosowania poszczególnych, elementarnych parametrów regulacji sprawia, że optymalizacja sterowania w trakcie

wystąpienia zjawiska jest bardzo trudna i zachowania pilotażowe opierają się zazwyczaj na realizacji zaleceń mających charakter reguł. Wiedza i doświadczenie pilota nabierają zatem istotnego znaczenia, umożliwiając podejmowanie przez niego szybkich działań w kierunku opanowania rozwoju niebezpiecznych zjawisk. Również wybór wysokości i prędkości lotu, z uwagi na warunki atmosferyczne, w tym wiatr i turbulencję, rodzaj terenu, gęstość powietrza wpływającą na zjawiska ściśliwości i oderwania na wirniku, stanowi często niedocenianą decyzję, która jeszcze na etapie planowania lotu może kreować przyszłe widmo obciążeń śmigłowca. W przypadku R-22 szczególną uwagę zwracały te przypadki przekroczenia granic obwiedni, które ze względu na tzw. „twardy” charakter granic prowadziły do tragicznych w skutkach destrukcji układu podczas lotu.

Specyficzny charakter mają ograniczenia obwiedni wyrażone osiągam. Mogą one dotyczyć zarówno sprawnego statku powietrznego, jak również będącego w stanie awarii. W warunkach normalnych obwiednia ograniczona jest mocą napędu oraz zjawiskami oderwania i ściśliwości. Walka o zachowanie osiągniętych na poziomie umożliwiającym lądowanie lub kontynuację lotu w zmienionych po wystąpieniu awarii warunkach, ze względu na bezpośrednie przełożenie na bezpieczeństwo lotu, odgrywa istotną rolę w kształtowaniu wielkości obszaru użytkowania. Gwałtowny spadek mocy napędu stwarza konieczność wykorzystania innych źródeł energii dostępnych pilotowi, takich jak energia kinetyczna inercyjnego układu wirników, energia ruchu postępowego, energia potencjalna oraz energia dostarczana przez pozostałe pracujące silniki. Modyfikacja techniki pilotażu polega na takim sterowaniu śmigłowcem, aby korzystając z tych źródeł zoptymalizować przepływ energii w układzie wykorzystując wszelkie jej rezerwy. Modyfikacja ta jest realizowana w oparciu o różniące się w zależności od warunków początkowych i ograniczeń układu ciągłe decyzje sterowania, w których zasadniczą rolę odgrywa czas, wielkość, tempo i sekwencyjność impulsów sterowania. Ma ona szczególne znaczenie podczas awarii na małych wysokościach, gdzie dodatkowo wiąże się z koniecznością przeprowadzenia śmigłowca po określonej trajektorii, w ograniczonej licznymi uwarunkowaniami zewnętrznymi przestrzeni. Ograniczenia trajektorii mogą mieć formę fizycznych przeszkód terenowych lub stanów lotu związanych z gwałtowną utratą sterowności, jak np. ma to miejsce w przypadku pierścienia wirowego. Do typowych badań manewrów bezpieczeństwa po awarii napędu należy zaliczyć wyznaczanie stref niebezpiecznych H-V, badania startów i lądowań, badania lotu w warunkach OEI (One Engine Inoperative) oraz badania w lotach NOE. W zależności od rodzaju realizowanych zadań, różne parametry sterowania odgrywają

dominującą rolę w procesie modyfikacji techniki pilotażu. I tak przykładowo, w przypadku prób H-V parametrem takim jest kąt pochylenia lub zadarcia śmigłowca, będący miarą intensywności rozpędzania lub hamowania po wystąpieniu awarii. Celem modyfikacji klasycznych technik odlotu po awarii silnika w warunkach OEI jest zmniejszenie poziomu obniżenia toru lotu w manewrze ratunkowym. Jednym ze skutecznych sposobów modyfikacji techniki pilotażu jest w tym przypadku odpowiednie sterowanie prędkością obrotową wirnika nośnego.

U podstaw znaczącej ilości wypadków R-22 był stan niskich obrotów wirnika nośnego. Mała inercja ruchu obrotowego układu wirnika, duża czułość śmigłowca na podmuchy powietrza w związku z małym obciążeniem powierzchni wirnika nośnego, bardzo duża czułość sterowania przy jednocześnie dużych sprzężeniach pomiędzy poszczególnymi kanałami, a także niezwykle dynamiczny silnik tłokowy, jak również brak skutecznej automatycznej kontroli obrotów wirnika, są cechami, które powodują, że utrzymanie obrotów w stosunkowo wąskim przedziale wymaga od pilota dużej uwagi i precyzyjnych działań. Działania, właściwych co do momentu aplikacji, kierunku, dynamiki i wielkości impulsów sterowania, a także sekwencji w ramach dostępnych pilotowi organów sterowania. Charakterystyka tych działań ukazuje z jednej strony mnogość czynników mogących wprowadzić układ w stan graniczny, a z drugiej, wskazuje na istniejące, dostępne pilotowi środki regulacji. Wymagania pilotażowe w stosunku do R-22, o ile nie stanowią problemu w warunkach normalnych, mogą stać się krytyczne w pewnych sytuacjach granicznych związanych z potrzebą działania pilota w deficycie czasu. Warunki takie mogą powstać w wyniku oddziaływania na śmigłowiec czynników zewnętrznych, którymi pilot jest w określonym stopniu zaskakiwany. Oddziaływania takie, w formie turbulencji i podmuchów mogą pochodzić od ośrodka, w którym porusza się śmigłowiec, jak również mieć charakter fizycznych ograniczeń przestrzeni dostępnej dla lotu. Specyficzną grupę takich oddziaływań, olbrzymią w swoich rozmiarach i konsekwencjach, stanowią błędne impulsy sterowania pilota-ucznia w procesie szkolenia. We wszystkich tych sytuacjach szczególnego znaczenia nabiera w pilotowaniu antycypacja zdarzeń i technika oparta o sterowanie predykcyjne. Kluczowego znaczenia nabiera odpowiednio wczesne rozpoznawanie stanu niskich obrotów wirnika na różnych poziomach dostępnej mocy rozporządzalnej. Podejmowane przez pilota działania w procesie sterowania, określone jako dostępne mu środki regulacji układu, nabierają szczególnego znaczenia w procesie odzyskiwania obrotów wirnika, ze względu na dynamikę zmian układu w kierunku stanów nieodwracalnych

związanych z przeciągnięciem wirnika. W zastosowanej metodzie sterowania śmigłowcem w warunkach ekstremalnych działania te odpowiadały za wykorzystanie różnych, będących w danej chwili do dyspozycji źródeł energii takich jak: napęd, inercyjny układ wirnika nośnego oraz ruch postępowy śmigłowca. Ich celem nadrzędnym była optymalizacja sterowania przepływem energii w układzie, stanowiąca podstawę modyfikacji techniki sterowania śmigłowcem do poziomu umożliwiającego skuteczne zahamowanie procesu eskalacji spadku obrotów wirnika nośnego, a następnie ich odzyskanie w stopniu umożliwiającym bezpieczną kontynuację lotu w warunkach pełnej sterowności, a więc powrót ze strefy transgranicznej do obszaru bezpiecznej eksploatacji. Brak odpowiednio wczesnej reakcji na spadające niskie obroty wirnika nośnego prowadzi do powiększania się strefy krytycznych kątów natarcia na profilach łopat. Zwiększony opór łopat daje dalszy spadek obrotów i utratę siły nośnej, powodując wzrost prędkości opadania śmigłowca i w efekcie gwałtowny przyrost obszaru przeciągnięcia wirnika. Zwiększone kąty natarcia na wolno obracających się łopatach w pewnym momencie czynią wyprowadzenie potencjalnie niemożliwym. Przeciągnięcie wirnika nie jest symetryczne. Występuje najpierw na łopacie powracającej powodując jej przemieszczenie w dół podczas gdy łopata nacierająca wciąż się wznosi. Efektem jest pochylenie tarczy wirnika do tyłu, zwane też z uwagi na gwałtowny przebieg „zdmuchnięciem wirnika do tyłu”. Równocześnie, gdy śmigłowiec zaczyna opadać, opływ powierzchni ogonowych przez strumień powietrza od dołu, powoduje pochylenie się śmigłowca na nos. Oba te efekty, połączone ze ściąganiem przez pilota drążka na siebie w dążeniu do powstrzymania opadania nosa przeciągniętego śmigłowca w dół, prowadzą do obciążenia belki ogonowej przez „zdmuchnięte” łopaty. Ze względu na wielkość występujących przy tym sił i elastyczność łopat, zderzaki na przegubach wahań nie będą w stanie temu zapobiec. Zastosowana metodyka badania granicznych stanów lotu umożliwiając sukcesywne pogłębianie wiedzy dotyczącej położenia ograniczeń i ich charakteru, oczekiwanych zjawisk fizycznych, mechaniki lotu śmigłowca w pobliżu ograniczeń, a także możliwości zmiany stanu układu zmianą wektora sterowania umożliwiała prowadzenie badań w obszarze transgranicznym z zachowaniem akceptowalnego poziomu bezpieczeństwa i w efekcie skuteczne przemieszczanie granic obszaru użytkowania. W przypadku tzw. „twardej” granicy obwiedni celem wypracowania odpowiedniej techniki pilotażu jest z zasady unikanie niekorzystnych zjawisk. W badaniach analizowanego zjawiska jej celem było zachowanie separacji przed przekroczeniem granicy stanu nieodwracalnego przeciągnięcia wirnika.

Wiedza i doświadczenie wyniesione z badania granicznych stanów lotu znalazły zastosowanie podczas lotu wykonywanego w ramach realizacji tzw. badań eksploatacyjnych. Lot był wykonywany w Tatrach, w maju, z dwoma osobami na pokładzie. Jego celem była symulacja lotu ratowniczego, polegająca na wysadzeniu ratownika w niskim zawisie śmigłowca nad wysuniętą ze stromego zbocza półką skalną, znajdującą się na wysokości ok. 1200 m n.p.m., ok. 100 m poniżej szczytu i znacznie poniżej ograniczenia maksymalnej wysokości zawisu bez wpływu ziemi OGE, która w istniejących warunkach wynosiła ok. 1600 m. n.p.m. Podejście do zawisu odbyło się pod wiatr, a zawis przy wietrze wiejącym z kierunku ok. 30 stopni z prawej strony. Kierunek i prędkość wiatru była na bieżąco weryfikowana w kontakcie radiowym z obserwatorium meteo na Kasprowym Wierchu. Podejście zostało zaplanowane tak, aby przemieszczenie końcowe z zawisu obok półki, do zawisu nad „lądowiskiem” na półce, było realizowane w lewo. Konfiguracja taka została wybrana świadomie, pomimo że dla pilota siedzącego po prawej stronie obserwacja lewej półsfery była w tym układzie nieco utrudniona. W momencie, gdy przemieszczający się lewym bokiem do zbocza śmigłowiec nadlatywał nad półkę skalną na wysokości ok. 1 m., w chwili, gdy jedna z płóz znalazła się już nad nią, nagły podmuch powietrza z góry, znad szczytu, spowodował gwałtowny ruch śmigłowca w dół w efekcie spadku ciągu wirnika. Błyskawiczny ruch dźwignią skoku w górę i otwarcie przepustnicy silnika zapobiegły wprowadzić niekontrolowanemu zderzeniu z nierównym podłożem, spowodowały jednak gwałtowny, sygnalizowany dźwiękiem syreny, graniczny spadek obrotów wirnika nośnego. Śmigłowiec odbił się od podłoża i „zanurkował” w znajdującą się po prawej stronie głęboką dolinę. Włączona syrena i światła ostrzegawcze na pulpicie, cały czas sygnalizowały stan granicznego zagrożenia. Śmigłowiec odzyskał zdolność w pełni kontrolowanego lotu dopiero po kilkudziesięciu sekundach opadania i utracie ponad 300 m. wysokości.

Opisane zdarzenie pozwala na wyeksponowanie szeregu działań w szeroko rozumianym procesie sterowania śmigłowcem w obszarze transgranicznym, w którym podstawę modyfikacji techniki sterowania stanowiła optymalizacja przepływu energii.

Jak tego dowiódł przebieg zdarzeń, kluczowe znaczenie miała faza planowania realizacji zadania, a w niej m.in. wybór lądowiska pod kątem możliwości wykonania zawisu w odpowiedniej konfiguracji do wiatru wiejącego, o kontrolowanym kierunku i prędkości, a także do ograniczeń fizycznych bezpośredniego otoczenia w przestrzeni realizacji lotu. W momencie gwałtownego spadku ciągu w wyniku

podmuchu z góry, doświadczenie zdobyte w badaniach strefy H-V, pozwoliło na operowanie sterownicami, w tym dźwignią skoku i mocy, w tempie i zakresie pozwalającym na kontrolowanie eskalacji spadku obrotów wirnika, przy jednoczesnym ograniczeniu prędkości zetknięcia się z podłożem, do wartości umożliwiających pracę podwozia w zakresie sprężystym, a także na zachowanie sterowności kierunkowej śmigłowca. Chwilowy, kontrolowany kontakt podwozia z podłożem miał pozytywny wpływ na efektywność wykorzystania mocy napędu i przekazanie energii do układu wirnika, powodując wyhamowanie tempa spadku jego obrotów. Podobny wpływ miało wykorzystanie energii zgromadzonej u ugiętym podwoziu. Fakt, że głęboka dolina znajdowała się po prawej stronie śmigłowca, umożliwił po odbiciu od podłoża, wciśnięciem prawego pedału sterowania kierunkowego, skierowanie śmigłowca w prawo i przekazanie energii zespołu śmigła ogonowego do znajdującego się w krytycznej sytuacji wirnika nośnego. Było to niezbędne, gdyż śmigłowiec w tym momencie zbliżał się do obszaru pierścienia wirowego, w który wejście, w efekcie gwałtownego pogorszenia sterowności uniemożliwiłoby utrzymanie toru lotu w granicach dostępnej przestrzeni i kontynuowanie zamierzonego manewru bezpieczeństwa. Pierścień wirowy w przypadku R-22 charakteryzuje się gwałtownością przebiegu, brakiem zdecydowanego ostrzegania drganiami oraz dużą utratą wysokości. Ominięcie pierścienia wirowego w tej sytuacji wymagało dynamicznego pochylenia śmigłowca i rozpędzeniu go do większej prędkości, ok. 50 km/h. Wymagało to jednak wykorzystania energii znajdującego się już i tak w kryzysie energetycznym wirnika i prowadziło do dalszego spadku jego obrotów. Było to jednak w tym momencie konieczne wobec braku możliwości alternatywnych.

Optymalizacja przepływu energii w tym przypadku polegała na realizowaniu takiej dynamiki zadawanych impulsów sterowniczych, która umożliwiała wykorzystanie energii wirnika w pełnym zakresie, bez przekroczenia granicy, którą był nieodwracalny stan jego przeciągnięcia. Doświadczenie zdobyte w ramach realizowanych wcześniej badań w locie, w zaistniałej sytuacji umożliwiły wypracowanie optymalnego sterowania. Modyfikacja techniki pilotażu pozwoliła na zarówno, opanowanie kryzysu energetycznego wirnika, jak również ominięcie obszaru niebezpiecznego, jakim był pierścień wirowy. Było to możliwe w związku z możliwością realizacji lotu z opadaniem i jednoczesnym łagodnym rozpędzaniem śmigłowca do prędkości zakresu minimalnej mocy niezbędnej, co w konsekwencji zamiany energii potencjalnej śmigłowca na energię kinetyczną układu, pozwoliło na stopniowe odzyskiwanie obrotów wirnika i w efekcie

umożliwiło osiągnięcie stanu w pełni kontrolowanego, bezpiecznego lotu śmigłowca.

Oceniając w aspekcie bezpieczeństwa efekty badań możliwości poszerzania obszaru użytkowania zdefiniowanego osiągam, poprawę bezpieczeństwa lotów granicznych postrzegamy z jednej strony, jako efekt możliwości precyzyjnej oceny granic eksploatacji, w tym stref niebezpiecznych, i przez to redukcji ryzyka przypadkowego przekroczenia tych granic, a z drugiej strony, jako efekt możliwości wykorzystania zmodyfikowanych technik sterowania w manewrach ratunkowych, po przekroczeniu dopuszczalnych granic lub w stanach awaryjnych.

Znaczący udział w definiowaniu ograniczeń OFE oprócz obciążeń i osiągow, mają właściwości lotne. Reprezentują one rodzaj granic najbardziej podatnych na oddziaływanie pilotażowe. Właściwości lotne poprzez zapewnienie odpowiedniego zapasu sterowania kreują możliwości wyjścia z sytuacji zagrożenia. Odpowiadają w ten sposób za poziom bezpieczeństwa wewnątrz całego obszaru użytkowania. Granicami tego obszaru są zarówno stany związane z dużą dynamiką lotu, określane przez takie pojęcia jak manewrowość lub zwinność, jak również sytuacje całkowitej utraty sterowności. Granice wyznaczone utratą sterowności charakteryzują się znacznym stopniem „twardości”, co oznacza, że ich przekroczenie wiąże się zazwyczaj z tragicznymi następstwami. Przykładem takich granic jest pierścień wirowy, utrata zdolności sterowania śmigłem ogonowym, przeciągnięcie wirnika, czy w przypadku śmigłowców z wirnikiem „huśtawkowym”, lot w stanie tzw. „low G”.

Wiele tragicznych w skutkach wypadków na R-22 miało miejsce w sytuacji, gdy pilot doprowadził do lotu w stanie bliskim nieważkości, po czym usiłował z tego stanu wyprowadzić za pomocą pełnego wychylenia drążka. Powodowało to przekroczenie przez łopaty ograniczeń konstrukcyjnych na przegubach, uderzenia łopat o zderzaki na wale wirnika i w konsekwencji jego złamanie. Wejście w stan „niskiego G” może być efektem celowego działania pilota wykonującego w locie postępowym tzw. „górkę” lub efektem gwałtownego oddania drążka w sytuacji próby uniknięcia zderzenia z późno zauważoną przeszkodą, np. z ptakiem. Zagrożenie może powodować również lot w chmurach, a także lot w warunkach silnej turbulencji, np. lot w górach.

Okresowe sterowanie lekkich śmigłowców, zwykle polega głównie na tym, że wektor ciągu wirnika nośnego jest pochylany w celu wytworzenia momentu sterowania względem środka ciężkości

śmigłowca. W ten sposób może się on przechylać lub pochyłać w dowolnym kierunku. W przypadku lotu do przodu gdy po wyrwaniu następuje oddanie kąta natarcia i ciąg wirnika ulegają zmniejszeniu dając stan „niskiego G” lub nieważkości. W stanach tych wychylenie drążka ma niewielki lub prawie żaden skutek, ponieważ siła ciągu została zmniejszona. Zmniejszona została również jej składowa w lewo, odpowiedzialna za równoważenie siły ciągu śmigła ogonowego. W tej sytuacji, przy śmigle ogonowym położonym ponad środkiem ciężkości śmigłowca, siła ciągu śmigła ogonowego spowoduje gwałtowne przechylanie śmigłowca w prawo. Jeżeli pilot będzie usiłował przeciwdziałać przechylaniu w prawo przez wychylenie drążka w lewo przed przywróceniem ciągu wirnika, to wirnik może przekroczyć ograniczniki wahań i spowodować uszkodzenie wału wirnika.

Poszerzenie obszaru użytkowania, w tym przypadku, polega na niwelowaniu marginesu obwiedni stanów lotu, wynikającego z niedostatecznej wiedzy o przebiegu zjawiska, przez precyzyjne określenie warunków występowania utraty sterowności. Wiąże się to z koniecznością stosowania zmodyfikowanych technik pilotażu już na etapie badań zjawiska. W celu ograniczenia ryzyka, w oparciu o odpowiednią metodykę badane są w warunkach izolowanych wybrane fazy lotu. Doświadczenie zdobyte w tym etapie pozwala następnie na dalszą modyfikację sterowania, której efektem może być pełne opanowanie zjawiska, jak miało to miejsce w przypadku stanu „low G” na śmigłowcu R-22. Bardzo skuteczną, znacznie skuteczniejszą niż zalecane w Instrukcji Użytkowania R-22 ściągnięcie drążka na siebie przed wychyleniem go w bok, okazała się technika wyprowadzania oparta o odpowiednio rygorystyczną sekwencję sterowania skokiem cyklicznym w kanale przechylania i skokiem ogólnym. Równoczesne wykorzystywanie znakomitej akceleracji silnika skutecznie poprawiało sterowność, umożliwiając pełną kontrolę lotu.

Efekt modyfikacji sterowania może być również technika pilotażu umożliwiająca skuteczne omijanie niebezpiecznego obszaru. Przykładem takiej sytuacji jest separacja od pierścienia wirowego w manewrze przejścia z zawisu do lotu „koszącego” i technika pilotowania, której modyfikacja polega na zmniejszaniu składowej napływu strumienia, przeciwnej do kierunku prędkości indukowanej, poprzez odpowiednio intensywniejsze w porównaniu z techniką klasyczną, operowanie skokiem ogólnym w fazie wyprowadzania z lotu nurkowego. Opracowane w wyniku badań dynamiki Robinsona techniki pilotażu, wykorzystując dużą czułość sterowania i wysokie tempo akceleracji napędu, umożliwiły poprawne i dynamiczne wykonanie

manewrów NOE, w tym tzw. delfinowanie, będące sekwencją przeskoków przez przeszkody.

Duże wartości poznawcze w zakresie własności dynamicznych i pilotażowych Robinsona, miały obserwacje poczynione w czasie badań eksploatacyjnych nad morzem. Śmigłowiec wykonywał loty nad wodą, stanowiąc ruchomą platformę dla operatora telewizyjnej kamery filmowej, obsługującego zawody windsurfingowe. Doświadczenie wyniesione z przeprowadzonych badań dynamiki R-22, w tym badań w zakresie technik optymalnego sterowania śmigłowcem, umożliwiało wykonywanie niezwykle dynamicznych lotów przy podmuchach wiatru ponad 20 m/s. Opanowanie sterowania umożliwiającego separację wirnika od belki ogonowej, pozwoliło na zastosowanie techniki pilotażu, której istota polega na wykorzystywaniu kombinacji przyspieszenia odśrodkowego i liniowego dla poszerzenia możliwości sterowania położeniem kątowym kadłuba. Odpowiednie sterowanie wektorem ciągu wirnika pozwalało na uzyskiwanie określonych wielkości przyspieszeń wzdłuż toru lotu i jego zakrzywianie, i w efekcie umożliwiało utrzymywanie osi kamery na kierunku filmowanego ruchomego obiektu, poszerzając zakres możliwych kątów jego obserwacji.

Podana przez Coopera i Harpera definicja właściwości pilotażowych, często określanych zamiennie terminem właściwości lotnych, określa je jako właściwości lub charakterystyki statku powietrznego, które decydują o łatwości i precyzji, z jaką pilot może wykonywać zadania wynikające z przeznaczenia statku powietrznego. Definicja ta dobitnie podkreśla funkcjonalny charakter tych właściwości. Zorientowane na konkretne zadanie, właściwości lotne są nierozdzielnie związane z czynnikami wewnętrznymi i zewnętrznymi, oddziałującymi na śmigłowiec i pilota. Przeprowadzone badania symulacyjne, szacujące właściwości pilotażowe wg. skali Coopera-Harpera stawiają R-22 na wysokiej pozycji.

Bardzo duża czułość sterowania w połączeniu z dynamicznym silnikiem umożliwia bezproblemowe przeciwdziałanie efektom zaburzeń, zarówno zewnętrznych jak i wewnętrznych poprzez niewielkie impulsy sterownicze. Warunkiem jest precyzja i odpowiednio krótki czas reakcji na zaburzenie. Deficyt czasu, prowokując reakcje impulsami gwałtownymi i obszernymi, w związku z dużymi, typowymi dla R-22, sprzężeniami pomiędzy kanałami sterowania, powoduje również gwałtowne zmiany układu, eskalując wymagania w zakresie pilotażu. Odpowiedni proces szkolenia pilotów nabiera w tym kontekście szczególnego znaczenia.

Uzyskane efekty przeprowadzonych badań są dowodem na duże możliwości poszerzenia obszaru użytkowania śmigłowca Robinson R-22, poprzez modyfikację sterowania śmigłowcem i stosowanie niekonwencjonalnych technik pilotażu.

Modyfikowane techniki pilotażu wypracowane podczas badań R-22, umożliwiły bezpieczną eksploatację i badanie śmigłowca w całym obszarze użytkowania, a w niektórych przypadkach pozwoliły na redukcję ograniczeń, poszerzenie obszaru użytkowania, a przez to pełniejsze wykorzystanie jego walorów użytkowych. Zastosowane w procesie szkolenia, zwiększają jego skuteczność i bezpieczeństwo.

Bibliografia

- [1] Bereżański J., Instrukcja metodyczna badań torów lotu i przestrzeni niezbędnej do startów i lądowań normalnych i awaryjnych śmigłowca, Opracowanie Nr RL – 416, Instytut Lotnictwa, 1981.
- [2] Bereżański J., Stanisławski J., Program badań granicznych manewrów śmigłowca, Opracowanie Nr RL – 438, Instytut Lotnictwa, 1983.
- [3] Bereżański J., Badania śmigłowców ultralekkich, Projekt badawczy Nr 9S60402105 Instytut Lotnictwa, 1993.
- [4] Bereżański J., Własności dynamiczne i eksploatacyjne śmigłowców ultralekkich na przykładzie śmigłowca Robinson R-22, Prace Instytutu Lotnictwa, 1997.
- [5] Bereżański J., Wyniki badań właściwości lotnych śmigłowców w kontekście wymogów zastosowań specjalnych, referat wygłoszony na konferencji „Eksploatacja śmigłowców zadaniach specjalnych”, Instytut Lotnictwa, Warszawa, 2000 i publikacja w Pracach Instytutu Lotnictwa Nr 165-166, 2001.
- [6] Bereżański J., Określenie granicznych warunków eksploatacji śmigłowca PZL-Sokół w kontekście wymogów zastosowań specjalnych, Projekt badawczy Nr 9T12C04713 Instytut Lotnictwa, 2000.
- [7] Bereżański J., Kowaleczko G., Szumański K. Symulacyjne oraz eksperymentalne badanie zachowania się śmigłowca w czasie awarii układu napędowego, referat wygłoszony na III Krajowym Forum Wiroplatawym, Warszawa 1999 i publikacja w Pracach Instytutu Lotnictwa Nr 160, 2000.

- [8] Bereżański J., Wyniki badań właściwości lotnych śmigłowców w kontekście wymogów zastosowań specjalnych, referat wygłoszony na konferencji „Eksplatacja śmigłowców w zadaniach specjalnych”, Instytut Lotnictwa, Warszawa, 2000 i publikacja w Pracach Instytutu Lotnictwa Nr 165-166, 2001.
- [9] Bereżański J., Sibilski K., Kryteria oceny własności lotnych śmigłowców, referat wygłoszony na IV Konferencji „Metody i Technika Badań Statków Powietrznych w Locie”, Mrągowo, 2000 i publikacja – Informator Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych.
- [10] Bereżański J., Eksperymentalne badania możliwości poszerzania obszaru użytkowania śmigłowców, Rozprawa doktorska, Warszawa 2003.
- [11] Bereżański J., Programy i metodyki szkolenia pilotów. Opracowania i opinie na rzecz Głównego Inspektoratu Lotnictwa Cywilnego (Członek Państwowej Lotniczej Komisji Egzaminacyjnej) Ilot - GILC, 1990-2003.
- [12] Bereżański J., Ekspertyzy oraz analizy i opinie w ramach badania wypadków lotniczych w Głównej Komisji Badania Wypadków Lotniczych MTiGM (członek GKBWL) Ilot - GKBWL, 1996-2003.
- [13] Business & Commercial Aviation International, R22 Report renews call for NASA Studies, October 1996.
- [14] Kowaleczko G., Bereżański J., Simulated and Experimental Investigation of the Nap-of-the-Earth Maneuvers of a Helicopter, referat wygłoszony na 26th European Rotorcraft Forum, Haga, Holland, 2000 i publikacja w materiałach konferencyjnych.
- [15] Kowaleczko G., Bereżański J., Szumański K., 2001 r. "Objective and subjective estimation of the Sokol helicopter performances on the basis of test flights", referat wygłoszony na 27th European Rotorcraft Forum, Moskwa 2001 oraz publikacja w materiałach konferencyjnych.
- [16] Kowaleczko G., Bereżański J., Numerical Prediction of Behaviour of a Helicopter Performing the Nap-of-the-Earth Maneuvers and its Experimental Verification, referat wygłoszony na 27th European Rotorcraft Forum, Moskwa 2001 oraz publikacja w materiałach konferencyjnych.
- [17] Robinson model R-22, Flight Manual.

[18] Robinson R-22, Flight Training Guide, Robinson Helicopter Co., California.

[19] Program szkolenia na śmigłowcu R-22. Szkolenie praktyczne.

[20] Robinson Helicopter Company, Safety Notice's Robinson R-22., Torrance, California.

[21] Szumański K., Dynamika granicznych manewrów śmigłowca w lotach niskich, Prace Instytutu Lotnictwa Nr 102, 1985.

[22] Szumański K., Bereżański J., Szumański A., "Elements of helicopter supermanoeuvrability at low flight velocities", Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal, Vol. 74 No. 6, 2002.

[23] Szumański K., Teoria i badania śmigłowców w ujęciu symulacyjnym, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa Nr 5, Warszawa 1997.

[24] Szumański K., Bereżański J., Szumański A., "Helicopter flight envelope extending while performing manoeuvres at low flight velocities", proceedings of the Fourth International Seminar On RRDPAE (Recent Research and Design Process in Aeronautical Engineering and its Influence on Education), Research Bulletin No. 10, Warsaw 2000.

[25] Szumański K., Bereżański J., Szumański A., "Helicopter extreme manoeuvres at low flight speeds", referat wygłoszony na 27th European Rotorcraft Forum, Moskwa 2001 oraz publikacja w materiałach konferencyjnych.

ILUSTRACJE Z LOTÓW W TATRACH NA ŚMIGŁOWCU R22



Fot. Krzysztof Wojciechowski

Eksplatacja śmigłowców w lotnictwie Marynarki Wojennej 1960-2020

Miłosz Rusiecki

W bieżącym roku minęło 60 lat od dostarczenia do Lotnictwa MW pierwszego śmigłowca – szkolno-łącznikowego SM-1. Od tamtego czasu przez jednostki lotnicze w Gdyni i Darłowie przewinęło się ponad 80 śmigłowców ośmiu podstawowych typów. Dziś wiropłaty są przeważającym typem statku powietrznego w lotnictwie morskim Rzeczypospolitej.

1/ Początki

W 1956 r. w zakładach WSK Świdnik zmontowano cztery pierwsze egzemplarze licencyjnego śmigłowca Mil Mi-1 produkcji radzieckiej, oznaczonego SM-1. Był to lekki trzymiejscowy śmigłowiec o napędzie tłokowym. Jego osiągi – jak większości podobnych konstrukcji na świecie – były raczej skromne. Resursy konstrukcji, zwłaszcza łopat wirnika nośnego były zaskakująco krótkie. Był dość zawodny i mało ekonomiczny w eksploatacji. Miał jednak dwie niezaprzeczalne zalety: zdolność do pionowego startu i lądowania na niewielkiej płaszczyźnie oraz możliwość nieruchomego zawisnięcia w powietrzu. Produkcja seryjna ruszyła w 1957 r. i w tym samym roku pierwsze egzemplarze trafiły do wojska.

Lotnictwo Marynarki Wojennej musiało poczekać do stycznia 1960 r., kiedy to pierwszy SM-1 został dostarczony do 18 Eskadry Mieszanej LMW w Gdyni-Babie Doły. Już kilka miesięcy wcześniej przeszkolono w Dęblinie grupę pilotów. Śmigłowce (w 1961 r. dostarczono kolejny) służyły do szkolenia i treningu personelu oraz lotów łącznikowych. Nadzieja na ich wykorzystanie do zadań ratowniczych nie spełniła się głównie z uwagi na niewielki udźwig i zasięg oraz konieczność demontowania drzwi (otwieranych jak w samochodzie) przed akcją.



Pierwszy SM-1 w Lotnictwie MW wykorzystany został m.in. do filmowania parady okrętów z okazji Święta Morza. Zdj. WAF

Tymczasem w WSK Świdnik zespół inż. Jerzego Tyrchy opracował daleką modyfikację SM-1 z powiększoną pięciomiejscową częścią kabinową i drzwiami odsuwanymi w locie. Nowe śmigłowce SM-2 weszły do produkcji w 1961 r. Pięć egzemplarzy trafiło do Gdyni na przełomie lat 1962/1963, docelowo będąc przeznaczonymi dla nowej jednostki.

2/ Ratownictwo morskie

Zanim nadeszła epoka śmigłowców, do zadań poszukiwawczo-ratowniczych wykorzystywano samoloty. Mogły one odszukać i ustalić pozycję rozbitków, a nawet zrzucić im tratwę oraz zaopatrzenie, jednak podnieść ich z wody mogła jedynie jednostka pływająca. Śmigłowiec, który mógł zawisnąć nieruchomo, był przynajmniej w teorii znakomitym narzędziem do ratowania ludzkiego życia na morzu. SM-2 z odsuwanymi drzwiami, wyposażony w lekki dźwig elektryczny konstrukcji inż. Jerzego Olejnika wydawał się spełniać te oczekiwania. W praktyce nie było to takie proste – dźwig mógł unieść jedynie 120 kg, a więc jedną osobę. Trzeba było więc korzystać z kombinacji drabinki sznurowej (z której korzystał ratownik) oraz wciągarki, za pomocą której podnoszono poszkodowanego. Alternatywnie można było wyłowić rozbitka wielką siecią z pływakami, jednak w praktyce nie korzystano z tej metody.



Z lewej: Dźwig elektryczny na SM-2D (egzemplarz zachowany w Helicopter Museum, Weston-super-Mare, Wlk. Brytania), Zdj. Karol Budniak; po prawej: SM-2D z 28 ER sfotografowany podczas rzeczywistego ratowania kierowcy zatopionego transportera w trakcie ćwiczebnego desantu, lipiec 1966 r. i WAF

SM-2 weszły na wyposażenie nowej 28 Eskadry Ratowniczej, którą przed końcem 1962 r. sformowano na lotnisku w Darłowie. Pierwsze dyżury ratownicze rozpoczęto jesienią 1963 r. Formalnie

miały one nieść pomoc lotnikom i marynarzom wojskowym, jednak stosunkowo szybko rozpoczęto w ramach nieformalnej współpracy z Polskim Ratownictwem Okrętowym loty na pomoc osobom cywilnym, zwłaszcza rybakom. Akcje nad morzem wykonywano jedynie w dzień, nad lądem – całodobowo. Niezbyt imponujące możliwości śmigłowców nadrabiano wyszkoleniem załóg.

W 1966 r. w Świdniku rozpoczęto licencyjną produkcję nowoczesnych jak na owe czasy dwusilnikowych śmigłowców Mi-2 o napędzie turbowałowym. Mając wymiary zewnętrzne niemal identyczne jak Mi-1/SM-1/SM-2 mogły zabrać ponad dwuipółkrotnie więcej ładunku lub do ośmiu osób oprócz pilota. Pierwsze Mi-2 jeszcze w standardowej wersji wielozadaniowej Lotnictwo MW otrzymało wiosną 1968r. Oprócz typowych zadań transportowo-łącznikowych wykorzystywano je do szkolenia personelu na przygotowywane już w WSK Świdnik specjalistyczne wersje ratownicze. Dwa prototypy oznaczone początkowo Mi-2R wprowadzono do próbnej eksploatacji latem 1969 r., a rok później użyto ich w pierwszych akcjach ratowniczych. Pozytywna ocena pozwoliła na uruchomienie produkcji seryjnej. Pomiędzy grudniem 1971 r. a lipcem 1973 r. do 18 i 28 Eskadry dostarczono łącznie 16 seryjnych Mi-2RM. Wśród zalet trzeba wymienić dwusilnikowy napęd, radiopółkompas namierzający nadajniki alarmowe, bogatsze wyposażenie ratownicze i medyczne, a przede wszystkim mocne (udźwig 250-270 kg) wciągarki o napędzie pneumatycznym produkcji francuskiej pozwalające na jednoczesne podniesienie poszkodowanego i ratownika. Mi-2RM stały się podstawowymi śmigłowcami systemu ratownictwa morskiego na ponad dekadę, pozwalając na wycofanie zasłużonych i wysłużonych SM-ów. Mimo to loty nad pełne morze niosły ze sobą wysoki poziom ryzyka, nadal też nie dało się prowadzić na Mi-2RM nocnych akcji poszukiwawczo-ratowniczych nad morzem.



Z lewej: Mi-2RM w charakterystycznym malowaniu wprowadzonym w połowie lat 70. Po prawej francuska wciągarka o napędzie pneumatycznym o udźwigu 250/270 kg, pozwalającym na podniesienie dwóch osób. Zdj. Miłosz Rusiecki

Skok jakościowy stanowiło wprowadzenie do służby wiosną 1984r. czterech potężnych, „pełnomorskich” śmigłowców produkcji radzieckiej Mi-14PS. Wyposażone w radar i system nawigacyjny, potężny dźwig mogący podnieść do trzech osób jednocześnie, kosz ratowniczy i tratwy, mogły prowadzić działania ratownicze w znacznej odległości od brzegu, także nocą. Istotną zaletą była zdolność do bezpiecznego wodowania i ponownego startu z powierzchni wody. Zabierały do 15 poszkodowanych na siedząco lub 10 na noszach. Niestety dwa z nich zostały skasowane w wyniku wypadków jeszcze w latach 80., dlatego w 1990 r. zakupiono w ZSRR jeszcze jeden używany egzemplarz Mi-14PŁ. Nieco wcześniej Polska ratyfikowała międzynarodową konwencję o ratownictwie na morzu (tzw. Konwencję SAR), w konsekwencji czego w grudniu 1988 r., podpisano formalną umowę pomiędzy Marynarką Wojenną i Polskim Ratownictwem Okrętowym o współpracy lotnictwa MW i jednostek PRO w działaniach ratowniczych na morzu.



Wśród zalet ciężkich śmigłowców Mi-14PS należy wymienić zdolność wodowania nie tylko w sytuacjach awaryjnych, lecz także w razie potrzeby szybkiego podjęcia na pokład licznej grupy osób. Zdj. Miłosz Rusiecki



Mi-14PS mimo niewielkiej liczby były trzonem sił poszukiwawczo ratowniczych na środkowym i zachodnim Wybrzeżu aż do ich wycofania w latach 2008-2010. Zdj. Miłosz Rusiecki

Tymczasem w drugiej połowie lat 80. ruszyła w Świdniku produkcja seryjna nowego średniego śmigłowca polskiej konstrukcji W-3W „Sokół”. Lotnictwo MW stało się pierwszym wojskowym użytkownikiem nowej konstrukcji, gdy latem 1989 r. przyjęło na wyposażenie dwa egzemplarze wersji transportowo-pasażerskiej. Śmigłowce zdobyły uznanie morskich lotników i w latach 1990-1991 PZL Świdnik w ścisłej współpracy z przyszłym użytkownikiem przygotował prototyp ratowniczej wersji oznaczonej W-3RM „Anakonda”. Jego próbna eksploatacja w 18 Eskadrze zakończyła się zleceniem produkcji seryjnej.



Prototyp W-3RM „Anakonda” został zademonstrowany publicznie podczas obchodów Święta Morza w czerwcu 1991 r. Tym razem możliwość wodowania była tylko procedurą awaryjną. Doświadczalna eksploatacja w 18 Eskadrze utorowała drogę egzemplarzom seryjnym. Zdj. Miłosz Rusiecki

Pierwsze dwie seryjne „Anakondy” zostały dostarczone w lipcu 1992r. Łącznie zamówiono (w kilku transzach) siedem śmigłowców, plus jeden zakupiony przez przedsiębiorstwo LOTOS Petrobaltic i eksploatowany przez Lotnictwo MW. Dostawy zakończyły się w styczniu 2002 r., trzy ostatnie śmigłowce wyprodukowano w nowszym standardzie W-3WARM, opartym na płatowcu wersji W-3A. Śmigłowce te znacznie wzmocniły możliwości działania polskiego systemu ratownictwa morskiego na wodach Bałtyku, mogąc pełnić dyżury także w nocy. Pierwszą akcją ratowniczą gdyńskiej Anakondy był udział – obok dwóch Mi-14PS – w poszukiwaniach rozbitków po tragedii promu „Jan Heweliusz” 14 stycznia 1993 r. W-3RM stopniowo zastąpiły na dyżurach Mi-2RM, z których ostatni wycofano w 2003 r.



Dopiero ostatni egzemplarz w wersji W-3WARM, dostarczony w styczniu 2002r., miał nowy wariant wyposażenia poszukiwawczego – głowicę optoelektroniczną i sprzężony z nią reflektor. Zdj. Miłosz Rusiecki



Przez pierwszą dekadę eksploatowane W-3RM nie były wyposażone w reflektory szperacze i głowice obserwacyjne. Mimo to znacząco podniosły możliwości polskich służb SAR.
Zdj. Miłosz Rusiecki

Godną przypomnienia kartą jest udział załóg śmigłowców ratowniczych Mi-14PS i W-3RM w dwutygodniowej akcji pomocy ofiarom „Powodzi Tysiąclecia” na Dolnym Śląsku w lipcu 1997 r. Niestety, w tym samym roku 12 marca W-3RM nr 0512, lecąc w bardzo trudnych warunkach atmosferycznych, zderzył się z powierzchnią morza. Zginęła cała czteroosobowa załoga spiesząca na drugą już w ciągu doby akcję.

Kryzys przyszedł na początku drugiej dekady XXI wieku. Do 2010r. wycofano z powodu zużycia wszystkie trzy Mi-14PS. Wprawdzie spodziewano się zakupu ich następców, jednak nie wcześniej niż w 2017r. Chcąc podtrzymać zdolności do prowadzenia akcji poszukiwawczo-ratowniczych w latach 2008-2011 przebudowano w łódzkich zakładach WZL Nr 1 dwa Mi-14PŁ, dostosowując je do zadań ratowniczych. Było to spore wyzwanie inżynieryjne, wymagało bowiem ingerencji w struktury siłowe kadłuba celem powiększenia drzwi ładunkowych. Obydwa przebudowane śmigłowce, oznaczone Mi-14PŁ/R i potocznie nazywane „Pałalami”, służyły przez kolejnych kilka lat. Niestety zmiany polityczne skutkowały anulowaniem kontraktu na średnie śmigłowce dla sił zbrojnych (zwycięzcą był wówczas Airbus EC225 „Caracal”) i odsunęły wprowadzenie do

eksploatacji nowych śmigłowców na nieokreśloną przyszłość. Doraźnie przeprowadzono prace przedłużające ресурс pierwszemu Mi-14PŁ/R, który powrócił do Darłowa w listopadzie 2018r., prace przy drugim śmigłowcu trwają.



Dwa Mi-14PŁ/R są obecnie jedynymi pełnomorskimi śmigłowcami poszukiwawczo-ratowniczymi Lotnictwa MW. Z lewej: śmigłowiec w malowaniu z pierwszego okresu po przebudowie, zdj. Miłosz Rusiecki. Z prawej – śmigłowiec nr 1012 po przedłużeniu resursu eksploatacyjnego powrócił do służby jesienią 2018 r. Zdj. Andrzej Wrona

W tej sytuacji zdecydowano się na kompleksową standaryzującą modernizację wszystkich sześciu nadal eksploatowanych „Anakond” oraz przebudowę na wersję ratowniczą obydwu wielozadaniowych W-3T. Modernizację przeprowadzono w zakładach WSK PZL Świdnik w dwóch etapach, z których pierwszy rozpoczęty został w 2014r. Program objął unifikację napędu i systemu sterowania FADEC, standaryzację i modernizację wyposażenia poszukiwawczo-ratowniczego oraz remont główny płatowców. Jedyną różnicą był brak zespołu pływaków awaryjnych w śmigłowcach nr 0209 i 0304, przebudowanych z egzemplarzy wielozadaniowych. Opóźnienie programu i prace przy Mi-14PŁ-R spowodowały, że od jesieni 2015 do lipca 2017r. całodobowe dyżury ratownicze pełniono tylko w Darłowie. Pierwsza zmodernizowana „Anakonda” wylądowała na lotnisku w Gdyni-Babich Dołach w lutym 2017 r., ostatnia powróciła ze Świdnika 24 kwietnia 2020 r. Zmodernizowane W-3WARM są rozdzielone pomiędzy bazy w Gdyni i w Darłowie. Od stycznia 1993 r. do połowy lipca 2020 r. łącznie załogi morskich „Anakond” przeprowadziły łącznie 431 akcji poszukiwawczo-ratowniczych, natomiast w okresie 25 lat istnienia Brygady Lotnictwa MW na wszystkich typach śmigłowców przeprowadzono 676 takich akcji.



Istotą modernizacji „Anakond” do standardu W-3WARM była standaryzacja napędu (wersja silników PZL 10W ze sterowaniem FADEC) oraz wyposażenia poszukiwawczo-ratowniczego. Z lewej jeden z dwóch egzemplarzy przebudowanych z wersji W-3T (bez pływaków). Z prawej – śmigłowiec w pełni wyposażony.
Zdj. Miłosz Rusiecki

Obecnie zarówno cywilne, jak i wojskowe lotnicze służby ratownicze współpracują obecnie w jednym ogólnokrajowym systemie, koordynowanym przez Cywilno-Wojskowy Ośrodek Koordynacji Poszukiwania i Ratownictwa Lotniczego (Aeronautical Rescue Coordination Centre-ARCC) przy Polskiej Agencji Żeglugi Powietrznej w Warszawie.

3/ Zwalczanie okrętów podwodnych

To, że wiropląty będą dobrymi nosicielami uzbrojenia przeciwko okrętom podwodnym, wiedzano już podczas II wojny światowej. Alianci i Niemcy eksperymentowali z wykorzystaniem w tym celu pierwszych śmigłowców. Po wojnie wyspecjalizowane śmigłowce ZOP powstawały w ZSRR w obydwu wiodących wiroplątowych biurach konstrukcyjnych: N. I. Kamowa (dostosowane do działań z pokładów okrętów) i M. L. Mila (bazowania lądowego).

Polska Marynarka Wojenna zainteresowała się zakupem tej klasy śmigłowców w ramach programu rozwoju na przełomie lat 50. i 60. ubiegłego wieku. Była to wyspecjalizowana wersja eksploatowanego już w siłach zbrojnych średniego śmigłowca transportowego Mi-4A. Wersja ta oznaczona Mi-4ME była wyposażona w systemy wykrywania okrętów – radar, magnetometr oraz boje hydroakustyczne. Mogła też przenosić uzbrojenie w postaci bomb głębinowych mocowanych na wyrzutnikach w ładowni i wyrzucanych przez otwierany luk w dnie kadłuba. Pierwsze z czterech zakupionych Mi-4ME dotarły do Darłowa 8 października 1965 roku. Wykorzystywano je zarówno do ćwiczebnych zadań ZOP, ale także jako śmigłowce rozpoznania elektronicznego, w tym także na potrzeby wojsk lotniczych. Mimo wad

– słabych parametrów systemów wykrywania czy braku pływaków awaryjnych - były na ponad półtorej dekady jedynymi śmigłowcami tej klasy w lotnictwie polskim.



Mi-4ME były pierwszymi wyspecjalizowanymi śmigłowcami ZOP w Polsce. Cztery egzemplarze pozostawały w służbie w latach 1965-1981.
Zdj. WAF

O zakupie ich następców zaczęto myśleć już w latach 70., jednak udało się to zrealizować dopiero na początku kolejnej dekady. 15 lipca 1981r. w Darłowie oficjalnie odebrano sześć pierwszych ciężkich śmigłowców ZOP Mi-14PŁ. Były to znacznie nowocześniejsze maszyny, napędzane dwoma silnikami turbowalowymi, z bogatym wyposażeniem elektronicznym: stacją radiolokacyjną, holowanym detektorem anomalii magnetycznych i sonarem zanurzalnym. Ubrojenie stanowiły bomby głębinowe. Kolejnych sześć śmigłowców tego typu zakupiono w 1983 r. i dostarczono w październiku. Niestety nieco wcześniej, w czerwcu, utracono pierwszy Mi-14PŁ, a w katastrofie zginęło 3 z 5 członków załogi.

W 1999 r. rozpoczęto modernizację systemów zadaniowych śmigłowców przy współpracy ITWL i Politechniki Gdańskiej, przechodząc z analogowej na cyfrową obróbkę danych z systemów wykrywania oraz zabudowując komputer współpracujący z automatycznym systemem dowodzenia łeba. Radiostacje wymieniono na zachodnie, zainstalowano satelitarny system nawigacyjny GPS. Rozszerzono też uzbrojenie o torpedy MU-90 Impact. Ostatecznie do standardu Mi-14PŁM-K udało się przebudować cztery śmigłowce, cztery kolejne zmodernizowano w ograniczonym zakresie. Skonfigurowane do specyficznych bałtyckich warunków śmigłowce niejednokrotnie zadziwiały partnerskie załogi z państw NATO swoimi możliwościami wykrywania okrętów podwodnych podczas wspólnych ćwiczeń. Obecnie kilka śmigłowców przechodzi proces przedłużania resursu.



Wprowadzone do eksploatacji w 1981 r. Mi-14PŁ po modernizacji na początku nowego wieku nadal pozostają podstawowymi śmigłowcami bojowymi lotnictwa morskiego.
Zdj. z lewej Marian Kluczyński, z prawej: Miłosz Rusiecki

Zadania ZOP we współpracy z okrętami mogą też wykonywać śmigłowce bazowania pokładowego Kaman SH-2G „Super Seasprite”, o czym szerzej w dalszej części tego opracowania.

Żadne z polskich śmigłowców morskich nie są dostosowane do przenoszenia uzbrojenia przeciwko okrętom nawodnym (pocisków kierowanych powietrze-woda), jednak Mi-14PŁ i SH-2G mogą współpracować w tym zakresie z okrętami lub bateriami brzegowymi, naprowadzając pociski wystrzelwane z jednostek nawodnych poza zasięg wykrywania radarów okrętowych.

4/ Inne rodzaje zadań

W ciągu minionego sześćdziesięciolecia śmigłowce w Lotnictwie Marynarki Wojennej wykonywały całą gamę zadań, zarówno o charakterze pierwszo liniowym, jak i pomocniczych. Część tych funkcji była wykorzystywana tylko w jakimś okresie czasu, inne stosuje się także współcześnie.

Szkolenie i trening:

Do jednostek trafiają piloci po szkole, których umiejętności w zasadzie ograniczają się do pilotowania śmigłowca, w ograniczonym zakresie w nocy lub w trudnych warunkach atmosferycznych, w lotach parą i szykiem itp. Do osiągnięcia specjalistycznych umiejętności prowadzenia powietrznej akcji ratowniczej, wykrywania i atakowania okrętów podwodnych, wysadzenia grupy abordażowej na pokład podejrzanego statku czy lądowania na pokładzie okrętu lub na platformie wydobywczej droga jest jeszcze daleka, a wykorzystywane

do tych zadań śmigłowce znacznie różnią się od lekkich maszyn z uczelni lotniczych. Tę wiedzę zdobywa się już w jednostce. Dlatego każda jednostka jest zarazem niewielkim centrum wyspecjalizowanego szkolenia personelu: pilotów, nawigatorów, ratowników, personelu medycznego, techników pokładowych. Jedni zdobywają nowe umiejętności, inni szlifują nabytą już i utrwaloną wiedzę, wzbogacają doświadczenie. Lotnictwo morskie nie dysponuje śmigłowcami przeznaczonymi wyłącznie do szkolenia. Część zadań trzeba wykonać na maszynach „bojowych”. W innych przypadkach, aby oszczędzić cenne godziny „nalotu” śmigłowców ratowniczych czy uderzeniowych, korzysta się z wciąż niezastąpionych Mi-2. Te ostatnie służą też do nauki i treningu latania z wykorzystaniem optycznych wzmacniaczy obrazu (gogli noktowizyjnych, NVG).



Mi-2D o nazwie własnej „Pterodaktyl” jest jednym z czterech Mi-2 używanych w Lotnictwie MW do zadań transportowych i szkolno-treningowych. Zdj. Miłosz Rusiecki

Transport osób i ładunków

To najprostsze i podstawowe zadanie załóg śmigłowców, jednak jego znaczenia nie da się zakwestionować. Przewóz ludzi, ważnych dokumentów, części zamiennych i dziesiątek innych ładunków drogą powietrzną jest sposobem najszybszym, bezpiecznym i zazwyczaj najbardziej ekonomicznym. Jego szczególnym rodzajem jest przewóz zaopatrzenia, specjalistycznego personelu czy ewakuacja ludzi podczas klęsk żywiołowych, kiedy śmigłowce okazują się niezastąpione. W terminologii wojskowej wyodrębnia się jeszcze zadania łącznikowe jako pilny przewóz informacji w postaci dokumentów, map, meldunków, rozkazów itp. Ten rodzaj zadań pozornie wyparty przez systemy łączności elektronicznej może okazać się ponownie niezbędny w warunkach intensywnego przeciwdziałania elektronicznego przeciwnika. Do tych zadań wykorzystuje się śmigłowce wielozadaniowe. W Lotnictwie MW były lub są to: SM-1/SM-1Wb (1960 – ok. 1972), SM-2 (1962 – ok. 1977), pojedynczy Mi-4A (druga

połowa lat 60. i pierwsza lat 70.), Mi-2 (od 1968r. do współczesności), W-3T „Sokół” (1989 – 2014), Mi-17/Mi-8MTW-1 (2001 – 2016).



Lotnictwo Marynarki Wojennej było pierwszym wojskowym użytkownikiem śmigłowców „Sokół”. Jeden z dwóch W-3T został pod koniec lat 90. wyposażony w komfortową kabinę pasażerską do przewozu ważnych osób. Po 2014r. obydwa zostały przebudowane do standardu ratowniczego.
Zdj. Miłosz Rusiecki



W latach 2001 – 2016 Lotnictwo MW eksploatowało dwa ciężkie śmigłowce transportowe Mi-17 / Mi-8MTW-1 wykorzystywane m.in. do obsługi platform wiertniczych.
Zdj. Miłosz Rusiecki

Specyficznym rodzajem transportu są operacje dźwigowo-montażowe, gdy śmigłowce przenoszą ładunki o nietypowych gabarytach lub masie na podwieszeniu zewnętrznym. Załogi LMW wykonywały takie zadania na rzecz podmiotów cywilnych w latach 1971 – 2000, później zabroniły tego przepisy. Także podczas ćwiczeń wojskowych przenoszone są duże ładunki – np. tratwy ratownicze czy imitatory celów wykorzystywane podczas ćwiczeń morskich.



Dwa przykłady wykorzystania śmigłowców LMW w roli latających dźwigów. Z lewej: Mi-14PS ustawia krzyż na wieży kościoła parafii pw. Podwyższenia Krzyża Świętego w Rumi, sierpień 1991r. Zdj. kronika parafialna
Po prawej: W-3RM ustawia klimatyzatory na budynku centrum handlowego w Gdańsku, sierpień 1998 r. Zdj. Miłosz Rusiecki

Dowodzenie

Poczynając od 1979r. w Lotnictwie MW był eksploatowany pojedynczy Mi-2D - latające stanowisko dowodzenia (PED-III). Mógł zabierać dwóch oficerów dowodzenia oraz operatora urządzeń łączności i kodowania. Był wyposażony w radiostację UKF do łączności z jednostkami na lądzie lub na morzu, urządzenie do szyfrowania korespondencji radiowej, radiotelefon UKF i magnetofon do rejestrowania korespondencji radiowej.

W pierwszej połowie lat 90. przestarzałe urządzenia łączności zdemontowano, przebudowując śmigłowiec nr 5245 na standardową wersję wielozadaniową. Obecnie jest on nie tylko najstarszym, ale i najdłużej pozostającym w służbie śmigłowcem Lotnictwa MW, co kilka lat temu uhonorowano indywidualnym godłem i nazwą „Wilk Morski”.



Jedyny Mi-2D eksploatowany jako latające stanowisko dowodzenia PED III (po lewej) pozostaje w służbie do dziś w wersji wielozadaniowej jako najstarszy śmigłowiec Lotnictwa MW. Zdj. Miłosz Rusiecki

Obsługa i ochrona morskich platform wydobywczych

Na przełomie lat 70. i 80. XX wieku międzynarodowe wówczas przedsiębiorstwo Petrobaltic (obecnie spółka LOTOS Petrobaltic) zainstalowało na bałtyckim szelfie pierwszą platformę do eksploatacji podmorskich złóż ropy i gazu. Najszybszym sposobem transportu pracowników i niewielkich ładunków pomiędzy brzegiem a platformą były śmigłowce. Zadania tego wykonywał gdański oddział przedsiębiorstwa PUL Aeropol przy pomocy śmigłowców Mi-8T. Niestety w 1986 r. doszło do wypadku, a rok później do katastrofy (zginęły cztery osoby) i operacje lotnicze zawieszono. Firma zwróciła się o pomoc do wojska. Pierwsze doświadczalne lądowania na platformie przeprowadzono w maju 1988 r. używając śmigłowców Mi-2RM i Mi-14PS. Regularną obsługę platform rozpoczęto wraz z wprowadzeniem do eksploatacji śmigłowców W-3RM.



Z lewej: pierwsze ćwiczenia w lądowaniach na platformie Petrobalticu przeprowadzono w maju 1988 r. Zdj. Marian Kluczyński.

Z prawej: Stała obsługa platform w zakresie transportu ludzi i ładunków, ochrony platform i ratownictwa prowadzono do ok. 2014 r. przy pomocy śmigłowców W-3RM i Mi-17. Zdj. Waldemar Orliński

Marynarka odpowiadała też za ochronę platform – tak przed operacjami wojskowymi innych państw, jak i przed aktami terroryzmu oraz za ewakuację osób chorych i poszkodowanych w wypadkach. Petrobaltic zakupił dwa śmigłowce: W-3RM w 1996 r. i Mi-8MTW-1 (Mi-17) w 2001 r., które na podstawie umowy z MON były eksploatowane przez LMW. W latach 2014 – 2015 umowa wygasła, śmigłowce zwrócono właścicielowi, a obsługę platform przejęły zagraniczne firmy cywilne. Nadal wykonywane są loty ratownicze na platformy.

Ochrona morskiej strefy ekonomicznej

Lotnictwo Marynarki Wojennej jest jednym z tych rodzajów sił zbrojnych, których działania w każdej chwili mogą przemienić się z ćwiczebnych w prawdziwe. Cięży na nim, tak jak na całej Marynarce, obowiązek obrony morskiej granicy Rzeczypospolitej. Wśród zagrożeń trzeba wymienić nie tylko typową agresję zbrojną, lecz także przemyt, zorganizowaną przestępczość, nielegalną imigrację, naruszanie stref wyłączności gospodarczej, zanieczyszczanie środowiska. Charakterystyczna jest tutaj nagłość wystąpienia, niezależnie od pory roku czy aktualnej sytuacji międzynarodowej, na co musi być przygotowana część sił zbrojnych. Stosuje się różne formy działania: patrolowanie i wykrywanie przypadków zagrożeń, ich monitorowanie i dokumentowanie, wreszcie przeciwdziałanie w różnej formie: od prostej demonstracji obecności, poprzez ostrzegawcze użycie uzbrojenia, aż po reakcję zbrojną w tym we współdziałaniu z jednostkami sił specjalnych.

Są też zadania daleko od kraju – misje humanitarne, stabilizacyjne, rozjemcze, kontrolne. Przeciwnik nie musi tam nosić mundurów i odznak, może kryć się za plecami cywilów, atakować podstępnie, nie uznawać zasad. O tych zadaniach wiadomo najmniej, dokumenty zostaną odtajnione po latach, być może tę część historii napisze dopiero kolejne pokolenie.



Współczesne działania sił zbrojnych często wymagają nietypowych środków. Z lewej próba z transportowaniem łodzi sztywnokadłubowej (RIB) dla jednostki specjalnej w śmigłowcu Mi-17, po prawej: stanowisko karabinu maszynowego PK kal. 7,62 mm na śmigłowcu Kaman SH-2G.

Zdj. Miłosz Rusiecki

Działania chemiczne

Niemal od początku eksploatacji śmigłowców ich załogi szkoliły się w wykrywaniu skażeń chemicznych i promieniotwórczych powietrza, ziemi i wody. Początkowo wykorzystywano w tym celu zestawy

przenośne, później montowane na śmigłowcach radiometry i inne czujniki.

Lotnicy morscy wnieśli też istotny wkład w opracowanie aparatury WDZ-80 do stawiania zasłon dymnych. Na początku lat 80. przebudowano do jej przenoszenia dwa eks-ratownicze Mi-2RM. W Marynarce Wojennej stawianie zasłon dymnych wykorzystywano do maskowania portów i innych obiektów stałych, okrętów na postoju i w marszu oraz działań desantowych. W 1989 r. zrezygnowano z tego rodzaju działań i oba śmigłowce przebudowano ponownie do wersji ratowniczej.



Z lewej: śmigłowce Mi-2Ch „Hekla” Lotnictwa MW stawiają zasłonę dymną podczas ćwiczeń w porcie w Helu, I poł. lat 80. Zdj. Marian Kluczyński
Z prawej – rentgenometr pokładowy do wykrywania skażeń promieniotwórczych zamontowany po prawej stronie tablicy przyrządów w ratowniczym Mi-2RM z Darłowa. Zdj. Miłosz Rusiecki

Zadania pomocnicze

Wśród innych zadań wykonywanych przez śmigłowce Lotnictwa MW w minionych 60 latach warto wymienić transport osób chorych lub rannych, prowadzony nie tylko w ramach ćwiczeń, ale także jako forma pomocy dla osób cywilnych. Od działań ratowniczych ten rodzaj zadań odróżniał brak elementu poszukiwania poszkodowanych czy to na morzu, czy na lądzie. Szczególnie w latach 60 i 70, gdy system śmigłowcowego lotnictwa sanitarnego dopiero się rozwijał, załogi wojskowe wielokrotnie ratowały życie osobom ciężko chorym lub poszkodowanym w wypadkach. Z kolei u schyłku zimy lotnicy we współpracy z saperami brali udział w rozbijaniu zatorów lodowych na rzekach. Dokonywano tego przy pomocy ładunków wybuchowych precyzyjnie ustawianych ze śmigłowca w zawisie.



Z lewej: SM-2 z gondolami do transportu poszkodowanych (eksponat muzealny).
Zdj. Wacław Hołyś.
Z prawej: Załoga SM-2 podczas ustawiania ładunków wybuchowych na lodzie.
Zdj. WAF

5/ Lotnictwo pokładowe

Pierwsze doświadczalno-pokazowe lądowania polskiego śmigłowca na pokładzie okrętu miały miejsce w listopadzie 1978 r. Mi-2RM zademonstrował możliwości użytkowe pokładowego lądowiska na zbudowanym dla Libii okręcie desantowym. Następnie w latach 1990 / 1991 na pokładzie rufowym niszczyciela rakietowego ORP „Warszawa” lądowały „Sokoły” – transportowy W-3T, prototypowy uzbrojony W-3U „Salamandra”, a nieco później – W-3RM „Anakonda”. Niestety ten okręt mimo swoich rozmiarów nie dysponował hangarem dla śmigłowca, więc o bazowaniu na nim śmigłowca nie było mowy, ale przewozy pomiędzy lądem a okrętem w morzu osób czy dokumentów stały się jednym z rutynowych zadań.

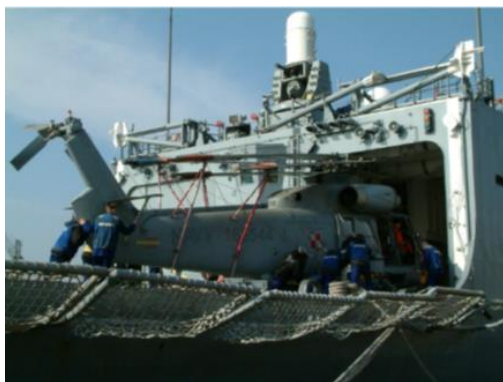


Pierwsze próby z pokładowymi działaniami „Sokołów” z wykorzystaniem niszczyciela ORP „Warszawa”: po lewej W-3T, po prawej W-3RM.
Zdj. Marian Kluczyński

Z kolei w 1994 r. „Anakondy” po raz pierwszy lądowały na pokładach okrętów NATO - amerykańskiego krążownika rakietowego USS „Gettysburg” i holenderskiego zaopatrzeniowca Hr.Ms. „Zuiderkruis”. Jednak czas pierwszych polskich regularnych pokładowych operacji lotniczych zaczął się w drugiej połowie 2002 r. Przekazanie Polsce

przez USA dwóch fregat rakietowych typu Oliver Hazard Perry spowodowało konieczność wyposażenia ich w śmigłowce pokładowe. Jedynym dostępnym typem mieszczącym się na pokładach lotniczych fregat był Kaman SH-2G „Super Seasprite”. Lotnictwo MW otrzymało łącznie cztery śmigłowce tego typu, z których dwa pierwsze przybyły do Polski wraz z fregatą ORP „Gen. T. Kościuszko” w październiku 2002 r., a dwa kolejne – niespełna rok później. W sierpniu 2003 roku oficjalnie weszły one do służby w składzie nowo sformowanego klucza śmigłowców pokładowych w 28. Eskadrze Lotniczej MW.

Śmigłowiec jest dla okrętu wysuniętym systemem rozpoznania i nosicielem uzbrojenia. Jest w stanie rozpoznawać sytuację daleko poza zasięgiem okrętowych radarów i czujników, przekazywać dane na okręt w czasie rzeczywistym, a w razie potrzeby także wskazać cele dla wystrzeliwanych z okrętu pocisków woda-woda. Może wykrywać okręty podwodne przy pomocy czujników pokładowych – boi hydroakustycznych czy detektora anomalii magnetycznych, a nawet atakować je przy pomocy torped samonaprowadzających. Może przewieźć zespół inspekcyjny na podejrzany statek lub odstraszyć amatorów łatwego łupu. Przydaje się nie tylko w walce. Jest niezastąpiony w szybkim transporcie ludzi i ładunków, w tym zaopatrzenia z brzegu lub innej jednostki pływającej (zadania VERTREP), a w razie potrzeby może przeprowadzić akcję ratowniczą.



Działania śmigłowca SH-2G z pokładu fregaty wymagają wsparcia ze strony przeszkolonego personelu pokładowego. Z lewej: wprowadzanie śmigłowca do hangaru okrętowego.

Zdj. Marian Kluczyński.

Z prawej – odkotwiczenie śmigłowca od pokładu następuje chwilę przed startem.

Zdj. Miłosz Rusiecki



Z lewej: start SH-2G z pokładu fregaty, widoczne niewielkie rozmiary lądowiska.

Z prawej: śmigłowiec ściśle współpracuje z macierzystym okrętem, pełniąc rolę wysuniętego obserwatora.

Zdj. Marian Kluczyński



Z lewej: tankowanie w zawisie (technika HIFR) pozwala na przyspieszenie czasu odtworzenia gotowości śmigłowca w trakcie akcji. Z prawej: w razie potrzeby SH-2G może pełnić zadania ratownicze lub podjąć/wysadzić człowieka bez lądowania. Delikwent w jednym bucie to tylko manekin treningowy.

Zdj. Miłosz Rusiecki



Z lewej: poszukiwanie celów może odbywać się za pomocą radaru (w osłonie pod kadłubem), boi hydroakustycznych lub holowanej sondy magnetometru (w akcji na znacznie dłuższym kablu). Zdj. Miłosz Rusiecki.

Z prawej: od 2007 r. polskie SH-2G mogą przenosić nowoczesne torpedy MU-90 „Impact”. Zdj. Grzegorz Waletko

To wszystko nawet dla najbardziej doświadczonych lotników morskich było całkowicie nową dziedziną wiedzy i umiejętności. Lądowanie o każdej porze doby na niewielkim, kołyszącym się pokładzie rufowym fregaty, procedury kotwiczenia i hangarowania śmigłowca na pełnym morzu, tankowanie paliwa w zawisie nad okrętem czy współpraca z systemami wykrywania celów i naprowadzania uzbrojenia – to wszystko stawia lotników pokładowych w najściślejszej czołówce lotniczego fachu.

Specyfiką służby personelu latającego i technicznego śmigłowców pokładowych jest to, że dzieli on los macierzystego okrętu i jego załogi. Oznacza to niekiedy udział w wielotygodniowych, a nawet wielomiesięcznych rejsach, a więc nie tylko rozłąkę z najbliższymi, ale także ograniczony komfort okrętowego życia, jednak załogi są na to przygotowane. Od niemal dwóch dekad „Super Seasprites” z białoczerwonymi szachownicami można zobaczyć nie tylko na Bałtyku.

W ramach ćwiczeń i wspólnych misji sił NATO polskie fregaty i ich śmigłowce działały na Morzach Śródziemnym i Czarnym, na Morzu Północnym i Atlantyku, nawet za kręgiem polarnym. Niestety, te zasłużone, ale nie najmłodsze już śmigłowce dobiegają kresu swojej służby.

6/ Dzień dzisiejszy i przyszłość

W połowie 2020 r. stan śmigłowców w Brygadzie Lotnictwa Marynarki Wojennej przedstawia się następująco:

Typ	Zastosowanie	Rok wejścia do służby	Ilość
PZL Mi-2	wielozadaniowe/szkolne	1968	4
W-3WARM „Anakonda”	ratownicze	1992 ²	8
Mil Mi-14PŁ	ZOP	1981	8
Mil Mi-14PŁ/R	ratownicze	2010 ³	2 ⁴
Kaman SH-2G	pokładowe	2003	4

Pewną, choć skromną nadzieją dla Lotnictwa MW stał się kolejny przetarg śmigłowcowy rozpoczęty w 2018 r. Początkowo lotnictwo morskie miało otrzymać osiem śmigłowców w konfiguracji pozwalającej na wykorzystanie ich zarówno do zadań ZOP, jak i SAR. Niestety jeszcze przed końcem roku liczbę śmigłowców ograniczono do czterech, co spowodowało wycofanie się z konkursu koncernu Airbus Helicopters. Pozostała jedynie oferta WSK PZL Świdnik i Leonardo Helicopters sprzedaży ciężkich śmigłowców AW101. Elementem weryfikacji oferty były przeprowadzone w lutym 2019 r. w Gdyni loty pokazowe i zapoznawcze dla przyszłego użytkownika

² Poddane modernizacji w latach 2014-2020, dwa przebudowane z wielozadaniowych W-3T, wprowadzonych do służby w 1989r.

³ Przebudowane z wersji Mi-14PŁ, zastąpiły Mi-14PS eksploatowane w łącznej liczbie 5 egzemplarzy w latach 1983-2010.

⁴ W tym jeden na przedłużeniu resursu w WZL Nr 1.

z wykorzystaniem śmigłowca eksploatowanego przez siły zbrojne Norwegii. AW101 to najcięższy i największy z obecnie oferowanych śmigłowców skonstruowanych specjalnie do działań w środowisku morskim. Siłą rzeczy oferuje największą objętość kabiny ładunkowej, a jego osiągi pozwalają na wykonywanie zadań na większych odległościach lub przy dłuższym czasie działania w porównaniu z podobnymi konstrukcjami. Nie licząc odmian „lądowych” używany jest do zadań ratowniczych, ZOP/ZON, trałowania min itp. przez siły zbrojne Algierii, Danii, Japonii, Kanady, Norwegii, Portugalii, Wielkiej Brytanii i Włoch. Umowę na zakup czterech AW101 podpisano uroczystie w Świdniku 26 kwietnia 2019 r. Wyposażenie śmigłowców ma umożliwiać nie tylko wykonywanie zadań ZOP oraz SAR, lecz także zadań z zakresu ratownictwa pola walki (C-SAR), czyli faktycznie – współdziałania z siłami specjalnymi. Dostawa śmigłowców ma nastąpić do końca 2022 roku. Mimo wysokich kosztów zarówno zakupu, jak i eksploatacji nowych maszyn wybór wydaje się być optymalny. Niestety niewielka ilość zakupionych śmigłowców budzi wątpliwości co do zdolności do regularnego wykonywania zadań przy jednoczesnym szkoleniu załóg oraz niezbędnych przeglądach, a w przyszłości także remontach. Pewną nadzieję pozostawia przewidziana w kontrakcie opcja zakupu kolejnych czterech AW101.



Z lewej: pokaz śmigłowca AW101 Królewskich Sił Powietrznych Norwegii w bazie w Gdyni w lutym 2019 r. Zdj. kmdr ppor. Marcin Braszak.

Z prawej: wizja śmigłowca AW101 w barwach polskich. Grafika: Leonardo Helicopters.

Kolejnym problemem, jakiemu będzie musiało stawić czoła lotnictwo morskie, jest zapowiedziane w maju 2018 r. przez Ministerstwo Obrony Narodowej wycofanie śmigłowców SH-2G „Super Seasprite”. Mimo wykorzystania docelowej normy eksploatacji na poziomie 50% wycofanie będzie konieczne z uwagi na brak dalszego wsparcia ich eksploatacji ze strony producenta – firmy Kaman Aerospace. Dlatego na początku stycznia 2020 r. ruszył program pozyskania wielozadaniowego morskiego śmigłowca pokładowego dla Marynarki Wojennej o kryptonimie „Kondor”. Dotyczy on od 4 do 8 śmigłowców

o masie startowej nie przekraczającej 6,5 tony, posiadających zdolność poszukiwania, śledzenia i zwalczania okrętów podwodnych (ZOP) oraz radiolokacyjnego wskazywania celów (RWC) dla systemów morskich. Obecnie w toku jest faza dialogu technicznego, do którego zgłosiło się dziewięć podmiotów: Airbus Helicopters SAS., Bell Textron Inc., Elbit Systems Ltd., Enamor Sp. z o.o., General Dynamics Mission Systems – Canada Inc., Kaman Aerospace Corporation, Polska Grupa Zbrojeniowa S.A., Polskie Zakłady Lotnicze Sp. z o.o. oraz WSK PZL-Świdnik S.A. Na tym etapie brak jest informacji o konkretnych typach oferowanych śmigłowców.

Reasumując – w omawianym okresie śmigłowce ugruntowały sobie pozycję w Lotnictwie Marynarki Wojennej, ewoluując od roli pomocniczej do wyspecjalizowanych maszyn wykonujących zadania pierwszoliniowe, włącznie z bojowymi i wychodząc na pozycję podstawowego rodzaju statków powietrznych w tym rodzaju sił zbrojnych. Niestety, brak spójnej, wieloletniej polityki sprzętowej na poziomie władz państwowych doprowadził do sytuacji, gdy jedynie nadzwyczajnym wysiłkiem personelu technicznego i latającego możliwe jest wykonywanie większości stawianych przed nimi zadań.

7/ Wykaz skrótów:

C-SAR – Combat SAR (poszukiwanie i ratownictwo w warunkach bojowych, ratownictwo pola walki)

ER – Eskadra Ratownicza

HIFR – Hover In-Flight Refueling (tankowanie [śmigłowca] w zawisie)

LMW – Lotnictwo Marynarki Wojennej

MW – Marynarka Wojenna

PRO – Polskie Ratownictwo Okrętowe

SAR – Search And Rescue (poszukiwanie i ratownictwo)

VERTREP – VERTical REPlenishment (dosł. pionowe uzupełnianie – transport ładunków między okrętami lub między brzegiem a okrętem za pomocą śmigłowców)

WAF – Wojskowa Agencja Fotograficzna

WZL – Wojskowe Zakłady Lotnicze

WSK – Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego

ZOP – zwalczanie okrętów podwodnych

Ground test stands for testing rotors in insulated conditions

Małgorzata Wojtas, Łukasz Czajkowski, Kazimierz Szumański /
Łukasiewicz Research Network - Institute of Aviation

Abstract: The paper generally discusses Whirl Tower research stands. Whirl Tower stands are used to test, among others, rotorcrafts main rotors in hovering. The work presents an overview of similar solutions of test stand presented in the available literature and websites. Beyond these solutions the paper also contains test stand used so far at the Institute of Aviation, these solutions were prepared for testing one type of rotor (for example: only for gyroplane rotors).

The article provides information about new (Whirl Tower) test stand fully designed and manufactured in Łukasiewicz Research Network Institute of Aviation. One of the basic assumptions is that it will be a universal test stand, giving the possibility to test different types of rotors.

Moreover, the article discusses the types of tests and research that can be carried out on this type of test stand, tests that are performed to ensure the safety of the rotor design.

Keywords: main rotor, whirl tower, tests

1/ Introduction

In the last few years, the development of light and ultralight rotorcraft has been observed. This applies to both helicopters and gyroplanes. There are new solutions of ultra-light rotorcraft constructions that do not require certification tests. Modern flying devices available to the widest group of aviation enthusiasts (private customers and businessmen), which weight and performance are within the UL 115 subcategory. Recipients are oriented to new solutions, improvements that increase flight comfort, economy, distance and flight speed. In addition to the design of completely new rotorcraft solutions, great emphasis is placed on the development of new main rotors, with new airfoils and new technology of manufacturing using composite materials [5, 6, 7].

New regulations exempting certain aircraft from certification do not exempt us from ensuring the safety of these designs. The primary structural elements in rotorcraft, which is undoubtedly the main rotor,

are subjected to numerous tests before being permitted to fly on an aircraft.

The paper presents a short review of test stands solution for testing isolated rotors – so-called Whirl Tower tests stands. Further the article discusses research possibilities of that kind of test stands. Concurrently discussing the new Whirl Tower research stand designed and manufactured at the Lukasiewicz Research Network - Institute of Aviation.

2/ Whirl Tower test stand overview

There are many test stand solutions around the world that enable the testing of load-bearing rotors and propellers. Examples of Whirl tower solutions are discussed below.

One of the solution - whirl tower test system, shown in figure 3, is discussed in the literature [2, 3]. This solution for rotorcrafts were designed and manufactured in Turkish Aerospace Industries. The main properties of this test stand are: rotor blades are mounted at 6 m high, the maximum motor power of the system is 560 kW with maximum torque – 7780 N/m, rotor revolution speed is 744 RPM and maximum diameter of tested rotor is 8 m.



Fig. 1. The TAI whirl tower system [2]

Another solution is found in Korea Aerospace Research Institute [1]. KARI WTTF is a multipurpose whirl tower. It can be used for development test and production test (dynamic balancing test). The tower is equipped with universal hub systems, as shown on figure below. The stand has been prepared for the requirements for helicopters 8000kg MTOW class.



Fig. 2. KARI Whirl Tower Test Facility (WTTF)

Similar solutions can be found, inter alia in Carleton University in Canada. A Whirl Tower enables the centrifugal testing of a rotary-wing apparatus, i.e. helicopter and wind turbine rotors or propellers, before entering a wind tunnel or flight test campaign [8].



Fig. 3. The Whirl Tower Test Chamber and Test Stand [8]

It is driven by a 60 HP, 575 V 3-phase, 1,800 RPM motor, which is controlled via a variable frequency drive/transformer. The whirl tower is located in a test chamber with a diameter of 15 ft (4.57 m) as show on figure above.

At the Institute of Aviation several test stands of this type have been made. These positions were not as advanced as the above discussed constructions. The stands were designed and manufactured for testing specific construction solutions of main helicopter and gyroplane rotors performance as well as determination loads of rotor system (blade, hub) under normal operating conditions and under boundary conditions.

Below, there are three different designs of test stands for testing insulated rotors. In figure 4 is shown test stand dedicated to test IS – 2 helicopter three blade main rotor. The stand consists of

a symmetrical tower to which the gear and the original rotor hub of the helicopter were mounted. The drive was carried out by a combustion engine with a power about 200 HP.



Fig. 4. The whirl tower system for helicopter three-blade main rotor [5]

Next test stand design was performed for the project titled 'New Autorotation Rotor', as a result of which new rotors, with new airfoil, dedicated to gyroplanes were designed and tested. Test position (shown in figure 5 left), was equipped with a rigid, two – bladed, universal teetering rotor, adequately oversized to ensure safety during tests. The maximum power of the stand was 180 HP. The distance between the blades and the ground was 3 m.

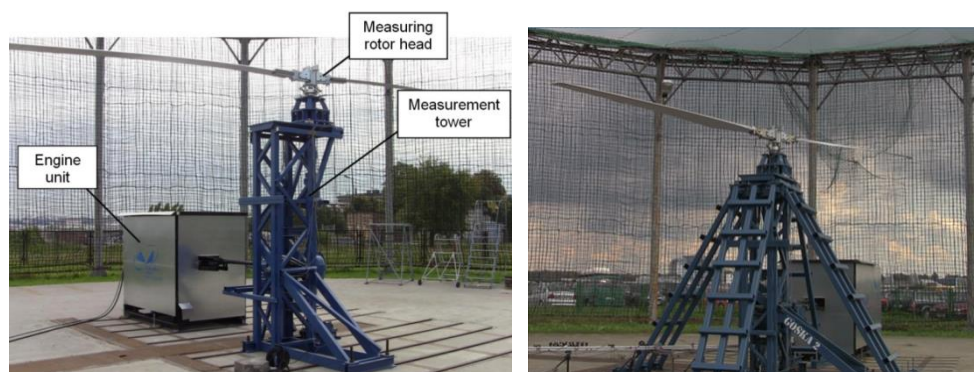


Fig. 5. The whirl tower system for gyroplane main rotor tests (left) and stiffened construction for testing helicopter rotors (right) [4, 5]

Whirl tower for the needs of another project, concerning the implementation of new composite (made in prepregs technologies) rotors for light and ultralight helicopters was modernized. During the preliminary tests it turned out that the resonance that occurs during the test achieves dangerously high level. After performing the resonance tests of the stand with additional loading mass and modal analysis, appropriate supports were designed, shown in Fig. 5 (right) [5].

Another position is presented below. It is a stand that allows conducted tests of the coaxial rotor head. The stand was powered by an 11 kW electric motor. The distance between the first rotor blades and the ground was 1 m.

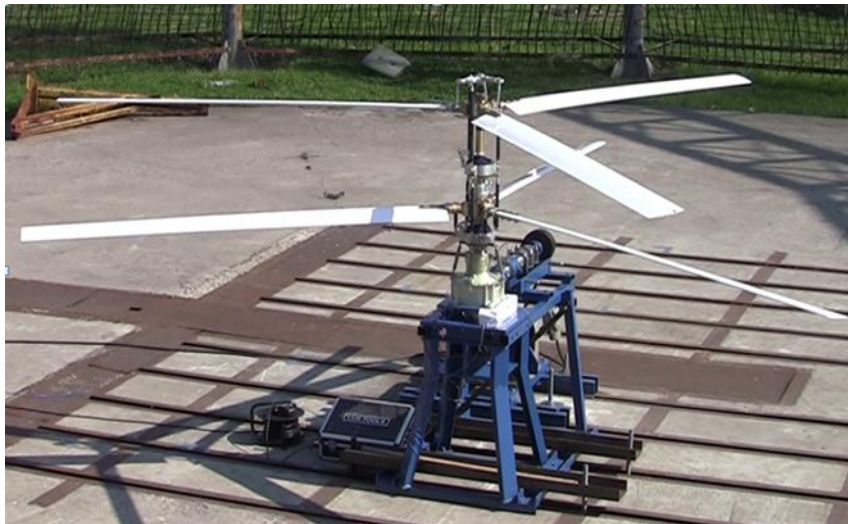


Fig. 6. Coaxial rotor whirl tower test stand

3/ Ł-ILOT Whirl tower stand

Growing interest in research on new helicopter and gyrocopter rotors. Furthermore interest about the possibility, determining the various structures vibration which are within range of helicopter rotors. All this contributed to the development of a new whirl tower type test stand that will meet the requirements of the market [5].

As part of an internal project of the Institute of Aviation, a unique research stand was designed and manufactured. The test stand is equipped with a 410 HP electric motor, the maximum torque is approximately 5000 Nm, maximum rotor speed is approximately 1000 RPM. The tower is 4.5 m high - by 4 m diameter of main rotor the ground effect is low, for bigger rotor is possible to change the direction of the thrust vector.

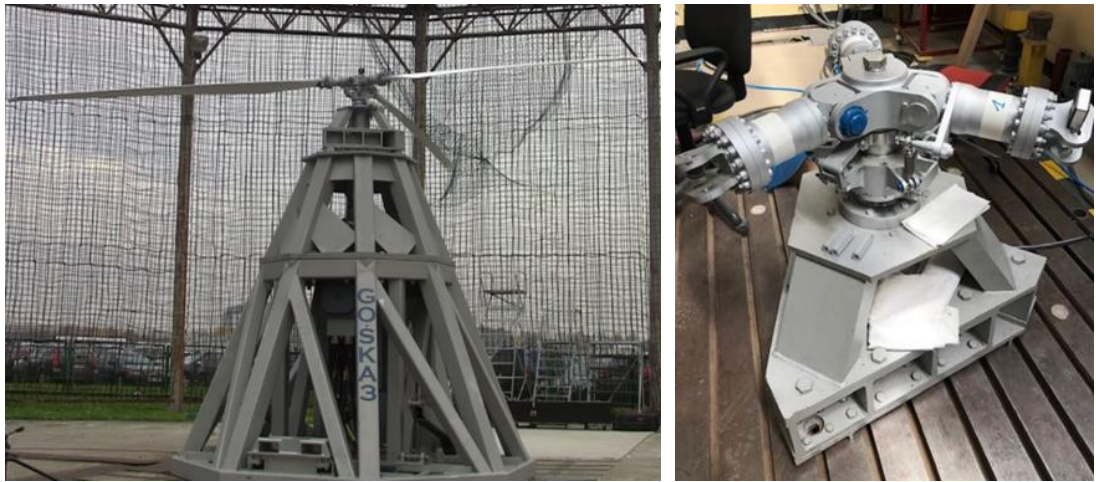


Fig. 7. The rotor test stand (left), three blade semi-grid rotor head (right) [5]

The stand is equipped with real time acquisition system - basic measured values - torque, power consumed, rotational speed, thrust and vibrations. Fast cameras system for blade tracking and balancing. The stand system has the ability to control and change the collective pitch. Universal test heads are the advantage of the stand. Three different heads are available such as semi-rigid 3 or 2-blade heads and teetering rotor. There is also ability to adapt original rotor head to the test stand. Additionally the electric power of this tower enabled the noise measurements at this stand.



Fig. 8. Blade view during testing (from on hub camera)

4/ Measurement and tests possibilities

To evaluate structural and aeromechanical performance of the main rotor, tests simulating hover conditions are carried out. Since precious information regarding dynamic balance, noise, aeroelastic stability, vibration and performance as well as structural integrity of rotors at hover condition can be assessed in Whirl Tower tests, these test systems are considered vital in rotor design. [5]. Several research/tests options, of the discussed test stand in chapter 3, are listed and describe below.

The data acquisition system allows for the measurement of basic parameters such as rotor torque, rotor rotational speed, thrust and real-time measurement and observation of vibrations occurring on the stand during the test in three axes. Additionally, it is possible to measure the forces on the pusher in a non-rotating configuration. The independent high-speed ViewWorks cameras system with a dedicated measurement application enables dynamic tracking and balancing of the rotor.

The test stand and system have been designed it that way so it can be modified and adapted to more sophisticated tests without a lot of work and costs. For example it possible to add additional sensors, such as: acceleration sensors, distance or force sensors, whether to adjust or change test heads or use additional masses detuning the rotor system, etc. Thanks to a change in the stand and measurement system, it is possible to carry out tests, among others:

- determination of rotor (blades and heads) loads showing under normal and boundary conditions;
- aeroelastic phenomena such as: blade flutter or phenomenon of "weaving", "interlacing" characteristic of teetering rotors,
- propagation of damage after damage caused during rotating the rotor;
- tests simulating the "jumping start" of gyroplanes - using a modified head with a system for "jump start".

Using additional equipment, it is possible to perform aerodynamic a measurements such as:

- pulsation of the pressure of the rotor stream on the ground;

- trace of the rotor stream;
- aerodynamic optimization (blade geometry, profile distribution), and also
- rotor noise tests (as shown in figure 9).

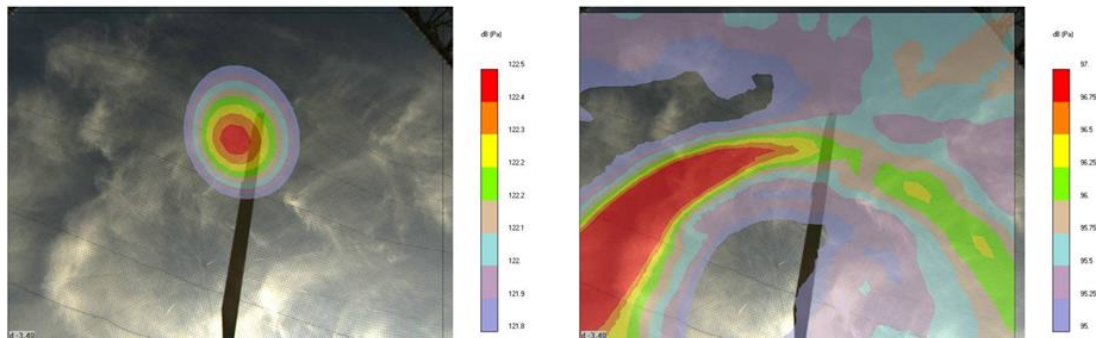


Fig. 9. Noise of rotor blade tip: image with synchronized rotation of the rotor (left); image with no-synchronized rotation of the rotor (right)

5/ Conclusion

Whirl towers type research stands are used by many companies dealing in the design, manufacturing and testing of rotorcrafts. Such test stands have in their possession companies from 'General Aviation' sector as well as small private companies and R&D Institutes. The development of small rotorcraft in the new UL-115 category, the development of new rotors equipped with new aerodynamic profiles, produced with the use of the latest technologies, requires dissemination of research techniques that ensure the safe use of these design. It provides both safety during tests and safety in their use. Additionally, thanks to the new, more accurate data, it allows for the development of new, better structures, more advanced design.

References

- [1] Deog-Kwan K., et al., An operational test and dynamic balancing sensitive study of the rotor blade on the whirl tower, Vol.1, pp.412-42, 38th European Rotorcraft Forum, Amsterdam 2012
- [2] Ergul B.P., Yasa O.A., Tursun G., Determination of structural integrity of teetering rotor system by whirl tower tests, 39th European Rotorcraft Forum, Moscow 2013

- [3] Ezertas A., Yucekayali A., Ortakaya Y., Hover performance assessment of 3 meter radius rotor on whirl tower, 39th European Rotorcraft Forum, Moscow 2013
- [4] Sobieszek A., Wojtas M., Composite rotor blades tests essential before mounting on gyroplane, Journal of KONES Powertrain and Transport, Vol. 23, No. 4, pp. 487- 494, 2016
- [5] Szczepanik T., Analysis of the state of the gyroplane world market, Transactions of the Institute of Aviation, No. 3 (244), pp. 227-238, Warsaw 2016
- [6] Wojtas M., Czajkowski Ł., A prototype test stand for testing insulated rotor systems, Journal of KONES Powertrain and Transport, Vol. 26, No. 3, pp. 257 – 264, 2019
- [7] Żurawski, R., Bezpieczne wykonywanie prób prototypów obiektów wirujących, Bezpieczeństwo na lądzie, morzu i w powietrzu w XXI wieku, CNBOP-PIB, Józefów 2014
- [8] www.smartrotorsystems.ca

Koncepcja i przygotowanie próby zmęczeniowej śmigłowca Mi-24

Łukasz Piątkowski, Piotr Reymer, Wojciech Zieliński, Michał Dziendzikowski, Artur Kurnyta, Rafał Wrąbel, Tomasz Cichocki, Andrzej Leśniczak, Marcin Kurdelski, Krzysztof Dragan / Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Streszczenie: W artykule opisano program przedłużenia ресурсu śmigłowców Mi-24, którego elementem jest pełnoskalowa próba zmęczeniowa. Przedstawiono dotychczasowe etapy realizacji programu: zebranie danych masowo-geometrycznych, przygotowanie stanowiska próby oraz wyniki badań w locie.

Słowa kluczowe: próba zmęczeniowa, śmigłowiec Mi-24

1/ Wprowadzenie

Śmigłowce bojowe Mi-24 pojawiły się w lotnictwie Sił Zbrojnych RP pod koniec lat siedemdziesiątych ubiegłego wieku. Szeroki wachlarz możliwości śmigłowców, obejmujący zarówno desant do 8 żołnierzy, jak również potężne wsparcie ogniowe przeciwko silnie opancerzonym celom, został w praktyce przetestowany podczas misji PKW w Iraku oraz Afganistanie. Mając na celu podtrzymanie zdolności transportowo-uderzeniowych śmigłowców w Wojsku Polskim, Ministerstwo Obrony Narodowej zatwierdziło i skierowało do realizacji przygotowany przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych program przedłużenia okresu eksploatacji dla śmigłowców Mi-24.

W oparciu o wcześniejsze doświadczenia [1, 2] w realizacji podobnych programów dla samolotów bojowych ITWL zaproponował przeprowadzenie pełnoskalowej próby zmęczeniowej struktury śmigłowca oraz zainstalowanie na śmigłowcu przeznaczonym do badań w locie Systemu Monitorowania Stanu Technicznego (SMST).

Pełnoskalowa próba zmęczeniowa zostanie przeprowadzona w laboratorium wytrzymałościowym Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL - Świdnik SA zgodnie z warunkami technicznymi przygotowanymi przez ITWL. W trakcie próby będą odwzorowywane obciążenia oddziałujące na strukturę w locie oraz podczas startów i lądowań. PZL-Świdnik odpowiada za hydrauliczny układ obciążający strukturę oraz monitorowanie reakcji. W ramach testu odwzorowywane będą cykle niskoczęstotliwościowe. Natomiast drgania, które są krytyczne dla wirnika nośnego oraz układu transmisji

będą monitorowane w ramach tworzonego równoległe systemu opartego o wdrożony na pilotażowym śmigłowcu SMST.

System Monitorowania Stanu Technicznego został zainstalowany na śmigłowcu Mi-24 przeznaczonym do badań w locie. System składa się z: czujników tensometrycznych, które rejestrują odkształcenia struktury w różnych obszarach, czujników przemieszczeń do pomiaru ruchu organów sterowania oraz czujników drgań do monitorowania stanu technicznego układu transmisji śmigłowca. Dane, które zostały uzyskane z SMST podczas lotów badawczych, są podstawą do przygotowania pełnoskalowej próby zmęczeniowej.

W celu zapewnienia porównywalnych odkształceń oraz monitorowania przebiegu próby, na strukturze przeznaczonej do próby zmęczeniowej, został zainstalowany identyczny układ tensometrów. W artykule przedstawiono cel próby i sposób jego realizacji oraz opis przeprowadzonych prac.

2/ Cel próby zmęczeniowej

Celem pełnoskalowej próby zmęczeniowej jest sprawdzenie zachowania struktury śmigłowca Mi-24 poza dotychczasowym resem godzinowym i potwierdzenie nowego resursu razem z adekwatną liczbą lądowań. Po osiągnięciu nowego resursu, uwzględniającego współczynnik bezpieczeństwa, jeśli struktura zachowa swoją integralność, zostaną wykonane sztuczne uszkodzenia struktury i naprawy. Próba z wprowadzonymi uszkodzeniami będzie kontynuowana z podwyższonym poziomem obciążeń do pojawienia się pęknięcia krytycznego. Współczynnik rozrzutu wyników próby stanowiący współczynnik bezpieczeństwa wynosi 3. Do pełnoskalowej próby zmęczeniowej została wytypowana struktura śmigłowca wycofanego z eksploatacji.

Obiektem badań jest płatowiec śmigłowca Mi-24 składający się z kadłuba ze skrzydłami, belką ogonową i końcówą oraz goleni podwozia głównego i przedniego. Zdemontowane zostały zespoły napędowe oraz awionika. Struktura została podwieszona za przekładnię główną śmigłowca, do której został zamocowany specjalny adapter wraz z układem pomiarowym pozwalający na pomiar reakcji w 6 kierunkach (siły F_x , F_y i F_z oraz momenty M_x , M_y i M_z). Monitorowanie obciążeń w miejscu piasty wirnika nośnego (WN) ma na celu między innymi niedopuszczenie do przeciążenia struktury podczas próby.

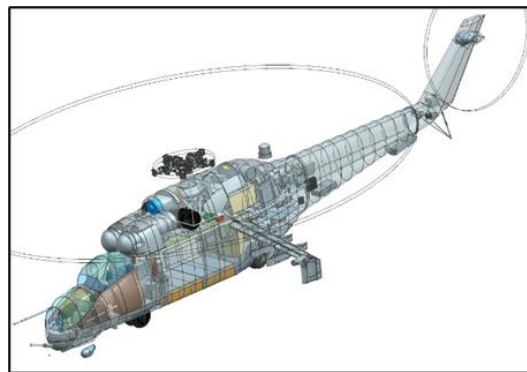
101

ilości informacji o budowie i obciążeniach śmigłowca. W tym celu wycofany z eksploatacji i przeznaczony do próby egzemplarz śmigłowca został ukompletowany do stanu lotnego. Następnie miał miejsce kontrolowany demontaż agregatów, w ramach którego agregaty były demontowane ze śmigłowca przedziałami a każdy z nich był osobno ważony i mierzony. W międzyczasie ważono również cały śmigłowiec. Zdemontowano i zważono również wszystkie wiązki elektryczne (pocięte przedziałami), wszystkie instalacje śmigłowca oraz elementy struktury nośnej (belka ogonowa, skrzydła, stateczniki, podwozie). Na podstawie zdemontowanych płyt pancernych oszacowano masę opancerzenia pozostałego na kadłubie. Uzyskano rozkład mas śmigłowca zawierający 500 pozycji, odwzorowujący 85% masy startowej śmigłowca. Pozostałą część masy rozłożono proporcjonalnie na kadłubie śmigłowca.

Drugą czynnością wykonaną w trakcie demontażu agregatów było skanowanie optyczne powierzchni zewnętrznej śmigłowca (rysunek nr 2). Pomiar wykonano w celu budowy modelu komputerowego śmigłowca. Po demontażu wszystkich agregatów zeskanowano również wnętrze śmigłowca, uzyskując dokładne rozstawy i przekroje wręg oraz podłużnic. Efektem obu działań było stworzenie komputerowego modelu śmigłowca zawierającego agregaty, który pozwolił na wyznaczenie momentów bezwładności śmigłowca (rysunek nr 3).

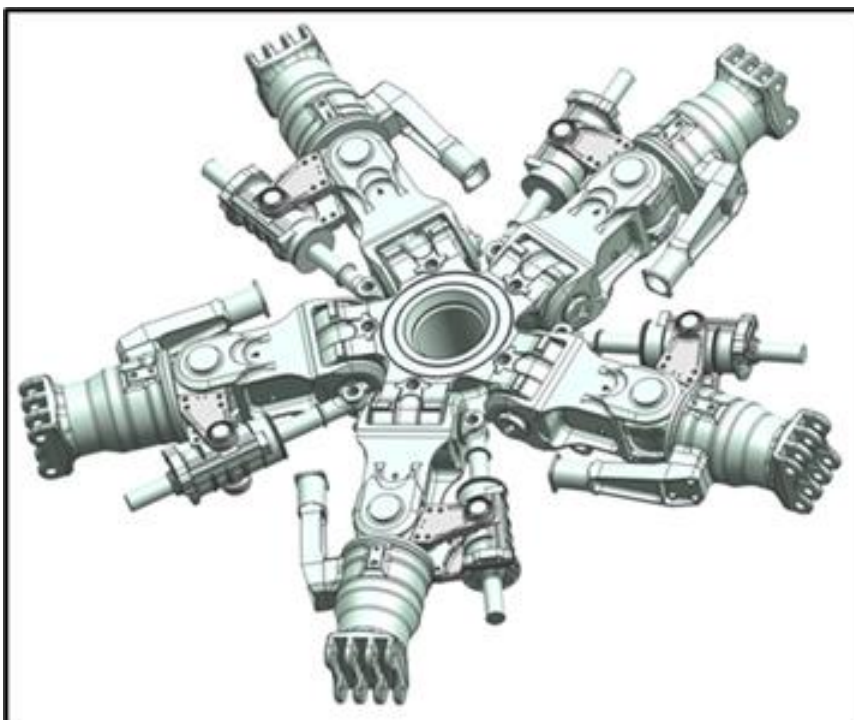


Rys. 2. Skan optyczny powierzchni zewnętrznej



Rys. 3. Model śmigłowca Mi-24

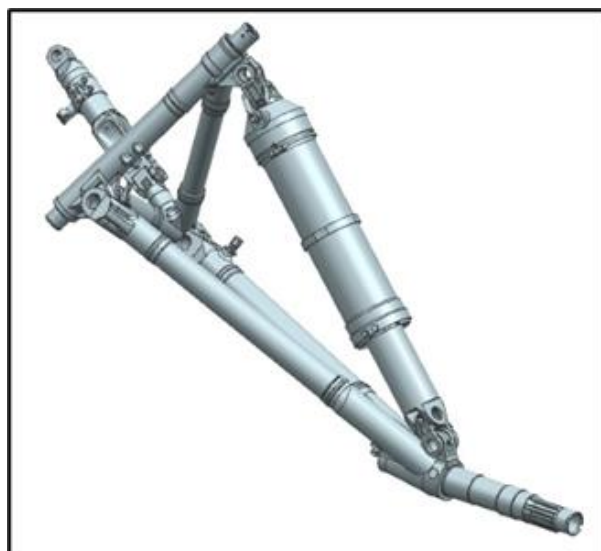
Podobny proces skanowania oraz kontrolowanego demontażu zastosowano dla piasty wirnika nośnego, podwozia głównego i przedniego oraz łopaty wirnika nośnego.



Rys. 4. Model piasty WN



Rys. 5. Model podwozia przedniego



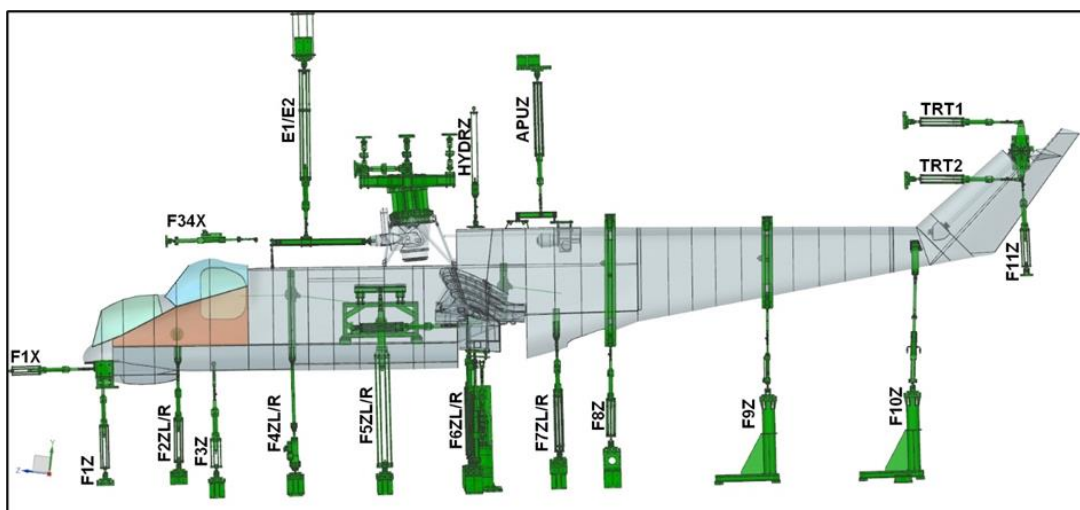
Rys. 6 Model podwozia głównego

4/ Przygotowanie stanowiska próby

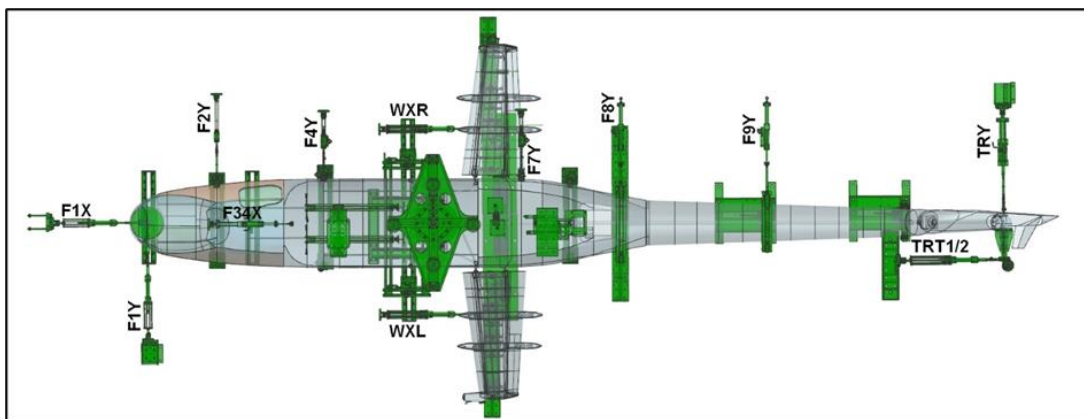
W celu odpowiedniego odwzorowania charakterystycznych obciążeń próba zmęczeniowa będzie podzielona na etapy, podczas których struktura będzie znajdowała się w jednej z dwóch konfiguracji. Tymi konfiguracjami są:

- konfiguracja do obciążeń lotnych;
- konfiguracja do obciążeń podczas lądowania oraz cykli ziemia-powietrze-ziemia.

W pierwszej konfiguracji zostaną odwzorowane wszystkie obciążenia pojawiające się w trakcie lotu wynikające z wykonywanych manewrów (połączenie sił aerodynamicznych i bezwładnościowych). Struktura na próbie będzie utwierdzona za przekładnie główną i obciążana 37 siłownikami. Siłowniki umożliwią odwzorowanie następujących stanów: zginanie kadłuba w dwóch płaszczyznach, skręcanie kadłuba oraz zginanie skrzydeł w dwóch płaszczyznach. Odwzorowane zostaną obciążenia wynikające z bezwładności struktury, aerodynamiki (siła aerodynamiczna działająca na skrzydła, belkę ogonową, opór śmigłowca), obciążenia wynikające ze sterowania (ciąg śmigła ogonowego, jego opór oraz moment oporowy) oraz użycia uzbrojenia (odrzut ze strzelania z karabinu na przodzie śmigłowca oraz działek na skrzydłach). Założony zakres zmian przeciążenia pionowego n_z w tej konfiguracji wynosi od 0,5 do 1,8. Rozmieszczenie siłowników jest przedstawione na rysunkach 6 i 7.



Rys. 6. Rozmieszczenie siłowników w konfiguracji do obciążeń lotnych – rzut boczny



Rys. 7. Rozmieszczenie siłowników w konfiguracji do obciążeń lotnych – rzut z góry

W drugiej konfiguracji zostaną odwzorowane obciążenia wynikające z lądowania śmigłowca oraz cykle ziemia-powietrze-ziemia. Podczas badania struktura będzie zamontowana, podobnie jak w konfiguracji pierwszej, za przekładnie główną i obciążona 35 siłownikami hydraulicznymi. Główną różnicą będzie dodanie siłowników na podwoziu głównym i przednim oraz demontaż części siłowników odpowiedzialnych za obciążenia poprzeczne. Obciążenie odpowiadające maksymalnemu przeciążeniu pionowemu, w trakcie symulacji lądowania, osiągnie wartość $n_z = 4$.

Po każdym etapie próby, przed zmianą konfiguracji będą wykonane badania nieniszczące. Po zakończonej próbie zostanie przeprowadzona inspekcja rozbiórkowa struktury.

Na strukturze przeznaczonej do próby zainstalowano 65 tensometrów. Umieszczono je w tych samych miejscach co na śmigłowcu w trakcie badań w locie. Dodatkowo przyklejono 26 tensometrów w celu redundancji podstawowych czujników oraz uzupełniających pomiarów ścieżek przenoszenia obciążeń przez strukturę. Tensometry zostaną wykorzystane podczas kalibracji układu obciążającego oraz do monitorowania zachowania struktury w trakcie próby.

Na rysunku nr 8 przedstawiono stanowisko w trakcie montażu. Śmigłowiec jest wstawiony do klatki i zamontowany za przekładnie główną przez specjalny adapter umożliwiający pomiar sił i momentów w miejscu piasty WN.



Rys. 8. Montaż śmigłowca na stanowisku próby

5/ Badania w locie śmigłowca

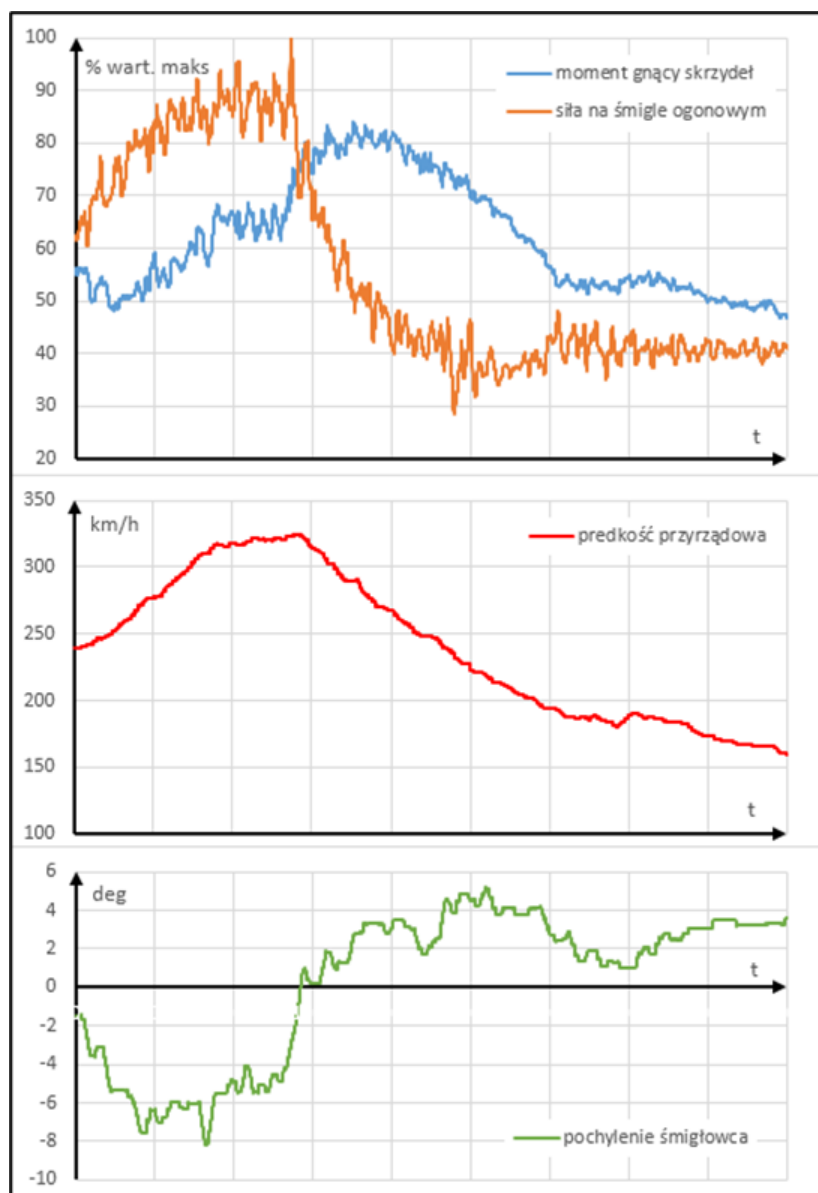
W drugim kwartale 2020 roku przeprowadzono badania w locie śmigłowca Mi-24 wyposażonego w system SMST. Loty badawcze odzwierciedliły pełne spektrum wykorzystania śmigłowca, zawierające zarówno loty wysokomanewrowe, manewry bojowe, prosty i średni pilotaż, loty trasowe, kręgi jak również próby przedlotowe. W badaniach uzyskano informacje o obciążeniach śmigłowca w locie, o czasie poszczególnych manewrów i nawykach pilotów.

Z lotów badawczych zostały wybrane manewry, takie jak: spirale wznoszące i zniżające, zakręty z przechyleniem 30° , rozpędzania i hamowania, górkę, zakręty forsowne, zwroty na górcę, wiraże, manewry do ataku, różne starty i lądowania. Ich zapisy posłużą do kompozycji widma obciążeń do próby. W trakcie próby zmęczenia między manewrami wstawione będą stany ustalone lotu śmigłowca: zawis, lot z prędkością ekonomiczną, lot z prędkością przelotową.

Analiza zapisów z lotów badawczych pokazuje, że w ramach jednego manewru maksima różnych obciążeń pojawiają się w różnych chwilach

czasowych, co skutkuje tym że sekwencja obciążeń każdego manewru będzie rozbudowana. Na rysunku 9 zaprezentowane są wykresy obciążeń i parametrów lotu w manewrze rozpędzania od prędkości przelotowej do prędkości maksymalnej i hamowania do prędkości ekonomicznej. Maksymalna wartość ciągu śmigła ogonowego (i obciążeń belki) jest osiągana w innej chwili czasowej niż maksymalna wartość momentu gnącego skrzydeł.

Rys. 9. Wykresy obciążeń i parametrów lotu w manewrze rozpędzania do V_{max}



6/ Podsumowanie

W artykule przedstawiono koncepcję przedłużenia ресурсu śmigłowców, na którą składają się: pełnoskalowa próba zmęzeniowa

struktury kadłuba, belki ogonowej, podwozia, skrzydeł oraz wprowadzenie systemu monitorowania wibracji układu transmisji. Nakreślono cel próby i sposób jego realizacji z podziałem na dwie konfiguracje stanowiska do próby. Przedstawiono zrealizowane dotychczas etapy: zebranie danych masowo-geometrycznych, przygotowanie stanowiska próby, przeprowadzenie badań w locie.

Aktualnie program jest na etapie skalowania siłowników przed rozpoczęciem próby zmęczeniowej oraz finalizacji widma do próby zmęczeniowej. Start próby planowany jest w czwartym kwartale 2020 roku.

Literatura

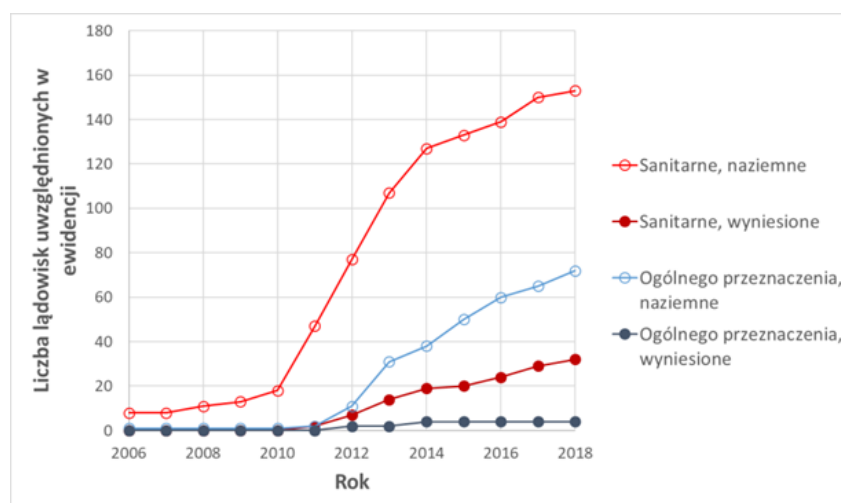
- [1] P. Reymer, A. Leski, K. Dragan, „Recent progress in full scale fatigue test of PZL-130 „Orlik” TC-II structure” Fatigue of Aircraft Structures, (Fatigue of Aircraft Structures, Warsaw, 2012), vol 1, pp.76-81.
- [2] P. Reymer, A. Leski, W. Zieliński, K. Jankowski, „Full Scale Fatigue Test concept of a Su-22 fighter bomber” Fatigue of Aircraft Structures, (Fatigue of Aircraft Structures, Warsaw, 2015), vol. 6, pp. 79-87.
- [3] Śmigłowiec Mi-24W. Opis techniczny. Książka 2 – Płatowiec i zespół napędowy, Dowództwo Wojsk Lotniczych. Poznań 1989.

Nieustalone obciążenia aerodynamiczne działające na powierzchnię lądowiska wyniesionego na skutek oddziaływanie strumienia podwirnikowego

Paweł Ruchała / Sieć Badawcza Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa

1/ Motywacja

W ostatnich latach obserwuje się w Polsce wzrost zainteresowania projektowaniem, budową i eksploatacją śmigłowcowych lądowisk wyniesionych (z angielska zwanych heliportami). Wzrost ten jest wyraźnie widoczny poprzez liczbę nowych lądowisk umieszczanych w Ewidencji Lądowisk ULC, w zdecydowanej większości zakwalifikowanych jako lądowiska przyszpitalne. Bezspornie jest to efekt regulacji Ministerstwa Zdrowia (rozporządzenie MZ z 15.03.2007 i jego aktualizacja z 3.11.2011), narzucających Szpitalnym Oddziałom Ratunkowym konieczność przyjęcia pacjenta transportowanego śmigłowcem ratowniczym w ściśle określonym czasie, bez potrzeby angażowania innych środków transportu. W związku z powyższym, w 2011 r. do Ewidencji Lądowisk ULC wpisano pierwsze lądowisko wyniesione – zbudowane przy Szpitalu im. W. Biegańskiego w Grudziądzu. Od tamtego momentu w Polsce do lutego 2019 zbudowano i wpisano do ewidencji lądowisk ULC 40 lądowisk wyniesionych – z czego 35 to lądowiska medyczne (przyszpitalne). Zatem lądowiska wyniesione stanowią 18% ze 198 lądowisk przyszpitalnych i 14% z wszystkich 276 lądowisk, niezależnie od ich przeznaczenia.



Rys. 1.
Liczba lądowisk uwzględnionych w Ewidencji Lądowisk ULC do 2018r.

Budowa śmigłowcowego lądowiska wyniesionego jest równoznaczna z wprowadzeniem dodatkowych obciążeń działających na strukturę budynku – zarówno statycznych (np. od ciężaru śmigłowca czy też obciążenia śniegiem zalegającym na płycie lądowiska), jak i nieustalonych. Szczególnie te ostatnie nie mogą być zaniedbywane, gdyż stanowią źródło drgań przenoszących się na konstrukcję budynku. W tym miejscu należy zwrócić uwagę, że dopuszczalne przyspieszenia (lub prędkości) drgań na salach operacyjnych są aż 32-krotnie niższe, niż w mieszkaniach i 64-krotnie mniejsze, niż w biurach (zgodnie z normą PN-B-02171). W tym kontekście nie dziwią głosy architektów, że obciążenia niestacjonarne bezwzględnie muszą być uwzględniane w fazie projektowania lądowiska, a ich znaczenie jest większe, niż obciążeń ustalonych [1]. Wiadomym jest, że dominującym ich źródłem jest oddziaływanie strumienia podwirnikowego, a częstotliwość podstawowa to częstotliwość przejścia łopat, czyli iloczyn częstotliwości obrotów wirnika i liczby łopat [2]. Dotychczas opublikowana literatura nie podaje jednak metod oszacowania amplitudy tychże obciążeń, stanowiących wymuszenie dla wibroizolatorów umieszczanych pod płytą lądowiska. Brak również informacji o parametrach śmigłowca mających największy wpływ na opisywane zjawisko.

2/ Metodyka badań

W celu określenia amplitudy nieustalonych obciążeń aerodynamicznych działających na lądowisko, w Sieci Badawczej Łukasiewicz – Instytucie Lotnictwa wykonano badania eksperymentalne, których przedmiotem był wirnik śmigłowca zdalnie sterowanego T-REX 450 [3]. Średnica wirnika śmigłowca wynosiła 0.7 m, a jego prędkość obrotową ustawiono na 2100 RPM. Śmigłowiec umieszczono nad poziomą płytą imitującą powierzchnię lądowiska (Rys. 2). Wymiary płyty wynosiły 1.8 m na 2.1 m (w przybliżeniu 5R na 6R). Płyta była wyposażona w 11 otworków pomiaru ciśnienia, podłączonych do wielokanałowego czujnika ciśnienia ESP-32HD-DTC za pośrednictwem elastycznych rurek. Zakres pomiarowy czujnika wynosił 2450 Pa = 0.36 psi, standardowa niepewność pomiaru podana przez producenta wynosiła 1.5 Pa = 0.0002 psi (0.06% zakresu), a częstotliwość próbkowania ustawiono na 500 Hz.

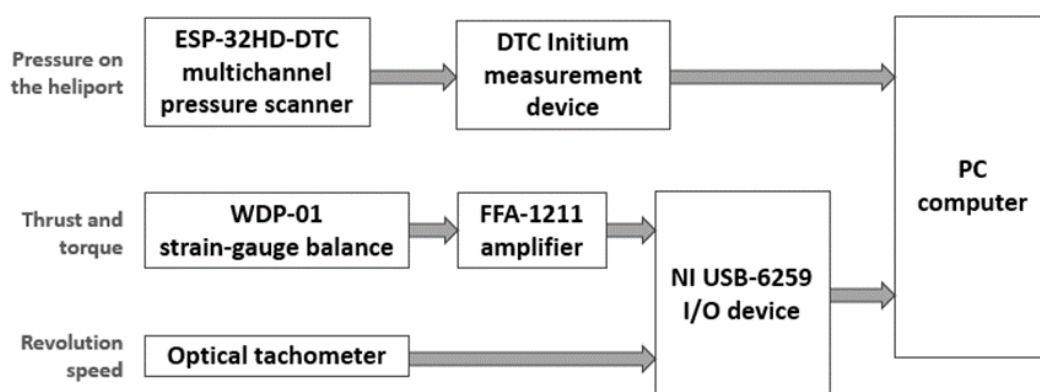


Rys. 2.
Śmigłowiec T-
REX 450 nad
symulowaną
płytą lądowiska

Śmigłowiec został umieszczony na 6-składowej wadze tensometrycznej WDP-01, która umożliwiła pomiar ciągu i momentu obrotowego wirnika nośnego (łopaty śmigła ogonowego zostały zdemontowane). Oś X wagi była równoległa do osi wirnika i stanowiła jej przedłużenie.

Stanowisko wyposażono w obrotomierz optyczny, umożliwiający pomiar prędkości obrotowej wirnika. W chwili przejścia jednej z łopat (na której końcówce naklejono kawałek folii odbłaskowej) przez wiązkę lasera generowaną przez obrotomierz, urządzenie rejestrowało odbicie wiązki i wysyłało impuls TTL. Impulsy były rejestrowane i zliczane przez kanał licznikowy wielofunkcyjnej karty pomiarowej National Instruments USB-6259, podłączonej do komputera z oprogramowaniem pomiarowym. Ta sama karta została wykorzystana do pomiaru napięć mostków tensometrycznych wagi.

Schemat wyposażenia pomiarowego przedstawiono na Rys. 3.



Rys. 3. Schemat wyposażenia pomiarowego

Obróbka danych uwzględniała następujące etapy:

- obliczenie sił i momentów działających na wagę (w tym ciągu i momentu obrotowego wirnika), z wykorzystaniem napięć działających na mostki tensometryczne wagi i jej macierzy kalibracji;
- obliczenie prędkości obrotowej wirnika, z wykorzystaniem czasu pomiędzy kolejnymi przejściami łopaty;
- ubezwymiarowanie ciągu i momentu oporowego – obliczenie współczynnika ciągu C_T , współczynnika momentu C_Q oraz sprawności (figure of merit) FM :

$$C_T = \frac{T}{\rho \cdot A \cdot \omega^2 \cdot R^2}$$

$$C_Q = \frac{Q}{\rho \cdot A \cdot \omega^2 \cdot R^3}$$

$$FM = \frac{C_T^{3/2}}{C_Q \cdot \sqrt{2}}$$

gdzie:

T – ciąg wirnika Q – moment obrotowy

$A = \pi \cdot R^2$ – powierzchnia tarczy wirnika

R – promień wirnika

ρ – gęstość powietrza

ω – prędkość obrotowa wirnika

- obliczenie obciążenia tarczy wirnika

$$\Delta p = \frac{T}{A}$$

- obliczenie bezwymiarowego współczynnika ciśnienia C_p (jako funkcji czasu)

$$C_p = \frac{p - p_{atm}}{\Delta p}$$

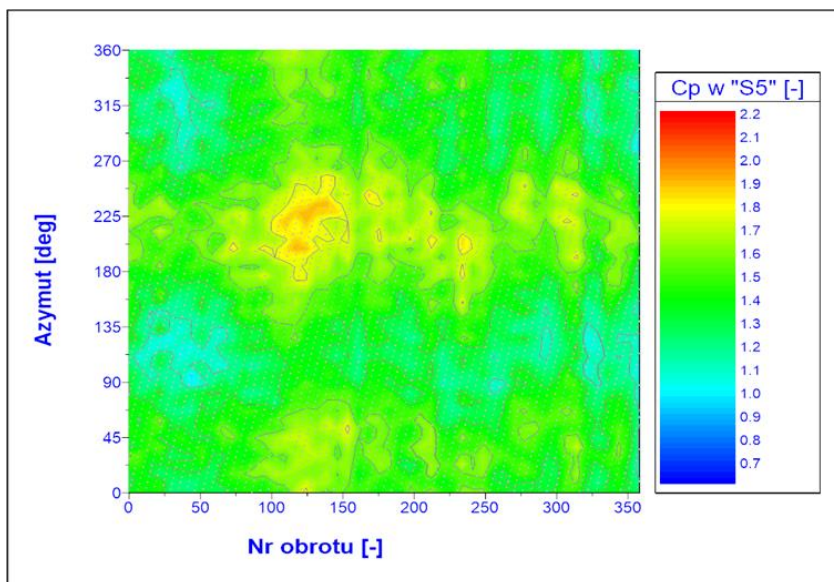
gdzie:

p – mierzone ciśnienie

p_{atm} – ciśnienie atmosferyczne (otoczenia)

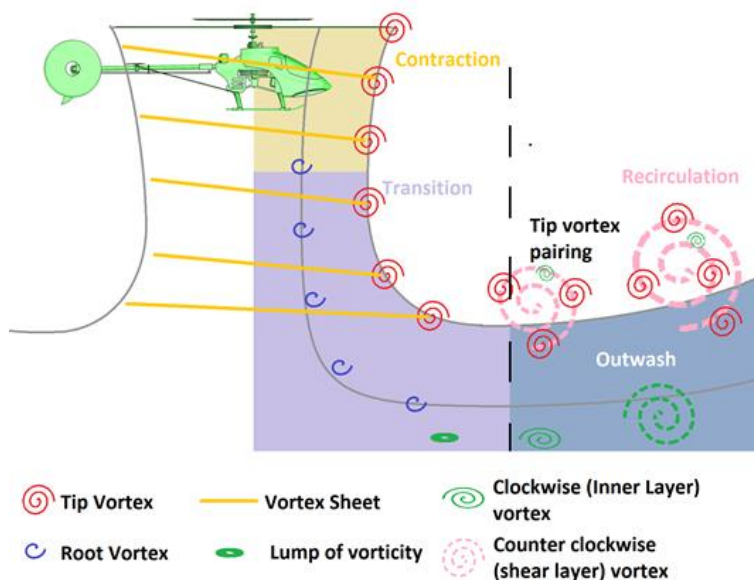
Przykład zależności współczynnika ciśnienia C_p od czasu i położenia kąowego wirnika przedstawia Rys. 4. Nietrudno na nim dostrzec, że współczynnik ciśnienia osiąga wartości od ok. 1.0 do ok. 1.9, a więc amplituda zmian ciśnienia jest w przybliżeniu równa obciążeniu tarczy

wirnika (które w przypadku badanego śmigłowca T-Rex osiąga ponad 30 Pa, a w przypadku „pełnowymiarowego” śmigłowca sanitarnego EC-135 – około 350 Pa). Ponadto na przedstawionym rozkładzie – zgodnie z przewidywaniami – można wyodrębnić minima i maksima rozkładu C_p od położenia kąтового, rozstawione co 90° . Jednak rozkłady te zmieniają się w funkcji czasu – najniższe wartości zaobserwowano podczas ~ 30 . obrotu, najwyższe – podczas ~ 140 . obrotu.



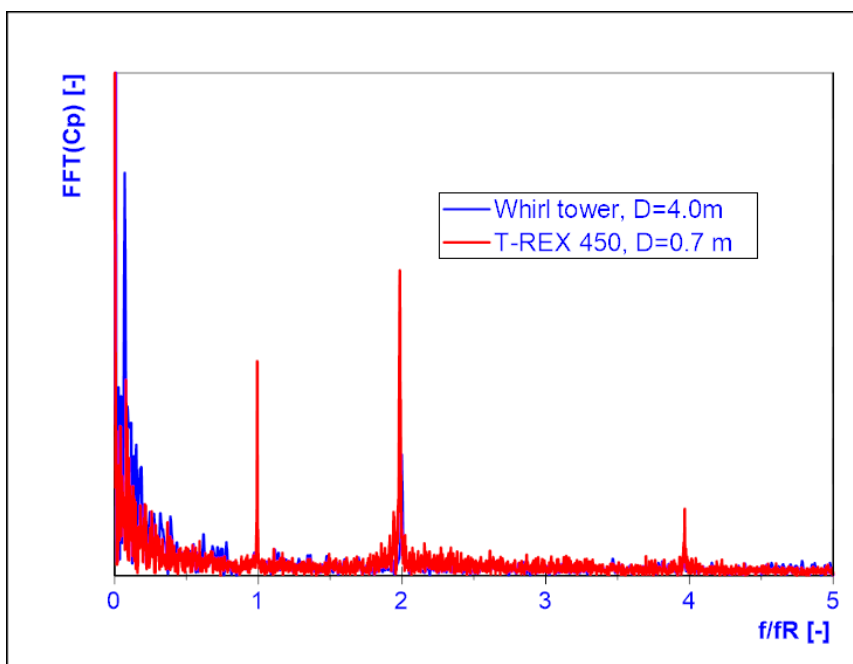
Rys. 4.
Współczynnik ciśnienia C_p w funkcji czasu i położenia kąowego wirnika. Skok ogólny 9° ($CT=0.0037$), pomiar w odległości $0.6R$ od osi wirnika, wysokość nad płytą lądowiska $1R$

Najbardziej prawdopodobną przyczyną występowania niskocyklowych zmian ciśnienia jest zjawisko łączenia się wirów (vortex pairing), występujące gdy rdzenie wirów brzegowych spływających z końcówek łopat w formie helisy zbliżą się do siebie; zbliżenie to występuje na skutek oddziaływania podłoża, jak schematycznie ilustruje Rys. 5. W efekcie rdzenie wirów zawijają się wokół siebie, co powoduje utworzenie większego wiru na ich miejsce.



Rys. 5.
Strumień podwirnikowy śmigłowca we wpływie ziemi (na podstawie [4])

Co warto podkreślić, niskoczęstotliwościowe zmiany ciśnienia zostały zaobserwowane także podczas podobnych badań, dotyczących dwułopatowego wirnika o średnicy 7.9 m, umieszczonym na naziemnym stanowisku badań wirników (whirl tower) na wysokości 1R nad gruntem [5]. Spektra energetyczne współczynnika ciśnienia uzyskane dla obu wirników za pomocą analizy Fouriera przedstawiono na Rys. 6. Należy tu zwrócić uwagę, że częstotliwości poszczególnych składowych harmonicznych odniesiono do częstotliwości obrotu wirnika f_R . Wyraźnie widać, że dla obu wirników uchwycono peaki odpowiadające częstotliwości około $0.1 f_R$; odpowiada to częstotliwości 3,5Hz dla śmigłowca T-REX (2100RPM) i 0.66Hz dla Eurocoptera EC-135 (395RPM). Oczywiście widoczne są również peaki o częstotliwości przejścia łopat ($f/f_R=2$), a w przypadku śmigłowca T-REX – także częstotliwość obrotów wirnika ($f/f_R=1$), która może świadczyć o niedoskonałym wytorowaniu łopat lub wyważeniu wirnika.



Rys. 6.
Spektrum energetyczne współczynnika ciśnienia dla śmigłowca T-REX (czerwona krzywa) i wirnika 8-metrowego (niebieska krzywa). W obu przypadkach $CT=0.0037$, odległość od osi wirnika $r/R=0.5$, wysokość nad gruntem $z/R=1.0$.

3/ Podsumowanie

Śmigłowiec lądujący na lądowisku (zarówno wyniesionym, jak i gruntowym) oddziałuje na nie przede wszystkim na skutek napływu strumienia podwirnikowego. Jest to oddziaływanie aerodynamiczne, które powinno być rozpatrywane jako nieustalone. Amplituda ciśnień w badanym przypadku jest w przybliżeniu równa obciążeniu tarczy

wirnika, które w przypadku śmigłowca Eurocopter EC-135 używanym przez Lotnicze Pogotowie Ratunkowe wynosi około 350Pa. Częstotliwość tych zmian nie jest jednoznaczna – jedna z obserwowanych składowych harmonicznych ma częstotliwość przejścia łopat, ale przedstawione badania uwidoczniły również składową o niższej częstotliwości ($f/f_R \approx 0.1$), prawdopodobnie spowodowaną zjawiskiem łączenia się wirów brzegowych.

Niniejszy krótki referat oczywiście nie wyczerpuje całości zagadnienia – między innymi, nie poruszono kwestii kwantyfikacji wartości średnich oraz amplitud zmian ciśnienia na powierzchni lądowiska. Nie omówiono też zależności tych parametrów od parametrów opisujących pracę wirnika (takich, jak położenie promieniowe, wysokość nad gruntem, współczynnik ciągu itp.). Jednak celem pracy było zasygnalizowanie istotności omawianego zagadnienia i zachęcenie do uwzględnienia niestacjonarnego oddziaływania aerodynamicznego w procesie projektowania i budowy lądowisk wyniesionych, chociażby poprzez zastosowanie wibroizolatorów będących skutecznym sposobem redukcji drgań struktury budynku pod lądowiskiem [6]. Niniejszy referat może posłużyć do oszacowania wymagań stawianych wibroizolatorom podczas ich doboru.

Literatura

- [1] K. Wąchalski, "Ocena uwarunkowań konstrukcyjnych wyniesionych lądowisk dla helikopterów na budynkach szpitalnych realizowanych obecnie w Polsce," Trans. Inst. Aviat., vol. 244, no. 3, pp. 179–191, 2016.
- [2] A. Smith, A. Bell, and D. Hackett, "Trade-offs in helipad sitting&design." Rowan Williams Davies & Irwin Inc. (RWDI), pp. 1–10, 2017.
- [3] P. Ruchała, W. Stryczniewicz, A. Dziubiński, and R. Ratkiewicz, "An Experimental Investigation of Helicopter Slipstream in the Presence of Elevated Heliport," in 45th European Rotorcraft Forum, 2019, pp. 1–8.
- [4] M. Ramasamy, M. Potsdam, and G. K. Yamauchi, "Measurements to Understand the Flow Mechanisms Contributing to Tandem-Rotor Outwash," in 71 American Helicopter Society Forum, Virginia Beach, VA, USA, 2015.
- [5] P. Ruchała, A. Dziubiński, W. Stryczniewicz, M. Wojtas, and K. Szumański, "Experimental Investigation of Rotor Slipstream

Oscillations in the Ground Effect,” in Vertical Flight Society 75th Annual Forum & Technology Display, 2019, pp. 1–7.

[6] W. Krzymień and S. Cieślak, “Badania właściwości drganiowych wyniesionego lądowiska szpitala MSWiA w Olsztynie,” 2019.

Symulacyjne badanie stanów lotu i ograniczeń eksploatacji śmigłowców

Jarosław Stanisławski / Sieć Badawcza Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa

Streszczenie: W pracy przedstawiono wyniki symulacji dotyczących wyznaczania osiągnięć śmigłowców oraz wybranych warunków ograniczeń występujących podczas eksploatacji śmigłowców: strefy H-V, manewry omijania przeszkód, dodatkowy napęd. Przeprowadzono analizy wpływu modyfikacji parametrów wirnika nośnego (zwiększenie liczby łopat, zmiana prędkości obrotowej) oraz zmian konstrukcji - wprowadzenie dodatkowych śmigieł napędowych na rozszerzenie obwiedni dopuszczalnych stanów lotu. Określano wielkości sił i momentów generowanych przez wirnik nośny oraz towarzyszących obciążen i odkształceń łopat w warunkach lotów ustalonych i manewrów śmigłowca.

W analizach stosowano dwa rodzaje modeli fizycznych śmigłowców o różnym stopniu uproszczenia struktury wiropłata. W przypadku manewrów i stanów awarii napędu śmigłowca traktowano jako obiekt sztywny z wirnikiem nośnym w formie nieodkształcalnego dysku, co pozwala prowadzić obliczenia symulacyjne w tempie krótszym od czasu rzeczywistego. Uproszczony model śmigłowca i wirnika nośnego umożliwia predykcje, z wyprzedzeniem czasowym, zdefiniować prawidłową realizację sterowanego manewru przy zachowaniu limitów bezpieczeństwa. Do dokładniejszej analizy warunków pracy wirnika nośnego stosowano model, w którym rzeczywiste łopaty zastąpiono odkształcalnymi osiami sprężystymi. Uwzględnienie elastyczności łopat zwiększa dokładność określania lokalnych warunków opływu przekrojów łopat i związanym z nimi rozkładem odkształceń i obciążeń łopat na tarczy wirnika w funkcji promienia i azymutu. Analiza wyników dotycząca parametrów pracy wirnika w ustalonych stanach lotu lub symulowanych manewrach może dostarczyć informacje o zbliżaniu się lub przekraczaniu granic bezpiecznej eksploatacji śmigłowca. Symulacja komputerowa umożliwia wykrycie niekorzystnych cech konstrukcji w fazie projektowania, pozwalając na wczesne skorygowanie odpowiednich jej parametrów.

1/ Wprowadzenie

Stałą tendencją obserwowaną w trakcie rozwoju śmigłowców jest poprawa ich osiągnięć przy jednoczesnym zwiększaniu poziomu bezpieczeństwa eksploatacji wiropłatów. W celu obniżenia kosztów

opracowania nowej maszyny rozwijane są analityczne metody wyznaczania własności śmigłowca. Symulacja komputerowa umożliwia korekty niekorzystnych cech konstrukcji już we wczesnych fazach projektowania. Możliwości określenia charakterystyk wirnika stanowią podstawę dla dalszych analiz własności śmigłowca: zdefiniowania wytrzymałości struktury, oszacowania osiągow, przewidywania poziomu drgań i symulacji lotu. Wśród systemów wspomagających prace przy konstrukcji śmigłowców [1], [2] można wymienić następujące kody programów opracowane przez zespoły producentów i instytucji badawczych: amerykańskie: CAMRAD II (Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics), UMARC (University of Maryland Advanced Rotorcraft Code), opracowane przez firmę Sikorski Aircraft – KTRAN i RDYNE, rozwijany przez armię USA i Sikorski Aircraft – 2GHAS (2nd Generation Helicopter Analysis System) oraz powstały w firmie Bell Helicopter – COPTER (Comprehensive Program for Theoretical Evaluation of Rotorcraft), a także programy brytyjskie: R 150 firmy Westland, CRFM (Coupled Rotor Fuselage Model) opracowany wspólnie przez Westland Helicopters i Defence Evaluation Agency. W ramach współpracy europejskiej przy współudziale ONERA, DLR i firmy Eurocopter opracowany został system oprogramowania HOST (Helicopter Overall Simulation Tool) [3], [4]. Również w Instytucie Lotnictwa przez wiele lat prowadzono prace związane z rozwojem wiroplątów [5] i badaniem śmigłowców [6], [7]. Ostatnio zakres prac badawczych związanych z bezpieczeństwem użytkowania śmigłowców obejmował następującą tematykę: obszary stref H-V [8], [9], manewry omijania przeszkód [10], [11], wpływ nowych rozwiązań na obciążenia i osiągi [12], [13], [14].

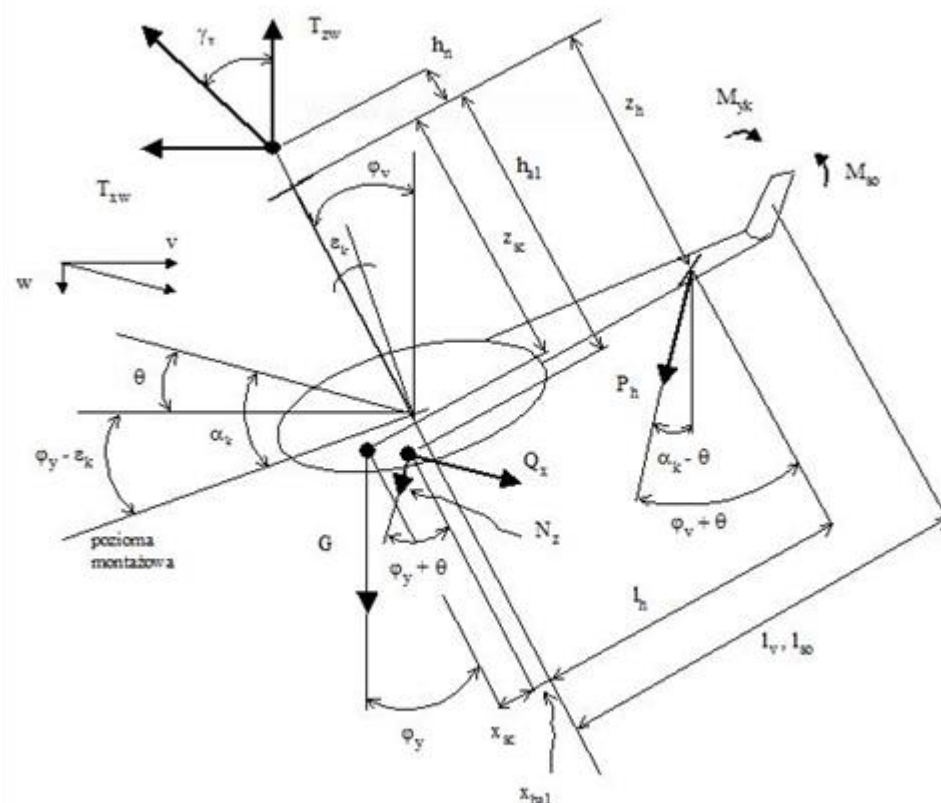
W badaniach symulacyjnych wykorzystywano dwa rodzaje modeli fizycznych śmigłowców o różnym stopniu uproszczenia rzeczywistej struktury wiroplata. Przy analizie manewrów i stanów awarii napędu śmigłowiec traktowano jako obiekt sztywny z wirnikiem nośnym w formie nieodkształcalnego dysku. Do dokładniejszej analizy warunków pracy wirnika nośnego stosowano model, w którym rzeczywiste łopaty zastąpiono odkształcalnymi osiami sprężystymi. Uwzględnienie elastyczności łopat w istotny sposób wpływa na dokładność określania lokalnych warunków opływu przekrojów łopat i związanym z nimi rozkładem odkształceń i obciążeń łopat na tarczy wirnika w funkcji promienia i azymutu.

2/ Modele obliczeniowe śmigłowca

Uproszczony model śmigłowca z kadłubem traktowanym jako masę punktową podwieszoną pod wirnikiem nośnym modelowanym dyskiem o uśrednionych wartościach współczynników aerodynamicznych zastosowano przy obliczaniu osiąarów śmigłowca. Schemat rozmieszczenia obciążeń kadłuba i wielkości geometrycznych pozwalających określić warunki równowagi podłużnej śmigłowca przedstawiono na rys.1. Zmodyfikowane oprogramowanie uwzględniające w uproszczonym modelu śmigłowca efekty dynamiczne lotu sterowanego użyto do predykcyjnego wyznaczania granic obszarów stref H V w przypadku częściowej lub całkowitej awarii napędu, a także do określania zapasu wysokości umożliwiającego przeprowadzenie manewru kontynuacji lotu w warunkach OEI - przy awarii jednego z silników.

Na rys.1 wprowadzono następujące oznaczenia określające schemat równowagi podłużnej śmigłowca:

- w, v – składowe prędkości lotu
- θ – kąt toru lotu, gdzie $\theta = \arctg(w/v)$
- φ_y – pochylenie wału wirnika w przestrzeni
- ε_k – kąt zaklinowania wału wirnika względem pionu montażowego
- α_k – kąt natarcia kadłuba
- T_{xw}, T_{yw} – składowe ciągu wirnika
- G – ciężar śmigłowca
- Q_x – siła oporu śmigłowca
- N_z – siła nośności kadłuba
- P_h – siła nośności statecznika poziomego
- M_{yk} – moment aerodynamiczny kadłuba
- M_{so} – moment śmigła ogonowego
- x_{sc}, z_{sc} – położenie środka masy śmigłowca względem środka głowicy
- h_n – wysokość ponad głowicą punktu zawieszenia śmigłowca jako ekwiwalentnego wahadła fizycznego
- h_{a1}, x_{ha1} – położenie punktu przyłożenia sił aerodynamicznych kadłuba względem środka głowicy
- l_h, l_v, l_{so} – odległości statecznika poziomego, pionowego i osi śmigła ogonowego od osi wału wirnika

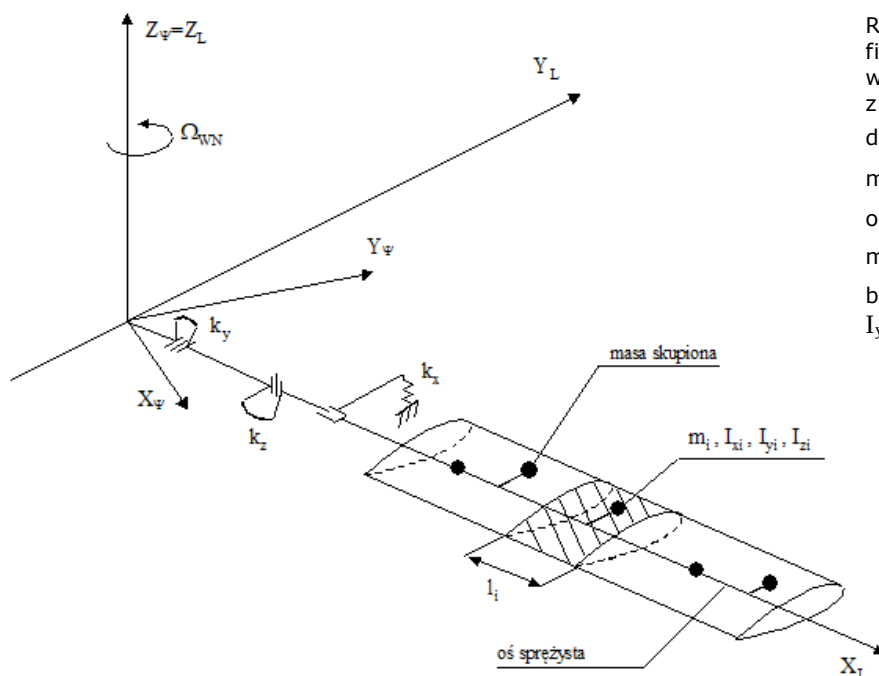


Rys.1. Schemat sił i wielkości geometrycznych określających równowagę podłużną śmigłowca

Uproszczony model obliczeniowy symulujący ruch przestrzenny śmigłowca, w pętli czasowej krótszej od czasu wykonania rzeczywistego manewru, pozwala na predykcyjne uzyskanie informacji o prawidłowym sterowaniu śmigłowcem, zwłaszcza w czasie realizacji manewru awaryjnego po stracie mocy napędu w pobliżu granic obszarów H-V lub dynamicznych lotów z omijaniem przeszkód terenowych.

Do wyznaczania rozkładów obciążeń i odkształceń łopat na powierzchni dysku wirnika zastosowano wymagający dłuższego czasu obliczeń, dokładniejszy model wirnika nośnego z uwzględnieniem elastyczności łopat i zmienności warunków ich opływu w zależności od chwilowego położenia azymutalnego poszczególnych łopat. W modelu obliczeniowym wirnika nośnego rzeczywiste łopaty zastąpiono odcinkami osi sprężystych o możliwości odkształceń skrętnych oraz giętnych w płaszczyźnie ciągu i płaszczyźnie obrotów (rys.2) z przypisanymi masami skupionymi segmentów łopat. Wprowadzenie analizy wielołopatowej umożliwiającej uwzględnianie różnic w charakterystykach masowych, sztywności i aerodynamicznych

poszczególnych łopat pozwala wyznaczyć zmiany składowych obciążenia wału wirnika, obciążeń i odkształceń łopat w zależności od położenia azymutalnego dla warunków ustalonego lotu śmigłowca lub w trakcie manewru.



Rys.2. Model fizyczny łopaty wirnika nośnego z segmentami o długości l_i , masie m_i oraz masowymi momentami bezwładności I_{xi} , I_{yi} , I_{zi}

Równania ruchu odkształcalnych łopat można rozwiązać metodą Galerkina zgodnie, z którą przyjmuje się, że odkształcenia osi sprężystej: giętne y , z , i skrętne φ są równe sumie składowych odkształceń pochodzących od uwzględnianych postaci drgań własnych osi:

$$y(x,t) = \sum_{i1=1}^{I1} \rho_{i1}(t) y_{i1}(x); \quad z(x,t) = \sum_{i2=1}^{I2} \delta_{i2}(t) z_{i2}(x); \quad \varphi(x,t) = \sum_{i3=1}^{I3} \eta_{i3}(t) \varphi_{i3}(x) \quad (1a)$$

gdzie:

y_{i1} , z_{i2} , φ_{i3} - uwzględniane postacie drgań własnych odpowiednio giętnych w płaszczyźnie obrotów, giętnych w płaszczyźnie ciągu oraz skrętnych;

ρ_{i1} , δ_{i2} , η_{i3} - zmienne w czasie wagi poszczególnych postaci własnych, których wartości są wyznaczane przy rozwiązywaniu równań ruchu;

I_1, I_2, I_3 - liczby uwzględnianych postaci giętnych w płaszczyźnie obrotów, giętnych w płaszczyźnie ciągu oraz skrętnych.

Podobnie uwzględniając postacie własne można wyznaczyć pochodne po czasie odkształceń osi sprężystej:

$$\dot{y}(x,t) = \sum_{i1=1}^{I1} \dot{\rho}_{i1}(t) y_{i1}(x); \quad \dot{z}(x,t) = \sum_{i2=1}^{I2} \dot{\delta}_{i2}(t) z_{i2}(x); \quad \dot{\phi}(x,t) = \sum_{i3=1}^{I3} \dot{\eta}_{i3}(t) \phi_{i3}(x) \quad (1b)$$

$$\ddot{y}(x,t) = \sum_{i1=1}^{I1} \ddot{\rho}_{i1}(t) y_{i1}(x); \quad \ddot{z}(x,t) = \sum_{i2=1}^{I2} \ddot{\delta}_{i2}(t) z_{i2}(x); \quad \ddot{\phi}(x,t) = \sum_{i3=1}^{I3} \ddot{\eta}_{i3}(t) \phi_{i3}(x) \quad (1c)$$

Wykorzystując warunek ortogonalności postaci własnych każde z równań (1) można przekształcić w układ równań (2), w którym poszczególne równania opisują ruch drgający ekwiwalentnej struktury o jednym stopniu swobody, przy czym częstość drgań własnych struktury jest równa częstości p_{i1}, f_{i2}, ν_{i3} jednej z uwzględnianych postaci własnych łopaty:

$$\ddot{\rho}_{i1} + \rho_{i1} p_{i1}^2 = Q_{Y_{i1}} \quad , \quad i1 = 1, \dots, I1 \quad (2a)$$

$$\ddot{\delta}_{i2} + \delta_{i2} f_{i2}^2 = Q_{Z_{i2}} \quad , \quad i2 = 1, \dots, I2 \quad (2b)$$

$$\ddot{\eta}_{i3} + \eta_{i3} \nu_{i3}^2 = Q_{\phi_{i3}} \quad , \quad i3 = 1, \dots, I3 \quad (2c)$$

gdzie:

$Q_{Y_{i1}}, Q_{Z_{i2}}, Q_{\phi_{i3}}$ - siły uogólnione dla branych pod uwagę postaci własnych.

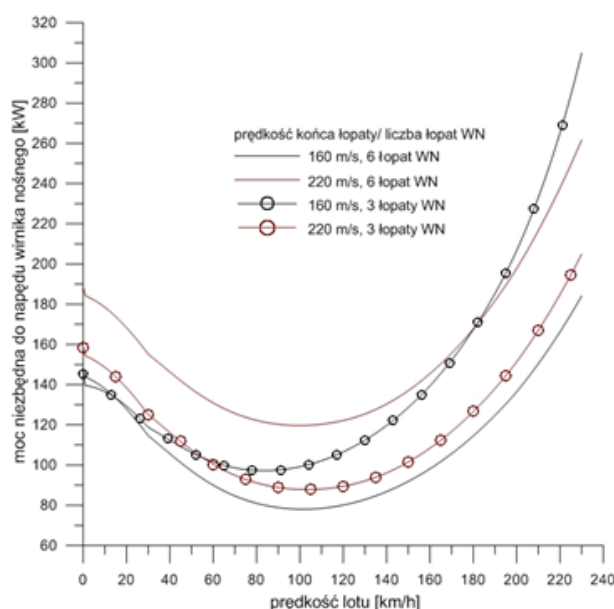
Równania ruchu (2) ekwiwalentnych mas o jednym stopniu swobody można rozwiązać metodą Runge-Kutty. Wartości parametrów ruchu mas ekwiwalentnych wyznaczane są iteracyjnie w przedziale przyrostu czasu Δt odpowiadającego kolejnym położeniom azymutalnym łopaty. Powtórzenie obliczeń dla kolejnych przedziałów czasu Δt umożliwia symulacyjne wyznaczenie przebiegów czasowych parametrów ruchu oraz sił i momentów działających na poszczególne masy modelu łopaty, a po ich zsumowaniu dla wszystkich łopat można wyznaczyć składowe obciążenia wału wirnika nośnego.

3/ Wyniki symulacji

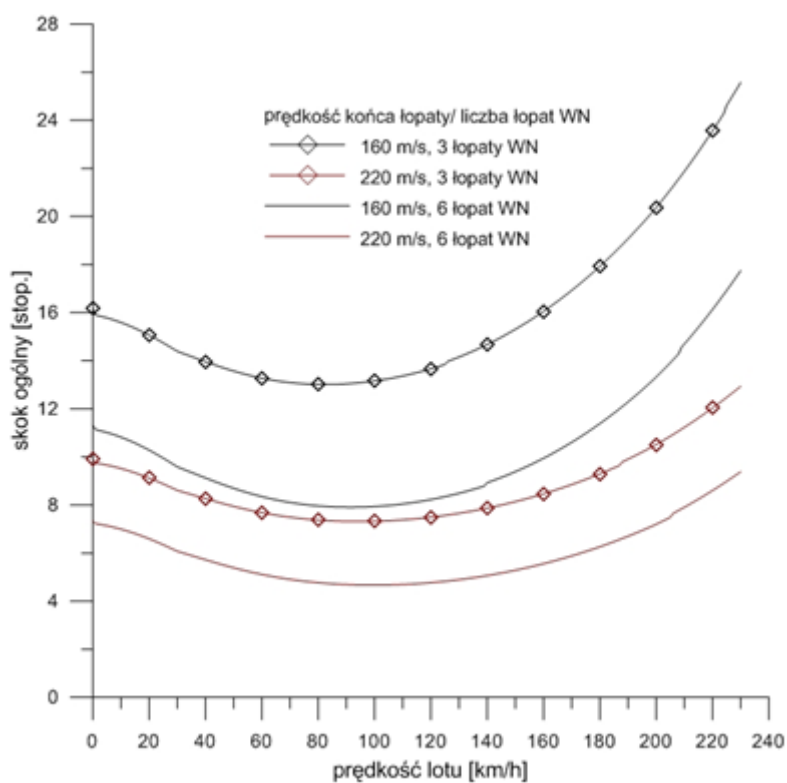
Przedstawione wyniki obliczeń symulacyjnych obejmują następujące zagadnienia dotyczące eksploatacji śmigłowców:

- wpływ parametrów pracy wirnika na osiągi śmigłowca i obciążenia łopat (rys.3-7),
- rozległość stref H-V i manewry awaryjne (rys.8-10),
- możliwości omijania przeszkód terenowych (rys.11-13),
- rozszerzenie obwiedni osiągow śmigłowców przez wprowadzenie dodatkowego śmigła napędowego (rys.14-18).

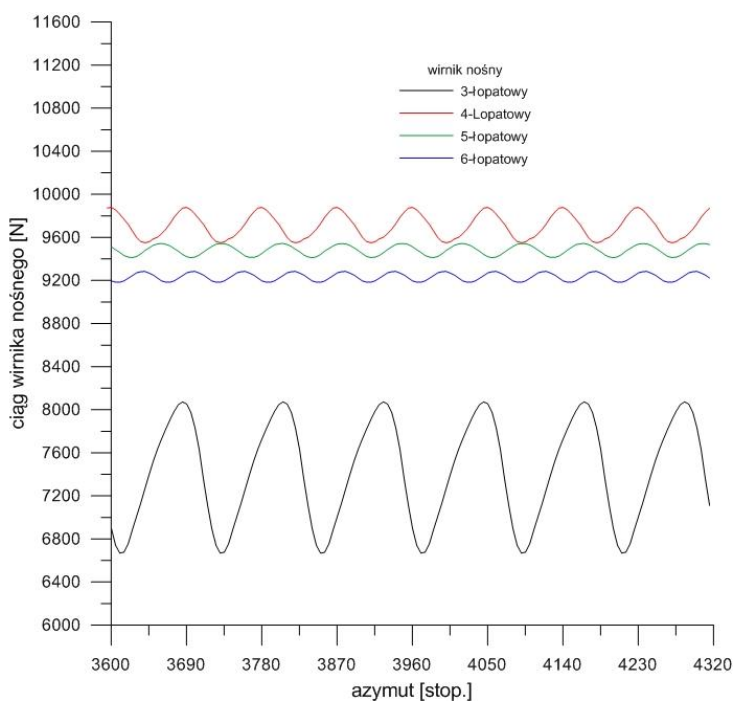
Zasadniczymi elementami struktury śmigłowca, które wpływają na osiągi są wirnik nośny i zespół napędowy. Dobór głównych parametrów wirnika nośnego, jak liczba łopat i prędkość obrotowa decyduje o poziomie mocy niezbędnej (rys.3) oraz o obciążeniach i drganiach generowanych przez łopaty wirnika. Zwiększenie liczby łopat wirnika nośnego jest spotykanym rozwiązaniem pozwalającym znacząco poprawić własności eksploatacyjne śmigłowca. Obliczenia wykonano dla śmigłowca lekkiego o masie 1000 kg, z wirnikiem nośnym o promieniu 3,75 m i łopatami o tej samej geometrii dla uwzględnianych wariantów wirnika od trzech do sześciu łopat. W przypadku wirnika sześciółopatego przy mniejszych kątach natarcia (rys.4) najniższy poziom mocy niezbędnej otrzymano dla mniejszej prędkości końca łopat wynoszącej 160 m/s. W warunkach lotu z prędkością 200 km/h przy prędkości końca łopaty 160 m/s dla wariantów wirnika z różną liczbą łopat na rys.5 przedstawiono przebiegi ciągu wirnika w trakcie dwóch obrotu wału, gdzie najmniejsze oscylacje otrzymano dla wirnika sześciółopatego. Znaczne zmiany ciągu w przypadku wirnika trzyłopatego można powiązać z występowaniem stref oderwania na łopatach, czemu towarzyszy wzrost odkształceń skrętnych łopaty w trakcie obrotu wirnika (rys.6). Strefę oderwania dla tarczy wirnika trzyłopatego pokazano na mapce rozkładu różnicy kąta krytycznego i lokalnego kąta natarcia (rys.7), gdzie przekroczenie krytycznego kąta natarcia obejmuje znaczny obszar dysku wirnika w rejonie łopaty powracającej (azymut 270°).



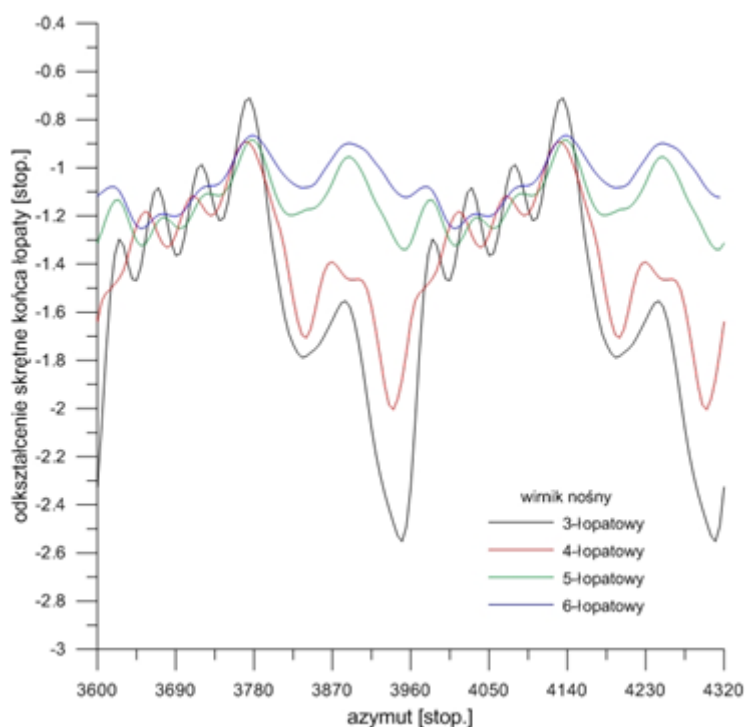
Rys.3. Moc niezbędna do napędu wirnika nośnego w zależności od prędkości lotu i prędkości końca łopaty, przypadki trzyłopatego i sześciółopatego wirnika nośnego dla śmigłowca o masie 1000kg



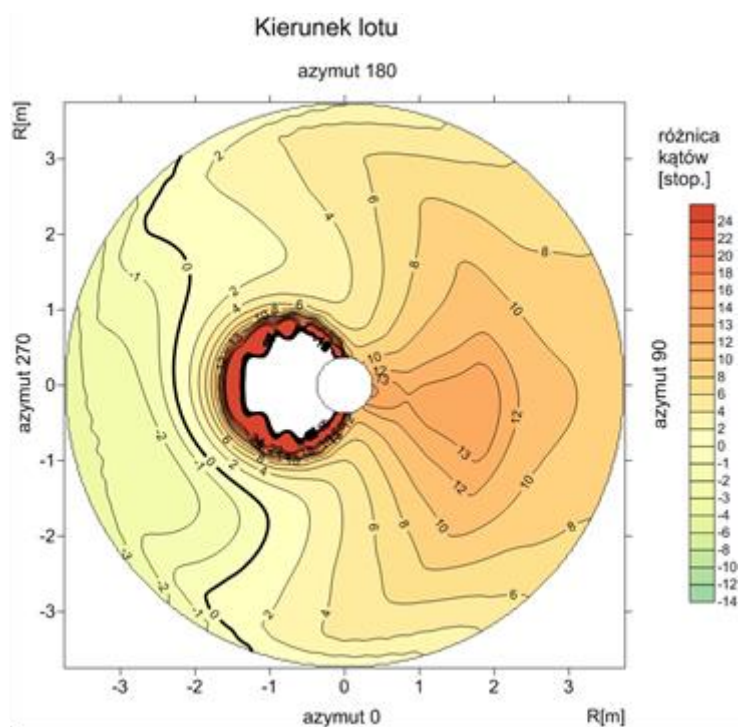
Rys.4. Zmiany skoku ogólnego wirnika nośnego w zależności od prędkości lotu i prędkości końca łopaty, przypadki trzyłopatowego i sześciółopatowego wirnika nośnego dla śmigłowca o masie 1000kg



Rys.5. Ciąg wirnika nośnego w locie poziomym z prędkością $V=200$ km/h przy prędkości końca łopaty wirnika 160 m/s; warianty wirnika: trzy, cztery, pięć i sześciółopatowy



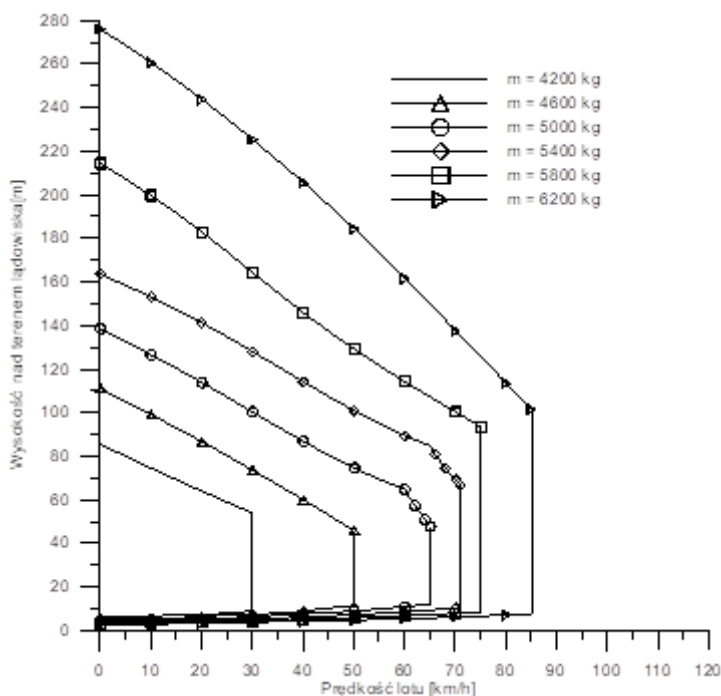
Rys.6.
Odkształcenie skrętne końca łopaty wirnika nośnego w warunkach lotu z prędkością $V=200$ km/h, prędkość końca łopaty wirnika 160 m/s, warianty wirnika: trzy, cztero, pięcio, i sześciopłatowy.



Rys.7. Rozkład na dysku wirnika różnicy kątów krytycznego i lokalnego kąta natarcia dla przekrojów łopaty w locie z prędkością $V=200$ km/h. Przypadek wirnika trzyłopatowego z prędkością końcówki 160 m/s.

W przypadku całkowitej utraty mocy napędu (śmigłowce jednosilnikowe, lub jednoczesna awaria obu silników śmigłowca dwusilnikowego) jedyną możliwością ograniczenia skutków awarii jest przeprowadzenie lądowania autorotacyjnego, jeśli to możliwe, z dopuszczalną prędkością opadania w momencie przyziemienia.

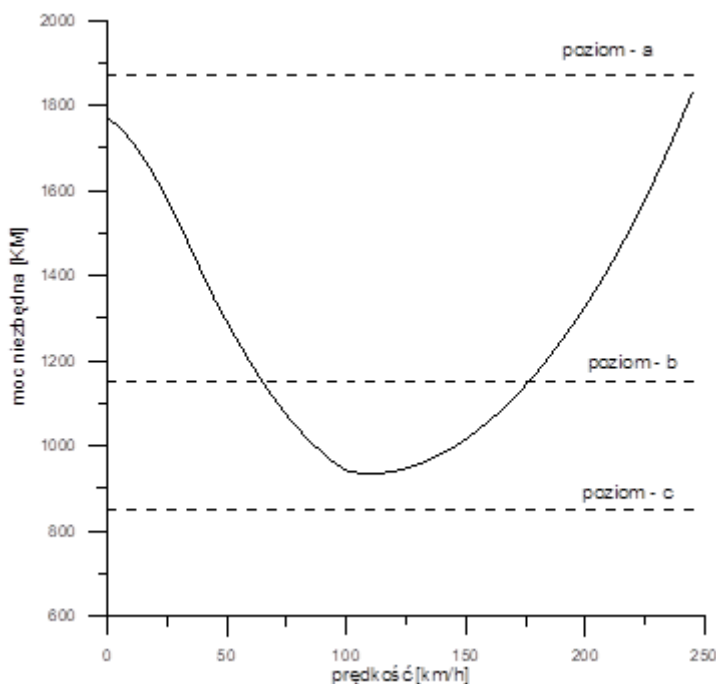
Rozległość obszaru stref H-V dla śmigłowca klasy średniej w zależności od masy śmigłowca klasy średniej pokazano na rys.8.



Rys.8. Porównanie obszaru krzywych H-V dla przypadku całkowitej awarii napędu w zależności od masy śmigłowca, wysokość terenu $h_{ter}=0$ m przy prędkości opadania w momencie przyziemienia $W_{dop} = -3,70$ m/s.

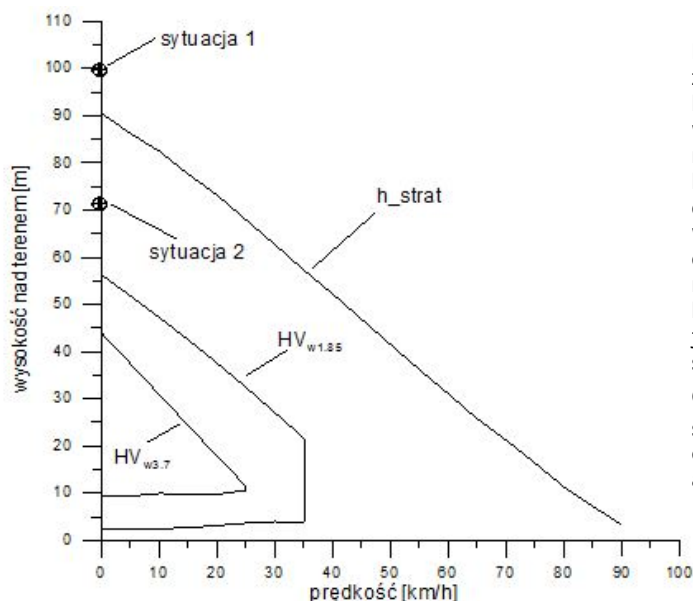
Przy częściowej awarii napędu śmigłowca dwusilnikowego, po przerwaniu pracy jednego z silników, w zależności od wielkości mocy rozporządzalnej drugiego silnika w stosunku do mocy niezbędnej do lotu mogą zaistnieć następujące sytuacje (rys.9):

- możliwy jest zawis oraz lot poziomy do prędkości, kiedy nastąpi równość mocy niezbędnej i mocy rozporządzalnej jednego silnika;
- lot poziomy jest możliwy w przedziale prędkości $V_{min} < V < V_{max}$, w którym moc niezbędna jest mniejsza od mocy rozwijanej przez jeden silnik;
- moc jednego silnika jest niewystarczająca do lotu poziomego w całym zakresie prędkości.



Rys.9. Zależność mocy niezbędnej do lotu w funkcji prędkości. Naniesione poziomy mocy rozporządzalnej odpowiadające różnym możliwościom kontynuacji lotu po awarii jednego z silników śmigłowca.

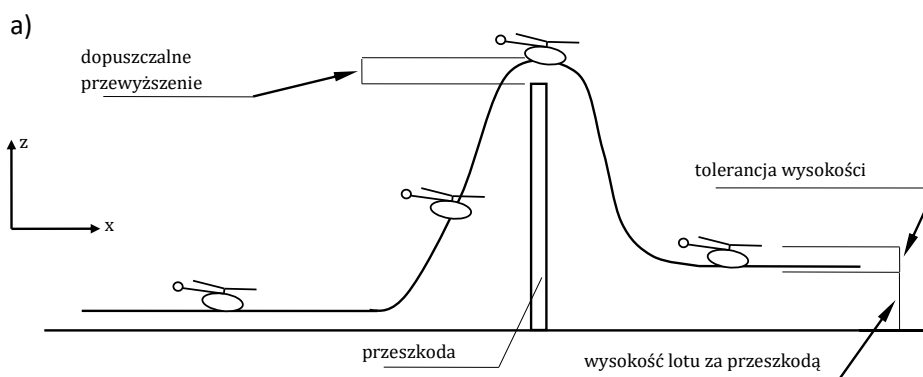
W przypadku wystąpienia częściowej awarii napędu śmigłowca poprawne przeprowadzenie właściwego manewru wymaga dostarczenia pilotowi informacji pozwalających podjąć decyzję: czy możliwa będzie kontynuacja lotu (rys.10 - sytuacja 1), czy też konieczne będzie lądowanie (rys.10 - sytuacja 2). Zadanie wspomagania pilota w sytuacji awaryjnej może pełnić pokładowy system wizualny z wprowadzonym oprogramowaniem symulacyjnym o czasie obliczeń krótszym od czasu rzeczywistego, gdzie wyniki określające granice stref HV byłyby wyświetlone na monitorze pokładowym. Przy zakładanej hipotetycznej awarii napędu, kiedy silniki pracują prawidłowo, krzywe HV oraz wartości straty wysokości w manewrze odejścia określone są dla przedziału prędkości od zawisu aż do granicznej zadanej prędkości lotu, przy czym zakłada się, że awaria silnika zachodzi w warunkach ustalonych lotów poziomych.

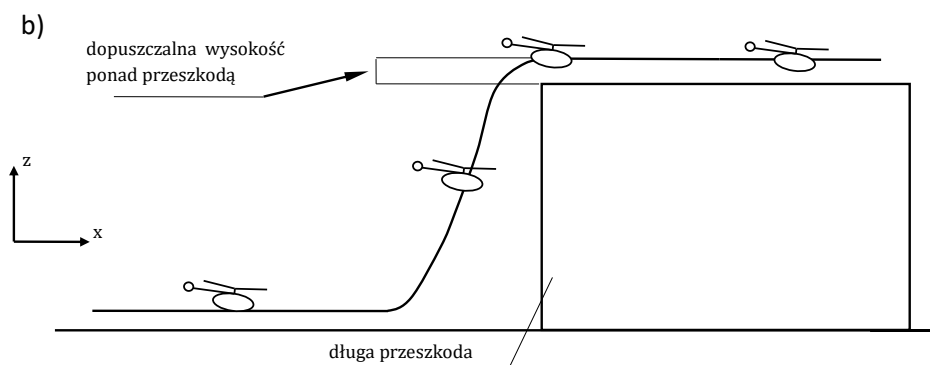


Rys.10. Porównanie zmian w funkcji prędkości lotu: straty wysokości w trakcie wykonania manewru kontynuacji lotu oraz granic stref HV dla lądowania łagodnego $w=-1.85$ m/s i dopuszczalnego $w=-3.7$ m/s; wysokość lądowiska $h_{ter}=1000$ m, awaria jednego silnika, masa śmigłowca $m=6250$ kg
⊕ - chwilowe położenie śmigłowca względem granic HV w momencie awarii w zawisie.

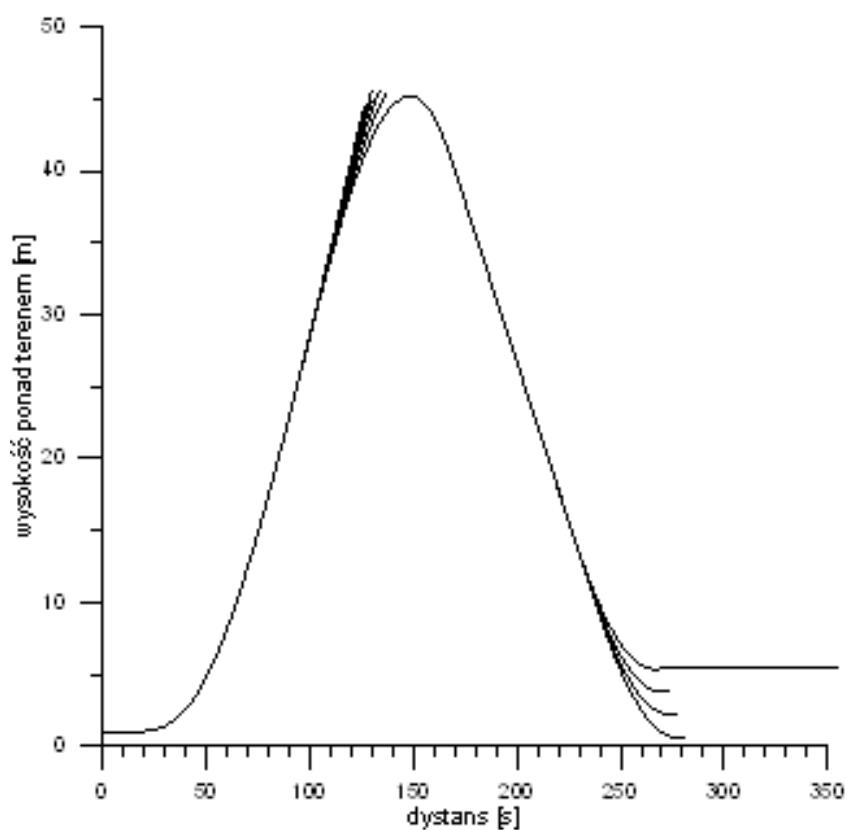
Loty śmigłowców na małej wysokości stwarzają potencjalne zagrożenie zaistnienia zderzeń z przeszkodami terenowymi. Wykonując lot według techniki NOE (Nap of the Earth) śmigłowiec utrzymywany jest możliwie blisko powierzchni terenu z wykorzystaniem roślinności i innych obiektów do ukrycia się. Realizacja lotów na bardzo małych wysokościach z możliwie dużą prędkością wymaga zwiększonej koncentracji załogi, jednoczesnej kontroli parametrów lotu, nawigacji, obserwacji otoczenia, a także śledzenia celów. Rozważane warianty przeskoku nad przeszkodą pokazano na rys.11.

Symulacyjne przeprowadzenie manewru przeskoku jest wyznaczane w sposób iteracyjny (rys.12). Po pierwszej fazie braku reakcji pilota następuje zwiększanie skoku ogólnego łopaty wirnika nośnego. Następnie realizowane są próby wznoszenia przy zwiększonym skoku ogólnym. Jeszcze w fazie wznoszenia przed osiągnięciem wysokości przeszkody skok ogólny jest zmniejszany, aby w trakcie manewru nie przekroczyć założonego pasma przewyższenia ponad przeszkodą. Po minięciu przeszkody skok ogólny jest zwiększany początkowo w celu utrzymania stałej prędkości opadania. W pobliżu ziemi skok ogólny ponownie jest zwiększany do momentu wyhamowania prędkości zniżania w zadanym pasie wysokości lotu nad ziemią. Na rys.12 pokazano kolejne próby realizacji manewru przeskoku przy coraz wcześniejszym zmniejszaniu skoku ogólnego przed przeszkodą oraz wcześniejszym zwiększaniu skoku ogólnego przy wyrównaniu za przeszkodą. Warunki początkowe manewru: prędkość $V=50$ km/h, wysokość lotu nad terenem $h=1$ m, zakończenie manewru na wysokości $h>5$ m. Dystans manewru jest uzależniony od masy śmigłowca, nadmiaru mocy i warunków początkowych stanu lotu. Na rys.13 pokazano zmiany dystansu manewru przeskoku przy różnych prędkościach lotu.

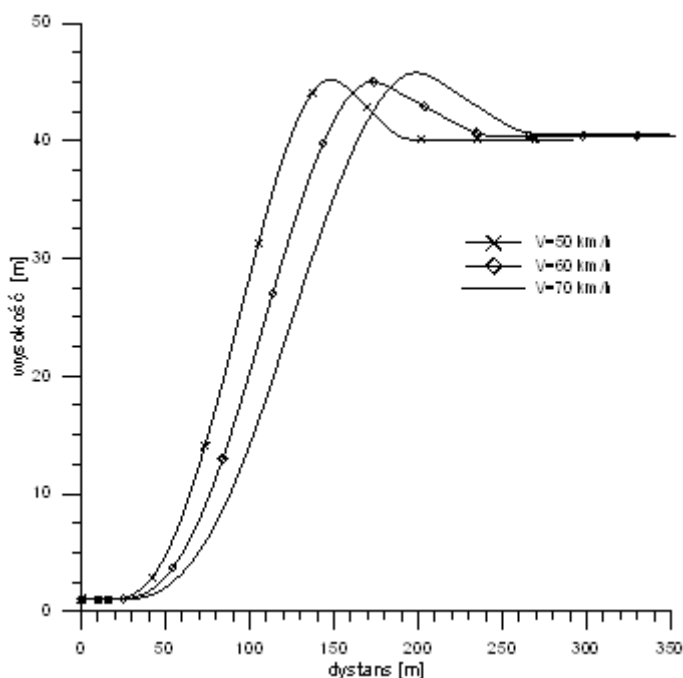




Rys.11. Przewidywane odmiany manewru przelotu ponad przeszkodą:
a) wariant ze zmniejszeniem wysokości lotu za przeszkodą,
b) manewr z lotem ponad długą przeszkodą.

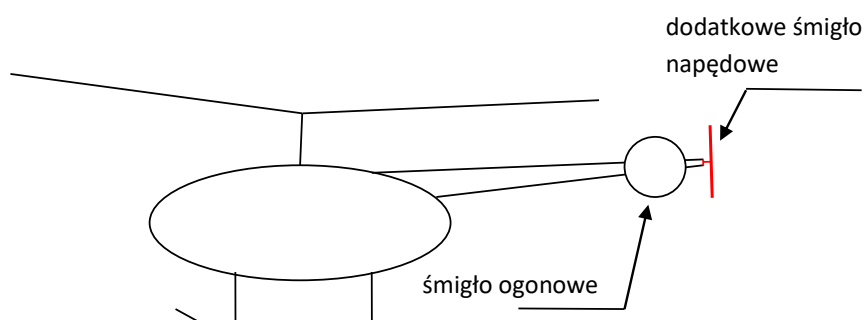


Rys.12. Zmiany wysokości i wymagany dystans podczas przeskoku przez przeszkodę o wysokości $h_{\text{przesz}}=40\text{m}$ z zachowaniem pasma przewyższenia $h_{\text{ponad}}=6\text{m}$



Rys.13. Zmiany wysokości i wymagany dystans podczas wznoszenia nad płaską przeszkodą o wysokości $h_{\text{przesz}}=40\text{m}$ przy różnych prędkościach początkowych manewru z zachowaniem pasma przewyższenia $h_{\text{ponad}}=6\text{m}$ ponad przeszkodą, wyrwanie skokiem ogólnym, początkowa wysokość lotu nad terenem $h=1\text{m}$, zakończenie manewru na wysokości $h>40 \text{ m}$.

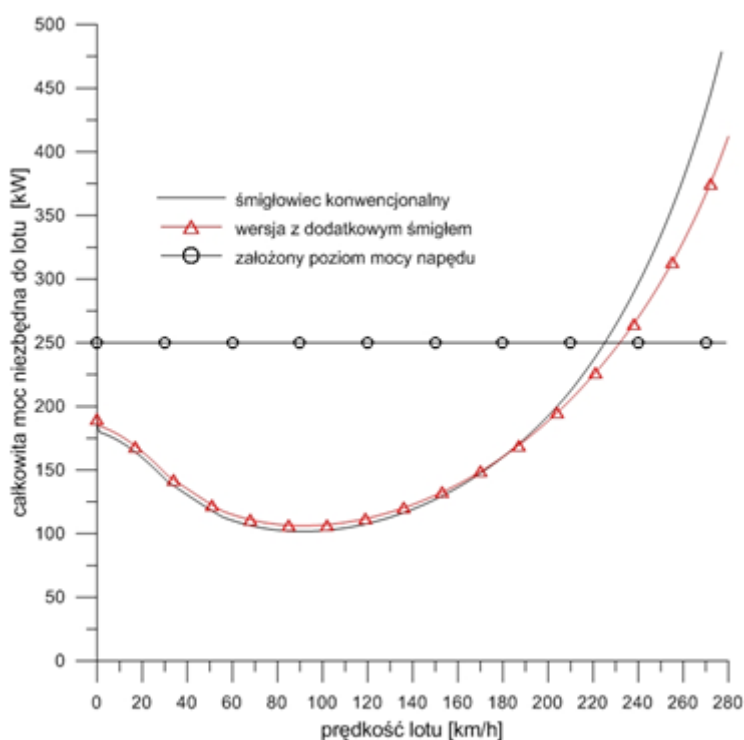
Rozszerzenie obwiedni dopuszczalnych stanów lotu może być osiągnięte po modyfikacji struktury śmigłowca przez zabudowę dodatkowego śmigła napędowego (rys.14). Ciąg śmigła napędowego pozwala ograniczyć udział wirnika w tworzeniu siły równoważącej wzrastający wraz z prędkością lotu opór aerodynamiczny śmigłowca. Zmniejszanie poziomej składowej ciągu wirnika może wpłynąć na opóźnienie wystąpienia niekorzystnych efektów ściśliwości i wzrostu oporu łopat wirnika.



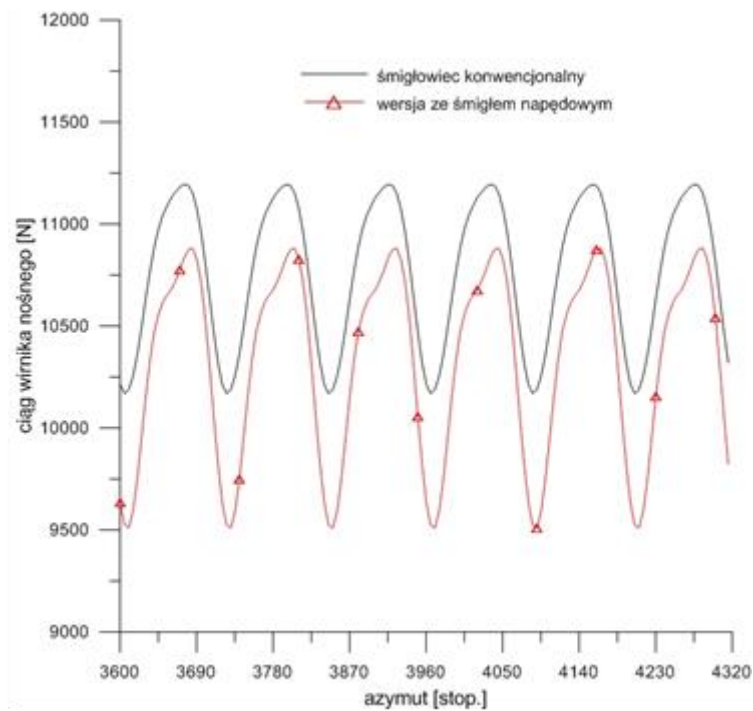
Rys.14. Schemat śmigłowca z dodatkowym śmigłem napędowym.

Przeprowadzone symulacje wskazują na możliwość zwiększenia osiągów śmigłowca przy zastosowaniu dodatkowego śmigła napędowego. W porównaniu z konwencjonalnym śmigłowcem przy tej samej prędkości lotu można spodziewać się mniejszego poziomu obciążeń i drgań konstrukcji. Porównując wielkości mocy niezbędnej dla śmigłowca konwencjonalnego i wersji z dodatkowym śmigłem napędowym (rys.15) można stwierdzić, że całkowita moc niezbędna

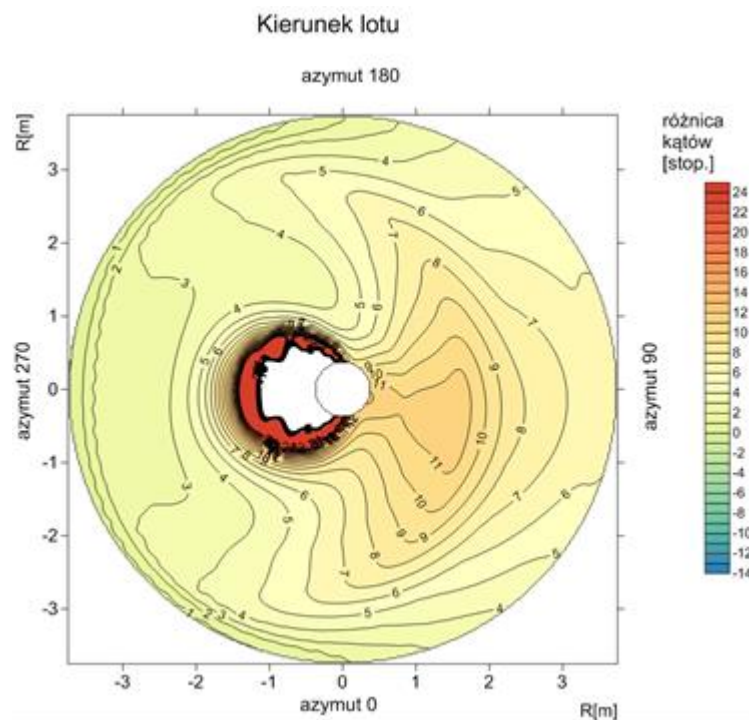
przyjmuje mniejsze wartości dla wariantu ze śmigłem dopiero w przedziale lotu prędkości lotu powyżej 200 km/h. Na rys. 15 pokazano też zakładany poziom mocy zespołu napędowego, który zapewniałby rozwijanie większej o 10 km/h maksymalnej prędkości lotu dla wariantu ze śmigłem dodatkowym. Dla obu wersji śmigłowca w warunkach lotu ustalonego z prędkością $V=200$ km/h wykonano obliczenia symulacyjne obciążeń wirnika i odkształceń łopatek wirnika. Na przebiegach czasowych ciągu (rys.16) widoczne są trzy cykle zmian charakterystyczne dla wirnika trzyłopatowego. Zastosowanie śmigła pchającego pozwala na zmniejszenie ciągu wirnika nośnego. Dla śmigłowca ze śmigłem pchającym przy wymaganej mniejszej poziomej składowej wektora ciągu wirnika (mniejsze wychyleniu tarczy sterującej lub mniejsze pochylenie kadłuba) w wyniku różniących się warunków opływu zmiane ulega rozkład parametrów łopatek. Porównując rozkłady różnic kątów krytycznego i natarcia śmigłowca konwencjonalnego (rys.17) oraz ze śmigłem pchającym (rys.18) można zauważyć większy zapas do oderwania w przekrojach końcowych łopaty w przeważającym zakresie położenia azymutalnych.



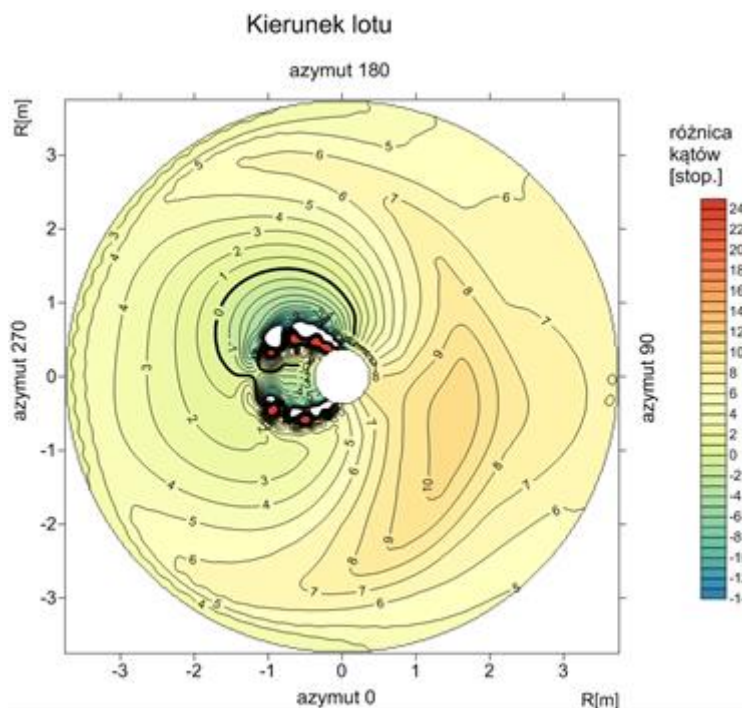
Rys.15. Moc niezbędna do lotu śmigłowca, efekt wprowadzenia dodatkowego śmigła napędowego, masa śmigłowca 1100kg. Śmigłowiec z trzyłopatowym wirnikiem i czterołopatowym śmigłem pchającym.



Rys.16. Ciąg wirnika nośnego w locie poziomym z prędkością $V=200$ km/h dla dwóch wersji śmigłowca: konwencjonalnej i ze śmigłem napędowym, masa śmigłowca 1100kg



Rys.17. Rozkład na dysku wirnika nośnego różnicy kątów krytycznego i lokalnego natarcia w przekrojach łopaty w locie poziomym z prędkością $V=200$ km/h. Przypadek śmigłowca konwencjonalnego



Rys.18. Rozkład na dysku wirnika nośnego różnicy kątów krytycznego i lokalnego natarcia w przekrojach łopaty w locie poziomym z prędkością $V=200$ km/h. Przypadek dla śmigłowca ze śmigłem napędowym

4/ Wnioski

Oprogramowanie symulacyjne może znaleźć zastosowanie przy badaniu zjawisk dynamiki wirnika oraz w zakresie mechaniki lotu śmigłowca. Programy symulacyjne oparte o uproszczony model śmigłowca traktowany jako masa punktowa przy relatywnie krótkim czasie wykonania obliczeń w porównaniu z czasem trwania rzeczywistych manewrów śmigłowców stwarzają możliwość dostarczenia pilotowi informacji z wyprzedzeniem czasowym o dopuszczalnym lub zalecanym manewrze. Program symulacyjny do wyznaczania obciążeń wirnika z uwzględnieniem elastyczności łopat, odkształcalności giętnej w płaszczyznach ciągu i obrotów oraz odkształcalności skrętnej, umożliwia badanie zachowania się śmigłowca w nieustalonych stanach lotów przy zadanej funkcji sterowania w kanałach skoku ogólnego oraz skoku cyklicznego przechylania i pochylania. Oprogramowanie symulacyjne może być wykorzystane przy opracowaniu nowych konstrukcji lub modyfikacji istniejących śmigłowców, przygotowaniu programów prób oraz instrukcji eksploatacji przy zachowaniu marginesów bezpieczeństwa.

Literatura

- [1] Wang J., 1998, Challenges of Rotor Dynamics Correlation, American Helicopter Society, 54th Annual Forum, Washington, May.
- [2] Wang J., 1998, Recent Rotor Dynamics Prediction at Sikorsky Aircraft, 24th European Rotorcraft Forum, Marsylia , September.
- [3] Benoit B., Dequin A.-M., Kampa K., von Grünhagen W., Basset P.-M., Gimonet B., 2000, HOST, a General Helicopter Simulation Tool for Germany and France, American Helicopter Society 56th Annual Forum, Virginia Beach, Virginia, May 2-4.
- [4] Servera G., Beaumier P., Costes M., 2000, A weak coupling method between the dynamics code HOST and the 3D unsteady Euler code WAVES, 26th European Rotorcraft Forum, Hague, Netherlands.
- [5] Wiśniowski W., 2016, 90 lat Instytutu - 65 lat współpracy Instytutu Lotnictwa z Zakładami Lotniczymi w Świdniku, Prace Instytutu Lotnictwa nr 2(243), str.7-14.
- [6] Szumański K., 1997, Teoria i badania śmigłowców w ujęciu symulacyjnym, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa.
- [7] Szumański K, Bereżański J, Szumański A., 2002, Elements of helicopter supermanoeuvrability at low flight velocities, Aircraft Engineering and Aerospace Technology:An International Journal United Kingdom. Grudzień
- [8] Stanisławski J., 2009, Testowanie układu do predykcyjnego wyznaczania stref H-V z wykorzystaniem sterowanego modelu śmigłowca, Prace Instytutu Lotnictwa nr 201, str. 147-170.
- [9] Stanisławski J., 2010, Prediction of helicopter H-V zone and cueing the emergency maneuver after power loss, The Archive of Mechanical Engineering, vol.LVII number 1, str. 21-44.
- [10] Stanisławski J., 2013, Testowanie działania elementów systemu antykolizyjnego śmigłowca, Prace Instytutu Lotnictwa nr 231, str. 11-41.
- [11] Stanisławski J., 2015, Simulation of helicopter boundary maneuvers of obstacle avoidance with predicted control function, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 239, str 72-94.

[12] Stanisławski J., 2018, Simulation investigation of operational conditions of rotor for high-speed compound helicopter, Journal of KONES Powertrain and Transport, vol. 25, str. 363–370.

[13] Stanisławski J., 2018, A comparison of helicopter main rotor features due to stiffness of rotor blade-hub connection , Transactions of the Institute of Aviation, No 1(250), str. 114–131.

[14] Stanisławski J., 2020, Performance of quiet helicopter , Transactions on Aerospace Research, No 1(258), str. 1–17.

System sterowania bezzałogowymi statkami powietrznymi

Rafał Kowalik, Tomasz Łusiak / Lotnicza Akademia Wojskowa

Streszczenie: W niniejszym artykule przedstawiono przegląd istniejącej literatury na temat optymalnego sterowania czterowirnikowcem oraz wyniki obliczeń symulacyjnych. BSP należą do klasy nieliniowych systemów, które są z natury trudniejsze do sterowania. W związku z rosnącym zainteresowaniem BSP i ich potencjalnymi zastosowaniami, w ostatnim czasie wykonano wiele prac w zakresie sterowania UAV. Zaprojektowano system sterowania PID (Proportional Integral Derivative) do sterowania BSP tak, aby podążał według wstępnie zdefiniowanej trajektorii. Jednym z aspektów problemu rozpatrywanego w tym zagadnieniu jest problem zasięgu, który był ostatnio badany wiele razy. Zainteresowanie to wynika przede wszystkim z szeregu zastosowań, takich jak śledzenie nieprzyjasknych celów, nadzór i monitoring oraz poszukiwania i ratownictwo w miastach w następstwie klęski żywiołowej lub katastrofy spowodowanej przez człowieka.

Wprowadzenie

Wraz z rozwojem materiałów, elektroniki, czujników i akumulatorów rozmiar mikro bezzałogowych statków powietrznych wynosi od 0,1 do 0,5 metra długości i 0,1-5 kg masy. Coraz bardziej popularna staje się klasa obiektów bezzałogowych z czterema wirnikami - Quadrotory. Wiele wysiłku włożono w opracowanie nowych metod ich kontroli. Przykładem jest HMX-4, który jest rodzajem czteroramiennego wirnika o wadze około 0,7 kg i długości 76 cm pomiędzy końcami wirników. Czas lotu wynosi około 3 minuty. Ze względu na ograniczenie masy tego rodzaju bezzałogowca, nie można dodać GPS ani przyspieszeniomierzy. Dane o położeniu i prędkości można uzyskać za pośrednictwem kamer. W celu uzyskania sprzężenia zwrotnego, posiada on wczesny system mikro elektromechaniczny (MEMS) dla pilota-asystenta. Sterownik linearyzacji sprzężenia zwrotnego steruje wysokością i kątem odchylenia. Ze względu na dryfowanie quadrotora w płaszczyźnie x-y pod kontrolą tego sterownika, sterownik cofania jest potrzebny do sterowania położeniem. Inne powszechnie badane pole badawcze wykorzystuje proporcjonalno wbudowany regulator PID do wspólnego sterowania położeniem i pozycją. AscTec Hummingbird to typowy model tego typu quadrotora. Model ten jest wyposażony w ramę z drewna lub włókna węglowego, dzięki czemu jest wytrzymały i lekki, o wadze około 0,5 kg. Posiadają one własne

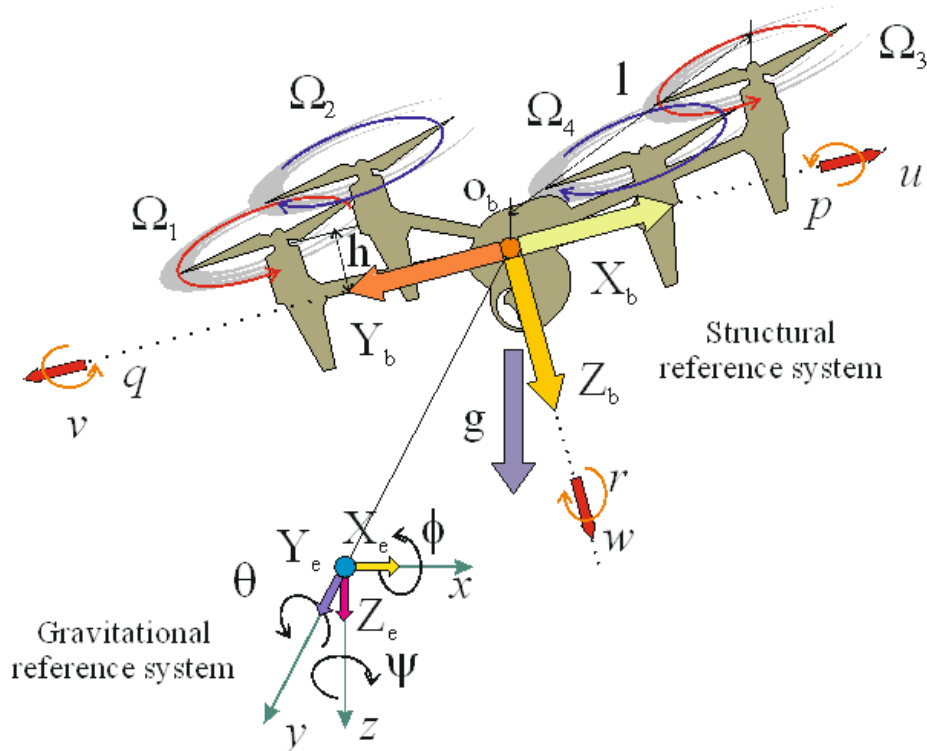
czujniki do uzyskiwania stanów. Sterownik reguluje instalację na podstawie różnicy pomiędzy wartościami zadanymi i zmierzonymi. Kolejnym wykorzystywanym systemem kontroli PID jest stół testowy STARMAC. Quadrator ma masę około 1,1-1,6 kg i może przenosić dodatkowe obciążenie użytkowe około 2,5 kg. Jeden z dostępnych na zewnątrz modeli śledzenia trajektorii nosi nazwę X4-flyer. Sterownik został opracowany w celu uproszczenia oceny orientacji pojazdu i utrzymania jej na bardzo niskim poziomie. Model dynamiczny uzyskano metodą Eulera-Langrange'a. Sterownik PID służył do sterowania bezzałogowcem w zawisie lub śledzenia jego trajektorii.

Dynamika i model sterowania

Analiza dynamiczna

Modelowanie

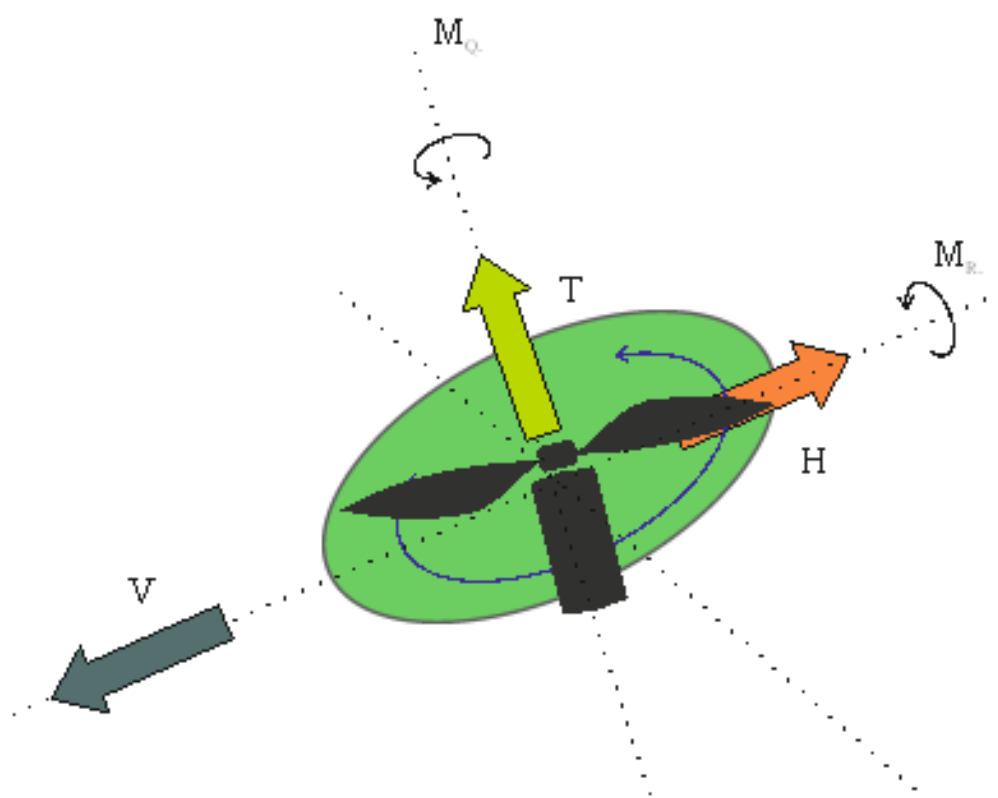
Wirniki są zaprojektowane tak, aby przenosić jedynie siłę na górną część quadrotora a ich obroty mają wprowadzać momenty obrotowe. Wytwarzane siły i momenty zależą od prędkości obrotowej wirnika. Głównym wyzwaniem jest sterowanie odpowiednimi prędkościami czterech wirników w celu zapewnienia stabilnego lotu po żądanej trajektorii.



Rys. 1. Uproszczona ilustracja ruchu BSP i sterowania wirnikami Quadrotora.

Rys. 1 przedstawia uproszczony sposób, w jaki wirniki sterują ruchem Quadrotora. Wirniki 1 i 3 obracają się w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara i wytwarzają moment obrotowy w kierunku zgodnym z ruchem wskazówek zegara. Wirniki 2 i 4 obracają się w kierunku zgodnym z ruchem wskazówek zegara i wytwarzają moment obrotowy w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara. Wszystkie wirniki wytwarzają siłę w kierunku do góry prostopadle do płaszczyzny obrotu. Dla lewej cyfry na rys. 2 prędkości obrotowe wirników 2 i 4 są większe od prędkości obrotowych wirników 1 i 3. Efektywny moment będzie więc w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara. Quadrotor będzie odchyłał się w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara. Dla prawej cyfry na rys. 2, cztery wirniki mają taką samą prędkość obrotową. Pęd w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara zrównoważy pęd w kierunku zgodnym z ruchem wskazówek zegara. Quadrotor zostanie uniesiony, gdy suma sił podnoszenia będzie większa niż grawitacja.

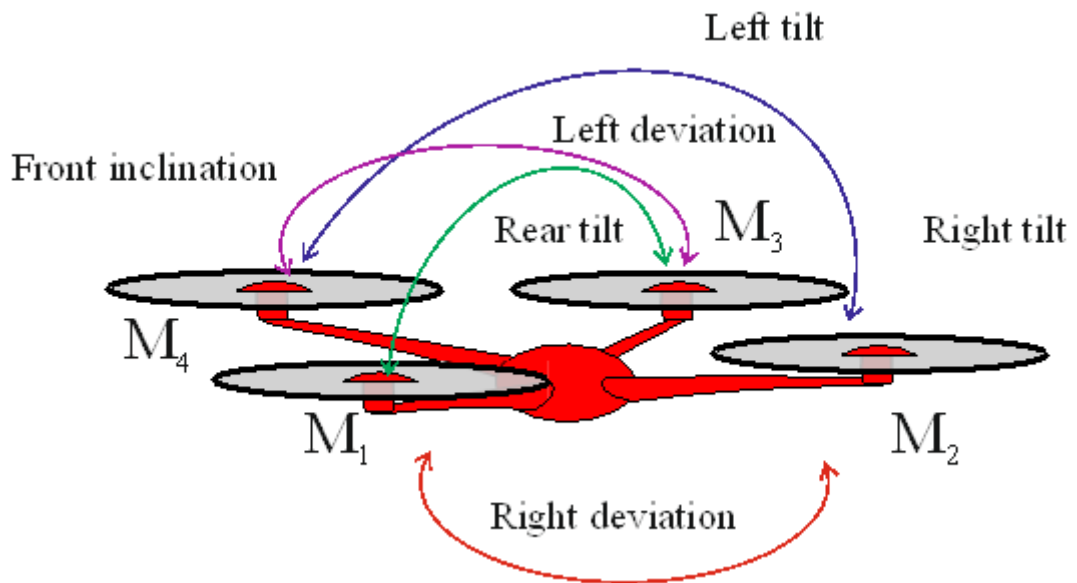
Model dynamiczny



Rys. 2. Układy współrzędnych oraz siły/momenty działające na ramę quadrotora.

W celu opracowania dynamicznego modelu quadrotora ustawiamy ramę nadwozia tak, aby znajdowała się na osi quadrotora. jak pokazano na rys. 1,

początek ramy jest ustawiony na środku w punkcie O quadrotora. Jedno ramię jest wybierane jako oś X, a drugie jako oś Y.



Rys. 3. Wykres przedstawiający kąty odchylenia, przechylenia i pochylenia.

Rama konstrukcyjna BSP jest oznaczona literą w i oznaczona literami X_w , Y_w , Z_w . Rama nadwozia oznaczona jest symbolem B . Rama nadwozia jest zamocowana w punkcie O . Punkt O jest środkiem masy wirnika quadrotora. Kierunek wskazujący od O do wirnika nr 1 jest definiowany jako dodatni kierunek X_B . Natomiast kierunek do przodu do nr 3 jest ujemnym kierunkiem X_B . Podobnie, kierunek od O do wirnika nr 2 jest definiowany jako dodatni kierunek Y_B , a kierunek do wirnika nr 4 jest ujemnym kierunkiem Y_B . Kierunek Z_B to kierunek od punktu O do przeciwnego kierunku grawitacji. Obrót wokół Z_w o kąt odchylenia ψ , obrót wokół punktu pośredniego x o kąt przechyłu Φ , i obrót wokół osi y_B o kąt nachylenia, θ . Obrót macierzy przekształcania współrzędnych z układu związanego z quadrotorem na związany z ziemią opisano równaniem:

$$R = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta - \sin\psi\sin\theta & \cos\Phi\sin\psi & \cos\psi\sin\theta + \cos\theta\sin\Phi\sin\psi \\ \cos\theta\sin\psi + \cos\psi\sin\theta & \cos\Phi\cos\psi & \sin\psi\sin\theta - \cos\psi\cos\theta\sin\Phi \\ -\cos\Phi\sin\theta & \sin\Phi & \cos\Phi\cos\theta \end{bmatrix}$$

Jeżeli r oznacza wektor położenia środka masy w układzie związanym z ziemią, to przyspieszenie środka masy jest określone równaniem:

$$m\ddot{r} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + R \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \sum F_i \end{bmatrix}$$

W układzie związanym z quadrotorem elementy składowe prędkości kątowej BSP to p , q i r .

Związek między tymi wartościami a pochodnymi kąta odchylenia, przechylenia, pochylenia są:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\cos\Phi\sin\theta \\ 0 & 1 & \sin\Phi \\ \sin\theta & 0 & \cos\Phi\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$

Każdy wirnik i wytwarza moment M_i , który jest prostopadły do płaszczyzny obrotu. Wirniki 1 i 3 wytwarzają momenty w kierunku $-Z_B$. Momenty wirników 2 i 4 są w przeciwnym kierunku: Z_B . Moment wytwarzany na quadrotorze jest odwrotny do kierunku obrotów łopatek, tak więc M_1 i M_3 działają w kierunku Z_B , podczas gdy M_2 i M_4 działają w przeciwnym kierunku. Odległość od osi obrotu wirników do środka wirnika oznaczony jest literą L . Poprzez porównanie poszczególnych elementów składowych quadrotora, moment bezwładności I , jest odniesiony do środka ciężkości wzdłuż osi X_B - Y_B - Z_B . Przyspieszenie kątowe jest uzyskiwane za pomocą równań Eulera, jak pokazano poniżej:

$$I = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L(F_2 - F_4) \\ L(F_3 - F_1) \\ M_1 - M_2 + M_3 - M_4 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times I \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

Sterowanie położeniem

W tej pracy zaprezentowany jest regulator PID do sterowania quadrotorem. Sterownik dostosowuje wejścia sterujące procesem w celu zminimalizowania błęd, który jest wartością różnicy między zmierzoną zmienną procesową a pożądaną wartością zadaną. Kąty przechylenia i pochylenia zadawane są na wejściu. Z zastosowaniem metody podejścia z krokiem wstecz, można uzyskać dwa rodzaje metod kontrolowania położenia. Jednym z nich jest regulator wykonania zawisu BSP, który będzie kontrolował pracę wirnika w celu utrzymania go w żądanej pozycji. Drugi to sterowanie czterema wirnikami do śledzenia dowolnych przebiegów trajektorii w 3-D.

Regulator kontroli lotu

Quadrotor będzie zawisał w momencie, gdy nominalny ciąg śmigieł będzie równy sile grawitacji, więc:

$$F_{i,0} = \frac{mg}{4}$$

A prędkość obrotowa silnika:

$$\omega_{i,0} = \omega_h = \sqrt{\frac{mg}{4k_F}}$$

$r_T(t)$ – jest pozycją trajektorii

$\psi_T(t)$ – to kąty odchylenia

Dla przypadku zawisu $\psi_T(t) = 0$

Błąd pozycji podawany jest przez:

$$e_i = (r_{i,T} - r_i)$$

Polecone przyspieszenie $\ddot{r}_i^{des}$ można obliczyć przy użyciu prawa PID:

$$(\ddot{r}_{i,T} - \ddot{r}_i^{des}) + k_{d,i}(\dot{r}_{i,T} - \dot{r}_i) + k_{p,i}(r_{i,T} - r_i) + k_{i,i} \int (r_{i,T} - r_i) = 0$$

Dla zawisu:

$$\dot{r}_{i,T} = \dot{r}_i = 0$$

Zależność między pożądanymi przyspieszeniami a kątami przechylenia, pochylenia:

$$\ddot{r}_1^{des} = g(\theta^{des} \cos \psi_T + \phi^{des} \sin \psi_T)$$

$$\ddot{r}_2^{des} = g(\theta^{des} \sin \psi_T + \phi^{des} \cos \psi_T)$$

$$\ddot{r}_3^{des} = \frac{8k_F \omega_h}{m} \Delta \omega_F$$

$$\phi^{des} = \frac{1}{g}(\ddot{r}_1^{des} \sin \psi_T - \ddot{r}_2^{des} \cos \psi_T)$$

$$\theta^{des} = \frac{1}{g}(\ddot{r}_1^{des} \cos \psi_T - \ddot{r}_2^{des} \sin \psi_T)$$

$$\Delta \omega_F = \frac{m}{8k_F \omega_h} \ddot{r}_3^{des}$$

Sterowanie wysokością

W przypadku zawisu, $\phi \approx p$, $\theta \approx q$, $\psi \approx r$,

Prawo sterowania wg reguły proporcjonalno-pochodnej jest sformułowane w sposób:

$$\begin{aligned}\Delta\omega_\phi &= k_{p,\phi}(\phi^{des} - \phi) + k_{p,\phi}(p^{des} - p) \\ \Delta\omega_\theta &= k_{p,\theta}(\theta^{des} - \theta) + k_{p,\theta}(q^{des} - q) \\ \Delta\omega_\psi &= k_{p,\psi}(\psi^{des} - \psi) + k_{p,\psi}(r^{des} - r)\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}I_{xx}\dot{p} &= Lk_F(\omega_2^2 - \omega_4^2) - qr(I_{zz} - I_{yy}) \\ I_{yy}\dot{q} &= Lk_F(\omega_3^2 - \omega_1^2) - pr(I_{xx} - I_{zz}) \\ I_{zz}\dot{r} &= k_M(\omega_1^2 - \omega_2^2 - \omega_3^2 - \omega_4^2)\end{aligned}$$

Z powyższego równania otrzymujemy wynik ω

$$\begin{bmatrix} \omega_1^{des} \\ \omega_2^{des} \\ \omega_3^{des} \\ \omega_4^{des} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -1 & 1 \\ 1 & 1 & 0 & -1 \\ 1 & 0 & 1 & 1 \\ 1 & -1 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_h + \Delta\omega_F \\ \Delta\omega_\phi \\ \Delta\omega_\theta \\ \Delta\omega_\psi \end{bmatrix}$$

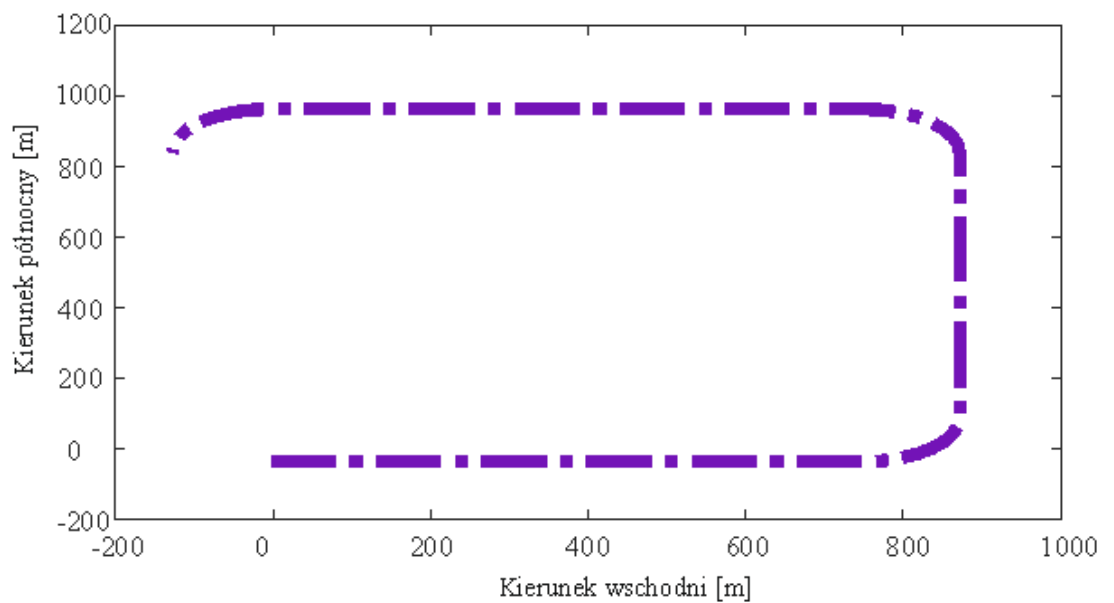
Symulacja modelu dynamicznego

Poniżej przedstawiono numeryczne wyniki symulacji do celów walidacji modelu dynamicznego i kontrolnego, omówione w poprzednim punkcie. Parametry wykorzystane do symulacji przedstawiono poniżej w tabeli 1.

Tab. 1. Parametry modelu dynamicznego

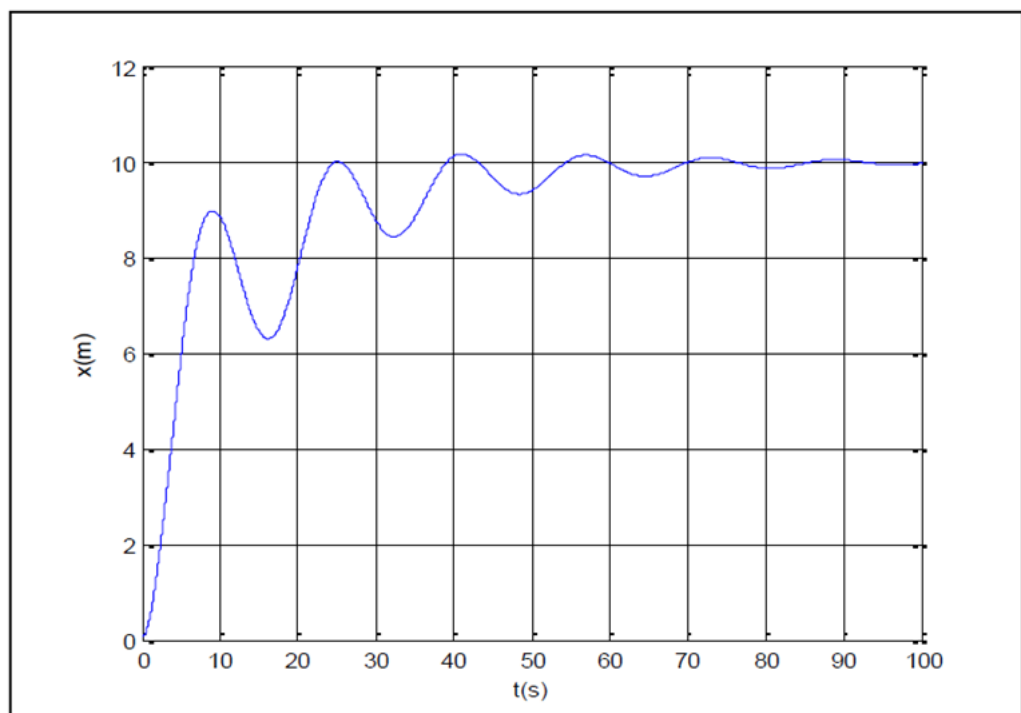
Kpx=1	Kpy=1	Kpz=1
Kdx=1	Kdy=1	Kdz=1
kF=6.11*10 ⁻⁸ N/(r/min ²)	KM=1.5*10 ⁻⁹ N/(r/min ²)	Km=20
M=1.08 kg	G=9.8 m/s ²	L=0.22m

W oparciu o dynamiczny model quadrotora, model sterowania został opracowany w MATLAB Simulink.. Na potrzeby symulacji quadrotor leci z początkowej pozycji (0,0,0) do końcowej lokalizacji (10,10,10) oraz wykonuje zawis nad tym punktem (10,10,10). Podane tu jednostki odległości wyrażone są w metrach. na rys. 6 pokazano rzeczywistą drogę, którą porusza się quadrotor.

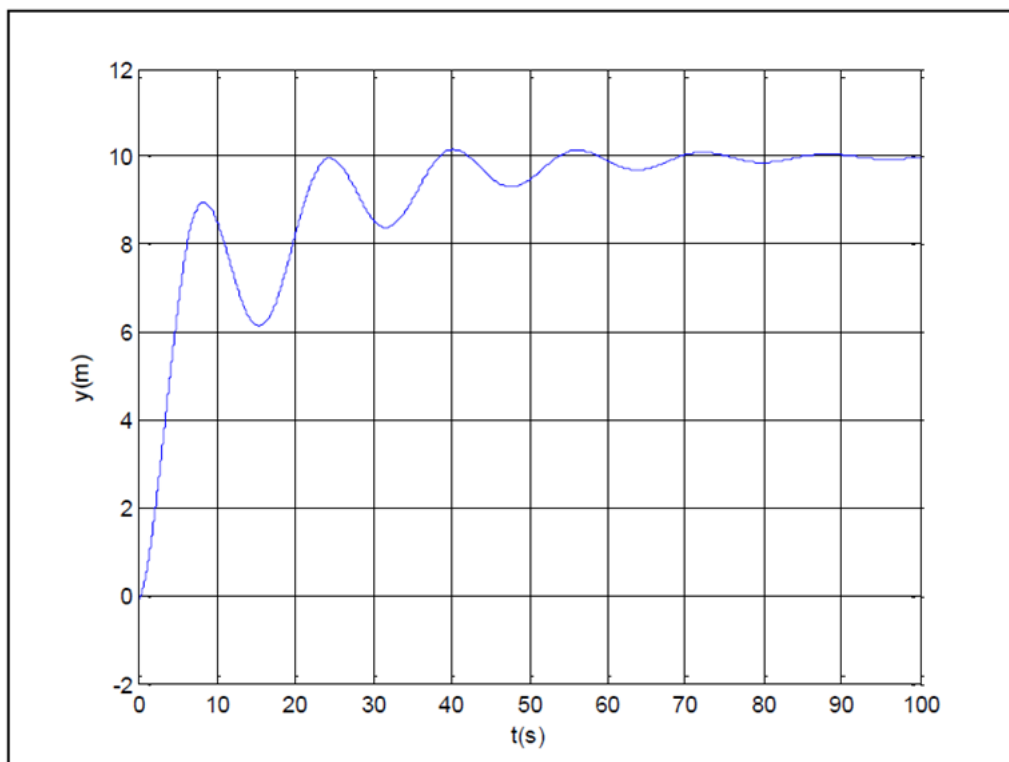


Rys. 4. Wynik symulacji pokazujący trajektorię bezzałogowych statków powietrznych

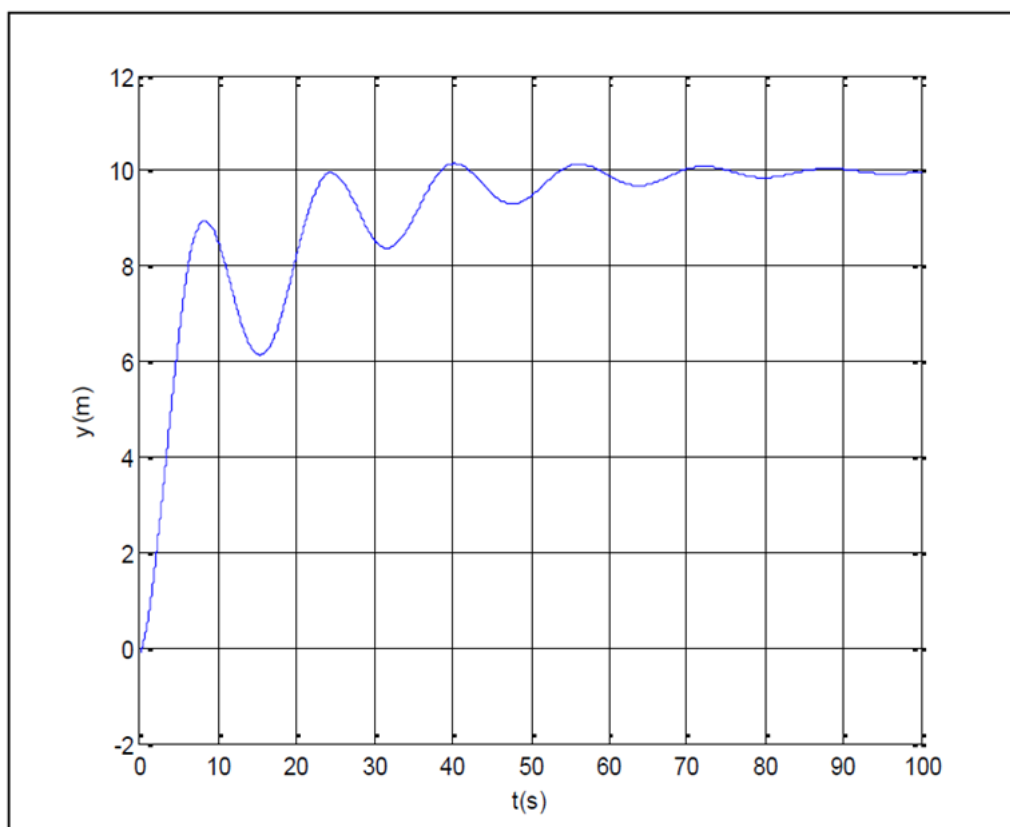
Rysunki 4, 5 i 6 pokazują wykresy x , y , z położenia quadrotora w funkcji czasu w miarę przemieszczania się tego BSP z położenia początkowego do pożądanego.



Rys. 5. Wynik symulacji pokazujący x położenie quadrotora w stosunku do czasu

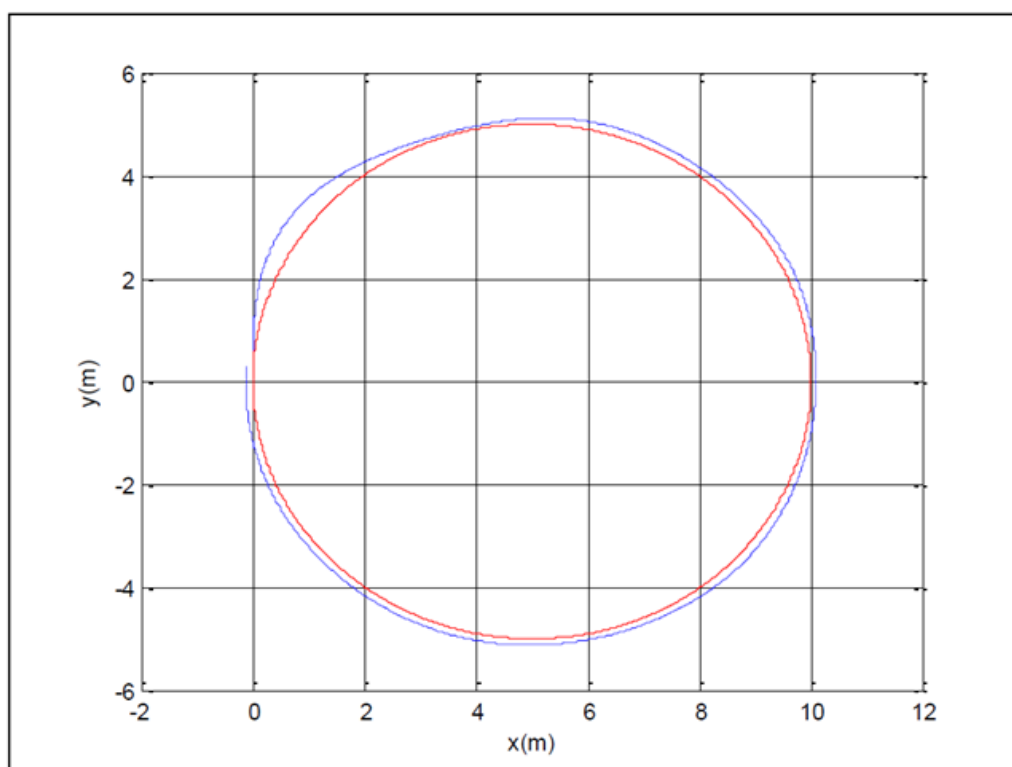


Rys. 6. Wynik symulacji pokazujący y położenie quadrotora w stosunku do czasu

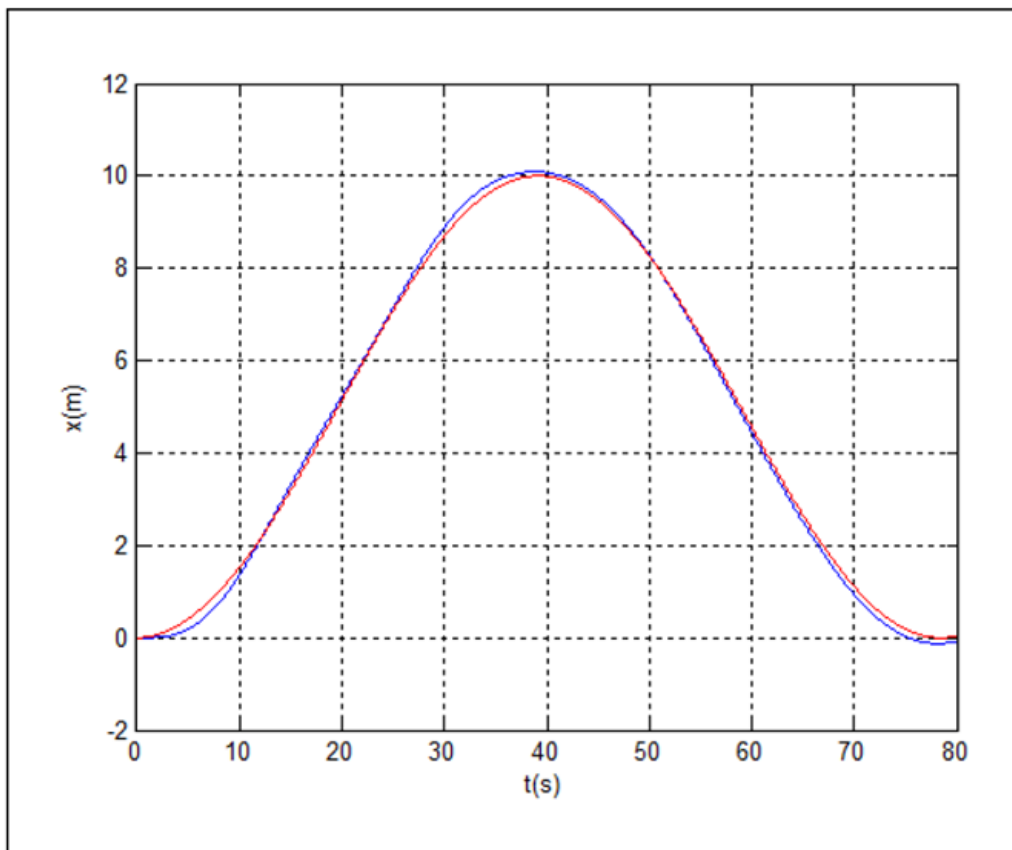


Rys. 7. Wynik symulacji pokazujący położenie z quadrotora w funkcji czasu

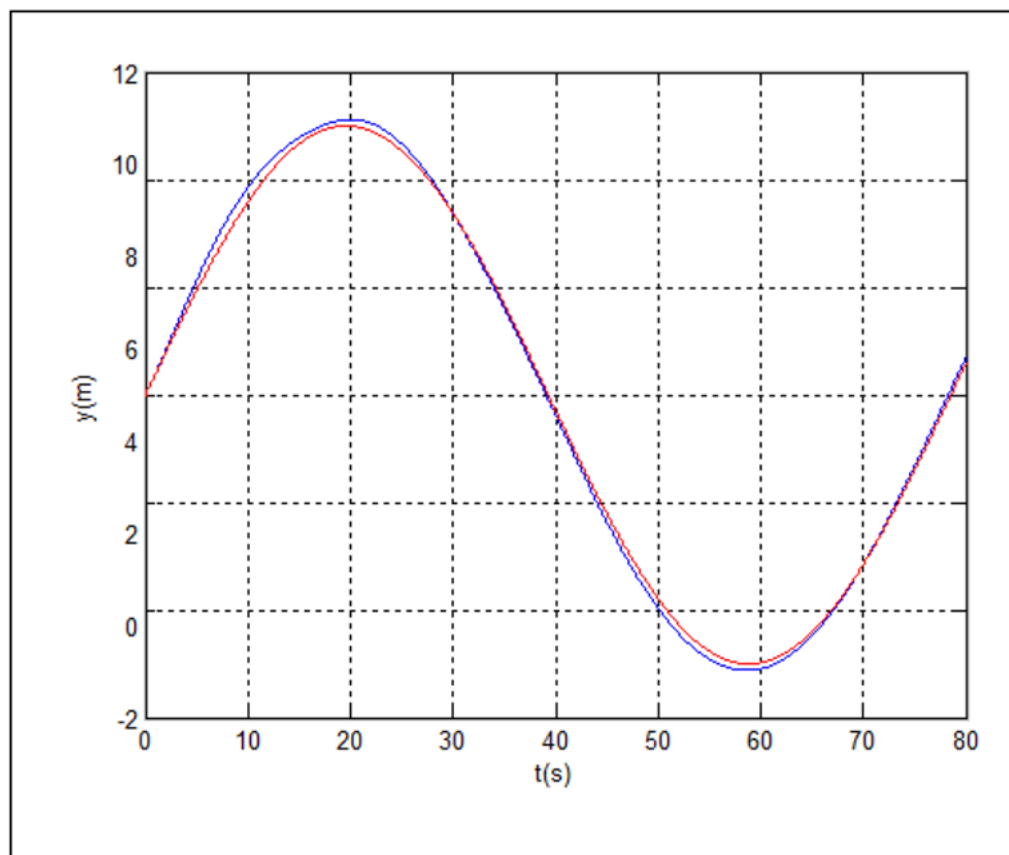
W celu dalszej weryfikacji modelu dynamicznego i kontrolnego w odniesieniu do śledzenia pożądanej trajektorii (a raczej lokalizacji celu), quadrotor został wprowadzony w ruch po okręgu o środku w punkcie (5, 0) i promieniu 5 m. na rys. 8 pokazano symulację wyniku pożądanej i rzeczywistej trajektorii quadrotora podążającego po trajektorii kołowej. na rys.9 pokazano wynik symulacji dla pożądanego x i rzeczywistego x dla kołowej ścieżki. na rys. 10. pokazano wynik symulacji, który pokazuje pożądanego y i rzeczywistego y dla kołowej ścieżki.



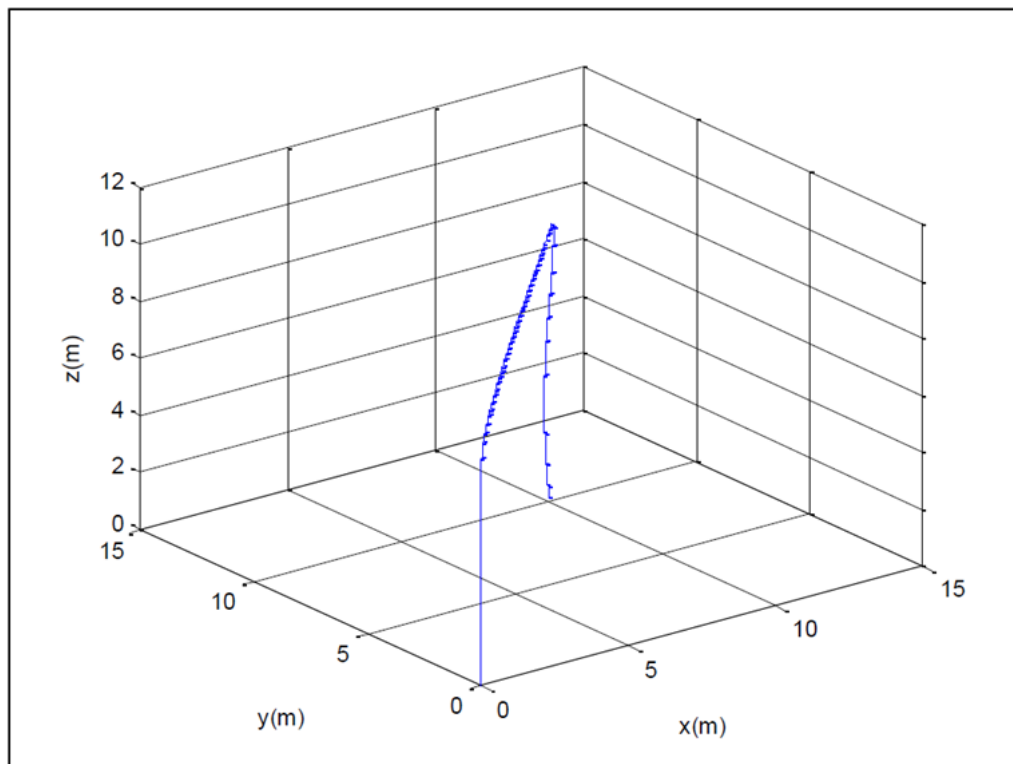
Rys. 8. Wynik symulacji pokazujący pożądaną (czerwoną) i rzeczywistą trajektorię (niebieską) quadrotora podążającego po trajektorii kołowej



Rys. 9. Wynik symulacji pokazujący żądany x (czerwony) i rzeczywisty x (niebieski) quadrotora po okrężnej trajektorii



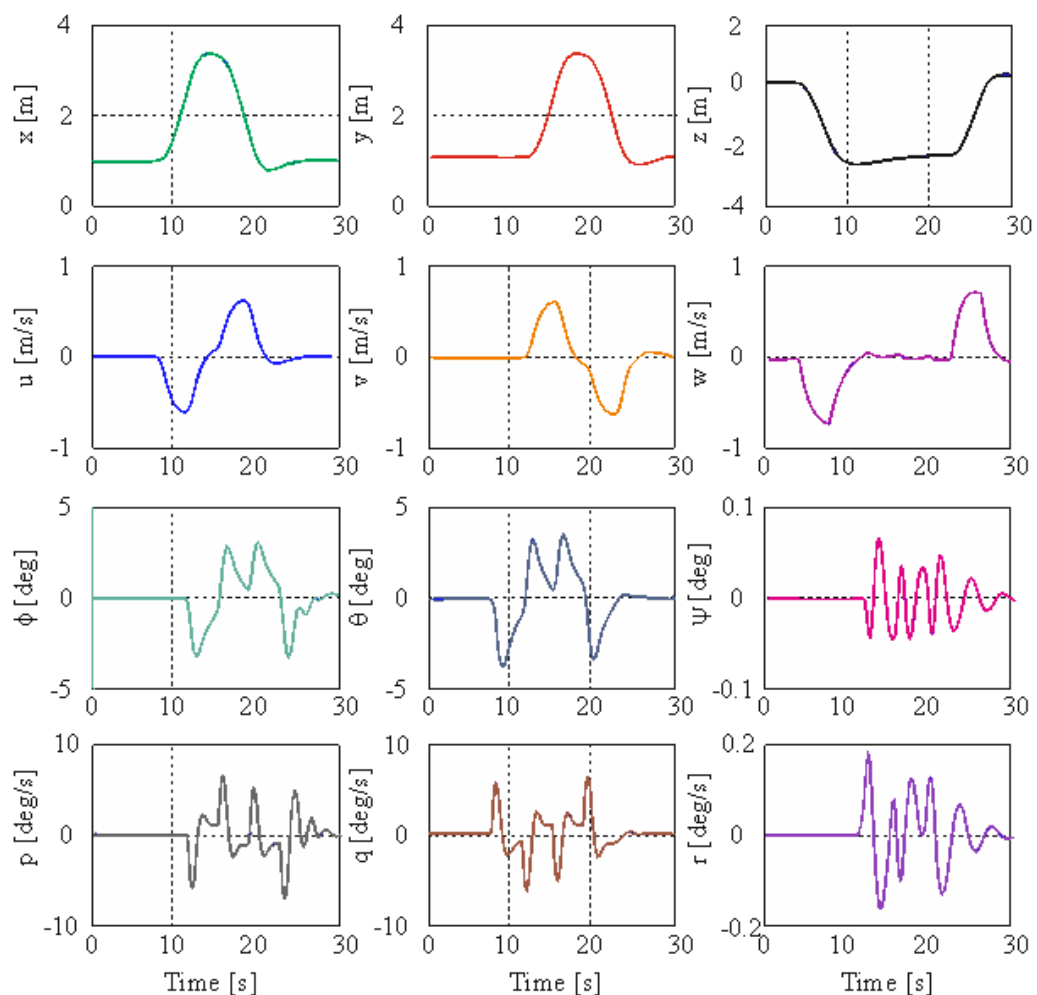
Rys. 10. Wynik symulacji pokazujący żądany y (czerwony) i rzeczywisty y (niebieski) quadrotora po okrężnej trajektorii



Rys. 11. Symulacja wyniku ruchu quadrotora do pożądaných lokalizacji

Model kontrolny został następnie zweryfikowany, pokazując, że quadrotor przesuwa się z pozycji spoczynkowej do pożądanę lokalizacji i ponownie ląduje. na rys. 11 przedstawiono symulację ruchu BSP. Quadrotor wystartował w punkcie $(0, 0, 0)$ leciał do punktu $(0, 0, 10)$, następnie był obracany i przesuwany do punktu $(10, 10, 10)$, a następnie wylądował w punkcie $(10, 10, 0)$.

Powyższe symulacje numeryczne wykazały, że quadrotor był w stanie nawigować do dowolnych lokalizacji punktów trasy i podążać dowolnymi pożądanymi trajektoriami.



Rys. 12. Symulacja wyniku ruchu w trzech osiach x , y , z odczytane przez kontrolera

Wnioski

Opracowany model matematyczny czterowirnikowca, po jego zlinearyzowaniu, posłużył do zaprojektowania układu sterowania orientacją przestrzenną. Pozytywne wyniki testów symulacyjnych pozwalają przypuszczać, że układ ten spełni swoje zadanie również w warunkach rzeczywistych.

Istniejące algorytmy sterowania można rozbudować o nadrzędne układy, realizujące sterowanie wysokością, pozycją i trajektorią lotu, dążąc przy tym do pełnej autonomiczności statku powietrznego. Wielowirnikowe platformy latające to stosunkowo młoda i dynamicznie rozwijająca się dziedzina. Urządzenia tego typu znajdują coraz więcej zastosowań, zmagają się jednak z wciąż nierozwiązanymi problemami. Zbudowanie prostego obiektu latającego tego typu wydaje się wyjątkowo proste, to stawia jednak przed konstruktorami i programistami poważne wyzwania. Ze względu na charakter platform, konieczne jest zastosowanie aktywnej regulacji ciągu w celu

utrzymania robota w powietrzu. Pomimo iż do stabilizacji lotu wystarczą proste regulatory PID, to osiągnięcie jakości sterowania pozwalającej na praktyczne wykorzystanie tego typu platform wciąż stanowi wyzwanie.

Pierwszą przeszkodą w osiągnięciu tego celu jest nieprawidłowy projekt konstrukcji mechanicznej. Wielowirnikowce jako aparaty latające muszą charakteryzować się bardzo niską masą własną, zapewniając jednocześnie odpowiednią sztywność i wytrzymałość. Jednocześnie kluczowym zagadnieniem jest jakość pomiaru orientacji, niezbędna w procesie stabilizacji platformy. Wraz ze wzrostem sztywności konstrukcji nośnej, poprawia się jakość regulacji ze względu na mniejszy wpływ odkształceń konstrukcji na wymuszenia i pomiary. Jednocześnie jednak rośnie wpływ zakłóceń, generowanych przez elementy ruchome a zwłaszcza jednostki napędowe, na jakość pomiarów.

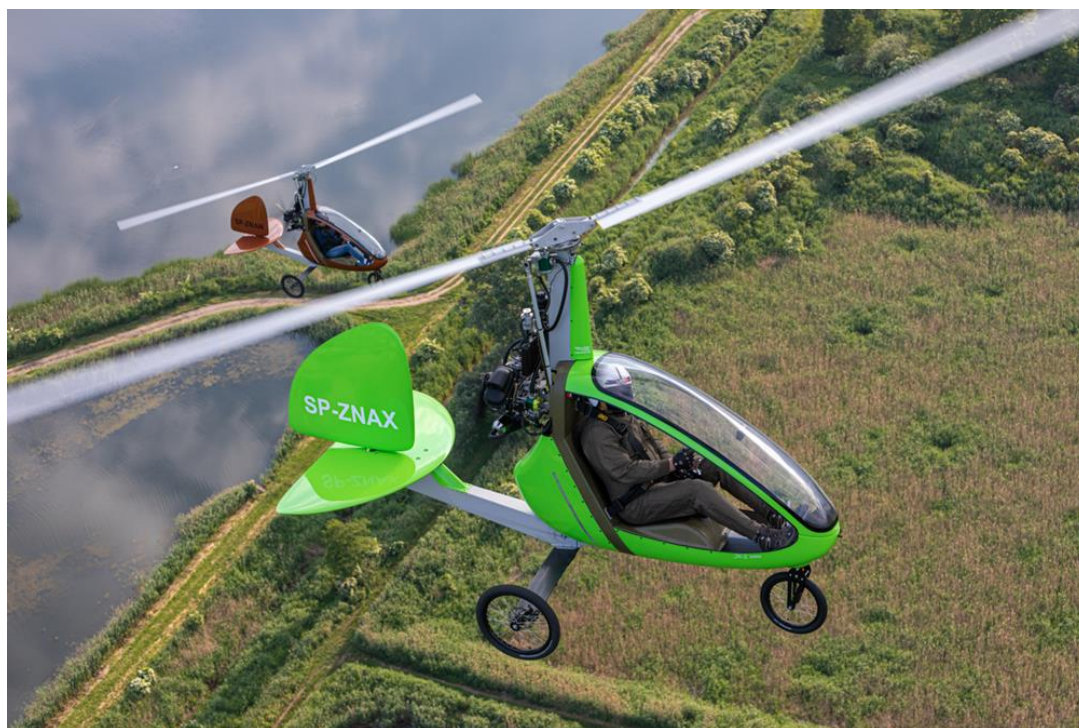
W pracy skoncentrowano się na rozwiązaniu dwóch problemów:

- 1) uzyskania dynamicznego modelu quadrotora,
- 2) planowania trasy i optymalizacji planowania trasy.

W pierwszym problemie przeanalizowano dynamikę quadrotora, a następnie opracowano sterownik oparty na metodzie PID. W tej części wybrano parametry, które miały sprawić, że ten model symulacyjny będzie niemal identyczny z prawdziwym quadrotorem. Następnie przeprowadzono nawigację od punktu do punktu oraz eksperymenty trajektorii z wykorzystaniem modelu symulacyjnego opracowanego w oparciu o dynamikę quadrotora. Wyniki pokazały, że model ten sprawdził się w praktyce. Dla drugiego problemu opracowano trajektorię pełnego pokrycia określonego obszaru. Zidentyfikowano parametry trajektorii i wykorzystano algorytm mnożnikowy Lagrange'a do uzyskania tych parametrów, które minimalizowały całkowity czas potrzebny do przejścia przez całą trajektorię.

Wiatrakowiec JK-2 Nano

Jarosław Kowalski / Fusioncopter



1/ Założenia konstrukcji

Wiatrakowiec JK-2 Nano adresowany jest do szerokiej rzeszy amatorów wiroplątów. Opracowując jego konstrukcję mieliśmy na celu wyprodukowanie taniego w budowie i eksploatacji wiatrakowca.

Genezą jego narodzin były wnioski z obserwacji rynku wiatrakowców na świecie. Obecnie na rynku dostępny jest bardzo duży wybór ultralekkich wiatrakowców dwumiejscowych. Widzimy także tendencję do produkcji sprzętu, o coraz większym komforcie lotu lecz, jednocześnie - bardziej skomplikowanego i - droższego. Wiatrakowiec JK-2 Nano jest z założenia zaprzeczeniem tego trendu. W zamyśle ma służyć do lotów rekreacyjnych na terenach poza lotniskami; na przykład łąkach eksplorowanych przez szerokie rzesze motoparalotniarzy. Jednym z założeń konstrukcyjnych była niska cena zbliżona do popularnych trajek paralotniowych, lub do ceny motocykla sportowego. Przy pracach nad konstrukcją wykorzystane zostało doświadczenie przy konstruowaniu dużych, czteromiejscowych wiatrakowców firmy Fusioncopter.

Całość dokumentacji wiatrakowca to efekt około rocznej, wieczornej i weekendowej pracy - poza obowiązkami służbowymi konstruktorów . Obliczenia aerodynamiczne wykonał Jan Bronowicz.

Wiatrakowiec ten jest, według przepisów, urządzeniem latającym kategorii K5, podkategorii UL-115.

Polskie przepisy wymagają od takiego statku powietrznego:

- jednoosobowej załogi
- masy własnej maksimum 115kg
- pojemności zbiorników paliwa nie przekraczającej 20 l,
- nie przekraczania, na pełnej mocy w locie poziomym, prędkości 102 km/h
- obciążenia powierzchni nośnej bez pilota i paliwa, nie przekraczającej 10 kg/m²
- masy startowej nie przekraczającej 200kg.

Już pobieżna analiza tych ograniczeń doprowadza do wniosku, że w rzeczywistości masa własna dla przeciętnego pilota musi być sporo mniejsza niż 115kg. Zakładając że masa pilota to 85kg i masa paliwa 15kg to przy masie startowej 200 kg masa własna nie może przekraczać 100kg. Przy takim założeniu pilot o masie 95kg może zatankować tylko 5kg paliwa. Wprowadzenie ograniczenia masy startowej 200kg jak widać mocno ogranicza rzeczywistą masę własną. Powód takiego zapisu w przepisach jest dla mnie zupełnie niezrozumiały. Takie ograniczenie występuje tylko w Polsce. Na przykład w USA ograniczona jest tylko masa własna konstrukcji (przy zachowaniu ograniczeń prędkości i ilości paliwa).

Zmniejszenie możliwej masy własnej miało wpływ na dobór zespołu napędowego. Po przeszukaniu rynku, za silnik, który pozwoli uzyskać odpowiednią masę i zapewni wystarczającą moc uznano Thor 250DS firmy Polini. Jest to silnik używany powszechnie przez motoparalotniarzy, bardzo lekki, o dużej mocy w stosunku do masy. Całkowita masa wraz z wydechem, chłodzeniem i resztą osprzętu wynosi około 24 kg. Moc deklarowana przez producenta 36KM, a zmierzony ciąg statyczny z dedykowanym śmigłem firmy E-Props, to 90kg.

Nasz wiatrakowiec został oblatany pod koniec września 2019 roku przez pilota doświadczalnego Wiesława Jarzynę w Woli Korytnickiej. Po krótkim czasie zespół pilotów prowadzących próby eksploatacyjne rozszerzył się o Jacka Lichotę i Marcina Sokola. Próby w locie trwały przez prawie całą zimę 2019 - 2020. Większość lotów odbywała się na lądowisku paralotniowym w Łękach Kościelnych, na terenie którego Marcin Sokół prowadzi szkołę paralotniową. Do dzisiaj loty na JK-2 odbyło ponad dziesięciu pilotów o bardzo zróżnicowanym doświadczeniu.

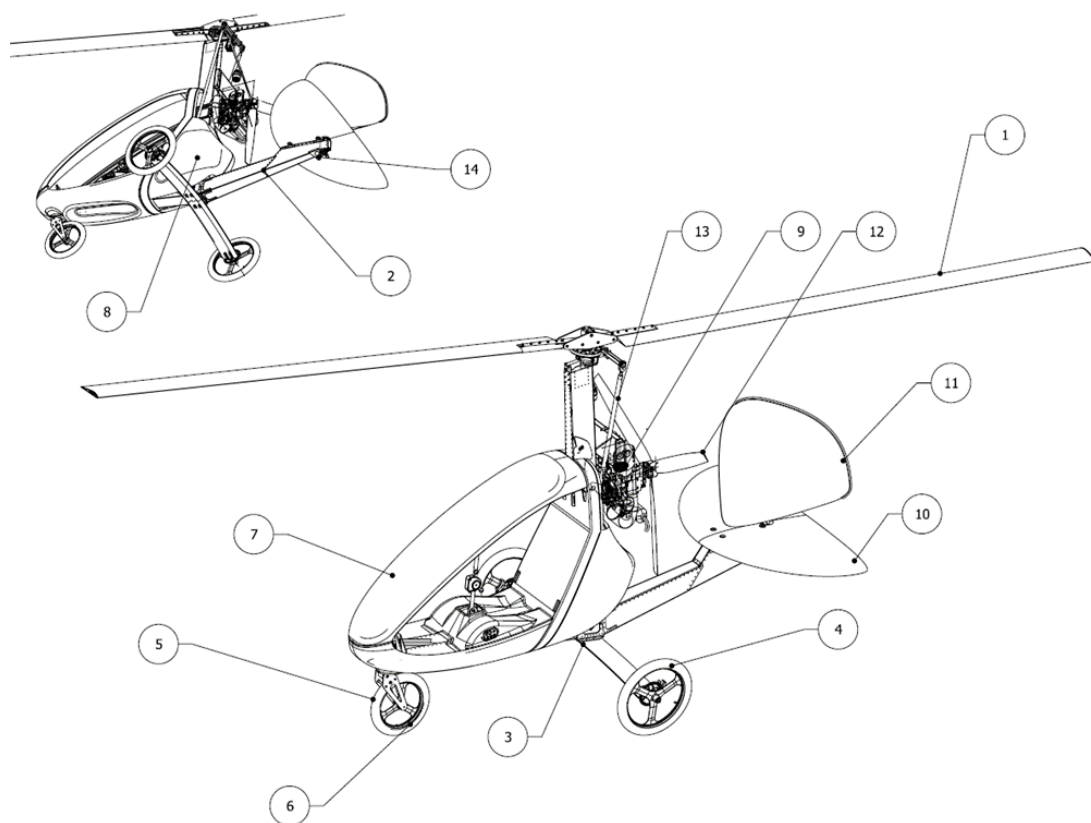
Po przeprowadzeniu prób w locie, wytrzymałościowych i funkcjonalnych, z początkiem roku 2020, firma Fusioncopter rozpoczęła produkcję wiatrakowców JK-2 Nano. Początkowo wykonano serię 5 sztuk, z których pierwszy przeznaczony został na próby statyczne. Drugi jest egzemplarzem fabrycznym, pozostałe przekazano odbiorcom. Obecnie, co miesiąc, kolejny wiatrakowiec przekazywany jest klientowi. Nano cieszy się sporym zainteresowaniem. Fusioncopter pracuje obecnie nad rozszerzeniem swoich możliwości produkcyjnych.

2/ Opis konstrukcji

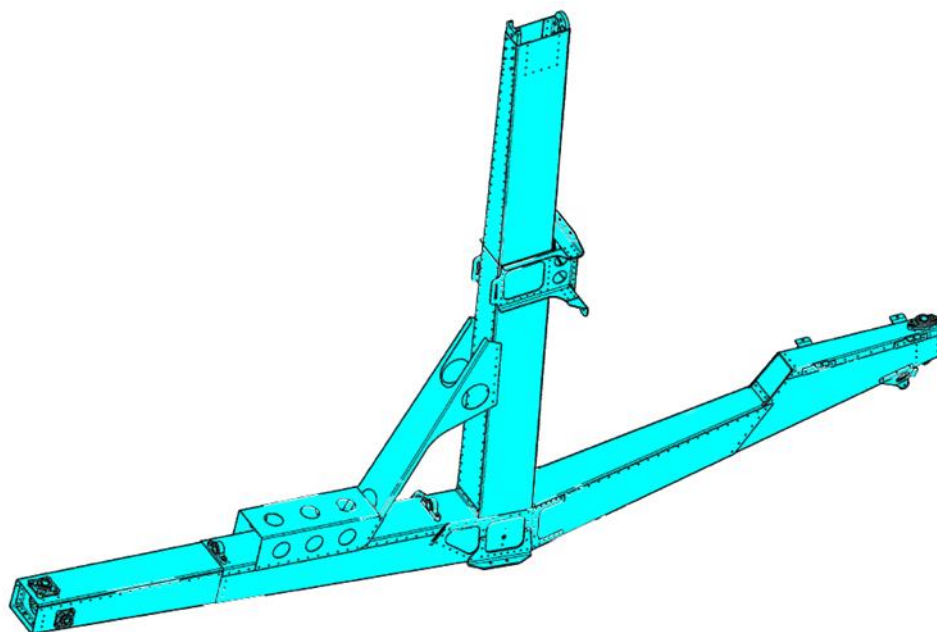
Przyjęty układ konstrukcji ma umożliwić budowę wiatrakowców przez amatorów z zestawów.

Główne podzespoły:

1. Wirnik
2. Główna struktura nośna
3. Goleń podwozia głównego
4. Koła podwozia głównego
5. Wahacz podwozia przedniego
6. Koło przednie
7. Kabina pilota
8. Owiewka kabiny-zbiornik paliwa
9. Silnik z reduktorem
10. Statecznik poziomy
11. Ster kierunku
12. Śmigło
13. Popychacze sterowe wirnika
14. Kółko ogonowe



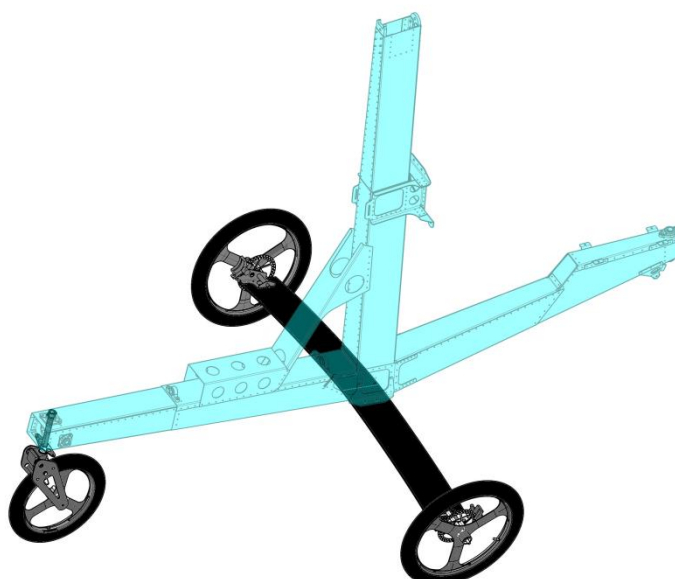
Główna struktura nośna jest metalowa, nitowana. Wszystkie elementy składowe wykonywane są na laserowej wycinarce i następnie formowane na prasie krawędziowej CNC. Po anodowaniu struktura jest nitowana. Do nitowania nie wymagany jest przyrząd montażowy. Dokładność wykonania elementów zapewnia zachowanie założonej geometrii zmontowanej struktury.



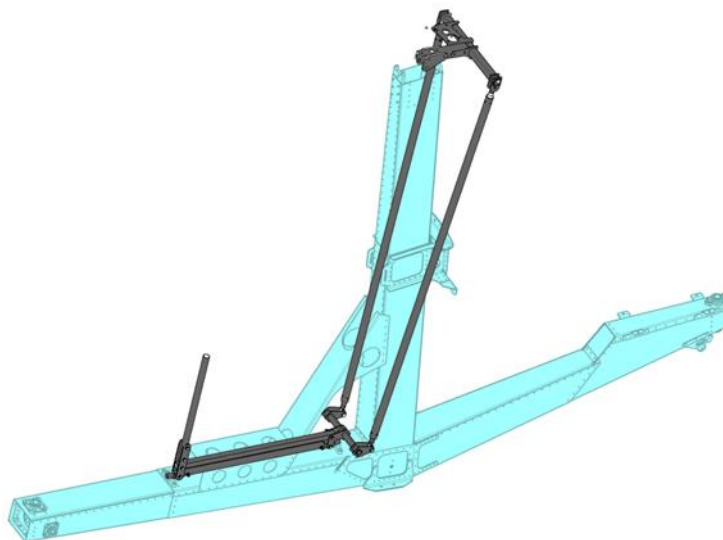
Elementy kompozytowe kabiny pełnią funkcję owie wek i nie biorą udziału w przenoszeniu obciążeń. Wszystkie elementy kompozytowe są malowane a następnie montowane za pomocą śrub.



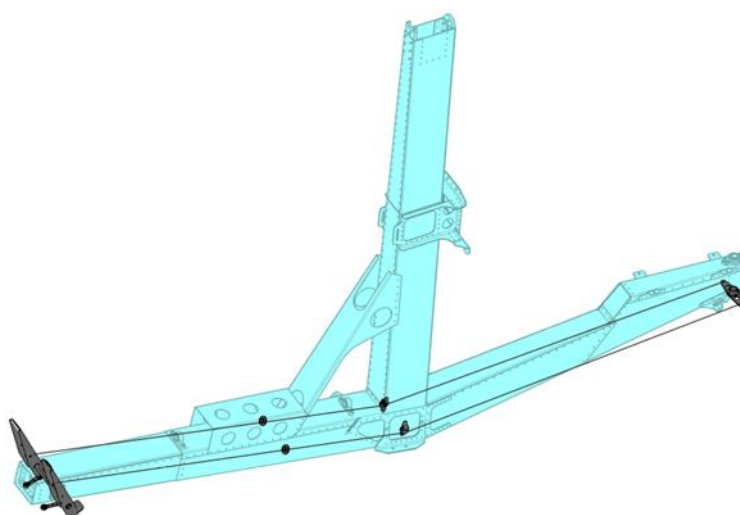
Podwozie główne to kompozytowy element sprężysty. Podwozie przednie wahaczowe z gumowym elementem sprężystym. Koła typu rowerowego, przednie 16, a główne 20 cali średnicy. Podwozie ma umożliwić starty i lądowania także na nieutwardzonych terenach typu łąka - używanych przez pilotów PPG. Hamulce tarczowe na kołach głównych.



Siły z drążka do głowicy przekazywane są poprzez układ mieszacza i dwóch popychaczy.



Układ sterowania sterem kierunku i kółkiem przednim składa się ze sterownicy nożnej, dźwigni, rolek i linek.



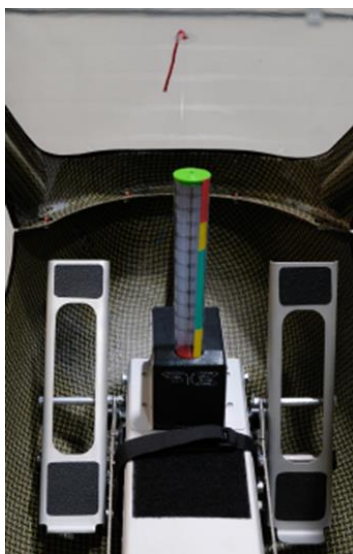
Wirnik nośny wyposażony jest w metalowe łopaty o profilu opracowanym w firmie Fusioncopter i produkowanym na je zlecenie. Konstrukcja wirnika umożliwia łatwy montaż i demontaż łopat na czas transportu.



JK-2 wyposażony jest w hydrauliczny system wstępnego rozkręcenia wirnika, tak zwanej prerotacji. Energię dostarcza pompa hydrauliczna napędzana przez płaski pasek, stanowiący jednocześnie sprzęgło, silnikiem głównym. Pompa napędza silnik hydrauliczny, który poprzez pasek zębaty i sprzęgło jednokierunkowe napędza wirnik.

Wiatrakowiec wyposażony jest w podstawowe wskaźniki:

Prędkościomierz liniowy



System MotoMonitor firmy Flyelectronics który składa się z pulpitu i nadajnika sygnałów



Pulpit umożliwia odczyt następujących informacji.

- Obroty silnik i wirnika,
- Temperatura EGT ,
- Temperatura CHT,
- Czas lotu,
- Nalot ogólny napędu,
- Temperaturę zewnętrzną,
- Prędkość lotu z GPS,
- Odległość od miejsca startu lub zadanego punktu,
- Czas dolotu do miejsca startu lub do zadanego punktu (przy aktualnej prędkości),
- Wysokość z GPS,
- Wysokość z czujnika ciśnienia
- Przebyty dystans,
- Stoper
- Wariometr (pokazuje prędkość wznoszenia lub opadania)
- Kierunek do miejsca startu lub zadanego punktu
- Kierunek wiatru wyznaczany podczas lotu
- Ciśnienie atmosferyczne
- Czas wschodu i zachodu słońca w aktualnych współrzędnych geograficznych

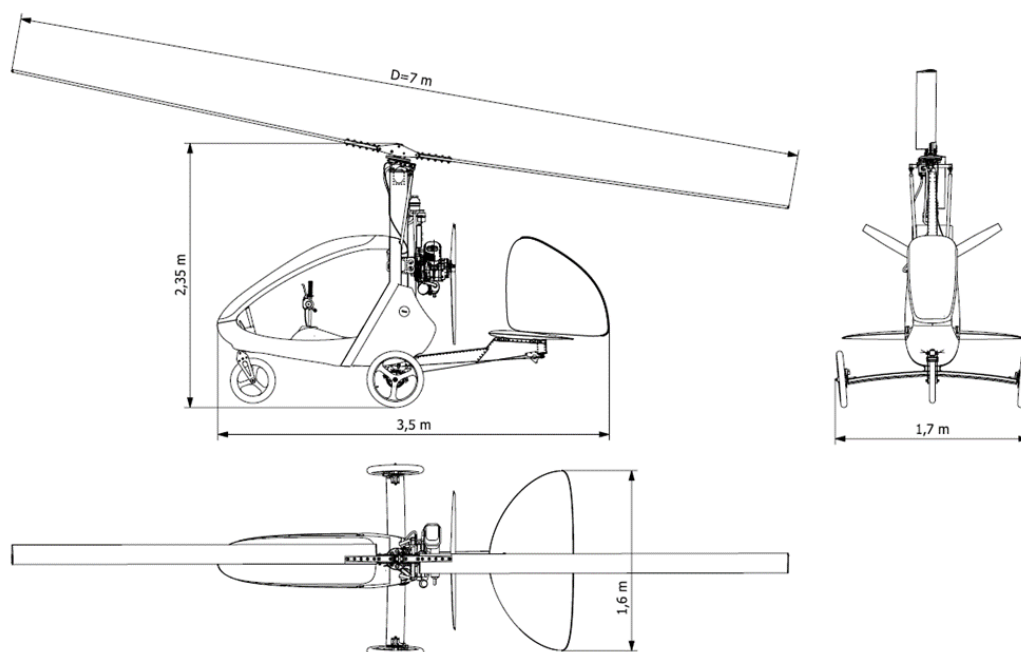
Dane te są wyświetlane w formie pulpitu graficznego lub jednego z czterech programowalnych pulpitów tekstowych.

Dodatkowo system umożliwia

- zarządzania wykazem swoich startowisk poprzez komputer PC
- zgrania książki lotów do PC.

Wyposażenie radiowe nie jest zabudowane. Pilot może używać ręcznej radiostacji zgodnej z posiadanymi uprawnieniami.

3/ Wymiary i masy



Średnica wirnika: 7m

Długość bez wirnika: 3,5m

Szerokość bez wirnika: 1,7m

Masa własna: 100kg

Maksymalna masa startowa (ograniczona przepisami UL115): 200kg

Pojemność zbiornika paliwa: 20 litrów

4/ Osiągi

Prędkość nigdy nieprzekraczalna VNE: 110km/h

Prędkość maksymalna VMAX: 90km/h

Prędkość największej prędkości wznoszenia VY: 50km/h

Prędkość największego kąta wznoszenia VX: 45km/h

Prędkość minimalna Vmin: 35km/h

Prędkość przelotowa: 70km/h

Maksymalna prędkość wznoszenia dla masy 200kg: 1,5m/s

Maksymalna prędkość wznoszenia dla masy 170kg: 2m/s

Pułap: 2000m

Zużycie paliwa przy prędkości przelotowej 70km/h wynosi: 8l/h

Podczas lotu na pełnej mocy zużycie paliwa wynosi: 10l/h

Wiatrakowiec został oblatany pod koniec września 2019 roku przez pilot doświadczalnego Wiesława Jarzynę w Woli Korytnickiej. Po krótkim czasie zespół pilotów prowadzących próby eksploatacyjne rozszerzył się o Jacka Lichotę i Marcina Sokoła. Próby w locie trwały przez prawie całą zimę 2019/2020. Większość lotów odbywało się na lądowisku paralotniowym w Łękach Kościelnych na terenie którego Marcin Sokół prowadzi szkołę paralotniową. Do dzisiaj loty na JK-2 odbyło przeszło dziesięciu pilotów o bardzo zróżnicowanym doświadczeniu.

Po przeprowadzeniu prób w locie, wytrzymałościowych i funkcjonalnych z początkiem roku 2020 firma Fusioncopter rozpoczęła produkcję wiatrakowców JK-2 Nano. Początkowo wykonano serię 5 sztuk z których pierwszy przeznaczony został na próby statyczne. Drugi jest egzemplarzem fabrycznym, pozostałe przekazano odbiorcom. Obecnie co miesiąc kolejny wiatrakowiec przekazywany jest do klienta. Nano cieszy się sporym zainteresowaniem. Fusioncopter pracuje obecnie nad rozszerzeniem swoich możliwości produkcyjnych.

5/ Opinie pilotów o wiatrakowcu JK-2 Nano

„Wiatrakowiec JK-2 Nano zachowuje cechy wszystkich innych. Po krótkim przygotowaniu naziemnym i zapoznaniu się z IUL bez problemu może go pilotować każdy kto wcześniej miał z tym typem statku powietrznego do czynienia. Na co powinno się zwrócić szczególną uwagę:

- ze względu na niedużą moc jednostki napędowej nie doprowadzać do zbyt szybkiego oderwania od drogi startowej,
- z tego samego powodu parametry lotu dla osoby w górnej granicy masy dopuszczalnej wymagają delikatnego i rozsądnego pilotowania,
- rozbieg i dobieg wykonywać jak najdłużej na kołach podwozia głównego z podniesionym przednim ze względu na bardzo skuteczny układ sterowania kierunkowego. Wiatrakowiec ma tendencję do bardzo szybkiej zmiany kierunku.
- przy pierwszych lotach, lądowanie i przyziemianie, dla poznania charakterystyki statku powietrznego, wykonywać na podwyższonych obrotach silnika. Wiatrakowiec ma tendencję do szybkiego wyhamowywania prędkości lotu,
- w pionowym opadaniu autorotacyjnym wiatrakowiec ma tendencję do „myszkowania” ze względu na zacienienie steru kierunku przez stabilizator poziomy,
- podniesiona belka kadłuba pozwala na przyziemienia z nieco bardziej podniesionym dziobem, co gwarantuje krótki dobieg,
- stateczny i sterowny w wymaganych kryteriach,
- wymaga przyzwyczajenia do lotów z małymi prędkościami (mała rozpiętość zakresów prędkości lotu),
- przyjazny podczas kołowania, rozpędzania i dobiegu ze względu na bardzo dobrą amortyzację podwozia, włącznie z kołem przednim,
- wymaga konieczności wykonania lotów zapoznawczych-szkoleniowych na dwusterze z instruktorem,

- wyjątkowo przyjazny właścicielowi ze względu na ekonomikę użytkowania (małe spalanie i gabaryty do hangarowania).”

Wiesław Jarzyna

„Myślę, że latałem prawie wszystkimi znanymi produktami żyroskopowymi na całym świecie. Obecna tendencja do zwiększania „komfortu”, a tym samym masy i osiągów silnika, jest całkowicie błędna. 15.06 2020 roku, po krótkiej odprawie, latałem Nano. To niewiarygodne, jak bezpieczne i stabilne jest zachowanie podczas lotu. Moim zdaniem ten wiatrakowiec jest tym, czego rynek obecnie potrzebuje. Gratulujemy tego pomysłu. Wszystko jest w porządku. Obsługa jest łatwa. Wszystkie elementy sterujące znajdują się na dźwazku. Prerotacja poprzez sprzęgło mechaniczne w połączeniu z hydrauliką działa bezpiecznie. Pomimo moich 1,90 i 95 kg zachowanie podczas lotu jest bezpieczne i pewne. Zostałem przedstawicielstwem Nano i mam już pierwszych klientów. Jako instruktor pilotażu po odpowiednim przeszkoleniu z przyjemnością podejmę się szkolenia w locie.”

Wilfried Ruchay

„Gdy pierwszy raz usłyszałem o nowej, polskiej konstrukcji JK-2 Nano, z miejsca obudziła moje zainteresowanie. Dlaczego? Jestem wielkim fanem urządzeń latających o niewielkiej masie. Sam zbudowałem i latałem na samolocie Minifox, którego masa własna to 120 kg. JK-2 Nano jest napędzany takim samym silnikiem, jak mój samolot. Udało mi się poznać zespół konstrukcyjny, a nawet polatać wspólnie z kolegami z Fusioncopter, na potrzeby sesji fotograficznej naszych konstrukcji. Napisałem o tym artykuł do Przeglądu Lotniczego nr 6/2020. Kilka dni po naszym wspólnym locie, koledzy z Fusioncopter zaproponowali mi, aby sam spróbował lotu na Nano.

Tutaj kilka wyjaśnień. Jestem pilotem zawodowym, latałem od czterdziestu lat, w większości na dużych samolotach pasażerskich. Dwadzieścia pięć lat temu wykonałem ostatni lot jako pilot śmigłowca, bo miałem taki epizod w swoim życiu, że przez kilka lat byłem instruktorem, pilotem śmigłowcowym w pogotowiu lotniczym. Tak więc, nie jestem pilotem bez żadnego doświadczenia w lotach na wiroplatach, ale po pierwsze było to bardzo dawno, a po drugie był to mój pierwszy lot na wiatrakowcu.

Po szczegółowym instruktażu przyszedł czas na pierwsze uruchomienie silnika i próby kołowania po lądowisku. Potem nauka prerotacji i kilka prób rozpędzania. W końcu pierwszy start... Pilotowanie Nano jest

dość naturalne dla pilota samolotowego, tak więc po pierwszym starcie reszta lotu była już tylko wielką przyjemnością. Nano doskonale reaguje na stery, siły nie są zbyt duże. Pierwsze podejście do lądowania wykonałem w sposób zbliżony do lądowania na śmigłowcu, czyli utrzymywałem prędkość podejścia korygując właściwy tor podejścia zmianą mocy silnika. Samo lądowanie było bardzo delikatnie, a jego długość to zaledwie kilka metrów. Po kolejnym starcie podszedłem do lądowania na zmniejszonych obrotach silnika, utrzymując właściwą prędkość lotu zwiększaniem kąta podejścia. Wyrównanie i lądowanie odbyło się również bardzo łagodnie. Były to bardzo przyjemne loty. Loty te, na moim przykładzie pokazały, że pilot nawet bez treningu w lotach wiropłatami, może bezpiecznie wykonać lot na Nano. Z wielką uwagą śledzę rozwój projektu Nano. Kto wie, może kiedyś przesiądę się z mojego samolotu na niego? Możliwość przewożenia niewielkiego urządzenia latającego, aby sobie polatać jest bardzo kusząca.”

Wiesław Jedynak

„NANO – pierwsze wrażenie: prosta, surowa wręcz konstrukcja, bez bajerów i wypasionego oprzyrządowania. Powietrzny skuter, który ma zapewnić radość z przebywania w powietrzu, a nie limuzyna za ciężkie pieniądze. Sposób transportu, hangarowania (a w zasadzie parkowania, bo hangar jest w tym przypadku zbędny), przygotowania do lotu – uproszczony do maksimum i bardzo przyjazny dla użytkownika. Taka „czarna perełka” i jednocześnie unikat wśród współczesnych konstrukcji. Można by rzec – minimalistyczne podejście w wersji autogyro! Pierwsze przymiarki, kołowanie, prerotacja, rozpędzanie... i już można poczuć „wiatr we włosach”, a raczej swobodnie mijane powietrze.

Prędkości lotu nie są zawrotne – najlepsze wznoszenie uzyskujemy już przy 50km/h, a maksymalne sięgają okolic 100 km/h, choć oczywiście wszystko zależy od masy pilota i ilości paliwa na pokładzie. Można trochę „ponarzekać” na hałas od śmigła, ale ten detal ma być niebawem udoskonalony przez konstruktorów z Fusioncopter. Zanim dosiادیemy tego rumaka, zdecydowanie niezbędne jest podstawowe szkolenie na innym dwusterze, by nabyć odpowiednie nawyki i poznać specyfikę latania wirowcem.

Dla tych, dla których będzie to pierwszy kontakt z awiacją, przyda się również odrobina wiedzy teoretycznej – prawa lotniczego, poruszaniu się w przestrzeni lotniczej, no i samej zasady działania wiatrakowca (wirowca). Wszystko to producent zapewnia przed zakupem NANO. Do NANO nie wsiadamy, a „ubieramy się” w niego, jak byśmy zakładali

skrzydła i stawali się ptakami. Obserwacja ziemi z maszyny jest genialna. Brak skomplikowanego oprzyrządowania pozwala skupiać się na tym, co nas otacza i po prostu cieszyć się lotem. Radość jest tak szczerą i prawdziwą, że chyba każdy dotąd uniesiony w powietrze na pokładzie NANO cieszy się jak małe dziecko.”

Barbara Amber pilot UAGP

Wibroakustyczne oddziaływanie śmigłowca na lądowisku wyniesionym

Sławomir Cieślak, Wiesław Krzymień / Sieć Badawcza Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa

Streszczenie: Śmigłowiec lądujący i startujący na lądowisku wyniesionym umieszczonym na budynku jest źródłem hałasu, który oddziałuje na otoczenie oraz powoduje wzbudzenie drgań lądowiska czy też infrastruktury budynku. Drgania są również wzbudzane przez strumień powietrza przepływającego przez wirnik nośny a także przenoszone na płytę lądowiska przez bezpośredni kontakt podwozia śmigłowca z podłożem. Drgania poprzez konstrukcję lądowiska przenoszą się na budynek. W zależności od właściwości tłumiących konstrukcji i zastosowanych elementów wibroizolacyjnych drgania mogą być odczuwalne w pomieszczeniach użytkowanych przez ludzi a także przekazywane na znajdujące się w budynku urządzenia.

Przedmiotem badań opisanych w pracy jest wibroakustyczne oddziaływanie śmigłowca EC 135 na lądowisku wyniesionym podczas lądowania, postoju z włączonym napędem oraz startu. Wykonano pomiary drgań oraz hałasu w punktach zlokalizowanych zarówno na płycie lądowiska jak i w pomieszczeniach budynku. W pracy zamieszczono wybrane wyniki pomiarów sygnałów zmierzonych w poszczególnych fazach lotu i manewrach śmigłowca. Wykonano i zamieszczono również analizy częstotliwościowe fragmentu danych pomiarowych dla fazy lotu, w której zarejestrowano najwyższe poziomy oddziaływanie. Wyniki przedstawiono w formie wykresów i opatrzono komentarzem.

1/ Wprowadzenie

Oddziaływanie śmigłowca na otoczenie obejmuje: transmisję drgań przez podwozie śmigłowca, oddziaływanie strumieniem podwirnikowym a także oddziaływanie akustyczne. Na przykład oddziaływanie wirnika nośnego powoduje niejednostajny turbulentny ruch powietrza, którego skutkiem jest wzbudzenie drgań płyty lądowiska a także towarzyszące pracy wirnika zjawiska akustyczne. W Sieci Badawczej Łukasiewicz – Instytucie Lotnictwa prowadzone są badania zarówno aerodynamicznego oddziaływania śmigłowca na lądowiska, drgań wzbudzanych przez śmigłowiec a także badania oddziaływania akustycznego. Praca zawiera wybrane wyniki badań oddziaływania wibroakustycznego śmigłowca na lądowisku wyniesionym zlokalizowanym na dachu budynku.

Głównymi źródłami wibroakustycznego oddziaływania śmigłowca na otoczenie są: wirnik nośny, silniki oraz śmigło ogonowe. Każde z tych źródeł posiada inną charakterystykę oraz różne poziomy emisji hałasu i drgań przy poszczególnych manewrach śmigłowca. Niejednokrotnie jest też oddziaływanie na elementy lądowiska, budynku i infrastruktury szpitala a także na ludzi przebywających w otoczeniu śmigłowca, także w budynkach.

Wstępne badania źródeł dźwięku były prowadzone dla śmigłowca znajdującego się na płycie lądowiska naziemnego a ich wyniki przedstawiono w [1]. Zlokalizowano podstawowe źródła emitowanego dźwięku oraz przedstawiono ich charakterystyki. Badania te nie odzwierciedlały w pełni warunków rzeczywistych podczas operowania śmigłowcem w obszarach miejskich nad budynkami, gdyż były wykonane na otwartej przestrzeni lotniska.

Kolejne badania wykonano na lądowisku wyniesionym podczas lądowania i startu śmigłowca oraz postoju na płycie lądowiska z pracującym napędem. Obejmowały one zarówno badania właściwości drganiowych lądowiska i oddziaływania śmigłowca na lądowisko oraz budynek, jak również badania hałasu emitowanego przez śmigłowiec, które opisano w niniejszej pracy.

2/ Obiekt badań

Badania przeprowadzono na szpitalnym lądowisku wyniesionym usytuowanym na dachu budynku. Konstrukcja lądowiska zbudowana została na istniejącym wcześniej 5-kondygnacyjnym budynku (parter, 3 piętra, poddasze). Płyta lądowiska została osadzona na stalowej konstrukcji kratownicowej wspartej ponad dachem na kilkudziesięciu stalowych filarach przytwierdzonych do elementów nośnych budynku. Płytę lądowiska wykonano z aluminiowych paneli ułożonych w kształcie kwadratu. Każdy bok płyty został rozszerzony ażurową kratą pomostową, która powiększa obszar płyty lądowiska. Dodatkowo wokół płyty rozpięto siatkę zabezpieczającą. Wliczając poziom dachu, lądowisko usytuowane jest na poziomie 6 piętra.

Rysunek 1 przedstawia zdjęcie śmigłowca stojącego na płycie badanego lądowiska.



Rys. 1 Śmigłowiec EC-135 na płycie badanego lądowiska na lądowisku wyniesionym.

Lądowisko ma wyznaczony jeden kierunek podejścia i odejścia śmigłowca. Podczas wykonywanych badań podejście nastąpiło od strony ściany budynku gdzie umiejscowione są okna korytarza, natomiast na prostopadłej ścianie – okna sali chorych. Po przeciwnej stronie znajdują się okna gabinetów zabiegowych, pomieszczeń personelu i pomieszczeń technicznych.

Lądowisko przeznaczone jest dla śmigłowców o maksymalnej masie do 5 ton. Obecnie użytkowane w polskim transporcie medycznym są śmigłowce EC-135 i w najbliższych latach to one będą głównie korzystać z wybudowanego lądowiska. Ten typ śmigłowca jest obiektem badań oddziaływania wibroakustycznego na lądowisku, opisanych w niniejszej pracy.

3/ Metoda badawcza

Wykonane badania obejmowały pomiar i rejestrację drgań oraz dźwięku emitowanego przez śmigłowiec EC-135 podczas lądowania, startu oraz postoju z pracującym napędem.

Przyspieszenie drgań oraz ciśnienie akustyczne mierzono zarówno na zewnątrz (na płycie lądowiska) oraz wewnątrz budynku.

Czujniki drgań (z których poniżej przedstawiono wyniki pomiarów) umieszczono w następujących lokalizacjach:

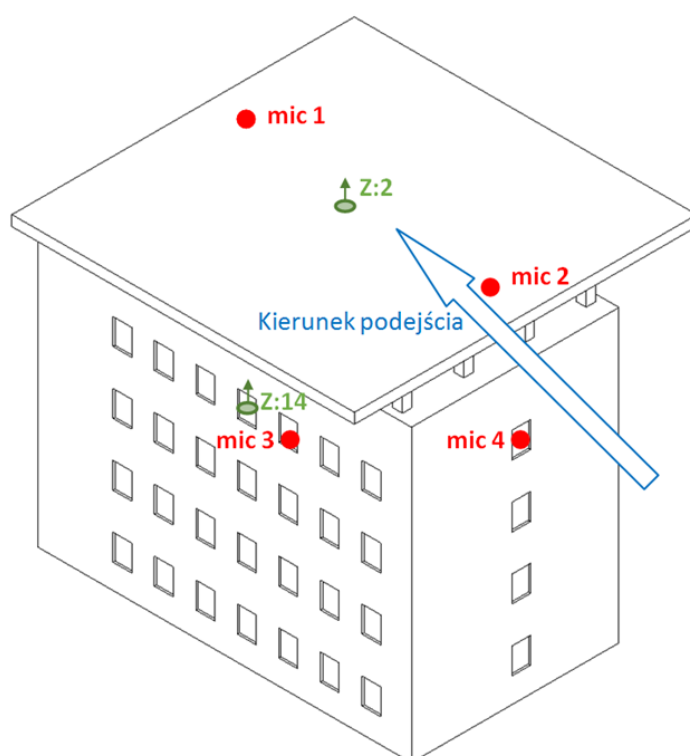
- „Z:2” na płycie lądowiska w pobliżu jej środka (dolna powierzchnia panelu płyty),
- „Z:14” w sali chorych na trzeciej kondygnacji poniżej poziomu lądowiska (piętro 3).

Mikrofony umieszczono w następujących lokalizacjach:

- „mic1” na poziomie lądowiska od strony odejścia (pod ażurowym podestem stanowiącym rozszerzenie płyty lądowiska),
- „mic2” na poziomie lądowiska od strony podejścia (analogicznie jak mikrofon „mic1”, ale na przeciwległej krawędzi lądowiska),
- „mic3” w sali chorych na trzeciej kondygnacji poniżej poziomu lądowiska (piętro 3, w pobliżu czujnika przyspieszeń „Z:14”),
- „mic4” na korytarzu w pobliżu okna od kierunku nalotu (na tej samej kondygnacji jak mikrofon „mic3”).

Rozmieszczenie czujników drgań i mikrofonów przedstawiono na rysunku 2.

Podczas pomiarów budynek szpitala był w trakcie remontu, co umożliwiło dostęp do pomieszczeń użytkowych.



Rys.2. Szkic budynku i rozmieszczenie punktów pomiarowych

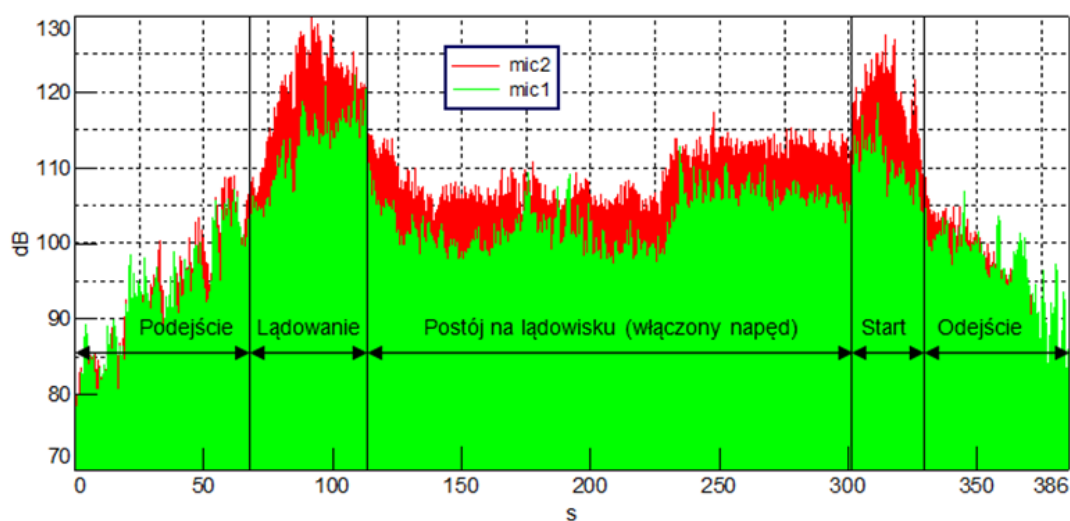
Czujniki drgań i mikrofony umieszczone na lądowisku jak również w miejscach użytkowanych przez ludzi pozwalają zidentyfikować jaki jest charakter źródła hałasu i wibracji oraz umożliwiają ocenę skutków wywołanych w najbliższym otoczeniu śmigłowca. Umieszczenie mikrofonów zarówno od strony podejścia jak i odejścia pozwala ocenić fazy lotu, w których oddziaływanie akustyczne jest największe.

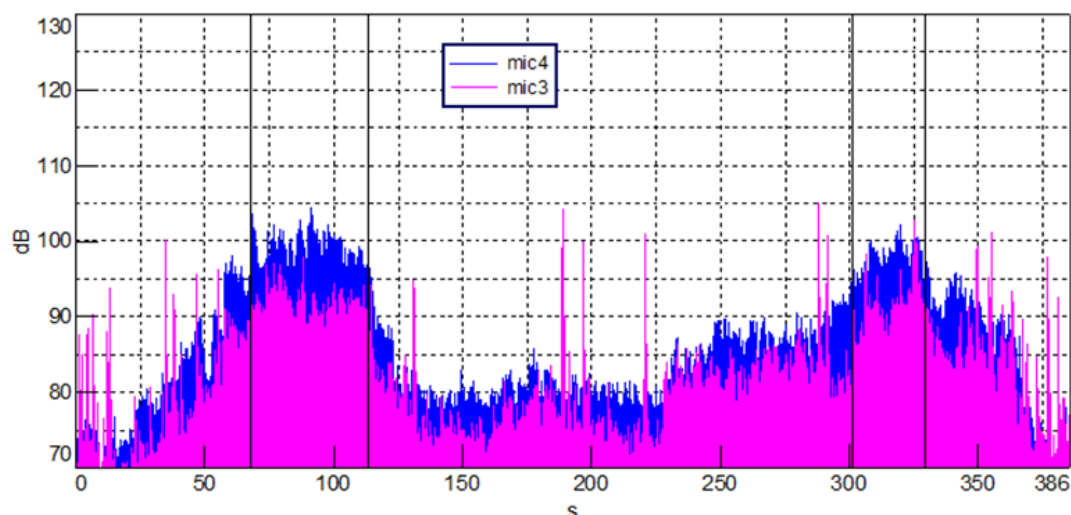
Do pomiaru drgań wykorzystano sejsmiczne czujniki przyspieszeń a do pomiaru hałasu mikrofony o średnicy $\frac{1}{2}$ ". Wszystkie czujniki dołączono do wielokanałowego rejestratora sterowanego komputerem wyposażonym w oprogramowanie do obsługi systemu i rejestracji danych. W systemie rejestrowano także aktualny czas GPS, co umożliwiło synchronizację danych z pozycją śmigłowca zajmowaną w wybranych chwilach, parametrami lotu i wykonywanymi manewrami.

4/ Wyniki badań

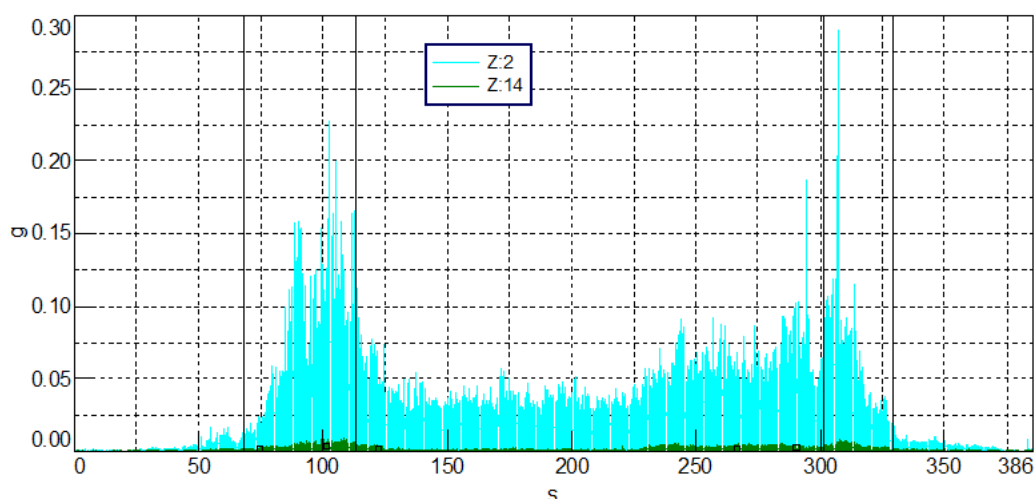
Mierzone przyspieszenie drgań oraz ciśnienie akustyczne rejestrowano w dziedzinie czasu. W dalszym opracowaniu wyników wykonano analizy częstotliwościowe oraz korekcję (tylko dla sygnału akustycznego) charakterystyki amplitudowo-częstotliwościowej według krzywej ważenia A, która reprezentuje słyszalność dźwięku przez ucho ludzkie.

Na rysunku 3 przedstawiono przebieg czasowy ciśnienia akustycznego mierzonego przez poszczególne mikrofony. Na wykresie zaznaczono fazy lotu i manewry śmigłowca. Na rysunku 4 przedstawiono przebieg przyspieszenia drgań w tym samym czasie.





Rys. 3. Poziomy ciśnienia akustycznego zarejestrowane podczas manewrów śmigłowca



Rys. 4. Przyspieszenie drgań zarejestrowane podczas manewrów śmigłowca

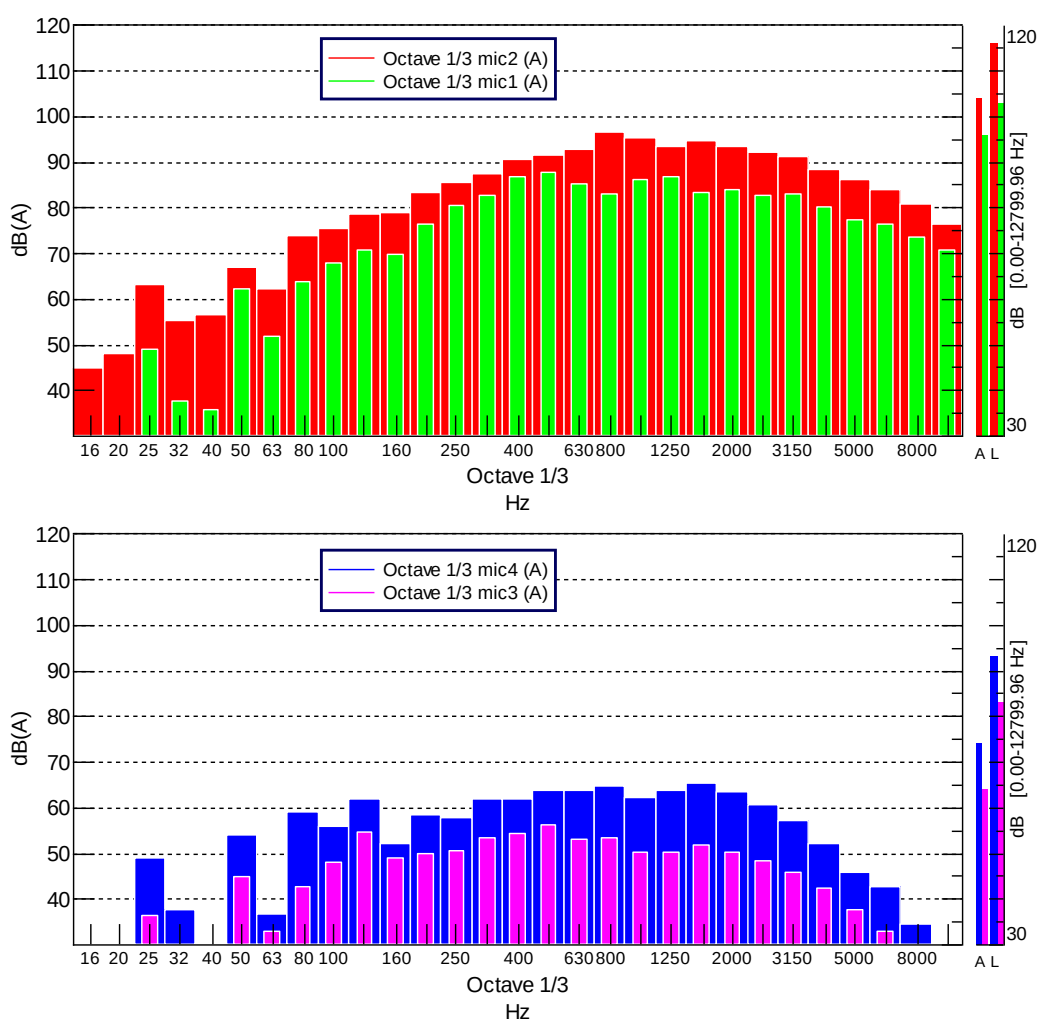
Z przedstawionych wykresów wynika, że najwyższy poziom hałasu wystąpił podczas lądowania. Porównywalny poziom hałasu obserwowany jest także przy starcie. Podobnie kształtuje się przebieg drgań na płycie lądowiska oraz w budynku. Wyższy poziom hałasu zarówno przy lądowaniu jak i starcie zarejestrowano od strony podejścia („mic 2”) niż od strony odejścia („mic 1”). Wynika to z procedury startu, który w przypadku lądowisk wyniesionych odbywa się „do tyłu” – po ścieżce zbliżonej do ścieżki podejścia. Wewnątrz budynku większy hałas zarejestrowano na korytarzu w niż sali chorych – okno korytarza znajdowało się od strony podejścia śmigłowca.

Podczas postoju śmigłowca na płycie lądowiska widoczny jest wzrost drgań oraz poziomu hałasu emitowanego przez śmigłowiec (ok. 228

sekunda wykresów), który jest wynikiem zwiększenia obrotów silnika przed startem.

Poziom sygnału zarejestrowany mikrofonami w pomieszczeniach jest około 25-30dB niższy niż na płycie lądowiska – w pobliżu źródła. Wynika to ze spadku natężenia dźwięku wraz z odległością, tłumienia hałasu przez ściany, stropy i okna, a także tłumienia i odbicia dźwięku od płyty lądowiska. Poziom drgań w budynku jest wielokrotnie niższy niż na płycie lądowiska. Oznacza to skuteczność wibroizolacji oraz dobre właściwości tłumiące całej konstrukcji.

Odczuwalność hałasu przez ucho ludzkie zależy nie tylko od poziomu ciśnienia akustycznego ale także od częstotliwości dźwięku. Wykresy analizy, w wyniku których otrzymano charakterystyki w dziedzinie częstotliwości skorygowane wg krzywej A zamieszczono na rysunku 5. Wykresy przedstawiono w tercjowych pasmach częstotliwości. Do analiz wykorzystano kilkunastosekundowy fragment przebiegów czasowych o największych amplitudach zarejestrowanych podczas lądowania śmigłowca.

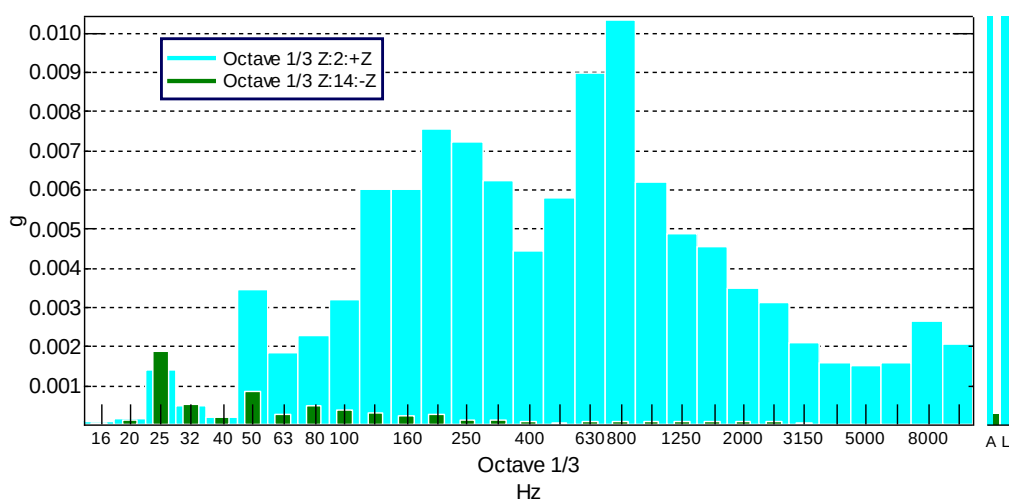


Rys. 5. Charakterystyki amplitudowo-częstotliwościowe hałasu zmierzonego podczas lądowania, skorygowane wg krzywej A

Na wykresach, na dodatkowej osi (po prawej stronie) pokazano równoważny poziom ciśnienia akustycznego L_{eq} wyznaczony w pełnym zakresie analizowanych częstotliwości (do 12,8 kHz). W przypadku pomieszczeń uczęszczanych przez ludzi poziom ten wynosi do 75 dB(A) (na korytarzu) natomiast w pobliżu źródła hałasu osiąga do około 105 dB(A) (od strony podejścia). Hałas o takim poziomie jest jednak krótkotrwały i występuje tylko przez kilkanaście sekund w czasie startu i lądowania. Ponadto loty w danej lokalizacji odbywają się rzadko – średnio nie więcej niż jeden lot dziennie.

Najwyższe odczytane z przedstawionych charakterystyk odczuwalne poziomy hałas w pobliżu śmigłowca występują w paśmie częstotliwości od około 250 Hz do 5 kHz. Zakres ten jest także odczuwalny w pomieszczeniach lecz jest dobrze tłumiony – poziom hałasu jest znacznie niższy. Nieco słabiej tłumiony w pomieszczeniach jest hałas o niskich częstotliwościach, w zakresie 25 – 125 Hz, gdzie występuje wyższy poziom niż dla pasm sąsiednich. Dobrze tłumiony w budynku jest natomiast hałas o częstotliwościach powyżej 5 kHz zlokalizowany w [1] głównie jako hałas z wylotu spalin silników śmigłowca.

Na rysunku 6 przedstawiono tercjowe charakterystyki amplitudowo-częstotliwościowe drgań mierzonych podczas lądowania śmigłowca dla tego samego fragmentu przebiegu czasowego.

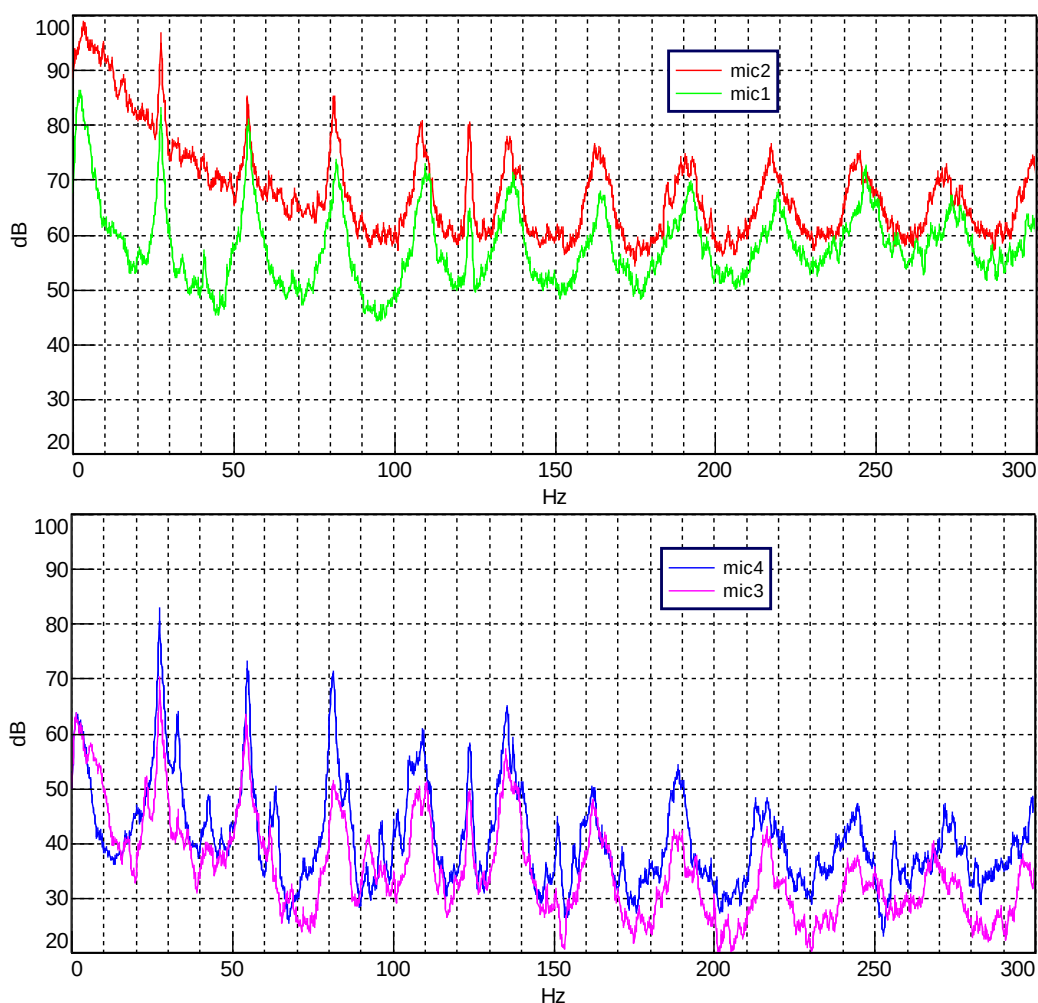


Rys. 6. Charakterystyki amplitudowo-częstotliwościowe drgań mierzonych podczas lądowania

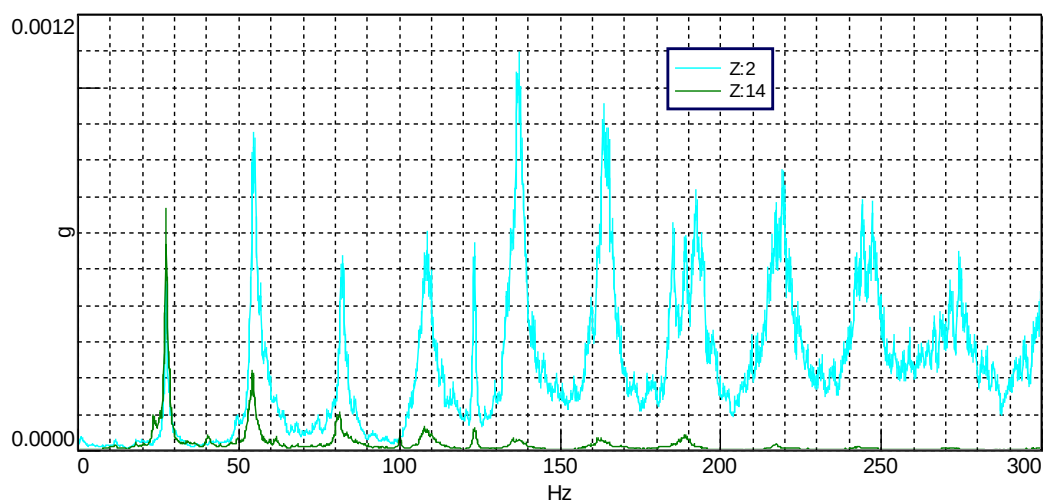
Wzrosty poziomów drgań na płycie lądowiska występują w pobliżu częstotliwości 800 Hz, 200 Hz, 50 Hz i 25 Hz. Maksymalna amplituda drgań występuje w pasmach tercjowych 800 Hz i 200 Hz oraz pasmach sąsiednich. Są to prawdopodobnie lokalne rezonanse paneli, z których ułożona jest płyta lądowiska. Drgania te nie przenoszą się na budynek – nie obserwuje się wzrostów poziomu drgań dla czujnika umieszczonego w sali chorych.

Podobnie jak dla wykresów poziomu dźwięku występują wzrosty poziomu drgań dla częstotliwości pasma 25 Hz i 50 Hz. Drgania te przenoszą się na konstrukcję budynku i są także widoczne na wskazaniach czujnika umieszczonego w sali chorych.

Zwiększone poziomy hałasu i drgań w tercjach o niskich częstotliwościach związane są z częstością obrotów wirnika nośnego pomnożoną przez ilość łopat oraz z częstotliwościami kolejnych harmonicznymi. Zjawisko dobrze widoczne jest na charakterystykach przedstawionych w formie wykresów liniowych niekorygowanych. Wykresy takie dla zakresu częstotliwości do 300 Hz przedstawiono na rysunku 7. oraz 8.



Rys. 7. Charakterystyki amplitudowo-częstotliwościowe mierzonego hałasu (niekorygowane)



Rys. 8. Charakterystyki amplitudowo-częstotliwościowe drgań zarejestrowanych podczas lądowania

Przedstawione na rysunku 7. charakterystyki pokazują rozkład częstotliwości hałasu generowanego przez śmigłowiec i hałasu docierającego do wnętrza budynku. Wykresy ułatwiają ocenę możliwości akustycznego wzbudzenia drgań elementów konstrukcji oraz infrastruktury, np. szyb, drzwi, szaf, obudowy urządzeń itd. Wzbudzenie takie może nastąpić gdy częstotliwość drgań własnych elementów będzie bliska częstotliwości składowych generowanego hałasu.

W charakterystykach poziomu dźwięku (rys. 7) oraz amplitudy drgań (rys. 8) podstawową jest częstotliwość około 27,2 Hz (będąca iloczynem obrotów wirnika nośnego i liczby łopat) oraz jej harmoniczne. Widać więc, że przeważająca część oddziaływania wibroakustycznego o niskich częstotliwościach pochodzi od wirnika nośnego.

5/ Podsumowanie

Większe oddziaływanie akustyczne śmigłowca na lądowisku wyniesionym występuje od strony podejścia - zarówno w czasie lądowania jak i startu, co jest związane z procedurą bezpieczniejszego startu do tyłu (po torze zbliżonym do ścieżki podejścia). Informacja ta jest dość istotna podczas planowania przeznaczenia i lokalizacji pomieszczeń użytkowych budynku, np. sal chorych i operacyjnych w szpitalach czy też pomieszczeń biurowych.

Płyta lądowiska pełni także funkcję ekranu akustycznego, oddzielającego źródło dźwięku od budynku.

Największe oddziaływanie wibroakustyczne występuje tuż przed lądowaniem i po starcie gdy śmigłowiec znajduje się tuż nad płytą lądowiska, co wskazuje, że w większym stopniu drgania są wzbudzone przez oddziaływanie bezkontaktowe (opływ powietrza, akustyka) niż bezpośredni kontakt podwozia śmigłowca z lądowiskiem.

Hałas i drgania w budynku występują szczególnie podczas startu i lądowania śmigłowca. Oddziaływanie jest jednak krótkotrwałe i występuje sporadycznie – nie powinno stanowić zagrożenia dla pacjentów i personelu szpitala.

Na imisję hałasu do budynku podczas wykonanych pomiarów miały wpływ nieuszczelnienia okien (budynek był w trakcie remontu) oraz niedomknięte okna (ze względu na wyprowadzenie przez nie kabli). W budynku wyposażonym w klimatyzację hałas śmigłowca może być mały.

Bibliografia

- [1] Cieślak S., Krzymień W., "Initial analysis of helicopter impact on hospital helipads", Transactions on Aerospace Research (256.), Warszawa, 2019.
- [2] Norma PN-B-02171_2017 "Ocena wpływu drgań na ludzi w budynkach"
- [3] Krzymień W., Cieślak S., "Investigation of the Vibration Properties of Concrete Elevated Hospital Helipads", Vibrations in Physical Systems nr 31, Poznań, 2020,
- [4] Krzymień W., Cieślak S., Szmidt M., „Vibration properties of steel constructed hospital elevated helipads”, Transactions on Aerospace Research (260.), Warszawa, 2020
- [5] A. Szelaż, K. Stypuła, T. Kamiński „Sound Radiation by Vibrating Building Partitions in Terms of Acceptable Vibration Values”, Acta Physica Polonica A, Vol. 125, 2014
- [6] Chyla A., Buwała M., "The Analysis of Hospital Helicopter Landing Sites Location in Terms of their Vibroacoustic Impact", Transactions on Aerospace Research (256.), Warszawa, 2019.

Wybrane zagadnienia obliczeniowej mechaniki płynów dotyczące tematyki wiroplątowej

Adam Dziubiński / Sieć Badawcza Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa

W artykule zostaną przedstawione wybrane zagadnienia obliczeniowej mechaniki płynów dotyczące tematyki śmigłowej, realizowane przez autora, a dotyczące w bliższej lub dalszej perspektywie – bezpieczeństwa użytkowania wiroplątów.



Fot. 1. Wybrane konstrukcje wiroplątowe Instytutu Lotnictwa, kolejno od lewej: JK-1 Trzmiel (1957) [2]; BŻ-4 Żuk (1959); BŻ-1 Gil (1960); IS-2 (1990); ILX-27 (2012); I-28 (2012) [3].

Instytut Lotnictwa zajmował się wiroplątami prawie od zarania swego istnienia, czyli prób wiatrakowca Cierva C.30 w 1934r. [1].

Wybrane konstrukcje lotnicze powstałe w Instytucie przedstawiono na ilustracji Fot. 1. Tu powstały pierwsze polskie śmigłowce "Trzmiel", "Żuk" i "Gil".

Tu także powstają konstrukcje służące rozpoznaniu nowych trendów w konstruowaniu, jak lekki dwuosobowy śmigłowiec IS-2, bezzałogowiec który dużo po nim odziedziczył - ILX-27, czy ciekawy w swoich założeniach szybki wiatrakowiec I-28. Pozostaje z przykrością zauważyć że skończył się czas nadawania konstrukcjom romantycznych, ptasich/owadzich nazw a zastąpiły je literki i cyferki.

Pierwsze prace obliczeniowe metodami komputerowymi (CFD) wykonywane były dla dwumiejscowego śmigłowca IS-2, z którego wiele elementów (m. in. głowica, łopaty) trafiło potem do bezzałogowca ILX-27. Z kolei prekursorem technologii wiatrakowców stał się efekt projektu wprowadzającego do praktyki przemysłowej ten typ statku powietrznego: I-28. Proces projektowania tego wiatrakowca przyczynił się do zdefiniowania przepisów dotyczących konstruowania i certyfikowania tego typu statków powietrznych. W pracach nad dwoma ostatnimi projektami autor miał okazję (i ogromny zaszczyt) uczestniczyć, a w związku z marginalną ilością ogólnie dostępnych informacji – chciałby się zdobytą wiedzą podzielić.

Obecnie w Instytucie Lotnictwa trwają prace nad bezzałogowym wielowirnikowcem transportowym o napędzie hybrydowym, więc mimo wciąż zmieniającej się sytuacji wciąż dba się o rozwój wiroplątowych statków powietrznych, dających unikalne możliwości eksploatacyjne w porównaniu do urządzeń wykorzystujących inne sposoby wytwarzania siły nośnej.

Instytut współpracuje z firmami z całego świata, pośród nich wykonywano również prace dla firmy KOPTER, polegające m. in. na analizie śmigłowca SH-09, jego charakterystyk aerodynamicznych, zachowania się w różnych stanach lotu, ale również chłodzenia przedziału przekładni gondoli silnika śmigłowca.

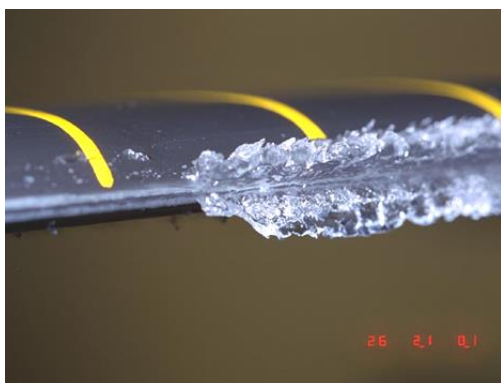
Wiele prac nie dotyczy bezpośrednio wiroplątów a raczej ich interakcji z otoczeniem, stąd na koniec przedstawiono pokrótce analizy dotyczące bezpieczeństwa użytkowania lądowisk wyniesionych, które masowo są budowane na budynkach szpitali położonych w wysoko zurbanizowanych obszarach miast i aglomeracji.

1/ Śmigłowiec bezzałogowy ILX-27



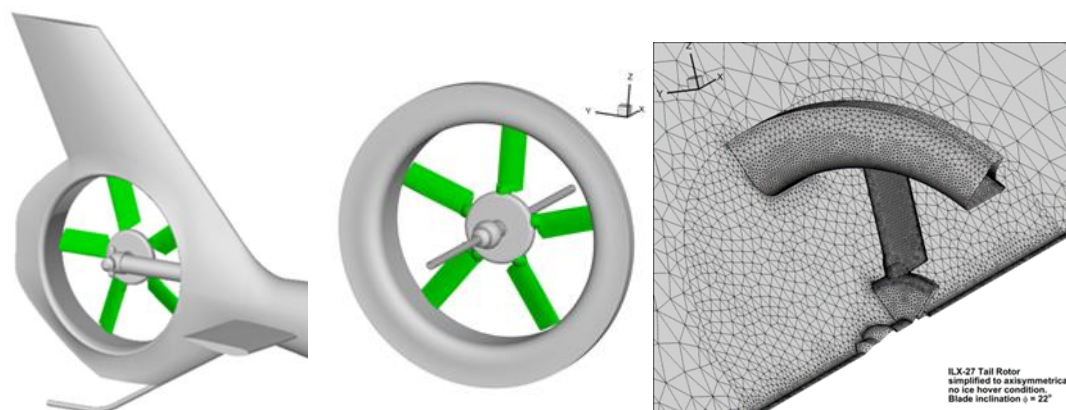
Fot. 2. Prototyp bezzałogowego śmigłowca ILX-27 w locie oraz jego model obliczeniowy z naniesioną mapą rozkładu ciśnienia [3].

Śmigłowiec bezzałogowy ILX-27 jest lekkim śmigłowcem o masie startowej 1100 kg, zdolnym do przenoszenia 300 kg ładunku. Napędzany 260-konnym silnikiem Lycoming O-540-F1B5 jest w stanie wznieść się na 4 km, lecieć z prędkością 120 km/h, a jego maksymalny zasięg wynosi 440 km. Jego podstawowym "środkiem bojowym" jest jego bezzałogowość: jest w stanie polecieć tam, gdzie nie zgodzi się polecieć żaden pilot i tam zawieźć (lub stamtąd przywieźć) te 300 kg ładunku, np. czterech rannych. Jednym z takich ograniczeń stosowania załogowego śmigłowca są ciężkie warunki atmosferyczne, a w szczególności pogoda. W naszej strefie klimatycznej sporym zagrożeniem jest oblodzenie. O ile na temat oblodzenia wirnika nośnego wiadomo dużo, o tyle wirnik ogonowy otunelowany i jego zachowanie w warunkach oblodzenia było dla nas tematem nierozpoznanym. Lód na łopatach wirnika ogonowego potrafi narastać do sporych rozmiarów, zanim poradzi sobie z nim siła odśrodkowa. Na fotografiach (fot. 3) przedstawiono narastanie lodu w eksperymentalnych



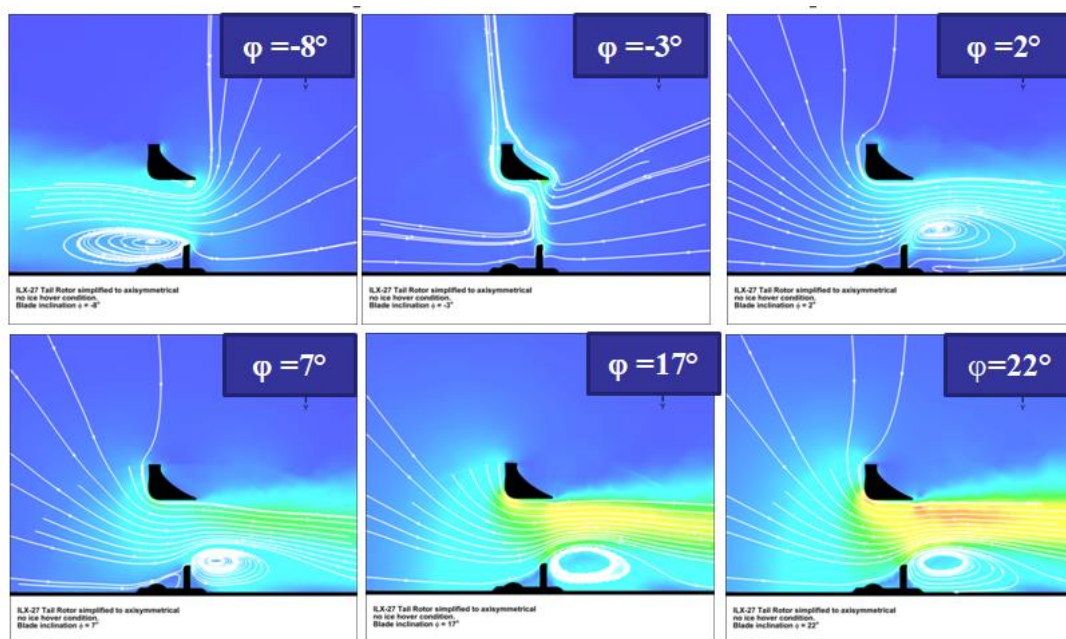
Fot. 3.
Narastanie lodu na obracającej się łopacie w eksperymentach NASA i J. Palacios [5]

W ramach prac obliczeniowych wykonano symulację narastania lodu na wirniku ogonowym śmigłowca. Ze względu na dość skomplikowaną geometrię oblodzenia zdecydowano się na symulację tylko jednej łopaty wraz z wycinkiem otunelowania. Całe otunelowanie zostało znacząco uproszczone (rys. 1). Takim modelem przebadano, jaki skok łopaty da wraz z siłą na otunelowaniu pożądany ciąg zdolny do zrównoważenia momentu oporowego wirnika w przelocie (rys. 2).

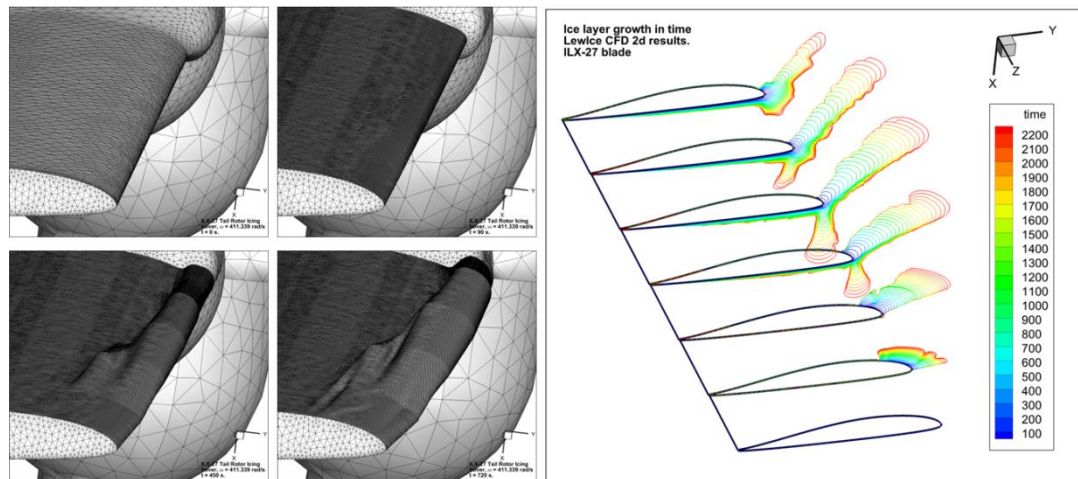


Rys. 1. Uproszczenie otunelowania (lewe i środkowe); model obliczeniowy (z prawej) - siatka objętości skończonych wycinka otunelowania wraz z łopata [6].

Ciekawa rzecz - dla kąta powodującego zerowy ciąg ($\varphi = -3^\circ$, ponieważ profil aerodynamiczny na łopacie jest asymetryczny) łopata działa jak sprężarka odśrodkowa i "nie przeszkadza" jej w tym otunelowanie (rys. 2).

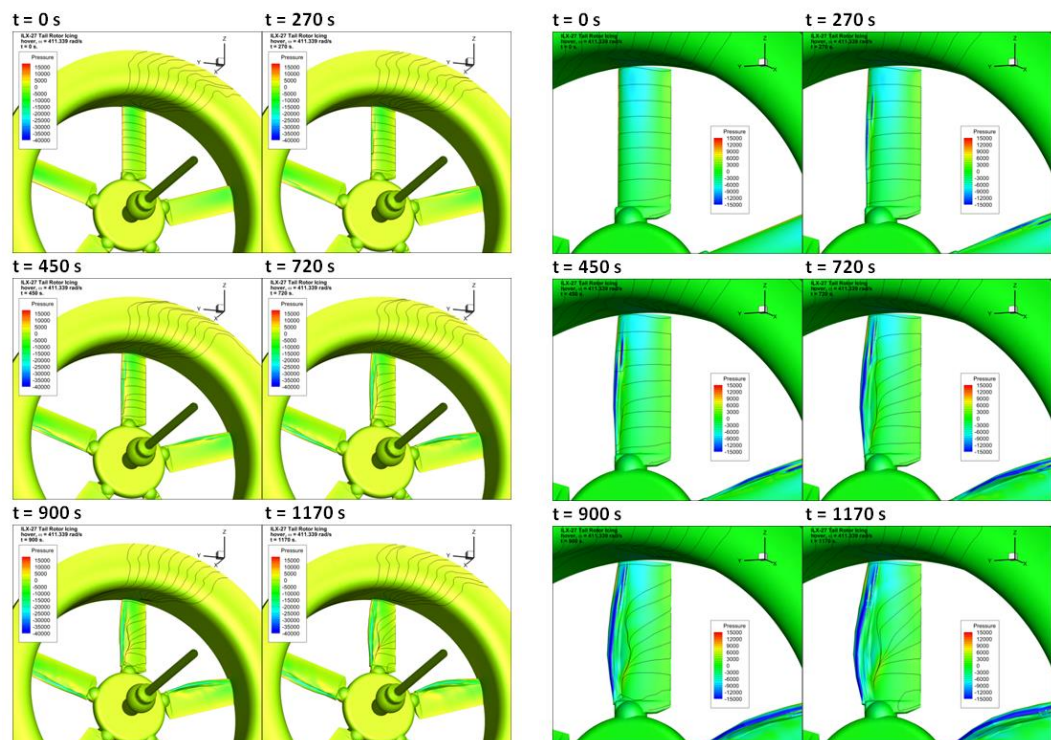


Rys. 2. Pole prędkości przepływu w osi wirnika dla różnych kątów φ nastawienia łopaty.



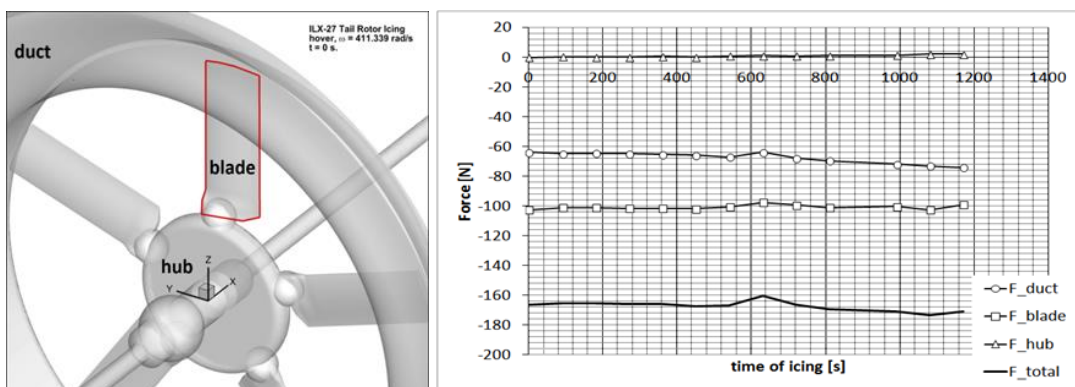
Rys. 3 Zmiana siatki i narastanie lodu na poszczególnych przekrojach łopaty w widoku od strony końcówki [6]

Do wygenerowania warstwy lodu narastającej na łopacie w czasie użyto oprogramowania LEWICE. Służy ono do analiz płaskich geometrii i narastania na nich lodu w warunkach naturalnego (nie wymuszonego) oblodzenia (rys. 3). Jest to jedno z niewielu podobnych narzędzi których jakość potwierdzono eksperymentalnie na tyle, by wyniki były akceptowane przez nadzór lotniczy. Warunki oblodzenia oparto na przepisach Part 25 dodatek C (Warunki Oblodzenia Atmosferycznego). Wybrano warunki maksymalnego narastania lodu i odpowiadające im własności takie jak udział płynnej wody (LWC), średnia wielkość kroplek (MVD) i temperatura.



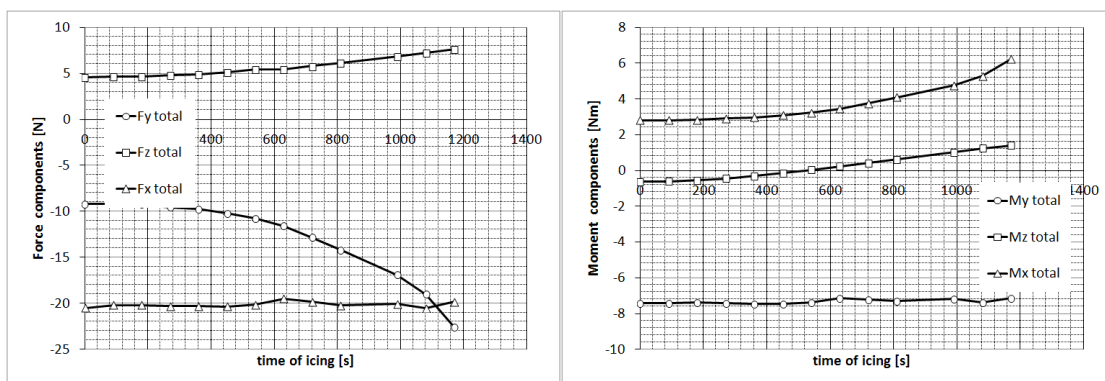
Rys. 5 Rozkład ciśnienia i linie prądu na łopacie i otunelowaniu w trakcie narastania lodu [6]

Symulacje przeprowadzono za pomocą oprogramowania ANSYS Fluent, służącego do rozwiązywania zagadnień przepływowych za pomocą metody objętości skończonych. Metoda ta pozwala na odtworzenie pola przepływu poprzez rozwiązanie równań opisujących ruch płynu (w tym przypadku - gazu, powietrza) metodą kolejnych przybliżeń. Wykonano trójwymiarowe modele łopaty dla wybranych faz narastania lodu i dla nich odtworzono pole przepływu wokół modelu wirnika otunelowanego (rys. 5).



Rys. 6. Podział elementów wirnika na nazwane strefy i zmiana składowej osiowej ciągu dla poszczególnych elementów i ich sumy [6].

Ciekawym wynikiem symulacji okazał się fakt, że siła ciągu takiego wirnika, o ile zachowana zostanie prędkość obrotowa, nie spada w sposób istotny. Na rys. 6 przedstawiono podział siły ciągu na komponenty: otunelowanie (duct), łopatę (blade) i piastę wirnika (hub). Ciąg otunelowania stanowi tu ok 40% ciągu całkowitego (!).



Rys. 7. Składowe siły i momentu względem środka piasty dla pojedynczej łopaty wirnika ogonowego[6].

Problemem okazuje się utrzymanie prędkości obrotowej gdyż siła oporu naszej łopaty wraz z narastaniem lodu rośnie drastycznie,

a więc coraz więcej energii zamiast na wirnik nośny - trafia do wirnika ogonowego. W ciągu ok. 20 minut narastania lodu moment napędowy tego wirnika wzrasta dwukrotnie, i nie jest to wzrost liniowy. Pod koniec analizowanego czasu następuje najszybszy wzrost oporu łopaty. A zatem długość przebywania w warunkach oblodzenia jest zdefiniowana przez nadmiar mocy, jaką silnik śmigłowca dysponuje w danych warunkach lotu.

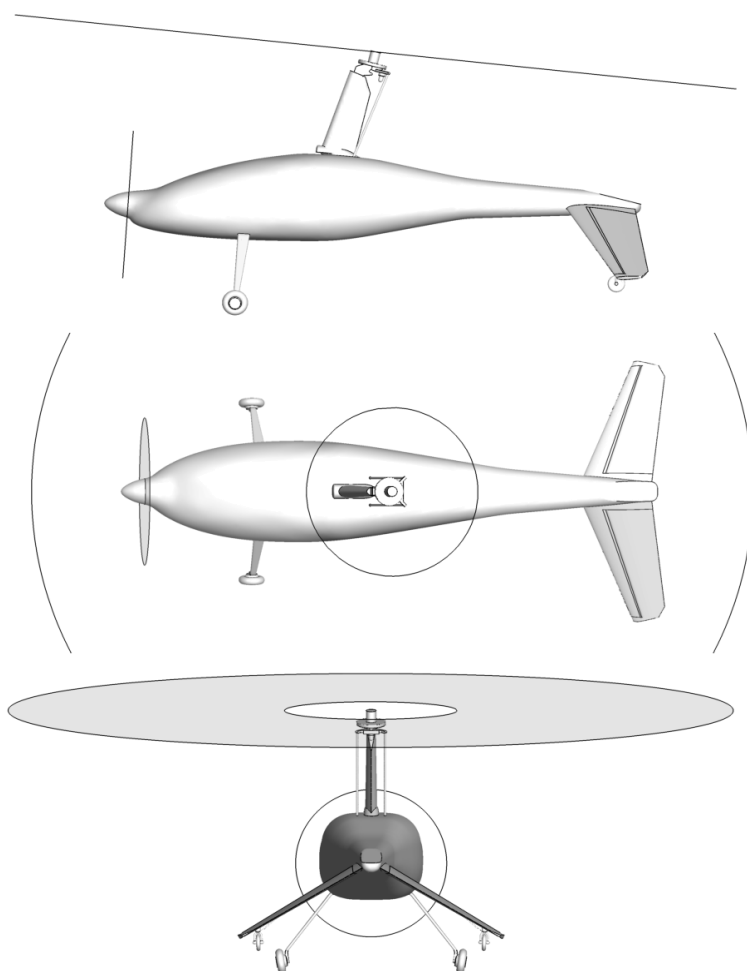
Oczywiście powyższe obliczenia stanowią znikomą część ogromu analiz, jakich dokonano w ramach projektu ILX-27, natomiast pokazują dobrze, do jakiego szczegółu trzeba czasem dojść analizując, zdawałoby się, tak ogólne pojęcia jak bezpieczeństwo lotu i użytkowania sprzętu latającego. I można było tego dokonać nie narażając niczyjego zdrowia i życia. No, może poza niżej podpisanym - ponieważ symulacja zagadnienia, gdzie fragment siatki porusza się względem innych a geometria badanego obiektu jest mocno nieopływowa, okazuje się problemem nietrywialnym.

2/ Wiatrakowiec I-28

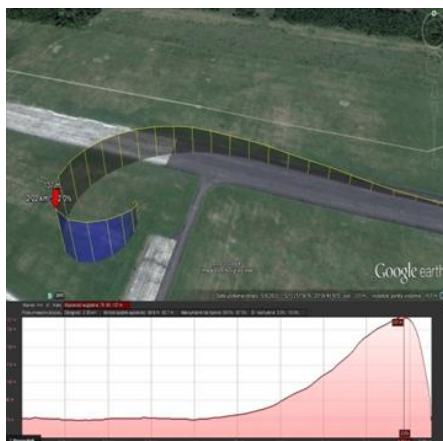
Wiatrakowiec I-28 powstał w Instytucie Lotnictwa po to, aby w sposób kontrolowany przejść, jako pierwszy taki statek powietrzny, proces certyfikowanego nadzoru nad konstruowaniem i budową wiatrakowca. Mimo że sam pomysł na wiatrakowiec ma już prawie 100 lat, to przez większość tego czasu były one jako prywatny środek transportu Niemile widziane w Polsce. Najprościej mówiąc wiatrakowiec można sobie wybudować w garażu i uciec nim z bloku wschodniego za "żelazną kurtynę" tak, że nawet nikt tego nie zauważy - bo lecieć można poniżej zasięgu radarów, a do startu i lądowania nie potrzeba wielkiego lotniska. Kolejnym powodem było to, że na zachodzie każdy mógł wybudować sobie wiatrakowiec, a więc budowano ich dużo i różnej jakości. Dodajmy, wiatrakowce mimo pozornie prostszej niż śmigłowce budowy - są trudne w pilotażu, szczególnie w niebezpiecznych stanach lotu, można doprowadzić do zbytniego spowolnienia wirnika, bądź do zderzenia wirnika z kadłubem i bardzo trudno się z takiej opresji wyratować. Wiele budowanych amatorsko wiatrakowców rozbiło się przyczyniając się do negatywnej opinii na temat całego typu wiroplątów bez napędu. To złożyło się na taką sytuację, że dopiero teraz wdraża się procedury konstruowania i certyfikowania budowy amatorskich wiatrakowców w naszym kraju. Wraz z ostatnimi sukcesami udanych konstrukcji wiatrakowców, jak produkowany w Polsce "Xenon", wróciła moda i zapotrzebowanie na tego typu wiropląt, stąd wielu amatorskich konstruktorów podejmuje

się zbudowania podobnej konstrukcji. To właśnie im "przeciera drogę" konstrukcja I-28.

I-28 jest wiatrakowcem w układzie śmigła ciągnącego, konstrukcji kompozytowej, centralna część oparta jest na kratownicy stalowej i to właśnie tam, podobnie jak w myśliwcu Bell P-39 Aircobra - umieszczony jest silnik. Usterzenie w kształcie odwróconej litery V pracuje jedynie w charakterze steru kierunku. Nietypowy kształt tegoż usterzenia wymusza układ czteropodporowy podwozia, z parą kół podwozia głównego z przodu i podwójnym "kółkiem ogonowym" na końcu każdego ze stateczników. Amortyzacja tylnego podwozia następuje za pomocą rur skrętnych wewnątrz kadłuba, a stateczniki są funkcjonalnie wahaczami. Przednie podwozie amortyzowane jest resorującą golenią.



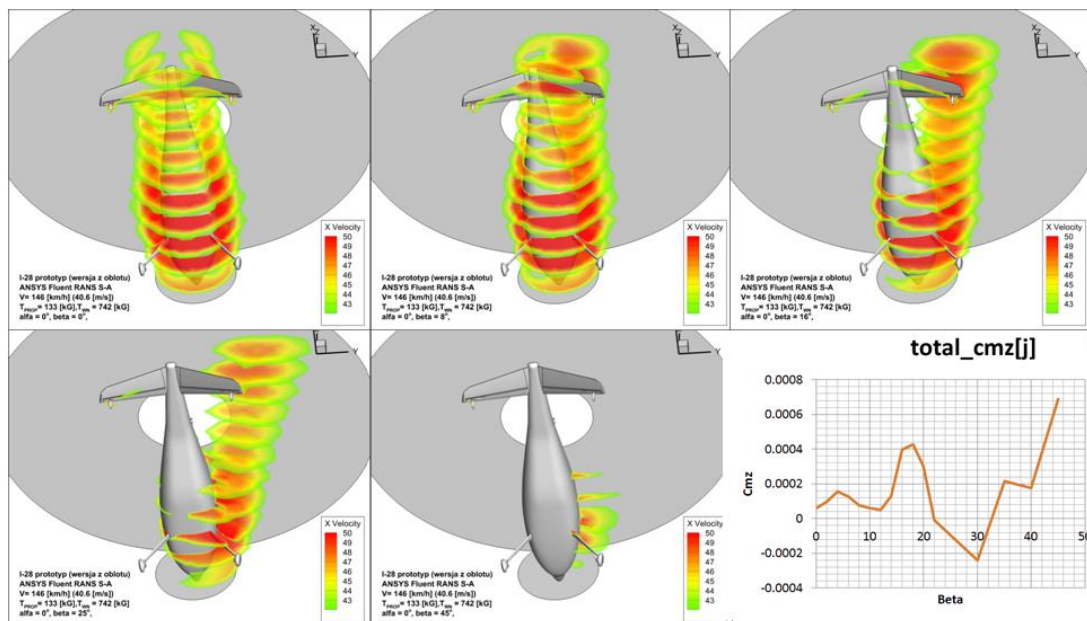
Rys. 8.
 Wiatrakowiec I-28 w trzech rzutach [7]



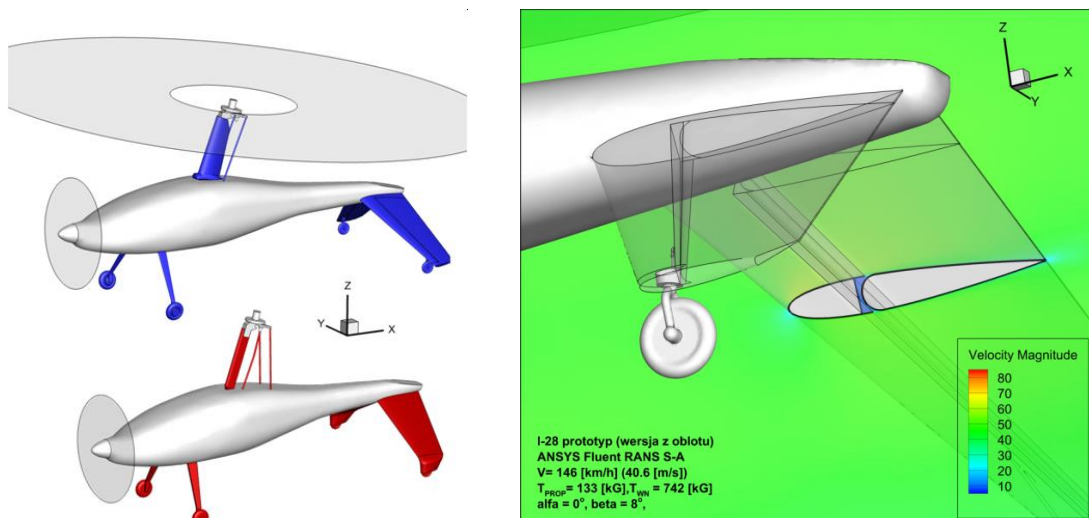
Fot. 4. Przebieg lotu z awaryjnym lądowaniem i uszkodzony wiatrakowiec po wykonaniu manewru lądowania awaryjnego.

W trakcie prób okazało się że wiatrakowiec nie ma wystarczającej stateczności kierunkowej, po wykonaniu zakrętu pod wiatr wiatrakowiec ustawił się bokiem do kierunku lotu i wszedł w tzw. niekontrolowaną spiralę ("uncontrolled spin"). Na szczęście, dzięki ogromnym umiejętnościom pilota, p. Wiesława Jarzyny, nie była ona tak do końca niekontrolowana, a po wylądowaniu okazało się że straty ograniczyły się do uszkodzenia śmigła i podwozia.

Zjawiskiem które spowodowało całe to zdarzenie był fakt wyjścia usterzenia ze strumienia zaśmigłowego, który odklejając się od usterzenia powoduje powstanie wręcz ujemnej stateczności kierunkowej kadłuba, (w zakresie kątów ślizgu $\beta = <18^\circ, 30^\circ>$ pochodna $\partial C_{mz} / \partial \beta$ jest ujemna), a powyżej 22° kąta ślizgu sam moment staje się ujemny.



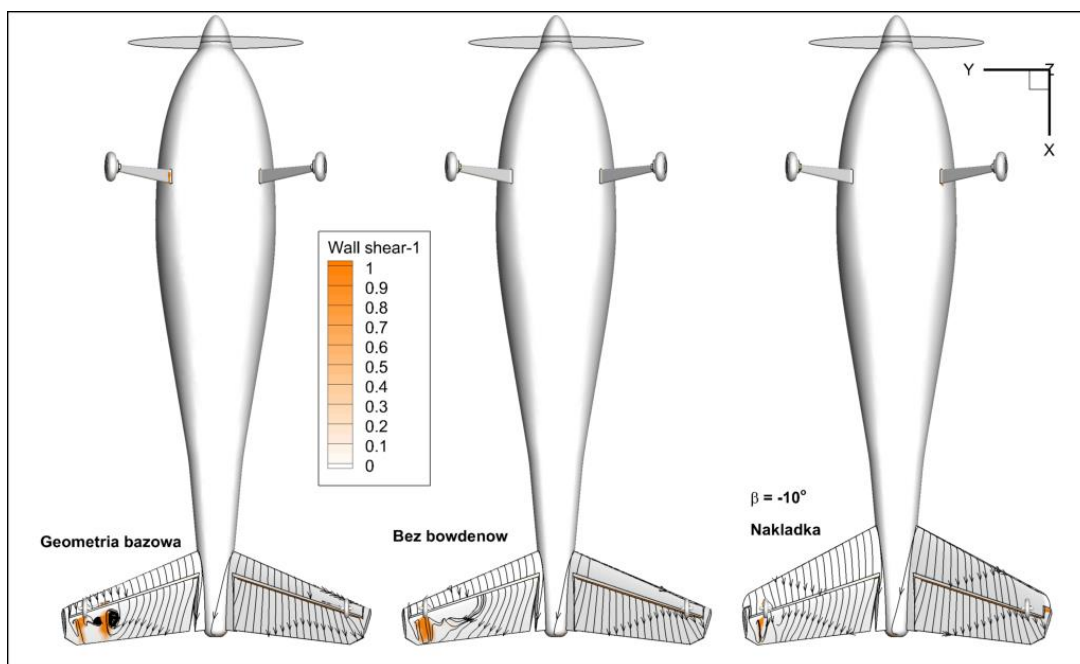
Rys. 9. Zobrazowanie strumienia zaśmigłowego w kilku wybranych płaszczyznach za śmigłem, oraz przebieg wartości momentu odchylającego.



Rys. 10. Dokładna geometria wiatrakowca (u góry) w stosunku do bazowej dla obliczeń przed lotem (na dole) oraz przekrój przez ster wraz z odwzorowaniem prześwitu.

Ze względu na to, że nie wiadomo, co dokładnie spowodowało takie zachowanie, wykonano bardzo dokładny model faktycznego wiatrakowca. Uwzględniono (rys. 10): dokładną geometrię usterzenia z geometrią prześwitu między sterem a statecznikami oraz aktualnym podwoziem tylnym, geometrię podwozia głównego oraz geometrię owiewki masztu wraz z chwytem powietrza. Z braku rysunków wykonawczych autor sam odwzorował z pomiaru ręcznego na prototypie (kartka papieru, linijka) odciążenie rogowe, wargi uszczelniające prześwit oraz bowdeny (przewody sterujące) układu

sterowania podwoziem. Zdaniem autora były umieszczone nieszczęśliwie w poprzek przepływu, wychodząc skośnie z powierzchni statecznika, czyli tak, jak zrobią najwięcej szkody. Dzięki tej symulacji okazało się że to nieprawda (rys. 11) i obraz przeciągnięcia nie zmienia się drastycznie. Okazało się również że powiększenie usterzenia o nakładkę na statecznik opóźnia oderwanie na spodniej części steru (tamże). To był trop.

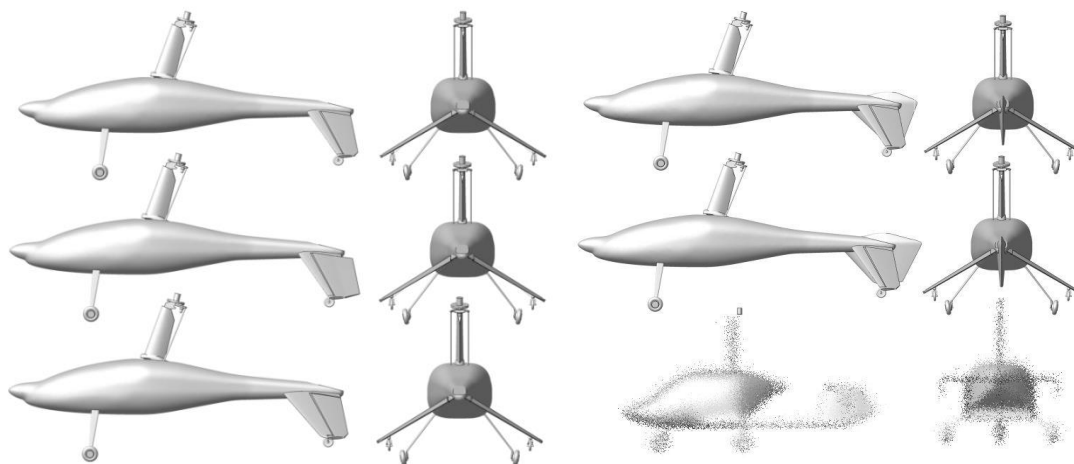


Rys. 11 Pojawienie się oderwania (przepływu wstecznego) dla kąta ślizgu -10° .

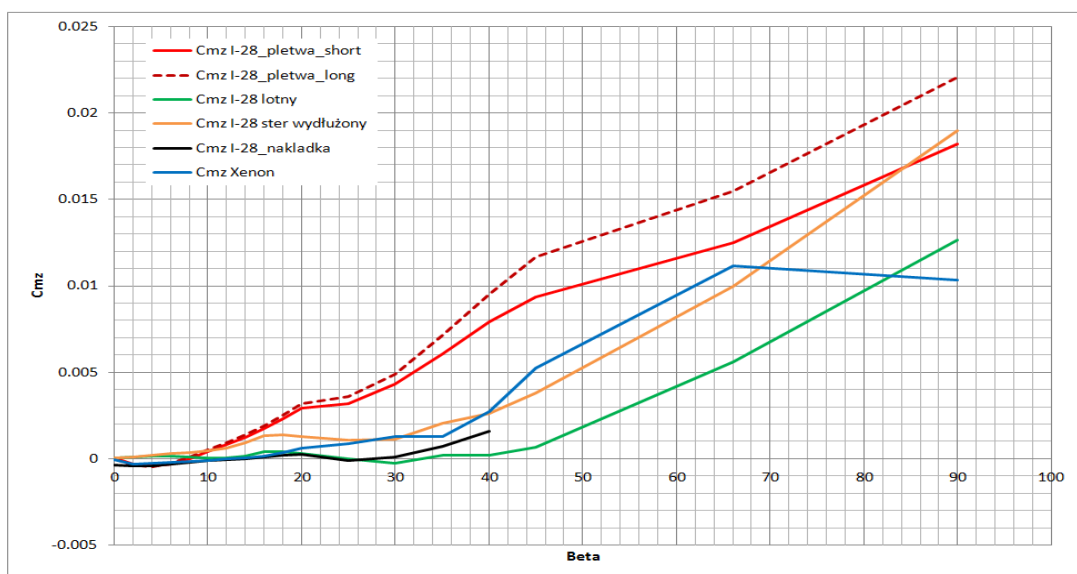
W ramach prac przebadano kilka modyfikacji usterzenia (rys. 12.), porównano też wyniki z odtworzoną "modelarskimi" metodami zgrubną geometrią wiatrakowca Xenon. Okazało się, że już po wydłużeniu steru charakterystyka wiatrakowca staje się porównywalna z wiatrakowcem Xenon (rys. 13), który jest w układzie pchającym więc nieustannie "dmucha" sobie na usterzenie. I-28 jest zbudowany w układzie ciągnącym, więc powinien być bardziej stateczny kierunkowo, stąd wypróbowano dwie wersje płetwy dostateczniającej z grzebieniem (pasmem) pomiędzy ogonem a wirnikiem, które tworzyłoby wir poprawiający stateczność nawet na wysokich kątach ślizgu. Z kolei po wychyleniu steru (rys. 14) płetwa nie ma istotnego wpływu na skuteczność sterowania, a powyżej kąta ślizgu 30° wiatrakowiec i tak sam ustawi się "pod wiatr".

Podobnie jak poprzednio, przedstawiono jedynie drobny wycinek analiz wykonanych dla tej konstrukcji, jednakowoż obrazujący dobrze, jak

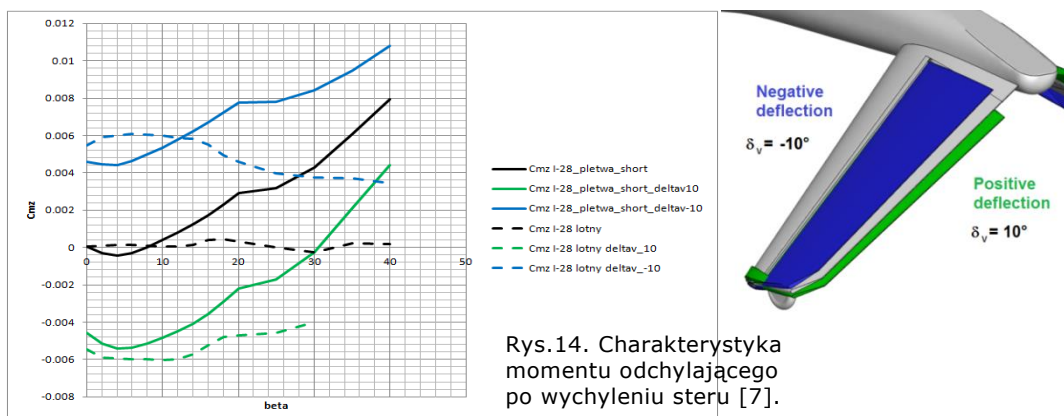
metody CFD mogą przydać się na każdym etapie konstruowania a nawet eksploatacji statku powietrznego.



Rys.12. Modyfikacje usterzenia wiatrakowca: po lewej od góry wersja bazowa, niżej powiększony ster, powiększony statecznik, płetwa mała, płetwa duża, wiatrakowiec Xenon [7].

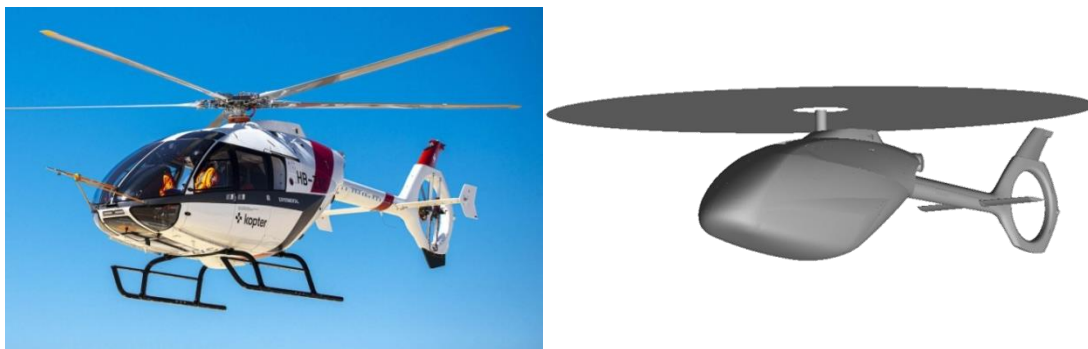


Rys. 13. Charakterystyka momentu odchylającego zbadanych konfiguracji [7].



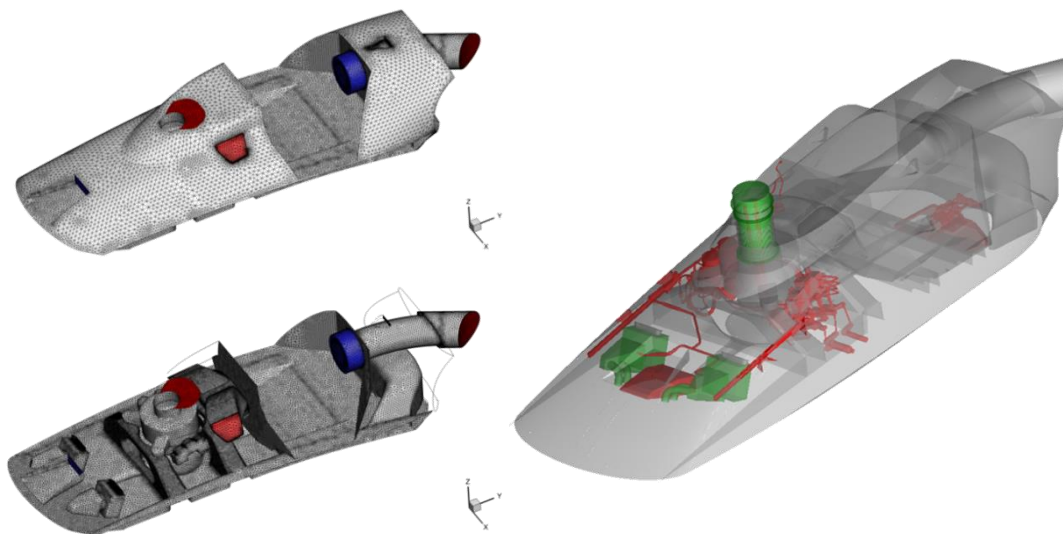
Rys.14. Charakterystyka momentu odchylającego po wychyleniu steru [7].

3/ Analizy chłodzenia gondoli silnika śmigłowca Kopter SH-09



Rys. 15. Śmigłowiec Kopter SH-09 w locie [9] i jego model 3D [8].

Śmigłowiec Kopter SH-90 to wiropląt w klasycznym układzie wirnika nośnego i ogonowego, ale wirnik ogonowy jest otunelowany. Ciekawą cechą konstrukcji jest postawienie na maksymalną widoczność z kabiny co zaowocowało m. in. nietypowym rozwiązaniem okna w podłodze pomiędzy pilotami.

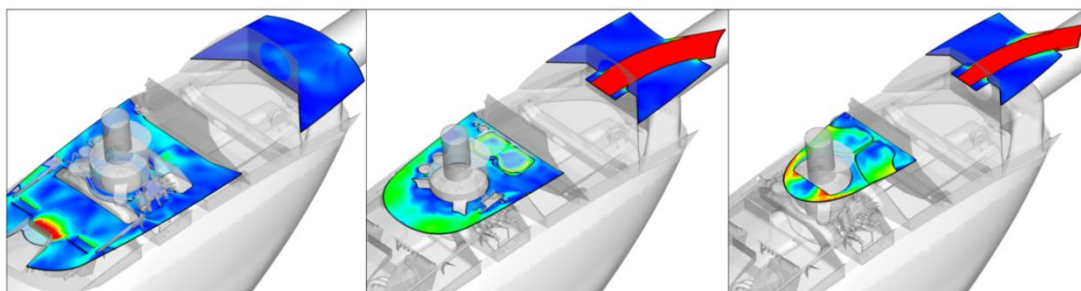


Rys. 16. Uproszczona wersja modelu gondoli w porównaniu do pełnej, z uwzględnieniem wszystkich instalacji [8]

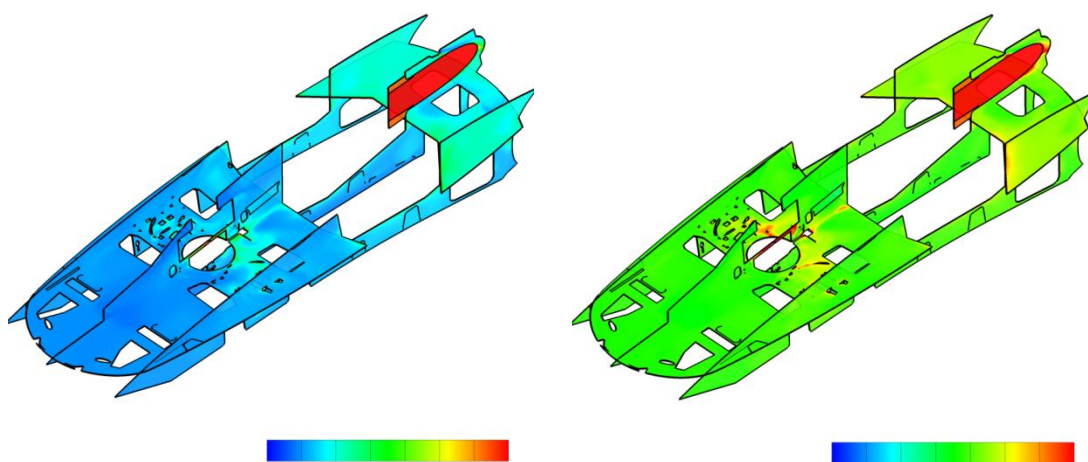
Modelowanie wykonano w ten sposób, że na początku powstała symulacja uproszczona zawierająca tylko wnętrze gondoli (rys. 16). Posłużyła ona sprawdzeniu czy wszystkie parametry obliczeń zostały dobrane prawidłowo. Następnie wykonano obliczenia na pełnej (bardziej skomplikowanej) geometrii wnętrza, zawierającej również

zewnątrzny model śmigłowca oraz zastępcze modele wirników. W ten sposób odwzorowano lot śmigłowca do przodu do tyłu i w bok. Pole prędkości pokazano na rys. 17. Widać wysoką prędkość w okolicy wlotów, w dyszy silnika oraz przy ścianie przedniej i ścianach bocznych gondoli. Im większa prędkość - tym lepiej dany element chłodzi się konwekcyjnie.

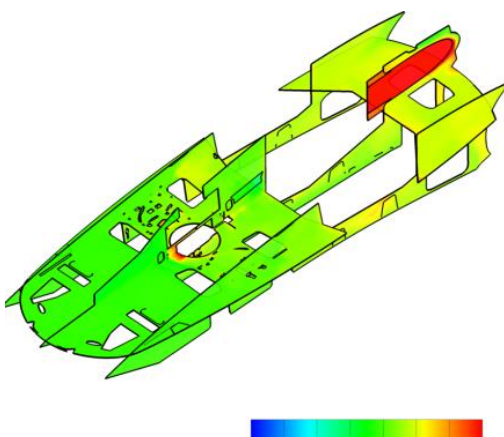
Rysunki (rys. 18) pokazują pola temperatur dla warunków standardowych (0 m. n.p.m., 15 °C) oraz dla podwyższonej temperatury, w locie na ponad 2000 m przy temperaturze 40°C. Widać, jak bardzo zmienia się temperatura co do wartości i jak niewiele co do rozkładu.



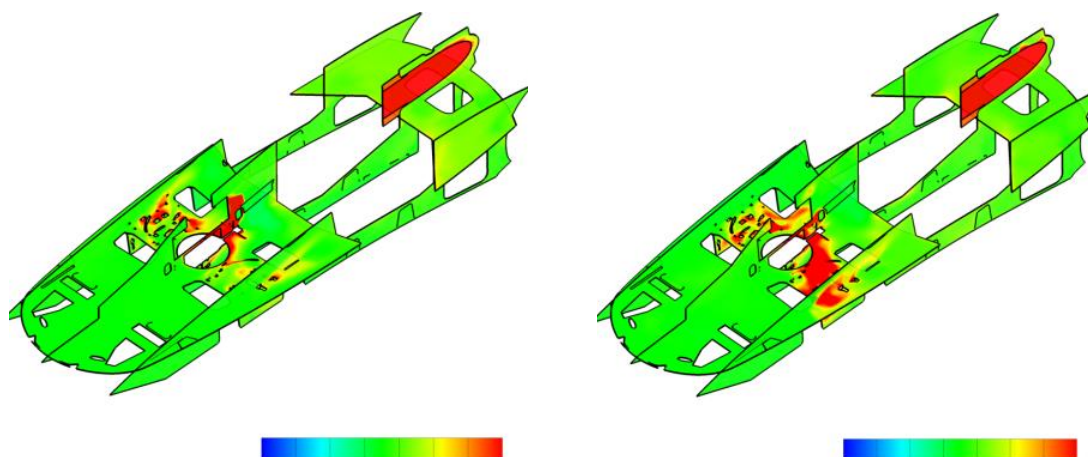
Rys. 17. Pole prędkości w wybranych przekrojach przez gondolę [8].



Rys. 18 Pole temperatur w zawiesz dla warunków standardowych i dla zawisu "wysoko i gorąco" (w oryginale: "hot&high").



Rys. 19a.
Pole temperatur w warunkach "wysoko gdy gorąco" dla lotu do przodu [8].



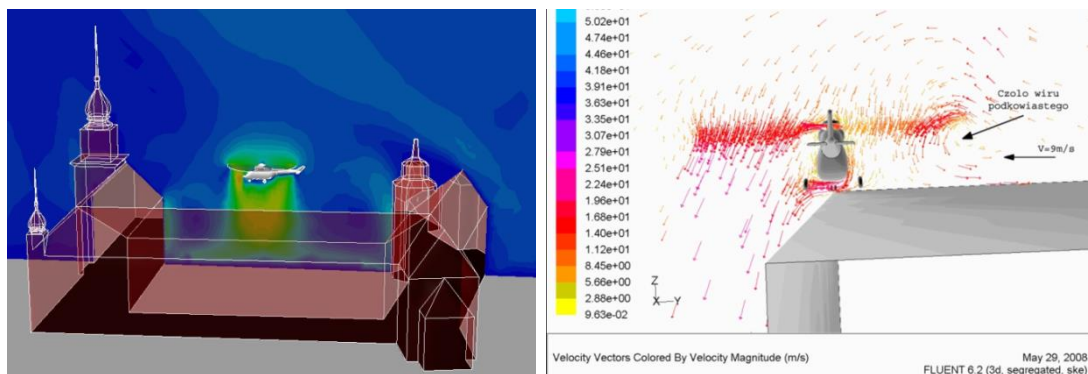
Rys. 19b. Pole temperatur w warunkach "wysoko gdy gorąco" dla lotu do tyłu i w bok [8].

Z kolei rysunki (rys. 19) pokazują pole temperatur w locie do przodu, do tyłu i w bok. Widać że w locie do przodu słabo chłodzony jest tylny przedział, w locie do tyłu temperatura jest wyrównana a w locie w bok grzeje się umieszczona centralnie główna przekładnia wirnika nośnego.

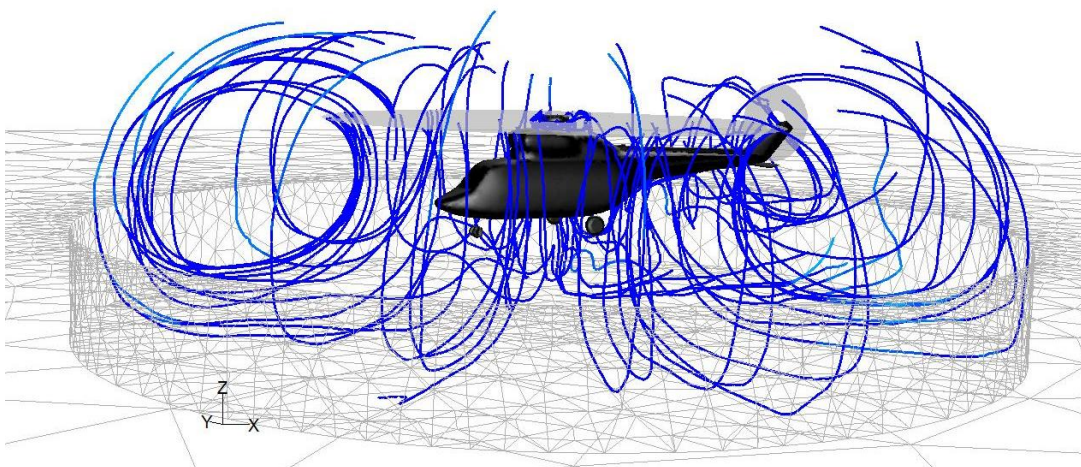
Wyniki przedstawione powyżej są niewielką częścią analiz wykonanych w ramach tej współpracy, ale dobrze pokazują wielozadaniowość metod CFD w analizowaniu różnych zjawisk fizycznych, nie tylko oderwania ale również wymiany ciepła (konwekcja, radiacja), i innych zjawisk, które można uwzględniać na coraz wcześniejszych etapach projektowania.

4/ Analizy lądowisk śmigłowcowych

Analizy dotyczące lądowisk śmigłowcowych zostały wymuszone tym, że coraz więcej lądowisk wyniesionych powstaje na szpitalach, z oczywistych powodów - skraca się droga pacjenta z lądowiska gdzieś obok szpitala albo podmiejskiego do sali przyjęć ośrodków intensywnej opieki medycznej (OIOM). Analizy wykonywane są dla dwu głównych czynników: wpływu wiatru (zwłaszcza bocznego) na jakość użytkowania lądowiska - szczególnie chodzi tu o wpływ otaczającej zabudowy na sturbulizowanie przepływu na ścieżce podejścia - oraz wpływ strumienia podwirnikowego na otoczenie a także na sam śmigłowiec - gdyby nastąpiło odbicie strumienia i powstał choćby częściowy pierścień wirowy wokół wirnika, mógłby spowodować przyssanie śmigłowca do ściany bądź utratę ciągu- obie możliwości raczej tragiczne w skutkach.



Rys. 20 Zawis śmigłowca PZL W-3 "Sokół" nad dziedzińcem Zamku Królewskiego i po zawietrznej wieżowca z kołem podwozia głównego opartym o dach. [10]

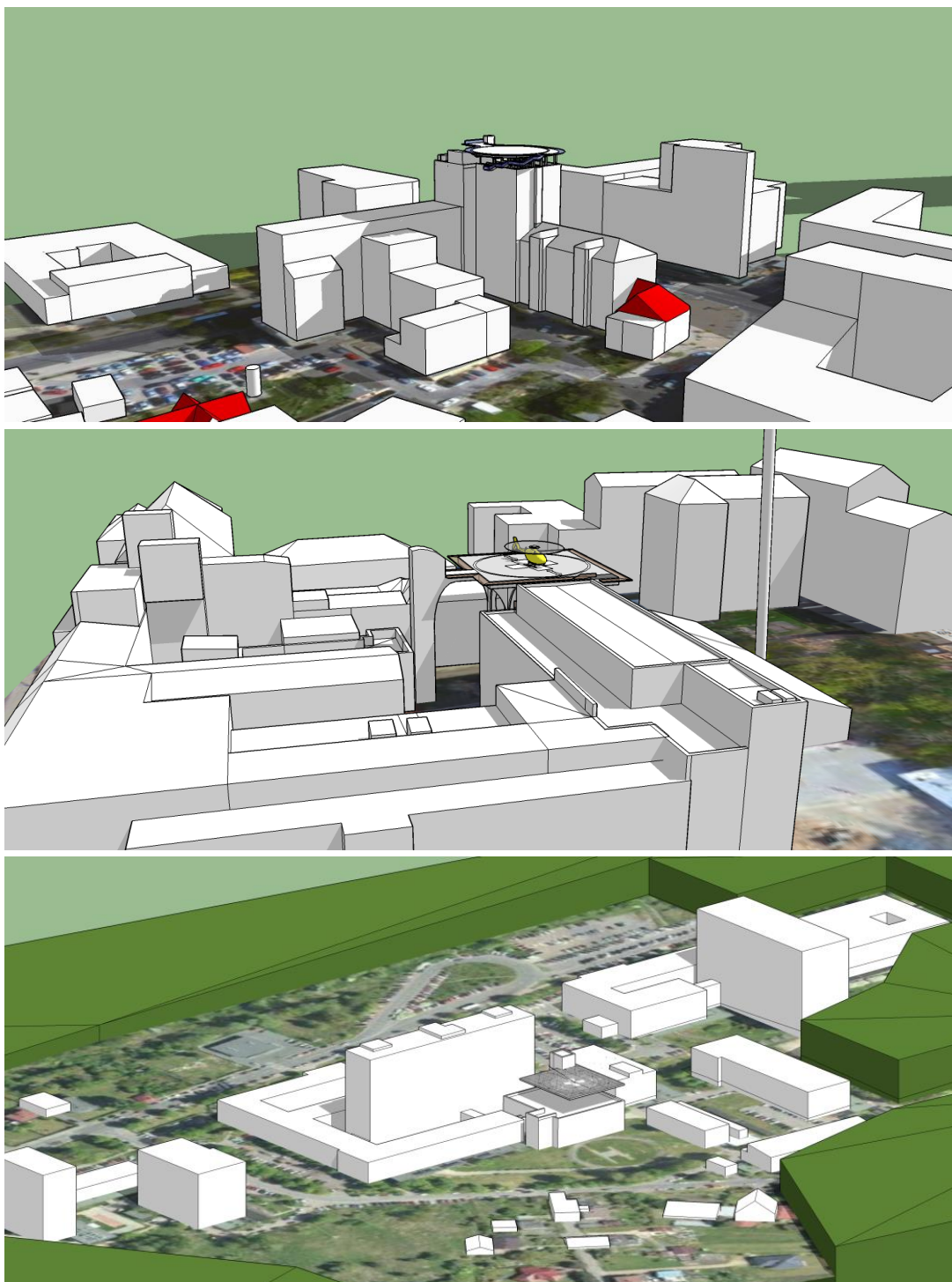


Rys. 21. Pierścień wirowy powstający w trakcie zawisu nad obiektem w kształcie studni [10].

Analizy bezpieczeństwa użytkowania śmigłowców w obszarach zurbanizowanych, zainspirowane przez Prof. Szumańskiego, dla autora rozpoczęły się niemal od początku pracy w Instytucie, ok 2005r. wykonano analizy zawisu śmigłowca Sokół na dziedzińcu Zamku Królewskiego w Warszawie, w tym czasie zbadano również zawis śmigłowca "Sokół" stojącego jednym kołem na dachu wieżowca po zawietrznej (rys. 20). Wtedy też nawiązała się efektywna współpraca z dr Łusiakiem z (wówczas) Politechniki Lubelskiej, która zaowocowała pracami na temat zawisu nad obiektem w kształcie studni i niebezpieczeństwem zassania śmigłowca do takiego obiektu (rys. 21) [11]. Mając tak zdobytą wiedzę autor podjął się analiz wyniesionych lądowisk śmigłowcowych.

Rozróżniane są trzy rodzaje lądowisk wyniesionych: umieszczone na najwyższym budynku, zespolone - na wysokości sąsiednich dachów i zbudowane obok najwyższego budynku - rys. 22. Umieszczenie

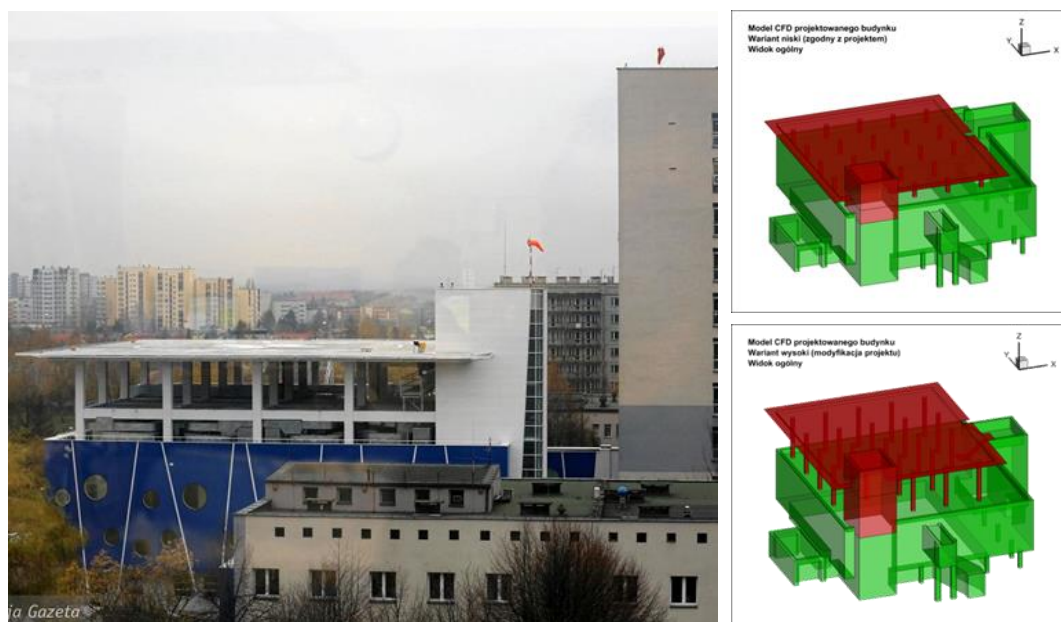
lądowiska na najwyższym z budynków teoretycznie pomaga w pozbyciu się interferencji z sąsiednimi budynkami, ale powoduje problemy ze strumieniem powietrza odbijanym od ściany budynku w górę, na krawędzi lądowiska obserwuje się "uskok wiatru" - obszar nagłych zmian prędkości pionowej wzdłuż ścieżki podejścia, niebezpiecznych dla przewożonego pacjenta.



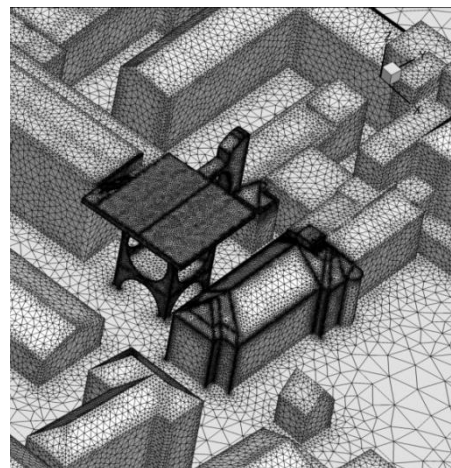
Rys. 22. Rodzaje lądowisk wyniesionych, kolejno: na najwyższym budynku; na wysokości sąsiednich budynków; obok najwyższego budynku [14]

Z kolei umieszczenie lądowiska na wysokości sąsiednich dachów jest najmniej problematyczne, jednakże trzeba unikać zawisów nad fragmentami zabudowy tworzącymi studnie - z powodów opisanych wyżej. Lądowisko obok wysokiego budynku zdawałoby się najmniej problematyczne - w końcu jest osłonięte zarówno jeśli znajduje się po nawietrznej jak i po zawietrznej. I tak jest, natomiast wszystkie skośne kierunki wiatru powodują powstawanie nierównomiernego opływu na płaszczyźnie lądowiska spowodowane interferencją aerodynamiczną z sąsiednią budowlą. No i oczywiście dla każdej z konfiguracji z budynkiem obok otrzymujemy skokowe zmiany prędkości w trakcie wylatywania zza budynku na odsłoniętą przestrzeń.

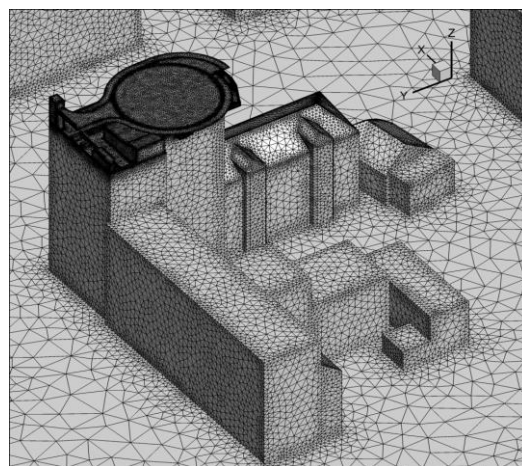
Przykłady zrealizowanych lądowisk, analizowanych w [12, 13] przedstawiono na rys. 23 i 24, przy czym wyniki dla lądowiska w Katowicach faktycznie przyczyniły się do podniesienia płyty lądowiska.



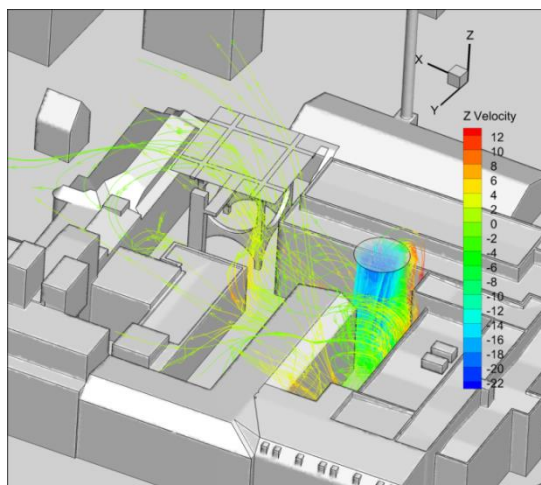
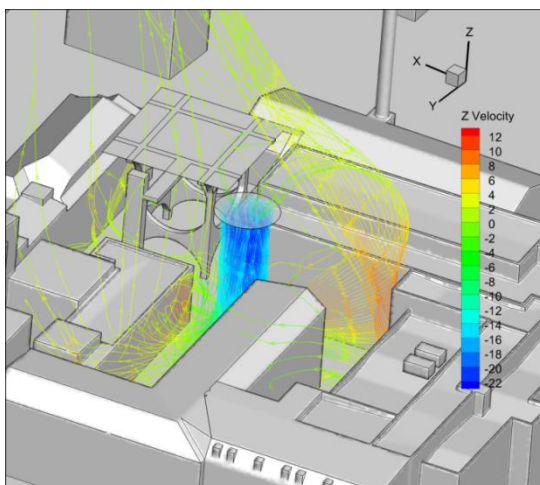
Rys. 23. Lądowisko Katowice - Ochojec, gdzie analizowano podniesienie płyty lądowiska [15, 14].



Rys. 24. Ładowisko Gdańsk - Nowe Ogrody. zbudowane na platformie na wysokości sąsiednich dachów [16].

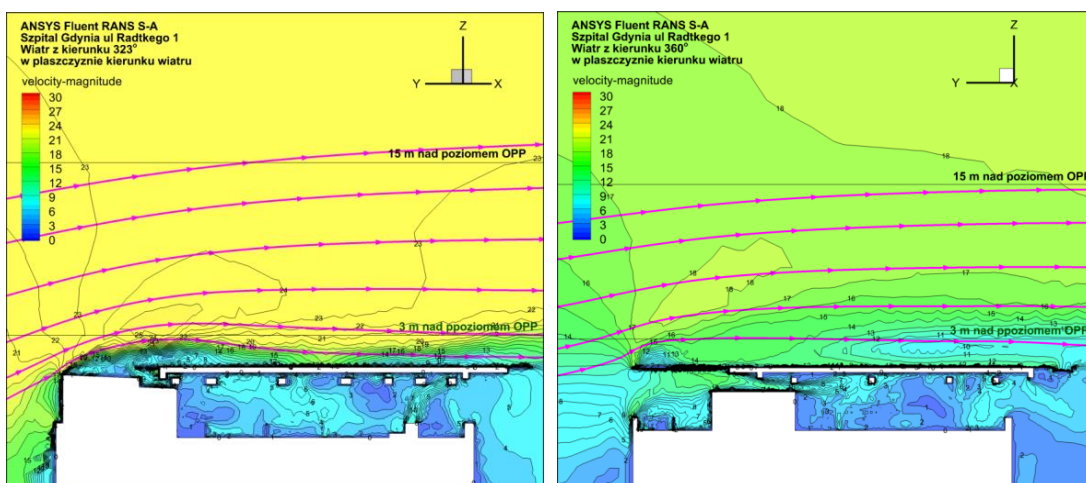


Rys. 24. Ładowisko Gdynia - Wójta Radtkego miało być zbudowane na najwyższym budynku [16].

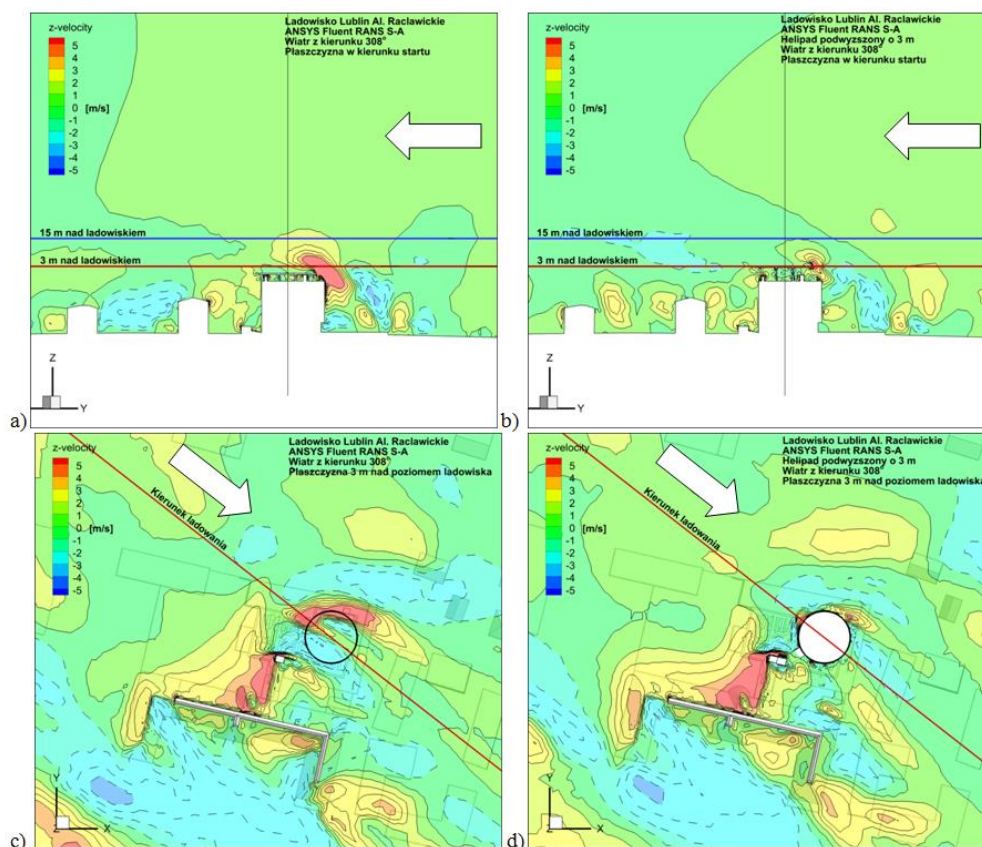


Rys. 25. Ładowisko na wysokości sąsiednich dachów, wpływ strumienia podwornikowego w zawisie, z lewej w miejscu bezpiecznym, z prawej w miejscu gdzie może powstać częściowy pierścień wirowy.

Wynikającym z tego aspektem, który dzięki pracom autora został wprowadzony do przepisów dotyczących budowy lądowisk wyniesionych, jest kwestia prześwitu pomiędzy płytą lądowiska a dachem budynku. Prześwit taki został zaprojektowany dla platform wiertniczych wyposażonych w lądowiska. Zauważono że zastosowanie takiego rozwiązania umożliwia dużo bezpieczniejsze korzystanie z lądowisk przy silnym wietrze. Bardzo łagodzi ono turbulentny przepływ nad lądowiskiem, który powstawałby, gdyby prześwitu nie było. Rys 26 obrazuje co się dzieje bezpośrednio nad płytą lądowiska przy zastosowaniu prześwitu, z kolei rys. 27 wizualizuje jak powstaje obszar wstępującego powietrza w spiętrzeniu na prostopadłej do przepływu ścianie, i jak bardzo wpływ takiego strumienia jest niwelowany przez podniesienie płyty lądowiska.

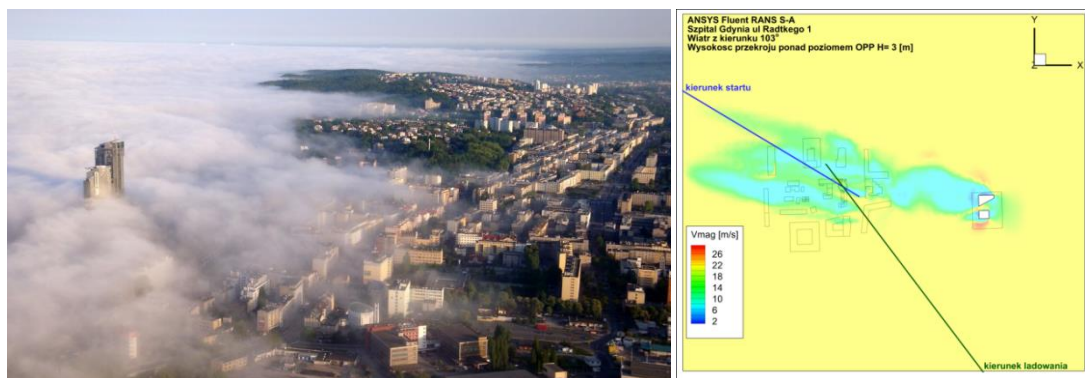


Rys. 26. Wpływ nawet minimalnego, prześwitu pod płytą lądowiska na jakość opływu nad płaszczyzną użytkową płyty[14].



Rys. 27. Zmniejszenie obszaru zbyt wysokiej prędkości pionowej w wyniku zastosowania prześwitu (tzw. "air-gap"-u). a,c pomijalny prześwit, b, d - prześwit 3m, strzałką oznaczono kierunek wiatru.

Ostatnią kwestią wartą omówienia przy tej okazji jest kwestia modelowania obszaru miasta w którym znajduje się lądowisko. Z jednej strony obszar aglomeracji jest uwzględniany w postaci odpowiedniego pionowego profilu prędkości wiatru i turbulencji, przyjęty z normy EN1991.1.4 dotyczącej wpływu wiatru na obiekty budowlane. Klasyfikuje on zabudowę według wysokości sąsiednich przeszkód. Ale nie wiadomo, na ile jeden charakterystyczny budynek nie zostawi "śladu" w powietrzu, który przetnie ścieżkę podejścia i spowoduje nieprzyjemny i niebezpieczny epizod dla pacjenta (rys. 28).



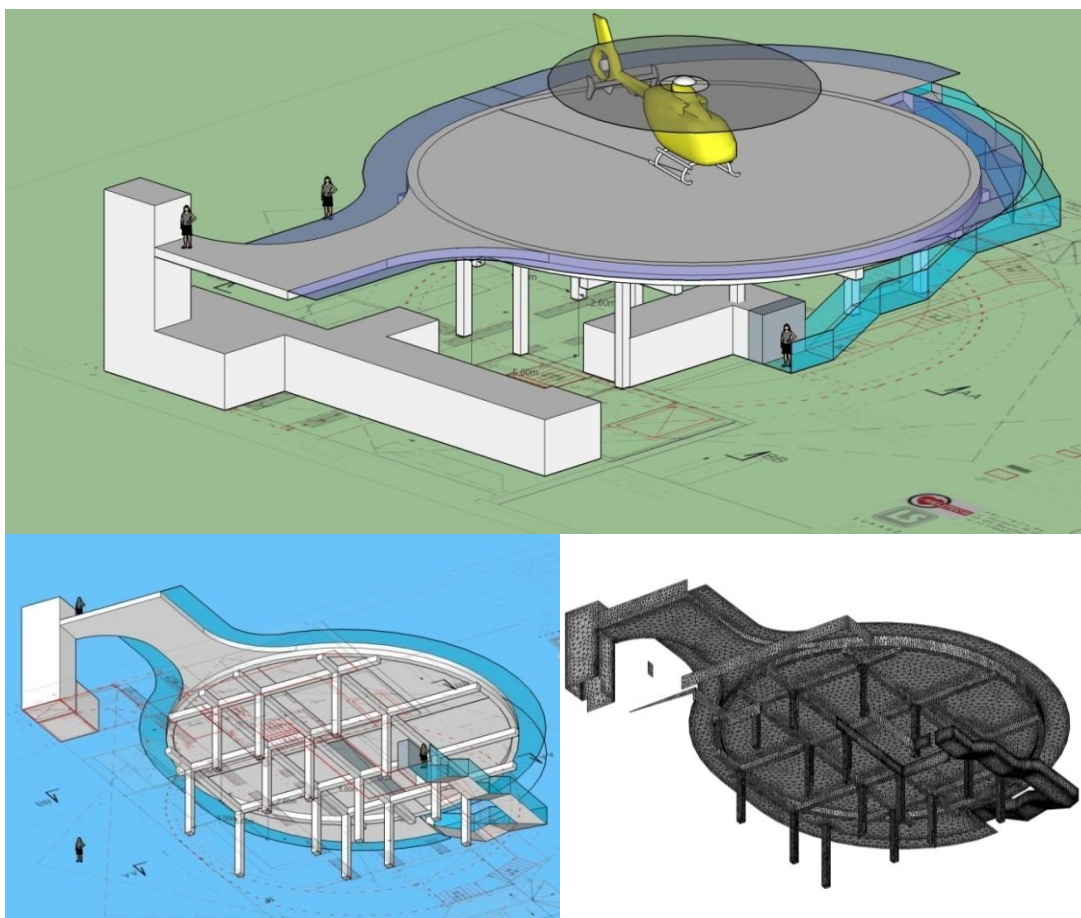
Rys. 28. Zwizualizowany za pomocą chmur ślad za wieżowcem "Sea Towers" w Gdyni w widoku od północy i ta sama sytuacja w symulacji w widoku klasycznej mapy (północ u góry)[13].

Tak więc trzeba podjąć wysiłek zbudowania w modelu wszystkich budynków które przy wybranych konfiguracjach wiatru mogą mieć wpływ aerodynamiczny na lądowisko i przyległości (tzn. m. in. ścieżkę podejścia - odejścia). Do tego wykorzystuje się plany budowlane oraz programy inżynierskie CAD, Google SketchUp (rys. 29) ze względu na jego moduł fotogrametryczny (rys. 30), oraz coraz częściej dostępne mapy LIDAR-owe wybranych obszarów miast (rys. 31), na które można nawet nałożyć stworzony w SketchUp-ie model i sprawdzić jakość odwzorowania (rys. 32). Sprawdzona "ręcznie" przez autora dokładność modelowania w terenie (Katowice Ochojec) wykazała że na odległości 30 m. błąd wynosi 1 m - i to na bloku gdzie model był niedokładny bo miał z jednej strony balkony i to się średnio odwzorowało w modelu LIDAR-owym. Ogólnie dokładność odwzorowania to kilkadziesiąt centymetrów.

Badania lądowisk wyniesionych to bardzo ciekawa dziedzina badań aerodynamicznych łącząca dwa światy: aerodynamikę lotniczą i aerodynamikę architektoniczną. Wymaga ona wiedzy z obydwu tych dziedzin, ale wydaje się mieć sporo do zaoferowania wobec rosnących zapędów ku aeromobilności i wprowadzeniu "latających samochodów" i bezzałogowych środków transportu. Dzięki takiej analizie będzie można z czasem opracować mapy, ścieżki bądź jakiś inny sposób przedstawiania informacji oraz regulowania ruchem lotniczym w obszarze interferencji z budynkami.

Przedstawiony tutaj obszar badań, czy też analiz obliczeniowych - jak chcą puryści - jest jedynie wycinkiem badań prowadzonych przez pracownię aerodynamiki numerycznej, ale również przez zakład aerodynamiki eksperymentalnej a także przez pewien czas - przez zakład technologii kosmicznych. Stanowi jednak sporą część pracy

autora i dobrze obrazuje efekty, jakie można uzyskać dzięki zastosowaniu metod CFD. Poza tym rysowanie modeli architektonicznych i lotniczych na potrzeby tych symulacji daje ogromną satysfakcję zarówno inżynierską jak i estetyczną.



Rys. 29. Lądowisko Gdynia - Wójta Radtkego. Nałożenie rysunku w programie Sketch-up n plany budowlane oraz odpowiadająca im siatka obliczeniowa.



Rys. 30 Lądowisko w Gdańsku - porównanie fotogrametryczne modelu ze zdjęciem [13].



Rys. 31 Ładowisko w Lublinie - Porównanie fotogrametryczne z modelem LIDAR-owym.



Rys. 32 Ładowisko w Rzeszowie - nałożenie modelu w zrobionego w Google SketchUp-ie (żółty) na model LIDAR-owy fragmentu miasta.

Bibliografia

[1] <http://www.samolotypolskie.pl/samoloty/683/126/Cierva-C-30A2>

[2] <http://www.muzeumlotnictwa.pl/>

- [3] Archiwum Instytutu Lotnictwa
- [4] <http://www.aeronautics.nasa.gov/>
- [5] <http://www.aero.psu.edu/palacios/rotorcrafter.html>
- [6] Guła P., Dziubiński A., Nieckarz P., "Icing of ducted tail rotor based on design of ILX-27 unmanned helicopter", 72nd American Helicopter Society International Annual Forum, Palm Beach, pp. 2718-2723, 2016 r.
- [7] Dziubiński, A., Ulma, D., Żurawski, R., "CFD Analysis of Tail Surface Modifications and Rudder Deflection Influence on I-28B Gyroplane at High Angle of Sideslip", Proceedings of AHS International's Annual Forum & Technology Display, Palm Beach, pp. 808-813, 2016.
- [8] Surmacz K., Dziubiński A., Hirsch F., "Thermal Management Of Helicopter Sub-System In Various States Of Flight" presented at 45th European Rotorcraft Forum, Warsaw, Poland, 17-20 September, 2019,
- [9] <http://koptergroup.com/gallery/13>
- [10] Dziubiński, A., Stalewski, W., and Żółtak, J., 2008, „Przykłady zastosowania pakietu Fluent™ w analizach bezpieczeństwa lotu śmigłowców,” Prace Instytutu Lotnictwa, 194-195, s. 146-157.
- [11] Łusiak T., Dziubiński A., Szumański K., 2009, "Interference between helicopter and its surrounding - experimental and numerical analysis", TASK Quarterly, 4(13).
- [12] Dziubiński, A., 2016, "CFD analysis of rotor wake influence on rooftop helipad operations safety". Transactions of the Institute of Aviation, 1(242), pp. 7-22.
- [13] Dziubiński, A., 2016, "CFD analysis of wind direction influence on rooftop helipad operations safety". Transactions of the Institute of Aviation, No. 1(242), pp. 23-35, Warsaw.
- [14] Szumański K., Dziubiński A., "Bezpieczeństwo użytkowania śmigłowcowych lądowisk wyniesionych w kontekście wpływu aerodynamicznego sąsiadujących obiektów”. Prezentacja na Krajowym Forum Wiroplataw, Warszawa, 2018.
- [15] wyborcza.pl
- [16] helitech.pl

Dywagacje na temat odpowiedniego z GNSS systemu satelitarnego dla wiroplątów

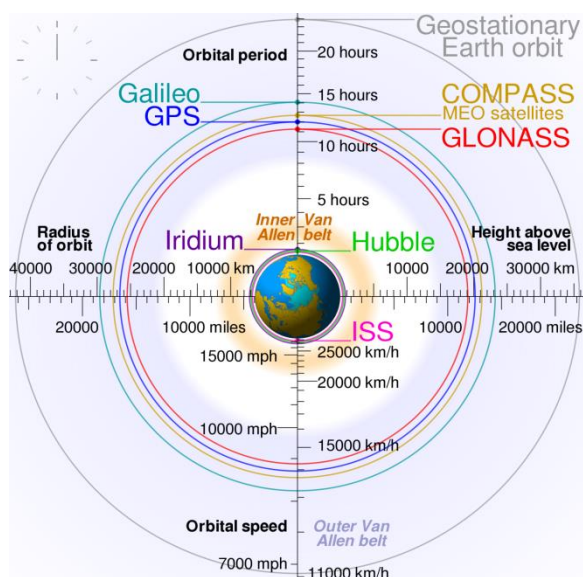
Andrzej Fellner, Robert Konieczka / Politechnika Śląska

Streszczenie: Amerykański, militarny system satelitarny GPS stanowi element globalnego GNSS. Emituje dwa kody: precyzyjny i cywilny. Dopiero w 2000r. wyłączono celowe zakłócanie zmniejszające precyzję wyznaczania pozycji, pozwalające uzyskać dokładność nawigacji do 20 m. GPS został udostępniony użytkownikom cywilnym, ale na ich własną odpowiedzialność. Toteż o ile stosujemy GPS dla swoich potrzeb to musimy liczyć się z powstałymi błędami i wynikającymi z nich konsekwencjami. Jednak potrzeby komercyjne, operacyjne determinują konieczność permanentnego dostępu do sygnału satelitarnego, charakteryzującego się odpowiednią: ciągłością, dostępnością, wiarygodnością, dokładnością. W związku z tym naturalne i celowe błędy kompensuje się stosując odpowiednie metody, w zależności od prowadzonej działalności.

Słowa kluczowe: GPS, wiarygodność, dokładność, ciągłość, dostępność, GNSS.

1/ Wprowadzenie

Dynamiczny rozwój naukowo-techniczny to przyczyna powszechnej implementacji technik i technologii satelitarnych oraz pojawienia się nowej specjalizacji nawigacja satelitarna. Jest to specjalność radionawigacji, nauka o prowadzeniu obiektów w ekosferze ziemskiej oraz planowaniu i stosowaniu niezbędnej infrastruktury, w oparciu o sygnały radiowe emitowane przez systemy satelitarne, w celu zapewnienia dokładnego, niezawodnego i bezpiecznego osiągnięcia funkcji celu tego przemieszczania. Obecnie techniki i technologie satelitarne są powszechnie stosowane w różnych sferach działalności (rys. 1). Znamiennym jest fakt, że urządzenia mobilne z systemem Android, umożliwiają korzystanie z nawigacyjnych systemów satelitarnych: amerykańskiego GPS NAVSTAR, rosyjskiego GLONASS, chińskiego Beidou/Compass, europejskiego Galileo, indyjskiego IRNSS.



Rys. 1. Porównanie orbit satelitów GPS, GLONASS, Compass i Galileo z orbitami satelitów Iridium, Teleskopu Hubble'a i Międzynarodowej Stacji Kosmicznej (źródło: Geo Swan, Wikimedia Commons bezpłatne repozytorium mediów)

Jednak pierwszym działającym w latach 1964 – 1996 systemem nawigacji satelitarnej był amerykański Transit - NNSS⁵, stosowany do określania pozycji przez okręty podwodne (nawodne) z pociskami balistycznymi typu Polaris. System stanowiło 10 satelitów (w tym 5 zapasowych) krążących po niskich orbitach okołoziemnych na wysokości około 1100 km nad powierzchnią Ziemi. W 1967r. udostępniono go użytkownikom cywilnym, stosując jako źródło częstotliwości wzorcowej, w żegludze oraz dla potrzeb hydrograficznych i geodezyjnych⁶. Niestety system ten wyznaczał położenie dwuwymiarowe i nie mógł być zastosowany do określania położenia przestrzennego. Toteż korzystając z doświadczeń, eliminując wady tego systemu w 1973r. Siły Powietrzne USA (USAF) rozpoczęły realizację projektu „System 621B”, określającego położenie przestrzenne, trójwymiarowe, który został zintegrowany z innymi projektami w ramach programu DNSS⁷ i od 1974r. nazwany GPS NAVSTAR⁸. Mimo, że w 1983r. po zestrzeleniu samolotu koreańskich linii lotniczych KAL 007 nad terytorium Związku Radzieckiego postanowiono udostępnić GPS NAVSTAR także dla potrzeb cywilnych, to dopiero w 1995r. system GPS osiągnął pełną zdolność operacyjną –

⁵ NNSS - Navy Navigation Satellite System

⁶ W 1981r. autor reprezentował Polskie Siły Powietrzne w pracach naukowo – badawczych Marynarki Wojennej nt.: „Analiza dokładności określania pozycji w systemie Transit”

⁷ DNSS - Defense Navigation Satellite System

⁸ Global Positioning System – Navigation Signal Timing and Ranging

FOC⁹. Natomiast w 2000r. roku wyłączono zakłócanie efemeryd i poprawek zegarów atomowych satelitów - SA¹⁰, umożliwiając cywilnym użytkownikom korzystanie z nawigacji satelitarnej z dokładnością od 4 do 12 m (zamiast 20-100 m). Od 2005r. umieszcza się na orbicie satelity typu IIR-M, które jako pierwsze umożliwią użycie sygnałów: M dla wojska oraz L2C dla służb cywilnych.

Również Rosjanie posiadają od 1976r. militarny, satelitarny system nawigacyjny GLONASS¹¹, który podobnie jak GPS jest systemem stadiometrycznym¹² oraz też emituje dwa rodzaje sygnałów: wojskowy i cywilny. Także od 2000r. funkcjonuje chiński, nawigacyjny system satelitarny Beidou (Wielka Niedźwiedzica)/Compass, który osiągnie globalny zasięg w 2020r. Również od 2006r. realizowany jest indyjski system satelitarny IRNSS¹³.

Brak zaufania do wojskowych systemów satelitarnych, nadzorowanych przez siły zbrojne państw właścicieli, które mogą być w każdej chwili wyłączone lub zakłócone oraz ograniczenie ich dokładności dla użytkowników cywilnych spowodowały, że Europejska Agencja Kosmiczna¹⁴ (ESA) podjęła w 1999r. projekt Galileo. Ten system globalnej nawigacji satelitarnej stanowi alternatywę względem systemów wojskowych, jest nadzorowany i kontrolowany przez cywilne instytucje. W 2020r. planowane jest osiągnięcie pełnej zdolności operacyjnej systemu Galileo. Natomiast międzynarodowa służba IDS¹⁵ kontroluje i zarządza danymi dopplerowskiego systemu satelitarnego DORIS¹⁶, który precyzyjnie mierzy parametry orbit satelitów, bada

⁹ FOC - Full Operational Capability

¹⁰ SA - Selective Availability

¹¹ GLONASS (ros. ГЛОНАСС , Глобальная навигационная спутниковая система; .GLObalnaja NAWigacionnaja Sputnikowaja Sistiema)

¹² Pozycja wyznaczana w punkcie przecięcia czterech sfer o promieniach obliczonych na podstawie czasu propagacji sygnału i środkach znanych z depesz nawigacyjnych wysyłanych przez satelity

¹³ Indian Regional Navigational Satellite System

¹⁴ ESA - European Space Agency

¹⁵ IDS - International Doris Service

¹⁶ DORIS - Doppler Orbitography and Radiopositioning Integrated by Satellite

poziom mórz i pola siły ciężkości, sprawdza współrzędne stacji naziemnych, skale dla ziemskich systemów odniesienia, informacje jonosferyczne, efemerydy precyzyjne satelitów, parametry ruchu obrotowego Ziemi. Dane systemu DORIS są wykorzystywane na pokładach satelitów altimetrycznych oraz teledetekcyjnych.

Obecnie wojskowe systemy nawigacji satelitarnej oprócz sygnału precyzyjnego udostępniają także standardowy, przeznaczony dla użytkowników cywilnych. Jednak korzystając z nich czynimy to na własną odpowiedzialność i musimy liczyć się z powstałymi błędami oraz wynikającymi z nich konsekwencjami. Z przeprowadzonych analiz wynika, że współczesne telefony komórkowe mają wbudowane moduły satelitarnej nawigacji, umożliwiające darmowe korzystanie z systemów: GPS NAVSTAR, GLONASS, Beidou/Compass. Do nawigacji potrzebne są odpowiednie mapy oraz internetowa transmisja danych z funkcją A-GPS, aby skrócić czas pierwszego wyznaczenia pozycji. Jednak potrzeby komercyjne, operacyjne determinują konieczność permanentnego dostępu do precyzyjnego sygnału satelitarnego charakteryzującego się odpowiednią: ciągłością, dostępnością, wiarygodnością, dokładnością, czego niestety nie zapewniają wojskowe satelitarne systemy nawigacyjne. Toteż dopóki nie będzie operacyjnie dostępny system Galileo, cywilni użytkownicy, stosując komercyjnie nawigację satelitarną muszą kompensować naturalne i celowe zakłócenia sygnału, aby wyeliminować błędy. W związku z tym stosowane są systemy wspomagające oraz odpowiednie metody zwiększenia dokładności: pomiar różnicowy (DGPS¹⁷), wspomagające systemy korekcji błędów (ABAS, SBAS, GBAS), naziemne permanentne sieci stacji referencyjnych np. europejska sieć ASG-EUPOS¹⁸.

2/ Charakterystyka systemu GNSS

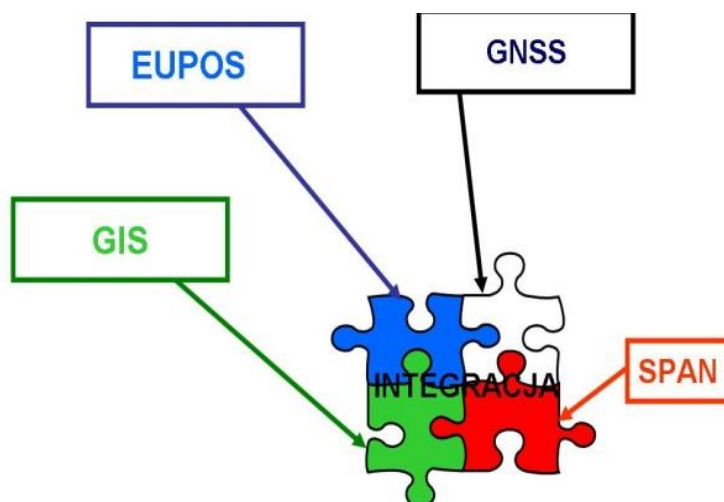
System GNSS funkcjonuje w ścisłym powiązaniu z innymi technikami i technologiami (rys. 2), ściśle integrując się z systemami informacji geograficznej o terenie (GIS), międzynarodowym systemem informacji geograficznej (IGS). Wynika to z europejskiej polityki współmodalności¹⁹, efektywnego stosowania różnych środków

¹⁷ DGPS - Differential Global Positioning System

¹⁸ ASG-EUPOS - Aktywna Sieć Geodezyjna EUropean POSition Determination System

¹⁹ COM(2006) 336, Komunikat Komisji do Rady, Parlamentu Europejskiego, Europejskiego Komitetu Ekonomiczno-Społecznego i Komitetu Regionów, Logistyka transportu towarowego w Europie – klucz do zrównoważonej mobilności, Bruksela 28.6.2006

transportu w celu doprowadzenia do optymalnego (ekonomicznie, finansowo, poziomu świadczonych usług, ochrony środowiska) oraz zrównoważonego wykorzystania zasobów. Na tej podstawie pojawia się intermodalność i multimodalność²⁰ w rozwijanej transeuropejskiej sieci transportowej.



Rys. 2. Integracja systemów w zastosowaniach lotniczych: GNSS, SPAN, EUPOS, GIS

Realizacja globalnej transformacji transportu i komunikacji oraz europejskiej współmodalności wymaga interdyscyplinarnego spojrzenia oraz ścisłej współpracy następujących systemów:

System EUPOS (rys. 3) - europejska sieć naziemnych, wielofunkcyjnych, permanentnych stacji referencyjnych precyzyjnego pozycjonowania satelitarnego (ASG-EUPOS), stanowi część międzynarodowej sieci IGS. Za poprawne funkcjonowanie w Polsce odpowiada Główny Urząd Geodezji i Kartografii, zapewniając:

- działanie permanentnych, wielofunkcyjnych, różnicowych stacji odniesienia DGNSS;
- precyzyjne określanie współrzędnych naziemnych stacji (ETRS' 89 oraz konwencjonalne geodezyjne systemy odniesienia);
- stosowanie standardów sygnałów satelitarnych systemów operacyjnych (GPS, GLONASS, niebawem Galileo);
- możliwość korzystania z następujących serwisów:

czasu rzeczywistego:

NAWGEO – pomiar metodą kinematyczną (**RTK, RTN**), emitowane dane korekcyjne RTCM, RTK, VRS, FKP w czasie rzeczywistym z wybranej lub wygenerowanej wirtualnej stacji referencyjnej, umożliwiają prowadzenie pomiarów i nawigacji z dokładnością: poniżej 0.03 m w poziomie oraz 0,05 m w pionie;

²⁰ P. T. Nowakowski, Multimodalność transportu publicznego w Filadelfi, Komunikacja Publiczna nr 4/2015-2016. 36-42

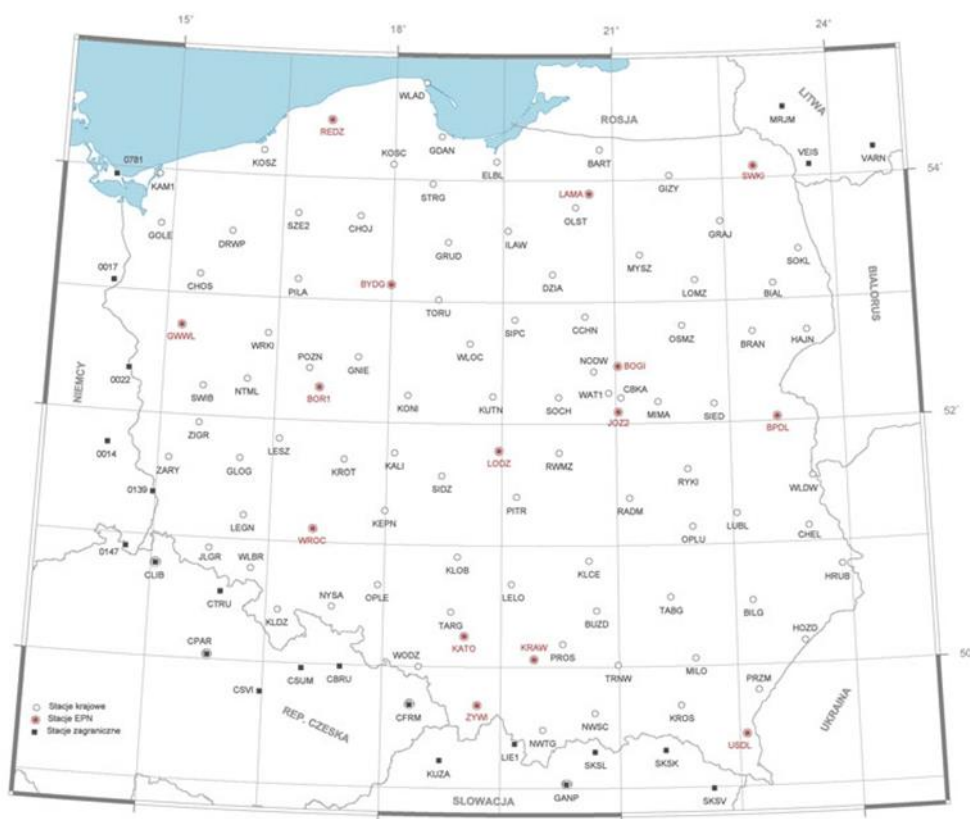
KODGIS - pomiar metodą kinematyczną (DGNSS), emitowane dane korekcyjne RTCM w czasie rzeczywistym, z wybranej stacji referencyjnej, umożliwiają prowadzenie pomiarów i nawigacji z dokładnością do 0,25 m);

NAWGIS - pomiar metodą kinematyczną (DGNSS), emitowane dane korekcyjne RTCM w czasie rzeczywistym, z wybranej stacji referencyjnej, umożliwiają prowadzenie pomiarów i nawigacji z dokładnością do 3 m);

postprocessingu:

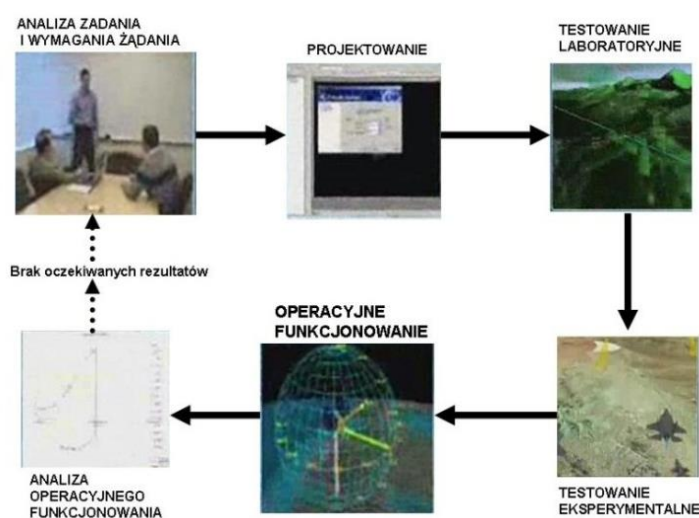
POZGEO - pomiar metodą statyczną a do obliczeń wykorzystywane są obserwacje fazowe z odbiorników jedno i dwuczęstotliwościowych, przekonwertowane do ustalonego formatu danych obserwacyjnych;

POZGEO D - pomiar metodami: statyczną i kinematyczną, udostępnia dane obserwacyjne do samodzielnych obliczeń i umożliwia uzyskanie dokładności na poziomie 0,1 m dla odbiorników L1 oraz 0,01 m dla odbiorników L1/L2. Użytkownik po zakończeniu pomiaru oraz sesji pomiarowych stacji referencyjnych może pobrać internetowo pliki obserwacyjne dla wybranych stacji referencyjnych i indywidualnie opracowywać dane.



Rys. 3. Rozmieszczenie stacji systemu ASG EUPOS (źródło: <http://www.asgeupos.pl>), przy czym część stacji posiada dodatkowe wyposażenie: GLO (GPS/GLONASS), MET (meteorologiczne zestawy pomiarowe), EPN (europejska), IGS (międzynarodowa)

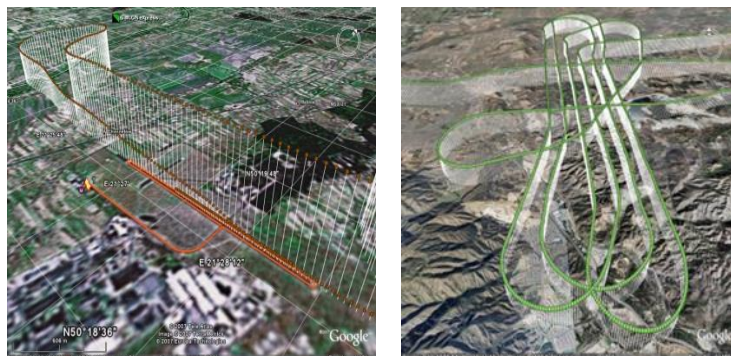
Systemy Informacji Geograficznej (GIS) - szerokie zastosowanie do automatycznego generowania numerycznego modelu terenu (NMT) i tworzenia ortofotomap. Użytkownik może gromadzić dane, zarządzać nimi i stosować według uznania. Proces fotogrametryczny (zintegrowanie z teledetekcją, GIS) obejmuje trzy etapy: pozyskiwanie obrazu, jego przetworzenie fotogrametryczne oraz opracowanie produktu. Przeprowadzone badania pozwoliły opracować i przetestować algorytm, funkcjonujący w oparciu o przetwarzanie geodanych, interpretacje i analizy przestrzenne oraz wizualizacje terenu (rys. 4). Implementacja technik i technologii satelitarnych w lotnictwie wymaga korzystania z numerycznego modelu terenu a pomiarowe problemy wynikają z lokalizacji lotnisk w terenach zurbanizowanych, konieczności wykonania pomiarów dużej liczby punktów na lotnisku oraz w ściśle określonym promieniu wokół niego, trudnych do pomiaru obiektów i przeszkód lotniczych.



Rys. 4. Algorytm opracowywania procedury wykonania zadania lotniczego od analizy zadania do operacyjnego zastosowania (na podstawie AGI)

SPAN - współpraca odbiorników nawigacyjnych satelitarnych GNSS z autonomicznym, bezwładnościowym INS, aby zapewnić dostępność, ciągłość, dokładność i niezawodność położenia przestrzennego, szczególnie podczas chwilowych zaników sygnałów satelitarnych (tabela 1). Konieczność takiej współpracy potwierdziły pierwsze w Polsce loty testowe w 2007r. wokół lotniska Mielec (rys. 5). Wieloczęstotliwościowe odbiorniki GNSS monitorując satelity są podatne na zakłócenia i wtedy uzupełniają je autonomiczne, bezwładnościowe systemy (AHRS, IMU), które na podstawie przyspieszenia i prędkości kątowej obiektu określają orientację i położenie. Są one używane do stabilizacji. Obecnie wyróżnia się trzy zasadnicze systemy bezwładnościowe:

- a) **IMU (Inertial Measurement Unit)** – trzyosiowy żyroskop i przyspieszeniomierz, umożliwiając dokładne określenie orientacji obiektu w dwóch osiach. Natomiast podatny jest na dryf, gdyż pomiar azymutu odbywa się metodą zliczeniową;
- b)



Rys. 5.
Zobrazowanie testów SPAN wokół lotniska Mielec (kołowanie, start, wykonanie zakrętów, podejścia i lądowania): zobrazowanie całej procedury, panel pomiarowy, przekrój pionowy.

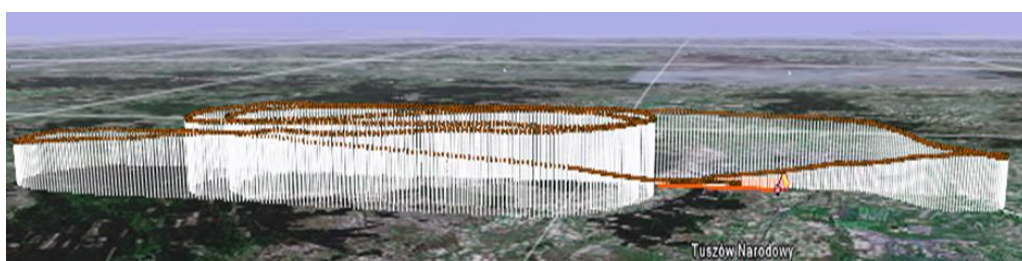


Tabela. 1. Zestawienie cech i charakterystyk pracy systemów GNSS i INS.

Cecha	Charakterystyka pracy GNSS	Charakterystyka pracy INS
niezależność	wymaga zewnętrznego sygnału GNSS	nie wymaga żadnych sygnałów zewnętrznych
dokładność rzędnej pionowej	kilkakrotnie gorsza niż poziomej	kilkakrotnie lepsza niż poziomej

dynamika dokładności	dokładność waha się i zależy od liczby śledzonych satelitów, geometrii i trybu pozycjonowania	dokładność stabilna, ale ulega stopniowej degradacji w czasie
charakterystyka wyników	może dostarczać bezwzględne współrzędne	dostarcza dokładne, ale względne współrzędne
dane o kierunku	dane o kierunku ruchu tylko jako funkcja prędkości (azymut i nachylenie)	dostarcza pełne dane o kierunku w trzech wymiarach
częstotliwość pozycjonowania	częstotliwość pozycjonowania 20Hz maksymalna	duża częstotliwość pracy do 200 Hz

- c) **AHRS (Attitude and Heading Reference System)** to IMU uzupełniony o magnetometr mierzący pole magnetyczne Ziemi, umożliwia dokładne określenie orientacji obiektu w trzech osiach;
- d) **INS (Inertial Navigation System)** – bezwładnościowy system nawigacyjny w oparciu o dane z IMU, umożliwia obliczanie pozycji, prędkości i położenia (roll, pitch i azymutu). W lotnictwie INS współpracuje GNSS, gdyż te dwie techniki nawigacyjne wzajemnie się wzmacniają i zwiększają swoje możliwości. Stabilne położenie względne autonomicznego INS jest wskazane, gdy sygnał GNSS jest zdegradowany lub niedostępny.

GNSS (Global Navigation Satellite System) – nie jest to system jednorodny, gdyż obecnie ta nazwa obejmuje (rys. 6):

a) standardowe systemy satelitarne:

- **amerykański wojskowy GPS NAVSTAR (ang. Global Positioning System NAVigation Signal Timing and Ranging)** – od 1995r. pełna zdolność operacyjna, utrzymywany i zarządzany przez Departament Obrony USA. Globalny nawigacyjny system satelitarny złożony z 3 segmentów: kosmicznego²¹, naziemnego (stacji kontrolnych i monitorujących), użytkownika (odbiorniki). Sygnał GPS zawiera: almanach (dane systemu, przyspieszające proces akwizycji) oraz efemerydy (dokładne elementy orbitalne satelity nadającego depeczę, niezbędne do wyznaczania czasu

²¹ 24 satelity plus zapasowe (w sumie 32 satelity), 6 orbit o nachyleniu 55° względem płaszczyzny równika, wysokość orbity 26,560km, czas obiegu: 11godz. 58min, każdy satelita posiada zegary atomowe

i pozycji). Struktura sygnału w tym systemie: L1 ($f_1 = 1575.42$ MHz), L2 ($f_2 = 1227.60$ MHz), L5 ($f_5 = 1176.45$ MHz). Stosowane są następujące sposoby kodowania sygnału: C/A, P stosowany razem z kodem Y (P/Y), L2C, M, kody transmitowane na częstotliwości L5 – C5, L1C. Na sygnał każdego satelity nałożona jest informacja w postaci depeszy satelitarnej: NAV (L1), CNAV (L2, L5), MNAV, CNAV-2 (L1C). Istotnym elementem systemu jest identyfikacja sygnałów poszczególnych satelitów w odbiorniku szumem pseudolosowym²², umożliwiającą zastosowanie sygnału do przekazywania szyfrowanych, militarnych komunikatów. Funkcjonujące satelity bloku IIR, IIR – M wyposażone w zegary rubidowe lub masery wodorowe²³, lustra laserowe, mogą działać przez 14 dni bez kontaktu ze stacjami kontrolnymi, posiadają zdolność transmisji sygnału celowo zdegradowanego przez SA i AS oraz wzajemnego pomiaru odległości i łączności. Podstawowy układ odniesienia oparty na elipsoidzie WGS-84. 1 sekunda stanowi jednostkę czasu GPST, który jest skoordynowany z międzynarodowym czasem atomowym (TAI) i opisany zależnością: $TAI - GPST = 19\text{ s} + C_0$ ²⁴,

- **rosyjski, wojskowy GLONASS (ros. РГЛОНАСС – Глобальная навигационная спутниковая система)** – uruchomiony w 1995r. a od 2015r. pełna zdolność operacyjna, utrzymywany i zarządzany przez Wojska Kosmiczne Federacji Rosyjskiej. Globalny nawigacyjny system satelitarny złożony z 3 segmentów: kosmicznego²⁵, naziemnego (stacji kontrolnych i monitorujących), użytkownika (odbiorniki). Sygnał GLONASS zawiera: almanach (dane systemu, przyspieszające proces akwizycji) oraz efemerydy (dokładne elementy orbitalne satelity nadającego depeszę, niezbędne do wyznaczania czasu i pozycji). Wszystkie satelity GLONASS transmitują taki sam kod, ale każdy satelita transmituje sygnał na innej częstotliwości L1 ($f_{L1} = 1602\text{ MHz} \pm k$ ²⁶), L2. Przy czym częstotliwości L1 i L2 są związane zależnością $f_{L1} / f_{L2} = 9/7$ i przez pomiar na dwóch częstotliwościach usuwa się refrakcję

²² PRN - Pseudo-Random-Noise

²³ zwiększenie dokładności wyznaczenia czasu z 10⁻⁷ do 10⁻¹⁰ s/dobę

²⁴ C₀ to zmienna poprawka rzędu 10 ns wynikająca z możliwych różnic zegarów atomowych w tych systemach

²⁵ 24 satelity na 3 orbitach (po 8 satelitów) o nachyleniu 64,8° względem płaszczyzny równika, wysokość orbity 19 100 km, czas obiegu: 11godz. 15min, każdy satelita posiada zegary atomowe

²⁶ k przyjmuje wartości od -7 do +6 dla satelitów wystrzelonych po 2005r.

jonosferyczną. Sygnały czasu są odniesione do systemu czasu UTC_{SU}²⁷. Natomiast współrzędne satelity podawane są w układzie odniesienia PZ-90.11²⁸. Format sygnału "INFO GLONASS Superframe", zawiera: dane satelity, składowe przyśpieszenia perturbującego wywołanego niecentralnym polem grawitacyjnym Ziemi i wpływem Księżyca, poprawkę zegara satelity do czasu GLONASS, kalendarz (dzień), nr identyfikacyjny satelity. Istotne, że system nie stosuje żadnych zakłóceń sygnału, emituje sygnały dla użytkowników wojskowych i cywilnych poprzez satelity.

- **chiński wojskowy BeiDou/ Compass** – funkcjonuje od 2003r. osiągnie pełną zdolność operacyjną w 2020r., utrzymywany i zarządzany przez chińskie siły zbrojne. Globalny nawigacyjny system satelitarny złożony z trzech segmentów: kosmicznego²⁹, naziemnego (stacji kontrolnych i monitorujących), użytkownika (odbiorniki). Sygnał satelitarny nadawany na częstotliwościach B1 (1575,42 MHz), odpowiednik cywilnych L1 (GPS NAVSTAR) oraz E1 (Galileo), generuje depezę nawigacyjną (almanach, efemerydy, poprawki). Emituje sygnały dla użytkowników wojskowych i cywilnych. Dodatkowo umożliwia przesyłanie krótkich wiadomości SMS (Short Message Service) pomiędzy użytkownikami systemu.
- **indyjski wojskowy – IRNSS (Indian Regional Navigational Satellite System)** – od 2016r. pełna zdolność operacyjna, utrzymywany i zarządzany przez indyjski rząd i siły zbrojne. Globalny nawigacyjny system satelitarny złożony z 3 segmentów: kosmicznego³⁰, naziemnego (stacji kontrolnych i monitorujących), użytkownika (odbiorniki). System emituje sygnały: SPS³¹ (cywilny) oraz PS³² (zaszyfrowany). Obydwa sygnały przenoszone są na dwóch częstotliwościach: L5 (1164-1189 MHz) oraz S (2483.5, 2500, 2492.028 MHz).
- **cywilny – Galileo Galileo** – pierwszy cywilny system uruchomiony w 2016r. z planowaną pełną zdolnością

²⁷ UTC_{SU} - uniwersalny czas koordynowany Rosji

²⁸ PZ-90.11 (Parametry Ziemi 1990.11), zgodny z międzynarodowym układem ITRF 2000

²⁹ 35 satelitów (27 na średniej orbicie okołoziemskiej (MEA), 5 na orbicie geostacjonarnej (GEO) oraz 3 na orbicie geosynchronicznej (IGSO). Dla satelitów MEO i IGSO nachylenie 55°. Wysokość orbit: 21 500 km (MEA) oraz 35 786 km (IGSO)

³⁰ 7 satelitów (3 na orbicie geostacjonarnej a 4 na geosynchronicznej pochyłej orbicie 29° względem płaszczyzny równikowej, wysokość orbity 36 000 km nad Ziemią

³¹ SPS - Standard Positioning Service

³² PS - Precision Service

operacyjną w 2020r., zarządzany i kontrolowany przez ESA³³ to alternatywa i konkurencja dla wojskowych systemów. Globalny nawigacyjny system satelitarny złożony z 3 segmentów: kosmicznego³⁴, naziemnego (stacji kontrolnych i monitorujących), użytkownika (odbiorniki). Satelity nadają sygnały w trzech pasmach częstotliwości i oferują następujące serwisy:

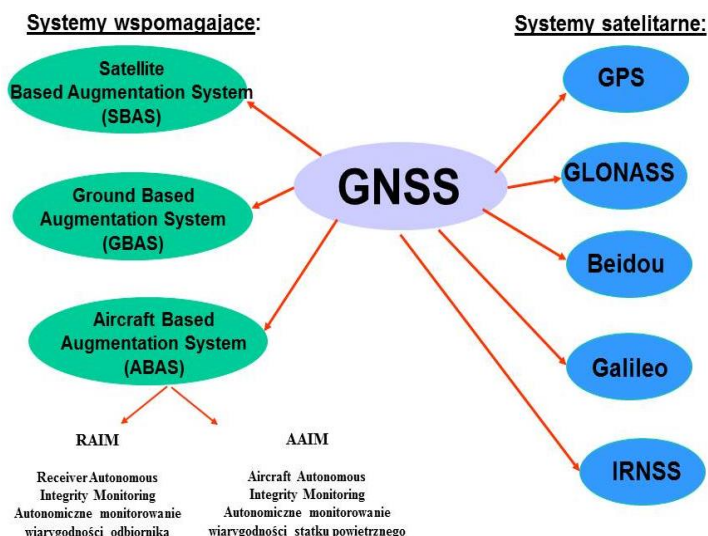
- ✓ **otwarty OS (Open Service)** – darmowy, dokładność od 4 do 15 m w poziomie i od 8 do 35 m w pionie;
- ✓ **bezpieczeństwa życia SoL (Safety of Life)** – rozszerzenie OS o ostrzeżenia utraty wiarygodności danych – informacja dla użytkownika o pogorszeniu dokładności wyznaczanej pozycji (zastosowania operacyjne, komercyjne);
- ✓ **komercyjny CS (Commercial Service)** – dokładność 0,8 m w poziomie i 1 m w pionie oraz możliwość przesyłania wiadomości od stacji naziemnych do użytkowników;
- ✓ **regulowany publicznie PRS (Public Regulated Service)** – przeznaczony dla wybranych użytkowników wymagających wysokiej dokładności i wiarygodności danych, niezbędnych do określenia pozycji i czasu oraz związanych z bezpieczeństwem narodowym;
- ✓ **poszukiwania i ratowania SAR (Search and Rescue)** – odbieranie sygnałów wzywania pomocy wraz z identyfikacją położenia i przekazanie do służb ratowniczych. Zintegrowany z funkcjonującym ogólnosiwiatowym systemem ratownictwa morskiego i lotniczego Cospas-Sarsat.

³³ ESA (European Space Agency) - Europejska Agencja Kosmiczna

³⁴ 30 satelitów (24 plus 6 zapasowych) na 3 orbitach o nachyleniu 56° względem płaszczyzny równika, wysokość orbity 23,222 km

GNSS to:

Rys. 6. Elementy składowe systemu GNSS.

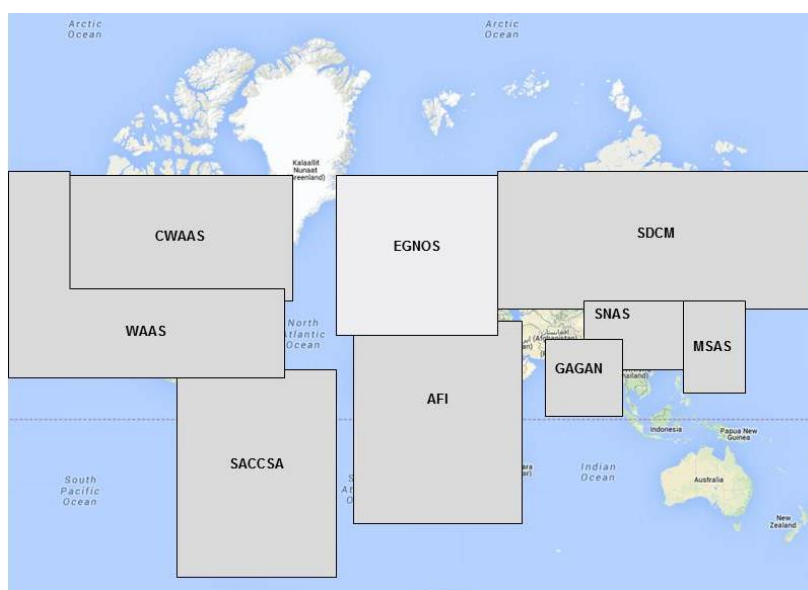


b) **systemy wspomagające** - umożliwiają operacyjne i komercyjne korzystanie z wojskowych systemów satelitarnych dla potrzeb cywilnych, zapewniając wymaganą wiarygodność, dokładność, dostępność, ciągłość sygnału. W zależności od umiejscowienia systemu wspomagającego wyróżnia się „nakładki ulepszające” (overlay augmentation):

- **ABAS** – technika oparta o RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring) odbiornika GNSS, monitorowanie spójności sygnałów satelitarnych i alarmowanie gdy nastąpi utrata wymaganej dokładności nawigacji wskutek błędnych wskazań satelitów. RAIM wykorzystuje algorytm FDE³⁵, który wykrywa błędne wskazania satelitów, wykluczenie ich z obliczeń i bezpieczną kontynuację nawigacji;
- **GBAS** - naziemne stacje monitorujące weryfikują sygnały satelitarne, poprawiają dokładność wyliczając poprawki korekcyjne i transmitują je poprzez stacje naziemne w paśmie VHF - VDB.
- **SBAS** – naziemne stacje monitorujące weryfikują sygnały satelitarne, poprawiają dokładność wyliczając poprawki korekcyjne i transmitują je poprzez satelitę geostacjonarnego do użytkownika. Podkreślić należy, że jest to dynamicznie rozwijająca się grupa kompatybilnych systemów wspomagania satelitarnego (rys. 7) do której zalicza się m.in.: europejski EGNOS, amerykański WAAS (Wide Area Augmentation System), japoński MSAS (Multifunctional Satellite Based Augmentation System), rosyjski SDCM (System of Differential Correction and Monitoring), kanadyjski CWAAS (Canadian WAAS), chiński

³⁵ FDE – Fault Detection & Exclusion

SNAS (Satellite Navigation Augmentation System), indyjski GAGAN (GPS and Geo-Augmented Navigation System), południowo-środkowo-amerykańsko-karaibski SACCSA (Solucin de Aumentación para Caribe, Centro y Sudamérica), afrykańsko-indyjski AFI (Africa and Indian Ocean), australijski GRAS czy japoński QZSS (Quasi-Zenith Satellite System) czy koreański K-SBAS³⁶. Pomimo, że są to systemy regionalne to odpowiadają międzynarodowym standardom MOPS (Minimum Operational Performance Standards) a to oznacza, że pokładowe odbiorniki użytkownika mogą korzystać z sygnałów niezależnie od systemu, który je emituje.



Rys. 7.
Funkcjonujące
i rozwijane
systemy
wspomagania
satelitarnego
SBAS.

3/ Funkcjonowanie systemów nawigacji satelitarnej

Wyznaczanie pozycji polega na pomiarze czasu propagacji sygnału (pomiar kodowy) oraz przesunięcia fazowego (pomiar fazowy) sygnału nadawanego przez satelitę poruszającego się po znanej orbicie. Na podstawie znanej prędkości fali elektromagnetycznej oraz dokładnego czasu wysłania sygnału, obliczana jest odległość odbiornika od satelitów. Następnie wykonując przestrzenne liniowe wcięcie wstecz odbiornik może obliczyć pozycję geograficzną (długość, szerokość geograficzną oraz wysokość elipsoidalną). Toteż określając pozycję przestrzenną konieczny jest jednoczesny odbiór z przynajmniej czterech satelitów, gdyż odbiornik oblicza 4 niewiadome: trzy pseudoodległości do satelitów oraz odchyłki czasu³⁷.

³⁶ http://www.esa.int/Our_Activities/Navigation/ESA_guides_global_satnav_augmentation_gathering

³⁷ różnice między tanim i niedostatecznie dokładnym wzorcem kwarcowym zainstalowanym w odbiorniku i precyzyjnym zegarem atomowym na satelicie

Wiadomo, że pomiar odległości do satelity realizowany jest na podstawie określenia różnicy wskazań zegara satelity nadającego sygnał i zegara odbierającego sygnał. Tym samym czas wysłania sygnału z satelity jest ustalany na podstawie jednego zegara, a ustalenie czasu jego odebrania według innego. Istotnym elementem jest synchronizacja czasu w systemie i to jest główny cel segmentu kontrolnego systemu GNSS. Oczywiście gdyby zegary satelitów były dokładnie zsynchronizowane z zegarami odbiorników, to pomiar odległości, po uwzględnieniu poprawki na propagację Δt_A , nie byłby obarczony żadnym błędem, ale jest to technicznie niemożliwe. Wiadomo, że stabilność satelitarnych atomowych wzorców czasu to 1×10^{-14} a w odbiornikach z generatorami kwarcowymi w krótkich przedziałach czasu to 1×10^{-12} . Wiadomo, że błąd w synchronizacji czasu zegara satelity oraz odbiornika równy $1 \mu s$ powoduje błąd odległości 300 m. Fizycznie nie można uzyskać zbyt wysokiej synchronizacji wzorców czasu, więc w systemie GNSS stosowane są rozwiązania programowe, zapewniające dokładność 1 nanosekundy (błąd odległości 0,3 m)³⁸.

Pomiar satelitarny GNSS polega na wyznaczeniu odległości od odbiornika użytkownika do satelity i można go wykonać dwoma metodami:

- a) **kodową (pomiar pseudoodległości)** - pomiar propagacji wyemitowanego sygnału satelitarnego modulowanego specjalnym kodem i jego dotarcia do anteny odbiorczej, określa się z wzoru: $D = c \cdot t$
- c - prędkość rozchodzenia się fali elektromagnetycznej w ośrodku,
 t - wyznaczony czas propagacji.

Trudno precyzyjnie wyznaczyć prędkość c , gdyż niejednorodny jest ośrodek przez który przechodzi sygnał.

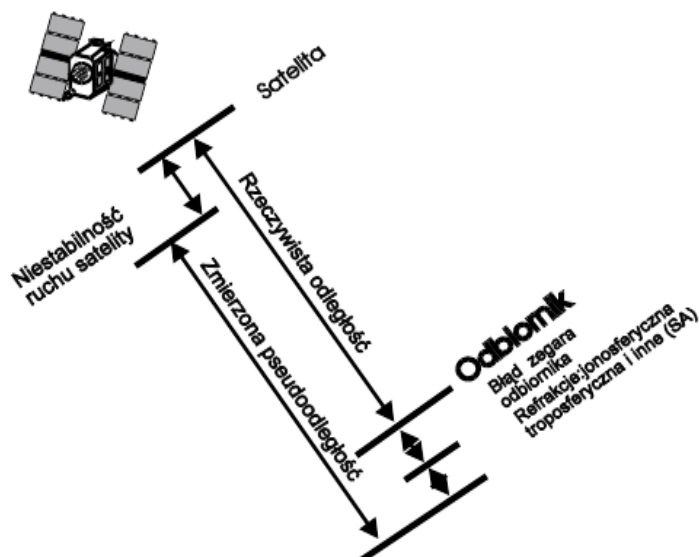
- b) **fazową (pomiar fazowy)** - pomiaru odległości polega na wyznaczeniu fazy sygnału docierającego do anteny odbiorczej. W tym przypadku wyznaczenie odległości wymaga znajomości liczby cykli fazowych (N) fali elektromagnetycznej na drodze od nadajnika do odbiornika i wyznacza się ze wzoru: $D = (N + \varphi) \cdot \Delta D$
- N - liczba całkowitych cykli fazowych,
 ΔD - długość fali elektromagnetycznej,
 N - liczba całkowitych cykli fazowych,
 φ - pomierzona faza sygnału przychodzącego.

Powszechnie stosuje się pomiar na dwóch lub więcej związanych częstotliwościach, aby zmniejszyć wpływ ośrodka na wyznaczoną odległość do satelitów. Tą metodą można osiągnąć dokładność rzędu

³⁸ poziom synchronizacji zapewnia sieć stacji kontrolnych, permanentnie monitorując zegary satelitarne oraz wprowadzając w miarę potrzeb poprawki korekcyjne. Natomiast w trakcie określania pozycji ustalana jest poprawka zegara odbiornika w stosunku do satelity

2–3 cm, ale wadą jest konieczność wyznaczenia nieoznaczoności fazy N (inicjalizacja odbiornika).

W systemie GNSS zmierzone „pseudoodległości” zawierają następujące błędy spowodowane: propagacją fal radiowych w jonosferze i troposferze $C\Delta t_A$, różnicą wskazań zegara satelity i odbiornika $C\Delta t_U$, różnicą wskazań zegara satelity do czasu systemu $C\Delta t_S$. Zmierzona pseudoodległość zawiera w sobie: rzeczywistą odległość, poprawkę odległości wynikającą z refrakcji oraz błąd zegara odbiornika (rys. 8).

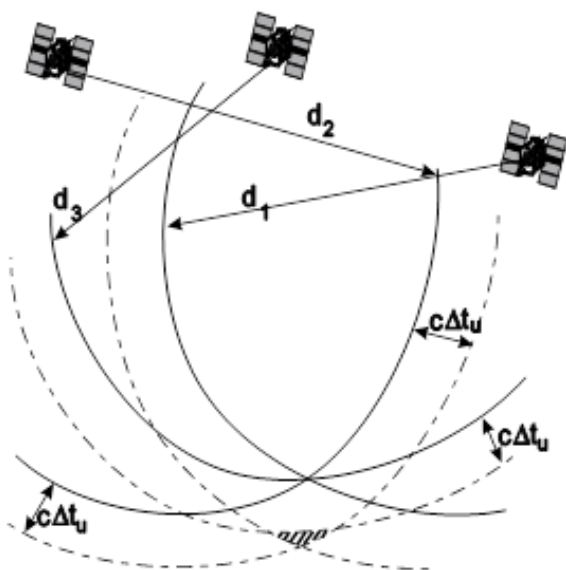


Rys. 8. Schemat parametrów istotnych w pomiarze odległości satelita - odbiornik.

Uwzględniając powyższe, zależność pseudoodległości opisuje się wzorem, w którym uwzględnia się: czas mierzony przez odbiornik, czas znany po rozkodowaniu sygnału, poprawkę określaną przez odbiornik, poprawkę przekazywaną przez satelitę w depeszy nawigacyjnej. Nie uwzględnia się błędu efemeryd³⁹, gdyż wielkość ta jest prognozowana. Nieznana jest wartość poprawki zegara odbiornika i dlatego musi być określona wraz ze współrzędnymi pozycji użytkownika jako dodatkowa niewiadoma. Minimalna liczba zmierzonych pseudoodległości musi być co najmniej o jedną większa niż ilość współrzędnych pozycji użytkownika⁴⁰. Oznacza to, że zmierzone odległości do satelitów są zawsze obciążone stałym błędem równym: $c\Delta t_U$. Okazuje się, że zmierzone trzy pseudoodległości o wartościach określonych w odbiorniku użytkownika nie przetną się w jednym punkcie. Toteż zakładając, że błąd ten wynika z błędu zegara odbiornika, należy każdą linię przesunąć o jednakową wartość równą $c\Delta t_U$. W wyniku otrzymuje się wspólny punkt przecięcia (pozycję użytkownika). Oznacza to, że po określeniu współrzędnych pozycji użytkownika oprócz położenia jest zawsze określona wartość poprawki zegara odbiornika (rys. 9).

³⁹ położenia satelity w chwili pomiaru

⁴⁰ STANAG 4294



Rys. 9.
Wyznaczenie
współrzędnych
i określonej
poprawki zegara
użytkownika.

4/ Podsumowanie

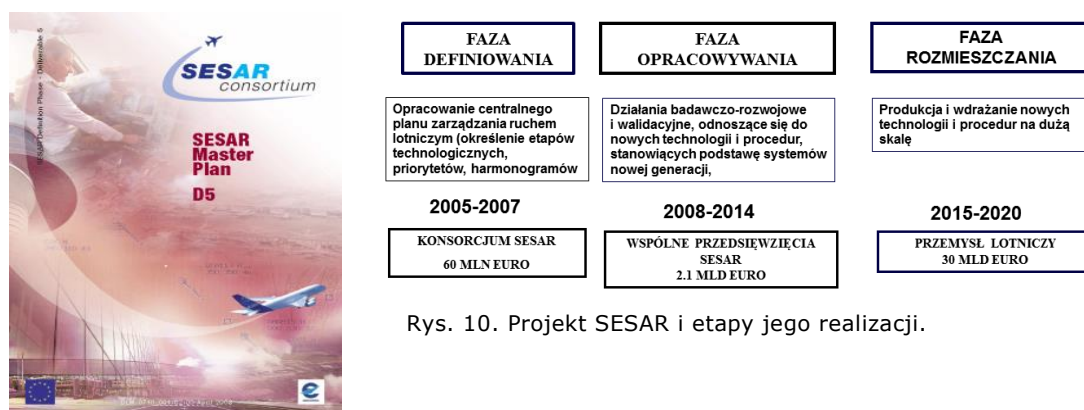
Materiał opracowany na podstawie zdobytych doświadczeń i uzyskanych wyników po zrealizowaniu projektów: EGNOS Introduction in European Eastern Region, HEDGE, SHERPA, PAŻP - PR 42 NPA-GNSS. Każdy z nich zakończył się implementacjami operacyjnymi i komercyjnymi technik satelitarnych dla potrzeb transportu. Uzyskane z prac badawczych wyniki dowiodły, że standardowy cywilny poziom sygnał militarnych systemów satelitarnych GNSS, pomimo powszechnej dostępności nie umożliwia bezpiecznego prowadzenia działalności operacyjnej, gospodarczej. Nie gwarantują one permanentnego uzyskiwania przez użytkownika, odpowiednich do potrzeb wartości: dokładności, ciągłości, dostępności, wiarygodności sygnału satelitarnego. Natomiast każdy użytkownik satelitarnych systemów nawigacyjnych, chcąc prawidłowo posługiwać się odbiornikiem powinien zapoznać się z następującymi, podstawowymi pojęciami charakteryzującymi warunki pomiarowe:

Dilution of Precision (DOP) - współczynnik charakteryzujący jakość geometryczną konstelacji satelitów GNSS w danym miejscu i czasie (współczynnik „rozmycia precyzji” pomiaru). Zakłada się, że rozkład satelitów jest: bardzo dobry (1-3 DOP), akceptowalny (3-6 DOP), zły ($DOP > 6$). Wyróżnia się kilka rodzajów tego współczynnika dla wyznaczenia: GDOP (geometrycznego), PDOP (współrzędnych przestrzennych), HDOP (współrzędnych horyzontalnych), VDOP (współrzędnej pionowej), TDOP (czasu).

Signal-to-Noise Ratio (SNR) - stosunek mocy sygnału satelitarnego docierającego do odbiornika GNSS do szumu. Wysoki SNR świadczy o braku lub znikomym wpływie zakłóceń zewnętrznych na sygnał satelitarny - dobre warunki pomiarowe.

Wielotorowość/wielodrożność sygnału (multipath) - sygnał satelitarny od satelity do odbiornika może zostać odbity. W takim przypadku trafiają dwa sygnały (bezpośredni oraz odbity) do odbiornika i mogą mieć wpływ na błędny pomiar odległości.

Z przeprowadzonych badań, testów i eksperymentów wynika, że powszechnie stosowane wojskowe systemy satelitarne udostępnione cywilnym użytkownikom nie mogą być bezpośrednio stosowane w działalności operacyjnej, komercyjnej. Obecnie popularną metodą zwiększenia dokładności jest stosowanie pomiaru różnicowego (DGNSS⁴¹). Polega ona na wykorzystaniu stacji bazowej (referencyjnej), czyli odbiornika ustawionego w dokładnie wyznaczonym punkcie, który wyznacza na bieżąco poprawki różnicowe dla poszczególnych satelitów i transmituje je w formacie RTCM, CMR lub innym, przez łącze satelitarne, VHF, GPRS/WLAN bezpośrednio do odbiornika użytkownika. Metoda ta pozwala wyeliminować: błąd zegara satelity, błąd efemeryd, selektywna dostępność (wyłączona obecnie), opóźnienie jonosferyczne, opóźnienie troposferyczne. Natomiast nie eliminuje szumów własnych odbiornika, efektu wielodrożności sygnału satelitarnego. Podkreślić należy, że dla operacyjnego i komercyjnego zastosowania metody DGNSS zostały opracowane standardy wymagań dla różnych rodzajów nawigacji dla transportu: kolejowego, drogowego, powietrznego, morskiego oraz innych zastosowań (tabele 2,3,4,5,6). Podobnie działają wymienione w materiale systemy wspomagające (ABAS, SBAS, GBAS), lokalnie istniejące stacje referencyjne (IGS, ASG EUPOS).



Rys. 10. Projekt SESAR i etapy jego realizacji.

W Europie do chwili osiągnięcia pełnej operacyjności przez cywilny system satelitarny Galileo preferuje się korzystanie dla komercyjnych działań, satelitarny system wspomagający EGNOS, przeznaczając na ten cel środki finansowe w ramach programu SESAR (rys. 10). Polska podpisując rezolucję

⁴¹ DGNSS (Differential Global Navigation Satellite System)

A-36 ICAO w 2007r. (A-37, uaktualnioną w 2010r.) zobowiązała się do implementacji strategii PBN (Performance Based Navigation) w transporcie lotniczym. Konieczne stało się zastosowanie europejskiego satelitarnego systemu wspomagającego EGNOS, za którego funkcjonowanie do 2021r. odpowiada europejski usługodawca - ESSP (European Satellite Services Provider), powołany przez Agencję Europejską GNSS (GSA). Wywiązując się z podjętych zobowiązań i wprowadzając na polskich lotniskach procedury podejścia do lądowania RNAV GNSS, Polska Agencja Żeglugi Powietrznej podpisał w 2013r. umowę EWA (EGNOS Working Agreement) z ESSP. Tym samym pojawiła się formalna podstawa do wdrożenia systemu wspomagającego EGNOS w Polsce. Także konieczne stało się podpisanie umowy z Głównym Urzędem Geodezji i Kartografii, odpowiedzialnym za funkcjonowanie systemu ASG EUPOS. Równocześnie podejmowane są prace naukowo – badawcze w zakresie rozwijania cywilnego, globalnego, satelitarnego systemu Galileo. W formie ciekawostki – już w 1996r. dostępny był polski odbiornik satelitarny „NAVI NT 04” (rys. 11), który testowany był na Śląsku a także autor testował go w polskim lotnictwie.

Zastosowanie kolejowe	Dokładność (2 σ)	Czas do alarmu (s)	Dostępność (%)	Obszar pokrycia
Śledzenie pozycji pociągów	10 – 30m	5	99,7	Obszar kraju
Określanie prędkości	$\pm 1\text{km/h}$ dla $v < 20\text{km/h}$ $\pm 5\%$ dla $\geq 20\text{km/h}$	5	99,7	Obszar kraju
Kierowanie pociągami	1 m	<5	100	Obszar kraju
Ostrzeganie o ruchu na skrzyżowaniach pociąg/droga	1m	<5	100	Obszar kraju

Tab. 2. Wymagane dokładności, czas do alarmu, dostępność oraz pokrycie DGPS dla potrzeb kolejnictwa

Zastosowanie w ruchu drogowym	Dokładność (2 σ)	Czas do alarmu (s)	Dostępność (%)	Obszar pokrycia
Nawigacja i kierowanie ruchem drogowym	5 – 20m	1 – 15	99,7	Obszar kraju
Alarmowanie o wypadkach drogowych	5 – 30m	1 – 15	99,7	Obszar kraju
Zarządzanie transportem	25 – 1500m	1 – 15	99,7	Obszar kraju
Automatyczne powiadamianie o zatrzymywaniu autobusów rejsowych	5 – 30m	1 – 15	99,7	Obszar kraju
Kierowanie i sterowanie pojazdami	30 – 50m	1 – 15	99,7	Obszar kraju
Unikanie kolizji: sytuacje krytyczne	5m	1 – 15	99,7	Obszar kolizyjny
Zbieranie danych o wypadkach	30m	1 – 15	99,7	Obszar kraju
Zarządzanie infrastrukturą	10m	1 – 15	99,7	Obszar kraju
Unikanie kolizji: sterowanie	1m	1 – 15	99,7	Obszar kolizyjny

Tab. 3. Wymagane dokładności, czas do alarmu, dostępność oraz pokrycie DGPS dla potrzeb ruchu drogowego

Zastosowanie w transporcie powietrznym	Dokładność (2 σ)	Czas do alarmu (s)	Dostępność (%)	Pokrycie wysokości (m)
Przeloty transoceaniczne	23km (12,6 Mn)	30	99,977	8400 – 12200m (27500 – 40000ft)
Przeloty krajowe	1000m	10	99,977	150 – 18300 (500 – 60000ft)
Terminale	500m	10	99,977	150 – 5500 (500 – 18000ft)
Podejście i lądowanie: nieprecyzyjne	100m	10	99,977	75 – 900 (250 – 3000ft)
Podejście i lądowanie: kategoria I	Poziom: 17,1m. Pion: 1,7m	6	99,999	30 – 900 (100 – 3000ft)
Podejście i lądowanie: kategoria II	Poziom: 5,2m. Pion: 1,7m	2	99,999	15 – 900 (50 – 3000ft)
Podejście i lądowanie: kategoria III	Poziom: 4,1m. Pion: 0,6m	2	99,999	0 – 900 (0 – 3000ft)

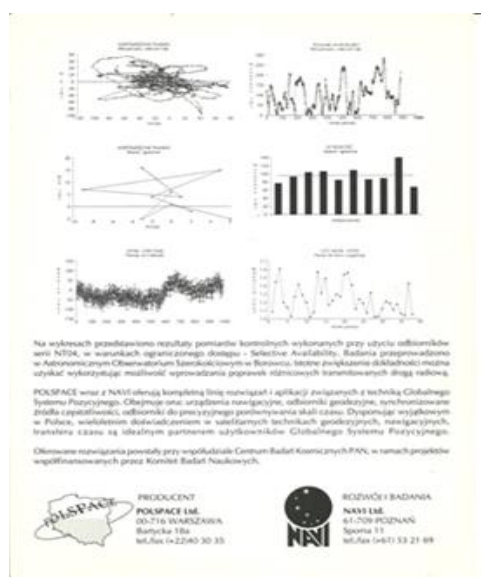
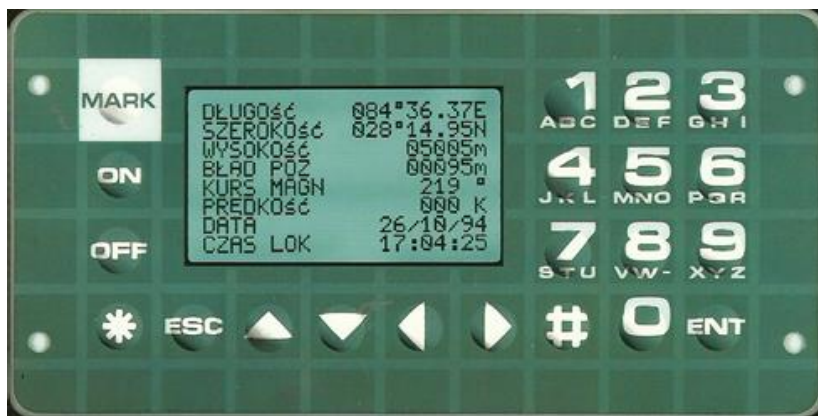
Tab. 4. Wymagane dokładności, czas do alarmu, dostępność oraz pokrycie DGPS dla potrzeb transportu powietrznego

Zastosowanie morskie	Dokładność (2 σ)	Czas do alarmu (s)	Dostępność (%)	Obszar pokrycia
Żegluga w przystaniach i cumowanie: duże statki i holowniki	8 – 20m	6 - 10	99,7	Porty, podejścia do portów
Żegluga w przystaniach i cumowanie: małe statki	8 – 20m	6 - 10	99,9	Porty, podejścia do portów
Żegluga w przystaniach i cumowanie: badanie zasobów	1 – 3m	5	99,0	Porty, podejścia do portów
Żegluga brzegowa: wszystkie statki	460m. (0,25Mn)	Nie zdefiniowano	99,7	Wody przybrzeżne
Żegluga brzegowa: łodzie wypoczynkowe i inne małe statki	460 – 3700m. (0,25 – 2Mn)	Nie zdefiniowano	99,0	Wody przybrzeżne
Żegluga oceaniczna: bezpieczeństwo nawigacji	3700 – 7400 (2 – 4Mn)	Nie zdefiniowano	99,0	Obszar świata
Żegluga oceaniczna: wszystkie środki pływające	1800 – 3700 (1 – 2Mn)	Nie zdefiniowano	99,0	Obszar świata

Tab. 5. Wymagane dokładności, czas do alarmu, dostępność oraz pokrycie DGPS dla zastosowań morskich

Zastosowanie	Dokładność (2 σ)	Czas do alarmu (s)	Dostępność (%)	Obszar pokrycia
Zdalne sterowanie (3D)	Przedmiot studiów	Przedmiot studiów	Przedmiot studiów	Obszar świata
Poszukiwanie i ratownictwo	10 m	Nie zdefiniowano	Nie zdefiniowano	Obszar kraju
Obserwacja obszaru	1 – 5 m	Minuty - godziny	95 - 99	Obszar kraju do obszaru świata
Fotogrametria	2 – 5 cm	Minuty	Nie zdefiniowano	Obszar kraju
Obserwacje geodezyjne	Poziom: 2 – 40 cm Pion: 1 cm	Godziny (dane po przetworzeniu)	99	Miejsca na obszarze kraju
Obserwacje granic	Poziom: 0,02 – 1 m Pion: brak	Godziny (dane po przetworzeniu)	99	Miejsca na obszarze kraju

Tab. 6. Wymagane dokładności, czas do alarmu, dostępność oraz pokrycie DGPS dla innych zastosowań nawigacyjnych



Rys. 11. Polski odbiornik satelitarny „NAVI NT 04” i wyniki jego testów w 1996r.

Bibliografia

- [1] AC 20-105: Approval Guidance for RNP Operations and Barometric Vertical Navigation in the U.S. National Airspace System.
- [2] AC 20-129: Airworthiness Approval for Vertical Navigation (VNAV) Systems for Use in the U.S. National Airspace System (NAS) and Alaska.
- [3] AMC 20-26: Airworthiness Approval and Operational Criteria for RNP AR Operations.
- [4] AMC 20-27: Airworthiness Approval and Operational Criteria for RNP APPROACH (RNP APCH) Operations Including APV BARO VNAV Operations.
- [5] Fellner A SHERPA-PANSA-ENIP-D22EP EGNOS National Implementation Plan, 2014.

- [6] Fellner A., SHERPA-PANSA-NMA-D11EP EGNOS POLAND MAKET ANALYSIS.
- [7] Fellner A., SHERPA-PANSA-NSR-D21EP Polish National Scenario Report, 2014.
- [8] Global Aviation Safety Plan (GASP), ICAO, Second Edition, 2016r.
- [9] Główny Geodeta Kraju, Zalecenia techniczne geodezyjnych pomiarów satelitarnych GNSS, 2011.
- [10] ICAO Doc 8168 – PANS-OPS.
- [11] ICAO Doc 9613 – PBN Manual.
- [12] ICAO Doc 9750 Global Air Navigation Plan. (GANP) 2016–2030, ICAO Fifth Edition 2016r.
- [13] ICAO Doc 9905 – RNP AR Procedure Design Manual.
- [14] ICAO Doc. 9896.
- [15] Performance-Based Navigation (PBN) implementation in the European Air Traffic Management Network (EATMN), Notice of Proposed Amendment 2015-01, RMT.0639 19.1.2015, EASA.
- [16] ROZPORZĄDZENIE WYKONAWCZE KOMISJI (UE) 2018/1048 z dnia 18 lipca 2018 r. ustanawiające wymogi dotyczące korzystania z przestrzeni powietrznej i procedury operacyjne dotyczące nawigacji w oparciu o charakterystyki systemów.
- [17] TSO C145A: Airborne Navigation Sensors Using the Global Positioning System (GPS) Augmented by the Wide Area Augmentation System (WAAS).
- [18] TSO C146A: Stand-Alone Airborne Navigation Equipment Using the Global Positioning System (GPS) Augmented by the Wide Area Augmentation System (WAAS).
- [19] TSO C146A: Stand-Alone Airborne Navigation Equipment Using the Global Positioning System (GPS) Augmented by the Wide Area Augmentation System (WAAS).

Spis treści

70 LAT <i>SP-GIL</i>	3
Analiza Aerodynamiczna Modelu Statku Powietrznego.....	19
Badania wybranych własności mechanicznych połączeń spawanych elementów wiroplatu	33
Eksperymentalne badania możliwości poszerzania obszaru użytkowania śmigłowców	45
Eksploatacja śmigłowców w lotnictwie Marynarki Wojennej 1960-2020.....	68
Ground test stands for testing rotors in insulated conditions.....	90
Koncepcja i przygotowanie próby zmęczeniowej śmigłowca Mi-24.....	99
Nieustalone obciążenia aerodynamiczne działające na powierzchnię lądowiska wyniesionego na skutek oddziaływanie strumienia podwornikowego	109
Symulacyjne badanie stanów lotu i ograniczeń eksploatacji śmigłowców ..	117
System sterowania bezzałogowymi statkami powietrznymi	136
Wiatrakowiec JK-2 Nano	150
Wibroakustyczne oddziaływanie śmigłowca na lądowisku wyniesionym	164
Wybrane zagadnienia obliczeniowej mechaniki płynów dotyczące tematyki wiroplatowej.....	175
Dywagacje na temat odpowiedniego z GNSS systemu satelitarnego dla wiroplatów	200