



XVII KRAJOWE FORUM WIROPLĄTOWE 2022

Warszawa, 24 czerwca 2022 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 oczekujemy referatów związanych z szeroko pojętą tematyką śmigłowcową; produkcja, eksploatacja, nadzór, badania, rozwój i szkolenie mogą być tematem prezentacji na konferencji. Przewidujemy możliwość przedstawiania referatów przeglądowych, oraz prezentacji wyrobów związanych z techniką śmigłowcową. Planujemy uczestnictwo gości zagranicznych.

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

ORGANIZATOR

- Sieć Badawcza Łukasiewicz - Instytut Lotnictwa

WSPÓŁORGANIZATORZY

- Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych
- Politechnika Warszawska
- Politechnika Lubelska

KOMITET NAUKOWY

- Przemysław Bibik – Politechnika Warszawska
- Martin Bugaj – Žilinská Univerzita v Žiline, Slovensko (Słowacja)
- Andrzej Fellner – Politechnika Śląska
- Dariusz Frątczak – Ekspert Badań Wypadków Lotniczych
- 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 – Politechnika Lubelska
- 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

MIEJSCE

Sieć Badawcza Łukasiewicz -Instytut Lotnictwa

al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa

AULA, budynek X

ilot.lukasiewicz.gov.pl

Nowe wymagania bezpieczeństwa dla śmigłowców – system paliwowy wytrzymały na lądowanie awaryjne (crash resistant)

Wiesław E. Burczak / Konsultant lotniczy, WB Technology, Emerytowany Chief, Technology Mechanical Systems, Bell Helicopter



1/ Wprowadzenie

- W 2015 r. amerykańska Federal Aviation Administration (FAA) opublikowała wyniki dogłębnego badania, w którym przeanalizowano wypadki śmigłowcowe obejmujące pożary powypadkowe w odpowiedzi na „niedopuszczalnie wysokie” wskaźniki wypadków śmiertelnych.
- Badanie wykazało, że tylko niewiele ponad 15 procent amerykańskiej floty śmigłowców spełniało przepisy odnośnie Crash Resistant Fuel System (CRFS)(14 CFR §27/29.952; części 27 i 29 przepisów FAA), które zostały wprowadzone w 1994 roku.

- Stwierdzono także, że 80 procent śmiertelnych przypadków było spowodowanych urazem uderzeniowym, a 20 procent zostało spowodowanych przez pożar powypadkowy.
- Ustawa o ponownej autoryzacji FAA z 2018 r. zabrania śmigłowcom wyprodukowanym po kwietniu 2020 r. latania w przestrzeni powietrznej USA, chyba że posiadają certyfikat CRFS.
- Zespół ds. Bezpieczeństwa FAA opublikował 7 lutego 2020 r. Alert bezpieczeństwa dla operatorów 19006-Crash Resistant Fuel System (CRFS), którego celem jest poinformowanie zarejestrowanych właścicieli i operatorów śmigłowców o normach zgodności dla CRFS.
- Ustawa FAA z 2018 r. o ponownej autoryzacji nie wymaga jednak, aby starsze śmigłowce były zmodyfikowane do standardu CRFS.

2/ Wymagania przepisów zdolności do lotu

- FAA FAR i EASA CS 27(lub 29).952 Wytrzymałość układu paliwowego na lądowanie awaryjne.*
O ile nie zostaną zastosowane inne środki zaakceptowane przez Nadzór, aby zminimalizować ryzyko pożaru paliwa dla pasażerów po zdarzeniu, którzy by przeżyli ten wypadek(lądowanie awaryjne), układy paliwowe muszą uwzględniać cechy konstrukcyjne opisane w tym rozdziale. Należy wykazać, że systemy te są w stanie wytrzymać statyczne i dynamiczne obciążenia z tej sekcji, uważane za działające samodzielnie obciążenia niszczące, mierzone w środku ciężkości elementu systemu, bez uszkodzeń konstrukcyjnych elementów systemu, zbiorników paliwa lub ich zamocowań, które doprowadziły by do wycieku paliwa do źródła zapłonu.

**Pełny tekst wymagań jest na końcu prezentacji.*

3/ Aktualne wymagania a rzeczywistość

- Wytrzymałe na uderzenia w wyniku lądowania awaryjnego układy paliwowe są wymagane we wszystkich modelach śmigłowców, certyfikowanych po 1994 r.
- Wymóg ten nie dotyczył jednak nowo wyprodukowanych śmigłowców, jeśli oryginalny projekt był certyfikowany przed 1994 rokiem.
- Większość nowo produkowanych śmigłowców było certyfikowanych przed 1994 r.

- W rezultacie po 25 latach od wprowadzenia, wymagania CRFS spełniane są tylko w 15 procentach amerykańskich śmigłowców będących w użytkowaniu.
- W latach 1994–2013 NTSB (National Transportation Safety Board) zbadało co najmniej 135 wypadków w Stanach Zjednoczonych, których wynikiem był pożar powypadkowy, obejmujących certyfikowane śmigłowce różnych modeli. W wypadkach tych potwierdzono 221 ofiar śmiertelnych i 37 osób z poważnymi obrażeniami.
- Tylko trzy śmigłowce w tych wypadkach, miały wytrzymałe na lądowanie awaryjne układy paliwowe i zbiorniki paliwa.
- W listopadzie 2014 r. rejestr statków powietrznych FAA obejmował ponad 5600 śmigłowców wyprodukowanych od 1994 roku.
- Spośród nich tylko około 850 (lub 15%) to modele mające układy paliwowe wytrzymałe na uderzenia w wyniku lądowania awaryjnego, spełniające wymagania z 1994 roku.
- Pomimo częstotliwości pożarów powypadkowych, nie wprowadzono bardziej restrykcyjnych wymagań dla śmigłowców produkowanych po 1994 roku, certyfikowanych przed 1994 rokiem, aż do jednego szczególnie głośnego wypadku.
- 3 lipca 2015 r. śmigłowiec H125 użytkowany przez Air Methods rozbił się wkrótce po starcie z Summit Medical Center we Frisco w Kolorado.
- Wypadek i wynikający z niego pożar zostały zarejestrowane na wideo z monitoringu, a obrazy z ognistej katastrofy były szeroko rozpowszechniane w doniesieniach prasowych.
- Według NTSB wszyscy trzej członkowie załogi przeżyli uderzenie, jednak w wyniku poparzeń od pożaru jedna osoba zmarła a pozostałe z poważnymi oparzeniami spędzili wiele miesięcy w szpitalu.



Śmigłowiec H125 (AS350 B3e) przed wypadkiem

- Dane z badań i ten wypadek doprowadziły do wydania przez NTSB Zalecenia Bezpieczeństwa A-15-12 do FAA, żądając, aby układy paliwowe dla wszystkich nowo wyprodukowanych śmigłowców spełniały wymagania 14 CFR 27.952 lub 29.952, niezależnie od pierwotnej daty certyfikacji śmigłowca.
- 28 września 2015 r., FAA zgodziła się z zaleceniem i rozpoczęła proces tworzenia nowego wymogu.
- W listopadzie 2015, Air Medical Operators Association zobowiązało się do zainstalowania CRFS we wszystkich nowych śmigłowcach i wyposażenia obecnych śmigłowców w CRFS, gdy te produkty staną się dostępne.
- 5 października 2018, FAA wprowadza wymóg spełniania wymagań CRFS dla śmigłowców wyprodukowanych po kwietniu 2020 r., niezależnie od daty certyfikacji.

4/ Które śmigłowce wymagają system paliwowy wytrzymały na lądowanie awaryjne?

	Wyprodukowany przed 5 kwietnia 2020 r.	Wyprodukowany po 5 kwietnia 2020 r.	
Data certyfikacji przed 2 listopada 1994 r. i Data produkcji po 5 kwietnia 2020 r.	----	Tak	Nowe wymaganie
Data certyfikacji przed 2 listopada 1994 r. i Data produkcji przed 5 kwietnia 2020 r.	Nie	Nie	Nie objęte przez nowe wymaganie
Data certyfikacji po 2 listopada 1994 r. i Data produkcji przed 5 kwietnia 2020 r.	Tak	Tak	Certyfikacja wg najnowszych wymagań
Data certyfikacji po 2 listopada 1994 r. i Data produkcji po 5 kwietnia 2020 r.	----	Tak	Certyfikacja wg najnowszych wymagań

5/ Modele śmigłowców zgodne z PEŁNYM CRFS*

**Zgodność ze wszystkimi aspektami następujących przepisów: 14 CFR 27,952, 27,963, 27,967, 27,973, 27,975 (w poprawce 27-30 lub nowszej) lub 14 CFR 29,952, 29,963, 29,967, 29,973, 29,975 (w poprawce 29-35 lub później).*

Marka	Model (zgodnie z dokumentacją w certyfikacie typu FAA)
Airbus Helicopters	EC120B, EC130T2, EC135 (wszystkie modele), MBB-BK117 C-2, MBB-BK117 D-2, MBB-BK117 D-3, AS350B3 i EC130B4 z instalacją STC SR03931NY, AS350B3 z wprowadzoną modyfikacją 07.20034, STC SR02492AK zainstalowany na modelach AS350D, AS350B, AS350B1, AS350B2, AS350BA, AS350B3 i EC130B4
Bell	427, 429, 505
Leonardo	A109S, AW109SP, AB139 i AW139, AW169, AW189
Sikorsky	S-92A
MDHI	600N
Robinson	R66
Helicopteres Guimbal	CABRI G2

6/ Modele śmigłowców zgodne z częściowym CRFS*

*Spełniający wymagania 49 U.S.C. § 44737 (Helicopter fuel system safety) **
<https://uscode.house.gov/view.xhtml?req=granuleid:USC-prelim-title49-section44737&num=0&edition=prelim#sourcecredit>

** dotyczy śmigłowców którego produkcja została zakończona, zgodnie z ustaleniami Administratora, w dniu lub po dniu, który przypada 18 miesięcy od daty wejścia w życie wymogu CRFS (5.10.2018).

Marka	Model (zgodnie z dokumentacją w certyfikacie typu FAA)
Bell	407 (wszystkie numery seryjne), 412EP, numery seryjne 38001 – 38999 & 39101 - 39999
Leonardo	A119MKII z instalacją STC SR04601NY
Sikorsky	S-70M
Robinson	R22 Beta, od numeru seryjnego 4815, R44, numery seryjne 2611 do 9999, 30061 i od 30066, R44 II, numery seryjne 14364, 14385, 14387 do 29999
Kaman	K-1200 od numeru seryjnego A-94-0053



Na zestawieniu z 1.11.2021, FAA zaliczyła Bell 407 jako częściowo zgodny wymaganiami dla CRFS, zaznaczając że wymóg 27.952(b) nie

jest w pełni spełniony, natomiast Bell uważa że model 407 powinien być uznany za zgodny z pełnym CFRS.

7/ Wdrażanie standardu 29.952

- Bell Helicopter był jednym z pierwszych adoptujących CFRS, który do 1991 roku wyposażył wszystkie swoje śmigłowce produkcyjne w instalacje paliwowe zaprojektowane z wykorzystaniem zmodyfikowanej wersji wojskowego standardu CFRS.
- Wśród obecnie produkowanych śmigłowców, systemy paliwowe są certyfikowane zgodnie z normami 27/29.952, podczas gdy systemy w modelach 206L4 i 412 zawierają rozwiązania spełniające założenia wytrzymałości na uderzenie wywołane lądowaniem awaryjnym bez wykazania zgodności 27/29.952, ponieważ zostały opracowane przed istniejącymi przepisami.
- Firma Bell oferuje zestawy modernizacyjne dla większości swoich modeli wyprodukowanych bez CFRS od 1994 roku (z zestawami modernizacyjnymi CFRS dostępnymi obecnie dla Bell 212, 206A, 206B, 206L i 206L1).
- Mimo to wiele starszych śmigłowców Bell lata obecnie bez CFRS.
- Airbus wprowadził od 2015 roku standard CFRS dla wszystkich śmigłowców H125 produkowanych w USA.
- Klienci, którzy chcieli uniknąć dodatkowych kosztów, mogli jednak zamówić H125 bez CFRS z głównej linii produkcyjnej we Francji.
- W obliczu dodatkowych kosztów i ciężaru, wielu operatorów śmigłowców przyjęło filozofię „Po prostu nie rozbijaj się” („Just don’t crash”).
- W 2016 roku Airbus Helicopters zatwierdził procedury instalacji zestawu modernizacyjnego CFRS dla śmigłowców AS350 B3 (obecnie nazywanych H125).
- Punktem przełomowym dla Airbusa był wypadek śmigłowca H125 w Norwegii, 31 sierpnia 2019 roku.
- Śmigłowiec był egzemplarzem zbudowanym w 2019 roku, ale nie był wyposażony w CFRS.
- W swoim raporcie końcowym z wydarzenia, norweski organ ds. badania bezpieczeństwa SHT twierdzi, że osoby na pokładzie „prawdopodobnie mogliby przeżyć, gdyby intensywny pożar nie wybuchł natychmiast” po zderzeniu.



Airbus H125, który się rozbił w Norwegii w 2019 roku

- Od października 2019 r. Airbus Helicopters standardowo dostarcza śmigłowce H125 z CRFS.
- W styczniu 2020 r. Airbus otrzymał certyfikat EASA dla zestawów modernizacyjnych śmigłowców EC130 B4 i AS350 B3.
- Aktualnie Airbus zachęca do wdrożenia standardu CRFS, dlatego zaoferował swoje zestawy modernizacyjne CRFS w cenie 44 000 USD, poniżej kosztów produkcji, a także oferuje zachęty swoim klientom, którzy zdecydują się na modernizację ich wcześniejszych modeli z rozwiązaniem innej firmy, dla których Airbus nie produkuje zestawu modernizacyjnego.
- Norweski SHT wzywa Agencję Bezpieczeństwa Lotniczego Unii Europejskiej (EASA) do ustanowienia wymagania, aby „wszystkie śmigłowce, nowe i używane, dostarczane lub importowane do Europy, były wyposażone w wytrzymały na zderzenia w wyniku lądowania awaryjnego układ paliwowy... niezależnie od daty certyfikacji typu”.
- Ponadto SHT uważa że EASA powinna zakazać „komercyjnych lotów pasażerskich śmigłowcami niewyposażonymi w wytrzymałe na lądowania awaryjne systemy paliwowe”.
- Firma Robinson Helicopter zaczęła montować zbiorniki paliwa typu pęcherzowego we wszystkich nowo budowanych R44 w 2009 r., a w 2010 r. wydała biuletyn serwisowy wzywający do modernizacji systemów paliwowych starszych R44.

- Australijski Urząd ds. Bezpieczeństwa Lotnictwa Cywilnego uczynił tę modernizację obowiązkową, ale FAA w tamtym czasie odmówiła pójścia w jej ślady.
- R66 ma CRFS jako standardowe wyposażenie, a R22 są teraz również budowane ze zbiornikami paliwa typu pęcherzowego, częściowo zgodnymi z CRFS.

8/ Modernizacja eksploatowanych śmigłowców

- Robertson Fuel Systems zaprojektował wytrzymały na lądowanie awaryjne zbiornik paliwa dla serii Airbus H125/AS350 Astar, popularnego lekkiego śmigłowca, który miał tragiczną historię pożarów powypadkowych.



- Zbiornik został specjalnie zaprojektowany, aby wytrzymać uderzenia w przypadku lądowania awaryjnego, zmniejszając ryzyko wycieku paliwa i potencjalnego pożaru powypadkowego.
- CRFT adoptuje technologie zbiorników paliwa klasy wojskowej, które obejmują wytrzymały na uderzenia pęcherz paliwowy umieszczony wewnątrz kompozytowego zbiornika paliwa. Wszystkie wskaźniki poziomu paliwa i połączenia zaworów bezpieczeństwa są również odporne na uderzenia.
- Zbiornik ma pojemność 144 galony (545 l) zużywalnego paliwa, i dodaje ok. 50 funtów (22.68 kg) ciężaru własnego śmigłowca w porównaniu ze starszymi systemami.
- Testowanie przeprowadzono zgodnie z przepisami FAR 27.952 dotyczącymi wytrzymałości układu paliwowego, które wymagają zdolność zbiornika do utrzymania integralności podczas lądowania awaryjnego.

- Testy wykraczały poza przepisy FAA i minimalne wymagania bezpieczeństwa i obejmowały ochronę przeciwpożarową z użyciem płynów łatwopalnych, ochronę odgromową i przed elektrycznością statyczną oraz zakłócenia elektromagnetyczne (EMI). Przeprowadzono również testy zgodnie z DO-160, środowiskowym standardem kwalifikacji produktów lotniczych, opracowanym przez Radiotechniczną Komisję Aeronautyki (RTCA).
- System został certyfikowany przez FAA i Europejską Agencję Bezpieczeństwa Lotniczego (EASA) odpowiednio w grudniu 2017r. i czerwcu 2018 r.
- CRFT Robertsona jest dostępny w ramach STC (Supplemental Type Certificate) opracowanego we współpracy z StandardAero, który jest posiadaczem STC.
- STC jest przeznaczony specjalnie do modernizacji śmigłowców Airbus AS350 i Airbus EC130 B4.
- Do marca 2021 StandardAero dostarczyło swoim klientom 155 zestawów modernizacyjnych.
- Obecnie na świecie lata ponad 3000 AS350/H125, z których większość nie spełnia dzisiejszych norm dotyczących systemów paliwowych wytrzymałych na lądowanie awaryjne.
- CRFS produkowany aktualnie przez Airbusa jest certyfikowany dla H125, a klienci Airbusa mogą wybierać między CRFS produkowanym przez Airbusa lub CRFS produkowanym przez StandardAero/Robertson Fuel Systems dla swoich H125.



Układ paliwowy Robertsona zainstalowany na Airbus H125

- Firma Robertson Fuel Systems produkuje także dodatkowe zbiorniki paliwa dla śmigłowca H125 wytrzymałe na lądowanie awaryjne.
- Ponadto firma oferuje zbiorniki zgodne z FAR 27.562 dla śmigłowców MD500, MD520N, MD530, MD600N.
- Na rynku europejskim firma Robertson oferuje dodatkowy, wewnętrzny zbiornik paliwa, certyfikowany przez EASA, dla śmigłowca ze Świdnika, PZL W-3A Sokół.
- Dla informacji, drugi produkt ze Świdnika, PZL SW-4 spełnia najnowsze wymagania bezpieczeństwa dla zbiornika paliwa i układu paliwowego.

9/ Podsumowanie

- Bezpieczeństwo lotów pozostaje w centrum uwagi operatorów śmigłowców i sympozjum bezpieczeństwa lotniczego rozpoczęło Heli-Expo 2022.
- Normy lotnicze wprowadzają nowe wymagania mające na celu podniesienie poziomu bezpieczeństwa.
- Istnieje prawna rozbieżność pomiędzy aktualnymi wymaganiami przepisów zdatności do lotu a stosowaniem nowych przepisów do śmigłowców certyfikowanych przed ich wprowadzeniem.
- Ustawa Safe Helicopters Now rozważana obecnie w Kongresie USA ma zachęcać firmy śmigłowcowe do modernizacji swoich śmigłowców w układy paliwowe wytrzymałe na lądowanie awaryjne.

10/ Uwagi na zakończenie

- Oprócz zbiorników paliwa i systemów paliwowych, siedzenia załogi i pasażerów wytrzymałe na lądowanie awaryjne są również postrzegane jako sposób na znaczne zmniejszenie ryzyka obrażeń lub śmierci w razie wypadku śmigłowca.
- Jeszcze przed wydaniem wymagań dla instalacji paliwowej wytrzymałej na lądowanie awaryjne, w 1989 roku FAA and EASA wprowadziły zmodyfikowane przepisy lotnicze zawierające nowe wymagania 27/29.561, 27/29.562 i 27/29.785, żeby siedzenia i struktura śmigłowca były wytrzymałe na lądowanie awaryjne.
- Celem tych wymagań jest danie każdemu pasażerowi śmigłowca szansy na uniknięcie poważnych obrażeń podczas lądowania awaryjnego.

- Wymagania dla siedzeń i struktur na lądowanie awaryjne nie dotyczą jednak nowo wyprodukowanych śmigłowców, jeśli oryginalny projekt był certyfikowany przed 1989 rokiem.
- Ponad 30 lat po wprowadzeniu nowego standardu dla zapewnienia bezpieczeństwa załogi i pasażerów, niski odsetek amerykańskich śmigłowców (około 10 procent) spełnia aktualne wymagania sekcji 27/29.561 przepisów zdolności do lotu.
- W rezultacie, większość obecnie latających śmigłowców, nie spełnia aktualnych wymagań bezpieczeństwa lotu i oczekuje się od Nadzorów lotniczych rozwiązania tego problemu.
- Pilnie jest potrzebny plan który pozwoli zmodernizować wszystkie śmigłowce to współczesnych standardów bezpieczeństwa lotu.
- FAA FAR i EASA CS 27(lub 29).952 Wytrzymałość układu paliwowego na lądowanie awaryjne.

O ile nie zostaną zastosowane inne środki zaakceptowane przez Nadzór, aby zminimalizować ryzyko pożaru paliwa dla pasażerów po zdarzeniu, którzy by przeżyli ten wypadek(lądowanie awaryjne), układy paliwowe muszą uwzględniać cechy konstrukcyjne opisane w tym rozdziale. Należy wykazać, że systemy te są w stanie wytrzymać statyczne i dynamiczne obciążenia z tej sekcji, uważane za działające samodzielnie obciążenia niszczące, mierzone w środku ciężkości elementu systemu, bez uszkodzeń konstrukcyjnych elementów systemu, zbiorników paliwa lub ich zamocowań, które doprowadziły by do wycieku paliwa do źródła zapłonu.

(a) Wymagania dotyczące próby zrzutowej. Każdy zbiornik lub najbardziej krytyczny zbiornik musi zostać poddany próbie zrzutowej w następujący sposób:

(1) Wysokość zrzutu musi wynosić co najmniej 50 stóp (15 m) .

(2) Powierzchnia uderzenia nie może się odkształcać.

(3) Zbiornik musi być napełniony wodą do 80 procent normalnej pełnej pojemności.

(4) Zbiornik musi być zamknięty w otaczającej konstrukcji reprezentatywnej dla instalacji, chyba że można ustalić, że otaczająca konstrukcja jest wolna od wystających elementów lub innych cech konstrukcyjnych mogących przyczynić się do pęknięcia zbiornika.

(5) Zbiornik musi swobodnie spaść i uderzyć w pozycji poziomej $\pm 10^\circ$.

(6) Po próbie zrzutowej nie może być wycieku.

(b) Współczynniki obciążeń zbiornika paliwa. Z wyjątkiem zbiorników paliwa umieszczonych w taki sposób, że pęknięcie zbiornika z uwolnieniem paliwa do znaczących źródeł zapłonu, takich jak silniki, grzejniki i pomocnicze jednostki zasilające, lub pasażerów jest bardzo nieprawdopodobne, każdy zbiornik paliwa musi być zaprojektowany i zainstalowany w taki sposób, aby jego zawartość była utrzymana pod działaniem następujących współczynników obciążeń bezwładnościowych, działających samodzielnie.

(1) W przypadku zbiorników paliwa w kabinie:

(i) w górę - 4g.

(ii) Do przodu - 16g.

(iii) W bok - 8g.

(iv) W dół - 20g.

(2) W przypadku zbiorników paliwa umieszczonych nad lub za przedziałem załogowym lub pasażerskim, których poluzowanie mogłoby spowodować obrażenia osoby znajdującej się na pokładzie podczas awaryjnego lądowania:

(i) W górę - 1,5g.

(ii) Do przodu - 8g.

(iii) W bok - 2g.

(iv) W dół - 4g.

(3) W przypadku zbiorników paliwa w innych obszarach:

(i) W górę - 1,5g.

(ii) Do przodu - 4g.

(iii) W bok - 2g.

(iv) W dół - 4g.

(c) Samouszczelniające się złącza zrywalne przewodu paliwowego. Należy zainstalować samouszczelniające się złącza zrywalne, chyba że wykaże się, że niebezpieczny względny ruch elementów układu paliwowego względem siebie lub do lokalnej konstrukcji wiroplatu jest skrajnie nieprawdopodobny lub jeśli zapewniono inne rozwiązanie. Złącza lub równoważne urządzenia muszą być zainstalowane na wszystkich połączeniach zbiornika paliwa z przewodem paliwowym, połączeniach zbiornik-zbiornik oraz w innych punktach układu paliwowego, w których miejscowe odkształcenia konstrukcyjne mogą prowadzić do wycieku paliwa.

(1) Projekt i konstrukcja samouszczelniających się zrywalnych złącz musi uwzględniać następujące cechy konstrukcyjne:

(i) Obciążenie niezbędne do oddzielenia zrywalnego złącza musi wynosić od 25 do 50 procent minimalnego obciążenia niszczonego (ostatecznej wytrzymałości)



najsłabszego elementu w linii transportującej płyn. Obciążenie separacji w żadnym wypadku nie może być mniejsze niż 300 funtów (1335 N), niezależnie od rozmiaru linii płynu.

(ii) Złącze zrywalna musi się rozłączyć za każdym razem, gdy jego obciążenie niszczące (określone w ustępie (c)(1)(i) niniejszego rozdziału) jest stosowane w najbardziej prawdopodobnych typach uszkodzenia.

(iii) Wszystkie zrywalne złącza muszą zawierać rozwiązania konstrukcyjne, aby wizualnie upewnić się, że złącze jest zablokowane razem (bez wycieku) i jest otwarte podczas normalnej instalacji i obsługi.

(iv) Wszystkie złącza zrywalne muszą posiadać rozwiązania konstrukcyjne zapobiegające rozprężnięciu lub niezamierzonemu zamknięciu z powodu wstrząsów, wibracji lub przyspieszeń.

(v) Konstrukcja złącza zrywalnego nie może umożliwiać uwalniania paliwa po spełnieniu przez złącze zamierzonej funkcji.

(2) Wszystkie indywidualne złącza zrywalne, łączące układy zasilania paliwem lub równoważne rozwiązania muszą być zaprojektowane, przetestowane, zainstalowane i utrzymywane w taki sposób, aby nieumyślne odcięcie dopływu paliwa podczas lotu było mało prawdopodobne zgodnie z § 27.955(a) i muszą być zgodne z oceną zmęczenia wymagania § 27.571 bez wycieków.

(3) Alternatywne, równoważne rozwiązania dla złącz zrywalnych nie mogą kreować obciążenia (wywołanego uderzeniem) przewodu paliwowego, do którego złączka jest zainstalowana, większego niż 25 do 50 procent obciążenia ostatecznego (wytrzymałości)ajsłabszego elementu w linii i musi być zgodne z wymaganiami dotyczącymi zmęczenia określonymi w § 27.571 bez wycieków.

(d) Łamliwe lub odkształcalne mocowania konstrukcyjne. O ile niebezpieczny ruch względny zbiorników paliwa i elementów układu paliwowego z lokalną konstrukcją wiroplatu nie zostanie wykazany jako skrajnie nieprawdopodobny w przypadku zderzenia, w którym załoga mogłaby przeżyć, należy zastosować łamliwe lub lokalnie odkształcalne mocowania zbiorników paliwa i elementów układu paliwowego do lokalnej konstrukcji wiroplatu. Mocowanie zbiorników paliwa i elementów układu paliwowego do lokalnej konstrukcji wiroplatu, łamliwe lub lokalnie odkształcalne, musi być zaprojektowane w taki sposób, aby jego oddzielenie lub względne lokalne odkształcenie nastąpiło bez pęknięcia lub lokalnego wyrwania zbiornika paliwa lub elementów układu paliwowego, które

może spowodować wyciek paliwa. Ostateczna wytrzymałość łamliwych lub odkształcalnych mocowań musi być następująca:

(1) Obciążenie wymagane do oddzielenia łamliwego mocowania od jego konstrukcji nośnej lub odkształcenia lokalnie odkształcalnego mocowania względem jego konstrukcji nośnej, musi wynosić od 25 do 50 procent minimalnego obciążenia niszczącego (wytrzymałości ostatecznej)ajsłabszego elementu w połączonym systemie. W żadnym wypadku obciążenie nie może być mniejsze niż 300 funtów (1335 N).

(2) Łamliwe lub lokalnie odkształcalne mocowanie musi oddzielić się lub odkształcić się lokalnie zgodnie z przeznaczeniem za każdym razem, gdy jego obciążenie niszczące (zgodnie z definicją w ustępie (d)(1) niniejszego rozdziału) jest wywołane w najbardziej prawdopodobnych przypadkach

(3) Wszystkie łamliwe lub miejscowo odkształcalne mocowania muszą spełniać wymagania dotyczące zmęczenia określone w § 27.571

(e) Oddzielenie źródeł paliwa i zapłonu. Aby zapewnić maksymalną odporność na uderzenia w wyniku lądowania awaryjnego, paliwo musi znajdować się możliwie jak najdalej od wszystkich zajmowanych miejsc i od wszystkich potencjalnych źródeł zapłonu.

(f) Inne podstawowe kryteria projektowania mechanicznego. Zbiorniki paliwa, przewody paliwowe, przewody elektryczne i urządzenia elektryczne muszą być zaprojektowane, skonstruowane i zainstalowane tak dalece, jak to możliwe, aby były wytrzymałe w czasie lądowania awaryjnego.

(g) Sztywne lub półsztywne zbiorniki paliwa. Sztywne lub półsztywne ściany zbiornika paliwa lub pęcherza muszą być odporne na uderzenia i rozdarcie. [Dok. nr 26352, 59 FR 50386, 3 października 1994]

Bezpieczeństwo użytkowania śmigłowców w aspekcie ich układu konstrukcyjnego

Robert Konieczka, Wojciech Masarczyk, Jacek Mendla / Wydział Transportu i Inżynierii Lotniczej Politechniki Śląskiej

Streszczenie: Pojęcie bezpieczeństwa było istotne zarówno wcześniej jak i jest w obecnych czasach, mając na uwadze aspekty konstrukcyjne oraz zdarzenia podczas lotu jak i na ziemi. Z tego względu postanowiono przeanalizować układy konstrukcyjne śmigłowców pod względem wpływu na bezpieczeństwo lotu i operacji naziemnych. Awaria śmigła ogonowego podczas lotu może być przyczyną utraty kontroli kierunkowej śmigłowca. Ponadto jest ono źródłem zagrożenia dla osób znajdujących się na ziemi, a także stanowi zagrożenie zahaczenia o przeszkody, przyczyniając się do niekontrolowanego obrotu śmigłowca wokół osi. Celem opracowania była analiza układów konstrukcyjnych śmigłowca, ze szczególnym uwzględnieniem rozwiązań dotyczących kontroli kierunkowej śmigłowca, w aspekcie bezpieczeństwa lotu, jak i osób podczas operacji na ziemi. W artykule poddano analizie wybrane układy konstrukcyjne śmigłowca pod względem bezpieczeństwa lotu i osób znajdujących się na ziemi. Badania polegały na analizie dostępnych raportów ze zdarzeń lotniczych z udziałem śmigłowców o określonym układzie aerodynamicznym. Zwrócono uwagę na zagrożenia jakie niosą poszczególne układy m.in. wysokość wirnika głównego, niebezpieczne strefy wokół śmigłowca (jak śmigło ogonowe, nisko opadający wirnik nośny), zachowanie śmigłowca podczas awarii, kontakt z ciałem obcym itp. Jej celem było określenie, który układ konstrukcyjny okazuje się najbezpieczniejszy pod wyżej wymienionymi względami. W podsumowaniu zestawiono wybrane układy konstrukcyjne i dokonano porównania. Przedstawiono wady i zalety każdego układu.

1/ Wprowadzenie

W niniejszym artykule zestawiono ze sobą wybrane układy konstrukcyjne śmigłowców i przeanalizowano je pod kątem bezpieczeństwa lotu i operacji naziemnych związanych z kolizją z obiektami naziemnymi. Różnorodność konstrukcji skutkuje złożonością i zróżnicowaniem poziomu bezpieczeństwa w trakcie użytkowania. W dalszej analizie wzięto pod uwagę następujące układy konstrukcyjne:

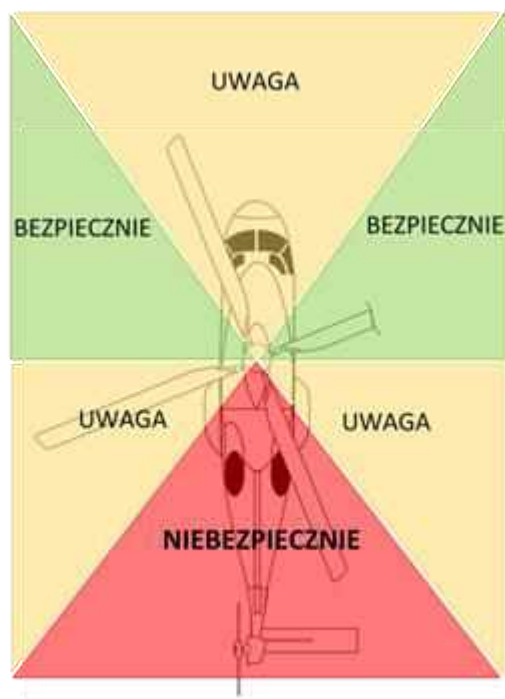
- układ klasyczny – najczęściej stosowany, z odkrytym (nieosłoniętym) śmigłem ogonowym,

- fenestron – otunelowane śmigło,
- NOTAR¹ – za sterowanie kierunkowe odpowiada dysza na końcu belki ogonowej,
- układ dwuwirnikowy współosiowy – śmigłowiec z dwoma wirnikami umieszczonymi jeden nad drugim,
- układ krzyżowy (flettnera) – dwa śmigła umieszczone są pod kątem, a płaszczyzny obrotu wzajemnie się przenikają,
- układ dwuwirnikowy podłużny – dwa wirniki umieszczone na dwóch osobnych masztach, jeden za drugim.

Analizę każdego układu podzielono na dwie części. Pierwsza z nich to bezpieczeństwo podczas lotu. Uwzględniono tu w jakich warunkach śmigłowiec wykonuje lot i co się dzieje w przypadku kontaktu z obcym ciałem lub po nagłej utracie sterowania kierunkowego. Drugą kwestią było bezpieczeństwo podczas operacji naziemnych. Rozumie się tutaj działania wykonywane na ziemi takie jak: rozruch zespołu napędowego, załadunek i rozładunek śmigłowca przy uruchomionym zespole napędowym, kołowanie i start. Zwrócono uwagę przede wszystkim na bezpieczeństwo osób i przedmiotów znajdujących się w pobliżu wiroplatu.

Śmigłowiec pozostający na ziemi z pracującymi silnikami stwarza potencjalne zagrożenie gdyż widoczne do tej pory łopaty (nieruchome) znikają z pola widzenia obserwatora. Stają się przezroczystymi tarczami, które zazwyczaj ciężko dostrzec. Osoby świadome tego faktu unikają wirujących elementów wiroplatu. Jednak osoby postronne są nieświadome istnienia tego zagrożenia. Aby zwiększyć świadomość osób korzystających ze śmigłowców sporządza się schemat stref bezpiecznych i niebezpiecznych wokół śmigłowca w zależności od jego układu aerodynamicznego. Przykładowy schemat zagrożeń dla klasycznego układu aerodynamicznego przedstawiono na rysunku 1.

¹ NO Tail Rotor – bez wirnika ogonowego



Rys. 1. Strefy zagrożeń podczas podchodzenia do śmigłowca

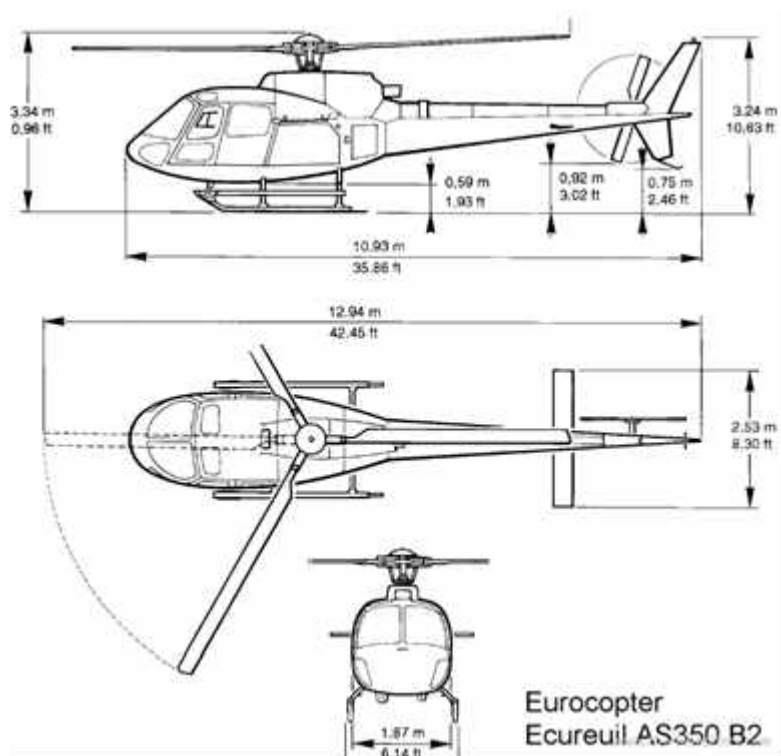
2/ Układy aerodynamiczne śmigłowców

2.1 Układ klasyczny śmigłowca

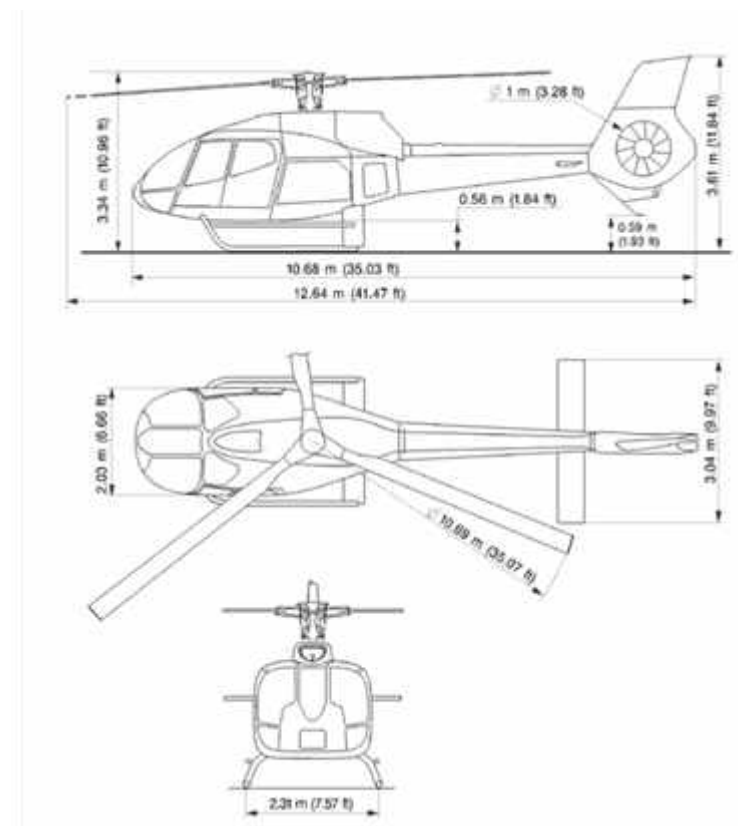
Jest to układ ze śmigłem ogonowym. Kompensacja momentu oporowego oraz sterowanie kierunkowe odbywa się za pomocą śmigła ogonowego. Do zagrożeń należy tu kontakt z ciałem obcym, zahaczenie o przeszkodę oraz uderzenie osoby śmigłem ogonowym podczas operacji naziemnych. W tej grupie śmigłowców występuje duże zróżnicowanie wymiarów począwszy od małego Robinson R-22 i ogromnego typu Mi-26. Sylwetkę śmigłowca w tym układzie przedstawiono na rysunku 2.

2.2 Fenestron

Fenestron jest alternatywą stosowania śmigła ogonowego. Nazwa jak i system zastrzeżone są dla śmigłowców Eurocopter, która opatentowała mechanizm. Otunelowane śmigło działa w podobny sposób jak tradycyjne śmigło ogonowe. Łopatki wentylatora potrafią zmieniać skok i w ten sposób odbywa się regulacja siły ciągu. Fenestron uchodzi za układ bezpieczniejszy i bardziej cichy w odniesieniu do układu klasycznego. Widok przykładowego śmigłowca tego typu przedstawiono na rys. 3.



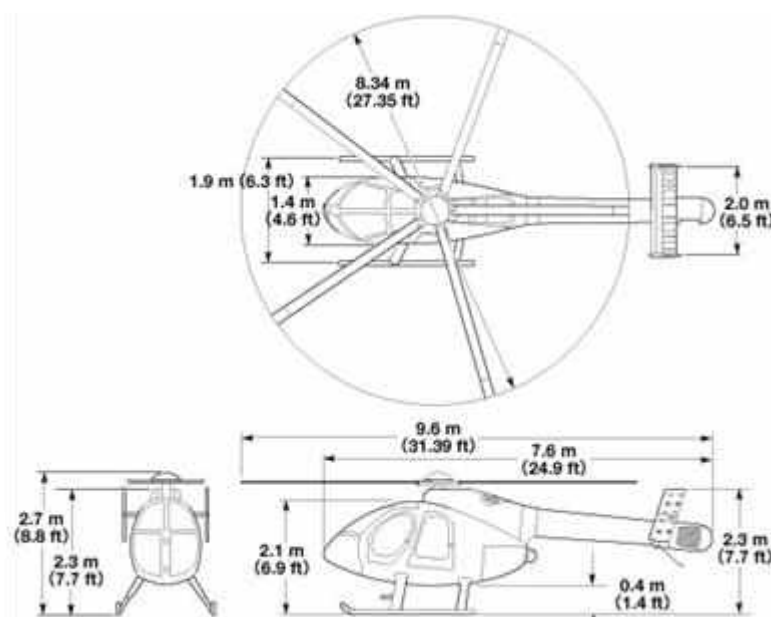
Rys. 2. Sylwetka śmigłowca AS 350 Ecureuil w układzie klasycznym



Rys. 3. Sylwetka śmigłowca EC 130 w układzie fenestron

2.3 NOTAR

NOTAR jest układem, w którym kompensację momentu oporowego uzyskuje się poprzez efekt Coandy oraz dyszę wylotową o zmiennym kierunku. Powietrze napływające z wirnika głównego opływa belkę ogonową tworząc siłę skierowaną w dół. W belce ogonowej umieszczony jest wentylator, a po jednej stronie belki kilka otworów, przez które wylatuje powietrze z wentylatora. W ten sposób uzyskuje się siłę skierowaną nie w dół, a w bok belki ogonowej. Siła ta w części kompensuje moment oporowy wytwarzany przez wirnik nośny. Pozostałą część siły, jaka jest potrzebna do zredukowania oporu, wytwarza obrotowa dysza wylotowa umieszczona na końcu belki ogonowej. Dysza odpowiada również za sterowanie kierunkowe śmigłowca. Przykładem śmigłowca z systemem NOTAR może być McDonnell Douglas MD-520M zaprezentowany na rys. 4.



Rys. 4. Widok śmigłowca MD-520N z systemem NOTAR

2.4 Układ dwuwirnikowy współosiowy

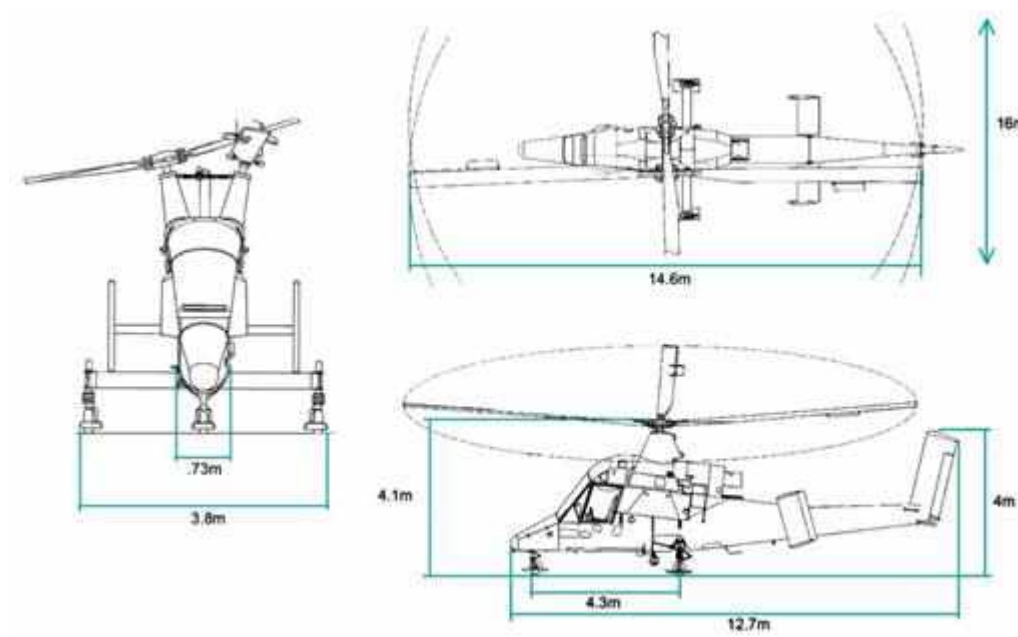
Układ dwuwirnikowy współosiowy kompensuje moment oporowy poprzez zastosowanie dwóch przeciwbieżnych wirników nośnych. Sterowanie kierunkowe odbywa się za pomocą zmiany kąta natarcia na jednym wirniku, co zwiększa opór i moment oporowy, obracając śmigłowiec w pożądanym kierunku. Przykładem śmigłowca w tym układzie może być Kamov Ka-32. przedstawiony na rysunku 5.

2.5 Układ krzyżowy

Układ ten jest pokrewieństwem układu dwuwirnikowego współosiowego. Kompensację momentu oporowego uzyskuje się poprzez przeciwbieżne wirniki nośne umieszczone pod kątem do kadłuba. Sterowanie kierunkowe odbywa się dzięki zwiększeniu kąta natarcia łopat jednego wirnika. Układ krzyżowy był stosowany już w 1939 roku, a najbardziej znanym tego typu śmigłowcem jest Kaman K-max, przedstawiony na rys. 6



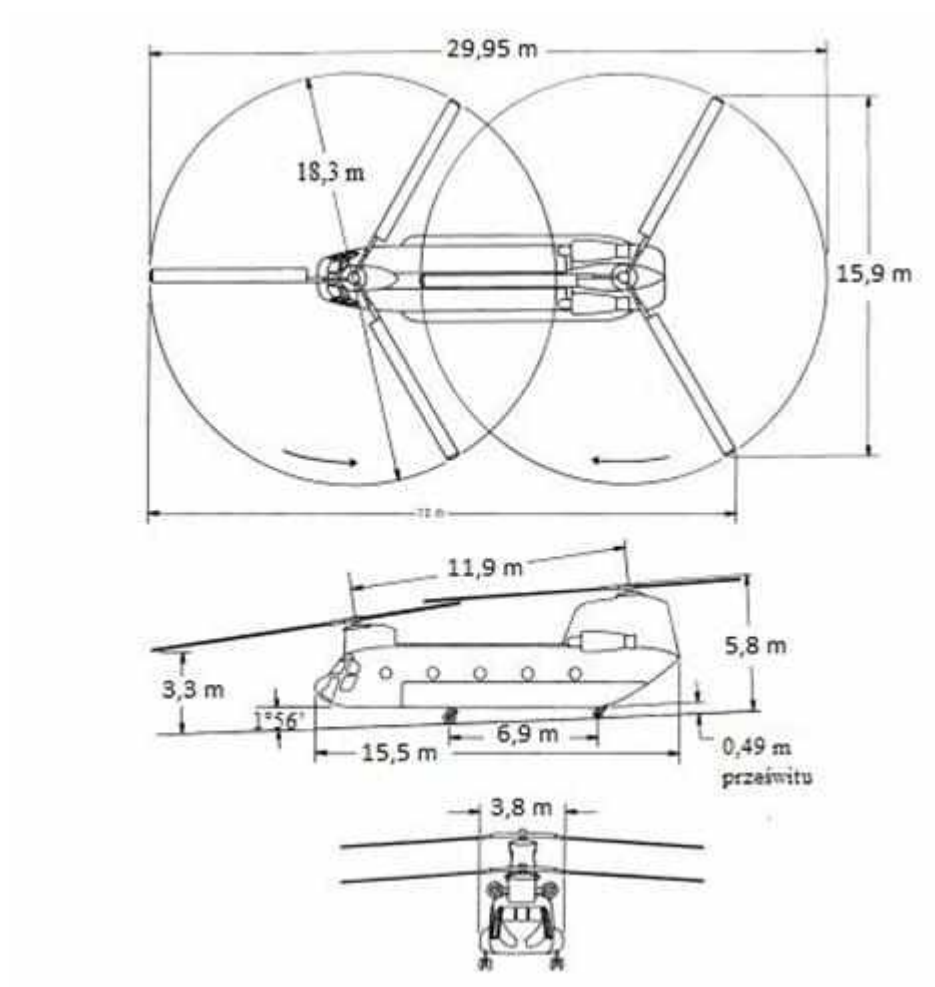
Rys. 5. Widok śmigłowca Kamov Ka-32 w układzie z wirnikami współosiowymi



Rys. 6. Widok śmigłowca Kaman K-max w układzie z wirnikami krzyżującymi się

2.6 Układ dwuwirnikowy podłużny

Śmigłowiec w układzie dwuwirnikowym podłużnym kompensuje moment oporowy poprzez zastosowanie dwóch przeciwbieżnych wirników nośnych umieszczonych posobnie. Sterowanie kierunkowe odbywa się dzięki naprzemiennemu przechyleniu wirników nośnych. Obecnie najbardziej powszechnie stosowane śmigłowce tego typu pochodzą od producenta Boeing. Jest nim przykładowo Boeing CH-47 Chinook przedstawiony na rys. 7.



Rys. 7. CH-47 Chinook

3/ Zestawienie wypadków

Analizie poddano wypadki lotnicze z udziałem różnych śmigłowców w różnych układach aerodynamicznych pozyskane z różnych źródeł internetowych w szczególności z dostępnych raportów komisji badających wypadki lotnicze. Poniżej przedstawiono skrótowo wyniki tej analizy w kontekście źródeł wypadku w grupach uwzględniających różne

układy aerodynamiczne. Stwierdzono występowanie głównie trzech grup przyczynowych wypadków: czynnik ludzki, środowiskowy oraz awaria mechaniczna.

3.1 Wypadki śmigłowców w układzie klasycznym

Spośród jedenastu ujawnionych wypadków zdecydowanie przeważa błąd pilota lub osób postronnych, ponieważ, aż w siedmiu przypadkach (63,6%). Trzy z nich stanowiły błąd pilota (27,3%). Jeden wypadek nastąpił w wyniku nieprawidłowej obsługi technicznej (9,1%). Pozostałe awarie powstały wskutek przyczyn niezależnych od człowieka (36,4%), poprzez pogodę (9,1%) lub awarię mechaniczną (18,2%).

3.2 Wypadki śmigłowców w układzie fenestron

Główną przyczyną wypadków śmigłowców w układzie z fenestronem jest błąd pilota (66,6%). Jeden wypadek nastąpił poprzez błąd w obsłudze technicznej (16,7%) oraz jeden z przyczyn niezależnych od człowieka (16,7%).

3.3 Wypadki śmigłowców w układzie NOTAR

Każdy wypadek związany ze śmigłowcem z systemem NOTAR był awarią mechaniczną układu sterowania. Zdarzenia wskazują na różnorodne awarie. Nie można jednocześnie wskazać dominujących źródeł awarii. Może to jednak wynikać ze stosunkowo nowej koncepcji takiego układu, a co za tym idzie jego niedopracowania i niskiej niezawodności.

3.4 Wypadki śmigłowców w układzie współosiowym

Układ dwuwirnikowy współosiowy cechuje się głównie awariami technicznymi (66,6%). Pozostała część wskazuje na błąd pilota, który wykonał manewr wykraczający poza ograniczenia śmigłowca. Może to, poza czynnikiem ludzkim, wskazywać na wąski zakres parametrów użytkowych śmigłowca.

3.5 Wypadki śmigłowców w układzie krzyżującym się

W wypadkach śmigłowca w układzie krzyżowym dominuje błąd pilota (57,1%). Natomiast 28,6% wypadków było spowodowanych awarią mechaniczną. Z danych łatwo dostrzec, że przyczyną awarii mechanicznej jest konkretny element – połączenie wielowypustowe. Pozostała część zdarzeń (14,3%) wynikała z przyczyn środowiskowych.

3.6 Wypadki śmigłowców w układzie dwuwirnikowym podłużnym

Układ dwuwirnikowy podłużny pod względem zdarzeń lotniczych charakteryzuje się głównie awariami technicznymi (50%). Wypadki powstałe w wyniku błędu pilota wynoszą 25%. Pozostała część związana była z warunkami otoczenia.

4/ Podsumowanie

Przedstawione zestawienie wypadków sprawia, że niezwykle trudno jest określić, który układ aerodynamiczny śmigłowca jest najbezpieczniejszy. Każdy z układów konstrukcyjnych boryka się z innymi zakresami problemów.

Niezwykle istotny wydaje się być czynnik środowiskowy, a więc niezależny od układu aerodynamicznego. Na przykład śmigłowiec Kaman K-max w układzie z krzyżującymi się wirnikami pracuje głównie w lasach, w terenie górzystym. To stawia go w sytuacji o zwiększonym ryzyku jakie wywiera otoczenie statku powietrznego.

Śmigłowce w układzie klasycznym są powszechnie stosowane, ze względu na swoją prostotę, relatywnie niskie koszty eksploatacji i koszty zakupu. To decydujące czynniki, dzięki którym takie śmigłowce są najczęściej użytkowane. Jednak jak pokazują raporty ze względu na odsłonięte śmigło ogonowe śmigłowce w układzie klasycznym stwarzają duże zagrożenie wynikające z tej cechy. Istotnym z punktu widzenia niezawodności jest również stopień skomplikowania układu przeniesienia napędu. Dlatego personel obsługi technicznej powinien przykładąć dużą uwagę do wykonywanych czynności, napraw i konserwacji. Drobne usterki mogą być katastrofalne w skutkach. Jednak głównymi przyczynami wypadków tych typów śmigłowców jest błąd ludzki oraz niewiedza osób postronnych znajdujących się w pobliżu śmigłowca. Źródłami wypadków są tu: niewłaściwe rozłożenie uwagi załogi, roztargnienie, zmęczenie czy niedostrzeżenie przeszkód. Osoby postronne nieświadome zagrożenia podchodzą w okolice śmigła ogonowego i pod wirnik stwarzając zagrożenie niezależne od pilota. Jednak kluczowym w dużej ilości zdarzeń dla tego typu śmigłowca jest powszechność jego stosowania.

Nieco bezpieczniejszą opcją jest śmigłowiec z otunelowanym śmigłem ogonowym czyli fenestronem. Widoczna jest tutaj redukcja zagrożeń uderzenia osoby na ziemi śmigłem. Jeśli ma się na uwadze bezpieczeństwo lotu, to ryzyko nie jest aż tak znacznie zredukowane.

Mimo osłoniętego wirnika, nadal występują przypadki zassania ciał obcych do wirnika śmigła ogonowego i wirnika. Skutkiem tego jest utrata sterowności kierunkowej, w następstwie niekontrolowane obroty śmigłowca wokół własnej osi. Ponadto układ ten jest trudniejszy w pilotażu, głównie za sprawą nieliniowości działania steru kierunku. Wydaje się jednak, że jako zbliżony do klasycznego układ ten, pomimo istotnych wad, zyska sobie w przyszłości najwięcej zwolenników.

Trudnym do oceny jest poziom bezpieczeństwa stworzony przez system NOTAR. Mała liczba statków powietrznych tego typu sprawia, że dane dotyczące tego typu śmigłowców nie są w pełni obiektywne. Wynika to z faktu, iż tylko jedna firma, McDonnell Douglas, wytwarza takie śmigłowce. O ile rzeczywiście nie istnieje ryzyko zassania do śmigła ogonowego ciał obcych oraz uderzenia osób postronnych, ze względu na brak śmigła, o tyle układ ma tendencję do wykazywania usterek mechanicznych, skutkujących zablokowaniem dyszy wylotowej. Układ taki stwarza również problemy w lądowaniu z niesprawnymi silnikami.

Wykonana ocena zagrożeń układu dwuwirnikowego współosiowego nie jest w pełni obiektywna. Ujawnione przypadki mają charakter epizodyczny i jednostkowy. Świadczą o zwiększonym ryzyku kolizji łopat oraz stanów awaryjnych transmisji śmigłowca.

Układ z krzyżującymi się wirnikami, według dostępnych raportów jest najbardziej mechanicznie wadliwym układem oraz najtrudniejszym w pilotażu. Przyczyną zaistniałych stanów awaryjnych było zużycie sprzęgła klinowego, które uszkodziło połączenie silnika z przekładnią. Pozostałe wypadki ukazują trudności i niestabilność w pilotażu śmigłowca przy silnych podmuchach wiatru. Pomimo tych niebezpieczeństw, śmigłowiec jest chętnie stosowany w pracach dźwigowych ze względu na swój dobry stosunek masy do mocy oraz dzięki właściwościom manewrowym.

Układ dwuwirnikowy podłużny jest przeważnie stosowany w wojsku do transportu osób i materiałów oraz działań dźwigowych. Jak pokazują raporty ze względu na specyficzny układ aerodynamiczny układ ten stwarza zagrożenie uderzenia łopatami o ziemię lub przeszkody terenowe, gdy śmigłowiec wylądowuje na nierównym, pochylonym terenie albo gdy podwozie przednie lub tylne ma niestabilne oparcie.

Z powyższej analizy wynika, że najbezpieczniejszym śmigłowcem, pod względem operacji naziemnych jest śmigłowiec z fenestronem, ze względu na zredukowane zagrożenie uderzenia człowieka lub zassania

predmiotu. Nie bez powodu więc śmigłowce te są powszechnie stosowane w ratownictwie (EC 135, EC Dauphin) i innych misjach związanych z bliskością ziemi (nadzorowanie linii energetycznych i gazowych). Są to warunki, w których maszyna ląduje w terenie nieprzyjaznym, zaludnionym, z licznymi przeszkodami. Podobnymi właściwościami cechuje się system NOTAR, który nie stwarza zagrożenia dla osób postronnych podczas operacji naziemnych. Pewne zagrożenie powoduje silny prąd powietrza wytwarzany przez śmigłowiec, jest on jednak przewidywalny nawet dla osób postronnych.

Podczas lotu żaden układ konstrukcyjny nie zapewnia stuprocentowego bezpieczeństwa. Dotyczy to w szczególności awarii zespołu napędowego oraz oddziaływania czynników zewnętrznych na stabilność i stateczność lotu.

5/ Literatura

- 1.Konieczka R.: Kryteria oceny śmigłowców lotnictwa ogólnego. Prace Instytutu Lotnictwa 162-163. Warszawa, 2000.
- 2.Masarczyk W: Wpływ układu konstrukcyjnego śmigłowca na bezpieczeństwo lotu i operacji naziemnych. Praca Dyplomowa Magisterska. Promotor Jacek Mendala. Politechnika Śląska, Katowice 2021.
- 3.Witkowski R. Śmigłowce: budowa i użytkowanie. Wydawnictwa Naukowe Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2018.
- 4.Witkowski R.: Budowa i pilotaż śmigłowców. WKiŁ. Warszawa, 1986.
- 5.Witkowski R.: Wprowadzenie do wiedzy o śmigłowcach. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa. Warszawa, 1998.
- 6.Stanisławski J.: Określenie granic obszaru H-V i przewidywanie manewru po awarii napędu śmigłowca. Instytut Lotnictwa
- 7.Pionowzloty. Praca zbiorowa: Ilustrowany leksykon lotniczy. WKiŁ Warszawa, 1992.
- 8.Wstęp do konstrukcji śmigłowców. Praca zbiorowa. WKiŁ. Warszawa, 1995.
- 9.Federal Aviation Administration, Part -29 – Airworthiness Standards: Transport Category Rotorcraft.

10. JAR JAR-OPS 3 Subpart H – Helicopter Operation.

11. https://en.wikipedia.org/wiki/NHIndustries_NH90#/media/File:NH90_orthographical_image.svg (15.07.2021).

12. <https://helipoland.com/pl/flota/airbus-h125-as350/> (15.07.2021)

13. http://www.helistart.com/helicopters/Eurocopter/AS350B3_Ecureuil (28.07.2021)

14. <https://helipoland.com/pl/flota/airbus-h-130-ec-130/> (16.07.2021)

15. https://www.helis.com/Since80s/h_ec.php (16.07.2021)

16. https://pl.wikipedia.org/wiki/McDonnell_Douglas_MD-500 (25.07.2021)

17. http://www.aeropartners.co.jp/en/products_md520n.html (25.07.2021)

18. <https://www.aerospace-technology.com/projects/kamov32/> (26.07.2021)

19. <https://pl.wikipedia.org/wiki/Ka-32> (26.07.2021)

20. https://www.oocities.org/vince_tyler_uk/sovremenny_ka-27.html (26.07.2021)

21. https://pl.wikipedia.org/wiki/Kaman_K-MAX (27.07.2021)

22. <https://vertipedia.vtol.org/aircraft/getAircraft/aircraftID/55> (27.07.2021)

23. http://www.chinook-helicopter.com/Technical_Reports/Technical_Reports.html (27.07.2021)

Wirowiec Cierva C.30A - pierwszy polski wiropląt

Miłosz Rusiecki / Wydawnictwo LAF Aeromax

Streszczenie: W latach 30. dwudziestego wieku popularność zdobywały wirowce (początkowo zwane autożyrami a współcześnie - wiatrakowcami), konstruowane w brytyjskiej firmie Cierva Autogiro Company Ltd. założonej przez hiszpańskiego arystokratę i inżyniera Juana de la Cierva y Codorniu. Jakkolwiek w założeniu miały być przede wszystkim samolotami niewrażliwymi na zjawisko przeciągnięcia, powszechną uwagę zwracały ich zdolności do startu po bardzo krótkim rozbiegu oraz do niemal punktowego lądowania. Szczególnie udany był model C.30, łączący w sobie wszystkie modyfikacje poprzednich konstrukcji. Był produkowany seryjnie w większej liczbie (wraz z egzemplarzami licencyjnymi we Francji i Niemczech - ponad 200 sztuk) i używany w większości krajów europejskich, a także na innych kontynentach.

Jeden egzemplarz został zakupiony w 1934 r. przez Ministerstwo Komunikacji i sprowadzony drogą powietrzną przez pierwszego polskiego pilota wiroplątowego płk Bolesława Stachonia. W kolejnych latach był poddany szeregu próbom przydatności do zadań tak cywilnych, jak i wojskowych. W większości przypadków potwierdził swoje unikalne właściwości lotne, jednak stosunkowo mały udźwig nie pozwalał na wykorzystanie do konkretnych zadań wymagających zabierania ładunku użytecznego lub specjalistycznego wyposażenia. Po zakończeniu programów prób był wykorzystywany do latania rekreacyjnego i pokazowego, jako swoista ciekawostka lotnicza. Wyszkolono na nim co najmniej dwóch pilotów wojskowych.

Jakkolwiek polski C.30A nie zrewolucjonizował lotnictwa, pozwolił na zebranie unikalnych doświadczeń, na wykorzystanie których nie pozwolił wybuch II wojny światowej. Kolejny polski wiropląt - doświadczalny śmigłowiec SP-GIL oderwał się od ziemi dopiero w kwietniu 1950 r., ale to już całkiem inna historia.

Abstract: Autogyro Cierva C.30A - the first rotary winged aircraft in Poland

In the 1930s, the popularity was gained by autogyros (also called gyroplanes), designed by the British company Cierva Autogiro Company Ltd. founded by the Spanish aristocrat and engineer Juan de la Cierva y Codorniu. Although they were intended to be primarily stall-proof aircraft, their ability to take off after a very short take-off and to land almost on a spot attracted widespread attention. The C.30 model was particularly successful, as it combined all modifications of the previous designs. It was

mass-produced in greater numbers (along with license-built aircraft in France and Germany - around 250 units) and used in most European countries, as well as on other continents.

One C.30A was purchased in 1934 by the Polish Ministry of Transport and flown from Manchester to Warsaw by the first Polish rotorcraft pilot, Col. Bolesław Stachoń. In the following years, it was used in a series of suitability tests for both civil and military tasks. In most cases, it confirmed its unique flight properties, but the relatively low payload did not allow it to be used for specific tasks requiring to carry specialized equipment. After the end of the test programs, it was used for recreational and demonstration flying as a kind of aviation curiosity. At least two military pilots have been trained on it, the second one was Lt Józef Dubas.

Although the Polish C.30A did not revolutionize aviation, it allowed for the collection of unique experiences which were however wasted by the outbreak of World War II. The next Polish rotorcraft - the experimental SP-GIL helicopter took off from the ground only in April 1950, but that is quite a different story.



Jedyny polski wirowiec przed drugą wojną światową w locie. Zdj. ze zbiorów rodzinnych Danuty Strusiewicz

1/ Juan de la Cierva i jego autogiros

Dwie dekady po zakończeniu Wielkiej Wojny to czas intensywnego rozwoju techniki lotniczej. Jedną z dziedzin tej techniki były wiropląty, a największy sukces odniosły wiatrakowce, zwane też wirowcami. Ich wynalazcą był hiszpański inżynier Juan de la Cierva y Codorniu (1895 – 1936), a wynalazek przyniósł mu sławę i pieniądze. Co ciekawe, ten wiropląt z pozbawionym napędu wirnikiem nośnym, obracającym się dzięki przepływowi powietrza nie miał zastąpić śmigłowca. W zamyśle wynalazcy miał być samolotem niewrażliwym na zjawisko przeciągnięcia, które w tamtych czasach było przyczyną wielu śmiertelnych wypadków. Stopniowo ulepszany, wirowiec pod koniec lat 20. ubiegłego wieku osiągnął status użytecznego statku powietrznego.



Replika wirowca C.6 z 1924 r. w Muzeum Cuatro Vientos w Madrycie



Oryginalny C.8 LII, który w 1928 r. przeleciał Kanał La Manche, zachowany w zbiorach Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Le Bourget pod Paryżem

2/ Cierva C.30A – najpopularniejszy model wirowca

Jeszcze w połowie lat 20. de la Cierva przeniósł się do Wielkiej Brytanii, gdzie założył własną firmę Cierva Autogiro Company.

Oblatany w kwietniu 1933 r. model C.30 był pierwszym, w którym sterowanie we wszystkich trzech osiach uzyskiwano dzięki odpowiedniemu przechylaniu płaszczyzny obrotu wirnika nośnego, bez użycia lotek oraz sterów kierunku i wysokości. Produkowany seryjnie w macierzystej wytwórni oraz w firmie Avro, a także na licencji we Francji i w Niemczech, został zakupiony przez użytkowników cywilnych oraz siły zbrojne wielu państw świata. Łącznie wyprodukowano ponad 200 tych udanych wirowców. Podczas II wojny światowej C.30A (Avro Rota) służyły w RAF, zaś licencyjne francuskie LeO C301 i 302 – w wojskach lotniczych i w lotnictwie marynarki wojennej.

Na zdjęciach poniżej zachowane wirowce: Cierva C.30A w Muzeum Techniki w Mediolanie oraz Avro Rota Mk. I w Imperial War Museum w Duxford.



Juan de la Cierva w kabinie wirowca C.30A zdj. zbiory autora



Replika wirowca C.6 z 1924 r. w Muzeum Cuatro Vientos w Madrycie. zdj. Miłosz Rusiecki



Oryginalny C.8 LII, który w 1928 r. przeleciał Kanał La Manche, zachowany w zbiorach Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Le Bourget pod Paryżem. zdj. Miłosz Rusiecki

3/ C.30A - najpopularniejszy model

Jeszcze w połowie lat 20. de la Cierva przeniósł się do Wielkiej Brytanii, gdzie założył własną firmę Cierva Autogiro Company współpracując blisko z większą firmą AV Roe and Company (Avro), która dysponowała możliwością wielkoseryjnej produkcji. Na brytyjskiej ziemi powstawały kolejne modele coraz bardziej udoskonalanych wirowców. Oblatany w kwietniu 1933 r. model C.30 był pierwszym, w którym sterowanie we wszystkich trzech osiach uzyskiwano dzięki odpowiedniemu przechylaniu płaszczyzny obrotu wirnika nośnego, bez użycia lotek oraz sterów kierunku i wysokości. Produkcję seryjną zorganizowała firma Avro, natomiast Cierva skupiała się na pracach badawczych i produkcji wirników nośnych. Licencję zakupiły Francja i Niemcy. Łącznie wyprodukowano niemal 250 tych udanych wirowców. Zostały one zakupione przez użytkowników cywilnych oraz siły zbrojne wielu państw świata. Podczas II wojny światowej C.30A (Avro Rota) służyły w RAF, zaś licencyjne francuskie LeO C301 i 302 – w wojskach lotniczych i w lotnictwie marynarki wojennej. Wynalazek de la Ciervy - wirnik nośny z przegubowym zawieszeniem łopat - znajduje zastosowanie niemal we wszystkich wiroplatach konstruowanych do czasów współczesnych.



Cierva C.30A w Muzeum Techniki w Mediolanie. zdj. Miłosz Rusiecki



Avro Rota Mk. I (wojskowa odmiana C.30A) w Imperial War Museum w Duxford. zdj. Wojtek Matusiak

4/ Z Anglii do Polski

W 1934 r. Ministerstwo Komunikacji zakupiło w Wielkiej Brytanii jeden egzemplarz Ciervy C.30A. Faktycznym inicjatorem transakcji było wojsko, a konkretnie Departament Aeronautyki Ministerstwa Spraw Wojskowych we współpracy z Departamentem Artylerii. Zakupionym egzemplarzem był wirowiec zmontowany w zakładach Avro, o numerze fabrycznym 745, zarejestrowany czasowo jako G-ACYP, a następnie jako SP-ANN. Na przeszkolenie do Wielkiej Brytanii został skierowany oficer z uprawnieniami pilota doświadczalnego – ppłk Bolesław Stachoń. W pierwszej dekadzie grudnia 1934 r. w trudnych warunkach atmosferycznych przeprowadził on pierwszy polski wiropląt trasą z Manchesteru przez Paryż, Berlin i Poznań do Warszawy. Do skarbnicy lotniczych anegdot przeszło jego lądowanie w Sochaczewie na boisku miejscowego klubu sportowego Makabi przy stacji benzynowej (takich obiektów nie było wówczas wiele), aby uzupełnić paliwo na ostatni etap lotu. Na Okęciu lądował 10 grudnia już po zmroku.



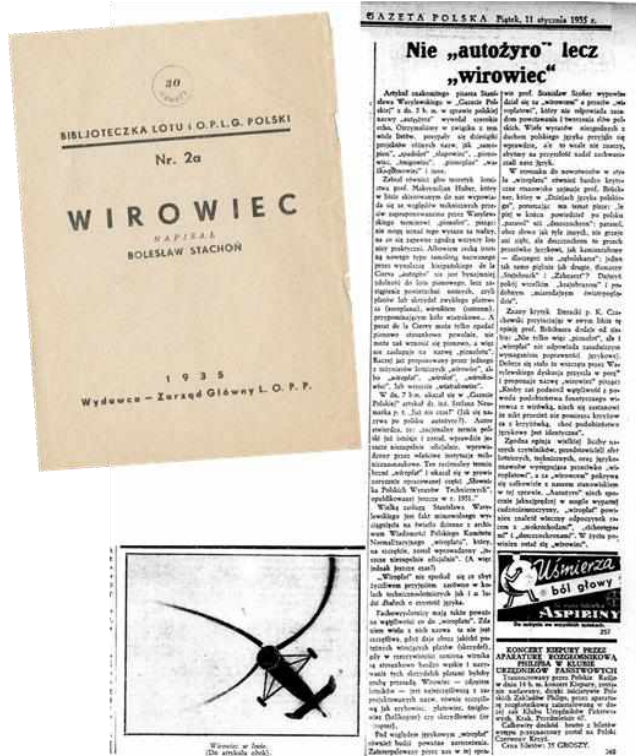
Ppłk Stachoń pozuje w kabinie C.30A po przylocie do Warszawy. zdj. zbiory Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie



Obszerna informacja o przylocie na łamach Ilustrowanego Kurjera Codziennego z 11 grudnia 1934 r.

5/ Jak go nazwać?

Sam de la Cierva nazwał swój wynalazek autogiro (autogyro), co było złożeniem wywodzącego się z łaciny słowa auto (samo, samodzielnie) z greckim giros (obróć, krąg). Przyjęła się ona w większości języków europejskich, niekiedy tylko zastępowana w języku angielskim przez terminy gyroplane lub gyrocopter. Zaadaptowano ją także w języku polskim w zapożyczonych z francuskiego nieprawidłowej formie autożyro i słowo to stosowano jeszcze przed przylotem pierwszego wiroplata do kraju. Niekiedy wypowiadali się językoznawcy, wskazując, że prawidłowa wymowa oparta na języku greckim, powinna brzmieć „autogiro”, analogicznie do giroskopu (a nie „żyroskopu”), ale ich głosy pozostawały niemal bez echa. Zaledwie kilka dni po wylądowaniu ppłk Stachonia na Okęciu łamy codziennych gazet i fachowych periodyków niemal eksplodowały dyskusjami i plebiscytami na najlepszą polską nazwę dla „samolotu z wiatrakiem”. Większość propozycji stanowiły makabryczne słowne nowotwory, jak: pionolot, pionowiec, samokręt, samopion, samowrót, słupowiec, spadolot czy śmigowiec. W bardziej kompetentnym środowisku inżynierów lotniczych narodziły się słowa nadal obecne w polszczyźnie: wiropląt, wirolot i wiatrakowiec. Jednak zwyciężył wówczas, dziś niemal zapomniany WIROWIEC, z traktowanym jako pomocniczy synonim terminem WIATRAKOWIEC. Określenia „wirowiec” konsekwentnie używał Bolesław Stachon, opanował on też ówczesne media. Może warto byłoby przywrócić go do użycia?



Okladka broszury autorstwa ppłk Stachonia wydanej przez LOPP (oryginał w zbiorach autora)

Artykuł w Gazecie Polskiej w miesiąc po przybyciu wirowca do Polski

6/ Do czego by go użyć?

Ówczesne czasopisma i gazety były pełne informacji o potencjalnych zastosowaniach wirowców do wielu zadań, których nie mogły wykonywać samoloty. Jednak praktyka – nie tylko zresztą w Polsce - nie nadążała za teorią. Ppłk Stachon opanował do perfekcji pilotaż nowego wiropłata, jednak ewentualni użytkownicy cywilni nie bardzo wiedzieli, jak wykorzystać unikalne możliwości, jakie otworzyły się przed nimi. O ile w innych krajach wypróbowywano wirowce jako środki szybkiego transportu pilnych przesyłek pocztowych, medykamentów lub nawet lekarzy w miejsca nagłych tragicznych wypadków, o tyle brak jest jakichkolwiek informacji o takich lub podobnych eksperymentach w Polsce. Na pewno w ramach programu prób przeprowadzonego w Instytucie Badań Technicznych Lotnictwa przeprowadzono badania porównawcze Cierry z samolotami RWD znanymi z wyjątkowo krótkiego startu i lądowania oraz z niskiej prędkości minimalnej. Szczególnie interesująco wyglądało porównanie C.30A z RWD-9. Wyniki tych prób wykorzystano jako podstawę do ciekawego pokazu w locie, tzw. „ślimaczego wyścigu”, podczas dwudniowego mityngu lotniczego na Polu Mokotowskim towarzyszącego XXIII Międzynarodowym Zawodom Balonowym o puchar Gordona Bennett w dniach 14 i 15 września 1935 roku.



Wirowiec Cierva C.30A na Polu Mokotowskim - w locie oraz gotowy do wyścigu z RWD-9. Zdjęcia ze zbiorów Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie.

7/ Czas na wojsko

Głównym celem zakupu wirowca było sprawdzenie jego przydatności dla wojska. W zamyśle wojskowych miałby on zastąpić przestarzałe i mało mobilne balony obserwacyjne we współpracy z wojskami lądowymi, a w szczególności z artylerią. W październiku 1936 r. C.30A wykreślono z rejestru cywilnych statków powietrznych i przekazano do dyspozycji Departamentu Aeronautyki. Wirowiec został przydzielony do Eskadry Treningowej 4 Pułku Lotniczego w Toruniu. Jeden z jej instruktorów, por. pil. Józef Dubas, został już wcześniej przeszkolony przez ppłk Stachonia na pilota wiropłatowego i najprawdopodobniej to on właśnie przeprowadzał większość prób. Toruń był dobrym miejscem dla sprawdzenia przydatności wirowca w armii. W mieście oprócz dużego lotniska wojskowego z zapleczem stacjonowały też batalion balonowy, jednostki piechoty i kawalerii, a także miało swoją siedzibę Centrum Wyszkożenia Artylerii. Na południe od miasta rozciągał się duży poligon, dostosowany nawet do strzelań artyleryjskich.



Zdjęcie po lewej: Bolesław Stachoń i Józef Dubas w kabinie C.30A na płycie toruńskiego lotniska. Zdjęcie po prawej: Przygotowania wirowca do lotu, w ciemnym stroju z odkrytą głową por. pil. Józef Dubas. Zdjęcie rodzinne Danuty Strusiewicz

Do tej pory nie udało się natrafić na dokumenty szczegółowo opisujące zakres prób przeprowadzonych na potrzeby wojska. Nie ma nawet pewności, które ze znanych prób przeprowadzono podczas wstępnego programu badań w IBTL-u, a które podczas doświadczalnej eksploatacji w 4 PL. Na pewno sprawdzono możliwość zabudowy na wirowcu radiostacji lotniczej N-2L/M oraz do łączności z wojskami na ziemi N-2/T. Badano możliwość korygowania ognia artyleryjskiego oraz układania linii telefonicznych ze szpuli z przewodem przenoszonej w kabinie. Sprawdzono możliwość eksploatacji wirowca w warunkach polowych. Wyniki tych prób nie były jednoznaczne. Z jednej strony C.30A potwierdził swoje niedoścignione właściwości w zakresie krótkiego startu i niemal pionowego lądowania, prędkości minimalnej czy pola obserwacji z kabiny. Z drugiej wadą okazał się niewielki udźwig użyteczny uniemożliwiający jednocześnie zabranie dwóch osób oraz radiostacji, brak uzbrojenia obronnego oraz problemy ze skokiem na spadochronie w sytuacji awaryjnej. Ostatecznie uznano, że wirowce na obecnym etapie rozwoju nie nadają się do wykorzystania w wojsku.

Autorowi wydaje się, że powyższe wnioski zostały oparte na zbyt wygórowanych oczekiwaniach. Przecież niemal identyczne wirowce używane były przez wojska francuskie wprost na linii frontu mimo tych samych minusów, co wymienione wyżej. Jednocześnie we wrześniu 1939 r. do zbliżonych zadań wykorzystywano tzw. samoloty towarzyszące Lublin R XIII oraz nieliczne RWD-13, których udźwig pozwalał wprowadzić na zabranie radiostacji, jednak większość maszyn nie była w nie wyposażona, a jeden karabin maszynowy na tylnej obrotnicy nie dawał żadnej przewagi nad samolotami nieprzyjaciela.



Zdjęcie po lewej: Obsługa techniczna wirowca przez personel wojskowy. Zdj. zbiory śp. Andrzeja Morgały. Zdjęcie po prawej: Eksploatacja Ciervy C.30A w warunkach polowych, część kadłuba osłonięta pokrowcem. Zdj. zbiory śp. Krzysztofa Chołoniewskiego.

8/ Ostatnie lata

Dalsze losy pierwszego polskiego wirowca nie są dokładnie udokumentowane. Podobno został uszkodzony podczas szkolenia grupy młodych pilotów wojskowych, jednak najwyraźniej udało się go naprawić (klasyczna konstrukcja nie czyniła takiej naprawy specjalnie trudną). Po negatywnym wyniku prób wojskowych stał się właściwie jedynie lotniczą ciekawostką. W 1938 r. został ponownie wpisany do rejestru cywilnego i przekazany do dyspozycji Aeroklubu Pomorskiego w Toruniu. Po raz ostatni wymieniany jest jako jedna z atrakcji III Zlotu Aeroklubu Pomorskiego na toruńskim lotnisku w niedzielę 18 czerwca 1939r. Wg ustaleń badaczy historii polskiego lotnictwa z Bydgoszczy i Warszawy po kolejnej awarii trafił do warsztatów remontowych 4 PL, które wówczas mieściły się w Bydgoszczy w obiektach dawnej Szkoły Podoficerów Lotnictwa dla Małoletnich. Po zajęciu lotniska przez Niemców sporządzili oni inwentaryzację znalezionej tam sprzętu. Jedną z pozycji wykazu nosi nazwę Hubschauber (śmigłowiec) bez rozpoznanego typu czy znaków rozpoznawczych. Czy jest to bohater tej historii? Najprawdopodobniej tak. Co stało się z nim później, nie wiadomo, zapewne skończył jako złom w piecu hutniczym. Na kolejny wirowiec (wiatrakowiec) pod polskim niebem – amatorską konstrukcją wzorowaną na wiropłatach Bensena – trzeba było poczekać ponad 30 lat.



Próba rekonstrukcji prawdopodobnego wyglądu polskiego wirowca Cierva C.30A autorstwa grafika i modelarza Krzysztofa Frankowskiego „Kay Fianza”

A co z de la Ciervą i jego firmą? Sam wynalazca zginął 9 grudnia 1936r. w katastrofie samolotu pasażerskiego Douglas DC-2 linii KLM. Spoczywa na cmentarzu La Almudena w Madrycie, a jego imię nosi stacja metra w hiszpańskiej stolicy. Jego następcy w Wielkiej Brytanii kontynuowali prace nad wiroplątami (w tym żyrodynamami i klasycznymi śmigłowcami) aż do końca lat 40. XX wieku. Jednak fiasko dwóch obiecujących projektów spowodowało upadek firmy, a jej majątek przejęła firma Saunders Roe.

9/ Pierwsi polscy piloci wiroplątowi

Bolesław Feliks Stachoń (1897 – 1941)

Oficer piechoty, weteran I wojny światowej oraz wojen polsko-ukraińskiej i polsko-bolszewickiej. Od 1922 – oficer lotnictwa. Cywilny i wojskowy pilot doświadczalny, pilot szybowcowy, samolotowy i pierwszy polski pilot wiroplątowy. Członek Aeroklubu Pomorskiego w Toruniu. Pełnił szereg wyższych funkcji dowódczych a także dyplomatycznych. Ostatni dowódca 4 PL w Toruniu, dowódca lotnictwa i obrony p-lot. Armii Pomorze we wrześniu 1939 r. Oficer-pilot Polskich Sił Powietrznych w Wielkiej Brytanii. Poległ jako II pilot Wellingtona z 301 Dywizjonu Bombowego w nocy z 3/4 lipca 1941 podczas lotu bojowego nad Holandią. Pośmiertnie awansowany na generała brygady (poniżej zdjęcie po lewej).

Józef Antoni Dubas (1907 – 1974)

Oficer lotnictwa, od 1930 obserwator w 6 PL, od 1933 po przeszkoleniu pilot początkowo w 6 PL, następnie w 4 PL. Instruktor, m.in. odpowiedzialny za przeszkolenie na Karasiach, także grupy lotników bułgarskich. Drugi polski pilot wiroplątowy. We wrześniu 1939 ewakuował grupę podchorążych lotnictwa. W Wielkiej Brytanii początkowo pilot ferry, następnie instruktor na samolotach wielosilnikowych w Polskiej Szkole Pilotażu w Newton. Ostatni stopień w czynnej służbie – kpt. pil. Po wojnie pozostał w Anglii, pracował w hotelarstwie i gastronomii. Zmarł w Londynie. (poniżej zdjęcie po prawej).



10/ Bibliografia

Podziękowania:

Przygotowując niniejszą prezentację wykorzystałem publikacje, materiały oraz zdjęcia i ilustracje autorstwa lub ze zbiorów następujących osób oraz instytucji, którym za tę możliwość dziękuję:

Małopolskiej Biblioteki Cyfrowej, Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie, Rafała Bolczyka, Krzysztofa Chołoniewskiego, rodziny Dobrowolskich, Andrzeja Glassa, Krzysztofa Frankowskiego „Kay Franza”, Remigiusza Gadacza, Wojtka Matusiaka, Andrzeja Morgały, Tony’ego Morrisa, Wojciecha Sankowskiego, Bolesława Stachonia, Wojciecha Woźniakowskiego, Danuty Strusiewicz.

Książki:

- 1/ Bolesław Stachoń „Wirowiec”. Zarząd Główny LOPP, 1935
- Jose Fernandez, Juan Arraez Cerda, Arnaud Prudhomme „Les Autogires La Cierva”, Editions TMA, 2005
- 2/ Arthur W.J.G. Ord-Hume „Autogiro. Rotary Wings Before the Helicopter”, Stratus 2009
- 3/ Ryszard Witkowski „Allied Rotorcraft of the WW2 period”, MMP Books, 2010
- 4/ Andrzej Morgała „Samoloty wojskowe w Polsce. 1924-1939”, Bellona 2014

Dzienniki i czasopisma w wersji zdigitalizowanej na stronie
<https://polona.pl/>:

- 1/ Czas, dziennik poświęcony polityce krajowej i zagranicznej oraz wiadomościom literackim, rolniczym i przemysłowym, rocznik 1935
- 2/ Gazeta Polska, pismo codzienne, rocznik 1935
- 3/ Ilustrowany Kurjer Codzienny, roczniki 1934 i 1935
- 4/ Polska Zbrojna, pismo codzienne, rocznik 1935
- 5/ Przegląd Lotniczy (wydawany przez Departament Aeronautyki Ministerstwa Spraw Wojsk.), roczniki 1934 i 1935
- 6/ Dziennik Urzędowy Ministerstwa Komunikacji nr 16/1936 i nr 17/1937

Latające dźwigi w Polsce – początki

Paweł Okulski

1/ Wstęp

Pierwsze próby transportu ładunków w podwieszeniu pod śmigłowcem miały miejsce w roku 1939 roku przy użyciu niemieckiego śmigłowca Flettner Fl265. Dużo większe możliwości oferował zaprojektowany w konkurencyjnym biurze Focke-Achgelis Fa223 Drache, który w roku 1944 przeszedł serię testów transportu na podwieszeniu elementów samolotów, armat czy testów transportu ładunków w górach (fot. 1).



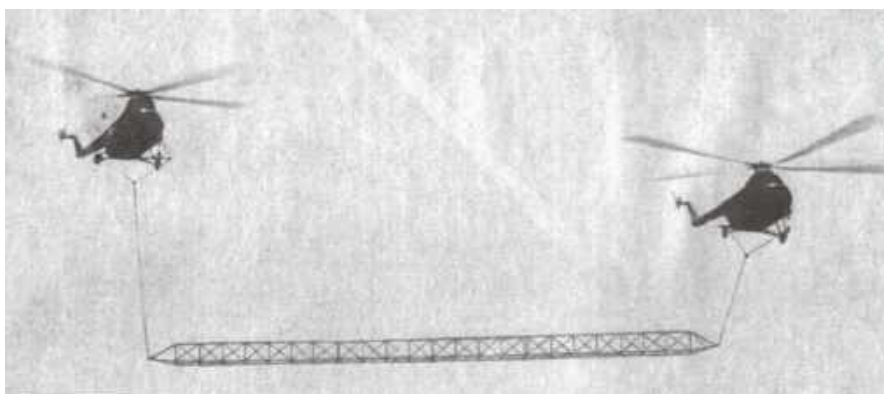
Fot.1 Fa223 podczas testów.

Projekty śmigłowców przeznaczonych wyłącznie do wykonywania prac dźwigowych powstały na przełomie lat 50/60 XX wieku w USA. Warto odnotować konstrukcje Hughes XH-17 o udźwigu 15T, Hiller 1005 "Aerial Carryall" lub "Flying Truck". Ciekawą konstrukcją był prototyp latającego dźwigu z roku 1956r. Omega BS-12D Utility Flying Crane (Kanada) (fot. 2) autorstwa m.in. konstruktora polskiego pochodzenia Bernarda Szyncera. Patenty z tego projektu wykorzystane zostały potem przez biur Sikorskiego przy konstrukcji S-60 (udźwig 5,4T) i S-64. Przykładem konstrukcji śmigłowca dźwigowego z tego okresu jest także brytyjski Westland Westminster (1958 r.).



Fot. 2. Omega BS-12D Utility Flying Crane

Po drugiej stronie Żelaznej Kurtyny w latach 50 tych XX wieku do transportu podwieszonych ładunków wykorzystywano śmigłowce transportowe Mi-4 (Fot. 4) i Jak-24 lecz prowadzono także prace nad śmigłowcami ciężkimi Mi-6 i Ka-22.



Fot.4 Mi-4.

2/ Latające dźwigi w Polsce

W prasie powojennej Polski już w roku 1948 można znaleźć pomysł wykorzystania śmigłowców do prac dźwigowych przy odbudowie Warszawy. Pierwsza udokumentowana operacja transportu ładunku podwieszonego pod śmigłowcem wyposażonym w hydrauliczną wciągarkę pokładową o nośności 125 kg SM-1D, wykonana na zlecenie użytkownika cywilnego miała miejsce w marcu 1963r. Celem operacji o kryptonimie Parabola był montaż przekaźnika telewizyjnego na 50 metrowej wieży zamkowej w Człuchowie. Załoga śmigłowca SM-1D oddelegowanego z Samodzielnej Eskadry Lotnictwa Rozpoznawczego WOP stanowili por. pil. Wilhelm Głowa i kpt. nawig. Bronisław Kwiatkowski.

4 grudnia 1967r. na stan 56 Pułku Śmigłowców w Inowrocławiu trafił pierwszy średni śmigłowiec Mi-8T mogący przenosić na podwieszeniu zewnętrznym ładunek o masie do 3T. Bardzo zwiększyło to możliwości transportu elementów w podwieszeniu i już wkrótce wojsko zaczęło

pozytywnie odnosić się do użyczenia Mi-8T do wykonania usług transportowych dla podmiotów cywilnych.

Pierwszym takim cywilnym zleceniem wykonanym na Mi-8T była operacja transportu powietrznego elementów dachu (światlików) z magazynów Przedsiębiorstwa Robót Kolejowych nr. 7 na warszawskich Jelonkach do miejsca docelowego – nowo wybudowanej hali elektrowozowni PKP na Grochowie. Operacja nosząca kryptonim Krata została zaplanowana przez mjr. pil. Kazimierza Pogorzelskiego, który również koordynował jej przebieg. Zaplanowano trasę omijającą gęsto zaludnione tereny i opracowano bezpieczną metodę podwieszenia ważących 1,5 tony ładunków. Transport elementów i montaż na dachu elektrowozowni wykonano w dniach 15-16 kwietnia 1969r. Załogę śmigłowca Mi-8 stanowili płk. pil. Bolesław Andrychowski, kpt. pil. Józef Wietecha, por. Henryk Korzeń. Dzięki wykorzystaniu śmigłowca udało się uniknąć demontażu linii trakcji tramwajowych na trasie transportu kołowego i skrócić operację transportową z kilku 20 do zaledwie dwóch dni.

Na początku lat 70tych XX wieku duży rozgłos uzyskała operacja o kryptonimie Duet. Wojsko zostało poproszone o pomoc w zdemontowaniu i montażu nowych aluminiowych zbiorników kondensatorów we wnętrzu budynku Starogardzkich Zakładów Farmaceutycznych Polfa w Starogardzie Gdańskim. Dwa zbiorniki, każdy o masie 2,5T wysokości 13m i średnicy ok. 3,5 metra znajdował się wewnątrz ciasnej, wysokiej na 18m hali oddziału produkcji kwasu salicylowego. Wymiana metodą tradycyjną zajęła by wiele dni powodując przestój w produkcji składnika popularnego leku – aspiryny. Wymianę pierwszego zbiornika wykonano 26 maja 1971, kolejnego w następnym dniu. Operacja Duet była pierwszym tego typu zadaniem szeroko komentowanym na łamach prasy wojskowej i cywilnej. Uznano, że udowodniona została przydatność śmigłowców do wykonywania operacji na rzecz gospodarki narodowej, a dzień 26 maja 1971 można nazwać „dniem narodzin polskiego lotnictwa technologicznego”. Jednakże dostrzeżono problem wynikający z odmiennych celów i przeznaczenia lotnictwa wojskowego.



Fot. 5. Operacja Duet.

Przykładem ciekawej operacji dźwigowej, do której wykorzystano śmigłowiec Mi-8T było podniesienie traktacji wysokiego napięcia nad kanałem portowym w Gdańsku. Stocznia imienia Lenina zamówiła u fińskiego producenta Krone portowe dźwigi, będące obecnie jeną z wizytówek Gdańska, które miały być dostarczone drogą morską na statkach towarowych typu ro-ro. Okazało się, że wysokie na 55 metrów ładunki nie zmieszczą się pod przebiegającą nad kanałem portowym traktacją wysokiego napięcia zasilającą nowo otwierany Port Północny. Do pomocy zaproszono lotników z Inowrocławia. 6 lipca 1974r. załoga w składzie mjr. pil. Józef Wietecha, por pil Jan Latocha przy użyciu specjalnie opracowanego trapezu wykonała podniesienie linii wysokiego napięcia umożliwiając przepłynięcie statku z dźwigiem portowym. Ekipy lotników z Leżnicy pomagały później w taki sam sposób przy transportach kolejnych dźwigów zamówionych przez Stocznnię Gdańską.



Fot. 6 Ppłk pil. Kazimierz Pogorzelski przyjmuje meldunek wykonania zadania od kpt. pil. Józefa Wietechy. Operacja Gryfia, 20 lipca 1972r.

Do roku 1974 wykonano ponad 60 tego typu operacji dźwigowych na wojskowych śmigłowcach Mi-8T, jednak szeroko dyskutowany był problem związany z użytkowaniem śmigłowców wojskowych do zaspokajania potrzeb użytkowników cywilnych. Postulaty powołania cywilnego przedsiębiorstwa oferującego lotnicze usługi dźwigowe zaowocowały powołaniem pionu lotniczego w ramach przedsiębiorstwa Instal Nasielsk, które – po wyposażeniu w ciężkie śmigłowce Mi-6A – rozpoczęło kolejny etap śmigłowcowych prac dźwigowych w Polsce.

„Lotnictwo wojskowe nie jest właściwym adresatem planowania zastosowań śmigłowców na skalę przemysłową, gdyż posiadane przez nie środki są przeznaczone do zadań obronnych.”

„Mamy lotnictwo sanitarne i rolnicze, teraz organizujemy budowlane.”

LATAJĄCE DŻWIGI W POLSCE – lata 1975-1990

- 1973 - powstaje pion montażu lotniczego Instal Nasielsk, lotnisko Chrcynne,
- 1974/5 - zakup dla Instal Mi-6A (SPITA),
- 1978 – zakup dla Elbudu Mi-6A (SPITB),
- 1979 – zakup dla Instal Mi-6A (SPITC) oraz Mi-8T,

- 1986 – przekazanie 3 Mi-6A do 37 PŚT,
- PUL Aeropol.

LATAJĄCE DŹWIGI W POLSCE – lata 1990 - 2000

- Śmigłowce Mi-17 37 PŚT (Prace dla firmy AVIBEX),
- 103 MSW – Mi-17,
- 40 Eskadra Zwalczania Okrętów Podwodnych i Ratownictwa - Mi-14PS.

LATAJĄCE DŹWIGI W POLSCE – po 2000

- Avibex,
- Operatorzy zagraniczni,
- HELIPOLAND (Airbus H125).

Prezentacje przygotowano na podstawie wywiadów i materiałów uzyskanych od: płk. pil. Kazimierza Pogorzelskiego, Ignacego Golińskiego, Andrzeja Wietechy, Jana Latochy, Jerzego Barskiego, Bogusława Zgierskiego, Jana Trochy, Władysława Drabika, Skrzydlata Polska, Wiraże, Żołnierz Polski, prasa codzienna, NAC, Archiwum. Zdjęcia – Internet, zbiory prywatne Andrzeja Wietechy.

Test stand dedicated to testing propellers of multi-rotor and Vtol systems

Małgorzata Wojtas, Przemysław Wyszowski, Maciej Osiewicz, Paweł Kmita / Sieć Badawcza Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa

Abstract: Unmanned vehicles with the possibility of vertical take-off without additional starting systems (launchers, rocket engines, etc.) are mostly based on rotor systems. Currently used drones with a take-off weight of up to 300 kg, a classic arrangement of a rotor with a tail rotor is used, in very rare cases, a dual coaxial rotor system powered by a combustion engine. In lightweight drones with a starting mass up to 25 kg, battery-powered multi-impeller systems are mainly used.

Along with the development of Unmanned Aerial Vehicles measuring systems a Hybrid Propulsion Laboratory is being built.. This is dictated by the increasing emphasis on the use of full -electrical or hybrid solutions in large drones, over 200 kg of take-off weight.



Fig.1 Propeller thrust test stand

This paper discusses stand for testing propeller and rotors with diameter up to 2.4 m, which can be used, inter alia, in VTOL type multi-rotor drone systems (Fig.1). Presented solution allows for testing propellers in system with electric motors. To certain extent, it is possible to change electric motors, power supply systems and measuring sensors, to increase the measuring range. Further, authors discuss the advantages and disadvantages of the applied test stand, referring to the solutions from the professional literature and solutions available on the market.

In summary results of stand calibration basis of the Aerobot propeller will be presented and discussed. Moreover, measurement and research opportunities as well as directions for further work will be included.

1/ Introduction

The presentation shows selected issues concerning the testing of propellers dedicated to unmanned multi-rotor and VTOL (eVTOL) systems.

The presented solution of the test stand allows for testing propellers in system with electric motors. To certain extent, it is possible to change electric motors, power supply systems and measuring sensors, to increase the measuring range.

2/ Measurement and research stands overview

LY-70KGF Thrust Stand and Dynamometer / Wing Flaying



- MaxThrust $\pm 70\text{KG}$
- Torque $\pm 50\text{ Nm}$
- Motor speed 150k RPM
- Max Propeller 1500 mm

Modular Stand for testing Aircraft Electric Propulsion Systems / NASA



- Thrust ± 225 KG
- Torque ± 200 Nm
- Motor speed 20k RPM
- Vibration/acceleration ± 50 g, 0.5 Hz to 2 kHz

Series 1780 Test stand / TYTO Robotics



- Thrust ± 75 daN
- Torque ± 48 Nm
- Motor speed 100 k RPM
- Max Propeller 1770 mm

Rotor /propeller test stand in Hover / Łukasiewicz - Institute of Aviation



- Thrust ± 3000 daN
- Torque ± 4800 Nm
- Motor speed 1.5k RPM
- Max Rotor 10 m

3/ Stand for testing Vtol and multirotor propellers

The presented test stand is one of the stages of the Hybrid Drive (HEPS) Dynamometer Project.

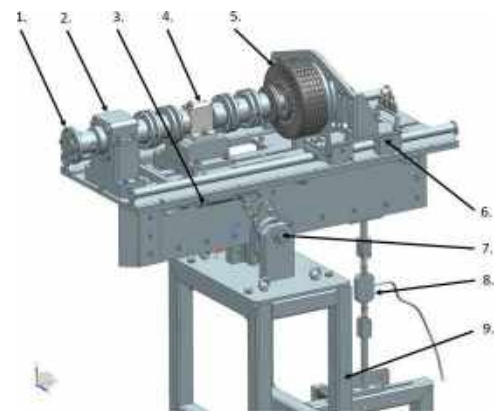
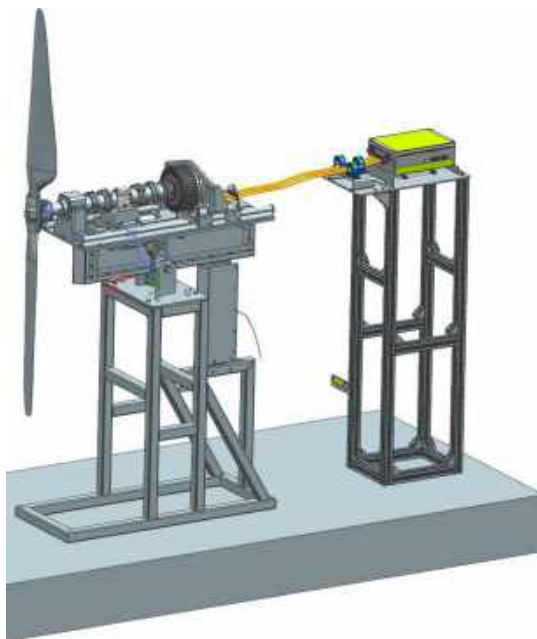
Basic assumptions and parameters:

- Results of the tests: propeller characteristics (thrust, rotation, torque, power consumed) depending on the configuration (variable pitch of the propeller).
- Equipment: force sensor with a range of up to 100 daN, inverter, electric motor, inverter liquid cooling system, bidirectional DC

power supply with a maximum power of 18kW, data acquisition system based on cRIO, max propeller diameter $\sim 2.4\text{m}$.

- Possible changes: extension of the measuring range by replacing the force (up to 200 daN) and torque sensor, the possibility of changing the electric motor (EMRAX 188, 208), changing the power supply to the battery simulator.

4/ Test stand design



1. Propeller mounting hub
2. Bearing assembly
3. Torque meter carriage
4. Torque gauge
5. Electric motor
6. Electric motor carriage
7. Swivel joint
8. Strain gauge
9. Mounting frame

5/ Structural analysis

Propeller shaft

It is subjected to loads that change on both sides (bending and torsional).



On the basis of several computational iterations - the smallest diameter of shaft is 30 mm.

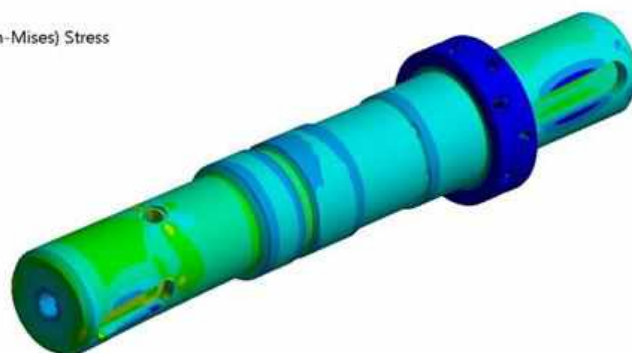
Wzrost do granicy plastycznej (bez osiowej)
State: Structural
Time: 1 s
20.12.2021 12:26

Remote Force: 100,00 N
Cylindrical Support: 2, 0, mm
Moment: 1, e+005 N-mm
Cylindrical Support: 2, mm
Fixed Support



Equivalent Stress
Type: Equivalent (von-Mises) Stress
Unit: MPa
Time: 1
20.12.2021 12:14

86,575 Max
76,973
67,371
57,77
48,168
38,566
28,965
19,363
9,7611
0,15941 Min



0,00 25,00 50,00 75,00 100,00 (mm)

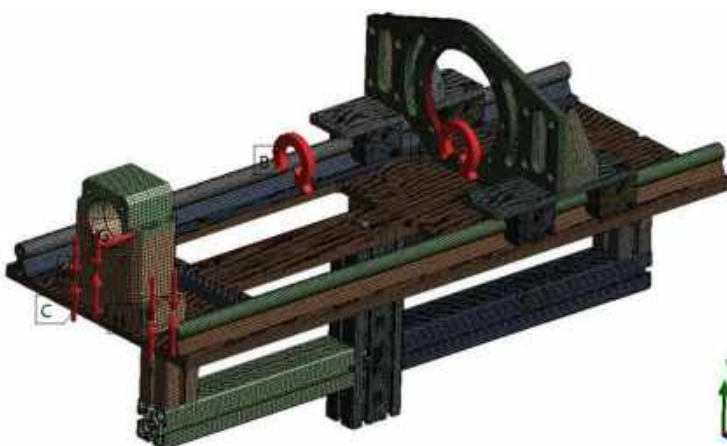
A: Static Structural

Static Structural

Time: 1, s

20.12.2021 12:27

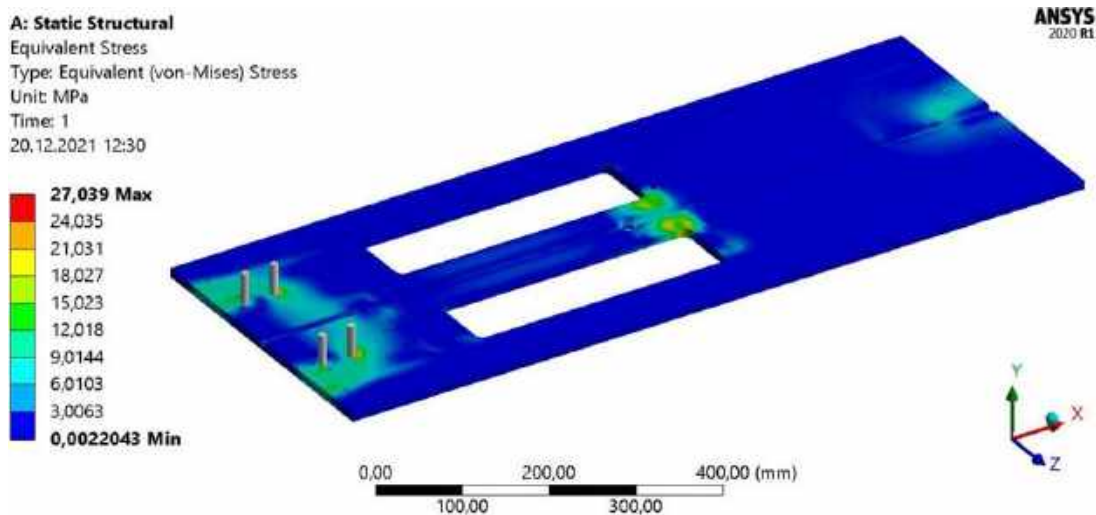
- A Bolt Pretension 4: 2000, N
- B Moment 2: 1,e+005 N-mm
- C Bolt Pretension 3: 2000, N
- D Moment 1,e+005 N-mm
- E Bolt Pretension 2: 2000, N
- F Remote Displacement
- G Force: 1000, N
- H Bolt Pretension: 2000, N



0,00 125,00 250,00 375,00 500,00 (mm)

ANSYS
2020 R1





Mounting plate

Load depended on the magnitude of the twisting moment and the thrust generated by the propeller.

6/ Resonance tests



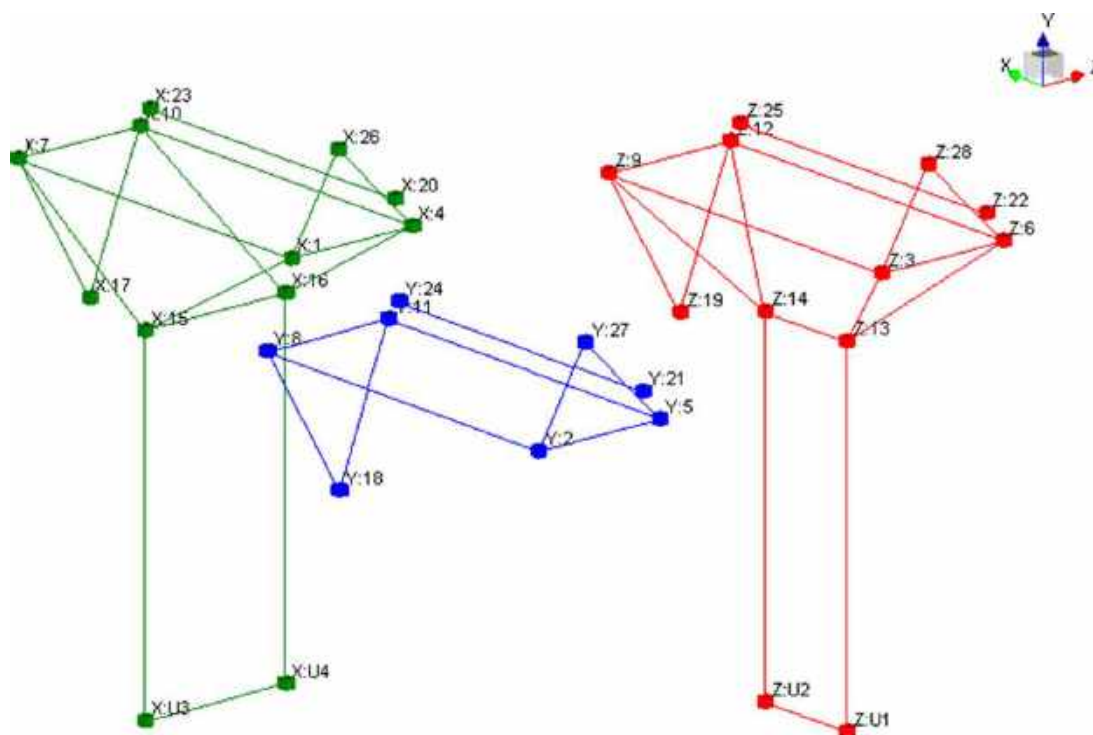
Research object: stand in two configuration: with wooden Aerobat propeller and Ł-ILOT composite propeller.

Sensor arrangement diagram - object model plotted in the LMS system used to visualize the form of vibrations on the object:

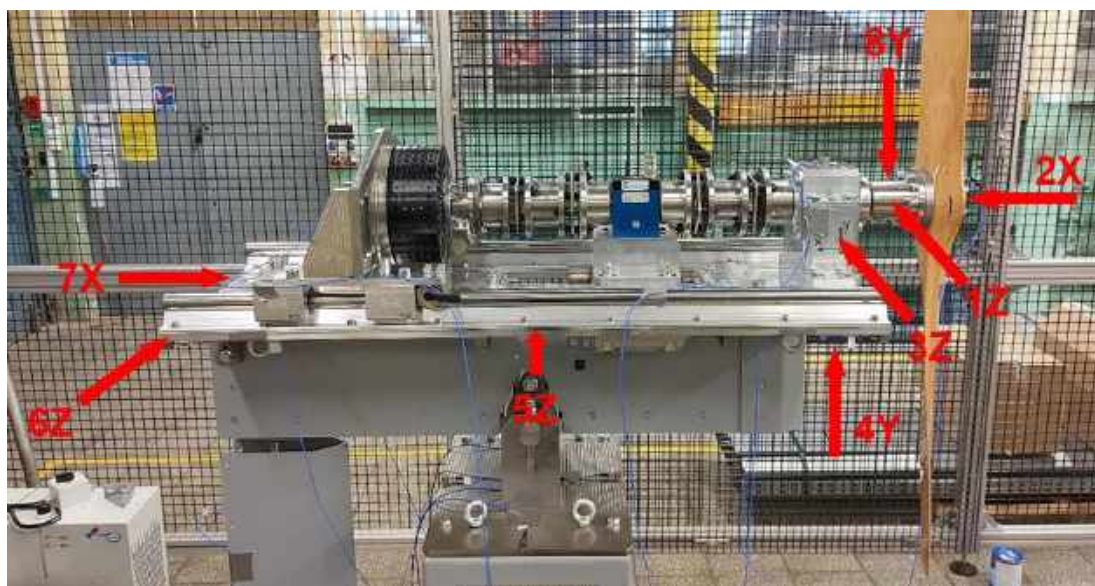
Green – X direction

Blue – Y direction

Red – Z direction



Directions of excitation: marked as: X - in the direction of the shaft axis, Y – vertical and Z - horizontal transverse



Mark	Excitation point
1Z	Propeller hub
2X	Propeller hub
3Z	Front shaft support (bearing
4Y	Front shaft support (bearing
5Z	Mount plate (half length)
6Z	Mount plate edge (engine side)
7X	Mount plate, longitudinally on the engine side
8Y	Propeller hub

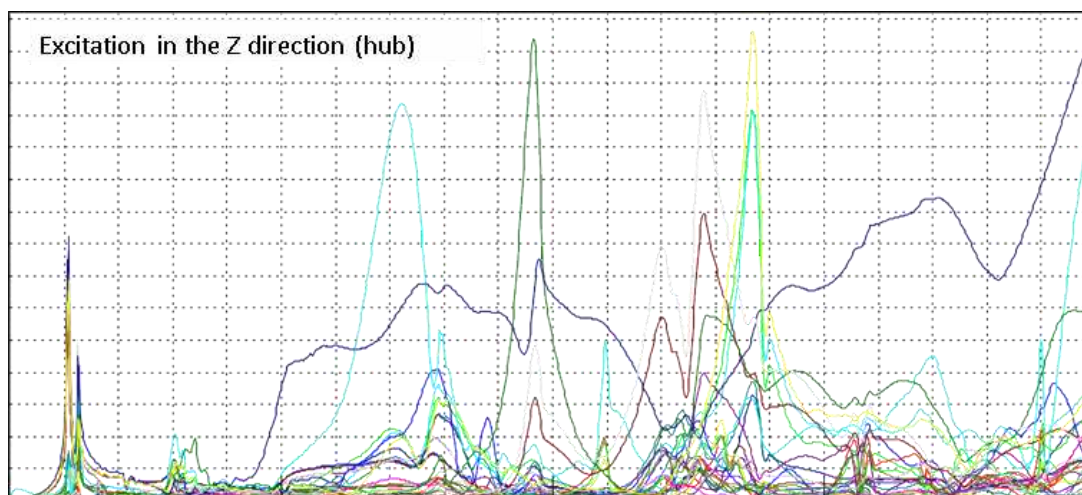
Figures and test compiled by S. Cieślak

7/ Resonance tests – Results

With wooden propeller

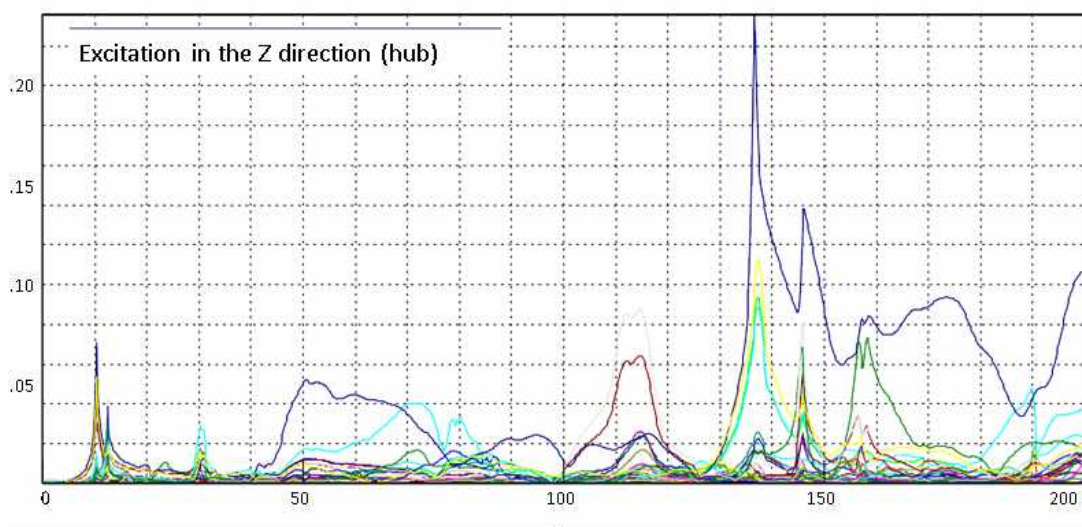
Exc.	Description	Hz	Damping factor %
1Z	I - bending in the Z direction	10.8	1.8
1Z	I - torsion	12.4	2.9
4Y	I - bending in the longitudinal direction	15.7	3.1

4Y	II - bending in the longitudinal direction	33.0	3.6
-----------	---	------	-----



With carbon fibre propeller

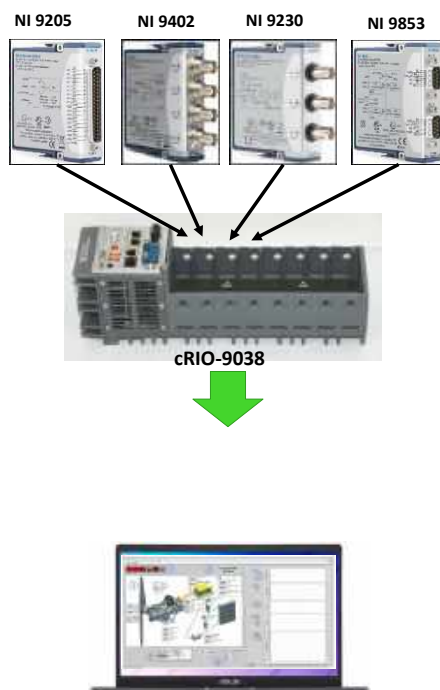
Exc.	Description	Hz	Damping factor %
1Z	I - bending in the Z direction	10.4	2.5
1Z	I - torsion	12.3	2.5
8Y	I - bending in the longitudinal direction, X	15.3	1.9
8Y	II - bending in the longitudinal direction, X	30.8	2.1



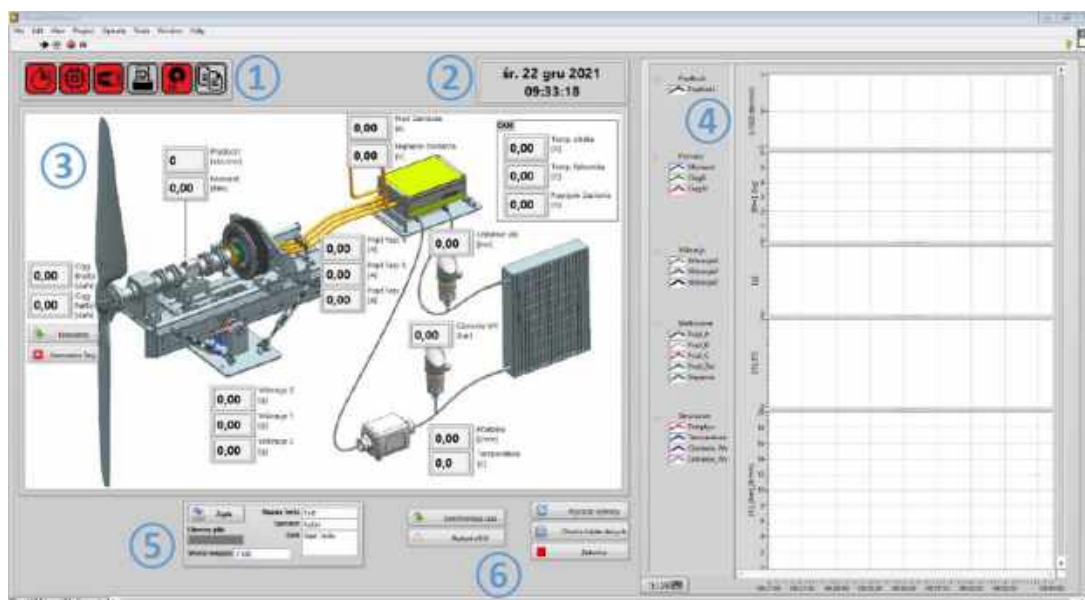
Figures and analysis compiled by S. Cieślak

8/ Data aquisition system

Hardware



Software



1 – NI cRio Logs information

2 – Current data window

- 3 – Measurement values window
- 4 – Plots window
- 5 – Current test logs information
- 6 – Control buttons

9/ Propellers

Wooden propeller

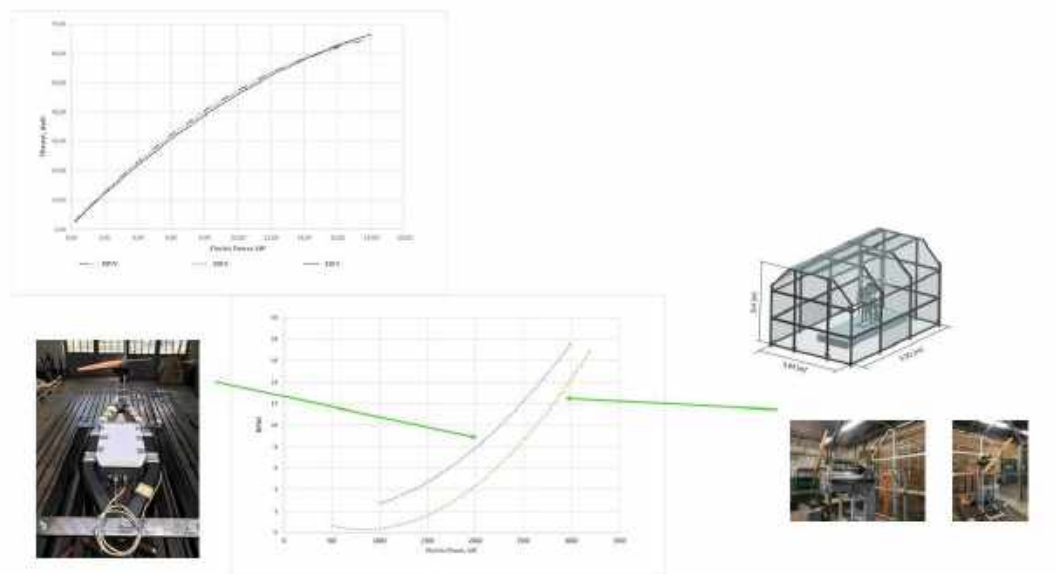


AEROBAT

Diameter 1180 mm

Weight 1.7 kg

Max. Rotational Speed 3500 RPM



1. The tests with a wooden propeller were mainly used to check proper work of stand and check the measurement systems.
2. Characteristics for the propeller were developed with different power supply parameters for 200V, 250V and 300V - verification of electrical parameters.
3. Comparison for 2 different test configurations, for different rotational speeds.

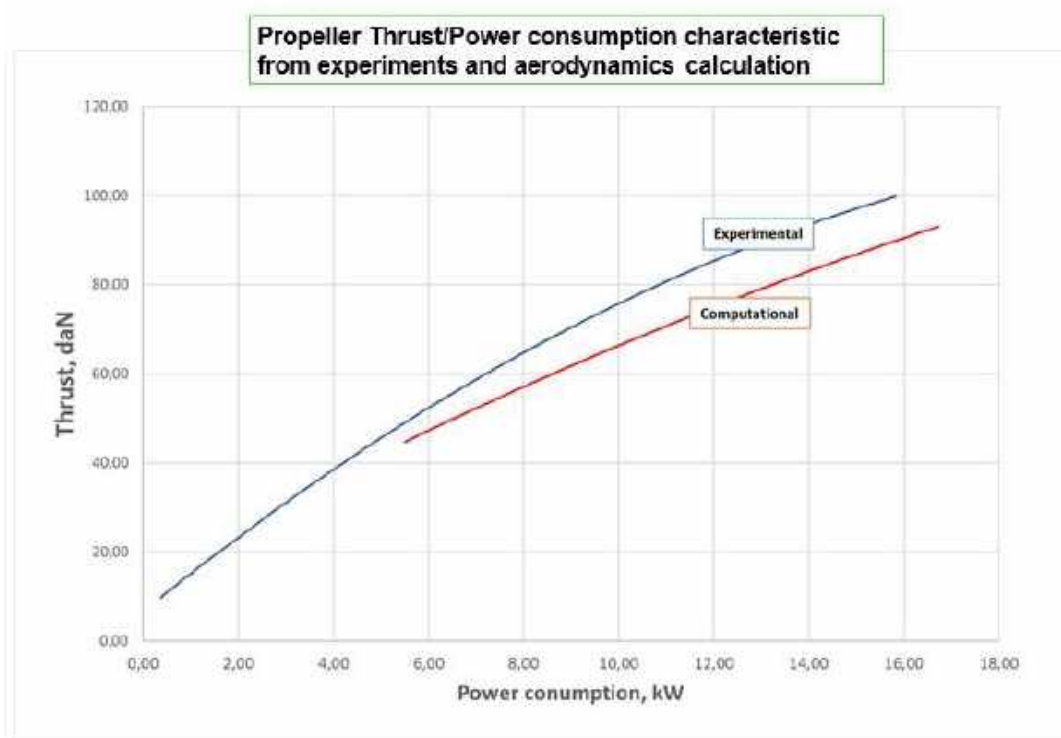
11/ Test Results - Composite propeller

Aerodynamic calculations (EMRAX 208)

RPM	Thrust, daN	Trouqe , Nm	Moc, kW
1300	44.5	40.4	5.5
1400	51.9	47.1	6.9
1500	59.6	54.2	8.5
1700	76.8	70.2	12.5
1800	85.9	78.1	14.7

Tests results (EMRAX 188)

RPM	Thrust, daN	Trouque , Nm	Moc, kW
1300	42.2	38.7	5.3
1400	55,7	45,2	6,6
1500	64,1	51,4	8,1
1700	83,4	66,2	11,83
1770	91,3	73,5	13,7



12/ Conclusion

The presented test stand has been developed for the purpose of testing propeller electric motor system for UAV (exp. VTOL, eVTOL aerial vehicles).

The results of tests that have so far been carried out on a commercial (wooden) propeller and composite propellers are satisfactory.

In the next steps, models of the dynamics of the system and tests of the response of the motor-propeller system as well as measurement methodologies are prepared, which will be used in the next phases of the VTOL drone project carried out at Łukasiewicz - ILOT.

Projekt bezzałogowego aparatu latającego w układzie żyrodyny

Jan Muchowski / Stowarzyszenie B-4, Rzeszów, Krosno

Streszczenie: Rosnące wymagania wobec osiągnięć bezzałogowych aparatów latających (BAL) wymagają od konstruktorów szukania nowych, dotychczas niestosowanych rozwiązań technicznych. Problem ten dotyczy w szczególności BAL pionowego startu i lądowania o napędzie elektrycznym. W przypadku misji wymagającej pionowego startu i lądowania, przelotów pomiędzy punktami charakterystycznymi trasy oraz wykonywania zawisów w tych punktach rozwiązaniem może być budowa BAL w dotychczas niestosowanym w tym rodzaju lotnictwa wiroplata w układzie żyrodyny.

W referacie przedstawiono proces projektowania prototypu bezzałogowego aparatu latającego w układzie żyrodyny obejmujący następujące zagadnienia: założenia techniczne, obliczenia aerodynamiczne (analityczne oraz CFD), badania eksperymentalne wirników nośnych, badania wytrzymałościowe elementów konstrukcyjnych, projekt konstrukcyjny, technologię budowy demonstratora oraz pełnowymiarowego prototypu żyrodyny, wnioski z badań w locie demonstratora oraz prototypu.



Badania nad bezzałogowym aparatem latającym w układzie żyrodyny zostały zrealizowane przez Stowarzyszenie B-4 z Rzeszowa w ramach projektu „Innowacyjna, bezzałogowa platforma latająca w układzie hybrydowym dla systemów i urządzeń pomiarowych” współfinansowanego w ramach programu operacyjnego: Regionalny

Program Operacyjny Województwa Podkarpackiego na lata 2014-2020 RPPK, Oś priorytetowa I. Konkurencyjna i innowacyjna gospodarka, Działanie: 1.2 Badania przemysłowe, prace rozwojowe oraz ich wdrożenia.

1/ Geneza problemu



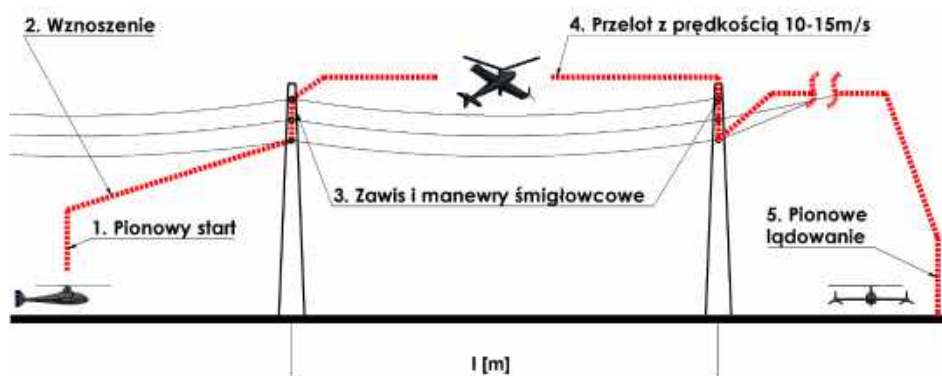
Infrastruktura liniowo-punktowa

2/ Oblot napowietrznej linii energetycznej jako przykład zadania monitoringu infrastruktury liniowo-punktowej

Założenia:

1. Odległość między słupami: 300-1000m
2. Prędkość lotu między słupami: 10-18m/s $\rightarrow \mu=0.2-0.3$
3. Czas zawisu przy słupach: 60s

$$\frac{\text{Czas zawisu}}{\text{Czas lotu poziomego}}$$



3/ Układy konstrukcyjne BAL pionowego startu i lądowania



4/ Układ konstrukcyjny żyrodyny



Fairey Gyrodyne 1947



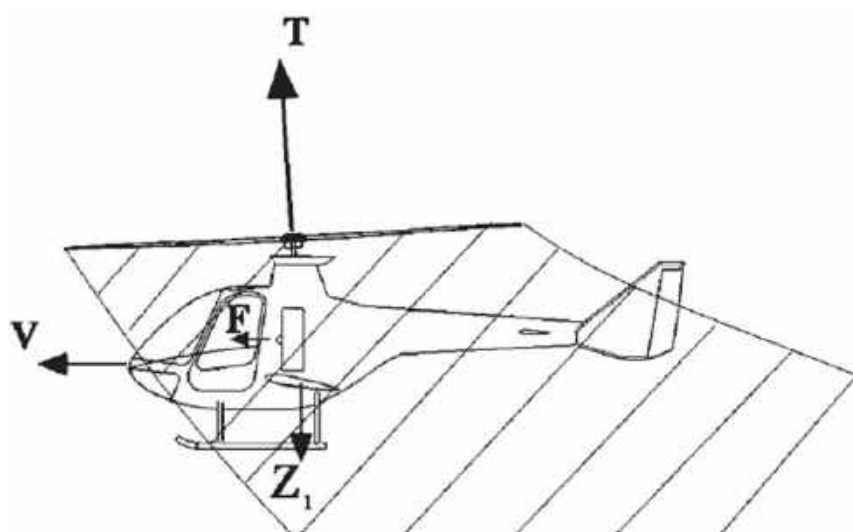
Fairey Rotodyne 1957



Lockheed AH-56 Cheyenne 1967

5/ Żyrodyna a śmigłowiec złożony

Najważniejszą różnicą w stosunku do żyrodyn załogowych oraz śmigłowców złożonych jest zakres prędkości w jakich operuje żyrodyna bezzałogowa. W założeniu misja oblotu infrastruktury liniowo - punktowej takiej jak napowietrznej linii energetycznej powinna być realizowana dla prędkości 10-18m/s co odpowiada posuwowi wirnika nośnego około $\mu \approx 0,2 \div 0,3$. Dla takich wartości posuwów w przypadku śmigłowców złożonych skrzydło znajduje się w obszarze przepływu indukowanego przez wirnik co powoduje, że jego kąt natarcia, a co za tym idzie również siła nośna mają ujemne wartości.



Roman K., 2008, Śmigłowce eksperymentalne latające laboratoria na bazie śmigłowca IS-2, Prace Instytutu Lotnictwa nr 194 – 195.

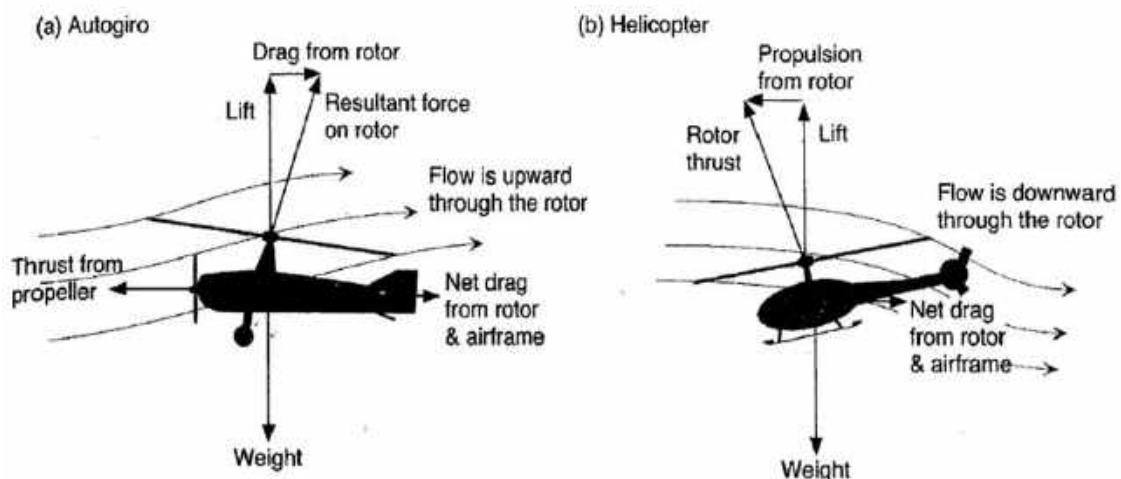
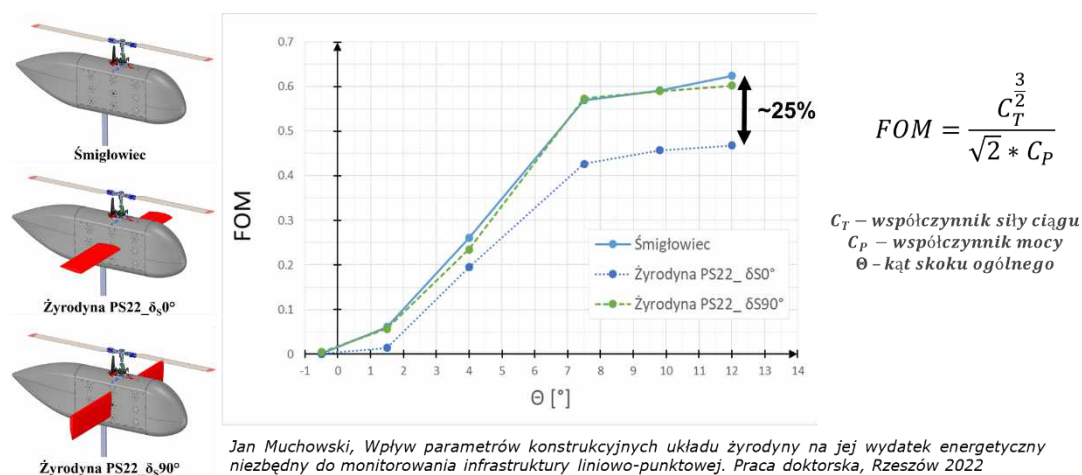


Figure 12.1 The autogiro rotor (a) provides lift to sustain flight, with forward propulsion being provided by a conventional propeller, compared to the helicopter (b), where the rotor provides both lift and propulsion.

Gordon Leishman J. 2005 *Principles of Helicopter Aerodynamics*, Cambridge University Press

6/ Wpływ skrzydła na sprawność zawisu żyrodyny

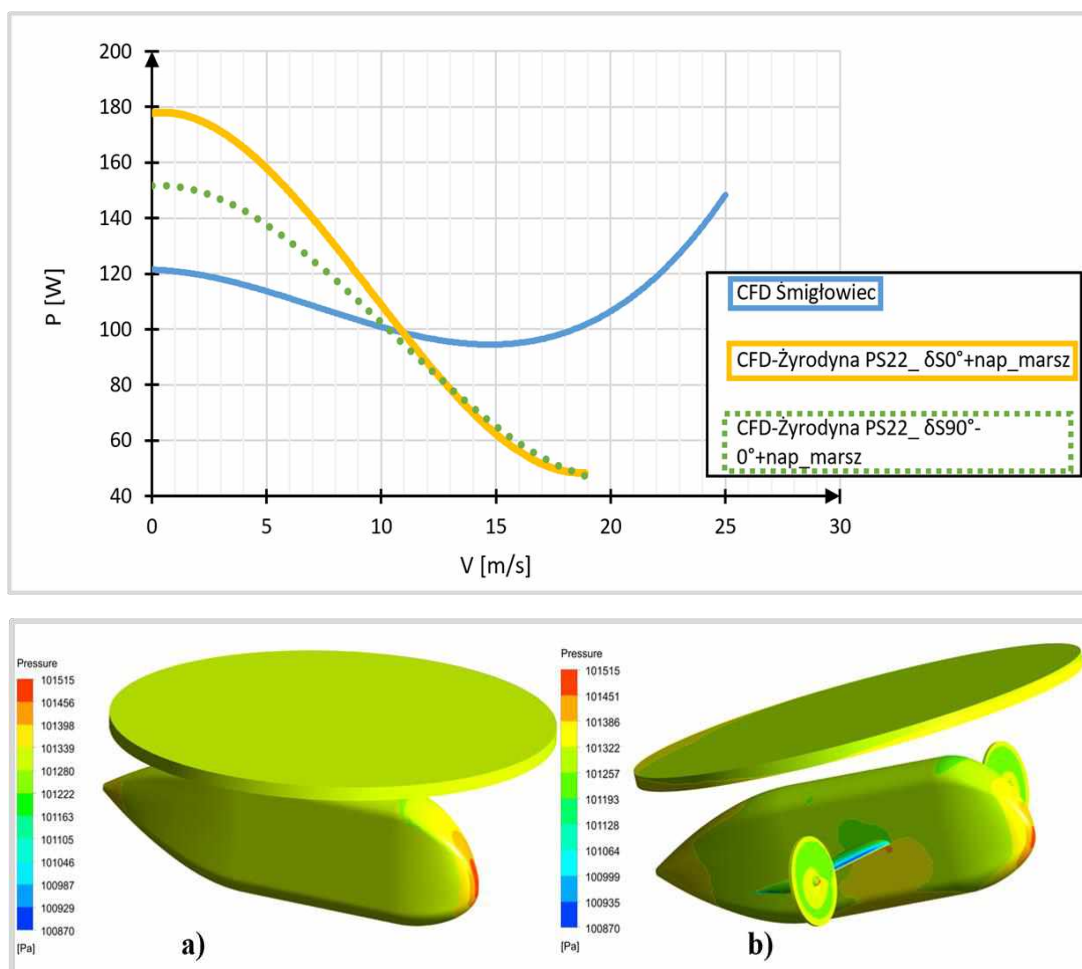
Wyniki badań tunelowych wpływu skrzydła na współczynnik sprawności FOM modelu żyrodyny



Jan Muchowski, Wpływ parametrów konstrukcyjnych układu żyrodyny na jej wydatek energetyczny niezbędny do monitorowania infrastruktury liniowo-punktowej. Praca doktorska, Rzeszów 2022

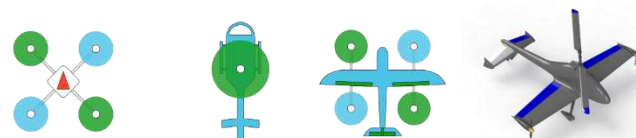
7/ Porównanie zapotrzebowania na moc niezbędną do lotu śmigłowca i żyrodyny

Wyniki obliczeń CFD zapotrzebowania na moc układu śmigłowca jednowirnikowego oraz żyrodyny. Obliczenia wykonano przy użyciu oprogramowania FLUENT z modułem VBM.



Jan Muchowski, Wpływ parametrów konstrukcyjnych układu gyrodyny na jej wydatek energetyczny niezbędny do monitorowania infrastruktury liniowo-punktowej. Praca doktorska, Rzeszów 2022

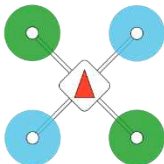
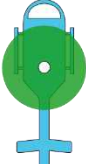
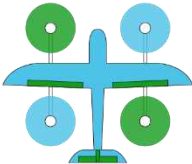
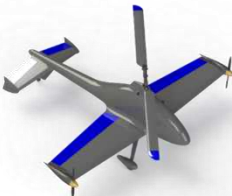
8/ Porównanie układów konstrukcyjnych BAL pionowego startu i lądowania



	Wielowirnikowiec	Śmigłowiec	Quadplane	Żyrodyna
Moc niezbędna do zawisu	1.35	<u>1.00</u>	1.65	1.10
Względna moc niezbędna do lotu poziomego*	1.5	0.65	0.35	0.40
Wzg. zapotrzebowanie na moc do realizacji misji czas zawisu/czas lotu poziomego=0.5	2.29	1.21	1.24	<u>1.00</u>

*Względna moc niezbędna do lotu poziomego-moc niezbędna do lotu poziomego odniesiona do mocy niezbędnej do zawisu.

Obliczenia mocy niezbędnej do zawisu i lotu poziomego analizowanych układów wykonano przy użyciu teorii strumieniowej oraz danych literaturowych zakładając jednakowe, maksymalne wymiary geometryczne oraz masy startowe.

			
- Niskie prędkości przelotowe - Potrzebny system ratunkowy w przypadku awarii	Duże prędkości pionowe i poziome podczas autorotacji, w przypadku sytuacji awaryjnej	- Problemy z lotem w stanach przejścia zawis-lot poziomy - Duża wrażliwość na wiatr w zawisie - Lądowanie awaryjne wymaga dużej przestrzeni lub systemu ratunkowego	- Duży zakres prędkości - Łatwe przejścia z zawisu do lotu poziomego - Możliwość lądowania autorotacyjnego z małą prędkością pionową oraz poziomą

9/ Badania przemysłowe oraz rozwojowe nad bezzałogowym aparatem latającym w układzie żyrodynny

Badania nad bezzałogowym aparatem latającym w układzie żyrodynny zostały zrealizowane przez Stowarzyszenie B-4 z Rzeszowa w ramach projektu „Innowacyjna, bezzałogowa platforma latająca w układzie hybrydowym dla systemów i urządzeń pomiarowych” współfinansowanego w ramach programu operacyjnego: Regionalny Program Operacyjny Województwa Podkarpackiego na lata 2014-2020 RPPK, Oś priorytetowa I. Konkurencyjna i innowacyjna gospodarka, Działanie: 1.2 Badania przemysłowe, prace rozwojowe oraz ich wdrożenia.

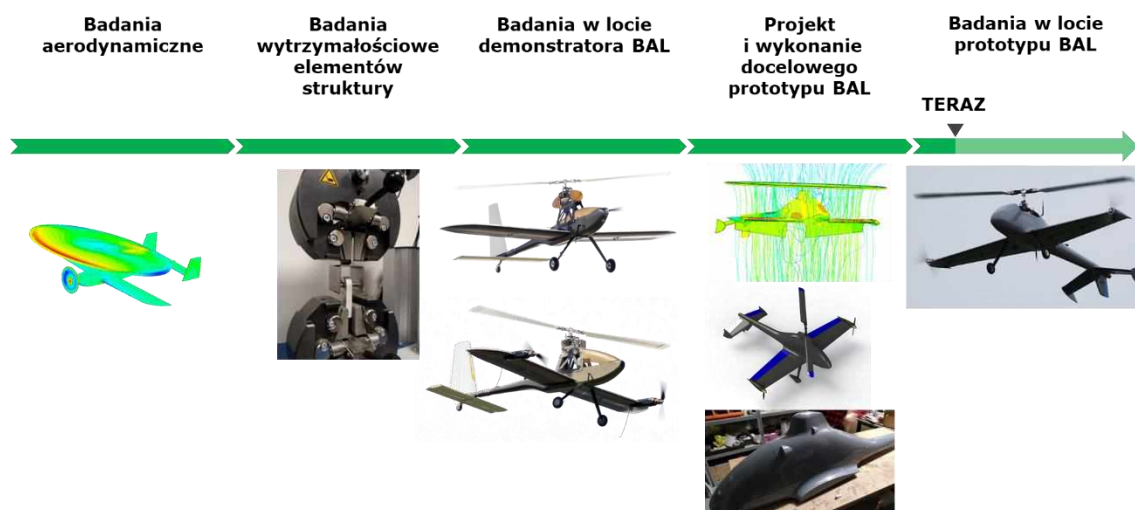


9/1 Założenia do projektu

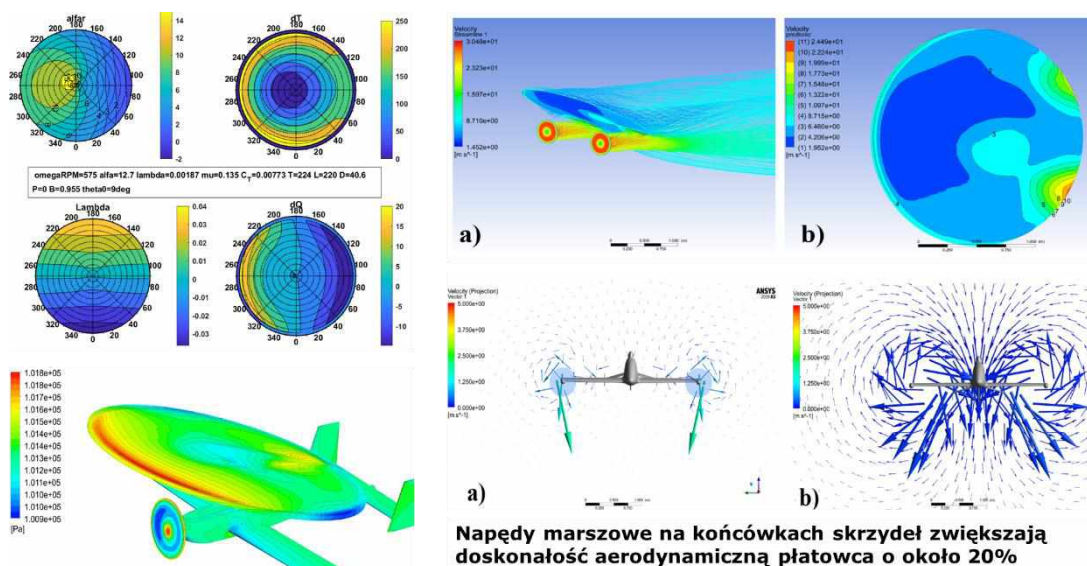
- Maksymalna masa startowa 25kg,
- Minimalna prędkość ustalonego lotu poziomego w trybie autorotacji $V_{min}=12 \text{ m/s}$
- Masa użyteczna (masa aparatury pomiarowej do 5kg),
- Napęd elektryczny,
- Kompozytowa konstrukcja płatowca.

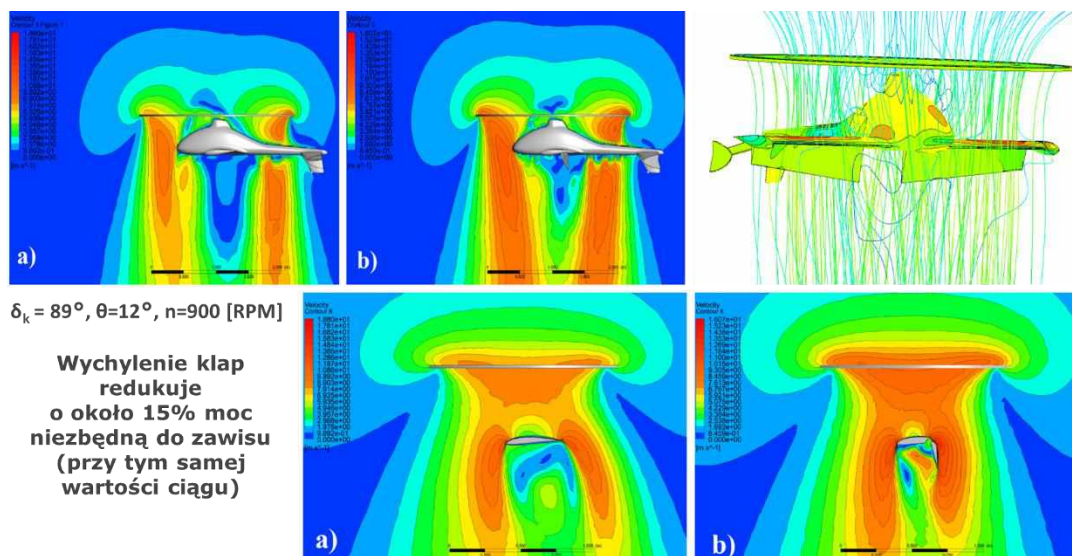


9/2 Proces projektowania BAL w układzie żyrodyny



9/3 Badania aerodynamiczne





Wpływ wychylenia klap szczelinowych na charakterystyki zawisu żyrodyny. Obliczenia CFD
a) klapy schowane, b) klapy wychylone



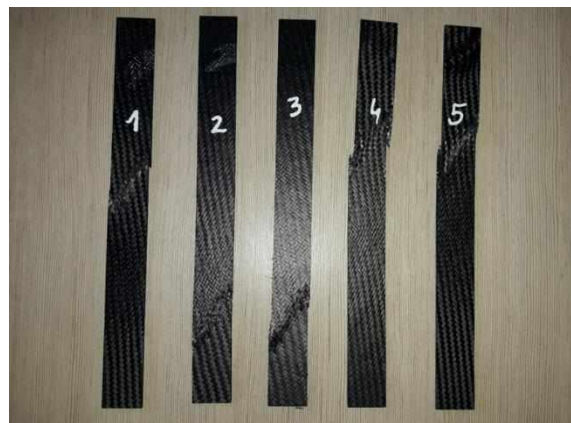
Badania charakterystyk wirników nośnych w zawisie na stanowisku pomiarowym

9/4 Projekt struktury BAL



Struktura płatowca wykonana w całości z laminatów węglowych i szklanych z wykorzystaniem materiałów przekładkowych

9/5 Badania wytrzymałościowe

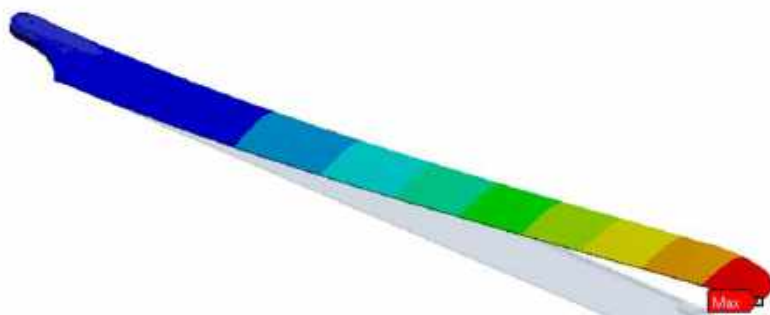


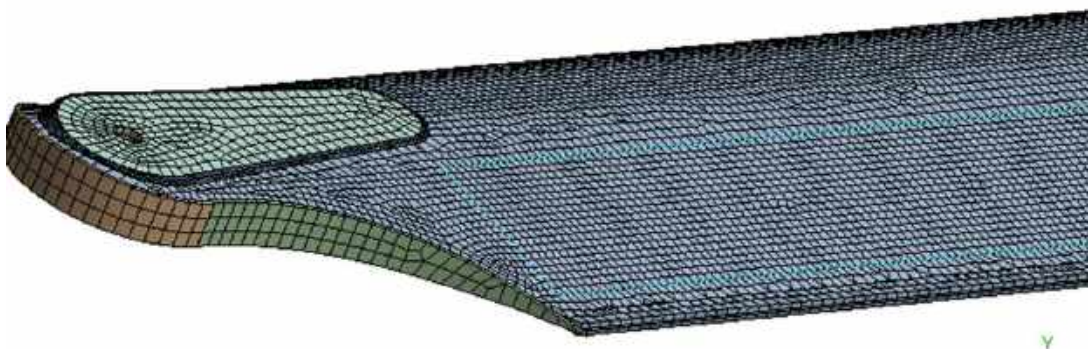
Badania próbek materiałowych na uniwersalnej maszynie wytrzymałościowej

9/6 Badania MES

C: Modal
Total Deformation
Type: Total Deformation
Frequency: 12,163 Hz
Unit: mm
2019-12-29 10:57

93,078 Max
82,736
72,394
62,052
51,71
41,368
31,026
20,684
10,342
0 Min





Badania wytrzymałościowe łopaty w oprogramowaniu MES

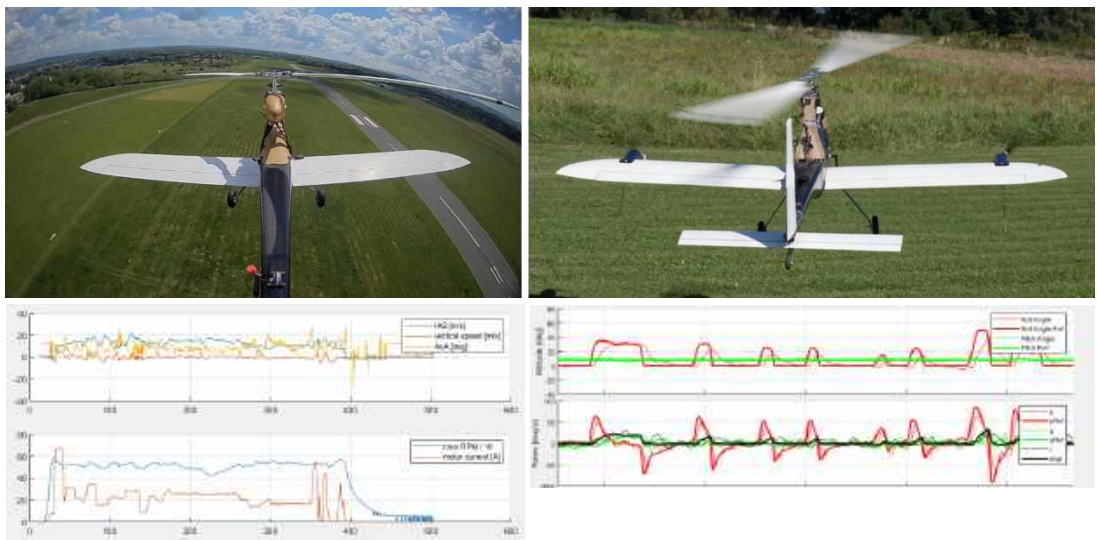


Badania wytrzymałościowe głowicy wirnika na uniwersalnej maszynie wytrzymałościowej



Badania wytrzymałościowe łopat wirnika na uniwersalnej maszynie wytrzymałościowej oraz w klatce wytrzymałościowej

9/7 Badania w locie demonstratora BAL w różnych konfiguracjach



9/8 Prototyp



Demonstrator:

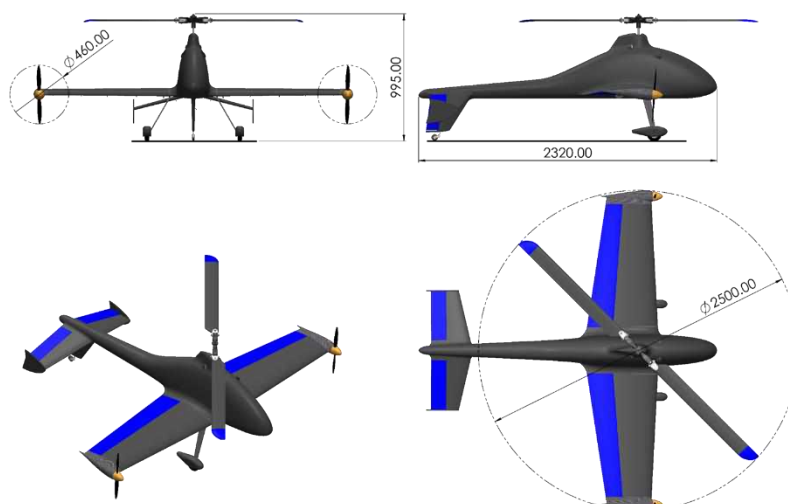
- Maksymalna masa startowa do lotu 13 kg
- Konfiguracja z jednym napędem marszowym do badań charakterystyk wiatrakowcowych
- Konfiguracja z dwoma napędami marszowymi do badań charakterystyk śmigłowcowych oraz wiatrakowcowych



Prototyp:

- Maksymalna masa startowa 25kg maximum weight
- Masa użyteczna 5kg

9/9 Prototyp BAL JM-01 w układzie żyrodyny



9/10 Proces budowy prototypu

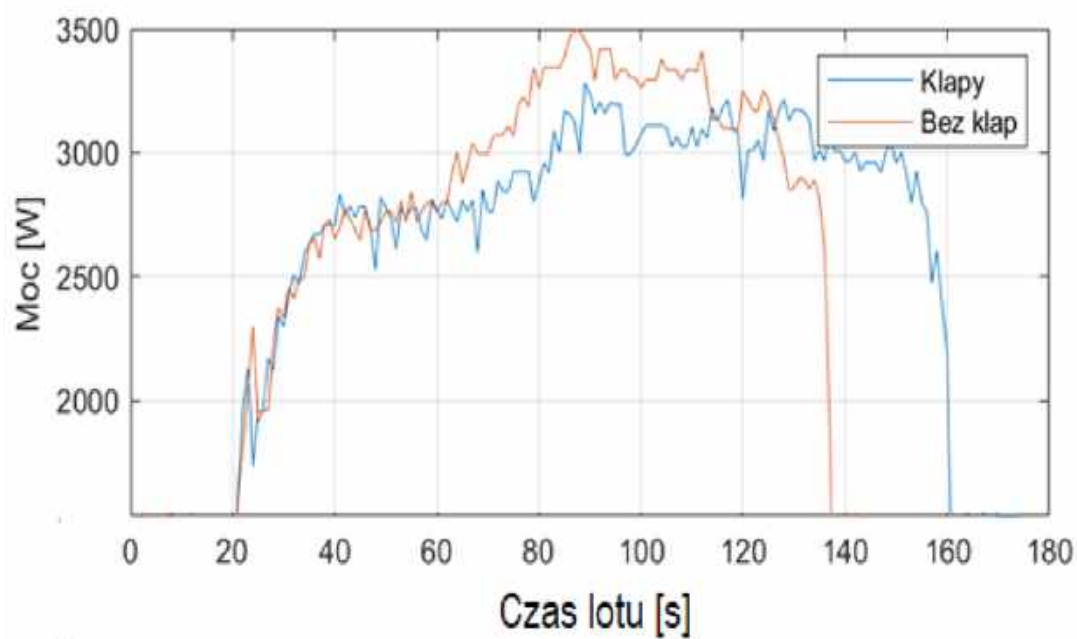


9/11 Torowanie łopat wirnika nośnego



Torowanie łopat wykonano przy użyciu kamery szybkiej

9/12 Badania prototypu w locie

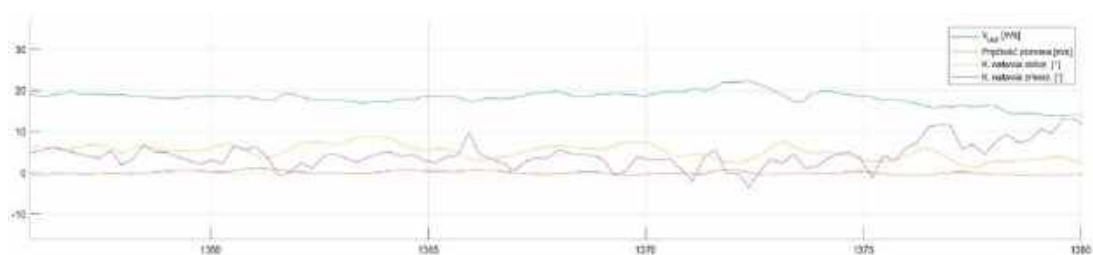


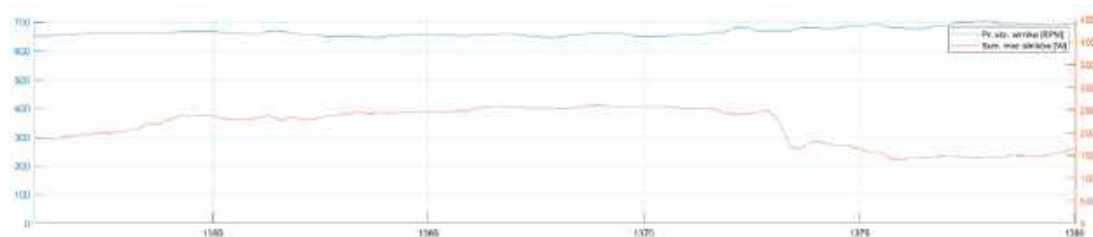
Wpływ wychylenia kłapy na moc niezbędną do zawisu. Badania bez wpływu ziemi.

Maksymalne wychylenie kłapy zmniejsza zapotrzebowanie na moc do zawisu o około 10%



Łukasiewicz
Instytut
Lotnictwa





9/13 Prognozowane osiągi BAL JM-01

Masa własna	13 kg (bez ładunku i akumulatorów)
Masa startowa	25 kg
Moc silników	5kW (wirnik główny) + 2x 2kW (napędy marszowe)
Średnica wirnika	2,5 m
Prędkość maksymalna	25 m/s (90 km/h)
Zasięg przy prędkości optymalnej 15m/s	90 km
Długość trwania zawisu	45 minut
Liczba odcinków misji oblotu infrastruktury liniowej punktowej (lot poziomy pomiędzy 2 punktami oddalonymi o l=500m + zawis 1 minuta nad każdym z nich)	15

Osiągi dla masy ładunku płatnego (aparatury pomiarowej) $m=3\text{kg}$

Badania stanowiskowe nowego materiału kompozytowego zgodnie z normą ASTM na rozciąganie

inż. Kamila Sulowska, dr inż. Tomasz Łusiak, mgr inż. Izabela Korzec /
Politechnika Lubelska

prof. Andrej Novak / Uniwersytet w Zilinie, Słowacja

Streszczenie: Celem niniejszej pracy było omówienie badań nowego materiału kompozytowego zgodnie z normą ASTM oraz poddanego próbie badań dynamicznych. Serię oznaczono jako D, która została wzmocniona symetryczną tkaniną Interglas 02037 oraz laminowana ręcznie za pomocą żywicy epoksydowej o oznaczeniu MGS L285/H285.. W badaniach stosowano zbrojenie tkaninowe o układzie (0/+90°).

Wprowadzenie w tematykę realizowej pracy obejmuje informacje o budowanie i podziale materiałów kompozytowych, ich wzroście znaczenia na przestrzeni lat, a także najczęściej występujących uszkodzeń. Podkreślony został udział włókien w budowanie kompozytów. W części poświęconej badaniom przedstawiono proces przygotowania próbek do badań wytrzymałościowych. Opisano procedurę poprzedzającą przystąpienie do badań, a także samo badanie wytrzymałościowe. Wyniki zostały przekazane do programu, na podstawie których zostały wykonane obliczenia, a następnie sporządzono diagramy.

1/ Wprowadzenie

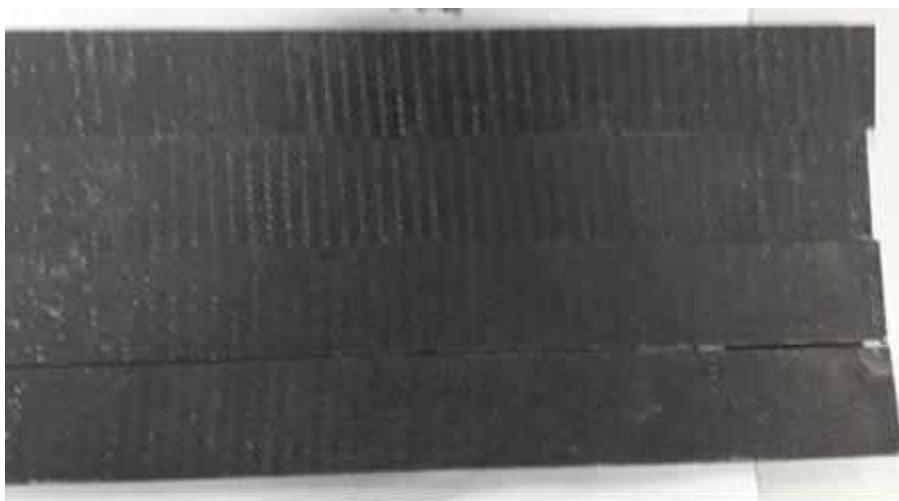
Prezentacja dotyczy przygotowania próbek i przeprowadzenia badań nowego materiału kompozytowego zgodnie z normą ASTM, następnie poddanie materiału próbie badań dynamicznych oraz analiza otrzymanych wyników.

Zakres pracy obejmuje:

- wprowadzenie w tematykę pracy,
- obiekt badań eksperymentalnych,
- stanowisko badawcze,
- przeprowadzenie badań i analiza wyników,
- wnioski.

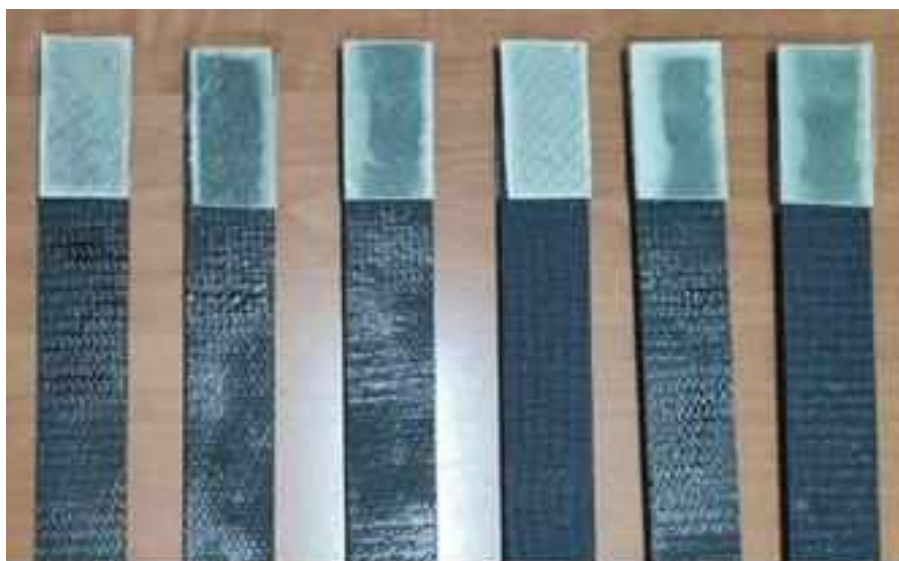
2/ Obiekt badań

Obiektem badań eksperymentalnych jest próbka o oznaczeniu D, jest to materiał symetryczny Interglas 02037. Próbki kompozytowe powstały za pomocą laminowania ręcznie za pomocą żywicy epoksydowej. W badaniach użyto zbrojenia tkaninowego o układach (0/+90). Laminat utwardzono przy ciśnieniu 0,8 atm. oraz poddano jej działaniu temperatury 60°C przez 8 godzin. Z otrzymanej płyty wycięto próbki o wymiarach zgodnych z normą ASTM.



Rys. 1. Próbki z serii D [opr.wł.]

3/ Przygotowanie próbek do badań



Rys. 2. Próbka z nakładkami do badań wytrzymałościowych [opr. wł.]



Rys. 3. Czujniki tensometryczne podłączone do taśm zgrzewnych [opr. wł.]

Na krawędziach laminatu znajdują się nałożone nakładki szklano-epoksydowe, które umożliwiają zamocowanie próbki w specjalnym uchwycie maszyny wytrzymałościowej.

Tensometry mocowane są poprzez przyklejenie ich do odpowiedniej części konstrukcji tak, aby oś pomiarowa czujnika pokrywała się z osią siły.

4/ Stanowisko badawcze



Rys. 4. Maszyna wytrzymałościowa ZWICK [opr. wł.]



Rys. 5. Zamocowana próbka w uchwytach maszyny wytrzymałościowej [opr. wł.]

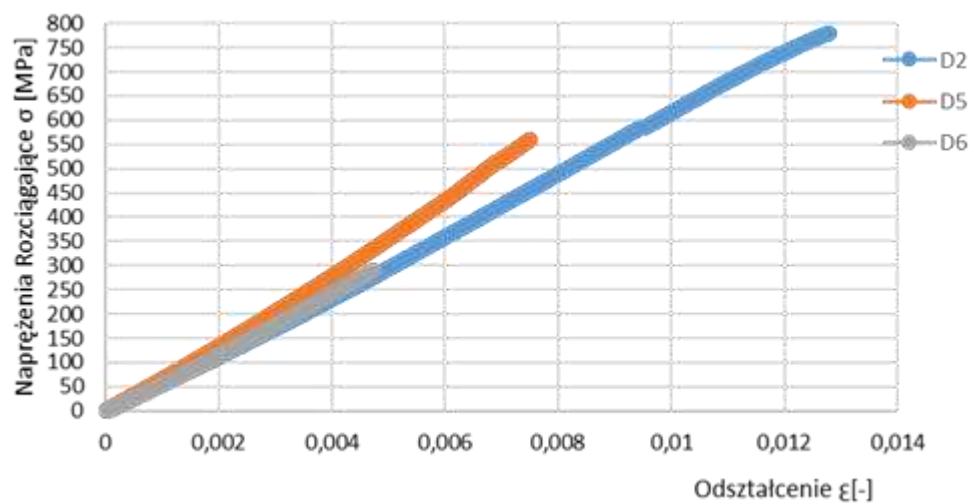
Próbkę wykonano na maszynie wytrzymałościowej firmy ZWICK, za pomocą której można wykonać statyczną próbę rozciągania dla każdego materiału w różnym zakresie temperatur.

Badania wykonywane były przy założeniu stałej prędkości odkształcania.

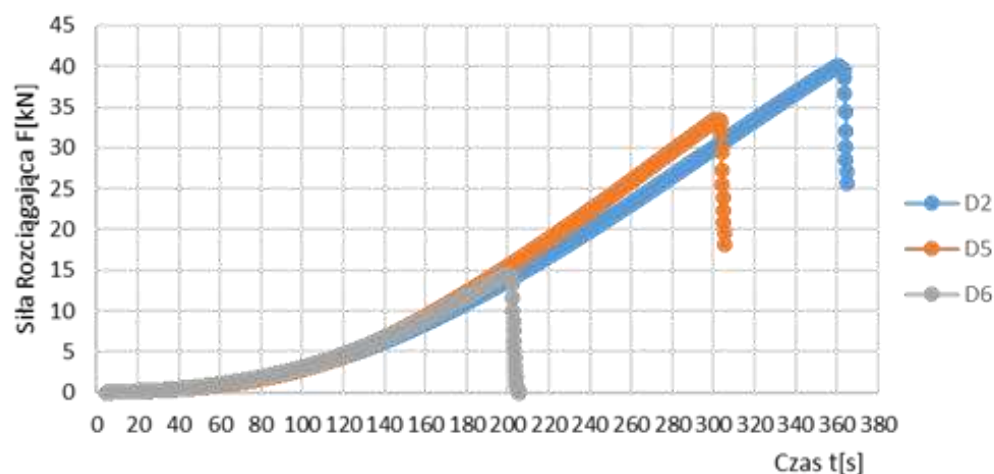
5/ Wyniki badań wytrzymałościowych

Tab. 5.2. Wyniki badań wytrzymałościowych próbki D1 [opr. wł.]

czas [s]	siła [N]	Napężenia σ [MPa]	Tensometr 1	Tensometr2	Poisson	ϵ
37,8	252,448	5,049	99,068	3,900	-0,039	0,0000039
38	254,141	5,083	99,734	3,881	-0,039	0,0000039
38,2	255,911	5,118	100,286	3,881	-0,039	0,0000039
38,4	257,552	5,151	100,990	4,091	-0,041	0,0000041
38,6	259,609	5,192	101,751	4,014	-0,039	0,0000040
38,8	260,833	5,217	102,321	3,862	-0,038	0,0000039
39	262,578	5,252	103,006	3,938	-0,038	0,0000039
39,2	264,115	5,282	103,729	4,014	-0,039	0,0000040
39,4	265,469	5,309	104,414	4,072	-0,039	0,0000041
39,6	267,344	5,347	104,985	4,129	-0,039	0,0000041
39,8	268,984	5,380	105,651	4,072	-0,039	0,0000041
40	270,677	5,414	106,069	3,957	-0,037	0,0000040
40,2	271,406	5,428	106,792	4,148	-0,039	0,0000041
40,4	273,411	5,468	107,477	4,148	-0,039	0,0000041
40,6	274,766	5,495	108,143	4,053	-0,037	0,0000041
40,8	276,823	5,536	109,076	3,995	-0,037	0,0000040
41	278,281	5,566	109,684	3,957	-0,036	0,0000040
41,2	280,573	5,611	110,407	4,110	-0,037	0,0000041
41,4	281,771	5,635	111,283	4,262	-0,038	0,0000043



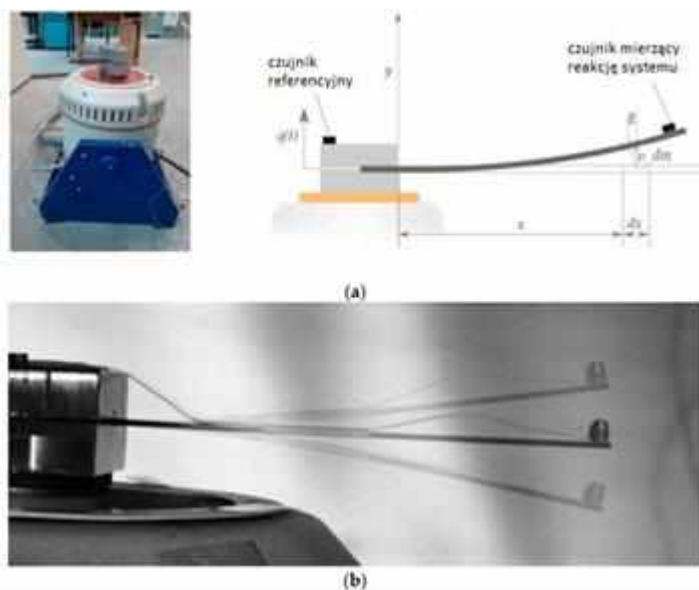
Rys. 6. Charakterystyka porównawcza napężenia od odkształcenia wybranych próbek [opr. wł.]



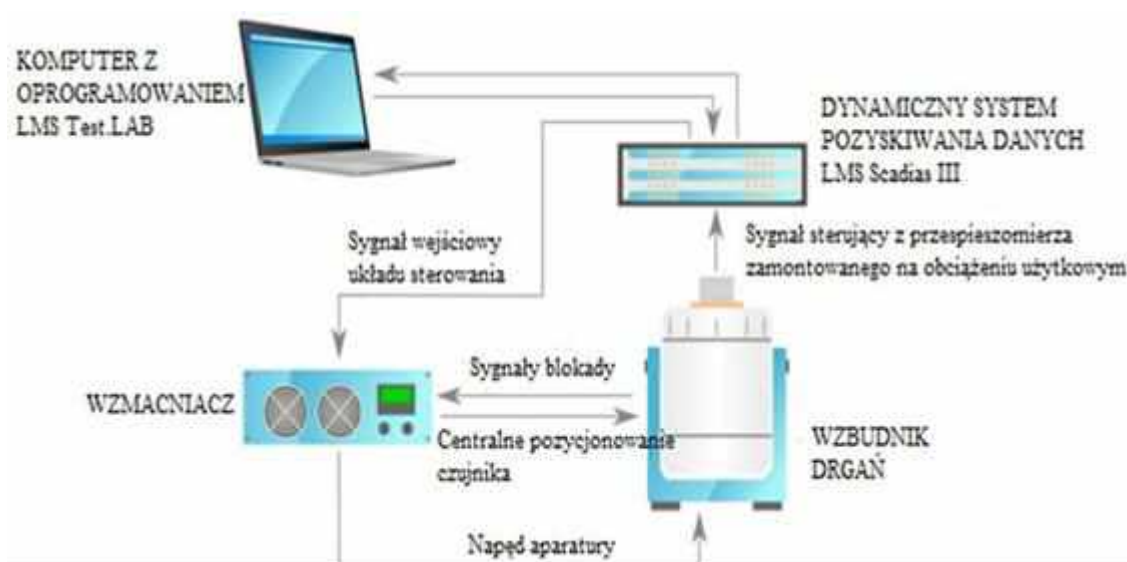
Rys. 7. Siła rozciągająca próbki D2 w czasie [opr. wł.]

6/ Badania dynamiczne

W ramach sprawdzenia wyników prób wytrzymałościowych na stanowisku Zwick, dodatkowo zastosowano w tej samej serii badania na stanowisku do prób dynamicznych.



Rys. 8. (a) Układ eksperymentalny i schemat pionowo wzbudzonej belki kompozytowej oraz (b) uchwycone widoki drgań belki w pierwszej strefie rezonansowej [11]

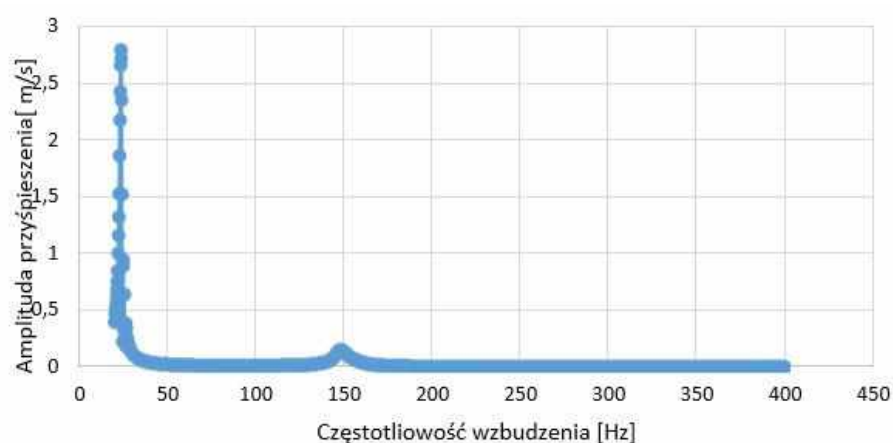


Rys. 9. Aparatura laboratoryjna elektrodynamicznego wzbudnika drgań [11]

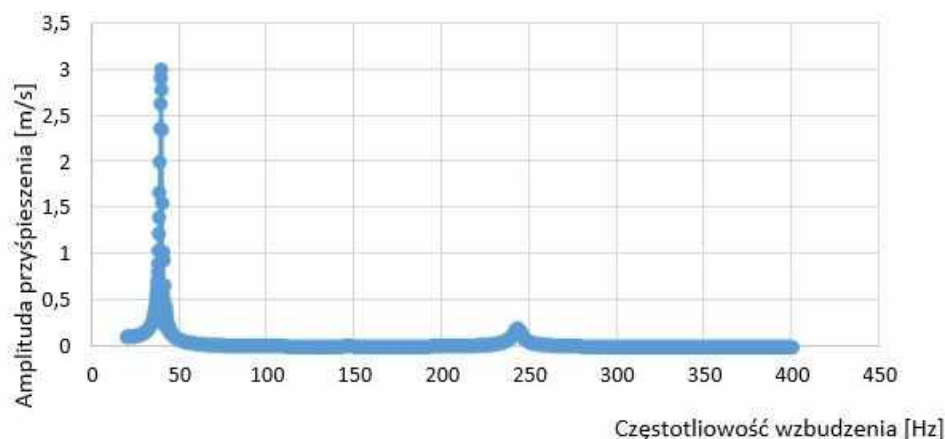
7/ Wyniki badań dynamicznych

Tab. 6.2. Wyniki badań [opr.wł.]

Próbka D2		Próbka D5	
Częstotliwość wzbudzenia [Hz]	Amplituda przyspieszenia [m/s]	Częstotliwość wzbudzenia [Hz]	Amplituda przyspieszenia [m/s]
20	0,3999473	20	0,11329936
20,2000008	0,40570862	20,2000008	0,11686485
20,3999996	0,46816883	20,3999996	0,11788102
20,6000004	0,49600826	20,6000004	0,11810192
20,7999992	0,52833264	20,7999992	0,11723798
21	0,58435313	21	0,11838963
21,2000008	0,63566603	21,2000008	0,11927954
21,3999996	0,68835414	21,3999996	0,11840273
21,6000004	0,75739893	21,6000004	0,11667633
21,7999992	0,84957142	21,7999992	0,11694512
22	1,00460838	22	0,11863387
22,2000008	1,1621843	22,2000008	0,11973496
22,3999996	1,32477097	22,3999996	0,12071992
22,6000004	1,53074193	22,6000004	0,12086538
22,7999992	1,86558239	22,7999992	0,1214902
23	2,17781404	23	0,1204946



Rys. 10. Zależność amplitudy od częstotliwości wzbudzenia dla próbki D2 [opr. wł.]



Rys. 11. Zależność amplitudy od częstotliwości wzbudzenia dla próbki D6 [opr. wł.]

8/ Wnioski

- Większą amplitudę uzyskała próbka D6, niewiele ponad 3 m/s, próbka D2 posiada niższą wartość, lecz są to nieznaczne rozbieżności. Zakres częstotliwości obu próbek jest na podobnym poziomie 400 Hz.
- Największą granicę wytrzymałości posiada kompozyt o oznaczeniu D2. Jego maksymalna siła rozciągająca wyniosła 37,77 kN, przy wytrzymałości ponad 755 MPa. Najśłabszy wynik posiada laminat D6. Jego wartości są niemalże trzykrotnie mniejsze od D2. Maksymalna siła rozciągająca to wynik 14,55 kN, a graniczna wytrzymałość to zaledwie 291 MPa.
- Kompozyty o oznaczeniu D3 oraz D5 uzyskały podobne wyniki oscylujące w granicy 34 kN i wytrzymałości średnio 676 MPa. Kolejno D4 posiada wynik 26 kN, a D1 około 17 kN.
- Największa średnia siła rozciągająca przy obciążeniu wynosiła średnio 27,32 kN. Wielkości te odnoszą się do granicy wytrzymałości na rozciąganie które średnio wynoszą 546,35 MPa.

Wstępne obliczenia wału napędowego wiroplātu

dr inż. Tomasz Łusiak, inż. Piotr Gomółka / Politechnika Lubelska

prof. Andrej Novak / Uniwersytet w Zilinie, Słowacja

1/ Wprowadzenie

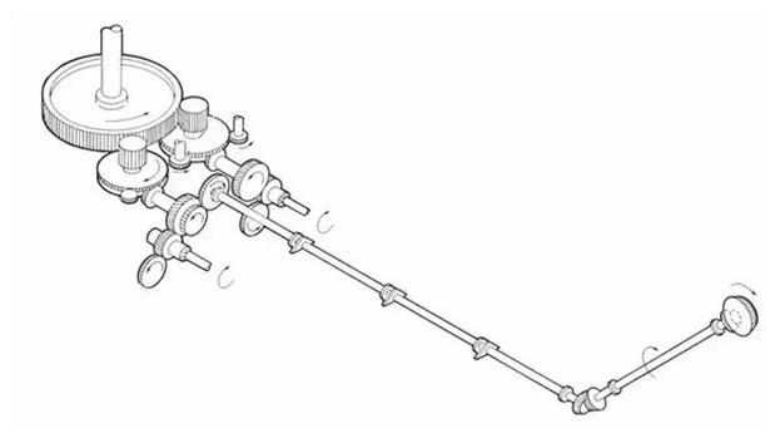
Prezentacja dotyczy przygotowania wstępnych obliczeń wytrzymałościowych oraz dynamicznych modelu wału napędowego wiroplātu.

Zakres pracy obejmuje:

- wprowadzenie w tematykę realizowanej pracy,
- oprogramowanie stosowane do obliczeń konstrukcji lotniczych,
- metoda obliczeniowa elementu wału napędowego,
- materiały stosowane na elementy wału napędowego,
- przygotowanie modelu dyskretnego wału napędowego,
- wstępne obliczenia wytrzymałościowe wału napędowego,
- analiza wyników obliczeń,
- podsumowanie oraz wnioski.

2/ Wał napędowy

Wał napędowy – element układu transmisji, który odpowiada za przeniesienie momentu obrotowego z silnika na śmigła wiroplātu.



Rys. 1. Przykładowy schemat układu transmisji [8]

3/ Materiały stosowane na elementy wału napędowego

Na wale napędowym zastosowano trzy rodzaje materiałów:

- stopy metali – model materiału sprężysto-plastycznego; stop aluminium 7075-T6 – zabieraki przy sprzęgłach, kołnierze; stal 2507 – pozostałe elementy wału,
- guma – model liniowo-sprężysty; elementy sprzęgła,
- kompozyt CFRP – model materiału ortotropowego; wał główny.

4/ Właściwości materiałów

Materiał	Stal 2507	Stop aluminium 7075-T6	Guma
Moduł Younga [MPa]	210000	71700	100
Liczba Poissona ν	0,3	0,33	0,5
Granica plastyczności R_e [MPa]	550	503	-
Granica wytrzymałości R_m [MPa]	750	572	-

Materiał		Kompozyt CFRP	
Moduł Younga $E_1 = E_2$ [MPa]	60000	Wytrzymałość na rozciąganie włókien X_t [MPa]	621
Liczba Poissona ν	0,27	Wytrzymałość na ściskanie włókien X_c [MPa]	760
Moduł Kirchhoffa G_{12} [MPa]	4550	Wytrzymałość na rozciąganie matrycy Y_t [MPa]	594
Moduł Kirchhoffa G_{13} [MPa]	10800	Wytrzymałość na ściskanie matrycy Y_c [MPa]	707
Moduł Kirchhoffa G_{23} [MPa]	10800	Wytrzymałość na ścinanie S_{12} [MPa]	125

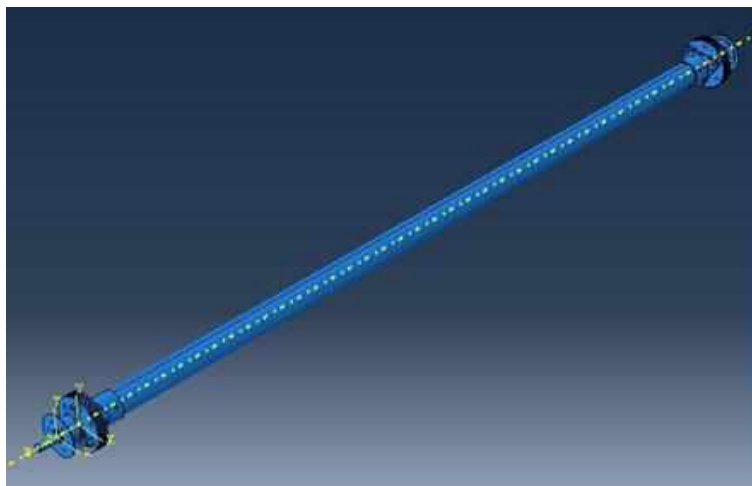
5/ Przygotowanie modelu dyskretnego wału napędowego

Model dyskretny wału napędowego - Abaqus/CAE 2020, MES, według następujących etapów:

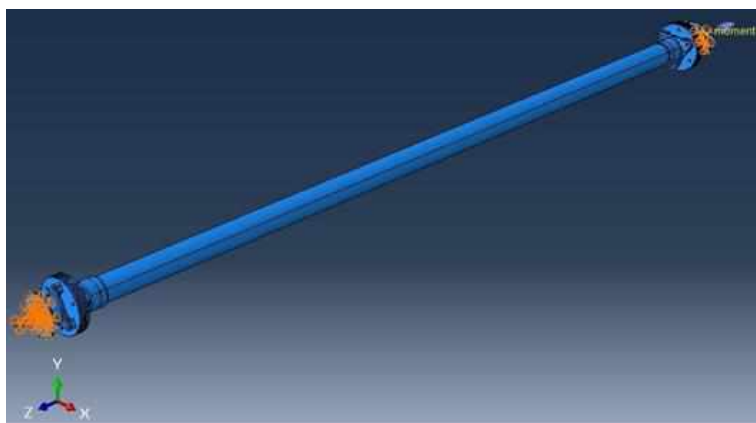
- przygotowanie modelu geometrycznego,
- określenie warunków brzegowych,
- wybór elementu skończonego,
- dyskretyzacja.

Zbudowanie modelu geometrycznego (Rys. 2) - stworzenie modelu złożonego z linii, kształtów lub brył, tak aby możliwie najbardziej

przypominał badany element. Celem skrócenia czasu obliczeń można pominąć nieznaczące fragmenty, co zmniejsza dokładność wyników obliczeń.



Rys. 2. Model geometryczny wału napędowego [opr. wł.]



Rys. 3. Model geometryczny wału napędowego z przypisanymi warunkami brzegowymi [opr. wł.]

Określenie warunków brzegowych – czynności którymi określa się sposób i wartość obciążeń elementu lub konstrukcji. Warunki należy określić z odpowiednią dokładnością, ponieważ najmniejsza różnica w warunkach brzegowych może spowodować znaczącą różnicę w wynikach obliczeń.

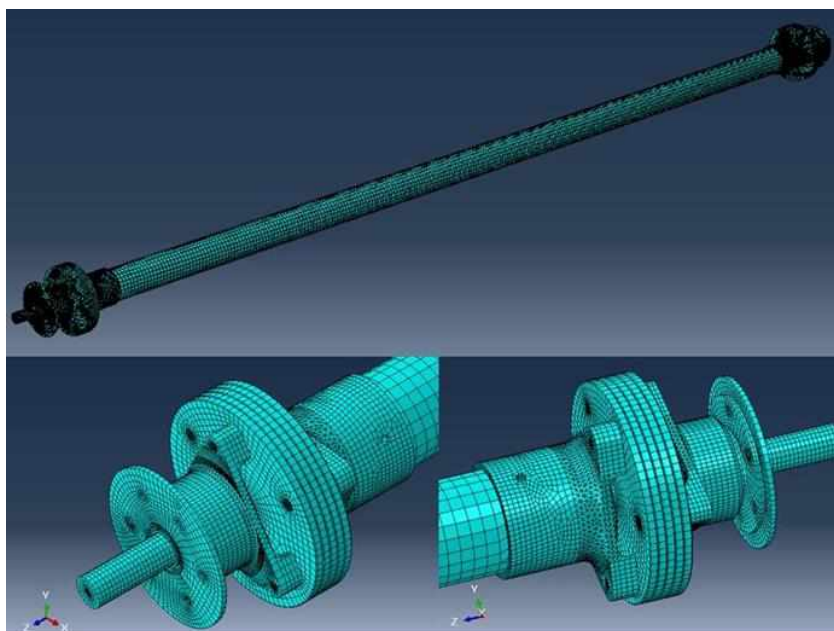
6/ Założenia przyjęte do obliczeń wału napędowego

Model wału – wał główny: $D = 60 \text{ mm}$, $g = 3 \text{ mm}$; obciążenie $M_s = 450 \text{ Nm}$; oddziaływania statyczne i naciski – łożyska $\mu = 0$, pozostałe części

$\mu = 0,2$; częstotliwości drgań własnych wału napędowego nie mogą mieścić się w zakresie 15 – 66,7 Hz.

Oprogramowanie obliczeniowe – solver programu Abaqus/CAE 2020.
Obliczenia obejmują:

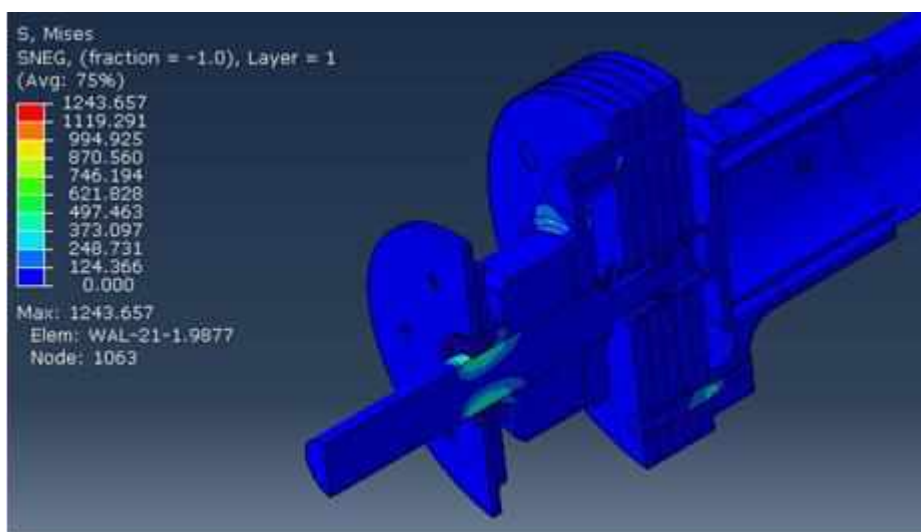
- analizę wytrzymałościową elementów metalowych wału napędowego,
- obliczenia dynamiczne na podstawie mapy minimalnej częstotliwości drgań własnych,
- analizę sztywności wału napędowego,
- obliczenia wytrzymałości kompozytu z wykorzystaniem inicjacyjnego kryterium zniszczenia kompozytu Tsai-Wu.



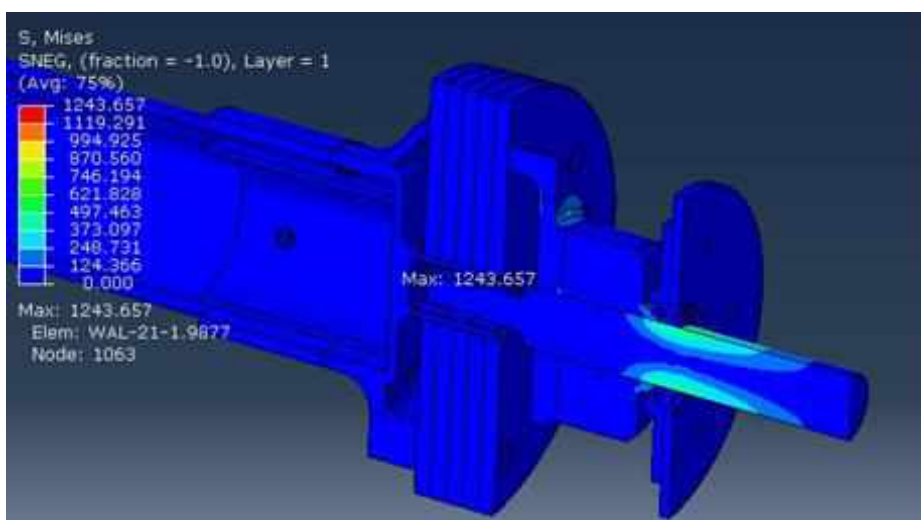
Rys. 4. Model dyskretny wału napędowego [opr. wł.]

Wybór elementu skończonego - wybór podstawowej jednostki obliczeniowej, niezbędny do przeprowadzenia dyskretyzacji. Dyskretyzacja - podział modelu geometrycznego na siatkę wcześniej wybranych elementów skończonych tzw. model dyskretny (Rys. 4).

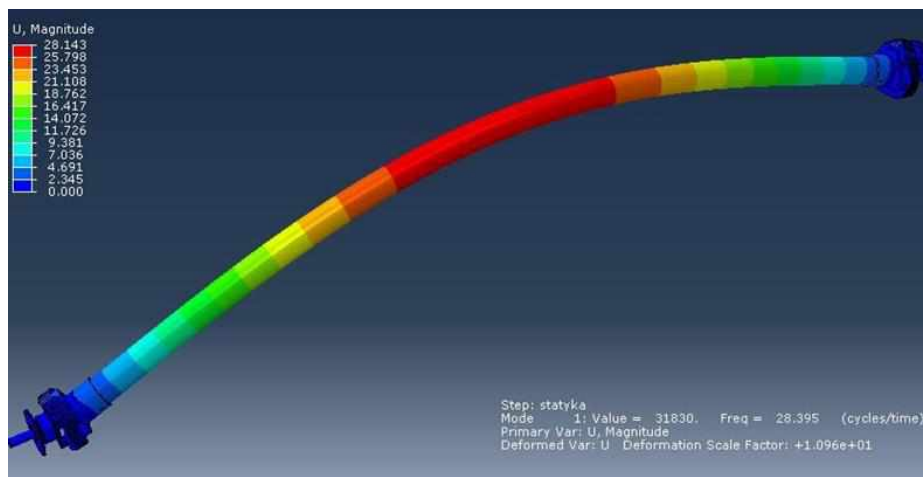
7/ Wyniki obliczeń



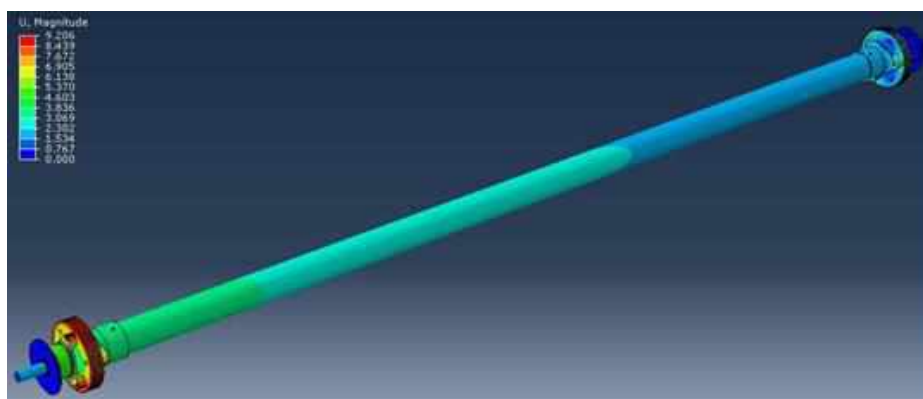
Rys. 5. Rozkład naprężenia zredukowanego H-M-H elementów metalowych na lewym końcu wału napędowego [opr. wł.]



Rys. 6. Rozkład naprężenia zredukowanego H-M-H elementów metalowych na prawym końcu wału napędowego [opr. wł.]



Rys. 7. Najniższa postać drgań układu wału napędowego [opr. wł.]



Rys. 8. Mapa przemieszczeń węzłowych wyznaczonych w biegunowym układzie współrzędnych [opr. wł.]



Rys. 9. Rozkład parametru krytycznego w kompozytowym wale – kryterium Tsai-Wu [opr. wł.]

Według mapy przemieszczeń węzłowych określiłem wartość całkowitego kąta skręcenia układu równą $\varphi = 5,27^\circ$, zapewniającą dostateczną sztywność skrętną układu wału napędowego.

Maksymalna wartość parametru krytycznego wynosi 0,047. Jest to wartość zdecydowanie poniżej wartości granicznej wynoszącej 1, zatem kryterium Tsai-Wu jest spełnione.

8/ Podsumowanie i wnioski

Maksymalne wartości naprężenia zredukowanego – na kołnierzu na prawym końcu wału głównego wykonanego ze stopu aluminium 7075-T6.

$\sigma_{zmax} \approx 1243,66 \text{ MPa} > Re = 503 \text{ MPa}$, zatem istnieje ryzyko wystąpienia odkształceń.

Najniższa postać drgań własnych – częstość drgań $\omega = 28,40 \text{ Hz}$; $\omega \in <15 \text{ Hz}; 66,7 \text{ Hz}>$ zatem zaproponowany wał napędowy nie spełnia przyjętych założeń konstrukcyjnych.

Przeprowadzone wstępne obliczenia wału napędowego wykazały, że projekt wału napędowego wymaga modyfikacji. Modyfikacje dotyczą wyboru innych materiałów oraz zmian w konstrukcji wału napędowego, aby wyeliminować ryzyko wystąpienia odkształceń lub rezonansu w zakresie częstości użytkowych.

Analiza aerodynamiczna modelu statku powietrznego wiroplatu wykonanego metodą wydruku 3D

dr inż. Tomasz Łusiak, mgr inż. Monika Dąbska / Politechnika Lubelska

prof. Martin Bugaj / Uniwersytet w Zilinie, Słowacja

Streszczenie: W pracy przygotowano model wiroplatu, wydruku modelu, przeprowadzono badania w tunelu aerodynamicznym i opracowano wstępne analizy charakterystyk aerodynamicznych modelu wiroplatu. Przedstawiono ogólną charakterystykę wiatrakowców oraz ich klasyfikacje.

Kolejnym etapem było przygotowanie modelu wiroplatu. Model został wydrukowany za pomocą drukarki 3D, a następnie przygotowany do badań poprzez wygładzenie i wykończenie powierzchni modelu wiroplatu.

Następnie zostały przeprowadzone badania w tunelu aerodynamicznym, które były podstawą do wykonania analizy porównawczej charakterystyk modelu wiroplatu. Badania zostały przeprowadzone w dwóch układach konfiguracji:

- konfiguracja dla kątów natarcia α od -20° do 20° z odczytywanymi pomiarami co 4° , z zerowym kontem ślizu β oraz z kątem ustawienia steru kierunku 10°
- konfiguracja dla kątów natarcia α od -20° do 20° z odczytywanymi pomiarami co 4° , z zerowym kontem ślizu β oraz z kątem ustawienia steru kierunku 5°

Wyniki otrzymane podczas eksperymentu zostały przedstawione w formie tabelarycznej oraz w formie graficznej dla poszczególnych parametrów aerodynamicznych.

Na podstawie otrzymanych wyników sporządzono analizę porównawczą badanych konfiguracji z poszczególnych parametrów aerodynamicznych. Opracowane charakterystyki potwierdzają poprawność uzyskanych przebiegów z zależnościami literaturowymi. Przebiegi charakterystyk doświadczalnych należy jeszcze porównać z charakterystykami, które należy przeliczyć metodami oprogramowania CFD.

1/ Wprowadzenie

Prezentacja dotyczy przygotowania modelu wiroplatu, wydruku modelu, przeprowadzenie badań w tunelu aerodynamicznym i wstępnej analizy charakterystyk aerodynamicznych modelu wiroplatu.

Zakres pracy obejmuje:

- wydruk modelu za pomocą drukarki 3D i jego przygotowanie do badań poprzez wygładzenie powierzchni modelu,
- opracowanie metody badań aerodynamicznych wiatrakowca w tunelu aerodynamicznym,
- przeprowadzenie badań w tunelu aerodynamicznym,
- obliczenia parametrów aerodynamicznych modelu wiatrakowca,
- analiza wyników, podsumowanie pracy i sporządzenie wniosków.

2/ Obiekt badań

Obiektem badań był model wiatrakowca, którego elementy zostały wykonane w technologii FDM (Fused Deposition Modeling) druku 3D. Metoda FDM tworzy części warstwowo poprzez nakładanie podgrzanego tworzywa termoplastycznego. Model zbudowany jest z dwóch materiałów: modelowego i pomocniczego.

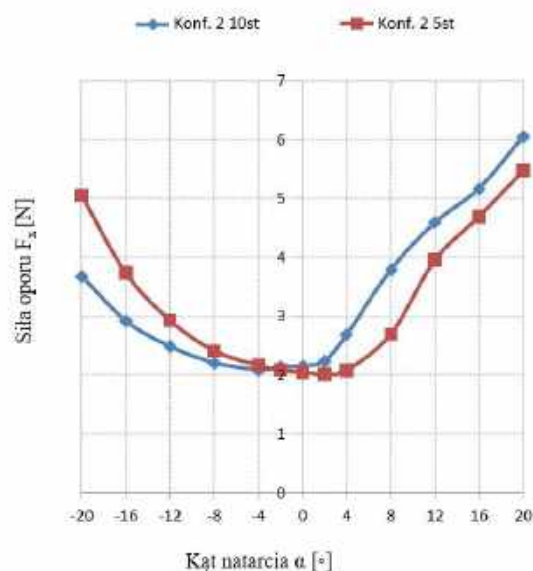


3/ Metoda badań aerodynamicznych modelu

- przygotowanie modelu do badań,
- przeprowadzenie badań eksperymentalnych w tunelu aerodynamicznym,
- opracowanie wyników,
- analiza wyników.

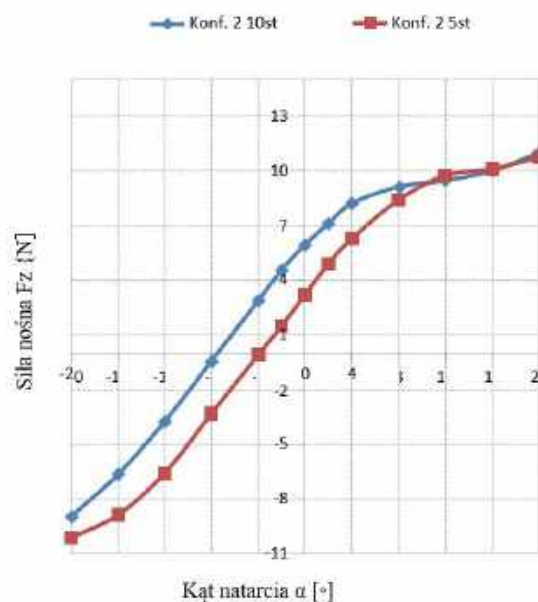
Charakterystyka siły oporu F_x w funkcji kąta natarcia dla układu konfiguracji z kątem ustawienia steru kierunku 10° i 5°

	Kąt ustawienia steru kierunku 10°	Kąt ustawienia steru kierunku 5°
$\alpha [^\circ]$	$F_x [N]$	$F_x [N]$
-20	3,685696	5,055487
-16	2,923756	3,736854
-12	2,48963	2,93333
-8	2,212088	2,414992
-4	2,097328	2,16682
-2	2,137357	2,091626
0	2,159	2,052
2	2,241016	2,012736
4	2,687864	2,085369
8	3,791049	2,69624
12	4,595181	3,955675
16	5,176055	4,69787
20	6,061065	5,477713



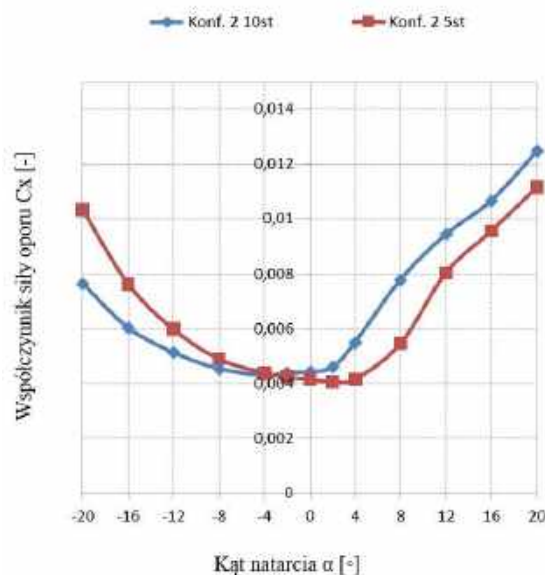
Charakterystyka siły nośnej F_z w funkcji kąta natarcia α dla układu konfiguracji z kątem ustawienia steru kierunku 10° i 5°

	Kąt ustawienia steru kierunku 10°	Kąt ustawienia steru kierunku 5°
$\alpha [^\circ]$	$F_z [N]$	$F_z [N]$
-20	-8,97146	-10,1298
-16	-6,66635	-8,89246
-12	-3,75749	-6,59525
-8	-0,44951	-3,33031
-4	2,878314	-0,10811
-2	4,554367	1,479898
0	5,933	3,198
2	7,096112	4,885733
4	8,20449	6,268802
8	9,112066	8,39243
12	9,464429	9,731219
16	9,97885	10,08892
20	10,99508	10,71682



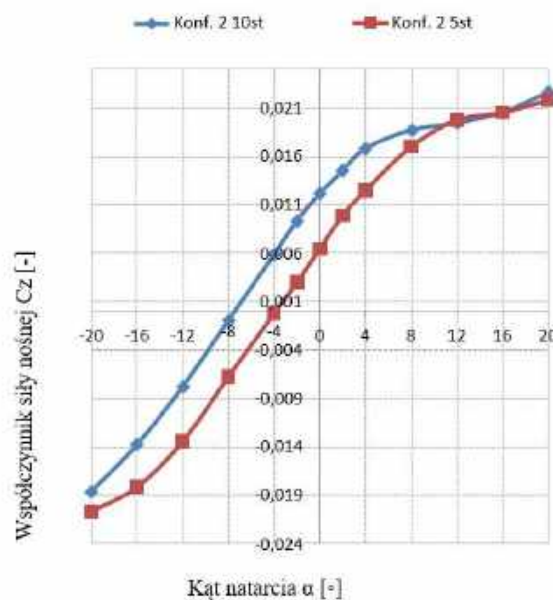
Charakterystyka współczynnika siły oporu C_x w funkcji kąta natarcia α dla układu konfiguracji z kątem ustawienia steru kierunku 10° i 5°

	Kąt ustawienia steru kierunku 10°	Kąt ustawienia steru kierunku 5°
α [°]	C_x [-]	C_x [-]
-20	0,007641	0,01032
-16	0,006031	0,007627
-12	0,005135	0,005975
-8	0,004541	0,004896
-4	0,004307	0,004387
-2	0,004388	0,004243
0	0,004426	0,004147
2	0,004593	0,004073
4	0,005511	0,004156
8	0,007791	0,005464
12	0,009441	0,008032
16	0,010669	0,00956
20	0,012465	0,011147



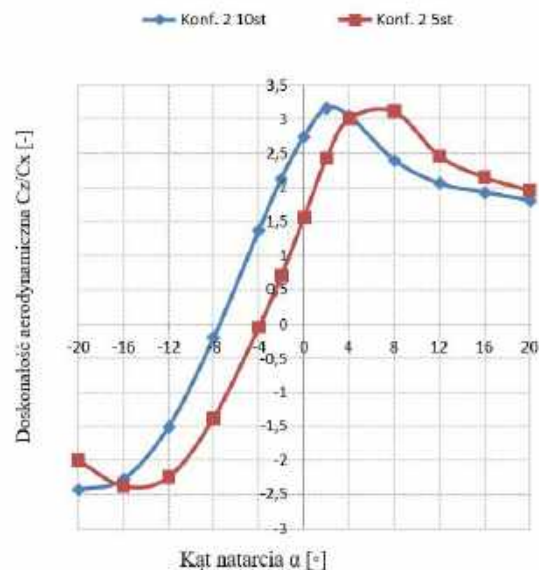
Charakterystyka współczynnika siły nośnej C_z w funkcji kąta natarcia α dla układu konfiguracji z kątem ustawienia steru kierunku 10° i 5°

	Kąt ustawienia steru kierunku 10°	Kąt ustawienia steru kierunku 5°
α [°]	C_z [-]	C_z [-]
-20	-0,0186	-0,02068
-16	-0,01375	-0,01815
-12	-0,00775	-0,01343
-8	-0,00092	-0,00675
-4	0,005911	-0,00022
-2	0,00935	0,003002
0	0,012163	0,006463
2	0,014543	0,009886
4	0,016823	0,012493
8	0,018726	0,017007
12	0,019445	0,019759
16	0,020568	0,02053
20	0,022612	0,021808



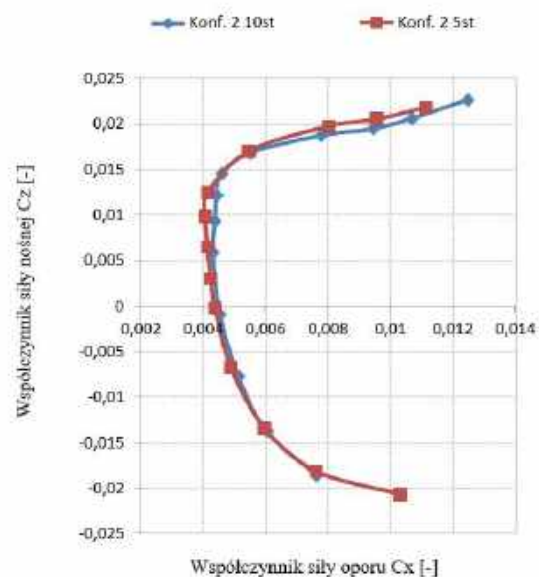
Charakterystyka doskonałości aerodynamicznej w funkcji kąta natarcia α dla układu konfiguracji z kątem ustawienia steru kierunku 10° i 5°

	Kąt ustawienia steru kierunku 10°	Kąt ustawienia steru kierunku 5°
α [°]	C_z/C_x [-]	C_z/C_x [-]
-20	-2,43413	-2,00373
-16	-2,28006	-2,37967
-12	-1,50926	-2,24838
-8	-0,20321	-1,37901
-4	1,372372	-0,0499
-2	2,130841	0,707535
0	2,748031	1,55848
2	3,166471	2,427409
4	3,05242	3,006087
8	2,403574	3,112642
12	2,059642	2,460065
16	1,927887	2,147552
20	1,81405	1,95644



Charakterystyka biegunowa dla układu konfiguracji z kątem ustawienia steru kierunku 10° i 5°

Kąt ustawienia steru kierunku 10°		Kąt ustawienia steru kierunku 5°	
C_z [-]	C_x [-]	C_z [-]	C_x [-]
-0,0186	0,007641	-0,02068	0,01032
-0,01375	0,006031	-0,01815	0,007627
-0,00775	0,005135	-0,01343	0,005975
-0,00092	0,004541	-0,00675	0,004896
0,005911	0,004307	-0,00022	0,004387
0,00935	0,004388	0,003002	0,004243
0,012163	0,004426	0,006463	0,004147
0,014543	0,004593	0,009886	0,004073
0,016823	0,005511	0,012493	0,004156
0,018726	0,007791	0,017007	0,005464
0,019445	0,009441	0,019759	0,008032
0,020568	0,010669	0,02053	0,00956
0,022612	0,012465	0,021808	0,011147



4/ Podsumowanie i wnioski

- różnica otrzymanych wartości wyników pomiarów spowodowana jest ustawieniem kąta steru kierunku 10° i 5° ,
- analiza porównawcza charakterystyk stwierdza, że wartości sił i współczynników różnią się od siebie nieznacznie,
- różnica w otrzymanych wartościach wyników pomiarów potwierdzona jest charakterystykami doświadczalnymi odpowiadającymi kształtem względem przebiegów literaturowych.

Wstępny projekt wentylatora mobilnego tunelu aerodynamicznego do celów dydaktycznych

dr inż. Tomasz Łusiak, inż. Świderek Przemysław / Politechnika Lubelska

prof. Martin Bugaj / Uniwersytet w Zilinie, Słowacja

Streszczenie: Celem pracy było dobranie układu wentylatora do konstrukcji tunelu aerodynamicznego politechniki lubelskiej który został skonstruowany do celów dydaktycznych. W pracy na początku zostało opisane budowa oraz działanie tuneli aerodynamicznych. Następnie zostały przedstawione rozwiązania konstrukcyjne tuneli o obiegu otwartym jakie zbudowano w Polsce. Kolejną częścią pracy było zapoznanie się z budową oraz działaniem wentylatorów oraz silników jakie są wykorzystywane od napędzania wentylatorów. Następnie został dobrany wentylator na podstawie strat ciśnienia generowanych w konstrukcji oraz zapotrzebowania na pokonanie ich. Dalszą częścią było opracowanie podpory wentylatora do tunelu oraz połączenia go z konstrukcją.

1/ Wprowadzenie

Prezentacja dotyczy zapoznania się z działaniem tunelu aerodynamicznego, sił działających podczas przeprowadzeniu pomiarów oraz założeń jakie powinien spełniać, a na końcu wstępnym dobraniem odpowiedniego układu napędowego do tunelu aerodynamicznego spełniającego wszystkie postawione warunki.

Zakres pracy obejmuje:

- wprowadzenie w tematykę realizowanej pracy,
- zapoznanie się z działaniem tunelu aerodynamicznego,
- dobór wentylatora,
- dobór napędu/silnika do wentylatora,
- dobór mocowania wentylatora,
- podsumowanie badań i wnioski.

2/ Wentylatory stosowane w tunelach aerodynamicznych

Ze względu na konstrukcje, czyli kierunek przepływu przez wirnik wentylatora dzielimy je na:

- odśrodkowe (promieniowe);
- osiowe;

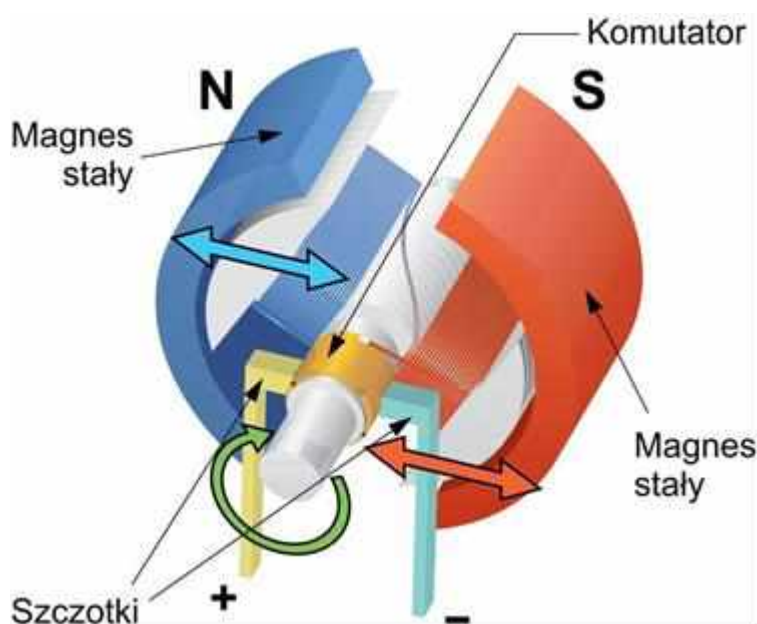
- skośne (diagonalne);
- poprzeczne.

Dodatkowo wentylatory odśrodkowe możemy podzielić na trzy rodzaje ze względu na budowę wirnika:

- wirnik o łopatkach prostych (promieniowych);
- wirnik o łopatkach zgiętych wprzód (w kierunku ruchu silnika);
- wirnik o łopatkach zgiętych wstecz (przeciwnie do kierunku ruchu wirnika).

3/ Układy napędowe stosowane do wentylatorów w tunelach aerodynamicznych

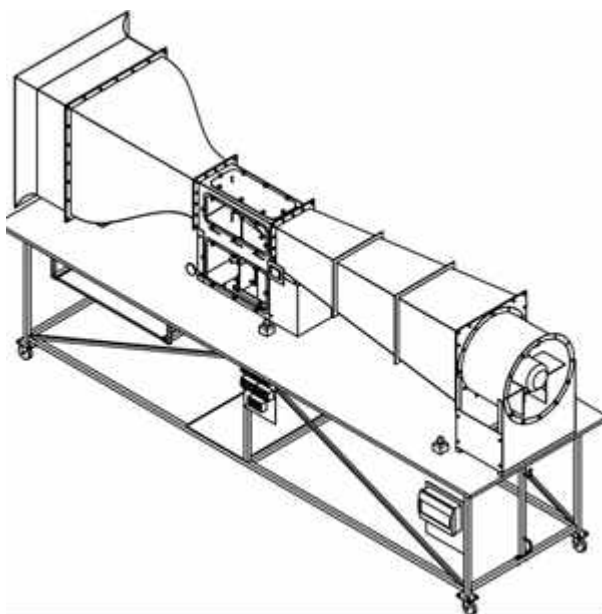
Ze względu na swoją charakterystykę powszechnie wykorzystywanymi napędami w tunelach aerodynamicznych pozostają silniki elektryczne, które są urządzeniem przetwarzającym na zasadzie indukcji elektromagnetycznej energię z udziałem ruchu mechanicznego.



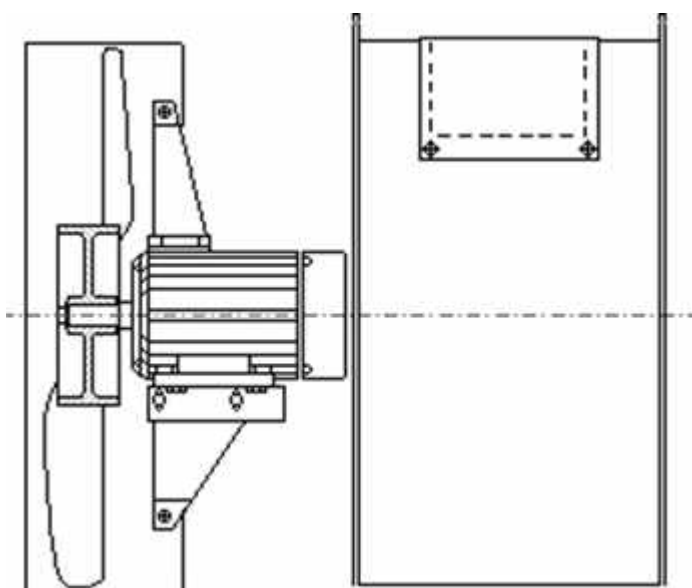
Rys. 1. Silnik prądu stałego

4/ Przedmiot badań

Przedmiotem badań jest mobilny tunel aerodynamiczny wykorzystywany do celów dydaktycznych. Ma on budowę tunelu aerodynamicznego otwartego. Do konstrukcji tunelu dobieramy zespół napędowy składający się z wentylatora wraz z jego napędem oraz mocowanie całego zespołu do konstrukcji tunelu.



Rys. 2. Konstrukcja tunelu

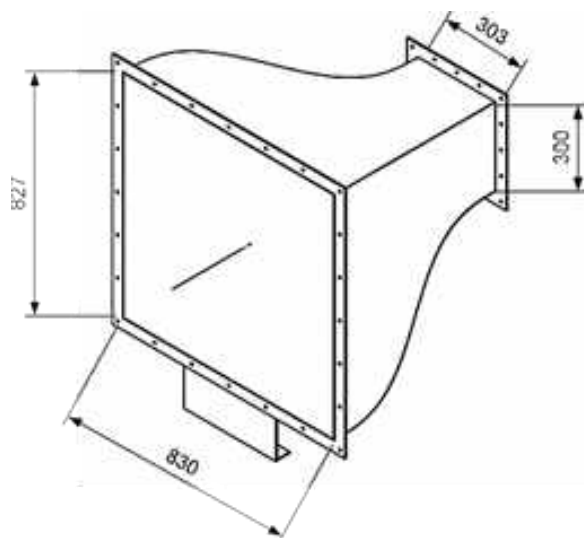


Rys. 3. Układ wentylatora

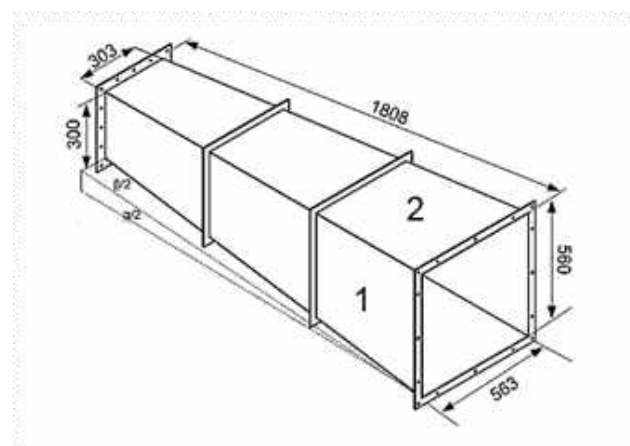
5/ Dobór wentylatora

Do doboru odpowiedniego wentylatora do tunelu musimy ustalić straty ciśnienia jakie występują w naszej konstrukcji tunelu. Nasz tunel składa się z trzech głównych elementów konstrukcyjnych, są to konfuzor którym czerpane jest powietrze z zewnątrz, moduł do przeprowadzania pomiarów oraz końcowo dyfuzor którym powietrze opuszcza

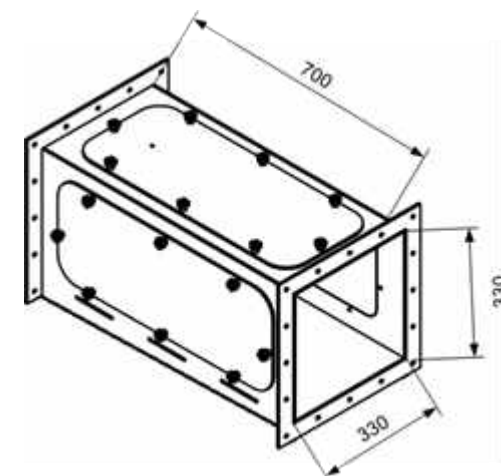
konstrukcje. Dlatego dla tych dwóch sekcji powinniśmy wyliczyć odpowiednio straty ciśnienia.



Rys. 4. Konfuzor badanej konstrukcji



Rys. 5. Konstrukcja dyfuzora w badanej konstrukcji



Rys. 6. Komora badawcza badanej konstrukcji

6/ Wyniki doboru wentylatora

Przykładowe obliczenia na podstawie obliczeń współczynnika strat ciśnienia w konfuzorze

Zgodnie z metodą Idela-Cika (1969), współczynnik strat ciśnienia w konfuzorze odnoszący się do ciśnienia dynamicznego w wąskim przekroju, jest dany wyrażeniem:

$$\zeta = \left(\frac{\lambda}{[16 \cdot \sin(\frac{\alpha}{2})]} \right) \left(1 - \frac{1}{N^2} \right) + \left(\frac{\lambda}{[16 \cdot \sin(\frac{\alpha}{2})]} \right) \left(1 - \frac{1}{N^2} \right)$$

Gdzie

N- współczynnik skurczu

$$N = \frac{F_0}{F_1} \cdot 100\%$$

Gdzie:

F_0 – powierzchnia małego przekroju

F_1 – powierzchnia dużego przekroju

λ określa się wzorem:

$$\lambda = \frac{1}{(1.8 \log Re - 1.64)^2}$$

Liczba Reynoldsa jest określana na podstawie średnicy hydraulicznej wąskiego przekroju.

Średnica hydrauliczna wyraża się wzorem:

$$D_H = 4 \frac{A}{U} [m]$$

Gdzie:

A - pole powierzchni przekroju poprzecznego [m²],

U - obwód przewodu [m].

$$\frac{\alpha}{2} = \frac{\beta}{2} = 16.2^\circ$$

$$F_0 = 0.0909 \text{ m}^2$$

$$F_1 = 0.68641 \text{ m}^2$$

$$N = 1.32\%$$

$$D_H = 4 * \frac{0.303 * 0.3}{0.303 + 0.303 + 0.3 + 0.3}$$

$$D_H = 0.075$$

$$\lambda = \frac{1}{(1.8 \log 0.087 - 1.64)^2}$$

$$\lambda = 0.454$$

$$\zeta = \left\{ \frac{0.454}{[16 \cdot \sin(16.2)]} \right\} \left(1 - \frac{1}{(1.32)^2} \right) + \left\{ \frac{0.454}{[16 \cdot \sin(16.2)]} \right\} \left(1 - \frac{1}{(1.32)^2} \right)$$

$$\zeta = 0.086$$

Element konstrukcji	Współczynnik strat ζ
Konfuzor	0,086
Komora pomiarowa	0,36
Dyfuzora	0.089
Razem	0,272

Tab. 1. Współczynnik strat ciśnienia w poszczególnych elementach

W przypadku komory pomiarowej o przekroju 0,0909 m² i maksymalnej prędkości eksploatacyjnej 12 m/s, dla obliczonych strat i dla typowej wartości η równej 0,91, dane określające układ wentylatora wynoszą:

$$\Delta p = 113 \text{ Pa}$$

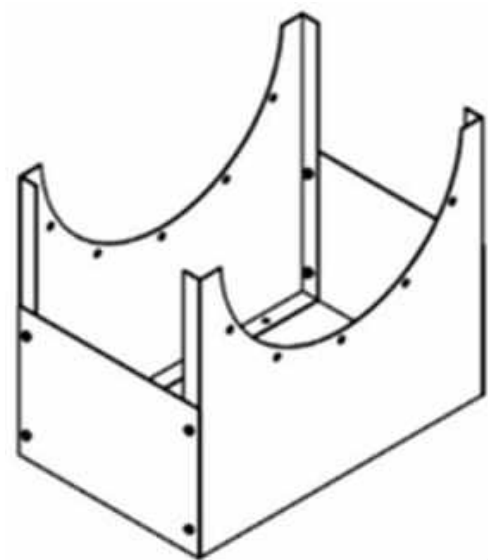
$$Q = 2,77 \text{ m}^3/\text{s}$$

$$P = 2848 \text{ W}$$

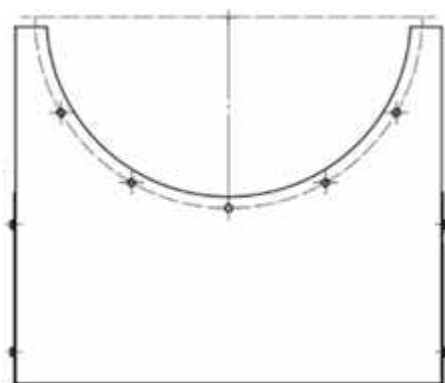
Dlatego w tym przypadku dobierzemy wentylator osiowy o średnicy 560mm, mocy silnika 3000W i wydajności 4,31m³/s, marki TYWENT z silnikiem trójfazowym o stopniu ochrony IP55.

7/ Opracowanie mocowania wentylatora

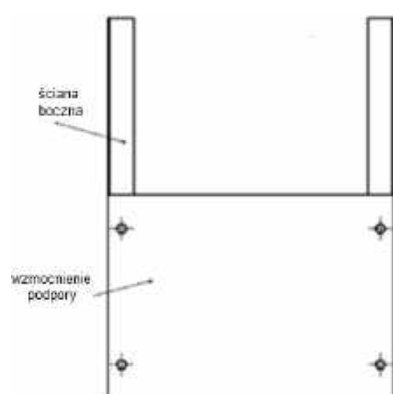
Na podstawie wentylatora dostosowano opracowanie mocowania układu wentylatora. Układ będzie spoczywał na podporze przymocowanej do stołu konstrukcji. Podpora jest skonstruowana tak aby bezpośrednio do niej przykręcić wentylator. Wentylator do dyfuzora będzie przymocowany przez łącznik, który został opracowany do wymiarów dobrego wentylatora i konstrukcji dyfuzora.



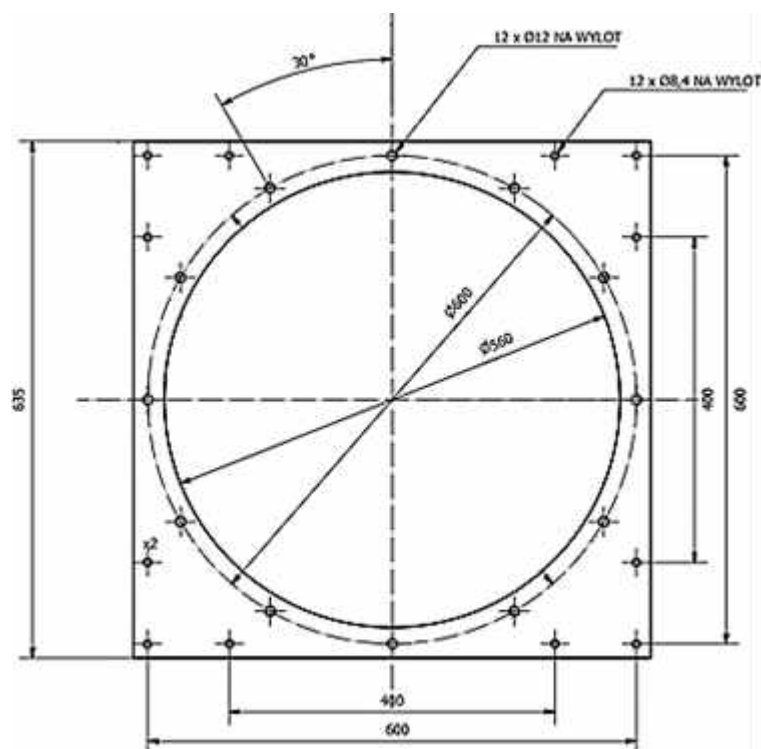
Rys. 7. Podpora wentylatora



Rys. 8. Rzut boczny podpory



Rys. 9. Rzut tylny podpory



Rys. 10. Łącznik pomiędzy dyfuzorem a wentylatorem

8/ Wnioski

- Współczynnik strat ciśnienia dla poszczególnych elementów wyniósł: dla konfuzora 0,086, dla komory pomiarowej w której są przeprowadzane badania 0,36 i końcowo dla dyfuzora 0,089. Suma strat wyniosła łącznie 0,545.
- Charakterystyczne wielkości wyliczone wentylatora: przyrost ciśnienia Δp w tunelu przy prędkości roboczej wyniósł 113Pa, przepływ objętościowy Q przy żądanej prędkości roboczej 2,77m³/s oraz moc P wentylatora której wartość wyniosła 2848W. Został wybrany wentylator marki TYWENT. Jego parametry to moc 3000W oraz wydajność jaką osiąga to 4,31 m³/s.
- Podczas konstrukcji mocowania wentylatora, czyli jego podpory oraz łączenie pomiędzy wentylatorem a dyfuzorem tunelu, ważne jest dokładne ustalenie wentylatora z jego układem tak aby nie było żadnych luzów powodujących złą pracę układu.

Preliminary analysis of strength properties of carbon fiber reinforced composites

Agnieszka Bondyra, Tomasz Łusiak / Lublin University of Technology

Abstract: Tensile tests according to ASTM were carried out on three series of composite samples. The materials tested are characterised by the same manufacturing method. The specimens were hand laminated using MGS L285/H285 epoxy resin. The feature that differentiates the structure of each laminate series is the type of reinforcement. A biaxial fabric IMS65 CTLX with a 0/90° arrangement was used to reinforce the C series composite specimens, for the D series a symmetrical fabric Interglass 02037 with a 0/90° weave was used, and for the E series specimens a modular fabric IMS65 with a 45° weave was used.

The share of composites in the manufacture of construction products is steadily increasing. This is due to the development of new technologies for manufacturing composite elements and composites, with properties that are more and more in line with the requirements of the industry resulting from technological progress. Composite products have to meet many performance requirements. Tensile testing is used to determine some of the key mechanical properties of laminates.

Fiber-reinforced polymer composites have been used in various engineering structures for many decades. Their unique physical and mechanical properties make them a well-known, most produced and most widely used type of composite materials.

In the case of fibre composites, it is the fibres that take over the basic stresses and are responsible for achieving the appropriate stiffness and strength, while the matrix ensures optimum use of the properties of the fibres and gives shape to the manufactured element. The mechanical properties of the composite and its failure process are fundamentally dependent on the high strength of the fibres, the stiffness of the matrix and the strength of the fibre-matrix interface.

Keywords: polymer composites, fibre composites, static tensile testing, carbon fibres, fibre-matrix interface

1/ Introduction

The development and search for solutions to obtain new materials with properties superior to those of materials traditionally used in

engineering (metal alloys, wood, building ceramics, etc.) has led to the creation of a group of plastics called composites [1]. The main feature of this new pattern is the ability to combine properties in any way. The result of the use of these advanced materials is a new integration of structure and function, which is the fundamental basis for the emerging materials-based industrial revolution [2].

A composite is a material resulting from the close combination of two or more materials with completely different chemical and physical properties in such a way that, despite a clear separation line between them, the components are well and continuously bonded and the reinforcing phase is distributed as evenly as possible in the matrix. The reinforcement of the composite, also called filler, is the element on which the properties of the whole material depend. The matrix of the composite has the task of bonding the reinforcement and giving the component the desired shape [3, 4, 5]. As a result of this combination, the different properties of the reinforcing phase and the matrix complement each other and thus make it possible to obtain a material with additional and/or much more perfect characteristics than each component separately [6].

A composite material consists in the general case of one or more discontinuous phases arranged in a continuous phase. In the case of several discontinuous phases of different nature, the composite is referred to as hybrid. The continuous phase is called the matrix and the discontinuous phase the reinforcement or reinforcing material [7].

The classification of composite materials is mainly based on the type of matrix and reinforcement phase [8].

The reinforcement used determines the tensile strength of the composite in the longitudinal direction, while other properties, such as tensile strength in the transverse direction, shear strength, compressive strength, heat resistance and environment are related to the matrix used [9].

Composite materials are well designed to meet the challenges of high performance materials for engineering and structural applications. The ability of composite materials to absorb stress and dissipate strain energy is much higher than other materials such as polymers and ceramics, and therefore they offer many mechanical, thermal, chemical and damage resistance advantages with limited drawbacks such as brittleness [10]. Nowadays, composites are widely used. They have

started to become a dominant group of structural materials due to their excellent strength properties [11]. Multifunctional fibre-reinforced polymer laminates are the primary structure for structural load bearing [12].

The greatest advantage of composite materials is strength and stiffness combined with lightness [1, 3, 4]. The combination of a polymer matrix and reinforcing fibres results in high-performance materials that offer weight reductions of over 50% compared to the weight of aluminium and steel [13, 14]. Weight saving is one of the main reasons for using composite materials instead of conventional materials. Although composites are lighter, they are also stronger than other materials [4, 15]. The low weight/strength ratio is one of the characteristic properties that is common to most composites. This feature is the reason for their wide application in biomedicine, automotive and aerospace industries [16, 17]. A unique feature of composite materials is that they can be tailored to specific applications. In general, composites are designed to have predetermined load carrying capacity and other properties superior to other materials [16].

Despite the many benefits of composite materials, there are also some defects in them. Composites are susceptible to structural damage such as delamination, discontinuities or cracking [3]. With regard to the damage mechanisms in layered composites, two groups can be distinguished: interlaminar and intralaminar damage. Delamination is an intralaminar damage mechanism, which is defined as the initiation and propagation of an interlaminar matrix crack that leads to the separation of two laminates and significantly degrades the out-of-plane and flexural properties of the composite structure. Intralaminar damage mechanisms refer to damage within the lamina, i.e. matrix cracking, fibre cracking, fibre/matrix delamination and fibre pull-out. The sequence of damage accumulation depends on many variables, such as the material properties of the composite components, the exact arrangement of the layers, defects created during manufacturing, the loading profile and the environmental conditions under which the structure operates [18]. Intrinsic defects in composites can arise during manufacturing as well as in service [19]. On the one hand, random porosity or undesirable material may appear in composite structures during the manufacturing process. On the other hand, external impacts may cause delamination or rupture of the structure during its operation [20]. Significant reductions in the mechanical properties and fatigue resistance of composite structures can occur even from low-energy impacts, such as barely visible impact damage, because the excellent

mechanical properties of laminated composites come at the expense of through-thickness properties. Impact damage often results in a complex network of cracks and delaminations of the matrix inside or on the back surface, without modifying the upper surface of the structure. A feature of such damage is that it is invisible on the surface and in most cases cannot be easily detected by visual inspection. In addition to impact damage, other internal defect mechanisms such as porosity, voids (or resin coverage area) and inclusions can contribute to the failure of the composite structure [19].

In composite materials, components with complementary physical and mechanical properties are combined. The introduction of reinforcements with good tensile strength, with very high moduli, into the polymer matrix allows for improved mechanical and thermal properties. The advantage of polymer matrix composites, compared to metals, is the manufacturing process, which allows the production of parts with complex shapes, including their lower density and thus lower fuel consumption (in aviation and automotive), higher speed in high-performance sports or greater range of missiles and higher payload (in transport) [7].

As mentioned earlier, composites are structural materials that consist of two or more constituent materials with large discrepancies in their physical, chemical and mechanical properties. The characteristic properties of these composites result from the individual properties of their constituent parts and their respective volume shares and distribution in the material system. Depending on the intended application, composites can be designed to meet specific geometrical, structural, mechanical, chemical and sometimes aesthetic requirements [16]. Therefore, the use of composite materials in various advanced applications is constantly increasing. The aerospace and defence industry was the first to discover the beneficial properties of composite structures [21].

Composite materials have been used in aviation since the mid-20th century [22]. In 1944, glass fibre reinforced plastics (GFRP) were used for the first time in the fuselage skin of the Vultee BT-15 training aircraft [23]. Very favourable mechanical properties of composite materials at their low weight enable the construction of strong yet lightweight aircraft structures, which in turn affects the reduction of aircraft operating costs [3, 22]. Fibre-reinforced polymers also offer exceptional lightweight potential. Products made from FRP can be made lighter, thereby increasing resource efficiency and reducing emissions during

use [24]. For example, Boeing's '787 Dreamliner' became the most fuel-efficient mid-size aircraft when it introduced lightweight composite structures that account for about 50% of the aircraft weight [12]. Therefore, FRPs could play a key role in the transition to a sustainable and CO₂-neutral society. This objective is becoming increasingly important at a time when the effects of climate change are becoming more pronounced [24].

Polymeric fibre composites are predominantly used in the aerospace industry. The reinforcing phase of these composites are different types of fibres. The most common types of reinforcement used in fibre composites are glass G (Glass), carbon C (Carbon) and aramid A (Aramid) fibres [5, 25]. The functions of the fibres include carrying most of the tensile or compressive loads applied to the FRP specimen, as well as bridging cracks in the matrix and mitigating crack growth by dissipating energy near the crack tip [23]. The matrices in fibre composites are metallic, or more commonly polymer resins [5, 25]. The function of the polymer matrix in FRP composites is to hold the reinforcements together, transfer loads, distribute them uniformly, transfer interlaminar shear and prevent direct contact between fibres and different environmental conditions [23]. Carbon Fiber Reinforced Plastics (CFRP) polymer composites have high mechanical properties that make them exemplary engineering materials for load and stress transfer [13]. They have become a mainstay of the aerospace industry. For example, the fuselages of the Boeing 787 and Airbus A350 XWB aircraft are composed of 50% and 52% CFRP, respectively [26]. Carbon fibre-reinforced polymers in the aerospace industry are used in wing flaps, sandwich panels and fuselages. Glass fibre-reinforced polymers are used in thicker composites such as helicopter rotor structures as well as pipelines and storage tanks in the petrochemical industry [27].

Due to their unique physical-mechanical properties, composite materials have gained popularity in recent years in many high-tech and engineering applications. They were initially used as fairings/reinforcements for various structures, but their use has recently shifted from general purpose structures to primary and secondary support structures where structural failures could cause catastrophic safety consequences [27]. Unwanted vibrations in the system induce residual stresses in the structure, which reduces its service life [21]. The process of gradual development of microcracks and other material damage contributes to the phenomenon of slow changes in the values of elastic coefficients, strength indices, vibration damping characteristics and other material properties. These changes in the case

of composites subjected to long-term static and fatigue loads may amount to 10-50% [28]. Recent studies indicate that the more complex a composite is, the more likely it is that damage will occur in it. Furthermore, the integrity and life cycle of the structure cannot be guaranteed under different loading conditions. Given that composite structures are intrinsically complex and their behaviour under fatigue loading and fracture mechanism are poorly understood (i.e. compared to their metallic predecessors), continuous investigation of their structural integrity and interlaminar strength is of paramount importance [27].

The interface between the fibre and the polymer matrix is critical to the short-term and long-term properties of fibre-reinforced polymer composites due to the transfer of shear stress from the matrix to the fibre through their interface. The interface in FRP is the common boundary between the fibres and the polymer matrix through which the load can be transferred from the matrix to the fibres based on strain compatibility. If the interface fails prematurely, the deformation (or stress) of the matrix is not compatible with the deformation of the fibre, with the result that the load cannot be transferred from the weak component (matrix) to the strong component (fibre). In other words, the reinforcing effect of the fibres on the polymer matrix cannot be achieved [23].

Strength tests are carried out to determine the properties of materials and to determine its basic parameters. One of the most important mechanical properties of a material is its tensile strength. It is the value of stress at which a material sample is damaged and consequently breaks. Tensile testing is carried out in testing machines equipped with appropriate jaws allowing to securely fix the tested specimen, a dynamometer allowing to measure the force F acting on the specimen and a displacement sensor recording the elongation ΔL in relation to the initial length of the specimen [29].

Carbon fibre composites are a unique material with exceptional mechanical properties. For this reason, they are widely used for structural applications in the aerospace, automotive, and wind energy industries. The most basic mechanical properties important for the design and application of such materials are stiffness and strength. These mechanical properties are obtained by static tensile testing of monofilament composites [30].

The ASTM static tensile test is used to determine the force required to break a composite specimen and the extent to which the specimen will stretch or elongate to failure. In the test process, the specimen to be tested is placed in the grips of the testing machine. The load is applied and gradually increased. The specimen is elongated during the testing process. This process continues until the specimen breaks. During the test, the relationship between the elongation of the test piece in relation to the applied force is recorded. The tensile test produces a graph showing the tensile stress as a function of the linear deformation of the material. Based on the results recorded during the test, it is possible to determine a number of parameters describing the properties of the tested material: tensile strength, value of breaking stress, explicit yield strength, conventional yield strength, relative elongation, relative constriction, as well as material constants in the form of Poisson's ratio modulus and Young's modulus [29].

For the behaviour of fibre-reinforced composites under tensile loading, the stress-strain relationship is dependent on the direction of loading relative to the longitudinal axis of the fibre. This only applies to composites with continuous and aligned fibres. Discontinuous and linearly oriented fibres behave differently. The failure strength (stiffness) of the fibre material is usually an order of magnitude higher than that of the matrix. However, the matrix has a higher ductility and therefore a higher failure stress than the fibre. For this reason, the failure strength and strain of fibre-reinforced composites are between the failure strength and strain of the respective fibres and matrices [16].

2/ Test object

Composite specimens were tested for tensile strength. The test object was made using the hand lamination method, also known as the contact method.

Laminating is a technique for producing composite systems with increased strength, stability and appearance by using two or more materials in multiple layers.

The entire laminate production process begins with the application of a resin layer, using MGS L285/H285 epoxy resin. The resin applied to the laminate permeates the material and penetrates deep into its structure. Applying 8 layers of fabric with an arrangement (+/- 45° and 0/+90°) was intended to further strengthen the samples. The next stage is the

application of a flexible bag, pressed with special clamps around the edges of the mould. Excess resin and air is extracted using a spigot and vacuum pump. Curing of the laminate takes place at an atmospheric pressure of 0.9 atm. The resulting laminates are placed at 60°C for 8 hours. Specimens are cut from the resulting sheet with the appropriate dimensions specified in the ASTM standard. To protect the specimens from damage while they are placed in the grips of the testing machine, the final composite specimens are covered with glass-epoxy composite overlays.

The following types of fabric were used for the different series:

- C series - biaxial fabric IMS65 CTLX with 0/90° weave,
- D series - Interglass 02037 symmetric fabric with 0/90° weave,
- E series - Modular fabric IMS65 with 45° twill.

ASTM is a test method for determining the in-plane tensile properties of high modulus fibre-reinforced composite materials with a polymer matrix. This method enables the determination of tensile properties for material specification, research and development, quality assurance, and structural design and analysis. Factors influencing the tensile test include: material, material preparation and lay-up methods, specimen lay-up sequence, specimen preparation, geometric dimensions and test time.

Tab. 2.1 shows the parameters of the fabrics used to reinforce the composite specimens.

Parameter	Biaxial fabric IMS65 CTLX	Symmetric Interglass 02037	Modular fabric IMS65
Density of fabric sheet [g/m ²]	6,8	47,5	27,2
Thickness [mm]	0,19	0,21	0,21
Tensile strength [MPa]	513	443	1450

Tab. 2.1. Parameters of fabrics used as reinforcements of composites [31]

From the resulting composite sheet, reinforced with IMS65 CTLX biaxial fabric, flat bars were cut, the dimensions of which are shown in Tab. 2.2.

Designation	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]
1C	25	2	250
2C	25	2	250
3C	25	2	250
4C	25	2	250
5C	25	2	250
6C	25	2	250
7C	25	2	250
8C	25	2	250
9C	25	2	250

Tab. 2.2. Geometrical parameters of C-series specimens [op. cit.]

Series C, with specimen designations from 1C to 9C, is characterised by the same geometric dimensions and fabrication.

From the resulting panel reinforced with Interlass 02037 symmetrical fabric, rectangles were cut according to rectangles were cut from the resulting board reinforced with Interlass 02037, in accordance with the ASTM standard, the dimensions of which are shown in Tab. 2.3.

Designation	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]
1D	26	2	250
2D	26	2	250
3D	26	2	250
4D	26	2	250
5D	26	2	250
6D	26	2	250
7D	26	2	250
8D	26	2	250
9D	26	2	250

Tab. 2.3. Geometrical parameters of D-series specimens [op. cit.]

Series D, with designations from 1D to 9D, is characterised by identical geometric dimensions and the same method of specimen fabrication.

Following the ASTM standard, flat bars were cut from the IMS65 modular fabric reinforced board obtained during the hand lamination process, and their geometric dimensions are listed in Tab. 2.4.

Designation	Width [mm]	Thickness [mm]	Length [mm]
1E	26	2	250
2E	26	2	250
3E	26	2	248
4E	26	2	250
5E	26	2	250
6E	26	2	250
7E	26	2	250
8E	26	2	250

Tab. 2.4. Geometrical parameters of E-series specimens [op. cit.]

The E series, with designations from 1E to 8E, shows little difference in the geometric dimensions of the samples. Plate E3 differs from the other samples only in terms of length. All flat bars are characterised by the same preparation method.

3/ Test bench

Composite specimens tested for tensile strength in accordance with the required ASTM standard are rectangular in shape with a constant cross-section. They look like flat bars. There are several specimens in each batch that have been prepared in the same way and have the same layout.

Tensile testing is a destructive process. The specimens are damaged during the experiment.

The tests were carried out using an Instron testing machine, model ZWICK Z100 (Fig. 3.1). This machine is designed to perform static tensile tests. Any material can be tested in different temperature ranges. The experiment was performed at a constant strain rate.



Fig. 3.1. Instron ZWICK Z100 testing machine [op. cit.]

The Instron ZWICK Z100 testing machine can be used for static tensile testing of any material at room temperature as well as at temperatures up to 1200°C. The machine is equipped with tools that make it easy to test round, bolted, M8 to M16 head diameter and flat bars up to 8 mm thick. The elongation of the specimen is measured by a macro extensometer (ambient temperature), a MAYTEC HT thermal extensometer operating up to 1500 °C and the machine crosshead. The use of two furnaces for heating the specimens increases the testing capacity by 50%. The individual technical parameters of the machine are presented in are presented in Tab. 3.1 [32].

Maximum test force F_N (tension, compression)	100 kN
Test temperature	Room up to 1200 °C
Number of furnaces	2
Temperature control	3 thermocouples in furnace chamber 3 thermocouples next to sample
Traverse speed	0,0005 do 750 mm/min
Accuracy of set rate	0,003% V_{nom}
Measurement of force in the range from 0,4 to 100% F_{nom}	Class 1
Measurement of force in the range from 2 to 100% F_{nom}	Class 0,5
Initial measurement length of extensometer	11 – 50 mm

Tab. 3.1. Technical parameters of the Instron ZWICK Z100 testing machine [32]

The data obtained during the test is automatically transferred to a specialised program that creates a document with the results and saves it as a file. The test control program testXpert provides a graphical representation of the results in a coordinate system of any configuration, and the elongation can be presented in mm or % [13].

The automatic closing and opening of the extensometers makes the machine easy to use, easy and efficient. Additional advantages of the Instron tensile testing machine include an alternative for determining the modulus of elasticity, an innovative control system that allows swapping parameters during the test and having two workspaces.

The force is recorded at each range, within 5% and with a very high accuracy.

The static tensile test was carried out using an Instron ZWICK Z100 testing machine. A flat section of material with a constant, rectangular cross-section is clamped in the grips of the testing machine (Fig. 3.2)

and subjected to a continuous, monotonic tensile test with simultaneous recording of the load. The ends of the strain gauges are soldered to the soldering points to connect the strain gauges to the wires of the testing machine (Fig. 3.3). The tensile strength of the material can be determined from the maximum load carried before failure. The incremental elongation of the specimen for each force value is recorded by the extensometers. The relative deformation is determined by measuring the actual length of the laminate as the load increases. The stress value is determined from the instantaneous tensile force divided by the initial cross-sectional area of the specimen.



Fig. 3.2. Sample in the machine's grips [op. cit.]

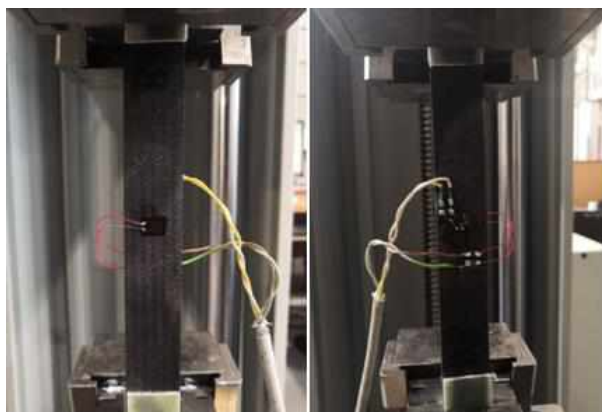


Fig. 3.3. The machine wires connected to the strain ganges [op. cit.]

Fig. 3.4 and Fig. 3.5 show the appearance of the composite specimens after the static tensile test.



Fig. 3.4. Composite specimen after tensile strength testing [op. cit.]



Fig. 3.5. D-series composite specimen after tensile strength tests [op. cit.]

The test control program TestXpert produces a stress-strain diagram based on the results obtained, which is also called a conventional tensile diagram (Fig. 3.6).

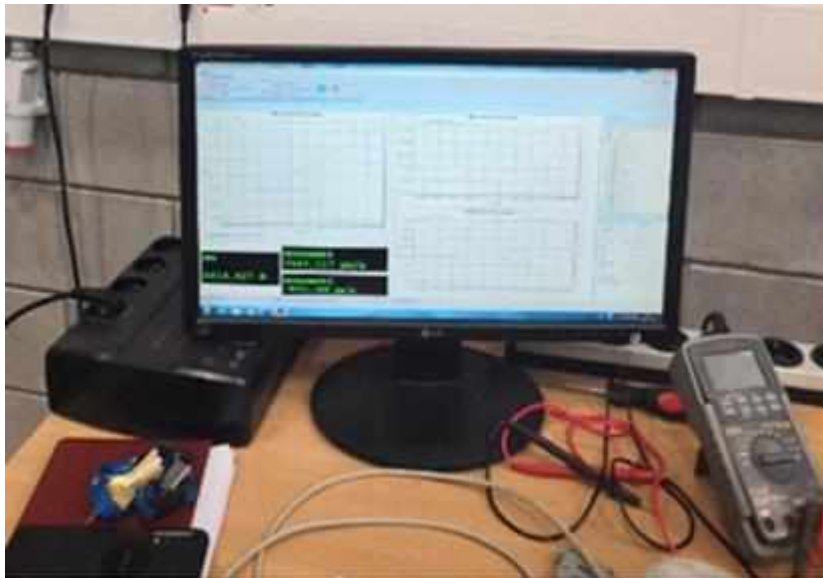


Fig. 3.6. TestXpert test control program [op. cit.]

Based on the results obtained from the tensile tests carried out, it is possible to determine the tensile modulus, Poisson's modulus, tensile modulus and tensile modulus.

4/ Results of tensile tests

Tensile testing provides detailed information about the mechanical properties of a material in tension. These properties can be represented on a graph as a stress-strain curve. According to equation (4.1), to obtain the stress, the force measurements are divided by the initial cross-sectional area of the specimen.

$$\sigma = F/S_0 \text{ [MP]} \quad (4.1)$$

where:

F - tensile force [N]

S_0 - cross-sectional area of the specimen [mm²]

Strain measurements are obtained, according to the relation (4.2), by dividing the change in length by the initial specimen length.

$$\varepsilon = \Delta l/l_0 \quad (4.2)$$

where:

Δl - length increment [mm]

l_0 - initial sample length [mm]

The incremental elongation of the specimen Δl is recorded by extensometers as the load increases for each value of the tensile force F .

From the maximum tensile force F_m , the tensile strength R_m is determined according to the relation (4.3).

$$R_m = F_m/S_0 \text{ [MPa]} \quad (4.3)$$

where:

F_m - maximum tensile force [N]

S_0 - cross-sectional area of the specimen [mm²]

Tensile tests were carried out according to ASTM standard. The values of tensile stress and corresponding linear strain, tensile force, ultimate tensile strength, and Poisson's ratio were recorded and determined during the tensile tests. The values obtained during the tests were collected and presented in a table and graphically.

Tensile testing was carried out on D-series specimens with specimen designations sequentially from D1 to D9. Series D composite laminates were formed using MGS L285/H285 epoxy resin and were additionally reinforced with Interglass 02037 symmetrical fabric with 0/90° weave. Tab. 4.1. presents the results obtained during bench tensile tests for D-series specimens, designated successively from D1 to D6. The test results for composite laminates designated D7 to D9 were discarded due to specimen breakage beyond the gauge length. The maximum tensile force during loading ranged from 14.555 to 40.040 kN. These values correspond to a tensile strength ranging from 291.109 to 800.795 MPa.

Designation	Section area S_0 [mm ²]	Maximum tensile force F_m [kN]	Tensile strength limit R_m [MPa].
D1	50	16,950	339,009
D2	50	40,040	800,795
D3	50	36,356	727,115
D4	50	26,894	537,885
D5	50	33,539	670,782
D6	50	14,555	291,109

Tab. 4.1. Summary results of strength tests of D-series composite laminate [op. cit.]

Tab. 4.2 lists 30 consecutive authoritative results obtained during tensile testing of specimen D1.

Lp.	Time t [s]	Force F [kN]	Tension σ [MPa]	Tensometr 1	Tensometr 2	Poisson's ratio [-]
1	44	0,308	6,152	120,776	4,623	-0,038
2	44,2	0,310	6,202	121,518	4,547	-0,037
3	44,4	0,312	6,242	122,241	4,585	-0,038
4	44,6	0,314	6,287	123,060	4,585	-0,037
5	44,8	0,316	6,328	123,859	4,585	-0,037
6	45	0,318	6,362	124,563	4,566	-0,037
7	45,2	0,320	6,402	125,400	4,642	-0,037
8	45,4	0,322	6,449	126,275	4,642	-0,037
9	45,6	0,324	6,489	126,846	4,566	-0,036
10	45,8	0,327	6,532	127,455	4,623	-0,036
11	46	0,328	6,559	128,101	4,452	-0,035
12	46,2	0,330	6,600	129,053	4,566	-0,035
13	46,4	0,332	6,639	129,757	4,623	-0,036
14	46,6	0,334	6,685	130,308	4,604	-0,035
15	46,8	0,337	6,734	130,955	4,490	-0,034
16	47	0,339	6,774	131,526	4,414	-0,034
17	47,2	0,341	6,814	132,287	4,262	-0,032
18	47,4	0,343	6,858	133,200	4,224	-0,032
19	47,6	0,345	6,894	133,847	4,319	-0,032
20	47,8	0,347	6,935	134,437	4,414	-0,033
21	48	0,349	6,981	135,331	4,585	-0,034
22	48,2	0,351	7,026	136,302	4,776	-0,035
23	48,4	0,354	7,076	137,234	4,699	-0,034
24	48,6	0,357	7,131	138,261	4,776	-0,035
25	48,8	0,358	7,167	139,060	4,699	-0,034
26	49	0,361	7,211	139,917	4,604	-0,033
27	49,2	0,363	7,266	140,830	4,433	-0,031
28	49,4	0,366	7,312	141,705	4,528	-0,032
29	49,6	0,368	7,356	142,599	4,661	-0,033
30	49,8	0,370	7,401	143,551	4,680	-0,033

Tab. 4.2. Results of strength tests of specimen D1 [op. cit.]

Based on the data obtained, a tensile diagram of specimen D1 was made, showing the relation between the load and the corresponding deformation (Fig. 4.1).

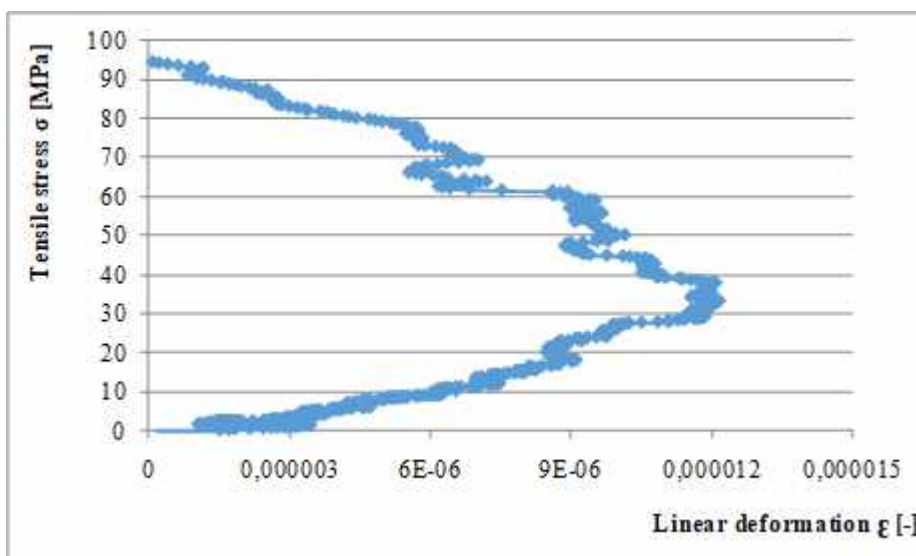


Fig. 4.1. Characteristics of tensile stresses as a function of linear deformation for specimen D1 [op. cit.]

Characteristics of the course of the stress parameter as a function of the linear deformation of specimen D1 show difficult readings of the parameter values, which is due to defects in the measuring system.

The course of tensile force acting on specimen D1 during strength tests is presented in Fig. 4.2.

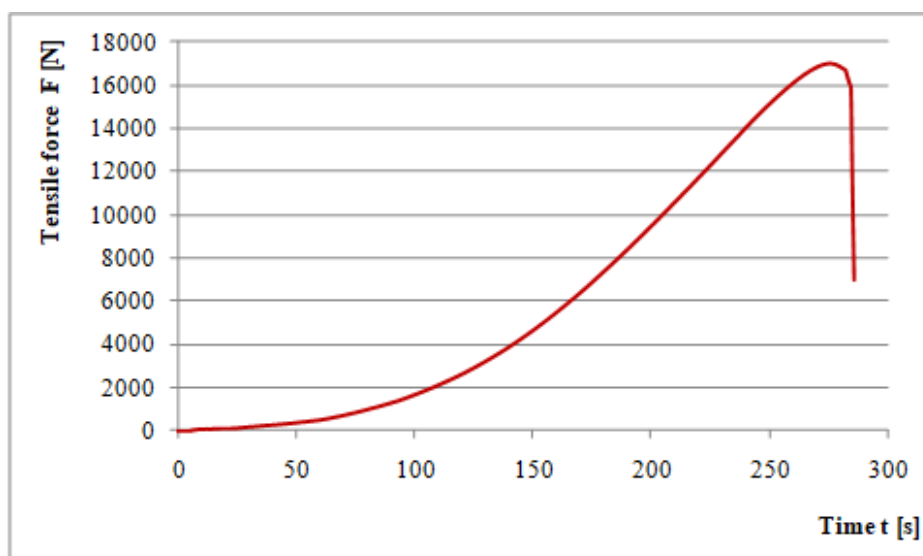


Fig. 4.2. Tensile force characteristics of specimen D1 as a function of time [op. cit.]

The tensile test for the E-series laminate was carried out on specimens designated sequentially from E1 to E8. The E-series composite

specimens were created by the hand lamination method using MGS L285/H285 epoxy resin. Modular fabric IMS65 with a 45° diagonal arrangement was used to reinforce the E-series composite specimens. Tab. 4.3 shows the results obtained during the bench tensile test for the E-series specimens designated E1, E2, E4 and E5. The test results for specimens designated E3 and E6 to E8 were invalidated due to their rupture beyond the gauge length. The maximum tensile force during loading ranged from 9.995 to 21.414 kN. These values correspond to a tensile strength ranging from 199.897 to 428.278 MPa.

Designation	Section area S_0 [mm ²]	Maximum tensile force F_m [kN]	Tensile strength limit R_m [MPa].
E1	50	18,425	368,501
E2	50	21,414	428,278
E4	50	9,995	199,897
E5	50	13,102	262,031

Tab. 4.3. Summary results of strength tests of the E series composite laminate [op. cit.]

The data obtained during testing of specimen E1 is presented graphically in the form of a plot of tensile stress versus linear strain (Fig. 4.3).

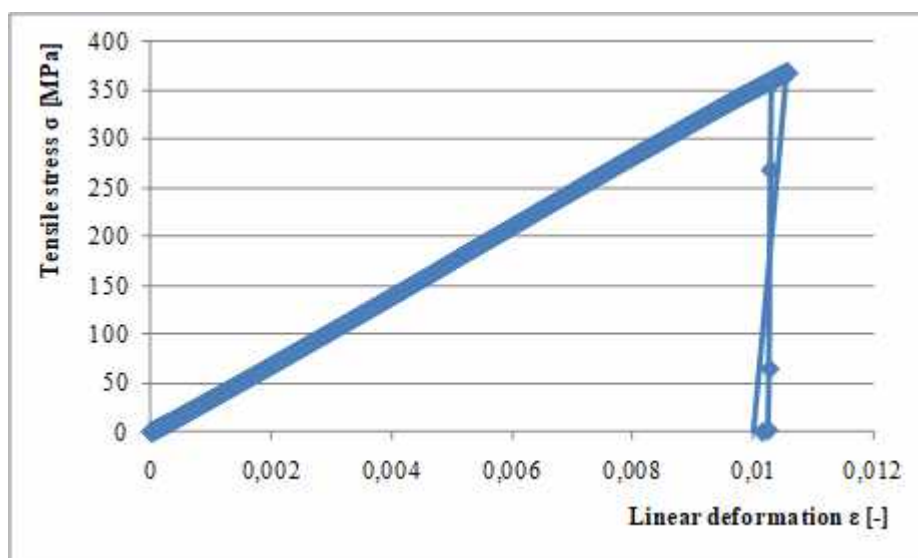


Fig. 4.3. Characteristics of tensile stresses as a function of linear deformation for specimen E1 [op. cit.]

In the final phase of the strength test, a clear decrease in strength is noticeable. This phenomenon is characteristic for delamination of individual laminate layers.

The course of the force applied to specimen E1 for the tensile strength tests is shown in Fig. 4.4.

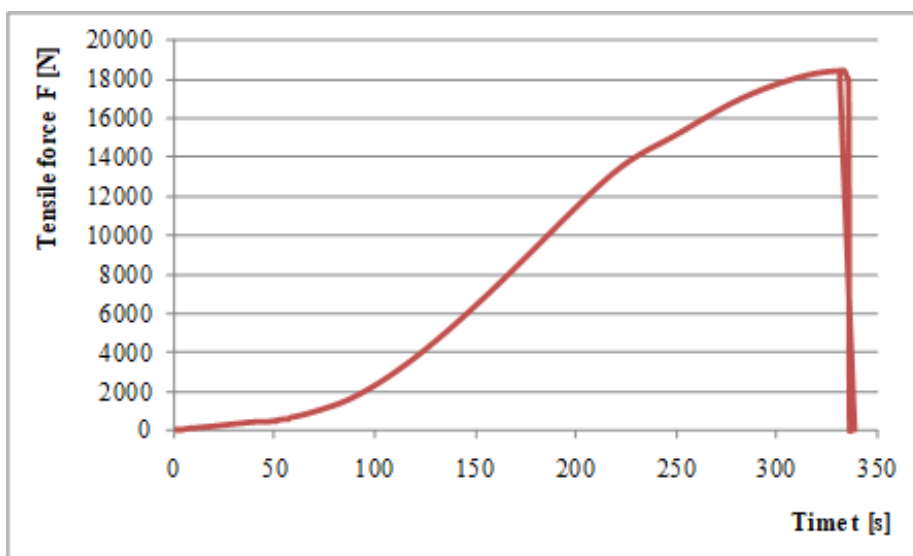


Fig. 4.4. Tensile force characteristic of specimen E1 as a function of time [op. cit.]

Based on the data recorded during the static tensile test, a plot was made showing the relationship between stress and linear strain of specimen E2 (Fig. 4.5).

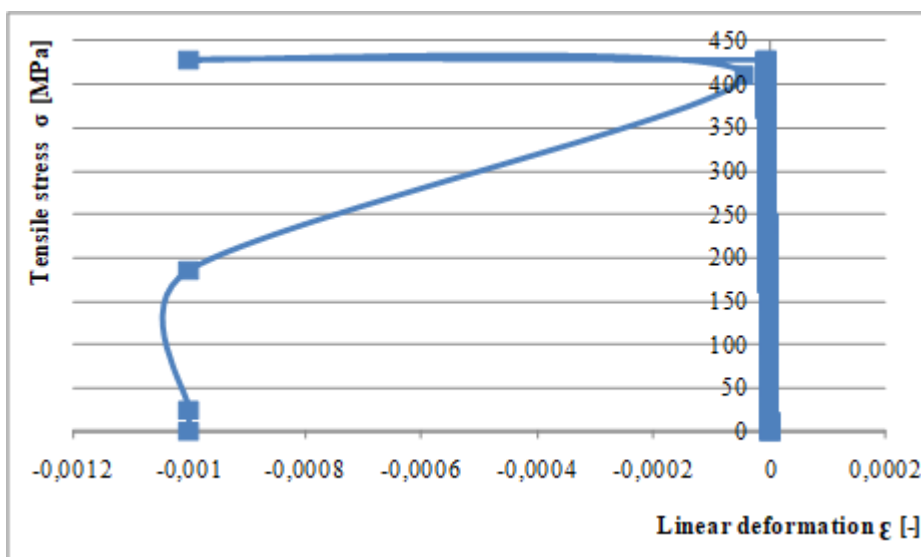


Fig. 4.5. Characteristics of tensile stresses as a function of linear deformation for specimen E2 [op. cit.]

The anomalies in the measured values of the stress parameter as a function of linear deformation are a result of damage to the strain gauge systems of specimen E2.

Fig. 4.6 shows the course of the tensile force acting on specimen E2 during testing.

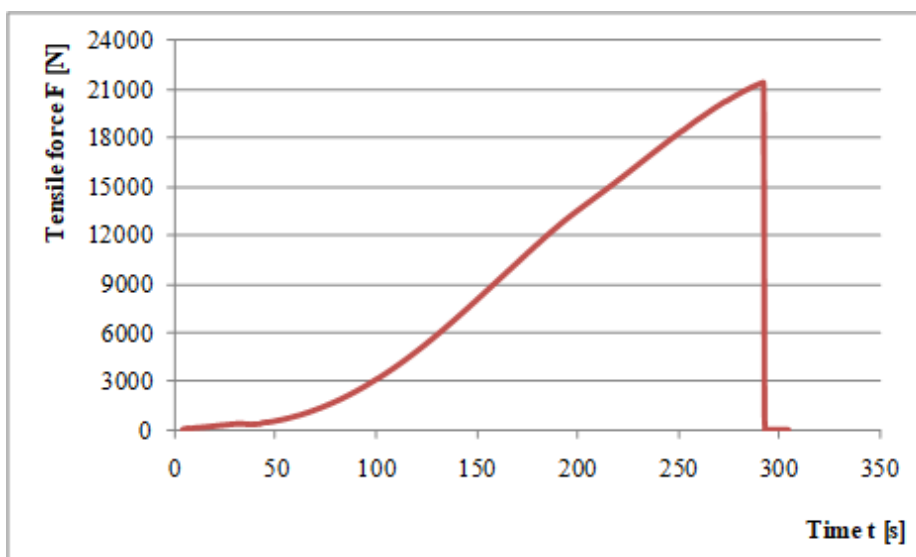


Fig. 4.6. Tensile force characteristic of specimen E2 as a function of time [op. cit.]

The results obtained during the strength tests of specimen E4 are presented graphically as the characteristics of tensile stress as a function of linear strain (Fig. 4.7).

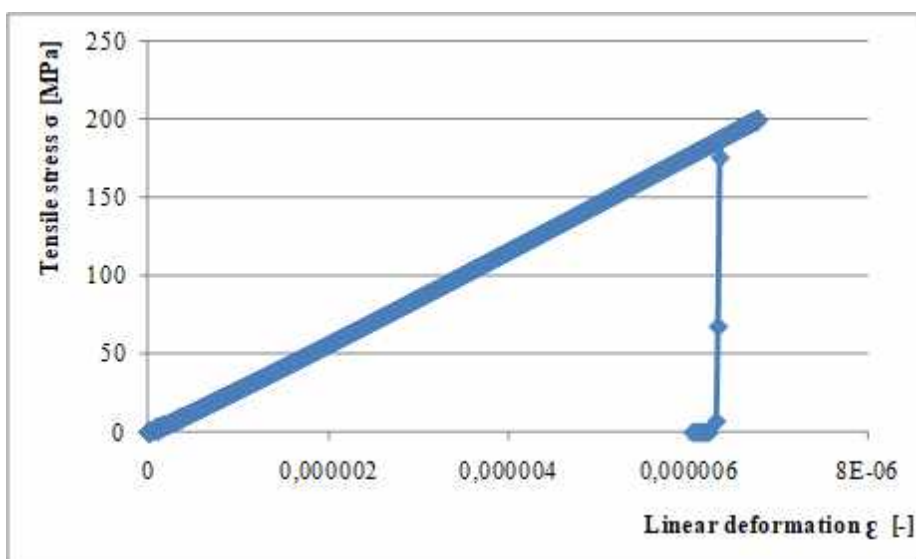


Fig. 4.7. Characteristics of tensile stresses as a function of linear deformation for specimen E4 [op. cit.]

The sudden drop in force observed at the end of the tensile test indicates the delamination of the individual laminate layers.

The course of the force acting on specimen E4 during the static tensile test is shown in Fig. 4.8.

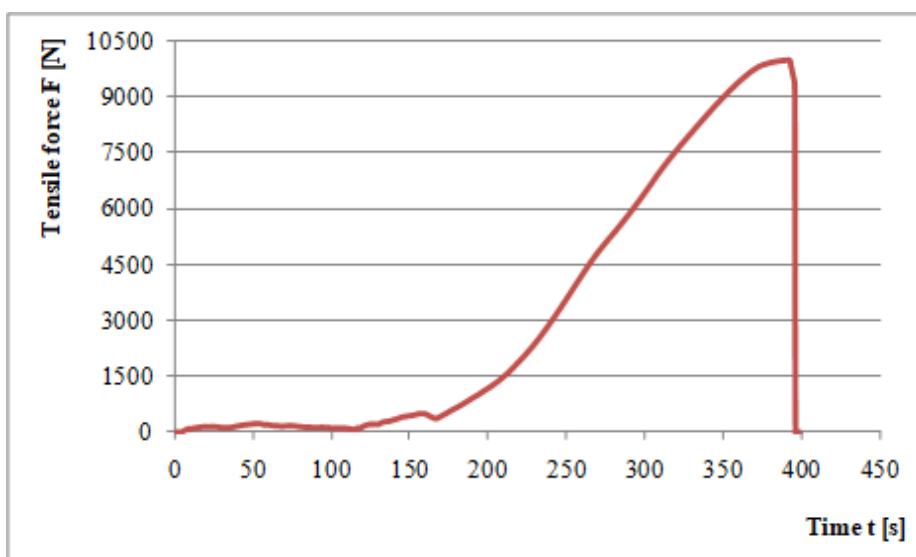


Fig. 4.8. Tensile force characteristic of specimen E4 as a function of time [op. cit.]

Fig. 4.9 shows a tensile plot of specimen E5 made from the data obtained during the strength tests.

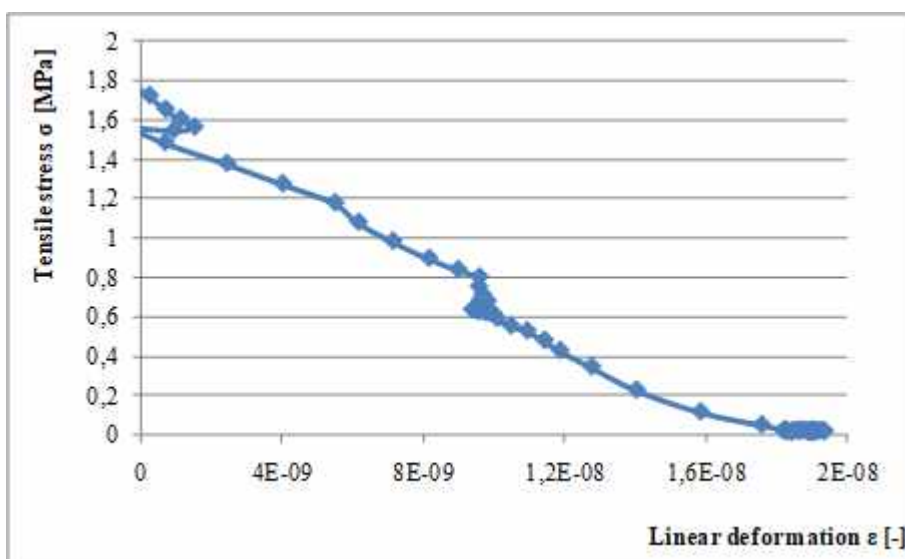


Fig. 4.9. Characteristics of tensile stresses as a function of linear deformation for specimen E5 [op. cit.]

Difficulties with readings of the stress parameter as a function of linear deformation are related to damage to the strain gauge systems of specimen E5.

The tensile force waveform recorded during testing of specimen E5 is shown in Fig. 4.10.

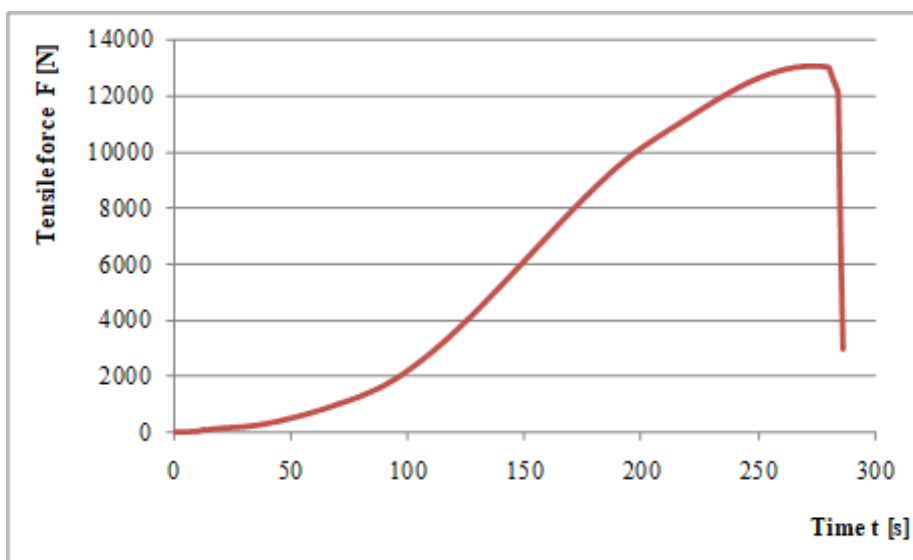


Fig. 4.10. Tensile force characteristic of specimen E5 as a function of time [op. cit.]

5/ Summary and conclusions

Composite products are successfully used in various fields of industry and technology. The properties they obtain often significantly exceed the parameters characterising classical materials. A special feature of composites is the ability to shape their structure in order to obtain the expected properties. In order to ensure the wide use of composites in modern technology, they must be subjected to a wide range of requirements concerning their functional properties. Tensile tests are used to demonstrate some of the most important mechanical properties of laminates.

Tensile tests were performed in accordance with ASTM standard. Only Series D specimens and Series E specimens were tested. The C-series specimens experienced problems with the static tensile test. The test specimens were fabricated by hand lamination using MGS L285/H285 epoxy resin. The laminates produced in this way differ in the type of reinforcement for each series. Interglass 02037 symmetrical fabric with a 0/90° weave was used to reinforce the D-series composite specimens,

while IMS65 modular fabric with a 45° twill pattern was used for the E-series specimens.

The static tensile test of the laminates was carried out on an Instron model ZWICK Z100 testing machine. In connection with the tensile test, parameters such as maximum tensile force and tensile strength limit were obtained. The averaged tensile test results for individual specimens are shown in Tab. 5.1.

Parameter	D series	E series
Maximum tensile force F_m [kN]	28,056	15,734
Tensile strength limit R_m [MPa]	561,116	314,677

Tab. 5.1. Averaged results of strength tests [op. cit.]

Based on the test results obtained, it can be concluded that the lowest averaged values of maximum tensile force and ultimate tensile strength are characterized by the E series. The values of these parameters are 15.734 kN and 314.677 MPa, respectively. It is worth noting that during the tensile tests, the D series obtained almost twice as high results as the E series. The average value of the maximum tensile force of the D series is 28.056 kN, while the average value of the limit tensile strength is at the level of 561.116 MPa.

Fig. 5.1 compares the course of tensile stress in relation to the corresponding linear strain for specimens D2, D5, D6, E1 and E4. Samples D1, D3, D4, E2 and E5 showed irregularities and difficulties in the readings of the tested parameters due to damaged measuring systems and peeling off of the strain gauges.

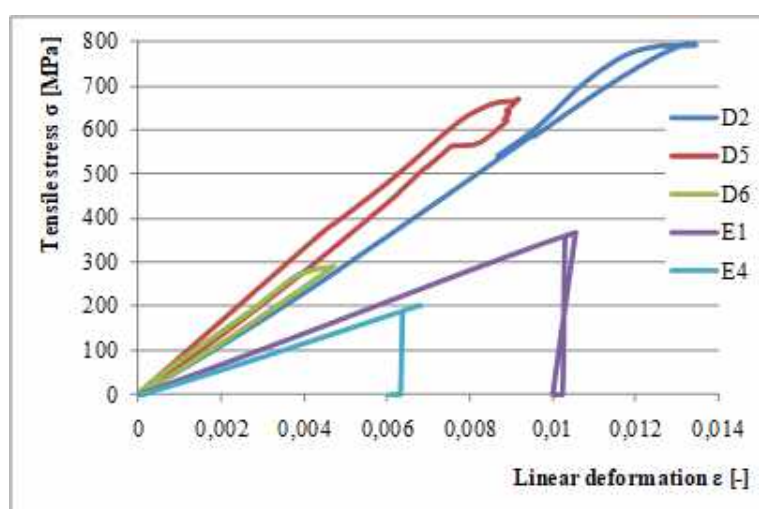


Fig. 5.1. Comparative characteristics of tensile stresses as a function of deformation linear [op. cit.]

Fig. 5.2 shows the course of the tensile force acting on the individual laminates during the tensile test of specimens D2, D5, D6, E1 and E4.

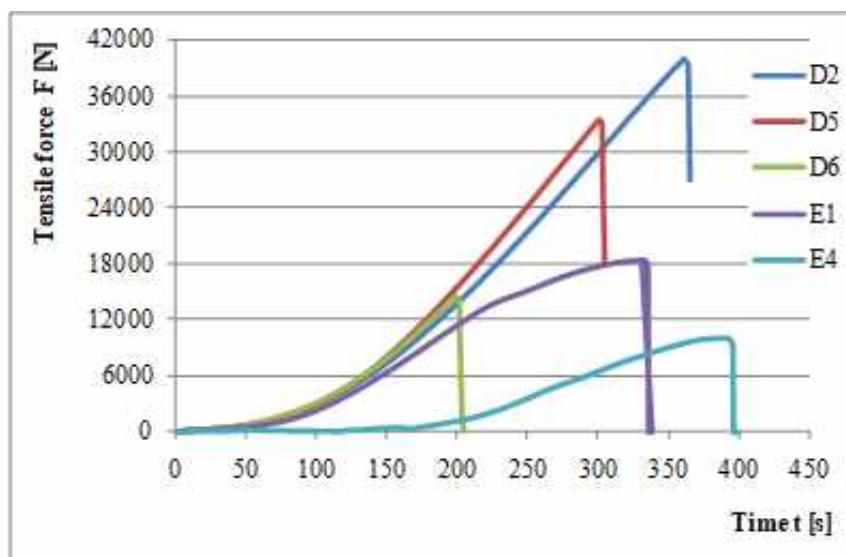


Fig. 5.2. Comparative characteristics of tensile force as a function of time [op. cit.]

For E-series specimens, there is a sharp drop in strength at the end of the test, indicating delamination of the individual layers of material. Series D specimens, on the other hand, show a linear increase in the stress-strain relationship, indicating that the material behaves as a brittle material during tensile testing.

6/ References

- [1]Redakcja naukowa, R. Bielawski, B. Grend, Bezpieczeństwo lotnicze w aspekcie rozwoju technologicznego, Wydawnictwo Akademii Sztuki Wojennej, Warszawa 2017, pp. 25-26, 30-36
- [2]J. F. Coates, Trends Shaping the Materials Revolution, Technological forecasting and social change 41, 189-193 (1992)
- [3]R. Bielawski, Wybrane Zagadnienia z Budowy Statków Powietrznych; Definicje, pojęcia i klasyfikacje, Wydawnictwo Akademii Obrony Narodowej, Warszawa 2015, pp. 8-9, 38-42
- [4]A. Boczowska, J. Kapuściński, K. Puciłowski, S. Wojciechowski, Kompozyty, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2000
- [5]<http://www.biomech.pwr.wroc.pl/wp-content/uploads/2018/04/Kompozyty.pdf> (Accessed: 7.12.2021)

[6]M. Kaczorowski, A. Krzyńska, Konstrukcyjne materiały metalowe, ceramiczne i kompozytowe, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2008, pp. 268-271

[7]R. Hsissou, R. Seghiri, Z. Benzekri, M. Hilali, M. Rafik, A. Elharfi, Polymer composite materials: A comprehensive review, Composite Structures Volume 262, 15 April 2021, 113640

[8]W. Królikowski, Polimerowe kompozyty konstrukcyjne, Wydawnictwo Naukowe PWN SA Warszawa 2012, 16-18

[9]V. Mahesh, S. Joladarashi, S. M. Kulkarni, A comprehensive review on material selection for polymer matrix composites subjected to impact load, Defence Technology Volume 17, Issue 1, February 2021, 257-277

[10]I. M. Low, Y. Dong, Composite Materials: Manufacturing, Properties and Applications, Elsevier 2021

[11]I. Korzec, J. Czarnigowski, T. Łusiak, D. Rękas, M. Marciniak, K. Komajda, Modern laminate composite designed for aircraft construction, Journal of Technology and Exploitation in Mechanical Engineering Vol. 5, no. 1, 1-8, 2019

[12]S. Das, T. Yokozeki, A brief review of modified conductive carbon/glass fibre reinforced composites for structural applications: Lightning strike protection, electromagnetic shielding, and strain sensing, Composites Part C: Open Access Volume 5, July 2021, 100162

[13]B. Salahuddin, S. N. Faisal, T. A. Baigh, M. N. Alghamdi, M. S. Islam, B. Song, X. Zhang, S. Gao, S. Aziz, Carbonaceous Materials Coated Carbon Fibre Reinforced Polymer Matrix Composites. Polymers 2021, 13, 2771

[14]D. K. Rajak, D. D. Pagar, P. L. Menezes, E. Linul, Fiber-Reinforced Polymer Composites: Manufacturing, Properties, and Applications. Polymers 2019, 11, 1667

[15]<https://www.science.org.au/curious/technology-future/composite-materials> (Accessed: 7.12.2021)

[16]M. K. Egbo, A fundamental review on composite materials and some of their applications in biomedical engineering, Journal of King Saud University - Engineering Sciences, Available online 22 July 2020

[17]N. Zavatta, F. Rondina, M. P. Falaschetti, L. Donati, Effect of Thermal Ageing on the Mechanical Strength of Carbon Fibre Reinforced Epoxy Composites. Polymers 2021, 13, 2006

- [18]M. Saeedifar, D. Zarouchas, Damage characterization of laminated composites using acoustic emission, *Composites Part B: Engineering* Volume 195, 15 August 2020, 108039
- [19]H. Towsyfy, A. Biguri, R. Boardman, T. Blumensath, Successes and challenges in non-destructive testing of aircraft composite structures, *Chinese Journal of Aeronautics* Volume 33, Issue 3, March 2020, 771-791
- [20]Y. He, G. Tian, M. Pan, D. Chen, Non-destructive testing of low-energy impact in CFRP laminates and interior defects in honeycomb sandwich using scanning pulsed eddy current, *Composites: Part B* 59 (2014) 196-203
- [21]M. A. S. Sujon, A. Islam, V. K. Nadimpalli, Damping and sound absorption properties of polymer matrix composites, *Polymer Testing* Volume 104, December 2021, 107388
- [22]A. Komorek, P. Przybyłek, Naprawa uszkodzeń kompozytowych elementów lotniczych wywołanych niskoenergetycznym obciążeniem udarowym, *Technologia i Automatyzacja Montażu* nr 4/2011
- [23]S. Huang, Q. Fu, L. Yan, B. Kasal, Characterization of interfacial properties between fibre and polymer matrix in composite materials, *Journal of Materials Research and Technology*, Volume 13, July-August 2021, 1441-1484
- [24]D. May, C. Goergen, K. Friedrich, Multifunctionality of polymer composites based on recycled carbon fibers, *Advanced Industrial and Engineering Polymer Research* 4 (2021) 70-81
- [25]R. Bielawski, W. Rządkowski, S. Augustyn, P. Pyrzanowski, Nowoczesne materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych – wybrane problemy oraz kierunki rozwoju, *Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej* 291, *Mechanika* 87 RUTMech, t. XXXII, z. 87 (3/15), lipiec-wrzesień 2015, 203-216
- [26]J. Galos, Thin-ply composite laminates, *Composite Structures* Volume 236, 15 March 2020, 111920
- [27]W. Nsengiyumva, S. Zhong, J. Lin, Q. Zhang, J. Zhong, Y. Huang, Advances, limitations and prospects of nondestructive testing and evaluation of thick composites and sandwich structures, *Composite Structures* Volume 236, 15 January 2021, 112951

[28]A. Królicka, K. Trębacki, Próby Wytrzymałościowe Kompozytów Polimerowych, Autobusy: technika, eksploatacja, systemy transportowe 9/2017

[29]<https://www.instron.us/en-us/our-company/library/test-types/tensile-test> (Accessed: 7.12.2021)

[30]R. Kumar, L. P. Mikkelsen, H. Lilholt, B. Madsen, Experimental Method for Tensile Testing of Unidirectional Carbon Fibre Composites Using Improved Specimen Type and Data Analysis. Materials 2021, 14, 3939

[31]E. Kosicka, M. Borowiec, M. Kowalczyk, A. Krzyzak, R. Szczepaniak, Influence of the Selected Physical Modifier on the Dynamical Behavior of the Polymer Composites Used in the Aviation Industry, Materials 2020, 13, 5479

[32][https://www.imz.pl/en/news/Research_Group__Investigations_of_Properties_and/Zwick_Roell_Z100_testing_machine_for_tests_at/\[30,232,,,,](https://www.imz.pl/en/news/Research_Group__Investigations_of_Properties_and/Zwick_Roell_Z100_testing_machine_for_tests_at/[30,232,,,,)] (Accessed: 7.12.2021)

Trendy rozwoju napędów elektrycznych zasilanych wodorowym ogniwem paliwowym

mgr inż. Dariusz Kasperek, dr inż. Tomasz Łusiak / Politechnika Lubelska

Aktualnie realizowanych jest wiele projektów mających na celu zastosowanie w statkach powietrznych napędów elektrycznych wykorzystujących wodorowe ogniwa paliwowe.

Wybrane informacje prasowe o realizowanych projektach:



1/ Cechy napędów konwencjonalnych i elektrycznych

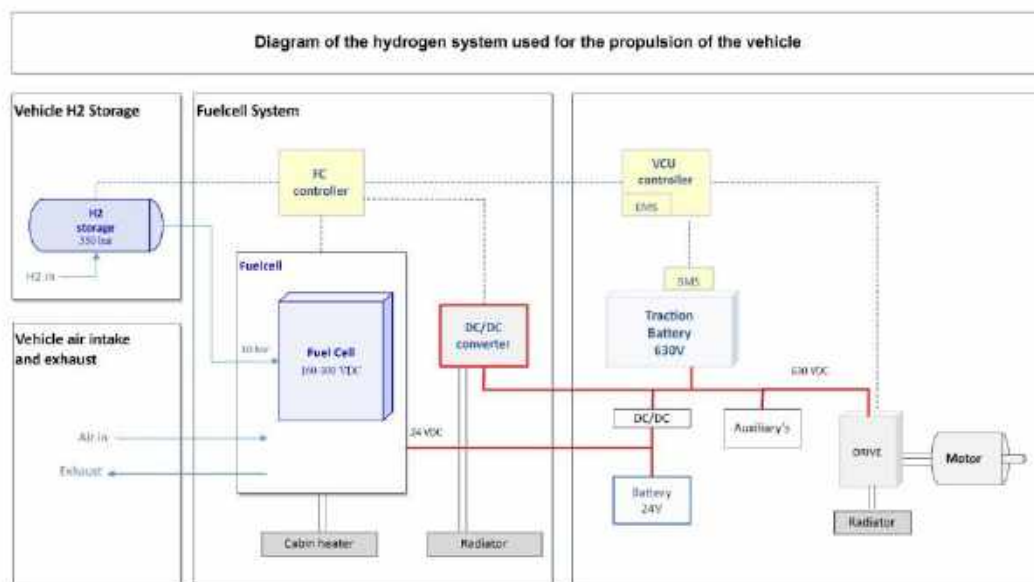
Silnik elektryczny

- Brak emisji spalin
- Cicha praca
- Większy komfort dla pasażera
- Dużo niższe koszty eksploatacji
- Prosty układ napędowy
- Niskokosztowa obsługa serwisowa

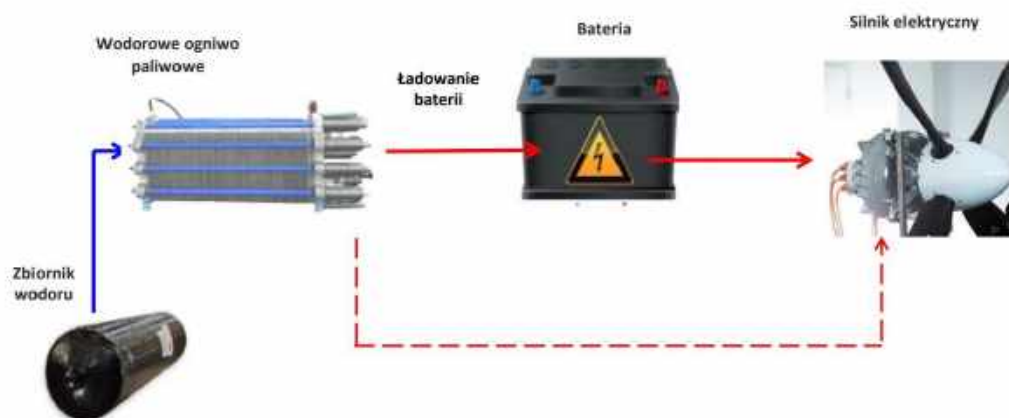
Silnik konwencjonalny

- Emituje spaliny
- Emituje hałas
- Mniejszy komfort dla pasażera – występowanie wibracji pochodzących od silnika
- Kosztowna eksploatacja silnika
- Skomplikowany układ napędowy
- Kosztowna obsługa serwisowa (oleje, filtry)

2/ Schemat instalacji wodorowej wykorzystywanej do napędu pojazdu



3/ Podstawowa konfiguracja szeregowego elektrycznego układu napędowego zasilanego wodorowym ogniwem paliwowym



Aktualnie coraz większa ilość wdrożeń napędów wodorowych jest realizowana w autobusach komunikacji miejskiej.

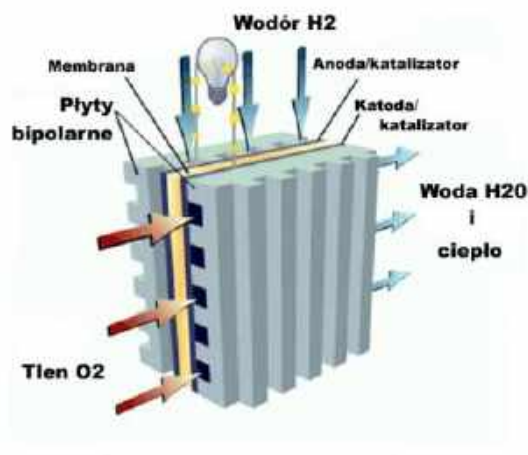
Przykładowy układ zasilania napędu elektrycznego z ogniwem wodorowym w autobusie miejskim:



Component	Specifications
Fuel cell system	60 kW (2 modules)
Battery system	75,5 kWh
H ₂ storage system	8 tanks, 350 bar, ~ 33kg
Energy recuperation system	+
Engines	2 x 110kW

4/ Ogniwa paliwowe

- Ogniwa paliwowe (fuel cells) to urządzenia, które energię chemiczną paliwa i utleniacza zamieniają bezpośrednio w energię elektryczną.
- W przeciwieństwie do tradycyjnych metod, generują elektryczność bez spalania paliwa i utleniacza.
- Energia elektryczna wytwarzana bez emisji szkodliwych związków, m.in. tlenków azotu, siarki, węglowodorów oraz tlenków węgla.

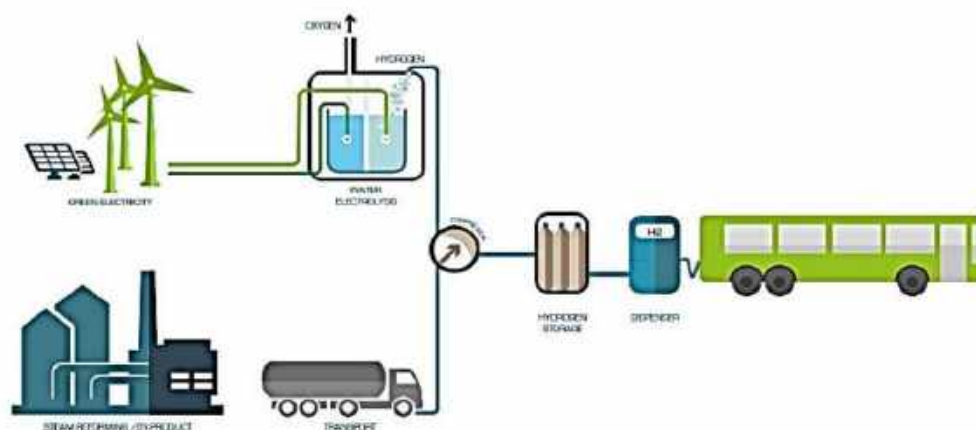


5/ Wodór – H₂

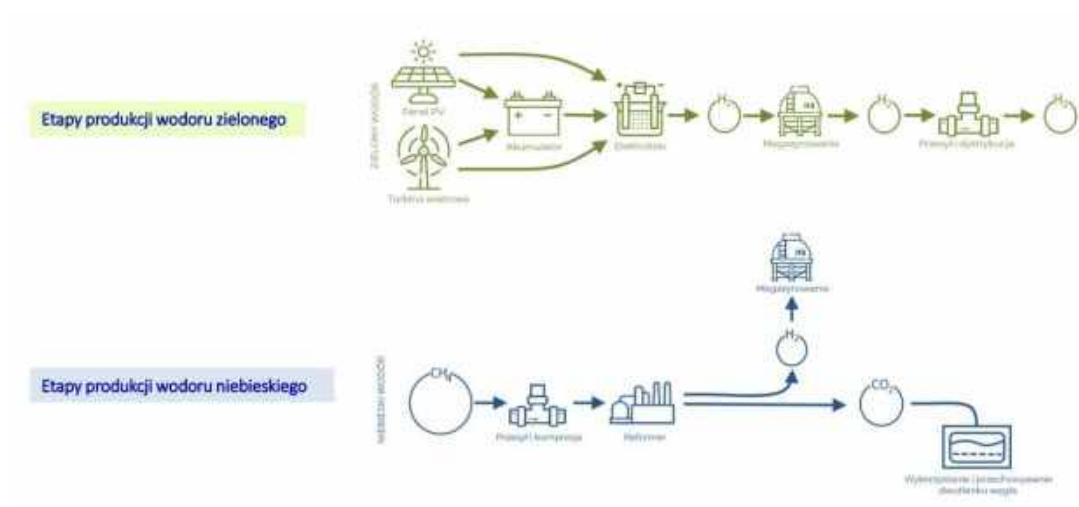
- W przyrodzie występuje jako związki H₂O bądź CH₄.
- Jeden z najbardziej powszechnych pierwiastków, stanowi ok. 75% masy materii we Wszechświecie.
- Jako gaz: bezbarwny i bezwonny, bardzo łatwo łączy się z tlenem tworząc mieszkankę wybuchową.
- Spala się bezbarwnym płomieniem nie wytwarzając dymu.
- Gęstość:
 - w postaci gazowej wynosi : - 0,08376 kg/m³ (293 K, 1 atm)
 - w postaci ciekłej wynosi: - 70,8 kg/m³ (20 K, 1 atm) [1]



6/ Infrastruktura do wytwarzania wodoru i zasilania pojazdów

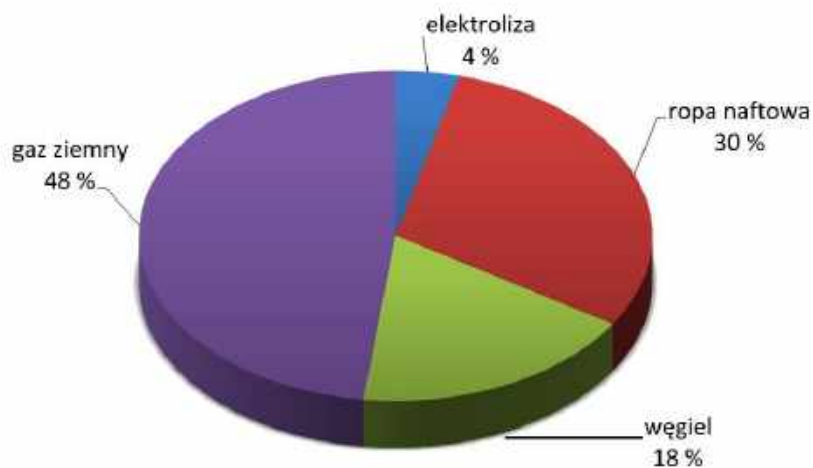


7/ Technologie produkcji wodoru



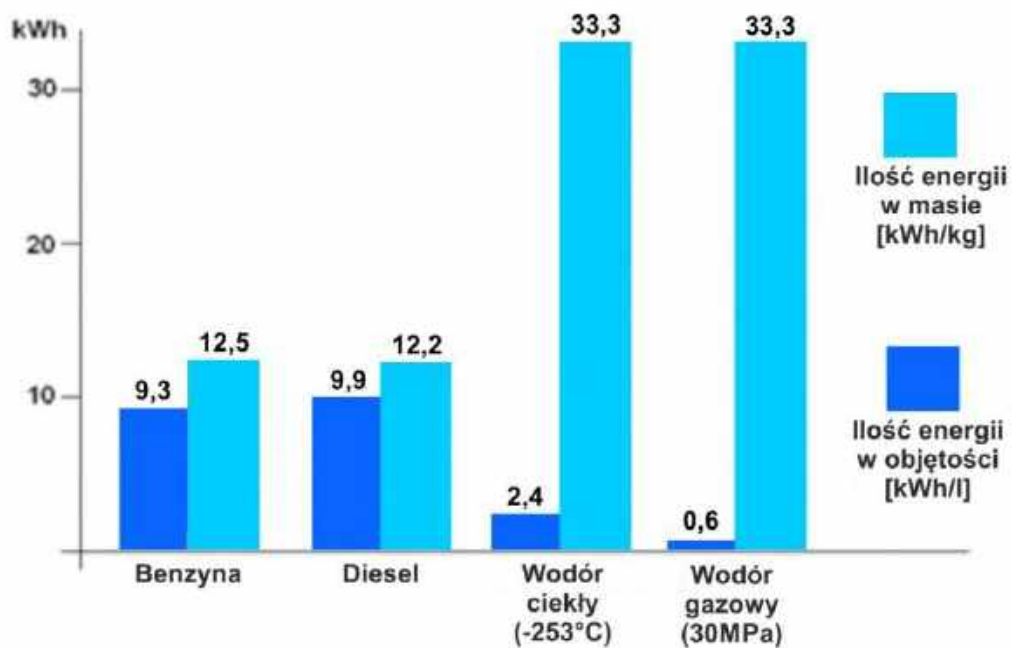
8/ Pozyskiwanie wodoru

Konwencjonalne surowce wykorzystywane do produkcji wodoru:



9/ Magazynowanie paliwa / porównanie gęstości energii

Porównanie „gęstości energii” dla wodoru sprężonego i skroplonego w porównaniu do paliw węglowodorowych:



Analiza możliwości zastosowania układu wodorowego do napędu poduszkowca

mgr inż. Łukasz Filipek, dr inż. Tomasz Łusiak, mgr inż. Dariusz Kasperek / Politechnika Lubelska

prof. Martin Bugaj / Uniwersytet w Zilinie, Słowacja

1/ Cel i zakres pracy

Celem pracy było przeprowadzenie analizy pod kątem możliwości zastosowania wodorowego ogniwa paliwowego do napędu elektrycznego w pojazdach ratowniczych typu poduszkowiec. Główną kwestią opracowywaną w pracy było obliczenie wybranych parametrów układu poduszkowca.

Zakres pracy obejmował:

- przeprowadzenie analizy rynku dotyczące zastosowania ogniw wodorowych w pojazdach,
- wykonanie schematu przedstawiającego główne zespoły w układzie napędowym poduszkowca elektrycznego,
- przeprowadzenie wstępnych obliczeń,
- analizę wyników i opracowanie wniosków.

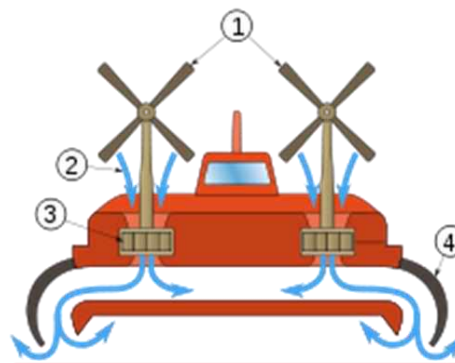
2/ Wprowadzenie

- Aspekty ekologiczne wymuszają na producentach pojazdów przestrzegania restrykcyjnych norm emisji spalin,
- Rośnie zapotrzebowanie na alternatywne źródła napędu takie jak ogniwa wodorowe, napęd elektryczny, które wyprą dotychczasowe konwencjonalne źródła napędu,
- Warunek bezemisyjności jest najistotniejszą kwestią do spełnienia aspektów ekologicznych,
- Budowa i realizacja napędów z ogniwem wodorowym to kierunek przyszłościowy w różnych gałęziach gospodarki, zwłaszcza w przemyśle morskim,
- Istnieje zapotrzebowanie na pojazdy z poduszką powietrzną w konfiguracji z napędem elektrycznym, szczególnie do zadań specjalnych.

3/ Budowa poduszkowca

Główne elementy konstrukcyjne:

- 1 – Śmigła
- 2 – Powietrze
- 3 – Wentylator
- 4 – Elastyczny fartuch



4/ Napęd elektryczny z ogniwem wodorowym – Toyota Mirai

Zalety:

- Pojazd jest bezwzględnie bezemisyjny,
- Zaletą tej konstrukcji jest cicha praca napędu i brak wibracji,
- Silnik elektryczny, uzyskuje maksymalny moment obrotowy w momencie startu w pełnym przedziale prędkości,
- Zasięg na zbiornikach szacuje się na około 550-700km,
- Krótki czas tankowania wodoru.

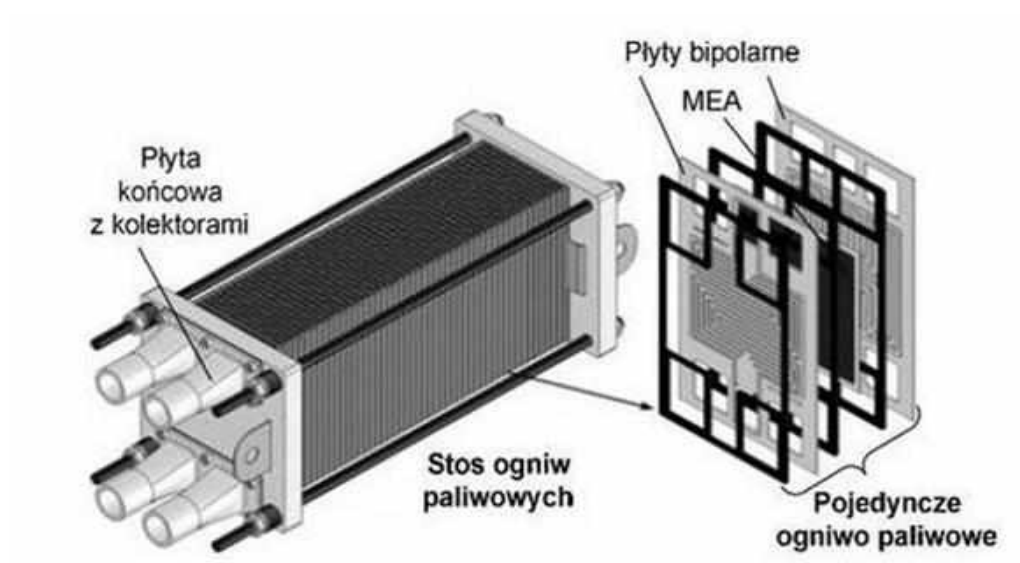


Rys. Toyota Mirai- budowa

5/ Ogniwo wodorowe

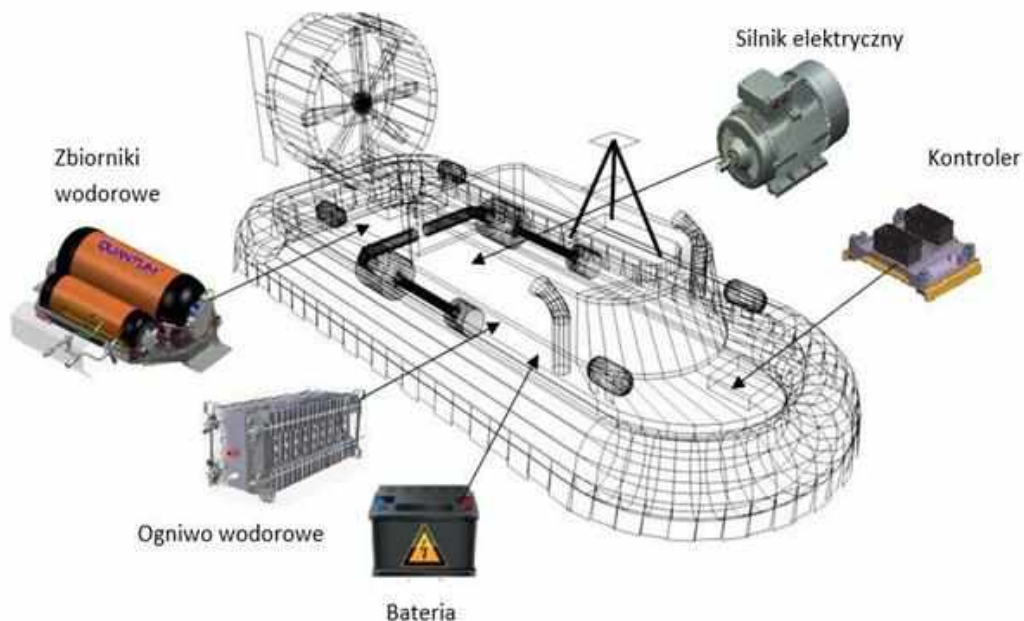
Główne cechy:

- Działa na zasadzie reakcji chemicznej wodoru z tlenem, w wyniku czego powstaje energia elektryczna,
- Zbudowane jest z dwóch elektrod,
- Przybiera komórkową postać,
- Posiada wysoką sprawność,
- Efektem ubocznym podczas reakcji jest jedynie para wodna,
- Generuje niski poziom hałasu.

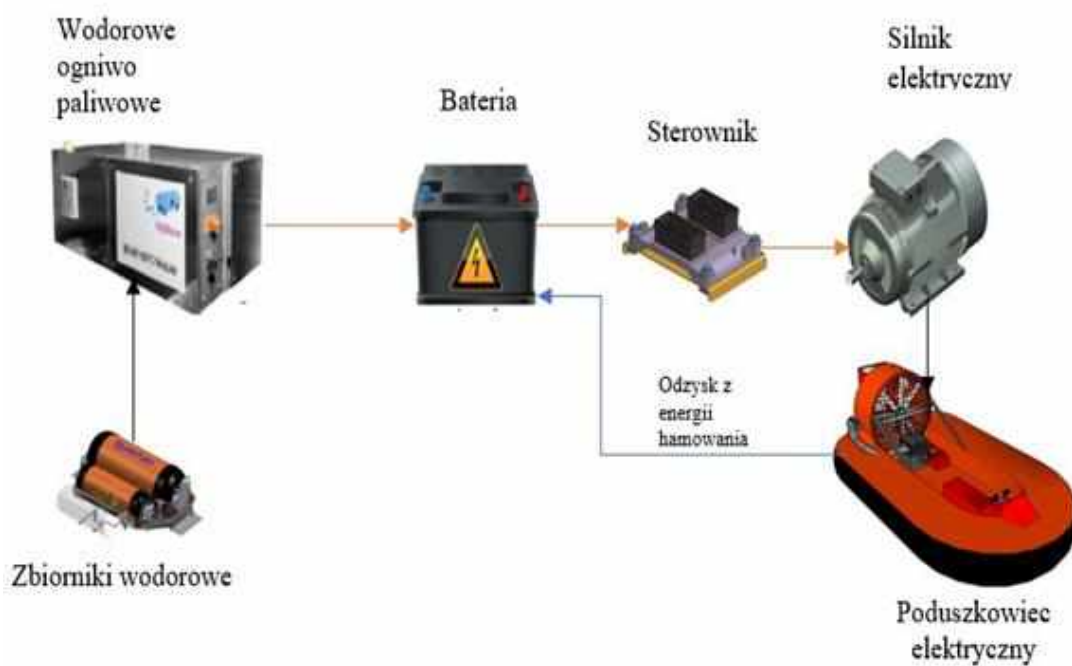


Rys. Budowa ogniwa wodorowego

6/ Koncepcja poduszkowca z napędem wodorowym



Rys. Koncepcja graficzna poduszkowca



Rys. Schemat blokowy

7/ Analiza obliczeniowa

Parametr	Oznaczenie	Wartość	Jednostka
Ciśnienie poduszki powietrznej	Δp	558,8	N/m ²
Moc do napędu dmuchawy	N_d	58 578	kW
Moc do napędu śmigła	N_s	27 723	kW
Moc silnika niezbędna do unoszenia	N_i	78 764	kW
Droga hamowania	S	99	m
Głębokość zanurzenia	Z	0,10	m
Promień skrętu	r_{min}	96	m

8/ Podsumowanie i wnioski

- Istnieje możliwość zastosowania napędu elektrycznego zasilanego ogniwem paliwowym w poduszkowcu,
- Dla przedstawionych założeń, wykorzystany napęd z Toyoty Mirai spełnia wymagania,
- Masa całkowita ma istotny wpływ na zapotrzebowanie mocy silnika i układów napędowych w poduszkowcu oraz zasięg, który pokona pojazd,
- Konstrukcja z układem wodorowym nie generuje substancji szkodliwych i spełnia wymagania ekologiczne,
- Silnik elektryczny i ogniwa wodorowe w poduszkowcu posiadają wysoką sprawność, co przekłada się na osiągi i funkcjonalność pojazdu,
- Napęd elektryczny pozwala na odzysk energii z hamowania,
- Pojazdy z poduszką powietrzną ze względu na swoje wszechstronne możliwości dzięki zastosowaniu silnika elektrycznego z ogniwem wodorowym, zwiększyły swoją funkcjonalność i podniosłyby walory użytkowe

Zastosowanie bezzałogowych systemów w pracy operacyjnej - wybrane zagadnienia

dr hab. inż. nawig. Andrzej Fellner, prof. Pol. Śl. / Politechnika Śląska

dr Radosław Fellner / Szkoła Główna Służby Pożarniczej

dr Wojciech Górecki / OSP Niegoszowice

Streszczenie: W latach 2021-2022 zespół badawczy skupiony w jednostce OSP Niegoszowice (woj. małopolskie) przeprowadził prace naukowo-badawcze oraz testy związane z zastosowaniem systemów bezzałogowych statków powietrznych w pracach operacyjnych (ćwiczeniach): jednostek straży pożarnych (PSP i OSP), jednostek policji, podczas działań poszukiwawczo-ratowniczych oraz sytuacji kryzysowych związanych z ochroną infrastruktury wrażliwej w portu lotniczego. W tym czasie wykonano ponad 500 lotów testowych wielowirnikowcami różnych producentów (m.in. Autel Evo II Pro 6k, Autel Evo II 8k, DJI Mavic II Dual Enterprise, DJI Matrice 300, Yuneec H520).

Poczynione dotąd analizy i badania wykazały, iż konieczne jest opracowanie mobilnego systemu do realizacji nalotu fotogrametrycznego rozległych obszarów z wykorzystaniem bezzałogowych statków powietrznych, systemu do tworzenia ortofotomap oraz transmisji danych przy pomocy bezzałogowych systemów, realizujących automatyczne loty i działających systemowo w zespole pojazdów umożliwiających start i lądowanie na poruszających się platformach. System powinien umożliwiać ładowanie lub wymianę baterii i tym samym zapewniać pracę w trybie ciągłym, przesyłanie i archiwizację danych oraz zarządzanie realizowanymi zadaniami. Konieczne jest implementowanie technik i technologii satelitarnych (GNSS), systemów informacji geograficznej (GIS) o terenie, numerycznych modeli terenu, opracowanie bazy danych niezbędnych podczas konstruowania sztucznych (ANN) lub symulowanych (SNN) sieci neuronowych umożliwiających wykrywanie i detekcję (pożarów, osób, obiektów). Istotne są własności i właściwości bezzałogowych systemów determinujące ich zastosowanie w jednostkach OSP, PSP, policji, służb lotniskowych.

Słowa kluczowe: bezzałogowe statki powietrzne (BSP), GIS, GNSS, straż pożarna, poszukiwanie i ratownictwo, sieci neuronowe.

Application of unmanned systems in operational activities

Abstract: In the years 2021-2022, a research team gathered at the OSP Niegoszowice unit (Małopolskie Voivodeship) conducted scientific research and tests related to the use of unmanned aerial vehicle systems in operational activities (exercises): fire services (state and voluntary units), police units, during search and rescue operations, disaster or crisis situations related to the protection of sensitive infrastructure at the airport. During this time, over 500 test flights were performed with multi-rotor aircraft from various manufacturers (including Autel Evo II Pro 6k, Autel Evo II 8k, DJI Mavic II Dual Enterprise, DJI Matrice 300, Yuneec H520).

The analyzes and research carried out so far have shown that it is necessary to develop a mobile system for the implementation of a photogrammetric raid of vast areas using unmanned aerial vehicles, a system for creating orthophotos and data transmission using unmanned systems that perform automatic flights and operate systemically in a set of vehicles enabling take-off and landing on moving platforms. The system should enable battery charging or replacement, thus ensuring continuous operation, data transmission and archiving, and task management. It is necessary to implement satellite techniques and technologies (GNSS), geographic information systems (GIS) about terrain, numerical terrain models, to develop a database necessary for the construction of artificial (ANN) or simulated (SNN) neural networks enabling detection and detection (fires, people, objects). There are important properties and properties of unmanned systems, determining their use in Voluntary Fire Service, State Fire Service, police and airport services units.

Keywords: unmanned aerial vehicles (UAV), GIS, GNSS, fire brigade, search and rescue, neural networks.

1/ Wprowadzenie (Ekosferyczna transformacja bezzałogowych systemów/platform)

GENEZA

RPAS Team – Politechnika Śląska: Zespół ds. Bezpilotowych Statków Powietrznych (zgoda JM Rektora Politechniki Śląskiej z dnia 2016.04.21)

Centrum Systemów Bezzałogowych i Autonomicznych – Centrum Dronów – Centrum Naukowo-Badawcze Ochrony Przeciwpowodziowej - Państwowy Instytut Badawczy (CNBOP-PIB, 2017r.)

Instytut Bezpieczeństwa Wewnętrznego – Szkoła Główna Służby Pożarniczej (2019r.)

RPASAR – zespół powstał na bazie specjalistów: druhów z OSP Niegoszowice, Katedry Technologii Lotniczych Politechniki Śląskiej (2021r.)

Działania w zakresie lotów BSP dla Służb Porządku Publicznego oraz innych jednostek (2015 – 2018):

- Zarządzanie kryzysowe (MPL Katowice),
- Monitorowanie ochrony środowiska,
- Operacyjne zastosowanie dronów dla potrzeb transportu kolejowego,
- Loty dla Wojewódzkiego Inspektoratu Transportu Drogowego (Katowice), służb porządku publicznego w Katowicach,
- Monitorowanie natężenia ruchu na autostradzie A4,
- Loty dla Komendy Wojewódzkiej Policji w Katowicach i Komend Powiatowych, Prezydentów Miast i Służb Mundurowych, Straży Pożarnej Województwa Śląskiego (akcje poszukiwawczo-ratownicze),
- Dla MPL Katowice - ćwiczenia ze służbami antyterrorystycznymi - samozapłon tajemniczej przesyłki („Incydent CBRNE” 2016.07.05); badanie skuteczności systemu detekcji dronów (też próby przechwytywania drona),
- Pokazy na „Międzynarodowej Konferencji „Miejsce zdarzenia” (Warszawa),
- Operacyjne zastosowanie dronów dla słowackiej telewizji TVJOJ na temat dronów
<https://www.facebook.com/PeterDzurillaTVJOJ/videos/1043551465725703/>,
- Regularny udział w ćwiczeniach Państwowej Straży Pożarnej i inne służb mundurowe (początek 2016.04.26 – ćwiczeniach akcji kryzysowej "LAS 2016" ze strażą pożarną", Jastrzębie Zdrój),
- Testy lotów prewencyjnych w obszarze przejść dla pieszych, dużego natężenia ruchu, pokazy możliwości drona wspólnie z policją, strażą pożarną dla TVP3 Katowice („Głos regionów”) i udziały w audycji „Każdemu damy radę” (Radio Katowice, pokazy np. Dzień Dziecka z harcerzami.

Dostrzeżenie rozwijających się militarnych RPAS/SBSP i możliwości perspektywicznego rozwoju bezzałogowych systemów dla potrzeb cywilnych wraz z wykonywaniem lotów testowych dotyczących:

- patrolowania terenów trudnodostępnych (powodzie, tereny podmokłe, lasy, zarośla, jeziora) oraz testy z kamerami termowizyjnymi pomocniczo podczas akcji poszukiwawczo i ratowniczych policji, straży pożarnej;
- monitorowanie natężenia ruchu na autostradach oraz bocznic kolejowych;
- detekcja osób i pojazdów nocą w tym na terenach zalesionych, wykorzystanie termowizji w warunkach zimowych (poszukiwanie osób, wykrywanie źródeł utraty ciepła, detekcja uszkodzeń sieci ciepłowniczych);
- detekcja uszkodzeń sieci energetycznych, uszkodzenia kominów;
- zarządzania kryzysowego infrastrukturą krytyczną międzynarodowego portu lotniczego.



- Śląsko-Zagłębiowskie Pikniki Modelarskie w Bobrownikach; pokaz dronowy i wyścigi dronowe dla dzieci;
- Beskidzkie Tygodnie Mobilności;
- "Szanse i zagrożenia dla biznesu dronowego: kierunki rozwoju, regulacje, badania",
- DroneTech od 1st Meeting,
- Pokazy dronowe szkół średnich i techników oraz prowadzenie zajęć.

Parametry dronów, którymi dysponował RPAS Team:

- **X6 960** – czas lotu 18-23 minuty (2 baterie), udźwig do 6 kg (kilka minut),
 - ✓ kamera 4K (4096 × 3112 pikseli), termowizja, wizja i podczerwień z zoom 36x
 - ✓ podgląd na żywo z odbiorem w kilku miejscach jednocześnie (mobilne centrum dowodzenia);
 - ✓ możliwość podpięcia: oświetlenia, rac dymnych, różnego rodzaju czujników, manipulatora, siatki p. dronom, kamizeli ratunkowej itd.;
 - ✓ możliwość wykonania lotu po zaplanowanej uprzednio trasie wg GNSS;
- **X6 800** – czas lotu na jednej baterii 40 minut (x3 baterie = lot ciągły),
 - ✓ udźwig do 2 kg,
 - ✓ kamera 4K (zapis), wizja i podczerwień z zoom 36x
 - ✓ podgląd na żywo z odbiorem w kilku miejscach jednocześnie (mobilne centrum dowodzenia);
 - ✓ możliwość podpięcia: oświetlenia, rac dymnych, czujników;
 - ✓ możliwość wykonania lotu po zaplanowanej uprzednio trasie wg GNSS;
- **X4 450** – czas lotu 36 minut (x3 baterie), udźwig do 1 kg,
 - ✓ kamera HD (zapis)
 - ✓ możliwość podpięcia: oświetlenia, rac dymnych, czujników;
 - ✓ możliwość wykonania lotu po zaplanowanej uprzednio trasie wg GNSS;
 - ✓ dron ćwiczebny do testów i szkoleń pilotów.



Wybrane możliwości wykorzystania BSP dla wsparcia służb mundurowych oraz w zarządzaniu kryzysowym:

Wsparcie służb mundurowych (zarządzania kryzysowego) innowacyjne technologie w tym drony.

BSP + kamera o dużej rozdzielczości (4K) z transmisją bezprzewodową:

- Umożliwienie natychmiastowego zobrazowania sytuacji w wybranej strefie z perspektywy 50, 100, 150 metrów (i więcej) – widoczność całej okolicy na ekranie w dowolnym miejscu (centrum zarządzania kryzysowego);
- Dostęp do terenów trudnodostępnych (wraz ładunkiem) – powódzie, tereny podmokłe, lasy, zarośla, jeziora, ogródki działkowe;
- Monitorowanie źródeł i kierunku rozprzestrzeniania się pożaru oraz otoczenia (zbiorniki, pojazdy, ludzie);
- Monitorowanie stanu zabezpieczeń przeciwpowodziowych i zalewów;
- Fotogrametria, tworzenie numerycznych map terenu oraz kontrola stanu faktycznego zabudowań – sprawdzenie zgodności z projektami budowlanymi. Ewidencja gruntów i budynków.

BSP + kamera z powiększeniem x36 z bezprzewodową transmisją obrazu:

- Możliwość działania z dużej odległości, możliwość odczytania tablic rejestracyjnych, rozpoznanie osób;

BSP + kamera termowizyjna:

- Detekcja osób i pojazdów nocą w tym na terenach zalesionych;
- Wykorzystanie termowizji w warunkach zimowych (poszukiwanie osób, zamieszkałych nieużytków, wykrywanie źródeł utraty ciepła), detekcja uszkodzeń sieci ciepłowniczych;
- Detekcja uszkodzeń sieci energetycznych, uszkodzenia kominów.

„Dron może być także wykorzystany jako jedna z metod do poszukiwania zwłok ludzkich. Zdarzają się zaginięcia w trudno dostępnych partiach gór lub lasów, gdzie można wykorzystać dron do prowadzenia akcji poszukiwawczej z powietrza. Można zmniejszyć ryzyko wejścia ekipy poszukiwawczej w określone miejsce, jak niedostępne partie skał, oraz wykluczyć wersje śledcze lub je potwierdzić poprzez stwierdzenie obecności szczątków ludzkich lub ich braku.”

Dr Joanna Stojer-Polańska, kryminalistyk,
Marek Lisowicz, biegły z zakresu poszukiwania zwłok ludzkich

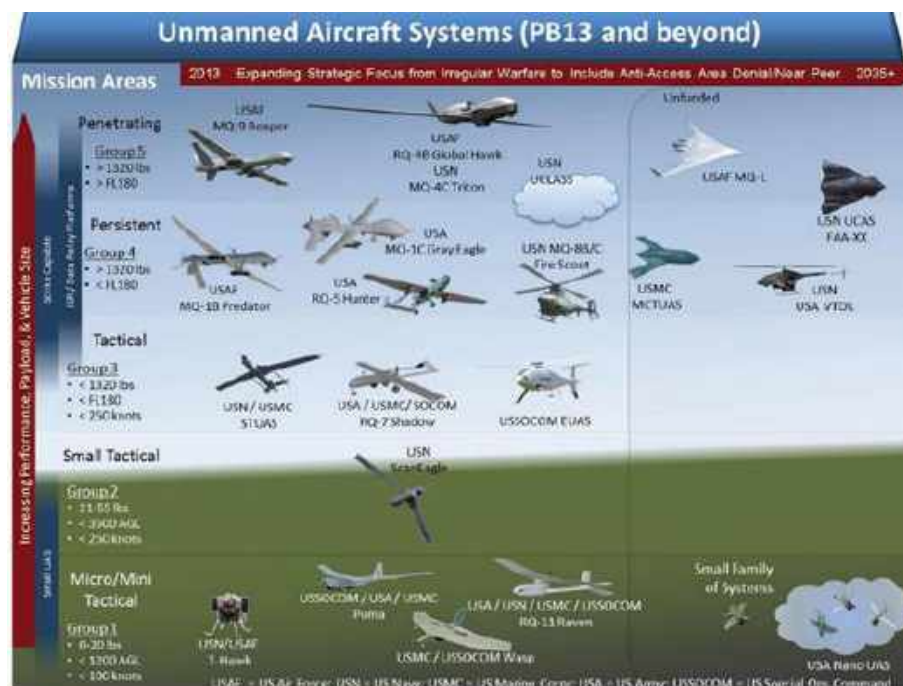
„Drony mogą także wesprzeć prowadzenie czynności procesowych. Jedną z najważniejszych czynności kryminalistycznych są oględziny miejsca zdarzenia. Dron może być wykorzystany do wykonania dokumentacji fotograficznej, do wykonania zdjęć z powietrza, sfotografowania całego miejsca PRZED wejściem ekipy oględzinowej. Z jednej strony umożliwi to lepsze zabezpieczenie śladów i uniknięcie kontaminacji, z drugiej zaś poprawi bezpieczeństwo funkcjonariuszy, ponieważ mogą sprawdzić teren przed wejściem.”

W latach 2021-2022 zespół badawczy skupiony w jednostce OSP Niegoszowice (woj. małopolskie) przeprowadził prace naukowo-badawcze oraz testy związane z zastosowaniem systemów bezzałogowych statków powietrznych w pracach operacyjnych (ćwiczeniach):

- jednostek straży pożarnych (PSP i OSP),
- jednostek policji,
- podczas działań poszukiwawczo-ratowniczych,
- podczas sytuacji kryzysowych związanych z ochroną infrastruktury wrażliwej portu lotniczego.

W tym czasie wykonano ponad 500 lotów testowych wielowirnikowcami różnych producentów (m.in. Autel Evo II Pro 6k, Autel Evo II 8k, DJI Mavic II Dual Enterprise, DJI Matrice 300, Yuneec H520).





Źródło: Unmanned Systems Integrated Roadmap FY 2013-2038

Odpowiednich Własności i Właściwości Eksploatacyjnych:

KLASYFIKACJA SYSTEMÓW BSP						
Klasa	Kategoria	Zastosowanie	Wysokość operacyjna	Taktyczny promień działania	Szczebel dowodzenia	Przedstawiciel danej kategorii
KLASA I Lekkie (do 150 kg)	<u>SMALL</u> MAŁE >20 kg	Taktyczne/Oddział (konwencjonalny system startu i lądowania)	Do 10000 ft (3050m) AGL	50 km (LOS)	Brygada/Pułk /Batalion	Luna, Hermes 90.
	<u>MINI</u> 2-20 kg	Taktyczne/Poddod. (wypuszczany z ręki)	Do 3000 ft (900m) AGL	25 km (LOS)	Kompania/ Eskadra	Scan Eagle, Skylark, Orbiter.
	<u>MICRO</u> <2 kg	Taktyczne/Pluton, Sekcja, Pojedynczy operator	Do 2000 ft (600m) AGL	5 km (LOS)	Pluton/Sekcja	Black Widow, RQ-11B Raven.
	<u>NANO</u> < 2.5 dag	Sekcja, Pojedynczy operator	Do 100m AGL	<1km (LOS)	Sekcja, Pojedynczy żołnierz	PD-100 Black Hornet
KLASA II Średnie (150-600kg)	TACTICAL Taktyczne	Formacje Taktyczne	Do 10.000ft (3050m) AGL	200 km (LOS)	Brygada	Sperwer, Hermes 450, Aerostar, Ranger.
KLASA III Ciężkie (powyżej 600 kg)	Strike/ uderzeniowe	Strategiczne Narodowe	Do 65.000ft (19800 m) MSL	Nieograniczony (BLOS)	Teatr Działań	X-47B Pegasus
	Combat/ bojowe					
	<u>HALE</u>	Strategiczne Narodowe	Do 65,000 ft (19800 m)	Nieograniczony (BLOS)	Teatr Działań	Global Hawk MQ-9 Reaper
	<u>MALE</u>	Operacyjne Koalicyjne	Do 45,000 ft (13700m)	Nieograniczony (BLOS)	JTF-Połączone (koalicyjne) Siły Zadaniowe	Predator B, Predator A, Heron TP, Hermes 900

Może jednak klasyfikować nasze RPAS?



NANO SBSP „PD-100 BLACK HORNET” w wersji transportowej i w locie
Źródło: uvs.international.org/proxdynamics.com/products/pd_100_black_hornet/ (17.01.2012, godz. 22.30). (Spakowany jest w pojemniku wielkości terminarza wojskowego 200x150x50 mm)

2/ Wymagania operacyjnego zastosowania bezzałogowych systemów/platform

OPERACYJNE ZASTOSOWANIE bezzałogowych systemów/platform
WYMAGA:

- Dostępu i korzystania z certyfikowanych, autonomicznych systemów pozycjonowania.
- Przygotowania elastycznych elementów przestrzeni ekosferycznej.
- Odpowiednich globalnych, europejskich, krajowych uwarunkowań prawno – technicznych.
- Odpowiednich własności i właściwości eksploatacyjnych.
- Zapewnienia serwisu (zdatności bezzałogowych systemów/platform do wykonywania zadań).
- Posiadania uprawnień świadczących o posiadanych kwalifikacjach.

Jak wskazuje literatura, skuteczność działań ratowniczych czy też ochronnych (życia i zdrowia ludzkiego, mienia, środowiska naturalnego) realizowanych w procesie zapewniania bezpieczeństwa, zależy od spełnienia czterech podstawowych zasad nazywanych regułą 4W:

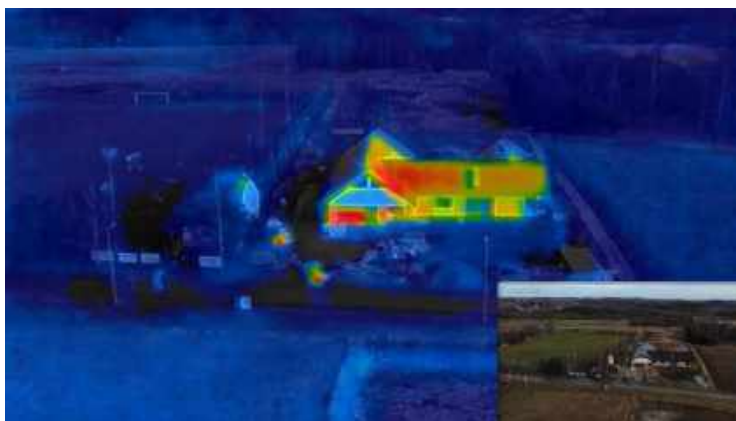
- Właściwe miejsce,
- Właściwy czas,
- Właściwa ilość sił i środków,
- Właściwa jakość sił i środków.

Nie do przecenienia jest fakt, iż ostatni element, czyli „właściwą jakość sił i środków” w aspekcie implementacji systemów bezzałogowych można osiągnąć doskonaląc umiejętności, pogłębiając wiedzę poprzez praktyczne ćwiczenia i testy, w myśl zasady „testuj tak jak lataasz, lataj tak jak testujesz”.

Działania w zakresie lotów BSP dla Służb Porządku Publicznego oraz innych jednostek – cd.

- 13.11.2021 r., m. Rudawa (woj. małopolskie) - pożar suszarni kukurydzy,
- 05.12.2021 r., obszar wsi Bolechowic i Zelkowa, gmina Zabierzów (woj. małopolskie) - ćwiczenia „Smroków 2021”,
- 12.12.2021 r., obszar wsi Bolechowic i Zelkowa, gmina Zabierzów (woj. małopolskie) - ćwiczenia poszukiwawczo-ratownicze w trudnych warunkach atmosferycznych,

- 13.12.2021 r. pogranicze miejscowości Kamień oraz Podłęże. (gmina Czernichów) (woj. Małopolskie) - poszukiwania zaginionego mężczyzny,
- 02.01.2022 r. - ćwiczenia z wykorzystaniem technologii STARLINK,
- 06-07.01.2022 r., Nowogród k. Łomży (woj. Podlaskie), rzeka Narew - poszukiwania osoby zaginionej (17-latka) w trudnych warunkach atmosferycznych,
- 12.01.2022 r., okolice Nowego Sącza, rzeka Kamienica (prawy dopływ Dunajca) - poszukiwania osoby zaginionej,
- 29.01.2022 r. - ćwiczenia – integracja systemów z SDiŁ,
- 21.04.2022 r., Uniwersyteckie Centrum Innowacji i Transferu Wiedzy Techniczno-Przyrodniczej, Rzeszów - loty w środowisku miejskim,
- 22.04.2022 r., HOTEL Kosmonauty Wrocław-Airport - inspekcja infrastruktury lotniskowej,
- 16.07.2022 r. - (woj. małopolskie) ćwiczenia – pożar lasu.

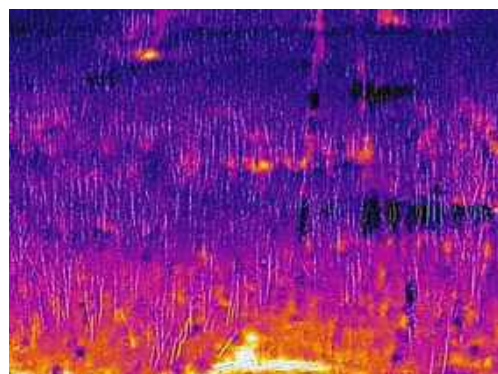




CHARAKTERYSTYKA DZIAŁAŃ RATOWNICZO-GAŚNICZYCH PODCZAS POŻARU W BIEBRZAŃSKIM PARKU NARODOWYM

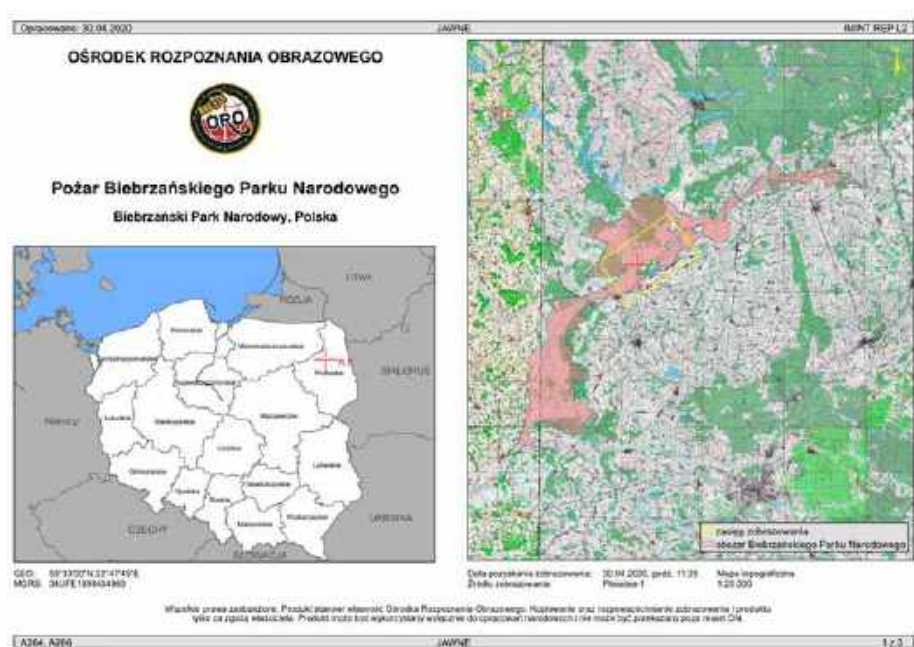
- W dniu 19.04.2020 r. od godz. 16:01 do 20.57 odnotowano 5 kaskadowych zgłoszeń pożarów na terenie Biebrzańskiego Parku Narodowego.
- Działania gaśnicze realizowane siłami i środkami powiatu zakończono 20.04. o godz. 7:21. W tych działaniach uczestniczyły 24 zastępy Jednostek Ochrony Przeciwpożarowej (JOP) oraz 129 strażaków Państwowej Straży Pożarnej/Ochotniczej Straży Pożarnej.
- Niestety okazało się, że 20.04 już o godz. 7:42 wpłynęło kolejne zgłoszenie o pożarze w tym rejonie. Tym razem w działaniach gaśniczych uczestniczyło 51 zastępów JOP oraz 223 strażaków PSP/OSP.
- Gdy po zakończeniu głównych działań gaśniczych zabezpieczano pogorzeliska o godz. 8.55 w dniu 21.04 wpłynęło zgłoszenie o kolejnym pożarze na terenie Parku. Tym razem w działaniach gaśniczych uczestniczyły 62 zastępy JOP, 348 strażaków PSP/OSP, cztery samoloty patrolowo-gaśnicze (PZL M18 Dromader) oraz bezzałogowe systemy latające.
- Po zakończeniu głównych działań gaśniczych od godzin nocnych zabezpieczano pogorzeliska, a powierzchnię pożaru określono na 3 000 ha.

Dozorowanie pożaru w dzień (z prawej) i w nocy (termowizja) za pomocą BSP.



- BSP były wykorzystywane praktycznie od rana do późnych godzin wieczornych;
- Skuteczność i precyzja podczas wykonywania zadań przez wymienione statki powietrzne w dużej mierze zleżała od wstępnego i bezpośredniego lotniczego przygotowania nawigacyjnego oraz wskazała na konieczność opracowanie odpowiedniej metodyki dla BSP.
- Ponowną kontrolę wykonano po zakończeniu akcji w dniu 30.04.2020r.

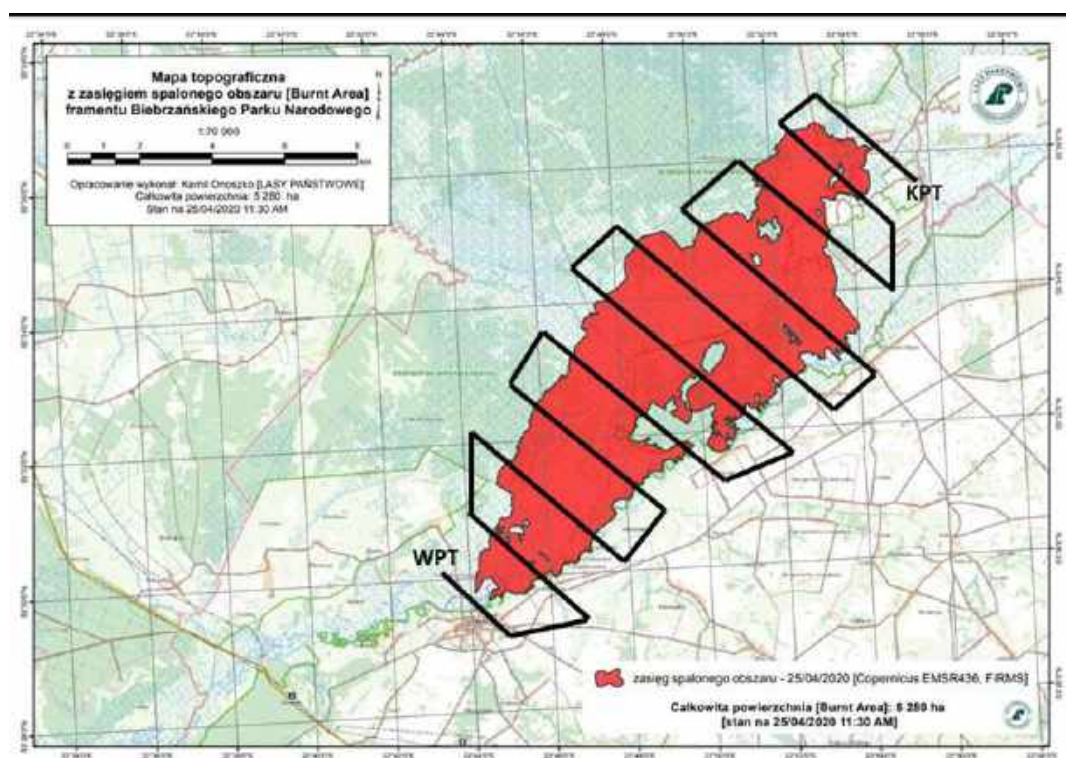
Przeprowadzona kontrola po zakończeniu akcji gaśniczej 30.04.2020r.:



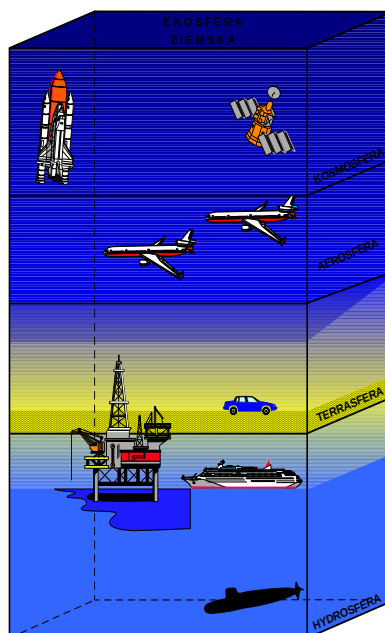
BEZPOŚREDNIE PRZYGOTOWANIE NAWIGACYJNE OBEJMOWAŁO:

- analizę sytuacji meteorologicznej,
- zapoznanie się z informacjami organu służby ruchu lotni-czego dotyczącymi sytuacji nawigacyjnej,
- bezpośrednie obliczenia do lotu.

Metoda drabinkowa podczas monitorowania pogorzeliska w Biebrzańskim Parku Narodowym.



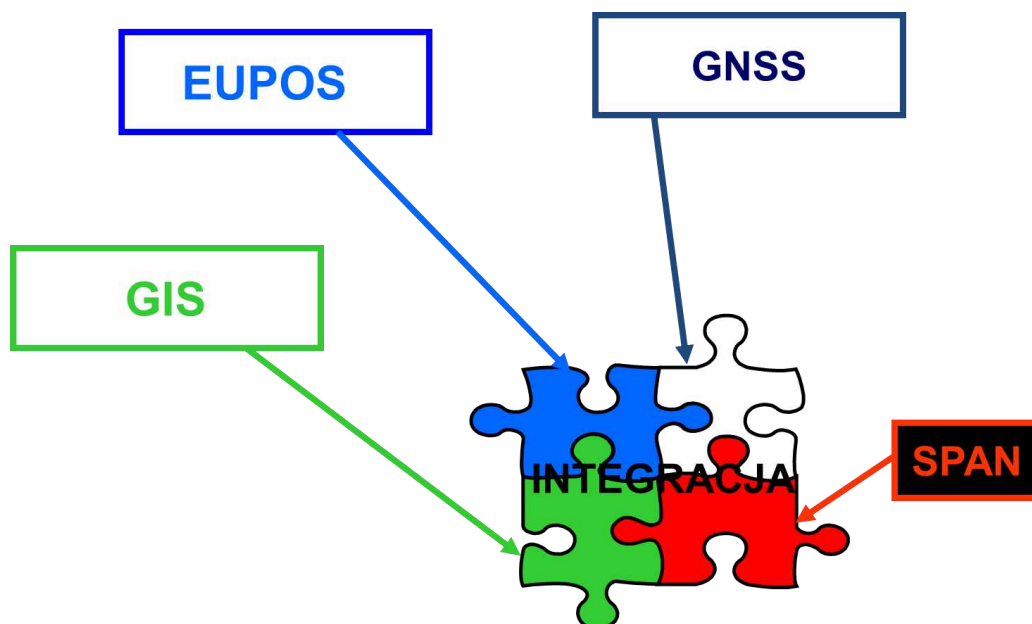
Ekosfera Ziemska



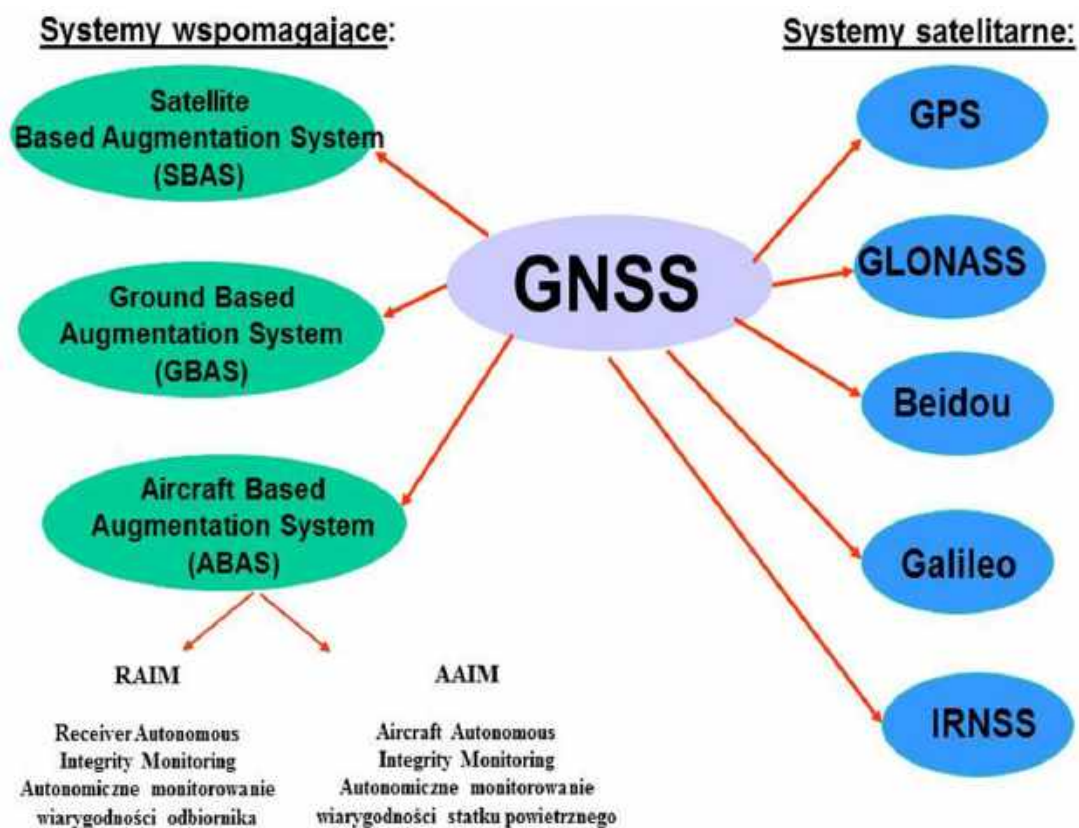
PER ASPERA AD
ASTRA

NAVIGARE NECCESE
EST VIVERE NON
NECCESE

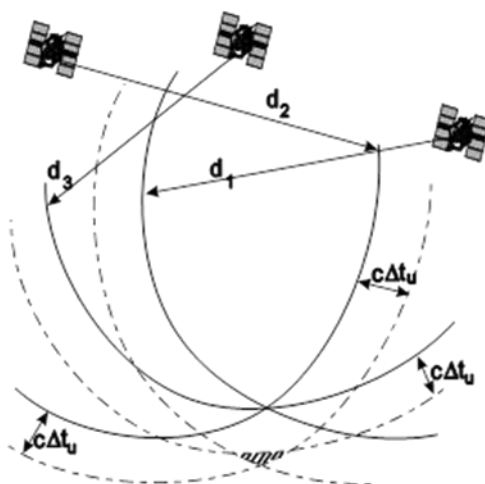
POMPEJUSZ



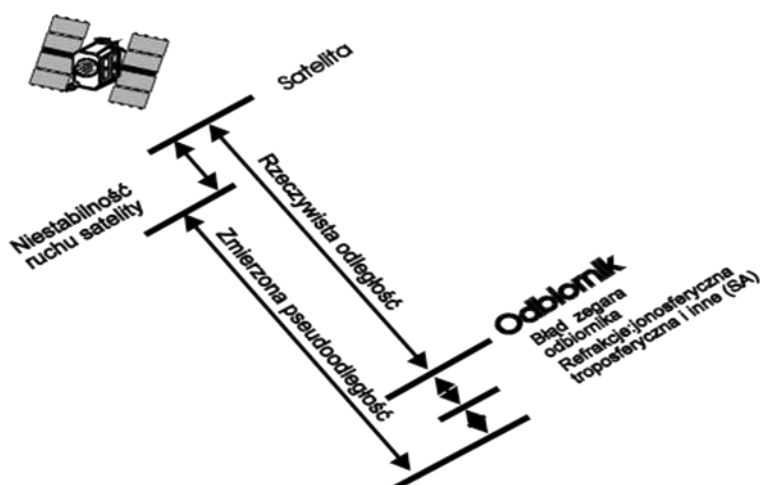
DOSTĘP I KORZYSTANIE Z CERTYFIKOWANYCH SYSTEMÓW SATELITARNYCH



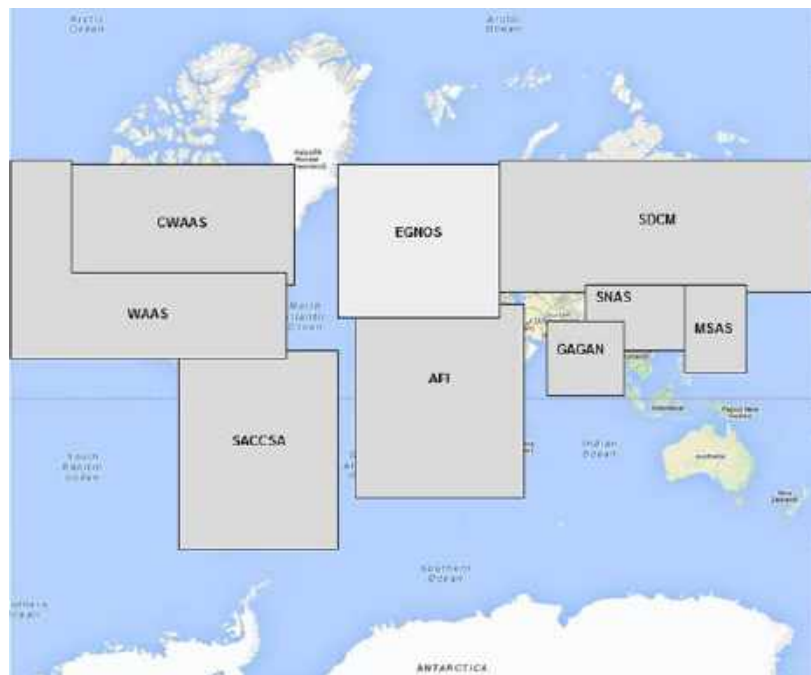
Wyznaczenie współrzędnych i określonej poprawki zegara użytkownika:



Schemat parametrów istotnych w pomiarze odległości satelity – odbiornik:



SBAS – naziemne stacje monitorujące weryfikują sygnały satelitarne, poprawiają dokładność wyliczając poprawki korekcyjne i transmitują je poprzez satelitę geostacjonarnego do użytkownika.



Użytkownicy mogą korzystać z następujących serwisów:

- KODGIS/NAWGIS - w czasie rzeczywistym dane korekcyjne RTCM z dokładnością poniżej 0,25 m/1m;
- NAWGEO - w czasie rzeczywistym dane korekcyjne RTCM/RTK/VRS/FKP z dokładnością poniżej 0.03 m w poziomie i 0.05m w pionie;
- POZGEO/POZGEO D - przeznaczony jest do obliczeń w trybie postprocessingu obserwacji systemów nawigacji satelitarnej wykonywanych metodą statyczną. Pozwalają na uzyskanie dokładności na poziomie 0.1 m dla odbiorników L1 oraz 0.01 m dla odbiorników L1/L2.

www.asg.europa.pl Łączenie do systemu

Serwisy (usługi)

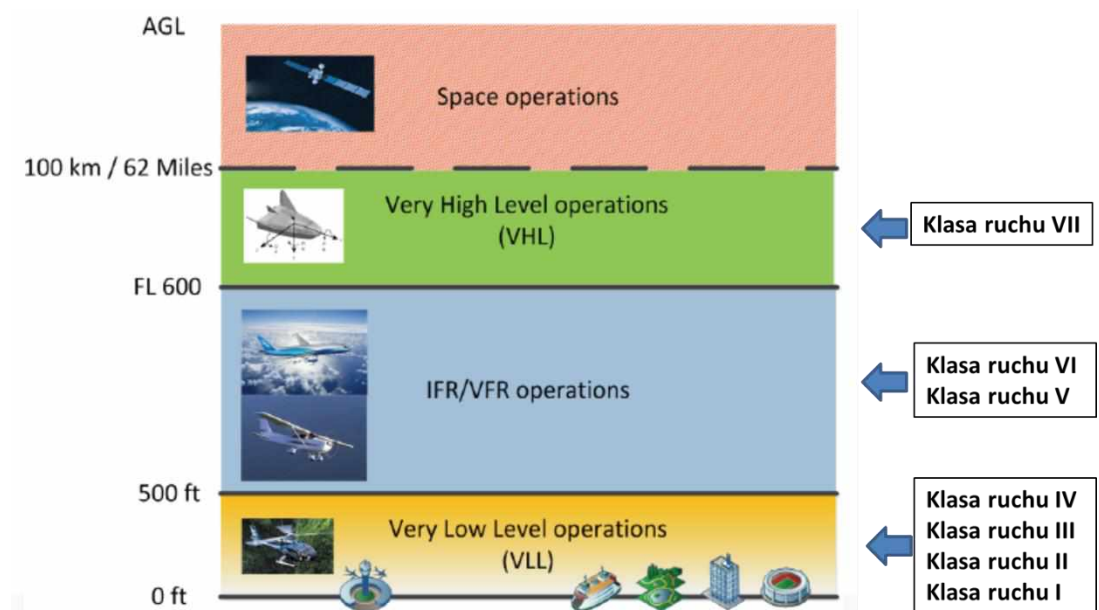
Środki	Krótko	Metoda pomiaru	Typowa długość	Długość obserwacji	Minimalna konfiguracja sprzętowa
Serwisy czasu rzeczywistego	NAWGEO	statystyczna (RTCM)	Internet	do 0,25 m (L1), do 0,05 m (L2)	Odbiorniki L1/L2 RTK, moduł komunikacji GPS
	KODGIS	statystyczna (RTCM)	Internet	do 0,25 m	Odbiorniki L1 DGPS, moduł komunikacji GPS
Serwisy post-processingowe	POZGEO	statystyczna	Internet		Odbiorniki L1/L2 DGPS, moduł komunikacji GPS
	POZGEO D	statystyczna (statystyczna)	Internet		Odbiorniki L1



Łukasiewicz
Instytut
Lotnictwa



Planowany podział przestrzeni i klasy ruchu uwzględniające zastosowanie RPAS



RPAS ATM CONOPS Edition 4.0, Eurocontrol 2017

Drony a bezpieczeństwo

Badanie (testowanie), Procedury => Certyfikacja => Niezawodność

Badanie:

- testy niezawodnościowe komponentów (silniki, regulatory, kontrolery, GNSS (i inne czujniki kompas, akcelerometr, żyroskop) - STANOWISKA;

- testy niezawodnościowe systemów – (silnik+regulator) - STANOWISKA;
- testy dronów wraz z osprzętem (współdziałanie, montaż, walidacja).

Procedury:

- procedury testowe ($_{max}$ MTOM, tryb lotu) i ocena wyników, wskaźniki RAMS,
- analiza ryzyka:
reaktywna – doświadczenia branżowe i przewidywanie
proaktywna - wnioskowanie na bazie zaistniałych zdarzeń;
- instrukcje użytkowania (naprawa), program utrzymania;
- identyfikacja (kto lata) i identyfikowalność (skład dron, części, zdarzenia);
- jakość i powtarzalność produkcji (audyt).

Certyfikacja:

- świadectwo typu UAV (BSP – dronów);
- rejestracja w bazie wraz z identyfikatorem*;
- po zmianie konfiguracji/oprogramowania recertyfikacja w zakresie zmiany.

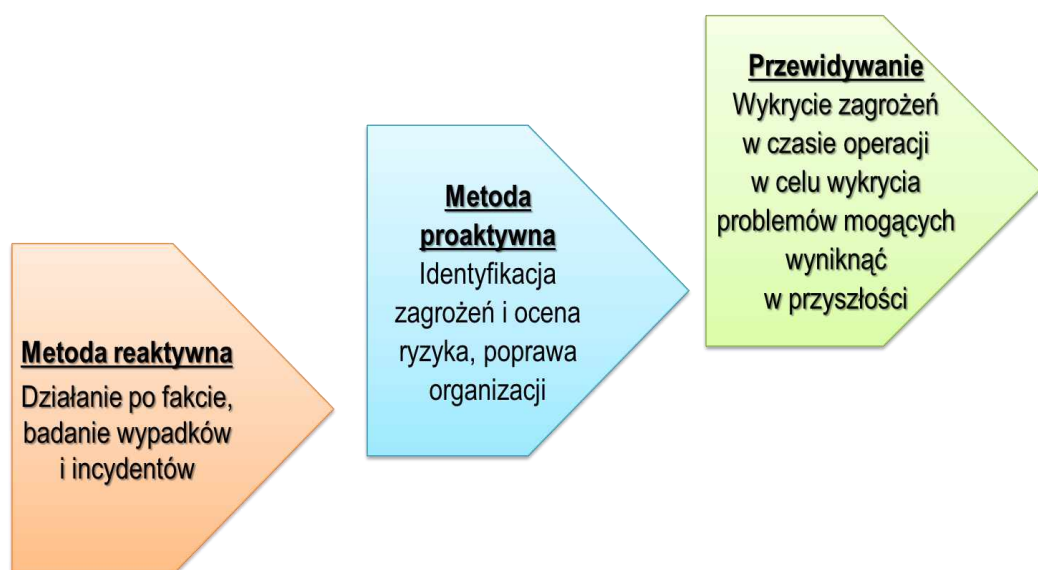
3/ Konkluzja

- Własności i właściwości przypisuje się całemu BSP oraz jego poszczególnym zespołom, instalacji, elementom. Eksploatację BSP rozwija się w oparciu o ich własności i właściwości.
- Do podstawowych własności zalicza się: funkcję lotną, wymiary, masę, za-pas paliwa, liczbę silników, wytrzymałość, stateczność, potencjał eksploatacyjny użytkowy, potencjał eksploatacyjny utrzymywania zdolności BSP, sterowalność, przywracalność.
- Do podstawowych właściwości zalicza się: funkcjonalność (użytkową, obsługową, utrzymanie zdolności), wartość, przechowywalność, gotowość (techniczną, operacyjną), trwałość ekonomiczną, niezawodność, bezpieczeństwo, ergonomiczność, żywotność, trwałość - resurs (godzinowy, kalendarzowy, między remontowy), podatność eksploatacyjną, odpowiedniość, efektywność, testowalność, odporność na: oddziaływanie warunków otoczenia, uszkodzenia, zużycie, korozję, zmęczenie materiałów.

Właściwości statku powietrznego

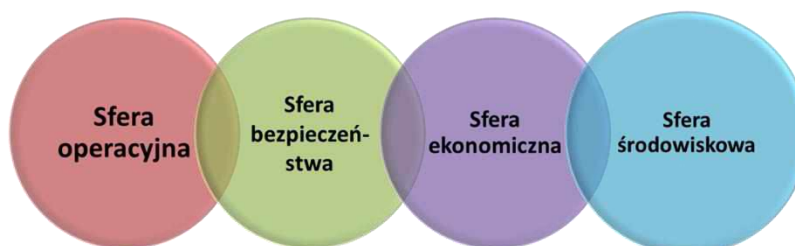
- RPAS charakteryzuje się dużą liczbą właściwości podstawowych (wiele z nich ma jeszcze właściwości cząstkowe - towarzyszące), do których zalicza się:
 - funkcjonalność;
 - niezawodność;
 - gotowość;
 - odpowiedniość;
 - trwałość;
 - żywotność;
 - podatność eksploatacyjną.
- One zasadniczo decydują o eksploatacji RPAS. Te i inne właściwości RPAS są pochodną wymagań, jakie formułowane są dla RPAS.

Profilaktyka



Współpraca: **TEAM**: **T**ogether **E**veryone **A**chieve **M**ore

Spodziewane zyski z wdrożenia technik i technologii GNSS



- Globalny zasięg i powszechny dostęp,
- Mniejsze minima operacyjne dla lotnisk,
- Dodatkowe źródło informacji nawigacyjnej,
- Większa elastyczność wyboru trasy,
- Możliwa do zastosowania tam, gdzie nie ma możliwości zapewnienia klasycznych pomocy nawigacyjnych,
- Tania, bo nie wymagająca dodatkowej infrastruktury naziemnej,
- Przyjazna dla środowiska (paliwo, czas lotu, hałas),
- Do zastosowania we wszystkich fazach lotu.

Model centrum zarządzania kryzysowego w oparciu o systemy satelitarne i bezzałogowe statki powietrzne



- W celu przeprowadzenia analizy zagrożeń konieczne jest bardziej szczegółowe zdefiniowanie elementów systemu integracji RPAS w przestrzeni kontrolowanej.
- Należy przyjąć założenie dopasowania wprowadzanych systemów RPAS do systemu ATM, nie odwrotnie.
- Po osiągnięciu wymagań technicznych i wymagań prawnych przez RPAS dla lotów w przestrzeni kontrolowanej, będą one traktowane jak pozostali użytkownicy tej przestrzeni.
- Konieczne jest opracowanie mobilnego systemu (BSP+stacje dokowania na poruszających się pojazdach) do realizacji autonomicznego nalotu fotogrametrycznego rozległych obszarów.
- Rozwój urządzeń, oprogramowania do diagnostyki i monitorowania poprawności działania elementów SBSP,

- Implementowanie technik i technologii satelitarnych (GNSS), systemów informacji geograficznej (GIS) o terenie, numerycznych modeli terenu,
- Zautomatyzowana, dynamiczna analiza ryzyka operacji (ryzyka naziemnego i w przestrzeni powietrznej),
- Implementacja technologii FANET (flying ad-hoc networks/bezprzewodowa sieć ad hoc), MESH jako rozwiązania podczas lotów nad obszarami, gdzie nie dociera sygnał GNSS oraz nie ma sieci GSM (GNSS denied environments oraz Internet/GSM denied environments),
- Opracowanie baz danych niezbędnych podczas konstruowania sztucznych (ANN) lub symulowanych (SNN) sieci neuronowych umożliwiających wykrywanie i detekcję (pożarów, osób, obiektów),
- Zapewnienie bezpieczeństwa przesyłania danych (cyberbezpieczeństwo).

4/ Zapraszamy na VII DroneTech World Meeting 3-4.11.2022r.



DroneTech World Meeting w Toruniu to:

- Międzynarodowa konferencja
- Targi sprzętu i technologii bezzałogowych
- Spotkania B2B - Brokerage Event
- DroneTch Race Cup
- Networking

5/ Bibliografia

- 1/ Fellner A., Górecki W., Kufluk A., Mateusz R., Jakub Z., Fellner R., Testy "walizki dowodzenia i łączności" podczas działań operacyjnych Ochotniczych Straży Pożarnych - raport z badań terenowych, materiały XVI KRAJOWE FORUM WIROPŁATOWE dn. 25 czerwca 2021 r., Warszawa 2021 [.pdf], s. 72-82
- 2/ Piwowski, P.; Robak, M.; Kufluk, A.; Ziemia, J.; Górecki, W.; Fellner, A.; Fellner, R., PROPONOWANY PLAN ĆWICZEŃ I POKAZU W DNIU 09.07.2021, OSP Niegoszowice [dokument niepublikowany].
- 3/ Fellner A., Fellner R., Kufluk A., Robak M., Ziemia J., Górecki W., Wykorzystanie dronów do poszukiwań osób zaginionych - na podstawie ćwiczeń PSP/OSP na zamku Tenczyn w Rudnie 20 marca 2021, OSP Niegoszowice.
- 4/ Podręcznik metodologiczny przeprowadzania manewrów/ćwiczeń, Trial Guidance Methodology (TGM), wersja 1.1, Driver+, 2020,
- 5/ Rozporządzenie wykonawcze Komisji (UE) 2019/947
- 6/ Rozporządzenie delegowane Komisji (UE) 2019/945
- 7/ Easy Access Rules for Unmanned Aircraft Systems (Regulations (EU) 2019/947 and (EU) 2019/945, <https://www.easa.europa.eu/document-library/easy-access-rules/online-publications/easy-access-rules-unmanned-aircraft-systems>
- 8/ Wyszywacz W., „Drony”, wydanie II, 2020
- 9/ SORA (Specific Operations Risk Assessment), version 2, JARUS, 2019, <http://jarus-rpas.org/content/jar-doc-06-sora-package>
- 10/ ICAO Safety Management Manual (SMM) (Doc 9859)
- 11/ ISO 21384-3:2019 (en) Unmanned aircraft systems - Part 3: Operational procedures

Obciążenia cieplne wybranych części elektronicznych zainstalowanych na wielowirnikowcowej bezzałogowej platformie latającej

Zbigniew Czyż / Lotnicza Akademia Wojskowa

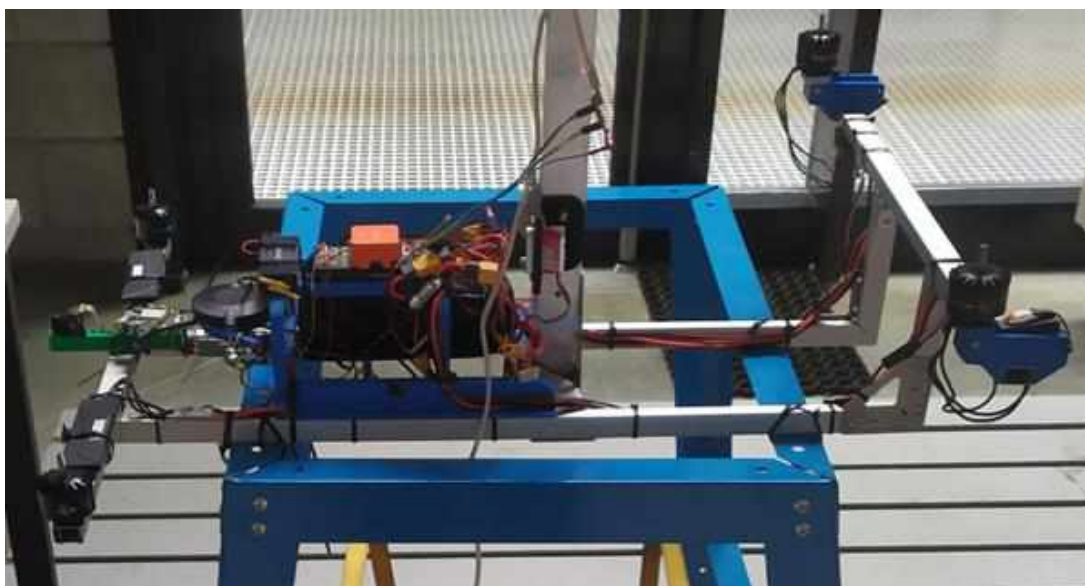
Paweł Karpiński, Krzysztof Skiba, Paweł Magryta / Politechnika Lubelska

Słowa kluczowe: bezzałogowy statek powietrzny, elektronika, kamera termowizyjna, pomiar temperatury, termowizja

Podzespoły elektroniczne zainstalowane na pokładzie bezzałogowego statku powietrznego wytwarzają w trakcie swojej pracy znaczne ilości ciepła. Wynika to z przepływu prądu elektrycznego o wysokim natężeniu przez komponenty elektroniczne. Długotrwałe narażenie elementów elektronicznych na wysokie temperatury może doprowadzić do ich uszkodzenia. Z tego względu istotny jest pomiar oraz analiza rozkładu temperatury tych podzespołów w celu zdefiniowania bezpiecznych warunków pracy całej platformy latającej. Badaniom termowizyjnym poddano platformę opracowaną w ramach prac nad projektem pn. "Hybrydowy bezzałogowy statek powietrzny pionowego startu i lądowania z możliwością lotu autorotacyjnego" finansowanego przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju (nr umowy LIDER/27/0140/L-10/18/NCBR/2019).

Do badań wykorzystano kamerę termowizyjną FLIR ThermaCAM S65. Zarejestrowane obrazy poddano przetwarzaniu w oprogramowaniu ThermaCAM Researcher Professional 2.9. Analizie poddano temperaturę wybranych elementów elektronicznych zainstalowanych na pokładzie platformy latającej takich jak: kamera, płyta sterująca kamerą, regulator obrotów silnika (ESC), przetwornica zasilająca kamerę oraz moduł GPS i moduł odbiornika, kontroler lotu, przetwornicę zasilającą silniki napędowe oraz kontroler lotu, przetwornica zasilająca serwomechanizmy zastosowane na pokładzie.

Przeprowadzone testy pozwoliły zweryfikować stopień nagrzania kluczowych elementów bezzałogowego statku powietrznego, które mają istotny wpływ na prawidłowe działanie całego statku powietrznego i bezpieczeństwo jego użytkowania.



Rys. 1. Widok ogólny stanowiska badawczego z bezzałogową platformą latającą



Rys. 2. Rozkład temperatury na badanych elementach dla obciążenia prądowego 4 A

Obciążenia cieplne wybranych części elektronicznych zainstalowanych na wielowirnikowej bezałogowej platformie latającej

Zbigniew Czyż¹, Paweł Karpiński², Krzysztof Skiba², Paweł Magryta²

STRESZCZENIE Podzespoły elektroniczne zainstalowane na pokładzie bezałogowego statku powietrznego wytwarzają w trakcie swojej pracy znaczne ilości ciepła. Wynika to z przepływu prądu elektrycznego o wysokim natężeniu przez komponenty elektroniczne. Długotrwałe narażenie elementów elektronicznych na wysokie temperatury może doprowadzić do ich uszkodzenia. Z tego względu istotny jest pomiar oraz analiza rozkładu temperatury tych podzespołów w celu zdefiniowania bezpiecznych warunków pracy całej platformy latającej. Badaniom termowizyjnym poddano platformę opracowaną w ramach prac nad projektem pn. „Hybrydowy bezałogowy statek powietrzny pionowego startu i lądowania z możliwością lotu autorotacyjnego” finansowanego przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju (nr umowy LIDER/27/0140/L-10/18/NCBR/2019).

Obiekt badań

Przedmiotem badań była wielowirnikowa bezałogowa platforma latająca (Rys. 1), na której zainstalowano cztery silniki elektryczne BLDC stanowiące fragment napędu quadcopterowego, a także aparaturę zasilającą oraz kontrolno-pomiarową. Stanowi ona pierwszą platformę testową służącą do testów m.in. układu napędowego. Platforma posiada pionowy maszt przeznaczony do montażu wirnika głównego działającego w autorotacji. Dodatkowo na platformie zainstalowane serwomechanizmy odpowiedzialne za zmianę wektora siły ciągu tylnych silników oraz regulację kąta pochylenia tarczy wirnika głównego.



Rys. 1. Widok ogólny wielowirnikowej bezałogowej platformy latającej z zainstalowanymi podzespołami elektronicznymi

Metodologia

Do badań wykorzystano kamerę termowizyjną FLIR ThermoCAM S65. Zarejestrowane obrazy poddano przetwarzaniu w oprogramowaniu ThermoCAM Researcher Professional 2.9 (Rys. 2). Analizie poddano temperaturę wybranych elementów elektronicznych zainstalowanych na pokładzie platformy latającej takich jak: kamera, płyta sterująca kamerą, regulator obrotów silnika (ESC), przetwornica zasilająca kamerę, moduł GPS i moduł odbiornika, kontroler lotu, przetwornica zasilająca silniki napędowe oraz kontroler lotu, przetwornica zasilająca serwomechanizmy zainstalowane na pokładzie.



Rys. 2. Kamera termowizyjna FLIR ThermoCAM S65 (po lewej) oraz widok okna oprogramowania ThermoCAM Researcher Professional 2.9 (po prawej)

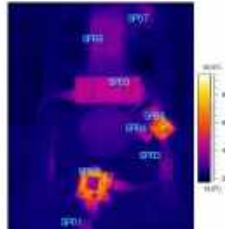
Wyniki badań

Przeprowadzone testy pozwoliły zweryfikować stopień nagrzania kluczowych elementów bezałogowego statku powietrznego, które mają istotny wpływ na prawidłowe działanie całego statku powietrznego i bezpieczeństwa jego użytkowania (Rys. 3).

Uzyskano rozkład temperatury na badanych częściach elektronicznych. Przykładowy rozkład temperatury na przetwornicy SP8 zasilającej wszystkie serwomechanizmy zamontowane na pokładzie przedstawiono na Rys. 4. Układ elektroniczny został zewnętrznie obciążony prądem o wartości 4 A, który odpowiada poborowi prądu przez serwomechanizmy w wybranych stanach lotu.



Rys. 3. Platforma LAR z zainstalowanymi częściami elektronicznymi – widok od góry

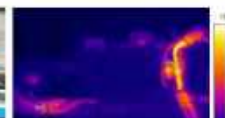


Rys. 4. Rozkład temperatury na badanych elementach w stanie ustalonym dla obciążenia układu elektronicznego wynoszącego 4 A

Ponadto osobnej analizie poddano rozkład temperatury na regulatorze obrotów oraz przetwornicy zasilającej (Rys. 5) w trakcie pracy czterech silników BLDC z zainstalowanymi 12-calowymi śmigłami pracującymi z maksymalną prędkością obrotową (około 9000 rpm). Zaobserwowano nadmiernie wysoką wartość temperatury na przetwornicy, przekraczającą 100°C (Rys. 6).



Rys. 5. Platforma LAR z zainstalowanymi regulatorami obrotów oraz przetwornicą zasilającą – widok z boku



Rys. 6. Rozkład temperatury na regulatorze obrotów oraz przetwornicy zasilającej podczas pracy czterech silników BLDC

¹ Wydział Lotnictwa, Lotnictwa Aludonta Wójcikowa, ul. Dywizjowa 302/35, 05-021 Dąbki;
² Wydział Mechaniczny, Politechniki Łódzkiej, ul. Nadbystrzycka 36, 20-618 Łódź

Prace wykonane zostały w ramach projektu pn. „Hybrydowy bezałogowy statek powietrzny pionowego startu i lądowania z możliwością lotu autorotacyjnego” finansowanego przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju w ramach Programu LIDER X (numer umowy LIDER/27/0140/L-10/18/NCBR/2019).

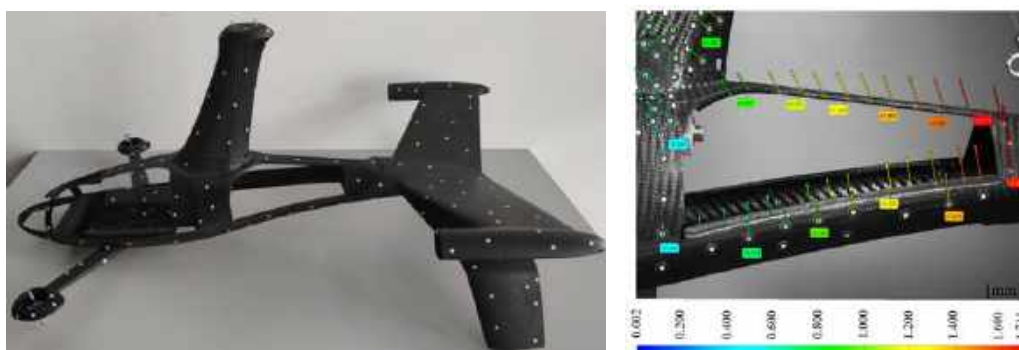
Pomiary odkształceń kadłuba bezzałogowego statku powietrznego

Zbigniew Czyż / Lotnicza Akademia Wojskowa

Paweł Karpiński, Krzysztof Skiba, Patryk Jakubczak, Piotr Podolak, Magda Drożdziel-Jurkiewicz / Politechnika Lubelska

Słowa kluczowe: testy wytrzymałościowe, pomiar odkształceń, optyczna analiza przemieszczeń i odkształceń, ARAMIS, UAV

Badania wytrzymałościowe struktury kompozytowej kadłuba statku powietrznego lub jego elementów na drodze eksperymentalnej polegają na przyłożeniu do konstrukcji założonego obciążenia w wybranych punktach oraz pomiarze ich przemieszczeń i odkształceń. Jedną z metod obejmuje zastosowanie tensometrów umieszczonych na powierzchni badanego obiektu. Inną innowacyjną metodą, która zyskuje coraz większą popularność w badaniach konstrukcji lotniczych, jest technika optyczna z wykorzystaniem systemu Aramis. Technika ta polega na optycznej obserwacji określonych punktów na powierzchni badanej konstrukcji i cyfrowym przetwarzaniu zarejestrowanych obrazów w różnych warunkach obciążenia. W niniejszej pracy przedstawione zostanie stanowisko do badań wytrzymałościowych konstrukcji nośnych bezzałogowych statków powietrznych oraz wyniki z przeprowadzonych badań. Testy przeprowadzono na pierwszej wersji kadłuba wykonanego w ramach prac nad projektem pn. "Hybrydowy bezzałogowy statek powietrzny pionowego startu i lądowania z możliwością lotu autorotacyjnego" finansowanego przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju (nr umowy LIDER/27/0140/L-10/18/NCBR/2019). Na rysunku 1 przedstawiono przykładowe przemieszczenie punktów kontrolnych części tylnej kadłuba pod wpływem działania obciążenia o masie równej 6000g.



Rys. 1. Przemieszczenie punktów kontrolnych pod obciążeniem równym $m = 6000 \text{ g}$

W ramach prowadzonych prac wykonano stanowisko do badania deformacji kadłuba pod wpływem zadanych obciążeń. Przeprowadzone badania pozwoliły na opracowanie uwag i niezbędnych modyfikacji w celu optymalizacji konstrukcji nośnej. Opracowane stanowisko badawcze umożliwia zadawanie obciążeń w sposób zbliżony do warunków występujących w locie. Trójwymiarowe odwzorowanie przemieszczeń w czasie rzeczywistym dzięki zastosowanej optycznej analizie przemieszczeń i odkształceń (ARAMIS) ściśle odwzorowują w warunkach laboratoryjnych rzeczywiste warunki obciążenia konstrukcji.

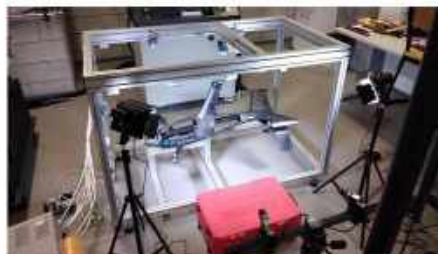
Pomiary odkształceń kadłuba bezzałogowego statku powietrznego

Zbigniew Czyż¹, Paweł Karpiński², Krzysztof Skiba², Patryk Jakubczak², Piotr Podolak², Magda Drożdżel-Jurkiewicz²

STRESZCZENIE Badania wytrzymałościowe struktury kompozytowej kadłuba statku powietrznego lub jego elementów na drodze eksperymentalnej polegają na przyłożeniu do konstrukcji założonego obciążenia w wybranych punktach oraz pomiarze ich przemieszczeń i odkształceń. Jedną z metod obejmującą zastosowanie tensometrów umieszczonych na powierzchni badanego obiektu. Inną innowacyjną metodą, która zyskuje coraz większą popularność w badaniach konstrukcji lotniczych, jest technika optyczna z wykorzystaniem systemu Aramis. Opracowano stanowisko do badań wytrzymałościowych konstrukcji nośnych bezzałogowych statków powietrznych z wykorzystaniem tego systemu. Przeprowadzono testy pierwszej wersji kadłuba wykonanego w ramach prac nad projektem pn. "Hybrydowy bezzałogowy statek powietrzny pionowego startu i lądowania z możliwością lotu autorotacyjnego" finansowanego przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju [nr umowy LIDER/27/0140/L-10/18/NCBR/2019].

Obiekt badań

Przedmiotem badań była struktura kompozytowa kadłuba wielowirnikowego bezzałogowego statku powietrznego (Rys. 1), zainstalowana na opracowanym stanowisku do kontrolowanego zadawania obciążenia statycznego bądź dynamicznego w wybranych punktach badanej struktury. Obciążenie było przykładane punktowo w miejscach występowania sił generowanych przez docelowy zespół napędowy w postaci czterech silników elektrycznych BLDC w połączeniu ze śmigłami 12-calowymi.



Rys. 1. Widok ogólny stanowiska do badania przemieszczeń kadłuba aparatu wirnikowego

Metodologia

Obciążoną strukturę kadłuba statku powietrznego poddano badaniom powstałym przemieszczeń. W tym celu wykorzystano system Aramis (Rys. 2). Jego działanie polega na optycznej obserwacji określonych punktów na powierzchni badanego obiektu i cyfrowym przetwarzaniu zarejestrowanych obrazów w różnych warunkach obciążenia (zarówno statycznego jak i dynamicznego). Punkty referencyjne są naniesione na obiekcie badań w formie czarno-białych okrągłych markerów. Obserwacja przestrzeni pomiarowej prowadzona jest z wykorzystaniem dwóch kamer cyfrowych ustawionych pod kątem do obserwowanej powierzchni.



Rys. 2. System GOM ARAMIS do obserwacji i rejestracji przemieszczeń kadłuba

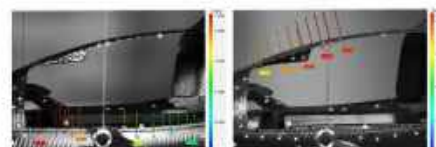
Wyniki badań

Ze względu na wielkość obiektu badań i wykorzystaną rozdzielczość pomiarową kamer wchodzących w skład systemu Aramis dokonano podziału obserwowanej przestrzeni na obszary obejmujące przednią i tylną część kadłuba, a także jedno z ramion (Rys. 3).

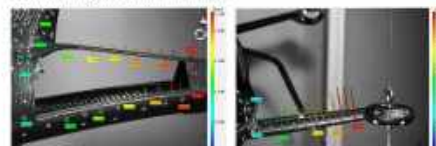


Rys. 3. Badana struktura kompozytowa kadłuba bezzałogowego statku powietrznego

Do badanej struktury przyłożono łączne obciążenie o wartości 98,1 N. Wartość zadanej siły przekracza ciężar własny projektowanego statku powietrznego. Uzyskano maksymalne wartości przemieszczeń w rozpatrywanych częściach struktury kadłuba.



Rys. 4. Przemieszczenia punktów referencyjnych w przedniej części badanego kadłuba w wyniku działania zadanej obciążenia o wartości 98,1 N



Rys. 5. Przemieszczenia punktów referencyjnych w tylnej części badanego kadłuba w wyniku działania zadanej obciążenia o wartości 98,1 N

¹ Wydział Lotnictwa, Lotnictwo Akademii Wzajemnej, ul. Dąbrowskiego 305-33, 08-523 Dąblin

² Wydział Mechaniczny, Politechnika Lubelska, ul. Nadbystrzyckie 36, 20-618 Lublin

Prace wykonane zostały w ramach projektu pn. „Hybrydowy bezzałogowy statek powietrzny pionowego startu i lądowania z możliwością lotu autorotacyjnego” finansowanego przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju w ramach Programu LIDER X (numer umowy LIDER/27/0140/L-10/18/NCBR/2019).

40 LAT MINĘŁO - Oblot Sokoła

Władysław Bubień / emerytowany pracownik Działu Prób w Locie PZL-Świdnik

Prototyp śmigłowca W-3 PZL-SOKÓŁ, przeznaczony do prób w locie, swój pierwszy lot wykonał na lotnisku fabrycznym w Świdniku 6 maja 1982 r.



Stanisław Kamiński – główny konstruktor śmigłowca PZL-SOKÓŁ

1/ **Niespodzianka w próbach naziemnych / listopad 1979**

16 listopada 1979 r. prowadzono w Świdniku próby naziemne, które obserwowała grupa rosyjskich doradców. Zgodnie z sugestią Marata Nikołajewicza Tiszczenki, głównego projektanta w Moskiewskich Zakładach Śmigłowców im. M. L. Mila, wykonano nie-przewidziany programem zawis. Dzisiaj taka improwizacja jest nie do pomyślenia.



Marat Nikolajewicz Tiszczenko przy śmigłowcu W-3 Sokół

Pilotem doświadczalnym był Wiesław Mercik. Oprócz niego uczestniczył w tym operator aparatury pomiarowej inż. Tomasz Zakrzewski. Nie był to jednak początek prób w locie.

Z pamiętnika Wiesława Mercika:

Próby „rezonansu ziemnego” miały się ku końcowi.

*Każde kolejne „wymuszanie” rezonansu odbywało się
na coraz mniejszym obciążeniu na kołach podwozia,
czyli przy coraz większej sile nośnej wirnika.*

*Marat spojrzał na mnie i powiedział.
Dojechaliśmy już tak daleko, bez problemów,
no to może zrób krok dalej i oderwij „Sokoła” od ziemi.*

Co o tym sadzisz?

Nie widzę problemów – odrzekłem.

*Spojrzał raz jeszcze na mnie i dodał.
Siadaj przy najmniejszym problemie, będziesz miał
jeszcze wiele innych okazji, aby wzlecieć na nim!*

*Nikt przedtem, ani potem nie dbał o mnie w taki sposób jak Marat
Tiszczenko, przed moimi potencjalnie krytycznymi
lotami doświadczalnymi, wykazując przy tym
głęboka wiedzę i doświadczenie..*

Zawsze pozostanę mu wdzięczny za to.



ODPRAWA PO PIERWSZYM LOCIE SOKOŁA: Marat Nikołajewicz Tiszczenko (pierwszy z lewej) z grupą polskich konstruktorów i rosyjskich doradców



SOKÓŁ W POWIETRZU: zawis 26 listopada 1979 r. W kabinie Wiesław Mercik i Tomasz Zakrzewski



Pilot doświadczalny Wiesław Mercik

Wbrew niektórym źródłom zawis nie miał związku z żadną wizytą przedstawicieli władz partyjnych.

Nie był to jedyny lot tego egzemplarza W-3. Kolejne trzy inż. Mercik wykonał 3 i 4 stycznia 1980 r. Przy jednej z prób faktycznie w zakładzie byli obecni partyjni dygnitarze, zrobiono też zdjęcia prototypu w powietrzu.

2/ Początek prób w locie

Na oficjalny oblot trzeba było czekać ponad dwa i pół roku.

Załoga – Wiesław Mercik i Zbigniew Dąbski przygotowywała się latając na wojskowym śmigłowcu Mi-8 w Łęczycy, oraz częściowo w Kremieńczuku, na terenie byłego ZSRR.

Do dalszych prób naziemnych i w locie zakupiono w holenderskiej firmie VFW- FOKKER nowoczesny system pomiarowy, pozwalający na zapis cyfrowy 120 sygnałów, z możliwością ich przesyłania w czasie rzeczywistym ze śmigłowca na stanowisko naziemne, drogą telemetryczną.



System pomiarowy VFW-FOKKER

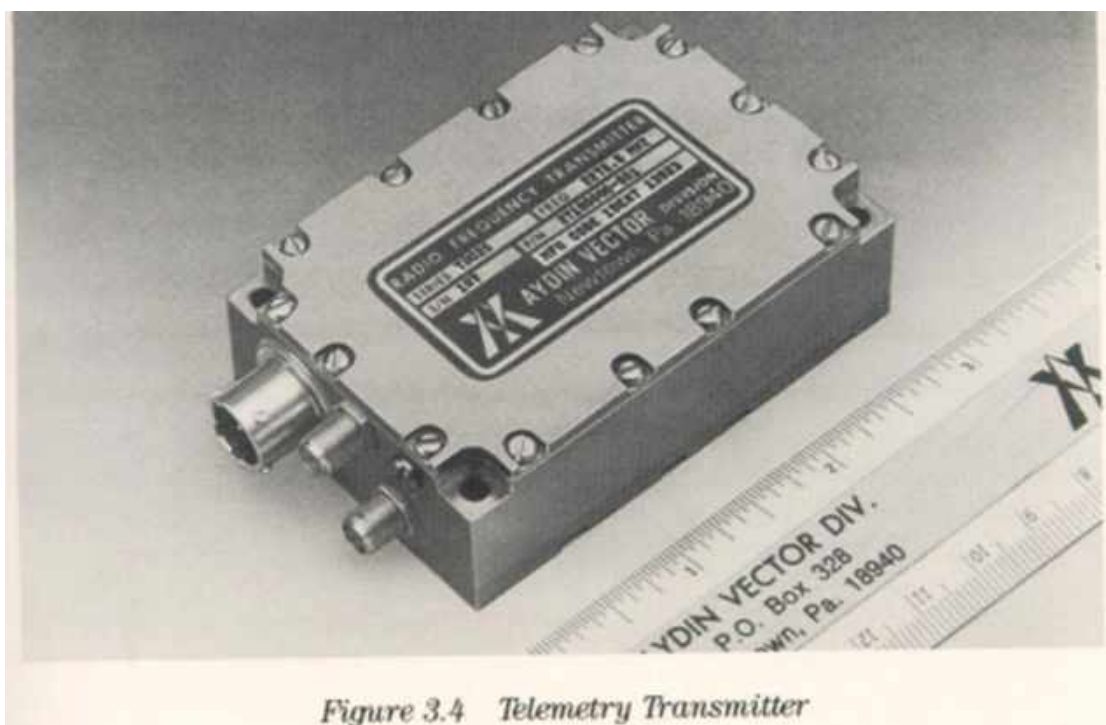


Figure 3.4 Telemetry Transmitter

Do pełnego oblotu droga była jeszcze długa. Piętrzyły się przeszkody zarówno techniczne, a przede wszystkim – polityczne.

Wprowadzenie stanu wojennego w grudniu 1981 r. stłumienie protestu pracowników, zwolnienie lubianego dyrektora naczelnego Jana Czogały oraz niektórych pracowników technicznych i objęcie zakładu komisarycznym zarządem wojskowym nie sprzyjały postępowi prób.

To, że udało się doprowadzić do udanego oblotu w niespełna sześć miesięcy po tych wydarzeniach, było wynikiem wysiłku wszystkich pracowników, którzy w tych czasach, wierni zasadzie „róbmy swoje”, przygotowali kolejny prototyp o numerze fabrycznym 300 103.

Otrzymał on – jako pierwszy – rejestrację cywilną SP-PSB.

3/ Program oblotu

- Zawis i manewry w zawisie
- Start pionowy i lot po kręgu
- Lot poziomy do prędkości 150 km/h



Zawis: 6 maja 1982r.

Lot obejmujący zawis i manewry w zawisie przebiegł zgodnie z oczekiwaniami.

W drugim należało wykonać krąg nadlotniskowy, lecz już przy rozpędzaniu ze wznoszeniem pojawiły się niepokojąco duże obciążenia zmienne piasty śmigła ogonowego. Lot został przerwany. Analiza zjawiska wykazała, że ustąpi ono przy większych prędkościach lotu, co też potwierdziło się w locie trzecim. Z czasem konstrukcja piasty została skorygowana.

Do 21 maja 1982 r. wykonano łącznie cztery loty. Ostatni z nich, w którym planowano osiągnięcie prędkości 150 km/h, musiał zostać przerwany, z uwagi na wystąpienie niezwykle silnych drgań kadłuba śmigłowca oraz obciążeń zmiennych jego zespołów, znacznie wykraczających poza bezpieczne granice. Przyczyną były drgania rezonansowe „pylonu” – tj. przekładni głównej wraz z wirnikiem nośnym.

Z tym problemem uporano się dopiero po roku.

To były ostatnie loty Wiesława Mercika w Świdniku. Z powodów politycznych został wkrótce zwolniony z pracy. Dalsze próby „Sokoła” prowadził pilot doświadczalny Zbigniew Dąbski z technikiem pokładowym Mieczysławem Małkowskim.

Wkrótce dołączyła do nich kilkusobowa grupa pilotów doświadczalnych, przeszkolonych na tym typie śmigłowca.



Zbigniew Dąbski po oblocie śmigłowca SW-4 i kontradmirał Zbigniew Smolarek (fot. Iwona Burdzanowska)

W swej karierze Wiesław Mercik wykonywał różne loty: do wież wiertniczych, komunikacyjne, sanitarne, turystyczne. Pracował w takich gigantach jak MBB Helicopter Co, a także w innych firmach. Latał na wielu śmigłowcach, a najdłużej jako pilot sanitarny na BO-105, do 2005 roku.

Po zakończeniu emigracji powrócił z USA do Polski. Widzimy się każdego roku na spotkaniach Klubu Pilotów Doświadczalnych.



Wiesław Mercik na spotkaniach KPD: Narewka 2019 rok (po lewej), Dęblin 2016 rok (po prawej)

Z czasem konstrukcja Sokoła została dopracowana... i stale unowocześniana. Powstało wiele jego wersji. Walory W-3 dostrzegł i docenił pionier konstrukcji śmigłowcowych w Stanach Zjednoczonych, potomek polskich emigrantów - Frank Nicolas Piasecki. Certyfikat amerykański, wg wymagań FAR-29, uzyskano przy jego pomocy 31 maja 1993, w rekordowym tempie.

Okolo 70 Sokołów, w różnych wersjach, trafiło do Sił Zbrojnych RP, gdzie nadal są w służbie. Ich przydatność dla wojska dostrzegł - dzisiaj kontradmirał - Zbigniew Smolarek. Będąc pilotem doświadczalnym prowadził prace rozwojowe morskiego śmigłowca ratowniczego PZL W-3RM Anakonda, jak też innych wersji wsparcia bojowego.

Odpowiedź na pytanie, z jakich powodów zakończono prace nad rozwojem sztabdarowej konstrukcji polskiego przemysłu lotniczego nie do mnie należy.



Za sterami Sokoła w wersji uzbrojonej autor prezentacji Władysław Bubień i Józef Kokowicz.

Spis treści

Nowe wymagania bezpieczeństwa dla śmigłowców – system paliwowy wytrzymały na lądowanie awaryjne (crash resistant)	3
Bezpieczeństwo użytkowania śmigłowców w aspekcie ich układu konstrukcyjnego	18
Wirowiec Cierva C.30A - pierwszy polski wiropląt	30
Latające dźwigi w Polsce – początki	46
Test stand dedicated to testing propellers of multi-rotor and Vtol systems..	52
Projekt bezzałogowego aparatu latającego w układzie żyrodyny	68
Badania stanowiskowe nowego materiału kompozytowego zgodnie z normą ASTM na rozciąganie	84
Wstępne obliczenia wału napędowego wiroplātu	92
Analiza aerodynamiczna modelu statku powietrznego wiroplātu wykonanego metodą wydruku 3D	99
Wstępny projekt wentylatora mobilnego tunelu aerodynamicznego do celów dydaktycznych	105
Preliminary analysis of strength properties of carbon fiber reinforced composites	114
Trendy rozwoju napędów elektrycznych zasilanych wodorowym ogniwem paliwowym	141
Analiza możliwości zastosowania układu wodorowego do napędu poduszkowca	147
Zastosowanie bezzałogowych systemów w pracy operacyjnej - wybrane zagadnienia	152
Obciążenia cieplne wybranych części elektronicznych zainstalowanych na wielowirnikowcowej bezzałogowej platformie latającej	175
Pomiary odkształceń kadłuba bezzałogowego statku powietrznego.....	178
40 LAT MINĘŁO - Oblot Sokoła	180