

MICHAŁ KUŹNIAR

**WIELOKRYTERIALNA OCENA DOBORU
NAPĘDÓW LOTNICZYCH NOWEJ GENERACJI
Z WYKORZYSTANIEM METOD
ENERGETYCZNYCH**

ROZPRAWA DOKTORSKA

PROMOTOR: PROF. DR HAB. INŻ. MAREK ORKISZ

PROMOTOR POMOCNICZY: DR INŻ. PIOTR WYGONIK

RZESZÓW 2020

Spis treści

Wykaz ważniejszych skrótów i oznaczeń	4
Symbole i oznaczenia	4
Skróty.....	5
Słownik pojęć	5
1. Wiadomości wstępne.....	6
2. Przegląd literatury oraz istniejących rozwiązań technicznych	8
2.1. Stan wiedzy i istniejące rozwiązania	8
2.2. Wnioski wynikające z przeglądu literatury przedmiotu	23
3. Sformułowanie zadania badawczego, celu i zakresu pracy.....	23
4. Wyznaczenie osiągow samolotu w czasie lotu w oparciu o metodę energetyczną	25
4.1. Długość i zasięg lotu samolotu o napędzie hybrydowym lub elektrycznym.....	25
4.2. Wyznaczanie energii niezbędnej do lotu samolotu.....	27
4.3 Wyznaczanie zasięgu i długości lotu.....	32
5. Charakterystyki techniczne przyjęte do przeprowadzenia analizy problemu	33
5.1. Płatowiec.....	33
5.2. Zespół napędowy motoszybowca AOS H2	34
5.3. Alternatywna koncepcja hybrydowego zespołu napędowego do wykorzystania w płatowcu platformy badawczej AOS	36
5.4. Energia zgromadzona na pokładzie oraz sprawność zespołu napędowego	41
5.5. Profil misji motoszybowca przyjęty w analizie	42
6. Model napędu rozproszonego – założenia	44
6.1. Metodyka doboru napędu do samolotu.....	44
6.2. Dobór liczby zespołów silnik-śmigło dla płatowca motoszybowca AOS H2	44
6.3 Układ konstrukcyjny wybrany do dalszej analizy	48
7. Dobór śmigieł do układu rozproszonego.....	50
7.1. Podstawy postępowania przy doborze śmigieł o małej średnicy do silnika elektrycznego	50
7.2. Dobór śmigła do napędu rozproszonego dla motoszybowca AOS H2.....	53
7.3. Podsumowanie obliczeniowego etapu doboru napędu rozproszonego.....	57
8. Analiza CFD osiągow rozproszonego zespołu napędowego.....	59
8.1. Celowość przeprowadzenia analizy CFD	59
8.2. Przygotowanie analizy – modele geometryczne.....	59
8.3. Analiza śmigła	60
8.4. Analiza napędu zintegrowanego z płatowcem.....	66
9. Określenie osiągow i wskaźników energetycznych samolotu.....	72
9.1 Wpływ zastosowania napędu rozproszonego na zwiększenie wskaźników energetycznych i osiągow statku powietrznego	72
9.2 Wpływ zastosowania napędu rozproszonego na poprawę wskaźników ekologicznych dla statku powietrznego	77

10. Wnioski z przeprowadzonych badań.....	82
11. Dalsze prace badawcze i kierunki rozwoju	89
Załączniki	91
A. Motoszybowiec AOS H2	91
B. Silnik elektryczny AXI 8120/10	95
C. Silnik Emrax 188	99
D. Ogniwo wodorowe.....	100
Literatura	101
Publikacje zwarte, opracowania i artykuły naukowe.....	101
Witryny internetowe	106
Streszczenie	108
Streszczenie w języku angielskim.....	110

Wykaz ważniejszych skrótów i oznaczeń

Symbole i oznaczenia

e_D	emisja drogowa [kg/km]
g	przyśpieszenie ziemskie 9.81 [m/s ²]
m	masa samolotu [kg]
n	prędkość obrotowa silnika [obr/min]
p	liczba Puekerta [-]
t	czas [s,h]
C_H	godzinowe zużycie paliwa [kg/h]
C_N	cecha mocy śmigła [-]
CO_2	dwutlenek węgla
C_P	cecha ciągu śmigła [-]
C_S	cecha bezśrednicowa śmigła [-]
C_X	współczynnik siły oporu [-]
C_Z	współczynnik siły nośnej [-]
H_2	wodór
H_2O	woda / para wodna
N_N	moc niezbędna do lotu [W]
N_S	moc rozwijana przez zespół napędowy [W]
O_2	tlen
O_T	udział powietrza potrzebny do spalenia kilograma paliwa [kg]
P_N	ciąg niezbędny do lotu [N]
P_S	ciąg zespołu napędowego [N]
P_X	siła oporu [N]
P_Z	siła nośna [N]
C	pojemność akumulatora [Ah]
CO	tlenek węgla
D	średnica śmigła [m]
E	energia [J]
HC	węglowodory / niespalone węglowodory
I	natężenie prądu [A]
J	posuw śmigła [-]
L	zasięg samolotu [km]
M	moment obrotowy [Nm]
N	moc [N]
NO_x	tlenki azotu
R	reakcje normalne [N]
S	powierzchnia nośna [m ²]
SFC	jednostkowe zużycie paliwa [kg/Wh]
U	napięcie prądu [V]
V	prędkość lotu [m/s, km/h]
W	prędkość wznoszenia, pionowa [m/s]
α	kąt nastawy łopaty śmigła [°]
η	sprawność [-]

θ	kąt wznoszenia [$^{\circ}$]
Λ	wydłużenie płata [-]
μ	współczynnik tarcia [-]
ρ	gęstość powietrza [kg/m^3]

Skróty

APU	(ang. Auxiliary Power Unit) – pomocniczy silnik, zapewniający energię elektryczną i sprężone powietrze do celów płatowcowych i rozruchu silników głównych w czasie postoju na lotnisku i startu
UAV	(ang. Unmanned Aerial Vehicle) – bezzałogowy statek latający (BSL), dron
CAEP	(ang. Committee on Aviation Environmental Protection) – Komitet ICAO zajmujący się ochroną środowiska
CFD	(ang. Computational Fluid Dynamic) – obliczeniowa mechanika płynów
GA	(ang. General Aviation) – obejmuje cały ruch lotniczy (prywatny i komercyjny) z wyłączeniem lotów rozkładowych oraz wojskowych
ICAO	(ang. International Civil Aviation Organisation) – Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego
NASA	(ang. National Aeronautics and Space Administration) – Narodowa Agencja Aeronautyki i Przestrzeni Kosmicznej Stanów Zjednoczonych Ameryki Północnej
SESAR	(ang. Single European Sky Air Traffic Management Research programme) – program badawczy zarządzania ruchem lotniczym w ramach strategii SES
VTOL	(ang. Vertical Take Off and Landing) – samolot pionowego startu i lądowania

Słownik pojęć

Napęd hybrydowy	układ wykorzystujący więcej niż jedno źródło energii (np. akumulator i paliwo węglowodorowe) do napędu statku powietrznego lub pojazdu kołowego
Stopień hybrydyzacji	stosunek ilości energii zgromadzonej w akumulatorach do całkowitej ilości energii skumulowanej na pokładzie statku powietrznego
Napęd skupiony	tradycyjnie rozwiązany napęd statku powietrznego gdzie ciąg generuje od jednego do trzech śmigieł (lub silników przepływowych), umieszczonych w gondolach podskrzydłowych, dziobie samolotu lub na maszcie
Napęd rozproszony	napęd złożony z szeregu zespołów generujących ciąg o małej mocy umieszczonych na krawędziach natarcia skrzydeł lub na kadłubie
Gęstość energii	stosunek ilości energii zgromadzonej w źródle energii, do jego masy
Rozpiętość	odległość pomiędzy końcami skrzydeł samolotu
Wydłużenie	miara smukłości skrzydła jest to iloraz długości płata przez jego średnią cięciwę geometryczną
Powierzchnia nośna	powierzchnia rzutu płata nośnego statku powietrznego na płaszczyznę poziomą, dająca siłę nośną
Obciążenie powierzchni nośnej	stosunek masy [kg] statku powietrznego do jego powierzchni [m ²] nośnej
Latające skrzydło	układ konstrukcyjny samolotu lub szybowca o układzie bezogonowym bez wyodrębnionego kadłuba oraz usterzenia
Liczba Puckerta	stała zależna od rodzaju akumulatora, wykorzystywana do oszacowania czasu pracy akumulatora
Emisja drogowa	emisja danego zanieczyszczenia na kilometr pokonanej trasy [kg/km]

1. Wiadomości wstępne

Lotnictwo jest tą gałęzią transportu, która w sposób istotny przyczyniła się do globalizacji świata. Dzięki transportowi lotniczemu możliwe stało się dotarcie człowieka lub ładunku do dowolnego miejsca na świecie w ciągu doby. Spowodowało to nie tylko większą mobilność ludzi, ale również sprawniejszy przepływ towarów. Z biegiem czasu, zaczęto zauważać negatywne skutki towarzyszące intensywnemu rozwojowi transportu lotniczego, w konsekwencji czego paradygmat „Wyżej, Szybciej, Dalej” stracił na swojej istotności w ostatnich latach. Obecnie można zauważyć trend rozwoju lotnictwa prowadzący do spełnienia kryteriów bardziej sprzyjających ochronie człowieka i jego ekosystemu. Na trwale pojawiają się poznawcze i utylitarne programy badawcze, które próbują na potrzeby nowego paradygmatu na nowo zdefiniować np. kryteria przepustowości przestrzeni powietrznej i zarządzania nią, polepszenia organizacji procesu roboczego silników zasilanych paliwami węglowodorowymi, czy też określające nowe założenia projektowe do zastosowania jako napędów opartych o zespoły hybrydowe, skojarzone lub czysto elektryczne, a także zmiany technologiczne i projektowe w konstrukcji płatowców oraz napędów. Efektem takich rozwiązań jest możliwość obniżenia kosztów podróży poprzez zmniejszenie zużycia paliwa, jak również ograniczenie emisji hałasu i związków szkodliwych do atmosfery. W związku z tym, zasadne wydaje się zastąpienie wyżej opisanego paradygmatu nowym, bardziej aktualnym i uwzględniającym obecne trendy – paradygmatem „**Efektywniej, Ekonomiczniej, Ekologiczniej – 3E**” [61].

Trend proekologiczny znalazł swoje odbicie w wielu opracowywanych i cały czas doskonalonych przepisach w zakresie zmniejszania negatywnego wpływu transportu lotniczego na środowisko naturalne. Pierwsze międzynarodowe regulacje dotyczące ograniczenia zużycia paliwa, emisji spalin i hałasu weszły w życie w 1972 roku (załącznik 16 do konwencji ICAO) [15]. W marcu 2018 roku wszedł w życie załącznik 16 w nowym brzmieniu. Reguluje on limity emisji i hałasu dla nowopowstających konstrukcji lotniczych, zgodnie z zaleceniami CAEP (Komitetu Technicznego ICAO ds. Ochrony Środowiska).

Równocześnie, pojawiają się deklaracje, międzynarodowe programy badawcze i inicjatywy organizacji międzynarodowych, samorządowych i pozarządowych [16-18], a także firm lotniczych, których celem jest zrównoważony i odpowiedzialny rozwój lotnictwa. Jest on możliwy do osiągnięcia poprzez realizację następujących zadań:

- ustabilizowanie emisji CO₂ w sektorze lotniczym na poziomie 2020 roku (poprzez tzw. carbon-neutral growth);

- obniżenie emisji CO₂ w lotnictwie do 2050 r. o 50 % (w stosunku do roku 2005);
- zmniejszanie śladu węglowego w towarowym transporcie lotniczym;
- odmładzanie i modernizacja floty;
- inwestowanie w paliwa biojet (biopaliwa do silników lotniczych);
- zmniejszanie masy na pokładzie samolotów;
- rozwój e-frachtu (ang. paperless cargo);
- rozwój technologii lekkich ULD (ang. lightweight ULDs).

Obecnie, prowadzonych jest wiele prac badawczych wpisujących się w wyżej wymienione zadania, jak np. prace związane ze zwiększeniem efektywności ruchu lotniczego (np. program SESAR). W jego ramach podejmowane są próby opracowania nowego podejścia do planowania lotu oraz bardziej efektywnego wykorzystania przestrzeni towarowej i pasażerskiej w samolocie. Ponadto, prace związane z optymalizacją trajektorii lotu pod względem minimalizacji czasu przelotu lub zużycia paliwa wskazują, że możliwe jest osiągnięcie spadku emisji i zużycia paliwa na tej samej trasie [65-70].

Cele zakładane w dłuższym horyzoncie czasowym (na rok 2050) wymagają jednak opracowania nowych rozwiązań technicznych. W nowo powstających konstrukcjach lotniczych coraz większy udział mają materiały kompozytowe, wpływające na spadek masy własnej pojazdów latających. Podnoszone są sprawności napędu poprzez opracowanie nowych układów aerodynamicznych, np. śmigieł [6], a także przez podnoszenie temperatury spalin przed turbiną wytwornicową w przypadku silników turbinowych. By jeszcze bardziej zwiększyć efektywność konstrukcji lotniczych poszukuje się nowych rozwiązań układów aerodynamicznych samolotów (jak np. latające skrzydło przedstawione na rys.1) [48] czy układów napędowych przewidzianych w samolotach przyszłości [45],[49], takich jak napęd rozproszony.



Rys. 1. Koncepcyjny samolot przyszłości wyposażonego w napęd rozproszony – NX 3 [93]

2. Przegląd literatury oraz istniejących rozwiązań technicznych

W rozdziale przeprowadzony zostanie przegląd literatury przedmiotu i istniejących rozwiązań technicznych. Na podstawie tej analizy sformułowane zostaną wnioski na podstawie których zostanie sformułowane zadanie badawcze.

2.1. Stan wiedzy i istniejące rozwiązania

Istnieje wiele rozwiązań układów napędowych stosowanych w lotnictwie. Są to układy zarówno konwencjonalne spalinowe, jak i zdobywające coraz większą popularność (szczególnie w lotnictwie małym) napędy elektryczne i hybrydowe. Kolejnym innowacyjnym rodzajem napędu ze względu na rodzaj układu napędowego jest rozproszony zespół napędowy.

Obecny trend łączący działania proekonomiczne, proefektywne i proekologiczne (**3E**) [61] wymusza opracowywanie nowych lub udoskonalanie obecnych technicznych rozwiązań napędów lotniczych.

Jedną z koncepcji jest zastosowanie napędu elektrycznego do statków powietrznych. Silniki elektryczne charakteryzują się wysoką sprawnością mechaniczną¹ sięgającą nawet 95% [72]. Silniki elektryczne, w stosunku do silników tłokowych o tej samej mocy, mogą wykazać się lepszym stosunkiem uzyskiwanej mocy do masy. Dla porównania, silnik Emrax 268 generuje $75 \cdot 10^3$ [W] mocy krótkotrwałej oraz 1000 [Nm] początkowego momentu obrotowego, przy masie silnika 11 [kg] [91]. Natomiast silnik o wirującym tłoku Wankel AG 807 TG_i dla tej samej mocy generuje 80 [Nm] momentu obrotowego, przy masie silnika 35 [kg] [20]. W przypadku silnika elektrycznego należy zwrócić uwagę także na [12], [13], [43], [76]:

- brak skomplikowanego osprzętu, brak ciężkiego układu chłodzącego, olejowego;
- niższy poziom drgań generowanych przez zespół napędowy, co w połączeniu z niższą masą silnika umożliwia budowanie prostszych i lżejszych układów integrujących napęd z płatowcem;
- wysoką niezawodność;
- prostą obsługę.

Miedzy innymi właśnie te cechy spowodowały popularność wykorzystania napędu elektrycznego, zarówno w samolotach modelarskich amatorskich, jak i bezzałogowych statkach latających (BSL lub z j.ang. UAV). Przykładowa konstrukcja NASA wykorzystująca napęd elektryczny przedstawiona została na rysunku 2.1

¹ Sprawność mechaniczna silnika elektrycznego to stosunek mocy dostarczonej do silnika (elektrycznej) do mocy uzyskanej na wale napędowym silnika [37], [43].



Rys.2.1. Bezzałogowy samolot wyposażony w napęd elektryczny [94]

Oprócz opisanych wyżej zalet napęd elektryczny posiada istotne wady jak [59]:

- wysoka masa akumulatorów, ograniczająca masę użyteczną statku powietrznego;
- niska gęstość energii zakumulowanej na pokładzie, rzutująca na krótki zasięg i długotrwałość lotu.

Kolejną koncepcją układu napędowego jest zespół hybrydowy. Układ hybrydowy to taki, w którym energia niezbędna do lotu samolotu pochodzi z więcej niż jednego źródła. Najczęściej spotykanymi rozwiązaniami są układy elektryczno-spalinowe, w których energia pochodzi zarówno ze spalania paliwa węglowodorowego, jak i prądu zakumulowanego w akumulatorach. Układ, w którym stosowane są ogniwa paliwowe zastępujące silnik spalinowy, również nazywany jest hybrydowym. Ważnym wskaźnikiem energetycznym określającym rodzaj i konstrukcję układu napędowego jest tzw. stopień hybrydyzacji [5], [27], [28], opisany wzorem (1.1).

$$H = \frac{E_{Bat}}{E_{Cal}} \quad (1.1)$$

gdzie:

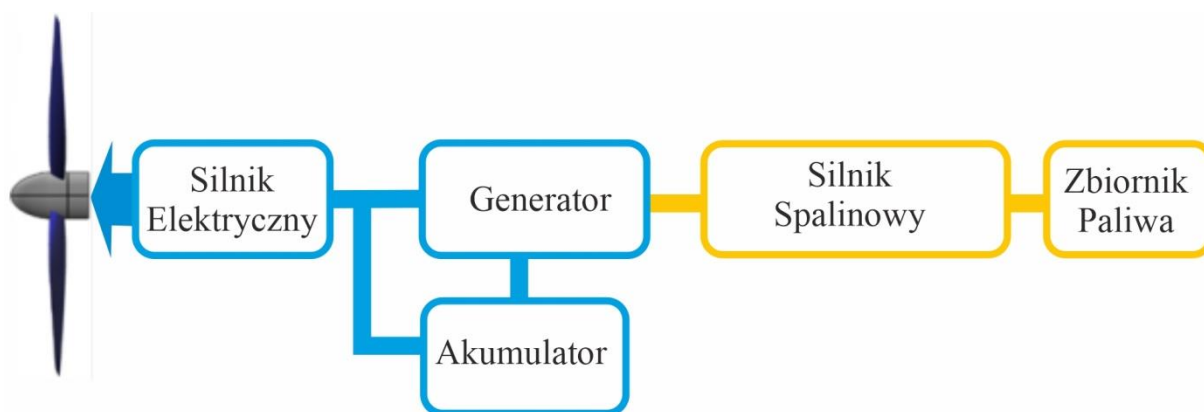
E_{Bat} – energia zgromadzona w akumulatorze [J],

E_{Cal} – całkowita energia zgromadzona na pokładzie statku powietrznego [J].

Stopień hybrydyzacji – jest to stosunek energii pochodzącej z akumulatora do całkowitej energii skumulowanej na pokładzie statku powietrznego. Przy niskich wartościach współczynnika, poziom zgromadzonej energii elektrycznej w akumulatorze jest niski, w porównaniu do energii pochodzącej z silnika spalinowego lub ogniwa paliwowego. Dla wysokich wartości współczynnika hybrydyzacji, to silnik spalinowy lub ogniwo paliwowe przejmuje rolę pomocniczego źródła energii [30].

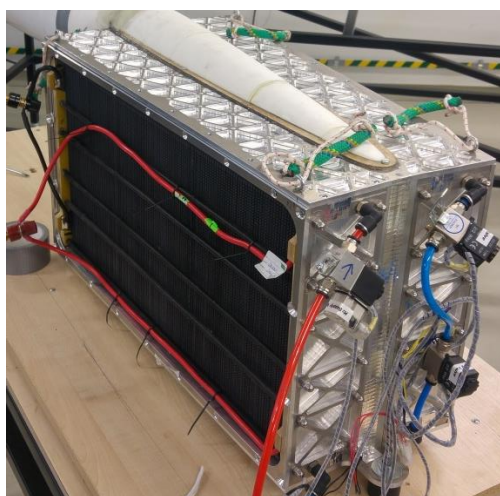
Napęd hybrydowy może być projektowany jako układ szeregowy lub równoległy.

Napęd szeregowy charakteryzuje się tym, że śmigło [25], [26], [36] jest napędzane wyłącznie przez silnik elektryczny. Energia potrzebna do lotu w układach o małym stopniu hybrydyzacji jest generowana przez silnik spalinowy tłokowy lub turbinowy (silniki APU lub inne rozwiązania [51], [85]). Układ elektryczny uzupełnia akumulator. Schemat szeregowego hybrydowego układu napędowego został przedstawiony na rysunku 2.2.



Rys.2.2. Szeregowy układ hybrydowy [25]

W układach o dużym stopniu hybrydyzacji, jednostka spalinowa i generator elektryczny służą do doładowywania akumulatora i podtrzymania jego pojemności, a tym samym zwiększenia zasięgu i długotrwałości lotu. Układ silnika spalinowego i elektrycznego współpracujących jako generator energii elektrycznej jest nazywany w literaturze angielskiej *range extenderem* [41]. W niektórych rozwiązaniach technicznych rolę *range extendera* może przejąć ogniwo paliwowe, np. ogniwo wodorowe, jak w np. motoszybowcu AOS H2 (rys.2.3). Stosowanie napędu opartego na paliwie wodorowym w lotnictwie wymaga jednak doprecyzowania przepisów związanych z tą kwestią [46], [82], [95].



Rys.2.3. Paliwowe ogniwo wodorowe zbudowane do wykorzystania w motoszybowcu AOS H2 [fot. P. Wygonik]

W hybrydowym szeregowym układzie napędowym, śmigło napędzane jest wyłącznie silnikiem elektrycznym o wymiarach dostosowanych do maksymalnych wymagań energetycznych – pobór energii zależy od osiągnięć aerodynamicznych śmigła i samolotu. Możliwy jest także układ wielośmigłowy, w którym każde śmigło ma swój własny silnik elektryczny. W zależności od układu systemu i stopnia hybrydyzacji, silnik spalinowy może pracować ze stałą prędkością obrotową i stałym poziomem rozwijanej mocy, co pozwala go zoptymalizować pod kątem jednego określonego punktu projektowego, tzn. tak ustalić zakres pracy silnika spalinowego by pracował przy swojej najwyższej sprawności cieplnej. Zapewni to najwyższą moc uzyskiwaną na wale napędowym przy najmniejszym jednostkowym zużyciu paliwa przez silnik. Silnik napędza mechanicznie sprzężony z nim generator, wytwarzający energię elektryczną, która jest następnie doprowadzana do systemu zarządzania energią. Zasilanie może być kierowane bezpośrednio do silnika elektrycznego, który napędza śmigło lub moc jest dzielona między silnik marszowy i akumulator w celu jego naładowania. Układ taki jest bezpieczniejszy [33] z racji tego, że akumulator stanowi bufor bezpieczeństwa na wypadek awarii układu doładowującego lub wyczerpania paliwa [14], [42]. System zarządzania energią pozwala również akumulatorowi na dostarczenie dodatkowej mocy do napędu, jeśli wymagana moc jest wyższa niż ta, którą może zapewnić system doładowujący. Zatem, jeśli generator spalinowy lub ogniwo paliwowe posiada parametry (uzyskiwaną moc elektryczną) umożliwiające efektywny przelot, generator elektryczny i akumulator mogą zapewniać nadmiar mocy wykorzystywany do startu i wznoszenia.

Jeśli zespół akumulatorów jest odpowiednio dobrany do płatowca pod względem energetycznym i masowym, statek powietrzny z szeregowo-hybrydowym układem napędowym może również działać w trybie całkowicie elektrycznym. Może to być pożądane z punktu widzenia redukcji hałasu i emisji związków szkodliwych do atmosfery [7], szczególnie podczas startu i początkowego wznoszenia [11].

Warto wspomnieć o zastosowaniu tego typu układu w motoryzacji. Układy typu szeregowego, gdzie silnik spalinowy nie posiada kinematycznego połączenia z kołami, są bardzo rzadkie. Najbardziej znanymi tego typu pojazdami są BMW i3, i8 oraz prototypowa Mazda Rx9, w której generator elektryczny jest napędzany silnikiem o wirującym tłoku (Wankla) [89]. Są to hybrydy typu *plug in*, gdzie akumulator można doładowywać z gniazda elektrycznego, a silnik spalinowy o małej pojemności (odpowiednio 1-cylindrowy 500 [cm³] dla i3, 3-cylindrowy 1500 [cm³] dla i8 i 300 [cm³] dla Mazdy) służy jedynie do zwiększenia zasięgu. Do zastosowań motoryzacyjnych efektywniejszym rozwiązaniem są układy,

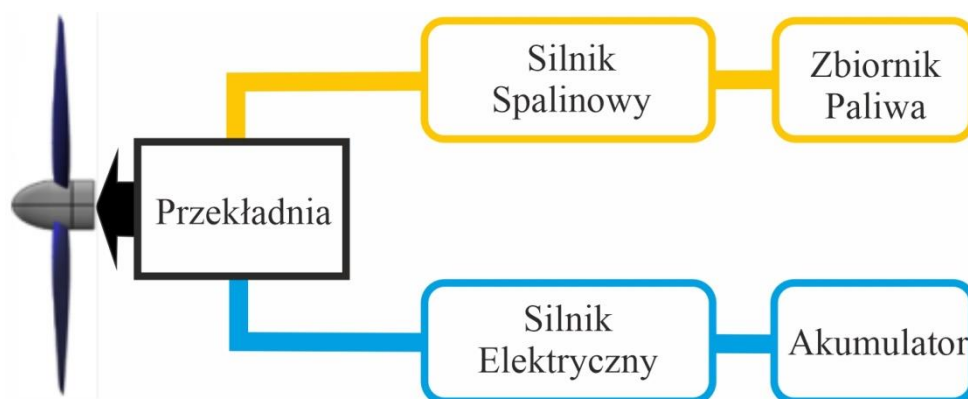
w których koła napędzane są przez silnik spalinowy i elektryczny równocześnie. Schemat układu napędowego BMW i8 został przedstawiony na rysunku 2.



Rys. 2.4. BMW i8 i jego hybrydowy zespół napędowy [90]

W przypadku układów o dużym stopniu hybrydyzacji, można wskazać na pojazdy marki Toyota, gdzie oba silniki pracują równolegle. Innym typem układu są tzw. MILD-Hybrid (miękkie hybrydy), jak w BMW 3 iPerformance czy Audi A8 [89], gdzie silnik elektryczny wspomaga silnik spalinowy w najbardziej energetycznie obciążającym etapie pracy, tj. akceleracji silnika i pomaga osiągnąć optymalny zakres prędkości obrotowej silnika, czyli zakres, w którym osiąga się najwyższy moment obrotowy i odpowiadające mu najniższe jednostkowe zużycie paliwa. Układy tego typu znajdują swoje zastosowanie również w lotnictwie. Układ taki nazywany jest hybrydą równoległą.

Układ równoległy jest kolejnym rodzajem napędu hybrydowego [6], [22], [28]. W przypadku równoległego hybrydowego układu napędowego silnik elektryczny i silnik spalinowy są mechanicznie połączone z wałem napędowym, często za pośrednictwem przekładni. Na rysunku 2.5 zaprezentowano schemat takiego układu.

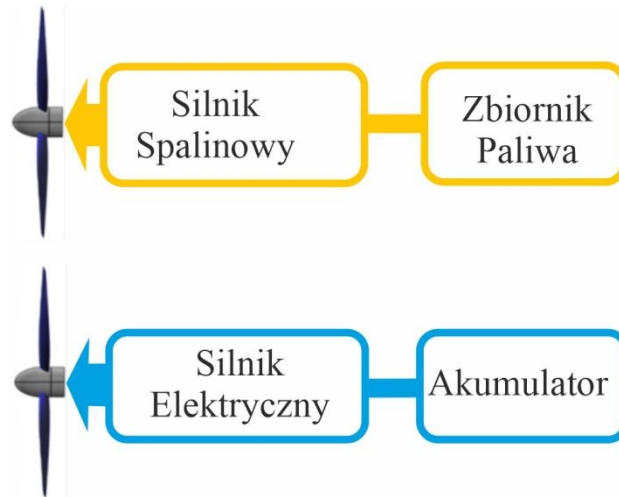


Rys.2.5. Równoległy układ hybrydowy [28]

Dla układu o niskim stopniu hybrydyzacji, silnik elektryczny będzie wspomagał silnik spalinowy w czasie startu i wznoszenia do osiągnięcia założonej prędkości obrotowej śmigła

i ustalonych parametrów pracy silnika o najkorzystniejszych cechach osiągowych (stosunek rozwijanej mocy do zużycia paliwa).

Implementacja, w której silnik elektryczny napędza jedno śmigło, a silnik spalinowy napędza inne śmigło [28], jest również uważana za równoległą hybrydę (rys 2.6).



Rys.2.6. Równoległy układ hybrydowy z oddzielnym napędem dla śmigieł [28]

Całkowita wymagana moc jest dzielona między silniki spalinowy i elektryczny, co odpowiada wyznaczonemu stopniu hybrydyzacji konstrukcji. Pozwala to na zoptymalizowanie konstrukcji przez zastosowanie mniejszego silnika spalinowego, a także odpowiednio dopasowanego do współpracy z nim silnika elektrycznego. W porównaniu do konfiguracji szeregowo-hybrydowej, silnik elektryczny w równoległo-hybrydowym układzie napędowym może być mniejszy i lżejszy, ponieważ zapewnia jedynie część całkowitej mocy i jest silnikiem pomocniczym.

Ponieważ moc z silnika spalinowego jest mechanicznie przenoszona na śmigło, w tym układzie nie ma dedykowanego generatora. Zmniejsza to stopień komplikacji i masę oraz korzystnie wpływa na sprawność układu napędowego [26].

Badania nad wykorzystaniem napędów hybrydowych (równoległych i szeregowych) w lotnictwie są opisywane wielu pracach naukowych.

Napęd hybrydowy, podobnie jak w przypadku napędu elektrycznego, posiada istotną wadę – dużą masę zespołu napędowego, która szczególnie uwydatnia się w przypadku mniejszych statków powietrznych. By zwiększyć możliwości osiągowie napędu statku powietrznego, obieg energii na pokładzie samolotu można poddać optymalizacji [33].

Alternatywę stanowi zastosowanie napędu rozproszonego. Układ taki składa się z wielu małych silników elektrycznych lub spalinowych. Mogą to być zarówno silniki odrzutowe klasy małego ciągu, wentylatory lub śmigła napędzane silnikami elektrycznymi. Źródło energii mogą

stanowić nie tylko akumulatory, ale i rozwiązania hybrydowe lub spalinowe. Elementy napędu mogą być rozmieszczone wzdłuż krawędzi natarcia skrzydeł [45], na kadłubie, nawet na statecznikach. Ideą zastosowania napędu rozproszonego jest bardziej efektywne wykorzystanie energii zgromadzonej na pokładzie samolotu, przy wykorzystaniu wyższej sprawności śmigieł oraz towarzyszących specyficznym zjawisk aerodynamicznym konstrukcji tego napędu.

W przypadku samolotów bezzałogowych szeroko stosowane są napędy elektryczne. Wstępny dobór silnika do napędu takiego samolotu wymaga w pierwszej kolejności określenia masy startowej pojazdu [6]. Na podstawie tej informacji oraz danych aerodynamicznych, bazując na znanej metodzie mocy [31], [53], [75], określa się wartość mocy niezbędnej do lotu samolotu. Moc zespołu napędowego zależy od sprawności śmigła dla danej prędkości lotu i mocy odbieranej przez śmigło. Autorzy artykułu [4] nie podają dokładnego sposobu doboru śmigła do silnika, nie zagłębiają się w charakterystyki śmigieł zależne także od prędkości obrotowej, a jedynie bazują na parametrach podawanych przez producentów śmigieł. Artykuł ten nosi znamiona pracy opisowej. W dalszej części pracy doktorskiej zostanie przedstawiona autorska metoda doboru śmigieł o znanych parametrach aerodynamicznych do silnika elektrycznego.

Interesujące wydaje się być porównanie osiągow pojazdów bezzałogowych krótkiego lub pionowego startu (VTOL), jak np. w pracy [29], gdzie zestawiono osiągi statków powietrznych o napędzie spalinowym i elektrycznym o tej samej masie startowej. Struktura artykułu pod względem metodologii badań jest ciekawa (w pierwszej kolejności określono misję samolotu), a etapy badań są przejrzysto opisane. Wykazano, że dla tej samej masy startowej i takiej samej mocy generowanej przy starcie pojazdu, zasięg UAV wyposażonego w napęd elektryczny skraca się trzykrotnie. Brakuje szczegółowego opisu matematycznego przeprowadzonych badań. Do wyznaczenia osiągow pojazdu spalinowego zastosowano znany zasięgowy wzór Bregueta, natomiast do wyznaczenia osiągow pojazdów elektrycznych korzystano z określenia zużycia energii z akumulatora. Przeprowadzona przez autorów analiza wydaje się niedokładna. Do porównania osiągow UAV należałoby zastosować taki sam model matematyczny, a nie różne metody. W przypadku wyznaczania poboru energii elektrycznej nie podano, w jaki sposób określano czas wyładowania akumulatorów oraz czy uwzględniono liczbę Peukerta [10] do określenia osiągow akumulatorów.

Próba wstępnego doboru zespołu napędowego do pojazdu latającego pionowego startu została opisana w artykule [36]. Autorzy słusznie zauważają, że w przypadku krótkich misji nie jest konieczna budowa skomplikowanego napędu hybrydowego, wystarczający jest napęd czysto elektryczny. Dodatkowo autorzy podają, że w pełni elektryczne układy napędowe są

nadal zbyt ciężkie, a układy hybrydowo-elektryczne nie oferują wyraźnych korzyści w porównaniu z konwencjonalnymi konfiguracjami. Stwierdzają natomiast, że dla większego dystansu lotu, technologia hybrydowo-elektryczna jest korzystnym układem napędowym. W porównaniu do układu czysto spalinowego, nawet przy energii właściwej dla akumulatora wynoszącej 500 [Wh/kg], elektryczne samoloty VTOL nie będą w stanie pokonać trasy 500 [km], nawet przy minimalnej masie startowej. Ponadto, na podstawie swoich badań obliczeniowych autorzy stwierdzają, że wykorzystanie napędu rozproszonego umożliwia efektywniejsze wykorzystanie energii zgromadzonej na pokładzie.

Napędy przyszłościowe są wykorzystywane także w samolotach małych, użytkowanych prywatnie oraz klasy General Aviation. Zastosowanie tego typu rozwiązań w samolotach typu General Aviation przeanalizowali autorzy artykułu [28]. Autorzy słusznie zwracają uwagę, że zastosowanie metody energetycznej jest najkorzystniejsze z punktu widzenia określenia osiągnięć samolotu. W ten sposób można precyzyjnie porównywać napędy o różnym stopniu hybrydyzacji [9]. Autorzy wskazują na to, że stosowanie tradycyjnych metod określania rozmiaru samolotu w fazie projektu koncepcyjnego jest nieadekwatne do samolotów o napędzie hybrydowo-elektrycznym. Proponują, zamiast tradycyjnego podejścia do projektowania, zmniejszyć powierzchnię nośną skrzydeł rekompensując to większą mocą silnika. Zaprezentowane podejście mogłoby przynieść korzyści w trakcie fazy lotu z dużą prędkością przelotową. W fazach startu i lotu z małą prędkością, potrzebny nadmiar mocy może ograniczyć całkowity zasięg i długotrwałość lotu samolotu. Wynika to z równań opisujących zależności siły nośnej i siły oporu samolotu [23], [24], [75]. Autorzy słusznie też zauważyli, że dla tradycyjnej konfiguracji samolotu najkorzystniejszy jest układ równoległy – silnik elektryczny i spalinowy napędzające razem śmigło. Wynika to z charakterystyki pracy silnika spalinowego. Autorzy nie wspomnieli o tym, że silnik spalinowy powinien osiągnąć swą największą sprawność dla zakresu przelotowego, natomiast w stanach przejściowych wskazanym byłoby zastosowanie silnika elektrycznego jako wspomagającego. Wynika stąd, że napęd szeregowy lub z *range extenderem* może być korzystniejszy przy zastosowaniu napędu wykorzystującego więcej niż jedno śmigło. Autorzy stwierdzają że napęd hybrydowy i elektryczny mogą być z powodzeniem stosowane w samolotach lekkich i General Aviation.

Zwiększenie efektywności (zwiększenie zasięgu i zmniejszenie zużycia paliwa), zmniejszenie szkodliwego wpływu na środowisko (zmniejszenie emisji związków szkodliwych) jest zagadnieniem poruszonym np. w [33]. Autorzy przedstawili możliwości zastosowania optymalizacji konstrukcji lotniczej w celu ograniczenia zużycia paliwa i zwiększenia zasięgu samolotu. Zagadnienie to stanowi podwaliny wielokryterialnej

optymalizacji konstrukcji samolotu lub parametrów lotu, mając na celu poprawę wskaźników ekologicznych i osiągowych samolotu. Optymalizacja może dotyczyć zarówno doboru trajektorii ruchu samolotu, jak i zmniejszenia masy samolotu. Odpowiednio wyznaczona czy dobrana trasa przelotu może w istotny sposób wpłynąć na osiągi samolotu i zespołu napędowego, jak np. zużycie paliwa czy emisję zanieczyszczeń w spalinach, co wykazano też w pracach [65-70]. Natomiast zoptymalizowana masa samolotu, istotnie wpływa na zmniejszenie zużycia paliwa, co jest powiązane z mniejszym zapotrzebowaniem przez płatowiec mocy i ciągu do lotu z określoną prędkością [40], [74], [81].

Autorzy pracy [33] – do badań przyjęli motoszybowiec wyposażony w elektryczny silnik marszowy Emrax 268. Energia elektryczna była wytwarzana przez generator napędzany silnikiem o zapłonie samoczynnym. Na podstawie przeprowadzonych badań, autorzy wskazali, że zastosowanie napędów o większym stopniu hybrydyzacji spowoduje spadek kosztów eksploatacji (mniejsze zużycie paliwa). Dyskusyjne wydaje się być zastosowanie do napędu generatora silnika o zapłonie samoczynnym. Główną zaletą silników tego typu jest niskie jednostkowe zużycie paliwa, dlatego też są one rozpowszechnione jako napęd w stacjonarnych generatorach. Ich zasadniczą wadą jest wysoka masa w stosunku do silników o zapłonie iskrowym o tej samej mocy. Dodatkowo silniki o zapłonie samoczynnym charakteryzują się niższą o około 1000-1500 [obr/min] prędkością obrotową dla punktu najwyższej efektywności pracy (minimalnego jednostkowego zużycia paliwa), stąd dobór odpowiedniego alternatora do pracy generatorowej jest utrudniony.

W kolejnej pracy [26], autorzy po rozważeniu różnych konfiguracji napędu hybrydowego o różnym stopniu hybrydyzacji, wykorzystujących generator spalinowy zauważyli potencjalne korzyści płynące z tego rodzaju zespołów. Hybrydowy układ napędowy łączy zalety układów opartych na paliwie węglowodorowym i układów zasilanych akumulatorowo. Może przyczynić się do bardziej efektywnej pracy silników spalinowych wspomaganych silnikiem elektrycznym w stanach przejściowych. Ponadto projekty hybrydowe oferują większą swobodę dla kompleksowego projektowania samolotu, jak np., napęd rozproszony. Jest to możliwe, ponieważ moc można przenosić na lekkie silniki elektryczne za pomocą przewodów elektrycznych zamiast wielu ciężkich silników lub złożonych/skomplikowanych mechanicznych wałów napędowych. Autorzy po analizie różnych konfiguracji napędu hybrydowego o różnym stopniu hybrydyzacji, wykorzystujących generator spalinowy zauważyli potencjalne korzyści płynące z tego rodzaju zespołów.

Autorzy stwierdzają, że samoloty hybrydowo-elektryczne i całkowicie elektryczne mogą zrewolucjonizować napęd i konstrukcję samolotu. Jednak, aby w pełni wykorzystać zalety tych

koncepcji należy opracować nowe i innowacyjne metody projektowania. Najlepsze osiągi uzyskuje się tylko poprzez podejście kompleksowe do projektu samolotu. Jest to podejście, w którym płatowiec i zespół napędowy jest projektowany równocześnie, a konstrukcja jest optymalizowana pod względem aerodynamicznym, wykorzystującym sprzężenia zwrotne między płatowcem a strugami powietrza generowanymi przez wirniki lub śmigła. Zapewnić to może efektywne wykorzystanie energii zgromadzonej na pokładzie [9].

Owoce prac nad napędami elektrycznymi i hybrydowymi są statki powietrzne, zarówno załogowe i bezzałogowe powstałe w ostatnich latach.

Airbus [87] od 2014 roku rozwija koncepcję samolotu E_Fan (rys.2.7). Jest to pojazd o rozpiętości 9,5 [m] i długości 6,67 [m]. Napęd stanowią dwa otunelowane wentylatory dające 750 [N] ciągu każdy, napędzane silnikami elektrycznymi o mocy $30 \cdot 10^3$ [W]. Masa startowa wynosi 550 [kg], z czego 170 [kg] przypada na akumulator li-pol. E_Fan jest platformą testową dla sprawdzenia koncepcji bezemisyjnego napędu odrzutowego. Rozwinięciem tej koncepcji ma być przedstawiony w 2020 roku samolot z *range extenderem* – silnikiem spalinowym napędzającym generator elektryczny. Dalszym rozwinięciem tego projektu jest zaprezentowana koncepcja samolotu pasażerskiego E_Fan X gdzie 3 tradycyjne silniki odrzutowe są wspomagane przez silnik testowany w samolocie E_Fan. Energia elektryczna potrzebna do jego napędu jest wytwarzana przez marszowe silniki spalinowe.



Rys. 2.7. Samolot Airbus E_Fan

Firma Pipistrel [94] przedstawiła samolot Panthera (rys.2.8). Samolot ten jest dostępny w trzech wariantach napędowych: spalinowym, hybrydowym i w pełni elektrycznym. Każda z wersji jest przeznaczona dla różnych grup docelowych klientów, w przypadku napędu spalinowego dla osób którym zależy na szybkiej komunikacji na dalekie odległości, zaś układ elektryczny do komunikacji lokalnej lecz ekologicznej. Układ hybrydowy stanowi połączenie

tych dwóch koncepcji, jednakże skomplikowanie konstrukcji i obsługi może spowodować wzrost kosztów eksploatacji.



Rys. 2.8. Samolot Pipistrel Panthera

Konstrukcjami wyposażonymi w napędy proekologiczne są także: samolot Boeing Phantom wyposażony w ogniwo paliwowe do zasilania awioniki (pobór prądu współczesnych przyrządów pokładowych stanowi poważny problem zarządzania dostępną energią elektryczną na pokładzie samolotu [73]) oraz motoszybowiec niemiecki Antares 18E – pojazd akrobacyjny wyczynowy wyposażony w mały silnik elektryczny, zapewniający możliwość samodzielnego startu i bardziej bezpiecznego lotu. Opracowano również wariant motoszybowca Antares zasilany ogniwami paliwowymi. Na rysunku 2.9 zaprezentowano samolot Boeing Phantom.



Rys. 2.9. Samolot Boeing Phantom

Na uwagę zasługują szybowce z napędem elektrycznym i hybrydowym – AOS 71 (rys. 2.10) i AOS H2. Są to szybowce opracowane w ramach współpracy Politechniki Rzeszowskiej i Politechniki Warszawskiej. Pierwszy jest konstrukcją czysto elektryczną, drugi hybrydową, w której źródło energii stanowi zespół akumulatorów oraz paliwowe ogniwo wodorowe opracowane wspólnie z Akademią Górniczo-Hutniczą w Krakowie. Na płatowcu tych motoszybowców, opisanych w rozdziale 4 niniejszej pracy, zostanie oparta część analityczna rozprawy.



a)



b)

Rys. 2.10. Motoszybowiec z napędem elektrycznym AOS 71 a-widok w czasie lotu, b-widok od przodu [fot.W.Frączek]

Firma JOBY Aviation wraz z NASA prowadzi program badawczy LEAPTech, mający na celu budowę elektrycznego statku powietrznego efektywniej wykorzystującego ilość energii elektrycznej dostępnej na pokładzie[1], [78].Celem prac nad tym układem jest wykazanie, że dysponując taką samą mocą zespołu małych silników jak moc tradycyjnego „skupionego” zespołu napędowego, możliwe jest osiągnięcie korzystniejszych charakterystyk osiągowych, jak np. wzrost ciągu przy mniejszym zużyciu paliwa i energii zgromadzonej na pokładzie samolotu. Dodatkowymi celami jest wyeliminowanie napędu spalinowego oraz znacząca redukcja hałasu. W związku z powyższym podjęto się budowy samolotu wyposażonego w pełni elektryczny napęd rozproszony. Za bazę porównawczą do badań posłużył samolot Cirrus SR22. Na rysunku 2.11 przedstawiono eksperymentalny samolot LeapTech.



Rys. 2.11. Samolot LeapTech – wizualizacja [1]

Wyniki prac były publikowane w [1], [78], [79]. Do walidacji założeń porównano osiągi generowane przez samolot Cirrus 22 z tradycyjnym zespołem napędowym i jego modyfikację LEAPtech wyposażoną w napęd rozproszony o tej samej mocy startowej. Analizy dokonano przy pomocy symulacji CFD i badań stoiskowych laboratoryjnych opływu skrzydła przez strugi generowane przez zespoły silnik elektryczny-śmigło. W tabeli 2.1 zamieszczono podstawowe wyniki porównania dla obu samolotów.

Tab. 2.1 Porównanie samolotu Cirrus i LEAPtech [79]

wybrane parametry techniczne	Cirrus SR22	LEAPTech
Masa startowa [kg]	1542	1361
Liczba miejsc	4	4
Rozpiętość [m]	11,7	9,45
Wydłużenie [-]	10,1	17,4
Powierzchnia nośna [m ²]	13,5	5,1
Obciążenie powierzchni nośnej [kg/m ²]	114,2	266,9
Prędkość przelotowa [km/h]	340	320
C _z dla prędkości przelotowej	0.3	0.77

Jak przedstawiono w tabeli 2.1, mimo ponad 2,5-krotnego spadku powierzchni nośnej, szacuje, że współczynnik siły nośnej C_z w zakresie przelotowym będzie ponad dwa razy większy. C_{zmax} natomiast będzie ponad 4-krotnie wyższy. Przyczyną tego stanu ma być umieszczenie śmigieł na krawędzi natarcia skrzydeł. Przyspieszona struga powietrza, zdaniem autorów, będzie opływała znacznie szybciej górną powierzchnię płata niż przy tradycyjnym układzie konstrukcyjnym samolotu, stąd znaczący przyrost siły nośnej przy takiej samej energii włożonej w napędzenie statku powietrznego.

Po analizie literatury w tym zakresie, autor niniejszej pracy podjął próbę zbadania możliwości zastosowania napędów hybrydowych i rozproszonych, publikując wraz z zespołem wyniki przeprowadzonych badań w następujących artykułach naukowych. Autorzy przedstawili w [60], propozycję zastosowania napędu rozproszonego do szybowca z napędem hybrydowym, opartym na ogniwie wodorowym. Na podstawie obliczeń wykazano, że możliwe byłoby obniżenie zużycia wodoru o 3 [kg], co spowodowałoby zwiększenie długotrwałości lotu o 26,5 %. W pracach [62], [63], [64] przedstawiono koncepcyjne zastosowanie napędu hybrydowego opartego na generatorze elektrycznym napędzanym silnikiem z wirującym tłokiem. Wykazano, że w porównaniu do wariantu czysto spalinowego, uzyskano spadek emisji związków szkodliwych dla tego samego zasięgu lotu. Dodatkowe

zastosowanie napędu rozproszonego korzystnie wpływa na osiągi napędu, uzyskano spadek zużycia paliwa dla tej samej trasy i długotrwałości lotu. W artykule [47] przedstawiono porównanie różnych koncepcji napędów dla płatowca szybowca AOS. Wykonano obliczenia energii zgromadzonej na pokładzie, określono zużycie tejże energii, wyznaczono długotrwałość i zasięg lotu dla każdego z wariantów. Wykazano, że odpowiednio dobrany napęd hybrydowy może być konkurencyjny pod względem osiągnięć dla wariantu czysto spalinowego. Były to wstępne badania teoretyczne.

Możliwość zastosowania napędu rozproszonego w statku powietrznym krótkiego i pionowego startu VTOL została opisana przez autorów w artykule [25]. Ich założeniem było takie rozmieszczenie wirników nośnych, by umożliwić start pionowy pojazdu. Następnie sekwencyjnie wirniki wraz ze stałym skrzydłem zmieniałyby konfigurację do lotu poziomego. Takie rozplanowanie napędu może przynieść wymierne korzyści w formie bardziej efektywnej dystrybucji energii na pokładzie. Równie ważnym elementem jest wykorzystanie wirników do sterowania kierunkiem lotu samolotu.

Wiele artykułów i opracowań [8], [48], [49], [51], [77] dotyczy koncepcyjnego zastosowania napędów hybrydowych bądź rozproszonych w samolotach pasażerskich. Napędy tego typu bazowałyby na dużym silniku wentylatorowym, zapewniającym część ciągu, pozostała część byłaby generowana przez wentylatory napędzane elektrycznie lub przez napęd rozproszony. Prowadzone są analizy dotyczące przepływu energii, zużycia paliwa oraz zasięgu w porównaniu do samolotów obecnie używanych [6], [14], [51]. Wskazywany jest istotny wpływ nowego podejścia na obniżenie emisji związków szkodliwych zawartych w spalinach. Prace te są w większości pracami koncepcyjnymi i obliczeniowymi. Pokazują drogę, jaką można by podążać w celu osiągnięcia założeń ekologicznych i ekonomicznych. Wiele artykułów nie precyzuje jednak metodologii obliczeniowej i noszą znamiona analiz wstępnych. Dodatkowo brakuje określenia oddziaływania aerodynamicznego napędu na płatowiec.

Wśród opracowań dotyczących trendów obecnie występujących w technice lotniczej, omawiane jest zastosowanie napędów elektrycznych i hybrydowych w lotnictwie małym i pasażerskim jak np. w pracy doktorskiej [51]. Autor wymienia wady i zalety elektrycznych układów napędowych, Przedstawia koncepcję napędu hybrydowego do zastosowań w lotnictwie. Ciekawą koncepcją zaprezentowaną w pracy jest napęd korzystający z otunelowanych wentylatorów napędzanych silnikami elektrycznymi. Wentylatory te generują do 80 % ciągu niezbędnego do lotu. Energia elektryczna potrzebna do pracy wentylatorów oraz brakująca wartość ciągu wytwarzana jest przez silnik turbinowy. Autor

opisuje również koncepcję silnika turbinowo elektrycznego dwuprzepływowego. Kanał wewnętrzny tego silnika rozwiązany jest tradycyjnie – sprężarka wysokiego ciśnienia napędzana jest turbiną. Turbina sprężarki dodatkowo napędza generator energii elektrycznej. Dzięki temu rozwiązaniu wentylator silnika napędzany jest silnikiem elektrycznym; została wyeliminowana turbina do napędu wentylatora. Dzięki takiemu układowi możliwa była oszczędność paliwa w czasie pracy. Przeprowadzono analizę dla różnych statków powietrznych (Gulfstream G500, Boeing 777, Airbus A320). Opisano także wpływ tego typu napędów na obniżenie emisji NO_x i CO_2 w czasie eksploatacji samolotu.

Na podstawie przytoczonych badań można uznać, że zasadniczą wadą elektrycznych układów napędowych stosowanych w konstrukcjach lotniczych jest ich duża masa. Wysoka masa akumulatorów przy stosunkowo niedużej ich pojemności, skutkuje małą wartością gęstości energii zgromadzonej na pokładzie – w porównaniu np. do gęstości energii zgromadzonej w paliwie węglowodorowym. Cechy te wpływają na ograniczony zasięg lub długotrwałość lotu. Dodatkowo na te parametry wpływa zwiększone zapotrzebowanie na moc podczas takich manewrów, jak start czy wznoszenie. Stąd interesującym wydaje się (do czasu opracowania źródła energii o wystarczającej gęstości energii) opracowanie napędu hybrydowego, który pozwoliłby na zwiększenie parametrów użytecznych statku powietrznego.

W szeregu publikacji [48], [49], [51] poruszono ideę napędu rozproszonego dla statków powietrznych mających zastąpić tradycyjne samoloty pasażerskie dalekiego zasięgu. Wykazywane są zalety takiego układu jak redukcja zużycia paliwa o 15 % oraz znaczne obniżenie szkodliwych związków (do 25% NO_x i CO) emitowanych do atmosfery. Opisywane są układy odrzutowe całkowicie elektryczne oraz hybrydowe. Przy hybrydowym zasilaniu silników marszowych samolotu wykorzystywana jest energia wytwarzana przez tradycyjny silnik odrzutowy sprzęgnięty z alternatorem. W zależności od koncepcji, silnik ten może służyć do wytwarzania tylko energii elektrycznej, jak APU lub też generuje dodatkową siłę ciągu. Z wymienionych artykułów można wywnioskować, że zastosowanie napędu hybrydowego bądź rozproszonego może przynieść wymierne korzyści w formie obniżenia zużycia energii czy paliwa. Analizy te wymagałyby natomiast weryfikacji eksperymentalnej (badania CFD, modelowanie przepływu energii, określenie poboru prądu przez wentylatory) i badań stanowiskowych elementów układów napędowych. Mogłoby to pozwolić na szersze spojrzenie na rozważane tematy.

Dostępna literatura, najnowsze rozwiązania techniczne oraz wyniki prac własnych wskazują, że kierunek badań jest interesujący.

2.2. Wnioski wynikające z przeglądu literatury przedmiotu

Poddana analizie literatura skłania do pewnych wniosków i spostrzeżeń.

Napędy elektryczne są bardzo interesujące z punktu widzenia osiągnięć samolotu w locie. Pozostaje problem związany z ograniczonym zasięgiem, limitowanym pojemnością ciężkich akumulatorów. Napęd hybrydowy może być rozwiązaniem przejściowym przed opracowaniem akumulatorów o odpowiedniej gęstości energii lub wydajnych (lżejszych) ogniwo paliwowych. Napęd hybrydowy posiada istotną wadę, jaką jest skomplikowanie konstrukcji oraz wzrost masy samolotu. Można stwierdzić, że im samolot posiada większą masę startową, tym łatwiej jest zbudować układ hybrydowy na płatowcu.

Napędy rozproszone mogą skompensować część wad napędu elektrycznego poprzez efektywniejsze zarządzanie energią na pokładzie, a tym samym zapewnić większy zasięg i długotrwałość lotu. To samo spostrzeżenie można odnieść także do napędu hybrydowego, gdzie źródło energii stanowią akumulatory i generator spalinowy, bądź ogniwo paliwowe.

Większość dostępnych i analizowanych prac jest pracami teoretycznymi. W przypadku napędów rozproszonych, prace nad konceptem LeapTech są najbardziej zaawansowane. Brak jest podanych analiz energetycznych, sprawdzonych modeli obliczeniowych, wskazujących na to, że napęd rozproszony może zwiększyć efektywność napędu, przy ewentualnym zredukowaniu zużyciu paliwa przez generator spalinowy czy też ogniwo paliwowe oraz emisji związków szkodliwych. Można zauważyć lukę badawczą występującą w tym zakresie wiedzy. Dlatego spostrzeżenia te i przeprowadzone badania literatury przedmiotu umożliwiły sformułowanie zadania badawczego.

3. Sformułowanie zadania badawczego, celu i zakresu pracy

Na podstawie przeglądu literatury przedmiotu przedstawionego w rozdziale 2, istniejących rozwiązań technicznych oraz dotychczas przeprowadzonych prac własnych, można zauważyć intensywny rozwój napędów lotniczych zarówno w zakresie konstrukcyjnym jak i funkcjonalnym. Analiza przedmiotu dostarcza jednoznacznej informacji, że o ile mnogość napędów jest znaczna to nie ma jednoznacznie opracowanych kryteriów pozwalających z jednej strony na porównanie cech funkcjonalnych napędów a z drugiej na jednoznaczne jego dopasowanie do samolotu. Stąd niejako wymuszona zostaje konieczność opracowania metodyki bądź metodyk umożliwiających dopasowanie, już na etapie projektu wstępnego, charakterystyk napędu do wymogów aerodynamicznych i energetycznych statku powietrznego.

Bazując na powyższych stwierdzeniach w pracy podjęto problem analizy parametrów wybranych konstrukcji napędów lotniczych pod kątem uzyskania jednoznacznych parametrów porównawczych wykorzystując do tego metody energetyczne. Dodatkowo w ramach analiz sprawdzono ocenę efektywności zastosowania napędu rozproszonego do napędu lekkiego statku powietrznego.

W rozprawie zakłada się opracowanie modelu dystrybucji energii na pokładzie statku powietrznego w zależności od wykonywanej misji (trajektorii lotu) i rodzaju napędu.

Na podstawie opracowanego modelu możliwe będzie porównanie celowości stosowania danego typu napędu, określenie osiąarów w locie oraz zaproponowanie ewentualnych modyfikacji napędu w celu poprawy parametrów użytecznych. Pogłębionej analizie poddane zostaną również zagadnienia ekologiczne i ekonomiczne poprzez zbadanie ilościowe zużycia energii, paliwa i emisji spalin dla przyjętej trasy przelotu.

Pracę zakończy pragmatyczna ocena użyteczności modeli i opracowanie propozycji ich praktycznego wykorzystania.

4. Wyznaczenie osiągow samolotu w czasie lotu w oparciu o metode energetyczna

W rozdziale 4 przedstawiona zostanie metoda energetyczna do wyznaczenia osiagow samolotu w locie takich jak zasięg i dlugotrwalosc lotu.

4.1. Dlugotrwalosc i zasięg lotu samolotu o napędzie hybrydowym lub elektrycznym

Lot samolotu dzieli się na etapy, którym odpowiada określone zapotrzebowanie na energie [2]. Stosowanymi metodami do opisu zapotrzebowania energetycznego w czasie ruchu samolotu są metody ciągu i mocy. Metody te, bazując na znanych charakterystykach aerodynamicznych płatowca, umożliwiają wyznaczenie siły nośnej i siły oporu, a na ich podstawie – mocy lub ciągu niezbędnego do lotu samolotu o określonej masie oraz prędkości pionowej i poziomej [23], [53], [71], [75]. Metody te opierają się na obliczeniu osiagow samolotu, gdzie siły przyłożone są w jego środku ciężkości, a on sam jest traktowany jako punkt materialny. Sposób ten jest wystarczająco dokładny do zastosowań w samolotach poddźwiękowych oraz samolotach klasy General Aviation. Model ten jest również odpowiedni dla większych konstrukcji na etapie projektu wstępnego samolotu. Elastyczność kadłuba i skrzydeł oczywiście powoduje zmianę współczynników aerodynamicznych, lecz określenie ich wpływu na osiągi samolotu przeprowadza się na etapie optymalizacji konstrukcji samolotu [24]. Poniżej przedstawiono formuły opisujące podstawowe zależnościowi sił oddziałujących na samolot:

– siła oporu:

$$P_X = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_X \quad (4.1)$$

– siła nośna:

$$P_Z = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_Z \quad (4.2)$$

– moc niezbędna do lotu:

$$N_N = P_N \cdot V = P_X \cdot V \quad (4.3)$$

– moc zespołu napędowego:

$$N_S = P_S \cdot V \quad (4.4)$$

gdzie:

C_X – współczynnik siły oporu [-],

C_Z – współczynnik siły nośnej [-],

P_X – siła oporu [N],

P_Z – siła nośna [N],

S – powierzchnia nośna [m²],

V – prędkość lotu [m/s],
 ρ – gęstość powietrza [kg/m^3],
 N_N – moc niezbędna do lotu [W],
 P_N – ciąg niezbędny do lotu [N],
 N_S – moc zespołu napędowego [W],
 P_S – ciąg zespołu napędowego [N].

W warunkach lotu ustalonego zespół napędowy generuje moc i ciąg równe mocy oraz ciągowi niezbędnemu do lotu samolotu. W trakcie rozpędzania lub wznoszenia samolotu moc/ciąg zespołu napędowego są zwiększone o wartość nadmiaru mocy/ciągu w stosunku do lotu w warunkach ustalonych.

Z punktu widzenia eksploatacji statku powietrznego ważnymi wskaźnikami charakteryzującymi samolot są zasięg i długotrwałość lotu. Bazując na równaniach ruchu samolotu można wyprowadzić zależności na wyznaczenie tych parametrów. W przypadku samolotów napędzanych silnikami spalinowymi najczęściej stosuje się wzór Breguete'a, zapisany w postaci ogólnej jako [35]:

$$L = \frac{c_{z,v}}{g \cdot c_j} \cdot \ln \frac{1}{1 - \frac{\Delta m}{m}} \quad (4.5)$$

gdzie:

L – zasięg [m],
 g – przyspieszenie ziemskie [m/s^2],
 c_j – jednostkowe zużycie paliwa [$\text{kg}/(\text{m} \cdot \text{s})$],
 m – masa startowa samolotu [kg],
 Δm – spadek masy samolotu w trakcie lotu [kg].

Przedstawiona zależność pozwala na wyznaczenie zasięgu lotu samolotu, pod warunkiem uwzględnienia zmiany masy statku powietrznego powodowanego zużyciem paliwa, w konsekwencji spadkiem tej masy w czasie lotu. Zastosowanie tego wzoru dla statków powietrznych napędzanych silnikami spalinowymi jest uzasadnione, natomiast w przypadku samolotów elektrycznych i hybrydowych korzystanie z niego może być trudne a nawet niemożliwe [22]. Jest to spowodowane nieznaczną zmianą masy samolotu w czasie lotu w przypadku samolotów wyposażonych w napęd hybrydowy, a dla statków powietrznych wyposażonych w elektryczny zespół napędowy masa ta jest stała w czasie lotu.

Stąd celowym wydaje się być zastosowanie metody energetycznej do opisu ruchu samolotu [2], [34], [35], [74], [75]. W metodzie tej, na podstawie charakterystyk aerodynamicznych samolotu można określić energię potrzebną do wykonania startu

i wznoszenia na określoną wysokość przelotową oraz można wyznaczyć energię niezbędną do lotu poziomego dla samolotu o określonej masie. Odejmując wartość tej energii od energii zgromadzonej na pokładzie samolotu [23], [47], [51], [63], niezależnie czy źródłem energii jest akumulator czy paliwo węglowodorowe, można wyznaczyć istotne z punktu widzenia eksploatacji samolotu wartości zasięgu i długotrwałości lotu.

Etapami, na które dzieli się lot samolotu są:

1. start, który składa się z fazy:
 - rozpędzanie samolotu
 - oderwanie
 - wznoszenie do żądanej wysokości przelotowej
2. lot poziomy
3. lądowanie

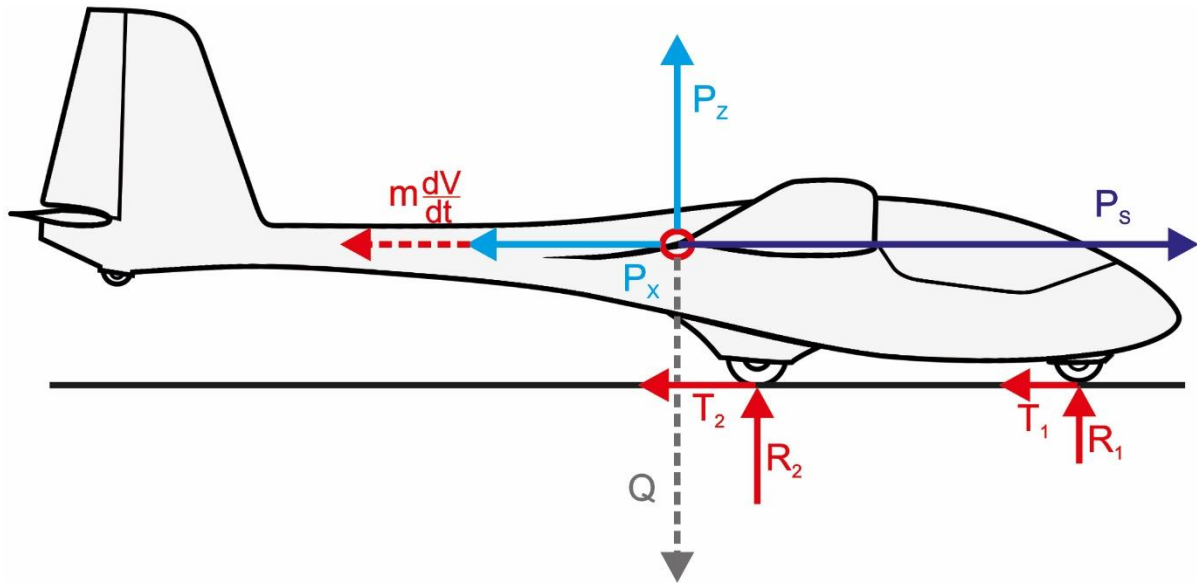
4.2. Wyznaczanie energii niezbędnej do lotu samolotu

W pierwszej kolejności należy określić energię potrzebną do startu samolotu. Etap od ruszenia do osiągnięcia prędkości oderwania go od ziemi nazywany jest rozbiegiem.

Do utworzenia równań ruchu samolotu przyjęto następujące założenia:

- nie uwzględnia się zmiany konfiguracji samolotu podczas całego startu wykonywanego do wysokości przelotowej;
- założono, że samolot po oderwaniu się od ziemi natychmiast przechodzi do wznoszenia prostoliniowego;
- przyjęto, że wektor ciągu zespołu napędowego jest równoległy do osi podłużnej samolotu.

Na rysunku 4.1 przedstawiono układ sił działających na samolot podczas rozbiegu.



Rys. 4.1. Układ sił działających na samolot w czasie rozbiegu

Przyjmując, że układ sił działających na samolot jest taki jak na rysunku i znane są współczynniki tarcia (zależne od rodzaju podłoża, przedstawione w tabeli 4.1) równe dla punktów styčných z podłożem i zapewniona jest równowaga podłużna, równania ruchu przyjmują następującą postać:

$$P_z - Q + R_1 + R_2 = 0 \quad (4.6)$$

$$P_s - P_x + T_1 - T_2 = m \frac{dV}{dt} \quad (4.7)$$

$$T_1 + T_2 = \mu(Q - P_z) \quad (4.8)$$

gdzie:

μ – średni współczynnik tarcia tocznego,

Q – ciężar samolotu [N],

$$Q = mg \quad (4.9)$$

T – siły styczne [N],

R – reakcje normalne [N],

P_s – ciąg zespołu napędowego [N].

Tab. 4.1. Współczynniki tarcia tocznego w zależności od rodzaju podłoża [23]

podłoże	trawa	ziemia	beton/asfalt
μ [-]	0,24	0,2	0,14-0,2

Zakładając poziom ciąg generowanego przez zespół napędowy, wystarczający do efektywnego wznoszenia, oraz znając prędkość oderwania samolotu, można wyznaczyć czas rozpędzania lub długość rozbiegu.

Energię niezbędną do startu samolotu dla określonego czasu rozbiegu lub jego długości określa się formułami (4.10) i (4.11).

$$E_S = N_S \cdot t_S = P_S \cdot L_S \quad (4.10)$$

gdzie:

E_S – energia niezbędna do startu samolotu [J]

P_S – ciąg zespołu napędowego dla startu przy założonej prędkości oderwania i długości rozbiegu [N],

N_S – moc zespołu napędowego dla startu przy założonej prędkości oderwania i czasu rozbiegu [N],

L – długość rozbiegu [m],

t – czas rozbiegu [s].

Następnie wyznacza się energię pobraną ze źródła energii statku powietrznego jako:

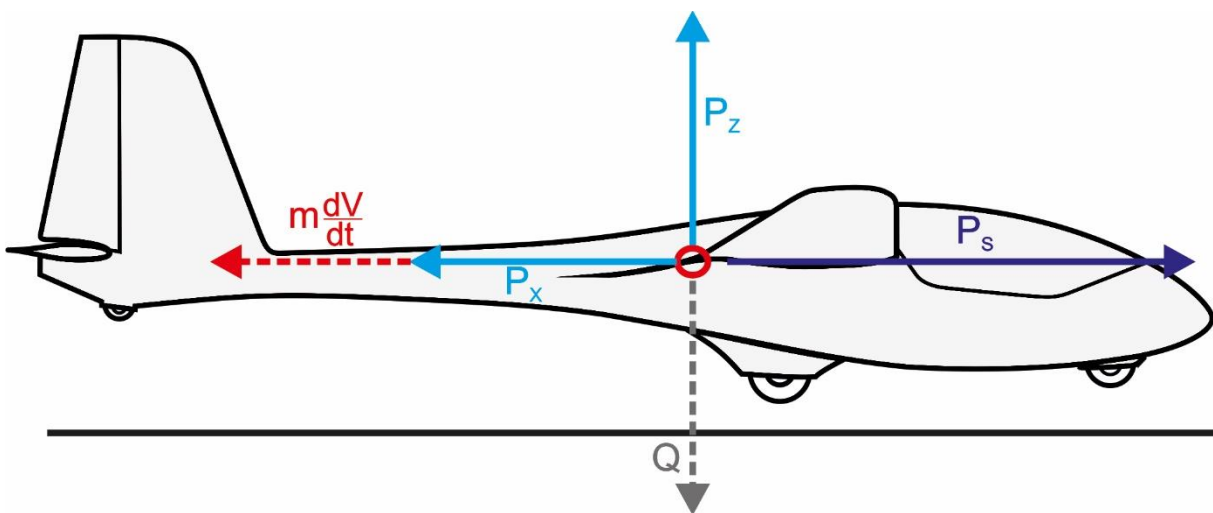
$$E_{OD} = \frac{N_S}{\eta_S} \cdot t \quad (4.11)$$

gdzie:

η_S – sprawność zespołu napędowego, będąca iloczynem sprawności śmigła i silnika [60]:

$$\eta_S = \eta_{\text{smig}} \cdot \eta_{\text{sil}} \quad (4.12)$$

Kolejnym etapem, dla którego należy wyznaczyć wartość energii, jest faza rozpędzania. Dla znanej wartości nadmiaru ciągu lub mocy zespołu napędowego, możliwe jest określenie czasu rozpędzania do żądanej prędkości lotu. Na rysunku 4.2 przedstawiono układ sił oddziałujących na samolot.



Rys. 4.2. Układ sił działających na samolot w czasie rozpędzania

Formułami (4.13), (4.14) i (4.14) opisano równania ruchu i energii dla rozpędzania samolotu:

$$P_Z - Q = 0 \quad (4.13)$$

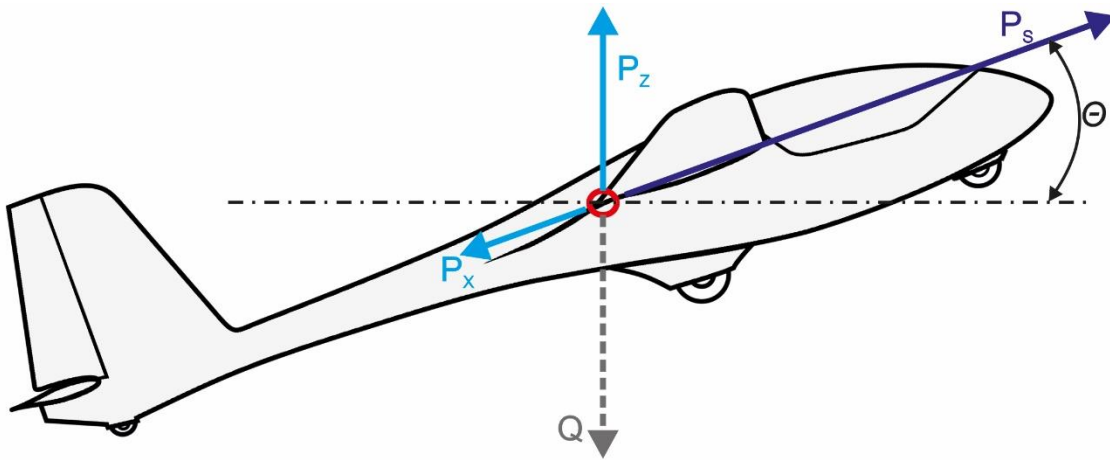
$$P_S - P_X = m \frac{dV}{dt} \quad (4.14)$$

$$E_S = P_S \cdot L = N_S \cdot t \quad (4.14)$$

Energię pobraną ze źródła energii w trakcie rozpędzania można wyznaczyć z zależności:

$$E_{ROZ} = \frac{N_S}{\eta_S} \cdot t \quad (4.16)$$

Następnym etapem lotu, dla którego należy wyznaczyć wartość potrzebnej energii jest wznoszenie. Układ sił działających na samolot podczas tego manewru przedstawiono na rysunku 4.3.



Rys. 4.3. Układ sił działających na samolot w czasie wznoszenia

Układ sił działających na samolot w czasie wznoszenia, co opisano formułami (4.17), (4.18) i (4.19) pozwala wyznaczyć nadmiar mocy niezbędnej do wznoszenia na żądaną wysokość:

$$P_Z \cos \theta - Q = 0 \quad (4.17)$$

$$P_S \cos \theta - P_Z \sin \theta - P_X \cos \theta = 0 \quad (4.18)$$

$$P_S \cdot V = N_S \quad (4.19)$$

Rozwiązanie tego układu równań pozwala wyznaczyć nadmiar mocy niezbędnej w tej fazie lotu.

Energia wznoszenia samolotu stanowi iloczyn mocy niezbędnej do wznoszenia samolotu i czasu trwania tego manewru (4.20). Uwzględniając sprawność zespołu napędowego η_S można wyznaczyć energię pobraną ze źródła energii zgromadzonej na pokładzie:

$$E_{WZ} = \frac{(W \cdot Q + N_N)}{\eta_S} t \quad (4.20)$$

gdzie:

W – prędkość wznoszenia (pionowa)

$$W = V \sin \theta \quad (4.21)$$

$$W = \frac{(N_S - N_N)}{Q} \quad (4.22)$$

N_S – nadmiar mocy (moc zespołu napędowego) [W],

N_N – moc niezbędna do lotu dla danej prędkości poziomej [W]

V – prędkość pozioma lotu [m/s],

Φ – kąt wznoszenia [°],

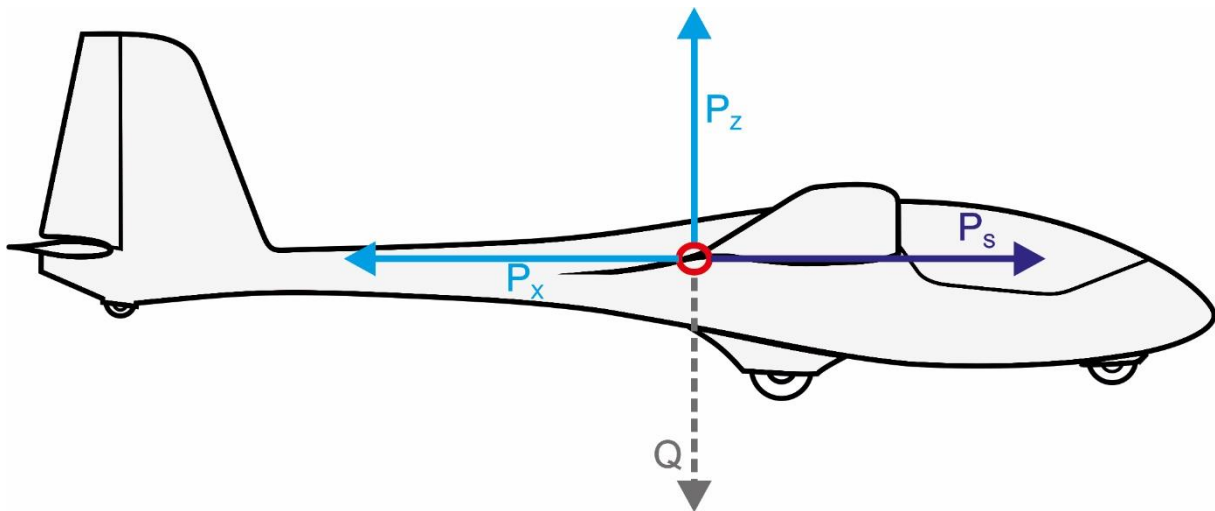
t – czas wznoszenia [s] opisany formułą (4.23), gdzie H – wysokość wznoszenia [m]:

$$t = \frac{H}{W} \quad (4.23)$$

Ostatecznie, energia pobrana ze źródła energii do startu samolotu stanowi sumę energii dla poszczególnych, opisanych wyżej etapów startu (4.24).

$$E_{ST} = E_{OD} + E_{ROZ} + E_{WZ} \quad (4.24)$$

Kolejnym analizowanym etapem jest lot ustalony samolotu (rysunek 4.4).



Rys. 4.4. Układ sił działających na samolot w czasie lotu ustalonego

Na podstawie układu sił przedstawionych na rysunku 4.4, równania ruchu przyjmują postać:

$$P_Z - Q = 0 \quad (4.25)$$

$$P_S = P_X = P_N \quad (4.26)$$

Energię niezbędną do lotu opisano wzorem (4.27):

$$E_N = P_N \cdot L = N_N \cdot t \quad (4.27)$$

Natomiast energia pobrana ze źródła energii jest obliczana ze wzoru:

$$E_{Lot} = \frac{N_N}{\eta_S} \cdot t \quad (4.28)$$

Znając wartość energii zgromadzonej na pokładzie samolotu oraz energii zużytej na poszczególne etapy lotu oblicza się zasięg i długotrwałość lotu samolotu.

4.3 Wyznaczanie zasięgu i długotrwałości lotu

Zakładając długotrwałość startu oraz wysokość, na którą wznosi się samolot, w oparciu o formuły z rozdziału 4.2, możliwe jest obliczenie energii potrzebnej do wykonania tego manewru. Odejmując wartość tej energii od wartości energii zgromadzonej na pokładzie, a następnie dzieląc pozostałą wartość energii przez moc pobieraną przez zespół napędowy konieczną do wykonania lotu poziomego z założoną prędkością, otrzymuje się wartość długotrwałości lotu. Mnożąc tę wartość przez założoną prędkość lotu, otrzymuje się zasięg samolotu. Za pomocą formuł (4.29), (4.30) i (4.31) pokazano jak obliczyć energię pozostałą na pokładzie po starcie statku powietrznego oraz długotrwałość i zasięg lotu:

$$E_{POZ} = E - E_{ST} \quad (4.29)$$

Uwzględniając zależności (4.24), (4.28) i (4.29), długotrwałość lotu można zapisać w następujący sposób:

$$t = \frac{E_{POZ}}{\frac{NN}{\eta_S}} \quad (4.30)$$

Natomiast wzór na zasięg przybiera postać:

$$L = t \cdot V \quad (4.31)$$

Przedstawione zależności są przydatne do efektywnego zarządzania energią zgromadzoną na pokładzie samolotu.

5. Charakterystyki techniczne przyjęte do przeprowadzenia analizy problemu

W rozdziale 5 przedstawione zostaną charakterystyki techniczne motoszybowca AOS H2 oraz dane techniczne proponowanych źródeł energii do napędu statku powietrznego.

5.1. Płatowiec

Obiektem badawczym, wykorzystanym do przeprowadzenia badań jest płatowiec motoszybowca AOS H2. Szczegółowy opis techniczny motoszybowca znajduje się w załączniku A do niniejszej pracy.

Na podstawie przedstawionych charakterystyk aerodynamicznych (przedstawionych w załączniku A) płatowca oraz obliczeń aerodynamicznych z projektu wstępnego [83], tabeli 5.1 zestawiono parametry określające na zapotrzebowanie na moc i ciąg niezbędny do lotu motoszybowca przy prędkości 100 [km/h], dla masy startowej 660 [kg].

Tab. 5.1. Parametry mocy i ciągu niezbędnego do lotu motoszybowca AOS H2[83]

Wysokość lotu [m]	0	2000
Prędkość lotu [m/s]	27,8	27,8
N_N [W]	6950	7240
P_N [N]	250	260

Wartości zestawione w tabeli stanowią minimalną moc niezbędną do lotu poziomego dla minimalnej i maksymalnej wysokości lotu silnikowego motoszybowca. Zostały przyjęte do dalszych analiz w pracy, podobnie jak prędkość lotu poziomego, która wynosi 100 [km/h]. Na rysunku 5.1 przedstawiono motoszybowiec AOS H2.



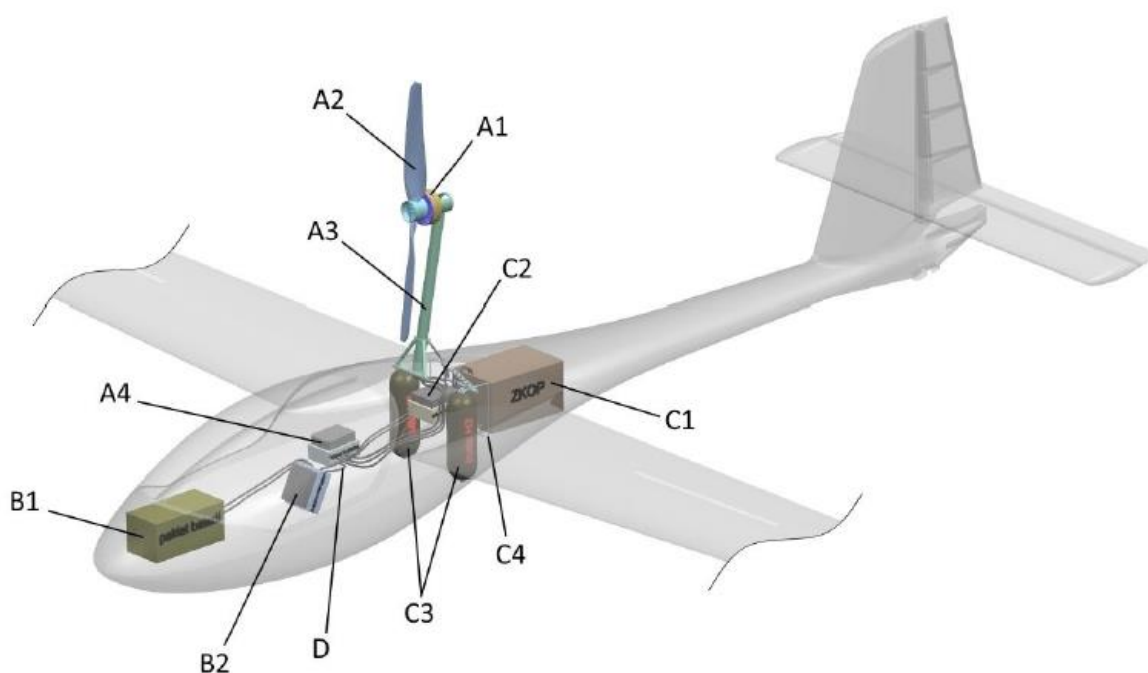
Rys. 5.1. Szybowiec z napędem AOS H2

5.2. Zespół napędowy motoszybowca AOS H2

Zespół napędowy wykorzystuje akumulatory oraz wodorowe ogniwo paliwowe jako źródło energii do zasilania silnika marszowego EMRAX 268. W tabeli 5.2 podano dane techniczne zespołu napędowego motoszybowca, natomiast na rysunku 5.5 przedstawiono schemat układu napędowego.

Tab. 5.2. Dane techniczne napędu motoszybowca AOS H2 [56]

Silnik	N_{const} [kW]	N_{max} [kW]	M_{const} [Nm]	m_{sil} [kg]	m_{bat} [kg]	C [Ah]	U_{bat} [V]	N_{OG} [kW]	m_{OG} [kg]
Emrax 268	107	200	250	20	60	16	355	10	60

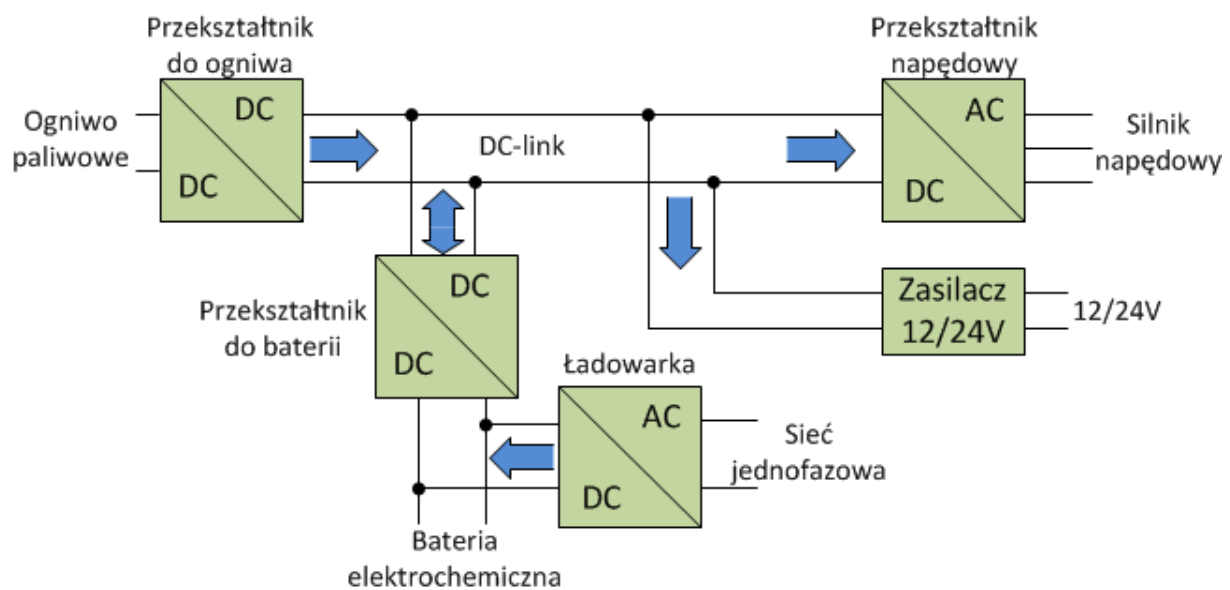


Rys. 5.5. Schemat układu napędowego motoszybowca AOS H2:

A1 – silnik EMRAX 268, A2 – śmigło, A3 – maszt, A4 – falownik silnika,
B1 – pakiet akumulatora, B2 – przetwornica akumulatora, C1 – ogniwo paliwowe,
C2 – przetwornica ogniwa, C3 – butle, C4 – instalacja paliwowa,
D – instalacja elektryczna

Zespół napędowy motoszybowca w czasie startu korzysta z energii elektrycznej pochodzącej zarówno z ogniwa wodorowego jak i zespołu akumulatorów. Po zakończeniu manewrów, takich jak start czy wznoszenie, wymagających większego zapotrzebowania energetycznego, wymagającego dodatkowej mocy pobieranej z akumulatora, lot wykonywany

jest z użyciem ogniwa paliwowego. Jeżeli pozwalają na to warunki, nadwyżka wyprodukowanej energii elektrycznej jest używana do doładowania akumulatorów. W skład zespołu napędowego wchodzi jeszcze falowniki (przekształtniki) zmieniające prąd stały na zmienny i odwrotnie oraz zmieniające napięcie prądu. Mają one na celu integrację elementów zespołu napędowego i umożliwienie zasilania silnika marszowego Emrax 268 i innych odbiorników prądu pracujących przy różnych wartościach napięcia i typie prądu. Na rysunku 5.6 przedstawiono schemat elektryczny zespołu napędowego motoszybowca AOS H2.



Rys. 5.6. Schemat hybrydowego układu napędowego z wykorzystującego wodorowe ogniwo paliwowe

Na podstawie danych zawartych w tabeli 5.2 można wyznaczyć energię zakumulowaną na pokładzie samolotu. Energia ta stanowi sumę energii zawartej w akumulatorze oraz energii, którą potencjalnie można wytworzyć przez ogniwo paliwowe. Wzór na tę energię (5.1) wynika z prawa Ohma i definicji energii [38], [42], [44]:

$$E_{hyb} = C \cdot U + \eta_{el} (N_{OG} \cdot t_s) \quad (5.1)$$

gdzie:

E_{hyb} – całkowita energia zgromadzona w zespole napędu hybrydowego [J],

C – pojemność akumulatora [As],

U – natężenie prądu [V],

η_{el} – sprawność elektryczna ogniwa i osprzętu [-],

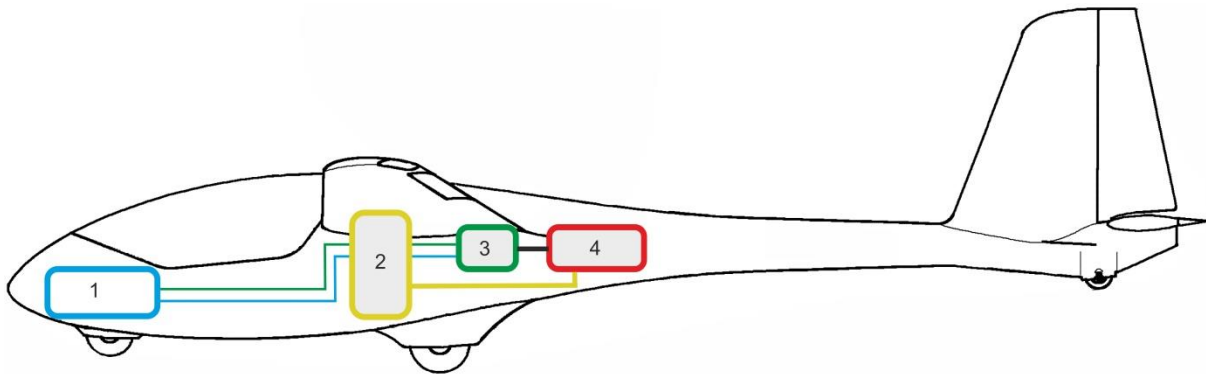
N_{OG} – moc generowana przez ogniwo [W],

t_H – czas pracy ogniwa [s], wynikający ze zużycia wodoru w jednostce czasu:

$$t_H = \frac{m_H}{\dot{m}_H} \quad (5.2)$$

5.3. Alternatywna koncepcja hybrydowego zespołu napędowego do wykorzystania w płatowcu platformy badawczej AOS

W celu wskazania dalszych możliwości wykorzystania platformy motoszybowca AOS oraz ewentualnych korzyści płynących z zastosowania napędu rozproszonego, takich jak obniżenie zużycia paliwa i emisji związków szkodliwych emitowanych do atmosfery, zaproponowano modyfikację napędu hybrydowego. Modyfikacja ta polega na zastąpieniu ogniwa paliwowego silnikiem spalinowym z wirującym tłokiem, współpracującym z silnikiem elektrycznym pełniącym funkcję alternatora. Schemat proponowanego rozwiązania przedstawiono na rysunku 5.7.



Rys. 5.7. Schemat hybrydowego układu napędowego z silnikiem spalinowym do płatowca motoszybowca AOS: 1 – akumulator, 2 – zbiornik paliwa, 3 – silnik Emrax 188 pracujący jako alternator, 4 – silnik Wankel AG 407 TGi

Dane techniczne zespołu napędowego przedstawiono w tabeli 5.3.

Tab. 5.3. Dane techniczne napędu motoszybowca AOS H2
– wariant hybrydowy spalinowy [63], [96]

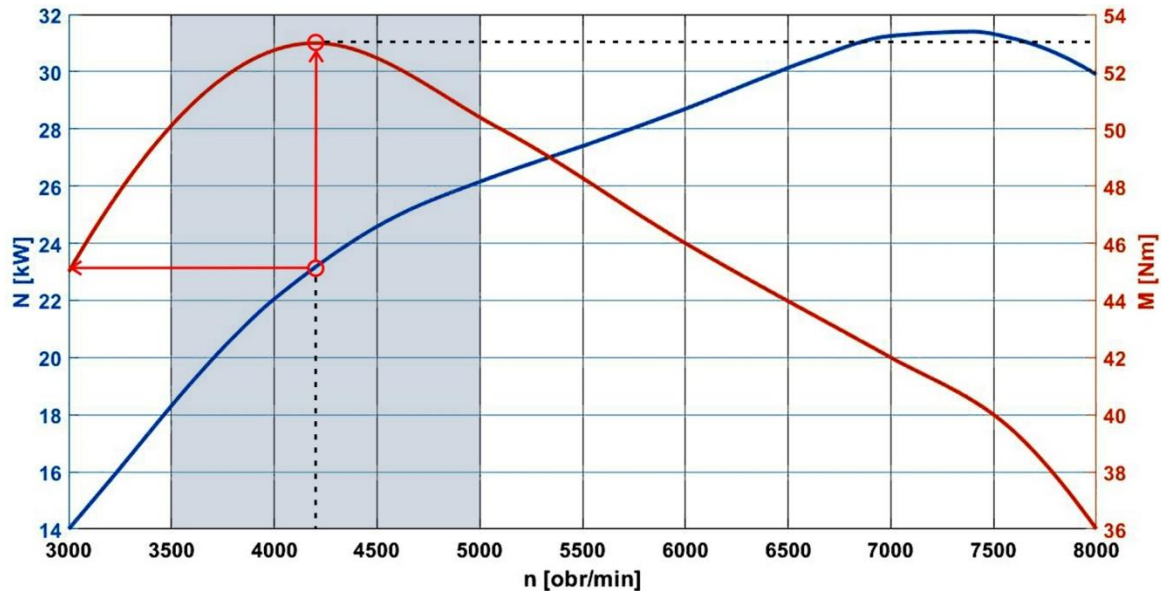
Silnik elektryczny	N_{const} [kW]	N_{max} [kW]	M_{const} [Nm]	m_{sil} [kg]	Masa baterii [kg]	C [Ah]	U_{bat} [V]	Silnik spalinowy	N_{max} [kW]	m_{sil} [kg]
Emrax 188	30	52	50	7	60	16	355	Wankel AG 407 TGi	32	25

Dobór komponentów zespołu napędowego poprzedziła analiza różnych, koncepcyjnych i istniejących, hybrydowych zespołów napędowych występujących w lotnictwie i motoryzacji [6], [47], [89]. Przeanalizowano również konstrukcję i parametry silników spalinowych

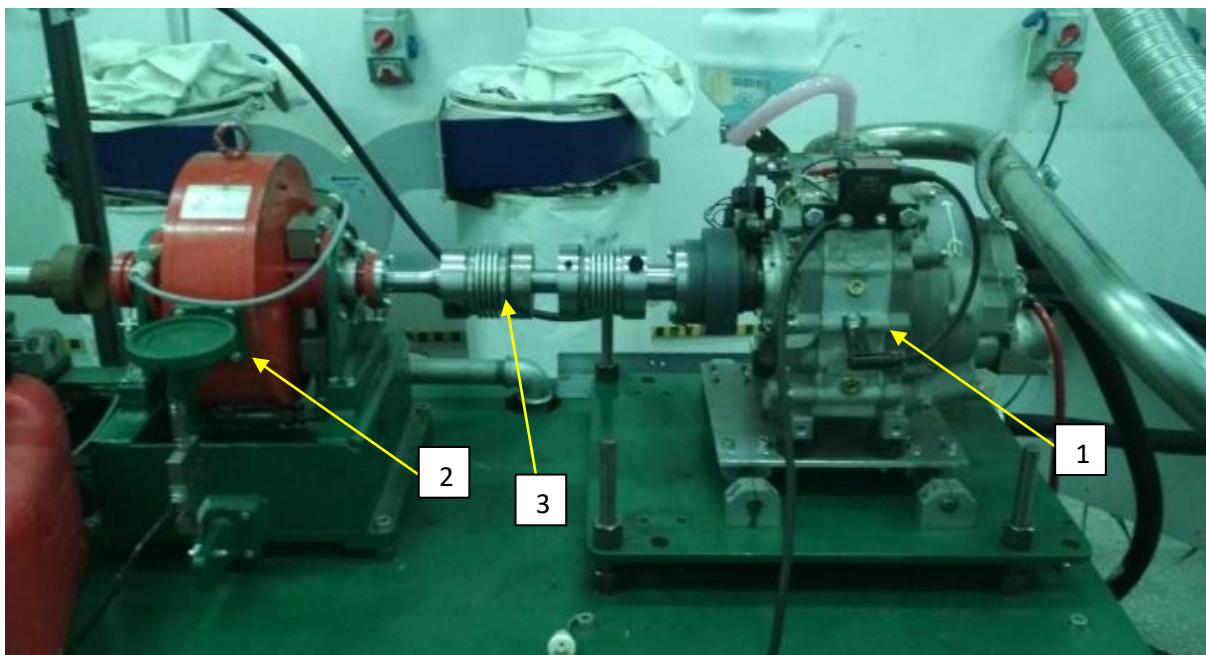
możliwych do wykorzystania napędu generatora. Założeniami do zaproponowania koncepcji napędu były:

- zespół napędowy wykorzystujący silnik spalinowy powinien mieć nie większą masę jak zespół napędowy wykorzystujący ogniwo wodorowe;
- układ generatora powinien dostarczać moc elektryczną nie mniejszą niż ogniwo wodorowe z AOSa H₂;
- silnik spalinowy zastosowany w układzie range extendera powinien być stosunkowo lekki i łatwy w obsłudze.

Do napędu generatora wybrano silnik wankla 407 TG_i ze względu na jego zalety, takie jak: niski poziom wibracji, korzystny stosunek rozwijanej mocy do masy własnej i prosta obsługa [21]. Silnik pracuje na mieszance paliwowej benzyny i oleju do silnika dwusuwowych w stosunku 1:100 – co znacząco upraszcza jego konstrukcję i masę, brak układu olejowego. Za wyborem tego silnika przemawiała również jego dostępność w laboratorium katedry. Wykonano również próbę hamowania silnika Wankel 407TG_i. Pomiar wykonano w temperaturze około 18°C. Wyznaczono jego charakterystykę obrotową, przedstawioną na rysunku 5.8, a na rysunku 5.9 przedstawiono silnik zamontowany na stanowisku badawczym.



Rys. 5.8. Charakterystyka silnika Wankel 407 TG_i



Rys. 5.9. Stanowisko badawcze do wyznaczenia charakterystyki obrotowej: 1 – silnik Wankel 407TG, 2 – hamulec elektrowirowy, 3 – sprzęgło

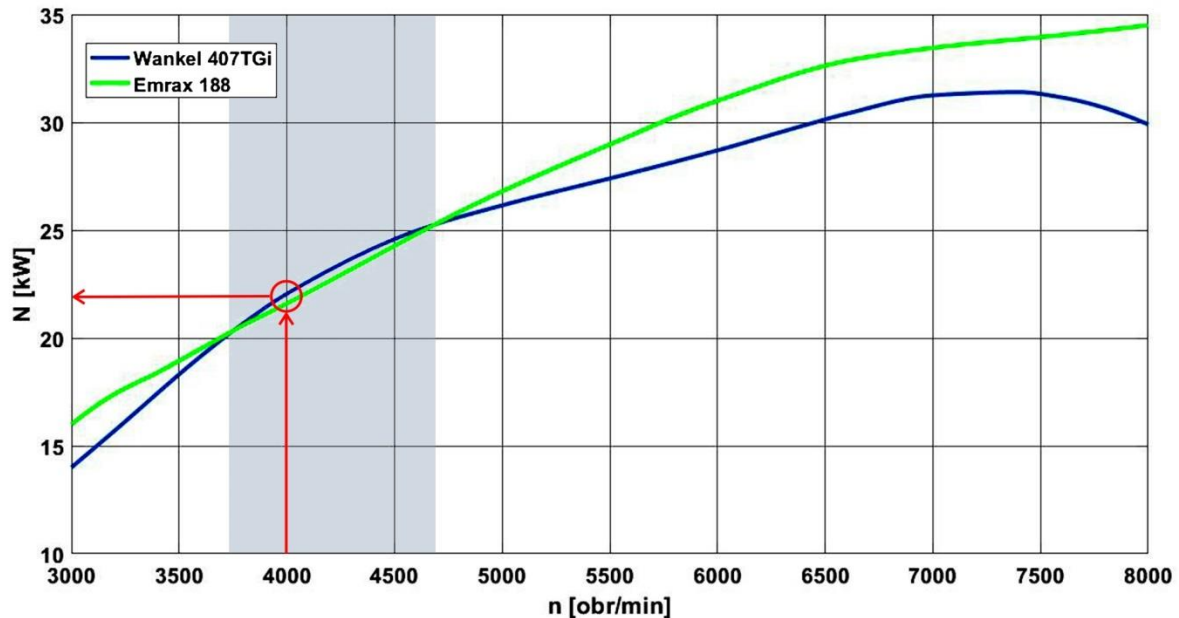
Na przedstawionej na rysunku 5.7 charakterystyce można odczytać, że przedział pracy silnika o najwyższych wartościach momentu obrotowego (powyżej 28 [Nm]), wypada w zakresie prędkości obrotowej wału silnika pomiędzy 3500 [obr/min] a 5000 [obr/min], z kolei maksymalnemu momentowi obrotowemu (53 [Nm]) odpowiada moc około 22,5-23 [kW]. W tych zakresach silnik osiąga najlepszą sprawność cieplną, tj. stosunek rozwijanej mocy przy najwyższych parametrach momentu obrotowego, jaki może uzyskać silnik przy jednoczesnym najniższym jednostkowym zużyciu paliwa. Jednocześnie w instrukcji obsługi silnika [20] podana jest wartość minimalnego jednostkowego zużycia paliwa (0,3 [kg/Wh]) dla prędkości obrotowej 4000 [obr/min]. Odpowiada ona mocy rozwijanej przez silnik na poziomie 22 [kW]. Ten zakres pracy silnika spalinowego został przyjęty za najkorzystniejszy do pracy generatorowej.

Do współpracy silnika spalinowego i elektrycznego należy tak dobrać silnik elektryczny, by:

- silnik elektryczny rozwijał większą moc maksymalną niż spalinowy - ma to na celu uniknięcie uszkodzenia silnika elektrycznego [38], [44];
- charakterystyka silnika elektrycznego (w szczególności stosunek mocy do uzyskiwanych obrotów) pokrywała się z charakterystyką silnika spalinowego w zakresie zbliżonym do prędkości obrotowych wału silnika tłokowego odpowiadającym zakresom maksymalnego

momentu obrotowego i najniższego jednostkowego zużycia paliwa - ma to na celu zapewnienie wysokiej efektywności uzyskania energii elektrycznej.

Do pracy alternatorowej wybrano silnik elektryczny Emrax 188. Na rysunku 5.10 przedstawiono zestawienie charakterystyk silnika Emrax 188 i Wankel 407TG. Charakterystyka silnika Emrax została uzyskana z instrukcji producenta [19].



Rys. 5.10. Charakterystyka współpracy silnika Wankel 407TG i Emrax 188

Na podstawie przebiegu charakterystyk silników można stwierdzić, że najkorzystniejszym zakresem pracy zespołu generatora będzie zakres od 3700 [obr/min] i mocy 20 [kW] do 4700 [obr/min] i mocy 25 [kW]. W tych punktach charakterystyka silników się przecina, a pomiędzy nimi prawie się pokrywają (różnice do około 0,5 [kW]). W związku z tym, że silnik o wirującym tłoku najniższe jednostkowe zużycie paliwa osiąga przy 22 [kW] rozwijanej mocy przy 4000 [obr/min] prędkości obrotowej silnika, to ten punkt pracy został przyjęty do pracy generatorowej. Masa paliwa przyjęta do zasilania generatora wynosi 7 [kg]. Sumaryczna masa paliwa, układu paliwowego, silnika spalinowego i elektrycznego oraz ich osprzętu została w przybliżeniu oszacowana na podstawie parametrów technicznych elementów proponowanej modyfikacji. Dokonano bilansu masowego w celu porównania masy hybrydowo-spalinowego zespołu napędowego do zespołu opartego o hybrydę wodorową. Analiza została zestawiona w tabeli 5.4.

Tab. 5.4. Bilans masowy źródeł energii dla płatowca motoszybowca AOS H2

Hybryda wodorowa		Hybryda spalinowa	
zespół	masa [kg]	zespół	masa [kg]
butle wodoru	17	zbiornik paliwa oraz układ paliwowy	15
falownik silnika	7	falownik silnika	7
instalacja elektryczna wysokoprądowa	7,3	instalacja elektryczna wysokoprądowa	7,3
zespół akumulatorów	60	zespół akumulatorów	60
przetwornica baterii	8	przetwornica baterii	8
przetwornica ogniwa	8	przetwornica generatora	10
ogniwo paliwowe	60	silnik spalinowy Wankel 407 TGI	25
masa paliwa	20	masa paliwa	7
		masa alternatora (silnik EMRAX 188)	7
		układ sterujący generatorem, sprzęgło i okablowanie	30
łącznie masa	187,3	łącznie masa	176,3

Na podstawie tabeli można stwierdzić, że zespoły napędowe posiadają podobną masę. Z powodu niedużej szacunkowej różnicy między masą źródeł energii (11 [kg]), przyjęto w dalszej części pracy, że masa startowa statku powietrznego dla różnych wariantów napędu będzie taka sama i wynosić będzie 660 [kg].

Po wyznaczeniu odpowiedniego zakresu współpracy silnika spalinowego i elektrycznego, możliwe jest określenie energii zgromadzonej na pokładzie samolotu korzystając z następującej formuły:

$$E_{hybs} = C \cdot U + \eta_g (N_{sil} \cdot t_s) \quad (5.3)$$

gdzie:

E_{hybs} – całkowita energia zgromadzona w zespole napędu hybrydowego [J],

C – pojemność akumulatora [As]

U – natężenie prądu [V],

η_s – sprawność generatora odpowiadająca sprawności silnika elektrycznego [-],

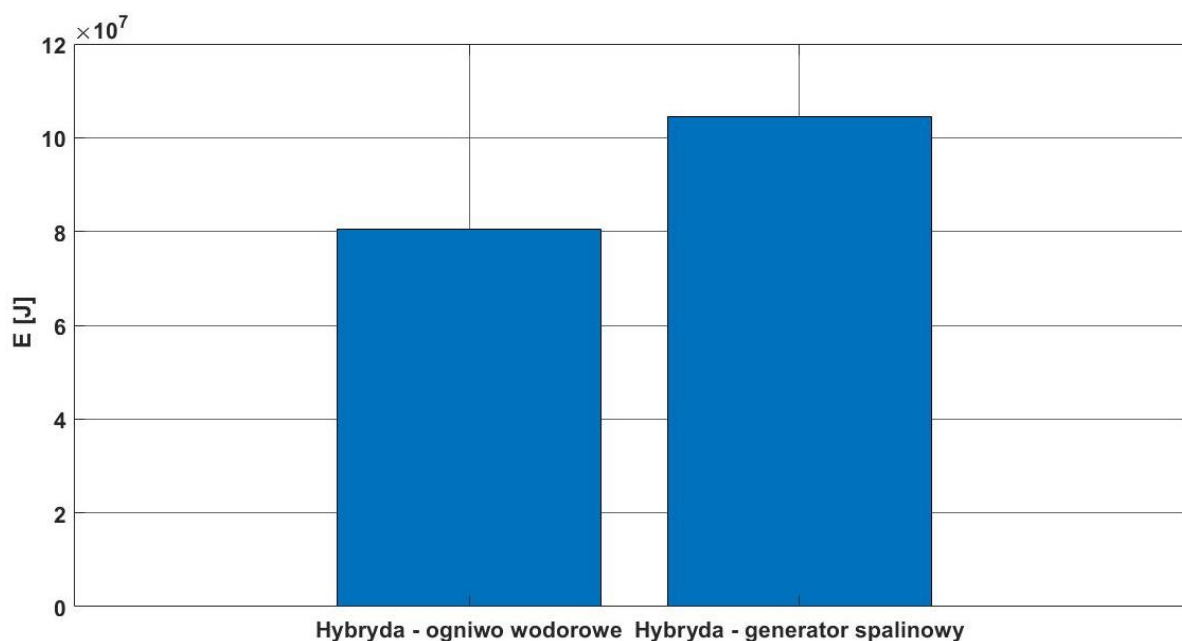
N_{sil} – moc generowana przez silnik spalinowy [kW],

t_s – czas pracy silnika spalinowego [s], wynikający ze zużycia paliwa przez silnik w jednostce czasu:

$$t_s = \frac{m_{PAL}}{SFC \cdot N_{sil}} \quad (5.4)$$

5.4. Energia zgromadzona na pokładzie oraz sprawność zespołu napędowego

Na podstawie danych technicznych źródeł energii przewidzianych do napędu motoszybowca AOS oraz formuł z rozdziału 4, wyznaczono energię zgromadzoną na pokładzie zarówno motoszybowca AOS H2 i proponowanego wariantu hybrydowego wykorzystującego silnik spalinowy. Wartość energii zgromadzonej na pokładzie dla obu wariantów przedstawiono na rysunku 5.11.



Rys. 5.11. Energia zgromadzona na pokładzie AOS H2 i wariantu z generatorem spalinowym

Uzyskane wartości energii zostały wykorzystane w dalszej części pracy.

Istotne jest uwzględnienie sprawności zespołu napędowego do wyznaczania zasięgu i długotrwałości lotu. Sprawność silnika elektrycznego napędzającego śmigła pozwala na wyznaczenie ilości energii pobieranej ze źródła prądu. W obu rozważanych w pracy źródłach energii dla motoszybowca, ogniwo i generator spalinowy doładują akumulator. W przypadku poboru mocy zachodzi jego rozładowanie, lecz nie zachodzi ono według przebiegu funkcji liniowej jak ładowanie [52]. Rozładowanie akumulatora przebiega według krzywej wyznaczonej przy pomocy wykładnika (liczby) Puekerta [10], [44]. W związku z tym, czas pracy akumulatora (rozładowania) jest krótszy niż czas ładowania. Stąd, by uwzględnić wpływ wykładnika na czas pracy akumulatora, należy wyznaczyć sprawność rozładowania zależną od liczby Puekerta. Dla akumulatorów typu Li-Pol liczba Puekerta $p = (1 \div 1.09)$, a dla akumulatora zastosowanego w AOS H2 $p = 1.045$. Pojemność akumulatora stanowi iloczyn znamionowego natężenia prądu akumulatora i czasu, w jakim je oddaje do odbiornika energii elektrycznej [10], [88]:

$$C = I \cdot t \quad (5.5)$$

gdzie:

I – natężenie prądu [A],

t – czas pracy akumulatora [s],

Pojemność efektywną uwzględniającą liczbę Puekerta określa formuła:

$$C_p = I^p \cdot t \quad (5.6)$$

Przyjmując, że pojemności efektywna i znamionowa akumulatora są sobie równe, po porównaniu stronami uzyska się sprawność rozładowania uwzględniającą liczbę Puekerta.

$$\eta_p = \frac{I^p \cdot t}{I \cdot t} = \frac{I^p}{I} \quad (5.7)$$

Przyjmując za danymi technicznymi zespołu akumulatorów AOS H2 (tabela 5.2), pojemność akumulatora równą pojemności efektywnej wynoszącą 16 [Ah], uzyskano $\eta_p = 0,89$.

Całkowita sprawność zespołu napędowego tj. stosunek mocy pobranej ze źródła energii do mocy uzyskanej przez zespół napędowy równa się iloczynowi sprawności śmigła dla danej fazy lotu, sprawności silnika elektrycznego oraz sprawności rozładowania akumulatora.

$$\eta_s = \frac{N_{sm}}{N_E} = \eta_{sm} \cdot \eta_{sil} \cdot \eta_p \quad (5.8)$$

gdzie:

N_{sm} – moc generowana przez śmigła [W],

N_E – moc pobierana ze źródła prądu [W],

η_{sm} – sprawność śmigła [-],

η_{sil} – sprawność silnika napędzającego śmigło [-],

η_p – sprawność rozładowania akumulatora [-].

Całkowita sprawność zespołu napędowego służy do wyznaczenia parametrów osiągowych samolotu przy zastosowaniu metody energetycznej opisanej wzorami 4.24-4.29.

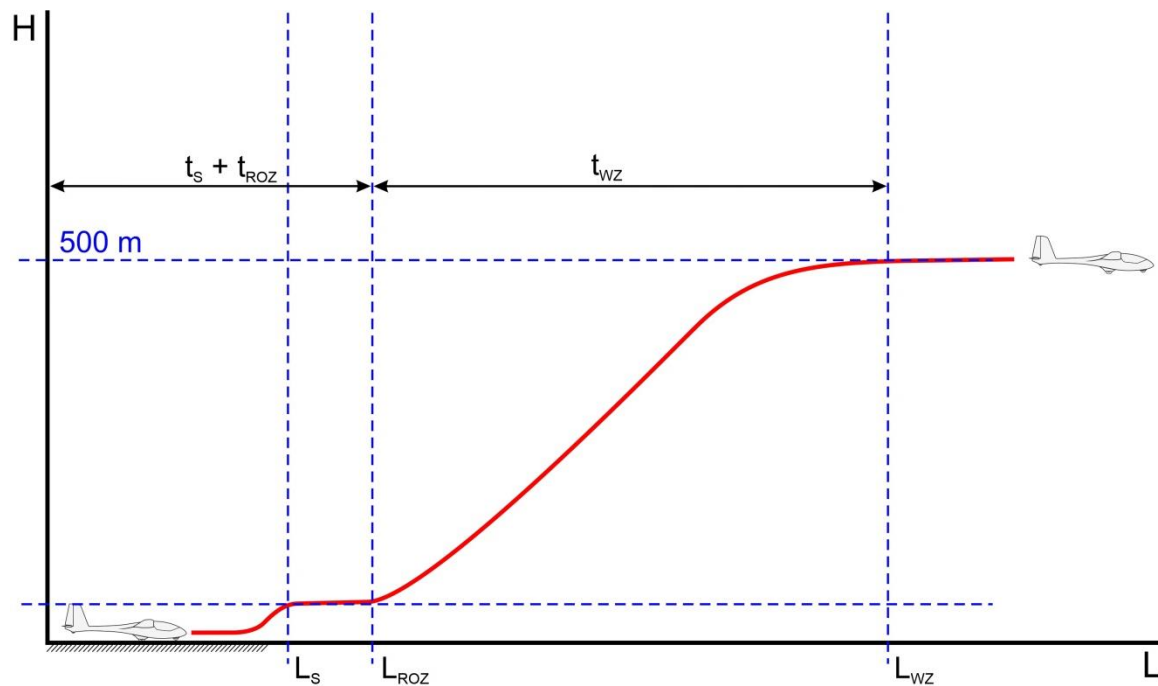
5.5. Profil misji motoszybowca przyjęty w analizie

Do dalszych analiz energetycznych i osiągowych, na podstawie założeń projektowych i charakterystyk aerodynamicznych płatowca [56], [83], przyjęto profil misji motoszybowca celem określenia maksymalnego zasięgu i długotrwałości lotu. Składa się on z:

– rozbiegu po pasie i rozpędzania samolotu (łącznie 120 sekund, tj. $t_s + t_{roz}$) przy mocy silnika (lub sumarycznej silników przy napędzie rozproszonym) 40 [kW];

- wznoszenia na wysokość 500 [m] z prędkością pionową 2,5 [m/s] (200 sekund wznoszenia t_{wz});
- lotu ustalonego na wysokości 500 [m] z prędkością 27,8 [m/s] (100 [km/h]) do wyczerpania energii zgromadzonej na pokładzie.

Profil ten został przedstawiony na rysunku 5.12.



Rys. 5.12. Profil misji motoszybowca

W tabeli 5.5 zawarto zapotrzebowanie energetyczne do wykonania do wykonania danego etapu lotu oraz godzinny lotu ustalonego, według założeń przyjętych do obliczeń.

Tab. 5.5. Zapotrzebowanie energetyczne dla danego etapu lotu motoszybowca AOS H2

	start i rozpędzanie	wznoszenie	godzinny przelot
Czas [s]	120	200	3600
Energia [J]	4800000	4677300	25920000

6. Model napędu rozproszonego – założenia

W rozdziale 6 zostanie przedstawiona metodyka doboru rozproszonego zespołu napędowego do samolotu oraz dobór takiego napędu i jego konfiguracji do płatowca motoszybowca AOS.

6.1. Metodyka doboru napędu do samolotu

Opierając się na założeniach przedstawionych w rozdziale 5 i przytoczonych w podrozdziale 2.1 przykładach, do dalszej analizy został przyjęty wariant napędu rozproszonego dla płatowca motoszybowca AOS H2. Do doboru napędu konieczne jest wstępne rozplanowanie umiejscowienia zespołów śmigło-silnik na płatowcu oraz określenie mocy rozwijanej przez marszowe silniki elektryczne. W dalszej kolejności dokonano doboru śmigieł o małej średnicy tak, by zespół napędowy zapewnił bezpieczną wartość ciągu do wykonywania lotu, a śmigła zachowały odpowiednią separację od siebie.

Odpowiednie umiejscowienie śmigieł względem krawędzi natarcia, pozwoli na efektywniejsze wykorzystanie zjawisk aerodynamicznych do zwiększenia siły nośnej[1]. Wraz z tak dobranymi śmigłami do silników elektrycznych, by uzyskać jak najwyższą sprawność napędową, możliwe będzie tak zbilansować energetycznie zespół napędowy, by uzyskać poprawę osiągnięć samolotu w porównaniu do tradycyjnego układu jednosilnikowego. Konieczne jest również przeprowadzenie bilansu masowego zespołu napędowego [57]. Gdyby napęd rozproszony ważył więcej niż tradycyjny, to teoretyczne zyski aerodynamiczne byłyby zniwelowane przez zwiększenie zapotrzebowania na energię w czasie lotu. Byłoby to spowodowane większą masą samolotu w stosunku do samolotu z tradycyjnym zespołem napędowym. Stąd kolejnym celem jest zachowanie co najmniej tej samej masy startowej statku powietrznego wyposażonego w napęd rozproszony. Koniecznym jest by rozproszony zespół napędowy rozwijał taką samą moc (niezbędną do lotu poziomego jak i jej nadmiar do wznoszenia) jak napęd tradycyjny.

6.2. Dobór liczby zespołów silnik-śmigło dla płatowca motoszybowca AOS H2

Dobór zespołu napędowego został oparty na charakterystykach aerodynamicznych motoszybowca AOS H2. Jak wynika z przytoczonych wykresów (4.1 i 4.2), najmniejsze zapotrzebowanie energetyczne dla płatowca występuje przy prędkości 100 [km/h]. Wartości tej odpowiada najniższa wartość mocy niezbędnej do lotu. Dla tego zakresu prędkości dobierano

rozproszony, marszowy zespół napędowy. Tradycyjny zespół napędowy dysponował nadmiarem ciągu i mocy umożliwiającym wykonywanie manewrów wznoszenia i przyspieszania motoszybowca na wysokościach od 0 do 2000 [m]. Dodatkowo w założeniach konstrukcyjnych zawarto informację, że silnik powinien podczas startu mieć możliwość rozwinięcia mocy 40 [kW], stąd sumaryczna moc rozwijana przez silniki napędu rozproszonemu musi odpowiadać tej wartości. Na podstawie danych technicznych motoszybowca AOS H2 przedstawionych w załączniku A do pracy, w tabeli 6.1 podano wartości mocy niezbędnej i ciągu niezbędnego do lotu dla prędkości 100 [km/h] oraz odpowiadające jej parametry pracy silnika marszowego EMRAX 268, a także wartość mocy elektrycznej pobieranej ze źródła dla mocy maksymalnej i przelotowej. Moc tę wyznaczono dzieląc moc niezbędną i moc maksymalną przez sprawność śmigła i silnika – wzór 6.1.

$$N_{POB} = \frac{N}{\eta_{\text{śm}} \cdot \eta_{\text{śil}}} \quad (6.1)$$

Tab. 6.1 Parametry niezbędne do lotu z prędkością 100 km/h dla wysokości 0 do 500 m motoszybowca AOS H2

N_{max} [W]	P_{max} [N]	N_N [W]	P_N [N]	$\eta_{\text{śm}}$ [-]	$\eta_{\text{śil}}$ [-]	N_{NPOB} [W]	$N_{\text{max}POB}$ [W]
18000	648	7200	259,2	0,78-0,80	0,92	9000	23077

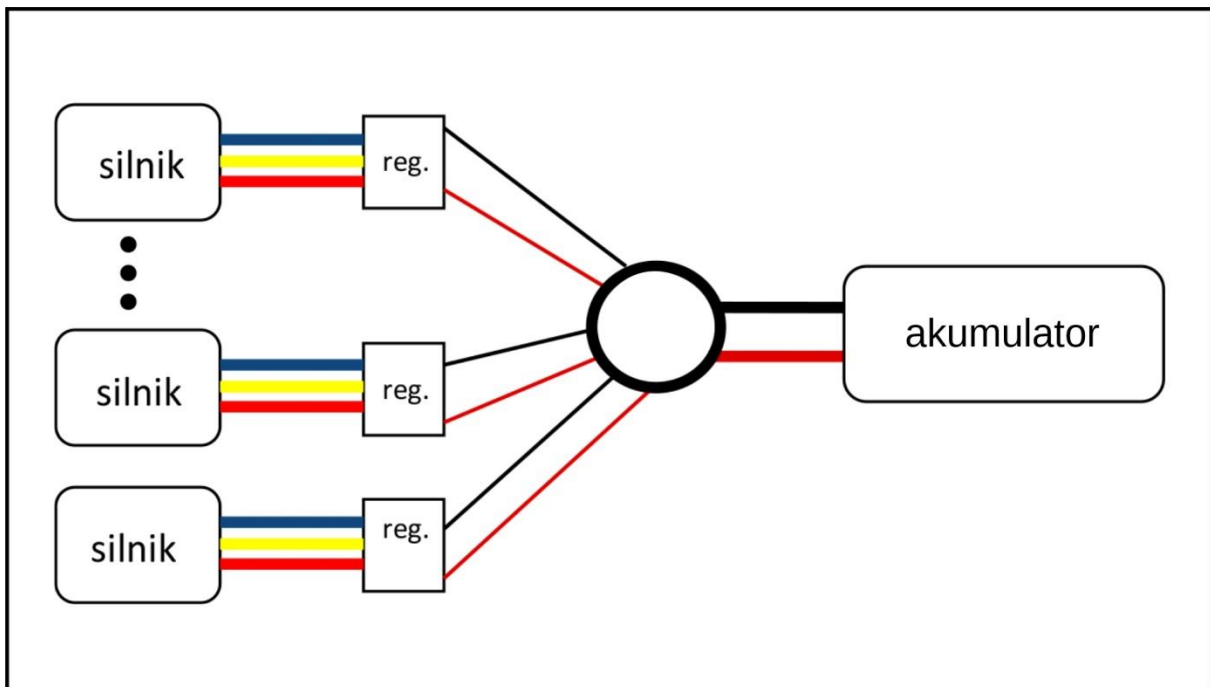
Jak wspomniano wcześniej, zespół śmigieł o małej średnicy powinien zapewnić ciąg i moc niezbędną do lotu poziomego oraz nadmiar mocy do wznoszenia jak dla tradycyjnego układu napędowego by zachować zbliżone charakterystyki lotne statku powietrznego. W tabeli 6.2 przedstawiono teoretyczne wartości ciągu i mocy, jakie powinny generować śmigła w zależności od liczby zespołów uzyskane poprzez podzielenie wartości mocy i ciągu niezbędnego do lotu przez liczbę śmigieł.

Tab. 6.2 Teoretyczna moc i ciąg generowane przez śmigła

Liczba śmigieł	1	2	4	6	8	10	12	14	16
Moc [W]	7200	3600	1800	1200	900	720	600	514,3	450
Ciąg [N]	259,2	129,6	64,8	43,2	32,4	25,92	21,6	18,5	16,2

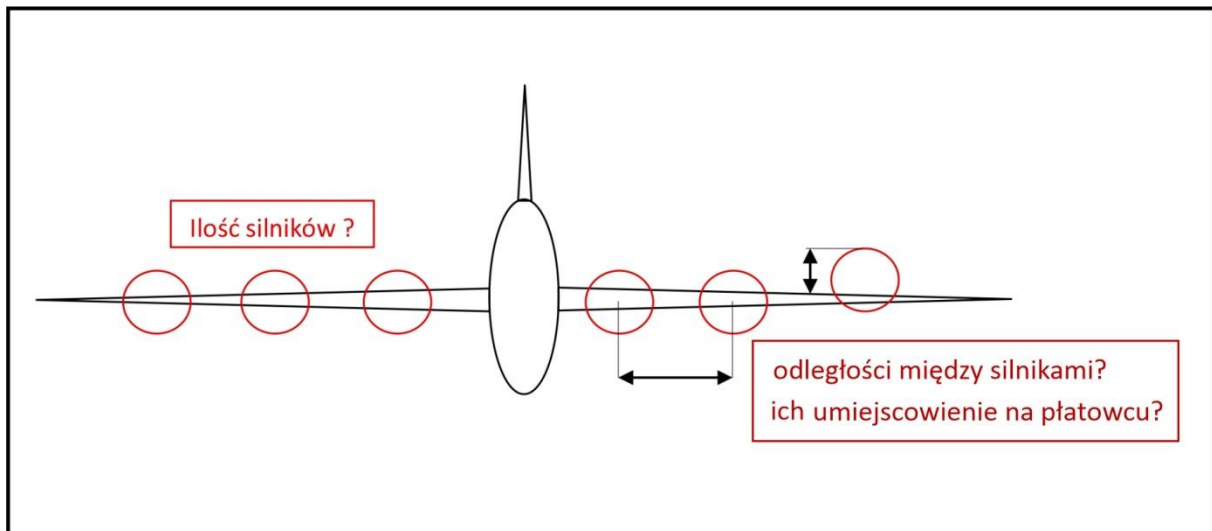
Aby zapobiec interferencji śmigieł na siebie w czasie pracy, ich liczba nie może być zbyt duża. Oznacza to, że separacja powinna zapewnić odległość pomiędzy końcówkami śmigieł stanowiącą przynajmniej połowę średnicy śmigła. Odległość między śmigłami wstępnie można wyznaczyć dzieląc rozpiętość skrzydła przez liczbę umieszczonych na nim silników. Dodatkowo, strugą zaśmigłową powinna być pokryta jak największa powierzchnia skrzydła. Dobrany w ten sposób zespół napędowy musi być skonfrontowany zarówno z modelem

matematycznym, symulacjami CFD i jeśli to możliwe, eksperymentem walidującym analizę przepływową. Uproszczony schemat elektryczny napędu rozproszonego pokazano na rysunku 6.1. Silniki korzystają z jednego źródła energii (np. akumulatora), lecz układ sterowania i regulacji powinien być oddzielony dla każdego silnika. Taka architektura systemu może ułatwić w sterowanie różnicowe, tj. różnicowanie ciągu silników w zależności od potrzeb energetycznych wykonywanego manewru.



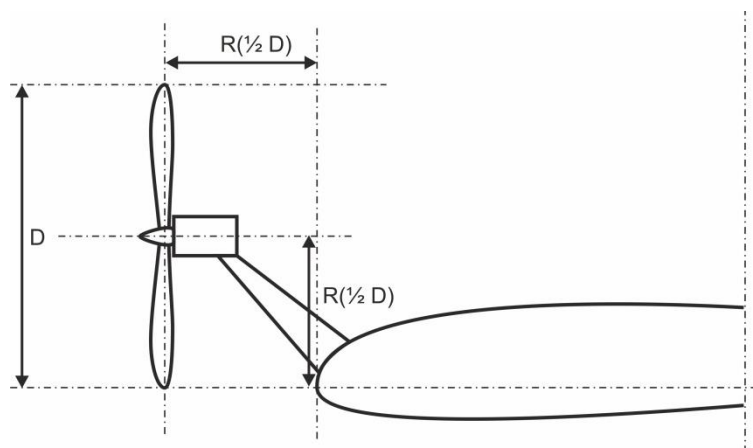
6.1. Uproszczony schemat napędu rozproszonego,

Ideę rozplanowania komórek napędu, przedstawiono na rysunku 6.2. Dzięki odpowiedniemu umieszczeniu silników wraz z śmigłami względem siebie oraz elementów płatowca należy szukać najkorzystniejszego układu – takiego gdzie interferencja między podzespołami samolotu będzie ograniczona lub uzyskane zostaną dodatkowe korzyści (np. polepszenie wartości współczynnika siły nośnej dla tej samej prędkości lotu).



6.2. Ideogram doboru napędu rozproszonego

Zakładając, że śmigła będą umieszczone w odległości równej promieniowi śmigła [23], [32] od krawędzi natarcia (jak przedstawiono na rysunku 6.3), na tym etapie badań, śmigło będzie traktowane jako izolowane. Pomija się ewentualną interferencję między śmigłem a skrzydłem [31], [53].



6.3. Wstępne umiejscowienie śmigła względem krawędzi natarcia skrzydła

Na tym etapie doboru zespołu napędowego pomija się ewentualne zyski aerodynamiczne charakterystyki płatowca w locie spowodowane przyspieszeniem strugi powietrza – brak jest możliwości podania poprawnej prędkości strug zaśmigłowych, a tym samej poprawnej kalkulacji zmiany wartości współczynników siły nośnej i oporu. Zjawiska te zostały poddane zarówno analizie teoretycznej jak i eksperymentalnej (CFD) oraz przedstawione w późniejszych rozdziałach pracy.

Przyjęto następujące założenia do obliczeń w trakcie doboru rozproszonego napędu do samolotu:

- zespół silników sumarycznie powinien rozwinąć moc 40 [kW] podczas startu;

- moc i ciąg niezbędne do lotu powinny odpowiadać zakresowi 7,2 [kW] i 260 [N] przy prędkości poziomej 100 [km/h], przedział wysokości lotu 500-2000 [m], na podstawie projektu aerodynamicznego AOS H2[83];
- separacja śmigieł między ich końcówkami stanowi minimum połowę średnicy śmigła, w innym przypadku należy obliczyć tzw. wydłużenie śmigła (analogicznie jak w przypadku wydłużenia płata) [50] i porównać z planowanym odstępem między śmigłowym [75];
- odstęp śmigła od krawędzi natarcia pokazano na rysunku 6.3, śmigło w ten sposób traktowane jest jako izolowane i pomija się wpływ interferencji między nim a skrzydłem;
- masa startowa statku powietrznego z napędem rozproszonym powinna być taka sama lub zbliżona jak w przypadku tradycyjnie rozwiązanego układu napędowego.

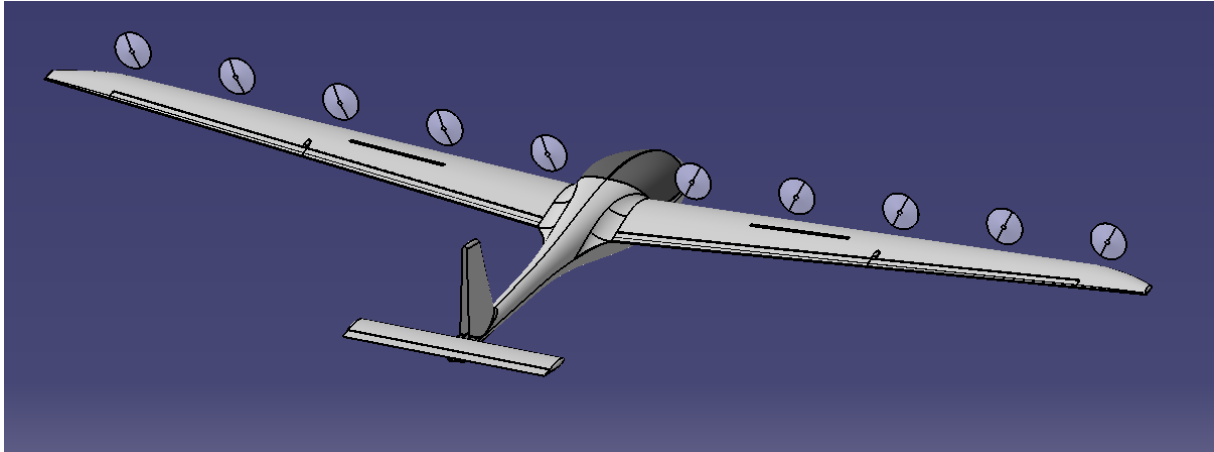
6.3 Układ konstrukcyjny wybrany do dalszej analizy

Bazując na danych zawartych w tabeli 6.2 oraz parametrach silników elektrycznych o mocach do 4 [kW] [91], [92], do dalszej analizy wybrano jako przykładowy układ dziesięćśmigłowy (po 5 na skrzydło) z silnikami AXI 8120/14. Wybór ten był podyktowany następującymi powodami:

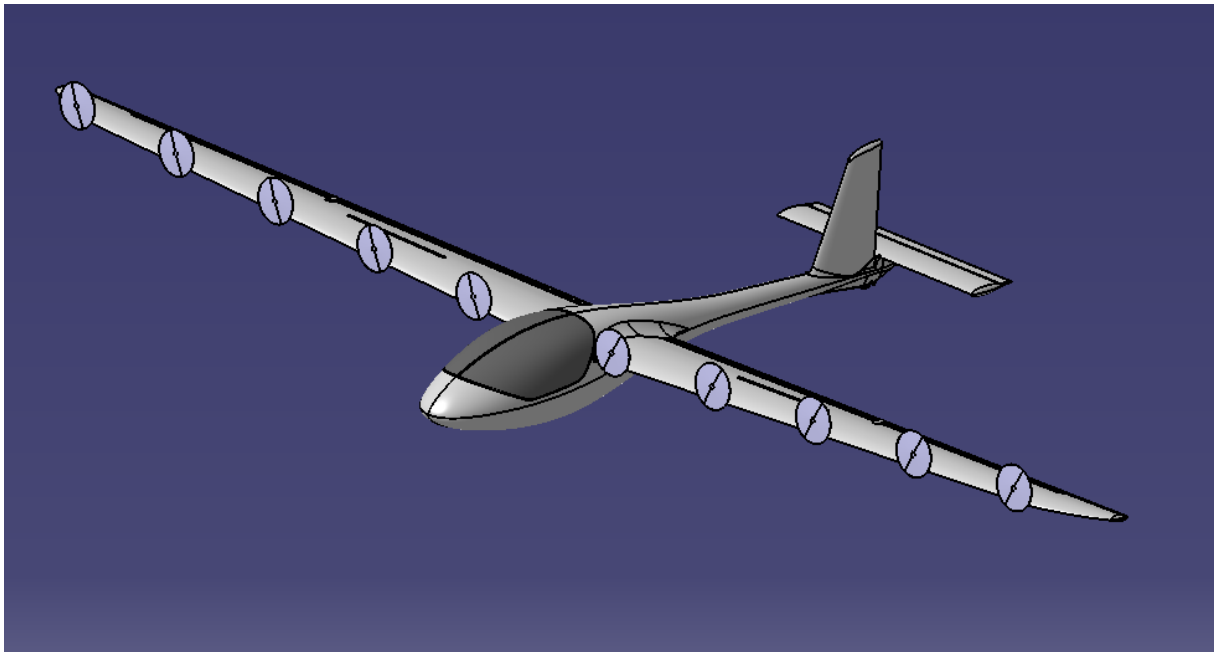
- dostęp do silników o mocach około 4 [kW] i wysokiej sprawności (powyżej 90%)
- odpowiednia według założeń początkowych separacja śmigieł
- niska masa silników i ich łatwa obsługa
- pokrycie znacznej powierzchni skrzydła strugami zaśmigłowymi.

Dodatkowo przeprowadzono wstępne obliczenia dla innych wariantów napędu (np. po 3, 4, 8 na skrzydło), jednakże w takich konfiguracjach nie znaleziono odpowiednich silników elektrycznych (o odpowiednio niskiej masie lub wystarczającej mocy) lub wstępnie skalkulowane średnice śmigieł były za duże w stosunku do wzajemnego położenia komórek napędu. W przypadku większej liczby zespołów napędowych przypadających na skrzydło niż 6, zachodziły problemy z uzyskaniem zadowalającej sprawności (obliczeniowej) zarówno śmigieł, jak i silników.

Dla przyjętego układu dobrano śmigła tak, aby zapewnić efektywne osiągi samolotu i zredukować pobór energii ze źródła energii samolotu. Na rysunku 6.4 i 6.5 przedstawiono wizualizację przykładowego napędu rozproszonego do płatowca AOS H2.



6.4. Wizualizacja motoszybowca AOS z napędem rozproszonym



6.5. Wizualizacja motoszybowca AOS z napędem rozproszonym

Śmigła zostały rozstawione w równej odległości co 1,55 [m], pierwsza komórka napędu (śmigło z silnikiem elektrycznym) zostało umieszczone w odległości 0,9 [m] od końcówki skrzydła do osi silnika. Takie umieszczenie geometryczne wynikało z konstrukcji płatowca i chęci zachowania odpowiedniej odległości od krawędzi przejścia między kadłubem a skrzydłem. Na tym etapie przewidywano, że średnice śmigieł będą wynosić od 0,4 do 0,65 [m].

Posuw śmigła jest to stosunek prędkości liniowej (lotu) do prędkości obwodowej śmigła i opisany wzorem (7.1) [50]:

$$J = \frac{V}{n \cdot D} \quad (7.1)$$

gdzie:

J – posuw [-]

V – prędkość lotu [m/s]

n – obroty śmigła [obr/s]

D – poszukiwana średnica śmigła [m].

Współczynnik pozwalający odnaleźć poszukiwaną średnicę śmigła nazywamy bezśrednicową cechą śmigła przedstawioną wzorem (7.2) [50], [80]:

$$C_s = V \cdot \sqrt[5]{\frac{\rho}{N_{\dot{s}m} \cdot n^2}} \quad (7.2)$$

gdzie:

ρ – gęstość powietrza [-]

$N_{\dot{s}m}$ – moc generowana przez śmigło [W].

Moc generowana przez śmigło zależy od jego średnicy i prędkości obrotowej oraz sprawności (7.5).

Sprawność śmigła stanowi stosunek mocy dostarczonej do śmigła na wale silnika do mocy generowanej przez śmigło:

$$\eta_{\dot{s}m} = \frac{N_{\dot{s}m}}{N_{sil}} = \frac{P_{\dot{s}m} \cdot V}{N_{sil}} = J \cdot \frac{C_P}{C_N} \quad (7.3)$$

gdzie:

N_{sil} – moc odbierana przez śmigło (moc silnika) [W].

$P_{\dot{s}m}$ – ciąg śmigła [N]

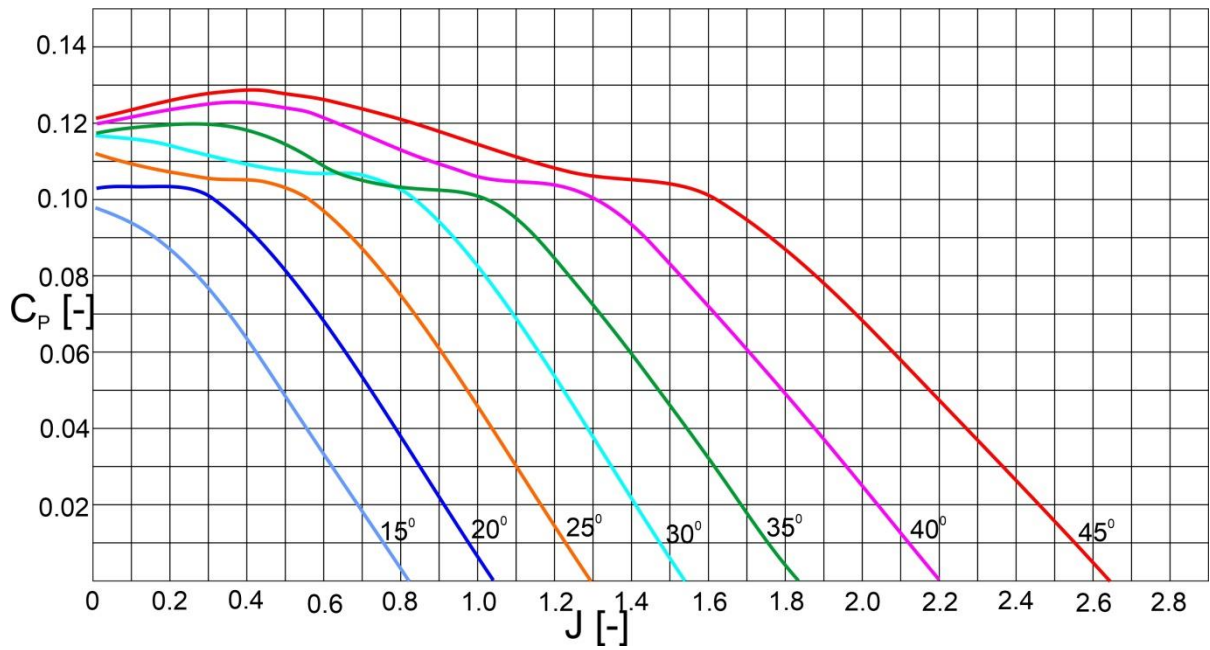
C_P – cecha ciągu śmigła [-] opisana wzorem:

$$C_P = \frac{P_{\dot{s}m}}{\rho \cdot n^2 \cdot D^4} \quad (7.4)$$

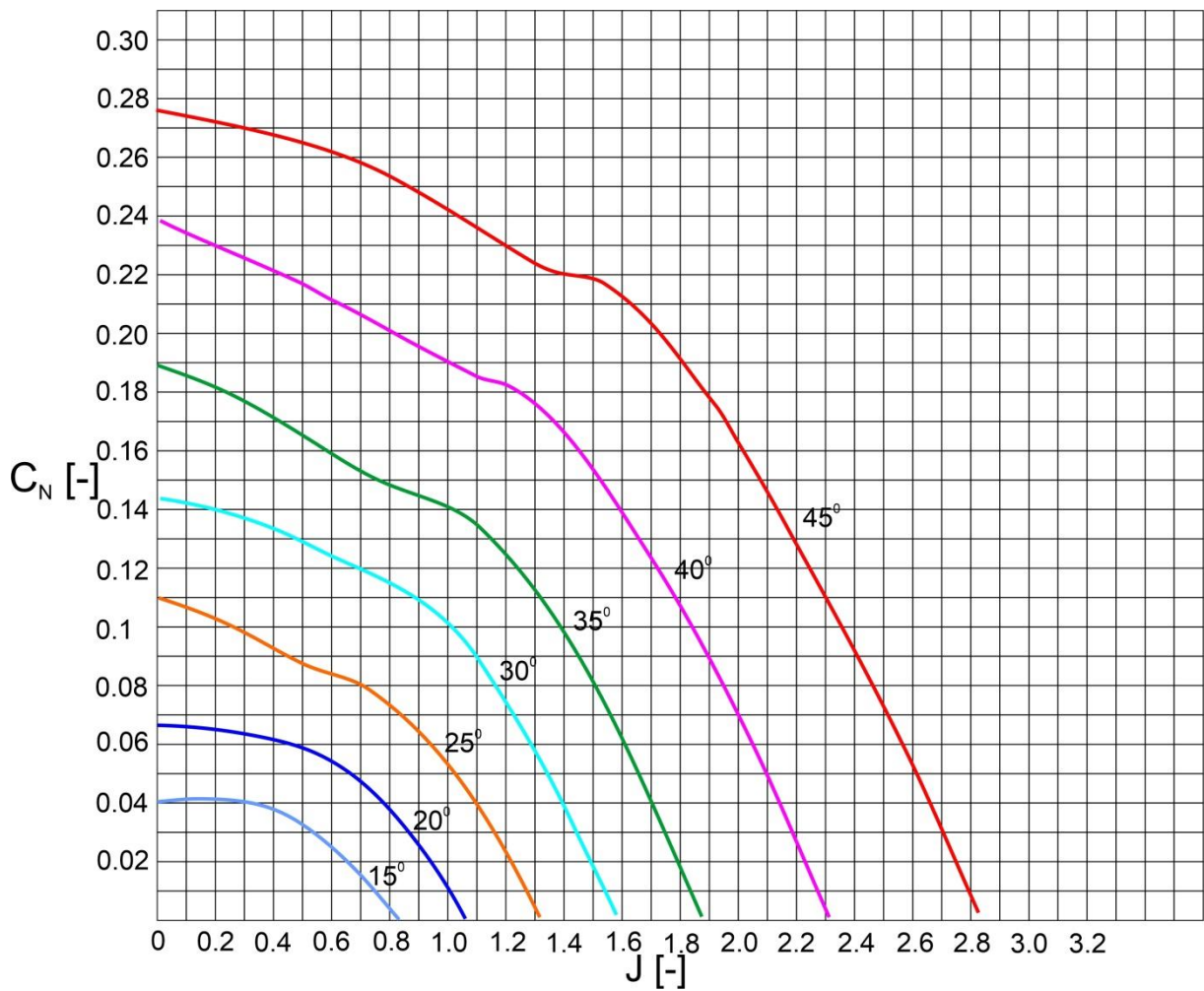
C_N – cecha mocy śmigła [-]

$$C_N = \frac{N_{sil}}{\rho \cdot n^3 \cdot D^5} \quad (7.5)$$

Na wykresach 7.2 i 7.3 przedstawiono zależność między cechą ciągu i posuwem oraz cechą mocy i posuwu.



7.2. Charakterystyka profilu Clark-Y – cecha ciągu w funkcji posuwu [39]



7.3. Charakterystyka profilu Clark-Y – cecha mocy w funkcji posuwu [39]

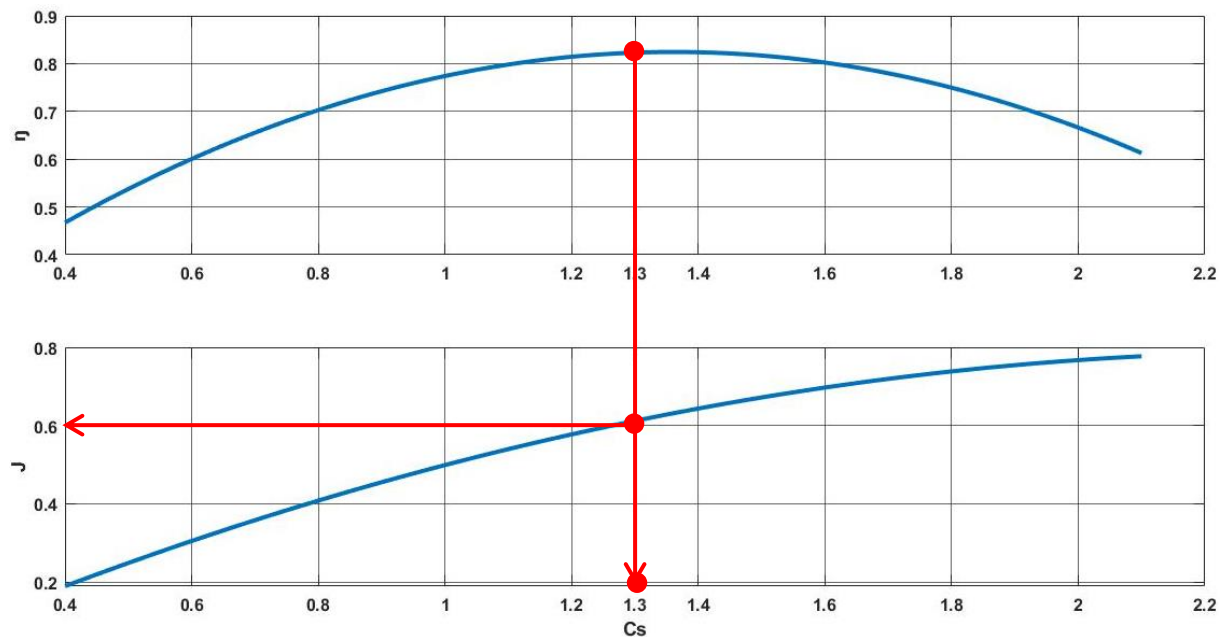
Na podstawie charakterystyk śmigła oraz przedstawionych wzorów dokonuje się doboru właściwej średnicy śmigła i sprawdzenia parametrów pracy śmigieł. Dzięki temu można zapewnić odpowiednie osiągi samolotu.

7.2. Dobór śmigła do napędu rozproszonego dla motoszybowca AOS H2

Dobór śmigła oparto na założeniu wykorzystania 10 silników oraz śmigieł rodziny Clark-Y, dla założeń napędu rozproszonego z rozdziału 6. Parametry lotu zostały przyjęte dla prędkości 100 [km/h] i zostały przedstawione w poprzednim rozdziale (tabela 6.1).

Przyjmując moc generowaną przez jedno śmigło w przypadku napędu tradycyjnego dla lotu poziomego jako 7200 [W] to przypadku użycia 10 silników wynosi ona 720 [W] na jedno śmigło (tabela 6.2).

Z charakterystyki przedstawionej na rysunku 7.1 odczytano dla maksymalnej sprawności dla danego kąta nastawy łopaty cechę bezśrednicową C_s i odpowiadający jej posuw. Zostało to zaprezentowane na rys 7.4. Uzyskane wartości przedstawiono w tabeli 7.1.



7.4. Charakterystyka profilu Clark-Y – odczyt cechy średnicowej i posuwu dla najwyższej sprawności śmigła dla kąta 15° nastawy łopaty

Tab. 7.1 Zależność kąta natarcia łopaty śmigła od cechy bezśrednicowej śmigła, posuwu i sprawności

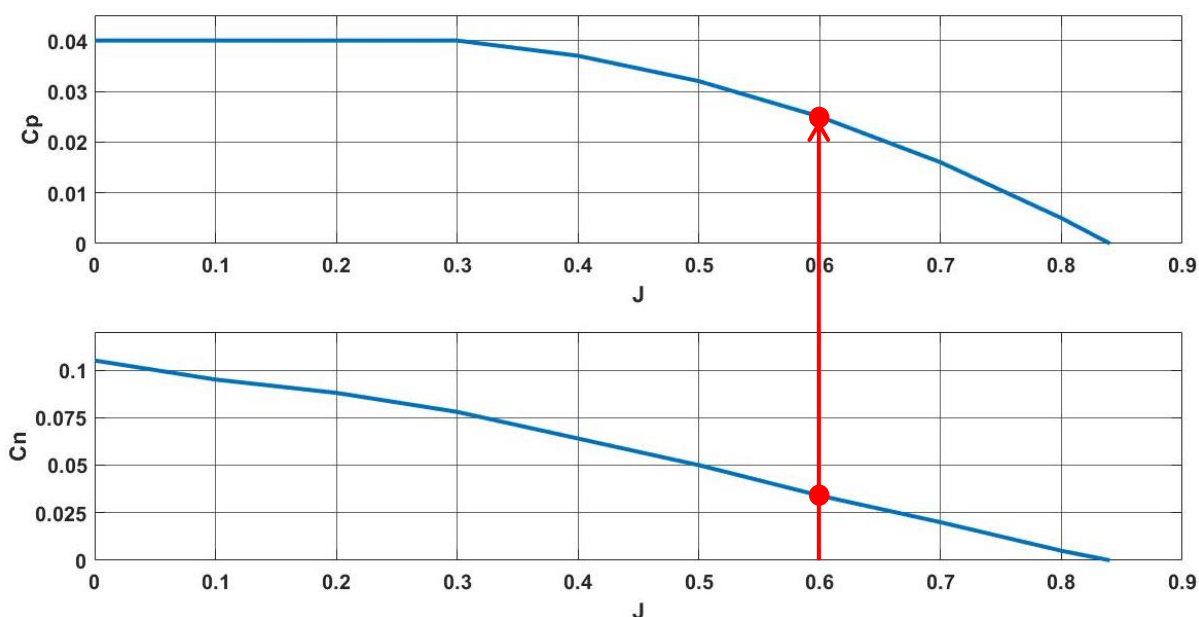
α [°]	C_s	J	η_{sm}
15	1,3	0,6	0,84
20	1,6	0,82	0,9
25	2	1,2	0,92
30	2,15	1,25	0,91
35	2,3	1,42	0,91
40	2,6	1,7	0,9
45	2,9	2	0,9

Z uzyskanych wartości z tabeli 7.1 można, przekształcając wzór (7.2), podstawiając wartość 720 [W] za moc śmigła (N_{sm}) wyznaczyć prędkość obrotową śmigła, a po jej uzyskaniu, wykorzystując wzór (7.1) można wyznaczyć średnicę śmigła dla znanego posuwu i prędkości obrotowej. Uzyskane średnice śmigieł dla różnych kątów nastawy łopaty i ich obroty przedstawiono w tabeli 7.2.

Tab. 7.2 Wyznaczone średnice śmigieł i odpowiadające im prędkości obrotowe

α [°]	D [m]	n [obr/s]
15	0,53	87
20	0,65	52
25	0,78	30
30	0,9	25
35	0,94	21
40	1,1	16
45	1,2	12

Na tym etapie badań można już odrzucić śmigła o kątach natarcia α powyżej 25°. Duża średnica śmigieł i stosunkowo niska prędkość obrotowa nie zapewnią zadowalających rezultatów osiągowych. Kolejnym problemem może być wzajemne oddziaływanie strug śmigłowych na siebie – może wystąpić problem z odpowiednią separacją śmigieł, a wzajemne zaburzenie powietrza może obniżyć sprawność i efektywność ich pracy. Dla znanych wartości posuwu odczytano wartości C_p i C_N bazując na charakterystykach przedstawionych na rysunkach 7.2 i 7.3, co pokazano na rysunku 7.4.



7.4. Charakterystyka profilu Clark-Y – odczyt cechy ciągu i mocy dla kąta 15 i znanego posuwu

Korzystając z wyrażen (7.4) oraz (7.5) i podstawiając wartości prędkości obrotowej śmigła i jego średnicy, wyznaczono ciąg śmigła i moc pobieraną przez śmigło od silnika. Uzyskane wartości mocy i ciągu dla śmigieł o różnych kątach nastawienia łopaty zaprezentowano w tabeli 7.3.

Tab. 7.3 Uzyskane osiągi śmigieł

α [°]	n [obr/s]	D [m]	$\eta_{\text{śm}}$	C_P	P [N]	C_N	N_{sil} [W]	$N_{\text{śm}}$ [W]
15	87	0,53	0,84	0,035	26	0,025	859,5	722
20	52	0,65	0,9	0,038	22,8	0,0346	705	634,5
25	30	0,78	0,92	0,015	6	0,0196	181	166,7

Na podstawie danych zawartych w tabeli 7.3 można zauważyć, że wymaganą wartość ciągu zapewnia jedynie śmigło o kącie nastawy łopaty 15° oraz średnicy 0,53 [m].

W dalszej kolejności należało sprawdzić, czy zespół śmigieł o takiej średnicy spełni warunek nadmiaru mocy i ciągu, jak w przypadku tradycyjnego zespołu napędowego. W tym celu dla poszczególnych posuwów śmigła o kącie nastawy łopaty 15° odczytano z charakterystyki jego cechy mocy i ciągu. Za pomocą wzoru (7.1) z posuwu wyznaczono prędkości obrotowe, natomiast ze wzorów (7.4) i (7.5), po podstawieniu wartości współczynników cech bezwymiarowych śmigła, wyznaczono wytwarzane przezeń moc i ciąg. Wyniki zestawiono w tabeli 7.4.

Tab. 7.4 Moc i ciąg śmigła dla różnych prędkości obrotowych

J	$\eta_{\text{śm}}$	n [obr/s]	C_P	P [N]	C_N	N_{sil} [W]	$N_{\text{śm}}$ [W]
0,2	0,44	261	0,088	2525	0,04	294947	70050
0,3	0,585	174	0,078	585	0,04	36868	16222
0,4	0,692	131	0,064	106	0,037	4263	2950
0,425	0,708	123	0,06	88	0,036	3458	2450
0,45	0,707	116	0,055	72	0,035	2832	2002
0,46	0,73	114	0,054	68	0,034	2576	1881
0,48	0,78	109	0,053	61	0,0325	2167	1696
0,5	0,781	104	0,05	53	0,032	1888	1475
0,6	0,84	87	0,035	26	0,025	859,5	722
0,7	0,875	75	0,02	11	0,016	345	301
0,8	0,8	65	0,005	2	0,005	72	58

W tabeli 7.4 kolorem czerwonym zaznaczono zakresy pracy śmigieł przekraczające możliwości i parametry napędowe silnika – przyjęty silnik AXI nie jest w stanie zapewnić takich parametrów mocy na wale napędowym. Jasnozielonym kolorem wskazano zakresy nadmiaru mocy i ciągu umożliwiające swobodne wznoszenie samolotu, zakresy te odpowiadają parametrom tradycyjnego zespołu napędowego. Natomiast ciemnozielonym kolorem zaznaczono pracę śmigła dla zakresu przelotowego.

W tabeli 7.5 zestawiono osiągi napędu rozproszonego i tradycyjnego dla zakresu przelotowego.

Tab. 7.5 Porównanie parametrów do lotu poziomego z prędkością 100 [km/h] dla motoszybowca AOS H2 dla różnych napędów

$N_{\text{śm}}$ [W]	P_N [N]	$\eta_{\text{śm}}$	N_{sil} [W]
Wariant rozproszony			
7220	260	0,84	8600
Wariant skupiony			
7200	259,2	0,8	9000
Różnica			
20	0,8	0,04	400

Stosując zaprezentowaną metodykę analizowano różne konfiguracje napędu rozproszonego dla motoszybowca AOS H2.

7.3. Podsumowanie obliczeniowego etapu doboru napędu rozproszonego

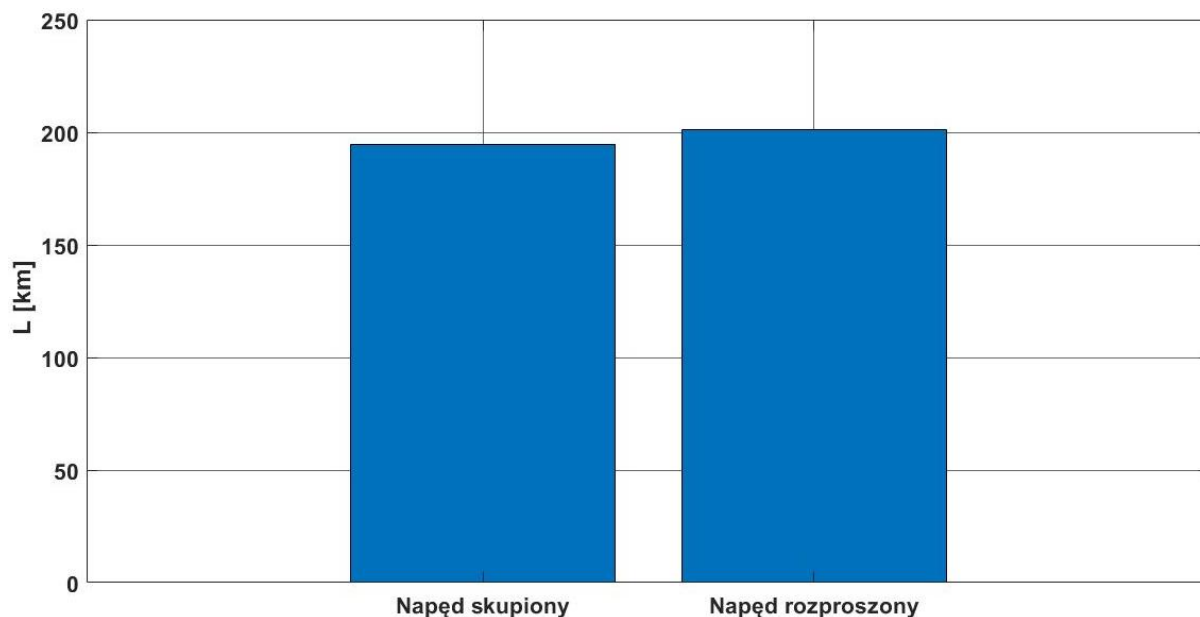
Dla przyjętej konfiguracji napędu rozproszonego przygotowano szacunkowe przybliżenie masy elementów takiego zespołu napędowego i porównano go z konfiguracją motoszybowca z napędem skupionym. Wartości zamieszczone w tabeli zestawiono na podstawie danych technicznych elementów napędu oraz prac własnych (ważenie niektórych elementów jak np. okablowanie).

Tab. 7.6 Porównanie parametrów masowych elementów napędu rozproszonego i skupionego

napęd skupiony		napęd rozproszony	
zespół	masa [kg]	zespół	masa [kg]
silnik Emrax 268	17	10 x AXI 8120	6,75
falownik silnika	7	10x regulator silnika	2
instalacja prądowa	7	instalacja prądowa	20
maszt	8	10 x łoża silnikowe	7
mocowanie masztu	2	układ balansujący między źródłem energii a regulatorami silników	10
śmigło	4	10 x śmigło	1
łączna masa	45	łączna masa	45,75

Jak można zauważyć, szacunkowe porównanie masowe bilansuje się prawie w stosunku 1:1 i na etapie koncepcyjnym wiedza taka jest wystarczająca do przeprowadzenia dalszych analiz.

Przeprowadzona analiza danych dotyczących przykładu obliczeniowego wskazuje, że odpowiednio skonfigurowany napęd może pracować z większą sprawnością. Dzięki większej sprawności śmigieł silniki pobierają niższą wartość mocy ze źródła energii. Przekłada się to na mniejszy pobór prądu ze źródła energii. Stosując wzory przedstawione w rozdziale 4 i przyjęty profilu misji, na etapie badań nieuwzględniających wpływu parametrów aerodynamicznych i ewentualnych korzyści zeń wynikających, dla prędkości 100 [km/h] wyznaczono zasięg i długotrwałość lotu, pomniejszając tę wartość o energię zużytą na start i wznoszenie. Uzyskane wstępne wyniki kalkulacji przedstawiono na wykresie (rys. 7.5).



Rys. 7.5. Wyniki wstępnych obliczeń zasięgu dla dwóch rodzajów napędów

Zasięg dla napędu rozproszonego wzrósł o około 7 [km], co przekłada się na zwiększenie długotrwałość lotu o około 5 minut (do około 120 minut). Osiągi motoszybowca AOS H2 po zastosowaniu napędu rozproszonego uległy poprawie o 4 % w stosunku do tradycyjnego rozwiązania układu napędowego.

Na tym etapie można zauważyć, że potencjalne zyski z zastosowania napędu rozproszonego są niewielkie. Przyjęto, że dopiero uwzględnienie zmiany aerodynamiki przepływu wokół skrzydeł, może przynieść znaczą poprawę parametrów osiągowych statku powietrznego. Analiza ta została przeprowadzona w kolejnym rozdziale pracy.

8. Analiza CFD osiągow rozproszonego zespołu napędowego

W rozdziale 8 przedstawiona zostanie analiza CFD dobranego napędu rozproszonego. Następnie zaprezentowane zostaną wyniki analizy – zmiana wartości współczynników sił aerodynamicznych samolotu AOS po zastosowaniu napędu rozproszonego.

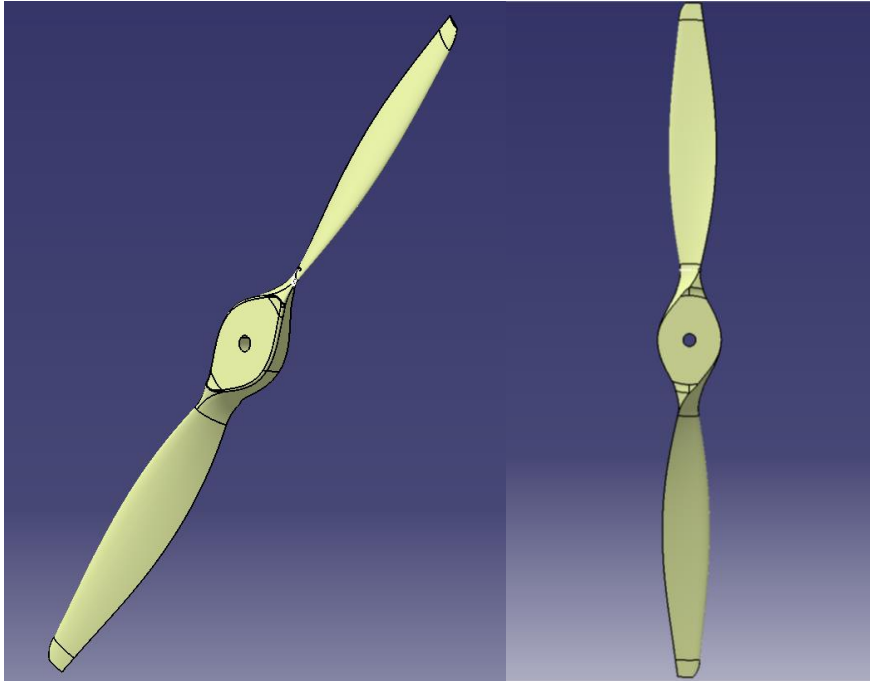
8.1. Celowość przeprowadzenia analizy CFD

Do sprawdzenia przyjętej konfiguracji napędu samolotu oraz sprawdzenia wpływu strug zaśmigłowych na poprawę parametrów aerodynamicznych statku powietrznego celem jest przeprowadzenie badań eksperymentalnych. Badania w tunelu aerodynamicznym przyjętego układu konstrukcyjnego napędu rozproszonego oraz próby w locie samolotu, jednoznacznie wskazałyby czy poprawa wskaźników energetycznych i osiągowych samolotu jest możliwa. W poniższej pracy do określenia tychże zależności aerodynamicznych, wykonano analizy CFD. Takie badania pomagają znacznie na etapie wstępnego projektowania i optymalizacji pod względem aerodynamicznym i osiągowym statków powietrznych, a także usprawniają procesy badawcze, ograniczając do niezbędnego minimum kosztowne i czasochłonne próby tunelowe i próby w locie.

Celem poniżej zaprezentowanych analiz CFD była próba określenia skali problemu i ewentualnych zysków, które mógłby napęd rozproszony przynieść po zastosowaniu w płatowcu motoszybowca AOS. Wyniki tych analiz powinny być wystarczające do wstępnego określenia ewentualnych korzyści z zastosowania napędu rozproszonego.

8.2. Przygotowanie analizy – modele geometryczne

W ramach przygotowania analizy wykonano modele geometryczne śmigła oraz wykorzystano model płatowca motoszybowca AOS H2. Wyznaczenie geometrii śmigła opierało się w głównej mierze na jego zaprojektowaniu. W oparciu o dane z rozdziału 6 i 7 dla wybranej średnicy śmigła, w sposób określony w literaturze przedmiotu [50], [80], [81], [84], wyznaczono geometrię śmigła. W pierwszej kolejności wyznaczono skok śmigła dla średnicy referencyjnej ($0,75 R$). Pozostałe wartości skoku i długości cięciwy profilu zostały obliczone jako funkcja promienia śmigła [50]. Znając wartość długości cięciw na wymiarach kontrolnych, w oparciu o dostępne bezwymiarowe koordynaty profilu Clark Y [39], wyznaczono przy pomocy programu CATIA V5 profile śmigła na danym promieniu. Uzyskany model geometryczny śmigła przedstawiono na rysunku 8.1



Rys. 8.2. Model geometryczny śmigła

Geometria piasty śmigła wynika z geometrii wałka napędowego silnika AXI 8120/12. Ze względów projektowych (bardzo mała grubość i szerokość względna profilu końcówki śmigła) konieczne było ograniczenie jego średnicy z 0,53 [m] do 0,5 [m] – przy pierwotnej wartości średnicy końcówka śmigła byłaby niemożliwa do narysowania.

Zmniejszenie średnicy śmigła pociąga za sobą zmianę jego parametrów osiągowych. By utrzymać maksymalną wartość sprawności śmigła i jego posuw, jak obliczono rozdziale 7, zwiększono jego prędkość obrotową z 5220 [obr/min] do 5400 [obr/min] (wzory 7.1 i 7.3). Przy tych parametrach śmigło dostarcza 21 [N] ciągu obliczeniowego.

Modele skrzydła oraz kadłuba pochodzą z projektu technicznego motoszybowca AOS H2. Zostały one również wykonane w programie CATIA V5. Zbudowane modele geometryczne wykorzystano do przeprowadzenia analizy w środowisku Ansys Fluent.

8.3. Analiza śmigła

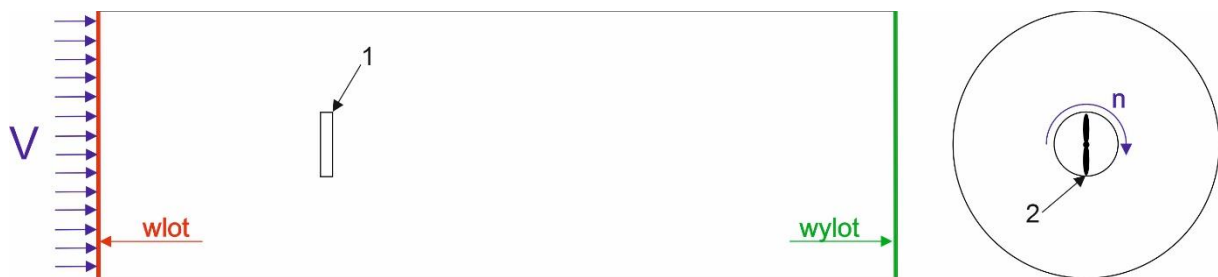
W celu wykonania analizy aerodynamicznej należało wyznaczyć prędkość strugi zaśmigłowej a dodatkowo zweryfikować obliczeniowe parametry pracy śmigła.

Do wykonania analizy założono:

- prędkość powietrza wchodząca na śmigło równa prędkości lotu $V = 100$ [km/h] (27,78 [m/s]);
- parametry pracy śmigła według wartości obliczeniowych tj. prędkość obrotowa $n = 5400$ [obr/min], obliczeniowy ciąg śmigła 21 [N];

- parametry powietrza otaczającego statek powietrzny dla wysokości 500 [m] (p_H i T_H), gęstość powietrza 1,2 [kg/m³];
- uproszczenie geometrii śmigła tak by zminimalizować możliwość wystąpienia błędów numerycznych;
- siatka objętości skończonych składała się z elementów tetrahedralnych (TED-4) [3], wielkość elementów siatki od 0,2 [mm] do 50 [mm], minimalny wymiar siatki wynikał z najmniejszej szerokości krawędzi śmigła wynoszącej 0,2 [mm].

Na rysunku 8.3 przedstawiono przyjętą do analizy domenę płynu z zaznaczonymi warunkami brzegowymi.



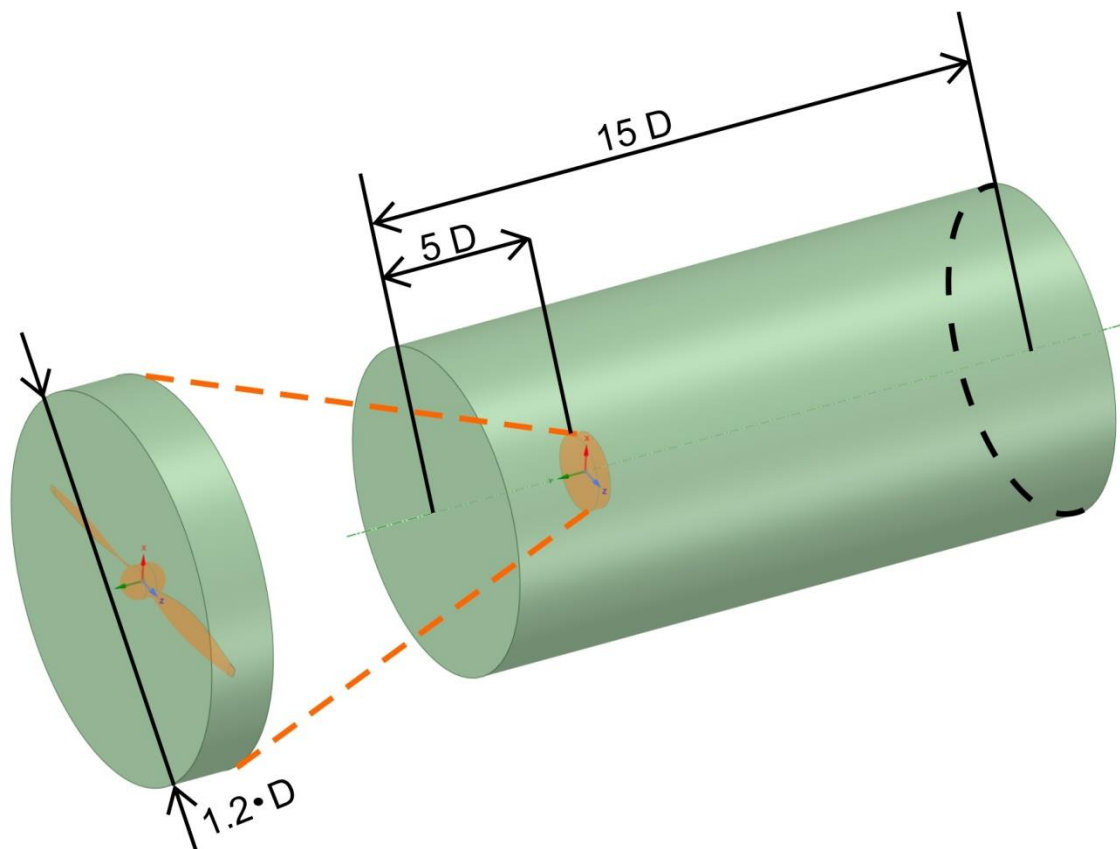
Rys. 8.3. Domena płynu z zaznaczonymi warunkami brzegowymi dla analizy przepływu powietrza przez śmigło, 1 – domena obrotowa z umieszczonym wewnątrz śmigłem, 2 – śmigło

Do wykonania analizy wykorzystano 12 rdzeni procesora po 3,3 [GHz] każdy. Jako model turbulencji przepływu zastosowano równanie k-omega, dedykowane do tego typu analiz. Wykonanie analizy według założeń przebiegało następująco.

Do poprawnego wykonania symulacji konieczne było poprawienie i uproszczenie geometrii śmigła, aby uniknąć błędów numerycznych spowodowanych koncentrowaniem się elementów siatki na krawędziach śmigła i związanych z tym zaburzeń przepływu. Zredukowano ostre krawędzie, a w rejonie piasty śmigła uproszczono konstrukcję piasty. Według literatury [50] środkowa część śmigła generuje nieznaczną tylko część siły ciągu. W związku z tym można było uprościć geometrię śmigła w jego środkowej części by uniknąć błędów obliczeniowych. Na marginesie, geometria środkowej części śmigła zależy głównie od względów wytrzymałościowych a w tej analizie względy te nie były uwzględniane.

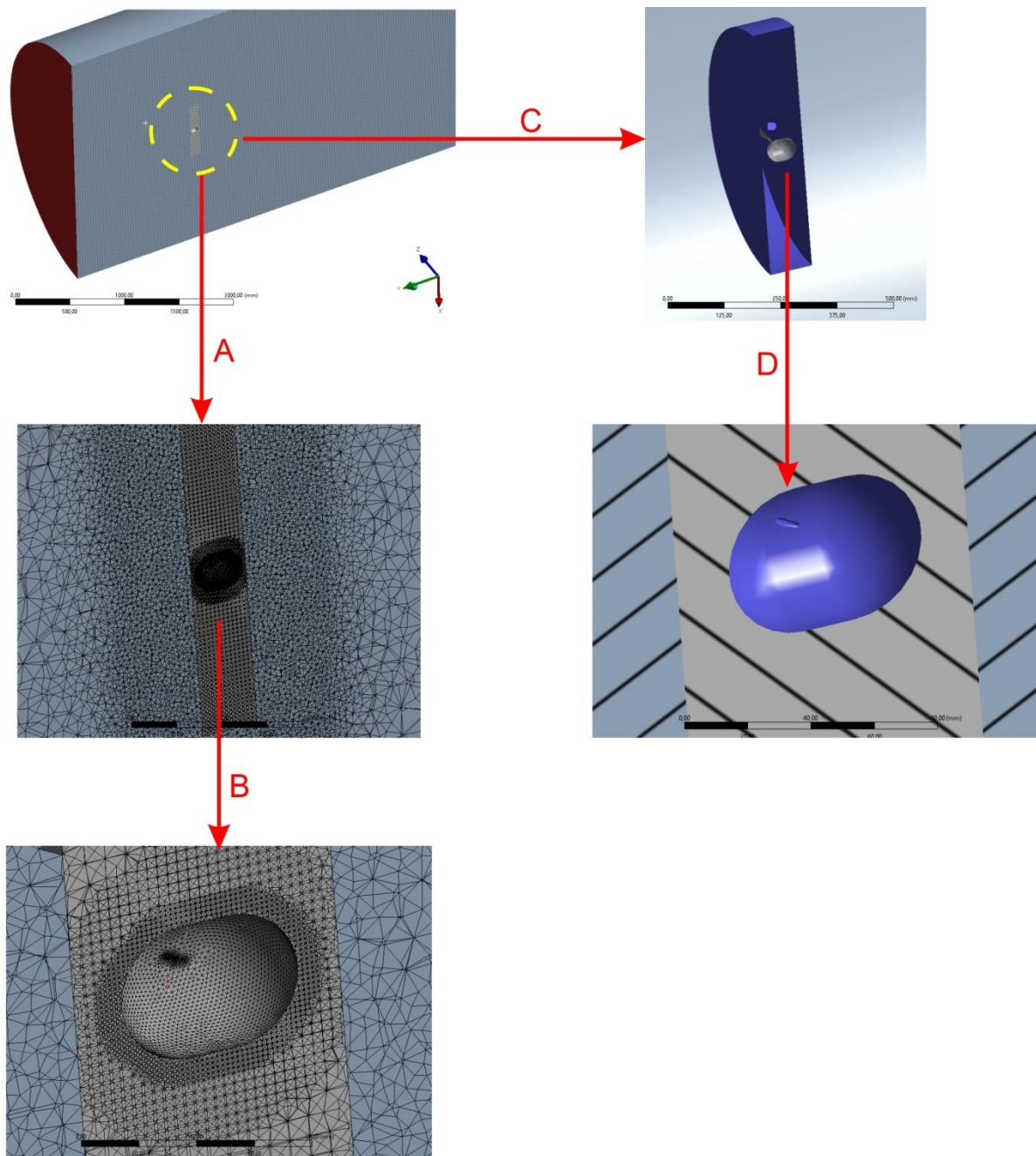
Następnie wykonano model tzw. domeny płynu. Jest to model geometryczny płynu otaczającego badany element. Modelowanie to wykonano dwustopniowo. Najpierw stworzono dysk wokół kształtu śmigła o średnicy o 1,2 razy większej od średnicy śmigła [3]. Grubość dysku stanowiła szerokość śmigła (długość piasty) powiększona o 15%. Domena ta była budowana od środka układu współrzędnych przyłożonego w centralnym punkcie śmigła.

Następnie wyznaczono objętość kontrolną, w której dysk ten rotował. Długość tej domeny przed śmigłem stanowiła pięciokrotna średnica śmigła, za śmigłem była to natomiast 10-krotność średnicy, takie wymiary geometryczne wynikają z doświadczenia i praktyki inżynierskiej przy wykonywaniu analiz tego typu. Wykorzystując opcje bulowskie generatora geometrycznego oprogramowania Ansys, dokonano resekcji domeny obrotowej tworząc „kieszę” na domenę obrotową bezpośrednio otaczającą śmigło. W ten sposób możliwe było umieszczenie domeny obrotowej wewnątrz domeny stacjonarnej. Uzyskane domeny płynu wraz z zależnościami geometrycznymi względem średnicy śmigła pokazano na rysunku 8.4.



Rys. 8.4. Domeny płynu, po lewej domena obrotowa, po prawej domena stacjonarna.

Uzyskana geometria płynu została podzielona na siatkę objętości skończonych. Jak wspomniano w założeniach, siatka składała się z elementów tetrahedralnych. Narzucono maksymalną wielkość elementu 50 [mm]. Minimalny element siatki wyniósł 0,2 [mm]. W opcjach programowych uwzględniono opcję homogenizacji siatki i kontaktu między domeną obrotową a domeną stacjonarną. Dzięki tym zabiegom bezpośrednio stykające się ze sobą elementy siatki odpowiadały sobie wielkością. Opcja ta miała na celu zminimalizowanie błędów obliczeniowych. Uzyskaną siatkę elementów skończonych i powierzchnie kontaktu pokazano na rysunku 8.5.



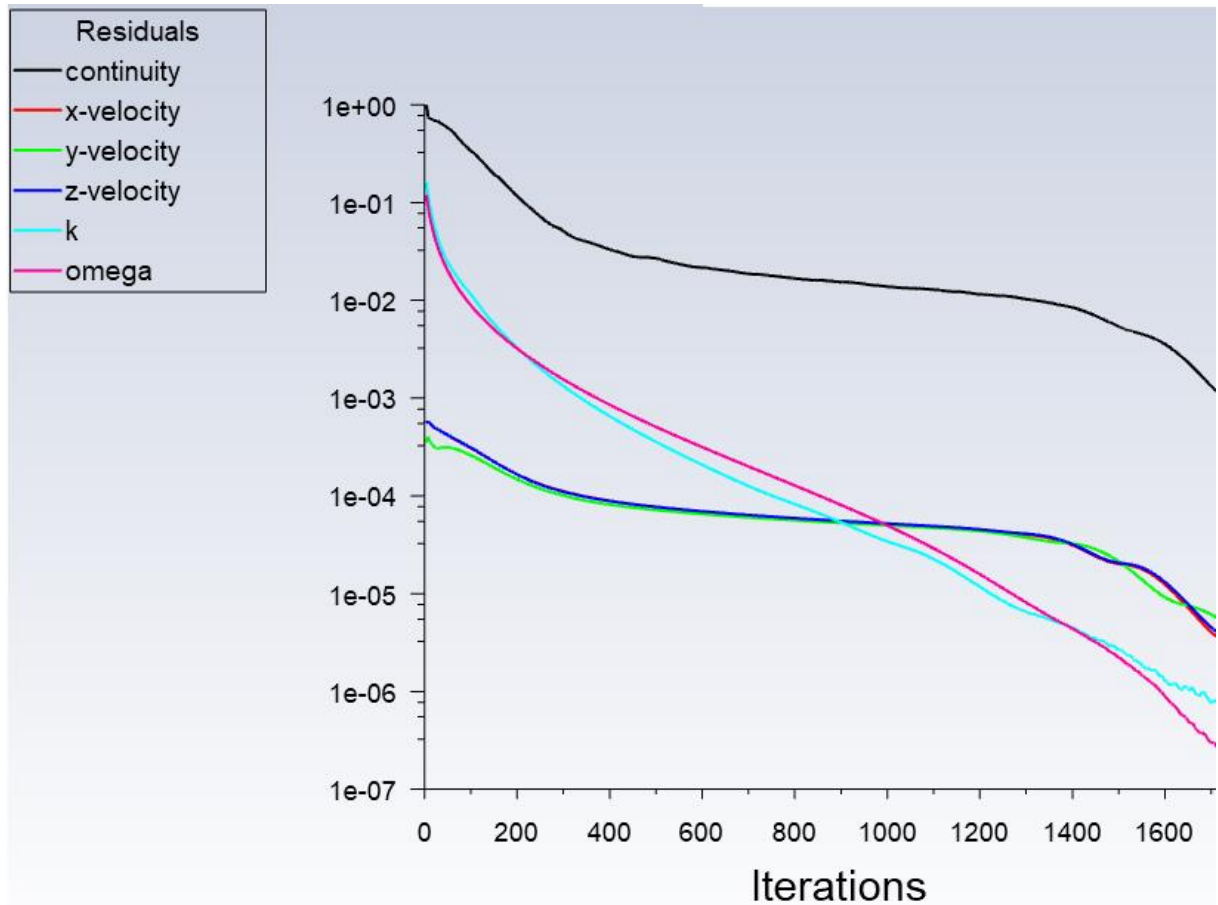
Rys. 8.5. Siatka elementów skończonych dzieląca domenę płynu

Na przedstawionym rysunku 8.5 w widokach A i B przedstawiono zagęszczenie siatki, największą gęstość siatki uzyskano na powierzchni śmigła – co można zaobserwować na widoku B (wewnątrz owalu stanowi powierzchnię śmigła, ciemny punkt w środku – to końcówka śmigła). W widoku C i D przedstawiono powierzchnie zaznaczone do zagęszczenia siatki i jednocześnie są to powierzchnie kontaktu między domenami.

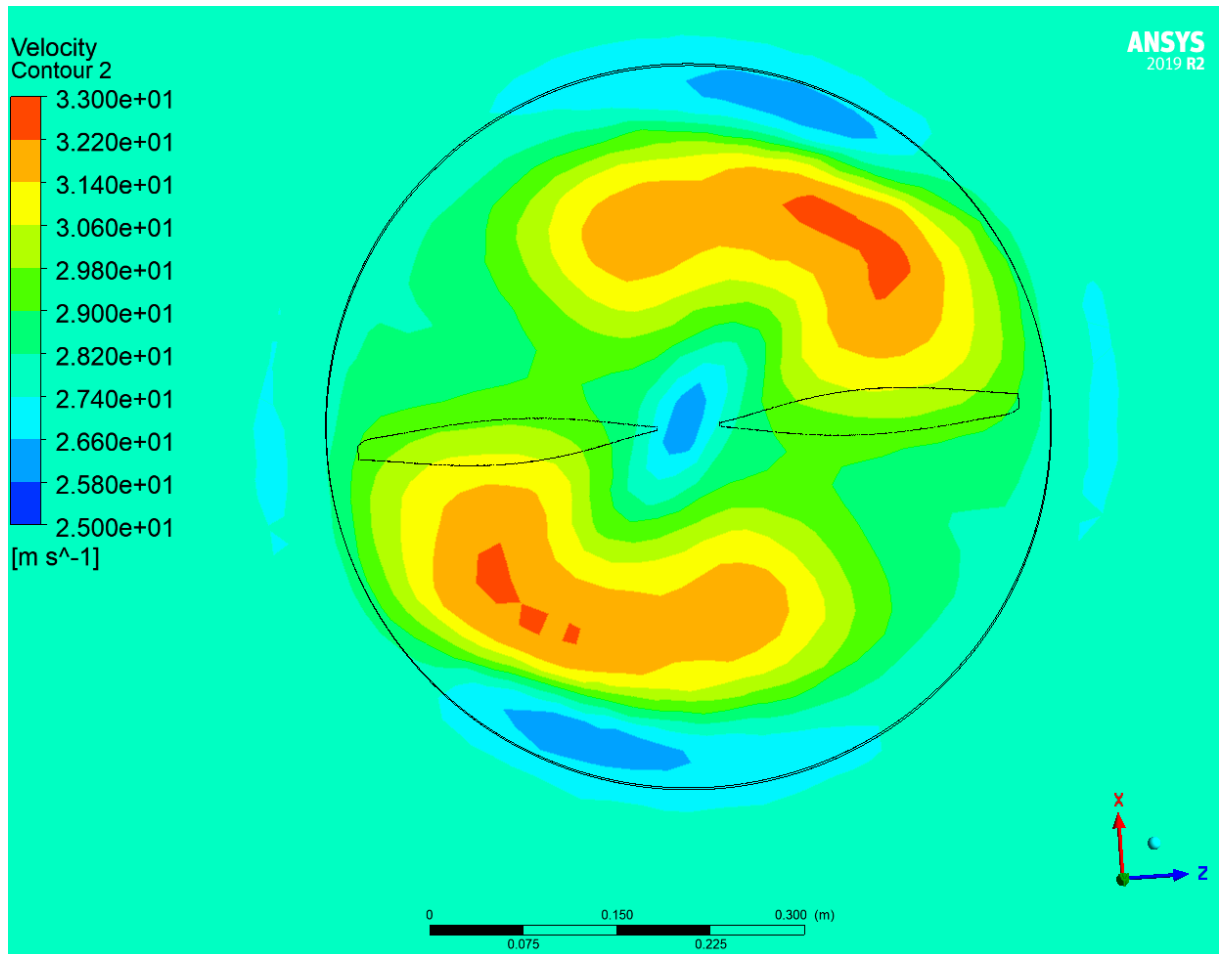
Następnie, domenie bezpośrednio otaczającej śmigła został nadany ruch obrotowy. Na wlocie do domeny stacjonarnej została nadana liniowa prędkość odpowiadająca prędkości

przelotowej – 27,78 [m/s] (100 [km/h]). Analiza ta miała na celu wyznaczenie prędkości strugi zaśmigłowej oraz poboru mocy przez śmigło w warunkach przelotowych.

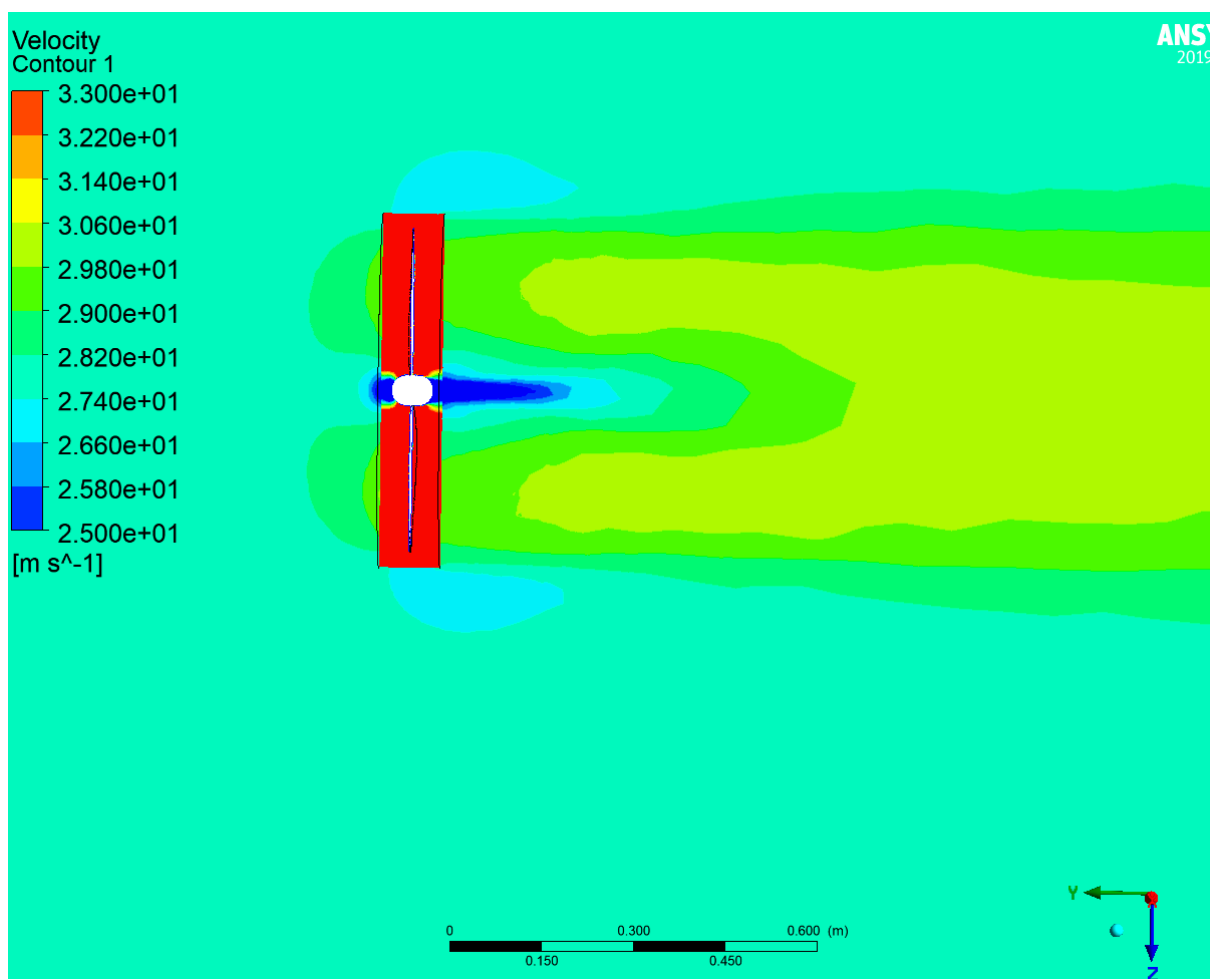
W wyniku analizy uzyskano rozkład prędkości strug powietrza i zmiany ciśnienia generowanego przez śmigło. Na rysunkach 8.6, 8.7 i 8.8 przedstawiono rozkłady tych wartości dla warunków przelotowych – prędkości lotu wynoszącej 27,8 [m/s], przy prędkości obrotowej śmigła wynoszącej 90 [obr/s].



Rys. 8.6. Wykres zbieżności analizy przepływowej śmigła



Rys. 8.7. Rozkład prędkości w widoku czołowym śmigła



Rys. 8.8. Rozkład prędkości w strudze zaśmigłowej

Na podstawie uzyskanych wyników można stwierdzić, że prędkość niezaburzonej strugi zaśmigłowej wynosi 30,6 [m/s]. Rozkład strugi zaśmigłowej, oraz rozkład prędkości w widoku czołowym śmigła podczas jego obrotu przyjął wygląd zgodny z teorią. Uzyskano ciąg śmigła wynoszący 20,93 [N], odczytany w raporcie generowanym po analizie. Wynik ten (wartość ciągu) różni się od wartości możliwej do uzyskania w sposób analityczny (tradycyjny) jedynie o 0,33 %. Jest to wartość zadowalająca i można przyjąć, że analiza została przeprowadzona poprawnie.

Wyniki tej analizy, a więc uzyskany rozkład prędkości zaśmigłowej, wykorzystano w kolejnym badaniu.

8.4. Analiza napędu zintegrowanego z płatowcem

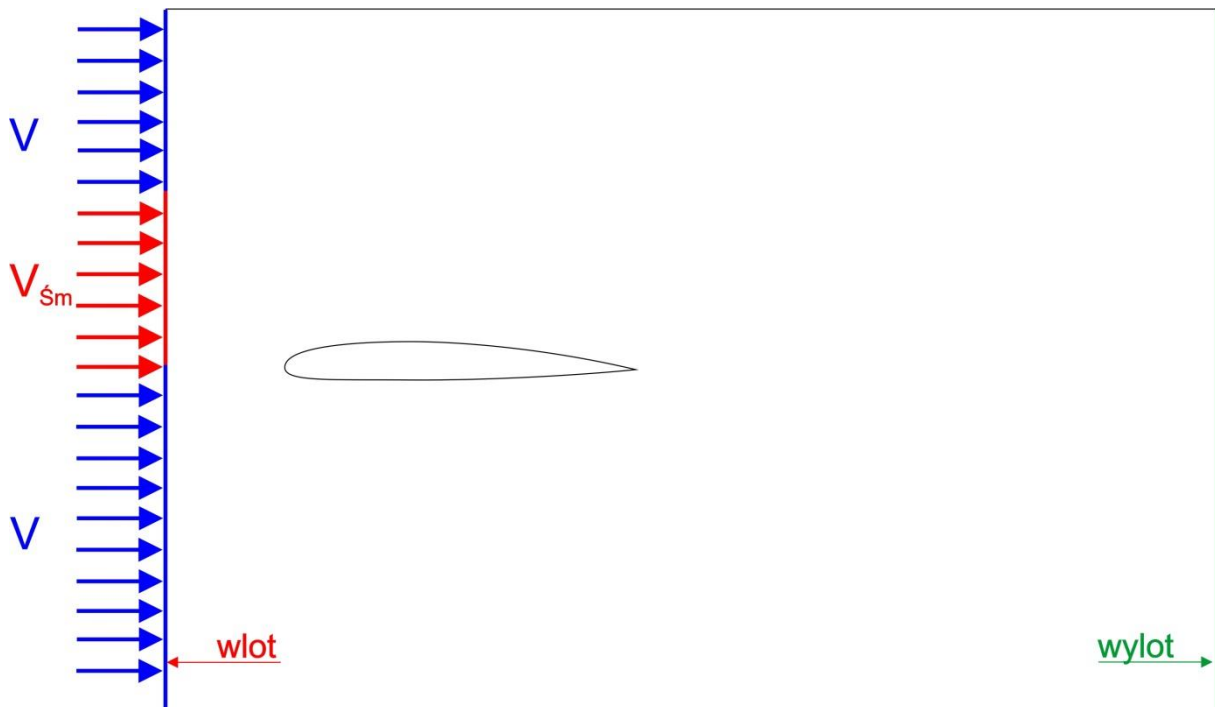
Bezpośrednim celem analizy było wyznaczenie współczynników siły nośnej i oporu dla skrzydła motoszybowca przy wykorzystaniu przyspieszonej strugi powietrza przez napęd

rozproszony. Pośrednim wynikiem było wyznaczenie współczynników siły nośnej i oporu dla motoszybowca w konfiguracji napędu rozproszonego.

Założeniami do analizy były:

- przyjęcie układu geometrycznego napędu (rozłożenie jego komórek) jak w rozdziale 6;
- przyjęcie rozkładu prędkości zaśmigłowej oraz parametrów lotu i powietrza otaczającego samolot jak dla analizy śmigła.

Schemat z zaznaczonymi warunkami brzegowymi przedstawiono na rysunku 8.9.



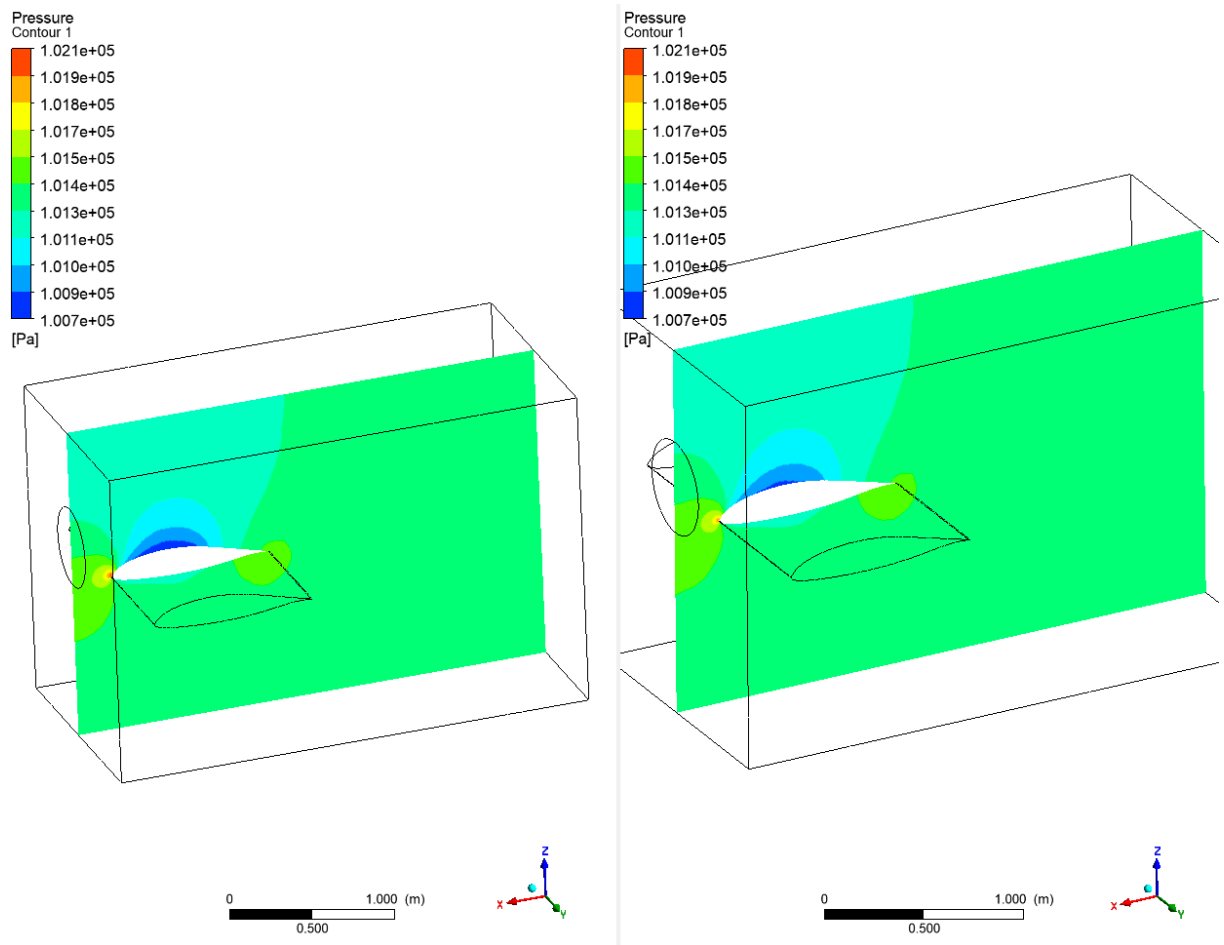
Rys. 8.9. Warunki brzegowe dla analizy aerodynamicznej skrzydła

Badanie było prowadzone wieloetapowo.

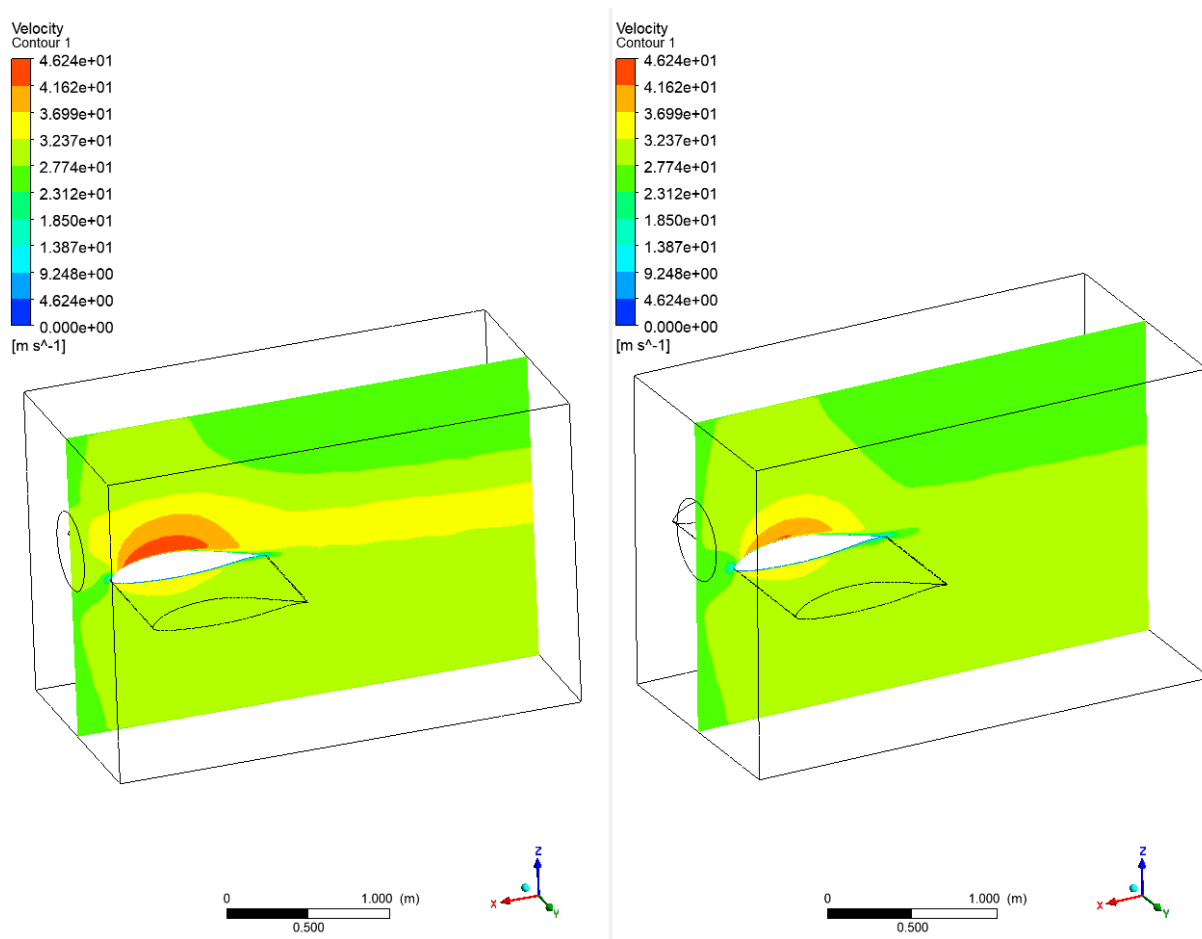
Najpierw obudowano badany element płatowca (skrzydło) domeną płynu i podzielono go na elementy skończone. Jako wartość prędkości na wlocie do domeny płynu podano prędkość 27,78 [m/s], odpowiadającą zakresowi przelotowemu. Ciśnienie i temperatura otoczenia odpowiadały warunkom statycznym na wysokości 500 metrów. Wykonano analizę strugi skrzydła bez przyśpieszonej strugi powietrza, wyznaczając współczynnik siły nośnej i oporu.

Kolejną analizę stanowiło wyznaczenie współczynników siły nośnej i oporu dla skrzydła z wykorzystaniem przyśpieszonej strugi powietrza przez śmigła. W celu wykonania tej analizy, na wejściu do domeny płynu otaczającego skrzydło wykorzystano pola prędkości zaśmigłowej z analizy CFD śmigła (widoczne na rysunkach 8.10-8.11 jako pierścienie na ścianie – wlocie do domeny płynu). W wyniku przeprowadzonych analiz wyznaczono zmianę rozkładu ciśnień i prędkości na skrzydle oraz współczynników sił aerodynamicznych skrzydła. Uzyskane wyniki

pozwołyły na określenie wpływu napędu na zmianę współczynników aerodynamicznych skrzydła. Rozkłady ciśnień i prędkości przedstawiono na rysunkach 8.10-8.11.



Rys. 8.10. Rozkład ciśnień – rysunek po lewej z oddziaływaniem napędu rozproszonego, po prawej bez oddziaływania



Rys. 8.11. Rozkład prędkości – rysunek po lewej z oddziaływaniem napędu rozproszonego, po prawej bez oddziaływania

Na rysunkach przedstawionych powyżej widoczny jest wpływ strugi zaśmigłowej na zmianę ciśnienia i prędkości powietrza na górnej powierzchni skrzydła. Prędkość wzrosła o ponad 5 [m/s] (do 46 [m/s]). Wzrost prędkości na górnej powierzchni skrzydła przy niezmienionej prędkości dolnej powszechni powoduje zwiększenie różnicy ciśnień, a tym samym zwiększenie siły nośnej i oporu skrzydła, a co za tym idzie współczynników tych sił. W tabeli 8.1 zestawiono wartości uzyskanych współczynników sił aerodynamicznych skrzydła.

Tab. 8.1. Porównanie współczynników aerodynamicznych skrzydła dla napędu skupionego i rozproszonego

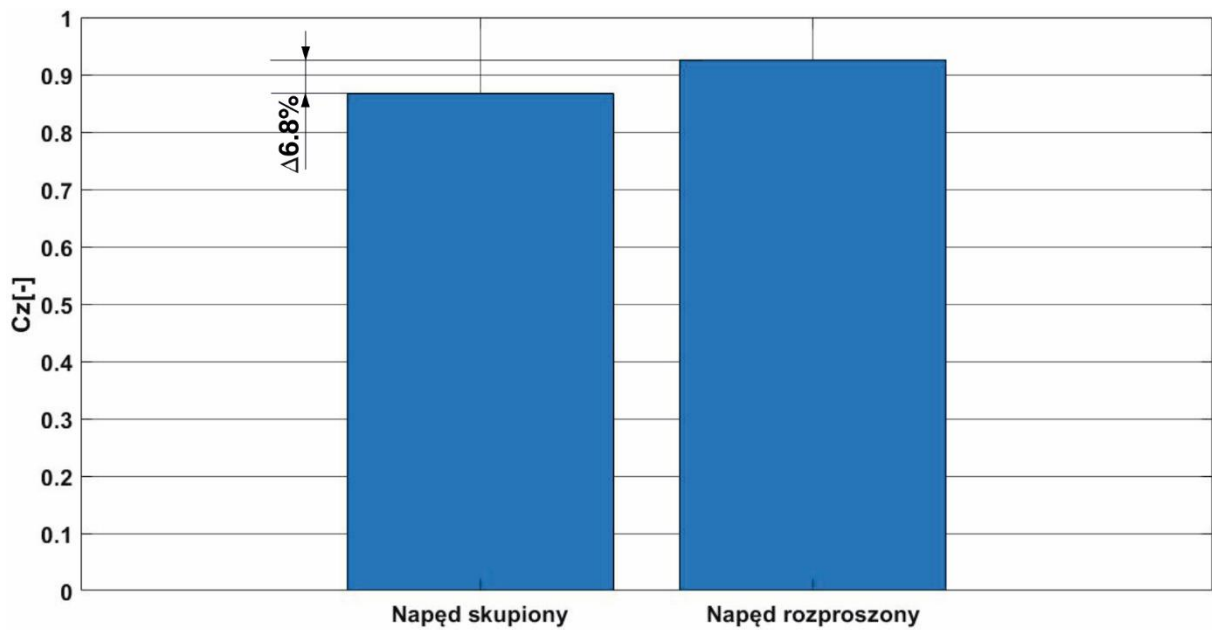
	C_x	C_z
Napęd skupiony	0,047	0,826
Napęd rozproszony	0,0495	0,882
Δ [%]	5,3	6,8

Dzięki wpływowi przyspieszonych strug powietrza współczynnik siły oporu wzrósł o 5,3% natomiast siły nośnej o 6,8%.

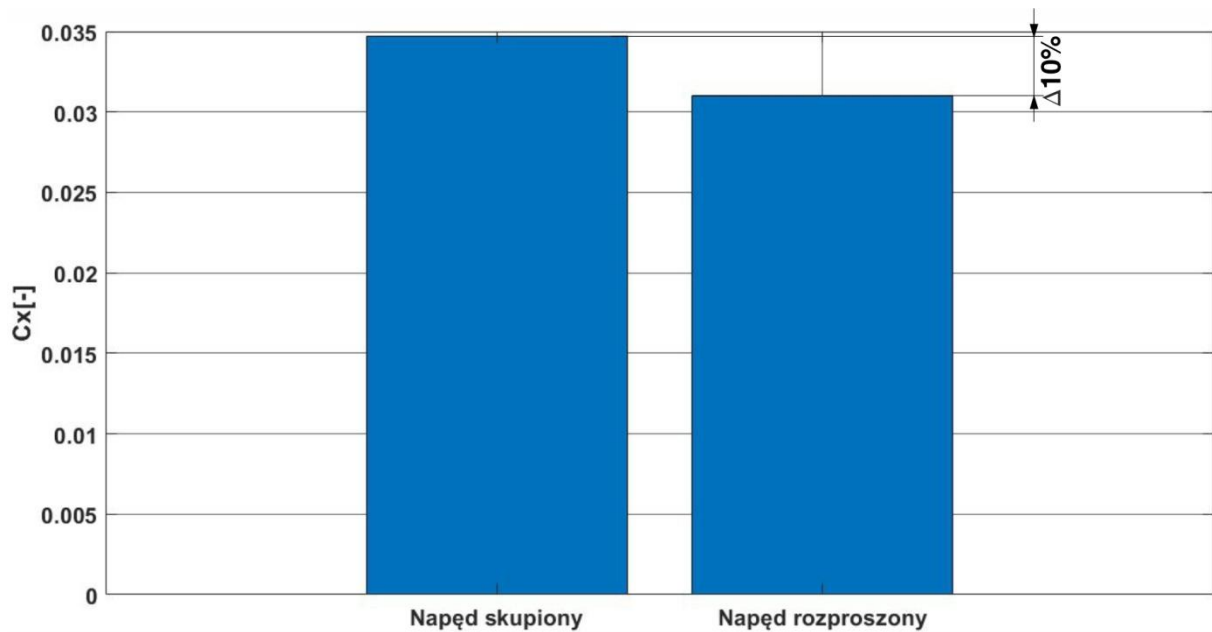
Następnie przystąpiono do kalkulacji współczynnika siły oporu i siły nośnej dla płatowca przyjmując, że wyjściowo dla zakresu przelotowego, w tradycyjnej konfiguracji statku powietrznego, współczynnik siły nośnej wynosił $C_Z = 0,867$, a współczynnik siły oporu $C_X = 0,0347$ [83] dla początkowo założonych parametrów lotu. Obliczono udział współczynników siły nośnej i oporu skrzydła bez oddziaływania śmigieł dla motoszybowca w układzie tradycyjnym. Następnie od wartości C_X odjęto wartość oporu szkodliwego generowanego przez maszt motoszybowca dla wariantu skupionego $C_{Xsk} = 0,005$ [83] według wzoru 8.1.

$$C_X = C_{Xcal} - C_{Xsk} \quad (8.1)$$

Przyjmując, że współczynniki aerodynamiczne skrzydła w opływie strug zaśmigłowych mają taki sam udział w ogólnych współczynnikach aerodynamicznych płatowca jak przy wariacie skupionym obliczono wartości tych współczynników dla samolotu z napędem rozproszonym. W rezultacie dla zakresu przelotowego uzyskano współczynnik siły nośnej $C_Z = 0,926$ oraz współczynnik siły oporu $C_X = 0,031$. W stosunku do wyjściowego układu aerodynamicznego (motoszybowiec z masztem silnikowym) współczynnik C_Z wzrósł o 6,8%, natomiast C_X spadł o około 10%. Zmiany te przedstawiono na rysunku 8.12.



a)



b)

Rys. 8.12. Porównanie zmiany wartości współczynnika siły nośnej (a) i siły oporu (b) po zastosowaniu napędu rozproszonego

Warto zaznaczyć, że w przypadku całkowitego współczynnika siły oporu, spadek tej wartości wynika głównie z usunięcia masztu silnikowego, ponieważ sam współczynnik oporu skrzydeł wzrósł.

9. Określenie osiągow i wskaźników energetycznych samolotu

W rozdziale 9 analizą zostanie objęty wpływ zastosowania napędu rozproszonego na poprawę wskaźników energetycznych, osiągowych i ekologicznych badanego statku powietrznego.

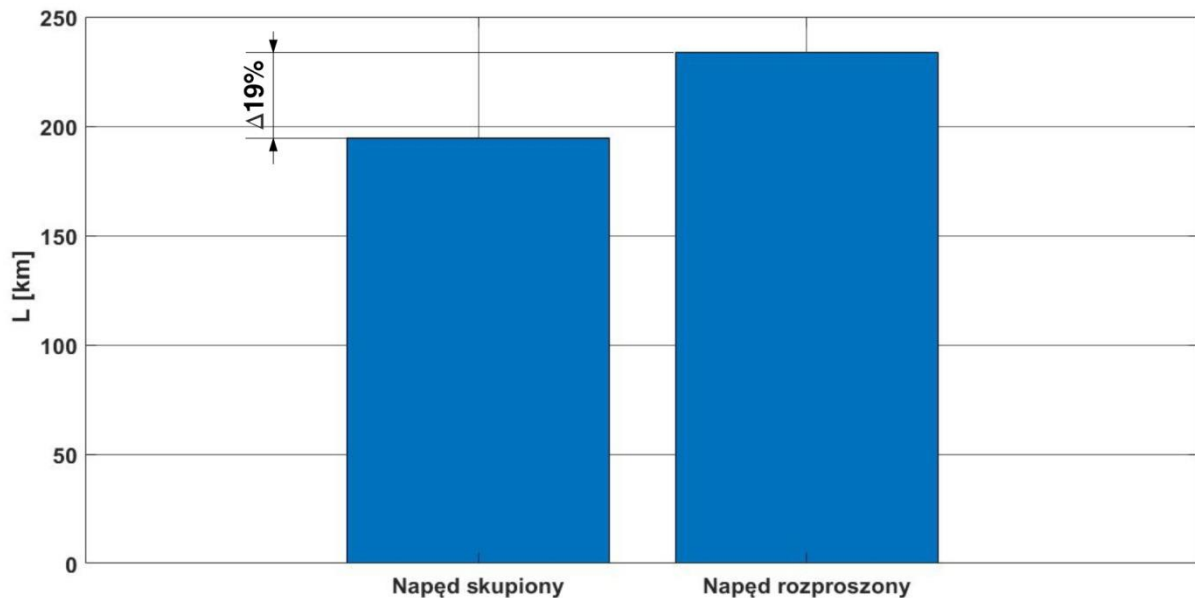
9.1 Wpływ zastosowania napędu rozproszonego na zwiększenie wskaźników energetycznych i osiągowych statku powietrznego

Uzyskany wzrost wartości współczynnika siły nośnej spowoduje zmianę charakterystyk osiągowych samolotu. By utrzymać taką samą wartość siły nośnej (wzór 4.25) dla lotu poziomego jak dla wyjściowej konfiguracji motoszybowca AOS, należy zmienić kąt natarcia względem strug powietrza statku powietrznego lub zmniejszyć jego powierzchnię nośną. Jako, że dla całego płatownca współczynnik siły nośnej wzrósł w większym stopniu niż współczynnik siły oporu to po sprowadzeniu siły nośnej do wartości pierwotnej (czyli takiej, przy której samolot będzie wykonywał lot poziomy a nie wznoszący przy prędkości lotu 100 km/h) przez zmniejszenie powierzchni nośnej samolotu o 0,97 [m²] w stosunku do pierwotnej wartości 15,8 [m²], uzyskano zmniejszenie siły oporu w stosunku do wariantu napędu skupionego – co wpływa bezpośrednio ze wzorów 4.1 – 4.4. Posiłkując się formułą (4.26) wyznaczono ciąg niezbędny do lotu dla wariantu rozproszonego na poziomie 220 [N]. Jest to wartość o 40 [N] niższa niż dla tradycyjnego wariantu napędu. Jednakże wynik ten został uzyskany dla przyspieszenia strugi powietrza przez śmigło o ciągu 21 [N], co daje sumaryczny ciąg 210 [N] całego zespołu napędowego. By zniwelować różnicę między uzyskanym ciągiem zespołu napędowego a ciągiem niezbędnym do lotu samolotu (różnica wynosi 10 [N]), zwiększono prędkość obrotową śmigieł o 100 [obr/min]. Powtórzone analizy CFD wykazały pomijalny wpływ tego zabiegu na charakterystyki aerodynamiczne płatownca, za to osiągnięty został cel zwiększenia ciągu zespołu napędowego. Niestety, śmigło po zwiększeniu prędkości obrotowej przestało pracować przy swych maksymalnych parametrach osiągowych (jak przedstawiono w rozdziale 7), co spowodowało obniżenie sprawności śmigła o około 2%. Ostateczne wartości przyjęte do wyznaczenia osiągow samolotu z napędem rozproszonym przy pomocy metody energetycznej przedstawiono w tabeli 9.1

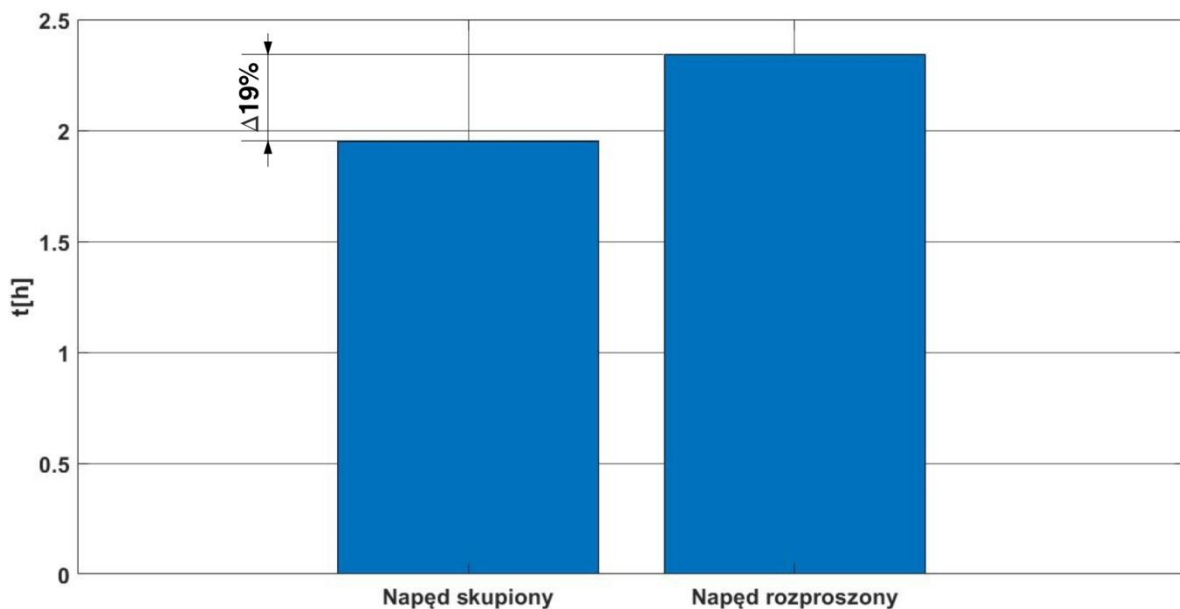
Tab. 9.1. Parametry osiągowie śmigła

$N_{\dot{s}m}$ [W]	P_N [N]	$\eta_{\dot{s}m}$	N_{sil} [W]
6110	220	0,82	7451

Wartości te wykorzystano w obliczeniach energetycznych (wzory 4.16 – 4.28) dla przyjętego profilu lotu (rozdział 5 rys 5.9), na podstawie których uzyskano zasięg 234 [km] i długotrwałość lotu 2,34 [h] dla układu, w którym źródło energii stanowi hybryda wykorzystująca ogniwo wodorowe. Uzyskane wyniki zestawiono z osiągamy wariantu skupionego (tradycyjnego).



Rys. 9.1. Porównanie zasięgu dla statku powietrznego AOS H2 (hybryda z ogniwem wodorowym) dla dwóch rodzajów napędu



Rys. 9.2. Porównanie długotrwałości lotu dla statku powietrznego AOS H2 (hybryda z ogniwem wodorowym) dla dwóch rodzajów napędu

W porównaniu do wcześniej uzyskanych wartości zasięgu i długotrwałości lotu dla napędu skupionego (rys.7.5) stwierdzono wzrost zasięgu o około 39 [km] i czasu lotu o około 24 minuty. Przekłada się to na 19 % poprawę osiągnięć samolotu z napędem rozproszonym.

Wskaźniki zużycia energii i wodoru na kilometr i godzinę lotu obliczono za pomocą zależności:

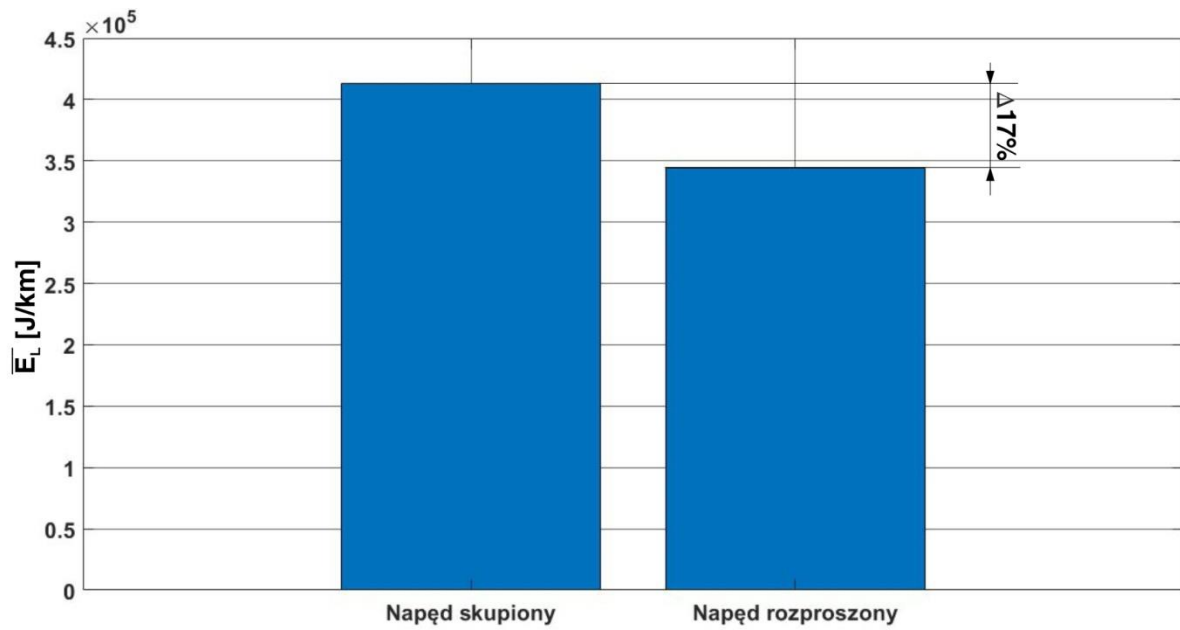
$$\bar{E}_L = \frac{E}{L} \quad (9.1)$$

$$\bar{E}_t = \frac{E}{t} \quad (9.2)$$

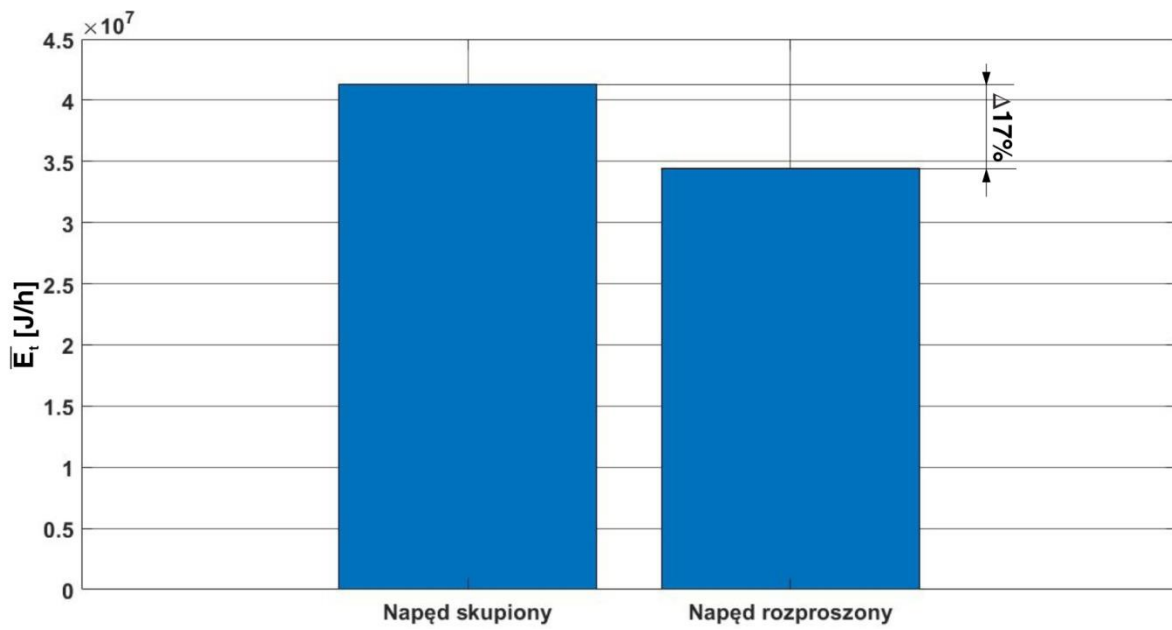
$$\bar{m}_{H2L} = \frac{m_{H2}}{L} \quad (9.3)$$

$$\bar{m}_{H2t} = \frac{m_{H2}}{t} \quad (9.4)$$

Wyniki przedstawiono na wykresach (rys 9.3 i 9.4).

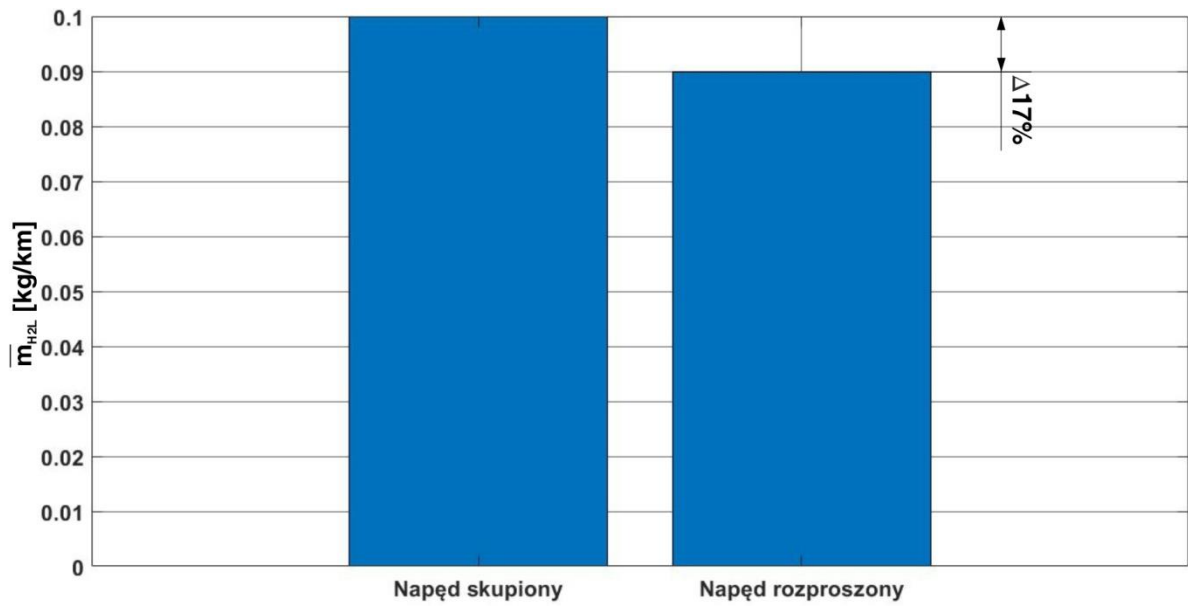


a)

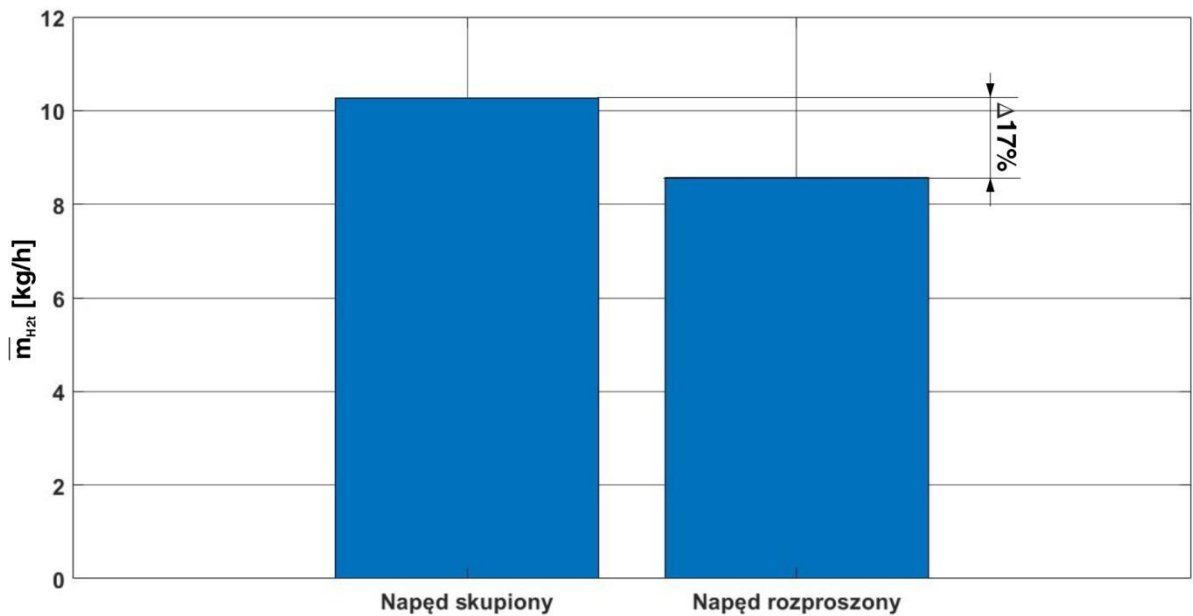


b)

Rys. 9.3. Porównanie zużycia energii na kilometr (a) i godzinę lotu (b) dla obu wariantów napędu, gdzie źródło energii stanowi hybryda z ogniwem wodorowym



a)



b)

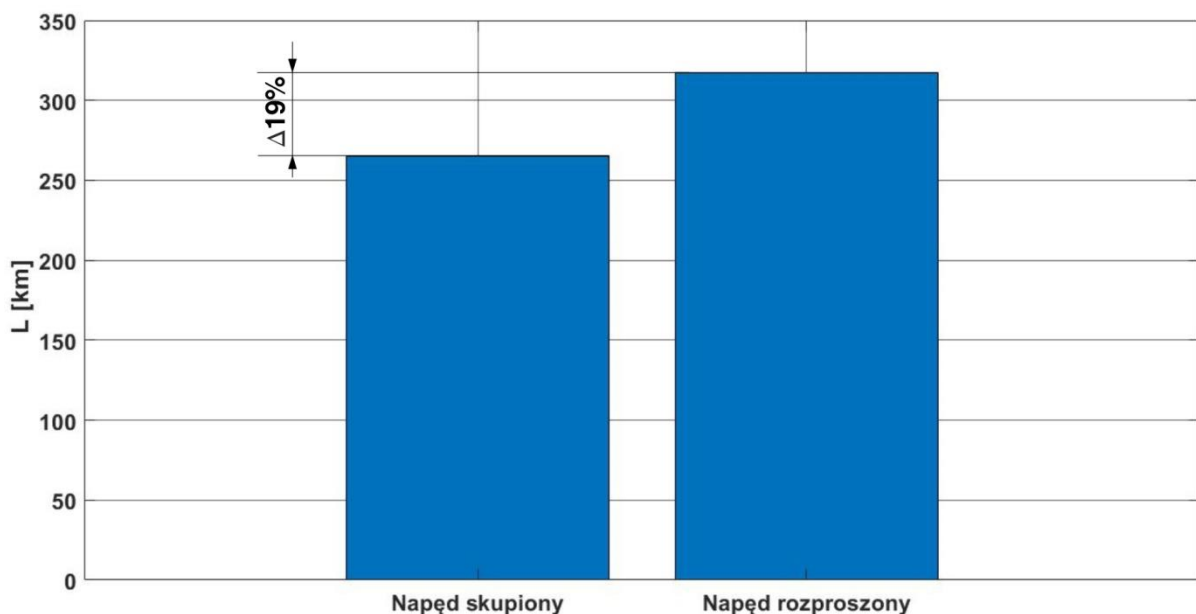
Rys. 9.4. Porównanie zużycia wodoru na kilometr (a) i godzinę lotu (b) dla obu wariantów napędu, gdzie źródło energii stanowi hybryda z ogniwem wodorowym

Jak można zauważyć, wskaźnik zużycia energii w przeliczeniu na kilometr, jak i godzinę lotu uległ poprawie – zmniejszeniu o około 17%. W przypadku zużycia wodoru odniesionego do pokonanego dystansu i czasu lotu dla napędu rozproszonego w stosunku do skupionego uzyskano ich obniżenie również o 17%.

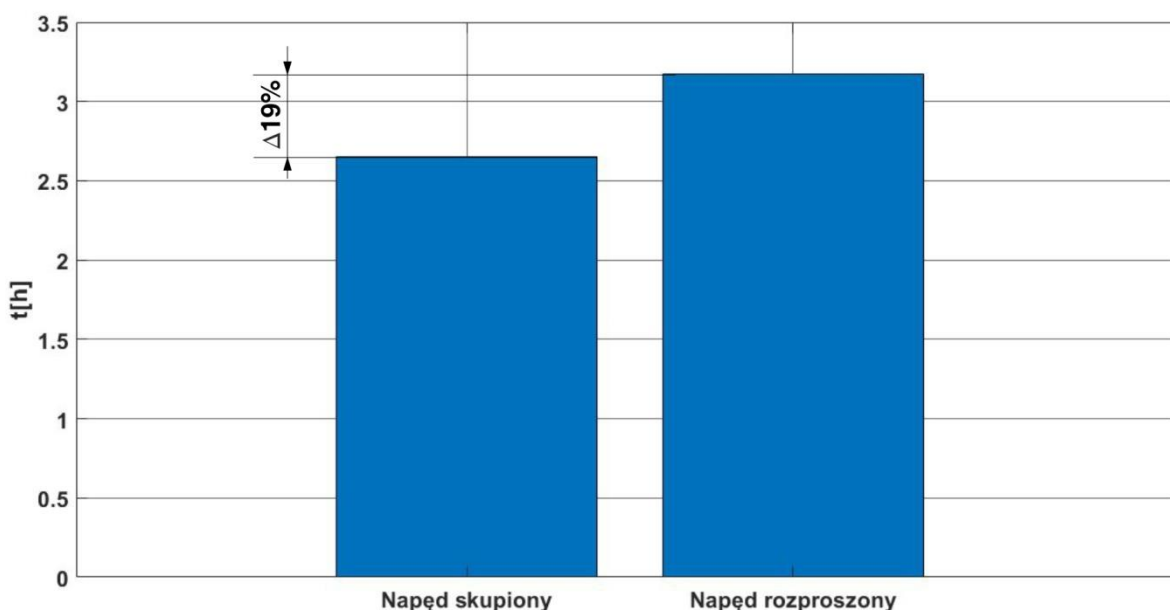
9.2 Wpływ zastosowania napędu rozproszonego na poprawę wskaźników ekologicznych dla statku powietrznego

Poprawa zasięgu i długotrwałości lotu statku powietrznego połączona z niezmiennym zużyciem energii w stosunku do układu skupionego, wpływa na zmniejszenie ilości paliwa niezbędnej do pokonania takiej samej trasy dla obu wariantów napędu, w których źródło energii stanowi hybryda z ogniwem wodorowym bądź spalinowa.

W przypadku wariantu hybrydowego z silnikiem spalinowym można określić wpływ zastosowania napędu rozproszonego na poprawę wskaźników ekologicznych. Możliwe jest wyznaczenie zużycia paliwa odniesionego do długotrwałości lotu oraz emisji związków szkodliwych zawartych w spalinach na kilometr pokonanej trasy (emisji drogowej). Do analizy wykorzystano źródło energii opisane w rozdziale 5.3, oparte na generatorze elektrycznym napędzanym silnikiem Wankel 407TG. Parametry aerodynamiczne dla wariantu rozproszonego do przeprowadzenia obliczeń energetycznych (rozdział 8.4) i tradycyjnego zostały takie same jak dla wariantu gdzie stosowano jako źródło energii ogniwo wodorowe. Wyznaczono zasięg i długotrwałości lotu motoszybowca wyposażonego w napęd tradycyjny i rozproszony, gdzie źródłem energii był generator spalinowy. Wyniki obliczeń zostały przedstawione na rysunkach 9.5-9.6.



Rys. 9.5. Porównanie zasięgu dla statku powietrznego AOS dla dwóch rodzajów napędu (w obu przypadkach źródło energii stanowi hybryda z generatorem spalinowym)



Rys. 9.6. Porównanie długotrwałości lotu dla statku powietrznego AOS dla dwóch rodzajów napędu (w obu przypadkach źródło energii stanowi hybryda z generatorem spalinowym)

W porównaniu do wariantu z napędem skupionym, po zastosowaniu napędu rozproszonego uzyskano wzrost wartości zasięgu i długotrwałości lotu o około 51 [km] (do 317 [km]) i czasu lotu o około 30 minut (do 3,17 godziny całkowitej długotrwałości lotu), co przekłada się na 19 % poprawę osiągnięć samolotu z napędem rozproszonym.

Dodatkowo, dla silnika Wankel 407TGi zostały przeprowadzone próby mające na celu wyznaczenie emisji wybranych związków szkodliwych i toksycznych do atmosfery w fazie przelotowej samolotu. Do jej wyznaczenia wykorzystano urządzenie Horiba MEXA584L. Urządzenie służy do pomiaru stężenia tlenku węgla, dwutlenku węgla i niespalonych węglowodorów oraz tlenku azotu w spalinach. Dodatkowo wyznacza stężenie tlenu i liczbę lambda. Próbę wykonano według instrukcji obsługi urządzenia Horiba oraz założeń:

- silnik powinien być rozgrzany do temperatury roboczej, w przypadku badanego silnika jest to temperatura otwarcia termostatu wynosząca 87,5°C;
- zakres pracy silnika odpowiada zakresowi pracy generatorowej (3500-4000 [obr/min]);
- warunki pracy silnika powinny być jak najbardziej zbliżone do rzeczywistych (warunki na wysokości przelotowej).

Stanowisko badawcze zostało zestawione w laboratorium, natomiast samo badanie zostało przeprowadzone w chłodny dzień (10°C) na zewnątrz budynku z powodu trudności w uzyskaniu odpowiednich parametrów otoczenia w laboratorium.

Badanie przebiegało następująco:

- b) obliczono emisję wyemitowanych związków w [mg/m³ spalin], Znając wartości masy molowej i objętości molowej badanych substancji chemicznych (przedstawionych w tab. 9.2), ich emisję wyznaczono za pomocą formuły 9.1:

$$e_{zan} = \frac{Z_{zan} \cdot M_{mol_{zan}}}{V_{mol_{zan}}} \quad (9.1)$$

Tab. 9.2. Właściwości fizykochemiczne badanych składników spalin

substancja	CO	CO ₂	NO
Masa molowa Mmol [g/mol]	28,01	44,01	30,01
Objętość molowa Vmol [dm ³ /mol]	22,40	22,26	22,39

- c) obliczono gęstość spalin wykorzystując równanie stanu (9.2), przyjmując indywidualną stałą gazową spalin $R = 289,2$ [J/kg·K] [86], natomiast temperaturę spalin $T = 1220$ [K] i ciśnienie $p = 1,15 \cdot 10^5$ [Pa], w oparciu o pomiary i dane techniczne silnika [19]:

$$\rho_{Spal} = \frac{p}{R \cdot T} \quad (9.2)$$

- d) wiedząc, że masa paliwa wynosi 7 [kg], zmierzona liczba lambda wynosi 0,7, teoretyczna ilość powietrza do efektywnego spalania 1 [kg] paliwa wynosi 14,7 [kg] powietrza, na podstawie wzoru 9.3 obliczono masę spalin w kilogramach [86]:

$$m_{Spal} = m_{Pal} \cdot \lambda \cdot O_T \quad (9.3)$$

- e) dzieląc masę spalin przez gęstość spalin uzyskano objętość spalin po zużyciu 7 [kg] paliwa używając wzoru 9.4:

$$V_{Spal} = \frac{m_{Spal}}{\rho_{Spal}} \quad (9.4)$$

Obliczone parametry spalin przedstawiono w tabeli 9.3.

Tab. 9.3. Parametry spalin

m_{Pal} [kg]	m_{Spal} [kg]	λ	ρ_{Spal} [kg/m ³]	V_{Spal} [m ³] wyemitowanych na całej trasie
7	72,03	0,7	0,33	218,273

- f) na podstawie wyznaczonej wcześniej emisji w [mg] na [m³] oraz objętości spalin wyznaczono masę wyemitowanych substancji na całej trasie (w [mg]), wykorzystując wzór 9.5:

$$m_{Zan} = e_{Zan} \cdot V_{Spal} \quad (9.5)$$

g) w kolejnym kroku uzyskaną emisję przeliczono na kilogramy.

Uzyskane wyniki obliczeń zestawiono w tabeli 9.4

Tab. 9.4. Wyniki badań emisji dla generatora elektrycznego napędzanego silnikiem Wankel 407 TGi

Emitowana substancja	CO	CO ₂	NO
Ilość [%]	1,9	4,4	0,0028
Ilość [ppm]	19000	44000	28
Emisja e_{zan} [mg/m ³]	23758,482	86991,914	37,529
Masa wyemitowanych związków m_{Zan} [mg] na całej trasie	5185828,693	18987962,26	8191,613
Masa wyemitowanych związków m_{Zan} [kg] na całej trasie	5,186	18,988	0,0082

Dzieląc uzyskane wyniki z ostatniego wiersza tabeli 9.4 przez zasięg uzyskany dla tradycyjnego (266 [km]) i rozproszonego (317 [km]) wariantów napędu uzyskano tzw. emisję drogową (e_d) danego zanieczyszczenia, czyli jego masę przypadającą na kilometr pokonanej trasy. Określono także godzinowe zużycie paliwa, czyli masę paliwa przypadającą na godzinę lotu. Wyniki zostały przedstawione w tabeli 9.5.

Tab. 9.5. Emisja drogową oraz godzinowe zużycie paliwa dla obu wariantów napędu marszowego

	e_{aco} [kg/km]	e_{aco2} [kg/km]	e_{ano} [kg/km]	C_h [kg/h]
napęd skupiony	0,020	0,072	0,000031	2,638
napęd rozproszony	0,016	0,060	0,000026	2,210
Δ [kg/km], [kg/h]	0,004	0,012	0,000005	0,4281

Dzięki zastosowaniu napędu rozproszonego uzyskano obniżenie emisji i zużycia paliwa w przeliczeniu na różnicę procentową o 16%.

10. Wnioski z przeprowadzonych badań

Celem przeprowadzonych badań było pokazanie możliwości i korzyści wynikających z zastosowania napędu rozproszonego, gdzie źródło energii do zasilania elektrycznych silników marszowych stanowił zespół akumulatorów współpracujący z wodorowym ogniwem paliwowym lub generatorem opartym na silniku spalinowym. Badania te wpisywały się w ideę nowego paradygmatu „**Efektywniej, Ekonomiczniej, Ekologiczniej – 3E**”. Bazując na płatowcu motoszybowca AOS H2, dobrano napęd rozproszony, określono jego parametry geometryczne oraz wybrano silniki marszowe. Dokonano również doboru śmigła o małej średnicy do silnika elektrycznego. Na tej podstawie przyjęto układ samolotu z napędem rozproszonym. Wykonano analizy CFD opływu skrzydła w przyspieszonej strudze powietrza przez zespół śmigieł umiejscowionych nad krawędzią natarcia skrzydeł wyznaczając współczynniki sił aerodynamicznych skrzydła, a następnie porównano je ze współczynnikami skrzydła z wariantu skupionego. Po zaproponowaniu zmiany powierzchni nośnej płatowca lub kąta natarcia samolotu (z uwzględnieniem zmiany współczynników sił aerodynamicznych), uzyskano zmniejszenie wartości ciągu niezbędnego do lotu samolotu. Porównując do wariantu z napędem skupionym dla przyjętej trajektorii lotu i takiej samej ilości energii zgromadzonej na pokładzie określono zasięg i długotrwałość lotu. Zastosowanie napędu rozproszonego pozwoliło uzyskać poprawę osiągnięć samolotu (zwiększenie zasięgu i długotrwałości lotu) o 19%. Na podstawie tych wyników wyznaczono zużycie energii, wodoru i paliwa przypadającego na kilometr pokonanej trasy lub godzinę lotu. Dodatkowo określono zmianę emisji drogowej składników spalin wariantu z hybrydowym-spalinowym źródłem energii po zastosowaniu napędu rozproszonego.

Na podstawie tych badań oraz uzyskanych wyników można sformułować wnioski natury konstrukcyjnej, energetycznej, ekologicznej i poznawczej.

I. Wnioski konstrukcyjne:

a) Napęd rozproszony powoduje komplikacje konstrukcji statku powietrznego

Umieszczenie wielu elementów zespołu napędowego na skrzydłach czy powierzchniach sterowych powoduje wiele problemów. O ile masa całego zespołu napędowego czy masa startowa samolotu w porównaniu do tradycyjnej konfiguracji samolotu nie ulegnie wyraźnej zmianie (tabela 7.6), zmianie może ulec rozkład mas. Na etapie projektowania samolotu należy przewidzieć w skrzydłach miejsce na okablowanie, regulatory i inne elementy zespołu napędowego. Kolejnym utrudnieniem jest zapewnienie bezpiecznego sterowania silnikami i monitorowania ich pracy. Z powodu znacznej masy hybrydowych zespołów napędowych

(w porównaniu do konwencjonalnych jednoźródłowych rozwiązań) w stosunku do masy startowej samolotu, łatwiej taki zespół będzie zabudować na większym statku powietrznym.

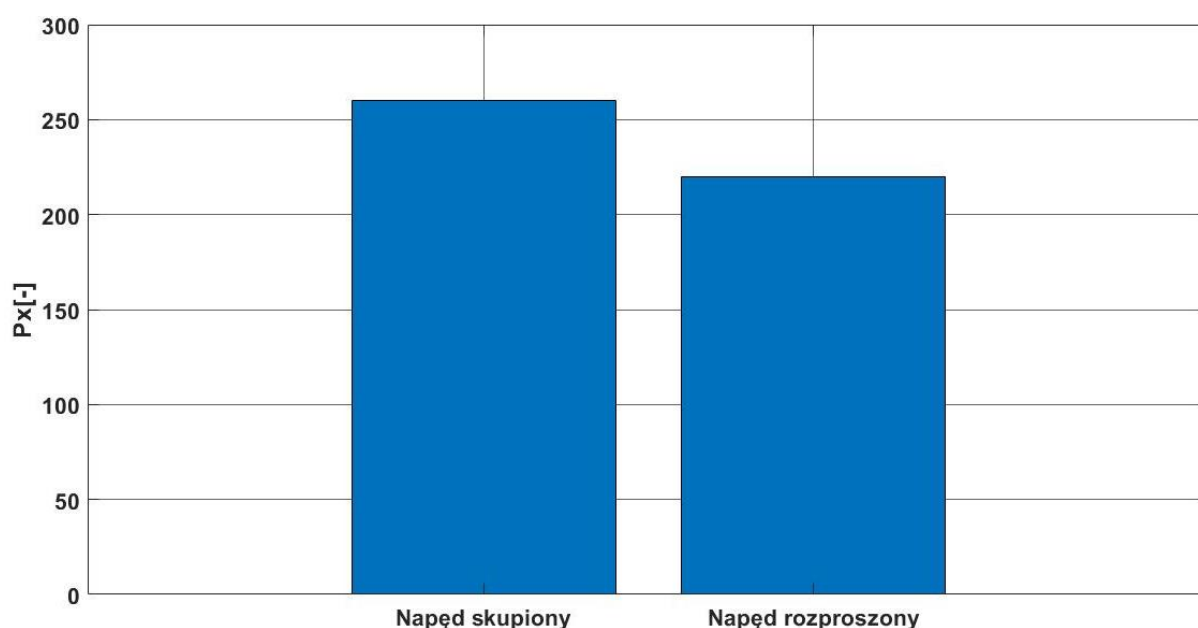
b) Śmigła powinny być dobrane dla jak najwyższej sprawności

Moment obrotowy generowany przez silnik elektryczny jest praktycznie stały w czasie jego pracy, stąd silnik tego typu bardzo dobrze nadaje się do napędu śmigieł. Dostępny jest szerszy zakres użytecznych prędkości obrotowych niż w przypadku napędu śmigieł silnikami tłokowymi. Stąd łatwiej jest dobrać śmigło tak, by pracowało w swym najwyższym zakresie sprawności. W pracy przedstawiono dobór śmigła o małej średnicy (w celu uniknięcia interferencji międzyśmigłowej oraz z racji tego, że śmigła te przenosiły relatywnie małe wartości mocy – odbierały około 4 kW mocy podczas startu) o znanym profilu (Clark Y) i charakterystykach aerodynamicznych. Aby jeszcze bardziej zwiększyć sprawność zespołu napędowego można by zaprojektować profile śmigieł ściśle pod dany zakres lotu. Część śmigieł mogłaby być zaprojektowana pod zakres przelotowy w celu uzyskania jak najniższego zużycia energii, natomiast pozostałe śmigła mogłyby mieć profile zapewniające pracę z najwyższą sprawnością w czasie startu i wznoszenia. Podczas zakresu przelotowego mogłyby być chowane lub składane. Przełożyło by się to na dalsze zwiększenie zasięgu i długotrwałości lotu.

c) Strugi zaśmigłowe generowane przez napęd rozproszony powodują zmianę współczynników siły nośnej i oporu. By wykorzystać ten efekt do poprawy osiągow samolotu, należy zmienić jego geometrię (powierzchnię nośną) lub konfigurację w czasie lotu (kąt natarcia)

Strugi zaśmigłowe wygenerowane przez śmigła napędu rozproszonego powodują przyspieszenie strugi powietrza nad skrzydłem. Implikuje to zwiększenie współczynników siły nośnej i oporu dla skrzydła. W przypadku badanego w pracy obiektu C_{Zsk} wzrósł o 6,8%, a C_{Xsk} o 5,3%. Skrzydła stanowią główną składową współczynnika siły nośnej samolotu. W przypadku samolotu koncepcyjnego LEAPTech, przyrost współczynnika siły nośnej C_z był 4-krotny. W przypadku AOS H2 uzyskano przyrost C_z z 0,867 dla wariantu skupionego do 0,926, co stanowi około 10% przyrost. Zwiększeniu wartości współczynnika C_z towarzyszy wzrost współczynnika C_x . W przypadku AOS H2 przyrost C_x trudniej zauważyć, gdyż usunięto z układu aerodynamicznego maszt motoszybowca. Zaburzał on w znacznym stopniu osiągi motoszybowca. Jednakże, gdyby zachować dla zwiększonego C_z taką samą konfigurację samolotu, to siła nośna wzrosła by – statek powietrzny wznosiłby się. By utrzymać lot poziomy dla przyjętej masy startowej, należy zmienić kąt natarcia samolotu zgodnie z jego biegunową aerodynamiczną. Warto jednak skłonić się do innego rozwiązania. Jako że konstrukcja skrzydeł

po zastosowaniu punktów montażowych silników się zmieni, można zmniejszyć powierzchnię nośną skrzydeł tak by siła nośna mimo wzrostu C_z pozostała taka sama jak przed modyfikacją. Jako że współczynnik siły nośnej przyrósł w większym stopniu niż siły oporu, to dla całego samolotu po sprowadzeniu P_z do poprzedniego poziomu uzyskany P_x będzie niższy. Tym samym redukuje się wartość ciągu i mocy niezbędnego do lotu poziomego, zmniejszając zapotrzebowanie energetyczne samolotu do lotu. W przypadku AOS H2, uzyskano obniżenie P_x z 260 [N] do 220 [N] po zredukowaniu powierzchni nośnej o 0,97 [m²] (z 15,8 do 14,83 [m²]). Różnicę w uzyskanej wartości siły oporu przedstawiono na rysunku 10.1.



Rys. 10.1. Porównanie wartości siły oporu dla motoszybowca AOS H2 z napędem skupionym do wartości siły oporu dla AOS z napędem rozproszonym i zmniejszoną powierzchnią nośną

d) Napęd rozproszony nie jest przydatny do motoszybowców

Śmigła w czasie lotu muszą pracować by zapewnić odpowiedni zakres ciągu użytecznego. W przypadku statku powietrznego, takiego jak motoszybowiec, zatrzymanie śmigieł i ustawienie ich w pozycji tzw. chorągiewki spowodowałyby zbyt duży opór aerodynamiczny. Doskonałość takiego motoszybowca byłaby zredukowana do nieakceptowalnego poziomu. Z kolei układy składania śmigieł lub ich chowania, np. w skrzydle, nie zapewnią prostoty konstrukcji i niskiej masy motoszybowca. W takim przypadku zasobniki na śmigła lub zwiększona grubość skrzydła dodatkowo wpłyną na zaburzenie aerodynamika płatu.

II. Wnioski energetyczne:

a) Napęd rozproszony umożliwi poprawę osiągnięć samolotu – zwiększenie zasięgu i długotrwałości lotu

Dzięki zastosowaniu napędu rozproszonego udało się poprawić zasięg i długotrwałość lotu AOS H2. Dla wariantu gdzie źródłem energii był układ hybrydowy oparty na paliwowym ogniwie wodorowym, w porównaniu do napędu skupionego, zasięg zwiększył o 39 [km] (z 195 do 234 [km] – rysunek 9.1), natomiast długotrwałość lotu zwiększyła się o 24 minuty (z 1,95 [h] do 2,34 [h] – rysunek 9.2). Wartości te po przeliczeniu przekładają się na 19 % poprawę osiągnięć. W przypadku napędu rozproszonego, gdzie źródłem energii był układ hybrydowy z generatorem spalinowym, poprawiono zasięg o 51 [km] (z 266 [km] do 317 [km] – rysunek 9.5) a długotrwałość lotu o 30 minut (z 2,66 [h] do 3,17 [h] – rysunek 9.6). Stanowiło to 19% wzrost osiągnięć w porównaniu do wariantu wyposażonego w napęd skupiony.

b) Napęd rozproszony umożliwi poprawę wskaźników energetycznych – zużycie energii i paliwa na pokonanie tego samego dystansu jest niższe

Po zastosowaniu jako napędu marszowego w statku powietrznym AOS H2 napędu rozproszonego, uzyskano poprawę wskaźników energetycznych. Dla wariantu z hybrydą elektryczno-wodorową, wartość energii potrzebnej do pokonania jednego kilometra trasy w locie poziomym spadła z $4,13 \cdot 10^5$ [J/km] do $3,44 \cdot 10^5$ [J/km] (co przedstawiono na rysunku 9.3) w porównaniu do motoszybowca z napędem skupionym, czyli o 17 %. Zmniejszeniu uległa również ilość wodoru zużytego w czasie jednej godziny przelotu danego odcinka trasy z 10,27 [kg/h] do 8,56 [kg/h] (różnica procentowa 17 % co przedstawiono na rysunku 9.4). Dla samolotu wyposażonego w napęd rozproszony z generatorem spalinowym, w porównaniu do wariantu z napędem skupionym, udało się osiągnąć redukcję godzinowego zużycia paliwa z 2,64 [kg/h] do 2,1 [kg/h] (różnica procentowa 17 %). Przekłada się to na obniżenie kosztów eksploatacji – mniejsze zużycie paliwa.

c) Napęd rozproszony posiada wyższą sprawność energetyczną

Na podstawie dwóch poprzednich wniosków można stwierdzić, że zaprezentowany w pracy, dobrany napęd rozproszony do motoszybowca AOS H2 ma wyższą sprawność energetyczną. Po zastosowaniu tej modyfikacji, ta sama ilość energii wystarczy do pokonania dłuższego dystansu, co bezpośrednio przełoży się na zmniejszenie zużycia paliwa (zarówno wodoru i mieszanki węglowodorowej) w odniesieniu do czasu lotu i pokonanego dystansu.

III. Wnioski ekologiczne:

a) Napęd rozproszony umożliwia obniżenie emisji drogowej samolotu

Dla samolotu AOS z napędem rozproszonym i z hybrydowo-spalinowym źródłem energii, dzięki wydłużeniu zasięgu i długotrwałości lotu zredukowano wartość emisji drogowej CO, CO₂ i NO zawartych w spalinach wyemitowanych w czasie lotu. Całkowita masa spalin rozkłada się na większy dystans. Według tabeli 9.5, spadek emisji drogowej wyniósł dla poszczególnych substancji: $\Delta e_{dCO} = 0,004$ [kg/km], $\Delta e_{dCO_2} = 0,012$ [kg/km], $\Delta e_{dNO} = 0,000005$ [kg/km], co stanowi 16% różnicę w stosunku do wariantu z napędem skupionym.

b) Napęd rozproszony ułatwia korzystanie z nowoczesnych i ekologicznych źródeł energii

Architektura napędu rozproszonego, w którym silniki marszowe są silnikami elektrycznymi ułatwia stosowanie proekologicznych źródeł energii. Dla samolotów wyposażonych w tego typu napęd najkorzystniejszym wydawałoby się stosowanie czysto elektrycznych napędów ze źródłem energii opartych na akumulatorach. Niestety z powodu niskiej gęstości energii (stosunek energii zakumulowanej do masy akumulatora), obecnie gdy idea napędów rozproszonych pod względem konstrukcyjnym i aerodynamicznym jest w fazie dopracowywania, jako źródło energii można stosować z powodzeniem układy oparte na ogniwach paliwowych.

IV. Wnioski poznawcze:

a) W celu osiągnięcia wyższej sprawności energetycznej i napędowej, projektowanie napędu i płatowca powinno być prowadzone równocześnie

Konstrukcję płatowca należy projektować z myślą o wykorzystaniu wpływu przyspieszonej strugi powietrza zaśmigłowego. Chodzi o odpowiednie wyprofilowanie geometryczne zarówno skrzydeł jak i kadłuba, by uzyskać jak najkorzystniejsze wartości współczynników aerodynamicznych dla danej prędkości i wysokości lotu. Oddzielne zagadnienie stanowi zamontowanie śmigieł względem krawędzi natarcia skrzydeł. Można je zamontować tak, by zniwelować ewentualną szkodliwą interferencję między skrzydłem a śmigłem lub znaleźć takie umiejscowienie, które przyniesie dodatkowe korzyści.

b) Konstrukcja samolotu wyposażonego w napęd rozproszony jest podatna na wielokryterialną optymalizację konstrukcji mając na względzie poprawę własności użytkowych samolotu

Umiejscowienie komórek napędu, rozmieszczenie elementów zespołu napędowego wewnątrz kadłuba, konstrukcja i osiągi śmigieł, oraz wpływ napędu na parametry

aerodynamiczne samolotu mogą być poddane wielokryterialnej optymalizacji samolotu pod względem poprawy jego wartości użytecznych. Można zarówno dopracowywać konstrukcję pod względem redukcji masy, konfiguracji geometrycznej, sprawności śmigieł itp.

c) Konstrukcje samolotu wyposażonego w napęd rozproszony można poddać wielokryterialnej optymalizacji konstrukcji mając na względzie poprawę własności użytkowych samolotu.

Wielokryterialnej optymalizacji samolotu pod względem poprawy jego wartości użytecznych poddane mogą być między innymi: umiejscowienie komórek napędu, rozmieszczenie elementów zespołu napędowego wewnątrz kadłuba, konstrukcja i osiągi śmigieł oraz wpływ napędu na parametry aerodynamiczne samolotu. Można zarówno dopracowywać konstrukcję pod względem redukcji masy, konfiguracji geometrycznej, sprawności śmigieł itp.

d) Zastosowanie napędu rozproszonego może usprawnić efektywne wykorzystanie energii zgromadzonej na pokładzie

Dzięki poprawie wskaźników energetycznych, możliwe jest takie wykorzystanie napędu rozproszonego (zakresy pracy śmigieł i silników, sterowanie prędkością strugi zaśmigłowej, a tym samym zmiany charakterystyk aerodynamicznych płatu w zależności od wykonywanego manewru) by efektywniej zarządzać energią zgromadzoną na pokładzie samolotu.

e) Konfiguracje napędu rozproszonego można modyfikować w trakcie lotu w celu sterowania samolotem lub efektywna gospodarka energii zgromadzonej na pokładzie.

Poprzez zmianę ciągu komórek napędu rozproszonego można przejąć część funkcji układów sterowych lub je całkowicie wyeliminować. Tak samo w czasie przelotu, gdy samolot nie wymaga dużej wartości ciągu niezbędnego do lotu, część śmigieł mogłaby być składana lub chowana w aerodynamicznych osłonach. Może to spowodować komplikacje zarówno układu sterującego samolotem, jak i wzrost masy całego układu.

W świetle przytoczonych przykładów obliczeniowych i eksperymentalnych oraz wyciągniętych na tej podstawie wniosków, można stwierdzić, że napędy hybrydowe i elektryczne mogą stanowić przyszłościową alternatywę dla napędu pojazdów latających. Ponadto, napęd rozproszony, w pewnych konfiguracjach, może umożliwić bardziej efektywne zarządzanie energią zespołu napędowego pojazdu latającego (dzięki mniejszemu zużyciu energii na pokonanie danej odległości) i obniżenie zużycia paliwa. Dodatkowo, pozwala na ograniczenie emisji zanieczyszczeń zawartych w spalinach emitowanych do atmosfery oraz poprawę charakterystyk użytecznych statku powietrznego. Samolot wyposażony w taki napęd

powinien być od projektowany z myślą o takim rodzaju napędu, a jego układ aerodynamiczny powinien być zoptymalizowany pod względem uzyskania wyższej efektywności, wykorzystując przyśpieszone strugi powietrza przez śmigła lub silniki przepływowe. Również śmigła oraz ich profile powinny być zaprojektowane ściśle do współpracy z silnikami elektrycznymi, jednocześnie uwzględniając ich charakterystykę pracy we współpracy z innymi śmigłami oraz wpływ aerodynamiczny elementów płatowca na ich osiągi. Zastosowanie napędu rozproszonego wpływa na poprawę wskaźników energetycznych, ekonomicznych i środowiskowych.

11. Dalsze prace badawcze i kierunki rozwoju

Na podstawie dotychczasowych analiz można zakreślić plany kolejnych badań.

Badania te będą obejmowały optymalizację konstrukcji napędu rozproszonego pod względem minimalizacji jego masy oraz polepszenia jego parametrów użytecznych. Poprawę tych parametrów można uzyskać poprzez zaprojektowanie śmigieł tak, by zapewnić jak najwyższą sprawność dla żądanych zakresów lotu. Również umiejscowienie zespołu śmigła względem krawędzi natarcia i odległości śmigieł od siebie może być częścią tej optymalizacji. Znalezienie odpowiednich uwarunkowań geometrycznych może także poprawić efektywność napędu rozproszonego.

Można także badać układy, w których śmigła mają różne zastosowanie i średnice. Poszczególne elementy napędu rozproszonego mogą pracować w czasie różnych etapów lotu. Badać także można wykorzystanie tego typu napędu do różnicowania ciągu i sterowania samolotem. Odpowiednie kierunkowanie ciągiem zespołu napędowego tego typu może wręcz wyeliminować powierzchnie sterowe samolotu.

Ciekawą opcją odnoszącą się do napędu rozproszonego jest dodatkowe otunelowanie śmigieł. Taka konstrukcja może obniżyć zapotrzebowanie energetyczne śmigła do wytworzenia potrzebnej wartości ciągu. Badania takie stanowią też przyczynek do prac nad rozproszonym napędem odrzutowym lub przepływowym. Badania nad otunelowanymi zespołami napędowymi są realizowane w Katedrze Samolotów i Silników Lotniczych Politechniki Rzeszowskiej (rys. 11).



Rys. 11. Stanowisko do badań otunelowanego napędu rozproszonego

W związku z tym, że najwyższą efektywność osiągową napęd rozproszony może przynieść w konstrukcjach oryginalnych, projektowanych od podstaw, a nie tych przebudowywanych z istniejących konstrukcji, jest interesujący do zastosowania przy projektowaniu ciężkich dronów oraz samolotów o masie startowej powyżej 2500 kg, czyli tam, gdzie może przynieść największe korzyści ekonomiczne i ekologiczne.

Napędy rozproszone z pewnością będą rozwijane w najbliższych latach, tak jak napędy prośrodowiskowe, w tym elektryczne i wodorowe. Wdrażanie czystych i zrównoważonych rozwiązań wynikających z prowadzonych w różnych ośrodkach naukowych programów badawczych z pewnością przyniesie korzyści środowisku, a więc i wszystkim mieszkańcom naszej Planety.

Załączniki

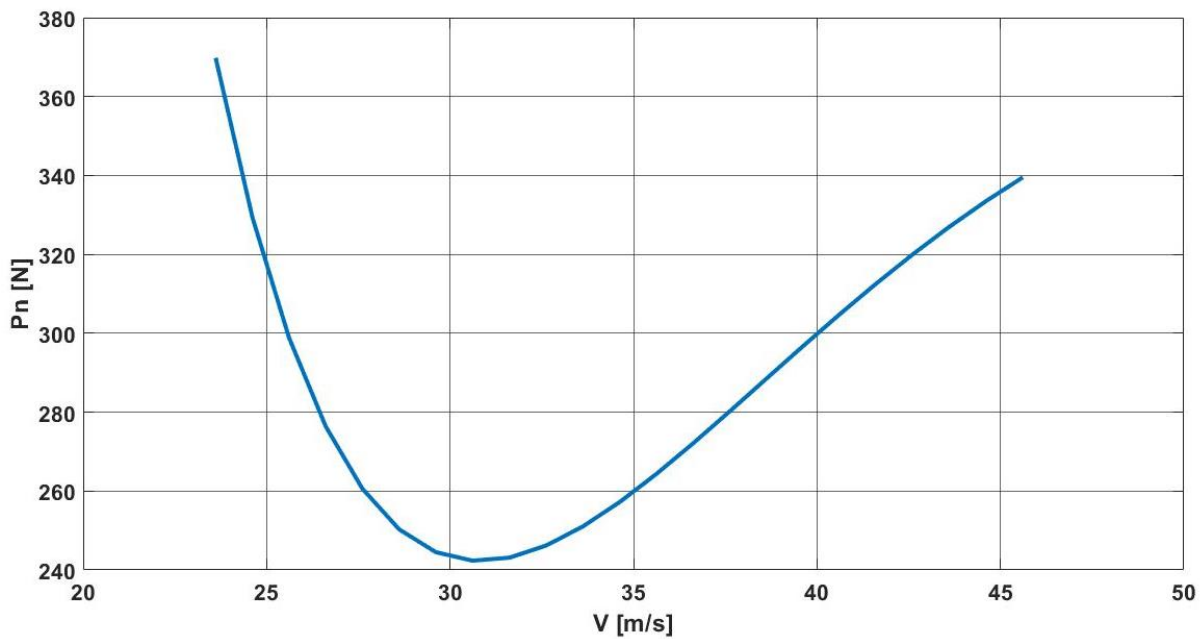
A. Motoszybowiec AOS H2

Obiektem badawczym, wykorzystanym w pracy do wykonania badań jest płatowiec motoszybowca AOS H2 opracowany przez konsorcjum Politechniki Rzeszowskiej, Politechniki Warszawskiej, Akademii Górniczo-Hutniczej oraz Zakład Szybowcowy Jeżów Henryk Mynarski. Jest on w dyspozycji Katedry Samolotów i Silników Lotniczych PRz jako urządzenie badawcze. Zbudowany jest on w układzie wolnonośnego średniopłata z klasycznym usterzeniem wysokości. Materiałami wykorzystanymi do jego konstrukcji były kompozyty epoksydowe zbrojone włóknami węglowymi, szklanymi i aramidowymi. Motoszybowiec posiada skrzydło jednodźwigarowe z dźwigarem pomocniczym. Kadłub wraz ze statecznikiem poziomym jest konstrukcją skorupową, wykonaną jako jedna całość. Motoszybowiec posiada napęd hybrydowy, gdzie energia potrzebna do startu i przelotu pochodzi zarówno z zespołu akumulatorów Li-Pol, umieszczonych w przedniej części kadłuba, jak i z wodorowego ogniwa paliwowego, umieszczonego za kabiną pilota w kadłubie. Zespół napędowy stanowi silnik EMRAX 268 umieszczony na stałym maszcie w tylnej części kadłuba oraz dwułopatowe śmigło drewniane. W tabeli 5.1 przedstawiono podstawowe dane geometryczne płatowca.

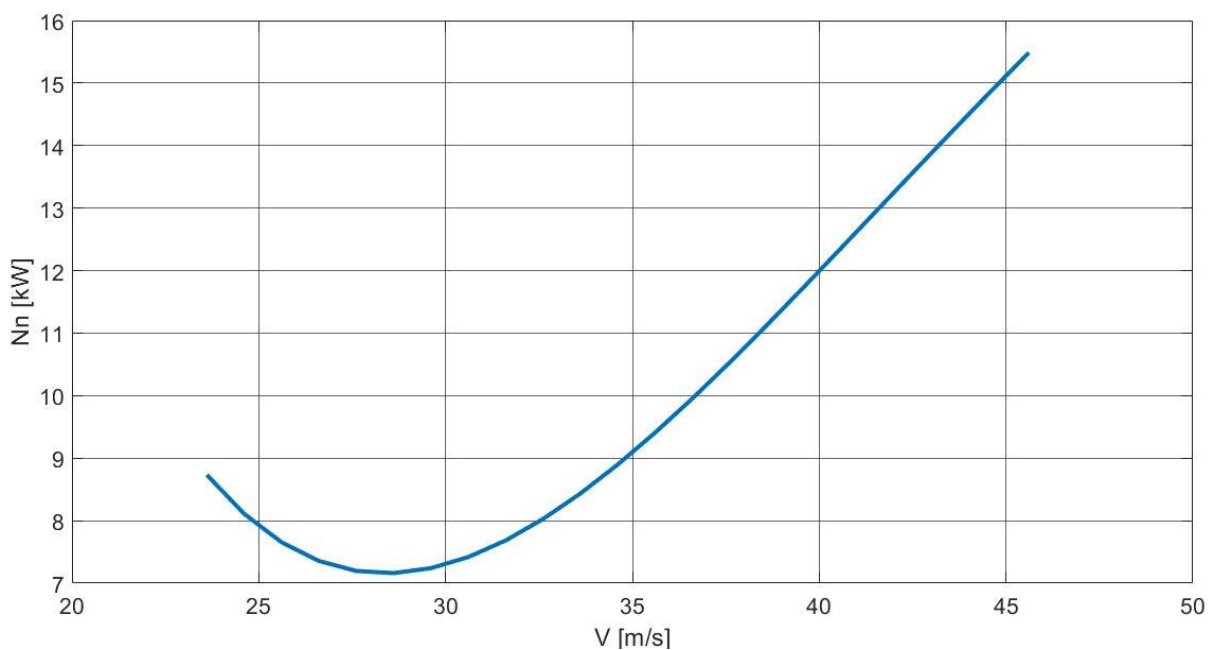
Tab. A.1. Dane techniczne płatowca platformy AOS [32]

S [m ²]	R [m]	Λ [-]	L [m]
15,8	16,4	17	7,64

Na podstawie analiz aerodynamicznych wykonanych w projekcie wstępnym [54], [55], [83] dla płatowca AOS H2, możliwe jest wyznaczenie ciągu i mocy niezbędnych do lotu, które zostały zaprezentowane na wykresach A.1 i A.2.

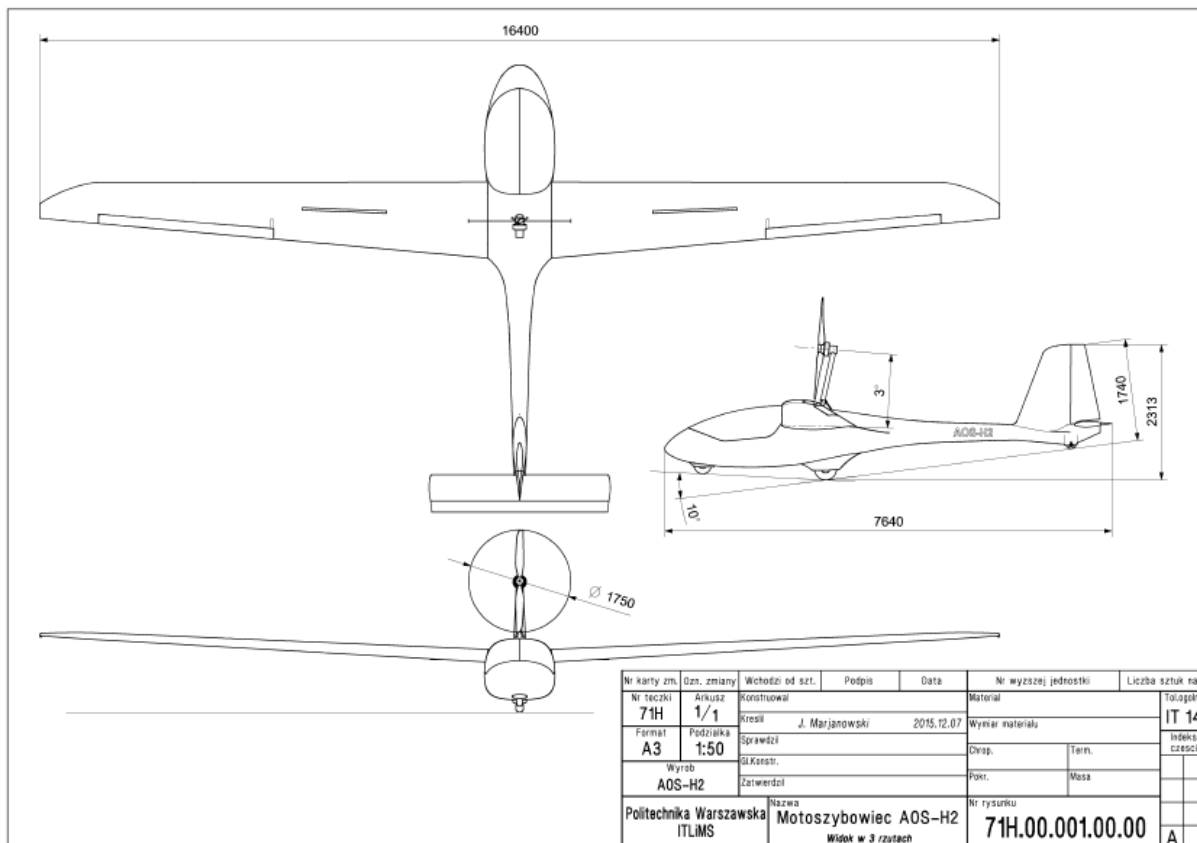


Rys.A.1. Charakterystyki ciągu niezbędne do lotu dla motoszybowca AOS H2



Rys. A.2. Charakterystyki mocy niezbędnej do lotu dla motoszybowca AOS H2

Na rysunku A.3 przedstawiono poglądowy rysunek motoszybowca AOS H2, natomiast na zdjęciach A.4 i A.5 – szybowiec AOS H2.



Rys.A.3. Widok w trzech rzutach na motoszybowiec AOS H2



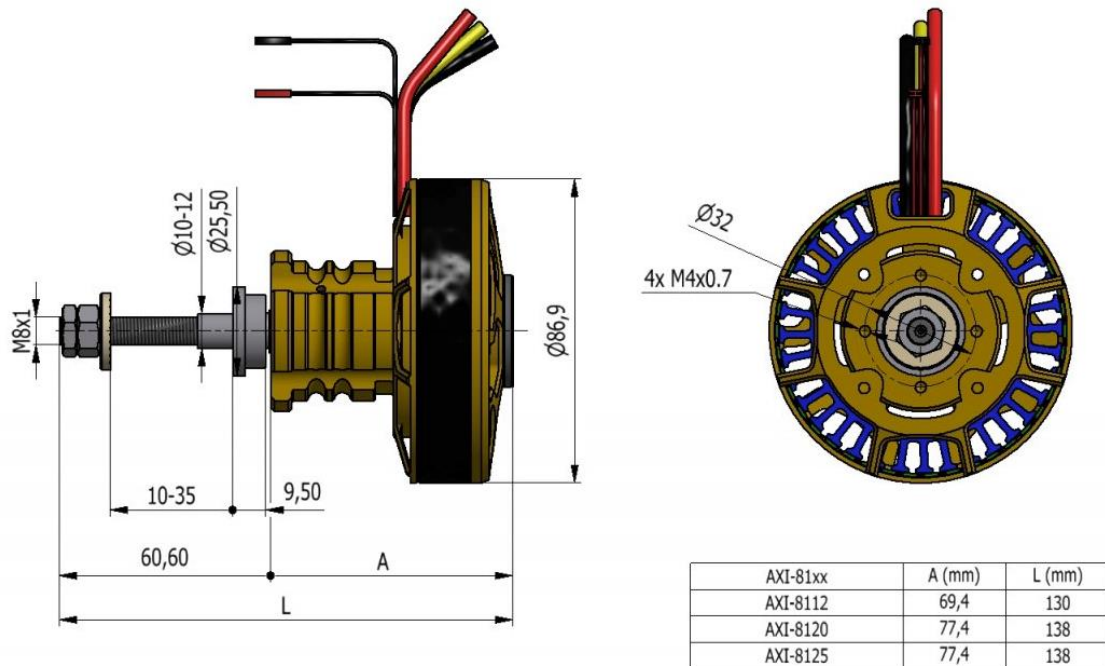
Rys. A.4. Motoszybowiec AOS H2



Rys. A.5. Motoszybowiec AOS H2

B. Silnik elektryczny AXI 8120/10

Silnikiem wybranym do proponowanego i poddanego analizie napędu rozproszonego był silnik AXI 8120/10. Jest to silnik typu BLDC. Oznacza to, że zamiast mechanicznego komutatora ze szczotkami zastosowano elektrycznie sterowany komutator, cewki są nieruchome, a magnesy znajdują się na wirniku. Elektroniczny komutator zasilany jest prądem stałym. Silnik współpracuje z regulatorem o maksymalnej przepustowości 95 [A]. Na rysunku B.1 przedstawiono model geometryczny tego silnika.



Rys. B.1. Model geometryczny silnika AXI 8120 [92]

W tabeli B.1 przedstawiono dane techniczne silnika.

Tab. B.1 Dane techniczne silnika AXI 8120/10 [92]

nazwa	oznaczenie	wartość
Impuls właściwy silnika	K_v [obr/min/V]	140
Sprawność maksymalna	η_{sil} [%]	95
Moc maksymalna	N_{OUT} [W]	4200
Natężenie spoczynkowe silnika	I_O [A]	1,2
Maksymalne natężenie prądu	I_{MAX} [A]	95
Oporność wewnętrzna silnika	R_M [Ohm]	0,063
Masa silnika	m [kg]	0,675

Na podstawie literatury [60] możliwe było wyznaczenie charakterystyk pracy silnika. W zależności od założonego scenariusza współpracy z dobranym śmigłem można było

wyznaczyć parametry prądowe silnika dla wartości mocy i wymaganej prędkości obrotowej przez śmigło. Poniżej przedstawiono wykorzystane wzory do analizy. Charakterystyki wyznaczono korzystając ze środowiska Matlab.

$$N_{IN} = I_{IN} \cdot V_{IN} \quad (\text{B.1})$$

gdzie:

N_{IN} – moc prądowa doprowadzona do silnika [W],

I_{IN} – natężenie prądu na wejściu do silnika [A],

U_{IN} – napięcie prądu na wejściu do silnika [V],

$$N_{OUT} = (I_{IN} - I_0) \cdot (V_{IN} - R_M \cdot I_{IN}) \quad (\text{B.2})$$

gdzie:

N_{OUT} – moc uzyskana na wale silnika [W],

$$n_{sil} = \frac{Kv}{60} \cdot (V_{IN} - R_M \cdot I_{IN}) \quad (\text{B.3})$$

gdzie:

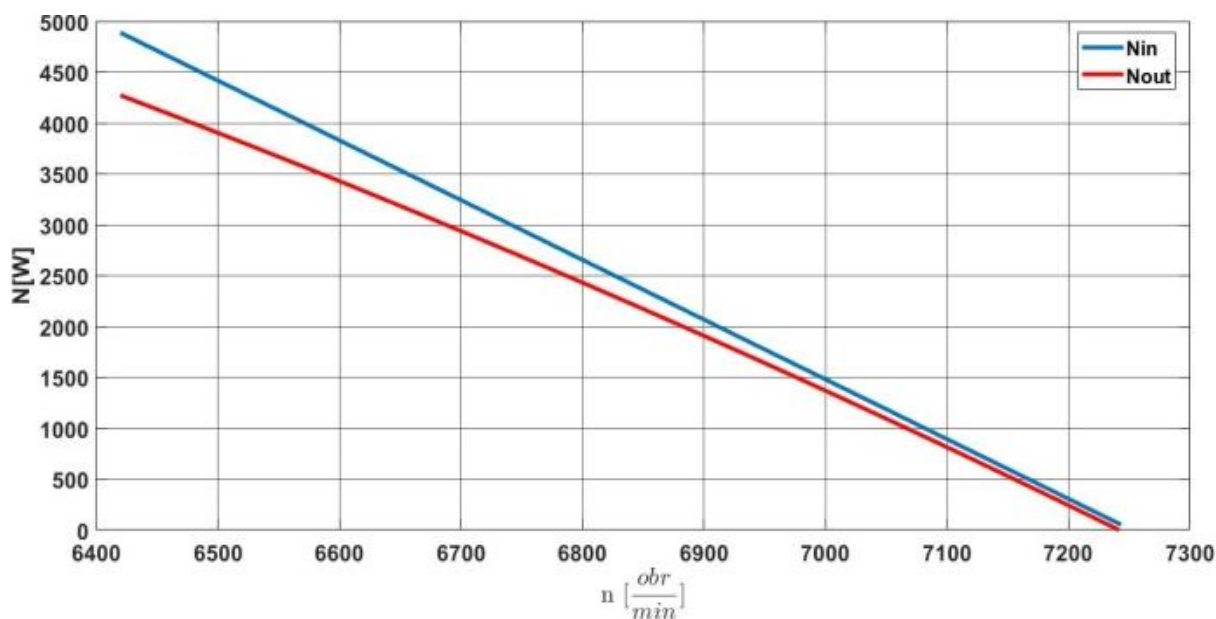
n_{sil} – prędkość obrotowa silnika [obr/s],

$$\eta_{sil} = \frac{N_{OUT}}{N_{IN}} \quad (\text{B.4})$$

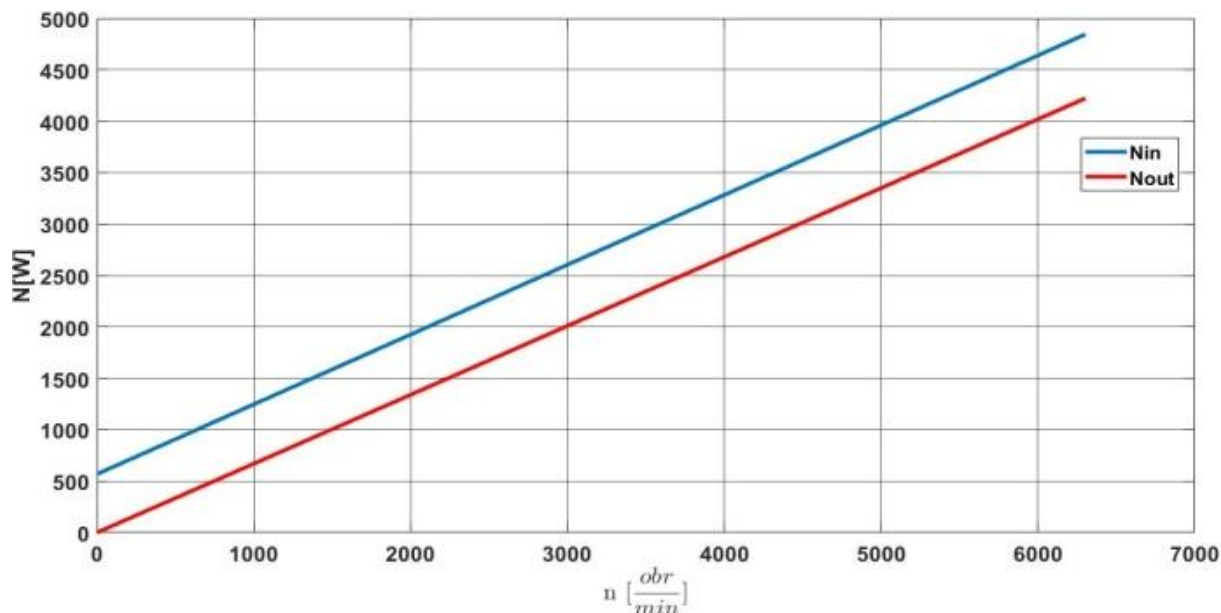
gdzie:

η_{sil} – sprawność silnika [-].

Przykładowe charakterystyki dla maksymalnego napięcia i maksymalnego natężenia prądu zaprezentowano na rysunkach B2 i B3. Superpozycja tych charakterystyk pozwalała znaleźć taki zakres pracy silnika elektrycznego, który odpowiadał określonemu zapotrzebowaniu śmigła.



Rys. B.2. Charakterystyka Silnika AXI 8120/10 dla stałego maksymalnego natężenia prądu



Rys. B.3. Charakterystyka Silnika AXI 8120/10 dla maksymalnego stałego napięcia prądu.

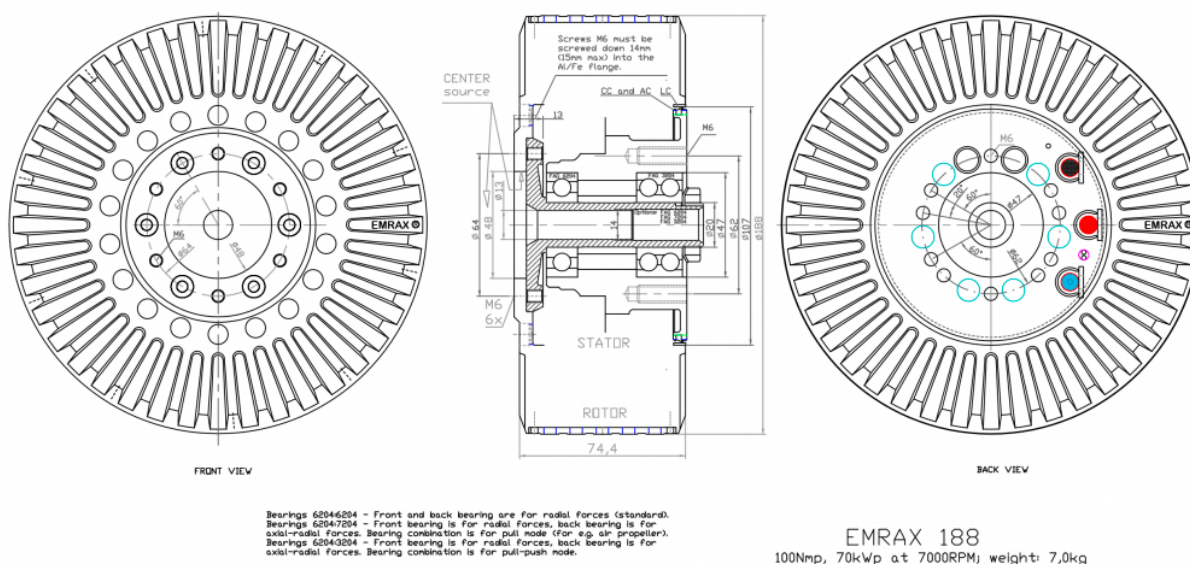
Uzyskane wyniki były sprawdzane eksperymentalnie przy pomocy stanowiska badawczego pokazanego na rysunku B4. Stanowisko to składało się z silnika elektrycznego oraz regulatora z możliwością odczytu danych pracy silnika i regulacji tej pracy poprzez połączenie z komputerem i oprogramowanie BLDCTools. Uzyskane wyniki były zadowalające i wystarczające do badań podjętych w powyższej pracy doktorskiej.



Rys. B.4. Stanowisko badawcze

C. Silnik Emrax 188

Silnikiem elektrycznym wykorzystanym jako alternator w proponowanym rozwiązaniu spalinowym hybrydowym do płatowca AOS był silnik Emrax 188. Model geometryczny silnika przedstawiono na rysunku C.1.



Rys. C.1. Model geometryczny silnika Emrax 188 [19]

W tabeli C.1 przedstawiono dane techniczne silnika.

Tab. C.1 Dane techniczne silnika Emrax 188 [19]

nazwa	oznaczenie	wartość
Impuls właściwy silnika (w zależności od regulatora)	K_v [obr/min/V]	15-60
Sprawność	η_{Sil} [%]	92-98
Moc maksymalna chwilowa	N_{Max} [W]	52000
Moc efektywna – stała silnika	N_{sil} [W]	30000
maksymalny chwilowy moment obrotowy	M_{Max} [Nm]	90
efektywny moment obrotowy	M_{Sil} [Nm]	50
Masa silnika	m [kg]	7

Powyższe dane techniczne pozwoliły na odpowiednie ustalenie współpracy silnika Emrax wraz z silnikiem spalinowym do proponowanego rozwiązania generatora elektrycznego opisanego w rozdziale 4.

D. Ogniwo wodorowe

Wodorowe ogniwo paliwowe zastosowane w motoszybowcu AOS H2 powstało we współpracy z Akademią Górniczo Hutniczą w Krakowie. Ogniwo to jest konstrukcją oryginalną, składa się z dziesięciu stosów. Moc elektryczna wytworzona w ogniwie jest częściowo zużywana na bieżące potrzeby urządzenia (napęd silnika wentylatora chłodzącego ogniwo, elektronika sterująca). W efekcie ogniwo dostarcza do układu napędowego 10000 [W] mocy użytecznej. Ogniwo zużywa 12 [kg] wodoru na godzinę pracy. Masa ogniwa wynosi 60 kg. Na rysunkach D.1 przedstawiono zdjęcie paliwowego ogniwa wodorowego zamontowanego w motoszybowcu AOS H2.



Rys. D.1. Widok na ogniwo wodorowe zainstalowane w płatowcu motoszybowca AOS H2

Literatura

Publikacje zwarte, opracowania i artykuły naukowe

1. ALEX M. i inni. (2014), *Drag Reduction Through Distributed Electric Propulsion*, Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, 16-20 June 2014, Atlanta, Georgia
2. ANDERSON J. (2016), *Introduction to flight*, McGraw Hill Education.
3. ANSYS (2019), *Meshing User's guide*. Ansys Inc. Southpointe
4. AYAR M., GULEREN K. M., KARAKOC T. (2018), *Motor selection process with ahp on mini electric UAV*, International Symposium on Electric Aviation and Autonomous Systems (ISEAS).
5. BOJOI R., BOGGERO H. (2018), *Multiphase Drives for Hybrid-Electric Propulsion in Light Aircrafts: a Viable Solution*, Conference: 2018 International Symposium on Power Electronics, Electrical Drives, Automation and Motion (SPEEDAM). DOI: 10.1109/SPEEDAM.2018.8445241
6. BREJLE B., MARTINS J. (2018), *Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft: A review of concepts, models, and design approaches*, Aerospace Sciences: article in progress; <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2018.06.004>
7. CAMPOS L. (2015), *On Physical Aeroacoustics with Some Implications for Low-Noise Aircraft Design and Airport Operations*, Aerospace 2:1, pp.17-90.
8. CASALINO D., DIOZZI F., SANNINO R., PAONESSA A. (2008), *Aircraft noise reduction technologies: A bibliographic review*, Aerospace Science and Technology 12:1, pp.1-17.
9. CORREA G., i inni. (2015), *Flight test validation of the dynamic model of a fuel cell system for ultra-light aircraft*, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G-Journal of Aerospace Engineering, vol.229.
10. CZERWNIŃSKI A. (2013), *Akumulatory, baterie, ogniwa*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa.
11. DANCILA R., BOTEZ R., FORD S. (2014), *Fuel Burn and Emissions Evaluation for a Missed Approach Procedure Performed by a B737-400*, The Aeronautical Journal Vol. 118, No. 1209.
12. DE VRIES R. (2019), *Preliminary sizing of a hybrid-electric passenger aircraft featuring over-the-wing distributed-propulsion*, American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://doi.org/10.2514/6.2019-1811>
13. DĘBOWSKI A. (2017), *Automatyka. Napęd elektryczny*, Wydawnictwa Naukowe PWN, Warszawa.
14. DONATEO T., SPEDICANTO L. (2017), *Fuel economy of hybrid electric flight*, Applied Energy. 206, 723-738.
15. EASA, EEA, EUROCONTROL (2016), *European Aviation Environmental Report 2016*, ISBN: 978-92-9210-197-8, dostępne na:

- www.eurocontrol.int/sites/default/files/publication/files/european-aviation-environmental-report-2016.pdf
16. EASA, EEA, EUROCONTROL (2016), *European Aviation Environmental Report 2016*, ISBN: 978-92-9210-197-8, dostępne na:
www.eurocontrol.int/sites/default/files/publication/files/european-aviation-environmental-report-2016.pdf
 17. EEA (2017a), *EMEP/EEA air pollutant emission inventory guidebook 2016 – Update July 2017*, lead authors: Winther M., Rypdal K., dostępne na:
www.eea.europa.eu/ds_resolveuid/SEB4A9UJYD
 18. EEA (2017b), *Climate Change, Impacts and Vulnerability in Europe 2016 – An Indicator-Based Report*, No. 1/2017, European Environment Agency, ISSN 1977-8449, published online at: <https://www.eea.europa.eu/publications/climate-change-impacts-and-vulnerability-2016>
 19. Engine Manual Emrax 188 (2019)
 20. Engine Manual Wankel AG 407 TGi (2014)
 21. FAHIM M. (2019), *An overview of double-bar single-wheel rotary combustion engine*, Advances in Mechanical Engineering Vol. 11(2) 1–13. DOI: 10.1177/1687814019828074
 22. FERMAN Y. i inni. (2016), *Hybrid-electric motive power systems for commuter transport applications*, ICAS 2016.
 23. FILLIPPONE A. (2006), *Fixed and rotary wing aircraft*, Butteorth-Heinemann, USA.
 24. FILLIPPONE A. (2012), *Advanced aircraft flight performance*, Cambridge University Press, USA
 25. FINGER F.D. i inni. (2018), *A review of configuration design for distributed propulsion transitioning VTOL aircraft*, 2017 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT2018).
 26. FINGER F.D. i inni. (2019), *On aircraft design under the consideration of hybrid-electric propulsion systems*, 2018 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT2019).
 27. FINGER F.D., BRAUN C. (2019), *Impact of engine failure constraints on the initial sizing of hybrid-electric GA aircraft*, AI-AA Scitech 2019 Forum, San Diego.
<https://doi.org/10.2514/6.2019-1812>
 28. FINGER F.D., BRAUN C. (2018), *Case studies in initial sizing for hybrid-electric general aviation aircraft*, 2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium.
<https://doi.org/10.2514/6.2018-5005>
 29. FINGER F.D., BRAUN C., CEES B. (2019), *Impact of electric propulsion technology and mission requirements on the performance of VTOL UAVs*, CEAS Aeronautical Journal., 10, 827-843.

30. FINGER F.D., CEES B., BRAUN, C., (2019), *Initial sizing methodology for hybrid-electric general aviation aircraft*, Journal of Aircraft. <https://doi.org/10.2514/1.C035428>
31. FISZDON A. (1961), *Mechanika Lotu*, PWN, Warszawa
32. FRĄCZEK W., TOMASIEWICZ J., MARJANOWSKI J., CZARNOCKI P. (2015), *Arkusze danych technicznych motoszybowca AOS-H2*, Dokument nr: AOS-H2 / ADT / I / 2015
33. GEISS I., STROHMAYER A., i inni. (2018), *Optimized operation strategies for serial hybrid-electric aircraft aviation technology*, Integration, and Operations Conference 2018. <https://doi.org/10.2514/6.2018-4230>
34. GEISS I., VOIT-NITSCHMANN R. (2017), *Sizing of fuel-based energy systems for electric aircrafts*, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G-Journal of Aerospace Engineering. Vol. 231.
35. GORAJ Z. (2001), *Dynamika i aerodynamika samolotów manewrowych z elementami obliczeń*, Biblioteka naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa.
36. GOTTEN F., FLINGER F.D., BRAUN C. (2018), *Empirical correlations for geometry build-up of fixed wing unmanned air*, 2018 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT2018).
37. GRZESIAK L. (2009), *Sterowanie napędów elektrycznych i serwonapędów elektrycznych*, Preskrypt. Program rozwojowy Politechniki Warszawskiej.
38. GRZESIAK L., UFNALSKI B., KASZEWSKI A. (2016), *Sterowanie napędów elektrycznych. analiza, modelowanie, projektowanie*, Wydawnictwa naukowe PWN, Warszawa.
39. HARTMAN E., BIEDERMAN D. (1938), *The aerodynamic characteristic of full-scale propellers*, NACA Report No.640.
40. HENDERSON R.P., MARTINS J.R.R.A., PEREZ R.E. (2012), *Aircraft Conceptual Design for Optimal Environmental Performance*, The Aeronautical Journal, vol. 116, no. 1175, s. 1–22.
41. HOELZEN J. i inni. (2017), *Hybrid electric aircraft propulsion case study for skydiving mission*, Aerospace 4/45. <https://doi.org/10.3390/aerospace4030045>
42. HOELZEN J. i inni. (2018), *Conceptual design of operation strategies for hybrid electric aircraft*, Energies 11/217. <https://doi.org/10.3390/en11010217>
43. JAKUBOWSKI R., ORKISZ M., WOŁOSZYN T. (2015), *A review of selected alternative propulsion systems for UAV applications*, Zeszyty Naukowe/Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych Dęblin.
44. KAI N. i inni. (2019), *Electrical and electronic technologies in more- electric aircraft: a review*, IEEE Access. <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2019.2921622>.
45. KIRNER R. i inni. (2016), *An assessment of distributed propulsion: Part B – Advanced propulsion system architectures for blended wing body aircraft configurations*, Aerospace Science and Technology. 50, 212-219.

46. KOŁODZIEJCZYK R. (2019), *Instalacja wodorowa w obiektach latających, zbiór norm i przepisów w oparciu o aktualne przepisy budowy statków powietrznych*, Opracowanie w ramach projektu AOS H2.
47. KUŹNIAR M. (2019), *Energetyczna analiza porównawcza zespołów napędowych w zastosowaniu do lekkiego statku powietrznego*, *Autobusy*. 227 (1-2), 88-92.
48. LIU C., DOULGERIS G., PANAGIOTIS L. i inni. (2017), *Turboelectric distributed propulsion system modelling for hybrid-wing-body aircraft*.
49. LIU C., XIAYI S. (2016), *Method to explore the design space of a turbo-electric distributed propulsion system*, *Journal Aero-space Engineering*. [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0000617](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000617)
50. ŁUCJANEK J., BUKOWSKI W. (1986), *Napęd śmigłowy. Teoria i konstrukcja*, Wydawnictwo Ministerstwa Obrony Narodowej, Warszawa.
51. ŁUKASIK B. (2018), *Analysis of the possibility of using full-electric, hybrid and turbo-electric technologies for future air-craft propulsion systems, in terms of mission energy consumption, NOx/CO2 emission and noise reduction*, Instytut Lotnictwa.
52. MACIEJCZYK A., PAWELSKI Z. (2015), *Model numeryczny układu napędowego autobusu miejskiego o napędzie elektrycznym zasilanym z dwóch źródeł energii*, *Logistyka* 3/2015:2974-2982
53. MAJKA A, (2018), *Ground-Based System for Support of the Aircraft Safe Take-off and Landing. Technical, Ecological and Efficiency Aspects*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów.
54. MARJANOWSKI J. (2015), *Koncepcja rozmieszczenia elementów składowych zespołu napędowego w motoszybowcu AOS-H2*, Dokument nr: AOS-H2/KREZN/I/2015
55. MARJANOWSKI J. (2015), *Założenia Koncepcja podziałów konstrukcyjno-technologicznych struktury kompozytowej płatowca*. Dokument nr: AOS-H2/KPK-T/I/2015
56. MARJANOWSKI J., FRĄCZEK W., CZARNOCKI P., (2015), *Założenia podstawowe dla projektu motoszybowca AOS-H2*, Dokument nr: AOS-H2/ZP/II/2015
57. MARJANOWSKI J., TOMASIEWICZ J., CZARNOCKI P., (2015), *Analiza masowa motoszybowca AOS-H2*, Dokument nr: AOS-H2/AM/I/2015
58. NING Z., HU H. (2016), *An Experimental Study on the Aerodynamics and Aeroacoustic Characteristics of Small Propellers of UAV*, AIAA SciTech Forum, 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting.
59. ORKISZ M., JAKUBOWSKI R. (2007), *Demonstrator zaawansowanych technologii lotniczych. Dobór i integracja zespołu napędowego z płatowcem*, Raport z projektu: 0595/T02/2007/02.
60. ORKISZ M., KUŹNIAR M. (2019), *Analysis of the application of distributed propulsion to the AOS H2 motor glider*, *Journal of Kones*. 26(2), 85-92.

61. ORKISZ M., KUŹNIAR M. (2020), *3E – A new paradigm for the development of civil aviation*, Combustion Engines. 181(2), 3-10.
62. ORKISZ M., WYGONIK P., KUŹNIAR M., KALWARA M. (2019), *Comparative analysis of combustion engine and hybrid propulsion unit in aviation application in terms of emission of harmful compounds in the exhausts emitted to the atmosphere*, Combustion Engines. 178(3):213–217.
63. ORKISZ M., WYGONIK P., KUŹNIAR M., KALWARA M. (2019), *Comparative analysis of pollutants emission by classical and distributed propulsions applied on the AOS motor glider*, Combustion Engines. 179(4):102–106.
64. ORKISZ M., WYGONIK P., KUŹNIAR M., KALWARA M. (2019), *Propulsion of an electric generator in application to a motor glider propulsion*, Combustion Engines. 178(3):264–268.
65. PAWLAK M. (2019), *Metoda modelowania emisji związków szkodliwych w spalinach silników odrzutowych samolotów pasażerskich w warunkach przelotowych*, Uniwersytet Morski w Gdyni 2019.
66. PAWLAK, M., KUŹNIAR, M. (2017), *Problematyka emisji toksycznych składników spalin silników lotniczych*, Autobusy, 12, 338-344.
67. PAWLAK, M., KUŹNIAR, M. (2018), *Analysis of the wind dependent duration of the cruise phase on jet engine exhaust emissions*, Journal of Kones. 25(3), 371-376.
68. PAWLAK, M., KUŹNIAR, M. (2019), *Determination of CO₂ emissions for selected flight parameters of a business jet aircraft*, Journal of Kones., 26(1), 85-92.
69. PAWLAK, M., MAJKA, A., KUŹNIAR, M., PAWLUCZY J. (2017), *Analysis of wind impact on emission of selected exhaust compounds in jet engines of a business jet aircraft in cruise phase*, Combustion Engines. 2018, 173(2), 55-60.
70. PAWLAK, M., MAJKA, A., KUŹNIAR, M., PAWLUCZY J. (2018), *Emission of selected exhaust compounds in jet engines of a jet aircraft in cruise phase*, Combustion Engines. 173(2), 67-72.
71. PILECKI SZ.(1984), *Lotnictwo i Kosmonautyka*, Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa.
72. PLAMINCER, A. (1982) *Maszyny elektryczne*. Wydawnictwo Naukowo Techniczne, Warszawa.
73. POLAK Z., RYPULAK A. (2002), *Awionika, przyrządy i systemy pokładowe*, Wyższa Oficerska Szkoła Sił Powietrznych Dęblin.
74. RINGS R., FINGER F.D. i inni. (2018), *Sizing studies of light aircraft with parallel hybrid propulsion systems*, Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT2018)
75. ROSKAM J. (2016), *Airplane Aerodynamics and Performance*, DARcorporation, Kansas.
76. SEITZ A. (2011), *Advanced Methods for Propulsion System Integration in Aircraft Conceptual Design*, Technische Universität München

77. SIKVEREN A. (2017), *The method of quadrant based algorithmic nomographs for hybrid/electric aircraft predesign*, Journal of Aircraft. 2017. <https://doi.org/10.2514/1.C034355>
78. STOLL A., i inni. (2014), *Conceptual Design of the Joby S2 Electric VTOL PAV*, Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, 16-20 June 2014, Atlanta, Georgia
79. STOLL A.M., BEVIRT J., MOORE M. i inni. (2014), *Drag reduction through distributed electric aviation technology*, Integration, and Operations Conference.
80. STRZELCZYK P. (2007), *Wybrane zagadnienia z aerodynamiki śmigieł*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów.
81. SULZENKO M., MOSTOWOJ A. (1970), *Konstrukcja samolotów*, Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa
82. SZAFRAN K., MICHALCZYK M. (2016), *Wybrane zagadnienia projektowania lekkich samolotów sportowych w aspekcie światowych przepisów lotniczych*, Prace Instytutu Lotnictwa, Nr 2(243), s. 142-153, Warszawa, DOI: 10.5604/05096669.1205270
83. TOMASIEWICZ J., FRĄCZEK W., CZARNOCKI P. (2015), *Wstępne obliczenia aerodynamiczne dla motoszybowca AOS-H2*, Dokument nr: AOS-H2 / WOA / I / 2015
84. VELDIUS V. (2005), *Propeller WingAerodynamic Interference*, Delft University of Technology
85. VRATNY P., HORNING M. (2018), *Sizing considerations of an electric ducted fan for hybrid energy aircraft*, Transportation Research Procedia. <https://doi.org/10.1016/j.trpro.2018.02.037>
86. WILK J., SZMUSZ R., WOLAŃCZYK F. (2011), *Termodynamika Repetytorium*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów.

Witryny internetowe

87. airbus.com (dostęp: 31.05.2020)
88. batteryspace.com/prod-specs/3.7V9059156.pdf (dostęp: 12.11.2019)
89. bauer.pl/czasopismo/motor/ (dostęp: 28.03.2020)
90. bmwgroup.com/en/innovation/technologies-and-mobility.html (dostęp: 28.03.2020)
91. emrax.com (dostęp: 30.11.2019)
92. hacker-motor-shop.com (dostęp: 30.11.2019)
93. modelmotors.cz (dostęp: 28.03.2020)
94. nasa.gov (dostęp: 28.03.2020)
95. pipistrel-aircraft.com (dostęp: 28.03.2020)
96. ulc.gov.pl (dostęp: 28.03.2020)
97. vlab.amrita.edu/ (dostęp: 28.03.2020)
98. wankel-ag.de (dostęp: 20.12.2019)

Streszczenie

Lotnictwo jest tą gałęzią transportu, która w sposób istotny przyczyniła się do globalizacji świata. Dzięki transportowi lotniczemu możliwe stało się dotarcie człowieka lub ładunku do dowolnego miejsca na świecie w ciągu doby. Jednakże, ciągły rozwój lotnictwa skłania do poszukiwania nowszych, bardziej przystających do czasów współczesnych konstrukcji lotniczych. Poszukiwane są rozwiązania mające zapewnić ekonomię eksploatacji i zmniejszone negatywne oddziaływanie na środowisko. Stąd zainteresowanie napędami nowoczesnymi, jak napędy hybrydowe, elektryczne czy rozproszone.

Bazując na przeglądzie literatury, istniejących rozwiązaniach i pracach własnych podjęto próbę oceny efektywności wybranych napędów z wykorzystaniem metody energetycznej. W pracy podjęto próbę opracowania napędu rozproszonego do płatowca motoszybowca AOS H2. Analizie poddano dwa warianty źródła energii, hybrydę wykorzystującą ogniwo wodorowe oraz układ hybrydowy wykorzystujący silnik spalinowy (Wankel TGi 407) jako doładowujący akumulator.

Do płatowca dobrano napęd rozproszony. Dla mocy niezbędnej do lotu płatowca określono zapotrzebowanie energetyczne. Przyjęto 10-silnikowy układ marszowy (po pięć silników AXi 8120 na skrzydło). W wyniku teoretycznej analizy doboru śmigła wstępnie określono wzrost zasięgu i długotrwałości lotu statku powietrznego na podstawie wyższej sprawności pracy śmigieł.

Z powodu braku możliwości przeprowadzenia prób w locie i badań tunelowych wybranego układu napędowego, przeprowadzono analizy CFD śmigła i opływu skrzydła. Na tej podstawie zmieniono średnice dobranego śmigła i określono zmianę współczynników aerodynamicznych statku powietrznego. W efekcie uzyskano poprawę wskaźników osiągowych (wzrost zasięgu i długotrwałości lotu) oraz energetycznych (zużycie energii i paliwa na kilometr i godzinę lotu) dla obu źródeł energii umieszczonych na pokładzie samolotu. Odnotowano wzrost zasięgu o 51 km dla wariantu hybrydowego spalinowego i o 39 km dla układu hybrydowego z ogniwem wodorowym. Długotrwałość lotu wzrosła odpowiednio o 30 i 24 minuty. Poprawiło to wskaźniki osiągowie samolotu o 19 %. Dla układu hybrydy spalinowej stwierdzono spadek emisji drogowej związków szkodliwych zawartych w spalinach silnika generatora elektrycznego, stwierdzono obniżenie emisji drogowej badanych zanieczyszczeń o 17%. W przypadku rozkładu parametrów energetycznych (rozkład energii potrzebnej do pokonania kilometra trasy bądź godziny lotu) stwierdzono 16% poprawę tych wskaźników po zastosowaniu napędu rozproszonego. Badania nad tego typu

napędami są perspektywiczne. Napędy rozproszone, hybrydowe i elektryczne będą coraz częściej stosowane w lotnictwie.

Streszczenie w języku angielskim

Aviation is the branch of transport that has significantly contributed to the globalization of the world. Thanks to air transport, it has become possible for a person or cargo to reach any place in the world in a single day. However, the continuous development of aviation prompts the search for newer and more compatible with contemporary time aviation structures. Solutions are sought to ensure the economy of operation and reduce the negative impact on the environment. Hence the interest in modern propulsion, such as hybrid, electric or distributed propulsion.

Based on the literature review, existing solutions and own works, an attempt was made to evaluate the efficiency of selected propulsions using the energy method. The study attempts to develop a distributed propulsion system for the AOS H2 motor glider airframe. Two variants of the energy source were analysed, a hybrid using a hydrogen cell and a hybrid system using an internal combustion engine (Wankel TGi 407) as a battery recharger.

For the airframe the distributed propulsion was selected. The energy demand for the airframe flight was determined. A 10-engine marching system was adopted (five AXi 8120 engines per wing). As a result of the theoretical analysis of the propeller selection, the increase in range and flight endurance of the aircraft was initially determined based on the higher efficiency of the propellers.

Due to the lack of possibility to carry out the flight tests and wind tunnel tests of the selected propulsion system, CFD analyses of the propeller and the wing flow were carried out. On this basis, the diameters of the selected propeller were changed and the change in the aerodynamic coefficients of the aircraft was determined. As a result, the performance indicators (increase in range and flight duration) and energy indicators (energy and fuel consumption per kilometre and flight hour) were improved for both energy sources located on the aircraft. The range increased by 51 km for the hybrid with the combustion engine and by 39 km for the hybrid with the hydrogen fuel cell. Flight duration increased by 30 and 24 minutes, respectively. This improved the aircraft's performance indicators by 19%. For the hybrid combustion system, a decrease in road emissions of harmful compounds present in the exhaust gases of an electric generator engine was found, a reduction in road emissions of the tested pollutants by 17% was found. In the case of the distribution of energy parameters (distribution of energy needed to cover a kilometre of a route or an hour of flight), a 16% improvement in these indicators was

found after the application of distributed propulsion. Research on this type of propulsion is promising. Distributed, hybrid and electric propulsion will be increasingly used in aviation.