

Politechnika Warszawska

Instrukcja do ćwiczenia laboratoryjnego BADANIE CHARAKTERYSTYK ŚMIGŁA

Bezzałogowe Statki Powietrzne

Sporządził: Konrad Gumowski

Data: **October 14, 2023**

1 Cel ćwiczenia

Celem ćwiczenia jest przeprowadzenie doświadczenia polegającego na zbadaniu charakterystyk zespołu napędowego 'drona' w zmiennych warunkach pracy. Warunki pracy określane tutaj będą jako napięcie zasilania oraz niezerowa prędkość napływu. Ćwiczenie wykonywane będzie przy wykorzystaniu tunelu aerodynamicznego i specjalnie przygotowanego stanowiska pozwalającego na zbadanie charakterystyk gdzie następnie studenci będą mieli możliwość porównanie uzyskanych charakterystyk z parametrami podawanymi przez producenta zespołu napędowego. Charakterystyki oraz dokumentacja zespołu napędowego udostępniana przez producenta zespołu napędowego oraz producenta samego drona udostępnione są w oddzielnych plikach.

2 Podstawowa wiedza o śmigłach

Wg. **J.Staszek** *Aerodynamika modeli latających* ISBN 83-206-0276-9, jest to ukierunkowany na praktykę i bardzo użyteczny podręcznik pozbawiony rachunku różniczkowego opiewającego wyprowadzane wielkości w opracowaniach akademickich. Tekst unaocznia zawite relacje między składowymi wektora prędkości opływającej profil śmigła oraz prezentuje wielkości wykorzystywane do opisu i scharakteryzowania śmigła. Pierwotnym gronem odbiorców tekstu są modelarze samolotowi.

Przeznaczeniem śmigła jest przetwarzanie mocy otrzymywanej od silnika do na napęd modelu. Odbywa się to drogą wytwarzania siły działającej wzdłuż osi obrotu i równoległej do kierunku lotu. Siła ta jest wykorzystana do pokonywania oporów aerodynamicznych modelu oraz do nadania mu odpowiedniej prędkości potrzebnej do utrzymywania się w powietrzu lub uzyskiwania pożądanej wysokości, z której model mógłby wykonywać lot ślizgowy.

Już tak sformułowane zadania nadają konstrukcji śmigła odpowiednie kierunki rozwiązania i określają jego charakter, szczególnie w zależności od zastosowanego napędu. Śmigło bowiem musi być również przystosowane do maksymalnego wykorzystania mocy rozwijanej przez silnik. Będziemy więc mieli zwykle do czynienia z następującymi typami śmigieł:

- śmigło wolnoobrotowe do modeli z napędem gumowym o liczbie obrotów $5...15 \text{ obr/s}$, przy czym ta liczba obrotów dla modeli pokojowych może być jeszcze mniejsza ($1...2 \text{ obr/s}$); średnica tych śmigieł waha się w granicach $400...600 \text{ mm}$;
- śmigło szybkoobrotowe do modeli z napędem spalinowym, w którym obroty sięgają w nowoczesnych silnikach wyczynowych nawet do $30\,000 \text{ obr/min}$, czyli do ok. 500 obr/s , przy czym moc rozwijana przez taki silnik osiąga czasem ok. 1 kW ; średnice tych śmigieł w zależności od obrotów silnika oraz dostarczanej mocy wahają się zwykle w granicach $150...250 \text{ mm}$.

Działanie śmigła można przedstawić jako odrzucanie strumienia powietrza przepływającego przez łopatę w kierunku przeciwnym do kierunku lotu. Istnieją różne metody obliczania i projektowania śmigieł. Najbardziej znana i stosowana jest metoda wg której łopata śmigła jest powierzchnią nośną zaklinowaną pod określonym kątem natarcia a oraz skreconą śrubowo dla przystosowania do poruszania się po linii śrubowej, jak to przedstawiono na rys. 1. Śmigło pracujące w strumieniu swobodnym powoduje przyspieszanie prędkości strumienia powietrza przepływającego przez pole wyznaczone tarczą obrotu łopat i w związku z tym strumień ten zwęża się zgodnie z zasadą zachowania masy zaś ciśnienie statyczne maleje zgodnie z prawem Bernoulli'ego ponieważ prędkość, a więc i ciśnienie dynamiczne rosną (2). Podczas jednego obrotu śmigło przesuwa się w kierunku lotu wzdłuż swojej osi obrotu na odległość S_{rz} , którą nazywamy skokiem rzeczywistym. Odległość

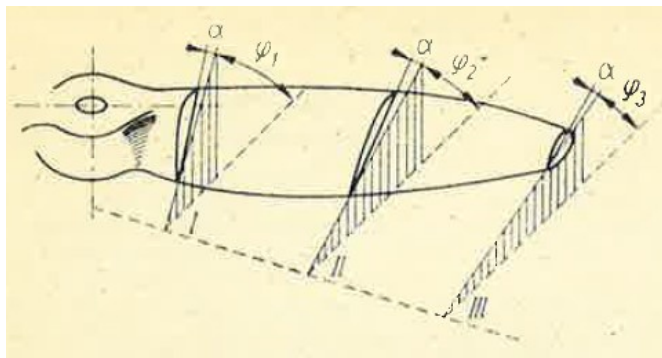


Figure 1: Geometria łopaty śmigła. $\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3$ - kąty skreńcenia przekroju łopaty, α - kąt natarcia profilu łopaty.

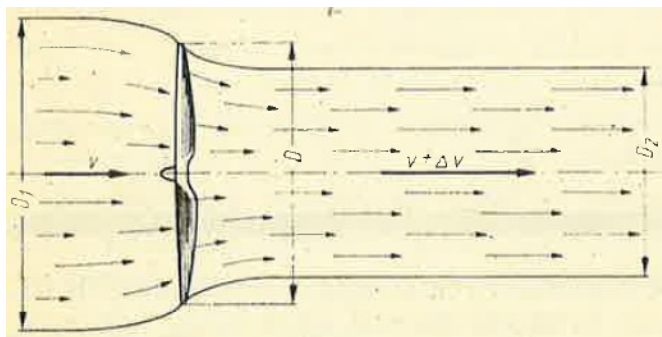


Figure 2: Przyrost predkosci w strumieniu zasmiglowym.

ta jest jednak mniejsza, niżby to wynikało z poruszania się ściśle zgodnie z geometrycznie wyznaczonymi kątami φ , według których teoretyczna linia śrubowa śmigła powinna mieć skok większy S_{teor} . Usuwanie się powietrza spod łopaty i związane z tym straty powodują, że jednak skok rzeczywisty jest mniejszy zaś różnicę między tymi skokami nazywamy poślizgiem śmigła (rys. 3): $P = S_{teor} - S_{rz}$. Obrót śmigła dokoła jego osi powoduje, że prędkości obwodowe poszczególnych przekrojów łopaty mają wartości tym większe, im większa jest ich odległość od osi, podczas gdy prędkości postępowe są dla każdego przekroju takie same (rys. 4). Prędkość obwodowa w odpowiednim przekroju wynosi więc w odległości r , czyli na promieniu, na którym znajduje się przekrój:

$$v_r(r) = \frac{2\pi \cdot r \cdot n}{60}$$

z czego wynika, że koniec łopaty ma prędkość obwodową:

$$v_r(R) = \frac{\pi \cdot D \cdot n}{60}$$

Dla zorientowania się, jak duże są te prędkości, możemy łatwo obliczyć, że śmigło wolnoobrotowe o średnicy np. $D = 400\text{mm} = 0.4\text{m}$ oraz liczbie obrotów $n = 10\text{obr/s}$ ma prędkość obwodową:

$$v_r(R) = \pi \cdot D \cdot n = \pi \cdot 0.4 \cdot 10 = 12.57\text{m/s}$$

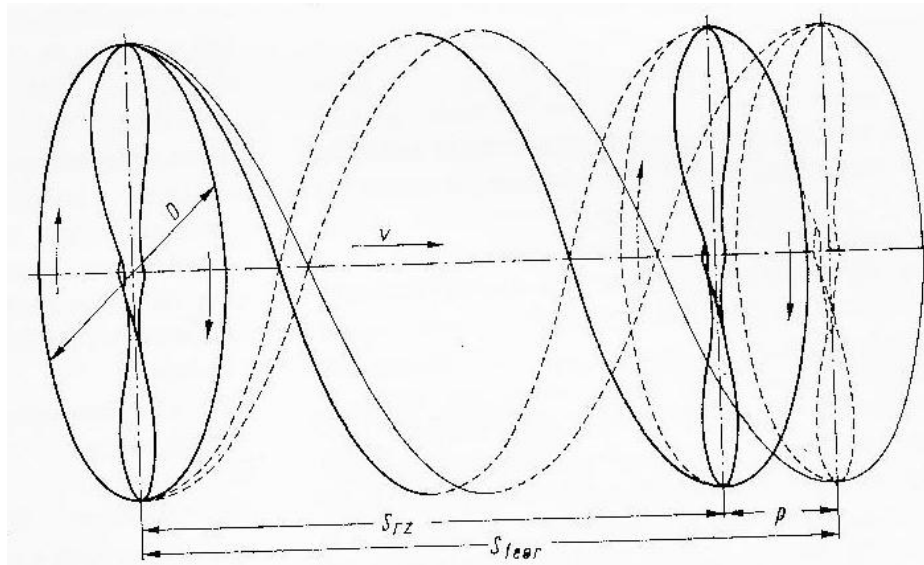


Figure 3: Skok śmigła. D -średnica śmigła, S_{teor} - skok teoretyczny lub geometryczny, S_{rz} -skok rzeczywisty, α -poślizg.

Dla modelu wyścigowego o liczbie obrotów $n = 30000 \text{ obr}/\text{min}$ oraz średnicy śmigła $D = 150 \text{ mm}$ prędkość obwodowa osiągnie wartość:

$$v_r(R) = \frac{\pi \cdot D \cdot n}{60} = \frac{\pi \cdot 0.15 \cdot 30000}{60} = 235 \text{ m/s}$$

Widać więc z powyższych przykładów, że prędkość obwodowa śmigła modelarskiego może się zmieniać w stosunkowo szerokich granicach. Podobnie zmienia się prędkość po linii śrubowej v_t (po torze), przy czym wielkość jej możemy obliczyć, dodając wektorowo prędkość obwodową v_r do prędkości postępowej v , czyli do prędkości lotu; prędkość v_t , wyniesie wtedy:

$$v_t = \sqrt{v^2 + v_r^2} = \sqrt{v^2 + \left(\frac{\pi \cdot D \cdot n}{60}\right)^2}$$

Dla modelu latającego powoli, mającego prędkość lotu $v = 6 \text{ m/s}$, otrzymamy wtedy:

$$v_t = \sqrt{6^2 + 12.57^2} = 13.93 \text{ m/s}$$

zaś dla modelu wyścigowego o prędkości $v = 70 \text{ m/s}$ prędkość ta wyniesie:

$$v_t = \sqrt{70^2 + 235^2} = 245.2 \text{ m/s}$$

Ponieważ liczba Reynoldsa ma bardzo istotne znaczenie dla osiągnięć aerodynamicznych w lotach modeli, musimy zorientować się jaką wartość osiąga ona przy różnych typach śmigieł. Ciężka łopaty śmigła wolnoobrotowego osiąga długość przeciętnie ok. 40 mm , a więc liczba Reynoldsa dla końca łopaty wyniesie:

$$Re = \frac{0.04 \times 13.93}{1.429 \cdot 10^{-5}} = 39000$$

Jest to bardzo mała liczba Reynoldsa, tym bardziej, że wartość tę osiąga tylko koniec łopaty, mający największą prędkość, zaś wszystkie przekroje położone bliżej osi obrotu mają liczby Re

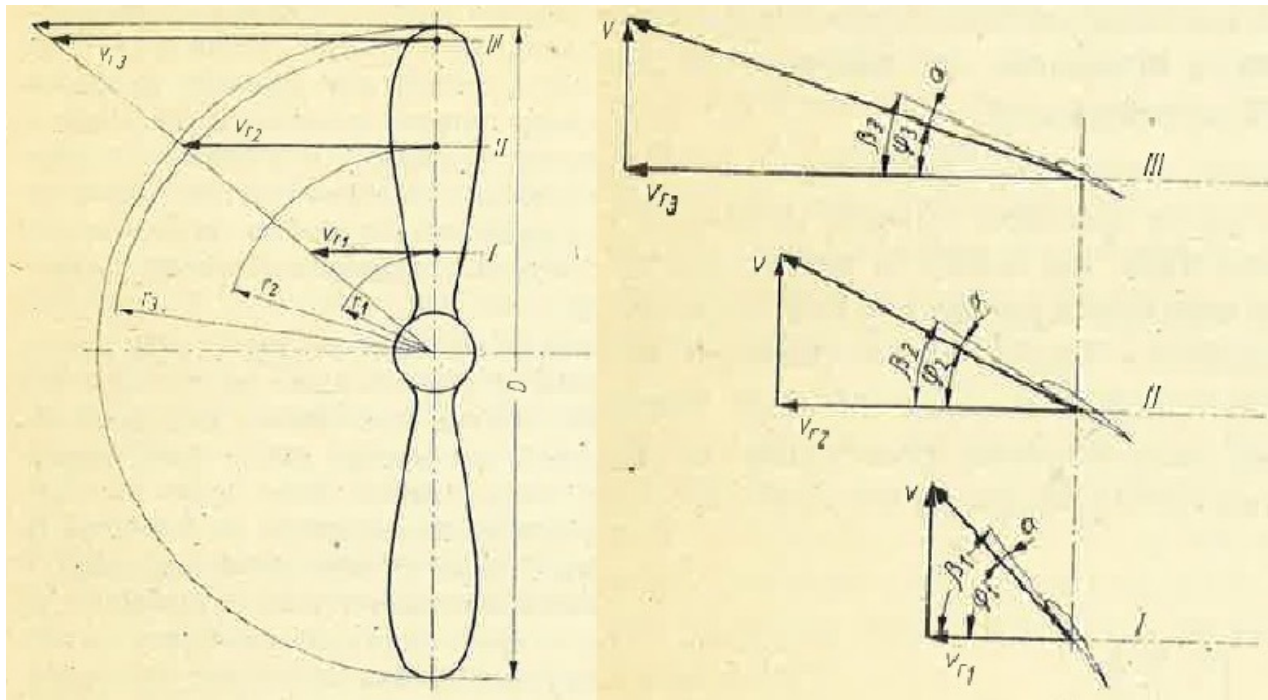


Figure 4: Rozkład prędkości i kątów skręcenia. $\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3$, - kąty skręcenia śmigła, α -kąt natarcia, v -prędkość postępową (posuwu).

stopniowo malejące aż do wartości wynoszącej w pobliżu osi $Re = 70 \cdot 40 \cdot 6 = 16800$; wartość ta nie jest zwykle osiągnięta, ponieważ cięciwa łopaty w pobliżu osi obrotu jest przeważnie mniejsza. Ta uwaga odnosi się to zresztą również do końca łopaty, gdzie cięciwa jest mała, a więc i liczba Re jest mniejsza (koniec łopaty jest zwykle zaokrąglony). Przy szybkoobrotowym śmigle sytuacja jest pod tym względem znacznie korzystniejsza i chociaż cięciwa łopaty jest w ogóle mniejsza, i wynosi zwykle około 10...12 mm, to jednak z powodu dużej prędkości liczba Re na końcu łopaty ma wartość:

$$Re = \frac{0.01 \times 245}{1.429 \cdot 10^5} = 171\,500$$

zaś w pobliżu osi obrotu spada ona do wielkości:

$$Re = \frac{0.008 \times 70}{1.429 \cdot 10^5} = 39\,200$$

a zatem jest bliska wartości krytycznej.

W tej sytuacji na profil łopaty śmigła wolnoobrotowego musimy dobrać profile cienkie, o niewielkim wygięciu linii szkieletowej mają bardzo dobre wskaźniki doskonałości aerodynamicznej ponieważ są one mało wrażliwe na wielkość liczby Re . Ponieważ bliższa analiza pracy śmigła pozwala na ustalenie, że sprawność pracy elementu jest najlepsza przy promieniu odpowiadającym wartości ok. $0.75R$, więc też liczbę Re obliczamy zwykle dla tego promienia, traktując ją jako liczbę odniesienia dla całego śmigła. W założonym przez nas przypadku, otrzymamy odpowiednio:

$$v_t = \sqrt{6^2 + (\pi \cdot 10.7 \cdot 0.4 \cdot 10)^2} = 10.65 \text{ m/s}$$

$$Re_{0.7} = \frac{0.04 \times 10.65}{1.429 \cdot 10^5} = 29\,820$$

Przy mniejszej prędkości lotu liczba ta będzie oczywiście jeszcze mniejsza. Na profile łopaty śmigła szybkoobrotowego dobieramy zwykle profile płasko-wypukłe typu Clark Y lub Gö-795, przy czym grubość profilu powinna być na tyle mała na ile pozwalają wytrzymałość i względy eksploatacyjne (chodzi o możliwość uszkodzenia na ziemi lub przy uruchamianiu silnika).

Niewielka liczba Re przy której pracują śmigła wolnoobrotowe, jest poza tym bardzo niekorzystna z powodu dużego wzrostu oporu pochłaniającego pokaźną część energii silnika przy starcie, wtedy gdy prędkości są mniejsze, a kąty natarcia poszczególnych elementów łopaty są duże. Na początku bowiem startu prędkość postępową jest niewielka i w miarę rozpędzania się modelu rośnie stopniowo od zera do osiągnięcia prędkości maksymalnej.

2.1 Rozkład sił na łopacie

Rozkłady sił na elemencie łopaty przy starcie i w locie są przedstawione na rys. 5. Na początku

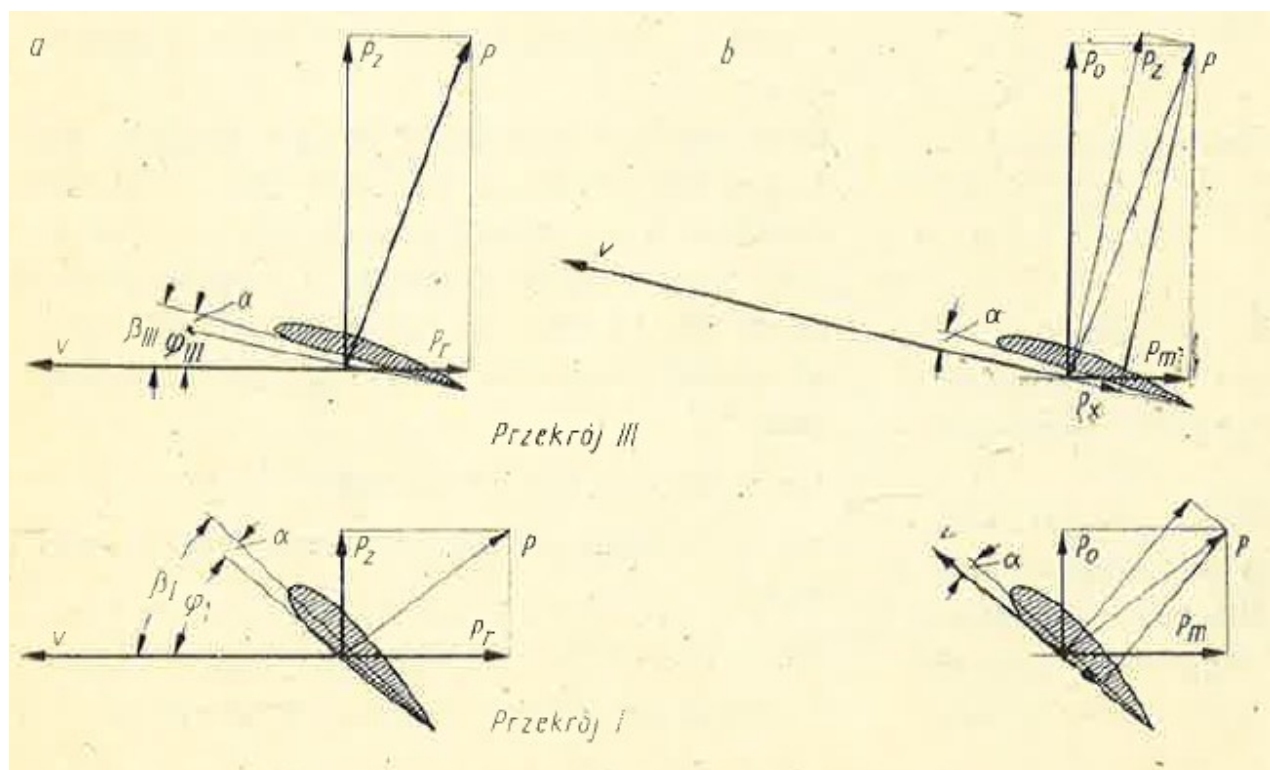


Figure 5: Rozkład sił na elemencie łopaty: a) - przy starcie, b)-w locie, P - wypadkowa siła aerodynamiczna, P_z - siła normalna do kierunku ruchu elementu, P_r - siła oporu elementu łopaty, P_o - siła równoległa do osi obrotu (ciąg), φ - kąt ustawienia elementu, α - kąt natarcia elementu w locie, β - kąt natarcia elementu przy starcie, P_m -siła dająca moment na osi śmigła.

startu (rys. 5a), gdy prędkość postępową jest jeszcze równa zero, profile łopaty mają bardzo duże kąty natarcia, szczególnie blisko osi obrotu (w przekroju I). Składowa oporu P_r , wypadkowej siły aerodynamicznej P jest wtedy stosunkowo duża, co powoduje, że i moment oporowy przeciwstawiający się momentowi obrotowemu silnika jest największy i często silnik nie może uzyskać odpowiedniej liczby obrotów, a to oznacza, że i moc jego nie jest w pełni wykorzystana. Składowa oporu siły aerodynamicznej na końcu łopaty (przekrój III) jest również stosunkowo duża, ale zależy to przede wszystkim od znacznie większej prędkości obwodowej elementu łopaty, który

pracując pod mniejszym kątem natarcia β_{III} daje jednak również dużą składową prostopadłą do płaszczyzny obrotu śmigła i równoległą do jego osi obrotu. Siła ta jest skierowana w stronę lotu modelu i daje tzw. ciąg śmigła poruszający go ku przodowi. Rozkład sił w locie (rys. 5b) ma zupełnie inny charakter, ponieważ kąty natarcia elementów łopat w stosunku do przepływającego powietrza są znacznie mniejsze, a więc i opory elementów łopaty są stosunkowo niewielkie, jak to widać z rozkładu siły P na składowe: normalną P_z , i równoległą P_x do kierunku ruchu. Choć jednak składowa P_x równoległa do kierunku ruchu elementu jest niewielka zarówno blisko osi obrotu (przekrój I), jak i na końcu łopaty (w przekroju III), to jednak składowa prostopadła do osi obrotu P_m przeciwstawiająca się momentowi obrotowemu silnika jest również stosunkowo duża ze względu na duże pochylenie siły aerodynamicznej P w stosunku do tarczy śmigła (jego płaszczyzny obrotu). Momenty od sił P_m względem osi obrotu muszą być oczywiście pokonane przez moment obrotowy wytwarzany przez silnik. Składowe normalne śmigła P_o , do płaszczyzny obrotu (jego tarczy) są równoległe do jego osi obrotu i dają w sumie ciąg śmigła w locie, mający wprawdzie zwykle mniejszą wartość niż przy starcie, ale wykonujący znacznie większą pracę, ponieważ ciąg obracającego się śmigła w miejscu nie wykonuje żadnej pracy. Dopiero iloczyn sił P_o pomnożonych przez prędkość wzdłuż toru lotu może wykonać określoną pracę potrzebną do poruszania modelu. Przyjmując w przybliżeniu eliptyczny obrys łopaty śmigła można wykreślić rozkład sił osiowych P_o wzdłuż łopaty oraz rozkład sił tworzących momenty oporowe względem osi obrotu. Rozkład tych sił przedstawiono na rys. 6. Z rysunku tego widać, że największe wartości sił P_o znajdują się

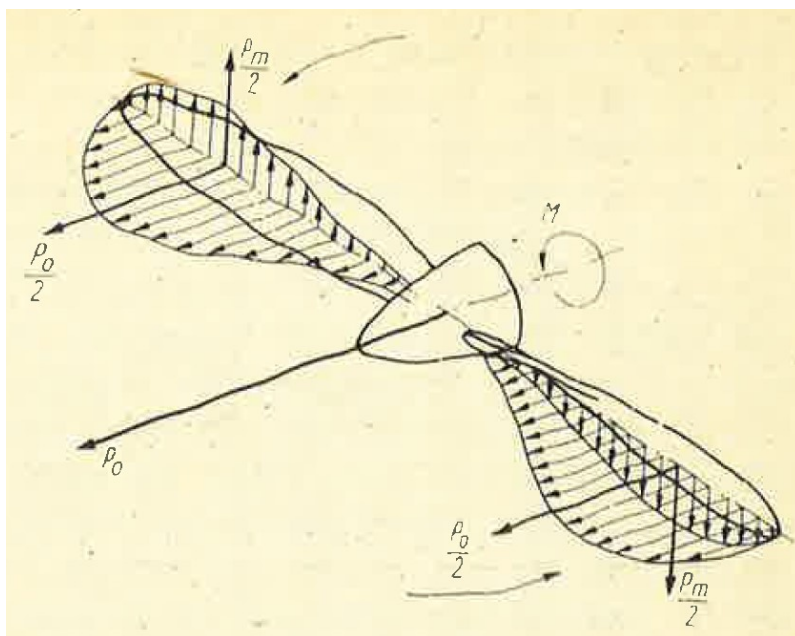


Figure 6: Rozkład sił osiowych (ciągu) i sił oporu dających moment oporowy wzdłuż łopaty. P_o - siła osiowa (ciąg), P_m - siła oporu elementów dająca moment oporowy, M -moment obrotowy silnika.

w odległości ok. $0.75R$ od osi obrotu oraz że rozkład odbiega zdecydowanie od teoretycznie optymalnego rozkładu eliptycznego. Jest to jednak wynikiem nierównomiernego rozkładu prędkości wzdłuż promienia łopaty i będącego konsekwencją przyjętego rozwiązania koncepcyjnego śmigła, Prędkość obwodowa rośnie liniowo od zera w osi śmigła do wartości maksymalnej na końcu łopaty, przy czym wykres tych zmian ma kształt trójkąta. Ponieważ jednak ciśnienie rośnie proporcjonalnie do kwadratu prędkości (a jednocześnie i do odległości od osi obrotu), więc również wykres

ciśnienie dynamicznych przyjmuje kształt paraboliczny, jak to pokazano na rys. 7 przedstawiającym wartości sił na łopacie. Ten paraboliczny kształt rozkładu prędkości jest w pewnym stopniu

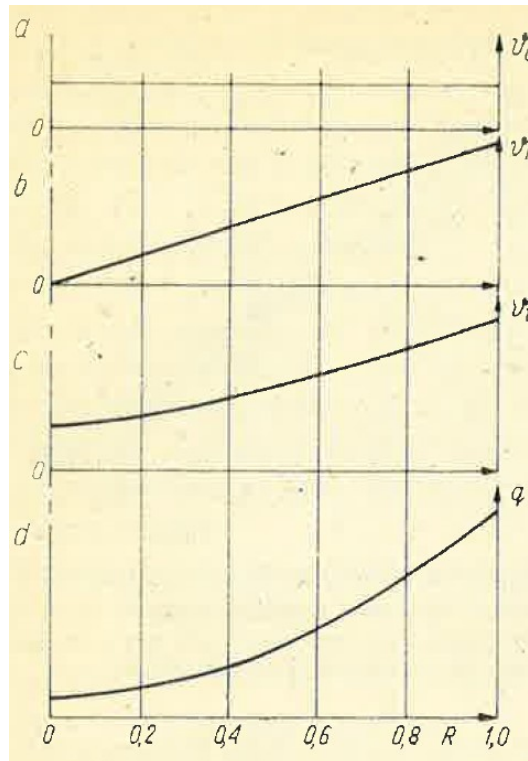


Figure 7: Rozkład prędkości wzdłuż łopaty śmigła: a - rozkład prędkości postępowej - v_o , b - rozkład prędkości obrotowej - $v_r = \frac{2\pi r \cdot n}{60}$, c - rozkład prędkości po torze - $v_t = \sqrt{v_o^2 + v_r^2}$, d - rozkład ciśnienia dynamicznego - $q = \frac{\rho v_t^2}{2}$

zniekształcony tym, że prędkość powietrza w osi śmigła nie jest równa zero, a przedstawia sobą wielkość prędkości postępowej, czyli prędkości lotu, zaś prędkość wzdłuż toru każdego elementu śmigła obliczamy ze znanego wzoru:

$$v_t = \sqrt{v^2 + \left(\frac{\pi \cdot D \cdot n}{60}\right)^2}$$

Musimy więc pogodzić się z nie najkorzystniejszym rozkładem sił wzdłuż łopaty śmigła, ponieważ nie ma praktycznych możliwości otrzymania rozkładu eliptycznego. Wszystkie wielkości przedstawione na rys. 7 są podane w funkcji ich odległości od osi obrotu wzdłuż łopaty. Na rys. 8 pokazano rozkład sił aerodynamicznych dla określonego obrysu łopaty wg $dP(r) = Cz(r) \cdot dS(r) \cdot q(r)$. Linia przerywaną przedstawiono rozkład eliptyczny. Przy starcie nie ma prędkości postępowej modelu, ale przepływający przez tarczę obrotu śmigła strumień powietrza nabiera szybko określonej prędkości, zależnej od ciągu statycznego wytwarzanego przez śmigło. Jest to oczywiste przy rozważaniu działania śmigła jako czynnika przyspieszającego strumień powietrza przez odrzucanie go ku tyłowi, jak to pokazano na rys. 2.

To przyspieszenie jest w rezultacie przyczyną powstawania siły ciągu, zgodnie ze wzorem na pęd masy przepływającej:

$$P_o = \dot{m}(v_k - v_p) = \dot{m} \cdot \Delta v$$

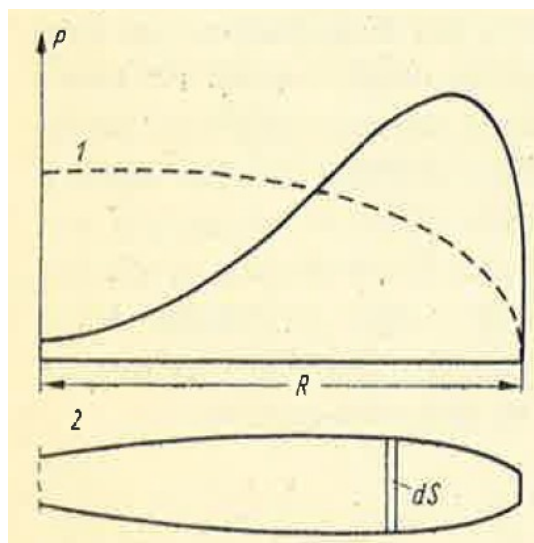


Figure 8: Rozkład obciążeń aerodynamicznych wzdłuż łopaty. 1-wykres obciążeń, 2- obrys rzeczywisty łopaty.

Moc, jaką uzyskujemy w wyniku pracy zespołu napędowego, można określić wzorem:

$$N_s = P_o \cdot v$$

gdzie: P_o - siła ciągu od śmigła, v - prędkość lotu. Moc uzyskiwana od silnika (tzw. moc na wale śmigła) jest oczywiście większa i stosunek tych dwóch wartości nazywamy sprawnością śmigła η , która określa jaki procent mocy silnika jest przetworzony na rzeczywiście wykorzystaną przez śmigło moc oddaną modelowi na jego konkretny napęd. Z tego wynika, że możemy napisać wzór na sprawność zespołu napędowego (bez uwzględniania sprawności silnika elektrycznego i regulatora silnika) w postaci następującej:

$$\eta_s = \frac{N_w}{N_{sil}} = \frac{P_o \cdot v}{N_{sil}}$$

Siła ciągu T jest zależna od kwadratu prędkości po torze oraz od wymiarów łopaty śmigła i to aż w czwartej potęgze, ponieważ siła rośnie do kwadratu średnicy jako powierzchni czynnej i musi być pomnożona przez kwadrat prędkości, która jest również zależna od wielkości średnicy D . Przy ogólnym przyjęciu i uwolnieniu od stałych otrzymujemy:

$$T = C_t \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^4$$

gdzie C_t jest współczynnikiem aerodynamicznym wyznaczanym doświadczalnie, zależnym od kształtu łopaty, charakteru jej skręcenia i kąta zaklinowania. W literaturze wsp. C_t spotykany jest pod postacią np. $c_p = \frac{1}{\pi^3} \cdot C_t$ oraz $k_c = \frac{8}{\pi^3} \cdot C_t$. Współczynniki takie prezentowane są w funkcji bezwymiarowego współczynnika prędkości λ_s . Współczynnik ten wiąże wielkość średnicy i obrotów śmigła z prędkością postępową, czyli ze skokiem śmigła i wyraża się wzorem:

$$\lambda_s = \frac{v_0}{n \cdot D}$$

gdzie: n - liczba obrotów na sekundę, λ_s - bezwymiarowy współczynnik przesunięcia w czasie jednego obrotu, czyli posuw (skok) śmigła o średnicy D .

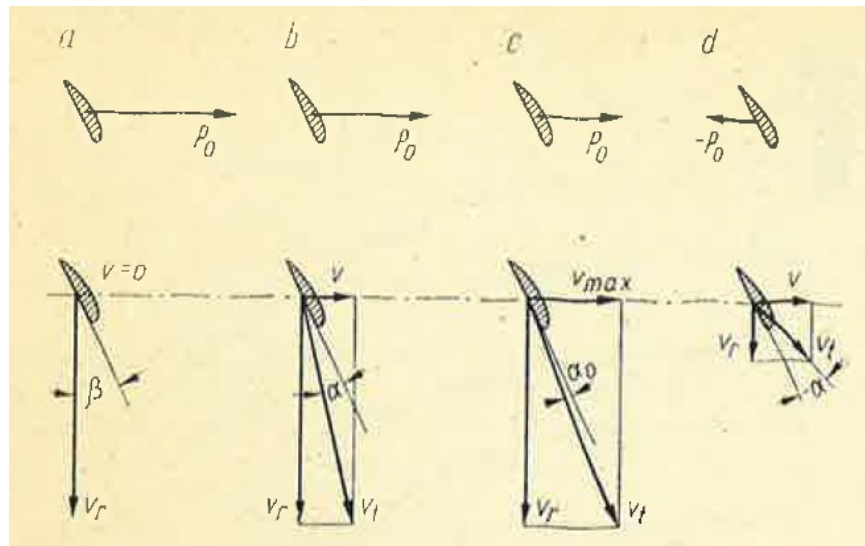


Figure 9: Rozkład prędkości i ciąg śmigła w różnych stanach lotu: a - start, b - wznoszenie, c - prędkość maksymalna, d - lot ślizgowy. P_o - ciąg śmigła, v - prędkość lotu, v_t - prędkość po torze linii śrubowej, v_r - prędkość obrotowa, β - kąt ustawienia łopaty, α - kąt natarcia łopaty, α_0 - optymalny kąt natarcia.

Zależności te mają dosyć złożoną formę, którą można rozważyć na przykładach pracy śmigła w zależności od prędkości lotu, przedstawionych na rys. 9. Na rys. 9a przedstawiono sytuację, w której model nie porusza się, a więc gdy kąty β elementów śmigła są największe, jak np. na początku startu, gdy $v = 0$. Moment oporowy śmigła jest wtedy duży, zaś ciąg ma wartość największą, chociaż moc użytkowa jest równa zero (ponieważ iloczyn $P \cdot v = 0$), co powoduje, że i sprawność pracy śmigła η jest automatycznie równa zero; mamy więc: $P_o = P_{max}$; $v = 0$; $\eta = 0$. Na rys. 9b przedstawiono stan, gdy model już porusza się, rozpędzając się stopniowo, lub gdy znajduje się w fazie lotu wznoszącego. Ciąg śmigła jest wtedy mniejszy, ponieważ kąty poszczególnych elementów zmniejszyły się, jednak powiększa się zarówno moc wykorzystywana przez śmigło, jak i jego sprawność. W tej więc sytuacji ciąg P_o maleje, prędkość v rośnie, zaś sprawność śmigła η również rośnie. Na rys. 9c przedstawiono sytuację, gdy model uzyskuje największą prędkość w locie poziomym $v = v_{max}$. Kąty β przyjmują wtedy w stosunku do strug powietrza opływających śmigło wartości optymalnych kątów α_{opt} i śmigło pracuje z maksymalną sprawnością $\eta = \eta_{max}$. Chociaż ciąg znowu zmalał, to jednak moc wykorzystana, wyrażająca się iloczynem $P_o \cdot v$, jest największa.

Przykład z rys. 9d dotyczy lotu ślizgowego pod kątem do poziomu przy silniku pracującym na zwolnionych obrotach, a więc gdy prędkość jest stosunkowo mała. Kąty β przyjmują wtedy wartości ujemne i siła ciągu zmienia również znak - staje się ujemna i napędza silnik. Jest to przykład autorotacji, podobny do zjawiska zachodzącego w śmigłowcach przy ich opadaniu bez napędu silnika. Siła wypadkowa wytwarzana przez wirnik jest wtedy jednak dodatnia (ku górze).

3 Charakterystyka śmigła.

Z powyższej analizy możemy łatwo przewidzieć kształt krzywej sprawności η w funkcji bezwymiarowej prędkości (rys. 10). Sprawność ta rośnie od zera do wartości, w której osiąga maksimum (punkt 0), a potem dość szybko spada aż do zera, gdy ciąg zmienia znak i staje się ujemny. Moment

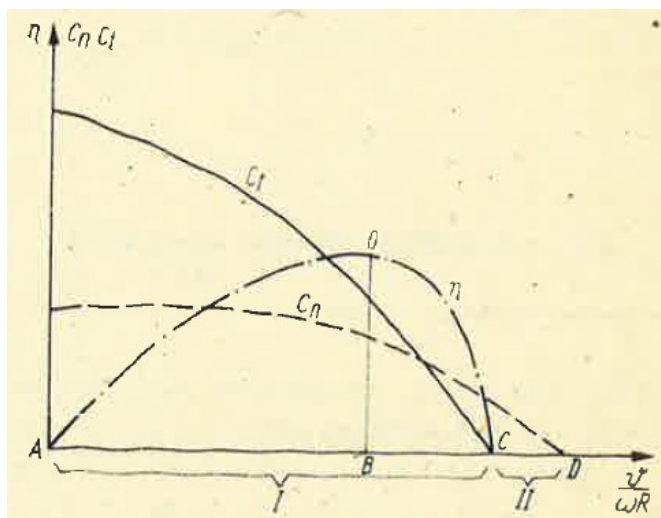


Figure 10: Krzywe charakterystyczne śmigła C_n - charakterystyka momentu oporowego, C_t - charakterystyka ciągu, η - sprawność śmigła, O - punkt sprawności optymalnej, I - zakres normalnej pracy śmigła, II - zakres hamowania pracy śmigła.

oporowy śmigła możemy również wyrazić, podobnie jak i siłę ciągu, w postaci:

$$M_{opor} = C_n \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^5$$

przy czym prędkość obrotowa n występuje tutaj w trzeciej potędze (n^2 występuje jako składnik ciśnienia dynamicznego zależnego od prędkości w kwadracie) zaś średnica D w potędze piątej, ponieważ siły występujące na łopacie muszą być dodatkowo pomnożone przez wielkość ramienia momentu, na którym one działają. Ramię tego momentu jest w prostym stosunku do średnicy D , która wobec tego występuje we wzorze w potędze piątej.

Wykres współczynnika C_n , określanego również doświadczalnie dla danego kształtu i skrzywienia łopaty. Podobnie jak przy wsp. dla momentu w literaturze wsp. C_n spotykany jest pod postacią np. $c_m = \frac{2}{\pi^3} \cdot C_n$ oraz $k_c = \frac{16}{\pi^3} \cdot C_n$. Przebiegi tych wsp. przedstawiono także na rys. 10. Krzywa ta, charakteryzując zmienność momentu w funkcji bezwymiarowej prędkości, przedstawia jednocześnie zmiany momentu oporowego w funkcji skoku. Moment ten zmienia się początkowo stosunkowo nieznacznie, jednak w pobliżu n_{max} maleje dosyć wyraźnie. Na rys. 11 przedstawiono charakterystykę rodziny śmigieł podobnych do siebie geometrycznie. Dla tego samego kształtu łopaty, ale przy różnych kątach skrzywienia jej, krzywe $C_n = f(\lambda_s)$ są prawie równoległe do siebie, przy czym wartości takich samych sprawności tworzą na tym wykresie linie zamknięte, dając w sumie tzw. charakterystyki rodzin śmigieł bardzo pomocne przy doborze, prawidłowego śmigła dla danych warunków lotu i konstrukcji modelu $\lambda_s = \frac{v}{\omega R}$ oznacza tutaj bezwymiarową prędkość.

4 Informacje praktyczne potencjalnie użyteczne

Według <https://abc-rc.pl/>

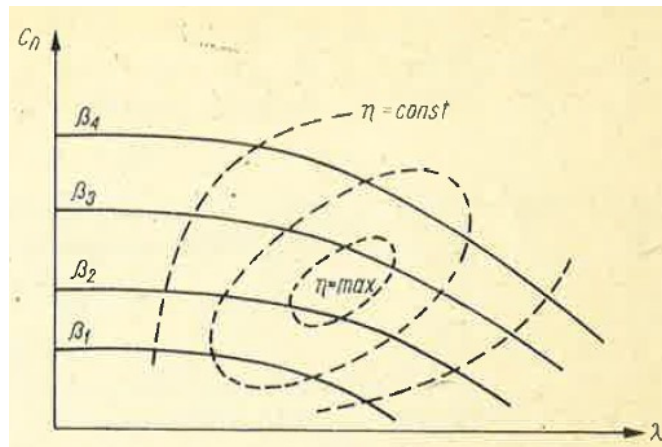


Figure 11: Aerodynamiczna charakterystyka rodziny śmigieł. β_1, β_2, \dots - kąty skreślenia łopat, $\eta = const$. - krzywe jednowyższych sprawności.

4.1 Cecha śmigła

Średnica i skok śmigła tworzą tzw cechę śmigła. Przy śmigłach produkcji fabrycznej cecha ta powinna być na nich uwidoczniona przez wytłoczenie lub ostępłowanie. Jeśli śmigło nosi na



Figure 12: <https://abc-rc.pl/>

przykład cechę 8x4 oznacza, że śmigło ma średnicę 8 cali (około 200 mm) i skok 4 cale (około 100mm)

$$(1'' = 25,4mm)$$

4.2 Oznaczanie kierunku obrotów śmigła.

Aby to zrozumieć należy wrócić do historii lotnictwa. Na początku lotnictwa były samoloty i od nich zaczyna się historia śmigła lotniczego (nie było wtedy śmigłowców a tym bardziej dronów).

Wtedy też uzgodniono żeby opisywać samolot i jego elementy (w tym śmigło) z pozycji pilota siedzącego w kabinie samolotu. I wtedy to ustalono że "prawe skrzydło" to to z prawej strony pilota, lewe skrzydło z lewej itp. I wtedy też ustalono że normalnie śmigło kręci się w prawo patrząc z pozycji pilota w kabinie (a nie mechanika z przodu samolotu). Czyli patrząc z przodu samolotu normalne czyli prawe (oznaczane R, REGULAR lub ciągnące) śmigło kręci się w lewo (przeciwnie do wskazówek zegara).

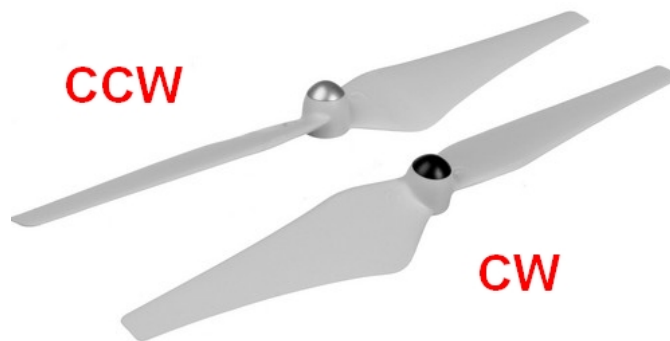


Figure 13: Przykładowe śmigła. <https://abc-rc.pl/>

I tak było długo, generalnie nikt nie robił śmigieł które kręciły się w lewo (patrząc z kabiny pilota). Do czasu gdy pojawiły się samoloty wielosilnikowe. Wtedy też wyszła potrzeba budowania śmigieł lewych. Po co tak robiono, ano po to aby skompensować działania sił odśmigłowych. Po prostu samolot wielosilnikowy ze śmigłami które obracały się w różne strony był bardziej stabilny w locie (nie było tendencji do skręcania samolotu w stronę odśmigłową). Wtedy to pojawiły się śmigła lewe (oznaczane P, Pusher, Pchające) (czyli prawe patrząc z przodu samolotu)

Czyli reasumując.

Podstawowe śmigło lotnicze jest to takie które kręci się w prawo (patrząc z kabiny pilota). Śmigła takie nie posiadały żadnych dodatkowych oznaczeń kierunku obrotu. Później pojawiły się śmigła lewe (patrząc z kabiny pilota) i one posiadały już oznaczenie zamiennie (lewe, P, Pusher, Pchające itp)

A teraz drony i multicoptery: Ale oto nastała era wielowirnikowców (drony, quadrocoptery, hexacopty itp). I wtedy wszystko zaczęło się mylić i każdy się gubił. Bo jeżeli nigdy wcześniej nie budował samolotów to nie wiedział że na kierunek obrotu śmigła patrzy się od tyłu śmigła. I wtedy też powstał nowy nurt oznaczania śmigieł który opisywał kierunek obrotu śmigła patrząc na nie od góry (tak jak to robił każdy "droniarz". I dla nich śmigło lewe było prawym CW (Clockwise - zgodnie ze wskazówkami zegara) a śmigło prawe było lewym CCW (CounterClockwise - przeciwnie do wskazówek zegara)

W skrócie:

- Śmigło normalnie prawe
 - dla modelarza lotniczego - oznaczenia (bez oznaczeń kierunku lub: R, REGULAR lub ciągnące)
 - dla pilota quadów - oznaczenia CCW - (jest to śmigło lewe)
- Śmigło normalnie lewe
 - dla modelarza lotniczego - oznaczenia P, Pusher, Pchające, Lewe
 - dla pilota quadów - oznaczenia CW - (jest to śmigło prawe)

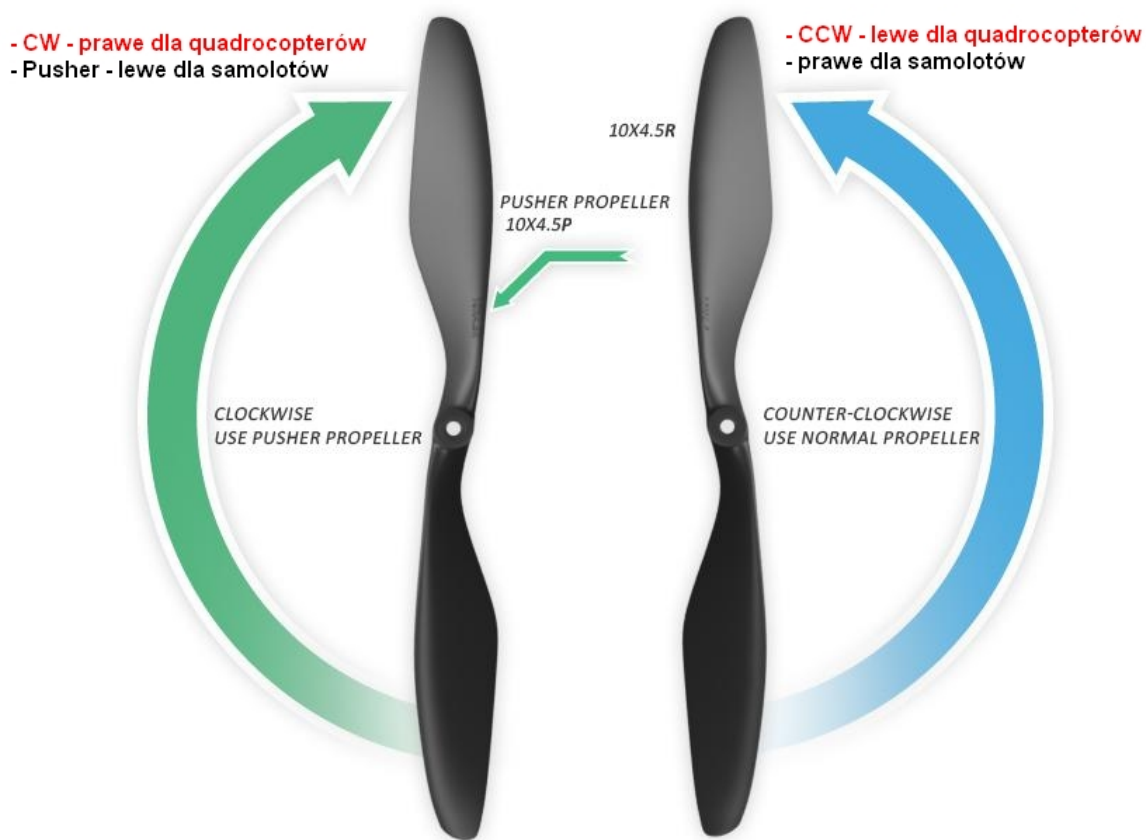


Figure 14: Przykładowe śmigła lewe (P, Pusher, Pchające). <https://abc-rc.pl/>

5 Przebieg ćwiczenia

Ćwiczenie składać się będzie z części pomiarowej oraz obliczeniowej. **W części pomiarowej** studenci mają do przeprowadzenia doświadczenie w trakcie którego mają wykonać pomiary parametrów napędu w różnych warunkach ze względu na występowanie niezerowej prędkości napływającego powietrza oraz przy napięciu zasilania niższym niż założone. **W części obliczeniowej** studenci mają przeprowadzić obliczenia parametrów fizycznych oraz wyznaczyć krzywe osiągow oraz oszacować sprawności zespołu napędowego.

5.1 Pomiar

Pomiar będzie wykonywany przy wykorzystaniu stanowiska pomiarowego będącego tzw. hamownią na której zamontowany jest zespół napędowy. Hamownia jest tak skonstruowana że umożliwia pomiar szeregu elementów. Podczas doświadczenia umieszczona będzie w przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego. Na schemacie 15 przedstawiono blokowo elementy oraz zależności między nimi. Stanowisko pomiarowe zostało tak przygotowane aby umożliwiło pomiar wszys-

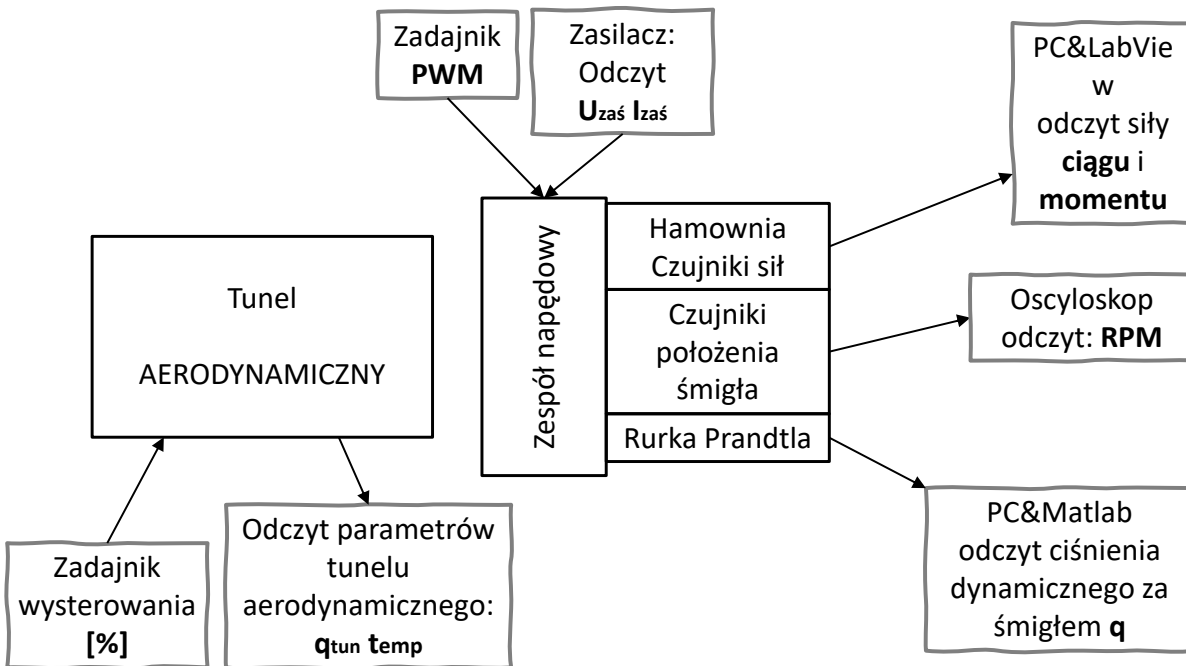


Figure 15: Schemat stanowiska.

tkich niezbędnych wielkości fizycznych w sposób możliwie niepowiązany ze sobą tzn tak aby każdy uczestnik doświadczenia miał indywidualne zadanie.

Wielkości zadawane:

- **Napięcie zasilania** sterownika zespołu napędowego przy pomocy zasilacza laboratoryjnego.
- Wysterowanie **PWM** sterownika zespołu napędowego przy pomocy odpowiedniego zadajnika.
- **Nastawa pracy tunelu** aerodynamicznego.

Wielkości odczytywane:

- **Prąd pobierany** przez zespół napędowy odczytywany z zasilacza laboratoryjnego.
- **Prędkość obrotowa** odczytywana z oscyloskopu dzięki układowi czujnika odbiciowego dającego sygnał prostokątny.
- **Siła F_x** tzw. siła ciągu, mierzona przez belkę tensometryczną wraz z mostkiem pomiarowy National Instruments odczytywana za pośrednictwem programu przygotowanego w środowisku LabView.
- **Moment oporowy M_{opor}** jako reakcja od momentu obrotowego zespołu napędowego mierzony przez belkę tensometryczną wraz z mostkiem pomiarowy National Instruments odczytywana za pośrednictwem programu przygotowanego w środowisku LabView.
- **Ciśnienie dynamiczne q** strumienia powietrza za śmigłem mierzony przez czujnik HSC *Honeywell* podłączony do mikrokontrolera integrowanego przez *Arduino* odczytywane za pośrednictwem programu przygotowanego w środowisku LabView.
- **Ciśnienie dynamiczne q_{tun} i temperatura t** powietrza napływającego w przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego odczytywane ze wskaźnika będącego wyposażeniem tunelu aerodynamicznego.

Wszystkie te wielkości powinny być notowane przez uczestników doświadczenia w kilku seriach pomiarowych dzięki którym możliwe będzie wyłonienie wpływu czynników:

- prędkości napływu powietrza,
- wartości napięcia zasilania

na osiągi i parametry pracy testowanego zespołu napędowego.

5.2 Opracowanie wyników pomiarów

Na drodze obliczeń i interpretacji należy dokonać przeliczeń i prezentacji zredukowanych wielkości i współczynników.

- Wyznaczyć gęstość powietrza

$$\rho_a = \frac{p_a}{RT_a}$$

- Wyznaczyć prędkość powietrza w strumieniu napływającym w tunelu aerodynamicznym v oraz w strumieniu zaśmigłowym:

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot q}{\rho}}$$

- Wyznaczyć współczynnik prędkości

$$\lambda = \frac{v}{n \cdot D}$$

- Wyznaczyć moc silnika jako moc elektryczną dostarczaną do sterownika silnika:

$$N_s = U_{zaś} \cdot I_{zaś}$$

- Zaprezentować przebiegi $T = T(n)$, $M = M(n)$ oraz w miarę możliwości porównać z wynikami udostępnianymi przez producentów.
- Wyznaczyć zdolność do wytwarzania siły ciągu ze względu pobieraną moc elektryczną:

$$\eta_T = \frac{T}{N_s}$$

i porównać z wynikami producenta w jednostkach [gram/W].

- Wyznaczyć sprawność zespołu napędowego:

$$\eta_s = \frac{\rho \cdot Q \cdot v}{U_{zaś} \cdot I_{zaś}} = \frac{\rho \cdot \pi \cdot D^2 \cdot v^3}{4 \cdot U_{zaś} \cdot I_{zaś}}$$

- Wyznaczyć wsp. siły ciągu

$$C_t = \frac{T}{\rho \cdot n^2 \cdot D^4}$$

- Wyznaczyć wsp. momentu

$$C_n = \frac{M}{\rho \cdot n^2 \cdot D^5}$$

- Wykonać obliczenie sprawności aerodynamicznej śmigła:

$$\eta = \lambda \cdot \frac{C_t}{2C_n}$$

- Zaprezentować wartości C_t , C_n oraz η w funkcji λ zgodnie z rys. 10.

Wyniki obliczeń o odpowiednio zaprezentowane wielkości na wykresach powinny zostać zaprezentowane w formie sprawozdania z odpowiednimi komentarzami.