

Politechnika Warszawska

Instrukcja do ćwiczenia laboratoryjnego

BADANIE CHARAKTERYSTYK ŚMIGŁA

Bezzałogowe Statki Powietrzne

Sporządził: Konrad Gumowski

Data: **January 7, 2026**

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.

Opracowanie powstało przy wykorzystaniu materiałów dostępnych w internecie jak również na bazie tradycyjnych publikacji: **prof. Cz. Witoszyński** *Śmigło* oraz **J. Staszek** *Aerodynamika modeli latających* ISBN 83-206-0276-9. Pierwsza pozycja to praca Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie z 1949r. zawierająca proces podstawowego projektowania ukierunkowana na stworzenie zasad doboru śmigła zaś druga pozycja to to ukierunkowany na praktykę i bardzo użyteczny podręcznik dla modelarzy wydany w 1983r. pozbawiony rachunku różniczkowego opiewającego wyprowadzane wielkości w opracowaniach akademickich. W tej instrukcji do ćwiczenia starano się unaocznąć zawile relacje między składowymi wektora prędkości opływającej profil śmigła oraz zaprezentować wielkości wykorzystywane do opisu i scharakteryzowania śmigła pod kątem sprawności.

2 Podstawowe informacje o śmigłach

Według <https://abc-rc.pl/>

2.1 Cecha śmigła

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



Figure 1: <https://abc-rc.pl/>

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

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

2.2 Oznaczanie kierunku obrotów śmigła.

Aby to zrozumieć należy wrócić do historii lotnictwa. Na początku lotnictwa były samoloty napędzane śmigłami 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. 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 śmigło oznaczane R, REGULAR lub ciągnące) śmigło kręci się w lewo (przeciwnie do wskazówek zegara).

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

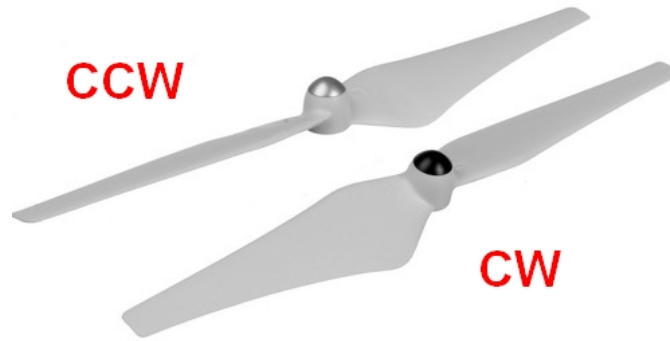


Figure 2: Przykładowe śmigła.<https://abc-rc.pl/>

(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:

Gdy nastała era wielowirnikowców (drony, quadrocoptery, hexacoptery itp) 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).

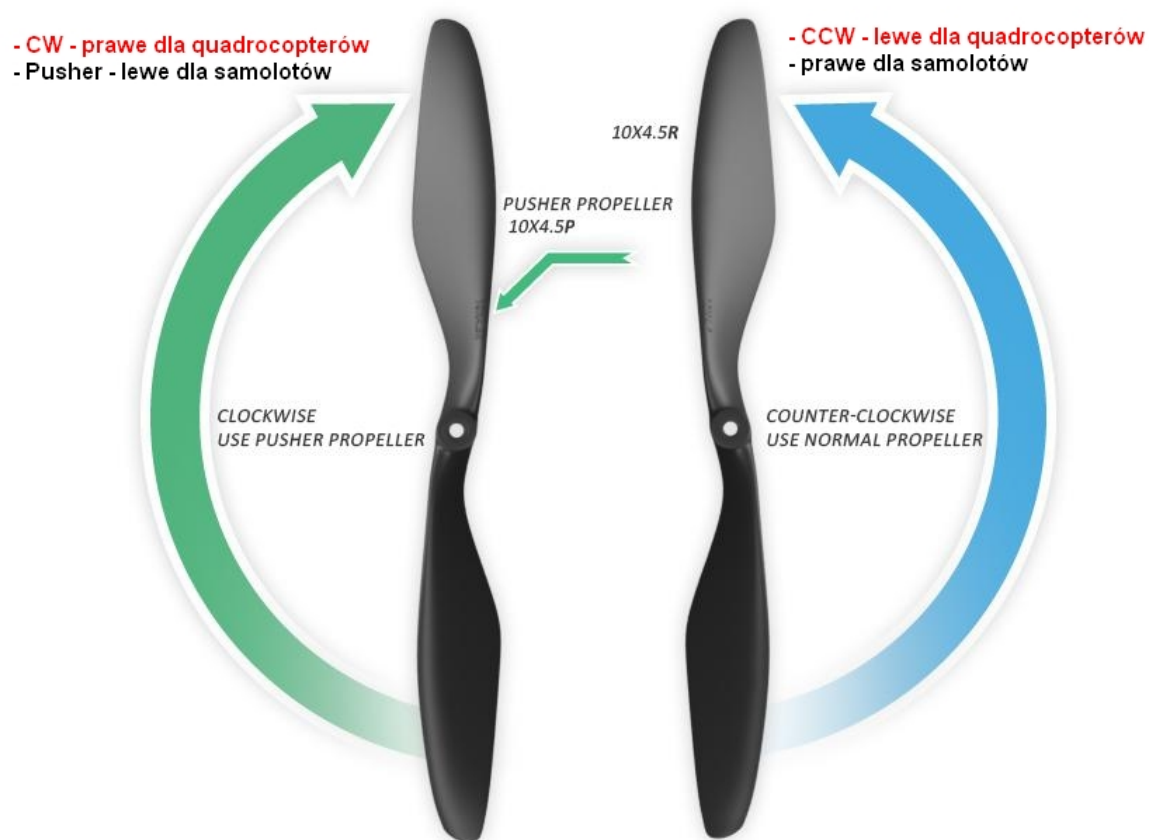


Figure 3: Przykładowe śmigła lewe (P, Pusher, Pchające). <https://abc-rc.pl/>

3 Podstawowa informacje o pracy śmigłach

Przeznaczeniem śmigła jest przetwarzanie mocy otrzymywanej od silnika do na napęd obiektu latającego. Odbywa się to drogą wytwarzania siły działającej wzdłuż osi obrotu i na ogół 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.

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. Zakres wartości parametrów w doborze śmigieł bywa szeroki ze względu na charakter pracy śmigła ale też ze względu na zastosowanie (śmigła wolno i szybkoobrotowe).

Będziemy więc mieli zwykle do czynienia z następującymi typami śmigieł:

- śmigła wolnoobrotowe, o liczbie obrotów 5...15 *obr/s*; średnica tych śmigieł waha się w granicach 400...600 *mm*;
- śmigła szybkoobrotowe, w którym obroty sięgają do 30 000 *obr/min*, czyli do ok. 500 *obr/s*, przy czym moc rozwijana przez taki silnik osiąga czasem ok. 1 *kW*; średnice tych śmigieł wahają się zwykle w granicach 150...250 *mm*.

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 (rys. 4). Jest to oczywiste

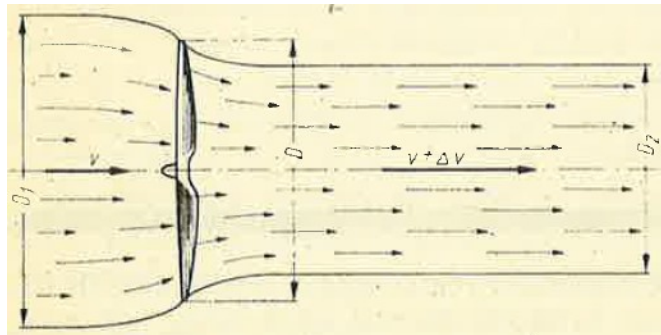


Figure 4: Przyrost predkosci w strumieniu zasmiglowym.

przy rozważaniu działania śmigła jako czynnika przyspieszającego strumień powietrza przez odrzucanie go ku tyłowi. To przyspieszenie jest w rezultacie przyczyną powstawania siły ciągu, zgodnie ze wzorem na pęd masy przepływającej:

$$P_o = \rho \cdot Q \cdot \Delta v = \rho \cdot A \cdot V \cdot \Delta v$$

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.

Jeżeli założymy że obracające się śmigło porusza się z prędkością postępową V względem napływającego powietrza to podczas jednego obrotu śmigło przesuwa się w kierunku lotu (wzdłuż swojej osi obrotu) na odległość S_{rz} , którą nazywamy skokiem rzeczywistym. Odległość ta jest jednak mniejsza, niż to wynikałoby z poruszania się 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 skok rzeczywisty jest mniejszy zaś różnicę między tymi skokami nazywamy poślizgiem śmigła (rys. 5):

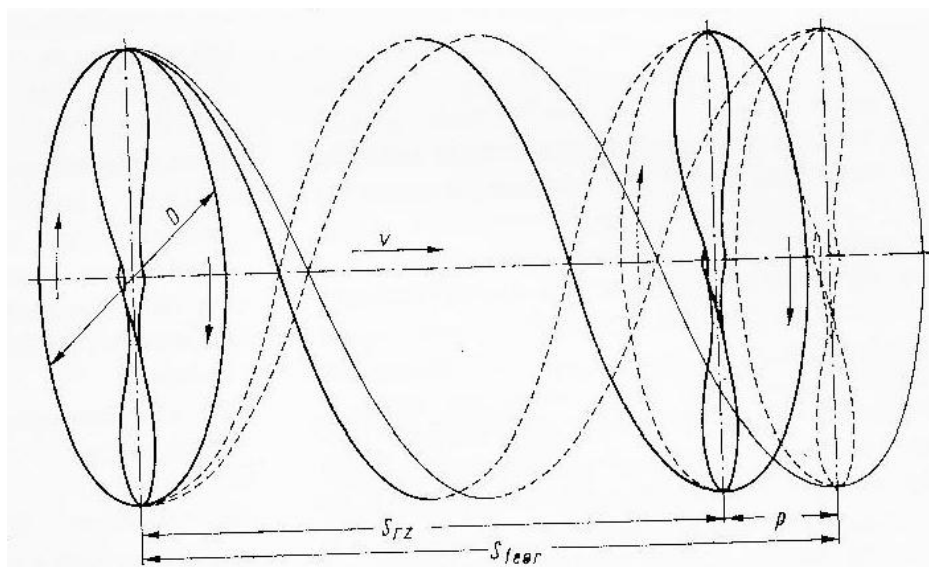


Figure 5: Skok śmigła. D -średnica śmigła, V - prędkość postępową (posuwu), S_{teor} - skok teoretyczny lub geometryczny, S_{rz} -skok rzeczywisty, P -poślizg.

$$P = S_{teor} - S_{rz}$$

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 α i skręconą śrubowo w celu przystosowania kąta skręcenia φ do poruszania się po linii śrubowej, jak to przedstawiono na rys. 6. Linia śrubowa jest związana z torem ruchu. Geometryczne skręcenie przekroju łopaty śmigła względem płaszczyzny śmigła tj. kąt zaklinowania jest sumą kątów: skręcenia i kąta natarcia. Ze względu na wzrost prędkości obwodowej zależnej od promienia to w kolejnych przekrojach kąt skręcenia łopaty φ maleje.

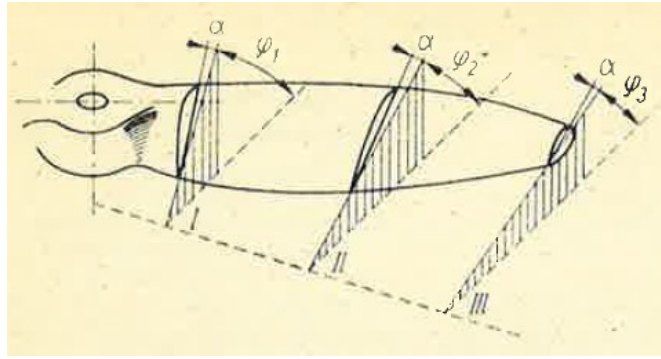


Figure 6: Geometria łopaty śmigła. $\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3$ - kąty skreślenia przekroju łopaty, α - kąt natarcia profilu łopaty.

Obrót śmigła dookoła jego osi powoduje, że prędkość obwodowa v_r rośnie wraz z promieniem r , podczas gdy prędkość postępową V są dla każdego przekroju jest taka sama (rys. 7).

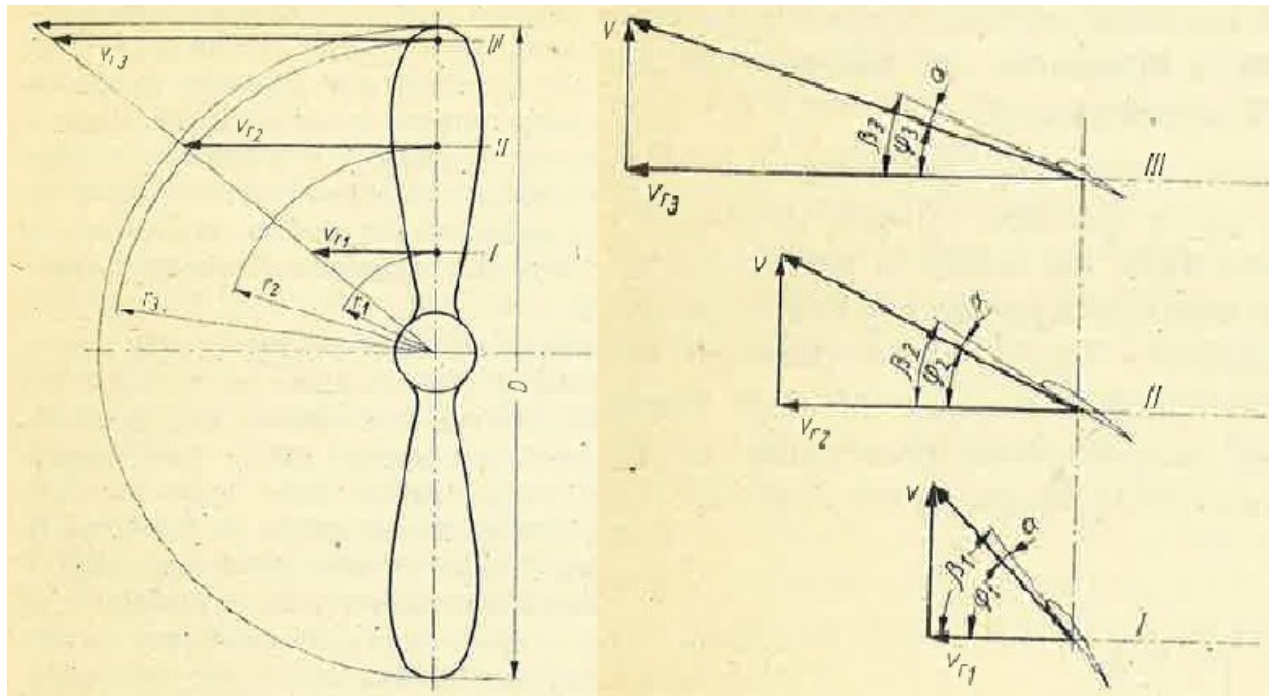


Figure 7: Rozkład prędkości i kątów skreślenia. $\beta_1, \beta_2, \beta_3$ - kąty zaklinowania przekroju względem płaszczyzny śmigła, $\beta = \varphi + \alpha$.

Prędkość obwodowa w odpowiednim przekroju wynosi więc v_r i jest funkcją promienia a końcówka łopaty ($r = R$) ma prędkość obwodową:

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

Prędkość napływu na profil przekroju śmigła v_t (prędkość po linii śrubowej, lub prędkość po torze)

obliczamy dodając wektorowo prędkość obwodową v_r do prędkości postępowej V , czyli do prędkości lotu; prędkość v_t , wyniesie wtedy:

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

Prędkość obwodowa rośnie liniowo od zera w osi śmigła do wartości maksymalnej na końcu łopaty. Ponieważ ciśnienie rośnie proporcjonalnie do kwadratu prędkości (a jednocześnie i do odległości od osi obrotu), więc również wykres ciśnień dynamicznych przyjmuje kształt paraboliczny, jak to pokazano na rys. 8 przedstawiającym wartości sił na łopacie.

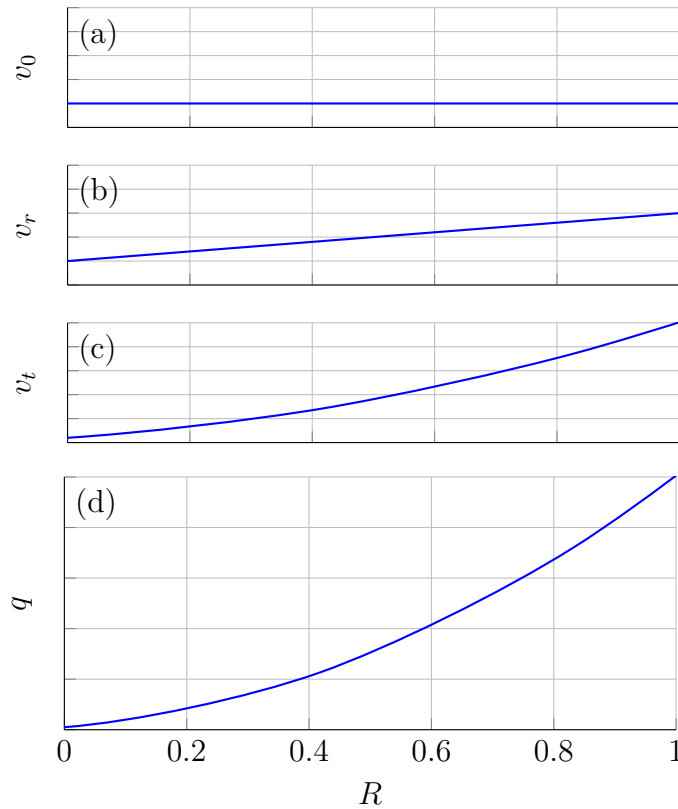


Figure 8: Rozkład prędkości wzdłuż łopaty śmigła: a - rozkład prędkości postępowej - v_o , b - rozkład prędkości obrotowej - $v_r = \frac{2\pi r \cdot n}{60}$, c - rozkład prędkości po torze - $v_t = \sqrt{v_o^2 + v_r^2}$, d - rozkład ciśnienia dynamicznego - $q = \frac{\rho v_t^2}{2}$

Dla zorientowania się, jakie mogą być wartości prędkości możemy obliczyć że śmigło wolnoobrotowe ma prędkość obwodową rzędu $v_r(R) \simeq 10m/s$ a dla modelu wyścigowego prędkość obwodowa może osiągnąć wartość $v_r(R) \simeq 200m/s$. Widać że prędkość obwodowa śmigła modelarskiego może się zmieniać w stosunkowo szerokich granicach. Dla modelu latającego powoli, mającego prędkość lotu rzędu $v = 7m/s$ otrzymamy $v_t \simeq 15m/s$ zaś dla modelu wyścigowego o prędkości $v = 70m/s$ prędkość ta wyniesie do około $v_t \simeq 250m/s$.

Ponieważ **liczba Reynoldsa** ma bardzo istotne znaczenie dla osiągnięć aerodynamicznych

w lotach modeli, musimy zorientować się jaką wartość ona osiąga przy różnych typach śmigieł. Ciężka łopata śmigła wolnoobrotowego osiąga długość przeciętnie ok. 40 mm , a więc liczba Reynoldsa dla końca łopaty wyniesie $Re \simeq 39\,000$. Jest to bardzo mała liczba Reynoldsa, tym bardziej, że wartość tę osiąga tylko koniec łopaty osiągając największą prędkość, zaś wszystkie przekroje położone bliżej osi obrotu mają liczby Re stopniowo malejące aż do wartości wynoszącej w pobliżu osi $Re \simeq 17\,000$; wartość ta nie jest zwykle osiągana, ponieważ ciężka łopata w pobliżu osi obrotu jest przeważnie mniejsza. Ta uwaga odnosi się również do końca łopaty, gdzie ciężka 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 ciężka łopaty jest w ogóle mniejsza, i wynosi zwykle około $10\ldots 12\text{ mm}$, to jednak z powodu dużej prędkości liczba Re zależnie od promienia mieści się w przedziale:

$$Re \in (17\,150 \div 39\,200)$$

a zatem jest w zakresie wartości krytycznej ($Re \simeq 10^5$). 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. Na profil łopaty śmigła wolnoobrotowego dobierane są profile cienkie, o niewielkim wygięciu linii szkieletowej gdyż mają bardzo dobre wskaźniki doskonałości aerodynamicznej tj. są one mało wrażliwe na wielkość liczby Re . Na profile łopaty śmigła szybkoobrotowego dobierane są 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.

3.1 Rozkłady sił na łopacie

Rozkłady sił na elemencie łopaty przy starcie i w locie są przedstawione na rys. 9. Na początku startu (rys. 9a), gdy prędkość postępową jest jeszcze równa zero ($\varphi = 0$), profile łopaty mają bardzo duże kąty natarcia β , szczególnie blisko osi obrotu (w przekroju I β_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 jego moc nie jest w pełni wykorzystana. Składowa oporu siły aerodynamicznej na końcu łopaty (przekrój III) jest również stosunkowo duża,

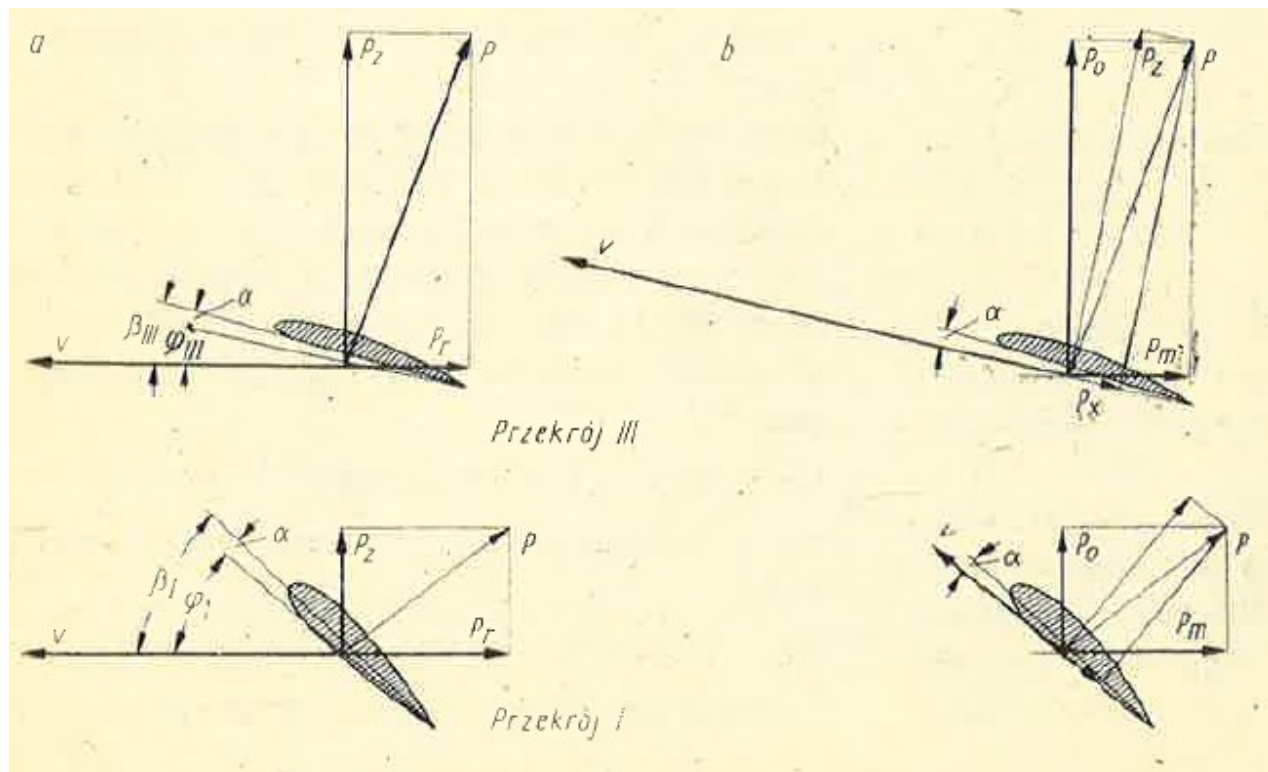


Figure 9: Rozkład sił na elemencie łopaty: a) - przy starcie, b)-w locie, P - wypadkowa siła aerodynamiczna, P_z - siła normalna do kierunku ruchu elementu, P_r - siła oporu elementu łopaty, P_o - siła równoległa do osi obrotu (ciąg), P_m - siła dająca moment na osi śmigła.

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. 9b) ma zupełnie inny charakter, ponieważ kąty natarcia α są znacznie mniejsze, a więc i siła oporu elementów łopaty jest stosunkowo niewielka, jak to widać z rozkładu siły P na składowe: normalną P_z (siła nośna), i równoległą P_x (siła oporu) do kierunku ruchu (wektora prędkości V). Choć jednak składowa P_x 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 już stosunkowo duża ze względu na duże pochylenie wypadkowej 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

V może wykonać określoną pracę potrzebną do poruszania samolotu.

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. 10 a). Z rysunku tego widać, że największe wartości sił P_o znajdują

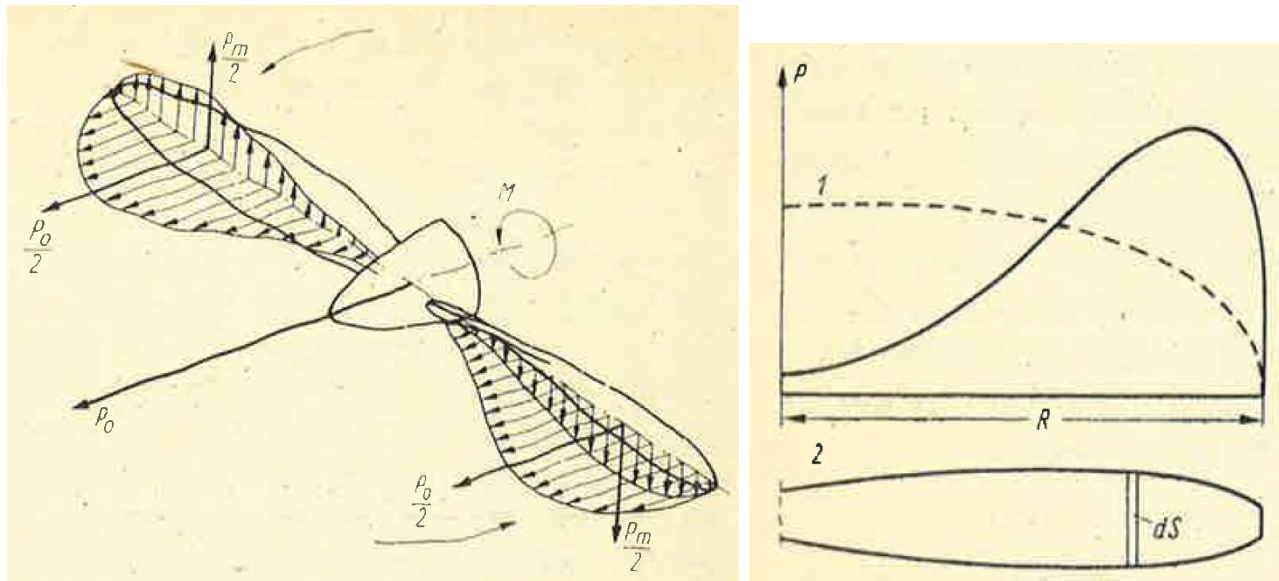


Figure 10: Rozkład sił a - osiowych (ciągu) i sił oporu dających moment oporowy wzdłuż łopaty. P_o - siła osiowa (ciąg), P_m - siła oporu elementów dająca moment oporowy, M -moment obrotowy silnika. b - rozkład obciążeń aerodynamicznych wzdłuż łopaty. 1-wykres obciążeń, 2- obrys rzeczywisty łopaty.

się 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. Musimy więc pogodzić się z nie najkorzystniejszym rozkładem sił wzdłuż łopaty śmigła, ponieważ nie ma praktycznych możliwości otrzymania rozkładu eliptycznego. Na rys. 10 b) pokazano rozkład sił aerodynamicznych dla określonego obrysu łopaty wg:

$$dP(r) = Cz(r) \cdot dS(r) \cdot q(r)$$

Linia przerywaną przedstawiono rozkład eliptyczny. Dalsza analiza mogłaby prowadzić do zaprojektowania odpowiedniej dystrybucji $Cz(r)$ oraz $dS(r)$ celem osiągnięcia eliptycznego rozkładu obciążenia bądź innego pożądanego (np. stałego dla śmigieł tzw. otunelowanych).

4 Charakterystyka śmigła.

Wyznaczenie charakterystyk związane jest scharakteryzowaniem pracy śmigła i zespołu napędowego. Podstawowymi wyznacznikami pracy takiego zespołu są: osiągi t.j. uzyskiwana siła ciągu oraz moment niezbędny do zapewnienia pracy śmigła oraz analiza sprawności zespołu napędowego i jego elementów.

4.1 Analiza sprawności

Zapotrzebowanie na moc do przemieszczania samolotu zaspokajane jest przez zdefiniowaną wcześniej moc śmigła N_s . Sprawność śmigła η_s określa jaki procent mocy mechanicznej N_{mech} od silnika jest przetworzony na rzeczywiście wykorzystaną przez śmigło moc oddaną do przepływu.

$$\eta_s = \frac{N_s}{N_{mech}} = \frac{P_o \cdot v}{M \cdot \omega}$$

Przy napędach zespolonych do bilansu sprawności należy dołożyć sprawność silnika η_m określającą jaki procent mocy dostarczanej do silnika jest uzyskiwany w postaci mocy mechanicznej na wale N_{mech} . W przypadku silników elektrycznych w ta sprawność jest ogólną sprawnością silnika razem z układem sterowania i regulacji. Zatem moc dostarczana do silnika elektrycznego $N_e = U \cdot I$. Można określić sprawność ogólną zespołu napędowego jako:.

$$\eta_{zn} = \eta_s \cdot \eta_m = \frac{N_s}{N_{mech}} \frac{N_{mech}}{N_e} = \frac{P_o \cdot v}{U \cdot I}$$

Podstawą do wyznaczenia sprawności cząstkowych i sprawności zespołu napędowego może być znajomość podstawowych parametrów mechanicznych.

4.2 Analiza osiągow

Siła ciągu T jak wiele innych szanujących się sił aerodynamicznych charakteryzowana jest jako iloraz ciśnienia dynamicznego q , powierzchni odniesienia A i odpowiedniego (bezwymiarowego) współczynnika ψ siły. I analogicznie zdefiniujemy moment M niezbędny do zapewnienia pracy takiego śmigła przy czym współczynnik momentu to μ i dla zachowania wymiaru przemnożymy przez promień.

$$T = \psi \cdot q \cdot A$$

$$M_{opor} = \mu \cdot q \cdot A \cdot R$$

Zmiana oznaczenia siły uargumentowana przyjętym w literaturze od "Thrust force". Po wprowadzeniu:

$$q = \rho \frac{\omega^2 R^2}{2}$$

gdzie dalej: $\omega = 2\pi n$, n - ilość obrotów śmigła w ciągu 1 sekundy.

Po przekształceniach uzyskujemy postać tych równań:

$$T = \psi \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^4 \cdot \frac{\pi^2}{8}$$

$$M_{opor} = \mu \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5 \cdot \frac{\pi^3}{16}$$

W celu uproszczenia zapisu a także często w literaturze spotykamy zabieg tzw. zamiany zmiennych:

$C_t = \psi \frac{\pi^3}{8}$ oraz $C_n = \mu \frac{\pi^3}{16}$ i uzyskujemy zapis:

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

$$M_{opor} = C_n \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5$$

gdzie C_t oraz C_n to współczynniki aerodynamiczne uzyskiwane doświadczalnie dla danego kształtu i skreślenia łopaty. Wartości współczynników C_t oraz C_n prezentowane są w funkcji współczynnika prędkości λ_s . Współczynnik ten wiąże wielkość średnicy i obrotów śmigła z prędkością postępową, czyli ze skokiem śmigła i wyraża się wzorem:

$$\lambda_s = \frac{v_0}{v_R} = \frac{v_0}{\omega \cdot R} = \frac{v_0 \cdot 60}{\pi \cdot n \cdot D}$$

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

4.3 Stany pracy śmigła

Zależności na siłę ciągu i moment mają dosyć złożoną formę, którą można rozważyć na przykładach pracy śmigła w zależności od prędkości lotu, przedstawionych na rys. 11.

Na rys. 11a 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. 11b 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 natarcia α poszczególnych elementów zmniejszyły się, jednak powiększa się zarówno moc wykorzystywana przez śmigło, jak i jego sprawność. W tej sytuacji ciąg maleje, pozostałe parametry rosną.

$$P_o < P_{max}, V > 0, \eta > 0.$$

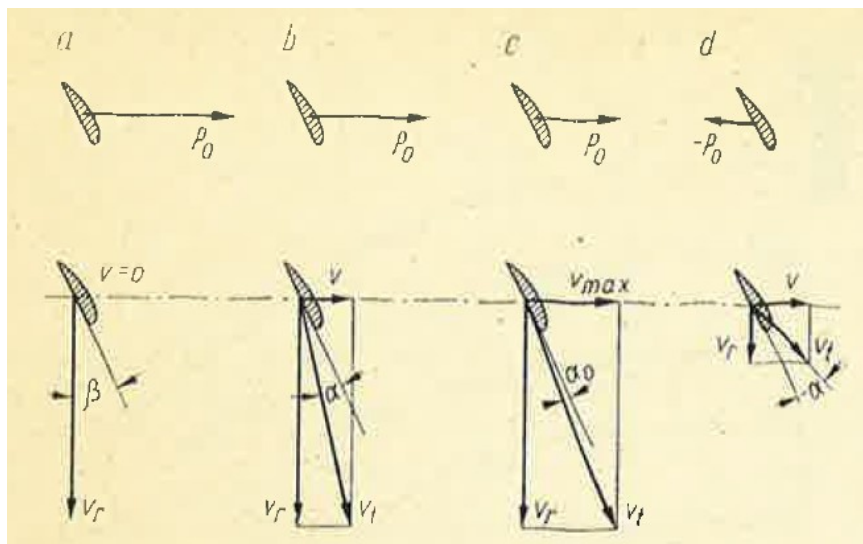


Figure 11: Rozkład prędkości i ciąg śmigła w różnych stanach lotu: a - start, b - wznoszenie, c - prędkość maksymalna, d - lot ślizgowy (zmniejszona prędkość obrotowa śmigła). P_o - ciąg śmigła, V - prędkość lotu, v_t - prędkość po torze linii śrubowej, v_r - prędkość obrotowa, β - kąt ustawienia łopaty, α - kąt natarcia łopaty, α_0 - optymalny kąt natarcia.

Na rys. 11c przedstawiono sytuację, gdy model uzyskuje największą prędkość w locie poziomym. Chociaż ciąg znowu zmalał, to jednak moc wykorzystana, wyrażająca się iloczynem $P_o \cdot v$, jest największa. Kąt α przyjmuje wtedy wartości optymalne α_{opt} i śmigło pracuje z maksymalną sprawnością.

$$V = V_{max}; \eta = \eta_{max}.$$

Przykład z rys. 11d dotyczy lotu ślizgowego pod kątem do poziomu przy silniku pracującym na zwolnionych obrotach, a więc gdy prędkość obrotowa śmigła jest stosunkowo mała. Kąt α przyjmuje 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).

4.4 Charakterystyki śmigła

Z powyższej analizy możemy łatwo przewidzieć kształt krzywej sprawności η w funkcji bezwymiarowej prędkości λ (rys. 12). Do wykonania takiej charakterystyki konieczne jest przeprowadzenie doświadczenia przy niezerowej prędkości napływu V oraz przy zmiennej prędkości obrotowej śmigła ω . Na zaprezentowanym wykresie sprawność η 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. Krzywa C_n , charakteryzuje zmienność momentu w funkcji bezwymiarowej prędkości,

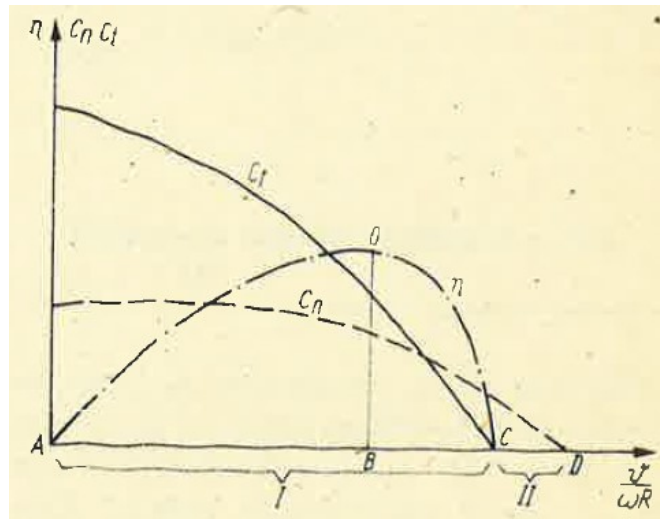


Figure 12: Krzywe charakterystyczne śmigła C_n - charakterystyka momentu oporowego, C_t - charakterystyka ciągu, η - sprawność śmigła, O - punkt sprawności optymalnej, I - zakres normalnej pracy śmigła, II - zakres hamowania pracy śmigła.

przedstawia jednocześnie zmiany momentu oporowego w funkcji skoku λ . Moment ten zmienia się początkowo stosunkowo nieznacznie, jednak w pobliżu n_{max} maleje dosyć wyraźnie.

Wyznaczanie charakterystyk przy doborze śmigła z szerszej grupy możliwe jest wykonanie charakterystyki dla całej rodziny śmigła. Na rys. 13 przedstawiono charakterystykę rodziny

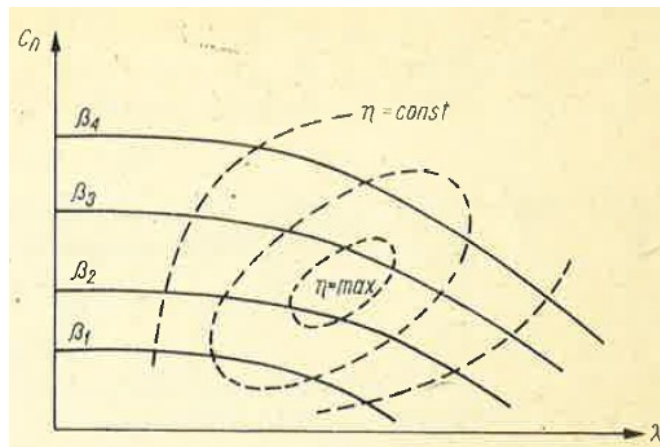


Figure 13: Aerodynamiczna charakterystyka rodziny śmigła. $\beta_1, \beta_2, \dots$ - kąty skreślenia łopatek poszczególnych śmigła, $\eta = const.$ - krzywe jednokrotnych sprawności.

śmigła podobnych do siebie geometrycznie. Dla tego samego kształtu łopaty, ale przy różnych kątach skreślenia 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 śmigła bardzo pomocne przy doborze, prawidłowego śmigła dla danych warunków lotu

i konstrukcji modelu.

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 parametów 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.

Celem ćwiczenia jest:

1. Porównanie charakterystyk dostarczonych przez producenta zespołu napędowego z uzyskanymi w trakcie pomiaru.
2. Sprawdzenie wpływu napięcia zasilania $U_{zaś}$ na pracę zespołu napędowego (pomiar przy obniżonym napięciu zasilania symuluje proces rozładowywania się baterii).
3. Wyznaczenia sprawności zespołu napędowego w doświadczeniu przy co najmniej dwóch prędkościach napływu V .

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 14 przedstawiono blokowo elementy oraz zależności między nimi. Stanowisko pomiarowe zostało tak przygotowane aby umożliwiała pomiar wszystkich niezbędnych wielkości fizycznych w sposób możliwie niepowiązany ze sobą tzn tak aby każdy uczestnik doświadczenia miał indywidualne zadanie.

Wielkości zadawane:

- **Napięcie zasilania** $U_{zaś}$ sterownika zespołu napędowego przy pomocy zasilacza laboratoryjnego. Nominalne napięcie to 11.1V
- Wysterowanie **PWM** sterownika zespołu napędowego przy pomocy odpowiedniego zadajnika. Należy zidentyfikować parametry pracy zadajnika, czas stanu wysokiego i przeliczyć na "%" wypełnienia sygnału.
- **Nastawa pracy tunelu** aerodynamicznego.

Wielkości odczytywane:

- **Prąd pobierany** $I_{zaś}$ przez zespół napędowy odczytywany z zasilacza laboratoryjnego.

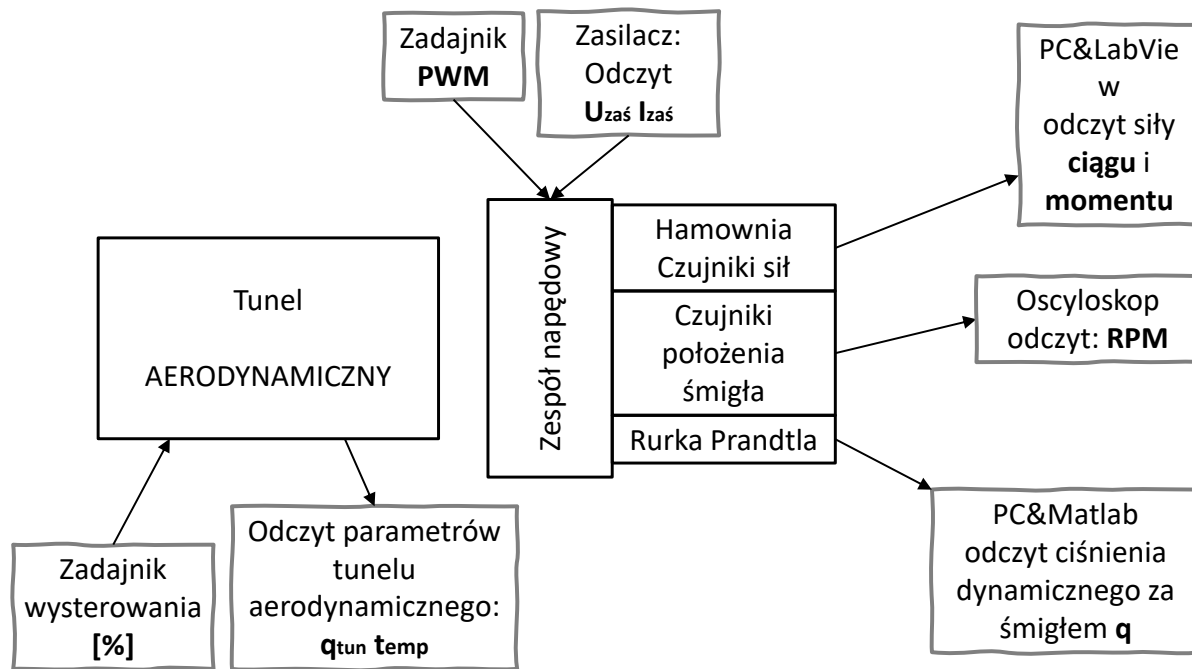


Figure 14: Schemat stanowiska.

- **Ilość obrotów na sekundę** odczytywana z oscyloskopu dzięki układowi czujnika odbiciowego który generuje sygnał prostokątny. Należy zidentyfikować ile zboczy występuje na jeden obrót śmigła.
- **Siła T** 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 mierzone przez czujnik ciśnienia typu HSC produkowany przez *Honeywell* który jest podłączony do mikrokontrolera Atmega integrowanego przez *Arduino*. Wartości odczytywane są za pośrednictwem programu na PC 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 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. W części podstawowej bez pracy tunelu aerodynamicznego należy:

- Zaprezentować przebiegi $T = T(n)$, $M = M(n)$ oraz w miarę możliwości porównać z wynikami udostępnianymi przez producentów.
- Wyznaczyć moc silnika jako moc elektryczną dostarczaną do sterownika silnika:

$$N_s = U_{zaś} \cdot I_{zaś}$$

.

- 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].

W części rozszerzonej przy pracującym tunelu aerodynamicznym należy:

- Wyznaczyć gęstość powietrza

$$\rho_a = \frac{p_a}{R \cdot T_a}$$

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

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot q}{\rho_a}}$$

- Wyznaczyć współczynnik prędkości

$$\lambda = \frac{60 \cdot v}{\pi \cdot n \cdot D}$$

- Wyznaczyć sprawność zespołu napędowego:

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

- 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. 12.

Wyniki obliczeń i uzyskane wartości powinny zostać zaprezentowane w sprawozdaniu w formie wykresów z odpowiednimi komentarzami.