



AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. gen. broni K. Świerczewskiego

Egz. Nr 23

mjr inż. Włodzimierz KOBRYŃ

Temat: AERODYNAMIKA ŚMIGŁOWCA
(Skrypt wykładu)



4202

1960



AKADEMIA SZTABU GENERALNEGO
im. gen. broni K. Świerczewskiego

Egz. Nr 23

mjr inż. Włodzimierz KOBRYŃ

Temat: AERODYNAMIKA ŚMIGŁOWCA
(Skrypt wykładu)

~~199/08
3/63~~



4202

1960

FAKULTET WOJSK LOTNICZYCH i OPL
KATEDRA TECHNIKI

SZEF KATEDRY
TECHNIKI LOTNICZEJ

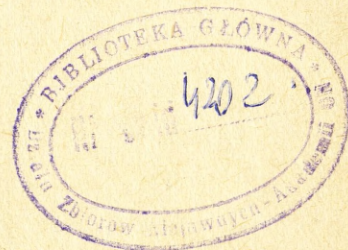
Dla służby ASG. 23

mgr inż. ppłk Leon WYSZYŃSKI

inż. mjr Włodzimierz KOBRYN

AERODYNAMIKA SMIGŁOWCA

/S k r y p t/



REMBERTOW - MAJ - 1960r.

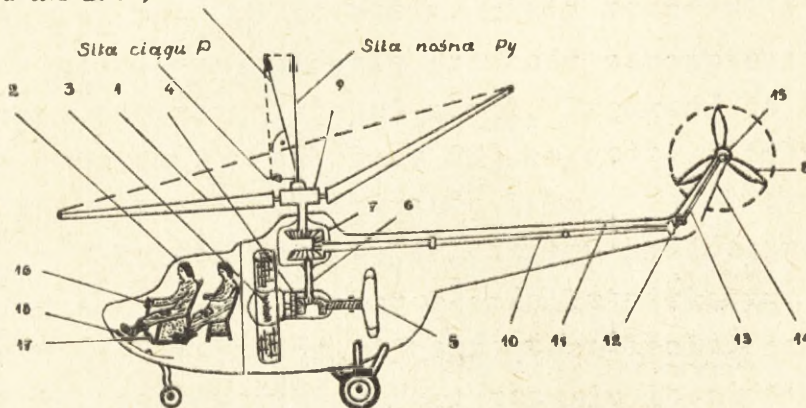
W S T Ę P.

Śmigłowcem nazywamy aparat latający cięższy od powietrza, u którego siła nośna wytwarzana jest jednym lub kilkoma śmigłami nośnymi - wirnikami, napędzanymi jednym lub kilkoma silnikami.

Najczęściej spotykanym obecnie jest śmigłowiec jednowirnikowy z jednym silnikiem tłokowym. Jego zasadniczymi częściami będą: wirnik, kadłub, śmigło ogonowe i podwozie. /Rys.1/.

Wirnik służy do wytworzenia siły nośnej i ciągu. Przy obrotach wirnika pilot może zmieniać kierunek całkowitej siły aerodynamicznej R wytwarzanej przez wirnik.

Całkowita siła aerodynamiczna wirnika - R



Rys.1 Ogólny schemat budowy śmigłowca jednowirnikowego

- 1- wirnik nośny; 2- kadłub; 3- silnik tłokowy; 4- reduktor silnika
- 5- wentylator; 6- wał napędowy; 7- główny reduktor; 8- śmigło ogonowe;
- 9- głowica wirnika; 10- wał; 11- belka ogonowa; 12- reduktor;
- 13- wał; 14- belka końcowa; 15- reduktor śmigła
- 16- drążek sterowy; 17- dźwignia steru ogólnego; 18- pedały

Siła R jest zawsze prostopadła do płaszczyzny obrotów końców łopat wirnika, a przez jej nachylenie uzyskuje się składową P - tej siły, skierowaną zgodnie z kierunkiem lotu. Siła P jest odpowiednikiem siły ciągu śmigła samolotu z silnikiem tłokowym, bądź siły reakcji strumienia gazowego silnika odrzutowego. Wielkość jej może być regulowana poprzez zmianę kąta przechyłu wirnika, a więc tym

samym i całkowitej siły aerodynamicznej R. Do zmiany kąta przechyłu wirnika służy drążek sterowy połączony z automatem przechyłu.

Do zmiany wielkości siły aerodynamicznej R służy dźwignia skoku ogólnego pozwalająca na zmianę kierunku lotu w płaszczyźnie pionowej /wznoszenie i zniżanie/.

W kadłubie śmigłowca rozmieszczone są: kabina załogi i pasażerów, silnik tłokowy z transmisją i zbiorniki paliwowe i olejowe.

W kabinie załogi rozmieszczone są elementy sterowania śmigłowcem i silnikiem, a więc: drążek sterowy, dźwignia skoku ogólnego wirnika, pedały, sterowanie trymerami oraz przyrządy pilotażowe i kontroli pracy silnika.

Dźwignia skoku ogólnego związana jest z przepustnicą gaźnika zabezpieczającego pracę silnika. Stosuje się to w tym celu, aby przy zmianie skoku wirnika, tzn. przy zmianie obciążenia silnika zmieniać moc w ten sposób ażeby zachowane były stałe obroty silnika.

Transmisja śmigłowca składa się z reduktora silnika ze sprzęgłem oraz napędu wentylatora i wału napędowego wirnika. Wał napędowy połączony jest poprzez główny reduktor, automat przechyłu i węzeł zawieszenia z łopatkami wirnika a poprzez główny reduktor, wał rozmieszczony w belce ogonowej oraz reduktor śmigła ogonowego ze śmigłem ogonowym.

Śmigło ogonowe służy do zrównoważenia momentu reakcji przekazywanego z wirnika na kadłub śmigłowca, jak również do obracania śmigłowca wokół osi pionowej.

Węzeł zawieszenia śmigła ogonowego mechanicznie związany jest z pedałami sterowania nożnego. Przesuwając pedały pilot zmienia skok śmigła ogonowego a więc tym samym i siłę ciągu T_{og} .

Podwozie śmigłowca najczęściej jest trójkołowe z przednim kółkiem, przy czym z reguły nie stosuje się chwiania podwozia.

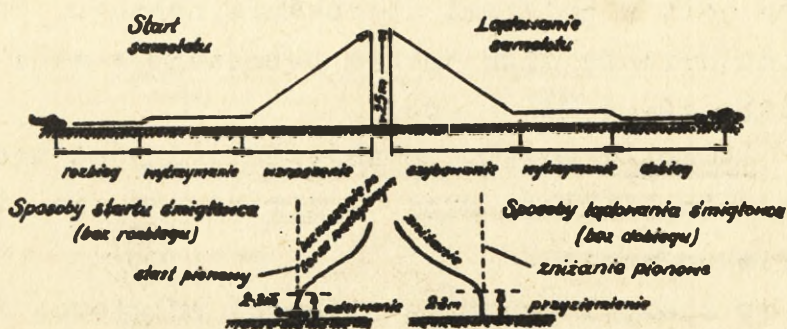
Co do specyficznych właściwości śmigłowca możnaby postawić cały szereg pytań najbardziej jednak celowym będzie odpowiedzieć na pytanie o możliwościach lotnych śmigłowca, które określają jego praktyczne zastosowanie zarówno w

wojsku jak i w lotnictwie cywilnym.

Kiedy trzeba wykorzystać samolot z lądowaniem u celu, to w pierwszym rzędzie wyjaśnia się czy jest tam lotnisko na którym samolot mógłby wykonać lądowanie, następnie zaś wystartować. Jeśli w pobliżu określonego celu nie ma lotniska lub chociażby równego płaskiego terenu o określonych rozmiarach zabezpieczających lądowanie i start samolotu, to nawet przy najbardziej nagłej potrzebie wykorzystanie jego jest niemożliwe.

Samolot przyziemia się z dużą prędkością i wykonuje na pasie startu i lądowania długi dobieg aż do całkowitego wytracenia tej prędkości. Oderwać się od ziemi skolei może tylko wtedy, kiedy rozpędzając się na pasie startowym osiągnie prędkość zabezpieczającą bezpieczne oderwanie się od ziemi. Prędkość ta dla współczesnych samolotów przekracza 200 km/godz. i żeby ją rozwinąć konieczny jest rozbieg rzędu 1 km.

W kołach lotniczych szeregu krajów już dzisiaj mówi się o tak zwanym problemie lotniskowym. I rzeczywiście jest to rzecz godna zastanowienia, jeśli się weźmie pod uwagę szybkie tempo rozwoju lotnictwa — a każde nowe lotnisko to setki hektarów ziemi, którą można wykorzystać jako tereny uprawy zbóż czy hodowlane. Szczególnego znaczenia nabiera ten fakt zwłaszcza w krajach o silnie rozwiniętej rzeźbie pionowej, a terytorium niewielkim.



Rys. 2 Profile startu i lądowania samolotu i śmigłowca

Jeśli teraz weźmiemy pod uwagę śmigłowce okazuje się, że braki wyżej poruszane nie mają tu miejsca. Wirnik jego obracając się wytwarza siłę nośną nawet w czasie postoju śmigłowca, w związku z tym jego prędkość oderwania jest równa zeru i śmigłowiec może wznosić się z miejsca, nie wykonując wcale rozbiegu. Podobnie i prędkość przyziemienia jest równa zeru a więc i dobieg jest niepotrzebny i warunek istnienia dużych lotnisk odpada.

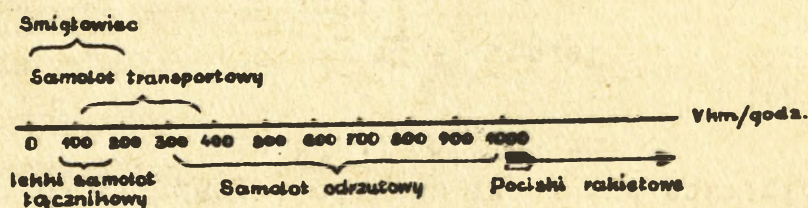
Ogromna zaleta śmigłowca leży właśnie w tym, że może on być wykorzystywany wszędzie. Może więc lądować na tarasie budynku, na pokładzie okrętu, platformie kolejowej, polanie leśnej, samochodzie.

Miejsce lądowania śmigłowca może być nierówne, lekko pochylone, pokryte niewielkimi przeszkodami, umożliwiając jednak jego przyziemienie i wzniesienie.

Tak więc za pierwszą, zasadniczą zaletę śmigłowca zapewniającą szerokie zastosowanie należy uważać zdolność do pionowego startu i lądowania, bez rozbiegu i dobiegu.

Drugą zaletą śmigłowca jest możliwość wykonywania przezeń lotu wiszącego, tak tuż nad powierzchnią ziemi czy wody, jak i na wysokości kilku kilometrów.

Zakres prędkości każdego samolotu dla każdej wysokości lotu jest ograniczony z jednej strony prędkością maksymalną, z drugiej minimalną ewolucyjną. Maksymalna prędkość lotu współczesnych samolotów kilkakrotnie przekracza prędkość dźwięku, minimalna ewolucyjna wynosi zaś 200-300 km/godz. Poniżej tej prędkości samolot traci stateczność i sterowność co może doprowadzić do wypadku. Lekkie łącznikowe samoloty mogą latać z prędkością nie mniejszą od 50-70 km/godz., natomiast prędkość minimalną śmigłowca jest równa zeru, a maksymalna 150-300 km/godz. Poza tym śmigłowiec może obracać się w miejscu, wykonywać lot na boki jak również i w tył.



Rys.3 Skala prędkości aparatów latających

Rzecz jasna, takie możliwości śmigłowca stwarzają szerokie perspektywy jego wykorzystania zarówno w gospodarce narodowej jak i w wojskach. Wszystkie te zalety śmigłowca nie mogą jednak przesłaniać jego ujemnych stron.

Śmigłowiec nie może latać z dużymi prędkościami jest jeszcze na ogół mniej stateczny od samolotu, sterowanie śmigłowcem jest bardziej skomplikowane i wreszcie jest znacznie bardziej wrażliwy na ogień nieprzyjaciela aniżeli samolot.

Praca śmigła ogonowego.

Jak już było wspomniane przy obrocie wirnika na kadłub śmigłowca przekazywany jest moment reakcji, który stara się obrócić śmigłowiec w kierunku przeciwnym do obrotów wirnika.

Moment reakcji ma w locie zmienną wartość, uzależnioną od ilości obrotów wirnika i mocy silnika. Ażeby zrównoważyć moment reakcji wirnika i zapobiec obrotowi kadłuba /kadłub ma bowiem tendencje do obracania się wokół osi pionowej/ na jednowirnikowym śmigłowcu stosuje się śmigło ogonowe.

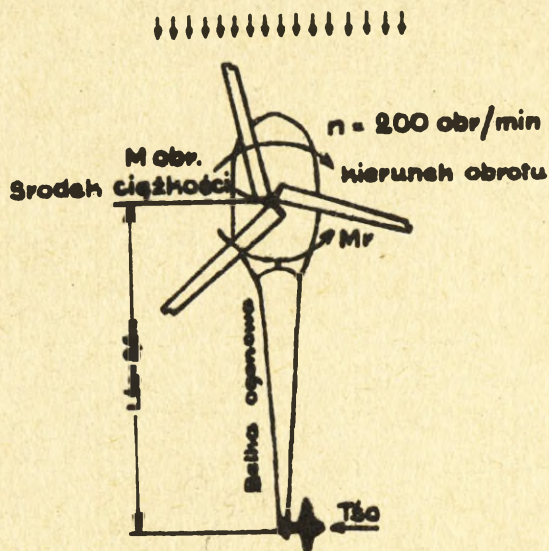
Moment reakcji M_r wirnika równy jest co do wielkości momentowi obrotowemu M_{obr} , który można obliczyć jeśli jest znana moc silnika N wykorzystywana przez wirnik. Wówczas:

$$M_r = M_{obr} = 716,2 \frac{N}{n}$$

gdzie n - ilość obrotów wirnika na minutę.

Niech np. moc przekazywana z silnika na wirnik wynosi 240 KM, wirnik wykonuje 200 obr/min., to moment reakcji będzie wynosił:

$$M_r = 716,2 \cdot \frac{240}{200} \approx 860 \text{ KGm.}$$



Rys.4 Równowazenie momentu reakcji

Przy założonym na rys. 4 kierunku obrotu wirnika zgodnie z kierunkiem obrotu wskazówek zegara moment reakcji będzie działał przeciwnie. Aby zrównoważyć ten moment całkowicie należy przyłożyć do kadłuba śmigłowca moment przeciwnie skierowany równy co do wielkości 860 KGm.

Na jednowirnikowych śmigłowcach osiąga się to przez umieszczenie na końcu belki ogonowej śmigła ogonowego. Śmigło to mocuje się tak, aby znajdowało się w płaszczyźnie obrotu wirnika. W naszym przykładzie winno być pchającym. Śmigło ogonowe spełnia rolę tłumnika momentu reakcji, z drugiej strony jednak samo powoduje działanie na śmigłowca siły bocznej $T_{s.og.}$ skierowanej w lewo. Siłę tę trzeba również zrównoważyć. Aby śmigłowca pod działaniem siły $T_{s.og.}$ nie przemieszczał się w lewo, os wirnika wykonuje się z pewnym nachyleniem. W naszym przykładzie os byłaby nachylona w prawo. Wówczas powstaje składowa wypadkowej siły aerodynamicznej R , skierowana w prawo, która równoważy siłę ciągu śmigła ogonowego skierowaną w lewo.

Siła ciągu śmigła ogonowego potrzebna jest o takiej wielkości, ażeby jej moment względem środka ciężkości śmigłowca był równy momentowi reakcji, to jest:

$$Mr = Tś.og. \cdot Lś.og.$$

skąd:

$$Tś.og. = \frac{Mr}{lś.og.}$$

w naszym przykładzie:

$$Tś.og. = \frac{860}{lś.og.}$$

Niech $lś.og.$ wynosi 8,6 m. Wówczas ciąg potrzebny śmigła ogonowego będzie wynosił:

$$Tś.og. = \frac{860}{8,6} \frac{KGm}{m} = 100 \text{ kg.}$$

Niezależnie jednak od tego śmigło ogonowe winno dysponować pewnym nadmiarem ciągu, ażeby można było nie tylko równoważyć moment reakcji wirnika, ale i obracać śmigłowiec pokonując Mr .

W naszym przykładzie nadmiar ciągu konieczny jest przy wykonywaniu obrotów w prawo, obroty w lewo mogą zaś być wykonywane poprzez zmniejszenie ciągu śmigła ogonowego a śmigłowiec obrócony zostanie pod działaniem momentu reakcji.

Ciąg wirnika.

Ażeby samolot lub szybowiec mógł latać koniecznym jest powstanie siły nośnej równoważącej ciężar samolotu i do tego celu służy w tym wypadku skrzydło. Skrzydło więc należy uważać za element zasadniczy samolotu, do którego można sprowadzić całą konstrukcję płatowca otrzymując w efekcie latające skrzydło, bez kadłuba i ustereżenia ogonowego.

W śmigłowcu rolę skrzydła spełnia wirnik i jest on zasadniczą częścią bez której pojęcie śmigłowca straciłoby swój sens.

Jednakże przeznaczenie wirnika śmigłowca jest znacznie szersze od skrzydła samolotu i nie ogranicza się jedynie do wytworzenia siły nośnej. Obserwując śmigłowiec w locie daje się zauważyć, że kadłub jest pochylony w przód w stosunku do horyzontu, jednocześnie daje się zauważyć pochYLENIE wirnika.

Całkowita siła aerodynamiczna R , wytwarzana przez

przez wirnik i skierowana prostopadle do płaszczyzny obrotu końców łopat wirnika może być w tym wypadku rozłożona na 2 składowe: skierowaną prostopadle siłę nośną P_y , która utrzymuje śmigłowiec na określonej wysokości oraz siłę P_x skierowaną zgodnie z kierunkiem lotu, a więc siłę ciągu. Pod działaniem tej siły śmigłowiec przemieszcza się w płaszczyźnie poziomej. A więc wirnik nośny śmigłowca okazuje się jednocześnie śmigłem ciągnącym.

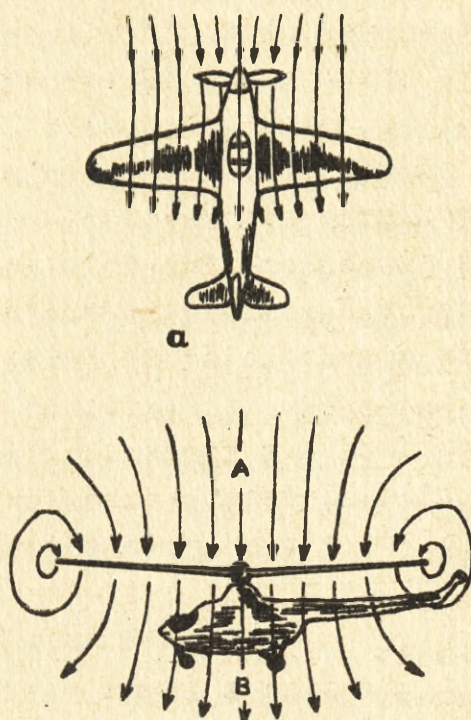
Nie należy jednak tylko do tego ograniczać przeznaczenia wirnika. Na śmigłowcu w odróżnieniu od samolotu nie ma powierzchni sterujących takich jak lotki, ster wysokości czy kierunkowy. Nie miały by one bowiem sensu np. w czasie wiszenia śmigłowca, a więc przy braku opływu strumieniem powietrza.

Dlatego też rolę organów sterowania spełnia również wirnik.

Poruszając drążkiem sterowym pilot zmienia usytuowanie płaszczyzny obrotów łopat wirnika a więc jednocześnie i kierunek działania całkowitej siły aerodynamicznej R .

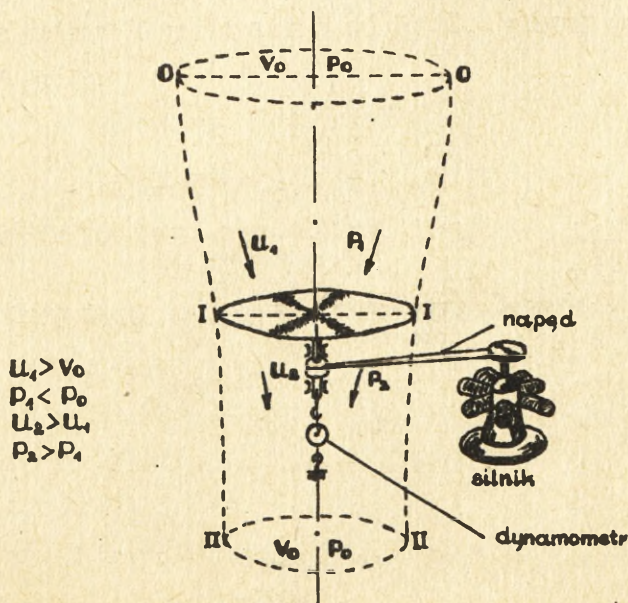
W zależności od kąta jej nachylenia, zmienia się nie tylko kierunek ale i wielkości jej składowych. Sterując więc wirnikiem pilot może zmieniać nie tylko kierunek ale i prędkość lotu.

Charakter pracy wirnika śmigłowca na ogół różni się od pracy śmigła ciągnącego samolotu w niektórych wypadkach jednak a więc np. przy wiszeniu jest bardzo zbliżony.



Rys.5 Optyw śmigła
a - samolotu; b - śmigłowca

Wirnik śmigłowca jest opływany wówczas strumieniem powietrza prostopadłym do płaszczyzny obrotu z góry w dół /rys.5/. W tym wypadku wirnik porywa powietrze ze strefy A i odrzuca, skrecając na skutek obrotu do strefy B. Na miejsce cząstek powietrza usuniętych ze strefy A przemieszcza się powietrze z otaczającego ośrodka oraz częściowo ze strefy B.



Rys.6 Praca śmigła

Przy braku obrotów wirnika powietrze nad nim i pod nim pozostaje w stanie spoczynku. Z chwilą rozpoczęcia obrotu przyrządy umieszczone w obszarze oddziaływania wirnika ale zdala od niego wykazują, że w przekroju 0-0 /rys.6/ powietrze nadal pozostaje w spoczynku. Jego ciśnienie jest równe atmosferycznemu - po a prędkość $V_0 = 0$. Odległość od przekroju 0-0, gdzie nie obserwuje się wpływu wirnika, do płaszczyzny obrotu wirnika jest wielkością zmienną zależną od lepkości ośrodka. Jesliby powietrze było pozbawione sił lepkości to wpływ wirnika dałoby się zaobserwować nieskończenie daleko. W rzeczywistości, na skutek tego, że powietrze przedstawia sobą ośrodek lepki, wpływ wirnika można rejestrować do odległości kilkudziesięciu metrów.

Przenosząc przyrządy z przekroju 0-0 coraz bliżej przekroju I-I, daje się zaobserwować stopniowy przyrost prędkości powietrza podsysanego wirnikiem. Prędkość z jaką podchodzi powietrze do przekroju I-I, nazywa się indukowaną prędkością podsysania u_1 . Zgodnie z prawem zachowania energii, energia kinetyczna nie może wzrastać bez zmniejszania innego rodzaju energii. I rzeczywiście ze wzrostem prędkości powietrza do U_1 , ciśnienie powietrza po spada do p_1 . Oznacza to, że wzrost prędkości powietrza nastąpił kosztem spadku ciśnienia.

Przy przechodzeniu przez wirnik następuje dalszy przyrost prędkości powietrza, ciśnienie dalej jednak nie spada, wręcz przeciwnie, wzrasta. Jest to spowodowane tym, że powietrze z zewnątrz /od wirnika/ uzyskało dodatkową energię /mechaniczną/.

Energia mechaniczna wirnika przekształca się w kinetyczną i potencjalną energię strumienia zwiększa i ciśnienie i prędkość powietrza.

W przekroju leżącym tuż za wirnikiem powietrze ma ciśnienie $p_2 > p_1$ i prędkość $U_2 > U_1$ zwaną prędkością odrzutu.

Okazuje się, że prędkość odrzutu jest dwukrotnie większa od prędkości podsysania.

$$U_2 = 2U_1 .$$

Daleko za wirnikiem, w przekroju II-II /teoretycznie nieskończenie dalekim/ prędkość i ciśnienie powietrza osiągają pierwotne wartości po-1 Vo. Energia strumienia, na skutek działania sił lepkości, rozprasza się w przestrzeni.

Takie jest oddziaływanie wirnika na powietrze, będąca następstwem dostarczenia wirnikowi energii obrotu. Temu oddziaływaniu odpowiada przeciwdziałanie powietrza na wirnik w postaci siły ciągu T będącej rzutem całkowitej siły aerodynamicznej R na oś obrotu wirnika /prostopadłą do płaszczyzny obrotu/.

Jeśli dynamometr połączony z wirnikiem, przy nieruchomym wirniku pokazywał zerową wartość siły ciągu, to przy zwiększaniu obrotów ciąg będzie stale wzrastał.

Przy wiszeniu i pionowym wznoszeniu śmigłowca $T=R$ na pozostałych reżimach lotu

$$T \quad 0,97 \div 0,99 R$$

Jeśli rozpatrywać powierzchnię zataczaną łopatkami wirnika w czasie obrotu jako jednolitą płaszczyznę F, to widać że na tę płaszczyznę od góry działa ciśnienie p_1 a od dołu ciśnienie p_2 większe od p_1 .

Przechodząc od ciśnienia do sił należy wartość ciśnienia przemnożyć przez powierzchnię na jaką ono działa. Wówczas siła działająca na wirnik z góry będzie równa $p_1 \cdot F$, a z dołu $p_2 \cdot F$.

Jak powiedzieliśmy poprzednio $p_2 > p_1$ a więc i $p_2 F > p_1 F$, to znaczy, że na zataczaną wirnikiem powierzchnię od dołu działa siła większa niż z góry. Oznacza to, że wirnik wytwarza ciąg T, równy różnicy działających nań sił:

$$T = p_2 F - p_1 F$$

$$T = F / p_2 - p_1 /$$

Mianem ciśnienia p_1 i p_2 jest $\frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$ a powierzchni $F - \text{m}^2$. Otrzymamy więc siłę ciągu T w kg.

Powierzchnię F można łatwo obliczyć, jeśli znana jest średnica wirnika D , wówczas:

$$F = \frac{\pi D^2}{4}$$

Obliczenie siły ciągu można przeprowadzić i innym sposobem. Jeśli powietrze do przekroju 0-0 miało prędkość V_0 , a w czasie t przechodząc przez płaszczyznę obrotu wirnika prędkość wzrosła do U_2 , to znaczy, że cała masa powietrza m uzyskała przyspieszenie równe:

$$j = \frac{U_2 - V_0}{t}$$

z drugiego prawa mechaniki wiadomo, że masa uzyskuje przyspieszenie tylko wtedy jeśli działa na nią jakaś siła. Siła ta jest iloczynem masy i przyspieszenia i skierowana jest zgodnie z kierunkiem przyspieszenia /w naszym wypadku w dół/.

Oznaczając tę siłę przez T_1 otrzymamy:

$$T_1 = m \cdot j.$$

Z jednej strony jasnym jest, że siła T_1 jest rezultatem oddziaływania wirnika na powietrze. Z drugiej strony zaś zgodnie z trzecim prawem mechaniki siła ta powinna przeciwdziałać równa co do wielkości a przeciwna co do kierunku siła oddziaływania powietrza na wirnik przedstawiająca sobą siłę ciągu wirnika. A więc $T_1 = T$.

Dla obliczenia jej wielkości należy do wzoru $T = m \cdot j$ podstawić wartości przyspieszenia i masy.

Podstawiając znaną wartość przyspieszenia otrzymamy:

$$T = m \frac{U_2 - V_0}{t}$$

lub

$$T = \frac{m}{t} / U_2 - V_0 /$$

Jeśli m jest masą powietrza, to $\frac{m}{t}$ będzie masą powietrza przechodzącego przez wirnik w jednostce czasu /sekundzie/

$$\frac{m}{t} = m \text{ sek.}$$

$$T = m \text{ sek.} / U_2 - V_0 /.$$

W jednej sekundzie przez płaszczyznę obrotu wirnika przechodzi objętość powietrza, którą można zamknąć walcem, którego podstawa równa jest płaszczyźnie F zataczanej przez wirnik a wysokość równa drodze przebywanej przez powietrze w jednej sekundzie tzn. równa prędkości U_1 . Objętość sekundowa będzie więc równa $F \cdot U_1$.

Ażeby od objętości przejść do masy należy objętość pomnożyć przez gęstość masową powietrza ρ :

$$m_{\text{sek.}} = \rho F U_1$$

Podstawiając tak wyrażoną wielkość masy sekundowej do wzoru na ciąg otrzymamy:

$$T = \rho F U_1 / U_2 - V_0$$

W naszym przypadku $V_0 = 0$, a więc

$$T = \rho F U_1 U_2$$

ponieważ

$$U_2 = 2U_1$$

to:

$$T = 2 \rho F U_1^2$$

Wymiar gęstości $-\frac{\text{kg sek}^2}{\text{m}^4}$, powierzchni $F - \text{m}^2$ a kwadratu prędkości podśysania $U_1^2 - \frac{\text{m}^2}{\text{sek}^2}$, w efekcie otrzymujemy ciąg T w kg .

Dla konkretnego wirnika o średnicy 12 m, wytwarzającego na przykład prędkość podśysania rzędu 8 m/sek., przy gęstości powietrza $0,125 \frac{\text{kg sek}^2}{\text{m}^4}$ tzn. przy ziemi,

posługując się powyższym wzorem otrzymamy:

$$T = 2 \cdot 0,125 \cdot \frac{\pi \cdot 12^2}{4} \cdot 8^2 / \frac{\text{kg} \cdot \text{sek}^2 \cdot \text{m}^2 \cdot \text{m}^2}{\text{m}^4 \cdot \text{sek}^2}$$

$$T = 1808,6 \text{ kg.}$$

Porównując otrzymany wynik ze wskazaniem dynamometru mierzącego rzeczywisty ciąg wirnika, okaże się niedokładność tych obliczeń.

W rzeczywistości ciąg będzie mniejszy - nie uwzględniliśmy bowiem w naszych obliczeniach strat energii na tarcie i na zakręcanie strumienia powietrza za wirnikiem.

W rzeczywistości cząsteczki powietrza podchodząc do wirnika mają nie tylko prędkość indukowaną w kierunku osiowym, prostopadłym do płaszczyzny obrotu ale i prędkość zakręcania.

Analogicznie do siły nośnej skrzydła wyrażonej wzorem:

$$P_y = C_y \frac{\rho v^2}{2} S$$

ciąg T wirnika śmigłowca można wyrazić wzorem przez odpowiadające wielkości:

$$T = C_T \frac{\rho (\omega v)^2}{2} \pi r^2$$

W tym wzorze współczynnikowi C_y skrzydła odpowiada współczynnik ciągu C_T , prędkości lotu V - prędkość obwodowa końców łopat wirnika o promieniu r i prędkości kątowej ω , powierzchni skrzydła S - powierzchnia zataczania wirnikiem πr^2 .

Współczynnik C_T określa się na podstawie krzywej otrzymanej z dmuchań danego wirnika w tunelu aerodynamicznym na różnych kątach natarcia.

Wielkość tego bezwymiarowego współczynnika ciągu C_T dla konkretnego, wykonanego wirnika, pracującego na danym reżimie można również obliczyć, dzieląc ciąg T wirnika, wyrażony w kilogramach, przez iloczyn innych parametrów wirnika, który również ma wymiar w kg.

Takim iloczynem w aerodynamice skrzydła jest iloczyn ciśnienia dynamicznego $\frac{\rho v^2}{2} [\frac{kg}{m^2}]$ przez powierzchnię skrzydła S / m^2 . Dla wirnika śmigłowca wielkość ciśnienia dynamicznego wyrażona jest przez $\frac{\rho (\omega v)^2}{2}$, a powierzchnia przez πr^2 .

Dzieląc ciąg przez ten iloczyn, otrzymamy bezwymiarowy współczynnik ciągu C_T , którym wygodnie jest posługiwać się przy porównywaniu różnych wirników przy pracy ich na jednakowych reżimach.

$$C_T = \frac{T}{\frac{\rho (\omega v)^2}{2} \pi r^2}$$

Stwierdziliśmy, że siła ciągu wirnika śmigłowca powstaje na skutek odrzucania w dół powietrza przez wirnik. Kiedy śmigł

głowicę ma prędkość postępową to rzecz jasna objętość odrzucanego w dół powietrza wzrasta. W efekcie, przy wykorzystaniu tej samej mocy wirnik śmigłowca mającego prędkość postępową, rozwija większy ciąg, aniżeli wirnik wiszącego śmigłowca. I odwrotnie, dla wytworzenia takiej samej siły ciągu, wirnik śmigłowca mającego prędkość postępową potrzebuje mniejszą moc, niż wirnik wiszącego.

Spadek mocy potrzebnej ze wzrostem prędkości zachodzi tylko do określonej wartości prędkości, powyżej której wzrost oporu śmigłowca nie tylko kompensuje zysk na mocy, ale i powoduje konieczność dalszego jej zwiększania.

Aerodynamika wirnika.

Wirnik śmigłowca składa się z kilku łopat /zazwyczaj 2-5/ połączonych z głowicą wirnika.

Głowica wirnika służy do przekazania momentu obrotowego z silnika na łopaty, jest więc połączona z wałem napędowym. Oprócz tego konstrukcja głowicy zabezpiecza możliwość zmiany położenia łopat w przestrzeni.

Zmiana położenia łopat wirnika spowodowana jest dwoma przyczynami:

- a/ na skutek działania zmiennych sił powstających na łopatach w locie;
- b/ według woli pilota, który oddziałując na łopaty steruje śmigłowcem.

Jeśli przy wiszeniu wirnik opływany jest prostym strumieniem powietrza i wszystkie łopaty pracują w jednakowych warunkach, to w wypadku prędkości postępowej wirnik opływany jest ukośnym strumieniem powietrza /rys.7/.

Okazuje się przy tym, że warunki pracy każdej z łopat w danym momencie czasu znacznie się różnią, inaczej mówiąc warunki pracy każdej łopaty w czasie jednego pełnego obrotu wirnika ulegają znacznej zmianie.

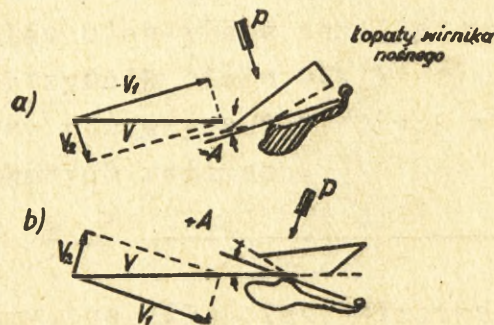


Rys.7 Skośny opływ wirnika śmigłowca

Dla uproszczenia przyjmiamy przedstawienie całego wirnika jako jednej płaszczyzny obrotu /która przechodzi przez głowicę wirnika prostopadle do jego osi/. W rzeczywistości na miejsce nie płaszczyzna a stożek utworzony przez obracające się łopaty.

Rozpatrując wirnik jako płaszczyznę obrotu, łatwo zauważyć kąty natarcia, pod którymi wirnik przesuwają się w stosunku do nabiegającego strumienia powietrza w locie postępowym.

Kątem natarcia wirnika nazywać będziemy kąt zawarty pomiędzy kierunkiem wektora prędkości napływającego strumienia powietrza a płaszczyzną prostopadłą do osi głowicy wirnika.



A- kąt nastawienia wirnika nośnego
V- kierunek prędkości napływającego powietrza przy ruchu postępowym wirnika

Rys.8 Kąt natarcia wirnika
a) ujemny b) dodatni

Oznaczamy ten kąt natarcia przez A /rys.8/, w od-
różnieniu od kąta natarcia α , pod którym spotyka się
profil łopaty ze strumieniem powietrza. Jeśli w odniesie-
niu do samolotu kąt natarcia skrzydła odpowiada kątowi
natarcia profilu /jeśli nie brać pod uwagę zwężenia
geometrycznego/ to w odniesieniu do śmigłowca znaczenia
 A i α są różne.

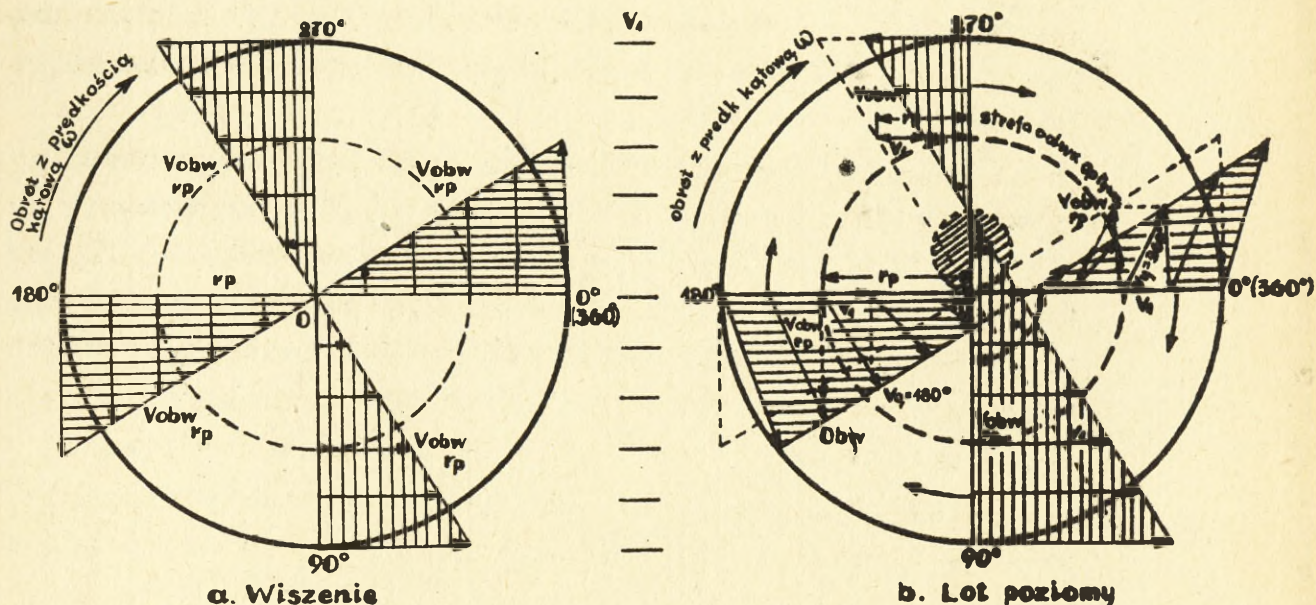
W wypadku a /rys.8/ wirnik przemieszcza się pod
ujemnym kątem natarcia $/-A/$, a w wypadku b - pod dodat-
nim kątem $+A/$. W obu przypadkach wirnik pracuje w ukoś-
nym strumieniu powietrza.

Wektor prędkości napływającego strumienia powietrza
 V można rozłożyć zgodnie z zasadą równoległoboku na dwie
składowe prędkości. V_1 - w płaszczyźnie prostopadłej do
osi obrotu wirnika i V_2 - w płaszczyźnie równoległej.

Teraz od razu daje się zauważyć różnicę warunków
pracy wirnika w przypadkach a i b .

W przypadku a powietrze z prędkością V_2 napływa na
wirnik z góry. Ten reżim pracy wirnika odpowiada lotowi
poziomemu w przód, jak również wznoszeniu i zniżaniu z
niewielkimi kątami nachylenia toru lotu w odniesieniu do
horyzontu.

W przypadku b powietrze z prędkością V_2 napływa
na wirnik z dołu. Ten reżim pracy wirnika odpowiada stro-
memu zniżaniu /pod kątem/ z pracującym silnikiem oraz
bezsilnikowemu lotowi na reżimie autorotacji wirnika.
Poza tym widać z rys.8, że w płaszczyźnie obrotu wirnika
oddziałuje nie całkowita prędkość napływającego stru-
mienia powietrza V , a tylko jej składowa V_1 .



Rys.9 Rozkład prędkości w płaszczyźnie obrotu wirnika

Patrząc na wirnik z góry zgodnie z kierunkiem strzałek P /rys.8/ można schematycznie przedstawić warunki pracy wirnika jak na rys.9.

W tym wypadku każdy przekrój łopaty na promieniu r_p będzie znajdował się pod działaniem dwu prędkości: pod prędkości obwodowej $V_{obw. r_p}$ i prędkości napływającego strumienia V_1 . Sumując geometrycznie te prędkości na każdym kącie wychylenia łopaty /rys.9b/ widać, że przekrój r_p /okrąg wykonany linią przerywaną/ w czasie jednego obrotu opływany jest powietrzem z prędkością zmienną na całym obwodzie zarówno co do kierunku jak i co do wielkości.

A więc na przykład przy kącie wychylenia $\psi = 0^\circ$ / 360° / prędkość opływu $V_\psi = 0/360/$ jest większa od $V_{obw. r_p} / V_{\psi=0}$ przekątna prostokąta / $V_{obw. r_p}$ - jeden z boków/ i odchylona jest ku końcowi łopaty.

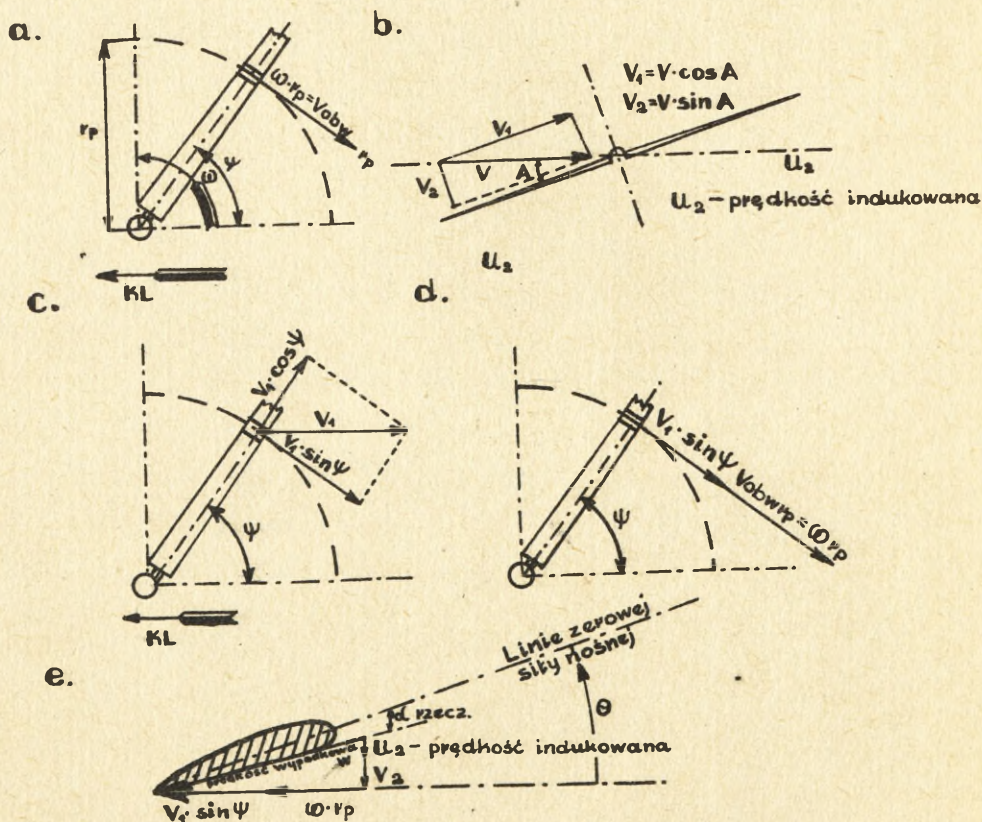
Przy kącie wychylenia $\Psi = 90^\circ$ prędkość opływu jest równa sumie prędkości V_{obw} r_p V_1 . Ta łopata przemieszcza się na przeciw napływającego strumienia powietrza.

Przy kącie wychylenia $\Psi = 180^\circ$ prędkość opływu $V_\Psi = 180^\circ$ co do wartości bezwzględnej jest równa prędkości przy wychyleniu $\Psi = 0^\circ$ ale odchylona jest nie ku końcowi łopaty a ku osi obrotu.

Przy kącie wychylenia $\Psi = 270^\circ$ prędkość opływu jest równa różnicy prędkości V_{obw} V_1 . Ta łopata jak gdyby ucieka przed napływającym strumieniem powietrza. Tu warto zwrócić uwagę na to, że łopata ta na pewnym odcinku opływu jest nie w kierunku od krawędzi natarcia do krawędzi spływu, a odwrotnie, na skutek czego odcinek ten w ogóle nie wytwarza siły nośnej /strefa odwrotnego opływu/.

Tak więc widać, że warunki pracy łopaty w czasie jednego obrotu ulegają zmianie na skutek zmiany prędkości opływu.

Oprócz tego warunki pracy poszczególnych przekrojów łopat zmieniają się także na skutek zmiany kątów natarcia. Rzecz w tym, że nie ma ogólnego kąta natarcia dla całej łopaty, a można mówić tylko o kącie natarcia konkretnego przekroju, który to kąt ulega ciągłej zmianie.



Rys. 10 Określenie wypadkowej prędkości i rzeczywistego kąta natarcia przekroju łopaty wirnika nośnego na promieniu r_p

Niech początkowo przekrój będzie ustawiony pod kątem do płaszczyzny obrotu.

Kąt θ między linią zerowej siły nośnej profilu a płaszczyzną obrotu nazywany jest kątem ustawienia.

Z początkiem obrotu dowolny przekrój na promieniu r_p opływany jest z prędkością $V_{obw. r_p} = \omega r_p$ /rys.10a

Kąt natarcia równy jest kątowi ustawienia. Przy istnieniu prędkości postępowej V w płaszczyźnie obrotu v będzie działała prędkość V_1 a prostopadle do niej - V_2 . Oprócz tego, prostopadle do płaszczyzny obrotu pojawi się prędkość indukowana U_2 , wywołana odrzucaniem powietrza przez wirnik /rys.10b/.

Na rys.10c prędkość V_1 rozłożona została na 2 składowe: wzdłuż łopaty - $V_1 \cos \psi$ i prostopadle do niej, wzdłuż przekroju - $V_1 \sin \psi$. Rzecz jasna, na warunki pracy przekroju wpływa prędkość $V_1 \sin \psi$.

Na rys. 10d zsumowane są prędkości działające w płaszczyźnie obrotu.

Na rys.10e pokazany jest profil przekroju i zsumowane wszystkie działające nań prędkości. Kąt między wypadkową prędkością W a linią zerowej siły nośnej /cięciwą aerodynamiczną/ jest właśnie rzeczywistym kątem natarcia danego przekroju przy postępowym ruchu śmigłowca.

Kąt ten / α / jest znacznie mniejszy w tym wypadku od kąta ustawienia θ .

Oprócz tego na skutek zmian wielkości $V_1 \sin \psi + \omega r_p$, które to prędkości to sumują się znów to znów odejmują w czasie jednego obrotu, rzeczywisty kąt natarcia będzie również ulegał ciągłej zmianie.

Tak więc w locie postępowym warunki pracy łopaty w czasie jednego obrotu ulegają zmianie, powtarzając się w każdym obrocie periodycznie.

Na skutek różnic w prędkości opływu i kątów natarcia poszczególnych przekrojów łopat cyklicznie zmienia się położenie całkowitej siły aerodynamicznej powstającej na łopacie wirnika. Całkowita siła aerodynamiczna wirnika, będąca sumą sił powstających na poszczególnych łopatach nie skierowana jest więc dokładnie wzdłuż osi obrotu wirnika.

Fakt ten stanowi właśnie przyczynę powstawania drgań śmigłowca, oraz jest jedną z przyczyn jego niestateczności. Na skutek różnic siły nośnej w różnych punktach powierzchni zataczanej wirnikiem powstają na nim momenty starające się obrócić śmigłowiec wokół osi podłużnej i poprzecznej.

Wszystko to zmusza konstruktora do stosowania całego szeregu specyficznych rozwiązań konstrukcyjnych wirnika śmigłowca. Zasadniczymi będą tutaj przegubowe zawieszania łopat wirnika. Najczęściej stosuje się dzisiaj trójprzegubowe zawieszania łopat z przegubem osiowym, poziomym i pionowym.

Przegub osiowy służy do zmiany kątów nastawienia łopat. Przy zmianie kątów nastawienia wszystkich łopat wirnika jednocześnie, ulegnie zmianie ogólny skok wirnika. Sterowanie skokiem ogólnym wirnika pozwala na zmianę całkowitej siły aerodynamicznej rozwijanej przez wirnik zgodnie z wolą pilota, a więc umożliwia wykonywanie wznoszenia i zniżania śmigłowca.

Różnicowa zmiana kąta nastawiania łopat pozwala na kierowanie lotem śmigłowca.

Przegub poziomy. Zastosowanie jedynie przegubu osiowego nie uchroniłoby śmigłowca od momentów przechylających, wynikających np. z różnicy opływów łopat idących do przodu i do tyłu. Moment powstający w tym wypadku byłby przekazywany wzdłuż sztywnej łopaty na głowicę wirnika i dalej na cały śmigłowiec. Kiedy śmigłowiec stoi na ziemi lub wisi w powietrzu /wirnik obraca się/ to każda z łopat wytwarza jednakową siłę nośną/ przy jednakowych kątach nastawiania/.

Jeśli śmigłowiec wykonuje lot poziomy, to na łopatach powstaną siły nośne o różnej wartości. Przy zawieszeniu łopaty bez przegubu poziomego na łopacie idącej do przodu powstaje siła nośna P_{yTp} , a na idącej do tyłu P_{yTt} , przy czym $P_{yTp} > P_{yTt}$.

Wówczas na śmigłowiec zaczyna działać moment przechylający:

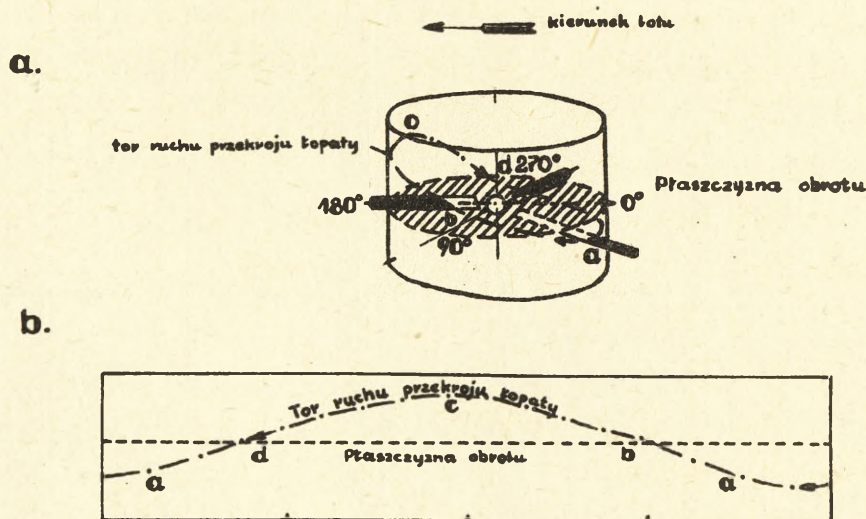
$$M_x = \Delta P_{yT} \cdot l_{P_{yT}}$$

gdzie: $\Delta P_{yT} = P_{yTp} - P_{yTt}$

a l_{pyc} - ramię od osi wirnika do punktu przyłożenia siły nośnej na łopacie. Ażeby uniknąć przechyłów, a więc poprawić stateczność śmigłowca, między łopata a głowicą wirnika oprócz przegubu osiowego umieszcza się przegub poziomy. Pod działaniem zmiennych sił, o których dokładniej powiemy przy omawianiu konstrukcji śmigłowca, łopata podnosi się, lub opuszcza, wykonując ruch wahliwy.

Wróćmy do rys. 9b. Wzrost siły nośnej na łopacie idącej do przodu /w półokręgu między 0 a 180° / powoduje jej ruch ku górze w odniesieniu do przegubu poziomego. Po przejściu kąta wychylenia 180° jest już ona łopata cofająca się /przemieszczającą się do tyłu/, wskutek jednak działania sił bezwładności przez pewien czas jeszcze wykonuje ruch wznoszący. Dalej łopata będzie się opuszczała wskutek zmniejszania siły nośnej, przy czym ruch ku dołowi przeciągnie się nieco poza kąt wychylenia $\psi = 360^\circ$.

Ażeby dokładniej uzmysłowić sobie ruch wahadłowy łopaty, wyobraźmy sobie wirnik w walcu /rys.11a/.

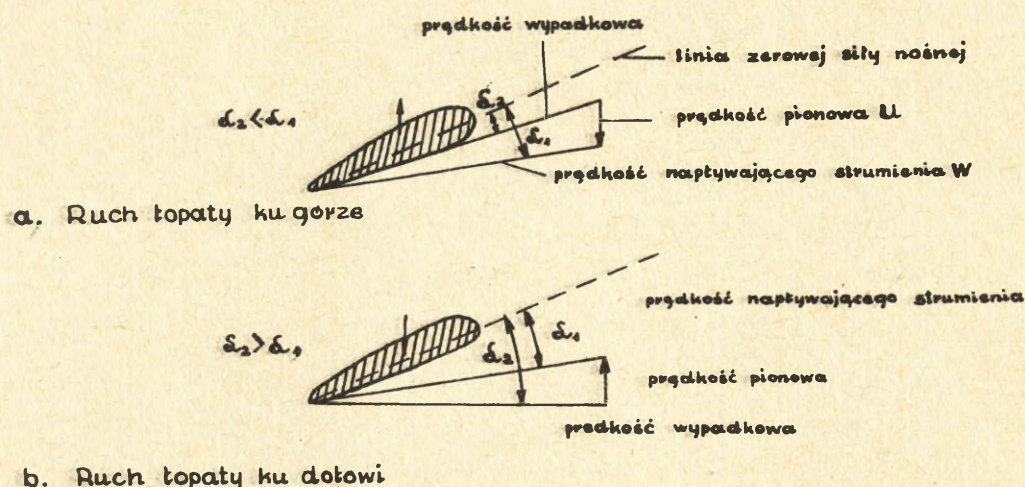


Rys.11 Pionowe przemieszczenia łopaty wirnika

którego oś pokrywa się z osią wirnika. Wówczas łopata obracając się, rozetnie pobocznice walca po pewnej linii, nie leżącej w płaszczyźnie obrotu wirnika. Jeśli teraz rozetniemy ten walec wzdłuż tworzącej i rozwiniemy na płaszczyźnie, to tor ruchu przekroju łopaty przedstawiony będzie krzywą siodłową abod /Rys.11b/.

Tak więc na każdy obrót łopaty przypada jedno jej wzniesienie i jedno opuszczenie, to znaczy, że łopata wirnika śmigłowca w odróżnieniu od łopaty śmigła samolotu wykonuje ruch obrotowo-wahliwy.

Zwróćmy uwagę na rys. 12, który przedstawia jeden z przekrojów łopaty na promieniu r_p , przy jej wznoszeniu /a/ i opuszczaniu /b/.

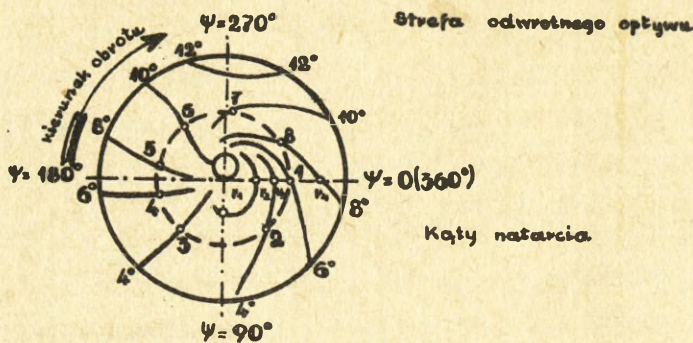


Rys.12 Zmiana rzeczywistego kąta natarcia łopaty wirnika przy jej ruchu pionowym

Z rysunku wynika, że wahliwy ruch łopaty prowadzi do dodatkowej i to znacznej zmiany jej rzeczywistego kąta natarcia. I rzeczywiście, kąt natarcia unoszącej się łopaty maleje na skutek zmiany kierunku napływających strug powietrza. Kąt natarcia opuszczającej się łopaty odpowiednio wzrasta.

Zmniejszenie kąta natarcia w czasie wznoszenia prowadzi do zmniejszenia siły nośnej powstającej na tej łopacie i na odwrót, wzrost kąta natarcia przy jej opuszczaniu daje wzrost siły nośnej. A: więc jeżeli wznoszenie łopaty zapoczątkowane zostało wskutek wzrostu siły nośnej, to z chwilą rozpoczęcia wznoszenia siła nośna zmniejsza się dając w efekcie ruch mniej gwałtowny. Przy opuszczaniu, którego przyczyną jest spadek siły nośnej, kąt natarcia wzrasta, a więc wzrasta i siła nośna i ruch łopaty ku dołowi zostaje złagodzony. Wszystko to w zasadniczy sposób wpływa na zmiany kątów natarcia poszczególnych przekrojów łopat jeszcze bardziej komplikując je.

Kierunek lotu



Rys.13 Rozkład kątów natarcia przekrojów łopaty wirnika

Rys.13 przedstawia płaszczyznę obrotu wirnika, na której liniami ciągłymi połączone są wszystkie punkty, gdzie kąty natarcia łopaty w danym momencie są jednakowe.

Na podstawie tego rysunku można określić na ile zmienia się kąt natarcia w różnych przekrojach jednej łopaty, w zależności od promienia r_p , a także jak zmienia się kąt natarcia przekroju na stałym promieniu r_p w czasie jednego obrotu /przy różnych kątach wychylenia łopaty/.

Na przykład kiedy łopata przechodzi położenie $\psi = 0$, to kąt natarcia w pobliżu osi obrotu wynosi 2° /przekrój r_1 / w przekroju r_2 kąt natarcia wynosi 4° , w przekroju r_3 wynosi 6° a w przekroju r_4 - 8° . Oznacza to że kąt natarcia przekrojów łopaty w czasie lotu śmigłowca jest coraz większy, w miarę oddalania się od osi obrotu.

Jak z kolei zmienia się kąt natarcia jednego przekroju /na przykład r_3 / w zależności od zmiany kąta wychylenia łopaty ψ . Na rys.13 pokazany jest okrąg /przerwana linia/ zbudowany na promieniu r_3 . Przy obrocie łopaty od położenia $\psi = 0$ do $\psi = 90^\circ$ kąt natarcia przekroju zmniejsza się z 6 do 4° /punkty 1 i 2/, w sektorze od $\psi = 90^\circ$ do $\psi = 180^\circ$ nastąpi wzrost kąta natarcia z 4 do 6° /punkty 3 i 4/, w sektorze od $\psi = 180^\circ$ do $\psi = 270^\circ$ będzie miał miejsce dalszy wzrost kąta natarcia do 10° /punkty 5 i 6/ wreszcie w sektorze od $\psi = 270^\circ$ do $\psi = 360^\circ$ /0°/ zacznie się zmniejszanie kąta natarcia z 10 do 6° /punkty 7 i 8/.

Przegub pionowy. Na równowagę śmigłowca ma również wpływ zmienna siła oporu łopaty, powodująca odchylenie ich w stronę przeciwną do kierunku obrotów. Zmienność siły oporu w czasie jednego obrotu łopaty spowodowana jest tą samą przyczyną co i zmienność siły nośnej, tj. zmianą prędkości opływu i kątów natarcia łopaty. Na łopacie idącej do przodu powstaje np. większa siła oporu niż na przemieszczającej się ku tyłowi.

W tym celu, aby zabezpieczyć śmigłowiec przed wpływem zmiennych sił w płaszczyźnie obrotu wirnika i odciążyc dźwigar łopaty od naprężeń zmęczeniowych, w węźle mocowania łopaty do głowicy wirnika stosuje się jeszcze jeden przegub pionowy.

Wokół tego przegubu łopata może odchylić się w płaszczyźnie obrotu w kierunku obrotów i przeciwnym.

Na tym w zasadzie można skończyć omawianie aerodynamiki wirnika, należałoby tylko powiedzieć jeszcze jaki procent mocy pobiera wirnik z silnika. Otóż moc silnika śmigłowca używana jest na pokonanie oporu obracającego się wirnika, na napęd śmigła ogonowego /6-8%/ , na napęd wentylatora /4-6%/ i na pokonanie oporów transmisji /5-7%/.

Tak więc wirnik wykorzystuje tylko część mocy silnika. Wykorzystanie przez wirnik mocy silnika określa się przy pomocy współczynnika, wskazującego jak część mocy silnika zużytkowana zostaje na napęd wirnika. Im większy jest współczynnik, tym bardziej doskonała jest konstrukcja śmigłowca.

Zazwyczaj $\eta_m = 0,8$ tzn że wirnik wykorzystuje 80% mocy silnika.

$$N_w = N_e \cdot \eta_m$$

gdzie: N_w - moc wirnika /rozporządzalna/

N_e - efektywna moc silnika,

η_m - współczynnik wykorzystania przez wirnik mocy silnika.

Sterowanie śmigłowcem.

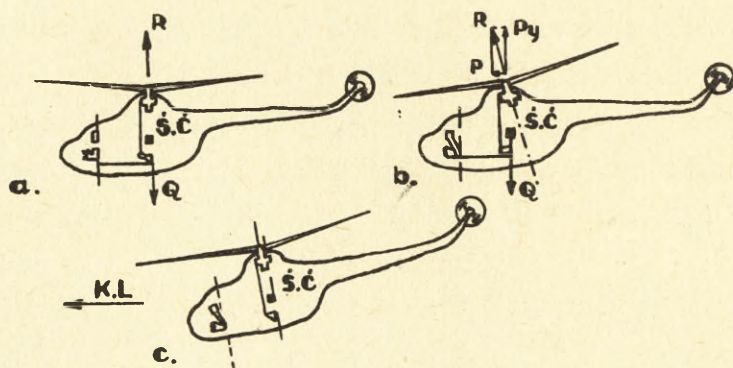
Ażeby przejść z położenia wieszania śmigłowca do lotu poziomego, w przód, tył lub na boki, konieczne jest działanie jakiejś siły skierowanej w tę stronę.

W tym celu wykorzystuje się siłę aerodynamiczną powstającą na wirniku śmigłowca, która w locie wiszącym przechodzi wzdłuż osi wirnika. Jeśli zmieni się położenie tej

siły /kierunek jej działania/ w porównaniu do wyjściowego, pionowego położenia, wówczas można ją rozłożyć na dwie siły składowe: pionową i poziomą.

Składowa pozioma będzie właśnie tą siłą, która przemieszcza śmigłowiec w żądanym kierunku, a składowa pionowa będzie siłą nośną. W zależności od tego, w którą stronę pochyli się aerodynamiczną siłę wirnika, w tę stronę będzie się odbywał ruch śmigłowca. Im większe będzie nachylenie całkowitej siły aerodynamicznej wirnika, tym większa będzie jej składowa pozioma, a więc z tym większą prędkością może śmigłowiec wykonywać lot w danym kierunku. Podchylenie całkowitej siły aerodynamicznej wirnika na większości współczesnych śmigłowców uzyskuje się dzięki zastosowaniu automatu przechyłu, którego działanie omówione zostanie w ramach konstrukcji śmigłowca. Automat przechyłu połączony jest z drążkiem sterowym, przy pomocy którego zmienia się kierunek lotu śmigłowca.

Założmy, że drążek sterowy został wychylony do przodu. Jeśli przy neutralnym położeniu drążka śmigłowiec wykonywał lot wiszący, to teraz śmigłowiec rozpoczyna ruch do przodu /rys.14/.



Rys.14. Przejście śmigłowca od zawisu do lotu wprzód

Przed wychyleniem drążka w przód całkowita siła aerodynamiczna wirnika R przechodziła przez środek ciężkości śmigłowca /rys.14a/, obecnie zaś przechodzi ona poza środkiem ciężkości /rys.14b/, w wyniku czego powstaje moment względem środka ciężkości, powodujący przechylenie

nie śmigłowca ku przodowi. Przechylenie to będzie trwało do chwili, dopóki oś działania nie przejdzie przez środek ciężkości /rys.14c/.

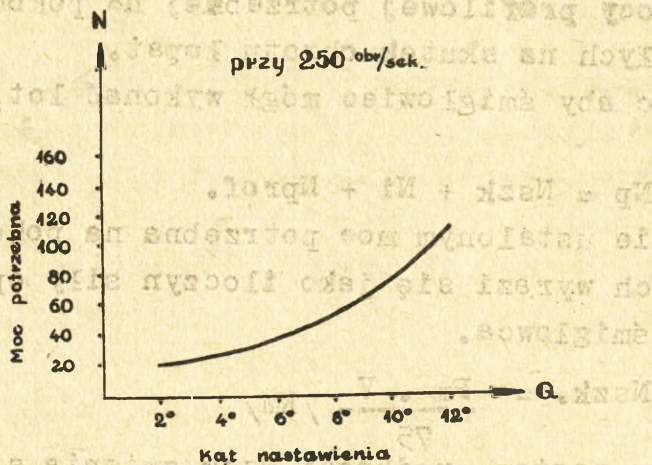
Chcąc skolei przejść do lotu wstecz należy drążek sterowy wychylić ku tyłowi, poza położenie neutralne. Analogicznie wychyleniu drążka w prawo będzie odpowiadał lot śmigłowca w prawo /bez obrotu kadłuba w kierunku lotu/ oraz drążek w lewo - lot w lewo; przy czym każdemu kierunkowi lotu będzie towarzyszyło przechylenie śmigłowca w tę samą stronę.

O ile wychylenie drążka sterowania śmigłowcem zmienia nachylenie linii działania całkowitej siły aerodynamicznej powstającej na wirniku, to dźwignia skoku ogólnego służy do zmiany wielkości tej siły, Kiedy dźwignię skoku ogólnego przemieszcza się ku tyłowi wówczas wzrasta kąt nastawienia wszystkich łopatek. W rezultacie wzrasta siła nośna na każdej łopacie a więc wzrasta całkowita siła aerodynamiczna wirnika.

Przy wychyleniu dźwigni skoku ogólnego do przodu sytuacja będzie odwrotna, siła aerodynamiczna na wirniku zmaleje. Kiedy siła ta będzie większa od siły ciężaru, wiszący śmigłowiec rozpocznie pionowe wznoszenie, jeśli zaś siła powstająca na wirniku będzie mniejsza od ciężaru, śmigłowiec przejdzie do pionowego zniżania.

Rys.15 przedstawia wzrost mocy potrzebnej do obracania wirnika /średnich rozmiarów/ w zależności od wzrostu kąta nastawienia łopatek przy stałych obrotach $n = 250$ obr/min.

Na śmigłowcu można wykonywać w związku z tym najprostsze ewolucje. Można wykonywać lot poziomy z różnymi prędkościami, można z lotu poziomego, bądź wiszącego przejść do wznoszenia lub zniżania. Śmigłowiec może obracać się wisząc, wokół osi pionowej, w krótkim okresie czasu znacznie zwiększyć prędkość, bądź zatrzymać się, może wykonywać zakręty i spirale. Zachowuje również sterowność w wypadku uszkodzenia silnika wykonując lot na autorotacji.



Rys.15 Zmiana mocy potrzebnej do napędu wirnika w funkcji kąta nastawienia łopat

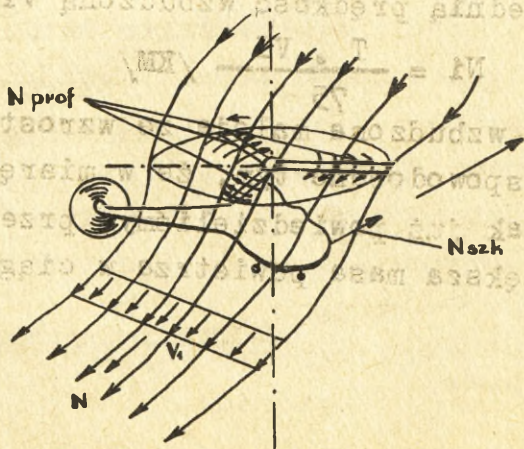
Lot śmigłowca.

Lot śmigłowca może być ustalony bądź nieustalony. W locie ustalonym prędkość przemieszczania się śmigłowca jest wielkością stałą lub równą zero. Inaczej mówiąc w locie ustalonym śmigłowiec nie ma przyspieszenia. Ponieważ loty ustalone są podstawowymi rodzajami ruchu śmigłowca w dalszym ciągu będziemy się zajmowali najprostszymi ich przypadkami.

Wcześniej jednak należy podać kilka uwag wstępnych.

Moc potrzebna.

Mocą potrzebną nazywamy moc, która potrzebna jest do tego, aby śmigłowiec mógł wykonywać dany rodzaj lotu pokonując przyciąganie ziemskie oraz opory powietrza. Moc potrzebna do lotu śmigłowca składa się z:



Rys.16 Schemat rozdzielenia mocy potrzebnej

- z mocy potrzebnej na pokonanie oporów powietrza N_{szk}
- z mocy wzbudzonej N_i traczonej na odrzucanie powietrza do dołu, a więc na wytworzenie ciągu,
- z mocy profilowej potrzebnej na pokonanie oporów powstałych na skutek obrotu łopatek.

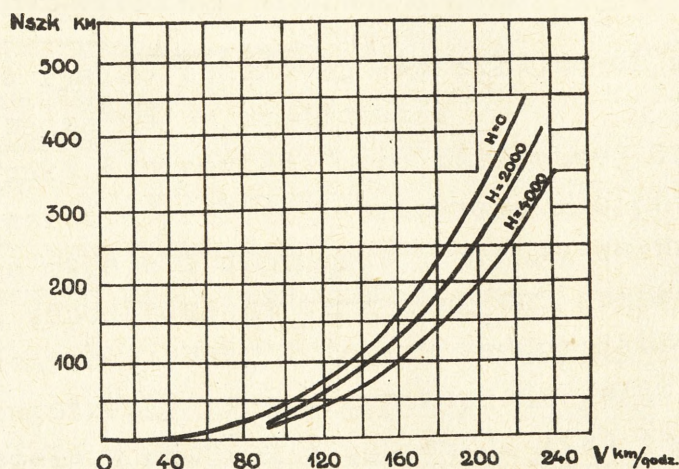
A więc aby śmigłowiec mógł wykonać lot, potrzebna mu jest moc:

$$N_p = N_{szk} + N_i + N_{prof.}$$

W locie ustalonym moc potrzebna na pokonanie oporów szkodliwych wyrazi się jako iloczyn siły oporu przez prędkość śmigłowca.

$$N_{szk.} = \frac{P_x \cdot V}{75} \text{ /KM/}$$

a ze wzrostem prędkości N_{szk} zmienia się jak pokazano na rys.17.



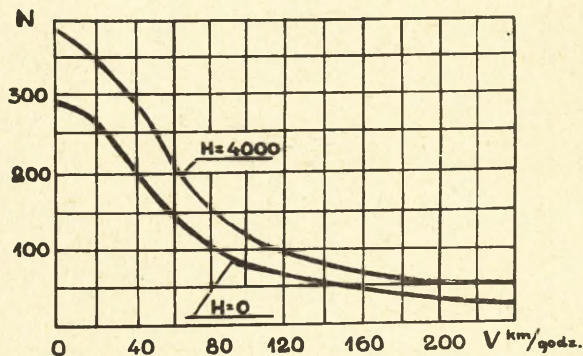
Rys.17 Moc potrzebna na pokonanie oporów powietrza w funkcji prędkości lotu

Moc wzbudzoną można wyrazić jako iloczyn ciągu T przez średnią prędkość wzbudzoną V_i

$$N_i = \frac{T \cdot V_i}{75} \text{ /KM/}$$

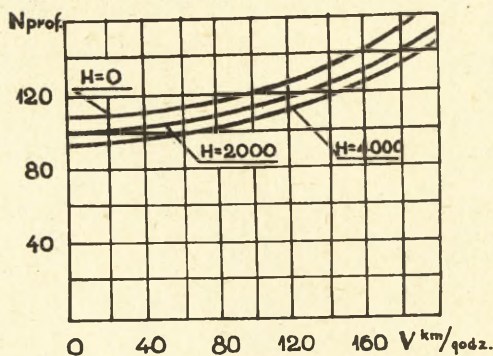
Moc wzbudzona maleje ze wzrostem prędkości śmigłowca. Jest to spowodowane tym, że w miarę wzrostu prędkości śmigłowca jak już powiedzieliśmy, przez wirnik przechodzi coraz większa masa powietrza w ciągu jednostki czasu.

Dla zachowania stałego ciągu należy nadać tej masie powietrza mniejsze przyspieszenie, co zmniejsza stratę mocy. Na rys. 45 podana jest zależność N_1 od prędkości lotu V .

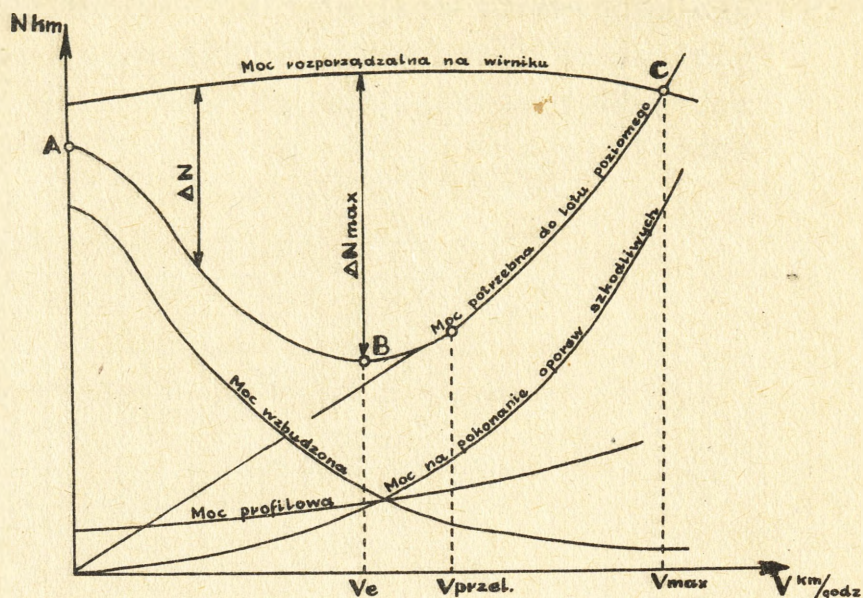


Rys. 18 Moc wzbudzona w funkcji prędkości

Moc profilowa ze wzrostem prędkości śmigłowca niewiele wzrasta, jeżeli tylko prędkość obwodowa końców łopaty jest poniżej $0,8 Ma$. Zmiana mocy profilowej z prędkością pokazana jest na rys. 19.



Rys. 19 Moc profilowa w funkcji prędkości



Rys.20 Moc rozporządzalna potrzebna w funkcji prędkości

Na rys.20 podano zmianę składowych mocy potrzebnej i rozporządzalnej z prędkością.

Punkt A odpowiada mocy potrzebnej do lotu wiszącego. W miarę wzrostu prędkości śmigłowca moc potrzebna do lotu poziomego maleje i w punkcie B osiąga wartość najmniejszą. Prędkość odpowiadająca temu punktowi nazywa się prędkością ekonomiczną / V_{ek} / i lot na tej prędkości będzie najbardziej długotrwały przy danym zapasie paliwa.

Jeżeli w dalszym ciągu śmigłowiec będzie zwiększał prędkość, to moc potrzebna do lotu poziomego będzie się też zwiększać i w punkcie C krzywa mocy potrzebnej przetnie krzywą mocy rozporządzalnej.

Punkt C odpowiada maksymalnej prędkości śmigłowca.

Różnicę mocy rozporządzalnej i mocy potrzebnej oznaczamy przez ΔN .

$$\Delta N = N_r - N_p$$

i nazywamy nadmiarem mocy.

Nadmiar mocy możemy wykorzystać na wznoszenie śmigłowca. Ponieważ w punkcie C $\Delta N = 0$, wynika więc z tego, że na prędkości maksymalnej śmigłowiec nie może się wznosić. Nadmiar mocy potrzebny na wznoszenie wynosi:

$$\Delta N_{wzn} = \frac{Q \cdot V_y}{75} \quad /KM/$$

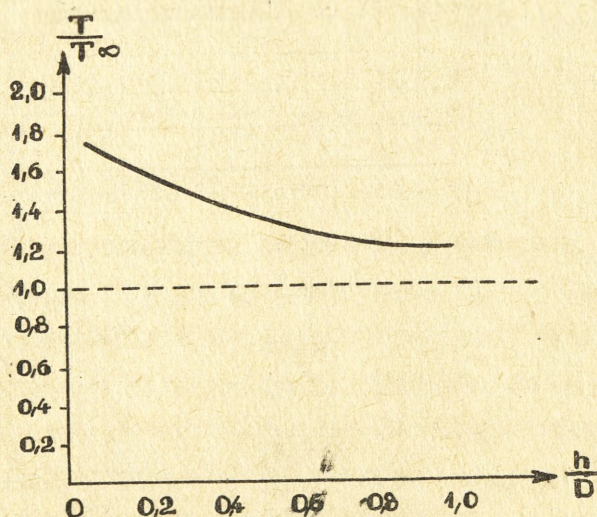
- gdzie Q - ciężar całkowity śmigłowca
 V_y - prędkość wznoszenia.

Przy prędkości ekonomicznej jest w przybliżeniu największy nadmiar mocy i lecąc z tą prędkością uzyskamy największe wznoszenie.

Wpływ ziemi.

Przy starcie i lądowaniu śmigłowca, jak i przy zawisie tuż nad ziemią daje zauważyć się jej wpływ. Strumień powietrza odrzucany przez wirnik nie może tu zachować swego kształtu, rozplywając się jak gdyby po ziemi we wszystkie strony. Powstaje przy tym tzw. "poduszka powietrzna".

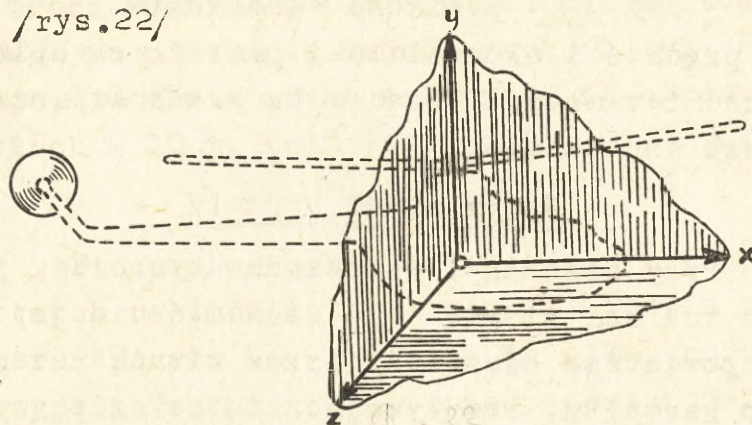
Wyniki teoretycznych i doświadczalnych badań wykazują, że ciąg wirnika, przy takiej samej mocy traconej na jego obrót, przy ziemi będzie większy. Dla każdego wirnika może być sporządzony wykres obrazujący zależność ciągu wirnika od odległości płaszczyzny obrotu od ziemi. Przy tym rzeczywistą siłę ciągu T odnosi się do siły ciągu bez uwzględnienia wpływu ziemi T_∞ , a odległość od ziemi podaje się w odniesieniu do średnicy wirnika D /rys.21/.



Rys.21 Wpływ ziemi na ciąg wirnika śmigłowca

Zasadnicze rodzaje lotu.

Ażeby wykonywać lot ustalony koniecznym jest, jak wiemy, ażeby suma sił działających wzdłuż każdej osi oraz suma momentów sił, działających względem każdej osi wybranego przez nas układu współrzędnych była równa zero, tzn. /rys.22/



Rys.22 Układ współrzędnych.

$$\begin{array}{ll} \Sigma P_x = 0 & \Sigma M_x = 0 \\ \Sigma P_y = 0 & \Sigma M_y = 0 \\ \Sigma P_z = 0 & \Sigma M_z = 0. \end{array}$$

Takie rodzaje lotu, jak lot wiszący, wznoszenia pionowe, wznoszenie po torze nachylnym, lot poziomy, zniżanie i lot na reżimie autorotacji, są szczególnymi przypadkami lotu ustalonego.

Wszystkie te przypadki mogą być podzielone na 3 zasadnicze rodzaje lotu, w zasadniczy sposób różniące się między sobą:

1. Kąt natarcia wirnika $A = \pm 90^\circ$. W tym wypadku strumień powietrzny napływa na płaszczyznę obrotu wirnika wzdłuż osi wirnika, z dołu lub z góry. Temu rodzajowi lotu odpowiada lot wiszący oraz pionowe zmiany wysokości - pionowe wznoszenie i pionowe zniżanie.

2. Kąt natarcia wirnika $A < 0$ /patrz rys.8a/. W tym wypadku strumień powietrzny napływa na płaszczyznę obrotu wirnika pod pewnym kątem i przepływa przez nią z góry w dół.

Ten rodzaj lotu odpowiada lotowi poziomemu, wznoszeniu po torze nachylnym i łagodnemu zniżaniu /z małą V_y /.

3. Kąt natarcia wirnika $A > 0$ /patrz rys. 8b/. Ten strumień powietrzny napływa na płaszczyznę obrotu również ukośnie ale przechodzi przez nią od dołu ku górze. Ten rodzaj lotu odpowiada stromemu zniżaniu silnikowemu i lotowi na samokrecie wirnika - autorotacji.

Rozpatrzmy poszczególne przypadki lotu śmigłowca.

Lot wiszący /zawis/.

Na nieruchomo wiszący w powietrzu śmigłowiec działa siła ciągu wirnika T i siła ciężaru aparatu Q . Tak więc pierwszym koniecznym warunkiem zawisu jest równość tych sił:

$$T = Q$$

Na kadłub jednowirnikowego śmigłowca będzie jeszcze przekazywany moment reakcji M_r , który winien być zrównoważony. Tak więc, w tym wypadku drugim koniecznym warunkiem zawisu będzie równość zeru momentów względem osi pionowej.

$$\sum M_y = 0$$

Moc potrzebna do lotu wiszącego będzie równa:

$$N_{pwisz} = N_1 + M_{prof.}$$

Rozporządzalna siła ciągu wirnika w locie wiszącym może być wyrażona wzorem:

$$T = \alpha \cdot \rho \cdot m \cdot N_e \cdot D^{5/3}$$

We wzorze tym jasno uwidocznioma jest zależność siły ciągu od mocy silnika N_e i średnicy wirnika D . Współczynnik α wylicza się wg wzoru:

$$\alpha = 94,2 \eta_0^2$$

- gdzie ρ = gęstość powietrzna.

η_0 - współczynnik sprawności wirnika. Zależy on od kąta ustawienia łopatek i dla dobrych wirników $\eta_0 \approx 0,8$.

Praktycznie w celu zabezpieczenia warunków lotu wiszącego pilot winien trzymać drążek sterowy w przybliżeniu w położeniu neutralnym, pedałami powstrzymywać śmigłowiec od obrotów, a gaz i kąt nastawienia łopatek wirnika regulować tak, ażeby śmigłowiec wisiał w powietrzu na jednej wysokości.

Jak wiemy moc silnika ze wzrostem wysokości maleje /przy niewysokościowym od ziemi, przy wysokościowym od wysokości obliczeniowej/, a więc wykorzystując nawet

maksymalną moc silnika, zabezpieczyć można ciąg konieczny do lotu wiszącego tylko do określonej wysokości.

Wysokość tę nazywa się pułapem zawisu lub pułapem statycznym. Zastosowanie silnika wysokościowego daje możliwość znacznego zwiększenia tego pułapu.

Przejście od lotu wiszącego do lotu na autorotacji wirnika wymaga pewnego czasu, w którym śmigłowiec nieuchronnie traci wysokość. Dlatego też nie zaleca się lotu wiszącego na niebezpiecznych wysokościach. Szereg źródeł podaje, że zawis można wykonywać na bardzo małych wysokościach - 10 m, bądź powyżej 150 m.

Pionowy lot śmigłowca.

Pionowe wznoszenie jest jednym z najbardziej niekorzystnych reżimów lotu śmigłowca. Oprócz siły ciągu T i ciężaru aparatu Q , dochodzi tu siła oporu kadłuba a w wypadku ruchu nieustalonego jeszcze siła bezwładności.

Warunek lotu pionowego wyraża się równością:

$$T = Q + P_{xk} + B$$

Moment reakcji także winien być zrównoważony, stąd drugi warunek:

$$\sum M_y = 0$$

Moc potrzebna do wznoszenia ustalonego z określoną prędkością będzie równa:

$$N_{pwn.} = \frac{Q V_y}{75} + N_{szk} + N_i + N_{prof.}$$

- a więc zgodnie z tym co powiedziane było poprzednio:

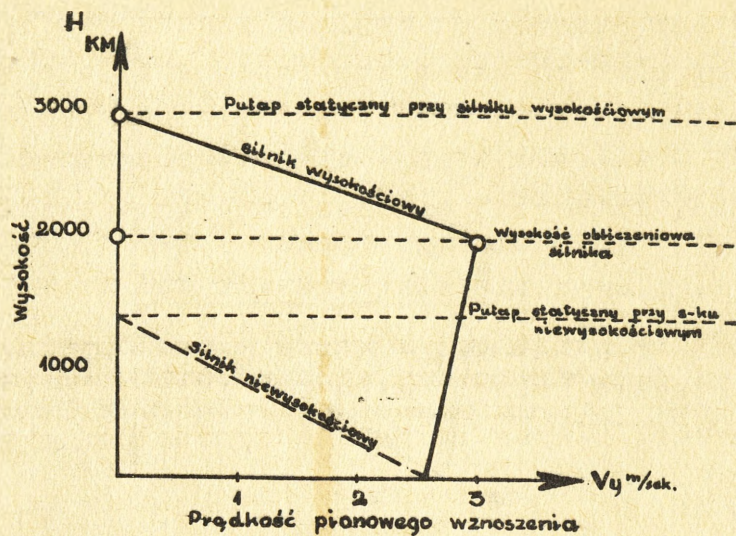
$$\frac{Q V_y}{75} = N_{pwn.} - /N_{szk} + N_i + N_{prof.}/ = \Delta N$$

gdzie: $N_{pwn.} = N_r$

- stąd prędkość wznoszenia:

$$V_y = \frac{75 \Delta N}{Q}$$

Mając krzywe mocy potrzebnych i rozporządzalnych można zbudować wykres prędkości wznoszenia śmigłowca w funkcji wysokości /Rys.23/. Jak widać z wykresu, śmigłowce z silnikiem wysokościowym posiadają znacznie większą prędkość wznoszenia.



Rys. 23. Wykres zmiany V_y śmigłowca przy pionowym wznoszeniu

Lot poziomy.

Poziome przemieszczenie śmigłowca osiąga się przez nachylenie płaszczyzny obrotu w przód. Całkowita siła aerodynamiczna wirnika R zawsze skierowana jest w przybliżeniu wzdłuż osi obrotu wirnika. Rozłożywszy siłę R na siłę nośną P_y i siłę P_x skierowaną w kierunku lotu - P /Rys.24/, warunki ustalonego lotu poziomego można zapisać:

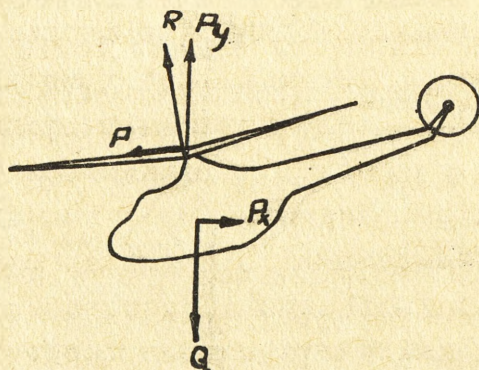
$$P_y = Q$$

$$P = P_x$$

$$P_x = P_x \text{ kadłuba} + P_x \text{ wirnika.}$$

Oprócz tego, momenty względem wszystkich trzech osi wiary być zrównoważone, tzn.:

$$\sum M_x = 0; \quad \sum M_y = 0; \quad \sum M_z = 0.$$



Rys 24 Lot poziomy śmigłowca

Całkowita siła aerodynamiczna R zależy od kąta natarcia wirnika A i od względnej prędkości lotu \bar{V} , gdzie:

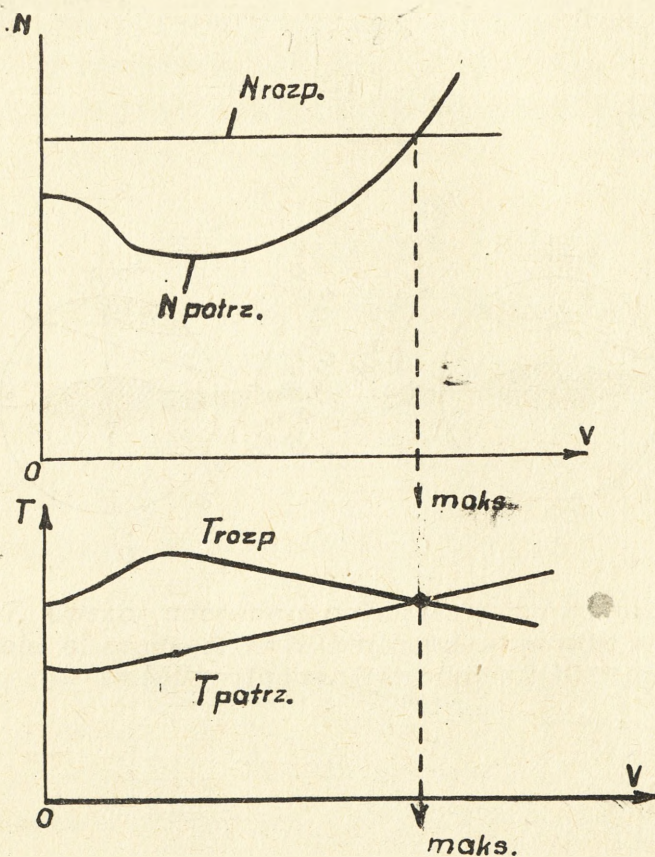
$$\bar{V} = \frac{V}{\omega r}$$

Od tychże parametrów zależy moc potrzebna do lotu poziomego. Przechodząc z zawisu do lotu poziomego, pilot oddaje drążek sterowy i jednocześnie zmniejsza nieco gaz i skok ogólny wirnika. Wykonuje to, gdyż prędkość pozioma jak to już było powiedziane poprzednio, znacznie zwiększa siłę R przy tej samej mocy silnika. Choć siła R odchyliła się nieco od pionu w przód, jej składowa P_y będzie także wzrastać i może przewyższyć siłę ciężaru samolotu w locie - Q , jeśli nie zmniejszy gazu i skoku ogólnego.

Przy dalszym wzroście prędkości lotu siła R przestaje wzrastać, po czym zaczyna zmniejszać się, a jej nachylenie do przodu wzrasta. Aby zachować potrzebną wartość siły R zachodzi z kolei potrzeba dodania gazu.

Moc potrzebną do lotu poziomego można przedstawić wzorem:

$$N_{ppcz} = N_i + N_{szk} + N_{prof.}$$



Rys. 25 Zmiana ciągu i mocy wirnika w funkcji prędkości

Na rys. 25 przedstawione są krzywe potrzebnych i rozporządzalnych sił T oraz mocy N . Rozporządzalna moc i siła ciągu $T/T \cong R/$ podawane są przy maksymalnej mocy silnika. Jak widać z wykresu, na wszystkich reżimach lotu poziomego, od zewisu $V=0/$ do lotu z prędkością maksymalną $V=V_{max}/$, ma miejsce namiar ciągu T , który redukuje się dławieniem silnika.

Przyczyny ograniczające V_{max} śmigłowca.

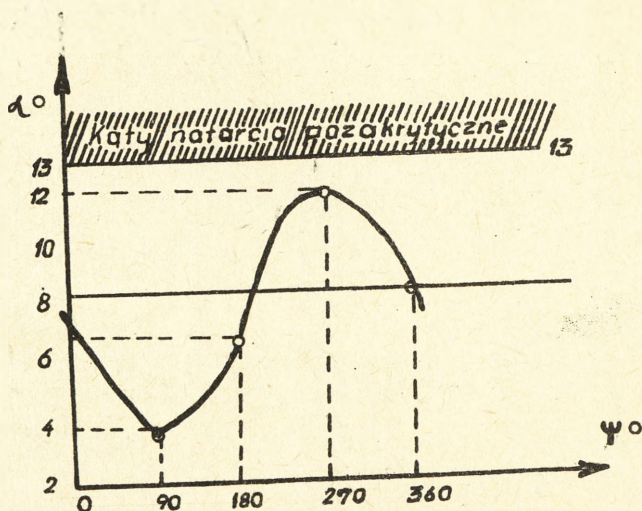
Prędkość lotu śmigłowca ograniczona jest zakłóceniem opływu, spowodowanym oderwaniem strug powietrza na poszczególnych odcinkach łopat wirnika.

Łopaty wirnika bowiem, podobnie jak i skrzydło samolotu, powodują powstania dużej siły nośnej przy małym oporze tylko w określonym zakresie kątów natarcia i prędkości.

Jak wiemy współczynnik siły nośnej każdego profilu przy zwiększaniu kąta natarcia wzrasta tylko do momentu osiągnięcia krytycznego kąta natarcia, po czym następuje silny spadek siły nośnej oraz przyrost oporu.

W celu zabezpieczenia się przed zakłóceniem opływu łopat nie dopuszcza się do zwiększenia ich kąta natarcia powyżej krytycznego.

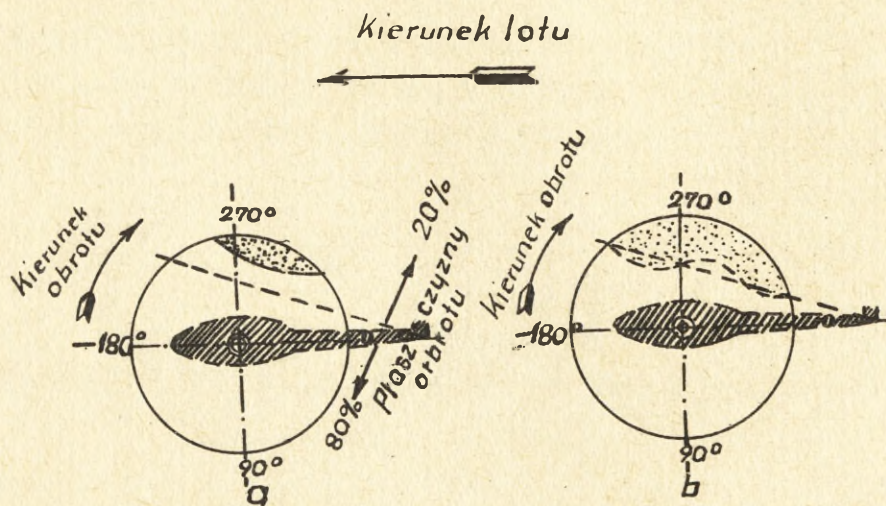
Przy obrocie wirnika kąty natarcia łopat zmieniają się znacznie. Zmianę kąta natarcia przekroju łopaty wirnika na promieniu r w zależności od kąta obrotu ilustruje Rys.26.



Rys.26 Wykres zmiany kątów natarcia przekroju łopaty wirnika w funkcji kąta obrotu.

Z rysunku wynika, że kąt natarcia końcowego profilu łopaty wirnika przy kącie obrotu około 270° zbliża się do swej wartości krytycznej. Oznacza to, że wystarczy dopuścić do nieznacznego odchylenia od zadanego reżimu lotu /zwiększenie prędkości lotu, zmniejszenie ilości obrotów wirnika/, a nastąpi tu oderwanie strug od łopaty powodując spadek siły nośnej na pewnym odcinku płaszczyzny natarczanej przez łopaty wirnika. Towarzyszyć temu będzie wzrost oporu przeciwdziałającego ruchowi łopaty.

Przy pojawieniu się oderwania strug na wirniku śmigłowca zaczyna intensywnie drgać, pogarsza się jego stateczność i sterowność. Stopień pogorszenia charakterystyk lotnych śmigłowca uzależniony jest od wielkości odcinka objętego oderwaniem. Niewielki obszar oderwania jest dopuszczalny, przy obszarze oderwania jednak, stanowiącym powyżej 20% powierzchni zataczanej przez łopaty wirnika prowadzenie śmigłowca może się stać bardzo utrudnione lub wręcz niemożliwe.



Rys. 27. Obszar oderwania na wirniku przy różnych prędkościach lotu a) prędkość $V = 80 \text{ km/godz.}$ $n \text{ wirnika} = 200 \text{ obr/min.}$
b) $V = 130 \text{ km/godz.}$ $n \text{ wirnika} = 200 \text{ obr/min}$

Na rys. 27 pokazana jest wielkość odcinka objętego oderwaniem, na wirniku o średnicy 12m, którego łopaty mają profil o krytycznym kącie natarcia równym 12° , przy 200 obr/min.

Przy prędkości lotu 80 km/godz. /rys.27a/ obszar oderwania jest nieznaczny, około 8%. Przy zwiększeniu prędkości do 130 km/godz. obszar oderwania ~~posprzeestrzemien~~ się już prawie do 20% powierzchni zataczanej przez łopaty wirnika. Wymaga to już zmniejszenia kąta natarcia profilu, co można osiągnąć przez zmniejszenie skoku ogólnego jak również przez zmniejszenie prędkości lotu i zwiększenie ilości obrotów wirnika.

W celu uniknięcia oderwania, bądź jego opóźnienia można stosować na końcach łopat profile z większymi krytycznymi kątami natarcia.

Zły stan pokrycia łopat, bądź ich oblodzenie w locie może w poważnym stopniu obniżyć krytyczne kąty natarcia przy których występuje oderwanie.

Tak więc, oderwanie strumienia przy osiągnięciu krytycznych kątów natarcia przez łopaty cofające się /w zakresie kątów obrotu $180-360^{\circ}$ / stanowi pierwszą przyczynę ograniczającą lot śmigłowca z większymi prędkościami.

Należy tu nadmienić, że zwiększenie liczby obrotów wirnika, jako środek walki z oderwaniem, może okazać się nieefektywny, ponieważ w rezultacie tego wystąpić może oderwanie prędkościowe. Oderwanie to wystąpić może przy dowolnych kątach natarcia, w całym ich roboczym zakresie, jeśli ma miejsce ruch profilu z liczbą M większą od M krytycznego, a więc przy występowaniu oporu falowego, którego jest zasadniczą przyczyną.

Opór profilu przy tego rodzaju oderwaniu 13-14 krotnie przewyższa opór przy normalnym opływie. Zmiana siły nośnej i zmiana położenia środka parcia prowadzi do zmiany momentów łopat, a to z kolei ujemnie odbija się na stateczności i sterowności śmigłowca.

Jak wiemy łopata wirnika w czasie lotu poziomego opływana jest strumieniem powietrza z prędkością, równą geometrycznej sumie prędkości w płaszczyźnie obrotu wirnika V_1 i prędkości obwodowej ωr . Suma ta będzie największą tam, gdzie składowe prędkości działają w tym samym kierunku, to znaczy przy opływie łopaty idącej do przodu $\psi = 90^\circ$. Oczywiście jest także, że suma ta będzie największa na końcu łopaty, w tym wypadku bowiem promień przekroju r_p jest równy całkowitemu promieniowi wirnika.

Im większa z kolei prędkość wypadkowa opływu profilu $V_1 + \omega r$, tym większa liczba M , a więc tym większy opór falowy.

Tak więc oderwanie strumienia po przekroczeniu prędkości krytycznej przy opływie łopaty idącej ku przodowi jest drugą przyczyną ograniczającą lot śmigłowca z większymi prędkościami.

Wznoszenie ukośne.

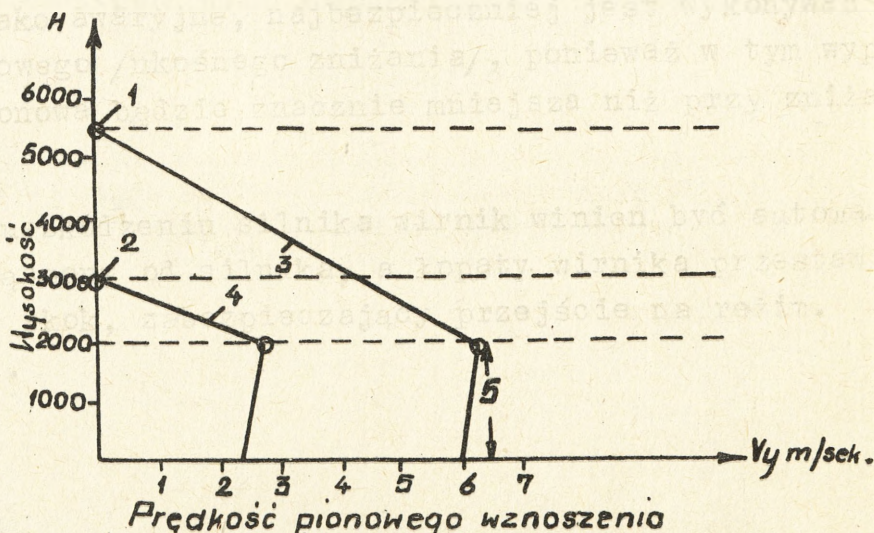
/pod kątem $< 90^\circ$ do horyzontu/.

Przy locie ustalonym ze wznoszeniem pod kątem θ do horyzontu równania ruchu mogą być zapisane:

$$P - P_x - Q \sin \theta = 0$$

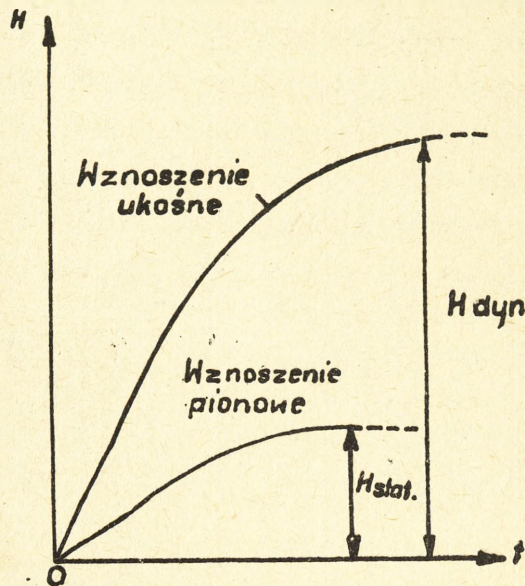
$$P_y - Q \cos \theta = 0$$

Śmigłowiec w odróżnieniu od samolotu może wykonywać wznoszenie pod tym samym kątem z różną prędkością, w zależności od stopnia dławienia silnika. Przy ukośnym locie wznoszącym prędkość wznoszenia jest znacznie większa, niż przy wznoszeniu pionowym /rys. 28/, a graniczną wysokość



Rys. 28 Prędkość V_y przy pionowym i ukośnym wznoszeniu . . .
 1 - Pułap dynamiczny; 2 - Pułap statyczny; 3 - Prędkość pionowa przy ukośnym wznoszeniu; 4 - V_y przy wznoszeniu pionowym; 5 - Wysokość obliczeniowa silnika

na którą może się wznieść śmigłowiec po torze nachylonym zwana pułapem albo pułapem dynamicznym, znacznie przewyższa pułap statyczny /Rys.29/.



Rys.29 Barogram wznoszenia

Na pułapie dynamicznym możliwy jest tylko lot poziomy ze ściśle określoną prędkością, dalsze wznoszenie jest już niemożliwe. W celu zwiększenia bądź zmniejszenia prędkości konieczne jest zniżanie.

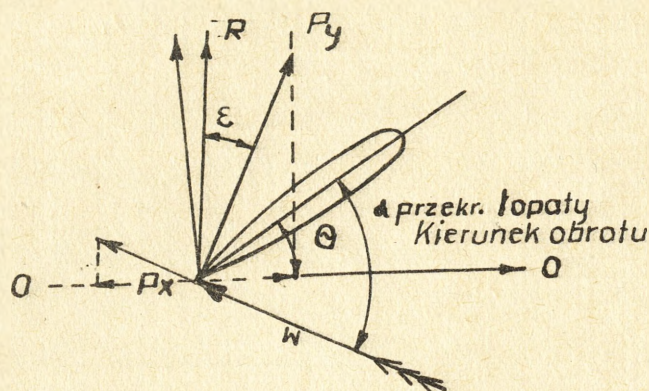
Zniżanie i lądowanie.

Śmigłowiec może zniżać się z dowolnie małą prędkością pionową, pod dowolnym kątem do horyzontu. Może więc również wykonywać zniżanie pionowe, przy czym w momencie przyziemienia prędkość pionowa może być zredukowana do zera.

Lot na samokręcie wirnika.

Zniżanie i lądowanie na śmigłowcu może być wykonywane i z wyłączonym silnikiem. Wirnik śmigłowca, odłączony w tym wypadku od silnika, obraca się pod wpływem oddziaływania nań napływającego strumienia powietrza /wykonuje samobrót/ i rozwija niezbędną siłę nośną.

Autorotacja /samoobróć, samokręć/ wirnika zachodzi w tym wypadku, kiedy kąt nastawienia łopat jest dostatecznie mały, a strumień napływa na wirnik z dołu do góry / $\alpha > 0$ /. Przy tym w roboczych przekrojach łopaty wektor całkowitej siły aerodynamicznej odchyła się od pionu ku płaszczyźnie obrotu w przód, w kierunku obrotów wirnika /Rys.30/.



Rys.30 Rozkład sił aerodynamicznych przekroju łopaty na reżimie autorotacji

Na podstawie rys.30 można określić warunek autorotacji dla przekroju łopaty:

$$\alpha - \theta \geq \epsilon$$

gdzie: $\epsilon = \arctg \frac{P_x}{P_y} = \arctg \frac{C_x}{C_y}$

lub: $P_{y_{0-0}} = P_{x_{0-0}}$

gdzie $P_{y_{0-0}}$ i $P_{x_{0-0}}$ - rzuty sił P_y i P_x na płaszczyznę obrotu.

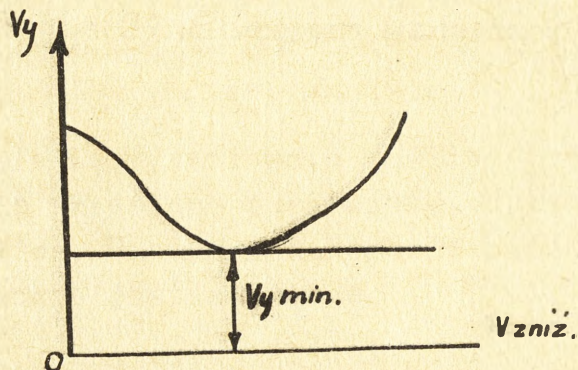
Lądowanie z wyłączonym silnikiem, które należy traktować jako awaryjne, najbezpieczniej jest wykonywać z lotu szybowego /ukośnego zniżania/, ponieważ w tym wypadku prędkość pionowa będzie znacznie mniejsza niż przy zniżaniu pionowym.

Przy uszkodzeniu silnika wirnik winien być automatycznie odłączony od silnika, a łopaty wirnika przestawić się na mały skok, zabezpieczający przejście na reżim autorotacji.

Przejście do reżimu autorotacji wymaga, jak już było przewidziane wcześniej, pewnego czasu, w którym prędkość pionowa zniżania początkowo wzrasta, po czym, w miarę przechodzenia wirnika na reżim ustalonej autorotacji maleje. Okazuje się, że prędkość pozioma zmniejsza czas, potrzebny na przejście na reżim autorotacji.

Wynika stąd, że przy niespodziewanym zaprzestaniu pracy silnika należy przechodzić na ukośne zniżanie, przy którym wirnik prędzej przechodzi na ustalony reżim autorotacji.

Zniżanie na autorotacji wirnika może mieć miejsce pod różnymi kątami Θ , do horyzontu. Prędkość zniżania /Vzniż/ zależy od kąta Θ , prędkość pionowa zniżania /Vy/ osiągnie minimum przy ściśle określonym znaczeniu kąta Θ , a więc przy odpowiadającej temu kątowi prędkości zniżania /Vzniż/ /rys.31/.



Rys. 31 Zmiana prędkości pionowej w funkcji prędkość szybowania

To krótkie zaznajomienie ze śmigłowcem wskazuje na szereg jego zalet, których brak samolotowi. Zasadniczymi będą:

- możliwość lotu z maksymalnymi prędkościami;
- wykonanie lotu wiszącego;
- start i lądowanie pionowe.

Z drugiej jednak strony samolot przewyższa śmigłowiec pod innymi względami, głównie poprzez rozwijanie dużej prędkości lotu. To pociągnęło za sobą powstanie nowych typów samolotów i aparatów latających, a mianowicie samolotów pionowego startu i zmiennopłatów /konwertoplanów/. Należy sądzić, że przed tymi właśnie aparatami stoją największe perspektywy rozwoju w lotnictwie. Rzecz jasna nie bierzemy tu pod uwagę pocisków raketowych, które stanowią odrębne zagadnienie.

OPRACOWAŁ:
STARSZY WYKŁADOWCA AEROD.
i KONSTRUKCJI SAMOLOTÓW

inż.mjr Włodzimierz KOBRYN

Wykonano w 42 egz.

Egz.Nr.1 - 42 Bibl. Jawna

Wyk.mjr Kobryń

Druk WK Nr.ks.292/WW.

