

14. MOC ROZPORZĄDZALNA I MOC NIEZBĘDNA, CIĄG ROZPORZĄDZALNY I CIĄG NIEZBĘDNY

Jak wspomniano w Rozdziale 12. prędkość lotu w większości stanów lotu samolot uzyskuje dzięki sile ciągu. Za wytworzenie siły ciągu T odpowiada zespół napędowy. Może się on składać z jednego lub wielu silników, a w zależności od rodzaju silnika (łukowy, odżutowy itp.) w skład zespołu napędowego wchodzi również jedno lub więcej śmigieł. Szczegółowe informacje na temat zespołów napędowych nie są naszym tematem rozważań, skupmy się jedynie na podstawowym podziale i jego konsekwencjach dla parametrów zespołów napędowych.

14.1. Silnik łukowy

W ujęciu historycznym najstarszym napędem stosowanym w lotnictwie jest silnik łukowy. Do napędu samolotu dostarcza on moc na wale silnika. W celu uzyskania siły ciągu silnik łukowy musi współpracować ze śmigłem, które przekształca moc dostarczaną przez silnik w siłę ciągu napędzającą samolot.

14.1.1. Moc rozporządzalna

Moc jaką dysponuje zespół silnik łukowy-śmigło opisuje wzór na moc rozporządzalną:

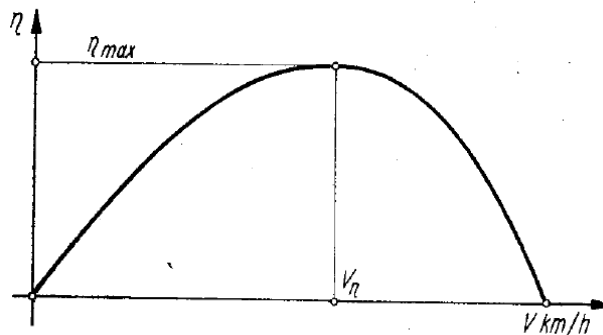
$$N_r = N_e \eta$$

gdzie:

N_e – moc rozporządzalna na wale silnika [W];

η – sprawność śmigła

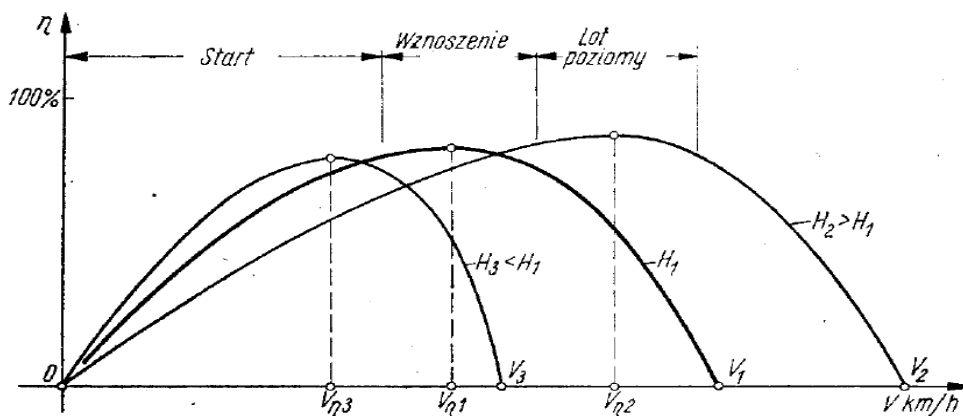
Zależność sprawności śmigła w funkcji prędkości lotu przedstawiają Rys. 14.1. i 14.2.



Rys. 14.1. Zależność sprawności śmigła od prędkości lotu dla śmigła o stałym skoku

W przypadku silników łukowych moc zależy od wysokości lotu. Wynika to z dość gwałtownego spadku wraz z wysokością ciśnienia atmosferycznego i gęstości powietrza. Oznacza to, że do silnika dostaje się mniej tlenu, który jest spalany razem z paliwem. Spadek mocy silnika łukowego bez doładowania wraz z wysokością lotu jest nieco szybszy niż spadek gęstości powietrza i wynosi:

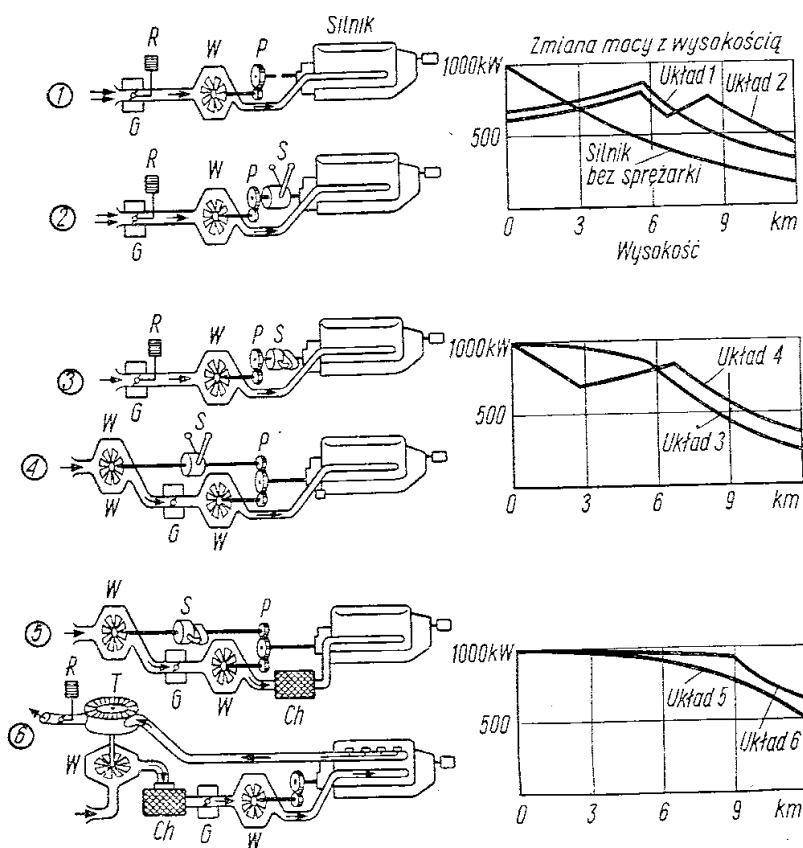
- 10% na wysokości 800 m;
- 20% na wysokości 1800 m;
- 33% na wysokości 3000 m;
- 50% na wysokości 5000 m.



Rys. 14.2. Zależność sprawności śmigła od prędkości lotu dla śmigła o zmiennym skoku

Jak wynika z powyższego, spadek mocy silnika nawet na niewielkich wysokościach jest na tyle silny, że nie pozostaje bez wpływu na osiągi samolotu. Istnieje szereg rozwiązań konstrukcyjnych zapewniających zwiększenie ciśnienia dolotowego powietrza do silnika tłokowego, które poprawia jego osiągi na większych wysokościach (patrz Rys. 14.3.)

36



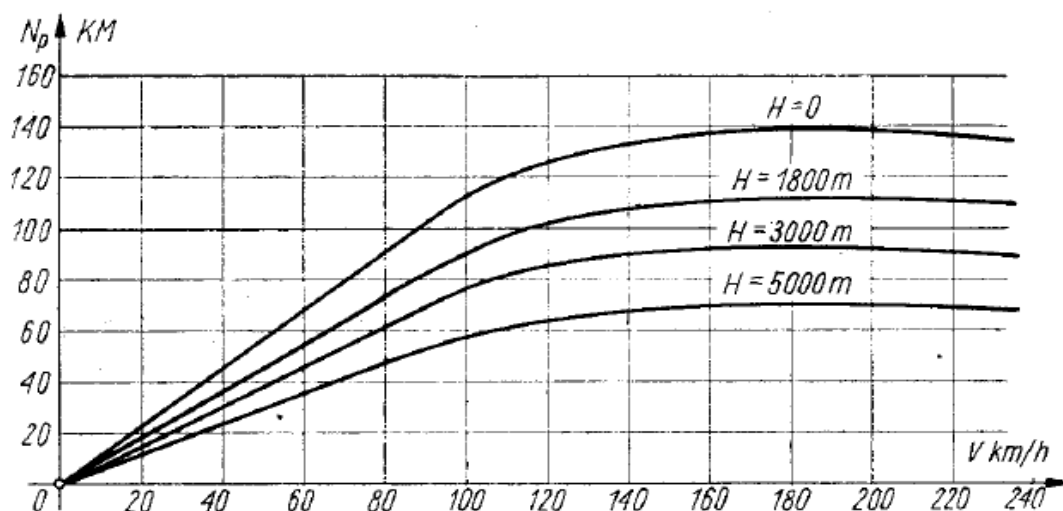
Rys. 4.7. Układy doładowania silników tłokowych i zależności mocy silnika od wysokości lotu

1 – sprężarka jednostopniowa, 2 – sprężarka jednostopniowa, dwubiegowa, sprzęgło mechaniczne, 3 – sprężarka jednostopniowa, wielobiegowa, sprzęgło hydrauliczne, 4 – sprężarka dwustopniowa, dwubiegowa, sprzęgło mechaniczne, 5 – sprężarka dwustopniowa, wielobiegowa, sprzęgło hydrauliczne, chłodnica mieszanki, 6 – turbosprężarka dwustopniowa, chłodnica powietrza
G – gaźnik, R – regulator ciśnienia ładowania, Ch – chłodnica, T – turbina, S – sprzęgło, W – wimik, P – przekładnia napędu

Rys. 14.3. Wpływ wysokości lotu na osiągi silnika tłokowego w przypadku różnych metod zwiększania ciśnienia ładowania

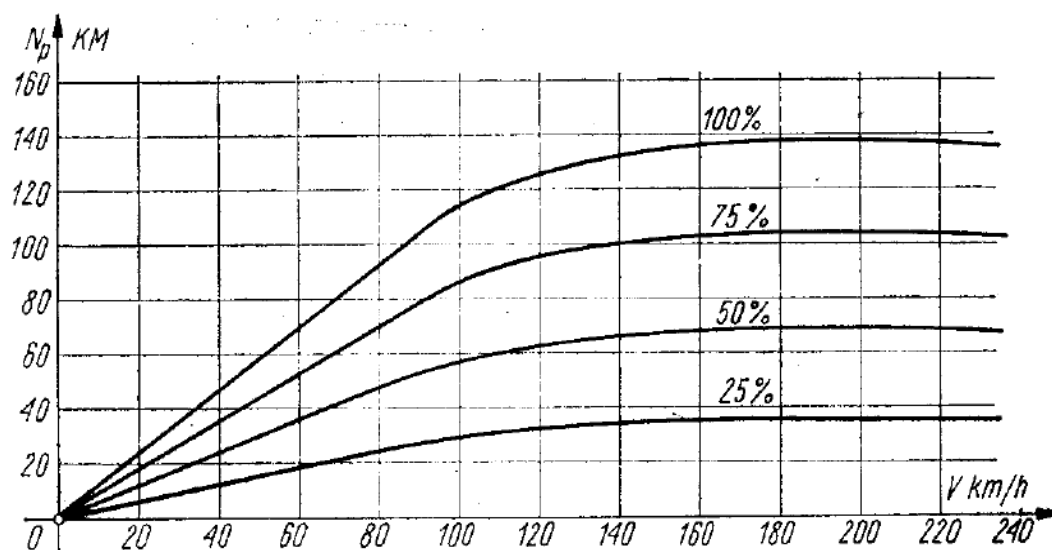
Na Rys. 14.4. przedstawiono zależność mocy rozporządzalnej zespołu śmigło-silnik w zależności od prędkości i wysokości lotu.

Moc silnika nie jest jednak mocą jaką dysponuje zespół śmigło-silnik N_r . Moc ta jest iloczynem mocy na wale silnika i sprawności śmigła, która zawsze jest mniejsza od 1, więc moc rozporządzalna N_r jest mniejsza od mocy efektywnej na wale silnika N_e . Możemy to zapisać wzorem:



Rys. 14.4. Wpływ wysokości lotu na moc rozporządzalną zespołu śmigło-silnik bez doładowania

Z rys. 14.4. widzimy, że moc rozporządzalna N_r zmienia się wraz wysokością lotu jak moc efektywna silnika na wale N_e oraz z prędkością lotu jak sprawność śmigła η .



Rys. 14.5. Wpływ stopnia otwarcia przepustnicy na moc rozporządzalną zespołu śmigło-silnik na stałej wysokości

Pilot przymykając przepustnicę gaźnika dławi przepływ mieszanki paliwowo-powietrznej do cylindrów. W wyniku zmniejszania się ilości mieszanki dostającej się do cylindrów proporcjonalnie zmniejsza się moc efektywna silnika N_e na danej wysokości (patrz Rys. 14.5.). Oczywiście w ślad za tym zmniejsza się moc rozporządzalna zespołu śmigło-silnik N_r .

14.1.2. Moc niezbędna do lotu poziomego

Gdy wiemy już w jaki sposób wyznaczać moc rozporządzalną N_r , możemy skupić się na mocy niezbędnej N_n zwanej także mocą potrzebną N_p . Jest to wielkość jaką musi dysponować zespół napędowy aby było możliwe wykonanie lotu w danej konfiguracji – dla lotu poziomego moc niezbędna (potrzebna) do lotu poziomego, moc niezbędna (potrzebna) dla lotu wznoszącego itp.

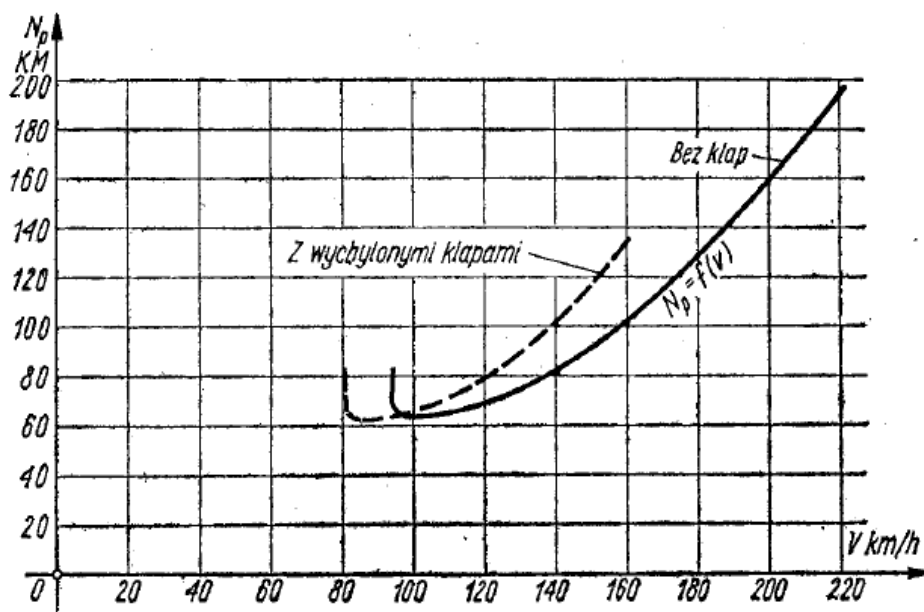
Opadanie samolotu w locie ślizgowym z prędkością pionową w , której wartość dla danej prędkości lotu możemy odczytać z biegunowej prędkości lotu ślizgowego, z punktu widzenia równania energii jest traceniem przez samolot energii potencjalnej z racji tracenia wysokości. Jeżeli ciężar samolotu wynosi Q to energia potencjalna tracona przez niego w czasie 1 s jest równa:

$$\Delta E = Q \cdot w$$

W celu zapewnienia możliwości lotu poziomego wystarczy dostarczyć w locie ślizgowym energię w ilości równoważającą obliczoną powyżej utratę energii potencjalnej. Ponieważ energię zużywaną lub dostarczaną w jednostce czasu nazywamy mocą, Moc niezbędną (potrzebną) do lotu poziomego możemy obliczyć z zależności:

$$N_p = \Delta E = Q \cdot w$$

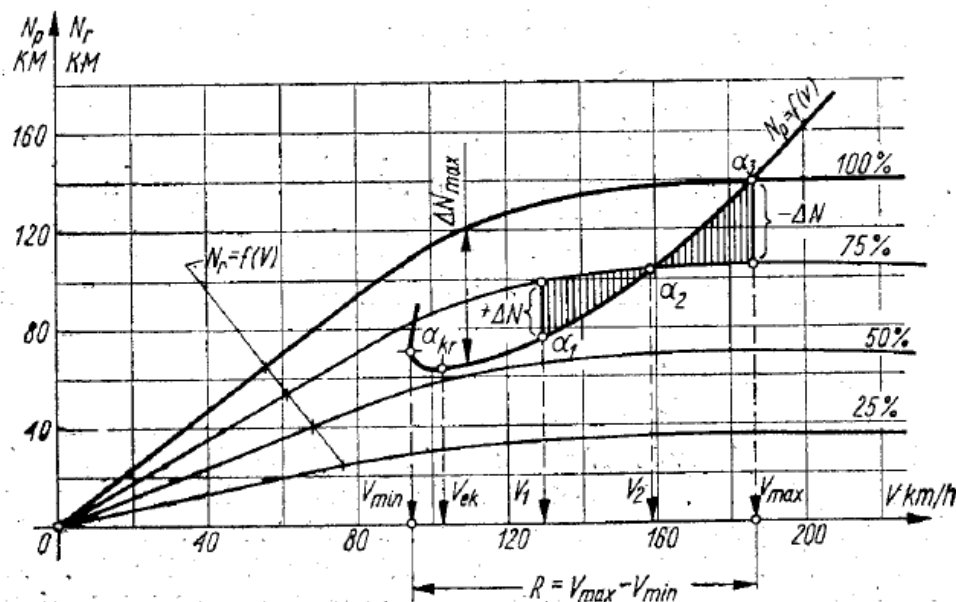
Oznacza to, że moc niezbędna do lotu poziomego jest iloczynem jego ciężaru oraz prędkości opadania w locie ślizgowym. Widzimy więc, że w celu uzyskania wartości mocy niezbędnej (potrzebnej) do lotu poziomego wystarczy przemnożyć ciężar samolotu i wartości prędkości opadania uzyskane z biegunowej prędkości samolotu. W taki właśnie sposób uzyskujemy wykres przedstawiony zależności mocy niezbędnej (potrzebnej) od prędkości lotu (patrz Rys. 14.6.). Widzimy, że ma ona swoje minimum. Które odpowiada prędkości ekonomicznej v_{ek} . W całym zakresie prędkości moc niezbędna (potrzebna) do lotu poziomego jest tym mniejsza im mniejszy jest ciężar (masa) samolotu i im mniejsza jest prędkość jego opadania w locie ślizgowym.



Rys. 14.6. Wykres mocy niezbędnej (potrzebnej) do lotu poziomego

Na Rys. 14.6. przedstawiono również wykres mocy niezbędnej (potrzebnej) do lotu poziomego z wychylenymi klapami. Widać z niego, że wychylenie klap daje możliwość zmniejszenia prędkości minimalnej, zwiększa jednak prędkość opadania w locie ślizgowym, a więc zwiększa także moc potrzebną do lotu poziomego.

Jeżeli wykresy z Rys. 14.5. i 14.6. przeniesiemy na jeden wykres (patrz Rys. 14.7.) możemy określić jaką prędkość maksymalną rozwinie samolot przy danym otwarciu przepustnicy i jaki jest wówczas wymagany kąt natarcia. Widzimy, że maksymalną prędkość lotu v_{max} rozwinie samolot lecąc z pełną mocą silnika (100% otwarcia przepustnicy) lecąc z kątem natarcia α_3 , ponieważ to właśnie w tym punkcie krzywa mocy rozporządzalnej przecina się z krzywą mocy niezbędnej do lotu poziomego. Chcąc lecieć z mniejszą prędkością, np. v_2 należy przymknąć nieco przepustnicę (np. 75%) jednocześnie zwiększając kąt natarcia do wartości α_2 .



Rys. 14.7. Równowaga mocy rozporządzalnej i mocy niezbędnej do lotu poziomego

Jeżeli pilot nie skoordynuje ustawienia przepustnicy i położenia steru wysokości dobierając właściwy kąt natarcia, samolot nie będzie leciał poziomo ponieważ moc nie będzie zrównoważona. Jeżeli pilot lecąc z prędkością maksymalną v_{max} przymknie przepustnicę np. do 75%, a samolot będzie nadal leciał z prędkością v_{max} , moc zespołu napędowego będzie mniejsza o $-\Delta N$ od mocy niezbędnej, więc lot będzie się odbywał z utratą wysokości. Jeżeli pilot ustawi przepustnicę na 75% i jednocześnie, zamiast na wartość α_2 ustawi kąt natarcia na wartość α_1 , samolot zwolni do prędkości v_1 , moc dostarczana przez zespół śmigło-silnik będzie zbyt duża (nadwyżka wynosząca $+\Delta N$) i samolot zacznie się wznosić. W locie poziomym każde ustawienie dźwigni przepustnicy musi być skoordynowane z ustawieniem sterownicy.

Zwiększając kąt natarcia poprzez ściąganie sterownicy steru wysokości „na siebie” z jednoczesnym przymykaniem przepustnicy, pilot może zmniejszyć prędkość lotu od prędkości v_{max} , poprzez v_2 , v_1 , aż do prędkości v_{ek} . Dalsze przymyknięcie przepustnicy np. do 25% spowoduje, że moc zapewniana przez zespół śmigło-silnik będzie mniejsza niż moc niezbędna do lotu poziomego. Samolot będzie więc tracił wysokość. Chcąc utrzymać lot poziomy z prędkością mniejszą niż v_{ek} zwiększając kąt natarcia należy również zwiększyć otwarcie przepustnicy aby zwiększyć moc rozporządzalną zespołu śmigło-silnik. Tylko wówczas możliwe jest utrzymanie lotu poziomego. Dalsze zmniejszanie prędkości do prędkości minimalnej v_{min} wymaga zwiększenia kąta natarcia do wartości α_{kr} z jednoczesnym zwiększaniem mocy zespołu śmigło-silnik.

Jak widzimy, lot poziomy możliwy jest w pełnym zakresie prędkości od minimalnej v_{min} do maksymalnej v_{max} . Różnica pomiędzy tymi prędkościami nazywa się rozpiętością prędkości R :

$$R = v_{max} - v_{min}$$

Lot poziomy można podzielić na dwa zakresy. Dla samolotu napędzanego zespołem śmigło-silnik zakresem pierwszym jest zakres prędkości od prędkości ekonomicznej v_{ek} do prędkości maksymalnej v_{max} . W tym zakresie, w celu zmniejszenia prędkości należy zwiększyć kąt natarcia

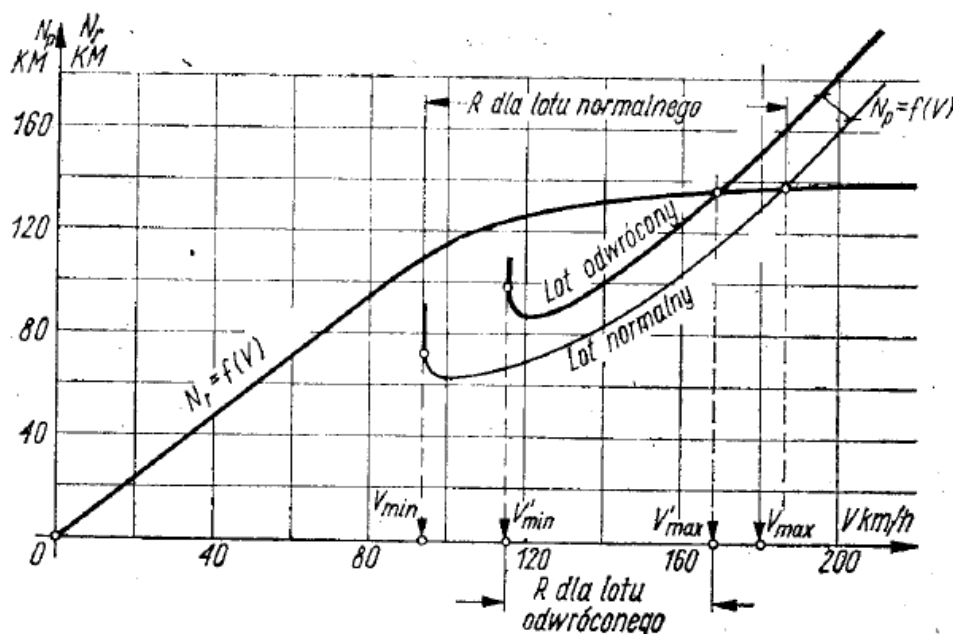
i przymknąć przepustnicę. Samo zwiększenie kąta natarcia przy otwarciu przepustnicy bez zmian spowoduje zmniejszenie prędkości i wznoszenie. Zmniejszenie kąta natarcia spowoduje zaś zwiększenie prędkości i zniżanie. Samolot zachowuje się wówczas „normalnie”, czyli zgodnie z oczekiwaniami pilota.

Dwugim zakresem lotu poziomego jest przedział prędkości od v_{min} do v_{ek} . W tym zakresie zachowanie samolotu jest inne. Wprowadzie do zmniejszenia prędkości potrzeba zwiększenia kąta natarcia, ale jednocześnie należy zwiększyć otwarcie przepustnicy. Przy stałym otwarciu przepustnicy obowiązuje „odwrócona” sterowność podłużna: zwiększenie kąta natarcia powoduje opadanie samolotu, a zmniejszanie powoduje wznoszenie. Ze względu na takie zachowanie za normalny zakres lotu uważa się zakres pierwszy, a zakres drugi jest wykorzystywany jedynie w przypadkach wyjątkowych.

Zakresy lotu zostaną dodatkowo omówione w dalszej części niniejszego materiału.

14.1.3. Moc niezbędna do lotu odwróconego

Pomijając nieliczne wyjątki, samoloty w locie odwróconym mają gorsze własności aerodynamiczne niż w locie normalnym. Widać to wyraźnie na wykresie krzywej mocy niezbędnej dla lotu odwróconego. Na Rys. 14.7. pokazano przebieg wykresu mocy niezbędnej dla lotu normalnego i odwróconego. Przyjęto przy tym, że zespół śmigło-silnik ma taką samą moc w locie normalnym i odwróconym oraz, że jest przystosowany do długotrwałej pracy w położeniu odwróconym.



Rys. 14.8. Moc potrzebna do lotu odwróconego

Z porównania widzimy, że w locie odwróconym wzrasta minimalna prędkość lotu, stąd możliwość szybszego przeciągnięcia samolotu. Wzrasta również moc niezbędna (potrzebna) do lotu poziomego. Skutkuje to spadkiem maksymalnej prędkości lotu poziomego v_{max} i maksymalnej prędkości wznoszenia. Malej epułap lotu i zdolność wykonywania zakrętów.

14.1.4. Moc niezbędna do wykonania zakrętu

Moc niezbędna do lotu w zakręcie N_z jest większa od mocy niezbędnej w locie poziomym N_p przy tym samym kącie natarcia. Ponieważ moc niezbędna do lotu jest iloczynem siły oporu P_x i prędkości lotu v , moc potrzebna do lotu poziomego po prostej jest równa:

$$N_p = P_x v = \frac{\rho v^2}{2} S c_x v = \frac{\rho}{2} S c_x v^3$$

Moc niezbędna do wykonania zakrętu jest zaś równa:

$$N_z = P_x v_z = \frac{\rho}{2} S c_x v_z^3 = \frac{\rho}{2} S c_x v^3 \left[\frac{1}{\cos \varphi} \right]^{\frac{3}{2}}$$

więc:

$$N_z = N_p \sqrt{\left(\frac{1}{\cos \varphi} \right)^3}$$

Wynika stąd, że wykonanie zakrętu bez utraty wysokości jest możliwe tylko jeśli zespół śmigło-silnik ma pewien nadmiar mocy w stosunku do mocy niezbędnej do lotu poziomego prostoliniowego. Jeżeli samolot nie dysponuje stosownym nadmiarem mocy – np. lecąc z prędkością maksymalną dla lotu po prostej v_{max} , wówczas wykonanie zakrętu jest możliwe jedynie z utratą wysokości.

14.1.5. Wpływ wysokości lotu na moc niezbędną

Ponieważ wraz ze wzrostem wysokości maleje gęstość powietrza, prędkość lotu poziomego v dla danego kąta natarcia będzie rosła wraz ze wzrostem wysokości i spadkiem gęstości powietrza ρ zgodnie ze wzorem poniżej:

$$v = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{mg}{S} \cdot \frac{1}{c_z}}$$

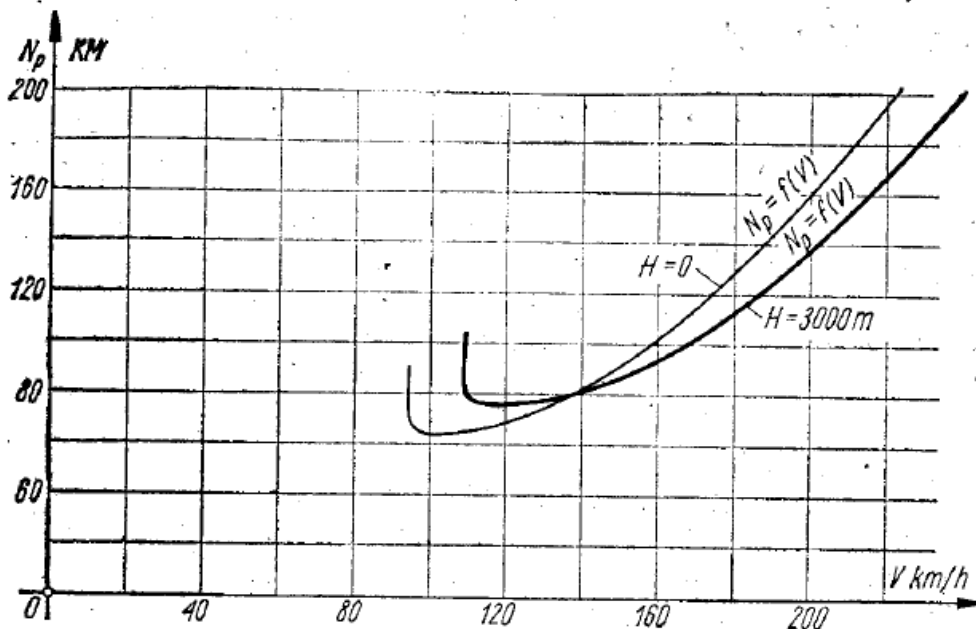
Jeśli chodzi o prędkość opadania to możemy napisać, że:

$$\frac{w}{v} = \frac{P_x}{P_z} = \frac{c_x}{c_z} = \frac{1}{K}$$

więc:

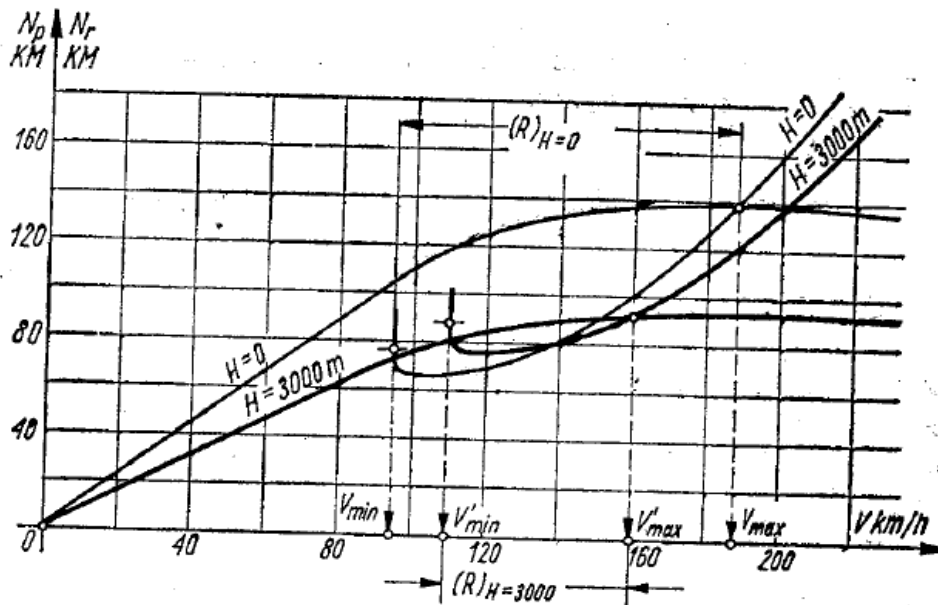
$$w = \frac{v}{K}$$

Widzimy więc, że ze wzrostem prędkości v spowodowanym spadkiem gęstości ρ możemy zauważyć, że rośnie nam także prędkość opadania, a wraz z nią moc niezbędna do lotu poziomego. Krzywa mocy niezbędnej do lotu poziomego wraz ze wzrostem wysokości będzie się przesunąć w stronę większych wartości mocy i prędkości lotu jak to przedstawiono na Rys. 14.9.



Rys. 14.9. Wpływ wysokości na moc niezbędną do lotu poziomego

Jeżeli zespół śmigło-silnik nie dysponuje sprężarką, jego moc rozporządzalna wraz ze wzrostem wysokości maleje (patrz Rys. 14.4.). Maleje zatem prędkość maksymalna lotu poziomego v_{max} , przy wzroście prędkości minimalnej v_{min} – następuje więc zmniejszenie rozpiętości prędkości R jak to przedstawiono na Rys 14.10.

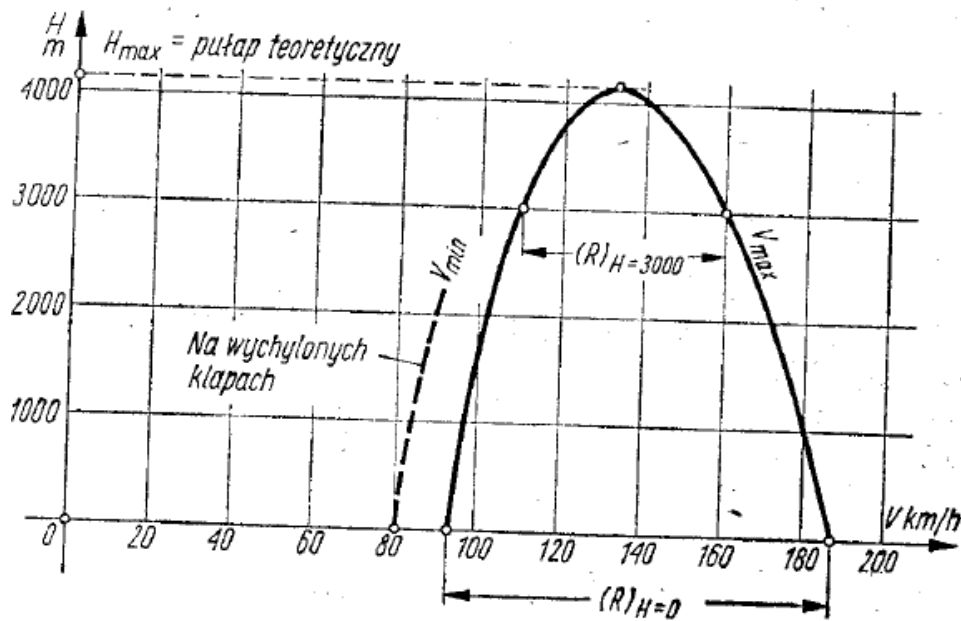


Rys. 14.10. Wpływ wysokości lotu na rozpiętość prędkości lotu

Na odpowiednio dużej wysokości przywa mocy niezbędnej N_p tak bardzo przesunie się do góry i w prawo, zaś krzywa mocy rozporządzalnej N_r przesunie się w dół, że obie linie nie będą się przecinać, a będą miały tylko jeden punkt styku odpowiadający prędkości ekonomicznej v_{ek} . Rozpiętość prędkości R będzie w tym wypadku równa zero, a wysokość taka jest największą wysokością jaką teoretycznie może osiągnąć samolot i jest to pułap teoretyczny.

Na Rys. 14.10. i 14.11. przedstawiono jak wręcz ze wzrostem wysokości zmniejsza się możliwa do osiągnięcia różnica największej i najmniejszej prędkości lotu. Ponieważ ta różnica prędkości jest

pewną miarą zdolności samolotu do manewrowania widać, jak wielkie znaczenie dla własności samolotu ma pułap.



Rys. 14.11. Pułap teoretyczny

14.1.6. Moc niezbędna dla lotu wznoszącego

Jeśli pilot podczas lotu poziomego zmniejszy prędkość pozostawiając otwarcie przepustnicy bez zmian, lub jeśli utrzymując stałą prędkość zwiększy otwarcie przepustnicy, nastąpi wzrost mocy rozporządzalnej, która przestanie być równa mocy niezbędnej (potrzebnej) do lotu poziomego i samolot zacznie się wznosić.

Jeżeli nadmiar mocy stanowiący nadwyżkę mocy rozporządzalnej N_r nad mocą niezbędną N_p i oznaczmy go jako:

$$\Delta N = N_r - N_p$$

to prędkość wznoszenia samolotu możemy obliczyć ze wzoru:

$$w = \frac{\Delta N}{Q}$$

gdzie Q jest ciężarem samolotu.

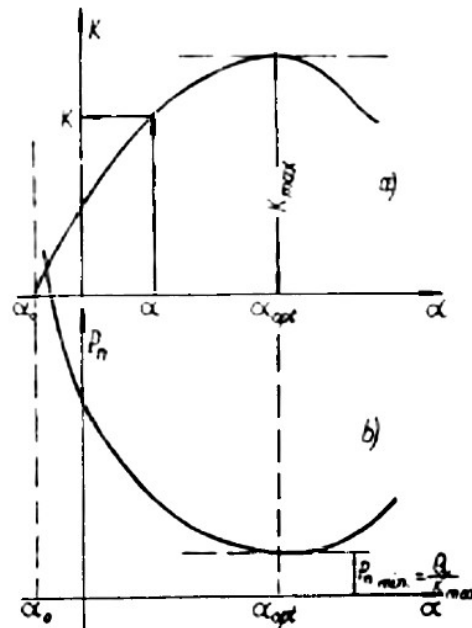
Powyższa zależność wynika z prawa zachowania energii. Nadmiar mocy zużywany jest na zwiększenie energii potencjalnej samolotu, a więc zwiększenie wysokości lotu. Przy ciężarze samolotu wynoszącym Q oraz przy prędkości wznoszenia w , w każdej sekundzie, energia potencjalna będzie rosła o wartość:

$$\Delta E = Q \cdot w$$

Jak wynika z powyższych zależności prędkość wznoszenia jest tym większa im większy jest nadmiar mocy ΔN i im mniejszy jest ciężar samolotu Q . Ponieważ ciężar samolotu zmienia się tylko w ograniczonym zakresie, a w przypadku samolotów lekkich możemy przyjąć, że jest stały, prędkość wznoszenia zależy od stopnia otwarcia przepustnicy, prędkości oraz wysokości lotu.

W celu uzyskania maksymalnej prędkości wznoszenia pilot musi maksymalnie otworzyć przepustnicę i lecieć z prędkością, dla której nadmiar mocy ΔN jest największy. Z wykresu na Rys. 14.7. możemy odczytać, że maksymalna wartość nadmiaru mocy ΔN_{max} występuje dla prędkości nieznacznie większej od prędkości ekonomicznej v_{ek} . Wartość nadmiaru mocy ΔN w dość dużym zakresie prędkości zmienia się bardzo nieznacznie, więc pilot łatwo może znaleźć optymalne parametry lotu wznoszącego. Wykres ten pokazuje również, że przy maksymalnej prędkości lotu v_{max} , wartość nadmiaru mocy ΔN jest równa zero więc podczas lotu z taką prędkością wznoszenie nie jest możliwe.

14.1.7. Ciąg niezbędny



Rys. 14.12. Zależność doskonałości i ciągu niezbędnego od kąta natarcia

Ciąg niezbędny T_n jest wprost proporcjonalny do masy samolotu i odwrotnie proporcjonalny do jego doskonałości. Z Rys. 14.12. wynika, że podczas lotu na kącie natarcia α_{opt} , wielkość T_n jest minimalna. Prędkość lotu poziomego na kącie natarcia α_{opt} nazywana jest prędkością optymalną v_{opt} . Lot z kątem natarcia różnym od α_{opt} , powoduje wzrost wartości ciągu niezbędnego T_n . Przy kącie natarcia α_0 wartości ciągu niezbędnego T_n zmierza asymptotycznie do nieskończoności. Nie można więc zrealizować lotu poziomego z dowolnie dużą prędkością, gdyż nie dysponujemy odpowiednio wielkimi ciągami silników.

14.1.8. Ciąg rozporządzalny zespołu śmigło-silnik

Ciąg jakim dysponuje zespół silnik tłokowy-śmigło opisuje wzór na ciąg rozporządzalny:

$$T_r = \frac{N_e}{v} \eta$$

gdzie:

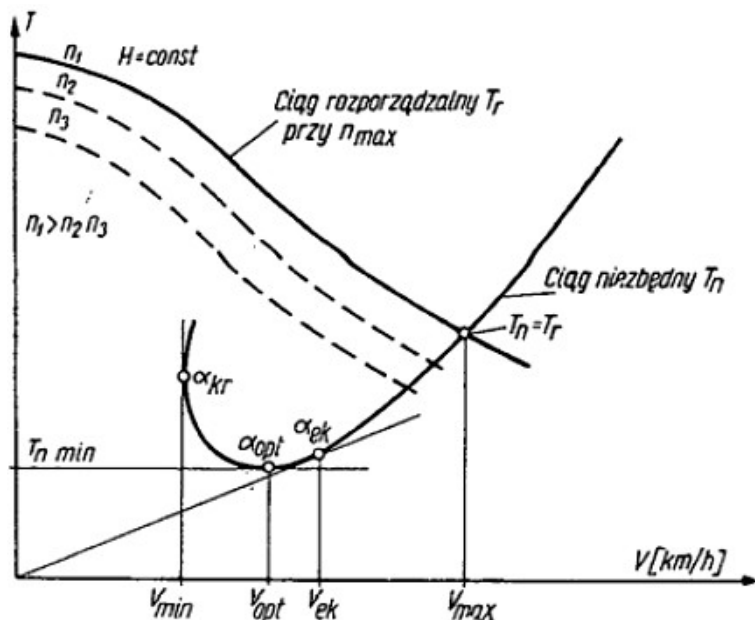
N_e – moc rozporządzalna na wale silnika [W];

v – prędkość lotu [m/s];

η – sprawność śmigła

Wzór ten można stosować w przypadku zakresu prędkości lotu. W przypadku, gdy prędkość

samolotu v jest równa zero, wówczas nie możemy stosować prędkości samolotu bo z jednej strony otrzymalibyśmy nieoznaczoność z powodu umieszczenia prędkości v w mianowniku, z drugiej strony sprawność śmigła dla brędkości równej zero również jest równa zero. W takim przypadku możemy przyjąć do powyższego wzoru prędkość przepływu powietrza przez tarcze śmigła. Założenie to jest również bliskie prawdy jeżeli porównamy prędkość lotu i prędkość strumienia powietrza przepływającego przez tarczę śmigła. Różnica wynika z tzw. poslizgu śmigła, który zostanie omówiony w ramach przedmiotu Lotnicze zespoły napędowe.



Rys. 14.13. Wykres ciągu niezbędnego zespołu śmigło-silnik i wykresy ciągu rozporządzalnego w zależności od prędkości obrotowej

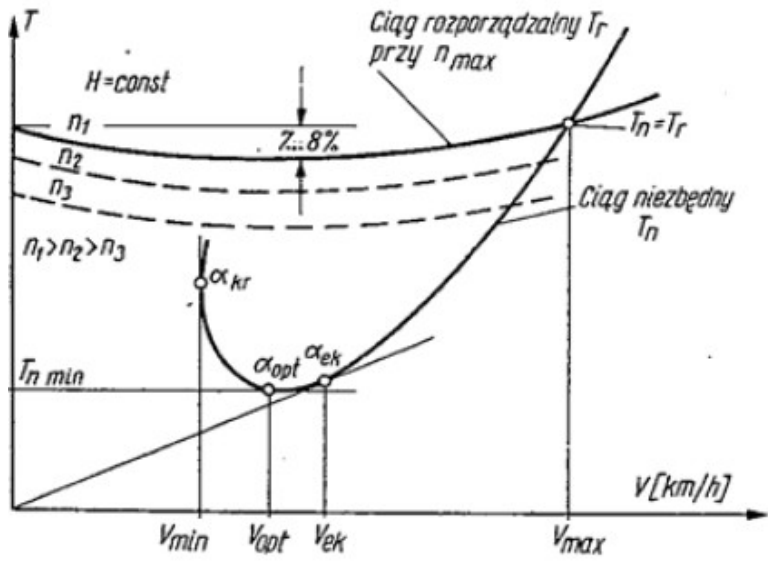
W przypadku siły ciągu, analogicznie do mocy, lot poziomy jest możliwy gdy ciąg rozporządzalny jest równy ciągowi niezbędnemu. Wielkość ciągu rozporządzalnego zależy więc od stopnia otwarcia przepustnicy oraz od wysokości lotu. Lot wznoszący możliwy jest tylko jeśli zapewniony jest odpowiedni nadmiar ciągu.

14.2. Napęd odrzutowy

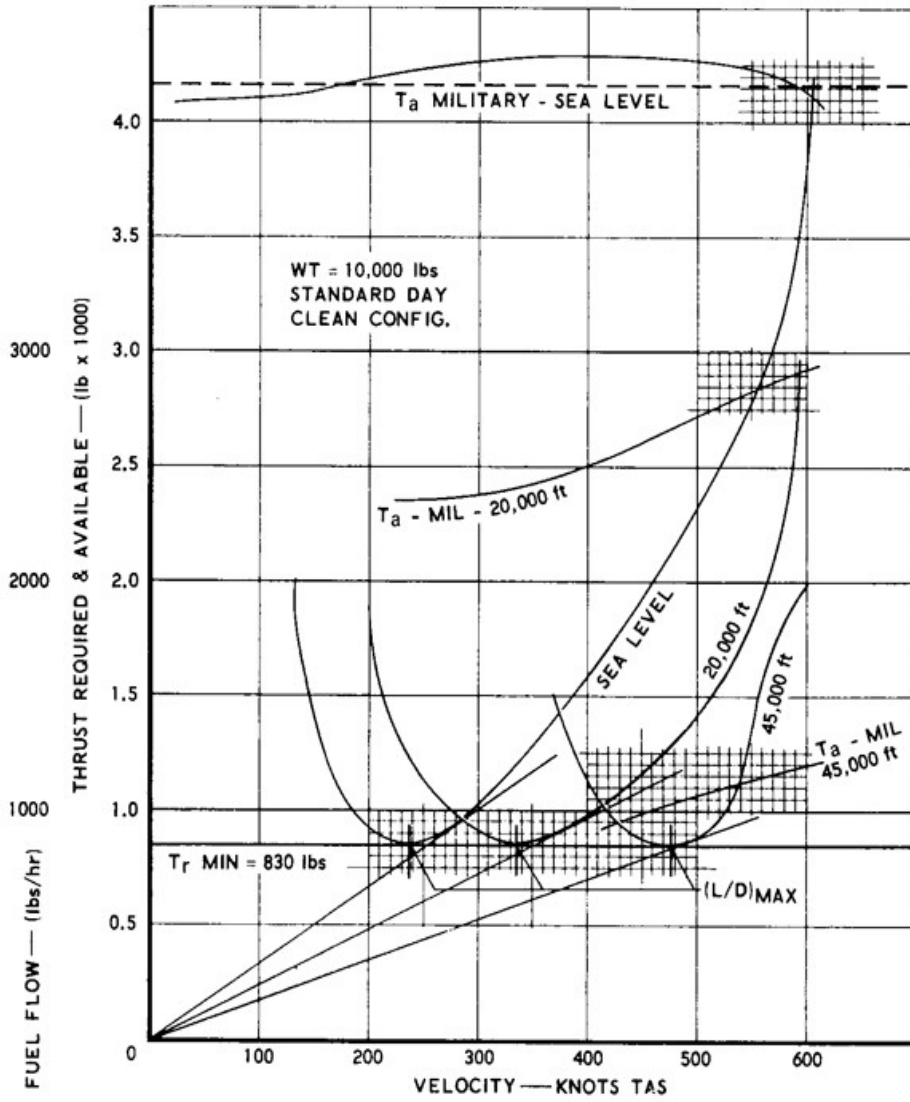
14.2.1. Ciąg niezbędny i rozporządzalny silnika odrzutowego

Silnik turboodrzutowy wytwarza siłę ciągu bezpośrednio. Wykres ciągu niezbędnego dla silnika odrzutowego wyznaczany jest tak samo jak dla zespołu śmigło-silnik. Różnicę stanowi charakter zmian siły ciągu silnika odrzutowego w zależności od prędkości. Przy zwiększaniu prędkości lotu ciąg T_r początkowo maleje, by po przekroczeniu prędkości ok. 400 km/h powoli wzrastać (patrz Rys. 14.14.).

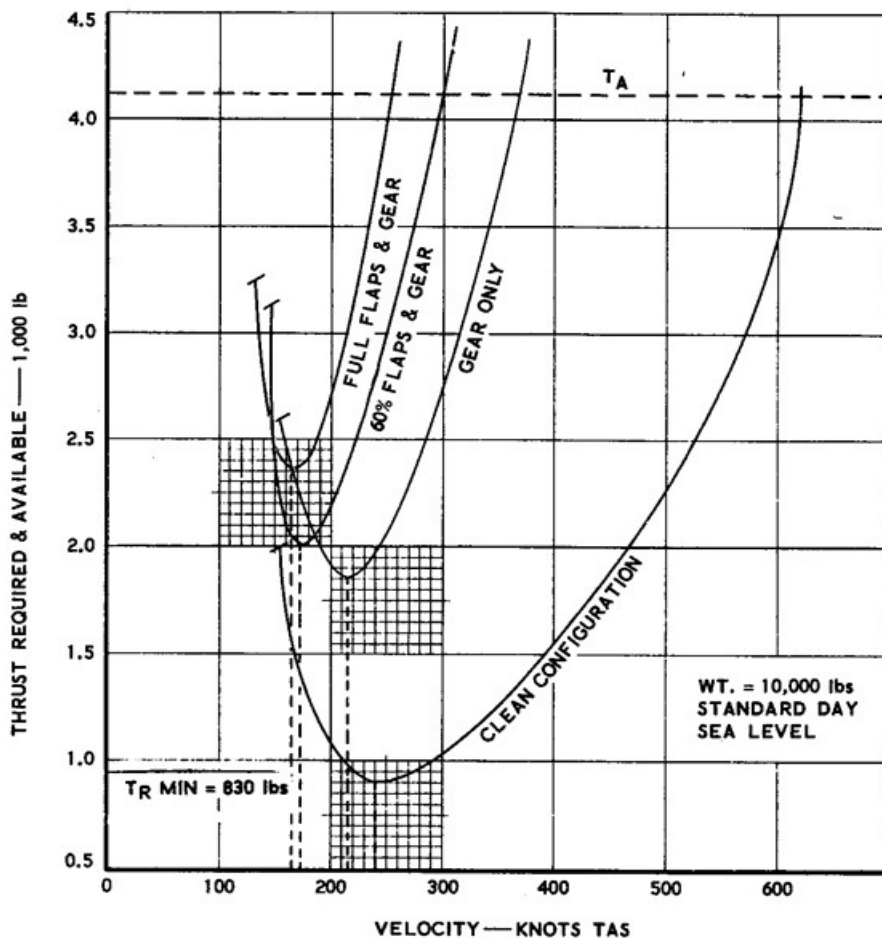
Lot poziomy jest możliwy tylko dla tych zakresów lotu, w których $T_n < T_r$. Prędkość maksymalną V_{max} lotu poziomego na danej wysokości H otrzymamy w punkcie przecięcia krzywych ciągu rozporządzalnego T_r i ciągu niezbędnego T_n , tzn. przy maksymalnej prędkości obrotowej turbiny η_{Tmax} silnika odrzutowego.



Rys. 14.14. Wykres ciągu niezbędnego silnika odrzutowego i wykresy ciągu rozporządzalnego w zależności od prędkości obrotowej



Rys. 14.15. Przykład wykresów ciągu rozporządzalnego i niezbędnego dla samolotu T-38



Rys 14.16. Wpływ konfiguracji aerodynamicznej na wykres ciągu niezbędnego

14.2.2. Zakresy lotu poziomego

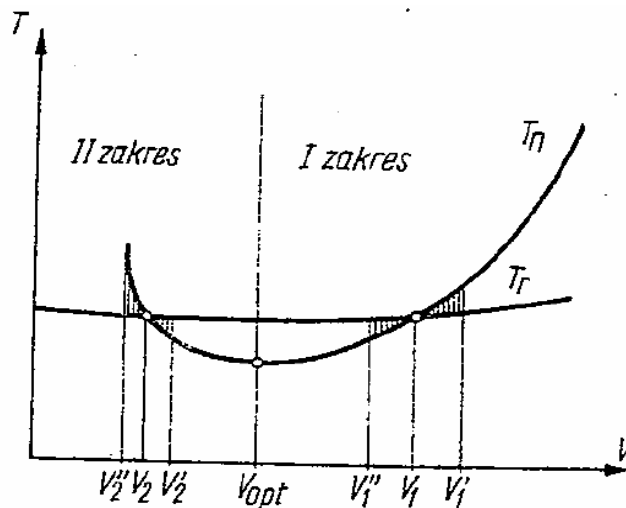
Teoretycznie lot poziomy jest możliwy na wszystkich kątach natarcia od α_0 do α_{kr} , czyli w całym przedziale prędkości od v_{min} do v_{max} , w praktyce jednak cały przedział prędkości dzieli się na dwa zakresy lotu (patrz Rys. 14.17.).

Ustalony lot poziomy realizuje się tylko w I zakresie. Jeżeli podczas lotu z prędkością v_1 w I zakresie z jakichkolwiek przyczyn nastąpi zwiększenie prędkości lotu do v_1' (np. wskutek podmuchu wiatru zgodnego z kierunkiem lotu samolotu) i przy niezmiennym położeniu manetki przepustnicy, to nastąpi niedobór $T_n > T_r$ na tej prędkości, wobec czego samolot samoczynnie powróci do poprzedniej prędkości v_1 .

Jeśli nastąpi zmniejszenie prędkości do v_1'' (np. wskutek podmuchu wiatru przeciwnego do kierunku lotu), to na tej prędkości $T_n < T_r$, czyli zaistniał nadmiar ciągu, co powoduje samoczynne zwiększenie prędkości samolotu do poprzedniej prędkości v_1 .

W I zakresie lotu samolot posiada właściwość utrzymania zadanej prędkości lotu (położeniem manetki przepustnicy) bez ingerencji pilota.

Jeżeli natomiast lot odbywa się w II zakresie z prędkością v_2 i z jakichkolwiek przyczyn nastąpi zwiększenie prędkości do v_2'' , to zaistnieje nadmiar ciągu $T_n < T_r$. Wskutek tego, przy niezmiennym położeniu manetki przepustnicy samolot zwiększy samoczynnie prędkość lotu. Wykonując lot w I zakresie, aby zmniejszyć prędkość lotu, pilot przesuwając manetkę przepustnicy do tyłu zmniejszając prędkość obrotową silnika oraz zwiększając kąt natarcia.



Rys. 14.17. Podział zakresów prędkości lotu poziomego

Gdy nastąpi zmniejszenie prędkości lotu do v_2'' , występujący niedobór ciągu, tzn. $T_n > T_r$ spowoduje, że samolot w dalszym ciągu zmniejszać będzie prędkość lotu aż do v_{min} . Wykonując zaś lot w II zakresie, aby zmniejszyć jego prędkość pilot musi wykonać ruch manetką do przodu zwiększając prędkość obrotową silnika oraz zwiększyć kąt natarcia. Jest to ruch nienaturalny i utrudnia pilotowanie. II zakres jest zakresem lotu, w którym nie należy wykonywać lotu poziomego.

14.2.3. Ciąg niezbędny do lotu wznoszącego

jeżeli kąt wnoszenia oznaczymy przez Θ , na podstawie równowagi sił w locie wznoszącym możemy napisać, że:

$$T_{n\Theta} = P_x + Q \sin\Theta$$

Podczas wznoszenia ciąg silnika musi pokonać nie tylko siłę oporu P_x (jak ma to miejsce w locie poziomym), lecz również składową masy samolotu $Q \sin \Theta$. Pomijając różnice występujące między siłą oporu czołowego P_x w locie poziomym i przy wznoszeniu można przyjąć, że:

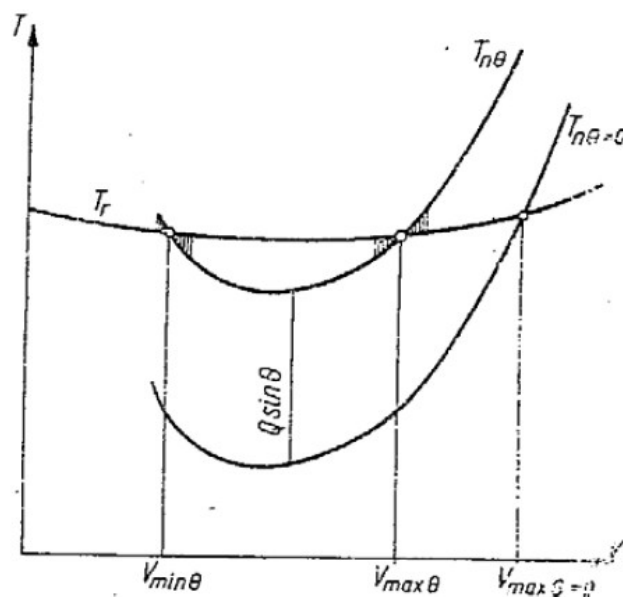
$$T_{n\Theta} = T_{n\Theta=0} + Q \sin\Theta$$

co oznacza, że ciąg niezbędny do wznoszenia jest większy od ciągu niezbędnego lotu poziomego o wartość $Q \sin \Theta$.

Z równania powyższego wynika, że lot wznoszący można realizować w przedziale takich prędkości, w jakich istnieje nadmiar ciągu zdolny do pokonania siły P_x i składowej ciężaru $Q \sin \Theta$, a także maksymalna prędkość lotu wznoszącego jest mniejsza od maksymalnej prędkości lotu poziomego. Na Rys. 14.18. przedstawiono krzywe ciągu podczas wznoszenia samolotu.

Jeżeli znana jest prędkość lotu v_{Θ} po torze nachylonym pod kątem Θ można wyznaczyć składową pionową prędkość wznoszenia w pod postacią zależności:

$$w = \frac{v_{\Theta} \Delta T}{Q}$$



Rys. 14.18. Wykres ciągu niezbędnego do lotu wznoszącego

gdzie:

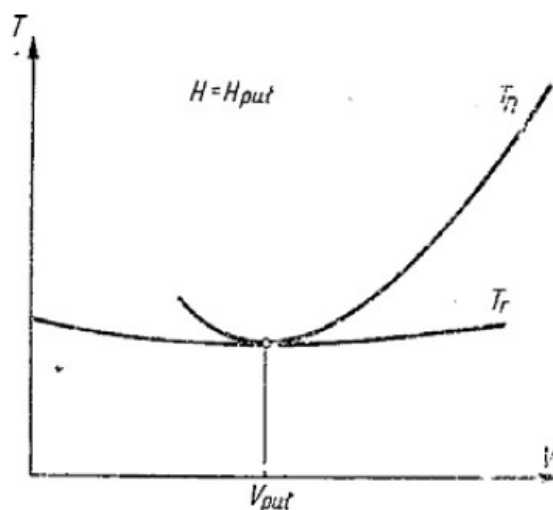
v_θ – prędkość lotu wznoszącego;

ΔT – nadmiar ciągu;

Q – ciężar samolotu.

Z powyższego wzoru wynika, że wznoszenie jest możliwe dopóki posiadamy nadmiar ciągu silnika, a przy maksymalnej prędkości w czasie lotu poziomego nie jest możliwe przejście do zakresu wznoszenia.

W miarę wzrostu wysokości krzywa $T_r = f(V)$ obniża się, a na wysokości odpowiadającej pułapowi teoretycznemu nadmiar ciągu ΔT równa się zero. Z tego powodu na wysokości odpowiadającej pułapowi teoretycznemu samolot może lecieć tylko ustalonym lotem poziomym, nie wykonując żadnych manewrów, w przeciwnym bowiem razie nastąpi utrata wysokości.



Rys. 14.19. Wykres ciągu niezbędnego i rozporządzalnego dla pułapu teoretycznego