

Rys. 22. Zmiana mocy w zależności od temperatury wody chłodzącej (na wyjściu). Stoik Liberty 400 KM.

## XL WPLYW WYSOKOŚCI NA PRACĘ SILNIKA

Jak wiadomo ze wzrostem wysokości spada temperatura i ciśnienie barometryczne tak, iż w rezultacie ciężar właściwy powietrza maleje. Jeśli przyjąć, że na poziomie morza ciśnienie wynosi 760 mm słupka rtęci, a temperatura 15° C, na przykład na wysokości 6500 m temperatura powietrza normalnie (wykluczając zaburzenia w normalnym rozkładzie temperatury i ciśnienia na wysokości), wynosi — 19° C, ciśnienie 333 mm słupka rtęci, waga zaś litra powietrza 0,612 gr, czyli połowę wagi na poziomie jmorza,.

Praca teoretyczna, wytworzona w silniku, jak to już było wykazane w rozdziale IV, jest równoważna iloczynowi sprawności cieplnej na ilość ciepła, wydzieloną przy spalaniu dawki,

$$M = 427 \cdot Q = 427.7]Q_1 \quad . \quad . \quad (54)$$

Żeby ocenić, jak zmieni się praca  $Nt$  z wysokością lotu, rozważmy od czego *zależą*, wielkości  $r/t$  i  $Q_1$ . Sprawność cieplna zależy (przy innych niezmiennych warunkach), tylko od stopnia sprężania, czyli od stosunku objętości całkowitej cylindra do objętości dawkowej, a więc oczywiście nie może zależeć od wysokości, na której pracuje silnik. Inaczej rzecz się ma z ciepłem  $Q_1$ . Według prawa Welter'a ilość wydzielonego z paliwa ciepła jest proporcjonalna do wagi tlenu absorbowanego przy spalaniu. Ponieważ ciężar właściwy powietrza na wysokości jest mniejszy, zatem wagowa ilość tlenu zawarta w litrze mieszanki, a z nią i ciepło wywiązane podczas wybuchu, jest mniejsze,

I tutaj również oczywiście pomijamy wszelkie inne wpływy (np: wydatek benzyny z rozpylacza gaźnika i t. d.), występujące ze zmianą wysokości.

Dochodzimy więc do wniosku, że praca teoretyczna silnika jest proporcjonalna do ciężaru właściwego powietrza. Stwierdzić to można i rachunkowo na teoretycznym wykresie obiegu, jeśli rozważymy, jak zmieni się on z wysokością lotu.

Niech panujące tam ciśnienie wynosi  $H$  mm sł, rtęci. Oznaczmy:

$$p = \frac{H}{760} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (55)$$

gdzie przyjmujemy, że 760 mm sł, rtęci stanowi ciśnienie barometryczne na ziemi.

Linia ssania (patrz rys. 5), będzie więc mieć rzędną  $\propto p_a$ . Rzędne adjabaty sprężania również zmniejszą się w tymże stosunku, w myśl równania tej przemiany

$$p_{a-c} = p_a \left( \frac{V_a}{V_{a-c}} \right)^k \quad . . . \quad (56)$$

To samo będzie dla prężności w punkcie „Z” wykresu, albowiem przy spalaniu w stałej objętości mamy zależność

$$p_z = p_c \text{ i f. } . . . . \quad (57)$$

zaś  $p_c$  w myśl poprzedniego równania jest proporcjonalne do  $T_c$  a wzrost temperatury przy

wybuchu, czyli stosunek  $\frac{T_z}{T_c}$  jest niezmienny.

Wreszcie dla całego przebiegu rozprężania rzędne jego

$$p_{z-e} = p_z \left( \frac{V_z}{V_{z-e}} \right)^k \quad . . . \quad (58)$$

też są zmniejszone w stosunku  $\propto p_a$ .

Ponieważ wszystkie rzędne wykresu zmniejszyły się w stosunku  $\propto V$  zatem i pole wykresu zmniejszy się w tym stosunku.

Podobnie można byłoby stwierdzić, że o ile temperatura świeżej mieszanki, dostarczonej do cylindra, pozostanie bez zmiany, to temperatury we wszystkich punktach obiegu teoretycznego również pozostaną niezmiennie, o ile zaś temperatura mieszanki, jak to zresztą zwykle bywa, spadnie, to temperatury obiegu również zmniejszą się, zaś pole wykresu zmieni się odwrotnie proporcjonalnie do absolutnej temperatury  $T$  mieszanki albo powietrza, ponieważ w obiegu teoretycznym zakładamy, że mieszanka nie nagrzewa się od ścianek cylindra.

Lecz ciężar właściwy  $\gamma$  powietrza jest również wprost proporcjonalny do jego ciśnienia i odwrotnie do absolutnej temperatury, a więc w ostatecznym wyniku naszych rozważań dochodzimy do wniosku, że pole wykresu teoretycznego, czyli teoretyczna moc silnika jest proporcjonalna do ciężaru właściwego otaczającego powietrza.

Jeśli ciężar właściwy powietrza na poziomie morza przy ciśnieniu 760 mm sł, rtęci i 15° C oznaczmy  $\gamma_0$  ( $\gamma_0 = 1,225$  gr/litr), a na wysokości  $Z$  przez  $\gamma_z$ , to w myśl powyższego wniosku otrzymamy wzór:

$$N_z = \frac{\gamma_z}{\gamma_0} N_0 \quad . . . . \quad (59)$$

gdzie

$N_0$  — teoretyczna moc silnika na poziomie morza przy warunkach normalnych (760 mm i 15° C),

$N_z$  — teoretyczna moc silnika na wysokości  $Z$  zaś stosunek ciężarów właściwych powietrza o ile przyjmujemy normalny stan atmosfery (t. zw. atm. „Standard”), określony jest przez wzór:

$$\frac{\gamma_z}{\gamma_0} = \frac{29,27}{29,27 - 0,00366 Z} \quad . . . . \quad (60)$$

Tak sprawa przedstawia się z teoretycznego punktu widzenia, jeżeli zaś chodzi o rzeczywistość, a więc o moc efektywną, to należy przyjąć pod uwagę szereg ubocznie wpływających czynników i przede wszystkim, że:

- 1) absolutna wielkość pracy tarcia w silniku pozostaje prawie niezmienna,
- 2) moment oporu śmigła maleje proporcjonalnie do ciężaru właściwego powietrza, a mo-



Wysokość		P O W I E T R Z K			Moc efektywna
		ciśnienie	temperatura	ciężar właściwy	
stopni	m	mm Hg.	°C	—	—
0	0	760	18,9	1,000	1,000
2000	610	706	15,0	0,940	0,940
4000	1220	654	11,7	0,880	0,880
6000	1830	603	8,9	0,829	0,823
8000	2440	566	5,55	0,875	0,766
10000	3050	527	2,22	0,733	0,712
12000	3660	490	— 1,66	0,694	0,660
14000	4270	457	— 5,55	0,655	0,614
16000	4880	424	— 9,45	0,617	0,572
18000	5490	394	— 13,35	0,581	0,529
20000	6100	364	— 17,25	0,545	0,488
22000	6710	338	— 21,10	0,515	0,450
24000	7315	314	— 25,0	0,485	0,413
26000	7920	292	— 28,9	0,458	0,380
28000	8530	272	— 33,3	0,435	0,349
30000	9140	253	— 37,2	0,411	0,325

Tablica 6. Zależność ciśnienia, temperatury, ciężaru właściwego powietrza oraz mocy silnika od wysokości lotu.

W tabelce przyjęto za jednostkę ciężar właściwy i moc efektywną na ziemi. Wyniki doświadczeń sprowadzono do stałej ilości obrotów. Pomimo tego przy większych wysokościach widać, że moc ubywa szybciej niż ciężar właściwy powietrza.

W praktyce z dostatecznym przybliżeniem przyjmują zależność:

$$N_z = N_0 \frac{H}{760} \frac{n}{n_0} \quad . \quad . \quad . \quad (61)$$

gdzie:

$H$  — ciśnienie powietrza na wysokości wyrażone w mm Hg.

$N_z$  — moc na tej wysokości,

$n$  — ilość obrotów silnika na tej wysokości,

$N_o$  — moc silnika na ziemi,

$n_o$  — ilość obrotów silnika na ziemi.

Spadek mocy silnika z wysokością jest w niektórych wypadkach, na przykład dla samolotów wojskowych, zjawiskiem bardzo niepożądanym, ogranicza bowiem pułap (maximum osiągalnej wysokości), zmniejsza szybkość wznoszenia się i do pewnego stopnia szybkość lotu poziomego, Ł j, te właśnie cechy, które na wojnie mają wielkie znaczenie.

Dla utrzymania stałej mocy silnika współczesna technika stosuje trzy następujące środki:

A. Przepięzanie silnika (fr. surcompression) -

Doświadczenie poucza, że dla każdego poszczególnego silnika istnieje pewien najlepszy stopień sprężania, przy którym silnik najekonomiczniej pracuje. Wielkość tego stopnia sprężania zależy od wielu czynników: gatunku paliwa, ilości obrotów, konstrukcji silnika i t. p. i średnio wynosi około  $s = 4,7$  do  $\xi = 6$  dla pracy silnika na ziemi. Teoretycznie ze wzrostem  $e$  podnosi się cieplna sprawność silnika ( $C_{ty}$ ), a więc i jego sprawność efektywna (wydajność), lecz po przekroczeniu pewnego stopnia sprężania w silniku powstają samozapłony i detonacje, zakłócające jego normalny bieg, powodując spadek mocy, a nawet zatrzymywanie się silnika. Chodzi tu o końcowe ciśnienie sprężania  $p_c$  (rys. 6), które zależnie od gatunku paliwa i konstrukcji silnika nie powinno przekraczać pewnej wartości, o ile chcemy uniknąć wspomnianych zaburzeń.

Na początku niniejszego rozdziału wyjaśniliśmy, że dla dowolnej wysokości rzędne wykresu indykatora maleją w stosunku ciśnień  $p^*$  całym, chcąc, aby silnik nasz pracował na zad-

nej wysokości z maksymalnie dopuszczalnym ciśnieniem sprężania, trzeba zastosować odpowiednio wyższe  $s$  gdyż wraz z nim rośnie ciśnienie  $p_c$  (wzór 62).

Oznaczmy:

Ciśnienie powietrza na zadanej wysokości lotu  $H$  mm sł. rtęci

$\frac{H}{760}$  (przyjmujemy ciśnienie na ziemi  $= 760$  mm sł. rt)

$s$  i  $s^1$  — stopień sprężania, odpowiadający najwydatniejszej pracy silnika na ziemi i na zadanej wysokości lotu,

$p_a$  — ciśnienie ssania na ziemi.

Wtedy ciśnienie sprężania:

przy pracy na ziemi  $p_c = p_a \cdot s^m$

przy pracy na wysokości  $p'_c = p_a \cdot s^{1w}$

Chcąc aby silnik na wysokości pracował równie wydajnie, jak na ziemi, musimy dobrać takie  $s^1$ , aby ciśnienie sprężania wyniosło  $p_c$  mamy zatem równanie

$$p_a \cdot s^{1w} = p_a \cdot s^m$$

z którego określamy

$$s^1 = \sqrt[m]{s} \quad \dots \quad (62)$$

Znając dla pewnych warunków wartość  $\xi$ , na ziemi, możemy znaleźć, jaki należy dać stopień sprężania  $e^1$  dla określonej wysokości, aby uzyskać na niej pełną moc silnika.

Stopień sprężania silników przepiężonych waha się obecnie w granicach 7 T 8 T 9 ,

Oczywiście silnik przepiężony nie może pracować na ziemi przy całkowicie otwartej przepustnicy, gdyż jak widać z poprzednich równań ciśnienie  $p_c$  przekroczyłoby granice do-



puszczalne ze względu na prawidłowe spalanie. Wyjątkowo przy starcie, gdy silnik nie jest jeszcze zbyt rozgrzany, można na krótką chwilę pracować „z pełnym gazem”,

Przeprężenie silnika pozwala więc, otwierając stopniowo przepustnicę, utrzymywać jego moc bez zmiany do określonej wysokości lotu, po przekroczeniu której zaczyna się spadek mocy, jak w silniku normalnym. Każdy silnik normalny może być przeprężony w najprostszy sposób przez zastosowanie odpowiednio wyższych tłoków. Do wad silników przeprężonych zaliczyć należy zwiększoną wrażliwość silnika na zmianę składu mieszanki i konieczność pracy na małych wysokościach z dławioną mieszanką (z przymkniętą przepustnicą), co obniża wydajność silnika.

B. Przewymiarowanie silnika (fr. moteur suralésé).

Sposób ten również pozwala na utrzymanie stałej mocy silnika do określonej wysokości lotu i polega na tym, że, znając ciężar właściwy powietrza na tej wysokości i wychodząc z najodpowiedniejszego składu mieszanki, obliczamy wymiary cylindra tak, by dawał on w tych warunkach żadaną moc. Tak określone wymiary silnika wypadną oczywiście większe, niż dla tejże mocy na ziemi.

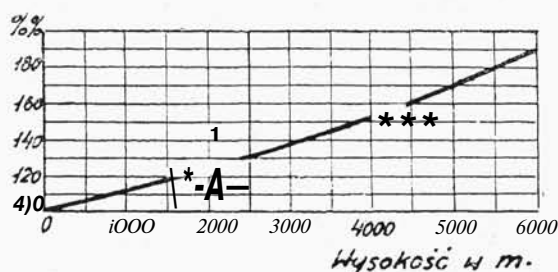
Stąd właśnie pochodzi nazwa „silnik prze-? wymiarowany”, to znaczy taki, którego litraż na KM jest większy, niż dla warunków na ziemi.

Zwiększenie litrażu pociąga oczywiście zwiększenie wagi silnika na jednostkę mocy, i to jest właśnie jedną z najgłówniejszych wad tego sposobu. Trzeba nadmienić, że zwiększenie wymiarów cylindra nie wymaga zwiększenia chłodzenia wodnego, pod warunkiem, że przez dławienie mieszanki (przymykanie przepustnicy)



nie pozwolimy silnikowi rozwijać mocy większej od obliczonej dla zadanej wysokości (mocy wysokościowej) lotu. Konieczność dławienia oraz chęć zmniejszenia wagi silnika sprawia, że zazwyczaj przewymiarowanie łączymy z przepiężeniem, uzyskując przez to jednocześnie większy zakres wysokości, przy których możemy zachować stałą moc silnika.

Rys. 24 podaje zależność niezbędnego litrażu od wysokości, do której moc silnika ma być niezmienna.



Rys. 24. Wpływ wysokości na *mitżoqdny* iłtraż sinika.

Litraż silnika na ziemi przyjęty jest za 100%. Charakter krzywej wskazuje, że im większa jest wysokość lotu, tem szybciej rośnie litraż a z nim i waga silnika. To właśnie jest przyczyną, że przemiarowanie silnika opłaca się tylko do pewnej wysokości.

Podobnie i przepiężanie ma swoją praktyczną granicę, pozwalając osiągać stałą moc średnio do 6.000 m.

C. Zasilanie silnika sprężonym powietrzem.

Pierwsze dwa opisane sposoby pozwalają zachować  $N = \text{const}$  do określonej wysokości lotu i są korzystne ze względu na zużycie paliwa oszczędniejsze\* niż przy zasilaniu silnika sprężonym powietrzem, który to sposób poniżej opisujemy,

Diagram illustrating the components of a steam engine cycle, numbered 1 through 9, with descriptive labels in Polish:

- 1. Kłapa wycieczowa (Traveling valve)
- 2. Zawór wlotowy (Inlet valve)
- 3. Zawór wylotowy (Outlet valve)
- 4. Rura wlotowa do turbiny (Inlet pipe to turbine)
- 5. Obrotomierz (Tachometer)
- 6. Chłodnica sprężonego powietrza (Compressed air cooler)
- 7. Termometr (Thermometer)
- 8. Główny (Main)
- 9. Pociąg ze sprężarki (Train from compressor)

Other labels include: Cylindry silnika (Engine cylinders), Kłapa spalin z turbiny (Exhaust valve from turbine), and Hłot powietrza (Air intake).

Rys. 25. Szkic układu  $m$  z turbosprężarką według pomysłu R. I.

73

Sprężarki wirnikowe napędzane są oddzielnym silnikiem, bądź mechanicznie od silnika lotniczego, a najczęściej uruchamiane są przez turbinę, pracującą gazami wydechowymi.

Pierwszy sposób nadmiernie komplikuje instalację i zwiększa jej ciężar, drugi — nastręcza poważne trudności mechaniczne ze względu na dużą liczbę obrotów sprężarki, konieczność stosowania sprzęgła wyłączalnego, aby uniknąć trudności przy rozruchu, i bezużytecznego wydatku mocy na napęd sprężarki przy małych wysokościach lotu i  $t_p$ .

Najchętniej używany i najwięcej celowy ze względu na sprawność użyteczną zespołu stosowany jest układ silnika z turbosprężarką, napędzaną gazami wydechowymi,

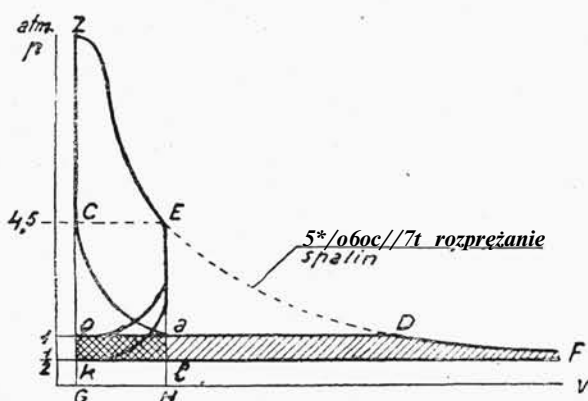
Układ ten był zrealizowany przez francuza A. Rateau i jest w swej obecnej postaci przedstawiony na rys. 25.

Gazy wydechowe o prężności około 4,5 atm., dostają się z cylindra silnika przez przewód (1) do turbiny, gdzie początkowo rozprężają się bez wykonania pracy do ciśnienia około 1 atm., a następnie dopiero dostają się na łopatki turbiny (2) i rozprężają się do prężności otaczającego powietrza. Ta bezużyteczna zdawałoby się strata energii konieczna była jednak dla uniknięcia większych oporów wydechu, uzyskania lepszego usuwania spalin z cylindra oraz zmniejszenia temperatury, w której pracują łopatki turbiny.

Wirnik i kierownice turbiny wykonane są z wysokowytrzymałościowej stali, odpornej na działanie wysokich temperatur (stal wolframowa). Na wspólnym z turbiną wale osadzona jest sprężarka wirnikowa osiowo-promieniowa (3).

Odpracowane w turbinie gazy wychodzą w otoczenie (rura 4), a świeże powietrze zostaje zasysane przez przewód (5) i sprężone w sprężarce do ciśnienia około 1 atm. Ponieważ przy sprężaniu temperatura powietrza wzrasta, co ujemnie wpływałoby na wagę dawki, kieruje się ono przez przewód (6) do chłodnicy (7), a następnie do dyfuzora gaźnika (8). Sterowanie turbosprężarki odbywa się zapomocą kłapy (9), regulującej ilość gazów, dopływających do turbiny, przez wypuszczanie ich nadmiaru w powietrze. Przy całkowitem otwarciu kłapy, co ma miejsce na ziemi, nieznaczna część gazów dostaje się jednak do turbiny i bardzo wolno ją obraca, dzięki czemu zmniejszają się opory zasysania powietrza, odbywającego się stale przez wirnik sprężarki,

Rys- 26 przedstawia wykres pracy silnika ze sprężarką, z którego wynika, że sprawność użyteczna zespołu będzie większa przy zastosowaniu turbosprężarki na gazy wydechowe, niż przy sprężarce mechanicznie sprzęgniętej z silnikiem.



Rys. 26. Wykres pracy silnika ze sprężarką **napędzaną**: mechanicznie lub zapomocą turbiny.

Niech na przykład silnik pracuje na wysokości, gdzie ciśnienie atmosferyczne jest zredukowane do połowy (wysokość około  $5^2$  km). Jeśli jest on sprzęgnięty z mechanicznie napędzaną sprężarką, ma swobodny wydmuch (do otaczającej atmosfery), a zasilany jest powietrzem o ciśnieniu 1 atm., to pole teoretycznego wykresu pracy zwiększa się o prostokąt o  $a I k$ , który zarazem wyobraża pracę, przeznaczoną na napęd sprężarki.

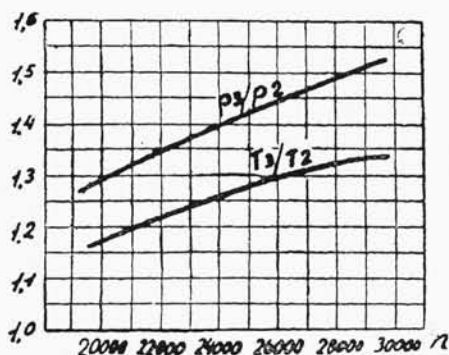
Przy użyciu turbiny wydyszyn o ciśnieniu około 4,5 atm. rozprężają się swobodnie, t. j. bez wykonania pracy zewnętrznej, do ciśnienia konaniem pracy w turbinie (linja  $D - F$ ). Strata 1 atm. (linja  $E - D$  wykresu), poczem dopiero następuje dalsze rozprężenie, połączone z wykonaniem pracy w turbinie (linja  $D - F$ ). Strata pola pracy, odpowiadająca części  $E - D$  wykresu, okupiona jest lepszym działaniem silnika oraz mniejszym zużyciem i większą niezawodnością biegu turbiny, która przy swojej znacznej ilości obrotów (do 30.000 obr/min) i wysokiej temperaturze gazów (około  $700^\circ$  C przy wejściu do turbiny) jest tworem bardzo wrażliwym i wymagającym najlepszych materiałów, precyzyjnego wykonania i starannie przemyślanej konstrukcji.

Zysk pracy wyrazi się w tym wypadku polem o. Z).  $F. k$ , które jest równoważne pracy teoretycznej, przeznaczonej na napęd turbiny.

Jeśli, uwzględniając sprawność użyteczną turbiny (około 0,5) i przeniesienia mechanicznego (około 0,85), porównamy oba zakreskowane na wykresie pola, to wypadnie, że w systemie Rateau dysponujemy na napęd sprężarki mocą 4-o krotnie większą, niż przy sprzęganiu mechanicznem, mimo że efektywna (użyteczna)

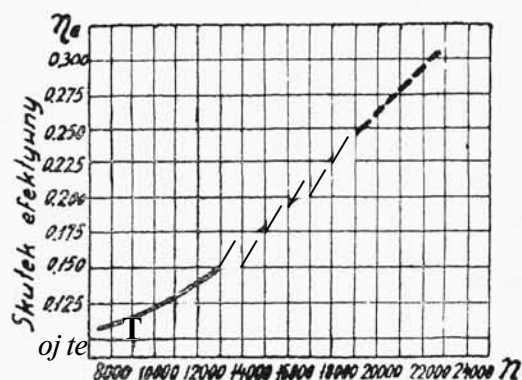
moc silnika w obu wypadkach pozostanie niezmienna\*

Dla charakterystyki pracy turbosprężarki Rateau dajemy dwa wykresy (rys. 27, 28), gdzie wskazany jest wpływ ilości obrotów na sprawność efektywną turbosprężarki i na stosunek ciśnień i absolutnych temperatur powietrza przed i po sprężaniu. Z nich łatwo jest zrozumieć, że w miarę wznoszenia się samolotu dla zachowania stałej mocy silnika należy zwiększać ilość obrotów turbosprężarki, co właśnie w systemie Rateau daje się uskutecznić bardzo łatwo przez przyamykanie kłapy 9 (rys. 25), a jest niemożliwe przy mechanicznym sprzęganiu sprężarki z silnikiem. W tem tkwi właśnie przewaga tego systemu.



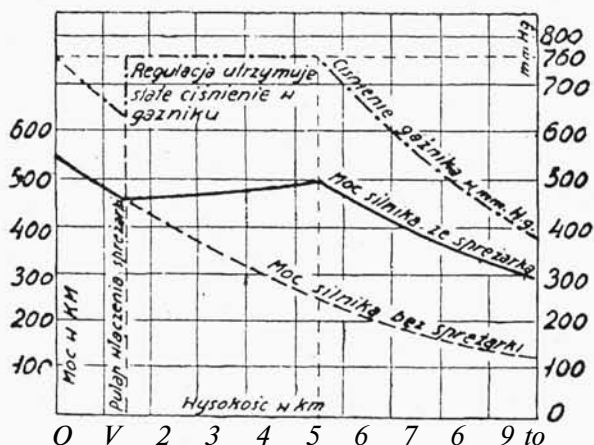
Rys. 27. Stosunek ciśnień i absolutnych temperatur powietrza zassanego i sprężonego w zależności od ilości obrotów turbosprężarki Rateau.

Z tegoż wykresu widzimy, że przy wzroście sprężania — zwiększa się również temperatura sprężonego powietrza, co wymaga zastosowania doń chłodnicy tem większej, im większa jest zamierzona wysokość, do jakiej silnik ma utrzymywać stałą moc



Rys. 28. Wpływ ilości obrotów na efektywną sprawność turbosprężarki Ratea.u.

Na rys. 29 widzimy, jak zachowuje się silnik bez sprężarki i zaopatrzony w turbosprężarkę systemu Ratea.u.



Rys. 29. Ciśnienie w gaźniku i moc silnika z instalacją Ratea.u w porównaniu z mocą silnika bez sprężarki.

Z chwilą włączenia sprężarki (na wysokości 1,5 km) ciśnienie w gaźniku wyrówna się do ciśnienia na ziemi (760 mm Hg). Wskutek tego ciężar powietrza w dawce pozostaje niezmienny.



ny, co powoduje zachowanie stałego momentu obrotowego. Ponieważ jednak opór śmigła maleje z wysokością lotu (z powodu rozrzedzenia powietrza), więc liczba obrotów, a z nią i moc silnika, będzie wzrastać, jeśli nawet odjąć moc zużytą na napęd turbosprężarki.

W tych warunkach do wody lub żeber, chłodzących cylinder, będą przechodzić w miarę wznoszenia się samolotu, coraz większe ilości ciepła, a zdolność chłodnicza chłodnicy lub żeber zmniejsza się wskutek rozrzedzenia otaczającego powietrza. Spadek temperatury otoczenia może do pewnego stopnia wyrównywać intensywność chłodzenia, zazwyczaj jednak należy stosować większe chłodnice.

Z chwilą całkowitego przymknięcia kłapy, regulującej szybkość biegu turbosprężarki,  $t$  j. osiągnięcia przez nią maksymalnej liczby obrotów (na wykresie zachodzi to przy 5% km wysokości), ciśnienie przed gaźnikiem poczyną spadać, wraz z nim maleje i moc silnika nawet nieco szybciej, niż w silniku bez sprężarki.

Doświadczenia poczynione z silnikiem Lorraine Dietrich 160 KM, zaopatrzonym w turbosprężarkę Rateau, dały na wysokości 2750 m zwiększenie mocy ze 111 do 164 KM, liczba obrotów silnika wzrosła przytem z 1370 do 1550 obr/min. Samolot Breguet z silnikiem Renault 300 KM i turbosprężarką dał następujące wyniki:

czas wznoszenia się na 5000 m zmniejszył się z 47  $y_2$  do 27 minut,

szybkość lotu poziomego na tej wysokości wzrosła od 146 do 193 km/godz,

pułap wzrósł o dalsze 4000 m,

szybkość lotu poziomego na wysokości pu-

łapu zwiększyła się o 25% w stosunku do dawnej.

Z przykładów tych widzimy, że zastosowanie sprężarek wybitnie podnosi własności samolotu, posiada ono jednak i sporo wad, a mianowicie:

- 1) sprawność użyteczna najlepszej sprężarki wynosi najwyżej 55 — 60%, co wpływa na wzrost jednostkowego zużycia paliwa w silniku;

- 2) sprężarka musi mieć bardzo dużą liczbę obrotów na minutę, co już samo przez się stwarza wiele mechanicznych kłopotów. Przy turbosprężarkach dochodzi jeszcze do tego trudność opanowania wpływu wysokich temperatur;

- 3) ciśnienie w gaźniku, w komorze pływakowej i t. p. musi być takie, jak ciśnienie sprężonego powietrza, paliwo zaś należy doprowadzać do gaźnika przy ciśnieniu jeszcze większym (nadciśnieniu). Powstaje zatem kwestja dobrego uszczelnienia rur ssących, co w biegu daje się trudno utrzymać, a prowadzi do bardzo zawiłej budowy;

- 4) waga całej instalacji zwiększa się przez wagę sprężarki, rur, zwiększonej chłodnicy oraz chłodnicy do sprężonego powietrza, która musi mieć dość znaczną powierzchnię chłodzenia, gdyż odprowadzić trzeba wielką ilość ciepła przy stosunkowo niskiej temperaturze chłodzonego powietrza. Ciężar turbosprężarki dla silnika 300 KM wynosi ze wszystkimi akcesorjami około 80 kg. Średnio przyjąć można, że stanowi on około 15 do 20% wagi silnika;

- 5) w silniku występują większe naprężenia tak mechaniczne, jak i wskutek wyższych temperatur (zawór wydechowy). Cierpi na tem ogromnie niezawodność biegu silnika, tak ważna w lotnictwie.

Oprócz konstrukcji Rateau, stosowanej przeważnie na kontynencie europejskim, istnieje amerykańskie rozwiązanie Moss'a oparte na podobnej zasadzie, w którego szczegóły konstrukcyjne wchodzić nie będziemy, aby nie wykraczać z ram niniejszej pracy.

Sprężarki, mechanicznie napędzane od wału silnika, mają kilka różnych rozwiązań, Wiele z nich zapożyczono z dziedziny samochodowej. Napęd odbywa się zapomocą kół zębatach lub przekładni pasowej i zębatej, stosują również przekładnie planetarne. Pomiedzy wałem silnika, a sprężarką umieszcza się sprzęgło wyłączalne, tarciove lub odśrodkowe, dające elastyczność połączenia. Ponieważ w tym wypadku niezawodność biegu silnika jest znacznie większa niż w systemie Rateau, sprężarki mechanicznie napędzane mają wielu zwolenników, co znalazło swój wyraz w tem, że wytwórnia Rateau zaczęła wyrabiać takie sprężarki o 2-ch stopniach sprężania i 20.000 obr/min,

## XII. POMIAR MOCY

Silnik zużywa swą moc na pokonanie oporu powietrza, jaki napotyka obracające się śmigło lub młynek, osadzony na wale silnika.

Oznaczając przez  $p$  wypadkową parcia powietrza na każde z ramion śmigła lub młynka (rys. 30), a przez  $l$  wzajemną odległość punktów zaczepienia tych sił, otrzymamy, że moment oporowy, jaki ma być pokonany przez silnik, wynosi

$$M = p.l \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (68)$$

Jeśli przytem wał silnika obraca się ze stałą szybkością kątową  $\omega$  (t. j. przy  $n = \text{const}$ ), to moment na wale silnika w każdej chwili równa