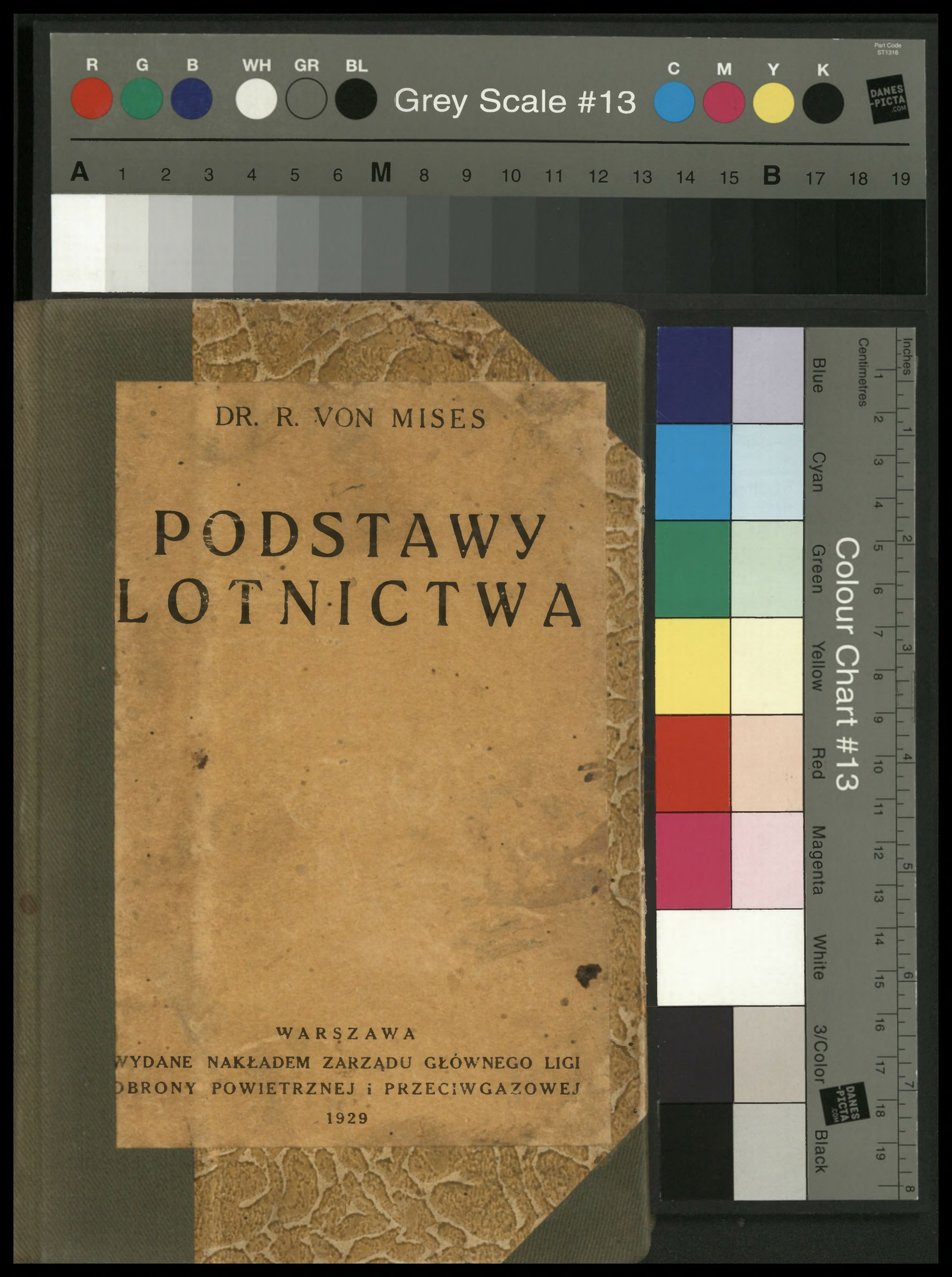


DR. R. VON MISES

PODSTAWY LOTNICTWA

WARSZAWA

WYDANE NAKŁADEM ZARZĄDU GŁÓWNEGO LIGI OBRONY POWIETRZNEJ i PRZECIWGAZOWEJ

1929

DR. R. VON MISES

PODSTAWY LOTNICTWA

WARSZAWA
WYDANE NAKŁADEM ZARZĄDU GŁÓWNEGO LIGI
OBRONY POWIETRZNEJ i PRZECIWGAZOWEJ
1929

DR. RICHARD VON MISES
PROFESOR UNIWERSYTETU W BERLINIE

PODSTAWY LOTNICTWA

ELEMENTARNY WYKŁAD TEORJI I BUDOWY SAMOLOTÓW

ZE 192 RYSUNKAMI W TEKŚCIE

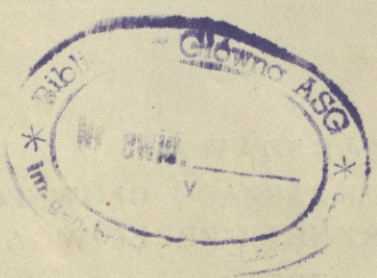
Z TRZECIEGO ROZSZERZONEGO WYDANIA NIEMIECKIEGO
PRZEŁOŻYŁ Z UPOWAŻNIENIA AUTORA

INŻ. STEFAN NEUMARK
ASYSTENT POLITECHNIKI WARSZAWSKIEJ

WARSZAWA
WYDANE NAKŁADEM ZARZĄDU GŁÓWNEGO LIGI OBRONY POWIETRZNEJ I PRZECIWGAZOWEJ
1929

Odbite czcionkami drukarni
W. NOWAKOWSKIEGO
Warszawa, Polna 70
Telef. 504-12.

A/56198



Przedmowa autora do polskiego wydania.

Z prawdziwą przyjemnością czyniąc zadość życzeniu tłumacza, przesyłam tych parę słów wstępnych do polskiego wydania mojej „Fluglehre". Przedewszystkiem pragnę podziękować p. Stefanowi Neumarkowi za wielką staranność, z jaką przełożył tekst i dostosował wzory i rysunki do polskiego przekładu. Szczególną jednak wdzięczność winien mu jestem za zredagowanie dodatkowych przypisków, uwzględniających najnowsze zmiany w stanie rekordów lotniczych i komunikacji powietrznej. Wskutek nawału innych zajęć nie mogłem ku memu wielkiemu żalowi wykonać sam tych uzupełnień, dzięki którym książka niewątpliwie zyskała na wartości.

Pozostaje mi tylko wyrazić życzenie, aby piękne polskie wydanie przysłużyło się starym przyjaciołom lotnictwa i aby zjednało nowych miłośników tej młodej gałęzi wiedzy technicznej.

Berlin, w lipcu 1929.

R. v. Mises.

Przedmowa tłumacza.

Powołany przez Zarząd Główny Ligi Obrony Powietrznej i Przeciwgazowej do przełożenia na język polski dzieła prof. R. v. Mises'a „Fluglehre", podjąłem się tej pracy tem chętniej, że oddawna już stwierdzić mogłem, jak dalece daje się odczuwać brak takiej właśnie książki w polskiej literaturze lotniczej. Posiadamy wydawnictwa zupełnie popularne — o treści propagandowej lub informacyjnej, oraz prace techniczno-naukowe specjalne, obejmujące tylko pewne szczególne działy lotnictwa i dostępne jedynie dla fachowców. Nie mieliśmy zaś dotąd dobrego podręcznika, z którego ogólnie wykształcony czytelnik mógłby zapoznać się z całokształtem naukowych podstaw lotnictwa. Brak było zasługującego na zaufanie przewodnika, któryby wprowadzał w świat zagadnień lotniczych, tak pięknych i pociągających dla umysłu.... i tak mało u nas dotąd znanych i rozumianych.

Tę lukę zapełnić ma niniejsza książka. Jeżeli wybór padł na nią właśnie, to dlatego, że niewątpliwie w całej literaturze światowej trudno znaleźć cokolwiek, coby przewyższało pracę prof. v. Mises'a tak pod względem doboru materjału, jak gruntowności i ścisłości wykładu, a jednocześnie przystępnej i pięknej formy. Autor, wybitny profesor uniwersytetu berlińskiego, twórca i kierownik Instytutu Matematyki Stosowanej, założyciel i redaktor miesięcznika „Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik", jest nietylko poważnym i wszechstronnym uczonym, ale jednocześnie niezwykłym popularyzatorem. Nic też dziwnego, że książka jego o lotnictwie rozeszła się w ciągu kilku lat po wojnie w trzech wydaniach w Niemczech, gdzie stanowi obecnie najbardziej rozpowszechniony podręcznik, z którego korzysta każdy, kto pragnie się zapoznać z zasadami „nauki o locie".

Podręcznik ten nadaje się doskonale już dla zdolniejszych uczniów wyższych klas szkół średnich i technicznych, szczególniej wszakże odpowiada potrzebom słuchaczów wyższych zakładów naukowych, dla których może być doskonałym wstępem do czytania prac bardziej specjalnych. Niewątpliwie jednak przeczyta go z rzetelnym pożytkiem nie tylko pracownik przemysłu lotniczego, ale każdy inżynier i każdy czynny technik, a nawet średnio wykształcony czytelnik, nie będący zawodowym technikiem, o ile naturalne zainteresowanie dla twórczego postępu techniki nie zostało w nim zgaszone przez jednostronną humanistyczno-literacką szkołę.

Jeżeli książka prof. v. Mises'a zasługuje na nazwę istotnie popularnej, to przedewszystkiem w tem znaczeniu, że można ją czytać, nie posiadając prawie żadnego przygotowania z matematyki i techniki (w szczególności nie znając t. zw. matematyki wyższej). Nie znaczy to jednak bynajmniej, aby książka była bardzo łatwa w czytaniu i nadawała się do przejrzenia w ciągu paru dni. Sam przedmiot nie należy do łatwych, i dla opanowania go i prawdziwego zrozumienia trzeba poświęcić sporo systematycznego wysiłku. Napotykane trudności nie zniechęcą napewno czytelnika, który odczuwa szczere zainteresowanie dla lotnictwa. Należy zaś stwierdzić, że autor uczynił wszystko możliwe, aby trudności te zmniejszyć i cały materjał uprzystępnić.

Przy tłumaczeniu książki napotkałem na dość poważne przeszkody. Styl oryginału niemieckiego jest nadzwyczaj barwny i żywy, zawiera wiele wyrażeń specyficznie niemieckich, gdzie niegdzie nawet zaczerpniętych z gwary technicznej. O tłumaczeniu dosłownem nie mogło częstokroć być mowy, starałem się jedynie oddać jak najwierniej myśl autora. Ponadto wielką przeszkodą był brak ustalonego polskiego słownictwa lotniczego, które dopiero od niedawna rozpoczęła opracowywać Polska Komisja Normalizacyjna. Wiele terminów trzeba było poprostu skonstruować na nowo. Niezmiernie cenną pomoc okazali mi pod tym względem p. prof. C. Witoszyński i p. prof. G. Mokrzycki, którym składam za to gorące podziękowanie.

Przy tłumaczeniu nie czyniłem prawie żadnych zmian w stosunku do oryginału niemieckiego. Jedynie w paru

działach (mianowicie we wstępie historycznym i w części IX) dodałem drobne uzupełnienia, dotyczące niektórych ważniejszych zmian zaszłych od r. 1926, t. j. od czasu ukazania się 3-go wydania oryginału. Uzupełnienia są zaopatrzone w adnotację: „przypisek tłumacza". Ze względu na niezmiernie szybkie tempo rozwoju techniki lotniczej, w której nieomal każdy dzień przynosi coś nowego, czytelnik stwierdzi może jeszcze niejedno drobniejsze odchylenie od aktualności. Nie siliłem się jednak na szczegółowe uzupełnianie takich miejsc—przedewszystkiem dlatego, że charakter książki nie jest wcale z aktualnością związany; chodzi w niej głównie o podstawy naukowe, których nie obalą nowe ulepszenia i rekordy, a które stanowią trwały dorobek lotnictwa i podwaliny dalszego rozwoju. Z drugiej strony, podręcznik ten winien spełniać swe zadanie w ciągu conajmniej kilku lat, natomiast znaczenie jego aktualno-informacyjne w każdym razie straciłoby na wartości już po krótkim czasie. Kto zaś chce nadążać za postępem techniki, ten oczywiście samym podręcznikiem się nie zadowoli, a musi wciąż uzupełniać swe wiadomości z czasopism i dzieł specjalnych.

Należy zaznaczyć, że zmieniłem w tekście kilka oznaczeń literowych, które w piśmiennictwie niemieckiem powstały, jako skróty nazw (np. A oznacza „Auftrieb", R — „Rücktrieb" i t. d.), a które w wydawnictwach polskich już utarły się w innej postaci (a więc np. „siła nośna" — P_y, „opór czołowy" — P_x i t. d.).

Na zakończenie pragnę wyrazić serdeczną wdzięczność p. inż. J. Bonderowi za jego życzliwą i niestrudzoną pomoc przy tłumaczeniu i korekcie.

Warszawa, w lipcu 1929.

Stefan Neumark.

SPIS RZECZY.

Str.

Wstęp. Przegląd historyczny 1

I. Ogólne rozważania o siłach, wywieranych przez powietrze. Opór powietrza 9

1. Ciśnienie powietrza 9
2. Ciężar właściwy i gęstość powietrza. Mierzenie wysokości 12
3. Ruch powietrza, ciśnienie prędkości 18
4. Wzory na opór powietrza, powierzchnia szkodliwa . . 24
5. Opór powietrza dla rozmaitych ciał 29
6. Opór powietrza i inne siły wywierane przez powietrze . 37

II. Płat nośny 43

7. Sposób działania płata nośnego. Siła nośna i opór czołowy 43
8. Zależność siły nośnej i oporu czołowego od kąta natarcia α 47
9. Profil i obrys płata nośnego 51
10. Rozkład ciśnienia. Wpływ stosunku boków 58
11. Budowa płatów nośnych 66
12. Obliczenie prędkości lotu i niezbędnej siły ciągu przy danym kącie natarcia 73

III. Lot bezsilnikowy 76

13. Lot o własnej sile i reguła podobieństwa 76
14. Statyczny i dynamiczny lot żaglowy 83
15. Opis kilku szybowców i osiągniętych przez nie rekordów 95

IV. Śmigło 101

16. Kształt i sposób działania elementu śmigła 101
17. Wykonanie i sprawdzanie śmigieł 107
18. Ciąg i moment oporowy śmigła 111
19. Moc, sprawność i poślizg śmigła 117
20. Współdziałanie elementów śmigła 124

V. Silnik 129

21. Sposób działania silnika 129
22. Objętość cylindrów, średnie ciśnienie, moc, moment obrotowy 134
23. Wykres hamowania silnika. Silniki służące do lotu na wielkich wysokościach 139
24. Budowa i układ silników 148
25. Poszczególne części składowe silników 158

Str.

VI. Współdziałanie płatów nośnych, śmigła i silnika 169
26. Śmigło i silnik 169
27. Płaty nośne, śmigło i silnik 175
28. Wznoszenie i opadanie. Odwrotne działanie steru wysokości 179
29. Lot na wielkich wysokościach 185
30. Wpływ obciążenia. Wybór śmigła 192
31. Prędkość wznoszenia, pułap i czas wznoszenia 196
32. Obliczenia przy projektowaniu samolotu 208
VII. Sterowanie. Stateczność. Ustatecznienie 218
33. Przegląd ogólny 218
34. Środek ciężkości i środek parcia 225
35. Zachowanie równowagi pod wpływem działania sterów i stateczników 231
36. Siły działające na stery i stateczniki. Moment bezwładności 237
37. Mechanizm sterowania 245
38. Sposób działania sterów 249
39. Stateczność podłużna 254
40. Stateczność poprzeczna. Działanie giroskopowe 259
VIII. Start i lądowanie 268
41. Podwozie i płoza, pływaki i łodzie wodnopłatowców . . 268
42. Start 273
43. Lądowanie z silnikiem i lądowanie szybowe 280
44. Badanie lądowania szybowego 283
45. Uderzenie przy lądowaniu 288
IX. Zagadnienia żeglugi powietrznej 293
46. Wpływ wiatru na prędkość lotu 293
47. Wyznaczanie kursu i czasu trwania lotu 298
48. Ekonomja komunikacji lotniczej 304
49. Niektóre nowsze samoloty komunikacyjne 312
50. Gospodarcze zastosowanie samolotów 320
Skorowidz rzeczowy i nazwiskowy 327

Wstęp.

Przegląd historyczny.

1. Okres prób aż do pierwszego lotu z silnikiem. Francuz Alphonse Pénaud wykazał ok. 1870-go roku, że można uczynić latawiec statecznym w kierunku podłużnym, zaopatrując go tylko w odpowiednio zbudowany statecznik ogonowy, który tłumi odchylenia latawca z pozycji normalnej. Wynalazł on również sposób na zmniejszenie niestateczności poprzecznej — zapomocą wygięcia ku górze płatów nośnych. W dniu 18 sierpnia 1871 r. Pénaud zademonstrował wobec świadków swobodny lot modelu płatowca, w którym jako silnik służyło skręcone pasmo gumowe. Był to pierwszy lot „sztucznego ptaka". Jednakże pomysł Pénaud'a nie doczekał się uznania; zniechęcony tem wynalazca popełnił samobójstwo w 30-ym roku życia.

Około 1890 roku niemiec Otto Lilienthal wykrył, że wklęsłe skrzydło przewyższa znacznie płaszczyznę pod względem nośności. Poszukiwał on rozwiązania zagadnienia lotu w ten sposób, że przywiązywał płaty nośne do własnego ciała i nabierając na niewielkich wzgórzach rozpędu, usiłował możliwie długo utrzymywać się w powietrzu i zwolna „ześlizgiwać się" ku ziemi. Po wielu próbach udanych Lilienthal zginął wskutek nieszczęśliwego upadku w d. 11 sierpnia 1896 r.

Pod wpływem prac Pénaud'a i Lilienthal'a rozwija się późniejsza działalność amerykanina O. Chanute. Za uczniów zaś tego ostatniego uchodzą bracia Wilbur i Orville Wright — najwybitniejsze nazwiska w dziejach lotnictwa. Wynaleźli oni sposób na ustatecznienie płatowca w kierunku poprzecznym, a to zapomocą wyginania (wichrowania) powierzchni nośnych. Oni też zbu-

dowali pierwszy samolot z wklęsłemi płatami, przyczem zostosowali jednocześnie wichrowanie oraz statecznik; na tym aparacie, zaopatrzonym w 15-konny silnik, dokonali 17 grudnia 1903 r. w Dayton (stan Ohio) pierwszego jednominutowego lotu na przestrzeni 260 m. Bracia Wright byli więc pierwszymi ludźmi, którym powiodło się wznieść na aparacie cięższym od powietrza.

2. Szkoła francuska. Już w okresie pierwszych prób braci Wright'ów rozpoczęły się we Francji liczne doświadczenia lotnicze całego szeregu wybitnych działaczów z kapitanem Ferber'em na czele. W październiku 1906 r. Santos-Dumont dokonał pierwszego w Europie lotu z silnikiem. Był to początek wielkiego rozwoju, związanego z nazwiskami Farman'a, Blériot'a, Voisin'a i in. Lotnictwo francuskie zawdzięczało tak szybki swój rozwój przedewszystkiem powstałemu wówczas niezwykle lekkiemu silnikowi rotacyjnemu (Gnôme), który przez długi czas nie dał się prześcignąć pod względem przydatności dla samolotów. Około 1908 roku, gdy również i bracia Wright przenieśli się do Francji, przodujące stanowisko Francji w lotnictwie zarysowało się bardzo silnie i odtąd przetrwało szereg lat. We Francji zdobywano największe rekordy sportowe, francuski przemysł począł dostarczać samolotów i silników lotniczych nieomal wszystkim krajom na świecie.

W Niemczech August Euler rozpoczął w 1909 r. próby lotu i budowy płatowców według francuskich wzorów.

3. Rozwój lotnictwa w Niemczech. Jednakże rozwój lotnictwa niemieckiego nie był związany bezpośrednio z pracami szkoły francuskiej, natomiast wyszedł on z Austrji. Tutaj pierwsze kroki poczynili Wellner, Popper-Lynkeus i in.; po nich zaś rozpoczął swą działalność Wilhelm Kress, który już w 1880 r. zbudował, niezależnie od Pénaud'a, model latający płatowca, a następnie przez szereg lat pracował nad dalszem udoskonaleniem latawców. Ok. roku 1899 rozpoczął swe próby Igo Etrich, który miał do swego rozporządzenia ostatni szybowiec Lilienthal'a. Etrich wpadł na pomysł zużytkowania w lotnictwie kształtów zaobserwowanych na błonkach nasion zanonji (rośliny jawańskiej); wspólnie z Hugo Wels'em opracował on typ t. zw. „go-

łębia" (niem. „Taube"), którego charakterystyczną cechę stanowiły skrzydła, zagięte bardzo silnie ku tyłowi i ku górze. W ten sposób powstał typ płatowca, charakterystyczny dla niemieckiego lotnictwa aż do wybuchu wojny światowej. Po pierwszym locie w Wiener-Neustadt (lipiec 1909) pilot Hellmuth Hirth przewiózł swą „Taube" do Niemiec. Przemysł niemiecki przez cały okres lat 1910—1913 skoncentrował swe wysiłki w kierunku udoskonalenia modelu „gołębia", stosując przytem wyłącznie silniki typu stałego, wywodzące się od zwykłych silników samochodowych. Dopiero od 1913 r. zaczęły i w Niemczech się rozpowszechniać — pod wpływem wzorów francuskich — dwupłatowce o prostych skrzydłach, przy zachowaniu jednak silników typu stałego. Bezpośrednio przed wojną ten rodzaj samolotu osiągnął wyniki pierwszorzędne.

4. Postępy w czasie wojny. Jakkolwiek w czasie wojny i później wypracowywano nadal z niebywałą energją nowe typy konstrukcyjne samolotów, to jednak coraz bardziej utrwalało się przeświadczenie, że minął okres przełomowych wynalazków; zarówno ogólny układ płatowca, jak i najważniejsze jego części składowe poczęły stopniowo przybierać postać niejako ostateczną. Różnice w budowie aparatów poszczególnych krajów zacierały się stopniowo i wreszcie znikły prawie zupełnie. Mamy tu do czynienia z podobnym etapem rozwojowym, jaki przed 4 lub 5 dziesiątkami lat zarysował się w dziedzinie silników parowych stałych, przed trzema dziesiątkami lat opanował produkcję rowerów, wreszcie przed dwudziestu laty — dał się odczuć w automobilizmie. Tak samo i płatowiec osiąga obecnie swą trwałą postać „światową", przyczem dla konstruktora pozostaje jeszcze otwarte szerokie pole w dziedzinie udoskonaleń i dostosowania budowy do celów specjalnych, niema już jednak miejsca na fantazję wynalazczą.

Wymagania wojny parły szczególniej w kierunku zwiększenia osiągów lotu, t. j. przedewszystkiem prędkości oraz zdolności do wznoszenia się; jednocześnie udoskonalano uzbrojenie samolotów do walki zaczepnej i odpornej. Stosunkowo najwcześniej i najzupełniej pokonano trudności budowy małego, lekkiego aparatu o znacznej prędkości (typ t. zw. „myśliwski"); samolot taki, zaopatrzony

w lekki francuski silnik rotacyjny, osiągał łatwo prędkość do 200 km/godz. — rozumie się, przy zredukowaniu obciążenia do minimum. Dla aparatów cięższych nadawał się conajmniej równie dobrze niemiecki i austrjacki silnik typu stałego. Moc silników ulegała wciąż zwiększeniu w ogromnym stopniu: o ile przed wojną nie spotykano silników lotniczych powyżej 100 KM, to produkcja wojenna doszła wkrótce do 200 KM, a nawet wyżej. Już w czasie wojny rozpoczęto także próby z samolotami-olbrzymami, które zaopatrywano w kilka silników o łącznej mocy tysięcy koni mechanicznych; olbrzymy te były przeznaczone do dźwigania wielkich ładunków i licznej załogi i miały stopniowo wyprzeć balony sterowe. Cel ten jednak nie został na wielką skalę osiągnięty.

5. Stan obecny. Po ukończeniu wojny dało się odczuć początkowo we wszystkich krajach pewne zupełnie naturalne osłabienie tempa rozwoju na wszystkich polach. Stopniowo zarysowały się w dziedzinie powojennego lotnictwa dwa główne kierunki. Przedewszystkiem opracowywano dalej konstrukcje samolotów wojskowych, przystosowując je coraz lepiej do różnych celów wojennych; we wszystkich państwach — prócz Niemiec — powstawały też coraz liczniejsze bojowe floty powietrzne. Jednocześnie wysuwały się stopniowo na widownię zagadnienia komunikacji powietrznej, i w tej dziedzinie Niemcy zajęły do pewnego stopnia przodujące stanowisko — pomimo ograniczeń, nałożonych na nie przez postanowienia traktatu pokojowego. Natomiast najwyższe osiągi sportowe były zdobywane stale w innych krajach. Podajemy tu krótki przegląd najważniejszych rekordów światowych według stanu ze stycznia 1926 r. [1])

Największy dystans, przebyty bez lądowania — z powrotem do miejsca startu, (bez ładunku) — 4400 km, pil. Drouhin i Landry na samolocie Farman 450 KM, d. 7÷9 sierpnia 1925.

---

[1]) Dla porównania przytaczam stan obecny tych rekordów (ze stycznia 1929 r.)

Największy dystans, przebyty bez lądowania — z powrotem do miejsca startu (bez ładunku) — 7666 km, pil. Ferrarin i del Prete na samol. Savoia - Marchetti z siln. Fiat 550 KM, d. 31 maja ÷ 2 czerwca 1928.

Największy dystans, przebyty w linji prostej bez lądowania (bez ładunku) — 3166 km, pil. Arrachard i Lemaître na sam. Bréguet z siln. Renault 480 KM, d 3 ÷ 4 lutego 1925.

Rekord długotrwałości lotu bez lądowania — z powrotem do miejsca startu (bez ładunku): 45 godz. 11 min. 49 sek., pil. Drouhin i Landry (rekord zdobyty tym samym lotem co wyżej podany).

Największa osiągnięta wysokość (bez ładunku): 12066 m, pil. Callizo na jednopłatowcu Gourdou — Lesseure z siln. Hispano-Suiza 400 KM, d. 10 października 1924.

Największa prędkość lotu na bazie 3 km (bez ładunku): 448,17 km/godz., pil. Bonnet na samol. Bernard-Hubert z siln. Hispano-Suiza 500 KM, d. 11 grudnia 1924.

Największa prędkość na dystansie 100 km (bez ładunku): 401,28 km/godz, pil. Bettis (Ameryka) na samol. Curtis 600 KM, d. 12 października 1925.

Największa prędkość na dystansie 4000 km (bez ładunku): 113,93 km/godz.

Rekord długotrwałości lotu z ładunkiem 500 kg: 9 godz. 11 min. 53 sek.

Największy dystans, przebyty w linji prostej bez lądowania (bez ładunku) — 7188 km, pil. Ferrarin i del Prete na sam. Savoia—Marchetti z siln. Fiat 550 KM, dn. 3 ÷ 5 lipca 1928.

Rekord długotrwałości lotu bez lądowania — 65 godz. 25 min., pil. Risticz i Zimmermann na sam. Junkers 280 KM, dn. 5 ÷ 7 lipca 1928.

Największa osiągnięta wysokość (bez ładunku): 11710 m, pil. Champion na samol. Wright-Apache z siln. Pratt-Whitney 425 KM, dn. 25 lipca 1927. Wysokość rekordowa 11710 m, jest mniejsza, niż podana w tekście 12066 m.: pochodzi to stąd, że rekord Callizo został w następstwie unieważniony przez Międzynarodową Federację Aeronautyczną (F. A. I.)

Największa prędkość lotu na bazie 3 km. (bez ładunku): rekord Bonnet'a dotąd nie przekroczony.

Największa prędkość na dystansie 100 km. (bez ładunku): rekord Bettis'a dotąd nie przekroczony.

Największa prędkość na dystansie 5000 km. (bez ładunku): 139,177 km/godz. (rekord zdobyty przez Ferrarin i del Prete, równocześnie z podanym wyżej rekordem dystansowym na 7666 km.)

Rekord długotrwałości lotu z ładunkiem 500 kg: 22 g. 11 m. 45 s.

Rekord odległości z ładunkiem 500 kg: 950 km.

Rekord wysokości z ładunkiem 500 kg: 8980 m.

Największa prędkość na 100 km. z ładunkiem 500 kg: 281,03 km/godz.

Rekord długotrwałości lotu z ładunkiem 5000 kg: 1 godz. 12 min. 21 sek.

Rekord wysokości z ładunkiem 5000 kg: 3586 m.

Wszystkie powyższe osiągi zostały dokonane na samolotach lądowych. Osiągi wodnopłatowców są znacznie niższe. Stan najważniejszych rekordów wodnopłatowców jest następujący:

Rekord długotrwałości lotu (bez ładunku): 28 godz. 36 min. 27 sek.

Rekord odległości (bez ładunku): 1600 km.

Rekord wysokości (bez ładunku): 8980 km.

Rekord prędkości (bez ładunku): 395,439 km/godz.

Rekord długotrwałości lotu z ładunkiem 2000 kg: 1 godz. 49 min. 11,9 sek.

Rekord odległości z ładunkiem 2000 kg: 253,69 km.

Rekord wysokości z ładunkiem 2000 kg: 3006 m.

Największa prędkość na 100 km. z ładunkiem 2000 kg: 134,514 km/godz.

Rekord odległości z ładunkiem 500 kg: 2735 km.
Rekord wysokości z ładunkiem 500 kg: 9190 m.
Największa prędkość na 100 km. z ładunkiem 500 kg: 281,03 km/godz.
Rekordy z ładunkiem 5000 kg: niezmienione.

Rekordy wodnopłatowców;

Rekord długotrwałości lotu (bez ładunku): 36 godz. 1 min.
Rekord odległości (bez ładunku): 2963 km.
Rekord wysokości (bez ładunku): 11581 m.
Rekord prędkości (bez ładunku): 512,776 km/godz.
Rekord długotrwałości lotu z ładunkiem 2000 kg: 16 godz. 39 m.
Rekord odległości z ładunkiem 2000 kg: 2150 km.
Rekord wysokości z ładunkiem 2000 kg: 4684 m.
Największa prędkość na 100 km. z ładunkiem 2000 kg: 209,546 km/godz.

(Przypisek tłumacza).

W trzecim dziale niniejszej książki znajdzie czytelnik dane, dotyczące osiągów płatowców bezsilnikowych (szybowców).

6. Rozwój nauki o locie. Podstawy, na których opiera się nauka o locie czyli „teorja samolotu", są dwojakiego rodzaju: Przedewszystkiem posiadamy wyniki ogólnej teoretycznej mechaniki, która, jak wiadomo, ustala prawa, rządzące wszystkiemi zjawiskami ruchu; ponadto jednak korzystać musimy z całego szeregu praw eksperymentalnych, pochodzących z planowo wykonywanych obserwacyj, a charakteryzujących specjalnie tę dziedzinę zjawisk, z którą mamy do czynienia w lotnictwie. W obu tych kierunkach, a więc zarówno w rozszerzaniu zastosowań teoryj mechanicznych, jako też w pogłębianiu badań doświadczalnych, można stwierdzić stały i wielki postęp, idący równolegle z rozwojem techniki.

Wielu z pośród wspomnianych wyżej wynalazców i konstruktorów było jednocześnie wybitnemi badaczami naukowemi, tak np. Pénaud, Lilienthal, Ferber i in. Szczególne jednak zasługi przy opracowywaniu i rozpowszechnianiu materjałów doświadczalnych położył G. Eiffel, zmarły przed kilkunastu laty twórca słynnej wieży w Paryżu i założyciel pierwszego wielkiego laboratorjum Aerodynamicznego we Francji. W Niemczech pracuje na tem polu z wielkiem powodzeniem zakład doświadczalny w Göttingen pod kierownictwem Prandtl'a. Co do badań teoretycznych, to zaznaczyć należy przedewszystkiem trzy najważniejsze zdobycze: G. Bryan rozpoczął w r. 1903 szereg prac, w których zastosował teorję stateczności z mechaniki ogólnej do zagadnienia samolotu. N. Żukowskiemu powiodło się w r. 1910 wykorzystać twierdzenia klasycznej hydrodynamiki dla obliczenia siły nośnej profilów lotniczych. Wreszcie L. Prandtl stworzył podstawy dla obliczenia oporu płatów nośnych — również przez pomysłowe zastosowanie zasad hydrodynamiki. Wszystkie te badania wykraczają daleko poza granice, w jakich muszą pozostać niniejsze wykłady. Tu omówione będą tylko najprostsze

i najbardziej zrozumiałe zasady nauki o locie. Kto pragnie posiąść wiedzę obszerniejszą, musi studjować specjalne dzieła i czasopisma, pojawiające się w coraz większej ilości. Na poszczególne wartościowe publikacje zwrócona będzie uwaga w odpowiednich rozdziałach tej książki.

I. Ogólne rozważania o siłach, wywieranych przez powietrze. Opór powietrza.

1. Ciśnienie powietrza.

Ciśnieniem powietrza nazywa się siła, wywierana przez powietrze atmosferyczne na jednostkę powierzchni. Wyobraźmy sobie naczynie, z którego wypompowano powietrze tak, że na ścianki jego działa tylko ciśnienie powietrza zzewnątrz. Na każdym cm^2 ściany działa wtedy siła, która w zwykłych warunkach wynosi około 1,036 kg. Jednostkę miary „kilogram na centymetr kwadratowy" oznacza się skrótem at, czytaj „atmosfera". A więc zwykłe ciśnienie powietrza = 1,036 at.

Najczęściej spotykaną miarą ciśnienia powietrza jest wysokość słupa rtęci w barometrze. Ponieważ ciężar właściwy rtęci wynosi około 13,60 kg/l czyli kg/dm^3, więc ciężar słupa o przekroju 1 cm^2 i wysokości 762 mm. równa się $0{,}01 \cdot 7{,}62 \cdot 13{,}60 = 1{,}036$ kg. Zwykłemu ciśnieniu powietrza 1,036 at odpowiada tedy stan barometru 762 mm.

Dla lotnictwa bardzo wielkie znaczenie ma zmienność ciśnienia powietrza w przestrzeni, ponieważ od każdorazowego ciśnienia zależy gęstość powietrza, a od niej uzależnione są możliwości lotu. Dla powietrza, pozostającego w spoczynku albo w ruchu jednostajnym, obowiązują następujące zasadnicze prawa:

a) W każdej warstwie poziomej ciśnienie powietrza jest wszędzie jednakowe (nie dotyczy to jednak punktów bardzo od siebie oddalonych).

b) Ciśnienie powietrza maleje w miarę wzrostu wysokości.

c) Spadek ciśnienia zależy od temperatury na ziemi i od spadku temperatury ze wzrostem wysokości.

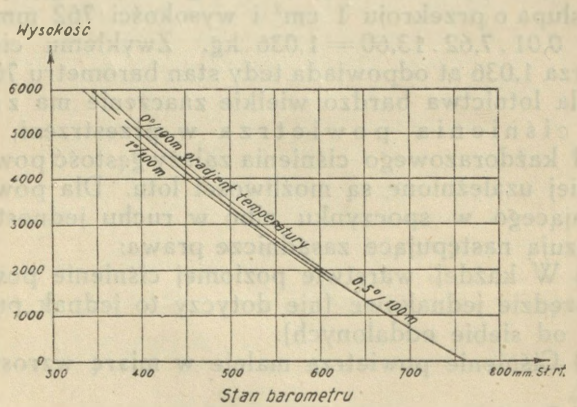
Spadek temperatury na 100 m. wysokości, t. zw. „gradjent temperatury", wynosi mniej więcej $0{,}5^0$ Celsiusa i według teoretycznych rozważań jest zawarty pomiędzy 0^0 i 1^0.

Tablica liczbowa 1.

Ciśnienie powietrza, mierzone w mm. słupa rtęci, dla wysokości od 0 do 8000 m, przy rozmaitych temperaturach ziemi i różnych gradjentach temperatury.

Wysokość w metrach	Temperat. ziemi 0° C			Temperat. ziemi 10° C			Temperat. ziemi 20° C		
	Spadek temperatury na 100 m:			Spadek temperatury na 100 m:			Spadek temperatury na 100 m:		
	0° C	0,5° C	1° C	0° C	0,5° C	1° C	0° C	0,5 C	1° C
0	762	762	762	762	762	762	762	762	762
1000	671	671	671	675	675	674	678	677	677
2000	593	590	587	598	596	593	603	601	598
3000	523	517	512	530	525	519	537	532	527
4000	462	453	443	470	462	452	478	470	461
5000	407	395	381	416	405	392	425	414	402
6000	359	344	326	369	354	337	378	364	348
7000	317	298	277	327	309	288	337	319	300
8000	280	258	233	290	269	245	300	279	256

Powyższa tablica 1 podaje ciśnienie powietrza w mm. słupa rtęci na rozmaitych wysokościach [1]) nietylko dla zwykłego gradjentu temperatury 0,5°, ale też i dla 0° i 1°



Rys. Spadek ciśnienia przy temperaturze ziemi 10°.

[1]) Tablice liczbowe 1 i 2 zostały obliczone teoretycznie przy założeniu, że powietrze jest „idealnym gazem" o stałej gazowej R=29,24 m. (R jest to iloraz ciśnienia przez ciężar właściwy i temperaturę absolutną).

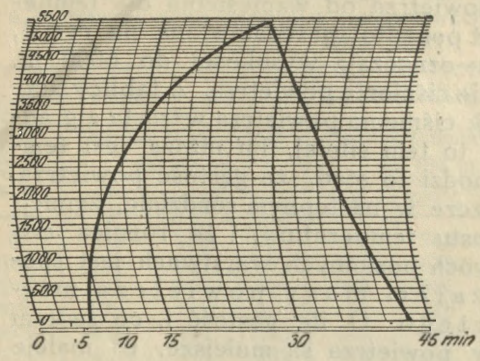
spadku na 100 m. Jako temperaturę ziemi przyjęto 0^0, 10^0 i 20^0 C, jako ciśnienie powietrza na ziemi — 762 mm. Zależność ciśnienia powietrza od wzniesienia dla temperatury ziemi 10^0 jest ponadto przedstawiona na rys. 1, gdzie rzędne wykresu oznaczają wysokości do 6000 m, a odcięte—odpowiednie ciśnienia powietrza. Z tablicy liczbowej widać, że spadek ciśnienia powietrza wzrasta z gradjentem temperatury i to tem silniej, im niższa jest temperatura ziemi. Pochodzi to stąd, że gęstość powietrza, jak to rozważymy jeszcze w następnym rozdziale, zmniejsza się w miarę wzrostu temperatury, i że różnica ciśnienia powietrza w dwóch poziomych warstwach jest spowodowana tylko c i ę ż a r e m m a s y p o w i e t r z a m i ę d z y n i e m i z a w a r t e g o. O ile gęstość i, co za tem idzie, ciężar tej masy powietrza są mniejsze, to maleje również różnica ciśnień w tych warstwach.

We wszystkich kolumnach tablicy liczbowej 1 przyjęto, jak zaznaczyliśmy, że ciśnienie powietrza na ziemi wynosi 762 mm. Wiadomo jednak, że ciśnienie powietrza na ziemi zmienia się dosyć znacznie zależnie od miejsca i czasu, o czem wszak stale się informujemy dla zaznajomienia się ze stanem „pogody". Nasza tablica liczbowa daje się jednak zastosować we w s z y s t k i c h przypadkach dla oznaczenia spadku ciśnienia, a to w następujący sposób.

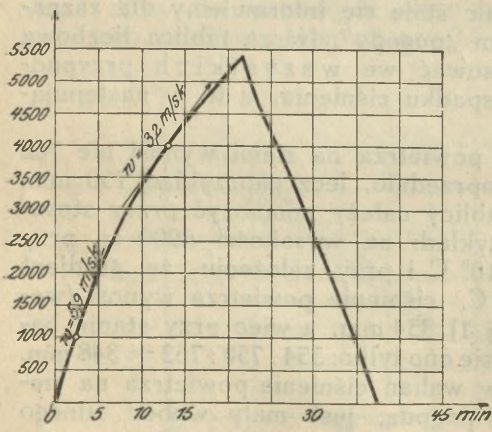
Jeżeli ciśnienie powietrza na ziemi wynosi nie 762 mm, jak założono poprzednio, lecz naprzykład 750 mm, to wszystkie dane tablicy należy pomnożyć przez stosunek 750 : 762. Naprzykład: na wysokości 6000 m, przy temperaturze ziemi 10^0 C i przy założeniu, że gradjent temperatury jest $0{,}5^0$ C, ciśnienie powietrza wynosi (według tablicy liczbowej 1) 354 mm, a więc przy stanie barometru 750 mm wyniesie ono tylko: $354 \cdot 750 : 762 = 348$ mm. Widać stąd, że wpływ wahań ciśnienia powietrza na ziemi, uwarunkowanych pogodą, jest mały wobec silnego spadku przy wznoszeniu.

Wiadomo, że spadek ciśnienia powietrza przy wznoszeniu może być wykorzystany dla mierzenia wysokości. Używamy do tego t. zw. b a r o g r a f u, t. j. samopiszącego barometru, zaopatrzonego w aparat zegarowy, który zapisuje każdorazowe ciśnienie na jednostajnie przesuwającym się pasku papieru. Na papierze jest na-

kreślona podwójna podziałka, jak to przedstawia rys. 2. Poszczególnym łukom, nakreślonym w równych odstępach, odpowiadają odstępy czasu: 5, 10, 15 minut i t. d. Można z łatwością przerysować barogram na zwykły prostokątny układ spółrzędnych (rys. 3), przenosząc kolejno punkt za punktem. Ale tym sposobem nie otrzymamy jeszcze dokładnego wykresu wznoszenia. Z poprzedniego wynika bowiem, że ustalenie barometrycznej skali wysokości, to znaczy podporządkowanie odpowiadających sobie wysokości i ciśnień może być dokonane tylko na podstawie określonych założeń, dotyczących gradjentu temperatury, ciśnienia powietrza na ziemi i temperatury ziemi. Ponieważ te założenia nie mogą być słuszne dla każdego lotu, trzeba więc, jeśli chodzi o dokładne ustalenie barometrycznej skali wysokości, wykonać jeszcze pewne przeliczenie. O tem pomówimy w rozdziale następnym.



Rys. 2. Pierwotny wykres wysokości (barogram).



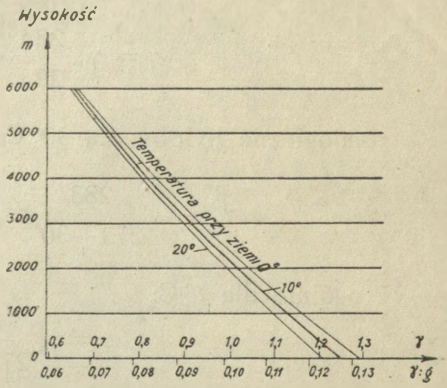
Rys. 3. Barogram w prostokątnym układzie spółrzędnych.

2. Ciężar właściwy i gęstość powietrza. Mierzenie wysokości.

Ciężarem właściwym jakiegokolwiek ciała nazywa się ciężar jednostki objętości tego ciała. Dlatego też

zawsze, gdy się mówi o ciężarze właściwym, należy podawać obrane jednostki ciężaru i objętości. Naprzykład: ciężar właściwy rtęci wynosi 13,6 kg/dm^3 albo 13,6 kg/l. Przyjęte jest oznaczać ciężar właściwy grecką literą γ (gamma).

Jeżeli się wprowadza m^3 jako jednostkę objętości, a kg jako jednostkę wagi, jak to zawsze nadal będziemy czynić, to ciężar właściwy wody przy 4° C wynosi 1000, zaś ciężar właściwy powietrza przy 10° C i przy 762 mm ciśnienia — 1,252, to znaczy, że 1 m^3 powietrza waży w tych warunkach 1,252 kg.



Rys. 4. Spadek gęstości powietrza dla gradjentu temperatury 0,5°/100 m.

Ciężar właściwy powietrza zależy od ciśnienia i od temperatury. Przytem obowiązują następujące prawa:

a) ciężar właściwy zmienia się proporcjonalnie do ciśnienia. Naprzykład: przy 762 mm. sł. rt. i 10° C ciężar właściwy powietrza równa się 1,252 kg/m^3; ileż wynosić on będzie przy 775 mm. sł. rt. i 10° C? Musimy pomnożyć 1,252 przez stosunek 775 : 762, wypadnie więc 1,252 . 775 : 762 = 1,273 kg/m^3. Jeżeli ciśnienie wynosi nie 775 mm. sł. rt., lecz ogólnie b mm, to ciężar właściwy $\gamma = \gamma_0 \frac{b}{762}$, gdzie γ_0 oznacza ciężar właściwy przy 762 mm ciśnienia i 10° C.

b) Ciężar właściwy każdego ciała zmienia się zależnie od temperatury. Przy ogrzewaniu bowiem każde ciało rozszerza się, a więc jednostka objętości zawiera przy wyższej temperaturze mniej materji, niż przy niższej. Spółczynnik rozszerzalności powietrza przy 0° wynosi $\frac{1}{273}$, to znaczy, że objętość dowolnej masy powietrza zwiększa się o $\frac{1}{273}$ część swoją przy ogrzewaniu od 0° C do 1° C.

Przykład: przy 10^0 C ciężar właściwy powietrza wynosi γ_0; czemu się będzie równał ciężar właściwy przy 20^0 C i przy tem samem ciśnieniu? Masa powietrza, która przy 0^0 ma objętość 1 m^3, ma przy 10^0 objętość $1 + 10/273 = 283/273$ m^3, przy 20^0: $1 + 20/273 = 293/273 m^3$. Ciężar właściwy powietrza zmniejsza się w tym samym stosunku, w jakim powiększa się jego objętość. Jeżeli więc wynosi on γ_0 przy 10^0 C, to przy 20^0 C:

$$\gamma = \gamma_0 \frac{283}{293} = 0{,}966\,\gamma_0;$$

analogiczne byłoby dla 30^0 C:

$$\gamma = \gamma_0 \frac{283}{273+30} = \gamma_0 \frac{283}{303} = 0{,}933\,\gamma_0$$

i ogólnie dla t^0 C:

$$\gamma = \gamma_0 \frac{283}{273 + t}.$$

c) Z zestawienia dwóch praw powyższych wynika wzór, przedstawiający ogólnie zależność ciężaru właściwego powietrza od ciśnienia i temperatury:

$$\gamma = \gamma_0 \frac{b}{762} \frac{283}{273 + t},$$

przyczem należy tu wstawiać $\gamma_0 = 1{,}252$ kg/m^3.

Według tego wzoru można naprzykład wyznaczyć ciężar właściwy powietrza dla różnych wysokości, korzystając przytem z podanych w tablicy liczbowej 1 ciśnień powietrza i obliczając odnośne temperatury zgodnie z przyjętym gradjentem. Wyniki takiego rachunku dla spadku temperatury $0{,}5^0$ na 100 m. są podane w tablicy liczbowej 2 [1]) i na rys. 4. Widzimy stąd, że na wysokości 6000 m. ciężar właściwy powietrza jest prawie dwa razy mniejszy niż na ziemi.

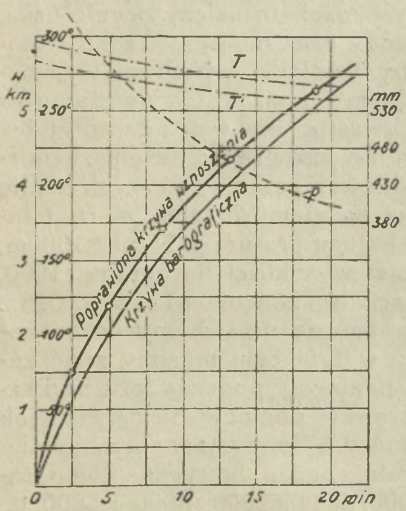
[1]) Porównaj odsyłacz na str. 10.

Będziemy teraz mogli ocenić należycie przebieg wznoszenia samolotu na podstawie wykresu barograficznego. Dla zwykłych celów komunikacji powietrznej wystarczają naturalnie dane, wykreślone bezpośrednio przez aparat. Widzimy naprzykład z barogramu na rys. 2, albo z wykresu zastępczego na rys. 3, że samolot wzniósł się mniej więcej w ciągu 22 minut prawie na 540 m, a następnie po dalszych 15 minutach opuścił się na ziemię. Prędkość wznoszenia płatowca na wysokości np. około 4000 m. otrzymujemy, prowadząc styczną do krzywej w punkcie, odpowiadającym tej wysokości: nachylenie jej odpowiada w danym razie wzniesieniu się z 3000 na 5000 m w przeciągu czasu nieco większego niż 10 minut (dokładnie 10,4 min. = 624 sek.). Znaczy to, że prędkość wznoszenia wynosi 2000 : 624 = 3,2 m/sek. Jeśli jednak chodzi o bardzo wielkie wysokości i znaczną dokładność pomiarów, np. przy rekordach wysokości, to należy ocenić osiąg samolotu niezależnie od pogody oraz miejsca i czasu wzlotu i postawić pytanie: jakby wyglądał barogram w „normalnym" dniu i w „normalnem" miejscu. Co uważamy za normalne, jest naturalnie kwestją umowy, od której też będzie zależało wycechowanie barografu. Jeżeli za normalne obierzemy dane środkowej kolumny naszych tablic liczbowych, a więc ciśnienie na ziemi 762 mm. sł. rt., temperaturę ziemi 10^0 i spadek temperatury $0{,}5^0$ na 100 m, to zobaczymy, że odczytane wysokości barogramu 1000, 2000, 3000.... oznaczają właściwie ciśnienia 675, 596, 525,.. (tablica liczbowa 1). Opierając się na tem, musimy sprostować wykres wznoszenia; w tym celu musimy znać zarówno temperatury t, które panowały podczas lotu na każdej wysokości, odczytanej przy pomocy barografu, jak również temperatury t', z których korzystano przy ustaleniu skali wysokości barografu. Jeżeli faktyczne temperatury t na wysokościach 1000, 2000, 3000, 4000 i 5000 m. (to znaczy w tych momentach, w których barograf wskazywał te wysokości) wynosiły, dajmy na to, 18^0, 12^0, 7^0, 0^0, -6^0, to prędkości i wysokości, odczytane z barogramu, należy sprostować w następujący sposób.

Przy temperaturze ziemi 10^0 i spadku temperatury $0{,}5^0$ na 100 m, wysokości 4000 m. odpowiada temperatura powietrza -10^0; zakładając dalej, że ciśnienie na powierzchni ziemi wynosi 762 mm, znajdujemy według tabli-

cy liczbowej 1, że ciśnienie na wspomnianej wysokości 4000 m. wynosi 462 mm; faktyczny pomiar wykazał tu jednak temperaturę 0^0. Trzeba więc odczytaną z barogramu prędkość 3,2 m/sek powiększyć w stosunku $273 + 0 = 273$ do $273 - 10 = 263$, stąd otrzymujemy $3{,}2 \cdot \frac{273}{263} = 3{,}32$.

W takim stosunku przeceniono bowiem ciężar właściwy powietrza wskutek przyjęcia zbyt nizkiej temperatury; każdej zaś zmianie ciśnienia odpowiada zmiana wysokości odwrotnie proporcjonalna do ciężaru właściwego powietrza, stąd odczytana prędkość wznoszenia musi być powiększona w takim stosunku, w jakim pozostaje przyjęty teoretycznie ciężar właściwy powietrza do faktycznego. Według wzoru, przy ciśnieniu 462 mm. i 0^0 C, ciężar właściwy powietrza $\gamma = 1{,}252 \cdot \frac{462}{762} \cdot \frac{283}{273} = 0{,}788$.



Rys. 5. Poprawiony wykres wysokości.

Wysokość, która w „normalnych" warunkach odpowiada temu ciężarowi właściwemu, może być najłatwiej odczytana z rys. 4-go. Wartości $\gamma = 0{,}788$ odpowiada tam rzędna 4300 m. środkowej (grubo nakreślonej) krzywej. Poprawiona krzywa wznoszenia musi zatem tak być nakreślona, ażeby w punkcie, odpowiadającym wysokości 4300 m, pochylenie stycznej dawało prędkość 3,32 m/sek.

Poprawiony wykres wznoszenia powstaje w ten sposób, że dla momentów, w których barogram wskazuje np. 1000, 2000, 3000, 4000 i 5000 m. powtarza się opisany rachunek. Wynika stąd następujący rezultat:

Odczytana wysokość	1000	2000	3000	4000	5000
„ prędkość	6,67	5,33	4,17	3,20	2,67
Poprawiona „	6,98	5,56	4,36	3,32	2,77
„ wysokość	1500	2400	3400	4300	5300

Na rys. 5 przedstawione jest całe postępowanie dla naszego przykładu, przyczem zaznaczono ponownie pierwotną (niepoprawioną) krzywą z rys. 3 oraz (grubiej wyciągniętą) krzywą poprawioną. Dwie krzywe pomocnicze, nakreślone kreskami i punktami, dają odnośne wartości $273 + t = T$ i $273 + t' = T'$, to jest absolutne wartości temperatury zmierzonej i „normalnej"; przerywana linja przedstawia przebieg zmian ciśnienia. Poprawiony wykres wznoszenia składa się z prostolinjowych odcinków, łączących punkty oznaczone kółeczkami, dla których zostały wykonane obliczenia poprawkowe. Widzimy, że różnice pomiędzy pierwotną i poprawioną krzywą mogą być dosyć znaczne: w „normalnym" dniu i w „normalnem" miejscu samolot osiągnąłby największą wysokość 5700 m. w ciągu 22 minut w przeciwstawieniu do bezpośrednio odczytanej wartości 5400 m. w tym samym czasie. [1])

Tablica liczbowa 2.

Ciężar właściwy γ w kg/m³ i gęstość powietrza $m = \gamma : g$ dla wysokości od 0 do 8000 m przy ciśnieniu na ziemi 762 mm i gradjencie temperatury 0,5° na 100 m.

Wysokość w metrach	Temperat. ziemi 0°C			Temperat. ziemi 10° C			Temperat. ziemi 20°C		
	Temperatura	γ	$\gamma : g = m$	Temperatura	γ	$\gamma : g = m$	Temperatura	γ	$\gamma : g = m$
0	0°	1,298	0,132	10°	1,252	0,128	20°	1,210	0,123
1000	—5°	1,165	0,119	5°	1,129	0,115	15°	1,094	0,112
2000	—10°	1,044	0,106	0°	1,015	0,104	10°	0,988	0,101
3000	—15°	0,933	0,095	— 5°	0,911	0,093	5°	0,890	0,091
4000	—20°	0,833	0,085	—10°	0,816	0,083	0°	0,800	0,082
5000	—25°	0,741	0,076	—15°	0,730	0,074	— 5°	0,719	0,073
6000	—30°	0,658	0,067	—20°	0,651	0,066	—10°	0,644	0,066
7000	—35°	0,583	0,059	—25°	0,579	0,059	—15°	0,575	0,059
8000	—40°	0,515	0,053	—30°	0,514	0,052	—20°	0,513	0,052

[1]) O poprawkach do wykresów wznoszenia traktuje rozprawa autora w Zeitschr. f. Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1917, zeszyt 23/24, str. 173 — 177. Dalsze rozważania w tej dziedzinie zawiera książka: W. Meissner, Entfernungs- und Höhenmessung in der Luftfahrt. Braunschweig: Vieweg 1922.

Gęstością powietrza nazywamy iloraz ciężaru właściwego powietrza przez przyśpieszenie ziemskie $g = 9{,}81$ m/sek^2. Przy 10^0 C i 762 mm. ciśnienia gęstość powietrza wynosi więc $\frac{\gamma_0}{g} = \frac{1{,}252}{9{,}81} = 0{,}128$, to jest około $^1/_8$.

Liczbę tę zanotujemy sobie tu, jako przeciętną wartość gęstości powietrza przy ziemi. Gęstości powietrza dla większych wysokości są podane na tablicy liczbowej 2 obok wartości ciężaru właściwego.

Iloraz $\gamma : g$ czyli gęstość powietrza będziemy stale nadal oznaczali literą m. Iloraz ten oznacza tedy wielkość zmienną, która dla powietrza przy ziemi w zwykłych warunkach ma wartość $^1/_8$ (gdy obierzemy jako jednostki miary metr i kilogram), a na większych wysokościach spada do połowy tej wartości, a nawet jeszcze niżej. We wszystkich wzorach i obliczeniach nauki o locie gęstość powietrza odgrywa bardzo ważną rolę.

Podajemy tutaj jeszcze przeciętne dane, dotyczące spadku gęstości powietrza w miarę wznoszenia w normalnych warunkach (10^0 C i 762 mm. przy ziemi, $0{,}5^0$ C spadku temperatury na 100 m). Gęstość powietrza, mierzona w procentach gęstości normalnej przy ziemi, wynosi:

na wysokości	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000m
gęstość	90	81	73	65	58	52	46	41%

3. Ruch powietrza, ciśnienie prędkości.

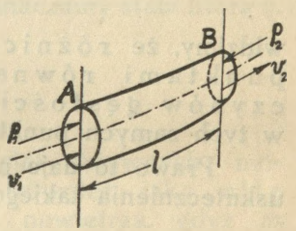
Mówiliśmy w rozdz. 1-ym o zmianach ciśnienia powietrza zależnie od wysokości; podane tam prawa obowiązują zarówno dla powietrza w spoczynku, jak również dla powietrza pozostającego w ruchu jednostajnym (przy wietrze). Na ogół dla celów naszych będzie wystarczające rozważać tylko takie ruchy jednostajne. Specjalnie jednak w najbliższem otoczeniu samolotu mamy do czynienia z innem zjawiskiem, które wymaga tutaj bliższego omówienia. Wskutek ruchu samolotu, jak wogóle wskutek ruchu każdego ciała w powietrzu, cząsteczki powietrza w najbliższem otoczeniu są wprawiane w ruch

niejednostajny. Cząsteczki bowiem, leżące w pobliżu ciała, muszą być albo unoszone z pełną prędkością, albo też z odpowiednią prędkością wypychane na boki; natomiast ruch dalej leżących cząstek stopniowo zanika. W związku z tym niejednostajnym rozkładem prędkości pozostaje niejednostajny rozkład ciśnienia; zobaczymy wkrótce, że np. na dolnej powierzchni płata nośnego samolotu ciśnienie jest zawsze większe, niż na górnej, — zjawisko to jest zresztą podstawą możliwości lotu.

Związek pomiędzy zmianami ciśnienia i prędkości jest oparty na podstawowem prawie mechaniki:

siła = masa × przyspieszenie.

Aby łatwiej zrozumieć zjawiska, mające miejsce przy locie płatowca, wyobraźmy sobie, że ten ostatni jest nieruchomy i że dmie na niego w kierunku poziomym prąd powietrza. Ruch powietrza jest wtedy „trwały", to znaczy, że w określonem miejscu dzieje się stale to samo: wprawdzie ciśnienie i prędkość zmieniają się od punktu do punktu, w każdym poszczególnym jednak punkcie pozostają one niezmienne i niezależne od czasu.



Rys. 6. Element strugi.

Wyobraźmy sobie teraz (rys. 6) szereg cząsteczek powietrza, płynących jedna za drugą po linji prostej albo mało zakrzywionej, których prędkość wzrasta od v_1 do v_2 na odcinku AB o długości l. Sprobujmy wyrazić siły, działające na te cząsteczki, oraz ich masę i przyśpieszenie. Przypuśćmy, że ciśnienie w A wynosi p_1, ciśnienie w B — odpowiednio p_2, a poprzeczny przekrój „strugi" powietrza jest równy f. W takim razie w kierunku ruchu działa siła $p_1 . f$, w przeciwnym—siła $p_2 . f$, a stąd wypadkowa siła, działająca na rozpatrywane cząsteczki powietrza, równa się $(p_1 - p_2) f$. Objętość rozważanego elementu strugi wynosi $f . l$, masa więc $m . f . l$, ponieważ m oznacza gęstość powietrza czyli masę jednostki objętości. Pozostaje więc tylko wyznaczyć wielkość przyśpieszenia.

Przyśpieszenie jest to przyrost prędkości w jednostce czasu. Założyliśmy, że prędkość wzrasta na odcinku l od v_1 do v_2. W ciągu jakiego czasu następuje to zwięk-

szenie? Jeżeli przypuścimy, że średnia prędkość wynosi $\frac{v_1+v_2}{2}$, to czas równa się ilorazowi drogi przez tę średnią prędkość:

$$l : \frac{v_1+v_2}{2} = \frac{2l}{v_1+v_2},$$

a stąd przyśpieszenie wypadnie:

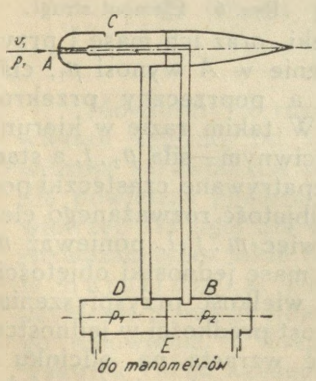
$$(v_2-v_1) : \frac{2l}{v_1+v_2} = \frac{v_2^2-v_1^2}{2l}.$$

Mnożąc to wyrażenie przez masę $m.f.l$, otrzymamy $m.f.\frac{v_2^2-v_1^2}{2}$, i ten iloczyn masy przez przyśpieszenie musi być równy sile wypadkowej $(p_1-p_2)f$, skąd po skróceniu przez f otrzymamy:

$$p_1-p_2 = m\frac{v_2^2-v_1^2}{2} = m\frac{v_2^2}{2} - m\frac{v_1^2}{2};$$

widzimy, że różnica ciśnień pomiędzy dwoma punktami równa się połowie różnicy iloczynów gęstości przez kwadraty prędkości w tych samych punktach.

Prawo to daje nam sposób mierzenia prędkości. Do uskutecznienia takiego pomiaru służy nam t. zw. prędkościomierz, którego schemat przedstawia rys. 7. Mierzenie prędkości sprowadza się tutaj do pomiaru ciśnienia (podobnie jak mierzenie wysokości przy pomocy barometru). Przyrząd zostaje ustawiony w taki sposób, aby koniec A znajdował się w miejscu, w którem chcemy zmierzyć ciśnienie tam panujące p_1, i na tej podstawie określić nieznaną prędkość v_1. Od punktu A prowadzi rurka, która zagina się pod kątem prostym i uchodzi do komory B (rys. 7).



Rys. 7. Prędkościomierz.

W rurce tej prędkość cząsteczek powietrza zanika bardzo prędko tak, że należy przyjąć $v_2 = 0$; występuje wskutek tego wzrost ciśnienia, który można zmierzyć przy pomocy przyłączonego w B manometru. Znając ciśnienia p_2 i p_1, można obliczyć szukaną prędkość v_1 z równania:

$$p_2 - p_1 = m \frac{v_1^2}{2}.$$

Równanie ostatnie różni się od poprzedniego tylko tem, że założono $v_2 = 0$. Przyrząd przedstawiony na rys. 7, jest pozatem tak urządzony, że umożliwia jednocześnie mierzenie p_1 za pomocą włączonego w D drugiego manometru (ciśnienie p_1 przenosi się z otworu C do D); można nawet bezpośrednio mierzyć różnicę $p_2 - p_1$, jako różnicę ciśnień na przegrodzie pomiędzy B i D.

Dla oznaczenia bardzo często występującego w teorji lotnictwa iloczynu gęstości powietrza przez połowę kwadratu prędkości, wprowadzono osobny termin; nazywamy go c i ś n i e n i e m p r ę d k o ś c i i oznaczamy stale literą q:

$$q = m \frac{v^2}{2}.$$

Nawiązując do pojęć mechaniki ciał sztywnych, możemy określić ciśnienie prędkości również jako s i ł ę ż y w ą j e d n o s t k i o b j ę t o ś c i powietrza, gdyż m oznacza masę jednostki objętości. Jednostką q, podobnie jak jednostką ciśnienia powietrza, jest kg. na jednostkę powierzchni, a więc w dalszym ciągu zawsze kg/m^2. Naprzykład prędkości $v = 40$ m/sek przy normalnej gęstości powietrza $m = {}^1/_8$ odpowiada ciśnienie prędkości

$$\frac{1}{8} \cdot \frac{1600}{2} = 100 \text{ kg/m}^2.$$

Ponieważ możemy uważać zawsze gęstość powietrza za znaną, więc c i ś n i e n i e q j e s t d l a n a s p o p r o s t u m i a r ą p r ę d k o ś c i, podobnie jak wysokość słupa rtęci jest miarą ciśnienia powietrza. Możemy łatwo wyrobić sobie bardziej poglądowe pojęcie ciśnienia prędkości.

Wyobraźmy sobie mianowicie, że w prąd powietrza, poruszającego się z prędkością v, wstawione jest jakiekolwiek ciało. Na przedniej stronie tego ciała znajdzie się takie miejsce, w którem napływające strugi powietrza rozdzielają się, i w miejscu tem prędkość musi być równa zeru. Nadwyżka ciśnienia, która w tem miejscu powstaje, jest właśnie ciśnieniem q, odpowiadającem prędkości v, jak to z poprzedniego objaśnienia wynika. Dla ułatwienia przeliczeń podane są w tablicy liczbowej 3 ciśnienia prędkości, obliczone ze wzoru $q = m\frac{v^2}{2}$ dla rozmaitych wartości m i v. Obrano przytem gęstości ze środkowej kolumny tablicy liczbowej 2, a więc wartości odpowiadające wzniesieniom od 0 do 6000 m. przy temperaturze ziemi 10^0 i przy spadku temperatury $0{,}5^0$ na 100 m.

Tablica liczbowa 3.

Ciśnienie prędkości w kg/m² dla rozmaitych prędkości i gęstości powietrza. (Obok gęstości powietrza podano odpowiednie wysokości, przyczem przyjęto, że ciśnienie na ziemi wynosi 762 mm, temperatura przy ziemi 10^0 C i gradjent temperatury — $0{,}5^0$ C na 100 m).

Prędkość		Ciśnienie prędkości dla wysokości h nad poziomem morza wzgl. dla gęstości powietrza m.						
v m/sek	V km/godz.	$m = 0{,}128$ $h = 0$ m	0,115 1000 m	0,104 2000 m	0,093 3000 m	0,083 4000 m	0,074 5000 m	0,066 6000 m
0	0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
5	18	1,60	1,44	1,30	1,16	1,04	0,93	0,83
10	36	6,40	5,75	5,20	4,65	4,15	3,70	3,30
15	54	14,40	12,94	11,70	10,46	9,34	8,33	7,43
20	72	25,60	23,00	20,80	18,60	16,60	14,80	13.20
25	90	40,00	35,94	32,50	29,06	25,94	23,13	20,63
30	108	57,60	51,75	46,80	41,85	37,35	33,30	29,70
35	126	78.40	70,44	63,70	56,96	50,84	45,32	40,43
40	144	102,40	92,00	83,20	74,40	66,40	59,20	52,80
45	162	129,60	116,44	105,30	94,16	84,04	74,92	66,82
50	180	160,00	144,00	130,00	116,00	104,00	92,50	83,00
55	198	193,60	173,94	157,30	140,66	125,54	111,92	99,83
60	216	230,40	207,00	187,20	167,40	149,40	133,20	118,80
65	234	270,40	242,94	219,70	196,46	175,34	156,32	139,43
70	252	313,60	281,75	254,80	227,85	203,35	181,30	161,70

Bibl... bront K. Świercz...

Jeżeli wprowadzimy oznaczenie q do wyżej wyprowadzonego wzoru na różnicę ciśnień, to otrzymamy $p_1 - p_2 = q_2 - q_1$ albo

$$p_1 + q_1 = p_2 + q_2;$$

znaczy to, że suma ciśnienia p i ciśnienia prędkości q jest stała we wszystkich miejscach poruszającej się strugi powietrza. W naszych zagadnieniach, związanych z lotnictwem, łatwo można wykazać, że suma ta jest nawet dla wszystkich strug jednakowa (tak np. przy ruchu samolotu można uważać, że w dostatecznej odległości od aparatu jest $q = 0$, przyczem p można uważać za stałe); w przypadkach takich mówimy, że suma ciśnienia p i ciśnienia q jest wogóle stała: im większa jest w jakiemkolwiek miejscu prędkość, a więc i ciśnienie prędkości, o tyle mniejsze jest rzeczywiste ciśnienie powietrza — i naodwrót. To twierdzenie pozwala nam w wielu razach lepiej zrozumieć powstawanie rozmaitych oddziaływań powietrza.

Jakkolwiek ważna jest wyprowadzona zależność, nie można jednak przypisywać jej bardziej szerokiego znaczenia, niż to, które wynika z samego wywodu. Przyjęliśmy w dowodzeniu, iż oprócz sił ciśnienia $p_1 . f$ i $p_2 . f$ nie działają na cząsteczki powietrza żadne inne siły. Nie jest to zupełnie ścisłe, ponieważ powietrze w ruchu okazuje w pewnym stopniu własności cieczy lepkiej, w której działają jeszcze rozmaite siły wewnętrzne, podobne do tarcia ciał sztywnych. Z tego powodu twierdzenie nasze nie sprawdza się dokładnie w tych przypadkach, w których lepkość gra większą rolę. Przy zastosowaniu twierdzenia należy ponadto pamiętać, że było ono wyprowadzone w założeniu, iż ruch powietrza jest trwały, t. j. że w jednem i tem samem miejscu przestrzeni trwa stale taka sama prędkość. Musimy więc zawsze wyobrażać sobie, że ciało badane (np. samolot) jest nieruchome i podlega działaniu prądu powietrza (tak bywa w rzeczywistości przy próbach w tunelach aerodynamicznych); w miejscach, gdzie napływające cząsteczki powietrza są zahamowane i mają małą prędkość, ciśnienie odpowiednio wzrasta.

Z różnicami ciśnienia w otoczeniu samolotu związane są również różnice gęstości, jak to wynika z naszych rozważań w rozdz. 2-im. Z następującego przykładu

przekonamy się jednak, że są to różnice nader nieznaczne. Znaleźliśmy powyżej, że przy dość pokaźnej prędkości 40 m/sek. albo 144 km/godz. ciśnienie prędkości wynosi 100 kg/m^2 = 0,01 kg/cm^2 = 0,01 at. Ponieważ zwykłe ciśnienie powietrza wynosi mniej więcej 1 at, więc przyrost ciśnienia, spowodowany ciśnieniem prędkości, wynosi zaledwie 1%; z drugiej strony gęstość jest proporcjonalna do ciśnienia (porównaj rozdz. 2), a więc i ona mogłaby wzrosnąć tylko o 1%. Takie różnice możemy pomijać, dlatego też będziemy w dalszym ciągu uważać gęstość powietrza w bezpośredniem sąsiedztwie samolotu za stałą.

4. Wzory na opór powietrza, powierzchnia szkodliwa.

Wykazaliśmy, że jeśli ciało porusza się w powietrzu z pewną prędkością v, to w jego bezpośredniem otoczeniu powstają różnice ciśnienia. Wogóle ciśnienie jest wtedy większe na przedniej stronie ciała, na tylnej zaś mniejsze tak, że powstaje stąd siła wypadkowa, która przeciwdziała ruchowi i którą nazywamy oporem powietrza.

Wielkość tego oporu, który przeciwdziała ruchowi ciała w powietrzu, może być wyznaczona z następującego wzoru:

(a) $$R = z \cdot m \cdot F \cdot v^2.$$

Tutaj oznaczają:

R — opór powietrza w kg.
m — gęstość powietrza (normalnie $^1/_8$)
F — pole rzutu ciała na płaszczyznę prostopadłą do kierunku ruchu, w m^2
v — prędkość ciała względem powietrza w m/sek.
z — spółczynnik oporu powietrza (liczba oderwana).

Wzór (a) wskazuje więc, że opór powietrza wzrasta proporcjonalnie do gęstości powietrza, do pola rzutu ciała na płaszczyznę prostopadłą do kierunku ruchu i do kwadratu prędkości.

Istotna myśl wzoru powyższego polega na tem, że spółczynnik z zależy tylko od kształtu ciała (w szcze-

gólności od kształtu jego przekroju) oraz od właściwości jego powierzchni. Zależność ta zachodzi niewątpliwie, i zajmiemy się nią obszerniej w dalszym ciągu. Najpierw jednak musimy zdać sobie sprawę, w jakim stopniu uprawnione jest założenie, że spółczynnik z nie zależy od pozostałych wielkości, t. j. gęstości m, pola F i prędkości v.

a) Przyjmujemy, że spółczynnik pozostaje niezmienny, jeśli zmienia się tylko gęstość powietrza, a pozatem wszystko pozostaje bez zmiany. Założenie to można uważać za dostatecznie uzasadnione przez doświadczenie.

b) Przyjmujemy, że spółczynnik pozostaje niezmienny, jeśli zmienia się tylko wielkość ciała, a więc i pole jego rzutu, pozatem zaś wszystko pozostaje bez zmiany (w szczególności kształt ciała).

To założenie nie sprawdza się zupełnie ściśle. Opiera się ono na przypuszczeniu, że nietylko kształt ciała, ale też i p o s t a ć o p ł y w u powietrza dokoła ciała, czyli postać torów cząsteczek powietrza wypychanych przez ciało pozostaje geometrycznie podobna. Istnieje jednak prawo aeromechaniki, które uzasadnimy w rozdz. 6-ym, głoszące, że podobieństwo kształtów opływów istnieje tylko wówczas, gdy zmianie wymiarów linjowych ciała towarzyszy zmiana prędkości w s t o s u n k u o d w r o t n y m. Tak np. kula o średnicy 10 cm na ten sam spółczynnik oporu, co kula o średnicy 5 cm, jeśli w drugim przypadku prędkość jest dwa razy większa, niż w pierwszym, (P r a w o p o d o b i e ń s t w a, porównaj niżej pod c), a następnie rozdz. 6). Jeżeli natomiast badamy dwie kule „chropowate", wykonane z tego samego materjału, albo przynajmniej o jednakowych własnościach powierzchni, to spółczynnik oporu większej kuli jest jednak n i e c o mniejszy. Można to objaśnić w ten sposób, że większe ciała o tych samych własnościach powierzchni co mniejsze, muszą być uważane właściwie za m n i e j c h r o p o w a t e, ponieważ te same nierówności powierzchni w stosunku do większych wymiarów odgrywają mniejszą rolę. Dlatego próby, dokonywane na zmniejszonych modelach w pracowniach doświadczalnych, dają stale trochę mniej korzystne wyniki, niż obserwacje na prawdziwych samolotach.

c) Przyjmujemy wreszcie, stosując wzór powyższy,

że spółczynnik z pozostaje niezmienny, jeśli zmienia się tylko p r ę d k o ś ć, a wszystko inne pozostaje jednakowe.

To założenie posiada tylko n a d e r o g r a n i c z o n y zakres stosowalności. Jeśli przy doświadczeniu z określonem ciałem będziemy zwiększać stopniowo prędkość, to spółczynnik oporu powietrza zwykle najpierw maleje, następnie wzrasta, dalej znów zmniejsza się prędzej lub wolniej i osiąga wreszcie w przybliżeniu stałą wielkość, którą zachowuje aż do prędkości około 100 m/sek; przy większych prędkościach następuje znowu powiększenie spółczynnika, które jednak nabiera znaczenia dopiero przy prędkości około 300 m/sek, a więc nie odgrywa roli w technice lotniczej, lecz tylko w balistyce i t. p. Ze względu na prawo podobieństwa, wzmiankowane pod b), można otrzymać taki sam szereg wartości spółczynnika oporu, jeśli zamiast powiększać prędkość będziemy zmniejszać wymiary badanych ciał. Bardziej szczegółowe wyjaśnienia znajdzie czytelnik w rozdz. 6-ym.

Jak widzimy, podane wyżej równanie na R może być uważane za „wzór na opór powietrza" tylko w sensie ograniczonym. Gdyby bowiem spółczynnik z nie był stały, lecz naprzykład rósł proporcjonalnie do prędkości, to opór powietrza wzrastałby nie proporcjonalnie do kwadratu, lecz do sześcianu prędkości. Znaczy to, że wzór ten właściwie nic nie daje, o ile nie jest uprawnione założenie, że spółczynnik oporu przy danym kształcie ciała pozostaje niezmienny. Istotnie ścisły wzór na opór powietrza musiałby jeszcze wyrażać dokładną zależność spółczynnika z od wszystkich wielkości, wchodzących w grę. Pomimo to wzór (a) oddaje w technice lotniczej duże praktyczne usługi, ponieważ przynajmniej w bardzo wielu przypadkach można przyjmować, że z posiada wartość w p r z y b l i ż e n i u s t a ł ą; jest to mianowicie ta wartość, którą „zmienna" z przybiera, gdy prędkość zawiera się w granicach użytecznych dla techniki, t. j. od 20 do 100 m/sek. (porówn. jeszcze rozdz. 6).

Często, w szczególności w Niemczech, pisze się wzór na R trochę inaczej, mianowicie zamiast dotychczasowego spółczynnika wprowadza się t. zw. „normalny spółczynnik oporu" C. Przypomnijmy sobie, że w rozdziale 3 wprowadziliśmy dla iloczynu $m\frac{v^2}{2}$ nazwę „ciśnienie prędkości"

i oznaczyliśmy go literą q; możemy więc zamiast wzoru (a) wyrazić R wzorem: $R = 2\ z\,.\,q\,.\,F$, albo jeszcze inaczej:

$$\text{(b)} \qquad R = C\,.\,\frac{q}{100}\,.\,F,$$

przyczem C oznacza 200 z.

Równanie (b) w stosunku do (a) nie zawiera naturalnie nic nowego, żadnych nowych odkryć ani założeń. Używa się wzoru (b) tylko dlatego, że jest on nieco dogodniejszy w zastosowaniu, co zaraz wyjaśnimy.

Po pierwsze, mówiliśmy już w rozdz. 3-im, że przy doświadczeniach bywa mierzone nie v, lecz właśnie q; jeśli więc chcemy w jakimś poszczególnym przypadku określić v, to trzeba jeszcze osobno zmierzyć gęstość m, ażeby następnie według m i q obliczyć prędkość v. Jeśli jednak przeprowadzono doświadczenie tylko w celu określenia spółczynnika z, albo, co na jedno wychodzi, spółczynnika $C = 200\ z$, to jest widoczne, iż nie potrzeba wcale obliczać v. Wystarcza podzielić wymierzony opór powietrza przez pole rzutu ciała na płaszczyznę prostopadłą do kierunku ruchu i przez setną część ciśnienia prędkości; iloraz jest według wzoru (b) równy poszukiwanemu C.

Po drugie, można liczbie C nadać proste znaczenie, jeśli się zauważy (porówn. tablicę liczbową 3), że przy normalnej gęstości powietrza $m = {}^1/_8$ i prędkości 40 m/sek ciśnienie prędkości wynosi akurat 100 (mianowicie $40\,.\,40 : 2\,.\,8 = 100$). A więc spółczynnik C równa się oporowi powietrza (w kg/m^2), przypadającemu na jednostkę pola przy prędkości 40 m/sek = 144 km/godz. i przy normalnej gęstości powietrza. W ogólności C oznacza opór, przypadający na jednostkę pola rzutu ciała na płaszczyznę prostopadłą do kierunku ruchu — w procentach ciśnienia prędkości. Niech będzie np. spółczynnik $z = 0{,}4$, czyli $C = 80$; w takim razie opór powietrza wynosi 80 kg/m^2 przy prędkości 40 m/sek i normalnej gęstości powietrza; ogólnie zaś, to znaczy przy dowolnej prędkości, opór na jednostkę pola wynosi $80\,{}^0/_0$ ciśnienia prędkości. Z ostatniej uwagi wynika ponadto, że C, a także z są liczbami oderwanemi, co można naturalnie stwierdzić także

bezpośrednio z pierwszego wzoru na opór powietrza. Jest obojętne, w jakich jednostkach mierzymy długości i ciężary: C i z są niezależne od wyboru jednostek miary. W najczęściej spotykanych przypadkach C jest mniejsze od 100.

Nakoniec omówimy jeszcze trzecią postać wzoru na opór powietrza, której przypisywana bywa często większa poglądowość. W tem dalszem przekształceniu wzoru nie znajdziemy także nic zasadniczo nowego; nie należy dać się tu wprowadzić w błąd przez nowe pojęcie, które teraz wprowadzimy, a które nosi nazwę „powierzchnia szkodliwa".

Dla płaskiej tarczy, poruszanej w powietrzu prostopadle do swej płaszczyzny, spółczynnik z ze wzoru (a) wynosi od 0,6 do 0,7, średnio 0,65, jeżeli kontur jej nie wiele różni się od kwadratu lub koła. Można sprowadzić opór powietrza dowolnego ciała do oporu takiej tarczy, jeżeli tylka we wzorze (a) zamiast pola rzutu tego ciała i spółczynnika z, wprowadzić pole odpowiednio dobranej płyty zastępczej i spółczynnik 0,65. Powierzchnią szkodliwą nazywamy właśnie pole takiej płytki, która, poruszając się prostopadle do swej płaszczyzny, doznawałaby tego samego oporu, co dane ciało. Innemi słowy: wyobrażamy sobie kwadratową lub okrągłą płytkę, której wymiar jest tak dobrany, że doznaje ona takiego samego oporu, jak ciało badane. Oznaczmy przez f wielkość powierzchni szkodliwej, odpowiadającej rzutowi F pewnego ciała na płaszczyznę prostopadłą do kierunku ruchu, to 0,65 f musi być równe $z \,.\, F$, a więc $f = z \,.\, F : 0{,}65$.

Przykład: weźmy pod uwagę pręt cylindryczny, dla którego $F = 0{,}08$ m^2 i spółczynnik $z = 0{,}5$; powierzchnia szkodliwa wyniesie tu:

$$f = \frac{z \,.\, F}{0{,}65} = \frac{0{,}5 \,.\, 0{,}08}{0{,}65} = 0{,}062 \text{ m}^2.$$

Wzór na opór powietrza $R = z \,.\, m \,.\, F \,.\, v^2$ przybierze teraz postać:

(c) $$R = 0{,}65 \,.\, m \,.\, f \,.\, v^2 \quad \text{albo} \quad R = 1{,}30 \,.\, f \,.\, q.$$

Jeżeli wprowadzimy do pierwszego z tych równań

wartość normalną gęstości m, mianowicie $^1/_8$, to otrzymamy:

$$R = 0{,}08 \,.\, f \,.\, v^2.$$

Ażeby znaleźć powierzchnię szkodliwą f jakiegoś określonego ciała, trzeba naturalnie znać wartość odnośnego spółczynnika z. Wprowadzenie pojęcia powierzchni szkodliwej ma na celu jedynie większe uzmysłowienie zjawisk. Wartości liczbowe dla z, C i $f:F$ poznamy w następnym rozdziale.

5. Opór powietrza dla rozmaitych ciał.

Najpierw podamy przykład, na którym się przekonamy, jak wielką rolę odgrywa opór powietrza przy budowie samolotów.

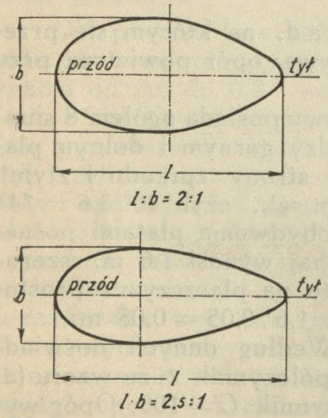
Płatowiec t. zw. dwusłupkowy posiada ogółem 8 słupków, to znaczy połączeń pomiędzy górnym i dolnym płatem (mianowicie po 2 z każdej strony zprzodu i ztyłu). Niech prędkość lotu wynosi 40 m/sek, czyli $40 \,.\, 3{,}6 = 144$ km/godz. Odległość pomiędzy obydwoma płatami nośnemi, równa długości słupka, niechaj wynosi 1,6 m, szerokość — 5 cm, zatem pole rzutu na płaszczyznę prostopadłą do kierunku ruchu będzie $1{,}6 \,.\, 0{,}05 = 0{,}08$ m^2.

a) Słupek okrągły. Według danych doświadczalnych dla długich cylindrów spółczynnik z ze wzoru (a) wynosi przeciętnie 0,5, a spółczynnik $C = 100$. Opór wynosi więc przy normalnej gęstości powietrza — według wzoru (a):

$$R = 0{,}5 \,.\, ^1/_8 \,.\, 0{,}08 \,.\, 40 = 8{,}0 \text{ kg}.$$

Dla wszystkich 8 słupków razem $R = 8{,}0 \,.\, 8 = 64$ kg. Ileż potrzeba koni mechanicznych (KM) dla przezwyciężenia tego oporu? Niezbędna moc wynosi 64 kg. 40 m/sek = 2560 kgm/sek. Ponieważ 1 KM = 75 kgm/sek, więc śmigło musi tu dostarczyć $2560 : 75 = 34{,}2$ KM. Około 30% mocy silnika marnuje się jednak w samem śmigle, a tylko ok. 0,7 tej mocy jest użytecznie wyzyskane (por. rozdz. 15). Przeto istotna moc silnika potrzebna do przezwyciężenia samego tylko oporu słupków wynosi $34{,}2 : 0{,}70 = 48{,}7$ KM. Widzimy, że chodzi tutaj o znaczną część rozporządzalnej mocy silnika.

b) Słupek owalny (o profilu „kroplowym"). Ze względów wytrzymałościowych stosunek wysokości do szerokości przekroju słupka powinienby wynosić 1 : 1 (ponieważ słupek narażony jest ze wszystkich stron jednakowo na wyboczenie). Ze względu jednak na opór powietrza profil wydłużony w stosunku 3 : 1 albo 2 : 1 jest znacznie korzystniejszy. Stosowane są zwykle rury owalne (rys. 8) o profilu z jednej strony nieco zaostrzonym, przyczem stosunek długości do szerokości bywa około 2 : 1 lub 2,5 : 1. Przy takim profilu spółczynnik z ze wzoru (a) będzie 6 do 10 razy mniejszy niż spółczynnik dla przekroju kołowego, a więc będzie wynosił od 0,05 do 0,08 (por. tablicę liczbową 4, str. 32). Z tego wynika, że moc silnika potrzebna do przezwyciężenia oporu 8 słupków, będzie wynosić zamiast 50 KM zaledwie 5 do 8 KM. Taka moc nie ma wielkiego znaczenia, natomiast poświęcenie na sam opór słupków 50 KM byłoby w danym razie zupełnie niedopuszczalne.



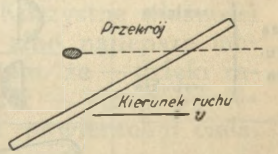
Rys. 8. Rury owalne.

Następstwem zastosowania rur okrągłych nie osłoniętych oprofilowaniem owalnem byłoby odpowiednie zredukowanie prędkości lotu z 40 m/sek. na mniejszą. Gdybyśmy przyjęli w poprzednim przykładzie prędkość 20 m/sek, to mielibyśmy dla jednego okrągłego słupka $R = 0{,}5 \cdot {}^{1}/_{8} \cdot 0{,}08 \cdot 20 \cdot 20 = 2{,}0$ kg, dla wszystkich słupków razem $R = 16{,}0$ kg, potrzebna więc moc na śmigle wynosiłaby $20 \cdot 16 : 75 = 4{,}27$ KM, a moc silnika $4{,}27 : 0{,}70 = 6{,}1$ KM. Przy dzisiaj spotykanych powszechnie większych prędkościach (40 do 60 m/sek) słupki cylindryczne byłyby niemożliwe do zastosowania. Opór powietrza rośnie z kwadratem prędkości, moc potrzebna do przezwyciężenia tego oporu — z trzecią potęgą prędkości, a więc zwiększenie tej ostatniej np. z 40 do 50 m/sek wymaga zwiększenia mocy w stosunku $5^3 : 4^3 = 125 : 64 = 1{,}96$. Jeśli się jednak przejdzie równocześnie od rur okrągłych do owalnych, to zużycie mocy zredukuje się do jakichś 10 KM lub

nieco więcej. Przy budowie samolotów stosuje się dzisiaj w rzeczy samej tylko rury owalne lub okrągłe oprofilowane na owal.

Linki i cienkie rurki mają większy spółczynnik oporu, niż rury o większych wymiarach przy tym samym przekroju. Dla linek oprofilowanych spółczynnik oporu powietrza wynosi mniej więcej dwa razy tyle, co dla rury owalnej, a więc od 0,10 do 0,16. Zwykle jednak linki nie bywają oprofilowane, tylko zachowują swój kształt okrągły, przyczem spółczynnik z wynosi od 0,5 do 0,6, a spółczynnik C — od 100 do 120. Czasami także, szczególniej w Anglji, stosuje się zamiast zwykłych drutów i kabli specjalnie profilowane taśmy stalowe, dla których spółczynnik z wynosi około 0,20; nie okazały się one jednak praktycznemi, bo dokładne ustawienie ich w kierunku lotu nastręcza spore trudności.

Jeżeli rura cylindryczna albo okrągła linka nie są ustawione prostopadle do kierunku ruchu, lecz nachylone pod kątem ostrym, jak na rys. 9, to doświadczenia dają dla nich dużo mniejsze spółczynniki oporu, niż normalnie dla profilu kołowego, a nawet takiego eliptycznego, jaki powstaje, gdy przetniemy rurę równolegle do kierunku ruchu. O ile kąt nachylenia osi rury do kierunku ruchu wynosi np. 30^0 (przyczem powstaje przekrój eliptyczny o dużej osi dwa razy większej od małej), to opór wynosi według angielskich doświadczeń tylko 30% oporu rury cylindrycznej ustawionej normalnie. Natomiast normalnie ustawiona rura eliptyczna o stosunku osi 2:1 doznaje około 50% oporu rury okrągłej. Wnioskujemy stąd, że ukośne ustawienie kolejnych przekrojów w stosunku do kierunku ruchu zmniejsza pokaźnie opór.

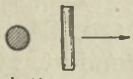
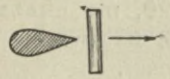
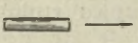
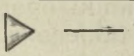
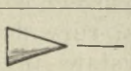
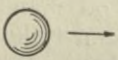
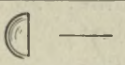
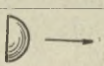
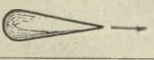
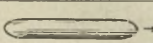
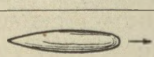


Rys. 9. Słupek pochylony

Spółczynniki oporu powietrza dla ciał rozmaitych kształtów są zestawione w tablicy liczbowej 4. Z tego, cośmy mówili w rozdziale poprzednim o zmienności spółczynników oporu powietrza, wynika, że dane tej tablicy muszą być uważane tylko za grube przybliżenie. W rzeczywistości spółczynniki oporu zależą, jak wiemy, w pewnym stopniu od prędkości, wielkości ciała i t. d.; ponadto jednak trzeba stwierdzić, że wyniki rozmaitych labo-

Tablica liczbowa 4.

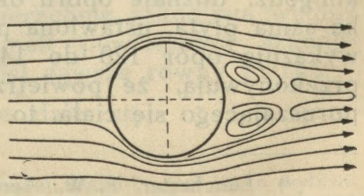
Opór powietrza dla ciał o rozmaitych kształtach.

Kształt ciała (⟶ oznacza kierunek ruchu)		Spółczynnik z	Spółczynnik $C = 200\,z$	Powierzchnia szkodliwa
Płaska cienka płytka (o mniej więcej równej długości i szerokości) poruszana prostopadle do swej płaszczyzny		0,60 do 0,70	120 do 140	0,92 F do 1,08 F
Walec kołowy poruszany prostopadle do osi. Długość wielka w stosunku do średnicy.	 Przekrój	0,4 do 0,5	80 do 100	0,62 F do 0,77 F
Walec o przekroju owalnym (t. zw. kroplowym)	 Przekrój	0,04 do 0,08	10 do 16	0,08 F do 0,12 F
Walec kołowy poruszany w kierunku osi		0,48 do 0,54	96 do 108	0,74 F do 0,83 F
Stożki pełne	1:1 	0,26	52	0,40 F
	1:2 	0,17	34	0,26 F
Kula		0,10 do 0,12	20 do 24	0,15 F do 0,18 F
Czasza półkulista wklęsła		0,66	132	1,01 F
Czasza półkulista wypukła		0,17	34	0,26 F
Stożki z półkulistemi zakończeniami		0,081	16,2	0,12 F
		0,044	8,8	0,07 F
Modele balonów (bryły obrotowe)		0,060	12	0,092 F
		0,034	6,8	0,052 F
		0,028	5,6	0,043 F

ratorjów różnią się między sobą niekiedy znacznie — nawet przy tych samych warunkach. Jak stąd chociażby widać, cały krąg zagadnień, związanych z oporem powietrza, jest jeszcze daleki od zupełnego wyświetlenia, mimo cennych zdobyczy ostatniego dziesięciolecia (porównaj rozdział następny).

Najmniejszy spółczynnik oporu posiadają wydłużone bryły obrotowe, które dzisiaj znajdują zastosowanie, jako kształty balonów sterowych (zobacz szkice na tabl. 4). Najkorzystniejszy dotychczasowy kształt sterowca ma według prób laboratorjum w Göttingen spółczynnik z mniejszy od 0,03, a spółczynnik C mniejszy od 6. Model jest zprzodu zaokrąglony, ztyłu zaostrzony i w ten sposób możliwie najlepiej dostosowany do przebiegu linij prądu. Dzisiejsze wielkie sterowce mają prawie zawsze taki kształt. Ogólnie można powiedzieć, że te ciała mają małe spółczynniki oporu, których tylne części umożliwiają łatwy spływ powietrza.

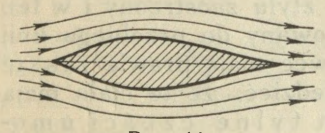
Kształt przedniej części ciała ma mniejsze znaczenie dla oporu powietrza. Chodzi tu przedewszystkiem o to, by strugi powietrza nie odrywały się od powierzchni ciała w okolicy poza największym jego przekrojem; naskutek takiego oderwania strug powstaje bowiem ztyłu ciała przestrzeń martwa wypełniona wirami, jak np. na rys. 10 przy rurze cylindrycznej. W obszarze wirów panuje zmniejszone ciśnienie tak, że siła wypadkowa (opór) posiada stosunkowo znaczną wielkość. Korzystne własności kształtów takich, jak rury na rys. 8, albo najlepsze modele sterowców (tabl. 4), polegają na tem, że — dzięki racjonalnemu ukształtowaniu tylnej części — strugi powietrza płyną prawie do końca wzdłuż powierzchni ciała. Nie chodzi tu bynajmniej o formy szczególnie piękne, ale o to, by uniknąć oderwania strug i powstawania wirów. Niekiedy drobna zmiana na powierzchni ciała, posiadającego skądinąd kształt racjonalny (np. niewielka odstająca listewka lub inna podobną przeszkoda), może spowodo-



Rys. 10
Opływ dokoła rury okrągłej

wać, że nastąpi oderwanie się strug powietrza, jak gdyby wydłużonej tylnej części wcale nie było.

Powyższe spostrzeżenia stanowią punkt wyjścia dla poważnych i daleko sięgających rozważań teoretycznych. Pierwszym bodaj, kto zwrócił uwagę na wielkie znaczenie ciał o kształcie „linij prądu" dla techniki lotniczej, był F. W. Lanchester (1907) [1]). Dla ciała o możliwie najdoskonalszym kształcie (a więc mniej więcej takiego, jak na rys. 11) opór powietrza zniknąłby zupełnie, gdyby nie występowało tarcie między powierzchnią ciała i cząstkami powietrza. W ogólności można wyobrazić sobie, że opór powietrza jest złożony z dwóch składników: pierwszy, t. zw. opór kształtu, pochodzi stąd, że ciśnienie na przedniej części poruszającego się ciała jest większe, niż na tylnej. Oprócz tego jednak ciśnienie powietrza nie działa dokładnie w kierunku prostopadłym do elementów powierzchni, lecz posiada zawsze małą składową styczną, skierowaną w stronę przeciwną do kierunku ruchu ciała; wypadkowa tych drobnych sił składowych stanowi drugą część oporu i nazywa się oporem tarcia. Bardzo cienka płaska płytka o zaostrzonych brzegach, poruszająca się w swojej własnej płaszczyźnie, przedstawia może najdokładniej przypadek, gdy występuje tylko opór tarcia. Doświadczenia wskazują zgodnie na to, że opór tarcia nie rośnie proporcjonalnie do kwadratu prędkości, tylko w mniejszym stopniu. Celem zorjentowania czytelnika co do wielkości oporów tarcia podajemy, że np. kwadratowa płyta o długości boku 1 m, poruszająca się w swojej płaszczyźnie z prędkością 40 m/sek czyli 144 km/godz. doznaje oporu około 0,33 kg. (podczas gdy taka sama płyta, ustawiona prostopadle do kierunku ruchu, wykazuje opór 120 do 140 kg). Dokładne obserwacie przekonywują, że powietrze przyczepia się niejako do poruszającego się ciała, to znaczy, że w najbliższem oto-



Rys. 11.
Ciało o małym oporze.

[1]) Lanchester, F. W.: Aerodynamik, ein Gesamtwerk über das Fliegen. 2 tomy. Leipzig, B. G. Teubner 1909/11. Książka jest bardzo interesująca, dosyć przystępna, zawiera jednak gdzieniegdzie niezupełnie ścisłe wnioski.

czeniu powierzchni ciała cząsteczki powietrza są unoszone z pełną prędkością; już jednak w bardzo małych odległościach (często ułamki milimetra) występują prędkości znacznie mniejsze. Cienka powłoka powietrzna, wewnątrz której ma miejsce taki silny spadek prędkości, nazywa się „warstwą powierzchniową". L. Prandtl zbadał szczegółowo zjawiska, odbywające się w warstwie powierzchniowej i przyczynił się przez to wielce do wyjaśnienia wielu zagadnień, związanych z oporem powietrza. [1]) (porówn. rozdz. 6).

Dla uzupełnienia tablicy liczbowej 4 mogą jeszcze służyć następujące dane. Kadłuby samolotów, o ile są zupełnie gładkie (bez występów, okuć i t. d.) mają spółczyk z od 0,05 do 0,10, a spółczynnik C — od 10 do 20. Spojenia, okucia i t. d., a przedewszystkiem wystająca z kadłuba głowa pilota i zabezpieczająca ją od wiatru osłona utrudniają znacznie spływ powietrza, dlatego wykonane w praktyce kadłuby z okuciami, wykrojami dla załogi, wystającemi częściami silnika i t. d. mają spółczynnik z od 0,15 do 0,25, a spółczynnik C od 30 do 50.

Dla chłodnic, stosowanych na samolotach do chłodzenia wody, opływającej cylindry silników, spółczynniki oporu mają bardzo rozmaite wartości zależnie od budowy. Zwykłe chłodnice czołowe w kształcie skrzynki mają $z = 0{,}25$ do 0,40, $C = 50$ do 80; spółczynniki większe odnoszą się do chłodnic dłuższych.

Kółka samolotów, jeżeli są z boków osłonięte, mają (według Eiffel'a) spółczynnik z od 0,25 do 0,30, nieosłonięte 0,50 do 0,60. Przez zastosowanie odpowiednich osłon można, według nowszych doświadczeń, obniżyć spółczynnik z do 0,12.

Znając spółczynnik z albo C dla danego ciała, można z łatwością obliczyć jego powierzchnię szkodliwą według wzorów z rozdz. 4-go. Stosunek powierzchni szkodliwej f do pola rzutu ciała F jest zawsze równy $z : 0{,}65$.

Odpowiednie przeliczenie daje np.:

---

[1]) Teorja warstwy powierzchniowej Prandtl'a jest jasno wyłożona w jego pracy „Abriss der Lehre von der Flüssigkeits- und Gasbewegung (Handwörterbuch der Naturwissenschaften, tom 4). Jena: G. Fischer 1913.

dla okrągłego słupka przy $z = 0{,}5$ jest $f = 0{,}77F$;
dla owalnego słupka przy $z = 0{,}05$ do $0{,}08$ jest $f = 0{,}08F$ do $0{,}12F$;
dla kadłuba przy $z = 0{,}15$ do $0{,}25$ jest $f = 0{,}23F$ do $0{,}39F$;
dla chłodnicy rurkowej (biorąc za F całkowite pole powierzchni czołowej chłodnicy) przy $z = 0{,}25$ do $0{,}40$ jest $f = 0{,}38F$ do $0{,}61F$;
dla kółek osłoniętych przy $z = 0{,}25$ do $0{,}30$ jest $f = 0{,}38F$ do $0{,}46F$.

Przytem F oznacza zawsze pole rzutu danego ciała na płaszczyznę prostopadłą do kierunku ruchu. Inne dane zawarte są w ostatniej kolumnie tablicy liczbowej 4 [1]).

Cała powierzchnia szkodliwa samolotu przeciętnej wielkości dla 1—3 ludzi załogi z silnikiem ok. 200 KM wynosi zależnie od konstrukcji i wykonania około 0,60 m^2 do 1,2 m^2. Często używane podczas wojny wielkie samoloty z dwoma silnikami, umieszczonemi nazewnątrz kadłuba, miały powierzchnię szkodliwą do 2,0 m^2. Dzisiejsze wielkie płatowce pasażerskie albo niszczycielskie dochodzą do 3 m^2 i więcej. Dla jednoosobowych aparatów wojskowych lub sportowych powierzchnia szkodliwa może być zredukowana do 0,40 m^2 lub nawet jeszcze niżej. Można przyjąć za zasadę, że powierzchnia szkodliwa kadłuba wynosi nieco mniej, niż połowę powierzchni szkodliwej całego płatowca. Jeżeli tedy pomnożymy pole największego przekroju kadłuba przez przeciętny spółczynnik 0,31, to wypadnie — w pierwszem grubem przybliżeniu — ok .40% powierzchni szkodliwej całego samolotu. Często bywa podawany stosunek powierzchni szkodliwej do powierzchni nośnej. Zależnie od budowy można przyjąć, że powierzchnia szkodliwa płatowca wynosi około 2 do 4% całej powierzchni nośnej.

---

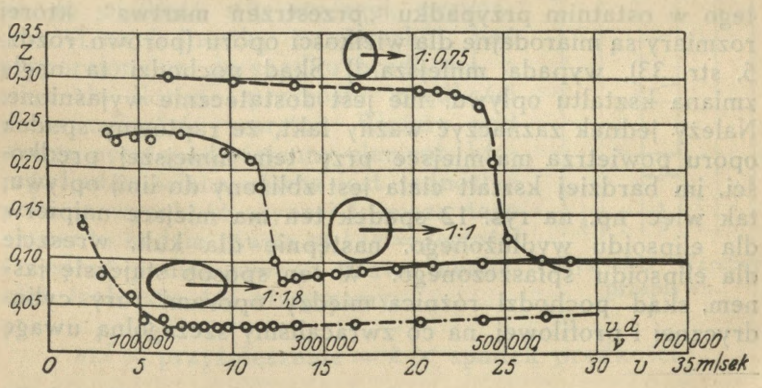
[1]) Podręczniki techniki lotniczej zawierają obszerne dane liczbowe, dotyczące oporu powietrza. Porówn. np. B. R. Fuchs i L. Hopf, Aerodynamik, Berlin: R. C. Schmidt & Co. 1922, albo z angielskiej literatury L. Bairstow, Applied aerodynamics, London: Longmans, Green & Co. 1920. Dane wielu autorów można stosować tylko z pewną ostrożnością.

6. Opór powietrza i inne siły wywierane przez powietrze.

Wiemy już z rozdz. 4, że proporcjonalna zależność oporu powietrza od kwadratu prędkości nie jest zupełnie ścisła. Jeżeli obliczymy iloraz

$$z = \frac{R}{m \,.\, F \,.\, v^2}$$

dla jakiegokolwiek ciała, naprzykład dla kuli o średnicy 28 cm. przy różnych wartościach v, przyczem odpowiednie wartości R będą wzięte z danych doświadczalnych, to otrzymamy wykres, który przedstawia środkowa linja na rys. 12. Odcięte oznaczają tu prędkości v, a rzędne odpowiednie wartości spółczynnika z, obliczone z pomiarów oporu. Widać, że przy prędkości około 12 m/sek. spółczynnik z raptownie spada mniej więcej z 0,24 na 0,10. Podobne własności mają pozostałe krzywe na rys. 12, które przedstawiają wyniki analogicznych pomiarów dla elipsoidów, mianowicie jedna dla elipsoidu wydłużonego, a druga dla spłaszczonego w kierunku ruchu. Jak moż-

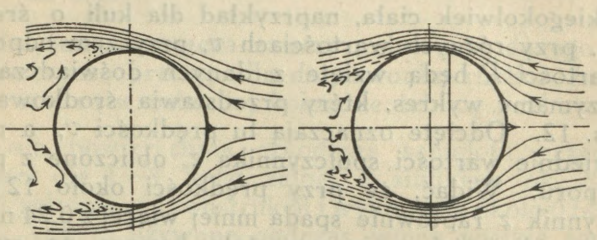


Rys. 12. Spółczynnik oporu dla kuli i elipsoidów.

na było przewidywać, w pierwszym przypadku opór jest mniejszy, a w drugim większy niż dla kuli, zawsze jednak

występuje podobny przebieg — z nagłym spadkiem od wyższej do niższej wartości z.

Uderzające to zjawisko zostało bliżej zbadane w zakładzie doświadczalnym Prandtl'a w Göttingen, z publikacji którego pochodzi rys. 12 [1]). Okazało się, że ze zmianą spółczynnika oporu z jest związana zmiana kształtu opływu w otoczeniu kuli. Jak wskazuje rys. 13, który również zaczerpnięty jest z pracy Prandtl'a, przy mniejszych prędkościach strugi powietrza odrywają się



Rys. 13. Opływ dokoła kuli.

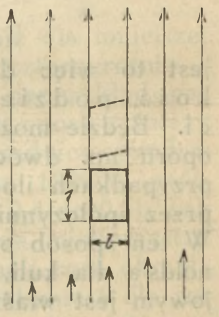
mniej więcej w okolicach wielkiego koła kuli, przy większych zaś prędkościach dopiero dalej ztyłu; wskutek tego w ostatnim przypadku „przestrzeń martwa", której rozmiary są miarodajne dla wielkości oporu (porówn. rozdz. 5, str. 33), wypada mniejsza. [2]) Skąd pochodzi ta nagła zmiana kształtu opływu, nie jest dostatecznie wyjaśnione. Należy jednak zaznaczyć ważny fakt, że raptowny spadek oporu powietrza ma miejsce przy tem mniejszej prędkości, im bardziej kształt ciała jest zbliżony do linij opływu; tak więc np. na rys. 12 spadek ten ma miejsce najpierw dla elipsoidu wydłużonego, następnie dla kuli, wreszcie dla elipsoidu spłaszczonego. W ten sposób staje się jasnem, skąd pochodzi różnica między oporami rury cylindrycznej i profilowej, na co zwracaliśmy szczególną uwagę

[1]) Publikacje Instytutu w Göttingen, bardzo ważne dla techniki lotniczej, noszą tytuł: Ergebnisse der aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. Dotąd wyszły z druku: 1 zeszyt, 2 wydanie 1923 i 2 zeszyt 1923. München, R. Oldenbourg.

[2]) Prandtl, L: Der Luftwiderstand von Kugeln. Nachrichten der Göttinger Gesellschaft der Wissenschaften 1914.

w rozdziale poprzednim Rzecz w tem, że dla rury okrągłej normalne prędkości lotu przynależą jeszcze do obszaru przepływów niekorzystnych, natomiast dla rury profilowej jesteśmy przy tych samych prędkościach już w dziedzinie małych oporów.

Widzimy stąd, że dokładne zbadanie zależności spółczynnika z od prędkości v miałoby ogromne znaczenie. Jedyne, co zostało dotąd w tym względzie osiągnięte, to ustalenie, że zależność ta związana jest z wymiarami ciała (i własnościami ośrodka, stawiającego opór); związek ten ujawnia się w postaci wspomnianego już prawa podobieństwa, odkrytego przez amerykanina Osborne'a Reynolds'a w 1883 roku. Powietrze, jak i woda, jest ściśle biorąc cieczą lepką, w której występują nietylko ciśnienia prostopadłe do powierzchni, lecz i siły w kierunku stycznym między dwiema ślizgającemi się po sobie warstwami. Jeżeli np. na rys. 14 cząsteczki położone bardziej na prawo mają prędkości większe, jak to wskazują coraz większe strzałki, to w każdej płaszczyźnie, równoległej do kierunku prędkości, działają siły styczne, hamujące warstwę prawą, a przyśpieszające ruch lewej. Według hypotezy, datującej jeszcze od Newtona, przyjmuje się, że wielkość siły stycznej, przypadającej na jednostkę powierzchni, jest proporcjonalna do spadku prędkości, a więc do ilorazu przyrostu prędkości przez odległość warstw. Weźmy pod uwagę prostopadłościenny element, którego jedna ściana równa jest jednostce pola, a wysokość wynosi l; masa tego elementu będzie równa $m.l$ (m=gęstość) i według podstawowego prawa mechaniki (zob. str. 16) otrzymamy:



Rys. 14. Warstwy przepływu.

$$m.l \times \text{przyśpieszenie} = k \times \text{spadek prędkości},$$

przyczem przez k oznaczyliśmy spółczynnik proporcjonalności, odnoszący się do wspomnianego przed chwilą założenia Newton'a. Przyśpieszenie jest ilorazem prędkości przez czas t, a spadek prędkości—ilorazem prędkości przez długość l. Jeżeli pominiemy prędkości po obu stronach

napisanego równania, to pozostanie po lewej stronie wyrażenie $m\,l : t$, po prawej zaś $k : l$. Rozumie się, że nie możemy wyrażeń tych połączyć znakiem równości, bo nie znamy stosunku pominiętych prędkości. W każdym razie możemy powiedzieć, że przy zjawiskach przepływu cieczy, uzależnionych od lepkości, miarodajny jest tylko stosunek tych dwóch wyrażeń:

$$\frac{m\,l}{t} : \frac{k}{l} = l \cdot \frac{l}{t} : \frac{k}{m}.$$

Iloraz $k : m$, zależny tylko od własności ośrodka, nazywa się krótko spółczynnikiem lepkości ośrodka[1]). Wynosi on dla powietrza w normalnych warunkach ok. 0,14, jeżeli za jednostki miary przyjmiemy cm. i sekundę, albo 0,000014, jeżeli używamy metra i sekundy; dla wody przy 20^0 C w pierwszym przypadku 0,01, w drugim 0,000001. Jeżeli oznaczymy spółczynnik lepkości grecką literą ν, a zamiast $l : t$ napiszemy v (bo stosunek długości do czasu oznacza prędkość), to podane przed chwilą wyrażenie przybierze postać:

$$\frac{l \cdot v}{\nu},$$

jest to więc długość pomnożona przez prędkość, podzielona przez spółczynnik lepkości. Będzie można zatem spodziewać się, że spółczynnik oporu np. dwóch kul będą równe, jeżeli w obydwóch przypadkach iloczyn prędkości przez średnicę podzielony przez spółczynnik lepkości ośrodka daje tą samą wartość. W ten sposób przedstawia się prawo podobieństwa Reynolds'a dla kuli, której charakterystycznym wymiarem linjowym jest właśnie średnica. [2]) Naprzykład kula o średnicy 28 cm. poruszająca się w powietrzu z prędkością 20 m/sek ma taki sam spółczynnik oporu z (lecz nie taki sam opór R), jak kula o średnicy 14 cm. przy prędkości 40

[1]) W innych dziełach spółczynnikiem lepkości nazywana bywa wielkość k; stosunek $k : m$ zwie się dla odróżnienia „kinematycznym spółczynnikiem lepkości" (Przyp. tłum).

[2]) Dokładniejsze wyprowadzenie prawa podobieństwa można znaleźć w podręczniku autora: Elemente der technischen Hydromechanik, tom I. Leipzig: Teubner 1914, str. 48; bardziej dostępne przedstawienie nasuwających się tutaj zagadnień — w rozprawie L. Hopf'a: Über Modellregeln und Dimensionsbetrachtungen. Naturwissenschaften 1929.

m/sek. lub wreszcie kula o średnicy 2 cm, poruszająca się w wodzie z prędkością 20 m/sek. (gdyż lepkość powietrza jest 14 razy większa niż wody) i t. d.

Na rys. 12 przy odciętych odpowiadających wartościom v, są też podane wartości wyrażenia $d.v:\nu$ (gdzie d oznacza średnicę kuli), które to wyrażenie nazywamy „prędkością zredukowaną", albo „liczbą Reynolds'a". Posługując się tym wykresem, można obliczyć opór dla kuli dowolnej wielkości. Niech będzie np. średnica $d =$ 10 cm, a prędkość (w powietrzu) $v = 20$ m/sek, to liczba Reynolds'a wyniesie 10.2000 : 0,14 = 143000. Znajdujemy, że w odnośnym punkcie wykresu z wynosi około 0,25, a więc opór tej kuli będzie:

$$R = m.\,z.\,F.\,v^2 = \frac{1}{8} \cdot 0{,}25.0{,}1^2 \frac{\pi}{4} \cdot 400 = 0{,}098 \text{ kg}.$$

Jeżeli jednak średnica kuli będzie dwa razy większa, to $d.v:\nu = 286000$ i według wykresu 12 kula będzie miała spółczynnik z równy mniej więcej 0,1; opór takiej kuli będzie wynosił $R = \frac{1}{8} \cdot 0{,}1 \,.\, 0{,}2^2 \frac{\pi}{4} \cdot 400 = 0{,}157$ kg. a więc będzie tylko o połowę większy, niż dla mniejszej kuli, chociaż pole przekroju kuli wzrosło czterokrotnie.

Dla długich okrągłych cylindrów, naprzykład naciągniętych drutów albo linek spółczynnik oporu z zależy znowu od wartości $d.v:\nu$, gdzie d oznacza średnicę cylindra. Dopóki liczba Reynolds'a nie przekracza 150000, spółczynnik z zachowuje wysoką wartość (od 0,4 do 0,5). Tak więc np. linka o średnicy 1 cm. posiada niekorzystne własności oporowe aż do prędkości 210 m/sek, rura okrągła o średnicy 5 cm. — tylko do 42 m/sek. Natomiast dla rur profilowych już od prędkości 20 m/sek wzwyż mamy do czynienia z niewielkiemi spółczynnikami oporu.

Powyższe uwagi służyć mają przedewszystkiem poto, aby umożliwić krytyczny pogląd na wartość i zakres stosowalności najrozmaitszych danych, dotyczących spółczynników oporu; dokładniejsze badania należą do szczegółowych wykładów aeromechaniki. Widzimy, że dokładne scharakteryzowanie oporu powietrza dla pewnego ciała zapomocą jednej liczby jest wogóle niemożliwe; tembardziej nie można tego uczynić dla ogól-

nikowo zdefinjowanej grupy ciał, np. dla „długich cylindrów" i t. p., przyczem wymiary właściwości powierzchni ciała, kształt końców i t. d. mogą być bardzo różne.

Należy jeszcze wziąć pod uwagę jedną okoliczność, która utrudnia często porównanie i wykorzystanie różnych danych doświadczalnych. Prawie wszystkie doświadczenia są wykonywane w „tunelach aerodynamicznych", a więc polegają na odwróceniu zjawiska lotu: ciało jest w spoczynku, a powietrze dopływa z prędkościa v. Jest przytem trudno uniknąć szkodliwych wpływów, wprowadzających pewne zakłócenia normalnego ruchu powietrza, zwane „turbulencją". Jeżeli doprowadzone do ciała powietrze nie jest dostatecznie „spokojne" (t. zn. podlega nadmiernym wibracjom), to otrzymuje się mniejsze spółczynniki oporu, szczególniej dla takich ciał, przy których wytwarza się znaczna „przestrzeń martwa", wypełniona wirami. Tak np. spółczynniki oporu laboratorjum w Göttingen są naogół nieco większe, niż spółczynniki Eiffel'a, co trzeba przypisać większej „turbulencji" w tunelu Eiffel'a.

W samem pojęciu oporu powietrza zawiera się już przypuszczenie, że siła, która działa na ciało w czasie jego ruchu w powietrzu, ma kierunek akurat przeciwny do kierunku prędkości. Siła ta, jak wiemy, powstaje wskutek różnic ciśnień na powierzchni ciała, spowodowanych jego ruchem (rozdz. 3). Jedno z podstawowych praw aeromechaniki głosi, że ciśnienie powietrza działa na elementy powierzchni ciała w przybliżeniu prostopadle do tych elementów. Nie jest bynajmniej konieczne, aby dla ciał o wszelkich możliwych kształtach wypadkowa poszczególnych elementarnych parć, działających w różnych kierunkach miała kierunek przeciwny do prędkości, nie jest konieczne nawet, aby wogóle istniała jedna siła wypadkowa [1]). Znane jest naprzykład zjawisko, że na kadłub samolotu działa nietylko opór ale i siła nośna. Znaczy to, że ciśnienia, działające na dolną i górną powierzchnię kadłuba, nie znoszą się wzajemnie tak,

[1]) Z ogólnej teorji równowagi ciał sztywnych wynika, że dowolny układ pojedyńczych sił nie zawsze może być zastąpiony przez jedną siłę.

jak dla poziomo poruszanej kuli, lecz pozostaje nadwyżka, działająca z dołu do góry. W następnym rozdziale będziemy się zajmowali obszernie zjawiskiem siły nośnej, które naturalnie odgrywa o wiele bardziej istotną rolę dla płatów nośnych (skrzydeł), niż dla kadłuba płatowca. W rozdziale czwartym zobaczymy, że ciśnienia działające na elementy śmigła, są w tak w specjalny sposób rozłożone, że dają siłę ciągu, przyczem jednak zachodzi taki przypadek, że ciśnienia nie sprowadzają się tylko do jednej wypadkowej, lecz do jednej siły i jednej „pary sił". Chociaż te rozmaite przejawy działania powietrza na poruszające się w niem ciało odbiegają bardzo od pierwotnego, najprostszego pojęcia oporu powietrza, to jednak istnieją tu daleko sięgające anologje, gdyż wszystkie te siły mają to samo źródło. Wciąż nadal będziemy spotykać wzory anologiczne do wzoru na opór powietrza w postaci (a) lub (b):

$$\text{(a)}\quad R = z \,.\, m \,.\, F \,.\, v^2 \quad ; \quad \text{(b)}\quad R = C \,.\, F \,.\, \frac{q}{100}.$$

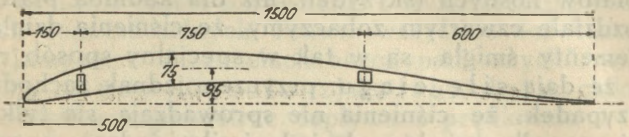
We wzorach tych wyraża się ogólne założenie, które, jak wiemy, należy stosować z pewną ostrożnością, że siły wywierane przez powietrze są proporcjonalne do gęstości powietrza, do kwadratu prędkości i do powierzchni ciała, pozatem zaś zależą tylko od warunków geometrycznych (kształtu i położenia ciała względem kierunku ruchu). Wiele ogólnych uwag, podanych w odniesieniu do oporu powietrza, stosuje się analogicznie lub z małemi zmianami także do innych sił, wywieranych przez powietrze, a które poznamy w dalszym ciągu. Będą to: siły nośna i opór czołowy płata nośnego, siła ciągu i siły oporu śmigła, wreszcie siły, działające na stery i na stateczniki.

II. Płat nośny.

7. Sposób działania płata nośnego. Siła nośna i opór czołowy.

Działanie płata (skrzydła) nośnego zależy przedewszystkiem od jego przekroju poprzecznego, czyli tak zwanego profilu płata. Profil ma wygląd sierpa, który ztyłu posiada ostrze, a zprzodu jest zaokrąglony (rys. 15).

Kątem natarcia nazywamy kąt, który tworzy cięciwa profilu płata, czyli cięciwa owego sierpa, z kierunkiem ruchu. Kąt natarcia tego samego płatowca bywa różny przy locie poziomym, przy wznoszeniu i przy lo-

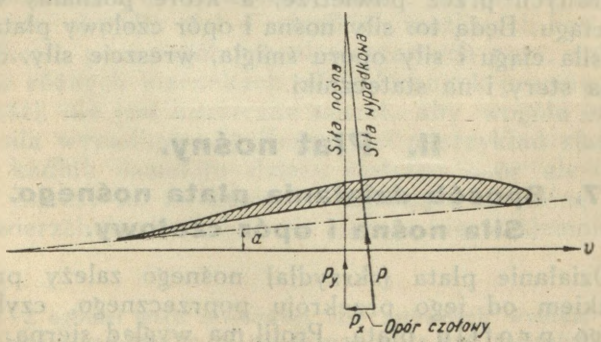


Rys. 15. Profil płata nośnego.

cie szybowym. Przy locie poziomym kąt ten bywa zwykle zawarty w granicach od 1,5 do 4°, u bardzo szybkich samolotów jeszcze niżej, niekiedy nawet może on być ujemny (kąt a na rys. 16).

Sposób działania płata jest następujący.

Wskutek ruchu skrzydła w pozycji ukośnej następuje zprzodu na dolnej jego stronie wzrost ciśnienia powietrza, a na górnej stronie — spadek ciśnienia. Dzięki temu ciśnienie na dolną powierzchnię płata jest większe, niż na górną, wobec czego musi powstać siła wypadkowa, działająca zdołu do góry. W końcu rozdz. 6-go zaznaczyliśmy, że kierunki działania ciśnień są zawsze w przybliżeniu prostopadłe do cząstek powierzchni, na które działają; z drugiej strony płat nośny nie wiele różni się od płaszczyzny, a zatem prawie wszystkie poszczególne parcia działają mniej więcej w tym samym kierunku: „prostopadle do powierzchni płata". Siła wypadkowa musi więc być także w przybliżeniu prostopadła



Rys. 16. Siły, działające na płat nośny.

do powierzchni płata, lub raczej do cięciwy profilu (rys. 16). Według twierdzenia o równoległoboku sił można rozłożyć taką pochyło skierowaną siłę na składowe pionową i poziomą. Składowa pionowa jest w naszym przypadku skierowana do góry, a więc przeciwnie do siły ciężkości, i dlatego nazywa się siłą nośną; składowa pozioma jest stosunkowo niewielka dzięki małemu kątowi natarcia, ma ona kierunek odwrotny do kierunku ruchu i nazywa się oporem czołowym płata nośnego.

Zasadnicza możliwość lotu silnikowego (jak zresztą i lotu żaglowego bez silnika) polega właśnie na tem, że przy ruchu płata w powietrzu powstają nietylko siły przeciwdziałające ruchowi, ale także i siły inaczej skierowane, które mogą pokonać siłę ciężkości. Gdy jakieś zwykłe ciało, naprzykład cylindryczny pręt, porusza się w powietrzu, to powstaje w zasadzie tylko opór; natomiast odpowiednio ukształtowana „powierzchnia nośna" daje oprócz oporu — siłę nośną.

Stosunek oporu czołowego do siły nośnej nazywa się z powodów, które poznamy w rozdz. 44-ym, spółczynnikiem szybowania płata. Im mniejszy jest spółczynnik szybowania (to znaczy im mniejszy opór czołowy przy tej samej sile nośnej), tem lepszy jest płat nośny. Skrzydła pierwszych samolotów miały spółczynnik szybowania około 0,2, to znaczy, że opór czołowy wynosił około jednej piątej siły nośnej. Najniższy osiągnięty dotąd spółczynnik szybowania wynosi 0,05 do 0,06, a więc opór czołowy płata został zredukowany do 5 lub 6% siły nośnej. Jednakże spółczynnnik szybowania nie jest dla danego płata wielkością stałą, lecz zmienia się zależnie od warunków pracy, a więc jest np. inny przy wznoszeniu, niż przy locie poziomym. Przytoczone liczby stanowią najmniejsze wartości osiągalne w najdogodniejszych warunkach. O kwestji tej pomówimy jeszcze obszernie w dalszym ciągu.

W wielu podręcznikach teorji lotnictwa można znaleźć wyjaśnienia „pochodzenia" albo „przyczyny" siły nośnej, które mogą wydawać się początkującemu sprzeczne z tem, cośmy tutaj powiedzieli. Jedni więc np. doszukują się przyczyny istnienia siły nośnej tylko w tem, że przy ruchu płata masy powietrza są „odrzucane" ku do-

łowi. Inne wyjaśnienia — bardziej naukowe — rozwijają myśl, że siła nośna wywołana jest jedynie przez „cyrkulację powietrza" dokoła skrzydła i t. d. W rzeczy samej sprawa przedstawia się, jak następuje: jeżeli wyobrazimy sobie, że płat nośny porusza się w powietrzu, to — według praw mechaniki — ciśnienia i prędkości powietrza w całem otoczeniu są jednoznacznie określone. Otóż w otaczającem powietrzu stwierdzić można jednocześnie: różnicę ciśnień pomiędzy górną i dolną powierzchnią płata, cyrkulację powietrza dokoła płata, wreszcie ruch powietrza ku dołowi poniżej płata. Każde z tych trzech zjawisk może być uważane z równą racją za „przyczynę" siły nośnej.

Na czem polega związek siły nośnej z „odrzucaniem ku dołowi" cząsteczek powietrza, to wynika z następującego rozważania. Wyobraźmy sobie samolot wraz z otaczającem go powietrzem, ograniczonem powierzchnią dostatecznie wielkiej kuli (która porusza się wraz z samolotem); do powietrza, zawartego w kuli, musi stosować się podstawowe prawo mechaniki: siła = masa × przyśpieszenie. Otóż w danym razie na tę masę powietrza działają — poza nieznacznym jego ciężarem — przedewszystkiem siły z zewnątrz na powierzchni kuli; siły te jednak znoszą się, ponieważ w dostatecznej odległości od samolotu panuje ciśnienie powietrza niezakłócone przez ruch, a więc wszędzie jednakowe. Ponadto działają tu jeszcze siły od wewnątrz, wywierane na te cząsteczki powietrza, które dotykają bezpośrednio powierzchni samolotu. Te ostatnie siły stanowią przeciwdziałanie siłom, wywieranym przez powietrze na powierzchnię płatowca, a więc muszą być im równe i skierowane przeciwnie. Ażeby tedy samolot podlegał działaniu siły nośnej, to na masę powietrza musi działać siła wypadkowa, skierowana n a d ó ł, a to (w myśl przytoczonego podstawowego prawa) jest tylko wtedy możliwe, jeśli cząsteczki powietrza otrzymują przyśpieszenie z góry nadół. Gdybyśmy znali objętość powietrza V, która w ciągu każdej sekundy dostaje się w obszar działania skrzydła bez prędkości pionowej, a ponadto tę prędkość w, skierowaną wdół, z jaką ona opuszcza ten obszar, to iloczyn $m.\ V.\ w.$ dawałby nam wielkość siły nośnej.

Ażeby zrozumieć znaczenie „cyrkulacji" i jej związ-

ku z siłą nośną, wyobraźmy sobie, że nieruchomy samolot jest umieszczony w poziomym prądzie powietrza. Gdyby cząsteczki powietrza przebiegały z mniej więcej równą przeciętną prędkością wzdłuż górnej i dolnej powierzchni płatów nośnych, to także przeciętne ciśnienia musiałyby być równe (wynika to z wyprowadzonego w rozdz. 3-im twierdzenia, w myśl którego suma ciśnienia rzeczywistego i ciśnienia prędkości jest stała). W tym przypadku nie byłoby więc wcale siły nośnej. Jeżeli jednak siła nośna się pojawia, to ciśnienie na dole jest większe, niż na górze, a zatem — według przytoczonego twierdzenia — prędkość zwierzchu musi być odwrotnie większa niż na spodzie. Można to sobie tak przedstawić, że do jednostajnego mniej więcej poziomego ruchu dochodzi jeszcze jak gdyby ruch dodatkowy, który na górnej powierzchni posiada kierunek zgodny z prądem, a na dolnej — przeciwny. Ruch dodatkowy, rozpatrywany sam przez się, przedstawia zatem k r ą ż e n i e powietrza dokoła skrzydła — i to w kierunku zgodnym z obiegiem wskazówki zegara, jeżeli prąd jednostajny płynie od lewej strony. Ponieważ zaś ten prąd należy sobie wyobrazić w kierunku odwrotnym do kierunku lotu, przeto samolot, który oglądany z naszego stanowiska obserwacyjnego leci w lewo, posiada cyrkulację powietrza zgodną z obiegiem wskazówki zegara, w przeciwnym razie — odwrotną. Wyjaśnienie kwestji, jak się mierzy cyrkulację i jak się z jej wielkości wnioskuje o wielkości siły nośnej, przekraczałoby ramy niniejszej książki [1]).

8. Zależność siły nośnej i oporu czołowego od kąta natarcia *a*.

Siła nośna i opór czołowy są to, jak wiemy, składowe siły, wywieranej przez powietrze na poruszający się płat. Do obydwóch tych składowych, stosują się podobne ogólne prawa, jak do oporu powietrza dowolnego ciała, o czem była mowa w części I (porówn. w szczególności

[1]) Wychodząc z pojęcia cyrkulacji, obliczył N. Żukowski (i przed nim już częściowo E. Kutta) wielkość siły nośnej dla niektórych profilów skrzydeł. Ogólna teorja dla dowolnych profilów, która daje też linję działania siły nośnej, została rozwinięta przez autora niniejszej książki w dwóch rozprawach: „Zur Theorie des Tragflächenauftriebs" w Zeitschr. f. Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, 1917, zeszyt 21/22 i 1920 zeszyt 5 i 6.

uwagi końcowe rozdz. 6-go). Mianowicie: przy jednakowych pozostałych warunkach siły są proporcjonalne do gęstości powietrza, do wielkości powierzchni nośnej i do kwadratu prędkości; dla wyznaczenia którejkolwiek takiej siły w konkretnym przypadku trzeba oczywiście znać wartość odpowiedniego „spółczynnika siły nośnej", względnie „spółczynnika oporu czołowego".

Jeżeli oznaczymy siłę nośną w kg przez P_y, opór czołowy — przez P_x, wielkość powierzchni nośnej w m^2 przez F, wreszcie obydwa spółczynniki — przez z_y i z_x, to zależności nasze wyrażą się wzorami:

(a) $$P_y = z_y \,.\, m \,.\, F \,.\, v^2; \qquad P_x = z_x \,.\, m \,.\, F \,.\, v^2.$$

Należy tutaj zwrócić szczególną uwagę na to, że F oznacza wielkość powierzchni nośnej [1]) (a nie pole rzutu na płaszczyznę prostopadłą do kierunku ruchu, jak w części I); v jest to, jak poprzednio, prędkość samolotu w m/sek, m — gęstość powietrza (normalnie $^1/_8$).

Analogicznie, jak w rozdz. 4-ym, można teraz stwierdzić, co następuje.

Proporcjonalność do gęstości m zachodzi niezawodnie; proporcjonalność do kwadratu prędkości (przy wartościach w praktyce spotykanych) sprawdza się tu lepiej, niż przy oporze powietrza dowolnych ciał. Proporcjonalność do powierzchni jest niezupełnie ścisła; duże powierzchnie dają nieco korzystniejsze wyniki, niż małe. Przy porównaniu pomiarów wykonywanych na modelach i obserwacyj odnoszących się do płatów nośnych normalnej wielkości okazało się, że te ostatnie mają nieco mniejszy spółczynnik oporu a większy spółczynnik siły nośnej; wskutek tego spółczynnik szybowania bywa u nich niekiedy o jakie 10% mniejszy (a więc korzystniejszy).

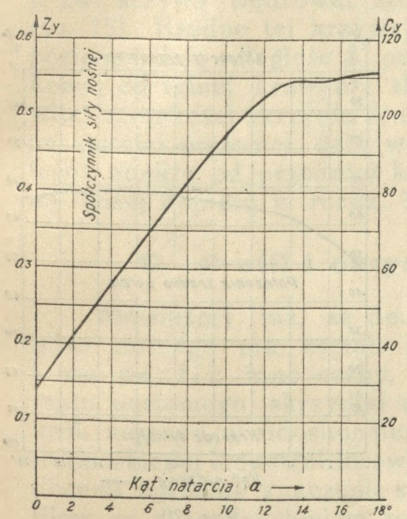
Podobnie, jak w rozdz. 3-im, możemy oznaczyć połowę iloczynu gęstości przez kwadrat prędkości literą q (ciśnienie prędkości) i wprowadzić spółczynniki „normalne" $C_y = 200\, z_y$, $C_x = 200\, z_x$; w ten sposób otrzymamy drugą postać wzorów na siłę nośną i opór czołowy:

(b) $$P_y = C_y \,.\, \frac{q}{100} \,.\, F; \qquad P_x = C_x \,.\, \frac{q}{100} \,.\, F.$$

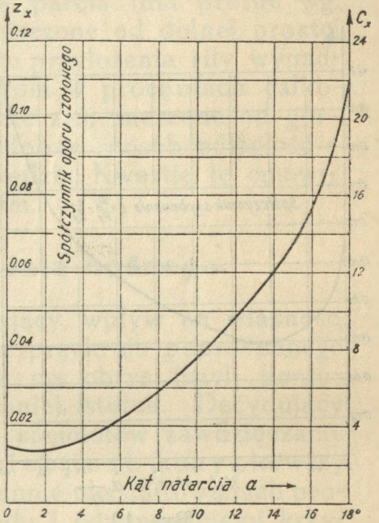
[1]) ściśle: pole największego rzutu tej powierzchni (przyp. tłum).

Zgodnie z tem, co było powiedziane w rozdz. 3-im, C_y jest równe sile nośnej, przypadającej na jednostkę powierzchni skrzydła przy prędkości lotu 144 km/godz, a C_x — odpowiedniemu oporowi czołowemu przy tejże prędkości.

Dla dwupłatowca trzeba naturalnie wstawić na F sumę obydwóch powierzchni nośnych. Należy jednak zauważyć, że skrzydła, które nie są dostatecznie od siebie oddalone, przeszkadzają sobie wzajemnie i pracują w mniej korzystnych warunkach. Odstęp pomiędzy górnym i dol-



Rys. 17.



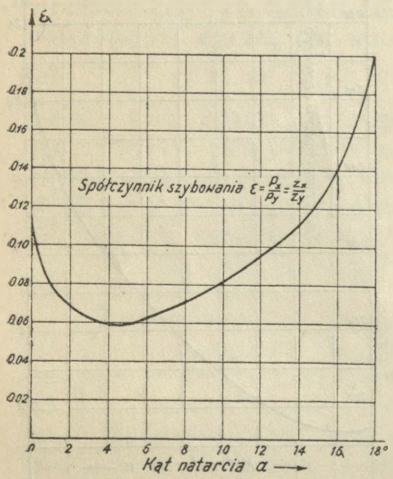
Rys. 18.

Spółczynniki siły nośnej i oporu czołowego profilu, przedstawionego na rys. 15.

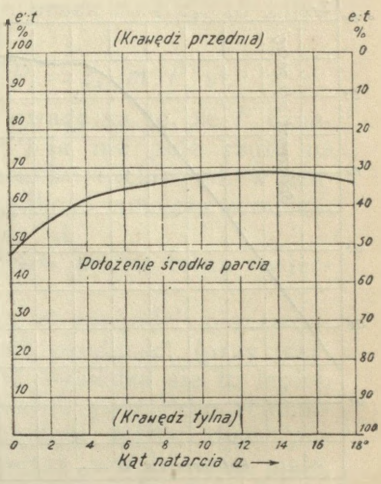
nym płatem powinien być conajmniej równy szerokości skrzydła (czyli długości sierpa na rys. 9).

Spółczynniki z_y i z_x (a tem samem oczywiście i C_y, C_x) dla każdego płata z m i e n i a j ą s i ę w r a z z k ą t e m n a t a r c i a. Przebieg zmienności z_y i z_x w zależności od kąta natarcia charakteryzuje dany profil. Na rysunkach 17, 18 i 19 przedstawione są wykresy, odnoszące się do profilu nakreślonego na rys. 15 i wyrażające zmiany wartości z_y, z_x oraz ilorazu $z_x : z_y = \varepsilon$ dla kąta natarcia od 0^0 do 18^0. Jeżeli odczytujemy rzędne na rys. 17 i 18 nie

według skali podanej po lewej stronie, która stosuje się do z_y i z_x, lecz według skali 200 razy mniejszej, podanej po prawej stronie, to krzywe te dają odrazu wartości C_y i C_x. Na rys. 19 takie rozróżnienie nie wchodzi oczywiście wcale w rachubę. Wykreślanie tych krzywych dla rozmaitych profilów odbywa się w laboratorjach aerodynamicznych w ten sposób, że model skrzydła zawiesza się pod odpowiednim kątem w prądzie powietrza (w tunelu aerodynamicznym), przyczem siły P_y i P_x są mierzone



Rys. 19.



Rys. 20.

Spółczynnik szybowania i wędrówka środka parcia dla profilu wg. rys. 15.

przy pomocy odpowiednio skonstruowanej wagi. Z wymierzonych wartości P_y i P_x obliczyć można spółczynniki C_y i C_x, dzieląc te siły przez powierzchnię modelu i przez setną część ciśnienia prędkości. Tem samem otrzymuje się również spółczynniki z_y i z_x. Jak stosuje się następnie te wykresy, wskazuje następujący przykład.

Odczytaliśmy np. z wykresów na rys. 17 i 18 dla kąta natarcia 6^0 spółczynniki $z_y = 0{,}34$, $z_x = 0{,}022$. Wyobraźmy sobie samolot, którego powierzchnia nośna (to jest suma powierzchni wszystkich płatów) wynosi 24 m^2, prędkość 38 m/sek = 137 km/godz, a ciężar 1270 kg.

Wówczas dla kąta natarcia 6^0 znajdziemy, że siła nośna $P_y = 0{,}34 \cdot 24 \cdot {}^1/_8 \cdot 1444 = 1473$ kg, opór czołowy $R = 0{,}022 \cdot 24 \cdot {}^1/_8 \cdot 1444 = 95$ kg.

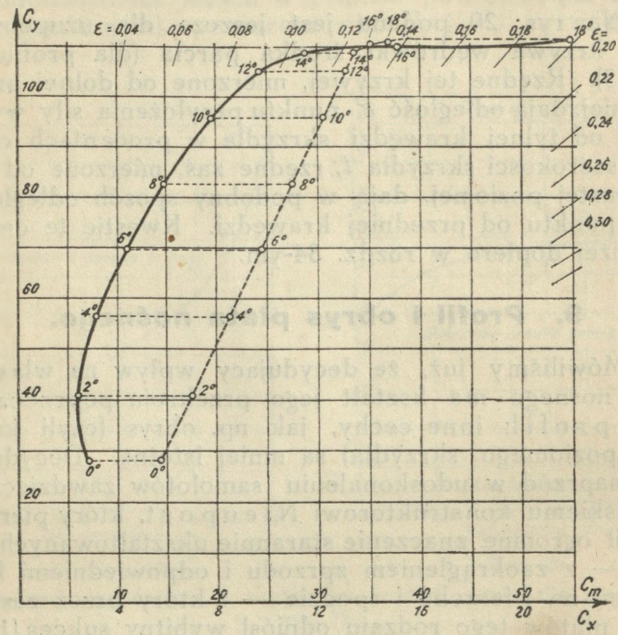
Dowiemy się później, że lot poziomy możliwy jest tylko wtedy, gdy siła nośna jest równa ciężarowi samolotu. A więc kąt natarcia 6^0 nie odpowiada w naszym przykładzie lotowi poziomemu, lecz wznoszeniu (porówn. rozdz. 28).

Na rys. 20 podana jest jeszcze dla uzupełnienia t. zw. krzywa wędrówki środka parcia (dla profilu wg. rys. 15). Rzędne tej krzywej, mierzone od dolnej prostej poziomej, dają odległość e' punktu przyłożenia siły wypadkowej od tylnej krawędzi skrzydła w procentach całkowitej szerokości skrzydła t; rzędne zaś, mierzone od górnej prostej poziomej, dają w podobny sposób odległość e tegoż punktu od przedniej krawędzi. Kwestję tę omówimy bliżej dopiero w rozdz. 34-ym.

9. Profil i obrys płata nośnego.

Mówiliśmy już, że decydujący wpływ na własność płata nośnego ma kształt jego przekroju poprzecznego t. zw. profil; inne cechy, jak np. obrys (czyli kontur rzutu poziomego skrzydła) są mniej istotne. Decydujący krok naprzód w udoskonaleniu samolotów zawdzięczamy francuskiemu konstruktorowi Nieuport, który pierwszy docenił ogromne znaczenie starannie ukształtowanych profilów — z zaokrągleniem zprzodu i odpowiedniemi krzywiznami na wierzchu i spodzie — i który przez zastosowanie płatów tego rodzaju odniósł wybitny sukces (1911). Od tego czasu wypróbowano w laboratorjach ogromną ilość najrozmaitszych profilów, najpierw we Francji — w pracowni Eiffel'a, który opublikował obszerne zbiory tablic i wykresów, dotyczących spółczynników siły nośnej i oporu czołowego (traktowanych jako funkcje kąta natarcia). W Niemczech pracuje w tym zakresie z dużem powodzeniem założony w 1908 roku instytut aerodynamiczny w Göttingen pod kierownictwem L. Prandtl'a. Wyniki Eiffel'a i Prandtl'a i niektórych nowszych zakładów doświadczalnych, urządzonych na wzór paryskiego i getyngeńskiego, stanowią dzisiaj gruntowną podstawę dla konstrukcji samolotów.

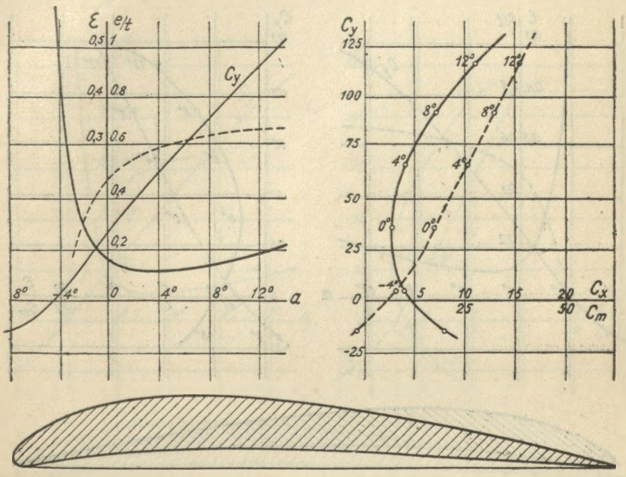
Dla przedstawienia danych doświadczalnych przyjął się sposób, wprowadzony przez Lilienthal'a, zastosowany w naszych rysunkach 21—25. Zamiast mianowicie odmierzać spółczynnik siły nośnej, oporu czołowego i spółczynnik szybowania jako rzędne, przyczem odcięte odpowiadają kątom natarcia (i w ten sposób mieć do czynienia z trzema krzywemi), przedstawiamy wszystkie wy-



Rys. 21. Wykres biegunowy dla profilu wg. rys. 15.

niki, dotyczące danego profilu, przy pomocy jednej tylko krzywej. W prostokątnym układzie spółrzędnych zaznaczamy po każdej próbie taki punkt, którego odcięta równa jest spółczynnikowi oporu czołowego C_x, a rzędna — spółczynnikowi siły nośnej C_y, odpowiednią zaś wartość kąta natarcia (w stopniach) wypisujemy obok cyframi. Nachylenie prostej, przeprowadzonej przez początek układu spółrzędnych i dany punkt, daje miarę spółczynnika szybowania $C_x : C_y$. Krzywa, łącząca poszczególne takie punkty, stanowi t. zw. wykres biegunowy danego pro-

filu i przedstawia odrazu wszystkie te własności profilu, które przedtem były scharakteryzowane zapomocą trzech krzywych (rys. 17 ÷ 19). Nasz rys. 21 odnosi się do tego samego profilu, o którym była mowa w poprzednim rozdziale. Można łatwo sprawdzić zgodność danych rys. 21 i rys. 17 ÷ 19, uwzględniając skale na osi poziomej i pionowej. Ażeby znaleźć z tego wykresu spółczynnik szybowania dla jakiegokolwiek kąta natarcia, kładziemy linijkę tak, żeby przechodziła przez odnośny punkt krzywej i początek układu spółrzędnych, i odczytujemy wartość



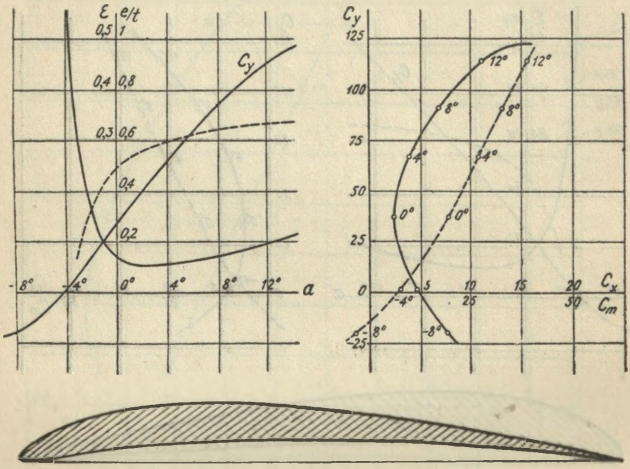
Rys. 22. Profil Göttingen Nr. 360.

spółczynnika na górnej prostej poziomej, albo na prostej pionowej z prawej strony — tam, gdzie linijka przecina jedną z tych dwóch prostych. Linja przerywana na rys. 21 ÷ 25 charakteryzuje, podobnie jak wykres na rys. 20, wędrówkę środka parcia, o czem będzie mowa później; rzędne tej krzywej przedstawiają wartości C_y, a odpowiednie odcięte — wartości wyrażenia $C_m = C_y \cdot e/t$, przyczem e i t posiadają znaczenie, wyjaśnione na końcu rozdziału 8-go.

Na rys. 22 ÷ 25 są przedstawione wraz z wynikami prób cztery profile, odpowiadające dzisiejszym wymaganiom, według nowszych danych laboratorjum w Göttin-

gen [1]). Znaczenie poszczególnych krzywych wynika z tego, cośmy przed chwilą powiedzieli. Po lewej stronie każdego rysunku przedstawione są dla danego profilu wykresy spółczynnika siły nośnej C_y, spółczynnika szybowania ε i wędrówki środka parcia (linją przerywaną), zupełnie podobnie jak na rys. 17, 19 i 20. Skala dla ε jest podana bezpośrednio, skala dla C_y jest taka sama, jak na znajdującym się obok wykresie biegunowym.

Pierwsze trzy rysunki przedstawiają kształty właściwych profilów skrzydła o rozmaitej grubości i rozmaitem

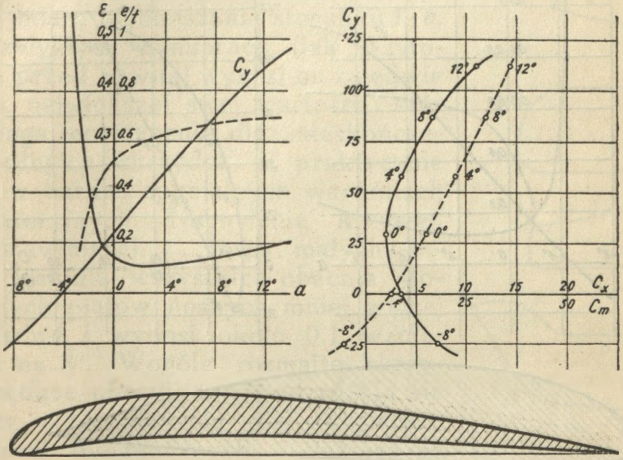


Rys. 23. Profil Götingen Nr. 361.

zakrzywieniu, czwarty przedstawia profil, który może być zastosowany tylko do śmigła (patrz część IV). Uderzające jest duże podobieństwo krzywych, przedstawiających wyniki pomiarów dla różnych profilów. Tak np. krzywa, przedstawiająca C_y w funkcji kąta a, zaczyna się od zera (mniej więcej przy $a = -4^0$) i podnosi się prawie prostolinjowo do wartości 100, gdy kąt natarcia osiąga około 10^0. Najmniejszy spółczynnik szybowania wynosi mniej więcej od 0,05 do 0,06 i przypada dla kąta natarcia ok. 2^0. W przypadku profilu dwuwypukłego (rys. 25)

[1]) Porównaj odsyłacz 1 na str. 38.

nie da się wyznaczyć cięciwy profilu, od której możnaby mierzyć kąt natarcia, jak na rys. 16; dlatego nakreślono tu inną linję odniesienia, która została umyślnie tak obrana, aby osiągnąć przybliżoną zgodność kątów natarcia w porównaniu z poprzedniemi wykresami. Spostrzegamy, że o własnościach profilu decyduje kształt przedniej części profilu i że brak sierpowatego zakończenia ztyłu na rys. 25 nie wpływa zbytnio na postać wykresów. Zresztą duże podobieństwo poszczególnych wykresów uwarunkowane jest tem, że jednak i same profile są dość podobne. Wszystkie one posiadają najgrubsze miejsce

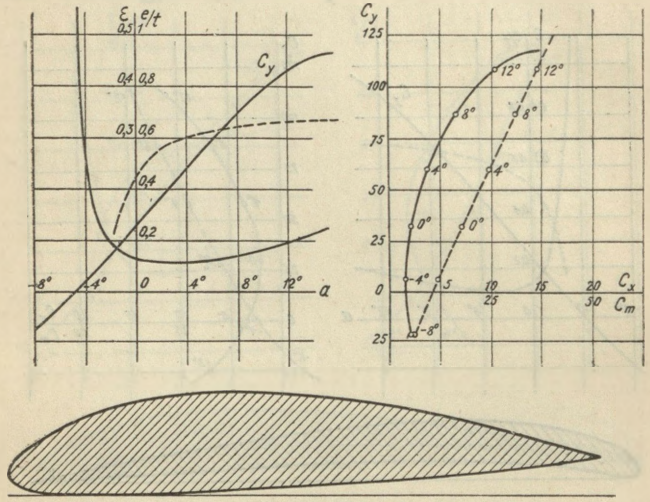


Rys. 24. Profil Götingen Nr. 401.

a zarazem górną styczną poziomą w odległości mniej więcej jednej trzeciej długości profilu od przodu; średnia wypukłość wynosi ok. $^1/_{15}$, wypukłość dolnego brzegu profilu — ok. $^1/_{25}$, największa grubość (za wyłączeniem rys. 25) — ok. $^1/_{10}$ do $^1/_{15}$ długości profilu.

Jest rzeczą wielkiej wagi, aby raz zaprojektowany profil został osiągnięty w wykonaniu z możliwą dokładnością. Dawniej stosowano prawie wyłącznie pokrycie płatów płótnem, na ciągniętemna żeberka (porówn. rozdz. 11), co pociąga za sobą niedokładności, ponieważ pomiędzy dwoma żeberkami płótno nieco się zapada. Zamiast płót-

na można stosować cienkie mocno sklejone deseczki (t. zw. sklejkę), którym łatwo nadać żądany kształt; wtedy jednak mamy tę niedogodność, że sklejka paczy się pod wpływem wilgoci. W ostatnich czasach coraz częściej buduje się skrzydła całkowicie z metalu (patrz rozdział 11), przyczem pokrycie jest wykonywane z cienkiej blachy. Nie jest jeszcze dostatecznie wyjaśnione, czy pojawiające się łatwo na takiem pokryciu wypukłości (wybrzuszenia) nie pogarszają właściwości aerodynamicznych. We wszystkich przypadkach należy dbać o to, by tylna

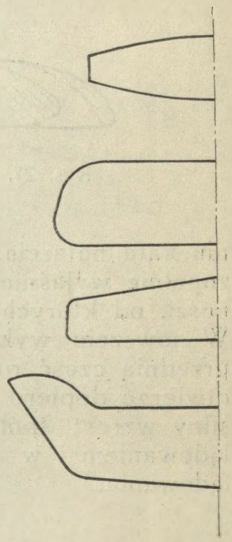


Rys. 25. Profil Götingen Nr. 423.

krawędź była dostatecznie ostra, a cała powierzchnia skrzydła możliwie gładka (np. płótno bywa w tym celu kilkakrotnie lakierowane i cellonowane).

Obrys skrzydła (w widoku zgóry) może być zaokrąglony, prostokątny, trapezowy i t. d.), przyczem nie ma to wielkiego wpływu na warunki aerodynamiczne. Wypróbowano istotnie wszystkie możliwe kształty ze skutkiem mniej więcej jednakowym. Rys. 26 przedstawia kilka przykładów (nakreślone są tylko połowy płatów na lewo od osi symetrji), które pod względem siły nośnej oporu są prawie równorzędne, chociaż wykazują pewne

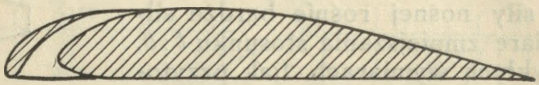
we, różnice pod względem stateczności, o czem będzie mowa w części VII. Tylko stosunek szerokości płata t do rozpiętości b ma duży wpływ na wartości spółczynników z_y i z_x (porówn. rozdział następny). Spółczynnik szybowania zmienia się w mniejszym stopniu i według doświadczeń osiąga najkorzystniejsze wartości przy stosunku od 1 : 8 do 1 : 6. Jeszcze dalsze zmniejszanie stosunku $t : b$ zmniejsza wprawdzie przy niektórych profilach spółczynnik szybowania, ale w tak nieznacznej mierze, że nie opłaca się ponosić strat, wynikających ze zbyt wielkiej rozpiętości skrzydła. Spółczynnik siły nośnej rośnie bardzo silnie w miarę zmniejszania stosunku $t : b$. Przy zwykłych wymiarach (jak przytoczone przed chwilą) wynosi on zaledwie ok. $^2/_3$ największej swej wartości, którą osiąga teoretycznie dla „nieskończenie“ długich skrzydeł, a praktycznie tylko w bardzo specjalnych warunkach laboratoryjnych. Nachylenie krzywej, przedstawiającej z_y (przy małych kątach), jest dla wszystkich obecnie stosowanych płatów nośnych mniej więcej jednakowe i wynosi około 0,1 wzniesienia na 3^0. Wogóle rozmaite skrzydła, będące obecnie w użyciu, różnią się między sobą niewiele pod względem własności dynamicznych, i różnice te brane są pod uwagę jedynie przy bardzo dokładnych obliczeniach. Stwierdzamy to wyraźnie na rys. 21 do 25, które przedstawiają wyniki pomiarów na modelach o stosunku $t : b = 1 : 7$ do $1 : 5$. — O ile skrzydło posiada zmienną szerokość, to zamiast t należy wstawiać we wszystkich obliczeniach iloraz powierzchni nośnej przez rozpiętość.



Rys. 26. Kilka płatów nośnych w widoku zgóry.

Niezwykły kształt skrzydła, oparty na próbach Lachmann'a z roku 1917, został zastosowany na wielkich angielskich płatowcach Handley-Page. Jak wskazuje rys. 27, profil takiego skrzydła jest podzielony i składa się z części głównej mniej więcej zwykłego kształtu oraz z dodatkowej części przedniej, oddzielonej szczeliną od

części głównej. Działanie szczeliny objawia się głównie w tem, że wznosząca się gałąź wykresu siły nośnej (C_y w funkcji a) sięga tu dalej niż zwykle, prawie do 27°, gdzie C_y osiąga wartość prawie 200, tymczasem na rys. 17. największa wartość C_y wynosiła zaledwie 110 (przy 14°). Prawdopodobnie szczelina wyrównywuje częściowo różnicę ciśnień dolnej i górnej powierzchni skrzydła i w ten sposób zapobiega odrywaniu strug powietrza od górnej powierzchni, co normalnie rychło następuje przy zwiększaniu kąta natarcia. Zjawisko to jednak nie jest jeszcze zupełnie wyjaśnione, i nie są znane wszystkie okoliczności, od których zależy wspomniany wzrost siły nośnej. W nowszem wykonaniu skrzydło „szczelinowe" posiada przednią część ruchomą, dzięki czemu szczelina daje się otwierać dopiero w locie. Można w ten sposób osiągnąć silny wzrost spółczynnika siły nośnej na krótko przed lądowaniem i w związku z tem zmniejszenie prędkości lądowania.



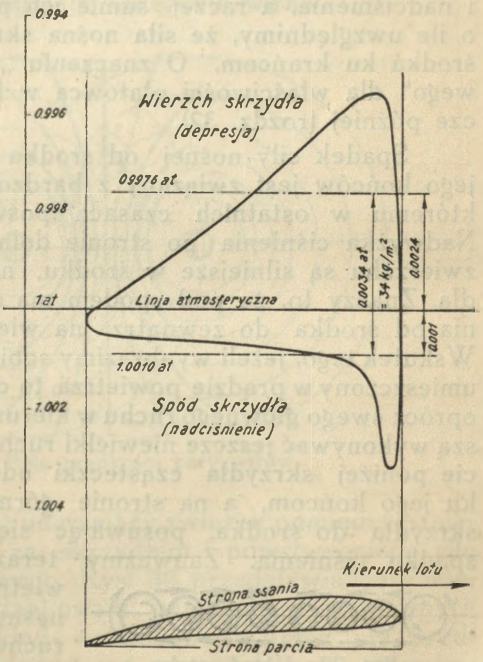
Rys. 27. Skrzydło Lachmann-Handley-Page.

10. Rozkład ciśnienia. Wpływ stosunku boków.

Mówiliśmy już na początku rozdziału tego, że na wierzchu poruszającego się skrzydła powstaje spadek ciśnienia (depresja, działanie ssące), na spodzie zaś daje się stwierdzić wzrost ciśnienia (nadciśnienie). Przeciętne działanie ssania jest zwykle prawie dwa razy większe, niż przeciętne działanie nadciśnienia; znaczy to, że rozrzedzenie powietrza przy wierzchu skrzydła przyczynia się do wytworzenia siły nośnej w przybliżeniu dwa razy więcej, niż zgęszczenie przy spodzie. Można stąd wywnioskować, że kształt wierzchu skrzydła odgrywa większą rolę, niż kształt spodu. Na rys. 28 widzimy dwie krzy-

które przedstawiają rozkład ciśnienia po obydwóch stronach profilu w pewnym konkretnym przypadku. Prosta pozioma odpowiada ciśnieniu powietrza w spoczynku, a więc 1 at. Dolna krzywa wykazuje przebieg ciśnień mniej więcej od 1 at. do 1,003 at. i odtwarza parcie na spód skrzydła; górna zaś krzywa dochodzi do 0,996 at. i odpowiada depresji na wierzchu skrzydła. Największa nadwyżka nad ciśnieniem atmosferycznem wynosi zatem niespełna 0,003 at = 30 kg/m^2, największa depresja poniżej tego ciśnienia na wierzchu—ok. 0,004 at=40 kg/m^2. Średnie wartości dla spodu wynoszą 0,0010 at = 10 kg/m^2, dla wierzchu 0,0024 at = 24 kg/m^2. W rezultacie skrzydło nasze posiada w rozpatrywanym przekroju wypadkową średnią siłę nośną równą 10+24=34 kg/m^2. Przykład ten oparty jest na danych pomiarowych, osiągniętych przy prędkości 40 m/sek.

Opisane powyżej działanie nie odbywa się zupełnie jednakowo we wszystkich przekrojach skrzydła, a zależy w pewnym stopniu od położenia przekroju. O ile skrzydło jest zupełnie symetryczne i profil niezmienny we wszystkich przekrojach, to na przekroje położone przy końcach skrzydeł działa [illegible]padkowa ciśnień ni[illegible]mniejsza, niż na [illegible]kroje wewnętrzne bliżej kadłuba. Często umyślnie potęgujemy te różnice, czyniąc kąt natarcia profilów coraz mniejszym ku krańcom skrzydeł, lub zmniejszając stopniowo szerokość skrzydła, przyczem obrys skrzydła przestaje być prostokątem. Dzięki temu polepszają się właści-



Rys. 28. Rozkład ciśnienia na profilu skrzydła.

wości płatowca w locie, a ponadto powstają korzystniejsze warunki konstrukcyjne, gdyż siła nośna działa na każdą połowę skrzydła na mniejszem ramieniu.

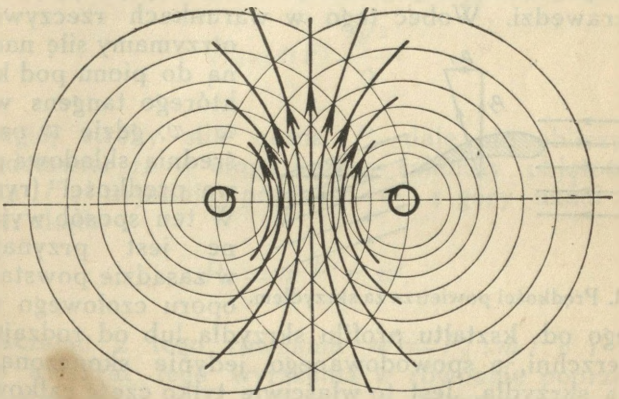
Jeżeli podzielimy całkowity ciężar G samolotu wraz z załogą, bagażem i t. d. przez wielkość F całkowitej powierzchni nośnej (przy dwupłatowcu przez sumę powierzchni górnego i dolnego skrzydła), to otrzymamy przeciętne obciążenie na jednostkę powierzchni nośnej, czyli t. zw. „obciążenie jednostkowe płatów nośnych". W dzisiejszych samolotach wynosi ono zwykle od 30 do 60 kg/m^2, w najnowszych szybkich aparatach dochodzi jednak do 85 kg/m^2; dawniejsze duże i powolne płatowce miewały obciążenie jednostkowe około 25 kg/m^2, niekiedy jeszcze mniej. Średnie obciążenie jednostkowe musi być równe wspomnianej wyżej sumie oddziaływań ssania i nadciśnienia, a raczej sumie ich przeciętnych wartości, o ile uwzględnimy, że siła nośna skrzydeł zmiejsza się od środka ku krańcom. O znaczeniu „obciążenia jednostkowego" dla właściwości płatowca w locie pomówimy jeszcze później (rozdz. 32).

Spadek siły nośnej od środka skrzydła w kierunku jego końców jest związany z bardzo ważnem zjawiskiem, któremu w ostatnich czasach poświęcono wiele uwagi. Nadwyżka ciśnienia po stronie dolnej, a także depresja zwierzchu są silniejsze w środku, niż na końcach skrzydła. Znaczy to, że pod spodem ma miejsce spadek ciśnienia od środka do zewnątrz, na wierzchu zaś naodwrót. Wskutek tego, jeżeli wyobrazimy sobie samolot nieruchomy umieszczony w prądzie powietrza, to cząsteczki powietrza— oprócz swego głównego ruchu w kierunku osi samolotu—muszą wykonywać jeszcze niewielki ruch dodatkowy: mianowicie poniżej skrzydła cząsteczki oddalają się od środka ku jego końcom, a na stronie górnej płyną od końców skrzydła do środka, posuwając się zawsze w kierunku spadku ciśnienia. Zauważmy teraz, że cząsteczki powietrza, minąwszy skrzydło naskutek swego głównego ruchu, nie mogą natychmiast stracić dodatkowego ruchu okrążającego. Za skrzydłem wytwarza sią stan ruchu powietrza, przedstawiony na rys. 29, który nazywamy „pasmem wirowem" (P r a n d t l). Wyobraźmy sobie



Rys. 29. Układ wirów.

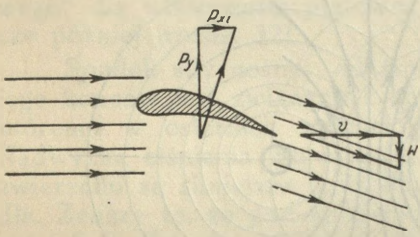
mianowicie, że poszczególne zaznaczone na rysunku włókna wirowe istnieją jednocześnie obok siebie; w takim razie wzbudzone przez nie prędkości znoszą się wzajemnie w tych miejscach, gdzie włókna sąsiadują ze sobą, gdyż prędkości mają odwrotne kierunki, pozostaje więc na dole tylko przepływ od środka do końców pasma wirowego, a na wierzchu—od końców do środka. Gdy mówimy, że skrzydło pozostawia za swą tylną krawędzią przedłużenie w postaci pasma wirowego, to nie rozumiemy przez to nic innego, jak tylko to osobliwe przesuwanie się względem siebie górnych i dolnych warstw powietrza. Należy przyjąć, że w każdem miejscu natężenie wspomnianych wirów jest proporcjonalne do spadku siły nośnej w danym przekroju skrzydła. Niejednakowe wymiary małych kółek, oznaczających wiry na rys. 29, mają właśnie wyrażać wzrastające natężenie wirów.



Rys. 30. Pole prędkości pary wirów.

Można stwierdzić uderzający związek pomiędzy istnieniem pasma wirów za skrzydłem i powstawaniem siły nośnej i oporu czołowego. Rys. 30 przedstawia parę włókien wirowych o jednakowem natężeniu i przeciwnych kierunkach oraz rozkład wzbudzonych przez nie prędkości. Całe „pasmo wirów" wg. rys. 29 stanowi tylko ciągły układ takich „par wirowych". Wir oznacza, jak to przedstawiono na rys. 30, ruch cząsteczek po okręgach spółśrodkowych, przyczem prędkości są odwrotnie pro-

porcjonalne do odległości od wspólnego środka. [1]) Jeżeli złożymy prędkości, pochodzące od dwuch sąsiadujących włókien wirowych o równych natężeniach i przeciwnych kierunkach, to w obszarze między obydwoma włóknami otrzymamy prędkości skierowane mniej więcej z góry na dół, jak to widać na rys. 30. Ogół takich par wirowych poza tylną krawędzią skrzydła musi więc wytwarzać pole prędkości skierowanych z góry na dół, które uwarunkowane jest tylko spadkiem siły nośnej od środka ku końcom płata. Gdybyśmy mieli skrzydło o nieograniczonej długości z równomiernym rozkładem siły nośnej, to nie byłoby wcale dodatkowego bocznego opływu zdołu do góry, ani pasma wirów, ani pola prędkości na dół skierowanych. Można założyć, że w tym przypadku istniałaby tylko pionowa siła nośna, i w ogólności, że siła wywierana przez powietrze na skrzydło jest prostopadła do kierunku prędkości cząsteczek powietrza, spływających z tylnej krawędzi. Wobec tego w warunkach rzeczywistych otrzymamy siłę nachyloną do pionu pod kątem, którego tangens wynosi $w : v$, gdzie w oznacza średnią składową pionową prędkości (rys. 31). W ten sposób wyjaśnione jest przynajmniej w zasadzie powstawanie oporu czołowego niezależnego od kształtu profilu skrzydła lub od rodzaju jego powierzchni, a spowodowanego jedynie skończoną długością skrzydła. Jest to właściwie tylko część całkowitego



Rys. 31. Prędkości powietrza za skrzydłem.

[1]) Prędkości w bezpośredniem otoczeniu środka wiru są więc „nieskończenie wielkie“ w stosunku do punktów bardziej oddalonych. Dlatego, jeżeli rozpatrujemy jakiś punkt warstwy wirowej, jak to miało miejsce w tekście, to należy brać pod uwagę tylko bezpośrednio sąsiadujące włókna wirowe, a pomijać bardziej oddalone. Natomiast w pewnej odległości od warstwy wirowej należy uwzględniać działanie wszystkich włókien wirowych razem. Całość trzeba sobie tak wyobrażać, że poszczególne włókna wirowe są „nieskończenie“ słabe, tak że w swem bezpośredniem otoczeniu wzbudzają one prędkości skończone, podczas gdy w pewnej odległości ogół tych włókien powoduje również prędkości skończone.

oporu czołowego, zwana oporem „indukcyjnym" P_{xi}, przyczem czyni on zadość zależności $P_{xi} : P_y = w : v$.

Drugi związek dla oporu indukcyjnego otrzymamy, zakładając, że praca, zużyta na jego pokonanie, przekształca się całkowicie w energję kinetyczną ruchu powietrza z góry nadół ztyłu skrzydła. Niech F' oznacza pole przekroju (prostopadłego do kierunku lotu), w którym panuje średnia prędkość powietrza z góry nadół w'; w takim razie objętość powietrza, biorącego udział w tym ruchu, zwiększa się co sekundę o $F'.v$. Wobec tego przyrost energji kinetycznej w ciągu każdej sekundy wynosi

$$m \,.\, F' \,.\, v \,.\, \frac{w'^2}{2}$$

i musi być równy pracy $P_{xi} \,.\, v$, zużytej w tymże czasie na przezwyciężenie oporu czołowego. Wypada stąd:

$$P_{xi} = m\, F' \,.\, \frac{w'^2}{2} \,.$$

Z drugiej strony siła nośna P_y daje się obliczyć na tej podstawie, że w ciągu każdej sekundy objętość powietrza $F'v$ uzyskuje prędkość w' z góry nadół (por. str. 46), skąd:

$$P_y = m\, F' v \,.\, w'.$$

Wyznaczając z tego równania $w' = P_y : m\, F' v$ i wstawiając kwadrat tego wyrażenia w równanie poprzednie, otrzymamy:

$$P_{xi} = m\, F' \frac{1}{2} \left(\frac{P_y}{m\, F' v} \right)^2 = \frac{P_y{}^2}{2m\, v^2\, F'} \,.$$

Wzór ten może być stosowany naturalnie tylko wtedy, gdy znana jest wielkość pola przekroju F'; tymczasem o polu tem wiemy narazie tylko tyle, że zależy ono w pierwszej linji od rozpiętości skrzydła b. Teoretyczne rozważania wykazały, że największa wartość F' (a więc najkorzystniejsza, ponieważ prowadzi do najmniejszego P_{xi}) jest równa polu koła, opisanego na rozpiętości skrzy-

dła, jako na średnicy, a więc $F' = \frac{\pi}{4} b^2$. Otrzymujemy w ten sposób najmniejszy opór indukcyjny

$$P_{xi} = \frac{2}{\pi} \cdot \frac{P_y^2}{mv^2 b^2}.$$

Jeżeli podstawimy tutaj dla P_y i P_{xi} wyrażenia (a) z rozdz. 8-go i zauważymy, że powierzchnia nośna F jest równa iloczynowi rozpiętości przez szerokość skrzydła $b.t$, to otrzymamy (odnosząc teraz spółczynnik z_x tylko do indukcyjnej części oporu czołowego):

$$z_x . m. F. v^2 = \frac{2}{\pi} \frac{z_y^2 . m^2 . b^2 t^2 . v^4}{mv^2 b^2},$$

a po skróceniu

$$z_x = \frac{2}{\pi} z_y^2 \cdot \frac{t}{b}.$$

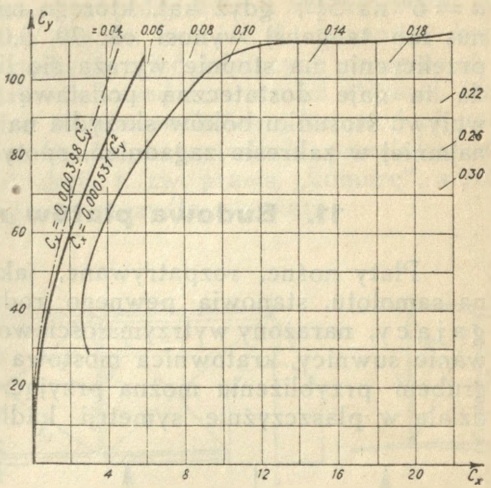
Jeżeli zamiast spółczynników z_y, z_x podstawimy 200 razy większe C_y, C_x, to wypadnie:

$$C_x = \frac{1}{100\,\pi} C_y^2 \cdot \frac{t}{b},$$

np. dla $\frac{t}{b} = \frac{1}{6}$ będzie $C_x = 0{,}000531\ C_y^2$.

Ten teoretyczny związek pomiędzy spółczynnikami siły nośnej i oporu czołowego może być wykreślnie przedstawiony w takim samym układzie, jak wykres biegunowy na rys. 21, gdzie C_x i C_y oznaczają zwykle spółrzędne prostokątne; otrzymujemy wtedy p a r a b o l ę. Na rys. 32 widzimy taką parabolę i obok podaną dla porównania krzywą biegunową z rys. 21, otrzymaną z pomiarów w tunelu. Widzimy, że teoretyczna parabola odtwarza dość dobrze ogólny przebieg krzywej doświadczalnej. Ta

ostatnia jest przesunięta nieco na prawo względem paraboli, co dowodzi, że opór czołowy rzeczywisty jest większy od „indukcyjnego" (dla którego zresztą podano tylko teoretyczne minimum). Dodatkowa część oporu nazywa się „oporem kształtu" gdyż przyjmujemy, że zależy ona przedewszystkiem od kształtu profilu. Całe to rozważanie wykazuje — i na tem polega jego główne znaczenie, że udoskonalając profile nie można zmniejszyć oporu czołowego poniżej pewnej wielkości, uwarunkowanej stosunkiem boków $b:t$, i że przy dzisiejszych profilach opór jest już dość zbliżony do tej najkorzystniejszej wartości.



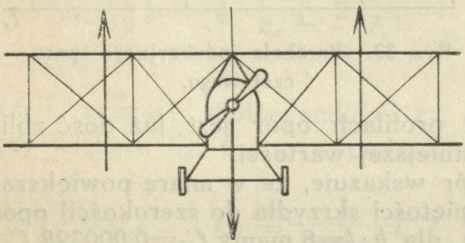
Rys. 32. Parabola indukcyjnego oporu czołowego.

Ostatni nasz wzór wskazuje, że w miarę powiększania stosunku $b:t$ (rozpiętości skrzydła do szerokości) opór indukcyjny maleje; np. dla $b:t=8$ mamy $C_x=0{,}000398\ C_y^2$ (parabola wykreślona linją przerywaną na rys. 32). Jeżeli wykonaliśmy pomiary przy stosunku boków 6:1, to możemy przewidzieć, jaka będzie krzywa biegunowa dla stosunku 8:1; w tym celu należy tylko dodać różnicę odciętych biegunowej dla stosunku 6:1 i odpowiedniej paraboli (wyrażające opór kształtu) do odciętych nowej paraboli, odpowiadającej stosunkowi 8:1. Numeracji kątów natarcia nie można jednak bezpośrednio przenosić z jednej biegunowej na drugą; trzeba bowiem pamiętać o tem, że dla wielkości siły nośnej miarodajne są kąty natarcia odniesione do kierunku spływu z tylnej krawędzi, a więc kąty mniejsze od zwykłych kątów natarcia o wielkość $w:v = P_{xi}:P_y$. Dla punktów pierwszej paraboli jest $P_{xi}:P_y = 0{,}000531\ C_y$, dla drugiej $0{,}000398\ C_y$. Dlatego też, prze-

chodząc od stosunku 6:1 do 8:1, musimy napisać dla którejkolwiek rzędnej C_y kąt natarcia zmniejszony o 0,000133 C_y; np. dla $C_y = 70$ musimy obniżyć wartość $a = 6^0$ na $5\frac{1}{2}^0$, gdyż kąt, którego miara łukowa (albo sinus lub tangens) wynosi ok. 70. 0,000133 = 0,00931, po przeliczeniu na stopnie wyraża się liczbą ok. 0,53. Metoda ta daje dostateczną podstawę dla oceny zgrubsza wpływu stosunku boków skrzydła na wielkości sił — przynajmniej w zakresie zagadnień, spotykanych w technice [1]).

11. Budowa płatów nośnych.

Płaty nośne, rozpatrywane, jako część konstrukcyjna samolotu, stanowią pewnego rodzaju u s t r ó j d ź w i g a j ą c y, narażony wytrzymałościowo podobnie jak rusztowanie suwnicy, kratownica mostowa i t. p. W pierwszem grubem przybliżeniu można przyjąć, że ciężar samolotu działa w płaszczyźnie symetrji kadłuba pionowo na dół, zaś siły nośne są przyłożone w środkach prawego i lewego skrzydła i obciążają przymocowaną do kadłuba konstrukcję płatów na gięcie (rys. 33). Stopniowo dopiero ustaliło się wśród konstruktorów przekonanie, że budowa płatów nośnych stanowi poważne zagadnienie statyki budowli, dla racjonalnego rozwiązania którego należy wykorzystać w całej pełni wyniki tej wysoce rozwiniętej nauki. Zasadniczo rozróżniamy

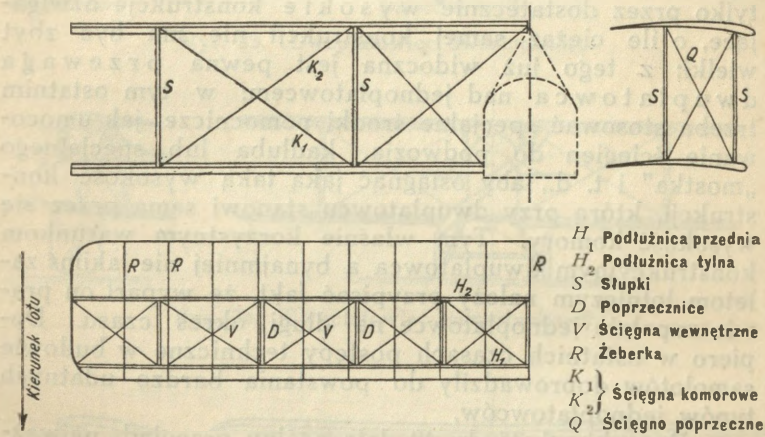


Rys. 33. Siły działające na samolot.

[1]) Przedstawiona tutaj pobieżnie teorja pochodzi od Z. P r a n d t l'a, który rozwinął ją po raz pierwszy w dwóch pracach ogłoszonych w „Nachr. d. Göttinger Gesellschaft d. Wissensch.", 1918 i 1919. Dała ona początek licznym pracom, których tytuły i t. d. są dokładnie przytoczone w sprawozdaniach instytutu doświadczalnego w Göttingen (por. odsyłacz na str. 38). A. B e t z podał popularny wykład tej teorji, pzzeznaczony dla szerszych kół czytelników, w „Naturwissenschaften" 1918 zeszyt 38/39.

dzisiaj skrzydła „wolnonośne" (nowszy typ — t. zw.„ cantilever"), które zawdzięczają swą zdolność udźwigową własnej wytrzymałości, oraz skrzydła „wiązadłowe" (starszy typ), które dopiero w połączeniu z zewnętrznym systemem rozpinającym (słupki, liny i t. d.) stanowią konstrukcję zdolną do podjęcia sił działających na samolot.

Rys. 34 przedstawia zasadnicze części starszej, lecz dzisiaj jeszcze bardzo rozpowszechnionej konstrukcji nośnej d w u p ł a t o w c a. Rzut pionowy (widok z przodu) przedstawia połowę konstrukcji, t. zw. prawą „komorę", a rzut poziomy — prawe górne skrzydło samolotu.



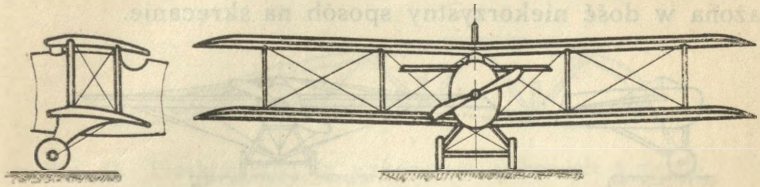
Rys. 34. Główne części konstrukcji nośnej normalnego dwupłatowca.

Z podanych obok napisów można odrazu zrozumieć przeznaczenie poszczególnych części („podłużnice, słupki, poprzecznice, żeberka, ścięgna wewnętrzne i komorowe"). W rzucie bocznym uwidocznione są krzyżujące się „ścięgna poprzeczne", czyli linki przeciągnięte wzdłuż przekątnych równoległoboku, utworzonego przez dwa słupki i dwie poprzecznice. Górne i dolne skrzydła bywają często „ustopniowane", t. j. przesunięte poziomo względem siebie. Podłużnice są wykonywane prawie zawsze z drewna, słupki z drewna albo ze stali, poprzecznice — przeważnie ze

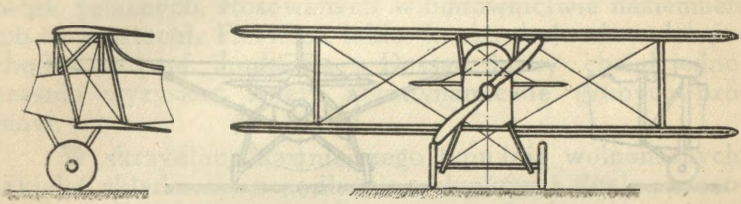
stali, ścięgna — z linek stalowych. Wyszczególnione powyżej części składowe wraz z urządzeniem pomocniczem, koniecznem dla umocowania skrzydeł do kadłuba („kozioł" albo „baldachim"), tworzą właściwą konstrukcję dźwigającą; wymiary ich (wysokość i szerokość podłużnic, grubość słupków i linek i t. d.) powinny być obliczone według zasad statyki budowli i nauki o wytrzymałości materjałów. Należy przytem zwrócić uwagę na ważną okoliczność, że płat górny i dolny tworzą wspólnie jeden system nośny, podobnie jak np. kratownica mostowa, w której odległość górnego i dolnego „pasa" odegrywa tę samą rolę, co odległość między górnem i dolnem skrzydłem. Istnieje ogólna zasada, że duże ciężary mogą być opanowane tylko przez dostatecznie wysokie konstrukcje dźwigające, o ile ciężar samej konstrukcji nie ma być zbyt wielki; z tego już widoczna jest pewna przewaga dwupłatowca nad jednopłatowcem: w tym ostatnim trzeba stosować specjalne środki pomocnicze, jak umocowanie ścięgien do podwozia, kadłuba lub specjalnego „mostka" i t. d., aby osiągnąć jaką taką wysokość konstrukcji, którą przy dwupłatowcu stanowi sama przez się wysokość komory. Tym właśnie korzystnym warunkom konstrukcyjnym dwupłatowca a bynajmniej nie jakimś zaletom lotniczym należy przypisać fakt, że wyparł on prawie zupełnie jednopłatowce na długi okres czasu. Dopiero w ostatnich czasach postępy techniczne w budowie samolotów doprowadziły do powstania bardzo udatnych typów jednopłatowców.

Rysunki od 35 do 40 dają ogólny przegląd najważniejszych typów konstrukcyj nośnych płatowców. Na każdym z tych rysunków mamy po prawej stronie rzut pionowy całego samolotu w widoku zprzodu (przyczem części mniej ważne zostały pominięte); po lewej stronie zaś znajduje się rzut boczny głównej środkowej części płatowca, która pozostaje po usunięciu części przedniej i ogonowej kadłuba. Pierwsze trzy rysunki przedstawiają dwupłatowce, pozostałe trzy — jednopłatowce. Rys. 35 przedstawia dwupłatowiec „dwusłupkowy" (tego samego rodzaju, co na rys. 34), który posiada po dwa słupki z prawej i z lewej strony, rozmieszczone w dwóch płaszczyznach— zprzodu i ztyłu. W podobny sposób buduje się wielkie samoloty trój — i cztero-słupkowe. Zaletą tej konstrukcji

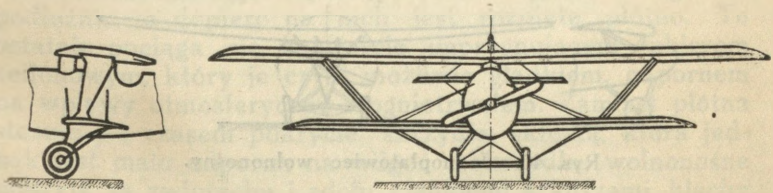
jest prostota i jasność warunków statycznych, t. zn. rozkładu sił i naprężeń; poważną zaś wadę stanowi znaczna ilość słupków i długich linek, pociągających za sobą wielkie opory, co uniemożliwia osiągnięcie większych prędkości lotu. Postęp pod tym względem widzimy w dwupłatowcu „jednosłupkowym" na rys. 36; pomimo znaczne-



Rys. 35. Dwupłatowiec dwusłupkowy.



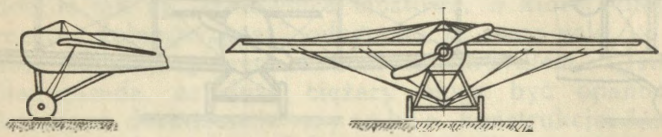
Rys. 36. Dwupłatowiec jednosłupkowy.



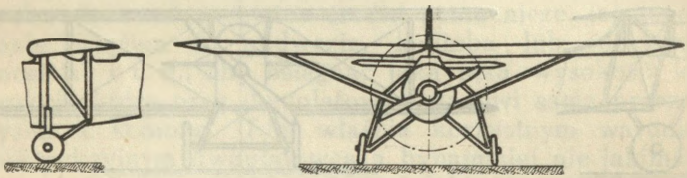
Rys. 37. Półtorapłatowiec

go zredukowania konstrukcji usztywniającej daje się i tu osiągnąć rozpiętość nie o wiele mniejszą, niż poprzednio. Przytem układ linek jest nieco inny, mianowicie przeprowadzone są t. zw. ścięgna czołowe, łączące odpowiednie punkty górnego płata w płaszczyźnie tylnych słupków z przednią częścią kadłuba. Rys. 37 przedstawia tak zwany „półtorapłatowiec" (Nieuport) — konstrukcję na-

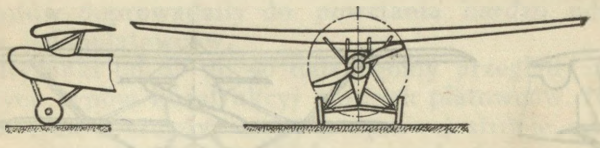
dającą się specjalnie dla celów sportowych i bojowych. Dolne skrzydło ma tutaj tylko jedną podłużnicę, połączoną zapomocą widełkowatych słupków z obydwiema podłużnicami górnego skrzydła. W ten sposób można się obejść bez ścięgien poprzecznych, a ponadto zastąpić linki, leżące w płaszczyznach podłużnic przez odpowiednie zastrzały; jednakże dolna podłużnica jest przytem narażona w dość niekorzystny sposób na skręcanie.



Rys. 38. Jednopłatowiec wiązadłowy starszego typu.



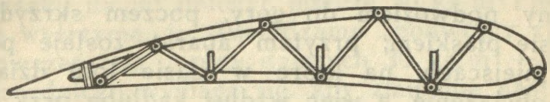
Rys. 39. Jednopłatowiec jednosłupkowy.



Rys. 40. Jednopłatowiec wolnonośny.

Starszą konstrukcję jednopłatowca przedstawia rys. 38: płat nośny jest połączony przy pomocy znacznej ilości linek z dwoma stałemi punktami powyżej i poniżej kadłuba. Odległość tych punktów, położonych jeden nad drugim, stanowi tę niezbędną „wysokość konstrukcji", o której była mowa wyżej. Znaczny postęp stanowi nowoczesny jednopłatowiec, wzmocniony nielicznemi zastrzałami, przedstawiony na rys. 39, jeszcze zaś dalsze ulepszenie—konstrukcja wg. rys. 40, wolna od jakichkolwiek wiązadeł

zewnętrznych. Jest ona możliwa tylko dzięki temu, że samo skrzydło, a raczej jego szkielet zawarty między wierzchnią i spodnią powierzchnią, stanowi dostatecznie wytrzymałą kratownicę. Rys. 41 przedstawia przekrój takiego skrzydła samolotu, wykonanego z lekkiego metalu (duraluminium) przez firmę Rohrbach w Berlinie. Poszczególne elementy kratownicy są to częściowo cienkościenne



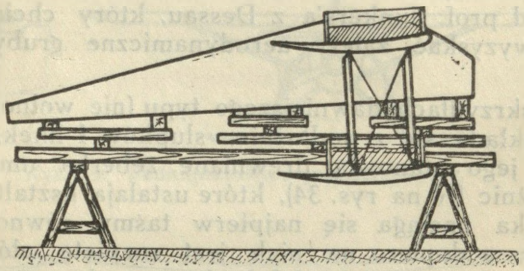
Rys. 41. Przekrój skrzydła wykonanego całkowicie z metalu.

rury, częściowo zaś beleczki z cienkiej blachy (miniatury belek żelaznych, stosowanych w budownictwie naziemnem lub w mostach). Pierwsze takie konstrukcje skrzydeł pochodzą od prof. Junkers'a z Dessau, który chciał jednocześnie wyzyskać zalety aerodynamiczne grubych profilów.

W skrzydłach dawniejszego typu (nie wolnonośnych) szkielet składa się z podłużnic, słupków i linek, a uzupełnienie jego stanowią drewniane żeberka umocowane do podłużnic (*R* na rys. 34), które ustalają kształt profilu. Na żeberka naciąga się najpierw taśmy równoległe do podłużnic, a dopiero na nich jest rozpięte płótno. To ostatnie pociąga się specjalnie impregnującym lakierem cellonowym, który je czyni możliwie gładkiem, odpornem na wpływy atmosferyczne i ogniotrwałem. Zamiast płótna stosuje się czasem pokrycie skrzydła sklejką, która jednak jest mało odporna na wilgoć. Skrzydła wolnonośne pokryte są zwierzchu i zdołu cienkiemi arkuszami blachy aluminjowej, które same stanowią część konstrukcji nośnej. Z punktu widzenia aerodynamicznego chodzi tylko o to, aby zaprojektowany profil skrzydła był zrealizowany możliwie dokładnie. Ponieważ płótno ugina się łatwo pomiędzy żeberkami pod wpływem zewnętrznego nacisku, więc metalowe skrzydła byłyby lepsze, gdyby nie to, że na cienkiej blasze łatwo powstają wybrzuszenia.

Po zbudowaniu nowego typu samolotu (na podstawie obliczeń mechanicznych i wytrzymałościowych) poddaje

się często dla kontroli jego komorę jeszcze t. zw. statycznej próbie wytrzymałości. Próba taka jest wskazana, gdyż naogół istnieje dość duża dowolność w wyborze spółczynników wytrzymałościowych, a także w samych założeniach, na których opierają się obliczenia konstruktorów. Zwykle wykonywa się takie badanie w warunkach, odpowiadających wznoszeniu samolotu. Sam pomiar przeprowadza się w następujący sposób: samolot zostaje odwrócony podwoziem do góry, poczem skrzydła jego obciąża się piaskiem; przytem aparat zostaje podparty w tych miejscach, na które w czasie lotu działa największe obciążenie, a więc wzdłuż kadłuba przy belkach silnikowych, przy siedzeniu pilota i t. d. W ten sposób osiągamy analogiczne działanie sił na konstrukcję nośną, jak w locie, mianowicie obciążenie piaskiem zastępuje siłę nośną, a reakcje podpór—właściwe obciążenie samolotu.



Rys. 42. Próba statyczna.

Przy wykonywaniu próby statycznej należy uwzględniać ciężar własny skrzydeł (lub niewiele od niego różniący się ciężar komory). Ciężar ten wynosi obecnie najczęściej od 3 do 5 kg. na metr kwadratowy powierzchni płatów, niekiedy nieco więcej. Jeżeli np. poddajemy próbie samolot, dla którego obciążenie jednostkowe powierzchni (w znaczeniu wyjaśnionem w rozdz. 10-ym) wynosi ok. 34 kg/m^2, a ciężar skrzydeł 4 kg/m^2, to należy obciążyć skrzydła piaskiem w stosunku $34 - 8 = 26$ kg/m^2. Wtedy bowiem faktyczne obciążenie skrzydła podczas próby wynosi $26 + 4 = 30$ kg/m^2; otóż takie same siły działają na konstrukcję nośną podczas lotu, ponieważ od obciążenia

jednostkowego 34 kg/m^2 należy teraz odjąć ciężar własny 4 kg/m^2, który zostaje bezpośrednio skompensowany przez siłę nośną i wskutek tego nie obciąża wcale konstrukcji. Rozkład piasku na skrzydłach trzeba możliwie upodobnić do rozkładu siły nośnej, a rozkład reakcyj — do rozkładu obciążenia. Najłatwiej zadośćuczynić temu ostatniemu wymaganiu przy pomocy odpowiednio obliczonego układu dźwigni, jak zaznaczono na rys. 42. Jeżeli do pierwszych 26 kg. piasku na m^2 dołożyć jeszcze 30 kg/m^2 i płatowiec próbę tę wytrzyma, to stwierdzamy „podwójny spółczynnik bezpieczeństwa", przy dalszych 30 kg/m^2 — potrójny i t. d. Zasadniczo wymaga się, aby złamanie następowało dopiero przy 4 - lub 5 krotnie większem obciążeniu niż to, które odpowiada wznoszeniu samolotu (a więc w naszym przypadku 116 do 146 kg/m^2). Przy pomocy innych odpowiednio obmyślonych prób statycznych można wypróbować wytrzymałość samolotu nietylko w normalnych warunkach lotu, ale i w innych, np. przy podrywaniu płatowca z lotu szybowego, przy locie „pikowym" (stromo nadół) i t. d. Bardziej szczegółowe wiadomości o tem można znaleźć w podręcznikach statyki lotniczej [1]).

12. Obliczenie prędkości lotu i niezbędnej siły ciągu przy danym kącie natarcia.

Na podstawie rozważań z rozdz. 8-go możemy obliczyć prędkość lotu poziomego płatowca, jeżeli znamy jego ciężar, wielkość powierzchni nośnej oraz k ą t n a t a r c i a p r z y l o c i e p o z i o m y m, a ponadto własności aerodynamiczne profilu, t. j. odnośne wykresy spółczynników z_y i z_x. Na str. 48 wyprowadzony został wzór:

$$P_y = z_y \,.\, m \,.\, F \,.\, v^2.$$

Przy locie poziomomym siła nośna musi być równa ciężarowi G samolotu (wraz z całym ładunkiem). Gdyby siła nośna była większa od ciężaru, to samolot wznosiłby się, w przypadku odwrotnym — opadałby. Mamy więc równanie:

[1]) Np.: A. van Gries, Flugzeugstatik, Berlin: Julius Springer 1921. Całokształt nasuwających się tu zagadnień wyłożony jest także w artykule I. Ratzersdorfer'a w Zeitschr. f. angew. Mathem. u. Mechanik, tom 1, str. 47 do 61, oraz w pracy W. Hoff'a, Die Festigkeit deutscher Flugzeuge, 8 zeszyt „Berichte und Abhandlungen" der Wissensch. Gesellschaft f. Flugtechnik, München: R. Oldenbourg 1922.

$$G = P_y = z_y . m . F . v^2.$$

Rozwiązując to równanie względem prędkości v, otrzymamy:

$$v^2 = \frac{G}{z_y . m . F}, \qquad v = \sqrt{\frac{G}{z_y . m . F}}.$$

Wartość spółczynnika z_y trzeba wziąć z wykresu doświadczalnego, do czego jednak musimy znać kąt natarcia odpowiadający lotowi poziomemu. Załóżmy, że ten kąt natarcia $a = 2^0$, przyczem obieramy profil wg. rys. 15; w takim razie na rys. 17 odczytujemy $z_y = 0{,}205$; dla samolotu ważącego 1200 kg. i posiadającego 35 m^2 powierzchni nośnej będzie więc przy normalnej gęstości powietrza $^1/_8$:

$$v = \sqrt{\frac{1200}{0{,}205 . {}^1/_8 . 35}} = 36{,}6 \text{ m/sek.}$$

Gdyby kąt natarcia wynosił nie 2^0 ale 4^0, to na rys. 17 odczytalibyśmy $z_y = 0{,}276$; wówczas byłoby $v = 31{,}4$ m/sek. Podobnie przy 6^0 mielibyśmy $z_y = 0{,}350$, skąd $v = 28{,}0$ m/sek. Widzimy więc, że prędkość zmniejsza się, gdy kąt natarcia rośnie.

Wszystko to nie jest jeszcze ostatecznem obliczeniem prędkości lotu, ponieważ nie wiemy dotąd, jak znaleźć kąt natarcia. Jest to jednak zrozumiałe samo przez się, że nie można obliczyć prędkości lotu, dopóki nie wiemy nic o mocy silnika. Dopiero w części VI będziemy mogli przeprowadzić całkowite obliczenie; tutaj możemy jednak uczynić jeszcze pewien krok naprzód.

Nawiązując mianowicie do rozważań rozdz. 8-go i do uwag końcowych rozdz. 5-go (o „powierzchni szkodliwej" płatowca), możemy wyznaczyć siłę ciągu niezbędną przy każdym kącie natarcia. Aby lot poziomy mógł mieć miejsce, musi silnik rozwijać za pośrednictwem śmigła siłę ciągu dokładnie równą sumie oporów, które samolot ma do przezwyciężenia. Otóż poznaliśmy dotąd dwa rodzaje oporów: w części I — „szkodliwy" opór rozmaitych elementów samolotu (kadłuba, słupków, linek i t. d.),

a ostatnio—opór płatów nośnych czyli opór czołowy. Obydwa razem muszą równać się potrzebnej sile ciągu T. A więc:

T = opór czołowy płatów nośnych + opór szkodliwy.

Jeśli oznaczymy przez f powierzchnię szkodliwą całego samolotu, t. j. sumę powierzchni szkodliwych wszystkich części (za wyłączeniem płatów nośnych), to zestawienie obydwóch oporów daje wzór:

$$T = z_x . m . F . v^2 + 0{,}65 . m . f . v^2 .$$

Pierwszy wyraz po prawej stronie odpowiada wzorowi (a) z rozdz. 8-go, drugi wzorowi (c) na końcu rozdz. 4-go. Wróćmy do naszego przykładu, w którym dla $F = 35\ m^2$ przy kącie natarcia 2^0 znaleźliśmy prędkość lotu 36,6 m/sek. Drugi wykres dla naszego profilu, podany na rys. 18, wskazuje, że przy $a = 2^0$ spółczynnik z_x wynosi mniej więcej 0,013. Załóżmy, że powierzchnia szkodliwa wynosi $0{,}9 m^2$, to otrzymamy potrzebną siłę ciągu:

$$T = 0{,}013 . {}^1/_8 \cdot 35 . 36{,}6^2 + 0{,}65 . {}^1/_8 \cdot 0{,}9 . 36{,}6^2 = 176\ kg.$$

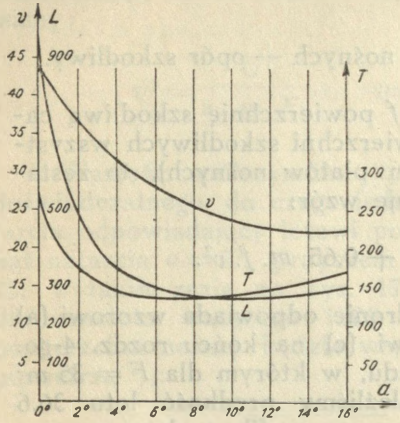
O ile kąt natarcia nie jest 2^0, lecz 4^0, to z poprzedniego obliczenia wiemy już, że prędkość wynosi 31,4 m/sek; z rys. 18 odczytujemy, że spółczynnik $z_x = 0{,}017$. Podstawiając te wartości, znajdujemy:

$$T = 0{,}017 . {}^1/_8 . 35 . 31{,}4^2 + 0{,}65 . {}^1/_8 . 0{,}9 . 31{,}4^2 = 146\ kg.$$

Dla kąta natarcia 6^0 znajdziemy w ten sam sposób $v = 28{,}0$ m/sek, $z_x = 0{,}022$, a potrzebna siła ciągu $T = 133$kg.

Pomnóżmy siłę ciągu T, obliczoną dla jakiegokolwiek przypadku, przez odnośną prędkość v, to iloczyn $T . v$ daje moc ciągu L niezbędną dla przezwyciężenia oporu czołowego i oporu szkodliwego. Przy kącie natarcia 2^0 było $v = 36{,}6$ m/sek, a $T = 176$ kg, skąd wynika $L = 36{,}6 . 176 = 6442$ kgm/sek; przy $a = 4^0$ znajdujemy $v = 31{,}4$ m/sek i $T = 146$ kg, a więc niezbędna moc ciągu $L = 4584$ kgm/sek. Na rys 43 mamy wykres, przedsta-

wiający zależność obliczonej w ten sposób prędkości v, niezbędnej siły ciągu T oraz mocy ciągu L od kąta natarcia. Jako jednostkę mocy wprowadza się zwykle, jak wiemy, zamiast kgm/sek jednostkę 75 razy większą „koń mechaniczny“ (KM); w obydwóch wyżej przerachowanych przypadkach moc wynosi 86 KM względnie 61 KM.



Rys. 43. Prędkość lotu, sił i moc ciągu.

Kąt natarcia, przy którym płatowiec istotnie leci poziomo, zależy od tego, jaką siłę ciągu zdoła rozwinąć silnik za pośrednictwem śmigła. O tem będziemy mogli mówić dopiero w dalszych rozdziałach. Nasz dotychczasowy wynik polega tylko na tem, że dla każdego kąta natarcia umiemy obliczyć prędkość i niezbędną siłę ciągu śmigła. Do tego wyniku powrócimy w części VI po zapoznaniu się z działaniem śmigła i silnika.

III. Lot bezsilnikowy

13. Lot o własnej sile i reguła podobieństwa.

Do zasadniczych części zwykłego samolotu zalicza się — prócz płatów nośnych—śmigło i silnik. Dotychczas nie osiągnięto nigdy poważniejszych wyników praktycznych inaczej, jak przez zastosowanie silnika o wysokiej mocy, działającego za pośrednictwem śmigła. Jednakże w ostatnich czasach mówiono tyle o locie bezsilnikowym (żaglowym), a rekordy sportowe na tem polu wzbudziły tak wielkie zainteresowanie ogółu, że nie chcemy pominąć tego przedmiotu w niniejszych wykładach. W wyobrażeniu laików pojęcie lotu żaglowego łączy się z myślą o naśladowaniu lotu ptaka przez człowieka, któryby

siłą swoich własnych mięśni posuwał się naprzód lub utrzymywał nieruchomo w powietrzu. Następujące rozważania mają wyjaśnić zagadnienie co do możliwości takiego lotu „o własnej sile".

W poprzednim rozdziale dowiedzieliśmy się, w jaki sposób powstaje siła nośna, gdy odpowiednio zbudowane skrzydło porusza się poziomo w powietrzu. Równocześnie jednak z siłą nośną powstaje nieunikniony opór czołowy, działający w kierunku odwrotnym do ruchu; do niego zaś dołącza się jeszcze tak samo skierowany „opór szkodliwy" wszystkich pozostałych części samolotu (omówiony w części I). Uwzględniając to wszystko, zdołaliśmy obliczyć w rozdz. 12-ym wielkość niezbędnej siły ciągu oraz mocy ciągu przy dowolnym kącie natarcia. Gdyby człowiek chciał latać bez silnika, stosując tak wielką powierzchnię nośną, jaką założyliśmy w rachunku, to musiałby z własnej siły muskularnej czerpać moc, która wyraża się, jak widzieliśmy, pokaźną liczbą koni mechanicznych. Jednakże w locie bez silnika wystarczyłaby oczywiście znacznie mniejsza siła nośna, a więc także odpowiednio mniejsza powierzchnia nośna, jednocześnie zaś możnaby z pewnością zaoszędzić część „powierzchni szkodliwej". Aby uzyskać punkt oparcia dla orjentacyjnego rachunku, przeprowadzimy porównanie z lotem ptaka, przyczem oprzemy się na rozważaniach, rozwiniętych w podobnem ujęciu przez Hermanna v. Helmholtz'a jeszcze w roku 1873 [1]).

W końcu rozdz. 6-go stwierdziliśmy, że różnorodne siły, wywierane przez powietrze, z któremi mamy do czynienia przy locie, podlegają w pierwszem przybliżeniu temu samemu prawu, a mianowicie: przy niezmiennym kształcie geometrycznym ciał, wzbudzających oddziaływanie powietrza, można przyjąć, że wielkość tego oddziaływania jest proporcjonalna do gęstości powietrza, do kwadratu prędkości i do wielkości powierzchni ciała, lub, co na jedno wychodzi, do kwadratu któregokolwiek wymiaru linjowego. Wprawdzie spółczynniki, występujące we wzorach, nie są ściśle stałe, lecz same zależą np. od prędkości (a właściwie, jak wykazano w rozdz. 6-ym,

[1]) Ogłoszone w Monatsberichten der Kgl. preussischen Akad. d. Wissenschaften, 1873, str. 501.

od pewnej wielkości złożonej, związanej z prędkością, wymiarem linjowym i lepkością); okoliczność ta jednak musi być brana pod uwagę jedynie przy najdokładniejszych obliczeniach, a nie przy orjentacyjnym rachunku, którym mamy się tu zadowolić. Oznaczamy przeciętny ciężar właściwy rozważonego układu latającego przez s, a którykolwiek charakterystyczny dla tego układu wymiar linjowy przez l. W takim razie ciężar jest proporcjonalny do iloczynu sl^3, a każde oddziaływanie powietrza — do iloczynu ml^2v^2, gdzie m, jak zawsze, oznacza gęstość powietrza, v — prędkość lotu. Ponieważ jedna składowa siły, wywieranej przez powietrze, mianowicie siła nośna, musi się równać ciężarowi, więc widać, że przy przejściu od modelu do rzeczywistości lub od wykonania mniejszego do większego, wyrażenia sl^3 i ml^2v^2 muszą wzrastać w tym samym stosunku. Tylko wtedy więc mają miejsce całkowicie podobne warunki dla dwóch samolotów lub wogóle dwóch dowolnych ciał latających, podobnych do siebie geometrycznie, jeżeli w obydwóch przypadkach stosunek $sl^3 : ml^2v^2$, lub $sl : mv^2$ ma tę samą wartość. O ile ponadto przyjmiemy, że oba ciała mają jednakowy przeciętny ciężar właściwy s, oraz że obydwa poruszają się w powietrzu o jednakowej gęstości m, to można pominąć czynniki s i m i wypowiedzieć regułę podobieństwa, czyli „zasadę modelu" w następujący sposób: podobne warunki lotu dwóch geometrycznie podobnych ciał zachodzą tylko w takim razie, o ile stosunek $v^2 : l$ ma tę samą wartość w obydwóch przypadkach, inaczej, o ile prędkości są proporcjonalne do pierwiastków z wymiarów linjowych. Z drugiej strony siły są proporcjonalne do $l^2\,v^2$; gdy zatem v^2 rośnie jak l, to siły powiększają się proporcjonalnie do l^3. Wreszcie moc niezbędna dla pokonania siły oporu jest równa iloczynowi tej siły przez prędkość, a więc w naszym przypadku będzie proporcjonalna do iloczynu l^3 przez $\sqrt{l}$, albo do $\sqrt{l^3}$. Jeżeli weźmiemy pod uwagę, że ciężar wzrasta jak l^3, to można powiedzieć, że moc jest proporcjonalna do iloczynu ciężaru przez pierwiastek z wymiaru linjowego. W powyższych zdaniach zawarta jest cała zasada modelu Helmholtza, albo inaczej prawo podobieństwa Helmholtza.

Helmholtz wnioskuje dalej w następujący sposób. Wiadomo, że wytrzymałością w locie odznacza się m. in. bocian, którego ciężar ciała wynosi około 4 kg. Człowiek, ważący np. 68 kg, jest akurat 17 razy cięższy. Przypuśćmy, że człowiek taki chciałby naśladować lot bociana, zaopatrzywszy się w skrzydła odpowiedniego kształtu i t. p. Wobec wzrostu ciężaru w stosunku 1 : 17, wymiar linjowy musiałby (przy stałym ciężarze właściwym) wzrosnąć w stosunku 1 : pierwiastek sześcienny z 17, t. j. 1 : 2,57. Pierwiastek kwadratowy z wymiaru linjowego wzrasta przytem, jak 1 : 1,60, a zatem, stosownie do wyżej wyprowadzonej zasady, niezbędna moc wzrasta jak $1 : 17 . 1{,}60 = 1 : 28{,}2$. Temu wzrostowi zapotrzebowania mocy nie odpowiada jednak według mniemania Helmholtza zdolność robocza człowieka w porównaniu ze zdolnością bociana. Substancja mięśniowa wszystkich zwierzęcych organizmów posiada, według Helmholtza, mniej więcej jednakową wartość, człowiek zaś posiada przy 17-krotnej wadze ogólnej również tylko 17 razy więcej tej substancji, a więc też tylko 17-krotną zdolność roboczą. Ażeby móc latać o własnej sile, musiałby człowiek ulepszyć mechanizm ruchowy bociana w stosunku 1 : 1,60, lub, innemi słowy, podnieść sprawność lotu o 60%. Helmholtz uważa to za niewykonalne i dlatego zaprzecza możliwości lotu człowieka o własnej sile.

Na ten ostatni wniosek nie możemy się dzisiaj zgodzić bez zastrzeżeń. Urządzenia techniczne mogą zastąpić „naturalne“ formy ruchu przez inne ekonomicznie korzystniejsze, oszczędzające pracę; widzimy to na wielu przykładach, z których szczególnie uderzający jest rower. Cyklista może przebiegać ogromne przestrzenie bez pomocy jakiegokolwiek silnika z prędkością wielokrotnie większą, niż u najlepszych szybkobiegów wśród zwierząt. Polega to na zastosowaniu koła, dzięki któremu można zastąpić niejednostajne ruchy nóg w biegu przez znacznie korzystniejszy ruch obrotowy, przyczem unika się niemal zupełnie zbytecznego marnowania pracy. Podobnie w locie ptaków i owadów wiele okoliczności daje się objaśnić tylko fizjologicznie, a nie jest bynajmniej celowe z punktu widzenia techniki maszynowej. Dlaczego wobec tego uważać za wykluczone, aby technika stworzyła nowy rodzaj lotu o 50% spraw-

niejszy niż lot ptaków? Pewne obliczenia, które wkrótce przytoczymy, pozwalają nam mniemać, że dzisiejsze samoloty już osiągnęły poprawę w takim właśnie stopniu. Jeżeli pomimo to lot o własnej sile nie może być dzisiaj jeszcze poważnie brany w rachubę, to wynika to z zupełnie innego decydującego błędu w rozumowaniach Helmholtza.

Helmholtz zakłada bez dyskusji, że człowiek cięższy 17 razy od bociana posiada także muskulaturę o wadze 17 razy większej. Tak jednak w rzeczywistości bynajmniej nie jest. Ciężar mięśni piersiowych bociana, ważącego w całości 4 kg, wynosi około 0,5 kg, podczas gdy ciężar mięśni piersi i nóg człowieka, ważącego ok. 70 kg, dochodzi zaledwie do jakichś 2,2 kg. W pierwszym przypadku muskulatura stanowi więc ok. 12%, w drugim — tylko 3% całkowitego ciężaru! Nowsze pomiary wykazały, że u najlepiej latających ptaków na muskulaturę lotu przypada nawet do 30%, podczas gdy u człowieka mięśnie piersi i nóg dają w sumie najwyżej 4% ciężaru całego ciała. Jeżeli przyjmiemy za podstawę te ostatnie liczby, według których ciało ludzkie jest mniej więcej 7 razy słabiej przystosowane do lotu, niż ciało ptaka, to dojdziemy do wniosku, że lot o własnej sile wymaga polepszenia sprawności nie w stosunku 1 : 1,60, lecz $1 : 7 \cdot 1{,}60 = 1 : 10$. Do spełnienia takiego żądania jest dzisiaj jeszcze b a r d z o, b a r d z o d a l e k o.

Warunki lotu ludzi i ptaków można poddać jeszcze dalszej dyskusji przy pomocy wzorów wyprowadzonych w rozdziale poprzednim. Weźmy równanie na niezbędną siłę ciągu, podane na str. 75, i pomnóżmy je stronami przez prędkość v, to otrzymamy na niezbędną moc ciągu L następujące wyrażenie:

$$L = T \cdot v = z_x \cdot m \cdot F \cdot v^3 + 0{,}65 \cdot m \cdot f \cdot v^3.$$

Wielkość v można obliczyć z równania dla siły nośnej $P_y = z_y m F v^2$, wstawiając tam $P_y = G$ (siła nośna jest równa ciężarowi). Otrzymujemy, jak poprzednio na str. 74:

$$v = \sqrt{\frac{G}{z_y \cdot m \cdot F}}.$$

a wprowadzając to wyrażenie do wzoru na L, znajdziemy:

$$L = \frac{z_x}{\sqrt{z_y^3}} \cdot \sqrt{\frac{G^3}{m.F}} + \frac{0{,}65}{\sqrt{z_y^3}} \cdot \frac{f}{F} \cdot \sqrt{\frac{G^3}{m.F}}.$$

Czynnik $z_x : \sqrt{z_y^3}$, stojący przed pierwszym pierwiastkiem, zależy tylko od własności profilu skrzydła. We wszystkich przypadkach, przedstawionych na rys. 22—25, możemy obliczyć ten czynnik dla wszystkich kątów natarcia. Okazuje się, że najmniejsza (a więc najkorzystniejsza) jego wartość wynosi mniej więcej 0,10. Przypuśćmy jednak, że stosując bardzo wąskie skrzydła, możnaby osiągnąć jeszcze niższą wartość — wstawmy więc do rachunku 0,08; podstawmy następnie dla gęstości powietrza m jej przeciętną wartość przy ziemi $^1/_8$, to pierwszy składnik we wzorze na L będzie wynosił:

$$0{,}08 \sqrt{8} \sqrt{\frac{G^3}{F}} \qquad \text{czyli} \qquad 0{,}226\ G \sqrt{\frac{G}{F}}.$$

Przy danym ciężarze G powyższa część niezbędnej mocy rośnie tedy proporcjonalnie do pierwiastka kwadratowego z obciążenia jednostkowego powierzchni nośnej.

Mówiliśmy, że u bociana G wynosi ok. 4 kg, pozatem można przyjąć, że powierzchnia skrzydeł F jest mniej więcej równa 0,5 m^2; obciążenie jednostkowe powierzchni wynosi więc 8 kg/m^2, a zatem znacznie mniej, niż w naszych samolotach (por. str. 60). Moc niezbędna dla przezwyciężenia oporu czołowego wynosi w tych warunkach $0{,}226 \cdot 4 \cdot \sqrt{8} = 2{,}56$ kgm/sek.

Trudniej ocenić wielkość oporu szkodliwego i moc niezbędną dla jego pokonania. Podług O. Lilienthal'a ciało bociana ma w przekroju ok. 0,008 m^2. Jeżeli przyjmiemy, że spółczynnik oporu jest 0,2, a więc taki, jak dla przeciętnego kadłuba samolotu, to możemy zamiast $0{,}65 f$ wstawić $0{,}2 \cdot 0{,}008 = 0{,}0016$, i pozostanie jeszcze ustalić tylko wartość spółczynnika siły nośnej z_y. Przyjmiemy liczbę możliwie dużą, gdyż wzór wskazuje, że zużycie mocy zmniejsza się ze wzrostem z_y, a my poszukujemy właśnie dolnej granicy mocy niezbędnej dla lotu bociana.

Według rys. 22÷25 wartość $C_y = 100$, a więc $z_y = 0{,}5$ może być uważana już za dość wysoką. Otrzymamy stąd drugi składnik niezbędnej mocy:

$$\frac{0{,}0016}{\sqrt{0{,}125}} \frac{1}{F} \sqrt{8} \sqrt{\frac{G^3}{F}} \quad \text{czyli} \quad 0{,}0128 \frac{G}{F} \sqrt{\frac{G}{F}}.$$

Przy $G = 4$, $F = 0{,}5$ wypada z tego wzoru 0,29 kgm/sek. Suma obu składników, wyrażająca całkowitą moc lotu bociana, daje więc przy naszych założeniach $2{,}56 + 0{,}29 = 2{,}85$ kgm/sek.[1])

Zwróćmy teraz uwagę na to, że człowiek ważący 68 kg. musi zaopatrzyć się dla lotu jeszcze w mniej lub więcej ciężkie przyrządy; wobec tego napewno nie przesadzimy, określając łączną wagę przynajmniej na 108 kg. czyli 27 razy więcej, niż ciężar bociana. Według reguły Helmholtza podobieństwo dynamiczne wymaga tu zwiększenia wymiarów linjowych w stosunku 1 : 3, wobec czego niezbędna moc zwiększyłaby się w stosunku $1 : 27\sqrt{3} = 1 : 46{,}8$. W myśl tego rachunku człowiek musiałby rozwijać w locie moc $2{,}85 \cdot 46{,}8 = 133{,}5$ kgm/sek, (na pokonanie poszczególnych składników oporu przypadałoby $119{,}9 + 13{,}6$), a więc niewiele mniej, niż 2 KM. Możemy jednak przypuszczać, że warunki ułożyłyby się korzystniej, gdyby nie zachowywać ścisłego podobieństwa z lotem bociana. Dotąd zakładaliśmy milcząco, że powierzchnia nośna wynosi 0,5 m^2 pomnożone przez kwadrat stosunku powiększenia wymiaru linjowego, czyli 4,5 m^2; obierzmy jednak powierzchnię nośną trzy razy większą, mianowicie $F = 13{,}5$ m^2, to pierwszy składnik mocy zmniejszy się w stosunku $\sqrt{3} : 1$ do 69 kgm/sek, drugi w stosunku $3\sqrt{3} : 1$ do 3 kgm/sek, tak że razem wypadnie moc 72 kgm/sek. Przyjmując, że 15% mocy marnuje się w mechanizmie przekładni ruchu, otrzymamy ostatecznie, że niezbędna moc wyniesie ok. 85 kgm/sek, czyli przeszło jeden koń

[1]) O mechanice lotu ptaków pisze O. Lilienthal w swojej pracy, torującej drogę lotnictwu: Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst (1890), 2 wydanie, München: R. Oldenbourg 1910. Historycznie interesująca jest również mała książka J. Popper — Lynkeus, Der Maschinen — und Vogelflug, Berlin: M. Krayn 1912.

mechaniczny. Dalszego powiększania powierzchni nośnych nie można zalecać ze względów konstrukcyjnych.

Wszystkie spostrzeżenia wskazują zgodnie, że silnie zbudowany człowiek może przy pracy bez przerwy rozwijać co najwyżej moc jednej piątej konia mechanicznego czyli 15 kgm/sek. Ten nasz drugi sposób obliczenia, nie oparty na żadnych założeniach co do wielkości muskułów, doprowadził nas w końcu do tego samego wniosku, co poprzednio: dla utrzymania ciała ludzkiego przy dzisiejszym stanie techniki w trwałym locie poziomym potrzeba conajmniej sześć do siedmiu razy tyle mocy, ile przeciętnie silny człowiek może rozwinąć.

Pewne potwierdzenie powyżej przytoczonych rachunków stanowią awjonetki czyli lekkie samolociki, które powstały w związku z rozwojem sportu bezsilnikowego i w ostatnich czasach osiągnęły wielkie powodzenie. O ile samoloty wojskowe lub pasażerskie posiadają silniki o mocy conajmniej 100 KM, to dla dwuosobowej awjonetki wystarcza, jak się okazało 4 do 5 KM.

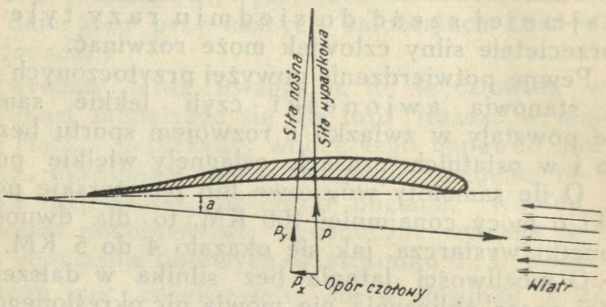
O możliwości latania bez silnika w dalszej przyszłości nasze obliczenia nie mówią nic określonego. Przekonanie Helmholtza, że naturalna forma lotu ptaka nie może być zastąpiona przez korzystniejszą, t. j. oszczędniejszą pod względem zużycia pracy, wydaje się nam nieuzasadnionem. W każdym razie nie istnieje żadne teoretyczne minimum pracy, koniecznej dla osiągnięcia pewnej siły nośnej niezależnie od sposobu lotu, jak to przypuszczano przed kilkoma dziesiątkami lat w samem zaraniu teorji lotnictwa. Żadne prawo mechaniki lub fizyki nie sprzeciwia się możliwości lotu ciała ważącego 100 kg. przy zużyciu mocy 10 lub 15 kgm/sek, ale dzisiejsza technika nie daje nam sposobu urzeczywistnienia tej możliwości.[1])

14. Statyczny i dynamiczny lot żaglowy.

Lotem żaglowym nazywamy lot bez silnika, przy którym pracę niezbędną dla przezwyciężenia wszystkich oporów czerpiemy z siły wiatru. Rozróżniamy lot żaglowy

[1]) Rozważania tego rozdziału w bardziej ścisłem matematycznem ujęciu zostały opublikowane przez autora w pracy „Segelflug und Ähnlichkeitsgesetz" w Zeitschr. f. angew. Mathem. u. Mechanik, tom 3, 1923 str. 64.

„statyczny" i „dynamiczny"; lot pierwszego typu odbywa się w warunkach równowagi sił—podobnie do lotu silnikowego, przyczem wyzyskuje się tu spokojny, jednostajny ruch powietrza, czyli „wiatr" w węższem znaczeniu tego słowa; natomiast „dynamiczny" lot żaglowy polega na wykorzystaniu zapomocą zręcznego manewrowania zmiennych prądów powietrza, których natężenie i kierunek zależą w wielkim stopniu od miejsca i czasu. Zajmiemy się najpierw lotem żaglowym statycznym.

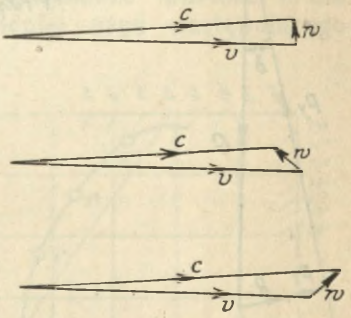


Rys. 44. Statyczny lot żaglowy.

Siły powietrza, działające na skrzydło poruszające się poziomo, składają się, jakeśmy to przedstawili na rys. 16, z siły nośnej P_y, działającej pionowo z dołu do góry, i z oporu czołowego P_x skierowanego poziomo przeciw ruchowi; obie te siły razem dają siłę wypadkową P skierowaną nieco ukośnie. Jeżeli obrócimy rysunek o kąt równy temu, jaki tworzą ze sobą siły P i P_y (rys. 44), to P stanie się pionowe. O ile teraz obciążenie powierzchni nośnej będzie wynosiło P, to będziemy mieli równowagę. Jednakże kierunek ruchu nie będzie już teraz poziomy, lecz pochylony trochę na dół: mamy do czynienia z t. zw. lotem szybowym. Siły P_y, P_x i P, powstałe naskutek ruchu skrzydła w powietrzu, zależą oczywiście tylko od względnej prędkości skrzydła w odniesieniu do otaczającego powietrza; jedynie więc w przypadku, gdy lot odbywa się w powietrzu nieruchomem, powstawanie sił P_y, P_x i P jest uwarunkowane istnieniem prędkości v, pochylonej nieco ku dołowi. Jeżeli jednak powietrze samo jest w ruchu, np.

tak, jak to przedstawia rys. 44, a prędkość wiatru jest akurat równa v i skierowana odwrotnie niż poprzednio, t. j. wstecz i nieco ku górze — to obciążone skrzydło będzie trwało nieruchomo w równowadze (podobnie, jak to ma miejsce np. przy każdem doświadczeniu w tunelu aerodynamicznym).

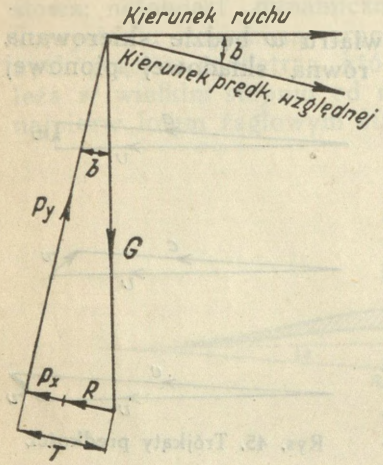
Niech teraz prędkość wiatru w będzie skierowana pionowo w górę (rys. 45a) i równa składowej pionowej prędkości v z rys. 44; w takim razie niezbędną prędkość v skrzydła względem powietrza osiągnąć można przez ruch poziomy skrzydła w prawo z prędkością c, równą poziomej składowej prędkości v. O ile prędkość wiatru w posiada prócz składowej pionowej jeszcze jakąś dowolną składową poziomą, skierowaną w lewo (rys. 45b), to wystarczy mniejsza prędkość lotu c, aby otrzymać niezbędną prędkość względną v. Jeżeli wreszcie wiatr dmie w prawo ku górze (rys. 45c), to skrzydło musi posiadać zwiększoną prędkość poziomą c, aby znowu powstała taka sama jak poprzednio prędkość względna v. We wszystkich trzech przypadkach, uwidocznionych na rys. 45, mamy stany równowagi w locie poziomym bez żadnej siły napędowej. Jest to właśnie statyczny lot żaglowy—i przytem w swej najdoskonalszej postaci, mianowicie bez straty wysokości. Istotna różnica pomiędzy takiem „żaglowaniem" i rozpatrywanym poprzednio lotem poziomym (o którym będzie też mowa dalej w rozdziałach dotyczących lotu silnikowego) polega na tem, że obecnie sama siła wypadkowa P, a nie jej składowa P_y, jest skierowana pionowo i równa ciężarowi.



Rys. 45. Trójkąty prędkości.

Chcąc zbadać lot żaglowy nieco dokładniej, musimy uwzględnić, że prócz sił działających na płaty nośne istnieją jeszcze opory szkodliwe pozostałych części aparatu. Właściwie więc ciężar samolotu musi być zrównoważony w locie żaglowym przez łączną wypadkową siły nośnej, oporu czołowego i oporu szkodliwego. Dwie ostatnie

siły są skierowane jednakowo, więc dodają się one poprostu, i otrzymujemy układ sił wg. rys. 46, gdzie suma sił P_x i R oznaczona jest literą T (t. zw. „siła ciągu"). Ponieważ siła T jest równoległa, a P_y prostopadła do kierunku prędkości względnej v, więc ta ostatnia jest nachylona do poziomu pod takim samym kątem b, jaki tworzy siła nośna z pionem; kąt ten można znaleźć ze wzoru:



Rys. 46. Równowaga w locie żaglowym.

$$\sin b = \frac{P_x + R}{G} = \frac{T}{G},$$

albo $$\operatorname{tg} b = \frac{T}{P_y}.$$

Wstawiając do drugiego z tych wzorów wyrażenia na P_y i T, znane nam z części II (str. 73 ÷ 75), mianowicie:

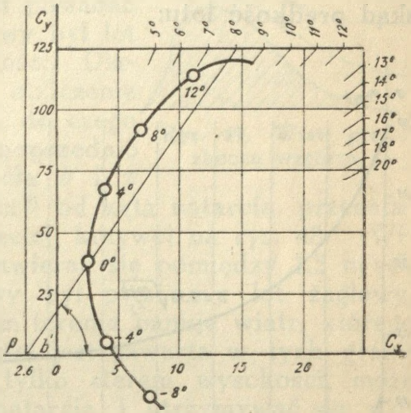
$$P_y = z_y \,.\, m \,.\, F \,.\, v^2, \qquad T = z_x \,.\, m \,.\, F \,.\, v^2 + 0{,}65 \,.\, m \,.\, f \,.\, v^2,$$

przyczem znowu F oznacza powierzchnię nośną, f—powierzchnię szkodliwą, m—gęstość powietrza, v—prędkość (względną!), z_y i z_x — spółczynniki siły nośnej i oporu czołowego profilu — otrzymamy

$$\operatorname{tg} b = \frac{z_x \, m \, F \, v^2 + 0{,}65 \, m \, f \, v^2}{z_y \, m \, F \, v^2} = \frac{z_x + 0{,}65 \, f/F}{z_y}.$$

Załóżmy, że płatowiec bezsilnikowy posiada powierzchnię nośną $F = 15$ m^2 i powierzchnię szkodliwą f zaledwie 0,3 m^2, co niewątpliwie można osiągnąć; w takim razie $f/F = 0{,}3 : 15 = 0{,}02$, wobec czego $\operatorname{tg} b$ wyrazi się stosunkiem $(z_x + 0{,}013) : z_y$, który dla obranego profilu posiada przy każdym kącie natarcia a wartość znaną. Przypuśćmy, że wybrano profil Göttingen Nr. 361, przedstawiony wraz ze swemi charakterystycznemi wykresami na rys. 23.

Przy kącie natarcia 0^0 otrzymujemy z wykresu liczby C_y=36, $C_x = 2{,}6$, stanowiące 200-krotnie zwiększone wartości z_y i z_x. Zatem dla $a = 0^0$ kąt b jest określony przez iloraz $(0{,}013 + 0{,}013) : 0{,}18 = 0{,}026 : 0{,}18 = 0{,}145$. Sam kąt znajdziemy, budując trójkąt prostokątny o przyprostokątnych 2,6 i 18 (lub prędzej z tablicy tangensów); wyniesie on $8{,}3^0$. (Przy kątach mniejszych od 10^0 można znaleźć przybliżoną ich miarę w stopniach, mnożąc sinus lub tangens przez 57). Jeżeli chcemy znaleźć wartości b dla wielu kątów natarcia, to najlepiej użyć następującego sposobu: na wykresie biegunowym profilu (rys. 47) odkładamy na osi odciętych z lewej strony od początku układu wielkość $0{,}65f : F$ w skali z_x, wzgl. wielkość 200 razy większą w skali C_x. W naszym przypadku otrzymujemy punkt p w odległości $200 \cdot 0{,}013 = 2{,}6$ jednostek skali odciętych od początku układu. Łącząc punkt p z punktem biegunowej, odpowiadającym kątowi natarcia 0^0, otrzymujemy trójkąt prostokątny, w którym przyprostokątne są równe C_y i $C_x + 2{,}6$. Jeżeli dla C_y i C_x obrano tę samą skalę, to kąt tego trójkąta b' będzie dopełnieniem szukanego kąta b do kąta prostego. Różność skal powoduje zwiększenie kąta b', mianowicie jego tangens jest w danym przypadku zwiększony pięciokrotnie. W każdym razie można podobnie, jak na rys. 21, sporządzić dodatkową skalę dla prostych ukośnych, która dla każdej z nich daje wartość tang b lub nawet odrazu wielkość samego kąta b. Szczególnie godnem jest uwagi, że prowadząc z punktu p styczną do biegunowej, można znaleźć najmniejszy kąt b, przy którym lot żaglowy jest jeszcze możliwy. Na rys. 48 przedstawione są wykresy wartości b, obliczonych w ten sposób dla szeregu kątów natarcia od $a = -2^0$ do $a = 12^0$. Najmniej-



Rys. 47. Wykres biegunowy lotu żaglowego.

sza wartość b wynosi ok. $5^0\,40'$ i odpowiada kątowi natarcia około 4^0.

Z rys. 46 widać, że $G\cos b = P_y$; wstawiając tu znalezione poprzednio wyrażenie na siłę nośną

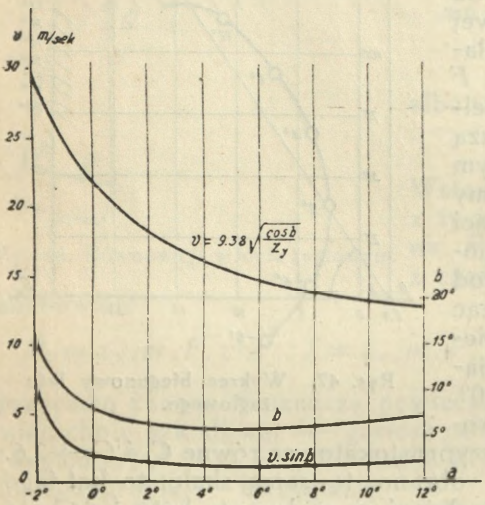
$$P_y = z_y \,.\, m \,.\, F \,.\, v^2,$$

otrzymamy

$$G\cos b = z_y \,.\, m \,.\, F \,.\, v^2,$$

skąd prędkość lotu:

$$v = \sqrt{\frac{G\cos b}{z_y \,.\, m \,.\, F}}.$$



Rys. 48. Kąt lotu szybowego i prędkość względna.

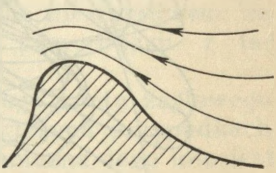
Ponieważ cosinus małego kąta mało się różni od 1 (np. przy 10^0 jest on mniejszy zaledwie o 0,015), więc wzór powyższy daje prawie to samo, co wzór, wyprowadzony na str. 74. Niech obciążenie jednostkowe powierzchni nośnej $G : F$ wynosi około 11 kg/m², jak to odpowiada przeciętnym warunkom pracy szybowców; w takim razie, przy gęstości powietrza $m = 1/8$, otrzymamy:

$$v = \sqrt{8.11\,\frac{\cos b}{z_y}} = 9{,}38\,\sqrt{\frac{\cos b}{z_y}}.$$

Przejdźmy teraz kolejno poszczególne kąty natarcia 0^0, 2^0, 4^0...., odczytując za każdym razem wartości z_y z wykresu biegunowego na rys. 47, a wartości b z otrzyma-

nej już poprzednio krzywej na rys. 48 (o ile zamiast cos b nie przyjmuje się poprostu 1); w ten sposób otrzymamy szereg wartości v, których zależność od kąta natarcia przedstawimy za pomocą nowej krzywej na rys. 48.

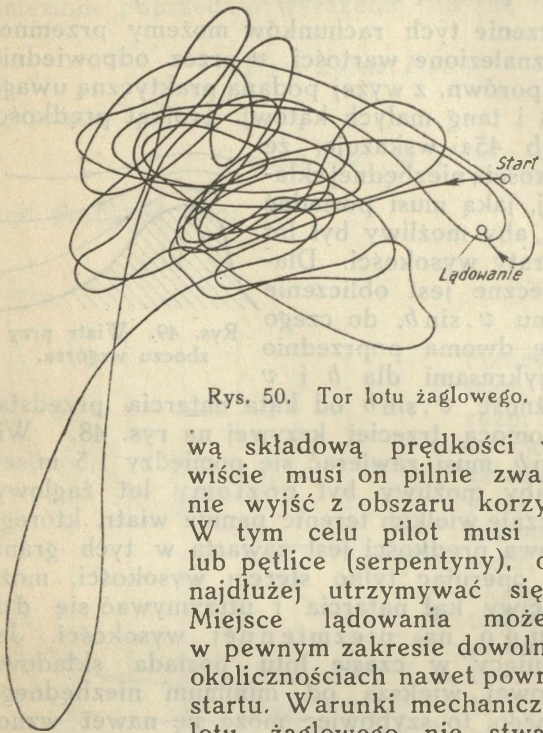
Na zakończenie tych rachunków możemy przemnożyć wszystkie znalezione wartości v przez odpowiednie wartości sin b (porówn. z wyżej podaną praktyczną uwagą o obliczaniu sin i tang małych kątów). Trójkąt prędkości na rys. 46 lub 45a wskazuje, że $v \cdot \sin b$ jest wielkością niezbędnej składowej pionowej, jaką musi posiadać prędkość wiatru, aby możliwy był lot żaglowy bez straty wysokości. Dlatego też pożyteczne jest obliczenie wartości iloczynu $v \cdot \sin b$, do czego posługujemy się dwoma poprzednio otrzymanemi wykresami dla b i v z rys. 48; zależność $v \cdot \sin b$ od kąta natarcia przedstawiona jest zapomocą trzeciej krzywej na rys. 48. Widzimy, że $v \sin b$ musi zawierać się pomiędzy 1,5 m/sek i 7,5 m/sek, aby możliwy był poziomy lot żaglowy. Jeśli na dostatecznie wielkim terenie panuje wiatr, którego pionowa składowa prędkości jest zawarta w tych granicach, to pilot, operując tylko sterem wysokości, może osiągać właściwy kąt natarcia i utrzymywać się dowolnie długo na niezmiennej wysokości. Jeżeli wiatr panujący w czasie lotu posiada składową prędkości pionowej większą od minimum niezbędnego dla lotu poziomego, to szybowiec może się nawet wznosić; jeżeli zaś składowa ta jest nieco mniejsza od minimum, to aparat będzie nadzwyczaj powoli opadał.



Rys. 49. Wiatr przy zboczu wzgórza.

Najprostsze spostrzeżenia meteorologiczne wskazują, że istotnie zdarzają się często ruchy powietrza, przy których pionowa składowa prędkości wynosi od 1 do 3 m/sek. Gdy np. zwykły poziomy wiatr natrafia na większe wzniesienie terenu (rys. 49), to musi się on odchylić ku górze. Przy prędkości poziomej 5 m/sek. wystarcza odchylenie 30^0, aby powstała składowa pionowa 2,9 m/sek. Statyczny lot żaglowy rozpoczyna się w ten sposób, że pilot nabiera pewnego rozpędu, biegnąc pod wiatr na szczycie wzgórza, poczem zdaje się na działanie wiatru, wiejącego

wzdłuż zbocza wzgórza. O ile prędkość końcowa rozbiegu była dostatecznie wielka, to z początku szybowiec wznosi się dość raptownie, gdyż w bezpośredniem sąsiedztwie zbocza wiatr jest nieco stłumiony, dopiero zaś w pewnej odległości dmie swobodnie. Przy pomocy steru wysokości pilot reguluje prędkość wznoszenia i opadania w granicach zakreślonych przez pionową składową prędkości wiatru. Oczywiście musi on pilnie zważać na to, by nie wyjść z obszaru korzystnego wiatru. W tym celu pilot musi opisywać koła lub pętlice (serpentyny), o ile chce jak najdłużej utrzymywać się w powietrzu. Miejsce lądowania może on wybrać w pewnym zakresie dowolnie, w pewnych okolicznościach nawet powrócić do miejsca startu. Warunki mechaniczne statycznego lotu żaglowego nie stwarzają żadnych ograniczeń ani dla długotrwałości lotu, ani dla długości przebytej drogi. Rys. 50 przedstawia rzut poziomy wielce zawiłego toru, który został opisany w ciągu $8^1/_2$ godzinnego lotu żaglowego w maju 1924 r. w okolicy Rossitten.



Rys. 50. Tor lotu żaglowego.

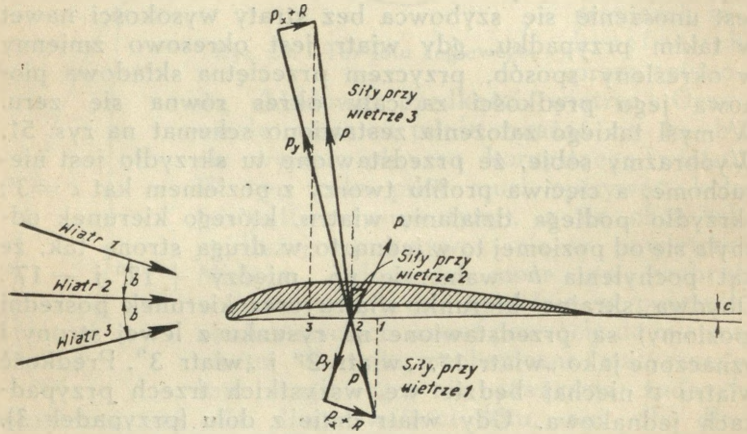
Oprócz dogodnych wiatrów, występujących przy zboczach górskich (jak na znanych terenach w okolicy Rhön lub na stromych diunach wzdłuż wybrzeży morskich, jak pod Rossitten), pewną rolę odgrywają dla lotu żaglowego jeszcze inne prądy powietrza, które powstają przez różnice temperatur rozmaitych warstw powietrza. Zaobserwowano mianowicie pod zwrotnikami pewne ptaki, które zasługują na nazwę „lotników słonecznych". Zaczynają

one zaraz po wschodzie słońca zataczać spokojnie kręgi ponad pewnemi terenami, nie uderzając ani razu skrzydłem, i latają w ten sposób całemi godzinami. Można przypuszczać, że ziemia ogrzewa się pod działaniem promieni słonecznych prędzej niż powietrze, a następnie oddaje ciepło niższym warstwom powietrza, co powoduje wznoszenie powietrza w górę. Oczywiście w innych miejscach powietrze musi jednocześnie opadać, i w ten sposób powstają często wąskie „kominy" ze wznoszącemi się prądami powietrznemi. Wydaje się niewątpliwem, że i piloci szybowców korzystali nieraz przy okazji z takich „kominów".

Zagadnienie t. zw. „dynamicznego" lotu żaglowego jest bardziej zawiłe i dlatego w niektórych przypadkach niezupełnie wyjaśnione. Teorja mechaniczna tego lotu jest coprawda bardzo prosta. Nie trudno dowieść, że możliwe jest unoszenie się szybowca bez straty wysokości nawet w takim przypadku, gdy wiatr jest okresowo zmienny w określony sposób, przyczem przeciętna składowa pionowa jego prędkości za cały okres równa się zeru. W myśl takiego założenia zestawiono schemat na rys. 51. Wyobraźmy sobie, że przedstawione tu skrzydło jest nieruchome, a cięciwa profilu tworzy z poziomem kąt $c = 3^0$; skrzydło podlega działaniu wiatru, którego kierunek odchyla się od poziomej to w jedną, to w drugą stronę tak, że kąt pochylenia b waha się np. między $+17^0$ i -17^0. Obydwa skrajne kierunki wiatru oraz kierunek pośredni (poziomy) są przedstawione na rysunku z lewej strony i oznaczone jako „wiatr 1", „wiatr 2" i „wiatr 3". Prędkość wiatru v niechaj będzie we wszystkich trzech przypadkach jednakowa. Gdy wiatr dmie z dołu (przypadek 3), to kąt natarcia wynosi $17 - 3 = 14^0$, jeśli dmie z góry, to mamy ujemny kąt natarcia $a = -20^0$; wreszcie w przypadku pośrednim jest $a = -3^0$. O ile znamy spółczynniki siły nośnej i oporu czołowego danego profilu dla tak szerokiego zakresu zmienności kątów natarcia, to możemy obliczyć wypadkową siły nośnej i oporu czołowego dla tych trzech kierunków oraz dla wszystkich pośrednich. Na rys. 51 wykreślono (z uwzględnieniem oporu szkodliwego) trzy trójkąty sił, których przyprostokątne przedstawiają P_y oraz $P_x + R$ dla $a = 14^0$, $a = -3^0$ i $a = -20^0$. Właściwie przyprostokątne te nie przedstawiają samych

sił, lecz proporcjonalne do nich spółczynniki z_y i $z_x + 0{,}013$. Wielkości z_y i z_x odpowiadają mniej więcej temu, czego należałoby oczekiwać od przeciętnego dobrego profilu skrzydła — nie posiadamy bowiem wyników dokładnych pomiarów dla tak odbiegających od normy kątów natarcia. Co do kierunków przyprostokątnych, wzgl. sił składowych, to $z_x + 0{,}013$ ma naturalnie zawsze kierunek równoległy i zgodny z kierunkiem wiatru, z_y zaś — prostopadły do kierunku wiatru i przytem skierowany w górę dla kątów natarcia 14^0 i -3^0, a nadół dla $a = -20^0$. Każdy wykres biegunowy wskazuje bowiem, że dla ujemnych kątów natarcia poniżej -4^0 lub -5^0 siła nośna jest ujemna.

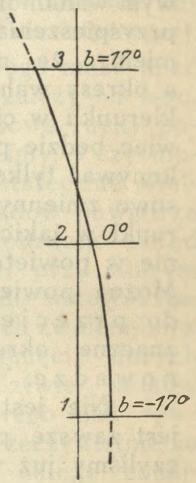
Jeżeli przyjrzeć się bliżej trójkątom sił, to widać, że składowa pozioma siły wypadkowej P jest rozmaicie skierowana: przy wietrze 3 w lewo, przy wietrze 1 jest ona



Rys. 51. Równowaga sił w dynamicznym locie żaglowym.

prawie takiej samej wielkości, jak poprzednio, lecz skierowana w prawo, przy wietrze 2 jest bardzo mała i skierowana w prawo. Punkty na linji poziomej poniżej profilu oznaczone liczbami 1, 2, 3 oznaczają końce tych składowych. Na rys. 52 te składowe poziome są odmierzone ponownie, jako odcięte trzech punktów, których rzędne wyrażają wielkości kątów b (między kierunkiem wiatru a poziomem), siła 3 odpowiada kątowi $b = 17^0$, siła 2 —

kątowi $b = 0^0$, wreszcie siła 1 — kątowi $b = -17^0$. Łącząc te trzy punkty krzywą, otrzymujemy przybliżony orjentacyjny wykres zmian składowej poziomej siły P podczas zmian kierunku wiatru od $b = 17^0$ do $b = -17^0$. Widzimy, że w ciągu mniejszej części okresu składowa pozioma jest skierowana w lewo, a w ciągu drugiej części, nieco dłuższej — w prawo; przy tem, jak już zaznaczyliśmy, bezwzględne wartości tej siły w obu skrajnych przypadkach są mniej więcej równe. Rys. 52 wywołuje dobitnie wrażenie, że siły skierowane w prawo przeważają i że średnia składowa pozioma będzie zwrócona także w prawo. Jednakże wielką rolę odgrywa tu zależność zmian kierunku wiatru od czasu. Można przypuścić, że odchylenia wiatru od poziomu w granicach od -17^0 do 17^0 mają taki przebieg, jak odchylenia zwykłego wahadła, oscylującego dokoła położenia równowagi; znaczy to, że w środkowej części okresu w okolicy 0^0 zmiany zachodzą bardzo szybko, podczas gdy części skrajne (w pobliżu punktów zwrotu) zajmują stosunkowo więcej czasu; wobec tego przewaga sił, skierowanych w prawo, redukuje się znacznie, gdyż decydują głównie krańcowe części krzywej. Ponadto zmiana kąta ustawienia profilu c, a przedewszystkiem powiększenia zakresu wahań poza $\pm 17^0$ stwarza warunki jeszcze korzystniejsze. Wynika to stąd, że przedłużenie krzywej (oznaczone linją przerywaną) wykazuje dalszy dość znaczny wzrost sił skierowanych w lewo przy odchyleniach większych od 17^0, gdy tymczasem siły skierowane w prawo nie powiększają się już dalej, gdy przekroczyć -17^0. Ostatecznie da się stwierdzić, co następuje: może się zdarzyć, że wiatr o niezmiennej sile, którego kierunek waha się regularnie dokoła poziomej, wywiera na nieruchomy szybowiec takie zmienne siły, których przeciętna składowa pozioma równa się zeru. Z drugiej strony nie zachodzi nigdy nic podobnego dla składowych pionowych. W danym razie siła pionowa przy „wietrze 3", skierowa-

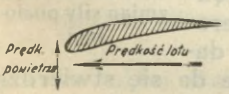


Rys. 52. Przebieg zmian siły poziomej.

na w górę, przewyższa więcej niż trzykrotnie siłę przy „wietrze 1", skierowaną na dół, a przy „wietrze 2" występuje także jeszcze siła skierowana w górę. Zestawiając to z wynikiem dotyczącym sił poziomych, dochodzimy do wniosku: przeciętne działanie wiatru, zmieniającego się w odpowiedni sposób, na nieruchomy płatowiec może sprowadzać się tylko do siły nośnej.

O ile nie będziemy utrzymywać sztucznie aparatu w spoczynku, lecz obciążymy go tylko ładunkiem, którego waga równa się przeciętnej sile nośnej, to siły działające nie znoszą się oczywiście w każdej chwili, jakby to miało miejsce w stanie równowagi. Ciężar bowiem działa zupełnie jednostajnie, a siła przeciwna podlega okresowym wahaniom. Wskutek tego aparat otrzymywałby wciąż przyśpieszenia o zmiennym kierunku. Jeżeli jednak przyjmiemy, że masa szybowca jest stosunkowo znaczna, a okresy wahań — bardzo krótkie, t. zn. że liczba zmian kierunku w ciągu sekundy jest bardzo wielka, to szybowiec będzie podlegać przyśpieszeniom nieznacznym i wykonywać tylko drobne okresowe ruchy o niewielkich okresowo zmiennych prędkościach. Przy tych założeniach warunki, w jakich znajduje się aparat pozostawiony swobodnie w powietrzu, są nader bliskie warunków równowagi. Można powiedzieć, że szybowiec obciążony odpowiednio do przeciętnej siły nośnej będzie — pomijając nieznaczne okresowe drgania — pozostawać w równowadze.

Nie jest wreszcie konieczne uważać, że szybowiec jest zawsze pozbawiony stałego własnego ruchu. Zaznaczyliśmy już wielokrotnie, że chodzi tu jedynie o względną prędkość aparatu i otaczającego powietrza; to też warunki przedstawione na rys. 51 i 52 mogą być osiągnięte i wtedy, gdy np. szybowiec posiada stałą prędkość poziomą c, skierowaną w lewo i napotyka pionowy prąd powietrza, skierowany na zmianę w górę lub na dół, jak to przedstawiono na rys. 53. Gdy wiatr dmie w górę, to powstaje ruch względny, odpowiadający poprzedniemu przypadkowi 3, przy odwrotnym kierunku wiatru ruch względny odpowiada przypadkowi 1, wreszcie w chwili przejściowej (gdy niema żadnego



Rys. 53. Dynamiczny lot żaglowy.

prądu pionowego) zachodzi przypadek analogiczny do „wiatru 2". Doszliśmy więc do wniosku, że możliwy jest lot poziomy ze stałą prędkością bez napędu silnikowego i trwałego wiatru wznoszącego, jeżeli tylko istnieje dostatecznie szybko zmienny okresowy ruch powietrza do góry i na dół. Krótko reasumując — przyczyna tego zjawiska polega na tem, że — przy okresowej zmianie kątów natarcia — siły pionowe, wywierane przez powietrze w górę, przewyższają znacznie podobne siły skierowane na dół, gdy tymczasem składowe poziome przeciętnie się znoszą. Do tego więc sprowadza się teorja dynamicznego lotu żaglowego, którą często usiłuje się wyjaśnić przez analogje z innych dziedzin mechaniki (modele torów falistych, po których toczą się kule i t. p.), nie wnosząc jednak w ten sposób nic istotnego[1]).

Czy teorja dynamicznego lotu żaglowego może mieć jakiekolwiek praktyczne znaczenie, to zależy od tego, czy w rzeczywistości wogóle istnieją okresowe ruchy powietrza tego rodzaju, jak wyżej zakładaliśmy, i czy mogą one działać dostatecznie trwale i z dostatecznie wielkiem natężeniem. Bezpośrednio takich prądów powietrza dotąd nie stwierdzono. Również nie zanotowano dotąd takiego lotu żaglowego ludzi lub ptaków, przy którym nie dałoby się stwierdzić istnienia dostatecznie silnego i stałego wiatru wznoszącego. Zamiary zapalonych zwolenników lotu bezsilnikowego, którzy — po osiągnięciu dużych sukcesów w locie żaglowym w sąsiedztwie stoków górskich — chcieli przejść do lotu żaglowego nad równiną, nie zbliżyły się dotąd do urzeczywistnienia ani o krok. Przy takim stanie rzeczy należy conajmniej wątpić, czy dynamiczny lot żaglowy jest wogóle praktycznie wykonalny.

15. Opis kilku szybowców i osiągniętych przez nie rekordów.

Próby latania bez silnika rozpoczęto już w zaraniu lotnictwa. Otto Lilienthal ćwiczył się w locie żaglo-

[1]) Porównaj np. prace W. Hoff'a, Der Segelflug und die Rhön-Segelflug-Wettbewerbe, w Zeitschr. f. angew. Math. u Mechanik, tom 2, str. 207 — 218, 1922.

wym w ostatniem dziesięcioleciu zeszłego wieku, traktując to, jako wstęp do lotu silnikowego; podobna była również kolejność wysiłków innych wybitnych pionierów lotnictwa. Że nie osiągnięto wtedy jeszcze rekordów w locie żaglowym, zbliżonych do dzisiejszych, to należy przypisać głównie temu, iż brak było tego bogatego doświadczenia konstruktorskiego, które obecnie zawdzięczamy postępom lotu silnikowego; dzięki niemu możemy dziś budować lekkie skrzydła o małym oporze czołowym i wielkiej sile nośnej oraz lekkie kadłuby o małym oporze. Z drugiej strony największa wartość praktyczna tak popularnego obecnie lotu żaglowego polega zapewne na tem, że przymusza on niejako do możliwie najdoskonalszego opracowania i wyzyskania „konstrukcji lekkiej".

Pierwsze imponujące osiągi w locie bezsilnikowym zostały stwierdzone na zawodach w Rhön w 1921 r. Zawody w latach 1922 i 1923 wykazały jeszcze znaczne postępy, ale odtąd zainteresowanie zmalało, ponieważ zdano sobie sprawę, że punkt kulminacyjny został przekroczony. Przedewszystkiem, jak wspomniano, zawiodła długo żywiona nadzieja, że można będzie przejść do lotu nad równiną. Poza szczególnie korzystnie położonym terenem w Rhön wykonano w Niemczech z wielkiem powodzeniem szereg lotów żaglowych w okolicach stromych diun nad morzem Bałtyckiem — pod Rossitten. Na początku roku 1923 francuscy lotnicy osiągnęli przejściowo rekord światowy długotrwałości lotu żaglowego. 2 października 1925 roku, przy okazji rosyjskich zawodów lotów żaglowych na Krymie, Ferdynand Schulz osiągnął (na szybowcu przedstawionym na rys. 54) rekord światowy długotrwałości lotu, wynoszący 12 godzin 6 minut; 1 października tegoż roku Hesselbach zdobył rekord długotrwałości lotu z pasażerem 5 godzin 52 minuty; 9 października Nehring na szybowcu grupy akademickiej z Darmstadt osiągnął rekord odległości 24,4 klm, przekraczając przytem 435 m. wzniesienia ponad miejsce startu. „Fédération internationale", która nie uznaje wyników osiągniętych przez Niemców[1]), ogłosiła w styczniu 1926, jako światowy rekord czasu, lot francuskiego pilota z lipca 1925 r., który trwał 10 godzin 20 minut.

[1]) Obecnie już nieaktualne (przyp. tłum.).

Tablica liczbowa 5 zawiera zestawienie charakterystycznych wymiarów najważniejszych szybowców, które brały udział w zawodach lotów bezsilnikowych w Rhön w 1925 r. W pierwszej kolumnie wymienieni są uczestnicy zawodów, konstruktorzy lub właściciele; cyfra (2) oznacza „dwuosobowy". Druga kolumna podaje wielkość powierzchni nośnej F w m^2, trzecia — średnią rozpiętość b (przy

Tablica liczbowa 5.

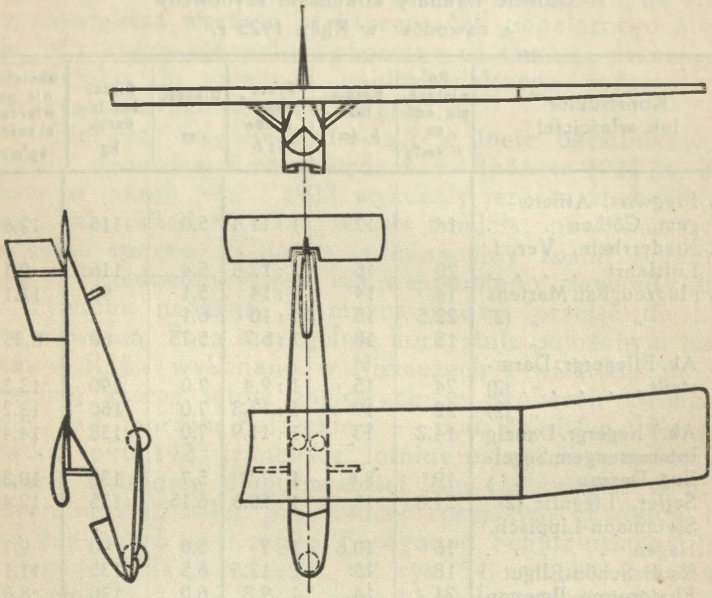
Główne wymiary kilkunastu szybowców z zawodów w Rhön 1925 r.

Konstruktor lub właściciel	Powierzchnia nośna F (m^2)	Rozpiętość b (m)	Stosunek boków $t:b$	Długość m	Ciężar bez ładunku kg	Obciążenie powierzchni nośne kg/m^2
1. Flugwiss. Arbeitsgem. Cöthen . . .	14	12,6	1 : 11,4	5,0	115	12,8
2. Niederrhein. Ver. f. Luftfahrt	20	16	1 : 12,8	5,4	116	9,1
3. Flugzeugbau Martens	14	14	1 : 14	5,1	90	11,1
4. „ „ (2)	22,5	15	1 : 10	6,1		
5. „ „	15	10	1 : 6,7	5,75	60	8,35
6. Ak. Fliegergr. Darmstadt . . . . . (2)	24	15	1 : 9,4	7,0	190	13,3
7. „ „ (2)	22	19	1 : 17,3	7,0	160	13,2
8. Ak. Fliegergr. Danzig	14,2	13	1 : 11,9	7,0	138	14,4
9. Interessengem. Segelflug Dessau . . .	19	8,6	1 : 7,7	5,7	130	10,3
10. Seiler, Liegnitz (2)	21,3	15	1 : 10,6	6,15	135	12,4
11. Steinmann-Lippisch, Hagen	16	10,6	1 : 7	5,0	90	9,7
12. Ksoll-Schön-Ellgut	18	15	1 : 12,5	6,5	135	11,1
13. Fluggruppe Ilmenau	21	14	1 : 9,3	6,0	120	8,8
14. Freunde der russ. Luftflotte	18,5	14,35	1 : 11,2	7,0	120	10,0
15. „ „	21,5	15	1 : 10,4	6,2	150	10,0
16. „ „	18,14	13	1 : 9,3	6,5	100	9,1
17. „ „	18	14	1 : 10,9	6,4	110	9,7
18. „ „	18	12	1 : 8	5,7	86	8,4

dwupłatowcach średnią arytmetyczną rozpiętości górnego i dolnego płata). Z tych dwóch wielkości jest obliczona przeciętna szerokość $t = F:b$ (przy dwupłatowcach $F:2b$), a stąd stosunek $t:b$, który jest podany w czwartej kolumnie. Na dalszych miejscach znajdujemy całkowitą długość szybowca i ciężar (bez ładunku). Stąd dodając,

65 kg. przy jednoosobowych, 130 kg. przy dwuosobowych, i dzieląc przez *F*, obliczono średnie obciążenie powierzchni nośnej, podane w ostaniej kolumnie.

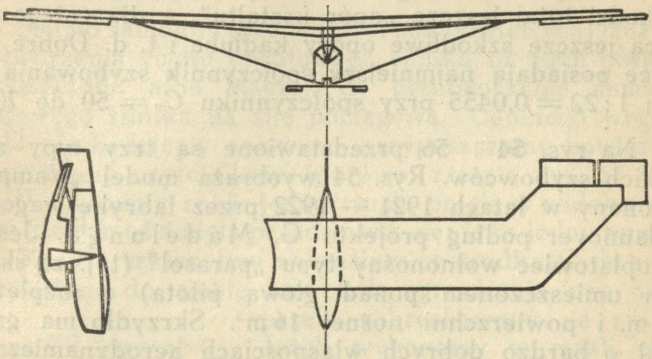
Liczby powyższe wykazują przedewszystkiem dwie charakterystyczne cechy: stosunek boków skrzydła (szerokość : rozpiętość) jest przeciętnie znacznie mniejsza, niż w samolotach silnikowych (przy których wynosi ona mniej więcej od 1 : 8 do 1 : 6); jednocześnie obciążenie powierzchni



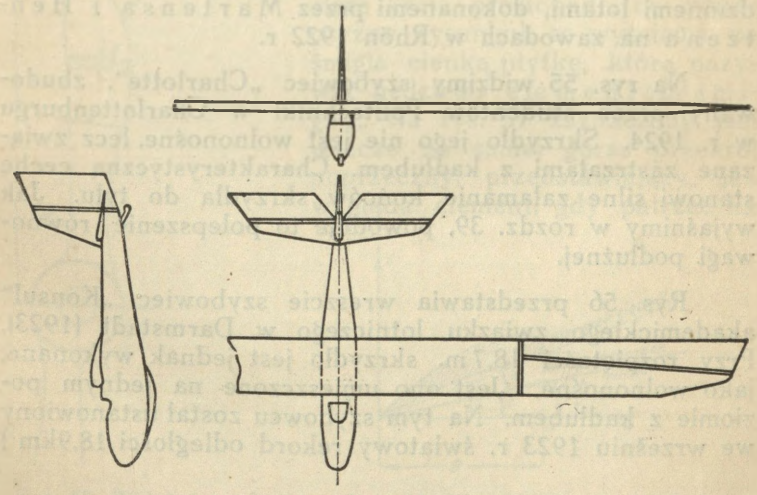
Rys. 54. Szybowiec „Vampyr" 1921.

nośnej jest o wiele mniejsze i wynosi mniej więcej jedną czwartą lub jedną trzecią obciążenia dzisiejszych płatowców silnikowych. Te dwie cechy są ze sobą w związku. Tylko bowiem przy nieznacznem obciążeniu skrzydeł mogą mieć one tak dużą rozpiętość, nie podlegając zbyt wielkim naprężeniem, powodującym konieczność zbyt ciężkiej konstrukcji nośnej. Wiemy zaś z części II, że wąskie skrzydła, t. zn. o dużej rozpiętości i małej szerokości, są dogodniejsze ze względów aerodynamicznych. W rozdz. 10

dowiedziono, że stosunek oporu indukcyjnego (głównej części oporu czołowego) do kwadratu siły nośnej jest proporcjonalny właśnie do stosunku boków $t:b$. Jeżeli



Rys. 55. Szybowiec „Charlotte" 1924.



Rys. 56. Szybowiec „Konsul" 1923.

więc przy stosunku boków 1:6 mieliśmy na str. 64: $C_x = 0{,}000531\ C_y^2$, to z podanego tam wzoru ogólnego wynika:

$$C_x = 0{,}000318\ C_y^2 \quad \text{dla} \quad t:b = 1:10.$$

Przy spółczynniku siły nośnej $C_y = 50$ ($z_y = 0{,}25$) mamy więc w pierwszym przypadku teoretyczny spółczynnik szybowania $C_x : C_y = 0{,}0265$, w drugim $C_x : C_y = 0{,}0159$, przyczem jednak uwzględniono tylko opory indukcyjne. Dochodzi tutaj jeszcze „opór kształtu", a dla całego płatowca jeszcze szkodliwe opory kadłuba i t. d. Dobre szybowce posiadają najmniejszy spółczynnik szybowania poniżej $1 : 22 = 0{,}0455$ przy spółczynniku $C_y = 50$ do 70.

Na rys. 54 – 56 przedstawione są trzy typy zwycięskich szybowców. Rys. 54 wyobraża model „Vampyr", wykonany w latach 1921 — 1922 przez fabrykę wagonów w Hannover podług projektu G. Madelung'a. Jest to jednopłatowiec wolnonośny typu „parasol" (t. j. ze skrzydłem umieszczonem ponad głową pilota) o rozpiętości 12,6 m. i powierzchni nośnej 16 m^2. Skrzydło ma gruby profil o bardzo dobrych własnościach aerodynamicznych i posiada tylko jedną podłużnicę, przechodzącą przez całą długość. Vampyr wsławił się głównie swemi kilkogodzinnemi lotami, dokonanemi przez Martens'a i Hentzen'a na zawodach w Rhön 1922 r.

Na rys. 55 widzimy szybowiec „Charlotte", zbudowany przez studentów Politechniki w Charlottenburgu w r. 1924. Skrzydło jego nie jest wolnonośne, lecz związane zastrzałami z kadłubem. Charakterystyczną cechę stanowi silne załamanie końców skrzydła do tyłu. Jak wyjaśnimy w rozdz. 39, powoduje to polepszenie równowagi podłużnej.

Rys. 56 przedstawia wreszcie szybowiec „Konsul" akademickiego związku lotniczego w Darmstadt (1923). Przy rozpiętości 18,7 m. skrzydło jest jednak wykonane, jako wolnonośne. Jest ono umieszczone na jednym poziomie z kadłubem. Na tym szybowcu został ustanowiony we wrześniu 1923 r. światowy rekord odległości 18,9km[1])

---

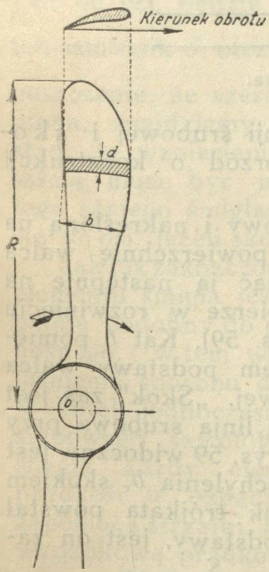
[1]) Literatura dotycząca szybowców jest bardzo obszerna, lecz mało treściwa. Najlepiej informuje w tej dziedzinie Zeitschr. f. Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, rocznik 1921 i późniejsze. Zestawienie praktycznych danych i rysunków podaje A. Gymnich: Der Gleit- und Segelflugzeugbau, Berlin: R. C. Schmidt 1925.

IV. Śmigło.

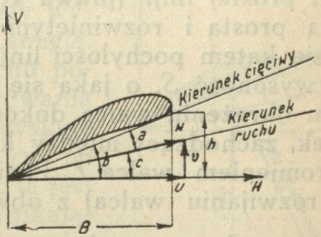
16. Kształt i sposób działania elementu śmigła.

Śmigło samolotu (propeller, śruba powietrzna) służy do przetworzenia ruchu obrotowego silnika na ruch postępowy samolotu, albo inaczej: do przetworzenia momentu obrotowego silnika na siłę pociągową. Ogólnego wyglądu śmigła nie będziemy opisywać, przypuszczamy bowiem, że jest on znany czytelnikowi (porówn. zresztą rys. 57 i 62).

Wyobraźmy sobie jedno ramię śmigła w widoku z góry, w którym oś śmigła przedstawia się, jako jeden punkt O (rys. 57). Na szkicu tym nakreślmy ze środka O dwa bardzo zbliżone do siebie łuki kół; ograniczają one wąski pasek, zakreskowany na rys. 57. Jeżeli wykonamy w myśli cięcie wzdłuż tych łuków równolegle do osi (a więc w ten sposób, że ostrze kraje prostopadle do płaszczyzny rysunku), to wytniemy ze śmigła cienką płytkę, którą nazywać będziemy e l e m e n t e m ś m i g ł a. Na rys. 57 zaznaczony jest jeszcze na samej górze przekrój poprzeczny, przedstawiający, jak wygląda element, gdy patrzeć na



Rys. 57. Widok i przekrój śmigła.

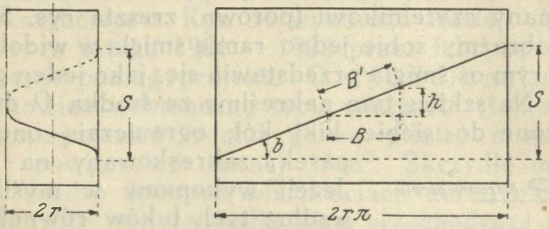


Rys. 58. Siły działające na element śmigła.

niego w kierunku promieniowym. Takie same przekroje w większej skali znajdujemy na rys. 58 i 60, przyczem V oznacza zawsze kierunek osi śmigła, wzdłuż której posuwa się samolot, zaś H — kierunek, w którym poru-

sza się element śmigła w czasie, gdy całe śmigło wiruje w miejscu. Nie można zaprzeczyć, że rysunki te okazują wyraźne podobieństwo np. do rys. 16, wyobrażającego przekrój płata nośnego. To też działanie śmigła, pomyślanego jako zespół całego szeregu takich elementów, może być wytłumaczone na podstawie tej analogji ze skrzydłem nośnem.

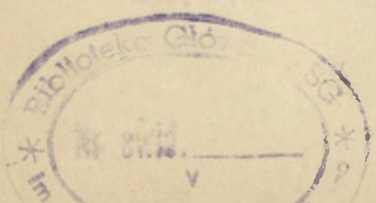
Zanim do tego przystąpimy, musimy wprowadzić na-



Rys. 59. Linja śrubowa.

der ważne pojęcia kąta pochyłości linji śrubowej i skoku; w tym celu przypomnimy naprzód o konstrukcji i własnościach linji śrubowej.

Rys. 59 przedstawia walec kołowy i nakreśloną na nim linję śrubową. Jeżeli rozciąć powierzchnię walca wzdłuż jednej z tworzących i rozwinąć ją następnie na płaszczyźnie, to linja śrubowa przybierze w rozwinięciu kształt prostej linji (prawa strona rys. 59). Kąt b pomiędzy tą prostą i rozwiniętym okręgiem podstawy walca zwie się kątem pochyłości linji śrubowej. „Skok" zaś jest to ta wysokość S, o jaką się podnosi linja śrubowa przy jednem okrążeniu walca dokoła. Na rys. 59 widoczny jest związek, zachodzący między kątem pochylenia b, skokiem S i promieniem walca r. Poziomy bok trójkąta powstał (przy rozwijaniu walca) z obwodu podstawy, jest on zatem równy $2r\pi$, a stąd mamy $\operatorname{tg} b = \frac{S}{2r\pi}$. Można też łatwo odpowiedzieć na pytanie, o ile wznosi się linja śrubowa, jeśli nie obejść całego obwodu walca, a tylko jego część o długości B; znajdziemy to wzniesienie h z proporcji $h : S = B : 2r\pi$, skąd $h = \frac{B.S}{2r\pi} = B.\operatorname{tg} b$.



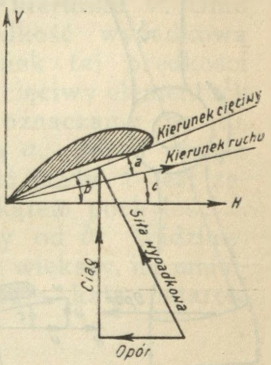
Każdy element śmigła odpowiada niewielkiemu odcinkowi pewnej określonej linji śrubowej; odnośny odcinek okręgu w płaszczyźnie prostopadłej do osi śmigła, oznaczony na rys. 58 znowu literą B, nazywa się „szerokością ramienia“ [1]). Na rys. 58 zaznaczone jest jeszcze wzniesienie h krawędzi natarcia ponad krawędzią ujścia. Załóżmy dla przykładu, że śmigło posiada średnicę $D = 280$ cm, skok $S = 180$ cm. i szerokość ramienia przy zewnętrznym końcu $B = 28$ cm. W takim razie dla krańcowego elementu śmigła jest:

$$\operatorname{tg} b = \frac{S}{2r\pi} = \frac{180}{2.140.\ 3{,}14} = 0{,}205;$$

$$h = B.\ \operatorname{tg} b = 28.\ 0{,}205 = 5{,}7 \text{ cm.}$$

Dla jakiegoś innego elementu, położonego np. w odległości 1 m. od osi, będzie $r = 100$ cm, wobec tego, zakładając tu ten sam skok S, otrzymamy $\operatorname{tg} b = \frac{180}{200\ .\ 3{,}14} = 0{,}287$; w przypuszczeniu, że szerokość ramienia jest również niezmieniona, znajdziemy dalej $h = 28.0{,}287 = 8{,}0$ cm. Widać stąd, że wzniesienie krawędzi natarcia ponad krawędź ujścia musi być niejednakowe dla różnych elementów tego samego śmigła; mianowicie wzrasta ono przy zbliżaniu się do osi, jeżeli skok i szerokość ramienia pozostają stałe.

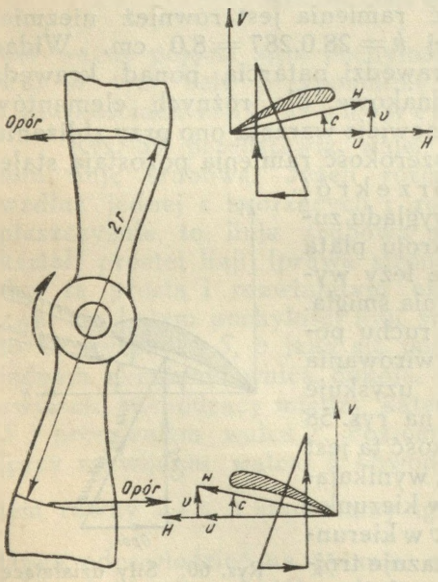
Jak już zaznaczono, przekrój elementu śmigła jest z wyglądu zupełnie podobny do przekroju płata nośnego, i w tem właśnie leży wyjaśnienie sposobu działania śmigła. Wskutek jednoczesnego ruchu postępowego samolotu i wirowania śmigła każdy element uzyskuje prędkość w, oznaczoną na rys. 58 zapomocą strzałki. Prędkość ta jest wypadkową prędkości u, wynikającej z ruchu obrotowego, w kierunku H, oraz prędkości jazdy v w kierunku osiowym V, jak to wskazuje trójkąt prędkości na rys. 58. Zupełnie po-



Rys. 60. Siły działające na element śmigła.

[1]) Niekiedy szerokość ramienia bywa mierzona nie w rzucie na płaszczyznę prostopadłą do osi, ale w kierunku cięciwy profilu. Jeżeli tak określoną szerokość nazwiemy B', to będzie $h = B' \sin b$. Gdy kąt b jest mały, to między $\sin b$ i $\operatorname{tg} b$ prawie niema różnicy.

dobnie, jak dla płata nośnego, następuje i tu w czasie ruchu wzrost ciśnienia na spodzie elementu, zaś spadek— na wierzchu. Wynikiem tego jest siła wypadkowa, skierowana ku górze w przybliżeniu prostopadle do cięciwy elementu (rys. 60). Rozłóżmy tę siłę na dwie składowe w kierunkach V i H. Pierwsza składowa skierowana jest równolegle do osi śmigła i przytem w kierunku jazdy samolotu, stanowi więc siłę pociągową dla elementu. Druga składowa ma kierunek odwrotny do prędkości wywołanej ruchem obrotowym, oznacza więc ona opór, jaki element śmigła napotyka w ruchu. Na rys. 61 powtórzona jest u góry po prawej stronie zasadnicza treść rys. 60; poniżej zaś wyobrażony jest przekrój, jaki otrzymamy, przecinając drugą połowę śmigła (na rysunku dolną) na tej samej, co poprzednio, odległości r od osi. Każde śmigło jest tak wykonane, że oba przekroje, położone w równych odległościach od osi, są wzajemnie dokładnie symetryczne.



Rys. 61. Przeciwległe elementy śmigła.

Kierunek osi V jest oczywiście ten sam dla obu przeciwległych elementów śmigła, natomiast kierunek H prędkości, wywołanych przez ruch obrotowy, jest w obu razach odwrotny. Trójkąty sił wypadają więc też symetryczne; odrazu też widać, że siły pociągowe obydwu elementów mają kierunek jednakowy, opory zaś—kierunki przeciwne.

Całe ramię śmigła może być podzielone w myśli na szereg takich wąskich elementów, jak na rys. 57. Na każdy element działają siły ze strony powietrza w sposób wyżej opisany; nie można wszelako twierdzić, aby wielkość którejkolwiek

poszczególnej siły była zupełnie niezależna od elementów sąsiednich. W każdym razie możemy przyjąć, że wszystkie elementarne siły pociągowe dają się zastąpić przez jedną siłę wypadkową o takim samym kierunku, którą nazywać będziemy siłą pociągową śmigła (jkrócej siłą ciągu albo wprost ciągiem). Nie można ednak postąpić w podobny sposób z siłami oporowemi, działającemi na elementy śmigła, gdyż ze względu na zachodzącą tu symetrję (rys. 61) wypadłaby suma zero, a jednak siły te nie równoważą się bynajmniej. Wiadomo, że dwie siły równe, równoległe i odwrotnie skierowane tworzą t. zw. „parę sił", której miarą jest moment czyli iloczyn wielkości siły przez odległość między linjami działania obydwóch sił (w danym razie jest to odległość $2r$). Aby ocenić łączne działanie oporów, działających na wszystkie elementy śmigła razem wzięte, należy dodać do siebie wszystkie takie momenty elementarne; otrzymaną sumę nazywamy momentem oporowym śmigła. Badaniem szczegółowem momentu oporowego i ciągu zajmiemy się w rozdz. 18-ym.

Wspomniano już, że w czasie lotu ruch elementu śmigła pochodzi od dwóch odrębnych przyczyn, a mianowicie: od ruchu obrotowego śmigła, który nadaje elementowi prędkość u w kierunku H (rys. 58), oraz od ruchu postępowego samolotu z prędkością v w kierunku V. Obie te prędkości u i v składają się na prędkość wypadkową w. Na rys. 60 zaznaczony jest kierunek tej prędkości oraz kąt, jaki tworzy ona z kierunkiem cięciwy elementu[1]); jest to kąt natarcia elementu, i oznaczamy go tu, podobnie jak dla płata nośnego, literą a. Jeżeli śmigło pracuje „w miejscu", t. j. gdy prędkość jazdy v jest zerem, to kąt natarcia jest identyczny z kątem pochyłości b, w locie zaś jest on zawsze mniejszy od b. Widzimy, że kąt natarcia jest przy stałem u tem większy, im mniejsza prędkość jazdy płatowca; maximum kąta natarcia

[1]) Przy śmigłach stosuje się często profile z obu stron wypukłe, przy których nie można właściwie wcale określić „kierunku cięciwy", jak np. na rys. 25 (porówn. także przekroje śmigieł na rys. 71 i 72). Aby i w takich razach określać kąt natarcia, trzeba ustalić jakikolwiek kierunek na profilu; jest rzeczą obojętną, w jaki sposób obrać ten kierunek.

wypada przy biegu śmigła w miejscu. Z drugiej strony wiemy (rozdz. 8), że wraz z kątem natarcia rosną też zawsze spółczynniki z_y i z_x, a więc i siły, w danym razie siła ciągu i opór. Przy próbie w miejscu, t. j. przy największym kącie natarcia, opór jest także największy; śmigło, pędzone danym silnikiem, biegnie tedy w miejscu najwolniej. Przy wznoszeniu, jak dowiemy się wkrótce, prędkość samolotu jest mniejsza, niż w locie poziomym, a zatem kąt natarcia i opór śmigła—większe; wynika stąd, że śmigło wykonywa mniej obrotów na minutę przy wznoszeniu, niż w locie poziomym (przy założeniu, że pilot nie zmienia dopływu gazu do silnika). Siła ciągu rośnie również wraz z kątem nątarcia; jest więc ona największa przy próbie w miejscu, znacznie mniejsza przy locie poziomym, wreszcie przy wznoszeniu nieco większa, niż przy locie poziomym. Do kwestji tej wrócimy jeszcze w części VI-ej.

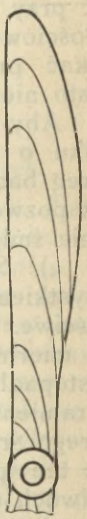
Prędkość samolotu v i prędkość elementu śmigła w ruchu obrotowym u określają nowy kąt, oznaczony na rys. 58 i 60 literą c, przyczem: $\operatorname{tg} c = v : u$. Jest to kąt między kierunkiem ruchu a prostą H. Z rysunków widać, że c stanowi różnicę pomiędzy kątem pochyłości b i kątem natarcia a, mamy więc $c = b - a$. Kąt c ma różną wielkość dla różnych elementów śmigła, gdyż prędkość u zmienia się proporcjonalnie do promienia r. Gdy zatem oddalać się od osi śmigła wzdłuż ramienia, to kąt c wciąż maleje. Co do kąta natarcia, to powinien on pozostawać możliwie stały na całej długości ramienia, gdyż stwierdziliśmy już poprzednio, że korzystne kąty natarcia dla każdego profilu wahają się w dość ciasnych kilkostopniowych granicach. Wynika stąd, że kąt pochyłości b musi maleć w miarę oddalenia od osi, aby właśnie różnica $b - c = a$ była możliwie niezmienna. To zmniejszenie kąta pochyłości jest odrazu na pierwszy rzut oka widoczne w każdem śmigle, choć liczbowo może się różnie przedstawiać w poszczególnych wykonaniach.

Z reguły (choć nie zawsze bez wyjątku) buduje się śmigła w ten sposób, że s k o k pozostaje stały dla wszystkich elementów. Z podanego wyżej wzoru $\operatorname{tg} b = S : 2r\pi$ wynika, że przy S stałem kąt b musi w określony i regularny sposób maleć, gdy r wzrasta, t. j. w miarę oddalenia od osi. W tym jedynie przypadku można mówić wprost o „skoku śmigła". Zdarzają się jednak i takie

śmigła, w których skok nie jest stały dla wszystkich elementów; wtedy skok zmienia się najczęściej zgodnie z takiem obliczeniem, by b malało zupełnie tak samo jak c, wobec czego różnica $b - c = a$ jest ściśle niezmienna. (Warunek ten może być zresztą dokładnie spełniony tylko przy pewnej ściśle określonej liczbie obrotów, gdyż ta ostatnia wpływa na przebieg zmienności kąta c). Zarówno w tym przypadku, jak wogóle zawsze wtedy, gdy S jest zmienne, rozumiemy przez skok śmigła średnią wartość skoków poszczególnych elementów. Porówn. rozdz. 19, gdzie wprowadzone będzie jeszcze inne pojęcie skoku.

17. Wykonanie i sprawdzanie śmigieł.

Śmigła dla samolotów buduje się dotychczas prawie wyłącznie z drewna. Skomplikowany kształt osiąga się w ten sposób, że odpowiednio wycięte warstwy (deseczki) zostają ułożone jedne na drugich wachlarzowato i spojone zapomocą specjalnego kleju, odznaczającego się wielką trwałością i odpornością na wpływy atmosferyczne. Płaszczyzny styku poszczególnych warstw (prostopadłe do osi śmigła) przecinają powierzchnię śmigła według wydłużonych krzywych linij, których przebieg widoczny jest na rys. 62. Celem zmniejszenia oporu lakieruje się bardzo starannie powierzchnię zewnętrzną. Końce śmigieł, stosowanych na wodnopłatowcach, posiadają powłokę metalową, gdyż bez niej ulegałyby uszkodzeniom z powodu pryskających na śmigło kropel wody.



Rys. 62. Widok ramienia śmigła.

Stosuje się prawie wyłącznie śmigła dwuramienne. Każda warstwa przechodzi bez podziału wzdłuż obu ramion, i wycięty w niej jest tylko otwór w środku piasty. Wykonywano też doświadczenia ze śmigłami czteroramiennemi: w takich śmigłach mamy główne deski. przechodzące przez całą długość i krzyżujące się wzajemnie, oraz umieszczone między niemi warstwy, które dochodzą tylko do piasty. Proponowano również i częściowo

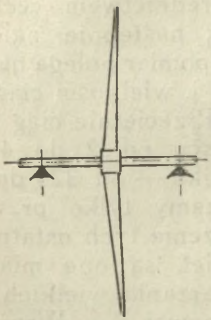
wypróbowano szereg zupełnie odmiennych konstrukcyj śmigieł; należy tu wymienić śmigła z tkaniny, którą przy wirowaniu naprężają wkładki żelazne (Parseval), oraz śmigła, posiadające jeden rdzeń żelazny (przez całą długość obu ramion) oraz szereg poprzecznie ułożonych warstw drewnianych.

Dla działania śmigła decydujący jest kształt przekroju ramienia czyli p r o f i l, podobnie jak dla płata nośnego. Jesteśmy tutaj zmuszeni stosować profile grubsze, niż dla płatów, ponieważ śmigło musi wytrzymać znaczne obciążenie wskutek parcia powietrza i jednocześnie wskutek siły odśrodkowej — i przytem niema tu żadnej dodatkowo wzmacniającej konstrukcji (jak to ma miejsce np. u dwupłatowca opisanego w rozdz. 11-ym). Średnie obciążenie powierzchni śmigła waha się bardzo znacznie w zależności od liczby obrotów i przeciętnie odpowiada rzędowi wielkości 500 kg/m^2. Szczególniej w miejscach, położonych blisko piasty, trzeba się kierować przy wyborze przekrojów więcej względami wytrzymałościowemi, niż aerodynamicznemi. W tem też należy szukać przyczyny, że śmigła posiadają dotąd jeszcze często niezbyt zadawalającą sprawność.

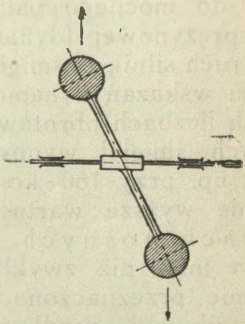
Aby się upewnić w każdym poszczególnym przypadku o jakości danego śmigła, należy przeprowadzić szereg badań; omówimy tu pokrótce te badania, ponieważ pozwoli nam to wniknąć lepiej w istotę i zastosowanie śmigieł.

a) S p r a w d z e n i e g e o m e t r y c z n e. Przedewszystkiem trzeba ustalić, czy skok i kształty profilów są właściwe. Aby skontrolować skok, kładziemy śmigło na stół mierniczy (traserski) w taki sposób, by oś była ściśle prostopadła do płaszczyzny stołu. Następnie zakreślamy na ramieniu śmigła odpowiednio wielkim cyrklem łuk koła, którego środek leży na osi, a promień równa się np. r. Łuk ten przecina krawędź natarcia i krawędź ujścia w dwóch określonych punktach. Mierzymy różnicę wysokości tych punktów h, a także szerokość ramienia w tem miejscu B. Według rozdziału 16-go możemy już stąd obliczyć skok S z równania $S : h = 2 r \pi : B$; wielkość znaleziona powinna być zgodna z żądaną. — Celem skontrolowania kształtu profilów stosuje się specjalne szablony, które przykłada się do śmigła w różnych odległościach od osi.

b) Wyrównoważenie statyczne. Śmigło nazywa się wyrównoważonem statycznie, jeśli jego środek ciężkości leży na osi obrotu. W razie nie spełnienia tego warunku powstaje przy wirowaniu siła odśrodkowa. Sprawdzenie polega na tem, że śmigło nasadza się na wałek cylindryczny, który zostaje oparty na dwóch poziomych belkach o ostrych krawędziach (rys. 63). Następnie przetaczamy ręcznie śmigło po tych krawędziach tam i z powrotem; jeżeli zatrzymuje się ono równomiernie w każdem dowolnem położeniu, to wyrównoważenie statyczne jest wystarczające.



Rys. 63.
Wyrównoważenie statyczne.



Rys. 64.
Para sił odśrodkowych.

c) Wyrównoważenie dynamiczne. Nawet w razie stwierdzenia, że środek ciężkości śmigła leży dokładnie na osi, niema jeszcze zupełnej pewności, czy w biegu nie okażą się jednak pewne szkodliwe wpływy sił odśrodkowych. Aby zorjentować się co do możliwości takich zjawisk, wystarczy spojrzeć na rys. 64; widzimy tu dwie kule połączone sztywno drążkiem, który sam jest osadzony ukośnie na wirującym wałku. Jeżeli kule są zupełnie jednakowe i umieszczone w równych odległościach od osi obrotu, to środek ciężkości takiego układu leży z pewnością na tej osi. Mimo to jest jasnem, że przy obrocie powstają tu siły odśrodkowe (w kierunkach oznaczonych strzałkami), które bynajmniej nie równoważą się, tylko tworzą „parę“ o pewnym momencie — i para ta obciąża w mniejszym lub większym stopniu łożyska osi. Mówimy, że takie ciało, jak na rys. 64, jest względem swej osi wyrównoważone „statycznie“, ale nie „dynamicz-

nie". Dopiero, jeżeli siły odśrodkowe w śmigle równoważą się w zupełności, t. zn. nie dają żadnego momentu wypadkowego, to można śmigło nazwać wyrównoważonem dynamicznie. Urządzenia mechaniczne, służące do sprawdzania wyrównoważenia dynamicznego, są nader złożone. Najczęściej wystarcza uruchomić śmigło i ocenić na oko, czy występuje moment sił odśrodkowych.

d) Próba ciągu w miejscu. Najprościej można zmierzyć siłę ciągu śmigła zapomocą t. zw. „pomiaru w miejscu". W tym celu ustawia się cały zupełnie wyekwipowany samolot w pozycji poziomej i umocowuje się go z tyłu do mocnego pala za pośrednictwem cechowanej wagi sprężynowej (dynamometru); następnie należy puścić w ruch silnik ze śmigłem. Sam pomiar polega na odczytywaniu wskazań dynamometru, t. j. wielkości ciągu, przy różnych liczbach obrotów śmigła. Przeciętnie ciąg naszych zwykłych śmigieł wynosi w miejscu od 2 do 4 kg/KM, a więc np. przy 160-konnym silniku — od 320 do 640kg. Znacznie wyższe wartości spotykamy tylko przy t. zw. śmigłach nośnych. Przeznaczenie tych ostatnich jest zupełnie inne, niż zwykłych śmigieł, są one mianowicie specjalnie przeznaczone do wytwarzania wielkich ciągów przy znikomej prędkości postępowej [1]). Wspomniana wielkość — ciąg w miejscu, przypadający na jednego konia mechanicznego — nie może być uważana jednak za decydujący wskaźnik jakości śmigła. Miarodajny może tu być raczej spółczynnik sprawności czyli stosunek mocy użytecznej śmigła (iloczyn ciągu przez prędkość) do mocy silnika (p. rozdz. 19); z wielkości ciągu śmigła w miejscu niepodobna jednak ogólnie przewidzieć, jaki będzie ciąg w locie. Wynika stąd, że próba w miejscu może służyć za podstawę do porównania i oceny jedynie serji śmigieł tego samego typu; odnośnie do dwóch śmigieł zupełnie analogicznie zbudowanych można istotnie przewidywać, że to z nich, które okazało się silniejsze w miejscu, będzie także w locie lepiej ciągnąć.

e) Próba w ruchu. Ostateczne sprawdzenie śmigła wymaga wykonania pomiarów siły ciągu i momentu oporowego w warunkach takich, w jakich odbywa się lot

[1]) Śmigła nośne są stosowane na helikopterach czyli śrubowcach (przyp. tłum.)

rzeczywisty. Pomiary takie dają się uskutecznić dwoma sposobami. Można przedewszystkiem badać śmigło w tunelu aerodynamicznym, poddając je działaniu prądu powietrza, którego prędkość powinna być równa przewidywanej prędkości lotu, lecz skierowana odwrotnie. W ten sposób osiąga się mniej więcej ten sam ruch względny, co w locie. Zamiast tego można również zmontować śmigło z silnikiem na wózku i wprawić ten ostatni w ruch po szynach z prędkością taką samą, jak prędkość lotu. Obie metody mają swoje dobre i złe strony. Pomiary w tunelu mogą być wykonane z większą dokładnością. Zastosowanie wózka zaś ma tę zaletę, że doświadczenie jest bardziej zbliżone do rzeczywistych warunków lotu; zato same pomiary nastręczają duże trudności. Wyniki pomiarów zostają w obu przypadkach zestawiane w wykresy, które omówimy w rozdziale następnym (rys. 67 do 69).

Przy wszystkich pomiarach ciągu należy koniecznie łuwzględniać ważną okoliczność, że części samolotu, położone z tyłu za śmigłem, w szczególności kadłub, wywierają znaczny wpływ na siłę ciągu. Wynika to przedewszystkiem stąd, że części te modyfikują przepływ powietrza poza śmigłem, a wskutek tego zmienia się wielkość oddziaływania strug powietrza na elementy śmigła; ponadto zaś śmigło odrzuca poza siebie strumień powietrza, który wywiera na części samolotu siły przeciwdziałające ciągowi. Jeżeli tedy chcemy uzyskać z pomiarów dane istotnie użyteczne, to musimy i pod tym względem naśladować możliwie wiernie przy doświadczeniach warunki, jakie mają miejsce w locie. Najracjonalniejszy sposób polega na tem, żeby zmontować przyrządy pomiarowe na samym płatowcu i operować niemi w czasie lotu. Niestety, tego rodzaju pomiary nie były dotąd wykonywane na większą skalę.

18. Ciąg i moment oporowy śmigła.

W rozdz. 16-ym wyjaśniono już, że siła ciągu i siła oporu elementu śmigła stanowią składowe całkowitej siły oddziaływania powietrza na element — zupełnie podobnie, jak siła nośna i opór czołowy są składowemi siły działającej na skrzydło nośne. Opie-

rając się na tej analogji, można przewidywać, że tu znowu ważne będą prawa ogólne, podane w końcu rozdz. 6-go — i przytem nie tylko w zastosowaniu do każdego poszczególnego elementu, ale nawet i do całego śmigła. Weźmy najpierw pod uwagę ciąg śmigła wirującego w miejscu. Oznaczmy przez U prędkość skrajnych elementów w ruchu obrotowym, czyli krótko prędkość obwodową. Zgodnie z poprzedniemi uwagami będziemy mogli przewidywać, że siła ciągu T jest proporcjonalna do gęstości powietrza m, do powierzchni śmigła F i do kwadratu prędkości obwodowej U, przyczem znowu wprowadzić trzeba pewien oderwany spółczynnik proporcjonalności, zależny od kształtu śmigła (profilu, skoku i t. d), a który oznaczymy przez z_t („spółczynnik ciągu śmigła"). Napiszemy więc:

$$T = z_t \,.\, m \,.\, F \,.\, U^2.$$

W porównaniu ze wzorem na siłę nośną P_y, podanym w rozdz. 8-ym, mamy tutaj pewną szczególną okoliczność, wymagającą objaśnienia; mianowicie dla płata nośnego było rzeczą obojętną, który element brać pod uwagę przy określaniu prędkości v, gdyż wszystkie elementy płata poruszają się jednakowo; inaczej jest ze śmigłem, którego poszczególne cząstki poruszają się z różnemi prędkościami — i wybór akurat prędkości elementów skrajnych nosi cechę pewnej dowolności. Jeżeli jednak śmigło wiruje w miejscu, to wszystkie prędkości są między sobą proporcjonalne; w miarę zwiększenia liczby obrotów wzrasta prędkość obwodowa U, ale równocześnie w tym samym stopniu rosną prędkości wszystkich innych elementów. Wzór nasz zdaje wtedy dobrze sprawę z tego, że siły, przypadające na poszczególne elementy, są proporcjonalne do kwadratów prędkości tych właśnie elementów.

Inaczej będzie się sprawa przedstawiać, gdy rozpatrzymy śmigło, wirujące na płatowcu w locie. Wielkość U sama przez się nie wystarczy tu dla określenia prędkości elementów śmigła, miarodajne będą teraz obie prędkości U i v, t. j. prędkość obwodowa i prędkość jazdy. Tak np. dla skrajnego elementu śmigła otrzymamy (z trójkąta prostokątnego na rys. 61), że prędkość bezwzględna tego elementu będzie równa pierwiastkowi kwadratowemu

z $U^2 + v^2$. Załóżmy dla przykładu, że U zostanie podwojone, wtedy prędkości poszczególnych elementów zmienią się w bardzo rozmaitym stopniu: dla elementów wewnętrznych zmiana będzie bardzo nieznaczna, zato prędkości elementów położonych bliżej końców ramion podwoją się nieomal. Niech będzie np. prędkość lotu $v = 30$m/sek, zaś prędkość obwodowa śmigła przy średnicy 2,80 m. w jednym przypadku 70 m/sek, w drugim — 140 m/sek. Prędkość skrajnego elementu śmigła będzie za pierwszym razem równać się pierwiastkowi z $30^2 + 70^2$, t. j. 76 m/sek., za drugim razem — pierwiastkowi z $30^2 + 140^2$, czyli 143 m/sek. Zwróćmy jednak uwagę na element śmigła, położony w odległości zaledwie 14 cm. od osi, t. zn. dziesięć razy bliżej, niż elementy skrajne. Jego prędkość w ruchu obrotowym wynosi też tylko dziesiątą część U, a więc w pierwszym przypadku 7, w drugim — 14 m/sek; prędkość bezwzględna będzie w pierwszym przypadku równa pierwiastkowi z $30^2 + 7^2$, t. j. 31 m/sek, w drugim — pierwiastkowi z $30^2 + 14^2$, czyli 33 m/sek. Ostatecznie więc stwierdziliśmy, że prędkość skrajnego elementu wzrosła z 76 na 143, zaś prędkość elementu wewnętrznego — tylko z 31 na 33.

Może się jednak zdarzyć, że prędkości wszystkich elementów śmigła wzrastają lub maleją w jednakowym stosunku, lecz jest to możliwe tylko wtedy, jeśli i obie składowe v i U zmienią się w tym samym stosunku. Inaczej mówiąc, jeżeli iloraz $v : U$ pozostaje stały, to warunki ruchu poszczególnych elementów śmigła pozostają również niezmienione. Wynika stąd, że podany przed chwilą wzór na siłę ciągu może być stosowany nietylko dla biegu w miejscu ale i dla dowolnych warunków lotu, byleby tylko dla każdej wartości stosunku $v : U$ wstawić właściwą wartość spółczynnika z_t. Inaczej: spółczynnik ciągu z_t zależy nietylko od kształtu śmigła (profilów, skoku i t.d.), ale i od wielkości stosunku $v : U$ (t. j. stosunku prędkości lotu do prędkości obwodowej śmigła).

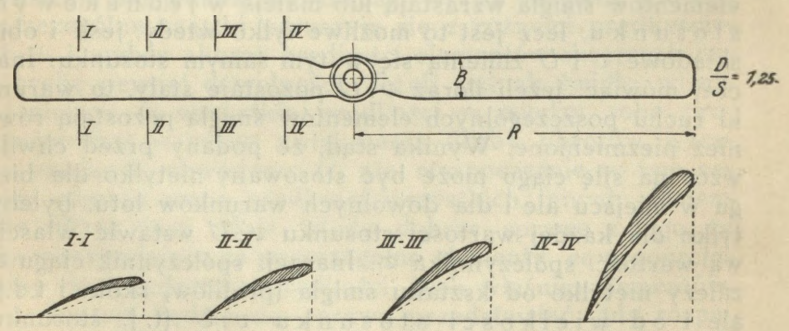
Stosunek $v : U$, odgrywający dla śmigła podobną rolę, co kąt natarcia dla płata nośnego, nazywa się stopniem posuwu, albo wprost posuwem. Bieg w miejscu odpowiada posuwowi zerowemu.

Rys. 67 przedstawia wykres zmian spółczynnika z_t, znaleziony zapomocą pomiarów w tunelu aerodynamicz-

nym dla śmigła, wyobrażonego na rys. 65 i 66 w widoku i w kilku przekrojach (powiększonych). Z wykresu widać, że ciąg — przy stałej liczbie obrotów — jest największy podczas próby w miejscu, natomiast maleje on w ciągły sposób w miarę wzrostu prędkości v (a więc i stosunku $v : U$).

Przykład: weźmy śmigło przedstawione na rys. 65/66, i niech jego średnica będzie $D = 2R = 2{,}80$ m. Pozostałe wymiary można odczytać z rysunku, uwzględniając skalę zmniejszenia, która jest określona już przez daną wielkość średnicy. Tak np. odczytamy, że szerokość ramienia jest $B = 0{,}168$ m; pole $F = 0{,}43$ m^2 (jest to nieco mniej, niż iloczyn $B.D$, ponieważ przy obliczaniu pola trzeba uwzględnić piastę i zaokrąglenia). Przy 1350 obrotach na minutę prędkość obwodowa $U = 2{,}80\,\pi\,\frac{1350}{60} = 198$ m/sek, gdyż punkt na obwodzie obiega w ciągu 60 sekund 1350 razy drogę $2{,}80\,\pi$. Załóżmy jeszcze, że prędkość lotu $v = 35$ m/sek, to stosunek $v : U = 35 : 198 = 0{,}177$. Dla takiej wartości posuwu wykres na rys. 67 daje $z_t = 0{,}13$. Stąd obliczyć już można ciąg:

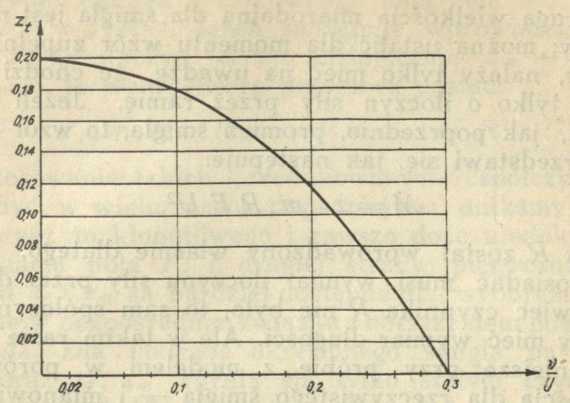
$$T = 0{,}13 \,.\, {}^1\!/_8 \,.\, 0{,}43 \,.\, 198^2 = 274 \text{ kg}.$$



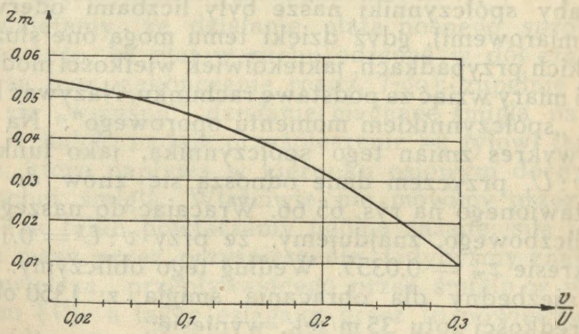
Rys. 65 i 66. Widok i przekroje śmigła.

Przy próbie w miejscu to samo śmigło będzie dawało ciąg znacznie większy; z wykresu odczytujemy bowiem, że dla $v : U = 0$ jest $z_t = 0{,}20$, a stąd:

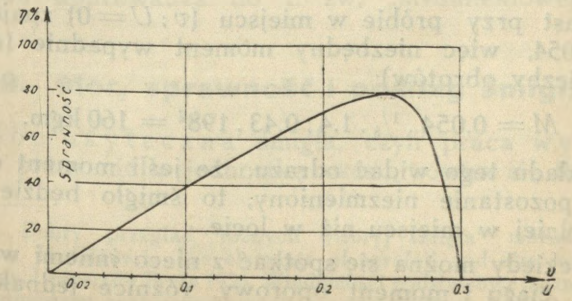
$$T = 0{,}20 \cdot {}^1\!/_8 \cdot 0{,}43 \cdot 198^2 = 421 \text{ kg}.$$



Rys. 67. Wykres spółczynnika ciągu śmigła z rys. 65/66.



Rys. 68. Wykres spółczynnika momentu oporowego śmigła z rys. 65/66.



Rys. 69. Wykres spółczynnika sprawności śmigła z rys. 65/66.

Drugą wielkością miarodajną dla śmigła jest moment oporowy; można ustalić dla momentu wzór zupełnie analogiczny, należy tylko mieć na uwadze, że chodzi tu nie o siłę, tylko o iloczyn siły przez ramię. Jeżeli tedy R oznacza, jak poprzednio, promień śmigła, to wzór na moment przedstawi się, jak następuje:

$$M = z_m . m . R . F . U^2.$$

Czynnik R został wprowadzony właśnie dlatego, że moment posiadać musi wymiar iloczynu siły przez długość; gdyby więc czynnika R nie było, to sam spółczynnik z_m musiałby mieć wymiar długości. Ale w takim razie z_m byłoby mniejsze przy próbie z modelem w porównaniu z wartością dla rzeczywistego śmigła — i mianowicie tyle razy mniejsze, ile razy wymiary modelu są mniejsze od wymiarów śmigła. Otóż jest rzeczą pierwszorzędnej wagi, aby spółczynniki nasze były liczbami oderwanemi (bezwymiarowemi), gdyż dzięki temu mogą one służyć we wszystkich przypadkach, jakiekolwiek wielkości modelu i jednostki miary wziąć za podstawę rachunku. Nazywać będziemy z_m „spółczynnikiem momentu oporowego". Na rys. 68 mamy wykres zmian tego spółczynnika, jako funkcji posuwu $v : U$, przyczem dane odnoszą się znów do śmigła przedstawionego na rys. 65/66. Wracając do naszego przykładu liczbowego, znajdujemy, że przy $v : U = 0{,}177$ jest na wykresie $z_m = 0{,}0355$. Według tego obliczymy, że moment, niezbędny dla obracania śmigła z 1350 obr/min. przy prędkości lotu 35 m/sek, wyniesie:

$$M = 0{,}0355 . {}^1/_8 . 1{,}4 . 0{,}43 . 198^2 = 105 \text{ kgm.}$$

Natomiast przy próbie w miejscu ($v : U = 0$) znajdziemy $z_m = 0{,}054$, więc niezbędny moment wypadnie (dla tej samej liczby obrotów):

$$M = 0{,}054 . {}^1/_8 . 1{,}4 . 0{,}43 . 198^2 = 160 \text{ kgm.}$$

Z przykładu tego widać odrazu, że jeśli moment czynny silnika pozostanie niezmieniony, to śmigło będzie wirować wolniej w miejscu niż w locie.

Niekiedy można się spotkać z nieco innemi wzorami na siłę ciągu i moment oporowy, różnice jednak będą zawsze nieistotne. Tak np. można przedstawić pole F

jako pewien ułamek φ całkowitego pola koła $R^2\pi$, a więc założyć: $F = \varphi . R^2\pi$. Jeżeli następnie wprowadzić oznaczenie z'_t na iloczyn $z_t . \varphi$ i analogicznie z'_m — na iloczyn $z_m . \varphi$, to wzory nasze przybiorą postać:

$$T = z'_t . m . R^2\pi . U^2; \qquad M = z'_m . m . R^3\pi . U^2.$$

Stosowanie takich „zredukowanych" spółczynników może być w wielu razach dogodniejsze; unikamy mianowicie przez to kłopotliwego i zawsze dość niedokładnego wymierzania pola F. Z drugiej strony pierwotne spółczynniki z_t i z_m są bardziej dostępne dla wyobraźni, gdyż stoją one w bezpośrednim związku z obciążeniem powierzchni śmigła. Dla jakiegoś określonego śmigła pary liczb z_t, z_m oraz z'_t, z_m' różnią sią tylko stałym czynnikiem φ; na rysunkach 67 i 68 wystarczyłoby tedy zmienić odpowiednio skale rzędnych, aby móc odrazu odczytywać wartości spółczynników „zredukowanych".

Pamiętamy, że działanie płata nośnego sprowadzaliśmy do tego, że płat w ruchu odrzuca w dół cząsteczki powietrza (por. zakończenie rozdz. 7-go); zupełnie podobnie da się „wyjaśnić" działanie ciągnące śmigła na tej zasadzie, iż śmigło nadaje przyśpieszenie ku tyłowi temu powietrzu, które napływa w kierunku osiowym do czołowej powierzchni śmigła. Właściwie nie mówimy przez to nic więcej, jak tylko powtarzamy ogólną zasadę: siła jest iloczynem masy przez przyśpieszenie. Gdybyśmy znali objętość powietrza, przepływającego przez śmigło w jednostkę czasu (V), a także osiągany przez to powietrze przyrost prędkości w', to siłę ciągu moglibyśmy obliczyć wprost ze wzoru: $T = m V w'$. Szersze rozwinięcie tych rozważań doprowadza do t. zw. „strumieniowej teorji śmigła". [1])

19. Moc, sprawność i poślizg śmigła.

Moc użyteczna śmigła, czyli praca wykonywana przez nie w jednostkę czasu, równa się iloczyno-

1) Dobry przegląd różnych „teoryj śmigła" można znaleźć w książce: H. Glauert, The elements of aerofoil and airscrew theory, Cambridge, University Press 1926. Wiadomości podstawowe można też znaleźć w najbardziej rozpowszechnionych podręcznikach techniki lotniczej.

wi siły ciągu T przez prędkość lotu v. Moc pobierana przez śmigło, czyli praca, dostarczana mu przez silnik w jednostkę czasu, da się wyrachować według momentu oporowego M i prędkości obwodowej U. Każdy moment może być rozumiany jako wielkość siły zastępczej, działającej na ramieniu równem jednostce długości; wobec tego moc będzie iloczynem momentu przez prędkość takiego punktu, którego odległość od osi obrotu równa się właśnie jednostce długości. Prędkość ta wynosi $U:R$, a zatem moc pobierana równa się $M.U:R$. W przykładzie naszym, rozważonym w końcu rozdziału poprzedniego, było $M = 105$ kgm, $U = 198$ m/sek, $R = 1{,}4$ m, a stąd moc pobierana wynosiła $105.198:1{,}4 = 14850$ kgm/sek albo $14850:75 = 190$ KM. Z drugiej strony mieliśmy $T = 274$ kg, $v = 35$ m/sek, a więc moc użyteczna była równa zaledwie $274.35 = 9590$ kgm/sek, czyli $9590:75 = 128$ KM.

Stosunek mocy użytecznej do pobieranej nazywamy sprawnością śmigła. Wyraża się on wzorem:

$$\eta = T.v:\frac{M.U}{R} = \frac{T}{M:R}\cdot\frac{v}{U}.$$

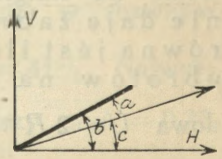
Wprowadzając tu ustalone w rozdz. 18-ym wzory na T i M, spostrzeżemy odrazu, że przy obliczaniu ilorazu T przez $(M:R)$ skrócą się czynniki m, F, U^2 i pozostaną tylko spółczynniki z_t, z_m, a więc będzie:

$$\eta = \frac{z_t}{z_m}\cdot\frac{v}{U}.$$

Aby więc znaleźć sprawność śmigła, wystarczy przemnożyć stosunek obydwóch charakterystycznych spółczynników $z_t:z_m$ przez posuw $v:U$. Dla każdej wartości stosunku $v:U$ można odczytać z rys. 67 i 68 obydwa spółczynniki, wyznaczyć ich iloraz, następnie przemnożyć go przez obraną wartość odciętej i otrzymany rezultat przyjąć za rzędną nowego wykresu. W ten sposób powstał rys. 69, przedstawiający przebieg zmian sprawności η dla zmiennego posuwu $v:U$ (wykres odnosi się znów do śmigła z rys. 65/66). Podobnie, jak z_t i z_m przedstawiały analogję do spółczynników z_y, z_x płata nośnego, tak

samo η odpowiada w pewnym stopniu spółczynnikowi szybowania ε. W przykładzie naszym wobec $v : U = 0{,}177$, $z_l = 0{,}13$, $z_m = 0{,}0355$ znajdujemy $\eta = \frac{0{,}13}{0{,}0355} \cdot 0{,}177 = 0{,}65$ (jest to oczywiście równe stosunkowi mocy użytecznej do pobieranej, czyli 128 : 198). Rys. 69 wskazuje dalej, że śmigło nasze osiąga przy posuwie 0,25 swą najwyższą sprawność, wynoszącą ok. 80 %. Najlepsze śmigła dzisiejsze dają w najkorzystniejszych warunkach wyniki nieznacznie tylko przekraczające tę wartość.

Rozważając z kolei pracę śmigła w drugim przypadku, omówionym w rozdz. 18-ym, t.j. przy próbie w miejscu, otrzymujemy bez żadnego rachunku, że musi tu być $\eta = 0$, gdyż śmigło pobiera wprawdzie w tym przypadku pracę od silnika, ale nie wykonywa żadnej pracy użytecznej. Rozumiemy teraz dopiero, jak dalece mylnem byłoby przypisywać większe znaczenie wielkości ciągu w miejscu (por. rozdz. 17, d), a tembardziej uważać tę wielkość za kryterjum doskonałości śmigła. Z rys. 69-go widać jednak, że sprawność η staje się zerem jeszcze po raz drugi, w przykładzie naszym dla $v : U = 0{,}3$. Wynika to stąd, że przy takim stosunku prędkości spółczynnik z_l staje się zerem, jak widać z rys. 67, a więc i ciąg T jest równy zeru; natomiast rys. 68 wskazuje, że mamy tu jeszcze do czynienia z pewnym, choć znacznie zmniejszonym, momentem oporowym. Łatwo też wyjaśnić, dlaczego śmigło „przestaje ciągnąć“ przy pewnej określonej wartości stosunku $v : U$. Mówiliśmy w rozdz. 16-ym, że w miarę wzrostu posuwu kąt natarcia poszczególnych elementów śmigła maleje, z rozdz. 8-go zaś wiemy, że w takim razie maleje też oddziaływanie aerodynamiczne. Musimy więc w końcu dojść do takiego $v : U$, przy którym jedna składowa (mianowicie składowa ciągu) zniknie zupełnie. Kwestję można potraktować również sposobem innym, bardziej poglądowym, który doprowadzi nas jednocześnie do pewnego nowego pojęcia—t. zw. „poślizgu“ śmigła.



Rys. 70. Element idealnego śmigła.

Wyobraźmy sobie, że śmigło stanowi idealną powierzchnię śrubową, nieskończenie cienką i zupełnie geo-

metrycznie prawidłową; znaczy to, że każdy przekrój śmigła (wykonany tak, jak podano na początku rozdz. 16-go) nie jest niczem innem, jak niewielkim odcinkiem linji śrubowej o ściśle określonym skoku S. Zamiast profilu zakreskowanego na rys. 58-ym będziemy tedy mieli pochylony odcinek, mało różniący się od prostolinjowego (rys. 70), przyczem pochylenie jego względem kierunku H określi kąt b, wyznaczony równaniem $\operatorname{tg} b = \frac{S}{2r\pi}$ (por. rozdz. 16). Chcąc zachować tak użyteczną analogję śmigła z płatem nośnym, musimy równocześnie zastąpić w myśli płat nośny przez idealną geometryczną płaszczyznę. Zauważmy, że nasze wyobrażone śmigło idealne zasługiwałoby dopiero w zupełności na nazwę „śruby powietrznej". Niech teraz śmigło takie wykonywa n obrotów na minutę; w takim razie prędkość u punktu, położonego w odległości r od osi, wyniesie $2r\pi \cdot \frac{n}{60}$. Niech dalej prędkość lotu będzie v, to kąt c (określony w rozdz. 16-ym—por. rys. 70) wyznaczy się ze wzoru $\operatorname{tg} c = v : U = \frac{v}{2r\pi} : \frac{n}{60}$. Widzimy, że gdyby obrać prędkość v akurat równą $S \cdot \frac{n}{60}$, czyli równą iloczynowi skoku przez liczbę obrotów na sekundę, to oba kąty b i c byłyby dla wszystkich elementów równe, a różnica ich $a = b - c$, stanowiąca kąt natarcia, stałaby się zerem. Cała powierzchnia śrubowa poruszałaby się wtedy sama po sobie (albo raczej po swem przedłużeniu)—podobnie jak płaszczyzna przy zerowym kącie natarcia przesuwa się sama po sobie. Gdybyśmy wyidealizowali zjawisko jeszcze dalej, pominęli nawet zupełnie wpływ tarcia na powierzchnio t- oczywiście przy takim ruchu powietrze nie oddziaływał y„o wcale na śmigło: idealna „śruba powietrzntb nie daje żadnego ciągu, jeżeli prędkość loau równa jest iloczynowi skoku S przez liczbę obrotów na sekundę. Ponieważ prędkość obwodowa $U = 2R\pi \cdot \frac{n}{60}$, więc posuw w rozpatrywanym przypadku wynosi $S \cdot \frac{n}{60} : 2R\pi \cdot \frac{n}{60} = \frac{S}{2R\pi}$. równa się tedy

stosunkowi skoku do obwodu koła opisanego na śmigle.

Śmigło rzeczywiste różni się naturalnie pod wieloma względami od takiej abstrakcyjnej powierzchni, może ono jednak zawsze być teoretycznie przyrównane do pewnej określonej śruby. Inaczej nie mogłoby nawet być mowy o „skoku" śmigła. Obliczmy teraz dla jakiegokolwiek danego śmigła stosunek $S:2R\pi$ (t. zn. stosunek skoku do obwodu zewnętrznego); otrzymamy liczbę, która napewno niewiele się różni od tej wartości posuwu $v:U$, przy której ciąg i sprawność śmigła są w rzeczywistości zerami. Niekiedy nawet utrwalamy tę myśl przez specjalną definicję: nazywamy mianowicie „efektywnym skokiem" śmigła taki odcinek, że jego stosunek do obwodu $2R\pi$ równa się temu posuwowi, któremu odpowiada sprawność zerowa. Skok „geometryczny", który może być według rozdz. 16-go znaleziony z pochylenia cięciw poszczególnych elementów śmigła, jest z reguły nieco mniejszy od skoku „efektywnego" (por. rozdział następny). W każdym razie, znając skok (geometryczny) i średnicę śmigła, można wyrachować chociaż z większem lub mniejszem przybliżeniem ową „krytyczną" wartość stosunku $v:U$ (dla której sprawność jest zerem).

Przy określaniu warunków pracy śmigła bierzemy bardzo często za podstawę ten stan ruchu, w którym posuw $v:U$ posiada wartość krytyczną. Dochodzimy w ten sposób do pojęcia „poślizgu". Poślizg śmigła jest to miara odchylenia jego posuwu w warunkach rzeczywistej pracy od takiego posuwu, przy którym sprawność jest zerem. Odchylenie to bywa z reguły podawane w procentach posuwu krytycznego. Tak np. w naszym przykładzie rozpatrywaliśmy pracę śmigła przy $v:U=0{,}177$. Ponieważ według rys. 69 (lub 67) wartość krytyczna stosunku $v:U$ wynosi 0,3, więc poślizg śmigła w rozważanym przypadku jest $\frac{0{,}3-0{,}177}{0{,}3}\cdot 100=41\%$. Najwyższy punkt wykresu sprawności leży przy $v:U=0{,}25$, a więc przy poślizgu $\frac{0{,}3-0{,}25}{0{,}3}\cdot 100=16{,}7$, t. j. około 17%.

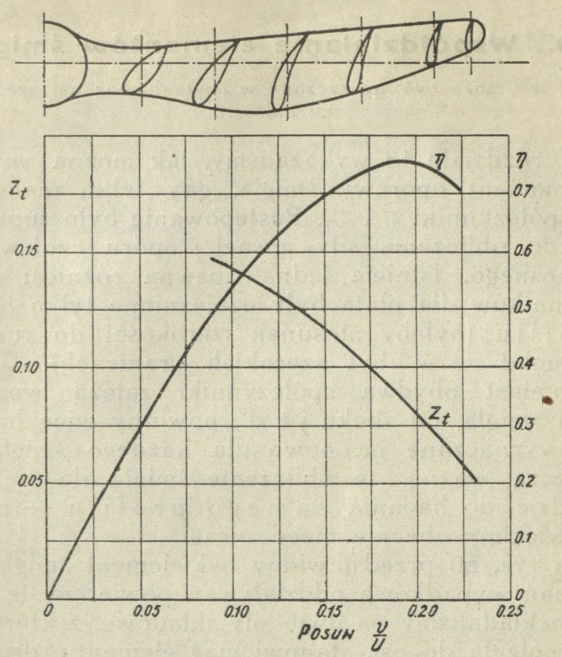
Poślizg charakteryzuje chwilowe warunki pracy śmigła równie dobrze, jak posuw, a przytem posiada tę zaletę, że jest pojęciem bardziej ogólnem. Przy określaniu posuwu wzięliśmy za podstawę prędkość obwodową U, przyczem obranie właśnie skrajnych elementów śmigła było oczywiście nacechowane dużą dowolnością; równie dobrze można było wszakże wybrać np. prędkość u_1 elementu odległego o $r = 1$ m od osi śmigła. Natomiast poślizg jest to stosunek dwóch wartości posuwu, a zatem nie zależy on zupełnie od tego dowolnego wyboru. Dzięki temu można naprzykład sformułować następujące spostrzeżenie, którego ścisłość nie powinna zresztą być przeceniana: najwyższe punkty wykresów sprawności najczęściej spotykanych śmigieł odpowiadają mniej więcej poślizgowi 15%. Zasada ta może oddać pewne usługi, gdy chcemy znaleźć pożądany skok śmigła dla pewnego określonego płatowca.

Niech np. będzie przewidywana prędkość lotu $v = 45$m/sek, liczba obrotów silnika $n = 1300$, promień zewnętrzny śmigła $R = 1{,}20$ m; wyliczamy stąd, że $v : U = \frac{v}{2R\pi} : \frac{n}{60} = 0{,}276$. Jeżeli chcemy, aby przy takim posuwie sprawność była najlepsza, to trzeba przyjąć, że poślizg wynosi tu 15%; wobec tego „krytyczny" posuw będzie równy $0{,}276 : (1 - 0{,}15) = 0{,}325$, i temu musi też równać się stosunek $S : 2R\pi$. Stąd można już znaleźć skok $S = 0{,}325 \cdot 2{,}4\pi = 2{,}45$ m.

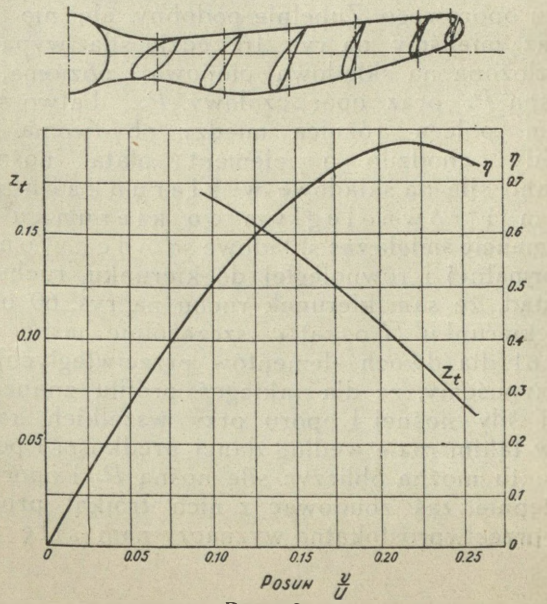
Na rys. 71 i 72 podane są wykresy wielkości z_t i η dla dwóch śmigieł, naszkicowanych na tychże rysunkach.[1]) Podobnie, jak dla płatów nośnych (str. 54), tak i dla śmigieł spostrzegamy, że wykresy mają naogół przebieg dość jednostajny, t. j. mało się różnią dla poszczególnych wykonań. Sprawności dochodzą w danym razie do 75—78% i następnie szybko spadają, gdy posuw wzrasta nadmiernie.

---

[1]) Pomiary były wykonane w Anglji przez W. Taylor'a i opublikowane w Journal of the Royal Aeronautical Society. Nr. 175; poświęcone one były głównie zagadnieniu, jak dalece pomiary na zmniejszonych modelach mogą być miarodajne dla zjawisk w warunkach normalnych.



Rys. 71.



Rys. 72.

Rys. 71/72. Wyniki pomiarów dwóch śmigieł.

20. Współdziałanie elementów śmigła.

(Rozdział ten może być opuszczony w czytaniu bez naruszenia związku całości).

W rozdziale 18 wykazaliśmy, jak można wyznaczyć ciąg i moment oporowy śmigła, gdy tylko znane są odnośne spółczynniki z_t i z_m. Postępowanie było zupełnie podobne do obliczenia siły nośnej i oporu czołowego dla płata nośnego. Istnieje jednak pewna różnica: wartości spółczynników dla płata były uzależnione tylko od samego profilu (byleby stosunek szerokości do rozpiętości nie zmieniał się w zbyt szerokich granicach). Dla śmigła natomiast obydwa spółczynniki zależą wogóle od kształtu śmigła, od skoku i t. d., powinny więc być w zasadzie wyznaczane na nowo dla każdego śmigła. Otóż jest rzeczą ważną, że obliczenie śmigła da się jednak sprowadzić do badania samego profilu — metodzie tej poświęcimy obecnie nieco uwagi.

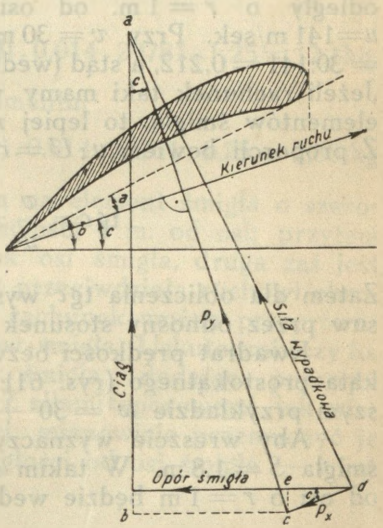
Na rys. 60 przedstawiony był element śmigła i działająca nań wypadkowa oddziaływań powietrza; tę wypadkową rozkładaliśmy na dwie siły składowe, z których jedna, równoległa do osi, stanowi ciąg elementu, druga zaś, prostopadła do poprzedniej, przyczynia się do powstania momentu oporowego. Zupełnie podobny, ale nie identyczny obraz mieliśmy na rys. 16, gdzie siła wypadkowa P była rozłożona na składową pionową i poziomą, czyli na siłę nośną P_y oraz opór czołowy P_x. Łatwo spostrzec, na czem polega różnica między obydwoma rysunkami. Gdy chodziło o element płata nośnego, to rozkładano siłę na składowe w kierunkach prostopadłym i równoległym do kierunku ruchu; przy elemencie śmigła zaś składowe są odchylone o kąt c od normalnej i równoległej do kierunku ruchu. Pochodzi to stąd, że sam kierunek ruchu na rys. 60 odchylony jest od kierunku H o kąt c (szczególnie jasno widać to na rys. 61 dla dwóch elementów przeciwległych).

Przypuśćmy, że dla jakiegoś profilu znane są spółczynniki siły nośnej i oporu przy wszelkich kątach natarcia; w takim razie według danej prędkości i powierzchni elementu można obliczyć siłę nośną P_y i opór czołowy P_x, następnie zaś zbudować z nich trójkąt prostokątny, którego przeciwprostokątna wyznaczy nam siłę wypad-

kową. Z kolei można oczywiście rozłożyć tę wypadkową na dwie nowe składowe, których kierunki będą odchylone o kąt c od kierunku siły nośnej i oporu (rys. 73). Wobec tego możemy stwierdzić: jeżeli znamy spółczynniki z_y i z_x dla profilu elementu śmigła, to można wyznaczyć składowe ciągu i oporu elementu, byleby dany był jeszcze posuw śmigła, a więc i kąt c.

Na rys. 73 wykonane jest składanie sił i ponowny rozkład. Wyobraźmy sobie najpierw, że zakreskowany kontur stanowi profil płata nośnego; na element działają składowe P_x i P_y (kierunki ich wydają się anormalne w porównaniu np. z rys. 16, ale pochodzi to tylko stąd, że kierunek ruchu jest na rysunku odchylony od poziomej o ten sam kąt c). Rozpatrując teraz ten sam profil, jako przekrój ramienia śmigła, musimy rozłożyć siłę wypadkową na składowe ciągu i oporu — podobnie jak na rys. 60. Odcinek, wyobrażający siłę ciągu, stanowi według rys. 73 różnicę odcinków ab i ce. Pierwszy z nich jest przyprostokątną w trójkącie abc i równa się $P_y \cos c$, drugi—jako przyprostokątna w trójkącie cde — jest równy $P_x \sin c$, a stąd siła ciągu wyrazi się $P_y \cos c - P_x \sin c$. Podstawiając na miejsce P_y i P_x ich wyrażenia według rozdz. 8-go i pamiętając, że prędkość elementu śmigła oznaczona jest teraz literą w, otrzymujemy, że ciąg elementarny jest równy:

$$m \,.\, (z_y \cos c - z_x \sin c) \,.\, F w^2.$$



Rys. 73. Rozkład sił działających na element śmigła.

W zupełnie podobny sposób możemy znaleźć przyprostokątne bc i ed w trójkątach abc i cde na rys. 73, a następnie wykazać, że opór elementu wynosi $P_y \sin c + P_x \cos c$, albo inaczej:

$$m \,.\, (z_y \sin c + z_x \cos c) \,.\, F w^2.$$

Przy korzystaniu z obydwóch wyprowadzonych wzorów należy na z_y i z_x wstawiać wartości, znalezione z doświadczeń dotyczących danego profilu. Przytem kąt natarcia a musi być zawsze wyznaczony jako różnica między kątem pochyłości b i kątem c. Wypada powiedzieć jeszcze parę słów o obliczeniu b, c i w.

W rachunkach tego rodzaju prędkość lotu v musi mieć wartość z góry założoną. Niech w pewnym przypadku będzie np. $v = 30$ m/sek. W takim razie kąt c da się wyznaczyć ze stosunku v do prędkości elementu w ruchu obrotowym u (por. rozdz. 16).Tę ostatnią prędkość zaś obliczamy dla elementu, położonego w odległości r od osi, przy n obrotach na minutę, ze wzoru:

$$u = \frac{2r\pi n}{60} = \frac{r\pi n}{30}.$$

Niech będzie np. $n = 1350$ obr/min, w takim razie element, odległy o $r = 1$ m. od osi, będzie posiadał prędkość $u = 141$ m/sek. Przy $v = 30$ m/sek otrzymamy tedy $\operatorname{tg} c = 30:141 = 0{,}212$, a stąd (według tablicy tangensów) $c = 12^0$. Jeżeli rachunek taki mamy wykonać dla większej ilości elementów śmigła, to lepiej znaleźć najpierw posuw $v : U$. Z proporcji bowiem $u : U = r : R$ wynika:

$$\operatorname{tg} c = \frac{v}{u} = \frac{v}{U} \cdot \frac{R}{r};$$

Zatem dla obliczenia $\operatorname{tg} c$ wystarczy zawsze pomnożyć posuw przez odnośny stosunek $R : r$.

Kwadrat prędkości bezwzględnej w obliczymy z trójkąta prostokątnego (rys. 61): $w^2 = v^2 + u^2$, a więc w naszym przykładzie $w^2 = 30^2 + 141^2 = 900 + 19881 = 20781$.

Aby wreszcie wyznaczyć kąt b, załóżmy, że skok śmigła $S = 1{,}8$ m. W takim razie dla elementu odległego od osi o $r = 1$ m będzie według wzoru z rozdz. 16-go:

$$\operatorname{tg} b = \frac{S}{2r\pi} = \frac{1{,}8}{2\pi} = 0{,}29,$$

a zatem $b = 16^0$. Kąt natarcia stanowi różnicę między b i c, będzie więc $a = 16^0 - 12^0 = 4^0$.

Dajmy na to, że rozpatrywany element śmigła posiada profil według rys. 15; w takim razie wartość spółczynników z_y i z_x odczytamy z wykresów na rys. 17 i 18. Dla $a = 4^0$ będzie $z_y = 0{,}275$ oraz $z_x = 0{,}016$. Należy jednak pamiętać o tem, że pomiary tunelowe profilów były wykonywane na modelach, dla których stosunek szerokości do rozpiętości był ok. 1 : 6 lub 1 : 7; tymczasem ramię śmigła jest stosunkowo wąskie i długie i odpowiada stosunkowi np. 1 : 10 lub 1 : 15, wobec czego—w myśl rozdziału 10-go — siły aerodynamiczne muszą być dla niego nieco większe. [1]) Powiększenie to można oszacować w przybliżeniu na 25%, wobec tego rezultaty obliczeń przemnożymy w końcu przez czynnik 1,25.

Pozostaje nam jeszcze obliczyć powierzchnię F elementu. Przy szerokości ramienia w danem miejscu 280 mm, obierzmy szerokość elementu 50 mm. (por. rys. 57), to będzie $F = 0{,}28 \cdot 0{,}05 = 0{,}014\ m^2$. Znajdujemy jeszcze z tablic $\cos 12^0 = 0{,}978$ i $\sin 12^0 = 0{,}208$, i wyznaczamy siłę ciągu dla elementu:

$$^1/_8\,(0{,}275 \cdot 0{,}978 - 0{,}016 \cdot 0{,}208) \cdot 0.014 \cdot 20781 \cdot 1{,}25 = 12{,}1\,kg,$$

oraz siłę oporu dla tegoż elementu:

$$^1/_8\,(0{,}275 \cdot 0{,}208 + 0{,}016 \cdot 0{,}978) \cdot 0{,}014 \cdot 20781 \cdot 1{,}25 = 2{,}88\ kg$$

Takie więc siły działają na element śmigła o szerokości 5 cm, położony w odległości 1 m. od osi; przytem pierwsza z nich ma kierunek osi śmigła, druga zaś jest prostopadła do poprzedniej i przeciwdziała ruchowi obrotowemu. Zupełnie taki sam rachunek można przeprowadzić dla wszystkich elementów śmigła. Uskuteczniwszy to, znajdziemy całkowity ciąg śmigła, dodając poprostu wszystkie ciągi elementarne. Z siłami oporowemi, jak wiadomo, należy postąpić inaczej, mianowicie przemnożyć je najpierw przez odnośne odległości od osi śmigła — i na-

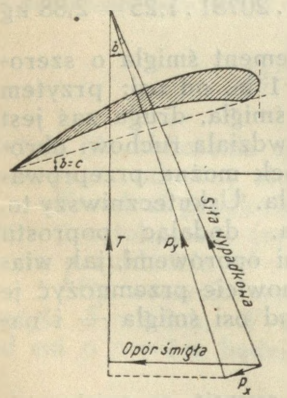
1) Ściśle rzecz biorąc, możnaby tu zarzucić, że zwiększy się tylko składowa Py, druga zaś składowa Px nawet nieco się zmniejszy. Rys. 73 wskazuje jednak wyraźnie, że właśnie składowa Py ma decydujący wpływ na wielkość ciągu i oporu. Podany więc w dalszym ciągu rachunek, jakkolwiek niezupełnie ścisły, jest jednak uzasadniony (Przyp. tłum.)

stępnie zesumować takie iloczyny, czyli momenty elementarne. Dla obranego przez nas elementu moment elementarny wynosi:

$$2{,}88 \text{ kg. } 1 \text{ m} = 2{,}88 \text{ kgm.}$$

Jako rezultat sumowania, otrzymamy moment oporowy całkowity M, który musi być przezwyciężony przez silnik, aby śmigło istotnie mogło wykonywać przewidziane 1350 obr/min. przy założonej prędkości lotu 30m/sek.

Przekonaliśmy się w ten sposób, że istotnie obliczenie śmigła sprowadza się do zbadania własności profilów. Możnaby stąd wywnioskować, że specjalne doświadczenia nad modelami śmigieł są zbyteczne, i że wystarczyłoby budować wykresy z_t i z_m wyłącznie na podstawie danych doświadczalnych, uzyskanych na modelach płatów nośnych, przyczem oczywiście należałoby wielokrotnie powtarzać wyżej opisane obliczenia. Jednakże postępowanie takie dawałoby naogół wyniki o wiele mniej dokładne, niż bezpośrednie doświadczenia ze śmigłami; pochodzi to stąd, że nie umiemy dokładnie ocenić wpływu piasty, wzajemnego wpływu poszczególnych elementów — a szczególniej owego „spółczynnika powiększenia", który w przykładzie naszym był przyjęty jako 1,25. W każdym razie sam ogólny przebieg wykresów z_t i z_m może być doskonale wytłumaczony przy pomocy omawianej metody. Wspomnijmy tylko o fakcie, zaznaczonym już w paru słowach (w rozdz. 19-ym), że skok „efektywny" jest zawsze większy niż skok geometryczny; inaczej mówiąc, ciąg śmigła staje sie zerem dopiero przy wartości posuwu $v : U$ wiekszej niż $S : 2R\pi$ (przyczem S oznacza skok geometryczny). Na rys. 74 wykonana jest ta sama konstrukcja, co na rys. 73, tylko dla przypadku szczególnego, gdy kąt natarcia jest zerem, gdy więc $b = c$, albo $S : 2r\pi = v : u$; P_x i P_y są przytem obliczone według danych z rys. 17 i 18 przy $a = 0^0$. Jak widzimy, mamy tu jeszcze do czynienia



Rys. 74. Rozkład sił przy zerowym kącie natarcia.

z pewnym dodatnim ciągiem; wobec tego konieczne jest jeszcze dalsze zmniejszenie kąta natarcia i odpowiedni wzrost stosunku $v : U$, aby doprowadzić siłę ciągu do zupełnego zaniku.

V. Silnik.

21. Sposób działania silnika.

Silnik (motor) ma na celu wprawiać śmigło w ruch obrotowy i wytwarzać w ten sposób siłę ciągu. Wiemy z poprzednich rozdziałów, że nachylona powierzchnia nośna powoduje powstawanie siły skierowanej pionowo w górę (siły nośnej), ale jednocześnie i siły wstecznej poziomej (oporu czołowego). Śmigło ma za zadanie pokonać swą siłą ciągu ten opór, a także dodatkowy opór kadłuba i t. d. („opór szkodliwy"). Jednakże przy powstaniu ciągu pojawia się równocześnie inna siła składowa — opór śmigła. Do pokonania tego oporu potrzebna jest siła motoru; bez takiej siły lot poziomy w spokojnem powietrzu jest niemożliwy.

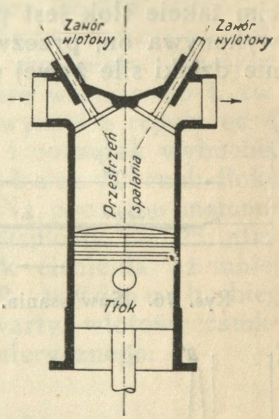
Działanie silnika polega na przetwarzaniu energji cieplnej paliwa na energję mechaniczną; jako paliwo służy z reguły benzyna, rzadziej — ale ostatnio w coraz to większej mierze — benzol, niekiedy mieszanina obydwóch. Benzynę wyrabia się z ropy naftowej albo oleju skalnego zapomocą destylacji frakcjonowanej. Benzyna składa się z rozmaitych węglowodorów, występujących nie zawsze w równych stosunkach. Ciężar właściwy benzyny najczęściej używanej dla silników lotniczych waha się mniej więcej od 0,70 do 0,72 kg/l. Rozpowszechniony jest przesąd, że wysoko wartościowe gatunki benzyny rozpoznać można po niskim ciężarze właściwym; tymczasem często cięższe rodzaje zawierają bardziej cenne składniki. Benzol powstaje przy suchej destylacji węgla kamiennego, stanowi tedy ważny produkt uboczny koksowni i gazowni. Jest on paliwem mniej wydajnem, t. zn. uboższem w energję od benzyny, posiada natomiast tę zaletę, że jego temperatura samozapłonu jest wyższa, co umożliwia wyższy „stopień sprężania" (por. rozdz. 24). Ciężar właściwy benzolu wynosi ok. 0,88 kg/l. W ostatnich cza-

sach przechodzi się, jak wspomniano, coraz bardziej do stosowania mieszanin benzyno-benzolowych.

Benzyna lub benzol po rozpyleniu i zmieszaniu z powietrzem wytwarza mieszankę wybuchową, którą doprowadza się do możliwie najszybszego spalenia zapomocą iskry zapłonowej. Przy spalaniu 1 kg. benzyny powstaje przeciętnie 10000 do 11000 kaloryj—zależnie od gatunku. Wyrażamy to najczęściej tak, że wartość opałowa benzyny wynosi 10000 do 11000 kaloryj. Dokładniejsze dane co do wartości opałowej są następujące: dla przeciętnych rodzajów benzyny — około 10600, dla benzolu 6900. Przy zamianie ciepła w pracę mechaniczną, jednej kalorji cieplnej odpowiada, jak wiadomo, praca 427 kgm. (jest to t. zw. mechaniczny równoważnik ciepła). Ileż zatem KM. można otrzymać przez spalenie 1 kg. benzyny w godzinę?

Ponieważ przy spaleniu 1 kg. benzyny powstaje, jak powiedzieliśmy, okrągło 10000 kaloryj, jednej zaś kalorji odpowiada wartość robocza 427 kgm, przeto 1 kg. benzyny może dostarczyć 4270000 kgm. pracy. Przez „moc" rozumiemy jednak zawsze pracę w ciągu sekundy. Jeżeli tedy w ciągu godziny czyli 3600 sekund wytwarza się ogółem 4270000 kgm, to moc jest równa 42700 : 36 = 1188 kgm/sek, albo 1188 : 75 = 15,8 KM. Na jednego konia mechanicznego potrzeba zatem teoretycznie 1 : 15,8 = 0,063 kg. = 63 g. benzyny na godzinę. Rzeczywiste zużycie w naszych silnikach lotniczych jest jednak znacznie wyższe—do 250 g. na godzinę i 1 KM; przy najlepszych nawet silnikach zużycie to wynosi jeszcze 190 do 220 g. W silnikach naszych zużytkowuje się zatem tylko 63 : 220 = ok. 29% wartości opałowej, t. zn., że tylko taka część energji cieplnej zamienia się na pracę mechaniczną; 71% energji ginie. Strata ta jest bardzo wielka; jednak należy zauważyć, że silniki benzynowe są jeszcze bodaj najekonomiczniejsze ze wszystkich silników cieplnych. Spółczynnik skutku użytecznego normalnej instalacji silnikowej, złożonej z maszyn parowych i kotłów opalanych węglem, wynosi zaledwie ok. 15% — i tylko przy silnikach wodnych (turbinach) osiągnięto znacznie wyższe spółczynniki—do 80 a nawet 90%. Z ogólnej ok. 70%-owej straty w silniku benzynowym odpada około 30 do 40% na ciepło unoszone przez gazy wylotowe, dalej okrągło

20 do 30% ciepła ginie z powodu chłodzenia cylindrów, wreszcie pozostałe straty pochodzą z tarcia i t. d. Energja cieplna gazów wylotowych bywa niekiedy częściowo wyzyskiwana dla napędu „sprężarki wstępnej" (por. koniec rozdz. 23).

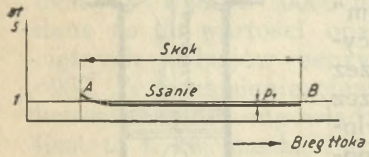


Rys. 75. Cylinder z tłokiem i zaworami.

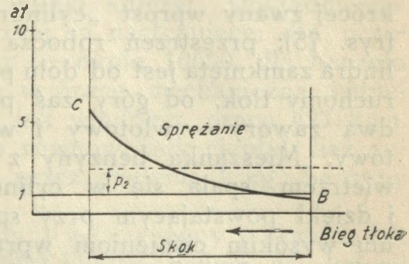
Najważniejszą część silnika stanowi cylinder spalinowy, krócej zwany wprost „cylindrem" (rys. 75); przestrzeń robocza cylindra zamknięta jest od dołu przez ruchomy tłok, od góry zaś przez dwa zawory — wlotowy i wylotowy. Mieszanka benzyny z powietrzem spala się w cylindrze i dzięki powstającym przy spalaniu wysokim ciśnieniom wprawia tłok w ruch. O poszczególnych częściach konstrukcyjnych, cylindrze, tłoku i t. d. pomówimy później (rozdz. 25), obecnie zajmiemy się jeszcze bliżej sposobem działania silnika.

Proces spalania wzgl. zamiany ciepła w energję mechaniczną, odbywa się w naszych dzisiejszych silnikach lotniczych naogół w sposób jednakowy, polegający na następującem. Mieszanka zostaje zassana do przestrzeni roboczej cylindra przez otwarty zawór wlotowy przy ruchu tłoka ku dołowi; następnie mieszanka ulega sprężeniu (kompresji) w czasie ruchu powrotnego tłoka; pod koniec tego „suwu sprężania" następuje zapłon mieszanki od iskry elektrycznej tak, że mieszanka wybucha w czasie nawrotu tłoka w górnym martwym punkcie. Wybuch (eksplozja) nie jest to nic innego, jak nadzwyczaj szybkie spalanie. Następny z kolei ruch tłoka ku dołowi jest właściwym „suwem roboczym", w ciągu którego wytworzone przy wybuchu spaliny o wysokiem ciśnieniu rozprężają się stopniowo i w ten sposób nadają impuls tłokowi — a za jego pośrednictwem i wałowi korbowemu. Rozumie się, że w czasie sprężania, wybuchu i rozprężania obydwa zawory są zamknięte. Dopiero po ukończeniu suwu rozprężania — w czasie następnego ruchu tłoka ku górze— zużyte gazy zostają wypchnięte z przestrzeni roboczej

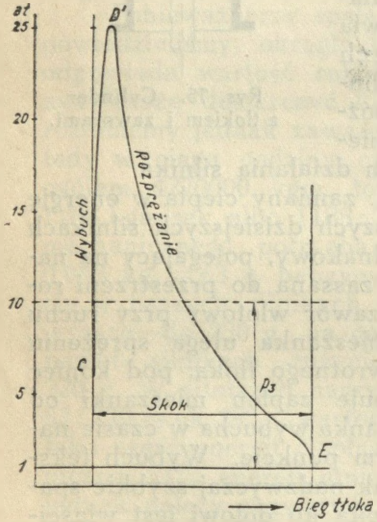
cylindra przez otwarty zawór wylotowy. Cały proces rozpada się w ten sposób, jak widać, na cztery takty (stąd nazwa „silnik czterotaktowy"), które odbywają się w czasie dwóch obrotów wału korbowego. Jedynie w trzecim takcie tłok jest pędzony przez gazy, pozostałe suwy wykonywa on, przezwyciężając opory w cylindrze, jedynie dzięki sile żywej wszystkich części ruchomych silnika.



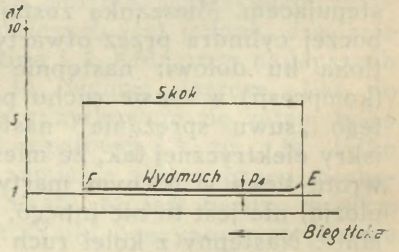
Rys. 76. Suw ssania.



Rys. 77. Suw sprężania.



Rys. 78. Suw roboczy.

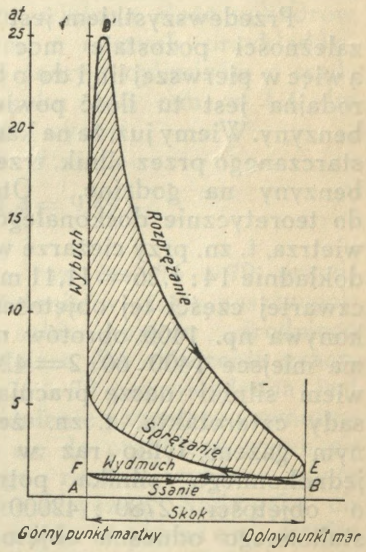


Rys. 79. Suw wydmuchu.

Rys. 76 — 79 przedstawiają przebieg zmian ciśnienia w cylindrze w czasie poszczególnych taktów. Na wykresach tych rzędna przedstawia ciśnienie panujące w przestrzeni roboczej cylindra, odcięta — odnośne położenie tłoka. Lewy kraniec wykresu odpowiada położeniu tłoka

w górnym martwym punkcie, a prawy kraniec oznacza analogicznie dolny punkt martwy. Rys. 76, suw ssania, pierwszy ruch tłoka w dół, zawór wlotowy otwarty, wylotowy zamknięty. Cylinder napełnia się palną mieszanką gazową. Ciśnienie w cylindrze nieco poniżej atmosferycznego. Rys. 77, suw sprężania (kompresji), bieg tłoka ku górze, oba zawory zamknięte. Zassana mieszanka zostaje sprężona. Ciśnienie wzrasta do t. zw. końcowego ciśnienia sprężania, kióre wynosi z reguły od 4 do 6 atmosfer. W końcu suwu zapłon i początek wybuchu. Rys. 78, suw rozprężania (roboczy), ruch tłoka ku dołowi, oba zawory zamknięte. Na początku momentalny wzrost ciśnienia wskutek eksplozji do 25 atm. i wyżej, następnie stopniowy spadek ciśnienia aż mniej więcej do jednej atmosfery. Rys. 79, wydmuch, bieg tłoka ku górze, zawór wylotowy otwarty, wlotowy zamknięty. Ciśnienie nieco powyżej atmosferycznego.

Przestrzeń cylindryczna, którą przebiega tłok w ciągu pełnego suwu w jedną bądź drugą stronę, nazywa się przestrzenią skokową cylindra. Jest ona równa iloczynowi pola przekroju cylindra przez długość suwu (skoku), albo przez podwójną długość ramienia korbowego. Przestrzeń, pozostająca przy górnej pozycji tłoka między jego denkiem i głowicą (przy zamkniętych zaworach), nazywa się przestrzenią kompresyjną. Na początku suwu kompresji mieszanka zapełnia przestrzeń skokową i przestrzeń kompresyjną, pod koniec — tylko tę ostatnią. „Spółczynnikiem sprężania" nazywamy stosunek:



Rys. 80. Wykres indykatorowy.

$$\frac{\text{przestrzeń skokowa} + \text{przestrzeń kompresyjna}}{\text{przestrzeń kompresyjna}}$$

Można połączyć cztery linje, przedstawiające przebieg zmian ciśnienia w czasie poszczególnych taktów, w jeden obraz, zwany wykresem indykatorowym (rys. 80). Figurę taką wykreśla samoczynnie t. zw. indykator, t. j. aparat rejestrujący, połączony z wnętrzem cylindra i przenoszący każdorazowe ciśnienie w cylindrze na pasek papieru, odwijający się z prędkością równą prędkości tłoka. Z wyglądu wykresu indykatorowego można wyprowadzać wnioski co do stanu silnika, prawidłowego funkcjonowania stawideł i t. d. Wszelako zdejmowanie takich wykresów przy szybkobieżnych silnikach lotniczych związane jest z wielkiemi trudnościami.

22. Objętość cylindrów, średnie ciśnienie, moc, moment obrotowy.

Powyższe krótkie wyjaśnienia, dotyczące sposobu działania silników, pozwalają nam już przeprowadzić pewne proste obliczenia, nader ważne w technice lotniczej.

Przedewszystkiem jest interesujące wiedzieć, w jakiej zależności pozostaje moc silnika do jego rozmiarów, a więc w pierwszej linji do objętości cylindrów. Miarodajna jest tu ilość powietrza, niezbędna do spalenia benzyny. Wiemy już, że na każdego konia mechanicznego, dostarczanego przez silnik, trzeba spalić w przybliżeniu 250 g. benzyny na godzinę. Otóż 1 kg. benzyny potrzebuje do teoretycznie doskonałego spalenia okrągło 14 kg. powietrza, t. zn. przy ciężarze właściwym powietrza 1,26 kg/m^3 dokładnie 14 : 1,26 = 11,11 m^3. Dla 250 g. benzyny potrzeba czwartej części tej objętości, t. j. 2,78 m^3. Jeżeli silnik wykonywa np. 1400 obrotów na minutę, to w ciągu godziny ma miejsce 1400 . 60 : 2 = 42000 okresów napełniania; bowiem silniki nasze pracują, jak wyjaśniono, według zasady czterotaktu, t. zn. że cylinder napełnia się zassanym gazem tylko raz w ciągu dwóch obrotów. Dla jednokonnego silnika potrzebny jest zatem cylinder o objętości 2780 : 42000 = 0,066 litra; dla silnika stukonnego odnośna objętość musiałaby wynosić 6,6 l. W rzeczywistości cylinder takiego silnika będzie większy, niż teoretycznie niezbędny, będzie on miał około 8 do 9 l. pojemności. Pochodzi to przedewszystkiem stąd, że dla zapewnienia dobrego spalania stosuje się pewien nadmiar powietrza, ponadto zaś ze względu na nie-

uniknioną niedoskonałość procesu zasysania; chodzi o to, że za każdym razem nie cała objętość skokowa wypełnia się świeżym gazem. W silnikach wielkich rzeczywista objętość zbliża się więcej do teoretycznej, spotykamy mianowicie od 0,07 do 0,08 l. na KM. Ilość KM, jaką można uzyskać z silnika na każdy litr objętości cylindra przy 1400 obrotach na minutę, waha się zatem między 1 : 0,07 = 14,3 a 1 : 0,09 = 11,1. Zanotujemy sobie tutaj, jako regułę: moc normalnego silnika lotniczego w KM równa się przeciętnie 11 do 14-krotnej objętości cylindra w litrach. Pierwsza liczba odnosi się tu do mniejszych i starszych silników, druga—do większych i nowszych. Tak np. 100-konny silnik Mercedes (1913) miał objętość cylindrów 9,49 l, późniejszy zaś 190 ÷ 200-konny silnik Benz (1916) — 13,75 l. (por. tablicę liczbową 6 na str. 156, gdzie podana jest moc na jeden litr dla rozmaitych silników). Objętość, o której mowa, jest to oczywiście łączna objętość skokowa, którą rozdziela sie z reguły na większą ilość cylindrów (por. rozdz. 24). W pierwszym z naszych przykładów, 100-konnym silniku Mercedes, mamy 6 cylindrów o średnicy 120 mm. = 1,2 dm. i skoku 140 mm. = 1,4 dm a więc łączna objętość skokowa wynosi:

$$V = 6 \cdot 1{,}2^2 \cdot \frac{\pi}{4} \cdot 1{,}4 = 9{,}49 \text{ l.}$$

Rozpatrzmy teraz jeszcze raz rys. 76 ÷ 79, przedstawiające przebieg zmian ciśnienia w ciągu poszczególnych suwów, aby unaocznić sobie pojęcie „średniego ciśnienia tłokowego", najistotniejsze dla obliczenia pracy.

Na każdym z rysunków 76 ÷ 79 poprowadzona jest pozioma linja, reprezentująca ciśnienie powietrza zewnętrznego. Na rys. 78, odnoszącym się do przebiegu zmian ciśnienia w ciągu suwu roboczego, rzędna wykresu pozostaje wciąż ponad tą linją atmosferyczną. Nadwyżka ciśnienia ponad 1 atm. zwie się nadciśnieniem. Ponieważ na jedną stronę tłoka działa zawsze ciśnienie zewnętrzne, przeto nadciśnienie stanowi siłę wypadkową, działającą na 1 cm^2 powierzchni tłoka. Jeżeli zatem pomnożymy odcinek rzędnej wykresu, znajdujący się ponad linją atmosferyczną, przez powierzchnię tłoka (pole prze-

kroju cylindra), to otrzymamy wielkość całkowitego nacisku tłokowego w odnośnej chwili. Aby teraz obliczyć pracę, wykonaną w ciągu jednego suwu, trzeba pomnożyć średni nacisk tłokowy przez długość skoku s; przytem średni nacisk tłokowy wyraża się jako iloczyn powierzchni tłoka przez średnie nadciśnienie, reprezentowane przez średnią rzędną wykresu na rys. 78. Ta ostatnia stanowi wysokość prostokąta równoważnego powierzchni, ograniczonej przez krzywą wykresu, linję atmosferyczną i dwie rzędne skrajne. Na rys. 78 ta średnia rzędna oznaczona jest przez p_3 i odpowiada linji przerywanej, zaznaczonej na wykresie.

Popełnilibyśmy błąd zasadniczy, gdybyśmy za podstawę do obliczenia pracy silnika przyjęli średnie nadciśnienie suwu roboczego p_3. Bowiem w ciągu pozostałych suwów czterotaktu, t. j. w czasie ssania, sprężania i wydmuchu, w cylindrze zostaje zużyta pewna ilość pracy. W czasie ssania, jak widać z rys. 76, ciśnienie jest wciąż nieco mniejsze od atmosferycznego. Nadciśnienie p_1 wyraża się zatem pewną niewielką liczbą ujemną. Jeżeliby zatem dla obliczenia pracy silnika podstawić zamiast p_3 wielkość $p_3 + p_1$, to byłoby już uwzględnione zużycie pracy w ciągu suwu ssania. Ponadto jednak należy uwzględnić średnie nadciśnienie suwu sprężania p_2 i wydmuchu p_4, które — zgodnie z rys. 77 i 79 — są wielkościami dodatniemi (przyczem p_4 jest znowu bardzo małe). Kierunek biegu tłoka jest tutaj odwrotny do kierunku nacisku tłokowego. Trzeba więc te wielkości p_2 i p_4 odjąć — i w ten sposób znajdujemy, jako średnie nadciśnienie dla całego czterotaktu: $p_1 - p_2 + p_3 - p_4$. Jednak i w ten sposób otrzymujemy jeszcze nieco więcej niż istotne przeciętne ciśnienie p, miarodajne dla pracy silnika. Pochodzi to stąd, że w mechaniźmie maszyny, w łożyskach wału korbowego i t. p. zostaje zużyta również pewna praca. Rozumiemy tedy pod ciśnieniem średniem p (ściślej należałoby powiedzieć nadciśnienie średnie) takie nadciśnienie, które musiałoby działać niezmiennie w czasie jednego suwu (t. j. czwartej części okresu przy czterotakcie), aby na wale silnika wykonana została taka sama praca, jaka powstaje w ciągu całego czworosuwu przy rzeczywistym przebiegu ciśnienia. Z powyższego wynika, że dla znalezienia średniego ciśnienia p należy do przeciętnego ciśnienia suwu

pracy p_3 dołączyć z właściwemi znakami przeciętne ciśnienie pozostałych suwów p_1, p_2, p_4 i ponadto potrącić jeszcze pewien procent na tarcie łożyskowe i straty. Skądinąd łatwo się przekonać, że wielkość $p_1 - p_2 + p_3 - p_4$ nie jest niczem innem, jak wysokością prostokąta o podstawie równej długości skoku s, którego pole równa się różnicy dwóch niejednakowo zakreskowanych pól na rys. 80.

W naszych normalnych silnikach lotniczych z wodnem chłodzeniem cylindrów ciśnienie średnie waha się przeciętnie od 7 do 8,5 at. Dawniejsze silniki dawały poniżej 7, w nowszych typach przekracza się niekiedy 8,5 at; silniki dwutaktowe (rzadko stosowane w lotnictwie) miewają średnie ciśnienie 5 do 6 at, silniki rotacyjne z chłodzeniem powietrznem (silnik Gnôme), pracujące według zasady czterotaktu — 5 do 7 at. (porównaj tablicę liczbową 6, str. 156).

Znając średnie ciśnienie p, można bez trudności o b l i c z y ć m o c s i l n i k a. Mnożąc mianowicie p przez powierzchnię tłoka (w cm^2), otrzymujemy siłę przeciętnego nacisku na tłok w kg. Iloczyn tej siły przez skok s (w metrach) stanowi pracę wykonaną w ciągu suwu. Pracę tę należy dalej pomnożyć przez ilość okresów pracy, przypadającą na jedną sekundę, t. j. przez połowę liczby obrotów na sekundę (gdyż jeden okres wypada na dwa obroty); w ten sposób otrzymujemy moc w kgm/sek, wystarczy więc podzielić rezultat przez 75, aby znaleźć moc w KM. Niech d oznacza średnicę tłoka w cm, to szukana moc wyrazi się wzorem:

$$p \cdot \frac{d^2\pi}{4} \cdot s \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{n}{60} \cdot \frac{1}{75} = \frac{d^2\pi}{4} \cdot s \cdot \frac{pn}{9000}.$$

Wielkość tę trzeba będzie jeszcze pomnożyć przez liczbę cylindrów. Wzór może być uproszczony, jeśli wprowadzić łączną objętość skokową wszystkich cylindrów, którą oznaczymy literą V. Objętość tę będziemy mierzyć w litrach, czyli w dm^3; w takim razie objętość jednego cylindra wyrazi się:

$$\frac{d^2}{100} \cdot \frac{\pi}{4} \cdot 10s = \frac{1}{10} \cdot \frac{d^2\pi s}{4}$$

(gdyż $\frac{d}{10}$ jest to średnica cylindra w dm, a $10\,s$ — skok w dm). Wprowadzając to we wzór poprzedni, otrzymujemy ostatecznie moc wszystkich cylindrów:

$$L = \frac{p \,.\, V \,.\, n}{900},$$

przyczem:

L oznacza moc silnika w KM,
p — ciśnienie średnie w at,
V — objętość skokową (łączną wszystkich cylindrów) w litrach,
n — ilość obrotów na minutę.

Wzór powyższy, łatwy do spamiętania, wyraża, że moc silnika jest proporcjonalna do średniego ciśnienia, do objętości cylindrów i do ilości obrotów. Im silnik większy, im szybciej biegnie, im większe siły działają w cylindrach — tem większa jest moc.

Przeciętna ilość obrotów na minutę naszych silników lotniczych bywa najczęściej od 1350 do 1450. Przyjmując, że ciśnienie średnie wynosi 7 do 8.5 at, mamy $p \,.\, n = 9450$ do 12300, skąd $p \,.\, n : 900 = 10{,}5$ do $13{,}7$. Otrzymujemy zatem, że w przybliżeniu $L = 11$ do $14\,V$: moc silnika w KM równa się 11- do 14-krotnej objętości cylindrów w litrach; wynik ten zgadza się w zupełności z tem, co znaleziono na początku tego rozdziału, na innej drodze. Dla silników rotacyjnych bez chłodzenia wodnego ciśnienie średnie i ilość obrotów są mniejsze, i moc wynosi tylko ok. 6 do 8 V.

Z pośród trzech czynników p, V, n, miarodajnych dla mocy silnika, pierwsze dwa wystarczają dla wyznaczenia momentu obrotowego, jaki jest wywierany przez silnik na śmigło. Moment możemy zastąpić wyobrażalną siłą, działającą na promieniu równym jednostce długości (por. rozdz. 19). Pomiędzy momentem M (w kgm.) i mocą L (w KM.) istnieje zatem zależność następująca. Aby otrzymać moc w kgm/sek, należy moment M pomnożyć przed prędkość punktu położonego w odległości jednostkowej od osi obrotu, czyli przez $\frac{2\pi n}{60}$

albo $3{,}14\,n : 30$. Moc w KM wypadnie stąd po podzieleniu przez 75, a więc:

$$L = M \cdot \frac{3{,}14 \cdot n}{30} \cdot \frac{1}{75} = \frac{M \cdot n}{716}$$

albo naodwrót:

$$M = 716 \frac{L}{n} \cdot$$

Wstawiając tu znalezione poprzednio wyrażenie na moc, znajdujemy wreszcie:

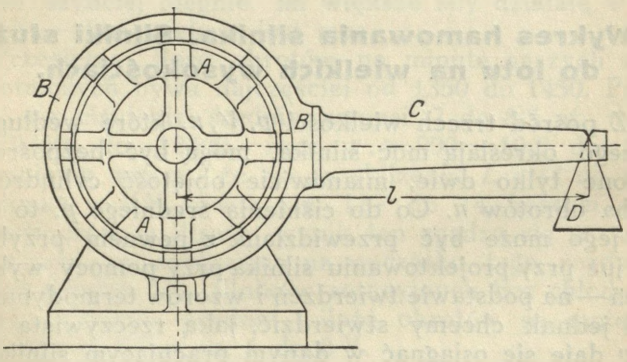
$$M = \frac{716}{900} \cdot p \cdot V = 0{,}795\ p \cdot V.$$

Moment obrotowy jest tedy proporcjonalny do ciśnienia średniego i do objętości cylindrów.

23. Wykres hamowania silnika. Silniki służące do lotu na wielkich wysokościach.

Z pośród trzech wielkości p, V, n, które według powyższego określają moc silnika, mogą być bezpośrednio mierzone tylko dwie, mianowicie objętość cylindrów V i liczba obrotów n. Co do ciśnienia średniego p, to wielkość jego może być przewidziana z pewnem przybliżeniem już przy projektowaniu silnika przy pomocy wykresu ciśnień — na podstawie twierdzeń i wzorów termodynamiki. Jeżeli jednak chcemy stwierdzić, jaką rzeczywistą wartość p daje się osiągnąć w danym pracującym silniku, to nie pozostaje nic innego, jak zdejmować wykres indykatorowy (rozdz. 21), co w praktyce przedstawia wielkie trudności; ponadto należy przytem oddzielnie oszacować straty na tarcie w mechanizmie silnika. Tymczasem na każdym kroku nasuwa się potrzeba szybkiego i dokładnego ustalania mocy silnika. Potrzebie tej czyni zadość odrębna metoda; polega ona na mierzeniu tylko dwóch wielkości: ilości obrotów n oraz momentu obrotowego M, co uskutecznia bezpośrednio t. zw. „h a m o w n i c a s i l n i k o w a". W myśl wzoru podanego na końcu rozdz. 22 można stąd obliczyć moc $L = M \cdot n : 716$.

Na rys. 81 przedstawiony jest schemat najczęściej stosowanej hamownicy elektrycznej. Wirujący twornik *A* prądnicy jest sprzęgnięty z wałem badanego silnika w ten sposób, że stanowi z nim sztywną całość. Elektromagnesy wzbudzające prądnicy umieszczone są w pierścieniu *B*, który nie stoi nieruchomo na płycie fundamentowej, jak w zwykłej prądnicy, lecz osadzony jest w łożyskach w ten sposób, że może się wahać w obie strony z minimalnem tarciem dokoła tej samej geometrycznej osi, dokoła której wiruje twornik; wychylenia pierścienia są przytem ograniczone obustronnie przez dwa widoczne na rysunku występy. Pierścień posiada jeszcze dźwignię *C*, na której końcu wisi szalka wagowa *D*. Jeżeli uruchomimy silnik, nie zamykając jednak obwodu prądu, to twornik nie napotka przy obrocie prawie żadnego oporu; ponieważ zaś silnik rozwija znaczny moment obracający, więc wał wraz z twornikiem zostanie wprawiony



Rys. 81. Elektryczna hamownica silnikowa.

w ruch obrotowy przyśpieszony. Gdy natomiast zamknąć obwód prądu, włączając dostatecznie wielki opór elektryczny, albo gdy spiąć zaciski prądnicy z innem źródłem prądu o odpowiedniem napięciu, to pomiędzy twornikiem *A* i magneśnicą *B* powstają siły magnetyczne, przeciwstawiające momentowi obrotowemu silnika opór, wzrastający wraz z prędkością obrotu. Gdy moment oporu zrówna się z momentem obrotowym, to przyśpieszenie ruchu obrotowego zanika, silnik dochodzi do stanu „zahamowania"

i biegnie dalej ze stałą liczbą obrotów n, którą łatwo zmierzyć tachometrem (obrotomierzem). Z łatwością można teraz zmierzyć również i wielkość momentu M. Zasada działania i przeciwdziałania wskazuje, że twornik A musi wywierać na magneśnicę B moment zupełnie taki sam, jak B na A. Ponieważ zaś cały pierścień B może się wahać dokoła osi, więc będzie on wychylał się pod działaniem tego momentu (na ile tylko pozwoli luz dolnych występów); przywrócić B do położenia środkowego można jedynie, kładąc na szalkę wagową tyle odważników, aby dokładnie wyrównoważyć moment obracający. Nazwijmy przez P ciężar potrzebny do utrzymania dźwigni C poziomo w stanie spoczynku, a przez l — odległość punktu zawieszenia D od osi obrotu, to moment szukany będzie $M = P.l$, a stąd moc:

$$L = \frac{P.n.l}{716}.$$

We wzorze tym należy wstawiać l w metrach. Dla dogodności urządza się zwykle hamownice w ten sposób, że $l = 0{,}716$ m. (albo dwa razy tyle), wtedy $L = P.n : 1000$ (wzgl.: 2000). Wystarczy więc tutaj pomnożyć ciężar odważników (w kg.) przez 1000-ną lub 2000-ną część liczby obrotów, aby znaleźć moc w KM. — Powyższe urządzenie może być zastąpione przez hamownicę hydrauliczną, jeżeli zamiast twornika umieścić wirnik łopatkowy, a zamiast B — zamknięte naczynie wypełnione wodą, wewnątrz którego A wiruje. W obydwóch razach, czy hamowanie jest elektryczne czy hydrauliczne, silnik benzynowy wykonywa w biegu pracę, którą przy racjonalnem urządzeniu można zużytkować; w pierwszym przypadku wytwarza się prąd elektryczny, w drugim — pompuje się lub przynajmniej ogrzewa wodę.

Powyższe sposoby hamowania mają tę wadę, że silnik pracuje przy nich bez śmigła, nie podlega więc chłodzącemu działaniu tegoż; sposoby te nie nadają się wskutek tego zupełnie dla silników bez chłodzenia wodnego. Dlatego też stosowany bywa jeszcze inny system, mianowicie silnik wraz ze śmigłem zostaje zmontowany na ramie, wahającej się — podobnie jak pierścień B — w ło-

żyskach i zaopatrzonej w dźwignię z szalką wagową. Nakładając odważniki na szalkę, można mierzyć moment obrotowy zupełnie tak samo, jak przy hamownicy elektrycznej. Pomiar nie jest tu jednak całkowicie bez zarzutu, gdyż wyważa się tu właściwie całkowity moment sił, wywieranych przez powietrze na śmigło i na silnik łącznie. Tak np. przy silniku rotacyjnym wchodzą tu w grę opory, napotykane przez wirujące części silnika.

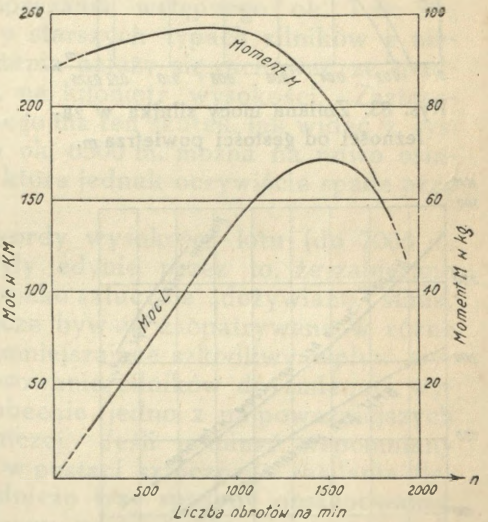
Każda hamownica silnikowa, czy to elektryczna, czy hydrauliczna, czy jakakolwiek inna, musi posiadać urządzenie, pozwalające zmieniać opór hamujący. Tak np. przy hamowaniu elektrycznem można włączać w obwód prądu większe lub mniejsze opory. W ten sposób uzyskuje się możność hamowania silnika przy różnych ilościach obrotów. Znalezione przy tem różne wielkości momentu M można zebrać na wykresie, jako rzędne odpowiadające różnym odciętym, reprezentującym liczby obrotów n; w ten sposób otrzymuje się t. zw. linję hamowania silnika; drugą linję hamowania otrzymuje się, zastępując na wykresie momenty przez odpowiednie wartości mocy L, albo, co na jedno wychodzi, przez iloczyny $M.n$. Rys. 82 przedstawia obydwie krzywe dla pewnego 160-konnego silnika. Jak widać, moment najpierw zwolna wzrasta, osiąga najwyższą wartość mniej więcej przy 1000 obr/min, następnie zaś dość szybko maleje. Ze wzoru poprzednio wyprowadzonego $M = 0{,}795\ p.\ V$ widać, że wobec niezmienności V wykres momentów M przedstawia właściwie jedynie przebieg zmian średniego ciśnienia p. Łatwo skądinąd zrozumieć, iż karburator i stawidła silnika muszą być wyregulowane w ten sposób, że praca przebiega najkorzystniej przy jakiejś średniej liczbie obrotów, np. $n = 1000$. Przy biegu wolniejszym przekroje kanałów w karburatorze i przewodach są zbyt szerokie dla małych ilości powietrza i benzyny, przy biegu szybszym naodwrót — przekroje są za wąskie, a ponadto wzrastają opory tarcia w samym silniku.

Krzywa mocy L na rys. 82 osiąga swój punkt najwyższy dopiero przy znaczniejszej liczbie obrotów, około 1600. Normalny bieg silnika odbywa się zawsze w obszarze wzrastającej mocy, t. j. na wykresie na lewo od wierzchołka krzywej L. Przy odbiorze silnika na - ha

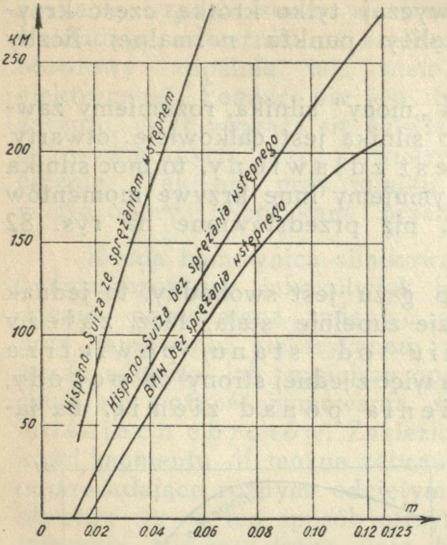
mowni zdejmuje się zazwyczaj tylko krótką część krzywej hamowania w okolicy punktu normalnej liczby obrotów.

Mówiąc poprostu o „mocy" silnika, rozumiemy zawsze, że dopływ gazu do silnika jest całkowicie otwarty. Jeżeli dostęp gazu jest zdławiony, to moc silnika opowiednio spada, i otrzymujemy inne krzywe momentów i mocy, położone niżej, niż przedstawione na rys. 82 krzywe „pełnego gazu".

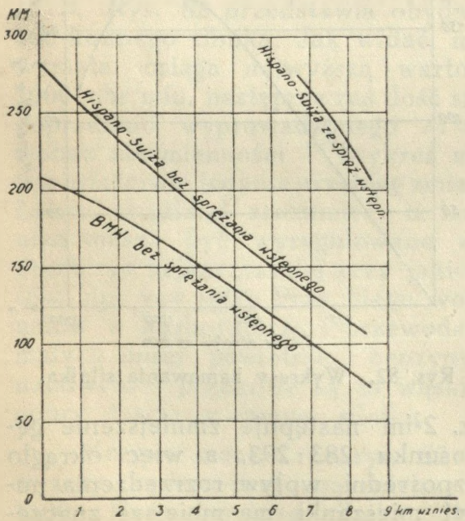
Jeżeli nawet dostęp gazu jest swobodny, to jednak moc silnika nie pozostaje zupełnie stała, lecz zależy w wysokim stopniu od stanu powietrza atmosferycznego, a więc z jednej strony od pogody, z drugiej—od wzniesienia ponad ziemię, na jakiem silnik pracuje. Główny wpływ pogody polega na tem, że przy zmiennej gęstości powietrza waga zasysanej dawki zmienia się również, gdyż tylko objętość dawki pozostaje stała. Gdy więc np. ciśnienie barometryczne spadnie z 760 na 750 mm. słupa rtęci, to, jak wiemy z rozdz. 2-go, gęstość powietrza zmniejszy się w tym samym stosunku, t. j. okrągło o 1,3%. Gdy dalej temperatura podnosi się np. z 10° C. na 20°, to zgodnie z rozdz. 2-im następuje zmniejszenie gęstości powietrza w stosunku 283 : 293, a więc okrągło o 3,5%. Jednakże bezpośredni wpływ rozrzedzenia powietrza na stan zassanej mieszanki ma mniejsze znaczenie, niż inne trudne do ujęcia zmiany. Doświadczalnie nie ustalono jeszcze dotąd z dostateczną dokładnością, w ja-



Rys. 82. Wykresy hamowania silnika.



Rys. 83. Zmiana mocy silnika w zależności od gęstości powietrza m.



Rys. 84. Spadek mocy silnika w miarę wznoszenia.

kim stopniu zmienia się moc silnika w związku z drobnemi wahaniami gęstości powietrza. Jest jednak prawdopodobne, że zmiany mocy są procentowo nieco mniejsze, niż zmiany gęstości. Zgruba można bodaj przyjąć, że podniesienie temperatury o 4 do 6^0 albo spadek ciśnienia barometrycznego o 10 do 15 mm. wywołuje spadek mocy o 1%.

Szczególnie dotkliwy staje się wpływ stanu otaczającego powietrza na moc silnika przy locie na wielkiej wysokości, ponieważ mamy tu do czynienia ze spadkiem ciśnienia atmosferycznego do 40 $\%$ i więcej, a przytem doświadczenie wskazuje, że przy tak wielkich zmianach ciśnienia spadek mocy jest stosunkowo większy, niż spadek gęstości powietrza.

Rys. 83 i 84 ilustrują wyniki pomiarów, dotyczących zmian mocy silników w zależności od gę-

stości powietrza. Na pierwszym rysunku odcięte przedstawiają gęstości, na drugim — wysokości lotu, przyczem odpowiadające sobie wielkości stosują się mniej więcej do drugiej kolumny tablicy liczbowej 2-ej (na str. 17). Podane wykresy odnoszą się do 185-konnego silnika Bawarskiej Wytwórni Silników (p. tabl. liczbowa 6 str. 156), do 300-konnego silnika Hispano-Suiza (tabl. 6) bez sprężania wstępnego (patrz niżej), oraz do takiegoż silnika ze sprężaniem wstępnem. Z rys. 83-go widać wyraźnie, że spadek mocy jest początkowo nieco mniejszy niż spadek gęstości powietrza, następnie zaś większy (przy dużem *m* styczna do krzywej przebiega mniej stromo niż promień, łączący punkt krzywej z początkiem układu spółrzędnych, przy małem *m* zaś — więcej stromo). Spadek mocy na kilometr wzniesienia wynosi wg. rys. 84-go dla obydwóch silników bez sprężania wstępnego ok. 7 do 8% mocy przyziemnej. Przy starszych typach silników z niewielkim stopniem sprężania należy się rachować ze spadkiem mocy aż do 12% na kilometr wysokości. Zastosowanie sprężania wstępnego ma ten skutek, jak widać z rys. 84-go, że na wysokości ok. 6500 m. można na nowo osiągnąć moc przyziemną, która jednak oczywiście spada przy dalszem wznoszeniu.

Najdawniejsze rekordy wysokości lotu (do 7000 m. i wyżej) umożliwione były jedynie przez to, że zabierano skroplony tlen i tym niejako sztucznie „dożywiano" silnik. Dzisiejsze motory lotnicze bywają zaopatrywane w różne specjalne urządzenia, zmniejszające szkodliwy wpływ wysokości na moc. Dostosowanie silników do zmiennej wysokości lotu stanowi obecnie jedno z najpoważniejszych zagadnień techniki lotniczej. Jeśli pominąć wspomniany już środek pomocniczy w postaci sztucznego zasilania tlenem, to pozostają zasadniczo trzy sposoby postępowania, czyniące silnik benzynowy zdatnym do pracy na wielkich wysokościach.

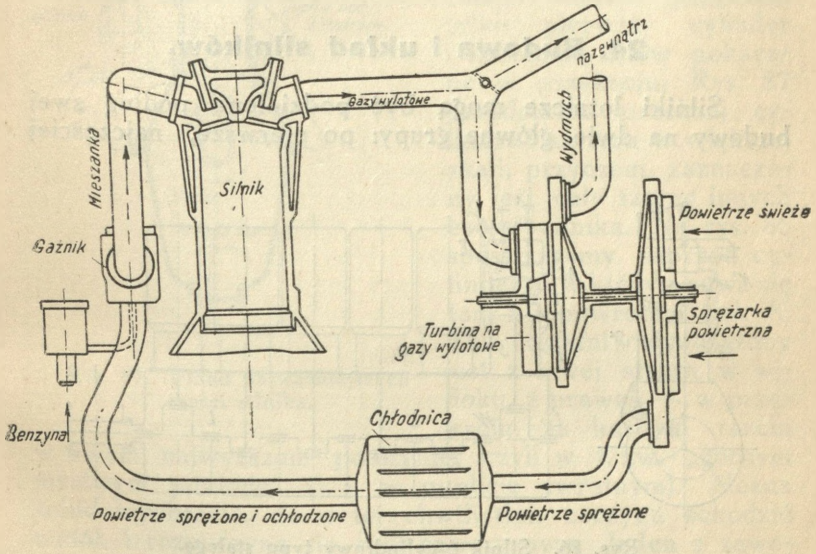
Najprostszy i najskuteczniejszy sposób polega na tem, że nadaje się cylindrom silnika (a także zaworom i przewodom) w i ę k s z e w y m i a r y, niżby to odpowiadało — przy zwykłym przebiegu ciśnień — największej mocy, na jaką obliczony jest mechanizm ruchu (wał, korbowody). Trzeba wtedy tylko na niewielkich wysokościach dławić w dostatecznej mierze dopływ paliwa. Mamy tu tę

korzyść, że na wielkich wysokościach silnik może być całkowicie wyzyskany; w przeciwieństwie do tego zwykły silnik, normalnie wymiarowany, jest w czasie lotu na znacznej wysokości przeciążony nadmierną nieużyteczną wagą mechanizmu ruchu i w związku z tem daje nieproporcjonalnie duże straty tarcia. Aby osiągnąć pełne wyzyskanie silnika na wysokości 6000 m, trzeba powiększyć średnice cylindrów o jakieś 35%.

Drugi sposób polega na zastosowaniu t. zw. „silnika przeprężonego". Osiąga się tu korzystniejszy stosunek między ilością doprowadzanego ciepła a wielkością uzyskanej pracy przez to, że zostaje powiększony stopień sprężania, t. j. stosunek końcowej i początkowej prężności w drugim suwie. Zwiększając prężność końcową, uzyskujemy większą szybkość zapłonu i lepsze spalanie; coprawda konieczne jest przytem intensywniejsze chłodzenie (por. str. 167). Dopuszczalny stopień sprężania zależy głównie od temperatury samozapłonu paliwa (p. rozdz. 21). Dla danego silnika stopień sprężania jest raz na zawsze ustalony przez kształt i wymiary cylindra i tłoka. Jeżeli w miarę wznoszenia się samolotu prężność zassanego powietrza spada, to prężność końcowa suwu kompresji może być jednak utrzymana dość wysoką, jeśli tylko stopień sprężania jest dostatecznie wielki. Rozumie się, że w czasie wznoszenia się, a tembardziej przy locie na małej wysokości trzeba zastosować środki, zabezpieczające przed przeciążeniem — podobnie jak w przypadku silnika z nadmierną objętością cylindrów. Należy zaznaczyć, że oba wspomniane sposoby mogą być z korzyścią zastosowane łącznie.

Posiadamy wreszcie trzeci sposób, który niweczy szkodliwy wpływ rozrzedzenia powietrza drogą najbardziej bezpośrednią i skuteczną, a dzięki temu wysuwa się w ostatnich latach na pierwszy plan, a mianowicie wspomniane już „sprężanie wstępne". Polega ono na tem, że powietrze przed zassaniem do cylindra zostaje sprężone przez oddzielnie napędzany kompresor i doprowadzane w ten sposób do normalnego ciśnienia, przewidzianego na ssaniu. Wielką zaletę tego systemu stanowi łatwość zastosowania do każdego dowolnego silnika bez jakiejkolwiek zmiany jego konstrukcji; wadą zaś jest dodatkowy ciężar kompresora i zużycie mocy przy sprężaniu. W jakim stopniu

sprężarka wstępna poprawia działanie silnika, widzieliśmy już na wykresach (rys. 83 i 84). Można powiedzieć w przybliżeniu, że sprężanie wstępne powiększa największą osiągalną wysokość lotu (t. zw. „pułap"), o jakieś 3000 m. — przynajmniej przy większych silnikach. Jeden z ostatnich rekordów wysokości został zdobyty przy użyciu 300-konnego Hispano-Suiza ze sprężarką wstępną syst. Rateau. Ten rodzaj sprężarki, najwięcej dotąd rozpowszechniony, jest to t. zw. „turbokompresor na gazy odlotowe". Jak na-



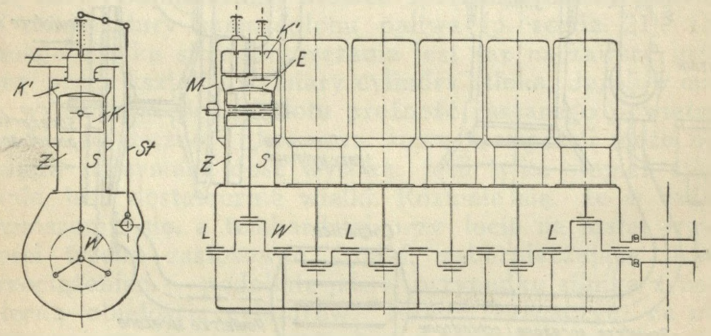
Rys. 85. Ogólny układ silnika z turbokompresorem na gazy odlotowe.

zwa wskazuje, mamy tu do czynienia z kompresorem rotacyjnym, działającym na sposób pompy odśrodkowej, przyczem do napędu jego służy rodzaj koła turbinowego, wirującego pod działaniem gazów odlotowych, pobieranych z rury wydechowej. Przy sprężaniu każdy gaz ogrzewa się w dość znacznym stopniu, dlatego jest tu konieczne włączenie (między kompresorem i cylindrem) niewielkiej chłodnicy. Rys. 85 przedstawia schematycznie całość instalacji silnika ze sprężarką turbinową. Z prawej strony

zaznaczone są na wspólnym wale dwa wirniki, z których jeden pracuje jako silnik (turbina), drugi — jako kompresor. Turbina jest zasilana gorącemi gazami odlotowemi, które oddają wirnikowi swą energję cieplną w postaci pracy mechanicznej. W rurze wydechowej umieszczona jest przepustnica, która pozwala w razie potrzeby gazom odlotowym ominąć turbinę i ujść bezpośrednio nazewnątrz. Powietrze sprężone przez wirnik kompresora dostaje się najpierw do chłodnicy, a następnie przechodzi do gaźnika.

24. Budowa i układ silników.

Silniki lotnicze mogą być podzielone podług swej budowy na dwie główne grupy: po pierwsze, najczęściej

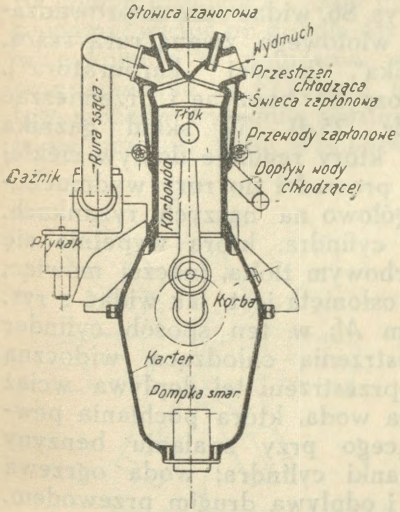


Rys. 86. Silnik 6-cylindrowy typu stałego.

stosowane silniki z nieruchomemi cylindrami i wirującym wałem korbowym (silniki typu stałego—rys 86, 87); po wtóre, t. zw. silniki rotacyjne (przeważnie francuskiego pochodzenia), w których wirują wszystkie cylindry zestawione w postaci gwiazdy, a tylko korba jest nieruchoma (rys. 88). Zbudowano też w pewnym przypadku silnik, którego cylindry wirowały w jedną stronę z prędkością zmniejszoną do połowy, a korba—w przeciwną stronę — również z połowiczną prędkością (silnik Siemensa). Silniki typu stałego mają zazwyczaj, choć nie zawsze, wodne chłodzenie cylindrów; przy

silnikach rotacyjnych zadawalamy się zawsze chłodzeniem powietrznem.

Rys. 86 przedstawia ogólny ustrój silnika typu stałego z sześciu cylindrami, ustawionemi rzędem obok siebie. Na rysunku po lewej stronie widzimy przekrój, wyobrażający wnętrze jednego cylindra oraz karteru (osłony); z prawej strony zaś mamy widok całego silnika, przyczem tylko pierwszy cylinder i karter są znów pokazane w przekroju. Rys. 87 przedstawia przekrój cylindra i karteru w większej skali, przyczem zaznaczony jest cały szereg innych części silnika. Na rys. 86 spostrzegamy naprzód cylinder *Z*, w którym suwa się tam i z powrotem tłok *K*. Ten ostatni wyobrażony jest z lewej strony w widoku, z prawej — w przekroju, za każdym razem w swem najwyższem położeniu, czyli w t. zw. „górnym martwym punkcie“ (t. j. w punkcie zwrotnym). Można sobie wyobrazić, że w tej chwili tłok zaczyna schodzić nadół, i rozpoczyna się cykl czworosuwu. Jeden z zaworów *E* (położony na prawej części rys. 86 po stronie prawej) jest już otwarty; nastaje więc pierwszy takt, suw ssania — i mieszanka powietrza z rozpyloną benzyną dopływa do komory spalinowej. Tłok dźwiga na swym poziomym czopie, widocznym w całej długości na rysunku z prawej strony, t. zw. „korbowód“ *S*. Ten ostatni zaznaczony jest na rys. 86 tylko zapomocą jednej długiej kreski. Drugim końcem korbowód obchwytuje jedną z sześciu szyjek (inaczej „wykorbień“) wału korbowego *W*, podpartego w siedmiu łożyskach *L*, mianowicie pomiędzy każdemi dwoma sąsiedniemi cylindrami oraz na obu końcach. Ruch zwrotny sześciu tłoków przenosi się w ten



Rys. 87. Układ najważniejszych części silnika.

sposób za pośrednictwem sześciu korbowodów na ruch obrotowy jednego wału W (porównaj rozdz. 25 b).

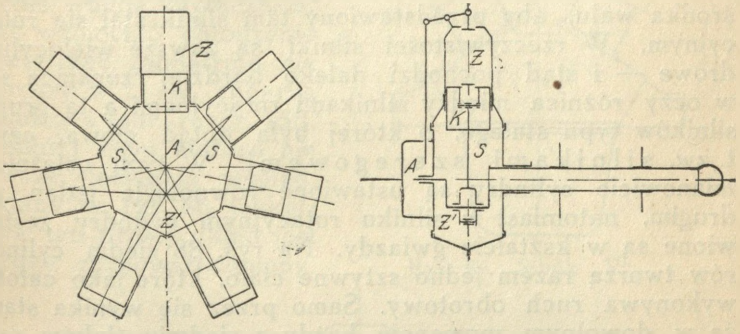
Górne zakończenie cylindra Z stanowi głowica cylindra (inaczej głowica zaworowa) K', w której mieszczą się zawory wlotowy i wylotowy. Na rys. 87, gdzie układ zaworów jest nieco odmienny niż na rys. 86, widać rurę doprowadzającą mieszankę do zaworu wlotowego, zwaną rurą ssącą. Prowadzi ona od „gaźnika" (inaczej „karburatora"), który służy do tego, aby rozpylić benzynę i przemieszać ją z powietrzem (p. rozdz. 25 d). W skład gaźnika wchodzi również „pływak", który reguluje dopływ ciekłej benzyny. Zawór wylotowy prowadzi do rury wydmuchowej, nie zaznaczonej szczegółowo na naszych rysunkach.

Cała ta górna część cylindra, która wypełnia się mieszanką przy biegu kukorbowym tłoka, inaczej mówiąc, właściwa część robocza — osłonięta jest, jak widać z rys. 86 i 87, płaszczem wodnym M; w ten sposób cylinder otoczony jest dokoła przestrzenią chłodzącą, widoczną zwłaszcza na rys. 87. Do przestrzeni tej dopływa wciąż z przewodu rurowego zimna woda, która pochłania pewną część ciepła, powstającego przy spalaniu benzyny i przewodzonego przez ścianki cylindra; woda ogrzewa się przytem o kilka stopni i odpływa drugim przewodem. Rola chłodzenia i jego konieczność wyjaśniona będzie jeszcze w rozdz. 25 f. Tu zaznaczymy tylko, że w danym razie mamy do czynienia z „chłodzeniem wodnem" — w przeciwstawieniu do „chłodzenia powietrznego".

Na rys. 87 zaznaczone są ponadto: świeca zapłonowa z przewodem zapłonowym, które mają za zadanie dać iskrę zapalającą mieszankę w cylindrze we właściwej chwili, t. zn. po ukończeniu sprężania (por. rozdz. 25 e); dalej pompka oliwna, umieszczona w najniższem miejscu karteru, dostarczająca bezustannie oliwy do smarowania wszystkich trących się części mechanizmu (rozdz. 25 g). Na rys. 86 można zauważyć jeszcze drążek St, kierujący ruchem zaworu; drążek ten jest sam uruchamiany przez niżej umieszczony wałek pomocniczy (por. rozdz. 25 c).

Najzupełniej odmiennie przedstawia się z zewnętrznego wyglądu silnik rotacyjny, wyobrażony na rys. 88 w widoku oraz w przekroju przez jeden z cylindrów i przez wał. Mechanizm jego stanowi niejako kinematyczne odwrócenie mechanizmu korbowego silnika poprzednio opi-

sanego. Rozważmy najpierw tylko jeden z siedmiu cylindrów, np. ten, który na lewym rysunku oznaczony jest literą Z; znajduje się on akurat w najwyższem położeniu. W cylindrze tym może się przesuwać tam i z powrotem tłok K, który połączony jest zapomocą korbowodu S z nieruchomym czopem Z'. Sam cylinder natomiast nie jest nieruchomy; wiruje on dokoła osi silnika A w ten sposób, że zajmuje kolejno te położenia, w jakich na lewym rysunku przedstawione są pozostałe sześć cylindrów. Z rysunku tego możemy wyraźnie zrozumieć, w jaki sposób koordynuje się przesuw tłoka względem cylindra z ruchem obroto-



Rys. 88. Schemat 7-cylindrowego silnika rotacyjnego.

wym samego cylindra. Zauważmy, że cylinder pozostaje wciąż w tej samej odległości od A, natomiast czop tłoka zachowuje niezmienną odległość od Z' na skutek tego, że długość korbowodu oczywiście zmianie nie ulega. Gdy cylinder—po przejściu przez najwyższe położenie — obraca się wprawo, zbliża się on początkowo coraz bardziej do punktu Z'; najbliżej niego znajdzie się w swem najniższem położeniu (w chwili, uchwyconej na naszym rysunku, żaden z cylindrów nie znajduje się ściśle w tej najniższej pozycji). Zważywszy teraz, że tłok nie może się zbliżyć do Z', zrozumiemy, że musi on się przesuwać w cylindrze— i przytem w kierunku odśrodkowym w czasie pierwszej połowy obrotu. Gdy cylinder znajdował się w pozycji najwyższej, tłok był w wewnętrznym martwym punkcie, przy najniższem zaś położeniu cylindra będziemy mieli tłok w zewnętrznym martwym punkcie. Odległość między osiami A i Z' równa się ściśle połowie skoku tłoka. Odpowiada ona zatem zupełnie długości

korby silnika typu stałego, która to długość zresztą stanowi także odległość między osią obrotu wału głównego i zewnętrznym czopem korbowodu.

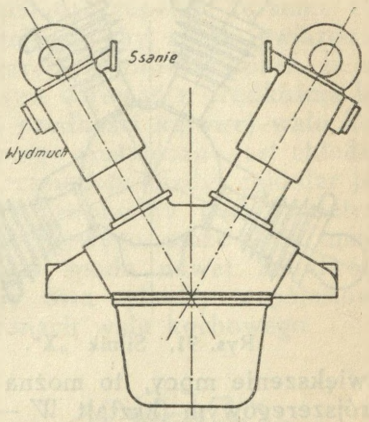
Gdyby silniki posiadały tylko po jednym cylindrze, to zasadnicza różnica między dwoma typami polegałaby tylko na tem, że w jednym cylinder stoi nieruchomo a korba wiruje, w drugim zaś korba (ściślej: połączenie osi A i Z') stoi w miejscu, a cylinder bierze udział w ruchu obrotowym. Wydawałoby się więc, że dość na lewej stronie rys. 86 zatrzymać dolny koniec korbowodu, nadając jednocześnie cylindrowi obrót z pewną prędkością dokoła środka wału, aby przedstawiony tam silnik stał się rotacyjnym. W rzeczywistości silniki są zawsze wielocylindrowe — i stąd pochodzi daleko bardziej rzucająca się w oczy różnica między silnikami rotacyjnemi a tą grupą silników typu stałego, o której była dotąd mowa, czyli t. zw. s i l n i k a m i s z e r e g o w e m i. W tych ostatnich mianowicie cylindry są ustawione równolegle jeden za drugim, natomiast w silniku rotacyjnym cylindry zestawione są w kształcie gwiazdy. Na rys. 88 siedm cylindrów tworzą razem jedno sztywne ciało, które jako całość wykonywa ruch obrotowy. Samo przez się wynika stąd, że w dowolnym momencie każdy z siedmiu tłoków zajmuje inne położenie względem swego cylindra. Mówimy, że poszczególne czterotakty w cylindrach są względem siebie „przesunięte w fazie". W silniku rotacyjnym obierać należy zawsze nieparzystą liczbę cylindrów, a to w tym celu, aby żadne dwa tłoki nigdy nie osiągały jednocześnie swych martwych punktów — łatwo to sprawdzić na rys. 88. W silnikach typu stałego jest inaczej: tam właśnie liczba 6 cylindrów pozwala na najkorzystniejsze rozwiązanie kwestji „przesunięcia faz" (por. rozdz. 25 b).

Silnik, uwidoczniony na rys. 88, przedstawia jeszcze dalsze cechy szczególne, o których tu wspomnieć należy. Wał główny A jest wydrążony w swej części wystającej poza wieniec cylindrów; to wydrążenie stanowi kanał ssący, przez który zasysane jest powietrze wraz z benzyną. Właściwego gaźnika brak; mieszanka jest doprowadzana przez wał do zbiorniczka centralnego, skąd przedostaje się do poszczególnych cylindrów przez oddzielne przewody, nie zaznaczone na rysunku. Spalone gazy uchodzą

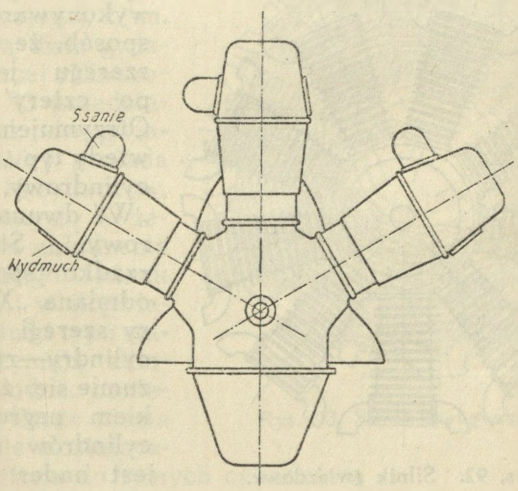
przez zawory wylotowe, umieszczone w tłokach, jak widać na rys. 88 po prawej stronie.

Silniki rotacyjne są pozbawione płaszczów wodnych i nie są chłodzone wodą. Cylindry tych silników poruszają się z wielką prędkością w powietrzu; okoliczność ta przyczynia się w wielkim stopniu do ich chłodzenia, a to—w związku z pewnemi okolicznościami, o których jeszcze wspomnimy — czyni chłodzenie wodne zbytecznem. Aby wzmocnić chłodzenie powietrzne, zaopatruje się cylindry w t. zw. żeberka chłodzące (por. rozdz. 25f).

Silniki typu stałego nie zawsze posiadają wygląd, podany na rys. 86, jakkolwiek ten prosty układ jest bardzo rozpowszechniony.



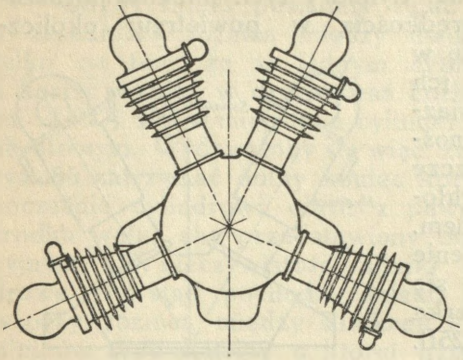
Rys. 89. Silnik „V".



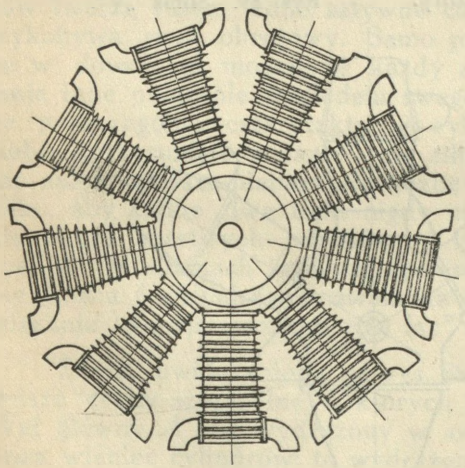
Rys. 90. Silnik „W".

Gdy chodzi o budowę silnika bardzo wielkiej mocy, liczba sześciu cylindrów staje się niewystarczająca—i konstruk-

torzy przechodzą do układów „wieloszeregowych". Z tych najczęściej spotykany bywa kształt przypominający literę V (rys. 89), który powstaje ze zwykłego typu szeregowego przez podwojenie liczby cylindrów i ustawienie ich osi pod odpowiednim kątem. Zazwyczaj kąt między obydwu płaszczyznami, w których rozmieszczone są osi cylindrów, wynosi od 40° do 90°. Praca wszystkich dwunastu tłoków przenoszona jest na jeden wspólny wał korbowy. Jeżeli wymagane jest dalsze zwiększenie mocy, to można je osiągnąć w t. zw. silniku trójszeregowym (kształt *W* — rys. 90). Silniki kształtu *V* i *W* bywają niekiedy wykonywane w ten sposób, że w każdym szeregu jest tylko po cztery cylindry. Otrzymujemy więc wtedy typ „V" ośmiocylindrowy, albo typ „W" dwunastocylindrowy. Stosunkowo rzadko spotyka się odmiana „X" — cztery szeregi po cztery cylindry—rys.91. Rozumie się, że przy takiem nagromadzeniu cylindrów niezbędne jest nader intensywne chłodzenie wodne.



Rys. 91. Silnik „X".

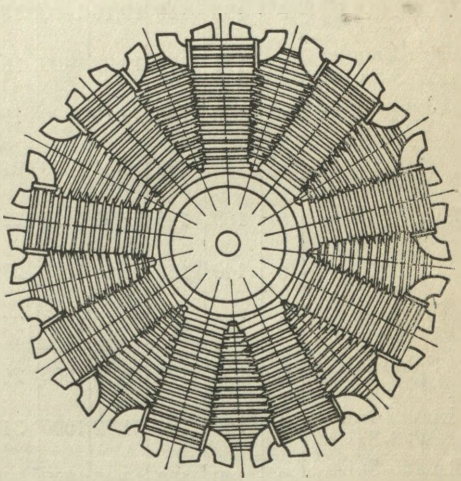


Rys. 92. Silnik gwiazdowy.

Istnieje jednak jeszcze zupełnie odmienny układ silników typu stałego, przy którym chłodzenie wodne jest zbyteczne, a który z wyglądu zewnętrznego przy-

pomina silniki rotacyjne. Mówimy tu o t. zw. silnikach gwiazdowych. Na rys. 92 widzimy taki układ: dziewięć cylindrów ułożonych promieniowo dokoła wału głównego, wprawianego w ruch przez dziewięć tłoków za pośrednictwem korbowodów. Można tu doskonale zrozumieć, że w silniku rotacyjnym zachodzą zupełnie te same zjawiska, co w silniku typu stałego; aby silnik gwiazdowy zamienić na rotacyjny, wystarczy wyobrazić sobie, że cała gwiazda cylindrowa poczyna wirować z prędkością kątową równą i odwrotną do prędkości kątowej wału korbowego. Dla silnika gwiazdowego dostateczne jest chłodzenie powietrzne, ponieważ w czasie lotu każdy cylinder jest bezpośrednio wystawiony na swobodny pęd powietrza. Ilość cylindrów silnika gwiazdowego może być mniejsza od dziewięciu i niekiedy spada nawet do dwóch. W tym ostatnim razie mamy dwa cylindry współosiowe, ułożone po przeciwnych stronach wału korbowego.

Zarówno silniki rotacyjne jak i gwiazdowe bywają niekiedy wykonywane w postaci zdwojonej, t. zn. otrzymują dwie gwiazdy (wieńce) cylindrowe. Rys. 93 przedstawia silnik dwugwiazdowy, który posiada $2 \times 9 = 18$ cylindrów, zaopatrzonych w żeberka dla chłodzenia powietrznego. Jednak z reguły wielogwiazdowe silniki typu stałego otrzymują chłodzenie wodne, ponieważ powietrze niema tu zwykle dostatecznego dostępu do tylnych cylindrów.



Rys. 93. Silnik dwugwiazdowy.

W tablicy liczbowej 6 zestawione są najważniejsze dane cyfrowe, dotyczące grupy silników różnego pochodzenia. Silniki uszeregowane są w tablicy w kolejności według wzrastającej mocy. W pierwszej kolumnie podane są

Tablica liczbowa 6.

Wymiary, moc i zużycie paliwa niektórych silników lotniczych.

Nr.	Wytwórnia i rodzaj silnika	Cylindry			Objętość skokowa	Ilość obrotów na minutę	Moc nominalna	Waga	Spółczynnik sprężania	Moc na 1 litr objęt. skok.	Ciśnienie średnie	Waga	Zużycie g KM.godz	
		Ilość	średnica mm	skok mm	l		KM	kg			kg/cm²	kg KM	Benzyny	Oliwy
1	Anzani P-S-G	3	89	105	1,96	1500	25	50	5,5	12,7	7,62	2,0	370	
2	Stahlwerk Mark P-S-G	3	105	130	3,38	1380	36	70	5,3	10,6	6,91	1,94	218	11
3	Junkers P-S-Sz	6	100	120	5,66	1700	75	120	5,0	13,3	7,05	1,60	250	
4	Siemens-Halske P-S-G	9	100	120	8,50	1500	105	157	5,6	12,4	7,44	1,50	250	
5	Gnôme P-R-G	9	114	170	15,62	1200	120	150	5,4	7,7	5,76	1,25	300	80
6	Daimler W-S-Sz	6	140	160	14,78	1400	166	265	4,6	11,2	7,23	1,59	230	20
7	Le Rhône P-R-G	9	115	170	15,89	1360	170	166	5,0	10,7	7,09	0,98	255	40
8	Bayr. Motorwerke W-S-Sz	6	150	180	19,10	1400	185	285	6,5	9,7	6,24	1,54	200	10
9	Austro-Daimler W-S-Sz	6	135	175	15,02	1400	187	298	4,9	12,4	8,01	1,59	220	15
10	Junkers W-S-Sz	6	150	180	19,10	1420	195	290	6,0	10,2	6,47	1,49	215	
11	Benz W-S-Sz	6	145	190	18,81	1400	218	330	5,0	11,6	7,46	1,51	225	17
12	Bayr. Motorwerke W-S-Sz	6	160	190	22,92	1450	220	285	5,9	9,6	5,95	1,29	220	10
13	Hiero W-S-Sz	6	140	180	16,63	1400	230	340	5,7	13,8	8,88	1,48	220	
14	Maybach W-S-Sz	6	165	180	23,10	1400	245	400	6,1	10,6	6,85	1,63	215	10
15	Salmson P-S-G	9	125	170	18,78	1600	260	250	5,0	13,8	7,79	0,96	235	25
16	Fiat, Turin W-S-Sz	6	160	180	21,72	1600	310	340	4,7	14,3	8,05	1,1	255	
17	Hispano-Suiza W-S-V	8	140	150	18,45	1800	320	280	5,3	17,3	8,65	0,88	255	11
18	Liberty U.S.A. W-S-V	12	127	178	27,1	1700	400	385	5,3	14,7	7,78	0,97	210	10
19	Salmson P-S-2G	18	125	170	37,56	1550	500	435	5,0	13,3	7,72	0,87	260	25
20	Rolls-Royce W-S-V	12	140	190	35,1	1900	670	526	5,3	19,0	9,28	0,78	240	15
21	Napier W-S-X	16	158,8	190,5	60,3	1790	1000	1110	5,3	16,6	8,35	1,11	228	

nazwy firm, a pod każdą z nich — trzy skróty literowe. Pierwszy oznacza rodzaj chłodzenia: *W*—chłodzenie wodne, *P*— chłodzenie powietrzne; drugi skrót wskazuje: *S*— silnik typu stałego, *R* — silnik rotacyjny; wreszcie trzeci skrót charakteryzuje układ cylindrów: *Sz* — szeregowy. *G* — gwiazdowy, *V, W, X* — układy według rys. 89, 90 i 91. W następnych czterech kolumnach znajdujemy dane co do ilości cylindrów, średnicy i skoku, wreszcie obliczoną według tych danych całkowitą objętość skokową. W szóstej i siódmej kolumnie wyszczególnione są: liczba obrotów oraz moc, podane przez wytwórców jako „normalne" Rozumie się, że dane te są niepewne, szczególniej jeżeli chodzi o moc. Dwa silniki tego samego rodzaju, badane na hamowni, dają często do 10% odchylenia w wielkości mocy nawet wtedy, gdy warunki pracy są możliwie jednakowe. Przeważnie przeciętna moc rzeczywista silnika jest nieco wyższa od „mocy nominalnej" gwarantowanej przez wytwórcę. Jeszcze mniej pewne są dane dotyczące wagi silników, podane w ósmej kolumnie tablicy. Wprawdzie odchylenia w obrębie serji takich samych silników są tu mniejsze, natomiast pojawia się wątpliwość, jak odgraniczyć „co należy jeszcze do silnika". W miarę posiadanych informacyj starano się o możliwie jednostajny sposób obliczenia, a więc: waga piasty śmigła była liczona, rura wylotowa—nie; ponadto nigdy nie uwzględniano wagi chłodnicy ani rur doprowadzających wodę chłodzącą — za wyjątkiem przewodów między cylindrami. Dane dotyczące spółczynnika sprężania (patrz koniec rozdz. 21) — w dziewiątej kolumnie—mogą być uważane za ścisłe. Liczby trzech następnych kolumn są obliczone na podstawie poprzednich. Nareszcie w ostatnich dwóch kolumnach figurują cyfry zużycia benzyny i oliwy, niezbyt pewne—podobnie jak dane dotyczące wagi i mocy. Szczególniej zużycie oliwy dla jakiegokolwiek rodzaju silnika może być nieraz tylko z trudem ustalone, ponadto zaś ulega ono zmianom w zależności od najrozmaitszych przyczyn.

Wszystkie rodzaje silników, dotąd omówione i reprezentowane w tablicy, okazały się przydatne w praktyce, przyczem żaden z nich nie wykazał zdecydowanej przewagi nad pozostałemi. Nie łatwo też jest odgraniczyć dziedziny zastosowania poszczególnych typów. Najprę-

dzej da się tu powiedzieć coś określonego o roli i stosunku silników rotacyjnych i silników typu stałego. Pierwsze mają przewagę, jeżeli chodzi o maszyny niewielkiej mocy, przeznaczone dla lotu na niewielkiej wysokości; odegrały też one niezwykle doniosłą rolę w początkowym okresie rozwoju lotnictwa. Natomiast dzisiejszy rozwój silników o wielkiej mocy ogranicza się prawie wyłącznie do typu stałego. Przytem w najnowszych czasach model gwiazdowy wzbudza szczególne zainteresowanie, ponieważ daje on często korzystniejsze warunki montażowe; ponadto jego spora powierzchnia czołowa jest w zupełności okupiona równomiernem chłodzeniem cylindrów.

25. Poszczególne części składowe silników.

Aby wytworzyć sobie pewien pogląd na istotę silnika lotniczego i zrozumieć trudności związane z konstruowaniem rzeczywiście wartościowych silników, trzeba się nieco wgłębić w zasady budowy przynajmniej najważniejszych ich części. Wtedy dopiero można pojąć, jak wielu doświadczeń i rozważań konstrukcyjno - technologicznych wymaga budowa silników. Niezły płatowiec może jeszcze dziś powstać w skromnie urządzonej wytwórni prawie wyłącznie jako naśladowanie wypróbowanego wzoru (coprawda, konstrukcje wzorowe „prototypy" nie powstają w ten sposób). Natomiast produkcja zdatnych do pracy silników może być rozpoczęta dopiero na gruncie wszechstronnie rozwiniętej i naukowo pogłębionej techniki. Dlatego też ilość wytwórni silników i różnych typów silników jest bez porównania mniejsza, niż ilość fabryk płatowców i rozmaitych modelów aparatów. Coprawda, w miarę postępów techniki lotniczej różnice te wyrównywują się stopniowo—w tem znaczeniu, że produkcja płatowców dostosowuje się coraz bardziej do punktów widzenia racjonalnej konstrukcji maszynowej.

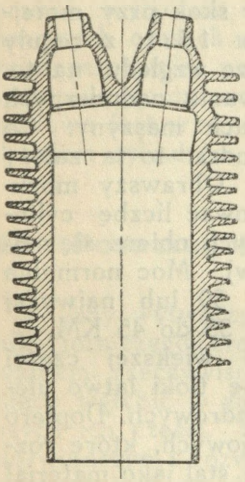
Najważniejszemi częściami silników, jakie będą poniżej omówione, są: cylinder i tłok, mechanizm korbowy, zawory i stawidła, gaźnik, mechanizm zapłonowy, wreszcie urządzenia chłodnicze i smarownicze.

a) Cylinder i tłok. Objętość cylindrów silnika musi być dostosowana do żądanej mocy i liczby obrotów, jak to wyjaśniono w rozdz. 22. Pozostaje zawsze otwartą kwestja, na ile cylindrów rozłożyć tę całkowitą obliczoną objętość, a także, jaki obrać stosunek skoku do średnicy cylindra. Z punktu widzenia termodynamiki (gdy więc chodzi o ekonomiczną zamianę ciepła na pracę mechaniczną), korzystniejszy jest spory skok przy mniejszej średnicy, mniej więcej w stosunku 1,5 : 1; z reguły jednak obiera się mniejszy stosunek ze względu na to, że zbyt duże skoki powodują powstawanie nadmiernych sił bezwładności w ruchomych częściach maszyny. Co się tyczy dopuszczalnej średnicy cylindra, to ta zależy w pierwszej linji od konstrukcji tłoka. Obrawszy możliwie dużą średnicę, można już wyrachować liczbę cylindrów (przyczem dla silników szeregowych obiera się najczęściej 6 lub 12, rzadziej 8 cylindrów). Moc normalna na cylinder nie przekracza zazwyczaj 50 lub najwyżej 60 KM, z reguły bywa ona obecnie od 35 do 45 KM.

Cylindry wyrabiano dawniej po większej części z żeliwa, rzadziej ze stali, gdyż stalowe tłoki łatwo ulegają zatarciu w stalowych tulejach cylindrowych. Dopiero od czasu wprowadzenia tłoków aluminjowych, które rozpowszechniły się wszędzie, przyjęła się stal jako materjał do wyrobu tulej cylindrowych. Płaszcze wodne (*M* na rys. 86) bywają wyrabiane niekiedy z żeliwa, lecz najczęściej z blachy; dawniej stosowano blachę miedzianą lub niklową, obecnie—blachę z żelaza zlewnego lub aluminjową. Cylindry chłodzone powietrzem muszą być zaopatrzone w żeberka chłodzące na zewnętrznej powierzchni, które zwiększają przewodzenie ciepła. Cylindry takie wykonywa się z reguły wraz z żeberkami przez obróbkę z pełnego materjału. Przekrój takiego cylindra widzimy na rys. 94. Szczególnej troski wymaga ukształtowanie głowicy cylidrowej (*K*' na rys. 86), w której pomieszczone są gniazda zaworów, otwory dla świec zapłonowych i kołnierze rur wlotowych i wylotowych. W większych silnikach głowice stanowią najczęściej osobne odlewy, które zostają przyśrubowane do cylindrów lub połączone z niemi przez spawanie.

Jedną z najpoważniejszych trudności przy budowie silników lotniczych stanowi okoliczność, że całe ciepło

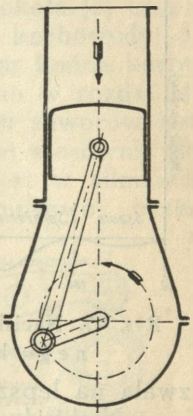
spalania działa bezpośrednio na denko tłoka, które samo nie może być łatwo chłodzone; ciepło, doprowadzane wciąż w wielkiej ilości do denka, może być odprowadzane dopiero na jego obwodzie, skąd odpływa ono do wody chłodzącej lub przez żeberka nazewnątrz. Dawniej, gdy w powszechnem użyciu były tłoki żelazne lub stalowe, nie można było przekraczać z tego powodu średnic ponad pewną granicę, mianowicie 130 do 140 mm; przy większych średnicach silniki odmawiały posłuszeństwa. W ostatnich czasach udało się wytworzyć dostatecznie wytrzymały stop aluminjowy na tłoki; ponieważ zaś aluminjum posiada przy małym ciężarze właściwym przeszło dwukrotnie większe przewodnictwo cieplne niż żelazo i stal, więc można obecnie budować silniki z większą średnicą cylindrów. Uszczelnienie tłoków jest uskuteczniane z reguły zapomocą szeregu pierścieni tłokowych sprężynujących, które dociskają się same do tulei cylindra.



Rys. 94. Cylinder silnika z żeberkami chłodzącemi.

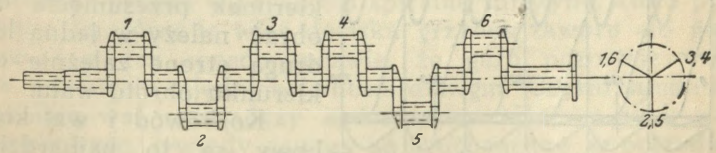
b) Mechanizm korbowy. Przeniesienie ruchu tłoka na wał główny w silnikach typu stałego odbywa się, jak już wspomniano, zapomocą t. zw. mechanizmu korbowego (rys. 95). Tłok, biegnąc w cylindrze kolejno do góry i nadół, wprawia w ruch korbowód (*S* na rys. 86), który z kolei obraca wał korbowy (*W* na rys. 86), podparty w nieruchomych łożyskach. Ponieważ silniki lotnicze są zawsze wielocylindrowe, więc mamy tu do czynienia z mechanizmem korbowym „złożonym"; oznacza to, że wał główny posiada kilka (najczęściej sześć) wykorbień (por. rys. 86 i 96), za które chwytają poszczególne korbowody. W silniku 6-cylindrowym wykorbienia są przestawione względem siebie kolejno o 120^0; w ten sposób po dwa wykorbienia są odpowiednio do siebie równoległe. Ustrój stawideł i zapłonu działa w ten sposób, że w dwóch cylindrach, obsługiwanych przez równolegle stojące wykorbienia, mają miejsce zawsze niejednakowe takty

czworosuwu; jeżeli np. w jednym cylindrze odbywa się ssanie, to w drugim jednocześnie ma miejsce suw roboczy i t. d. W ten sposób osiągamy taki wynik, że w ciągu dwóch pełnych obrotów wału odbywa się w sześciu cylindrach sześć procesów czterotaktowych, których początki przesunięte są względem siebie kolejno o jedną trzecią obrotu; jakie to ma znaczenie dla sprawnego działania całości, zrozumiemy z następującego rozważania.



Rys. 95. Mechanizm korbowy.

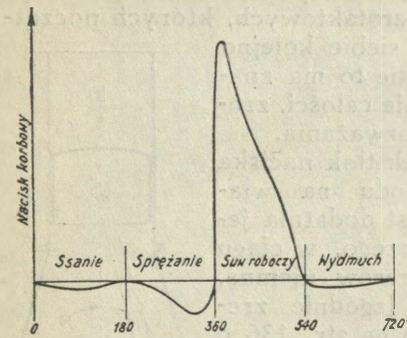
Siła, z jaką którykolwiek tłok naciska za pośrednictwem korbowodu na właściwe wykorbienie wału, jest dodatnia jedynie w czasie suwu roboczego, w ciągu zaś pozostałych trzech okresów ujemna, jak to przedstawia rys. 97 (zgodnie zresztą z tem, co powiedziano na str. 136 o nacisku tłokowym). Rzędne wykresu przedstawiają zmienne wartości „nacisku stycznego" (obwodowego), wywieranego przez jeden korbowód na czop korbowy; nacisk ten daje się łatwo wyrachować z nadciśnienia w cylindrze. Odcięte wykresu oznaczają odpowiednie pozycje wykorbienia w ciągu dwóch następujących po sobie obrotów (górnemu martwemu punktowi odpowiadają kąty 0^0, 360^0 i 720^0). W silniku 6-cylindrowym w każdej chwili sumuje się sześć nacisków stycznych; otóż na skutek przesunięcia w fazie poszczególnych procesów roboczych otrzymujemy w rezultacie bez porównania równomierniejszy przebieg wy-



Rys. 96. Wał korbowy silnika 6-cylindrowego typu stałego.

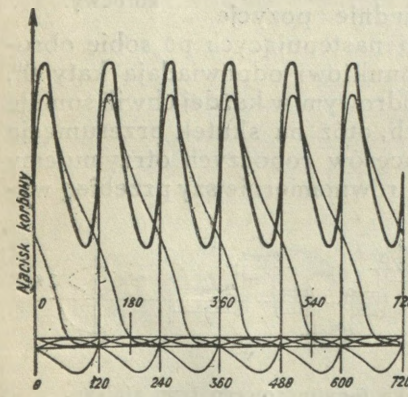
padkowego nacisku na wał korbowy, mianowicie według rys. 98. Na wykresie tym grubo wyciągnięta linja przedstawia właśnie, w jaki sposób waha się suma sześciu poszczególnych nacisków korbowych. Rozumie się, że przytem pozostają jeszcze dość znaczne wahania momentu

obracającego, i wskutek tego ruch obrotowy wału, a także i śmigła, nie może być zupełnie jednostajny. Przypuśćmy, że wahania siły pędzącej wał są określone; w takim razie równomierność biegu, która ma wielkie znaczenie dla sprawności śmigła, zależy jeszcze od stosunku mas wirujących do mas pozostających w ruchu wahadłowym (tłoków i korbowodów w silniku typu stałego). Pod tym względem wybitną przewagę posiadają silniki rotacyjne, których masy wirujące są stosunkowo bardzo wielkie; bieg tych silników jest znacznie równomierniejszy, co pozwala na lepsze wyzyskanie śmigła.



Rys. 97. Nacisk obwodowy jednego korbowodu.

Niekiedy stosuje się t. zw. „mimoosiowość" mechanizmu korbowego, t. zn. że oś wału korbowego zostaje przesunięta nieco względem osi cylindra. Ma to na celu ujednostajnienie zużycia (ścierania) ścianek cylindrów i tłoków, wywołanego przez poprzeczną reakcję korbowodów. Rozumie się, że kierunek przesunięcia osi obrać należy w jedną lub drugą stronę zależnie od kierunku obrotu wału.



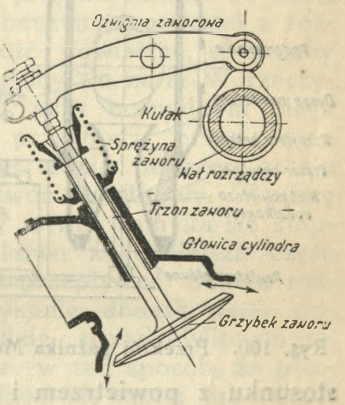
Rys. 98. Nacisk obwodowy sześciu korbowodów.

Korbowód i wał korbowy są to najbardziej obciążone na wytrzymałość części konstrukcyjne silnika; szczególniej są one narażone na nieustanne wstrząśnienia, jakim podlega silnik. Wybór materjału na wał korbowy musi być specjalnie starannie przemyślany. Gatunki stali o wysokiej zawartości niklu okazały się tu mniej właściwe, niż stale z ma-

łym dodatkiem niklu. Przy wymiarowaniu wszystkich części mechanizmu należy uwzględniać możliwość anormalnych wstrząśnień, spowodowanych przez nierównomierne wybuchy w poszczególnych cylindrach.

Silniki rotacyjne nie posiadają właściwego wału korbowego, tylko jedną nieruchomą korbę; dokoła jej czopa korbowego (*Z'* na rys. 88) obracają się korbowody *S*. Gwiazda cylindrowa wiruje dokoła drugiego końca korby (*A* na rys. 88), jak to już zresztą wyjaśniono w rozdz. 24.

c) Zawory i stawidła. Zadaniem zaworów jest otwieranie i zamykanie komory wybuchowej stosownie do wymogów czworosuwu. Ruch zaworów jest w silnikach typu stałego zawsze sterowany przymusowo przez wał korbowy za pośrednictwem „wału rozrządczego", wirującego z prędkością dwukrotnie mniejszą niż wał korbowy. Wał rozrządczy (rys. 99) posiada dla każdego zaworu po jednym „garbie", zapomocą którego oddziaływuje na zespół drążków zaworu. W najprostszym przypadku, wyobrażonym na rys. 99, taki zespół drążków składa się tylko z dwuramiennej dźwigni, której jeden koniec wspiera się na garbie, oraz z trzona zaworowego uruchamianego przez drugi koniec dźwigni. Na rys. 99 widzimy jeszcze w przekroju spiralną sprężynę, która pcha trzon ku górze (a więc dociska grzybek zaworu do gniazda) i w ten sposób sprawia, że garb pozostaje wciąż w zetknięciu z jednym końcem dźwigni. Często silniki posiadają wał rozrządczy umieszczony niżej — obok wału korbowego, i wtedy zawory są uruchamiane za pośrednictwem t. zw. drążka sterowniczego (*St* na rys. 86). Jednak umieszczenie wału rozrządczego w górze pozwala osiągnąć sterowanie bardziej precyzyjne (zato wymaga to dwóch par trybów stożkowych i pionowego wałka pomocniczego dla przeniesienia ruchu z wału głównego na rozrządczy).

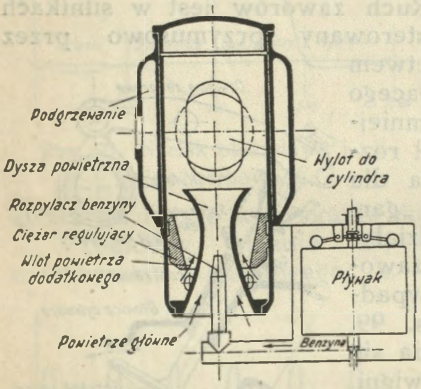


Rys. 99. Stawidło zaworowe.

Każdy cylinder musi posiadać conajmniej po jednym zaworze wlotowym i wylotowym; tylko wielkie silniki po-

siadają większą liczbą zaworów wylotowych, niekiedy także i wlotowych. Charakterystyczne dla silników lotniczych (w przeciwstawieniu do wielu motorów samochodowych) jest górne rozmieszczenie zaworów (nie z boku); dzięki temu świeża mieszanka, zasysana przez zawór wlotowy, trafia bezpośrednio na denko tłoka i chłodzi je dość skutecznie; jednocześnie otrzymujemy korzystny kształt komory wybuchowej.

W silnikach rotacyjnych najczęściej nie wszystkie zawory są sterowane; zawory wpustowe otwierają się zwykle i zamykają automatycznie — np. w silniku Gnôme, gdzie te zawory umieszczone są w tłoku. Zresztą najnowszy typ silnika Gnôme nie posiada wcale zaworów wlotowych, a rolę ich spełniają szczeliny w cylindrze, odsłaniane i zakrywane przez sam tłok.



Rys. 100. Przekrój gaźnika Mercedes.

d) Gaźnik (karburator) ma za zadanie rozpylić benzynę, zmieszać ją we właściwym stosunku z powietrzem i następnie doprowadzić tę mieszankę benzynowo-powietrzną do zaworu wlotowego. Większość gaźników dla silników lotniczych posiada dwie zasadnicze części składowe, mianowicie: dyszę benzynową (rozpylacz) o średnicy 1 do 2 mm. oraz otaczającą ją dyszę powietrzną, której średnica wynosi 20 do 30 mm. (rys. 100). Powietrze zasysane jest przez tłok silnika; przepływając zaś z dużą prędkością przez dyszę powietrzną, porywa ze sobą kropelki benzyny z rozpylacza, pulweryzuje ją i wytwarza w ten sposób potrzebną mieszankę (zwaną potocznie „gazem"). Do rozpylacza dopływa benzyna ze zbiornika przez „komorę pływakową", która utrzymuje stały poziom i stałe ciśnienie cieczy w rozpylaczu. Największa trudność przy konstruowaniu gaźnika polega na tem, że należy zapewnić zachowa-

nie stałego składu mieszanki, t. j. stosunku powietrza do benzyny, przy zmiennej ilości obrotów silnika, a więc przy zmiennej sile ssania.

Osiąga się to najrozmaitszemi sposobami; najczęściej oprócz głównej dyszy powietrznej przewidziany jest jeszcze t. zw. otwór dla powietrza dodatkowego; przekrój tego otworu reguluje się albo automatycznie (rys. 100), albo — w dawniejszych konstrukcjach — w związku ze zmianą pozycji przepustnicy (zaworu dławiącego dopływ mieszanki do silnika). Sposób działania jest następujący. Gdy ilość obrotów silnika zmniejsza się, to na jednostkę czasu do cylindrów dopływa też mniejsza ilość powietrza. Gdyby istniała tylko główna dysza powietrzna, to prędkość przepływu malałaby w niej proporcjonalnie do ilości obrotów, a wskutek tego ilość benzyny, porwanej z rozpylacza przez określoną objętość powietrza, spadałaby raptownie — a nawet rychło zeszłaby do zera. W rzeczywistości jest tak urządzone, że przy normalnym biegu silnika tylko część powietrza przechodzi przez dyszę główną i oddziaływuje na proces ssania benzyny, reszta zaś powietrza dopływa przez otwór dodatkowy. W miarę dławienia silnika ten dodatkowy otwór zamyka się stopniowo, a wskutek tego stosunkowo znaczniejsza część całkowitej ilości powietrza musi przepływać dokoła rozpylacza. Owo stopniowe zamykanie dodatkowego powietrza odbywa się w przykładzie, przedstawionym na rys. 100, zupełnie automatycznie—w ten sposób, że pierścieniowy ciężar regulujący podnosi się mniej lub więcej dzięki ssącemu działaniu silnika; przy szybkich obrotach ssanie jest silniejsze, ciężar podnosi się wyżej i odmyka szczelinę powietrzną, przy biegu zwolnionym—naodwrót. W innych wykonaniach gaźników mamy np. takie urządzenie, że w miarę dławienia silnika w otwór rozpylacza zostaje wprowadzona cienka igła, która zmniejsza przekrój rozpylacza w takim stosunku, jak to odpowiada zmniejszonemu zapotrzebowaniu paliwa. Niekiedy stosuje się też dopływ benzyny pod zmiennem ciśnieniem. Sposób umieszczenia gaźnika w stosunku do cylindra i innych części silnika przedstawiony jest na omówionym już wyżej rysunku 87.

Silnik rotacyjny Gnôme nie posiada wcale gaźnika. Ssie on poprostu benzynę przez kanał wywiercony w wale

głównym do zbiornika, z którego zasilane są bezpośrednio poszczególne cylindry. W rezultacie silnik ten zużywa znacznie więcej benzyny (około 300 g/KM-godz.), niż silniki typu stałego (przeciętnie 225). Nie należy jednak sądzić, że silnik Gnôme dałby się łatwo ulepszyć przez dodanie gaźnika; decydują tu inne okoliczności, a przedewszystkiem brak chłodzenia wodnego i nadzwyczajnie lekka ogólna budowa, co sprawia, że niepodobna uzyskać lepszego zużytkowania energji cieplnej bez narażenia trwałości samej maszyny. Wogóle trzeba zawsze mieć na uwadze, że w dążeniu do ulepszenia silników lotniczych napotykamy w pierwszej linji trudności konstrukcyjne i materjałowe, i że najbardziej istotne zmiany w doprowadzaniu paliwa niewiele mogą tu dopomóc.

e) Mechanizm zapłonowy i rozrusznik. Wszystkie silniki lotnicze posiadają zapłon elektryczny, oparty na następującej zasadzie. Maleńka dynamomaszyna (t. zw. „magneto"), pędzona przez sam silnik, wytwarza prąd elektryczny wysokiego napięcia, który zostaje we właściwych momentach doprowadzany do świec w poszczególnych cylindrach. W skład magneto wchodzi wirująca tarcza rozdzielcza, która kolejno włącza w obwód prądu świece każdego cylindra; wtedy między biegunami świec przeskakują iskry elektryczne. W małych cylindrach wystarcza po jednej świecy zapłonowej; w wielkich — niezbędna jest większa ilość świec, gdyż jedna iskra nie zdążyłaby wywołać równomiernego wybuchu mieszanki w całej przestrzeni dawkowej w ciągu niezmiernie krótkiego rozporządzalnego czasu (ułamek setnej części sekundy). Magneta i świece zapłonowe są to zupełnie specjalne części silnika, wyrabiane w niewielu typach niezależnie od samych silników.

Do puszczenia w ruch silnika niezbędne jest osobne magneto rozruchowe, t. zn. mała dynamomaszynka, którą można uruchomić ręcznie, aby wzbudzić iskry w świecach, gdy silnik stoi jeszcze w miejscu. Nawet jednak przy zastosowaniu takiego magneta rozruchowego nie łatwo jest nieraz rozpędzić silnik, gdyż mieszanka powietrza z benzyną nie zawsze posiada własności wybuchowe czyli łatwość zapalania się w całej masie od iskry. Do tego konieczne jest, aby stosunek zawartości powietrza i benzyny pozostawał w pewnych dość wąskich

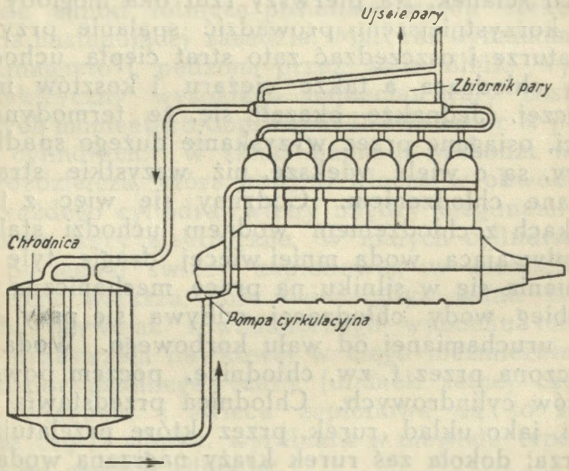
granicach. Aby móc z niejaką pewnością oczekiwać dobrego zapłonu, trzeba utrzymywać stosunek benzyny do powietrza w granicach od 1:9 do 1:16. Z powyżej podanego opisu działania gaźnika widać jednak, że może on pracować prawidłowo dopiero przy normalnym biegu silnika. Dlatego też potrzebne są specjalne urządzenia dla doprowadzenia do cylindrów mieszanki wybuchowej jeszcze przed uruchomieniem silnika. Niekiedy stosuje się też t. zw. rozrusznik acetylenowy, t. zn. pompkę, która tłoczy do cylindrów na początku rozruchu łatwopalną mieszankę acetylenową.

f) Chłodzenie. Wybuchy benzyny wytwarzają nadzwyczaj wysoką temperaturę, to też dla zabezpieczenia trwałości cylindrów trzeba stosować specjalne urządzenia chłodzące w celu odprowadzenia ciepła od rozgrzanych ścianek. Na pierwszy rzut oka mogłoby się wydawać korzystniejszem prowadzić spalanie przy niższej temperaturze i oszczędzać zato strat ciepła uchodzącego z wodą chłodzącą, a także ciężaru i kosztów instalacji chłodniczej. Jednakże okazało się, że termodynamiczne korzyści, osiągane przez wyzyskanie dużego spadku temperatury, są o wiele większe, niż wszystkie straty spowodowane chłodzeniem. Godzimy się więc z tem, że w silnikach z chłodzeniem wodnem uchodzi stale wraz z przepływającą wodą mniej więcej drugie tyle ciepła, ile zamienia się w silniku na pracę mechaniczną.

Obieg wody chłodzącej odbywa się przy pomocy pompy, uruchamianej od wału korbowego. Woda zostaje przetłoczona przez t. zw. chłodnicę, poczem powraca do płaszczów cylindrowych. Chłodnica przedstawia się najczęściej, jako układ rurek, przez które przelatują strugi powietrza; dokoła zaś rurek krąży nagrzana woda, która ochładza się tu o jakieś 5 do 10° C. Ilość wody potrzebnej do chłodzenia np. 160-konnego silnika wynosi około 1,20 l/sek. Konstrukcja chłodnicy powinna być taka, aby z jednej strony dawała skuteczne oziębianie, z drugiej zaś nie powodowała znacznego oporu aerodynamicznego. Umieszcza się chłodnicę albo na czołowej powierzchni kadłuba, albo ponad silnikiem na przedniej krawędzi górnego płata nośnego, albo (rzadziej) w bocznych ściankach kadłuba. Jest rzeczą nader ważną—szczególniej przy nisko położonych chłodnicach—dbać o łatwe ujście pary,

jaka może się wytwarzać w urządzeniu chłodniczem. Rys. 101 przedstawia schematycznie całokształt obiegu wody przy silniku szeregowym z nisko umieszczoną chłodnicą.

Silniki z chłodzeniem powietrznem, w szczególności silniki rotacyjne, pozwalają oszczędzić ciężaru chłodnicy i wody chłodzącej, co wynosi razem około 0,3 kg/KM; natomiast trzeba tu się liczyć z dodatkowemi oporami, jeżeli tylko chłodzenie powietrzne ma być istotnie skuteczne. Przy silnikach rotacyjnych mianowicie sam opór wskutek wirowania cylindrów pochłania 10 do 15% całej mocy silnika. Do tego dochodzi jeszcze wzrost oporu czołowego, spowodowany przez niezbędne żeberka chłodzące cylindrów (porówn. rys. 94).



Rys. 101. Przykład urządzenia chłodniczego.

g) Smarowanie. Ze względu na wielką liczbę obrotów wszystkich silników lotniczych niezbędna jest przy nich szczególna dbałość o należyte smarowanie. Rozróżniamy smarowanie świeżym olejem i smarowanie obiegowe; w pierwszym przypadku pompka smarowa dostarcza stale świeżego oleju ze zbiornika do poszczególnych trących się części; w drugim—olej spływający z tych części zostaje ponownie zassany przez pompkę i wpra-

wiony w dalszy obieg. Najnowsze silniki mają prawie bez wyjątku smarowanie kombinowane, będące połączeniem obydwóch systemów: silnik zaopatrzony jest zatem w dwie pompki, z których jedna podtrzymuje krążenie starego smaru, druga zaś dostarcza wciąż pewną ilość świeżego oleju. W miarę rozwoju silników lotniczych zużycie oleju początkowo bardzo silnie wzrastało — do 20, a nawet 25 g/KM-godz, następnie jednak—dzięki ulepszonym konstrukcjom—szybko znów malało. Szczególnie wysokie zużycie wykazują oczywiście silniki rotacyjne, w których muszą być smarowane przedewszystkiem wielkie łożyska dźwigające gwiazdę cylindrową.

Jedno z najpowszechniejszych niedomagań silników lotniczych — to zaoliwianie świec zapłonowych. Powstaje ono stąd, że wskutek zbyt obfitego smarowania lub wadliwej konstrukcji tłoka do przestrzeni spalania dostaje się nadmiar oleju. Niewielkie ilości smaru spalają się łatwo na elektrodach; przy nadmiernym jednak dopływie olej osiada na świecach i może zupełnie zahamować ich funkcjonowanie. Z drugiej strony może się też przytrafić, że na świecach spala się zbyt dużo smaru; wtedy temperatura ich wzrasta tak wysoko, że zaczynają się pojawiać zapłony przedwczesne, t. zn. że mieszanka zapala się, zanim nadejdzie właściwy moment, przewidziany przy projektowaniu magneta.[1])

VI. Współdziałanie płatów nośnych, śmigła i silnika.

26. Śmigło i silnik.

Na wstępie podamy małe uzupełnienie rozważań o śmigle, wyłożonych w części czwartej.

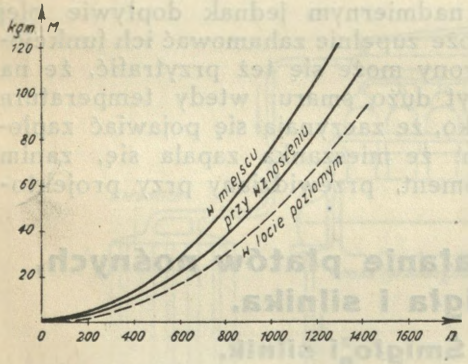
[1]) Czytelnikowi, który chciałby się bliżej zapoznać z zagadnieniami, występującemi przy budowie silników lotniczych, można polecić dwa następujące dzieła (nie są to książki dla początkujących): H. Dechamps u. K. Kutzbach, Prüfung, Wertung und Weiterentwicklung von Flugmotoren. Berlin: R. C. Schmidt 1921; następnie H. R. Ricardo, Schnellaufende Verbrennugsmaschinen, deutsch von A. Werner u. P. Friedmann, Berlin: Julius Springer 1926. Nadewszystko druga z wymienionych książek, która zresztą nie ogranicza się wyłącznie do silników lotniczych, daje nadzwyczaj trafny pogląd na aktualne dziś trudności w dziedzinie budowy silników.

Według rozdz. 18 moment, potrzebny dla obracania śmigła, czyli t. zw. „moment oporowy", posiada wielkość:

$$M = z_m \,.\, m \,.\, R \,.\, F \,.\, U^2,$$

przyczem R oznacza promień, F—powierzchnię, U—prędkość obwodową śmigła, z_m — odpowiedni spółczynnik liczbowy. Jak już zaznaczono w rozdz. 18, prędkość obwodowa U równa się $\frac{n}{60} \cdot 2R\pi$, jest zatem proporcjonalna do liczby obrotów n. Ostatecznie tedy moment oporowy śmigła jest proporcjonalny do kwadratu liczby obrotów n, jeżeli inne wielkości pozostają niezmienione.

Zależność powyższą możemy przedstawić na wykresie w prostokątnym układzie spółrzędnych, przyczem jako odcięte będziemy odmierzać liczby obrotów, jako rzędne zaś — odpowiednie wartości momentu oporowego. Zakładając, że spółczynnik z_m jest stały, otrzymamy na wykresie taką krzywą, której rzędne wzrastają proporcjonalnie do kwadratów odciętych — a to jest, jak wiadomo, zwykła parabola (rys. 102). Gdybyśmy założyli inną wartość spółczynnika z_m, np. większą od poprzedniej, to powstałaby na wykresie nowa parabola, której rzędne byłyby odpowiednio zwiększone — i t. d.

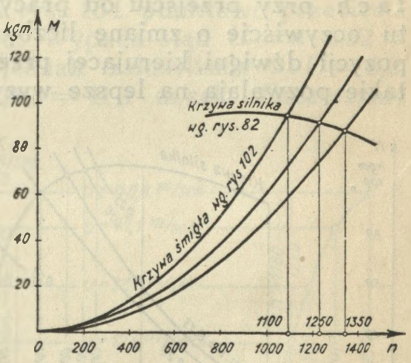


Rys. 102. Związek między momentem oporowym śmigła i liczbą obrotów.

Przypomnijmy sobie teraz wykres na rys. 68, według którego spółczynnik z_m maleje w miarę wzrostu stopnia posuwu $v : U$, przyczem v oznacza prędkość jazdy płatowca, U — prędkość obwodową śmigła. Stosunek $v : U$ jest zawsze mniejszy w czasie wznoszenia samolotu, niż przy locie poziomym (kwestja ta będzie szczegółowo omówiona w dalszym ciągu); dlatego też przy wznoszeniu

spółczynnik z_m jest większy, niż przy locie poziomym. Największą wartość osiąga z_m przy próbie śmigła w miejscu, t. j. gdy prędkość jazdy jest równa zeru. Na rys. 102 nakreślone są trzy parabole, odpowiadające trzem różnym wartościom spółczynnika z_m. Linja ciągła z największemi rzędnemi odnosi się do śmigła biegnącego w miejscu, linja przerywana — do lotu poziomego; krzywa pośrednia odpowiada wznoszeniu.

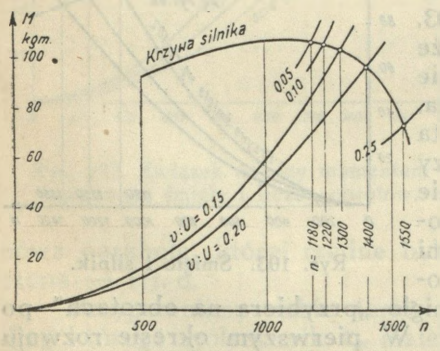
Musimy teraz powiązać powyższe rozważania o śmigle z tem wszystkiem, co było powiedziane w rozdz. 23 o momencie obrotowym silnika. Na rys. 82 mieliśmy wykres zależności tego momentu od liczby obrotów. Jeżeli odnośną „linję hamowania" dorysujemy na wykresie 102, to w rezultacie powstanie rys. 103. Punkt przecięcia krzywej silnika z krzywą śmigła na tym rysunku daje nam odrazu liczbę obrotów, z jaką biec będzie dany zespół śmigłosilnikowy. Istotnie, po uruchomieniu silnika ma początkowo miejsce ruch przyśpieszony zespołu, który trwa tak długo, dopóki istnieje przewaga czynnego momentu obrotowego silnika nad biernym momentem oporu śmigła; gdy wreszcie oba te momenty staną się równe sobie, to nadal ruch śmigła będzie już się odbywał ze stałą liczbą obrotów. Rozpatrując szczegółowo rys. 103, widzimy wyraźnie, że liczba obrotów przy próbie w miejscu jest mniejsza, niż przy wznoszeniu, a ta z kolei mniejsza, niż przy locie poziomym, bo właśnie punkty przecięcia linji motoru z trzema parabolami układają się w takiej kolejności. Mówimy, że śmigło „przybiera na obrotach" po wystartowaniu płatowca. W pierwszym okresie rozwoju lotnictwa, gdy nie było jeszcze dostatecznie pewnych prędkościomierzy, latano wyłącznie „według obrotomierza"; znaczy to, że ze wzrostu lub spadku liczby obrotów wyprowadzano orjentacyjne wnioski co do zwiększenia lub zmniejszenia prędkości jazdy. Wnioski takie są jednak ra-



Rys. 103. Śmigło i silnik.

cjonalne tylko wtedy, gdy sam silnik nie podlega żadnym wpływom ubocznym. Natomiast przy każdem choćby drobnem uszkodzeniu silnika lub nawet tylko przy zdławieniu mieszanki, krzywa hamowania na wykresie 103 obniża się, wobec czego liczba obrotów spada, jakkolwiek prędkość lotu pozostaje niezmieniona. Orjentowanie się „według obrotomierza" jest więc niepewne i powinno być unikane.

Jeżeli liczba obrotów spada, przyczem niema innych zmian w silniku, to, jak wiemy z rozdz. 23-go (rys. 82), moc silnika również maleje. Z rozważania naszego wynika tedy, że przy wznoszeniu daje się wydobyć z silnika mniej pracy, niż przy locie poziomym. Oczywiście nie jest to wcale okoliczność pożądana; przy wznoszeniu bowiem należałoby właśnie bardziej wyzyskiwać silnik. Aby to osiągnąć, urządzamy się z reguły w ten sposób, że w czasie lotu poziomego dopływ mieszanki jest częściowo zdławiony, a jedynie przy wznoszeniu silnik pracuje na pełnym gazie. W każdym razie jednak korzystne jest użycie takich śmigieł, które przybierają możliwie mało na obrotach przy przejściu od pracy w miejscu do lotu (chodzi tu oczywiście o zmianę liczby obrotów przy niezmiennej pozycji dźwigni, kierującej przepustnicą dławiącą); śmigła takie pozwalają na lepsze wyzyskanie silnika.

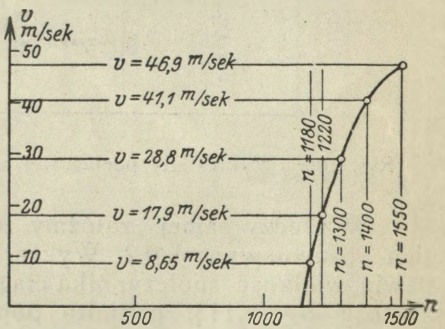


Rys. 104. Obliczenie siły ciągu.

Spróbujmy teraz odpowiedzieć na następujące pytanie: jak wielka będzie siła ciągu danego śmigła, pędzonego przez dany silnik, przy pewnej określonej prędkości lotu? Należy przytem uważać, że są dane: dla silnika linja hamowania, czyli zależność momentu obrotowego od liczby obrotów; dla śmigła zaś — powierzchnia F, promień R oraz wielkość spółczynników z_t i z_m dla każdego stopnia posuwu $v : U$. Niech w konkretnym przypadku linja

hamowania przedstawia się, jak na rys. 104. Promień śmigła niechaj się równa $R=1{,}4$ m, powierzchnia $F=0{,}4$ m², spółczynniki z_t i z_m będą określone, dajmy na to, przez wykresy na rys. 67 i 68.

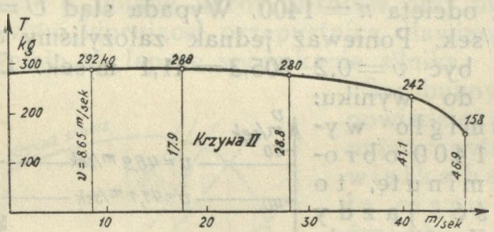
Załóżmy naprzód na próbę, że stosunek $v:U$ równa się 0,2 (jaki jest w rzeczywistości ten spółczynnik w locie, tego jeszcze nie wiemy). Z rys. 68 odczytujemy, że przy $v:U=0{,}2$ jest dla danego śmigła $z_m=0{,}032$. Możemy teraz zbudować wykres momentów oporowych śmigła dla danego z_m, czyli parabolę według rys. 102. Znaleźliśmy bowiem poprzednio, że $M=z_m \,.\, m \,.\, R \,.\, F \,.\, U^2$, przyczem $U=\frac{n}{60}\cdot 2\pi R=n\,.\,\frac{2.3{,}14}{60}\cdot 1{,}4=\frac{n}{6{,}82}$. Tak więc np. przy liczbie obrotów $n=1000$ otrzymujemy moment obrotowy $M=0{,}032\,.\,{}^1/_8\,.\,1{,}4\,.\,0{,}4\cdot\frac{1000^2}{6{,}82^2}=48{,}2$ kgm. Należy zatem wziąć rzędną $M=48{,}2$ dla odciętej $n=1000$ i podobnie inne rzędne obliczone analogicznie, to otrzymamy parabolę, która przecina w pewnym określonym punkcie krzywą hamowania silnika. Na rys. 104 punktowi przecięcia odpowiada odcięta $n=1400$. Wypada stąd $U=n:6{,}82=$ $=205{,}3$ m/sek. Ponieważ jednak założyliśmy $v:U=0{,}2$, więc musi być $v=0{,}2\,.\,205{,}3=41{,}1$ m/sek. Ostatecznie doszliśmy do wyniku: jeżeli śmigło wykonywa 1400 obrotów na minutę, to prędkość jazdy wynosi ok. 41 m/sek.



Rys. 105. Prędkość jazdy i liczba obrotów śmigła.

Obierzmy teraz inną wartość stosunku $v:U$, np. 0,15; z wykresu 68 odczytamy, że spółczynnik $z_m=0{,}040$. Wykreślamy, jak poprzednio, parabolę momentów oporu śmigła—tym razem dla wartości $z_m=0{,}040$; rzędne tej nowej paraboli będą zwiększone w stosunku 0,040 : 0,032 w odniesieniu do rzędnych pierwszej paraboli. Nowy punkt przecięcia z linją silnika znajduje się na

rys. 104 przy $n = 1300$ obr/min. Odpowiednia prędkość obwodowa wynosi $U = 1300 : 6{,}82 = 191$ m/sek, skąd wobec $v : U = 0{,}15$ wypada $v = 0{,}15 \cdot 191 = 28{,}8$ m/sek., t. zn.: przy 1300 obrotach śmigła na minutę prędkość lotu jest 28,8 m/sek. W ten sposób jest możliwem wykreślenie krzywej, wyrażającej związek między liczbą obrotów śmigła n i prędkością samolotu v. Rys. 105 przedstawia właśnie taką krzywą, przyczem spostrzegamy tu znalezione dopiero co wartości $v = 41{,}1$ m/sek. przy $n = 1400$ oraz $v = 28{,}8$ m/sek. przy $n = 1300$; ponadto zaznaczono kilka dalszych punktów, odpowiadających innym wartościom stopnia posuwu 0,05, 0,10, 0,25, mianowicie: $v = 8{,}65$ przy $n = 1180$, $v = 17{,}9$ przy $n = 1220$, wreszcie $v = 46{,}9$ przy $n = 1550$. Przyglądając się temu wykresowi, zaczynamy lepiej rozumieć, co znaczy „latać według obrotomierza"; istotnie, każdej zmianie prędkości lotu towarzyszy odpowiednia zmiana liczby obrotów. Bez trudności też będziemy mogli teraz rozwiązać zagadnienie przed chwilą postawione, t. j. określić siłę ciągu przy dowolnej prędkości lotu.



Rys. 106. Wykres siły pociągowej zespołu śmigłosilnikowego.

W rzeczy samej, załóżmy znowu na próbę, że stopień posuwu wynosi 0,2. Wykres na rys. 67, który przedstawia wielkość spółczynnika ciągu z_t, daje przy $v : U = 0{,}2$ wartość $z_t = 0{,}115$; ponadto poprzednio już znaleźliśmy, że dla $v : U = 0{,}2$ jest $U = 205{,}3$ m/sek, wobec tego siła ciągu śmigła będzie:

$$T = z_t \cdot m \cdot F \cdot U^2 = 0{,}115 \cdot {}^1/_8 \cdot 0{,}4 \cdot 205{,}3^2 = 242 \text{ kg}.$$

Obierzmy teraz ponownie $v : U = 0{,}15$; z rys. 67-go odczytujemy $z_t = 0{,}153$; prócz tego $U = 191$ m/sek, jak wyżej obliczono. Otrzymamy więc ze wzoru

$$T = 0{,}153 \cdot {}^1/_8 \cdot 0{,}4 \cdot 191^2 = 280 \text{ kg.}$$

Poprzednio jednak wyrachowaliśmy, że dla $v : U = 0{,}2$ jest $n = 1400$ i prędkość lotu $v = 41{,}1$ m/sek, dla $v : U = 0{,}15$ natomiast $n = 1300$ oraz $v = 28{,}8$ m/sek. Tak więc osiągnęliśmy rzeczywiście cel zamierzony: wiemy już, że przy jeździe z prędkością $v = 41{,}1$ m/sek, siła ciągu wynosi $T = 242$ kg, zaś przy $v = 28{,}8$ m/sek jest $T = 280$ kg. Zupełnie tak samo można wyrachować wartości T przy innych założeniach, np. $v : U$ równe 0,05, 0,10, 0,25—znajdziemy odpowiednio $T = 292$, 288 i 158 kg. W ten sposób powstaje stopniowo szukana krzywa, dająca wartości ciągu zespołu śmigłosilnikowego T dla każdej dowolnej prędkości lotu v, rys. 106. Widzimy tu, że np. odciętym $v = 28{,}8$ wzgl. $v = 41{,}1$ odpowiadają rzędne $T = 280$ wzgl. $T = 242$ i t. d. Napis na rysunku „krzywa II" będzie wyjaśniony w następnym rozdziale.

Zbudowany przed chwilą wykres stanowi charakterystykę współdziałania silnika i śmigła. Powrócimy teraz do wyników, jakie osiągnięte były w części drugiej i dotyczyły właściwości płatów nośnych. W ten sposób uzyskamy możliwość obliczania rzeczywistej prędkości lotu na podstawie danych co do silnika, śmigła i samego płatowca.

27. Płaty nośne, śmigło i silnik.

W rozdziale 12-ym drugiej części niniejszych wykładów określiliśmy siłę ciągu, jakiej wymaga samolot o danym ciężarze i danej powierzchni nośnej przy różnych prędkościach jazdy. Ustaliliśmy tam mianowicie dwa następujące równania; przedewszystkiem:

$$T = z_x \cdot m \cdot F \cdot v^2 + 0{,}65 \cdot m \cdot f \cdot v^2,$$

t. zn. że potrzebna siła ciągu = opór płatów nośnych + opór szkodliwy kadłuba etc. (F oznacza powierzchnię nośną, f — powierzchnię szkodliwą, z_x — spółczynnik oporu płatów nośnych); ponadto:

$$G = P_y = z_y \cdot m \cdot F \cdot v^2,$$

czyli: ciężar = sile nośnej (z_y oznacza spółczynnik nośności płatów). Ponieważ z_y i z_x zależą od kąta natarcia

a, więc przy obliczeniach należy postępować w taki sposób: najpierw obrać dowolnie kąt natarcia, dalej z wykresu 17-go odczytać odpowiednią wartość z_y, i dopiero stąd wyznaczyć v przy pomocy drugiego równania. Jeżeli podstawimy drugie równanie w pierwsze, to otrzymamy:

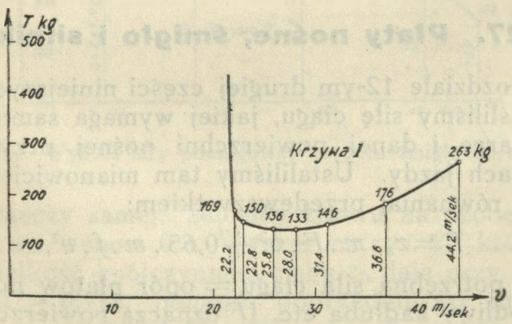
$$T = \frac{G}{z_y}\left(z_x + 0{,}65\,\frac{f}{F}\right).$$

Wartość z_x możemy odczytać z wykresu na rys. 18, poczem odrazu znajdziemy ciąg T, odpowiadający obranemu kątowi a oraz obliczonej prędkości v. W ten sposób w rozdziale 12-ym obliczono dla płatowca ważącego 1200 kg, posiadającego powierzchnię nośną 35 m², powierzchnię szkodliwą 0,9 m² i profil według rys. 15-go:

dla $a = 2^0$ $v = 36{,}6$ m/sek, $T = 176$ kg.
„ $a = 4^0$ $v = 31{,}4$ „ $T = 146$ „
„ $a = 6^0$ $v = 28{,}0$ „ $T = 133$ „

Tutaj wypiszemy jeszcze dalsze wartości liczbowe, wyrachowane zupełnie tym samym trybem:

dla $a = 0^0$ $v = 44{,}2$ m/sek, $T = 263$ kg.
„ $a = 8^0$ $v = 25{,}8$ „ $T = 136$ „
„ $a = 12^0$ $v = 22{,}8$ „ $T = 150$ „
„ $a = 16^0$ $v = 22{,}2$ „ $T = 169$ „



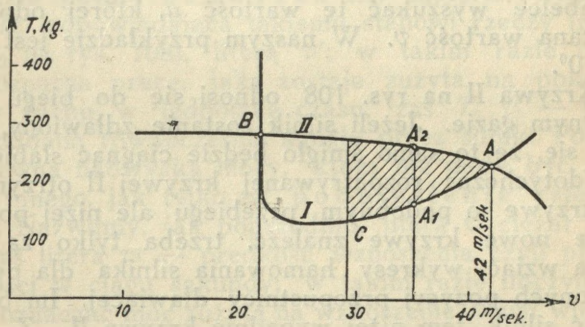
Rys. 107. Wykres siły pociągowej niezbędnej dla lotu płatowca.

Na rys. 43 mieliśmy wykres, przedstawiający m. in. zależność v i T od kąta a; teraz sporządzimy nowy wykres (rys. 107), biorąc wartości v za odcięte, zaś war-

tości T — za rzędne. W ten sposób powstaje wykres, z którego można odczytać, jaki ciąg jest niezbędny przy każdej prędkości lotu. Przebieg samej krzywej zależy w pierwszej linji od ciężaru płatowca i właściwości płatów nośnych, ponadto jednak i od powierzchni szkodliwej. W dalszym ciągu będziemy tę linję nazywać dla skrócenia „krzywą I".

W poprzednim rozdziale 26-ym zbudowaliśmy inną krzywą (rys. 106), której kształt nie zależał zupełnie od ciężaru samolotu ani od charakteru płatów nośnych, a tylko od własności silnika i śmigła. Krzywa ta pozwala odczytać, jakim ciągiem rozporządzamy przy dowolnej prędkości lotu. Jak już nadmieniliśmy, będzie ona nadal nazywana „krzywą II".

Lot poziomy jednostajny możliwy jest tylko wtedy, gdy ciąg potrzebny równa się ciągowi rozporządzalnemu. Jeżeli zatem przeniesiemy krzywą II na wspólny wykres z krzywą I (rys. 108), to dla lotu po-



Rys. 108. Zestawienie obu wykresów siły pociągowej.

ziomego mogą być brane pod uwagę tylko punkty przecięcia obu krzywych A i B. Istnieją zatem tylko dwie prędkości, przy których aparat może lecieć poziomo; są one ściśle określone, gdy tylko znamy ciężar samolotu, właściwości płatów nośnych, powierzchnię szkodliwą, śmigło i silnik. Z pośród tych dwóch prędkości jedna musi być wyłączona z pewnych względów, o których będzie dalej mowa; jest to mianowicie mniejsza prędkość, odpowiadająca punktowi B położonemu

bardziej na lewo. Pozostaje tedy tylko większa prędkość, która np. w naszym przykładzie—na rys. 108 — wynosi 43,5 m/sek. Jako wynik całego rozważania otrzymujemy następujące twierdzenie.

Prędkość lotu poziomego może być dla płatowca jednoznacznie obliczona, o ile znane są: jego ciężar G, szkodliwa powierzchnia f, wielkość F i własności profilu powierzchni nośnej (spółczynniki nośności i oporu), moc hamulcowa silnika przy wszystkich liczbach obrotów, wreszcie wymiary i właściwości śmigła (spółczynniki ciągu i momentu oporowego).

W twierdzeniu powyższem, w jego uzasadnieniu oraz we wnioskach, jakie z niego wyprowadzimy, leży główny cel naszego wykładu.

Oprócz prędkości, wyznaczamy mimochodem również wielkość kąta natarcia, przy jakim lot poziomy ma miejsce. W tym celu należy tylko w obliczonej poprzednio tabelce wyszukać tę wartość a, której odpowiada odczytana wartość v. W naszym przykładzie jest to kąt bliski 0^0.

Krzywa II na rys. 108 odnosi się do biegu silnika na pełnym gazie. Jeżeli silnik zostanie zdławiony, to rozumie się, że to samo śmigło będzie ciągnąć słabiej. Zamiast dotychczas rozpatrywanej krzywej II otrzymujemy inne krzywe o podobnym przebiegu ale niżej położone. Aby te nowe krzywe znaleźć, trzeba tylko za punkt wyjścia wziąć wykresy hamowania silnika dla pewnych określonych pozycyj przepustnicy dławiącej. Im bardziej zdławić silnik, tem niżej wypadnie krzywa II. Z rozważania tego widzimy jasno, że silnik nie może być dławiony dowolnie, jeżeli aparat ma lecieć poziomo; gdy bowiem krzywa II opadnie tak, że znajdzie się cała poniżej krzywej I, to nie będzie już wcale punktów przecięcia obydwóch linij. W przeciwieństwie np. do samochodu, którego silnik można dławić bez ograniczeń (rezygnując oczywiście w odpowiedniej mierze z prędkości jazdy), każdy samolot posiada zupełnie określoną granicę, poza którą z dławieniem posuwać się nie można. W związku z tem istnieje także ściśle określona najmniejsza możliwa prędkość lotu poziomego. Jak widać

z wykresu, jest ona niewiele mniejsza od prędkości lotu na pełnym gazie. Pomiędzy temi dwiema skrajnemi prędkościami mamy stosunkowo wąski przedział, w którym może się wahać prędkość jazdy przy pośrednich pozycjach dźwigni dławiącej.

Co się stanie przy dalszem zdławieniu silnika, zobaczymy dalej, omawiając szczegółowiej rys. 108, przyczem zapoznany się jednocześnie z szeregiem dalszych wniosków.

28. Wznoszenie i opadanie. Odwrotne działanie steru wysokości.

Jeżeli ciąg n i e z b ę d n y T_1 jest większy lub mniejszy od ciągu r o z p o r z ą d z a l n e g o T_2, to lot poziomy na dalszą metę nie jest możliwy. Musi więc wtedy ustalić się jakiś inny rodzaj ruchu. Jakiż to będzie ruch?

Załóżmy najpierw, że T_1 jest mniejsze od T_2, czyli że istnieje pewna n a d w y ż k a siły motoru. Oznaczmy prędkość, odpowiadającą takiemu stanowi rzeczy (punkty A_1 i A_2 na rys. 108), literą v'; w takim razie iloczyn $T_1 . v'$ oznacza pracę, jaka zostaje zużyta na pokonanie oporów ruchu w jednostkę czasu, zaś $T_2 . v'$ — jest to praca oddana równocześnie śmigłu przez silnik. Powstaje więc pewna nadwyżka mocy, która nie może być zużyta na nic innego, jak tylko na p o d n i e s i e n i e całego samolotu. Nazwijmy, jak poprzednio, literą G ciężar całkowity, zaś literą w — prędkość wznoszenia czyli przyrost wysokości w ciągu sekundy; w takim razie iloczyn $G . w$ będzie oznaczać moc zużytą na wznoszenie. Musi więc być:

$$G . w = T_2 v' - T_1 v' = (T_2 - T_1) v',$$

a stąd:

$$w = \frac{T_2 - T_1}{G} \cdot v'.$$

W naszym przykładzie (rys. 108) obraliśmy $v' = 35$m/sek. (odcięta punktów A_1 i A_2), i odczytujemy na wykresie: $T_2 = 265$, $T_1 = 165$ kg; wobec tego, że $G = 1200$ kg, wypadnie, że prędkość wznoszenia $w = 35 : 12 = 2{,}92$ m/sek. Im większy jest nadmiar siły pociągowej, tem większa

prędkość wznoszenia; można stąd wywnioskować, jak się odbywa zjawisko wznoszenia. Musimy sobie jeszcze tylko przypomnieć, że różnym punktom krzywej I odpowiadają według rozdz. 27 różne kąty natarcia; mianowicie przy mniejszych prędkościach mamy większe kąty natarcia i naodwrót. Jeżeli tedy chcemy się wznosić, to musimy dać płatom nośnym większy kąt natarcia, t. j. wychylić przód samolotu nieco ku górze. (W rozdz. 38-ym będzie wyjaśnione, jak się to uskutecznia zapomocą steru wysokości). W ten sposób przechodzimy do mniejszych prędkości (np. od punktu A do A_1, A_2), a zatem wkraczamy w obszar, gdzie T_2 jest większe od T_1. Nadwyżka zostaje zużyta na wznoszenie. Jeżeli powiększać kąt natarcia w dalszym ciągu, to początkowo różnica $T_2 - T_1$ zwiększa się, jednak nie rośnie ona nieograniczenie. Na rys. 108 widać wyraźnie, że gdy przesuwać się coraz bardziej w lewo, to od pewnego miejsca różnica $T_2 - T_1$ zaczyna maleć i wreszcie spada aż do zera w pnnkcie B. W ten sposób doszliśmy do wyniku nadzwyczaj ważnego i wysoce charakterystycznego dla samolotu: nie można wznosić się dowolnie szybko, w szczególności nie da się to osiągnąć przez nadmierne wychylanie aparatu przodem ku górze. Można raczej stwierdzić fakt odwrotny: gdy kąt natarcia przekroczy pewną granicę, to prędkość wznoszenia poczyna maleć, a nawet schodzi do zera, jeżeli zanadto „przeciągnąć". Zjawisko to można doskonale obserwować w locie. Prowadzenie samolotu w ten sposób, aby trafić na najkorzystniejszą prędkość wznoszenia, jest wielką sztuką pilota. Gdy tylko przeholować w nastawieniu steru, prędkość wznoszenia zmniejsza się zamiast wzrastać.

Całe nasze rozważanie przekonywa nas jednocześnie, że prędkość jazdy przy wznoszeniu jest miejsza, niż w locie poziomym — o czem zresztą wspominaliśmy już kilkakrotnie. W rzeczy samej, obszar, w którym T_1 jest mniejsze od T_2, leży na wykresie zawsze po lewej stronie od punktu przecięcia A, czyli mamy tu do czynienia z prędkościami mniejszemi. Naodwrót, jeżeli samolot obniża lot na pełnym gazie, to prędkość jazdy staje się większa niż przy locie poziomym. Istotnie, gdy w naszym wzorze na prędkość w ciąg niezbędny T_1 staje się większy niż ciąg rozporządzalny T_2, to różnica

$T_2 - T_1$ zmieni znak; tem samem w stanie się ujemnem — i zamiast prędkości wznoszenia będziemy mieli prędkość opadania. Zauważmy jednak, że obszar, w którym T_1 jest większe od T_2, leży na wykresie po prawej stronie od punktu A, w którym przecinają się krzywe I i II; prędkości jazdy są tu zatem większe, niż w locie poziomym. Rozumie się, że ta część wykresu na prawo od A ma mniejsze znaczenie praktyczne, ponieważ rzadko się zdarza, aby lot ku dołowi odbywał się na pełnym gazie. W miarę zaś dławienia silnika krzywa II opuszcza się niżej na wykresie, a wskutek tego możemy osiągnąć ujemną wartość różnicy $T_2 - T_1$ już przy mniejszych prędkościach jazdy.

Na rys. 108 pewna część obszaru, zawartego między krzywemi I i II jest zakreskowana; rozciąga się ona od prawego punktu przecięcia A w lewo do tego miejsca, do którego prędkość wznoszenia w jeszcze rośnie. W miarę dalszego zbliżania do B prędkość w musi maleć, a w samym punkcie B staje się ona zerem. Doświadczenie oddawna ujawniło fakt, łatwy teraz do wyjaśnienia, mianowicie, że przy prędkościach, odpowiadających tej lewej (niezakreskowanej) części wykresu—w szczególności punktowi B—lot jest wogóle niedopuszczalny. Albo powiedzmy ściślej: latać z takiemi prędkościami bądź co bądź można—ale w okolicznościach niezwykle dziwacznych i niedogodnych.

Załóżmy np., że samolot jedzie z prędkością odpowiadającą punktowi B; mamy tu $T_1 = T_2$, ciąg niezbędny= ciągowi rozporządzalnemu, a zatem ma miejsce lot poziomy. Jeżeli pilot chce wznieść się wyżej, to, rzecz prosta, postara się on przechylić oś samolotu nieco ku górze, wywierając odpowiedni nacisk na ster wysokości. Kąt natarcia wzrośnie, ale, jak wiemy, większym kątom natarcia odpowiadają mniejsze prędkości, w danym więc razie punkty położone na lewo od B. Zauważmy teraz, że na lewo od B krzywa I przebiega ponad krzywą II; nietylko zatem niema nadwyżki ciągu, któraby mogła być zużyta na podniesienie płatowca, ale odwrotnie: samolot musi teraz zacząć opadać w pozycji „przodem do góry", bowiem silnik daje ciąg niedostateczny dla lotu poziomego. Mówimy wtedy, że samolot „przepada". Zapobiec temu można tylko, naciskając ster wysokości nadół, czyli

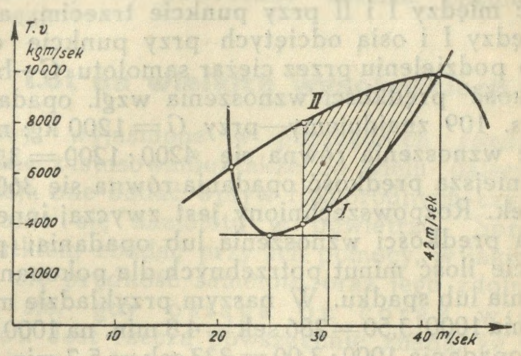
czyniąc akurat to, co w normalnych warunkach właśnie wywołuje opadanie. Francuzi nazywają to zjawisko „inversement des commandes"; znaczy to poprostu „odwrotne działanie steru". To samo, co powiedzieliśmy o punkcie B, stosuje się analogicznie do wszystkich punktów wykresu w części niezakreskowanej—po obu stronach punktu B, więc zarówno do wznoszenia jak i opadania przy zbyt małej prędkości lotu. Sterowanie ku górze powoduje zmniejszenie prędkości wznoszenia i naodwrót. Rozumiemy teraz, dlaczego z dwóch punktów przecięcia krzywych I i II miarodajny dla lotu poziomego jest tylko punkt A, położony bardziej na prawo.

Dla ścisłości należy nadmienić, że „odwrócenie", o którem mowa, stosuje się tylko do nowego stanu równowagi, jaki następuje po uskutecznionem działaniu steru. Może się łatwo zdarzyć, że bezpośrednio po uniesieniu steru w górę dostrzeżemy chwilowe, bardzo krótkotrwałe przyśpieszenie ku górze; — bezpośrednio potem nastąpi jednak tem silniejsze „przepadanie", jeżeli tylko znajdujemy się w obszarze odwróconego działania steru. W każdym razie widzimy, że skutki „przeciągnięcia", t. j. przejścia na niezakreskowany obszar wykresu 108, są zawsze szkodliwe. [1])

Wspominaliśmy już kilkakrotnie, że przy dławieniu silnika otrzymujemy zamiast dotychczasowej krzywej II nową krzywą położoną niżej; przytem obszar zakreskowany, reprezentujący praktyczną możliwość wznoszenia, staje się coraz mniejszy. Jeżeli zdławimy silnik do tego stopnia, że krzywa rozporządzalnego ciągu wogóle nie przetnie krzywej I, to nie będzie już wcale można lecieć poziomo, a tembardziej—wznosić się wyżej. T_2 jest w tym razie ciągle mniejsze od T_1, wobec tego w jest ujemne, a zatem tylko opadanie może mieć miejsce. Szczególnie interesujący jest przypadek, gdy silnik zostaje zdławiony całkowicie, czyli, jak można się wyrazić, odbywa się „lot bezsilnikowy". W przypadku tym jest T_2 równe zeru, a więc krzywa II przystaje do osi odciętych. Ze wzoru na w wynika, że prędkość opadania staje się

[1]) L. Hopf w artykule „Der überzogene Flug" (Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1920, Beiheft 1) ujmuje nieco inaczej zjawisko „przeciągnięcia" lotu.

wtedy równa $T_1 . v' : G$, a zatem stosunek prędkości opadania do prędkości jazdy równa się $T_1 : G$. Stosunek ten wyznacza nam pochylenie toru, po którym samolot opada. Najmniej pochylony tor otrzymujemy przy prędkości lotu, odpowiadającej punktowi C, położonemu najniżej na krzywej I. Im niżej sięga ta krzywa na wy-



Rys. 109. Potrzebna i rozporządzalna moc ciągu.

kresie, t. zn. im bardziej zbliża się ona do osi odciętych, tem płatowiec może łagodniej schodzić ku ziemi lotem szybowym.

Na rys. 109 mamy jeszcze jeden wykres, który wprawdzie nie zawiera nic zasadniczo nowego w zestawieniu z rys. 108, natomiast lepiej się nadaje do unaocznienia prędkości wznoszenia i opadania. Krzywe I i II na rys. 109 powstały z analogicznych krzywych na rys. 108 w ten sposób, że każda rzędna T została przemnożona przez odpowiednią odciętą v. Przedtem mieliśmy wykresy siły ciągu, teraz zaś otrzymujemy wykresy mocy ciągu: niezbędnej i rozporządzalnej. Wiele rozważań, które nawiązaliśmy do rys. 108, dałoby się równie dobrze przeprowadzić przy pomocy nowego wykresu. W szczególności możemy wyraźnie uchwycić następujące cztery charakterystyczne punkty (zaznaczone kółeczkami na krzywej I—kolejno od prawej do lewej strony): 1. Prędkość lotu poziomego na pełnym gazie—prawy punkt przecięcia krzywych I i II. 2. Najmniejsza prędkość lotu poziomego przy zdławionym silniku—punkt styczności krzywej I i obniżonej na skutek dławienia krzywej II. 3. Największa prędkość wznoszenia—miejsce, gdzie odle-

głość między I i II jest największa. 4. Najmniejsza prędkość opadania przy wyłączonym silniku—najniższy punkt krzywej I. (Do tego dochodzi jeszcze drugi punkt przecięcia krzywych I i II, położony po lewej stronie). Spostrzegamy, że punkty drugi, trzeci i czwarty leżą niezbyt daleko od siebie. Odpowiednie odcinki rzędnych, np. odległość między I i II przy punkcie trzecim, albo odległość między I i osią odciętych przy punkcie czwartym, dają—po podzieleniu przez ciężar samolotu G—bezpośrednio wielkość prędkości wznoszenia wzgl. opadania. Tak np. z rys. 109 znajdujemy—przy $G = 1200$ kg: największa prędkość wznoszenia równa się $4200 : 1200 = 3{,}50$ m/sek, zaś najmniejsza prędkość opadania równa się $3600 : 1200 = 3{,}00$ m/sek. Rozpowszechniony jest zwyczaj innego przedstawiania prędkości wznoszenia lub opadania; podaje się mianowicie ilość minut potrzebnych dla pokonania 1000 m. wzniesienia lub spadku. W naszym przykładzie mamy czas wznoszenia $1000 : 3{,}50 = 286$ sek $= 4{,}8$ min. na 1000 m i podobnie czas opadania $1000 : 3{,}00 = 333$ sek $= 5{,}7$ min. na 1000m.

Największą różnicę między rzędnemi krzywych I i II (na wykresie $T \,.\, v$, rys. 109) nazywamy r e z e r w ą w z n o s z e n i a. Wynosi ona w dzisiejszych samolotach około 20 do 30%, niekiedy aż do 50% normalnej mocy silnika. Zmierzywszy czas wznoszenia na 1000 m, można łatwo wyrachować rezerwę wznoszenia. Przypuśćmy np., że samolot ważący 1150 kg. ze 100-konnym silnikiem osiągnął 1000 m. w ciągu 10 min. Prędkość wznoszenia jest w takim razie $1000 : 600 = 1{,}67$ m/sek, a wobec tego rezerwa wznoszenia wynosi $1150 \,.\, 1{,}67 : 75 = 25{,}5$ KM. Przypuśćmy, że w samolocie tym silnik 100-konny zostanie zastąpiony przez 160-konny, przyczem jednak nie zmieni się nic ponadto, w szczególności zaś zachowamy ten sam całkowity ciężar aparatu. Zakładając, że sprawność śmigła wynosi 75%, znajdziemy, że rezerwa wznoszenia wzrośnie teraz o $0{,}75 \,.\, 60 = 45$ KM, będzie tedy wynosić 70,5 KM. Czas wznoszenia na 1000 m. zmniejszy się zatem w stosunku 70,5 do 25,5, z 10 minut zredukuje się on do 3 min. 36 sek.

W rozważaniach tego rozdziału popełniliśmy pewną nieścisłość, zresztą nie mającą praktycznie żadnego znaczenia. Polega ona na tem, że przy wykreślaniu krzywej I wychodziliśmy z założenia $P_y = G$, które ściśle stosuje się

jedynie dla lotu poziomego; gdy tor lotu jest pochylony, to należałoby założyć, że siła nośna równoważy tylko składową ciężaru w kierunku prostopadłym do toru. Pochylenie torów powietrznych jest w rzeczywistości zawsze bardzo niewielkie, błąd popełniony jest tedy zupełnie znikomy. Do sprawy tej powrócimy zresztą później (rozdziały 43 i 44).

29. Lot na wielkich wysokościach.

Wykresy, wyjaśnione w poprzednich rozdziałach, mają szerokie zastosowanie także do wielu dalszych celów; pozwalają one badać wpływ różnorodnych czynników na zachowanie się samolotu w powietrzu. Spróbujmy przedewszystkiem zbadać przy ich pomocy, w jakim stopniu zmienia się prędkość samolotu oraz jego zdolność do wznoszenia się, gdy osiąga on coraz większe wysokości. Jest rzeczą powszechnie znaną, że w miarę wzrastania wysokości dalsze wznoszenie staje się coraz trudniejsze; znaczy to, że prędkość wznoszenia maleje, aż wreszcie spada do zera — i samolot dalej już wznosić się nie może. Przyczyną tych zmian jest naturalnie zmniejszanie się gęstości powietrza w miarę wzrostu wysokości, o którem mówiliśmy szczegółowo w części pierwszej. Jeżeli więc chcemy zbadać lot na wielkich wysokościach, to musimy tylko skonstruować na nowo krzywe I i II z rys. 108 — odpowiadające właściwej (zmniejszonej) gęstości powietrza m.

Obierzmy dla przykładu wysokość 3000 m; temperatura przy ziemi niech będzie 10^0, stan barometru przy ziemi — 762 mm; gradjent temperatury (p. rozdz. 1) niech posiada wartość zwykłą $0{,}5^0$ na 100 m. W takim razie z tablicy liczbowej 2 (str. 17) odczytujemy, że na wysokości 3000 m. jest $m = 0{,}093$, t. zn. 74% gęstości normalnej, za jaką przyjęliśmy wartość 0,125. Zbudujemy teraz zmienioną krzywą I przy pomocy metody, wyłożonej w rozdz. 12 i 27.

W rozdz. 12-ym dowiedziono, że dla każdego kąta natarcia można określić prędkość v ze wzoru:

$$v = \sqrt{\frac{G}{z_y \,.\, m \,.\, F}},$$

przyczem wartości spółczynnika z_y dla różnych kątów natarcia należy brać z pomiarów tunelowych. Obierzemy ten sam płatowiec, o którym była mowa w rozdz. 12, 27 i 28, aby móc bezpośrednio porównać wyniki. Zakładamy więc, jak poprzednio, $G = 1200$ kg, $F = 35$ m^2, $f = 0{,}9$ m^2, profil płatów nośnych według rys. 15 (odnośne spółczynniki na wykresach 17 i 18). Wzór nasz wskazuje, że v jest odwrotnie proporcjonalne do pierwiastka kwadratowego z m. Wynika stąd, że gdy m zmniejsza się w stosunku 74:100, to wartości v przy tych samych kątach natarcia muszą wzrosnąć w stosunku $10 : \sqrt{74} = 1{,}16$. Natomiast wielkość niezbędnej siły ciągu, wyrażająca się drugim wzorem z rozdz. 27:

$$T = \frac{G}{z_y}\left(z_y + 0{,}65\,\frac{f}{F}\right),$$

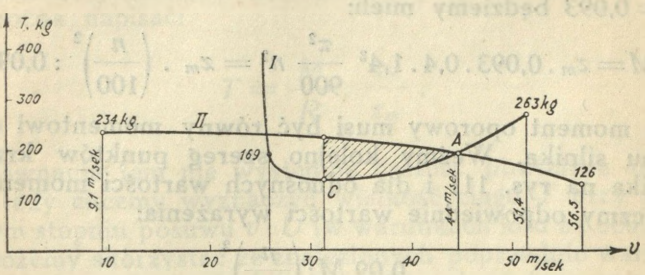
jest wogóle niezależna od m. Widzimy już, jak można otrzymać punkty zmienionej krzywej I; wystarczy mianowicie w tym celu przerobić tabelkę, znajdującą się na początku rozdz. 27-go, w taki sposób, że liczby środkowej kolumny pomnożymy przez 1,16, pozostałe zaś przepiszemy bez zmiany. Otrzymamy:

dla	$a =$	0^0	$v = 51{,}4$ m/sek	$T = 263$ kg
„		2^0	42,5 „	176 „
„		4^0	36,5 „	146 „
„		6^0	32,5 „	133 „
„		8^0	30,0 „	136 „
„		12^0	26,5 „	150 „
„		16^0	25,8 „	169 „

Odmierzając kolejno odpowiadające sobie wartości T i v, wykreślamy punkt za punktem nową krzywą I na rys. 110.

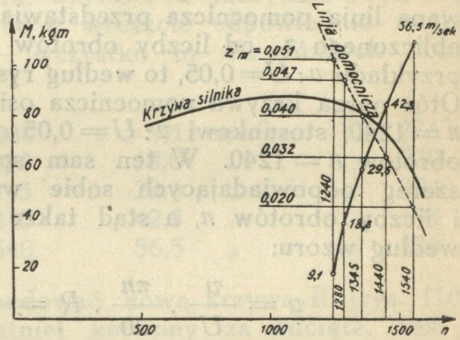
Z kolei musimy się zająć odszukaniem nowej krzywej II, odpowiadającej warunkom lotu na wysokości 3000 m; w tym celu musimy przedewszystkiem zdać sobie sprawę ze zmniejszenia mocy silnika na tej wysokości. Jak mówiliśmy w końcu rozdz. 23-go, stopień tego zmniejszenia zależy głównie od urządzeń, w jakie zaopatrzony jest silnik, a które czynią go mniej lub więcej przydatnym do lotów na wielkich wysokościach. Weźmy pod uwagę korzystny przypadek, gdy silnik jest tak dobrze przystoso-

wany, że spadek mocy jest nieco mniejszy, niżby to odpowiadało stosunkowi gęstości powietrza. Przypuśćmy więc, że gdy gęstość spadła na 74% swej pierwotnej wartości, to moment obrotowy silnika zmniejszył się tylko w stosun-



Rys. 110. Krzywe ciągu dla lotu na wielkiej wysokości

ku 80%. Na rys. 111 mamy wykres momentu silnika M, jako funkcji liczby obrotów n, przyczem rzędne zmniejszone są o 20% w porównaniu z rys. 104. Możnaby stąd zbudować krzywą II punkt za punktem, stosując metodę z rozdziału 26-go. Tutaj obierzemy jednak inny sposób, nieco krótszy, który zresztą i poprzednio doskonale się nadawał.



Rys. 111. Wykreślne wyznaczanie krzywej II do rys. 110.

W rozdz. 18-ym i 26-ym korzystaliśmy już z następującego wzoru na moment oporowy śmigła:

$$M = z_m \cdot m \cdot R \cdot F \cdot U^2;$$

jeżeli wstawimy tu zamiast prędkości obwodowej U jej wartość $\frac{\pi n}{30} R$, to wzór przybierze postać:

$$M = z_m \cdot m \cdot F \cdot R^3 \frac{\pi^2}{900} n^2.$$

Obieramy to samo śmigło, które służyło nam dotąd jako przykład, a więc zakładamy znów, że promień $R = 1{,}4$ m, powierzchnia $F = 0{,}4$ m^2; spółczynniki ciągu i oporu bierzemy z wykresów na rys. 67 i 68. Przy $m = 0{,}093$ będziemy mieli:

$$M = z_m \,.\, 0{,}093 \,.\, 0{,}4 \,.\, 1{,}4^3 \,\frac{\pi^2}{900}\, n^2 = z_m \,.\, \left(\frac{n}{100}\right)^2 : 0{,}090.$$

Ten moment oporowy musi być równy momentowi czynnemu silnika. Weźmy kolejno szereg punktów krzywej silnika na rys. 111 i dla odnośnych wartości momentu M obliczmy odpowiednie wartości wyrażenia:

$$0{,}09\, M : \left(\frac{n}{100}\right)^2$$

(np. dla $n = 1000$, $M = 87$, będzie to liczba $87 \,.\, 0{,}09 : 100 = 0{,}0783$), to liczby te będą się musiały równać każdorazowym wartościom spółczynnika z_m. Na rys. 111 przerywana linja pomocnicza przedstawia właśnie zależność tak obliczonego z_m od liczby obrotów n[1]). Weźmy teraz dla przykładu $v : U = 0{,}05$, to według rys. 68 będzie $z_m = 0{,}051$. Otóż nasza krzywa pomocnicza osiąga rzędną 0,051 przy $n = 1240$; stosunkowi $v : U = 0{,}05$ odpowiada zatem liczba obrotów $n = 1240$. W ten sam sposób znajdujemy cały szereg odpowiadających sobie wartości stosunku $v : U$ i liczby obrotów n, a stąd także właściwe prędkości v według wzoru:

$$v = \frac{v}{U} \,.\, \frac{\pi n}{30} \,.\, R = \frac{v}{U} \,.\, \frac{n}{6{,}81}.$$

W rezultacie otrzymujemy zależność v od n, przedstawioną na rys. 111 zapomocą nowej krzywej, zastępującej dawną krzywą z rys. 105.

---

[1]) Jeżeliby obliczenie dla lotu blisko ziemi zostało przeprowadzone tą samą metodą, t. j. przez wykreślenie krzywej pomocniczej, to teraz nową krzywą pomocniczą otrzymalibyśmy z łatwością; wystarczyłoby w tym celu pomnożyć rzędne dawnej krzywej przez ułamek, wyrażający zmniejszenie mocy silnika, i podzielić przez ułamek, oznaczający zmniejszenie gęstości powietrza. W naszym przypadku nowe rzędne będą zwiększone w stosunku $0{,}80 : 0{,}74 = 1{,}08$. Gdyby moc malała przy wznoszeniu ściśle proporcjonalnie do gęstości powietrza, to linja pomocnicza pozostawałaby niezmienna dla różnych wysokości lotu.

Przypomnijmy sobie teraz wzór na siłę ciągu śmigła $T = z_t . m . F . U^2$, podany w rozdz. 18-ym; widzimy, że wzór ten różni się od wzoru na moment M tylko innym spółczynnikiem (z_t zamiast z_m) oraz brakiem mnożnika R—tak, że można napisać:

$$T = \frac{M}{R} \cdot \frac{z_t}{z_m} .$$

W równaniu tem nie występuje gęstość powietrza m; jeżeli tedy chcemy wyznaczyć wielkość ciągu T przy założonym stopniu posuwu $v : U$ (w warunkach lotu na 3000 m), to możemy skorzystać ze znalezionych poprzednio wartości T, odnoszących się do lotu w pobliżu ziemi (por. rys. 106, gdzie zaznaczone są liczby 292, 288, 280, 242, 158); należy tylko wartości te zmniejszyć w tym samym stosunku, w jakim zmniejszył się moment M, t. j. do 80%. Niżej podana tabelka zawiera: wartości n, odczytane z rys. 111, dalej obliczone odnośne v, wreszcie odpowiednio zredukowane wartości T — wszystko to dla różnych posuwów 0,05, 0,10 i t. d.

$v : U = 0{,}05$	$n = 1240$	$v = 9{,}11$ m/sek	$T = 234$ kg
0,10	1280	18,8 „	230 „
0,15	1345	29,6 „	224 „
0,20	1440	42,3 „	194 „
0,25	1540	56,5 „	126 „

Teraz możemy już zbudować nową krzywą II (rys. 110), biorąc v z przedostatniej kolumny za odcięte, zaś T z ostatniej kolumny—za rzędne. Prawy punkt przecięcia krzywych I i II znajduje się przy $v = 44$ m/sek (wartość nieco wyższa niż na rys. 108, odnoszącym się do tego samego płatowca przy ziemi). Prędkość lotu poziomego na wysokości 3000 m jest więc w danym razie jeszcze nieco większa niż w bliskości ziemi, co należy przypisać temu, że wedle naszego założenia moc silnika maleje stosunkowo nieznacznie, czyli że silnik jest dobrze przystosowany do wysokich lotów. Natomiast odrazu na pierwszy rzut oka widzimy, że zdolność samolotu do dalszego wznoszenia się zmniejszyła się bardzo wydatnie. Największa odległość obydwóch krzywych, czyli największa moż-

liwa nadwyżka siły pociągowej, wynosi teraz tylko 90 kg, gdy przedtem, na rys. 108, mieliśmy 150 kg. Maksymalną prędkość wznoszenia znajdziemy, biorąc pod uwagę punkt *C*. Mamy tu odciętą $v' = 30{,}1$ m/sek oraz różnicę rzędnych 90 kg, a stąd obliczamy, że moc wznoszenia wynosi 2790 kgm/sek zamiast poprzednio znalezionych 4200 kgm/sek (z rys. 109). Wobec tego największa prędkość wznoszenia zmniejszyła się po osiągnięciu wysokości 3000 m do $^2/_3$ wartości początkowej.

Gdybyśmy chcieli zbadać w podobny sposób warunki lotu na jeszcze większych wysokościach, to doszlibyśmy w końcu do takiej wysokości, dla której krzywe I i II byłyby akurat styczne do siebie, t. j. nie byłoby już żadnej rezerwy wznoszenia. Wysokość ta stanowi nieprzekraczalną granicę, do jakiej samolot wogóle wznieść się jest w stanie, czyli t. zw. „pułap". W rozdz. 31-ym poznamy sposób obliczania pułapu, nie wymagający użycia omawianych dotąd wykresów. Tutaj wypada uczynić jeszcze następujące uwagi.

Niejednokrotnie spotkać się można z mniemaniem, że ograniczenie wysokości lotu pochodzi tylko stąd, że moc silnika maleje przy wznoszeniu; byłoby zatem rzekomo możliwe wznosić się na bezgraniczne wysokości i w dodatku zyskiwać nawet wciąż na prędkości lotu, gdyby się tylko udało uniezależnić moc silnika od wzniesienia. Pogląd ten jest mylny, jak wskazuje następujące rozumowanie. Dla możliwości ustalonego lotu poziomego miarodajne są trzy równania podstawowe:

1. Ciężar = siła nośna;
2. Opór czołowy + opór szkodliwy = ciąg śmigła.
3. Moment oporowy śmigła = moment czynny silnika.

Załóżmy, że gęstość powietrza m nie ma żadnego wpływu na działanie silnika; w takim razie ta wielkość m występuje w naszych równaniach cztery razy, jako mnożnik, mianowicie: po prawej stronie pierwszego równania, po obu stronach drugiego i po lewej stronie trzeciego. Na pierwszych dwóch miejscach, t. j. w pierwszem równaniu i po lewej stronie drugiego, m jest mnożone przez kwadrat prędkości jazdy v^2; na pozostałych dwóch miejscach zaś wchodzi czynnik U^2 czyli kwadrat prędkości obwodowej śmigła. Jeżeliby w miarę zmniejszania się gęstości

m obie prędkości rosły proporcjonalnie do $1 : \sqrt{m}$, to wyrażenia $m.v^2$ i $m.U^2$ (a także „stopień posuwu“ $v:U$) pozostawałyby niezmienione; równania nasze byłyby tedy wciąż spełnione, byleby i pozostałe dwa ogniwa łańcucha, t. j. ciężar i moment czynny silnika, nie ulegały zmianom. Otóż, jeżeli chodzi o ciężar samolotu, to istotnie twierdzić tak można; natomiast moment obrotowy silnika zależy od liczby obrotów (por. rozdz. 23, rys. 82), a więc także od prędkości U. Jest rzeczą niemożliwą zbudować silnik, któryby dawał choć w przybliżeniu stały moment obrotowy przy dowolnie wielkiej liczbie obrotów. Gdybyśmy taki silnik posiadali, to opisana poprzednio krzywa II dla lotu na wielkiej wysokości różniłaby się od analogicznej krzywej dla lotu w bliskości ziemi tylko tem, że odcięte byłyby odpowiednio zwiększone w stosunku odwrotnym do pierwiastka ze stosunku gęstości (w naszym przypadku 1,16 raza większe); w ten sposób stosunek odpowiadających sobie rzędnych krzywych I i II byłby w obu przypadkach jednakowy. Otóż przy zwiększeniu liczby obrotów o 16% można sobie jeszcze wyobrazić, że moment obrotowy silnika pozostanie w przybliżeniu niezmieniony. Weźmy jednak pod uwagę np. lot na wysokości 10000 m, gdzie gęstość powietrza stanowi już tylko $^1/_3$ gęstości przy ziemi; aby nasze równania były i tu spełnione, to liczba obrotów musiałaby być zwiększona w stosunku $1 : \sqrt{3}$ czyli okrągło o 70%, a więc wynosiłaby zamiast 1400 jakieś 2400 obr/min. Jest zupełnie wykluczone, aby silnik dawał przy 2400 obrotach taki sam moment obrotowy, jak przy 1400; pomijając inne przyczyny, już sam wydatny wzrost tarcia ruchomych części silnika a także dławienia gazów w przewodach musi pochłonąć znaczną część siły napędowej, powstającej w cylindrach. W rzeczywistości loty na wielkiej wysokości nie odbywają się nigdy przy tak znacznem powiększeniu prędkości jazdy i prędkości obwodowej śmigła, jak to przed chwilą zakładaliśmy; można to wywnioskować choćby z naszych badań poprzednich, w których uwzględniona była krzywa hamowania silnika. Jako wynik całego rozważania, stwierdzić musimy, że już sam nieunikniony wzrost oporów tarcia (i dławienia) stawia granicę wysokości dla lotu człowieka.

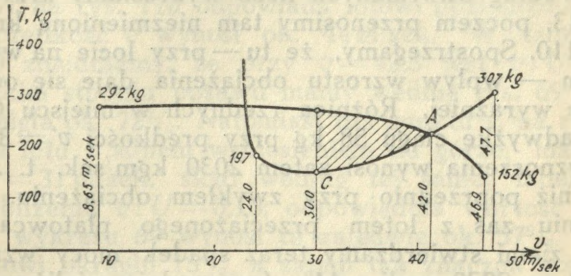
30. Wpływ obciążenia. Wybór śmigła.

Przejdziemy z kolei do badania wpływu obciążenia na właściwości lotu, przyczem będziemy mogli doskonale oprzeć się na wykresach, omówionych w rozdziałach poprzednich. Jeżeli całkowity ciężar samolotu wzrośnie lub zmniejszy się, przyczem jednak nie nastąpią żadne inne zmiany, to krzywa II pozostanie niezmieniona, a tylko krzywa I ulegnie przekształceniu. Dla dowolnie obranego kąta natarcia a prędkość v może być obliczona według wzoru, podanego na początku rozdz. 29-go; ze wzoru tego wynika, że v jest wprost proporcjonalne do pierwiastka kwadratowego z ciężaru G. Natomiast z drugiego wzoru, podanego w tymże rozdziale, wynika, że niezbędna siła ciągu T jest wprost proporcjonalna do samego ciężaru G. Załóżmy dla przykładu, że obciążenie samolotu, o którem była mowa w poprzednich rozdziałach, zostało zwiększone o 200 kg. tak, że całkowity ciężar $G = 1400$ kg. zamiast dotychczasowych 1200 kg. W naszej tabelce wartości a, v i T należy zatem pomnożyć liczby drugiej kolumny (v) przez $\sqrt{1400:1200} = 1{,}08$, a liczby trzeciej kolumny (T) — przez $1400 : 1200 = 1{,}16$. Weźmiemy za podstawę liczby ze str. 176, odnoszące się do lotu w bliskości ziemi; otrzymamy:

$a =$ 0°	$v =$ 47,7 m/sek	$T =$ 307 kg
2°	39,5 „	205 „
4°	33,9 „	170 „
6°	30,2 „	155 „
8°	27,9 „	159 „
12°	24,6 „	175 „
16°	24,0 „	197 „

Na rys. 112 mamy wykreśloną nową krzywą I; jednocześnie przeniesiono tu bez zmiany dawną krzywą II z rys. 108. Punkt przecięcia A leży znowu mniej więcej przy 42 m/sek; w przypadku naszym nie dostrzegamy zatem zmniejszenia prędkości lotu przy wzroście obciążenia. Z wielką wyrazistością występuje zato zmniejszenie zdolności płatowca do wznoszenia; odległość pomiędzy obiema krzywemi w miejscu C, czyli nadwyżka siły ciągu, miarodajna dla największej prędkości wznoszenia, spadła ze 145 kg na 120 kg, t. j. przeszło o 17%. Odcięta punktu C wynosi ok. 30,2 m/sek, zatem największa moc wznosze-

nia będzie teraz $120 . 30{,}2 = 3620$ kgm/sek zamiast poprzedniej wartości $145 . 28{,}9 = 4200$ kgm/sek, czyli prawie o 14% mniej. Zważmy jednak, że prędkość wznoszenia zależy nietylko od nadwyżki mocy, ale i od ciężaru płatowca, do którego jest odwrotnie proporcjonalna; w danym razie ciężar jest zwiększony o 16%, a stąd całkowita strata prędkości wznoszenia wynosi ok. $14\% + 16\% = 30\%$.



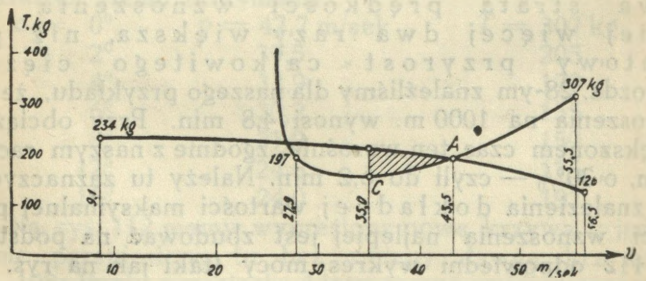
Rys. 112. Wykresy siły pociągowej przy zwiększonem obciążeniu.

Wogóle dla przeciętnych warunków można przyjąć, że przy niewielkich zmianach obciążenia samolotu procentowa strata prędkości wznoszenia jest mniej więcej dwa razy większa, niż procentowy przyrost całkowitego ciężaru. W rozdz. 28-ym znaleźliśmy dla naszego przykładu, że czas wznoszenia na 1000 m. wynosi 4,8 min. Przy obciążeniu zwiększonem czas ten wzrośnie, zgodnie z naszym rachunkiem, o 30% — czyli do 6,2 min. Należy tu zaznaczyć, że dla znalezienia dokładnej wartości maksymalnej prędkości wznoszenia najlepiej jest zbudować na podstawie rys. 112 odpowiedni wykres mocy (taki jak na rys. 109) i wyszukać na nim największą różnicę rzędnych.

Bez trudności będziemy mogli teraz zbadać jednoczesny wpływ wzrostu obciążenia i rozrzedzenia powietrza (na większych wzniesieniach). Powróćmy do tabelki liczbowej, podanej na początku rozdz. 29-go i odnoszącej się do lotu na wysokości 3000 m. przy $G = 1200$ kg. Pomnóżmy wartości v z tej tabelki przez 1,08, a wartości T — przez 1,16, to otrzymamy:

$a = 0^0$	$v = 55{,}5$ m/sek	$T = 307$ kg
2^0	45,9 „	205 „
4^0	39,4 „	170 „
6^0	35,1 „	155 „
8^0	32,4 „	159 „
12^0	28,6 „	175 „
16^0	27,9 „	197 „

Według otrzymanych liczb wykreślamy krzywą I na rys. 113, poczem przenosimy tam niezmienioną krzywą II z rys. 110. Spostrzegamy, że tu — przy locie na wysokości 3000 m — wpływ wzrostu obciążenia daje się odczuwać jeszcze wyraźniej. Różnica rzędnych w miejscu C wykazuje nadwyżkę ciągu 58 kg przy prędkości $v' = 35$ m/sek; moc wznoszenia wynosi zatem 2030 kgm/sek, t. j. o 27% mniej niż poprzednio przy zwykłem obciążeniu. W porównaniu zaś z lotem przeciążonego płatowca w bliskości ziemi stwierdzamy teraz spadek mocy wznoszenia z 3620 na 2030 czyli o 44% (poprzednio mieliśmy spadek z 4200 na 2790, a więc tylko o 34%). Największa osiągalna wysokość (pułap) maleje nader szybko naskutek wzrostu obciążenia.



Rys. 113. Wykresy siły ciągu dla lotu na wysokości 3000 m. przy zwiększonem obciążeniu.

Wykresy, których różnorodne zastosowanie poznaliśmy w ostatnich rozdziałach, mogą oddać wielkie usługi przy badaniu jeszcze innego zagadnienia, mianowicie jeżeli chodzi o racjonalny wybór śmigła dla samolotu. Rozumie się samo przez się, że pożądane jest zaw-

sze śmigło o możliwie wysokiej sprawności. Przypomnijmy sobie jednak wykres na rys. 69, który wskazuje, że sprawność zależy od każdorazowej wartości stopnia posuwu $v:U$, a więc przybiera różne wartości zależnie od warunków lotu; widać stąd, że zagadnienie nie da się bynajmniej prosto rozwiązać. Jak wiele może znaczyć zmiana sprawności, zobaczymy na przykładzie, biorąc pod uwagę rys. 110 i 111 (lot na wysokości 3000 m. przy $G = 1200$ kg). Punkt A na rys. 110 odpowiada lotowi poziomemu, przyczem prędkość v wynosi ok. 44 m/sek. W tabelce na str. 189 znajdujemy, że przy $v = 42{,}3$ jest $v:U = 0{,}20$; przy takim stopniu posuwu mamy według rys. 69 sprawność śmigła ok. 72%. Natomiast dla punktu C na rys. 110, t. j. dla lotu z silnem wzniesieniem ku górze, mamy odciętą $v = 31$ m/sek, skąd według tej samej tabelki jest w przybliżeniu $v:U = 0{,}15$; odpowiednia wartość sprawności z wykresu 69 wynosi tu zaledwie ok. 57%. Różnica stanowi okrągło 15%, a zatem tak znaczna część mocy silnika marnuje się niejako przy wznoszeniu.

Zauważmy jeszcze, że według rys. 69 śmigło nasze osiąga najwyższą sprawność dopiero przy $v:U = 0{,}25$, a zrozumiemy, że takie śmigło nie nadaje się dla rozważanego samolotu — przynajmniej jeśli chodzi o lot na wysokości 3000 m. Najlepsza sprawność leży tu bowiem poza całkowitym zakresem możliwości pracy zespołu — od lotu poziomego zaczynając, a na najsilniejszem wznoszeniu kończąc. Pozostaje jednak otwartą kwestja: jakie śmigło obierać w każdym poszczególnym przypadku; czy maximum sprawności śmigła ma być osiągane przy wznoszeniu, czy w locie poziomym? Niepodobna dać ogólnej odpowiedzi na tak postawione pytanie; należy raczej stwierdzić, że tu właśnie mamy do czynienia z pewną swobodą w zakresie stosowalności danego samolotu. Możemy wybrać śmigło, wykazujące maximum sprawności przy większej lub mniejszej wartości stosunku $v:U$; zależnie od tego moc silnika będzie lepiej wyzyskana albo w locie poziomym, co pozwoli na osiągnięcie wielkiej prędkości lotu, albo też przy wznoszeniu. W pierwszym przypadku mówimy, że śmigło obliczone jest „na prędkość", w drugim — „na wznoszenie". — Uwagi te muszą wystarczyć na tem miejscu;

można znaleźć dalsze rozwinięcie tego zagadnienia w obfitej literaturze, dotyczącej wyboru śmigła. [1])

31. Prędkość wznoszenia, pułap i czas wznoszenia.

Wykresy, rozpatrzone w rozdziałach poprzednich, dają wszechstronny pogląd na warunki trwałego lotu poziomego oraz wznoszenia, przytem dokładność ich wystarcza dla wszystkich celów praktycznych; posiadają one jednak pewną wadę, mianowicie wymagają stosunkowo wiele pracy dla znalezienia ostatecznych wyników. Dlatego też pożądane są nieraz sposoby rachunkowe, choćby mniej dokładne, lecz krótsze i prędzej wiodące do celu. Dojdziemy do takich sposobów przez rozumowanie następujące.

Za punkt wyjścia weźmiemy znowu warunki równowagi: siła nośna = ciężar, niezbędny ciąg = opór czołowy + opór szkodliwy; warunki te wyrażają się wzorami:

$$G = z_y . m . F . v^2,$$

$$T = z_x . m . F . v^2 + 0{,}65\, m . f . v^2 = \left(z_x + 0{,}65 \frac{f}{F}\right) . m . F . v^2.$$

Dogodnie będzie wprowadzić jeden prosty znak, np. z_w, na miejsce całego wyrażenia w nawiasie, składającego się ze spółczynnika oporu czołowego z_x oraz drugiego wyrazu, który oznacza dodatkowy opór szkodliwy. Umawiamy się nazywać nadal tę wielkość

$$z_w = z_x + 0{,}65 \frac{f}{F}$$

„spółczynnikiem oporu całkowitego", ponieważ charakteryzuje on wszystkie opory razem wzięte. Równania równowagi przedstawią się teraz, jak następuje:

$$G = z_y . m . F . v^2 \quad \text{oraz} \quad T = z_w . m . F . v^2;$$

[1]) Nader użyteczny wykreślny sposób wyboru śmigła został podany po raz pierwszy przez G. Eiffel'a w jego dziele: La résistance de l'air et le vol (w wydaniu niemieckiem: Der Luftwiderstand und der Flug, dtsch. von F. Huth, Berlin: R. C. Schmidt 1912). Następnie w wielu czasopismach pojawiały się liczne artykuły na ten temat z różnorodnemi ulepszeniami i warjantami. Porówn. także F. Fuchs u. L. Hopf, Aerodynamik. Berlin: R. C. Schmidt 1922.

dzieląc te równania stronami, otrzymamy:

$$T : G = z_w : z_y \qquad \text{albo} \qquad T = \frac{z_w}{z_y} \cdot G;$$

prędkość lotu v określimy, jak zwykle, z pierwszego równania, będzie mianowicie:

$$v = \sqrt{\frac{G}{z_y \,.\, m \,.\, F}}.$$

Jak dotąd, nie widzimy jeszcze nic nowego w porównaniu z rozdziałami poprzedniemi. Nadmienimy tylko, że stosunek $z_w : z_y$ nazywa się „spółczynnikiem szybowania samolotu" analogicznie do wprowadzonego w rozdz. 7-ym pojęcia „spółczynnika szybowania płata nośnego" (t. j. stosunku $z_x : z_y$).

Obecnie przejdziemy do obliczenia mocy, potrzebnej przy wznoszeniu. Poprzednio już było podane, że moc, zużywana w locie poziomym, wyraża się prostym iloczynem $T \,.\, v$. Gdy więc silnik dostarcza takiej właśnie mocy, to płatowiec leci poziomo; aby zaś móc zyskiwać na wysokości, musimy mieć nadwyżkę mocy. Oznaczmy, jak poprzednio, prędkość wznoszenia literą w, to owa nadwyżka mocy wyniesie $G \,.\, w$, a zatem całkowita moc L, dostarczana samolotowi przez śmigło, wyrazi się:

$$L = T \,.\, v + G \,.\, w;$$

stąd prędkość wznoszenia będzie:

$$w = \frac{L}{G} - \frac{T}{G} \cdot v = \frac{L}{G} - \frac{z_w}{z_y} \cdot v,$$

albo, jeżeli wprowadzimy wyżej podane wyrażenie na v:

$$w = \frac{L}{G} - \frac{z_w}{z_y} \cdot \sqrt{\frac{G}{z_y \,.\, m \,.\, F}} = \frac{L}{G} - \sqrt{\frac{z_w^2}{z_y^3} \cdot \frac{1}{m} \cdot \frac{G}{F}}.$$

Dotychczas nie uczyniliśmy jeszcze żadnego upraszczającego założenia, wyprowadzony wzór jest jeszcze tedy zupełnie tak samo dokładny, jak wszystkie obliczenia, z któremi spotykaliśmy się w rozdziałach poprzednich.

Jeżelibyśmy chcieli jednak rzeczywiście zastosować wyprowadzony wzór, aby wyliczyć prędkość wznoszenia w

w jakimś określonym przypadku, to spostrzeglibyśmy odrazu, że wzór ten zawiera jeszcze szereg wielkości nieznanych lub wątpliwych. Istotnie, z pośród wielkości, figurujących po prawej stronie, można uważać za niezmienne i zgóry dane jedynie G i F, t. j. ciężar i powierzchnię nośną; właściwie występuje tu tylko stosunek tych wielkości $G:F$, który, jak wiemy, nazywa się „obciążeniem jednostkowem" powierzchni nośnej i będzie niekiedy oznaczany jedną literą p. Gęstość powietrza m zależy wogóle od wysokości, na jakiej samolot się znajduje, w poszczególnych zagadnieniach może ona jednak być uważana za daną. Natomiast spółczynniki z_w i z_y, występujące w charakterystycznej kombinacji $z_w^2 : z_y^3$ (por. rozdz. 13), są nawet dla danego profilu skrzydła zmienne w zależności od kąta natarcia, a przecież nie wiemy narazie, jaki będzie w locie kąt natarcia. Największą trudność stanowi jednak wyznaczenie wielkości mocy L. Jeżeli nawet pominąć wpływ wysokości, to i tak wiadomo, że moc, przenoszona z silnika na śmigło, zależy w wysokim stopniu od liczby obrotów (odpowiednio do wykresu hamowania, p. rozdz. 23); sama zaś liczba obrotów nie jest również dana, tylko określona być może znowu z warunków równowagi. Pamiętać zaś jeszcze trzeba, że litera L w naszym wzorze oznacza nie moc pobieraną lecz oddawaną przez śmigło, która może być obliczona z poprzedniej zapomocą przemnożenia przez sprawność śmigła η. I tu z kolei przypomnieć trzeba, że η znowu nie jest stałe, tylko zależy od stopnia posuwu śmigła (por. rozdz. 19), którego wartość bynajmniej zgóry nie jest znana. Jedyny sposób, uwzględniający ściśle te wszystkie wpływy i zależności, polega na sporządzeniu wykresów omówionych w rozdz. 27 ÷ 30. Jeżeli jednak chodzi tylko o przybliżony orjentacyjny rachunek, to musimy wprowadzić cały szereg upraszczających założeń, które oczywiście wpływają ujemnie na pewność i dokładność rezultatów.

Przedewszystkiem przyjmuje się zazwyczaj, że liczba obrotów silnika pozostaje w czasie rozpatrywanego lotu stała (normalna), przyczem dopływ gazu nie zmienia się również; w ten sposób moc silnika stanowi funkcję jednej tylko zmiennej niezależnej, mianowicie wysokości lotu h. Podobnie założyć można, że stałą w przybliżeniu pozostaje prędkość jazdy v, skąd — wobec niezmiennej

liczby obrotów — stały będzie również posuw, a także sprawność śmigła. Ostatecznie tedy moc L, dostarczana przez śmigło, będzie funkcją jedynie wysokości h. To samo można powiedzieć w przybliżeniu o ostatnim wyrazie naszego wzoru, byleby jeszcze założyć, że kąt natarcia pozostaje stały — lub raczej, że wpływ tego kąta na stosunek $z_w^2 : z_y^3$ może być pominięty. W takiem ujęciu wyprowadzony przez nas wzór daje możność obliczania prędkości wznoszenia w na każdej wysokości h, gdy tylko dany jest ciężar G, obciążenie jednostkowe $G:F$, moc silnika przy normalnych obrotach dla dowolnej wysokości, wreszcie wartości stałych spółczynników. Aby to uwydatnić, przekształcimy jeszcze nieco nasz wzór, wprowadzając zamiast L normalną moc silnika przy ziemi, której wielkość w KM oznaczymy przez N_0. W takim razie moc na wysokości h będzie $N = N_0 . a$, przyczem a oznacza „spółczynnik zmniejszenia" zależny od h. Zamiast L wypadnie tedy napisać $75 \eta . N_0 . a$, przyczem „spółczynnik sprawności" η powinien, ściśle biorąc, ujmować nietylko straty energji w śmigle, ale i ewentualne zmniejszenie mocy wskutek spadku liczby obrotów przy wznoszeniu. Wzór na prędkość wznoszenia przybierze teraz postać następującą:

$$w = 75 \eta . \frac{N_0}{G} . a - \sqrt{\frac{z_w^2}{z_y^3} \cdot \frac{G}{F} \cdot \frac{1}{m}} .$$

Wprowadzimy teraz pewne liczbowe wartości spółczynników η oraz $z_w^2 : z_y^3$ (nadmienimy, że pierwiastek kwadratowy ze stosunku $z_w^2 : z_y^3$, czyli wielkość $z_w : z_y \sqrt{z_y}$ nazywa się często „spółczynnikiem lotu"); jako wartości wysokie, ale osiągalne naogół w normalnych warunkach, przyjąć można:

$$\eta \sim 0{,}67, \quad \text{a więc} \quad 75 \eta \sim 50 \quad \text{oraz}$$

$$\frac{z_w^2}{z_y^3} \sim 0{,}030, \quad \text{skąd} \quad \frac{z_w}{z_y \sqrt{z_y}} \sim 0{,}173.$$

Po wstawieniu tych liczb do wzoru, otrzymamy:

$$w = 50 \frac{N_0}{G} \cdot a - 0{,}173 \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{1}{m}} .$$

Po prawej stronie pozostały teraz tylko następujące wielkości: dwie stałe liczby charakterystyczne dla danego samolotu:

Obciążenie jednostkowe powierzchni $\frac{G}{F}$ (kg/m²)

„Obciążenie jednostkowe mocy" $\frac{G}{N_0}$ (kg/KM),

oraz dwie wielkości zależne od wysokości lotu:

Spółczynnik zmniejszenia mocy silnika a,

Odwrotność pierwiastka z gęstości powietrza $\frac{1}{\sqrt{m}}$,

które to obydwie wielkości musimy uważać za dane zgóry.

Uproszczony w ten sposób wzór zużytkujemy przedewszystkiem dla obliczenia p u ł a p u, t. j. największej osiągalnej dla samolotu wysokości. Wysokość ta wyróżnia się oczywiście tem, że dla niej $w = 0$, t. zn. prędkość wznoszenia jest zerem. Musi więc tu mieć miejsce zależność:

$$50 \frac{N_0}{G} \cdot a = 0{,}173 \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{1}{m}},$$

skąd, po podniesieniu do kwadratu i skróceniu:

$$m \,.\, a^2 = 0{,}0000120 \frac{G}{F} \left(\frac{G}{N_0}\right)^2.$$

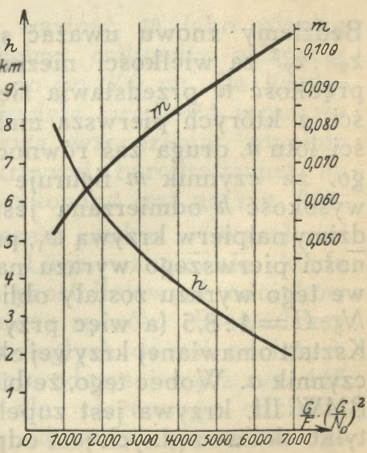
Widzimy, że przy obliczeniu pułapu samolotu miarodajny jest i l o c z y n o b c i ą ż e n i a p o w i e r z c h n i p r z e z k w a d r a t o b c i ą ż e n i a m o c y. Im mniejszy ten iloczyn, tem mniejsza też będzie wartość $m \,.\, a^2$ na wysokości pułapu, tem większa zatem sama ta wysokość. Wyjaśnimy to zaraz lepiej na przykładzie.

Za podstawę przyjmiemy właściwości silnika BMW III (wiersz 8 w tablicy liczbowej 6, str. 156). Do tego właśnie silnika odnosi się jeden z wykresów naszego rys. 83, który przedstawia zależność mocy N od gęstości powietrza m; możemy uważać równie dobrze, że wykres ten wyraża przebieg zmian spółczynnika zmniejszenia a; w tym celu należy tylko dzielić rzędne krzywej przez wartość mocy przy ziemi $N_0 = 207$. Tak np. przy $m = 0{,}08$ odczytujemy: $N = 150$, stąd $a = N : N_0 = 0{,}725$, $m \,.\, a^2 = 0{,}08 \,.\, 0{,}725^2 = 0{,}042$, wreszcie $m \,.\, a^2 : 0{,}000012 = 0{,}042 : 0{,}000012 = 3500$. Z drugiej strony, tablica liczbowa 2 (str. 17) daje dla gęstości 0,08 wysokość około 4000 m. A zatem 4000 m. stanowi wysokość pułapu dla takiego samolotu z silnikiem BMW III, dla którego iloczyn

obciążenia powierzchni przez kwadrat obciążenia mocy wynosi 3500, gdy więc np. obciążenie powierzchni jest 40 kg/m², a obciążenie mocy 9,3 kg/KM ($40 . 9{,}3^2 = 3500$). Aby otrzymać cały szereg odpowiadających sobie wartości, najlepiej posługiwać się rys. 84-ym, wyrażającym N bezpośrednio w funkcji h, i jednocześnie korzystać z tablicy liczbowej 2-ej. Dla $h = 5000$ m. znajdujemy $N = 135$, stąd $a = 135 : 207 = 0{,}652$; dalej odczytujemy w tablicy (w kolumnie środkowej) $m = 0{,}074$, wobec tego $m . a^2 = 0{,}0314$, zaś szukany iloczyn $0{,}0314 : 0{,}000012 = 2610$. W ten sposób została obliczona następująca tabelka, która zawiera w pierwszej kolumnie różne wysokości pułapu, w drugiej—odpowiednie gęstości powietrza, wreszcie w trzeciej—odnośny iloczyn obciążenia powierzchni przez kwadrat obciążenia mocy (równy stosunkowi $m . a^2 : 0{,}000012$).

$h = 2000$ m	$m = 0{,}104$	$\frac{G}{F} . \left(\frac{G}{N_0}\right)^2 = 6910$
3000	0,093	5200
4000	0,083	3860
5000	0,074	2700
6000	0,066	1850
7000	0,059	1150
8000	0,052	715

Wszystkie te wartości są zestawione raz jeszcze na rys. 114 w postaci wykresu, przyczem h i m są podane, jako funkcje iloczynu z trzeciej kolumny. Z wykresu możemy odczytać, że np. przy obciążeniu powierzchni 40 kg/m² i obciążeniu mocy 8,5 kg/KM, t. j. dla odciętej $40 . 8{,}5^2 = 2890$ wypada pułap 4850 m. Rozumie się, że będzie to słuszne tylko przy użyciu silników, dla których zmniejszenie mocy w miarę wznoszenia jest takie samo, jak dla BMW III. Konieczne jest nadto zastrzeżenie, że muszą być jednocześ-



Rys. 114. Wysokość pułapu i gęstość powietrza na pułapie.

nie spełnione nasze przybliżone założenia, dotyczące liczby obrotów, sprawności śmigła η i wielkości $z_w^2 : z_y^3$. Jeżeli posiadamy dokładniejsze dane co do dwóch ostatnich wielkości, to należy wykonać pewne poprawki. Pamiętamy, że w kolumnie trzeciej figurują wartości wyrażenia $ma^2 : 0{,}000012$, gdy tymczasem wzór ogólny jest (dla $w = 0$):

$$\frac{G}{F}\left(\frac{G}{N_0}\right)^2 ma^2 . (75\,\eta)^2 . \frac{z_y^3}{z_w^2} .$$

Aby tedy otrzymać poprawione (dokładniejsze) liczby w trzeciej kolumnie, należy liczby poprzednio znalezione pomnożyć przez

$$0{,}000012\ (75\,\eta)^2\ \frac{z_y^3}{z_w^2}$$

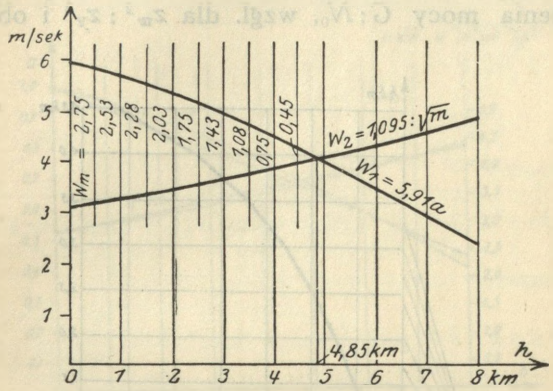
czyli przez $\quad 0{,}0675\ \dfrac{\eta^2\, z_y^3}{z_w^2}$.

Powróćmy jeszcze do wzoru na prędkość wznoszenia, który wyprowadziliśmy poprzednio:

$$w = 75\,\eta\ \frac{N_0}{G} . a - \sqrt{\frac{z_w^2}{z_y^3} . \frac{G}{F} . \frac{1}{m}} .$$

Będziemy znowu uważać sprawność śmigła η i stosunek $z_w^2 : z_y^3$ za wielkości niezmienne i dane. W takim razie prędkość w przedstawia się jako różnica dwóch wielkości, z których pierwsza maleje w miarę wzrostu wysokości lotu h, druga zaś równocześnie wzrasta (z powodu tego, że czynnik m figuruje w mianowniku). Na rys. 115 wysokość h odmierzana jest jako odcięta wykresu, i widzimy najpierw krzywą w_1, przedstawiającą przebieg zmienności pierwszego wyrazu naszego wzoru; wartości liczbowe tego wyrazu zostały obliczone przy założeniu $\eta = 0{,}67$, $N_0 : G = 1 : 8{,}5$ (a więc przy obciążeniu mocy 8,5 kg/KM). Kształt omawianej krzywej określony jest jedynie przez spółczynnik a. Wobec tego, że bierzemy wciąż pod uwagę silnik BMW III, krzywa jest zupełnie taka sama, jak na rys. 84, tylko skala rzędnych jest odpowiednio zmieniona. Rys. 115 zawiera jeszcze jedną krzywą w_2, przedstawiającą przebieg zmian drugiego wyrazu naszego wzoru, który jest od-

wrotnie proporcjonalny do pierwiastka z gęstości m. Przy obliczaniu rzędnych założono $z_w^2 : z_y^3 = 0{,}030$ oraz $G : F = 40\ \mathrm{kg/m^2}$, wobec czego rzędne wyrażają się, jako $\sqrt{0{,}030 \cdot 40 : m} = 1{,}095 : \sqrt{m}$. Wartości m wzięto znowu ze środkowej kolumny tablicy liczbowej 2-ej. Spostrzegamy, że obie krzywe przecinają się przy $h = 4850$ m; taka więc jest w danym razie wysokość pułapu—zgodnie z poprzednim naszym rachunkiem. Dla każdej wysokości h

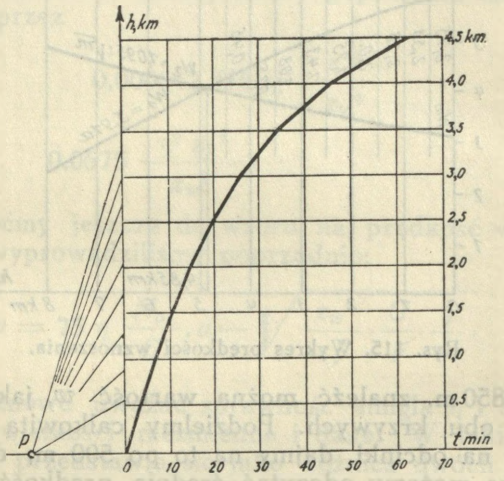


Rys. 115. Wykres prędkości wznoszenia.

poniżej 4850 m. znaleźć można wartość w, jako różnicę rzędnych obu krzywych. Podzielmy całkowitą osiągalną wysokość na odcinki, dajmy na to po 500 m; dla każdego odcinka możemy odczytać średnią prędkość wznoszenia, a stąd skonstruować krzywą wznoszenia, zupełnie analogiczną do poprawionej krzywej barograficznej na rys. 5 (rozdz. 2). Konstrukcja wykonana jest na rys. 116.

Odcięte oznaczają teraz czas, rzędne — wysokości osiągane w kolejnych chwilach. Linja wznoszenia składa się właściwie z szeregu krótkich prostolinjowych odcinków i zostaje wykreślona w następujący sposób. Prowadzimy najpierw szereg prostych równoległych do osi odciętych w odstępach co 500 m. Następnie odczytujemy z rys. 115 średnią prędkość wznoszenia dla pierwszego odcinka, odmierzamy ją na osi rzędnych od punktu początkowego w górę i łączymy otrzymany punkt ze stałym punktem P, obranym na osi odciętych. Pierwszy odcinek linji wzno-

szenia przebiega równolegle do tego promienia. Zupełnie podobnie odmierzamy prędkości średnie dla odcinka drugiego, trzeciego i t. d., łączymy otrzymane punkty z P i prowadzimy dalsze odcinki wykresu równolegle do odpowiednich promieni; w ten sposób powstaje cała linja wznoszenia — aż do wysokości pułapu. Z rys. 116 można odczytać, że samolot nasz osiągnie w ciągu 25 minut wysokość 3000 m, w ciągu 44 minut — 4000 m i t. d. Jeżelibyśmy mieli inne dane liczbowe dla sprawności η i obciążenia mocy $G:N_0$, wzgl. dla $z_w{}^2 : z_y{}^3$ i obciążenia

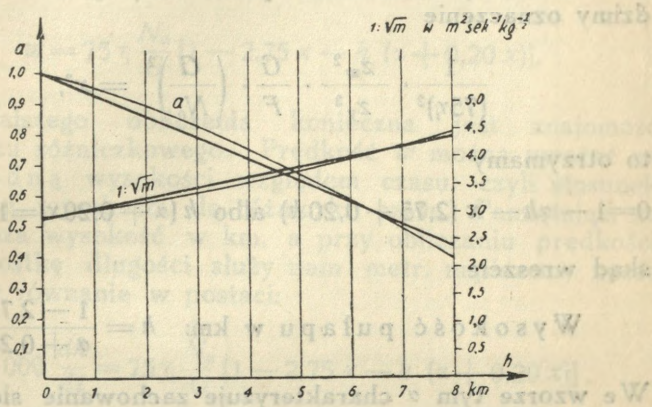


Rys. 116. Wykreślne wyznaczanie linji wznoszenia.

powierzchni $G:F$, to musielibyśmy zmienić tylko odpowiednio skale rzędnych obu krzywych na rys. 115, następnie zaś postępować zupełnie podobnie, jak poprzednio. Gdyby wziąć pod uwagę inny silnik — z odmiennym przebiegiem spółczynnika a, to zmieniłby się także kształt pierwszej krzywej na rys. 115; natomiast druga krzywa pozostaje zawsze niezmienna — tylko skala jej może być większa lub mniejsza.

Często pożądane bywa posiadać proste wzory dla obliczania prędkości wznoszenia, wysokości pułapu i czasu wznoszenia — przyczem chodzi o zupełne wyrugowa-

nie metody wykreślnej. Może to się udać, jeżeli uczynimy jeszcze jeden krok dalej w kierunku uproszczenia i schematyzacji. Chodzi tu o wprowadzenie możliwie prostych wyrażeń na spółczynnik zmniejszenia mocy a oraz na gęstość m, któreby jednak dość wiernie odtwarzały zmienność tych wielkości w zależności od h. W tym celu wykreśliliśmy na rys. 117 jeszcze raz dwie krzywe, z których pierwsza przedstawia przebieg zmian spółczynnika a



Rys. 117. Przybliżone linje dla a oraz $1 : \sqrt{m}$.

dla silnika BMW III (zgodnie z rys. 84), druga zaś daje odpowiednie wartości wyrażenia $1 : \sqrt{m}$ (według tablicy 2-ej, kolumna środkowa), wszystko to w funkcji wysokości h. Obie krzywe mogą być z niejakiem przybliżeniem zastąpione przez linje proste, które również są zaznaczone na rysunku. Równanie pierwszej prostej jest:

$$a = 1 - 0{,}07\,h, \quad \text{ogólnie} \quad a = 1 - \alpha\,h, \qquad (h \text{ w kilometrach})$$

przyczem α oznacza średnie zmniejszenie mocy silnika na każdy kilometr wzniesienia w stosunku do mocy przyziemnej (według rozdz. 23-go jest $\alpha = 0{,}07$ do $0{,}12$); równanie zaś drugiej krzywej będzie:

$$\frac{1}{\sqrt{m}} = 2{,}75 + 0{,}20\,h. \qquad (h \text{ w kilometrach})$$

Po wprowadzeniu tych wyrażeń we wzór na w, otrzymamy:

$$w = 75\eta \cdot \frac{N_0}{G}(1 - \alpha h) - \sqrt{\frac{z_w^2}{z_y^3} \cdot \frac{G}{F}}\,(2{,}75 + 0{,}20h).$$

Stąd będziemy już mogli wyliczyć wysokość pułapu na drodze czysto rachunkowej, przyrównywując tylko w do zera. Podzielimy mianowicie przez $75\,\eta\,N_0 : G$ i wprowadzimy oznaczenie

$$\frac{1}{(75\eta)^2} \cdot \frac{z_w^2}{z_y^3} \cdot \frac{G}{F} \cdot \left(\frac{G}{N_0}\right)^2 = x^2,$$

to otrzymamy

$0 = 1 - \alpha h - x\,(2{,}75 + 0{,}20\,h)$ albo $h\,(\alpha + 0{,}20x) = 1 - 2{,}75x$,

skąd wreszcie

$$\text{Wysokość pułapu w km:}\quad h = \frac{1 - 2{,}75\,x}{\alpha + 0{,}20\,x}.$$

We wzorze tym α charakteryzuje zachowanie się silnika na wielkich wysokościach, wartość zaś x zależy od właściwości samego płatowca. Jeżeli przyjmiemy te same, co poprzednio, przeciętne wartości dla $z_w^2 : z_y^3$ oraz η, to x^2 będzie oznaczać wielkość $0{,}000012 \cdot (G : F) \cdot (G : N_0)^2$, a zatem

$$x = 0{,}00346 \sqrt{\frac{G}{F}} \cdot \frac{G}{N_0}.$$

Tak np. przy obciążeniu powierzchni nośnej 40 kg/m^2 i obciążeniu mocy 8,5 kg/KM znajdujemy

$$x = 0{,}00346 \cdot \sqrt{40} \cdot 8{,}5 = 0{,}186,$$

a stąd, wobec $\alpha = 0{,}07$:

$$h = \frac{1 - 0{,}513}{0{,}07 + 0{,}037} = \frac{0{,}487}{0{,}107} = 4{,}55 \text{ km};$$

poprzednio z wykresu otrzymaliśmy wartość dokładniejszą 4,85 km.

Posługując się skróconem oznaczeniem x, możemy także wzór na w napisać w postaci prostszej:

$$w = 75\,\eta \frac{N_0}{G} [1 - \alpha h - x(2{,}75 + 0{,}20 h)],$$

albo inaczej: prędkość wznoszenia w m/sek:

$$w = 75\,\eta \frac{N_0}{G} [1 - 2{,}75\,x - h\ (\alpha + 0{,}20\,x)].$$

Dla dalszego obliczenia konieczna jest znajomość rachunku różniczkowego. Prędkość w można uważać za pochodną wysokości względem czasu, czyli stosunek różniczki wysokości do różniczki czasu. Pamiętając, że h oznacza wysokość w km, a przy obliczaniu prędkości za jednostkę długości służy nam metr, napiszemy nasze ostatnie równanie w postaci:

$$1000 \frac{dh}{dt} = 75\,\eta \frac{N_0}{G} [1 - 2{,}75\,x - h\ (\alpha + 0{,}20\,x)],$$

albo: $$dt = \frac{G}{N_0} \cdot \frac{1000}{75\,\eta} \cdot \frac{dh}{1 - 2{,}75\,x - h\,(\alpha + 0{,}20\,x)}.$$

Według powyższej różniczki czasu można znaleźć wzór na skończoną wielkość czasu zapomocą całkowania, które daje w danym razie:

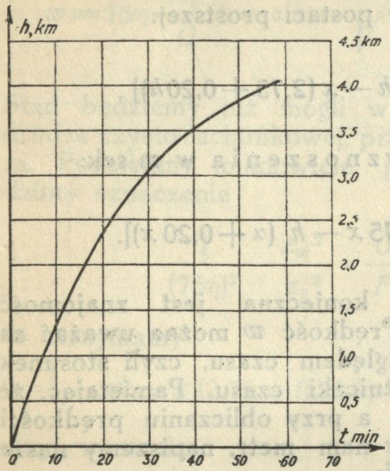
czas wznoszenia w sek:

$$t = \frac{2303}{\alpha + 0{,}20\,x} \cdot \frac{G}{N_0} \cdot \frac{1}{75\,\eta} \log \frac{h_p}{h_p - h}.$$

Przytem t oznacza czas potrzebny dla osiągnięcia wysokości h, zaś h_p — wysokość pułapu, która musi być wyliczona zawczasu według wyżej podanego wzoru

$$h_p = \frac{1 - 2{,}75\,x}{\alpha + 0{,}20x}.$$

Rozumie się, że h i h_p muszą być liczone w tych samych jednostkach. Przypominamy, że x oznacza skrót wyrażenia, zawierającego charakterystyczne dane liczbowe dla samolotu, jak poprzednio szczegółowo wyjaśniono.



Rys. 118. Linja wznoszenia, otrzymana zapomocą rachunku.

Wzór na czas wznoszenia daje wartości użyteczne tylko dla takich wysokości h, które są conajmniej o 10% mniejsze od wysokości pułapu. Tę ostatnią wysokość osiągnąłby samolot—w myśl wzoru — dopiero po nieskończenie długim czasie. Rys. 118 wyobraża krzywą wznoszenia, odpowiadającą temu wzorowi, przy wyżej założonych danych: $x=0{,}186$, $\alpha=0{,}07$, $\eta=0{,}67$, $G : N_0 = 8{,}5$ kg/KM, $h_p=4{,}55$ km. Przebieg krzywej jest zupełnie podobny, jak linji łamanej na rys. 116. Sporządzić rys. 118 jest łatwiej, nie odpowiada on jednak tak ściśle rzeczywistości, gdyż oparty jest na wielce uproszczonych założeniach co do przebiegu zmian spółczynnika a i gęstości powietrza. Dla zwykłych celów praktycznych można posługiwać się z powodzeniem jednym lub drugim sposobem.

32. Obliczenia przy projektowaniu samolotu.

(Rozdział ten może być opuszczony w czytaniu bez naruszenia związku całości).

Podamy teraz w krótkości wskazówki, dotyczące najważniejszych rachunków jakie z reguły należy przeprowadzić przy projektowaniu nowego samolotu. Nie może tu jednak być mowy o przedstawieniu całkowitego biegu obliczenia nowego typu, lecz jedynie o wyjaśnieniu najistotniejszych etapów takiego obliczenia.

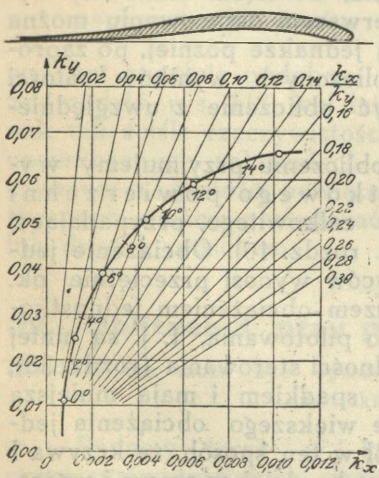
Przypuśćmy, że chodzi np. o zaprojektowanie dwumiejscowego samolotu ze 185-konnym silnikiem, przyczem ciężar ładunku (t. j. załogi, ładunku użytecznego oraz zapasu paliwa) ma wynosić 380 kg, a ciężar instalacji silnikowej (t. j. silnika z chłodnicą, śmigła, zbiorników i instrumentów) — 320 kg. Przedewszystkiem trzeba będzie w przybliżeniu oszacować przewidywany ciężar całkowity, którego dokładne obliczenie może oczywiście nastąpić dopiero po opracowaniu całkowitego projektu. Jako podstawę do orjentacji zgrubsza przyjąć można dla normalnego samolotu użytkowego, że ciężar konstrukcji (czyli ciężar zupełnie nieobciążonego płatowca bez silnika) leży mniej więcej pośrodku pomiędzy ciężarem instalacji silnikowej i ciężarem ładunku, w naszym przypadku wyniesie więc on ok. 350 kg. Innemi słowy: całkowita waga obciążonego samolotu może być w przybliżeniu oszacowana na półtorakrotną sumę ciężarów ładunku i instalacji silnikowej, w danym razie więc na 1050 kg. Mniej więcej do tego samego sprowadza się zalecana często wskazówka, aby przyjmować ciężar konstrukcji jako 30 do 40% całkowitej wagi. I w ten sposób dojdziemy w naszym przypadku do tego samego wyniku, że ciężar całkowity wynosi ok. 1050 kg. Na tem pierwszem oszacowaniu można oprzeć całe dalsze obliczenie; jednakże później, po zaprojektowaniu na podstawie obliczonych wyników całości konstrukcji, należy powtórzyć obliczenie z uwzględnieniem rzeczywistego ciężaru.

Za punkt wyjścia przy obliczeniu przyjmujemy wybór obciążenia jednostkowego powierzchni nośnej, t. j. części ciężaru całkowitego, przypadającej na 1 m^2 tej powierzchni (por. rozdz. 10). Obciążenie jednostkowe dzisiejszych płatowców wynosi przeciętnie ok. 40 kg/m^2. Samoloty z mniejszem obciążeniem jednostkowem są naogół łatwiejsze do pilotowania, t. j. są mniej wrażliwe na błędy i niedokładności sterowania (rozdz. 38); szybują one też z mniejszym spadkiem i mają mniejszą prędkość lądowania. Działanie większego obciążenia jednostkowego objawia się naogół w ten sposób, że krzywa I na rys. 108 przesuwa się nieco bardziej w prawo i wgórę. W rozdz. 31-ym wykazano szczegółowo, że w miarę wzrostu obciążenia jednostkowego—przy innych okolicznościach niezmienionych—maleje zdolność płatowca do wznoszenia

i w szczególności największa wysokość osiągalna. Przy $G = 1050$ kg i $N_0 = 185$ KM mamy obciążenie mocy $1050 : 185 = 5{,}7$ kg/KM, wobec tego przy $p = 40$ kg/m^2 znajdujemy, że iloczyn $(G : F) . (G : N_0)^2 = 1290$; gdyby można było wziąć za podstawę dane tabelki z rozdz. 31-go (str. 201), to wypadłaby stąd wysokość pułapu 6800 m. Zobaczymy, że warunki rzeczywiste będą nieco mniej korzystne — i dlatego trudno byłoby polecać wybór wyższych wartości p. Z reguły nie przekracza się znacznie wartości $p = 40$ kg/m^2 (za wyjątkiem specjalnych aparatów sportowych), jakkolwiek powiększenie p pozwala najłatwiej zwiększyć prędkość lotu poziomego—przynajmniej w pobliżu ziemi. Jeżeli założyć w naszym przykładzie np. $p = 42$, to wielkość powierzchni nośnej musi wynieść:

$$F = \frac{1050}{42} = 25 \text{ m}^2.$$

Wielkość tę należy rozdzielić odpowiednio pomiędzy górne i dolne skrzydła dwupłatowca. Lotki (rozdz. 33) mogą być o tyle wliczane do powierzchni nośnej, o ile są one dostosowane do profilu i obrysu skrzydeł.



Rys. 119. Profil i krzywa biegunowa.

Trudnem i ważnem zagadnieniem jest zawsze kwestja wyboru odpowiedniego profilu skrzydła (por. rozdz. 9). Rozumie się, że obecnie obiera się tylko takie profile, których wykresy charakterystyczne są już znane albo zostają wyznaczone zapomocą specjalnie dla danego celu przedsięwziętych pomiarów. Najważniejszą podstawę dla wyboru profilów stanowią wymienione już w rozdz. 9-ym dzieła Prandtl'a i Eiffel'a, w których podane są wykresy dla bardzo wielkiej ilości profilów. Rys. 119, pochodzący z książki Eiffel'a „Nouvelles recherches sur la résistance de l'air et le vol", przed-

stawia wykres biegunowy (p. rozdz. 9) dla narysowanego u góry profilu, oznaczonego przez Eiffel'a, jako „profil 32". Oznaczenia są tu nieco inne, niż stosowane przez nas poprzednio, i wymagają pewnych wyjaśnień. Eiffel oznacza:

$$^1/_8 z_y = k_y, \qquad ^1/_8 z_x = k_x,$$

tak że wystarczy przemnożyć k_y lub k_x przez powierzchnię F i kwadrat prędkości, aby otrzymać siłę nośną wzgl. opór czołowy przy normalnej gęstości $^1/_8$. Pozatem Eiffel wykreśla (podobnie jak u nas na rys. 21) krzywą, której spółrzędnemi są odpowiadające sobie wartości k_x i k_y; wielkość każdorazowego kąta natarcia zostaje odnotowana cyframi przy poszczególnych punktach krzywej. Każdej prostej, poprowadzonej przez początek spółrzędnych, odpowiada określona wartość stosunku $k_x : k_y$, czyli spółczynnika szybowania, którą odczytać można na górnym lub prawym brzegu rysunku. Najmniejszy spółczynnik szybowania przypada dla tego punktu krzywej, w którym spotyka ją styczna poprowadzona z początku spółrzędnych.

Naogół poszukiwać będziemy przedewszystkiem profilu z możliwie małym spółczynnikiem szybowania, ponieważ ze wzrostem tego spółczynnika zwiększa się zapotrzebowanie mocy przy danej prędkości. Jednak spółczynnik szybowania zmienia się zależnie od kąta natarcia, i trzeba zważać na to, aby jego najmniejsza wartość występowała rzeczywiście przy tych kątach natarcia, na których wyzyskaniu specjalnie nam zależy. Mamy tu do czynienia z zagadnieniem dość nieokreślonem, podobnie jak przy wyborze śmigła (rozdz. 30). Płaty nośne można również projektować rozmaicie, a więc mając na względzie głównie zdolność do wznoszenia albo wielką prędkość lotu poziomego; stosownie do tego staramy się osiągnąć najkorzystniejszą sprawność przy większych lub mniejszych kątach natarcia. Czy postawione warunki będą spełnione należycie, o tem sądzić będzie można dopiero po wykonaniu kompletnego obliczenia. Naogół należy się liczyć z rozważaniem następującem. Ciężar musi być równy sile nośnej, a więc:

$$G = k_y \cdot v^2 \cdot F = ^1/_8 z_y \cdot v^2 \cdot F.$$

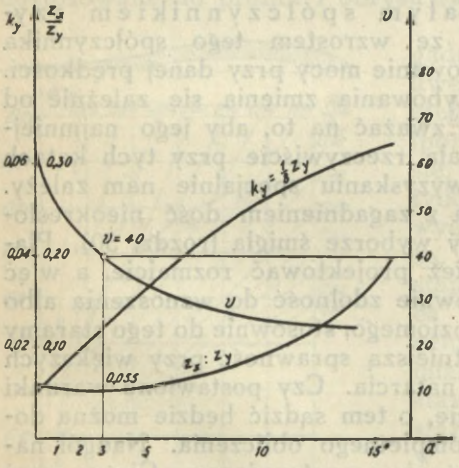
Wartość stosunku $G : F = p$ została już poprzednio ustalona; wobec tego równanie powyższe wykazuje, że wielka

prędkość lotu możliwa jest tylko przy małych wartościach spółczynnika siły nośnej. Dla szybkich płatowców nadają się tedy tylko takie profile, u których małe spółczynniki szybowania występują równocześnie z niewielkiemi spółczynnikami siły nośnej.

Wybrawszy ostatecznie obciążenie jednostkowe p oraz profil skrzydła, można obliczyć prędkość jazdy v dla wszystkich kątów natarcia według wzoru:

$$v = \sqrt{\frac{G}{k_y \,.\, F}} = \sqrt{\frac{p}{k_y}}.$$

Na rys. 120 sporządzono najpierw wykres wartości k_y, t. j. ósmej części spółczynnika z_y, oraz wykres spółczynnika szybowania — jeden i drugi zgodnie z krzywą biegunową Eiffel'a. Trzecia linja, t. zw. krzywa prędkości, podaje przebieg zmian prędkości v, obliczonej ze wzoru przy założeniu, że obciążenie $p = 42$.



Rys. 120. Krzywa prędkości.

Możemy teraz zbudować znaną nam już z rozdz. 27-go krzywą I; w tym celu odmierzamy na rys. 121 wartości v jako odcięte, za rzędne zaś bierzemy wartości wyrażenia $G \,.\, \frac{z_x}{z_y} \,.\, v$, t.j. iloczynu ciężaru, spółczynnika szybowania i prędkości. Naprzykład: dla $v = 40$ m/sek odczytujemy na rys. 120 spółczynnik szybowania 0,055 (przy kącie natarcia $\alpha = 3^0$), zatem odciętej 40 na rys. 121 odpowiadać będzie rzędna

$$1050 \,.\, 0{,}055 \,.\, 40 = 2310 \text{ kgm/sek}.$$

Rzędne, obliczone w ten sposób, przedstawiają w myśl naszych poprzednich rozważań wielkość mocy niezbędnej dla przezwyciężenia oporu czołowego płatów nośnych.

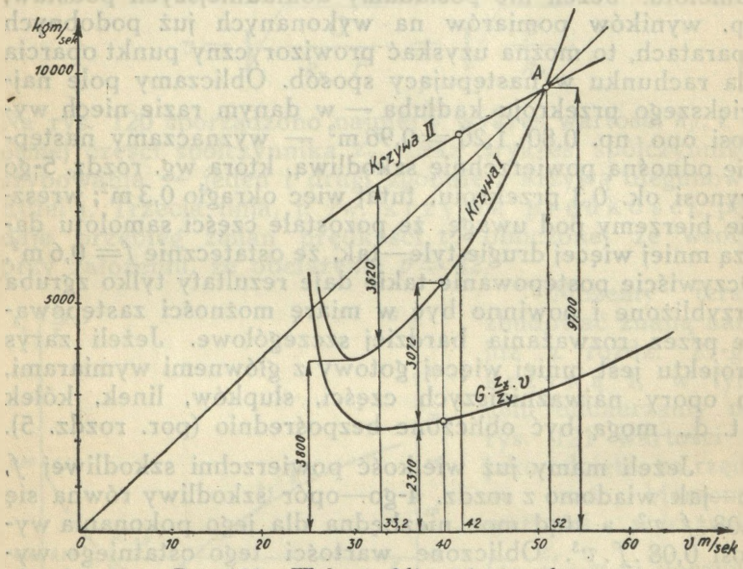
Aby jednak znaleźć prawdziwe rzędne krzywej I, należy do obliczonych wielkości dodać jeszcze wartości tej mocy, która jest niezbędna dla pokonania oporu szkodliwego. Do tego zaś musimy oszacować choćby w przybliżeniu powierzchnię szkodliwą projektowanego samolotu. Jeżeli nie posiadamy dokładniejszych podstaw, np. wyników pomiarów na wykonanych już podobnych aparatach, to można uzyskać prowizoryczny punkt oparcia dla rachunku w następujący sposób. Obliczamy polę największego przekroju kadłuba — w danym razie niech wynosi ono np. $0{,}80 \cdot 1{,}20 = 0{,}96\ m^2$ — wyznaczamy następnie odnośną powierzchnię szkodliwą, która wg. rozdz. 5-go wynosi ok. 0,3 przekroju, tutaj więc okrągło $0{,}3\ m^2$; wreszcie bierzemy pod uwagę, że pozostałe części samolotu dadzą mniej więcej drugie tyle—tak, że ostatecznie $f = 0{,}6\ m^2$. Oczywiście postępowanie takie daje rezultaty tylko zgruba przybliżone i powinno być w miarę możności zastępowane przez rozważania bardziej szczegółowe. Jeżeli zarys projektu jest mniej więcej gotowy z głównemi wymiarami, to opory najważniejszych części, słupków, linek, kółek i t. d., mogą być obliczone bezpośrednio (por. rozdz. 5).

Jeżeli mamy już wielkość powierzchni szkodliwej f, to—jak wiadomo z rozdz. 4-go—opór szkodliwy równa się $0{,}08 \cdot f \cdot v^2$, a stąd moc niezbędna dla jego pokonania wynosi $0{,}08 \cdot f \cdot v^3$. Obliczone wartości tego ostatniego wyrażenia należy dodać do odmierzonych już przed chwilą rzędnych na rys. 121; np. przy $v = 40$ wypadnie dodać $0{,}08 \cdot 0{,}6 \cdot 64000 = 3072$ kgm/sek. Z przebiegu krzywych na rysunku spostrzegamy, że przy wielkich prędkościach te nowe dodatkowe składniki przewyższają znacznie poprzednio znalezione rzędne. Przy wielkich prędkościach zatem opór szkodliwy odgrywa znacznie większą rolę, niż własności płatów nośnych.

Pierwsze, co można teraz odczytać z krzywej I, to miara zdolności płatowca do szybowania, mianowicie najmniejsza możliwa prędkość opadania. Obliczymy ją wg. rozdz. 28-go, dzieląc najmniejszą rzędną krzywej I przez ciężar G. W naszym przypadku naj-

mniejsza rzędna jest równa 3800, a stąd prędkość najwolniejszego opadania wyniesie $3800 : 1050 = 3{,}6$ m/sek albo 200 m. w ciągu 55 sek.

Bez trudności znajdziemy także prędkość lotu poziomego na pełnym gazie. Moc silnika wynosi 185 KM czyli $185 . 75 = 13875$ kgm/sek; zakładając tedy, że sprawność śmigła jest 0,70, otrzymamy, że moc rozporządzalna wynosi $0{,}70 . 13875 = 9700$ kgm/sek. Wy-



Rys. 121. Wykres obliczenia samolotu.

szukujemy na wykresie taki punkt krzywej I, którego rzędna ma tę właśnie wartość, to odnośna odcięta przedstawi wartość szukanej prędkości poziomej $v = 52$ m/sek $=$ $= 187$ km/godz. Z rys. 120 znajdujemy, że prędkość ta odpowiada kątowi natarcia $a = 1^0$, przyczem odnośna wartość spółczynnika szybowania bardzo niewiele rożni się od najmniejszej możliwej.

Zużytkowany tutaj punkt A krzywej I nie jest niczem innem, jak jej punktem przecięcia z krzywą II, której przebiegu dotychczas nie znamy. Zależy ona nietylko od własności silnika, ale i od wyboru śmigła. W każ-

dym razie jednak możemy założyć, że da się znaleźć śmigło, które przy prędkości jazdy 52 m/sek. okaże sprawność conajmniej 0,70.

Aby nakoniec móc obliczać moc wznoszenia, trzeba wiedzieć coś więcej o krzywej II. Moglibyśmy ją skonstruować podobnie jak w rozdz. 26-ym, posługując się wykresami silnika i śmigła, otrzymanemi z wykonanych zawczasu pomiarów silnika na hamownicy i śmigła w tunelu. Jeżeli jednak chodzi tylko o obliczenie płatowca, a nie śmigła (t. j. jego skoku, szerokości ramion i t. d.), to wystarczy przyjąć krzywą II z takim przebiegiem, jakiego sobie życzymy, przyczem oczywiście założenie nie powinno zawierać jakichś niemożliwych do zrealizowania wymagań w stosunku do śmigła. Dla pierwszej orjentacji co do mocy wznoszenia można przyjąć, że siła ciągu wzrasta o jakieś 10%, gdy prędkość lotu spada o 10 m/sek. poniżej normy. Gdyby siła ciągu była stała, to krzywa II nie byłaby niczem innem, jak prostą łączącą początek spółrzędnych ze znalezionym już punktem A, w którym przecinają się I i II. Krzywa II bowiem posiada za rzędne wartości iloczynu $T.v$ (ciąg pomnożony przez prędkość). Jeżeli poprowadzimy ową prostą OA i powiększymy o 10% jej rzędną w miejscu, gdzie $v = 52 - 10 = 42$ m/sek, to otrzymamy nowy prawdopodobny punkt szukanej krzywej, zaznaczony na rys. 121. Prowadząc przez ten punkt i przez A łuk o niewielkiem zakrzywieniu, znajdziemy przybliżony kształt krzywej II. Największa różnica rzędnych między I i II wynosi na rys. 121 ok. 3620 kgm/sek, stąd największa możliwa prędkość wznoszenia będzie $3620 : 1050 = 3{,}45$ m/sek, co oznacza, że dla wzniesienia na 1000 m. potrzebny jest czas 4 min. 40 sek. Prędkość lotu wyniesie przytem 33,2 m/sek = = 119 km/godz. — i wielkość ta może uchodzić za najmniejszą prędkość lotu poziomego. Wracając do rys. 120, spostrzegamy, że prędkości tej odpowiada kąt natarcia 5°, przyczem spółczynnik szybowania znowu niewiele się różni od swej najmniejszej wartości; skrzydło jest zatem obrane korzystnie także z punktu widzenia zdolności aparatu do wznoszenia.

Obliczenie prędkości wznoszenia według przybliżonej metody, wyłożonej w rozdz. 31-ym, prowadzi do wyników zbyt korzystnych. Jeżeli wziąć za podstawę podane

tam wartości liczbowe dla η oraz $z_w^2 : z_y^3$, to wielkość x, określona na str. 206, wypadnie w danym razie:

$$x = 0{,}00346 \sqrt{42} \cdot 5{,}7 = 0{,}128.$$

Stąd prędkość wznoszenia w pobliżu ziemi (a więc przy $h = 0$) wynosiłaby:

$$w = \frac{50}{5{,}7} (1 - 2{,}75\, x) = 5{,}69 \text{ m/sek},$$

gdy tymczasem z wykresu znaleźliśmy zaledwie 3,45 m/sek. Różnica ta może być wyjaśniona w następujący sposób. Znaleźliśmy, że prędkość lotu przy wznoszeniu $v = 32{,}2$ m/sek, której to wartości odpowiada $z_y = 0{,}304$ oraz $z_x = 0{,}0176$. Przyjęliśmy, że powierzchnia szkodliwa $f = 0{,}6$ m^2, wobec tego

$$z_w = 0{,}0176 + 0{,}65 \frac{0{,}6}{25} = 0{,}0332,$$

a stąd

$$\frac{z_w^2}{z_y^3} = \frac{0{,}0332^2}{0{,}304^3} = 0{,}0393,$$

a więc znacznie więcej, niż najkorzystniejsza wartość 0,030, obrana w rozdz. 31-ym. Z drugiej strony i moc śmigła przy wznoszeniu wynosi wg. rys. 121 znacznie mniej niż 67% normalnej mocy silnika. Istotnie, rzędna krzywej II w miejscu najsilniejszego wznoszenia jest o 21,5% mniejsza, niż w punkcie A, odpowiadającym lotowi poziomemu. Ponieważ jednak założyliśmy, że sprawność śmigła $\eta = 0{,}70$, więc możemy liczyć przy wznoszeniu zaledwie na $0{,}70 \cdot 0{,}785 = 0{,}55$ pełnej mocy. Przytem zmniejszenie mocy może być przypisane tylko w części pogorszeniu sprawności śmigła, w pozostałej zaś części — nieuniknionemu zmniejszeniu liczby obrotów przy wznoszeniu. Biorąc teraz $\eta = 0{,}55$ i $z_w^2 : z_y^3 = 0{,}0393$, znajdziemy (wg. str. 206):

$$x = \frac{1}{75\eta} \cdot \frac{z_w}{z_v \sqrt{z_y}} = \sqrt{\frac{G}{F} \frac{G}{N_0}} = \frac{1}{75 \cdot 0{,}55} \sqrt{0{,}0393 \cdot 42 \cdot 5{,}7} = 0{,}177,$$

a następnie — dla $h = 0$:

$$w = 75\ \eta \frac{N_0}{G} (1 - 2{,}75\ x) = 3{,}72 \text{ m/sek.}$$

Ta wartość zgadza się już nieźle ze znalezioną poprzednio 3,45. (Pozostało jeszcze pewne odchylenie, które pochodzi z pewnych uproszczeń przy obliczeniu, głównie zaś stąd, że zamiast $1 : \sqrt{m}$ podstawiono przybliżoną wartość 2,75). Przechodząc teraz do obliczenia wysokości pułapu, wprowadzimy już poprawioną wartość x, mianowicie $x = 0{,}177$. W myśl wzoru na str. 206 znajdziemy, kładąc $\alpha = 0{,}07$:

$$h_p = \frac{1 - 2{,}75\ x}{\alpha + 0{,}20\ x} = \frac{0{,}514}{0{,}105} = 4{,}89 \text{ km.}$$

Wynik ten można uważać za dość pewny, byleby tylko spółczynnik zmniejszenia mocy 0,07 na km. odpowiadał rzeczywistości. Gdyby jednak to zmniejszenie wynosiło np. $\alpha = 0{,}12$, to wysokość pułapu wypadłaby zamiast 4,89 km zaledwie 3,31 km. Możemy wstawić wartości $x = 0{,}177$, $\eta = 0{,}55$ także we wzór na czas wznoszenia (str. 207), i otrzymamy wtedy np. dla wzniesienia do wysokości $h = 2{,}40$ km, t. j. do połowy wysokości pułapu:

$$t = \frac{2303}{\alpha + 0{,}20\ x} \cdot \frac{G}{N_0} \cdot \frac{1}{75\ \eta} \log 2 = \frac{2303}{0{,}105} \cdot \frac{5{,}7}{41{,}25} \cdot 0{,}301 = 910 \text{ sek,}$$

przyczem obraliśmy $\alpha = 0{,}07$. Przy $\alpha = 0{,}12$ należy wstawić do wzoru $h_p = 3{,}31$, a więc $h_p - h = 3{,}31 - 2{,}40 = 0{,}91$; z tablic logarytmów znajdziemy $\log 3{,}31 - \log 0{,}91 = \log 33{,}1 - \log 9{,}1 = 1{,}5198 - 0{,}9590 = 0{,}561$, wobec tego $t = 1150$ sek. Zastępując lepszy silnik gorszym, powiększamy tedy czas wznoszenia na 2400 m. z 15 min. 10 sek. do 19 min. 10 sek, t. j. o 4 minuty.

W ten sposób znaleźliśmy na podstawie wstępnych założeń główne liczby charakterystyczne dla spodziewanych osiągów lotu. Należy teraz przemyśleć konstrukcję całego samolotu i przeprowadzić niezbędne obliczenia wytrzymałościowe celem ustalenia wymiarów głównych części. Po uskutecznieniu tego uzyskamy pewniejsze już liczby

dla ciężaru i powierzchni szkodliwej, co pozwoli nam powtórzyć badanie wg. rys. 121 z większym już stopniem pewności. W rozdz. 28 i 29 wyjaśniono, jakie dalsze wnioski można wyciągnąć z rys. 121 (lub z dokładniejszych wykresów krzywych ciągu). Celem upewnienia się co do wyników, dotyczących pułapu i prędkości wznoszenia, nie należy nigdy zaniechać powtórnego sporządzenia wykresów, jak na rys. 120 i 121, przynajmniej jeszcze dla jednej wysokości lotu — w naszym przypadku np. dla 2000 m. (rozdz. 29).

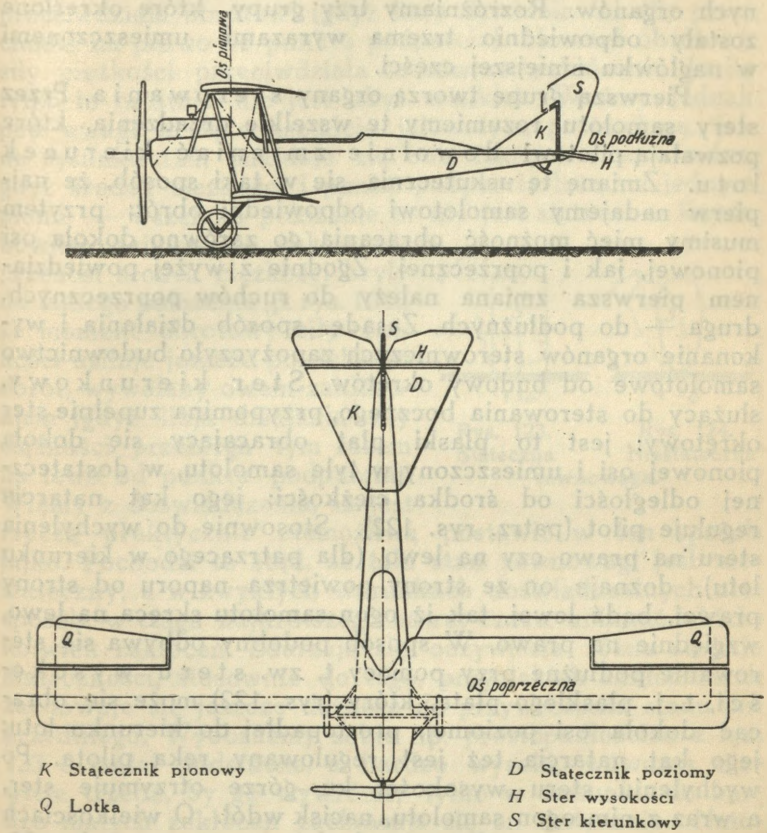
VII. Sterowanie. Stateczność. Ustatecznienie.

33. Przegląd ogólny.

Dotychczas mówiliśmy tylko o takich stanach ruchu samolotu, które można określić, jako t r w a ł e. Dotyczy to zarówno lotu poziomego, jak i prostolinjowego wzbijania się, bądź opadania. Dla swego kompletnego wykończenia samolot wymaga prócz tego urządzeń, które poczynają działać przy przejściu z jednego trwałego stanu do innego, lub przy zakłóceniu któregoś stanu trwałego. Wszystkie te urządzenia w swej obecnej postaci mają to wspólne, że — podobnie, jak powierzchnie nośne i elementy śmigła — przenoszą we właściwy sposób na samolot siły, które na nie działają dzięki względnemu ruchowi powietrza. Organy, których bezpośredniem przeznaczeniem jest podejmowanie tych sił, noszą nazwę s t a t e c z n i k ó w lub s t e r ó w, stosownie do tego, czy ich położenie na samolocie jest niezmienne czy ruchome (zmieniane przez pilota w czasie lotu).

Ruchy zakłócające, które mogą się dołączać do trwałego prostolinjowego lotu, bywają zazwyczaj dzielone na dwie grupy, zależnie od tego, czy chodzi o ruchy podłużne, czy poprzeczne. Wyobraźmy sobie samolot w prostolinjowym locie poziomym, przyczem oś samolotu (oś śmigła, oś podłużna, rys. 122) wskazuje kierunek ruchu. Nazwijmy pionową płaszczyznę, przechodzącą przez tę oś, p ł a s z c z y z n ą ś r o d k o w ą lub p o d ł u ż n ą. Otóż ruch zakłócający może odbywać się w ten sposób, że samolot

obraca się dokoła osi poprzecznej (prostopadłej do płaszczyzny podłużnej), przyczem jego płaszczyzna środkowa nie wychodzi ze swego położenia; powstają przytem odchylenia kierunku lotu w płaszczyźnie pionowej. Takie



Rys. 122. Zestawienie kierunków osi i części usterzenia.

ruchy zakłócające zaliczamy do p o d ł u ż n y c h. Natomiast przez ruchy p o p r z e c z n e rozumiemy jakiekolwiek przesunięcie samolotu wzdłuż osi poprzecznej, a więc prostopadle do osi podłużnej, oraz jego obroty, bądź dokoła pionu, bądź dokoła osi podłużnej (osi śmigła).

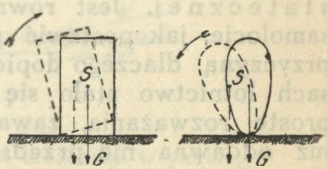
Omawiane w tym rozdziale urządzenia, odnoszące się do ruchów podłużnych i poprzecznych, muszą być osobno badane.

Przedewszystkiem jest rzeczą konieczną wytworzyć sobie jasny pogląd na rozmaite przeznaczenia poszczególnych organów. Rozróżniamy trzy grupy, które określone zostały odpowiednio trzema wyrazami, umieszczonemi w nagłówku niniejszej części.

Pierwszą grupę tworzą organy sterowania. Przez stery samolotu rozumiemy te wszelkie urządzenia, które pozwalają pilotowi dowolnie zmieniać kierunek lotu. Zmianę tę uskutecznia się w taki sposób, że najpierw nadajemy samolotowi odpowiedni obrót; przytem musimy mieć możność obracania go zarówno dokoła osi pionowej, jak i poprzecznej. Zgodnie z wyżej powiedzianem pierwsza zmiana należy do ruchów poprzecznych, druga — do podłużnych. Zasadę, sposób działania i wykonanie organów sterowniczych zapożyczyło budownictwo samolotowe od budowy okrętów. Ster kierunkowy, służący do sterowania bocznego, przypomina zupełnie ster okrętowy: jest to płaski płat obracający się dokoła pionowej osi i umieszczony w tyle samolotu, w dostatecznej odległości od środka ciężkości; jego kąt natarcia reguluje pilot (patrz. rys. 122). Stosownie do wychylenia steru na prawo czy na lewo (dla patrzącego w kierunku lotu), doznaje on ze strony powietrza naporu od strony prawej, bądź lewej, tak iż ogon samolotu skręca na lewo, względnie na prawo. W sposób podobny odbywa się sterowanie podłużne przy pomocy t. zw. steru wysokości, t. j. płaskiego płata, który (rys. 122) może się obracać dokoła osi poziomej, prostopadłej do kierunku lotu; jego kąt natarcia też jest regulowany ręką pilota. Po wychyleniu steru wysokości ku górze otrzymuje ster, a wraz z nim ogon samolotu, nacisk wdół. O wielkościach występujących tu sił i t. p. będzie mowa w rozdz. 36, o sposobie zaś działania sterów — w rozdz. 38.

Trudniej jest wyjaśnić, co rozumiemy przez stateczność, względnie przez urządzenia, służące do osiągnięcia stateczności. Ogólnie nazywamy ruch lub stan równowagi statecznym, o ile posiada tę własność, że po chwilowem zakłóceniu go z zewnątrz powraca sam przez się do stanu poprzedniego. Stateczna jest, naprzykład, równo-

waga stojącego prostopadłościanu lub prostego walca (rys. 123); istotnie, wyobraźmy sobie, że jakaś przyczyna zewnętrzna usiłuje wywrócić taki prostopadłościan np. w lewo — dokoła jego krawędzi; dajmy na to, że bryła przejdzie do położenia zaznaczonego linją przerywaną; wówczas działanie siły ciężkości, jak widać z rysunku, przeciwdziała obrotowi (gdyż linja działania tej siły przechodzi na prawo od punktu podparcia). Moment obrotowy siły ciężkości przeciwdziała tu zawsze zakłóceniu (o ile tylko to ostatnie nie jest zbyt wielkie). Weźmy jednak pod uwagę bryłę o kształcie jajowatym, postawioną, jak na rysunku 124; znajduje się ona także w równowadze, gdyż środek ciężkości i punkt podparcia leżą na jednym pionie — wszelako położenie to nie jest stateczne. Każde bowiem najmniejsze zakłócenie przenosi środek ciężkości bryły do takiego położenia (p. rys. 124), że moment obrotowy siły ciężkości usiłuje jeszcze powiększyć obrót, wywołany owem zakłóceniem (gdyż linja działania siły ciężkości przebiega tym razem na lewo od punktu podparcia). Wiemy z doświadczenia, iż jest rzeczą praktycznie niemożliwą postawić w ten sposób jajko. Pochodzi to stąd, że taki stan równowagi jest niestateczny, a w zwykłych warunkach doświadczalnych niesposób, w ciągu najkrótszego nawet czasu, uniknąć jakichkolwiek zakłóceń. Zdarzają się oczywiście różne stopnie stateczności, stosownie do tego, przy jakich zakłóceniach zachowuje się jeszcze dążność do przywrócenia stanu poprzedniego. Wyobraźmy sobie np. prostopadłościan z rys. 123 o małej podstawie, a bardzo wysoki, wówczas niewiele trzeba, by go wywrócić; tylko w stosunku do bardzo małych zakłóceń zachowuje się on statecznie. Natomiast pionowo postawione jajko nie jest stateczne nawet w odniesieniu do najmniejszych zakłóceń.



Rys. 123. Stateczna

Rys. 124. Niestateczna

równowaga.

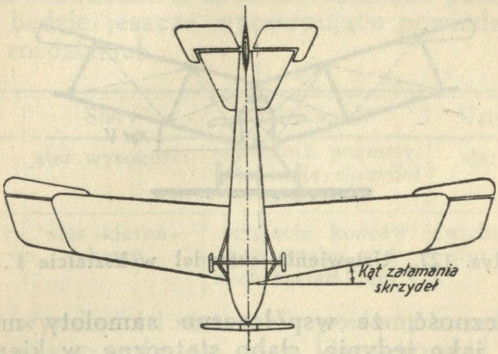
W poprzednich rozdziałach zajmowaliśmy się właściwie wciąż warunkami r ó w n o w a g i samolotu, a mianowicie pytaniem, kiedy siły wywierane przez powietrze na powierzchnie nośne, na elementy śmigła i inne części samolotu są w równowadze z jego ciężarem i siłą ciągu

śmigła. Pewne uzupełnienie wyprowadzonych warunków równowagi damy jeszcze w dwóch rozdziałach następnych. W ogólności jednak wartość praktyczna tych wyników zależy od tego, czy obliczony stan równowagi *jest stateczny, czy nie*. Tak więc dla nieruchomego jajowatego ciała warunek równowagi jest tylko jeden: środek ciężkości i punkt podparcia muszą leżeć na jednym pionie. Mimo to wiemy, że stan, w którym ten warunek jest spełniony, jest praktycznie nieosiągalny. W odniesieniu do samolotu zaś sprawa przedstawia się tak: jeśli połączymy ze sobą płaty nośne, silnik, śmigło i nadto części aparatu, niezbędne do uniesienia pilota oraz ładunku, to otrzymany układ może wprawdzie zgodnie z naszem obliczeniem być w stanie równowagi, lecz *całkowicie niestatecznej*. Jest równie niemożliwem latać na takim samolocie, jak postawić pionowo jajko. To również jest przyczyną, dlaczego dopiero w stosunkowo nowszych czasach lotnictwo stało się praktycznie możliwe, mimo że proste rozważania, zawarte w poprzednich rozdziałach, już oddawna nie przedstawiały zapewne nic nieosiągalnego dla ludzi obeznanych z zasadami mechaniki. Brakowało właśnie zdobytej dopiero w naszych czasach znajomości urządzeń, któreby pozwoliły *uczynić samolot, przynajmniej w pewnym stopniu, układem statecznym*.

Podłużna stateczność samolotu t. j. stateczność w odniesieniu do zakłóceń, przynależnych do ruchów podłużnych, jest osiągana we wszystkich obecnie będących w użyciu płatowcach przez umieszczenie na tylnym końcu samolotu powierzchni tłumiącej wahania, inaczej stabilizacyjnej; nosi ona nazwę *statecznika poziomego* (p. rys. 122). Statecznik poziomy jest to zazwyczaj prawie płaski płat, ustawiony poziomo, lub zlekka pochylony; z reguły jest on umieszczony przed sterem wysokości. Jak we wstępie wspomniano, statecznik poziomy był po raz pierwszy zastosowany przez *Pénaud'a*. Szczegółowiej o sposobie działania będzie mowa w rozdz. 39. Podobne działanie, jak statecznika poziomego, jednak w słabszym stopniu, osiąga się przez załamanie powierzchni nośnych w kształcie strzały ku tyłowi (rys. 125). Przy dostatecznie mocnem zaakcentowaniu tego kształtu można wogóle obejść się bez powierzchni stabilizacyjnej;

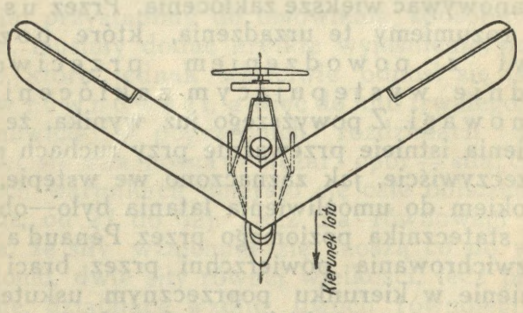
tego typu samolot był przygodnie wypróbowany nie bez powodzenia przez Szkota Dunne'a (rys. 126).

Stateczność poprzeczna t. j. stateczność w odniesieniu do zakłóceń ruchu poprzecznego, nie daje się osiągnąć w tak zupełnym stopniu, jak to miało miejsce



Rys. 125. Samolot ze skrzydłami ułożonemi w strzałę, oglądany od dołu.

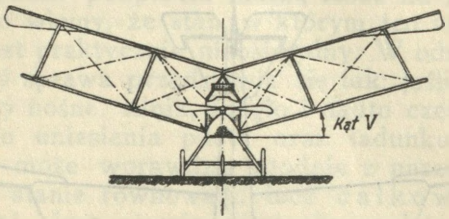
dla statecznośći podłużnej. Pomocniczym środkiem do osiągnięcia statecznośći poprzecznej jest wygięcie ku górze całych płatów nośnych, t. zw. ustawienie skrzydeł



Rys. 126. Samolot Dunne'a.

w kształcie litery *V* (na rys. 127 nieco przesadnie zaznaczone), bądź też silne wygięcie końców skrzydeł ku górze. Prawie całkowicie stateczny w kierunku poprzecznym

był bardzo często przedtem używany typ „Taube", którego skrzydła były bardzo mocno wygięte ku górze. Z pewnych względów odstąpiono jednakże od tej konstrukcji, i obecnie stosuje się samoloty o znacznie mniejszej stateczności poprzecznej (por. rozdz. 40).



Rys. 127. Ustawienie skrzydeł w kształcie *V*.

Okoliczność, że współczesne samoloty muszą być określone, jako jedynie słabo stateczne w kierunku poprzecznym, prowadzi do trzeciej grupy urządzeń zaznaczonych w nagłówku. Ponieważ samolot może posiadać zarówno w kierunku podłużnym, jak i poprzecznym, tylko ograniczoną stateczność — przy wielkich zakłóceniach nie można liczyć na jego stateczność — więc, by lotnik nie wystawiał swego życia na bezpośrednie niebezpieczeństwo, musi istnieć coś jeszcze, co umożliwiłoby jemu samemu opanowywać większe zakłócenia. Przez u s t a t e c z n i e n i e rozumiemy te urządzenia, które p o z w a l a j ą p i l o t o w i z p o w o d z e n i e m p r z e c i w d z i a ł a ć p r z y g o d n i e w y s t ę p u j ą c y m z a k ł ó c e n i o m s t a n u r ó w n o w a g i. Z powyższego już wynika, że potrzeba ustatecznienia istnieje przeważnie przy ruchach poprzecznych. Rzeczywiście, jak zaznaczono we wstępie, decydującym krokiem do umożliwienia latania było—obok wprowadzenia statecznika poziomego przez Pénaud'a — wynalezienie zwichrowania powierzchni przez braci Wright. Ustatecznienie w kierunku poprzecznym uskutecznia się powszechnie we wszystkich samolotach metodą braci Wright, przez zwichrowanie końców powierzchni nośnych, względnie, co na jedno wychodzi, przez użycie l o t e k, t. j. wąskich płatów, stanowiących ruchome zakończenia skrzydeł. Prócz tego w pewnym stopniu, jako

ustatecznienie w kierunku poprzecznym, służy również ster kierunkowy. Dla ustatecznienia w kierunku podłużnym niema naogół specjalnych organów, w tym celu używa się wyłącznie steru wysokości.

Poniższa mała tabelka daje jasny przegląd dotychczasowych rozważań. O sposobie działania poszczególnych urządzeń będzie jeszcze wyczerpująco powiedziane w następnych rozdziałach.

Ruchy	Stery	Stateczność	Ustatecznienie
podłużne	ster wysokości	statecznik poziomy, ustawienie skrzydeł w strzałę.	ster wysokości
poprzeczne	ster kierunkowy	wygięcie końców powierzchni nośnych, kształt litery V	zwichrowanie (lotki), ster kierunkowy

Ster wysokości i statecznik poziomy razem stanowią usterzenie poziome, ster kierunkowy i statecznik pionowy określamy, jako usterzenie pionowe. Ogólne zachowanie się samolotu względem różnych możliwych zakłóceń stanowi to, co przyjęto nazywać jego „właściwościami w locie“ (w przeciwstawieniu do „osiągów“ lotu).

34. Środek ciężkości i środek parcia.

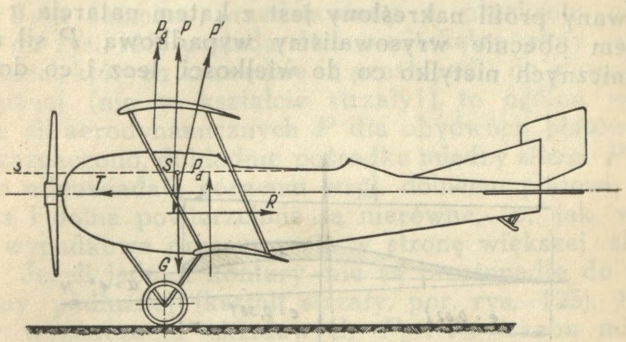
Zanim przystąpimy do omówienia sposobu działania usterzenia, musimy dodać krótkie wyjaśnienie, poprzednio pominięte, które jednak właściwie odnosi się jeszcze do warunków równowagi, a więc do lotu trwałego. Mówiliśmy mianowicie w poprzednich rozdziałach wyłącznie o równości sił: siła nośna = ciężar, opór = siła ciągu. Na tych dwóch warunkach opierało się całe obliczenie samolotu (rozdz. od 27 do 32). Lecz dla równowagi ciała nie wystarcza, że siły wzajemnie się znoszą co do wielkości. Jak wiadomo, dwie siły równej wielkości, lecz przeciwnie skierowane, działające wzdłuż dwóch równoległych linij, nazywamy parą sił. Siły takie, działając na ciało nie stwarzają stanu równowagi, lecz usiłują ciało obrócić. By równowaga była zachowana, musi być równa zeru nietylko suma składowych sił w każdym kierunku, lecz również suma „momentów“ wszystkich sił, t. j. iloczy-

nów każdej siły przez jej ramię — z uwzględnieniem znaku, odpowiadającego kierunkowi obrotu. Te warunki równowagi, które dołączają się do poprzednio wyłuszczonych, nie odgrywają właściwie żadnej roli przy obliczaniu o s i ą g ó w l o t u (co stanowiło główną treść poprzednich rozdziałów); będą one miały natomiast znaczenie rozstrzygające dla sprawy w ł a ś c i w o ś c i l o t u, którą mamy się zajmować w tej części.

Siły, działające z zewnątrz na samolot, które obecnie musimy wziąć pod uwagę, są następujące: siła ciężkości, siła nośna i opór czołowy płatów nośnych, opór szkodliwy, siła ciągu i moment oporowy śmigła. Siły, występujące w samym silniku, jak nacisk tłokowy, moment obrotowy na wale wykorbionym, tarcie w łożyskach i t. d. nie mają, jako „siły wewnętrzne", żadnego wpływu na równowagę całego samolotu. (O tak zwanem działaniu giroskopowem części wirujących będzie mowa w rozdz. 40).

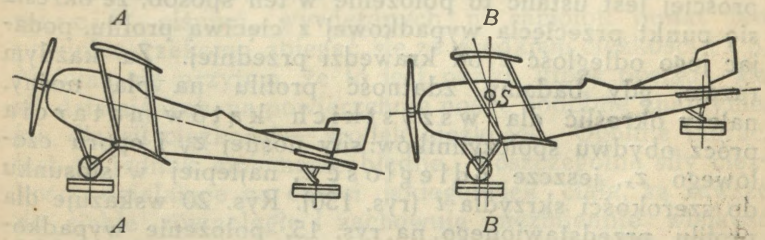
Wszystkie wymienione tu siły są właściwie wprowadzone dla uproszczenia, w zastępstwie ogółu sił, rozłożonych w sposób ciągły i działających na wszystkie elementy całego samolotu, względnie płatów nośnych albo śmigła. A więc najpierw siły ciężkości działają pionowo nadół na wszystkie części samolotu, znajdujący się w nim ładunek i t. p.; wypadkowa tych sił, którą krótko oznaczyliśmy, jako ciężar, zawsze przechodzi przez całkowicie określony niezmienny punkt samolotu, noszący nazwę jego ś r o d k a c i ę ż k o ś c i (*S* na rys. 128). Położenie środka ciężkości można wyznaczyć, skoro znane jest położenie i ciężar wszystkich części stanowiących ładunek, a to bądź według znanych reguł składania sił równoległych, bądź też, o ile samolot jest już zbudowany, przez odpowiednie wyważanie. W tym celu stawia się samolot na dwóch oddzielnych wagach, rys. 129; raz w normalnem położeniu spoczynku, następnie z możliwie najwyżej podniesionym ogonem, przyczem za każdym razem tak, aby jedna waga znajdowała się pod kołami, a druga pod płozą. O ile np. przy pierwszem ważeniu otrzymamy, jako nacisk od przodu 860 kg, a od tyłu 190 kg, to stąd wynika, że środek ciężkości leży na linji *AA*, która dzieli odległość między linjami pionowemi, przechodzącemi przez obydwa punkty podparcia, w stosunku 19 : 86. Jeżeli zaś drugi pomiar daje 950 kg i 100 kg, to jako drugie położenie

środka ciężkości mamy linję *BB*, która (na prawym rysunku) dzieli odległość między linjami pionowemi, przechodzącemi przez punkt podparcia kół oraz płozy, w stosunku 95 : 10 Kreśląc obie linje na tym samym rysunku, otrzymamy w ich przecięciu *S* położenie środka ciężkości (por. też rozdz. 41).



Rys. 128. Rozkład sił na samolocie.

Siły aerodynamiczne, działające na części płatów nośnych, dają, jak wiemy z części drugiej, wypadkową, która jest w przybliżeniu prostopadła do cięciwy profilu. O położeniu jej linji działania narazie

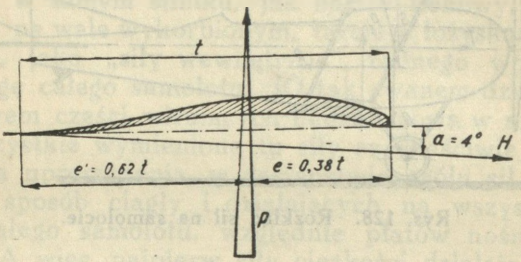


Rys. 129. Wyznaczenie środka ciężkości przez wyważanie.

można powiedzieć tylko tyle: ze względu na symetrję musi ona leżeć w płaszczyźnie środkowej całego samolotu; dlatego też na rys. 128, który przedstawia przekrój podłużny samolotu, widzimy ją, jako prostą słabo pochyloną względem pionu. Dokładny kierunek, jak wiemy,

określony jest stosunkiem spółczynników $z_x : z_y$, czyli t. zw. spółczynnikiem szybowania. Ale w ten sposób położenie linji działania nie jest jeszcze całkowicie oznaczone. Musi być jeszcze znany któryś z jej punktów, np. jej punkt przecięcia z poziomą osią samolotu.

Na rys. 130, podobnie, jak na rys. 16, raz jeszcze jest przeniesiony z rys. 15 profil płata nośnego. Rozpatrywany profil nakreślony jest z kątem natarcia $a = 4^0$. Przytem obecnie wrysowaliśmy wypadkową P sił aerodynamicznych nietylko co do wielkości, lecz i co do p o-



Rys. 130. Położenie wypadkowej sił aerodynamicznych.

ł o ż e n i a—zgodnie z wynikami pomiarów. Widzimy, że najprościej jest ustalić to położenie w ten sposób, że określa się punkt przecięcia wypadkowej z cięciwą profilu, podając jego odległość e od krawędzi przedniej. Za każdym razem, gdy badamy zdatność profilu na płat nośny, należy określić dla w s z y s t k i c h k ą t ó w n a t a r c i a prócz obydwu spółczynników: siły nośnej z_y i oporu czołowego z_x, jeszcze o d l e g ł o ś ć e, najlepiej w stosunku do szerokości skrzydła t (rys. 130). Rys. 20 wskazuje dla profilu, przedstawionego na rys. 15, położenie wypadkowej, albo, jak się też mówi, ś r o d k a p a r c i a. Rzędne krzywej, liczone od górnej osi odciętych (zgodnie ze skalą umieszczoną po prawej stronie), dają odległość e od p r z e d n i e j krawędzi, wyrażoną w procentach całej długości profilu. Licząc rzędne od dołu do góry i odczytując według skali, umieszczonej po lewej stronie, otrzymujemy analogicznie odległość e' od t y l n e j krawędzi płata. Na

rysunkach od 22 do 25 (p. lewe wykresy) podane są dla poszczególnych profilów—pod postacią przerywanych linij— odległości e w stosunku do szerokości płatów t. Na wykresach biegunowych krzywe przerywane dają zestawienie odpowiadających sobie wartości spółczynnika siły nośnej C_y (rzędne) i wartości spółczynnika momentu C_m (odcięte), przyczem C_m równa się $e\,C_y : t$.

Jeśli samolot, przedstawiony w przekroju podłużnym na rys. 128, posiada dwa prostokątne płaty równej wielkości, których krawędzie są prostopadłe do płaszczyzny podłużnej (nie w kształcie strzały!), to ogólna wypadkowa sił aerodynamicznych P dla obydwóch płatów leży, jak zaznaczono, dokładnie pośrodku między siłami P_g i P_d, które odpowiadają górnemu wzgl. dolnemu płatowi. O ile górna i dolna powierzchnie są nierówne, to, jak wiadomo, wypadkowa przesuwa się w stronę większej składowej. Jeżeli jednak kontury nie są prostopadłe do płaszczyzny podłużnej (kształt strzały, por. rys. 125), to już przy wyznaczaniu składowych P_g i P_d trzeba mieć na uwadze, że rzuty poszczególnych przekrojów płata nie pokrywają się. W każdym jednak przypadku, mając rysunek 20, względnie analogiczne, odnoszące się do badanego profilu, można jednoznacznie ustalić położenie wypadkowej P, przyczem w ogólności dla każdego kąta natarcia otrzymujemy inne położenie.

Bardzo często słyszy się i czyta o t. zw. „środku parcia“ ciśnień, wywieranych na samolot: punkt ten powinien rzekomo zbiegać się ze środkiem ciężkości i t. p. Mniema się przytem, że to jest punkt, który posiada dla sił działających na powierzchnie nośne podobne znaczenie, jak dla sił ciężkości — środek ciężkości. Ogólnie biorąc, jest to jednak mniemanie błędne. Poszczególne siły ciężkości, działające na części jakiegolwiek ciała, są zawsze do siebie równoległe i zachowują niezmiennie wielkość i kierunek przy jakimkolwiek obrocie ciała. Dla zespołu takich i tylko takich sił słusznem jest twierdzenie, że wypadkowa musi przechodzić przez określony stały punkt ciała, który właśnie nazywa się środkiem ciężkości. Natomiast siły, działające ze strony powietrza na poszczególne części płatów nośnych, są zupełnie innej natury: nie wszystkie są równoległe, zmieniają też swoje wielkości,

gdy ciało obraca się, zachowując kierunek swej prędkości. Bezwarunkowo niema zgóry określonego punktu, przez który musiałaby przechodzić ich wypadkowa; jeżeli dla różnych kątów natarcia narysujemy wypadkowe we właściwych położeniach, to naogół nie otrzymamy jednego punktu wspólnego. Można byłoby jedynie mówić dla każdego kąta natarcia o innym środku parcia i to też tylko wówczas, jeżeli go uprzednio dowolnie zdefinjujemy, np. jako punkt przecięcia każdorazowej wypadkowej z osią śmigła, lub w inny podobny sposób. W rzeczywistości istnieje tylko linja działania wypadkowej sił aerodynamicznych, którą też nazywamy „linją środka parć".

Do siły nośnej i oporu czołowego, działających na płaty, dołącza się jeszcze omawiany w rozdz. 4 i 5 opór szkodliwy. Kierunek jego jest odwrotny do kierunku ruchu, a więc przy normalnym locie, jak na rys. 128, jest on skierowany poziomo na prawo i działa na wszystkie części powierzchni kadłuba, podwozia, słupków łączących płaty i t. p. Trudno jest dokładnie wyrachować, gdzie leży linja działania oporu szkodliwego; można to lepiej lub gorzej oszacować, jeżeli sobie uświadomimy, które części mają najznaczniejszy opór. Na rys. 128 jest przyjęte, że linja działania siły R leży nieco poniżej osi śmigła. Jeżeli przedłużymy tę linję działania aż do przecięcia z siłą P, działającą na płaty, to możemy je zastąpić, na zasadzie prawa równoległoboku, jedną wypadkową, której linja działania przechodzi przez ten punkt przecięcia. W ten sposób powstałą siłę oznaczyliśmy na rys. 128 przez P'; jest ona, oczywiście, silniej pochylona względem pionu niż P. Pozatem stwierdzamy łatwo, że błąd, popełniony przy zakładaniu wysokości położenia siły R, tylko nieznacznie wpływa na P'.

Ostatnią wreszcie do rozpatrzenia w tem zestawieniu jest siła ciągu T śmigła, albowiem moment oporowy, jak to jeszcze zobaczymy, nie występuje przy badaniu równowagi podłużnej. Linja działania siły T, ze względu na symetryczną budowę śmigła, zgodna jest z jego osią obrotu, o ile tylko słusznem jest założenie, że kierunkiem lotu jest oś śmigła. W locie poziomym ma to zawsze miejsce, conajmniej z dużem przybliżeniem.

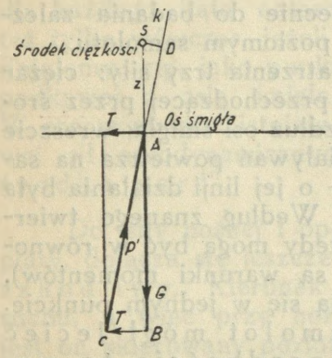
35. Zachowanie równowagi pod wpływem działania sterów i stateczników.

Na początku rozdz. 34 wyjaśniliśmy, że suma momentów sił, działających na każde ciało, pozostające w spoczynku, bądź ruchu jednostajnym, musi być równa zeru. Twierdzenie to zastosujemy obecnie do badania zależności, występujących przy locie poziomym samolotu.

Mamy w ogólności do rozpatrzenia trzy siły: ciężar G, działający wzdłuż pionowej, przechodzącej przez środek ciężkości; siłę ciągu T — wzdłuż osi śmigła; wreszcie wypadkową P' wszystkich oddziaływań powietrza na samolot (za wyłączeniem śmigła) — o jej linji działania była mowa w poprzednim rozdziale. Według znanego twierdzenia statyki trzy siły tylko wtedy mogą być w równowadze (tylko wtedy spełnione są warunki momentów), gdy ich linje działania spotykają się w jednym punkcie. Stąd wynika zasada: Aby samolot mógł lecieć poziomo z jednostajną prędkością, to wypadkowa P' sił aerodynamicznych (siła nośna + opór czołowy wraz z oporem szkodliwym) musi przecinać oś śmigła w tym samym punkcie, co i linja pionowa, przechodząca przez środek ciężkości. Na rys. 128 założyliśmy, że te warunki są spełnione.

Widzimy, że wypadkowa P' może nie przechodzić przez środek ciężkości. To żądanie wymienia się jednak często, jako konieczne; tymczasem jest ono słuszne, jak widzieliśmy, tylko wówczas, gdy oś śmigła przechodzi przez środek ciężkości — układ naogół unikany. Jeżeli zaś oś leży nieco niżej, jak na rys. 128, to siła ciągu śmigła usiłuje obrócić samolot dokoła jego środka ciężkości w ten sposób, by przód podnieść, a ogon obniżyć. Przy locie poziomym dążność ta jest oczywiście niweczona przez przeciwdziałającą siłę aerodynamiczną P'. Jeżeli jednak zdławimy silnik lub go całkowicie zatrzymamy, to przeważy moment obrotowy siły P', tak że przód samolotu obniży się, i dzięki temu ustala się dobre przejście do lotu szybowego. Przeciwny przypadek, gdy oś śmigła leży wysoko nad środkiem ciężkości, byłby niebezpieczny, gdyż samolot w razie zatrzymania silnika stawałby natychmiast dęba.

Na rys. 131 wykreślone są raz jeszcze w powiększeniu siły G, P' i T z uwzględnieniem położenia środka ciężkości, przyczem uwidoczniona jest zgodność siły T z poziomą, a siły G z pionową składową wypadkowej P'. Zgodność ta była wszak podstawą zależności rozwiniętych w części szóstej.



Rys. 131. Linje działania sił.

Oznaczyliśmy odległość środka ciężkości od linji działania siły P' przez k', zaś od T—przez z. Ponieważ oba prostokątne trójkąty ABC i ADS mają wspólny kąt przy wierzchołku A, są więc podobne, a stąd wynika:

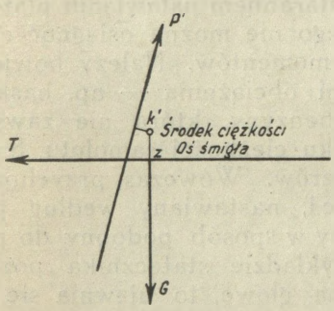
$$z : k' = P' : T \text{ albo } z \,.\, T = k' \,.\, P'.$$

Lecz $z \,.\, T$ jest to moment, z jakim siła ciągu śmigła usiłuje obrócić samolot przodem do góry dokoła środka ciężkości; zaś $k' \,.\, P'$ jest to moment, z jakim siły aerodynamiczne usiłują obrócić samolot w kierunku przeciwnym. Z równości tych dwóch wyrażeń wynika, że przy układzie, jak na rys. 131, suma momentów jest równa zeru; innemi słowy: przyjęte na rys. 128 i 131 zależności, według których linje działania sił G, T i P' przechodzą przez jeden punkt, spełniają właśnie warunki równowagi, wypowiedziane na początku tego rozdziału.

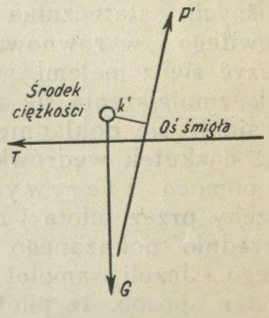
O ile w samolocie odległość k' jest mniejsza, niż tego wymaga zależność $z \,.\, T = k' \,.\, P'$, a więc taka, że P' przechodzi na lewo od punktu przecięcia osi śmigła z linją działania siły ciężkości (np. jak na rys. 132, gdzie nawet przyjęto k' ujemne), wówczas w każdym razie zostaje naskutek przeważającej wartości $T \,.\, z$ dodatkowy moment, usiłujący podnieść przód, a opuścić ogon. Mówimy w tym przypadku, że samolot c i ą ż y n a o g o n. W przeciwnym razie, gdy ramię k' jest zbyt wielkie (rys. 133), mówimy o samolocie, że c i ą ż y n a g ł o w ę. Najprostszy, ale nie zawsze dla wykonanego samolotu możliwy sposób usunięcia tego niewyrównoważenia polega na tem, żeby przez zmianę położenia ładunków przesunąć środek ciężkości. Często jest się zmuszonym przesuwać płaty względem kadłuba, przeczem P' otrzymuje całkowite przesunięcie,

środek ciężkości zaś tylko przesunięcie częściowe, odpowiadające stosunkowi ciężaru płatów do całkowitego ciężaru.

Nie zawsze jest możliwe zgóry tak ustawić płaty, albo je potem tak przesunąć, aby samolot był, jak powiadamy, zupełnie „wyrównoważony", t. j. nie ciążył ani na głowę, ani na ogon. Posiadamy jednak jeszcze jeden środek do podtrzymania równowagi momentów; jest nim s t a t e c z n i k p o z i o m y. Dotychczas nie mówiliśmy jeszcze wcale o siłach, działających na stery i stateczniki. Jeśli zgóry



Rys. 132. Układ ciążący na ogon.



Rys. 133. Układ ciążący na głowę.

założymy, że przy poziomym locie ster wysokości i statecznik poziomy są ustawione dokładnie poziomo, wówczas powiększają one najwyżej nieco opór szkodliwy samolotu, nie doznając pozatem znaczniejszych sił ze strony powietrza. Nic jednak nie stoi na przeszkodzie, by nadać statecznikowi poziomemu pewien mały np. dodatni kąt natarcia. Wzbudzi on wówczas pewną siłę nośną, o której wielkości będzie jeszcze mowa w następnym rozdziale. Siła nośna statecznika dodaje się do siły nośnej płatów i przedewszystkiem sprawia, że wypadkowa P' sił aerodynamicznych wędruje dalej do tyłu. O ile samolot ciążył na ogon, to może być wyrównoważony przez „dodatnie" nastawienie statecznika poziomego. Odwrotnie, ciążenie na głowę można usunąć przez „ujemne" nastawienie statecznika poziomego, t. j. dzięki temu, że nadamy statecznikowi właściwy ujemny kąt natarcia. Należy jednak ko-

rzystać ze stateczników poziomych do wyrównoważania tylko w wąskich granicach. Albowiem z siłą nośną, względnie z siłą skierowana w dół, zawsze związany jest też opór czołowy, który w stosunku do tych sił jest naogół dla stateczników większy niż dla płatów, których profil kształtowany jest starannie ze szczególnem uwzględnieniem korzystnego spółczynnika szybowania. Jeżeli już zgóry przy konstrukcji samolotu liczymy się z tem, że statecznik poziomy będzie „niosący", a nie „obojętny", to jest rzeczą racjonalną nie kształtować go jako płat płaski, lecz nadać mu właściwy profil.

Nawet przy najbardziej starannem ustawieniu płatów nośnych i statecznika poziomego nie można osiągnąć całkowitego „wyrównoważenia" momentów. Należy bowiem liczyć się z małemi wahaniami obciążenia — np. naskutek zmniejszenia się zapasu benzyny, która nie zawsze znajduje się dokładnie w środku ciężkości samolotu, bądź też naskutek wędrówki pasażerów. Wówczas przychodzi z pomocą s t e r w y s o k o ś c i, nastawiany według potrzeby przez pilota i działający w sposób podobny do poprzednio pokazanego na przykładzie statecznika poziomego. Jeżeli samolot ciąży na głowę, to ujawnia się to w ten sposób, że pilot, by lecieć poziomo, musi „ciągnąć ster" t. j, wywierać nacisk na drążek sterowy tak, jakgdyby chciał się wzbijać. W przypadku samolotu ciążącego na ogon, należy w locie poziomym, przeciwnie, „cisnąć" na ster, t. j. posiłkować się sterem wysokości tak, jak to ma miejsce podczas lotu w dół. Przy całkowicie wyrównoważonym samolocie można ster wysokości puścić swobodnie. Często też spotyka się urządzenia, które pozwalają pilotowi unieruchomić mechanizm sterowniczy w określonem położeniu, odpowiadającem chwilowemu stanowi obciążenia samolotu.

Samolot, wyrównoważony w locie poziomym, może ciążyć na głowę lub ogon przy wznoszeniu lub w locie szybowym, gdyż w związku ze zmianą kierunku ruchu zmienia się kąt natarcia, a wraz z nim położenie siły nośnej płatów. Z reguły żąda się wyrównoważenia tylko dla lotu poziomego i dla lotu szybowego bez silnika, odbywającego się przy stosownym kącie pochylenia toru. Jest też to łatwe do osiągnięcia w wyżej wspomnianym układzie, w którym oś śmigła przechodzi p o n i ż e j środka

ciężkości. Gdy bowiem — naskutek zatrzymania silnika— przestaje działać siła ciągu, to znika też jej moment, który usiłował podnieść przód samolotu. Wówczas przy mało pochylonym locie szybowym musi ustalić się prędkość mniejsza od prędkości lotu poziomego (rozdz. 27, na rys. 108 punkt C wzgl. A), a więc stan, odpowiadający większemu kątowi natarcia. Widzimy jednak, np. z rys. 20, że przy powiększeniu kąta natarcia linja działania siły nośnej przesuwa się naprzód, dołącza się zatem moment, podnoszący przód samolotu. Ten ostatni może zastąpić brakujący moment siły ciągu i w ten sposób ustalić znowu równowagę. W prawidłowo zbudowanym samolocie można ster wysokości swobodnie puścić i przy locie poziomym i przy locie szybowym.

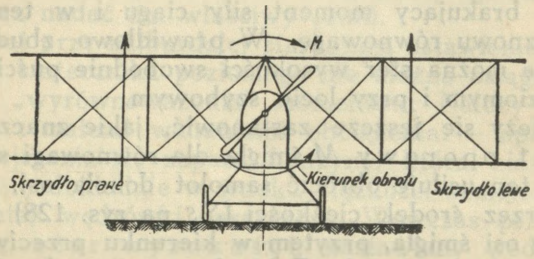
Należy się jeszcze zastanowić, jakie znaczenie ma moment oporowy M śmigła dla równowagi samolotu. Moment ten usiłuje obrócić samolot dokoła osi, przechodzącej przez środek ciężkości (Ss na rys. 128) i równoległej do osi śmigła, przytem w kierunku przeciwnym do kierunku obrotu śmigła. Taki obrót należy do dziedziny ruchów poprzecznych, w sensie wyjaśnień rozdz. 33, podczas gdy siły G, T i P' i ich momenty oddziaływują wyłącznie na ruchy podłużne. Można więc rozpatrywać M całkiem osobno. Przedewszystkiem musimy wyrobić sobie pogląd na przybliżoną wielkość momentu M.

Ponieważ M jest co do wielkości równe momentowi napędowemu silnika, możemy więc zastosować zależność, wyprowadzoną na końcu rozdz. 22:

$$M = 716 \frac{L}{n},$$

gdzie L oznacza moc silnika w KM, n — liczbę obrotów na minutę. Weźmy pod uwagę samolot, rozpatrzony dla przykładu w rozdz. 32, o wadze 1050 kg, z silnikiem o mocy $L = 185$ KM i liczbie obrotów $n = 1400$. Stąd otrzymujemy $M = 716 \cdot 185 : 1400 = 95$ kgm. Taki jest właśnie moment, z jakim śmigło usiłuje obrócić samolot (rys. 134), dążąc do podniesienia prawego skrzydła (dla patrzącego w kierunku lotu), a opuszczenia lewego. Z drugiej strony na prawe i lewe skrzydło przypada po połowie ciężaru, a więc 525 kg. Jeżeli rozpiętość samolotu równa jest okrą-

gło 10 m, to odległość środków obu skrzydeł wyniesie 5 m; należy sobie wyobrazić, że w tych właśnie miejscach są przyłożone siły nośne po 525 kg. Jeżeli teraz przyjmiemy, że siła nośna lewego skrzydła zwiększyła się o 95:5=19 kg. a prawego o tyleż zmniejszyła, to w sumie dają one nadal 1050 kg, natomiast momenty obrotowe obydwóch sił względem osi śmigła nie znoszą się, lecz dają 2,5 (525 + 19) kgm. w kierunku obrotu śmigła, a 2,5 (525—19) kgm. w prze-



Rys. 134. Oddziaływanie momentu obrotowego śmigła na samolot.

ciwnym, tak iż pozostaje $5.19 = 95$ kgm. o znaku odwrotnym do *M*. Widać stąd, że wystarczy zupełnie nieznaczne przesunięcie w rozkładzie sił nośnych obu skrzydeł, aby zrównoważyć działanie momentu *M*. Moment oporowy śmigła będzie zrównoważony, jeżeli np. w naszym przypadku jedno skrzydło będzie niosło o jakie 7% więcej od drugiego. Praktycznie osiąga się tę różnicę bardzo łatwo w ten sposób, że nie ustawia się skrzydeł zupełnie identycznie, lecz nadaje im się nieco różne kąty natarcia, przynajmniej w poszczególnych częściach. Miara zróżnicowania musi być w każdym poszczególnym przypadku ustalona drogą prób. Pozatem pewne błędy w tym kierunku można unieszkodliwić przez użycie lotek, podobnie jak błąd w wyrównoważeniu podłużnem usuwa się przy pomocy steru wysokości. Użycie dwóch przeciwnie obracających się śmigieł, które zastosowali bracia Wright na swych pierwszych samolotach celem usunięcia działania momentu *M*, nie jest bynajmniej konieczne. Nawet w samolotach o dwóch równolegle ustawionych silnikach, gdzie byłoby rzeczą łatwą nadać im

przeciwne kierunki obrotu, pomija się to z reguły, gdyż wobec małej wielkości M nie opłaca się wprowadzać nawet takich drobnych komplikacyj.

Wreszcie należy tutaj wspomnieć, że ster kierunkowy i statecznik pionowy — ustawiony podobnie jak statecznik poziomy przed sterem kierunkowym — (rys. 122)—mogą być użyte do wyrównania niesymetrycznego działania skrzydeł, małych odchyleń kierunku ciągu śmigła i t. d.; uskutecznia się to przez odpowiednie ustawienie statecznika, wyprowadzając go z normalnego położenie przez obrót dokoła pionu. Jest jasne, że takie „czynne" ustawienie usterzenia pionowego należy uważać jedynie za zło konieczne.

Skutki błędów w symetrji, niewyrównane przez jakiekolwiek stałe urządzenia, mogą być usunięte podczas lotu przez wychylenie steru. Powiadamy, że samolot „ciągnie na prawo" albo „ciągnie na lewo", gdy koniecznem jest dla utrzymania normalnego lotu wychylenie steru kierunkowego na lewo, wzgl. na prawo, oraz powiadamy, że „zwisa na prawo" albo „zwisa na lewo", jeżeli wymagane jest odpowiednie działanie lotek.

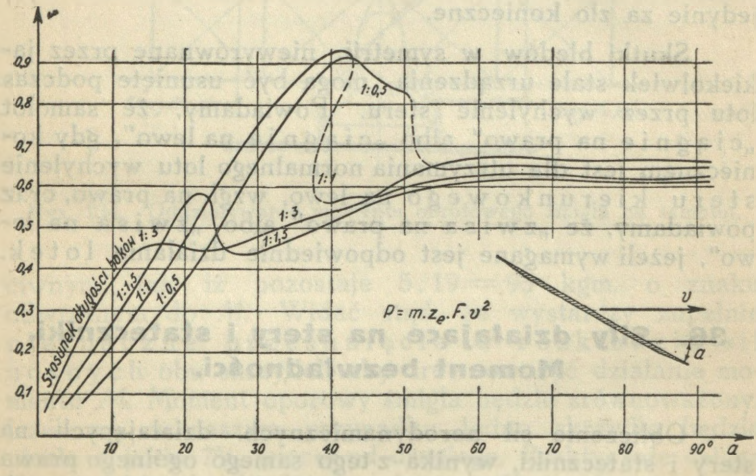
36. Siły działające na stery i stateczniki. Moment bezwładności.

Obliczenie sił aerodynamicznych, działających na stery i stateczniki, wynika z tego samego ogólnego prawa (rozdz. 6), które miało zastosowanie do wszystkich innych dotychczas rozważanych sił, wywieranych przez powietrze. Stateczniki oraz ster wysokości i kierunkowy są zawsze (a lotki często) wykonane jako płaty płaskie, bądź prawie płaskie. Przekrój ich odpowiada naogół profilowi symetrycznemu bardzo płaskiemu i zaostrzonemu z tyłu (rys. 136). Zależności między siłami, działającemi na płaskie płaty, poruszające się w powietrzu z rozmaitemi kątami natarcia, były badane już w najwcześniejszych okresach techniki lotniczej; w rzeczywistości nie są one tak proste, jak początkowo przyjmowano. Oznaczywszy przez P siłę w kg, przez v prędkość w m/sek, przez F rzeczywistą wielkość powierzchni płaskiej w m^2,

przez m gęstość powietrza (normalnie $^1/_8$), wreszcie przez z_e odpowiedni spółczynnik, powinniśmy przyjąć:

$$P = m \,.\, z_e \,.\, F \,.\, v^2.$$

Kwestja polega znowu na tem, jak zachowuje się spółczynnik z_e w rozmaitych przypadkach. Spółczynnik ten jest oczywiście zależny od kąta natarcia, z jakim płat porusza się względem powietrza; prócz tego jednak zależy on od kształtu powierzchni, a mianowicie, jeśli to jest prostokąt, od stosunku jego długości do szerokości. Na rys. 135 jest przedstawiony według danych



Rys. 135. Ciśnienie wiatru na płytę płaską, ustawioną ukośnie, dla różnych stosunków długości boków.

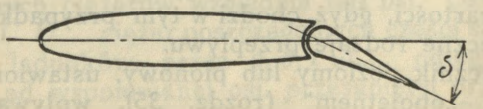
laboratorjum w Göttingen przebieg zmian spółczynnika z_e przy kątach natarcia a od 0^0 do 90^0 dla prostokątnych powierzchni o różnych stosunkach boków, a mianowicie, jak wskazują obok wypisane liczby, dla stosunku długości do szerokości równego 3, 1,5, 1 i 0,5. Rozpatrując krzywą, odpowiadającą stosunkowi 3:1, zobaczymy, że spółczynnik początkowo rośnie proporcjonalnie do kąta natarcia, następnie jednak, mniej więcej przy 12^0, przestaje prawie zupełnie rosnąć i dopiero przy znacznie większych kątach znowu się zwiększa. Stąd wynika, że jeśli mamy do

czynienia ze sterem, którego wymiary odpowiadają mniej więcej stosunkowi 3 : 1, to niema celu nadawać mu ustawienia większego od 12°, chyba, że postaramy się o specjalne urządzenia, któreby poprawiły krzywą charakterystyczną w porównaniu z rys. 135. Tak więc do wzmocnienia działania sterów dążyć należy nie przez zwiększanie ich wychylenia—przynajmniej dla oddzielnie stojących płaszczyzn sterowych. Liczbowo wynosi omawiany spółczynnik w naszym przypadku ok. 0,4 dla wychylenia równego 10°; a zatem, jeżeli kąt a mierzony jest w stopniach, to zamiast z_e możemy pisać $0{,}04\,a$. Przy prędkości 30 m/sek, t. j. 108 km/godz. siła działająca na 1 m² steru, przy maksymalnem wychyleniu 12°, wynosiłaby

$$P = {}^1/_8 \cdot 0{,}04 \cdot 12 \cdot 30^2 = 54 \text{ kg/m}^2.$$

Stery kierunkowe są zazwyczaj szersze, wspomniany stosunek wynosi dla nich ok. 1:1. Widzimy z rys. 135, że działanie tego typu powierzchni, przy tym samym kącie natarcia, jest mniej więcej dwa razy słabsze, a więc z_e wynosi ok. $0{,}02a$; ale zato spółczynnik ten rośnie prawie linjowo aż do kąta natarcia ok. 36° , tak iż osiąga największą wartość przeszło 0,9, t. j. więcej niż podwójną wartość maksymalną, otrzymaną poprzednio dla węższej powierzchni,

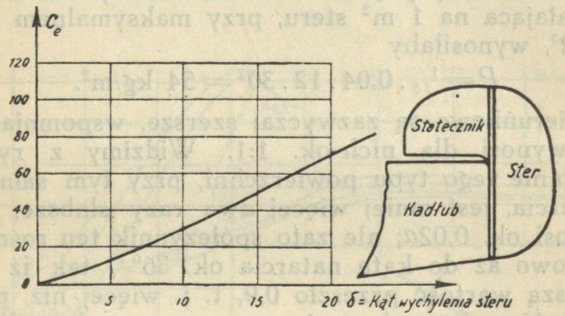
Wyniki pomiarów, przedstawione na rys. 135, odnoszą się do płaskich powierzchni odosobnionych, t. zn. wystawionych na prąd powietrza bez przylegających powierzchni kierowniczych. Naogół jednak stery naszych samolotów pracują w innych warunkach. Przed sterem wysokości ustawiony jest statecznik poziomy, przed sterem kierunkowym—statecznik pionowy, por. np. rys. 122. Jeśli wychylimy ster, nadając mu kąt natarcia δ (rys. 136), wówczas utworzy on z przynależnym statecznikiem kąt rozwarty, równy 180°—δ. Wartość siły aerodynamicz-



Rys. 136. Ster wraz ze statecznikiem.

nej, działającej na powierzchnię, wystawioną w ten sposób na prąd powietrza, nie może być odczytana bez za-

strzeżeń z wykresu 135. Jest jasne, że prowadzenie musi naogół wzmocnić działanie steru. Statecznik i wychylony ster zachowują się razem do pewnego stopnia tak, jak pojedyńcza powierzchnia zakrzywiona. Naskutek tego racjonalne badania sił, działających na ster, muszą obejmować całość usterzenia, utworzonego ze steru i statecznika. Według dotychczasowych obserwacyj można w przybliżeniu uwzględnić wpływ statecznika na wartość spółczynnika z_e, skoro się odpowiednio poprawi stosunek boków powierzchni, t. j. jeśli się dołączy do szerokości steru pokaźną część szerokości statecznika. Rys. 137



Rys. 137. Spółczynnik aerodynamiczny steru przy uwzględnieniu wpływu reszty usterzenia.

wskazuje przebieg zmian spółczynnika $C_e = 200\, z_e$ dla wąskiego steru, stanowiącego element usterzenia, naszkicowanego obok; należy tu zauważyć, że ściany kadłuba zbiegające się w ostrze poniżej statecznika, działają w istocie, jak przedłużenie statecznika. Widzimy, że omawiana krzywa w przybliżeniu przebiega między krzywemi 1:1 i 1:0,5 z rys. 135 (z pominięciem jednak silnego wzrostu, jaki wykazują te ostatnie między 30^0 i 40^0). W praktyce zresztą nie można liczyć na występujące tam wyjątkowo wysokie wartości, gdyż chodzi w tym przypadku o bardzo mało stateczne rodzaje przepływu.

Statecznik poziomy lub pionowy, ustawiony w położeniu nie „obojętnem" (rozdz. 35), wpływa na ster w przeważnej mierze w ten sam sposób, jak gdyby był w położeniu obojętnem. Ostatnio była też wypróbowana konstrukcja, w której statecznik pionowy obraca się przy

wychyleniu steru kierunkowego w tę samą stronę, ale tylko o ułamek kąta wychylenia steru; dzięki temu siły, działające na ster, wyraźniej jeszcze wzrastają.

Powierzchnie sterów wysokości normalnych dwumiejscowych samolotów wynoszą około 1 do 2 m^2. Zrozumiałem jest samo przez się, że ich skuteczność zależna jest jednakże nietylko od wielkości powierzchni, lecz — pomijając zależność od prędkości samolotu — jeszcze od odległości steru od środka ciężkości aparatu. Działanie steru wysokości polega bowiem na tem, że siła aerodynamiczna, wywarta na ster, daje moment obrotowy dokoła środka ciężkości. Moment ten równa się iloczynowi wielkości siły, działającej na ster, przez odległość jej linji działania od środka ciężkości samolotu. Przy małych wychyleniach i niewielkiej szerokości steru można w przybliżeniu przyjąć za ramię siły odległość osi obrotu steru od środka ciężkości samolotu. Przy projektowaniu samolotu bardzo często stosuje się prostą formułkę, według której odległość środka ciężkości od osi steru wysokości czyni się równą połowie rozpiętości samolotu; niema w tem oczywiście nic obowiązującego.

Jeśli chodzi o wielkość potrzebnego momentu sterującego, a więc o zagadnienie, jakiej wielkości wybrać ster i w jakiej odległości od środka ciężkości, to miarodajnym okazuje się obok wielkości samolotu, przedewszystkiem sposób rozłożenia mas. Samoloty, których obciążenie skupione jest przy środku ciężkości, wykazują mniejszą bezwładność przy obrocie, łatwiej poddają się sterowaniu i dzięki temu mogą być zaopatrzone w stery mniejszej wielkości. Za miarodajną wielkość, określającą bezwładność samolotu przy obrotach, należy uważać t. zw. ramię bezwładności wzgl. moment bezwładności.

Ramię bezwładności samolotu można obliczyć dla jakiegokolwiek określonego położenia osi, przesuniętej przez środek ciężkości, skoro znane są wielkości i położenia poszczególnych ciężarów względem tej osi. Oznaczywszy przez $A, B, C, D, \ldots$ ciężar poszczególnych części składowych samolotu i ładunków, przez $a, b, c, d, \ldots$ odległości tych elementów od wspomnianej osi, przesuniętej przez środek ciężkości samolotu, utwórzmy wyrażenie $Aa^2+Bb^2+Cc^2+\ldots$, podzielmy tę sumę przez ciężar całkowity $G=A+B+C+\ldots$ i wyciągnijmy z tego ilorazu pierwiastek kwadratowy:

$$r = \sqrt{\frac{Aa^2 + Bb^2 + Cc^2 + \ldots}{G}}$$

Wielkość r nosi nazwę ramienia bezwładności samolotu względem obranej osi.

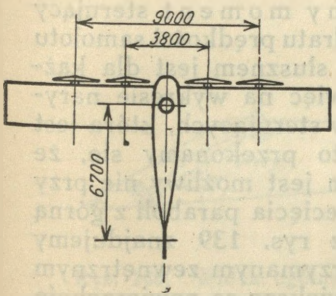
Doświadczalnie określamy ramię bezwładności przez pomiar wahań samolotu. Zawieszamy samolot w tym celu tak, by mógł się wahać dokoła jakiejkolwiek osi, równoległej do prostej, przechodzącej przez środek ciężkości, względem której chcemy określić ramię bezwładności. Jeśli s oznacza odległość środka ciężkości od osi wahań w metrach, t — okres całkowitego wahnięcia (w jedną i drugą stronę) w sekundach, to ramię bezwładności jest $r = \frac{t}{2\pi}\sqrt{g.s}$, przyczem $g = 9{,}81$ m/sek^2, $\pi = 3{,}14$. Właśnie do iloczynu ciężaru całkowitego przez kwadrat ramienia bezwładności, a więc do Gr^2, winna być proporcjonalna wielkość momentu sterującego (w założeniu, że pozostałe okoliczności nie uległy zmianie). Przez moment bezwładności rozumiemy iloczyn z masy i kwadratu ramienia bezwładności, a więc $Gr^2 : g$ (nie należy go mieszać ze spotykanym w nauce o wytrzymałości materjałów momentem powierzchniowym drugiego rzędu, który też często nazywany bywa momentem bezwładności).

Przy badaniu działania steru wysokości chodzi o ruchy dokoła osi poprzecznej samolotu. Ramię bezwładności względem tej osi—dla dwumiejscowego samolotu przeciętnej wielkości—posiada wartość mniej więcej 1,3 do 1,8 m. Należy zauważyć, że dla samolotów wielkich, posiadających liczne silniki oraz załogę, rozmieszczoną w odległych punktach samolotu, ramię bezwładności rośnie w porównaniu do zwykłych samolotów znacznie mocniej, niżby się należało spodziewać ze względu na jego wymiary. Dlatego też samoloty-olbrzymy otrzymują stosunkowo bardzo wielkie stery.

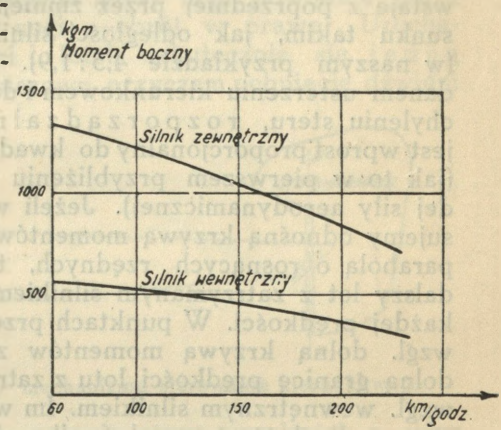
Stery kierunkowe normalnych dwumiejscowych samolotów posiadają powierzchnię około 1 m^2. O wpływie odległości środka ciężkości można powiedzieć to samo, co przy sterze wysokości. Przy wychyleniu steru kierunkowego samolot obraca się dokoła osi pionowej, przechodzącej przez środek ciężkości. Ramię bezwładności względem tej osi powiększa się wówczas, gdy samolot

posiada silniki umieszczone nazewnątrz kadłuba. Zresztą samoloty tego typu muszą posiadać wyjątkowo wielki ster kierunkowy jeszcze dla innej przyczyny.

Na rys. 138 jest naszkicowany samolot - olbrzym z czterema silnikami po 175 KM, umieszczonemi na skrzydłach. Cel rozłożenia siły napędowej na cztery jednostki polega głównie na tem, by, w razie uszkodzenia jednego silnika lub jego części, móc jeszcze lecieć przy pomocy pozostałych, choćby ze zmniejszoną sprawnością lotu. Należy tu jednak zauważyć, że siła ciągu każdego poszczególnego śmigła posiada linję działania, która bynajmniej nie zbie-



Rys 138. Czterosilnikowy samolot-olbrzym.



Rys. 139. Przebieg zmian momentu bocznego.

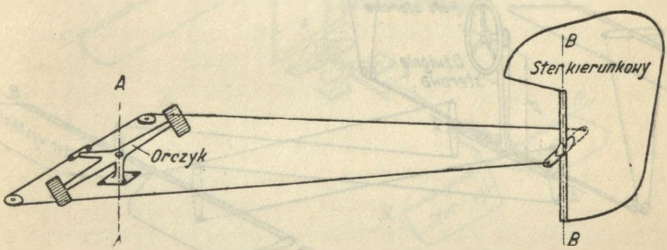
ga się z osią podłużną samolotu. Dopóki pracują z równą mocą wszystkie cztery silniki — albo przynajmniej każde dwa jednakowo odległe od środka — dopóty wypadkowa sił pociągowych przechodzi wzdłuż osi podłużnej samolotu, a więc przez jego środek ciężkości; dzięki temu możemy uważać za obowiązujące nasze poprzednie rozważania o równowadze (rozdz. 35). Cóż się stanie jednakże, gdy np. pierwszy silnik z lewej strony zawiedzie? Siła ciągu jego śmigła, pomnożona przez odległość jego osi od równoległej doń osi samolotu (w tym przykładzie 4,5 m), dawała moment obrotowy względem osi pionowej; z chwilą zatrzymania silnika zabraknie tego momentu dla zachowania równowagi. Samolot zaczyna „ciągnąć w lewo", t. zn. że koniecznem staje się wychylenie steru kierunko-

wego na prawo, jeżeli chcemy zapobiec obrotowi samolotu w lewo. Wielkość niezbędnego momentu sterującego zależna jest od prędkości samolotu. Jak wiemy z rozdz. 18, siła ciągu śmigła zmniejsza się w miarę wzrostu prędkości lotu v; a więc w przypadku zatrzymania np. silnika zewnętrznego — moment niezbędny dla utrzymania równowagi będzie tem mniejszy, im prędkość v — większa. Odpowiedni wykres widzimy na rys. 139. Na tymże rysunku znajdujemy drugą opadającą krzywą, która przedstawia moment ciągu wewnętrznego silnika, a która powstaje z poprzedniej przez zmniejszenie rzędnych w stosunku takim, jak odległości silników od osi podłużnej (w naszym przykładzie 4,5 : 1,9). Z drugiej strony, przy danem usterzeniu kierunkowem i danem największem wychyleniu steru, rozporządzalny moment sterujący jest wprost proporcjonalny do kwadratu prędkości samolotu (jak to w pierwszem przybliżeniu słusznem jest dla każdej siły aerodynamicznej). Jeżeli więc na wykresie narysujemy odnośną krzywą momentów sterujących, która jest parabolą o rosnących rzędnych, to przekonamy się, że dalszy lot z zatrzymanym silnikiem jest możliwy nie przy każdej prędkości. W punktach przecięcia paraboli z górną wzgl. dolną krzywą momentów z rys. 139 znajdujemy dolną granicę prędkości lotu z zatrzymanym zewnętrznym wzgl. wewnętrznym silnikiem. Im większe są powierzchnie steru, odległość steru od środka ciężkości oraz spółczynnik aerodynamiczny steru przy jego największem wychyleniu, tem mniejsze są prędkości, przy których możliwe jest jeszcze wyrównanie lotu w razie zatrzymania bocznego silnika. Należy nadto pamiętać, że jeśli samolot — z zatrzymanym jednym silnikiem — ma nietylko móc lecieć w prostej linji, lecz i zakreślać przepisane tory, to musi istnieć pewien nadmiar momentu sterującego w porównaniu z tem, co jest konieczne do utrzymania równowagi.

Przy projektowaniu steru wysokości tak skomplikowane rozważania naogół nie wchodzą w rachubę. Często w samolotach-olbrzymach dzieli się niezbędną powierzchnię sterującą pomiędzy dwa lub więcej poszczególnych sterów, umieszczonych obok siebie wzgl. jeden nad drugim (por. rys. 143).

37. Mechanizm sterowania.

Ster wysokości, ster kierunkowy i lotki samolotu muszą być w ten sposób zmontowane, aby ich uruchomienie, t. zn. osiągnięcie dowolnego wychylenia w powyżej przewidzianych granicach, było możliwe podczas lotu. Od początku rozwoju techniki lotniczej przyjęły się prawie niezmienne wzory mechanizmów sterowniczych, które utrzymują się naogół we wszystkich krajach. Tak więc ster kierunkowy uruchamiany jest zapomocą orczyka w ten sposób, że wysunięcie lewej nogi powoduje obrót w lewo, nacisk prawej nogi —obrót w prawo. Uruchamianie steru wysokości i lotek uskutecznia się jedną i tą samą dźwignią sterową, przyczem pchnięcie dźwigni

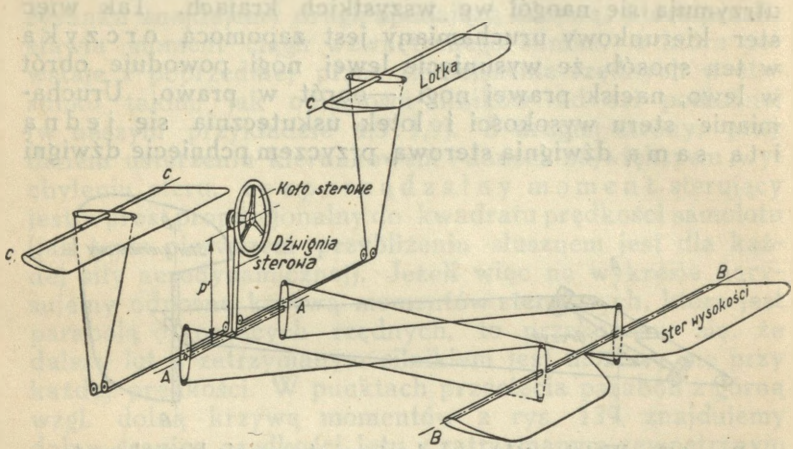


Rys. 140. Widok ogólny mechanizmu sterowania kierunkowego.

naprzód powoduje opuszczenie steru wysokości, a więc pochylenie wdół przodu samolotu; pochylenie zaś na prawo dźwigni (albo obrót w prawo umocowanego na niej koła sterowego) ma za skutek odpowiednie wychylenie lotek, które powoduje opuszczenie prawego skrzydła samolotu. W ten sposób ustanowiona zależność między ruchami pilota i wywołanemi przez nie zmianami położenia samolotu odpowiada naturalnemu instynktowi.

Rys. 140 wskazuje na konstrukcyjne połączenie dźwigni, umocowanej na sterze kierunkowym, z uruchamianym przez pilota orczykiem, który obraca się dokoła pionowej osi *A A*, sztywno osadzonej w samolocie. Linki biegną od orczyka wprost (nie skrzyżowane) do miejsc umocowania na sterze kierunkowym. Na rys. 141 naszkicowane są analogiczne części, służące do uruchomienia steru wysokości i lotek, przyczem dla tych ostatnich przyjęty został mechanizm z kołem sterowem (kierownicą), co stanowi

układ powszechnie stosowany na większych samolotach. Pchnięcie dźwigni, na której osadzone jest koło sterowe, obraca obydwie dźwignie *A A* (które w położeniu równowagi są pionowe) dokoła ośki, położonej wpoprzek samolotu. Dźwignie, osadzone na sterze wysokości, w położeniu równowagi są też pionowe; połączone są one z pierwszemi przy pomocy s k r z y ż o w a n y c h linek, tak iż wyko-

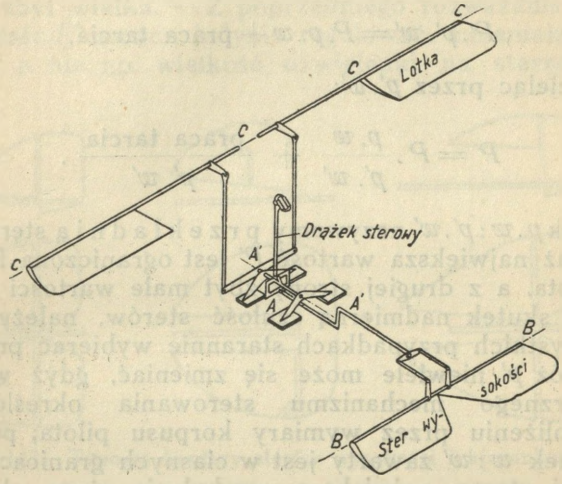


Rys. 141. Widok ogólny mechanizmu kierującego sterem wysokości i lotkami (z kołem sterowem).

nywują obroty w przeciwnych kierunkach. Na wałku koła sterowego umocowana jest linka druciana, która, biegnąc po wielu krążkach, prowadzi do obydwóch dźwigienek umieszczonych na lotkach. Obracając koło w prawo, podnosimy prawą, a opuszczamy lewą lotkę, przyczem obydwie obracają się w przeciwne strony dokoła osi *C*.

Bardzo często stosuje się zamiast koła sterowego drążek sterowy, rys. 142. Pilot trzyma rękojeść drążka sterowego jedną ręką, pochylając go według potrzeby na prawo lub na lewo, naprzód lub wstecz. Boczne ruchy działają na lotki, ruch naprzód i wstecz — na ster wysokości. Prócz tego w konstrukcji, przedstawionej na rys. 142, przenoszenie ruchów sterujących od pilota do sterów uskutecznia się nie przy pomocy linek, lecz przez sztywne drążki i wałki. Części takie, jak orczyk, dźwignia

steru wysokości, koło sterowe, wzgl. drążek sterowy, stanowią mechanizm wewnętrzny sterowania, podczas gdy prowadzące do sterów linki, drążki i t. p. wraz z pewnemi pośredniemi dźwigniami tworzą przewody sterujące.



Rys. 142. Widok ogólny mechanizmu kierującego sterem wysokości i lotkami (z drążkiem sterowym).

Za pośrednictwem przewodów sterujących przenoszone są siły, działające na stery, na odpowiednie części wewnętrznego mechanizmu sterowania. Praca, którą pilot wykonywa dla uruchomienia sterów, równa jest pracy wykonanej wbrew siłom działającym na ster i powiększonej nadto o pracę tarcia, rozproszoną w przewodach, na krążkach i w łożyskach. Należy zawsze usiłować przez odpowiednią konstrukcję możliwie zmniejszyć siły tarcia. Pracę, wykonaną na sterze wychylonym o określony kąt w, liczymy według wzoru $P.p.w$, gdzie P oznacza siłę aerodynamiczną, działającą na ster, p — odległość jej linji działania od osi steru. Wartości P i p określa się przy pomocy badań, które należy wykonać nie na oddzielnych sterach, lecz na całem usterzeniu, bądź na odpowiadającym mu modelu (por. rozdz. 36).

Nazwijmy przez P' siłę wywartą przez pilota, przez p' odległość jej punktu przyłożenia od osi obrotu wewnętrznej dźwigni sterowej (por. np. rys. 141, na którym wskazana jest odległość p'), wreszcie przez w' kąt, o jaki musi się obrócić dźwignia sterowa, aby ster wychylił się o kąt w; mamy wówczas

$$P'.p'.w' = P.p.w + \text{praca tarcia},$$

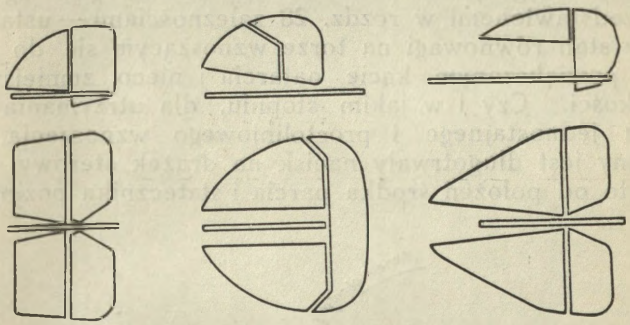
albo, dzieląc przez $p'.w'$:

$$P' = P.\frac{p.w}{p'.w'} + \frac{\text{praca tarcia}}{p'.w'}.$$

Stosunek $p.w : p'.w'$ nazywamy przekładnią sterowania. Ponieważ największa wartość P' jest ograniczona fizyczną siłą pilota, a z drugiej strony zbyt małe wartości P' miałyby za skutek nadmierną czułość sterów, należy przeto we wszystkich przypadkach starannie wybierać przekładnię. Otóż p' niewiele może się zmieniać, gdyż wymiary wewnętrznego mechanizmu sterowania określone są w przybliżeniu przez wymiary korpusu pilota; podobnie i stosunek $w : w'$ zawarty jest w ciasnych granicach, gdyż z jednej strony największe wychylenie steru określone jest cechami samolotu, a z drugiej wychylenie dźwigni sterowej — swobodą ruchów pilota. Pozostaje więc właściwie do wyboru w szerokich granicach tylko wielkość p t. j. odległość punktu przyłożenia siły aerodynamicznej od osi obrotu steru. Decydujemy o wielkości p przez obranie położenia osi steru.

Z reguły, zwłaszcza w mniejszych samolotach, oś tworzy równocześnie przednią krawędź steru (patrz np. na rys. 122 ster wysokości i lotki, a częściowo też ster kierunkowy). Przy tym układzie p ma zawsze wartość dodatnią, którą z pewną dokładnością znaleźć można tylko przez pomiar w tunelu aerodynamicznym.—Jeżeli dla tej wartości p siła P' wypada zbyt wielka, to przesuwamy oś obrotu steru więcej do wewnątrz, albo przedłużamy ster częściowo poza oś, jak to ma miejsce ze sterem kierunkowym na rys. 122 i 140. W ten sposób można zmniejszyć p aż do zera — ster „odciążony“ — a nawet uczynić ujemnem. Niektóre zarysy sterów przedstawia rys. 143. Ster

taki, jak ster kierunkowy na rys. 122 albo 140, nazywamy „częściowo odciążonym"; zupełne odciążenie oznaczałoby, że $p = 0$, przyczem siła P', wywierana przez pilota, byłaby wówczas określona tylko siłą tarcia. Nie poleca się jednak iść zbyt daleko z odciążaniem, gdyż w przeciwnym razie wrażliwość steru na nieprzewidziane wpływy byłaby zbyt wielka. — Z poprzedniego rozważania widać, że wielkość P' można jedynie regulować, zmieniając odległość p, a nie np. wielkość dźwigienki na sterze i t. p.



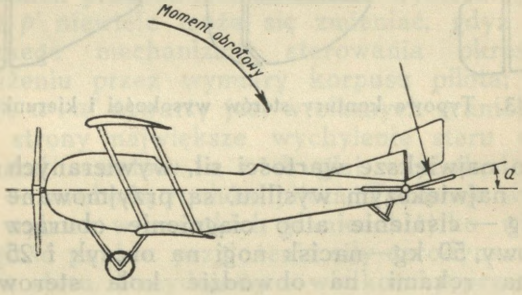
Rys. 143. Typowe kontury sterów wysokości i kierunkowych.

Jako największe wartości sił, wywieranych przez pilota przy największym wysiłku, są przyjmowane przeciętnie: 30 kg — ciśnienie albo ciągnienie oburącz na drążek sterowy, 50 kg—nacisk nogi na orczyk i 25 kg—siła, wywierana rękami na obwodzie koła sterowego. Na bardzo wielkich samolotach nie zawsze jest możliwem uczynić P' dostatecznie małem przez odciążenie sterów, gdyż już same siły tarcia stanowią zbyt wiele. W tym przypadku należy uciec się do sterowania pośredniego przy pomocy t. zw. serwomotorów, które już oddawna znalazły zastosowanie przy sterowaniu wielkich okrętów.

38. Sposób działania sterów.

Sposób działania steru wysokości można stosunkowo łatwo zrozumieć. Jeżeli podczas lotu poziomego pociągnięciem drążka sterowego wychylimy ster wysokości do góry (rys. 144), to ster dozna siły, skierowanej

prawie pionowo na dół; siła ta wywrze moment obrotowy na samolot, podnosząc jego przód, a opuszczając ogon. W chwili, gdy to się dzieje, posiada samolot jeszcze prędkość, co do wielkości i kierunku taką, jak w locie poziomym. Naskutek obrotu samolotu następuje zwiększenie kąta natarcia, wobec czego siła nośna — przy zachowaniu tej samej prędkości—rośnie. Ten nadmiar siły nośnej (w porównaniu z ciężarem samolotu) nadaje mu przyśpieszenie do góry, t. j. wytwarza coraz to większą składową prędkości, skierowaną do góry; trwa to aż do chwili, gdy—zgodnie z przedstawionemi w rozdz. 28 zależnościami — ustali się nowy stan równowagi na torze wznoszącym się do góry, przy powiększonym kącie natarcia i nieco zmniejszonej prędkości. Czy i w jakim stopniu, dla utrzymania tego stanu jednostajnego i prostolinjowego wznoszenia, konieczny jest długotrwały nacisk na drążek sterowy — zależy to od położeń środka parcia i statecznika poziomego

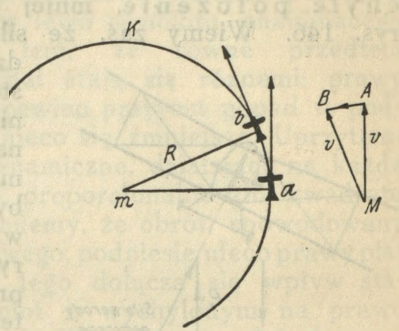


Rys. 144. Sposób działania steru wysokości.

(rozdz. 35). Pozatem ten stan wznoszenia może pozostać trwałym, aż do czasu, gdy rozrzedzenie powietrza, zjawiające się wraz z rosnącą wysokością, nie zacznie odgrywać poważnej roli (por. rozdz. 29).

Znacznie bardziej skomplikowana jest sprawa sterowania kierunkowego. Oczywiście i tu przez obrót orczyka można nadać sterowi wychylenie np. na lewo i dzięki temu wywołać poziomą siłę aerodynamiczną, prawie prostopadłą do kierunku lotu, działającą na ster od strony lewej ku prawej; wywołany w ten sposób moment obrotowy pcha przód samolotu na lewo, a ogon na

prawo. Ale przez ten obrót samolotu cel sterowania bynajmniej nie jest osiągnięty. Celem jest rozpoczęcie lotu krzywolinjowego, w naszym przypadku po krzywej lewoskrętnej. Z tem związana jest przedewszystkiem konieczność istnienia siły, działającej od prawej strony ku lewej, która odchyla wektor prędkości. Wyjaśnimy to na rys. 145.



Rys. 145. Siła odśrodkowa.

Jeśli samolot ma się poruszać po okręgu K (rys. 145) od a do b, to prędkość, panująca w punkcie a, równa MA, musi być zmieniona na prędkość MB, przynależną do punktu b, a to przez dołączenie przyśpieszenia AB, skierowanego na lewo. Po upływie krótkiego bowiem przeciągu czasu prędkość będzie równa sumie geometrycznej prędkości początkowej i przyśpieszenia pomnożonego przez t. Oznaczamy przez R promień koła K i przez t czas, w którym przebyta została droga ab, będzie więc $ab = v \,.\, t$; następnie z podobieństwa trójkątów mab i MAB wynika:

$$R : (v \,.\, t) = v : AB, \qquad AB = \frac{v^2}{R} \cdot t,$$

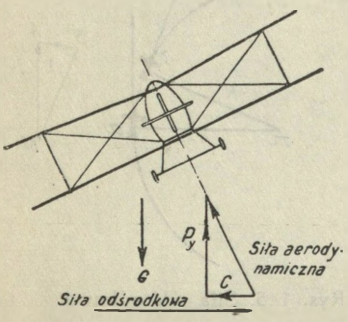
a więc niezbędne przyśpieszenie, albo zmiana prędkości na jednostkę czasu, wynosi $v^2 : R$. Jeżeli ciężar samolotu jest G, a więc masa $G : g$, to siła, potrzebna do lotu po lewoskrętnej krzywej o promieniu R, równa się masie pomnożonej przez przyśpieszenie czyli $G\,v^2 : g \,.\, R$, i działa w kierunku dośrodkowym (skierowana do środka koła). Oznaczmy ją przez C, to będzie:

$$C = \frac{G \,.\, v^2}{g\ R}.$$

Skąd jednak pochodzi ta siła? Jak wiadomo, siłę przeciwną do siły C, a skierowaną na zewnątrz i równą jej co do wielkości, nazywamy siłą odśrodkową. Gdyby

samolot był uwiązany liną do środka koła, wówczas siła odśrodkowa ujawniłaby się pod postacią naciągu liny.

By wyjaśnić sobie, w jaki sposób powstaje naprawdę siła C, najlepiej jest zaobserwować samolot rzeczywiście lecący po krzywej lewoskrętnej. Zobaczymy wówczas, że samolot przyjmuje na krzywej zupełnie określone pochyłe położenie, mniej więcej takie, jak wskazuje rys. 146. Wiemy zaś, że siły aerodynamiczne zawsze działają w przybliżeniu prostopadle do płatów. Stąd wynika, że siła aerodynamiczna naskutek pochyłego położenia samolotu również musi być pochylona, a mianowicie w ten sposób, iż na naszym rysunku skierowana jest od prawej strony ku lewej. A zatem siła ta prócz składowych, leżących w płaszczyźnie pionowej — siły nośnej i oporu czołowego (ten ostatni niewidoczny, gdyż działa prostopadle do płaszczyzny rysunku) —posiada jeszcze poziomą składową, skierowaną na lewo. Aby panowała równowaga w locie krzywolinjowym, musi ta pozioma siła posiadać poprzednio obliczoną wartość C, skąd wynika, że pochylenie samolotu względem pionu musi być równe $C:G$, a więc zgodnie z powyżej wyprowadzonym wzorem:



Rys. 146. Pochyłe położenie samolotu na torze krzywolinjowym.

$$C:G=\frac{v^2}{g\,.\,R}.$$

Rozważanie to doprowadziło nas do następującego wyniku: aby lecieć po krzywej, samolot musi przybrać pochyłe położenie, przyczem pochylenie względem początkowo pionowej osi jest wprost proporcjonalne do kwadratu prędkości, a odwrotnie proporcjonalne do promienia krzywej.

Teraz jest również jasnem, co musi się dziać, by samolot przeszedł do lotu krzywolinjowego. Nie wystarcza wywołać przez wychylenie steru kierunkowego obrót osi

podłużnej dokoła pionu, należy jeszcze doprowadzić samolot do położenia pochylonego.

W dawnych samolotach z małą prędkością, a względnie dużą rozpiętością, już sam obrót dokoła pionu, w połączeniu z działaniem dużego, wysoko położonego statecznika pionowego, wystarczał do wywołania położenia pochyłego. Obrót bowiem w lewo samolotu, znajdującego się w ruchu, polega na tem, że równe przedtem prędkości v obydwu skrzydeł stają się różnemi: prawy koniec skrzydła otrzymuje pewien przyrost ponad v, podczas gdy prędkość lewego nieco się zmniejsza. Uprzytomniając sobie, że siły aerodynamiczne, działające na każdą część dowolnego ciała, są proporcjonalne do kwadratu prędkości (rozdz. 6), zrozumiemy, że obrót, spowodowany wychyleniem steru kierunkowego, podniesie nieco prawy płat nośny, a opuści lewy. Do tego dołącza się wpływ statecznika pionowego. Samolot z wychylonym na prawo ogonem leci w pierwszej chwili jeszcze w dotychczasowym kierunku, i dzięki temu statecznik pionowy otrzymuje ciśnienie skierowane w lewo. Jeżeli ta pozioma siła przebiega ponad środkiem ciężkości, to powstaje moment obrotowy, który usiłuje obrócić samolot dokoła jego osi podłużnej w kierunku pożądanego pochylenia. Jak widzimy, chodzi o to, by umieszczać statecznik pionowy na właściwej wysokości względem całego samolotu i steru kierunkowego. (Dla statecznika poziomego wysokość ustawienia nie jest istotną, gdyż położenie sił pionowych nie ulega zmianie podczas pionowych przesunięć).

We współczesnych samolotach o wielkiej prędkości i małej rozpiętości omawiane pochylenie, wywołane różnicą prędkości na końcach skrzydeł, występuje tylko w nieznacznym stopniu. Powstałe naskutek obrotu zwiększenie oraz zmniejszenie siły nośnej na końcach skrzydeł jest zbyt małe w porównaniu z całkowitą wielkością siły nośnej. Również działanie statecznika pionowego nie jest wystarczające, chyba że jego wymiary są bardzo wielkie. Tak więc pozostaje tylko jeden sposób do osiągnięcia lotu krzywolinjowego: użycie lotek. Jednocześnie z uruchomieniem steru kierunkowego nadajemy prawej lotce wychylenie w dół, lewej—w górę. Dzięki temu powiększa się siła nośna z prawej strony, zmniejsza z lewej, oraz

osiąga się pochylenie samolotu w żądanym stopniu (dokładniej o działaniu lotek patrz rozdz. 40). Działanie lolek w locie krzywolinjowym jest obecnie z reguły ważniejsze, niż steru kierunkowego.

Pozatem zadaniem lotek, jak to już było wspomniane w rozdz. 33, jest ustatecznienie w kierunku poprzecznym, o czem będzie jeszcze mowa w następnych rozdziałach.

39. Stateczność podłużna.

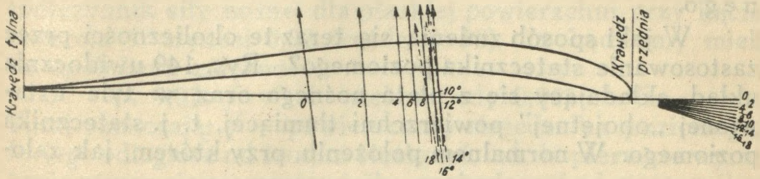
Już w rozdziale 33 wyjaśniliśmy, co rozumiemy przez stateczność podłużną. Obecnie okażemy, dlaczego samolot, składający się jedynie z płatów nośnych, silnika, śmigła i ładunku, jest niestateczny, i w jaki sposób przy pomocy statecznika poziomego oraz steru wysokości czynimy go statecznym w kierunku podłużnym. [1])

W rozdziale 34 omówiono, powołując się na rys. 20, położenie linji wypadkowej parć na płat nośny. Jeżeli spojrzymy jeszcze raz na ten rysunek, albo na rysunki od 21 do 25, to przekonamy się, że wraz z rosnącym kątem natarcia wypadkowa sił, działających na płaty, wędruje ku przodowi, w kierunku krawędzi natarcia t. j. przedniej krawędzi skrzydła. W tem zjawisku tak zwanej wędrówki środka parcia, kryje się przedewszystkiem przyczyna niestatecznego zachowania się obciążonych płatów nośnych.

Na rys. 147 zostały dokładnie uwidocznione (zgodnie z wykresami od 17 do 20) dla kątów natarcia 0^0, 2^0, 4^0 i t. d. kierunek i położenie siły wypadkowej, działającej na profil, przedstawiony na rys. 15. Załóżmy teraz dla przykładu (rys. 148), że kąt natarcia samolotu jest 4^0 i że następuje nagle zakłócenie, np. uderzenie wiatru od przodu, które podbija nieco samolot, a więc powiększa na chwilę jego kąt natarcia, powiedzmy do 5^0. Siła aerody-

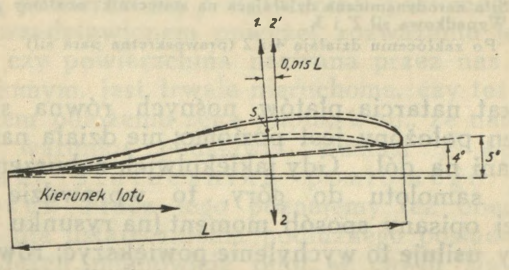
[1]) Dalej idące rozważania w tej kwestji podają *R. Fuchs i L. Hopf* w dwóch rozprawach: „Momentenausgleich und statische Längsstabilität“ oraz „Die statische Stabilität des Doppeldeckers“, pomieszczonych w „Technische Berichte der Flugzeugmeisterei“, Tom I i II, Berlin: R. C. Schmidt 1917.

namiczna, działająca przy kącie natarcia 5°, przechodzi teraz, jak wskazują rysunki 147 i 20, bliżej krawędzi natarcia o 1,5% szerokości, co przy szerokości płata 1,40 m stanowi okrągło 2 cm. Ponieważ samolot przed zakłóce-



Rys. 147. Kierunek i położenie sił aerodynamicznych dla różnych kątów natarcia.

niem był w równowadze, więc siła ciężkości wraz z ciągiem śmigła i oporem szkodliwym równoważyły poprzednio działającą siłę aerodynamiczną. Obecnie, po zakłóceniu, siła ciężkości i inne wymienione siły działają nadal w tych samych miejscach, natomiast siła aerodynamiczna jest przesunięta ku przodowi o 2 cm; naskutek zakłócenia powstaje więc moment obrotowy równy co do wiel-



Rys. 148. Działanie małego zakłócenia na płat nośny.

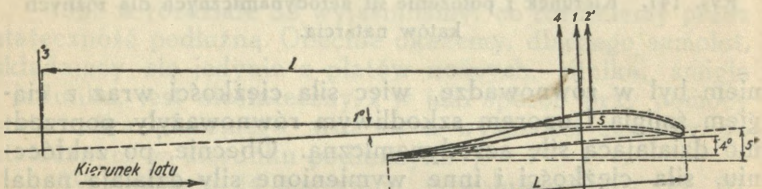
1. Siła aerodynamiczna przed zakłóceniem.
2. Siła ciężkości + ciąg śmigła + opór szkodliwy.
2.' Siła aerodynamiczna po zakłóceniu.

Przed zakłóceniem działają siły 1 i 2 (równowaga), po zakłóceniu działają siły 2' i 2 (lewoskrętna para sił).

kości w przybliżeniu iloczynowi ciężaru przez ramię 2 cm i działający w ten sposób, że usiłuje wywołać powiększenie kąta natarcia, a zatem dalsze zadzieranie przodu samolotu do góry. Mamy tu przed sobą przypadek,

wspomniany w rozdziale 33, kiedy wywołane przez zakłócenie siły (tutaj para sił, dążąca do wywołania obrotu we wskazanym wyżej kierunku) powodują powiększenie zakłócenia. To jednakże stanowi, jak to poprzednio wyjaśniliśmy, typową cechę położenia niestatecznego.

W jaki sposób zmienią się teraz te okoliczności przez zastosowanie statecznika poziomego? Rys. 149 uwidocznia układ, składający się z płata nośnego oraz w tyle ustawionej „obojętnej" powierzchni tłumiącej, t. j. statecznika poziomego. W normalnem położeniu, przy którem, jak założyliśmy, kąt natarcia płatów nośnych równa się 4^0, statecznik ten położony jest poziomo; nie działa nań siła ani do góry, ani na dół. Gdy jakiekolwiek zaburzenie zadziera przód samolotu do góry, to wprawdzie powstaje w powyżej opisany sposób moment (na rysunku lewoskrętny), który usiłuje to wychylenie powiększyć; równocześnie jednakże statecznik poziomy otrzymuje obecnie kąt natarcia równy kątowi tego wychylenia oraz doznaje naskutek tego działania siły, skierowanej do góry. Siła ta wywołuje, jak to odrazu widać, moment obrotowy o ramieniu równem odległości statecznika poziomego od środka ciężkości samolotu—przytem moment ten obraca aparat wprawo i dzięki temu przeciwdziała wychyleniu. Przez złożenie siły 3, działającej na statecznik poziomy (rys. 149), z siłą 2', działającą na płaty nośne, powstaje wypadkowa 4, przesunięta w stosunku do 2' o tyle na lewo, ile wy-



Rys. 149. Działanie małego zakłócenia na płat nośny połączony ze statecznikiem poziomym.

1, 2, 2' jak na rys. 148.
3. Siła aerodynamiczna działająca na statecznik poziomy po zakłóceniu.
4. Wypadkowa sił 2' i 3.
Po zakłóceniu działają 4 i 2 (prawoskrętna para sił)

nika z wartości momentu siły 3. Zadanie więc polega jedynie na wykonaniu statecznika poziomego takiej wielkości, by prawoskrętny moment, określony statecznikiem poziomym, był większy od lewoskrętnego, pochodzącego od wędrówki środka parcia. Jeśli przyjmiemy, że spółczynnik siły nośnej dla płaskiej powierzchni przy kącie natarcia 1^0 wynosi 0,02 (rozdział 36), to będziemy mieli do spełnienia zależność:

$$m.\ 0{,}02.\ f.\ v^2.\ l \text{ większe od } 0{,}015.\ t.\ G.$$

Tutaj oznaczają: f — powierzchnię statecznika poziomego, l—jego odległość od środka ciężkości, tak iż pierwsze wyrażenie równa się momentowi siły, pochodzącej od statecznika; następnie G oznacza ciężar całkowity, t—szerokość płatów nośnych, a 0,015—liczbę, która określa w danym przypadku wędrówkę środka parcia zgodnie z rys. 20 (t. j. $1{,}5\%$ dla 1^0). Z tego warunku przekonywujemy się np., że dla określenia niezbędnej długości kadłuba (mało różniącej się od l) miarodajna jest przedewszystkiem szerokość płatów t, w żadnym zaś razie rozpiętość skrzydeł. Jeżeli więc zastąpimy dwupłatowiec trójpłatowcem o równej powierzchni nośnej i tej samej rozpiętości, to będziemy mogli zmniejszyć długość kadłuba w stosunku 2:3, o ile tylko zachowamy niezmienioną powierzchnię f statecznika poziomego.

W przedstawionem powyżej rozważaniu jest rzeczą obojętną, czy powierzchnia nazwana przez nas statecznikiem poziomym, jest trwale nieruchoma, czy też utrzymywana w tem położeniu ręką pilota, t. zn., że należy w powyższym warunku podstawić zamiast f sumę powierzchni statecznika poziomego i steru wysokości. Prócz tego poznajemy też obecnie, jakie znaczenie dla ustatecznienia podłużnego posiada ster wysokości. Jeżeli mianowicie pilot, w chwili zjawienia się zaburzenia, zamiast trzymać ster wysokości nieruchomo, wychyli go w odpowiednią stronę, a więc skieruje w dół, o ile samolot wychyla się ku górze, to oczywiście w ten sposób opanowanie zakłócenia zostaje przyśpieszone. Od innych względów zależy, jaką część całej niezbędnej wielkości f uczynić sztywną, a jaką ruchomą. Samolot jest zwrotniejszy, lecz mniej stateczny, gdy kosztem statecznika powiększa się ster. Spotyka się też samoloty, które wogóle nie posiadają sztywnego statecznika poziomego, lecz tylko odpowiednio większy ster wysokości.

Wymaga to bezwątpienia bardzo wielkiej uwagi ze strony pilota, daje jednak wzamian korzyść dużej zwrotności.

W powyższych rozważaniach niewiele się zmieni, jeżeli statecznik poziomy już na wstępie ustawiony jest nie „obojętnie", lecz otrzymuje, celem zachowania równowagi, już w locie poziomym dodatni wzgl. ujemny kąt natarcia (rozdz. 35). Należy tylko przy „niosącym" stateczniku poziomym nie zapominać, że wzrost siły nośnej przy rosnącym kącie natarcia ma pewną granicę. Wraz z osiągnięciem tej granicy traci statecznik swoje ustateczniające własności (por. rys. 135 i związane z tem uwagi rozdz. 36). — Przy użyciu wklęsłych stateczników albo sterów pozostaje oczywiście wszystko w mocy, jak dla płaskich powierzchni, należy tylko w rachunku wstawić spółczynniki siły nośnej odpowiedniego profilu.

Obecnie nie trudno też zrozumieć, dlaczego samolot z silnie cofniętemi skrzydłami w kształcie strzały może nawet bez statecznika poziomego (rys. 126) posiadać stateczność podłużną. Należy tylko sobie wyobrazić, że powierzchnie skrzydeł są w ten sposób ukształtowane, iż końce skrzydeł, leżące w tyle, posiadają w locie poziomym kąt natarcia zero. Jeżeli występuje zakłócenie, wówczas te końce skrzydeł działają dokładnie tak, jak obojętnie ustawiony statecznik poziomy, którego odległość od środka ciężkości samolotu odpowiada odległości, w jakiej położone są końce skrzydeł za środkiem ciężkości.

Powyższe rozważania nie wyczerpują bynajmniej teorji stateczności podłużnej. To, cośmy tutaj przedstawili, jest tylko zarysem tak zwanych *statycznych* warunków stateczności, rozpatrywaliśmy bowiem jedynie takie siły, które powstają przy zaburzeniu naskutek zmiany położenia samolotu. Istnieją jednak też siły powstające wskutek *zmian prędkości*; w związku z tem należy do rachunku wprowadzić rozmaite składowe momentu bezwładności. Te dalej sięgające roztrząsania należą do dziedziny t. zw. *dynamicznej* stateczności, która nie może być badana bez pomocy wyższej matematyki. Musi nam tu wystarczyć stwierdzenie, że nasze normalne samoloty posiadają przeważnie tak duże powierzchnie stateczników poziomych i sterów wysokości, że statyczne warunki stateczności są w całości lub w przybliżeniu spełnione. Teorja stateczności dynamicznej uczy,

że ze względu na występujące przy każdym obrocie siły tłumiące, nawet nieco mniejsze wymiary powierzchni ustateczniających można uznać za wystarczające; jest to prócz tego korzystne ze względu na zwrotność samolotu w odniesieniu do kierunku pionowego, w każdym razie nie należy zbytnio powiększać stateczności statycznej, a więc zbyt sowicie wymiarować statecznik poziomy.[1])

O próbach uzyskania stateczności podłużnej przy pomocy działania giroskopowego lub innych „sztucznych" środków ustateczniających, będzie mowa w następnym rozdziale.

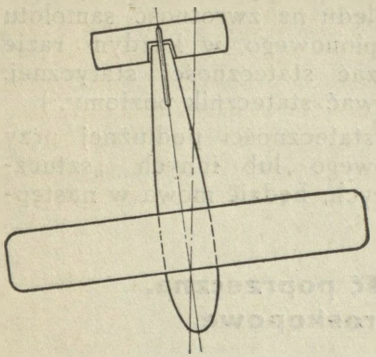
40. Stateczność poprzeczna. Działanie giroskopowe.

Związki między ruchami poprzecznemi—jeżeli chodzi o stateczność i ustatecznienie—są znacznie trudniejsze do zbadania i opisania, niż w przypadku ruchów podłużnych. Już powyżej w rozdz. 38 wskazano na rolę wysoko umieszczonego statecznika pionowego przy ustatecznianiu kierunkowem. Natomiast mylnem byłoby przypuszczać, że statecznik pionowy ma to samo rozstrzygające znaczenie dla stateczności poprzecznej samolotu, co statecznik poziomy—dla podłużnej. Statecznik pionowy (a również nieruchomo przytrzymany ster kierunkowy) przeciwdziała zakłóceniu tylko wówczas, gdy to zewnętrzne zakłócenie powoduje obrót samolotu dokoła jego osi pionowej (rys. 150). Jeżeli samolot wraz ze swą osią podłużną obróci się względem kierunku ruchu w lewo o mały kąt b, to obojętny w normalnym locie statecznik pionowy ustawi się również pod kątem natarcia b i dozna dzięki temu znacznej siły aerodynamicznej, skierowanej od prawej do

---

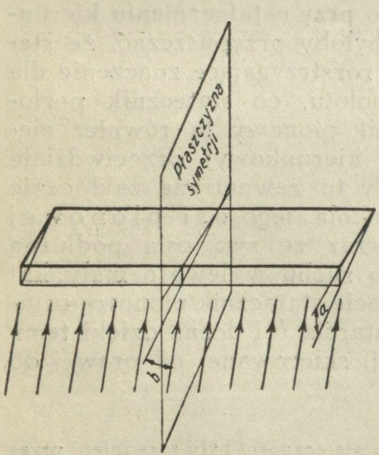
[1]) Zasady dynamicznej teorji stateczności były rozwinięte przez G. H. Bryan'a w książce: „Die Stabilität der Flugzeuge," przetłumaczonej na niemiecki przez H. G. Bader'a, Berlin: Julius Springer 1914. Do cennych wyników, dotyczących stateczności podłużnej doszli Th. v. Kármán i E. Trefftz, w rozprawie pomieszczonej w: „Jahrbuch der Wissensch. Gesellsch. für Luftfahrt", tom III, Berlin: Julius Springer 1915. Dobre streszczenie wyników rachunkowych, mających zastosowanie w praktyce, znaleźć można w książce H. G. Bader'a, „Grundlagen der Flugtechnik". Leipzig: B. G. Teubner 1920.

lewej strony. Z rysunku widać, że taka siła stara się obrócić samolot w kierunku odwrotnym do zakłócenia, niwecząc kąt *b*, który się utworzył między kierunkiem lotu i osią podłużną samolotu. Zresztą najważniejszemi i najniebezpieczniejszemi poprzecznemi zakłóceniami są nie tego rodzaju obroty dokoła osi pionowej, lecz obroty dokoła o s i p o d ł u ż n e j i w związku z tem możliwe ześlizgnięcia boczne. Przeciw temu statecznik pionowy mało pomaga, co najwyżej nieco hamuje ruch.

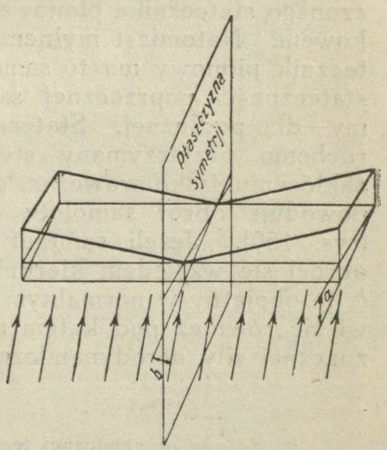


Rys. 150. Obrót dokoła pionowej osi.

Jedynym środkiem konstrukcyjnym do osiągnięcia pewnego automatycznego przeciwdziałania niebezpieczeństwu



Rys. 151. Skrzydło normalne pod działaniem bocznego wiatru.



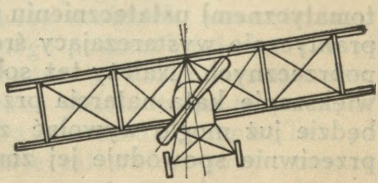
Rys. 152. Skrzydło w kształcie litery V pod działaniem bocznego wiatru.

ześlizgnięcia jest ustawienie skrzydeł (rys. 127) bądź końców skrzydeł w kształcie litery *V*.

Przedewszystkiem należy sobie wyjaśnić, jakie bezpośrednie znaczenie ma ustawienie skrzydeł w kształcie *V*.

Gdy płaty nośne, nie tworzące ze sobą kąta *V*, odmuchiwane są niesymetrycznie (rys. 151), a więc tak, że kierunek prądu powietrza tworzy kąt *b* z płaszczyzną symetrji (płaszczyzną podłużną samolotu), wówczas oba skrzydła, poza zewnętrznemi końcami, znajdują się w całkowicie identycznych warunkach. Kąt natarcia pozostaje w porównaniu z wypadkiem symetrycznego opływu—prawie niezmieniony. Zupełnie inaczej rzecz się przedstawia dla samolotu (rys. 152), którego prawe i lewe skrzydło są wychylone ze wspólnej płaszczyzny przez wzajemnie przeciwny obrót dokoła linji środkowej płata i dzięki temu tworzą między sobą kąt mniejszy od 180°. Jeżeli w tym przypadku prąd powietrza tworzy z płaszczyzną podłużną (od strony wskazanej na rys. 152) kąt *b*, to prawe (na rysunku) skrzydło trafiane jest pod większym kątem natarcia niż lewe. Dostrzeżemy to wyraźniej, gdy wyobrazimy sobie kierunek wiatru jeszcze silniej skręcony, aż do 90°. Wówczas w lewe skrzydło uderzy prąd powietrza nawet od góry, t. zn. że będzie ono trafiane pod ujemnym kątem natarcia, podczas gdy drugie wciąż jeszcze odmuchiwane jest od spodu. Rozpatrując teraz zamiast nieruchomego skrzydła, umieszczonego w prądzie powietrza, skrzydło poruszające się w nieruchomem powietrzu, zrozumiemy wpływ ustawienia *V* na samolot, wychylony dokoła pionowej osi ze swego kierunku ruchu; polega to na tem, że wyprzedzające skrzydło jest trafiane pod zwiększonym, zaś w tyle zostające — pod zmniejszonym kątem natarcia. Związany zaś z powiększeniem kąta natarcia przyrost oporu szkodliwego płata nośnego ma za skutek powstanie przeciwdziałającego momentu, który podobnie, jak działanie statecznika pionowego, usiłuje znowu uzgodnić kierunek osi samolotu z kierunkiem lotu. Ale to nie jest najistotniejszem w działaniu kąta *V*.

Jeżeli samolot, znajdujący się w locie prostolinjowym, z jakiegokolwiek powodu pochyli się dokoła osi podłużnej (rys. 153) w ten sposób, że lewe skrzydło zwiśnie wdół, to również siła aerodynamiczna wychyli się z płaszczyzny



Rys. 153. Samolot „zwisający".

pionowej, przyczem powstaje składowa pozioma, skierowana w lewo. W odniesieniu do kątów natarcia nic się oczywiście przytem nie zmieniło, niezależnie od tego, czy skrzydła są ustawione w kształcie V, czy nie. Lecz pozioma składowa siły wywołuje tak samo skierowane przyśpieszenie, w krótkim więc czasie powstaje mały przyrost prędkości, skierowany na lewo. Dzięki temu prędkość samolotu wychyla się z płaszczyzny podłużnej, w danym przypadku na lewo, tak iż lewe skrzydło staje się wyprzedzającem. Zgodnie z powyżej podanemi uwagami, skrzydło to trafiane jest pod zwiększonym kątem natarcia[1]), zwiększa się więc jego siła nośna, to zaś zwiększenie, łącznie ze zmniejszeniem siły nośnej prawego skrzydła, dostarcza momentu obrotowego dokoła osi podłużnej, który usiłuje podnieść lewą stronę samolotu. Tak więc istotnie przez ustawienie *V* wprowadza się moment, który przeciwdziała pierwotnie powstałemu obrotowi do koła osi podłużnej.

Szczególnie cenne jest to działanie, gdy samolot, lecący po krzywej, przybierze z jakiegokolwiek powodu silniejsze pochylenie, niż to odpowiada sile odśrodkowej (rozdz. 38). Nadwyżka w sile poprzecznej powiększa odchylenie kierunku prędkości, wzmaga zatem krzywiznę toru, opisywanego przez samolot. Przytem w pewnych okolicznościach to pochylenie może znowu się zwiększyć i, jeżeli zjawisko to się wzmaga, powstaje często obserwowany niebezpieczny „korkociąg". Silne załamanie skrzydeł w kształcie *V* chroni do pewnego stopnia od korkociągu. Jednakże buduje się bardzo wiele samolotów bez kąta *V* z zupełnie prostemi płatami nośnemi. Przyczyna tego leży częściowo w tej okoliczności, że przekładamy zalety zwrotności ponad niedoskonałą automatyczną stateczność poprzeczną, głównie jednak w tem, że w (nieautotomatycznem) ustatecznieniu przy pomocy lotek znajdujemy praktycznie wystarczający środek do opanowania zakłóceń poprzecznych. Należy też sobie uprzytomnić, że jeżeli powiększenie kąta natarcia przekroczy pewną granicę, to nie będzie już mogło wywołać zwiększenia siły nośnej, lecz przeciwnie spowoduje jej zmniejszenie (biegunowa skrzy-

[1]) Słuszne jedynie dla ustawienia *V* (przyp. tłum.).

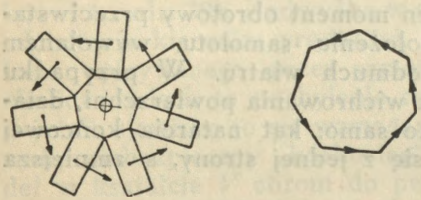
deł np. na rys. 23 zawraca nieco ku dołowi dla dużych wartości a) — działanie więc ustawienia V ulega odwróceniu.

Lotki działają w sposób łatwo zrozumiały (por. rozdz. 33), powiększając siłę nośną po jednej stronie płata, a zmniejszając po drugiej. Jeśli przyjmiemy, że powierzchnie lotek w normalnym locie są „obojętne", a więc nic nie dodają do siły nośnej, to ich sposób działania da się wyjaśnić podobnie, jak steru (obojętnego) wysokości lub kierunkowego. Przez uruchomienie koła albo drążka sterowego otrzymują równocześnie: jedna lotka dodatni, druga ujemny kąt natarcia, a więc pierwsza ciśnienie od dołu, druga od góry. Jeżeli już na wstępie lotki są zbudowane jako niosące części skrzydeł, to na skutek zmiany kątów natarcia powstają odpowiednie przyrosty sił. W każdym razie działanie ich można ująć w ten sposób, jakgdyby jedna strona płata (ta, na której lotka otrzymuje dodatni kąt natarcia) została powiększona, druga zaś zmniejszona. Oczywiście ma to za skutek, jak to już było wykazane w rozdz. 33, powstanie pary sił albo momentu, który usiłuje obrócić samolot dokoła jego osi podłużnej. Zastosowanie tego do ustatecznienia polega poprostu na tem, że ten moment obrotowy przeciwstawia się zakłóceniu w położeniu samolotu, wywołanem np. przez jednostronny podmuch wiatru. W przypadku zastosowania zamiast lotek wichrowania powierzchni, działanie jest w swej istocie to samo: kąt natarcia końcowej części skrzydła zwiększa się z jednej strony, a zmniejsza z drugiej.

Na samolotach o dużej rozpiętości i małej prędkości jazdy może być użyty ster kierunkowy w sposób podobny, jak wichrowanie lub lotki. Już wyżej w rozdz. 37 dowiedzieliśmy się, że można doprowadzić samolot w pewnym stopniu do położenia pochyłego przez wychylenie steru kierunkowego. Jeżeli więc naskutek zewnętrznego zakłócenia, np. jakiegoś bocznego podmuchu, jedno skrzydło, np. lewe, się podniesie, można wówczas wysunąć ster kierunkowy na lewo i wyrównać dzięki temu w pewnym stopniu pochylenie samolotu. Dawne samoloty typu „Taube" mogły być ustateczniane prawie całkowicie przy pomocy steru kierunkowego. Wraz z postępem ku szybszym i sprawniejszym samolotom związane jest ciągłe przejście

do coraz to wyłączniejszego stosowania lotek, a nie steru kierunkowego, i to zarówno w odniesieniu do stateczności poprzecznej, jak i sterowania kierunkowego (por. koniec rozdz. 38). Na bardzo szybkich i małych samolotach, budowanych dla celów sportowych i bojowych, korzysta się ze steru kierunkowego prawie wyłącznie tylko na ziemi przy starcie.

Podczas praktycznego latania występują jeszcze różnorodne zjawiska uboczne. Nie zamierzamy oczywiście dawać tu wyczerpujących wskazówek dla pilotażu, chcemy tylko podać parę wyjaśnień, których zrozumienie nie nastręczy trudności dla czytelnika obeznanego już z zasadami nauki o locie. Jeżeli samolot leci np. pochylony po krzywej, to ulegają również pochyleniu osi sterów wysokości i kierunkowego; skutkiem tego ster wysokości działa jednocześnie, jako ster kierunkowy, a ten ostatni znowu, jak ster wysokości. Podniesienie przodu płatowca w locie krzywolinijnym przy pomocy steru wysokości sprawia wzmożenie, zaś opuszczenie—sprawia zmniejszenie działania steru kierunkowego. Niektóre jednak zawiłe zagadnienia wymagają jeszcze gruntowniejszych studjów, zanim je będzie można uważać za całkowicie wyjaśnione.

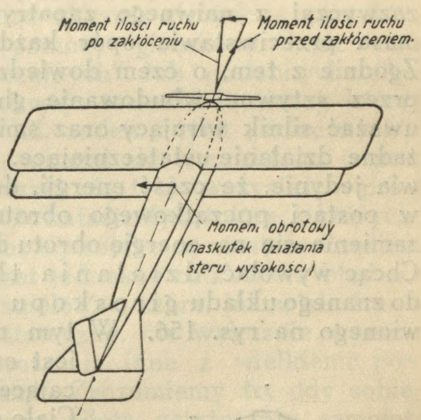


Rys. 154. Składanie geometryczne ilości ruchu.

O „działaniu giroskopowem" mas wirujących może być mowa w praktyce jedynie w odniesieniu do samolotów z silnikami wirującemi. Wpływ samego śmigła, pomimo wielkiej liczby obrotów, wchodzi tylko niewiele w rachubę, a to z powodu małej jego masy w porównaniu do masy samolotu. Istota działania giroskopowego, podobnie jak i siły odśrodkowej, znajduje wyjaśnienie na gruncie ogólnych praw mechaniki, według kórych iloczyn przyśpieszenia przez masę musi się równać sile wypadkowej co do wielkości i kierunku. Przytem zarówno do prędkości, jak i do przyśpieszeń stosuje się to samo prawo dodawania (prawo równoległoboku, geometryczne dodawanie), co i do sił.

Załóżmy, że kierunek obrotu silnika jest dla siedzącego za nim pilota zgodny z ruchem wskazówek zegara (a więc

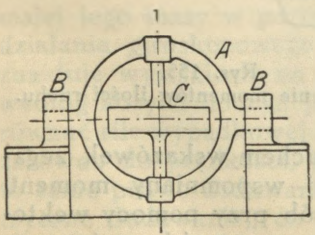
w prawo). Niechaj następnie, dla uproszczenia, siedem cylindrów silnika wirującego (rys. 154) zastępują nam wszystkie wirujące części silnika i śmigła. Rozważane wirujące elementy posiadają prędkości obwodowe równe co do wielkości, lecz niejednakowo skierowane. W dalszych rozważaniach dynamicznych wprowadzić należy wektory o kierunkach takich samych, jak te prędkości, lecz o natężeniach równych iloczynom prędkości przez odpowiednie masy (wektor tego rodzaju nazywa się „ilością ruchu"). Omawiane wektory, zestawione ze sobą w ten sposób, że koniec każdego łączy się z początkiem następnego, tworzą zamknięty wielobok — dają zatem wektor wypadkowy równy zeru (na rys. 154 mamy widok od strony obserwatora, stojącego przed samolotem). Pomimo to powyższy układ, gdyby w nim zastąpić ilości ruchu przez siły, nie byłby w równowadze, gdyż suma momentów ich względem osi śmigła nie jest zerem. Moment działa w kierunku obrotu silnika dokoła osi śmigła i może być przedstawiony przy pomocy wektora, leżącego na tej osi i zwróconego od tyłu do przodu (rys. 155). Wektor ten przedstawia dla obracającego się ciała t. zw. „moment ilości ruchu" całego układu wirującego. Wyobraźmy sobie teraz, że na cały samolot wywarty zostanie, dzięki działaniu steru wysokości i śmigła, taki moment obrotowy, że ogon się podniesie (jak to ma miejsce np. podczas startu). Kierunek obrotu tego momentu (dla patrzącego od prawego skrzydła) zgodny jest z ruchem wskazówek zegara, może więc być, jak i wyżej wspomniany moment, przedstawiony w odpowiedni sposób przy pomocy wektora, równoległego do poziomej osi poprzecznej i zwróconego w lewo (rys. 155). Ponieważ siła zawsze odpowiada



Rys. 155.
Zestawienie momentów ilości ruchu.

zmianie prędkości, należy wektor obecnie omawiany, a wywołany przez siły zewnętrzne, dołączyć do poprzedniego wektora—„momentu ilości ruchu", aby w ten sposób otrzymać nowy moment ilości ruchu, zgodny ze stanem, wywołanym działaniem sił obracających. Ten ostatni jest, jak wskazuje rysunek, obrócony nieco na lewo w porównaniu do stanu pierwotnego: w tem położeniu usiłuje się ustawić oś śmigła. Innemi słowy: przy podniesieniu ogona samolot usiłuje naskutek działania giroskopowego obrócić się przodem na lewo. W ten sam sposób można też wyjaśnić działanie mas wirujących i przy każdym innym ruchu sterowym. Obracając np. ogon na lewo celem przejścia do lotu po krzywej prawoskrętnej, powołujemy obniżenie przodu; wejście na krzywą lewoskrętną wywoła podniesienie przodu.

Bardzo często słyszymy o wynalazkach, zmierzających do ustatecznienia samolotu na podstawie działania giroskopowego. Wynalazcy wychodzą zazwyczaj z naiwnego zapatrywania, że obracająca się masa przeciwstawia opór każdej zmianie kierunku osi. Zgodnie z tem, o czem dowiedzieliśmy się, jest jasne, że przez sztywne wbudowanie giroskopu (za który należy uważać silnik wirujący oraz śmigło) nie jest wprowadzone żadne działanie ustateczniające. Obracająca się masa sprawia jedynie, że część energji, doprowadzonej do samolotu w postaci początkowego obrotu dokoła osi poprzecznej, zamienia się na energję obrotu dokoła osi pionowej i t. p. Chcąc wywołać działania tłumiące, należy sięgnąć do znanego układu giroskopu okrętowego, przedstawionego na rys. 156. W tym układzie wirujące ciało C jest osadzone w ramie A, obracającej się dokoła osi poziomej. Ciało B, na którem są umieszczone łożyska ramy A, jest sztywno związane z korpusem okrętu, bądź samolotu. Rysunek przedstawia położenie giroskopu w korpusie okrętu, w samolocie byłby on obrócony o 90^0, gdyby się dążyło do ustatecznienia w odniesieniu do wahań po-



Rys. 156. Giroskop okrętowy.

dłużnych. Jeżeli ogon samolotu się podniesie, to zgodnie z wyżej powiedzianem rama *A* (należy sobie wyobrazić, że jej oś obrotu jest pionowa) będzie usiłowała się obracać w swych łożyskach w lewą stronę. Ruch wahadłowy samolotu dokoła osi poprzecznej miałby więc za skutek wahania ramy *A*. Można zastosować tu urządzenia, służące do zahamowania tych wahań, będących ruchem względnym ramy giroskopu względem samolotu; w ten sposób uzyskuje się w rzeczywistości środek do częściowego przynajmniej zniweczenia wprowadzonej z zewnątrz energji drgań wahadłowych. Tego rodzaju urządzenia były przygodnie wypróbowane na wielkich parowcach oceanicznych; dla samolotów wydają się one nieodpowiednie ze względu na bardzo niedoskonałe działanie, na zbyt wielki ciężar i skomplikowaną budowę. Widzimy więc, że powszechny pogląd na ustateczniające działanie giroskopu wymaga w każdym razie daleko idącej rewizji.

Naogół żadnem innem zagadnieniem z budowy samolotów nie zajmowało się tylu niepowołanych, co statecznością samolotów. Wciąż ukazują się jakieś projekty ustateczniania bądź przy pomocy giroskopu, bądź wahadła, bądź „płaszczyzn czujnych" lub podobnych elementów. Przez cały czas rozwoju techniki lotniczej, który liczy już parę dziesiątków lat, żaden z tych „sztucznych" środków ustatecznienia nie okazał się w praktyce odpowiednim. Powodem pojawiania się tych wszystkich projektów jest przeświadczenie, że katastrofy lotnicze, o których słyszy się od czasu do czasu, wywołane są niestatecznością samolotów. Mniemanie to jest jednakże całkowicie błędne, i w istocie szereg typów samolotów, które, jak wiele francuskich, są zasadniczo niestateczne, nie wykazuje wyraźnie wyższej cyfry katastrof, niż inne z wielkiemi powierzchniami stabilizacyjnemi. Zrozumiemy to, gdy sobie uprzytomnimy, że jest rzeczą pilota ustatecznić samolot w czasie lotu, i że instynkt zachowania stateczności jest człowiekowi wrodzony: nietylko jazda na rowerze, ale nawet normalny chód człowieka jest postacią ruchu, pozbawioną stateczności poprzecznej. Wtedy, gdy można wogóle wiązać katastrofy lotnicze z zagadnieniami równowagi, chodzi zawsze o zaburzenia niezwykłej siły, np. podczas burzy lub naskutek uszkodzenia jakiejkolwiek części. W tak krytycznych wypadkach nie można jednak

oczekiwać zbawienia od urządzeń mechanicznych. Wówczas winien pilot wykazać swoje uzdolnienie, łącząc wniknięcie w istotę rzeczy z odwagą i zręcznością.

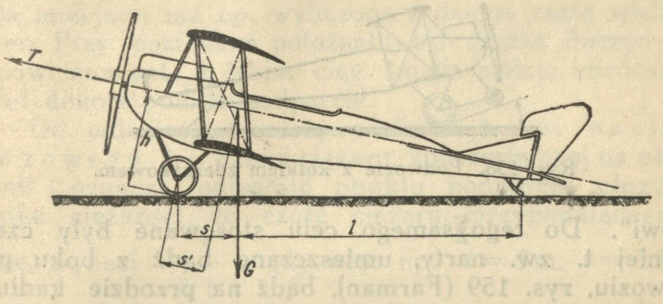
VIII. Start i lądowanie.

41. Podwozie i płoza, pływaki i łodzie wodnopłatowców.

Dotychczas omawialiśmy własności i stany ruchu samolotu w oderwaniu od wszystkich stosunków odnoszących się do ziemi. Zarówno bowiem podczas jednostajnego lotu poziomego, jak przy wznoszeniu, opadaniu i w locie krzywolinjowym, a także w czasie zjawiania się i wyrównywania zakłóceń — występują jedynie wzajemne oddziaływania samolotu i otaczającego powietrza. Nie bierzemy przytem pod uwagę, czy i jak porusza się powietrze względem ziemi (por. co do tego rozdz. 46 i 47); wpływ masy ziemi ujawnia się tylko w działaniu siły ciężkości, która jednakże jest całkowicie niezależną od położenia i ruchu ciał. W bezpośredni kontakt z ziemią samolot wstępuje jednak w trojaki sposób. Przed rozpoczęciem każdego lotu musi się ustalić już na ziemi stan ruchu, odpowiadający lotowi wznoszącemu (rozdz. 28); na końcu lotu płatowiec musi przejść stopniowo w stan spoczynku. Wreszcie, o ile samolot ma wogóle znaleźć zastosowanie w praktyce, to musi on zachowywać w locie przepisany tor względem ziemi. Z trzech wymienionych zadań poruszymy w tej części tylko dwa pierwsze, to jest start i lądowanie.

Pierwsze aparaty braci Wright wymagały dla startu z ziemi specjalnego urządzenia, które, nie będąc częścią składową samolotu, pozostawało na miejscu odlotu. Była to t. zw. katapulta (wyrzutnia), która — przy wyzyskaniu energji, dostarczonej przez opadanie zawczasu podniesionego ciężaru — nadawała samolotowi pewną początkową prędkość. Z tą prędkością rozpoczynał samolot swój rozbieg, w czasie którego — dzięki działaniu ciągu śmigła — stopniowo przechodził do stanu, umożliwiającego oderwanie się od ziemi. Bardzo szybko uznano to „sztuczne“

uruchamianie za zbyteczne. Obecnie wszystkie bez wyjątku samoloty startują — zarówno z wody, jak z lądu — o własnej sile. Aby zrozumieć zjawiska mechaniczne, występujące przy starcie, musimy przedewszystkiem roz-

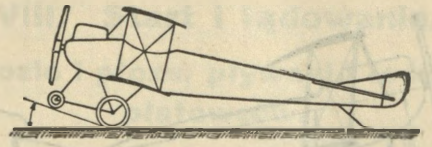


Rys. 157 Normalny układ podwozia.

patrzeć te części dzisiejszych samolotów, które odgrywają rolę w czasie ruchu po ziemi, a więc podwozie i płozę.

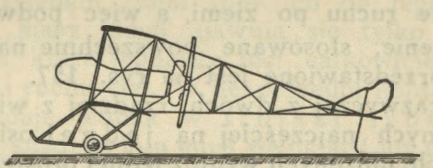
Urządzenie, stosowane powszechnie na samolotach lądowych, przedstawione jest na rys. 157. Podwozie składa się zazwyczaj z dwóch, rzadziej z większej ilości kół, osadzonych najczęściej na jednej osi, a niekiedy na paru osiach, ułożonych wzdłuż jednej prostej. W każdym razie podwozie, oglądane w przekroju podłużnym, stanowi dla samolotu tylko jeden punkt podparcia, który zawsze jest wysunięty o pewien odcinek przed środek ciężkości. Drugim punktem podparcia samolotu stojącego na ziemi jest umieszczona na końcu ogona t. zw. płoza ogonowa. Jest to element ukształtowany tak, aby mógł łatwo sunąć po ziemi; jest on połączony z kadłubem przy pomocy elastycznego ogniwa pośredniego. Długość płozy wybiera się w ten sposób, aby na spoczywającym samolocie oś silnika tworzyła z poziomem stosunkowo stromy kąt, około 15° lub więcej; czynimy to w tym celu, by w chwili startu płoza w żadnym razie nie dotykała już ziemi. Niekiedy samolot posiada jeszcze kółko zderzakowe (rys. 158) na osi, leżącej przed właściwem podwoziem. Oś ta jest zawsze w ten sposób umieszczona, by kółko zderzakowe nie dotykało ziemi równocześnie z płozą, lecz dopiero wówczas, gdy płoza na tyle się podniesie, że oś

silnika ułoży się conajmniej poziomo — a jeszcze lepiej pochyli się nieco wdół. Kółko zderzakowe służy jedynie do tego, aby w przypadku nieudatnego lądowania zapobiec wywróceniu się samolotu ku przodowi, t. zw. „kapo-



Rys. 158. Podwozie z kółkiem zderzakowem.

tażowi". Do tego samego celu stosowane były często dawniej t. zw. narty, umieszczane bądź z boku przy podwoziu, rys. 159 (Farman), bądź na przodzie kadłuba. Przy omawianiu przebiegu startu można pominąć te urządzenia zabezpieczające, gdyż w normalnych warunkach nie wchodzą one w grę.



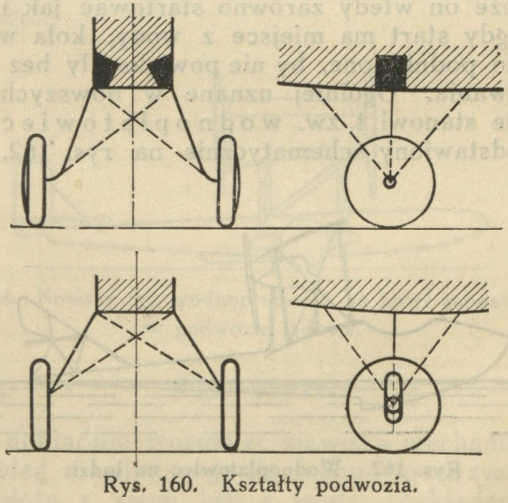
Rys. 159. Podwozie z nartami.

Gdy silnik jest już w pełnym biegu, to naogół samolot nie może zachować położenia wskazanego na rys. 157, chyba że koniec ogona będzie przyciskany w dół siłą zewnętrzną. Chcąc bowiem nie dopuścić do ruszenia samolotu naprzód, kładzie się przed kołami klocki hamujące, a wówczas ciąg śmigła T, dając moment $T.h$, usiłuje obrócić samolot dokoła przedniego punktu podparcia. Przeciwdziałający obrotowi moment siły ciężkości, który mierzy się iloczynem ciężaru G przez odległość s (rys. 157), bywa naogół — skutkiem odpowiedniego wyboru s — mniejszy od momentu ciągu śmigła. Zakładając, że siła ciągu śmigła na starcie wynosi około jednej trzeciej części ciężaru, oraz że wysokość h osi śmigła nad ziemią (przy poziomem położeniu samolotu) równa się ok. 1,80 m, znajdziemy, że równowaga miałaby miejsce przy odległości

$s = 0{,}6$ m. W nowoczesnych szybkich samolotach wysuwa się często podwozie znacznie bardziej naprzód, ponieważ daje to korzyści przy lądowaniu. Jednakże przy poziomem położeniu kadłuba moment ciągu śmigła zawsze ma tendencję do przeważania, gdyż odcinek s' na rys. 157 wypada mniejszy, niż np. wyliczona w danym razie wielkość 0,6 m. Przy poziomem położeniu osi silnika iloczyn $T.h$ stanowi moment, z jakim ciąg śmigła usiłuje obrócić samolot dokoła punktu podparcia.

Od odległości s zależy wielkość t. zw. nacisku płozowego, t. j. części ciężaru, spoczywającej na płozie. Jeżeli l oznacza odległość punktu podparcia płozy od środka ciężkości, to część ciężaru, przypadającego na płozę, wynosi $\frac{s}{s+l}$, gdy więc np. $l = 5$ m, $s = 0{,}50$ m, to płoza niesie dziesiątą część ciężaru (por. też rozdz. 34).

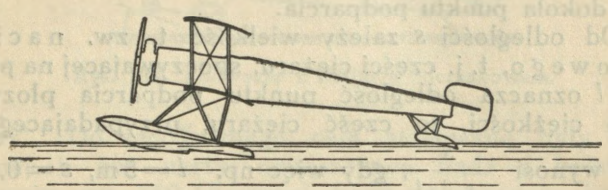
W wykonaniach konstrukcyjnych podwozia zwraca się w ostatnich czasach szczególną uwagę na zmniejszenie jego oporu szkodliwego. Dlatego unika się niekiedy



Rys. 160. Kształty podwozia.

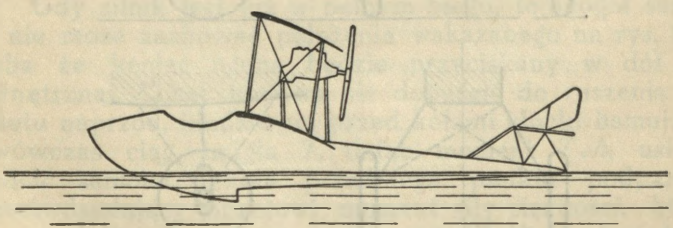
wspólnej osi, przebiegającej między kołami; niezbędną zaś amortyzację przenosi się do wnętrza kadłuba lub koła (por. dolny z rysunków 160). Parę nowoczesnych wykonań podwozi widzimy na rys. 160.

Jeżeli samolot ma startować nie z ziemi lecz z wody, to musi on oczywiście posiadać urządzenia, umożliwiające mu pływanie. Istnieją dwa zasadniczo różne rozwiązania tego zagadnienia. Jedno, t. zw. wodnopłatowiec pływakowy, polega na tem, że na miejscu kół podwozia i płozy umieszcza się stosownie wykonane zamknięte pływaki (rys. 161). Niekiedy taki wodno-



Rys. 161. Wodnopłatowiec pływakowy.

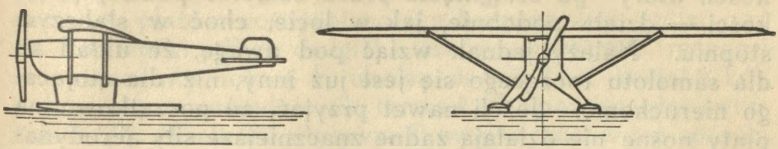
płatowiec otrzymuje prócz pływaków jeszcze ruchome podwozie lądowe, które opuszcza się wdół w razie potrzeby; może on wtedy zarówno startować jak i lądować na ziemi; gdy start ma miejsce z wody, koła winny być tak wysoko podniesione, by nie powiększały bez potrzeby oporu pływania. Ogólniej uznane w nowszych czasach rozwiązanie stanowi t. zw. wodnopłatowiec na łodzi, przedstawiony schematycznie na rys. 162. W tem



Rys. 162. Wodnopłatowiec na łodzi.

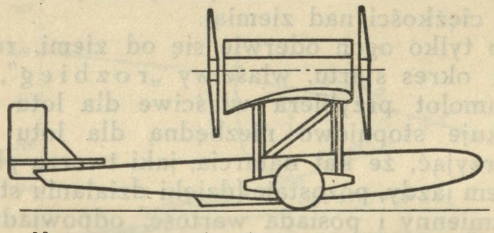
wykonaniu kadłub normalny zastąpiony jest przez łódź, ponad którą na odpowiedniej wysokości umieszczone są płaty, silnik i usterzenie. W obydwóch przypadkach końce skrzydeł bywają często zaopatrzone od spodu w pły-

waki pomocnicze, których celem jest zapobiec zanurzeniu skrzydeł podczas bocznego chybotania się, występującego przy starcie i „wodowaniu".



Rys. 163. Nowszy typ wodnopłatowca.

Przy konstrukcyjnem projektowaniu urządzeń do pływania, obok względu na możliwie mały opór w powietrzu i wodzie, miarodajna jest przedewszystkiem sprawność wodna. Rozumiemy przez to zdolność samolotu do wykonania w razie konieczności dłuższych jazd po wodzie, a przedewszystkiem możność wznoszenia się i opuszczania również i na wzburzonem morzu. Rysunki 163 i 164 uwidoczniają nowe wypróbowane już wykonania części pływających wodnopłatowca pływakowego i łódkowego.



Rys. 164. Nowszy typ wodnopłatowca na łodzi zaopatrzonego w podwozie lądowe.

42. Start.

Aby dokładnie zrozumieć zjawiska mechaniczne—grę sił i przebieg rozwijającego się ruchu—towarzyszące startowi samolotu z ziemi lub z wody, rozkładamy go na dwa okresy.

Okres pierwszy startu z ziemi polega na tem, że samolot rusza ze stopniowo włączanym silnikiem, tocząc się na kółkach i ślizgając się na płozie ogonowej. Stosow-

nie do tego, jakie obrano rozmieszczenie kół, płoza odrywa się od ziemi bądź już naskutek samego ciągu śmigła, bądź też dopiero pod wpływem steru wysokości, który—po osiągnięciu przez samolot pewnej prędkości — działa podobnie, jak w locie, choć w słabszym stopniu. Należy jednak wziąć pod uwagę, że układ sił dla samolotu toczącego się jest już inny, niż dla stojącego nieruchomo. Jeżeli nawet przyjąć, że początkowo na płaty nośne nie działają żadne znaczniejsze siły aerodynamiczne i że zmniejszenie siły ciągu przy wzrastającej prędkości jazdy (roz. 26) również może być pominięte, to jednak musimy się liczyć z jedną zasadniczą zmianą: moment, który usiłuje podnieść ogon, nie jest już teraz określony przez całkowity ciąg śmigła, lecz tylko przez siłę przeciwną tej, która jako tarcie o ziemię hamuje koła i płozę. Tarcie wynosi ułamek ciężaru—oznaczając przez k „spółczynnik tarcia" o ziemię, możemy przedstawić wielkość tarcia przez wyrażenie: $k \,.\, G$. Tarcie to jest napewno mniejsze od siły ciągu śmigła, o ile wogóle start ma być możliwy. Nadwyżka $T - kG$ nadaje samolotowi przyśpieszenie; na podniesienie więc ogona wpływa jedynie moment kGh', nie zaś Th', jak to było w stanie spoczynku (h' jest wysokością środka ciężkości nad ziemią).

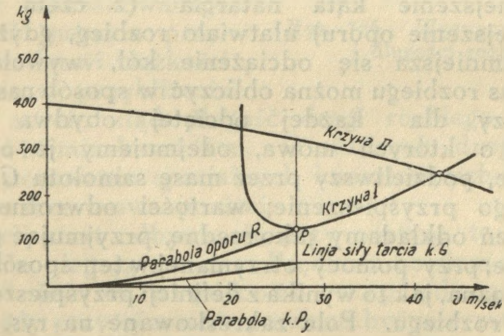
Skoro tylko ogon oderwie się od ziemi, rozpoczyna się drugi okres startu, właściwy „rozbieg", w czasie którego samolot przybiera właściwe dla lotu położenie, oraz uzyskuje stopniowo niezbędną dla lotu prędkość. Możemy przyjąć, że kąt natarcia, jaki tworzą płaty nośne z kierunkiem jazdy, pozostaje (dzięki działaniu steru wysokości) niezmienny i posiada wartość, odpowiadającą stanowi stromego wznoszenia. Silnik powinien już pracować na pełnym gazie. Przy tych założeniach proces rozbiegu może być bardzo dobrze zbadany przy pomocy wykresów, użytych w rozdziale 27 i 28.

Na rys. 165 nakreślone są ponownie dla samolotu, którego rozbieg chcemy zbadać, obydwie krzywe I i II, „niezbędnej" i „rozporządzalnej" siły ciągu (zgodnie z rys. 108 z części szóstej); prócz tego wrysowana jest prosta pozioma na wysokości $k \,.\, G$ (ciężar pomnożony przez spółczynnik tarcia). Dopóki samolot nie posiada jeszcze znaczniejszej prędkości, dopóty różnica $T_2 - k \,.\, G$ (powyżej oznaczaliśmy ją poprostu $T - k \,.\, G$), czyli odcinek rzędnej

między krzywą II i prostą poziomą, stanowi nadwyżkę siły, nadającą przyśpieszenie samolotowi. W miarę wzrostu prędkości dwie inne siły zyskują wpływ na wielkość przyśpieszenia. Opór powietrza R (opór szkodliwy + opór czołowy płatów nośnych) należy bezpośrednio odjąć od tej nadwyżki sił; z drugiej strony — naskutek rosnącej stopniowo siły nośnej P_y obniża się wielkość nacisku kół, a dzięki temu pośrednio siła tarcia $k \cdot G$ zmniejsza się o wartość $k \cdot P_y$. Wielkość siły wypadkowej wynosi w ten sposób:

$$T_2 - kG - R + kP_y = T_2 - R - k(G - P_y).$$

Siła nośna i opór zmieniają się wraz z prędkością, a ponieważ przyjęliśmy istnienie stałego kąta natarcia, więc stałe są również odnośne spółczynniki, tak iż P_y i R rosną wprost proporcjonalnie do kwadratu prędkości. Dlatego też na rys. 165 zmienność zarówno R, jak i $k \cdot P_y$ przedstawiona być musi przy pomocy parabol (gdyż właśnie parabola posiada własność, że jej rzędne są proporcjonalne do kwadratów odciętych). Parabola, przedstawiająca zmienność oporu R, przecina w określonym punkcie P krzywą I „niezbędnej siły ciągu",



Rys. 165. Zależności między siłami podczas startu.

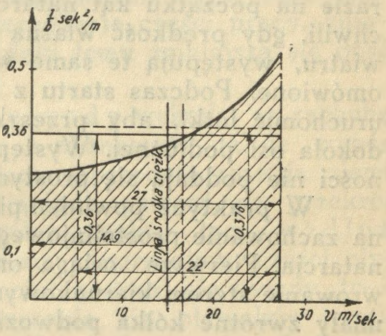
Skoro tylko osiągnięta zostanie prędkość, odpowiadająca odciętej punktu P, płatowiec znajdzie się w stanie umożliwiającym lot; przytem — zgodnie z naszemi rozważaniami z rozdziału piątego — warunki tego lotu są dokładnie określone położeniem punktu P na krzywej I. Ponieważ lot możemy rozpocząć jedynie ruchem w z n o s z e n i a, więc punkt P musi się znajdować wewnątrz obszaru, zakreskowanego na rys. 108, gdyż tylko ten obszar obejmuje rozmaite możliwości wznoszenia. Przy tej samej odciętej jednak,

przy której parabola R spotyka krzywą I, przecina również krzywa $k.P_y$ linję poziomą $k.G$. W rzeczywistości bowiem osiągnięcie stanu, umożliwiającego wzlot, oznacza właśnie, że siła nośna równa się (w przybliżeniu) ciężarowi aparatu. W ten sposób podczas całego okresu rozbiegu nadwyżka siły ciągu przedstawiona jest przez każdorazowy odcinek rzędnych między krzywą II i poziomą o wysokości $k.G$, zmniejszony jeszcze o odcinek rzędnych, zawarty między obydwiema parabolami, nakreślonemi na rys. 165. Przy końcu tego okresu — ze względu na to, że $P_y = G$, a $R = T_1$, nadwyżka siły wyraża się wprost wartością $T_2 - T_1$. Z tą chwilą kończy się okres startu, a rozpoczyna właściwy lot.

Poprzedzające rozważania mogą służyć do zbadania wpływu rozmaitych okoliczności na przebieg startu, np. zmiany spółczynnika tarcia, albo wyboru innego kąta natarcia przy rozbiegu. Jest zrozumiałe samo przez się, że każde powiększenie tarcia zmniejsza nadmiar siły ciągu, a tem samem stawia rozbieg w warunkach mniej korzystnych. Natomiast nie jest słusznem bez zastrzeżeń, jakoby zmniejszenie kąta natarcia (z czem w parze idzie zmniejszenie oporu) ułatwiało rozbieg, gdyż równocześnie zmniejsza się odciążenie kół, wywołane siłą nośną. Czas rozbiegu można obliczyć w sposób następujący. Zmierzywszy dla każdej odciętej obydwa odcinki rzędnych, o których mowa, odejmujemy je od siebie, a następnie, podzieliwszy przez masę samolotu $G:g$, znajdujemy jego przyśpieszenie; wartości odwrotne do tych przyśpieszeń odkładamy jako rzędne, przyjmując prędkości v za odcięte; przy pomocy otrzymanej w ten sposób krzywej (rys. 166) można, jak to wynika z definicji przyśpieszenia, obliczyć czas rozbiegu. Pole zakreskowane na rys. 166 daje bezpośrednio miarę c z a s u r o z b i e g u [1]), o ile tylko będziemy odczytywać podstawę równoważnego prostokąta w skali odciętych, a wysokość—w skali rzędnych. W naszym przykładzie przyjmiemy: ciężar samolotu $G = 900$kg, spół-

1) Albowiem pole paska, zawartego między dwiema blisko sąsiadującemi odciętemi, przedstawia iloczyn zmiany prędkości (podstawa paska) przez iloraz czasu podzielonego przez zmianę prędkości (wysokość paska = odwrotności przyśpieszenia) — przedstawia zatem okres czasu, w którym prędkość wzrosła od wartości początkowej odciętej do jej wartości końcowej.

czynnik tarcia $k = 0{,}05$ (na wilgotnym gruncie łąkowym lub podobnym); z rys. 165 dla prędkości $v = 20$ m/sek. odczytujemy: $T_2 - k \cdot G = 280$ kg, $R - k \cdot P_v = 45$ kg, skąd różnica wynosi 235 kg, przyśpieszenie $235 : 92 = 2{,}55$ m/sek^2 (gdyż masa $= 900 : 9{,}81 = 92$), odwrotność przyśpieszenia $1 : 2{,}55 = 0{,}394$ sek^2/m. Wielkość ta została odłożona na rys. 166 przy odciętej $v = 20$; w podobny sposób została zbudowana cała krzywa. Prostokąt równoważny obszarowi zakreskowanemu posiada podstawę liczącą 27, a wysokość — 0,36 jednostek, zatem czas rozbiegu jest równy $27 \cdot 0{,}36 = 9{,}7$ sek. Również i d ł u g o ś ć r o z b i e g u można otrzymać z rys. 166. Należy tylko znaleziony czas rozbiegu pomnożyć przez średnią prędkość, ta ostatnia zaś jest odciętą środka ciężkości zakreskowanego pola[1]). W naszym przykładzie środkowi ciężkości odpowiada w przybliżeniu $v = 14{,}9$ m/sek, stąd długość drogi rozbiegu równa się 9,7 sek $\times$ 14,9 m/sek $= 144$ m. O skróceniu drogi rozbiegu przez zastosowanie specjalnych kunsztownych manewrów będzie jeszcze mowa poniżej.



Rys. 166. Wyznaczenie czasu i długości rozbiegu.

Jeżeli start odbywa się przy wietrze, to poprzednie rozważania ulegają zmianie. Prędkość bowiem „niezbędna dla lotu" jest to p r ę d k o ś ć w z g l ę d e m w i a t r u, podczas gdy przyśpieszenie powinno być mierzone w z g l ę d e m z i e m i. W praktyce zawsze usiłujemy startować p o d w i a t r. W tym przypadku, jeżeli przez w oznaczymy prędkość wiatru, to cała zmiana w naszem rozważaniu sprowadzi się do tego, że zjawisko startu będzie się rozpoczynało nie od prędkości zero, lecz od prędkości w. Czas i droga startu zmniejszą się w odpowiednim stop-

1) Odcięta środka ciężkości pomnożona przez pole całkowite daje moment statyczny, znaczy to jednak to samo, co jeszcze jedno całkowanie (kwadratura powierzchni), prowadzi zatem od krzywej czas/prędkość do krzywej czas/droga.

niu, ponieważ wielkość pola oraz odległość środka ciężkości będą liczone obecnie nie dla całego obszaru zakreskowanego na rys. 166, a tylko dla jego części, położonej na prawo od odciętej w. Przy prędkości wiatru 5 m/sek czas rozbiegu obniży się w naszym przykładzie do 8,3 sek, a droga startu do 95 m (linja przerywana na rys 166).

Gdy start odbywa się z wiatrem (czego należy unikać w miarę możności), to wogóle nie może być mowy o rozbiegu przy stałym kącie natarcia, gdyż w każdym razie na początku kąt natarcia jest ujemny. Dopiero od chwili, gdy prędkość własna samolotu dorówna prędkości wiatru, występują te same warunki, które były powyżej omówione. Podczas startu z bocznym wiatrem pilot musi uruchomić lotki, aby przeszkodzić wywróceniu samolotu dokoła osi podłużnej. Występujące przytem zawiłe zależności nie poddają się prostym obliczeniom.

W praktyce powinien pilot w czasie rozbiegu baczyć na zachowanie prostolinjowego toru oraz właściwego kąta natarcia. Pierwsze osiąga on bezpośrednio przez manewrowanie sterem kierunkowym; tylko dawniejsze samoloty miały zwrotne kółka podwozia, których mechanizm często był związany przymusowo z orczykiem nożnym, działającym na ster kierunkowy. Dla zachowania kąta natarcia konieczne jest z reguły znaczne wysunięcie naprzód drążka steru wysokości, gdyż siła, działająca podczas startu ze strony ziemi na samolot, a mianowicie wypadkowa nacisku $G - P_y$ oraz tarcia $k \cdot (G - P_y)$ przebiega przeważnie przed środkiem ciężkości (rys. 157), daje więc moment, dążący do obniżenia ogona. Chwilę osiągnięcia prędkości, potrzebnej do wzlotu, pilot poznaje łatwo po lekkich podskokach i odrywaniu się samolotu od ziemi. Skoro bowiem ustaje nacisk na koła, te ostatnie przestają stosować się do nierówności terenu, lecz przeskakują nad zagłębieniami. W tej właśnie chwili, przez pociągnięcie drążka steru wysokości, podrywa się nieco samolot do góry, poczem natychmiast, by nie stracić na prędkości, pcha się drążek naprzód i ustala lot poziomy — przynajmniej na małym odcinku.

Wyćwiczony pilot potrafi znaleźć rozmaite sposoby startu korzystniejsze od powyżej opisanych („normalnych" lub „szkolnych"). Najważniejszą sztuką jest wcześniej oderwać się od ziemi, przed osiągnięciem wymaganej teoretycznie prędkości, t. j. zanim licznik wska-

że charakterystyczną dla wznoszenia liczbę obrotów. Jest to możliwe dzięki temu, że zawsze można przez pociągnięcie ku sobie drążka sterowego, t. j. powiększenie kąta natarcia, na chwilę zwiększyć siłę nośną. Spółczynnik siły nośnej bowiem rośnie wraz z kątem natarcia, prędkość zaś pozostaje chwilowo niezmieniona z powodu bezwładności samolotu. W ten sposób samolot, poderwany nieco przed czasem, otrzymuje pewną nadwyżkę siły, działającą ku górze, traci jednak natychmiast na prędkości, co znowu musi być naprawione przez wyrównanie steru. Jako ostateczny zysk pozostaje zaoszczędzenie części pracy, zużywanej na tarcie o ziemię; dzięki temu zmniejsza się dość znacznie długość rozbiegu.[1])

Przy badaniu startu z wody wchodzi w rachubę tylko jedna istotna zmiana, a mianowicie ta, że wypór wody i opór wody, zastępujące poprzednią reakcję ziemi na koła oraz tarcie, działają (gdy patrzeć na przekrój podłużny) nie na poszczególne punkty, lecz wzdłuż całej linji (wzdłuż konturu zanurzonych części pływaków lub łodzi). Gdy samolot podnosi się z wody, to— naskutek stopniowego wynurzania się pływaków wzgl. łodzi — zmienia się w sposób ciągły powierzchnia, na którą działa parcie wody, a w związku z tem powstaje „wędrówka" wypadkowej tych sił. Samolot musi się wzbijać w powietrze w pozycji nieco ukośnej, z osią podłużną, wzniesioną cokolwiek ku przodowi; gdyby więc nie stosować specjalnych zabiezpieczeń, to w ostatniej chwili wypór wody oddziałałby na punkt samolotu położony stosunkowo daleko w tyle, a wskutek tego przód pochyliłby się znowu ku dołowi. Dla uniknięcia tego koniecznem jest nadanie specjalnego kształtu spodniej stronie pływaków, wzgl. łodzi. Najczęstsze rozwiązanie, uwidocznione na rys. 161 i 162, polega na wycięciu stopnia w głównych pływakach wzgl. łodzi. Gdy samolot podnosi się, stopień wciąż jeszcze zostaje w wodzie, nie dopuszczając w ten sposób, by wypadkowa parć wody wędrowała za daleko do tyłu. Można jednak bardzo dobrze obejść się

[1]) Bliższe badania przebiegu startu, zgodne zresztą z powyżej wyłożonemi zasadami, przeprowadzone zostały w ostatnich czasach przez *F. Z. Diemer'a* i *R. Pröll'a* w „Zeitschr. f. Flugtechn. u. Motorluftsch". 1926, str. 316 do 326.

bez stopnia, o ile przy kształtowaniu (według ciągłej krzywej) spodniej krawędzi pływaka wzgl. łodzi uwzględnimy okoliczność, o której była tu mowa.

43. Lądowanie z silnikiem i lądowanie szybowe.

Jako odwrócenie przebiegu startu możnaby sobie wyobrazić następujący sposób lądowania czyli zakończenia lotu. Pilot pozwala samolotowi zbliżyć się tuż do ziemi (lot z opadaniem, por. rozdz. 28), bezpośrednio potem przechodzi do lotu poziomego ze zdławionym silnikiem, starając się utrzymać najmniejszą możliwą prędkość poziomą (rozdz. 27), wreszcie we właściwej chwili osadza samolot na ziemi i w tejże chwili wyłącza silnik, tak iż skutkiem tarcia o ziemię i oporu powietrza następuje zahamowanie biegu — t. zw. „dobieg", będący odwróceniem „rozbiegu".[1]) Rachunkowe zbadanie takiego lądowania byłoby łatwe do uskutecznienia na podstawie wykresu z rys. 165, o ileby można choć w przybliżeniu założyć istnienie stałego kąta natarcia. Należałoby tylko uważać poprzednią prędkość końcową za prędkość początkową, oraz odczytywać, jako chwilową siłę hamującą, sumę odcinków rzędnych między poziomą $k.G$ i parabolą $k.P_y$, oraz między parabolą R i osią odciętych. Czas lądowania i długość drogi „dobiegu" mogłyby być wyznaczone następnie w ten sam sposób, który był wskazany na rys. 166 dla startu. Przeprowadzając faktycznie ten rachunek, znajdziemy dla zwykłych warunków bardzo wielkie długości „dobiegu", gdyż, jak widać z rys. 165, wchodzące w grę siły hamujące są bardzo małe w porównaniu do sił, występujących podczas startu.

Opisany tu sposób lądowania bywa jednak unikany, o ile tylko można, nietylko ze względu na długość dobiegu, lecz przedewszystkiem z powodu połączonych z takiem lądowaniem trudności oraz niebezpieczeństwa, związanego z wielką prędkością lądowania. Tego rodzaju „lądowanie z silnikiem" wykonywa się obecnie tylko w takim razie, gdy bardzo niesprzyjające warunki atmosferyczne zmusza-

[1]) Pojęcie oznaczane w języku niemieckim wyrazem „Auslauf", nie posiadało dotąd odpowiedniego terminu w języku polskim. Użyty tu wyraz „dobieg" wydaje mi się najodpowiedniejszy (przyp. tłum).

ją do zachowania wielkiej prędkości aż do ostatniej chwili lotu. Normalne lądowanie polega w zasadzie na tem— o szczegółach będzie jeszcze mowa później — że już na pewnej wysokości wyłącza się silnik, przechodzi się do lotu szybowego o coraz to mniejszej pochyłości, a następnie w pobliżu ziemi doprowadza się samolot przez „poderwanie" do lotu z dużym kątem natarcia, ale przy zachowaniu w przybliżeniu poziomego położenia osi samolotu i możliwie małej prędkości. Właściwego lądowania (w poprzedniem znaczeniu) wcale tu niema, gdyż ogon natychmiast opada na ziemię, o ile wogóle przez odpowiednie manewrowanie nie zostanie on przyparty do ziemi jeszcze przed kołami. Droga, wzdłuż której samolot traci prędkość, aż do zupełnego zahamowania, ulega w ten sposób bardzo znacznemu skróceniu. Wadą takiego lądowania z małą prędkością jest tylko to, że lot pod koniec jest mało stateczny, a nawet niekiedy całkowicie niestateczny; dlatego przy niespokojnej pogodzie należy tego sposobu unikać. W dalszym ciągu zbadamy dokładniej przebieg lotu szybowego przed lądowaniem oraz znaczenie „podrywania", narazie zaś poprzedzimy te rozważania jeszcze pewnemi krótkiemi uwagami wstępnemi.

W rozdziale 28 wykazaliśmy, jak można w prosty sposób zbadać przy pomocy krzywej I (rys. 108) rozmaite stany lotu szybowego. Odczytując rzędne tej krzywej jako wielokrotności ciężaru samolotu G, (albo też dzieląc ich wartości odczytane w kg. przez G), otrzymamy dla lotu bezsilnikowego odrazu pochylenia toru względem poziomu; najniższy punkt krzywej odpowiada lotowi szybowemu o najmniejszej pochyłości i t. d. Przy badaniu lądowania obchodzi nas jednak — prócz pochylenia toru, wyznaczonego kątem b, jaki tworzy tor, albo wektor prędkości z poziomem — jeszcze pochylenie osi samolotu względem poziomu, które oznaczymy przez d. Jeżeli cięciwa płatów nośnych tworzy z osią podłużną samolotu (osią silnika) kąt c, który ma oczywiście



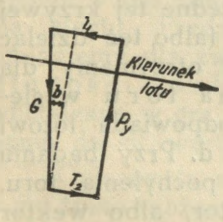
Rys. 167. Zestawienie kątów.

wartość niezmienną i który można nazwać „kątem nastawienia" (niem. „Einstellwinkel"), wówczas między b, c, i d oraz kątem natarcia a zachodzi związek (rys. 167):

$$a - c = b - d.$$

Celem rozwiązania naszego zadania musimy zatem wyszukać ponownie dla poszczególnych punktów krzywej I te kąty natarcia, do których poprzednio odnosiliśmy te punkty (rozdz. 12 i 27). Zamiast jednak zawracać na tę drogę, spróbujmy raczej oprzeć badanie lotu szybowego bezpośrednio na wynikach części drugiej naszych wykładów; silnik i śmigło nie mają tu żadnego znaczenia — podobnie jak to było dla lotu żaglowego, rozpatrywanego w części trzeciej. Równocześnie skorygujemy wspomnianą już przy końcu rozdz. 24 niedokładność, związaną z ogólnem zastosowaniem krzywej I; w dotychczas rozważanych zagadnieniach niedokładność ta była praktycznie bez znaczenia.

Weźmy jeszcze raz na chwilę pod rozwagę ogólny przypadek lotu z silnikiem. Cztery równoważące się siły: ciężar G, siła ciągu śmigła T_2, siła nośna P_y i opór (równy niezbędnej sile ciągu) T_1 dają, w zestawieniu jedna za drugą, czworobok zamknięty — rys. 168. Znajdujemy tu przy pomocy linji przerywanej równoległej do P_y, że:



Rys. 168. Równowaga w locie z silnikiem.

$$\sin b = \frac{T_1 - T_2}{G},$$

a więc w locie szybowym (przy $T_2 = O$) jest:

$$\sin b = \frac{T_1}{G}.$$

Jest to wspomniana już wyżej zależność między rzędną T_1 krzywej I i pochyleniem toru b. Ale z rys. 168 przekonywujemy się ponadto — znowu przy pomocy tej samej linji równoległej do P_y — że:

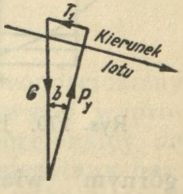
$$P_y = G \cos b,$$

gdy tymczasem w rozdz. 22 przy konstruowaniu krzywej I stale przyjmowaliśmy $P_y = G$ (już nawet przy obliczaniu

prędkości, przynależnych do każdego kąta natarcia, por. rozdz. 12). Ściśle więc biorąc, krzywa I stosuje się dokładnie tylko do lotu poziomego, dla każdego zaś pochylenia toru b, różnego od zera, należałoby wykreślić oddzielną krzywą. Ponieważ jednak możemy naogół ograniczyć się do pochyleń mniejszych od 10^0, a cos 10^0 jest jeszcze równy 0,985, więc widzimy, że błąd wynosi co najwyżej $1{,}5\%$, tak iż cały pęk krzywych I na naszym rysunku musiałby się mieścić wewnątrz pewnego paska o grubości paru dziesiątych milimetra. Przechodząc obecnie do badania dowolnie stromego lotu szybowego, nie będziemy powtarzać tego błędu i dlatego nawiążemy do tylko co wyprowadzonych ścisłych równań, pomimo że i tutaj błąd ten nie odgrywa wielkiej roli.

44. Badanie lądowania szybowego.

Przechodzimy obecnie do nieco gruntowniejszego badania dowolnie stromego lotu szybowego — o tyle, o ile ten ostatni pozostaje w związku z lądowaniem; w ten sposób uzyskamy lepszy pogląd na zjawiska, towarzyszące lądowaniu szybowemu. Poniższe rozumowania potrącają oczywiście w wielu punktach o kwestje związane z lotem żaglowym, o których była mowa w części trzeciej. Rys. 169, który w przypadku lotu bezsilnikowego zastępuje rysunek 168, wskazuje, że pochylenie toru b może być określone również przez stosunek $\operatorname{tg} b = T_1 : P_y$. Liczba ta zwie się „spółczynnikiem szybowania samolotu"; ponieważ $T_1 = P_x + R$ (opór czołowy płatów nośnych + opór szkodliwy), więc liczba ta jest większa o wartość $R : P_y$ od spółczynnika szybowania ε płatów nośnych (rozdz. 7). Otóż według rozdz. 8-go P_y wyraża się wzorem $P_y = m \,.\, z_y \,.\, F \,.\, v^2$, a w myśl rozdz. 12 — T_1 określone jest przez:



Rys. 169. Równowaga w locie szybowym.

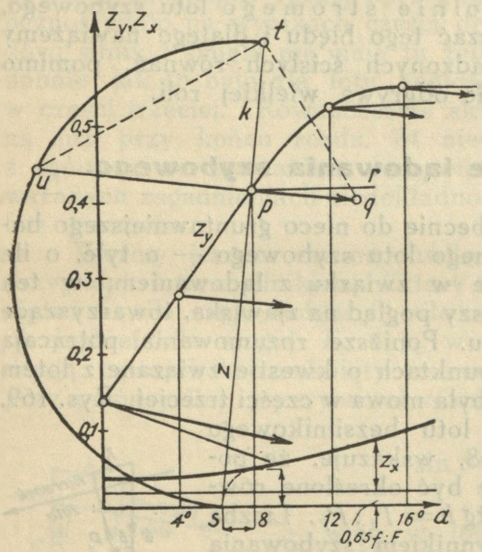
$$T_1 = m \,.\, z_x \,.\, F \,.\, v^2 + m \,.\, 0{,}65 \,.\, f \,.\, v^2 = m \left(z_x + 0{,}65 \frac{f}{F}\right) F \,.\, v^2,$$

przyczem m = gęstość powietrza, F = wielkość powierzchni nośnej, f = powierzchnia szkodliwa, z_y wzgl. z_x = spół-

czynnik siły nośnej wzgl. oporu czołowego płatów nośnych. Podstawiając te wyrażenia zamiast P_y i T_1, otrzymamy:

$$\operatorname{tg} b = \frac{z_x + 0{,}65\, f/F}{z_y}.$$

Na rys. 170 powtórzony jest raz jeszcze wykres zmian spółczynnika siły nośnej z_y dla wszystkich kątów natarcia a, ten sam, co na rys. 17, który odnosił się do obranego profilu według rys. 15. Poniżej podany jest w tej samej skali zapożyczony z rys. 18 wykres zmian spółczynnika z_x, ale w ten sposób, że poszczególne wartości z_x odkładane były nie od osi odciętych, lecz od równoległej do niej prostej położonej o 0,65.0,6 : 25=0,0155 wyżej (odnosi się to do przykładu: f=0,6 m², F = 25 m²). Obracając rzędne dolnej krzywej o 90° w sposób, wskazany na rysunku dla a=8°, otrzymujemy trójkąt prostokątny, w którego górnym wierzchołku znajdujemy właśnie kąt b — w myśl powyższego wzoru na tg b. Przez punkt p poprowadzono jeszcze prostopadłą pq do przeciwprostokątnej ps, która daje bezpośrednio kierunek ruchu, odpowiadający lotowi szybowemu z kątem natarcia a = 8°. Zakładając, że cięciwa płatów nośnych ustawiona jest pod kątem c = 4° względem osi samolotu (odpowiada to mniej więcej kątowi natarcia w locie poziomym), musimy odłożyć od pq w górę kąt $a - c$ = 8°—4° = 4°, aby otrzymać odnośne położenie pr osi samolotu. Kąt, jaki tworzy pr z poziomem, był powyżej oznaczony literą d.



Rys. 170. Badanie lotu szybowego.

Aby wyznaczyć dokładnie także i prędkość lotu szybowego przy $a = 8^0$, korzystamy z podobieństwa tylko co zbudowanego na rys. 170 trójkąta prostokątnego oraz trójkąta z rys 169. Oznaczając przeciwprostokątną ps na rys. 170 przez z, otrzymujemy:

$$z : z_y = G : P_y = G : (m \,.\, z_y \,.\, F \,.\, v^2),$$

a więc $$G = m \,.\, z \,.\, F \,.\, v^2,$$

a zatem $$v = \sqrt{\frac{G}{m \,.\, z \,.\, F}}.$$

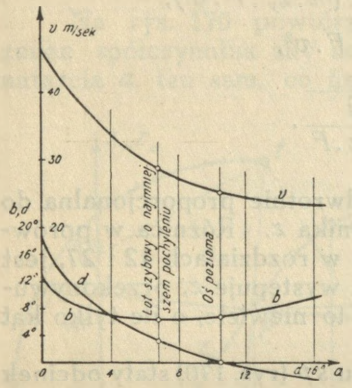
W ten sposób prędkość jest odwrotnie proporcjonalna do pierwiastka z nowego spółczynnika z. Różnica w porównaniu ze wzorami, stosowanemi w rozdziałach 12 i 27, jest tylko ta, że obecnie zamiast z_y występuje z; przekonywujemy się z rysunku, że wynosi to niewiele, o ile tylko kąt b nie jest duży.

Odkładając na przedłużeniu sp (rys. 170) stały odcinek $k = pt$, opisując na st półokrąg i przedłużając qp aż do przecięcia z okręgiem w punkcie u, otrzymamy $pu = \sqrt{k \,.\, z}$. Łącząc prócz tego u z t i prowadząc tq prostopadle do u, znajdziemy:

$$pq = \frac{k^2}{pu} = \frac{k^2}{\sqrt{k \,.\, z}} = \sqrt{\frac{k^3}{z}}.$$

W ten sposób odcinek pq jest odwrotnie proporcjonalny do pierwiastka z z, a więc—zgodnie z powyżej wyprowadzonem równaniem—jest on wprost proporcjonalny do prędkości v; w szczególności może on być odczytany bezpośrednio w skali rzędnych rys. 170, o ile tylko uczynimy w tej skali $k^3 = G : mF$. W naszym przykładzie założyliśmy $G = 1000$ kg, $m = 0{,}125$, $F = 25\,\mathrm{m}^2$, a więc $G : mF = 320$ oraz odmierzyliśmy $k = 0{,}20$, tak iż $k^3 = 0{,}0080$ okazuje się zmniejszone w stosunku $0{,}008 : 320 = 1 : 4 \,.\, 10^4$. Stosownie do tego pq, które zmienia się jak pierwiastek kwadratowy z k^3, powinno być odczytywane w 200-krotnej skali rzędnych, t. zn. że jednemu centymetrowi odpowiada (zamiast 0,1 jednostki) 20 jednostek, t. j. 20 m/sek. W podobny sposób były zbadane pochylenie toru b, kie-

runek osi d i prędkość v dla wszystkich innych kątów natarcia; znajdujemy je częściowo nakreślone na rys. 170. Wszystkie te wyniki przeniesione zostały następnie na rys 171, który wskazuje zależność b, d i v od kąta natarcia a.



Rys. 171. Prędkość, pochylenie toru i kierunek osi w locie szybowym.

Widzimy na rys. 171, że w miarę wzrostu kąta natarcia stale maleje prędkość lotu szybowego i pochylenie osi samolotu; to ostatnie, poczynając od kąta $a = 10^0\,40'$, staje się nawet ujemne (co odpowiada skierowanemu ku górze przodowi samolotu). Natomiast pochylenie toru z początku się zmniejsza, lecz od $a = 6^0\,50'$ znowu rośnie. Przy małych kątach natarcia—aż do $a = 6^0\,50'$—stery działają w sposób normalny: pchnięcie naprzód drążka steru wysokości zmniejsza kąt natarcia, zwiększa dzięki temu pochylenie toru i prędkość lotu szybowego, pociągnięcie zaś — wywołuje zmniejszenie prędkości i czyni tor mniej stromym. Właściwe lądowanie rozpoczyna się po osiągnięciu w pobliżu ziemi stanu lotu szybowego o najmniejszem pochyleniu, t. j. przy $a = 6^0\,50'$. Przez dalsze podciąganie steru wysokości można wprawdzie jeszcze zwiększyć kąt natarcia, zmniejszając tem samem prędkość i pochylenie samolotu (to ostatnie może nawet przejść przez zero i zmienić znak), lecz tor naskutek tego nie staje się mniej stromym, przeciwnie — bardziej stromym: samolot „przepada" (por. str. 182). Dalsze podnoszenie steru wysokości po osiągnięciu lotu szybowego o najmniejszem pochyleniu prowadzi tedy do stanu odwróconego działania steru w znaczeniu wywodów rozdz. 28-go.

W naszym przykładzie rys. 171 wskazuje, że przy poziomem ustawieniu osi samolotu osiągnięta zostaje prędkość około 25 m/sek, t. j. 90 km/godz. Według przyjętego sposobu mówienia wielkość tę nazywamy „prę-

kością lądowania" samolotu. Nie należy jednakże przez to rozumieć, jakoby ten sam samolot nie mógł lądować z jeszcze mniejszą prędkością. Po pierwsze bowiem można wykonywać t. zw. „lądowanie ogonowe", i w tym celu znacznie wychylić samolot w górę z położenia poziomego, przyczem prędkość w naszym przypadku spadnie prawie do 80 km/godz. Po drugie, nasz opis nie daje wyczerpującego obrazu wszystkich okoliczności lądowania, gdyż — podobnie jak przy omawianiu startu „szkolnego" w rozdz. 42 — wciąż rozpatrujemy jedynie stany równowagi, zaniedbując wszelki wpływ bezwładności mas (a więc i przyśpieszeń).

Położenie samolotu, kierunek prędkości i t. p., wyliczone z warunków równowagi, odpowiadają sobie wzajemnie w każdej chwili tylko w takim razie, jeżeli poruszać ster wysokości bardzo wolno. Przez szybkie wychylenie steru można wywołać na krótką chwilę zjawiska ruchu, bardzo odbiegające od normalnych; naprzykład przez nagłe pociągnięcie drążka sterowego można samolot wyprowadzić ze stromego lotu szybowego i zmusić do chwilowego wznoszenia przy bardzo silnym spadku prędkości. Doświadczony pilot potrafi w ostatniej chwili przed dotknięciem ziemi — zręcznie wykorzystując bezwładność mas — znacznie poprawić powyżej przedstawione warunki lądowania, a mianowicie: zmniejszyć prędkość poniżej wartości wyrachowanej oraz złagodzić uderzenie przy lądowaniu. Istota rzeczy polega zawsze na tem, że przez trafnie wymierzone kolejne pociągnięcia drążka sterowego wywołuje się opóźnienie opadania samolotu.

Nowoczesne samoloty, które posiadają wielką prędkość w locie poziomym i wysokie obciążenie jednostkowe powierzchni, otrzymują często specjalne urządzenia dla zmniejszenia prędkości lądowania. Hamulce powietrzne, powiększające opór szkodliwy, nie okazały się odpowiednie. Pomysłem, rokującym powodzenie, jest zastosowanie metody, opisanej na końcu rozdz. 9, a polegającej na wykorzystaniu szczeliny podłużnej w skrzydle celem zwiększenia spółczynnika siły nośnej — przy niezmienionem obciążeniu osiąga się wtedy zmniejszenie prędkości przy lądowaniu.

45. Uderzenie przy lądowaniu.

Przy każdem lądowaniu, choćby się ono odbywało możliwie najłagodniej, powstaje jednak zawsze pewne uderzenie o ziemię naskutek tego, że prędkość lądowania posiada zawsze pewną składową skierowaną ku dołowi. Załóżmy, że samolot wybrany przez nas, jako przykład, wykonywa lądowanie „szkolne" z osią ustawioną poziomo; z wykresu na rys. 171 otrzymamy prędkość $v = 25$ m/sek. oraz odpowiadające pochylenie toru $b = 6^0 30'$. Ponieważ $\sin 6{,}5^0 = 0{,}113$, więc składowa pionowa prędkości jest $v_1 = v \,.\, \sin 6{,}5^0 = 25 \,.\, 0{,}113 = 2{,}7$ m/sek. Odpowiada temu wysokość spadku swobodnego $v_1^2 : 2g = 2{,}7^2 : 19{,}6 = 0{,}37$ m. czyli 37 cm, to znaczy, że jeżeli uderzenie nie będzie złagodzone w sposób, opisany na końcu rozdz. 44, to nastąpi takie uderzenie, jakgdyby samolot spadł z wysokości 37 cm. Jeżeli w odnośnem miejscu krzywa b przebiega niżej, to wprawdzie uderzenie (jak wynika z rachunku) jest słabsze, ale zato zjawia się niedogodność, związana z długiem szybowaniem samolotu; znaczy to, że konieczna jest duża droga, wzdłuż której samolot łagodnie „planuje" z osią ustawioną poziomo, zanim siądzie na ziemi. Przy bardziej stromem opadaniu, a przedewszystkiem wtedy, gdy aparat dotyka ziemi najpierw ogonem, jeżeli przytem grunt nie jest zbyt twardy, można często osiągnąć zatrzymanie samolotu po wyjątkowo krótkim dobiegu. Do tego przyczyniają się głównie występujące podczas uderzenia zjawiska odkształceń zarówno gruntu, jak amortyzatorów i gumowych opon na kołach, wywołane chwilowem bardzo silnem zwiększeniem tarcia.

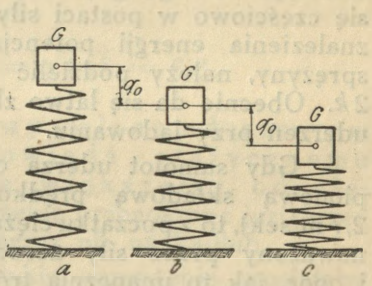
Żadne podwozie samolotu lądowego nie mogłoby wytrzymać uderzenia podczas lądowania, gdyby części bezpośrednio wystawione na uderzenie nie były wykonane, jako sprężynujące lub elastyczne. Koła otrzymują zawsze opony gumowe z pneumatykami, a prócz tego osi kół i płoza są w stosunku do całego samolotu zamortyzowane przy pomocy pierścieni gumowych albo sprężyn spiralnych.

Aby zrozumieć zasadę sprężystego amortyzowania uderzeń, wyobraźmy sobie, że wszystkie części sprężynujące zastąpione zostały jedną sprężyną

spiralną (rys. 172), a następnie zastanówmy się, jak zachowuje się taka sprężyna, obciążona od góry ciężarem G. Sprężyna spiralna — i wogóle każdy układ sprężysty — posiada tę własność, że każdemu obciążeniu Q odpowiada określone proporcjonalne doń odkształcenie q:

$$q = k \cdot Q,$$

przy którem siły wewnętrzne sprężyny są w równowadze z obciążeniem Q. Wielkość k, która wyraża stosunek odkształcenia do obciążenia, jest miarą twardości albo miękkości układu sprężystego; im większe k, tem sprężynę zwiemy „miększą". Prócz tego każdy układ sprężysty posiada własność, że w czasie przebiegu odkształceń niema żadnych strat energji: ile ładujemy w postaci pracy dla osiągnięcia odkształcenia, tyleż znajduje się w odkształconej sprężynie, jako „zdolność do wykonania pracy", inaczej „energja potencjalna". Oczywiście wielkość energji potencjalnej zależy zarówno od wielkości ugięcia q, jakoteż od miękkości sprężyny, a więc od stałej k.



Rys. 172. Sprężyna spiralna
a) w stanie nieodkształconym;
b) w stanie równowagi;
c) w końcowem położeniu wahnięcia.

Rys. 172 *b* przedstawia sprężynę w stanie ściśniętym o długość q_0; stan ten odpowiada równowadze sprężyny ze spoczywającym na niej ciężarem G, jest więc $q_0 = k \cdot G$. Aby ten stan osiągnąć, trzeba, jak wiadomo, aby ciężar G rozpoczynał działać na sprężynę powoli i stopniowo; ściśle biorąc, powinno to się odbywać w ten sposób, by w każdem położeniu pośredniem cisnęło na sprężynę tylko tyle, ile tego wymaga równowaga w rozpatrywanem położeniu pośredniem—zgodnie z równaniem $q = k \cdot Q$. Jeżeli jednakże obciążymy nieodkształconą sprężynę ciężarem G bezpośrednio (nagle), choćby nawet bez początkowej prędkości, to doświadczenie pokaże, iż sprężyna nietylko opuści się o q_0, lecz przekroczy to położenie równowagi z pewną prędkością i dopiero po przejściu drogi $2q_0$ (podobnie jak wahadło!)

dojdzie do stanu spoczynku (rys. 172 c); tu zjawisko się odwraca, i rozpoczyna się długotrwałe wahanie z obustronnem wychyleniem q_0. W ten sposób b przedstawia pośrednie położenie, zaś a i c — skrajne położenia ciężaru. Na podstawie tego spostrzeżenia można łatwo określić miarę zdolności do pracy odkształconej sprężyny. Gdy ciężar G opuszcza się o długość $2q_0$, to oddaje pracę $G.2q_0$; ponieważ jednak $q_0 = k.G$, więc można tę wielkość jeszcze tak przedstawić:

$$G.2q_0 = \frac{q_0}{k}.2q_0 = \frac{1}{2k}(2q_0)^2.$$

Taki właśnie zasób pracy w postaci energji potencjalnej zawiera sprężyna w stanie c, gdy jest ugięta o długość $2q_0$. W rachunku tym położenia pośrednie nie powinny być brane pod uwagę, gdyż odpowiadająca im energja ujawnia się częściowo w postaci siły żywej. Wynika stąd, że dla znalezienia energji potencjalnej dowolnie odkształconej sprężyny, należy podzielić kwadrat odkształcenia przez $2k$. Obecnie da się łatwo zbadać przebieg amortyzowania uderzeń przy lądowaniu.

Gdy samolot uderza o ziemię z obliczoną powyżej pionową składową prędkości $v.\sin b$ (w przykładzie 2,7 m/sek), to z początku ciężar samolotu G jest jeszcze zrównoważony przez siły aerodynamiczne, t. j. siłę nośną i opór, jak to unaocznia trójkąt sił na rys. 169. Wobec tego nie może być mowy o nagłem obciążeniu układu sprężystego, jak to było w przypadku rozpatrywanym przed chwilą. Natomiast siła żywa, z jaką samolot ląduje, stanowi o wielkości pracy, którą musi przejąć układ sprężysty. Jeżeli oznaczymy przez h powyżej wyliczoną „wysokość prędkości" $h = v_1^2 : 2g = 0{,}37$ m, to iloczyn $G.h$ będzie miarą siły żywej (równej $G.v_1^2 : 2g$). Uderzenie o ziemię wywołuje wahanie, które zmienia kierunek po osiągnięciu największego ugięcia q. Zgodnie z poprzednim wynikiem wyznaczymy q, przyrównywując $G.h$ do $q^2 : 2k$, a więc:

$$\frac{1}{2k}.q^2 = G.h, \qquad q^2 = 2k.G.h = 2q_0.h,$$

gdzie $q_0 = k \cdot G$ oznacza strzałkę ugięcia sprężyny, obciążonej statycznie ciężarem G. Stąd wynika.

$$q = \sqrt{2 q_0 \cdot h} \qquad \text{albo} \qquad q : q_0 = \sqrt{\frac{2h}{q_0}}.$$

Ugięcie q sprężyny stanowi równocześnie miarę jej naprężenia; wobec tego ostatnie równanie wskazuje, że naprężenie wywołane uderzeniem jest tem większe w porównaniu z naprężeniem przy obciążeniu statycznem, im większy jest stosunek wysokości spadku h do strzałki ugięcia sprężyny pod statycznem obciążeniem. Przy zwykłem urządzeniu podwozia samolotu można przyjąć, że łączne osiadanie opon kół i amortyzatora osi pod ciężarem nieruchomego samolotu wynosi np. 5 do 6 cm. W naszym przykładzie, w którym $h = 37$ cm, otrzymujemy (przy $q_0 = 5$ cm):

$$q : q_0 = \sqrt{2 \cdot 37 : 5} = \sqrt{14{,}8} = 3{,}8,$$

to znaczy, że naprężenie, wywołane uderzeniem przy lądowaniu, odpowiada statycznemu obciążeniu 3,8-krotnie większemu od ciężaru samolotu. To naprężenie przenoszone jest przez oś na zastrzały podwozia, a przez nie na kadłub.

Można łatwo obliczyć, jakie naprężenia musiałyby wytrzymać zastrzały, gdyby nie było żadnego specjalnego urządzenia sprężystego. Zastrzały stanowią bowiem również układ sprężysty, tylko odznaczający się wielką „twardością". Jak wiadomo, spółczynnik sprężystości wynosi dla stali okrągło dwa miljony, t. zn. że pręt stalowy o długości L cm. pod działaniem naprężenia ściskającego p kg/cm² doznaje skrócenia o $p \cdot L : 2000000$ cm. Zastrzały podwozia (ze względu na niebezpieczeństwo wyboczenia) są bardzo sowicie wymiarowane, tak iż założenie $p = 400$ kg/cm² jest bez wątpienia już bardzo wygórowane. Przy długości zastrzału 1,5 m. mamy zatem odkształcenia, wywołane nieruchomym ciężarem: $q_0 = 400.150 : 2000000 = 0{,}03$ cm, a stąd stosunek naprężeń:

$$q : q_0 = \sqrt{2h : q_0} = \sqrt{2 \cdot 37 : 0{,}03} = \sqrt{2467} = 50;$$

innemi słowy: gdyby nie było specjalnego urządzenia przejmującego uderzenie, to zastrzały byłyby przy uderzeniu narażone na obciążenie równe 50-krotnemu ciężarowi samolotu (nawet w dość korzystnym przypadku). Jest rzeczą jasną, że żadna konstrukcja nie może sprostać takim wymaganiom; zwykłe urządzenia odpowiadają zaledwie 10-krotnemu spółczynnikowi bezpieczeństwa.

Ponieważ „wysokość prędkości" h rośnie jak kwadrat prędkości, przeto z naszego wzoru na stosunek $q:q_0$ wynika, że naprężenie podwozia jest wprost proporcjonalne do składowej pionowej v_1 prędkości lądowania. W naszym więc przykładzie nawet prędkość prawie trzykrotnie większa od wyliczonej v_1 nie przekraczałaby zwykłych granic wytrzymałości zastrzałów. Ale właśnie części sprężynujące, opony kół i pierścienie gumowe, wykonywa się z reguły słabiej, by przy twardem lądowaniu one pierwsze ulegały uszkodzeniu.

Podobnie, jak we wszystkich innych tematach naszych badań, tak i tutaj okoliczności uboczne rozmaitego rodzaju odgrywają oczywiście niemałą rolę; nie braliśmy ich z początku pod uwagę, aby otrzymać możliwie prosty obraz zjawiska. Należy jednak teraz zaznaczyć, że np. amortyzacja osi jest zazwyczaj „ograniczona w skoku" przez nałożenie, obok pierścienia gumowego, pętlicy z linki drucianej o większych wymiarach, która przy zbyt dużych wychyleniach amortyzatorów przejmuje obciążenie. Dalej, prawo dotyczące odkształceń $q = k.Q$, z którego dotąd korzystaliśmy, jest dostatecznie dokładne, gdy chodzi o zawieszenie osi, natomiast dla opon kół z pneumatykami powinno być ono właściwie zastąpione przez zależność znacznie zawilszą. Nie chcemy wreszcie pominąć całkowitem milczeniem uderzającego zjawiska, które obserwujemy przy bardzo niekorzystnych lądowaniach i upadkach, a które pozostaje na pozór w sprzeczności z naszemi wynikami.

W wypadkach, gdy przy uderzeniu o ziemię ulega złamaniu podwozie, a nawet cały samolot, okazuje się często, że części przejmujące bezpośrednio pierwsze uderzenie, t. j. obręcze kół i amortyzatory osi pozostają nienaruszone. Nie da się to wytłumaczyć, dopóki uważa się te części za doskonale sprężyste. Otóż właśnie nie spotyka się nigdy dosko-

nałej sprężystości, co wynika chociażby już z tego, że wszystkie drgania sprężyste zanikają z czasem, przechodząc wkrótce w spoczynek. Każde ciało posiada też pewien opór plastyczny, t, zn. że przeciwstawia każdemu działaniu zewnętrznemu także i opór wewnętrzny pochłaniający pracę; opór ten rośnie proporcjonalnie do prędkości wzbudzonych odkształceń. Jeżeli naprzykład na sprężynę, przedstawioną na rys. 172, spadnie ciężar G z bardzo dużą prędkością, to w tej samej chwili powstanie bardzo wysokie naprężenie, zależne od prędkości, które przejdzie poprzez całą sprężynę, zanim ta ostatnia zdąży przybrać odkształcenia, odpowiadające temu naprężeniu. Powstanie odkształceń wymaga bowiem — naskutek bezwładności poszczególnych części — pewnego czasu. Zniszczenie materjału jednak następuje, jak to należy przyjąć, dopiero wtedy, gdy zarówno naprężenie, jak i odkształcenie osiągną pewne granice. W ten sposób wyjaśnia się, dlaczego przy wyjątkowo silnych uderzeniach o ziemię sprężynujące części mogą przekazywać innym wielkie siły, podczas gdy same zostają oszczędzone; pochodzi to stąd, że wielkie odkształcenia, odpowiadające ich miękkości, nie mogą w krótkim czasie osiągnąć wartości, wywołujących złamanie.

IX. Zagadnienia żeglugi powietrznej.

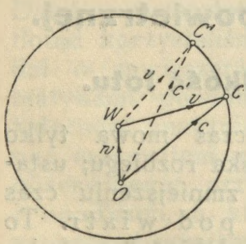
46. Wpływ wiatru na prędkość lotu.

O wpływie wiatru była dotychczas mowa tylko w rozdz. 42 przy rozpatrywaniu zjawiska rozbiegu; ustalono przytem, w jakim stopniu ulega zmniejszeniu czas i droga rozbiegu, skoro się startuje pod wiatr. To samo powiedzieć można oczywiście i o „dobiegu" po lądowaniu, który również — gdy tylko to jest możliwe—odbywa się pod wiatr.

Gdy samolot leci jednostajnie w powietrzu, to wiatr równomierny nie ma wpływu na ruch i równowagę samolotu, przynajmniej dopóki rozpatrujemy ruch nie względem nieruchomej ziemi, lecz względem otaczającego samolot powietrza. To, co dotychczas krótko nazywaliśmy

prędkością lotu v, jest w czasie wiatru prędkością względną samolotu w odniesieniu do poruszającego się powietrza; celem jasnego odróżniania będziemy teraz prędkość tę nazywali prędkością własną samolotu. Tak więc, gdy w rozdz. 27 wyliczyliśmy, że obrany dla przykładu samolot leci poziomo z prędkością $v = 44$ m/sek, to znaczy, że prędkość własna samolotu w locie poziomym jest 44 m/sek. Skoro jednak dmie wiatr o prędkości 10 m/sek w kierunku przeciwnym do lotu, to samolot porusza się w odniesieniu do ziemi z prędkością zaledwie 34 m/sek; jeżeli zaś taki sam wiatr dmie w kierunku lotu, to ruch względem ziemi odbywa się z prędkością 54 m/sek. W dalszym ciągu będziemy oznaczali prędkość wiatru (albo niewłaściwie: siłę wiatru) przez w (prędkość tę uważamy naogół za poziomą), a wypadkową prędkości własnej i prędkości wiatru, czyli „prędkość lotu" — przez c; ta ostatnia wynosiła w naszym przykładzie 34 m/sek, wzgl. 54 m/sek. Spowodowane wiatrem odchylenie między rzeczywiście osiągniętym celem a punktem, który mógłby być osiągnięty przy bezwietrznej pogodzie, nazywamy „znoszeniem" — niezależnie od kierunku wiatru.

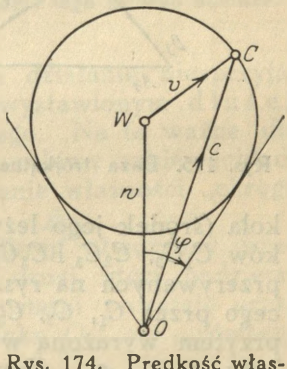
Rys. 173 wskazuje, jak się wyznacza w ogólnym przypadku prędkość lotu c, znając prędkość wiatru w i prędkość własną v. Mamy tu odcinek $OW = w$ nakreślony w kierunku wiatru i odcinek $WC = v$ w kierunku osi samolotu. Bok zamykający OC daje prędkość lotu c co do wielkości i kierunku. Jak widzimy, wyznacza się ją według w i v w ten sam sposób, w jaki znajduje się wypadkową dwóch sił. Jeżeli pilot przez wychylenie steru kierunkowego obróci samolot w ten sposób, że oś jego otrzyma kierunek WC', to prędkość lotu wyznaczona będzie co do wielkości i kierunku przez OC'. Zauważmy przytem, że zarówno długość odcinka WC jak i WC' jest równa v; odcinki te są zatem równe sobie. Stąd wynika następujące twierdzenie: jeżeli przy niezmiennym wietrze wykreślimy ze stałego punktu O wszystkie możliwe prędkości lotu c pewnego samolotu (oczywiście przy niezmienionej mocy silnika i t.d.),



Rys. 173. Prędkość lotu przy wietrze.

to końce odcinków, wyrażających te prędkości, będą leżały na okręgu, którego promień przedstawia wielkość prędkości własnej v. Innemi słowy znaczy to: jeżeli kilka samolotów o tej samej prędkości własnej v odlatuje równocześnie z tego samego punktu, kierując się w różne strony, to w każdej chwili samoloty te znajdują się na okręgu pewnego koła; środek tego koła posuwa się naprzód z prędkością wiatru, promień zaś rośnie z prędkością v. Przy bezwietrzu środkiem tego koła pozostaje wciąż sam punkt wyjściowy.

W razie, gdy prędkość wiatru w jest większa od prędkości własnej v, obraz „okręgu prędkości" przedstawia się, jak na rys. 174. Punkt O, od którego mierzone są prędkości lotu, położony jest w tym przypadku nazewnątrz koła. Widzimy, że obecnie możliwy jest lot bynajmniej nie we wszystkich kierunkach, a tylko w tych, które niezbyt silnie odchylają się od kierunku wiatru. Największym kątem φ, jaki tworzyć może kierunek lotu z kierunkiem wiatru, jest ten, dla którego $\sin \varphi = v : w$, jak to widać wyraźnie na rys. 174. W każdym kierunku, tworzącym z wiatrem mniejszy kąt, można lecieć z dwiema różnemi co do wielkości prędkościami, które odpowiadają obydwu punktom przecięcia okręgu z promieniem, poprowadzonym z O. Dalsze badanie tych związków dla v mniejszego od w nie posiada już żadnego znaczenia praktycznego, gdyż prędkości własne naszych samolotów są niemal zawsze większe od największych spotykanych prędkości wiatru.



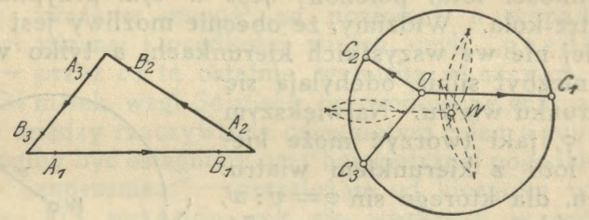
Rys. 174. Prędkość własna mniejsza od prędkości wiatru.

„Okręg prędkości" można zastosować przedewszystkiem do określenia prędkości własnej samolotu przy pomocy próbnych lotów. Znając mianowicie trzy punkty okręgu, można, jak wiadomo, wykreślić okręg—a więc w każdym razie znaleźć też jego promień. Metoda „bazy trójkątnej", służąca do tego celu, polega na następującem. W terenie wytycza się w odpowiedni sposób trzy odcinki rozmaicie skierowane, np. $A_1 B_1$, $A_2 B_2$, $A_3 B_3$ na rys. 175, oraz

mierzy się ich długości $A_1B_1 = l_1$, $A_2B_2 = l_2$, $A_3B_3 = l_3$. Okresy czasu t_1, t_2, t_3, potrzebne do przelotu wzdłuż tych trzech odcinków, ustala się na samolocie przy pomocy zegara, t. zw. „stoppera". Następnie oblicza się trzy prędkości lotu:

$$c_1 = l_1 : t_1, \quad c_2 = l_2 : t_2, \quad c_3 = l_3 : t_3$$

i odkłada się je na kartce papieru ze stałego punktu O (rys. 175) w ten sposób, by było $OC_1 = c_1$, $OC_2 = c_2$, $OC_3 = c_3$. Kierunki trzech promieni OC_1, OC_2, OC_3, są te same, co kierunki odcinków A_1B_1, A_2B_2 i A_3B_3. Przez trzy punkty końcowe C_1, C_2 i C_3 prowadzimy okręg

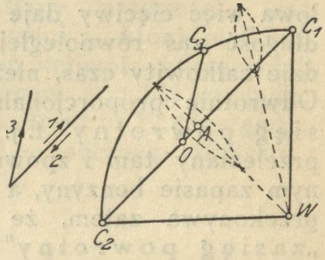


Rys. 175. Baza trójkątna i związane z nią wyznaczanie prędkości.

koła (środek jego leży na przecięciu symetralnych odcinków C_1C_2, C_2C_3 i C_3C_1, wyznaczonych przy pomocy łuków przerywanych na rys. 175). Promień koła, przechodzącego przez C_1, C_2, C_3, jest szukaną prędkością własną v, przytem wyrażoną w tej samej skali, w jakiej odkładane były c_1, c_2, c_3. Konstrukcja ta daje ponadto kierunek i wielkość prędkości wiatru w postaci odcinka OW. W praktyce, w razie powtarzających się pomiarów na tem samem lotnisku, ustala się raz na zawsze trzy odcinki pomiarowe, i można mieć gotowe arkusiki z wykreślonemi na nich uprzednio kierunkami OC_1, OC_2, OC_3, co umożliwia w każdym przypadku szybkie i łatwe wykonanie omawianej konstrukcji.

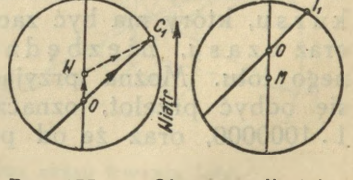
Gdy z pośród trzech odcinków pomiarowych dwa leżą na jednej prostej, ale mają przeciwne kierunki, to powstaje wykres, jak na rys. 176. OC_1 i OC_2 są prędkościami lotu w jedną i drugą stronę wzdłuż tej samej prostej, OC_3 jest prękością lotu w trzecim kierunku. Widzimy,

że prędkość własna jest w ogólności w i ę k s z a od średniej arytmetycznej prędkości lotów w dwóch przeciwnych kierunkach. Istotnie: v określone jest przez $WC_1 = WC_2$, średnia wartość — przez $AC_1 = AC_2$; przeciwprostokątna zaś trójkąta prostokątnego zawsze jest większa od przyprostokątnej. Tylko w przypadku, gdy wiatr wieje dokładnie w kierunku odcinka pomiarowego, średnia arytmetyczna prędkości daje istotną wartość v. Zupełnie jednak nieprawidłowem byłoby znajdować tę wielkość, dzieląc podwójną długość odcinka pomiarowego przez sumę czasów zużytych na lot tam i zpowrotem. Przy wietrze zużywamy na lot tam i zpowrotem w sumie z a w s z e w i ę c e j c z a s u, niż przy ciszy. Przyczyna kryje się w tem, że na działanie niesprzyjającego wiatru przeciwnego jest się wystawionym d ł u ż e j, niż na działanie wiatru sprzyjającego. Na te ważne dla żeglugi powietrznej okoliczności wyrobimy sobie dokładniejszy pogląd przez bliższe zbadanie własności „okręgu prędkości".



Rys. 176. Lot tam i zpowrotem wzdłuż tego samego odcinka.

Na rys. 177 widzimy znowu okręg utworzony przez końce wektorów prędkości, a obok drugi, który będziemy nazywali „okręgiem czasów"; ten ostatni powstaje przez odkładanie w każdym kierunku odcinka $OT_1 = t_1$, równego okresowi czasu, jakiego trzeba, by przelecieć stały odcinek a w tym właśnie kierunku OT_1. Ponieważ $t_1 = a : c_1$, więc poszczególne promienie OT równoległe do promieni OC są odwrotnie do nich proporcjonalne — istnieje zaś twierdzenie geometryczne, głoszące, że przy tego rodzaju konstrukcji z okręgu powstaje znowu okręg. Ponieważ skala, w której wykreślamy okręg czasów, jest—ze względu na swobodny wybór wielkości a — dowolna, więc można



Rys. 177. a) Okręg prędkości. b) Okręg czasów.

ten okręg uczynić równym okręgowi prędkości; jednak odcinek $OM = OW$ musi być wtedy odłożony w przeciwnym kierunku (rys. 177 b). Całkowita długość jakiejkolwiek cięciwy, przechodzącej na rys. 177 a przez punkt O, przedstawia sumę prędkości lotu w jedną i drugą stronę, połowa więc cięciwy daje wartość średnią tych prędkości; długość zaś równoległej do niej cięciwy na rys. 177 b daje całkowity czas, niezbędny dla lotu tam i zpowrotem. Odwrotnie proporcjonalny do tego czasu jest t. zw. „zasięg powrotny" t. j. długość odcinka, który może być przeleciany tam i zpowrotem na pełnym gazie przy danym zapasie benzyny, a więc w danym czasie. Rys. 177 b przekonywa zatem, że samolot posiada największy „zasięg powrotny" w kierunku prostopadłym do wiatru, najmniejszy — w kieruku równoległym do wiatru. Jest to tem bardziej godne uwagi, że powierzchowny rzut oka mógłby doprowadzić do wręcz przeciwnego wniosku, gdyż według rys. 177 a suma prędkości przy lotach w jedną i drugą stronę okazuje się największą właśnie dla kierunku równoległego do wiatru: wiemy już jednakże, że suma ta nie posiada bynajmniej bezpośredniego znaczenia dla czasu przelotu.[1])

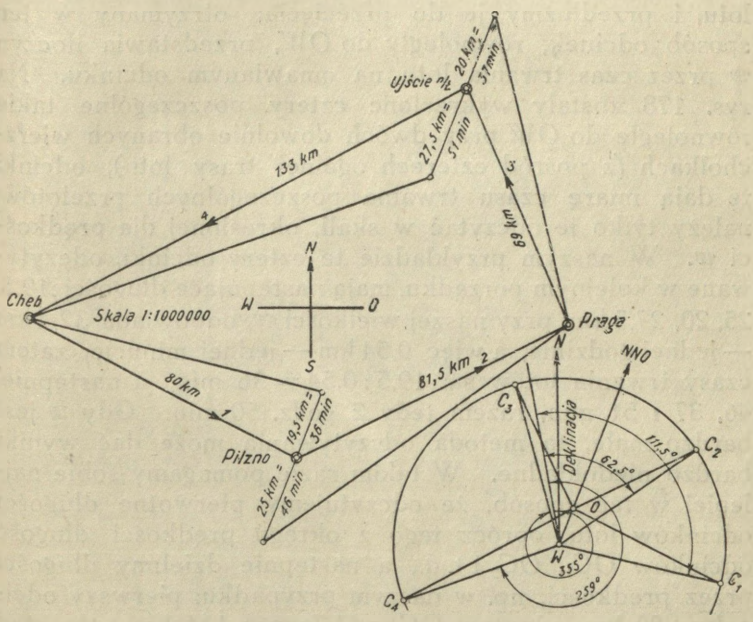
47. Wyznaczanie kursu i czasu trwania lotu.

Najważniejsze zadanie żeglugi powietrznej polega na określeniu — dla każdego przelatywanego odcinka — kursu, który ma być zachowywany przy pomocy busoli, oraz czasu, niezbędnego dla wykonania przepisanego lotu. Można przyjąć, że punkty, nad któremi ma się odbyć przelot, oznaczone są na mapie, np. w skali 1 : 1000000, oraz że od punktu do punktu lecieć należy

---

[1]) W związku z tym i następnym rozdziałem por. artykuł autora: „Über Fluggeschwindigkeit, Windstärke und Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges". Zeitschr. f. Flugtechnik u Motorluftsch. 1917, zeszyt 19/20.

wzdłuż linji prostej. Następnie najlepiej jest przenieść w skali poszczególne punkty na osobny arkusz, na którym prócz tego naszkicować należy okręg prędkości (rys. 178), przyczem kreślimy OW równe i równoległe do prędkości wiatru, a promień równy prędkości własnej samolotu. Skala, w której będą wykreślane prędkości, jest obojętna — np. na oryginalnym rysunku, który posłużył do wykonania kliszy rys. 178, jeden milimetr odpowiadał prędkości 3 km/godz, tak iż prędkości $v = 135$ km/godz. odpowiadał promień 45 mm, a prędkości $w = 32{,}4$ km/godz. (przy prędkości wiatru 9 m/sek) — odcinek 10,8 mm. Kierunek wiatru niech będzie NNO.



Rys. 178. Wyznaczanie kursu oraz czasu trwania lotu.

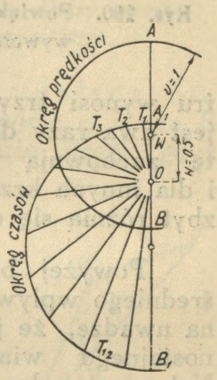
Przez punkt O, który jest początkiem wektorów prędkości, prowadzimy proste OC_1, OC_2, OC_3, OC_4, równoległe do poszczególnych odcinków lotu, i doprowadzamy

je do przecięcia z kołem; następnie kreślimy promienie, przechodzące przez punkty przecięcia C_1, C_2, C_3, C_4. Kąt pochylenia tych promieni względem prostej, przechodzącej przez środek koła i skierowanej z południa na północ, lub względem kierunku igły kompasowej daje odrazu kurs, który należy zachowywać wzdłuż każdego odcinka. Tak np. odczytujemy na rysunku, że przy uwzględnieniu deklinacji 8^0 należy wobec założonego kierunku i prędkości wiatru przestrzegać na odcinku 1 kursu $111{,}5^0$ i t. d.

Poprowadźmy z jednego końca, któregoś z odcinków lotu równoległą do OW, a z drugiego końca — równoległą do promienia koła, odpowiadającego temu odcinkowi lotu, i przedłużmy je do przecięcia; otrzymany w ten sposób odcinek, równoległy do OW, przedstawia iloczyn w przez czas trwania lotu na omawianym odcinku. Na rys. 178 zostały wykreślone cztery poszczególne takie równoległe do OW przy dwóch dowolnie obranych wierzchołkach (z pośród czterech ogólnej trasy lotu); odcinki te dają miarę czasu trwania poszczególnych przelotów; należy tylko je odczytać w skali, określonej dla prędkości w. W naszym przykładzie te cztery odcinki, odczytywane w kolejnym porządku, mają następujące długości: 19,5, 25, 20, 27,5 km; przy naszej wielkości w, odpowiada 32,4 km — jednej godzinie, a więc 0,54 km — jednej minucie; zatem czasy trwania lotów są: $19{,}5 : 0{,}54 = 36$ min, a następnie: 46, 37 i 51 min, razem tedy 2 godz. 50 min. Gdy w jest bardzo małe, ta metoda odczytywania może dać wyniki bardzo niedokładne. W takim razie pomagamy sobie najlepiej w ten sposób, że odczytujemy pierwotne długości odcinków lotu, oprócz tego z okręgu prędkości długość odcinków OC_1, OC_2 i t. d., a następnie dzielimy długości przez prędkości, np. w naszym przypadku: pierwszy odcinek = 80 km, odnośne $OC_1 = 44{,}7$ mm = 134 km/godz, stąd $t_1 = 80 : 134 = 0{,}6$ godz. = 36 min.

Obliczając czas lotu wzdłuż zamkniętej trasy (a więc np. takiej, jak tylko co rozpatrywana) przy wietrze o rozmaitem natężeniu, znajdziemy, że czas ten z w i ę k s z a s i ę, gdy siła wiatru rośnie. Łatwo to zrozumieć, pamię-

tając o uczynionej powyżej uwadze, dotyczącej trwania lotu tam i zpowrotem przy wietrze. Możemy sobie wytworzyć dokładniejszy sąd o wpływie wiatru, wyznaczając czas, niezbędny do przelotu wzdłuż toru kołowego. Dojdziemy do tego w sposób najprostszy, jeżeli wyobrazimy sobie okręg, jako foremny wielokąt o wielkiej liczbie boków, np. 24-kąt; wówczas czas przelotu dla poszczególnych odcinków możemy wyznaczyć sposobem, użytym na rys. 178, albo lepiej, korzystając z „okręgu czasów" według rys. 177 b. Na rys. 179 przyjęto, że prędkość własna $v = 1$, a prędkość wiatru $w = 0{,}5$ (przyczem na rysunku oryginalnym za jednostkę obrano 25 mm). A i B są to punkty przecięcia okręgu prędkości z linją pionową OW (na rys. widzimy tylko jedną jego połowę), tak iż: $OA = 1{,}5$; $OB = 0{,}5$. Następnie odłożyliśmy wartości odwrotne: $OA_1 = 1 : 1{,}5 = 0{,}67$ i $OB_1 = 1 : 0{,}5 = 2$, poczem zbudowaliśmy okręg na $A_1 B_1$, jako na średnicy — ten ostatni zgodnie z wyjaśnieniami z poprzedniego rozdziału, jest „okręgiem czasów". Dwanaście promieni OT_1, OT_2, ... OT_{12}, ktore zostały narysowane w równych odstępach kątowych, przedstawiają odpowiednio czasy przelotów wzdłuż 12 boków foremnego 24-kąta; czasy, odpowadające 12 pozostałym bokom, są ze względu na symetrję takie same i dlatego nie zostały wykreślone. Zmierzywszy długość tych dwunastu wyrysowanych odcinków, znajdziemy, jako ich sumę — 375 mm; gdyby natomiast wiatru nie było ($w = 0$), mielibyśmy zamiast tych odcinków wprost 12 promieni koła $v = 1$ o łącznej długości $12 . 25 = 300$ mm; widzimy stąd, że opóźnienie w locie po torze kołowym, wywołane wiatrem o sile równej połowie prędkości własnej, wynosi:

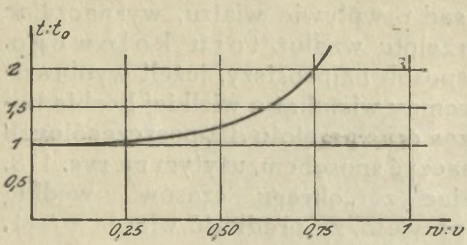


Rys. 179. Wyznaczenie czasu przelotu wzdłuż toru kołowego.

$$(375 - 300) : 300 = 0{,}25 \text{ t. j. } 25\%.$$

Przeprowadzając ten rachunek dla innych jeszcze

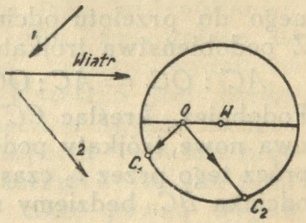
wartości stosunku $w:v$, otrzymamy wynik, przedstawiony na rys. 180. Możemy na nim dla każdej wartości odciętej $w:v$ odczytać, jako rzędną, stosunek czasów $t:t_0$; np. dla $w:v=0{,}25$ krzywa wykazuje rzędną 1,055, t.zn. że przy wietrze o sile równej czwartej części prędkości własnej, przelot wzdłuż toru kołowego trwa o 5,5% dłużej, niż w czasie ciszy; gdy siła wiatru wynosi trzy czwarte prędkości własnej, czas lotu jest dwa razy dłuższy, niż przy cichej pogodzie. Wyniki te zachowują w przybliżeniu swoją wartość również i dla innych krzywych zamkniętych, które kształtem niezbyt różnią się od koła.



Rys. 180. Powiększenie czasu przelotu, wywołane wiatrem.

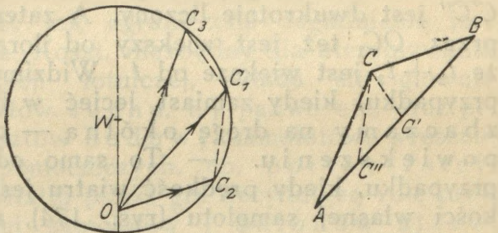
Powyżej było zaznaczone, że wiatr nie ma bezpośredniego wpływu na ruch samolotu. Należy jednak mieć na uwadze, że jest to słuszne jedynie w przypadku jednostajnego wiatru i jednostajnego ruchu własnego. Natomiast uderzenia wiatru, t. zw. podmuchy, a przedewszystkiem pionowe ruchy powietrza w pewnych miejscach nad powierzchnią ziemi dają się odczuć w sposób bardzo dotkliwy, jako zaburzenia lotu. Podobnież daje się odczuć wiatr przy niejednostajnym ruchu własnym, np. w czasie lotu krzywolinjowego. Jeżeli więc naprzykład lecąc w kierunku 1 (rys. 181), t. j. pod wiatr — pod kątem 45°, wykonamy, mając przed oczyma ziemię, ostry zakręt o 90° w ten sposób, że nowy kierunek lotu 2 będzie tworzył z wiatrem kąt 45°, to okaże się (por. okręg prędkości na rys. 181), że dla zachowania w locie poziomym tej samej prędkości własnej samolot musi posiadać znacznie większą prędkość lotu, a mianowicie OC_2 zamiast OC_1. Osiągnięcie tego przyrostu prędkości wymaga pewnego czasu. W pierwszej zaś chwili samolot nie będzie jeszcze posiadał w kierunku 2 dostatecznej prędkości, a skutkiem tego aparat będzie wykazywał dążność do opadania; równocześnie silnik zmniejszy

liczbę obrotów (por. rozdz. 26). Taki przebieg nie jest oczywiście bezpieczny [1]). Celem uniknięcia wypadku należy przy przejściu do lotu krzywolinjowego zwracać baczną uwagę na zachowanie się samolotu, przyczem na wykonanie jednakowych zwrotów poświęcać wypada mniej lub więcej czasu stosownie do kierunku wiatru.



Rys. 181. Ostry zakręt przy wietrze.

Na zakończenie wreszcie rzucimy pytanie, czy przy każdym kierunku i każdej prędkości wiatru prostolinjowa trasa lotu stanowi najszybsze połączenie dwóch danych punktów. Lecąc mianowicie z A do B przez C, (rys. 182) nakładamy wprawdzie drogi, gdyż $AC + CB$ jest większe od AB, ale zato na większej części drogi, mianowicie na odcinku AC, lecimy z prędkością większą od tej, z jaką odbywalibyśmy lot wzdłuż prostolinjowej trasy AB. Wykazuje to jasno wykreślony obok okręg prędkości, na którym poprowadzono OC_3 równolegle do AC, oraz OC_1 — równolegle do AB; widzimy, że OC_3 jest większe od OC_1. Dla rozstrzygnięcia poruszonego pytania poprowadzimy przez C linję pomocniczą CC' równolegle



Rys. 182. Prostolinjowy tor lotu jako najszybszy.

[1]) W rozwiązaniu tem istotną rolę odgrywa zastrzeżenie: „mając przed oczyma ziemię". Pilot bowiem, patrząc na ziemię, ma mimowolną dążność do zachowywania tej samej prędkości aparatu względem ziemi. W czasie więc wykonywania drugiej połowy zakrętu, gdy wiatr z hamującego staje się popychającym, pilot odruchowo zmniejsza prędkość własną samolotu. W tem właśnie kryje się niebezpieczeństwo t. zw. „utraty prędkości" i grożącego w związku z tem upadku samolotu (przyp. tłum.).

do cięciwy C_3C_1 okręgu prędkości. Trójkąty ACC' i OC_3C_1 są podobne. Ponieważ OC_3 przedstawia prędkość wzdłuż AC więc iloraz $AC : OC_3$ da nam wartość czasu, potrzebnego do przelotu odcinka AC; oznaczamy go przez t_3. Z podobieństwa trójkątów wynika:

$$AC' : OC_1 = AC : OC_3 = t_3, \text{ zatem: } AC' = t_3 \,.\, OC_1.$$

Podobnież, kreśląc CC'' równolegle do C_1C_2, otrzymamy dwa nowe trójkąty podobne: BCC'' i OC_2C_1. Oznaczając prócz tego przez t_2 czas $BC : OC_2$, niezbędny do przebycia odcinka BC, będziemy mogli ułożyć proporcję:

$$C''B : OC_1 = BC : OC_2 = t_2, \text{ skąd } C''B = t_2 \,.\, OC_1.$$

Dodając obydwa wyniki, otrzymamy:

$$AC' + C''B = (t_2 + t_3) \,.\, OC_1 \text{ albo } t_2 + t_3 = \frac{AC' + C''B}{OC_1}.$$

Czas t_1, jaki zużyjemy na przebycie odcinka prostolinjowego AB, równy jest $AB : OC_1$. Otóż $AC' + C''B$ jest większe od AB, gdyż w pierwszem wyrażeniu odcinek $C'C''$ jest dwukrotnie liczony. A zatem iloraz $AC' + C''B$ przez OC_1 też jest większy od ilorazu $AB : OC_1$, t. zn. że $t_2 + t_3$ jest większe od t_1. Widzimy stąd, że w każdym przypadku, kiedy zamiast lecieć w linji prostej do celu z b a c z a m y na drogę o k ó l n ą — czas przelotu ulega p o w i ę k s z e n i u. — To samo odnosi się nawet do przypadku, kiedy prędkość wiatru jest większa od prędkości własnej samolotu (rys. 174), ale oczywiście pod warunkiem, że lecąc w którymkolwiek z możliwych kierunków, zawsze obieramy z obydwóch możliwych prędkości — w i ę k s z ą.

48. Ekonomja komunikacji lotniczej.

W miarę tego, jak opanowywano stopniowo techniczne zagadnienie lotu, pojawiało się też coraz większe zainteresowanie stroną e k o n o m i c z n ą komunikacji lotniczej. Coprawda, początkowy rozwój techniczny lotnictwa był praktycznie niemal zupełnie uniezależniony od gospodarczych punktów widzenia, a to w związku z jednostronnem zastosowaniem samolotów prawie wyłącznie dla celów militarnych. Dopóki ma się na oku zadania wojenne, poświęca się bez wahania dla przewiezienia drogą powietrzną jednej lub dwóch osób takie zasoby mocy

mechanicznej, jakieby wystarczyły dla utrzymania ruchu wielkiej fabryki, tuzina samochodów albo całego pociągu kolejowego. W przeciwieństwie do tego postępowaniem ekonomicznem nazwać należy wysiłki, zmierzające do osiągnięcia racjonalnego stosunku między wydatkiem energji i wynikiem użytecznym. Wszelako jest bardzo trudno ustalić ściśle, co można właściwie uważać za „gospodarczo użyteczny wynik" transportu powietrznego. Trzeba tu uwzględnić następujące korzyści: większą prędkość, w komunikacji osobowej — także pewną wygodę pod niektóremi względami (brak wstrząśnień, kurzu i t. d.), wreszcie ważną okoliczność, że lot nie wymaga długotrwałych prac przygotowawczych, jak budowa szos lub torów kolejowych. W dalszym ciągu nie będziemy się zajmować rozważaniem tych trudnych do oceny korzyści, zbadamy natomiast tylko zagadnienie k o s z t ó w gospodarczych komunikacji lotniczej w związku z pewnemi kwestjami technicznemi.

Jednakże nawet tak ograniczone zagadnienie jest jeszcze zbyt obszerne. Koszt, niezbędny dla utrzymywania regularnej komunikacji lotniczej, składa się głównie z trzech części: kosztów r u c h u, t. j. paliwa etc. oraz pilotażu, następnie kosztów b u d o w y samolotów, wreszcie kosztów urządzeń pomocniczych, np. p o r t ó w l o t n i c z y c h i t. p. Ten ostatni punkt gra decydującą rolę przy ocenie porównawczej samolotów i b a l o n ó w s t e r o w y c h, które wymagają bez porównania większych i kosztowniejszych hangarów; w lotnictwie zaś—w ściślejszem znaczeniu tego słowa — kwestje związane z urządzeniem terenów dla startu i lądowania są drugorzędne i w każdym razie nie mogą decydować o przewadze jednego czy drugiego typu samolotu. Co do kosztów budowy samolotu, to udział ich w ogólnym koszcie komunikacji może być oszacowany analogicznie, jak w innych dziedzinach techniki. Jednakże spotykamy się tu z pewną poważną wątpliwością, która dotychczas nadaje cechę niepewności wszystkim obliczeniom ekonomicznym w lotnictwie: dopóki gruntowne badania statystyczne nie doprowadzą do ustalenia pojęcia o k r e s u t r w a n i a samolotu (z uwzględnieniem nieuniknionych dotąd katastrof), dopóty nie będzie możliwe wprowadzenie do kalkulacji kosztów produkcji we właściwym stosunku do kosztów ruchu.

Dlatego też w dalszym ciągu zajmiemy się głównie kwestją zużycia materjałów pędnych, przedewszystkiem paliwa, przyczem tylko ubocznie poruszymy rolę kosztów produkcji i innych.

Na wstępie parę słów o pojęciu „najoszczędniejszego lotu". Samolot nowego typu, posiadający wielką rezerwę wznoszenia (rozdz. 28), może lecieć poziomo z bardzo rozmaitemi prędkościami — zależnie od nastawienia silnika. Największą prędkość osiąga się oczywiście na pełnym gazie; w rozdz. 28-ym zaś wykazaliśmy, że istnieje także najmniejsza możliwa prędkość, poniżej której zejść niepodobna. Jakże należy lecieć, aby dotrzeć do danego celu z najmniejszem zużyciem materjałów pędnych? Niech α oznacza zużycie paliwa przez silnik na jednego konia mechanicznego i godzinę (dla dzisiejszych silników α wynosi przeciętnie 250 g/KM-godz, p. tabl. liczb. 6, str. 156), η — sprawność śmigła, L — niezbędną moc ciągu w kgm/sek. W takim razie niezbędna moc silnika w kgm/sek. wynosi $L:\eta$, a w KM odpowiednio $L:75\,\eta$. Wobec tego wyrażenie

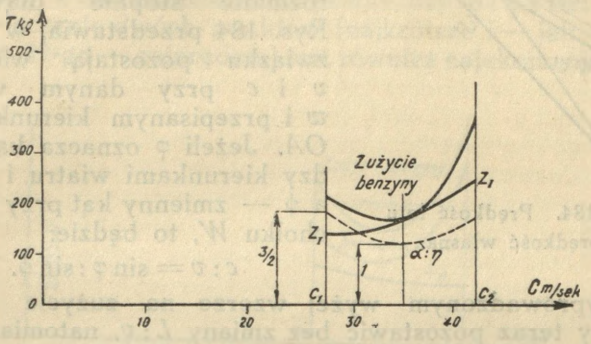
$$\frac{\alpha}{75\eta}\cdot L$$

przedstawia zużycie paliwa w ciągu godziny. Aby przebyć drogę s km. czyli $1000\,s$ m. z prędkością v (m/sek), trzeba lecieć $1000\,s:v$ sekund albo $1000s:3600\,v = s:3{,}60\,v$ godzin. Stąd zużycie paliwa na drodze s wynosi (wobec tego, że $75\,.\,3{,}6 = 270$):

$$\frac{1}{270}\cdot\frac{\alpha}{\eta}\cdot\frac{L}{v}\cdot s \quad \text{albo} \quad \frac{1}{270}\cdot\frac{\alpha}{\eta}\cdot T\cdot s;$$

iloraz $L:v$ nie jest to bowiem nic innego, jak siła ciągu T niezbędna przy prędkości v (rozdz. 12). Gdyby stosunek $\alpha:\eta$ był niezmienny, t. j. niezależny od prędkości lotu i stopnia zdławienia silnika, to najoszczędniejszy byłby lot z najmniejszym ciągiem T. W myśl rozważań naszych z rozdz. 28-go oznaczałoby to lot z najmniejszą wogóle możliwą prędkością poziomą. W rzeczywistości jednak zarówno α jak i η zależą od warunków lotu. O ile silnik jest mocno zdławiony, to zużycie benzyny na jednostkę mocy pokaźnie wzrasta. Wprawdzie wada ta nie daje

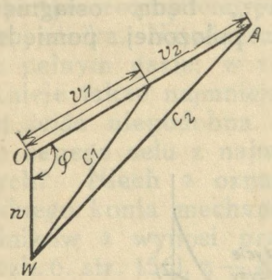
się odczuwać w samolotach wielosilnikowych, ponieważ można tu—zamiast dławić wszystkie silniki—zatrzymywać niektóre zupełnie, utrzymując pozostałe w biegu mniej więcej normalnym (por. rozdz. 49). Natomiast nigdy nie da się uniknąć w zupełności wahań sprawności śmigła przy zmiennej prędkości lotu. Konstruktor musi z reguły przewidywać, że najlepsza sprawność, a także najmniejsza wartość stosunku $\alpha : \eta$, będą osiągnięte przy pewnej średniej prędkości, położonej pomiędzy



Rys. 183. Najekonomiczniejszy lot poziomy.

najmniejszą możliwą i największą prędkością poziomą. Na rys. 183 nakreślona jest ta część krzywej I z rys. 108, która obejmuje mniej więcej zakres możliwych stanów lotu. Przebieg wykresu zmian wielkości $\alpha : \eta$ przyjęto w taki sposób, że minimum leży pośrodku, na krańcach zaś mamy wartości o połowę większe. Zużycie benzyny na danej drodze s przedstawione jest zapomocą trzeciej krzywej, której rzędne są iloczynami odpowiednich rzędnych dwóch poprzednich krzywych. Widzimy, że w naszym przypadku najekonomiczniejsza prędkość lotu (mianowicie odpowiadająca najniższemu punktowi krzywej zużycia benzyny) przewyższa prędkość najpowolniejszego lotu poziomego i wynosi ok. 34 m/sek. Jeżeli już przy projektowaniu chcemy dostosować samolot do punktu widzenia oszczędnego lotu poziomego, to musimy dążyć do tego, by stosunek $\alpha : \eta$ osiągał swe minimum w pobliżu stanu najpowolniejszego lotu poziomego.

Rozważania dotychczasowe nie uwzględniały wpływu wiatru. Można jednak łatwo przewidzieć, jak sprawa się przedstawi przy dowolnym wietrze. W wyrażeniu $L:v$ należy przez v rozumieć prędkość lotu, przez s — rzeczywistą drogę, natomiast $\alpha:\eta$ będzie zależne od prędkości własnej c. Ta ostatnia nie może teraz naturalnie być uważana za wielkość stałą, jak w dwóch rozdziałach poprzednich, musimy bowiem brać pod uwagę rozmaite stopnie dławienia. Rys. 184 przedstawia, w jakim związku pozostają wielkości v i c przy danym wietrze w i przepisanym kierunku lotu OA. Jeżeli φ oznacza kąt między kierunkami wiatru i jazdy, a ψ — zmienny kąt przy wierzchołku W, to będzie:



Rys. 184. Prędkość lotu i prędkość własna.

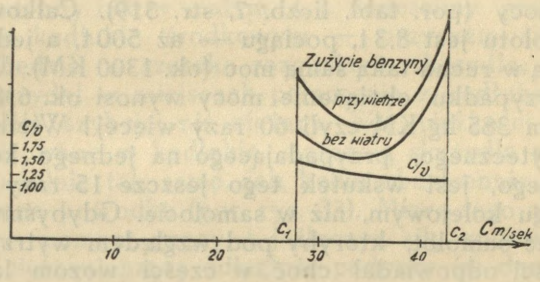
$$c:v = \sin\varphi:\sin\psi.$$

W wyprowadzonym wyżej wzorze na zużycie paliwa musimy teraz pozostawić bez zmiany $L:v$, natomiast siła ciągu wyrazi się oczywiście jako $T = L:c$ (wielkość v oznaczała w poprzednich rozdziałach zawsze prędkość własną samolotu); zużycie paliwa przedstawi się teraz, jak następuje:

$$\frac{1}{270}\cdot\frac{\alpha}{\eta}\cdot\frac{L}{v}\cdot s = \frac{1}{270}\cdot\frac{\alpha}{\eta}\cdot T\cdot s\cdot\frac{c}{v} = \frac{\sin\varphi}{270}\cdot\frac{\alpha}{\eta}\cdot T\cdot\frac{s}{\sin\psi}.$$

Innemi słowy: zamiast prawdziwej drogi s należy wprowadzić do wzoru drogę „pozorną" $s.c/v$. Aby znaleźć przebieg nowej krzywej zużycia benzyny, trzeba przemnożyć rzędne krzywej wynikowej z rys. 183 jeszcze przez wartości każdorazowego stosunku $c:v$, albo $\sin\varphi:\sin\psi$. O ile kierunek lotu jest taki, jak na rys. 184, t. j. gdy mamy do czynienia z lotem p o d w i a t r, to stosunek ten maleje w miarę wzrostu c (bowiem φ jest stałe, a ψ rośnie); w przypadku tym większe prędkości stają się nieco korzystniejsze pod względem zużycia paliwa. Na rys. 185 nakreślona jest powtórnie krzywa

zużycia z rys. 183, następnie krzywa stosunku $c:v$, wreszcie krzywa powstała z przemnożenia rzędnych obu poprzednich; najniższy punkt nowej krzywej przesunął się istotnie nieco na prawo. Wynik ten można wypowiedzieć w ten sposób, że jeśli chcemy przebyć pewną drogę z najmniejszem zużyciem paliwa, to należy lecieć z większą prędkością własną przy wietrze przeciwnym, z mniejszą zaś—przy wietrze sprzyjającym. Dlatego też najekonomiczniejszy stopień dławienia silnika jest przy danym wietrze dla każdego kierunku lotu inny; w związku z tem nie jest wcale pewne, czy prostolinjowe połączenie dwóch punktów (najkrótsze i — jak wiemy z rozdz. 47-go — najprędsze) jest również najekonomiczniej-



Rys. 185. Wpływ wiatru na zużycie benzyny.

sze. Nie będziemy dalej rozważać tego zagadnienia, które w zasadzie łatwe jest do rozwiązania, i przejdziemy do innego punktu widzenia, nader ważnego dla ekonomiki lotu.

Przy wszystkich sposobach transportu decydującą rolę odgrywa stosunek pomiędzy przewożonym „ciężarem użytecznym" oraz „ciężarem martwym", t. j. ciężarem samego wozu oraz niezbędnych materjałów pędnych. Pociąg pośpieszny, złożony z 9 wagonów i parowozu, zabiera ok. 350 osób i 10 t. bagażu, czyli razem ok. 35 tonn ciężaru użytecznego. Do tego przewozi on jeszcze przeciętnie ok. 20 t. węgla i wody, gdy tymczasem ciężar wagonów i parowozu dochodzi do jakich 445 t. A więc z 500 t. całkowitego ciężaru przypada na sam pociąg 89%, na materjały pędne 4%, a na ciężar użyteczny 7%. W przeciwieństwie do tego nowoczesny płatowiec komunikacyjny (Vickers, 1300 KM) wykazuje — przy całkowitej wadze

8,3 t — ciężar własny 5,5 t. czyli 66% i potrzebuje dla sześciogodzinnego lotu (ze zdławionemi silnikami) 1,1 t. paliwa t. j. 13%, wobec czego może zabrać 1,7 t. ładunku użytecznego, co czyni 21% ciężaru całkowitego. Stosunek ciężaru użytecznego do ciężaru własnego wynosi dla samolotu 1,7 : 5,5 = 0,31, dla pociągu pośpiesznego zaś 35 : 445 = 0,08, a więc zaledwie czwartą część. Mamy tu jednak do czynienia tylko z pozorną przewagą samolotu. Niewielki ciężar własny tego ostatniego nie jest bynajmniej czemś zgóry zamierzonem, a wynikiem jego jest bez porównania mniejsza wytrzymałość samolotu w stosunku do taboru kolejowego. Ciężar konstrukcji płatowca jest przymusowo ograniczony przez to, że w locie dopuszczalne jest tylko nadzwyczaj małe obciążenie mocy (por. tabl. liczb. 7, str. 319). Całkowity ciężar samolotu jest 8,3 t, pociągu — aż 500 t, a jednak oba zużywają w ruchu taką samą moc (ok. 1300 KM). W pierwszym przypadku obciążenie mocy wynosi ok. 6,4 kg/KM w drugim 385 kg/KM czyli 60 razy więcej! Wielkość ciężaru użytecznego, przypadającego na jednego konia mechanicznego, jest wskutek tego jeszcze 15 razy większa w pociągu kolejowym, niż w samolocie. Gdybyśmy chcieli zbudować samolot, któryby pod względem wytrzymałości i trwałości odpowiadał choć w części wozom lądowym, to musielibyśmy dojść z mocą silników do liczb zupełnie fantastycznych. Należy zaś pamiętać, że ekonomiczność transportu zależy w pierwszej linji od stosunku ciężaru użytecznego do zapotrzebowanej mocy.

Nasuwa się tu zagadnienie, w jaki sposób najracjonalniej ustosunkować ciężar użyteczny i ciężar materjałów pędnych w ramach dopuszczalnego ładunku danego płatowca. Kwestję tę można rozstrzygnąć w następujący sposób. Bezpośrednia wartość przelotu, t. j. suma pieniężna, jaką można uzyskać za transport, uzależniona jest od iloczynu ciężaru użytecznego przez drogę przebytą. Jeżeli podzielimy ciężar całkowity G na trzy części: ciężar własny aparatu G_1, ciężar materjałów pędnych G_2 i ciężar użyteczny G_3, to wartość przewozu jest proporcjonalna do iloczynu G_3 przez długość drogi, ta ostatnia zaś wzrasta w tym samym stosunku, co G_2. Z drugiej strony sumę $G_2 + G_3$ musimy uważać za stałą. Otóż iloczyn dwóch czynników, których suma jest stała, osiąga największą

wartość wtedy, gdy oba czynniki są sobie równe, w naszym przypadku więc przy $G_2 = G_3$. Stąd pochodzi często spotykana reguła, w myśl której połowa dopuszczalnego ładunku powinna przypadać na materjały pędne, druga zaś połowa — na ciężar użyteczny.

Szczególnie wielkie zainteresowanie budziła ze zrozumiałych względów kwestja wpływu wielkości samolotu na ekonomję transportu. Najprostszą podstawę do dyskusji stanowi tu założenie, że obciążenie powierzchni i obciążenie mocy pozostają niezmienne. W takim razie zarówno całkowity ciężar, jak i moc silników muszą być proporcjonalne do powierzchni, t. j. do kwadratu wymiarów linjowych. Napotykamy tu jednak trudność następującą. Jeżeli zaprojektujemy rozkład sił w wielkim samolocie podobny jak w małym, t. j. umieścimy prawie cały ciężar w kadłubie środkowym — przyczem siła nośna działać będzie na szeroko rozpostarte skrzydła, to obciążenie skrzydeł w miejscach połączenia z kadłubem wzrastać będzie szybciej niż ciężary. Siły ciężkości bowiem, skoncentrowane w kadłubie, narażają skrzydła na złamanie — zupełnie tak samo, jak belkę obustronnie podpartą i obciążoną pośrodku (por. rys. 33). Miarą tego obciążenia jest t. zw. moment gnący, t. j. iloczyn siły oporowej (czyli połowy ciężaru) przez odległość podpory (w danym razie środka skrzydła) od środka belki (kadłuba). Wobec tego obciążenie wzrasta, jak iloczyn ciężaru przez wymiar linjowy, albo — zgodnie z wyżej powiedzianem — proporcjonalnie do trzeciej potęgi wymiaru. Dochodzimy w ten sposób do wniosku, że przekrój skrzydła musi być wzmocniony w takim stopniu, że ciężar skrzydeł wzrośnie więcej niż ciężar całkowity; znaczy to, że w miarę wzrostu wymiarów płatowca stosunek ciężaru własnego do całkowitego również wzrasta.

W rozumowaniu tem nie jest jednak słuszne przedewszystkiem założenie, że rozmieszczenie ciężarów w wielkim samolocie musi być takie samo, jak w małym. Już ze względu na bezpieczeństwo ruchu (i na trudności zastosowania zbyt wielkich pojedyńczych silników) zaopatruje się wielkie samoloty w kilka silników o łącznej mocy dostatecznej dla danego aparatu; w ten sposób powstaje sam przez się układ z mniejszem nagromadzeniem ciężarów. Jeżeli zaś porozmieszczać ciężary możliwie da-

leko od środka, to skutki wielkiej rozpiętości będą usunięte. Siły ciężkości, przyłożone bezpośrednio na skrzydłach, będą zrównoważone na miejscu przez siłę nośną i nie przyczynią się wcale lub bardzo mało do wytwarzania momentów gnących, które narażają skrzydła na złamanie. Z drugiej strony takie rozmieszczenie mas wpływa niekorzystnie na bezwładność samolotu (rozdz. 37). Można więc mieć jednak poważne wątpliwości, czy jeden wielki samolot okaże się ekonomiczniejszym od eskadry mniejszych aparatów.

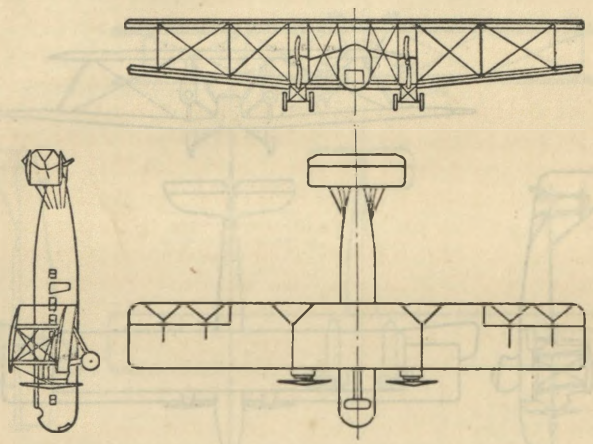
W związku z tem zaproponowano powiększyć obciążenie jednostkowe powierzchni dla wielkich płatowców proporcjonalnie do wymiarów linjowych. Ciężar całkowity rośnie wtedy proporcjonalnie do trzeciej potęgi długości, momenty gnące — proporcjonalnie do czwartej. Już ten stosunek (3:4) jest nieco korzystniejszy, niż poprzednio (2 : 3); ponadto jednak mamy tu w zysku zwiększenie prędkości, co również ma pewną wartość ekonomiczną, a także stosunkowo korzystniejsze warunki działania sterów. Prędkość lotu poziomego rośnie bowiem proporcjonalnie do pierwiastka kwadratowego z obciążenia powierzchni (por. np. wzór na str. 212). Co do działania sterów, to zależy ono, jak wiemy, od stosunku momentu sterującego do momentu bezwładności (rozdz. 36). Pierwszy rośnie proporcjonalnie do powierzchni, do odległości i do kwadratu prędkości, ostatecznie więc w stosunku do czwartej potęgi długości; drugi zaś rośnie z ciężarem i kwadratem długości, czyli ostatecznie z piątą potęgą długości. Przy założeniu niezmiennego obciążenia powierzchni odnośne wykładniki wynosiły 3 i 4, a więc były mniej korzystne. Rozumie się, że i ten nowy sposób powiększania wymiarów samolotu natrafia rychło na granicę: obciążenia powierzchni nie można bowiem powiększać nadmiernie z powodów, o których mówiliśmy już wielokrotnie — jak np. ze względu na prędkość lądowania. Co ostatecznie zdołano dotąd w wykonaniu osiągnąć, zobaczymy w rozdziale następnym a szczególniej w tablicy liczbowej 7.

49. Niektóre nowsze samoloty komunikacyjne.

Aby umożliwić czytelnikowi choćby ogólne zorjentowanie się w całej mnogości typów konstrukcyjnych pła-

towców, znajdujących obecnie zastosowanie dla celów komunikacji, podajemy niżej rysunki sześciu nowszych typów różnorodnego pochodzenia — wraz z krótkiem omówieniem najważniejszych cech charakterystycznych. Ponadto w tablicy liczbowej 7 zestawione są główne wymiary większej liczby konstrukcyj. [1])

Układ rysunków od 186 do 191 jest zupełnie jednakowy — na każdym mamy rzut pionowy, poziomy i boczny całkowitego aparatu — tylko skale są różne. Rys. 186 przedstawia angielski samolot „Vanguard" firmy londyńskiej Vickers, która w ostatnich czasach zrealizowała

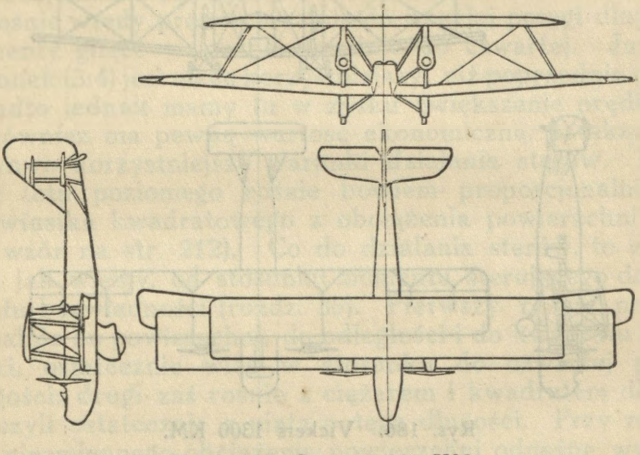


Rys. 186. Vickers 1300 KM.

szereg wielkich modeli dla celów wojskowych i komunikacyjnych. „Vanguard" jest dwupłatowcem o rozpiętości 27 m, posiada miejsca dla 23 pasażerów i zaopatrzony jest w dwa silniki po 650 KM każdy. Silniki rozmieszczone są po obu stronach właściwego kadłuba, zawierającego kabiny pasażerskie i t. p., zmontowane są więc bezpośrednio na płatach nośnych i zaopatrzone w dwa oddzielne podwozia dla lądowania. Układ taki stwarza częściowo

1) Dane liczbowe i rysunki zaczerpnięte są głównie z następujących dwóch źródeł: Taschenbuch der Luftflotten, V Jahrg. 1926, herausg. von W. v. Langsdorff, oraz Janes: All the World Aircraft 1924, ed. by C. Grey, London 1924.

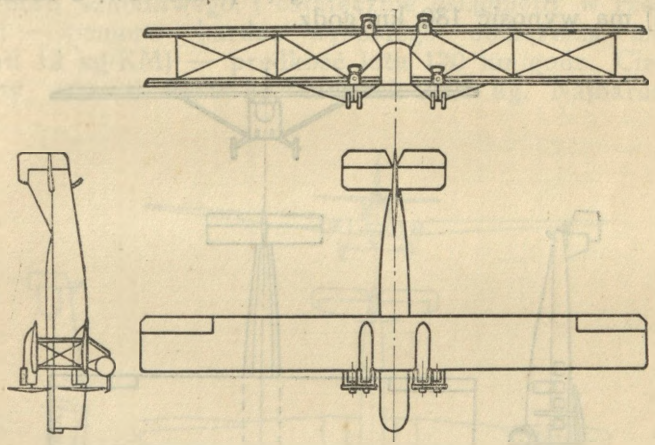
odciążoną konstrukcję skrzydeł i w nader korzystny sposób przejmuje uderzenia przy lądowaniu, w pewnym zaś stopniu zabezpiecza też podróżnych przy nieszczęśliwych lądowaniach. W porównaniu ze zwartym układem silników i kabin w jednym kadłubie mamy tu przedewszystkiem tę wadę, że opory szkodliwe są w danym razie większe. Tem nie mniej samolot ten z pełnem obciążeniem przy wyzyskaniu całkowitej mocy silników rozwijać ma — według danych firmy — prędkość do 181 km/godz. Zarówno górne jak i dolne skrzydła zaopatrzone są w lotki; ster wysokości i kierunkowy wykonane są oba w postaci „dwupłatów".



Rys. 187. Caproni 800 KM.

Włoski czterosilnikowy Caproni (rys. 187) przeznaczony jest do nocnych lotów z ładunkiem bomb lub z pasażerami — ciężar użyteczny dochodzi do 2 t. Silniki stoją na dolnym płacie — po dwa jeden za drugim z każdej strony kadłuba. Przednia para silników posiada śmigła osadzone normalnie t. j. zprzodu, na tylnych zaś silnikach śmigła zmontowane są ztyłu; mówi się często w takim razie o „śmigłach popychających" w przeciwstawieniu do „śmigieł ciągnących", jakkolwiek niema tu oczywiście mowy o jakiejkolwiek różnicy w działaniu. Spostrzegamy, że górny płat nośny jest o wiele mniejszy od dolnego,

i że okoliczność ta umożliwiła nadzwyczajne uproszczenie konstrukcji dźwigającej: nazewnątrz gondol z silnikami mamy tylko po j e d n y m słupku ze ścięgnami krzyżowemi. W stosunku do znacznych wymiarów płatowca (największa rozpiętość 25 m, ciężar całkowity 3500 kg, moc silników 800 KM) powierzchnie sterów są stosunkowo małe; tylko ster wysokości jest zdwojony, lotki znajdują się tylko na dolnym płacie, ster kierunkowy jest częściowo odciążony (rozdz. 37) i wraz ze statecznikiem pionowym tworzy trójkąt o powierzchni ok. 4,5 m^2. Należy przyjąć, że dla sterowania kierunkowego wyzyskuje się również

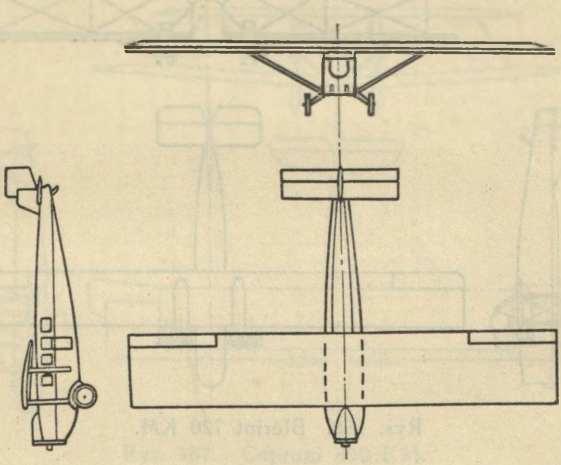


Rys. 188. Blériot 720 KM.

silniki — w ten sposób, że np. w locie po krzywej lewoskrętnej dławi się dopływ mieszanki do lewych silników i t. d. Zresztą wobec niewielkiego obciążenia jednostkowego powierzchni (38,4 kg/m^2) kierowanie aparatem nie sprawia większych trudności. Podwozie prostej konstrukcji oprofilowane celem zmniejszenia oporu szkodliwego; niema też wspólnej długiej osi kół, pod każdą gondolą silnikową umieszczono po jednem kółku. Samolot z pełnem obciążeniem ma osiągać 180 km/godz.

Rys. 188 przedstawia wielki samolot francuski, odznaczający się niezwykłym układem silników, mianowicie B l é r i o t 115 z czterema 180-konnemi silnikami Hispa-

no-Suiza. Jak widać w rzucie pionowym, dwa silniki są zmontowane na górnym płacie, a dwa na dolnym. Osie są odpowiednio przestawione względem siebie, aby starczyło miejsca dla wirowania śmigieł. Każdy silnik zaopatrzony jest we własny „starter", co umożliwia rozruch wprost z kabiny pilota. Pod każdym z dwóch dolnych silników znajduje się normalne podwozie z nartą (urządzenie do dziś chętnie stosowane we Francji). Konstrukcja komór płatowca jest starszego typu (rys. 34)—z krzyżowo pościąganemi słupkami; liczba słupków jest normalna dla rozpiętości 25 m. Prędkość lotu przy wadze własnej 2900 kg i ładunku 2000 kg (8 pasażerów, 3 ludzi załogi) ma wynosić 180 km/godz.

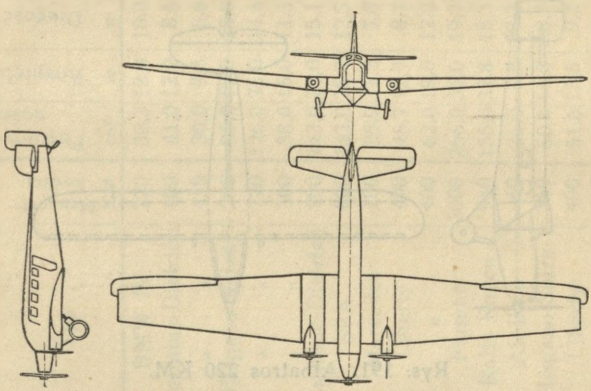


Rys. 189. Dornier 400 KM.

Z pośród konstrukcyj niemieckich widzimy przedewszystkiem na rys. 189 wyróżniający się jednopłatowiec Dornier „Komet III". Posiada on jeden 400-konny silnik Rolls-Royce, umieszczony w zwykły sposób na przodzie kadłuba. Płat nośny o rozpiętości 19 m. jest osadzony wysoko ponad kadłubem, a ten ostatni sięga bardzo nisko—aż do wierzchu kółek; w ten sposób powstaje przestrzeń kabinowa o wysokości 1,5 m, w której przewidziane są miejsca dla pasażerów. W przeciwieństwie do omówionych wyżej konstrukcyj innych krajów mamy tu skrzy-

dła wykonane całkowicie z metalu. Ciężar własny wynosi 1650 kg, waga całkowita przy pełnem obciążeniu 3000 kg, prędkość 180 km/godz.

Do najwięcej znanych niemieckich konstruktorów lotniczych należy Junkers, którego samolot trójsilnikowy G 23 naszkicowany jest na rys. 190. Jest to całkowicie metalowy jednopłatowiec ze skrzydłami wolnonośnemi o rozpiętości całkowitej 28,5 m; posiada dwa silniki wbudowane w same skrzydła (Daimler 100 KM każdy) oraz jeden silnik Junkers 200 KM w kadłubie środkowym. Główny nacisk położony jest tu na możliwe zaoszczędzenie oporu szkodliwego, i ostatecznie osiągnięto w rzeczy samej — pomimo bardzo wysokiego obciążenia mocy (ponad 12 kg/KM) — prędkość lotu 170 km/godz. Ciężar własny wynosi 2800 kg, ładunek 2000 kg. Najbardziej

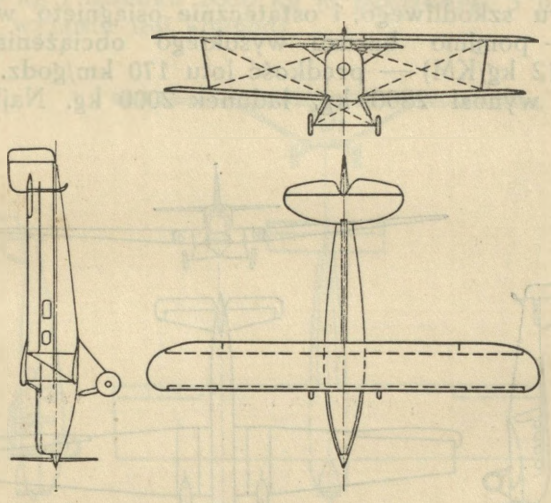


Rys. 190. Junkers 400 KM.

charakterystyczny dla Junkersa jest szczególnie gruby profil skrzydła, który umożliwia konstrukcję wolnonośną i w związku z tem pozwala osiągnąć mały opór szkodliwy przy dobrych właściwościach aerodynamicznych samego skrzydła.

Samolot pasażersko-ciężarowy Albatros (rys. 191) jest jednym z nowszych typów małych niemieckich płatowców. Ogólny jego widok przypomina te dwupłatowce, które były najbardziej rozpowszechnione we wszystkich

armjach pod koniec wojny. Jest on zaopatrzony w silnik Bawarskiej Wytwórni Motorów (BMW) o mocy 220 KM, i ma osiągać prędkość 170 km/godz. przy wadze własnej 1300 kg. i ładunku 700 kg. Skrzydła są wykonane z metalu, ale obciągnięte płótnem (konstrukcja półmetalowa). Na tym samolocie wykonano interesujące próby zastosowania skrzydeł szczelinowych według systemu opisanego przy końcu rozdz. 9-go — ze szczeliną otwieraną w czasie lotu; ma to na celu znaczne zmniejszenie prędkości lądowania.



Rys. 191. Albatros 220 KM.

Tablica liczbowa 7 daje przegląd wymiarów i osiągów szeregu konstrukcyj samolotów różnych krajów W pierwszej kolumnie podana jest nazwa wytwórni i znak handlowy danego typu oraz krótkie wyjaśnienie co do przeznaczenia danego aparatu, o ile jest ono ustalone. Z kolei znajdujemy dane dotyczące liczby, rodzaju i mocy nominalnej przynależnych silników. Bliższe informacje o większości tych silników znaleźć można w tablicy liczbowej 6, str. 156. W następnej kolumnie mamy wielkość powierzchni nośnej, przyczem uwzględniona jest oczywiście tylko istotnie „niosąca" część powierzchni; lotki są

Tablica liczbowa 7. Wymiary niektórych nowoczesnych samolotów.

Nazwa, typ, zastosowanie	Silniki: Ilość	Silniki: Typ	Silniki: Moc całkowita KM	Powierzchnia nośna m^2	Rozpiętość m	Długość m	Wysokość m	Ciężar własny t	Ciężar ładunku t	Ciężar całkowity t	Obciążenie powierzchni kg/m^2	Obciążenie mocy kg/KM	Prędkość lotu km/godz	Wysokość pułapu km
1. Albatros, L 72a komunik. 2 płat.	1	BMW IV	220	36,3	12,8	10,0	3,7	1,30	0,70	2,00	55,1	9,1	175	—
2. Ansaldo . . . obserw. 2 płat.	1	Lorraine-Dietrich	400	41,0	12,2	8,6	3,1	1,17	0,73	1,90	46,4	4,7	220	7,0
3. Blériot, Sp. 61 . . myśl. 2 płat.	1	„ „	450	30,0	9,6	6,6	3,1	1,01	0.51	1,52	50,7	3,45	260	8,0
4. Blériot . . . na łodzi, 2 płat.	1	Hispano-Suiza	260	85,0	19,0	13,8	4,1	2,47	1,46	3,93	46,0	7,5	168	—
5. Blériot, 115 . . . . . 2 płat.	4	„ „	720	126,0	25,0	14,4	2,6	2,90	2,00	4,90	39,0	6,8	180	—
6. Borel . . . na łodzi, 1 płat.	2	„ „	300	38,0	15,0	11,5	3.5	1,18	0,70	1,88	49,4	6,3	196	6,0
7. Caproni, 73 . komunik. 2 płat.	2	Lorraine-Dietrich	900	143,0	25,0	15,1	—	3,30	1,90	5,20	36,4	5,8	180	5,0
8. Caproni, L.B. nocn. bomb. 2 płat.	4	SPA	800	143,0	25,0	12,5	5,6	3,52	1,98	5,50	38,4	6,9	180	5,0
9. Caspar . . . szkolny, 2 płat.	1	Mercedes	100	25,0	11,5	7,0	—	0,60	0,26	0,86	34,4	8,6	—	—
10. Curtius, Cassier-Pigeon 2 płat.	1	Liberty	400	46,7	12,7	8,7	—	1,38	0,84	2,22	51,9	5,5	194	5,1
11. Dornier, Komet III . . 1 płat.	1	„	400	62,0	19,0	12,0	3,3	1,65	1,35	3,00	48,5	7,5	180	—
12. Farman, SuperGoliath bomb. 2płat.	4	Farman	2000	266,0	35,0	19,7	—	7,15	4,50	11,60	43,6	5,8	190	6,0
13. Handley Page, W 8 kom. 2 płat.	3	Rolls Royce	960	135,0	22,8	18,3	—	4,30	1,16	5,46	40,5	5,7	164	—
14. de Havilland, DH 60 sport. 2 płat.	1	Airdisco	60	21,0	8,8	7,2	—	0,34	0,22	0,56	26,6	9,3	145	—
15. Henriot . . na łodzi, $1^1/_2$ płat.	2	Hispano-Suiza	360	50,0	14,0	10,7	3,5	1,56	0,82	2,38	47,5	6,6	160	4,5
16. Heinkel . . . poczt. 2 płat.	1	Liberty	400	51,6	13,6	9,2	3,6	1,28	1,05	2,33	45,4	5,8	190	6,5
17. Junkers, J. 13 komunik. 1 płat.	1	Junkers	185	47,0	17,8	9,6	3,3	1,14	0,62	1,73	37,0	9,3	170	—
18. Junkers G23, L komunik. 1 płat.	3	Merc./Junkers	395	104,0	28,5	15,2	—	2,82	2,00	4,82	46,1	12,2	170	—
19. Udet, U 22 . szkolny, 2 płat.	1	Siemens	80	24,0	10,0	6,7	—	0,50	0,30	0,80	33,3	10,0	140	—
20. Vickers, Vanguard kom. 2 płat.	2	Rolls Royce	1300	204,0	26,9	18,4	5,3	5,45	2,85	8,30	40,7	6,0	181	—

z reguły pomijane. „Rozpiętość", „długość" i „wysokość" oznaczają zawsze największe wymiary w kierunku osi poprzecznej, podłużnej i pionowej. Niezupełnie pewne są dane co do ciężarów, i posługiwać się niemi należy z ostrożnością; pochodzi to stąd, że dotychczas nie zostały ustalone jednolite normy dla rozgraniczenia, co należy zaliczać do „ciężaru własnego". W każdym razie do „ładunku" zalicza się ciężar załogi (wraz z pilotem) oraz materjałów pędnych, t. j. benzyny i oliwy (wraz z zapasem oliwy, zawartym w karterze silnika). Liczby obciążenia powierzchni i obciążenia mocy zostały wyrachowane z danych co do ciężaru całkowitego, przy wzięciu za podstawę wielkości powierzchni nośnej i mocy nominalnej, figurujących w kolumnach poprzednich. Z tablicy widać, że obciążenie powierzchni i obciążenie mocy wahają się stosunkowo w dość wąskich granicach: pierwsze — między 26 a 55 kg/m^2, drugie — między 3,5 a 12 kg/KM; natomiast całkowita moc silników zmienia się od 60 do 2000 KM, ciężar całkowity — od 0,56 do 11,60 t, wielkość powierzchni nośnej—od 21 do 266 m^2. Liczby ostatnich dwóch kolumn, dotyczące prędkości lotu i wysokości pułapu, są to mniej lub więcej pewne wartości przybliżone, wzięte z komunikatów wytwórców.

50. Gospodarcze zastosowanie samolotów.

Jest rzeczą zupełnie niewątpliwą, że dotychczasowe zastosowanie samolotu jako środka komunikacji zaledwie w nader małym stopniu wyzyskało istniejące możliwości techniczne. Przyczyniło się do tego wiele okoliczności, m. in. również i kwestje polityczne: żegluga powietrzna daje istotnie pomyślne wyniki i okazuje przewagę nad innemi rodzajami komunikacji dopiero na bardzo wielkich dystansach; wymaga to jednak międzypaństwowych układów co do ustalenia linij przelotów i co do innych spraw organizacyjnych, a podstawą takich układów może być tylko stosunek zaufania między państwami. W Europie ponadto rozwój był utrudniony specjalnie przez to, że Niemcy, które przez swe położenie geograficzne stanowią węzeł całej sieci lotniczej europejskiej, nie ustępują wprawdzie pod względem technicznym innym państwom, ale były skrępowane w swej działalności

postanowieniami traktatu wersalskiego. Dalszym hamulcem była ta okoliczność, że rozwój techniczny lotnictwa stał początkowo niemal wyłącznie pod znakiem zastosowań militarnych i dopiero stopniowo musiał przystosowywać się do potrzeb komunikacji.

Najpoważniejsze trudności, uniemożliwiające dotąd szybkie rozpowszechnienie komunikacji lotniczej, tkwią jednak dzisiaj w sytuacji gospodarczej. Starsze przedsiębiorstwa komunikacyjne, w szczególności koleje żelazne ze swemi dawno ugruntowanemi urządzeniami, stanowią konkurencję, której komunikacja lotnicza nie może łatwo sprostać. Trzeba wziąć pod uwagę, że nawet linje kolejowe (za wyjątkiem kolei miejskich o szczególnie wielkiej frekwencji) nie mogą się utrzymywać z przewozu pasażerów i bagażów podróżnych. Taryfy osobowe są sztucznie obniżone, ponieważ wynikające stąd straty mogą być łatwo pokryte przez dochody z ożywionego transportu towarowego. Przykład ten nie może być wszakże naśladowany przez przedsiębiorstwa komunikacji lotniczej, które prawdopodobnie zawsze będą musiały się ograniczać do przewozu pasażerów i lekkich bagażów, a conajwyżej do transportu najlżejszych lub szybko psujących się towarów. Wyrównanie strat możliwe jest tylko przy pomocy państwa w ten sposób, że albo rząd sam administruje komunikacją lotniczą na własny rachunek, albo też zapewnia przedsiębiorstwom prywatnym zasiłki w stosunku do liczby przebytych kilometrów i przewiezionych osób wzgl. tonn ładunku. Istotnie droga ta została obrana przez wszystkie prawie państwa i pozostanie prawdopodobnie jedynie możliwą na czas dłuższy. Rozumie się jednak, że w takich warunkach — w dodatku przy ciężkiej sytuacji finansowej wszystkich krajów Europy — rozwój komunikacji lotniczej może się posuwać naprzód tylko bardzo powoli.

Geograficzne rozplanowanie linij lotniczych w Europie przedstawione jest na mapce przeglądowej (rys. 192) według stanu z lata 1925 r. na podstawie danych Międzynarodowej Konferencji Komunikacji Lotniczej w Stockholmie[1]). Główne stacje węzłowe nie są narysowane

[1]) Wiele szczegółów tej mapki jest już obecnie (w 1929 r.) nieaktualne, jakkolwiek ogólny układ linij pozostał mało zmieniony. O niektórych ważniejszych zmianach informuje przypisek następny, pozatem

ściśle we właściwem położeniu względem siebie, a wskutek tego i długości odcinków nie odpowiadają dokładnie skali. Uwzględniono tylko linje już faktycznie eksploatowane i przytem w ten sposób, że liczba prostych łączących poszczególne punkty wyraża ilość kursów odbywanych w obydwóch kierunkach w ciągu doby. Widzimy, że najbardziej intensywny ruch odbywa się na stosunkowo krótkich odcinkach, jak Paryż—Londyn lub Berlin—Hamburg, brak zaś zupełnie połączeń o wiele ważniejszych i więcej nadających się dla połączenia lotniczego, jak np. Paryż—Berlin i Wiedeń—Berlin[2]). Pozatem liczba i rozciągłość linij komunikacyjnych rośnie oczywiście z miesiąca na miesiąc—zarówno w Europie, jak i w krajach zamorskich. Największem wydarzeniem w tej dziedzinie będzie w najbliższym czasie planowane przez Anglików na początku 1927 r. otwarcie połączenia Egiptu z Indjami. Odcinek długości 4000 km. od Kairu przez Bagdad do Karachi (w Beludżystanie brytyjskim) ma być przelatywany w ciągu 4 dni, podczas gdy podróż parowcem trwa 11 dni[3]).

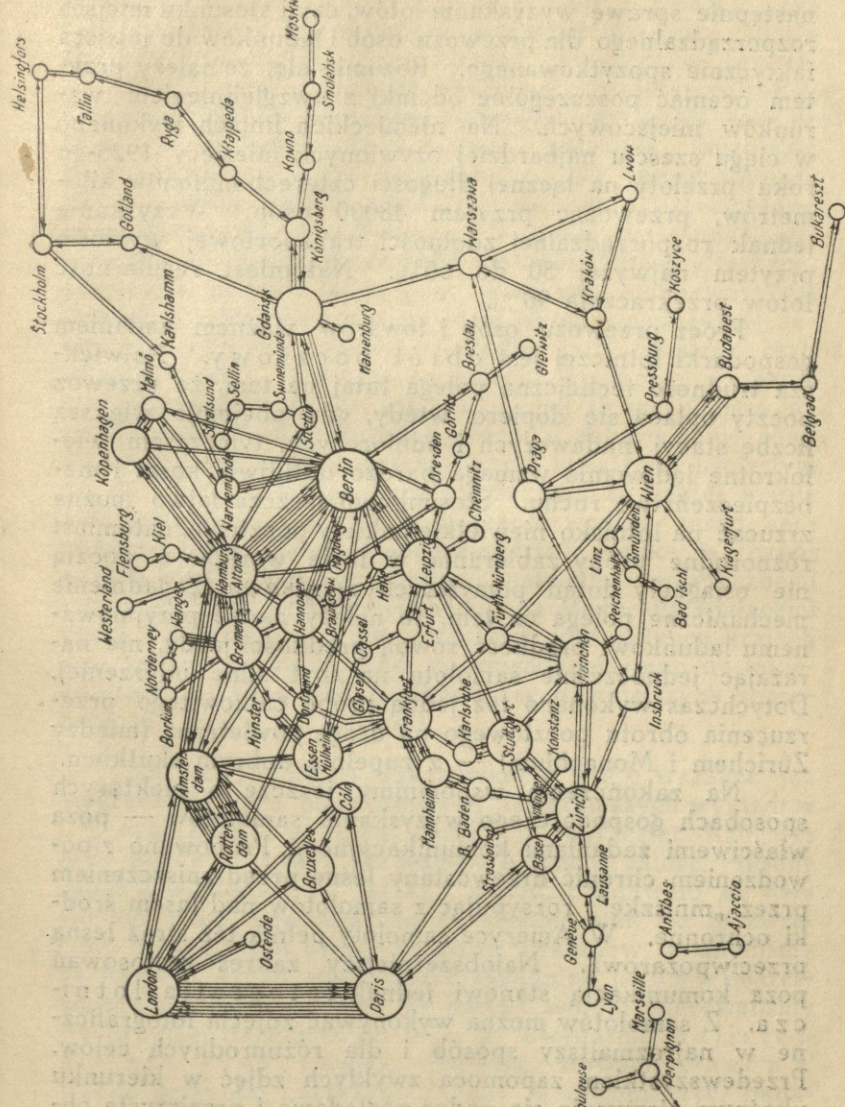
Pewną orjentację co do wyników komunikacji lotniczej można uzyskać tylko przez zestawienie obszernej statystyki. Najważniejsze wnioski muszą uwzględnić oczywiście dwa zasadnicze punkty: przedewszystkiem

---

należy uwzględnić uwagi, poczynione w „Przedmowie tłumacza" (Przyp. tłum.)

[2]) Obecnie połączenia te są już uskutecznione. Ponadto należy zwrócić uwagę na rozrost polskiej sieci lotniczej, która objęła obecnie także Katowice, Poznań, Łódź i Bydgoszcz (Przyp. tłum.)

[3]) Połączenie to istotnie zostało już uruchomione, a nawet wraz z linją Londyn—Egipt stwarza bezpośrednią komunikację Londyn—Indje. Obecnie w fazie organizacji są połączenia Londyn—Capstadt oraz Londyn—Australja. Z innych otwartych już światowych linij lotniczych zasługują na wzmiankę: New York — St. Francisco; Chicago — Mexico; Florida—Cuba—Panama—Peru; Paryż—Dakar (Afr. zach.) — parowcem przez Atlantyk—Natal—Rio-de-Janeiro—Buenos Aires—Santiago (Chili); Moskwa—Jakuck; Moskwa—Teheran—Buszir. W ostatnich czasach wielkie zainteresowanie wzbudziły śmiałe przeloty przez Atlantyk (Lindbergh, Chamberlin, Byrd i in.) oraz wielkie raidy światowe (de Pinedo, Coste i Le Brix etc.), od których jednak daleko jeszcze do ustalenia regularnych połączeń. Polska dotychczas bierze mały udział w organizowaniu światowych linij lotniczych, natomiast rozgłos wzbudziły pjonierskie loty pilotów polskich: śródziemnomorski Rayskiego, Warszawa—Tokio i z powrotem Orlińskiego, Dęblin — Bagdad Kaliny i Szałasa. (Przyp. tłum.)



Rys. 192. Europejska mapa połączeń lotniczych (według Jahrbuch für Luftverkehr 1925. München: R. Pflaum).

kwestję regularności przelotów, t. j. stosunku liczby lotów przewidzianych w rozkładach i rzeczywiście dokonanych; następnie sprawę wyzyskania lotów, czyli stosunku miejsca rozporządzalnego dla przewozu osób i ładunków do miejsca faktycznie spożytkowanego. Rozumie się, że należy przytem oceniać poszczególne odcinki z uwzględnieniem warunków miejscowych. Na niemieckich linjach wykonano w ciągu sześciu najbardziej ożywionych miesięcy 1925-go roku przeloty na łącznej długości czterech miljonów kilometrów, przewożąc przytem 48000 osób. Wyzyskanie jednak rozporządzalnej zdolności transportowej wyniosło przytem najwyżej 50 do 60%. Natomiast regularność lotów przekraczała 90%.

Prócz przewozu osób i towarów ważnem zadaniem gospodarki lotniczej jest o b r ó t p o c z t o w y. Największa trudność techniczna polega tutaj na tem, że przewóz poczty opłaca się dopiero wtedy, gdy obejmuje większą liczbę stacyj nadawczych i odbiorczych, tymczasem wielokrotne lądowanie wzmaga bardzo dotkliwie koszt i niebezpieczeństwo ruchu. Stosunkowo jeszcze łatwo można zrzucać na lotnisko niewielkie pakiety pocztowe, natomiast różnorodne próby zabierania w locie worków z pocztą nie osiągnęły dotąd pomyślnych wyników. (Zagadnienie mechaniczne polega na tem, że należy nadać przyjmowanemu ładunkowi prędkość równą prędkości jazdy, nie narażając jednocześnie samolotu na zbyt silne uderzenie). Dotychczas wykonano też jedną próbę całkowitego przerzucenia obrotu pocztowego na drogę powietrzną (między Zürichem i Monachjum) — z zupełnie dobrym skutkiem.

Na zakończenie wspomnimy jeszcze o niektórych sposobach gospodarczego wyzyskania samolotów — poza właściwemi zadaniami komunikacyjnemi. Próbowano z powodzeniem chronić drzewostany leśne przed zniszczeniem przez „mniszkę", rozsypując z samolotów nad lasem środki ochronne. W Ameryce samoloty pełnią też straż leśną przeciwpożarową. Najobszerniejszy zakres zastosowań poza komunikacją stanowi jednak f o t o g r a f j a l o t n i c z a. Z samolotów można wykonywać zdjęcia fotograficzne w najrozmaitszy sposób i dla różnorodnych celów. Przedewszystkiem zapomocą zwykłych zdjęć w kierunku ukośnym otrzymuje się nader poglądowe i przejrzyste obrazy poszczególnych budynków lub całych urządzeń prze-

mysłowych, portowych i t. d. Obrazy przedstawiają dane przedmioty w perspektywie z lotu ptaka, czyli to co byłoby bezpośrednio widoczne dla oka, gdyby zastąpić przedmioty przez bardzo zmniejszone modele. W wielu krajach istnieją już obecnie organizacje centralne, które zajmują się planowem sporządzaniem zdjęć wszystkich godnych uwagi dzieł sztuki i przyrody. Specjalny dział stanowią zdjęcia podwójne, t. zw. stereoskopowe, które dają szczególnie plastyczne wrażenie przestrzenne fotografowanego przedmiotu. O wiele ważniejsze jest zastosowanie fotografji lotniczej dla celów kartograficznych. Zdejmując pewien teren przy pionowem ustawieniu osi optycznej, otrzymuje się—w razie użycia dostatecznie dokładnej soczewki—prawie dokładny rzut poziomy czyli „mapę“ terenu. Przytem na zdjęciu występują wyraźnie nietylko kontury lasów, łąk i t. d., jak to ma miejsce na zwykłej mapie, ale—wskutek różnic w zabarwieniu—również i granice między drzewostanem iglastym i liściastym i t. p. Aby osiągnąć zupełną dokładność takiej mapy, należy opracować wynik bezpośredni według zasad specjalnej nauki, zwanej „fotogrammetrją“. Nauka ta rozporządza już wysoko rozwiniętemi metodami teoretycznemi i praktycznemi oraz specjalnemi aparatami, ułatwiającemi pracę wykonawczą. We wszystkich kulturalnych krajach wre wytężona praca celem doprowadzenia map do takiego stanu doskonałości, o jakim przy dawniejszych sposobach nie mogło być mowy[1]).

Na tych krótkich wskazówkach, które wszakże już wykraczają nieco poza właściwy temat naszych wykładów t. j. mechanikę lotu, musimy tu poprzestać. Rzucając przy końcu tej pracy raz jeszcze okiem na całość, musimy sobie uświadomić, że wciąż i wszędzie udawało się nam spełnić tylko częściowo nasze zadanie. Jak na to zwracano wielokrotnie uwagę w ciągu wykładów, pomijaliśmy na każdym kroku wiele takich zagadnień, jakich w obszerniejszem dziele pominąć nie byłoby wolno; kierowaliśmy się przytem dążeniem do tego, by uwydatnić najistotniejsze rysy zjawisk. Mówiąc słowami Bacon'a trzeba przyrodę „przekrajać“, aby ją wytłumaczyć. Bada-

[1]) Bliższe informacje i dalsze dane bibljograficzne do tych zagadnień patrz: Jahrb. f. Luftverkehr 1925, str. 143 — 158. München: R. Pflaum.

jąc jednak szczegółowo te działy, które wydawały się nam najważniejsze, dopuściliśmy zapewne nieraz do tego, że inne zagadnienia, nawet z płaszczyzny naszego przekroju, zostały zatracone. Tego rodzaju luki będą dostrzeżone przedewszystkiem przez tego, kto nie obserwuje elementów rozczłonkowanych zjawisk, lecz zwykł stykać się ze zjawiskami bezpośrednio w ich zwartym i wielostronnym całokształcie: w danym więc razie — przez samego lotnika. Jednak poprzednia nasza myśl, że przyrodę należy podzielić na części, aby ją wytłumaczyć, może być uzupełniona jeszcze nowem zdaniem: aby zrozumieć teorję, trzeba umieć całość z części odtworzyć.

Skorowidz rzeczowy i nazwiskowy.

(Liczby oznaczają stronice.)

Albatros 318.
Amortyzowanie uderzeń 288 i nast.

Bacon 325.
Bader, H. G. 259.
Balony sterowe 33, 305.
Barograf 11.
Barogram 12, 203.
Barometr 9, patrz równ. stan barometru 9 i nast.
Baza trójkątna 295.
Benzol 129.
Benzyna 129, patrz równ. zużycie benzyny 130.
Bezwładność mas wirujących 162.
Blériot 2, 315.
Bryan, G. 7, 259.
Budowa płatów nośnych 66 i nast.

Caproni 314.
Chanute 1.
Chłodnica 35, 148 i nast.
Chłodzenie silników 167.
Ciąg niezbędny 74 i nast., 176, 183.
— rozporządzalny 174, 177 i nast. 183.
— szybowca 86.
— śmigła 104, 105, 111 i nast., 117, patrz równ. moc ciągu 183, próba ciągu 110.
Ciążenie samolotu na głowę 232 i nast.
— — na ogon 232.
Ciężar własny samolotu 209, 311, 320.
— właściwy benzyny 129.
— — powietrza 12 i nast.
— użyteczny a ciężar martwy 309.
Ciśnienie powietrza 9 i nast.
— prędkości 21.
Cylinder 131, 159 i nast.
Cyrkulacja 46.
Czas przelotu 298.
— — na torze kołowym 300.
— — tam i zpowrotem 297.
— rozbiegu 276.
— wznoszenia 207.
Części silnika 149, 158 i nast.,
Czworotakt (czworosuw) 132.

Dechamps, H. 169.
Dławienie silnika 178 i nast.
Długość rozbiegu 277.
Dobieg 280.
Dornier 316.
Drążek sterowniczy zaworu 163.
Dunne 223.
Dwupłatowiec, zalety w porówn. z jednopłatowcem 68.
Działanie silnika 125 i nast.
— sił na stery 237 i nast.
— statecznika 237 i nast.

Eiffel G. 7, 35, 42, 51, 196, 210
Element śmigła 101 i nast., 104
Ekonomja komunikacji lotniczej 304 i nast., 321.
Energja potencjalna sprężyny 289.
Etrich, Igo 2.
Euler, August 2.

Farman 2, 270.
Faza 152.
Ferber, kpt. 2, 7.
Fotografja lotnicza 324.
Fotogrammetrja lotnicza 325.
Fuchs, R. i Hopf, H. 196, 254.

Gaźnik (karburator) 150, 164.
Gęstość powietrza 12 i nast.
— — na pułapie 201.
Giroskop (działanie) 264 i nast.
— okrętowy 266.
Głowica cylindra 149.
Gnôme (silnik) 2, 137, 164, 165 i nast.
Gołąb 3, 224.
Göttingen (zakład doświadczalny) 7, 38, 42, 51, 53 i nast., 66.
Gradjent temperatury 9.
Gries, H. van 73.
Gymnich, H. 100.

Hamownica elektryczna 140.
— hydrauliczna 141.
— silnikowa 140.
Handley-Page 57 i nast.
Helmholtz, H. v. 77, 78 i nast., 83.
Helmholtz'a prawo modelu (podobieństwa) 78, 82.
Hirth, H. 3.
Hoff, W. 73.
Hopf, L. i Fuchs, R. 196, 254.

Indykator 134.

Janes 313.
Jednopłatowiec w porównaniu z dwupłatowcem 68.
Jednosłupkowy dwupłatowiec 69.
Junkers 71.
Junkers-samolot 400 KM 317.

Karburator patrz gaźnik.
Kármán, Th. v. 259.
Katapulta 268.
Kąt nastawienia 282.
— natarcia 44, 73 i nast., patrz równ. obliczenia kąta natarcia 178.
— — elementu śmigła 105 i nast.
— — płatów sterujących 238.
— — w locie szybowym 281.
— pochyłości śruby 102.
Kinematyczny spółczynnik lepkości 40.
Komet III 316.
Komora 67, 72.
Korbowód 149, 163.
Korkociąg 262.
Koszt gospodarczy 305.
Kółka biegowe 35 i nast., 269.
Kółko zderzakowe 269.
Kress, W. 2.
Krzywa prędkości 212.
— wznoszenia otrzymana rachunkowo 208.
— wznoszenia otrzymana wykreślnie 116.
Kształty balonów sterowych 33.
Kształt linij opływu 33, 34.
Kurs według busoli 298.
Kutta, E. 47.
Kutzbach, K. 169.

Lachmann 57.
Lanchester, F. W. 34.
Langsdorff, W. v. 313.
Lądowanie 268 i nast.
— ogonowe 287.
— szybowe 281 i nast., 283 i nast.
— z silnikiem 280 i nast.
Lepkość powietrza 23, 39.
Liczba Reynolds'a 41.
Lilienthal, Otto 1, 7, 52, 81, 82, 95.
Linja śrubowa 102.
— hamowania p. wykres hamow.
Linki 31, 41, 67.
Lot bezsilnikowy 76 i nast.
— bociana 79 i nast.
— krzywolinjowy 251, 302 i nast.
— nad równiną 96.
— najekonomiczniejszy 306.
— na wielkich wysokościach 144, 185 i nast.
— o własnej sile 76.
— poziomy 73, 214.
— szybowy 283.
— według obrotomierza 171.
— żaglowy dynamiczny 91 i nast.
— — statyczny 84 i nast., 89.
Lotki 224, 237, 263.

Magneto 166.
Mapa komunikacji lotniczej 323.
Materjał cylindrów 159.
— płatów nośnych 55.
Mechanizm korbowy 160 i nast.
— sterowania—widok ogólny 245, 246, 247.
— wewnętrzny sterowania 246.
Mercedes (gaźnik) 164.

Mimoosiowość 162.
Moc ciągu 183.
— nominalna 157.
— silnika 134 i nast.
— śmigła 117 i nast.
— wznoszenia 179, 183, 197, 215.
Moment bezwładności 241.
— ilości ruchu 265.
— obrotowy silnika 134 i nast.
— — śmigła 115, 116 i nast.
— oporowy śmigła 105, 116, 117, 170, 235.
— płata sterującego 241.
— sił odśrodkowych, patrz para sił odśrodkowych.
— sterujący 241.
Most 68.

Nacisk korbowy 161 i nast.
— płozowy 271.
— styczny 161.
— tłokowy 137, 161.
Newton 39.
Nieuport 51, 69.
Niezbędna siła ciągu 75, 177, 183.
Normalny dzień 15.

Obciążenie jednostkowe płata nośnego 60, 209 i nast.
— jednostkowe szybowców 97.
— — śmigła 108.
— samolotu 209.
Objętość cylindrów 135 i nast.
— skokowa patrz przestrzeń skokowa
Obliczenie prędkości 74.
— statyczne 68.
Obrys płata nośnego 56.
Odciążenie steru 248 i nast.
Oderwanie strug 33.
Odwrotne działanie steru wysokości 181 i nast., 286.
Odwrócenie zjawiska lotu 42.
Odrzucanie wdół cząstek powietrza 46, 117.
Określanie kursu 298.
Okręg czasów 297.
— prędkości 295, 297.
Opadanie 179 i nast.
Opływ dokoła kuli 38.
Opór czołowy płata nośnego 45.
— elementu śmigła 104.
Opór indukcyjny 62 i nast.
— kształtu 34, 65.
— linek 32.
— plastyczny 293.
— powietrza 24 i nast., 37, patrz równ. wzór na opór powietrza 24, 43.
— powietrza dla kuli 37.
— — dla słupka okrągłego 29.
— — dla rozmaitych ciał 29 i nast., 32.
— tarcia 34.
Osiągi lotu 195, 225.
Oś pionowa 259.

Parabola oporu indukcyjnego 64.
Para sił 225.
— sił odśrodkowych 109.
— wirów 61.
Pasmo wirowe 60.
Pénaud A. 1, 7, 222, 224.
Płaszcz cylindra 150.
Płat nośny 43 i nast.
Płoza ogonowa 269.
Pływak gaźnika 150, 164.
Pływaki wodnopłatowca 272.
Pochyłe położenie samolotu 252.
Pochyłość toru 281.
Podłużnice płatów nośnych 67.
Podrywanie samolotu przy lądowaniu 281, 287.
Podwozie 269.
Pomiar prędkości 20
— wahań 242.
— wysokości 12.
Popper-Lynkeus 282.
Poprzecznica 67.
Postać opływu 25, 33, 34.
Posuw, p. stopień posuwu.
Poślizg śmigła 119 i nast., 121.
Powierzchnia śrubowa 119.
— szkodliwa 28, 36, 74, 213.
Powierzchnia tłumiąca, p. statecznik poziomy.
Półtorapłatowiec 69.
Prandtl L. 7, 35, 38, 51, 60 i nast., 66, 210.
Prawo podobieństwa 25, 39, 76.
Prędkościomierz 20.
Prędkość lądowania 286.
— lotu (względem ziemi) 294.
— — poziomego 176, 214.

Prędkość lotu najmniejsza 178.
— — szybowego 285.
— obwodowa 112.
— opadania 184.
— własna 294, 308.
— względna 84, 294.
— wznoszenia 179 i nast., 190, 193, 197 i nast., 203.
— zredukowana, p. liczba Reynolds'a.
Proces spalania 131.
Profil płata nośnego 43 i nast., 51 i nast.
— śmigła 108, 124.
Propeller, p. śmigło.
Próba ciągu w miejscu 110.
— wytrzymałości, p. statyczna próba wytrzymałości.
Przebieg zmian ciśnienia w silniku 132 i nast.
Przekładnia sterowania 248.
Przekrój śmigła 103.
Przepustnica dławiąca 165.
Przestrzeń martwa przepływu 33, 38.
— skokowa 138.
Przewody sterujące 247.
Przybieranie na obrotach 171.
Przyśpieszenie (definicja) 19.
Pułap, p. wysokość pułapu.

Ramię bezwładności 242.
Rateau (sprężarka wstępna) 147.
Ratzersdorfer, J. 73.
Reguła modelu 78.
Rekordy światowe 4 i nast.
— w locie żaglowym 96.
— wodnopłatowców 6.
Reynolds, Osborne 39.
Rezerwa wznoszenia 184.
Rhön (zawody lotów bezsilnikowych) 96.
Ricardo 169.
Rozbieg 274 i nast., 278, p. równ. czas rozbiegu 276, długość rozbiegu 277.
Rozkład ciężarów 68.
— ciśnień na powierzchni płata 58 i nast.
— sił działających na element śmigła 125.
Rozmieszczenie ładunków 311.
Rozpiętość (stosunek do szerokości) 57.
— szybowców 97.
Rozprężanie 133.
Rozrusznik 166.
Równowaga sił w locie szybowym 92.
— szybowca 85 i nast.
Ruch dodatkowy — krążenie powietrza 47.
Ruchy podłużne 219 i nast., 222.
— poprzeczne 219.
Ruch zakłócający 221.
Rury owalne 30.

Samolot metalowy 71.
Samolot-olbrzym 243.
— wielosilnikowy 307.
Samoloty komunikacyjne 312 i nast.
Santos—Dumont 2.
Silnik 129 i nast., 148 i nast.
— dla lotu na wielkich wysokościach 139, 145.
— dwugwiazdowy 155.
— gwiazdowy 154, 155.
— nadobjętościowy 145.
— przeprężony 146.
— rotacyjny 150 i nast., 163, 164, 165.
— typu stałego 148 i nast.
— szeregowy 152.
— V—W—X 153 i nast.
Siła nośna i opór czołowy płata 45.
— — skrzydła 45 i nast., 63.
— odśrodkowa 251.
Siły styczne 39.
— wywierane przez powietrze (s. aerodynamiczne) 43, 227, 255.
Skok efektywny i geometryczny 121, 128.
— i średnica cylindra 159.
— śmigła 102, 105.
Skrzydło Lachmann-Handley-Page 57 i nast.
— nieskończenie długie 57.
Slip, p. poślizg śmigła.
Słupki 29, 30, 67.
Smarowanie 168.
Spadek prędkości 39.
Spadek siły nośnej 60.
Spalanie, p. proces spalania.
Sprawność śmigła 115, 118, 199.
Sprężanie 133.

Sprężarka turbinowa na gazy odlotowe 146 i nast.
— wstępna 131, 145, 146.
Spółczynnik bezpieczeństwa 73.
— ciągu śmigła 112, 113, 115.
— lepkości 40.
— momentu oporowego 116.
— oporu 26 i nast.
— — całkowitego 196.
— — czołowego 48 i nast., 64.
— — kadłuba samolotu 35.
— — kół samolotu 35 i nast.
— — płaszczyzny 238.
— — powietrza 24.
— rozszerzalności 13.
— siły nośnej 48.
— szybowania 45, 50, 54, 211.
— — samolotu 197.
Start z lądu 273 i nast.
— z wody 279.
Statecznik 231 i nast.
— pionowy 219, 237, 259.
— poziomy 1, 222, 233, 256 i nast.
Stateczność 220 i nast.
— podłużna 222, 254, i nast.
— poprzeczna 223 i nast., 259 i nast.
— statyczna i dynamiczna 258.
Statyczna próba wytrzymałości 72.
Stawidła silnika 163.
Ster kierunkowy 219, 220, 237, 242, 263.
Sterowanie kierunkowe 250 i nast.
— pośrednie 249.
— samolotu 220, 249 i nast.
Ster wysokości 220, 234, 241, 249 i nast.
Stery 218 i nast., 249.
Stopień pływaka 279.
— posuwu krytyczny 122.
— — śmigła 113 i nast., 123.
— sprężania 129, 133.
Stosunek boków skrzydła 65 i nast.
— benzyny do powietrza 166 i nast.
Struga 19.
Suw pracy 133.
— sprężania 133.
— ssania 133.
— wydmuchu 133.
Szerokość ramienia śmigła 103.
Szybowce 96 i nast., 100.

Ścięgna czołowe 69.
— poprzeczne 67.
— wewnętrzne 67.
Śmigło 101 i nast., p. równ. moc śmigła 118, wybór śmigła 194, wykonanie i sprawdzanie śmigła 107 i nast.
— i płat nośny (analogja) 103.
— nośne 110.
— obliczone na prędkość 195.
— obliczone na wznoszenie 195.
— popychające 314.
Średnie ciśnienie tłokowe 135.
Środek ciężkości 226, 229.
— parcia 50, 51, 225, 229 i nast.
Świeca zapłonowa 166.

Tablica porównawcza samolotów komunikacyjnych 319.
Taube, p. gołąb.
Taylor, W. 122.
Tłok 131 i nast., 159, 160.
Tor lotu żaglowego 90.
Trefftz 259.
Trójkąt prędkości 85.
— sił 91 i nast.
Trwały stan ruchu 19, 218.
Tunel aerodynamiczny 42, 50, 111.
Turbulencja 42.

Uderzenie przy lądowaniu 288 i nast.
Układ sprężysty 288 i nast.
Ustatecznienie 224.
Ustawienie w strzałę 222.
Usterzenie 225.
Ustopniowanie skrzydeł 67.
Ustrój dźwigający 66.

V—kształt płata nośnego 224, 260 i nast.
V—kształt silnika 153.
Vanguard 313.
Vickers 313.
Voisin 2.

Wahania momentu obrotowego 171.
Wał korbowy 160 i nast., 163.
Warstwa powierzchniowa 35.
Warstwy przepływu 39.
Wartość opałowa benzyny 130.
Wellner, G. 2.
Wels, H. 2.

Werner, A. 169.
Wędrówka środka parcia 50, 54, 254 i nast.
Wiatr, wpływ na prędkość 293 i nast.
— wpływ na zużycie benzyny 309.
— wznoszący 89 i nast.
Wichrowanie, p. lotki i sterowanie poprzeczne.
Wielkość samolotu (znaczenie ekonomiczne) 311.
Właściwości płatowca w locie 225, 226.
Wodnopłatowiec 272.
— na łodzi 272.
Wpływ obciążenia na osiągi 193 i nast.
— gęstości powietrza na silnik 144.
— — — na warunki lotu 185.
— ukośnego ustawienia słupka na opór 31.
— warunków atmosferycznych na moc silnika 143.
— wielkich wysokości na moc silnika 143 i nast., 186.
Wright (bracia) 1, 224, 236, 268.
Współdziałanie elementów śmigła 124 i nast.
— płata nośnego ze śmigłem i silnikiem 175 i nast.
Wybuch 131.
Wygięcie końców skrzydeł 223.
— profilu płata nośnego 55.
Wykorbienie 149.
Wykres biegunowy 52 i nast.
— ciągu 177.
— — dla lotu na wielkiej wysokości 187, 194.
Wykres ciągu przy zwiększonem obciążeniu 193, 194.
— hamowania 139, 143, 171.
— indykatorowy 133 i nast.
Wyniki komunikacji lotniczej 322 i nast.
Wyrównoważenie dynamiczne 109.
— momentów 234.
— statyczne 109.
Wyrzutnia, p. katapulta.
Wysokość konstrukcji 70.
— pułapu 190, 196, 200, 201, 206.
Wznoszenie 179 i nast.
Wzór na opór czołowy 48.
— na siłę nośną 48.

Zapłon 166.
Zasięg powrotny 298.
Zawór wlotowy (ssący) 163 i nast.
— wylotowy (wydmuchowy) 163 i nast.
Zdolność płatowca do szybowania 213 i nast.
Zmienność gęstości powietrza 22.
— spółczynnika oporu 49 i nast.
Znoszenie przez wiatr 294.
Zredukowany spółczynnik ciągu śmigła 117.
— — momentu obrotowego śmigła 117.
Zużycie benzyny 130.
— oliwy 169.
Zwichrowanie powierzchni, p. wichrowanie powierzchni.
Zwisanie samolotu 237, 261.

Żeberka płatów nośnych 67.
ukowski, N. 7, 47.

Biblioteka Gł
60732

BIBLIOTEKA
ASG
NAUKOWA
A/56198