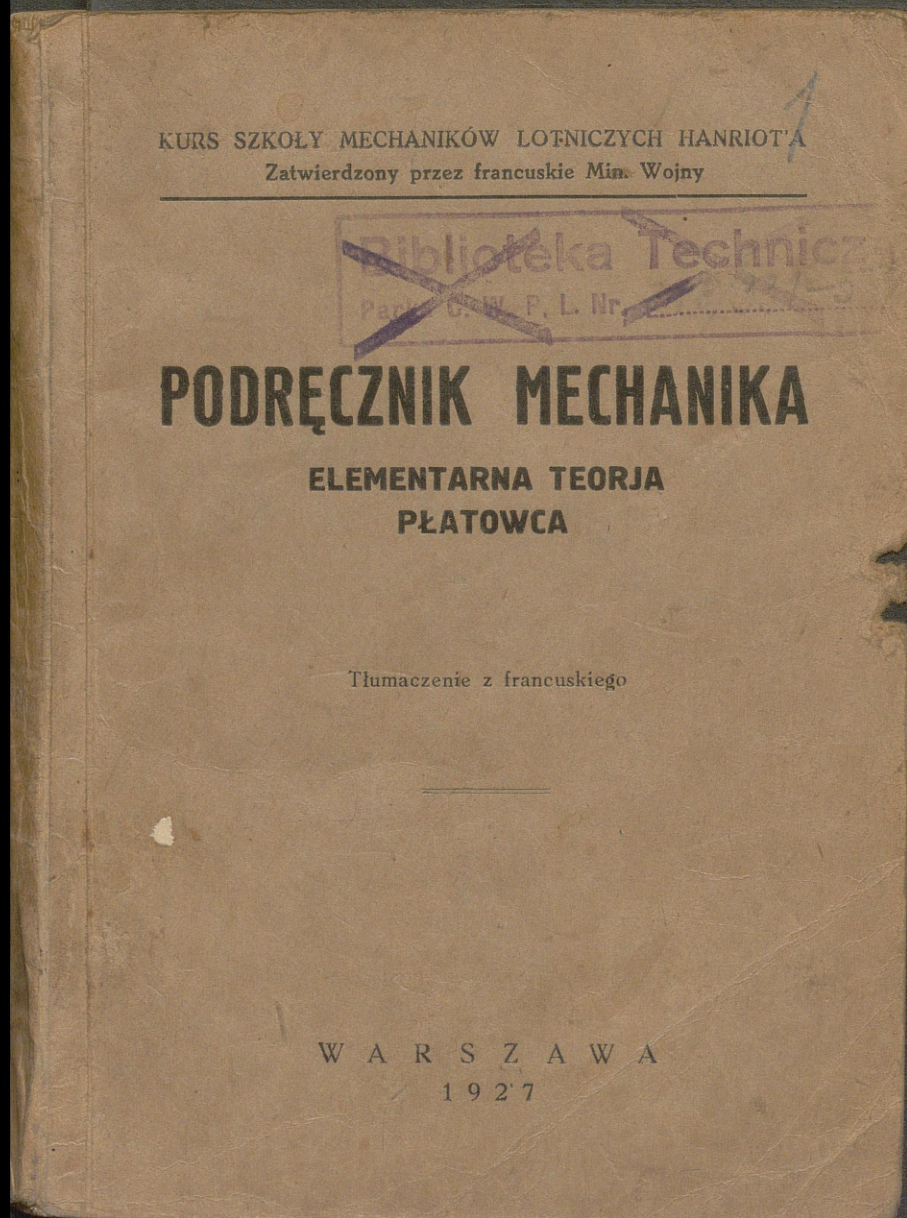




KURS SZKOŁY MECHANIKÓW LOTNICZYCH HANRIOT

Zatwierdzony przez francuskie Min. Wojny



PODRĘCZNIK MECHANIKA

ELEMENTARNA TEORJA
PŁATOWCA

Tłumaczenie z francuskiego

W A R S Z A W A

1 9 2 7

KURS SZKOŁY MECHANIKÓW LOTNICZYCH HANRIOT'A
Zatwierdzony przez francuskie Min. Wojny

PODRĘCZNIK MECHANIKA

ELEMENTARNA TEORJA
PŁATOWCA

Tłumaczenie z francuskiego

XXII. 9.2;



W A R S Z A W A
1 9 2 7



BIBLIOTEKA PODRĘCZNA W.N.V.	
Nr.	719
Dzia.	

PRZEDMOWA.

Drugie wydanie niniejszego podręcznika „Elementarna teoria płatuwca“, które oddajemy czytelnikom, stanowi jedną część naszych prac. Całość ich ukazała się pod ogólną nazwą „Podręcznik dyplomowanego mechanika“.

W wykładzie i ujęciu poszczególnych rozdziałów stosowaliśmy jak najprostsze metody i zasady, usuwając wszelkie zbędne wzory.

Wykład przedmiotu uprościliśmy przez użycie licznych rysunków, które streszczają go i wystarczają same przez się do jego zrozumienia. Na końcu każdego z rozdziałów umieściliśmy streszczenie proste i zwięzłe z pominięciem wszelkiego rodzaju wzorów. Streszczenia te są dostępne nawet dla najslabiej przygotowanych mechaników.

Ci ostatni, studjując owe streszczenie, mogą przyswoić sobie zawarte w nich wskazówki, które mogą tymże mechanikom do zrozumienia zjawisk lotu płatuwca, oraz będą im pomocą w pracy zawodowej.

W drugim wydaniu przyjęliśmy podział rozdziałów, naszym zdaniem bardziej prosty i logiczny, niż w wydaniu poprzednim.

Szczególnych starań dołożyliśmy w zredagowaniu rozdziału, poświęconemu nauce o powietrzu i jego działaniu na ciała w ruchu.

Życzliwe przyjęcie, okazane nam przez koła urzędowe, stanowi dla nas cenną zachętę do dalszej pracy oraz pozwala zachować na przyszłość całkowitą ufność w zadaniu, któregośmy się podjęli.

Dyrektor Szkoły

Georges Ramat

ROZDZIAŁ PIERWSZY.

POWIETRZE.

Działanie powietrza na ciała w ruchu.

Treść.

- A. — Uwagi ogólne.
 - B. — Opór powietrza.
 - C. — Metody badania oporu powietrza.
 - D. — Streszczenie.
-

ROZDZIAŁ PIERWSZY.

POWIETRZE.

A. — UWAGI OGÓLNE.

1) Ogólne własności gazów.

Wspólne własności wszystkich gazów są następujące: rozprężliwość, ściśliwość i ciężkość.

a) *Rozprężliwość.*

Rozprężliwość jest własnością charakterystyczną gazów. Gazy dążą zawsze do zajęcia jak największej objętości i skutkiem tego, wywierają na ściany naczynia, w którym się znajdują, pewne ciśnienie, które jest miarą ich elastyczności.

b) *Ściśliwość.*

Gazy są bardzo ściśliwe; można zmieniać w szerokich granicach objętość pewnej masy gazu. Gdy objętość tej masy się zmniejsza, wówczas ciśnienie gazu zwiększa się i odwrotnie, gdy objętość masy zwiększa się, gaz się rozpręża, a ciśnienie maleje.

c) *Ciężkość.*

Wszystkie gazy posiadają swój ciężar. Własność tę można udowodnić przy pomocy bardzo prostego do-

świadczenia, które polega na tem, że waży się naprzód balon szklany, napełniony powietrzem, następnie zaś ten sam balon po wytworzeniu w nim próżni zapomocą maszyny pneumatycznej (patrz rys. 1).

W rycinie na lewo balon (A) jest napełniony powietrzem. Równoważymy go zapomocą ciężarków.

W rycinie na prawo, po wytworzeniu w balonie (B) próżni, waga przestaje być w stanie równowagi. Dla przywrócenia równowagi trzeba wpuścić na nowo powietrze do balonu.

2. Ciśnienie atmosferyczne.

Atmosferą nazywamy warstwę powietrza, otaczającą kulę ziemską.

Powietrze będąc ciężkiem, wywiera pewien nacisk na wszystkie ciała w niem się znajdujące, a nacisk ten nazywamy **ciśnieniem atmosferycznem**.

Posiadamy licznie i przekonywujące doświadczenia, dowodzące istnienia ciśnienia atmosferycznego.

Z pośród tych doświadczeń przytoczymy jedno.

Doświadczenie z pęcherzem (rys. 2).

Połączmy jakikolwiek zbiornik z maszyną pneumatyczną.

Zbiornik zamykamy hermetycznie zapomocą błony z pęcherza i stopniowo wytwarzamy wewnątrz próżnię.

Spostrzegamy, jak stopniowo błona nadyma się w kierunku do dna zbiornika i jeżeli będziemy w dalszym ciągu wytwarzać próżnię, wówczas błona pęknie.

Jeżeli więc błona pod wpływem rozrzedzenia powietrza nadyma się, to musi na nią działać jakaś siła zewnętrzna.

Siła ta może jedynie być powodem ciśnienia atmosferycznego, możemy zatem powiedzieć, że:

Ciśnienie atmosferyczne istnieje.

3) Wartość ciśnienia atmosferycznego.

Doświadczenie Toricelli'ego.

Doświadczenie, wykonane w r. 1643 przez fizyka Toricellego dowodzi istnienia ciśnienia atmosferycznego, oraz pozwala mierzyć jego wartość.

Napełniamy rtęcią rurkę szklaną, mającą w przybliżeniu 1 metr długości i zamkniętą na jednym z końców. Zatkawszy rurkę palcem, odwracamy ją i zamykamy otwarty jej koniec w miseczce zawierającej rtęć. Po odjęciu palca rtęć w rurce opada i zatrzymuje się na wysokości mniej więcej 76 centymetrów ponad poziomem rtęci w miseczce (rys. 3).

Jeżeli rtęć w rurce nie opada zupełnie, to powodem tego jest pewna siła zawnętrzna, która równoważy słupkę w rurce.

Zwróćmy uwagę na płaszczyznę poziomą HH' , utworzoną przez powierzchnię swobodną rtęci w miseczce.

Wiemy, że gdy ciecz jest w równowadze, ciśnienie jest jednakowe we wszystkich punktach płaszczyzny poziomej i że, ponadto, ciśnienie jest to nacisk wywierany na 1 centymetr kwadratowy powierzchni.

Wewnątrz rurki, w A, na płaszczyźnie poziomej HH' , ciśnienie jest równe ciężarowi słupka rtęci, mającego 1 centymetr kwadratowy w przekroju i 76 centymetrów wysokości.

A więc: $1 \text{ cm}^2 \times 76 \text{ cm.} \times 13,6 \text{ gr/cm}^3$ *) = 1033,6 gr.

Nazewnątrz rurki, w B, ciśnienie jest takie same, ponieważ punkt B leży na tej samej płaszczyźnie poziomej, co i A.

A więc nacisk, wywierany przez powietrze na każdy centymetr kwadratowy powierzchni swobodnej cieczy, równy jest ciśnieniu w A, to znaczy 1033,6 gr.

*) Ciężar gatunkowy wody=1, a rtęci 13,6.

Z powyższego wynika, że ciśnienie atmosferyczne mierzone przy ziemi równe jest średnio $1,033 \text{ kg/cm}^2$ (na centymetr kwadratowy).

U w a g a. — 1) Jeżeli rtęć zastąpimy inną cieczą, na przykład wodą, wówczas ciężar wzniesionego słupa wody winien być równy ciężarowi słupka rtęci.

$$1 \text{ cm}^2 \times 1,033 \text{ cm.} \times 1 \text{ kg/cm}^3 = 1,033 \text{ kg.}$$

2) W miarę tego, jak się wznosimy w atmosferze, grubość warstwy powietrza zmniejsza się. Jeżeli doświadczenie, opisane powyżej, powtórzymy na przykład na wierzchołku jakiejś góry, to przekonamy się, że wysokość słupa rtęci w rurce jest mniejsza od tej, jaką mieliśmy na ziemi czyli, że ciśnienie atmosferyczne maleje.

Zmiany ciśnienia atmosferycznego na ziemi i na wysokościach.

Ciśnienie atmosferyczne w pewnym punkcie ziemi nie jest stałe; zmienia się ono razem ze stanem atmosfery (suchość, wilgotność, temperatura). Z tych zmian ciśnienia, stosunkowo niewielkich zresztą, wysnuwamy przewidywania pogody.

Ciśnienie atmosferyczne oblicza się zwykle w centymetrach słupka rtęci; w ten sposób ciśnienie normalne przy ziemi wynosi 76 centymetrów, czyli 760 milimetrów słupka rtęci.

Jeżeli zmiany ciśnienia atmosferycznego przy ziemi są stosunkowo niewielkie, to przeciwnie na wysokości zmiany te są bardziej znaczne.

Ponieważ ciśnienie w dowolnym punkcie atmosfery może być wyrażone przez ciężar słupa powietrza, wznoszącego się pionowo nad tym punktem, i ponieważ wysokość tego słupa powietrza zmniejsza się w miarę tego,

jak się wznosimy, wynika więc zmniejszenie się ciśnienia.

W ten sposób znaleziono:

Na ziemi: Ciśnienie atmosferyczne $= 1,033 \text{ kg/cm}^2$ w przybliżeniu.

Na wysokości 5.600 metrów: ciśnienie atmosferyczne $= 0,515 \text{ kg/cm}^2$ w przybliżeniu (a zatem mniej więcej połowie wartości ciśnienia na ziemi).

Na wysokości 10.000 metrów: ciśnienie atmosferyczne $= 0,269 \text{ kg/cm}^2$ w przybliżeniu.

U w a g a. — Zmniejszanie się ciśnienia atmosferycznego z wysokością jest dla lotnictwa bardzo ważnym zjawiskiem.

Wpływ tego zmniejszania się ciśnienia daje się odczuć z jednej strony na silniku samolotu, z drugiej strony na pilocie.

4. Wpływ ciśnienia atmosferycznego na gęstość powietrza. Zmniejszanie się gęstości z wysokością.

Jak wiadomo (patrz kurs fizyki) objętość jednej i tej samej masy gazu może się zmieniać w bardzo szerokich granicach.

Zamknijmy w naczyniu (rys. 4), zamkniętem przez tłok, który może się w niem poruszać, pewną masę powietrza (n.p. 2 gramy).

Przypuśćmy, że gdy tłok jest w punkcie A (rys. 4), objętość tego powietrza wynosi 2 dm^3 (decymetry sześciennie). Gęstość jego, która jest równa ciężarowi jednostki objętości, będzie:

$$d = \frac{2 \text{ gr}}{2 \text{ dm}^3} = 1 \text{ gr/dm}^3$$

Jeżeli teraz uniesiemy tłok do położenia B, w którym objętość powietrza wynosi n.p. 4 dm^3 , wówczas

powietrze się rozpręży, a ciśnienie jego zmniejszy się; ponieważ jednak ciężar powietrza pozostał niezmieniony, wobec tego gęstość jego będzie:

$$d = \frac{2 \text{ gr}}{4 \text{ dm}^3} = 0,5 \text{ gr/dm}^3$$

Widzimy zatem, że gęstość powietrza zawartego w naczyniu, może przybierać wszystkie wartości, jakie sobie życzymy.

Łatwo przekonać się, że gdy się zmniejsza objętość, ciśnienie zwiększa się, czyli zwiększa się także i gęstość.

Jeżeli się wznosimy w atmosferze, ciśnienie atmosferyczne zmniejsza się i wskutek tego gęstość powietrza również się zmniejsza.

Owe zmniejszanie się gęstości powietrza ma, jak to zobaczymy dalej, wielki wpływ na zdolność unoszenia się samolotu (koniecznym jest zwiększenie szybkości, lub też kąta natarcia).

Zmniejszenie gęstości wpływa również na skład mieszanki gaźnika (koniecznym jest zastosowanie poprawki wysokościowej, albowiem podczas gdy gęstość powietrza zmniejsza się, gęstość benzyny pozostaje bez zmiany, a zatem mieszanka staje się zbyt bogatą).

Poprawka wysokościowa ma za zadanie zmniejszenie ilości benzyny, doprowadzanej do silnika, co pociąga znowu za sobą zmniejszenie się mocy silnika.

5) Zmiany gęstości powietrza z temperaturą i z wysokością.

Przy ogrzaniu gazy rozszerzają się, a odwrotnie przy oziębieniu ściskają się i objętość ich maleje; widzimy stąd, że gęstość zmienia się również z temperaturą.

Powietrze jest gazem i jako takie podlega tym sam

mym prawom, z czego wynika, że jego gęstość będzie się zmieniać z temperaturą atmosfery.

Przy wznoszeniu się spostrzegamy, że temperatura spada. Jeżeli n.p. przypuścimy, że na ziemi temperatura była $+ 11^{\circ}$, to na wysokości 5.000 metrów temperatura będzie wynosić $- 17.5^{\circ}$, (to znaczy 17.5° poniżej zera).

Poczynając od 11.000 metrów przyjęto uważać temperaturę jako stałą i wynoszącą $- 56.5^{\circ}$, (czyli 56.5° poniżej zera).

Z powyższego wynika, że ze wzrostem wysokości gęstość powietrza zmienia się i że ta gęstość zależy zarówno od ciśnienia atmosferycznego, jak i od temperatury.

6. Wpływ wzrostu wysokości w lotnictwie.

I. Wpływ spowodowany zmniejszeniem się ciśnienia.

a) Na silnik.

1) Moc silnika. — Wiemy (patrz kurs silnikowy) że ciśnienie wybuchowe, od którego zależy moc silnika (przy danej szybkości obrotowej) jest funkcją ciśnienia mieszanki zasysanej do cylindra.

Skutkiem tego, podczas wznoszenia się, ciśnienie zasysanej mieszanki, które nie może być wyższe od ciśnienia otaczającego powietrza, będzie się zmniejszać, co pociąga za sobą również zmniejszenie się ciśnienia wybuchowego, a więc i mocy silnika.

Na wysokości n.p. 5.600 metrów, gdzie ciśnienie atmosferyczne wynosi już tylko połowę ciśnienia przy ziemi, moc silnika zmniejszy się w tym samym stopniu.

Oprócz tego należy wziąć pod uwagę również zmniejszenie się mocy, wynikające z poprawek wysokościowych, o którym mówiliśmy w poprzednim ustępie.

Aby zapobiec zmniejszeniu ciśnienia, a więc i mocy silnika, używa się „turbo-sprężarki Rateau“.

Przyrząd ten ma na celu sprowadzenie ciśnienia zasyanego powietrza atmosferycznego, na wielkich wysokościach, do wartości ciśnienia atmosferycznego na ziemi.

2) Chłodzenie. — Wiadomo na mocy odpowiednich doświadczeń fizycznych, że temperatura wrzenia wody obniża się, gdy ciśnienie atmosferyczne maleje; zatem, jeśli na ziemi woda wrze przy temperaturze 100° , to na wierzchołku Mont Blanc, gdzie ciśnienie atmosferyczne wynosi zaledwie $0,590 \text{ kg/cm}^2$, woda zaczyna wrzeć już przy 85° . Ażeby więc zapobiec przedwczesnemu wrzeniu wody, służącej do chłodzenia silników przy lotach na wielką wysokość, musimy zastosować odpowiednie środki zaradcze.

b) Na płatowiec.

Ponieważ ciśnienie atmosferyczne, a skutkiem tego i gęstość powietrza zmniejszają się z wysokością, opór powietrza na powierzchnię nośne maleje również.

Zobaczmy nieco dalej, że opór powietrza wobec dowolnej powierzchni jest proporcjonalny do gęstości tego powietrza. Jeżeli więc gęstość powietrza maleje, opór powietrza, dzięki któremu płatowiec się utrzymuje w powietrzu, zmniejsza się również.

c) Na pilota.

Jeżeli gęstość powietrza zmniejsza się z wysokością, to samo dzieje się z ilością tlenu zawartego w tem powietrzu.

Wynikiem tego będą zaburzenia w organizmie pilota, głównie w oddechaniu, które odbywać się będzie w bardzo złych warunkach. Ażeby zapobiec temu, piloci używają na wielkich wysokościach przyrządów zwanych inhalatorami tlenowymi.

II. Wpływ obniżenia się temperatury.

a) *Na silnik.*

Obniżenie się temperatury, wynikające ze zwiększenia się wysokości jest znaczne, a skutkiem tego również, warunki działania silnika ulegają poważnym zaburzeniom.

Oliwa, służąca do smarowania silnika, może zamarznąć i żeby temu zapobiec, może zająć potrzeba podgrzewania oliwy.

Aby uniknąć zaburzeń w składzie mieszanki — prze wody, oraz sam gaźnik zaopatrzone są w podgrzewacze.

Aby zapobiec zbyt silnemu chłodzeniu, chłodnice są zaopatrzone w ruchome zasłony (żaluzje).

b) *Na pilota.*

Ażeby zabezpieczyć się przed zimnem, którego skutki mogą być poważne, pilot przywdziewa na siebie ubranie futrzane, zaopatrzone zazwyczaj w ogrzewacze elektryczne.

7. O ruchu cieczy.

a) *Związek pomiędzy ciśnieniem a szybkością cieczy podczas ruchu.*

Gdy pewna ciecz jest w ruchu, zauważymy, że ciśnienie wewnątrz tej cieczy będzie tem mniejsze, im większą będzie szybkość przepływu danej cieczy.

Weźmy (rys. 5) zbiornik połączony z rurociągiem, utworzonym z rur o rozmaitej średnicy, których odpowiednie przekroje są S_1 , S_2 , S_3 , S_4 i z których każda zaopatrzona jest w rurkę wskaźnikową.

Gdy kurek R jest zamknięty, woda wznosi się do jednakowej wysokości w każdej z rurek wskaźnikowych.

Jeżeli otworzymy kurek R, to zauważymy, że poziom wody w rozmaitych rurkach będą różne.

Przypuśćmy teraz, że wydajność kurka R jest taka, iż w odstępie jednej sekundy, warstwa wody położona w punkcie „a“ przesunie się do punktu „a“; ilość wody, jaka przepłynie w tym czasie jest $S_1 \times aa'$, zważywszy zaś że aa' jest przemieszczeniem owej warstwy wody w ciągu jednej sekundy, a zatem $aa' = V_1$ czyli szybkości przepływu w rurze A, o przekroju S_1 , otrzymamy, że ilość wody przepływającej na sekundę będzie równa $S_1 \times V_1$.

Oczywistem jest, że ilość wody, która krąży w każdej z rur jest ta sama; wynika stąd, że:

$$S_1 \times V_1 = S_2 \times V_2 = S_3 \times V_3 = S_4 \times V_4$$

Szybkość przepływu jest tem większa, im przekrój rury jest mniejszy.

Ciśnienie cieczy w rurze A jest równe ciężarowi słupa cieczy h_1 ; podobnież w rurze B, ciśnienie będzie równe ciężarowi słupa cieczy h_2 , itd.

Spostrzegamy w ten sposób, że im większą jest szybkość przepływu, tem ciśnienie jest mniejsze.

Ciśnienia są odwrotnie proporcjonalne do kwadratu ze szybkości.

$$\frac{h_1}{h_2} = \frac{v_2^2}{v_1^2}$$

Jeżeli takie same doświadczenie dokonywamy z gazem, na przykład z powietrzem, wówczas zbiornik z wodą zastępujemy przez zbiornik zawierający sprężone powietrze, a rurki wskaźnikowe prze manometry metalowe, jak na rys. 6.

Gdy kurek R jest otwarty, zjawiska są takie same, jak i poprzednie. Każdy z manometrów wskazuje inne ciśnienie; ciśnienie to jest tem słabsze, im przekrój ru-

ry jest mniejszy, to znaczy szybkość powietrza, które krąży w tej rurze, jest większa; mamy ponownie:

$$\frac{P_1}{P_2} = \frac{V_2^2}{V_1^2} \text{ i t. d.}$$

Związek ten pomiędzy szybkością, a ciśnieniem jest rzeczą podstawową dla dobrego zrozumienia zjawiska oporu powietrza, jakiego doznaje ciało pruszające się w tym ośrodku.

Streszczając powyższe powiadamy:

Gdy jakaś ciecz jest w ruchu, wszelka zmiana szybkości pociąga za sobą zmianę ciśnienia i naodwrot, zmiana ciśnienia wywołuje zmianę szybkości cieczy.

8. Mierzenie ciśnień oraz szybkości prądów powietrznych.

Do mierzenia szybkości, oraz ciśnień prądu powietrza używamy rurki zgiętej pod kątem prostym, zwanej „rurką PITOT“ (rys. 7), zaopatrzonej w otwór 0, prostopadły do kierunku ruchu, oraz połączony z manometrem wodnym.

Jeżeli otwór 0 zostanie umieszczony w prądzie powietrza, wówczas różnica h poziomów wody w dwóch ramionach rurki wskaże nam ciśnienie, które będzie równe ciężarowi, wzniesionego słupa wody.

Ponieważ przez otwór A rurki działa ciśnienie atmosferyczne, przeto słupek cieczy h mierzyć będzie różnicę pomiędzy ciśnieniem wywieranem przez otwór 0, a ciśnieniem atmosferycznym P_a , i stosownie do tego, czy słupek cieczy będzie się wznosić w jednym lub drugim ramieniu rurki, będziemy mieć do czynienia z ciśnieniem w 0 wyższem lub niższem od ciśnienia atmosferycznego P_a .

Uwaga. Wszelkie ciśnienia niższe od ciśnienia atmosferycznego nazywamy podciśnieniem (depresja).

B. — OPÓR POWIETRZA.

Gdy jakieś ciało przesuwa się w atmosferze, to musi ono torować sobie w powietrzu drogę. Częsteczki powietrza wyparte przez ciało, przepływają według torów, zwanych strugami powietrza.

Ponieważ ciało, posuwające się w ten sposób, posiada pewną szybkość, przeto następuje zderzenie pomiędzy nim i cząsteczkami powietrza. Te ostatnie skupiają się na przodzie owego ciała, ześlizgują się na boki, wywołując pewne tarcie i łączą ponownie ztyłu, wytwarzając przytem rozrzedzenie powietrza. (rys. 8).

To skupienie się cząsteczek wytwarza na przodzie ciała **nadciśnienie**, a rozrzedzenie w tyle wytwarza **podciśnienie**. — Nadciśnienie, oraz podciśnienie razem wzięte stanowią tak zwany **opór powietrza**.

Opór powietrza złożony z sumy nadciśnień i podciśnień jest siłą określoną przez:

- 1) Punkt przyłożenia.
- 2) Kierunek.
- 3) Zwrot (wektor).
- 4) Wielkość.

Opór powietrza powstaje jedynie podczas poruszania się ciała w powietrzu, lub też, co w skutkach swych jest jednakowe, przy przesuwaniu się powietrza względem danego ciała. (Przesunięcie to charakteryzuje szybkość).

a) Szybkość względna.

Gdy ciało jest nieruchome, a powietrze przesuwa się, wtenczas szybkość, którą posiada powietrze napływające na ciało nazywamy szybkością względną powietrza. Kierunkiem tej szybkości jest kierunek powietrza zbliżającego się do ciała.

Gdy powietrze jest nieruchome, a ciało się przesuwa, wtenczas bierzemy pod uwagę tor, zakreślony przez

środek ciężkości tego ciała, oraz szybkość z jaką się ono przesuw. Szybkość ta jest szybkością względną ciała o kierunku identycznym do kierunku toru, a zwrocie analogicznym do zwrotu (strzałka wektora) ruchu. °

b) Zasada względności.

Gdy szybkość prądu powietrza, bądź też szybkość ciała są jednakowe, wówczas szybkość względna pomiędzy ciałem, a powietrzem jest jednakowa i opór powietrza jest identyczny w obu wypadkach. (Patrz rys. 8).

Uwaga. Opór powietrza zależy wyłącznie od szybkości względnej powietrza w stosunku do ciała.

C) WYPADEK GDY CIAŁO I POWIETRZE
SĄ W RUCHU.

Gdy ciało i powietrze są jednocześnie w ruchu, wówczas możemy mieć do czynienia z dwoma przypadkami:

1) **Kierunki ruchu ciała i powietrza są sprzeczne.** — Ciało porusza się z szybkością V_1 , zaś powietrze posiada szybkość V_2 w kierunku odwrotnym (rys. 10).

$$\text{Mamy } V_r = V_1 + V_2$$

Szybkość względna jest równa sumie szybkości ciała i powietrza.

2) **Kierunki ruchu ciała i powietrza są zgodne.** —

Mamy tu do czynienia z trzema przypadkami stosownie do tego czy szybkość powietrza jest mniejsza, równa, lub większa od szybkości ciała.

a) **Szybkość powietrza jest mniejsza od szybkości ciała.** — Niech będzie V_1 szybkością ciała, a V_2 szybkością powietrza (rys. 11a).

Szybkość względna jest równa szybkości ciała mniej szybkość powietrza, które ucieka przed ciałem.

$$V_r = V_1 - V_2$$

b) Szybkość powietrza jest równa szybkości ciała. Niech będzie V_1 szybkością ciała, a V_2 szybkością powietrza, czyli $V_1 = V_2$ (rys. 11-b).

Będziemy mieć $V_r = V_1 - V_2 = 0$, albowiem $V_1 = V_2$.

c) Szybkość powietrza jest większa od szybkości ciała (rys. 11-c).

Niech znowu V_1 i V_2 będą szybkościami ciała i powietrza; otrzymamy:

$$V_r = V_2 - V_1$$

C. — BADANIE OPORU POWIETRZA.

Prawa, rządzące oporem powietrza napotykanem przez ciała w ruchu, są wynikiem doświadczeń.

Doświadczenia te zostały wykonane według rozmaitych metod:

1) Powierzchnia poddana próbom, jest nieruchomą i wystawioną na działanie prądu powietrza, pochodzącego z wentylatora (tunel Eiffla — dmuchawa).

2) Powierzchnia porusza się w masie powietrza, które przypuszczamy, że jest spokojne (wózek Instytutu aerotechnicznego w Saint Cyr).

3) Powierzchnia porusza się w powietrzu, które również jest w ruchu (próby płatowca w locie).

Doświadczenia powyższe pozwalają określić:

1) Elementy oporu powietrza (natężenie, zwrot, kierunek, punkt przyłożenia) i jego składowe według dwóch kierunków. Jeden z tych kierunków jest prostopadły do kierunku szybkości względnej, drugi jest doń równoległy.

2) Podział nadciśnień i podciśnień po obu stronach danej płaszczyzny.

Mierzenie wartości nadciśnień i podciśnień odbywa się przy pomocy rurki PITOT. — (Rys. 7).

3) Widmo aerodynamiczne, zapomocą dymów; albo bardzo lekkich nici jedwabnych.

Dymy, jak również nici jedwabne, układają się podług kierunku i po torach strug powietrznych, które zostają w ten sposób uwidocznione.

D. — STRESZCZENIE

Atmosfera zwana czasami oceanem powietrznym, jest warstwą powietrza o nieograniczonej wysokości, która otacza kulę ziemską. Powietrze atmosferyczne, które jest ciężkie, wywiera na wszystkie znajdujące się w niem ciała pewne ciśnienie, które nazywamy ciśnieniem atmosferycznym.

Wartość ciśnienia atmosferycznego równa jest ciężarowi słupa powietrza, sięgającego do granic atmosfery i może być wyrażoną przez ciężar słupka rtęci o wysokości równej mniej więcej 760 mm.

Jeśli ów słupek rtęci ma w przekroju 1 cm^2 , to obliczając jego ciężar, otrzymamy wartość ciśnienia atmosferycznego na centymetr kwadratowy. Ciśnienie atmosferyczne równa się $1,033 \text{ kg/cm}^2$ w przybliżeniu.

Możemy zatem wyrażać ciśnienie atmosferyczne albo w milimetrach wysokości słupka rtęci $= 760 \text{ mm}$ w przybliżeniu, albo w metrach wysokości wody $= 10,33 \text{ m}$ w przybliżeniu, albo w kilogramach na centymetr kwadratowy $= 1,033 \text{ kg/cm}^2$ w przybliżeniu.

Powietrze jest ściśliwem.

Warstwy górne wskutek ciężkości powietrza są mniej ściśnięte od warstw dolnych.

Wniosek: ze wzrostem wysokości, ciśnienie atmosferyczne, oraz gęstość powietrza zmniejszają się.

Temperatura zmniejsza się również ze wzrostem wysokości.

Skutkiem zmniejszenia się ciśnienia atmosferycznego:

1) Moc silnika maleje (zachodzi potrzeba turbo-sprężacza).

2) Temperatura wrzenia wody niezbędnej do chłodzenia obniża się. (Urządzenia specjalne).

3) Pilot zmuszony jest zaopatrzyć się w inhalator tlenowy.

Skutkiem obniżenia temperatury powietrza:

1) Zbiorniki oliwy, oraz przewody muszą być ogrzewane.

2) Chłodnica musi być zaopatrzona w klapki lub osłony ruchome.

3) Gaźnik i przewody ssące powinny posiadać specjalne ogrzewacze.

4) Pilot musi się ubierać w futrzane ubranie, ogrzewane elektrycznie.

OPÓR POWIETRZA

Gdy jakieś ciało porusza się w atmosferze z pewną szybkością, to napotyka ono na opór, który musi pokonać.

Poruszając się ciało, toruje sobie drogę i roztrąca cząsteczki powietrza, które płynąc tworzą t. zw. strugi powietrza.

Nadciśnienie na przodzie ciała i podciśnienie w tyle stanowią **opór powietrza**. — Opór ten zależny jest od szybkości powietrza w stosunku do danego ciała; czyli **szybkości względnej**.

Prawa, rządzące oporem powietrza wobec ciała w ruchu, otrzymane zostały doświadczalnie; ich wyrazem są:

1) Charakterystyki (wielkość, zwrot, kierunek, punkt przyłożenia) oporu powietrza.

2) Podział nadciśnień i podciśnień na powierzchniach danego ciała, oraz w jego sąsiedztwie, (w strefie zaburzonej, patrz dalej).

3) Widmo aerodynamiczne, czyli kształt strug powietrznych.

ROZDZIAŁ II.

OPORY POWIETRZA

TREŚĆ:

1) Opór prostopadły

- A. — Uwagi ogólne.
- B. — Wielkość oporu powietrza.
- C. — Zmiany K_{00} pociągające zmiany R.
- D. — Zmienność V.
- E. — Zmiany S, pociągające zmiany R.

2) Opór prostopadły w przypadkach szczególnych.

- F. — Uwagi ogólne.
- G. — Opór kuli.
- H. — Opór walca.
- I. — Ciało kulisto-stożkowe.
- J. — Ciało o kształcie kropłowym.
- K. — Opór drutów i ściągien.
- L. — Opór stojaków.
- M. — Opór kół nieosłoniętych płótnem.
- N. — Opór kadłubów.

3) Streszczenie.

ROZDZIAŁ II

OPORY POWIETRZA

I. Opór prostopadły

A. — UWAGI OGÓLNE.

Gdy powierzchnia płaska AB porusza się prostopadłe do swej płaszczyzny, strugi powietrza skupiają się i zostają ściśnięte na przodzie, wymykają się następnie na boki i ponownie się łączą w tyle, tworząc przestrzeń podciśnienia i wirów (patrz rys. 12).

Skupianie się cząstek powietrza wytwarza na przodzie nadciśnienie. Nadciśnienie to, łącznie z podciśnieniem istniejącem w tyle stawia opór napotykaney płaszczyźnie.

Weźmy pod uwagę cienką płytkę ABCD, którą zaopatrujemy po obu jej stronach w rurki Pitot, oraz wystawiamy na działanie prądu powietrza, napływającego prostopadłe na płytkę i uderzającego w stronę AB (rys. 13).

Spostrzegamy wówczas co następuje: rurki umieszczone na lewej stronie płytki wskazują, że na stronie przedniej AB panują nadciśnienia, których miarą są słupki wody h_1 , h_2 , h_3 i t. d.

Rurki, znajdujące się na prawej stronie płytki wykazują istnienie podciśnienia na tylnej stronie CD, a podciśnienia te mierzone są przez słupki wodne H_1 , H_2 , H_3 , H_4 i t. d.

Widzimy więc, że nadciśnienia i podciśnienia na powierzchniach płytek są nierówne i że rosną one, gdy się zbliżamy do środka.

Spostrzegamy ponadto, że słupki wody H_1 , H_2 , H_3 i t. d. które mierzą podciśnienia na stronie CD, są stosunkowo większe od słupków h_1 , h_2 , h_3 i t. d. mierzących nadciśnienia po stronie AB.

Doświadczenia wykazały, że podciśnienia istniejące na tylnej powierzchni cienkiej płytki, umieszczonej prostopadle do prądu powietrza, są w przybliżeniu 3 razy większe od odpowiednich nadciśnień na przedniej powierzchni płytki.

Jeżeli zapomocą wykresu nadciśnienia na stronie AB przedstawimy przez siły P_1 , P_2 , P_3 i t. d. proporcjonalne do słupków wody h_1 , h_2 , h_3 i t. d.; oraz podciśnienia na CD przez siły d_1 , d_2 , d_3 i t. d., proporcjonalne do słupków H_1 , H_2 , H_3 i t. d., to znaczy:

$$P_1 = h_1, P_2 = h_2 \text{ i t. d.}$$

$$d_1 = H_1, d_2 = H_2 \text{ i t. d.}$$

to otrzymamy rysunek 14, z którego widzimy, jaki jest podział nadciśnień i podciśnień w różnych punktach płytki.

Nadciśnienie całkowite na przodzie jest sumą nadciśnień panujących w różnych punktach strony AB, a podciśnienie całkowite na tyle jest sumą wszystkich podciśnień na stronie CD.

Całkowite nadciśnienie na przodzie, oraz całkowite podciśnienie na tyle, razem wzięte, stanowią opór powietrza względem płytki.

Opór ten nazywamy prostopadłym, albowiem płytka

tworzy kąt 90° z kierunkiem powietrza, które weń uderza, czyli że jest prostopadła do szybkości względnej.

Rysunek 15 podaje również zmiany nadciśnień i podciśnień na płaszczyźnie AB, z tem, że wykreślono tu dużą ilość nadciśnień i podciśnień, istniejących w rozmaitych punktach jej powierzchni.

Opór R jest siłą określoną przez:

a) Punkt przyłożenia, albo środek wyporu.

W danym wypadku punkt przyłożenia znajduje się w środku powierzchni.

b) Kierunek.

Jestto kierunek, w którym ciało się porusza. Jest on prostopadły do powierzchni. Stąd nazwa oporu prostopadłego.

c) Zwrot (jest odwrotny do kierunku ruchu).

d) Wielkość.

Wielkość oporu podaje nam jako wartość bezwzględną wzór:

$$R = K_{90} S V^2$$

Widmo aerodynamiczne.

Celem zbadania, w jaki sposób kierunek ruchu strumienia powietrza zostaje zakłócony przez zetknięcie się z ciałem, umieszczamy dokoła danego ciała bardzo lekkie nici jedwabne, bądź też dymy. Widmem aerodynamicznem nazywamy obraz utworzony przez owe nici lub dymy, a ich kierunkom, nadajemy miano strug powietrznych. Wprowadzenie pojęcia strug powietrznych wielce pomaga w rozumowaniu.

B. — WIELKOŚĆ OPORU POWIETRZA.

Jak to widzieliśmy, wielkość oporu powietrza określa nam wzór $R = K_{90} S V^2$.

Doświadczenia bowiem wykazały, że:

Opór powietrza R zmienia się proporcjonalnie do:

1) Wielkości powierzchni S w metrach kwadratowych, co oznacza, że gdy powierzchnia staje się dwa, trzy, lub cztery razy większa, opór staje się dwa-trzy- lub czterokrotny.

2) Kwadratu szybkości V^2 w metrach na sekundę, to znaczy, że gdy szybkość staje się dwa, trzy, lub cztery razy większą, opór staje się cztero-dziewięcio-lub sześćnastokrotny.

3) Współczynnika K_{90} .

K_{90} przedstawia w kilogramach opór prostopadły płaszczyzny równej jednostce powierzchni (1 m^2), poruszającej się z szybkością równą jednostce szybkości (1 m/sek.) w powietrzu o temperaturze 15° C. przy ciśnieniu atmosferycznym 760 mm.

Uwaga. — Liczba 90 postawiona u dołu współczynnika K oznacza, że dana powierzchnia tworzy z kierunkiem, w którym się ciało porusza, kąt 90° .

Istotnie, kładąc $V = 1 \text{ m/sek.}$, $S = 1 \text{ m.}$ otrzymamy:

$$R = K_{90} SV^2$$

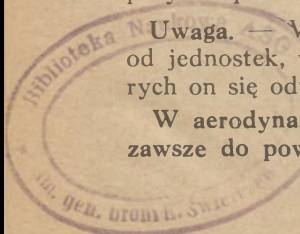
$$R = K_{90} \times 1 \text{ m}^2 \times (1 \text{ m/sek})^2$$

$$R = K_{90}$$

Średnia wartość K_{90} dla płyty wynosi $0,08$. Oznacza to, że powierzchnia równa 1 m^2 wystawiona na działanie prądu powietrza o szybkości równej 1 m/sek. napotyka opór $R = 0,08 \text{ kg}$ czyli 80 gramów.

Uwaga. — Wartość współczynnika K_{90} jest zależna od jednostek, w jakich wyrażone są wielkości do których on się odnosi.

W aerodynamice wszelki współczynnik odnosi się zawsze do powierzchni mierzącej $1 \text{ metr kwadratowy}$



(jednostka powierzchni), poruszającej się z szybkością 1 metra na sekundę (jednostka szybkości). *)

Przykład.

Obliczyć napotkany opór, oraz moc pochłoniętą przez rękę obserwatora wystawioną z samolotu, podczas lotu prostopadle do strug powietrza z szybkością 360 klm/godz.

Powierzchnia ręki wynosi: 0,017 m².

Rozwiązanie.

a) wystarczy zastosować wzór $R = K_{90} SV^2$ w którym:

$$V = 360 \text{ km/godz lub } 100 \text{ m/sek.}$$

$$S = 0,0170 \text{ m}^2$$

$$K_{90} = 0,08$$

Po podstawieniu otrzymamy:

$$R = 0,08 \times 0,0170 \times 100^2 = 13,6 \text{ kg.}$$

Ręka obserwatora stawia opór równy 13,6 kg.

b) Wiemy z fizyki, że moc równa się iloczynowi z siły i przebytej drogi w ciągu jednej sekundy.

Droga przebyta w jednej sekundzie, jest to szybkość ciała w ruchu.

$$W = F \times V.$$

Moc zużyta wyniesie:

$$W = 13,6 \text{ kg} \times 100 \text{ m/s} = 1.360 \text{ kgm (kilogramometrów).}$$

Ponieważ wiemy, że jeden koń parowy wynosi 75 kilogramometrów, zatem moc zużyta w koniach wyniesie:

*) Uwaga tłómacza. Współczynnik K_{90} jest liczbą mianowaną, a wymiar jego jest kg/m³.

$W_1 = \frac{1.360}{75} = 18$ koni mechan. (K. M.) w przybliżeniu.

Uwaga. — Obliczenie analogiczne do poprzedniego równie proste wykazałoby również wielkość mocy pochłoniętej przez obserwatora, gdyby ten wychylił się z kadłuba samolotu podczas lotu.

Stąd wniosek, że nie należy nigdy wychylać się z samolotu przy odlocie, kiedy wszelki nadmiar mocy jest niezbędny do wystartowania.

Niezależność oporu powietrza od kierunku.

Otoczające nas powietrze jest we wszystkich kierunkach jednakowo spoiste (izotropowe). *) Skutkiem tego opór, który napotyka ciało, poruszające się w powietrzu, przy posuwaniu się będzie jednakowy bez względu na kierunek ruchu ciała. (Poziomy, pionowy, lub ukośny) (patrz rys. 16).

W wypadku płytki płaskiej naprzykład opór ten zależy będzie jedynie od kąta, jaki dana płytka tworzyć będzie z kierunkiem ruchu.

W przypadku szczególnym, gdzie płaszczyzna tworzy stale kąt 90° z kierunkiem swojego ruchu, opór powietrza będzie zawsze ten sam, niezależnie od kierunku bezwzględnego, w którym dana płaszczyzna się posuwa.

C. — ZMIANY K_{90} POCIĄGAJĄCE ZA SOBĄ ZMIANY OPORU POWIETRZA.

Współczynnik K_{90} uważany za stały zmienia się w pewnych wypadkach.

1) Proporcjonalnie do gęstości powietrza.

¹⁾ Izotropowem nazywamy ciało, które zachowuje się jednakowo we wszystkich kierunkach (przyp. tłomacza).

Znaczy to, że opór rośnie razem z gęstością powietrza.

Przykład. Opór przy ruchu jest większy w wodzie, niż w powietrzu.

Wniosek. Współczynnik oporu powietrza jest większy na ziemi niż na pewnej wysokości, gdzie gęstość jest mniejsza.

Jeżeli współczynnik oporu maleje ze wzrostem wysokości, zatem opór powietrza maleje również, a więc możemy powiedzieć, że ze wzrostem wysokości opór powietrza maleje.

2) W stosunku odwrotnie proporcjonalnym do temperatury.

Przy wzroście temperatury t , gęstość maleje, a zatem i opór się zmniejsza.

Wniosek. Opór powietrza jest mniejszy latem niż zimą.

D. — ZMIENNOŚĆ V .

Gdy V zmienia się w granicach od 1 do 100 metrów na sekundę, K_{90} pozostaje prawie bez zmiany.

Szybkości powyższe odpowiadają szybkościom w żegludze powietrznej.

E. — ZMIANY S , POCIĄGAJĄCE ZA SOBĄ ZMIANY R .

1) Wielkość powierzchni.

Opór jest proporcjonalny do powierzchni dopiero począwszy od 1 metra kwadratowego wzwyż.

Dla powierzchni mniejszych od 1 metra kwadratowego wzór $R = K_{90} SV^2$ ma nadal zastosowanie, jednak dla K_{90} powinniśmy brać rozmaite wartości, ponieważ K_{90} rośnie w granicach od 0,065, dla powierzchni wynoszących 1 dm², do 0,08 dla powierzchni mierzących 1 m².

2) Kształt powierzchni.

K_{90} rośnie ze wzrostem obwodu powierzchni. Koło stawia opór mniejszy od kwadratu, mającego tę samą powierzchnię, a kwadrat stawia opór mniejszy od prostokąta o równoważnem polu.

Weźmy jako przykład cztery płytki, każda o powierzchni 1 m^2 , oraz mające kształt pierwsza: koła, druga kwadratu, trzecia prostokąta, czwarta gwiazdy. Patrz rys. 16 bis).

ga kwadratu trzecia prostokąta, czwarta gwiazdy. (Patrz rys. 16 bis).

$$D = \sqrt{\frac{4S}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \times 1}{3,14}} = 1,127 \text{ m.}$$

a obwód:

$$l = \pi \times d = 1,127 \text{ m} \times 3,14 = 3,56 \text{ m.}$$

Kwadrat o powierzchni 1 metr kwadratowy ma bok równy 1 metrowi, a więc jego obwód wynosi:

$$l = 4 \times 1 = 4 \text{ metry.}$$

Prostokąt mający powierzchnię równą 1 metrowi kwadratowemu, oraz długość, przypuścmy, 1,60 m, ma szerokość

$$\frac{1 \text{ m}^2}{1,6 \text{ m}} = 0,624 \text{ m.}$$

a obwód:

$$l = (0,624 + 1,6 \text{ m}) \times 2 = 4,45 \text{ m.}$$

Płytką w kształcie gwiazdy o powierzchni 1 metr kwadratowy w danym przykładzie ma obwód równy 5,76 m.

Opór rośnie ze wzrostem obwodu: koło stawia opór mniejszy od kwadratu, kwadrat od prostokąta, a prostokąt opór mniejszy od płaszczyzny gwiaździstej.

Wniosek. — Przecięcie części samolotu, wystawionych na działanie strug powietrza, powinno mieć kształt zbliżony do koła, aby w ten sposób zmniejszyć opór przy poruszaniu się. (np.: kadłub, chłodnice typu Lamblin, i t. d.).

3) Grubość płytki.

Zwiększenie grubości płytki zmniejsza opór powietrza przez zmniejszenie wirów na tyle. Jeżeli jednak grubość zwiększy się zanadto, wówczas, K_{90} rośnie wskutek zwiększenia się tarć bocznych.

Weźmy pod uwagę płytę bardzo cienką (rys. 17). Strugi powietrzne są odrzucane na boki i wytwarzają za płytką próżnię, skąd wielkie podciśnienie.

Gdy grubość e zwiększa się (rys. 18), ciśnienie na przodzie pozostaje to samo, natomiast próżnia za płytką jest mniejsza, gdyż strugi powietrzne miały czas, połączyć się ponownie; wynika stąd, że podciśnienie jest mniejsze, a zatem i opór czołowy słabszy niż na rysunku poprzednim.

Jeżeli grubość e będzie zwiększać się jeszcze (rys. 19) wówczas ciśnienie przed płytką jest nadal to samo, natomiast strugi powietrza łącząc się w tyle, ocierają się wzdłuż ciała i skutkiem tego dodatkowego tarcia, opór czołowy wzrasta.

Wniosek. Grubość powierzchni, ustawionych prostopadle do kierunku ruchu, winna być obierana w ten sposób, aby przedstawiać możliwie najmniejszy opór czołowy.

2) OPÓR PROSTOPADŁY W PRZYPADKACH SZCZEGÓLNYCH.

F. Uwagi ogólne.

Wzór, podający wielkość oporu powietrza, jest:

$$R = KSV^2$$

co oznacza, że przyjmujemy nadal, że natężenie oporu powietrza jest proporcjonalne:

- 1) Do kwadratu szybkości w metrach na sekundę,
- 2) Do powierzchni przekroju głównego,
- 3) Do współczynnika K, który znamionuje opór danego ciała i zmienia się przeważnie zależnie do jego kształtu.

Przekrojem głównym, albo największym jakiegoś ciała nazywamy taki przekrój danego ciała, który daje nam największą powierzchnię prostopadle do toru.

G. Kula.

Kula stawia opór sześć razy mniejszy od płyty płaskiej o tej samej średnicy, a to wskutek lepszego podziału i lepszego łączenia się strug powietrznych, oraz zmniejszania się wirów. (rys. 20)

H. Walec.

Opór walca, poruszającego się wzdłuż swojej osi, zmienia się zależnie od długości walca, którą oblicza się w promieniach podstawy.

Ze wzrostem wydłużenia opór się zmniejsza i staje się najmniejszym, gdy długość stanie się równą cztery lub pięć razy wziętemu promieniowi podstawy, a potem znowu rośnie. (rys. 21 bis)

Gdy chcemy zmniejszyć opór walca, umieszczamy na jego końcu dwie półkule (rys. 21).

I. Ciało kulisto-stożkowe.

Jest to ciało utworzone z półkuli i stożka.

Gdy stożek jest na przodzie, opór jest prawie dwa razy większy, niż gdyby stożek znajdował się w tyle. (rys. 21 bis).

W tym drugim wypadku, strugi powietrzne są odrzucane regularnie na boki i łączą się ponownie bez zderzeń (rys. 22).

J. Ciało o kształcie kropłowym.

Ciałem o kształcie kropłowym nazywamy takie ciało, którego kształt przedstawia najmniejszy opór przy posuwaniu się. Osiągamy to, zmniejszając nacisk strug powietrznych na przodzie, oraz pozwalając owym strugom łączyć się ponownie z tyłu bez zderzeń. (rys. 23)

Przekrój główny albo największy wypada mniej więcej na pierwszej trzeciej, licząc od przodu, długości całkowitej.

Długość całkowita zawiera się w granicach: od trzech do pięciu razy średnica największego przekroju. (rys. 24).

Niektóre ciała wrzecionowate nie posiadają na przodzie czaszy. Czasza ta podczas ruchu zostaje zastąpiona przez materacyk z powietrza, który towarzyszy ciału. (rys. 25).

Jeżeli wydłużenie części tylnej, albo rufy, jest zbyt wielkie, wówczas zwiększa się tak tarcie strug powietrznych, jaki opór. Jeżeli rufa jest zbyt krótka, to powstaje pewne rozrzedzenie powietrza czyli podciśnienie, które zwiększa opór. (rys. 26)

Wniosek. Aby części samolotu, posuwające się w powietrzu, przedstawiały jak najmniejszy opór czołowy, nadajemy ich przekrojom kształt kropłowy. (Np. stożaki, kadłuby itd.) (rys. 27).

K. Opór drutów i ścięgien.

Drgający drut stawia taki opór, jaki stawiałoby ciało sztywne takiej objętości, jak ta, którą zakresła drut przez drgania. Opór ten zmniejsza się, gdy druty są nachylone do kierunku szybkości względnej.

L. Opór stojaków i słupków.

Stojak winien posiadać przekrój kształtu kropłowego, gdyż stawia on daleko mniejszy opór niż stojak walcowaty.

Wniosek. Bezwzględnie należy nadawać kształty kropłowe stojakom oraz słupkom.

Celem nadawania kształtu kropłowego stojakom i słupkom zazwyczaj otaczamy je nakładką z drzewa odpowiedniego kształtu. Nakładka posiada tę zaletę, że zwiększa trwałość danego stojaka.

Przykład stojaka rurowego o kształcie kropłowym otrzymanego zapomocą nakładki z drzewa, podaje rys. 28.

M. Opór kół nieosłoniętych płótnem.

Opór ten jest podwójny w stosunku do oporu kół osłoniętych.

N. Opór kadłubów.

Kadłubom, oraz częściom biernym samolotu, nadaje się zazwyczaj kształt ciała sztywnego, przedstawiającego **najmniejszy opór.**

Przekrój największy przechodzi bądź przez miejsce pilota, bądź też przez miejsce obserwatora.

3. STRESZCZENIE.

Opór prostopadły.

Gdy powierzchnia płaska porusza się prostopadle do swej płaszczyzny, strugi powietrza skupiają się na przodzie i wytwarzają naciśnienie; natomiast na tyle

powierzchni, powstaje względna próżnia, co wytwarza podciśnienie.

Nadciśnienie na przodzie i podciśnienie na tyle, razem wzięte, stanowią opór prostopadły powierzchni.

Chcąc zbadać opór prostopadły powietrza wobec płaszczyzny, musimy w pierw zbadać:

- 1) Podział nadciśnień i podciśnień na płaszczyźnie.
- 2) Przebieg strug powietrznych (widm aerodynamicznych), które uwidocznimy zapomocą dymów, albo lekkich nici jedwabnych.

3) Wartość oporu powietrza:

- a) Kierunek prostopadły do płaszczyzny.
- b) Zwrot — odwrotny do kierunku ruchu.
- c) Punkt przyłożenia (środek parcia).
- d) Wielkość podaje wzór::

$$R = K_{90}SV^2$$

Wielkość oporu powietrza.

Opór powietrza zmienia się proporcjonalnie do:

- 1) Wielkości powierzchni w metrach kwadratowych.
- 2) Kwadratu szybkości V^2 w metrach na sekundę.
- 3) Współczynnika K_{90} .

K_{90} przedstawia w kilogramach, opór prostopadły płytki równej jednostce powierzchni (1 m^2), poruszającej się z szybkością równą jednostce szybkości (1 m/sek.) w powietrzu o temperaturze 15° Celsjusza, przy ciśnieniu 760 mm słupka rtęci.

Średnia wartość $K_{90} = 0,08$.

Zmienność K_{90} .

K_{90} zmienia się:

- 1) Z gęstością powietrza: K_{90} rośnie ze wzrostem gęstości.
- 2) K_{90} pozostaje prawie bez zmiany, gdy szybkość V

zmienia się w granicach od 1 do 100 metrów na sekundę.

3) K_{90} zmienia się:

a) Z wielkością powierzchni: K_{90} jest mniejszy od 0,08 dla powierzchni mniejszych od 1 metra kwadratowego.

b) Z kształtem powierzchni: K_{90} rośnie ze wzrostem obwodu.

c) Z grubością płytki: K_{90} maleje, gdy grubość płytki rośnie, jednak tylko do pewnej określonej wartości tejże, następnie zaś wzrasta, gdy grubość płytki rośnie w dalszym ciągu.

Opór powietrza wobec ciała o dowolnym kształcie.

Jeżeli pewne ciało porusza się w wodzie, to woda sprzeciwia się ruchowi ciała i stawia mu pewien opór.

Jeżeli to samo ciało będzie się poruszać w powietrzu, to również napotka na opór, gdyż powietrze także sprzeciwia się jego ruchowi.

Strugi powietrza skupiają się na przodzie ciała naciskając na się wzajemnie i tworzą przestrzeń nadciśnienia.

Następnie strugi ześlizgują się na boki i łączą się ponownie z tyłu, wytwarzając pewne rozrzedzenie powietrza.

Poza ciałem istnieje więc przestrzeń podciśnienia.

Suma nadciśnienia i podciśnienia stanowi opór powietrza względem danego ciała.

Aby zmniejszyć ten opór, staramy się złagodzić wartość wytworzonego nadciśnienia i podciśnienia.

Aby to osiągnąć, nadajemy ciału taki kształt, przy którym strugi powietrzne rozdzielają się normalnie, ześlizgują na boki i łączą się ponownie, nie tworząc wirów.

Nadając stronie czołowej ciała kształt zaokrąglony, zmniejszamy nacisk strug powietrza.

Wydlużając tylną część ciała, wypełniamy przestrzeń podciśnienia, a wówczas strumienie łączą się bez zderzeń.

Kształt ciała, odpowiadający tym warunkom, to znaczy przedstawiający minimum oporu przy posuwaniu się, nazywamy kształtem kropłowym.

Doświadczenie poucza, że ciało o kształcie kropłowym powinno posiadać kształt zbliżony do kształtu bryły, którą otrzymalibyśmy, nakładając podstawami do siebie półkulę i stożek.

Przekrojem największym nazywamy przekrój prostopadły do kierunku ruchu, posiadający największą powierzchnię. Największy przekrój wypada dla ciała o kształcie kropłowym mniej więcej w trzeciej części (licząc od przodu) całkowitej długości. Długość ciała o kształcie kropłowym równa się mniej więcej trzem do pięciu średnicom przekroju największego.

Opór części zewnętrznych samolotu.

Z tego, co powiedzieliśmy wyżej, wysnuwamy, że części zewnętrzne samolotu powinny posiadać jak najmniejszy opór czołowy.

Stojaki, ściągna itd. winny mieć kształt kropłowy (patrz rys. 28).

Podobnie i silnik zostaje otoczony osłoną o kształcie kropłowym.

Kadłub samolotu ma również kształt kropłowy.

Doświadczenia wykazały, że drgające ścięgno lub drut, przedstawiają taki sam opór, jak ciało sztywne, posiadające objętość zakreśloną przez owe drgania.— Celem złagodzenia lub uniknięcia tych drgań, które oprócz wad wykazanych wyżej, wywołują ponadto zmiany w wewnętrznej budowie metalu, z którego

wykonywa się dane części, oraz zmniejszają ich wytrzymałość, — łączymy ścięgna w miejscach ich skrzyżowania. Podczas tej czynności jednakże należy pilnie uważać, aby ścięgna nie dotykały się jedne drugich, a to w celu uniknięcia tarcia i zużycia.

ROZDZIAŁ III.

OPÓR POWIETRZA NA PŁASZCZYZNĘ UKOŚNĄ.

T R E Ś Ć.

- A. — UWAGI OGÓLNE: 1) Kąt natarcia, 2) przestrzeń zakłócona, 3) widmo aerodynamiczne, 4) podział nadciśnień i podciśnień, 5) szybkość strug powietrznych, 6) wniosek.
 - B. — OPÓR POWIETRZA NA PŁASZCZYZNĘ UKOŚNĄ: 1) opór powietrza, 2) zmienność środka parcia, 3) wielkość oporu powietrza.
 - C. — SKŁADOWE OPORU POWIETRZA.
 - D. — ZMIANY K_x i K_z .
 - E. — STRESZCZENIE.
-

ROZDZIAŁ III.

OPÓR POWIETRZA NA PŁASZCZYZNĘ UKOŚNĄ.

A. UWAGI OGÓLNE.

1. Kąt natarcia:

W rozdziale poprzednim (opór prostopadły) widzieliśmy, że płaszczyzna posuwała się zachowując położenie prostopadłe do kierunku swojego ruchu.

Jeżeli natomiast, strona czołowa owej płaszczyzny, tworzy pewien kąt, (zwykle niewielki) inny niż 90° z kierunkiem ruchu płaszczyzny, (rys. 29) mówimy wówczas, że owa płaszczyzna porusza się ukośnie.

Kątem natarcia nazywamy kąt, utworzony przez płaszczyznę z torem, po którym posuwa się środek ciężkości tej płaszczyzny. Kąt ten oznaczamy zwykle literą i .

Określony w ten sposób kąt natarcia jest niezależny od kierunku bezwzględego, przybieranego przez płytę, zależy on jedynie od pochylenia płaszczyzny względem swego toru.

Uwaga ta jest zasadnicza dla teorii płatowców (patrz rys. 30, a, b, c).

Kąt natarcia dodatni i kąt natarcia ujemny.

Gdy położenie normalne pewnej płaszczyzny nie wiele się różni od poziomego, mówimy wówczas:

1) że kąt natarcia jest dodatni, jeżeli powietrze uderza w stronę dolną płaszczyzny.

Przykład (rys. 31) kąt $+$ i utworzony przez płaszczyznę AB z torem $x'x$;

2) że kąt natarcia jest ujemnym, jeżeli powietrze uderza w płaszczyznę po stronie górnej.

Przykład (rys. 31) kąt $-$ i utworzony przez płaszczyznę A'B' z torem $x'x$.

Uwaga. — W przypadku szczególnym, gdy płaszczyzna jest nieruchoma, za kąt natarcia uważamy kąt, utworzony przez stronę czołową płaszczyzny i kierunek powietrza, które weń uderza.

W szczególności, jeżeli kierunek powietrza jest równoległy do domniemanego toru płaszczyzny, kąt natarcia jest ten sam, a wyniki pod względem oporu powietrza są identyczne.

2) Przestrzeń powietrza zakłócona.

(patrz rys. 32).

Wyobraźmy sobie płaszczyznę umieszczoną względem kierunku powietrza, które jest w ruchu.

Jeżeli do stron tej płaszczyzny zbliżymy czuły manometr, to przekonamy się o istnieniu przestrzeni zakłóconej.

Przestrzeń ta leży w sąsiedztwie płaszczyzny i rozciąga się do pewnej głębokości.

Ciśnienia panujące w pobliżu płaszczyzny różnią się od ciśnienia powietrza otaczającego.

Przestrzeń, w której powietrze jest zakłócone obecnością płaszczyzny, nie może być ściśle określona, ponieważ ciśnienia stale maleją i wskutek tego mogą być

uważane za fale coraz to bardziej słabnące. — Możemy jednak, zapomocą urojonej linii, ograniczyć przestrzeń, w której istnieją ciśnienia, odmienne od ciśnień powietrza otaczającego, i które mogą być jeszcze spostrzeżone.

Na rysunku punkty położone na krzywej, mogą być uważane, jako posiadające to samo ciśnienie, co i powietrze otaczające, zaś punkty leżące niżej, należą do strefy powietrza zakłóconego.

3) Widmo aerodynamiczne

(patrz rys. 34).

Jeżeli do danej płytki zbliżymy nitki jedwabne, to przyjmują one kierunki odtwarzające ruch strug powietrznych w przestrzeni zakłóconej.

Ten sam wynik można otrzymać, przez wprowadzenie dymów do prądu powietrza.

Zapomocą widma aerodynamicznego wykazujemy, że strugi powietrzne zostają przez płytkę częściowo odchylone, oraz przesunięte równolegle do płaszczyzny.

1) Małe kąty natarcia:

Widzimy również, że gdy kąt natarcia jest niewielki (kilka stopni), strugi powietrza zostają odchylone bez zderzeń i przepływają swobodnie po obu stronach płaszczyzny nie wywołując wirów. (Rys. 33).

2) Duże kąty natarcia:

Przeciwnie, gdy kąt natarcia jest duży, odchylenie strug powietrznych jest gwałtowniejsze, przepływ powietrza staje się mniej regularny i powstają wiry.

Na rysunku 34, w miejscu M strugi powietrzne rozchodzą się, jest to znakiem sfery podciśnienia; w N strugi się zgęszczają, jest to znakiem sfery nadciśnienia.

4) Krzywa podziału nadciśnień i podciśnień.

Z widma aerodynamicznego widzimy, że gdy płaszczyna znajduje się w położeniu, zbliżonem do poziomego, oraz tworzy z kierunkiem powietrza dodatni kąt natarcia, wówczas strugi powietrza, napływające pod płaszczyzną, zostają przez tę ostatnią wstrzymane i ulegają odchyleniu. Wysnuwamy stąd wniosek, że powietrze wywierać będzie pewne nadciśnienie na dolną stronę płaszczyzny.

Naodwrot, strugi powietrzne, przepływające ponad płaszczyzną, zostają przesunięte nazewnątrz płaszczyzny i starają się od niej oddalić, i wskutek tego wytwarzają pewne rozrzedzenie powietrza czyli podciśnienie na stronie górnej płaszczyzny.

Owe nadciśnienia i podciśnienia są nierównomiernie rozmieszczone na płaszczyźnie.

Gdybyśmy na naszej płaszczyźnie umieścili rurki Pitot, jak to uczyniliśmy (rys. 13) dla płaszczyzny prostokątnej, moglibyśmy wówczas zmierzyć rozmaite nadciśnienia i podciśnienia na obydwóch stronach płaszczyzny (patrz. rys. 35).

$P_1, P_2, P_3, P_4, \dots$ wyobrażają nadciśnienia mierzone na stronie CD.

$d_1, d_2, d_3, \dots$ wyobrażają podciśnienia mierzone na stronie AB.

Jeżeli końce strzałek połączymy zapomocą ciągłej linii, to otrzymamy dwie krzywe: krzywą nadciśnień i krzywą podciśnień.

Krzywe te, wykreślone, w dowolnej podziałce podają wartość nadciśnienia albo podciśnienia, istniejącego w danym punkcie na powierzchni płytki (rys. 36).

Nic nam nie mówią natomiast, ani o kształcie strug powietrznych (widmo aerodynamiczne), ani też o wartości nadciśnienia, lub podciśnienia panującego w pobliżu powierzchni w przestrzeni zakłóconej.

Krzywe takie dotyczyć mogą tylko pewnej określonej płytki, o określonym kącie natarcia i , i szybkości (kąat natarcia: kąat utworzony przez powierzchnię z kierunku ruchu).

W danym wypadku mamy:

Podciśnienie w $A = AD$

Nadciśnienie w $B = BC$.

5) Szybkość strug powietrznych.

Do płytki zbliżamy bardzo czuły szybkościomierz, na przykład szybkościomierz Badin.

Spostrzegamy, że szybkość powietrza dokoła naszej płytki jest bardzo rozmaita (patrz rys. 37).

Stwierdzamy mianowicie, że

$$V_1 < V < V_2; V_3 \text{ i } V_4 \neq V$$

W przestrzeni, objętej podciśnieniem, szybkość powietrza V_2 zwiększyła się.

Naodwrot, w przestrzeni objętej nadciśnieniem, szybkość V_1 zmalała.

6) Wnioski.

Jeżeli pewna płytka płaska zostaje ustawiona ukośnie względem strug powietrza, stwierdzamy wówczas że:

a) Istnieje przestrzeń zakłócona, w której ciśnienie powietrza jest różne od ciśnienia powietrza zewnętrznego.

b) Strugi powietrza odchylają się i zostają przesunięte równolegle do płaszczyzny.

Wynikające stąd przeciwdziałanie wywołuje wyparcie płytki w kierunku odwrotnym do kierunku odchyleń strug powietrznych.

Ruch powietrza staje się widocznym przy użyciu nici jedwabnych, lub dymów (widmo aerodynamiczne).

c) Wzdłuż całej powierzchni danej płytki, znajdujemy różne wartości nadciśnienia i podciśnienia. (War-

tości te mogą być przedstawione wykreślnie zapomocą krzywych).

d) Szybkość strug powietrznych w rozmaitych punktach wziętych dokoła płytki jest różna.

Szybkość ta wzrasta tam, gdzie panuje podciśnienie, oraz maleje w przestrzeni, gdzie panuje nadciśnienie.

B. — OPÓR POWIETRZA NA PŁASZCZYZNĘ UKOŚNĄ.

1) Opór powietrza.

Jeżeli weźmiemy cienką płytkę płaską i ustawimy ją ukośnie względem jej toru, lub też względem kierunku powietrza, które weń uderza, wówczas ta strona płytki, która przyjmuje na się i odchyła strugi powietrzne, poddana będzie pewnemu nadciśnieniu, a nadciśnienie to będzie skierowane ku powierzchni spodniej to znaczy w kierunku odwrotnym do kierunku odchylenia strug powietrznych.

Nadciśnienie to jest równe sumie nadciśnień, zachodzących w różnych punktach powierzchni (patrz rys. 35):

$$p = P_1 + P_2 + P_3 + \dots$$

Druga strona płytki, od której strugi powietrzne usiłują się oddalić, poddana jest podciśnieniu, które jest skierowane od powierzchni górnej, to znaczy w tym kierunku jak nadciśnienie. (Rys. 35).

$$D = d_1 + d_2 + d_3 + \dots$$

Opór powietrza wobec płaszczyzny ukośnej jest równy sumie nadciśnień i podciśnień na tej płaszczyźnie:

$$R = p + D$$

(patrz rys. 38).

Opór powietrza jest siłą, dla której konieczną jest znajomość:

1) Punktu przyłożenia, czyli środka wyporu, który wypada zawsze bliżej krawędzi natarcia, niż krawędzi ujścia i którego położenie zmienia się z kątem natarcia.

2) Kierunku, który jest w przybliżeniu prostopadły do płytki.

3) Zwrotu, który jest zawsze odwrotny do kierunku odchylenia strug powietrznych.

4) Wielkości, która zmienia się proporcjonalnie do powierzchni, do kąta natarcia i do kwadratu szybkości, a którą określa wzór:

$$R = K_i S V^2$$

Uwaga. — Ponieważ zwrot oporu powietrza jest odwrotny do kierunku odchylenia strug powietrznych, przeto jeżeli będziemy przesuwac daną płytkę i jeżeli ponadto ta płytką będzie tworzyć dodatni kąt natarcia ze swym torem, strugi powietrzne będą odchylone ku dołowi, a opór powietrza skierowany będzie ku górze. (Patrz rys. 39).

Dzięki tej własności, opór powietrza R może służyć do zrównoważenia ciężaru P płytki, która w ten sposób będzie mogła utrzymać się w powietrzu.

Spostrzeżenia powyższe wyzyskuje się przy budowie pławców.

2) Zmiany środka parcia.

Położenie środka parcia zmienia się z kątem natarcia. (Patrz rys. 40).

Położenie środka parcia pozostaje prawie bez zmiany dla danego kąta natarcia przy wzroście, jak również przy zmniejszaniu się szybkości, natomiast zmienia się razem z kątem natarcia.

Rysunek 40 przedstawia różne położenia płytki przy zmianach kątów natarcia od 90° do 0° i przy stałym kierunku szybkości.

0 jest środkiem parcia wówczas, kiedy powierzchnia jest prostopadła do kierunku szybkości.

Przyglądając się rysunkowi zauważymy, że dla kątów od 90° do 15° , środek parcia zbliża się zwolna do krawędzi natarcia (do jednej trzeciej mniej więcej) i że od 15° do 0° zbliża się doń szybko, do jednej czwartej mniej więcej.

Uwaga. — Należy zaznaczyć, że kąty natarcia, używane w lotnictwie, zawierają się w granicach od 0° do 20° .

WNIOSEK. Przy płytkach płaskich środek parcia przy zmianach kąta natarcia od 90° do 15° , zbliża się zwolna do krawędzi natarcia do jednej trzeciej, mniej więcej, natomiast zbliża się doń szybko, gdy kąt natarcia zmienia się od 15° do 0° .

3) Wielkość oporu powietrza.

Wielkość oporu powietrza otrzymamy stosując wzór: $R_i = K_i SV^2$. — W rzeczy samej, doświadczenia wykazały, że opór powietrza zmienia się proporcjonalnie do:

1) Wielkość powierzchni S (w metrach kwadratowych).

1) Kwadratu szybkości (V^2) (w metrach na sekundę).

3) Do współczynnika K_i , lub współczynnika oporu dla danego kąta natarcia i .

Współczynnik K_i (Definicja).

K_i jest współczynnikiem, którego wartość zależy równocześnie od kształtu danej płaszczyzny i od kąta natarcia.

Dla płaszczyzny prostokątnej K_i rośnie z wydłuże-

niem, to znaczy z wartością stosunku b/a , czyli rozpiętości do głębokości.

Rozpiętością b nazywamy długość krawędzi natarcia, w którą uderza powietrze, zaś szerokością lub głębokością zowie się rozległość płaszczyzny w kierunku szybkości.

Różnica $\bar{w}$ oporze powietrza pochodzi stąd, że straty ciśnienia na bokach, czyli straty marginesowe (patrz rys. 41) są mniejsze w wypadku 1 niż w wypadku 2.

Wysnuwamy stąd wniosek, że jeżeli chcemy otrzymać wielki opór powietrza dla płytki o danej powierzchni, powinniśmy nadać jej jak największą rozpiętość kosztem zmniejszenia głębokości.

Zmiany K_i

Współczynnik K_i zmienia się:

a) Jak współczynnik K_{90} (patrz rozdział o oporze prostopadłym).

b) Z kątem natarcia $\hat{i}$

K_i rośnie ze wzrostem kąta natarcia dla wartości tego kąta, stosowanych $\bar{w}$ lotnictwie.

K_i osiąga maximum, które jest większe od maximum K_{90} przy kącie natarcia około 38° .

Jeżeli we wzorze $R_i = K_i S V^2$, powierzchnia $S = 1$ metr kwadratowy i $V = 1$ m/sek., wówczas otrzymamy:

$$R_i = K_i \times 1 \text{ m}^2 \times (1 \text{ m/sek})^2$$

lub: $R_i = K_i$

Oznacza to, że K_i przedstawia $\bar{w}$ kilogramach wartość oporu powietrza względem płaszczyzny, mierzącej 1 metr kwadratowy o danym wydłużeniu, tworzącej kąt natarcia $\hat{i}$ ze swym torem i poruszającej się z szybkością 1 metra na sekundę.

Przykład. K_{15}^0 przedstawia opór płaszczyzny o powierzchni 1 metr kwadratowy i o określonym wydłużeniu, która tworzy kąt natarcia równy 15^0 i porusza się z szybkością 1 metra na sekundę.

C. — SKŁADOWE OPORU POWIETRZA.

Niech będzie R_i wypadkową działania powietrza na płytkę, tworzącą pewien kąt i z kierunkiem szybkości względnej (gdy kierunek ten jest poziomy).

Rozkładamy tę wypadkową R_i według kierunków, przechodzących przez jej punkt przyłożenia, przyczem pierwszy z tych kierunków będzie równoległy do kierunku szybkości względnej, drugi prostopadły do tego kierunku. (Rys. 42).

Otrzymujemy w ten sposób dwie składowe: P_1 oraz T_1 .

Składową P_1 , skierowaną prostopadłe do szybkości względnej, zwiemy oporem użytecznym lub wyporem. Siła ta zapewnia unoszenie.

Składową T_1 , skierowaną równoległe do szybkości względnej, zwiemy oporem szkodliwym. Siła ta stawia opór przy poruszaniu się płaszczyzny.

Uspравiedliwmy teraz ten sposób rozkładania oporu powietrza.

Wiemy, że aby powietrze stawiało opór pewnej płaszczyźnie, trzeba by było ono w stanie ruchu względem płaszczyzny lub, co w skutkach swych jest jednakowe, by płaszczyzna była w stanie ruchu względem powietrza.

W tym ostatnim wypadku, trzeba więc poruszać płaszczyznę, do czego potrzebna jest pewna siła pociągowa.

Gdy rozkładamy opór powietrza według dwóch kierunków: równoległego, oraz prostopadłego do toru, składowa równoległa do toru przedstawiać będzie je-

dynie i całkowicie siłę, którą należy pokonać, aby poruszać płaszczyznę, czyli ciągnąć ją w powietrzu, skąd nazwa oporu szkodliwego nadana tej składowej.

Składowa prostopadła do toru nie sprzeciwia się ruchowi, ponieważ jest ona doń prostopadła.

Składowa prostopadła dąży do wyparcia płaszczyzny prostopadle do jej toru i zwana jest wyporem.

Uwaga. — Wypór i opór szkodliwy będą zawsze, pierwszy — prostopadły, drugi — równoległy do toru, bez względu na kierunek tego toru w przestrzeni.

Wielkości tych składowych zmieniają się tak, jak wielkość wypadkowej działania powietrza na płaszczyznę, — a zatem obydwie są proporcjonalne:

1) — Do wielkości powierzchni (w metrach kwadratowych).

2) — Do kwadratu szybkości (w metrach na sekundę).

3) — Do współczynników jednostkowych (użytecznego K_z oraz szkodliwego K_x), odpowiadających współczynnikowi K_i .

W ten sposób otrzymamy analogiczne do wzoru poprzedającego wielkość wypadkowej:

$$R_i = K_i SV^2$$

stosunki następujące:

$$P_1 = K_z SV^2$$

$$T_1 = K_x SV^2$$

Podobnie jak poprzednio mieliśmy:

K_i = współczynnik oporu jednostkowego,
będziemy mieć:

K_z = współczynnik wyporu jednostkowego, i
 K_x współczynnik oporu szkodliwego jednostkowego,

K_z = współczynnik wporu jednostkowego przedstawia w kilogramach i dla pewnego kąta natarcia, wartość wporu, (lub siłę unoszącą), jakiego doznaje płaszczyzna o 1 metrze kwadratowym powierzchni, poddana działaniu prądu powietrza o szybkości 1 metr na sekundę.

Kąt natarcia jest stały podług założenia.

K_x , współczynnik jednostkowego oporu szkodliwego, przedstawia w kilogramach i przy pewnym kącie natarcia, wartość oporu szkodliwego, jakiego doznaje płaszczyzna o powierzchni 1 metra kwadratowego, poddana działaniu prądu powietrza o szybkości 1 m/sek.

Kąt natarcia jest stały podług założenia.

Uwaga. — Jeżeli wyobrazimy sobie płaszczyznę 1 metra kwadratowego, poddaną działaniu prądu powietrza o szybkości 1 metra na sekundę, to będziemy mieć: (rys. 43).

Opór powietrza = K_i , współczynnik oporu jednostkowego.

Składowa prostopadła do kierunku szybkości i w danym wypadku, pionowa = K_z , współczynnik oporu użytecznego jednostkowego.

Składowa równoległa do kierunku szybkości i w danym wypadku pozioma = K_x , współczynnik oporu szkodliwego jednostkowego.

D. — ZMIENNOŚĆ K_x i K_z

Z dwóch sił T_1 i P_1 , jedna jest dla nas szczególnie ważną. — Jest nią wypór, czyli składowa użyteczna.

Jednak, ponieważ wypór nie może istnieć bez oporu szkodliwego, staramy się więc uzyskać równocześnie wielki wypór przy możliwie najmniejszym oporze szkodliwym.

Biblioteka naukowa
Mierczewski

Nr
Dział

Mianowicie staramy się uzyskać jak najmniejszą wartość dla stosunku:

$$\frac{\text{opór szkodliwy}}{\text{wypór}} = \frac{K_x SV^2}{K_z SV^2} = \frac{K_x}{K_z}$$

Stosunek $\frac{K_x}{K_z}$ nazywamy lotnością danej płaszczyzny.

Lotność znamionuje pewien określony typ powierzchni.

Im mniejszy jest ten stosunek, tem mniejszym jest opór szkodliwy przy danym wyporze.

Jeżeli wykreślimy krzywą, przedstawiającą zmiany lotności $\frac{K_x}{K_z}$ w zależności od kąta natarcia i , to otrzymamy: (rys. 44).

Krzywa C, posiada minimum M. przy pewnej wartości kąta natarcia. Ten kąt natarcia zowiemy kątem optimum.

Kąt optimum i , odpowiada więc wartości minimum stosunku $\frac{K_x}{K_z}$. Jest to najlepszy kąt użycia powierzchni.

Średnia wartość kąta i_0 dla powierzchni płaskich, używanych w lotnictwie, wynosi mniej więcej 6° .

Wniosek. — Stosunek $\frac{K_x}{K_z}$ nazywamy lotnością. Lotność jest maximum, gdy stosunek $\frac{K_x}{K_z}$ jest minimum.

Kąt natarcia, przy którym stosunek $\frac{\text{opór szkodliwy}}{\text{wypór}}$ jest minimum, nazywa się „kątem optimum”, (kątem najlepszym). Kąt optimum jest najlepszym kątem użycia powierzchni.

E. — STRESZCZENIE.

a) Działanie powietrza na powierzchnię ukośną.

Gdy jakieś ciało, a w szczególności powierzchnia płaska lub krzywa ustawiona jest ukośnie w stosunku do przepływających strug powietrza, to stwierdzamy, że

a) dokoła powierzchni istnieje przestrzeń powietrza **zakłóconego**, w której ciśnienie powietrza jest najwyższej odmienne od ciśnienia powietrza otaczającego.

b) **Strugi powietrza ulegają odchyleniu przez powierzchnię.** W rzeczy samej, strugi powietrza, przepływając, zostają odchyłone przez powierzchnię. Wynikające stąd przeciwdziałanie dąży do odsunięcia powierzchni w przeciwnym kierunku.

Kierunek strug powietrza może być uwidoczniiony przez zastosowanie bardzo lekkich nici jedwabnych, albo zapomocą dymów.—Obraz utworzony przez owe nitki, lub przez dymy zowie się **widmem aerodynamicznem**.

b) O różnych wartościach nadciśnienia, oraz podciśnienia wzdłuż powierzchni.

Otrzymane w sposób doświadczalne krzywe pozwalają zdać sobie sprawę z wartości tych ciśnień oraz wyciągnąć stąd odpowiednie wnioski.

c) O różnych wartościach szybkości strug powietrznych dokoła powierzchni.

Zapomocą odpowiednich doświadczeń stwierdzono, że szybkość powietrza w przestrzeni objętej podciśnieniem, jest większa, niż w przestrzeni, w której panuje nadciśnienie.

d) Wypadkowa działania powietrza na płaszczyznę ukośną.

Na powierzchni płaskiej, ustawionej ukośnie względem strug powietrznych, wypadkowa naciśnień, istniejących na stronie dolnej płaszczyzny, oraz podciśnień, istniejących na stronie górnej, stanowi, jak to wykazaliśmy poprzednio, opór powietrza, napotykaną przez płaszczyznę.

Opór ten, czyli siła, jest określony przez: **kierunek, zwrot, punkt przyłożenia, wielkość.**

e) Zmienność punktu przyłożenia oporu powietrza, albo środka wyporu.

Stwierdzamy, że dla powierzchni płaskich, przy zmianie wartości kąta natarcia w granicach od 90° do 15° — środek wyporu zbliża się powoli do krawędzi natarcia.

W dalszym ciągu, od 15° do 0° , środek wyporu zbliża się już szybko do tejże krawędzi natarcia.

Właściwość ta zapewnia powierzchniom płaskim własną stateczność podłużną (patrz rozdział „stateczność”).

f) Straty boczne (marginesowe).

W powierzchni płaskiej, umieszczonej ukośnie względem strug powietrznych, stwierdzamy na krawędziach bocznych pewne osłabienie ciśnienia, znamionujące tak zwane „straty boczne“, albo marginesowe.

Aby zmniejszyć straty boczne, wypada dawać powierzchni dużą rozpiętość, zmniejszając jej głębokość.

g) Składowe oporu powietrza.

Aby ułatwić poznanie oporu powietrza, rozkładamy ten ostatni na dwie składowe.

Jedna z nich ma kierunek równoległy do toru, — druga, — kierunek doń prostopadły.

Składowa prostopadła zowie się „wyporem“; jest to siła użyteczna, która zapewnia unoszenie, oraz równoważy ciężar płytki.

Składowa pozioma, która jest równoległą do toru zowie się oporem szkodliwym. Stanowi ona siłę szkodliwą i przeciwdziała w posuwaniu się, musi ona być zrównoważona siłą ciągu śmigła.

h) Zmienność oporu powietrza i jego składowych.

Zarówno wypadkowy opór powietrza, jako też obydwie jego składowe zmieniają się z kątem natarcia.

W locie normalnym szukamy takiego kąta natarcia, dla którego moglibyśmy otrzymać równocześnie największy wypór, przy najmniejszym oporze szkodliwym.

To znaczy, że poszukujemy minimalnej wartości stosunku: $\frac{\text{opór szkodliwy}}{\text{wypór}}$.

Stosunek $\frac{\text{opór szkodliwy}}{\text{wypór}}$ zowie się lotnością.

Kąt natarcia, dla którego stosunek $\frac{\text{opór szkodliwy}}{\text{wypór}}$ osiąga swoje minimum, nazywa się kątem optimum. Jest on najlepszym kątem zużytkowania powierzchni.

Średnia wartość tego kąta dla powierzchni płaskich, używanych w lotnictwie, wynosi około 6°.

ROZDZIAŁ IV.

POWIERZCHNIE KRZYWE

oraz

PŁATY NOŚNE.

TREŚĆ.

- A. — Uwagi ogólne.
- B. — Działanie powietrza na powierzchnie krzywe:
1) przestrzeń zakłócona, 2) widmo aerodynamiczne, 3)
podział nadciśnień i podciśnień (depresji), 4) szybkość
strug powietrznych.
- C. — Wypadkowy opór powietrza względem po-
wierzchni krzywych.
- D. — Zmienność położenia środka parcia.
- E. — Wielkość wypadkowego oporu powietrza.
- F. — Składowe wypadkowej.
- G. — Powierzchnie o różnych przekrojach.
- H. — Zmienność K_x i K_z .
- I. — Powierzchnie używane w lotnictwie.
- J. — O skrzydłach płatowców wogóle.
- K. — Kąt natarcia i nastawienia.
- L. — Próby skrzydeł płatowcowych Biegunowa.

Streszczenie.

ROZDZIAŁ IV.

POWIERZCHNIE KRZYWE I PŁATY NOŚNE.

A. Uwagi ogólne.

Powierzchnią krzywą nazywamy powierzchnię o pewnej grubości, której przekrój (profil) otrzymany w jakimkolwiek bądź przecięciu poprzecznym, przedstawia linię krzywą (rys. 45).

Powierzchnia krzywa posiada z jednej strony powierzchnię wgiętą, którą nazywamy stroną spodnią lub spodem.

Druga strona zwie się stroną wierzchnią, albo **wierzchem**. Cięciwą przekroju (profilu) zowie się prosta styczna do skrajnych krawędzi powierzchni krzywej.

Grubością nazywamy największą wysokość, zawartą pomiędzy cięciwą przekroju i krzywą wierzchu.

Płaty nośne (zwane także skrzydłami) płatowców są zwykle powierzchniami krzywymi (uzasadnienie tego znajdujemy nieco dalej).

Płat nośny będzie zatem scharakteryzowany przez krzywiznę, oraz przez grubość.

Skrzydła płatowców nowoczesnych posiadają zwykle grubość zawartą pomiędzy $\frac{1}{10}$ a $\frac{1}{20}$ głębokości skrzydła.

Kąt natarcia.

W powierzchni krzywej, lub w skrzydle płatowcowym kąt natarcia jest to kąt utworzony przez cięciwę skrzydła z torem, po którym porusza się środek ciężkości skrzydła (rys. 46).

Kąt natarcia może być dodatnim, ujemnym lub zerowym, podobnie jak to mieliśmy w wypadku płaszczyzny (patrz rozdz. III, strona 37).

B. Działanie powietrza na powierzchnie krzywe.

Rozpatrzmy punkty następujące:

1) Przestrzeń zakłócona (rys. 47).

Jeżeli do powierzchni krzywej, poddanej działaniu prądu powietrza, zbliżymy bardzo czuły manometr, to zauważymy, że ciśnienia, panujące wokół tej powierzchni, są różne od ciśnienia otaczającego powietrza. — Przestrzeń, w której zachodzi owa różnica ciśnień, zwiemy przestrzenią zakłóconą.

Zapomocą tego samego manometru, stwierdzamy, że po stronie spodniej istnieje przestrzeń, objęta nadciśnieniem, po stronie wierzchniej podciśnieniem.

Zakłócona przestrzeń, praktycznie biorąc, jest nieograniczona. Wartość nadciśnień i podciśnień spowodowanych obecnością powierzchni, staje się coraz mniejsza, w miarę jak oddalamy się od powierzchni. Całą tę przestrzeń możnaby ograniczyć linią urojoną, obejmującą wszystkie te miejsca, w których nadciśnienia lub podciśnienia dają się zauważyć (patrz rys. 47).

W całej tej przestrzeni wartości ciśnień są różne od wartości ciśnień powietrza otaczającego.

2. Widmo aerodynamiczne. (rys. 48 i 49).

Jeżeli ruch strug powietrznych uwidocznimy zapomocą dymów, lub nitki jedwabnych, to zauważymy, że strugi te ulegają pewnemu odchyleniu. Odchylenia te są większe niż w wypadku powierzchni płaskich.

Ponieważ odchylenie masy powietrza, spowodowane przez powierzchnie krzywe, jest większe, niż odchylenie, wywołane przez powierzchnie płaskie, możemy zatem powiedzieć, (patrz rys. 49):

Przy równości powierzchni, powierzchnie krzywe są nośniejsze od powierzchni płaskich.

a) Wypadek dużego kąta natarcia. (rys. 50).

Przy dużym kącie natarcia strugi powietrza ulegają gwałtownemu odchyleniu.

Opór powietrza względem powierzchni jest zatem duży.

Wniosek: Gdy kąt natarcia rośnie, opór powietrza rośnie również.

Gdy wartość kąta natarcia jest znaczna, powstają wiry powietrza.

Wiry te jednak są mniejsze, niż te, którebyśmy zaobserwowali, przeprowadzając to samo doświadczenie i w takich samych warunkach z powierzchnią płaską. Przy powierzchniach krzywych, strugi powietrza są niejako kierowane przez przekrój płata (profil) i łączą się ponownie przy krawędzi ujścia, nie wywołując zderzeń. (rys. 51).

b) Wypadek małego kąta natarcia. (rys. 51).

Gdy kąt natarcia jest niewielki (nawet gdy jest on równy zeru), lub posiada niewielką wartość ujemną, spostrzegamy, że strugi powietrzne są w dalszym ciągu kierowane ku dołowi, a wskutek tego wywołują przeciwdziałanie, które usiłuje unosić powierzchnię.

Uwaga. — Kąt natarcia jest dodatni, gdy kąt, utworzony przez cięciwę przekroju z kierunkiem strug powietrznych wypada nad kierunkiem szybkości, lub toru. (patrz rys. 54).

Kąt natarcia jest ujemny, gdy kąt utworzony przez

cięciwą przekroju z kierunkiem strug powietrznych wypada pod kierunkiem szybkości, lub toru. (patrz rys. 54).

Kąt natarcia jest zerowym, gdy kąt, utworzony przez cięciwą przekroju, pokrywa się z kierunkiem szybkości lub toru. (patrz rys. 54).

Możemy zatem powiedzieć, że:

Podwierzchnie krzywe są jeszcze nośne przy ujemnych kątach natarcia (patrz rys. 52 i 53).

Wartość kąta natarcia, przy którym wypór staje się równym zeru, zmienia się zależnie od kształtu profilu.

3. Rozkład nadciśnień i podciśnień. (rys. 55).

Jeżeli po powierzchni będziemy przesuwac manometr, to zauważymy, że w różnych punktach profilu, wartości nadciśnień i podciśnień są różne.

Wartości te są przedstawione wykreślnie na rys. 55. Otrzymane krzywe pouczają nas o wielkości nadciśnienia, lub podciśnienia, panującego w określonym punkcie przekroju dla pewnego kąta natarcia.

4. Szybkość strug powietrznych. (rys. 56).

W podobny sposób przy pomocy czułego szybkościomierza można się przekonać, że w sąsiedztwie powierzchni szybkość strug powietrznych jest różna.

Zauważymy, że w przestrzeni, gdzie panuje podciśnienie, szybkość staje się większa. Natomiast w przestrzeni, gdzie panuje nadciśnienie, szybkość ta się zmniejsza.

5. Wnioski.

Jeżeli pewną powierzchnię krzywą poddać działaniu prądu powietrza, to zauważymy:

a) że istnieje przestrzeń zakłócona, w której ciśnienie powietrza jest różne od ciśnienia powietrza zewnętrznego;

b) że zachodzi odchylenie strug powietrznych, wywołane obecnością powierzchni.

Strugi powietrza zostają wówczas gwałtownie odchyłone przez powierzchnię.

Przeciwdziałanie, które stąd powstaje, wywołuje parcie płata w odwrotnym kierunku.

Z rozważań tych możnaby wyciągnąć następujące wnioski:

1) Przy równości powierzchni, powierzchnie profilowe są nośniejsze od płaskich.

2) Powierzchnie profilowe są jeszcze nośne dla kątów natarcia ujemnych.

3) Wartości nacisknień, albo podciśnień, panujących wzdłuż przekroju płata, są różne.

4) Szybkości strug powietrznych w sąsiedztwie powierzchni są różne.

C. — Opór powietrza względem powierzchni krzywych.

Jeżeli prąd powietrza uderza w jakąś powierzchnię krzywą, a cięciwa przekroju tworzy z kierunkiem szybkości względnej pewien kąt natarcia stały, wówczas zauważymy, co następuje:

Strugi powietrza zostają rozdzielone przez krawędź natarcia, a jedna ich część uderza w spód, który je hamuje. Wywołuje to skupienie się tych strug, przez co powstaje tak zwana **przeźreź nacisknienia**.

Druga część strug powietrznych posuwa się w dalszym ciągu i wytwarza po stronie wierzchniej, przez rozrzedzenie powietrza, **przeźreź podciśnienia**, nie pozbawioną często wirów.

Wypadkowa tego nacisknienia i podciśnienia stanowi opór powietrza R , względem powierzchni krzywej. (patrz rys. 58).

Wypadkowa ta jest określona przez:

1) Punkt przyłożenia 0, lub środek parcia. Punkt

przyłożenia leży w punkcie spotkania siły R z cięciwą przekroju powierzchni.

Środek parcia przesuwają się wzdłuż przekroju, zależnie od kąta natarcia.

1) **Kierunek, lub linję działania.** — Kierunek zmienia się zależnie od wartości kąta natarcia, oraz kształtu przekroju.

Jednak, aby ułatwić opisy i wykresy, które zamieszczamy poniżej, przypuszczamy, że **kierunek wypadkowego oporu powietrza jest prostopadły do cięciwy przekroju badanej powierzchni.**

3) **Zwrot.** — Od spodu ku wierzchowi profilu dla powierzchni i kątów natarcia, używanych normalnie w lotnictwie.

4) — Wielkość oporu podaje wzór: $R_i = K_i S V^2$.

D. Zmienność położenia środka parcia.

Położenie środka parcia zmienia się z kątem natarcia. Położenie to pozostaje jednak bez zmiany dla danego kąta natarcia, skoro zmienia się tylko sama szybkość.

Zmienność położenia środka parcia otrzymujemy doświadczalnie, poddając dany płat nośny działaniu prądu powietrza i zmieniając kąt natarcia.

Na rysunku 57 badany płat obraca się dookoła A jako środka i przybiera kolejno wartości kątów natarcia od 90° do 0° , przyczem kierunek szybkości pozostaje niezmienny.

Gdy kąt natarcia maleje od 90° do 20° , środek parcia zbliża się zwolna do krawędzi natarcia, w dalszym zaś ciągu przy kątach od 20° do 15° zbliża się doń szybciej.

Wreszcie od 15° do 0° , środek parcia wraca dosyć szybko do krawędzi ujścia.

Wniosek. Dla kątów natarcia, używanych w lotnictwie, to znaczy dla powierzchni krzywych, przy

zmniejszaniu się tego kąta, w przybliżeniu od 15° do 0° , środek parcia oddala się od krawędzi natarcia.

Odwrotne zjawisko zauważyliśmy w wypadku powierzchni płaskich.

E. Wielkość wypadkowej.

Jak to widzieliśmy, wielkość wypadkowej oporu powietrza podaje nam wzór:

$$R_i = K_i S V^2$$

Uwaga. Wzór ten podaje opór jedynie w przybliżeniu. Mimo to przyjmujemy, że opór R_i jest proporcjonalny:

- 1) Do wielkości powierzchni S (w metrach kwadratowych).
- 2) Do kwadratu szybkości (w metrach na sekundę).
- 3) Do współczynnika K_i , czyli współczynnika oporu jednostkowego.

Współczynnik K_i przedstawia w kilogramach, opór powietrza na płat o powierzchni 1 metra kwadratowego o pewnym określonym profilu i poddanym działaniu prądu powietrza o szybkości równej 1 metrowi na sekundę, przy danym kącie natarcia (i).

K_i zmienia się:

- a) jak K_{00} (patrz opór prostopadły)
- b) z kątem natarcia.

(Zmiany te są większe, niż zmiany płaszczyzn cienkich).

- d) z krzywizną (profilem)
- d) z wydłużeniem.

F. Rozkładanie oporu powietrza.

Aby ułatwić badanie oporu powietrza rozkładamy go na dwie siły (rys. 58).

Jedna z tych sił skierowana jest równolegle do kierunku toru. Druga siła **prostopadle do tego toru**.

Składowa prostopadła do toru zowie się wyporem. Jest to siła użyteczna P_1 .

Składowa skierowana równolegle do toru zowie się **oporem szkodliwym**. Jest to siła szkodliwa T_1 .

Wielkości tych dwóch składowych zmieniają się podobnie jak wielkość ich wypadkowej, a mianowicie:

1) z wielkością powierzchni S (w metrach kwadratowych)

2) z kwadratem szybkości V^2 (w metrach na sekundę).

3) ze współczynnikami jednostkowymi K_x i K_z .

Współczynniki K_z dla wyporu i K_x dla oporu szkodliwego są składowymi K_i podług dwóch danych kierunków.

Zależą one dla płata o danym profilu i wydłużeniu, od wartości współczynnika K_i przy różnych kątach natarcia.

Możemy zatem napisać:

wypór: $P_1 = K_z S V^2$

Opór szkodliwy: $T_1 = K_x S V^2$

Uwaga. W trójkącie prostokątnym $ORiP_1$ (rys. 58): boki P_1 i T_1 są przyprostokątnymi. P_1 T_1 jest równy Ri , a zatem możemy napisać:

$$Ri^2 = P_1^2 + T_1^2$$

Podstawiając zamiast Ri , P_1 i T_1 ich wartości, otrzymamy: $(K_i S V^2)^2 = (K_z S V^2)^2 + (K_x S V^2)^2$

Dzieląc to przez $(S V^2)^2$, otrzymamy:

$$K_i^2 = K_z^2 + K_x^2$$

Współczynnik K_z , lub współczynnik jednostkowy wyporu, przedstawia w kilogramach wypór, jakiego doznaje płat nośny o pewnym określonym profilu i wydłużeniu, powierzchni 1 metra kwadratowego posuwając

jącej się z szybkością 1 metra na sekundę, przyczem cięciwa przekroju tworzy z kierunkiem toru stały kąt natarcia $\hat{i}$.

Współczynnik K_x , lub współczynnik jednostkowy oporu szkodliwego przedstawia w kilogramach opór powietrza przy posuwaniu się, doznawany przez płat nośny o danym profilu i wydłużeniu; powierzchni 1-go metra kwadratowego posuwającej się z szybkością 1-go metra na sekundę, przyczem cięciwa przekroju tworzy z kierunkiem toru stały kąt natarcia $\hat{i}$.

G. Płaty nośne o różnych profilach.

Definicje.

Wydłużeniem płata nazywamy stosunek, jaki zachodzi pomiędzy jego rozpiętością, a głębokością.

Jeżeli rozpiętość jest b , a głębokość a , wówczas mamy:

$$\text{Wydłużenie} = \frac{a}{b}.$$

W wypadku płata prostokątnego mówimy również, że wydłużenie jest stosunkiem kwadratu rozpiętości płata do jego powierzchni.

Mamy:

$$\text{Wydłużenie} = \frac{b^2}{S},$$

lecz:

$$\frac{b^2}{S} = \frac{b^2}{ab} = \frac{b}{a}.$$

Wypór i opór szkodliwy dwóch płyt nośnych, posiadających jednakowe wydłużenie, lecz o różnych profilach: Wypory P_1 i P_1'' oraz opory szkodliwe T_1 i T_1' jakich doznają dwa płyty nośne o jednakowej rozpię-

tości i jednakowem wydłużeniu, lecz o różnych profilach, pomimo, że oba płaty poruszają się w jednakowych warunkach (to znaczy z jednakową szybkością i przy jednakowym kącie natarcia) nie są sobie równe.

A zatem można zmienić nośność płata nośnego zmieniając jego profil.

Płatowce, posiadające płaty nośne o jednakowej powierzchni i jednakowem wydłużeniu, lecz o różnych profilach, nie posiadają więc jednakowych właściwości lotnych.

H. Zmienność K_x i K_z .

Podobnie, jak przy rozważaniu płytki płaskiej, stosunek $\frac{\text{opór szkodliwy}}{\text{wypór}} = \frac{K_x SV^2}{K_z SV^2} = \frac{K_x}{K_z}$ nazywa się lot-

nością i znamionuje pewien określony typ powierzchni.

Im mniejsza jest wartość stosunku K_x , tem opór szkodliwy jest mniejszy, przy równocześnie większym wyporze, oraz tem lepszy jest dany płat.

Stosunek $\frac{K_x}{K_z}$ zmienia się z kątem natarcia.

Stosunek ten jest **minimum**, przy pewnej wartości kąta natarcia, zwanego wówczas kątem **optimum** (kątem najlepszej lotności).

Kąt **optimum**, który odpowiada minimum stosunku, jest najlepszym kątem użycia płata (patrz rys. 44).

Lotność jest **maximum**, gdy stosunek $\frac{K_x}{K_z}$ jest **minimum**.

I. Płaty nośne używane w lotnictwie.

Z tego, co powiedzieliśmy poprzednio, wynika, że płaty nośne, jakich się używa w lotnictwie, posiadają powierzchnie krzywe.

Powierzchnie te posiadają pewną grubość niezbędną do ich budowy i dla ich trwałości. (rys. 57)

Krzywizna płaszczyzny wierzchniej jest większa na przedzie, niż w tyle, a to w celu prawidłowego odchylania strug powietrznych i ułatwiania powstawania podciśnienia.

Krzywizna powierzchni spodniej jest słabsza i może być wklęsła lub wypukła. Czasami powierzchnia spodnia bywa zupełnie płaska.

Profile są wykreślane w ten sposób, aby strugi powietrza wierzchu łączyły się ze strugami spodu z jednakową szybkością, a to w celu zmniejszenia wirów na tyle skrzydła, w sąsiedztwie krawędzi ujęcia (rys. 59).

Krzywizna krawędzi natarcia jest znaczna, gdyż winna ona rozdzielać strugi powietrzne. Krzywizna ta przybiera kształty dosyć różne, zależnie od przekroju.

Naogół możemy powiedzieć, że wykreślając profil płata nośnego dążymy do osiągnięcia następujących własności:

1) Żeby dwa pasma powietrza opływające płat rozdzielały się wyraźnie i łączyły ponownie bez zderzeń i wirów.

2) Żeby wypór był jak największy.

3) Żeby opór szkodliwy był możliwie najmniejszy.

J. O ogólnej budowie skrzydła.

W większości wypadków skrzydło płatowca składa się z następujących części (rys. 61):

1) Dźwigarów, najczęściej dwóch, z których pierwszy jest umieszczony mniej więcej w (przedniej) ćwiartce głębokości skrzydła.

2) Żeberka, które nadają płatowi żądany profil. Są one nawleczone na dźwigary i rozmieszczone na nich w regularnych odstępach. Żeberka połączone są, na

przodzie listwą czołową A, zwaną **krawędzią natarcia**, a w tyle **krawędzią ujęcia B** (rys. 60).

Krawędź ujęcia, może być zrobiona z drutu stalowego.

3) **Usztywnienia międzydźwigarowego**, które utrzymuje stały rozstęp między dźwigarami.

Usztywnienia te tworzą rozpórki i ścięgna wewnętrzne z drutów stalowych (patrz rys. 61).

Dźwigary oraz usztywnienie międzydźwigarowe tworzą razem tak zwany „**więzarskrzydłowy**“.

4) **Pokrycie**. Do pokrycia płatów używa się płótna lnianego lub bawełnianego, którem obciąża się szkielet skrzydła.

Ponieważ pokrycie to wytrzymuje bezpośrednio wszystkie nadciśnienia i podciśnienia, powinno więc być dobrze naprężone i odpowiednio przymocowane do żeberek.

Należy unikać worków (wkłęśnięcia lub wydęcia) oraz falowania, któreby mogły utworzyć się wskutek rozciągnięcia się pokrycia.

Celem zmniejszenia po obu stronach skrzydła tarć powietrza, które zwiększają opór szkodliwy płótno pokrywa się cellonem, a często jeszcze lakierem.

Cellon ma również na celu zwiększenie napięcia płótna i jego wytrzymałości, jakoteż uczynić je nieprzeziwliwym dla powietrza i płynów (woda, benzyna, oliwa).

K. Kąt nastawienia.

1) **Kąt nastawienia**. Jest to kąt, który cięciwa profilu płata tworzy z dowolnie obraną linią na samolocie, na przykład: osią podłużną płatowca, kierunkiem górnych podłużnic kadłuba, lub kierunkiem dźwigara silnikowego.

Zasadniczo winien to być kąt, który cięciwa profilu skrzydła tworzy z kierunkiem ciągu śmigła.

Wskutek tego obieramy zwykle na danym samolocie jedną z linii, określonych poprzednio, tak, aby była ona równoległą do kierunku ciągu śmigła.

Kąt, utworzony przez cięciwę profilu skrzydła z ową obraną linią, będzie równy kątowi, utworzonemu przez cięciwę profilu z kierunkiem ciągu śmigła.

Kąt ten nadany zostaje płatom nośnym przy budowie samolotu. Jest on wynikiem obliczeń aerodynamicznych. (rys. 62)

2) Kąt natarcia (i). Jest to kąt, jaki cięciwa profilu skrzydła tworzy z kierunkiem szybkości względnej.

Uwaga. Należy odróżniać kąt nastawienia od kąta natarcia i nie mieszać ich ze sobą. W locie, kąt natarcia płatów bywa najczęściej różny od kąta nastawienia, nadanego przy regulacji.

L. Próby skrzydeł. Biegunowa.

Aby zaprojektować płatowiec, niezbędnem jest posiadanie dla profilu płatów szeregu wartości składowych oporu powietrza, a więc wporu i oporu szkodliwego dla różnych kątów natarcia.

W tym celu, model płata, którego właściwości chcemy ustalić, poddajemy działaniu prądu powietrza i ustawicznie zmieniamy kąty natarcia, (dmuchawa, tunel aerodynamiczny) (patrz rys. 63).

Każdej wartości kąta natarcia, odpowiadają różne wartości K_i , K_x , K_z i $\frac{K_x}{K_z}$, które zapisujemy jak wskazuje tabelka

Kąty natarc.	—6	—4	—2	0	2	4	6	8	10	16
Kz	0,0168	0,00489	0,00164	0,0194	0,0294	0,0379	0,0460	0,0532	0,099	0,9692
Kx	0,00176	0,00316	0,00251	0,00164	0,00224	0,00177	0,0029	0,00367	0,00478	0,01205
Kx Kz	—0,283	—0,649	1,55	0,85	0,06	0,059	0,062	0,069	0,079	0,174

Tabelka powyższa podaje natężenie składowych Kx i Kz oraz ich stosunku $\frac{Kx}{Kz}$.

Wartości te służą do wykreślenia krzywej charakterystycznej płata o danym profilu, zwanej: „biegunową“.

Krzywa biegunowa posiada podwójną zaletę: ułatwia czytanie podanej wyżej tabelki, oraz pozwala na natychmiastowe porównanie ze sobą rozmaitych profili w celu jak najlepszego wyzyskania tychże.

Możemy zatem powiedzieć:

Biegunowa jest krzywą przedstawiającą wartości Kx i Kz dla różnych kątów natarcia i dla płata o danym profilu i wydłużeniu.

Krzywa biegunowa podaje nadto różne wartości lotności oraz wartość kąta optimum.

Biegunowa.

Wyobraźmy sobie dwie osie prostokątne. Na osi odciętych (oś pozioma) odnosimy wartości Kx. Na osi rzędnych (oś pionowa) zaznaczamy wartość Kz.

Aby krzywa była wyraźną, bierzemy dla wartości Kx podziałkę dziesięć razy większą, niż dla Kz.

Następnie wykreślamy krzywą, znajdując jej punkty zapomocą podanej powyżej tabelki.

Kąty natarcia będą również uwidocznione na krzywej.

Aby skutecznie wykreślić biegunową, bierzemy dla każdego kąta natarcia odpowiednie wartości wyporu, oraz oporu szkodliwego.

Przenosimy te wartości na odpowiednie osie i przez otrzymane punkty prowadzimy równoległe do Ox i do Oz . Przecięcia się tych prostych dają nam punkty szukanej krzywej. Obok każdego z nich, zapisujemy wartość kąta, który dostarczył nam współrzędne danego punktu.

Następnie, aby otrzymać biegunową, łączymy razem wszystkie otrzymane punkty.

Na biegunowej, przedstawionej na rysunku 64, mamy:

Oa wyobraża wypór i Oa' opór szkodliwy dla kąta 1° .
 Ob wyobraża wypór i Ob' opór szkodliwy dla kąta 2° .
 Oc wyobraża wypór i Oc' opór szkodliwy dla kąta 3° .
 Od wyobraża wypór i Od' opór szkodliwy dla kąta 4° .
 Oe wyobraża wypór i Oe' opór szkodliwy dla kąta 5° .

Każdemu kątowi natarcia odpowiada jeden punkt na biegunowej i różnym punktom na biegunowej odpowiadają różne kąty natarcia.

Wartości Kz sięgają na biegunowej do 0,1. Przez punkt ten przeprowadzamy równoległą do osi odciętych i na tej równoległej wyznaczamy wartości stosunku $\frac{Kx}{Kz}$ czyli lotność.

W rzeczy samej, dla kąta — 1° mamy lotność: (rys. 65)

$$\frac{Kx1^\circ}{Kz1^\circ} = \frac{od}{cd} = \frac{ac}{oa} = \frac{AC}{OA} = \frac{Oe}{OA}.$$

Lecz $OA = 0,1$

$$\text{skąd } \frac{Oe}{OA} = \frac{Oe}{0,1} = Oe \times 10.$$

A więc lotność C jest równa wartości Kx w e pomnożonej przez 10.

Wystarczy zatem ustopniować prostą OD, kładąc wartości dziesięć razy większe, niż odpowiednie wartości Kx.

Przykład: jeżeli $Oe = 0,0054$, będziemy mieć $AC = 0,054$ skąd lotność dla kąta $1^\circ = 0,054 = \frac{54}{1000}$.

Aby otrzymać na biegunowej lotność, odpowiadającą danemu kątowi, wystarczy wykreślić z początku współrzędnych O, prostą, przechodzącą przez punkt na krzywej, który odpowiada wartości danego kąta. (rys. 65).

Punkt spotkania się tej prostej z AD, daje na AD wartość lotności. Wartość ta będzie na przykład równa AB dla kąta 2° .

Dla kąta 4° mielibyśmy wartość lotności podaną przez odcinek AC.

W miarę tego, jak punkty D i C zbliżają się do A, wartości lotności maleją.

W A lotność równa się zeru, albowiem mamy:

$$\frac{\text{opór szkodliwy}}{\text{wypór}} = \frac{\text{zero}}{\text{wypór}} = \text{zero}$$

Kąt optimum odpowiadający minimum wartości stosunku $\frac{Kx}{Kz}$ czyli $\frac{\text{opór szkodliwy}}{\text{wypór}}$ jest określony przez

prostą, wyprowadzoną z O i styczną do krzywej.

Kąt ten w wypadku podanym na rys. 65 jest równy 2° .

Lotność równa jest AB.

Rysunek 66 i 66a przedstawia biegunową pewnego skrzydła płatowcowego (skrzydło Sopwith), wypróbowanego w laboratorium Eiffel'a

Uwaga. Mówimy czasem, że pewien płatowiec lub pewien profil skrzydłowy posiadają „wielką” lotność.

Należy przez to rozumieć, że dany profil lub płatek wiec posiadają przy kącie natarcia optimum wartość stosunku: $\frac{\text{opór szkodliwy}}{\text{wypór}}$ bardzo małą.

STRESZCZENIE

Powierzchnie krzywe.

Powierzchnią krzywą nazywamy taką powierzchnię, której przekrój (profil) jest linią krzywą.

Spód powierzchni zowie się „stroną spodnią” lub „spodem”, wierzch: „stroną wierzchnią” lub „wierzchem”.

Kątem natarcia nazywamy kąt, utworzony przez cięciwę profilu z kierunkiem szybkości względnej.

Kątem nastawienia nazywamy kąt, utworzony przez cięciwę profilu z linią dowolnie obraną na samolocie: oś podłużna samolotu, dźwigary.

Uwaga: Należy odróżniać kąt natarcia od kąta nastawienia.

Podczas lotu, kąt natarcia bywa prawie zawsze różny od kąta nastawienia. (patrz rys. 62)

Zalety: Płaty nośne mają profile utworzone w ten sposób, aby kształt ich mógł zapewnić prawidłowy ruch strug powietrznych, wywołując jednocześnie znaczne ich odchylenie ku dołowi bez wytworzenia wirów.

Przeciwdziałanie, wynikające z tego odchylenia, dąży do uniesienia powierzchni przez wypchnięcie jej ku górze.

Przy jednakowym kącie natarcia i przy równości powierzchni zauważymy, że płaty o powierzchniach krzywych są bardziej nośne od płytek płaskich.

Opór powietrza na powierzchniach krzywych.

Jeżeli pewna powierzchnia krzywa zostaje poddana działaniu prądu powietrza, to przeciwdziałanie, wynikające ze znacznego odchylenia strug powietrznych, dąży do uniesienia powierzchni.

Powiadamy wówczas, że siła nośna skrzydeł jest wynikiem działania siły zwanej: „oporem powietrza względem powierzchni“.

Przyjmujemy, że punkt przyłożenia owego oporu leży w pewnym punkcie cięciwy przekroju, zwanym środkiem parcia.

Zmienność oporu powietrza.

Wzór podający wielkość oporu powietrza względem powierzchni krzywej wykazuje, że siła ta rośnie, jak kwadrat szybkości.

A więc jeżeli szybkość zostaje zdwojona, opór powietrza stanie się cztery razy większy. Podobnie opór powietrza zmniejsza się i staje się dziewięć razy mniejszy, jeżeli szybkość zmniejszy się trzy razy.

Wreszcie opór powietrza rośnie również z kątem natarcia i rozpiętością powierzchni.

Gdy zatem ma być zwiększona wielkość oporu powietrza, mamy do wyboru dwa sposoby: albo

- a) Zwiększyć szybkość, albo
- b) Zwiększyć kąt natarcia.

Próby, przeprowadzone nad płatami, które mogłyby podczas lotu zmieniać swój kształt, nie dały dotychczas pozytywnych wyników.

Zmienność położenia środka parcia.

Położenie punktu przyłożenia oporu powietrza (lub środek parcia) zmienia się z kątem natarcia.

Jeżeli dany płat nośny ustawiony jest prostopadłe do kierunku ruchu, środek parcia znajduje się mniej więcej w pośrodku głębokości płata. Gdy kąt natarcia zmienia się od 90° do 15° , mniej więcej, środek parcia zbliża się do krawędzi natarcia. Przy zmianach od 15° do 0° oddala się odeń.

W lotnictwie wartości, przybierane przez kąt natarcia, zmieniają się zazwyczaj w granicach od -3° do $+15^\circ$.

Przesunięcia środka parcia dla kątów, używanych w lotnictwie, czynią płat nośny niestatecznym.

Aby zaradzić owej niestateczności płatów nośnych zaopatrujemy samoloty w pewne dodatkowe powierzchnie, tak zwane opierzenie.

Składowe oporu powietrza.

Ponieważ opór powietrza jest siłą o kierunku zmiennym, zależnym od profilu płata, oraz wartości kąta natarcia, przeto dla zapoznania się z tą zmiennością, badać należy jego dwie składowe:

a) składową T_1 , skierowaną zgodnie z kierunkiem szybkości względnej lub toru,

b) składową P_1 , prostopadłą do tego kierunku.

Siła T_1 , czyli opór szkodliwy przeciwstawia się ruchowi płatowca i musi być zrównoważona przez siłę pociągową śmigła.

Siła P_1 , czyli wypór, jest siłą unoszącą płatowiec.

Lotność.

W każdym płatowcu zależy nam na tem, aby mieć równocześnie znaczny wypór przy jaknajmniejszym

oporze szkodliwym. Staramy się zatem otrzymać możliwie najmniejszy stosunek $\frac{\text{opór szkodliwy}}{\text{wypór}}$.

$$\frac{\text{opór szkodliwy}}{\text{wypór}} P_1 = \text{zowie się „lotnością”}$$

Dla każdego profilu płatów istnieje taki kąt natarcia, dla którego stosunek $\frac{T_1}{P_1}$ jest minimum.

Taki kąt natarcia albo kąt optimum jest oczywiście najlepszym kątem wyzyskania danego płata.

Lotność danego skrzydła określa jego wydajność oraz charakteryzuje dany profil.

Skrzydła płatowców.

Profile skrzydeł płatowców przedstawiają wielką różnorodność.

Strona wierzchnia jest wypukłą.

Strona spodnia może być wypukłą, płaską, albo wklęsłą.

Profile płatów wykreśla się w ten sposób, aby mogły one rozchyłać i kierować strugi powietrzne, nie wywołując wirów.

Skrzydło płatowcowe składa się zwykle z:

- 1) Dwóch, lub więcej dźwigarów,
- 2) Żeberek, tworzących profil skrzydła,
- 3) Usztywnienia międzydźwigarowego, stanowiącego razem z dźwigarami tak zwany „wewnętrzny więzar skrzydłowy“.

Usztywnienie to składa się z rozpórek, połączonych ze sobą krzyżowo zapomocą ściągien, a zapewnia ono stały odstęp pomiędzy dźwigarami.

Więzar skrzydłowy stanowi całość sztywną.

4) Pokrycie skrzydła.

Płótno jest przymocowane do żeberek zapomocą specjalnego szwu i zeszyte na krawędzi ujęcia.

Przybijanie płótna gwoździami jest nieodpowiednie. Obecność gwoździ w płótnie wywołuje zazwyczaj przedarcie lub wyrwanie tegoż skutkiem braku elastyczności pokrycia.

Takie przedarcie może podczas lotu mieć bardzo poważne następstwa.

Płótno zostaje następnie nasycone cellonem i powleczone specjalnym lakierem.

Powłoka z cellonu napina płótno, czyni je nieprzenikliwym i zwiększa jego wytrzymałość.

Lakier również zwiększa nieprzenikliwość czyniąc jednocześnie powierzchnię gładką.

ROZDZIAŁ V.

OPÓR POWIETRZA WZGLĘDEM PŁATOWCA.

Treść:

1. Opór powietrza względem komory dwupłatowej.
 - a) Uwagi ogólne.
 - b) Widmo aerodynamiczne.
 - c) Sposoby polepszenia własności aerodynamicznych dwupłata.

 2. Opór powietrza względem płatowca.
 - A) Klasyfikacja części.
 - B) Lotność płatowca.
 - C) Streszczenie.
-

ROZDZIAŁ V.

OPÓR POWIETRZA WZGLĘDEM PŁATOWCA.

1. Opór powietrza względem komory dwupłatowej.

A) U W A G I O G Ó L N E.

Jeśli zachodzi potrzeba zwiększenia powierzchni nośnej jednopłata, możemy powiększyć wymiary płata, przyczem korzystniej jest powiększać jego rozpiętość niż głębokość.

Zwiększenie rozpiętości pociąga jednak za sobą trudności konstrukcyjne, oraz zmniejszenie wytrzymałości.

Aby więc zachować odpowiednią wytrzymałość stosujemy dwa płaty, umieszczone jedna nad drugą.

Płaty te łączymy pomiędzy sobą zapomocą słupków pionowych, zwanych stojakami, usztywnionych zapomocą szeregu krzyżujących się ścięgien (rys. 67 do 69).

Zespół utworzony przez dźwigary przednie, górny i dolny, oraz odpowiednie stojaki i ścięgna, nazywa się „przednim więzarem pionowym” lub poprostu **więzarem przednim**.

Podobnie mamy więzar pionowy tylny, lub krócej mówiąc **więzar tylny**.

Całość złożona z płatów, oraz dwóch wieżarów pionowych, przedniego i tylnego, tworzy komorę dwupłata.

B) WIDMO AERODYNAMICZNE.

Jeżeli porównamy wypór jednopłata i dwupłata o jednakowej powierzchni, to widzimy, że wypór dwupłata w odniesieniu do jednostki powierzchni, jest mniejszy od wyporu jednopłata.

To zmniejszanie się wyporu w dwupłacie, spowodowane jest wzajemnem oddziaływaniem płatów na siebie.

Weźmy komorę dwupłatową, utworzoną przez dwa płaty A i B (rys. 70). Jeżeli dla każdego z płatów oznaczymy jego przestrzeń zakłóconą, to zobaczymy, że przestrzenie te przenikają się wzajem w obszarze MNOL.

Oznaczając szybkość ruchu przez V , a ciśnienie otaczającego powietrza przez P_0 , otrzymamy:

Dla płata A:

Nad płatem: $V_1 > V$ i $P_1 < P_0$

Pod płatem: $V_2 < V$ i $P_2 > P_0$

Dla płata B:

Nad płatem: $V'_1 > V$ i $P'_1 < P_0$

Pod płatem: $V'_2 < V$ i $P'_2 > P_0$

Wynika stąd, że w obszarze MNOL powinniśmy mieć równocześnie:

wpływ płata A, wyrażony przez:

$$V_2 < V \text{ i } P_2 > P_0$$

wpływ płata B wyrażony przez

$$V'_1 > V \text{ i } P'_1 < P_0$$

co jest niemożliwem; oddziaływanie wzajemne płatów A i B wywoła zatem zmniejszenie nadciśnienia na stro-

nie spodniej A, oraz zmniejszenie podciśnienia na stronie wierzchniej B, co znajdzie swój wyraz w zmniejszeniu się oporu powietrza, a wskutek tego w zmniejszeniu się siły unoszącej komory płatowej.

Ponadto spostrzegamy obecność licznych wirów, które, zwiększając opór szkodliwy komory, zmniejszają tem samem jej wartość pod względem aerodynamicznym.

C) SPOSOBY POLEPSZENIA WŁASNOŚCI AERODYNAMICZNYCH DWUPLATA.

Zmniejszenie się wyporu skutkiem wzajemnego oddziaływania płatów jest dość znaczne. Wynosi ono 10 do 25% wartości wyporu pojedynczego płata o tej samej powierzchni.

Aby tę niekorzystną różnicę możliwie zmniejszyć, staramy się o polepszenie własności aerodynamicznych dwupłata. (rys. 71).

Dwupłaty bowiem, aczkolwiek mają własności aerodynamiczne gorsze od jednopłatów, posiadają jednak liczne zalety, które często dają im przewagę nad temi ostatnimi.

Zalety te są następujące:

- 1) Większa wytrzymałość.
- 2) Zajmują mniej miejsca.
- 3) Łatwiejsza konstrukcja.

Odległość pomiędzy płatami równa się w przybliżeniu głębokości skrzydeł.

Dla poprawienia własności aerodynamicznych dwupłata, stosuje się następujące środki:

a) Zwiększenie wyporu płata dolnego; zwiększa się albo krzywiznę profilu, albo kąt nastawienia, lub też stosuje się oba te środki równocześnie;

b) Zmniejszenie oddziaływania wzajemnego dwóch płatów; w tym celu wysuwa się płat dolny naprzód, lub odsuwa się go w tył. Można też stosować przodowanie płata łącznie ze środkami podanymi w a.

Przodowanie płatów względem siebie nie powinno przekroczyć jednej trzeciej głębokości płata.

2. Opór powietrza względem płatowca.

A) KLASYFIKACJA CZĘŚCI.

Części składowe płatowca dzielimy na:

1) Części czynne, których zadaniem jest zapewnić unoszenie;

2) Części bierne, które nie biorą żadnego udziału w unoszeniu.

B) LOTNOŚĆ PŁATOWCA.

Lotność płatowca jest stosunkiem, jaki istnieje pomiędzy całkowitym oporem szkodliwym, a całkowitym wyporem.

$$\text{Lotność płatowca} = \frac{\text{opór szkodliwy całkowity}}{\text{wypór całkowity}}$$

a) Całkowity wypór.

Całkowity wypór składa się z sumy wyporów wszystkich płatów nośnych płatowca, to znaczy: $P_1 = K_z SV^2$.

W niektórych typach płatowców kadłub, osłona podwozia, opierzenie poziome przyczyniają się w nieznacznej mierze do unoszenia.

b) Całkowity opór szkodliwy.

Całkowity opór szkodliwy składa się:

1) z oporu szkodliwego płatów, spowodowanego poruszaniem się płatowca, które wyrażamy przez wzór:
 $T_1 = K_x SV^2$.

2) z oporu szkodliwego pozostałych części płatowca, jako to: kadłuba, podwozia, stojaków, ścięgien, itd. Ów opór szkodliwy oznaczamy przez T_2 .

c) Różnica zachodząca pomiędzy lotnością płatowca, a lotnością płatów.

Stosunek $\frac{\text{opór szkodliwy}}{\text{wypór}}$ jest większy dla płatowca,

jeśli bowiem wypór płatowca jest zawsze wyporem jego płatów, to jednak całkowity opór szkodliwy płatowca jest większy, ponieważ do oporu szkodliwego płatów należy dodać opór szkodliwy T_2 pozostałych części płatowca.

A zatem będziemy mieć:

$$\frac{\text{opór szkodliwy całk. płatowca}}{\text{wypór całk. płatowca}} > \frac{\text{opór szkodl. skrzydła}}{\text{wypór skrzydła}}$$

albo

$$\frac{T_1 + T_2}{P_1} > \frac{T_1}{P_1}$$

Uwaga. Przypuszczam oczywiście, że jedynie wypór płatów zapewnia unoszenie. W pewnych typach płatowców kadłub oraz podwozie przyczyniają się w nieznacznej mierze do unoszenia.

d) Obliczanie lotności płatowca. (rys. 72)

Aby otrzymać wartość lotności płatowców należy liczyć się z oporem szkodliwym T_2 jego części biernych. Przyjmując, że wypór płatów jest wyporem całkowitym płatowca, otrzymamy:

$$\begin{aligned} \text{Lotność płatowca} &= \frac{\text{opór szkodliwy całkowity}}{\text{wypór całkowity}} = \\ &= \frac{T_1 + T_2}{P} \end{aligned}$$

Na biegunowej opór szkodliwy jest sprowadzony do jednostki szybkości i powierzchni.

$$\text{Mamy: } T_1 = Kx \cdot SV^2$$

$$\text{stad: } Kx = \frac{T_1}{SV^2}$$

Musimy zatem sprowadzić również i opór szkodliwy T_2 do jednostki powierzchni i szybkości, jeżeli chcemy określić lotność płatowca podług biegunowej skrzydeł. W tym celu oznaczamy:

$$MA = \frac{T_2}{SV^2}$$

Kąt optimum, który przedtem był określony przez punkt styczności x, prostej AC z biegunową, będzie teraz określony przez punkt styczności y prostej MB z biegunową.

Aby otrzymać lotność maximum (stosunek opór szkodliwy wypór minimum), odpowiadającą kątowi opti-

mum, winniśmy przedewszystkiem przesunąć oś Kz-ów o odcinek $00'$ w kierunku $0'$ w taki sposób, aby wartość zerowa podziałki Kx wypadła w $0'$.

Według podziałki przyjętej poprzednio, lotność maximum będzie teraz wyrażona przez wartość odcinka $O'B$.

Rozmaite wartości lotności płatowca określone są na $O'B$ przez proste, wyprowadzone z M i przechodzące przez punkty na biegunowej, na przykład x i y, które odpowiadają rozmaitym kątom natarcia.

Obliczenie całkowitego oporu szkodliwego.

Całkowity opór szkodliwy równa się:

$$T = T_1 + T_2$$

lub

$$T = KxSV^2 + T_2$$

Jeżeli przyjmiemy, że T_2 może być zastąpiony przez opór pewnej powierzchni s , która poruszałaby się prostopadłe do strug powietrznych i była równą T_2 , wówczas mielibyśmy:

$$T_2 = 0,08sV^2$$

w którym s nazywamy **powierzchnią równoważną**; dalej będziemy mieli:

$$T = Kx SV^2 + 0,08sV^2$$

$$T = V^2 (Kx S + 0,08 s)$$

Uwaga. 1) W płatowcach współczesnych, powierzchnia równoważna s mierzy od $0,5 \text{ m}^2$ do $1,5 \text{ m}^2$.

2) **Równoważną powierzchnią szkodliwą** nazywamy powierzchnię płaską, która umieszczona prostopadłe do strug powietrznych stawiałaby opór szkodliwy równy oporowi szkodliwemu części biernych płatowca (koła, kadłub itd.). Czynniki w nawiasach zastępujemy przez Rx .

Rx oznacza **całkowity opór szkodliwy płatowca w jednostce szybkości**;

Będziemy więc mieli:

Całkowity opór szkodliwy:

$$T = Rx V^2$$

Obliczanie całkowitego wyporu.

Całkowity wypór płatowca jest:

$$P = Kz SV^2$$

Zastępując $Kz S$ przez Rz , otrzymamy:

$$P = RzV^2$$

(Rz oznacza wypór, jakiego doznaje płatowiec w jednostce szybkości).

Obliczanie lotności płatowca.

Lotność płatowca równa się stosunkowi: $\frac{\text{opór szkodl.}}{\text{wypór}}$

Mamy:

$$\text{Lotność} = \frac{R_x V^2}{R_z V^2} = \frac{R_x}{R_z}$$

$$\text{Lotność płatowca} = \frac{R_x}{R_z} = \frac{\text{opór szkodliwy całkowity}}{\text{wypór całk. w jedn. szyb}}$$

Jeżeli mówimy, że u danego płatowca

$$\frac{R_x}{R_z} = 0,12$$

to oznacza to, że przy wyporze 100 kg mamy pokonać opór szkodliwy:

$$R_x = 0,12 \times 100 = 12 \text{ kilogramów.}$$

W danym wypadku opór ten można byłoby rozłożyć w ten sposób, iż na płaty wypadłoby mniej więcej 5 kilogramów, a na części bierne samolotu 7 kilogr.

Uwaga. W samolotach współczesnych lotność waha się średnio od 0,10 do 0,12.

3) STRESZCZENIE.

Opór powietrza względem dwupłatów.

Chcąc zwiększyć powierzchnię nośną płatowców, spiętrzamy ich płaty (umieszczamy je jedno nad drugim). Robimy to w tym celu, aby uniknąć nadmiernego zwiększenia rozpiętości, co wpływałoby szkodliwie na wytrzymałość.

W ten sposób otrzymujemy komory dwupłatowe, trzypłatowe, lub wielopłatowe.

Poszczególne płaty połączone są pomiędzy sobą za pomocą stojaków. Sztywność całości uzyskujemy przez ściągnięcie węzłów krzyżujących się ścięgnami stalowymi.

Ponieważ płaty znajdują się dosyć blisko siebie (odległość między płatami winna być jednak równa przynajmniej głębokości skrzydeł), więc przeszkadzają sobie wzajemnie. Wynika stąd, że zdolność unośna dwupłata jest mniejsza, niż zdolności unośne jednopłata o tej samej powierzchni.

Oczywiste jest, że zmniejszenie zdolności unośnej mogłoby być złagodzone przez zwiększenie odległości między płatami. Jednak nie możemy powiększać odległości tej bezgranicznie, ze względu na stojaki, które będąc zbyt długie, byłyby narażone na wyboczenie, gdyż pracują na ściskanie.

Strata w wyporze przy komorze dwupłatowej, może osiągnąć 10 do 25% siły unośnej w stosunku do wyporu jednopłata o równoważnych powierzchniach.

Polepszenie właściwości aerodynamicznych komór dwupłatowych.

W celu polepszenia właściwości unośnych dwupłatów możemy albo:

1) Zwiększyć wypór płata dolnego, przez odpowiednią zmianę profilu, lub przez nadanie odmiennych wartości kątowni nastawienia każdego z płatów, bądź też stosując oba środki równocześnie, albo też

2) Zmniejszyć oddziaływanie wzajemne płatów wysuwając górny płat naprzód, lub też odsuwając go w tył, w stosunku do płatu dolnego.

Przodowanie płatów nie przekracza zwykle trzeciej części głębokości.

Lotność płatowców.

Podczas lotu płatowca, należy wziąć pod uwagę, że:

1) do oporu szkodliwego płatów dodają się opory szkodliwe, wywołane przez części bierne samolotu, to znaczy, nie przyczyniające się do unoszenia (stojaki, ścięgna, podwozie, kadłub itd.).

Całkowity opór szkodliwy T płatowca jest wówczas równy sumie wszystkich oporów.

2) Do wyporu skrzydeł należy dodać wypory, zresztą bardzo nieznaczne, wywołane przez pewne części nośne płatowca, np. podwozie, osłona osi podwozia, opierzenie, kadłub.

Wypór całkowity P płatowca stanowi suma tych wszystkich wyporów.

Podobnie, jak to powiedzieliśmy o lotności skrzydła, możemy powiedzieć, że lotność płatowca jest równa stosunkowi:

$$\frac{\text{opór szkodliwy całkowity}}{\text{wypór całkowity}} = \frac{T}{P}$$

Powinniśmy dążyć do osiągnięcia możliwie największej lotności płatowca, to znaczy, że wartości stosunku winny być możliwie najmniejsze.

W tym celu nadajemy wszystkim częściom płatowca (poza płatami) kształty możliwie zbliżone do kształtu najmniejszego oporu dla powietrza (kształt kropłowy) oraz lakierujemy wszystkie powierzchnie, wystawione na działanie strug powietrznych.

Zmniejszamy w ten sposób opór szkodliwy płatowca, a więc poprawiamy przez to lotność płatowca.

ROZDZIAŁ VI.

ŚMIGŁA.

Treść:

- A. Potrzeba śmigła.
- B. Linja śrubowa.
- C. Studjum o śmigle. Uwagi ogólne.
 - 1) Śmigło o skoku stałym.
 - 2) Skok względny.
 - 3) Działanie śmigła w miejscu.
 - 4) Działanie śmigła w locie.
 - 5) Poślizg.
 - 6) Śmigło o skoku zmiennym.
 - 8) Określenie skoku konstrukcyjnego przez kroju śmigi odległej o dany promień.
 - 9) wydajność śmigła.
 - 10) Mierzenie wydajności śmigła.
- D. Budowa śmigiel.
- E. Siły przyłożone do śmigła. Równoważenie.
- F. Zakładanie i sprawdzanie śmigła.
- G. Streszczenie.

ROZDZIAŁ VI.

ŚMIGŁA.

A) P O T R Z E B N A Ś M I G Ł A .

Opór użyteczny, czyli wypór, którego doznaje samolot, jest wynikiem oporu powietrza działającego na płaty nośne.

Opór ten może istnieć jedynie pod warunkiem ruchu samolotu w powietrzu. Konieczne więc jest, aby samolot był zaopatrzony w urządzenie zapewniające mu ruch ciągły względem powietrza, i pokonanie oporu szkodliwego.

Urządzeniem takim używanem w lotnictwie, jest śmigło. Śmigło jest w zasadzie śrubą, ponieważ każdy z jego punktów opisuje podczas lotu linię śrubową.

B) L I N J A Ś R U B O W A .

Linją śrubową zowie się krzywa, opisana przez punkt na walcu. Punkt ten poddany jest równocześnie dwom ruchom, jeden obrotowy, dookoła osi walca i drugi postępowy, równoległy do osi walca, przyczem stosunek szybkości obu tych ruchów jest stały (rys. 72 bis).

Skokiem śruby nazywamy wielkość ruchu postępowego przy pełnym obrocie. Jest to długość H , która jest miarą ruchu pewnego punktu śruby podczas pełnego brotu, w kierunku tej osi.

Prostokąt $ABCD$ przedstawia rozwinięty walec. Długość prostokąta równa się obwodowi podstawy walca, a szerokość AB , która jest równa wysokości walca, przedstawia zarazem skok śruby.

Co przedstawia przekątna AC ?

Nie jest to nic innego, jak rozwinięcie linii śrubowej.

Rozwinięta linia śrubowa daje nam prostą, która jest przeciwprostokątną trójkąta prostokątnego, a którego przyprostokątne przedstawiają, jedna — ruch postępowy, druga — ruch obrotowy, przy pełnym obrocie. (rys. 73).

C) S T U D J U M O Ś M I G L E. U W A G I O G Ó L N E.

Śruba lotnicza, zwana potocznie **śmigłem**, jest ciałem sztywnym, utworzonym z dwóch, trzech, lub czterech powierzchni krzywych, zwanych śmigami. Oddziaływanie śmig na otaczające powietrze pozwala przekształcić ruch obrotowy w ruch postępowy (rys. 74).

Śmigi, których każde przecięcie teoretycznie jest częstką linii śrubowej, posiadają pewną grubość, niezbędną do ich wytrzymałości, oraz przekrój analogiczny do przekroju skrzydeł pławca.

1) Śmigło o stałym skoku. (rys. 75)

Śmigłem o stałym skoku nazywamy takie śmigło, w którym wszystkie przecięcia śmig, bez względu na odległość od osi, mają jeden i ten sam skok.

Wyobraźmy sobie śmigło o stałym skoku H . Wykreślmy rozwinięte linie śrubowe opisane przez dwa punkty (a) i (a') , położone na jednej ze śmig śmigła

w odpowiednich odległościach (r) i (R) od środka. Będziemy mieć:

$$AC = BD = H = \text{skok (patrz rys. 75)}$$

$$CD = 2 \pi R$$

czyli długość koła opisanego przez (a)

$$CD' = 2 \pi r$$

czyli długość koła opisanego przez (a)

Rozwinięcie linii śrubowej, opisaną przez (a'), jest przedstawione przez prostą CB.

Kąt nastawienia jest i.

Prosta CB' przedstawia linię śrubową, opisaną przez a: **kąt nastawienia jest i'.**

Widzimy, że w śmigle o stałym skoku nachylenie danego przekroju śmigła, czyli **kąt nastawienia rośnie**, gdy **promień maleje**.

Zauważymy również, że we wszystkich prawie śmigłach kąt nachylenia różnych przekrojów śmigła rośnie, w miarę zbliżania się ku osi śmigła.

Nie należy jednak stąd wnioskować, że wszystkie śmigła mają zawsze skok stały, przeciwnie, większość śmigieł posiada skok zmieniający się zależnie od odległości przekroju od osi.

Istotnie udowodniono, (jak to wyjaśnimy niżej) że, by otrzymać **wydajność maximum** śmigła, winno ono posiadać **skok zmienny, a nie stały**.

2) Skok względny.

Jest to stosunek H skoku do średnicy śmigła.

Stosunek ten zmienia się od 0,5 do 1,1.

3) Działanie śmigła wirującego w miejscu.

Weźmy pod uwagę przekrój śmigła ab (rys. 76) Działając w miejscu — śmigło nie posiada wcale ruchu po-

stepowego wzdłuż swojej osi, lecz jedynie ruch obrotowy dokola tej osi.

Ponieważ przekrój ab zachowuje się jak skrzydło płatowca, a jego cięciwa tworzy z kierunkiem U szybkości obwodowej śmigła pewien kąt natarcia „ i “, powstaje więc wtedy na ab , oraz wzdłuż całej śmigła pewien opór R , wynikający z poruszania się śmigła w powietrzu. R rozkłada się na wypór J wzdłuż osi, oraz na opór szkodliwy Q , równoległy do kierunku szybkości V .

Całkowity wypór śmigła, działającego w miejscu, jest sumą J wyporów częściowych we wszystkich przekrojach śmigła. Opór szkodliwy całkowity Q jest sumą oporów szkodliwych częściowych każdego przekroju.

Całkowity opór szkodliwy Q śmigła, działającego w miejscu, zostaje zrównoważony przez przeciwdziałaniełożyska oporowego silnika.

4) Działani śmigła w locie. (rys. 77 i 78).

W tym wypadku wirujące śmigło porusza się wzdłuż swojej osi i każdy przekrój śmigła ab prócz szybkości obwodowej U , posiada jeszcze szybkość postępową V .

Kierunkiem szybkości względnej jest kierunek wypadkowej W , którą otrzymujemy składając V i U z równoległoboku szybkości.

Znajdujemy, że kąt natarcia „ i “ śmigła w locie, jest znacznie mniejszy od kąta natarcia przy śmigle wirującym w miejscu i' .

Ponieważ kąt natarcia w locie jest mniejszy od kąta natarcia w miejscu, zatem opór powietrza w locie R' , będzie również mniejszy od odpowiadającego mu oporu powietrza przy śmigle wirującym w miejscu.

Tem samem składowe J' i Q' oporu powietrza R' w locie będą mniejsze od składowych J i Q oporu R w miejscu. (rys. 78)

Wniosek. Ponieważ w locie całkowity opór szkodliwy Q śmigła zmniejsza się, zatem moment kręcący silnika, który pozostał bez zmiany nie będzie już więcej w równowadze.

Silnik będzie się obracał szybciej aż do chwili, w której opór szkodliwy śmigła, który, gdy szybkość wzrasta, rośnie wraz z oporem powietrza, zrównoważy po prostu moment obrotowy silnika.

$$(R = KSV^2)$$

W rezultacie śmigło obracać się będzie szybciej w locie, niż w miejscu.

5) Poślizg. (rys. 79).

Teoretycznie, gdyby powietrze było ciałem stałym, śmigło powinno byłoby posuwać się za każdym obrotem o odległość równą swemu skokowi, wkręcając się na podobieństwo śruby w naśrubku. W rzeczywistości jednak powietrze jest gazem i dlatego zostaje odepchnięte przez śmigło w tył.

Konieczność poślizgu.

Ażeby śmigło, przezwyciężając opór szkodliwy samolotu, mogło wykonywać ruch postępowy w powietrzu, niezbędnym jest, aby ruch obrotowy spowodował powstanie pewnej siły, skierowanej wzdłuż jego osi.

Widzieliśmy już, że gdy śmigło obraca się w miejscu, warunek ten jest spełniony, albowiem każdy przekrój śmigła tworzy wówczas pewien kąt natarcia z torem śmigła (kąt ten jest równy kątowi nastawienia).

Śmigła doznaje wówczas pewnego oporu powietrza, który ma jedną składową, czyli wypór, skierowany wzdłuż osi śmigła. Wypór usiłuje pociągnąć śmigło.

W wypadku działania śmigła w locie, udowodnimy, że gdyby śmigło posuwało się o odległość równą swemu skokowi, wówczas nie byłoby żadnego wyporu na śmigło, i że wskutek tego takie działanie śmigła jest niemożliwe.

Weźmy pod uwagę pewien przekrój śmigi M , położony w odległości r od osi. (rys. 79)

Pierwszy wypadek. — Piasta ślizga się po osi $X'X$. Przekrój śmigi M przebiega po linii śrubowej a, e, b , jako torze, lub co temu odpowiada, przebiega po prostej AB , która jest rozwinięciem linii śrubowej a, e, b .

Cięciwa przekroju M nakrywa się ze swoim torem a, e, b , a zatem kąt natarcia tego przekroju jest równy zeru.

Nie istnieje żaden wypór na przekroju; opór powietrza ogranicza się do oporu szkodliwego Q , równoległego do toru. Opór ten sprzeciwia się ruchowi śmigła.

Widzimy więc, że śmigło, którego zadaniem jest stwarzać siłę ciągnącą samolot, mijałoby się w tych warunkach ze swem przeznaczeniem.

Drugi wypadek. Przypuśćmy, że śmigło posuwa się o odległość mniejszą od swego skoku. Przekrój M posunie się przy jednym obrocie o odległość ab' i torem jego będzie linia śrubowa $ae'b'$, lub prosta AB' , która jest rozwinięciem linii śrubowej $a e' b'$. Jednak nachylenie przekroju względem osi śmigła pozostaje niezmiennie; cięciwa odcinka jest nadal równoległą do siebie samej i tworzy teraz z torem $a e' b'$ kąt natarcia dodatni.

Dzięki temu kątowi powstaje opór powietrza, który rozkłada się na opór szkodliwy Q i na wypór J , równoległy do osi śmigła.

To samo zachodzi dla każdego z elementów śmigi.

Ponieważ teraz wypór istnieje, śmigło będzie mogło wykonać ruch postępowy i ciągnąć samolot.

Poślizg.

Różnica pomiędzy skokiem konstrukcyjnym śmigła, a jego rzeczywistym posuwem przy jednym obrocie, nazywa się poślizgiem.

Na rysunku 79 mamy:

Skok konstrukcyjny = ab na walcu, albo BC na rozwinięciu.

Posuw rzeczywisty = ab' na walcu, lub CB' na rozwinięciu.

Poślizg $b'b$ na walcu, lub $B'B$ na rozwinięciu.

Kąt natarcia i , jaki odcinek śmigi tworzy z linią śrubową $ae'b'$ na walcu, lub z prostą AB' na rozwinięciu, jest równy kątowi BAB' , utworzonemu przez proste AB i AB' .

Szczegół ten jest bardzo ważny dla dobrego zrozumienia następnego ustępu o śmigle, posiadającym skok zmienny wzdłuż osi śmig.

Uwaga. Śmigło reguluje samo swój poślizg. Zależnie od tego, czy wysilek, jaki ma wykonać śmigło, jest większy, czy mniejszy, poślizg będzie większy, lub mniejszy, a wskutek tego kąt natarcia, utworzony przez zeń ze swoim torem, będzie również odpowiednio większy, lub mniejszy.

6. Śmigło o skoku zmiennym.

Ponieważ element śmigi posiada podobny przekrój, jak skrzydło samolotu, zatem dla tego elementu istnieje taki kąt natarcia, dla którego stosunek $\frac{\text{opór szkodliwy}}{\text{wypór}}$ jest minimum, a które, jak wiemy, odpowiada kątowi natarcia optimum.

Jeżeli śmigło ma skok stały, wszystkie jego elementy posiadają ten sam skok konstrukcyjny; otóż jak to udowodnimy niżej, podczas lotu kąt natarcia każdego

z elementów będzie inny i wydajność śmigła będzie złą.

Weźmy pod uwagę (rys. 80) śmigę pewnego śmigła, na której obieramy trzy elementy, położone w odległościach r_1 , r_2 , r_3 od osi. Oznaczamy owe elementy przez liczby 1, 2, 3.

Jeżeli na tym samym rysunku uwidocznimy rozwiązanie trzech przekroi (rys. 80) kładąc

$$OD = 2 \pi r_1; OE = 2 \pi r_2; OF = 2 \pi r_3;$$

wówczas wszystkie elementy mają ten sam skok.

$$AD = BE = CF.$$

Niech będzie ON posunięciem rzeczywistym o jeden obrót, element 1, przesunie się w A' , 2 w B' , 3 w C' . Też elementy będą odpowiednio OA' , OB' , OC' a kąty natarcia, które utworzą odcinki ze swemi torami będą:

$$\hat{i}_1 = \widehat{AOA'}, \hat{i}_2 = \widehat{BOB'}, \hat{i}_3 = \widehat{COC'}.$$

Łatwo można przekonać się z rysunku, że te kąty są różne, odpowiadające im bowiem łuki, aa' , bb' , cc' , wzięte na tem samem kole, są nierówne.

Jeżeli przypuścimy, że element 3 pracuje przy kącie natarcia optimum, wszystkie inne elementy będą miały różne odeń kąty natarcia i wydajność śmigła będzie złą.

Aby elementom 1 i 2 nadać również kąt natarcia optimum, wystarczy odłożyć na obwodzie koła Kl w górę od punktu b — łuk bb'' = łukowi cc' , w górę od punktu a — łuk aa'' = łukowi cc' i poprowadzić proste OA'' i OB'' aż do ich spotkania się z prostymi DA i EB , co czyniąc, zmniejszymy kąty nastawienia elementów 1 i 2.

Dzięki tej poprawce skok elementów zmieni się i będzie teraz równy DA'' dla elementu 1 i EB'' dla elementu 2.

Przeprowadziwszy tę samą poprawkę dla wszystkich elementów, zawartych pomiędzy osią i elementem 3, otrzymamy krzywą GA" B" C, wyobrażającą zmienność skoku wzdłuż śmigi.

Ponieważ każdy element pracuje teraz przy kącie optimum, wydajność śmigła znacznie się polepszy.

Uwaga. Wszystkie śmigła mają skok zmienny, podczas, gdy niewiele jest takich, które mają skok nastawny.

W tym ostatnim wypadku, nachylenia śmig mogą być zmieniane dowolnie przez pilota.

7. Skok konstrukcyjny danego elementu śmigi.

Skok konstrukcyjny danego elementu śmigi jest różny odległości, o którą ten element posunąłby się naprzód w ciągu jednego obrotu, poruszając się według nachylenia jego spodniej strony, t. j. według nachylenia, wynikającego z jego kąta nastawienia i. (rys. 81).

Celem porównania śmigieł pomiędzy sobą mierzymy na każdym skok konstrukcyjny elementu śmigi, położonego w pewnej odległości od środka (zwykle bierzemy 1 metr).

8. Mierzenie skoku konstrukcyjnego danego elementu śmigi. (rys. 82).

Określamy na śmigle element śmigi AC, położony w danej odległości od środka, następnie zaś układamy śmigło na płaszczyźnie poziomej.

Weźmy pod uwagę np. odcinek odległy od środka o 1 metr. Bierzemy odcinek AB, który jest rzutem odcinka AC na płaszczyznę, oraz wysokość pionową punktu C nad A, to znaczy BC.

Przypuśćmy, że w przykładzie powyższym znaleźliśmy:

$$AB = 195 \text{ mm}, CB = 65 \text{ mm}.$$

Trójkąty ABC i ADE są podobne jako trójkąty prostokątne, mające kąty ostre równe.

Ich boki odpowiednie są więc proporcjonalne: ED wyobraża skok, H a AD — rozwinięty obwód koła $2 \pi R$, lecz:

$$R = 1, \text{ zatem } AD = 2 \pi 1 = 2 \pi = 6,28.$$

Możemy więc napisać:

$$\frac{CB}{DE} = \frac{AB}{AD}$$

albo po podstawieniu wartości:

$$\frac{0,065}{H} = \frac{0,195}{6,28}$$

skąd otrzymamy:

$$0,065 \times 6,28 = 0,195 \times H$$

$$\text{czyli } H = \frac{0,065 \times 6,28}{0,195} = 2,08 \text{ m}.$$

Uwaga. Jako punkt C nie należy uważać krawędzi natarcia, lecz punkt spotkania się cięciwy przekroju z pionową BC styczną do krawędzi natarcia (patrz rys. 83).

Wydajność śmigła. (rys. 84).

Śmigło jest przyrządem napędowym, mającym na celu przemianę momentu kręcącego silnika na wypór równoległy do osi obrotu.

Śmigło jest jedynie transformatorem ruchu.

Zazwyczaj, kiedy zachodzi przemiana energii, to w nowej jej postaci nie odnajdujemy już całej pierwotnej energii.

Podobnie jest w mechanice, gdzie skutek tarcia, oraz oporów szkodliwych, praca napędowa, czyli praca dostarczona silnikowi jest zawsze większą od pracy otrzymanej, czyli pracy użytecznej.

Stosunek pracy otrzymanej do pracy dostarczanej, nazywa się **wydajnością**.

Wydajność jest zawsze mniejsza od jedności.

$$\text{Wydajność} = \frac{T_u}{T_m} < 1$$

Wydajnością śmigła będziemy nazywać stosunek istniejący pomiędzy pracą użyteczną (T_u), dostarczoną przez śmigło, a pracą napędową (T_m), otrzymaną przez śmigło.

$$\frac{T_u}{T_m} = \frac{\text{praca dostarczona przez śmigło}}{\text{praca napędowa otrzymana przez śmigło}} = \text{Wydajność}$$

Wydajność śmigła osiąga swoje maximum przy pewnej wartości stosunku, jaki istnieje pomiędzy jego szybkością postępową i szybkością obrotową.

Wydajność śmigieł waha się zwykle pomiędzy 70 do 80%.

Przykład. Jak wielką jest wydajność śmigła, wywołującego wypór 40 kilogramów, jeżeli poruszane przez silnik 35-konny, nadaje samolotowi szybkość postępową 180 kilometrów/godzinę?

$$\text{Szybkość postępową} = \frac{180.000}{3.600} = 50 \text{ m/sek.}$$

Praca użyteczna na sekundę 40 kg. $\times$ 50 m = 2,000 kilogramometrów.

Praca napędowa na sekundę 35 MK $\times$ 75 kgrmtr. = 2,625 kgrmtr.

$$R = \frac{2.000}{2.625} = 0,75, \text{ czyli } 75\%$$

10. Mierzenie wydajności.

Śmigło, mające być wypróbowane, osadzamy na silniku elektrycznym, zamontowanym na wózek, który posuwa się na szynach.

Wprawione w ruch, śmigło wytwarza pewien wypór (czyli siłę ciągu) i pociąga za sobą wózek. Wówczas mierzymy:

- 1) Szybkość wózka (w metrach: na sekundę),
- 2) Siłę ciągu śmigła (w kilogramach), żeby obliczyć pracę użyteczną T_u ;
- 3 Energję zużytą przez silnik (w watt'ach), żeby obliczyć pracę napędową T_m ;

Stosunek $\frac{T_u}{T_m}$ daje poszukiwaną wydajność.

D) B U D O W A Ś M I G I E Ł.

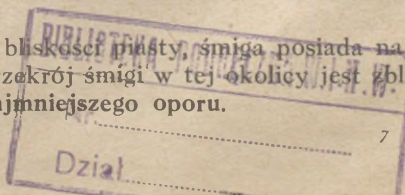
Niekiedy śmigła bywają metalowe (stal lub dural) czasem mieszane (stal i płótno), lecz najczęściej są drewniane.

Ze względu na wielkość sił, na działanie których śmigła są narażone, wyrób ich wymaga pewnych ostrożności.

Nie wycina się ich z jednego kawału drewna, lecz skleja się je z szeregu desek, odpowiednio wykrojonych i ułożonych jedna na drugą. (rys. 85).

Wyrób ich przypomina wyrób sklejk, w której następują kolejno po sobie deski różnych gatunków drzewa (np. orzech i mahoń). Drzewo używane do wyrobu śmigieł winno być bardzo suche i bez najmniejszych wad.

W bezpośredniej bliskości piasty, śmiga posiada największą grubość. Przekrój śmigła w tej okolicy jest zbliżony do profilu najmniejszego oporu.



W każdym dalszym przekroju śmigła najgrubsze miejsce przekroju leży w pobliżu środka parcia.

Grubość śmigła zmniejsza się od piasty ku końcowi, a to ze względu na siłę odśrodkową, która rośnie proporcjonalnie do masy i promienia.

Śmigło gotowe zostaje polakierowane.

Lakierowanie posiada wielkie znaczenie, albowiem:

1) Zmniejsza, przez wygładzenie powierzchni, opór szkodliwy śmigła;

2) Chroni przed działaniem wilgoci powietrza.

E) SIŁY DZIAŁAJĄCE NA ŚMIGŁO. ZRÓWNOWAŻENIE.

Główne siły, działające na śmigło w ruchu są następujące:

1) Ciąg, lub parcie**), wytworzone przez śmigło, a które działa równolegle do osi obrotu. Ciąg lub parcie wytwarza siłę pociągową i równoważy całkowity opór szkodliwy samolotu.

2) Opór szkodliwy, który powietrze stawia przy poruszaniu się śmigła, a które ujawnia się przez siły styczne, leżące w płaszczyźnie obrotu śmigła.

Całkowity opór szkodliwy śmigła równoważy stale moment kręcący silnika.

3) Siła odśrodkowa, która działa na wszystkie ciała wirujące, a która jest proporcjonalną do masy M ciała wirującego, do kwadratu ω^2 szybkości kątowej, oraz do promienia obrotu (r):

$$F_c = M \omega^2 r.$$

Siła odśrodkowa, która jest bardzo znaczna, jest zrównoważona przez naprężenia powstające wewnątrz śmigła.

**) Uwaga tłómacza: W razie umieszczenia śmigła z tyłu siłę ciągu nazywamy parciem.

Równowaga statyczna śmigła winna być doskonałą, aby śmigło podczas ruchu nie dawało drgań, pochodzących z nierównego działania siły odśrodkowej na poszczególne śmigły.

Nawet dobrze zrównoważone statycznie śmigło może jeszcze w ruchu dawać drgania w wypadkach następujących:

1) Jeżeli śmigły nie posiadają jednakowego kąta natarcia (śmigło zwichrowane).

Wada ta może pochodzić albo z odkształcenia śmigła, albo ze złego wyrównania powierzchni spodniej śmigła.

2) Jeżeli śmigły są wygięte.

3) Jeżeli śmigły zataczają koła współśrodkowe (fałszywa średnica).

Przy montowaniu należy koniecznie sprawdzić wszystkie te punkty.

Do przeprowadzenia tej czynności można posługiwać się sposobem podanym niżej.

F) SPOSÓB POSTĘPOWANIA PRZY ZAKŁADANIU ŚMIGIEŁ. SPRAWDZANIE.

Śmigła nawet najlepiej zbudowane mogą przedstawiać po upływie pewnego czasu niewielkie odkształcenia.

Zniekształcenia, które się spotyka najczęściej, są:

1) **Fałszywa średnica.** Śmigły są rozmaitej długości, ich końce zataczają koła współśrodkowe.

2) **Zwichrowanie.** Śmigły nierównomiernie nastawione dokoła swej osi podłużnej, czyli posiadają różne skoki.

3) **Wygięcie.** Śmigły są nierównomiernie odchylone naprzód, lub w tył; końce ich zataczają koła, które nie leżą w jednej i tej samej płaszczyźnie.

Jeżeli zwichrzenia oraz wygięcia są niewielkie, to można, używając pewnych środków ostrożności przy zakładaniu śmigła, wady te usunąć całkowicie.

Poniżej podane wskazówki pozwalają sprawdzić, czy śmigła, będące w użyciu, nie przedstawiają jakich znaczniejszych odkształceń po upływie pewnego okresu pracy.

Jeżeli wygięcie, lub zwichrowanie jest znaczne, to mimo to można jeszcze przywrócić śmigłu zdolność do użytku przez naprawę strony spodniej śmigły; jednakże robota ta winna być wykonana przez specjalistów.

Co się tyczy fałszywej średnicy, to wszelka naprawa (struganie) końców śmigła, jako mogąca pozbawić śmigło równowagi przez przesunięcie środka ciężkości, winna być dokonana również jedynie przez specjalistów.

Zakładanie śmigła.

Przy zakładaniu śmigła na piastę metalową, należy zachować pewne środki ostrożności.

Złe zakładanie stwarza dla pracy najdoskonalszego nawet śmigła takie same złe warunki, jak przy odkształceniu. A zatem należy:

1) przekonać się, czy piasta wchodzi dokładnie do otworu środkowego śmigła; czy otwory na śruby są należycie przewiercone i nie mają luzu.

2) Umieścić zaklinowanie piasty metalowej na osi śmigły (jest to konieczne do strzelania przez śmigło).

3) Dokręcać kolejno i równomiernie śruby mocujące, unikając zakręcania na siłę przy pierwszym przyciągnięciu. W przeciwnym razie może nastąpić wygięcie się śmigła, lub też zwichrowanie śmigła.

Pozatem należy stosować taki porządek zakręcania, żeby po przeciągnięciu jednej śruby przyciągać średnicowo przeciwną.

Sprawdzanie osadzenia śmigła.

Aby sprawdzić osadzenie śmigła, należy przygotować (patrz rys. 86):

a) deszczułkę A, mierzącą 0,30 m na 0,50 m, na której możnaby zaznaczyć ołówkiem kreski (rys. d do i);

b) linijkę w kształcie T, mierzącą 0,16 m na 0,35 m, przedstawioną na rysunku a; potem postępować jak następuje:

1) Ponieważ śmigło jest osadzone na silniku, ustawić je pionowo i upewnić się o pionowości za pomocą pionu. Podnieść lub obniżyć ogon samolotu, celem spełnienia tego warunku. Oznaczyć śmigła numerami 1 i 2 śmigła 1, skierować ku dołowi (rys. b i c).

2) Umocować deszczułkę A poziomo na odpowiedniej podstawie, — można ją przybić na przykład do skrzyni, na 20 centymetrów powyżej końca śmigła dolnej od strony mniej wypukłej i o 2 centymetry mniej więcej od tej ostatniej. (rys. b).

3) Linijkę B umieścić na deszczulce A, przykładając krawędź linijki do strony spodniej (niewypukłej) śmigła tak, aby krawędź natarcia zajęła kąt wklęsły C (rys. d). Wykreślić ołówkiem wzdłuż EF linię GH, zaznaczając punkt G równo z E (kąt wklęsły) i oznaczyć wzdłuż linii GH śmigła 1.

4) Odjąć linijkę B i wykreślić przez punkt G, linię GJ, równoległą do płaszczyzny obrotu śmigła (rys. c).

5) Obrócić śmigło o 180° tak, aby śmigła 2 znalazła się na dole. Przyłożyć krawędź CD, linijki B do śmigła 2 i obracać śmigło dopóty, dopóki róg linijki nie znajdzie się na linii GJ.

Unieruchomić śmigło (rys. f) i wykreślić ołówkiem linię KL, wzdłuż krawędzi EF linijki, napisać pod linią śmigła 2.

6) W ten sposób na deszczulce A, której położenie nie może ulec żadnej zmianie podczas wyżej opisa-

nych czynności, mamy trzy proste: GH, KG i KL
(rys. 10)

Gdyby śmigło nie było odkształcone, proste GH i KL, jak również punkty K i G nakrywałyby się. Długość KG podaje wygięcie śmigła, a kąt, utworzony przez proste GH i KL podaje zwichrowanie śmig.

Dla poprawienia montażu należy:

- 1) zrównać kąt nastawienia śmig, znosząc kąt pomiędzy prostymi HG i KL (usunięcie wady zwichrowania).
- 2) Poprawić wygięcie, to znaczy sprowadzić długość KG do zera (usunięcie wady wygięcia).

Poprawianie osadzenia śmigła.

Przyglądając się rysunkowi c, zauważymy, że śmigło jest umocowane w łańcuchu metalowej zapomoć śrub.

Jedna śruba znajduje się zawsze na osi każdej ze śmig.

Śruba M jest umieszczona na osi śmigła 1, śruba N, na osi śmigła 2, śruby P i R są umieszczone prostopadłe do osi śmig.

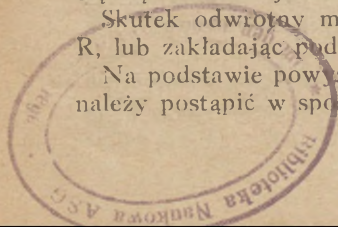
Przyciągając śrubę M, cofamy zlekka śmigło 1 w tył. Ten sam skutek osiągnąć można, wkładając pomiędzy śmigło, a tarczę tylną piasty metalowej, podkładkę nieznacznej grubości, nasadzoną na trzon śruby N.

Przyciągając śrubę N, lub zakładając podkładkę pod piastą w M, cofamy śmigło 2.

Zakręcając śrubę P lub kładąc podkładkę pod piastę w R, cofamy stronę P śmigła, przez co śmigło obraca się dookoła osi śmigła, a wskutek tego, zwiększa się kąt natarcia jednej śmigła i zmniejsza drugiej.

Skutek odwróty można wywołać, zakręcając śrubę R, lub zakładając podkładkę pod piastę w P.

Na podstawie powyższego, dla poprawienia montażu, należy postąpić w sposób opisany poniżej.



1) Poprawienie zwichrzenia.

Przez punkt K przeprowadzimy równoległą KN do GH, oraz wykreślimy dwusieczną KP kąta LKN (rys. h).

Następnie zakręcimy śruby P lub R (przyciągnąć P w wypadku przedstawionym na rysunku) tak, aby sprostować kąt natarcia śmigła połowę kąta LKN.

By sprawdzić, czy poprawka jest dostateczna, przeprowadzić jeszcze raz czynność trzecią i piątą; otrzymamy wówczas na deszczulce dwie proste RS i TU (rys. i), które będą równoległe.

Obie śmigła mają więc jednakowe nastawienie. Pozostaje jedynie wygięcie.

2) Poprawienie wygięcia,

Aby poprawić wygięcie, wystarczy zakręcić śruby M lub N (przyciągnąć śrubę M w wypadku przedstawionym na rysunku), aby posunąć śmigło 2 na linię XY, leżącą w równej odległości od TU i RS (rys. i).

By sprawdzić, czy poprawka jest wystarczająca, przeprowadzić ponownie czynności 3 i 5. Przekonamy się wtedy, że dla śmigła 1 i 2, otrzymamy jedną i tę samą linię XY, co będzie dowodem, że osadzenie śmigła jest najzupełniej poprawne; gdyby istniały jakie błędy, wystarczyłoby przyciągnąć zlekka odpowiednie śruby piasty.

Uwaga. Wymienione wyżej czynności zostały opisane w sposób tak szczegółowy dlatego, by mogły stanowić dokładną wskazówkę dla mechaników. Praktyka wykaże, że w rzeczywistości, czynności te są najzupełniej proste i łatwe do wykonania.

Należy sprawdzać śmigła:

1) Po założeniu, w celu przekonania się, czy założenie jest poprawne.

2) Co pewien okres czasu (np. co miesiąc), aby mieć odfinansowanie śmigła.

Gdy odfinansowania są znaczne, należy bezwarunkowo zmienić śmigło, ponieważ mogą one pociągnąć za sobą poważne następstwa.

W pewnych wypadkach jednak można naprawić powierzchnię czołową piasty i to przyległą do talerza stałego piasty metalowej, jednak ta robota może być wykonana jedynie przez specjalistów.

G) STRESZCZENIE.

1. Śmigło.

Wypór, równoważący ciężar samolotu podczas lotu, istnieje jedynie dzięki posuwaniu się płatów nośnych w atmosferze.

Posuwanie się samolotu z pewną szybkością w powietrzu wymaga pewnego czynnika popędowego, którego zadaniem byłoby wytwarzać niezbędną do tego ruchu siłę pociagową.

Tym czynnikiem w lotnictwie jest śmigło.

Śmigło jest bryłą, posiadającą 2, 3 lub 4 ramiona, zwane **śmigami**, których zadaniem jest zapomocą oddziaływania na otaczające powietrze stwarzać siłę ciągu skierowaną równolegle do osi obrotu śmigła. (patrz rys. 76).

Śmigi łączą się ze sobą za pomocą drewnianej piasty, umocowanej na stożku wału korbowego. W silnikach wirujących (rotacyjnych) śmigło jest nasadzone na stożek karteru, dookoła którego promieniują cylindry.

2) Praca śmigła.

a) W miejscu (patrz rys. 76).

Przy pracy w miejscu, śmigło posiada jedynie ruch obrotowy i uderza strugi powietrza stycznie do kół, opisywanych przez poszczególne elementy śmigła.

Kąt natarcia jest równy kątowi nastawienia. Na elemencie AB i wzdłuż śmigła powstaje pewien opór R, wywołany poruszaniem się śmigła w powietrzu.

Ów opór R wytwarza parcie J, stanowiące siłę ciągu, względnie pchania śmigła, oraz opór szkodliwy Q, różnoważący moment kręcący silnika.

Przy pracy w miejscu, siła ciągu lub parcia, wytworzona przez śmigło, zostaje zrównoważona przez przeciwdziałanie oporowych łożysk kulkowych silnika.

b) Podczas lotu.

Podczas lotu każdy element śmigła, posiadając oprócz ruchu obrotowego nadto ruch postępowy, porusza się według toru śrubowego (patrz rys. 77 i 78).

Śmigło uderza powietrze według kierunku W, — kąt uderzenia maleje i staje się równy i' .

Ze zmniejszeniem się kąta natarcia, całkowity opór powietrza, a więc i jego składowe — ciąg i opór szkodliwy maleją; aby zatem moment kręcący silnika pozostawał zrównoważony, śmigło powinno się obracać podczas lotu nieco szybciej niż przy pracy w miejscu.

3) Poślizg i skok.

Gdyby powietrze było ciałem stałym, to śmigło posuwałoby się w niem, naksztalt śruby, wkręcającej się do naśrubka.

Odległość, o którą w tym wypadku posunęłoby się śmigło, podczas jednego obrotu, nazywamy jej skokiem.

W rzeczywistości jednak, powietrze będąc ciałem lotnym, jest odrzucane przez śmigło, z czego wynika, że w ciągu jednego obrotu, śmigło posuwa się o odległość mniejszą od swego skoku.

Poślizgiem nazywamy różnicę, jaka istnieje pomiędzy skokiem śmigła, a jego rzeczywistym posunięciem się podczas jednego obrotu.

Uwaga. Skok różnych elementów śmigi nie jest stały. Zmienia się on zależnie od tego, czy się zbliżamy, czy oddalamy od osi śmigła.

Chcąc porównać śmigła, mierzymy skok przekroju śmigi, położonego w pewnej odległości od środka (zwykle w odległości jednego metra).

4. Wydajność śmigła.

Śmigło, przetwarzające pracę obrotową silnika na pracę postępową, nie oddaje nam pod tą postacią całej pracy dostarczonej mu przez silnik.

Wartość poniesionej straty charakteryzuje wydajność śmigła.

Wydajność śmigła waha się pomiędzy 70 i 80%.

Przez powiedzenie, „że wydajność śmigła wynosi 80%“, rozumiemy, że jeżeli silnik dostarcza śmigłu moc równą 100 MK., wówczas to ostatnie oddaje z powrotem w postaci pracy użytecznej tylko 80 MK. Strata wynosi 20 MK. Wynika stąd, iż na samolotach używać należy śmigieł, posiadających najlepszą wydajność.

Można udowodnić, że wydajność śmigła jest maksymalną dla pewnej ilości obrotów silnika i przy pewnej określonej szybkości postępowej samolotu.

5) Wyrób śmigła.

Śmigła są najczęściej drewniane. Ze względu na to, iż poddane są one działaniu znacznych sił, wyrób ich powinien być bardzo staranny.

Śmigła nie są wycinane z jednej masy, lecz z całego zespołu desek naklejonych jedne na drugie w kształcie wachlarza. (patrz rys. 85).

Wyrób śmigła przypomina wyrób sklejk, przy którym zwykle nakłada się jedne na drugie deseczki różnych gatunków (np. orzech i mahoń).

Śmigła są najczęściej wykonane z orzechu i zostają starannie polakierowane przed oddaniem ich do użytku. Lakierowanie jest rzeczą bardzo ważną, ponieważ:

1) Przez wygładzenie powierzchni ułatwia zeszlizgiwanie powietrza po śmigłach.

2) Chroni przed wpływem wilgoci powietrza, która z czasem porozklejałaby części składowe śmigła, oraz odkształcałaby jego śmigły.

6. Rady ogólne dla utrzymania śmigła w dobrym stanie.

Śmigło założone na samolot powinno w stanie spoczynku być zaopatrzone w ochronny pokrowiec z nieprzemakalnego płótna. Podczas deszczu unikać należy zamoczenia śmigła, bądź to wciągając samolot do hangaru, bądź to okrywając śmigły pokrowcem.

Należy również unikać zbyt długiego wystawienia śmigła na działanie promieni słonecznych.

Zachowując powyższe środki ostrożności, zmniejszymy szybkość niszczenia się śmigieł wskutek zużycia drzewa.

Przed zapuszczeniem silnika należy starannie zamieść ziemię przed śmigłem w celu usunięcia kamyków, które wchłonięte, w tworzące się podczas pracy śmigła, wiry powietrza, mogłyby uderzać w śmigły i spowodować ich uszkodzenie.

Zmagazynowane śmigła powinny być zawieszane za piastę w lokalu suchym i dobrze przewietrzanym.

ROZDZIAŁ VII.

Sily działające na samolot w locie poziomym, podczas
wznoszenia się i opadania.

- A. Sily działające na samolot.
 - C. Warunki równowagi podczas wznoszenia się.
 - B. Warunki równowagi w locie poziomym.
 - D. Warunki równowagi podczas opadania.
 - E. Streszczenie.
-

ROZDZIAŁ VII.

Siły, działające na samolot w locie poziomym, podczas wznoszenia się i opadania.

A) SIŁY, DZIAŁAJĄCE NA SAMOŁOT.

Przyjmujemy, że: środek parcia, środek ciężkości, oraz środek ciągu pokrywają się.

W każdym z rozważanych dalej wypadków równowagi, będziemy mieć zawsze następujące siły:

1. Ciężar.

- a) Punkt przyłożenia: środek ciężkości.
- b) Kierunek: pionowy.
- c) Zwrot: z góry na dół.
- d) Wielkość: równa ciężarowi samolotu.

2. Opór powietrza.

- a) Punkt przyłożenia: środek parcia.
- b) Kierunek: prostopadły do cięciwy przekroju skrzydła przechodzący przez środek ciężkości.
- c) Zwrot: z dołu do góry.
- d) Wielkość podana przez wzór:

$$R = R_i V^2$$

3. Siła pociągowa (ciąg) śmigła.

- a) Punkt przyłożenia: dziób silnika.

- b) Kierunek: oś samolotu przechodzi przez środek ciężkości.
- c) Zwrot: kierunek ruchu samolotu.
- d) Wielkość: przypuszczamy, iż jest znana.

Uwagi dotyczące rozkładu oporu powietrza na wypór i opór szkodliwy.

Opór powietrza R rozkłada się na dwie siły, mające kierunki następujące:

- a) Pierwszy, prostopadły do toru: jest to wypór P ;
- b) drugi przyjmujemy za równoległy do toru: jest to opór szkodliwy T .

Uwaga a). Wypór P , o którym tutaj mowa, jest **wyporem całkowitym**. Jest to suma wyporów, wywołanych przez płaty nośne, oraz wyporów przeważnie bardzo słabych, wywołanych przez części bierne samolotu (na przykład: osłona osi podwozia, kadłub, lotki, opierzenie i t. d.).

Uwaga b). Opór szkodliwy T uważamy tu za **całkowity opór szkodliwy**. Jest to suma oporów szkodliwych płatów nośnych, oraz oporów szkodliwych części biernych, takich jak kadłub, podwozie, ściągna, stojaki i t. d.

B) WARUNKI RÓWNOWAGI W LOCIE POZIOMYM.

Siły przyłożone do środka ciężkości:

- 1) Ciężar całkowity Q .
- 2) Opór powietrza R .
- 3) Ciąg śmigła F .

Opór powietrza R rozkłada się na dwie siły (rys. 87)

- 1) Wypór P , prostopadły do toru.
- 2) Opór szkodliwy T , równoległy do toru.

Warunki równowagi.

A. Równanie unoszenia.

$$P = Q$$

$$\text{Otóż } P = R_z V^2$$

Równanie zatem jest: wypór = ciężarowi, albo

$$R_z V^2 = Q$$

B. Równanie ciągu.

Trzeba aby:

ciąg = opór szkodliwy całkowity,

to znaczy: $F = T$.

$$\text{Otóż } T = R_x V^2$$

Stąd równanie ciągu:

$$F = R_x V^2.$$

C) WARUNKI RÓWNOWAGI PRZY WZNOSZENIU SIĘ.

I. Siły znane.

- 1) Ciężar całkowity Q
- 2) Opór powietrza R .
- 3) Ciąg śmigła F .

II. Równowaga (rys. 88).

- 1) Rozkładamy ciężar Q na dwie siły:
Jedną, Q_1 , o kierunku prostopadłym do toru;
Drugą Q_2 , skierowaną wzdłuż toru.
- 2) Rozkładamy opór R na dwie siły:
Jedną, P , prostopadłą do toru.
Drugą, T , równoległą do toru.

III. Warunki równowagi.

A. **Równanie unoszenia.** — Aby samolot był w równowadze, trzeba, ażeby wypór = składowej ciężaru, o kierunku przeciwnym.

$$P = Q_1$$

B. **Równanie ciągu.** — Ciąg F, powinien być równy sumie oporu szkodliwego całkowitego T i składowej ciężaru Q_2 , a mianowicie:

$$F = T + Q_2.$$

C. **Wartość składowych Q_1 i Q_2 .** — Kąt, jaki tworzy siła Q_1 z ciężarem Q, jest równy kątowi — utworzonemu przez tor samolotu z poziomą, to znaczy kątowi — wznoszenia się płatowca.

Mamy więc:

$$Q_1 = Q \cos \alpha,$$

i
$$Q_2 = Q \sin \alpha.$$

Widzimy stąd, że gdy kąt wznoszenia się wzrasta, Q_1 maleje. natomiast Q_2 rośnie.

Równanie unoszenia przybiera teraz nową postać:

$$P = Q \cos \alpha, \text{ Rz } V^2 = Q \cos \alpha,$$

i równanie ciągu:

$$F = T + Q \sin \alpha,$$

$$F = Rx V^2 + Q \sin \alpha.$$

IV. Wnioski.

• Porównajmy teraz równanie ciągu w locie poziomym i przy wznoszeniu się.

W locie poziomym: $F = T$.

Przy wznoszeniu się: $F' = T + Q_2$.

Mając do zrównoważenia oprócz T, jeszcze składową Q_2 ciężaru, siła ciągu F' przy wznoszeniu się musi być większa, aniżeli siła ciągu F w locie poziomym.

Ponadto widzimy, że składowa Q_2 , rośnie razem z kątem wznoszenia się, skąd wynika:

- 1) Potrzeba nadmiaru mocy do wznoszenia się.
- 2) Potrzeba zwiększenia nadmiaru mocy, gdy kąt wznoszenia się rośnie.

Wniosek. — Im większy będzie nadmiar mocy, tem szybciej będzie mógł wznosić się samolot.

D) WARUNKI RÓWNOWAGI PRZY PLANOWANIU.

I. Siły znane.

- 1) Ciężar całkowity Q .
- 2) Opór powietrza R .
- 3) Ciąg śmigła (= zero).

II. Rozkład sił (rys. 89).

- 1) Rozkładamy Q na dwie siły:
Jedną, Q_1 , prostopadłą do toru.
Drugą, Q_2 , równoległą do toru.
- 2) Podobnie rozkładamy R na dwie siły:
Jedną, P , prostopadłą do toru,
Drugą, T , równoległą do toru.

III. Warunki równowagi.

A. Równanie unoszenia. Aby samolot był w równowadze, trzeba żeby wypór całkowity P , był równy składowej Q_1 ciężaru.

$$P = Q_1$$

B. Równanie ciągu:

Trzeba żeby:

$$Q_2 = T.$$

C. Wartości Q_1 i Q_2 . Kąt utworzony przez siły Q_1 i Q_2 równy jest kątowi z opadania.

Mamy więc:

$$Q_1 = Q \cos \alpha$$

$$Q_2 = Q \sin \alpha$$

Równanie unoszenia:

$$P = Q_1 = Q \cos \alpha$$

albo $R_z V^2 = Q \cos \alpha$

Równanie ciągu:

$$Q_2 = T.$$

$$Q \sin \alpha = R_x V^2.$$

Składowa Q_2 rośnie z kątem opadania.

A więc samolot będzie się pochylał dopóty, aż kąt opadania stanie się wystarczający, aby dał nam składową Q_2 , która odpowiada równowadze.

IV. Wnioski.

Porównajmy równanie ciągu w locie poziomym i przy planowaniu.

W locie poziomym: $F = T$.

Przy opadaniu: $Q_2 = T$.

Widzimy, że przy planowaniu, siła pociągowa F śmigła jest zastąpiona przez składową Q_2 ciężaru.

Im większy jest kąt opadania, tem większą jest wartość Q_2 składowej. Szybkość zwiększa się również z kątem opadania.

Stąd wyprowadzamy wniosek:

- 1) Samolot może planować, gdy ciąg śmigła ustaje.
- 2) Im większy jest kąt pochylenia, tem szybciej opada samolot.

E) STRESZCZENIE.

I. Siły działające na samolot w locie poziomym.

Siły działające na samolot w locie poziomym są:
(patrz rys. 87):

1) Ciężkość: skierowana pionowo z góry na dół, równa jest ciężarowi samolotu.

2) Całkowity opór powietrza.

3) Ciąg śmigła.

Aby porównać te siły pomiędzy sobą, bierzemy za miast całkowitego oporu powietrza jego dwie składowe:

a) składową pionową, czyli wypór P , który równoważy ciężar Q samolotu.

b) Składową poziomą, albo opór szkodliwy T , który równoważy siłę ciągu śmigła.

Uwaga. — Składowa T jest poziomą, jedynie w wypadku lotu poziomego.

Dla zachowania równowagi samolotu trzeba żeby:

$$\text{Wypór } P = Q \text{ (ciężar)}$$

oraz:

$$\text{Ciąg } F = T \text{ (opór szkodliwy).}$$

II. Wznoszenie się.

Podobnie jak rowerzysta wjeżdżając na górkę powinien wykonać dodatkowy wysiłek, tak samo samolot przy wzbijaniu się potrzebuje większej siły pociągowej, aniżeli siła potrzebna w locie poziomym. Tej dodatkowej siły dostarcza silnik, co tłumaczy konieczność pewnego nadmiaru mocy, żeby móc się wznosić.

Im górka jest więcej stroma, tem większego wysiłku musi użyć rowerzysta, aby na nią wjechać.

Podobnie ze wzrostem kąta wzbijania się samolotu większego potrzeba nadmiaru mocy.

Wynika z tego, że samolot, posiadający znaczny nadmiar mocy, będzie mógł szybciej się wznosić.

III. Opadanie.

Zjeżdżając z górki rowerzysta przestaje obracać pedałami i odpoczywa; rower, pociągnięty swoim ciężarem, zjeżdża sam, bez najmniejszego wysiłku ze stro-

ny rowerzysty. Spostrzegamy nawet, że szybkość jego zwiększa się.

Dla tej samej przyczyny, jeżeli w samolocie, podczas lotu silnik się zatrzyma, wystarczy pociśnięcie samolotu, a samolot pod wpływem własnego ciężaru pocznie opadać, wynikająca przytem siła pociągowa zastąpi siłę pociągową silnika i pozwoli pilotowi wylądować.

A zatem: samolot może opadać lotem ślizgowym, kiedy siła pociągowa ustaje.

Jeżeli w przykładzie poprzednim rowerzysta zjeżdża z góry bardzo stromej, to rower nabierze wielkiej szybkości. Podobnie: im większy będzie kąt pochylenia samolotu — tem szybciej ten samolot będzie opadać.

ROZDZIAŁ VIII.

STATECZNOŚĆ.

T r e ś ć.

- A. Ruchy samolotu.
- B. Stateczność samolotu.
- C. Obroty samolotu dokoła środka ciężkości.
- D. Streszczenie.

ROZDZIAŁ VIII.

STATECZNOŚĆ.

A) RUCHY SAMOŁOTU.

Ruchy samolotu dzielimy na:

- 1) Ruchy środka ciężkości
- 2) Ruchy dookoła środka ciężkości.

Ruchy środka ciężkości są ruchami postępowemi. W ruchach tych ogół różnych punktów przestrzeni, kolejno zajmowanych przez środek ciężkości, stanowi tak zwany tor lub linię ruchu samolotu.

Tor może być poziomy, wznoszący się, opadający, lub kołowy (patrz rozdział VII).

Ruchy dookoła środka ciężkości są ruchami obrotowymi i zowią się kołysaniem się poprzecznem, podłużnem, lub pionowem.

Ruchy te są zależne od układu sił przyłożonych (rys. 90).

Równowaga stała. Mówimy, że dane ciało posiada równowagę stałą, jeżeli, wytrącone ze stanu równowagi, stara się do niej powrócić. Przykład: wahadło (rys. 90). (Patrz podręcznik mechaniki).

B) STATECZNOŚĆ SAMOŁOTU.

Definicja.

Przez stateczność rozumiemy taką właściwość samolotów dzięki której samolot, wytrącony chwilowo ze swego położenia równowagi, wraca doń ponownie.

Zasada stateczności samolotów.

Stateczność polega na działaniu powietrza na odpowiednio rozmieszczone na samolocie powierzchnie: opierzenie, lotki i t. d.

Opór powietrza, powstający na owych powierzchniach gdy te ostatnie, wskutek nachylenia samolotu, ustawiają się ukośnie do kierunku ruchu powietrza, działa tak względem środka ciężkości samolotu, że usiłuje przywrócić go do położenia równowagi (patrz przykład na rys. 91).

C) RUCHY SAMOŁOTU DOKOŁA ŚRODKA CIĘŻKOŚCI.

Wychodzimy tu z założenia, że ruchy te odbywają się dokoła trzech osi obrotu, które przechodzą przez środek ciężkości i leżą w trzech różnych płaszczyznach.

By samolot był w równowadze, powinien być w równowadze na każdej z tych trzech osi i posiadać trzy rodzaje stateczności, jakie im odpowiadają.

Rozróżniamy trzy rodzaje równowagi (rys. 92):

1) Równowaga dokoła osi poprzecznej, czyli osi wychyleń. Oś ta przechodzi przez środek ciężkości i jest prostopadłą do płaszczyzny symetrii samolotu.

Równowadze samolotu dokoła osi wychyleń, odpowiada stateczność podłużna.

Ruchy, odbywające się dokoła tej osi, polegają na wznoszeniu się lub opadaniu samolotu.

2) **Równowaga dokoła osi podłużnej, lub osi przechyleń.**

Oś ta przechodzi przez środek ciężkości i leży na płaszczyźnie symetrii samolotu.

Równowadze samolotu na osi przechyleń odpowiada **stateczność poprzeczna.**

Ruchy, zachodzące dokoła tej osi, polegają na przechyleniach się samolotu **na boki.**

Uwaga. Oś przechyleń, albo oś bezwładności samolotu zależy od rozkładu mas samolotu i nie pokrywa się z torem. Oś ta bywa zwykle skierowaną nieco ku górze.

3) **Równowaga dokoła osi prostopadłej, do płaszczyzny utworzonej przez dwie pierwsze osie, zwanej również osią zwrotów.** Oś ta przechodzi przez środek ciężkości, leży na płaszczyźnie symetrycznej i jest prostopadłą do osi przechyleń.

Równowadze samolotu na osi zwrotów odpowiada **stateczność kierunkowa.**

Ruchy, zachodzące dokoła tej osi, polegają na zwrotach w lewo lub w prawo.

Różne rodzaje stateczności.

Rozróżniamy:

1) **Stateczność własna, lub kształtu,** wynikająca z ułożenia części składowych samolotu (strzała lub V skrzydeł, umieszczenie lub kształt płatów nośnych samolotu i t. d.).

2) **Stateczność sterowana,** wynikająca z działania mechanizmu sterowego (ster wysokości i kierunkowy, lotki).

3) **Stateczność samoczynna.** W niektórych samolotach stateczność jest „samoczynną”. W tym wypadku, działanie urządzeń sterowych samolotu, zapewnia me-

chanizm samoczynny (wirnik (żyroskop), silnik pomocniczy i t. d.).

D) S T R E S Z C Z E N I E.

Stateczność. Ruchy samolotu.

Mówimy, że dane ciało jest w równowadze stałej, jeżeli wyprowadzone ze swego stanu równowagi stara się doń powrócić

Stateczność jest odpowiednikiem równowagi.

Wahadło zegarowe jest w równowadze stałej, ponieważ wyprowadzone z położenia równowagi powraca doń po kilku wahnieniach (patrz rys. 90).

Ruchy samolotów na torze są trzech rodzajów:

Ruchy wychyleń.

Ruchy przechyleń.

Ruchy zwrotne.

Ruchy te wypływają z obrotów dookoła odnośnych osi:

Osi wychyleń

Osi przechyleń

Osi zwrotów.

Jeżeli płatowiec nie wykonuje żadnych z tych ruchów, powiadamy, że jest on w równowadze na torze lotu.

Ruchom przechyleń, odpowiada wznoszenie się lub opadanie samolotu.

Stateczność, zapobiegająca tym ruchom, zowie się **statecznością podłużną.**

Ruchy wychyleń wywołują przechylenie się samolotu na boki.

Stateczność, która zapobiega tym ruchom, zowie się **statecznością poprzeczną**.

Ruchy zwrotne, są to ruchy, które wywołują zwroty płatowca w prawo, lub w lewo.

Stateczność, która zapobiega tym ruchom, zowie się **statecznością kierunkową**.

ROZDZIAŁ IX.

Stateczność podłużna.

Treść.

- A. Stateczność samolotów o płatach płaskich.
- B. Stateczność samolotów o płatach profilowych.
- C. Środki zapewniające stateczność podłużną.
- D. Opierzenie poziome.
- E. Różne rodzaje opierzenia.
 - 1) opierzenie nośne, o większym kącie natarcia aniżeli płaty nośne
 - 2) opierzenie nośne równoległe do płatów nośnych
 - 3) opierzenie nośne o mniejszym kącie natarcia, aniżeli płaty nośne
 - 4) opierzenie neutralne
 - 5) opierzenie nienośne
- F. Stateczność podłużna sterowana.
- G. Opierzenie bez statecznika.
- H. Opierzenie ze statecznikiem.
- I. Ster wysokości skompensowany.
- J. Streszczenie.

ROZDZIAŁ IX.

Stateczność podłużna.

A) STATECZNOŚĆ SAMOLOTÓW O PŁATACH PŁASKICH.

Wyobraźmy sobie, iż mamy przed sobą samolot, którego płaty, utworzone są przez powierzchnie płaskie.

1. Samolot jest w równowadze.

Opór powietrza przechodzi przez środek ciężkości: płaty lecą przypuścimy pod kątem i (rys. 93 i 94)

2. Zmiany równowagi.

a) Kąt natarcia i maleje i staje się równy i' .

Środek parcia, który był w x , zbliża się teraz do krawędzi natarcia i zatrzymuje się, przypuścimy w x' , (rys. 93). Moment oporu powietrza R' będzie względem środka ciężkości G

$$R' \times d,$$

i będzie dążyć do podniesienia krawędzi czołowej powierzchni.

Powstaje więc nowy, dodatkowy układ sił, który przywraca równowagę.

b) Kąt natarcia i rośnie i staje się równy i'' .

Środek parcia, który był w x , oddala się od krawędzi natarcia i zatrzymuje się w x'' .

Opór powietrza R'' posiada względem środka ciężkości G , moment:

$$R'' \times d',$$

który dąży do przechylenia w dół krawędzi natarcia powierzchni.

Widzimy zatem, iż znowu powstaje dodatkowy układ sił, który przywraca równowagę.

3. Wniosek.

Samolot o powierzchni płaskiej jest stateczny.

B) STATECZNOŚĆ SAMOLOTÓW O PŁATACH PROFILOWYCH.

1. Samolot w równowadze.

Opór powietrza przechodzi przez środek ciężkości G ; płat leci pod kątem i , (naprz. rys. 95 i 96).

2. Zmiany równowagi.

a) Kąt natarcia maleje i staje się równy i' .

Środek parcia, który był w x , oddala się od krawędzi natarcia i przenosi się w x' .

Opór powietrza R' , posiada względem środka ciężkości G moment

$$R' \times d,$$

który dąży do pochylenia w dół krawędzi natarcia płata.

A więc powstaje układ sił niekorzystny, który zwiększa ruch opadania krawędzi natarcia płata i niweczy równowagę.

b) Kąt natarcia rośnie i staje się równy i'' .

Środek parcia, który był w x , zbliża się do krawędzi natarcia i zatrzymuje się w x'' .

Opór powietrza R'' posiada względem środka ciężkości G , moment

$$R'' \times d',$$

który dąży do uniesienia krawędzi natarcia płata.

Mamy więc znowu do czynienia z niekorzystnym układem sił, który potęguje ruch unoszący krawędź natarcia płata i niweczy równowagę.

3. Wniosek.

Samoloty o powierzchniach profilowych są niestateczne, jeżeli nie posiadają urządzeń ustateczniających.

C) ŚRODKI ZAPEWNIAJĄCE STĄTECZNOŚĆ PODŁUŻNĄ SAMOLOTU.

Ażeby zapewnić stateczność podłużną samolotu, trzeba do jego opłatowania głównego dodać opłatowanie pomocnicze, zwane opierzeniem poziomem.

D) OPIERZENIE POZIOME.

Opierzenie poziome jest jednym z najważniejszych warunków stateczności samolotu.

Rola opierzenia poziomego ogranicza się do wahań podłużnych samolotu.

Działanie opierzenia.

Weźmy pod uwagę płatowiec bardzo prostej budowy, utworzony z jednego tylko płatu A i z opierzenia (a), umieszczonego w linii wiatru (nastawienie zerowe). W przypadku, przedstawionym na rysunku 1, w locie normalnym, R przechodzi przez środek ciężkości G (rys. 97).

W przypadku wyobrażonym na rys. 2, płat A opada a kąt natarcia się zmniejszył, nowy opór R' nie prze-

chodzi już przez środek ciężkości G , lecz posiada w stosunku doń **moment niekorzystny**: $R' \times d$, który będzie dążyć do wywrócenia samolotu przez wzmocnienie ruchu opadania.

W tym momencie poczyną działać opierzenie a , które tworzy teraz z kierunkiem szybkości pewien kąt natarcia.

Na opierzeniu powstaje opór r , którego moment względem $G = r \times d'$, dąży do przywrócenia równowagi. Oczywiście jest, że moment $r \times d'$, może powrócić samolot do linii lotu tylko wtedy, jeżeli:

$$r \times d' \times R' \times d.$$

Aby zwiększyć moment $r \times d'$, możemy albo zwiększyć r , nadając opierzeniu większą powierzchnię, albo zwiększyć długość ramienia d , oddalając opierzenie od opłatowania głównego.

Ilości te obrane są w samolotach w ten sposób, aby zapewniały we wszystkich wypadkach przywrócenie równowagi.

Uwaga. — Na rysunku 97, kierunek toru, a więc również szybkości V , pozostaje ten sam, dzięki bezwładności, która sprawia, że samolot przez pewien czas jeszcze porusza się w dawnym kierunku.

E) ROZMAITE OPIERZENIA.

Dodanie opierzenia nie wystarcza samo przez się do ustatecznienia samolotu; jak to udowodnimy niebawem stateczność może być przez to większą, lub mniejszą, a nawet może jej wcale nie być, zależnie od tego, jakim jest położenie opierzenia.

W rozważaniach, które następują, będziemy przypuszczać, że oś ciągu śmigła przechodzi przez środek ciężkości samolotu.

Dla rozważenia warunków istnienia równowagi połużnej, wyobrażamy sobie opór powietrza R , na opła-

towaniu i opór powietrza r , na opierzeniu samolotu. (rys. 98).

Momentem siły R , względem środka ciężkości jest $R \times l$; podobnież momentem r jest $r \times L$.

Widzimy stąd, że opór powietrza na opłatowaniu nie przechodzi już teraz przez środek ciężkości.

Jeżeli samolot jest w równowadze, momenty sił są sobie równe, a ich znaki przeciwne.

$$R \times l = r \times L$$

czyli:

$$R \times l - r \times L = 0.$$

Kąty natarcia i jakoteż i_1 , opłatowania i opierzenia mogą być różne.

Jeżeli przypuścimy, że kąt natarcia opłatowania zwiększył się nieznacznie, wówczas kąt natarcia opierzenia ulegnie takiemu samemu zwiększeniu.

Siły R i r , które są proporcjonalne do kąta natarcia zwiększą się:

$$R \text{ wyniesie } R + F$$

$$a \quad r \text{ wyniesie } r + f.$$

Pod względem równowagi wystarczy zbadać działanie sił F i f , dodanych do R i r .

Ramionami tych sił są nadal l i L , albowiem zmiana środka parcia, dla nieznacznej zmiany kąta natarcia nie potrzebuje być brana pod uwagę. (rys. 99).

Widzimy stąd, że moment siły f , którego wartość wynosi $f \times L$, jest **ustateczniającym**, to znaczy, że dąży on do sprowadzenia płatowca do położenia równowagi.

Moment $f \times L$, nazywamy **parą sił opierzenia**.

Przeciwnie, moment siły F , dąży do wznoszenia płatowca; powiadamy, że jest on **niestateczny**.

Moment siły F , którego wartość wynosi $F \times l$, nazywamy **parą sił opłatowania**.

Łatwo się przekonać, że warunkiem ustatecznienia samolotu jest:

$$f \times L > F \times l$$

Obiedwie pary sił $f \times L$ i $F \times l$, powstają wyłącznie ze zmiany oporu powietrza spowodowanej przez zmianę i_0 kąta natarcia.

Różne położenia opierzenia.

1) Opierzenie nośne o kącie natarcia większym, od kąta natarcia opłatowania.

Opór powietrza r na opierzeniu jest znaczny; środek ciężkości G powinien wypaść znacznie w tyle od oporu powietrza R na opłatowaniu (rys. 100).

Warunkiem równowagi jest nadal $R \times l = r \times L$.

W razie zmiany kąta natarcia, para sił opłatowania $F \times l$ będzie bardzo wielką, ponieważ l jest wielkie, i może być większą od pary sił opierzenia $f \times L$.

Para sił opłatowania, która jest **niestateczna**, będzie większa od pary sił opierzenia, która jest **stateczna**. Równowaga samolotu będzie **chwiejna**.

Z powyższego widać, jak niebezpiecznym jest przeciążanie ogona samolotu, oraz usuwanie dążności do wznoszenia się przez zwiększenie kąta nastawienia opierzenia.

2) Opierzenie nośne, równoległe do opłatowania.

Przypadek ten podobny jest do poprzedniego. Jedyne punktu G , czyli środek ciężkości jest mniej oddalony od oporu R . Mamy:

$$R \times l = r \times L.$$

Para sił opłatowania, która jest **niestateczna**, jest równa parze sił opierzenia, która jest **stateczna**.

Samolot posiada równowagę **obojętną**.

3) Opierzenie o mniejszym kącie natarcia,
aniżeli opłatowanie.

Opór powietrza na opierzenie jest niewielki; środek ciężkości G jest położony bardzo blisko oporu powietrza R na opłatowanie. (rys. 101).

Warunek równowagi pozostaje ten sam:

$$F \times l = f \times L.$$

Przy zmianie kąta natarcia para sił opłatowania $F \times l$ jest nadal **niestateczna**, lecz wartość jej jest nieznaczna, ponieważ l jest małe.

Para sił opierzenia $f \times L$, **ustateczniająca**, jest większa od pary sił opłatowania.

Samolot posiada równowagę trwałą.

4) Opierzenie leży w linii wiatru, czyli opierzenie
neutralne.

Przy takim położeniu, opierzenie musi mieć niewielki dodatni kąt natarcia, albowiem strugi powietrza zostają zbite przez opłatowanie. (rys. 102).

Opór powietrza na opierzeniu, równy jest zeru, opór powietrza R na opłatowanie przechodzi przez środek ciężkości. (rys. 103).

Warunek równowagi $R \times l = 0$, jest spełniony jeżeli $l = 0$.

W przypadku zmiany kąta natarcia para sił opłatowania $F \times l$ jest równa zeru.

Para sił opierzenia $f \times L$ jest ustateczniająca, a zatem samolot posiada dobrą stateczność.

5) Opierzenie nastawione stroną wierzchnią do wiatru,
czyli opierzenie nienośne.

Opór powietrza na opierzenie działa w kierunku przeciwnym do oporu powietrza na opłatowaniu.

Środek ciężkości jest wówczas wysunięty przed opór powietrza R na opłatawaniu (rys. 104).

Warunkiem równowagi będzie:

$$R \times l = r \times L.$$

W przypadku zmiany kąta natarcia, na przykład zwiększenia się, siła F, o którą R się powiększa, ma względem środka ciężkości moment, który dąży do przywrócenia samolotu do położenia równowagi.

Para sił opłatawania $R \times l$ jest stateczna.

Podobnie, gdy kąt natarcia opierzenia będzie się zmniejszać, razem z nim będzie się zmniejszać opór r.

Zmniejszenie to możemy wyrazić przez siłę f, o kierunku przeciwnym do r.

Widzimy, że para sił opierzenia $f \times L$ jest również stateczną.

W opisanym więc wypadku, obydwie pary sił są stateczne a samolot posiada bardzo wielką stateczność.

Z rozważań powyższych wysnuwamy wniosek, że jeżeli opierzeniu płatowca nadawać będziemy kolejno dodatnie kąty natarcia, a następnie kąty natarcia ujemne, to stateczność będzie się przytem zwiększać.

Wniosek, że wszystkie czynności związane z ewentualną zmianą nastawienia opierzenia samolotu, należy przeprowadzać z wielką ostrożnością i umiarkowaniem, i że, w zasadzie, nie należy nigdy przekroczyć wytycznych, podanych przez konstruktora.

F) STATECZNOŚĆ PODŁUŻNA STEROWANA.

Przez użycie steru wysokości, pilot zapewnia stateczność podłużną sterowaną samolotu.

W chwili działania sterem wysokości, na tym ostatnim powstaje pewien opór powietrza (r).

Moment tego oporu względem środka ciężkości jest siłą obrotową, który może zmienić tor samolotu.

Zależnie od typu płatowca, rozróżniamy:

Opierzenie bez statecznika i opierzenie ze statecznikiem.

G) OPIERZENIE BEZ STATECZNIKA.

Opierzenie bez statecznika tworzy tylko jedna powierzchnia ruchoma dokoła osi $X Y$ (rys. 105).

Powierzchnia ta, gdy pilot ustawia ją w odpowiedniej pozycji, spełni rolę opierzenia właściwego n. p. płatowce Salmson 2 A_2).

Średnia linia środków parcia, wynikająca z działania powietrza na opierzenie, wypada bardzo blisko od osi obrotu. Nie leży ona na linii środków parcia, gdyż to uczyniłoby ruchy słabo odczuwalnymi dla pilota (kompensacja).

Odległość (d) powinna być wprawdzie bardzo mała, ale istnieć musi, gdyż w przeciwnym razie, sterowanie nie byłoby dosyć wrażliwe: „nie odczuwalibyśmy sterowania“.

H) OPIERZENIE ZE STATECZNIKIEM.

Opierzenie takie utworzone jest z płaszczyzny nieruchomej P (statecznika), która stanowi opierzenie właściwe, oraz z powierzchni ruchomej P' (steru), wprawianej w ruch przez pilota. — Urządzenie takie posiada tę zaletę, iż pomimo zerwania linek steru wysokości, zachowuje ono stateczność podłużną własną, zapewnioną przez statecznik. — W tym wypadku, płat ruchomy układa się w linii wiatru (rys. 106).

I) STER WYSOKOŚCI SKOMPENSOWANY.

Konieczność nadawania znacznej rozpiętości powierzchniom sterów wysokościowych prowadzi do używania sterów skompensowanych, których zadaniem

jest zmniejszenie wysiłku przy sterowaniu (rys. 107).

Kompensacji steru A, skutecznia się przez przedłużenie płaszczyzny steru przed oś obrotu; a i a' są to części kompensacyjne steru.

Gdy ster skompensowany tworzy z kierunkiem szybkości pewien kąt natarcia, to na a i a' powstaje pewien opór R_2 a na A, — opór R_1 . Opory te są dwoma siłami równoległymi, skierowanymi zgodnie, wypadkowa ich zatem, będzie mieć:

jako kierunek: kierunek tych dwóch sił;

jako zwrot: zwrot dwóch sił;

jako natężenie: sumę natężeń dwóch sił.

Punkt przyłożenia leży pomiędzy oboma siłami i to po stronie większej z nich.

Punkt przyłożenia wypadkowej staramy się zbliżyć do osi obrotu, a to celem zmniejszenia momentu tej siły względem osi obrotu.

Ze zmniejszeniem momentu wypadkowej R, maleje również wysiłek pilota i sterowanie jest mniej uciążliwe (stery bardziej podatne).

Stery skompensowane mają na celu zmniejszenie wysiłku pilota przy sterowaniu.

Uwaga: Wszystkie stery samolotu, mogą być skompensowane podobnie do steru wysokości. Przykład: Ster kierunkowy skompensowany (rys. 109); lotka skompensowana (rys. 108).

J) S T R E S Z C Z E N I E.

1) Stateczność samolotów o płatach profilowych.

Wyobraźmy sobie samolot o płatach profilowych, lecący pod pewnym kątem natarcia $\hat{i}$.

Przypuśćmy, że płatowiec jest w równowadze i że opór powietrza R przechodzi przez środek ciężkości G. (patrz. rys. 95).

Przypuśćmy dalej, że gwałtowny podmuch wiatru wywołał zmniejszenie kąta natarcia płatów i że teraz leci on pod kątem natarcia i' .

$$i' < i.$$

Środek parcia, który był w X, oddala się od krawędzi natarcia i przenosi się w X' (patrz rozdział III: zmienność środka parcia na powierzchniach profilowych).

Opór powierza przenosi się w R', a jego moment

$$R \times d$$

względem środka ciężkości, usiłuje wykręcić płatowiec dookoła środka ciężkości.

Ruch „opadania” zostaje więc wzmocniony.

Samolot, posiadający płaty profilowe, jest niestacny.

Aby zapewnić stateczność tych płatowców, umieszczamy z tyłu płatów powierzchnie pomocnicze, zwane **opierzeniem**.

2) Opierzenie.

Opierzenie ma na celu zapewnienie samolotowi stateczności podłużnej zwanej własną. Opierzenie składa się zwykle z części nieruchomej (statecznika), oraz części ruchomej (steru).

3) Działanie opierzenia.

Weźmy pod uwagę samolot bardzo prostej konstrukcji, utworzony z jednego tylko płatu A, oraz z opierzenia a, umieszczonego w linii wiatru (patrz rys. 97).

W locie poziomym (rys. 97)(1) opór powietrza R przechodzi przez środek ciężkości G.

Gdy płatowiec opada (rys. 97)(2), kąt natarcia maleje; środek parcia oddala się wówczas od krawędzi natarcia (patrz rozdział III).

Opór powietrza przenosi się w R' , a, przechodząc obecnie przez środek ciężkości G , dąży do wykrcenia płatowca dookoła tego punktu i do wzmocnienia ruchu opadania.

W tym momencie zaczyna się działanie opierzenia, które tworzy teraz z kierunkiem strug powietrznych pewien kąt natarcia. Powstaje opór (r), mający bardzo duże ramię (d') względem środka ciężkości.

Ponieważ ramię d' jest duże w stosunku do ramienia (d) oporu R' , zatem opór (r) wyprostuje samolot, wykręcając go dookoła środka ciężkości.

Opierzenie zapewnia stateczność samolotu.

Aby zwiększyć działanie opierzenia, możemy albo powiększyć jego powierzchnię, albo oddalić go od środka ciężkości. W samolotach wartości te dobrane są w taki sposób, iż przywrócenie równowagi płatowca jest zapewnione we wszystkich wypadkach.

4) Różne rodzaje opierzenia.

Opierzenie może być:

- a) **Ze statecznikiem.**
- b) **Bez statecznika.**

Opierzenie ze statecznikiem może być:

1) O **nastawieniu neutralnem**, nie biorącym udziału w unoszeniu.

2) O **nastawieniu dodatniem**, — takie opierzenie jest nośne i w słabym stopniu bierze udział w unoszeniu.

3) O **nastawieniu ujemnem**. Opierzenie to jest nie-nośne. Siła nośna płatowca zostaje przeto nieco zmniejszona, ale stateczność jest lepsza.

Uwaga. Nastawienie statecznika nie powinno w żadnym razie przewyższać nastawienia płatów głównych.

Opierzenie bez statecznika składa się z jednej tylko powierzchni ruchomej dokoła osi (patrz rys. 105).

Aby stery były czułe, jakoteż zachowana łatwość sterowania, umieszczamy oś obrotu w pobliżu średniej linii środków parcia, wynikających z działania powietrza.

Odległość (d), dzieląca obie linje, winna być mała. Istnienie jej jest koniecznem, w przeciwnym bowiem razie nie „odczuwalibyśmy“ sterowania.

5) Stery skompensowane.

Konieczność nadawania sterom znacznej rozpiętości (ster wysokości, kierunkowy i lotki) prowadzi do używania sterów, zwanych **skompensowanymi**, których celem jest zmniejszenie wysiłku pilota przy sterowaniu. (rys. 109).

Kompensację uskuteczniamy, przedłużając stery przed oś obrotu. (patrz rys. 107).

Powietrze wywiera nacisk R_1 na tylną część oraz nacisk R_2 na część umieszczoną przed osią obrotu. R_1 i R_2 leżą po obu stronach osi obrotów.

Ponieważ moment wypadkowej R maleje, więc wysiłek pilota maleje również i sterowanie jest mniej uciążliwe.

ROZDZIAŁ X.
STATECZNOŚĆ POPRZECZNA.

T r e ś ć.

A. Stateczność poprzeczna własna:

1. Działanie statecznika pionowego.
2. Utrata równowagi poprzecznej.
3. Wpływ ustawienia skrzydeł w kształcie litery V w wypadku utraty równowagi poprzecznej.
4. Wpływ ustawienia skrzydeł w kształcie strzały w wypadku utraty równowagi poprzecznej.

B. Stateczność poprzeczna sterowana.

1. Organy, zapewniające stateczność poprzeczną sterowaną.
2. Lotki skompensowane.
3. Para sił wywrotowa śmigła.

C. Streszczenie.

ROZDZIAŁ X.

STATECZNOŚĆ POPRZECZNA.

A) STATECZNOŚĆ POPRZECZNA WŁASNA.

Stateczność poprzeczna własna winna zapobiegać ruchom kołysania się poprzecznego.

Organ stateczności poprzecznej własnej odgrywa rolę identyczną, jak organ w stateczności podłużnej własnej i nosi miano: **statecznika pionowego**.

Stateczność poprzeczną własną zwiększa w niektórych samolotach układ skrzydeł w kształcie litery V.

Jedną z przyczyn, które dążą do zerwania stateczności poprzecznej, jest para sił wywrotowa śmigła.

I. Działanie statecznika pionowego.

Przechylając się na bok, samolot obraca się dokoła osi przechyleń (rys. 100). Skutkiem tego ogon płatowca zakreśla stożek, mający za wierzchołek środek ciężkości.

Statecznik nie leży już wówczas w łóżysku wiatru, lecz skośnie doń i doznaje ciśnienia F , mającego względem osi przechyleń moment

$$F \times d$$

który dąży do przywrócenia statecznika, a więc i samolotu, do stanu równowagi.

Uwaga. Przy pełnym obrocie płatowca dokoła osi przechyleń, oś samolotu poruszałaby się zgodnie

z tworzącymi stożka obrotowego. Można to zauważyć przy korkociągu, gdyż ogon samolotu zakreśla najwyraźniej figurę w kształcie leja.

2. Utrata równowagi poprzecznej.

Samolot przechyla się na prawo (rys. 111).

Ciążar Q pozostaje w dalszym ciągu pionowym, natomiast pojawia się składowa ciężaru Q_1 , która wywołuje ślizganie się samolotu na prawo.

Samolot ślizga się na prawo.

Strugi powietrzne uderzają w statecznik pionowy, dzięki czemu powstaje opór R , którego moment

$$R \times d$$

względem osi przechyleń dąży do wyprostowania samolotu.

Ten sam opór posiada również moment względem osi zwrotów, który sprawia, iż samolot zawraca w tę stronę, w którą jest przechylony.

Wniosek: Utrata równowagi poprzecznej pociąga za sobą:

- 1) Ślizganie się w stronę pochylenia.
- 2) Zwrot na stronę skrzydła, które się przechyla.

3. Wpływ ustawienia skrzydeł w kształcie litery V w wypadku utraty równowagi poprzecznej.

Samolot pochyla się w prawo i ślizga się.

A. Samolot nie posiada szybkości postępowej V . Jeżeli samolot ślizga się wzdłuż v (szybkość ślizgania się), to będzie weń uderzał wiatr boczny o kierunku i sile v .

W tym wypadku kąt natarcia skrzydła, które się przechyliło, zwiększył się i równa się I, a skrzydła, które się uniosły, zmniejszył się i równa się I' (kąt stał się ujemnym).

W tym wypadku wypór na skrzydło, pochylające się, zwiększy się, a samolot sam przez się powróci do równowagi.

Uwaga. W razie, jeżeliby płatowiec nie miał wcale V skrzydłowego, żadna siła nie dopomagałaby do przywrócenia równowagi. (rys. 112).

B. Samolot leci poziomo z szybkością V i ślizga się.

Samolot będzie mieć wówczas dwie różne szybkości:

- 1) Szybkość poziomą V.
- 2) Szybkość ślizgania się v.

Szybkością wypadkową będzie W i uderzać będzie skrzydła ukośnie.

Im więcej wzrasta szybkość V, tem większe staje się również i W, zbliżając się do kierunku szybkości ślizgania się.

Warunki lotu będą podobne do poprzedniego wypadku, (w którym samolot miał tylko szybkość ślizgania się), a więc kąt natarcia będzie się zwiększać dla skrzydła, które się pochyla i zmniejszać dla skrzydła, które się unosi.

Wynikiem tego będą różne wypory na każdym ze skrzydeł, które przywrócą równowagę i uchronią samolot od ślizgania się.

Wniosek: Ustawienie skrzydeł w kształcie litery V, chroni samolot od ślizgania się.

4. Wpływ ustawienia skrzydeł w kształcie litery V przy działaniu wiatru bocznego.

Ustawienie skrzydeł w kształcie litery V, jest doskonałe przy spokojnem powietrzu, przy złej nato-

miast pogodzie jest nader niewygodny, zwiększa bowiem działanie wiatru bocznego, który dąży do wywrócenia samolotu.

5. Wpływ ustawienia skrzydeł w kształcie strzały w wypadku utraty równowagi poprzecznej.

1) Samolot przechyla się na prawo i ślizga się.

Niech będzie v szybkością ślizgania się; przez złożenie szybkości ślizgania v z szybkością postępującą V , otrzymujemy szybkość wypadkową W .

2) Szybkość wypadkowa W .

Strugi powietrzne uderzają w skrzydła równolegle do kierunku W .

Powierzchnia D skrzydła, które się opuściło i w które uderza wiatr, jest większa, aniżeli powierzchnia d skrzydła, które się uniosło.

Na prawem skrzydle wytwarza się opór powietrza większy niż na lewym, co przywraca samolotowi równowagę i chroni przed ślizganiem się.

Wniosek: Ustawienie skrzydeł w kształcie strzały, chroni przed ślizganiem się.

B) STATECZNOŚĆ POPRZECZNA STEROWANIA.

I. Organy, zapewniające stateczność poprzeczną sterowania.

Stateczność własna poprzeczna samolotu będąc stosunkowo niewielką, musi być powiększona przez użycie organów zwanych *lotkami*, które są uruchamiane przez pilota. (rys. 113 i 114).

Lotki są to dwie powierzchnie ruchome, umieszczone na tylnej części płatów i mogące się obracać dookoła osi poprzecznej. (rys. 114).

Lotki są połączone ze sobą w ten sposób, że przy sterowaniu jedna opuszcza się na dół, podczas gdy druga podnosi się w górę. Na każdej z lotek powstaje wówczas pewien opór powietrza R i R_1 .

Te dwie siły są równoległe i odwrotnie skierowane, co wywołuje parę sił:

$$R \times d + R' \times d,$$

która powoduje wahanie się samolotu w jedną, lub drugą stronę.

Stateczność poprzeczna sterowana może być zapewniona również przez: **zwichrowanie skrzydeł**. Skrzydła takie muszą być giętke (rys. 115). Za pomocą drążka sterowego nadajemy im skręt, który zwiększa kąt nastawienia jednego skrzydła, a zmniejsza drugiego.

W tym wypadku powstaje również para sił wyprostowująca:

$$R \times d + R' \times d.$$

Zwichrowanie pociąga za sobą nadmierną pracę skrzydeł, oraz znaczny wysiłek przy sterowaniu.

2. Lotki skompensowane.

Gdy lotki mają znaczną powierzchnię, wówczas dla zmniejszenia wysiłku pilota przy sterowaniu, używamy lotek skompensowanych (rys. 116).

W ten sposób zbliżamy środek wyporu, czyli punkt przyłożenia wypadkowej ca'kowitej

$$R = R_1 + R_2$$

do osi obrotu 0, co zmniejsza moment R względem 0, a więc i wysiłek pilota.

3. Para sił wywrotowa śmigła.

Para sił wywrotowa jest wynikiem oporu, który powietrze stawia w obracaniu się śmigła (rys. 117).

Opór ten dąży do unieruchomienia śmigła, oraz usiłuje obrócić samolot w stronę przeciwną do kierunku obrotu śmigła.

Jak to widzieliśmy w rozdziale VI, opór ten stanowi oporową parę sił śmigła, która podczas ruchu równoważy parę sił styczną silnika.

Ażeby znieść skutek pary sił wywrotowej, zwiększamy zazwyczaj nastawienie skrzydła, mającego skłonność do przechylania się. (rys. 118).

Jeżeli nastawienie skrzydła A' będzie większe od nastawienia A, opór powietrza R na A' będzie większy od oporu R' na A. Ponieważ zaś opór powietrza R jest większy w tem skrzydle, zatem wypór i opór szkodliwe będą również większe.

Będziemy więc mieli:

$$\text{Para sił wywrotowa} = (P - P') GH$$

Gdy jednak równowaga poprzeczna jest przywrócona, to różnica oporów szkodliwych:

$$T - T'$$

będzie wstrzymywać skrzydło A' i płatowiec będzie usiłował zawrócić na lewo.

Ażeby uniknąć tego zwrotu, nadajemy sterowi kierunkowemu, oraz statecznikowi pionowemu, pewne nachylenie.

Powstaje wówczas na opierzeniu pionowem siła F, której moment

$$F \times d$$

względem środka ciężkości, równoważy moment różnicy

$$T - T'$$

względem tego samego punktu.

Mamy więc:

$$(T - T') GH = F \times d$$

Streszczając powyższe, powiadamy:

1) Ażeby zrównoważyć parę sił wywrotową, zwiększamy kąt nastawienia jednego ze skrzydeł samolotu.

2) Ażeby zrównoważyć nadmiar oporu szkodliwego wytworzonego przez skrzydło mające większy kąt nastawienia, musimy nadać pewne odchylenie: statecznikowi pionowemu, lub sterowi kierunkowemu, albo też obydwom naraz.

C) S T R E S Z C Z E N I E.

1) Stateczność poprzeczna własna i sterowana.

Stateczność poprzeczna własna samolotu, powinna zapobiegać ruchom kołysania się poprzecznego, to znaczy ruchom „przechylania się” na prawo, lub lewo.

Organ stateczności poprzecznej własnej, nosi miano „statecznika pionowego”.

Stateczność poprzeczną sterowaną zapewniają lotki. (patrz rys. 114).

Lotki są to dwie powierzchnie ruchome, które umieszczone przy krawędzi każdego z płatów, mogą się obracać dokoła osi poprzecznej i są wprawiane w ruch przez pilota.

Lotki połączone są ze sobą w ten sposób, że gdy jedna z nich opuszcza się, to druga się unosi. Powstają wówczas na każdej z lotek wypory R i R' . Każde z tych wyporów zdąża do obrócenia samolotu w tym samym kierunku, dokoła osi przechyleń i zapewnia wskutek tego powrót do równowagi poprzecznej.

Niektóre płatowce posiadają zamiast lotek urządzenie pozwalające zwichrować skrzydła. Skrzydła są wówczas giętke, a skręcenie ich zwiększa kąt nastawienia jednego skrzydła a zmniejsza drugiego.

W tym wypadku mamy do czynienia z parą sił wyprostowującą.

Taki sposób zwichrowania płatów wychodzi obecnie z użytku, powoduje bowiem nadmierną pracę skrzydeł, oraz wymaga dużego wysiłku.

2) Stateczność poprzeczna kształtu.

Pochylając się na jedno skrzydło, samolot ślizga się, oraz wykonuje zwrot na stronę przechylenia.

Ażeby umożliwić samolotowi samorzutny powrót do równowagi poprzecznej, nadajemy jego skrzydłom:

- 1) kształt litery V (skrzydła są wygięte ku górze)
- 2) kształt strzały (patrz rysunki 112 i 113).

3) Para sił wywrotowa śmigła.

Opór, który powietrze stawia w obracaniu się śmigła, zdąża do unieruchomienia tego ostatniego, oraz stara się wykręcić samolot w stronę przeciwną do kierunku obrotu śmigła.

Owo przeciwdziałanie powietrza tworzy, tak zwaną, **parę sił wywrotową**.

Aby znieść skutek pary sił wywrotowej, która zdąża do przechylenia samolotu, czyli do obrócenia go dookoła osi przechyleń, zwiększamy kąt nastawienia skrzydła, które ma dążność do pochylenia się (patrz rys. 118).

Skrzydło o większym kącie nastawienia, doznaje większego wyporu i oporu szkodliwego, aniżeli drugie.

Różnica wyporów równoważy **parę sił wywrotową**.

Powinniśmy mieć:

$$(P - P') \times GH = \text{para sił wywrotowych.}$$

Różnica oporów szkodliwych nie będzie zrównoważona.

Skrzydło A', posiadające większy kąt nastawienia, zostaje zahamowane i samolot będzie zawracał na lewo.

By tego uniknąć, odchylamy statecznik pionowy, lub kierunkowy, bądź też obydwa razem:

Widzimy zatem, że:

1) Ażeby zrównoważyć parę sił wywrotową, zwiększamy kąt nastawienia jednego ze skrzydeł samolotu.

2) Ażeby zrównoważyć nadmiar oporu szkodliwego spowodowany przez skrzydła posiadające większy kąt nastawienia odchylamy statecznik pionowy.

ROZDZIAŁ XI.

STATECZNOŚĆ KIERUNKOWA.

Treść:

- A. Działanie statecznika kierunkowego.
 - B. Wpływ ustawienia skrzydeł w kształcie strzały na stateczność kierunkową.
 - C. Stateczność kierunkowa sterowana. Działanie steru kierunkowego.
 - D. Krzywizna.
 - E. Równowaga sił w krzywiznie.
 - F. Zmiany mocy potrzebnej do wykonania krzywizny.
 - G. Wpływ pary sił żyroskopowej przy krzywiznach.
 - H. Różnice, zachodzące pomiędzy parą sił wywrotową, a parą sił żyroskopową.
 - I. Streszczenie.
-

ROZDZIAŁ XI.

STATECZNOŚĆ KIERUNKOWA.

A) DZIAŁANIE STATECZNIKA KIERUNKOWEGO.

Statecznik pionowy utrzymuje samolot na torze prostolinijnym zawartym w płaszczyźnie symetrii. (rys. 119).

Jeżeli z jakiegokolwiek powodu, samolot zbacza ze swego toru, wówczas statecznik kierunkowy tworzy z kierunkiem szybkości względnej pewien kąt natarcia. (rys. 120).

Siła F , o momencie:

$$F \times d$$

względem środka ciężkości, która powstaje wówczas na stateczniku pionowym przywraca samolotowi jego pierwotne położenie.

B) WPŁYW USTAWIENIA SKRZYDEŁ W KSZTAŁCIE STRZAŁY NA STATECZNOŚĆ KIERUNKOWĄ WŁASNĄ.

Ustawienie skrzydeł w kształcie strzały, zwiększa stateczność kierunkową.

Jeżeli samolot usiłuje zboczyć ze swego toru, wykonując obrót dokola osi zwrotów, wówczas skrzydło, które wysuwa się naprzód, ma powierzchnię natarcia większą niż skrzydło, które się cofa.

Skrzydło mające większą powierzchnię natarcia doznaje zwiększonego oporu. Skrzydło to zostaje zahamowane i usiłuje wrócić do swego pierwotnego położenia. (rys. 121).

Wniosek: Ustawienie skrzydeł samolotu w kształcie strzały współdziała w zapewnieniu stateczności kierunkowej własnej.

C) STATECZNOŚĆ KIERUNKOWA STEROWANA. DZIAŁANIE STERU KIERUNKOWEGO.

Ster kierunkowy porusza się w płaszczyźnie pionowej.

Gdy nań działamy, ster ten tworzy z kierunkiem szybkości pewien kąt natarcia. (rys. 122).

Siła R , o momencie:

$$R \times d$$

który powstaje wówczas na sterze, powraca samolotowi stateczność do jego toru.

D) KRZYWIZNA.

Działając na orczyk, pilot uruchamia ster kierunkowy. (rys. 122).

Na sterze tym powstaje opór powietrza R i tworzy parę sił, o momencie $R \times d$, który usiłuje wykręcać samolot dokoła jego środka ciężkości. (rys. 123).

Samolot obraca się dokoła osi zwrotów, lecz jego środek ciężkości w ciągu krótkiej jeszcze chwili (dzięki nabytej sile bezwładności) posuwa się nadal po torze V tym samym co i poprzednio.

Na stateczniku kierunkowym oraz na ściankach bocznych kadłuba, powstaje wówczas pewien opór R_1 , o zwrocie przeciwnym do R (rys. 123 bis).

Samolot będzie się obracać dokoła swego środka

ciężkości dopóty, dopóki moment siły R względem G nie będzie równy momentowi siły R_1 względem G , to znaczy gdy:

$$R \times d = R_1 \times d_1 \text{ (rys. 123 ter)}$$

W owej chwili, punkt zaczepienia wypadkowej F_1 , oporów R i R_1 jest w środku ciężkości G .

Siła R_1 jest siłą dośrodkową, przyłożoną do środka ciężkości G ; wykrzywia ona tor samolotu.

Wykrzywienie toru samolotu, pod wpływem siły dośrodkowej, nazywamy **krzywizną**. Ponieważ tor zakreślany przez środek ciężkości jest torem krzywym, szybkość obwodowa skrzydła zewnętrznego L , będzie większa od szybkości obwodowej skrzydła wewnętrznego P . (rys. 123 ter).

Jeżeli szybkość powietrza jest większą na skrzydle L , niż na skrzydle P , to opór powietrza, a więc i wypór na skrzydle L , będą również większe niż na skrzydle P .

Pod wpływem tych sił, skrzydło L , uniesie się, i samolot przechyli się ku wklęsłej stronie krzywizny.

Gdy samolot jest w krzywiznie, od pilota tylko zależy, by działając odpowiednio na stery, krzywiznę zwiększyć, zmniejszyć lub przerwać.

E) RÓWNOWAGA SIŁ W KRZYWIZNIE.

Podobnie jak wszystkie ciała, które opisują koło, samolot podlega w krzywiznie działaniu siły odśrodkowej. Siłę odśrodkową równoważymy, nachylając samolot; w ten sposób unikamy ślizgania się.

Zobaczmy teraz, jakie są warunki równowagi:

1) Siły przyłożone do samolotu. (rys. 124).

a) Ciężar Q — pionowy.

b) Siła odśrodkowa: $F = M \omega^2 R$, przyłożona podobnie jak ciężar do środka ciężkości i umieszczona w płaszczyźnie krzywizny.

c) Wypór całkowity P' prostopadły do płaszczyzny, który przyjmujemy również za przyłożony do środka ciężkości.

2) Równowaga sił.

Wypór P' musi zrównoważyć dwie siły:

Q = ciężar, i F (siła odśrodkowa) — obie przyłożone do środka ciężkości samolotu.

Powinniśmy zatem mieć:

Wypór całkowity $P' = W$, składowej ciężaru Q i siły odśrodkowej F .

$$P' = W.$$

Ażeby P' równoważyło W , trzeba, aby te dwie siły były zgodnie skierowane. A zatem samolot winien być nachylony podczas wykonywania krzywizny.

Widzimy również (rys. 124), że nowy wypór P' powinien posiadać jedną składową P_1 , która równoważyłaby ciężar Q i drugą składową P_2 , dla zrównoważenia siły odśrodkowej, czyli siłę dośrodkową.

Widzimy dalej, że gdy samolot przechyli się, wypór P' posiadać będzie obie składowe, oraz że składowa P_2 jest tą, która wywołuje krzywiznę. Jeżeli jednak wypór P' nie zwiększa się, samolot będzie opadać, opisując spiralę (patrz Stateczność poprzeczna, rozdział X, utrata równowagi poprzecznej).

Ażeby samolot obracał się w płaszczyźnie poziomej, trzeba aby wypór, a co z tego wynika i moc zwiększały się. (rys. 125).

Wnioski.

W locie poziomym mieliśmy: (rys. 125)

$$P = Q$$

to znaczy wypór całkowity = ciężarowi.

W krzywiźnie wypadkowa W , która powinna być zrównoważona przez wypór P' , jest większa od Q .

$$W > Q$$

(Gdzie W , wypadkowa Q i F , jest większa niż którakolwiek z dwóch sił składowych).

Jeżeli W jest większa od Q , wówczas wypór P' , który ją równoważy, powinien być większy niż wypór P , który równoważy Q w locie poziomym.

Możemy stąd wywnioskować, że wypór całkowity P' w krzywiźnie powinien być większy, niż wypór P w locie poziomym.

Chcąc zwiększyć P' , zwiększamy kąt natarcia.

Zwiększanie kąta natarcia wymaga zwiększenia mocy

Streszczając powyższe, powiadamy: aby przy krzywiźnie siły były w równowadze, trzeba:

- a) Nachylić samolot.
- b) Zwiększyć kąt natarcia.
- c) Zwiększyć moc.

Skąd konieczność nadmiaru mocy do wykonania krzywizny, oraz niebezpieczeństwo wykonywania tegoż z silnikiem wysadzającym.

F) ZMIANY MOCY POTRZEBNEJ DO WYKONANIA KRZYWIZNY.

Im mniejszy się staje promień krzywizny, tem większą jest siła odśrodkowa F . Istotnie, jeżeli przypuścimy, że szybkość obwodowa — samolotu jest w przybliżeniu stałą, będziemy wówczas mieć:

$$F = M \Omega^2 R$$

lecz

$$V = \Omega R; \Omega^2 = \frac{V^2}{R^2},$$

a zatem:

$$F = \frac{M V^2}{R},$$

$$M = \frac{P}{g} = \text{stała}.$$

M = masa stała; V = szybkość obwodowa = stała.

$$F = \frac{M V^2}{R} = \frac{\text{stała} \times \text{stała}}{R} = \frac{\text{stała}}{R}.$$

Widzimy więc, że gdy R maleje, siła odśrodkowa F rośnie. (rys. 126, 127, 128).

A zatem:

Im mniejszy jest promień krzywizny, tem większa jest siła odśrodkowa.

Z zwiększeniem siły odśrodkowej, wypadkowa W , rośnie a jej kierunek zbliża się do poziomej.

Ażeby $P' = W$, trzeba:

1) By płótniec nachylił się tak, żeby kierunek P' , pokrywał się z kierunkiem W ;

2) Żeby P' rosło razem z wypadkową W .

Żeby P' wzrosło, trzeba będzie zwiększyć nanowo kąt natarcia i moc.

Streszczając powyższe powiadamy:

Gdy promień krzywizny maleje, siła odśrodkowa rośnie. Należy zatem:

- 1) Zwiększyć nachylenie samolotu,
- 2) Zwiększyć kąt natarcia,
- 3) Zwiększyć moc.

G) WPŁYW PARY SIŁ ŻYROSKOPOWEJ PRZY KRZYWIZNACH.

Płaszczyzną żyroskopową obrotów pewnego ciała,

nazywamy płaszczyznę, która przechodzi przez środek ciężkości danego ciała prostopadle do osi obrotów.

Zasada. — Jeżeli będziemy poruszać płaszczyznę żyroskopową w pewnym kierunku, to powstaje **przeciwdziałanie**, które dąży do nadania płaszczyźnie kierunku prostopadłego do tego, który obraliśmy, i to zgodnie z kierunkiem ruchu.

Przeciwdziałanie to zowie się: **działaniem żyroskopowem**.

Im większą jest odległość między płaszczyzną żyroskopową i środkiem ciężkości, tem potężniejsze będzie działanie żyroskopowe, jakie mamy do zawdzięczenia silnikowi, bądź śmigłu płatowca.

Działanie żyroskopowe tworzy względem środka ciężkości parę sił, zwaną **parą sił żyroskopową**.

W płatowcach o silnikach wirujących para sił żyroskopowa silnika dodaje się do pary sił śmigła.

Przykład: Przy krzywiźnie na lewo samolot zawracając będzie wznosił się. (rys. 129).

Uwaga. — Jeżelibyśmy zmienili kierunek ruchu (kierunek obrotu śmigła), to samolot nabrałby dążności do opadania.

H) RÓŻNICE, ZACHODZĄCE POMIĘDZY PARĄ SIŁ WYWROTOWĄ, A PARĄ SIŁ ŻYROSKOPOWĄ.

Para sił wywrotowa, która jest wynikiem oporu, jaki powietrze stawia obracaniu się śmigła, daje się odczuwać stale, podczas pracy silnika.

Płaszczyzna żyroskopowa również istnieje dopóki śmigło (oraz silnik w wypadku silników wirujących) się obraca, natomiast para sił żyroskopowa daje się odczuwać dopiero wtedy, gdy zachodzi **zmiana kierunku toru**, wywołując zaburzenia stateczności.

W ten sposób para sił żyroskopowa, nieczynna w locie prostoliniowym, działa w chwili krzywizny, wznoszenia się, lub opadania.

I) S T R E S Z C Z E N I E.

Stateczność pionowa.

I. Stateczność kierunkowa własna i sterowana.

Statecznik kierunkowy służy do zapewnienia stateczności własnej kierunkowej samolotu.

Gdy samolot obraca się dokoła osi zwrotów, mówimy wówczas, że zawraca on na prawo, lub na lewo. Ciśnienie F , wywierane przez powietrze na statecznik, hamuje ruchy samolotu i powraca go do pierwotnego położenia (patrz rys. 120).

Stateczność własna kierunkowa zostaje zwiększona przez ustawienie skrzydeł płotowca w kształcie strzały.

Stateczność kierunkową sterowaną zapewnia ster kierunkowy. Ten ostatni porusza się w płaszczyźnie pionowej i podlega ciśnieniu R , które zmusza płatewiec do obrotów na prawo i na lewo (rys. 122).

2. Krzywizna.

Na skutek działania steru kierunkowego, samolot skręca, tor jego wykrzywia się i samolot wchodzi w krzywiznę.

Płatewiec podlega wówczas działaniu siły odśrodkowej F . (rys. 124).

Podobnie jak rowerzysta na torze musi dla zrównoważenia siły odśrodkowej pochylać się ku wklęsłej stronie krzywizny, płatewiec musi przechylać się przy krzywiznie.

Żeby uniknąć ślizgania się, cyklista musi przez czas trwania krzywizny zachować pionowość swego ciała do ziemi, z tego też powodu tor jest wzniesiony na krzywiznie i posiada wygląd szerokiego leja.

Samolot musi w czasie wykonywania krzywizny również przechylić się, a utrzymuje go wówczas w równowadze ciśnienie powietrza, działające na jego płaty.

Rozważając siły, działające na płatowiec w krzywiźnie, widzimy, że jest on poddany działaniu:

ciężaru Q ;

siły odśrodkowej F ;

wyporu P' .

Wypór P' równoważy W , wypadkową sił Q i F (patrz rys. 124).

W locie poziomym wypór P jest równy ciężarowi Q .

$$P = Q.$$

W krzywiźnie mamy do zrównoważenia siłę W , wypadkową Q i F . Ponieważ W jest większe od Q .

$$W > Q$$

więc wypór P' w krzywiźnie, będzie musiał być większy niż wypór P , w locie poziomym.

Podobnie jak na torze jezdni jest tem więcej wzniesiona, im mniejszy jest promień krzywizny, samolot musi przechylać się tem więcej, im promień krzywizny będzie mniejszy, albowiem wówczas siła odśrodkowa będzie większa.

W tym wypadku wypór P' musi się zmniejszyć, ponieważ W , wypadkowa Q i F , rośnie również. (patrz rys. 127).

Wzrost wyporu P' , jest wynikiem:

1) Zwiększenia kąta natarcia.

2) Zwiększenia mocy.

Wnioski. — Ażeby płatowiec mógł wykonać poprawną krzywiznę, trzeba:

a) Przechylić samolot;

b) Zwiększyć kąt natarcia;

c) Zwiększyć moc.

Gdy promień krzywizny zmniejsza się, siła odśrodkowa rośnie, powinniśmy więc:

1) Zwiększyć nachylenie samolotu.

2) Zwiększyć kąt natarcia.

3) Zwiększyć moc.

ROZDZIAŁ XII.

ZRÓWNOWAŻENIE.

Wady wynikające ze złego zrównoważenia samolotu.

Treść:

- 1) Uwagi ogólne.
- 2) Samoloty o środkach ciężkości zbieżnych czyli o jednym środku.
- 3) Samoloty o różnych środkach ciężkości.
- 4) Siły zmienne w samolocie.
 - a) Podział mas zmiennych.
 - b) Opór powietrza. Ustawienie skrzydeł.
 - c) Oś ciągu.
- 5) Wady, wynikające ze złego zrównoważenia samolotu
 - a) Przeciążenie w tyle, oraz nadmierne odciążenie na przodzie.
 - b) Przeciążenie na przodzie, oraz nadmierne odciążenie w tyle..
 - c) Wnioski.
- 6) Streszczenie.

ROZDZIAŁ XII.

ZRÓWNOWAŻENIE.

Wady wynikające ze złego zrównoważenia samolotu.

A) UWAGI OGÓLNE.

Zrównoważenie samolotu polega na takim rozmieszczeniu rozmaitych sił, działających na płatowiec, aby ten ostatni był w równowadze podczas lotu i aby ta równowaga była możliwie stała.

Siły działające na samolot są następujące:

a) ciężar całkowity Q , przyłożony do środka ciężkości płatowca.

Ponieważ położenie środka ciężkości zależy od położenia mas płatowca, zatem zajmiemy się zbadaniem sposobu, w jaki owe masy powinny być rozmieszczone.

b) Opór powietrza R na płatach nośnych płatowca.

Wielkość, oraz punkt przyłożenia, czyli środek wyporu tego oporu powietrza zmieniają się z kątem natarcia.

c) Siła ciągu F .

Wartość siły ciągu zmienia się zależnie od szybkości biegu silnika. Równa się ona zero, gdy silnik zatrzymamy.

Zależnie od położenia środka ciężkości płatowca

względem kierunku oporu, oraz względem osi ciągu, będziemy rozróżniać:

A. — Płatowce o środkach zbieżnych, czyli o jednym środku.

B. — Płatowce o różnych środkach ciężkości.

Sily, które działają na samolot są zmienne.

Musimy zatem zbadać te zmienne sily płatowca.

W rozdziale niniejszym rozpatrzemy:

1) Płatowce o środkach zbieżnych, czyli o jednym środku;

2) Płatowce o różnych środkach ciężkości;

3) Sily zmienne płatowca, to znaczy:

a) Rozłożenie sił zmiennych płatowca;

b) Opór powietrza;

c) Oś ciągu.

4) Wady, pochodzące ze złego zrównoważenia.

B) SAMOLOTY O ŚRODKACH CIĘŻKOŚCI ZBIEŻNYCH CZYLI O JEDNYM ŚRODKU.

W takich warunkach oś ciągu F , oraz kierunek oporu powietrza R , przechodzą w przybliżeniu, przez środek ciężkości G . (rys. 130).

Równowaga może być porównana w tym wypadku do równowagi kuli podpartej w swym środku (równowaga obojętna).

Taki płatowiec może bez żadnych trudności wykonywać pełne obroty dokoła swoich osi.

Zaburzenia, wywołane podczas lotu przez sily zewnętrzne, mogą być poprawione natychmiast przez odpowiedni ruch sterami.

Takie płatowce będą zawsze zwrotne, tj. zawsze z jednakową łatwością będą posłuszne sterom, bez względu na położenie, jakie zajmować będą w przestrzeni.

C) SAMOLOTY O RÓŻNYCH ŚRODKACH CIĘŻKOŚCI.

W takich samolotach oś ciągu F , oraz kierunek oporu powietrza R , tworzą względem środka ciężkości G , samolotu, pary sił, które wzajemnie się znoszą (rys. 131).

Równowaga w tym wypadku, podobna jest do równowagi kuli, zawieszonej w dowolnym punkcie swej powierzchni, (równowaga trwała). Zaburzenia powstające podczas lotu, wywoływać będą cały szereg wahań, które mogą być powstrzymane jedynie przez stery szybko i sprawnie działające.

Gdy płatowce takie są dobrze zrównoważone, to posiadają one podczas lotu pewnego rodzaju samodzielną stateczność, która ułatwia ich prowadzenie.

D) SIŁY ZMIENNE W SAMOLOCIE.

I. Podział mas zmiennych (rys. 132).

Masy (ciężary) samolotu są zwykle następujące:

a) Masy w przybliżeniu stałe:

Kadłub płatowca,
Silnik, oraz chłodnica (M)
Pilot (P)
Jeden lub kilku pasażerów (P_1).

b) Masy zmienne:

Paliwo (benzyna i smary) (R)
Obciążenie użyteczne (B).

Środek ciężkości wszystkich ciężarów powinien znajdować się w pewnym określonym położeniu względem skrzydeł.

Obciążenie zmienne podczas lotu (benzyna, amunicja) powinny być umieszczone na pionowej środku ciężkości, lub też bardzo blisko od tej pionowej.

II. Opór powietrza. Ustawienie skrzydeł.

Skrzydła powinny być ustawione w taki sposób, aby opór powietrza podczas lotu przechodził przez środek ciężkości G.

Ponieważ ponadto samolot może lecieć pod różnemi kątami natarcia, zatem winien być stateczny dla wszystkich wartości tych kątów natarcia.

III. Oś ciągu.

Oś ciągu może przechodzić bądź przez środek ciężkości, bądź też nad, lub pod tym punktem.

1) Oś ciągu przechodzi przez środek ciężkości (rys. 133)

Równowaga jest obojętna, samolot posiada środki działania sił zbieżne.

Jeżeli zatrzymamy silnik, stateczność pozostaje nie naruszona.

2) Oś ciągu przechodzi pod środkiem ciężkości (rys. 134).

Taki rozkład środków znajdujemy w samolotach lądowych, które naogół posiadają różne środki.

W locie poziomym mamy:

$$F \times d = R \times d_1.$$

Gdy silnik zostaje zatrzymany, opór powietrza R, którego moment jest:

$$R \times d_1$$

wywołuje opadanie płatowca. W tym wypadku, samolot przechodzi samorzutnie w lot ślizgowy.

3) Oś ciągu przechodzi nad środkiem ciężkości. (rys. 135).

Taki rozkład środków spotykamy przeważnie w wodnopłatowcach, w których (jeżeli samolot jest na płaszczyznach), chodzi nam o umieszczenie śmigła możliwie najdalej od powierzchni wodnej.

Ponadto, same pływaki obniżają również środek ciężkości.

Jeżeli silnik zostanie zatrzymany, to opór powietrza wywoła wznoszenie się samolotu i pilot będzie musiał wykonać sterami ruch odwrotny, ażeby uniknąć straty szybkości.

E) WADY, WYNIKAJĄCE ZE ZŁEGO ZRÓWNOWAŻENIA SAMOLOTU.

- a) Nadmierne obciążenie na tyle, albo zbytne odciążenie na przodzie.

Przypuśćmy, że płatowiec został najpierw zrównoważony i że posiada opierzenie o kącie natarcia zero. Płatowiec znajduje się w równowadze i opór powietrza R , przechodzi przez środek ciężkości. (rys. 136)

Przeciążamy teraz ogon, albo odciążamy głowę płatowca w sposób nienormalny.

Środek ciężkości przenosi się do punktu G_1 . Opór powietrza R_1 , nie przechodzi już teraz przez środek ciężkości, co sprawia, że równowaga przestanie istnieć i samolot będzie miał dążność do wznoszenia się podczas lotu.

Będziemy wówczas zmuszeni zwiększyć nastawienie opierzenia (statecznika poziomego), a to w tym celu, aby kąt natarcia zachował tę samą wartość, oraz aby opór całkowity:

$$R = R_1 + R_2$$

przechodził przez nowy środek ciężkości G_1 .

Będziemy więc mieć opierzenie o nastawieniu dodatnim.

Stateczności nie będzie, lub też będzie ona gorsza niż poprzednio.

W rzeczy samej, udowodniliśmy (rozdział IX), że gdy nastawienie opierzenia zwiększa się, to stateczność maleje.

W krzywiznach pod kątem 45 stopni, lub więcej, gdzie ster kierunkowy staje się sterem wysokościovym i odwrotnie, samolot będzie dążył do wymknięcia się na zewnątrz krzywizny. (rys. 137)

**b) Nadmierne obciążenie na przodzie, albo zbyt-
nie odciążenie na tyle.**

Postępujemy, jak w przykładzie poprzednim, z tą jedynie różnicą, że zamiast ogona przeciążamy przód samolotu (rys. 138). Środek ciężkości przeniesie się do punktu G_1 .

Równowaga ustaje i płatowiec będzie miał dążność do opadania podczas lotu.

Aby przywrócić równowagę, trzeba będzie zmniejszyć nastawienie opierzenia w ten sposób, aby opór powietrza R , to znaczy:

$$R = R_1 - R_2$$

przechodził przez nowy środek ciężkości G_1 . Ponieważ nastawienie opierzenia zmniejszyło się, **zatem stateczność samolotu zwiększy się.**

Z drugiej strony, ponieważ środek ciężkości zbliżył się teraz do przodu, zatem pionowa przechodząca przez środek ciężkości zbliży się do osi kół, a nawet będzie mogła leżeć przed tą osią.

Samolot będzie łatwo wywracał się na głowę przy lądowaniu.

Krzywizny większe od 45° — w których role sterów są odwrócone — będą bardzo niebezpieczne, gdyż płatowiec sam będzie dążyć do zacieśnienia krzywizny. (rys. 139).

Streszczając powyższe, możemy powiedzieć:

Jeżeli w należycie zrównoważonym samolocie:

1) Przeciążamy ogon, lub odciążamy głowę w sposób nadmierny, wówczas:

Samolot jest ciężki na ogon i należy zwiększyć nastawienie opierzenia.

Dzięki temu:

- a) Stateczność samolotu zmniejsza się lub zanika,
- b) W krzywiźnie większej od 45° samolot dąży do wymknięcia się na zewnątrz krzywizny.

2. — Przeciążamy głowę i odciążamy ogon w sposób nienormalny.

Samolot jest ciężki na głowę i trzeba zmniejszyć nastawienie opierzenia.

Dzięki temu:

- a) stateczność samolotu zwiększa się,
- b) samolot łatwiej się wywraca na głowę przy lądowaniu,
- c) w krzywiznach ponad 45° samolot dąży samorzutnie do zacieśnienia tychże.

Wnioski.

1) Mechanik nie powinien pod żadnym pozorem zmieniać rozkładu mas na samolocie.

2) Jeżeli samolot jest ciężki na ogon, lub na głowę w sposób nienormalny, wówczas należy zwiększyć, lub zmniejszyć kąt nastawienia opierzenia, nie przekraczając jednak granic przewidzianych przez konstruktora.

Jeżeli warunek ten nie został spełniony, to mogłyby się ujawnić wady, wskazane poprzednio nawet wówczas, gdyby płatowiec w locie poziomym był w równowadze na linii lotu, to znaczy nie był ciężkim ani na głowę, ani na ogon.

F) S T R E S Z C Z E N I E.

Zrównoważenie samolotu polega na takim rozmieszczeniu sił, działających nań, aby równowaga była stała.

Sily działające na samolot są: (patrz rys. 130).

a) Ciężar całkowity Q , przyłożony do środka ciężkości płatowca.

Do ciężaru całkowitego zaliczamy: ciężar kadłuba, silnik z chłodnicą, pilot, pasażerowie i obciążenie użyteczne, oraz paliwo.

Paliwo, oraz obciążenie użyteczne, zmieniają się podczas lotu, wobec czego, powinno się je umieszczać możliwie najbliżej środka ciężkości.

b) **Opór powietrza**, którego kierunek i wielkość zmieniają się z kątem natarcia.

Opór powietrza na opłatowanie powinien zajmować pewne określone położenie względem środka ciężkości.

c) **Siła ciągu**, zmieniająca się z ilością obrotów silnika.

Zalęcznie od położenia, zajmowanego przez owe siły, rozróżniamy samoloty o **środkach zbieżnych i środkach odrębnych**.

W samolotach o **środkach zbieżnych** (patrz rys. 130) opór powietrza oraz oś ciągu przechodzą przez środek ciężkości. Równowaga takich płatowców jest prawie obojętna i da się przyrównać do równowagi kuli zawieszanej w samym środku.

Płatowiec jest najzupełniej posłuszny sterom i może wykonywać pełne obroty dokoła wszystkich swoich osi bez żadnych trudności.

W samolotach o **różnych środkach ciężkości** (patrz rys. 131), opór powietrza i oś ciągu nie przechodzą przez środek ciężkości; siły te tworzą pary sił, które się nawzajem znoszą.

Równowaga takich płatowców może być przyrównana do równowagi kuli zawieszanej w dowolnym punkcie jej powierzchni.

Zaburzenia, jakie powstają w locie, powodują wahanie się płatowca na linii lotu, które mogą być powstrzymane jedynie przez szybko i sprawnie działające stery.

Położenie osi ciągu.

W samolotach lądowych, oś ciągu przechodzi zwykle pod środkiem ciężkości, a więc siła ciągu dążyłaby do zadzierania płatowca podczas lotu, gdyby temu nie przeciwdziałał opór powietrza (patrz rys. 134).

Gdy siła ciągu ustaje, opór powietrza dąży do pochYLENIA płatowca na głowę i ten ostatni poczyną samorzutnie opadać.

W samolotach wodnych, oś ciągu przechodzi przeważnie ponad środkiem ciężkości. Taki rozkład uzasadniony jest z jednej strony obniżeniem się środka ciężkości, dzięki obecności pływaków, oraz z drugiej, wysokością, na jakiej powinien być umieszczony silnik, aby uniknąć uderzania śmigła o wodę podczas, gdy samolot pływa.

Siła ciągu zatem dążyłaby podczas lotu do opadania samolotu, gdyby nie opór powietrza, który wywołuje skutek odwrotny (patrz rys. 135).

Gdy silnik zostaje zatrzymany, opór powietrza dąży do uniesienia się głowy samolotu i pilot, aby uniknąć straty szybkości, powinien przeciwdziałać sterami ruchowi zadzierającemu i zmusić samolot do opadania.

Wady wynikające ze złego zrównoważenia samolotu.

a) Nienormalne obciążenie na tyle, lub nadmierne obciążenie na przodzie (patrz rys. 136 i 137).

W tym wypadku samolot jest ciężki na ogon i zmuszeni jesteśmy zwiększyć znacznie kąt nastawienia opierzenia.

Opór powietrza R_2 na opierzeniu ma za zadanie zrobienie samolotu ciężkim na głowę i utrzymuje go na jego torze w locie poziomym.

Nadmierne zwiększenie kąta nastawienia opierzenia ma skutki następujące:

- a) stateczność zmniejsza się, lub znika zupełnie.
- b) W krzywiznach większych od 45° , płatowiec dąży do wymknięcia się nazewnątrz krzywizny.

b) Nienormalne obciążenie na przodzie, oraz nadmierne odciążenie na tyle (patrz rys. 138 i 139).

Samolot jest ciężki na głowę. Zmniejszając znacznie kąt nastawienia opierzenia, pozwalamy oporowi powietrza R_x , który ma za zadanie uczynienie samolotu ciężkim na ogon, utrzymać go na torze podczas lotu poziomego.

Zmniejszenie kąta nachylenia opierzenia ma skutki następujące:

- a) Stateczność się zwiększa, lecz
- b) Samolot ma dążność do wywracania się przy starcie i przy lądowaniu.
- c) W krzywiznach większych od 45° , samolot będzie dążył do zacieśnienia krzywizny.

Wnioski. — Mechanik nie powinien pod żadnym pozorem zmieniać rozmieszczenia mas na samolocie.

Jeżeli samolot jest zbyt ciężki na ogon, lub na głowę, powinno się zwiększyć, lub zmniejszyć kąt nastawienia opierzenia, pozostając jednak w granicach przewidzianych przez konstruktora.

Jeżeli ten warunek nie jest spełniony, to samolot, aczkolwiek będąc w równowadze na swym torze podczas lotu poziomego, będzie posiadał wady, wymienione poprzednio.

ROZDZIAŁ XII.

PRACA SKRZYDEŁ I KOMÓR PŁATOWYCH

Wiadomości o próbach statycznych.

Treść:

- A. Praca skrzydeł pod działaniem oporu szkodliwego.
- B. Praca skrzydeł pod działaniem wyporu w dwupłacie.
- C. Praca opłatowania samolotu w locie nienormalnym, zwanym akrobatycznym.
- D. Wiadomości o próbach statycznych.
 - 1) Cel.
 - 2) Siła, dążąca do oderwania skrzydeł od kadłuba.
 - 3) Współczynnik próby statycznej.
 - 4) Współczynnik bezpieczeństwa.
 - 5) Próby.
 - 6) Oblężanie ciężaru piasku, potrzebnego, aby otrzymać współczynnik próby statycznej = 8.
- E. Streszczenie.

ROZDZIAŁ XIII.

PRACA SKRZYDEŁ I KOMÓR PŁATOWYCH

Wiadomości o próbach statycznych.

Treść:

A) PRACA SKRZYDEŁ POD DZIAŁANIEM OPORU SZKODLIWEGO (rys. 140).

Płótno oraz żebra przenoszą siłę oporu szkodliwego na dźwigary AB i CD. Siła ta zdąży do odęknięcia skrzydeł w tył.

Dźwigar przedni AB pracuje na rozciąganie, oraz dąży do oderwania się od kadłuba.

Dźwigar tylny CD pracuje na ściskanie i usiłuje przeniknąć do kadłuba.

Rozpórki: C, C₁, C₂, C₃ będą pracować na ściskanie. Ściągna: h, h₁, h₂, h₃ pracują podczas lotu na rozciąganie.

B) PRACA SKRZYDEŁ POD DZIAŁANIEM WYPORU W DWUPŁACIE.

Komora płatowa utworzona jest przez dwa skrzydła (płaty) umieszczone jedno nad drugim i połączone ze sobą zapomocą słupków pionowych, zwanych stojakami (rys. 141 i 142).

Pod wpływem wyporu, skrzydła mają dążność do zginięcia się na podobieństwo portfelu.

Dźwigary dolne AB, CD, które dążą do oderwania się od kadłuba, będą pracować na rozciąganie (rys. 142).

Dźwigary górne: A'B', i C'D', usiłujące przeniknąć do baldachimu, będą pracować na ściskanie.

Ściągna C,C' i C₁, C'₁, łączące kadłub z górnymi końcami stojaków, pracują w locie normalnym na rozciąganie.

Stojaki są ściskane.

Streszczając, powiadaemy:

a) Dźwigary są poddane działaniu sił zginających, rozciągających, oraz ściskających, położonych w różnych płaszczyznach.

b) Ściągna pracują zawsze na rozciąganie.

c) Stojaki oraz rozpórki pracują na ściskanie.

C) PRACA OPŁATOWANIA SAMOŁOTU W LOCIE NIENORMALNYM, ZWANYM AKROBATYCZNYM.

Jak wykazują próby, oddziaływanie powietrza na płatowiec podczas lotów akrobatycznych, przewyższąć może z łatwością czterokrotne natężenie normalne, które w przybliżeniu równe jest ciężarowi samolotu.

Przykłady: — Podczas martwego węzła (looping'u) wypór początkowy (po pociśnięciu) może być 3,5 razy większy od ciężaru płatowca; na szczycie węzła będzie on równy zeru, zaś przy wyjściu z węzła, staje się nanowo dwukrotnością ciężaru.

Przy beczie, wypór jest mniej więcej dwa i pół razy większy od ciężaru, — przy korkociągu, dwa razy, itd.

Z powyższego widzimy, że siły działające na samolot podczas lotów nienormalnych są stosunkowo wielkie.

Aby się upewnić, czy dany płatowiec może wytrzymać takie natężenie, poddajemy go próbom, zwanym próbami statycznymi.

D) WIADOMOŚCI O PRÓBACH STATYCZNYCH.

1. Cel.

Próby statyczne samolotów mają na celu głównie sprawdzenie wytrzymałości części składowych opłatu wania i jego połączeń z kadłubem.

Podczas tych prób, określa się współczynniki bezpieczeństwa i złamania, znamionujące wytrzymałość samolotu.

Próba statyczna odtwarza warunki pracy samolotu podczas lotu.

Aby ją wykonać, odwracamy płatowiec i obciążamy go stopniowo piaskiem.

Ciężar piasku zastępuje działanie powietrza.

2) Natężenie, zdążające do oderwania skrzydeł od kadłuba.

Jeżeli p i p_1 są wyporami, działającymi odpowiednio tym, to powinniśmy mieć (rys. 143):

$$P = Q \text{ (gdzie } Q \text{ jest ciężarem płatowca)} \quad (1)$$

Jeżeli p i p_1 , są wyporami działającymi odpowiednio na każde ze skrzydeł, będziemy mieć:

$$Q = p + p_1.$$

W locie poziomym każde skrzydło jest poddane:

- 1) Wyporowi (p_1) skierowanemu z dołu do góry.
- 2) Ciężarowi (q_1) tego skrzydła, skierowanemu z góry na dół.

Zatem siła F' , która dąży w locie poziomym do oderwania od kadłuba każdej z komór, będzie

$$F' = p_1 - q_1.$$

Jeżeli P jest wyporem całkowitym na obydwóch skrzydłach i Q jest ciężarem tych skrzydeł, wówczas

wartość całkowitej siły F , która dąży do oderwania skrzydeł, będzie

$$F = P - Q_a,$$

bowiem,

$$F = 2F' = 2(p_1 - q_1) = 2p_1 - 2q_1 = (P - Q_a).$$

Porównawszy otrzymany wynik z równaniem:

$$P = Q \text{ równanie (1)}$$

wyprowadzamy:

$$F = Q - Q_a.$$

A zatem natężenie, które dąży do oderwania skrzydeł od kadłuba, równa się w przybliżeniu ciężarowi samolotu, mniej ciężar skrzydeł.

3. Współczynnik prób statycznych (rys. 144).

Współczynnikiem próby statycznej przy próbach samolotu na złamanie, nazywamy taki wyraz (n) , który pomnożony przez natężenie normalne podczas lotu, podaje, jakie trzeba nałożyć na samolot obciążenie.

Ponieważ natężenie normalne podczas lotu wynosi $Q - Q_a$, a współczynnikiem próby statycznej jest n , zatem będziemy mieć:

Obciążenie C , jakie winien wytrzymać płatowiec zanim się złamie.

$$C = n (Q - Q_a).$$

Uwaga. — Współczynnik próby statycznej n , obliczamy ze wzoru:

$$n = \frac{KS}{To} \left(\frac{Vo}{100} \right)^3,$$

w którym:

K jest współczynnikiem równym:

10, — dla dwupłata pościgowego, lub przeznaczonego do lotów akrobatycznych,

13, — dla jednopłata pościgowego, lub przeznaczonego do lotów akrobatycznych,

7,5 — dla innych dwupłatów, etc.

S — jest powierzchnią nośną, wyrażoną w metrach kwadratowych,

To — moc silnika w koniach mechanicznych,

Vo — szybkość samolotu w kilometrach na godzinę.

Współczynnik n, wyznacza I. B. T. L.

4. Współczynnik bezpieczeństwa.

Nie utożsamiać współczynnika próby statycznej n, ze współczynnikiem bezpieczeństwa x.

Współczynnik bezpieczeństwa x jest ilorazem obciążenia C', potrzebnego do złamania, przez maksymalne natężenie

$$x = \frac{C'}{\text{natężenie maximum}}.$$

W rzeczywistości musimy liczyć się z natężeniem maximum w locie, gdyż podczas akrobacji samolot musi wytrzymać natężenie maximum, przewyższające cztery do pięciu razy normalne natężenie w locie.

Z tego wynika, że nawet płatowiec posiadający wysoki współczynnik próby statycznej, mógłby się stać niebezpiecznym w razie, gdyby natężenie maximum, które samolot ma wytrzymać podczas lotu akrobatycznego było cztery, pięć lub sześć razy większe od normalnego natężenia podczas lotu.

Przykład. Przypuśćmy, że samolot podlega podczas lotu akrobatycznego natężeniu maximum, równemu czterokrotnemu natężeniu normalnemu i wziawszy współczynnik próby statycznej $n = 8$, otrzymamy

wartość współczynnika bezpieczeństwa, przy którym nastąpi złamanie:

$$x = \frac{C}{\text{natężenie maximum}}$$

Otóż:

$$C = n (Q - Q_a).$$

Ponieważ zaś natężenie maximum równe jest czterokrotnemu natężeniu normalnemu, otrzymamy:

$$\text{Natężenie maximum} = 4 (Q - Q_a),$$

a więc:

W obranym przykładzie $n = 8$.

Skąd:

$$X = \frac{8 (Q - Q_a)}{4 (Q - Q_a)} = \frac{8}{4},$$

$$x = 2$$

Gdybyśmy mieli $n = 12$, wówczas:

$$X = \frac{n}{4} = \frac{12}{4} = 3$$

Uwaga. — Podczas gdy współczynniki próby statycznej dla samolotów nie są nigdy mniejsze od 5 lub 6, współczynniki bezpieczeństwa wynoszą zazwyczaj 2, i czasem tylko osiągają wartość 4.

V. Próba statyczna.

Podczas dokonywania próby, obciążenie z piasku rozłożone jest na opłatawaniu (jeżeli przeprowadzimy próbę komór płatowych) w ten sposób, aby środek ciężkości obciążenia znajdował się na linii środków wyporów (patrz rys. 144 i 145).

Płatowiec zostaje przewrócony do góry podwoziem

i przechylony tak, iżby nachylenie wynosiło mniej więcej 25 %, a to celem otrzymania składowej ciężaru, wyobrażającej siłę ciągnięcia podczas lotu.

Należy pamiętać, że przy próbie aż do otrzymania stałych odkształceń, obciążenie z piasku, które nakładamy, winno być przynajmniej równe natężeniu maximum, którego mógłby doznać samolot podczas wszelkiego rodzaju akrobacyj.

Wskutek tego współczynnik bezpieczeństwa jest co najmniej równy 1, a obciążenie z piasku C, jest równe co najmniej natężeniu maximum.

VI. Obliczanie obciążenia z piasku, potrzebnego do otrzymania współczynnika próby statycznej = 8. (rys. 145).

Jeżeli ciężar samolotu wynosi 2.500 kilogramów, a ciężar skrzydeł 500 kilogramów, wówczas natężenie normalne spowodowane działaniem powietrza na opłatanie, równa się:

$$F = Q - Q_a$$

$$F = 2.500 - 500 = 2.000 \text{ kg.}$$

zaś obciążenie piasku C wyniesie:

$$C = 2.000 \times 8 = 16.000 \text{ kg} = 16 \text{ tonn.}$$

Lecz gdy samolot jest odwrócony, ciężar skrzydeł działa w tym samym kierunku co i ciężar piasku.

Jeżeli zatem chcemy otrzymać obciążenie piasku, odpowiadające współczynnikowi, musimy ciężar skrzydeł odjąć od wysiłku całkowitego.

Rzeczywiste obciążenie piasku będzie

$$C = 16.000 \text{ kg} - 500 \text{ kg} = 15.500 \text{ kg}$$

które otrzymamy ze wzoru:

$$C = 8 (Q - Q_a) - Q_a.$$

Wzór ogólny na obciążenie, odpowiadający współczynnikowi n , jest więc następujący:

$$C = n (Q - Q_a) - Q_a.$$

Próba statyczna komór płatowych jest najważniejsza. Podobne próby przeprowadza się również z kadłubami, podwoziem, opierzeniem, etc.

E) S T R E S Z C Z E N I E.

Opłatowanie służy do unoszenia całości samolotu podczas lotu.

Składa się ono z jednego, dwóch, a najwyżej z trzech płatów, lecz najczęściej z dwóch (patrz rys. 141 i 142).

Płaty stanowią skrzydła samolotu.

Płaty, połączone pomiędzy sobą zapomocą stojaków, tworzą **komorę płatową**. Całość jest usztywniona przez ścięgna, składające się z linek stalowych, lub taśm profilowanych.

Płaty dolne są połączone z kadłubem zapomocą okuć, zamocowanych na podłużnicach tego ostatecznego.

Płaty górne są umocowane do jednej, lub dwóch par stojaków, umocowanych na kadłubie, zwanych stojakami baldachimu lub pylonami.

Skrzydła przytwierdzone są do kadłuba zapomocą okuć skrzydłowych.

Podczas lotu wypór na skrzydłach równoważy ciężar Q , oraz dąży do oderwania skrzydeł od kadłuba.

Ściągna takie jak — n , m' , opierają się wyporowi powietrza podczas lotu, są to tak zwane **ścięgna nośne** (rys. 142).

Ściągna — m , n' podtrzymują ciężar komory płatowej, gdy samolot jest w stanie spoczynku, — są to **ścięgna podtrzymujące**.

Próby statyczne.

Podczas lotu nienormalnego, albo akrobatycznego, ciśnienie, które powietrze wywiera na skrzydła, może być bardzo znaczne.

Ażeby się przekonać, czy dany płatowiec może wytrzymać te natężenia, poddajemy go próbom, zwanym **próbami statycznymi**.

Próby statyczne mają głównie na celu sprawdzenie wytrzymałości części składowych opłatowania, oraz ich połączeń z kadłubem.

Współczynnikiem próby statycznej nazywamy liczbę, wskazującą ile razy opłatowanie może **bez złamania** się wytrzymać normalne natężenie, dążące do oderwania skrzydeł od kadłuba w locie poziomym.

Przykład. — Niech komora płatowca wytrzymuje podczas normalnego lotu poziomego natężenie, zdążające do oderwania skrzydeł równe 40 kilogramom na metr kwadratowy.

Jeżeli współczynnik próby statycznej równa się 8, wówczas komora będzie mogła wytrzymać bez żadnego uszkodzenia, obciążenie na metr kwadratowy, równe conajmniej:

$$C = 8 \times 40 = 320 \text{ kg.}$$

Gdy współczynnik wyznaczony będzie = 12, to komora będzie musiała wytrzymać obciążenie:

$$C = 12 \times 40 = 480 \text{ kg.}$$

Współczynnik bezpieczeństwa wskazuje ile razy opłatowanie samolotu wytrzymać może bez złamania się, wartość natężenia maximum podczas lotu akrobatycznego.

Przykład. — Niech komora płatowca wytrzymuje w locie poziomym natężenie normalne 40 kilogramów na metr kwadratowy. Na podstawie najświeższych do-

świadczeń przyjmujemy, że stosunek natężenia maximum, do natężenia normalnego, których doznaje dana komora, równa się, np. 6.

Przyjmując, że obrany współczynnik bezpieczeństwa jest równy 2, chcemy wiedzieć, jakie obciążenie na metr kwadratowy mogłaby wytrzymać dana komora?

Natężenie maximum będzie:

$$F = 40 \times 6 = 240 \text{ kg/m}^2$$

Dla wykonania próby samolot zostaje odwrócony, a obciążenie z piasku rozkłada się w ten sposób, aby została osiągnięta wartość wyznaczona dla współczynnika próby statycznej n.

Obciążenie z piasku winno być tak rozmieszczone, aby jego środek ciężkości wypadł na kierunku oporu powietrza wobec opłatowania.

Płatowiec zostaje pochylony o 25% mniej więcej nad poziomą, — w celu uzyskania składowej ciężaru, wyobrażającej natężenie oporu podczas lotu (patrz. rys. 144).

ROZDZIAŁ XIV.

UZUPEŁNIENIA — WŁAŚCIWOŚCI SAMOLOTU.

Treść:

- A. Szybkość potrzebna do lotu.
- B. Siła ciągu potrzebna do lotu.
- C. Moc potrzebna do lotu.
- D. Zmiany mocy potrzebnej do lotu. Pułap.
- E. Kąt minimum pochylenia.
- F. Lądowanie.
- G. Streszczenie.

ROZDZIAŁ XIV.

UZUPEŁNIENIA. — WŁAŚCIWOŚCI SAMOŁOTU.

A) SZYBKOŚĆ NIEZBĘDNA DO LOTU.

1. Warunki równowagi.

(rys. 146)

Ażeby samolot mógł utrzymać się w powietrzu przy locie poziomym, trzeba (warunki zasadnicze):

a) Aby równanie unoszenia było spełnione, to znaczy (rys. 146), aby:

$$P = Q,$$

(wypór całkowity = ciężarowi całkowitemu płatowca).

b) Aby równanie ciągu było spełnione, to znaczy, aby siła ciągu śmigła była równa całkowitemu oporowi szkodliwemu, czyli:

$$F = T.$$

2. Szybkość niezbędna do lotu.

Zastąpmy w równaniu:

$$P = Q,$$

P przez jego wartość $R_z V^2$ otrzymamy:

$$R_z V^2 = Q.$$

Wypór P będzie wówczas iloczynem dwóch czynników, a mianowicie:

a) Rz: współczynnika wyporu jednostkowego. Współczynnik ten zmienia się dla danego samolotu jedynie z kątem natarcia. Jeżeli przypuścimy, że kąt natarcia jest stały, to Rz będzie również stałe.

b) V^2 : kwadratu szybkości, oczywiście zmiennej.

Widzimy zatem, że z dwóch czynników, które wchodzi do wzoru, jeden tylko, a mianowicie szybkość jest zmienny.

Możemy więc powiedzieć:

Wniosek

Dla stałego kąta natarcia, równowaga w locie poziomym istnieje jedynie przy pewnej wartości szybkości V.

Uwagi. — a) Jeżeli wartość szybkości V zwiększa się, samolot wznosi się pionowo.

b) Jeżeli wartość szybkości V zmniejsza się, samolot opada pionowo; jest to tak zwana „strata szybkości“.

Przykład. — Płatowiec ważący 1.200 kilogramów leci pod kątem natarcia 5° , dla którego $R_z = 2$.

Jaką będzie wartość V, zapewniająca unoszenie się płatowca w locie poziomym?

Rozwiązanie. — W locie poziomym samolot jest w równowadze, gdy:

$$Q = R_z V^2$$

Skąd mamy:

$$V^2 = \frac{Q}{R_z}$$

czyli:

$$V = \sqrt{\frac{Q}{R_z}} = \sqrt{\frac{1.200}{2}}$$

$$V = 24,5 \text{ m/s,}$$

czyli:

$$V = 88,2 \text{ km/godz.}$$

**B) SIŁA CIĄGU POTRZEBNA
DO LOTU.**

Widzieliśmy już, że dla zapewnienia równowagi w locie poziomym, trzeba, aby siła ciągu F śmigła była równa całkowitemu oporowi szkodliwemu T . (patrz rozdział VII).

$$F = T.$$

W rozdziale IV widzieliśmy, że wartość całkowitego oporu szkodliwego T wyraża się przez równanie:

$$T = R_x V^2.$$

Ponieważ:

$$F = T,$$

zatem mamy:

$$F = R_x V^2 \quad (1)$$

Z równania unoszenia w locie poziomym:

$$Q = P,$$

biorąc pod uwagę, że:

$$P = R_z V^2 \quad (\text{rozdział V})$$

$$Q = R_z V^2$$

skąd:

$$V^2 = \frac{Q}{R_z}$$

Wstawiając wartość (V^2) do wzoru (1), otrzymamy:

$$P = R_x V^2 = \frac{R_x Q}{R_z},$$

czyli:

$$F = Q \frac{R_x}{R_z}$$

Z wzoru tego wysuwamy:

1) Siła ciągu F jest proporcjonalna do ciężaru Q płatowca, co możemy wyrazić innemi słowy: że gdy ciężar wzrasta, siła ciągu wzrasta również;

2) Siła ciągu F zmienia się jak stosunek $\frac{R_x}{R_z}$ który jest wyrazem lotności samolotu.

Jak już wiemy, $\frac{R_x}{R_z}$ będzie posiadać wartość minimum, przy wartości kąta natarcia równej kątowi optimum.

Gdy Q jest stałe, iloczyn $Q \times \frac{R_x}{R_z}$ będzie się zmniejszał, jak wartość stosunku $\frac{R_x}{R_z}$ przy zmianach kąta natarcia:

A zatem:

3) Siła ciągu osiąga minimum przy wartości kąta natarcia optimum.

4) Siła ciągu ulega tym samym zmianom, jak wartość stosunku $\frac{R_x}{R_z}$ gdy kąt natarcia się zmienia.

Wniosek. — Aby zmniejszyć siłę ciągu, niezbędną do lotu, to znaczy, aby móc zmniejszyć moc silnika, trzeba aby dany samolot posiadał wielką lotność, to znaczy, by posiadał wartości stosunku $\frac{R_x}{R_z}$ bardzo małe.

Zadanie. — Samolot waży 1200 kilogramów, a jego powierzchnia nośna mierzy 40 metrów kwadratowych. Samolot leci pod kątem natarcia 5° , dla którego $K_z = 0,05$, a $K_x = 0,003$.

Równoważna powierzchnia szkodliwa wynosi 0,60 m.
Obliczyć siłę ciągu, potrzebną do lotu.

Rozwiązanie:

$$F = Q \frac{R_x}{R_z}$$

$$R_x = (0,003 \times 40 + 0,08 \times 0,60) = 0,168,$$

$$\text{a } R_z = 0,05 \times 40 = 2.$$

$$F = 1200 \times \frac{(0,003 \times 40) + (0,08 \times 0,60)}{0,05 \times 40}$$

$$F = 1200 \times \frac{0,168}{2} = 1200 \times 0,084,$$

Skąd:

$$F = Q \times \frac{R_x}{R_z}$$

$$F = 100,8 \text{ kg.}$$

C) MOC POTRZEBNA DO LOTU.

a) **Praca.** — Praca jest wynikiem siły, której punkt przyłożenia się porusza.

Praca jest równa iloczynowi z siły (F) w kilogramach i drogi (E) w metrach.

b) **Moc.** — Moc jest równa pracy wykonanej w jednostce czasu (sekundy) (t).

c) **Szybkość.** — Szybkością nazywamy drogę przebytą przez ciało ruchome w jednostce czasu (sekundy).

$$\text{Szybkość } V = \frac{E}{t},$$

$$\text{Praca } T = F \times E$$

$$\text{a } \text{Moc} = \frac{F \times E}{t} = F \times V.$$

Moc równa się sile, pomnożonej przez szybkość.

Moc potrzebna do lotu.

Moc ta jest równa iloczynowi siły ciągu przez szybkość.

Weźmy:

$$W = F \times V$$

lecz:

$$F = Q \times \frac{R_x}{R_z}$$

a więc:

$$W = Q \times \frac{R_x}{R_z} \times V.$$

Przykład. — Obliczyć moc potrzebną do lotu płatowca z poprzedniego zadania, mając daną siłę ciągu $F = 100,8$ kg., a szybkość $V = 24,5$ m/s.

Rozwiązanie. —

$$\begin{aligned} W &= F \times V = 100,8 \times 24,5 = 2469, \text{ kgm.} = \\ &= \frac{2469,6}{75} = 32,9 \text{ MK,} \end{aligned}$$

albo też:

$$\begin{aligned} W &= Q \times \frac{R_x}{R_z} \times V = \\ &= 1200 \times \frac{0,168}{2} \times 24,5 = 2.469,6 \text{ kgm.} = \\ &= \frac{2469,6}{75} = 32,9 \text{ MK.} \end{aligned}$$

D) ZMIANY MOCY POTRZEBNEJ DO LOTU.

Puław.

W rozdziale, w którym mówiliśmy o równowadze sił, widzieliśmy, że siła ciągu przy wznoszeniu się jest

większa od siły ciągu w locie poziomym i wyciągnęliśmy stąd wniosek, że:

Samolot aby się wznosić, winien posiadać nadmiar mocy.

Otóż wszystkie samoloty posiadają nadmiar mocy, przyczem jednak wzbijanie się ich jest ograniczone do pewnej wysokości, zwanej **pułapem**, który zostaje osiągnięty, gdy nadmiar mocy stanie się równy zeru.

Nadmiar mocy maleje, gdy samolot się wznosi.

I. Zmniejszenie mocy silnika.

W miarę tego, jak się płatowiec wznosi, ciśnienie atmosferyczne oraz gęstość powietrza maleją. Ze zmniejszeniem się gęstości powietrza, ciężar mieszanki gazowej, zawartej w cylindrze zmniejsza się, ciśnienie wybuchowe będzie więc mniejsze, a wskutek tego zmniejszy się także moc silnika.

Przykład. — Na ziemi: ciśnienie atmosferyczne = 1 kilogramowi.

Sprężanie = 5 kilogramom na centymetr kwadratowy.

Wybuch = w przybliżeniu pięciokrotnej wartości sprężenia = 25 kilogramom na centymetr kwadratowy.

Jeżeli przypuścimy, że na wysokości 5.500 metrów gęstość powietrza zmniejszyła się o połowę, otrzymamy:

Ciśnienie atmosferyczne = 0,5;

Sprężanie = $5 \times 0,5 = 2,5$ kg.;

Wybuch = $5 \times 2,5 = 12,5$ kg., zamiast 25 kg. na centymetr kwadratowy.

Widzimy więc, że na wysokości 5.500 metrów, ciśnienie maximum wybuchu, jak wynika z poprzedniego przykładu, zmniejszyło się mniej więcej o połowę; to samo dzieje się z mocą silnika.

Wniosek pierwszy: — moc silnika zmniejsza się w miarę tego, jak się wznosimy.

Uwaga. Zmiany mocy silnika są mniej więcej takie same, jak zmiany ciśnienia atmosferycznego.

II. Zwiększenie mocy potrzebnej do lotu.

Moc ta zwiększa się: — gdy wysokość wzrasta, gęstość powietrza zmniejsza się: a wskutek tego K_z zmniejsza się, a wypór P również. — Natomiast ciężar Q płatowca jest stały bez względu na wysokość.

Jeżeli K_z , zmniejsza się z wysokością, wówczas aby zapewnić unoszenie samolotu, to znaczy, aby $P = Q$, trzeba będzie zwiększyć szybkość płatowca.

Istotnie, jeżeli V zwiększy się we wzorze:

$$P = K_z SV^2$$

to wypór P zwiększy się również.

Aby więc zapewnić unoszenie, trzeba zwiększyć szybkość, gdy wysokość wzrasta, lecz taki wzrost szybkości, wymaga wzrostu mocy, a zatem możemy powiedzieć:

Wniosek drugi: — Moc potrzebna do lotu zwiększa się w miarę tego, jak się wznosimy.

Uwaga. — Zwiększenie mocy potrzebnej do lotu (która rośnie w stosunku odwrotnym do pierwiastka kwadratowego ze stosunku gęstości), jest znacznie mniejsza, niż strata mocy z wysokością (która się zmienia proporcjonalnie do gęstości).

Przykłady: — Na wysokości 5.500 metrów, gęstość jest 0,5.

Niech moc potrzebna do lotu płatowca wynosi na ziemi 50MK, moc silnika wynosi 140 MK. Obliczyć:

- 1) Zmniejszenie mocy na danej wysokości;
- 2) Zwiększenie mocy potrzebnej do lotu.

Rozwiązanie: — 1) Zmniejszenie mocy silnika:

$$140 \times 0,5 = 70 \text{ M.K.}$$

2) Zwiększenie mocy potrzebnej do lotu:

$$50 \times \frac{1}{\sqrt{0,5}} = 70 \text{ MK.}$$

Widzimy zatem, że moc potrzebna do lotu, która na ziemi wynosiła 50 MK, na wysokości 5.500 metrów wynosi 70 MK (zwiększenie się o 20 MK). Moc silnika, która na ziemi wynosiła 140 MK, na wysokości 5.500 metrów wynosi zaledwie 70 MK (strata 70 MK).

W obranym przykładzie, otrzymana moc wystarcza do zapewnienia lotu płatowca na tej wysokości.

Pułap został osiągnięty. (rys. 147).

III. Wnioski ogólne.

1) Gdy wysokość wzrasta, moc silnika zmniejsza się.

2) Gdy wysokość wzrasta, moc potrzebna do lotu musi się zwiększać.

Te dwie przyczyny sprawiają, że nadmiar mocy ubywa bardzo szybko.

Gdy nadmiar ten zniknie całkowicie, płatowiec nie może już wznosić się więcej, a tem samem

Pułap został osiągnięty.

IV. Wykres.

Na dwóch osiach prostokątnych zaznaczamy (rys. 147):

a) Na osi pionowej: oz, albo osi rzędnych, różne wartości mocy:

b) Na osi poziomej ox, albo osi odciętej, różne wartości wysokości.

Następnie wykreślamy:

1) Krzywą, wyobrażającą zmiany mocy potrzebnej do lotu z wysokością.

2) Krzywą, wyobrażającą zmiany mocy silnika z wysokością.

Odcięta punktu przecięcia się dwóch krzywych odpowiadają pułapowi samolotu.

Na 2.000 metrów, na przykład:

Moc silnika = 228 MK.

Moc potrzebna do lotu = 170 MK.

Nadmiar mocy = 58 MK.

Na 3.000 metrów:

Moc silnika — 200 MK.

Moc potrzebna do lotu — 180 MK.

I na 3.600 metrów (pułap):

Moc silnika — 190 MK.

Moc potrzebna do lotu — 190 MK.

Nadmiar mocy — 0.

V. Turbosprężacz Rateau.

Aby uniknąć obniżenia się mocy silnika z wysokością, utrzymujemy przy otworze gaźnika, dzięki turbosprężaczowi ciśnienie powietrza równe ciśnieniu atmosferycznemu na ziemi.

Przyrząd ten składa się z wirnika (turbinki), napędzanego przez gazy wydechowe. Wirnik ten wprowadza w ruch wiatraczek, który w miarę tego, jak ciśnienie atmosferyczne obniża się, spręża powietrze w gaźniku.

Turbosprężacz Rateau winien być wprowadzany w ruch, poczynając od wysokości średnio 2.000 metrów. Utrzymuje on moc silnika prawie bez zmiany, aż do 5.000 metrów.

Na wysokości większej niż 5.000 metrów moc pochłaniana przez wiatraczek, oraz przeciwcisnienie przy wydechu, stają się znaczne, a ponad 7.000 metrów działania turbosprężacza nie odczuwa się wcale.

Dzięki turbosprężaczowi Rateau:

- 1) Pułap, oraz szybkość samolotu zwiększają się,
- 2) Szybkość wznoszenia zwiększa się.

Wykres.

Wróćmy do rysunku 147. Poczynając od 2.000 metrów, moc silnika pozostaje mniej więcej stała, aż do 7.000 metrów w przybliżeniu.

Krzywa mocy silnika przybiera postać a a'.

Krzywa mocy potrzebnej do lotu i krzywa mocy silnika przecinają się w punkcie B, wyznaczającym pułap.

Pułap będzie teraz większy i wynosić będzie 6.400 metrów, zamiast 3.600 (2.800 metrów nadwyżki).

Na wysokości 6.400 metrów będzie:

Moc silnika potrzebna do lotu — 220 MK.

Moc silnika ze sprężaczem — 220 MK.

Bez turbosprężacza moc silnika wynosiłaby na tej wysokości zaledwie 150 MK. A zatem zyskaliśmy 70 MK.

Uwaga. — Szybkość wznoszenia się samolotu, oraz jego szybkość pozioma, zwiększają się dzięki użyciu turbosprężacza, ponieważ ten ostatni, zachowując moc silnika prawie bez zmiany, zwiększa nadmiar mocy.

Różne rodzaje lotu.

Przed chwilą widzieliśmy, że danemu kątowi natarcia odpowiada w samolocie pewna ściśle określona szybkość.

Lecz jeżeli kąt natarcia się zmienia, szybkość powinna się zmieniać również. Każdemu więc kątowi natarcia, pod którym samolot będzie lecieć, odpowiadać będzie pewna określona szybkość.

Te różne szybkości stanowiąc będą różne rodzaje lotu płatowca.

Zmiany kąta natarcia.

1. Kąt natarcia maleje.

Jeżeli kąt natarcia maleje, to K_z maleje również,

gdyż współczynnik ten maleje z kątem natarcia dla kątów, używanych w lotnictwie.

Gdy K_z maleje, wartość iloczynu $P = K_z SV^2$, zmniejsza się.

Ponieważ wypór P się zmniejsza, przeto, jeżeli iloczyn SV^2 pozostanie stały, Q nie będzie zrównoważone.

Do tego, aby P miało stałą wartość, trzeba:

Jeżeli jeden z czynników (K_z) wzoru maleje, zwiększyć jedyny zmienny czynnik, jaki nam pozostaje, to znaczy V^2 .

Aby jednak zwiększyć szybkość, trzeba zwiększyć moc silnika.

Wniosek pierwszy: — Aby zwiększyć szybkość samolotu, trzeba:

- 1) Zmniejszyć kąt natarcia.
- 2) Zwiększyć moc.

Moc silnika nie może być zwiększona nieograniczenie: gdy cały nadmiar jej jest już zużytkowany, moc ta pozostaje bez zmiany. Silnik pracuje wówczas na pełnych obrotach.

Możemy zatem powiedzieć:

3) Szybkość **maximum** otrzymamy przy **maximum** mocy silnika i przy kącie natarcia **minimum**.

Uogólniając powyższe, powiemy:

Samolot, który w locie poziomym, lecąc pod kątem ekonomicznym, może, gdy kąt natarcia maleje i gdy moc silnika rośnie, **zwiększyć szybkość**.

Mówimy wówczas, że rodzaj lotu płatowca jest szybki.

2. Kąt natarcia rośnie.

Jeżeli kąt natarcia wzrasta, to K_z również wzrasta. Do tego, aby we wzorze:

$$P = K_z SV^2$$

iloczyn P pozostał stały, wówczas, kiedy K_z rośnie, trzeba, żeby drugi czynnik zmienny, szybkość V zmniejszała się.

I odwrotnie, jeżeli chcemy zmniejszyć szybkość pławca, wówczas musimy zwiększyć kąt natarcia.

Będziemy więc zmieniać kąt natarcia.

Na rysunku 65 zbudowaliśmy krzywą, wyobrażającą zmiany lotności $\frac{R_x}{R_z}$ w zależności od kąta natarcia i .

Zauważyliśmy wówczas, że kiedy i rośnie i przekroczy kąt optimum i_0 , dla którego R_x jest minimum, to wartości R_z w stosunku $\frac{R_x}{R_z}$ wzrastają.

W obecnym wypadku, jeżeli kąt natarcia się zwiększa, to wartość stosunku:

$$\frac{R_x}{R_z} \text{ będzie wzrastać.}$$

Otóż, jak to widzieliśmy, siła ciągu śmigła F podana jest przez wzór:

$$F = Q \times \frac{R_x}{R_z},$$

w którym Q jest ciężarem stałym samolotu.

Jeżeli więc wartość stosunku $\frac{R_x}{R_z}$ rośnie, to siła ciągu będzie również wzrastać. Ponieważ siła ciągu będzie się zwiększać, przeto trzeba będzie zwiększyć również moc silnika, w przeciwnym bowiem razie samolot opadałby.

A więc: jeżeli w locie poziomym kąt natarcia rośnie, to moc niezbędna do lotu wzrasta również.

Drugi wniosek: — Aby zmniejszyć szybkość samolotu, gdy ten jest w locie poziomym, trzeba:

1) Zwiększyć kąt natarcia.

2) Zwiększyć moc.

Moc nie może być zwiększona nieograniczenie; gdy cały nadmiar mocy jest zużyty, moc pozostaje bez zmian, co odpowiada maksymalnym obrotom silnika.

Możemy więc znowu powiedzieć:

3) Dla samolotu, znajdującego się w locie poziomym, szybkość **minimum**, odpowiada **maximum** mocy silnika i kątowi natarcia **maximum**.

A zatem:

Samolot, który leci pod kątem natarcia ekonomicznym, może, gdy kąt natarcia się zwiększa i gdy moc silnika wzrasta:

Zmniejszyć szybkość.

Powiadamy wówczas, że samolot leci „lotem powolnym“ (patrz rys. 148),

Lot ekonomiczny.

Jak to widzimy, istnieje nieskończona różnorodność rodzajów lotów, zawierających się w granicach pomiędzy lotem z szybkością **maximum**, a lotem z szybkością **minimum**.

Pomiędzy nimi istnieje jeden, dla którego moc potrzebna jest **minimum**.

Taki rodzaj lotu nazywa się **lotem ekonomicznym**. Kąt natarcia, który mu odpowiada, nazywa się **kątem ekonomicznym**.

3. Wnioski ogólne.

1) Samolot może lecieć w locie poziomym pod kątem natarcia, zwanym kątem ekonomicznym, jeżeli używa **minimum** mocy silnika, niezbędnej do utrzymania się w powietrzu.

2) Samolot, lecący pod ekonomicznym kątem natarcia, może w locie poziomym:

a) zwiększyć szybkość do maximum, jeżeli kąt natarcia się zmniejsza i jeżeli moc silnika się zwiększa.

Powiadamy wówczas, że samolot leci „**lotem szybkim**“.

b) albo też zmniejszyć szybkość do minimum, jeżeli kąt natarcia, oraz moc silnika zwiększają się.

Mówimy wówczas, że samolot leci „**lotem powolnym**“.

Uwaga. — Piloci wolą przeważnie lecieć **lotem szybkim**.

Przy locie powolnym stery samolotu są **miękkie** i płatowiec zdaje się być „zawieszonym“ w powietrzu, działanie sterów nie jest zbyt sprawne.

4. Wykres.

(rys. 148).

Na rysunku widzimy że.

1) Kąt ekonomiczny $= 3^{\circ}$.

Moc minimum niezbędna do lotu $= 225$ MK.

Szybkość ekonomiczna $V_e = 225$ km/godz.

2) Kąt maximum $= 12^{\circ}$ (lot powolny)

Moc potrzebna do lotu $= 325$ MK.

Szybkość minimum $V_{min.} = 125$ km./godz.

3) Kąt minimum $= 1^{\circ}$ (lot szybki).

Moc potrzebna do lotu $= 325$ MK.

Szybkość maximum $V_{max.} = 325$ km./godz.

Streszczając, powiadamy:

A. Aby zwiększyć szybkość samolotu w locie **powolnym**, trzeba:

1) Zwiększyć moc.

2) Zmniejszyć kąt natarcia.

B. Aby zmniejszyć szybkość samolotu w locie **powolnym**, trzeba:

1) Zwiększyć moc.

2) Zwiększyć kąt natarcia.

E) KĄT POCHYLENIA MINIMUM. ŁADOWANIE.

Niezależnie od swego położenia w przestrzeni, oraz bez względu na tor lotu, samolot winien zawsze posiadać szybkość potrzebną do jego unoszenia się, tak, aby mieć:

$$\text{Wypór} = Kz SV^2 = Rz V^2 = \text{ciężar}$$

a w przypadku szczególnym lotu ślizgowego

$$Rz V^2 = Q_2$$

składowej ciężaru (rys. 149).

Z drugiej strony opór szkodliwy, powinien być zrównoważony przez ciąg śmigła F:

$$T = F.$$

W przypadku szczególnym lotu ślizgowego, w którym ciąg śmigła zostaje zastąpiony przez składową ciężaru Q_1 będziemy mieć:

$$\text{całkowity opór szkodliwy } Rx V^2 = Q_1.$$

Przyglądając się rysunkowi 150, widzimy, że gdy kąt pochylenia rośnie, to składowa ciężaru, Q_1 , która zastępuje ciąg śmigła rośnie również i stąd:

Aby samolot w locie ślizgowym był w równowadze, kąt pochylenia winien mieć taką wartość, iżby opór szkodliwy całkowity T został zrównoważony przez składową Q_1 ciężaru.

Badając rysunek 149, zauważymy, że kąty α i α_1 są sobie równe, jako mające boki prostopadłe.

W trójkącie QOQ_2 tangens kąta α będzie:

$$\text{tg } \alpha = \frac{QO}{OQ_2} = \frac{Q_1}{Q_2} = \frac{Rx}{Rz} \frac{V^2}{V^2} = \frac{Rx}{Rz} = \text{lotności sa-}$$

samolotu.

Wnioski.

1) Tangens kąta pochylenia równy jest stosunkowi lotności samolotu.

2) Kąt pochylenia będzie minimum, gdy lotność jest minimum, to znaczy przy kącie natarcia optimum.

3) Im większa jest lotność samolotu (to znaczy im mniejsze są wartości stosunku $\frac{R_x}{R_z}$), tem mniejszy jest kąt pochylenia, oraz tem wolniejszy jest lot ślizgowy samolotu.

Streszczając powyższe powiadamy:

A. — Kąt pochylenia minimum samolotu odpowiada kątowi optimum.

B. — Im większa jest lotność samolotu, tem lepszy jest lot ślizgowy.

F) L Ą D O W A N I E.

Przypadek pierwszy.

Samolot znajduje się w locie ślizgowym i leci pod kątem pochylenia minimum (rys. 151 — 1).

Szybkość samolotu jest wtenczas szybkością minimum, dozwoloną przy opadaniu.

Ponieważ szybkość ta jest niewystarczająca do zapewnienia lotu poziomego, więc aby wzmocnić opadanie, oraz zwiększyć jego szybkość, pociskamy samolot (rys. 151 — 2).

Ruch ten winien być wykonany w ten sposób, aby, gdy samolot będzie w pobliżu ziemi, jego szybkość była wystarczająca i pozwoliła na lot poziomy.

W owej chwili wyrównujemy samolot i zmuszamy go do lotu poziomego przy ziemi.

Ponieważ silnik bywa wyłączony, lub na wolnym biegu, tak szybkość jak i opór powietrza samolotu

maleją coraz to więcej, a wskutek tego i wypór na płatach.

Aby zachować dla wyporu tę samą wartość i uniknąć przez to przepadnięcia samolotu, zwiększamy kąt natarcia.

W miarę tego jak się szybkość zmniejsza, powinniśmy zwiększać coraz to więcej kąt natarcia.

Gdy już szybkość jest niewystarczająca, żeby zapewnić unoszenie, bez względu na wartość istniejącego kąta natarcia, wówczas samolot przepada lekko i dotyka ziemi — lądowanie się odbyło.

Samolot powinien dotknąć ziemi kołami i płożą ogonową.

Kątem lądowania nazywamy kąt, utworzony przez cięciwę przekroju skrzydeł z prostą styczną do dolnej części kół, oraz płazy ogonowej. (patrz rys. 151).

Kąt ten waha się od 15 do 20 stopni.

Przypadek drugi.

Samolot opuszcza się pod kątem pochylenia minimum, oraz posiada szybkość ślizgania wystarczającą do zapewnienia lotu poziomego.

Pociskanie jest wówczas zbyteczne.

Samolot zostaje wyrównany w pobliżu ziemi, następnie zaś utrzymujemy go w locie poziomym, zwiększając kąt natarcia w miarę tego, jak szybkość się zmniejsza, aż do chwili, w której nastąpi lądowanie.

G) S T R E S Z C Z E N I E.

I. Szybkość potrzebna do lotu.

W locie poziomym samolot jest w równowadze, jeżeli jego ciężar całkowity Q jest zrównoważony przez wypór skrzydeł P . (patrz rys. 146).

Wypór P , wynika z oporu powietrza R na płatach.

Opór powietrza istnieje dzięki szybkości samolotu. Im większa będzie szybkość, tem więcej będzie wzrastać opór powietrza dla tej samej wartości kąta natarcia.

Wiemy, że rowerzysta, pędzący z wielką szybkością, zmuszony jest nachylać się, ażeby zmniejszyć opór powietrza względem swojego ciała.

Widzimy więc, że opór powietrza rośnie ze wzrostem szybkości.

Można udowodnić, że opór powietrza rośnie proporcjonalnie do kwadratu szybkości. Gdy szybkość się podwoi, opór powietrza będzie cztery razy większy, — gdy szybkość się potroi, opór będzie dziewięć razy większy, itd.

Dla każdego samolotu istnieje przy stałym kącie natarcia pewna szybkość minimum, przy której unoszenie się jest zapewnione.

II. Różne rodzaje lotu.

Każdy płatowiec może lecieć poziomo, pod takim kątem natarcia, aby lot się odbywał przy zużyciu minimum mocy silnika. — Kąt ten nazywa się **ekonomicznym kątem natarcia**, a odpowiadająca mu szybkość — **szybkością ekonomiczną**.

Jednakże pilot może zużytkować nadmiar mocy silnika. Lecąc pod kątem ekonomicznym natarcia, może on:

Zwiększyć moc silnika, oraz równocześnie zmniejszyć kąt natarcia, lub też naodwrot zwiększyć ten kąt. Jeżeli zmniejszymy kąt natarcia, to opór powietrza oraz wypór zmniejszą się i trzeba będzie zwiększyć szybkość samolotu, aby zapewnić unoszenie.

Mówimy wówczas, że samolot leci **lotem szybkim**.

Natomiast, jeżeli zwiększymy kąt natarcia, to opór powietrza, wypór, oraz opór czołowy zwiększą się

i samolot będzie musiał zmniejszyć szybkość, aby wypór był nadal równy ciężarowi.

Mówimy wówczas, że samolot leci lotem wolnym. Streszczając powyższe:

Każdy samolot może lecieć z szybkością ekonomiczną pod kątem natarcia ekonomicznym, przy zużyciu minimum mocy.

Zwiększając moc silnika, samolot może:

1) Zwiększyć szybkość i lecieć lotem szybkim, jeżeli zmniejszymy kąt natarcia;

2) Zmniejszyć szybkość i lecieć lotem wolnym, jeżeli zwiększymy kąt natarcia.

Uwaga. — Lot samolotów bywa przeważnie szybki.

III. Siła ciągu potrzebna do lotu.

Siła ciągu F śmigła równoważy opór szkodliwy całkowity T samolotu. Ów opór szkodliwy jest jedną ze składowych oporów powietrza.

Celem zmniejszenia siły ciągu korzystnym jest zmniejszyć opór szkodliwy całkowity T , to znaczy nadać samolotowi wielką lotność, przy której osiągamy dla tej samej wartości wyporu mniejszy opór szkodli-

wy ($\frac{R_x}{R_z}$ minimum).

A zatem siła ciągu zmienia się jak lotność. Siła ciągu jest minimum, gdy wartość stosunku $\frac{R_x}{R_z}$ jest minimum

Będziemy więc mieć siłę ciągu minimum podczas lotu z kątem natarcia optimum.

IV. Pułap.

Widzieliśmy (rozdział VII), że:

Samolot, aby się wznosić, winien posiadać nadmiar mocy.

Nadmiar mocy zmniejsza się, ze wzrostem wysokości, równocześnie bowiem moc silnika zmniejsza się, gdy tymczasem moc potrzebna do lotu rośnie.

a) Zmniejszenie mocy silnika.

Jak widzieliśmy, gęstość powietrza zmniejsza się, gdy wysokość wzrasta (rozdział I).

To samo dzieje się z ciężarem mieszanki, zassanej do cylindrów. Maksymalne ciśnienie wybuchu spada, jak również moc silnika.

Wniosek:

Moc silnika zmniejsza się ze wzrostem wysokości.

A zatem na wysokości 5.500 metrów, moc silnika będzie wynosić mniej więcej połowę mocy na ziemi.

b) Zwiększenie mocy potrzebnej do lotu.

Ponieważ gęstość powietrza zmniejsza się przy wznoszeniu się, zatem uderzenie cząstek powietrza o powierzchnie nośne będzie słabsze, a opór powietrza mniejszy.

Wskutek tego wartość wyporu będzie również mniejsza.

Aby zapewnić unoszenie, trzeba aby wypór równoważył ciężar Q samolotu.

Jeżeli wypór mniejszy się, wówczas równowaga będzie unicestwiona. Aby ją przywrócić, trzeba będzie zwiększyć moc, a w tym celu trzeba będzie lecieć z większą szybkością.

Zwiększenie szybkości wymaga zwiększenia mocy silnika. Możemy zatem powiedzieć:

Moc potrzebna do lotu zwiększa się ze wzrostem wysokości.

Wniosek: Gdy wysokość wzrasta:
moc silnika zmniejsza się,
moc potrzebna do lotu zwiększa się.

Te dwie przyczyny sprawiają, że nadmiar mocy maleje szybko, gdy samolot się wznosi.

W chwili, kiedy ten nadmiar mocy znika zupełnie, płatowiec już nie może się wznosić więcej: powiadamy wówczas, że samolot osiągnął swój pułap.

V. Kąt pochylenia.

Widzieliśmy (patrz rozdział VII), że:

A. Jeżeli siła ciągu ustaje, samolot może opadać lotem ślizgowym.

B. Im większy jest kąt pochylenia, tem szybciej opada samolot.

Podczas opadania siła ciągu zostaje zastąpiona przez siłową Q_1 ciężaru. (patrz rys. 149).

Powinniśmy wówczas mieć:

Siła ciągu = całkowitemu oporowi szkodliwemu, czyli:

$$Q_1 = T \quad (1)$$

Aby lot ślizgowy trwał możliwie najdłużej musi się mieć możność nadania samolotowi niewielkiego kąta pochylenia. Trzeba więc, żeby Q_1 , które zmienia się z kątem pochylenia, było bardzo małe.

W myśl równania (1) trzeba również, żeby T miało wartość nieznaczną.

Dla danego samolotu, opór szkodliwy T jest minimum przy wartości kąta pochylenia optimum. A więc:

Kąt minimum pochylenia jest równy kątowi optimum.

Samolot, który posiada największą lotność, ma również najmniejszą wartość oporu szkodliwego, a więc:

Im większa jest lotność danego samolotu, tem lepszy jest lot ślizgowy.

VI. Lądowanie.

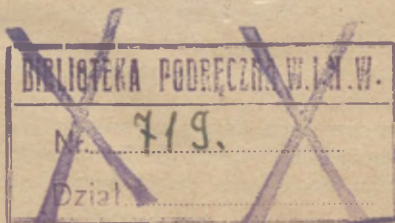
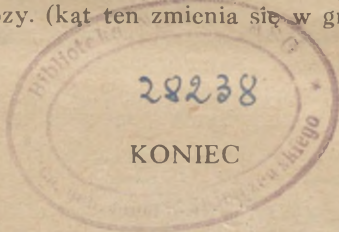
Samolot opuszcza się ku ziemi w ten sposób, aby jego szybkość była wystarczająca dla zapewnienia mu lotu poziomego.

W pobliżu ziemi samolot zostaje wyrównany i leci poziomo. Silnik jest wyłączony, albo na wolnym biegu..

W miarę, jak szybkość już nie wystarcza dla zapewnienia lotu poziomego, bez względu na wartość kąta natarcia, odbywa się lądowanie.

Samolot powinien dotknąć ziemi kołami, oraz płozą.

Kątem lądowania nazywamy kąt, utworzony przez cięciwę przekroju skrzydeł z prostą styczną do kół, oraz do płozy. (kąt ten zmienia się w granicach od 15° do 20°).



SPIS RZECZY.

ROZDZIAŁ I.

POWIETRZE.

Działanie powietrza na ciała w ruchu.

	str.
A. Uwagi ogólne	2
1. Ogólne własności gazów	2
2. Ciśnienie atmosferyczne	3
3. Wartość ciśnienia atmosferycznego	4
4. Wpływ ciśnienia atmosferycznego na gęstość powietrza	6
5. Zmiany gęstości powietrza z temperaturą i z wysokością	7
6. Wpływ wzrostu wysokości w lotnictwie	8
7. O ruchu cieczy	10
8. Mierzenie ciśnień, oraz szybkości prądów powietrznych	12
B. Opór powietrza	13
C. Badanie oporu powietrza	15
D. Streszczenie	16

ROZDZIAŁ II.

OPORY POWIETRZA.

1. Opór prostopadły.

A. Uwagi ogólne	19
B. Wielkość oporu powietrza	21
C. Zmiany K_{90} pociągające za sobą zmiany oporu powietrza	24
D. Zmienność V	25
E. Zmiany S , pociągające za sobą zmiany R	25

2. Opór prostopadły w przypadkach szczególnych.

F. Uwagi ogólne	28
G. Kula	28
H. Walec	28
I. Ciało kulisto-stożkowe	29
J. Ciało o kształcie kropłowym	29
K. Opór drutów i ściągów	30
L. Opór stojaków i słupków	30
M. Opór kół nieosłoniętych płótnem	30
N. Opór kadłubów	30

3. Streszczenie.

O. Opór prostopadły	30
-------------------------------	----

ROZDZIAŁ III.

OPÓR POWIETRZA NA PŁASZCZYZNĘ UKOŚNĄ.

A. Uwagi ogólne	36
B. Opór powietrza na płaszczyznę ukośną	41
C. Składowe oporu powietrza	45
D. Zmienność K_x i K_z	47
E. Streszczenie	49

ROZDZIAŁ IV.

POWIERZCHNIE KRZYWE I PŁATY NOŚNE.

A.	Uwagi ogólne	53
B.	Działanie powietrza na powierzchnie krzywe	54
C.	Opór powietrza względem powierzchni krzywych	57
D.	Zmienność położenia środka parcia	58
E.	Wielkość wypadkowej	59
F.	Rozkładanie oporu powietrza	59
G.	Płaty nośne o różnych profilach	61
H.	Zmienność K_x i K_z	62
I.	Płaty nośne używane w lotnictwie	62
J.	O ogólnej budowie skrzydła	63
K.	Kąt nastawienia	64
L.	Próby skrzydeł. Biegunowa	65
M.	Streszczenie	69

ROZDZIAŁ V.

OPÓR POWIETRZA WZGLĘDEM PŁATOWCA.

1. Opór powietrza względem komory dwupłatowej.

A.	Uwagi ogólne	75
B.	Widmo aerodynamiczne	76
C.	Sposoby polepszania własności aerodynamicznych dwupłata	77

2. Opór powietrza względem dwupłatowca.

A.	Klasyfikacja części	78
B.	Lotność płatowca	78
C.	Strzeszczenie	82

ROZDZIAŁ VI.

ŚMIGŁA.

A.	Potrzeba śmigła	86
B.	Linja śrubowa	86

C.	Studjum o śmigle	87
D.	Budowa śmigieł	97
E.	Sily działające na śmigło. Zrównoważenie	98
F.	Sposób postępowania przy zakładaniu śmigieł	99
G.	Strzeszczenie	104

ROZDZIAŁ VII.

SIŁY DZIAŁAJĄCE NA SAMOŁOT W LOCIE POZIO- MYM, PODCZAS WZNOSZENIA SIĘ I OPADANIA.

A.	Sily działające na samolot	109
B.	Warunki równowagi w locie poziomym	110
C.	Warunki równowagi przy wznoszeniu się	111
D.	Warunki równowagi przy planowaniu	113
E.	Strzeszczenie	114

ROZDZIAŁ VIII.

STATECZNOŚĆ.

A.	Ruchy samolotu	118
B.	Stateczność samolotu	119
C.	Ruchy samolotu dokoła środka ciężkości	119
D.	Strzeszczenie	121

ROZDZIAŁ IX.

STATECZNOŚĆ PODŁUŻNA.

A.	Stateczność samolotów o płatach płaskich	124
B.	Stateczność samolotów o płatach profilowych	125
C.	Środki zapewniające stateczność podłużną	126
D.	Opierzenie poziome	126
E.	Rozmaite opierzenia	127
F.	Stateczność podłużna sterowana	131
G.	Opierzenie bez statecznika	132

H.	Opierzenie ze statecznikiem	132
I.	Ster wysokości skomponowany	132
J.	Streszczenie	133

ROZDZIAŁ X.

STATECZNOŚĆ POPRZECZNA.

A.	Stateczność poprzeczna własna	138
B.	Stateczność poprzeczna sterowana	141
C.	Streszczenie	144

ROZDZIAŁ XI.

STATECZNOŚĆ KIERUNKOWA.

A.	Działanie statecznika kierunkowego	148
B.	Wpływ ustawienia skrzydeł w kształcie strzały na stateczność kierunkową własną	148
C.	Stateczność kierunkowa sterowana, Działanie steru kierunkowego	149
D.	Krzywizna	149
E.	Równowaga sił w krzywiznie	150
F.	Zmiana mocy potrzebnej do wykonania krzywizny	152
G.	Wpływ pary sił żyroskopowej przy krzywiznach	153
H.	Różnice zachodzące pomiędzy parą sił wywrotową, a parą sił żyroskopową	154
I.	Strzeszczenie	155

ROZDZIAŁ XII.

ZRÓWNOWAŻENIE.

Wady wynikające ze złego zrównoważenia samolotu.

A.	Uwagi ogólne	158
B.	Samoloty o środkach ciężkości zbieżnych, czyli o jednym środku	159

C.	Samoloty o różnych środkach ciężkości	160
D.	Siły zmienne w samolocie	160
E.	Wady wynikające ze złego zrównoważenia samolotu	162
F.	Streszczenie	164

ROZDZIAŁ XIII.

PRACA SKRZYDEŁ I KOMÓR PŁATOWYCH.

Wiadomości o próbach statycznych.

A.	Praca skrzydeł pod działaniem oporu szkodliwego .	169
B.	Praca skrzydeł pod działaniem wyporu w dwupłacie	169
C.	Praca opłatowania samolotu w locie nienormalnym zwanym akrobatycznym	170
D.	Wiadomości o próbach statycznych	171
E.	Streszczenie	176

ROZDZIAŁ XIV.

UZUPEŁNIENIA. — WŁAŚCIWOŚCI SAMOLOTU.

A.	Szybkość niezbędna do lotu	180
B.	Siła ciągu potrzebna do lotu	182
C.	Moc potrzebna do lotu	184
D.	Zmiany mocy potrzebnej do lotu	185
E.	Kąt pochylenia minimum. Lądowanie	195
F.	Lądowanie	196
G.	Streszczenie	197

OMYŁKI W DRUKU

Str.	Wiersz Od góry	J E S T	MA BYĆ
4	14	Zawnętrzna	Zewnętrzna
11	28	prze	przez
21	12	Jestto	Jest to
23	5	podczas lotu	podczas lotu,
26	7	kształt pierwsza:	kształt. pierwsza
26	29 i 30	ga kwadratu, trze- cia prostokąta i t.d	skreślić i w to miej- sce wstawić: Koło o powierzchni 1 m^2 , jako promień otrzy- ma:
29	27	jaki	jak i
49	22	doświadczałne	dośw adczalny
61	17	$= \frac{a}{b}$	$= \frac{b}{a}$
72	3	opór szkodliwy wypór $P_1 =$	Opór szkodliwy T_1 wypór P_1
86	3	Potrzebna	Potrzeba
88	5	(a)	(a')
89	17	Działani	Działanie
95	23	równoległe	równoległy
121	24	przechyleń	wychyleń
121	28	wychyleń	przechyleń
127	12	$r \times d' \times R' \times d$	$r \times d' = R' \times d$
141	22	sterowania	sterowana
146	1 i 2	lub kierunkowy	lub ster kierunkowy
153	13	zwiększenem	zwiększeniem
168	1	Rozdział XII	Rozdział XIII
171	17	Jeżeli p i p_1 są wy- porami, działający- mi odpowiednio tym,	Jeżeli w locie pozio- mym P jest wypo- rem całkowitym,
189	13	Nadmiar mocy O_1	Nadmiar mocy zero

BIBLIOTEKA

ASG

NAUKOWA

102 3