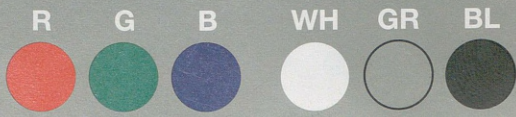


Part Code
ST1316



Grey Scale #13



A 1 2 3 4 5 6 M 8 9 10 11 12 13 14 15 B 17 18 19



Fig. 4. 158



Blue

Cyan

Green

Yellow

Red

Magenta

White

3/Color

Black

Colour Chart #13

Centimetres

Inches



Fig. 4. 158.

WOJSKOWY ZAKŁAD
do wydawania kary twierdzy
w Toruniu

INŻ. PIOTR TUŁACZ

LOT ŻAGLOWY
i
APARATY ŻAGLOWE

981.

50/1

WARSZAWA 1923
WOJSKOWY INSTYTUT NAUKOWO-WYDAWNICZY

Eigen
Heeresarchiv - 300.000
Danzig
Fg. 4. 10. 1.

74/66

Wszelkie prawa przedruku i przekładu zastrzeżone.

32352/2



Zakłady Graficzno-Wydawnicze „Książka”
Warszawa, Tamka 46. Telefon № 33-20.

Przedmowa.

Zagadnienia lotu bezsilnikowego w okresie powojennym wysunęły się na pierwszy plan w lotnictwie.

Dalszy rozwój płatowca wymaga powrotu do pierwszych doświadczeń lotu człowieka. Koniecznym jest zbadanie i dalsze rozwinięcie dziedzin dotychczas niewyzyskanych.

Rozwój silnika i walka o szybkość kosztem ekonomji, nie dozwoliły na poświęcenie należytej uwagi atmosferze i jej niewyzyskanym energjom. Zagadnienie wymaga doświadczeń i teorii, na których powinna być oparta konstrukcja, zasady lotu oraz przyrządy pokładowe.

W swej pracy inż. Tułacz ujmuje całość zagadnienia.

Teorje lotu żaglowego, związane z początkami rozwoju lotnictwa, były wynikiem obserwacji lotu ptaków.

Inż. Tułacz opracowuje dotychczasowe teorje w prawach dzisiejszej aerodynamiki stosowanej. Stwarza możliwość porównania tych teoryj w ładnie przeprowadzonym ujęciu analitycznym.

Autor uzyskuje obiektywność sądu poszczególnych teoryj i daje podstawy praktycznego stosowania w konstrukcji i w pilotowaniu żaglowców.

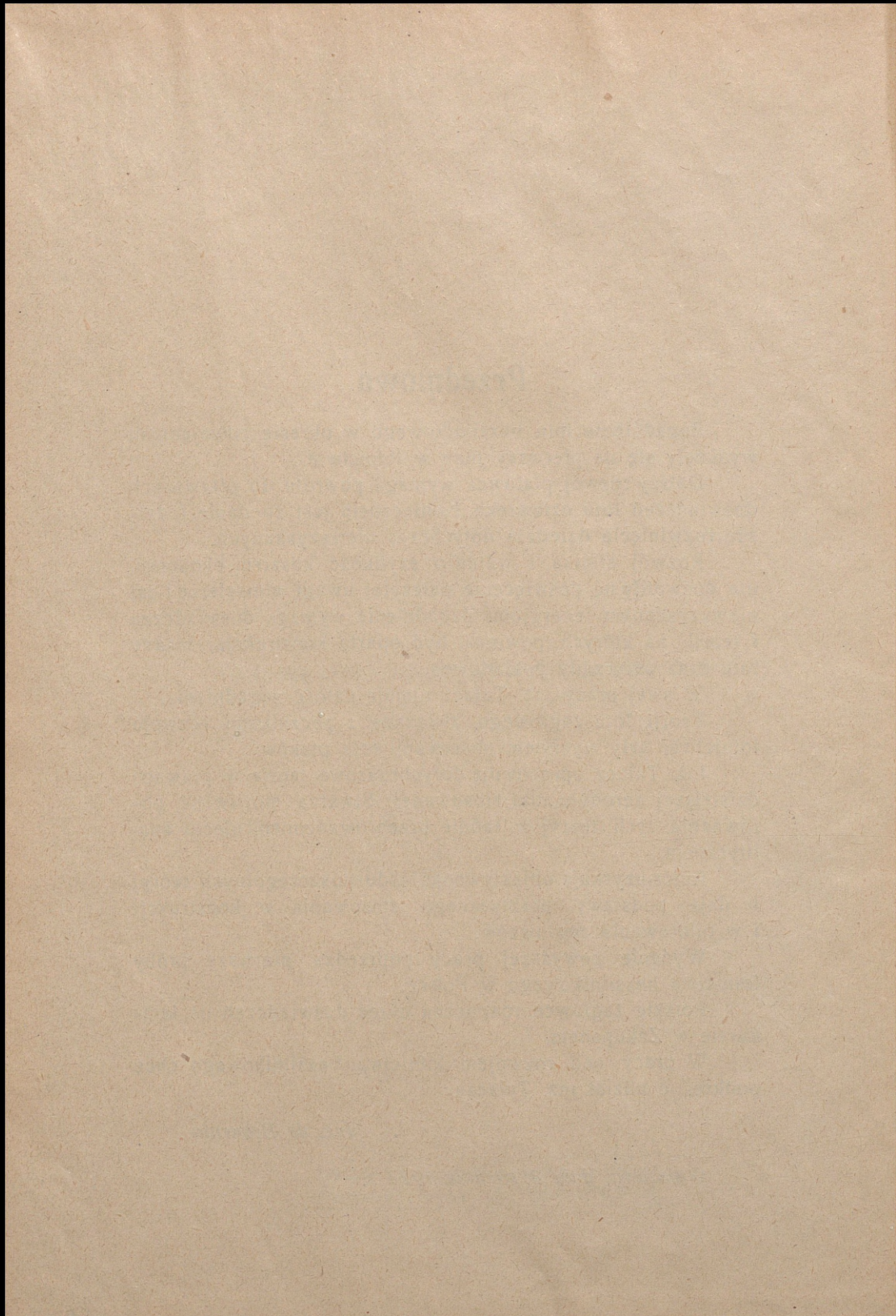
Wydanie powyższej pracy poprzedza pierwsze próby lotnictwa bezsilnikowego w Polsce.

Polskie żaglowce rozpoczną okres doświadczeń na konkursie w Zakopanem.

W pracy nad rozwojem lotnictwa bezsilnikowego chcę podkreślić udział inż. Tułacza.

Inż. de Beaurain.

Warszawa, dnia 3 sierpnia 1923 r.



Wstęp.

Dziś każdy, kto usłyszy w górze charakterystyczny szum śmigła, wie, że przelatuje nad nim płatowiec, że gdzieś wysoko unosi się drobny punkcik, którego z natężeniem trzeba szukać w obłokach. Jest to dla nas zjawisko tak codzienne, że przestaliśmy zwracać na nie uwagę. Informowany przez prasę codzienną, wie ogół, że samolotem można odbyć w ciągu 9 godzin podróż z Warszawy do Paryża, że równie dobrze odbywać można podróże dłuższe, przekraczające 24 godzin lotu bez przerwy, że można latać z szybkością 400 km na godzinę i można wreszcie samolotem osiągnąć wysokość „niebotyczną“ 10 km. Są to tylko rekordy współczesne i każdy z nas łatwo zdaje sobie sprawę z tego, że za kilka lat, miesięcy, a może dni ogłosi prasa dalsze rekordy, przewyższające może dzisiejsze nasze marzenia i, że granic dalszych postępów nie zakresliła dotychczas nawet najśmielsza teoria.

Ale cofnijmy się pamięcią o lat piętnaście wstecz. — W roku 1907 płatowce na kontynencie europejskim utrzymywały się w powietrzu przez kilka minut za ledwie. Dopiero pod koniec roku 1908 Willbur Wright dokonał we Francji 2-godzinnego lotu. Z jakimże entuzjazmem świat cały ogłaszał potem coraz to poważniejsze sukcesy nowonarodzonego lotnictwa! Było ono „cudownem dzieckiem“ każdego narodu. Nie było na kuli ziemskiej języka w którymby nie podziwiano pierwszych jego kroków. I słusznie — czas ten stanowił początek nowej ery dla ludzkości.

Dziś stajemy po raz drugi na przełomie. Niedawno ogłoszono nam ostatnie sukcesy lotu bezsilnikowego w Röhn. Po lotach kilkuminutowych, loty kilkudziesięciominutowe, wresz-

cie rekordowy lot trwający 3 godz. 10 minut. Spójrzmy w przyszłość; jakie rekordy ustalą się za lat piętnaście?! Czy rozwój lotnictwa motorowego w równym okresie czasu nie daje nam przykładu? Francja zrozumiała to przy pierwszym ogłosie prób niemieckich i staje do zawodów z całym zaso- bem swego materjału, wiedzy i doświadczenia. U nas, w Pol- sce, błąkają się po kraju tylko echa słów małej garstki, pracu- jącej nad rozwojem rodzimego lotnictwa, a nie wzbudziły one dotychczas żadnego odruchu, żadnej akcji. Od Polski wolnej wymaga tego jednak „duch czasu“, który każde lekceważenie pomści.

Wierzmy, że nasze życie sportowe, tak pomyślnie ro- zwijające się, obejmie wkrótce i tę najwyższą gałąź, ustana- wiając własne rekordy lotu bezsilnikowego. Trzeba tylko za- poznać się z problemem i z pracami poprzedników, ażeby na pewnej już podstawie wysunąć własne koncepcje, któreby za- pewniły genjuszowi naszego |narodu| odpowiednie miejsce w tym dziejowym konkursie.

Część I.

Różne rodzaje lotu.

Przyroda odmówiła człowiekowi możliwości lotu. Od niepamiętnych czasów człowiek czuł się upośledzonym pod tym względem i śledząc z zazdrością majestatyczny lot orła, symbol swobody, dla którego rzeki, góry, a nawet morza nie stanowią przeszkód, marzył o własnych skrzydłach i podniebnym locie. Niemal każda ludowa piosnka miłosna potrąca o ten motyw, a podania wysnuły zeń najcudniejsze baśnie.

Nie chcemy kreślić tutaj dziejów myśli ludzkiej, która marzenia te urzeczywistniła, prześcigając je poniekąd, zaznaczymy tylko przelotnie, że punktem wyjścia dla niej było naśladowanie przyrody, a rozwiązanie problemu spoczęło na zasadach zupełnie prawie odmiennych. Natura w całej różnorodności form swego tworzenia jest skrepowaną zasadniczym postulatem rozwoju, od protoplazmy aż do najwyższych ustrojów organicznych. Ruch *okrętowy* stały jednego organu jest w naturze nieznanym, stanowi on jednak najwyższy typ ruchu w technice. Poszczególne organa istot organicznych muszą wraz z nią się rozwijać i spełniać nieraz różnorodne funkcje życiowe, co wymaga *odżywiania* tychże oraz niewielkiej stosunkowo specjalizacji. Niemożność odżywiania zaś organów *rotujących* ustawicznie wzbroniło przyrodzie tego ruchu. Dla powyższych względów staje się łatwo zrozumiałym, dlaczego przyroda zatrzymała się w tworzeniu istot latających na pewnej, nieprzekraczalnej granicy ciężaru. Najcięższym „latającym“ ptakiem jest obecnie łabędź, ważący około 13 kg. Ptak cięższy, jak struś, jest już nieudałym tworem. Granicę tę określa bardzo proste geometryczne pra-

wo trzeciej potęgi. Dla pewnej rodziny ciał geometrycznie podobnych i o podobnej budowie wewnętrznej prawo to orzeka, że objętość, a tem samem i ciężar, wzrasta, jak sześćcian, powierzchnia zaś tylko jak kwadrat wymiarów liniowych. Ciężar więc wzrasta prędzej od powierzchni. Przy każdym zaś rodzaju lotu jest konieczną pewna minimalna powierzchnia dla jednostki ciężaru lub obowiązuje pewne maksymalne obciążenie powierzchni S przez ciężar ciała P :

$$\frac{P}{S} = a \text{ (obciążenie jednostkowe).}$$

Jeżeli jakieś ciało o ciężarze P i powierzchni S powiększymy, np. „ μ “ razy długość, szerokość i grubość, tak żeby nowo-powstałe ciało było geometrycznie i „anatomicznie“ podobne, to ciężar tegoż ciała będzie wynosił $\mu^3 P$, powierzchnia $\mu^2 S$, obciążenie zaś jednostkowe:

$$d' = \frac{\mu^3 P}{\mu^2 S} = \mu d.$$

Obciążenie jednostkowe powierzchni wzrasta w stosunku *liniowych* wymiarów. Dlatego to cząstki kurzu utrzymują się całemi godzinami w powietrzu, nie spadając na ziemię, mimo równego dla wszystkich ciał przyspieszenia „ g “, li tylko z powodu oporu powietrza, który dla tak minimalnego obciążenia jednostkowego dopuszcza jedynie minimalne prędkości spadania. Dlatego też widzimy całą gamę różnych sposobów latania: małej muszki, małych ptaszek, wreszcie największych ptaków. Obciążenie jednostkowe powierzchni dla muszek wynosi ca. 0.1 kg/m^2 , dla jaskółki 1.3 kg/m^2 , a dla łabędzia 11 kg/m^2 ; dla współczesnych samolotów od 25 — 100 kg/m^2 . To proste prawo różniczuje ogólny problem lotu na problemy poszczególne, zależnie od ciężaru. To prawo tłumaczy nam dlaczego łatwiej jest zbudować mały model latający, aniżeli wielki aparat. To prawo wreszcie pozwala nam mieć nadzieję lotu o własnych siłach, przynajmniej jako pomocniczego, wbrew opinii Leonarda da Vinci, który opierał się na porównaniu mięśni ptaków z mięśniami człowieka. Dzisiaj rozporządzamy bowiem innymi środkami budowy skrzydeł, niezmiernie lekkich, co nas stawia ponad podobieństwo do ptaków. Jest to dzisiejszy punkt wyjścia przy rozwiązaniu problemu lotu człowieka.

W naturze, zależnie od ciężaru istoty latającej, spotykamy różne rodzaje lotu. Najniższym stopniem lotu jest lot wiosłowy w miejscu. Odmianę tegoż sposobu stanowi lot wiosłowy owadów. Poza owadami, spotykamy lot wiosłowy w miejscu jedynie u najmniejszych ptaków. Nie polega on jednak, jakby się zdawało z pobieżnych obserwacji, na prostopadłych uderzeniach skrzydełek, przeciwnie skrzydła wykonywają ruch bardzo złożony, przyczem atakują powietrze zawsze ukośnie. W każdym razie sposób ten jest bardzo nieekonomiczny, gdyż zawsze z dwóch taktów jeden tylko jest użyteczny. Przypuśćmy, że w jednostce czasu takt użyteczny trwa czas „ Δt ”, wobec czego czas wolnego spadania trwać będzie $(1 - \Delta t)$. Ptak o ciężarze „ P ” w takcie nieużytecznym będzie spadał wolno z przyspieszeniem ziemskim, a prędkość końcowa, jaką osiągnie, równą będzie: $\frac{P}{m}(1 - \Delta t)$ jeżeli m jest jego masą.

Podczas taktu użytecznego działać musi siła F większa od ciężaru P a prędkość końcowa ciała równa będzie:

$$\frac{F - P}{m} \Delta t$$

Ażeby ciało utrzymało się w powietrzu impulsy muszą być sobie równe.

$$\frac{F - P}{m} \Delta t = \frac{P}{m} (1 - \Delta t)$$

z czego

$$F \cdot \Delta t = P ; F = \frac{P}{\Delta t}$$

Prawo to jest niezależne od hipotezy oporu powietrza, i orzeka, że siła konieczna do utrzymania ciała w powietrzu przy locie wiosłowym w miejscu musi być większa od ciężaru P w stosunku odwrotnym do czasu trwania taktu użytecznego. Ale najważniejszym momentem jest praca. Otóż przyjmując, że opór powietrza jest wprost proporcjonalny do kwadratu szybkości, musimy przyjąć, że szybkość zmienia się jak $\sqrt{\frac{I}{\Delta t}}$, ażeby reakcja czyli siła F zmieniła się w stosunku $\frac{I}{\Delta t}$. Jeżeli więc przy locie stałym, np. śmigle helikoptera prędkość pionowego natarcia powietrza wynosi „ v ” to praca wynosić będzie

$$T = P \cdot v$$

Tymczasem przy locie wiosłowym w miejscu praca T^1 wynosić musi:

$$T^1 = F \cdot v \sqrt{\frac{l}{\Delta t}} \cdot t \text{ lub } \frac{P}{\Delta t} \cdot v \sqrt{\frac{l}{\Delta t}} \Delta t = P \cdot v \cdot \sqrt{\frac{l}{\Delta t}}$$

a wreszcie podstawiając za $P \cdot v$ pracę przy wysiłku stałym T otrzymamy

$$T^1 = T \sqrt{\frac{l}{\Delta t}}$$

Przypuszczając, że takty są równe t. z. że ptak wiosłując w miejscu dla utrzymania się w powietrzu potrzebuje równych okresów czasu na opuszczenie i podniesienie skrzydła otrzymujemy:

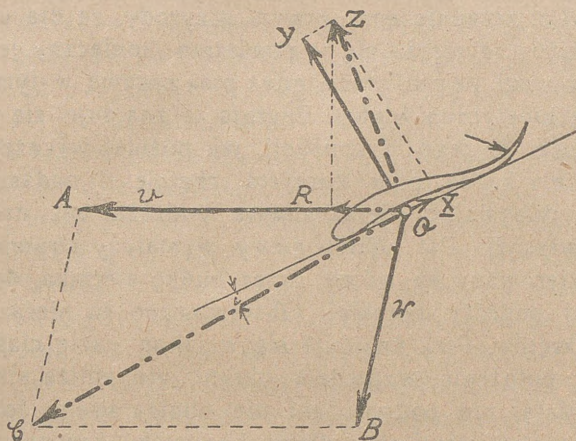
$$T^1 = T \sqrt{\frac{l}{\frac{1}{2}}} = T \sqrt{2} = 1.414T$$

Z powyższego widzimy jak nieekonomicznie pracowałby ptak przy locie wiosłowym w miejscu i jak niekorzystnym byłoby zrealizowanie tego sposobu lotu przez człowieka (*ornitoptery*). W rzeczywistości tylko najdrobniejsze ptaszki w wyjątkowych razach posługują się tym rodzajem lotu, co przy stosunkowo małym obciążeniu powierzchni jest jeszcze możliwym. Owady natomiast latają stosunkowo bardziej ekonomicznie, gdyż skrzydła ich poruszają się poziomo wprzód i wtył przyczem uderzają o powietrze zawsze pod kątem, wytwarzając w ten sposób wypór pionowy powietrza. Mamy tu jeszcze 2 takty ale oba użyteczne. I ten rodzaj lotu nie przedstawia dla człowieka zainteresowania a to ze względu na *ruch alternatywny* skrzydeł, wywołujący duże siły bezwładności. Przy cienkich błonach skrzydeł owadu siły te nie przedstawiają się tak ujemnie, jak przy dużych skrzydłach.

Całkiem inaczej przedstawia się sprawa lotu ptaków wiosłowo-postępowego. Jest to może, najbardziej zbliżony przykład natury do lotu naszych płatowców. Skrzydła ptaka przy tym sposobie lotu *uderzają* zawsze powietrze pod kątem dodatnim, podobnie do płaszczyzn nośnych płatowca. Przyczem ptak skrzydeł nie podnosi gwałtownie, jakby się zdawało na pierwszy rzut oka, tylko podnosi je wypór powietrza z chwilą, gdy mięśnie ptaka nie przeciwstawiają dostatecznego oporu. Wypór ten jednak działa i w czasie podnoszenia skrzydła. Następujące potem opuszczanie skrzydła ma za cel wytwor-

rzenie koniecznej siły popędowej, poziomej. Wypór powietrza równoważy i teraz ciężar ptaka, a elastyczne lotki wyginając się ku górze zwiększają jeszcze efekt propulsji. (Fig. 1).

Jest to najkorzystniejszy sposób lotu, gdyż zrównoważenie ciężaru jest stałe i dlatego też jedynie ten lot jest dostępny dla cięższych ptaków. Warunkiem jednak zasadniczym jest utrzymanie pewnej szybkości poziomej, którą ptak zyskuje wiosłując czyli naciskając powietrze skrzydłami pod odpowiednim



- \overline{OA} = szybkość pozioma lotu
- \overline{OB} = szybkość uderzenia skrzydłem
- \overline{OC} = szybkość wypadkowa skrzydła
- \overline{OY} = wypór dla kąta i
- \overline{OX} = opór " " "
- \overline{OR} = siła popędowa pozioma
- \overline{RZ} = wypór pionowy

Fig. 1. Lot wiosłowy.

kątem. Pod tym więc względem współczesny płatowiec przewyższa go, gdyż siła popędowa działa w płatowcu nie impulsywnie ale stale. Odmianą postępowego lotu wiosłowego jest planowanie, przy którym ptak przestaje poruszać skrzydłami, analogicznie do płatowca z zamkniętym gazem. Zużywa on wtedy energję potencjonalną, poruszając się po torze pochyłym, tak, żeby siła ciężenia swą składową równoległą do toru zastępowała siłę popędową. Jeżeli przytem znajduje

się w masie powietrza która wznosi się, czyli jak mówimy jeżeli znajduje się w prądzie powietrza wznoszącym się o tę samą ilość o którą ptak w jednostce czasu się obniża, to jasnym jest, że będzie mógł lecieć poziomo, jeżeli przytem i ruch poziomy wiatru jest przeciwnie skierowany i równy prędkości poziomej ptaka to wypadkowa po złożeniu obydwu ruchów będzie równą zeru, czyli, że ptak dla obserwatora stojącego na ziemi będzie zawieszony nieruchomo w powietrzu, bez najmniejszego ze swej strony wysiłku. Nie przeczy to jednak zasadniczemu prawu przyrody, że dla utrzymania ruchu lub utrzymania się w powietrzu konieczny jest pewien wysiłek wzgl. pewna praca, gdyż ptak zużywa w tym wypadku energję kinetyczną wiatru. Energja ta znajduje się w olbrzymiej ilości do jego dyspozycji, jak później wykazemy, w atmosferze i każdy ptak korzysta chętnie z nadarżającej się okazji, odbywając nieraz długie podróże bez najmniejszej pracy własnej. Dla małej mewy wystarczy strumień powietrza, skierowany ku górze przez budkę sternika, do odbycia dalekiej podróży morskiej. Obserwowano to nieraz z płynących okrętów. Ptak znajduje się w takim razie ciągle w tem samym położeniu względem okrętu, nie zbliża się doń ani nie oddala, nie podnosi ani nie obniża swego lotu. Z nieruchomo rozpiętymi skrzydłami, bez ruchu zawieszony w powietrzu, zda się przywiązany niewidzialnymi nitkami do masztów, odbywa swą podróż, dzięki dobroczynnemu strumieniowi powietrza, wytworzonemu przez szybkość okrętu w spokojnej zresztą atmosferze. W tym wypadku można powiedzieć, że podróżuje „na gapę“ kosztem energii maszyny okrętowej. Wykazemy później, że wypadków sprzyjających takiemu właśnie lotowi, jest w rzeczywistości o wiele więcej, niżby się zdawać mogło. Lot taki nazwiemy „lotem żaglowym statycznym“ lub „lotem ślizgowym“. Termin: „lot żaglowy“ przyjął się we wszystkich językach, gdyż opiera się on na tej analogji jaka zachodzi między pracą wiatru przy działaniu na rozpięte żagle okrętów i przy działaniu wiatru na rozpięte skrzydła ptaka. Analogja ta jest tem ściślejsza, że w obu wypadkach rozchodzi się o uzyskanie siły popędowej, samo zaś zrównoważenie ciężaru, który dla okrętów daje stały wypór wody, dla ptaków — wypór powietrza, spowodowany ich ruchem, jest więc niejako dalszą konsekwencją uzyskanej od wiatru siły popędowej. Ponieważ siłę popędową uzyskuje

ptak z atmosfery, względnie z wiatru o stałej prędkości co do wielkości i kierunku, możnaby lot ten nazwać z prof. Prandtl'em „lotem żaglowym statycznym“. Naszem jednak zdaniem termin ten nie uwzględnia wcale, przyjętej ogólnie i uświęconej tradycją, nazwy francuskiej: „sustentation dynamique“ cięższego od powietrza w odróżnieniu do „sustentation statique“ lżejszego od powietrza, a więc balonów. W rzeczywistości lot żaglowy, powyżej opisany, jest zawsze wynikiem działania dynamicznego powietrza, które musi się znajdować w ruchu względnym wobec ciała lecącego. Ta konieczność relatywnego ruchu charakteryzuje najogólniej lot „cięższego od powietrza“; prawo to powiada: „naprzód lub spadniesz“ — przyczem uzupełnić je należy: „*naprzód wobec powietrza w którym się znajdujesz*“. Dla obserwatora stojącego na ziemi, ptak może zawisnąć nieruchomo w górze, wobec otaczającej masy powietrza jednak musi ptak posiadać szybkość wystarczającą do wytworzenia wyporu równającego się ciężarowi. Nazwać to lotem żaglowym statycznym nie mamy żadnego prawa, gdyż ziemia dla ptaka istnieje li tylko jako wrażenie wzrokowe, lot zaś statyczny wolnego balonu, cechowałaby w tych samych warunkach atmosferycznych właśnie szybkość względem ziemi. Ażeby więc uniknąć nieporozumień zachowamy dla tego rodzaju lotu, nazwę lotu „ślizgowego lub szybowego“. Jak wiemy, jest on jedną z odmian lotu postępowego, gdzie siłę popędową stanowi ciężar własny ptaka. W powietrzu spokojnem, ptak musiałby przytem tracić na wysokości, zużywać swoją energję potencjonalną, czyli musiałby planować pochyło ku ziemi, jak płatowiec z zamkniętym gazem i po zużyciu całej wysokości musiałby „lądować“. W powietrzu ruchomem wobec ziemi, do szybkości planowania ptaka wobec powietrza dodaje się szybkość powietrza wobec ziemi, tak że dla obserwatora *ziemskiego*, zależnie od kierunku i szybkości wiatru, ptak planujący w niem, wobec ziemi może się wznosić i lecieć wtył lub wprzód lub wreszcie wznosić się po pionowej, może opadać, równie jak zawisnąć nieruchomo nad ziemią.

Lot tego rodzaju przedstawimy obszerniej w następnych rozdziałach.

Lot ptaków, zwłaszcza większych, od kiedy zrozumiano, że może on stanowić punkt wyjścia dla problemu lotu człowieka, był przedmiotem usilnych badań. Badania te od cza-

sów odkrycia Galileo Galilei o spadaniu ciał w powietrzu postępowaly krok za krokiem, wydzierając naturze jedną tajemnicę po drugiej. Rok 1850 przynosi niejako koncentryczny atak uczonych i techników całego świata. Zdawałoby się, że ostatnie misterja lotu ptaków musiały prysnąć pod tym naporem. Niestety, natura zazdrośnie strzegła swoich tajemnic i do dnia dzisiejszego nie jesteśmy pewni naszych ostatnich przypuszczeń. Badania Mouillard'a (*L'Empire de l'air*, 1881), Maray'a (*Le Vol des oiseau*, 1890), Drzewieckiego (*Le Vol plané*, 1891), mimo ulepszonych metod i kilkuletnich prac systematycznych, nie przyniosły rozwiązania, a hipotezy przez nich postawione nie dadzą się obecnie utrzymać. Główną zagadką pozostał jeszcze tajemniczy królewski lot orłów, poruszających się we wszystkich kierunkach całymi godzinami z dowolną szybkością lub krążących wysoko nad skałami, bez wykonania najmniejszego ruchu skrzydłami; niejako naprzekór wszelkim zasadom mechaniki, tajemnicze „perpetuum mobile“...

Ten rodzaj lotu bez najmniejszego ruchu skrzydeł, nazwano „lotem żaglowym“. Zastłona tajemnicy lotu żaglowego rozwarła się na chwilę gdy spostrzeżono, że ptaki korzystają z wiatrów stałych, wznoszących się ku górze. Zaczęto wszystkie zaobserwowane wypadki lotu żaglowego sprowadzać do tego typu, opisanego przez nas w poprzednim rozdziale.

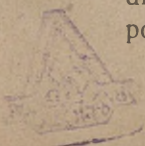
W bardzo wielu też wypadkach odpowiadało to rzeczywistości, ale pozostało mimo tego wiele obserwacji, nie dających się wytłumaczyć tą hipotezą.

Jeszcze nad piaszczystym wybrzeżem możnaby przypuścić istnienie prądów wznoszących się wskutek rozgrzania piasku; lot mewy nad niem możnaby wytłumaczyć, ale czemu przypisać lot żaglowy mewy nad oceanem, gdzie, jak wiadomo, woda jest zimniejszą od atmosfery i nic nie może być przyczyną prądów wznoszących się? Mouillard, Maray i inni opowiadają, że pelikany i albatrosy praktykują całymi godzinami lot żaglowy nad morzem, we wszystkich kierunkach z minimalną szybkością, bez najmniejszego ruchu skrzydła, znacząc swą drogę zygzakami, jakby dla skorygowania kierunku lotu i balansując lekko na skrzydłach, nie zdradzają przytem najmniejszego wysiłku. Znaleźli się nawet autorzy, którzy twierdzili, że mewy śpią w locie, a na dowcipne pytanie, po czem można odróżnić ptaka śpiącego w locie od

czuwającego, utrzymywali z dobrą wiarą, że ptaki te spać muszą, gdyż nie poruszają się wcale, dając się unosić falom powietrznym jak martwe liście na wietrze. Najdziwniejsze teorie i fantastyczne pomysły powstawały dla wytłumaczenia tego fenomenu, np. przypuszczenie o radioaktywności ptaków i wskutek tego refrakcji przyciągania ziemskiego, teorie nieraz bardzo ciekawe, które jednak dzisiaj należą bezsprzecznie do historii. Przypomnijmy tutaj, że do zrównoważenia przyciągania ziemskiego ptaka, czyli do utrzymania go w powietrzu, potrzebny jest pewien wysiłek, do nadania mu zaś ruchu, potrzebna jest pewna praca, dla obu zaś powodów konieczne jest zużycie pewnej energii. Jeżeli ptak nie oddaje żadnej energii, nie może jej niczem stworzyć, choćby pomysłowość i zwinność jego manewrowania była doskonałą, i lot jego nie mógłby nigdy być trwałym. Istnieje tylko ta możliwość, że ptak zużywa energję z zewnątrz. Źródłem takiej energii może być strumień powietrza o szybkości skierowanej ku górze, gdyż prędkość ta ma pewną składową w kierunku przyciągania ziemskiego (lot ślizgowy), nie może jednak dostarczyć energii tej strumień powietrza poziomy o stałej prędkości i kierunku. Wiatr taki bowiem nie ma żadnej składowej w kierunku siły ciężenia, istnieje on tylko dla ziemi, pozatem nie istnieje on wcale dla ptaka, który w nim się porusza i gdyby mgła przysłoniła ziemię, nie mógłby on prawdopodobnie wcale poznać że taki wiatr istnieje. Inaczej jednak przedstawiałyby się sprawy, gdyby szybkość wiatru nie była stałą. W zmianach wielkości tejże lub kierunku, czyli w istniejących przyspieszeniach ruchu wiatru, kryje się bowiem odpowiedni do masy poruszanego powietrza zapas energii, który możnaby wykorzystać do lotu. Tak też jest w rzeczywistości, o czem szczegółowo pomówimy później.

Powyższe obserwacje doprowadzają nas do następujących konkluzyj.

Zależnie od ciężaru latającego ciała, problemy, lotu różniczkują się: na lot wiosłowy w miejscu, jednotaktowy, dostępny jedynie dla najdrobniejszych kolibrów i tylko na czas ograniczony ze względu na swą nieekonomiczność, na lot wiosłowy w miejscu, dwutaktowy, spotykany u owadów, bardziej ekonomiczny ale, ze względu na siły bezwładności, dla większych skrzydeł niedostępny, wreszcie na lot wiosłowy postępowy, gdzie wiosłowanie ma za cel jedyny uzyskanie



siły popędowej. Odmianę tego rodzaju lotu stanowi: a) lot ślizgowy i b) lot żaglowy, gdzie energję potrzebną do lotu otrzymuje ptak z zewnątrz i to w locie ślizgowym ze stałego strumienia powietrza, skierowanego ku górze, przy locie zaś żaglowym z ciągłych zmian szybkości czyli z przyspieszeń wiatru.

Dodać jeszcze musimy, że lot wioślowy w miejscu wykonywać mogą mniejsze ptaki przez bardzo krótki czas przy „startowaniu“ z ziemi, lecz po kilku uderzeniach zmuszone są przejść do lotu wioślowego postępowego, jako bardziej ekonomicznego. Ptaki, posługujące się wyłącznie lotem wioślowym postępowym, nie przekraczają ciężaru 1 kg, dla większych ptaków i ten trud byłby ponad siły. Ptaki większe kombinują więc lot wioślowy postępowy z lotem ślizgowym lub żaglowym, który stanowi dla nich odpoczynek. Ptaki te z trudnością „startują“, odbijając się silnie nogami lub rozbiegając się.

Powyżej 3 kg własnego ciężaru spotykamy u ptaków jedynie lot żaglowy lub ślizgowy. Ptaki te nie są w stanie wykonać ponad kilka uderzeń, poczem przechodzą w lot żaglowy. Start jest dla nich bardzo przykry, dlatego zamieszkują wyżyny, skąd mogą się odrazu rzucić w powietrze. Powyżej 10 kg własnego ciężaru istot latających nie spotykamy. Natura wyczerpała na tej granicy ciężaru wszystkie swe środki; przy całej swej doskonałości formy i nawet przy użyciu zewnętrznych źródeł energii, próby stworzenia cięższych ptaków latających spaliły na panewce. Przyczyną zaś tego jest prawo trzeciej potęgi. Człowiekowi natura skrzydeł dać nie mogła, bo byłyby za ciężkie. Człowiek musiał je sobie sam zbudować i podpatrując lot żaglowy wielkich ptaków, uczyć się od nich lotu bez wysiłku. Na dowód że mu się to powiodło, przytaczamy słowa jednego z zasłużonych pionierów tej sprawy pana A. de Pischof¹⁾: „En comparant certains vols du dernier concours du Rhön à ceux des oiseaux voiliers, nous sommes amenés à penser qu'il n'y a pas là une différence d'espèce, mais simplement de degré²⁾...”

1) L'Aéronautique 29. 1921.

2) Porównując niektóre loty ostatniego konkursu w Rhön z lotem żaglowym ptaków, przychodzimy do przekonania, że niema tam różnicy rodzaju lecz tylko stopnia.

Atmosfera.

W poprzednim rozdziale powiedzieliśmy, że ptaki wykorzystują przy swym locie energję prądów powietrznych. Chcielibyśmy chociaż pobieżnie zapoznać się obecnie z tem źródłem energii, z którego człowiek czerpie oddawna, wprost bez ograniczenia, i z którego korzystać ma w przyszłości na „ptasi“ sposób. Otaczające nas powietrze rozciąga się wokoło kuli ziemskiej jak ocean, na którego dnie żyjemy. Czy ocean ten ma granicę? Człowiek, żyjąc na powierzchni dzielącej oba oceany, stawał nieraz przed podobnem pytaniem. Poznaliśmy dawno, wskutek rozwoju żeglugi morskiej, oceany wodne. Ocean powietrzny dopiero w ostatnim wieku zaczęto badać, sondując go przy pomocy balonów i latawców, robiąc pomiary lokalne, przesyłane następnie centralnym instytucjom, które ujmując je w pewne prawidła, czyli zestawiając poszczególne fenomeny atmosferyczne w związki przyczynowe, budują tę część wiedzy przyrodniczej którą nazywamy meteorologją. Opierając się na tych ogólnych prawidłach, stacje centralne z szeregu danych lokalnych wysnuwają wnioski co do zmian atmosferycznych zasadniczych, które szczegółowo interpretują stacje lokalne według własnych doświadczeń.

Na postawione jednak przez nas pytanie zasadnicze co do granicy górnej oceanu atmosferycznego, meteorologja nie dała dotychczas definitywnej odpowiedzi. Przypuszcza się tylko ogólnie, że granica ta istnieje, jednakowoż nie taka jak w oceanie wodnym t. z. bez ostrego przejścia. Powietrze jest bowiem mieszaniną gazów i pary wodnej i według znanych praw fizyki zajmuje każdą przestrzeń wolną.

Daje się ono skroplic, jak wszystkie gazy, przez oziębnienie i ciśnienie. Jest ono, w przeciwieństwie do ciał płynnych, bardzo ściśliwe. Zmiany ciśnienia i gęstości są połączone zawsze ze zmianą temperatury i energii.

Statyka atmosfery.

Ciśnienie, gęstość i temperatura powietrza zmienia się wraz z wysokością. Na poziomie morza wynosi ciśnienie powietrza średnio 760 m/m słupka rtęci czyli 1,0333 kg/cm². Zmienia się jednak, zależnie od zmian meteorologicznych, od 720 m/m do 800. Dla średniej wilgotności powietrza, czyli

zawartości pary wodnej, stosuje się prawo niwelacji barometrycznej, które podajemy poniżej bez powtarzania znanych dowodów:

$$Z_2 - Z_1 = (18.400 + 70 t) \log \frac{p_1}{p_2},$$

gdzie Z_2 i Z_1 jest wysokością w metrach, t średnią temperaturą między temi wysokościami, p_1 i p_2 ciśnieniem na wysokości Z_1 i Z_2 .

Temperatura obniża się stale ze wzrostem wysokości, a wskutek zmniejszonego ciśnienia obniża się również i gęstość. Nie możemy wchodzić tutaj w szczegóły tego zjawiska i zaznaczmy jedynie, że stanowi ono jeden z ważnych problemów aeronautyki.

Dynamika atmosfery.

Atmosfera jest siedzibą najrozmaitszych zmian temperatury, wilgoci, potencjału elektrycznego i ruchów mechanicznych. Zmiany te oddziałują wzajemnie na siebie i komplikują nadzwyczaj zjawiska atmosferyczne. Temperatura jednego miejsca zmienia się stale w ciągu doby, zmienia się następnie średnia temperatura dzienna w ciągu roku.

Para wodna może znajdować się w powietrzu jako nienasycona i nasycona, w stanie niewidocznym i wreszcie jako skondensowana w postaci mgły i chmur. Kropelki wody skondensowanej spadają w powietrzu nadzwyczaj pomału ze względu na minimalne obciążenie powierzchniowe, spotykając zaś dolne warstwy powietrza, zazwyczaj cieplejsze, wyparowują, inne zaś w górnych warstwach kondensują się, tak, że chmury utrzymują się na jednakiej wysokości. Fenomeny elektryczne, chociaż bardzo niebezpieczne dla aeronautyki, nie są dostatecznie dotychczas wyjaśnione.

Wiatry: ruchy atmosfery nazywamy wiatrami. Są one źródłem energii mechanicznej, z której oddawna korzysta człowiek; jako dowód służyć może bardzo charakterystyczny dla naszego krajobrazu wiatrak. Dotychczas jeszcze okręty największego tonażu używają żagli, które też, mimo olbrzymiego postępu w technice żeglugi, zachowają zawsze swą historyczną, a raczej przedhistoryczną postać, gdyż pozwalają człowiekowi zastosować bezpośrednio energię przyrody, którą znajduje prawie zawsze poddostatkiem, bez koniecznej prze-

róbki, wymagającej pracy. Tam gdzie się rozchodzi o szybkość, zwyciężyła technika, ze swą maszyną parową i spaliniwą, gdzie się jednak rozchodzić będzie o ekonomję, musimy pozostać przy żaglach na wodzie i musimy pracować nad żaglem w powietrzu!

Dotychczas jedynie średnia szybkość wiatru poziomego, wzgl. pozioma składowa wiatru miała znaczenie dla nas. Omówimy więc najpierw z tego punktu widzenia zjawiska ruchów atmosfery. W strefie gorącej są wiatry regularne, natomiast w naszej strefie są one bardzo zmienne. Powstają one wskutek różnicy ciśnień atmosferycznych na wielkich obszarach. Jeżeli naprzykład nad Pomorzem wytworzy się nadwyżka ciśnienia, to powietrze dążyć będzie z miejsca tego do miejsc o mniejszem ciśnieniu, czyli w Poznaniu panowałby wiatr północny. Ruch powietrza jednak komplikuje obrót ziemi z zachodu na wschód, za którym nie nadążają olbrzymie, bezwładne masy powietrza, tak, że ruch wypadkowy wiatru względem ziemi w naszym przykładzie skręci się w kierunku ruchu wskazówki zegarowej lub z północy na zachód. Wygląda to jakby cała atmosfera objęta zwykłą obracała się wokoło swego środka w kierunku ruchu wskazówki zegarowej, przy niżce zaś w kierunku odwrotnym. Zwyżki takie lub niżki oprócz tego ruchu obrotowego odbywają ruch postępowy, przechodząc przez całe morza i lądy. Zależnie od ugrupowania miejscowego, wiatry przynoszą ze sobą dużo wilgoci, która jest przyczyną niepogody, lub wywołują zmiany temperatury, stosownie do temperatury nabytej przez siebie w drodze. Na podstawie określenia miejsc zwyżki lub niżki jakoteż ruchu tychże, przez centrale meteorologiczne, mogą stacje miejscowe przepowiedzieć stan pogody.

Jak z powyższego krótkiego przedstawienia wynika, kierunek wiatru określa teoretycznie dla danej miejscowości chwilowe położenie wyżu wzgl. niżu barometrycznego.

Kierunek ten może ulegać znacznym odchyleniom wskutek konfiguracji terenu. Dla nas najważniejszem jest odchylenie ku górze. Przyczyną tego są zbocza gór lub wzniesienia terenu, zamykające przestrzeń równin, skąd wiatr przychodzi. W sprawie tej, tak ważnej dla problemu lotu bezsilnikowego, na skutek inicjatywy „Wissenschaftl. Ges. f. Luftfahrt“ przed tegorocznym konkursem w Rhön, znajdujemy ogło-

szone przez p. Georgii w „Zeitschrift f. Flugtechnik und Motorluftschiffahrt“ Nr. 1 i 5 1922 r. dwa artykuły zasadnicze, których treść podajemy w skróceniu. Do ustalenia wpływu gór na przebieg prądów powietrznych potrzebne są niezbędnie ściśle daty meteorologiczne, uzyskane przez pomiary. Pan Georgii proponuje pomiary prądów powietrznych przez aerostaticznie odważone balony, któreby pozwoliły na ustalenie granicy wpływu gór w kierunku poziomym i pionowym. W kierunku pionowym, wskutek ścieśnienia przekroju prądu powietrznego objawia się wpływ gór przez znaczny przyrost prędkości. Przy przelocie balonu ponad Diablarest (3300 m) w Szwajcarji, skonstatowano największą szybkość wiatru na wysokości 4300 m. Prędkość wiatru podniosła się z 9 m/sec przed grzebieniem górskim do 22 — 26 m/sec nad wierzchołkiem i opadła

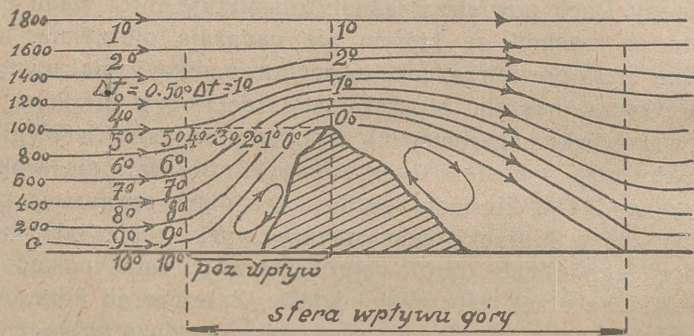


Fig. 2. Wpływ gór na kierunek wiatru.

przy 3 km poza wierzchołkiem na 14 m/sec. Wpływ więc tego pasma górskiego sięgał 1000 metrów ponad wierzchołek. Według ogłoszonych barogramów z podróży p. Fickera okazuje się, że wpływ pionowy dla pasma gór wysokości 2500 m wynosi średnio 650 m.

Pan Georgii robił pomiary temperatury ponad górami zapomocą latawców, gdyż jak to widać z fig. 2 nad szczytem góry temperatura rośnie z wysokością, a tam gdzie niema już przyrostu temperatury musi być już atmosfera niezaburzona. Przyczyną tego jest znaczniejszy spadek temperatury z wysokością stoków górskich, który na fig. 2 przyjęliśmy: $\Delta t = 1^\circ$ na 100 m wysokości, od spadku temperatury atmosfery niezaburzonej, który wynosi dla fig. 2 $\Delta t_0 = 0.5^\circ$ na 100 m wysokości.

Warstwy powietrza wzniesione na stok górski oziębiają się znacznie i doznają przyspieszenia hamującego, które jest tem większe, im mniejszy jest spadek temperatury atmosferycznej. Przyspieszenie to ogranicza wysokość wpływu góry, tak, że wpływ ten zależny jest również od spadku temperatury atmosferycznej. Ponieważ zaś spadek temperatury rośnie z wysokością, więc i wysokość wpływu rośnie z wysokością góry. P. Georgii przyjmuje ogólnie średnią wysokość wpływu równą 30% wysokości góry, zastrzegając się, że odchylenia od tej wartości średniej mogą osiągać 100%.

Analogiczne pomiary służyłby mogły do wyznaczenia poziomego wpływu góry.

Poziomy wpływ można oznaczyć wreszcie przez obserwację chmur. Nieraz w kierunku wiatru przechodzącego przez

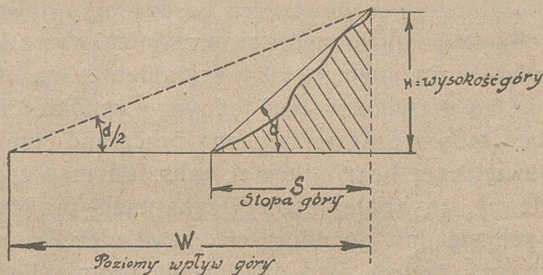


Fig. 3. Poziomy wpływ gór.

pasmo górskie, obserwujemy strefę czystą mimo zachmurzonych gór i całej okolicy. Przyczyną tego jest ogrzanie się dynamiczne prądów powietrza przy zderzeniu z ziemią i wyparowania chmur skutkiem tego. Oprócz tego wiemy, że ilość opadów zwiększa się ze zbliżeniem do góry i osiąga swe maksimum na wierzchołku góry.

Przyczynę tego wyjaśnia fig. 2, gdzie odchyłone ku górze warstwy powietrza oziębiają się nadmiernie, skutkiem czego następuje kondensacja. Można więc do oznaczenia wpływu poziomego góry użyć map deszczowych, gdzie linie równych opadów wskazując miejsce największego wzmożenia się opadów, oznaczają zarazem wpływ poziomy góry. Na podstawie danych dla Niemiec dochodzi p. Georgii do ogólnego prawa: jeżeli skłon góry, czyli nachylenie od wierzchołka aż do podnóża oznaczymy przez kąt „ α ”, to kąt oznaczony przez wysokość góry i poziomy wpływ wynosi „ $\alpha/2$ ” (fig. 3).

Przenosząc powyższe rezultaty do naszych warunków, np. do naszych Tatr, których wysokość przeciętna, czyli wysokość grzebień, wynosi 2250 m, szerokość zaś podstawy północnej, wraz z Beskidami aż do średniej Raby, 50 km, otrzymany wpływ pionowy wysokości aż do 3000 m, który może w szczególnych wypadkach osiągnąć wysokość 4000 m, wpływ zaś północny obliczymy:

$$\operatorname{tg}\alpha = \frac{H}{S} = \frac{2250}{50.000} = 0.045; \alpha \pm 2^{\circ} 36'$$

Wpływ północny: $Wp = H \cot \alpha/2 = 2250 \cot (1^{\circ} 18') \pm 100$ km; wpływ więc północny sięgałby aż do Krakowa.

Wystarczy to może w przyszłości, ażeby przy północnym wietrze, abstrahując nawet od lotu żaglowego, odbyć łatwą podróż na dobrym ślizgowcu z Zakopanego do Krakowa. Naturalnie, są to obliczenia bardzo prymitywne, mające na celu jedynie uzmysłowienie poprzednich wywodów p. Georgii. Bardzo wskazaniem byłoby zastąpienie ich dokładnymi pomiarami i to nietylko w tym jednym wypadku. W ten sposób rozpoczęłoby się systematyczną pracę nad mapami naszej żeglugi powietrznej bezsilnikowej, nakształt map żeglugi morskiej. Sądzimy, że znalezionoby liczną sieć prądów zarówno wznoszących się jak opadających, gdyż nietylko góry mogą być przyczyną tychże. Pod działaniem promieni słonecznych powodują płaty ziemi suchej i piaszczystej prądy wznoszące się, zaś lasy i wody — prądy opadające. Prądy zaś wznoszące się są cennym źródłem energii, z której w pierwszym rzędzie korzystają ptaki i którą najłatwiej wykorzystać może człowiek.

Praca wewnętrzna wiatru. ¶

Już Mouillard w swoim dziele z 1881 roku wspomina, że ptaki posługują się przy locie żaglowym wahaniem siły wiatru, jako źródłem energii: „Odpowiedni ką, dobrze zastosowana siła wiatru... wszystkie te warunki wypełnione, ułatwiają zrozumienie problemu“. Następnie jeszcze doniosłe spostrzeżenie tegoż autora: „Uważne studjum lotu ptaków wykazuje, że istnieją nieregularne uderzenia wiatru nietylko na powierzchni ziemi, ale nawet aż na granicy atmosfery widocznej“. Twierdzeniu Mouillarda dał podstawę naukową profesor Langley, sekretarz instytutu Smithson w Waszyngtonie, który w r. 1893 na kongresie w Chicago ogłosił wyniki swoich doświadczeń pod tytułem: „Le travail intérieur

du vent: Zwrócił on przede wszystkim uwagę na to, że wiatru nie można uważać za masę powietrza, obdarzoną szybkością, mniejwięcej jednostajną we wszystkich punktach, lecz przeciwnie, jest on przyczyną pulsacji ustawicznych powietrza, przyczem prędkość w danym punkcie może w kilku sekundach przejść z wartości zerowej do maksymalnej. Zwyczajne anemometry wskutek swej bezwładności nie mogą wy-

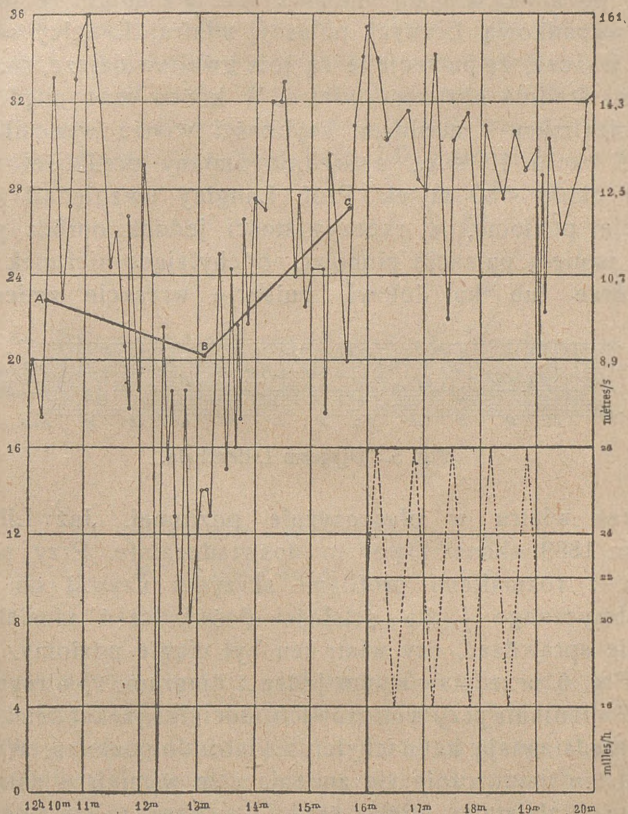


Fig. 4. Dżagram Langley'a.

kazać tych nagłych zmian i wskazują zazwyczaj prędkość średnią wiatru, jako wypadkową ustawicznych pulsacyj. Przy swoich obserwacjach posługiwał się Langley anemometrem bardzo czułym¹⁾ i bardzo mało²⁾ bezwładnym. Fig. 4¹⁾ reprodukuje jeden z dżagramów Langley'a.

¹⁾ L'Aéronautique Nr. 35. 1922. A. de Pischof.

Na osi odciętych przedstawiony jest czas 20 minut, na osi rzędnych prędkości wiatru w metrach na sek. (z prawej strony). Widzimy, że prędkość wiatru po dwunastej minucie spada gwałtownie z 13 m/sek. do zera, aby się następnie równie gwałtownie podnieść do wartości 9·5 m/sek. Tak wielkie zmiany szybkości wiatru wymagały tu tylko 25 sek.! Anemometr zwyczajny zarejestrował równocześnie krzywą ABC, po której zresztą niktby sądzić nie mógł, że jest ona tylko wypadkową licznych pulsacyj wiatru. Langley skonstatował jeszcze, że pulsacje te są tem gwałtowniejsze, im większa jest średnia szybkość wiatru. W końcu czas między jednym maximum i minimum szybkości wiatru wynosił przeciętnie około 10 sek., a średnia zmiany prędkości w tym czasie około 4·50 m/sek. Prof. Langley uwzględnił jedynie pulsacje poziome, w rzeczywistości jednak oprócz powyższych istnieją pulsacje pionowe, odchylające kierunek wiatru ku górze lub ku dołowi. pulsacje wreszcie zmieniające

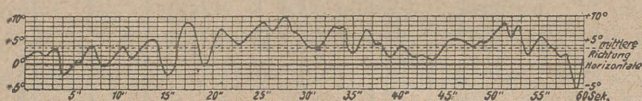


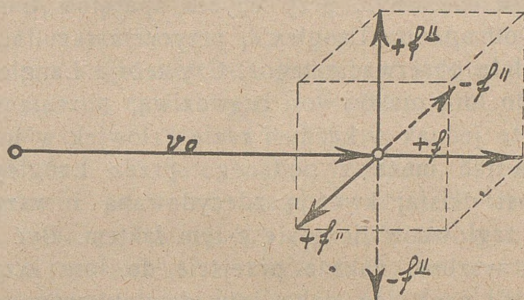
Fig. 5. Dżagram Lilienthala.

kierunek wiatru w płaszczyźnie poziomej. Już Lilienthal w roku 1889 skonstatował to doświadczalnie. Przy próbach swych z rozmaitemi profilami skrzydeł używał on wiatru atmosferycznego i dla ścisłości doświadczeń musiał ustawicznie sprawdzać, czy wiatr ten był ciągle poziomy.

Fig. 5 przedstawia nam jeden z dżagramów, otrzymanych przez Lilienthala przy tych próbach. Odcięte są sekundami, rzędne zaś przedstawiają kąt nachylenia wiatru do poziomu. Widzimy, że kąt ten ustawicznie się zmienia i że w miejscu ustawienia aparatu miał istnieć wiatr, średnio wznoszący się pod kątem 3° do poziomu. Wreszcie Clément de Saint Marq w r. 1907 ogłosił swoje obserwacje, dotyczące oscylacji chorągiewek, ruchu gałęzi drzew i dymu. Z obserwacyj tych uzyskujemy pewne dane, dotyczące poziomej zmiany kierunku wiatru. Analogicznie do poprzednich są one na ogół nieregularne. Jedyne oscylacja chorągiewek, jak podaje pan Séé, wykazuje pewną perjodyczność o amplitudzie 40—50° obrotu i okresie jednoninutowym. W rezultacie powiedzieć można, że pulsacje

wiatru dotyczą nie tylko siły tegoż, lecz i kierunku, tak, że prędkość wiatru jest wypadkową 3 składowych zmian przestrzennych, według fig. 6.

Każda z 3 zmian składowych jest podstawą teorii lotu ptaków, z których w następnych rozdziałach przedstawimy trzy typy, mianowicie: teorię wiatru wznoszącego się, teorię Langley'a, czyli wiatru pulsującego, i teorię p. Seé, czyli wiatru krzyżującego w płaszczyźnie poziomej. Zanim przystąpimy do tego, chcemy zwrócić uwagę na fakt, że w atmosferze oprócz zmian przedstawionych powyżej, mogą istnieć wiry, czyli ruchy obrotowe, które komplikują zjawisko i które mogą znacznie wpływać na instrument rejestrujący jedną ze zmian wiatru. Instrument bowiem, usta-



v_0 - średnia szybkość wiatru
 f - przyspieszenia

Fig. 6. Przyspieszenia wiatru.

wiony w jednym punkcie, rejestrować może jedynie zmiany w punkcie ustawienia, wobec małych zaś wymiarów własnych zmiany te dotyczyć będą jedynie np. przestrzeni $\frac{1}{2}$ m³. Wobec możliwości istnienia wirów, rezultaty takiej rejestracji w niczem nie przesądzą zmian wiatru w punktach lub warstwach sąsiednich. O ile zaś przestrzeń $\frac{1}{2}$ m³ jest dostateczną dla małego kolibra nawet dla ewolucyj lotniczych, o tyle nie gra ona żadnej roli przy rozpiętości kilkunastometrowej ślizgowców człowieka. Dlatego też uważamy za nieodzowne czynienie pomiarów według propozycji P. de Pischof, którą podajemy w streszczeniu: „Ażeby zdobyć ogólniejszy pogląd na naturę wiatrów atmosferycznych, należałoby operować, nie jak Langley — na jednym punkcie, lecz

w całej warstwie pionowej, ustawiając całe rzędy anemometrów obok i nad sobą w płaszczyznach pionowej i poziomej, równoległych do kierunku wiatru, ażeby w ten sposób wyeliminować miejscowe zmiany, powstałe z istnienia wirów. Nie wiemy, czy podobne pomiary były przez kogokolwiek uskutecznione, w każdym razie znajomość wyników byłaby nieocenioną dla tych, którzy obecnie zaczynają studjować zastosowanie prądów powietrznych przy locie żaglowym.“ Sądzimy, że pomiary te rozjaśniłyby również definitywnie tajemnicę lotu ptaków.

Najmniej chyba zastrzeżeń wzbudzają obecnie pomiary Langley'a, gdyż były one wielokrotnie sprawdzone, między innymi przez M. Fines'a i M. G. Sorel'a w obserwatorium w Perpignan w r. 1895, przy użyciu aparatów bardziej precyzyjnych od aparatu Langley'a, przyczem rezultaty potwierdziły zupełnie obserwacje tegoż. Czy teoria Langley'a w odniesieniu do lotu ptaków jest prawdziwą, pozostanie jeszcze pytaniem, że jednak w każdym razie człowiek w locie żaglowym korzystać może z podanego przez Langley'a źródła energii, jest dzisiaj kwestją zdecydowaną i wszyscy konstruktorzy żaglowców liczą się z tym faktem. Być może jednak, że przyszłość nakaże przejście do lotu krzyżującego, według teorii pana Sée, jako lotu dwutaktowego, więc bardziej ekonomicznego, lub też okaże się konieczność i możliwość kombinacji obu rodzajów lotu.

Teoria wiatru wznoszącego.

W odniesieniu do lotu ptaków jest ona najstarszą. Już Louvrié w roku 1868 wyraża zasadniczą jej myśl, następnie Penaud w r. 1875, wreszcie Lilienthal w r. 1889. Praca też Lilienthala poszła w kierunku zrealizowania w pierwszym rzędzie tego rodzaju lotu, jako najłatwiejszego, a może jako pierwszego etapu do lotu wiosłowego postępowego. Przypuszczenie ostatnie oprzeć można na koncepcji skrzydeł Lilienthala.

Jednakowoż wkrótce przekonano się, że mimo bardzo rozciągniętego zastosowania tego rodzaju lotu u ptaków, nie można teorii tej uważać za teorię generalną lotu. W poszukiwaniu klucza do zagadki przeszli nad nią badacze do porządku dziennego, jako szczególnego jedynie wypadku. Zna-

czenie jej wzrosło w 1914 roku, wobec fascynujących dowodów. Porucznik Grasset w Villacoublay wykonał w tym czasie na swoim płatowcu wznoszenie się przy ruchu wprzód lub wstecz, lub też zawisał nieruchomo w powietrzu przy nieczynnym silniku, względnie przy silniku zdławionym do ostateczności, tak, że śmigło przy małych swych obrotach przedstawiało opór dodatkowy. Teoretyczne wytłumaczenie tego zjawiska podał pułk. Dorand w r. 1914, a ostatnio, rozszerzając poprzednie studjum, podał w l'Aéronautique N-rze 32. z r. 1922 w artykule pod tytułem: „Le vol des avions sans moteur“ kompletną dynamikę lotu bezsilnikowego przy wietrze wznoszącym. Dla lepszego zrozumienia późniejszych wywodów zrekapitulujemy pokrótce zasadnicze prawa aerodynamiki. Opór powietrza „ W “, przy ruchu ciała o płaszczyźnie „ σ “ największego przekroju prostopadłego do kierunku ruchu, i szybkości jednostajnej „ v “ względem powietrza wyrażamy ogólnie dziś przyjętym wzorem:

$$W = k \cdot \sigma \cdot v^2 \cdot \mu.$$

We wzorze tym „ k “ jest współczynnikiem, którego wartość zależy jedynie od formy geometrycznej i własności powierzchni ciała poruszającego się, „ μ “ zaś jest stosunkiem gęstości „ δ “ powietrza, w którym ruch ten się odbywa, do gęstości powietrza na poziomie morza „ δ_0 “. Opór „ W “ przy ciałach poruszających się w kierunku osi symetrii, działa również w tejże osi. W każdym innym wypadku opór ten może dowolnie działać, w szczególności zaś przy płaszczyznach nośnych płatowca opór ten jest skierowany ku górze, przez co jego część pionowa zrównoważyć może ciężar ciała, czyli umożliwić może „latanie“. Dla płaszczyzny nośnej „ S “, określonej ściśle jej kształtem geometrycznym, np. profilem, stosunkiem rozpiętości do głębokości, ustawieniem wobec płaszczyzny symetrii, dodajmy jeszcze—o pewnej ściśle określonej własności swej powierzchni, o ile porusza się ona jednostajnie względem powietrza z szybkością „ v “, nachylona do kierunku ruchu pod pewnym kątem „ i “, prawo oporu wyrażamy dwoma równaniami, według fig. 7.

$$1. R_1 = kx \cdot S \cdot v^2 \cdot \mu$$

$$2. R_2 = ky \cdot S \cdot v^2 \cdot \mu$$

kx i ky są tutaj współczynnikiem zależnymi nie tylko od własności płaszczyzny „ S “ ale również od kąta natarcia płaszczyzny „ i “:

S jest w m^2 największym rzutem prostopadłym powierzchni nośnej.

Dla płaszczyzn geometrycznie podobnych o tych samych własnościach powierzchni są one li tylko funkcjami kąta „ i “

$$kx = f(i)$$

$$ky = f(i)$$

Funkcje te wyznacza się obecnie w laboratorjach aerodynamicznych dla różnych płaszczyzn względnie profilów tychże, doświadczalnie przedstawiając je następnie graficznie w jednej krzywej zwanej „polarną“ skrzydła (fig. 8). Kąt „ i “ występuje tu jako parametr funkcji: $ky = f(kx)$ tak, że każdemu punktowi krzywej odpowiada pewien kąt „ i “. Zazwyczaj

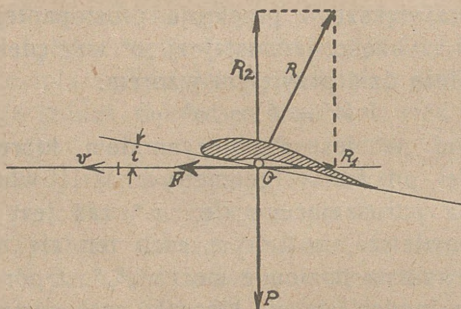


Fig. 7. Lot poziomy.

oznaczamy kilka punktów głównymi wartościami kątów. Zobaczymy w jaki prosty sposób wykorzystać można taką krzywą charakterystyczną profilu do obliczeń aerodynamicznych płatowców. Przypuśćmy, że płaszczyzna S znajduje się przy swym ruchu poziomym i jednostajnym w równowadze, czyli, że opór czołowy R_1 zrównoważyliśmy siłą popędową F , wypór zaś R_2 zrównoważył ciężar skrzydła P (fig. 7).

czyli:

$$1) F = kx S \cdot v^2 \cdot \mu$$

$$2) P = ky S \cdot v^2 \cdot \mu.$$

Eliminując z powyższych równań S, v, μ otrzymamy

$$3) F = \frac{kx}{ky} \cdot P$$

$\frac{kx}{ky}$ ma dla wszystkich punktów każdej prostej przechodzącej

Powyższe wzory 1—3 odnoszą się tylko do samego skrzydła czyli płaszczyzny nośnej. Przy płatowcu musimy uwzględnić oprócz tego opory kadłuba i tych części, które nie dają żadnego wyporu jak linki, stójki, podwozie i t. p. Opór ten nazywamy oporem szkodliwym i określamy go zazwyczaj wielkością płaszczyzny kwadratowej, która poruszając się prostopadle przedstawia równy opór i którą z tego tytułu nazywamy płaszczyzną szkodliwą. Dla płatowca więc uzupełnimy poprzednie równania następująco:

1. $F = kxS.v^2\mu + k.\sigma.v^2\mu$ gdzie „ σ “ jest płaszczyzną szkodliwą. Lub też wstawiając za $k.\sigma = r$, opór szkodliwy:

$$1. F = \left(kx + \frac{r}{S} \right) S.v.^2\mu;$$

$$2. P = kySv^2\mu;$$

$$3. F = \frac{kx + \frac{r}{S}}{ky} . P.$$

Równania powyższe mają tę samą interpretację graficzną, co poprzednie dla samej płaszczyzny nośnej, o ile początek układu (fig. 8) O przesuniemy o wartość $\frac{r}{S}$ na lewo do nowego położenia O' . I teraz możliwe będą zasadniczo dwa stany lotu, powolny i szybki dla pewnej siły popędowej, z temi samemi własnościami, tylko kąty odpowiadające im leżeć będą na prostej przechodzącej przez O' . Z równania 3 wynika, że minimum siły popędowej F otrzymamy dla kąta, przy którym

$$\frac{Kx + \frac{r}{S}}{Ky}$$

będzie minimum, z fig. 8 zaś widzimy: $\frac{Kx + \frac{r}{S}}{Ky} = \frac{1}{tg\beta}$; maxi-

мум zaś $tg\beta$ znajdziemy dla stycznej z O' do krzywej polarnej. Kąt w punkcie styczności, który odpowiada najmniejszej sile popędowej nazwiemy kątem optimum „ i_f “.

Pracę, a raczej dzielność popędową płatowca wyrazimy wzorem:

$$4. T = F . v = \left(kx + \frac{r}{S} \right) . S . v^3 . \mu$$

lub też eliminując „ v ” z pomocą równania 2 i 3, otrzymamy:

$$4. T = \frac{Kx + \frac{r}{S}}{Ky^{3/2}} \cdot \frac{P^{3/2}}{S^{1/2}} \cdot \frac{1}{v^{1/2}}$$

Z powyższego równania widzimy, że dla pewnej wysokości i płatawca określonego ciężarem P , płaszczyzną S o pewnym, wybranym profilu, praca popędowa jest funkcją kąta natarcia „ β ”. Dla pewnego kąta praca popędowa będzie

miała wartość najmniejszą, gdyż funkcja $\psi = \frac{Kx + \frac{r}{S}}{Ky^{3/2}}$ wyka-

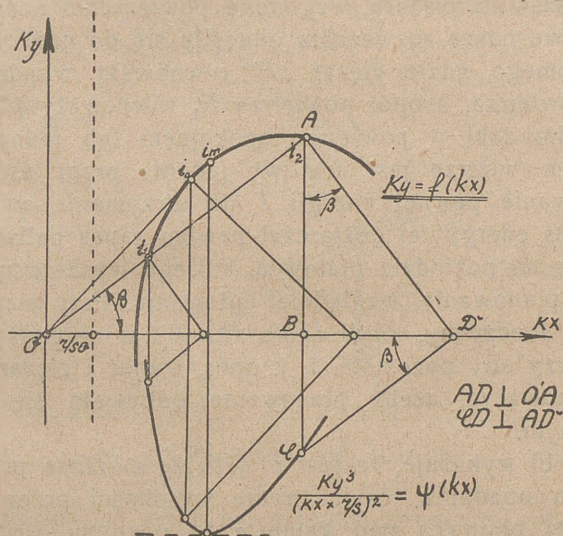


Fig. 9. Graficzne wyznaczenie kąta najmniejszej pracy.

zuje minimum. Ze względu na znaczenie tegoż, podajemy przyjęty dzisiaj graficzny sposób wyznaczenia odpowiadającego kąta.

Jak z fig. 9 wynika wyznaczamy maximum odwrotności ψ w kwadracie:

$$\psi = \left(\frac{1}{\varphi}\right)^2; \varphi = \frac{Ky^3}{\left(Kx + \frac{r}{S}\right)^2} = Ky \cdot \left(\frac{Ky}{Kx + \frac{r}{S}}\right)^2 = Ky \cdot \text{tg}^2 \beta.$$

Ażeby znaleźć dla punktu A polarnej profilu wartość funkcji φ , łączymy w pierw punkt A z punktem O . Następnie kreślimy

prostopadłą do $O'A$ w punkcie A aż do przecięcia się z osią kx . W punkcie D kreślimy nową prostopadłą CD do przecięcia się z rzędną ky . Kąty BAD i BDC wskutek prostopadłych ramion są równe kątowi β , a zatem:

$$BD = ky \operatorname{tg} \beta$$

$$BC = BD \operatorname{tg} \beta = ky \operatorname{tg}^2 \beta = \varphi.$$

Fig. 9 wskazuje, że kąt najmniejszej pracy znajduje się zasadniczo w pierwszej gałęzi krzywej charakterystycznej i jest większy od kąta optimum, wystarcza więc wyznaczenie funkcji φ dla tego odcinka. Z równania 4 widzimy pozatem w jakim stosunku zwiększa się, względnie zmniejsza, praca z powiększeniem ciężaru, względnie powierzchni nośnej. Dotychczasowe nasze rozważania odnosiły się do jednostajnego lotu poziomego, gdzie ciężar „ P ” równoważy wypór pionowy R_2 powietrza, a opór powietrza R_1 równoważy siła popędowa F . Lot taki w powietrzu spokojnem lub jednostajnym poziomym wietrze jest możliwy jedynie przez ustawiczne rozchodowanie pewnej energii T na utrzymanie wysiłku F . Dotychczas energii tej dostarczał pewien zapas paliwa, znajdujący się na pokładzie płatowca, którego wyczerpanie zmuszało do planowania, względnie lądowania. Przy planowaniu silnik jest nieczynny, czyli znika siła F i w normalnych warunkach trzy siły pozostałe, t. j. opór, wypór i ciężar, muszą się zrównoważyć, ażeby planowanie odbywało się ruchem jednostajnym.

Fig. 10 wykazuje, że jest to jedynie możliwe przy równoczesnem opadaniu, czyli stracie wysokości przez nachylenie drogi płatowca pod kątem α do poziomu. Przy ruchu jednostajnym wynikają z fig. 10. równości:

$$P \sin \alpha = R_1$$

$$P \cos \alpha = R_2.$$

Pozostawiając za R_1 i R_2 wartości i dzieląc jedno równanie przez drugie otrzymujemy:

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{kx + \frac{r}{S}}{ky} = \frac{1}{\operatorname{tg} \beta} \quad \text{i} \quad \alpha = 90 - \beta.$$

Kąt planowania zmienia się z kątem natarcia „ i ”, najmniejszą zaś swą wartość wykazuje przy kącie natarcia „ i ” optimum, dla którego kąt β jest największy. Kąt α minimum jest dalej miarą „wykończenia” płatowca, czyli finesy tegoż,

gdyż zmniejsza się on ze zmniejszeniem oporu szkodliwego „ r ”. Ponadto dla każdego kąta α istnieją dwa stany, powolny i szybki, analogicznie do lotu poziomego, jedynie dla kąta natarcia optimum, czyli dla α minimum istnieje jeden, jako graniczna wartość obydwóch.

Prędkość pionowego opadania przy planowaniu będzie równą:

$$v_p = v \sin \alpha;$$

czyli z poprzednich równań:

$$P \cos \alpha = ky S \cdot v^2 \mu$$

$$v_p^2 = \frac{P \cos \alpha \sin^2 \alpha}{ky S \mu} = \frac{P \cos^3 \alpha \sin^2 \alpha}{S \cos^2 \alpha \cdot ky \mu}$$

$$v_p^2 = \left(\frac{P}{S} \right) \cdot \operatorname{tg}^2 \alpha \cdot \frac{1}{ky} \cdot \frac{1}{\mu} \cdot \cos^3 \alpha.$$

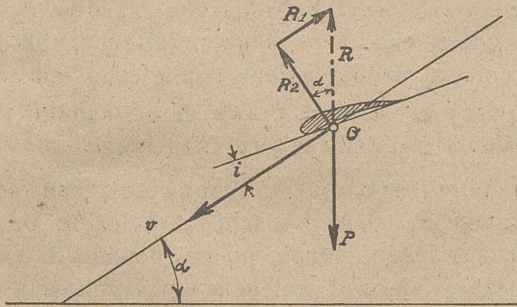


Fig. 10. Równowaga przy planowaniu.

Ponieważ α waha się między granicami $6^\circ < \alpha < 12^\circ$ możemy $\cos^3 \alpha$ przyjąć jako jednostkę, wobec czego:

$$v_p = \left(\frac{P}{S} \right)^{1/2} \operatorname{tg} \alpha \left(\frac{1}{ky} \right)^{1/2} \cdot \left(\frac{1}{\mu} \right)^{1/2}$$

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{1}{\operatorname{tg} \beta} = \frac{kx + \frac{r}{S}}{ky}$$

czyli:

$$v_p = \left(\frac{P}{S} \right)^{1/2} \frac{kx + \frac{r}{S}}{ky^{3/2}} \cdot \left(\frac{1}{\mu} \right)^{1/2}.$$

Z powyższego równania widzimy, że z najmniejszą szybkością opada się przy nacieraniu pod kątem najmniejszej pracy t. j.

$\left(\frac{kx + \frac{r}{S}}{ky^{3/2}}\right)$. Dalej szybkość ta jest proporcjonalną do pierwiastka obciążenia jednostkowego $\frac{P}{S}$, oraz finesy płatowca

$\frac{Kx + \frac{r}{S}}{Ky}$. Jest ona wreszcie większą na wysokości niż przy ziemi $\left(\frac{1}{\mu}\right)^{1/2}$. Praktyczną konsekwencją powyższego byłoby po-

prostu to, że najdłużej planuje się z danej wysokości pod kątem natarcia odpowiadającym najmniejszej pracy, najdalej zaś planuje się pod kątem natarcia najmniejszej siły popędowej, czyli kątem optimum. Zależnie od zadania, stosować się więc powinno jeden lub drugi kąt natarcia. Przedewszystkiem przy lądowaniu, gdzie chodzi o jaknajmniejszą szybkość pionową przy zderzeniu z ziemią, należy pamiętać o tem.

Poznawszy zasadnicze prawa aerodynamiki, możemy zająć się ogólnym problemem lotu ślizgowego.

W powietrzu spokojnem ślizgowiec planować musi pod pewnym kątem α , z szybkością v , zależnie od wysokości i kąta natarcia. Jeżeli jednak po pewnej chwili zacznie wiać wiatr wznoszący się pod kątem α i z szybkością $w = v$, ślizgowiec zawiśnie w przestrzeni, gdyż ruch wiatru jest równy i przeciwnie skierowany ruchowi ślizgowca. Wyobraźmy sobie, dla lepszego zrozumienia, że płatowiec planuje w pewnej zamkniętej masie powietrza. O ile masa ta odbywa równocześnie ruch przeciwny i równy ruchowi płatowca, jasnem jest, że położenie płatowca względem nieruchomej ziemi się nie zmieni, jak nie zmieniłoby się położenie względem ziemi pędzącego pełną parą pociągu pospiesznego, gdyby równocześnie tor kolejowy cofał się z równą szybkością.

Jeżeli wiatr ma szybkość i kierunek inny od poprzedniego, płatowiec poruszać się będzie po wypadkowej. W fig. 11 mamy złożoną geometrycznie szybkość płatowca $AO = v$ oraz szybkość wiatru $OB = w$ na wypadkową $AB = u$. Znaczy to, że ślizgowiec, który w spokojnej atmosferze planowałby z szybkością v pod kątem „ α “, będzie się wznosił z szybkością „ u “ wskutek wiatru „ w “.

Szybkość planowania v jest zależną od wysokości:

$$P \cos \alpha = ky Sv^2 \mu$$

$$v^2 = \frac{P \cos \alpha}{ky S \mu}$$

Dla ziemi jest $\mu = 1$ wobec czego, jeżeli v_0 jest szybkością planowania przy ziemi, szybkość planowania na wysokości określonej stosunkiem gęstości μ , będzie równą:

$$v = v_0 \left(\frac{1}{\mu} \right)^{1/2}$$

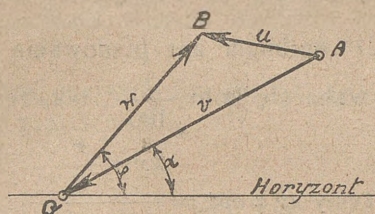


Fig. 11. Lot ślizgowy.

Jeżeli OA przedstawia v_0 , to dla wysokości Z gdzie gęstość relatywna jest μ będziemy mieli nową wypadkową

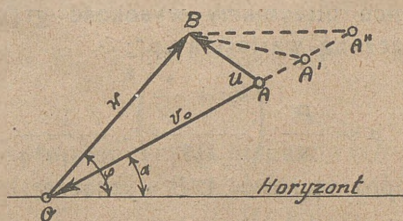


Fig. 12. Lot ślizgowy pod pułapem.

(fig. 12) $A'B$. Ślizgowiec może wznosić się dalej, aż osiągnie wreszcie pewną wysokość, na której szybkość jego będzie taka, że wypadkowa $A'B$ stanie się poziomą. Na tej wysokości będzie mógł poruszać się jedynie poziomo, ponad nią wzniesić się nie może. Wysokość ta będzie granicą dla danego kąta natarcia. Przy danym wietrze czyli „ w ” i μ szybkość wypadkowa $A'B$ będzie tem większa, im mniejszy będzie kąt α . Kąt ten, jak wiemy, jest najmniejszy dla kąta natarcia „ z^u ” optimum. Chcąc więc latać na ślizgowcu, przy danym

wietrze z maksymalną szybkością poziomą, musimy stosować kąt natarcia optimum, odpowiadający najmniejszej sile popędowej.

Kąt nachylenia skrzydeł względem poziomu będzie przy tem stałym i równym ($\alpha - i$) optimum i to niezależnie od kierunku i siły wiatru. Jest to warunkiem zasadniczym uzyskania w danych warunkach atmosferycznych, jaknajwiększej możliwej szybkości poziomej.

Z fig. 12 widzimy, że:

$$w \sin \varphi = OA'' \sin \alpha = v_0 \left(\frac{1}{\mu} \right)^{1/2} \sin \alpha.$$

Dla kąta „ i ” optimum kąt planowania jest najmniejszy, a wartość jego waha się koło $\frac{1}{100}$, tak, że zamiast $\sin \alpha \text{ opt.}$

$$\text{wprowadzić możemy } \operatorname{tg} \alpha \text{ opt.} = \frac{kx + \frac{r}{S}}{ky}.$$

Jeżeli za v_0 podstawimy wartość z równania

$$P = ky \cdot S \cdot v_0^2$$

$$\text{otrzymamy: } w \sin \varphi = \left(\frac{P}{S} \right)^{1/2} \frac{kx + \frac{r}{S}}{ky} \left(\frac{1}{ky} \right)^{1/2} \left(\frac{1}{\mu} \right)^{1/2},$$

z czego w końcu otrzymamy wysokość graniczną dla kąta optimum wyznaczoną wartością „ μ ”:

$$\mu = \frac{P}{S} \left(\frac{kx + \frac{r}{S}}{ky^3} \right)^2 \cdot \frac{1}{w^2 \sin^2 \varphi}.$$

Prędkość poziomą $u = A''B$ wyznacza:

$$u = v_0 \left(\frac{1}{\mu} \right)^{1/2} \cos \alpha_{\text{opt.}} = w \cos \varphi,$$

ponieważ zaś $\cos \alpha_{\text{opt.}}$ jest bliski jedności:

$$u = \left(\frac{P}{S} \right)^{1/2} \left(\frac{1}{\mu} \right)^{1/2} \left(\frac{1}{ky} \right)^{1/2} w \cos \varphi.$$

Poprzednie równanie, określające graniczną wysokość przez wyznaczenie gęstości relatywnej μ , jest ważne dla każdego kąta natarcia wzgl. kx i ky :

$$\mu = \frac{P}{S} \left(\frac{kx + \frac{r}{S}}{ky^{3/2}} \right)^2 \cdot \frac{1}{w^2 \sin^2 \varphi}.$$

Pozioma styczna do krzywej $v_0 = f(\alpha)$ wyznacza punkt B_m , który odpowiada kątowi najmniejszej pracy, największej wysokości granicznej, czyli pułapowi:

$$d = \left(\frac{OB_m}{OB'_m} \right)^2.$$

Poprzednio zaznaczyliśmy, że dla otrzymania największej szybkości poziomej płaszczyzny ślizgowca powinny być nachylone pod pewnym stałym kątem do poziomu i to niezależnie od panującego wiatru, wysokości i szybkości. Jest to najkorzystniejszy lot, gdyż pozwala on na odbycie najdalszej drogi. Ażeby jednak utrzymać w czasie lotu stały kąt nachylenia skrzydeł do poziomu, musi się mieć do dyspozycji pewien organ kontroli, któryby pozwolił korygować ewentualne odchylenia. Zwyczajnym sposobem (libela) kąta tego zmierzyć nie można, gdyż jest on bardzo mały (około 2°) i pomiary takie uniemożliwiają ustawiczne przyspieszenia ruchu płatowca. Do kontroli można natomiast użyć szybkościomierza Venturi, w następujący prosty sposób:

Dla pewnej szybkości v ślizgowca względem powietrza na wysokości Z , gdzie gęstość względna jest „ μ ” odczytuje się na podziałce barometrycznej szybkościomierza pewne podciśnienie h , wyznaczone równaniem:

$$h = k \cdot v^2 \cdot \mu$$

Ponieważ jednak z wzorów:

$$P = ky \cdot S \cdot v^2 \cdot \mu \text{ dla wysokości } Z$$

$$P = ky \cdot S \cdot v_0^2 \text{ dla poziomu morza}$$

wynika że: $v^2 \mu = v_0^2$

przy założeniu, że lot w obu wypadkach odbywa się pod tym samym kątem natarcia, czyli że ky w obu równaniach jest jednakowe.

Wobec czego następnie:

$$h = k v_0^2 = k v_1^2 \mu_1 = \text{const.}$$

i odczytane podciśnienie będzie przy locie pod stałym kątem natarcia stałe i niezależne od wysokości.

Praktyczne wnioski z tych teoretycznych rozważań można ująć następująco:

1. W atmosferze spokojnej lub wietrze o niewystarczającym kącie wzniesienia φ , ślizgowiec musi lądować po planowaniu z danej wysokości;

a) najdalej wyląduje ten ślizgowiec, którego skrzydła są nachylone pod kątem α_{opt} — i_{opt} , równym różnicy kąta naj-

mniejszego przy planowaniu α_{opt} i kąta natarcia odpowiadającego najmniejszej sile popędowej i_{opt} ;

b) rezultat ten osiągnie pilot, o ile utrzyma stałe podciśnienie h w swoim szybkościomierzu, podciśnienie odpowiadające szybkości planowania pod kątem najmniejszego nachylenia v_0 przy ziemi;

c) najdłużej planować będzie ślizgowiec którego skrzydła zawierają z poziomem kąt $\alpha_m - i_m$, odpowiadający najmniejszej pracy;

d) warunkiem poprzedniego jest utrzymanie podciśnienia h szybkościomierza stale na wartości odpowiadającej planowaniu przy ziemi pod kątem najmniejszej pracy.

2. Przy wietrze wznoszącym się pod dostatecznym kątem φ i z szybkością w , składowa pionowa tejże $w \sin \varphi$ spowoduje podniesienie ślizgowca do pewnej maksymalnej wysokości, gdzie ślizgowiec lecieć będzie poziomo.

Ta maksymalna wysokość jest funkcją szybkości wiatru w , kąta nachylenia tegoż φ , charakterystyk aparatu i wreszcie funkcją kąta natarcia lub, co na jedno wychodzi, kąta nachylenia skrzydeł do poziomu;

a) najszybciej latać poziomo będzie ślizgowiec, którego kąt nachylenia skrzydeł do poziomu wynosić będzie $\alpha_{opt} - i_{opt}$;

b) jak w punkcie pierwszym wymaga się przytem utrzymania odpowiedniego podciśnienia „ h ” w szybkościomierzu.

c) najwyżej wzleci, czyli osiągnie pułap, ten ślizgowiec, który nacierać będzie pod kątem i_m , najmniejszej pracy.

d) jak w punkcie pierwszym, wymagana kontrola.

Musimy jednak zwrócić uwagę, że kąt najmniejszej pracy jest zawsze większy od kąta optimum i znajduje się na krzywej charakterystycznej profilu $ky = f(kx)$ tuż przed $ky = max$. Najmniejsze więc „przeciągnięcie” steru wysokościowego, czyli najmniejsze zwiększenie kąta natarcia spowodowałoby lot w drugim stanie t. j. powolnym. Wskutek dość nagłego przebiegu tej gałęzi, ślizgowiec wkrótce straciłby szybkość konieczną do utrzymania go w powietrzu i spadłby jak zestrzelony ptak na ziemię, zazwyczaj, z powodu jakiejś dyzsymetrii płatowca lub powietrza, ślizgając się po skrzydle. Stosowanie więc kąta najmniejszej pracy jest odpowiednie tylko na dostatecznej wysokości, pozwalającej na odpowiednią „paradę” sterami lub tuż przy ziemi przy lądowaniu. Nie jest jednak, naszym zdaniem wykluczonym nawet stałe latanie na ślizgow-

cach i żaglowcach w powolnym „regime“, jednak przedtem konieczne jest dokładne wystudjowanie warunków równowagi i przystosowana do tego budowa; dla płatowców zwyczajnych nawet po adaptacji na ślizgowce, przedstawia to zawsze najgroźniejsze niebezpieczeństwo. Ażeby sobie zdać sprawę, czego spodziewać się możemy, już w obecnem stadium rozwoju, po ślizgowcach — przytaczamy przykład liczbowy.

Weźmy pod uwagę ślizgowiec, który ma tylko unieść pilota i przyjmijmy, że ciężar tegoż P równa się 100 kg. Średnie obciążenie na 1 m² powierzchni przyjmijmy 6 kg/m², a opór szkodliwy na 1 m² powierzchni nośnej możemy doprowadzić do: $\frac{r}{S} = 0,001$.

Dla dobrego profilu znajdziemy następujące dane:

$$\frac{kx + \frac{r}{S}}{ky} \min = 0,081$$

$$\alpha_{opt} = 4^{\circ} 6'$$

$$i_{opt} = 2^{\circ} 6'$$

$$ky = 0,035$$

więc dla kąta optimum:

$$v_0 = 13 \cdot 10 \text{ m/sek}$$

$$w \sin \varphi \min = 1 \cdot 06 \text{ m/sek}$$

$$\alpha_{opt} - i_{opt} = 2^{\circ}$$

Dla kąta najmniejszej pracy będą warunki lotu następujące:

$$\frac{kx + \frac{r}{S}}{ky^{3/2}} \min = 0,39$$

$$\frac{kx + \frac{r}{S}}{ky} = 0,09$$

$$\alpha_m = 5^{\circ} 2'$$

$$i_m = 7^{\circ} 2'$$

$$ky = 0,053$$

$$v_m = 10 \cdot 6 \text{ m/sek}$$

$$w \sin \varphi \min = 0 \cdot 96 \text{ m/sek}$$

$$\alpha_m - i_m = -2^{\circ}$$

Z powyższych liczb widzimy, że wystarczy lekki podmuch wiatru, ażeby utrzymać ślizgowiec w locie poziomym.

Jakkolwiek budową ślizgowców i żaglowców zajmiemy się dopiero w części drugiej, już teraz zaznaczymy, że głównym problemem jest stabilizacja automatyczna, czyli stałość formy szybowca. Szczególnie stabilizacja podłużna musi być dokładnie wystudjowana, celem umożliwienia lotu pod kątem najmniejszej pracy. Z tego powodu należy się starać zredukować oscylacje podłużne do minimum. Postulatem tego jest przede wszystkim bardzo dokładne wyważenie aparatu i zaopatrzenie go w odpowiedni stabilizator poziomy. Pułkownik Dorand podaje w tym względzie jako wzór doświadczalny, dający dobre rezultaty przy locie ślizgowym, następujący stosunek płaszczyzny nośnej „ S “, głębokości tejże „ l “, płaszczyzny stabilizatora „ s “ i oddalenia od środka ciężkości osi obrotu steru wysokościowego „ L “:

$$\frac{sL}{Sl} = 2,7.$$

Co do wyważenia, podaje płk. Dorand, że dla kąta nachylenia płaszczyzny do poziomu 5° , powinna pionowa ze środka ciężkości przechodzić przez punkt skrzydła, odległy od przedniego brzegu skrzydła o $0,29 l$, przyczem l jest głębokością skrzydła. Jako przykład podaje płk. Dorand doświadczenie następujące.

W 1914 roku przy swych próbach posługiwał się por. Grasset dwoma identycznymi płatowcami, z których jeden miał przesunięty środek ciężkości o 2 cm wstecz. O ile w locie silnikowym różnicy tej nie odczuwało się wcale, o tyle przeciwnie przy locie ślizgowym — trzeba było skorygować położenie środka ciężkości o tę napozór drobną odległość, ażeby otrzymać wyniki, jakie dawał płatowiec pierwszy.

Dlatego przy projektach ślizgowców należy ze specjalną uwagą i staraniem studjować równowagę podłużną i o ile możliwości szukać kontroli swych obliczeń przez wyważenie w tunelu aerodynamicznym.

Przy startowaniu ślizgowców radzi płk. Dorand posługiwać się urządzeniem systemu Wright'a. Ślizgowiec przebiega sztuczny tor, nachylony pod kątem α_{opt} do poziomu, przyczem skrzydła nastawione są pod kątem $\alpha_{opt} - i_{opt}$. Jako siła popędowa służy ciężar, zawieszony na wieży. Całe urządzenie musi pozwalać ślizgowcowi wzlecieć z szybkością, odpowiadającą kątowi natarcia najmniejszej siły popędowej v_{opt} .

Jeżeli długość potrzebnego toru wynosi „ x ”, to wysokość wieży, w której działać ma ciężar $2F$, wynosić będzie $\frac{x}{2}$. Jeżeli dalej przyjmiemy, że ciężar ślizgowca wynosi 100 kg, wzgl. P kg, to według płk. Dorand'a obliczymy, przyjmując potrzebny ciężar popędowy F , długość x :

$$x = \frac{2,30258}{2g} \cdot \frac{v_0^2}{\alpha_{opt}} \cdot \log \frac{F + P\alpha_{opt}}{F}.$$

A na przykładzie:

$$\begin{aligned} P &= 100 \text{ kg} \\ \alpha_{opt} &= 0.1 \\ v_0 &= 13 \text{ m/sek} \\ x &= 10 \text{ m} \\ F &= 77 \text{ kg} \end{aligned}$$

Uwzględniając tarcia, możemy przyjąć, że ciężar popędowy 200 kg, spadając z wysokości 5 m, nada ślizgowcowi o ciężarze 100 kg, na końcu toru 10 m długiego, szybkość 13 m/sek przy spokojnej atmosferze. Przy odpowiednim wietrze ślizgowiec wzniesie się z toru prędkiej, a pilot będzie miał za całe zadanie utrzymać stałą depresję w szybkościomierzu, depresję odpowiadającą szybkości v_0 .

Z tych kilku wyżej przytoczonych cyfr widzimy, że urządzenie poprawnego startu szybowców jest bardzo łatwe i nie wymagające wielkiego nakładu kosztów, zwłaszcza przy szybowcach jednomiejscowych.

Teorja lotu żaglowego Langley'a.

Już poprzednio zaznaczyliśmy, że wiatrem wznoszącym nie można wytłumaczyć wszystkich faktów lotu żaglowego w naturze. Mouillard w r. 1881, a Marey w r. 1890 cytują jedynie dla pamięci teorię wiatru wznoszącego, oświadczając, że nie można uważać jej za teorię generalną lotu żaglowego. P. Soreau podał jasno powody tegoż w następujących słowach: „Wielu obserwatorów widziało naraz liczne przykłady lotu żaglowego w różnych okolicach atmosfery. Jedne ptaki krążyły stale nad pewną okolicą, chcąc widocznie pozostać w bliskości swych gniazd lub upatrzonej zdobyczy, inne odbywały podróże w różnych kierunkach, załamując prosty kierunek swej drogi w długie zygzaki. Jestże możliwem, żeby wiatry wznoszące znajdowały się w dostatecznej

ilości, aby wytłumaczyć niemi wszystkie tak różnorodne rodzaje lotu? I jeszcze jedno doniosłe pytanie: dlaczego ptaki małe, które mają mniejsze obciążenie powierzchniowe od ptaków wielkich, nie żaglują? Według teorii wiatru wznoszącego, lot żaglowy byłby najłatwiejszy dla najmniejszych ptaków. W rzeczywistości jedynie ptaki ciężkie są dobrimi żaglowcami. Nie można przeczyć istnieniu bardzo licznych wiatrów wznoszących i temu, że ptaki korzystają z nich bardzo chętnie; niektóre obserwacje pozwalają nawet przypuszczać, że ptaki łatwo je odnajdują. Bezwzględnie, wiatr wznoszący ułatwia lot, ale nie daje rozwiązania zasadniczego problemu.

Równocześnie z zarzuceniem teorii wiatru wznoszącego wysunął Mouillard swoją koncepcję pracy wewnętrznej wiatru, którą cytowaliśmy uprzednio, a której podstawę naukową dał później prof. Langley. Jakim sposobem można zużytkować wahania siły wiatru? Mouillard w swojej teorii, którą nazwał: „teorią gór rosyjskich“, przyjmuje, że ptak, lecący pod wiatr, opuszcza się, czyli planuje podczas zmniejszenia się szybkości wiatru, ażeby uzyskać większą szybkość względem ziemi, następnie, w chwili nagłego zwiększenia się szybkości wiatru, które to zwiększenie dodaje się do nabytej przez ptaka podczas pierwszego taktu szybkości, nastawia swe skrzydła tak, żeby wskutek nabytej energii kinetycznej i bezwładności mógł się wznieść, przyczem wzniesie się ponad położenie, z którego zaczął się opuszczać przy pierwszym takcie. Ażeby ideę swą wyrazić przystępniej, Mouillard przeprowadza eksperyment podobny z obręczą, która porusza się po torze pochyłym, nabywając przez to szybkość, następnie zaś z nabytą przy końcu pochyłości szybkością porusza się pod górę. Otóż, gdyby w chwili najniższego położenia obręczy, naraz tor cały zaczął poruszać się ruchem przyśpieszonym w kierunku przeciwnym ruchowi obręczy, jasnym jest, że obręcz wskutek bezwładności własnej podniosłaby się wyżej od swego położenia początkowego, z którego zaczęła swój ruch po torze pochyłym. Eksperyment ten zrealizował Bazin na skonstruowanym przez siebie modelu, w którym kula porusza się po ruchomym torze falistym. Fig. 14 przedstawia podobny model prof. Lanchester'a.

Kula, znajdującą się początkowo w punkcie C , przechodzi do położenia D podczas oscylującego ruchu toru. Gdyby tor ten poruszał się jedynie jednostajnie, kula

nigdy nie zyskałaby na wysokości swego położenia, przeciwnie, wskutek tarcia straciłaby na wysokości podczas swego ruchu. Warunkiem koniecznym jest więc, żeby tor odbywał ruch przyspieszony, przyczem w czasie staczania się kuli z pochyłości, przyspieszenie to musi mieć kierunek ruchu kuli, w czasie zaś wtaczania się kuli na pochyłość, kierunek przeciwny. Doświadczenie podobne, chociaż bardzo prymitywne, wykonać może każdy w domu. Z brzegu zwykłego talerza, poruszanego poziomo i jednostajnie w jakimkolwiek kierunku, spuszczaamy kulę. W chwili, w której kula stoczy się na dno, szarpniemy talerzem w kierunku przeciwnym ruchowi kuli. Kula wyskoczy poza brzeg talerza, osiągając większą wysokość od początkowej. Dzieje się to skutkiem bezwładności kuli, która objawia się oporem przed

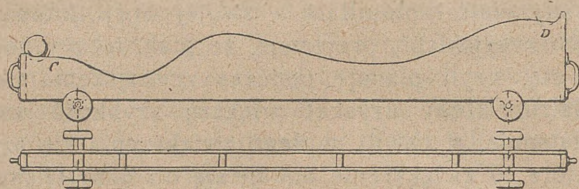


Fig. 14. Model Lanchester'a.

każdym przyspieszeniem. Ten sam skutek osiągnęlibyśmy, gdybyśmy, zamiast szarpnąć talerzem, trącili kulą *w kierunku* jej ruchu. Ponieważ rozchodzi się nam o ruch kuli względem talerza jedynie, więc skutek w obu wypadkach jest ten sam: kula wyskoczy poza brzeg talerza.

W n-rze 14 „Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt“ podaje prof. Th. v. Karman w artykule, zatytułowanym: „Mechaniczne modele lotu żaglowego“, bardzo wyczerpujące obliczenie, dotyczące modelu prof. Lanchester'a. Przyjmuje on, że szybkość oscylującego toru jest harmoniczną funkcją czasu, tak samo też szybkość kuli wzdłuż drogi. Następnie zakłada, że między obu ruchami istnieje pewna różnica faz. Równanie pracy daje nam równanie różniczkowe przebiegu toru. Różnica faz wyznacza się z warunku maksymalnego zysku wysokości następującym równaniem:

$$\operatorname{tg} \varphi = - \frac{gh}{v_0 w}$$

przyczem kąt $\varphi =$ różnica faz,

$g =$ przyspieszenie ziemskie,

$h =$ połowa wysokości fali,

$u_0 =$ średnia szybkość kuli,

$w =$ maksymalna szybkość toru.

Największy zaś zysk wysokości jest niezależny od frekwencji i wyraża się wzorem:

$$\Delta y = \pi h \frac{w}{u_0}.$$

Prof. v. Karman przenosi powyższe rezultaty otrzymane dla modelu, na stosunki w locie żaglowym, przyczem „ u_0 ” jest szybkością średnią lotu żaglowca, „ w ” zaś maksymalną

zmianą szybkości wiatru. Z równania $\Delta y = \pi h \frac{w}{u_0}$ widzimy, że

u_0 powinna być jak najmniejszą, co znaczy, że obciążenie powierzchniowe żaglowców musi być małe. Prof. v. Karman podaje następny przykład. Średnia szybkość lotu u_0 wynosi 12 m/sek, zmiana szybkości wiatru ± 3 m/sek. okres zmiany 3 sek., przyjmuje wreszcie, że żaglowiec w ciągu tych trzech sekund opisze falę, której wysokość $2h = 10$ m. Podczas 3 sekund żaglowiec opadłby, dla $\left(\frac{Kx + r/s}{Ky}\right) \text{ min.} = 1/9$, w spo-

kojnym powietrzu o 4 m. Wskutek przyspieszenia wiatru zyska maksymalnie w naszym przykładzie 3·92 m. W rezultacie opadnie więc o 0·08 m.. Prof. v. Karman wnioskuje stąd, że zmiana szybkości ± 3 m/s stanowi granicę, powyżej której stały lot żaglowy będzie możliwym. Prof. v. Karman zastrzega się jednak, że bezpośrednie przeniesienie wyników ilościowych z modelu na lot żaglowy nie jest możliwe, gdyż przy płatowcu musi być wypełniony zasadniczy warunek lotu, t. j. warunek równowagi wszystkich przyspieszeń, wzgl. sił w kierunku prostopadłym do każdorazowej drogi; przy modelu równowaga ta istnieje zawsze wskutek stałości toru. Zastrzeżenie to jest aż nadto słuszne i stosuje się do powyżej podanego przykładu, gdzie prof. v. Karman przyjął dowolnie wysokość fali $2h = 10$ m. Ze swej strony dodamy jeszcze jedno zastrzeżenie, dotyczące tym razem samego założenia. Prof. v. Karman przyjmuje, jak wszyscy teoretycy lotu żaglowego w Niemczech, że zmiany szybkości wiatru są harmoniczne. Jest to konieczność jedynie rachunkowa, dla zapewnienia ciąg-

głości zmiany i możliwości stosowania rachunku różniczkowego. Co nas upoważnia do takiego założenia? Poprzednio podaliśmy (fig. 11) djagram prędkości wiatru otrzymany przez Langley'a. Trudno twierdzić ażeby djagram ten był dowodem harmonicznego. Na podany przez Langley'a średni okres zmiany (5 sek.) można się z biedą zgodzić, ale w takim razie prędkość jako funkcję li tylko perjodyczną czasu, trzeba by rozłożyć na szereg funkcyj harmoniczných i dopiero przeprowadzić rachunek różniczkowy. Teoretycznie nie przedstawia to dalszych trudności, a w odniesieniu do wyników ilościowych pozwoli na dokładniejsze zbliżenie. Naszym jednak zdaniem, ze względu na dość skomplikowany przebieg takiego rachunku, co zawsze obniża wartość rezultatów, należy pójść drogą odmienną.

W artykule znanego teoretyka lotnictwa majora Alayrac'a, zatytułowanym: „Etude theorique du vol sans moteur dans un vent variable horizontal“, w № 34 L'Aéronautique, znajdujemy założenia bardziej odpowiadające rzeczywistości, umożliwiające praktyczne stosowanie rachunku przy budowie żaglowców. P. Alayrac przyjmuje, że szybkość wiatru jest linearną funkcją czasu, czyli, że powietrze porusza się ruchem jednostajnie przyspieszonym, poczem następuje ruch jednostajnie opóźniony. W dalszym ciągu naszego wykładu przyjmiemy założenia p. Alayrac'a, ale rachunek przedstawimy w innej formie.

Założenie: żaglowiec planuje w pewnej masie powietrza, poruszającej się poziomo z daną szybkością średnią w_0 , ruchem jednostajnie przyspieszonym przez krótki czas „ t “ poczem ruchem jednostajnie opóźnionym przez czas „ t' “.

Niech okres czasu $t = t'$ i niech wreszcie dla symetrii przyspieszenie dodatnie i ujemne podczas obu czasów t i t' będzie równe $\pm f$.

Prędkość wiatru będzie wtedy w całej masie powietrza w danej chwili ta sama $w = w_0 \pm ft$.

Problem: jakie zwroty musi wykonać aparat, ażeby według podanego przez Mouillarda sposobu, wykorzystać zmienność wiatru przy utrzymaniu się w powietrzu, względnie locie.

Przypuśćmy, że aparat porusza się pod wiatr, w takim razie według powyższej teorii w czasie zmniejszenia się wiatru, czyli w czasie t' i $(-f)$, powinien aparat planować, podczas zaś następującego potem zwiększenia wiatru czyli pod-

czas $+f$, powinien się wznosić. Lot poziomy będzie tylko wtedy stale możliwy o ile opadnięcie podczas pierwszego taktu, równać się będzie wzniesieniu w drugim takcie, w innych wypadkach będzie aparat zyskiwał lub tracił na wysokości w każdym dwutakcie.

Ponieważ według założenia, na czas $t=t'$ więc zysk wzgl. strata wysokości będzie równą:

$$\Delta h = (v_p - v'_p) t$$

gdzie v_p jest szybkością pionowego wznoszenia się
gdzie v'_p jest szybkością pionowego opadania.

Okres czasu, podczas którego wiatr się wzmaga wzgl. słabnie trwa kilka sekund, co nam pozwala na rozpatrywanie stanu równowagi lotu.

Możemy więc przyjąć, że w czasie t podczas przyspieszenia $+f$ płatowiec wznosi się ze stałą szybkością pionową V_p . Ponieważ w myśl założenia kierunek wiatru jest zawsze poziomy, więc szybkość wznoszenia się względem ziemi będzie taka sama jak względem wiatru. Możemy więc ograniczyć się jedynie do rozpatrywania ruchu aparatu względem masy powietrza, w której się znajduje, i z ruchu tego otrzymamy zysk wzgl. stratę na wysokości względem ziemi. W takim razie jednak, zamiast mówić że wiatr ma przyspieszenie $+f$, możemy równie dobrze powiedzieć, że aparat ma przyspieszenie równe i przeciwnie skierowane względem jednostajnego wiatru. Ruch względny będzie bowiem ten sam. Fig. 15 przedstawia nam równowagę ruchu aparatu względem masy powietrza. Na środek ciężkości i środek parcia aparatu O , który porusza się względem wiatru z szybkością jednostajną v , nachyloną do poziomu pod kątem α , działa pionowo przyspieszenie ziemskie g i przyspieszenie poziome $+f$. Przyspieszenia te dają wypadkowe przyspieszenie „ r “, które równoważy przyspieszenie przeciwne r' , a którego przyczyną jest reakcja powietrza na aparat. Reakcję tę możemy jak poprzednio rozłożyć na wypór R_2 prostopadły do kierunku szybkości i dający przyspieszenie r_2 oraz na opór czołowy R_1 , dający przyspieszenie r_1 . Z fig. 15 możemy więc ustawić następujące równanie:

1. $g = r_2 \cos \alpha - r_1 \sin \alpha$

2. $f = r_2 \sin \alpha + r_1 \cos \alpha$

$$\text{z czego: } \cos \alpha = \frac{g + r_1 \sin \alpha}{r_2} = \frac{f - r_2 \sin \alpha}{r_1},$$

$$\text{a więc } \sin \alpha = \frac{r_2 f - r_1 g}{r_1^2 + r_2^2}.$$

Ponieważ zaś: $f^2 + g^2 = r_1^2 + r_2^2$, co już jest zawarte w równaniu 1. i 2., możemy napisać:

$$3. \sin \alpha = \frac{r_2 f - r_1 g}{f^2 + g^2}.$$

Przyspieszenia z powodu reakcji powietrza obliczymy z wzorów:

$$4. R_1 = (kx + r/S) \cdot S \cdot v^2, \text{ gdzie } r \text{ jest oporem szkoldliwym } \mu = 1.$$

$$5. R_2 = ky \cdot S \cdot v^2.$$

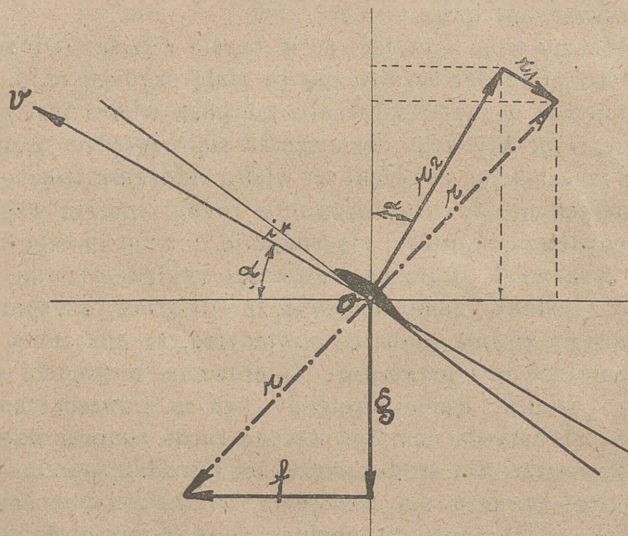


Fig 15. Równowaga lotu w zmiennym wietrze (Langley).

Jeżeli P jest ciężarem całego aparatu, to:

$$6. R_1 = \frac{P}{g} \cdot r_1.$$

$$7. R_2 = \frac{P}{g} r_2.$$

Wstawiając wartość za r_1 i r_2 z równań 4—7 do równania: $f^2 + g^2 = r_1^2 + r_2^2$, otrzymamy:

$$v^4 \left(\frac{Sg}{P} \right)^2 ([kx + r/S]^2 + ky^2) = f^2 + g^2,$$

z czego:

$$8. v = \left[\frac{f^2 tg^2}{(kx + r/S)^2 + ky^2} \right]^{1/4} \left(\frac{P}{Sg} \right)^{1/2}.$$

Z równania 3. po podstawieniu wartości za r_1 , r_2 i v mamy:

$$9. \sin \alpha = \frac{ky \cdot f - (kx + r/S) \cdot g}{[ky^2 + (kx + r/S)^2]^{1/2}} (f^2 + g^2)^{-1/2}.$$

Wreszcie z równania 8 i 9 otrzymamy szybkość pionowego wznoszenia się:

$$10. v_p = v \sin \alpha = \frac{f/g \cdot ky - (kx + r/S)}{[ky^2 + (kx + r/S)^2]^{3/4}} \left[g \cdot \left(\frac{P}{Sg} \right)^{1/2} (f^2 + g^2)^{-1/4} \right]$$

Przyjęliśmy α pozytywne przy wznoszeniu się, przy przyspieszeniu przeciwnem ($-f$) otrzymamy po podstawieniu u szybkość opadania:

$$10a. v'_p = v \sin(-\alpha) = \frac{-f/g \cdot ky - (kx + r/S)}{[ky^2 + (kx + r/S)^2]^{3/4}} \left[g \cdot \left(\frac{P}{Sg} \right)^{1/2} (f^2 + g^2)^{-1/4} \right].$$

Dla danego P , S , i f , wyraz w nawiasie jest ilością stałą, tak że:

$$v \sin(\pm \alpha) = \frac{f/g \cdot ky - (kx + r/S)}{[ky^2 + (kx + r/S)^2]^{3/4}} \cdot C,$$

$v \sin(\pm \alpha)$ jest funkcją ciągłą kąta natarcia „ i ” względnie kx i ky i posiada dla $v \sin(+\alpha)$ maximum, które dla każdego f można wyznaczyć analitycznie, inne wartości tej funkcji można łatwo znaleźć graficznie¹⁾.

1) Funkcję $\varphi = \frac{f/g \cdot ky \pm (kx + r/S)}{[ky^2 + (kx + r/S)^2]^{3/4}}$, możemy wyznaczyć graficznie w następujący sposób. Kreślimy polarną aparatu, przyczem ky i $(kx + r/S)$ musi mieć podziałkę identyczną nie jak zazwyczaj podziałki różne. Punkt polarnej „ P ” dla którego mamy znaleźć φ łączymy z O (fig. 16), przyczem odległość $\overline{OP} = [ky^2 + (kx + r/S)^2]^{1/2}$. Z punktu O zataczamy promieniem $r = 1$ koło. Koło to przecina się z przedłużeniem PO w punkcie X . Na \overline{PX} jako średnicy zakreślamy półkoło. Z punktu O kreślimy prostopadłą od OP . Według znanego prawa geometrycznego mamy: $\overline{OC} = (\overline{PO})^{1/2} = (ky^2 + [kx + r/S])^{1/4}$. Punkt (F) przecięcia się \overline{OC} z kołem $r = 1$ łączymy z punktem P , z punktu C prowadzimy równoległą do FP aż do przecięcia przedłużenia OP , w punkcie D . Odcinek \overline{OD} równy jest wtedy:

$$\overline{OD} = \overline{OP} \cdot \overline{OC} = [ky^2 + (kx + r/S)^2]^{3/4}.$$

Szybkość więc pionowego wznoszenia zależy przy danym f od kąta natarcia „ i “. Zależnie od kąta „ i “ zmienia się kąt wznoszenia względem powietrza „ α “, suma zaś kątów ($\alpha + i$) wyznacza nachylenie skrzydeł do poziomu. Widzimy więc, że dla każdego położenia aparatu w powietrzu istnieje pewien stan równowagi. Stan ten charakteryzuje jeszcze szybkość wzdłuż drogi „ v “. Szybkość ta jest również funkcją kąta natarcia (równ. 8). O ile aparat zmienia swoje nachylenie względem poziomu, musi się poruszać ruchem przyspieszonym lub opóźnionym, gdyż w nowym położeniu równowagi nie będzie z powodu różnicy szybkości. Różnica szybkości może być wyrównaną jedynie przez zamianę energii

Punkt P rzutujemy na oś ky tak, że $OB = AP$, z punktu O odcinamy na osi kx wielkość $f/g = \overline{OS}$. Odcinek $\overline{OZ} = 1$, więc jeżeli z punktu S nakreślimy równoległą do \overline{BZ} , aż do przecięcia osi ky w punkcie E , otrzymamy $OE = f/g \cdot ky$. Wielkość \overline{OE} odcinamy na prawo i lewo od punktu A tak że:

$$\overline{OE}_1 = f/g \cdot ky - (kx + r/S)$$

$$\overline{OE}_2 = f/g \cdot ky + (kx + r/S)$$

Wreszcie \overline{OE}_1 i \overline{OE}_2 dzielimy przez odcinek \overline{OD} .

$$\text{Jak wynika z konstrukcji: } \overline{OG}_1 = \frac{ky \cdot f/g - (kx + r/S)}{[ky^2 + (kx + r/S)^2]^{3/4}}$$

$$\overline{OG}_2 = \frac{ky \cdot f/g + (kx + r/S)}{[ky^2 + (kx + r/S)^2]^{3/4}}$$

Wyniki \overline{OG}_1 i \overline{OG}_2 odcinamy na rzędnej AP jako rzędne funkcji

$$\varphi = \frac{f/g \cdot ky \pm (kx + r/S)}{[ky^2 + (kx + r/S)^2]^{3/4}}$$

Jeżeli zamiast $r = 1$, weźmiemy $r = a$, przyczem zamiast $\overline{OS}' = f/g$, weźmiemy $\overline{OS} = a f/g$, to jak łatwo stwierdzić końcowy wynik

$$\overline{OG}_{1,2} = \frac{ky \cdot f/g \pm kx + r/S}{[(ky^2 + kx + r/S)^2]^{3/4}} \cdot a^{-1/2}$$

($a^{-1/2}$) możemy przenieść do stałej c w równaniu 10.

Maximum funkcji $\frac{ky f/g - (kx + r/S)}{[ky^2 + (kx + r/S)^2]^{3/4}}$, dla $f > 3$ nie możemy wyznaczyć, inaczej jak analitycznie. Ponieważ leżą one między $ky=0$ i $ky=0,02$, przebieg zaś funkcji $ky=f(kx)$ jest w tych granicach prawie proporcjonalny, więc możemy założyć, że w tych granicach:

$$kx + r/S = a \cdot ky + b.$$

Dla uproszczenia pisać będziemy $f/g = c$.

kinetycznej na potencjalną, wzgl. odwrotnie. Każda taka zamiana jest połączona ze stratą. Otóż z równania 8 widzimy, że dla tego samego kąta natarcia i danego f , szybkość wzdłuż drogi „ v ” jest ta sama dla $+f$, co i dla $-f$, natomiast ($v\beta$) szybkość pionowego wznoszenia (równ. 10) jest zawsze mniejszą od szybkości opadania dla tegoż kąta „ α ”; $v\beta < v\beta'$. Widzimy z tego, że aparat musi nacierać pod innym kątem przy wznoszeniu, jak przy opadaniu, o ile chce wykorzystać zmienność wiatru. Konsekwencją zaś tego jest inna szybkość przy opadaniu, inna przy wznoszeniu i konieczność zamiany energii aparatu. Przy tej zamianie straty będą tem większe, im większe ilości energii muszą być przemienione, czyli im większa będzie różnica szybkości. Zobaczmy na przykładzie. Fig. 17 przedstawia nam dla żaglowca ze skrzydłem Eiffla $R451$ i jednostkowym oporem szkodliwym $r/S = 0.001$, przebieg funkcji „ $v \sin \alpha$ ” dla różnych przyspieszeń. Funkcje $v \sin(-\alpha)$ jako ujemne, miałyby się znajdować pod osią $(kx + r/S)$, dla lepszego porównania jednak obróciliśmy je około tej osi o 180° i zaznaczyliśmy ich przebieg kreskami. Fig. 18 przedstawia dla tegoż ślizgowca: kąt natarcia $\beta = \chi(kx)$, kąt wznoszenia $\alpha = \chi'(kx)$, opadania $-\alpha = \chi''(kx)$, oraz szybkość wzdłuż drogi $v = \phi(kx)$, dla $f = \pm 6$. Z fig. 17 wi-

Podstawiamy wartość za $(kx + r/s)$:

$$\varphi(ky) = \frac{cky - ak y - b}{(ky^2 + a^2 ky^2 + 2abky + b^2)^{3/4}}$$

różniczkujemy:

$$\frac{d\varphi}{dky} = \frac{[ky^2(a^2+1)+2ab+b^2]^{3/4}(c-a)^{-3/4}[ky(c-a)-b][ky^2(a^2+1)+2abky+b^2]^{-1/4}[2ky(a^2+1)+2ab] - [ky^2(a^2+1)+2abky+b^2]^{3/2}}{[ky^2(a^2+1)+2abky+b^2]^{3/2}}$$

dla $\frac{d\varphi}{dky} = 0$, otrzymamy:

$$[ky^2(a^2+1)+2abky+b^2](c-a) = \frac{3}{4}[ky(c-a)-b][2ky(a^2+1)+2ab],$$

po wykonaniu otrzymamy jako pierwiastek:

$$ky = \frac{\frac{n}{2m} + \sqrt{\frac{n^2}{2m^2} + \frac{p}{m}}}{(kx + r/S) = ak y + b}$$

przyczem:

$$\begin{aligned} m &= \frac{1}{2}(a^2+1)(c-a), \\ n &= \frac{1}{2}ab(c-a) + \frac{3}{2}b(a^2+1), \\ p &= b^2(c-a) + \frac{3}{2}ab^2. \end{aligned}$$

dzimy, że dla $f = \pm 6$ lot żaglowy sposobem Langley'a jest możliwy, $f = \pm 3$ stanowi granicę, poniżej której nie można lecieć stale poziomo. Z fig. 17 widzimy, że są możliwe takie zmiany wiatru, w których lot istniałby dla całej gamy kątów natarcia, automatycznie. Przypuśćmy na przykład, że $+f = 6$, a $-f = 3$. Zysk wysokości w czasie $+f$ jest dla średnich kątów natarcia zawsze większy od straty wysokości przy $-f$, o ile czasy zmian są równe. Byłby to więc możliwy lot żaglowy bez pilota, jedynie z automatyczną stabilizacją.

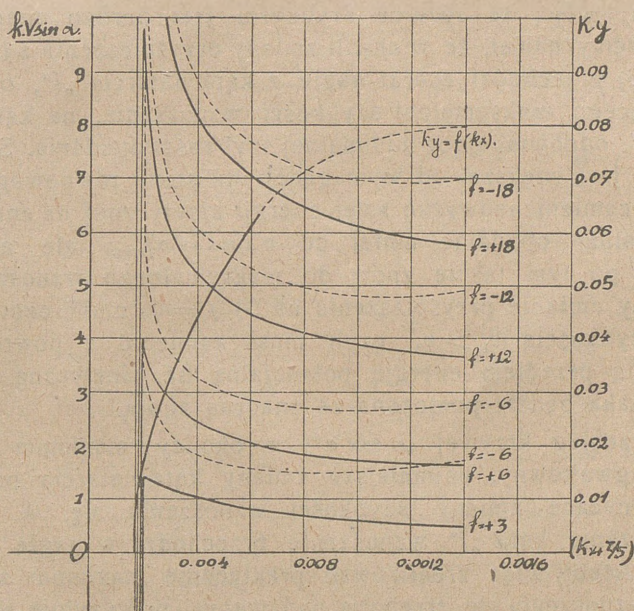


Fig. 17. Szybkości wznoszenia i opadania w zmiennym wietrze.

To samo otrzymalibyśmy dla $f = \pm 6$ m/sek przy $t = 2 t'$, czyli przy zmiennym przyspieszeniu, którego czas jednej zmiany jest dwa razy dłuższy od czasu drugiej zmiany. Zysk wysokości wynosiłby wtedy podczas przyspieszenia $+6$:

$$\Delta h = v \sin \alpha \cdot t = 2 v \sin \alpha \cdot t'.$$

Strata wysokości podczas przyspieszenia -6 wynosiłaby:

$$\Delta h' = v \sin (-\alpha) \cdot t'.$$

Dla całego szeregu kątów natarcia mielibyśmy lot automatyczny, gdyż

$$\Delta h - \Delta h' = [2 v \sin \alpha - v \sin (-\alpha)] \cdot t > 0.$$

Jednakowoż trudno przypuścić, żeby w przyrodzie mogła istnieć taka dyzsymetria.

Ażeby najlepiej wykorzystać zmienność wiatru, powinien aparat wznosić się z maksymalną szybkością pionową, opadać zaś z minimalną. Dla $f=6$ maximum wznoszenia odpowiada jednak szybkość wzdłuż drogi $v_1 = 26.2$ m/sek względem powietrza, dla minimalnego opadania $v_2 = 9.65$ m/sek. Widzimy więc, że różnica szybkości jest bardzo znaczna. Przypuśćmy nawet, że w chwili zmiany przyśpieszenia z $(+6)$ na (-6) przechodzi aparat nagle z kąta natarcia „ i “, odpowiadającego maksymalnej szybkości wznoszenia, na kąt natarcia i' , odpowiadający minimalnej szybkości opadania. Szybkość v_1 jest większa od wymaganej dla stanu równowagi v_2 . Aparat zamieni nadwyżkę swej energii kinetycznej na energię potencjalną, opadając mniej od $v \sin (-\alpha)_{min.}$, ale ażeby przejść po tym taktie znów do maksymalnego wznoszenia się, przy zmianie przyśpieszenia na $(+f=6)$ musi rozporządzać szybkością $v_1 > v_2$, czyli musi zamienić z powrotem uzyskaną przedtem energię potencjalną na kinetyczną. Zamiana taka będzie połączona ze znaczną stratą.

Przebieg krzywej „ $v \sin \alpha$ “ w okolicy maximum jest prawie gwałtowny, najmniejsze zmiany kąta natarcia powodują znaczne zmiany szybkości wznoszenia się, a przy zmniejszeniu kąta „ i “ wznoszenie przechodzi w nagłe spadanie. Ażeby więc zrealizować praktycznie maximum szybkości wznoszenia się, trzeba by nadzwyczaj precyzyjnie sterować, co przy aparacie lotniczym nie da się pomyśleć, co więcej, zrealizowanie to wymagałoby bezwzględnej stałości „ f “. Przy zmniejszeniu f aparat przeszedłby — jak widać z przebiegu krzywej — w gwałtowne opadanie.

Zrealizowanie zaś minimalnej szybkości opadania wymaga zbliżenia się do wartości k_x i k_y , odpowiadających drugiemu, powolnemu, stanowi równowagi. Jak wiemy z poprzednich rozdziałów, równowaga ta jest niebezpieczną, wzgl. wymaga specjalnej stabilizacji.

Pozatem płatowiec musi wykonać obrót około osi poziomej przy przejściu z jednego taktu na drugi.

Z fig. 18 widzimy, że przy wznoszeniu się $\alpha = 5^\circ$, $i = -1^\circ$, tak, że cięciwa profilu skrzydła zamyka z poziomem kąt $\alpha + i = 4^\circ$. Przy opadaniu wynosi $\alpha = -38^\circ$, $i + 12^\circ$, więc kąt skrzydła z poziomem wynosi $\alpha + i = -26^\circ$. Aparat musi wykonać obrót z $(+4^\circ)$ na (-26°) , czyli o 30° około osi poziomej. W czasie obrotu aparat będzie opadał więcej jak o wartość minimalną. Czas ten więc należy ograniczyć. Przy danych siłach obrotowych, czas ten zależeć będzie od momentu bezwładności aparatu względem osi obrotu. Z tego też powodu

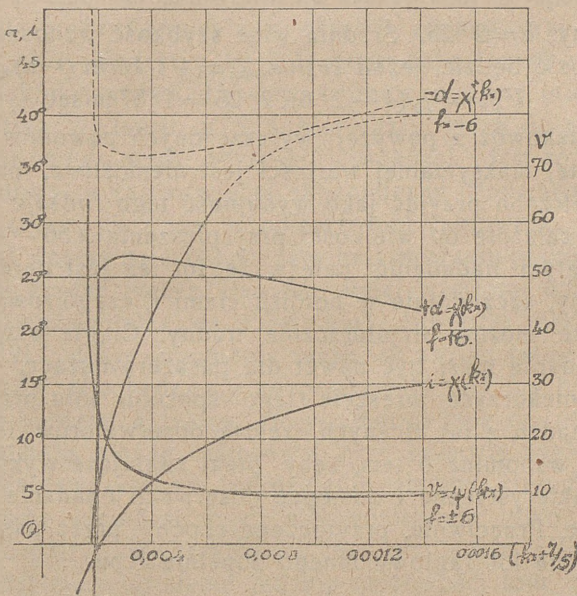


Fig. 18. Kąty opadania i wznoszenia w zmiennym wietrze.

niemy wprowadzili ruchome skrzydła. Zasadniczą rzeczą jest przytem wielkość wychylenia skrzydła ponad i popod poziom które dla różnych przyśpieszeń będzie różne, ale przy przyśpieszeniu dodatniem zawsze ponad przy ujemnem zawsze popod poziom. Z fig. 18 można dokładnie określić jakie ruchy aparatu są konieczne, ażeby uzyskać najwięcej korzyści. Zwracamy na to uwagę, gdyż swego czasu w niemieckiej literaturze fachowej toczono ożywioną dyskusję na ten temat.

Z fig. 17 widzimy, że lot żaglowy stały sposobem Langley'a jest możliwy, o ile przyśpieszenia wiatru osiągną pewne konieczne minimum. Minimum tego przyśpieszenia zależy jedynie od charakterystyki aparatu, przede wszystkim od finesy tegoż, nie zależy zaś od obciążenia na jednostkę powierzchni.

Wynika to również z fig. 17, gdzie przedstawione są funkcję $k \cdot v \sin(\pm \alpha) = \frac{kyf/g \mp (kx + r/S)}{(ky^2 + (kx + r/S)^2)^{3/4}}$ które pomnożone

przez c dają szybkość wznoszenia wzgl. opadania. Dla naszego przykładu ($f \pm = 6$), jeżeli przyjmiemy, że $\frac{P}{S} = 6 \text{ kg/m}^2$ otrzymamy $c = 2 \cdot 25$. Średnia więc szybkość wznoszenia się V_{p_0} wynosić będzie, jeżeli $k v \sin \alpha_{max} = 4$ i $k v \sin(-\alpha)_{min} = 2 \cdot 6$
 $V_{p_0} = \frac{1}{2} (4 - 2 \cdot 6) \cdot 2 \cdot 25 = 1 \cdot 57 \text{ m/sek}$

Jednakowoż z powyżej wyłuszczonej powodów zrealizowanie tej maksymalnej wartości jest niemożliwe, praktycznie więc trzeba przyjąć jako wydajność tego rodzaju lotu żaglowego zależnie od wielkości przyśpieszenia *ca* 50 — 40%.

Pozatym nadmienić należy że lot ten jest bardzo niebezpieczny, szczególnie w pobliżu ziemi i, czego również pominąć nie można, fizjologicznie trudny. Ciągłe wznoszenie się i opadanie musi być nawet dla pasażera nużące.

Na niekorzyść wreszcie tego sposobu lotu przemawia fakt, że żaden z tak licznych zresztą obserwatorów lotu ptaków, nie wspomina o tem, żeby ptaki żaglujące wykonywały tak charakterystyczne i dostępne obserwacji opadanie i wznoszenie się. Przeciwnie, przytoczone choćby przez nas cytaty, wskazują na lot żaglowy innego zupełnie typu.

Teoria lotu żaglowego Alexandra Sée.

W roku 1909 opublikował p. Aleksandre Sée teorię lotu żaglowego, którą nazwał: „Théorie du vent louvoyant“. Pan Sée oparł ją na zmienności kierunku wiatru. Jak już zaznaczyliśmy w poprzednim rozdziale o pracy wewnętrznej wiatru, zmiany kierunku wiatru są bardzo znaczne i według obserwacji Clément de Saint Marcq'a osiągają 40° — 50° amplitudy, przyczem okres zmiany trwa około 1 minuty. Pan Sée wychodzi z analogji ruchu okrętu żaglowego, który płynie pod wiatr. Okręt nastawia wtedy żagle w ten sposób,

ażeby płynąć drogą ukośną do kierunku wiatru, przyczem zmieniając symetrycznie ustawienie żagli płynie w łamanych zygzakach w pożądanym kierunku. Według p. Sée ptak nie potrzebuje zmieniać swojej orientacji względem kierunku swego lotu, gdyż robi to sam wiatr, przechodząc raz z prawej raz z lewej strony ptaka. Wiatr ten znosi ptaka na lewo i na prawo od kierunku lotu, przez co droga tegoż łamie się również w długich zygzakach. Ptak musi jedynie, przy zmianie kierunku wiatru, zmieniać nastawienie swych skrzydeł i to w ten sposób, ażeby otrzymywać wiatr ukośnie pod skrzydła. Wymaga to powolnego obrotu około osi podłużnej ptaka, czyli lekkiego balansowania na skrzydłach. W sposobie lotu podanym przez Langley'a w okresie zmiany przyspieszenia z $(+f)$ na $(-f)$ jest tylko jeden takt dający zysk wysokości, drugi takt ją zużywa. Lot ten możemy nazwać lotem jednoktadowym. W teorii p. Sée oba takty służą do utrzymania lotu poziomego wzgl. do zysku wysokości. Jest to zatem lot dwuktadowy, a zatem więcej ekonomiczny. Podstawy dla swej teorii znalazł p. Sée w opisach lotu żaglowego, które najczęściej wspominają o bocznem balansowaniu ptaków i zygzakowatej drodze tychże. Pan Sée podał w swoim dziele: „Les lois Expérimentales de l'Aviation“, Librairie Aeronautique, Paris 1911, dosyć kompletny rachunek swojej teorii odnośnie do ptaków. Nie będziemy go powtarzali, podamy bowiem rachunek bardziej aktualny, który, analogicznie do poprzedniego rozdziału, można zastosować przy budowie żaglowców.

Przedewszystkiem odróżnienie zmiany kierunku wiatru od zmiany wielkości, czyli siły wiatru ma tylko znaczenie przy rozpatrywaniu szybkości lotu względem ziemi. O ile rozchodzi się o ustalenie jedynie możliwości lotu, nie gra to żadnej roli. W jednym bowiem i drugim wypadku mamy do czynienia z pewnem przyspieszeniem ruchu wiatru, tylko przy zmiennym kierunku wiatru przyspieszenie to jest prostopadłe do średniej szybkości tegoż, podczas gdy przy zmiennej sile wiatru jest ono równoległe do średniej szybkości. Ponieważ zasadniczo rozchodzi się jedynie o ruch żaglowca względem powietrza, jest zupełnie obojętnem, jaką średnią szybkość wiatr posiada. Fakt ten oświetliliśmy dostatecznie w poprzednich rozdziałach, ograniczymy się więc tylko do zaznaczenia, że odnosi się to również do teorii Langley'a, gdzie nietylko zmiana siły wiatru, lecz również i zmiana

kierunku wiatru, jako pewne przyśpieszenie ruchu wiatru, może być wykorzystane. W rachunku samym nie występuje nigdzie średnia szybkość wiatru, lecz li tylko przyśpieszenie tegoż.

W tem ogólniejszym ujęciu, teoria p. Sée przeciwstawia lot „prostopadły“ do kierunku przyśpieszenia lotowi „równoległemu“ do tegoż kierunku według teorii Langley'a. Założenia mogą więc pozostać te same, co w poprzednim rozdziale, z tem uzupełnieniem, co zresztą czynimy dla obu teoryj, że poziome przyśpieszenie wiatru może mieć jakąkol-

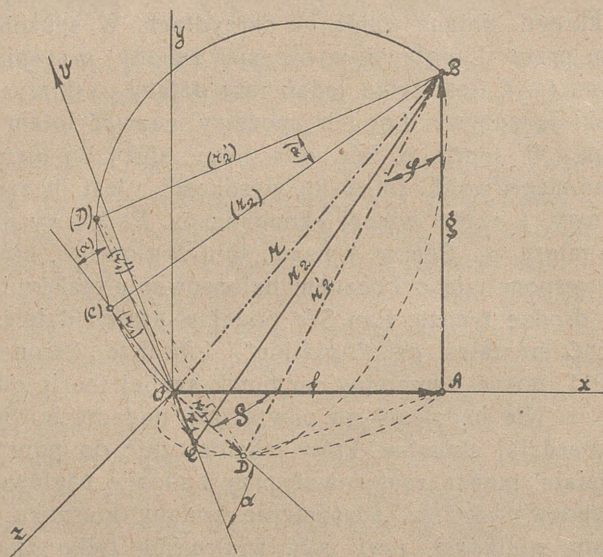


Fig. 19. Równowaga lotu w zmiennym wietrze (Sée).

wiek orientację wobec poziomej średniej szybkości wiatru, byle kierunek tegoż przyśpieszenia był stały. Analogicznie do poprzedniego rachunku możemy badać stan równowagi żaglowca względem powietrza przy danem przyśpieszeniu $\pm f$.

Fig. 19 przedstawia nam w perspektywie równowagę przy przyśpieszeniu $+f$; dla $-f$ otrzymalibyśmy figurę symetryczną względem płaszczyzny (yz) .

Środek parcia i ciężkości płatowca, znajdujący się w O , porusza się względem wiatru z szybkością jednostajną, wznoszącą się „ v “. Przyśpieszenia wskutek reakcji powietrza r_1

i r_2 dają przyspieszenie wypadkowe r , które równowazy przyspieszenie wiatru f i ciężkości g . Gdyby płatowiec poruszał się poziomo, równowaga byłaby dla reakcji, wzgl. przyspieszeń r_1^1 i r_1^2 . Na fig. 19 koło ODA , a zatem r_1^1 i f , leżą w płaszczyźnie poziomej (xz). Koło $OCDB$ leży w płaszczyźnie ukośnej, którą obracamy około OB do położenia na płaszczyźnie (xy) i oznaczamy w nawiasach $O(C)(D)B$, jako też (r_1) i (r_2) oraz (r_1^1) i (r_1^2).

Jeżeli „ v ” jest szybkością wzdłuż drogi, to szybkość pionowego wznoszenia się żaglowca będzie: $v \cdot \sin \alpha \cdot \cos \varphi$.

Z fig. 19 wyznaczmy następujące równania:

Z koła $O(C)(D)B$: 1. $r_1^2 = r_2 \cos \alpha - r_1 \sin \alpha$;

2. $r_1^1 = r_1 \cos \alpha + r_2 \sin \alpha$.

Z koła ODA : 3. $f \cos \delta = r_1^1$;

wreszcie: 4. $g = r_1^2 \cos \varphi$;

5. $f^2 + g^2 = r_1^2 + r_2^2$;

pozatem jak poprzednio:

6. $r_1 = (kx + r/S) \frac{Sg}{P} \cdot v^2 \cdot (\mu = 1)$;

7. $r_2 = ky \cdot \frac{Sg}{P} \cdot v^2$.

Przyjmijmy narazie, że kąt δ jest dany, co nam pozwoli wyznaczyć z powyższych równań $v \cdot \sin \alpha \cdot \cos \varphi$.

Z równania 1, 2 i 5 otrzymamy:

8. $\sin \alpha = \frac{r_2 r_1^1 - r_1 r_1^2}{f^2 + g^2}$.

Podstawiając za r_1^1 i r_1^2 wartości z równania 3 i 5:

$r_1^1 = f \cos \delta$,

$r_1^2 = (f^2 \sin^2 \delta + g^2)^{1/2}$,

oraz za „ v ” wartość z równania 5, 5 i 7:

9. $v = \frac{f^2 + g^2}{ky^2 + (kx + r/S)^2} \left(\frac{P}{Sg} \right)^{1/2}$,

otrzymamy:

10. $\sin \alpha = \frac{ky f \cos \delta - (kx + r/S) (f^2 \sin^2 \delta + g^2)^{1/2}}{[ky^2 + (kx + r/S)^2]^{1/2}} \cdot (f^2 + g^2)^{-1/2}$

Z równania 4, po podstawieniu wartości za r_1^2 , otrzymamy:

11. $\cos \varphi = g (f^2 \sin^2 \delta + g^2)^{-1/2}$.

Mnożąc równania 9, 10 i 11 przez siebie, otrzymamy wreszcie:

$$12. \quad v \sin \alpha \cos \varphi = \frac{k_y \cdot \frac{f \cos \delta}{(f^2 \sin^2 \delta + g^2)^{1/2}} - (kx + r/S)}{[ky^2 + (kx + r/S)^2]^{3/4}} \left[g \cdot \left(\frac{P}{Sg} \right)^{1/2} \cdot (f^2 + g^2)^{-1/2} \right].$$

Jest to więc wyrażenie analogiczne do równania 10 w teorii Langley'a i różni się tylko współczynnikiem przy „ ky ” w liczniku. Zamiast f/g , mamy tutaj:

$$\frac{f \cos \delta}{(f^2 \sin^2 \delta + g^2)^{1/2}} = d.$$

Dla $\delta = 0$, $\cos \delta = 1$, $\sin \delta = 0$, więc wartość $d = f/g$, co jest zresztą widoczne, gdyż wtedy płatowiec wznosi się równoległe do przyspieszenia. Z chwilą zmiany przyspieszenia, musiałby się płatowiec obrócić w płaszczyźnie poziomej o 180° . Okresy zmian tych są bardzo krótkie, tak, że praktycznie, ze względu na moment bezwładności względem osi obrotu, byłoby to niemożliwe. Przeciwnie, kąt δ powinien być możliwie bliski $\pi/2$, dla granicznej wartości $\delta = \pi/2$ płatowiec nie miałby do wykonania żadnego zwrotu przy zmianie kierunku przyspieszenia. Jednak dla $\delta = \pi/2$, $\cos \delta = 0$, a wobec skończonych wartości f , $d = 0$, a $v \sin \alpha \cos \varphi$ będzie ujemne, czyli musi nastąpić opadanie.

Dla wartości δ bliskich $\pi/2$, np. $\delta = 80^\circ$, płatowiec musi wykonać stosunkowo mały zwrot o 20° w płaszczyźnie poziomej, przyczem w obu taktach będzie się mógł wznosić. Dla naszego poprzedniego przykładu, gdzie $f = \pm 6$ m/sek, $\frac{P}{S} = 6$, $r/S = 0.001$ i skrzydła RA51, załóżmy, że moment bezwładności płatowca przy obrocie w płaszczyźnie pionowej jest ten sam, co w płaszczyźnie poziomej. Wykazaliśmy przy locie według Langley'a konieczność obrotu w płaszczyźnie pionowej o 30° przy zmianie przyspieszenia z $(+6)$ na (-6) . Przyjmijmy, że o ten kąt obracamy teraz przy zmianie przyspieszenia w płaszczyźnie poziomej. W takim razie: $2 \cdot (90 - \delta) = 30^\circ$, czyli $\delta = 75^\circ$. Dla stałego „ d ”, $v \sin \alpha \cos \varphi$ jest funkcją kąta natarcia „ i ”, wzgl. kx i ky . Fig. 20 przedstawia nam przebieg tej funkcji dla $f = \pm 6$ i $\delta = 75^\circ$.

Jak widzimy, szybkość wznoszenia osiąga dla pewnego kąta natarcia swe maximum. Kąt ten zależy także od wielkości przyspieszenia. Ale co najważniejsze, funkcja ta ma

w okolicy swego maximum przebieg o wiele łagodniejszy, leżący właśnie w granicach kątów natarcia najczęściej stosowanych. Wreszcie lot ten odbywa się stale z jedną i tą samą szybkością, którą nazwiemy szybkością stanu (regime). Niema tu ustawicznej zmiany energii potencjalnej i kinetycznej, niema więc dodatkowych strat i dodatkowej trudności sterowania. Jeżeli przy locie według Langley'a średnia szybkość wznoszenia się pionowego w najlepszym razie wynosiła 1.50 m/sek, jeżeli dalej przyjmiemy jako wydajność poprzednio określoną 50%, to otrzymamy praktyczną średnią szybkość wznoszenia się dla lotu Langley'a $v_{po} = 0.75$ m/sek, dla lotu według p. Sée z fig. 20, $(0.27 \cdot 2.25) = v'_{po} = 0.61$ m/sek.

Jest ona dla przyspieszenia ± 6 mniejszą, ale stosunek obu szybkości polepsza się stale na korzyść lotu Sée dla przyspieszeń mniejszych od $f = \pm 6$. Jest to względem bardzo ważny, bo przyspieszenia ± 6 występują jedynie przy silnych wiatrach, zazwyczaj mamy do czynienia ze znacznie mniejszymi zmianami. Dla $f = \pm 3$ m/sek, jak widzimy z fig. 17, lot według Langley'a, nawet abstrahując od spadania w czasie zmiany kąta natarcia, nie jest możliwy. Według p. Sée, poziomy lot identycznym żaglowcem w tych warunkach jest możliwy i to przy $\delta = 80^\circ$, to znaczy, że wystarczy zwracać aparat o trochę więcej od 20° w płaszczyźnie poziomej, ażeby zrekompensować straty w czasie zwrotu i utrzymać lot poziomy.

Przy locie poziomym $v \sin \alpha \cos \varphi = 0$, ponieważ $\alpha = 0$. Z równania 12 otrzymujemy:

$$\cos \delta = \frac{kx + r/S}{[ky^2 + (kx + r/S)^2]^{1/2}} \cdot \left(\frac{f^2 + g^2}{f^2} \right)^{1/2}.$$

Jeżeli jako kryterjum dobroci żaglowca uważać będziemy kąt zwrotu w płaszczyźnie poziomej przy danym f , to z powyższego równania wynika, że kąt ten będzie najmniejszy, wzgl. δ największe dla żaglowca, którego $\left(\frac{kx + r/S}{ky} \right)$ min będzie najmniejsze. Zależec to będzie od dobroci skrzydła i od oporu szkodliwego, czyli finesy żaglowca.

Pozostaje jeszcze obrót skrzydeł o kąt 2φ . Kąt φ , jak wynika z równania 11, zależy jedynie od przyspieszenia i kąta δ . Dla naszego przykładu, t. j. dla $f = \pm 6$ i $\delta = 75^\circ$ otrzymujemy $\varphi = 30^\circ$. Płatowiec musi więc równocześnie

obrócić skrzydła około swej osi podłużnej o 60° . Dla ptaka, który ma skrzydła ruchome we wszystkich kierunkach, możliwym jest ustawienie skrzydeł samych, co znacznie zmniejsza czas obrotu; być może, że i żaglowce nie poprzestaną na skrzydłach ruchomych jedynie w płaszczyźnie pionowej. Pan Séé w swojej teorii wysuwa hipotezę, że lot tego rodzaju jest do pewnego stopnia automatycznym, że ptak nie potrzebuje wyczuwać zmian wiatru, gdyż przy zmianie przyspie-

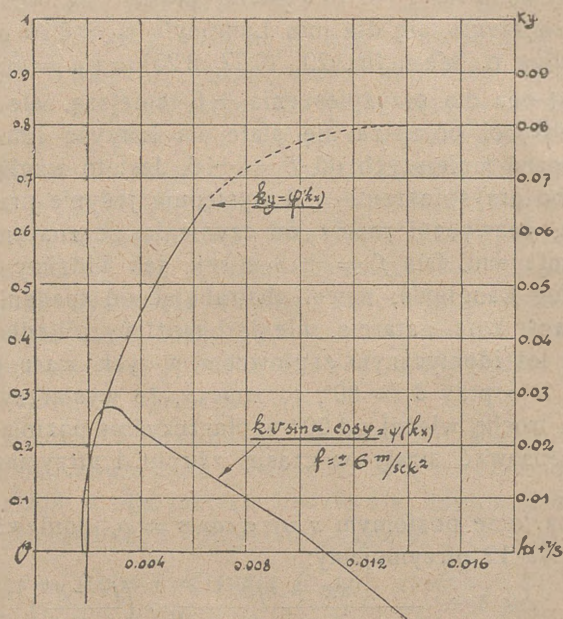


Fig. 20. Szybkość wznoszenia w zmiennym wietrze.

szczenia obrót o $\sphericalangle 2\varphi$ następuje automatycznie, wskutek \sphericalangle formy skrzydeł, wzgl. odchylonych ku górze lotek żaglowców.

W nowszej literaturze fachowej niema dotychczas opracowanej teorii tego rodzaju lotu, jednakowoż posiada on pierwszorzędne znaczenie, na dowód czego przytoczymy zdanie jednego z poważnych teoretyków lotnictwa, inż. Klemperer'a, które jest dla nas zupełnie miarodajne, przedewszystkiem z tego względu, że inż. Klemperer'e jest sam pilotem i sam

ustanowił pierwsze rekordy lotu żaglowego w Rhön¹⁾. W „Luft-fart“ № 25, 1921 powiada inż. Klemperer:

„Na podstawie teoretycznych rozważań i osobistych praktycznych doświadczeń, przychodzę do przekonania, że przy wielu w Rhön wykonanych lotach zrealizowano lot żaglowy „dynamiczny“ (t. j., że abstrahując od wiatru wznoszącego, zużytkowano energję atmosferyczną) chociaż może tylko w niewielu wypadkach można porównać ten zysk energii z zyskiem z wiatru wznoszącego i że *najsukuteczniejszymi ze zwrotów przy locie żaglowym są zmiany kierunku lotu (Kursanderungen) w rytmie zmian wiatru (Böen).*

O ile rozchodzi się o ruch pławowca względem ziemi, wystarczy złożyć ruch tegoż względem wiatru z ruchem wiatru względem ziemi. Droga jaką odbywać będzie pławowiec w locie Langley'a będzie się składała z paraboli w płaszczyźnie pionowej, abstrahując od obrotu dla zmiany kąta, w locie zaś p. Séé droga ta będzie paraboliczną w płaszczyźnie poziomej.

Lot śrubowy czyli kołowy.

Nie chcemy w tym rozdziale podawać tak licznych teoryj lotu żaglowego, opartych na locie krążącym ptaków, nie będziemy cytowali opisów tego lotu. Każdy z nas miał napewno często sposobność sprawdzenia na własne oczy, że ptaki większe krążą nieraz całemi godzinami w powietrzu. Chcemy jedynie wykazać na podstawie dwóch poprzednich rozdziałów, że lot ten jest pod względem zysku wysokości najwydatniejszy.

Jest on możliwy we wietrze wznoszącym i według prof. Lanchester'a ptaki krążą nieraz dlatego w jednym miejscu, ażeby nie oddalić się od wiatru wznoszącego o charakterze lokalnym.

Jest on również możliwy przy przyspieszonym wietrze poziomym. Udowodniać tego nie potrzebujemy, gdyż wiemy, że przyspieszenia wiatru można wykorzystać także przy kierunku lotu skośnym do kierunku przyspieszenia. Wyobraźmy sobie, że żaglowiec w pewnym czasie znajduje się w położeniu opisanem w poprzednim rozdziale, t. j. przy $+f=6$ leci

¹⁾ Berichte u. Abhandlungen der Wissenschaftl. Th. Dreisch: Der Segelflug der Vögel u. die Theorien

Ges. für Luftfahrt. zu seiner Erhaltung

skośnie pod kątem δ , wznosi się pod kątem α i wychyla się o kąt φ . Zamiast lecieć dalej prosto, płatowiec skręca tak, że kąt δ maleje, przyczem zachowuje swój kąt natarcia i swoją szybkość wzdłuż drogi. Z równania 10 i 11 wynika, że przytem zwiększy się kąt wznoszenia α i zmniejszy się kąt wychylenia φ aż wreszcie dla $\delta=0$, kąt α osiągnie wartość maksymalną, kąt zaś $\varphi=0$. Potem niech płatowiec skręca znów w tym samym kierunku aż do $\delta=90^\circ$. W tym momencie niech się zmienia przyspieszenie wiatru z $f=6$ na $f=-6$. Przy przyspieszeniu $f=-6$ płatowiec skręca dalej w koło, przechodzi przez wartość maksymalną dla $\delta=0$, w momencie zmiany przyspieszenia z -6 na $+6$ niech znów $\delta=90^\circ$ i t. d. Jasnym jest, że zysk wysokości przy tym sposobie lotu będzie największy. Dla $\delta=75^\circ$ szybkość wznoszenia wynosiła $0\cdot61$ m/sek dla $\delta=0$ odczytamy na fig. 17 szybkość wznoszenia dla tegoż samego kąta natarcia wzgl. szybkości wzdłuż drogi wynosić będzie $V_p(\delta=0)=2\cdot7\cdot22\cdot5=6\cdot1$ m/sek, średnia zaś szybkość wznoszenia bez uwzględnienia, jak poprzednio zresztą, opadania w czasie zmiany przyspieszenia, wynosić będzie
$$= \frac{6\cdot1 + 0\cdot67}{2} = 3\cdot35 \text{ m/sek.}$$
 Jest to wartość bardzo

wysoka w porównaniu z poprzedniami. Ilustruje to dokładnie korzyści tego lotu pod względem zysku wysokości.

Lot ten będzie możliwy nawet przy bardzo małych przyspieszeniach, gdzie ani lot krzyżowy ani Langley'a nie da rady. Wszystkie też obserwacje potwierdzają, że ptaki dla prędkiego wzbicia się w górę zataczają kręgi. Wielkość tych kręgów musi być przytem taka, żeby jeden skręt wypadł na cały okres zmiany przyspieszenia. Trudnem to zbytnio nie jest, jeżeli zgodzimy się na pewną średnią regularność zmian. Zwracamy jednak uwagę na to, że przy małych kręgach i dużej szybkości wzdłuż drogi komplikuje sprawę siła odśrodkowa. Wychylenie bowiem skrzydeł, według wyłuszczonego w poprzednim rozdziale praw, musi się zmieniać w jednym skręcie 4 razy, przyczem w dwóch wypadkach byłoby ono przeciwne wychyleniu, wymaganemu przy skrętach ze względu na siłę odśrodkową. Najkorzystniej więc przedstawi się krążenie jedynie wtedy, gdy szybkość wzdłuż drogi będzie małą, t. z. małe obciążenie powierzchniowe. Ponieważ zaś w równaniu 12 szybkość wznoszenia się pionowego jest

wprost proporcjonalna do $\left(\frac{P}{S}\right)^{1/2}$, więc będzie istniała pewna wartość obciążenia powierzchniowego, dająca najlepsze rezultaty przy locie śrubowym.

Tak więc poznaliśmy trzy rodzaje lotu żaglowego, w poziomym, zmiennym wietrze, które można stosować przy dziesięjszych aparatach żaglowych i co do których możemy postawić następujące twierdzenie:

1-o) Z punktu widzenia jaknajwiększej przeciętnej szybkości wznoszenia przyznać trzeba pierwszeństwo lotowi krążącemu (śrubowemu), wymagającemu najmniejszych przyspieszeń.

2-o) Z punktu widzenia dalekich przelotów przyznać należy pierwszeństwo lotowi krzyżowemu p. Sée, bo jest łatwy i praktyczny, pozwalający na podróż w każdym kierunku niezależnie od średniej szybkości wiatru.

3-o) Lot według terji Langley'a o ile jest możliwy, o tyle jest też trudny do zrealizowania, niebezpieczny zwłaszcza w bliskości ziemi, męczący i wymagający największych przyspieszeń. Jedynie przy burzach, gdzie występują przyspieszenia ponad 10 m/sek², na znacznej wysokości od ziemi można go stosować ze względu na stosunkowo wielką średnią szybkość poziomą przeciw wiatrowi.

Teorja wiatru pulsującego poziomo.

Trzecia zmiana wiatru, t. j. zmiana kąta wznoszenia się, czyli nachylenia do poziomu, wskutek przyspieszenia pionowego była również podstawą teorji lotu żaglowego. Już Otto Lielienthal znalazł doświadczalnie, że wypór pionowy w naturalnym wietrze płaszczyzn nośnych był tak wielki, jakgdyby wiatr ten miał stały kierunek wznoszący, średnio o $3\frac{1}{2}^{\circ}$. Pomiary, jakie w celu dokładniejszego poznania tego zjawiska, przedsięwziął Otto Lielienthal przy pomocy chorągiewek, utwierdziły go w przekonaniu, że naturalny wiatr ma zawsze średnią szybkość wznoszącą o $3\frac{1}{2}^{\circ}$ do poziomu. Jeden z takich djagramów podaliśmy poprzednio. Twierdzenie Lielienthala nie zdołało utrzymać się, wobec tak

oczywistego zarzutu, że wskutek ciągłego odpływu powietrza ku górze zabrakłoby go w końcu przy ziemi. Błąd w pomiarach Lielienthala wynikał stąd, że chorągiewki nie mierzą szybkości, lecz ciśnienie, które jest proporcjonalne do kwadratu szybkości, tak, że średnie ciśnienie nie może być miarą średniej szybkości. O ile więc istnieje wiatr wznoszący, musi istnieć również wiatr opadający, może to się dziać w różnych miejscach w tym samym czasie, jak poprzednio wykazaliśmy wskutek konfiguracji terenu, lub w jednym miejscu w różnych czasach, t. j. w kolejnej zmianie. Nie zmienia to jednak w niczem stwierdzonego faktu, że wiatr przyśpieszony pionowo, daje wypór większy.

Teoretyczne wytłumaczenie powstawania tych przyśpieszeń i wpływu tego na wypór pionowy, znajdujemy przede wszystkim u wiedeńskiego prof. Knoller'a¹⁾, który w r. 1909 ogłosił swoją teorię w „Flug u. Motortechnik“ Nr. 29. Wiedeń, gdzie twierdzi, że powietrze porusza się w skośnych falach, przez co wypór pionowy płaszczyzny może się zwiększyć o $\frac{1}{6}$ swej wartości jaką ma w powietrzu stale poziomem.

Inż. dr. A. Betz²⁾ przyjmuje, że średnia szybkość powietrza jest poziomą i że zostaje odchyłoną ku górze i następnie ku dołowi perjodycznie. Wykazuje następnie, że zwiększa to wypór skrzydła sztywnego, a przy skrzydle elastycznym osiąga jeszcze większy skutek. Prof. Prandtl porównywa w artykule: „Bemerkungen über den Segelflug, S 210. 1922. Z. F. M.“ działanie zmiennego pionowo wiatru na elastyczne skrzydło, do działania propulsywnego rybiego ogona. Jeżeli bowiem do boków łodzi przytwierdzimy elastyczne długie płytki, których wolny koniec ugina się pod działaniem fali ku górze lub dołowi, to wskutek ugięcia otrzymamy jako składową napięcia, w obu wypadkach poziomą siłę popędową. Najnowsze typy żaglowców oparte są na tej zasadzie, a w nowej literaturze fachowej spotyka się zdania, że dla żaglowców nadają się tylko skrzydła elastyczne.

W № 19/20 Z. F. M. z 1922 r. oblicza W. Hoff, o ile więcej musi żaglowiec pobrać energii z wiatru pulsującego

¹⁾ Th. Dreisch. Der Segelflug der Vögel u. die Theorie zu seiner Erklärung.

²⁾ Zeitschrift f. Flugtechnik u. M. S. 269. Ein Beitrag zur Erklärung des Segelfluges.

pionowo, w porównaniu z potrzebną energią przy wietrze stale wznoszącym. Dla żaglowca niemieckiego „Vampyr“ potrzebną jest do lotu poziomego przy stale wznoszącym wietrze dzielność 1·90 HP. Przy wietrze pulsującym pionowo potrzebna byłaby dzielność 2·34 HP., czyli ca. o $\frac{1}{4}$ więcej.

Major Eyb (Fliegerhandbuch, Berlin 1918), przyjmuje, że rotujący około swej osi poziomej wir powietrza przechodzi w ruch falowy. Nie wystarczałoby to jednak do zysku wysokości, dlatego przypuszcza, że ptak zwiększa powierzchnię i krzywiznę profilu skrzydła przy uchwyceniu fali wznoszącej i motywuje swoje przypuszczenie tem, że oba te działania wymagają u ptaka uruchomienia tylko jednego ścięgna.

Nadzwyczaj interesujące pomiary z wiedeńskiego laboratorium aerodynamicznego ogłosił p. R. Katzmayr w Z. F. M. z r. 1922 str. 80 i 95 „Über das Verhalten von Flügelflachen bei periodischen Änderung der Geschwindigkeitsrichtung“. Pan Katzmayr ustawiał skrzydła w strumieniu pulsującym prostopadle do płaszczyzny, czyli zmieniającym swój kierunek wobec cięciwy skrzydła. Ilość pulsacyj wynosiła od 30 do 100 na jedną minutę. Nie grała ona jednak wielkiej roli. Natomiast amplituda zmiany kierunku prądu miała wielkie znaczenie. Pan Katzmayr robił pomiary, stopniowo zwiększając amplitudę harmoniczną zmiany kierunku wiatru, np. przy $\pm 4^\circ$, 5° , 7° , aż do $\pm 12^\circ 30'$. Okazało się przytem, że ze wzrostem amplitudy aerodynamiczne własności skrzydła znacznie się polepszają, to znaczy, że dla danego kąta natarcia stosunek $\frac{k_x}{k_y}$ przy zmiennym kierunku wiatru zmniejszał się.

Dla grubych profilów (Göttingen 413) i dla małych kątów natarcia, znalazł p. Katzmayr opór czołowy negatywny, czyli popęd, przy równoczesnym pozytywnym wyporze. Rzecz niespodziewana, gdyż znaczy to, że skrzydło takie otrzymałoby propulsję i wypór w tych warunkach bez pracy własnej, a raczej mogłoby jeszcze wykonać pracę przy swym ruchu jednostajnym, pokonywając jakiś opór dodatkowy, np. opór kadłuba. Dalej okazuje się, że istnieje pewna krytyczna wartość amplitudy, po przekroczeniu której własności skrzydła pogarszają się. Dla skrzydła G. 413 wynosi ona $\pm 11^\circ$ zmiany kierunku wiatru. Na pozór zdawałoby się, że rezultaty te nie ulegną zmianie, gdy zamiast zmieniać kierunek strumienia

powietrza, zmieniać będziemy harmonicznie kąt natarcia skrzydeł. Otóż znów niespodzianka. Okazało się bowiem, że zmiany takie znacznie pogarszają polarną skrzydła, i to niezależnie od tego, czy strumień powietrza był stały, czy też kierunek jego zmieniał się z pewną różnicą faz harmonicznie.

Zupełnie identyczne warunki mamy przy zmiennym kierunku wiatru względem poziomu przy locie żaglowym. O ileby amplituda takiej zmiany wynosiła ca. 9° , ilość zmian minimum ca. 30 na minutę, to według rezultatów doświadczeń p. Katzmayr'a wystarczyłoby to nie tylko do lotu poziomego, lecz nawet do stałego zysku wysokości lotu.

Uwagi.

Problem lotu żaglowego został w zasadzie rozwiązany i znajduje się na najlepszej drodze rozwoju. Teoretyczne podstawy wyłuszczyliśmy w poprzednich rozdziałach, uwzględniając jedynie te sposoby lotu, które przy dzisiejszym rozwoju techniki żaglowców, mogą być zastosowane praktycznie. Nie przesądzając możliwości istnienia innych sposobów lotu, ani nie przesądzając tego, który z powyżej podanych zajmie stanowisko dominujące, chcemy wskazać na jedną cechę wspólną wszystkim, tak zresztą różnorodnym, sposobom żaglowania. Jest nią zależność ruchów aparatu od chwilowych zmian atmosferycznych. Pilot musi wyczuć zmianę przyspieszenia, ponieważ trwa ona kilka sekund jedynie, nie ma czasu na próby, musi odruchowo znaleźć paradę sterami, a od stopnia tejże zależności będzie ilościowy wynik. Trudno przypuścić, żeby człowiek potrafił dorównać w tem ptakowi, bez odpowiednich przyrządów, zastępujących siatkę nerwową skrzydeł i ośrodki refleksji ptaka.

Inż. Klemperer zaznacza kilkakrotnie jak ważną rolę odgrywać muszą instrumenty specjalne dla żaglowców. Przy swoim rekordowym locie d. 30 sierpnia 1921 r. posługiwał się on skonstruowanym przez siebie instrumentem wskazującym obciążenia skrzydeł oraz szybkościomierzem, przystosowanym specjalnie dla tak małych szybkości. Przyczem szybkościomierz służył mu jako kontrola, czy zysk wysokości nie odbył się kosztem szybkości, cyfra zaś obciążenia skrzydeł wskazywała chwilowy wypór. „Niestety—skarży się inż. Klemperer—instrumenty te nie są w stanie zapowiadać najbliższych zmian wiatru.

Brakuje nam jeszcze sławnego wiatroczołka (Böenföhler)⁴. Inż. Klemperer obserwował podczas lotu ruchy muszek, motyli, chrząszczy, liści i t. p.; o ile zauważył różnice lokalne, starał się je zużytkować. Przedtem wspomnieliśmy o korzyściach, jakie wynikają z ruchomych skrzydeł. Dodajmy teraz, że służą one również do zapowiadania zmian wiatru, gdyż każdą zmianę odczuwa pilot bezzwłocznie w rączce sterowej. Istnieje wreszcie możliwość, przynajmniej w pewnych granicach, wykorzystania automatycznego każdej zmiany. Już dzisiaj, jako zapowiedź tego, zacytować możemy zapatrywanie fachowców, że przy żaglowcach należy stosować skrzydła elastyczne, dające automatycznie siłę popędową przy pionowej pulsacji wiatru. Jak widzimy, są to różne punkty widzenia przy tym samym problemie. Problem to zasadniczy i doniosły, może decydujący o przyszłości całej sprawy.

Niemniej ważnem jest poznanie struktury wiatru, ustalenie, które zmiany tworzą wskutek swej wielkości, częstości, wreszcie wydajności, praktycznie najpewniejszą podstawę lotu żaglowego. Jest to zadanie meteorologii. W dalszym ciągu, dla eksploatacji lotu żaglowego, potrzebnem jest wyznaczenie lokalnych warunków atmosferycznych, uwzględniające zmiany w ciągu pór roku, miesięcy, wreszcie tygodni, lub też zmiany lokalne w związku z warunkami atmosferycznymi, określonymi biuletynami głównych stacyj meteorologicznych. Prace te powinny być bardzo szczegółowe, pozwalające na dokładne określenie „konfiguracji“ warstw powietrznych, pod względem kierunku, siły i przyspieszeń wiatru. Zdaniem niektórych meteorologów, siła wiatru rośnie z wysokością i osiąga przy wysokości ca. 200 m swe maximum, równocześnie rosną też przyspieszenia wiatru. Zestawienie lokalnych obserwacji dla całych obszarów pozwoliłoby w miejscach, sprzyjających lotowi żaglowemu, na zysk wysokości, który następnie zużyłoby można do przebycia miejsc niekorzystnych. P. W. Linke^{*)} przypuszcza, że żaglowce będą mogły wykorzystać prądy wznoszącego powietrza pod chmurami „cumulus“ i będą podróżowały od jednej chmury do drugiej.

Nie chcemy snuć fantazyj, chociaż są one tak pociągające; obawiamy się, żeby rzeczywistość nie skompromito-

^{*)} Z F. M. 1922, s. 285.

wała nas, realizując więcej, niżby nawet genjusz Vernego mógł wyobraźnią objąć. Nie możemy podać nawet w streszczeniu zapatrywań uczonych i laików w odniesieniu do lotu żaglowego, a w szczególności co do przyszłości tegoż, gdyż musielibyśmy napisać osobną księgę, znacznie obszerniejszą od naszej książeczki. Niech nam wolno będzie podać tylko kilka punktów, co do których wszyscy się zgadzają, odnoszących się nie do przyszłości, której przewidzieć nikt nie zdoła, lecz do teraźniejszego lotu żaglowego.

1. Pod względem technicznym, lot żaglowy doprowadzi do nadzwyczaj ekonomicznych płatowców, o niebywałej dotąd doskonałości formy, które przy małych silnikach staną się powszechnym środkiem komunikacji, które wreszcie zwiększą w znacznym stopniu bezpieczeństwo lotu, wskutek przystosowania maszyn i personelu do lotu bezsilnikowego.

2. Pod względem sportowym posiada on pierwszorzędną znaczenie, gdyż jest nadzwyczaj pociągający i dostępny dla każdego. Młode pokolenie, którego sport ten będzie udziałem, będzie najskuteczniejszym propagatorem idei lotniczych. Prof. Pröll przypuszcza, że z czasem, przy spopularyzowaniu tego sportu, pilotowanie żaglowca nie będzie trudniejsze do nauczenia od jazdy na nartach.

3. Lot żaglowy jest najlepszą i najtańszą szkołą dla personelu latającego na płatowcach silnikowych. Wyczuwanie zmian wiatru i sterowanie podtrzymujące lot, podnosi znacznie poziom wyszkolenia lotniczego pilotów, daje najodpowiedniejszy trening dla pilotów rezerwy, przez swą dostępność stwarza ciągły napływ świeżych sił.

W końcu zaznaczymy, że są to zdania najbardziej powściągliwe i... wypowiedane przed wynikami, przez nikogo nieoczekiwanymi, ostatnich konkursów.

Dzisiaj może wielu zmieniło swoje poglądy, tylko z przyczyny wyżej podanej nie wyraża tego głośno.

Część II.

Opis budowy żaglowców.

Współczesne żaglowce i ślizgowce cechuje w pierwszym rzędzie ogromna różnorodność formy, charakterystyczna dla każdego okresu przejściowego. W tem dążeniu do formy najodpowiedniejszej odnajdujemy dwa zasadnicze kierunki. Pierwszy, biorący za punkt wyjścia ustaloną formę płatowca silnikowego, która przechodzi następnie ewolucję w pewnych swych częściach składowych, drugi, szukający form nowych, dotąd nie spotykanych, wzgl. zarzuconych.

Z tego punktu widzenia musimy podzielić dzisiejsze żaglowce na 3 klasy:

1. Żaglowce typu płatowcowego. Są to płatowce z których zdjęto silnik, przesunięto dla wyrównania ciężaru płaszczyzny lub siedzenie pilotów, wreszcie powiększono stabilizatory. Do takich należą: Farman jednopłatowiec „Moustique“ i Farman dwupłatowiec „Sport“, Potez dwupłatowiec, L. Clément trójpłatowiec.

2. Żaglowce typu płatowcowego, budowane ad hoc, najczęściej jednak mające otrzymać później słaby silnik i śmigło. Typowym przedstawicielem tego jest aparat Belanger-Denhaut. Inne aparaty są budowane słabiej, tak, że wymagałyby przy takiej adoptacji pewnych wzmocnień. W tej grupie znajdujemy również jedno, dwu i trójpłatowce, o kadłubie zamkniętym i w formie kraty, z podwoziem na kołach i łyżwach. Jako jeden z etapów ewolucji tej grupy należy uważać przystosowanie organów sterowych, a więc sterowanie pionowe przy pomocy płaszczyzn nośnych, boczne przy pomocy klap i t. d. Jest to grupa najliczniejsza.

3. Żaglowce typów nowych. Tu należy wymienić w pierwszym rzędzie rekordową maszynę P. Peyret tandem—jednopłatowiec, następnie inż. Klemperera kaczkę jednopłatową, jednopłatowiec p. Louis de Monge i jednopłatowiec v. Lösd.

Podział ten naturalnie nie może być ścisły, ułatwi nam tylko zorientowanie się w monografiach poszczególnych żaglowców. Możliwe zamiast tego, podzielić aparaty bez silnika na żaglowce i ślizgowce, tak też dzielą je komisje techniczne przy konkursach. Umyślnie nie wprowadzamy tego podziału, gdyż właściwie oznacza on zawsze dyskwalifikację.

Są to albo aparaty sterowane zapomocą ruchów ciała pilota, więc nie nadające się do lotów ślizgowych w szerszym pojęciu, jedynie do lotów wzdłuż zbrocza na małej bardzo wysokości, lub też aparaty przeciążone na jednostkę powierzchni, wreszcie o niedostatecznej stabilizacji.

W monografiach podajemy opis, daty konstrukcyjne zaś znajdują się zebrane w dwu tablicach, dla aparatów francuskich i niemieckich. Podajemy tylko aparaty najlepsze, względnie charakterystyczne.

Grupa pierwsza.

1. Żaglowiec Farman „jednopłatowiec“ pochodny „Moustique“ (fig. 21) o powiększonych skrzydłach i lotkach, kadłub z dychty na dwu małych kołach. Płatowiec ten pilotowany przez Bossoutrot zyskał trzy główne, pierwsze nagrody. Skrzydło tego płatowca waży 1.4 kg/m^2 , kadłub 20 kg. Jest to jeden z najlżejszych płatowców.

2. Żaglowiec Farman „dwupłatowiec“ pochodny „Sport'u“. Jest to ten sam aparat, którym Bossoutrot zeszłego roku uzyskał największą różnicę szybkości, jedynie o zmienionej stabilizacji wskutek wyjęcia silnika.

3. Żaglowiec Potez dwupłatowiec pochodny typu VIII P z silnikiem Anzani 60 H. P. Jest on przebudowany i lżejszy. Kadłub waży 60 kg z podwoziem na kołach, skrzydło 50 kg ze słupkami i linkami, czyli ca. 2.4 kg/m^2 . Kadłub o przekroju prostokątnym, konstrukcji drzewnej o podłużnicach i poprzeczkach, krytych dychtą. Skrzydła mają ustawienie V i skrzydło górne można przestawiać dla regulacji środka parcia. Płozą zwyczajną z amortyzacją. Płatowiec ten wykazał bardzo dobre własności w locie żaglowym.

4. Żaglowiec Louis Clément „trójpłatowiec“ (fig. 22). Jest to aparat, który figurował w Salonie 1921 r. Trójpłatowiec ten jest bardzo oryginalnej konstrukcji, całkowicie metalowej. Kadłub jest wykonany z rur stalowych spawanych i spiętych. Dwa koła umieszczone na końcach dolnego skrzydła, trzecie z przodu, z tyłu płoza sprężynowa. Skrzydła z duraluminjum. Dolne 2 płaszczyzny są stałe, górna służy jako lotki. Jest on bardzo krótki, o małej rozpiętości i miał być bardzo zwrotny. Aparat ten wykonał liczne krótkie wzloty.

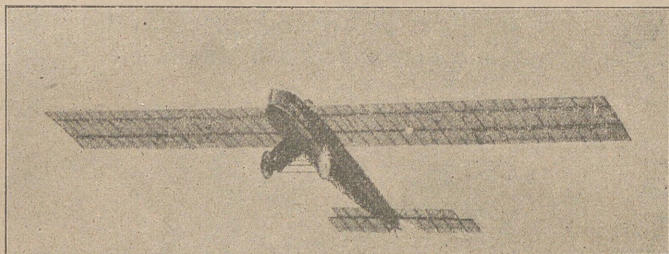


Fig. 21 Żaglowiec „Farman-Moustique“.

5. Żaglowiec Bonnet-Clément, zbudowany specjalnie dla konkursu żaglowców jest zwyczajnym dwupłatowcem o jednej parze słupków, na łożwach, skrzydła ustawione pod kątem V około 16° . Siedzenie pilota przed skrzydłem.

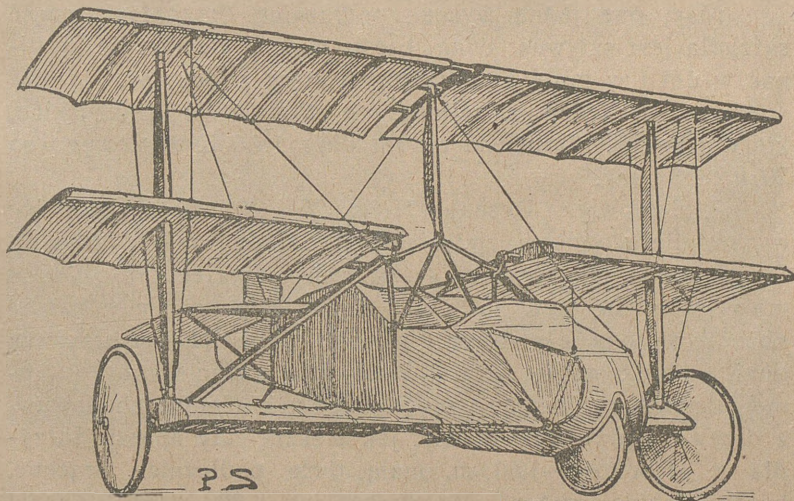


Fig. 22. Trójpłatowiec L. Clément.

Grupa druga

6. Żaglowiec „Devoitine“ (fig. 23 i 24). Jednopłatowiec o kadłubie z drzewa, zakończonym z przodu miską twardą z dykty, celem ochrony pilota przy upadku. Kadłub spoczywa na dwu kołach i zniżonej do nich płozie, które można zamienić na łyżwy. Skrzydło jest elastyczne, składa się z dwu części bocznych i małej płaszczyzny środkowej złączonej z kadłubem, której otwór przepuszcza głowę pilota siedzącego w pierwszej trzeciej części kadłuba. Skrzydło ma gruby profil i jest wolne od linek pomocniczych. Skrzydła można do transportu złożyć, nie demontując ich całkowicie.

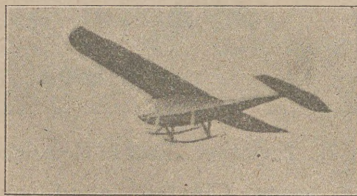


Fig. 23. Żaglowiec „Devoitine“.

Mają one jedną wysoką podłużnicę. Przednia $\frac{1}{3}$ część skrzydła jest sztywna, tylną część można elastycznie wygiąć w dół i w górę. Stabilizatory i stery zwyczajne.

Jest to jeden z najlepszych żaglowców francuskich, który ustanowił francuski rekord długości lotu żaglowego na 20 min. 31 sek.

7. Żaglowiec „Deshayes“ (fig. 25 i 26). Jednopłatowiec o skrzydle mogącym zmieniać kąt natarcia między 0° i 6° . Dzieje się to przy pomocy gumowych sprzęgieł, tak, że pilot może w czasie lotu nastawiać skrzydła, przyczem w każdej pozycji są one umocowane pewnie. Skrzydła przytrzymują linki, a słupki wspierające linki są przy zmianie kąta ruchome pionowo, żeby nie rozregulować linek. Kadłub zbudowany z drzewa, nadzwyczaj mocny, jak zresztą cały aparat. Skrzydła o głębokości 1,80 m, mają dwie podłużnice drażone, bardzo lekkie, ważące nie więcej jak 2.200 wzgl. 2.350 kg przy długości ca. 7,50 m.

Podwozie tworzą 3 koła, dwa z przodu kadłuba, trzecie w środku zaopatrzone jest w hamulec. Sterowanie zwyczajne, t. z. lotki w płaszczyznach, stabilizatory i stery wysokościowe i boczne.

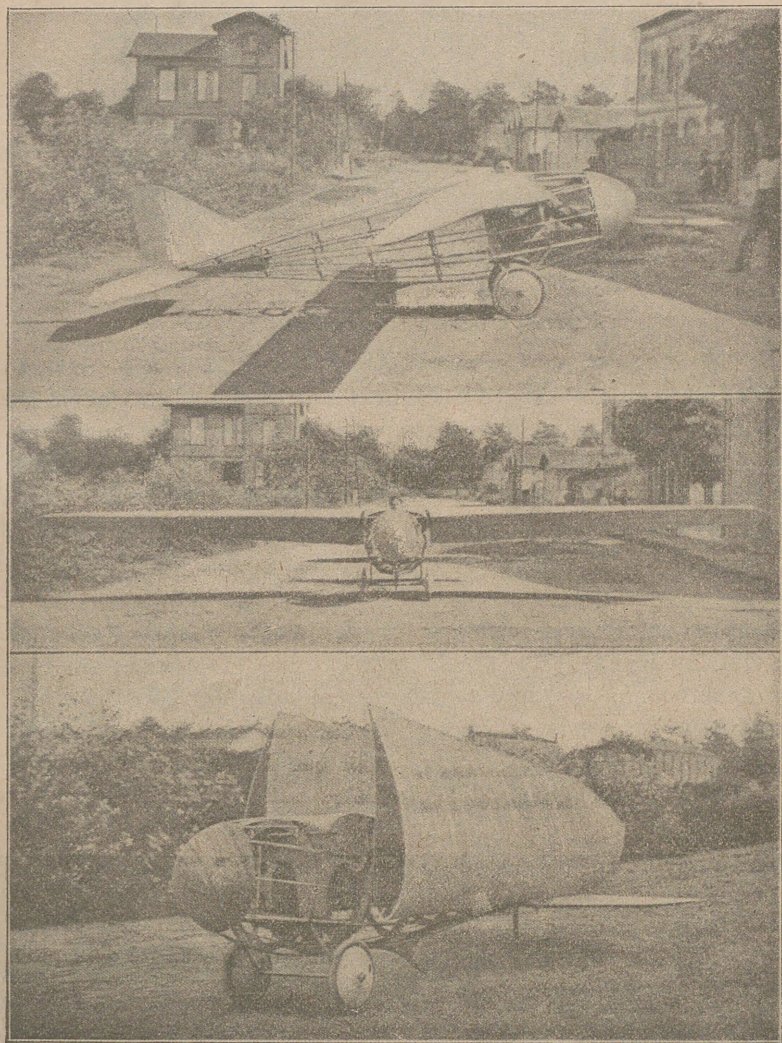


Fig. 24. Żagłowiec „Devoitine“

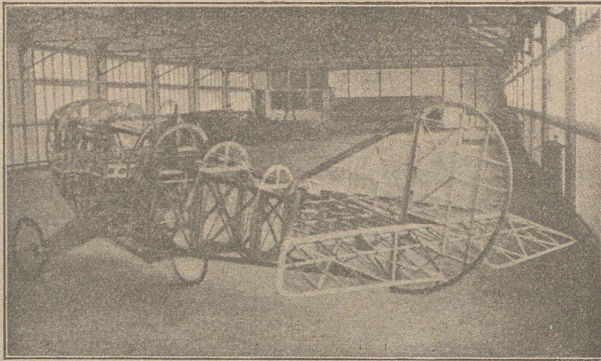


Fig. 25 Kadłub żaglowca „Deshayes“.

8. Żaglowiec Levasseur-Abrial (fig. 27 i 28). Jest to jednopłatowiec o skrzydle grubym bez linek, ściągającym się ku końcom. Kadłub, z którego wyrastają skrzydła, jest prostokątny, konstrukcji drzewnej. W przodzie kadłuba znajduje się siedzenie pilota. Pod kadłubem łożwy jesionowe, które później zastąpiono podwoziem i kołami. Próby w tunelu wykazały jako finesę $\frac{k_x + r/S}{k_y} = 1/15$ dla kąta 1° . Płatowiec ten osiągnął minimalną szybkość opadania 0.33 m/sek. Rachunek statyczny wykazuje pewność pięciokrotną. Oprócz podanych w zestawieniu, możemy podać następujące dane konstrukcyjne: całkowita wysokość 2.30 m, największa głębokość skrzydła 2.24 m, powierzchnia lotek 2 m^2 , powierzchnia stabilizatora

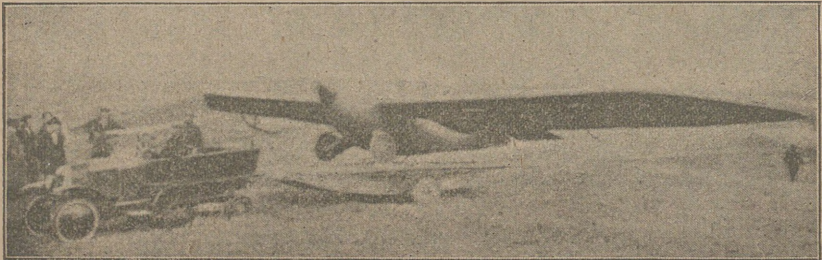


Fig. 26. Żaglowiec „Dehsayes“.

poziomego 1.325 m^2 , bocznego 0.520 m^2 , powierzchnia steru wysokości 1.325^2 , bocznego 0.528 . Ciężar samego płatowca wynosi 90 kg , w locie 155 a więc obciążenie 7.75 k/gm^2 .

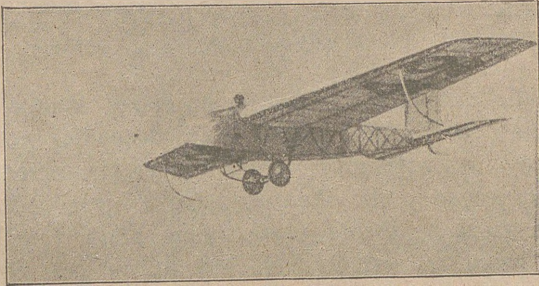


Fig. 27. Żaglowiec „Levasseur - Abrial”.

Podłużnice w skrzydłach są typu skrzynkowego, o wycinanych bokach dla zmniejszenia ciężaru. Płatowiec ten skonstruowano w zakładach Levasseur według danych p Abrial de Péga z Instytutu Aerotechnicznego w Saint-Cyr. Wykonał on 3 ładne wzloty, poczem został uszkodzony przy starcie.

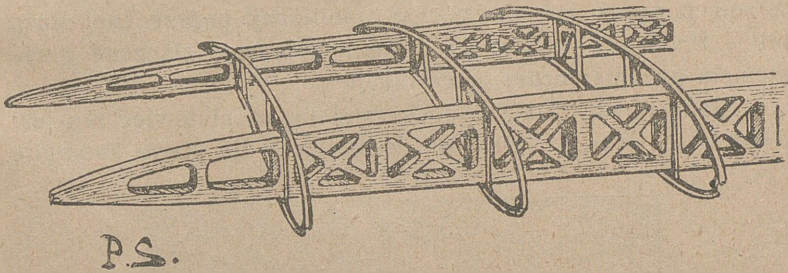


Fig. 28. Konstrukcja skrzydła żaglowca „Levasseur-Abrial”.

9. Żaglowiec Bellanger-Denhaut (fig. 29 i 30), dwupłatowiec dwumiejscowy, wykonany nadzwyczaj pewnie i starannie. Kadłub waży tyleż co skrzydła, t. j. 45 kg . Skrzydła wykonane w drzewie, pokryte jedwabiem, mogą być składane wzdłuż kadłuba do transportu.

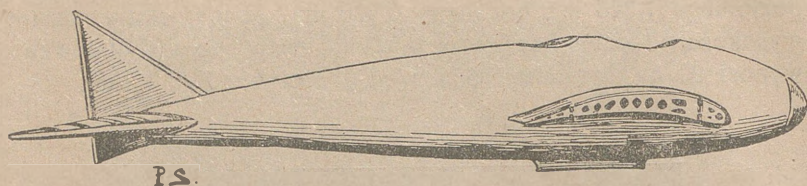


Fig. 29. Kadłub żagłowca „Bellanger-Denhaut“.

Skrzydło dolne jest znacznie mniejsze, klatka skrzydłowa w formie W. Kadłub konstrukcji drzewnej, pokryty jest płytami z dychty, naklejonemi pod silnem ciśnieniem, według specjalnego sposobu P. Denhaut. Ogon jest jednopłatowy o wielkich sterach. Dolna płaszczyzna steru i stabilizatora poziomego pokryta jest dychtą. Ma to za cel zwiększenie

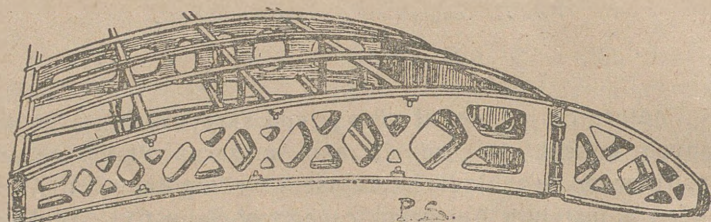


Fig. 30. Skrzydło i okucia żagłowca „Bellanger-Denhaut“.

odporności płaszczyzny przy zetknięciu się z nierównościami terenu podczas lądowania. Do stabilizacji poprzecznej służą lotki. Podwozie tworzą dwie lub trzy łyżwy, złączone z systemem pneumatycznej amortyzacji.

Jako nowość należy podkreślić to, że płatowiec ten jest dwumiejscowym. P. Denhaut zrealizował dla startu katapultę

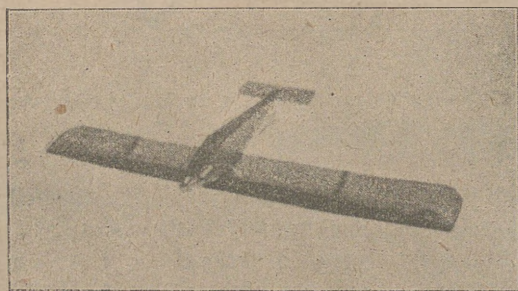


Fig. 31. „Vampyr“ w locie.

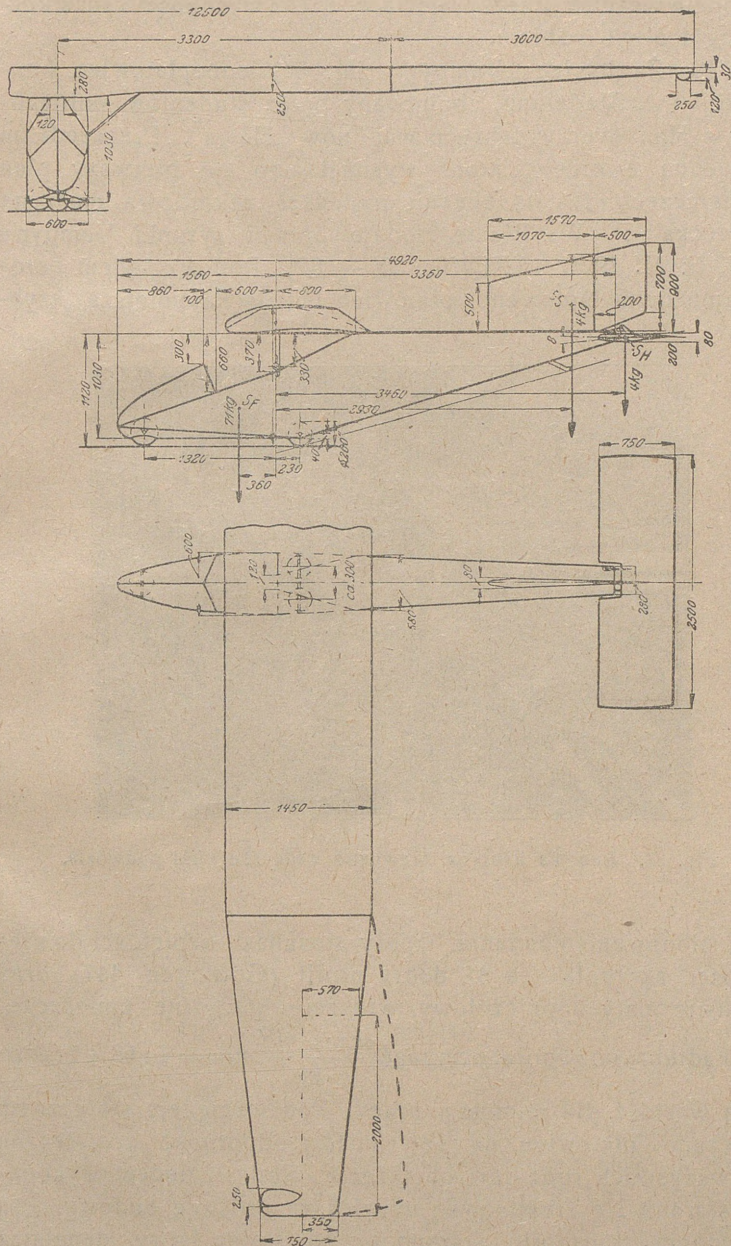


Fig 32. Rysunek „Vampyra“ 1 : 100.

własnego systemu. Płatowiec ten latał jedynie dwa razy, w drugim locie wskutek przeciągnięcia wpadł na wysokości 30 m w korkociąg i uległ rozbiciu.

10. Żaglowiec „Vampyr“ (fig. 31) jednopłatowiec, konstrukcji inż. Madelung, zbudowany przez studentów politechniki w Hannover w fabryce wagonów „Hawa“. Przeszedł on już jedną ewolucję, która wysunęła go na pierwszy plan w Niemczech. Jest to obecnie najlepsza, rekordowa maszyna niemiecka. P. W. Blume podaje opis i rysunki Vampyr'a w Z. F. M. 1921. 15.XI (fig. 32 — 37). Pod względem aerodynamicznym budowano płatowiec ten na najmniejszą szyb-

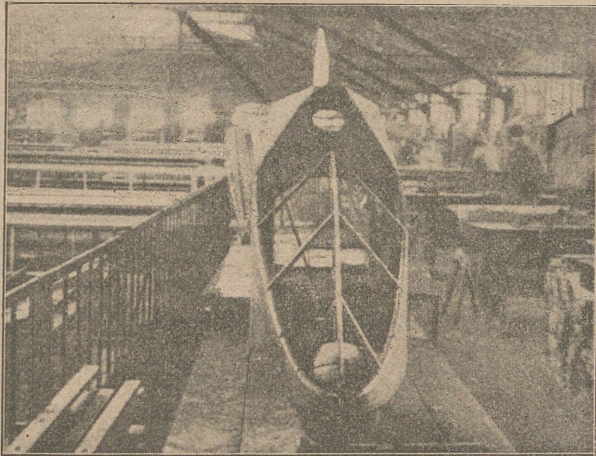


Fig. 33. Budowa kadłuba. Wewnątrz widoczne piłki podwozia.

kość pionowego opadania. Dobry stosunek rozpiętości do głębokości skrzydła (ca 8), dobry profil (Göttingen 441) oraz możliwie mały opór czołowy, wreszcie korzystne umieszczenie kadłuba pozwoliło osiągnąć $\frac{kx + r/S}{ky} \min = 1:16$ i bardzo

małą wartość dla minimum pracy. Pod względem statycznym obliczano płatowiec na sztywność i odporność dostateczną dla wszystkich rodzajów obciążenia. Pod względem wykonania starano się zrealizować największą prostotę budowy. Dla ułatwienia transportu starano się osiągnąć łatwy demontaż i montaż płatowca.

Grube, wolne od linek skrzydło, o rozpiętości 12,6 m, ma w środkowej części głębokość 1,45 m, która przy pierwszym wykonaniu zwężała się ku końcom aż do 0,75 m. W drugim wykonaniu skrzydło ma na całej swej rozpiętości głębokość 1,45 m przyczem na końcach jest lekko cofnięte w tył, tak, że podłużnica i przednia część skrzydła została ta sama

Skrzydło składa się z trzech części równych, część środkowa ma równy profil i kąt nastawienie do górnej linii tułowia 0° , części boczne mają profil ścieniający się ku końcom i kąt nastawienia zmniejszający się stopniowo. Grubość środkowej części skrzydła wynosi 0,25 m. Skrzydło posiada w przedniej swej trzeciej części jedną podłużnicę kształtu I z wzmocnio-

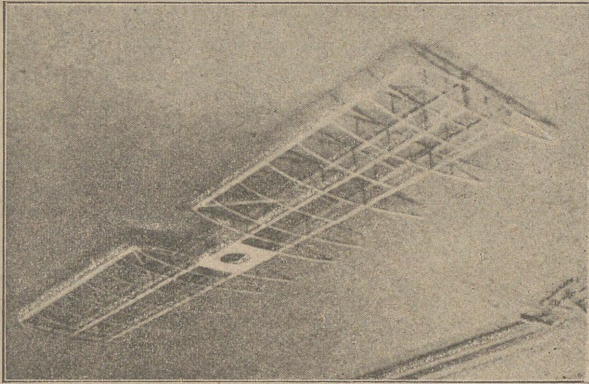


Fig. 34. Szkielet steru wysokości.

nemi gurtami górnymi i o normalnej kratownicy między gurtami. Podłużnicę obliczono ze względu na możliwe uderzenia boczne skrzydła przy lądowaniu, Podłużnica ma więc pewność przewyższającą 5 i osiągającą nieraz 10. Ze względu na możliwość uszkodzenia końców skrzydła, dają się one łatwo zdjąć i zastąpić nowymi.

W połączeniu z podłużnicą wykonano przednią część skrzydła jako rurę z dychty, odporną na skręcanie. Wykonanie takie zapewnia przytem gładkość i sztywność dzioba. Główne żeberka w skrzydle są 0,5 m odległe od siebie. Są to żebra normalne, mogące wytrzymać 40 kg. Oprócz tego posiada skrzydło żeberka pomocnicze. Tylna część skrzydła

jest obciążona płótnem. Skrzydło jest umocowane w trzech punktach do kadłuba. Główne okucie obejmuje podłużnicę skrzydła i łączy za pomocą sworzni z główną ramą kadłuba.

Pozatem dwa pionowe słupki kadłuba łączą się okuciami z dwoma wzmocnionymi żeberkami skrzydła. Żeberka te

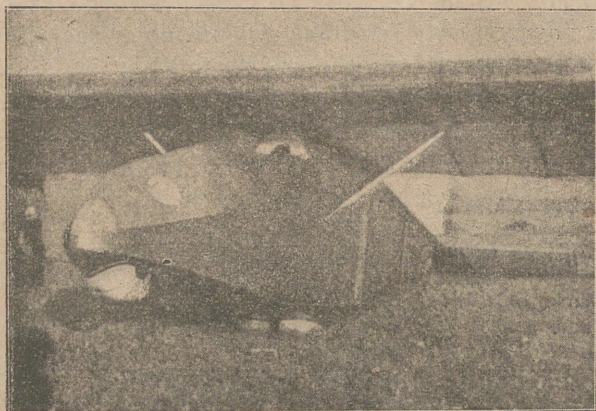


Fig. 35. „Vampyr” widziany z przodu.

przechodzą aż do dzioba skrzydła. Sworznie łączące są łatwo, dostępne przez urządzenie odpowiednich klap. Okucia są tak wykonane, że po wyjęciu sworzniów można całe skrzydło przesunąć w przód lub w tył na odcinku 20 cm, po włożeniu sworzniów jest skrzydło umocowane pewnie w nowej pozycji.

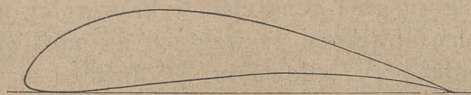


Fig. 36. Profil skrzydła „Vampyra”.

Urządzenie to ma umożliwić latanie pilotów różnej wagi na jednej maszynie, bez wprowadzenia szkodliwych ciężarów względnie wychyleń steru dla wyrównania momentów. Okucia te nie wywołują przy deformacji skrzydła, skutkiem obciążenia, szkodliwych napięć i pozatem są bogato dymensjonowane.

Ponieważ jednak całe umocowanie ma bardzo wąską podstawę, dodano jeszcze dwie stójki boczne, łączące podłużnicę skrzydła z główną ramą kadłuba. Dodatkowe umocowanie ma jedynie za cel znieść uderzenia boczne skrzydeł. Boczne części skrzydeł są łączone z częścią główną w trzech punktach, a mianowicie na gurcie dolnym i górnym podłużnicy oraz na listwie przedniej dzioba. Z obu stron złączenia znajdują się wzmocnione żeberka. Sworznie są łatwo dostępne przez odpowiednie klapy, tak, że w kilka minut można końce skrzydeł odmontować. Zapewnia to łatwe pomieszczenie żaglowca oraz, jak wyżej wspomnieliśmy, zwiększa możliwość doraźnej naprawy przez wymianę. Do stabilizacji bocznej służyły w starym modelu (klapy) lotki o $0,82 \text{ m}^2$ powierzchni, uruchomiane za pomocą linek. Lotki te okazały się niewystarczające i zwiększały nadmiernie opór czołowy, tak, że przy nowym modelu zastosowano zwichrzenie końców skrzydeł, które dają się

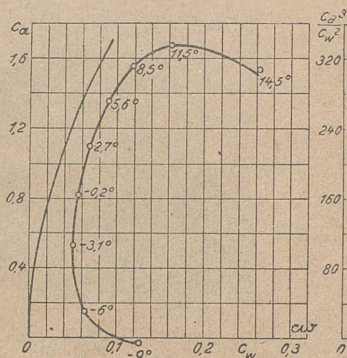
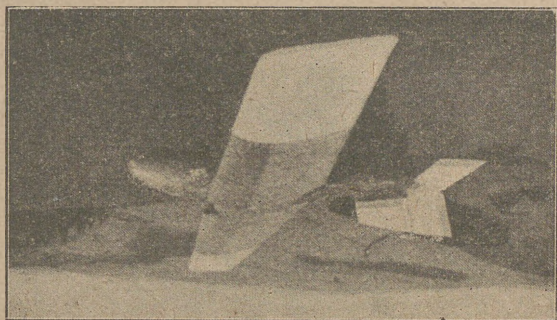


Fig. 37. Polarna „Vampyra”.

elastycznie wyginać w dół i w górę. Elastycznym końcom skrzydeł przypisują niektórzy fachowcy niemieccy nadzwyczajne własności aparatu. Cały mechanizm zwichrzenia mieści się w środku skrzydła. Bliższych danych dotyczących samej konstrukcji elastycznych żeberk nigdzie znaleźć nie było można.



F.g. 38. Żaglowiec „Greif”.

Przy budowie kadłuba starano się zapewnić pilotowi dobry rozgląd. Ogon zadarto w górę, aby osiągnąć duże kąty natarcia przy lądowaniu. Dla ochrony pilota przy ew. spadku zbudowano przednią część kadłuba z dwóch mocnych,

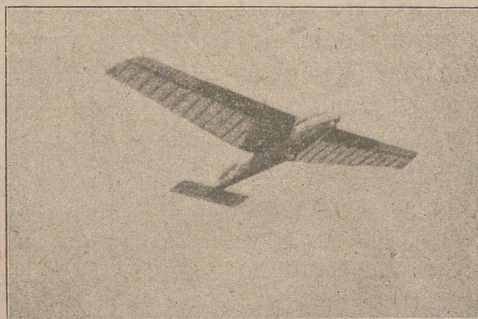


Fig. 39. „Greif“ w locie.

jesionowych łąt wygiętych, które sięgają do głównej ramy kadłuba i wiążą się z dwoma ramami. Cały przód kadłuba jest okryty dychtą, dolna zaś część jest wzmocniona. Tylko część kadłuba jest normalną konstrukcją kratową o przekroju

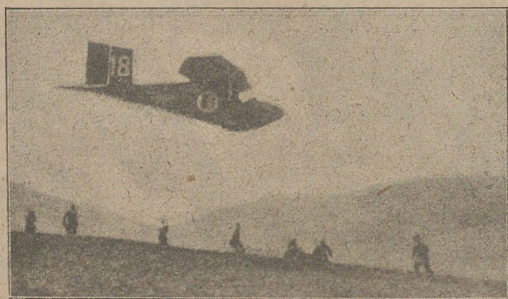


Fig. 40. „Geheimrat“ w locie.

prostokątnym. Ściany boczne są pokryte dychtą, górna i dolna ściana obciągnięta lekkim płótnem. Cały kadłub waży tylko 25 kg. Ogon kończy się poziomym ostrzem, którego przedłużenie tworzy ster wysokości bez stabilizatora o powierzchni

1.875 m². Ster ten wprawia się w ruch drążkiem, który nie ma wielkich sił do pokonania, bo oś obrotu steru znajduje się w środku parcia. Stabilizator 0.8 m² i ster boczny 0.48 m²

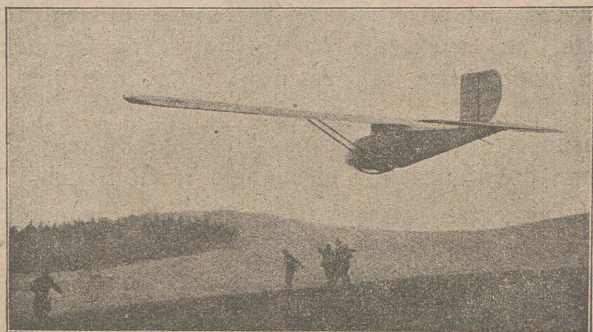


Fig. 41. „Edith“ po starcie.

leży ponad ogonem. Sterowanie normalne, to jest przy pomocy rączki i orczyka. Szczególnemu przekształceniu uległo podwozie. Ze względu na lądowania boczne, zastąpiono koła

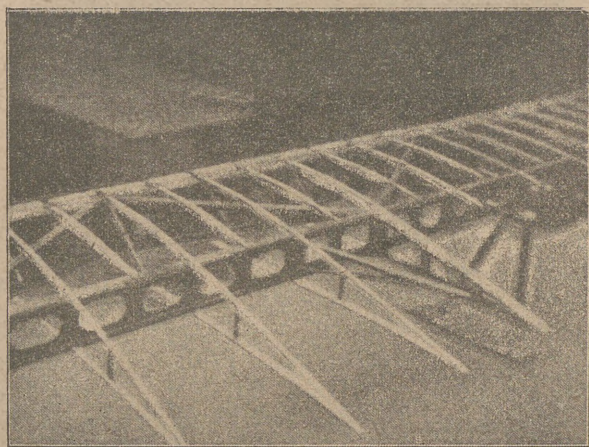


Fig. 42. Szkielet skrzydła „Edith“.

wzgl. łyżwy, piłkami powietrznymi. Osie obrotu tych piłek leżą w kadłubie i są łatwo dostępne. Piłki te dają bardzo mały opór powietrza i pozwalają łatwo startować, potem

przy lądowaniach z bocznym wiatrem, może płatowiec zsunąć się w bok bez wywołania niebezpiecznych napięć w podwoziu. Są one wreszcie doskonałym amortyzatorem pneumatycznym. Starszy model, jak widać z rysunku, miał na końcach skrzydeł podobne poduszki kształtu kroplistego. Okazało się jednak, że zwiększają one niepotrzebnie moment bezwładności poprzeczny, tak że nowy „Vampir“ już ich nie posiada.

Własności aerodynamiczne oraz stabilizację Vampyra sprawdzono doświadczalnie na modelu w Göttingen.

11. Żaglowiec „Greif“ (fig. 38 i 39) jednopłatowiec, zbudowany przez studentów politechniki w Hannover. Hannoverczycy, po doświadczeniach kilkuletnich w locie żaglo-



Fig. 43. Żaglowiec dreźnieński w locie.

wym, ostatnio na własnej maszynie Vampir, zbudowali w 1922 r. nowy typ żaglowca. Miał on być dalszym etapem rozwoju Vampir'a. Zawiódł jednak oczekiwania. Stary Vampir ze zmianami, które przedtem zaznaczyliśmy, wyszedł zwycięsko z tej próby. Zdaniem prof. Pröll'a stało się to tylko z powodu trudności w lataniu Greifem. Wymaga on, jak każda aerodynamicznie lepsza konstrukcja, większej precyzji w prowadzeniu przez pilota.

Greif wykazuje wiele wspólnych cech z Vampyrem. Odmienne wykonany jest jedynie kadłub o przekroju owalnym, całkowicie kryty dychtą. Skrzydła zwężają się i ściężniają ku końcowi. Końce skrzydeł jak u Vampir'a służą do „zwichrzenia“ i nie są celonowane. Zamiast łyżw ma Greif piłki powietrzne,

ale tylko dwie, jedną pod środkiem ciężkości, drugą odporową z przodu kadłuba. Przód skrzydła jest w środku wycięty, gdzie wystaje głowa pilota. Budowa skrzydeł podobna do Vampyr'a.

12. Żaglowiec „Geheimrat“ (fig. 40) zbudowany według planów studentów w Darmstadt przez firmę: „Bahnbedarf, A. G.". Jest drugą najlepszą maszyną niemiecką. Podobny w całości do zeszłorocznego Vampyr'a, wskażemy więc tylko na różnice. Skrzydła z trzech części, zwężają i ścieśniają się ku końcom, zaopatrzone w lotki stabilizacji bocznej. Skrzydło przymocowane do kadłuba bez stоек bocznych. Sterowanie pionowe odbywa się za pomocą całego skrzydła, które na całej swej długości zmienia kąt nastawienia. Ponadto istnieje

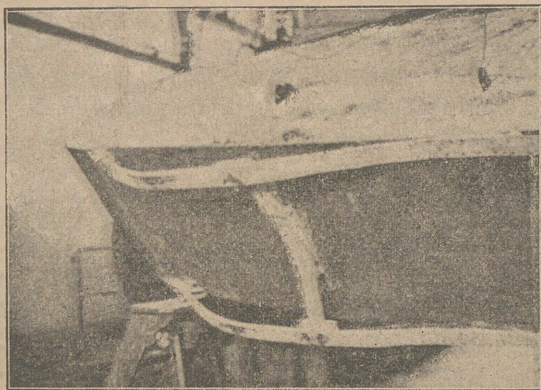


Fig. 41. Łżywy żaglowca drezdeńskiego.

stabilizator poziomy, który można przestawiać w locie „rączką od gazu“, tak, że w razie niewystarczającej parady skrzydłami, można parować stabilizatorem, który w nowym położeniu jest znów pewnie umocowany. Dzieje się to przy pomocy rączki umieszczonej z boku z zapadkami, analogicznej do rączki od gazu przy płatowcach. Ponadto sterowanie i stery normalne. Pod kadłubem leżą dwie łżywy, opierające się o pneumatyczną poduszkę, okrytą z zewnątrz blachą aluminiową. Ten rodzaj podwozia okazał również bardzo dobre własności.

13. Żaglowiec „Edith“ (fig. 41 i 42), trzecia najlepsza maszyna niemiecka jest również dziełem studentów Darm-

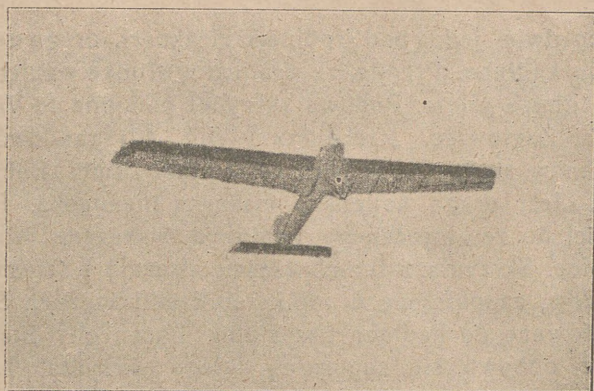


Fig. 45. Żaglowiec „Stuttgard” w locie.

stadtu. Miała to być maszyna szkolna, okazała jednak bardzo dobre własności żaglowe. Skrzydło dzieli się na dwie połowy i jest w odległości 2 m od kadłuba uchwycone słupkami. Budowa skrzydeł, w przeciwieństwie do reszty maszyn niemieckich, wykazuje dwie podłużnice.

Skrzydła mają jednakowy profil przez całą długość i ką nastawienia 6° . Kadłub z dychty w środku pięcio ku tyłowi przechodzi w czworokątny przekrój. Stabilizacja boczna utrzymana zapomocą lotek. Stery i stabilizatory normalne. Podwozie wykazuje tylko jedną szeroką łożwę kształtu \perp , umocowaną z przodu kadłuba i prowadzoną w okuciach wzdłuż tegoż

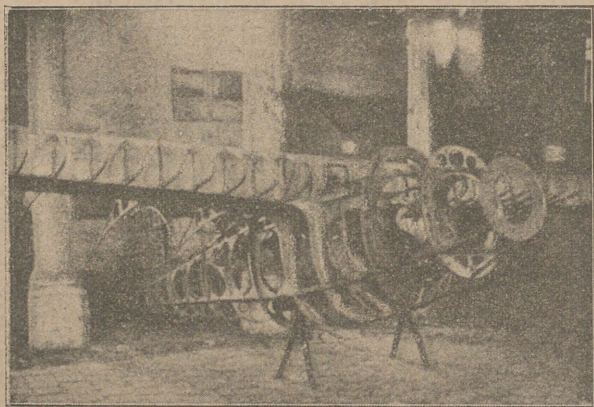


Fig. 46. Konstrukcja żaglowca „Stuttgard”.

Płatowiec ten mógł latać jedynie przy słabym wietrze. Przy silnym wietrze bocznym i wirach skłaniał się do wejścia w korkociąg. Powodem tego było złe umieszczenie lotek, które przy opuszczeniu dawały zbyt wielki opór. Po konkursie błąd ten usunięto.

14. Żaglowiec Drezdeński, dwupłatowiec (fig. 43 i 44), jest budowy zwyczajnej z silnie zaakcentowanym V w skrzydle dolnym. Podwozie składa się z dwu równoległych łyżw, związanych w środku poprzeczką. Stery i sterowanie normalne.

15. Żaglowiec Stuttgart, jednopłatowiec (fig. 45 i 46). Różni się od innych typów przede wszystkim wysokim podwoziem na łyżwach. Skrzydła grube i bez linek, z trzech części, o jednej podłużnicy skrzynekowej.

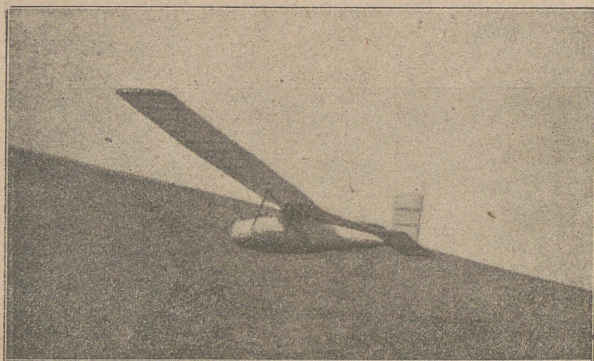


Fig. 46. Żaglowiec „Finsterwalder“.

Kadłub okrągły, budowy normalnej, kryty dychtą. Sterowanie zwyczajne. Brak stabilizatora poziomego. Przeszedł on również pewną ewolucję, bo brał udział w 1921 r. w konkursie, przyczem zwiększyły się stery, zmienił kadłub i skrzydło.

16. Żaglowiec Finsterwalder (fig. 47), jest budowany na najmniejszy opór szkodliwy. Zamknięty kadłub o przekroju okrągłym, kształtu kroplistego, ma pod spodem mało wystającą łyżwę. Środkowa część skrzydeł, która służy do sterowania pionowego jest blisko kadłuba wspartą na zbiegających się pod skrzydłem słupkach. Reszta skrzydła jest wolna, zwężająca i ścieśniająca się ku końcom. Końce skrzydeł są ruchome i skręcają się jak lotki przy stabilizowaniu poprzecznym.

Środkowa część skrzydła ma 7 m długości, 1,25 głębokości i kształt „V”. Końce skrzydeł o długości 2,75 m mają głębokość 1,25 m i 0,9 m u końców. W linkę sterową, prowadzącą do skrzydła, włączony jest sznur gumowy. Płatowiec nie ma stabilizatora bocznego i steru wysokościowego, jedynie ster boczny i stabilizator poziomy. Zdaje się, że stery nie działały dostatecznie, co przy znacznej szybkości aparatu spowodowało przy skręceniu na skrzydło poważne uszkodzenie maszyny.

17. Żagłowiec Fokker (fig. 48), dwupłatowiec, dwusiedzeniowy. Budowa zwyczajna o jednej parze słupków z każdej strony, duża rozpiętość, małe obciążenie powierzchni. Ster boczny składa się z 4 okrągłych sterów parami pionowo ustawionych. Płatowiec ten wykonał ładne loty pasażerskie.

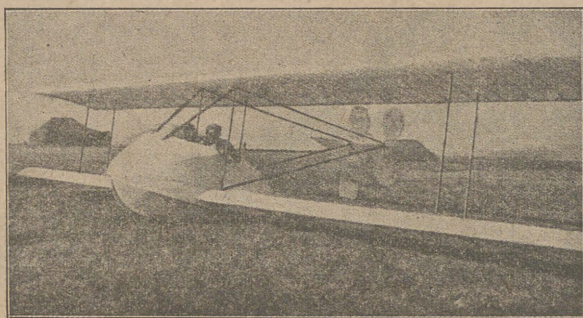


Fig 48. Żagłowiec „Fokker”.

Grupa trzecia.

18. Żagłowiec Tandem p. Louis Peyret. Fig. 49. Jest to płatowiec typu Langley'a o równych skrzydłach, oddalonych od siebie o podwójną głębokość. Kąt nastawienia skrzydła przedniego jest o $2^{\circ}5'$ większy od kąta nastawienia skrzydła tylnego. Skrzydła są ustawione w formie „V”. Podłużnice skrzydeł są z rur aluminiowych. Kadłub z dychty, o pięciu podłużnicach i o przekroju trójkątnym, zdeformowanym za pierwszym skrzydłem dla pomieszczenia pilota, jest wysoki na 1,5 m. Z tyłu znajduje się stabilizator i ster boczny, uruchomiony orczykiem. Stabilizatora i steru wysokości brak.

Skrzydła mają na całej rozpiętości lotki, które mogą być odchylane równocześnie w jednym lub w przeciwnych kierunkach. Służą one do sterowania pionowego i wychylenia bocznego. Te cztery lotki są połączone i uruchomiane zapomocą rączki i dyferencjału w ten sposób, że mogą się wychylać wszystkie w dół lub w górę, oraz z prawej i lewej strony w różnych kierunkach. Według ostatnich wiadomości, aparat ten, pilotowany przez Maneyrol'a, ustanowił w Anglii nowy rekord światowy czasu lotu żaglowego na przeszło 3 godziny.

19. Żaglowiec Louis de Monge. Fig. 50. Jest to właściwie latające skrzydło, jak wynika z rysunku, przypomina jednak nieco kształtem swym płatowce o kadłubie kratowym.



Fig. 49. Żaglowiec „Peyret“ w locie.

Skrzydło tego żaglowca zgrubia się w środku i okrywa zupełnie pilota, któremu jedynie głowa wystaje. Podłużnice skrzydła są zrobione z drzewa, typu skrzynkowego, żeberka (fig. 51) zaś są elastyczne ze stali profilowanej, podobnej do używanej przy wyrobie parasolek.

Są one spajane systemem wynalazcy tych żeberek, p. D. Montagne. Żeberko takie waży 100 gr. przy długości 1.50 m, posiada zaś pewność, podaną przez wynalazcę, przekraczającą wartość trzykrotną.

Reszta skrzydła jest półgrubą i podtrzymaną dwiema linkami i jednym słupkiem z każdej strony. Ster wysokości jest tej samej konstrukcji co skrzydło i jest przymocowany do dwu skrzynkowych dźwigarów, które służą równocześnie za łożwy i stabilizator boczny. Za nimi umieszczone są stery boczne. Stabilizacja poprzeczna utrzymana jest przez zwich-

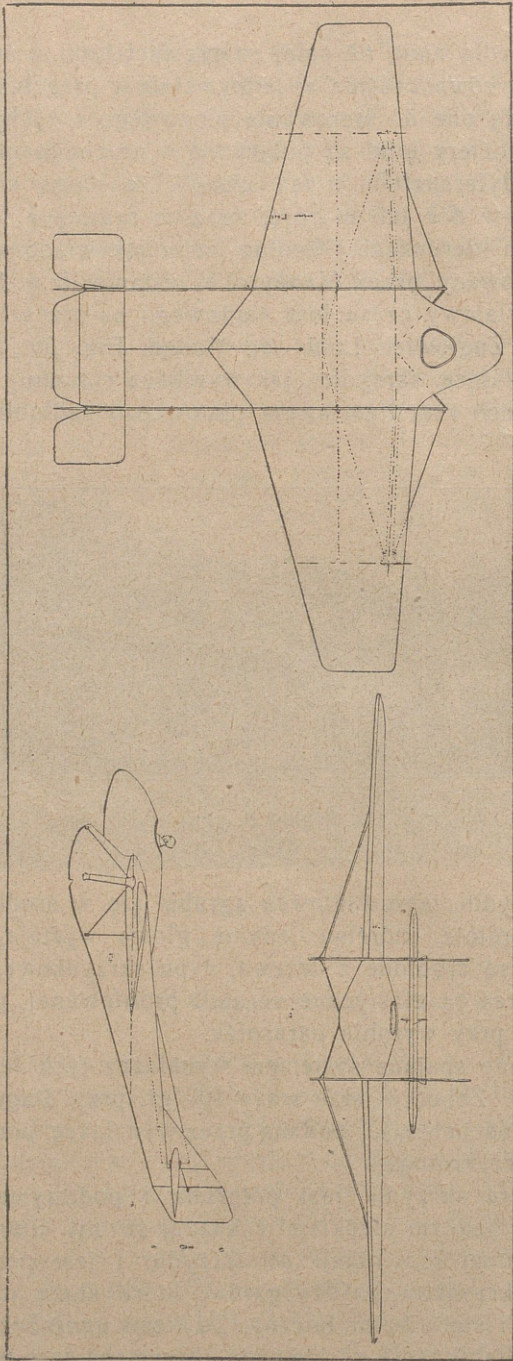


Fig. 50. Zaglewicz "Louis de Monge".

rzenie końców skrzydeł. Sterowanie zwyczajne rączką i orczykiem. Pozatem aparat posiada specjalny mechanizm elastycznego ruchu końców skrzydeł przy zmianach wiatru. Sprężyny, służące do tego celu, mogą być regulowane zapomocą osobnego koła. Największa głębokość skrzydła wynosi 2·75, średnia grubość skrzydła 0·35 m, grubość pomieszczenia pilota 1·50 m, ster poziomy ma wymiary 4×12 m, odległość pionowych dźwigarów 2·4 m, powierzchnia 25 m², ciężar własny 80 kg, ciężar w locie 150 kg i obciążenie powierzchniowe 6 kg/m².

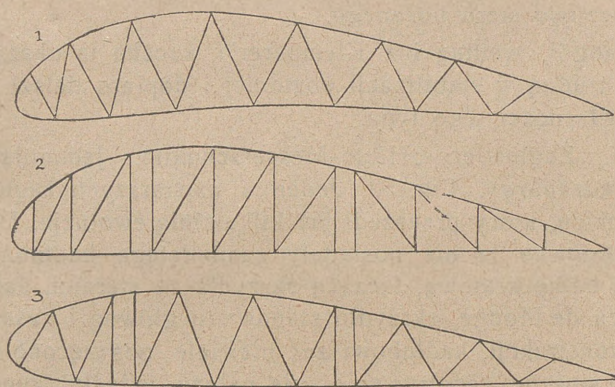


Fig. 51. Typy żeberek systemu p. D. Moutagne.

20. Żaglowiec inż. Klemperera. Fig. 52. Kaczka jednopłatowa, dwumiejscowa. Główne skrzydło składa się z 2·2 m dłuższej części środkowej, stanowiącej część organiczną kadłuba i części bocznych 4·7 m długości i zwężających się ku końcom. Całe skrzydło ma kształt „V” i zmienny profil.

Przed skrzydłem w odległości około 4·3 m umocowaną jest na kadłubie, wydłużonym ku przodowi, przednia płaszczyzna sterowa, która ujęta jest w jednym punkcie, w środku zapomocą kolanka i służy jako ster wysokościowy oraz boczny. Pozatem skrzydło to przy tym typie daje wypór pozytywny, czyli liczy się jako płaszczyzna nośna. Przy wychyleniu skrzydełka sterowego w nowy kierunek lotu, pomocne są małe lotki, na tymże umieszczone. Stabilizację boczną utrzymuje się zapomocą lotek głównego skrzydła.

Lotki te mają razem 2·4 m² powierzchni. Za skrzydłem znajduje się jeszcze stabilizator boczny.

W miejscu umocowania lotek przy skrzydłach jest umyślnie powiększona fuga, którą wykształcono w ten sposób, aby powietrze ścieśnione pod skrzydłem, przechodząc przez fugę, zwiększało szybkość warstw powietrza, oblewających górną część skrzydła. Fugę taką, ale w przedniej części skrzydła, opatentował „Handley-Page“. Ma ona przede wszystkim na celu zwiększanie wyporu przy przepadaniu pionowym aparatu, np. przy lądowaniu w powietrzu. Przy próbach okazała się konieczność umieszczenia za stabilizatorem bocznym steru bocznego.

Naogół, według inż. Klemperer'a, kaczka ta okazała się bardzo trudną w stabilizacji poziomej i dopiero dalsze próby okazały własności tego typu.

21. Żaglowiec „Harth-Messerschmitt“, jednopłatowiec jednosiedzeniowy. Fig. 53. Jeden z najstarszych żaglowców niemieckich, który przeszedł już kilkuletnią ewolucję. Dotychczas płatowce te nie posiadały zamkniętego kadłuba, lecz jedynie belkę kratową, łączącą skrzydła ze sterami. Jak przy płatowcu de Monge, skrzydło stanowi tu główną i zasadniczą część konstrukcji, kadłubowi zaś niewiele poświęcono uwagi. Jest to słuszne zapatrywanie, nie należy jednak zapominać, że żaglowiec musi mieć jaknajmniejszy opór czołowy. Jest to bodajże podstawowym warunkiem lotu żaglowego. Naturalnie pod tym względem kadłub zamknięty przedstawia się o wiele korzystniej. Harth-Messerschmitt w najnowszych swoich typach stosują kadłuby zamknięte. Pierwsze próby z nowymi aparatami wykonali w czasie ostatniego konkursu w Röhn.

W aparatach tych skrzydła mają jedną podłużnicę, podtrzymaną z boków słupkami i umocowaną pewnie. Około tej podłużnicy obracają się żeberka, a zarazem całe skrzydło. Z obu stron pilota znajdują się rączki sterowe, które służą do uruchomienia skrzydła. Z pomocą rączek może pilot zmienić kąt natarcia bądź to całego skrzydła powiększyć lub zmniejszyć, bądź też zmniejszyć w jednej połowie, powiększyć zaś w drugiej. Skrzydło więc służy tutaj do sterowania pionowego i stabilizacji poprzecznej. Samo skręcenie żeberk koło podłużnicy przenoszą z rączki sterowej liczne linki ste-

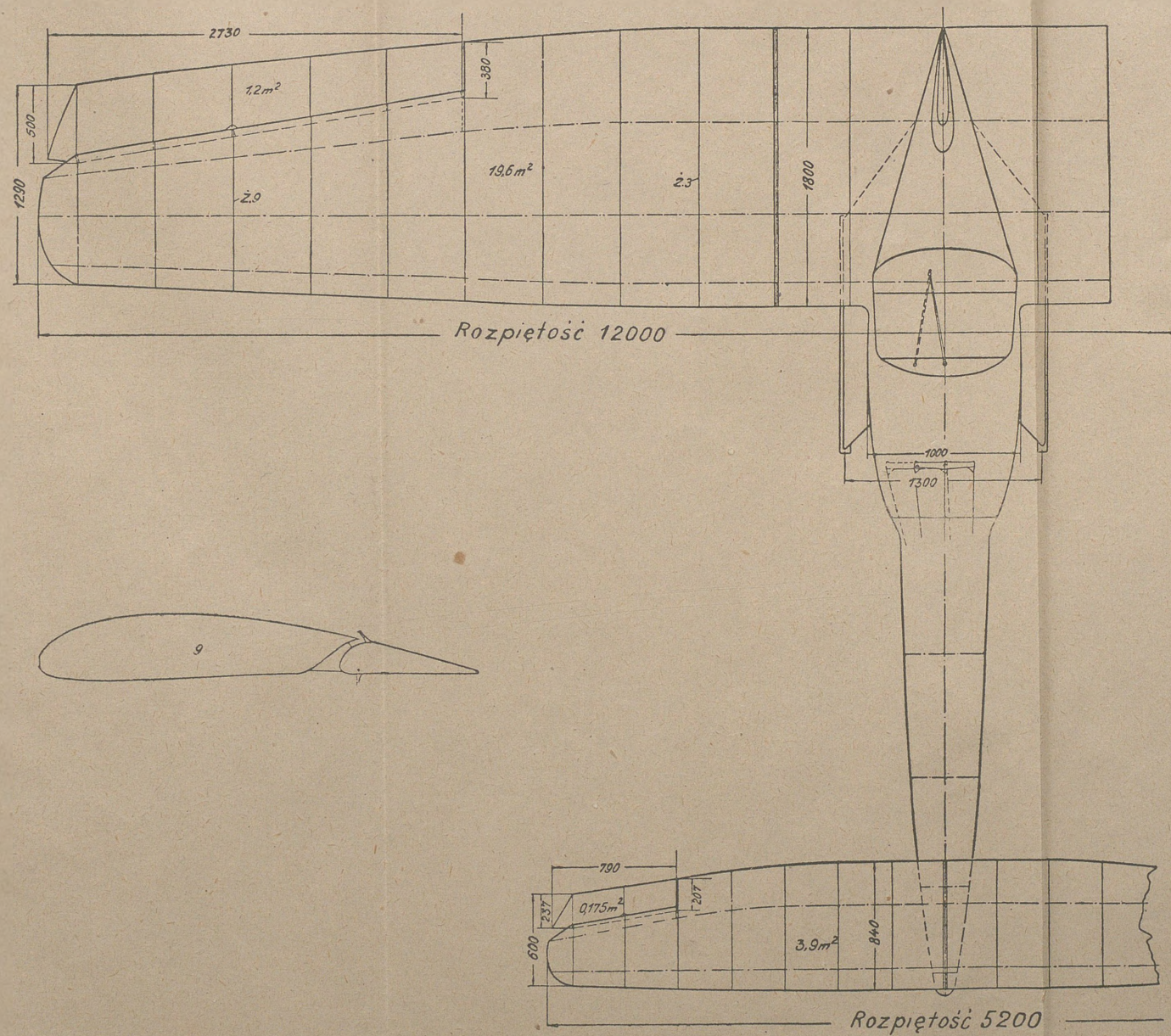


Fig. 52. Kaczka inż. Klemperer'a i żeberko z fugą.

rowe, zaczepiające w rozmaitych odległościach od kadłuba na skrzydle. Płatowce te mają stabilizator poziomy i ster boczny.

Zaznaczyć należy, że Harth kilkakrotnie startował na tym płatowcu bez czyjejkolwiek pomocy.

Zamykamy nasz rejestr. Nie będzie on zupełny. Nie opisujemy tu przede wszystkim aparatów lat poprzednich. Nie dlatego, żeby tam nie było wiele i aerodynamicznie i statycznie dobrych i interesujących koncepcyj, jak np. aparaty Klemperer, Schweizer-Lippisch, v. Lösel i t. d. Lotnictwo żaglowe w swoim szybkim rozwoju posunęło się jednak tak znacznie naprzód w tym czasie, że maszyny te przestały być

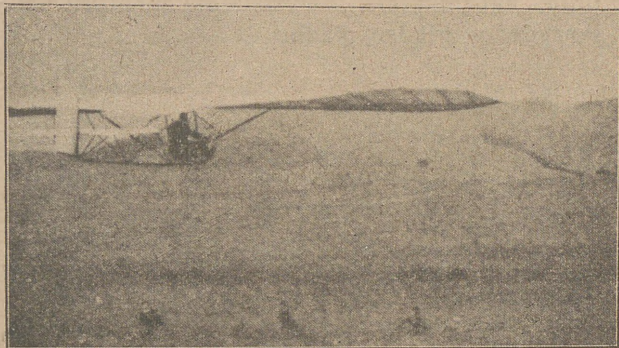


Fig. 53. Harth, zmieniający w locie kąt natarcia skrzydeł.

modne i nowe, przeszły do historii lotnictwa, której epoki stanowią nieraz miesiące. Nie chcieliśmy kreślić tutaj tych dziejów, zbyt są bowiem interesujące, ażeby nie były ogólnie znane.

Nie podamy też pomysłów mało realnych, nieraz fantastycznych, całej falangi wynalazców, opierających się jedynie na bezkrytycznej intuicji własnej, chociaż i one rzuciły niemało światła na problem lotu żaglowego.

Pragniemy, ażeby uważny czytelnik mógł wywnioskować z podanych wyżej opisów, w jakim kierunku dokonała się ewolucja aparatów żaglowych, a raczej na jakim stopniu znajduje się ona obecnie. Stopień ten musi bowiem być podstawą dalszej twórczej pracy.

Mimo udziału z dobrymi wynikami „płatowców bez silników“ w zawodach żaglowców, staje się jasnym, że lot żaglowy wymaga budowy specjalnej. Budowę tą charakteryzuje przede wszystkim: a) skrzydło o grubym profilu, elastyczne i ruchome, sterujące pionowo, zwichrzone dla stabilizacji bocznej; b) kadłub o możliwie małym oporze czołowym i ciężarze; c) usunięcie konstrukcji pomocniczej w postaci drutów, słupków i t. p.; d) usunięcie podwozia, względnie zredukowanie oporu i ciężaru tegoż; e) zachowanie normalnego sterowania bocznego i rezerwa w sterze wysokości, przekształconym na łatwo ruchomy stabilizator.

Jest to mniej więcej charakterystyka stanu dzisiejszego. Być może, że przyszłość przekształci dalej skrzydła na wzór ptaków, które mogą dowolnie zmieniać powierzchnię, krzywiznę profilu, kąt natarcia i wychylenie pionowe i poziome końców skrzydeł względem kadłuba.

Poznań 10.I 1923 r.

Tablica żaglowców francuskich 1922 r.

Nazwisko	R o d z a j b u d o w y	Roz- piętość m	Długość m	Po- wierz- chnia m ²	Ożar- nia kg	P i l o t	Wyniki podczas trwania konkursu
De Monge	Jednopłatowiec z elastycznym skrzydłem	11	7.62	25	85	Casale	późno przybył, jeden lot
Devoitine	Jednopłatowiec z elastycznym skrzydłem	11.30	4.85	11.5	110	Barbot Thoret	francuski rekord, 20 minut lotu
Deshayes	Jednopłatowiec z grubym podpię- tem skrzydłem	16	5.20	22	100	Camard	jeden lot
Farman	Podpięty jednopłatowiec ze sztyw- nym cienkim profilem (Moustique)	10.0	6.0	15	40	Bossoutrot	znakomite, liczne wzloty, trzy pierwsze nagrody
Potez	Dwupłatowiec sportowy bez silnika	8	5.87	21	110	Douchy	znakomite loty
Peyret	Jednopłatowiec—tandem	6.60	4.90	14.5	47	Maneyrol	późno przybył, krótkie wzloty
Bellanger-Denhaut	Dwupłatowiec z zamkniętym ka- dłubem	10	8	19	90	Fety	dwa loty, hawarja
L. Clément	Trójpłatowiec	5.5	3.5	12.5	75	Sardier	liczne wzloty
Levasseur-Abrial	Jednopłatowiec bez podpórek	11.20	6.10	20	90	Pitot	trzy loty
Bonnet-Clément	Dwupłatowiec	8.74	5.30	18	65	Descamps	liczne loty
Farman	Farman „Sport” dwupłatowiec	9.0	7.0	25	125	Bossoutrot Paulhan	liczne wzloty

Tablica żaglowców

NAZWA ŻAGLOWCA	S k r z y d ł o						
	Ilość	Rozpiętość	Głębokość	Powierzchnia	Rzut poziomy	Profil	Klatka
		m	m				
„Vampyr“ Hannover	1	12.6	1.45	16	prostokątny	gruby (25 cm) stały	prawie bez podpór
„Greif“ Hannover	1	11.6	1.85	15	trapez	gruby (28 cm) zmienny	bez podpór
„Edith“ Darmstadt	1	12.6	1.35	15	prostokątny	(17 cm) gruby— stały	z obu stron pod- party
„Geheimrat“ Darmstadt	1	12.1	0.70	14.3	w środku pro- stokąt, zwiężają- ce się końce	gruby (24 cm) w środku stały	bez podpór
Dwupłatowiec „Dresden“	2	9	górna 1.45 dolna 1.20	18.7	prostokątny	gruby (16 cm) stały	krata
Jednopłatowiec „Stuttgart“	1	11.6	1.40 prze- cięt.	16.0	niewielki trapez	gruby (20 cm) zmienny	bez podpór
Espeulaub	1	17.0	1	17.0	trapez	gruby	bez podpór
Harth-Messer- schmitt	1	15.0	—	—	prawie prostokątny	średnio gruby	pod- party
v. Lössl Aachen	1	10.8	1.40	15	prostokątny, w końcach trójkątny	gruby (24 cm) stały	pod- party
Finsterwalder Monachjum	1	12.5	1.25	15	środkowy pro- stokąt ku koń- com trapez	gruby (20 cm) w środkowej części stały	prawie bez podpór
Jednopłatowiec „Dresden“	1	12.6	1.55	15.5	prostokątny, na kończach pół- eliptyczny	gruby (20 cm) zmienny	pod- party
Kaczka Klemperera	1	12.0	1.80 1.30	22.0	środkowy pro- stokąt ku koń- com trapez	gruby (38 cm) zmienny	bez podpór
Dwupłatowiec Fokker	2	12	1.50	18	prostokąt	średnio gruby (16 cm) stały	krata

niemieckich 1922 r.

Długość aparatu	Ciężar w kilogramach					Obciążenie powierzchni	Sposób sterowania pionowego	Sposób stabilizowania po-przecznego	Wielkość				Odległość środka ciężkości od środka parcia steru bocznego
	Strzydła	Kadłubu	Sterów i reszły	Ciężar aparatu samego	Ciężar w locie				Stabilizatora poziomego	Steru poziomego	Stabilizatora bocznego	Steru bocznego	
m						kg/m ²			m ²	m ²	m ²	m ²	m
5.20	75	25	20	120	195	12	zwykły	zwichrzenie	—	1.88	0.66	0.48	3.3
5.20	34	46	6.4	86.4	160	10.6	zwykły	zwichrzenie	—	1.88	0.59	0.45	3.1
5.10	44	26	20	90	160	10.7	zwykły	lotkami	2.20	1.60	0.45	0.40	2.8
5.45	43	28	19	90	160	11.6	skrzydłami	lotkami	1.4	—	0.47	0.53	3.4
4.60	31	30	9.6	71	140	7.5	zwykły	zwichrzenie	1.70	1.04	0.45	0.60	2.9
5.80	36.5	25	8.7	70.2	130	8.1	zwykły	lotkami	—	2.10	0.65	0.55	3.8
—	75	35	—	110	170	10	zwykły	lotkami	—	—	—	—	—
5.00	35	12	8	70 55	140 120	8	skrzydłami skrzydłami	zwichrzenie skrzydłami	2.5	—	—	0.3	3.3
3.80	36.6	20	4	60.6	125	8.1	skrzydłami	skrzydłami	1.44	—	—	0.54	2.3
4.80	40	25.2	13.5	89	155	10	skrzydłami	skrzydłami	1.90	—	0.66	0.55	3.0
6.00	38	50	6.5	94.5	160	7.3	przedni ster służący również za ster boczny	lotkami	—	3.90	0.42	—	4.3
6.50	67	11	15	93	163	4.5	zwykły	zwichrzenie	—	2.00	—	1.2	3.6

Spis rozdziałów.

Przedmowa	3
Wstęp	5

Część I.

Różne rodzaje lotu	7
Atmosfera	17
Statyka atmosfery	17
Dynamika atmosfery	18
Praca wewnętrzna wiatru	22
Teoria wiatru wznoszącego	26
Teoria lotu żaglowego Langley'a	42
Teoria lotu żaglowego A. Sée	56
Lot śrubowy czyli kołowy	63
Teoria wiatru pulsującego poziomo	65
Uwagi	68

Część II.

Opis budowy żaglowców	71
Grupa pierwsza	72
Grupa druga	74
Grupa trzecia	90
Tablica żaglowców francuskich 1922 r.	97
Tablica żaglowców niemieckich 1922 r.	98—99

1048

1	2	3	4	5	4	3
L. rej. kar.	NAZWISKO ! IMIĘ	Uwięzienia	Zwolnienia	Uwagi	L. rej. kar.	NAZWISKO ! IMIĘ
1	2	3	4	5	3	3
Uwięzienia						

8401



323521

2

