

CZASOPISMO LOTNICZE

ORGAN LABORATORJUM AERODYNAMICZNEGO POLITECHNIKI LWOWSKIEJ
I INSTYTUTU TECHNIKI SZYBOWNICTWA

DODATEK DO „CZASOPISMA TECHNICZNEGO”

KOMITET REDAKCYJNY:

Prof. Inż. STANISŁAW ŁUKASIEWICZ Dr. Inż. ZYGMUNT FUCHS Inż. WACŁAW CZERWIŃSKI
Naczelny Kierownik I. T. S. Kierownik Lab. Aerod. Politechniki Lw. Kierownik techniczny I. T. S.

REDAKTOR NACZELNY I ODPOWIEDZIALNY:

Dr. Inż. ZYGMUNT FUCHS

ROCZNIK I.
1933

88 rycin w tekście

LWÓW 1933

NAKŁADEM POLSKIEGO TOWARZYSTWA POLITECHNICZNEGO WE LWOWIE

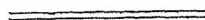
Pierwsza Związkowa Drukarnia we Lwowie, ul. Lindego 1/4

SPIS RZECZY.

	Str.
Mikromanometr o stałej dokładności odczytu. Dr. Inż. Zygmunt Fuchs	1
Możliwości taniego i ekonomicznego samolotu sportowego. — Adam Nowotny	8
Opis szybowca C. W. 5. — Inż. Wacław Czerwiński	35
Pomiar rozkładu ciśnień wzdłuż powierzchni przy pomocy sondy ciśnień statycznych. — Dr. Inż. Zygmunt Fuchs	3
Pomiary usterzeń poziomych. — Dr. Inż. Zygmunt Fuchs	27
Pomiary usterzeń poziomych. Część druga. — Dr. Inż. Zygmunt Fuchs	41
Profile płatów o małej wędrowce środka ciśnień. — Adam Nowotny.	53
Przyczynek do aeronawigacji żaglowej. — Adam Nowotny.	33
Rozkład ciśnień i wyporu na skrzydło quasi-trapezowem uzyskany przy pomocy sondy ciśnień statycznych. — Dr. Inż. Zygmunt Fuchs.	13
Skrzydło pomiarowe do wyznaczenia kąta natarcia w locie. — Dr. Inż. Zygmunt Fuchs.	32
Szybowiec treningowy IST II/a. — Inż. Wacław Czerwiński.	10
Warunki meteorologiczne szybowiska w Bezmiechowej. — Dr. Adam Kochański.	38
Własności szybowców i wyczyny w locie żaglowym. Program wypróbowania szybowców różnych typów. — Adam Nowotny.	17
Wpływ własności profilu i wydłużenia na prędkość opadania szybowca. — Inż. Wacław Czerwiński.	5
Znamienne wyczyny niemieckich szybowców o małej rozpiętości w r. 1931 na zawodach w Rhön i na szybowisku pod Królewcem. — Ł.	58

Wiadomości z literatury lotniczej i różne:

Latające obserwatorium „Obs“.	12
Painlevé Paweł (Nekrolog).	60
Problem bezogonowca	12
Szybowce rosyjskie	40
Szybowiec „Agfa“.	40
Szybowiec „E. 32“	60
Szybowiec „Grunau Baby II“	60
Szybowiec „Grüne Post“	40
Szybowiec „Strobherk“	40
Szybowiec „Windspiel“ D. 28	59



CZASOPISMO LOTNICZE

ORGAN LABORATORJUM AERODYNAMICZNEGO POLITECHNIKI LWOWSKIEJ I INSTYTUTU TECHNIKI SZYBOWNICTWA
DODATEK DO „CZASOPISMA TECHNICZNEGO“

KOMITET REDAKCYJNY:

Prof. Inż. STANISŁAW ŁUKASIEWICZ
Naczelny Kierownik I. T. S.

Dr. Inż. ZYGMUNT FUCHS
Kierownik Lab. Aerođ. Politechniki Lw.

Inż. WACŁAW CZERWIŃSKI
Kierownik techniczny I. T. S.

REDAKTOR NACZELNY I ODPOWIEDZIALNY: Dr. Inż. ZYGMUNT FUCHS.

TREŚĆ: Dr. Inż. Zygmunt Fuchs: Mikromanometr o stałej dokładności odczytu. — Dr. Inż. Zygmunt Fuchs: Pomiar rozkładu ciśnień wzdłuż powierzchni. — Inż. Wacław Czerwiński: Wpływ własności profilu i wydłużenia na prędkość opadania szybowca. — Adam Nowotny: Możliwości taniego i ekonomicznego samolotu sportowego. — Inż. Wacław Czerwiński: Szybowiec treningowy ITS. II/a. — Wiadomości z literatury lotniczej. — Odczyty.

Dla Laboratorium aerodynamicznego Politechniki Lwowskiej i dla Instytutu techniki szybownictwa we Lwowie, z chwilą ugruntowania ich działalności, stało się koniecznym podawanie wyników prac, wykonywanych w tych instytucjach, do wiadomości ogółu technicznego. Z dwóch możliwości: wydawanie oddzielnych sprawozdań lub regularnego czasopisma wybrano przy życzliwej pomocy p. inż. S. Rybickiego, prezesa Lwowskiego Wojewódzkiego Komitetu Ligi obrony powietrznej i przeciwgazowej, oraz p. prof. inż. E. Bratry, redaktora *Czasopisma Technicznego*, formę wydawnictwa periodycznego p. t. *Czasopismo Lotnicze*, mającego ukazywać się cztery razy do roku: w styczniu, kwietniu, czerwcu i listopadzie. Czasopismo to, jako organ Laboratorium aerodynamicznego Politechniki Lwowskiej i Instytutu techniki szybownictwa, zamieszczać będzie głównie sprawozdania z prac obu tych instytutów; pozatem notatki o wynikach prac krajowej i zagranicznej techniki lotniczej z tych działów, które dotyczą zakresu celów jakie obrały L. A. P. L. i I. T. S. Są niemi przedewszystkiem zagadnienia szybownictwa i lotnictwa słabosilnikowego. Komitet Redakcyjny pragnie również i prosi, aby w sprawach tych ogłaszali swe prace na łamach *Czasopisma Lotniczego* wszyscy zawodowcy lotniczy polscy.

S. Łukasiewicz.

Z. Fuchs.

W. Czerwiński.

Dr. Inż. Zygmunt Fuchs

Mikromanometr o stałej dokładności odczytu.

Micromanomètre à précision constante de lecture.

Détermination de l'équation de la courbe correspondant à l'axe du tube du micromanomètre. Rapport de multiplication. Description du micromanomètre exécuté au Laboratoire Aérodynamique de l'Ecole Polytechnique de Lwów.

Przyrządy służące do pomiaru ciśnień są dla laboratorium aerodynamicznego tem, czem jest np. woltmetr dla laboratorium elektrotechnicznego. Ze względu na różnorodność zastosowania wytworzyły się z biegiem czasu różne typy manometrów, z których najczęstsze są manometry statyczne, pozwalające na odczyt różnicy ciśnień pomiędzy dwoma płynami (gazami) przy pomocy specjalnej cieczy odgraniczającej, jak woda, alkohol, rtęć i t. p., przez odczyt przesunięcia tej cieczy w rurce manometru. Ponieważ w aerodynamice występują najczęściej w praktyce laboratoryjnej różnice ciśnień obejmujące zakres 0,1—200 kg/m², których pomiar powinien się odbyć z wcale znaczną dokładnością, przeto stosuje się t. zw. mikromanometry polegające na zwiększeniu drogi meniska przez pochylenie rurki manometru. Jeżeli w rachubę wchodzi tylko pewien określony zakres ciśnień w obrębie podanego wyżej, to można zastosować krótki odcinek rurki pochyłej w żądanym zakresie ciśnień i pochylić ją wedle kąta pozwalającego na żadaną dokładność odczytu. O ile jednak chcemy stosować mikromanometr do pomiaru w całym zakresie

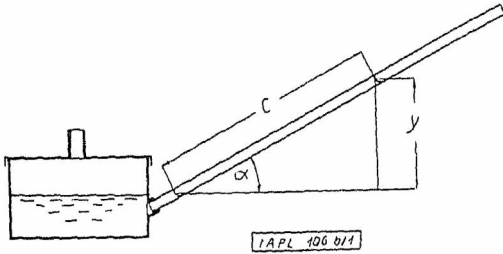
ciśnień, to natrafiamy na tę trudność, że albo przy danym pochyleniu rurki jest dokładność odczytów za duża przy wyższych ciśnieniach, a mianowicie wtedy, jeśli przy małych jest właśnie wystarczająca, albo też jest za mała przy niskich ciśnieniach, jeśli dla większych wartości ciśnień jest dobra. Celem usunięcia tej wady stosowano rurkę manometryczną wygiętą w ten sposób, aby zakres czułości zmniejszał się wraz z wysokością odczytywanej różnicy poziomów cieczy¹⁾.

Dla pomiaru ciśnień statycznych na modelach przedmuchiwanym w tunelu Laboratorium Aerodynamicznego Politechniki Lwowskiej postanowiliśmy zaprojektować mikromanometr, któryby dawał powiększenie zmienne wraz z wysokością, a mianowicie takie, aby dokładność odczytu była stałą dla każdej wysokości w obrębie z góry określonych granic. Warunek ten będzie spełniony, jeśli powiększenie jest odwrotnie proporcjonalne do każdorazowej różnicy poziomów cieczy. Ponieważ powiększenie drogi słupka cieczy w rurce zależy od kąta pochylenia α rurki względem poziomu (ryc. 1), a mianowicie od stosunku:

$$n = \frac{c}{y} = \frac{1}{\sin \alpha},$$

¹⁾ Handbuch d. Experimentalphysik, Wien-Harms, t. 4, cz. 1, str. 522—523, 1931.

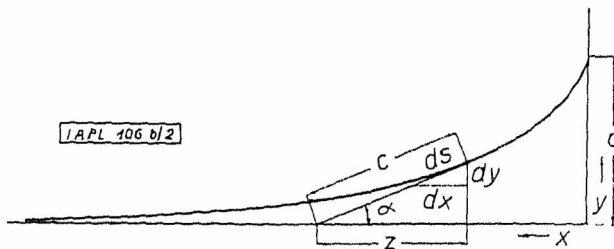
przeto celem uzyskania zmiennego powiększenia wzgl. przeniesienia należy dla każdej wysokości y stosować inny kąt pochylenia α . Przy zmianie przeniesienia w sposób ciągły należy zatem wygiąć rurkę manometru tak, aby pochylenie stycznej do osi rurki zmieniało się od punktu do punktu wedle prawa odpowiadającego żądanej zmianie powiększenia n . Warunek stałej do-



Ryc. 1.

kładności odczytu, a mianowicie założenie odwrotnej proporcjonalności stopnia powiększenia n do różnicy wysokości y , jest zatem równoznaczny z przyjęciem we wzorze $n = \frac{c}{y}$ długości c jako stałej.

Celem otrzymania równania krzywej, odpowiadającej osi rurki mikromanometru, ustawiamy dla obra-



Ryc. 2.

nego na rysunku prostokątnego układu współrzędnych równanie różniczkowe odnoszące się do elementu długości krzywej (ryc. 2):

$$\frac{dy}{dx} = -tg\alpha.$$

Dla wprowadzenia do tego równania stopnia powiększenia n stosujemy przekształcenie:

$$tg\alpha = \frac{\sin\alpha}{\sqrt{1-\sin^2\alpha}},$$

przyczem: $\sin\alpha = \frac{y}{c} = \frac{1}{n}$,

gdzie: $c = \text{stała}$.

Wobec tego: $\frac{dy}{dx} = -\frac{y}{\sqrt{c^2-y^2}}$.

Po oddzieleniu zmiennych otrzymujemy:

$$dx = -\frac{\sqrt{c^2-y^2}}{y} dy$$

jako równanie różniczkowe krzywej.

A zatem: $x = -\int \frac{\sqrt{c^2-y^2}}{y} dy + K$,

gdzie K oznacza stałą całkowania.

Celem znalezienia wartości całki:

$$J = -\int \frac{\sqrt{c^2-y^2}}{y} dy$$

wstawiamy: $c^2-y^2=z^2$

czyli: $J = \int \frac{z^2}{c^2-z^2} dz$

względnie: $J = \int \left(-1 + \frac{c^2}{c^2-z^2} \right) dz$

skąd: $J = -z + \frac{c}{2} \ln \frac{c+z}{c-z}$.

Wobec tego: $x = -\sqrt{c^2-y^2} + \frac{c}{2} \ln \frac{c+\sqrt{c^2-y^2}}{c-\sqrt{c^2-y^2}} + K$.

Przy $y=c$ powiększenie n staje się równe jednostce, a rurka mikromanometru powinna przejść w prostą pionową; dla tej zatem wartości ma być $x=0$. Z tego warunku wynika $K=0$.

Jak łatwo można zauważyć $y=0$ odpowiada $x=\infty$, czyli krzywa przebiega asymptotycznie względem osi x -ów.

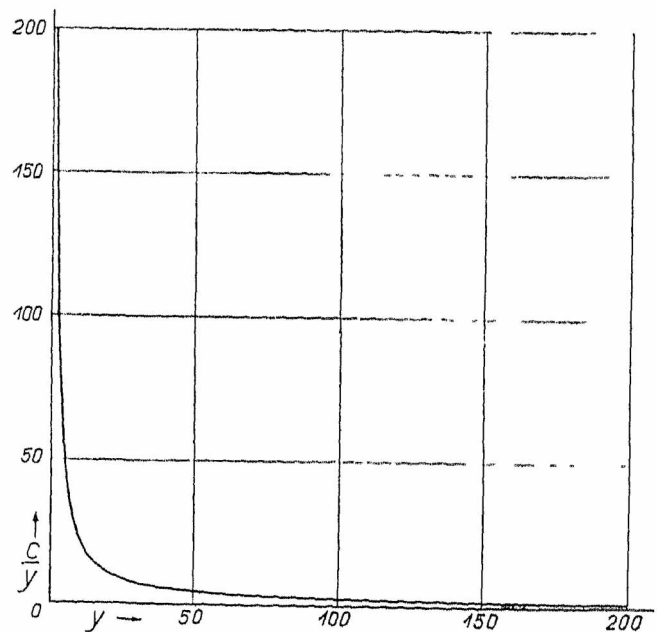
Celem otrzymania mikromanometru ze stałą dokładnością odczytu w granicach do np. 200 mm różnicy wysokości danej cieczy należy widocznie obrać $c=200$. Wobec tego równanie krzywej, wedle której należy wygiąć rurkę, ma postać:

$$x = 100 \ln \frac{200 + \sqrt{200^2 - y^2}}{200 - \sqrt{200^2 - y^2}} - \sqrt{200^2 - y^2};$$

krzywą tą przedstawia rycina 3.

Stopień powiększenia $n = \frac{c}{y} = \frac{200}{y}$ dla danego wy-

padku wykazuje krzywa wyznaczona na ryc. 3, przedstawiająca związek pomiędzy różnicą wysokości y i stopniem powiększenia n .



Ryc. 3.

Dla ścisłości należy dodać, że nie uwzględniliśmy dotąd wpływu zmiany poziomu zwierciadła cieczy w zbiorniku połączonym z rurką manometryczną. Aby zdać sobie sprawę z wielkości błędu popełnionego przez to zaniedbanie, zwróćmy uwagę na warunek ciągłości cieczy przy założeniu cieczy nieściśliwej. Niech oznaczają:

F — przekrój zbiornika

f — przekrój rurki

h' — zmianę wysokości poziomu cieczy w zbiorniku

$h = h' + y$ — różnicę poziomów cieczy w rurce i w zbiorniku po ustaleniu się równowagi

s — długość łuku wzdłuż osi rurki.

Natenczas: $F \cdot dh' = f \cdot ds$,

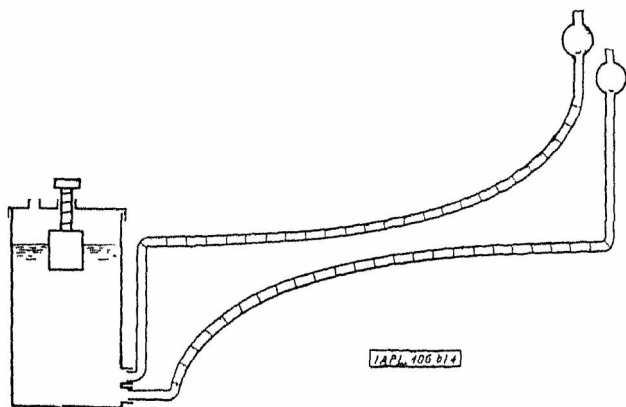
$$\text{skąd: } dh' = \frac{f}{F} ds = \frac{f}{F} \frac{ds}{dy} dy = \frac{f}{F} \frac{c}{y} dy.$$

$$\text{Natomiast: } dh = dy + dh' = \left(1 + \frac{f}{F} \frac{c}{y}\right) dy.$$

$$\text{Stożenie powiększenia: } = \frac{ds}{dh} = \frac{ds}{\left(1 + \frac{f}{F} \frac{c}{y}\right) dy} = \frac{c}{\left(1 + \frac{f}{F} \frac{c}{y}\right) y}.$$

Ponieważ stosunek $\frac{f}{F}$ jest w danym wypadku bardzo mały, gdyż średnica rurek nie przekracza zazwyczaj 3 mm , a to ze względu na konieczność należytego ukształtowania się meniska pod wpływem sił kapilarnych, przeto wobec jedynki można drugi wyraz w mianowniku zaniedbać. Wobec tego:

stopień powiększenia $= \frac{c}{y}$, jak poprzednio podaliśmy.



Ryc. 4.

Jeżeli wygiętą wedle określonej krzywej rurkę manometryczną zaopatrzymy w podziałkę milimetrową, to przy obranym stopniu powiększenia $n = \frac{200}{y}$ otrzy-

many następującą dokładność odczytu różnicy poziomów cieczy: przy $y = 200 \text{ mm}$ dokładność na 1 mm , przy $y = 100 \text{ mm}$ dokładność na $0,5 \text{ mm}$, przy $y = 10 \text{ mm}$ dokładność na $0,05 \text{ mm}$ i t. d., czyli w każdym miejscu wynosi dokładność odczytu $0,5\%$.

W Laboratorium Lwowskim wykonano tego typu mikromanometer zaopatrzony w dwie rurki, z których jedna służy do pomiaru nadciśnień, a druga do pomiaru podciśnień. Układ obu rurek, umieszczonych na wspólnej tablicy drewnianej, uwidoczono na ryc. 4. Wewnętrzna średnica rurek szklanych wynosi 3 mm . Rurki są połączone ze zbiornikiem walcowym o średnicy wewnętrznej 38 mm i długości 750 mm ; stosunek $\frac{f}{F}$ wynosi zatem przy wypełnieniu zbiornika cieczą do połowy:

$$\frac{f}{F} = \frac{\frac{3^2 \cdot \pi}{4}}{38,750} = 0,000248.$$

Do ustawiania poziomu cieczy na punkt zerowy skali zastosowano walec metalowy o średnicy 40 mm zanurzony częściowo w cieczy zbiornika, który można przesuwac w pionie przy pomocy śruby. Jako ciecz służy alkohol, a to głównie ze względu na właściwości rozpuszczania tłuszczów, a tem samym należytego zwilżania ścian rurki zanieczyszczających się po krótkim czasie. Bardzo ważną zaletą tego mikromanometru jest pomiędzy innymi, że nie wymaga on przy odczytywaniu ciśnienia żadnego nastawiania, pomijawszy oczywiście jednorazowe ustawienie całego aparatu do należytego poziomu. Wskutek nieuniknionych błędów rurek manometrycznych tak co do średnicy jak i zakrzywienia, a zatem zmiany sił kapilarnych i niewłaściwych pochyłeń od punktu do punktu, konieczne jest cechowanie mikromanometru np. przez porównanie go z innym mikromanometrem o znanych właściwościach, np. z miernikiem firmy Askani-Werke.

Dr. Inż. Zygmunt Fuchs.

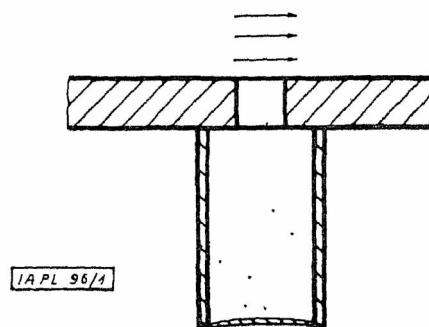
Pomiar rozkładu ciśnień wzdłuż powierzchni przy pomocy sondy ciśnień statycznych.

Mesure de la distribution des pressions sur une surface à l'aide d'une sonde à pression statique.

Explication du principe de la méthode. Description de la sonde utilisée au Laboratoire Aérodynamique de l'École Polytechnique de Lwów. Présentation du résultat des mesures sur une aile munie d'un aileron à fente.

Pomiar sił aerodynamicznych przy pomocy urządzeń wagowych pozwala na wyznaczenie wielkości, kierunku i położenia sił wypadkowych, nie daje natomiast należytego wyobrażenia o rozkładzie siły wzdłuż określonej powierzchni. Do pomiaru rozkładu siły normalnej czyli t. zw. ciśnienia stosuje się zazwyczaj metodę, polegającą na zaopatrzeniu danej powierzchni w szereg otworów o bardzo małej średnicy, połączonych przy pomocy cienkich rurek z czułym manometrem i pomiarze różnicy ciśnień statycznych w miejscu otworu i miejscu ustawienia manometru w hali pomiarowej; zakładamy przytem, że ciśnienie statyczne w hali jest z wystarczającą dla celów praktycznych dokładnością równe ciśnieniu statycznemu w wolnym niezaburzonym strumieniu tunelu aerodynamicznego. Pomiar ciśnienia statycznego przy pomocy otworu polega na założeniu, że wzdłuż powierzchni nieciągłości, jaka powstaje pomiędzy cieczą przepływającą wzdłuż powierzchni w miejscu otworu (ryc. 1) i cieczą pozostającą w spoczynku w otworze, jest ciśnienie w każdym punkcie jednakowe tak dla cieczy płynącej jak i pozostającej w spoczynku.

Pomiar ciśnień statycznych przy pomocy otworów pomiarowych, aczkolwiek celowy, nie jest jednak naogół



Ryc. 1.

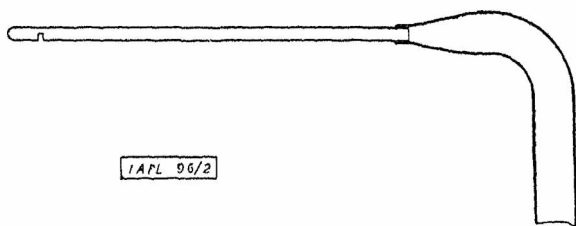
praktyczny, gdyż wymaga starannego i żmudnego przygotowania specjalnych modeli zaopatrzonych w otwórki i połączone z nimi szczelnie rurki, które należy ukryć wewnątrz modelu, aby nie wywoływały osobnych zaburzeń strugi opływającej model. Wyłoniła się zatem potrzeba zastąpienia tej metody pomiaru inną, któraby dozwalała na pomiar rozkładu ciśnień wzdłuż powierzchni dowolnego modelu bez specjalnego jego przysposobienia, a więc np. wprost modelu użytego przedtem do pomiaru

sił aerodynamicznych przy pomocy wagi. Jest rzeczą jasną, że może się to stać jedynie przy pomocy urządzenia pomiarowego, które należy umieścić w określonym punkcie powierzchni zamiast otworu pomiarowego¹⁾. Nie potrzeba dodawać, że rozmiary tego urządzenia pomiarowego muszą być tak małe, aby błąd pomiaru z powodu zaburzenia strugi przez obecność przyrządu mieścił się w granicach błędu pomiaru ciśnień, a pozbawiony, aby odczytane ciśnienie odpowiadało ciśnieniu na powierzchni modelu.

Przy dostatecznie małych rozmiarach przyrządu pomiarowego mogą być oba warunki jednocześnie spełnione, ponieważ, jak wiadomo, wskutek przylegania cieczy opływającej model do jego powierzchni, wyłania się t. zw. warstwa graniczna, w której szybkość ruchu cieczy jest bardzo mała, a zarazem ciśnienie jest praktycznie biorąc stałe wzdłuż każdej normalnej do powierzchni i odpowiada ciśnieniu zewnętrznej strugi poza warstwą graniczną; wskutek tego pomiar ciśnienia w dowolnym miejscu w obrębie grubości warstwy granicznej powinien dać identyczne wyniki.

Grubość warstwy granicznej nie jest wszędzie jednakowa: warstwa ta narasta przy powierzchni w kierunku ruchu strugi cieczy. Jeśliby tedy zdarzyło się, że na przedniej części powierzchni modelu grubość warstwy była mniejszą od rozmiarów poprzecznych przyrządu pomiarowego, to jednak odczyt ciśnienia byłby jeszcze dobry, gdyż gradient szybkości wzdłuż normalnej do powierzchni dla otaczającej warstwę graniczną ruchu potencjalnego cieczy jest względnie mały.

Odpowiednim przyrządem do pomiaru ciśnień statycznych na powierzchni ciała okazała się rurka z przodu zamknięta i zaopatrzona w otwory boczne połączone wprost z manometrem, znana pod nazwą sondy ciśnień. Rurkę tą należy ustawić możliwie w kierunku strugi w danym miejscu. Pomiar wykazał jednak, że małe zboczenia osi rurki od kierunku strugi w granicach około $\pm 6^\circ$ wpływają bardzo nieznacznie na wynik pomiaru²⁾. Ważną rzeczą jest atoli umieszczenie otworów pomiarowych w takiej odległości od przedniego końca rurki, aby wpływ ciśnienia spiętrzenia na przednim końcu na wartość ciśnienia statycznego w miejscu otworów pomiarowych był znikomo mały. Nastąpi to wtedy, jeżeli odległość ta wynosi około $3d$, gdzie d oznacza średnicę rurki. Ważną zaletą tego przyrządu jest między innymi okoliczność, że wykazywane ciśnienie nie zależy od wielkości ciśnienia prędkości.



Ryc. 2.

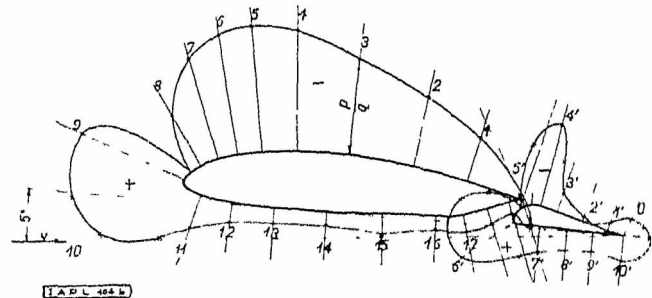
Uwzględniając warunki podane wyżej, zastosowano w Laboratorium Aerodynamicznym Politechniki Lwowskiej sondy ciśnień o średnicy zewnętrznej $d=0,55$ — $1,0$ mm, zaopatrzone rowkiem pomiarowym obejmują-

¹⁾ Porówn.: W. Klempeter, Windkanalversuche an einem Zeppelin-Luftschiff-Model, Abh. aus d. Aerod. Inst. a. d. Techn. Hochsch. Aachen, zes. 12, str. 10, 1932

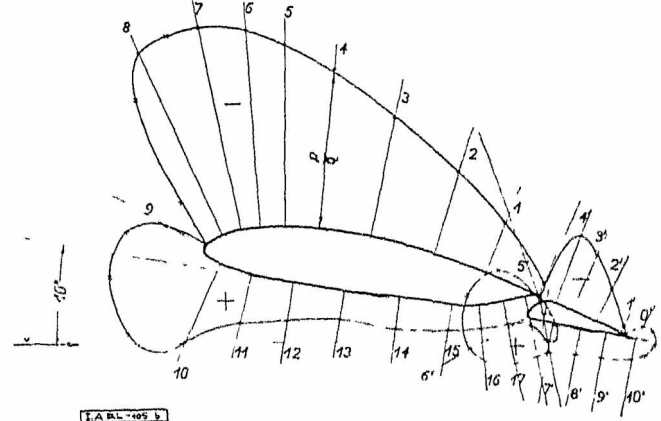
A. B. Scherschevsky, Russische Arbeiten zur Hydro- und Aerodynamik und zur allgemeinen Mechanik, Zeitschr. f. angew. Math. u. Mechanik, t. 11, str. 394, 1931

²⁾ Handb. d. Experimentalphysik, Wien-Harms, t. 4, cz. 1, str. 496, 1931.

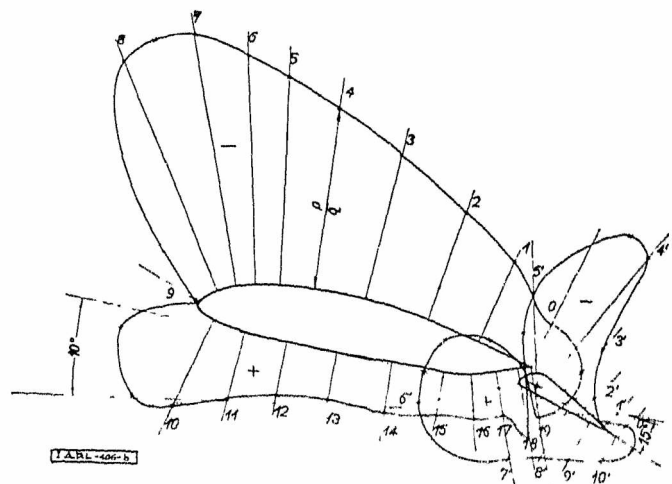
cym połowę obwodu rurki, naciętym w odległości około $3d$ od przedniego końca rurki (ryc. 2). Tylna część rurki połączona jest przy pomocy rurki o średnicy $3-4$ mm wygiętej w odpowiedni sposób z rączką w postaci rury o średnicy zewnętrznej $5-6$ mm, komunikującej się wprost z manometrem. W czasie pomiaru ciśnienia statycznego przykładła się rurkę pomiarową do powierzchni tak, aby rowek pomiarowy, znajdujący się na górnej powierzchni rurki, znajdował się w miejscu, w którym ma się odbyć pomiar ciśnienia. Przy różnego rodzaju powierzchniach należy stosować sondy o odpowiednich średnicach rurek i odpowiednim wygięciu rurek łączących sondę z rączką.



Ryc. 3.



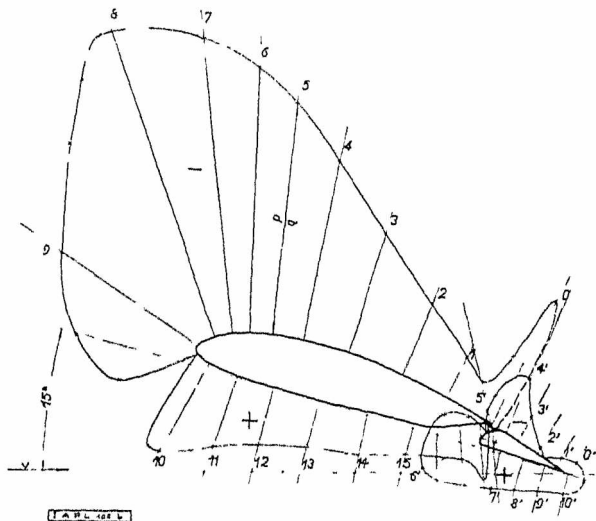
Ryc. 4.



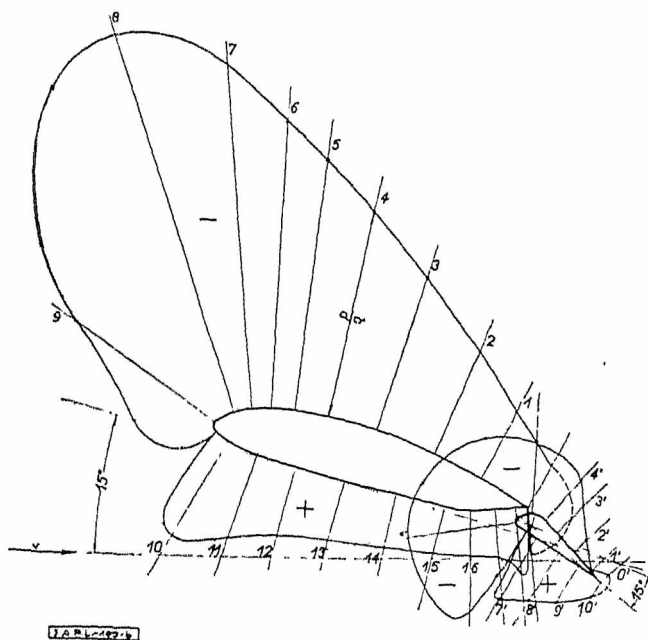
Ryc. 5.

Celem łatwego ustalenia sondy w danym położeniu, tudzież szybkiej zmiany położenia od punktu do punktu, skonstruowano dla tej sondy specjalny uchwyt, pozwalający na przesunięcie sondy w trzech kierunkach przy pomocy prowadnic, tudzież na dowolne obroty przy pomocy odpowiedniego przegubu kulowego. Prowadnice zmontowano na wiazaniu kratowym wagi aerodynamicznej na górze i na dole tak, że w czasie przedmuchiwania np.

modelu skrzydła można równocześnie przeprowadzać pomiar ciśnień na powierzchni górnej i dolnej.



Ryc. 6.



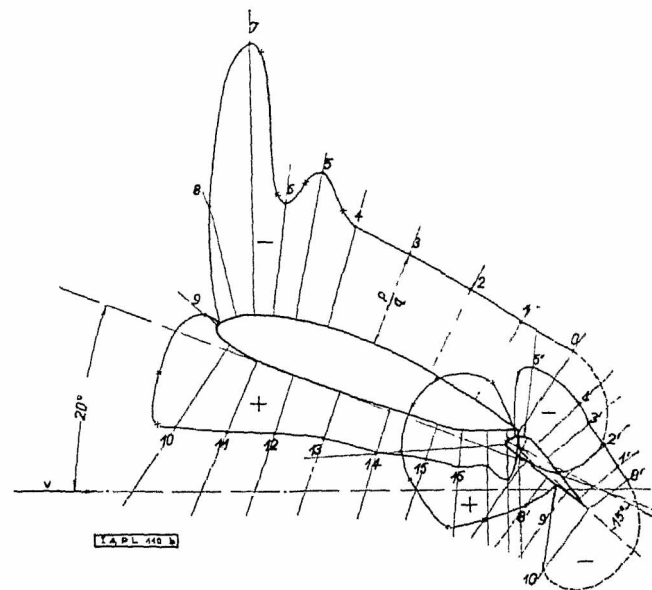
Ryc. 7.

Dla porównania wyników pomiaru ciśnień statycznych przy pomocy otworów pomiarowych na po-

wierzchni i przy pomocy sondy ciśnień wykonano szereg pomiarów na różnego rodzaju powierzchniach przy pomocy obu metod i otrzymano wyniki zupełnie zgodne, t. j. w granicy dokładności pomiaru nie dostrzeżono żadnych różnic.

Celem zobrazowania wyników otrzymanych powyższą podaną metodą podajemy wykresy rozkładu ciśnień na skrzydle z lotką szczelinową przy różnych kątach nastawienia skrzydła i lotki. Ciśnienia odniesione do jednostki ciśnienia prędkości czyli stosunek $\frac{p}{q}$ naniesiono na wykresie na rozwiniętej profilu, a następnie wprost na normalnych do konturu profilu celem uzyskania przejrzystego obrazu rozkładu ciśnień (ryc. 3, 4, 5, 6, 7, 8). Punkty pomiarowe oznaczone są na wykresach kółeczkiem, zaś punkty uzyskane drogą interpolacji względnie ekstrapolacji na wykresie na rozwiniętej profilu krzyżkiem. Pola wykresu, odpowiadające nadciśnieniu, oznaczone są znakiem (+), zaś odpowiadające podciśnieniu znakiem (—).

Uzyskane wyniki pomiarów, uwidocznione na wykresach, uprawniają do założenia, że stosowanie sondy ciśnień statycznych do pomiaru rozkładu ciśnień w tu-



Ryc. 8.

nelu aerodynamicznym daje rezultaty przydatne do użytku praktycznego.

Inż. Wacław Czerwiński.

Wpływ własności profilu i wydłużenia na prędkość opadania szybowca.

Dzisiejszy stan rozwoju szybownictwa ustalił pewne wymagania, którym odpowiadać muszą konstrukcje szybowców służących nieraz do wykonywania lotów w warunkach bardzo niekorzystnych. Najbardziej zasadniczym warunkiem wymaganym od wszystkich typów szybowców, jest mała prędkość opadania. Jest jeszcze wiele innych wymagań zależnych od przeznaczenia danego szybowca jak duża prędkość pozioma dla szybowców służących do wykonywania przelotów, duża łatwość w prowadzeniu i zwrotność potrzebna tam gdzie wykorzystuje się prądy wznoszącego się powietrza o małym przekroju i t. d. W następnych rozważaniach zajmujemy się jedynie warunkami aerodynamicznymi którym odpowiadać musi szybowiec o małej prędkości opadania.

Prędkość opadania szybowca zależy od:

1. obciążenia jednostkowego powierzchni skrzydła,
2. oporu indukowanego skrzydła,
3. oporów dodatkowych takich części jak kadłub, stery, podwozie oraz oporu tarcia powierzchniowego całości. Ażeby wszystkie wymienione zależności ująć we formułę matematyczną musimy rozpocząć rozważanie od warunków równowagi, w których znajduje się szybowiec w locie.

Jako reakcję działań aerodynamicznych w locie na szybowiec uważać należy wypadkową R skierowaną pod pewnym kątem do toru. Wypadkową tą rozkładamy na dwie składowe P_y i P_x działające prostopadle i równoległe do toru. Obie te składowe są funkcją kąta nachylenia cięciwy skrzydła do toru, rozmiarów linjo-

wych szybowca, gęstości powietrza, oraz prędkości. Zależności te możemy napisać:

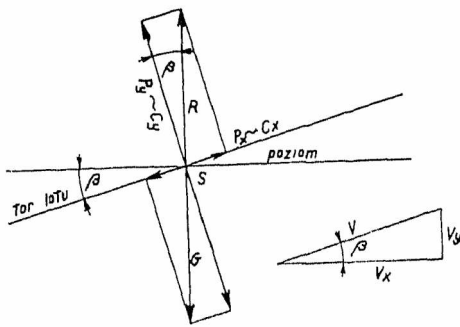
$$P_y = f(\alpha, l, \rho, v); \quad P_x = f(\alpha, l, \rho, v)$$

Wielkości P_y i P_x wyznacza się doświadczalnie w laboratorjach aerodynamicznych na modelach wykonanych w skali, przyczem podaje się nie siły, tylko współczynniki, odnosząc je do takich wielkości porównawczych, jak powierzchnia skrzydła oraz ciśnienie prędkości. Nazywając przez P_x opór całkowity szybowca, przez P_y jego wypór możemy napisać:

$$P_x = q \cdot F \cdot c_x \quad P_y = q \cdot F \cdot c_y$$

gdzie $q = \frac{\rho \cdot v^2}{2}$ = ciśnieniu prędkości, a F = powierzchni skrzydła.

Rozpatrując lot szybowca w ruchu jednostajnym zauważymy, że wypadkowa R musi być równą i przeciwnie skierowaną całkowitemu ciężarowi szybowca G (ryc. 1). Składowa ciężaru G w kierunku toru jest



[153212]

Ryc. 1.

równą oporowi szybowca P_x , składowa ciężaru w kierunku prostopadłym do toru znosi wypór. Ponieważ P_y i P_x są proporcjonalne do współczynników c_y i c_x , możemy napisać:

$$\operatorname{tg} \beta = P_x / P_y = c_x / c_y,$$

gdzie β jest kątem nachylenia toru szybowca do poziomu. Rozpatrując trójkąt prędkości (ryc. 1) możemy w przybliżeniu zastąpić prędkość po torze V przez prędkość poziomą V_x , zaś wypadkową R przez P_y , ponieważ kąt β jest mały w zakresie tych kątów przy których zwykle się lata.

$$\text{Obliczając ze wzoru } R = G = P_y = \frac{F \cdot \rho \cdot V_x^2 \cdot c_y}{2}$$

szybkość V_x , otrzymamy:

$$V_x = \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{2}{\rho} \cdot \frac{1}{c_y}}$$

a ponieważ prędkość opadania $V_y = V_x \operatorname{tg} \beta = V_x \cdot \frac{c_x}{c_y}$ przeto wstawiając za V_x wartość wyrachowaną, otrzymamy:

$$V_y = \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{2}{\rho} \cdot \frac{1}{c_y} \cdot \frac{c_x}{c_y}} = \sqrt{\frac{G}{F} \cdot \frac{2}{\rho} \cdot \frac{c_x^2}{c_y^3}}$$

Wyprowadziliśmy żadaną formułę określającą zależność pomiędzy prędkością opadania V_y , a obciążeniem jednostkowym skrzydła $\frac{G}{F}$, oporem indukowanym i szkodliwym c_x , oraz współczynnikiem wyporu. Dzielać parametry, od których zależy prędkość opadania na dwa rodzaje t. j. na parametry zależne od kształtu profilu wydłużenia skrzydła oraz od oporów szkodliwych i na parametry takie jak wymiary szybowca i jego ciężar, otrzymamy bardziej poglądową formę tego wzoru. Wyrażając powierzchnię jako funkcję rozpiętości i wy-

dłużenia skrzydła: $F = b \cdot t = \frac{b \cdot t \cdot b}{b} = \frac{b^2}{\lambda}$ gdzie $\lambda = \frac{b}{t}$

otrzymamy:

$$V_y = \sqrt{\frac{G}{b^2} \cdot \frac{2}{\rho} \cdot \frac{c_x^2}{c_y^3} \cdot \lambda} = \sqrt{\frac{G \cdot 2}{b^2 \cdot \rho} \cdot \lambda} \cdot \sqrt{\frac{c_x^2}{c_y^3}}$$

Budując szybowiec o danej rozpiętości, z którą jest związany proporcjonalnie ciężar szybowca, może

konstruktor zmieniać wyrażenie: $\sqrt{\frac{c_x^2}{c_y^3} \cdot \lambda}$, które jest zależne od własności profilu skrzydła, jego wydłużenia, oraz oporów dodatkowych (szkodliwych). Współczynnik c_x musimy uważać jako sumę współczynnika oporu indukowanego c_{xi} oraz współczynnika oporów c_{xs} . Współczynnik oporu indukowanego zależy od wydłużenia skrzydła oraz rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości. Zakładając ten rozkład jako eliptyczny, dla którego opór indukowany przy danym wydłużeniu jest najmniejszy, możemy zmieniać jedynie wydłużenie skrzydła, uzyskując w ten sposób różne opory indukowane. Ze względu na postawione żądanie jak najmniejszej prędkości opadania szybowca, musimy wziąć pod uwagę funkcję:

$$\sqrt{\frac{c_x^2}{c_y^3} \cdot \lambda} - f(\lambda).$$

Minimum tej funkcji znajdziemy tworząc szereg iloczynów z $\sqrt{\lambda}$ oraz przynależnych każdorazowo dla każdego λ minimalnych wartości $\sqrt{\frac{c_x^2}{c_y^3}}$. Abyby rachunek ten był ścisłym, należałoby przeprowadzić kilka pomiarów w laboratorium aerodynamicznym ze skrzydłem o tym samym profilu a o różnych wydłużeniach. Potrzebne pośrednie wartości można by wtedy z wystarczającą dokładnością interpolować. Jeżeli brak podobnych danych laboratoryjnych, można dla orientacji przeprowadzić wyliczenie dla danego profilu wykreślić, korzystając z założenia niezmienności oporu profilowego przy danym wyporze (Betz, Göttingen). Założenie to daje dobre wyniki przy przeliczaniu własności skrzydła z jednego wydłużenia na drugie jedynie przy małej zmianie λ , dlatego też metodę tę należy używać za przybliżoną.

Na siatce o spółrzędnych prostokątnych nanosi się parabole oporu indukowanego dla kilku wydłużeń (np. dla $\lambda = 5, 7.5, 10, 15, 20, 25, 30$), obliczając spółrzędne ze wzoru:

$$c_{xi} = \frac{c_y^2}{\pi \cdot \lambda}, \quad \text{gdzie } \lambda = \frac{b^2}{F},$$

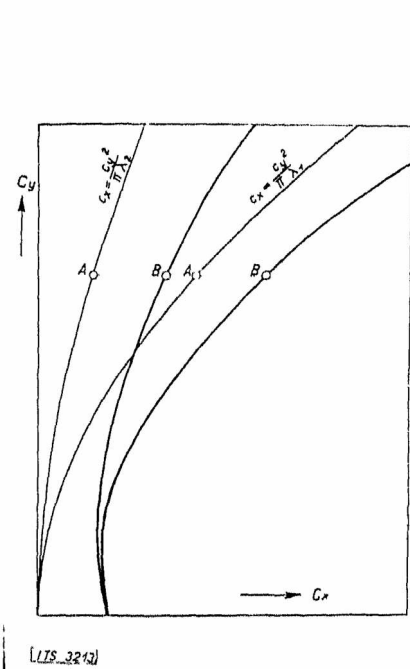
następnie nanosi się na tę siatkę biegunową profilu badanego w laboratorium. Korzystając z poprzednich założeń dla znalezienia biegunowej dla innych wydłużeń, wystarczy odmierzyć wielkość oporu profilowego $A-B$ (ryc. 2) dla danego c_y i odnieść ją na prawo od paraboli dla innych wydłużeń. Przeprowadzając tę operację dla kilkunastu punktów otrzymamy pęk szukanych biegunowych. Należy teraz wyszukać dla każdej z nich minimalną wartość: $\sqrt{\frac{c_x^2}{c_y^3}}$. Można to uczynić jednym z wielu znanych sposobów. Najszybciej dochodzi się do celu w ten sposób, że na przeźroczu z kalki nanosi się pęk krzywych o równaniu: $c_y^3 - p \cdot c_x^2$ (ryc. 3). Jeżeli narysujemy ten pęk dosyć zagęszczony, wtedy z wystarczającą dokładnością można wyznaczyć

*) Uwaga: Z powyższem przekształceniem wzoru na prędkość opadania zapoznał się autor na wykładzie Inż. Lippicha na kongresie szybowcowym w Rhön, w r. 1932. Formy tej używa Inż. Lippisch w artykule p. t. „Sinkgeschwindigkeit und Gleitzahl“, Flugsport z r. 1932.

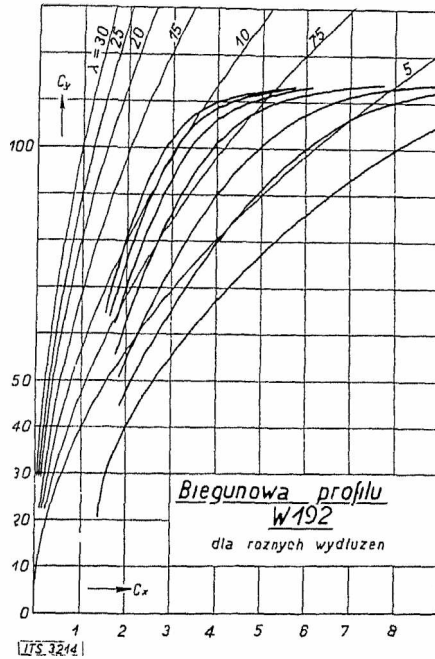
punkty styczności tego pęku z biegunowami. Wyszukane w ten sposób punkty styczności spełniają warunek minimum $\sqrt{c_x^2/c_y^3}$ dla danej biegunowej. Z uzyskanych w ten sposób wartości c_x i c_y tworzymy ilorazy $\sqrt{c_x^2/c_y^3}$ i mnożymy je przez odpowiednie $\sqrt{\lambda}$.

Rysując otrzymaną w ten sposób funkcję $\sqrt{c_x^2/c_y^3} \cdot \lambda$ znajdziemy łatwo jej minimum.

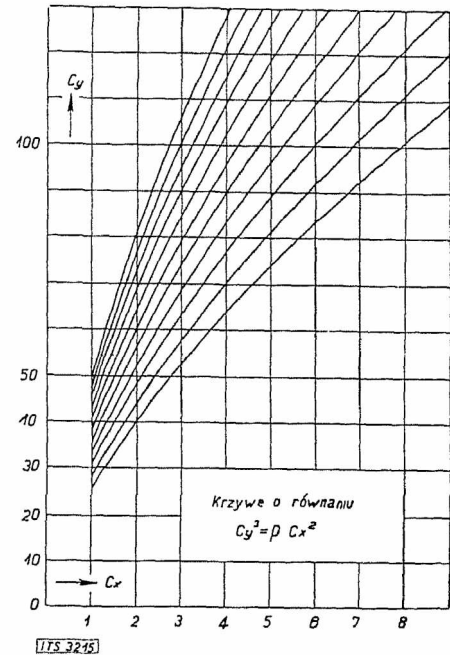
i 0.01. Chcąc wiedzieć jak zmienia się prędkość opadania szybowca z obciążeniem charakterystycznym G/b^2 uzupełniono tablicę po lewej stronie nomogramem, na którym można wprost odczytać prędkość opadania szybowca. Z wykresów tych widać, że z powiększeniem oporu szkodliwego minimum prędkości opadania przesunęło się w stronę mniejszych wydłużeń. Nie opłaca się więc stosować dużych wydłużeń dla szybowców gorszych aerodynamicznie, należy zawsze owo optymalne wydłużenie znaleźć, w czym właśnie pomocną jest niniejsza praca. Przypuśćmy, że konstruktor wy-



Ryc. 2.



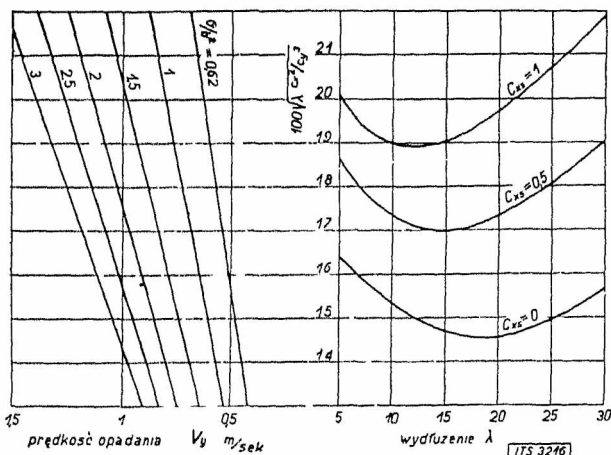
Ryc. 3.



Ryc. 4.

Ażebymy znaleźć kształt funkcji: $\sqrt{c_x^2/c_y^3} \cdot \lambda = f(\lambda)$ dla paru oporów szkodliwych, wystarczy przenieść środek układu dla pęku biegunowych o wielkość c_{zs} na lewo. Ustawiając przeźroczę (ryc. 3) w nowym środku układu, znajdziemy c_x^2/c_y^3 dla danego oporu szkodliwego w sposób podany poprzednio.

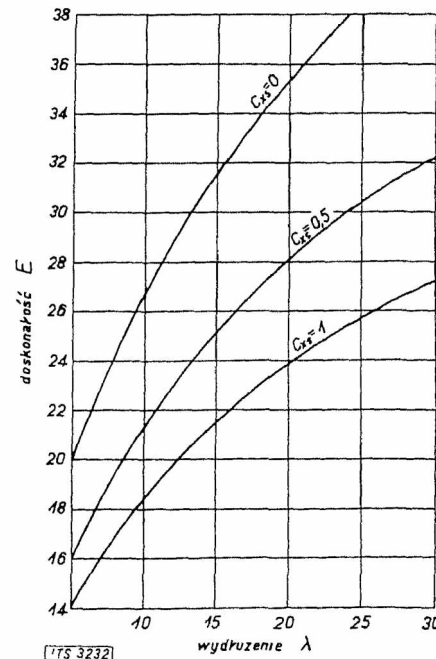
brał dla swojego szybowca profil W 192 i przyjął najważniejsze dane jak powierzchnię, ciężar oraz opory kadłuba, sterów i t. d., co pozwoliło mu na ocenę wielkości współczynnika oporów szkodliwych odniesionego



Ryc. 5.

Ryc. 4 przedstawia pęk biegunowych profilu Instytutu Aerodynamicznego Politechniki Warszawskiej Nr. 192 dla siedmiu wydłużeń. Znajdując minima

$\sqrt{c_x^2/c_y^3}$ dla każdego wydłużenia i mnożąc to minimum przez odpowiedni pierwiastek z λ otrzymano siedem wartości wyznaczających szukaną funkcję. Kształt tej funkcji przedstawiają trzy krzywe na ryc. 5 dla różnych oporów szkodliwych, a mianowicie dla $c_{zs} = 0, 0.005$



Ryc. 6.

dla powierzchni skrzydła. Mając ten współczynnik, który niech dla przykładu wynosi $c_{zs} = 0,5$ można na podstawie tablicy (ryc. 5) wyznaczyć jaknajkorzystniejsze

wydłużeniu skrzydła ze względu na prędkość opadania szybowca. Jak widać z tablicy minimum funkcji

$100\sqrt{\lambda \cdot c_x^2 / c_y^3} = f(\lambda)$ wypada dla $\lambda = 15$. Mając daną powierzchnię skrzydła może konstruktor wyliczyć teraz rozpiętość szybowca, oraz obciążenie charakterystyczne G/b^2 . Interpolując pęk prostych po lewej stronie wykresu dla swojego obciążenia charakterystycznego, oraz znajdując punkt przecięcia się tej prostej z poziomą wyprowadzoną ze znajdującego poprzednio minimum, można znaleźć przy pomocy nomogramu najmniejszą

prędkość opadania jaką może mieć szybowiec dla początkowych założeń. Jasnym jest, że potrzebną wielkość usterzenia trzeba sprawdzić po ustaleniu wydłużenia skrzydła i wprowadzić ewentualną poprawkę do współczynnika oporów szkodliwych. Dla uzupełnienia dołączono jeszcze tablicę (ryc. 6), która podaje zmianę doskonałości E z wydłużeniem. Można więc ustalając współczynnik oporów szkodliwych oraz wydłużenie znaleźć na tym wykresie najlepszy współczynnik szybowania dla rachowanego szybowca.

Adam Nowotny,

konstruktor Instytutu Techniki Szybownictwa we Lwowie.

Możliwości taniego i ekonomicznego samolotu sportowego.

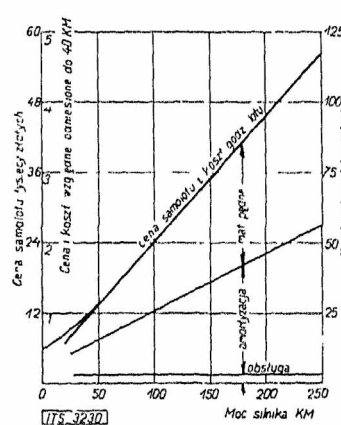
I. Problem.

Sprawa ekonomicznego samolotu sportowego, forsowana szczególnie intensywnie w Niemczech w latach ubiegłych, ostatnio pozornie zepchnięta na drugi plan wobec maszyn turystycznych o wysrubowanych wyczynach, faworyzowanych przez Międzynarodowy Konkurs Samolotów Turystycznych (Challenge 1932), posiada dzisiaj właśnie w Polsce, wobec krytycznej sytuacji gospodarczej pierwszorzędne znaczenie. Nasze samoloty sportowe lat ubiegłych były tylko wstępem do drogiej maszyny turystycznej, których wysokie wyczyny okupiono prosto zwiększeniem mocy silników, a konstruktorzy nie dążyli wcale do stworzenia taniego samolotu. Chodziło tu przede wszystkim o zwiększenie szybkości podróży. Cel ten istotnie osiągnięto: Samoloty Challenge'u 1932 posiadały szybkości podróżne około 200 km/h, przy szybkości maksymalnej do 240 km/h i stosunku szybkości maksymalnej do minimalnej $V_{max} : V_{min} = 3,2$ do 3,9! Są to jednak maszyny luksusowe, które jako takie pozostaną zawsze niedostępne dla szerokiego ogółu. To też coraz częściej wysuwa się ostatnio sprawę taniego samolotu „dla wszystkich“, przy czym ma się zwykle na myśli najprymitywniejszy samolot, nadający się w miarę możliwości do budowy nawet amatorskiej i wyposażony w jak najtańszy silnik. Z jednej strony widzimy więc silne zainteresowanie samolotem turystycznym o wysokich wyczynach, z drugiej strony pożądanie taniego samolotu „dla wszystkich“. Należałoby dążyć do zwiększenia wyczynów, ale nie kosztem ekonomii lotu i ceny samolotu.

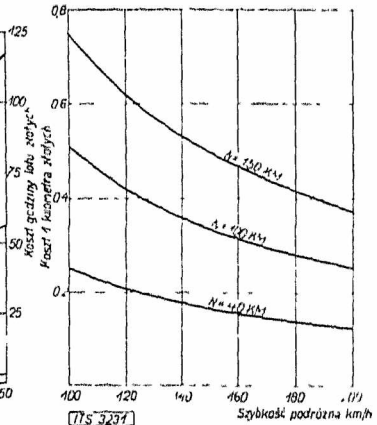
Zagadnienie ekonomii jest związane ściśle z mocą silnika, natomiast pewne minimalne wyczyny konieczne dla bezpieczeństwa lotu, zależą tylko od nadmiaru mocy. W jakim stopniu moc silnika wpływa na cenę samolotu i kosztu ruchu, przedstawia ryc. 1. Koszta ruchu odniesione są tu na godzinę lotu¹⁾. Koszt godziny lotu jest przede wszystkim miarodajny dla ekonomii samolotu sportowego, przeznaczanego dla szkolenia i treningu.

¹⁾ Za podstawę kalkulacji przyjąłem dane amerykańskiej Izby Handlowej obejmujące statystykę niemal całego przemysłu ameryk. według Luftwacht 1930, str. 142. Cena silnika stanowi średnio 50% ceny całego samolotu. Przy obliczeniu kosztów na godz. lotu, przyjąłem amortyzację w ciągu 3 lat, bez oprocentowania, przy 360 godz. lotu/rok. Zużycie benzyny 0,25 kg/KMh, oliwy 0,012 kg/KMh, cena benzyny 0,72 zł/kg i smaru 2,5 zł/kg, oraz obsługa 1200 zł/rok. Nie uwzględniam kosztów ubezpieczenia, hangarowania i opłaty za start. Kwestja ubezpieczenia nie jest u nas jeszcze uregulowana. Koszta hangarowania dla klubów odpadają zupełnie, a opłaty za start są stosunkowo małe. Pomijając te wszystkie koszta dodatkowe popełniam błąd około 8% całkowitych kosztów ruchu. Podane wartości bezwzględne w złotych nie muszą być oczywiście ściśle, chodzi tu tylko o wartości względne. Dlatego też obok skali zł., znajduje się skala cen i kosztów względnych, odniesionych do cen i kosztów samolotu z silnikiem 40 KM jako jednostkowych.

Przy obecnym stanie naszego lotnictwa sportowego, sprawa ta stoi na pierwszym planie. Jeśli chodzi o turystykę i użyteczność samolotu sportowego jako środka szybkiej komunikacji, to dla ekonomii większe znaczenie posiada koszt na km przebytej drogi. Ryc. 2 przedstawia zależność kosztów 1 km jako funkcję szybkości podróżnej, oraz mocy silnika otrzymane z danych ryc. 1. Dla sa-



Ryc. 1.



Ryc. 2.

molotu turystycznego, jak widać ze względu na koszty bezpośrednie ruchu, a dla samolotu jako środka komunikacyjnego jeszcze więcej ze względu na wartość czasu, jest pożądana duża szybkość podróżna. Zwiększenie szybkości podróży i wyczynów w ogólności, nie trzeba jednak koniecznie okupywać silnikami o dużej mocy, bardziej ekonomicznie uzyskać to można przez zwiększenie nadmiaru mocy przy niezmiennym mocy silnika, zmniejszając do minimum „pracę unoszenia“. Przez odpowiednie wykończenie aerodynamiczne płatowca i lekkość budowy można to minimum mocy koniecznej dla utrzymania samolotu w locie poziomym, zmniejszyć bardzo skutecznie. Do jakiego stopnia jest to możliwe, najlepiej ilustrują dzisiejsze szybowce: Minimum mocy unoszenia wynosi tu zaledwie 1,5 do 2,5 KM²).

Niestety, technika budowy silników lotniczych słabej mocy nie stoi jeszcze na wysokości zadania. Najniższa moc, dla jakiej można obecnie dostać silnik dostatecznie pewny i niewymagający ciągłych remontów, o znośnym

²⁾ Jest to oczywiście minimum konieczne dla utrzymania szybowca w locie poziomym, dla startu i bezpieczeństwa lotu potrzebny jest oprócz tego pewien nadmiar mocy. Uwzględniając wzrost ciężaru własnego wskutek koniecznego wzmocnienia konstrukcji i ciężaru silnika, przy odpowiednim „wbudowaniu“ takiego na szybowiec, wykazywałem w innym miejscu, że już z silnikiem 8 do 10 KM można by uzyskać zupełnie zadowalniające dla bezpieczeństwa lotu wyczyny, a mianowicie szybkość wznoszenia przy ziemi 1,8 m/sek, dla samolotu jednomiejscowego o szybkości lądowania 45 km/h.

Vide: A. Nowotny, „Moc silnika dla płatowca sportowego“, Życie Techniczne 1925, str. 258 i 1926, str. 17.

zużyciu paliwa i dostatecznie równym chodzie, a przytem niezbyt ciężki w stosunku do swej mocy, wynosi około 40 KM (Salmson AD 9, Aeronca, Continental). Znałe na całym świecie przystępne samoloty Klemm'a posiadają z takimi silnikami zupełnie zadawalniające wyczyny. Ale tam, gdzie chodzi o zwiększenie wyczynów, a w szczególności szybkości podróźnej, Klemm również używa mocniejszych silników (60—150 KM). Jest to objaw chroniczny, spotykany u wszystkich niemal konstruktorów. Powód jest jasny: Ze wzrostem mocy maleje szybko ciężar silników: tak np. silnik Pobjoy 75 KM jest o 7 kg lżejszy od Salmson'a 40 KM. Nie wysilając się więc wcale na udoskonalenie płatowca można przy tej samej wadze uzyskać łatwo znaczny nadmiar mocy i wyczyny. Droga istotnie bardzo ponętna, ale z punktu widzenia postępu płatowca i uprzyśtępnienia go ogółowi wprost szkodliwa. Postaram się wykazać, że nie zmieniając mocy silnika można dojść do tego samego celu w sposób więcej ekonomiczny.

II. Stan obecny.

Ciężar silnika Salmson AD 9 mocy $N = 40$ KM, wynosi $G_s = 75$ kg, t. j. $1,8$ kg/KM. Przyjąwszy zapas paliwa na 3 godziny lotu przy N_{max} i zużyciu $0,25$ kg/KMh, otrzymamy ciężar użyteczny samolotu dwumiejscowego: $G_u = 2$ osoby + bagaż + mat. pędne = $160 + 20 + 30 = 210$ kg. Znałe metody konstrukcji pozwalają na zbudowanie płatowca o stosunku ciężaru własnego do całkowitego: $G_p : G = 0,4$, przyczem $G_p = G - G_u$ $G_s = G - 285$, zatem $G_p = 195$ kg, oraz całkowity ciężar w locie $G = 475$ kg; przyjmijmy $G = 480$ kg.

Ze względu na bezpieczeństwo musimy żądać szybkości lądowania $V_l = 60$ km/h = $16,7$ m/sek. Ze względu na koszt, będzie się trzeba narazie zadowolić skrzydłem bez specjalnych urządzeń zmierzających do zwiększenia nośności przy lądowaniu. Dla znanych obecnie profilów o niezbyt dużych oporach profilowych, można więc przyjąć najwyżej maksymalny współczynnik siły nośnej $C_y max = 1,5$. Temsamem dane jest obciążenie powierzchni nośnej:

$$G/F = q/2 \cdot V_l^2 \cdot C_y max = 16,7^2 \cdot 1,5/16 = 26 \text{ kg/m}^2,$$

jeżeli gęstość powietrza = $1/8$. Stąd powierzchnia nośna $F = 480/26 = 18,0$ m². Współczynnik oporu profilowego, skrzydła o $C_x max = 1,5$, będzie w najlepszym razie $C_x p = 0,013$, współczynnik oporu kadłuba, z silnikiem gwiazdzistym, normalnem podwoziem i sterami, odniesiony do największego przekroju kadłuba, $C_x k = 0,74$ ³⁾. Największy przekrój kadłuba przyjmijmy⁴⁾ $f = 0,6$ m² wówczas współczynnik oporu szkodliwego:

$$C_x s = C_x p + C_x k \cdot f/F = 0,013 + 0,74 \cdot 0,6/18,5 = 0,037.$$

W przybliżeniu można przyjąć, że lot przy minimum mocy unoszenia wypada przy najlepszym współczynniku szybowania⁵⁾, a dla optimum szybowania opór szkodliwy równa się oporowi indukowanemu⁶⁾, zatem:

$$C_x s = C_x i = C_y^2/\pi \cdot A = 0,037.$$

Dla profilu o $C_y max = 1,5$, ten stan lotu osiągnie się przy $C_y \approx 1,0$ zatem „optymalne“ wydłużenie:

³⁾ Według pomiarów na kadłubie samolotu sportowego Sperry - Messenger, w skali 1:1, w tunelu średnicy 6 m, przy szybkości 145 km/h.

Vide: Technical Note 271 U. S. A.

⁴⁾ Wartość średnia samolotów: Klemm, Fieseler, Udet, Raab-Katzenstein i in.

⁵⁾ Vide: M. Schrenk „Berechnung d. Flugleistungen ohne Polarität“. Z. F. M. 1927, str. 158 i d.

⁶⁾ Zależność znana już przez Penaud (1860), wyrażona później jasno przez Lanchestera, Helmholda, Schrenka. Vide też: Steiner, „Zur Mechanik des Weitfluges“. Z. F. M. 1927, str. 567 i d.

$l = C_y^2/\pi \cdot C_x s = 1/3,14 \cdot 0,037 = 8,6$,
a stąd rozpiętość:

$$b = \sqrt{A \cdot F} = \sqrt{8,6 \cdot 18,5} = 12,6 \text{ m.}$$

z uwzględnieniem kadłuba $b = 13$ m. Opór całkowity:

$$C_x = C_x s + C_x i = 2 \cdot 0,037 = 0,074$$

stąd doskonałość:

$$E = (C_y, C_x) max = 1/0,074 = 13,5$$

Dla tych wartości otrzymamy:

Szybkość jednostkową po torze:

$$V_1 = 4\sqrt{G/F} = 4\sqrt{26} = 20,4 \text{ m/sek.}$$

minimum szybkości opadania:

$$V_y = V_1/E = 20,4/13,5 = 1,5 \text{ m/sek.}$$

minimalna moc unoszenia:

$$N_{min} = V_y \cdot G/75 = 1,5 \cdot 480/76 = 9,6 \text{ KM,}$$

współczynnik nadmiaru mocy:

$$A = (N, \eta) max/N_{min} - 1 = (0,74 \cdot 4)/9,6 - 1 = 2,12.$$

Współczynnik nadmiaru mocy określa wyczyny⁷⁾:

Szybkość wznoszenia przy ziemi:

$$w_{max} = 0,8 \cdot A \cdot V_y = 0,8 \cdot 1,5 \cdot 2,12 = 2,54 \text{ m/sek.}$$

szybkość maksymalna:

$$V_{max} = (0,5 \cdot A^{0,6} - 1) \cdot V_1 = 36,3 \text{ m/sek} = 131 \text{ km/h,}$$

pułap teoretyczny:

$$H_p = 11 \cdot \log(A + 1) = 5,43 \text{ km}$$

Szybkość wznoszenia przy ziemi, określa już właściwie własności samolotu przy starcie: Jako minimum przyjmuje się dla samolotu sportowego około 2 m/sek. Dla zorientowania się co do wielkości miejsca startu i „przełupa“ koniecznego dla takiego samolotu do wylotu, przełiczmy jeszcze poszczególne stadia startu⁸⁾:

Ciąg śmigła o średnicy $D = 2,0$ m w miejscu:

$$S_o = \sqrt{q/2 \cdot D^2 \cdot [0,74 \cdot N \cdot 75]^2} = \\ = \sqrt{1/16 \cdot 4 \cdot [0,74 \cdot 40 \cdot 75]^2} = 157 \text{ kg.}$$

Przyjmując współczynnik tarcia $\mu = 0,075$, otrzymamy siłę przyspieszającą samolot w pierwszej chwili startu: $P_o = S_o - \mu \cdot G = 121$ kg, oraz w chwili oderwania się od ziemi: $P_1 = G \cdot w/V_1 - 480 \cdot 2,54/20,4 = 60$ kg. Średnia wielkość siły przyspieszającej samolot w pierwszym okresie startu, do chwili oderwania się od ziemi: $P = (P_o + P_1)/2 = 90$ kg. Stąd długość rozbiegu do chwili oderwania się:

$$L_1 = G \cdot V_1^2/Pm \cdot 2g = 480 \cdot 20,4^2/180 \cdot 2g = 113 \text{ m.}$$

Droga potrzebna na przejście do właściwego wznoszenia:

$$L_2 = 2 \cdot P_1/\gamma \cdot F(C_y max - C_y) = 2 \cdot 60 \cdot [0,123 \cdot 18,5 \cdot 0,5] = 105 \text{ m,}$$

wreszcie na wznoszenie do wysokości $h = 20$ m:

$$L_3 = h \cdot G/P_1 = 20 \cdot 480/60 = 160 \text{ m.}$$

Całkowita długość startu do wysokości 20 m:

$$L = L_1 + L_2 + L_3 = 385 \text{ m.}$$

Powyższe wyczyny osiągalne bez szczególnych trudności przy zupełnie „normalnych“ metodach konstruk-

⁷⁾ W Lab. Aerod. Polit. Lwowskiej otrzymano dla takiego samolotu $E = 14$.

⁸⁾ Dla oceny „możliwości“ użyłem tu przybliżonych wzorów według: M. Schrenk „Ueber das Zusammenwirken von Flugwerk u. Triebwerk“. Z. F. M. 1931, str. 721 i d. Dokładność dla takich rozważań jest zupełnie wystarczająca. Rachunek ścisły, przeprowadzony na podstawie biegunowej modelu takiego samolotu według dmuchań L. A. P. L., dał nieco wyższe wartości. W szczególności pułap i szybkość wznoszenia, obliczone wzorami przybliżonymi wypadają niekorzystnie, bo liczy się przy założeniu lotu na kącie natarcia odpowiadającemu najlepszej doskonałości, a nie jak być powinno ściśle na minimum mocy. Obliczenie długości startu według: M. Schrenk „Abflug u. Schraubenzug“. Z. F. M. 1932, str. 629 i d.

cyjnych, jakkolwiek narazie jeszcze skromne, dla bezpieczeństwa lotu są zupełnie wystarczające. Kalkulacja war- sztatowa wykazuje zgodnie z ryc. 1, że samolot taki z sil- nikiem Salmson kosztowałby w serji około 12.000 zł.

III. Możliwości najbliższe.

Rozpatrując „stan obecny“, przyjęliśmy ze względu na cenę płatowca, wartości odpowiadające najprostszemu wykonaniu. Ale już obecnie znamy cały szereg sposobów aerodynamicznego udoskonalenia płatowca, równocześnie pojawiają się na rynku lżejsze typy słabych silników. Przez udoskonalenie konstrukcji będzie można wreszcie obniżyć wagę własną płatowca. Udoskonalenia te pod- wyższą oczywiście w pierwszej chwili cenę samego płat- owca i będą jeszcze wymagały szczegółowych studiów w locie. Odnosi się to przede wszystkim do lotek i klap na krawędzi odpiływu skrzydła, opuszczanych przy lądowa- niu. Zapomocą tego rodzaju urządzeń można nawet w stosunkowo prosty sposób uzyskać $C_{y_{max}} = 2,2$ i wię- cej, stosując profile o małej wypukłości a nawet syme- tryczne⁹⁾. W locie normalnym będzie więc można uzy- skać $C_{xp} = 0,008$. W oporach części nienośnych 40% zajmuje podwozie, 17% wystające głowy silnika¹⁰⁾. Przez odpowiednią konstrukcję podwozia i jego oprofilowanie (na wzór np. podwozia Messerschmidt'a M 29, względnie może nawet chowanie podwozia jak to obecnie na szeroką skalę zaczynają stosować przede wszystkim w Ameryce, w szybkich samolotach komunikacyjnych i wojskowych), stosowanie osłon silnika (pierścienie Towned i t. p.), oraz nieco droższych, starannie oprofilowanych kadłubów o przekroju kołowym, będzie można przy równoczesnym zmniejszeniu przekroju do $f = 0,55 m^2$ zmniejszyć opory części nienośnych przypuszczalnie do 40%, t. zn. do $C_{xk} = 0,74 \cdot 0,4 = 0,3$ ¹⁰⁾. Nowsze silniki (np. Aeronca) ważą już $1,4 kg/KM$, co prawda muszą jeszcze zdać egza- min niezawodności w locie. Przez udoskonalenie kon- strukcji można wreszcie zejść do $G_p : G = 0,35$ (niektóre większe płatowce dochodzą już dziś do 0,25). Przyjmując te wartości jako obecnie już, zupełnie możliwe do osią-gnięcia, otrzymamy podobnie jak poprzednio wielkości i wyczyny samolotu najbliższej przyszłości z silnikiem 40 KM:

$$\begin{aligned} G_u &= 210 \text{ kg}, G = 400 \text{ kg}, G/F = 26,2/1,5 = 38,2 \text{ kg/m}^2, \\ F &= 400/38,2 = 10,5 \text{ m}^2, C_x = 0,047 \text{ przy } C_y = 0,8 \text{ (ze} \\ &\text{względnie na mniej sklepiony profil), } A = 0,64/\pi \cdot 0,0235 = \\ &= 8,65, b = 10 \text{ m}, E = (C_y/C_x)_{max} = 0,8/0,047 = 17, \end{aligned}$$

⁹⁾ Pleines, „Bericht über das Ergebnis d. Guggenheim-Sicherheits-Wettbewerbs“. Z. F. M. 1930. str. 381 i d.

Gruschwitz, „Eine einfache Möglichkeit zur Auftriebs-erhöhung von Tragflügeln“. Z. F. M. 1932, str. 600 i d.

Pleines, „Flugzeugmuster d. 3 Internationalen Rundfluges“. Z. F. M. 1932, str. 563.

¹⁰⁾ Starannie opracowany aerodynamicznie kadłub wraz ze sterem kierunkowym samolotu Supermarine S 5, co prawda z sil- nikiem rządowym, posiadał według pom. angielskich spółczynniki $C_{xk} = 0,128$ odniesiony do max. przekroju kadłuba $f = 0,48 m^2$.

Vide: Weyl, „Wettbewerb um den Schneider - Pokal“. Z. F. M. 1932, str. 477 i d.

$$\begin{aligned} V_1 &= \pm 38,2/0,8 = 27,6 \text{ m/sek}, V_y = 27,6/17 = 1,62 \text{ m/sek}, \\ N_{min} &= 400 \cdot 1,62/75 = 8,65 \text{ KM}, A = 0,75 \cdot 30/8,65 - \\ &- 1 = 2,47. \end{aligned}$$

Stąd otrzymamy wyczyny:

$$\begin{aligned} w &= 0,8 \cdot 2,47 \cdot 1,62 = 3,2 \text{ m/sek}, \\ H_p &= 11 \log 2,47 + 1 = 6 \text{ km}, \\ V_{max} &= 10,5 \cdot 2,47^{0,8} - 1/V_1 = 185 \text{ km/h}, \\ V_{max}/V_{min} &= 185/60 = 3,1! \\ L &= 300 \text{ m (do wysokości } 20 \text{ m }^{11}). \end{aligned}$$

IV. Wnioski.

Cena samolotu i kosztu ruchu rosną szybko z mocą silnika. Stan techniki budowy silników lotniczych stawia jednak pewną dolną granicę mocy, która obecnie wy- nosi około 40 KM. Wyczyny osiągalne obecnie z takim silnikiem do dwumiejscowym samolocie sportowym, jak- kolwiek skromne, są zupełnie wystarczające dla bezpie- czeństwa lotu i dadzą się uzyskać łatwo bez uciekania się do kosztownych narazie jeszcze sposobów zwiększenia doskonałości płatowca. Zastosowanie zaś tych sposobów pozwoli na osiągnięcie w najbliższej przyszłości, jeśli chodzi o tak ważną dla turystyki rozpiętość szybkości, wyczynów bardzo zbliżonych do luksusowych maszyn Challenge'u 1932, (a mianowicie szybkość maksymalną $185 km/h$ przy stosunku szybkości maksymalnej do mini- malnej 3,1), ale z silnikami okrągło 4 razy słabszemi! Oczywiście nie należy się spodziewać, aby sprawa ta dała się załatwić jednym zamachem: należy stopniowo opraco- wywać i ulepszać na podstawie doświadczeń w locie, ten typ samolotu, który u nas nie ma dotąd jeszcze nawet żadnego przedstawiciela. Jeżeli weźmiemy pod uwagę, że cena płatowca stanowi średnio zaledwie połowę ceny sa- molotu, to nie ulega wątpliwości, że oszczędność na cenie silnika pokryje w zupełności możliwe podrożenie chwilo- we konstrukcji, wskutek wprowadzenia podanych fi- nezyj płatowca.

Polskie lotnictwo sportowe, które ostatnio w dzie- dzinie luksusowych samolotów turystycznych wysunęło się na pierwsze miejsce wśród państw europejskich, które z drugiej strony w dziedzinie lotnictwa bezsilnikowego rozrasta się, odczuwa brak taniego samolotu dla sportu, turystyki i szkolenia¹²⁾. Wobec tego względu i podanych pozatem możliwości rozwoju i udoskonalenia takiego sa- molotu sprawie tej, jako mającej szczególne znaczenie, należy poświęcić wielką uwagę.

¹¹⁾ Wyczyny te nie są wcale zbyt optymistyczne. Dr. Koye- mann dochodzi na innej drodze do niemal identycznych wyczynów, ale z silnikiem mocy 28 KM. Oczywiście to już będzie należało do dalszej przyszłości. Vide: Koyemann, Volkslflugzeuge von heute u morgen. Flugspor 1932, str. 420 i 455.

¹²⁾ Jak bardzo taki samolot jest potrzebny, najlepiej dowodzi niemieckie lotnictwo sportowe: Pomimo wielkiej ilości tanich Klemm'ów w użyciu, D. L. V. rozpisala ostatnio znowu konkurs na dwumiejscowy samolot sportowy o wyczynach bardzo zbliżonych do tych, jakie obliczyliśmy w rozdz. II. Cena, w budowie seryjnej, ma wynosić 6.000 Mkm (13.000 zł).

Inż. Wacław Czerwiński

Szybowiec treningowy ITS. II/a.

Szybowiec I. T. S. II/a został skonstruowany w In- stytucie Techniki Szybownictwa jako szybowiec tre- n i n g o w y, służący do wykonywania startów wysokich za samolotem i samochodem.

Polski tabor szybowcowy nie posiada dotychczas szybowca tego typu, a brak jego daje się poważnie od-

czuwać. Przeskok pomiędzy szybowcem szkolnym, a wy- czynowym z powodu różnych własności w locie jest zbyt duży, ażeby przeciętny uczeń mógł go bez trudności po- konać. Pilot szybowcowy musi przejść przez kilka typów szybowców stopniując trudności, ażeby bezpiecznie i bez ryzyka dla siebie i szybowca dojść do umiejętności lata-

nia na szybowcu wyczynowym. Ryzyko jest tem większe, że koszt szybowca wyczynowego jest bardzo wysoki, wynosi bowiem przeciętnie około 10.000 zł.

Z powodu braku odpowiednich szybowców, nasi odważniejsi piloci próbują wykonywać na szybowcach szkolnych (typ „Czajka“ oraz CW. II.) loty treningowe, do których szybowce te się nie nadają. Loty bowiem w zbyt silnym wietrze pod chmurami i w chmurach przedstawiają dla szybowców szkolnych duże niebezpieczeństwo z powodu naprężeń, jakie mogą w konstrukcji wywołać, oraz niskich współczynników, na jakie są szybowce tego typu rachowane.

Założenia konstrukcyjne.

Jako podstawowe założenia konstrukcyjne dla szybowca I. T. S. II/a uważano następujące:

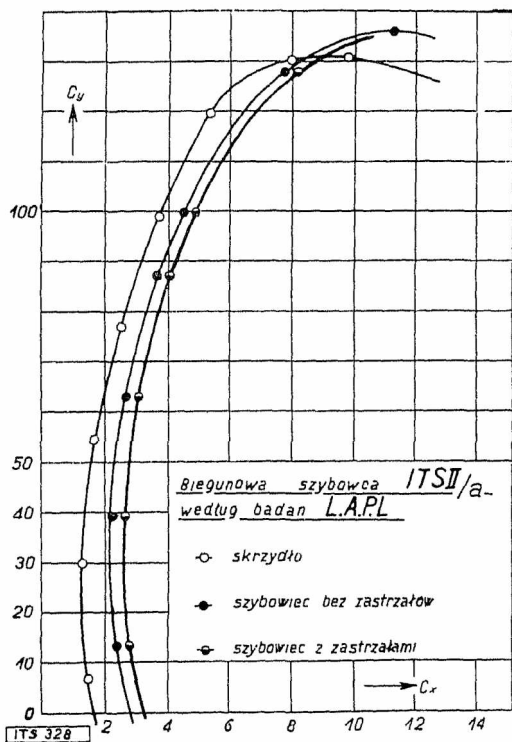
1. Zmniejszenie wymiarów szybowca do minimum w celu obniżenia kosztów budowy i ułatwienia hangarowania. Zmniejszenie wymiarów zmniejsza wagę szybowca, ułatwiając transporty i obniżając ich koszt. Zmniejszenie rozpiętości polepsza dalej własności szybowca w locie, czyniąc go zwrotniejszym i sterowniejszym.

2. Utrzymanie własności aerodynamicznych szybowca mimo małej jego rozpiętości na poziomie umożliwiającym mu wykonywanie lotów żaglowych oraz przelotów. Na podstawie dotychczasowej praktyki latania ustalono dla własności aerodynamicznych następujące wymagania:

a) prędkość opadania nie większą jak 0,9 m/sek;
b) możliwie dużą prędkość poziomą osiągalną przez dobry współczynnik szybowania.

3. Ze względu na możliwość wykonywania wysokich startów za samolotem i samochodem oraz lotów w burzy i w chmurach, przyjęto następujące wielokrotności obciążeń w poszczególnych fazach lotu:

$$\begin{aligned} n_A &= 9 \\ n_C &= 1,5 \\ n_L &= 8. \end{aligned}$$



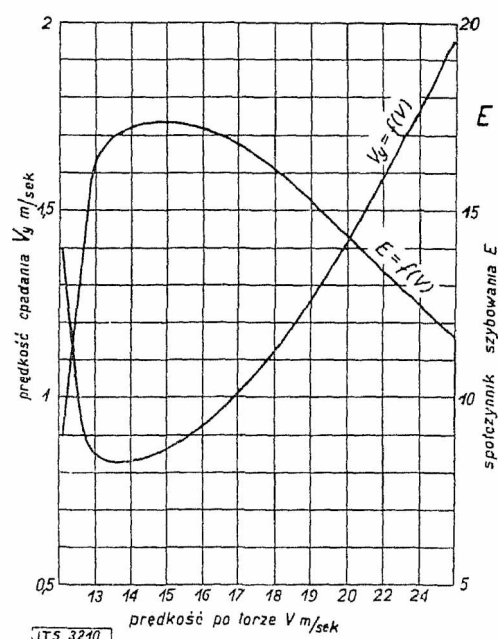
Ryc. 1.

Wielokrotności te są wystarczające dla tych celów; przy ustaleniu ich kierowano się przepisami niemieckimi oraz wynikami własnych dociekań.

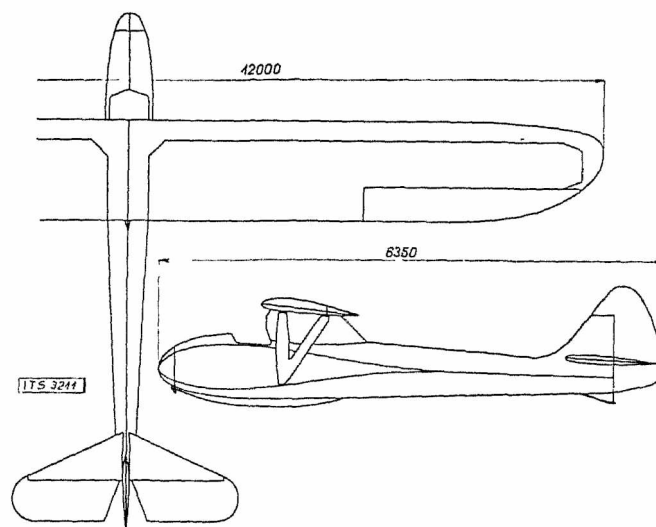
Opis szybowca.

Szybowiec jest jednopłatem o skrzydle umieszczonym nad kadłubem. Rozpiętość skrzydła wynosi 12 m. Celem obniżenia wagi szybowca oraz podwyższenia sztywności skrzydła, a co zatem idzie i podwyższenia okresu drgań własnych skrzydła, usztywniono je zastrzałami w kształcie litery V. Skrzydło wykonano dwudźwigarowe, ażeby zmniejszyć niebezpieczeństwo ukreślenia się skrzydła istniejące w konstrukcji jednodźwigarowej przy ewentualnym wadliwym wykonaniu ke-sonu ze sklejki znoszącego momenty skręcające. Skrzydło posiada profil Instytutu Aerodynamicznego Polit. w Warszawie Nr. 192. Profil ten o bardzo małych oporach profilowych posiada doskonałość dla wydłużenia δ równą 20, zaś dla wydłużenia 10, zastosowanego w szybowcu, równą 26. Skrzydło posiada obrys prostokątny z zaokrąglonymi eliptycznie końcami.

Szybowiec treningowy ITS II/a.



Ryc. 2.



Ryc. 3.

Kadłub szybowca o przekroju sześciokątnym w części przedniej przechodzi ku tyłowi w przekrój rombowy. W siedzeniu pilota przewidziano wnękę na spadochron plecowy typu Irving. Sterowanie wysokościowe i po-

przecznice posiada szybowiec normalne, sterowanie kierunkowe jest uruchamiane przy pomocy pedałów.

Podwozie składa się ze skrzynki tworzącej z kadłubem jedną całość, do której przymocowana jest obrotowe płoza amortyzowana dwoma krążkami gumowymi. Hak startowy przystosowany jest do startu przy pomocy liny gumowej oraz tartów za samochodem lub samolotem, przyczem linkę ciągnącą można wyzwać z siedzenia pilota przy pomocy dźwigni umieszczonej na drążku sterowym. Wszystkie mechanizmy sterujące zostały udostępnione przez odpowiednie otwory, siedzenie pilota da się też w tym celu łatwo wyjmować.

Wyniki badań aerodynamicznych przeprowadzone w Laboratorium Aerodynamicznym Politechniki Lwowskiej przedstawiają powyżej załączone wykresy (ryc. 1).

Model szybowca był dmuchany bez zastrzałów, obliczony ich opór uwzględniono na wykresie (ryc. 1).

Zależności pomiędzy prędkością po torze a prędkością opadania oraz pomiędzy współczynnikiem szybowania a prędkością po torze podaje wykres (ryc. 2).

Szybowiec został wykonany w warsztatach Związku Awiacyjnego Stud. Politechniki Lwowskiej i oblatany za

samolotem Henriot na lotnisku w Skniłowie. W czwartym locie został on zawleczony przez samolot na wysokość powyżej 300 m, wykonując w czasie lotu ślizgowego z tej wysokości kilkanaście skrętów. Szybowiec został oblatany przez p. A. Nowotnego konstruktora i pilota I. T. S. i został przez niego oceniony jako bardzo sterowny i stateczny.

Ogólny widok szybowca przedstawia ryc. 3, zaś wielkości charakterystyczne podaje załączona tabela.

rozpiętość	b	12	m
powierzchnia nośna	F	14,4	m^2
wydłużenie	λ	10	
ciężar własny	G_0	105	kg
ciężar w locie	G	180	kg
obciążenie powierzh.	G/F	12,5	kg/m^2
prędkość optymalna	V_E	15	m/sek
prędkość opadania	$V_{y_{min}}$	0,82	m/sek
doskonałość	E	17,3	
sp. wytrzym w locie A	nA	9	

Wiadomości z literatury lotniczej.

Problem bezogonowca. Samostateczność skrzydła można uzyskać przez stosowanie obrysu w kształcie strzały oraz odpowiednie zwichrzenie profilów płata. Okazuje się przytem, że ze względów aerodynamicznych najkorzystniejszy będzie obrys trapezowy, bardzo mało zbieżny, a maximum doskonałości można uzyskać dla wydłużenia około 1:4 do 1:5 (!).

Dla takiego skrzydła wchodzi w rachubę profile o stałym „środku parcia“. Ta stałość zachodzi jednak tylko w normalnym locie; przy zerowym wypoziwie profil staje się niestateczny z powodu oderwania jakie następuje po stronie dolnej podgiętego końca profilu płata. Można temu zapobiedz przez zastosowanie odpowiedniej szczeliny (doprowadzającej strumień z górnej, na dolną powierzchnię płata; a więc „Lachmann“ odwrócony).

Lippisch z R. R. G. po wypróbowaniu samolotów bezogonowych „Storch“ i „Delta“, przedstawia obecnie projekt samolotu bezogonowego o zasięgu 3.500 km przy szybkości 200 km/h, 5 silników à 130 KM, rozpiętość 15 m, wydłużenie 1:4, ciężar własny 1,9 ton, całkowity ciężar w locie 4,0 ton. Obciążenie powierzchni 72,0 kg/m², obciążenie mocy 6,2 kg/KM. Lippisch uważa, że na podstawie dotychczasowych doświadczeń można już przystąpić do budowy samolotów komunikacyjnych typu bezogonowego. Kupper uważa natomiast, że sprawa stateczności, sterowności i czułości typu bezogonowego nie jest jeszcze dostatecznie zbadana; korzyści z powodu opuszczenia „ogona“ nie stoją w żadnym stosunku do ryzyka, aby można dziś podjąć budowę większego obiektu. *Lippisch, Z. F. M. 1932. Nr. 22.*

Latające obserwatorium „Obs“. Dwumiejscowy szybowiec konstr. R. R. G., przeznaczony dla pomiarów aerologicznych. Na wiosnę projektowane są loty do wysokości 6.000 m. Obszerna kabina obserwatora wyposażona licznymi przyrządami pomiarowymi i stół dla swobodnego notowania pomiarów w czasie lotu.

Skrzydło usztywnione zastrzałami N . Obrys trapezowy silnie zbieżny; rozchylenie w kształcie M jak u Fafnira. Konstrukcja jednodźwigarowa, drewno, płótno. Lotki długości $\frac{3}{4}$ rozpiętości płata, trójdzielne: Każda część posiada inną szczelinę. Na końcach skrzydeł,

małe, pomocnicze opierzenia kierunkowe. Kadłub spawany z rur stalowych. Miejsca pilota i obserwatora nakryte celuloidem. Opierzenie poziome odciażone, bez statecznika; kierunkowe odciażone ze statecznikami. Jako podwozie 2 koła, do połowy schowane w kadłubie, zaopatrzone w hamulce. Nadto pod skrzydłem opuszczalne kłapy jako hamulce aerodynamiczne (pogorszenie szybowania przez zwiększenie oporu indukowanego). Rozpiętość 26 m, powierzchnia nośna 38 m², ciężar własny 390 kg, użyteczny 250 kg, obciążenie powierzchni nośnej 14,2 kg/m². Do startów próbnych używano podwójnego amortyzatora i 20 ludzi. *Flugsport Nr. 1, 1933 r.*

A. N.

Odczyty w Seceji lotniczej i samojazdowej Polskiego Towarzystwa Politechnicznego we Lwowie.

Odczyty wygłoszone:

9/XI. 1932 Prof. inż. S. Łukasiewicz „Nowoczesna technika szybownictwa i zadania szybownictwa polskiego“, oraz inż. W. Czerwiński „Wymagania względem nowoczesnych szybowców i nowe wybitniejsze konstrukcje szybowców niemieckich na zawodach w Röhlu w r. 1932“ — referaty na podstawie udziału w zawodach międzynarodowych w Rhön 1932 r.

18/I. 1933 dr. Z. Fuchs „Laboratorja lotnicze w Niemczech i Francji“ — sprawozdanie z podróży.

Odczyty w następujących miesiącach:

27/I. inż. W. Jaworski „O obciążeniu skrzydeł w szybowcach“.

17/II. Dr. inż. S. Neumark „Zagadnienia i metody mechaniki lotu“.

24/II. A. Nowotny „Potrzeby polskiego taboru szybowcowego i program wypróbowania szybowców różnych typów“.

10 lub 17/III. inż. A. Polak „Zagadnienia mechaniczne silników szybkoobrotowych“.

7 lub 28/IV. inż. S. Rogalski „Ostatnie konstrukcje samolotów RWD“.

Cena numeru 1 zł.