

LWOWSKIE

**CZASOPISMO LOTNICZE**

ORGAN BIULETYNOWY

LABORATORJUM AERODYNAMICZNEGO POLITECHNIKI LWOWSKIEJ I INSTYTUTU TECHNIKI SZYBOWNICTWA

WYDAWANY KILKA RAZY W ROKU W MIARĘ ZEBRANIA MATERJAŁU BADAWCZEGO

DODATEK DO „CZASOPISMA TECHNICZNEGO“

KOMITET REDAKCYJNY:

Prof. Inż. STANISŁAW ŁUKASIEWICZ  
Naczelný Kierownik I. T. S. i przewodniczący Rady L. A.Dr. Inż. ZYGMUNT FUCHS  
Kierownik Lab. Aerođ. Politechniki Lw.

REDAKTOR NACZELNY I ODPOWIEDZIALNY: Dr. Inż. ZYGMUNT FUCHS

**BIULETYN LABORATORJUM AERODYNAMICZNEGO**

Dr. Inż. ZYGMUNT FUCHS

**Wiarygodność aerodynamicznych pomiarów modelowych dla rzeczywistości w locie.**

Wpływ liczby Reynolds'a, burzliwości strugi i chropowatości powierzchni na własności aerodynamiczne przy opływie ciał.

La concordance des résultats des essais de maquettes avec la réalité en vol.

L'influence du nombre de Reynolds, de la turbulence de la veine et de la rugosité superficielle sur les qualités aérodynamiques lors de l'écoulement autour des corps.

La concordance des résultats des mesures aérodynamiques effectuées en soufflerie sur des maquettes des constructions d'aviations, avec la réalité en vol, est pour le constructeur un problème de tout premier ordre. C'est pour cette raison qu'on a fait, tout récemment, dans les principaux laboratoires aérodynamiques, de nombreuses mesures dans des conditions rapprochées aux conditions en vol. Ces mesures ont démontré l'influence du nombre de Reynolds, du degré de turbulence de la veine et de la rugosité superficielle sur les qualités aérodynamiques lors de l'écoulement autour du corps. Il en résulte que les „petites“ souffleries fournissent des valeurs impropres, ne correspondant pas aux conditions du vol, de plusieurs coefficients importants, tel p. ex. le coefficient de portance maximum  $C_{y\ max}$ , le coefficient de traînée de profil  $C_{x\ prof}$ , le coefficient de traînée superficielle  $C_{x\ f}$ . Dans les petites souffleries disparaît, en outre, l'influence de la rugosité superficielle sur la valeur de  $C_{y\ max}$  ou  $C_{x\ min}$ . La cause en est la différence existant entre l'écoulement dans la couche limite sur une maquette dans une petite soufflerie et sur un grand objet en vol. Particulièrement important est le cas de la transition de la couche limite laminaire dans une couche limite turbulente sur l'extrados d'un profil d'aviation ou sur l'enveloppe d'autres corps, p. ex. des corps de rotation possédant la forme des lignes du courant ou d'une plaque plane dirigée suivant le courant. L'allure du phénomène est dans ce cas particulièrement sensible au degré de turbulence de la veine extérieure ce qu'ont déjà démontré des mesures précédentes sur une sphère.

Dans la présente étude, on a rassemblé les données expérimentales se rapportant aux problèmes susmentionnés et on les a discuté — autant que possible — d'une façon critique, suivant l'état actuel de nos connaissances.

**1. Wstęp.**

Doniosłość pomiarów aerodynamicznych, przeprowadzanych na modelach konstrukcyj lotniczych w laboratorjach aerodynamicznych w tak zwanych tunelach powietrznych, jest ogólnie znana. Celem tych pomiarów powinno być otrzymanie charakterystyki samolotów odpowiadającej ich warunkom w locie w powietrzu atmosferycznym. Już od dawna czołowi przedstawiciele nauki starają się uwzględnić warunki opływu modeli samolotów w tunelu powietrznym z warunkami opływu obiektów dużych w locie. Należy podkreślić, że uzgodnienie tych warunków pozwoli nam nie tylko otrzymać wyniki o wielkiej doniosłości dla celów praktycznych, lecz w równej mierze odsłoni nam przyczynę wielu zawiłych zjawisk aerodynamicznych, wybijających swe piętno na zachowanie się samolotów w locie. Innymi słowy, ścisłe określenie parametrów, określających przebieg danego procesu aerodynamicznego, pozwoli nam nie tylko na ustalenie odpowiednich warunków przy pomiarze sił aerodynamicznych w tunelu, odpowiadających układowi sił w locie, lecz zarazem umożliwi



nam ujęcie w odpowiednie prawa odnośnych przebiegów aerodynamicznych.

## 2. Podobieństwo Reynolds'a.

Wiadomo już od dawna, że przeniesienie wyników pomiarów aerodynamicznych w postaci współczynników bezwymiarowych sił aerodynamicznych z modelu na obiekt duży jest możliwe tylko wtedy, jeśli nie tylko oba ciała, t. j. model i obiekt duży, są geometrycznie podobne, lecz także i pola aerodynamiczne w ośrodku otaczającym oba ciała są też geometrycznie podobne. Wiadomo też, że żądane podobieństwo pól aerodynamicznych uwarunkowane jest równością t. zw. liczby Reynolds'a

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

gdzie  $v$  oznacza szybkość strugi wzgl. lotu,  $l$  charakterystyczny rozmiar linjowy ciała np. głębokość płata modelu względnie samolotu, zaś  $\nu$  określa lepkość kinematyczną ośrodka np. powietrza.  $R$  jest przytem liczbą bezwymiarową, a zatem niezależną od doboru jednostek pomiarowych i określa stosunek sił bezwładności do sił tarcia w ośrodku zaburzonym przez dane ciało.

## 3. Warstwa przyścienna laminarna i burzliwa.

Jakkolwiek  $R$  jest w warunkach lotu liczbą bardzo dużą wynoszącą kilka lub kilkanaście milionów, to jednak wpływu tarcia nie wolno zaniedbać. Przyczyną tego stanu rzeczy jest fakt, że ciecz rzeczywista, nawet o bardzo małej lepkości, jak np. powietrze, przylega stale w czasie opływu ciała do jego powierzchni, wskutek czego szybkość opływu wzrasta wraz z odległością od powierzchni ciała od wartości zero aż do wartości odpowiadającej prawie opływowi t. zw. potencjalnemu, a więc bez tarcia. Ponieważ odnośny przyrost szybkości zachodzi w obrębie bardzo cienkiej warstwy cieczy (powietrza), przeto występuje bardzo znaczny gradient szybkości, powodujący z kolei znaczne siły tarcia wewnętrzne w tej t. zw. warstwie przyściennej. Wobec powolnego ruchu cieczy w obrębie warstwy przyściennej siły bezwładności stają się w jej obrębie wielkościami tego samego rzędu co siły tarcia, wobec czego te ostatnie nie mogą być zaniedbane.

Dopóki warstwa przyścienna przylega stale do powierzchni ciała nie można się spodziewać znaczniejszego jej wpływu na opływ ciała, a tem samym na siły aerodynamiczne. Różnica pomiędzy wielkościami liczb Reynolds'a, oczywiście niezbyt duża, nie powinna powodować w tym wypadku znaczniejszych różnic w wynikach pomiarów sił aerodynamicznych na ciałach geometrycznie podobnych. Jeśli atoli w strudze zewnętrznej tuż poza warstwą przyścienną występują pewne różnice ciśnień, to mogą mieć miejsce następujące wypadki: W razie gdy struga zewnętrzna ulega przyspieszeniu w kierunku ruchu wskutek istniejącego spadku ciśnienia, to cząstki cieczy w warstwie przyściennej będą pod wpływem strugi zewnętrznej przyspieszane, wskutek czego będą poruszać się nadal wzdłuż powierzchni ciała. Jeśli atoli wystąpi w strudze

zewnętrznej wzrost ciśnienia w kierunku ruchu, opóźniający ruch cieczy w strudze zewnętrznej, to cząstki cieczy w warstwie przyściennej będą hamowane w swoim ruchu wzdłuż powierzchni ciała, wskutek czego po zupełnym wyczerpaniu się ich energii kinetycznej będą zmuszone do odwrótu na skutek wzrastającego w kierunku ruchu ciśnienia. Napierające z tyłu za nimi nowe cząstki warstwy przyściennej ulegają takiemu samemu losowi, tak że w krótkim czasie nagromadza się w jednym miejscu wielka ilość cząstek, pochodzących z warstwy przyściennej, pomiędzy powierzchnią ciała i strugą zewnętrzną. Cały ten zator zostaje następnie uniesiony przez obdarzoną wcale dużą energią kinetyczną strugę zewnętrzną, wskutek czego występuje t. zw. zjawisko oderwania t. j. oderwanie się warstwy przyściennej od powierzchni ciała. Wskutek tego oderwania struga zewnętrzna odchyła się znacznie od swego pierwotnego biegu przy powierzchni ciała, gdyż wskutek tarcia wewnętrznej odrywana warstwa przyścienna zwiija się w wiry, wypełniające przestrzeń pomiędzy strugą zewnętrzną i powierzchnią ciała. W końcowym rezultacie efekt ten odpowiada oderwaniu się strugi na ostrych krawędziach. Widoczne jest, że zaistniała zmiana warunków opływu ciała powoduje wybitną zmianę w rozkładzie ciśnień dookoła ciała, a tem samem zmianę wielkości sił aerodynamicznych.

Podobnie jak struga zewnętrzna może przepływać ruchem laminarnym czyli uwarstwionym, przy którym poszczególne warstwy cieczy przesuwają się wobec siebie, lub też ruchem burzliwym (turbulentnym), przy którym cząstki z jednej warstwy przenikają do drugiej i odwrotnie, tak że zachodzi intensywne wzajemne wymiana impulsów pomiędzy warstwami i tem samem pewne charakterystyczne „mieszanie“ się cząstek cieczy, tak też przepływ w warstwie przyściennej może być albo laminarny albo też burzliwy. Wiadomo, że oba te rodzaje ruchów cieczy rozgraniczone są pewną wartością t. zw. krytyczną liczbą Reynolds'a  $R_{kr}$ ; przy liczbie Reynolds'a mniejszej od  $R_{kr}$  zachodzi ruch laminarny, zaś przy liczbie Reynolds'a większej od  $R_{kr}$  ruch burzliwy. O ile przy strudze zewnętrznej liczba Reynolds'a określona jest przez wymiar linjowy ciała opływającego i szybkość strugi niezaburzonej (daleko od ciała), to liczba Reynolds'a dla warstwy przyściennej  $R_\delta$  zależy od grubości  $\delta$  tej warstwy i szybkości strugi zewnętrznej tuż poza warstwą  $u$  w miejscu, w którym występuje odnośna grubość  $\delta$ :

$$R_\delta = \frac{u \delta}{\nu}.$$

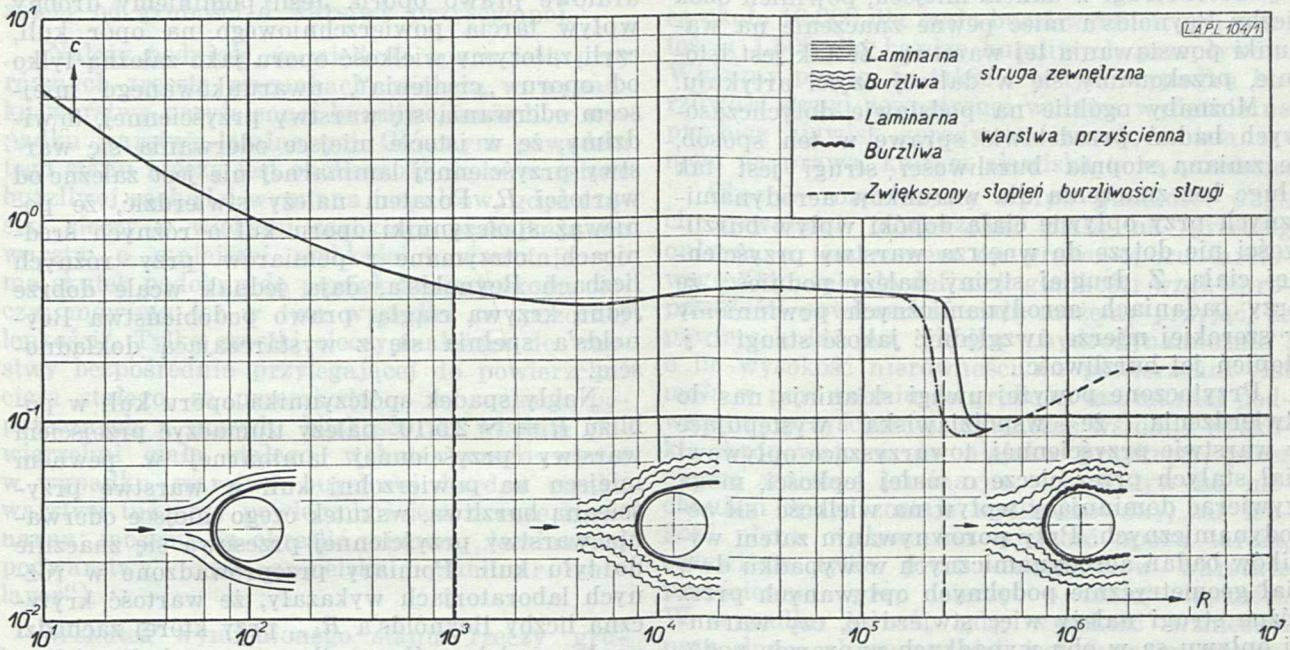
Jeżeli w pewnym miejscu powierzchni ciała  $R_\delta$  osiągnie wartość krytyczną  $R_{\delta kr}$ , warstwa przyścienna laminarna przechodzi w warstwę burzliwą. Przy warstwie laminarnej jest wpływ zewnętrznej strugi na ruch cieczy w warstwie bardzo mały, natomiast przy warstwie burzliwej bardzo znaczny wskutek intensywnego mieszania się cząstek i połączonej z tem wymiany impulsów. Wskutek tego zmniejsza się przy warstwie burzliwej niebezpieczeństwo oderwania się



od powierzchni ciała, gdyż występuje tu pewnego rodzaju popęd zewnętrzny pochodzący od zewnętrznej strugi. Miejsce oderwania się warstwy burzliwej przesuwa się przeto bardziej do tyłu ciała aniżeli przy warstwie laminarnej, wskutek czego zmniejsza się przekrój t. zw. ogo-

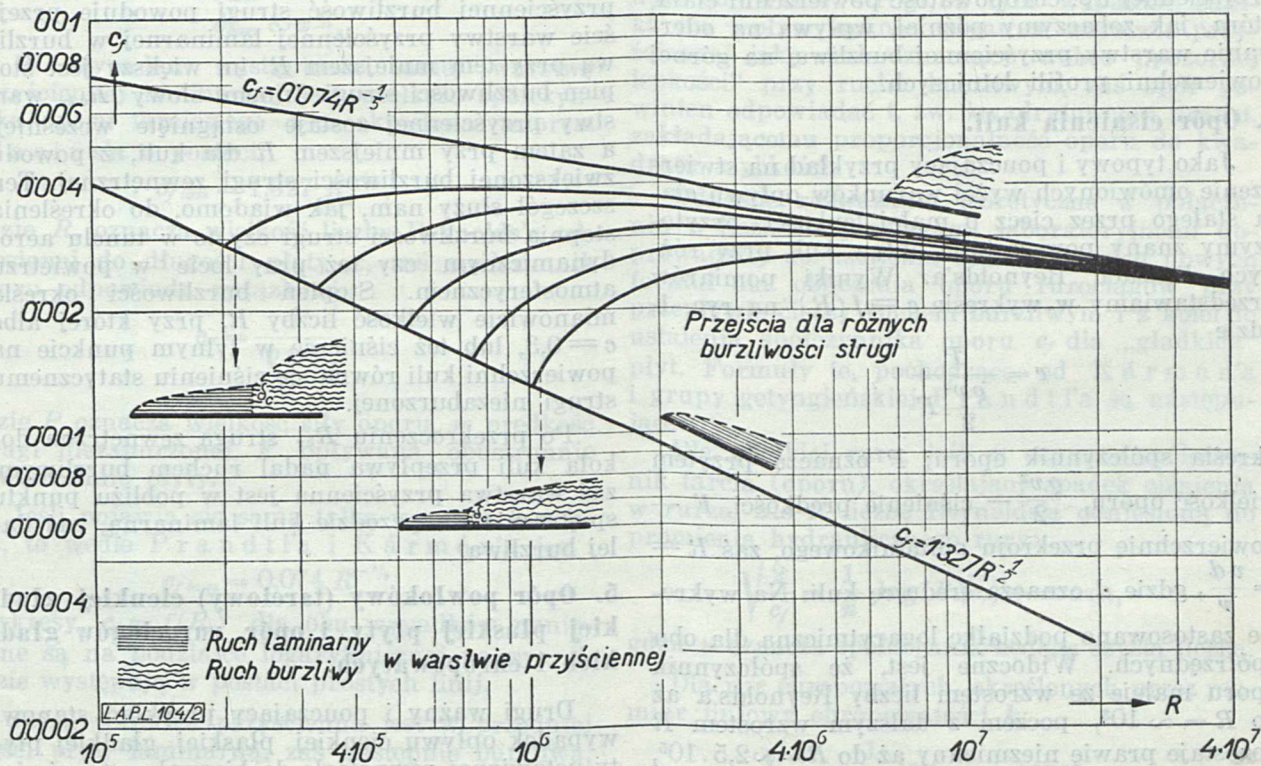
na wirowego w tyle poza ciałem, czyli opływ cieczy dokoła ciała upodabnia się bardziej do opływu potencjalnego cieczy doskonałej.

Na podstawie powyższych uwag można się spodziewać, że miejsce oderwania się warstwy przyściennej laminarnej będzie niezależne od



Ryc. 1.

Zależność współczynnika oporu dla kuli od liczby Reynolds'a. Schematyczne przedstawienie opływu kuli dla trzech typowych zakresów liczb Reynolds'a.



Ryc. 2.

Zależność współczynnika oporu powłokowego (tarcowego) gładkiej płaskiej płyty, odniesionego do całkowitej opływającej powierzchni płyty, od liczby Reynolds'a dla różnych przepływów w warstwie przyściennej.  $\delta_c$  oznacza grubość warstwy przyściennej w miejscu przejścia warstwy laminarnej w burzliwą. Przy wzroście stopnia burzliwości strugi przejście warstwy laminarnej w burzliwą odbywa się wcześniej, a zatem przy mniejszych  $R$ .



wartości liczby Reynolds'a strugi otaczającej przy równych zresztą warunkach. Natomiast wpływ strugi zewnętrznej na warstwę przyścienną burzliwą pozwala na przypuszczenie, że „stopień burzliwości“ tej strugi, uwarunkowany zmiennością szybkości w stosunku do średniej szybkości strugi w danym miejscu, powinien obok liczby Reynolds'a mieć pewne znaczenie na warunki powstawania tej warstwy. Że tak jest istotnie, przekonamy się w dalszej części artykułu.

Możnaby ogólnie na podstawie dotychczasowych badań przedstawić sprawę w ten sposób, że zmiana stopnia burzliwości strugi jest tak długo bez znaczenia dla warunków aerodynamicznych przy opływie ciała dopóki wpływ burzliwości nie dotrze do wnętrza warstwy przyściennej ciała. Z drugiej strony należy podnieść, że przy badaniach aerodynamicznych powinniśmy w szerokiej mierze uwzględnić jakość strugi t. j. stopień jej burzliwości.

Przytoczone powyżej uwagi skłaniają nas do stwierdzenia, że współzawiska występujące w warstwie przyściennej, towarzyszące opłwowi ciał stałych przez ciecz o małej lepkości, mogą wywierać dominujący wpływ na wielkość sił aerodynamicznych. Przy porównywaniu zatem wyników badań aerodynamicznych w wypadku dwu ciał geometrycznie podobnych opływanych przez różne strugi należy więc stwierdzić, czy warunki opływu są w obu wypadkach naprawdę podobne, to znaczy, czy ma miejsce nie tylko równość liczb Reynolds'a, ale też taki sam stopień burzliwości strugi, względnie czy istnieje jakiś inny czynnik, mający wpływ na przepływ w warstwie przyściennej np. chropowatość powierzchni ciała, która, jak zobaczymy później, wpływa na oderwanie warstwy przyściennej burzliwej na górnej powierzchni profili lotniczych.

#### 4. Opór ciśnienia kuli.

Jako typowy i pouczający przykład na stwierdzenie omówionych wyżej warunków opływu ciała stałego przez ciecz o małej lepkości przytoczymy znany powszechnie wpływ kuli przy różnych liczbach Reynolds'a. Wyniki pomiarów przedstawiamy w wykresie  $c = f(R)$  na ryc. 1, gdzie

$$c = \frac{P}{\frac{\rho v^2}{2} F}$$

określa współczynnik oporu;  $P$  oznacza przytem wielkość oporu,  $\frac{\rho v^2}{2}$  — ciśnienie prędkości,  $F$  — powierzchnię przekroju południkowego, zaś  $R = \frac{v d}{\nu}$ , gdzie  $d$  oznacza średnicę kuli. Na wykresie zastosowano podziałkę logarytmiczną dla obu spółrzędnych. Widoczne jest, że współczynnik oporu maleje ze wzrostem liczby Reynolds'a aż do  $R = \sim 10^3$ , poczem z dalszym wzrostem  $R$  pozostaje prawie niezmienny aż do  $R = \sim 2,5 \cdot 10^5$ , poczem maleje dosyć nagle aż do prawie  $\frac{1}{5}$  wartości przed spadkiem, zaś następnie wzrasta znowu wraz ze wzrostem  $R$ .

Można się spodziewać, że w pierwszym zakresie liczb Reynolds'a aż do  $R = \sim 10^3$  jest ruch

strugi opływającej laminarnej, tudzież warstwa przyścienna też laminarna. Następnie przechodzi ruch strugi opływającej w burzliwy, podczas gdy warstwa przyścienna pozostaje nadal laminarną; w tym wypadku jest współczynnik oporu niezależny od  $R$  czyli sprawdza się t. zw. kwadratowe prawo oporu. Jeśli pominiemy drobny wpływ tarcia powierzchniowego na opór kuli, czyli założymy wielkość oporu jako zależną tylko od oporu „ciśnienia“, uwarunkowanego miejscem oderwania się warstwy przyściennej, to widzimy, że w istocie miejsce oderwania się warstwy przyściennej laminarnej nie jest zależne od wartości  $R$ . Pozatem należy stwierdzić, że ponieważ współczynniki oporu kul o różnych średnicach, otrzymane z pomiarów przy różnych liczbach Reynolds'a, dają jednak wcale dobrze jedną krzywą ciągłą, prawo podobieństwa Reynolds'a spełnia się z wystarczającą dokładnością.

Nagły spadek współczynnika oporu kuli w pobliżu  $R = \sim 2,5 \cdot 10^5$  należy tłumaczyć przejściem warstwy przyściennej laminarnej w pewnym miejscu na powierzchni kuli w warstwę przyścienną burzliwą, wskutek czego miejsce oderwania warstwy przyściennej przesuwają się znacznie do tyłu kuli. Pomiarów przeprowadzone w różnych laboratorjach wykazały, że wartość krytyczna liczby Reynolds'a  $R_{kr}$ , przy której zachodzi nagły spadek współczynnika oporu kuli, zależy w wysokiej mierze od stopnia burzliwości strugi zewnętrznej, a mianowicie  $R_{kr}$  maleje ze wzrostem stopnia burzliwości strugi (ryc. 1). Niewątpliwie zatem przenikająca do warstwy przyściennej burzliwość strugi powoduje przejście warstwy przyściennej laminarnej w burzliwą przy tem mniejszym  $R$  im większy jest stopień burzliwości strugi. Innymi słowy  $R_{\delta_{kr}}$  warstwy przyściennej zostaje osiągnięte wcześniej, a zatem przy mniejszym  $R$  dla kuli, z powodu zwiększonej burzliwości strugi zewnętrznej. Ten szczegół służy nam, jak wiadomo, do określenia stopnia burzliwości strugi czy to w tunelu aerodynamicznym czy też przy locie w powietrzu atmosferycznym. Stopień burzliwości określa mianowicie wielkość liczby  $R$ , przy której albo  $c = 0,3$ , lub też ciśnienie w tylnym punkcie na powierzchni kuli równa się ciśnieniu statycznemu strugi niezaburzonej.

Po przekroczeniu  $R_{kr}$  struga zewnętrzna dookoła kuli przepływa nadal ruchem burzliwym, zaś warstwa przyścienna jest w pobliżu punktu spiętrzenia na przodzie kuli laminarną, zaś dalej burzliwą.

#### 5. Opór powłokowy (tarcia) cienkiej gładkiej płaskiej płyty i opór rurociągów gładkich i chropowatych.

Drugi ważny i pouczający przykład stanowi wypadek opływu cienkiej płaskiej gładkiej płyty ustawionej równolegle do kierunku strugi cieczy. Opór ciśnienia można w tym wypadku pominąć zupełnie, jako mało znaczący, wskutek czego prawie całkowity opór jest wynikiem oporu powłokowego czyli tarcia. Można się spodziewać, że decydującym czynnikiem będzie w tym



wypadku warstwa przyścienna, a wielkość oporu będzie zależną od tego, czy wzdłuż całej długości płyty wyłoni się warstwa przyścienna laminarna lub burzliwa, względnie wzdłuż pewnej części długości laminarna, zaś wzdłuż dalszej części burzliwa; pozatem wielkość oporu zależy od grubości  $\delta$  warstwy przyściennej.

Należy podnieść, że wielkość oporu jest, przy równych zresztą warunkach, większą w wypadku warstwy przyściennej burzliwej aniżeli w wypadku warstwy laminarnej. Głównym powodem tego stanu rzeczy jest okoliczność, że w warstwie burzliwej zachodzi wymiana impulsów, gdyż cząstki cieczy o większej szybkości przenikają do warstw o mniejszej szybkości i odwrotnie, co ma skutek podobny do powiększenia lepkości cieczy; mówimy też w tym wypadku o „pozornej lepkości“. Tylko cząstki cieczy, należące do warstwy bezpośrednio przylegającej do powierzchni ciała stałego, są przeszkodzone w ruchach poprzecznych z powodu bliskości tej właśnie powierzchni ciała stałego, wskutek czego nawet w wypadku warstwy burzliwej bardzo cienka warstwa tuż przy powierzchni jest zawsze laminarna; możemy ją określić mianem „laminarnej podwarstwy“ (po angielsku: „laminar sub-layer“).

Wskutek wymienionego stanu rzeczy grubość  $\delta$  warstwy przyściennej burzliwej przyrasta szybciej wraz z odległością  $x$  od przedniej krawędzi płyty aniżeli grubość warstwy laminarnej, a mianowicie:

$$\delta_{lam} \sim x^{1/2}$$

$$\delta_{burz} \sim x^{4/5}$$

W wypadku wystąpienia samej warstwy przyściennej laminarnej jest wielkość współczynnika oporu tarcioowego  $c_f$  lam określona wzorem Blasius'a o postaci:

$$c_{f\ lam} = 1,327 R_x^{-1/2},$$

gdzie  $R_x$  oznacza wielkość liczby Reynolds'a odniesionej do długości płyty  $x$ , zaś współczynnik oporu odpowiada związkowi:

$$c_f = \frac{P}{\frac{\rho w^2}{2} F},$$

gdzie  $P$  oznacza wielkość siły oporu,  $w$  prędkość strugi niezaburzonej,  $F$  opływana obustronnie powierzchnię płyty.

Jeśli pojawia się sama tylko warstwa burzliwa, to wedle Prandtl'a i Kármán'a jest:

$$c_{f\ burz} = 0,074 R_x^{-1/5}.$$

Wykresy  $c_f = f(R_x)$  dla obu wypadków naniezione są na podziałce logarytmicznej na ryc. 2, gdzie występują w postaci prostych linii.

Jeżeli warstwa przyścienna jest w przedniej części płyty laminarna, zaś następnie burzliwa, to zależnie od miejsca przejścia warstwy laminarnej w burzliwą otrzymujemy różne krzywe, przedstawiające prawo oporu tarcioowego w danym wypadku (ryc. 2). Liczba Reynolds'a  $R_{\delta\ kryt}$  odniesiona do warstwy przyściennej w miejscu przejścia warstwy laminarnej w burzliwą jest,

jak znaleziono doświadczalnie, niezależną dla danej strugi zewnętrznej od wielkości  $R$  dla całej płyty, lecz zmienia się ze stopniem burzliwości strugi zewnętrznej tak, że maleje ze wzrostem stopnia burzliwości. Zaobserwowane wartości  $R_{\delta\ kr}$  mieszczą się pomiędzy wartością wynoszącą około 10.000 dla mało burzliwych strug i wartością 1.500 dla bardzo burzliwych przepływów. Widzimy przeto, że także i w tym wypadku burzliwość strugi zewnętrznej wpływa wydatnie na przebieg zjawisk aerodynamicznych, a tem samym na prawa, którym zjawiska te są poddane.

Obecnie rozpatrzmy wpływ gładkości wzgl. chropowatości powierzchni ciała na przebieg opływu, a tem samym na prawo oporu tarcioowego. Odnośnie do definicji gładkości wzgl. chropowatości powierzchni ciała możemy przyjąć, że powierzchnia jest gładką „hydrodynamicznie“, o ile wysokość nierówności na powierzchni jest małą w porównaniu do grubości laminarnej podwarstwy przyściennej; natenczas wszelkie wysoki chropowatości są niejako przykryte przez cienką warstwę laminarną, ich wpływ na mechanizm oporu zostaje wyeliminowany, zaś lepkość płynu wpływa na wielkość oporu tarcia, oczywiście tylko przez działanie w warstwie przyściennej przy cieczy o małej lepkości. W wypadku jednak, gdy wysokość wzniesień przy danej chropowatości jest duża w porównaniu do grubości laminarnej podwarstwy przyściennej, ta ostatnia nie może powstać, gdyż każda nierówność powierzchni działać będzie jak ostra krawędź t. j. spowoduje oderwanie strugi; w tym wypadku zanika już wpływ lepkości płynu w warstwie przyściennej jako mało znaczący wobec „pozornej lepkości“ przy ruchu burzliwym, zaś opór powinien odpowiadać t. zw. kwadratowemu prawu, zakładającemu proporcjonalność oporu do kwadratu szybkości.

Odnośnie rozważania teoretyczne w połączeniu z licznymi pomiarami laboratoryjnymi doprowadziły do ustalenia nader ważnych nowych formuł dla obliczenia oporu rurociągów przy przepływie cieczy ruchem burzliwym i z kolei do ustalenia współczynnika oporu  $c_f$  dla „gładkich“ płyt. Formuły te, pochodzące od Kármán'a i grupy getyngieńskiej Prandtl'a są następujące:

Dla gładkiej rury, jeśli  $c_f$  oznacza współczynnik tarcia (oporu), określający spadek ciśnienia w rurze, zaś  $R$  liczbę Reynolds'a odniesioną do promienia hydraulicznego rury:

$$\sqrt{\frac{2}{c_f}} = \frac{1}{n} \log(R\sqrt{c_f}) + \text{const.},$$

gdzie  $n$  oznacza współczynnik będący czystą liczbą.

Dla rur chropowatych, określonych przez rozmiar linjowy chropowatości  $k$ :

$$\sqrt{\frac{2}{c_f}} = \frac{1}{n} \log \frac{r}{k} + \text{const.}$$

Dla współczynnika oporu tarcioowego  $c_f$  dla gładkich płyt przy  $R$  odniesionem do długości płyty:

$$\sqrt{\frac{2}{c_f}} = \frac{1}{n} \log(Rc_f) + \text{const.}$$



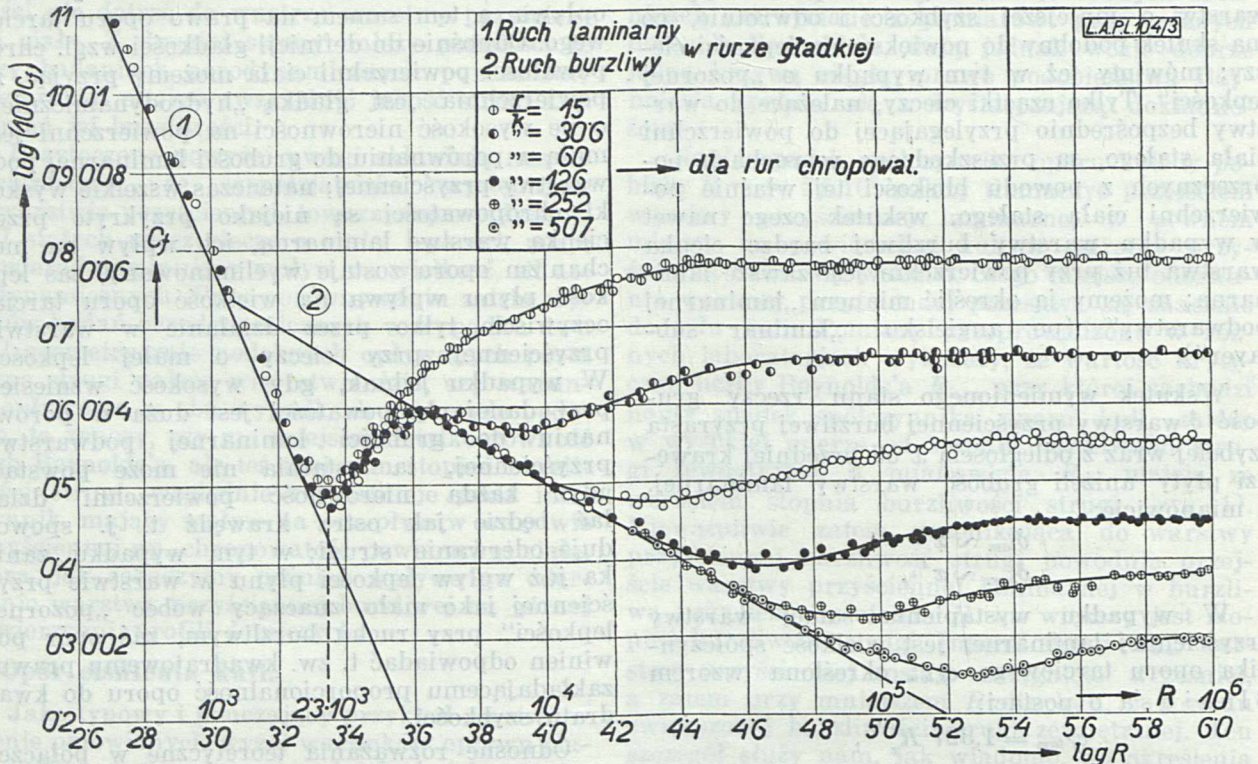
Wszystkie te formuły wykazują podobną budowę i mogą być łatwo sprawdzone doświadczalnie, gdyż wyniki pomiarów naniesione w prostokątnym układzie o współrzędnych

$$\frac{1}{\sqrt{c_f}} \text{ i } \log(R\sqrt{c_f}), \text{ wzgl. } \log \frac{r}{k},$$

powinny dać linię prostą. Otóż doświadczenie potwierdziło istotnie ważność tych formuł w szerokim zakresie liczb Reynolds'a, a zwłaszcza coraz doskonalszą ich zgodność z wynikami pomiarów ze wzrostem liczby Reynolds'a. Ten fakt jest wielkiej doniosłości, gdyż zezwala na bezpieczną extrapolację wyników pomiarów

że przy małej, ale jeszcze dostrzegalnej, chropowatości ścian rury współczynnik oporu nie różni się praktycznie co do wielkości od współczynnika dla rury gładkiej przy założeniu niezbyt dużych liczb Reynolds'a.

Ryc. 3 przedstawia wyniki wymiarów dla rury gładkiej i chropowatej dla różnych względnych chropowatości wedle pomiarów Nikuradse'go w Göttingen. Rycina ta wykazuje ponadto, że dla  $R < R_k$ , czyli dla przepływu laminarnego zanika praktycznie różnica pomiędzy współczynnikiem oporu rury gładkiej i chropowatej.



Ryc. 3.

Spółczynnik oporu dla rur gładkich i chropowatych w zależności od liczby Reynolds'a.  $r$  oznacza promień rury,  $k$  rozmiar liniowy chropowatości. Wpływ chropowatości występuje dopiero przy ruchu burzliwym.

przeprowadzonych na modelu na obiekt rzeczywisty w naturalnej skali.

Formuły pierwsza i trzecia zawierają niewiadomą  $c_f$  po lewej i prawej stronie równania, co może stanowić pewną przeszkodę w praktycznym ich użyciu. Wstawiając jednak w miejsce  $c_f$  po prawej stronie pewną wartość przybliżoną, można następnie wyliczyć  $\frac{1}{\sqrt{c_f}}$  po stronie lewej, a w razie dużej niezgodności wstawić obliczoną wartość na  $c_f$  po prawej stronie, wyliczyć znowu  $\frac{1}{\sqrt{c_f}}$  i t. d.

Formuła druga dla rur chropowatych nie zawiera zmiennej  $R$ , czyli przy stałej „względnej chropowatości“, określonej stosunkiem  $\frac{k}{r}$ , jest współczynnik oporu stały i niezależny od skali modelu i szybkości. Zarazem potwierdza doświadczeniem przypuszczenie wyrażone powyżej,

## 6. Wpływ stopnia burzliwości strugi na opór płyty ustawionej prostopadle do kierunku strugi.

Nawiązując do uwagi, że struga cieczy nie opływa ostrej krawędzi, lecz ulega oderwaniu właśnie na tej krawędzi, powodując wystąpienie t. zw. kwadratowego prawa oporu, przytoczymy przykład płyty prostokątnej, ustawionej prostopadle do kierunku strugi. Wiadomo, że w danym wypadku krzywa zależności pomiędzy współczynnikiem oporu  $c$  i liczbą Reynolds'a jest w obrębie zakresu liczb Reynolds'a rzędu  $10^4$  do  $10^6$  prostą równoległą do osi  $R$ . Otóż pomiary przeprowadzone przez G. B. Schubauer'a i H. L. Dryden'a na płytach prostokątnych w strumieniu powietrza o zmiennym stopniu burzliwości wykazały zależność wielkości współczynnika oporu  $c$  od stopnia burzliwości strugi. Wedle tych pomiarów współczynnik oporu  $c$  rośnie wraz ze wzrostem stopnia burzliwości strugi zewnętrznej



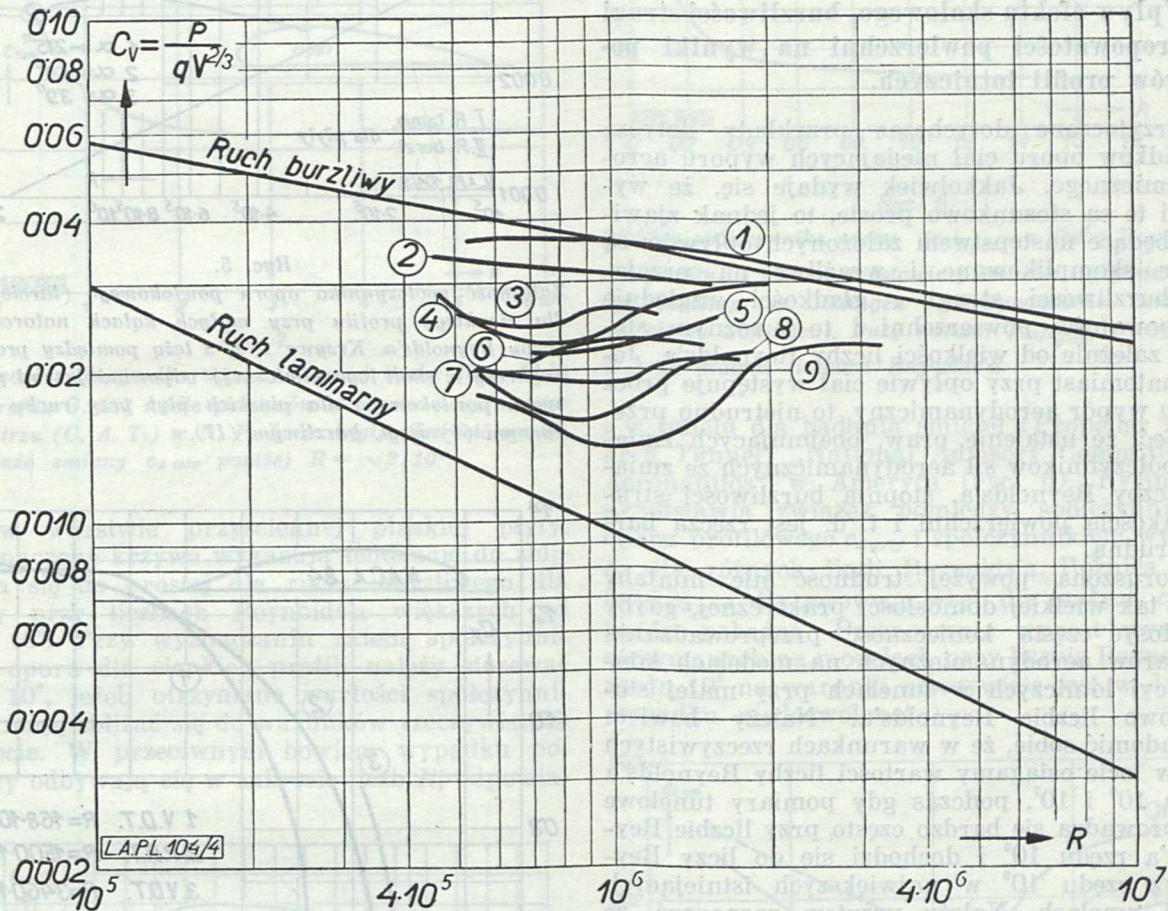
niezależnie od wielkości  $R$ . Stwierdzenie to ma znaczenie przy wyznaczaniu współczynnika oporu płyt na modelach w tunelu aerodynamicznym.

### 7. Opór powłokowy ciał obrotowych o kształcie linii prądu.

Problem oporu tarcowego płyt płaskich wiąże się dosyć ściśle z problemem oporu ciał o t. zw. kształcie linii prądu („Stromlinienkörper“), których główną cechą jest, że — przynajmniej przy burzliwej warstwie przysięnnej — nie dają powodu do wystąpienia oderwania się strugi.

współczynnik oporu nie do powierzchni przekroju ciała, lecz do wielkości  $V^{2/3}$ , gdzie  $V$  oznacza objętość danego ciała, oznaczając przytem współczynnik oporu przez  $c_v$ .

Dla przykładu przytaczamy wyniki pomiarów, przeprowadzonych w różnych tunelach aerodynamicznych na bryle obrotowej (model balonu - sterowca), w postaci krzywych  $c_v = f(R)$  (ryc. 4). Widoczna rozbieżność wyników w zakresie względnie małych liczb Reynolds'a, przy których odbywa się przejście z warstwy przysięnnej laminarnej w warstwę przysięnną bu-



Ryc. 4.

Wyniki pomiarów współczynnika oporu powłokowego, odniesionego do objętości modelu, dla modelu balonu-sterowca w różnych tunelach: 1. N. A. C. A. Tunel o zmiennej gęstości. 2. Waszyngton, tunel  $\phi = 8$  stóp. 3. Royal Aircraft Establishment, Anglja, tunel  $\phi = 4$  stopy. 4. N. A. C. A., tunel  $\phi = 5$  stóp. 5. Massachusetts Institute of Technology, tunel  $\phi = 7.5$  stóp. 6. Massachusetts Institute of Technology, tunel  $\phi = 4$  stopy. 7. National Physical Laboratory, tunel  $\phi = 7$  stóp. 8. United States Bureau of Standards, tunel  $\phi = 10$  stóp. 9. United States Bureau of Standards, tunel  $\phi = 3$  stopy. Wszystkie krzywe z wyjątkiem 1. mieszczą się pomiędzy prostymi odpowiadającymi prawu oporu cienkich płaskich płyt przy warstwie przysięnnej laminarnej względnie burzliwej.

Wskutek tego na wielkość oporu takich ciał wpływa głównie opór powłokowy czyli tarcowy. Można się zatem spodziewać, że zależność współczynnika oporu od liczby Reynolds'a, wyznaczona dla płaskich płyt, będzie w pewnej mierze odpowiadać prawu oporu dla ciał o kształcie linii prądu. Ponieważ przy ciałach tego typu (np. przy sterowcach) idzie głównie o to, aby pewną określoną objętość przeciągać przez ciecz przy najmniejszym oporze, przeto często odnosimy

rzliwą, jest wprost uderzającą. Niewątpliwie jedną z głównych przyczyn tego stanu rzeczy jest wpływ stopnia burzliwości strugi w tunelu. Poza tym widzimy z ryc. 4, że istotnie wszystkie krzywe mieszczą się pomiędzy dwiema prostymi (wykres logarytmiczny) odpowiadającymi prawu oporu cienkich płyt płaskich przy warstwie laminarnej wzgl. burzliwej.

Przy wzrastającej wartości liczby Reynolds'a wartość współczynnika oporu  $c_v$  zbliża się coraz



bardziej do wartości określonych przez górną prostą dla płyty. Jeśli zatem wyniki pomiarów na modelach balonów-sterowców, wzgl. ciał obrotowych o kształcie linii prądu, mają być przenoszone na warunki rzeczywiste przy dużych liczbach Reynolds'a, to należy przede wszystkim zwrócić baczną uwagę na wielkość rzędu liczby Reynolds'a stosowanej przy pomiarach, przy równoczesnej kontroli stopnia burzliwości strugi w tunelu, tudzież pozatem jakości powierzchni modelu. W innym wypadku stosowanie wyników pomiarów modelowych jest więcej niż problematyczne.

### 8. Wpływ efektu skalowego, burzliwości strugi i chropowatości powierzchni na wyniki pomiarów profili lotniczych.

Przytoczone dotychczas przykłady dotyczą wypadków oporu ciał niedających wyporu aerodynamicznego. Jakkolwiek wydaje się, że wypadki te są stosunkowo proste, to jednak zjawiska, będące następstwem założonych wpływów są nader skomplikowane i wrażliwe na przejawy burzliwości strugi i gładkości względnie chropowatości powierzchni i to w różnym stopniu zależnie od wielkości liczby Reynolds'a. Jeżeli natomiast przy opływie ciał występuje prócz oporu wypór aerodynamiczny, to nietrudno przewidzieć, że ustalenie praw, obejmujących zmiany współczynników sił aerodynamicznych ze zmianą liczby Reynolds'a, stopnia burzliwości strugi, jakością powierzchni i t. d. jest rzeczą bardzo trudną.

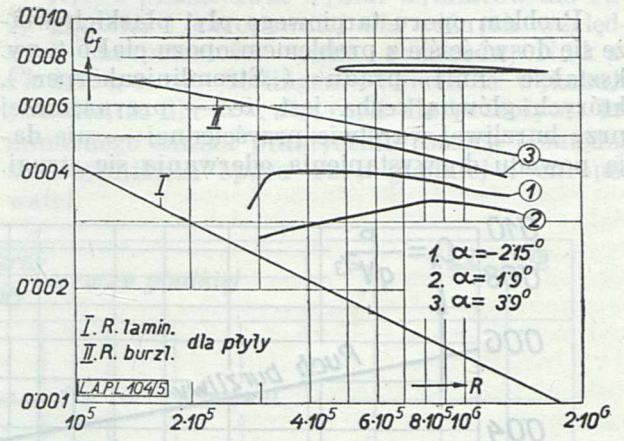
Poruszona powyżej trudność nie miałyby może tak wielkiej doniosłości praktycznej, gdyby nie dosyć częsta konieczność przeprowadzania pomiarów aerodynamicznych na modelach konstrukcyj lotniczych w tunelach przy małej stosunkowo liczbie Reynolds'a. Należy bowiem uświadomić sobie, że w warunkach rzeczywistych t. j. w locie osiągamy wartości liczby Reynolds'a rzędu  $10^6$  i  $10^7$ , podczas gdy pomiary tunelowe przeprowadza się bardzo często przy liczbie Reynolds'a rzędu  $10^5$  i dochodzi się do liczby Reynolds'a rzędu  $10^6$  w największych istniejących dotąd tunelach. Należy przytem zaznaczyć, że wielkość liczby Reynolds'a odnosi się do głębokości płata samolotu, wobec czego wielkość  $R$  zależy w dużej mierze przy danej strudze tunelu od wydłużenia płatów.

Zwróćmy obecnie uwagę na zachowanie się samego tylko profilu płata w różnorodnych warunkach aerodynamicznych i rozpatrzmy oddzielnie zachowanie się poszczególnych parametrów określających jego własności.

#### a) Wpływ na wielkość współczynnika oporu $c_x$ .

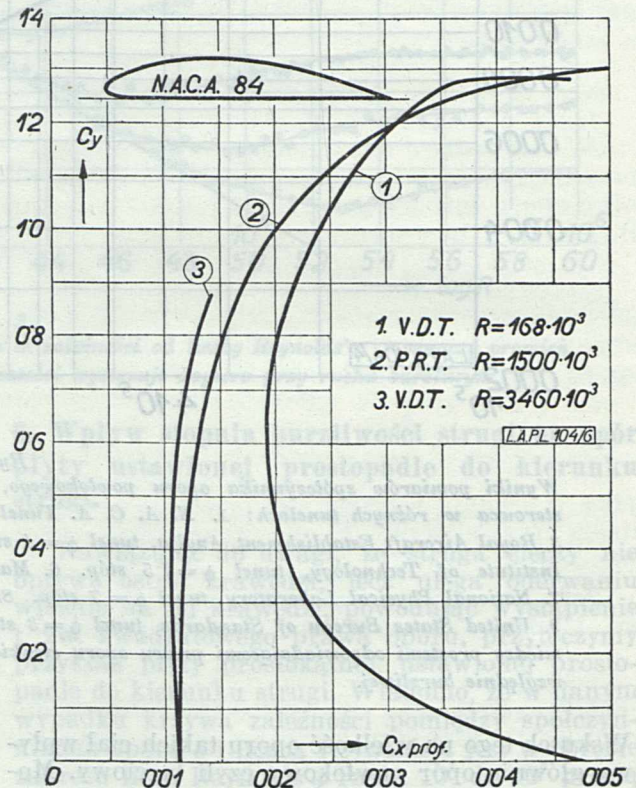
Jednym z zasadniczych parametrów jest wielkość  $c_x$  współczynnika oporu profilu. Na wielkość tego oporu składają się: opór indukowany skrzydła, opór ciśnienia i opór tarcia t. zw. powłokowego. Przy skrzydłach o ciekim stosunkowo profilu opór profilowy, utworzony ze sumy oporu ciśnienia i tarcia, zależy przy małych kątach natarcia w bardzo dużej mierze od wielkości oporu tarcia, gdyż opór ciśnienia jest bardzo mały.

Pomiary wykazują, że zależność współczynnika  $c_f$  oporu tarcioowego profilu od liczby Reynolds'a jest w takich wypadkach bardzo zbliżona do prawa oporu tarcioowego cienkich płaskich płyt, przedstawionego poprzednio.



Ryc. 5.

Zależność współczynnika oporu powłokowego (tarcioowego) dla cienkiego profilu przy małych kątach natarcia od liczby Reynolds'a. Krzywe 1, 2, 3 leżą pomiędzy prostymi (wykresy w skali logarytmicznej) odpowiadającymi prawu oporu powłokowego dla płaskich płyt przy ruchu laminarnym (I) wzgl. burzliwym (II).

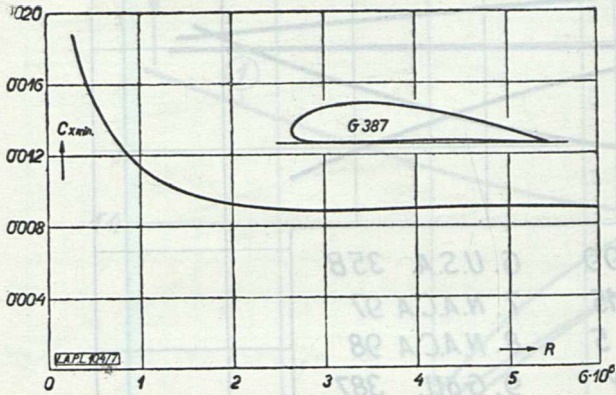


Ryc. 6.

Wpływ zmiany liczby Reynolds'a na wielkość współczynnika oporu profilowego profilu grubego. Porównać wielkości  $c_{x\text{prof}}$  przy  $c_y = 0$  wzgl. przy małych  $c_y$ . Krzywe 1 i 3 są wynikiem z pomiarów w tunelu o zmiennej gęstości (V. D. T.), krzywa 2 pochodzi z tunelu dla badania śmigiel (P. R. T.) N. A. C. A.



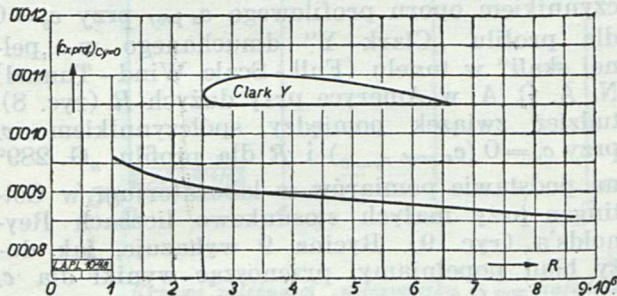
Jako przykład podajemy niektóre wyniki pomiarów w laboratorium aerodynamicznym w Göttingen, przedstawione na ryc. 5. Widoczne jest, że krzywe zależności pomiędzy liczbą Reynolds'a i współczynnikiem  $c_f$  odniesionym do całkowitej powierzchni płata, dla porównania z odpowiednim współczynnikiem dla płaskiej płyty, leżą dla różnych, ale małych, kątów natarcia pomiędzy prostymi (w wykresie logarytmicznym) odnoszającymi się do ruchu burzliwego i laminarnej



Ryc. 7.

Zależność współczynnika oporu  $c_{x \min}$  od liczby Reynolds'a dla profilu G. 387 wedle pomiarów w tunelu o ściśnionym powietrzu (C. A. T.) w N. P. L. w Anglii. Zwrócić uwagę na duże zmiany  $c_{x \min}$  poniżej  $R = \sim 2 \cdot 10^6$ .

go w warstwie przyściennej płaskiej płyty. Wyznaczone krzywe wykazują tendencję do zbliżania się do prostej dla ruchu burzliwego dla płyty przy liczbach Reynolds'a większych od  $R = 10^6$ . Przy wyznaczaniu zatem współczynników oporu dla cienkich profili należy stosować  $R > 10^6$ , jeżeli otrzymane wartości współczynników mają zbliżać się do warunków rzeczywistych w locie. W przeciwnym bowiem wypadku pomiary odbywają się w zakresie liczb  $R$ , odpowia-

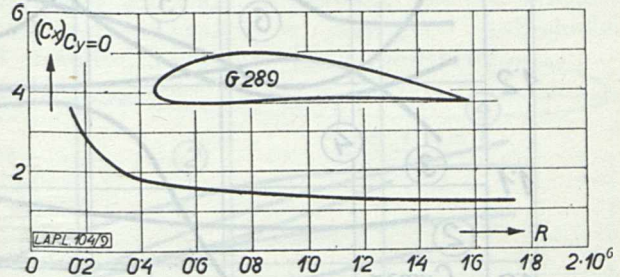


Ryc. 8.

Związek pomiędzy współczynnikiem oporu profilowego przy  $c_y = 0$  i liczbą Reynolds'a dla profilu Clark Y wedle pomiarów w tunelu o pełnej skali (F. S. T.) N. A. C. A. (przekrój strugi eliptyczny o wymiarach  $60 \times 30$  stóp, moc 8.000 K. M.).

dających przejściu z warstwy przyściennej laminarnej do burzliwej, wskutek czego, z powodu dużej wrażliwości tego przebiegu na stopień burzliwości strugi zewnętrznej, występuje duża rozbieżność wyników.

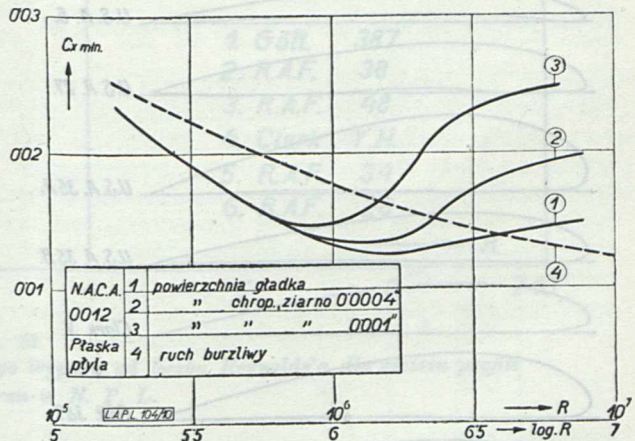
Przy profilach grubych na opór profilowy wpływa zarówno opór tarcowy jak i opór ciśnienia. Celem okazania, jaki może być wpływ wielkości liczby Reynolds'a na wyniki pomiarów współczynnika oporu profilowego  $c_{x \text{ prof}}$  danego profilu, przytaczamy wyniki pomiarów na profilu „N. A. C. A. 84“, przeprowadzonych w tunelu o zmiennej gęstości (Variable Density Tunnel)



Ryc. 9.

Zmiana współczynnika oporu  $(c_x)_{c_y=0}$  z liczbą Reynolds'a dla profilu G. 289 na podstawie pomiarów instytutu aerodynamicznego w Göttingen (Aerodynamische Versuchsanstalt zu Göttingen). Duży wzrost  $(c_x)_{c_y=0}$  z ubytkiem  $R$  przy małych liczbach Reynolds'a.

i w tunelu dla badania śmigieł (Propeller Research Tunnel) „National Advisory Committee for Aeronautics“ w Ameryce (ryc. 6). Rycina ta przedstawia związek pomiędzy współczynnikiem oporu profilowego  $c_{x \text{ prof}}$  i współczynnikiem wyporu  $c_y$  dla różnych liczb Reynolds'a. Różnica wartości  $c_{x \text{ prof}}$  dla zerowego wzgl. dla małych  $c_y$  jest bardzo pokaźna. Przenoszenie wprost wyników otrzymanych na modelach przy liczbie Reynolds'a rzędu  $10^5$  na warunki rzeczywiste jest w danym wypadku niedozwolone!

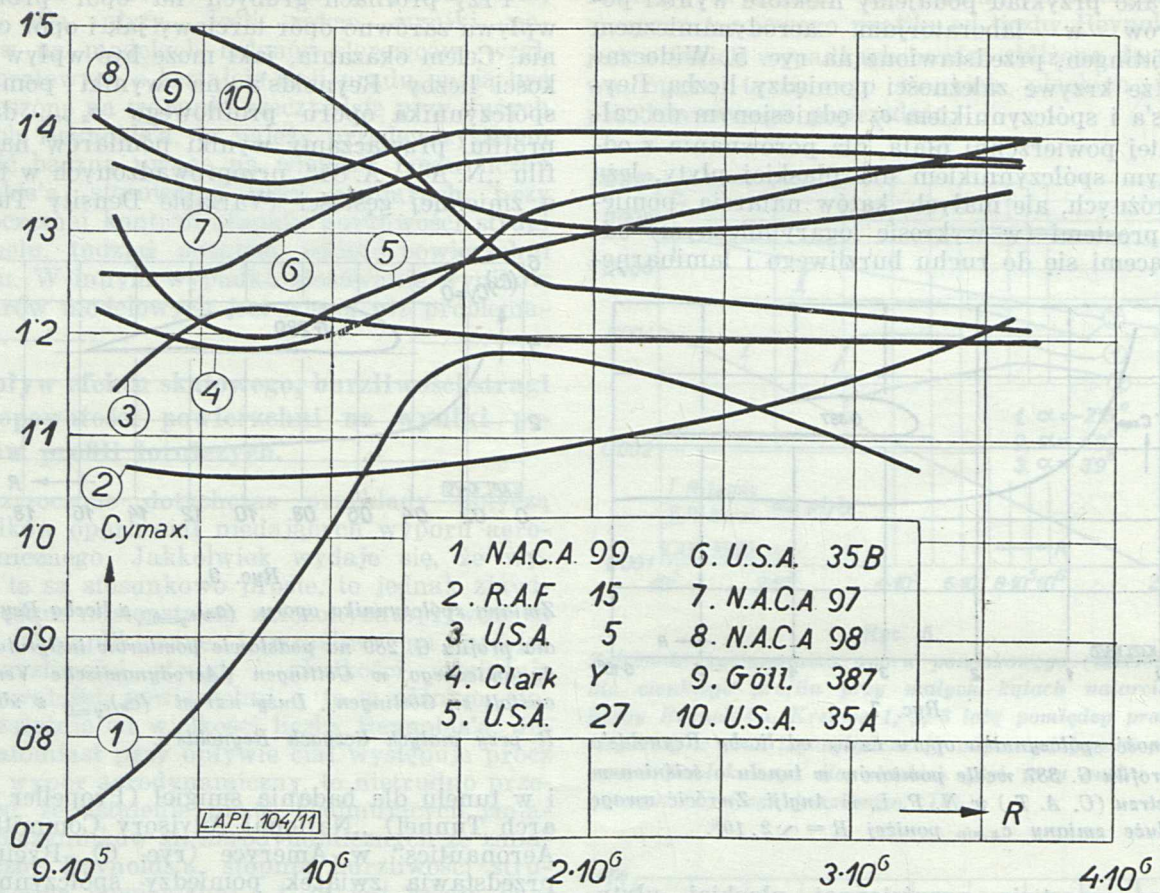


Ryc. 10.

Wpływ chropowatości powierzchni na współczynnik oporu  $c_{x \min}$  dla profilu N. A. C. A. 0012 wedle pomiarów w tunelu o ściśnionym powietrzu (C. A. T.) w N. P. L. Wpływ chropowatości występuje dopiero przy  $R$  rzędu  $10^6$ .

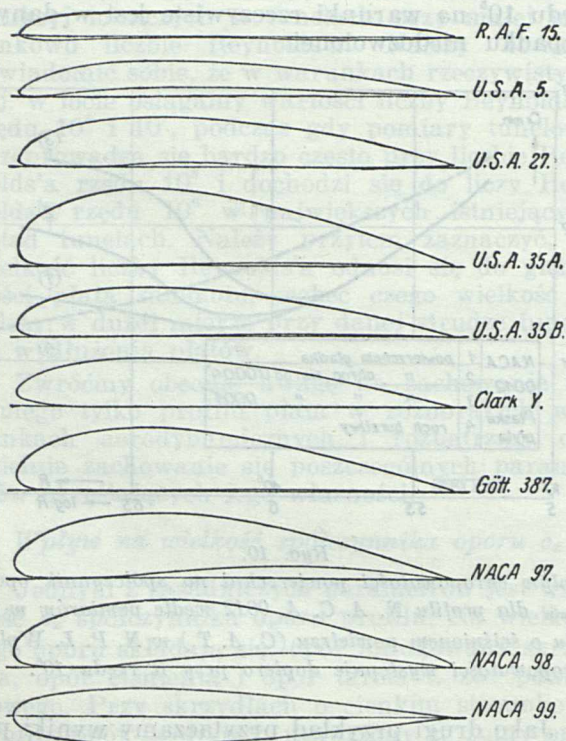
Jako drugi przykład przytaczamy wyniki pomiarów profilu „G. 387“ w tunelu o ściśnionym powietrzu (Compressed Air Tunnel) „National Physical Laboratory“ w Anglii. Ryc. 7 przedsta-





Ryc. 11.

Zależność współczynnika  $c_{y \max}$  największego wyporu od liczby Reynolds'a dla podanych profili wedle badań w tunelu o zmiennej gęstości N. A. C. A.



Ryc. 12.

Zespół profili, których wyniki podaje ryc. 11.

wia zależność pomiędzy  $c_{x \min}$  i  $R$  dla wymienionego profilu. Widoczne jest, że dopiero począwszy od  $R$  rzędu  $2 \cdot 10^6$  wartość  $c_{x \min}$  zmienia się nieznacznie z  $R$ .

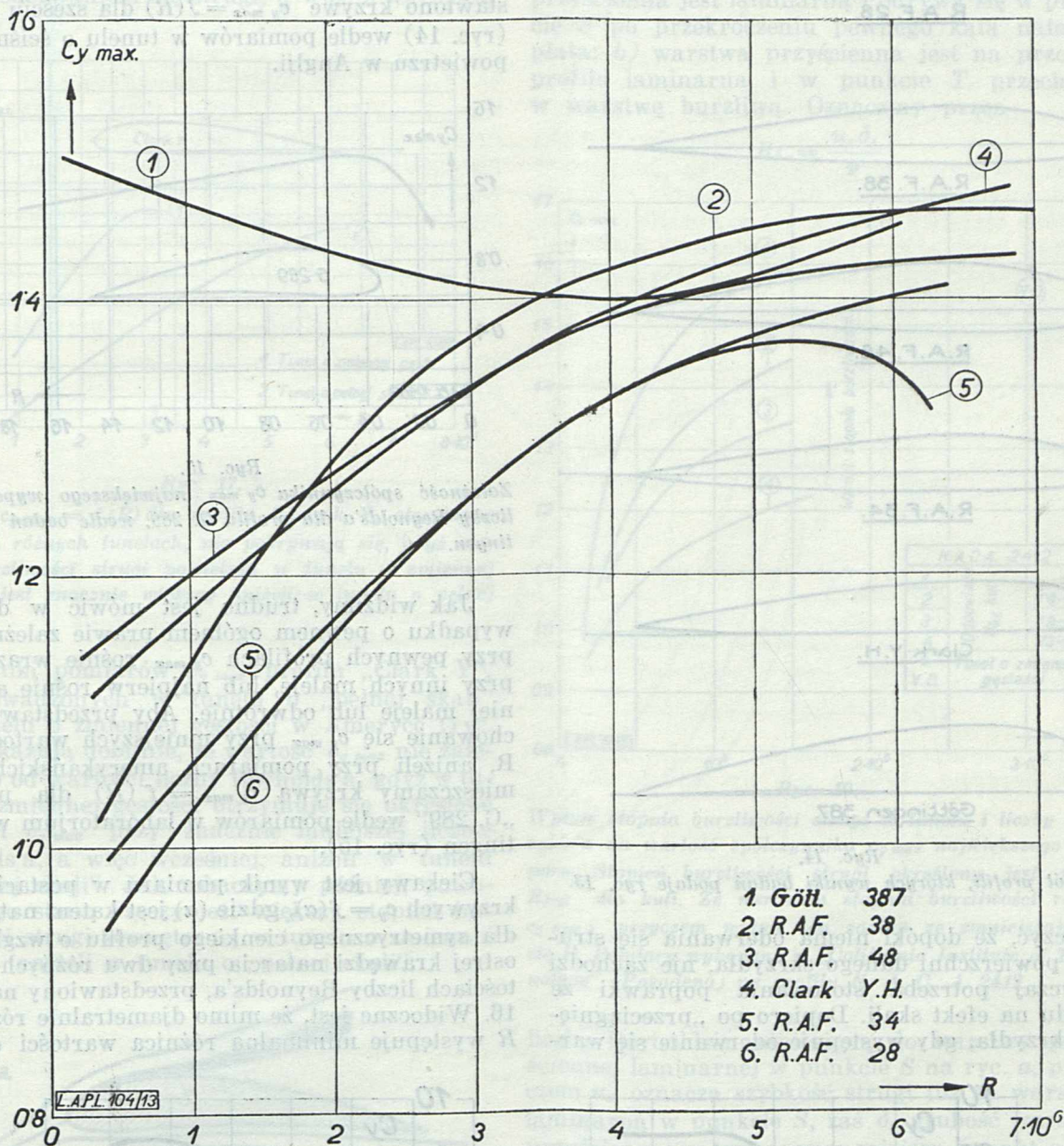
Z kolei podajemy zależność pomiędzy współczynnikiem oporu profilowego  $c_{x \text{ prof}}$  przy  $c_y = 0$  dla profilu „Clark Y” dmuchanego w „pełnej skali” w tunelu (Full - Scale Wind - Tunnel) N. A. C. A. w Ameryce przy dużych  $R$  (ryc. 8), tudzież związek pomiędzy współczynnikiem  $c_x$  przy  $c_y = 0$  ( $c_{x \text{ prof. } c_y = 0}$ ) i  $R$  dla profilu „G. 289” na podstawie pomiarów w laboratorium w Göttingen przy małych stosunkowo liczbach Reynolds'a (ryc. 9). Rycina 9 wykazuje, jak duży błąd popełniamy, przenosząc wyniki dla  $c_x$  przy  $c_y = 0$ , otrzymane przy liczbie Reynolds'a równej np.  $1'4 \cdot 10^5$ , na warunki rzeczywiste.

Celem wykazania wpływu chropowatości powierzchni skrzydła na wielkość oporu podajemy krzywe zależności pomiędzy  $c_{x \min}$  i  $R$  dla profilu „NACA 0012” wedle pomiarów w tunelu o ściśnionym powietrzu w Anglii (ryc. 10). Widoczne jest, że powierzchnie bardziej chropowate wykazują większe  $c_{x \min}$  przy równych zresztą warunkach, a poza to, że wpływ chropowatości nie objawia się przy  $R < 10^5$ . Wobec tego przy pomiarach przeprowadzanych w t. zw. małych tunelach nie jest możliwe wykrycie tego wpływu.



Przypominamy, że podobne zjawisko omawialiśmy już przy oporze z powodu przepływu cieczy przez rury gładkie i chropowate. Podobnie jak przy rurach, krzywe dla powierzchni bardziej chropowatej odrywają się wcześniej od krzywej dla powierzchni gładkiej aniżeli krzywe dla powierzchni mniej chropowatej.

szczą współistnienie dwu warstw, a mianowicie laminarnej na przedniej części i burzliwej na tylnej, powodują wystąpienie zgoła odmiennej wartości współczynnika oporu, aniżeli w locie. Ponadto wartości współczynników, otrzymanych w różnych tunelach, nie mogą odpowiadać sobie przy małych liczbach Reynolds'a z po-



Ryc. 13.  
 Krzywe zależności współczynnika  $c_{y\ max}$  największego wyporu od liczby Reynolds'a dla sześciu profili otrzymane z badań w tunelu o ściśnionym powietrzu w N. P. L.

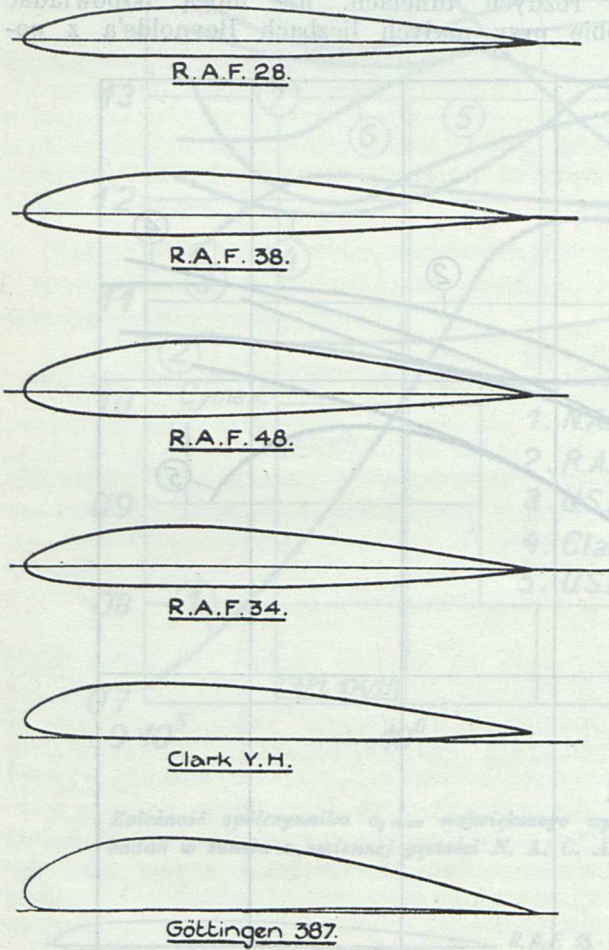
Z przytoczonych powyżej przykładów wynika jasno, że stosowanie wyników pomiarów współczynnika oporu skrzydeł lotniczych, otrzymanych w tunelach aerodynamicznych, do warunków w locie może być tylko wtedy możliwe, jeśli wartość liczby Reynolds'a stosowanej przy pomiarach zbliża się dostatecznie do wartości liczby Reynolds'a w locie, względnie jest dostatecznie duża. W innym bowiem wypadku, t. j. przy stosunkowo małej wartości liczby Reynolds'a, inne warunki w warstwie przysięennej, a zwa-

wodu wpływu stopnia burzliwości strugi na punkt przejścia warstwy laminarnej w burzliwą, a tem samym na wartość współczynnika oporu. Po przekroczeniu pewnej wartości  $R$ , przy której warstwa przysięenna przechodzi wzdłuż całej długości profilu w warstwę burzliwą, wpływ stopnia burzliwości strugi zewnętrznej na tę warstwę jest bardzo mały. Poza tem wpływ chropowatości występuje dopiero przy stosunkowo dużych liczbach Reynolds'a.



b) Wpływ na wielkość współczynnika wyporu  $c_y$ .

Przechodząc obecnie do wyznaczania warunków przenoszenia współczynników wyporu  $c_y$  skrzydła z modelu na rzeczywistość, musimy

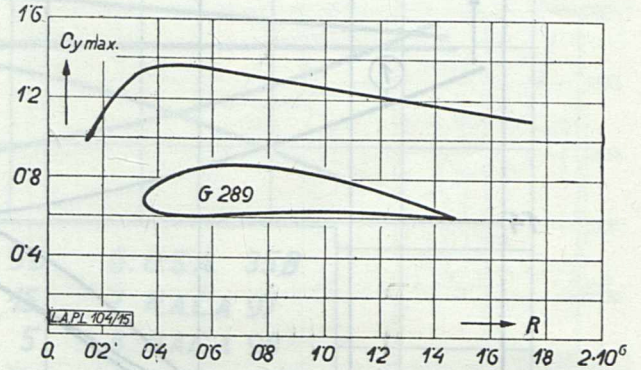


Ryc. 14.

Zespół profili, których wyniki badań podaje ryc. 13.

zaznaczyć, że dopóki niema oderwania się strugi od powierzchni danego skrzydła, nie zachodzi zazwyczaj potrzeba stosowania poprawki ze względu na efekt skali. Dopiero po „przeciągnięciu” skrzydła, gdy występuje oderwanie się war-

stwy przyściennej, występują różne wartości  $c_{y\max}$  zależnie od liczby Reynolds’a, stopnia burzliwości strugi i chropowatości powierzchni. Ryc. 11 podaje niektóre wyniki badań, określające zależność między  $c_{y\max}$  i  $R$  dla zespołu profili (ryc. 12); badania te przeprowadzono w tunelu o zmiennej gęstości w Ameryce. Na ryc. 13 zestawiono krzywe  $c_{y\max} = f(R)$  dla sześciu profili (ryc. 14) wedle pomiarów w tunelu o ściśnionem powietrzu w Anglii.

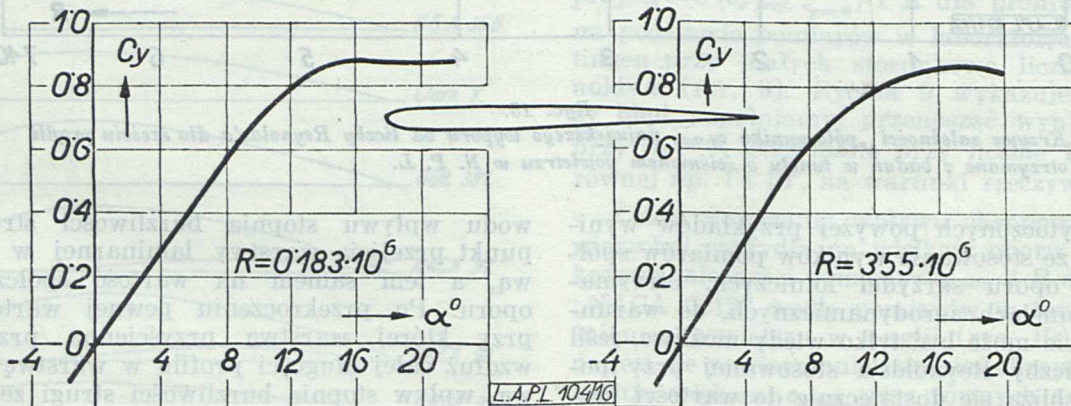


Ryc. 15.

Zależność współczynnika  $c_{y\max}$  największego wyporu od liczby Reynolds’a dla profilu G. 289. wedle badań w Göttingen.

Jak widzimy, trudno jest mówić w danym wypadku o pewnym ogólnym prawie zależności; przy pewnych profilach  $c_{y\max}$  rośnie wraz z  $R$ , przy innych maleje, lub najpierw rośnie a później maleje lub odwrotnie. Aby przedstawić zachowanie się  $c_{y\max}$  przy mniejszych wartościach  $R$ , aniżeli przy pomiarach amerykańskich, zamieszczamy krzywą  $c_{y\max} = f(R)$  dla profilu „G. 289” wedle pomiarów w laboratorium w Göttingen (ryc. 15).

Ciekawy jest wynik pomiaru w postaci dwu krzywych  $c_y = f(\alpha)$ , gdzie ( $\alpha$ ) jest kątem natarcia, dla symetrycznego cienkiego profilu o względnie ostrej krawędzi natarcia przy dwu różnych wartościach liczby Reynolds’a, przedstawiony na ryc. 16. Widoczne jest, że mimo djametralnie różnych  $R$  występuje minimalna różnica wartości  $c_{y\max}$ .

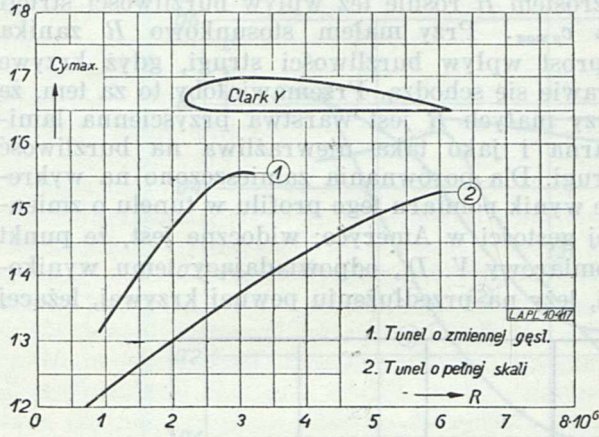


Ryc. 16.

„Efekt skali” przy cienkim symetrycznym profilu o względnie krawędzi natarcia ostrej nie jest prawie widoczny.



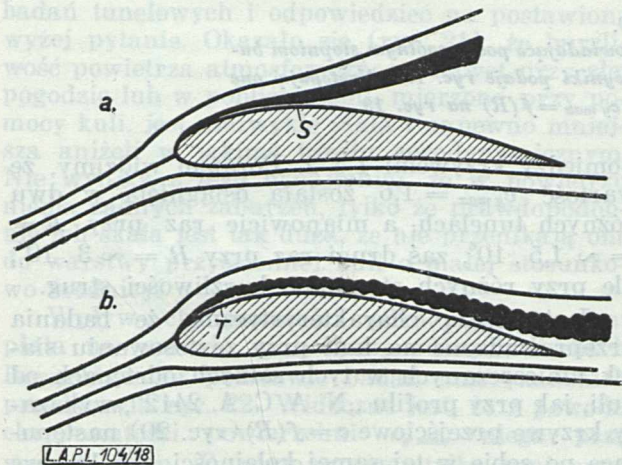
Możnaby przypuścić, że wartość liczby Reynolds'a  $R$  odniesiona do długości cięciwy profilu, czyli do głębokości płata, powinna być w danym wypadku zastąpiona przez inną wartość liczby Reynolds'a np. odniesioną do promienia krzywizny krawędzi natarcia lub t. p., któraby była bardziej miarodajną dla przebiegu związanego z oderwaniem się strugi, a więc z wartością  $c_{y \max}$ .



Ryc. 17.

Krzywe  $c_{y \max} = f(R)$  dla profilu Clark Y, otrzymane w dwóch różnych tunelach, nie pokrywają się, gdyż stopień burzliwości strugi powietrza w tunelu o zmiennej gęstości jest znacznie większy aniżeli w tunelu o pełnej skali.

Wyniki pomiarów  $c_{y \max}$  profilu „Clark Y“, przeprowadzonych w tunelu o „pełnej skali“ i w tunelu o zmiennej gęstości w Ameryce (ryc. 17), wykazują dobitnie, że wartość  $c_{y \max}$  nie zależy tylko od wartości liczby Reynolds'a, gdyż w tunelu o zmiennej gęstości otrzymuje się określone wartości  $c_{y \max}$  przy znacznie mniejszej liczbie Reynolds'a, a więc wcześniej, aniżeli w tunelu o „pełnej skali“. Jak zobaczymy później, powodem tego stanu rzeczy jest większy stopień burzliwości strugi zewnętrznej w tunelu o zmiennej gęstości aniżeli w tunelu o „pełnej skali“.

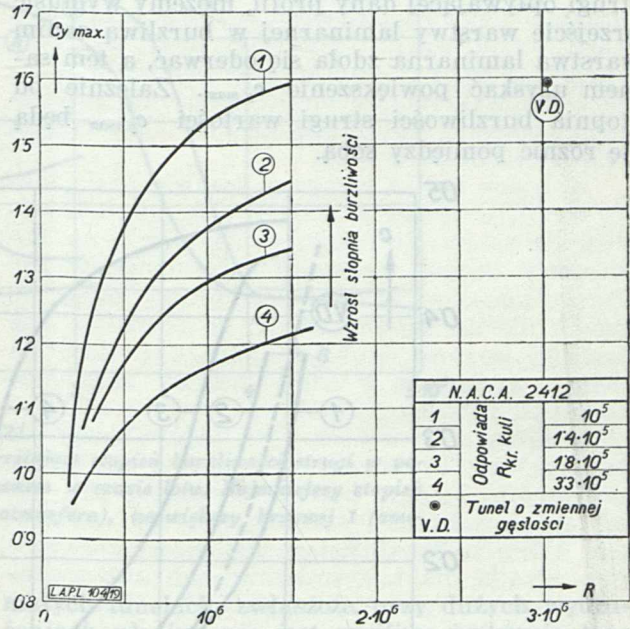


Ryc. 18.

Dwa zasadnicze wypadki opływu profilu: a) warstwa przyścienna jest laminarna i odrywa się w miejscu S; b) warstwa przyścienna jest laminarna aż do miejsca T, poczem przechodzi w warstwę burzliwą.

Na podstawie przedstawionych wyników badań można się spodziewać, że wytłumaczenia zmienności wartości  $c_{y \max}$  należy szukać w zachowaniu się warstwy przyściennej na górnej powierzchni płata. Zwróćmy za Kármán'em i Millikán'em uwagę na dwa zasadnicze wypadki opływu profilu (ryc. 18): a) warstwa przyścienna jest laminarna i odrywa się w punkcie S po przekroczeniu pewnego kąta natarcia płata; b) warstwa przyścienna jest na przodzie profilu laminarna i w punkcie T przechodzi w warstwę burzliwą. Oznaczmy przez

$$R_{\delta_s} = \frac{u_s \delta_s}{\nu}$$



Ryc. 19.

Wpływ stopnia burzliwości strugi w tunelu i liczby Reynolds'a na wartość współczynnika  $c_{y \max}$  największego wyporu. Stopień burzliwości strugi określony jest przez  $R_{kryt}$  dla kuli. Ze wzrostem stopnia burzliwości rośnie  $c_{y \max}$ , przy czem wpływ ten zanika ze zmniejszającym się  $R$ . Pomiaru wykonane w „California Institute of Technology“ (Pasadena) na profilu N. A. C. A. 2412.

liczbę Reynolds'a odniesioną do warstwy przyściennej laminarnej w punkcie S na ryc. a, przy czem  $u_s$  oznacza szybkość strugi tuż za warstwą laminarną w punkcie S, zaś  $\delta_s$  grubość warstwy przyściennej w tym samym miejscu (punkt oderwania). Analogicznie oznaczmy przez

$$R_{\delta_c} = \frac{u_c \delta_c}{\nu}$$

liczbę Reynolds'a odniesioną do miejsca przejścia T na ryc. b warstwy laminarnej w warstwę burzliwą, gdzie  $u_c$  i  $\delta_c$  wyrażają analogicznie szybkość strugi tuż za warstwą i grubość warstwy w miejscu T.

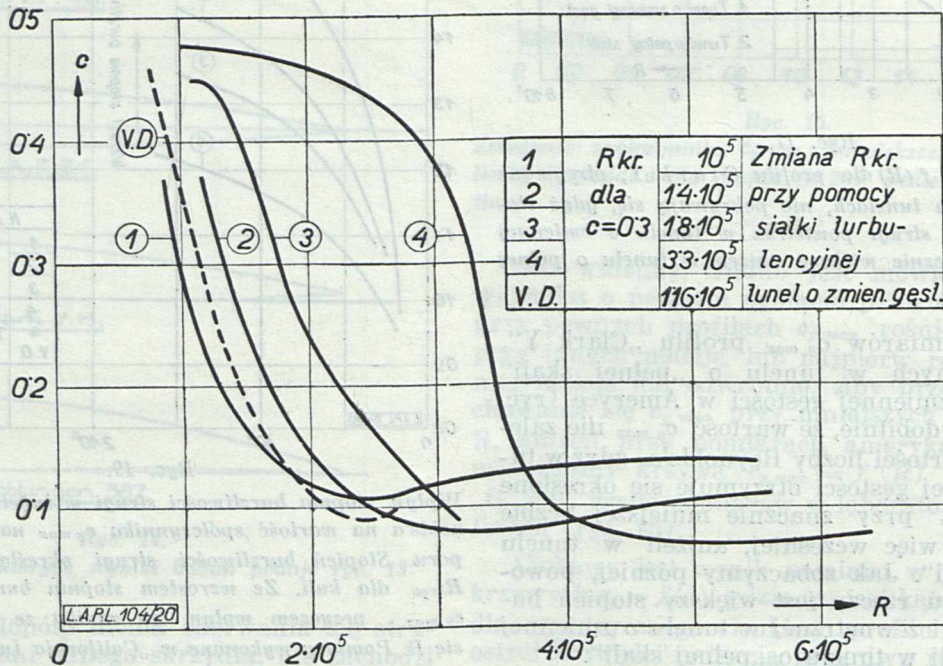
Przy opływie danego profilu mogą zajść następujące wypadki: Jeżeli  $R_{\delta_s} < R_{\delta_c}$ , to oderwanie się laminarnej warstwy przyściennej wystąpi wcześniej zanim utworzy się burzliwa warstwa przyścienna. Jeśli natomiast  $R_{\delta_s} > R_{\delta_c}$ , to laminarna warstwa przyścienna przechodzi



w burzliwą zanim laminarna warstwa zdoła się oderwać. Ponieważ warstwa burzliwa przesuwa się łatwiej w strefę wzrastającego ciśnienia, przylega ona wzdłuż dłuższej drogi na górnej powierzchni płata aniżeli warstwa laminarna, wskutek czego oderwanie nastąpi bliżej tylnej krawędzi, czyli współczynnik  $c_{y\max}$  będzie większy aniżeli w wypadku warstwy laminarnej.

Jak już wspomniano przy omawianiu oporu tarcowego płyt, burzliwa warstwa przyscienna jest bardzo wrażliwą na stopień burzliwości strugi zewnętrznej, a mianowicie wartość  $R_{\delta_c}$  zmniejsza się wraz ze wzrostem stopnia burzliwości strugi. Wskutek tego, zwiększając burzliwość strugi opływającej dany profil, możemy wymusić przejście warstwy laminarnej w burzliwą zanim warstwa laminarna zdoła się oderwać, a tem samym uzyskać powiększenie  $c_{y\max}$ . Zależnie od stopnia burzliwości strugi wartości  $c_{y\max}$  będą się różnić pomiędzy sobą.

modelem siatki (grid) z drutów ułożonych równolegle, przyczem zależnie od odległości siatki od modelu uzyskiwano różny stopień burzliwości strugi. Stopień burzliwości określano przez wartość krytycznej liczby Reynolds'a dla kuli, t. j. liczby Reynolds'a, przy której współczynnik oporu kuli  $c = 0,3$ . Widoczne jest, że dla danego profilu  $c_{y\max}$  rośnie wraz z liczbą Reynolds'a i stopniem burzliwości strugi. Poza to widzimy, że ze wzrostem  $R$  rośnie też wpływ burzliwości strugi na  $c_{y\max}$ . Przy małym stosunkowo  $R$  zanika wprost wpływ burzliwości strugi, gdyż krzywe prawie się schodzą. Przemawiałoby to za tem, że przy małych  $R$  jest warstwa przyscienna laminarna i jako taka niewrażliwa na burzliwość strugi. Dla porównania zamieszczono na wykresie wynik pomiaru tego profilu w tunelu o zmiennej gęstości w Ameryce; widoczne jest, że punkt pomiarowy V. D., odpowiadający temu wynikowi, leży na przedłużeniu pewnej krzywej, leżącej



Ryc. 20.

Krzywe przejściowe  $c = f(R)$  dla kuli, odpowiadające poszczególnym stopniom burzliwości strugi przy pomiarach, których wyniki podaje ryc. 19. Następują one po sobie w tej samej kolejności jak krzywe  $c_{y\max} = f(R)$  na ryc. 19.

Położenie punktu S na profilu nie zależy od wielkości liczby Reynolds'a odniesionej do profilu, gdyż, jak wiadomo, miejsce oderwania się warstwy laminarnej jest niezależne od  $R$ , natomiast punkt T przesuwają się wraz ze wzrostem  $R$  ku przodowi. Ponieważ bowiem  $R_{\delta_c}$  jest niezależne od  $R$ , przeto przez powiększenie np.  $u_c$  osiągamy  $R_{\delta_c}$  przy mniejszym  $\delta_c$ , a zatem wcześniej, czyli bliżej krawędzi natarcia.

Wpływ stopnia burzliwości strugi i liczby Reynolds'a na wartość  $c_{y\max}$  dla profilu „N. A. C. A. 2412“ przedstawia ryc. 19. Badania te zostały przeprowadzone w tunelu „California Institute of Technology“ (Pasadena) pod kierownictwem K á r m á n'a. Burzliwość strugi w tunelu zmieniano sztucznie przez umieszczanie przed

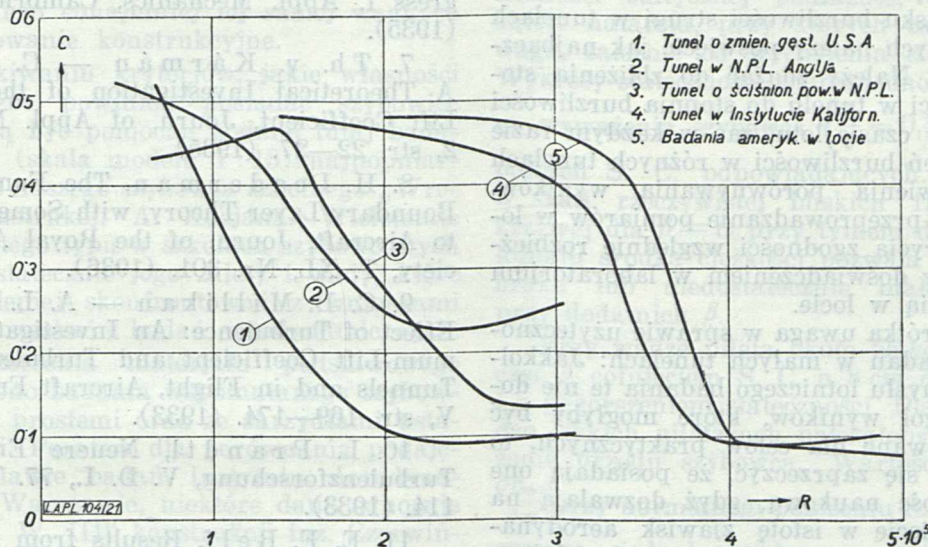
pomiędzy krzywymi 1 i 2. Poza to widzimy, że wartość  $c_{y\max} = 1,6$  została osiągnięta w dwu różnych tunelach, a mianowicie raz przy  $R = \sim 1,5 \cdot 10^6$ , zaś drugi raz przy  $R = \sim 3 \cdot 10^6$ , ale przy różnych stopniach burzliwości strug.

Jest rzeczą charakterystyczną, że badania przeprowadzone na kuli przy zastosowaniu siatek umieszczanych w tych samych odstępach od kuli, jak przy profilu „N. A. C. A. 2412“, wykazały krzywe przejściowe  $c = f(R)$  (ryc. 20) następujące po sobie w tej samej kolejności, jak krzywe  $c_{y\max} = f(R)$  na ryc. 19. Poza to krzywa, odpowiadająca badaniu kuli w tunelu o zmiennej gęstości, przebiega właśnie pomiędzy krzywymi 1 i 2 odpowiednio do położenia punktu V. D. pomiędzy krzywymi 1 i 2 na ryc. 19. Nie należy



jednak tego faktu generalizować, gdyż np. badania porównawcze przeprowadzone nad wynikami pomiarów  $c_{y \max}$  w tunelu kalifornijskim i w tunelu o sprężonym powietrzu w Anglii wykazały, że wpływ stopnia burzliwości strugi na krytyczną wartość liczby Reynolds'a przy oporze kuli nie jest na ogół biorąc zawsze taki sam, jak wpływ tego samego stopnia burzliwości strugi na inne krytyczne aerodynamiczne fenomena.

stwy przyściennej, aniżeli przy gładkiej powierzchni, zwłaszcza przy dużych  $R$ , wskutek czego maleje wartość  $c_{y \max}$ . Jest rzeczą charakterystyczną, że przy małej stosunkowo liczbie Reynolds'a wpływ chropowatości prawie że zanika. Pozostaje to w związku z faktem, że przy małych liczbach Reynolds'a odrywa się laminarna warstwa przyścienna, niepodlegająca wpływowi chropowatości powierzchni. Wobec tego w zwyczajnych



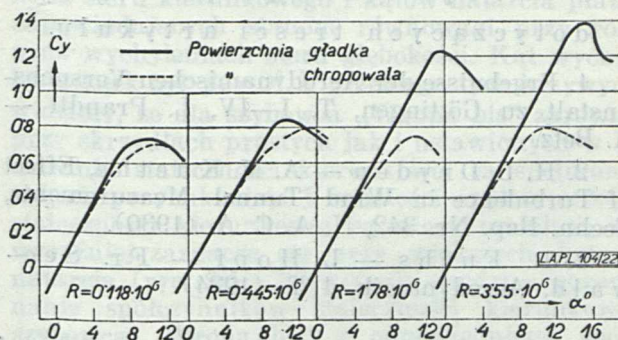
Ryc. 21.

Krzywe przejściowe  $c=f(R)$  dla kuli, określające stopień burzliwości strugi w podanych tunelach i w powietrzu atmosferycznym w czasie lotu. Najmniejszy stopień burzliwości odpowiada krzywej 5 (wolna atmosfera), największy krzywej 1 (amerykański tunel o zmiennej gęstości).

Z przytoczonego na ryc. 19 przykładu widzimy, że nawet przy liczbie Reynolds'a, odpowiadającej warunkom lotu, występuje w tunelu aerodynamicznym znaczny wpływ burzliwości strugi, zmieniający wartości  $c_{y \max}$ . Zachodzi zatem pytanie, jaki jest stopień burzliwości powietrza atmosferycznego w locie? Kármán przeprowadził pomiary krzywej przejściowej dla kuli umieszczonej na samolocie, aby uzyskać porównanie do badań tunelowych i odpowiedzieć na postawione wyżej pytanie. Okazało się (ryc. 21), że burzliwość powietrza atmosferycznego, nawet przy złej pogodzie lub w pobliżu ziemi, mierzona przy pomocy kuli, jest niezwykle mała i napewno mniejsza aniżeli w jakimś tunelu aerodynamicznym. Nie wynika z tego bynajmniej, że w powietrzu niema żadnych zaburzeń, tylko że prawdopodobnie ich skala jest tak duża, że nie przenikają one do warstwy przyściennej kuli o małej stosunkowo średnicy.

Wpływ chropowatości górnej powierzchni płata na wartość  $c_{y \max}$  przy różnych liczbach Reynolds'a na podstawie badań amerykańskich przedstawia ryc. 22. Widoczne jest, że z powodu chropowatości powierzchni  $c_{y \max}$  ulega przy wzrastającym  $R$  nieznacznym tylko zmianom, podczas gdy przy gładkiej powierzchni  $c_{y \max}$  różnie wraz z  $R$  przy odnośnym profilu bardzo silnie. Powodem tego stanu rzeczy przy chropowatej powierzchni jest zapewne pobudzenie i zarazem wcześniejsze oderwanie się burzliwej war-

małych tunelach, zwłaszcza przy dużych wydłużeniach płatów, nie jest możliwe wykrycie tego efektu.



Ryc. 22.

Wpływ chropowatości górnej powierzchni płata na wartość  $c_{y \max}$  przy różnych liczbach Reynolds'a wedle pomiarów N. A. C. A. Wpływ ten zanika przy małych stosunkowo wartościach  $R$ .

## 9. Konkluzja.

Zestawiliśmy krótki przegląd trudności i wyjaśnień problemów, stanowiących treść badań współczesnych pracowni aerodynamicznych. Podaliśmy treść życia współczesnego badacza zjawisk aerodynamicznych, na którą składa się boleść i radość, rozczarowanie i nadzieja. Należy jednak mimo wszystko stwierdzić, że zrobiono po-



ważny krok naprzód na drodze do prawdy; nasze dzisiejsze poznanie różni się wielce od „wczorajszej“ nieświadomości.

Poznanie to zawdzięczamy w dużej mierze badaniom w tunelach, pozwalających na osiągnięcie dużej liczby Reynolds'a zbliżonej do warunków w locie. Budowa takich tuneli powinna być hasłem dnia, jeżeli charakterystyki konstrukcyj lotniczych, uzyskane w laboratorium, mają odpowiadać rzeczywistości w locie.

Współzawisku burzliwości strugi w tunelach aerodynamicznych należy poświęcić jak najbaczniejszą uwagę. Należy zdążyć do zbliżenia stopnia burzliwości w tunelu do stopnia burzliwości w powietrzu w czasie lotu, zaś w każdym razie uzgodnić stopień burzliwości w różnych tunelach celem umożliwienia porównywania wyników. Konieczne jest przeprowadzanie pomiarów w locie celem wykrycia zgodności względnie rozbieżności pomiędzy doświadczeniem w laboratorium i rzeczywistością w locie.

W końcu krótka uwaga w sprawie użyteczności wyników badań w małych tunelach: Jakkolwiek dla przemysłu lotniczego badania te nie dostarczały naogół wyników, które mogłyby być wprost zastosowane dla celów praktycznych, to jednak nie da się zaprzeczyć, że posiadają one doniosłą wartość naukową, gdyż pozwalają na głębsze wnikiwanie w istotę zjawisk aerodynamicznych, rozszerzając zakres krzywych zależności w stronę małych liczb Reynolds'a. Dlatego też powinny one być nadal prowadzone dla celów naukowych. Trudno bowiem wymagać, aby tunel aerodynamiczny stał się jedynie automatem, który za pociśnięciem guzika wyrzuca gotowe wyniki dla konstruktora; naukowca ciekawość sięga znacznie dalej i głębiej aniżeli ciekawość praktyki.

#### Wykaz niektórych prac

dotyczących treści artykułu.

1. Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, T. I—IV, L. Prandtl — A. Betz.
2. H. L. Dryden — A. M. Kuehne, Effect of Turbulence in Wind Tunnel Measurements, Techn. Rep. Nr. 342, N. A. C. A. (1930).
3. R. Fuchs — L. Hopf — Fr. See-wald, Aerodynamik, 1 T. (1934).

4. Ray W. Hooker, The Aerodynamic Characteristics of Aerofoils as Affected by Surface Roughness, N. A. C. A. Techn. Note 457 (1933).

5. E. Jacobs, Experimental Methods—Wind Tunnels, Part 2, Aerodynamic Theory, W. F. Durand, T. III (1935).

6. Th. v. Kármán, Some Aspect of the Turbulence Problem, Proc. of the Fourth Intern. Congress f. Appl. Mechanics, Cambridge, England (1935).

7. Th. v. Kármán — C. Millikan, A Theoretical Investigation of the Maximum-Lift Coefficient, Journ. of Appl. Mechanics, T. 2, str. 22—27. (1935).

8. H. Leaderman, The Fundamentals of Boundary Layer Theory, with Some Applications to Aircraft, Journ. of the Royal Aeronaut. Society, T. XL, Nr. 301. (1936).

9. C. B. Millikan — A. L. Klein, The Effect of Turbulence: An Investigation of Maximum-Lift Coefficient and Turbulence in Wind Tunnels and in Flight, Aircraft Engineering, T. V, str. 169—174. (1933).

10. L. Prandtl, Neuere Ergebnisse der Turbulenzforschung, V. D. I., 77. T., str. 105—114. (1933).

11. E. F. Relf, Results from the Compressed Air Tunnel, Journ. of the Royal Aeronaut. Society, T. XXXIX, Nr. 289. (1935).

12. E. F. Relf, Aeronautical Progress 1930—1936, Aircraft Engineering, T. VIII, Nr. 88. (1936).

13. E. F. Relf — R. Jones — A. H. Bell, Test of Six Aerofoil Sections at Various Reynolds Numbers in the Compressed Air Tunnel, Rep. and Memor., Nr. 1627. (1934).

14. G. B. Schubauer — H. L. Dryden, The Effect of Turbulence on the Drag of Flat Plates, Techn. Rep., Nr. 546, N. A. C. A. (1935).

15. R. Seiferth — A. Betz, Untersuchung von Flugzeugmodellen im Windkanal, Handb. d. Experimentalphysik, Wien — Harms, T. IV, cz. 2. (1932).

16. A. Silverstein, Scale Effect on Clark Y Airfoil Characteristics from N. A. C. A. Full-Scale Wind-Tunnel Test, Techn. Rep. Nr. 502, N. A. C. A. (1934).

### Badania aerodynamiczne szybowca szkolnego „Wrona bis“ oraz porównanie z badaniami szybowca szkolnego „C. W. III“.

Essais aérodynamiques du planeur d'école „Wrona bis“ et leur comparaison avec les essais du planeur d'école „C. W. III“.

Ces essais, ensemble avec les données fournies par la pratique d'utilisation de ces planeurs, peuvent constituer une indication relative aux qualités aérodynamiques souhaitables des planeurs d'école.

La pratique de plusieurs années a démontré de très bonnes qualités du planeur „C. W. III“ lors de l'instruction du pilotage. On a donc adopté ses caractéristiques comme la base de comparaison avec le planeur „Wrona bis“.

Pour compléter les données, on donné l'influence du dièdre des ailes sur les caractéristiques aérodynamiques particulières.

La fig. 1 représente les résultats des mesures exécutées dans l'Institut Aérodynamique de Varsovie et les fig. 2, 3, 4, 5 représentent les résultats des mesures exécutées dans le Laboratoire Aérodynamique de l'Ecole Polytechnique de Lwów.



Naogół posiadamy nieznaczny materiał dotyczący badań aerodynamicznych szybowców szkolnych. Należy to tłumaczyć tem, że są one ze względu na swą niższą doskonałość mniej atrakcyjne od maszyn „rasowych“. Tymczasem gruntowne opracowanie własności aerodynamicznych szybowca szkolnego, na podstawie studjów na modelu szczególnie takich, jak stateczność, sterowność i inne cechy związane z pilotażem, są zagadnieniem conajmniej tej samej wagi, co dobre opracowanie konstrukcyjne.

W poszukiwaniu kryterjów, jakie własności aerodynamiczne powinien posiadać szybowiec szkolny, mogą być pomocne podane tutaj badania tunelowe (skala modelu 1 : 13) najpopularniejszego dziś naszego szybowca szkolnego „Wrona bis“, konstrukcji A. Kocjana. Wieloletnie użytkowanie tego typu w szkołach szybowcowych wykazało dostatecznie jego zalety i wady, które można tem lepiej skonfrontować z wnioskami jakie można uzyskać z badań aerodynamicznych.

Dla rozszerzenia materiału podstawowego przeprowadzono badania wspomnianego szybowca z płacami prostymi oraz ze skrzydłami ustawionymi w V. Pozatem dla porównania podajemy, na podstawie badań Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie, niektóre dane odnośnie szybowca „C. W. III“ konstrukcji inż. Czerwińskiego (ryc. 1). Szybowiec ten dziś nie jest już używany. Charakterystyki jego mogą stanowić jednak o tyle cenny materiał dla porównań, iż maszyna ta zarówno przez instruktorów jak i uczniów pod względem pilotażowym była uważana za bardzo dobrą dla szkolenia początkowego. Obecnie zarysowuje się u nas pogląd, iż nie należy budować zbyt uniwersalnych maszyn szkolnych, a więc nadających się zarówno do szkolenia w lotach ślizgowych jak i żaglowych. Natomiast należy raczej używać nawet w szkoleniu początkowym 2 typów maszyn: I. szkolny jedynie dla nauki latania ślizgowego i II. szkolny dla treningu przed żaglowaniem i ewentualnie również do nauki żaglowania. Charakterystyki aerodynamiczne C. W. III (doskonałość może być lepszą) mogą stanowić pewne wytyczne właśnie dla I-go szkolnego typu.

Wyniki pomiarów przeprowadzonych w Laboratorium Aerodynamicznym Politechniki Lw., przy zachowaniu oznaczeń i określeń stosowanych w poprzednich publikacjach, ujęto w następujące wykresy:

1). Ryc. 2/1. Biegunowa szybowca „Wrona bis“, biegunowa równowagi, krzywa momentów względem krawędzi natarcia.

Na wykresie tym widzimy, iż wpływ ułożenia skrzydeł w V przy  $\delta = 2^\circ$  nie wykazuje wpływu na kształt biegunowej.

Przebieg biegunowej w okolicy dużych kątów natarcia jest płaski, co wskazuje na dobre trzymanie się szybowca w stanie przeciągniętym i brak naogół tendencji do samoczynnego przejścia w korkociąg (nie wyklucza to bynajmniej korkociągu przy błędach pilotażu jak np. przypadkowe wprowadzenie w korkociąg nogą). Porównując biegunową „Wrony bis“ z „C. W. III“ widzimy, iż ten ostatni szybowiec ma prze-

bieg biegunowej również doskonale odpowiadający wspomnianym zaletom.

Ze względu na możliwość wykorzystywania do nauki szkolenia mniejszych wzniesień terenowych doskonałość bliską szybowca „Wrona bis“ należy uważać za bardziej godną polecenia nawet dla I szkolnego typu.

2). Ryc. 2/2 i 2/3 przedstawiają wykresy stateczności statycznej podłużnej, oraz zależność kątów natarcia, przy których zachodzi równowaga, zależnie od wychylenia steru głębokości. Wykresy stateczności sporządzono dla normalnego wyważenia szybowca ( $\frac{x_0}{l} = 0,333$ ), oraz dla

położeń Ś. C. odpowiadających przesunięciom w skali rzeczywistej bliskich 15 cm. Przebieg krzywej dla  $\beta = 0$  przy tylnym dmuchanem położeniu środka ciężkości pozwala spodziewać się braku lub niedostatecznie małej stateczności przy dodatnich  $\beta$ .

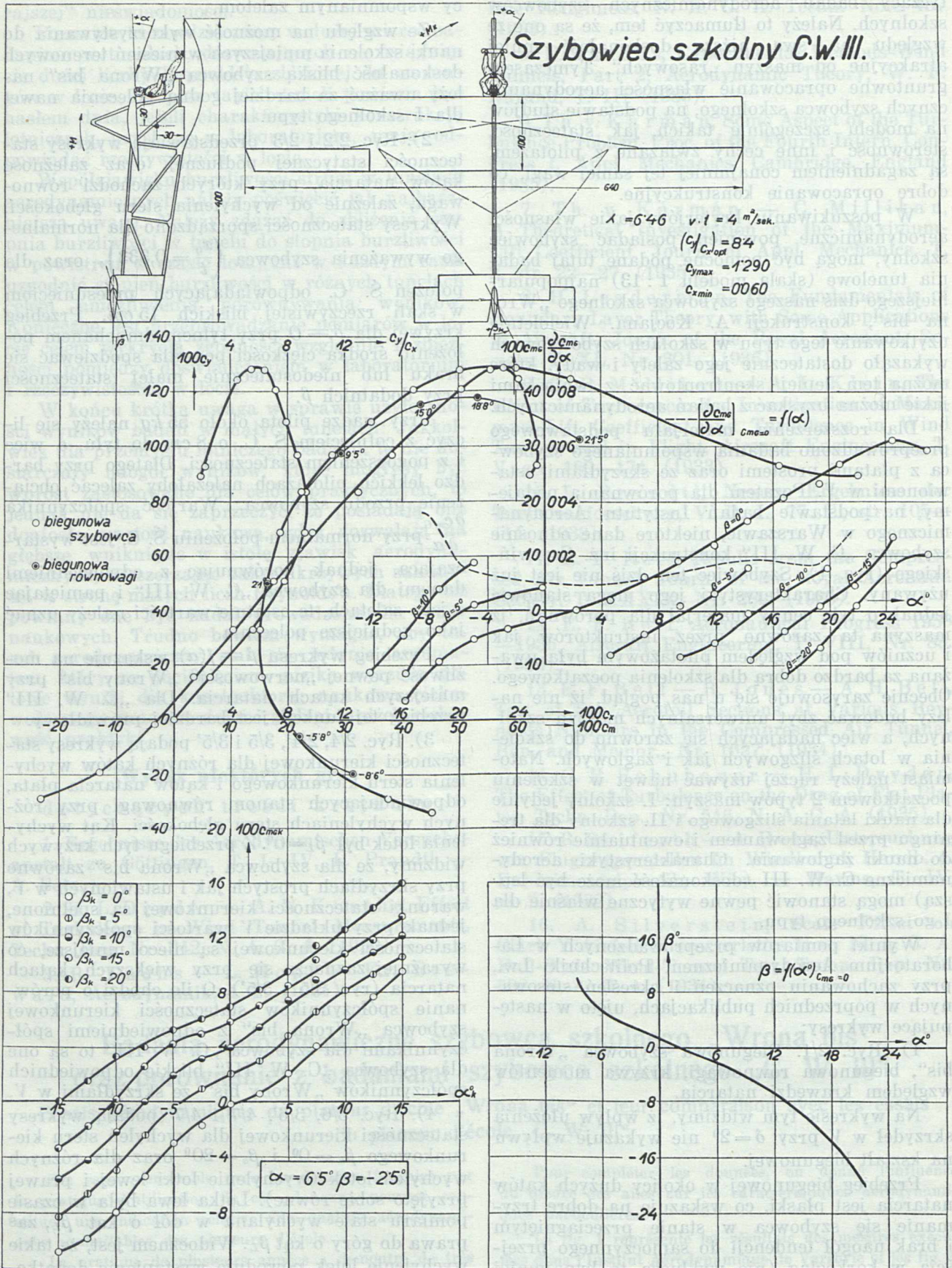
Przy wadze pilota około 55 kg należy się liczyć z cofnięciem Ś. C. o 8 cm do tyłu, a więc i z pogorszeniem stateczności. Dlatego przy bardzo lekkich pilotażach należałoby zalecać obciążenie przodu szybowca. Wartość współczynnika  $\frac{\partial c_{mg}}{\partial \alpha}$  przy normalnym położeniu Ś. C. jest wystarczająca, jednak porównując z odpowiednimi danymi dla szybowca „C. W. III“ i pamiętając o jego zaletach, te ostatnie wartości należy uznać jako godniejsze polecenia.

Przebieg wykresu  $\beta = f(\alpha)$  wskazuje na możliwość pewnej „nerwowości“ „Wrony bis“ przy mniejszych kątach natarcia. Dla „C. W. III“ przebieg tej funkcji jest bardziej prawidłowy.

3). Ryc. 2/4, 2/4', 3/5 i 3/5' podają wykresy stateczności kierunkowej dla różnych kątów wychylenia steru kierunkowego i kątów natarcia płata, odpowiadających stanom równowagi przy różnych wychyleniach steru głębokości. Kąt wychylenia lotek był  $\beta_L = 0^\circ$ . Z przebiegu tych krzywych widzimy, że dla szybowca „Wrona bis“ zarówno przy skrzydłach prostych jak i ustawionych w V, warunki stateczności kierunkowej są spełnione, jednak przy układzie V wartości współczynników stateczności kierunkowej są nieco mniejsze, co wyraźniej zaznacza się przy większych kątach natarcia (ryc. 3/5 i 3/5'). O ile chodzi o porównanie współczynników stateczności kierunkowej szybowca „Wrona bis“ z odpowiednimi współczynnikami dla szybowca „C. W. III“ to są one dla szybowca „C. W. III“ bliskie odpowiednich współczynników „Wrony bis“ ze skrzydłami w V.

4). Ryc. 3/6, 3/6', 4/7 i 4/7' podają wykresy stateczności kierunkowej dla wychyleń steru kierunkowego  $\beta_k = 0^\circ$  i  $\beta_k = 20^\circ$  oraz dla różnych wychyleń lotek (wychylenie lotki lewej i prawej przyjęto sobie równe). Lotka lewa była w czasie pomiaru stale wychylana w dół o kąt  $\beta_L$ , zaś prawa do góry o kąt  $\beta_L$ . Widocznym jest, że takie wychylenie lotek powoduje wystąpienie dodatkowego momentu kierunkowego o znaku przeciwnym do dodatniego momentu kierunkowego wywołanego dodatnim wychyleniem  $\beta_k$  steru kierunkowego.

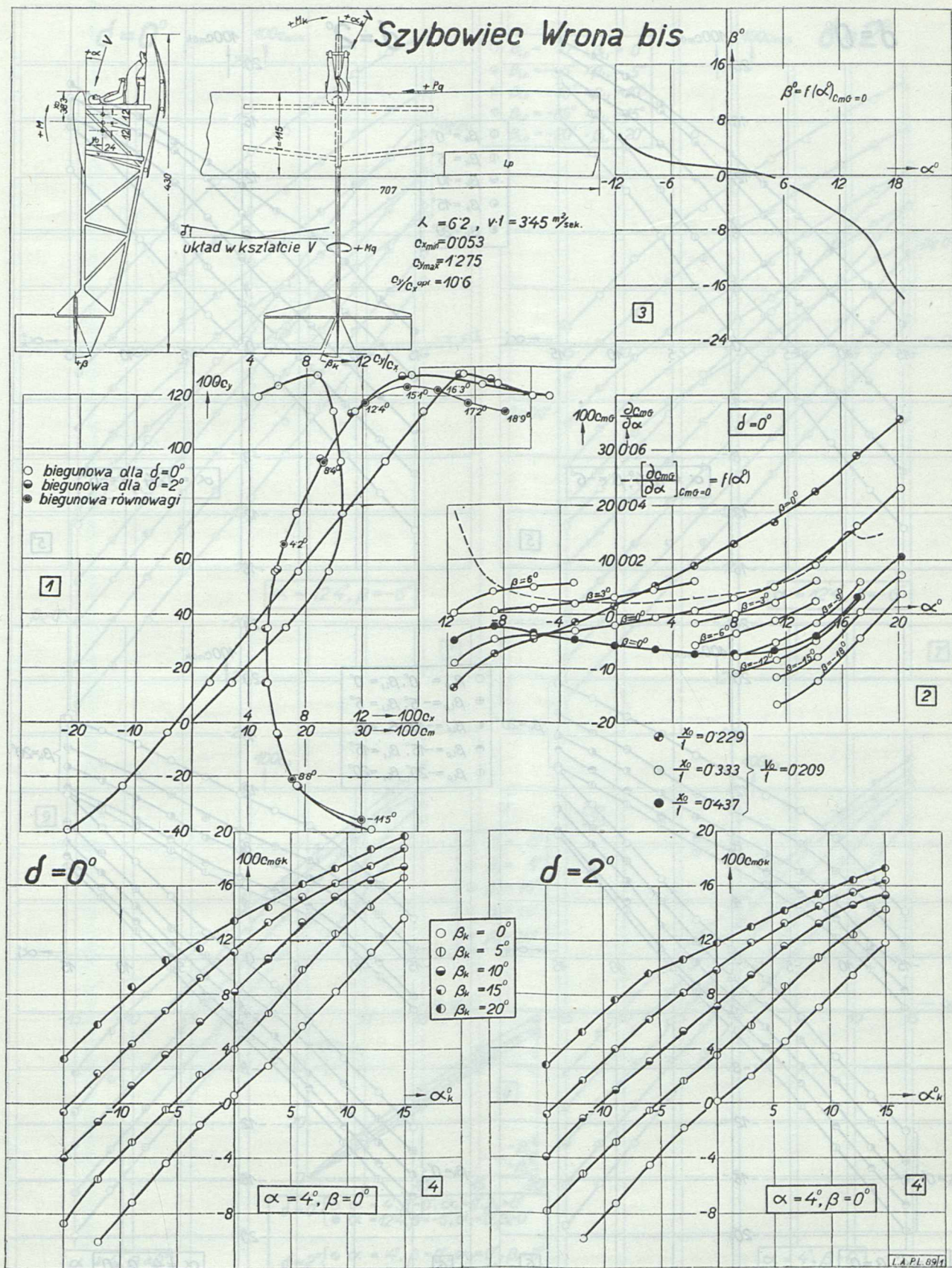




Ryc. 1.

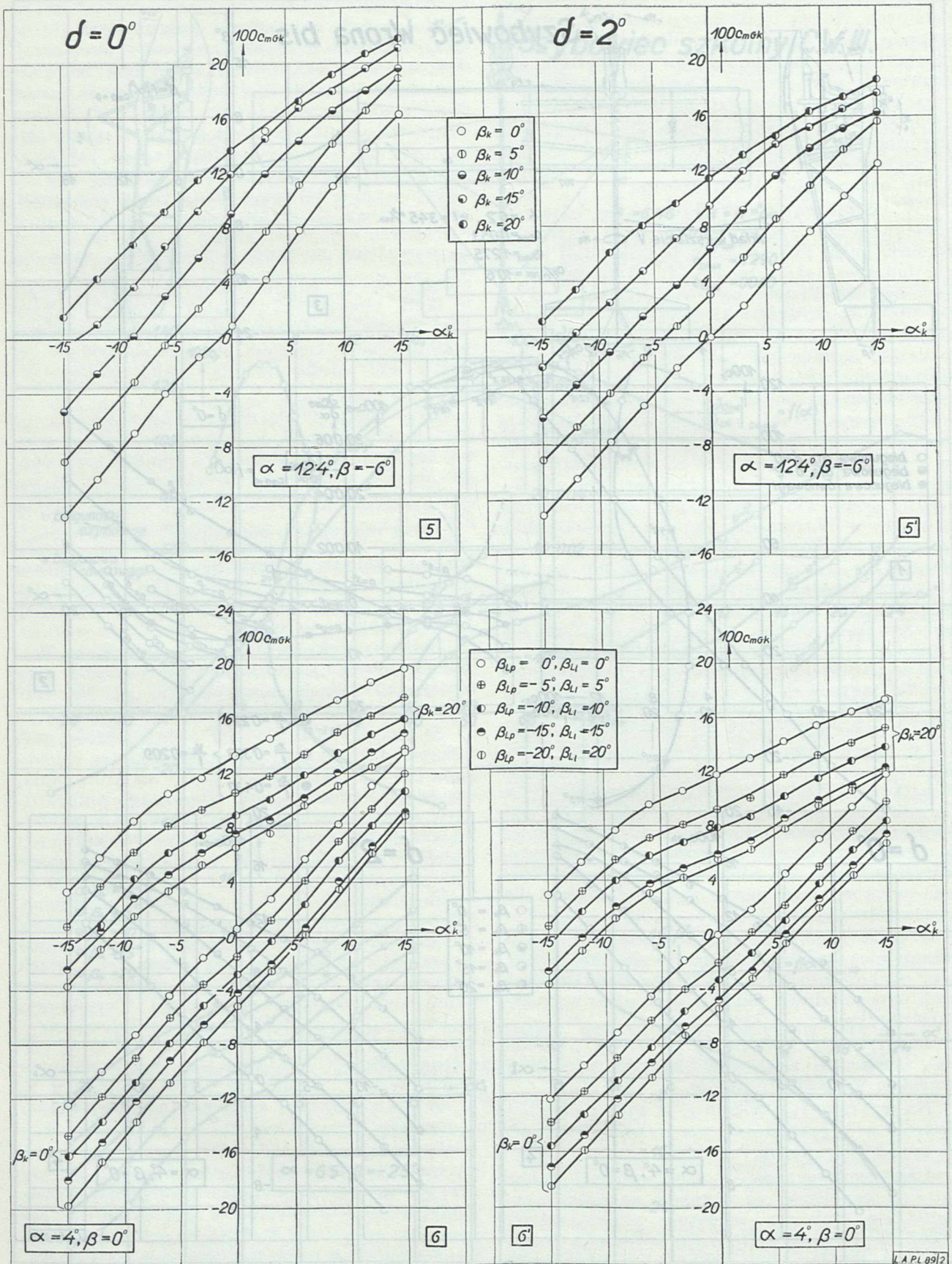
Wykresy dla modelu szybowca szkolnego „C. W. III” wedle wyników otrzymanych w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie.





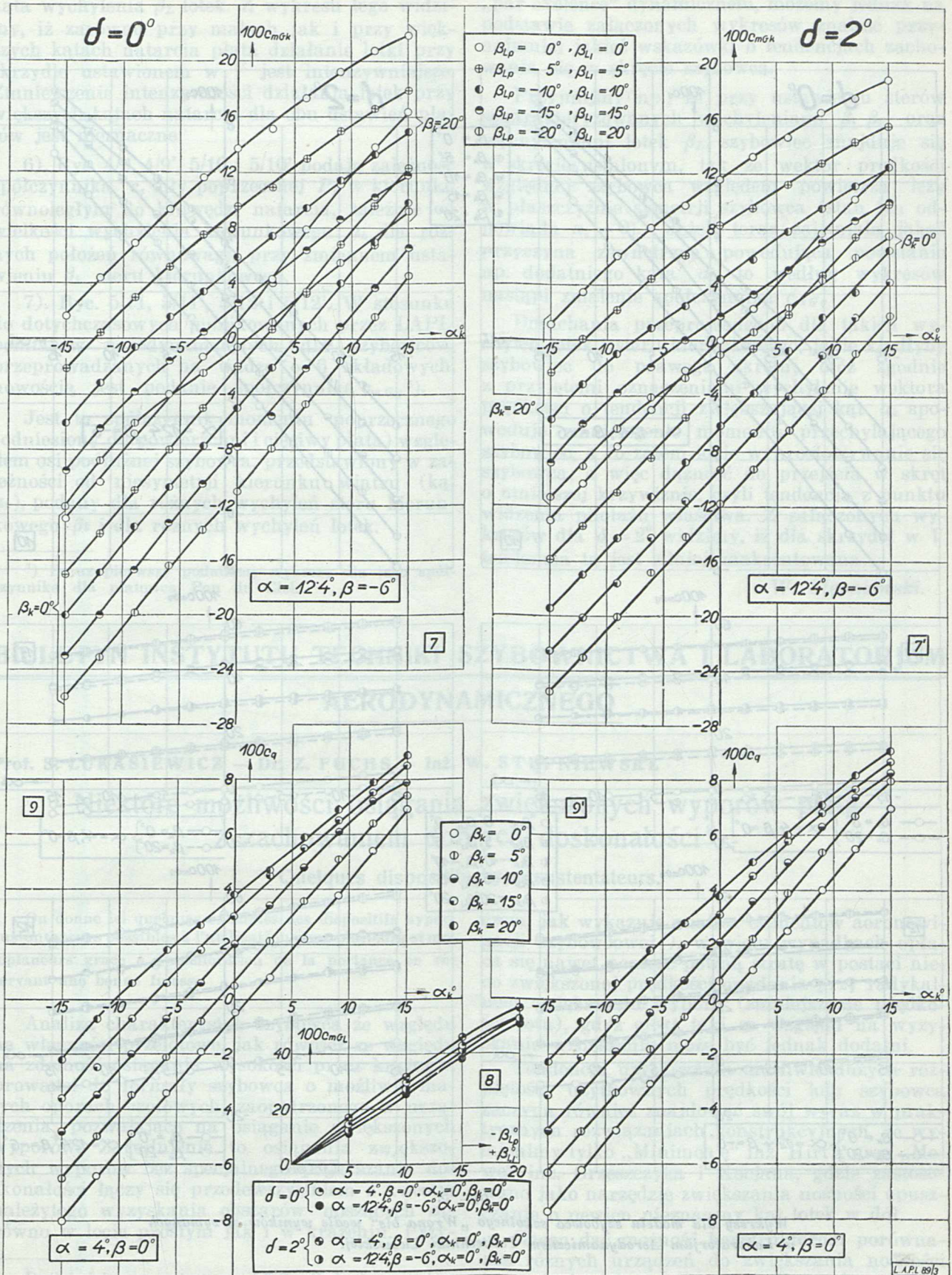
Ryc. 2.  
Wykresy dla modelu szybowca szkolnego „Wrona bis“ wedle wyników otrzymanych w Laboratorium Aerodynamicznym Politechniki Lwowskiej.





Ryc. 3.  
 Wykresy dla modelu szybowca szkolnego „Wrona bis” wedle wyników otrzymanych  
 w Laboratorium Aerodynamicznym Politechniki Lwowskiej.

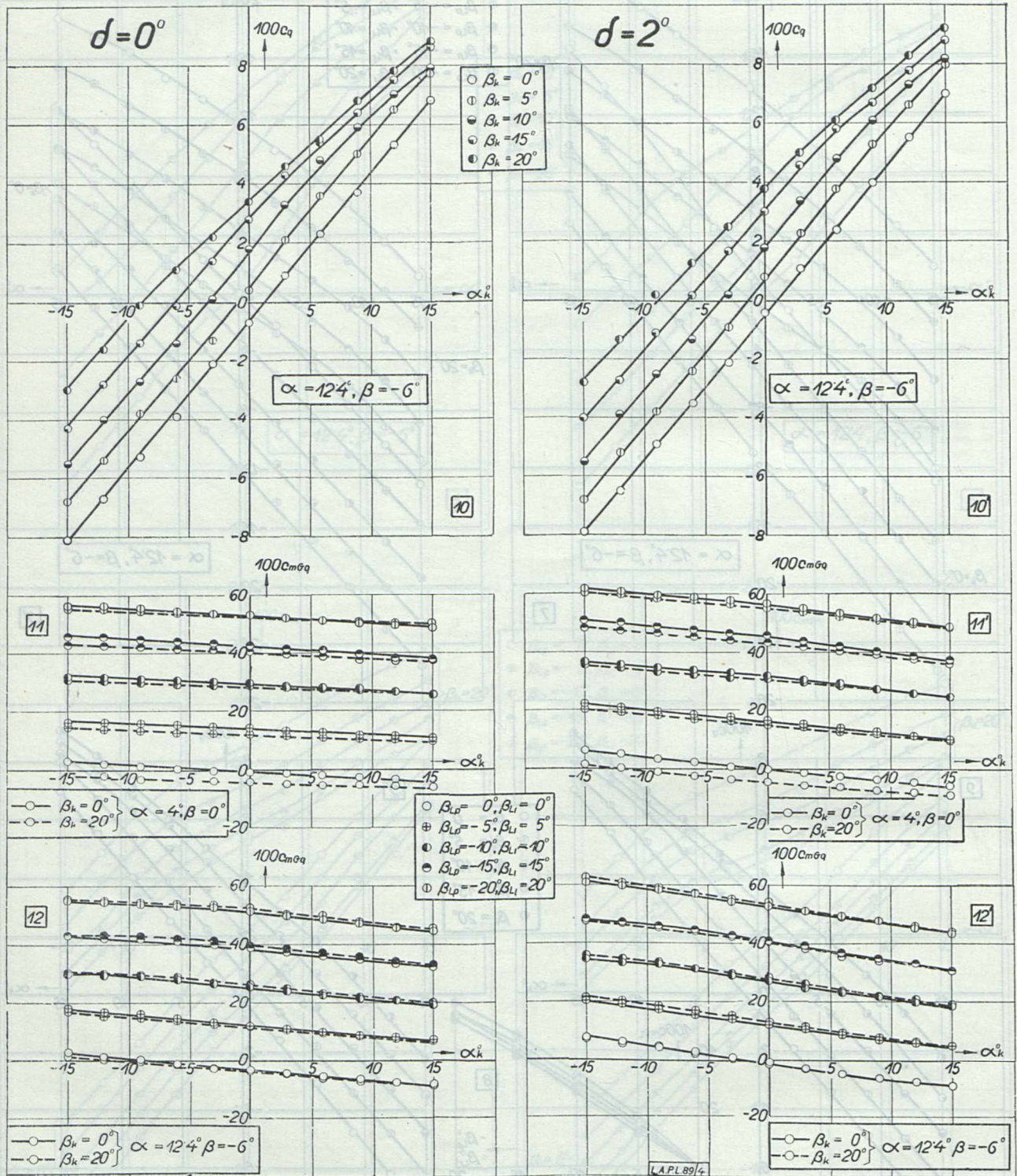




Ryc. 4.

Wykresy dla modelu szybowca szkolnego „Wrona bis“ wedle wyników otrzymanych w Laboratorium Aerodynamicznym Politechniki Ławoskiej.





Ryc. 5.

Wykresy dla modelu szybowca szkolnego „Wrona bis” wedle wyników otrzymanych w Laboratorium Aerodynamicznym Politechniki Lwowskiej.



5.) Ryc. 4/8 podaje zależność współczynnika  $c_{mGL}$  momentu poprzecznego od lotek zależnie od kąta wychylenia  $\beta_L$  lotek. Z wykresu tego widzimy, iż zarówno przy małych jak i przy większych kątach natarcia płata działanie lotki przy skrzydle ustawionem w V jest intensywniejsze. Zmniejszenie intensywności działania lotek przy większych kątach natarcia dla obu ustawień płatów jest nieznaczne.

6.) Ryc. 4/9, 4/9', 5/10 i 5/10' podają zależność współczynnika  $c_q$  siły poprzecznej  $P_q$  w kierunku równoległym do krawędzi natarcia, zależnie od wielkości wychylenia kierunkowego  $\alpha_k$  dla różnych położeni równowagi, przy zmiennym ustawieniu  $\beta_k$  steru kierunkowego.

7.) Ryc. 5/11, 5/11', 5/12 i 5/12'. W stosunku do dotychczasowych publikowanych przez LAPL. pomiarów aerodynamicznych dla szybowców, przeprowadzanych na wadze o 6 składowych, nowością jest podanie współczynnika  $c_{mGq}$ <sup>1)</sup>.

Jest to współczynnik momentu poprzecznego (odniesiony do powierzchni i ciężkości płata) względem osi podłużnej szybowca, przedstawiony w zależności od niesymetrii kierunku wiatru (kąt  $\alpha_k$ ), podany dla różnych wychyleń steru kierunkowego  $\beta_k$  i dla różnych wychyleń lotek.

<sup>1)</sup> Poraz pierwszy podaliśmy wykresy dla tego współczynnika dla płatowca Pou du Ciel.

Zastrzegając się zgóry, że sprawa stateczności poprzecznej i spiralnej jest zagadnieniem „par excellence“ dynamicznym, możemy jednak na podstawie załączonych wykresów znaleźć przynajmniej jakieś wskazówki o tendencjach zachowania się w skrócie szybowca.

Przyjmijmy np., że przy ustawieniu sterów scharakteryzowanych wychyleniami  $\beta$ ,  $\beta_k$  oraz wychyleniami lotek  $\beta_L$ , szybowiec znajduje się w skrócie ustalonym, tak że wektor prędkości względnej szybowca względem powietrza leży w płaszczyźnie symetrii szybowca (stan ten odpowiada  $\alpha_k = 0$ ). Jeżeli teraz zaistniała jakaś przyczyna zewnętrzna powodująca powstanie np. dodatniego kąta  $\alpha_k$ , to według wykresów nastąpi zmniejszenie współczynnika  $c_{mGq}$ .

Dmuchania przeprowadzono dla takich wychyleń lotek i steru kierunkowego, jakie kładłyby szybowiec do prawego skrótu; otóż zgodnie z przyjętymi oznaczeniami wychylenie wektora prędkości o tendencji zwiększającej kąt  $\alpha_k$  spowoduje zmniejszenie momentu przechylającego szybowiec, a co zatem idzie wyprostowywanie się szybowca, a więc dążność do przejścia w skręt o mniejszej krzywiznie, czyli tendencja z punktu widzenia pilotażu właściwa. Z załączonych wykresów dla  $\delta = 2^\circ$  widzimy, iż dla skrzydeł w V tendencja ta jest silniej zaakcentowana.

W. Stępniewski.

## BIULETYN INSTYTUTU TECHNIKI SZYBOWNICTWA I LABORATORJUM AERODYNAMICZNEGO

Prof. S. ŁUKASIEWICZ — Dr. Z. FUCHS — Inż. W. STĘPNIEWSKI.

### Niektóre możliwości osiągnięcia zwiększonych wporów płata z zachowaniem dobrych doskonałości<sup>1)</sup>.

#### Quelques dispositifs hypersustentateurs.

On donne ici quelques exemples des dispositifs hypersustentateurs possibles à l'utilisation pour planeurs et motoplaneurs grâce à l'amélioration de la portance en réservant une bonne finesse.

Analiza charakterystyk szybowca ze względu na własności przelotowe, jak również ze względu na zdolność osiągnięcia wysokości przez krążenie, prowadzi do formuły szybowca o możliwie małych oporach czołowych, zaopatrzonego w urządzenia, pozwalające na osiągnięcie zwiększonych wporów. Zagadnienie to osiągnięcia zwiększonych wporów bez specjalnego pogarszania doskonałości łączy się przedewszystkiem z kwestją należytego wyzyskania obszarów noszących zarówno w locie prostym jak i w krążeniu. Przy-

czem, jak wykazuje analiza elementów aeronawigacji szybowcowej<sup>2)</sup>, w wielu wypadkach opłaca się nawet ponieść pewną stratę w postaci nieco zwiększonej prędkości opadania przy radykalnym zwiększeniu wporu (zmniejszenie prędkości lotu), gdyż efekt taki ze względu na wyzyskanie wznoszenia może być jednak dodatni.

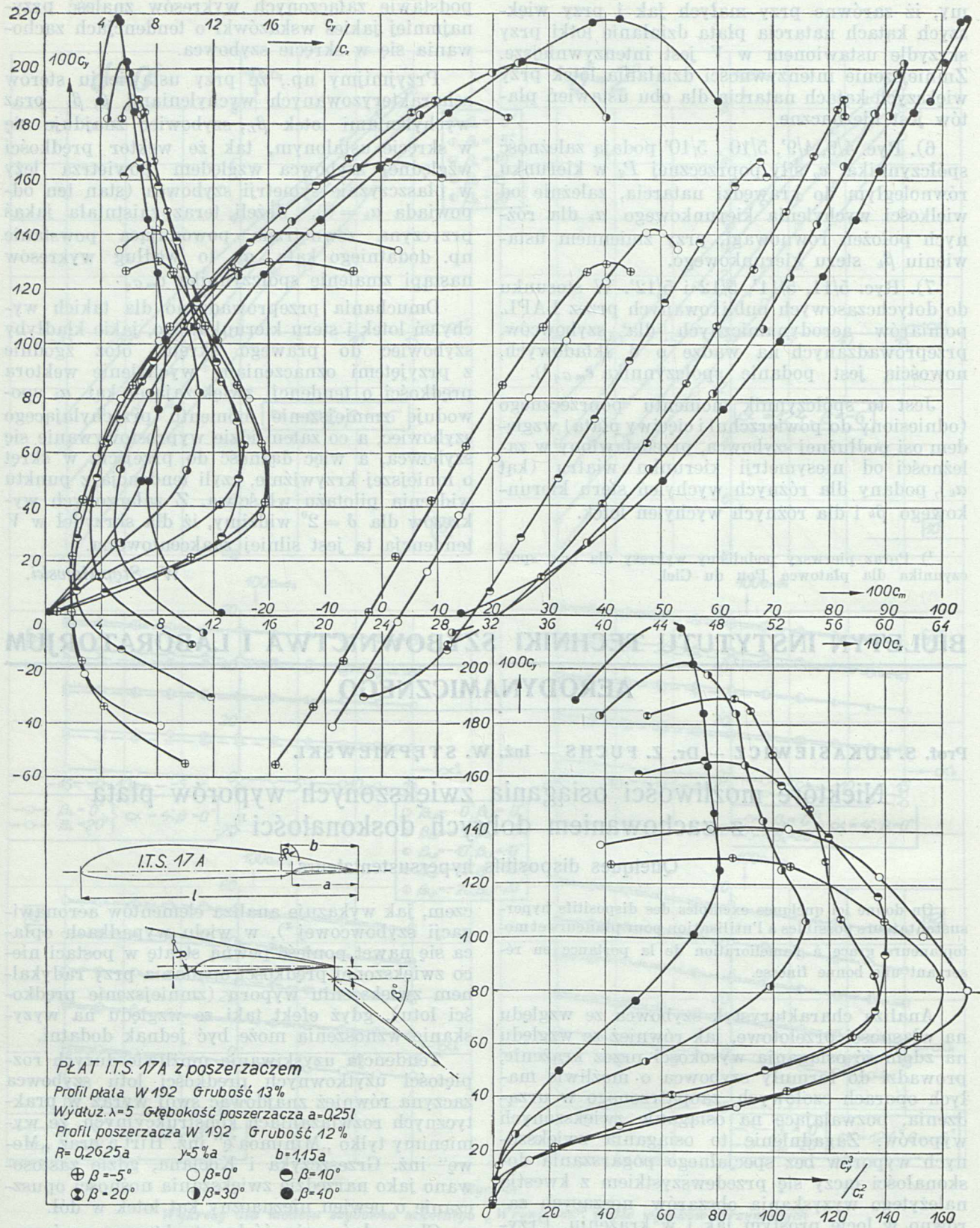
Tendencja uzyskiwania możliwie dużych rozpiętości użytkownych prędkości lotu szybowca zaczyna również znajdować swój wyraz w praktycznych rozwiązaniach konstrukcyjnych, że wymienimy tylko „Minimoa'ę“ inż. Hirt'a oraz „Mewę“ inż. Grzeszczyka i Kocjana, gdzie zastosowano jako narzędzie zwiększania nośności opuszczenie o pewien nieznaczny kąt lotek w dół.

Chcąc dać możliwość konstruktorom porównania różnych urządzeń do zwiększania nośności i ocenienia ich przydatności dla szybownictwa,

<sup>1)</sup> Od kierownictwa ITS: Badania powyższe zostały podjęte w celu dostarczenia materiału do konstrukcji szybowca, na którym możnaby wyzyskiwać najslabsze warunki termiczne i tem samym szybować przez największą liczbę dni w roku.

<sup>2)</sup> Por. Inż. W. Stępniewski: Elementy aeronawigacji szybowcowej, Skrzydłata Polska Nr. 8, 1935.

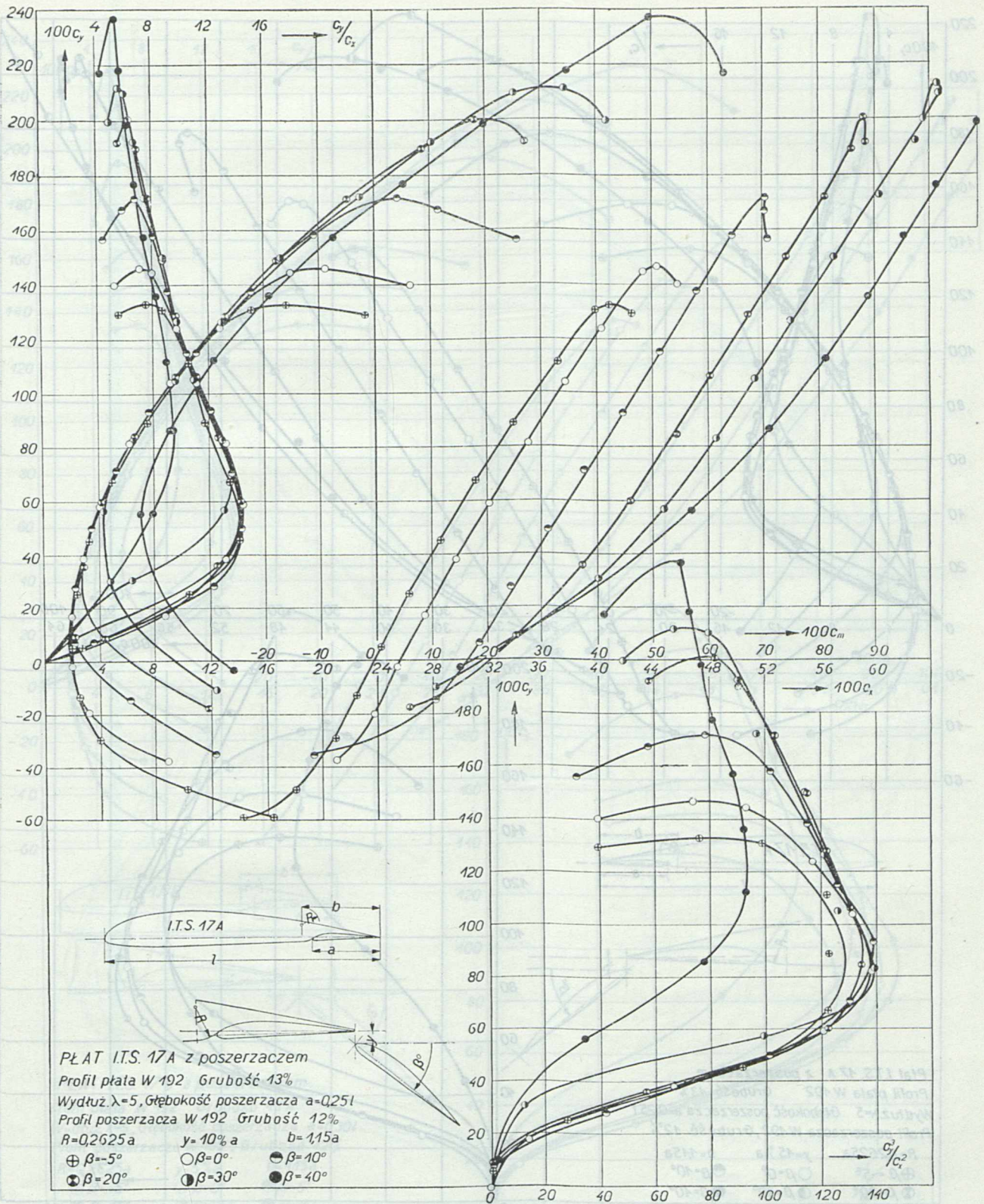




Ryc. 1.

Wykresy dla płyta ITS 17 A z poszerzaczem dla wysuniętego poszerzacza o głębokości  $a = 25\% l$  przy  $y = 5\% a$  i różnych kątach  $\beta$ .

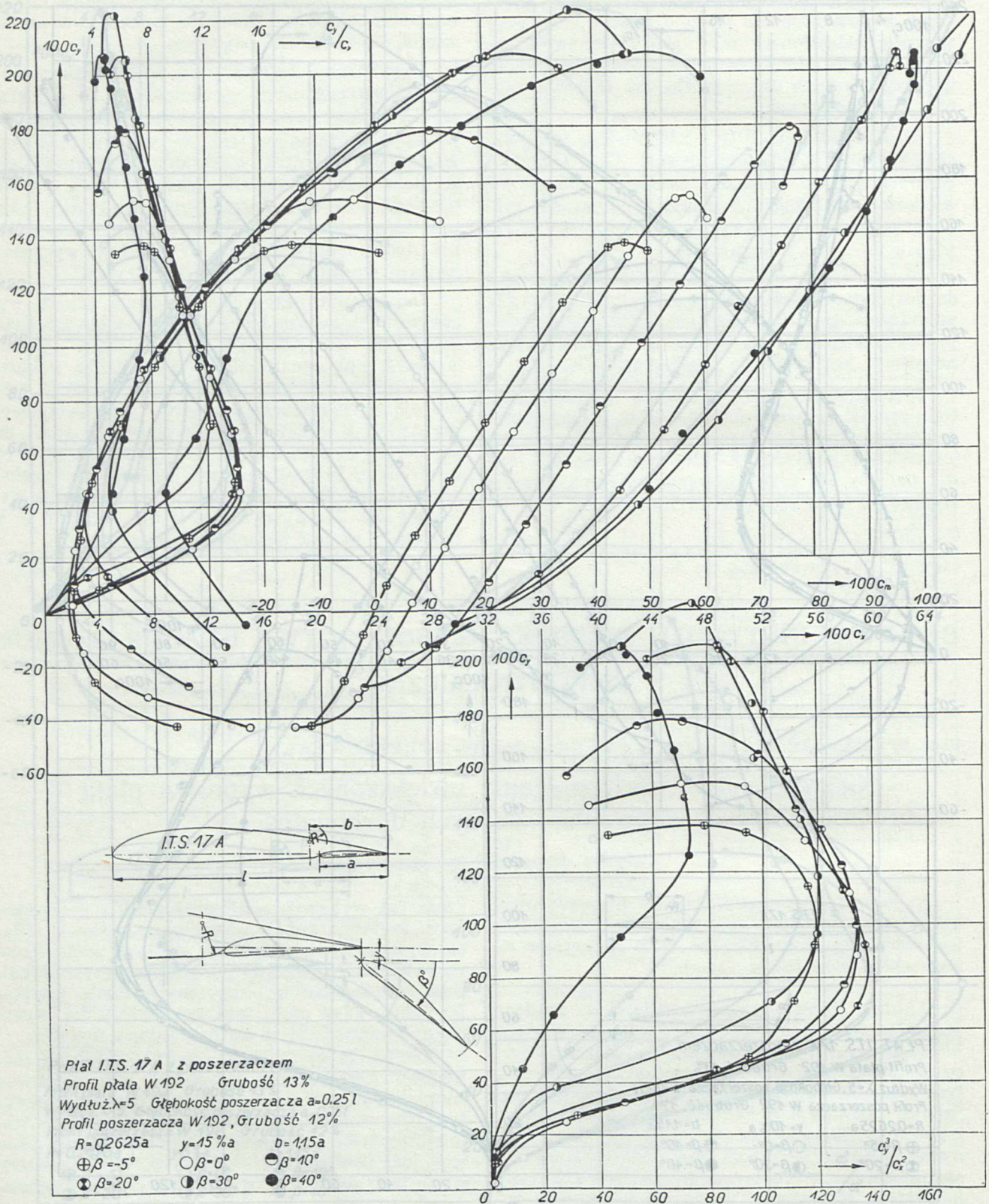




Ryc. 2.

Wykresy dla płata I.T.S. 17A z poszerzaczem dla wysuniętego poszerzacza o głębokości  $a=25\%l$  przy  $y=10\%a$  i różnych kątach  $\beta$ .

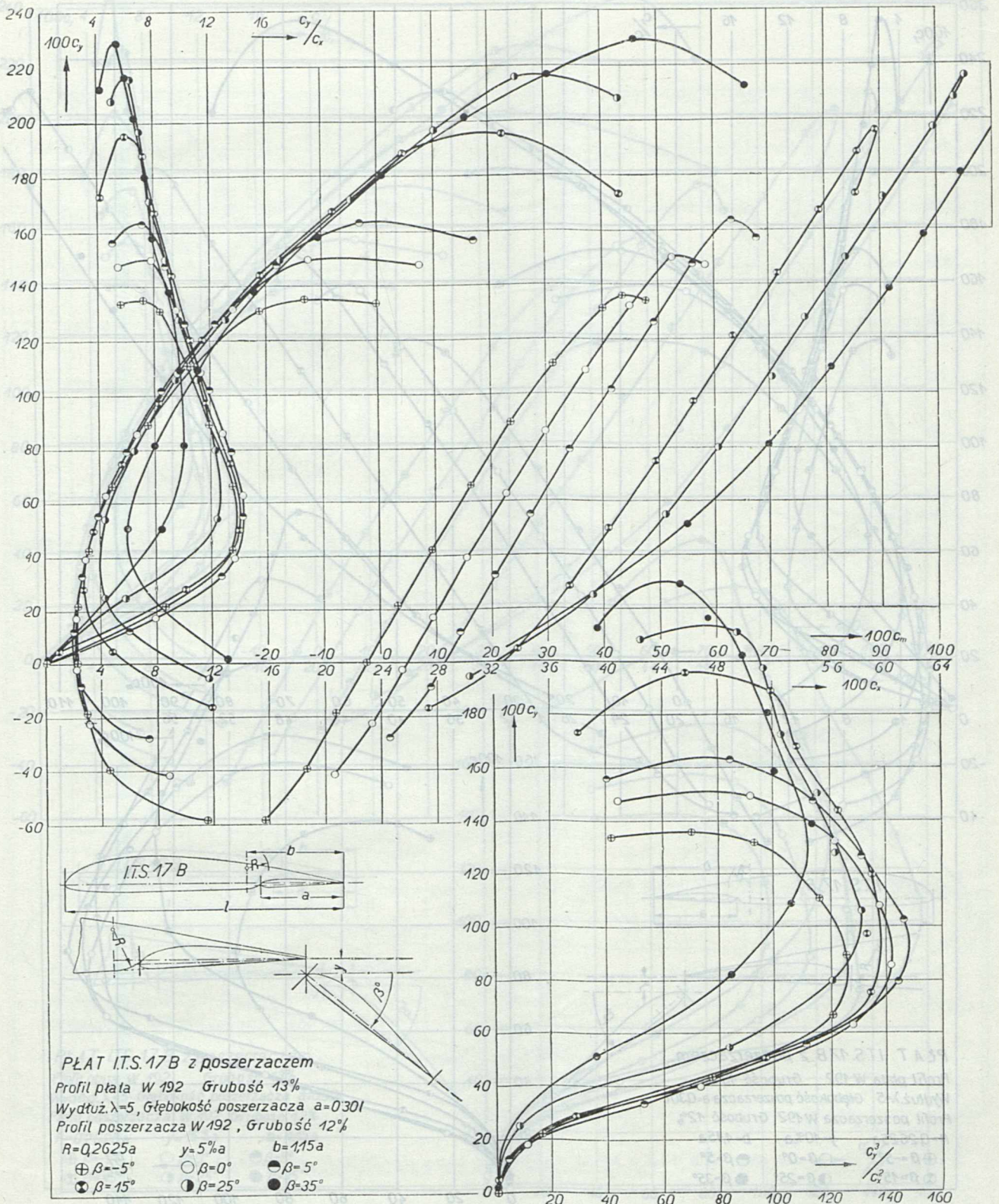




Ryc. 3.

Wykresy dla płata ITS 17 A z poszerzaczem dla wysuniętego poszerzacza o głębokości  $a = 25\% l$  przy  $y = 15\% a$  i różnych kątach  $\beta$ .

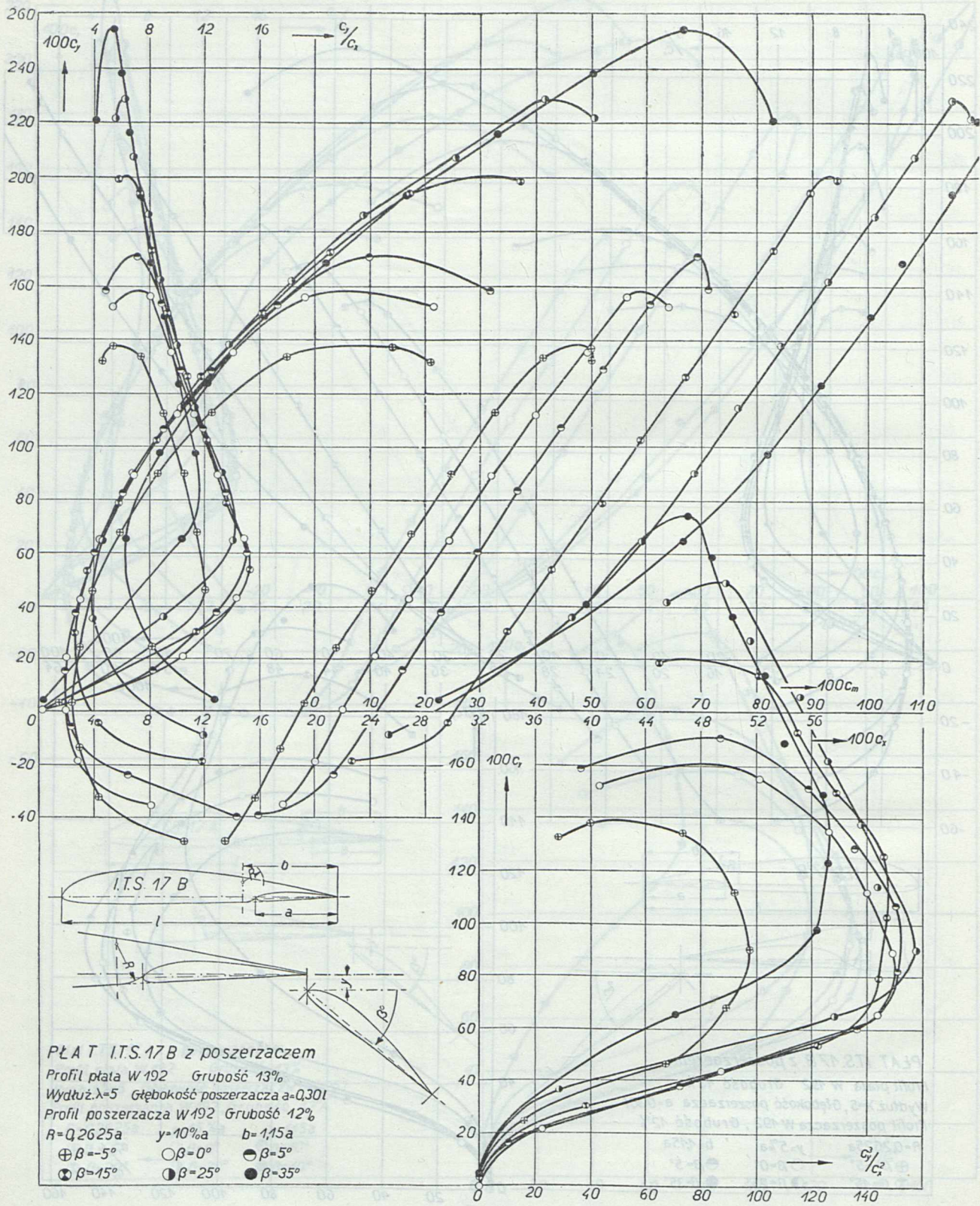




Ryc. 4.

Wykresy dla płyty ITS 17 B z poszerzaczem dla wysuniętego poszerzacza o głębokości  $a=30\%l$  przy  $y=5\%a$  i różnych kątach  $\beta$ .

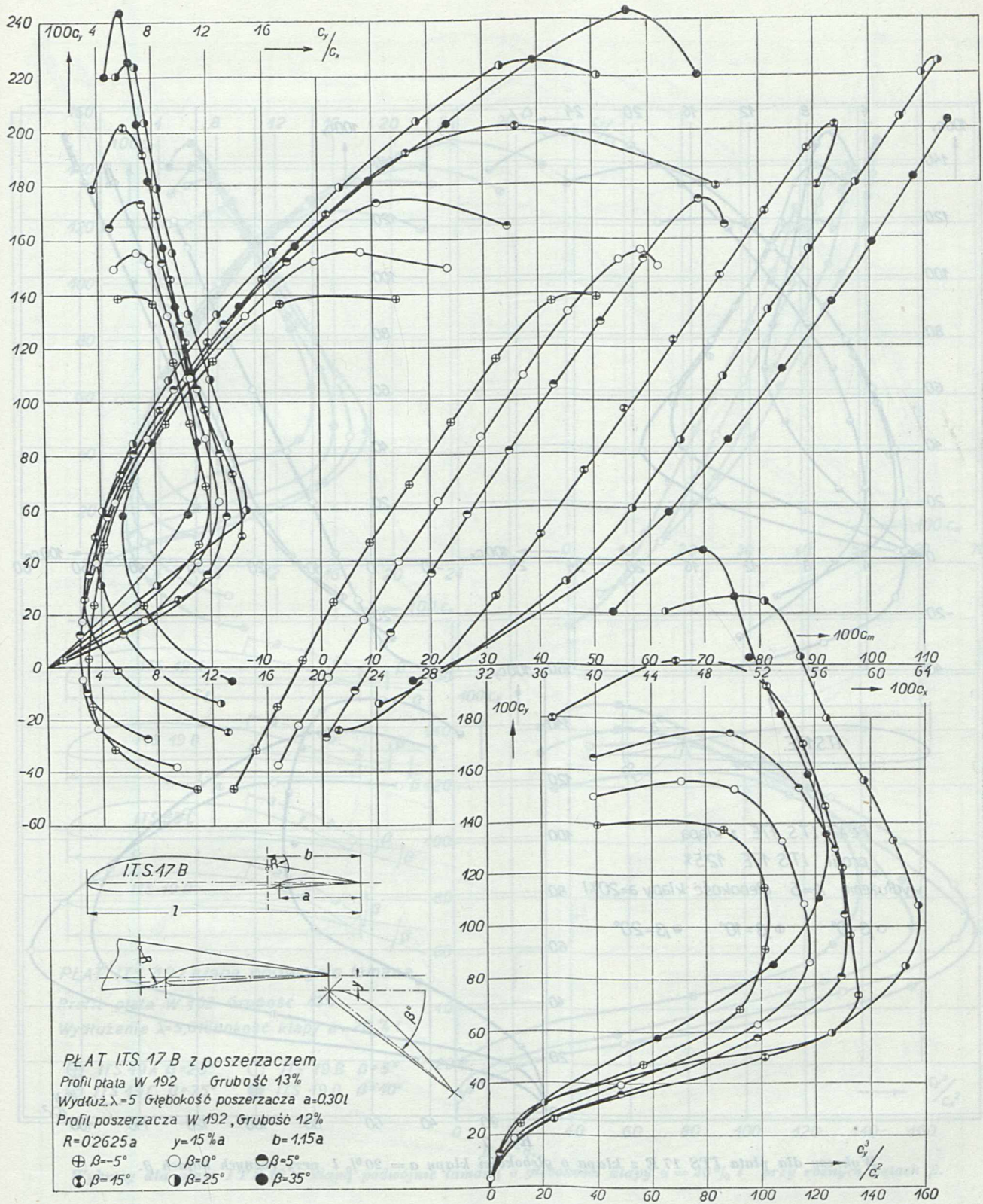




Ryc. 5.

Wykresy dla płyta ITS 17 B z poszerzaczem dla wysuniętego poszerzacza o głębokości  $a = 30\% l$  przy  $y=10\% a$  i różnych kątach  $\beta$ .

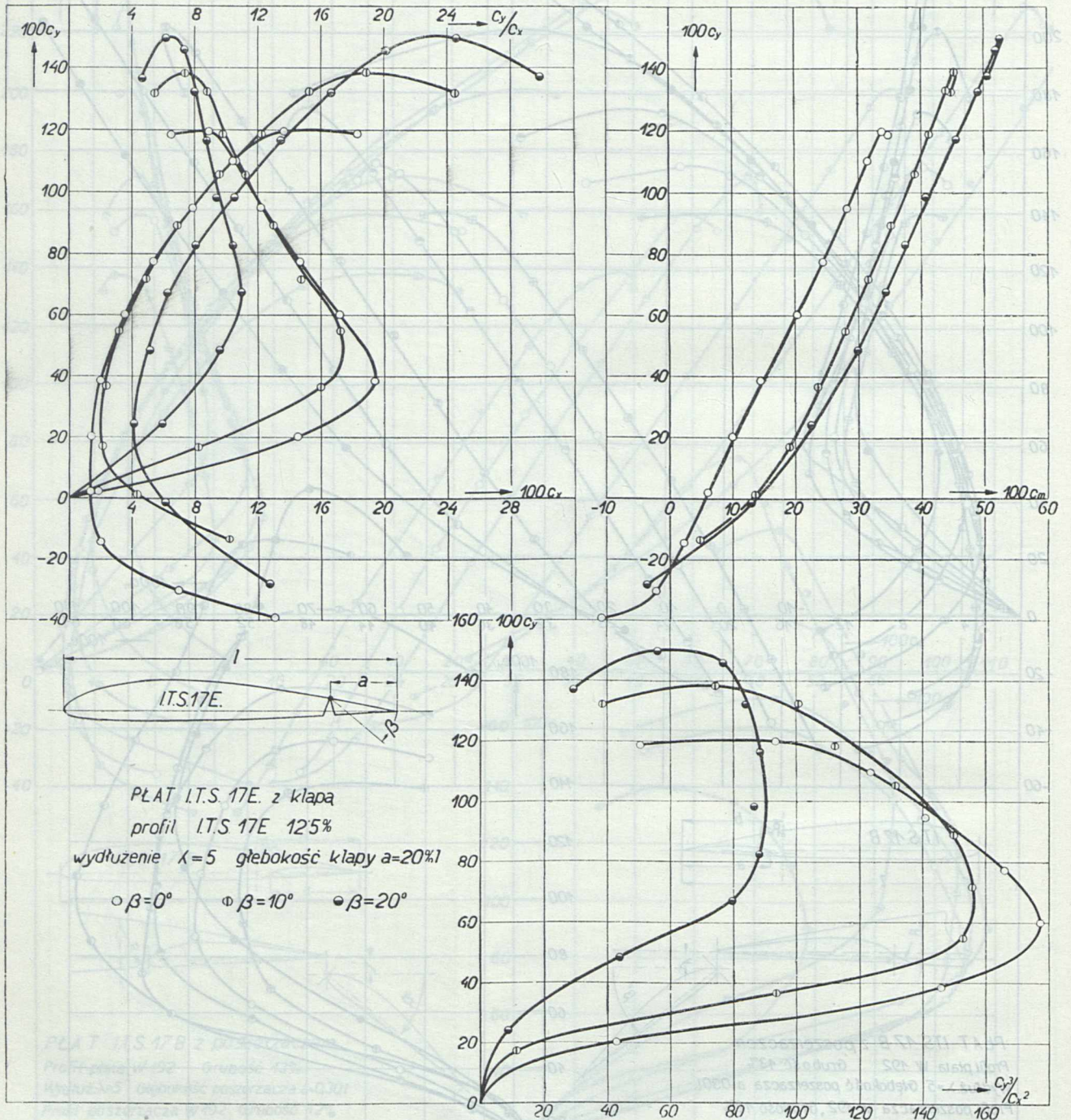




Ryc. 6.

Wykresy dla płyty ITS 17 B z poszerzaczem dla wysuniętego poszerzacza o głębokości  $a=30\%l$  przy  $y=15\%a$  i różnych kątach  $\beta$ .

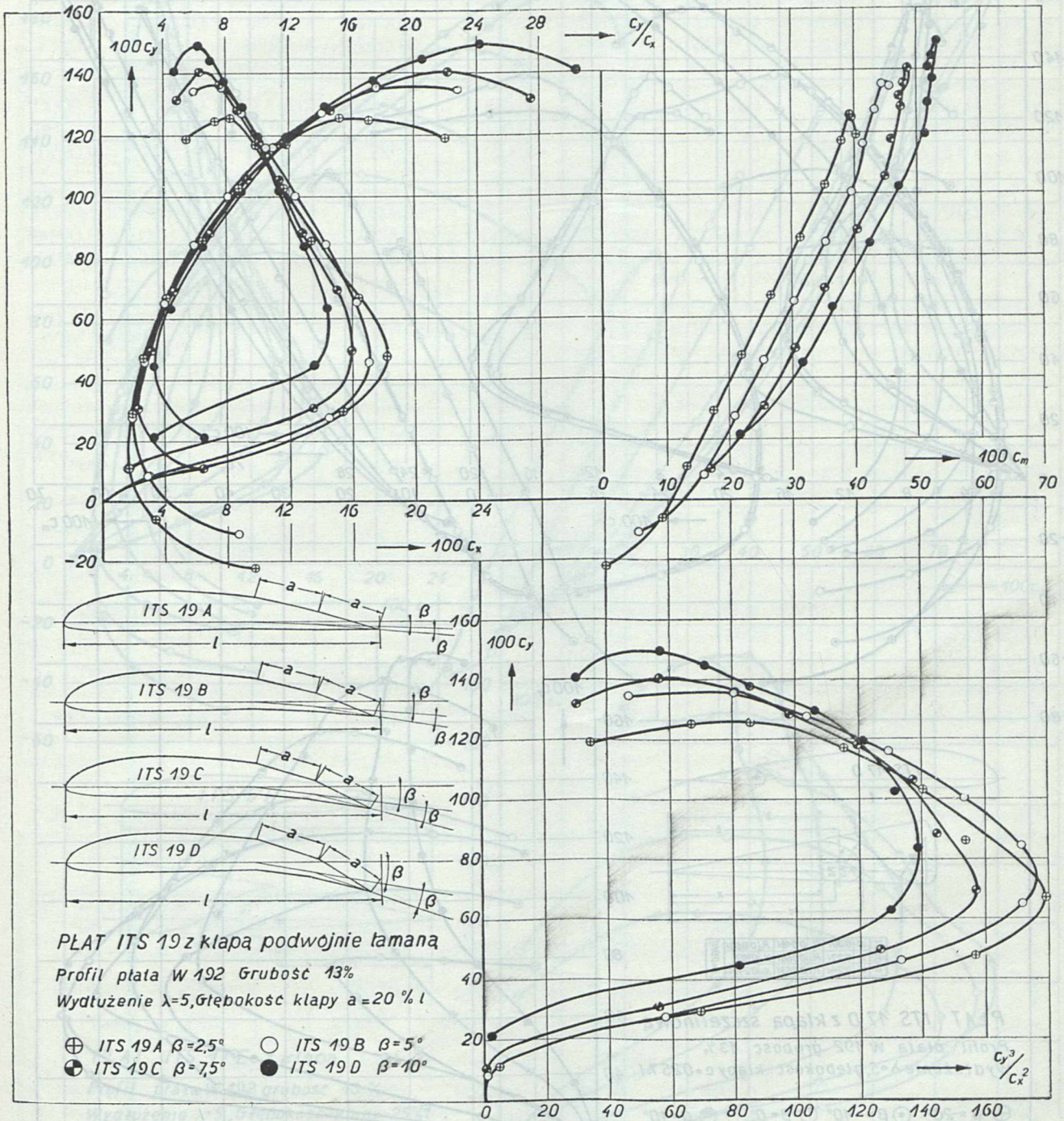




Ryc. 7.

Wykresy dla płyty ITS 17 E z kłapą o głębokości kłapy  $a = 20\%l$  przy różnych kątach  $\beta$ .

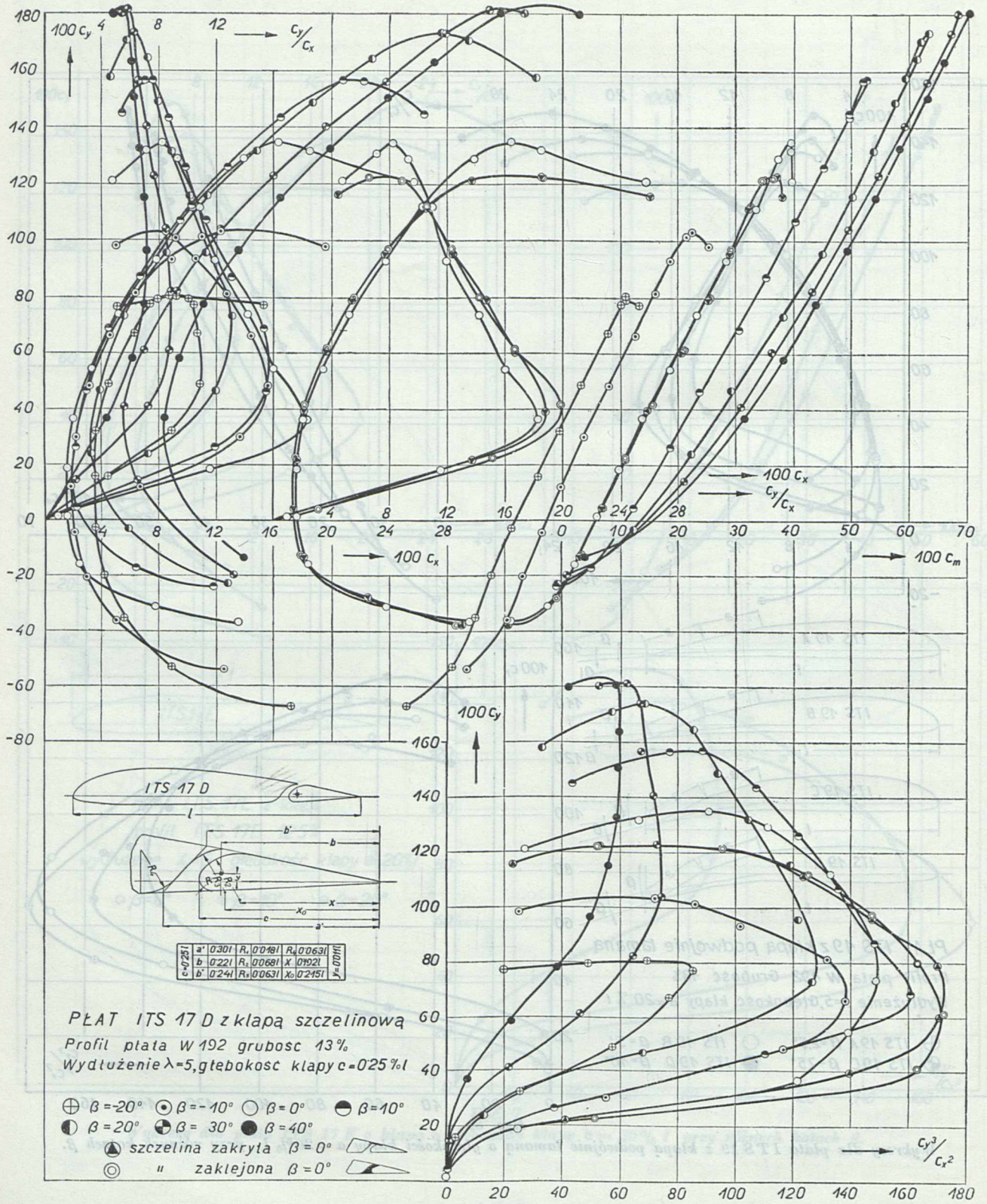




Ryc. 8.

Wykresy dla płata ITS 19 z klapą podwójnie łamaną o głębokości kłapy  $a=20\%l$  przy różnych kątach  $\beta$ .





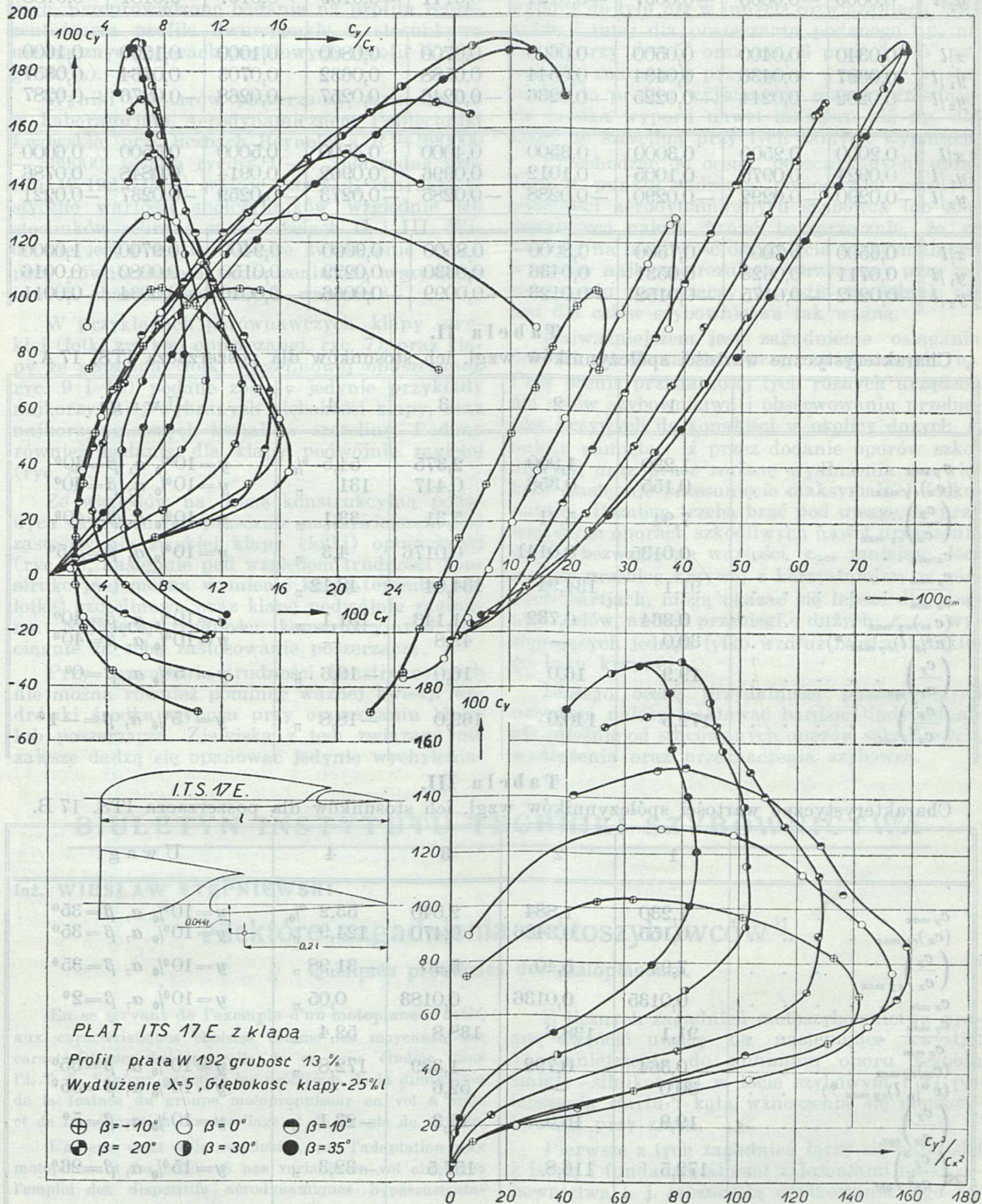
Ryc. 9.

Wykresy dla płata ITS 17 D z kłapą szczelinową o głębokości kłapy  $c = 0.25\%l$  przy różnych kątach  $\beta$ .



Tabela I. Wyniki pomiarów i obliczeń dla płyty ITS 17E z klapą szczelinową o głębokości 25% l przy różnych kątach β.

0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000



Ryc. 10.

Wykresy dla płyty ITS 17 E z klapą szczelinową o głębokości klapki 25% l przy różnych kątach β.



**Tabela I.**  
Spółrzędne profilu W — 192 (13%).

$x/l$	0,0000	0,0020	0,0040	0,0080	0,0120	0,0160	0,0200	0,0240	0,0280
$y_1/l$	0,0000	0,0069	0,0111	0,0175	0,0222	0,0261	0,0296	0,0326	0,0359
$y_2/l$	0,0000	-0,0065	-0,0097	-0,0124	-0,0141	-0,0159	-0,0167	-0,0181	-0,0188
$x/l$	0,0340	0,0400	0,0500	0,0600	0,0700	0,0800	0,1000	0,1200	0,1600
$y_1/l$	0,0397	0,0436	0,0494	0,0544	0,0588	0,0632	0,0703	0,0764	0,0857
$y_2/l$	-0,0202	-0,0214	-0,0225	-0,0236	-0,0246	-0,0257	-0,0268	-0,0276	-0,0287
$x/l$	0,2000	0,2500	0,3000	0,3500	0,4000	0,4500	0,5000	0,5500	0,6000
$y_1/l$	0,0924	0,0975	0,1005	0,1012	0,0996	0,0962	0,0914	0,0848	0,0786
$y_2/l$	-0,0290	-0,0292	-0,0290	-0,0288	-0,0285	-0,0273	-0,0259	-0,0237	-0,0221
$x/l$	0,6500	0,7000	0,7500	0,8000	0,8500	0,9000	0,9400	0,9700	1,0000
$y_1/l$	0,0711	0,0623	0,0531	0,0436	0,0330	0,0229	0,0150	0,0080	0,0016
$y_2/l$	-0,0202	-0,0175	-0,0152	-0,0123	-0,0099	-0,0066	-0,0046	-0,0034	-0,0011

**Tabela II.**

Charakterystyczne wartości współczynników wzgl. ich stosunków dla poszerzacza ITS. 17 A.

	1	2	3	4	U w a g i
$c_y \max$ . . . . .	1,230	1,900	2,375	54,5 %	$y=10\% \alpha, \beta=40^\circ$
$(c_x)_{c_y \max}$ . . . . .	0,155	0,358	0,447	131 "	$y=10\% \alpha, \beta=40^\circ$
$\left(\frac{c_y}{c_x}\right)_{c_y \max}$ . . . . .	7,94	5,31	5,31	-33,1 "	$y=10\% \alpha, \beta=40^\circ$
$c_x \min$ . . . . .	0,0135	0,0141	0,0176	4,3 "	$y=10\% \alpha, \beta=3,5^\circ$
$c_y \max$ . . . . .	91,1	134,94	134,94	48,12 "	
$c_x \min$ . . . . .					
$(c_m)_{c_y \max}$ . . . . .	0,364	0,732	1,143	151,1 "	$y=10\% \alpha, \beta=40^\circ$
$(e^0 _0 l)_{c_y \max} *$ . . . . .	30,0	—	49,8	—	$y=10\% \alpha, \beta=40^\circ$
$\left(\frac{c_y}{c_x}\right)_{opt.}$ . . . . .	19,9	16,0	16,0	-19,6 "	$y=5\% \alpha, \beta=0^\circ$
$\left(\frac{c_y^3}{c_x^2}\right)_{opt.}$ . . . . .	172,5	140,0	169,0	-18,8 "	$y=5\% \alpha, \beta=-1^\circ$

**Tabela III.**

Charakterystyczne wartości współczynników wzgl. ich stosunków dla poszerzacza ITS. 17 B.

	1	2	3	4	U w a g i
$c_y \max$ . . . . .	1,230	1,884	2,540	53,2 %	$y=10\% \alpha, \beta=35^\circ$
$(c_x)_{c_y \max}$ . . . . .	0,155	0,3486	0,470	124,9 "	$y=10\% \alpha, \beta=35^\circ$
$\left(\frac{c_y}{c_x}\right)_{c_y \max}$ . . . . .	7,94	5,40	5,40	-31,98 "	$y=10\% \alpha, \beta=35^\circ$
$c_x \min$ . . . . .	0,0135	0,0136	0,0183	0,05 "	$y=10\% \alpha, \beta=2^\circ$
$c_y \max$ . . . . .	91,1	138,8	138,8	52,4 "	
$c_x \min$ . . . . .					
$(c_m)_{c_y \max}$ . . . . .	0,364	0,792	1,339	172,8 "	$y=10\% \alpha, \beta=35^\circ$
$(e^0 _0 l)_{c_y \max} *$ . . . . .	30,0	—	52,6	—	$y=10\% \alpha, \beta=35^\circ$
$\left(\frac{c_y}{c_x}\right)_{opt.}$ . . . . .	19,9	15,3	15,3	-23,1 "	$y=10\% \alpha, \beta=5^\circ$
$\left(\frac{c_y^3}{c_x^2}\right)_{opt.}$ . . . . .	172,5	116,8	157,5	-32,3 "	$y=15\% \alpha, \beta=26^\circ$

1) Wyniki dla profilu W 192 13%.

2) Wyniki odniesione do powierzchni rzutu rzeczywistego poszerzacza.

3) Wyniki odniesione do powierzchni profilu pierwotnego poszerzacza.

4) Stosunek różnicy pomiędzy wartością 2 i 1 do wartości 1 w %.

\*) Położenie środka parcia.



podajemy różne przykłady tych urządzeń (ryc. 7—10) oraz obszerniejsze badania poszerzaczy (ryc. 1—6).

Ze względu na wspomniane tendencje konstrukcyjne budowania szybowców o małych oporach, przeprowadzono badania na profilu reprezentującym profile dwuwypukłe o stosunkowo nieznacznych oporach profilowych (profil W 192, gr. 13%).

Wyniki pomiarów poszerzaczy, wykonanych w Laboratorium Aerodynamicznym Politechniki Lwowskiej przy liczbach Reynolds'a  $R = 290000$  —  $369000$ , podają ryciny 1—6. Spółrzędne profilu W 192 (13%) podaje tabela I, charakterystyczne wartości współczynników względnie ich stosunków zebrane są w tabelach II i III. Widoczne jest przeszło 50%-we zwiększenie  $c_{y\max}$  przy równoczesnym pogorszeniu się wszystkich innych charakterystycznych wartości.

W przykładach porównawczych klapy zwykłej (lotki zwykłej opuszczanej, ryc. 7), oraz klapy ze szczeliną (lotki szczelinowej opuszczanej, ryc. 9 i 10) podane zostały jedynie przykłady najkorzystniej wybranych głębokości klapy, oraz najkorzystniejszych kształtów szczeliny. Podano również badania dla klapy podwójnie zagiętej (ryc. 8).

Ze względów na ocenę konstrukcyjną podanych urządzeń bezsprzecznie najłatwiejszym jest zastosowanie zwykłej klapy (lotki) opuszczanej (ryc. 7), następnie pod względem trudności konstrukcyjnej można wymienić klapę (ewentualnie lotkę) szczelinową oraz klapę podwójnie zaginaną. Najwięcej trudności konstrukcyjnych pociągnie za sobą zastosowanie poszerzaczy.

Przy rozważaniu trudności konstrukcyjnych nie można również pominąć ważnej kwestji wędrowki środka wyporu przy opuszczaniu klapy lub poszerzacza. Zjawiska z tem związane nie zawsze dadzą się opanować jedynie wychylenia-

mi steru głębokości i mogą pociągnąć za sobą konieczność stosowania urządzeń dodatkowych np. stateczników nastawnych w locie.

Na ogół biorąc przy poszerzaczach przy dodatnich  $\beta$  mamy większe przesunięcia środka wyporu do tyłu niż w innych rozwiązaniach, jednakże i tutaj dla poszerzacza podanego np. na ryc. 4 przy  $\beta = 5^\circ$  oraz ryc. 6 przy  $\beta = 5^\circ$  nawet dla znacznych przyrostów wyporów w stosunku do profilu wyjściowego mamy przesunięcia środka wyporu nawet mniejsze niż np. dla klapy ze szczeliną przy tych samych wyporach.

Przechodząc do oceny poszczególnych urządzeń z punktu widzenia polepszenia pewnych własności aerodynamicznych szybowca lub motoszybowca należy uznać bezsprzecznie, że ze względu na możliwość osiągnięcia maksymalnych wyporów najlepsze rezultaty otrzymamy przy zastosowaniu poszerzaczy. Kwestja ta jednak nie jest dla celów szybownictwa tak ważną.

Najważniejszym jest zagadnienie osiągnięcia dobrych doskonałości przy zwiększonych  $c_y$ . Przy ocenie przydatności tych różnych urządzeń dla celów szybownictwa i obserwowaniu przebiegów krzywych doskonałości w okolicy dużych  $c_y$  należy pamiętać, iż przez dodanie oporów szkodliwych oraz przez zmianę wydłużenia na większe następuje przesunięcie maksymalnej doskonałości. Poza tem trzeba brać pod uwagę, że przy większych oporach szkodliwych nawet urządzenia dające bezwzględne wartości  $\epsilon_{\max}$  mniejsze, lecz mające przebieg krzywej  $\epsilon$  korzystniejszy w górnych partjach, mogą okazać się lepsze dla pewnych celów, aniżeli przebiegi o dużych  $\epsilon_{\max}$ , występujących jednak tylko wzdłuż bardzo krótkiego łuku krzywej.

Dlatego ocenę przydatności poszczególnych urządzeń należy traktować bardziej indywidualnie zależnie od szacowanych oporów szkodliwych, wydłużenia oraz przeznaczenia szybowca.

## BIULETYN INSTYTUTU TECHNIKI SZYBOWNICTWA

Inż. WIESŁAW STĘPNIEWSKI

### Niektóre zagadnienia motoszybowców<sup>1)</sup>.

Quelques problèmes des maloplaneurs.

En se servant de l'exemple d'un motoplaneur fictif, aux caractéristiques choisies comme les moyennes des caractéristiques des appareils de ce type étudiés dans l'I. T. S., l'auteur examine les problèmes de la diminution de la traînée du groupe motopropulseur en vol à voile et de l'amélioration du décollage et de l'angle de montée.

L'auteur vient à la conclusion que l'adaptation aux motoplaneurs des hélices à pas variable en vol ainsi que l'emploi des dispositifs aérodynamiques hypersustentateurs, est très opportun au point de vue des problèmes susmentionnés.

Le lecteur trouvera le texte français complet dans le compte-rendu de la réunion de l'ISTUS à Budapest, mai 1936.

Z licznych zagadnień motoszybownictwa pragnę zwrócić uwagę na następujące kwestje: 1) zmniejszenia do minimum oporu zespołu śmigło-silnikowego w locie szybowym i 2) polepszenia startu i kąta wznoszenia się motoszybowców przy ziemi.

Pierwsze z tych zagadnień łączy się najściślej z istotą i fundamentalnymi założeniami motoszybownictwa t. j. możliwością użytkowania tego rodzaju maszyn jako szybowca i wykonywania na nich lotów żaglowych. Sprawy tej możliwości za-

<sup>1)</sup> Treść zbliżona do referatu wygłoszonego na posiedzeniu ISTUS'u w Budapeszcie.



glowania nie należy pozatem lekceważyć chociażby tylko ze względu na rozszerzenie sportowo-przyjemnościowego zakresu zastosowania motoszybowców i wpływu jej na rozwój wszere tego rodzaju sportu.

Drugie ze wspomnianych zagadnień stanowi jedną z podstaw bezpieczeństwa użytkowania motoszybowców. Wnosi pozatem rozszerzenie „swobody latania“, zwiększenia ilości terenów przydatnych do lotów, i dzięki temu poza rozszerzeniem samej podstawy sportowej i przyjemnościowej, stwarza również pewną bazę dla użytkowego zastosowania tych maszyn.

Chcąc lepiej ocenić ilościowy wpływ różnych czynników na poruszone zagadnienia posłużymy się pewnym motoszybowcem fikcyjnym, jako wzorcem dla przeprowadzenia naszych rozważań porównawczych. Dla tego fikcyjnego motoszybowca przyjęto następujące dane:

- Powierzchnia  $F = 16 m^2$
- Ciężar w locie  $Q = 270 kg$
- Moc . . . . .  $N = 20 KM$
- Obciążenie powierzchni  $\frac{Q}{S} = 17 kg/m^2$
- Obciążenie mocy . . .  $\frac{Q}{N} = 13,5 kg/KM$
- Wydłużenie . . . . .  $\lambda = 12$
- Prędkość lotu przy  $c_y = 1$   $V_c = 16,5 m/sek$
- Opór szkodliwy . .  $c_{x sz} = 0,008$ .

Charakterystyki takie dla naszego wzorca do rozważań wybrano jako dość bliskie studjowanych obecnie w ITS. motoszybowców. Opór szkodliwy przyjęto w granicach otrzymanych dla dmuchań tych maszyn. Prędkości lotu motoszybowców wogóle zawrą się mniej więcej w granicach 70—120 km/godz. Najczęściej spotykane obroty dla dzisiejszych silników o mocy do 20 KM zawierają się w granicach  $n = 2800-2000$  obrotów/min. Średnice śmigieł będą prawdopodobnie zawarte w granicach  $d = 1,2$  do  $1,6 m$ . By jeszcze dokładniej zdać sobie sprawę z charakterystyk geometrycznych i aerodynamicznych śmigła rozpatrzymy jakim posuwem odpowiada praca śmigła dla przyjętych średnich prędkości lotu oraz obrotów.

Przyjmując oznaczenia dla posuwu stosowane przez NACA

$$\gamma = \frac{V}{nD} \dots \dots \dots (1)$$

gdzie:

$V$  — jest prędkością lotu w  $m/sek$ ,  $n$  — obroty na sekundę,  $D$  — średnicą śmigła w metrach znajdziemy, że posuw odpowiadające przyjętym przez nas założeniom początkowym zawrą się w granicach:  $\gamma = \sim 0,375-0,625$ .

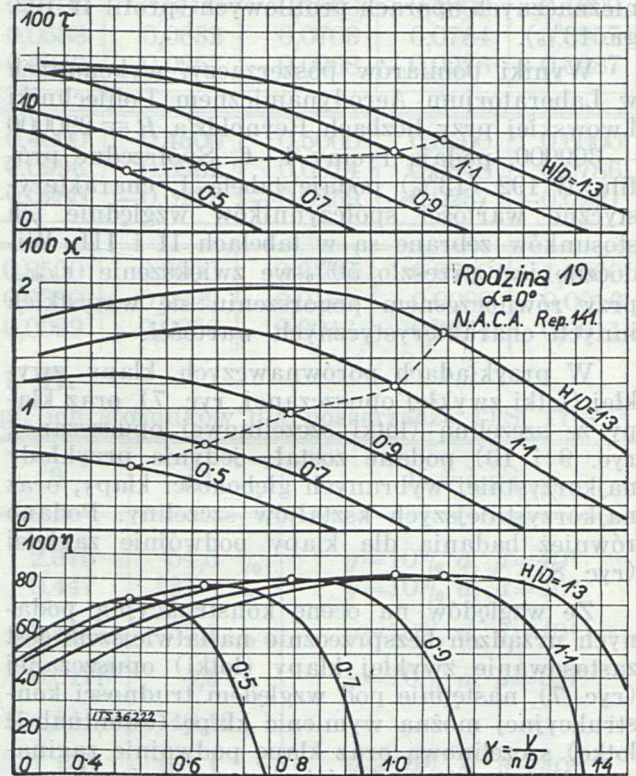
Instytut Aerodynamiczny w Warszawie definiuje posuw następująco:

$$p = \frac{V}{\omega R} = \frac{V}{2\pi n R} \dots \dots \dots (2)$$

gdzie:

$\omega$  — jest prędkością kątową śmigła w radjanach na sek.,  $R$  — promień śmigła.

Związek między posuwem wg. definicji NACA oraz IAW określa się:  $p = \frac{\gamma}{\pi}$ , zakres spotykanych w motoszybownictwie posuwów wg. definicji IAW będzie zawarty w granicach  $p = \sim 0,12-0,2$ .



Ryc. 1.

Charakterystyki pewnej rodziny śmigieł o stałym skoku  $p/g$  N. A. C. A.

Przypatrując się charakterystykom rodziny śmigieł wziętych z Reportów NACA (ryc. 1) lub też badanych w IAW (ryc. 2) gdzie w funkcji posuwu dla różnych skoków ( $H/D$  NACA i IAW) mamy podane wielkości spóczynników mocy zapotrzebowanej ( $\chi$  — w oznaczeniach NACA i  $\mu$  — w oznaczeniach IAW), ciągu śmigła ( $\tau$  — w oznaczeniach NACA i  $\psi$  — w oznaczeniach IAW), a przede wszystkim wartości sprawności śmigła  $\eta$ . Widzimy, że dla przyjętych posuwów najlepsze sprawności śmigła uzyskamy dla skoków śmigieł  $H/D = \sim 0,5$ .

Dalsze rozważania przeprowadzamy dla śmigła o średnicy  $D = 1,4 m$ , skoku  $\frac{H}{D} = 0,5$ , powierzchni śmigła  $F_s = 0,123 m^2$  (kształt na ryc. 3) jako pewnego średniego reprezentanta możliwych do zastosowania śmigieł, odpowiadających początkowym naszym założeniom. Charakterystyki tego śmigła należącego do rodziny opracowanej przez inż. Bukowskiego w Instytucie Aerodynamicznym Warszawskim, przyjmujemy według badań tego Instytutu (ryc. 2).

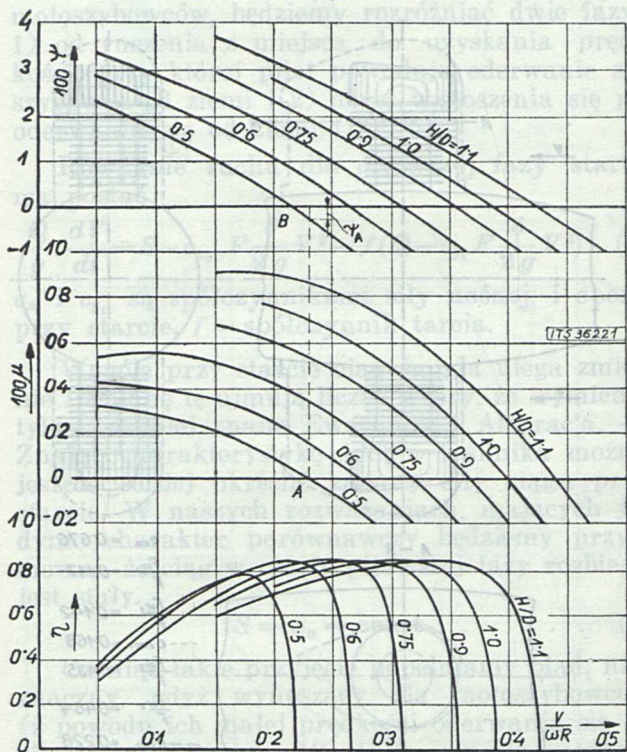
Przechodząc do rozpatrzenia zagadnienia zmniejszenia oporów zespołu śmigło-silnikowego w locie ślizgowym, bierzemy pod uwagę rozwią-



zania wykluczające chowanie całego zespołu jak ma to miejsce np. w motoszybowcu I. Carden'a.

Spółczynnik oporu śmigła nieruchomego według danych inż. Bukowskiego waha się w granicach  $c_{x_{s'}} = 0,85 - 1,0$ . Przyjmując dla naszego śmigła o małym skoku wartość bliższą jedności:  $c_{x_{s'}} = 0,95$ , otrzymamy w odniesieniu do powierzchni motoszybowca współczynnik oporu

$$c'_{x_s} = c_{x_{s'}} \frac{F_{s'}}{F} = 0,95 \frac{0,123}{16} = 0,0077.$$



Ryc. 2.

Charakterystyki pewnej rodziny śmigieł o stałym skoku plg I. A. W.

Przyjmując prędkość lotu przy  $c_y = 1$  ( $V_e = 16,5 \text{ m/sek}$ ) jako prędkość porównawczą dla lotu szybowego, znajdziemy, iż opory spowodowane nieruchomym śmigłem pociągną wzrost prędkości opadania o:

$$\Delta V_y = \frac{c_{x_{s'}} \cdot F_{s'} \cdot q \cdot V_e}{Q} = 0,125 \text{ m/sek}$$

( $q$  — ciśnienie prędkości).

By zdać sobie sprawę czy trzeba będzie śmigło hamować specjalnym urządzeniem, czy też opory silnika wystarczą na to, by śmigło się nie obracało, określimy dla jakiej wartości prędkości lotu motoszybowca moment oporu stawiany przez silnik będzie większy od momentu dawanego przez śmigło przy danej prędkości lotu. Moment wywierany przez śmigło da się określić jako:

$$M_s' = m F_{os'} \cdot q \cdot R$$

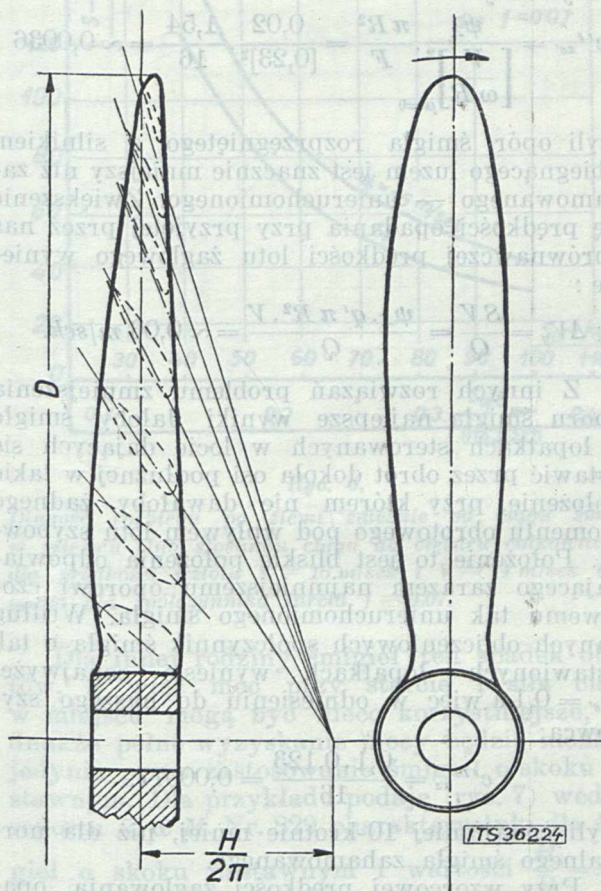
gdzie  $m$  — współczynnik którego wartość według badań inż. Bukowskiego waha się w granicach  $m = 0,20 - 0,28$  (dla małych skoków bliższe 0,2)  $F_{os'}$  — pole koła zakreślonego śmigłem.

Śmigło będzie wirować gdy moment aerodynamiczny  $M_s' > M_h$  gdzie:  $M_h$  — jest momentem oporowym silnika w biegu luzem.

Z braku ścisłych danych dla określenia wielkości  $M_h$  przyjmujemy  $M_h = 3 \text{ kgm}$ , którą to wielkość otrzymano przez pomiar dla jednego z dwutaktów o zbliżonej mocy [ $JS_3$ ]<sup>2)</sup>. Prędkość przy której śmigło będzie wirować wyniesie:

$$V > 4 \sqrt{\frac{M_h}{m \cdot F_{os'} \cdot R}} = 4 \sqrt{\frac{3}{0,2 \cdot 1,54 \cdot 0,7}} = \sim 15 \text{ m/sek}.$$

Widzimy, że potrzebnym byłoby specjalne urządzenie hamujące, by śmigło w obrębie stosowanych prędkości lotu żaglowego utrzymać nieruchomo. Gdybyśmy pozwolili śmigłu wirować napędzając motor straty energii w tym wypadku, a więc i opory byłyby znacznie większe niż dla śmigła unieruchomionego.



Ryc. 3.

Kształt śmigła, którego charakterystyki podaje ryc. 2.

Bardziej korzystnym od wspomnianego będzie rozwiązanie, polegające na rozprzęgnięciu śmigła z silnikiem i pozwalające obracać mu się luzno.

W tym wypadku z dużym przybliżeniem możemy przyjąć, że opory ruchu obrotowego śmigła w łożyskach są tak małe, iż równają się zeru. Z charakterystyk śmigła na ryc. 2 widzimy, że stan taki odpowiada punktowi A i wartość posuwu  $p = 0,23$ . Ciąg śmigła będzie wtenczas ujemny (znajdujemy się na prawo od punktu B),

<sup>2)</sup> Wartość  $M_h$  podana przez p. J. Szablowskiego konstruktora silnika  $JS_3$ .



a wielkość tego ciągu ujemnego zgodnie z oznaczeniami przyjętymi w Instytucie Warszawskim określi równanie na ciąg:

$$S = \psi_A \cdot q' \cdot \pi \cdot R^2 \dots (4)$$

gdzie  $q'$  jest ciśnieniem prędkości odpowiadającym prędkości obwodowej końca łopatki śmigła.  $\psi_A$  — jest współczynnikiem ciągu w  $A$ .

Spółczynnik oporu  $C_{x s'}$  w odniesieniu do powierzchni szybowca znajdziemy, uwzględniając, że opór określi się z jednej strony związkami:

$$P'_{x'} = c'_{x s'} \cdot q \cdot F \dots (5)$$

z drugiej strony:

$$P'_{x'} = S = \psi_A \cdot q' \cdot \pi \cdot R^2 = \psi_A \frac{4 \pi^2 \cdot n^2 \cdot R^2 \cdot \delta}{2g} \pi \cdot R^2 (6)$$

podstawiając w (6) wartość na „ $n$ ” ze związku (2) i porównując prawe strony wyrażen (5) i (6) otrzymamy:

$$c'_{x s'} = \frac{\psi_A \cdot \pi R^2}{\left[ \frac{V}{\omega R} \right]_{\mu=0}^2 \cdot F} = \frac{0,02 \cdot 1,54}{[0,23]^2 \cdot 16} = \sim 0,0036$$

czyli opór śmigła rozprzęgniętego z silnikiem i biegnącego luzem jest znacznie mniejszy niż zahamowanego — unieruchomionego. Zwiększenie się prędkości opadania przy przyjętej przez nas porównawczej prędkości lotu żaglowego wyniesie:

$$\Delta V_y = \frac{SV}{Q} = \frac{\psi_A \cdot q' \pi R^2 \cdot V}{Q} = \sim 0,06 \text{ m/sek.}$$

Z innych rozwiązań problemu zmniejszenia oporu śmigła najlepsze wyniki dałoby śmigło o łopatkach sterowanych w locie dających się ustawić przez obrót dokoła osi podłużnej w takie położenie, przy którym nie dawałoby żadnego momentu obrotowego pod wpływem lotu szybowca. Położenie to jest bliskie położenia odpowiadającego zarazem najmniejszemu oporowi czołowemu tak unieruchomionego śmigła. Według danych obliczeniowych współczynnik śmigła o tak ustawionych łopatkach wyniesie co najwyżej  $c_{x s'} = 0,1$  a więc w odniesieniu do naszego szybowca:

$$c''_{x s'} = \frac{0,1 \cdot 0,123}{16} = 0,00077.$$

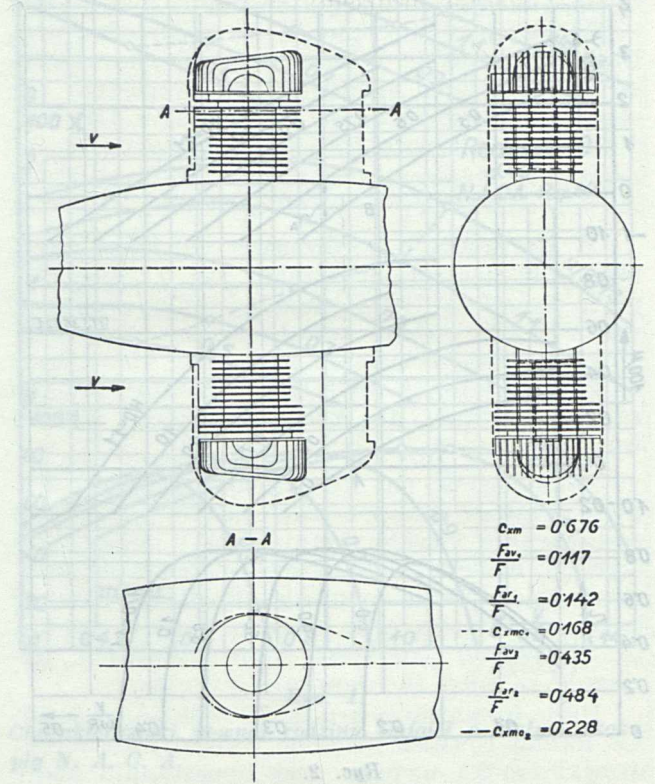
czyli co najmniej 10-krotnie mniej, niż dla normalnego śmigła zahamowanego.

Przy wzorcowej prędkości żaglowania, opadanie wzrośnie zaledwie o 0,0125 m/sek.

W walce o zmniejszenie oporów w locie żaglowym jak i silnikowym osobny problem stanowi należyte osłonięcie silnika. Dla zdobycia danych doświadczalnych jak wielkie mogą być korzyści w tym wypadku, zostały przeprowadzone w Instytucie Techniki Szybownictwa we Lwowie badania wstępne dla najpopularniejszych stosunkowo w zastosowaniu do motoszybowców silników o cylindrach naprzeciwległych. W wyniku tych badań przeprowadzonych w Laboratorium Aerodynamicznym P. L. na cylindrach o obrysie wskazanym na ryc. 4 przy skali modelu ok. 2 : 5 znaleziono, że opór czołowy<sup>2)</sup>, gdy ma się

<sup>2)</sup> Współczynniki oporu odniesiono we wszystkich wypadkach do powierzchni obrysu obu cylindrów.

dostatecznie dużo miejsca dla należytego uformowania osłony cylindra można zmniejszyć z  $c_{x m} = 0,676$  dla nieosłoniętego do  $c_{x m c_1} = 0,168$ . Natomiast gdy ze względu na śmigło cisnące nie można dostatecznie daleko poprowadzić owiewków cylindra, opór da się zmniejszyć do  $c_{x m c_2} = 0,228$ . Zastrzegając się zgóry, że uważam te badania za dalekie jeszcze od możliwych do osiągnięcia rezultatów, podkreślam jedynie zysk, jaki się da już osiągnąć przez zastosowanie tych urządzeń do motoszybowców.



Ryc. 4.

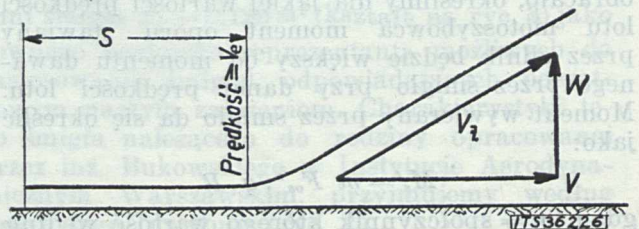
Osłonięcie silnika o cylindrach przeciwległych oraz współczynniki oporu silnika osłoniętego i nieosłoniętego.

Opór w odniesieniu do powierzchni szybowca dla silnika nieosłoniętego przy powierzchni obrysu:  $F_m = \sim 0,06 m^2$

$$c'_{x m} = \frac{c_{x m} \cdot F_m}{F} = \frac{0,676 \cdot 0,06}{16} = \sim 0,0025.$$

Opór osłoniętego silnika:

$$c''_{x m} = c'_{x m} \frac{c_{x m c_1}}{c_{x m}} = 0,0025 \frac{0,168}{0,676} = \sim 0,00064.$$



Ryc. 5.

Uproszczony schemat startu.



Zysk na prędkości opadania w locie z prędkością porównawczą wyniesie:

$$-\Delta V_y = \frac{V_e \cdot q_c \cdot F_m}{Q} (c_{xm} - c_{xmc_1}) = \sim 0,035 \text{ m/sek.}$$

Przy zastosowaniu wskazanych tutaj osłoneń silnika nie należy się liczyć ze specjalnym pogorszeniem chłodzenia cylindrów, gdyż badania wykazały pod osłoną zupełnie dobre przepływy, a odpowiednie kierowanie strugi nawet polepsza chłodzenie tylnej części cylindra.

Rozpatrując problemy związane ze startem motoszybowców, będziemy rozróżniać dwie fazy: 1) od ruszenia z miejsca do uzyskania prędkości, przy której pilot powoduje oderwanie się szybowca od ziemi i 2) okres wznoszenia się po oderwaniu się od ziemi (ryc. 5).

Równanie ruchu dla pierwszej fazy startu ma postać:

$$\frac{Q}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = S - c_{x_1} \cdot F \frac{\delta}{2g} V^2 - f(Q - c_{y_1} F \frac{\delta}{2g} V^2) \quad (7)$$

$c_{x_1}$  i  $c_{y_1}$  są współczynnikami siły nośnej i oporu przy starcie,  $f$  = współczynnik tarcia.

Wogóle przy starcie ciąg śmigła ulega zmianie i zmianę tę ujmują liczne wzory, że wymienię tylko bardziej znane Ewerlinga i Aleyrac'a. — Znając charakterystykę śmigła i silnika można jeszcze ściślej określić zmiany siły ciągu przy starcie. W naszych rozważaniach, mających jedynie charakter porównawczy będziemy przyjmować, że ciąg w czasie pierwszej fazy rozbiegu jest stały.

$$S = S_0 = \text{const.} \quad (8)$$

Czyniąc takie przyjęcie popełniamy błąd, nieznaczny, gdyż wynoszący dla motoszybowców (z powodu ich małej prędkości oderwania się od ziemi) wszystkiego 10—15%, zresztą podkreślam, że nasze rozważania mają jedynie charakter porównawczy jako ilustracja dla pewnych problemów.

Przedstawiając równanie ruchu w dogodniejszej postaci, otrzymamy:

$$\frac{dV}{dt} = g \left( \frac{S_0}{Q} - f \right) + \frac{F \delta}{2Q} V^2 (f \cdot c_{y_1} - c_{x_1}) \quad (9)$$

wartości  $f$  różni autorowie podają bardzo różnie. Biorąc jako średnią wartość  $f = 0,07$  oraz przyjmując, że:

$$f \cdot c_{y_1} = c_{x_1}$$

otrzymamy na długość rozbiegu do chwili oderwania się od ziemi bardzo prosty wzór:

$$s_1 = \frac{V_e^2}{2g} \left( \frac{S_0}{Q} - f \right) \quad (10)$$

Posługując się tą zależnością sporządziliśmy dla naszego wzorcowego motoszybowca, wykres (ryc. 6), który wyraźnie ilustruje jak duży wpływ na długość rozbiegu ma wielkość ciągu w miejscu  $S_0$ .

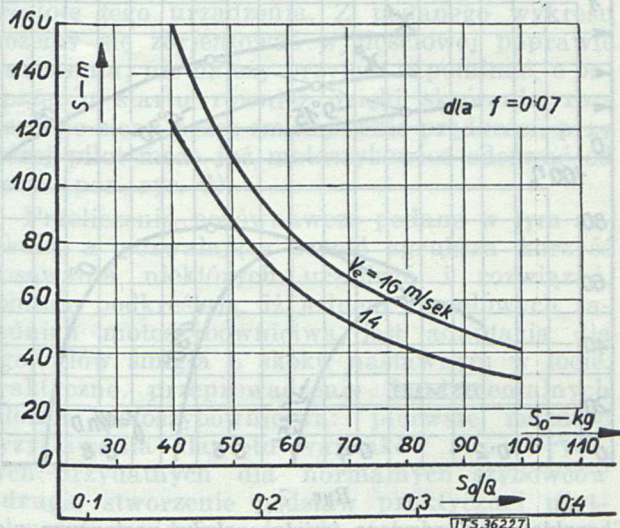
Jeżeli śmigło zostanie tak dobrane, by przy szybkości maksymalnej lotu dawało największą sprawność i silnik rozwijał pełną moc, to przy starcie będzie mieć mniejszą ilość obrotów. Tak np. dla silnika normalnego, gdzie wartość mo-

mentu  $M_s$  jest prawie stałą, w dość dużym zakresie ilości obrotów otrzymamy ich spadek w stosunku odwrotnym współczynników mocy oddawanej przez śmigło.

Dla naszego przykładu:

$$\frac{n_s}{n_{max}} = \frac{\mu_{\eta \text{ max}}}{\mu_{p=0}} = 0,666.$$

Dla śmigła z rodziny przedstawionej na ryc. 2, dobranego na maksymalną prędkość lotu naszego wzorcowego motoszybowca, obroty silnika spadłyby z  $n_{max} = 2700 \text{ obr/min}$  do  $n_s = \sim 1800 \text{ obr/min}$ ; siła ciągu śmigła w miejscu wyniesie  $S_0 = \sim 52 \text{ kg}$ ; długość rozbiegu po ziemi  $s = \sim 105 \text{ m}$ .



Ryc. 6.

Długość rozbiegu po ziemi zależnie od ciągu śmigła w miejscu (lub stosunku ciągu do ciężaru całkowitego) dla prędkości wzlotu  $V = 16 \text{ m/sek}$  i  $V = 14 \text{ m/sek}$  obliczona dla współczynnika tarcia  $f = 0,07$ .

Dla innej rodziny śmigieł ten spadek obrotów, a więc moc przy starcie i siła ciągu w miejscu mogą być nieco korzystniejsze, jednakże pełne wyzyskanie mocy będzie możliwe jedynie przez zastosowanie śmigieł o skoku nastawnym. Dla przykładu podaję (ryc. 7) według reportu R. & M. Nr. 829 charakterystyki dla śmigieł o skoku nastawnym i wartości  $\frac{H}{D} = 0,7$ , a więc niezupełnie odpowiadającym dla rozważanych motoszybowców mimo to dość dobrze ilustrujące istotę zagadnienia. Dla tego śmigła przy nastawieniu łopatek w locie na  $0^\circ$  oraz przy starcie na  $-4^\circ 30'$  widzimy, że śmigło dobrane dla posuwu:  $\frac{V}{nD} = 0,6$  (lot z  $V_{max}$ ) po przestawieniu łopatek dałoby możliwość osiągnięcia przy pracy w miejscu obrotów większych aniżeli  $n_{max}$  gdyż:

$$\frac{K'_{\eta \text{ max}}}{K''_{\gamma=0}} = \frac{0,0062}{0,0057} = 1,08.$$

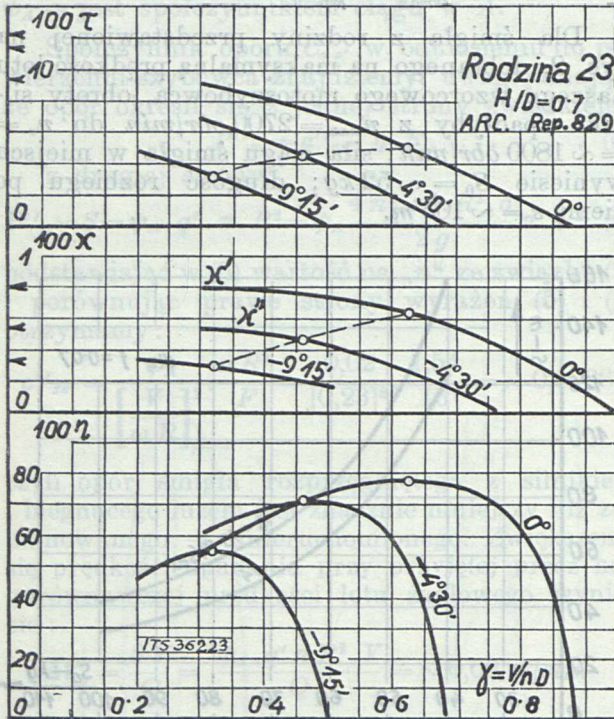
Lecz przyjmując, że łopatki śmigła zostały tylko tak nastawione, by silnik przy pracy w miejscu osiągnął swoje maksymalne obroty,



otrzymamy, posługując się wzorami stosowanymi przez N. A. C. A., wielkość ciągu w miejscu:

$$S_0 = \tau \frac{\delta}{g} n^2 D^4 = 1,05 \frac{1}{8} \cdot 45^2 \cdot 1,3^4 = \sim 75 \text{ kg} \quad (11)$$

(ze względu na większą wartość skoku do obliczeń przyjęliśmy  $d=1,3$ )<sup>2)</sup>.



Ryc. 7.

Charakterystyki pewnego śmigła o skoku nastawnym p/g N. A. C. A.

W naszym przykładzie porównawczym widzimy, że przez zastosowanie śmigła o zmiennym skoku rozbieg odpowiadający ciągowi w miejscu  $S_0 = 75 \text{ kg}$  skróciłby się do 60 m. Ten rachunek porównawczy ilustruje najlepiej korzyści zastosowania śmigła o skoku nastawnym.

Gdyby konstrukcja silnika pozwalała przy starcie chociażby na krótki czas osiągnąć obroty przekraczające nieco  $n_{max}$  nominalne, to przy śmigle o skoku nastawnym otrzymalibyśmy jeszcze bardziej efektywne skrócenie rozbiegu.

Wykres podany na ryc. 6 wskazuje przy najmniej jakościowo, jak wielkie jest znaczenie dla skrócenia długości rozbiegu, zmniejszenie prędkości oderwania się od ziemi. Sprawa ta łączy się z drugą fazą startu, mianowicie uzyskaniem możliwie najlepszego kąta wznoszenia przy ziemi.

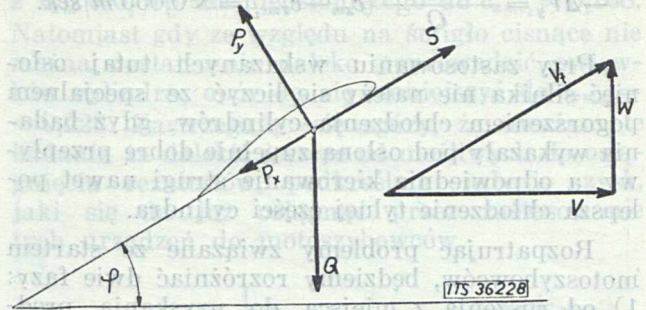
Bilans mocy w locie wznoszącym ma postać:

$$75 \eta N = (P_x + Q \sin \varphi) V_i \dots (12)$$

(kątem  $\varphi$  określa nachylenie toru wznoszącego do poziomu ryc. 8) ale  $P_x = P_y/\epsilon$ ; gdzie  $\epsilon$  jest

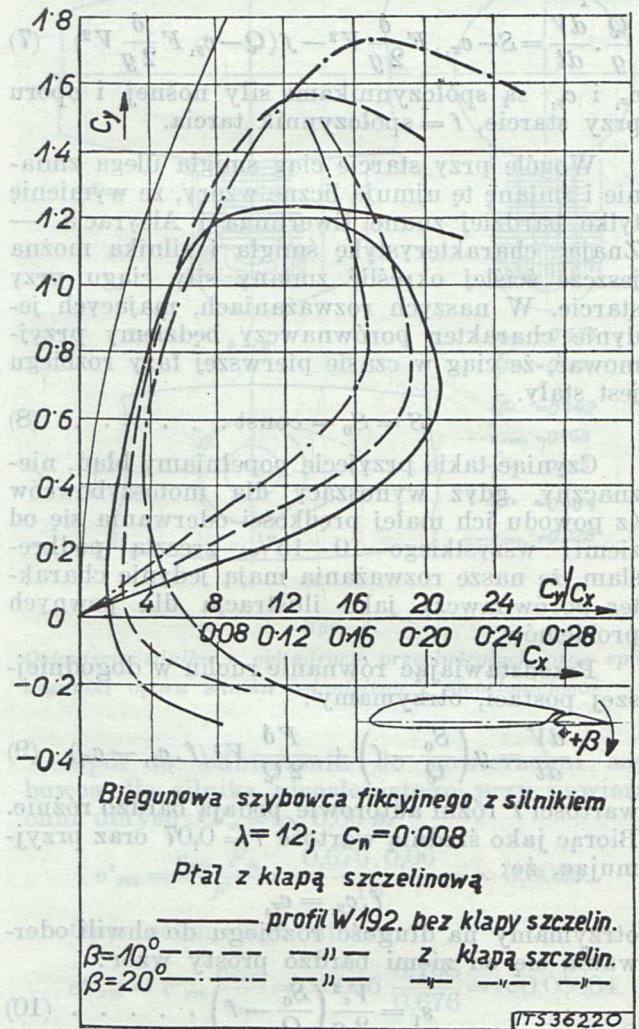
<sup>2)</sup> Dobierając śmigło z tej rodziny dla nastawienia łopatek na  $0^\circ$  (najlepsza sprawność przy  $\frac{V}{nD} \sim 0,6$  co odpowiada warunkom lotu przy  $V_{max} = 110-120 \text{ km/godz.}$ ) otrzymalibyśmy dla mocy  $N_{max} = 20 \text{ KM}$ :  $n_{max} = 2700 \text{ obr/min}$ , średnicę śmigła  $D = \sim 1,3 \text{ m}$ .

doskonałością motoszybowca przy  $c_y$  odpowiadających lotowi z prędkością  $V$ .



Ryc. 8.

Uproszczony schemat lotu wznoszącego.



Ryc. 9.

Biegunowe motoszybowca fikcyjnego.

Uwzględniając przytem (ryc. 8) że:  
 $P_y = Q \cos \varphi$ ;  $V_i \cos \varphi = V$ ;  $V \sin \varphi = W$   
 możemy otrzymać bardziej dogodną postać dla określenia nachylenia toru wznoszącego:

$$\frac{W}{V} = \frac{75 \eta N}{V \cdot Q} \frac{1}{\epsilon} \dots (13)$$

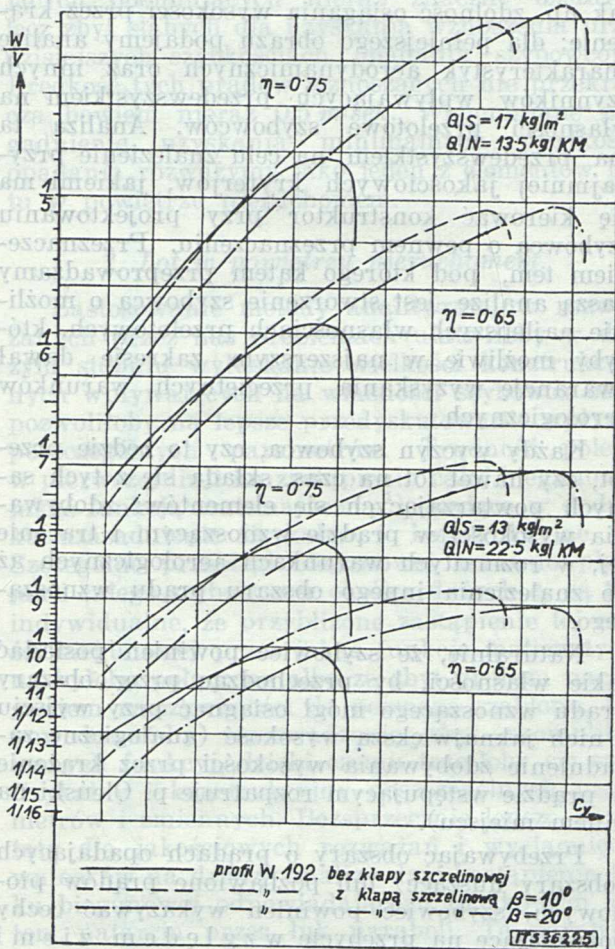


lub przyjmując :

$$V = 4 \sqrt{\frac{Q}{S} \frac{1}{c_y}}$$

otrzymamy: 
$$\frac{W}{V} = \frac{75 \eta}{4 \frac{Q}{N} \sqrt{\frac{Q}{S}}} \cdot \sqrt{c_y} = \frac{1}{\varepsilon} \quad (14)$$

Posługując się tem wyrażeniem obliczono dla naszego motoszybowca fikcyjnego, pod założeniem zastosowania W.192<sup>5)</sup> (biegunowa szybowca Ryc. 9) pochylenie toru wznoszenia, zakładając wartości:  $\eta = 0,65$  i  $\eta = 0,75$  (ryc. 10).



Ryc. 10.

Porównawcze wykresy poprawy kąta wznoszenia przez zastosowanie klapy u szczeliny, przeliczone dla sprawności śmigła  $\eta = 0,65$  i  $\eta = 0,75$ .

Pozatem dla porównania podano nachylenia torów wznoszących dla motoszybowca z silnikiem o mniejszej mocy:  $N = 10 \text{ KM}$  i mniejszym obciążeniu powierzchni.

<sup>5)</sup> Profil ten wybrano jako posiadający charakterystyki aerodynamiczne typowe dla dwuwypukłych profili (szybkościowych) o stosunkowo małych oporach profilowych. Abstrahujemy natomiast od kwestii czy profil o tej grubości (13%) nadaje się na motoszybowiec o skrzydle wolnonośnym (opory szkodliwe w założeniu braliśmy dla konstrukcji wolnonośnej), gdyż dysponujemy obecnie tak wielkim materiałem w dziedzinie profili lotniczych, iż zawsze możemy uzyskać płat odpowiadający wymogom konstrukcyjnym, a osiągający przytem (dla  $\lambda = 12$  lub bliższego) conajmniej tak dobre charakterystyki aerodynamiczne jak przeliczone dla  $\lambda = 12$  profilu W. 192.

Chcąc zbadać w jakim stopniu polepszy się kąt wznoszenia przy ziemi z zastosowaniem urządzeń aerodynamicznych dla zwiększenia nośności, podaję jako przykład dla naszego szybowca porównawczego odpowiednie przeliczenia, z zastosowaniem klapy ze szczeliną na całej rozpiętości skrzydła. Przyjęto wychylenie klapy do startu o kąt  $\beta = 10^\circ$  i  $\beta = 20^\circ$ . Klapy te wyraźnie polepszające kąt wznoszenia, można wykorzystać pozatem do zmniejszenia prędkości lądowania i kąta podchodzenia przy lądowaniu. Z pośród różnych urządzeń zwiększających nośność wybrałem dla naszego przykładu porównawczego klapę ze szczeliną ze względu na dobre rezultaty w osiąganiu dużych doskonałości przy dużych  $C_y$ , jak również ze względu na konstrukcyjną prostotę tego urządzenia. Z podanego wykresu możemy się zorientować w ilościowej poprawie wznoszenia; nie należy przytem zapominać, o polepszeniu startu również dzięki skróceniu rozbiegu po ziemi przez zmniejszenie prędkości, przy której pilot może już motoszybowiec oderwać od ziemi (por. ryc. 6).

Przeliczenia porównawcze podane w tym artykule, a pozwalające ocenić zgrubsza korzyść stosowania niektórych urządzeń i rozwiązań, dobitnie podkreślają, iż jednym z czołowych zagadnień motoszybownictwa jest adaptacja dla jego celów śmigła o skoku nastawnym w locie. Praktyczne przeprowadzenie fundamentalnych założeń motoszybownictwa: pierwsze możność wyzyskiwania dla lotu warunków atmosferycznych przydatnych dla normalnych szybowców i drugie stworzenie podstaw praktycznej użyteczności, znajduję w śmigle o skoku nastawnym doskonałe oparcie.

Konstrukcyjna realizacja adaptacji śmigła nastawnego w locie dla motoszybowców, jak również stosowanie innych urządzeń tutaj wskazanych, pociągnie za sobą pewne komplikacje w budowie motoszybowców, jednakże nie zdaje mi się słusznym, by popularyzacja motoszybownictwa i jego przenikanie w masy musiało iść jedynie drogą prymitywizmu konstrukcyjnego.

Rozwój przemysłu samochodowego jest może najlepszym przykładem, iż drogi rozwoju wszertz nie powinny się obawiać nowych zagadnień technicznych i konstrukcyjnych, lecz opanowywać je i udostępniać dla przeciętnego użytkującego.

Przy opracowaniu artykułu korzystałem z następujących materiałów:

1. J. Bukowski, Projekt śmigła, Warszawa, 1936.
2. J. Bukowski, Charakterystyka śmigła, z uwzględnieniem warunków lotu nurkowego, *Przegląd Lotniczy*, Nr. 4, 1936.
3. S. Neumark, Obliczenia długości startu i lądowania.
4. S. Neumark, Metoda analityczna w mechanice lotu, Sprawozdanie IBTL, 1932 i 1933 r.
5. G. A. Crocco, Elementi di Aviazione, Roma, 1933.

Pozatem korzystałem z materiałów udzielonych mi przez I. A. w Warszawie oraz informacji osobistych pp. inż. inż. Bukowskiego i Awałowa.



## Własności przelotowe szybowców oraz kwestja wyzyskania t. zw. minimów aerologicznych.

Les propriétés des planeurs en vol de distance et problème d'utilisation des minima aérologiques.

En se servant des méthodes approximatives, en remplaçant polaire du planeur près de la finesse maximum et plus bas par une parabole à l'équation (2), l'auteur dispute l'influence des paramètres constructives comme l'allongement, traînée, et charge allure sur des propriétés des planeurs en vol de distance en divers conditions aérologiques.

L'auteur voit la possibilité d'utilisation des minima aérologiques, c'est à dire des ascensions inférieurs à 0,5 *m/sec*, par construction d'un planeur à faible charge allure  $\frac{Q}{S} = 9 - 11 \text{ kg/m}^2$  allongement  $\lambda = \sim 15$  et traînée  $c_{xn} = 0,015 - 0,020$ .

Grace à faible traînée ce planeur malgré faible charge allure, en vol à la vitesse plus grande que normale réserverait vitesse de descente voisine de planeurs normaux.

### Oznaczenia.

- $c_y$  — współczynnik wporu siły aerodynamicznej,  
 $c_x$  — współczynnik oporu " " "  
 $c_{xp}$  — współczynnik oporu profilowego,  
 $c_{xsz}$  — współczynnik oporów szkodliwych (w odniesieniu do pow. płata),  
 $c_{xi}$  — współczynnik oporu indukowanego,  
 $\frac{Q}{S}$  — obciążenie powierzchni w  $\text{kg/m}^2$ ,  
 $\lambda$  — wydłużenie płata,  
 $\delta$  — ciężar właściwy powietrza w  $\text{kg/m}^3$ ,  
 $g$  — przyspieszenie ziemskie w  $\text{m/sec}^2$ ,  
 $V$  — prędkość lotu szybowca  $\text{m/sec}$ ,  
 $V_x$  — rzut poziomy prędkości lotu  $\text{m/sec}$ ,  
 $V_y$  — prędkość opadania (rzut pionowy prędkości lotu)  $\text{m/sec}$ ,  
 $W$  — prędkość wiatru poziomego  $\text{m/sec}$ ,  
 $U$  — prędkość prądu pionowego  $\text{m/sec}$ ,  
 $H$  — różnica wysokości odpowiadająca przeleciecia lotem ustalonym odległości  $L$ ,  
 $L$  — odległość przelecia w locie ustalonym przy różnicy wysokości  $H$ ,  
 $\epsilon$  — doskonałość względem powietrza,  
 $\epsilon_1 = \frac{L}{H}$  — doskonałość względem ziemi.

Niejednokrotnie zarówno w literaturze zagranicznej jak i krajowej poruszano problem najważniejszego wyboru wydłużenia płata i charakterystyk profili zależnie od przeznaczenia szybowców. Mimo to problem ten pozostaje wciąż jeszcze przede wszystkim kwestją intuicji konstruktora.

Chcąc ułatwić konstruktorowi szybkie sprawdzenie w drodze obliczeniowej poczynionych założeń i możliwych do zastosowania warjantów, podaliśmy w poprzednim numerze L. Czasopisma

Lotniczego przystosowanie metody wykresów logarytmicznych dla celów konstrukcji szybowców. Obecnie w związku z artykułami, poruszającymi szereg spraw związanych bądź to z aerodynamiką szybowca, bądź też z własnościami lotnymi jak np. zdolność osiągnięcia wysokości przez krążenie; dla pełniejszego obrazu podajemy analizę charakterystyk aerodynamicznych oraz innych czynników wpływających przede wszystkim na własności przelotowe szybowców. Analiza ta ma przede wszystkim na celu znalezienie przynajmniej jakościowych kryteriów, jakimi ma się kierować konstruktor przy projektowaniu szybowca o pewnym przeznaczeniu. Przeznaczeniem tem, pod którego kątem przeprowadzamy naszą analizę, jest stworzenie szybowca o możliwie najlepszych własnościach przelotowych, któryby możliwie w najszerszym zakresie dawał gwarancję wyzyskania przeciętnych warunków aerologicznych.

Każdy wyczyn szybowca, czy to będzie przelot, czy nawet lot na czas, składa się z tych samych powtarzających się elementów: zdobywania wysokości w prądzie wznoszącym i tracenie jej, w rozmaitych warunkach aerologicznych aż do znalezienia innego obszaru prądu wznoszącego.

Naturalnie, że szybowiec powinien posiadać takie własności, by przechodząc przez obszary prądu wznoszącego mógł osiągnąć przy wyjściu z nich jaknajwiększą wysokość (analogiczne zagadnienie zdobywania wysokości przez krążenie w prądzie wstępującym rozpatruje p. Oleński na innym miejscu).

Przebywając obszary o prądach opadających (obszary duszące) lub pozbawione prądów pionowych, szybowiec powinien wykazywać cechy pozwalające na przebycie względem ziemi jaknajwiększej odległości przy jaknajmniejszej stracie wysokości. Inaczej mówiąc doskonałość względem ziemi

$$\epsilon_1 = \frac{L}{H}$$

powinna być jaknajwiększa.

Przy rozpatrywaniu problemu obszarów nie-  
noszących nasuwają się następujące proste wypadki:

1. lot ślizgowy w powietrzu nieruchomem (niema prądów poziomych ani pionowych),
2. lot pod wiatr w powietrzu pozbawionem ruchów pionowych,
3. przechodzenie obszarów prądów opadających,
4. lot z wiatrem w powietrzu pozbawionem ruchów pionowych.

W rzeczywistości prawie zawsze spotykamy wzajemne powiązanie wskazanych tu prostych przykładów. Jednak wnioski wyciągnięte przy



rozpatrywaniu przypadków prostych dają pewną wytyczną dla myśli konstrukcyjnej.

W kompleksie zagadnień związanych z rozszerzeniem możliwości przelotów coraz pocześniejsze miejsca zaczyna zajmować kwestja wykorzystania t. zw. minimów warunków aerologicznych. Konstrukcyjny wyraz tych tendencji, tak silnie podkreślanych np. przez prof. Georgiego na ostatnim kongresie ISTUS-a w Budapeszcie, znajdzie się w uzyskaniu prędkości opadania szybowców bliskich prędkościom prądów wstępujących, obejmujących nieraz znaczne obszary, lecz zbyt słabych dla uzyskania wznoszenia przy dzisiejszych szybkościach opadania szybowców. Prędkość tych prądów wznoszących nie przekracza bowiem nieraz 0,5 m/sec. Wspomniane zagadnienie uzyskania minimalnych prędkości opadania rozważymy jako jeden z elementów lotu w powietrzu nieruchomem.

1. Lot w powietrzu nieruchomem.

Zastosowanie metody analitycznej w rozważanych przez nas problemach ułatwiłoby w dużym stopniu wyłuskanie wielkości konstrukcyjnych wpływających na własności szybowca oraz pozwoliłoby na lepsze przedyskutowanie wpływu poszczególnych parametrów. Trudność polega w pierwszej linii na zastąpieniu całej biegunowej jakąś funkcją matematyczną<sup>1)</sup>, mającą w dodatku uzasadnienie fizykalne i konstrukcyjne. — Szczególnie przebiegi biegunowej zarówno płata jak i całego szybowca w okolicy dużych  $c_y$  są tak indywidualne, że przybliżone zastąpienie tej części biegunowej przez jakąś funkcję matematyczną byłoby połączone albo ze zbyt grubym naciąganiem rzeczywistości do pewnego szablonu, lub spowodowałoby wprowadzenie zbyt skomplikowanych funkcji, dzięki czemu traciłoby się sens fizykalny i konstrukcyjny poszczególnych parametrów i zmiennych. Bezspornie lepsze rezultaty dla jakościowych rozważań i wyciągnięcia wniosków na drodze analizy daje zastąpienie łuku biegunowej odpowiadającego użytkowym kątom natarcia przez łuk paraboli. Tę parabolę, którą będziemy zastępować interesujący nas łuk biegunowej, otrzymamy powiększając odcięte paraboli oporu indukowanego  $c_x = \frac{c_y^2}{\pi \lambda}$  o stałą

wielkość  $c_{xn}$  ( $c_{xn}$  przyjmujemy do naszych rozważań jako niezmienne). W sensie konstrukcyjnym opór ten stanowi sumę oporu profilowego (przyjętego jako niezmienny), oraz oporów szkodliwych (również przyjętych jako niezmienne).

$$c_{xn} = c_{xp} + c_{xs} \dots \dots \dots (1)$$

Wobec tego równanie paraboli zastępczej przybierze postać.

$$c_x = c_{xn} + \frac{c_y^2}{\pi \lambda} \dots \dots \dots (2)$$

Jak wspomniano wyżej, zastąpienie biegunowej na odcinku użytkowych kątów natarcia nie pozwala całkowicie dociągnąć rzeczywistej biegunowej do tak przyjętej funkcji matematycznej,

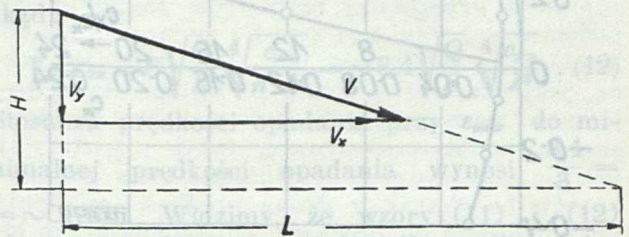
jednak dla celów analizy orientacyjnej jest zupełnie dobrem, tem bardziej, że wprowadza wielkości, mające wyraźny sens dla konstruktora jak wydłużenie, opór profilowy i opory szkodliwe<sup>2)</sup>.

Przechodząc do analiz własności lotu w powietrzu nieruchomem (ryc. 1) rozważamy przede wszystkim kwestję doskonałości. W powietrzu nieruchomem doskonałość względem ziemi i względem powietrza jest jednakowa.

$$\epsilon_1 = \frac{L}{H} = \epsilon = \frac{c_y}{c_x} = \frac{v_x}{v_y} \dots \dots \dots (3)$$

lub przyjmując oznaczenie z (2)

$$\epsilon = \frac{\pi \lambda c_y}{c_{xn} \pi \lambda + c_y^2} \dots \dots \dots (4)$$



Ryc. 1.

Tor szybowca w locie ustalonym w powietrzu nieruchomem.

Chcąc znaleźć, jakie czynniki wpływają na maksymalną doskonałość i jej położenie na biegunowej (t. j. przy jakich  $c_y$  ta doskonałość zachodzi), bierzemy warnek dla ekstemu funkcji (4) w zależności od  $c_y$

$$\frac{\partial \epsilon}{\partial c_y} = \frac{\pi \lambda (c_{xn} \pi \lambda + c_y^2) - 2 c_y^2 \pi \lambda}{(c_{xn} \pi \lambda + c_y^2)^2} = 0$$

skąd

$$c_{y \epsilon \max} = \sqrt{c_{xn} \pi \lambda} \dots \dots \dots (5)$$

Opór odpowiadający maksymalnej doskonałości otrzymamy, wstawiając (5) do (2).

$$c_{x \epsilon \max} = 2 c_{xn} \dots \dots \dots (6)$$

Doskonałość maksymalną znajdziemy, wstawiając odpowiednie wielkości w (3)

$$\epsilon_{\max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi \lambda}{c_{xn}}} \dots \dots \dots (7)$$

Przed przystąpieniem do dyskusji, wynikającej ze związków (5), (7), dla zorientowania się w stopniu dokładności sprawdzimy parę przykładów wybranych dość przypadkowo z szeregu porównań przeprowadzonych przez autora.

Ryc. 2. Płat prostokątny  $\lambda = 5$ , opór profilowy możemy ocenić na  $c_{xp} = 0,01$ .

Wielkości obliczone:  $c_{y \epsilon \max} = 0,396$ ;  $\epsilon_{\max} = 19,8$ .  
W rzeczywistym przebiegu:  $c_{y \epsilon \max} = \sim 0,35$ ;  $\epsilon = \sim 20$ .

Ryc. 3. Płat szybowca Sokół dla  $\lambda = 10,54$  i  $c_{xp} = 0,014$ .

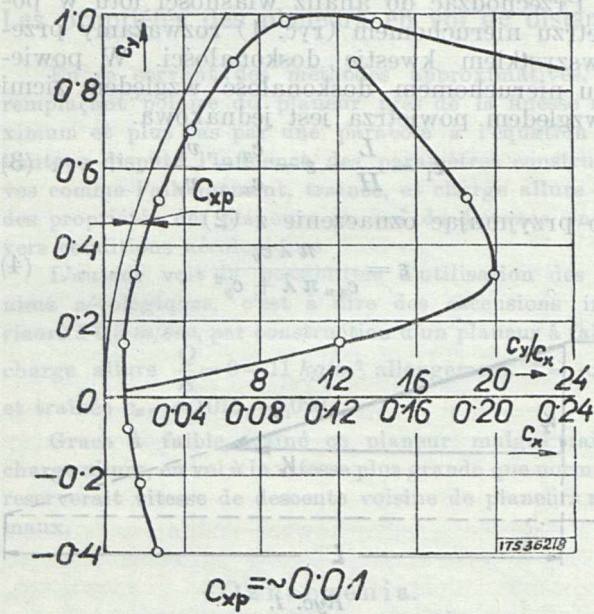
Wielkości obliczone:  $c_{y \epsilon \max} = 0,67$ ;  $\epsilon_{\max} = \sim 24$ .  
W rzeczywistym przebiegu:  $c_{y \epsilon \max} = \sim 0,60$ ;  $\epsilon_{\max} = \sim 23,3$ .

<sup>2)</sup> Przed zbytnią pochopnością w wyciąganiu zbyt dalekich wniosków ilościowych znajdzie czytelnik ostrzeżenie w artykule Dr. Fuchsa.

<sup>1)</sup> Por. Metoda analityczna w mechanice lotu. S. Neumark, IBTL, Warszawa 1931 i 1932.

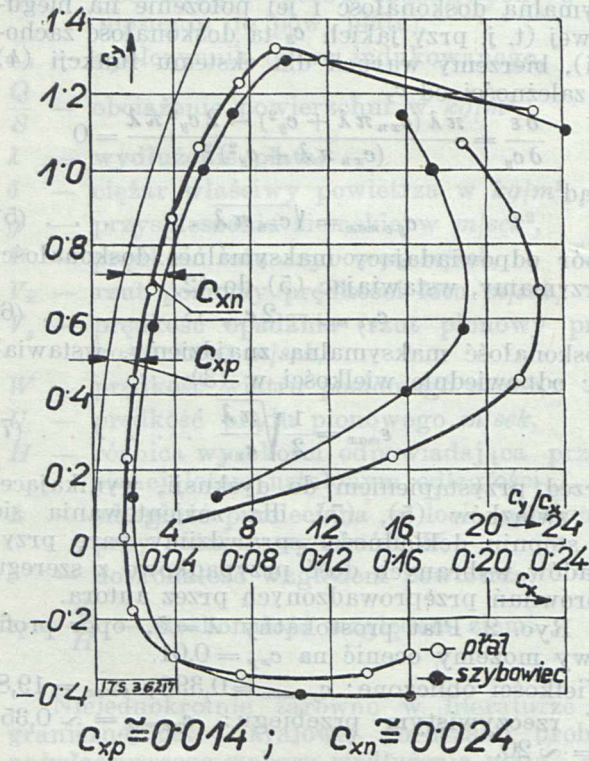


Cały szybowiec: dla  $c_{xn} = 0,024$ .  
 Wielkości obliczone  $c_{y \varepsilon_{max}} = 0,88$ ;  $\varepsilon_{max} = 18,7$ .  
 Z przebiegu rzeczywistego:  $c_{y \varepsilon_{max}} = 0,75$ ;  
 $\varepsilon_{max} = \sim 19$ .



Ryc. 2.

Przykład biegunowej profilu o stosunkowo małych oporach profilowych.



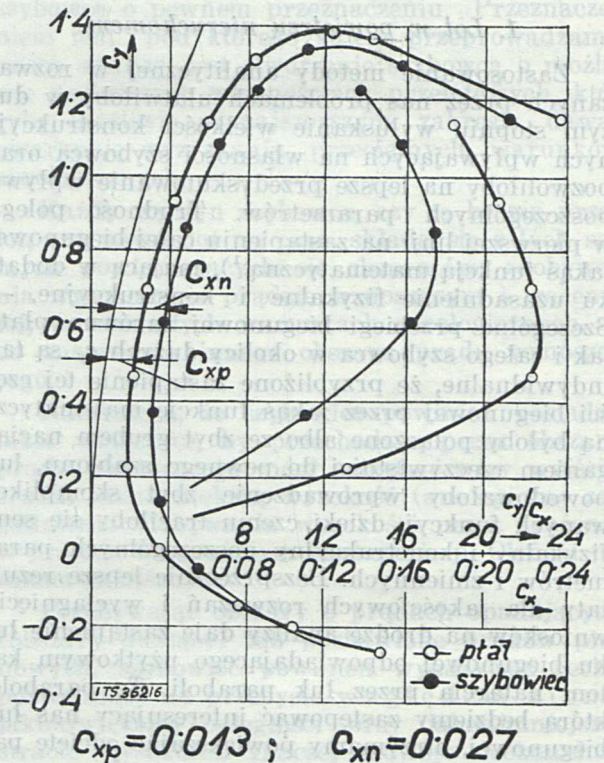
Ryc. 3.

Biegunowa płyta oraz całego szybowca akrobacyjnego (pg. danych I. A. w Warszawie).

Ryc. 4. Szybowiec z silnikiem. W okolicy bardzo małych  $c_y$  znaczne odchylenia od przyjętej paraboli. W obrębie użytkownych kątów zgodność zadowalająca.

Dla  $\lambda = 11$ :  $c_{xn} = 0,027$ .  
 Wielkości obliczone:  $c_{y \varepsilon_{max}} = 0,94$ ;  $\varepsilon_{max} = 17,8$ .  
 Z przebiegu rzeczywistego:  $c_{y \varepsilon_{max}} = 0,85$ ;  
 $\varepsilon_{max} = 17,5$ .

Na powyższych przykładach widzimy, że dla średnich wydłużeń i przy prawidłowych przebiegach biegunowej dla wyciągnięcia ogólnych wniosków można dość dobrze dla celów analizy posługiwać się zastąpieniem łuku biegunowej łukiem paraboli o równaniu (2). O ile chodzi o wnioski konstrukcyjne, to dadzą się one ująć na podstawie (5) i (7) następująco: z (7) wniosek banalny i dobrze znany z innych rozważań, że doskonałość jest tem większa, im większe jest wydłużenie; na większe natomiast zasługuje podkreślenie wpływ czynnika  $c_{xn}$ , którego sens konstrukcyjny ze względu na wpływ na własności aeronawigacyjne nie jest dostatecznie doceniany przez konstruktorów.



Ryc. 4.

Biegunowa płyta oraz całego szkolnego szybowca z silnikiem.

Wyrażenie (5) pozwala na wyciągnięcia wniosku ważnych dla dalszych rozważań z punktu widzenia przydatności szybowca do przelotu; im mniejsze jest  $c_{xn}$  tem przy niższych  $c_y$  zachodzi  $\varepsilon_{max}$ , co ma szczególne znaczenie w rozważaniach lotu na dużych prędkościach (przechodzenia obszarów niekorzystnych warunków aerologicznych).

Przy zastosowaniu metody analitycznej (używanej poprzednio) dla zbadania zagadnień najmniejszej prędkości opadania  $V_{y \min}$ , w wyciąganiu wniosków ilościowych należy zachować jeszcze większą ostrożność niż poprzednio. W górnej części biegunowej nawet w dobrze dobranych pod względem aerodynamicznym



elementach szybowca, gdzie opory szkodliwe zmieniają się stosunkowo nieznacznie ze zmianą kąta natarcia i to rzeczywista biegunowa pochyla się od przyjętej paraboli zastępczej. Różnica odciętych biegunowej i paraboli oporu indukowanego zaczyna się powiększać.  $c_x - c_{x_i}$  staje się większa od  $c_{x_n}$  wziętego dla okolic  $\varepsilon_{max}$ . Mimo to i tutaj dla ogólnego zorientowania się we wpływie różnych parametrów konstrukcyjnych zastosujemy metodę analityczną.

Prędkość opadania:

$$V_y = \sqrt{\frac{Q}{S} \frac{2g}{\delta} \frac{1}{c_y^3/c_x^2}} = \frac{V_x}{\varepsilon}$$

wstawiając wartości z (2) oraz przyjmując dla lotu przy ziemi  $\frac{2g}{\delta} = 16$  otrzymamy

$$V_y = 4 \frac{\pi c_{x_n} \lambda + c_y^2}{\pi \lambda c_y \sqrt{c_y}} \sqrt{\frac{Q}{S}} \dots (8)$$

Chcąc znaleźć dla jakich  $c_y$  prędkość opadania osiągnie swe minimum szukamy warunków ekstremum funkcji  $f(c_y) = \frac{\pi c_{x_n} \lambda + c_y^2}{\pi \lambda c_y \sqrt{c_y}}$ ;

(obciążenie  $\frac{Q}{S}$  przyjmujemy jako stałe)

$$\frac{\partial f}{\partial c_y} = \frac{2 c_y \pi \lambda c_y \sqrt{c_y} - \frac{3}{2} \pi \lambda \sqrt{c_y} (\pi c_{x_n} \lambda + c_y^2)}{(\pi \lambda c_y \sqrt{c_y})^2} = 0$$

skąd

$$c_y V_{y \min} = \sqrt{3 \pi \lambda c_{x_n}} \dots (9)$$

odpowiada temu zgodnie z (2)

$$c_x V_{y \min} = c_{x_n} + \frac{3 \pi \lambda c_{x_n}}{\pi \lambda} = 4 c_{x_n} \dots (10)$$

Minimum prędkości opadania otrzymamy wstawiając (9) i (10) w (8)

$$V_{y \min} = 16 \sqrt{\frac{Q}{S} \frac{4}{27 \pi^3 \lambda^3} c_{x_n}} = \sim 3 \sqrt{\frac{Q}{S} \frac{4}{\lambda^3} c_{x_n}} \dots (11)$$

Dla sprawdzenia stopnia zgodności z prędkościami opadania i położeniem maksimum funkcji  $c_y^3/c_x^2$  otrzymanem na podstawie badań tunelowych podajemy następujące przykłady:

Szybowiec „Sokół”. Wielkości obliczone:

$$c_y V_{y \min} = 1,5; \quad V_{y \min} = 0,75 \text{ m/sek},$$

$$\left(\text{dla } \frac{Q}{S} = 13,5 \text{ kg/m}^2\right).$$

Z przebiegu otrzymanego w tunelu:

$$c_y V_{y \min} = \sim 1,08 \quad V_{y \min} = \sim 0,85 \text{ m/sek}.$$

Szybowiec z silnikiem.

Wielkości obliczone:

$$c_y V_{y \min} = 1,6, \quad V_{y \min} = 0,74 \text{ m/sek},$$

$$\left(\text{dla } \frac{Q}{S} = 13,5 \text{ kg/m}^2\right).$$

Z przebiegu otrzymanego w tunelu:

$$c_y V_{y \min} = \sim 1,15, \quad V_{y \min} = \sim 0,84 \text{ m/sek}.$$

Widzimy, co zresztą przewidywaliśmy, że rozbieżności między rzeczywistym położeniem maksimum funkcji  $c_y/c_x$ , a obliczonym na podstawie paraboli zastępczej są większe, niż miało to miejsce przy badaniu położenia  $\varepsilon_{max}$ . Rów-

nież prędkości opadania obliczone na podstawie paraboli zastępczej i biegunowej z dmuchania wykazują różnice aczkolwiek nie tak znaczne, jednak niezgodność jest większa niż dla  $\varepsilon_{max}$ . Dlatego jako porównawczą prędkość opadania przy stosowaniu metody analitycznej zamiast  $V_{y \min}$  lepiej jest brać  $V_{y \varepsilon \max}$  prędkość opadania przy locie z maksymalną doskonałością. Praktycznie rzecz biorąc między prędkością opadania  $V_{y \min}$  a prędkością opadania na  $\varepsilon_{max}$  różnice są małe.

Wyrażenie na  $V_{y \varepsilon \max}$  znajdziemy wstawiając (5) i (6) w (8)

$$V_{y \varepsilon \max} = 4 \frac{\pi c_{x_n} \lambda + \pi c_{x_n} \lambda}{\pi \lambda \sqrt{c_{x_n} \lambda \pi} \sqrt{c_{x_n} \lambda \pi}} \sqrt{\frac{Q}{S}}$$

skąd:

$$V_{y \varepsilon \max} = 8 \sqrt{\frac{Q}{S}} \sqrt{\frac{4}{\pi^3 \lambda^3} c_{x_n}} = \sim 3,4 \sqrt{\frac{Q}{S}} \sqrt{\frac{4}{\lambda^3} c_{x_n}} \dots (12)$$

Stosunek prędkości opadania przy  $\varepsilon_{max}$  do minimalnej prędkości opadania wynosi  $\frac{3,4}{3} = \sim 1,135$ . Widzimy, że wzory (11) i (12) różnią się jedynie stałym współczynnikiem dającym nieznaczną różnicę pomiędzy  $V_{y \varepsilon \max}$  i  $V_{y \min}$ , dlatego biorąc za podstawowy wzór na  $V_{y \varepsilon \max}$  możemy zanalizować dla jakich parametrów konstrukcyjnych i obciążeń będzie można uzyskać prędkości opadania potrzebne dla wyzyskania t.zw. minimów aerologicznych. Do tego celu prowadzą trzy drogi: 1) zmniejszenie obciążenia powierzchniowego  $\frac{Q}{S}$ , 2) zmniejszenie  $c_{x_n}$  czyli inaczej mówiąc oprócz najdalej możliwie posuniętej redukcji oporów szkodliwych stosowanie profili o bardzo małym oporze profilowym i wreszcie 3) zwiększanie wydłużenia  $\lambda$ .

Z tych 3 czynników dla  $c_{x_n}$  możemy wyznaczyć jako granicę możliwego dziś minimum  $c_{x_n} = 0,015$  dla klasycznej formuły szybowca (przy zastosowaniu formuły bardzo rasowego bezogonowca możliwe jest prawdopodobnie jeszcze niższe zejście z oporami) i to naturalnie przy założeniu bardzo starannego wykonania rzeczywistego z doskonałym wygładzeniem powierzchni zewnętrznych. Wszelkie niedociągnięcia zewnętrznego wykonania, gdy się idzie do osiągnięcia dobrych  $\varepsilon$  i  $V_y$  drogą walki z oporami mogą dać bardzo duże rozbieżności między charakterystykami, obliczonymi i dmuchaniami a rzeczywistością.

Jeżelibyśmy przyjęli jako porównawcze wydłużenie  $\lambda = 15$  (gdy idziemy drogą małych  $c_{x_n}$  musimy się liczyć z koniecznością stosowania względnie cienkich profili i formuły wolnonośnej, dlatego nie przyjmujemy zbyt wysokich wydłużeń) ze wzoru (12), jako obciążenie powierzchni dla prędkości opadania  $V_{y \varepsilon \max} = 0,5$  pod poczynionymi założeniami otrzymalibyśmy:

$$\frac{Q}{S} = \sim 11 \text{ kg/m}^2.$$

Przy  $c_{x_n} = 0,02$  osiąganym już przez nasze dzisiejsze szybowce (mówimy tu o badaniach



tunelowych) i poprzednio przyjętem  $\lambda = 15$  otrzymamy obciążenie powierzchni, wynoszące  $\frac{Q}{S} = \sim 9,4 \text{ kg/m}^2$ . Widzimy więc, że zagadnienie osiągnięcia prędkości  $V_y < 0,5 \text{ m/sek}$  czyli wyzyskania minimów aerologicznych leży w granicach możliwości nawet klasycznych rozwiązań szybowców. Nasuwa się jednak pytanie jak taki szybowiec miałby zdolność pokonywania warunków niesprzyjających lotowi (wiatry przeciwnie, obszary duszące), jakie byłyby jego zdolności przelotowe. Zagadnienie to rozważymy niżej przy naszych rozważaniach własności przelotowych szybowców wogóle.

Jak zobaczymy niżej przy rozpatrywaniu zdolności przelotowej szybowców zagadnieniem podstawowej wagi jest kwestja zmiany prędkości opadania z prędkością lotu. Pozostawiając ocenę, jaki ma mieć przebieg ta zmiana do rozpatrzenia poszczególnych przypadków prostych aeronawigacji szybowcowej, tutaj rozpatrzmy jedynie jak wpływa wydłużenie oraz wielkość oporów na charakter zmian prędkości opadania przy przejściu od prędkości odpowiadających lotowi na  $\varepsilon_{max}$  ku prędkościom większym (przejście od  $c_{y \varepsilon_{max}}$  do małych  $c_y$ )<sup>1)</sup>.

Prędkość opadania przy ziemi określa zależność (9)  $V_y = 4 \frac{\pi c_{xn} \lambda + c_y^2}{\pi \lambda c_y \sqrt{c_y}} \sqrt{\frac{Q}{S}}$  (natomiast prędkość lotu, ściślej wielkość rzutu poziomego) prędkości lotu daje nam zależność

$$V = \sim V_x = \sqrt{\frac{Q}{S} \frac{2g}{\delta} \frac{1}{c_y}} = \frac{4}{\sqrt{c_y}} \sqrt{\frac{Q}{S}}$$

Charakter przebiegu zmiany  $V_y$  ze zmianą prędkości lotu dla różnej wartości parametrów  $c_{xn}$  i  $\lambda$  otrzymamy przyjmując jako zmienną  $c_y$  i kreśląc  $4 \frac{\pi c_{xn} \lambda + c_y^2}{\pi \lambda c_y \sqrt{c_y}}$  w funkcji  $\frac{4}{\sqrt{c_y}}$ . Zmiany te mamy przedstawione na ryc. 5 dla  $\lambda = 15$ ,  $c_{xn} = 0,015$ ;  $\lambda = 15$ ,  $c_{xn} = 0,025$ ;  $\lambda = 10$ ,  $c_{xn} = 0,015$ ;  $\lambda = 10$ ,  $c_{xn} = 0,025$ .

Zależnie od wielkości obciążenia powierzchniowego  $\frac{Q}{S}$  mnożąc przez  $\sqrt{\frac{Q}{S}}$  otrzymamy wartości prędkości lotu oraz odpowiednie wartości prędkości opadania.

Stosunek wartości odciętej od wartości rzędnej daje nam doskonałość dla danego punktu.

Z charakteru przebiegu krzywych na ryc. 5 widzimy wyraźnie, iż przy zwiększonych prędkościach decydujący wpływ na prędkości opadania z dwu parametrów  $\lambda$  i  $c_{xn}$  ma ten ostatni. Widzimy, że jedynie szybowiec o małych  $c_{xn}$  przy większych prędkościach stosunkowo mniej zwiększa swą prędkość opadania, niż szybowiec o większym wydłużeniu i nawet mniejszym  $V_{y \varepsilon_{max}}$  lecz większym  $c_{xn}$ .

<sup>1)</sup> Rozpatrujemy ten odcinek z wielokrotnie wspomnianych względów dość dobrej zgodności rzeczywistego przebiegu z założeniami analitycznymi.

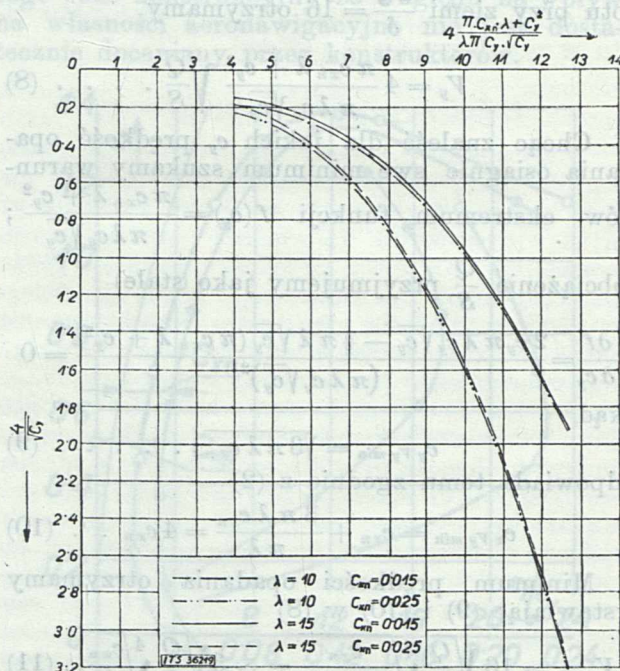
<sup>2)</sup> Dla lotu przy ziemi.

Wracając do zagadnienia szybowca dla wyzyskania minimów aerologicznych o założeniach  $c_{xn} = 0,015$  i  $\lambda = 15$  sprawdzimy jak będzie się zachowywać taki hipotetyczny szybowiec „poduszony“ do prędkości  $90 \text{ km/godz}$  ( $25 \text{ m/sek}$ )<sup>3)</sup> przy różnych przyjętych obciążeniach powierzchniowych (ryc. 5).

$$\frac{Q}{S} = 11 \text{ kg/m}^2; \frac{4}{\sqrt{c_y}} = \sim 7,5; V_{y \text{ r}=90} = 1,56 \text{ m/sek.}$$

$$\text{Dla } \frac{Q}{S} = 9 \text{ kg/m}^2; \frac{4}{\sqrt{c_y}} = 8,35; V_{y \text{ r}=90} = 1,8 \text{ m/sek.}$$

Szybowiec o oporach  $c_{xn} = 0,025$  i temsamem  $\lambda = 15$  dla tej samej prędkości lotu  $90 \text{ km/godz}$ ., opadałby już z prędkością około  $3 \text{ m/sek}$ .



Ryc. 5.

Charakter zmian prędkości opadania szybowców w zależności od wydłużenia  $\lambda$  i oporów  $c_{xn}$ .

Przedstawiciele naszych dzisiejszych szybowców przelotowych SG 3 i CW 5 w locie na prędkości  $90 \text{ km/godz}$  mają opadanie rzędu  $1,6 \text{ m/sek}$  czyli, że szybowiec dla wyzyskania minimów aerologicznych pod warunkiem rzeczywistego osiągnięcia  $c_{xn} = 0,015$ , powinien wykazać zbliżone własności przelotowe do dzisiejszych naszych szybowców, natomiast w wypadku rezygnacji z wykorzystania minimów aerologicznych i przy zastosowaniu większych obciążeń np.  $14 \text{ kg/m}$  lub nawet dużych obciążeń  $17 \text{ kg/m}$  otrzymamy odpowiednio przy:

$$c_{xn} = 0,015$$

w pierwszym wypadku  $V_{y \text{ r}=90} = \sim 1,3 \text{ m/sek}$  i w drugim wypadku  $V_{y \text{ r}=90} = \sim 1,07 \text{ m/sek}$ . Tych kilka zestawień ilustruje najlepiej jak poszczególne czynniki wpływają na przebieg prędkości opadania z prędkością lotu.

<sup>3)</sup> W praktycznej aeronawigacji b. często trzeba lecieć z prędkościami zbliżonymi do przyjętych  $90 \text{ km/godz}$ .



### Lot pod wiatr w powietrzu pozbawionem prądów pionowych.

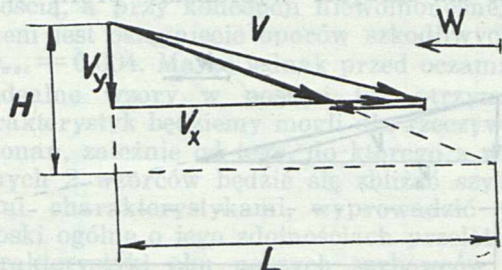
W locie pod wiatr doskonałość względem ziemi  $\epsilon_1$  łatwo określić posługując się oznaczeniami przyjętymi na ryc. 6. Wychodzimy z podobieństwa trójkątów, skąd

$$\epsilon_1 = \frac{L}{H} = \frac{V_x - W}{V_y}$$

lub uwzględniając, że  $\frac{V_x}{V_y} = \epsilon$  otrzymamy dogodniejszą do dyskusji postać

$$\epsilon_1 = \epsilon \left( 1 - \frac{W}{V} \right) \dots \dots \dots (13)$$

Zależnie od prędkości wiatru przeciwnego  $W$ , by otrzymać wartość w nawiasie jak największą, a więc chcąc uzyskać jaknajlepszą doskonałość względem ziemi trzeba będzie zmieniać prędkość lotu, przechodząc od  $V_{\epsilon_{max}}$  do większych prędkości. Równocześnie ze zmianą prędkości od  $V_{\epsilon_{max}}$  nastąpi zmniejszenie doskonałości względem powietrza  $\epsilon$  i dla danej prędkości wiatru poziomego będzie istnieć tylko jedna prędkość lotu  $V = \sim V_x$  przy której doskonałość szybowca<sup>4)</sup> do prędkości 90 km/godz (25 m/sek)<sup>3)</sup>



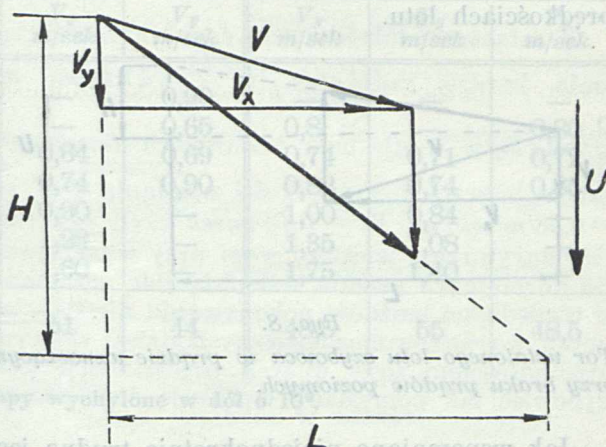
Ryc. 6.

Tor szybowca w locie ustalonym pod wiatr w powietrzu pozbawionem prądów pionowych.

Z różnych szybowców, wpływ tej samej wielkości wiatru przeciwnego w sensie pogarszania doskonałości względem ziemi, będą mniej odczuwać te szybowce, dla których  $\frac{W}{V}$  będzie możliwie małe

przy równocześnie dobrem zachowaniu doskonałości. Inaczej mówiąc, te szybowce, dla których doskonałość maksymalna ma miejsce przy dużych prędkościach, a więc szybowce w zasadzie o dużym obciążeniu i nisko położonym maksimum doskonałości ( $c_{y \epsilon_{max}} = \sqrt{\pi \lambda c_{xn}}$ ). Nie należy wyciągać stąd wniosków, iż szybowce o większym wydłużeniu, które dają większe wartości  $c_{y \epsilon_{max}}$  mają wykazać gorszą doskonałość względem ziemi w locie pod wiatr przy tej samej prędkości wiatru przeciwnego. Natomiast należy to rozumieć, iż z 2-ch szybowców, mających tę samą doskonałość maksymalną, w rozpatrywanym wypadku lotu pod wiatr, ten wykaże lepszą doskonałość względem ziemi, który będzie miał mniejsze  $c_{xn}$  a więc w myśl (5) mniejsze  $c_{y \epsilon_{max}}$ .

Jak wpływają takie czynniki jak  $c_{xn}$  i  $\lambda$  w okolicy prędkości większych od  $V_{\epsilon_{max}}$  lub inaczej  $c_y < c_{y \epsilon_{max}}$  widzimy na rycinie 5, gdzie w myśl założeń  $\epsilon = \frac{V_x}{V_y}$  stosunek odciętej do rzędnej daje doskonałość (maksymalną dosko-



Ryc. 7.

Tor ustalonego lotu szybowca w prądzie opadającym przy braku prądów poziomych.

nałość znajdujemy dla punktu, w którym styczna przeprowadzona z początku układu dotyka krzywej). Wspomniany wykres wskazuje najlepiej, że wartość  $c_{xn}$  wykazuje decydujący wpływ na przebieg doskonałości przy  $c_y < c_{y \epsilon_{max}}$  lub inaczej  $V > V_{\epsilon_{max}}$ .

### Przechodzenie obszarów duszących.

Wyrażenie, określające doskonałość względem ziemi znajdziemy łatwo, rozpatrując zależności wynikające z ryc. 7. Z podobieństwa trójkątów otrzymamy

$$\frac{1}{\epsilon_1} = \frac{H}{L} = \frac{U + V_y}{V_x}$$

skąd

$$\frac{1}{\epsilon_1} = \frac{U}{V} + \frac{1}{\epsilon} \dots \dots \dots (14)$$

zależność ta prowadzi do tych samych wniosków co poprzednio rozpatrywany przypadek, gdyż do uzyskania możliwie największej doskonałości względem ziemi przy przechodzeniu obszarów duszących prowadzi poza uzyskaniem dużych  $\epsilon_{max}$  ta sama droga otrzymywania dużych  $\epsilon$  przy dużych prędkościach lotu.

### Najlepsze wykorzystanie prądu wznoszącego.

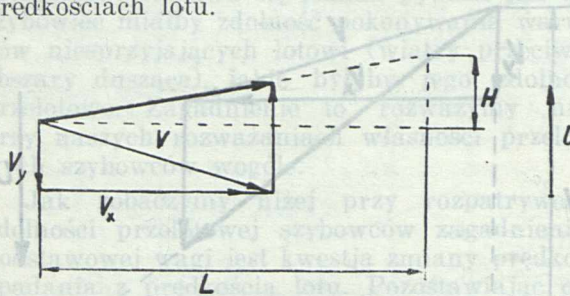
Zagadnienie sprowadza się do określenia warunków uzyskania największych kątów wznoszenia się szybowca przy przechodzeniu (bez krążenia) obszaru wznoszącego. Szukamy warunków dla uzyskania maksimum wartości stosunku  $\frac{H}{L}$  (ryc. 8). Posługując się oznaczeniami przyjętymi na tej rycinie, znajdziemy wyrażenie na wspomnianą wielkość w następującej postaci:

<sup>4)</sup> Por. elementy aeronawigacji autora „Skrzydłata Polska“ Nr. 8/35.



$$\frac{H}{L} = \frac{U - V_y}{V_x} = \frac{U}{V} - \frac{1}{\epsilon} \dots (15)$$

Wyrażenie to wskazuje, iż kąty wznoszenia będą uzyskiwane tym większe, im mniejszą będzie prędkość lotu w obszarze prądu wznoszącego oraz im większą doskonałość względem powietrza  $\epsilon$  zachowa szybowiec przy tych zmniejszonych prędkościach lotu.



Ryc. 8.

Tor ustalonego lotu szybowca w prądzie wznoszącym przy braku prądów poziomych.

Jak wspomniano niejednokrotnie trudno jest zastosować dla badania odcinka biegunowej odpowiadającego dużym  $c_y$  metodę analityczną; jedynie w formie ogólnego wniosku bez wchodzenia we wpływy poszczególnych parametrów, możemy stwierdzić, iż wydaje się celowym stosowanie urządzeń pozwalających zmniejszyć prędkość lotu bez wyraźnego pogarszania doskonałości. Z możliwych tutaj rozwiązań przez zmianę obciążenia (powiększenie powierzchni nośnej) lub zastosowanie urządzeń zwiększających nośność bliższem praktycznego zastosowania wydaje się ta druga droga. Naturalnie urządzenia zwiększające nośność, o ile mają być celowe z punktu widzenia należytego wyzyskania prądów wznoszących, powinny odznaczać się zachowaniem dobrych doskonałości przy tych zwiększonych nośnościach<sup>1)</sup>.

*Lot z wiatrem w powietrzu pozbawionem prądów pionowych.*

Jako jeszcze jeden z możliwych prostych przykładów podstawowych aeronawigacji szybowcowej rozpatrzmy lot z wiatrem w powietrzu pozbawionem prądów pionowych. Zgodnie z ryc. 9 zależność określająca doskonałość względem ziemi da się wyrazić następująco:

$$\epsilon_1 = \frac{L}{H} = \frac{V_x + W}{V_y}$$

lub

$$\epsilon_1 = \epsilon + \frac{W}{V_y} \dots (16)$$

wreszcie

$$\epsilon_1 = \epsilon \left( 1 + \frac{W}{V} \right) \dots (17)$$

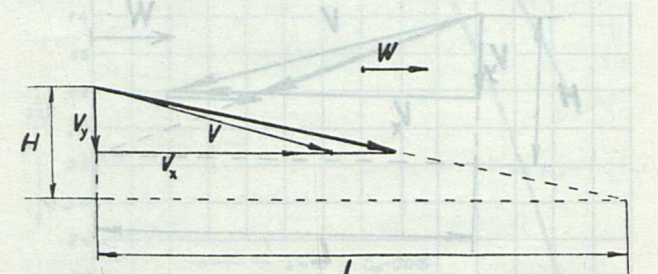
obie ostatnie zależności wskazują, iż ten szybowiec uzyska z wiatrem większą doskonałość względem ziemi, który będzie miał: a) mniejszą prędkość opadania,  $V_y$  nawet przy tej samej doskonałości i

<sup>1)</sup> Por. „Niekłóre urządzenia dla zwiększania wyproru„

b) który będzie zachowywał lepszą doskonałość przy małych prędkościach lotu, inaczej mówiąc będzie miał  $\epsilon_{max}$  zachodzące dla dużych  $c_y$  oraz małe obciążenie. Wniosek ten pozostaje w pewnej sprzeczności z wnioskami odnoszącymi się do przechodzenia obszarów niekorzystnych warunków aerologicznych, ale dotychczasowa praktyka wykazała, że ze względu na użyteczność przelotową szybowca i większą swobodę wyboru kierunków przelotu lepiej jest kłaść większy nacisk na podniesienie w szybowcu zdolności pokonywania niekorzystnych warunków aerologicznych. Natomiast szybowiec dla wyzyskania minimów aerologicznych w swej koncepcji poprzednio rozpatrzonej, szybowca o małym obciążeniu na m. i bardzo małych prędkościach opadania, powinien uzyskiwać bardzo dobrze doskonałości względem ziemi w locie z wiatra w powietrzu pozbawionem prądów pionowych.

*Przykłady porównawcze.*

Dla praktycznego zilustrowania poruszanych w ogólnej formie problemów własności przelotowych szybowców podamy tutaj rozważania dwu hipotetycznych szybowców o tem samym wydłużeniu, zaopatrzonych w profile o zdecydowanie różnych charakterystykach. Jako profile porównawcze dla skrzydeł wybraliśmy profil W 192



Ryc. 9.

Tor ustalonego lotu szybowca z wiatrem przy braku prądów pionowych.

i Göttingen 535. Ryc. 10 przedstawia wyniki dmuchań obu tych profili dla  $\lambda = 5$ . W 192 reprezentuje typ profilu dwuwypukłego o stosunkowo małych oporach profilowych, lecz o stosunkowo niskim  $c_{y max}$ , gdy G 535 jest typowym przedstawicielem profilu o wysokich współczynnikach maksymalnej nośności okupionych większym oporem profilowym. Dla przeprowadzenia dalszej analizy przyjęto, że mamy 2 szybowce o identycznych oporach szkodliwych  $c_{x sz} = 0,004$  i płatach o tem samym wydłużeniu  $\lambda = 15$ , lecz zaopatrzone w skrzydła o różnych profilach. Dla otrzymania charakterystyki całego skrzydła naszych obu wzorcowych szybowców przeliczono przy pomocy znanych wzorów Prandla charakterystyki wydłużenia dmuchanego na wydłużenie przyjęte w przykładzie. Przez dodanie stałej wielkości oporu szkodliwego otrzymaliśmy charakterystykę aerodynamiczną całych szybowców. Tutaj trzeba zaznaczyć z całym naciskiem, że tak otrzymane charakterystyki są tylko pewnym idealnym wzorcem dla rozważań, gdyż wogóle formuły prof. Prandla przy przeliczeniu na tak wielkie wydłużenia nie zgadzają się z rze-



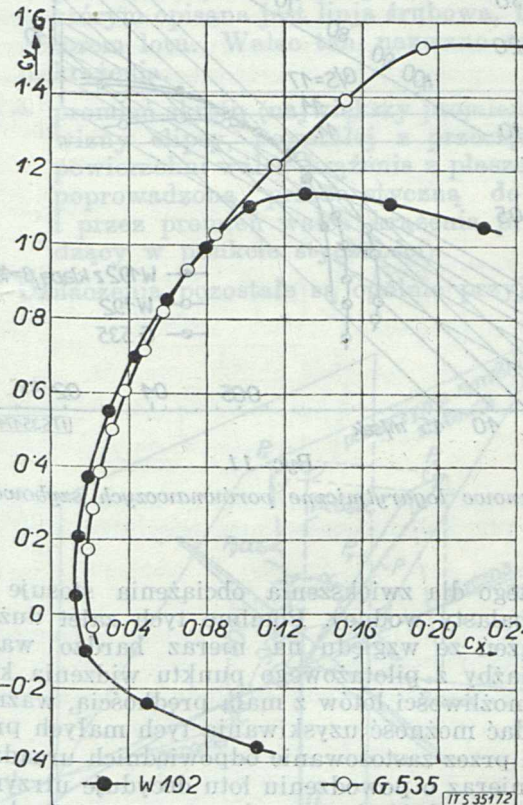
## Zmiana prędkości opadania szybowców hipotetycznych o profilach G 535, W 192 i W 192 z klapą zależnie od szybkości lotu i obciążenia.

Prędkości lotu w km/godz	Obciążenie $\frac{Q}{S} = 11 \text{ kg/m}^2$			Obciążenie $\frac{Q}{S} = 14 \text{ kg/m}^2$			Obciążenie $\frac{Q}{S} = 17 \text{ kg/m}^2$		
	Profil G 535	Profil W 192	Profil W 192 k	G 535	W 192	V 192 k	S 535	W 192	W 192 k
	$V_y$ m/sek	$V_y$ m/sek	$V_y$ m/sek	$V_y$ m/sek	$V_y$ m/sek	$V_y$ m/sek	$V_y$ m/sek	$V_y$ m/sek	$V_y$ m/sek
45	0,64	0,90	0,58	0,90	—	0,90	—	—	—
50	0,59	0,58	0,60	0,65	—	0,65	0,8	—	0,80
60	0,72	0,62	0,74	0,68	0,64	0,69	0,74	0,71	0,72
70	0,97	0,80	—	0,82	0,74	0,90	0,82	0,74	0,85
80	1,40	1,10	—	1,12	0,90	—	1,00	0,84	—
90	1,90	1,40	—	1,65	1,22	—	1,35	1,08	—
100	2,70	2,10	—	2,00	1,60	—	1,75	1,40	—
$V_{min}$ km/godz	39	45	39	44	51	44	48,5	55	48,5

Profil 192 k jest profilem W 192 zaopatrzonym w klapy wychylone w dół o  $10^\circ$ .

czywistością, po drugie zastosowanie dość cieniokiego (12%) profilu W 192 dla szybowca wolno- nośnego o takim wydłużeniu jest prawie niemożliwością, a przy koncepcji niewolno- nośnej wątpliwym jest osiągnięcie oporów szkodliwych rzędu  $c_{xsz} = 0,004$ . Mając jednak przed oczami pewne idealne wzory w postaci tak otrzymanych charakterystyk będziemy mogli dla rzeczywistych wykonań, zależnie od tego, do którego z wspomnianych 2 wzorców będzie się zbliżał szybowiec swymi charakterystykami, wyprowadzić pewne wnioski ogólne o jego zdolnościach przelotowych. Charakterystyki obu naszych szybowców wzorcowych zostały naniesione we współrzędnych logarytmicznych na ryc. 11<sup>4)</sup>. Naniesiono tu również charakterystyki szybowca zaopatrzonego w skrzydło o profilu W 192 z klapą szczelinową na całej rozpiętości wychyloną wdół o  $10^\circ$ . Na wspomnianym wykresie widzimy np., że maksymalne wartości funkcji  $c_y^3/c_x^2$  dla obu pomyslaných szybowców są mniej więcej te same i wynoszą około 600, znaczy to, że oba szybowce będą posiadać przy tem samym obciążeniu powierzchniowym jednakowe prędkości opadania, natomiast co do doskonałości to widzimy, że szybowiec z profilem W 192 ma doskonałość  $\epsilon_{max} = \sim 27$ , gdy z profilem G 535 wielkość ta wynosi  $\epsilon_{max} = \sim 25$ . Przyjmując obciążenia na metr kwadratowy  $\frac{Q}{S} = 11 \text{ kg/m}^2$ ;  $\frac{Q}{S} = 14 \text{ kg/m}^2$  i  $\frac{Q}{S} = 17 \text{ kg/m}^2$  obliczamy dla różnych prędkości lotu poziomego prędkości opadania. Wyniki tych obliczeń są w podanej tutaj tabeli oraz na ryc. 12. Z tabeli tej, jak również z załączonych wykresów, widzimy wyraźnie, że szybowiec o profilu szybo- ściowym i dużym obciążeniu na metr kwadra-

towy, uzyskuje zdecydowaną przewagę w dziedzinie szybkości większych nad tym samym szybowcem o mniejszym obciążeniu. Przewaga ta zaznacza się jeszcze wyraźniej nad szybowcem



Ryc. 10.

Wykresy biegunowe dla profili W 192 i G 535 dla  $\lambda = 5$ .

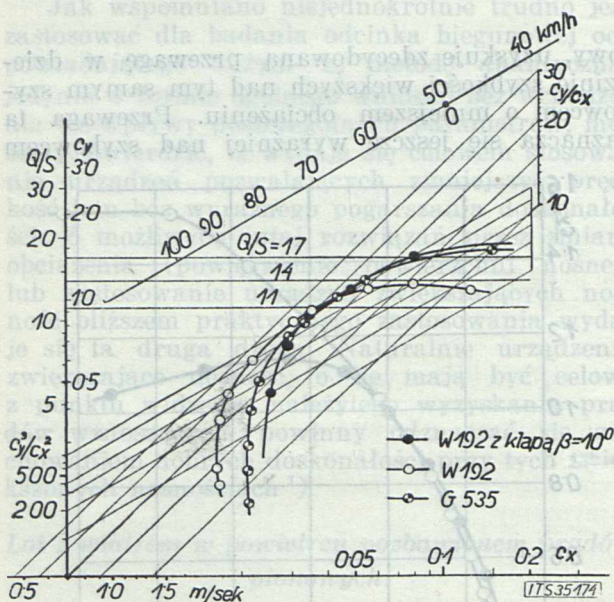
o profilu z dużymi oporami profilowemi i małym obciążeniu na metr powierzchni. Najbardziej drastycznym przykładem tej przewagi może być fakt, że szybowiec o profilu W 192 i obciążeniu

<sup>4)</sup>Patrz: Zastosowanie wykresów logarytmicznych w projekcie wstępnym szybowca. W. Stępniewski i M. Piątek, Czasopismo Lotnicze Nr. 2/1935.



$\frac{Q}{S} = 17 \text{ kg/m}^2$  przy prędkości lotu  $100 \text{ km/godz.}$  będzie miał prędkość opadania  $V_y = 1,4 \text{ m/sek.}$  gdy szybowiec o profilu G 535 i obciążeniu  $\frac{Q}{S} = 11 \text{ kg/m}^2$  będzie opadać z szybkością prawie dwukrotnie większą ( $V_y = \sim 2,7 \text{ m/sek.}$ ).

Z załączonej tabeli widzimy, że zmiana obciążenia bardzo radykalna (z  $\frac{Q}{S} = 11 \text{ kg/m}^2$  na  $\frac{Q}{S} = 17 \text{ kg/m}^2$ ) daje nam stosunkowo nieznaczny wzrost bezwzględny prędkości opadania z  $V_y = 0,58 \text{ m/sek}$  na  $V_y = 0,70 \text{ m/sek}$  czyli przyrost nie odgrywający większej wagi przy wyzyskiwaniu normalnych prądów wstępujących, natomiast ze względu na możliwość pokonywania niesprzyjających warunków aerologicznych dzięki dobrym doskonałościom przy dużych prędkościach lotu szybowiec tak pomyślany wykazuje duże zalety.



Ryc. 11.

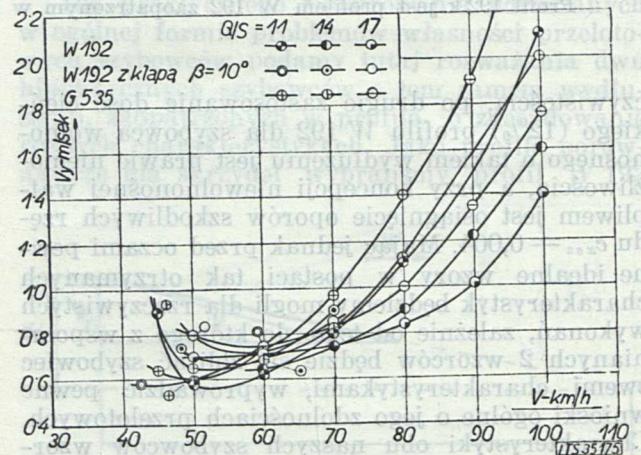
Biegunowe logarytmiczne porównawczych szybowców.

(Dlatego dla zwiększenia obciążenia stosuje się np. balasty wodne). Pomimo tych zalet dużych obciążeń ze względu na nieraz bardzo ważną chociażby z pilotażowego punktu widzenia kwestię możliwości lotów z małą prędkością, ważnym jest dać możliwość uzyskiwania tych małych prędkości przez zastosowanie odpowiednich urządzeń. Np. nieraz o powodzeniu lotu decyduje utrzymanie się na dość ciasnym zboczu przy stosunkowo słabych warunkach wietrznych. I tutaj z szybowców o tej samej prędkości opadania szybo-

wiec wolniejszy będzie miał zdecydowaną przewagę chociażby z tego względu, że pilot nie będzie potrzebował przechodzić z jednego wirażu natychmiast w drugi.

Jako wniosek końcowy z całkosztadtu naszych dotychczasowych rozważań zdaje się, że szybowiec przelotowy normalny powinien mieć małe  $c_{zn}$  i duże obciążenia ( $\frac{Q^1}{S}$ ) oraz należy go zaopatrzyć w urządzenia dla zwiększania nośności celem lepszego wyzyskania warunków zarówno przy przechodzeniu obszarów nośnych, jak i w krążeniu w nich.

Szybowiec dla praktycznego wyzyskania minimum aerologicznych zdaje się powinien mieć małe lub b. małe obciążenia powierzchniowe i opory doprowadzone do możliwego dziś do osiągnięcia praktycznego minimum, gdyż jedynie na tej drodze taki szybowiec o małym obciąż-



Ryc. 12.

Zmiany prędkości opadania lotu szybowców porównawczych w zależności od obciążeń powierzchniowych.

zeniu powierzchniowym będzie mógł wykazać jakkolwiek zdolność przebywania obszarów niekorzystnych aerologicznie (wiatr przeciwny, duszenie). Zdolność pokonywania tych niekorzystnych warunków jest jednym z podstawowych warunków możliwości praktycznego użytkowania szybowca.

<sup>5)</sup> Dittmar podkreśla niejednokrotnie pewne niebezpieczeństwo szybowców o małych oporach ze względu na lot w chmurach, gdzie szybowce takie mogą się b. szybko rozpędzać do znacznej szybkości. Jednakże zdaje nam się, że zastosowanie urządzeń zwiększających nośność, które z reguły powiększają również opory, zbliżając w ten sposób szybowiec o małych  $c_{zn}$  do szybowców o dużych  $c_{zn}$  sprowadzają niebezpieczeństwo rozpędzenia się w chmurze do tego samego stopnia co dla szybowców o dużych oporach.



## PRACE NADESŁANE

ZBIGNIEW OLEŃSKI

### Zdolność szybowców osiągnięcia wysokości przez krążenie.

L'aptitude des planeurs pour gagner de l'altitude en tournant en cercle.

L'auteur considère les facteurs permettant d'obtenir, dans un virage, la vitesse de descente la plus petite possible pour un virage le plus serré possible (pour un rayon minimum du virage).

Finalement, l'auteur vient à la conclusion que le planeur moderne commence à prendre la forme décidée d'un appareil à très faible traînée, à charge alaire assez considérable, avec des ailes possédant un profil adapté à la vitesse et munies des dispositifs hypersustentateurs très efficaces. Au point de vue aptitude pour gagner de l'altitude dans des virages serrés, l'emploi de ces dispositifs semble d'être tout à fait opportun.

Jak wiemy, szybowiec w celu uzyskania wysokości wykorzystuje t. zw. „kominy“ prądów wznoszących — przez krążenie, gdyż naogół w locie prostym zbyt szybko by je opuścił ze względu na ich małe wymiary poprzeczne. Kominy te bywają rozmaite; często są tak wąskie, że zmuszają pilota do bardzo ciasnego krążenia i wtedy szczególnie ważnymi są odpowiednie własności szybowca i umiejętność pilota.

W praktyce można się spotkać z przypuszczeniem, iż krążyć należy na kącie minimalnej mocy. Jest to nieścisłe, a szczególnie przy skrętach ciasnych. Wprawdzie przy danym pochyleniu poprzecznym szybowca o kąt  $\alpha$  najmniejsza szybkość opadania, biorąc rzecz praktycznie, zachodzi przy kącie minimalnej mocy (jak to łatwo udowodnić z wystarczającym przybliżeniem wstawiając do wzoru na moc lotu poziomego zamiast ciężaru  $G$  wartość  $\frac{G}{\cos \alpha}$ ), jednak to pochylenie nie jest dla nas żadnym czynnikiem bezpośrednim, wchodzącym w grę przy krążeniu. Tu chodzi bowiem o to, aby otrzymać jak najmniejszą szybkość opadania nie przy danej głębokości wirażu, a przy danym promieniu krążenia. Te zaś warunki nie pokrywają się.

W dalszym ciągu artykułu zostaną rozpatrzone warunki konstrukcyjne i pilotażu, przy których dla danego promienia krążenia szybkość opadania jest najmniejszą, a więc najszybszym jest uzyskiwanie wysokości przez krążenie w prądach wstępujących. Prosty rachunek opiera się na następujących założeniach:

1). wiraż jest ustalony i prawidłowy.

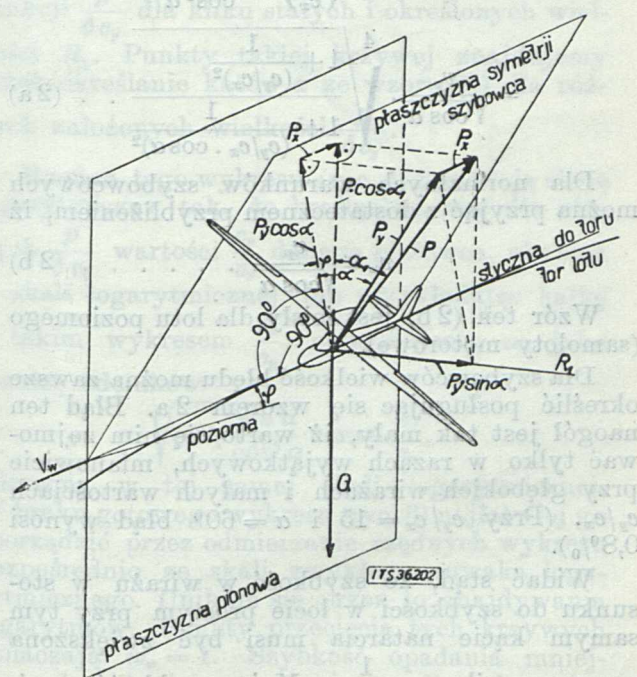
2).  $P_y$  i  $P_x$  w wirażu równają się  $\frac{\delta}{2g} c_y S v_w^2$

i  $\frac{\delta}{2g} c_x S v_w^2$ , gdzie  $v_w$  jest szybkością środka ciężkości wzdłuż toru (w wirażu), zaś  $c_y$  i  $c_x$  są takie same jak w locie prostym dla tego samego kąta natarcia. (Pominięto więc wszelkie zmiany  $c$  i  $c_y$  powstałe wskutek wychylenia sterów, przepływu nieprostoliniowego i t. p.).

Oznaczenia przyjęto następujące:

- $\alpha$  — kąt pochylenia poprzecznego w wirażu (obróć dookoła kierunku ruchu),
- $v_p$  — szybkość środka ciężkości na torze w locie prostym,
- $v_w$  — szybkość środka ciężkości na torze w wirażu,
- $w_p$  i  $w_w$  — odpowiednie szybkości opadania,
- $w_w \min.$  — najmniejsza szybkość opadania w wirażu o danym promieniu,
- $p \text{ kg/m}^2$  — obciążenie powierzchniowe,
- $l_w$  — droga przebyta w wirażu,
- $h_w$  — wysokość stracona w wirażu odpowiadająca drodze  $l_w$ ,
- $\alpha_1$  — kąt między pionem a wypadkową siłą aerodynamiczną  $P$ .
- $R$  — promień krążenia czyli promień walca, na którym opisana jest linia śrubowa, będąca torem lotu. Walec ten nazwano walcem krążenia.
- $R_1$  — promień skrętu (największy promień krzywizny elipsy, powstałej z przecięcia się powierzchni walca krążenia z płaszczyzną poprowadzoną przez styczną do toru i przez promień walca krążenia przechodzący w punkcie styczności).

Oznaczenia pozostałe są ogólnie przyjęte.



Ryc. 1.

Rozkład sił w wirażu.



Ryc. 1 przedstawia rozkład sił, działających na płatowiec, wykonywujący w locie ślizgowym ustalony wiraż. Na płatowiec taki działają siły masowe i siła aerodynamiczna  $P$ . Pozostałe siły na rycinie są tylko składowymi tych sił. Siła  $P$  leży w płaszczyźnie pionowej, przechodzącej przez promień i środek ciężkości (a więc i przez wektor ciężaru). Płaszczyzna ta jest niewidoczna na rycinie. Jednocześnie siła  $P$  leży w płaszczyźnie symetrii płatowca. Jej rzut na pion równa się ciężarowi i równoważy go, a rzut na promień skrzydła daje potrzebną siłę dośrodkową. Dla ułatwienia rachunku będziemy rzutować zamiast samej siły  $P$  jej składowe  $P_x$  i  $P_y$  (leżące w płaszczyźnie symetrii szybowca). Z rzutów  $P_x$  i  $P_y$  na płaszczyznę pionową, przechodzącą przez kierunek ruchu  $v_w$  widzimy, iż ciężar  $G$  jest zrównoważony przez prostopadłe do siebie wektory sił  $P_y \cos \alpha$  oraz  $P_x$ . Stąd, analogicznie jak dla prostego lotu ślizgowego, możemy określić kąt  $\varphi$  jaki tworzy z poziomem styczna do toru lotu. Przedstawimy to w formie następującej:

$$\operatorname{ctg} \varphi = \frac{l_w}{h_w} = \frac{c_y \cos \alpha}{c_x} \dots \dots \dots (1)$$

A więc nachylenie to jest zmniejszone przez czynnik  $\cos \alpha$  w stosunku do nachylenia w locie prostym dla tego samego kąta natarcia. Aby określić potrzebne zwiększenie szybkości w wirażu przy zachowaniu tego samego kąta natarcia porównujemy siły aerodynamiczne, równoważące ten sam ciężar w locie prostym i w wirażu.

$$\frac{\delta}{2g} \cdot \sqrt{c_y^2 + c_x^2} \cdot S v_p^2 = \frac{\delta}{2g} \sqrt{c_y^2 \cos^2 \alpha + c_x^2} \cdot S v_w^2$$

Stąd mamy:

$$v_w = \frac{v_p}{\sqrt{\cos \alpha}} \cdot \sqrt{\frac{\left(\frac{c_y}{c_x}\right)^2 + 1}{\left(\frac{c_y}{c_x}\right)^2 + \frac{1}{\cos^2 \alpha}}} = \frac{v_p}{\sqrt{\cos \alpha}} \cdot \sqrt{\frac{1 + \frac{1}{(c_y/c_x)^2}}{1 + \frac{1}{(c_y/c_x \cdot \cos \alpha)^2}}} \dots \dots \dots (2a)$$

Dla normalnych warunków szybowcowych można przyjąć z dostatecznym przybliżeniem, iż

$$v_w \cong \frac{v_p}{\sqrt{\cos \alpha}} \dots \dots \dots (2b)$$

Wzór ten (2b) jest ścisły dla lotu poziomego (samoloty motorowe).

Dla szybowców wielkość błędu można zawsze określić posługując się wzorem 2a. Błąd ten naogół jest tak mały, iż warto się nim zajmować tylko w razach wyjątkowych, mianowicie przy głębokich wirażach i małych wartościach  $c_y/c_x$ . (Przy  $c_y/c_x = 15$  i  $\alpha = 60^\circ$  błąd wynosi  $0,8\%$ ).

Widać stąd, że szybkość w wirażu w stosunku do szybkości w locie prostym przy tym samym kącie natarcia musi być zwiększona przez czynnik  $\sim \frac{1}{\sqrt{\cos \alpha}}$ . Mając szybkość w wirażu i odpowiednie pochylenie toru (wzór 1)

można określić szybkość opadania w wirażu  $w_w$ . Ze wzoru (1) wiemy, że:

$$\frac{w_w}{v_w} = \frac{c_x}{\sqrt{c_y^2 \cos^2 \alpha + c_x^2}} \text{ a więc}$$

$$w_w = v_w \frac{c_x}{\sqrt{c_y^2 \cos^2 \alpha + c_x^2}}$$

Podstawiając do tego wzoru za  $v_w$  jej wartość ze wzoru (2a), a za  $v_p$  w nim występującą wielkość:

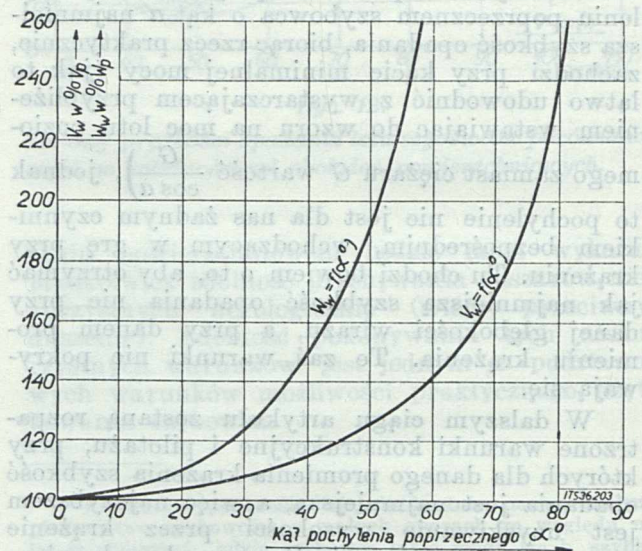
$$w_p \cdot \frac{\sqrt{c_y^2 + c_x^2}}{c_x}$$

oraz wykonywując rachunek po uporządkowaniu otrzymamy:

$$w_w = \frac{w_p}{\cos^{3/2} \alpha} \cdot \sqrt{\frac{\left(\frac{c_y}{c_x}\right)^2 + 1}{\left(\frac{c_y}{c_x}\right)^2 + \frac{1}{\cos^2 \alpha}}} = \frac{w_p}{\cos^{3/2} \alpha} \cdot \sqrt{\frac{1 + \frac{1}{(c_y/c_x)^2}}{1 + \frac{1}{(c_y/c_x \cdot \cos \alpha)^2}}} \dots \dots \dots (3a)$$

Analogicznie jak dla szybkości po torze, możemy przyjąć z wystarczającym przybliżeniem dla wypadków krążenia mających miejsce w praktyce, że:

$$w_w \cong \frac{w_p}{\cos^{3/2} \alpha} \dots \dots \dots (3b)$$



Ryc. 2.

Procentowe zwiększenie  $v_w$  wzg.  $v_p$  w skrzyśle w zależności od  $v_p$  wzg.  $v_p$  lotu prostego przy zachowaniu tego samego kąta natarcia.

Ze związku tego wynika, iż szybkość opadania w wirażu zwiększa się dość gwałtownie z pochyleniem poprzecznym. Procentowe zwiększenie  $v_w$  i  $w_w$  w stosunku do  $v_p$  i  $w_p$  zależnie od kąta  $\alpha$  dla tego samego kąta natarcia przedstawia ryc. 2. Ryc. 2 określa te wielkości nie



w sposób ścisły a z pewnym przybliżeniem; opiera się on bowiem na wzorach (2b) i (3b). Dla lotu poziomego (samoloty motorowe) wykres  $w_w$  jest ścisły. Aby otrzymać wielkość promienia skrętu, określamy „siłę dośrodkową powodującą ruch po krzywiznie“.

Rzutujemy  $P$ , względnie  $P_y$  i  $P_x$  na promień skrętu. Ponieważ  $P_x$  jest prostopadła do  $R$  ( $R_1$ ), więc siła dośrodkowa równa się

$$P_y \sin \alpha = \frac{G v_w^2}{g R_1}; \quad P_y = \frac{\delta}{2g} c_y S v_w^2.$$

$$\text{Stąd: } R_1 = \frac{2G}{S \delta c_y \sin \alpha} = \frac{2p}{\delta c_y \sin \alpha} \dots (4)$$

W istocie przy krążeniu interesuje nas raczej  $R$  a nie  $R_1$ , jednak te wielkości dla normalnych warunków krążenia różnią się nieznacznie; wymagania zaś tu zupełnych ścisłości są niecelowe. Do obliczeń ścisłych służy następujący wzór pozwalający z łatwością przejść z  $R_1$  do  $R$ :

$$R = R_1 \frac{\left(\frac{c_y}{c_x}\right)^2}{\left(\frac{c_y}{c_x}\right)^2 + \frac{1}{\cos^2 \alpha}} = \frac{R_1}{1 + \frac{1}{\left(\frac{c_y \cos \alpha}{c_x}\right)^2}} \dots (5)$$

$R_1$  określono tu jako największy promień krzywizny odpowiedniej elipsy (patrz oznaczenia). (Największy promień krzywizny w elipsie  $R_1 = \frac{a^2}{b}$  — gdzie  $a$  — większa półos elipsy, a  $b$  mniejsza). Mając te związki można z łatwością przejść do określenia szybkości opadania w zależności od promienia skrętu  $R_1$ .

Wychodząc ze wzoru (3a) podstawiamy do niego zamiast  $w_p$  jej wartość ze znanego wzoru dokładnego:

$$w_p = \sqrt{\frac{2gp c_x^2}{\delta (c_y^2 + c_x^2)^{3/2}}}$$

otrzymamy

$$w_w = \frac{1}{\cos^{3/2} \alpha} \cdot \sqrt{\frac{2gp c_x^2}{\delta (c_y^2 + c_x^2)^{3/2}}} \cdot \sqrt{\frac{\left(\frac{c_y}{c_x}\right)^2 + 1}{\left(\frac{c_y}{c_x}\right)^2 + \frac{1}{\cos^2 \alpha}}}$$

Podstawiając zamiast  $\frac{2p}{\delta}$  wartość określoną ze wzoru (4),  $\left(\frac{2p}{\delta} = R_1 c_y \sin \alpha\right)$ , po uporządkowaniu otrzymamy:

$$w_w = \frac{c_x}{c_y} \cdot \sqrt{\frac{g R_1 \sin \alpha}{\cos^3 \alpha}} \cdot \sqrt{\frac{\left(\frac{c_y}{c_x}\right)^2 + 1}{\left(\frac{c_y}{c_x}\right)^2 + \frac{1}{\cos^2 \alpha}}} = \frac{c_x}{c_y} \cdot \sqrt{\frac{g R_1 \sin \alpha}{\cos^3 \alpha}} \cdot \sqrt{\frac{1}{1 + \frac{1}{\left(\frac{c_y \cos \alpha}{c_x}\right)^2}}} \dots (6a)$$

Tu znowu dla warunków z jakimi spotykamy się w praktyce można przyjąć:

$$w_w \cong \frac{c_x}{c_y} \cdot \sqrt{\frac{g R_1 \sin \alpha}{\cos^3 \alpha}} \dots (6b)$$

Jest to zależność najważniejsza, pozwala bowiem na określenie szybkości opadania przy danym promieniu, o co nam przedewszystkiem chodzi.  $R_1$ ,  $c_y$  i kąt  $\alpha$  występujące w tym wzorze są związane ze sobą przez zależność (4). To znaczy, że każdemu promieniowi  $R_1$  odpowiada określone pochylenie  $\alpha$ , zależne od  $c_y$ -ka, przy którym jest wykonywany wiraż, od obciążenia powierzchniowego i od gęstości powietrza. Przy określaniu  $w_w$  znacznie wygodniej będzie wielkości  $c_y$ ,  $p$  i  $\delta$  połączyć w jedną i postawić sprawę w sposób następujący: Każdemu promieniowi  $R_1$  odpowiada określone pochylenie  $\alpha$  zależne od wielkości  $\frac{p}{\delta c_y}$ . Mając w ten sposób

$\alpha$  określone ze wzoru (4)  $\left(\sin \alpha = \frac{p}{\delta c_y} \cdot \frac{2}{R_1}\right)$ , możemy wyznaczyć ze wzoru (6b) względnie (6a) — szybkości opadania w wirażu dla poszczególnych  $R_1$ . Obliczanie rachunkowe  $w_w$  byłoby zbyt uciążliwe, natomiast bardzo łatwo określić je metodą wykresną, opartą na tym samym wzorze (6b). Metoda ta pozwala również na bezpośrednie odczytanie najmniejszej szybkości opadania —  $w_{w \min}$ , dla danego  $R_1$  (patrz ryc. 3). Konstrukcję tego wykresu i posługiwanie się nim objaśniono poniżej. Po zlogarytmowaniu wzoru (6b) otrzymamy:

$$\lg w_w \cong \lg \sqrt{g R_1 \frac{\sin \alpha}{\cos^3 \alpha}} - \lg \frac{c_y}{c_x}$$

Kreślmy szereg krzywych

$$\sqrt{g R_1 \frac{\sin \alpha}{\cos^3 \alpha}}$$

funkcji  $\frac{p}{\delta c_y}$  dla kilku stałych i określonych wielkości  $R_1$ . Punkty takiej krzywej znajdujemy przez określanie kątów  $\alpha$  ze wzoru (4) dla różnych założonych wielkości  $\frac{p}{\delta c_y}$ .

Rzędne tego wykresu (ryc. 3) posiadają skalę logarytmiczną tak, że kreśląc na nim dla różnych  $\frac{p}{\delta c_y}$  wartości  $\frac{c_y}{c_x}$  danego płatowca, również w skali logarytmicznej, lub przykładając kalkę z takim wykresem  $\frac{c_y}{c_x}$ , otrzymujemy  $w_w$  jako różnicę odcinków

$$\sqrt{g R_1 \frac{\sin \alpha}{\cos^3 \alpha}} \text{ oraz } \frac{c_y}{c_x},$$

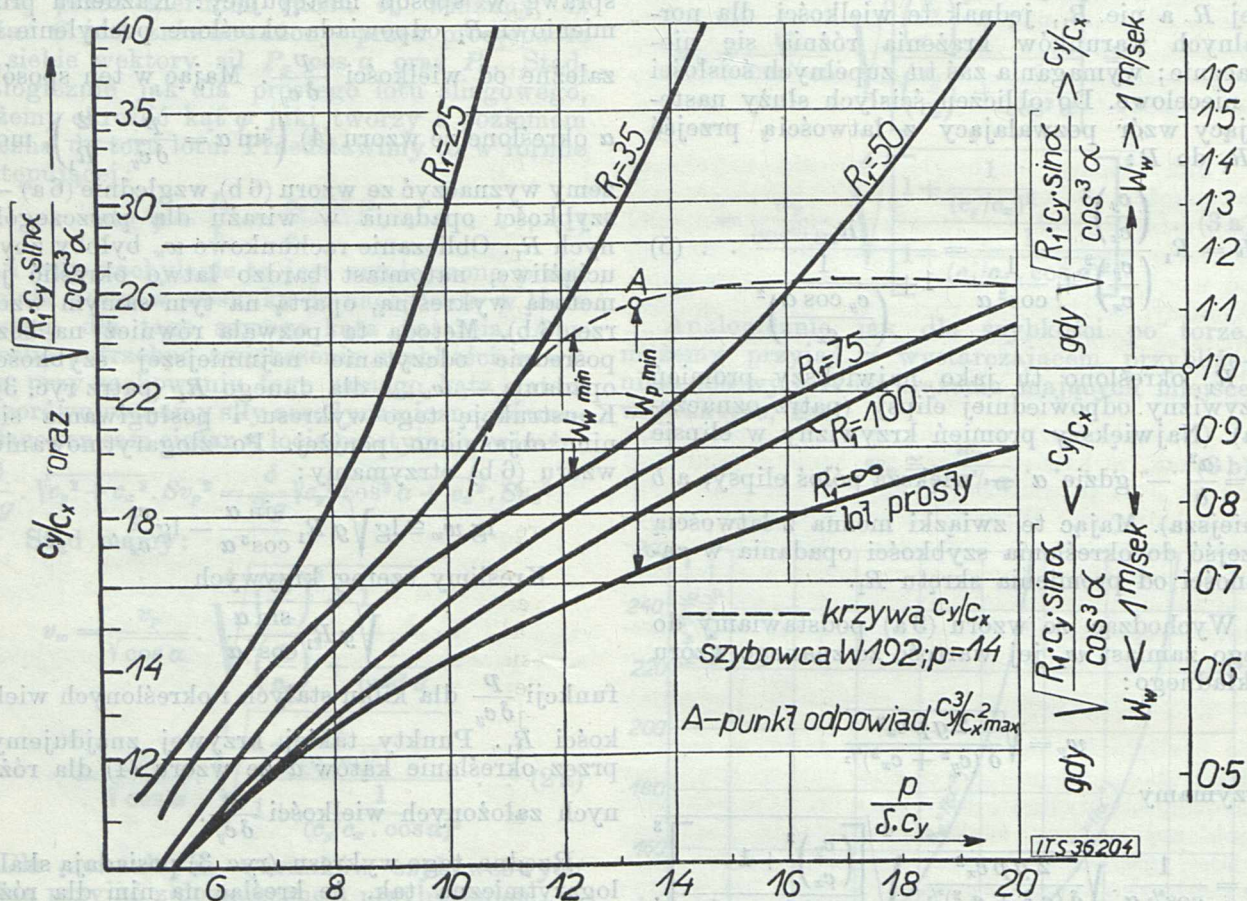
mierzoną w tej samej skali logarytmicznej. W braku gotowego wykresu (ryc. 3) najłatwiej go sporządzić przez odmierzenie rzędnych wykresu bezpośrednio ze skali zwykłego suwaka logarytmicznego. Uniknie się przez to znajdowania logarytmów. Punkty przecięcia tych krzywych oznaczają  $w_w = 1$ . Szybkość opadania mniejszą od jedności otrzymujemy dla obszarów, w których krzywa  $\frac{c_y}{c_x}$  przebiega ponad krzywą



$\sqrt{g R_1 \frac{\sin \alpha}{\cos^3 \alpha}}$  dla danego  $R_1$ . Zaś  $w_w$  większe od jedności otrzymujemy przy ustosunkowaniu odwrotnym. Największe wzniesienie punktu krzywej  $\frac{c_y}{c_x}$  nad krzywą dla odpowiedniego  $R_1$  (mierząc w kierunku pionowym) określa najmniejszą szybkość opadania przy danym promieniu skrętu (np. odcinek  $w_{w \min}$  dla  $R_1 = 50$  na ryc. 3). Odcinki szybkości opadania odmierzamy na skali logarytmicznej zawsze od jedynki. Dla wielkości  $w_w$  mniejszej od jedności odmierzamy wspomniane odcinki od jedynki w dół (skala na ryc. 3). Możemy je również odmierzać na su-

„Skrzydlatej Polski“ 1935 r. w dziale Wiadomości Technicznych I. T. S-u.

Autor wprowadza do rozważań 2 szybowce zastrzegając się, że nie są one przykładami konstrukcyjnymi, lecz tylko pewnymi idealnymi wzorcami. Są to szybowce o wydłużeniu  $\lambda = 15$ , o oporach szkodliwych  $c_{x sz.} = 0,004$  i posiadające różne profile. Jeden szybowiec zaopatrzonej jest w profil Göttingen 535 (duże  $c_{y \max.}$  i duże  $c_{x \min.}$ ), a drugi w typowy profil szybkościowy W 192. Rozpatrzono różne obciążenia, a dla W 192 zastosowanie klap wychylonych o 10–15°, prawie nie pogarszających minimum opadania a przesuwających je tylko w kierunku mniej-



Ryc. 3.

Wykres do określania szybkości opadania w skrętach (dla różnych szybowców).

waku o takiej samej skali, a mianowicie w lewo od prawej jedynki. Gdy  $w_w$  większe od jedności, to odmierzamy je wgórę na ryc. 3 lub na prawo od lewej jedynki suwaka. Charakter zależności między najmniejszą szybkością opadania przy krążeniu  $w_{w \min}$  a wielkością promienia skrętu, najjaskrawiej wystąpi na przykładach konkretnych. Nie chcąc problemu krążenia traktować jako zjawiska oderwanego, nie związanego z tak ważnym zagadnieniem, jak własności przelotowe szybowców, nawiązuję do artykułu inż. W. Stępniewskiego p. t. „Charakterystyki aerodynamiczne i obciążenie płata, a własności przelotowe szybowców“ zamieszczonego w 12 numerze

szych szybkości. Profil ten z wychylonami na całej długości kłapami nazwano W 192 k. Szybowiec o profilu G 535 ma wielkie walory przy krążeniu ze względu na dość wielkie wartości  $\frac{c_y}{c_x}$  przy dużych  $c_y$ -kach. Zależność ta wynika z interpretacji ryc. 3 zamieszczonej poniżej. Ponieważ szybowiec z profilem W 192 ma wybitną przewagę własności przelotowych nad G 535 odsuwając go przez to w szeregu szybowców nowoczesnych na plan dalszy, więc w artykule niniejszym zostanie rozpatrzona zdolność krążenia tylko szybowca z profilem W 192, przy obciążeniach płata 14 i 17  $\text{kg/m}^2$ .



Dla obciążeń tych rozpatrzone zostanie zarówno „neutralne” położenie kłapy (*W 192*) jak i wychylone (*W 192 k*). Szybkości opadania dla tych wypadków w zależności od szybkości po torze w locie prostym, podaje tabelka zamieszczona we wspomnianym artykule inż. Stępniewskiego na str. 348. W dalszym ciągu artykułu będzie się rozumiało pod nazwą *W 192* względnie *W 192 k* nie sam profil, a cały szybowiec o odnośnym profilu. Wracając do rozważań nad krążeniem, widzimy, że na załączonej ryc. 3 nakreślono linią przerywaną krzywą  $\frac{c_y}{c_x}$  w funkcji  $\frac{p}{\delta c_y}$  dla szybowca *W 192* o obciążeniu pow.  $p = 14$ . Na krzywej tej wielkość  $\left(\frac{c_y^3}{c_x^2}\right)_{max.}$  jest wyznaczona przez najmniejszą szybkość opadania dla  $R_1 = \infty$  czyli dla lotu prostego. (Odcinek  $w_{p min.}$ ). Można przewidywać, iż dla wszystkich pozostałych promieni (o wielkościach skończonych) minimum opadania w wirażu zachodzi pomiędzy  $\left(\frac{c_y^3}{c_x^2}\right)_{max.}$  a  $c_{y max.}$  i to przy wartościach  $c_y$ -ka tem większych, im mniejszym jest promień skrętu. Albowiem pochylenie krzywych  $\sqrt{\frac{R_1 g \sin \alpha}{\cos^3 \alpha}}$  wzrasta dla coraz mniejszych promieni, przez co odcinek  $w_{w min.}$  przesuwa się na lewo ze zmniejszeniem  $R_1$ . Dla bardzo małych promieni dochodzi on aż do  $c_{y max.}$  ( $\frac{p}{\delta c_y}$  minimum). Pojęciowo jest to zupełnie zrozumiałe, jeśli zestawimy wzory (3 b) i (4). Dla danego promienia bowiem  $\alpha$  jest tem mniejsze, im większym jest  $c_y$ . A więc zwiększenie  $w_w$  w stosunku do odpowiadających  $w_p$  jest mniejsze przy  $c_y$  większych, tak że nawet opłaca się pewne oddalenie od kąta minimalnej mocy w kierunku większych  $c_y$ -ków. Gdy dla danego szybowca zmniejszymy obciążenie powierzchniowe, to krzywa  $\frac{c_y}{c_x}$  na ryc. 3 nieco zmieniając kształt przesuwa się w lewo, a więc szybkości opadania maleją dla wszystkich promieni. To samo zjawisko zajdzie przy zwiększeniu  $c_y$  dla dla tych samych wartości  $\frac{c_y}{c_x}$ . Z ryc. 3 widzimy, że w celu otrzymania szybowca o małych szybkościach opadania w wirażach przy określonych wielkościach promieni musimy stosować małe wartości  $\frac{p}{\delta c_y}$ , przy jednocześnie jaknajwiększych wartościach  $\frac{c_y}{c_x}$  dla części biegunowej położonych pomiędzy minimum mocy a  $c_{y max.}$  Wtedy bowiem krzywa  $\frac{c_y}{c_x}$  szybowca będzie położona jaknajbardziej na lewo i jaknajwyżej.

Rozbijając to na poszczególne czynniki, możemy ustalić następujące postulaty dla otrzymania dobrych własności krążenia:

1. Stosować profile o jak największych  $c_y$ -kach przy możliwie wielkich wartościach  $\frac{c_y}{c_x}$ .

2. Stosować możliwie duże wydłużenia.
3. Uzyskać jaknajmniejszy współczynnik oporów szkodliwych.
4. Stosować możliwie małe obciążenia powierzchniowe.

- (5) Ponadto biorąc pod uwagę wielkość  $\frac{p}{\delta c_y}$  stwierdzamy, iż własności te są najlepsze przy największej gęstości powietrza, a więc w pobliżu ziemi.

Należy pamiętać, iż postulaty te dotyczą tylko krążenia, a więc nie uwzględniają innych ważnych własności szybowca. Mogą nawet być z niemi sprzeczne (np. p. 4). Można jednak znaleźć rozwiązania dające dobre ogólne wyniki, o czem będzie mowa w dalszym ciągu artykułu.

Narazie, nie zajmując się innymi własnościami szybowców, omówimy wyżej wymienione postulaty.

Ad 1). Rozpatrując wartości  $c_y$  i  $\frac{c_y}{c_x}$  przy krążeniu będziemy mieli na myśli tylko zakres położony pomiędzy kątem minimalnej mocy a  $c_{y max.}$

Aby ocenić wpływ dużych  $c_y$ -ków profilu, należy rozpatrzeć spowodowane przez ich zwiększenie zmiany  $w_{w min.}$  Zwiększać  $c_y$  możemy przez dobór odpowiednich (stałych) profili lub stosowanie urządzeń specjalnych zwiększających  $c_y$ -ki tylko chwilowo. Na ryc. 3 widać, iż przez zwiększanie wartości  $c_y$  zmniejszamy wielkość  $\frac{p}{\delta c_y}$ , a więc punkty krzywej  $\frac{c_y}{c_x}$  przesuną się w lewo i jednocześnie w dół, poziomo, lub nawet w górę, zależnie od zmiany wielkości  $\frac{c_y}{c_x}$ . Użytkamy więc w konsekwencji mniejsze szybkości opadania w wirażu, przynajmniej dla bardzo małych  $R_1$ . Każde zwiększanie  $c_y$  pozwala na osiągnięcie mniejszych promieni skrętu i mniejszych  $w_{w min.}$  przy bardzo małych  $R_1$ . Zmniejszenie  $w_{w min.}$  (naskutek zwiększenia  $c_y$ -ków) przy pozostałych promieniach (średnich i dużych), jest uwarunkowane stosunkowo niewielkim pogorszeniem wartości  $\frac{c_y}{c_x}$ . Im większym jest zwiększenie  $c_y$ , tem większe można dopuścić pogorszenie  $\frac{c_y}{c_x}$ . O ile zwiększamy nośność w celu polepszenia własności przy krążeniu, to należy tę zmianę tak przeprowadzić, aby otrzymać zmniejszenie  $w_{w min.}$  przy wszystkich promieniach krążenia.

Interpretując<sup>1)</sup> ryc. 3 można przewidywać, iż przy wszystkich promieniach skrętu opłaca się ze względu na krążenie taka zmiana profilu zwiększająca  $c_y$ -ki, która nie spowoduje zwiększenia szybkości opadania w locie prostym. O ile ta ostatnia wielkość ulegnie nieznacznemu zwiększeniu, to najmniejsze szybkości opadania zmniejszą się tylko dla małych promieni krą-

<sup>1)</sup> Wziąć pod uwagę odległości punktów krzywych  $\frac{c_y}{c_x}$  od krzywej dla  $R_1 = \infty$  i od coraz straszniejszych krzywych dla coraz mniejszych  $R_1$  (mierząc w kierunku pionowym).



zenia, natomiast zwiększą się przy promieniach wielkich.

Z tej wskazówki korzystać należy tylko przy wstępnej i przybliżonej ocenie profilu. Dla oceny ścisłej należy wykreślić parę punktów krzywej  $\frac{c_y}{c_x}$  (na ryc. 3 lub odpowiedniej kalce).

Ad 2). Przechodząc do wpływu wydłużenia stwierdzamy, że z jego wzrostem zawsze  $w_{w \min}$  maleje ze względu na większe wartości  $\frac{c_y}{c_x}$  przy tych samych a nawet większych  $c_y$ -kach.

Ad 3). Mały współczynnik oporów szkodliwych wpływa na podwyższenie krzywej  $\frac{c_y}{c_x}$ , a tem samem na zmniejszenie  $w_{w \min}$ .

Ad 4). Zmiana obciążenia nie wpływa na  $\frac{c_y}{c_x}$ , a więc należy tylko dla tych samych  $\frac{c_y}{c_x}$  zmieścić w odpowiednim stosunku  $\frac{p}{\delta c_y}$ . Wskutek tego poszczególne punkty krzywej  $\frac{c_y}{c_x}$  przesuną się poziomo: przy zmniejszeniu  $p$  w lewo, a więc w kierunku zmniejszenia  $w_{w \min}$ . Przy zwiększeniu  $p$  zjawisko zachodzi w kierunku odwrotnym.

Ad 5). Ze zmianą gęstości rzecz ma się podobnie, tylko kierunek przesunięcia jest przeciwny, gdyż  $\delta$  jest w liczniku wielkości  $\frac{p}{\delta c_y}$ . Z tych względów zwiększanie wysokości wpływa tak jak zwiększanie obciążenia, zmieniające wielkość  $\frac{p}{\delta c_y}$  w tym samym stosunku co odpowiednie zmniejszenie  $\delta$ . Np. wzrost wysokości od 0—2000 m szybowca o  $p=14$  jest równoznaczny ze zwiększeniem obciążenia na wysokości 0 m do 17 kg na metr kwadratowy. Jak było wspomniane w wypadku konstruowania szybowca przelotowego, co obecnie jest najbardziej aktualne, nie można przyjąć całkowicie wszystkich warunków uzyskania dobrych własności krążenia. Niektóre z nich bowiem są w kolizji z warunkami uzyskania dobrych własności przelotowych.

Ponieważ zmniejszenie do minimum współczynnika oporów szkodliwych i stosowanie dużych wydłużeń ma miejsce i jest potrzebne także ze względu na otrzymanie dobrych wyników ogólnych, więc warunki te na tem miejscu rozpatrywane nie będą.

Omówienia zaś wymagają warunki wymienione w p. 4 i p. 1.

Zmniejszanie wielkości  $\frac{p}{\delta c_y}$  przez zmniejszanie obciążenia powierzchniowego, należy naogół uznać za błędne ze względu na własności przelotowe. Stosowanie zaś profili stałych o b. dużych  $c_y$ -kach również koliduje z własnościami przelotowymi ze względu na duże wartości  $c_x$  przy małych  $c_y$ -kach.

Pozostaje więc inna droga kompensująca w znacznym stopniu straty wynikłe z niezasto-

sowania się do obu powyższych postulatów (1 i 4). Jest to stosowanie profili „szybkościowych“ z urządzeniami specjalnymi powiększającymi znacznie w miarę potrzeby zbyt małe  $c_y$ -ki. Winne być przytem zachowane możliwie jaknajwiększe wartości  $\frac{c_y}{c_x}$  w części biegunowej położonej między minimalną mocą a  $c_{y \max}$ .

Nie każde urządzenie zwiększające nośność całkowicie opłaca się ze względu na polepszenie własności krążenia. Należy dążyć do osiągnięcia takiego urządzenia, przy którym szybkość opadania w locie prostym  $\left[ \left( \frac{c_y^3}{c_x^2} \right) \max. \right]$  całości nie profilu] nie ulegnie zmniejszeniu, lub zmniejszy się w stopniu nieznacznym. (Patrz wyżej — omówienie postulatu 1). Dla zorientowania się jak wpływa ilościowo na własności krążenia obciążenie powierzchniowe i zastosowanie urządzeń specjalnych, podano wykres najmniejszych szybkości opadania w skrajności w zależności od wielkości promienia  $R_1$  dla czterech szybowców omówionych we wspomnianym artykule inż. Stępniewskiego (ryc. 4). Wykres taki jest wynikiem ostatecznym i najbardziej przejrzystym dla oceny i porównania własności szybowców przy krążeniu. Jest on zestawieniem wyników otrzymanych z wykresu 3. Ryc. 4 przedstawia wspomnianą zależność dla wyżej omówionych szybowców „wzorcowych“ z profilem  $W 192$  i  $W 192 k$  dla  $p=14$  i  $17 \text{ kg/m}^2$ . Wykresy te nie są zbyt dokładne, gdyż do obliczeń użyto tylko materiałów orientacyjnych podanych w 12 numerze „Skrzydlatej Polski“; jednak dla ilustracji ogólnej dokładność ta zupełnie wystarcza.

Z ryc. 4 widać, że zwiększenie obciążenia powierzchniowego zwiększa  $w_{w \min}$  przy wszystkich promieniach skrzydła. Widać także, że zastosowanie odpowiednich klap szczelinowych, wychylonych o niewielkie kąty, zmniejsza  $w_{w \min}$ , również przy wszystkich promieniach skrzydła. Oba te wpływy, występują znacznie intensywniej przy krążeniu ciasnym. To znaczy, że zwiększenie  $p$  znacznie więcej wpływa na pogorszenie  $w_{w \min}$ , przy małych promieniach skrzydła niż przy dużych.

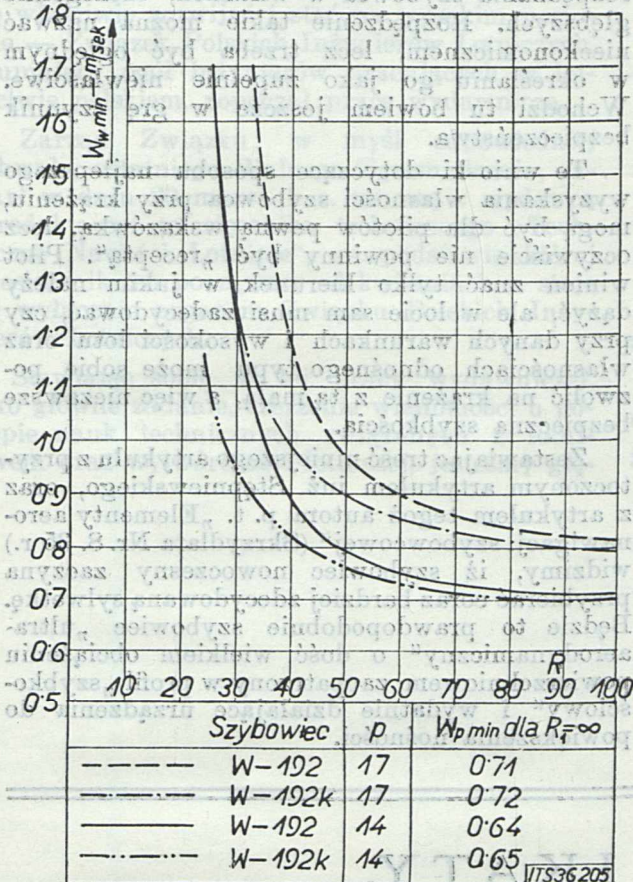
Również urządzenia zwiększające nośność zmniejszają  $w_{w \min}$  w znacznie większym stopniu przy małych niż przy dużych promieniach<sup>2)</sup>.

<sup>2)</sup> Rozpatrzmy na ryc. 4 dla przytoczonych przykładów wpływ obciążenia powierzchniowego. Przyjrzyjmy się krzywym dla jednakowych szybowców o profilu  $W. 192$ , lecz posiadającym różne obciążenia 14 i  $17 \text{ kg/m}^2$ . Porównajmy ich  $w_{w \min}$  przy kilku jednakowych wielkościach promieni. W locie prostym wielkości te wynoszą 64 i 71 cm. Przy  $R_1=60 \text{ m}$  mamy już odpowiednio 75 i 90 cm, czyli różnica jest już dwa razy większa niż w locie prostym. Natomiast przy  $R_1=35 \text{ m}$  najmniejsze szybkości upadania wynoszą, 1 m dla obciążenia, 14 i 1,45 m dla obciążenia  $17 \text{ kg/m}^2$ . Jest to już poważna różnica wynosząca 45 cm, a więc jest ona przeszło 6 razy większa niż w locie prostym.

Analogicznie możemy zdać sobie sprawę z charakteru wpływu urządzeń zwiększających nośność. Rozpatrzmy np. krzywe dla szybowców o jednakowym obciążeniu powierzchniowym wynoszącym  $14 \text{ kg/m}^2$ , lecz zaopatrzonych w różne profile:  $W 192$  i ten sam profil z wychylonemi klapami, czyli  $W 192 k$ .



Fakty te nasuwają myśl, aby wogóle stosować urządzenia zwiększające nośność, a szczególnie przy większych ważnych dla szybownictwa obciążeniach powierzchniowych. Najważniejszą bowiem stratą, powstałą wskutek zwiększenia obciążenia powierzchniowego, jest znaczne zwiększenie się szybkości opadania przy ciasnem krażeniu<sup>3)</sup>. Odpowiednie zaś zwiększenie  $c_y$ -kół (urządzenia specjalne) tę właśnie stratę, prawie całkowicie, lub nawet całkowicie kompensuje<sup>4)</sup>.



Ryc. 4.

Najmniejsze szybkości opadania w skrętach dla różnych promieni.

Widzimy więc, że szczególnie przy krażeniu ciasnem odpowiednie urządzenia zwiększające nośność oddają wielkie usługi. Poza to należy przypuszczać, iż dla promieni małych opłaca

W locie prostym najmniejsze szybkości opadania praktycznie są sobie równe. Przy krażeniu zaś  $w_{w \min}$  są mniejsze przy szybowcu W 192k. Dla  $R_1 = 40$  m zysk na klapach wynosi 7 cm, przy promieniu 30 m mamy 25 cm, a przy promieniu 25 m zysk ten wynosi 55 cm, gdyż  $w_{w \min} = 110$  cm zamiast 165 cm.

<sup>3)</sup> Straty na szybkości opadania w locie prostym, powstałe na skutek zwiększenia obciążenia, są stosunkowo niewielkie. Przy dużych zaś promieniach krażenia straty te są niewiele większe.

<sup>4)</sup> Na ryc. 4 widać, iż przy  $R_1 = 25$  m  $w_{w \min}$  są identyczne dla szybowców W 192  $p = 14$  i dla W 192k  $p = 17$ . A więc przy tym bardzo małym promieniu, wychylenie klap całkowicie skompensowało straty szybkości opadania powstałe wskutek zwiększenia obciążenia o  $3 \text{ kg/m}^2$ .

się większe wychylenia klap, a dla promieni większych — wychylenia mniejsze.

Naogół ryc. 4 w stopniu zdecydowanym propaguje stosowanie urządzeń powiększających nośność. Przy opracowaniu urządzenia W 192k prawdopodobnie nie brano pod uwagę w sposób ścisły przydatności do krażenia. Należy więc liczyć się z możliwością zastosowania urządzeń jeszcze lepiej do tego celu przydatnych. Urządzenia te przy odpowiednim rozwiązaniu naogół będą mogły służyć także do innych celów, jak umożliwienie lądowania na małym skrawku terenu, szybkie schodzenie z wysokości (może nawet na holu) i lepsze wykorzystanie prądu wznoszącego w locie prostym. (Patrz „Elementy aeronawigacji szybowcowej“ w 8 N-rze „Skrzydlatej Polski“ 1935 r.).

Oczywiście jest, że „ostatnie słowo“ należy do prób i praktyki. Narazie możemy to ocenić głównie na drodze rachunkowej.

Z przytoczonych rozważań i przykładów wynika, iż z pomocą ryc. 3 możemy dla wszystkich konkretnych wypadków określać szybkości opadania w skrętach i w locie prostym przy zmianie wszelkich czynników wpływających na to. Przytem naogół wystarczy znajdować tylko parę odpowiednich punktów krzywej  $\frac{c_y}{c_x}$ . Odpo-

wiadające poszczególnym wypadkom szybkości lotu i pochylenia poprzeczne, możemy określić wyznaczając odpowiednio  $v_p$  (szybkości lotu prostego) dla danego  $\frac{p}{\delta c_y}$ . Mając zaś ze wzoru (4) wychylenie  $\alpha$  możemy znaleźć odpowiednie  $v_w$  ze wzoru (2 b), lub wprost z ryc. 2.

Ryc. 3 obejmuje przedewszystkiem zakres kątów mających znaczenie przy krażeniu. A więc dla określenia szybkości opadania przy małych  $c_y$ -kach należałoby go przedłużyć. Ponieważ szybkości opadania przy małych kątach natarcia interesują nas tylko w locie prostym, więc tu w braku miejsca zrezygnowano z przedłużenia tego wykresu, odsyłając zainteresowanych do odpowiednich wykresów I. T. S.-u, pozwalających na określenie szybkości opadania w locie prostym.

O ileby czytelnik uznał, iż jest wygodniej operować na jednym wykresie wszelkimi szybkościami opadania (w locie prostym i w wirażach) i jednocześnie uniknąć znajdowania wartości  $\frac{c_y^3}{c_x^2}$ , to przedłużenie ryc. 3 należałoby ograniczyć tylko do przedłużenia krzywej dla  $R_1 = \infty$  (lot prosty). Jednocześnie trzeba byłoby zmienić skalę wartości  $\frac{p}{\delta c_y}$ , aby uniknąć zbyt niewygodnego „rozciągnięcia“ wykresu.

Wracając do ryc. 4, należy stwierdzić, że jest ona niekompletna, gdyż nie umieszczono na niej z powodu braku miejsca kątów pochylenia w wirażu  $\alpha$  i szybkości  $v_w$  dla poszczególnych punktów. Wielkość tych szybkości warunkuje osiągnięcie „najmniejszego opadania“ w wirażu. Jednocześnie jest ciekawem, jak ustosunkowane są te najważniejsze szybkości  $v_w$



względem najmniejszych możliwych szybkości, odpowiadających danemu pochyleniu  $\alpha$ . Wielkości te zawiera poniższa tabela dla szybowców W 192 i W 192k o tem samym obciążeniu  $14 \text{ kg/m}^2$ .

R	W 192 $p = 14$			W 192k $p = 14$		
	$\alpha^0$	$v_w$ przy $w_w \text{ min.}$	$v_w \text{ min.}$ (przy $C_y \text{ max.}$ )	$\alpha^0$	$v_w$ przy $w_w \text{ min.}$	$v_w \text{ min.}$ (przy $C_y \text{ max.}$ )
25	55	68	68	42	53	51
35	39	61	58	31	52	48
50	30	60	55	23	51	46
75	19	58	53	15	50	45
100	14	57	52	11	50	45
$\infty$	0	58	51	0	51	44

Wielkości te są już raczej ciekawe dla pilota niż dla konstruktora. Rzeczą bowiem pilota jest, wyzyskać wszystko to, co uzyskał konstruktor. Widzimy, iż „najwłaściwsze“ szybkości w wirażu dla promieni mniejszych od  $100 \text{ m}$ , nie różnią się więcej jak  $5 \text{ km/g}$  od szybkości najmniejszych możliwych przy danych pochyleniach. Dla promieni zaś bardzo małych szybkości te prawie się pokrywają. Wpływ nadmiernego rozpędzenia, zilustrują następujące, bynajmniej jaskrawo dobrane cyfry: przy  $R_1 = 35 \text{ m}$ , szybowiec W 192  $p = 14$  posiada  $w_w \text{ min.} = 1 \text{ m}$ ; wtedy  $\alpha = 39^0$  i  $v_w = 61 \text{ km/g}$ . Przy tym samym promieniu, a szybkości szybowca  $v_w = 71 \text{ km/g}$ ,  $w_w = 1,2 \text{ m}$ , a potrzebne pochylenie do uzyskania tego samego promienia wynosi  $48^0$ . Przy rozpędzeniu zaś szybowca do  $82 \text{ km/g}$  liczby te

dla tego samego  $R_1$  wynoszą:  $v_w = 1,5 \text{ m/sek}$ , a  $\alpha = 56^0$ .

Dla ogólnej ilustracji warto jeszcze nadmienić, że wiraże o pochyleniu mniejszym niż  $15^0$  nie dają już widocznego zysku na szybkości opadania. Z wykresu bowiem 2 widać, iż przy pochyleniu  $15^0$   $v_w$  jest większe od  $v_p$ , zaledwie o  $5\%$ , a więc np. wynosi  $63 \text{ cm}$  zamiast  $60 \text{ cm}$ . Wirażowi o pochyleniu  $15^0$ , odpowiada w szybowcu S. G. 3 opuszczenie końca skrzydła o  $\sim 2 \text{ m}$ .

W praktyce piloci naogół mają tendencję rozpędzania szybowca w wirażach, szczególnie głębszych. Rozpędzenie takie można nazwać nieekonomicznym, lecz trzeba być oględnym w określaniu go jako zupełnie niewłaściwe. Wchodzi tu bowiem jeszcze w grę czynnik bezpieczeństwa.

Te wnioski dotyczące sposobu najlepszego wyzyskania własności szybowca przy krążeniu, mogą być dla pilotów pewną wskazówką, lecz oczywiście nie powinny być „receptą“. Pilot winien znać tylko kierunek w jakim należy dążyć, ale w locie sam musi zdecydować, czy przy danych warunkach i wysokości lotu oraz własnościach odnośnego typu może sobie pozwolić na krążenie z tą małą, a więc niezawsze bezpieczną szybkością.

Zestawiając treść niniejszego artykułu z przytoczonym artykułem inż. Stępniewskiego, oraz z artykułem tegoż autora p. t. „Elementy aeronawigacji szybowcowej“ (Skrzydłata Nr. 8. 35 r.) widzimy, iż szybowiec nowoczesny zaczyna przybierać coraz bardziej zdecydowaną sylwetkę. Będzie to prawdopodobnie szybowiec „ultra-aerodynamiczny“ o dość wielkiem obciążeniu powierzchniowem, zaopatrzony w profil „szybkościowy“ i wydatnie działające urządzenia do powiększenia nośności.

## KOMUNIKATY.

**Przykład liczbowy obliczenia współdziałania podłużnic w skrzydłach wolnonośnych metodą analityczną i analityczno-wykreslną.**

W związku z ogłoszonym w Nrze 8 „L. Cz. L.“ (1935) opracowaniem tematu ćwiczeń dla studentów pod powyższym tytułem otrzymałem od prof. Dra W. Burzyńskiego pismo, w którym zwraca uwagę na możliwość wykreslnego rozwiązania wyrażen na  $R_1$  i  $R_2$  przy pomocy wieloboku „sił“ i wieloboku „sznurowego“. Mianowicie wyrażenia:

$$R_2 = \int_0^l q du \int_0^u \frac{u-x}{B_x} dx$$

$$R_1 = \int_0^l q du \int_0^u \frac{(u-x)x}{B_x} dx$$

można przedstawić w postaci bez zmiennej pośredniczącej  $u$ :

$$R_2 = \int_0^l \frac{M dx}{B_x}$$

$$R_1 = \int_0^l \frac{M \cdot x dx}{B_x}$$

gdzie:

$$M = \int_x^l \int_x^l q dx^2$$

oznacza moment obciążenia położonego pomiędzy przekrojami  $x$  i  $l$  względem przekroju  $x$ .

Jeśli zatem wykreślimy rozkład obciążenia  $q$  wzdłuż podłużnicy, to całkując ten wykres znajdziemy wykres

$$T = \int_x^l q dx,$$

zaś całkując wykres  $T$  znajdujemy wykres  $M$ . W szczególnym przypadku  $q = \text{const.}$  otrzymujemy:

$$M = \frac{q}{2} (l-x)^2.$$

Przy rozwiązaniu wykreslnem otrzymuje się wykres  $T$  z wieloboku sił, zaś wykres  $M$  z wieloboku sznurowego. Dla wyznaczenia  $R_2$  wzgl.  $R_1$



redukujemy następnie rzędne wykresu  $M$  do  $\frac{M}{B_x}$ , poczem znowu otrzymujemy  $R_2$  z wieloboku „sił“, zaś  $R_1$  z wieloboku „sznurowego“.

Z. Fuchs.

**Komunikat Związku Polskich Inżynierów Lotniczych.** Doceniając doniosłą rolę, jaką dla postępu techniki i rozwoju przemysłu spełnia prasa fachowa oraz rozumiejąc, że jedynie czasopismo techniczne, oparte o ogół inżynierów specjalistów w danej dziedzinie techniki, może się właściwie rozwijać i stać na wysokim poziomie — Związek Polskich Inżynierów Lotniczych, skupiający ogół inżynierów pracujących w lotnictwie polskim, rozpoczął pracę wydawniczą.

Zarząd Związku, w myśl odpowiedniej uchwały, ostatniego Walnego Zgromadzenia, zawarł w dniu 20 marca b. r. umowę z wydawcą i redaktorem miesięcznika technicznego „Techniczne Nowości Lotnicze“, na podstawie której miesięcznik ten począwszy od kwietnia b. r. staje się wyłącznie organem Związku Polskich Inżynierów Lotniczych.

Stawiając sobie w tej pracy wydawniczej, jako główne zadanie, szerzenie wiadomości o postępie nauk technicznych związanych z lotnictwem oraz wytwórczości lotniczej, jesteśmy głą-

boko przekonani, że praca ta przyczyni się do dalszego rozwoju lotnictwa polskiego.

**Odczyty** ogłoszone staraniem Sekcji automobilowo-lotniczej Polskiego Towarzystwa Politechnicznego:

5. VI. 1936. Jan Dobrzański: „Silnik Diesela w lotnictwie“.

**Sprostowanie** dostrzeżonych omyłek w Nr. 8 z r. 1935:

Na stronie 48 ma być:

$$D_x = \frac{b^3 h_x}{3} G$$

Na stronie 49 ma być:

$$F_1(u) = \int_0^u \frac{(u-x)x}{B_x} dx = \\ = \frac{750^2}{2 \cdot 15187500} \left\{ u - \frac{2u - 3 \cdot 750}{1 - \frac{u}{750}} + \right. \\ \left. + 2 \cdot 750 \ln \left( 1 - \frac{u}{750} \right) - 3 \cdot 750 \right\}$$

**ADRES REDAKCJI: Laboratorium Aerodynamiczne, Lwów, Politechnika, ul. Leona Sapiehy 1. 12. — Telefon Nr. 29-666.**

**TREŚĆ:** BIULETYN LABORATORJUM AERODYNAMICZNEGO. Dr. Inż. Zygmunt Fuchs: Wiarygodność aerodynamicznych pomiarów modelowych dla rzeczywistości w locie. *La concordance des résultats des essais de maquettes avec la réalité en vol.* — Inż. W. Stępniewski: Badania aerodynamiczne szybowca szkolnego „Wrona bis“ oraz porównanie z badaniami szybowca szkolnego „C. W. III“. *Essais aérodynamiques du planeur d'école „Wrona bis“ et leur comparaison avec les essais du planeur d'école „C. W. III“.* — BIULETYN INSTYTUTU TECHNIKI SZYBOWNICTWA I LABORATORJUM AERODYNAMICZNEGO. Prof. S. Łukasiewicz — Dr. Z. Fuchs — Inż. W. Stępniewski: Niektóre możliwości osiągnięcia zwiększonych wyporów płata z zachowaniem dobrych doskonałości. *Quelques dispositifs hypersustentateurs.* — BIULETYN INSTYTUTU TECHNIKI SZYBOWNICTWA. Inż. W. Stępniewski: Niektóre zagadnienia motoszybowców. *Quelques problèmes des motoplaneurs.* — Inż. W. Stępniewski: Własności przelotowe szybowców oraz kwestja wyzyskania t. zw. minimów aerologicznych. *Les propriétés des planeurs en vol de distance et problème d'utilisation des minima aérologiques.* — PRACE NADESŁANE. Z. Oleński: Zdolność szybowców osiągnięcia wysokości przez krążenie. *L'aptitude des planeurs pour gagner de l'altitude en tournant en cercle.* — KOMUNIKATY.



Wielki przerwaniu...  
Dziś w lotnictwie...  
B. VI. 1938. Jan Dobrzański: „Słownik...  
Odczyty wygłoszone w Instytucie Technicznym...  
Dziś w lotnictwie...  
Dziś w lotnictwie...  
Dziś w lotnictwie...  
Dziś w lotnictwie...

Przeglądanie...  
z. r. 1936:

Table with 4 columns and 8 rows. Contains numerical data and mathematical formulas.

$$D_1 = \frac{v^2}{g}$$
$$D_2 = \frac{v^2}{g} \left( \frac{v^2}{g} - \frac{2v}{g} \right)$$
$$D_3 = \frac{v^2}{g} \left( \frac{v^2}{g} - \frac{2v}{g} \right)^2$$
$$D_4 = \frac{v^2}{g} \left( \frac{v^2}{g} - \frac{2v}{g} \right)^3$$
$$D_5 = \frac{v^2}{g} \left( \frac{v^2}{g} - \frac{2v}{g} \right)^4$$
$$D_6 = \frac{v^2}{g} \left( \frac{v^2}{g} - \frac{2v}{g} \right)^5$$
$$D_7 = \frac{v^2}{g} \left( \frac{v^2}{g} - \frac{2v}{g} \right)^6$$
$$D_8 = \frac{v^2}{g} \left( \frac{v^2}{g} - \frac{2v}{g} \right)^7$$

ADRES REDAKCJI: Laboratorium Aero-  
dynamiczne, Lwów, Politechnika, ul. Leona  
Szapiewy 1. 12. — Telefon Nr. 29-0888.

# KOMUNIKATY.

Przykład...  
Wielki przerwaniu...  
Dziś w lotnictwie...  
B. VI. 1938. Jan Dobrzański: „Słownik...  
Odczyty wygłoszone w Instytucie Technicznym...  
Dziś w lotnictwie...  
Dziś w lotnictwie...  
Dziś w lotnictwie...  
Dziś w lotnictwie...

THE B...  
Wielki przerwaniu...  
Dziś w lotnictwie...  
B. VI. 1938. Jan Dobrzański: „Słownik...  
Odczyty wygłoszone w Instytucie Technicznym...  
Dziś w lotnictwie...  
Dziś w lotnictwie...  
Dziś w lotnictwie...  
Dziś w lotnictwie...

Wielki przerwaniu...  
Dziś w lotnictwie...  
B. VI. 1938. Jan Dobrzański: „Słownik...  
Odczyty wygłoszone w Instytucie Technicznym...  
Dziś w lotnictwie...  
Dziś w lotnictwie...  
Dziś w lotnictwie...  
Dziś w lotnictwie...