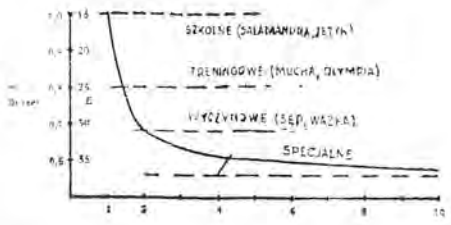
POLEPSZENIE WYCZYNÓW SZYBOWCÓW W OPARCIU O NOWE OSIĄGNIĘCIA AERODYNAMIKI



Rys. 1. Porównanie kosztów budowy szybowców w zależności od ich wyczynów.

W numerze 4 „Skrzydlatej Polski", w artykule „Nowe drogi w budowie szybowców" rozpatrzyliśmy zagadnienie polepszenia wyczynów szybowców przede wszystkim z punktu widzenia konstrukcyjnego. Obecnie rozpatrzymy to zagadnienie z punktu widzenia nowych osiągnięć aerodynamiki.

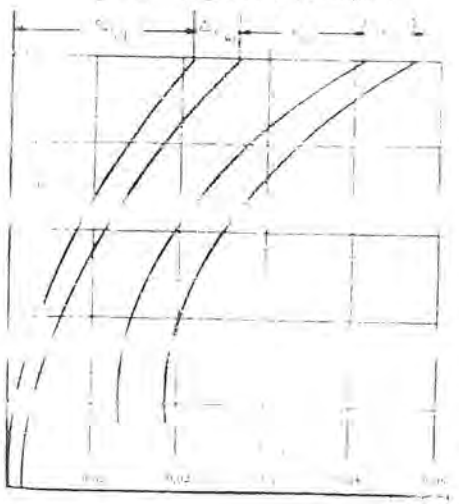
Jak wiemy, od roku 1930 szczytowe osiągnięcia szybowców wyczynowych nie uległy prawie żadnej zmianie. Osiągi ówczesnych superwyczynowych konstrukcji, osiągniętych wydłużeniami 1 : 20 i rozpiętością do 20 m były: opadanie rzędu 0,65 m/sek i doskonałość rzędu 25—30.

Tylko niektóre konstrukcje specjalne, jak D-30, Austria i bezogonowce zbliżyły się do opadania 0,55 m/sek i doskonałości 35. Szybowce te jednak były źle pilotażowo, mało czułe na stery, niezwrotne, niestateczne i bardzo drogie w wykonaniu.

Celem nowoczesnego szybowca będzie osiągnięcie szczytowych właściwości lotnych przy dobrych własnościach pilotażowych, dobrej zwrotności, stateczności i taniej konstrukcji.

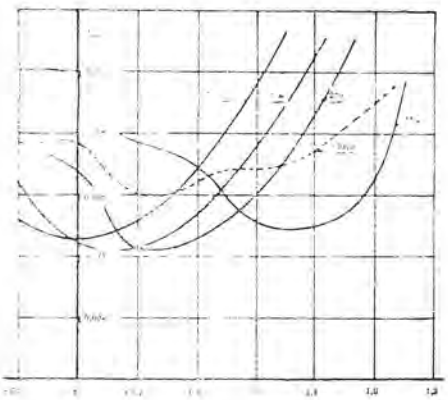
Na rys. 1 jest przedstawiona zależność dotychczasowych kosztów budowy szybowca od jego właściwości lotnych, minimalnego opadania i doskonałości. Jak z niego widać, „opłacalne" są jeszcze szybowce typu „Ważka", „Sęp", PWS-101. Dalej koszty rosną niewspółmiernie. Ten gwałtowny wzrost kosztów jest spowodowany wzrostem rozpiętości, wydłużenia ponad pewną „ekonomiczną" wartość, za jaką można przyjąć 18 m rozpiętość i 1:20 wydłużenie. Zachowując te ekonomiczne wymiary, należy szukać polepszenia własności lotnych szybowca w jego opracowaniu aerodynamicznym.

Rys. 2. *Biegunowa „Olimpii"*



Weźmy jako przykład szybowiec „Olimpia", jako typ uniwersalny i wszędzie znany.

Rozpatrzmy jego biegunową rozbijając ją na poszczególne krzywe oporów. Jak widać z rys. 2, najbliżej osi jest naniesiona krzywa oporu indukowanego przy założeniu eliptycznego rozkładu ciśnień na płacie $C_{wi_{el}}$. Następnie nanosimy dodatkowe opory indukowane, spowodowane odstępstwem od eliptycznego rozkładu ciśnień (skrzydło trapezowe) oraz skręceniem geometrycznym i aerodynamicznym skrzydła C_{wi}. Dalej mamy naniesiony całkowity opór profilowy płata C_{w_p} w końcu opór szkodliwy kadłuba i usterzenia $C_{w_{sz}}$.



Rys. 3. Współczynniki oporu profili laminarnych o jednakowym obrysie i różnym wygięciu f.

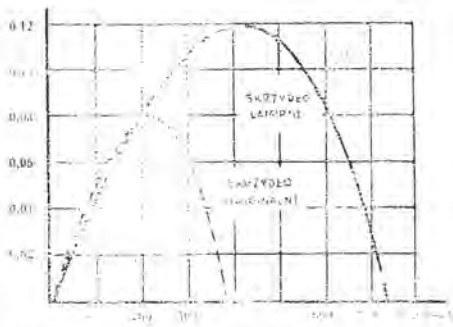
Zastanówmy się, który z tych oporów moglibyśmy całkowicie lub częściowo zmniejszyć.

Na $C_{wi_{el}}$ opór indukowany eliptycznego rozkładu nie mamy wpływu, o ile nie zmienimy wydłużenia. Dodatkowy opór indukowany C_{wi} możemy prawie całkowicie usunąć. Przeciągalność szybowca można bowiem uzyskać bez skręceń aerodynamicznych lub geometrycznych, wystarczy zbudować skrzydło sztywne, niedeformujące się (patrz artykuł w numerze „Skrzydlatej

Zysk na oporze jest znaczny, jak widać bowiem na rys. 2, jest on tego samego rzędu co opór szkodliwy całego kadłuba łącznie z usterzeniem.

nicznym dużym skręceniem płatów mogą być nawet gorsze niż dobrze opracowany układ klasyczny o czysto eliptycznym rozkładzie wyporu na płatach.

Dalej widzimy, że bardzo duży udział w oporze całkowitym stanowi opór pro-



Rys. 5. Biegunowe szybkości i doskonałości „Olimpii".
– – – skrzydło oryginalne
——— skrzydło laminarne

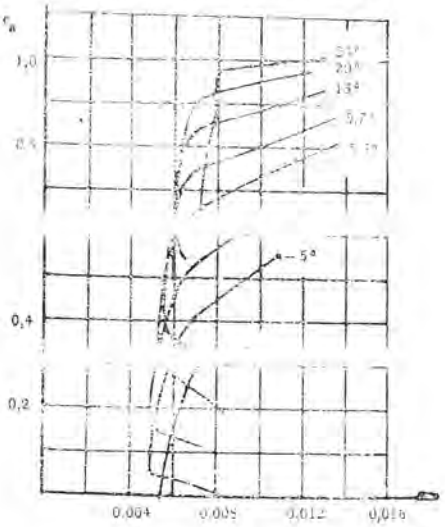
filowy C_{w_p}. Najmniejszy opór profilowy leży przy $C_z = 0.6$ i wynosi $C_{w_p} = 0.008$, co odpowiada doskonałości 24.2. Gdyby się nam udało zmniejszyć opór profilowy do 0.005 to całkowity opór spadłby do 0.022, doskonałość zaś wzrosłaby do 27.3. Zachowując eliptyczny rozkład wyporu opór całkowity zmniejszyłby się do $C_w = 0{,}019$, doskonałość zaś podniosłaby się do 31.4, co by przesunęło „Olimpię" do kategorii wysokowyczynowych maszyn.

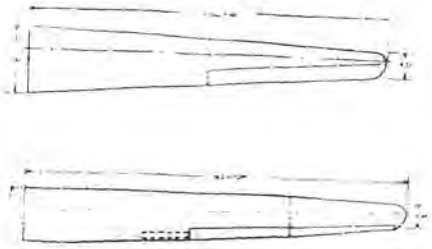
Zachowując tę samą powierzchnię skrzydeł $S = 15$ m², możemy zwiększyć rozpiętość $L = 15$ do 16 m, a co za tym idzie i wydłużenie $\frac{L^2}{S} = 15$ do 17 m.

Można zmniejszyć również opór indukowany dla rozkładu eliptycznego $C_{wi_{el}}$ przy $C_z = 0.6$ o 0.002, tak, że całkowity opór wyniesie 0.0172, co odpowiada doskonałości 1:35, opadaniu rzędu 0.55 m/sek.

Jak widać z powyższych rozważań, zmniejszenie oporów indukowanych $C_{w_{sz}}$ i C_{wi} możemy łatwo uzyskać przy pomocy znanych i wypróbowanych metod.

Rys. 4. Współczynniki oporu profilu laminarnego z klapą 12,5% w zależności od kąta od 10° do 25°. Dla C_z 1.07 – 20





laminarne.

Jak się będzie jednak przedstawiała sprawa zmniejszenia oporu profilowego [illegible] 0,0052. Tutaj [illegible] się profilami laminarnymi. Na rys. 3 widzimy zależność współczynników oporu strzałki wygięcia f osi profilu laminarnego. Jak widać przy tym samym profilu, strefa oporu minimalnego w miarę zwiększania się [illegible] przy zachowaniu zasadniczego obrysu, przesuwa się w kierunku większych C_z i wielkość jego jest nawet mniejsza od 0,005. Przy strzałce wielkości 4%, minimum znajduje się przy C_z użytkowych 0,6 do 0,8. Dla porównania na rys. 3 jest naniesiona biegunowa profilu NACA 23012. Jak widać, przy profilu laminarnym opory, poza strefą oporów minimalnych, gwałtownie rosną, ale pozostają w granicach rzędu oporu profili normalnych.

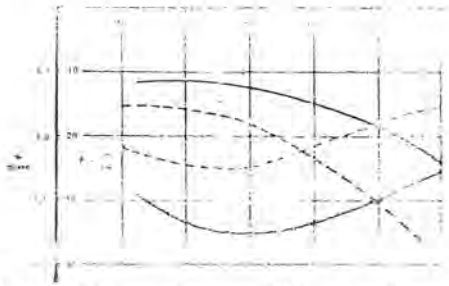
Wyniki przedstawionych na rys. 3 badań odnoszą się do liczby Reynolds'a $2,3 \times 10^6$, można je więc z wystarczającą dokładnością użyć do szybowców o głębokości skrzydeł około 1 m (występująca praktycznie $Re = 1-2 \times 10^6$).

Wadę profili laminarnych, polegającą na gwałtownym wzroście oporów poniżej i powyżej strefy oporu minimalnego, można usunąć stosując klapy. Na rys. 4 są przedstawione pomiary profilu laminarnego z klapą 12,5% o wychyleniu od 10° do 25° dla $Re = 1,07 \times 10^6$. Jak z tego wymiaru widać, obwiednia biegunowych z różnymi wychyleniami klap wykazuje minimalny wzrost

Zastanówmy się teraz jakby można najprostszym i najtańszym sposobem powyższą teorię zastosować w praktyce. Równocześnie powinniśmy mieć jakiś czynnik porównawczy, wskazujący nam [illegible] polepszenie wyczynów szybowca.

Najlepszą drogą będzie dorobienie do już istniejącego szybowca pary skrzydeł skonstruowanych według powyższych założeń.

Rys. 6 przedstawia porównawczo obrys skrzydła starego i nowego. W celu zachowania dokładnego profilu laminarnego można by wykonać skrzydło skorupowe (patrz „Skrzydlata Polska" Nr 4 49). W celu uniknięcia zaburzeń hamulce należy przenieść do tyłu lub



Rys. 7. Moment obrotowy lotek na szybowcu „Olimpia".

zabudować je do kadłuba. Wymiary

cym się skrzydełe można będzie znacznie zredukować z 2×1.2 m² przy skrzydle oryginalnym na $2 \times 0,85$ m², pomimo zwiększonej z 15 m na 16 m rozpiętości.

na moment obrotowy lotek podaje rys. 6.

Wyniki, jakich możemy oczekiwać od ulepszonej w ten sposób np. „Olimpii", są przedstawione na rys. 7.

W Instytucie Szybownictwa w Bielsku opracowuje się obecnie skrzydło laminarne do „Muchy". Pierwsza „Mucha" ze skrzydłami laminarnymi będzie oblatana przypuszczalnie wiosną 1950 roku.

Wg Aero-Revue Nr 5 49

Opracował **W. K.**