

platerowanych stopów do produkcji lotniczej. Między innymi, z materiału „alclad“, którego osnowę stanowi duralumin, powłokę zaś czysty Al — zbudowano wielki, trzymotorowy płatowiec komunikacyjny. Czy jednak tworzywa tego typu znajdą szersze zastosowanie, okaże dopiero przyszłość; obecnie nie ma jeszcze wystarczających informacji np. co do odporności platerowanych stopów na działanie zmęczenia korozyjnego.

Przechodząc w końcu do krótkiego omówienia dziedziny niemetalicznych powłok ochronnych należy wspomnieć, że w celu zapewnienia dobrego przylegania warstwy do podłoża, powierzchnia jego musi być przed malowaniem lub lakierowaniem odpowiednio przygotowana, w pierwszym rzędzie przez usunięcie tej gładkości, jaką tworzywom nadaje np. walcowanie. Prócz najdawniej znanych metod piaskowania, trawienia itd., dla przedmiotów narażonych na silne działanie mechanicznego tarcia w ostatnich czasach coraz częściej stosuje się zabiegi polegające na powlekanii tworzyw pewnymi pośrednimi warstwami.

W odniesieniu do stali w rachubę wchodzi głównie powłoki nierozpuszczalnych fosforanów manganu i żelaza (kosletyzacja, parkeryzacja, atramentyzacja i in.), w odniesieniu zaś do stopów lekkich — powłoki tlenków, osiągane bądź to na drodze chemicznej (postępowanie Jirotki, Bauera — Vogela itp.), bądź też elektrolitycznej (eloksowanie, metoda Bengougha i in.). Powłokom takim, bezpośrednio nie stanowiącym jeszcze należytego zabezpieczenia, można nadać dostateczną odporność mechaniczną i chemiczną przez natarcie lanoliną lub innym tłuszczem, lepsze zaś wyniki zapewnia użycie odpowiednich farb i lakierów, które do „parkeryzowanych“ względnie „eloksowanych“ powierzchni przywierają z niezwykłą siłą i szczelnością.

Zagadnień techniki lakierniczej nie poruszam, gdyż stanowi ona zupełnie odrębną i rozległą specjalność. Wspomnę jedynie, że dla większości stopów lekkich, ulepszanych termicznie, odpada możliwość użycia tzw. lakierów piecowych, wymagających suszenia w temperaturze ponad 100°.



Motoszybowiec ITS — 8

DZIAŁ INSTYTUTU TECHNIKI SZYBOWNICTWA I MOTOSZYBOWNICTWA W E L W O W I E

ZDZISŁAW KOŁODZIEJ (ITSM)

629.135

Stan i kierunki rozwoju lotnictwa słabosilnikowego

Potrzebę jak najbardziej rozwiniętego lotnictwa można uzasadniać wychodząc z dwóch założeń: z jednej strony — z konieczności posiadania przez państwo jak największych rezerw lotniczych na wypadek wojny, czy też idąc z drugiej strony — od posiadacza samolotu, który oprócz uprawiania samego sportu lotniczego, chce mieć w samolocie jeden ze środków lokomocji. Dziś, gdy technika projektowania i wykonania samolotu doszła już do dosyć wysokiego poziomu, dając sprzęt bezpieczny, trwały, no i łatwy w użyciu, możemy zająć się właśnie tą drugą drogą — rozpatrzeć możliwości lotnictwa od strony prywatnego właściciela. Że zwiększenie się rzeszy prywatnych właścicieli jest możliwe — świadczą o tym coraz to częściej podnoszone głosy, wychodzące czy to z grona ludzi w lotnictwie już zainteresowanych, czy też tych, którzy w najbliższej przyszłości z sympatyków staną się entuzjastami — żądając od przemysłu lotniczego płatowca, możliwie jak najbardziej przystosowanego dla prywatnego właściciela. Zresztą więcej lub mniej udane próby amatorskiej budowy sa-

molotu świadczą o tym, jak sprawa ta dojrzała już do realizacji.

Ażeby wyrobić sobie zdanie o charakterze tego typu samolotu przyszłości — warto zastanowić się nad tym, jakie czynniki byłyby decydujące o tym, czy dany typ ma szanse stania się tzw. samolotem popularnym, czy też nie.

W pierwszym rzędzie, biorąc pod uwagę szczególnie nasze warunki gospodarcze, decydujący wpływ będzie miała cena samolotu wraz z silnikiem.

Mając przykład, jak wielką popularnością cieszą się małe modele samochodów, gdzie właściciel, na rzecz ceny samej maszyny i kosztów eksploatacji zrezygnował po części z wygody no i szybkości, zgodzimy się, że ze „samolotem popularnym“ sprawa będzie podobna. Co prawda zmniejszenie szybkości użytecznej samochodu nie jest sprawą tak ważną, uwzględniając możliwość jej wykorzystania czy to w mieście, czy też na naszych drogach, podczas gdy w powietrzu pod tym względem teoretycznie nie mamy ograniczeń, jednak zwiększenie szybkości samolotu pociąga



Samolot	Ilość miejsc	Silnik	Moc KM	Rozp. m	Ciepłota catk. kg	Szybkość maks. km/g.	Szybkość lądow. km/g.	Zasięg km	Zużycie paliwa /100km	Cena zł
Baynes „Bee” Anglia	2 o.	2 x Carden-Ford	2 x 40	9,1	400	175	63			
Tipsy S-2 Belgia	1	Sarolea	32	7,5	260	175	60		8,0	~6500
Tipsy B	2 o.	Walter „Mikron”	50	9,5	425	180	75	725		~10850
Regnier 12	2 o.	Train 4T	40	11,6	490	155	60	400		~9500
Bibi Be 501 Czechosłow.	1	Walter „Mikron”	50	8,0	360	190	65			
Bibi Be 550	2 o.	Walter „Mikron”	50	11,5	540	180	60	750	5,5	
Praga „Qin Baby”	2 o.	Praga B	36	11,0	470	150	55	500		
Praga E 214	4	Pobjoy	75	11,0	800	170	80	540		
Zlin XII	2	Persy II	50	10,0	480	170	60	500		~7800
Trébucien Francja	1	Train 4T	40	6,6	300	200	60	600	9,0	
Farman „F541 Moustique”	1	Ova	32	8,0	249	130	50	350		~3800
Mauboussin „Hemiptère”	1	Train 4T	40	7,0	350	160	40	540		~5000
— „Corsaire”	2	Salmson 9ADR	70	11,75	600	175	55	650	16,5	~12000
S.F.C.A. „Le Taupin”	1	Mengin	35	8,4	335	115	30	400		~6000
Kellner-Béchereau EC-3	2 o.	Train 6T	60	8,8	500	160	60	470		
Leopoldoff „Colibri”	2	Salmson 9AD3	45	8,7	460	130	45	500	9,0	~11500
Salmson „Cri-Cri”	2	Salmson	60	9,7	570	150	60	500		~11000
Volland „V-10”	2	Train 6T	60	7,0	550	170	60	800		~6500
„Stomo 3” Niemcy	1	Kroeber „M4”	18	8,5	240	152	45			
Klemm Kl 35	2	Hirth HM 60R	70/80	10,4	675	200	72	800	11,5	
Bücker „Student” Bu 180	2	Walter „Mikron II”	60	11,5	540	175	70	650	8,0	
Kogutek II Polska	1		18	8,0	220	100	58			
RWD 16	2 o.	Walter „Mikron”	50	11,8	610	145	67	750		
Taylor Cub Stany Zjedn.	2 o.	Continental	40	12,5	476	146	56	370	11,5	~8000
Aeronca K	2 o.	Aeronca E H3-C	40	12,5	471	150	56	400	11,5	~8000
— LC	2 o.	Warner	90	12,5	760	198	77	800	22,5	~17500
Bellanca 14-7	3	Le Blond	70	10,4	750	185	73	800	19,0	
Rose „Parrakeet A1”	1	Continental	40	7,0	330	160	44	550	10,0	~8000
Arrow F	2	Ford V-8	82	12,7	760	160	65	480	22,7	~8000
Quinn Qircar	2-3	Pobjoy II	90	7,3	770	193	66	845	19,0	
Waterman		Menasco	100	12,0		158				

za sobą szereg zmian konstrukcyjnych ze względów wytrzymałościowych, czy też konieczność stosowania dodatkowych urządzeń (jak klapy) dla zmniejszenia szybkości lądowania, która ze względów bezpieczeństwa musi być jak najmniejsza. Zatem samolot popularny będzie samolotem słabosilnikowym, mającym możliwość, przez swe dobre opracowanie aerodynamiczne jak najlepszego wykorzystania małej mocy silnika. Nie duże obciążenie powierzchni płatów daje nam w rezultacie małe prędkości lądowania, a wraz z odpowiednio skonstruowanym podwoziem możliwość lądowania na przygodnych lądowiskach bez specjalnej obawy uszkodzenia samolotu.

Następnym czynnikiem decydującym o przyjęciu się samego typu samolotu jest łatwość pilotażu. Sposób kierowania samolotem pozostanie oczywiście jeszcze długo taki, jak dotychczas (po mimo prób takich, jak p. Mignet'a z bezłotkowym „Pou du Ciel'em”, układem kaczki, czy też bezogonowcem), jedynie dobra stateczność samolotu no i jak najbardziej prawidłowe reakcje sterów i to w możliwie dużym zakresie kątów natarcia, daje nam tę żadaną łatwość pilotażu. Chodzi o to, by lot prosty, w normalnych warunkach atmosferycznych nie wymagał takiego skupienia, jak np. jazda samochodem, czy to w mieście, czy też na drogach, gdzie mała nieuwaga może spowodować wypadek. Przy pilotażu nawyżej skupienia wymaga samo lądowanie. Celem

ułatwienia lądowania robione są ostatnio próby stosowania podwozia trójkołowego, gdzie przez cofnięcie kół poza środek ciężkości uniemożliwia się tzw. „odbicie” — tzn. przejście na duże kąty natarcia na małej szybkości — i jako efekt zwalanie się maszyny. Trzecie koło, wysunięte do przodu, zapobiega kapotażowi.

Na koszt eksploatacji samolotu składają się koszty paliwa i smarów, opłaty za hangarowanie, oraz koszty okresowych przeglądów i remontów silnika i płatowca.

O ile chodzi o koszty paliwa, to już samo zastosowanie silnika słabej mocy, który zużywa, biorąc wartość orientacyjną przeciętnego samolotu słabosilnikowego około 10 l/100 km — daje nam duże oszczędności, umożliwiając komunikację tańszą nawet od kolejowej.

Zaopatrzenie samolotu w urządzenia do składania skrzydeł ułatwia nam możliwość przechowywania samolotu nie tylko w hangarze, a w każdym wypadku redukuje związane z tym koszty do minimum. No a przecież trzeba się liczyć z tym, że właściciele samolotów rekrutować się będą nie tylko z mieszkańców miast posiadających lotniska.

Do rozpatrzenia pozostaje jeszcze sprawa remontów płatowca, bo z uszkodzeniem go zawsze trzeba się liczyć. Tu decyduje materiał, z jakiego samolot jest zbudowany. Bo podczas, gdy uszkodzony płatowiec, zbudowany ze spawanych rur



stalowych remontowany musi być przeważnie w fabryce, tam gdzie był budowany, a w najlepszym razie w warsztacie zaopatrzonym w urządzenie do spawania, samolot drewniany naprawiony może być nawet w małym warsztacie sztybowcowym. Oszczędza się przy tym i na czasie, bo fabryka ma w pierwszym rzędzie swoją robotę programową, a następnie i na cenie, bo odpadają koszty transportu płatowca do fabryki.

Mając już wyobrażenie, jaki mniej więcej powinien być samolot popularny, warto zorientować się w obecnym stanie idei rozwoju popularyzacji lotnictwa — idąc oczywiście od strony zasadniczej, tzn. od strony konstruktora i przemysłu.

Przede wszystkim należy stwierdzić, że lotnictwa popularnego, poza może Stanami Zjednoczonymi zasadniczo nie ma. To co dotychczas zrobiono, są to próby zbudowania takiego samolotu słabosilnikowego, który będzie miał największe szanse na zdobycie nazwy popularnego.

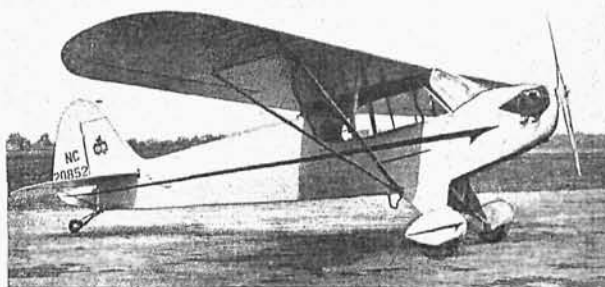
Rozpocniemy przegląd od Stanów Zjednoczonych, gdzie lotnictwo popularne posiada już pewien realny wygląd. Jest to wynikiem specyficznych warunków gospodarczych, wysokiej stopy życiowej, no i wysokiego poziomu zmotoryzowania.

Operując danymi cyfrowymi, 11 fabryk płatowców zajmuje się budową samolotów słabosilnikowych — posiadając w chwili obecnej około 17 modeli maszyn. Najpopularniejszymi samolotami słabosilnikowymi są Aeronca i Taylor Cub. Pierwsze modele tych maszyn zbudowane zostały już dosyć dawno — bo w 1930 roku, a przechodząc swą konstrukcyjną ewolucję, przy odpowiednim nastawieniu handlowym w postaci stosowania ratulnej sprzedaży, miały czas zdobyć sobie popularność. Wzorując się na tych wytwórniach, inne fabryki zaczęły budować maszyny słabosilnikowe czy to z licencji, jak „Piper“, czy też według własnej konstrukcji. Poza tym należy podkreślić, że licencje na budowę tych maszyn zostały zakupione i przez państwa europejskie, jak Dania — Taylor'a, Anglia — Aeronca'i i Taylor'a.

Aeronca — budowana w wytwórni Aeronautical Corporation of America - Cincinnati, posiada dwa modele K i KC z silnikami 40-to konnymi Aeronca i Continental, oraz LC z 90 KM silnikiem Warner. Tu należałoby zasadniczo wyodrębnić dwie kategorie maszyn słabosilnikowych. Do mocy około 60 KM — tzn. słabosilnikowe w naszym pojęciu i do 90 KM — niemniej popularne szczególnie obecnie, słabosilnikowe i ekonomiczne dla Amerykan, gdzie niższe ceny silników i benzyny czynią je zupełnie dostępnymi. (Patrz artykuł inż. Szablowskiego: „Silniki lotnicze małej mocy“.)

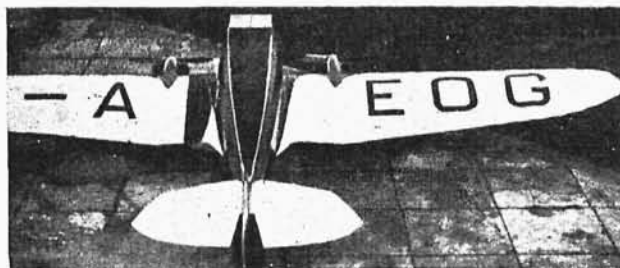
Aeronca K i KC to górnopłat, zastrzałowany V, ze skrzydłem prostokątnym z zaokrągleniami, limuzyną mieszczącą 2 siedzenia obok siebie. Ten układ kabiny jest szczególnie lubiany ze względu na możliwość bezpośredniego porozumiewania się załogi, bardzo wygodny przy szkoleniu, gdyż umożliwia kontrolę zachowania się ucznia. Jako

materiału użyto tu spruce. Szybkość maksymalna wynosi 150 km/godz., lądowanie 56 km/godz., zatem bardzo mała. Cena płatowca z silnikiem



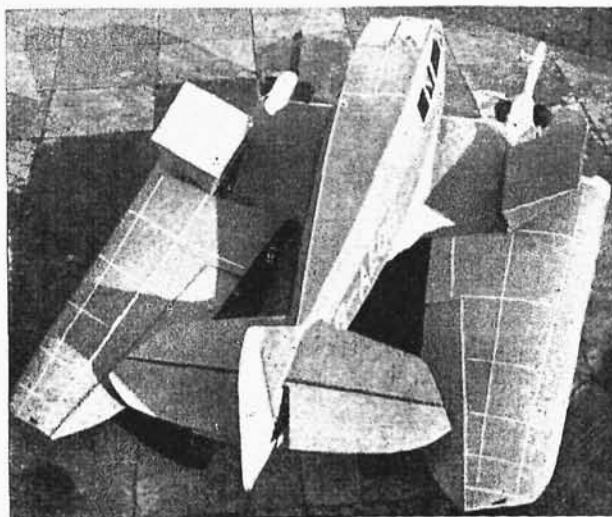
Ryc. 1. Samolot „Aeronca — K” z 40-to konnym silnikiem „Aeronca E 115 — C”

wynosi 1430 i 1590 dol. zależnie od silnika. Zamiast kół samolot może być zaopatrzony w pływak.



Ryc. 2. Hordern-Richmond „Autoplane” z dwoma silnikami „Continental A — 40”

Płatowce Taylor — budowane w wytwórni Taylor-Young Airplane Co. Alliance, Ohio, wyglądem zewnętrznym zupełnie podobne są do



Ryc. 3. Płatowiec Hordern — Richmond „Autoplane” ze złożonymi skrzydłami

Aeronca'i. Taki sam górnopłat zastrzałowany, o prostokątnym płacie, obszernej kabinie z dwoma siedzeniami obok siebie. Wypuszczone tego roku

najnowsze modele „Sport“ i „Trainer“ posiadają siedzenia za sobą. Jedyna różnica — i to zasadnicza — jest w materiale. Taylor budowany jest prawie całkowicie z metalu, za wyjątkiem jedy-



Ryc. 4. Belgijski samolot słabosilnikowy „Tipsy B“ z czeskim silnikiem Walter „Mikron“

nie dźwigarów skrzydłowych, które są ze spruce — no i płóciennego pokrycia. Nawet żeberka prasowane są z blachy. Jest to nastawienie na seryjną produkcję maszyn.

Wyczyny podobne, jak Aeronca'i — cena około 1495 Dol. Przy kupnie gotówką płaci się 495 Dol. — resztę na raty.

O popularności tych maszyn świadczą cyfry takie, jak ilość sprzedanych maszyn, czy też produkcja tygodniowa. Rozwój sprzedaży samolotów Taylor od początku ich istnienia przedstawia się następująco: 1931–33 — 90 egz.; 1934 — 70 egz.; 1935 — 211 egz.; 1936 — 550 egz.; 8 miesięcy 1937 r. — 452 egz. Razem 1373 sztuk.

W samym wrześniu 1937 sprzedano 90 egzemplarzy. Bardzo charakterystyczne są dane z Salonu Lotniczego w Nowym Yorku, w styczniu i lutym 1937 r. Płatowców Taylor sprzedano 39 sztuk, a Aeronca'i za łączną sumę 200 000 Dol. — co daje około 125 sztuk. Jest to cyfra naprawdę imponująca.

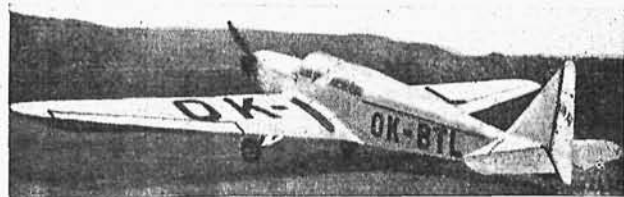
Ciekawą wiadomość w ubiegłym roku podał „Der Deutsche Sportflieger“ o szkole pilotażu p. Benneta w Hightstown. Szkoła ta jest przedsiębiorstwem prywatnym, posługuje się w szkoleniu właśnie samolotami Aeronca i Taylor, przy czym gwarantuje ukończenie pilotażu po 8–10 dniach, uwzględniając nawet możliwość złych warunków atmosferycznych w tym czasie. Opłata za wyszkolenie wynosi 50 dolarów.

O wartości turystycznej tych maszyn może dać pojęcie przykład taki, jak przelot Aeronca'i z Londynu do Johannesburga.

W omówieniu powyższym zająłem się specjalnie tymi dwoma płatowcami z tego powodu, że są one właśnie przedstawicielami lotnictwa popularnego amerykańskiego. Pozostałe, których omówienie zajęłoby zbyt dużo miejsca, są więcej lub mniej zbliżone do poprzednio omówionych, nie posiadają jednak takiej popularności.

Warto jeszcze podkreślić próby robione z zastosowaniem silnika samochodowego na samolocie ze względu na jego większą długotrwałość, jednak większy ciężar na jednostkę mocy komplikuje całą sprawę. Samolot z silnikiem samochodowym Ford V-8 zbudowała wytwórnia Arrow Aircraft Corp. Podobne próby robione są i w Anglii.

Zupełnie inny kierunek myśli konstrukcyjnej nadał p. Waterman. Założeniem jego było zbudowanie samolotu, który po zdemontowaniu skrzydeł mógłby być używany jako samochód. Proponuje on, żeby na lotniskach były odpowiednie ilości zapasowych skrzydeł, by to umożliwiło zupełną swobodę jazdy samochodem — bez konieczności powrotu na lotnisko macierzyste. O ile chodzi o jego konstrukcję, to płatowiec „Arrow-bile 5“ zbudowany jest jako bezogonowiec, górnopłat zastrzałowany, z trójkolowym podwoziem, z silnikiem umieszczonym z tyłu. Po odjęciu



Ryc. 5. Płatowiec „Zlin XII“ wytwórni Bata z silnikiem „Persy II“ — 50 KM

skrzydeł, przy zastosowaniu odpowiednich przekładni napędza koła, przyczem przednie koło jest sterowane.

Nie jest to już samolot słabosilnikowy, bo zastosowano tu 100 konny „Studebaker“, jednak jest to jedna z koncepcyj maszyn popularnej. Podobne założenie zbudowania samolotu-samochodu przyjęła wytwórnia „Gwinn Aircar Co.“. Jednak nie jest to już bezogonowiec, lecz dwupłat o kadłubie skróconym, z silnikiem Pobjoy 90 KM, umieszczonym z przodu.

Z kolei przejdziemy do omówienia konstrukcji europejskich.

Anglia zasadniczo nie posiada zdecydowanego kierunku rozwoju lotnictwa słabosilnikowego. Pierwszymi próbami Anglików była koncepcja motoszybowca. Następnie zbudowano jednomiejscowe słabosilnikowe takie jak „Dart Kitten“ czy „Gordon Dove“. Jak już wyżej wspomniałem prowadzone tu są próby zastosowania silnika samochodowego. Przykładem tego jest „Chilton“ — gdzie zastosowano silnik Forda.

Z myślą o bezpieczeństwie, przy uwzględnieniu możliwości „nawalenia“ silnika, zbudowana została maszyna Baynes „Bee“, o dwu silnikach Carden-Ford, umieszczonych na krawędzi spływu skrzydła, ze śmigłami pchającymi. Również Horden-Richmond „Autoplane“ zaopatrzony jest w 2 silniki Continental A 40 — po 40 KM, biorąc załogę 2–3 osobową, przy czym cena jego w budowie seryjnej wyniesie ma około 700 funtów szt. Poza tym Anglicy budują samoloty słabosilnikowe z licencji Topsy B (belg.), Taylor Cub (ameryk.), Hilson — Praga (czeska), Aeronca (ameryk.) i Scheldemus (holend.). Jest to objaw bardzo charakterystyczny, bo podczas gdy lotnictwo wojskowe i komunikacyjne posiada swój odrębny charakter konstrukcyjny, to lotnictwo słabosilnikowe posługuje się maszynami budowanymi z licencji.

O ile chodzi o Francję, to posiada ona bardzo



dużą liczbę modeli samolotów słabosilnikowych, o bardzo różnorodnym charakterze. W zorganizowanych w swoim czasie „Sekcjach lotnictwa popularnego“ używa się około 10-ciu typów maszyn słabosilnikowych — do 60 KM. Najlepsze — to stara maszyna Farmana „Moustique“, jednomiejscowa z 32 konną „Avą“ i „Le Taupin“ — też jednomiejscówka, z silnikiem „Mengin“ 35 KM. Z pozostałych maszyn są Salmson „Cri-Cri“, Potez 58 i 60, Mauboussin „Corsaire“, „Colibri“, S.F.A.N. 2 i 4.

O popularności tych maszyn w pewnym tylko stopniu świadczy cyfry sprzedanych egzemplarzy. Nie są one jednak zbyt realne, bo większą część zakupiło Min. Lotnictwa właśnie dla Sekcyj. Omawiając lotnictwo słabosilnikowe we Francji nie sposób nie wspomnieć o p. Mignet — twórcy „Pou du Ciel“.

Od czasu jego wystąpienia nastąpiło wyzwo-



Ryc. 6. Czteromiejscowy samolot „Praga E 214“ z silnikiem „Pobjoy“ 75 KM

lenie się „głodu“ maszyn popularnych. On to dał impuls do budowy amatorskiej, co prawda swych „Pou“, ale wtedy dopiero przekonano się ilu chętnych znajdzie się, którzy zaryzykują i czas i pieniądze — byle tylko dojść do posiadania maszyny. P. Mignet, po niepowodzeniach swych w Europie (gdzie skutkiem coraz częstszych wypadków „Pou“, budowa ich została wstrzymana), wyjechał do Stanów Zjednoczonych, gdzie obecnie pracuje dalej nad swym pierwotnym układem: dwa skrzydła tandem, jednak już z ustępstwami na rzecz układu klasycznego.

Bardzo ciekawą próbą zastosowania skrzydła o zmiennej powierzchni nośnej jest płatowiec „Kellner Bechereau“, którego zbudowano już trzy wersje, ostatnią 2-osobową z siedzeniami obok siebie.

O słuszności tych założeń świadczyć może fakt znalezienia się tej maszyny na liście rekordów. Z silnikiem Train 4T, w czerwcu ubiegłego roku ustanowiono rekordy szybkości na trasie 500 i 1000 km = 154,5 i 153,1 km/godz. Jest też próba budowy układu „kaczki“, to jest samolotu ze sterem głębokości w przodzie. Jest nią maszyna Claude-Nicolas „Canard“ z 40-to konnym Train'em, o której zresztą nie specjalnego nie słyhać.

Dwa państwa posiadające udane konstrukcje maszyn słabosilnikowych — to Belgia i Czechosłowacja.

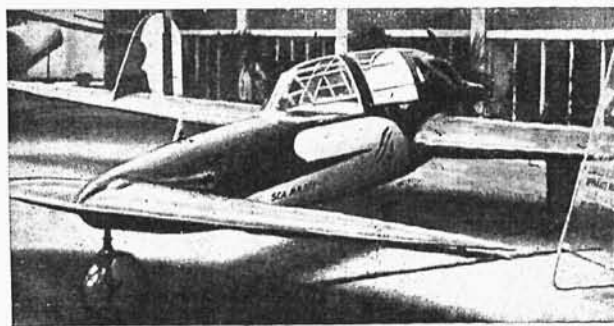
W Belgii został zbudowany płatowiec „Topsy S“ — początkowo jednoosobowy, z 19-to konnym silnikiem „Douglas“, którego ewolucją

był „Topsy S-2“ i najnowszy „Topsy B“ — dwuosobowy dolnopłat, z siedzeniami obok siebie z 50-cio konnym silnikiem Walter „Mikron“. Konstrukcja całkowicie drewniana.

Z belgijskich maszyn słabosilnikowych warto jeszcze wymienić „Régnier 12“ z Trainem 4T — 40 KM, dwumiejscowy, z siedzeniami obok siebie, oraz S.A.B.C.A. „S-30“ też dwumiejscowy z 40 konną Saroleą „Aiglon“.

W Czechosłowacji trzy wytwórnie zaangażowane są w budowie samolotów słabosilnikowych. Mraz Benesz — Chocen buduje dolnopłaty Bibi Be 500, 501 i 550. Dwa pierwsze to jednomiejscówki z silnikiem Waltera „Atom“ 25 KM i „Mikron“ 50 KM. Trzeci — dwuosobowy, z siedzeniami obok siebie, z Walterem „Mikron“. Płatowce te charakteryzują się dość dużą prędkością maksymalną: 155 — 190 i 185 km/godz.

Drugą wytwórnią to Bata — Žilín, której Žilín XII z silnikiem Persy II — 50 KM, przez swoje wyczyny, no i oczywiście dobrze prowadzoną reklamą, stał się znany w całej Europie. Produkcja tej maszyny wynosi 127 sztuk miesięcznie przy czym przy fabryce utworzony został klub lotniczy, który w programie swoim posiada szkolenie 100 pilotów rocznie. Na samolocie



Ryc. 7. Włoski samolot słabosilnikowy układu kaczki „SS — 3“

Žilín XII dopuszczalne jest wykonywanie pełnej akrobacji, co świadczy o jego dużym współczynniku wytrzymałości. Szybkość maksymalna wynosi około 170 km/godz., lądowanie 60 km/godz. Cena jego wynosi około 8 200 zł loco Warszawa, oczywiście bez cła.

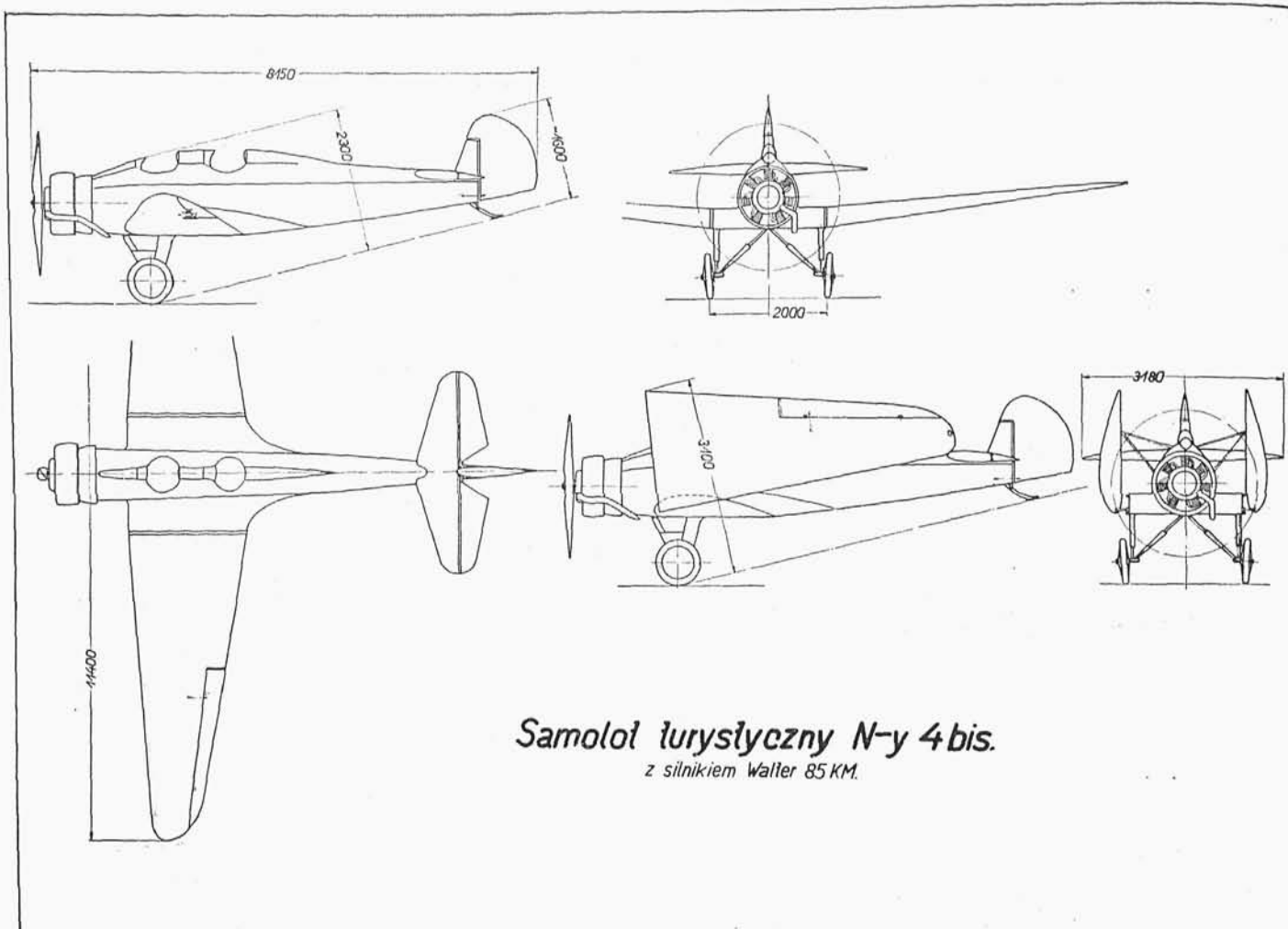
Praga „Air Baby“ — dwuosobowy górny płat, z silnikiem Praga B-36 KM stała się popularną przez swe rajdy. I tak: przelot Lympe — Kapstad o łącznej długości 15 000 km, 1. i 2. miejsce w zlocie na Olimpiadę do Berlina w 1936 r. — 3 100 i 2 470 km, poza tym posiada ona rekord odległości tej kategorii samolotów, ustanowiony na trasie Praga — Moskwa.

Praga budowana jest z licencji w Anglii (Hilson-Praga) i w Rumunii.

Drugą ciekawą maszyną tej samej wytwórni jest Praga E 214. Jest to ewolucja „Air Baby“ z tym, że po powiększeniu mocy silnika do 75 KM, zabiera załogę składającą się z czterech osób.

Niemcy, zajęte rozwojem swego lotnictwa wojskowego, dopiero obecnie zaczęły interesować





Samolot turystyczny N-y 4 bis.

z silnikiem Walter 85 KM.

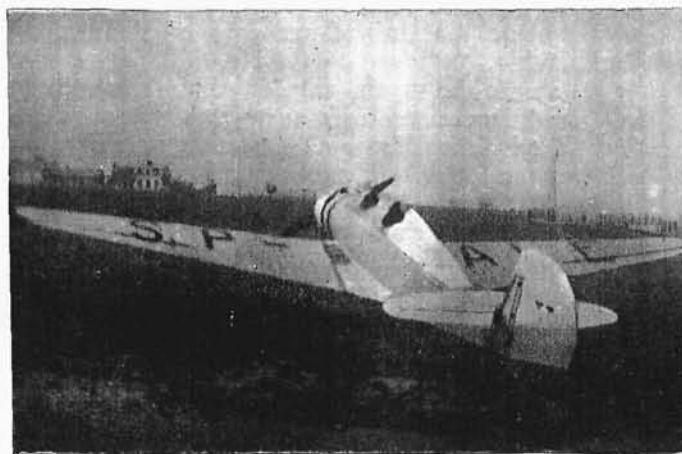
się lotnictwem słabosilnikowym, przy czym jak dotychczas więcej uwagi poświęcili motoszybownictwu. Jedną z ostatnich konstrukcji słabosilnikowych to Bücker „Student Bü 180“, o charakterystycznych założeniach: nie — „billig um jeden Preis“ — ale — „hohe Qualität und grosse Sicherheit bei möglichst geringen Kaufpreis“.

Włosi osiągnęli dobre wyniki w próbach budowy układu kaczki. „SS-3“ — dwuosobowy dolnopłat z silnikiem CNA II 38 KM, posiada już za sobą próby w locie, a nawet przelot z Mediolanu do Rzymu. Drugą konstrukcją włoską tego układu jest „Colibri“ inż. Beltrame, samolot bardzo mały. O rozpiętości 6 m, jednomiejscowy, o uproszczonym sterowaniu, bez lotek, bardzo starannie wykonany, zaopatrzony jest w silnik o mocy 18 KM, tegoż samego konstruktora. Podobno próby w locie były już wykonane.

Na koniec należy wspomnieć o próbach budowy lotnictwa słabosilnikowego w Polsce. Niestety prób tych było bardzo mało. Pierwszym konstruktorem maszyny słabosilnikowej był Załeski, który zbudował jednoosobową maszynę z silnikiem własnej konstrukcji. Obecnie jest na ukończeniu drugi model tej maszyny Kogutek II, zaopatrzony w 18 konny silnik.

W roku 1933 śp. Nowotny Adam skonstruo-

wał słabosilnikowy 40 konny dolnopłat, który z powodu braku takiego silnika trzeba było przekonstruować na silnik 80 KM. Prototyp został zbudowany w Warsztatach Aeroklubów w Lublinie i oblatany przez konstruktora. Niestety z powodu śmierci konstruktora nie było komu zająć się przeprowadzeniem maszyny przez od-



Ryc. 8 a i b. Samolot turystyczny N — y 4 bis, konstr. ś. p. Adama Nowotnego



biór techniczny (IBTL), przy czym maszyna jak na owe czasy — awangardowa, została całkowicie zapomniana.

W okresie wielkiego rozwoju „Pou du Ciel” w Polsce były budowane trzy sztuki, jednak nie daly pożądanego rezultatu.

Jedyną istniejącą maszyną słabosilnikową, mało jeszcze popularną, jest RWD 16 — dwuosobowy dolnopłat, z siedzeniami obok siebie, z silnikiem Walter „Mikron” 50 KM.

Jest to, jak na nasze możliwości — bardzo mało.

Obecnie, skutkiem podjęcia przez pewne sfery propagandy ekonomii w lotnictwie, lotnictwo słabosilnikowe będzie miało większe możliwości rozwoju.

Dużą rolę w opóźnieniu rozwoju lotnictwa słabosilnikowego odgrywa brak dobrego silnika, gdyż obecnie istniejące nie mogą w 100%-ach zadowolić.

FRANCISZEK KOTOWSKI

629.13(07) 629.130.2

Ekonomia lotnictwa słabosilnikowego

„Taniej, szybciej, wygodniej”, oto żądania, które od szeregu lat życie postawiło konstruktorom samochodów popularnych. Od kilku też lat nawet laik, nieinteresujący się zupełnie przemysłem samochodowym i jego pracami musiał zauważyć dużą ilość nowych typów wozów, małych, o ile możliwości jak najtańszych, odznaczających się stosunkowo jak największym komfortem, jak największą wygodą i jak najmniejszym zużyciem paliwa przy możliwie największej szybkości. Te cechy stale podkreślały i podkreślają nownie lub więcej krzykliwe ogłoszenia reklamowe fabryk i w tym kierunku od lat zdążają prace konstruktorów we wszystkich krajach posiadających rozwinięty przemysł samochodowy.

Te same wymagania stały przed lotnictwem popularnym, z tym jednak, że konstruktorom samolotów postawiło życie jeden jeszcze dodatkowy warunek — bezpieczeństwo.

Kwestię „wygody” ujęły w odpowiednie przepisy władze techniczne poszczególnych państw i to znowu w sposób różny. Państwa o rozwinięty: silnie przemyśle lotniczym mają przepisy dość elastyczne z łatwością dostosowujące się do wymagań życia, państwa o słabo rozwiniętym przemyśle lotniczym stworzyły przepisy odpowiednio sztywne, bardzo biurokratyczne i niewzruszone od życia.

Wspólną cechą lotnictwa popularnego tak, jak i „popularnego automobilizmu”, czy też używając modnego i bardzo oklepanego wyrażenia „motoryzacji” — jest ekonomia.

Na ekonomię lotnictwa popularnego lub inaczej słabosilnikowego, wpływa wiele czynników. Pierwszym takim czynnikiem będzie cena sprzedaży płatowca, która musi być zniżona do minimum, a dalej odpowiednio niska cena silnika.

Drugim — koszt materiałów pędnych jak najmniejsze, a więc odpowiednio mała moc silnika oczywiście w miarę, bo inne wymagania, jak pewność i bezpieczeństwo w ciężkich nawet warunkach atmosferycznych będą wymagały pewnego nadmiaru mocy ponad moc minimalną, potrzebną do utrzymania płatowca w powietrzu względnie nawet z pewną szybkością wznoszenia.

Wreszcie trzeci czynnik to taniość użytkowa-

nia w znaczeniu jak najmniejszej zużywalności poszczególnych części, łatwa wymiennność, łatwa kontrola, a przede wszystkim łatwość i taniość remontu w wypadku uszkodzenia. Nasuwa się tu znowu ścisła analogia między lotnictwem słabosilnikowym, a produkcją samochodów popularnych, mających w Niemczech nazwę doskonale oddającą ich cel i przeznaczenie — „Volksauto”. Otóż przed uruchomieniem seryjnej produkcji taniego popularnego wozu poddano kilka egzemplarzy eksperymentom, które miały wykazać, czy konstrukcja zda próbę życia. Tak więc przez cały rok, a zatem we wszystkich warunkach atmosferycznych i nie tylko po świetnych niemieckich autostradach, ale i po polnych drogach odbywały badane wozy próbne jazdy, robiąc w sumie po przeszło 50 000 km. Aby nie stwarzać w badaniu cieplarnianych warunków, nie były one prowadzone przez fabrycznych szoferów, lecz przez amatorów, którzy jeszcze nie nadzwyczajnie opanowali sztukę prowadzenia samochodu, tym razem więc i nieumiejętna do pewnego stopnia obsługa została uwzględniona w próbach.

Podobnym założeniom powinien pod względem użyteczności odpowiadać płatowiec popularny.

Przejdźmy teraz poszczególne wymagania ekonomii, stawiane lotnictwu słabosilnikowemu. — Wierzę pierwsze wymaganie — niska cena kupna, da się osiągnąć przez współpracę konstruktora i warsztatu. Rzeczą konstruktora będzie wykonać konstrukcję jak najprościej, bez komplikacji i z materiałów możliwie tanich i łatwo dostępnych na rynku krajowym. Najodpowiedniejsza byłaby tu konstrukcja całkowicie drewniana. Natomiast rzeczą warsztatu byłoby opracowanie produkcji tak, aby obniżyć do minimum cenę robocizny. Być może, że przy seryjnej produkcji kadłub spawany z rur stalowych mógłby być nieco tańszy od kadłuba drewnianego, jednak względem łatwego remontu w wypadku uszkodzenia przemawia raczej na korzyść konstrukcji drewnianej.

Moc silnika dla samolotu dwumiejscowego powinna wynosić około 40 KM. Jest to moc wystarczająca, jeżeli idzie o dobre wyczyny płatowca (oczywiście przy dobrym opracowaniu





RWD 17. Szkolna, dwumiejscowa maszyna akrobacyjna

aerodynamicznym) i pozwala na osiągnięcie dość dużej prędkości wznoszenia, rzędu około 3 m/sek, stosunkowo dużego pułapu (do 5000 m), oraz stosunkowo niedużej długości rozbiegu do startu (około 120 m). Zmniejszenie mocy mimo wielkości jeszcze wystarczającej do lotu i dającej jeszcze możliwość wznoszenia mogłoby już znacznie zwiększyć długość rozbiegu, co wpłynęłoby ujemnie na bezpieczeństwo startu zwłaszcza z przygodnych terenów, lub małych albo nierównych lotnisk. Sprawa wyboru rodzaju silnika, więc dwu- lub czterotaktowego nie jest tu zbyt ważna, sądzę jednak, że b. duże zużycie paliwa przy dwutakcie przemawia stanowczo na korzyść czterotaktu mimo bezsprzecznych zalet dwutaktu, jak prostota obsługi i łatwość remontu (brak rozrządu).

Przyjawszy średnie własności znanych płatowców słabosilnikowych oraz przeciętną moc silników używanych na nich otrzymamy b. interesujące cyfrowe zestawienia dające pogląd na koszty lotu.

Przyjmijmy średnią moc maksymalną 40 KM
średnią szybkość przelotową 130 km/h
zużycie benzyny 250 g/KM h
oraz, że moc przelotowa wynosi 70% mocy maksymalnej, otrzymamy zużycie benzyny na 100 km

$$Q = \frac{0,7 \cdot 40 \cdot 0,25}{1,5} = 5,4 \text{ kG benzyny/100 km}$$

co przy ciężarze gatunkowym benzyny lotniczej

$$\gamma = 0,72 \text{ kG/litr. daje } \frac{5,4}{0,72} = 7,5 \text{ litrów.}$$

Dodając zużycie smarów w ilości 10% ciężaru benzyny tj. 0,54 kG oliwy otrzymamy koszt przelotu 100 km w dwie osoby:

7,5 l benzyny po 0,65 zł	4,87 zł
0,54 kG oliwy po 3,50 zł	1,90 zł
razem ,	6,77 zł

$$\text{a zatem koszt przelotu 100 km wynosi } \frac{6,77}{2} = 3,38 \text{ zł na osobę.}$$

Przeliczmy teraz koszt 1 godziny lotu:
więc zużycie benzyny w godzinie $Q_h = 0,7 \cdot 40 \cdot 0,25 = 7 \text{ kG}$ to jest 9,7 l ponadto 0,7 kG oliwy więc koszt wyniesie:

9,7 l benzyny po 0,65 zł	6,35 zł
0,7 kG oliwy po 3,50 zł	2,45 zł
razem .	8,80 zł

Przyjawszy 50 godzin jako czas lotu potrzebny do wyszkolenia jednego pilota otrzymalibyśmy $50 \cdot 8,80 = 440 \text{ zł}$, jako równowartość zużytego w tym czasie paliwa i smaru.

Jeżeli się porówna moc używanych normalnie dzisiejszych samolotów szkolnych — 110 KM z mocą wziętą do obliczenia, otrzymamy oszczędność na materiałach pędnych równą stosunkowi mocy, więc $\frac{110}{40} = 2,75$, czyli koszt przy użyciu samolotu o mocy silnika 110 KM będzie 2,75 razy większy.

We wszystkich rozważaniach nie uwzględniono kosztów amortyzacji samego płatowca. Jest to utrudnione z tego powodu, że nie mając własnych lub zakupionych płatowców słabosilnikowych nie mamy również i statystyki ich zużycia się. Przyjawszy jednak okres życia płatowca słabosilnikowego równy okresowi życia płatowca o mocy 110 KM przy czym nie widzę powodu, aby płatowiec słabosilnikowy musiał się zużywać szybciej, wystarczy porównać ceny obu typów płatowców, aby wyrobić sobie pogląd na koszty całkowitej amortyzacji.

Tak więc cena płatowca szkolnego z silnikiem 110 KM wynosi około 25 000 zł.

Cena płatowca Żlin XII. z silnikiem 45 KM loco Warszawa 7 200 zł (cena podana przez przedstawicielstwo na wystawie lotniczej w Mediolanie).

$$\text{Stąd stosunek } \frac{25000}{7200} = 3,47.$$

Widzimy więc, że i tu porównanie wypada bardzo korzystnie dla płatowców słabosilnikowych.

Należy jednak zaznaczyć, że cena 7 200 zł została osiągnięta przy produkcji około 120 szt. miesięcznie.

Lotnictwo słabosilnikowe stoi bardzo wysoko w Czechosłowacji. Na zakończenie podam właściwości niektórych czeskich płatowców słabosilnikowych.

Praga E 114.

Dwumiejscowy górnopłat wolnonośny, konstrukcji całkowicie drewnianej. Silnik Praga B o mocy 39 KM.

ciężar własny	268 kG
ciężar w locie	470 kG
szybkość maks.	150 km/h
szybkość przelotowa	125 km/h
szybkość lądowania	55 km/h
zasięg	500 km
rozbieg do startu	120 m

Płatowiec ustalił w r. 1936 rekord światowy przelotem 1 652 km bez lądowania (Praga—Moskwa) oraz zajął szereg pierwszych miejsc w zawodach międzynarodowych.

Żlin XII.

Dwumiejscowy dolnopłat wolnonośny, konstrukcji całkowicie drewnianej. Silnik Persy II o mocy 45 KM.

szybkość maks.	170 km/h
szybkość przelotowa	140 km/h
szybkość lądowania	71 km/h
rozbieg do startu	100 m

Z jedną osobą płatowiec może wykonywać pełną akrobację.

Maszyn o podobnych własnościach można wyliczyć bardzo dużo, ze względu jednak na rozmiar artykułu, ograniczę się do podania szcze-

gółowych danych tylko wyżej wymienionych maszyn. Zaznaczę jeszcze, że również w Stanach Zjedn. Ameryki Płn. osiągnięto znakomite wyniki w konstrukcji ekonomicznych płatowców słabosilnikowych, mimo że specjalnie niska cena benzyny oraz zamożność społeczeństwa raczej są przeszkodą, a nie zachętą do wyrzekania się przyjemności, jaką niewątpliwie przedstawia używanie silników o bardzo dużym nadmiarze mocy.

Inż. WIESŁAW STĘPNIEWSKI (ITSM)

629.136

Motoszybowce

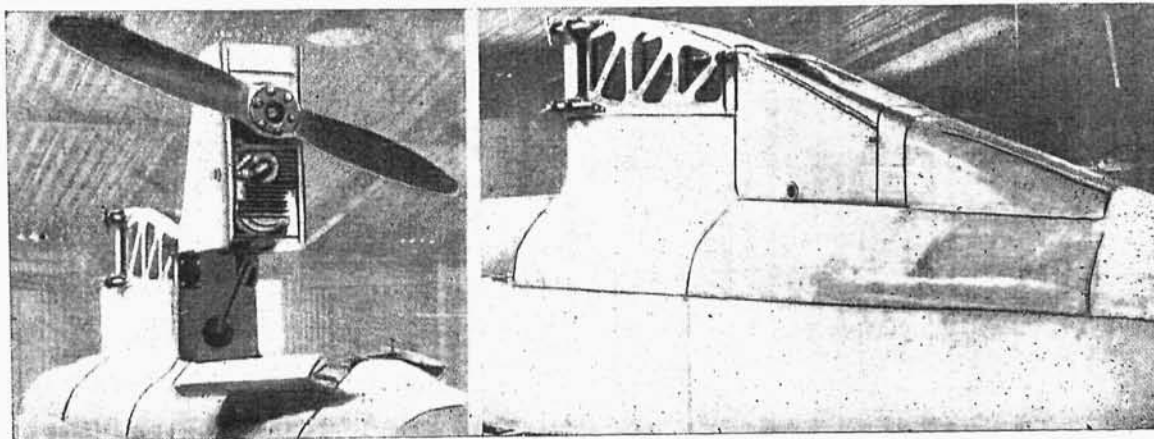
Prawzorem motoszybownictwa są ptaki, a raczej te ich najwyższe pod względem lotnym gatunki (np. wielkie drapieżce lądowe, czy morskie), które całymi godzinami potrafią żeglować, nie poruszając nawet skrzydłami. Nie zapominać jednak, że te niedoścignionej doskonałości szybowce są zaopatrzone w gotowy każdej chwili do użytku silnik potężnych mięśni, pozwalający na lot w warunkach nie sprzyjających żeglowaniu. Ta idea połączenia dobrego szybowca zdolnego do żeglowania w przeciętnych warunkach aerologicznych z maszyną zdolną do lotu samodzielnego, gdy nie ma prądów wstępujących, jest podstawowym założeniem motoszybowca.

To zupełnie ogólne przyjęcie wymaga dalszego uzupełnienia. Naczelną zasadą lotnictwa jest zdolność pokonywania przestrzeni — najbardziej ogólnie pojęta komunikacja. I temu postulatowi ruchu służą wszelkie rodzaje lotnictwa. Nawet szybownictwo czyste, które zrodziło się jako latanie nad zboczem, a więc związane z jednym określonym miejscem, porzuciło już dawno ten prymitywny rodzaj latania (pozostaje obecnie jedynie jako zaprawa pilotów) i cały swój wysiłek wy-

z form ogólnie pojętej komunikacji. Ten przykład obecnych kierunków szybownictwa jeszcze mocniej podkreśla drugi postulat jaki powinno się stawiać motoszybowcom, a mianowicie, że nie mają to być (za pewnymi wyjątkami) maszyny przeznaczone tylko „do latania dla samego latania“, ale mają również służyć celom komunikacji, chociażby w zakresie indywidualnej turystyki, i pod tym kątem będziemy przede wszystkim rozpatrywać naczelną zagadnienia motoszybownictwa.

Motoszybowce zostały zdefiniowane przez ISTUS (Międzynarodowa Komisja Studiów Szybowcowych), którą to definicję zatwierdziła FAI (Międzynarodowa Federacja Lotnicza). Dla przykładu podaję definicję motoszybowców jednoosobowych:

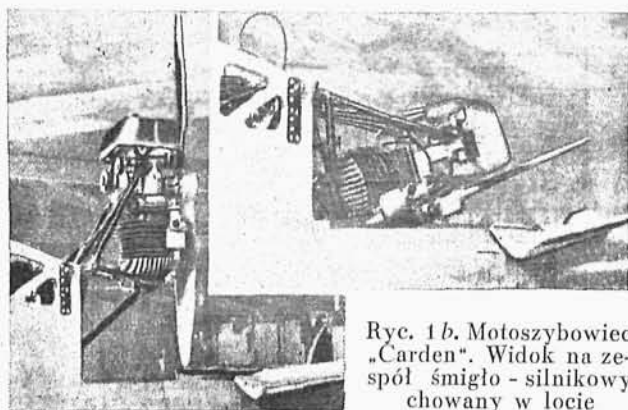
Ciężar całkowity w locie $Q \leq 350 \text{ kG}$
 Obciążenia kwadratu rozpiętości $\frac{Q}{L^2} \leq 2,5 \text{ kG/m}^2$
 Pojemność skokowa silnika $V \leq 1000 \text{ cm}^3$
 Poza tym ze względu na użyteczność motoszybowiec startując z odległości 250 m od 8 m prze-



Ryc. 1 a. Zespół śmigłosilnikowy chowany w locie szybowcowym. (Motoszybowiec Carden)

czynowy i gros konstruktorskiego, kieruje w stronę przelotu i to przede wszystkim przelotu docelowego czyli z określonym z góry miejscem lądowania, pracując w ten sposób dla bliższej już może turystyki szybowcowej — jednej

szkody, powinien przejść nad nią, oraz lądując z nad 8 m przeszkody powinien się zatrzymać w odległości mniejszej od 250 m za przeszkodą. W definicji tej na szczególną wagę zasługują dwa ostatnie warunki, które zmuszają konstruk-



Ryc. 1 b. Motoszybowiec „Carden”. Widok na zespół śmigło - silnikowy chowany w locie

tora do wysiłków ważnych z punktu widzenia możliwości wykorzystania małych przestrzeni do startu i lądowania. Inne warunki mają raczej charakter rygorystyczno formalny i nie oddają należycie istoty motoszybownictwa. Jeżeliby chodziło o definicję mniej urzędową, lecz bardziej oddającą istotę motoszybownictwa to zdaje się należałoby sformułować ją w sposób następujący:

1. Szybkość opadania z zatrzymanym silnikiem powinna być taką, by pozwalała wykorzystywać dla lotu szybowcowego dość częste prądy wstępujące atmosfery, a więc nie powinna być większa od $V = 1,0 - 1,2 \text{ m/sek.}$

2. Musi istnieć możliwość swobodnego wykorzystywania dla lotu, bądź energii atmosfery, bądź energii paliwa, a więc musi istnieć możliwość zapuszczania silnika w powietrzu.

3. Długość startu, stromość toru wznoszenia się przy ziemi, szybkość wznoszenia przy ziemi, jak również stromość podejścia do lądowania z nad przeszkody i długość wybiegu powinny być takie, by motoszybowce do startu i lądowania nie wymagały specjalnie obszernych przestrzeni, musi więc być spełniony conajmniej warunek oficjalnej definicji motoszybowców w zakresie lądowania i startu.

Ze względu na swobodę użytkowania motoszybowców, pożądanym jest utrzymanie w tych maszynach do lądowania płozy, która oddała tak wielkie usługi szybownictwu, w uniezależnieniu się jego od terenu lądowania.

4. Szybkość przelotowa nie może być za małą. By maszyna mogła być użytkowną, chociaż by w zakresie małej turystyki szybkość przelotowa nie powinna być mniejsza od $100 - 110 \text{ km/godz.}$

5. Energia zabieranego paliwa powinna być użytkowana w locie silnikowym w sposób jak najbardziej ekonomiczny, a więc powinna pozwalać na przebycie, jak największej odległości, z uwzględnieniem wiatrów przeciwnych, o dość często występujących prędkościach, a więc rzędu $30 - 40 \text{ km/godz.}$

Zdaje się, że tak pojęta idea motoszybownictwa jest naturalnym i logicznym rozwinięciem idei szybownictwa, gdyż pozwalając wykorzystywać w całej pełni wszystkie zdobyte nagromadzone przez szybownictwo w dziedzinie możliwości wyzyskania energii atmosfery dla lotu — przez użycie pomocniczego silnika, bardzo znacz-

nie rozszerza zakres tych możliwości. Wprawdzie wprowadzenie do szybownictwa startu mechanicznego przy pomocy samochodu, wyciągarki, a w szczególności samolotu, dało szybownictwu możliwość rozszerzenia terenu swej działalności przez uniezależnienie się od jedynej jego dotychczasowej bazy w postaci gór, jednakże te wszystkie sposoby zużytkowania energii mechanicznej dla szybownictwa mają tylko jednorazowe zastosowanie przy starcie. Cały postęp uczyniony przez motoszybownictwo polega na możliwości dowolnego użycia energii mechanicznej w czasie trwania lotu. Poza tym dotychczasowe postacie zastosowania energii mechanicznej do startu szybowców ze względu na konieczność istnienia rozległych terenów, oraz zorganizowanych zespołów ludzkich krępują w bardzo znacznym stopniu swobodę latania szybowcowego, i dlatego motoszybowiec zdolny do samodzielnego startu indywidualnego i na tym odcinku stanowi dalszy szczebel postępu w stosunku do szybownictwa.

Cheąc zadość uczynić definicji motoszybowca w ujęciu wyżej podanym, konstruktor staje przed koniecznością znalezienia rozsądnego kompromisu pomiędzy wymaganiami, by motoszybowiec był „dobrym szybowcem“, a wymaganiami, by był również „niezłym samolotem“. Postulaty dobrych wyczynów silnikowych i szybowcowych bynajmniej nie we wszystkich punktach są ze sobą zgodne. O ile np. małe opory czołowe i wysoka doskonałość są zarówno pożądane w jednym, jak i w drugim wypadku, to znowu postulat osiągnięcia dużych prędkości lotu prowadzi do stosowania małej powierzchni płatów, co pociąga za sobą większe obciążenia powierzchni, gdy znów postulat osiągnięcia małych prędkości opadania wymaga stosowania raczej mniejszych obciążeń. Tutaj konstruktor musi się zdecydować na obranie takich ogólnych charakterystyk, jak

wydłużenie $\lambda = \frac{(\text{rozpiętość})^2}{\text{powierzchnia płatów}}$ obciążenie powierzchni $\frac{Q}{S} = \frac{\text{ciężar w locie}}{\text{pow. płatów,}}$ i obciążenie mocy $\frac{N}{S} = \frac{\text{moc}}{\text{pow. płatów,}}$ by osiągnąć najwłaściwsze rozwiązanie. Jak wpływają te poszczególne charakterystyki na wyczyny szybowca, wskażą nam następujące rozważania.

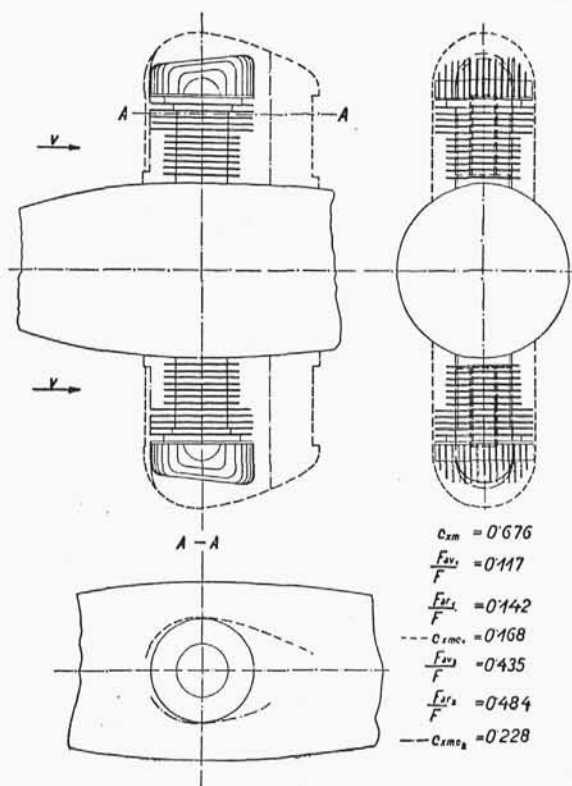
Jak wspomniano wyżej — o zdolności szybowca, czy motoszybowca do żaglowania, stanowi wartość minimalnej prędkości opadania. Otóż ta minimalna prędkość opadania będzie na ogół (patrz autora: Zagadnienia ekonomii motoszybowców Lwowskie Czasopismo Lotnicze Nr. 12, rok 1937) proporcjonalną do następujących czynników:

$$V_y \sim \sqrt{\frac{Q}{S}} \sqrt[4]{\frac{C_{x \min}}{\lambda^3}}$$

gdzie $C_{x \min}$ jest minimalnym współczynnikiem oporu, zaś inne symbole mają oznaczenia jak wyżej. Widzimy tu, iż nie wszystkie z tych czynników na skutek różnych potęg, w których występują, wpływają jednakowo na wielkość prędkości opadania — jednak ogólnie możemy stwier-

dzić, że im mniejsze jest obciążenie i opory, oraz im większe jest wydłużenie, tym mniejsza będzie prędkość opadania.

Ze względu na sztywność konstrukcji i rozpiętość skrzydeł, jak również i ze względu na wzrost wagi własnej maszyny, nie można stosować w konstrukcji motoszybowców zbyt dużych wydłużeń (na ogół nie przekracza się $\lambda = 12-14$). Również obciążenie powierzchni nie może być stosowane zbyt małe, gdyż z kolei prowadziłoby do konieczności stosowania dużych powierzchni, co jak zobaczymy niżej obniżałoby możliwą do osiągnięcia przy danej mocy prędkość lotu. W tych warunkach konstruktor staje przed zagadnieniem jak najdalej posuniętej walki z oporami, by uzyskać możliwie jak najmniejsze $C_{x\min}$ motoszybowca w locie szybowcowym. Poza normalnymi problemami walki z oporami maszyny, które konstruktor rozstrzyga przez odpowiedni dobór profilów, ukształtowanie kadłuba i wogóle



Ryc. 2. Osłona silnika w motoszybowcu ITS — 8, oraz współczynniki oporu silnika nieosłoniętego (C_{xm}) i osłoniętego (C_{xmc1} i C_{xmc2})

wszystkich elementów wystawionych na działanie prądu powietrza, poza zapewnieniem najlepszej współpracy aerodynamicznej elementów między sobą, oraz uzyskaniem należytej gładkości zewnętrznej powierzchni dla zredukowania oporów tarcia, w wypadku motoszybowca musi się liczyć z poważnym wzrostem $C_{x\min}$, na skutek oporu zatrzymanego śmigła. Wielkość tego oporu nie jest bynajmniej do zlekceważenia, gdyż w dobrze skonstruowanym rasowym motoszybowcu może być tego samego rzędu, a nawet większą od sumy wszystkich innych oporów szkodliwych całej maszyny. Najbardziej radykalnym rozwiązaniem byłoby

chowanie zespołu śmigło-silnikowego (w rodzaju Carden ryc. 1), przy czym w locie szybowcowym uniknęlibyśmy oporów silnika, ale rozwiązanie to jest obciążone grzechem dużej komplikacji konstrukcyjnej i absolutnie nie nadaje się do nieco większych silników. Dlatego bardziej racjonalną drogą w walce z oporami zespołu śmigło-silnikowego, wydaje się odpowiednie odprofilowanie silnika (ryc. 2), mogące zredukować do minimum jego opory. Co zaś do śmigła to opór jego mniej więcej do połowy można było by zmniejszyć, rozprzegając go z silnikiem i pozwalając mu swobodnie wirować. Najbardziej radykalnym zmniejszeniem (prawie 8-krotnym) oporów śmigła byłoby ustawienie jego łopatek w chorygiewkę, czyli równoległe do kierunku lotu. Równie radykalnym mogłoby być złożenie razem obu łopatek śmigła. Dotychczas jednak te teoretyczne tak dobre koncepcje nie zostały rozwiązane konstrukcyjnie przy czym postulat śmigła o zmiennym skoku, czy też śmigła składanego, przy obecnych silnikach małej mocy o wielkiej nierównomierności biegu jest problemem ze względu na wytrzymałość samego śmigła ogromnie trudny.

W zagadnieniach lotu silnikowego interesujące jest jaka moc minimalna wystarczy dla utrzymania motoszybowca w powietrzu. Z ogólnych rozważań o zachowaniu energii możemy przyjść do wniosku, iż w locie poziomym musimy dostarczyć motoszybowcowi dla możliwości wykonania tego lotu ilości energii, takiej samej, jaką czerpie on z pracy siły ciężkości w locie ślizgowym, a więc minimalną mocą (w KM) jaka jest potrzebna do utrzymania samolotu w powietrzu będzie

$$\eta N_{\min} = \frac{Q V_{y\min}}{75}$$

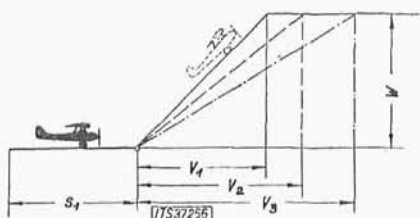
Ponieważ ciężar motoszybowców w locie nie może przekraczać według oficjalnych definicji 350 kG, a według naszej ściślejszej definicji szybkość opadania nie powinna być większa od 1,2 m/sec widzimy, iż do lotu poziomego wystarczy 5,6 KM mocy efektywnej. Ponieważ jednak śmigło będzie miało sprawność rzędu $\eta = 0,65$ wystarczyłoby do lotu poziomego silnik o mocy $N = 8,6$ KM. Gdybyśmy jednak zastosowali silnik tego rzędu, to motoszybowiec mając całą moc zaabsorbowaną na pokonywanie oporów w locie poziomym nie byłby zdolnym, ani do wznoszenia się, ani tym bardziej do samodzielnego startu. Przy tym szybkość takiego lotu byłaby przy motoszybowcach dziś istniejących rzędu 60 km/godz. Chcąc osiągnąć szybkości większe wynoszące co najmniej 100 km/godz. należy stosować mocniejsze silniki. O ile chodzi o te szybkości (maksymalne i przelotowe) będące mniej więcej dwa razy większe od szybkości lotu poziomego z minimalną mocą, to z przybliżeniem możemy powiedzieć, iż

$$\eta V \sim \sqrt[3]{\frac{N}{\eta S \cdot C_{x\min}}}$$

widzimy więc, że im większy jest stosunek mocy do powierzchni, tym większa jest szybkość lotu;

chcąc przy danej mocy osiągnąć możliwie największą prędkość, konstruktor musi kłaść duży nacisk na walkę z oporami maszyn, starając się

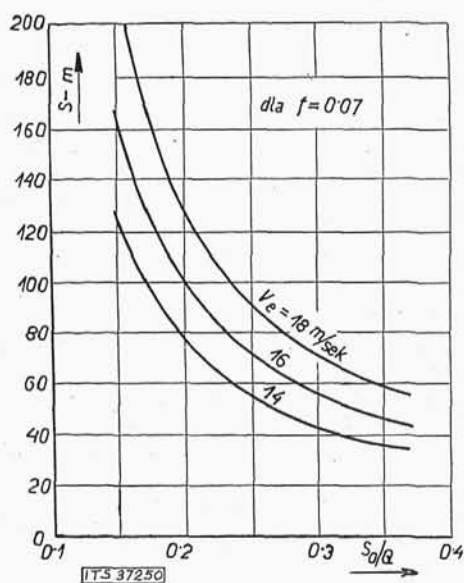
Ryc. 3. Uproszczonego schematu startu i wpływ składowej poziomej szybkości lotu na stromość wznoszenia się



uzyskać jak najmniejsze $C_{x \min}$, poza tym tak dobierać charakterystyki śmigła, by w locie z maksymalną prędkością, czy też prędkością przelotową, dawało możliwie jak największą sprawność.

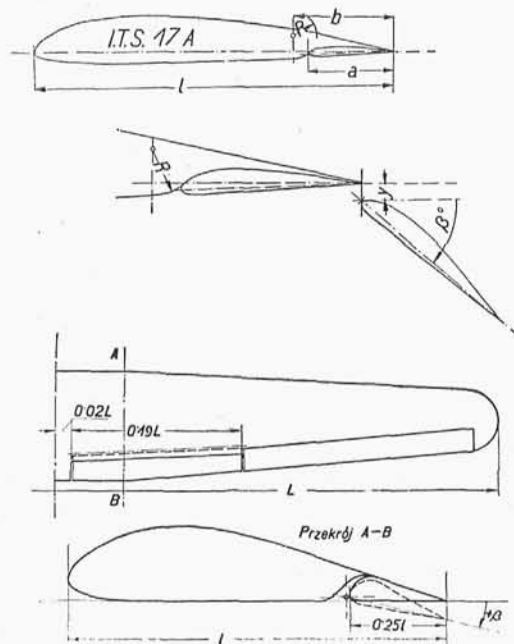
Niejednokrotnie podkreślaliśmy wyżej wagę zagadnienia długości startu i stromości wznoszenia się. Chcąc osiągnąć możliwość startowania z bliskiej odległości na przeszkodę, należy dążyć do skrócenia rozbiegu od chwili ruszenia maszyny do momentu oderwania jej od ziemi (odległość s_1 na ryc. 3), oraz w drugiej fazie startu starać się uzyskać możliwie najstromejszy tor wznoszenia się, czyli największy stosunek szybkości wznoszenia się do składowej poziomej szybkości lotu.

O ile chodzi o pierwszą fazę startu, to im większy będzie ciąg śmigła w stosunku do ciężaru całej maszyny, oraz im mniejsza będzie prędkość, przy której można maszynę oderwać od ziemi (bez obawy zwalania się), tym krótsza będzie odległość s_1 . Wpływ tych czynników widzimy wyraźnie na ryc. 4. Najlepszą drogą zrealizowania dużego ciągu przy starcie i najbardziej technicznie uzasadnioną, jest zastosowanie śmigła o skoku nastawnym, dzięki czemu silnik może dać w chwili startu pełną swoją moc. Ale już wyżej wspomnieliśmy o trudnościach tego za-

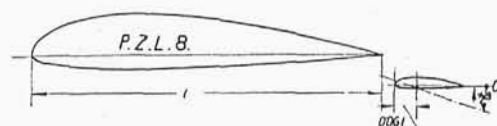


Ryc. 4. Długość rozbiegu po ziemi w metrach, zależnie od prędkości wzlotu ($V_e = 18; 16; 14$ m/s) oraz stosunku siły ciągu śmigła do ciężaru całkowitego. (Spółczynnik tarcia potoczystego przy rozbiegu przyjęto $f = 0,07$)

gadnienia w stosunku do silników małej mocy, i dlatego normalnie dla śmigieł dobrze pracujących przy szybkości maks. i przelotowej przy starcie silnik będzie dawał mniejsze obroty, niż pełne, moc jego będzie mniejsza i ciąg mniejszym od możliwego do uzyskania w śmigle nastawnym. Pewną pomocą byłaby możliwość uzyskiwania z silnika krótkotrwałych mocy nieco



Ryc. 5 a. Przykład poszerzania. Ryc. 5 b. Lotka Junkersa.



Ryc. 5 c. Kłapa szczelinowa

większych od nominalnych, co pozwoliłoby osiągnąć większą siłę ciągu przy starcie i skrócić start.

Postulat małych prędkości, przy których może nastąpić wzlot maszyny, prowadzi do zastosowania urządzeń specjalnych do zwiększania nośności płatów i to takich urządzeń, które zwiększając nośność nie pogarszałyby wyraźnie oporów maszyny, gdyż znacznie zwiększone opory dzięki zmniejszeniu przyspieszenia przy rozpędzaniu się maszyny do szybkości wzlotu, zniweczyłyby korzyści mniejszej prędkości, przy której mogłoby nastąpić oderwanie od ziemi. Przykładem urządzeń, spełniających postulat zwiększania nośności bez widocznego zwiększania oporu są: poszerzacze (Fowlery), lotki Junkersa i klapy ze szczeliną (ryc. 5).

Szybkość wznoszenia, jaką uzyskuje maszyna możemy przedstawić jako różnicę, jaką miałyby, gdyby cała moc efektywna silnika szła na wznoszenie, a prędkością opadania.

Ryc. 7. Motoszybowiec Bąk (konstrukcja A. Kocjana), wykonany w Warsztatach Szybowniczych w Warszawie. (Ryc.: Skrzydlata Polska).

$$V_w = \frac{75 \eta N}{Q} - V_y$$

Stąd wniosek, iż chcąc uzyskać możliwie największe szybkości wznoszenia należy dążyć, by stosunek $N:Q$ był jak największy, oraz sprawność śmigła przy wznoszeniu się jak najlepsza. Sam zaś lot należy przeprowadzać na prędkościach odpowiadających najmniejszej szybkości opadania (V_{min}). W motoszybowcach, gdzie ze względu na wagę silnika, oraz ekonomię nie można stosować silników o zbyt dużej mocy, stosunek $N:Q$ nie może być zbyt wysoki.

Dlatego znów pożądaną byłaby możliwość adaptacji do motoszybownictwa śmigła o skoku nastawnym, któreby mogło zapewnić dobrą sprawność przy małych szybkościach lotu odpowiadających najmniejszym prędkościom opadania (więc również i wznoszenia się). Stosunkowo małe prędkości opadania motoszybowców polepszają nieco zagadnienie prędkości wznoszenia. Nie mniej dla zapewnienia odpowiednio stromego toru wznoszenia, pożądaną jest zastosowanie urządzeń specjalnych do zwiększania nośności, które przy prawie nie zmniejszonej szybkości wznoszenia się pozwalałyby uzyskać małą składową poziomą szybkości i tym samym należytą stromość toru. Postulatowi temu odpowiadają wymienione urządzenia, które zwiększają nośność, nie pogarszając wyraźnie oporów maszyny.

Co się dotyczy ważnego zagadnienia zapuszczania silnika w powietrzu, to zdaje się, że najracjonalniejszym rozwiązaniem (praktycznie zrealizowanym na motoszybowcu ITS 8) jest zastosowanie dekompresorów, pozwalających na rozpedzenie śmigła w locie i uruchomienie silnika. Stromość podchodzenia do lądowania zapewniają różne hamulce powietrzne zwiększające b. intensywnie opory maszyny. Mogą to być urządzenia specjalne jak przerywacze, również tę rolę mogą



spełniać silnie wychylone klapy, lotki Junkersa, czy też poszerzacze.

Mającą duży walor ze względu na użyteczność postulat zachowania płozy do lądowania, daje się rozwiązać w najbardziej naturalny sposób (przy maszynie jednosilnikowej) przez umieszczenie silnika z tyłu za płatem i uformowanie przedniej części kadłuba identycznie, jak w rasowych szybowcach, co ma jeszcze tę zaletę, że pilot szybowcowy, znacznie swobodniej czuje się na takiej maszynie, a trudności pilotażowe dla zaawansowanego pilota szybowcowego są minimalne. Dzięki podobieństwu w pilotażu z szybowcem prawidłowo skonstruowany motoszybowiec może stać się prawie że bez specjalnego przeszkolenia maszyną, na której pilot szybowcowy kategorii C, z dobrym treningiem, może latać bez trudu i w pełni użytkować maszynę.

Motoszybowce czeka jeszcze długa droga udoskonaleń, sam problem jednak należy uznać za całkowicie rozwiązany i motoszybowiec powinien wejść w szersze użytkowanie przez nasze szybowiska. Musimy jednak zdobyć się na własne, dobre silniki małej mocy (od 25 do 50 KM) co stanowić powinno naczelną punkt programu w dziedzinie motoszybownictwa i lotnictwa małej mocy, jako — lotnictwa popularnego.

Moto- szybowiec	λ	$\frac{Q}{S}$ kg/m ²	$\frac{\eta N}{S}$ KM/m ² ($\eta=0,65$)	V_{max} km/godz	V_y m/sek	V_w m/sek
BG 15-1 . . .	7,8	20,0	0,78	105	1,8	1,2
Horten . . .	8,4	16,4	1,35*	150	1,0	—
SFAN-4 . . .	8,7	24,2	1,27	115	—	—
SEAN-2 . . .	8,8	19,1	1,00	115	—	1,2
Bąk	10,3	18,9	0,985	110	1,2	1,5
D- Maikäfer II . . .	10,8	18,3	0,670	95	—	~1,0
ITS-8	11,0	17,2	0,690	115	0,9	1,3
ITS-8W	12,5	18,6	1,00	—	—	—
Bley M-Kondor . . .	14,0	21,6	0,715	90	1,2	0,9

* przyjęto $\eta = 0,72$



Ryc. 6. Motoszybowiec ITS — 8. Konstrukcja inż. Stępniewskiego przy współpracy pp. Matza, Kotowskiego, Kołodzieja i Bernata, został oblatany dnia 18. V. 1938 przez pilota ITSM Z. Ząbskiego