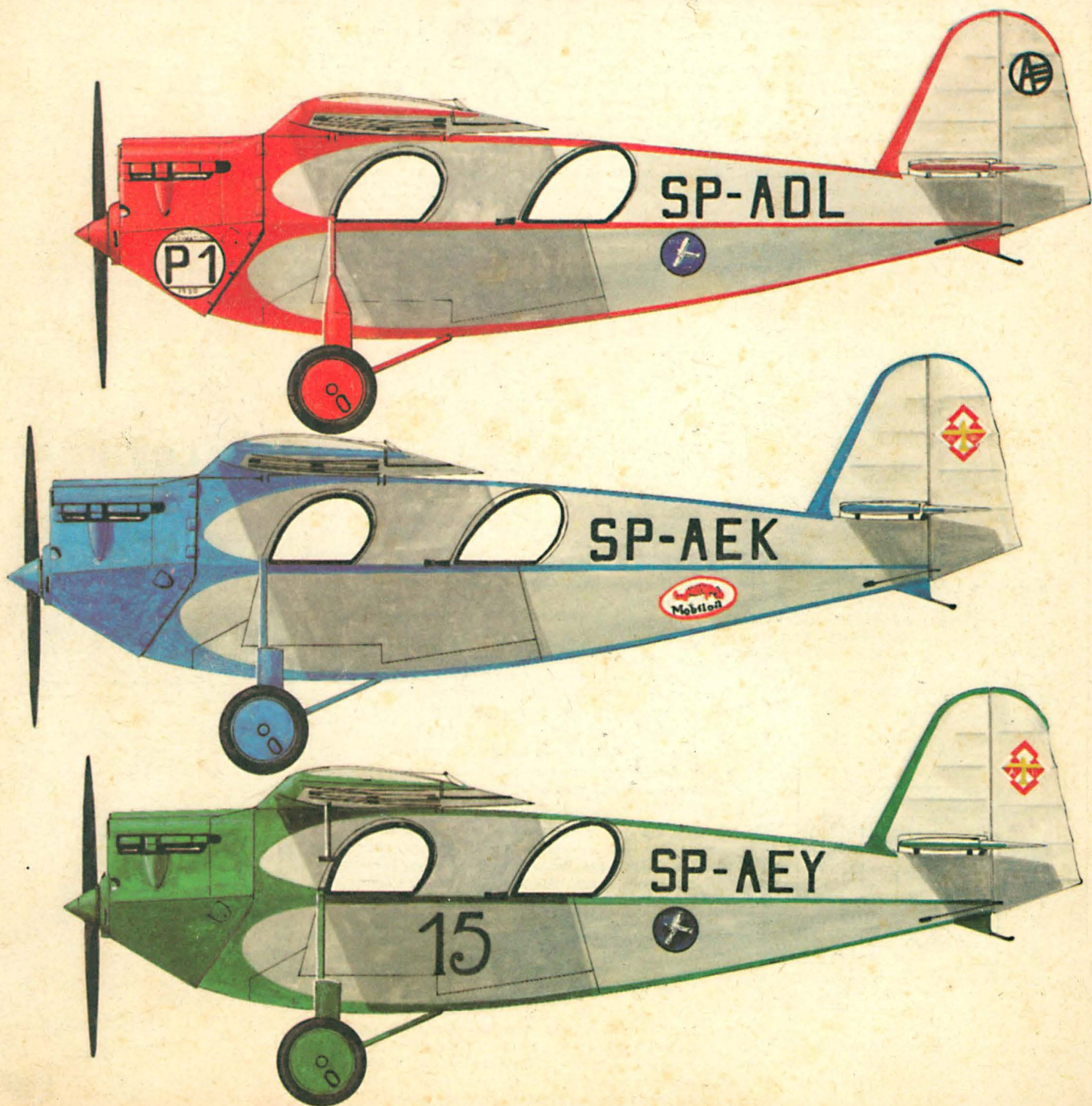


TECHNIKA

1'83

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● На заводе ВСК ПЗЛ Варшава-Океце, на открытом партийном собрании была представлена «Программа деятельности предприятия по 1990 год». Перспектива деятельности завода пользовалась большим интересом. Директор Ежи Мильчарек, описывая актуальную обстановку завода сказал, что предприятие обеспечено поставкой материалов, но есть трудности с обслуживанием и химическими средствами (краски и т.п.). Заказы на лыжи, сельскохозяйственную аппаратуру для самолетов Ан-2, запасные части для самолетов и воздушные винты превышают производственные возможности завода.

В первой половине 1982 г. предприятие перевыполнило производственный план, хотя ему не доставало 202 производственных работников.

В ближайшем 5-летию Завод будет выпускать самолеты Вильга (70÷90 в год) Крук (20 в 1983 г.) и Колибер (10 в 1982 г. и 10 в 1983 г.), а также дельтапланы. Сельскохозяйственный вариант самолета Вильга закончит испытания и поступит на производство в 1983 г. Вильга со взлетной массой 1400 кг и с модифицированным двигателем получит сертификат. Восьмая серия самолета Крук — это Крук Б с двигателем АШ-62, а Крук с двигателем ПЗЛ-3СР начнет летные испытания. Колибер получит разрешение на выполнение акробатии, будет иметь более богатое пилотажно-навигационное оборудование и оборудование для ночных полетов, а импорт деталей для его постройки прекратится.

В 1983 г. Завод выпустит 300 дельтапланов, 1,5 раза более запасных частей для Ан-2 чем в 1982 г., 565 комплектов сельскохозяйственной аппаратуры для Ан-2 2 85 — без баков для химиката), а также больше, чем в 1982 г. металлических воздушных винтов. Выпуск запасных частей для ПЗЛ-104 и ПЗЛ-106 снизится на половину.

Работы по прототипам позволят на запуск после 1983 г. в производство учебно-тренировочного самолета ПЗЛ-130 Орлик, многоцелевого самолета ПЗЛ-104 Вильга 80 и сельскохозяйственного самолета ПЗЛ-107 Кавка (наследника самолета Крук). Идет подготовка к выпуску воздушных винтов АВ-24ПВ для самолета Ан-28, а также УС-133 для двигателя ПЗЛ-3СР.

Опытной конструкцией будет ПЗЛ-126 Мрвка.

● В сентябре м-це прошлого года на заводе ВСК ПЗЛ-Мелец группа венгерских специалистов выполнила техническую приемку 6 штук сельскохозяйственных самолетов ПЗЛ-М18 Дромедер. Включая эту шестёрку, завод экспортировал уже 120 штук самолетов Дромедер.

● „The Program of Enterprise Activity until 1990” was presented at WSK PZL-Warszawa Okęcie, at an open party meeting. The prospects of the plant activity rose great interest. Jerzy Mileczarek, the Manager, when demonstrating the present situation of the factory, informed that supplies of aircraft materials were secured for the plant, while difficulties took place in connection with supplies of accessories and equipment, chemical materials (paint etc.) and co-operation deliveries. The orders for skis and agricultural equipment for the An-2 aircraft, for airplane spare parts and for aircrews exceed the factory production capacity.

For the first half-year 1982, the factory fulfilled the production plan in more than 100%, despite the shortage of 202 production workers.

During the nearest 5-years' period the plant will manufacture airplanes Wilga (70 to 90 pcs a year), Kruk (20 pcs in 1983) and Koliber (10 pcs in 1982 and 10 pcs in 1983) and paragliders. The agricultural version of Wilga is subjected to tests which are to be completed soon and its production is intended to be started in 1983, the Wilga having flying weight of 1400 kg and provided with a modified engine is to be granted the certificate. The eighth series of Kruk — that's Kruk B with the ASz-62 engine, and the Kruk equipped with the PZL-3SR engine will be subjected to tests. The Koliber is to be granted aerobatics permission, it is planned to be fitted out with enriched pilotage and navigation equipment as well as night-flight equipment, and imports of its components are to be eliminated.

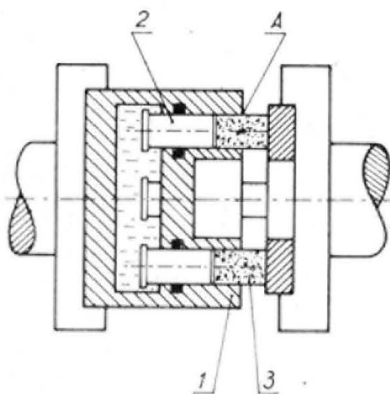
It is planned for 1983 to manufacture 300 paragliders, one and a half times more spare parts for An-2 than that figure for 1982, 565 agricultural kits for An-2 (including 285 pcs without tanks) and more metal aircrews as compared to those of 1982. On the other hand, the production of spare parts for the PZL-104 and PZL-106 airplanes will be reduced to a half.

It is anticipated that certain works being currently carried on at prototypes will allow to start after 1983 production of trainer PZL-130 Orlik, multi-purpose aircraft PZL-104 Wilga 88 and agplane PZL-107 Kawka (successor of the Kruk). Production of aircrews AW-24PW for the An-28 aircraft and aircrews US-133 for the PZL-3SR engine is prepared to be started. PZL-126 Mrówka is to be an experimental design.

● A team of Hungarian specialists stayed at WSK PZL-Mielec in September last year, who carried out acceptance inspection of 6 agricultural airplanes PZL-M18 Dromader. That last batch of airplanes increased the total number of Dromaders exported already by WSK PZL-Mielec to 120 pcs.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił do opatentowania wynalazek pn. Sposób i urządzenie do badania porównawczego odporności zużyciowej materiałów trących (autor A. Derkaczew). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie zapewnienia identycznych warunków procesu tarcia różnym



cesu tarcia umieszcza się we wspólnym uchwycie i dociska jednakowym ciśnieniem do tego samego elementu ciernego.

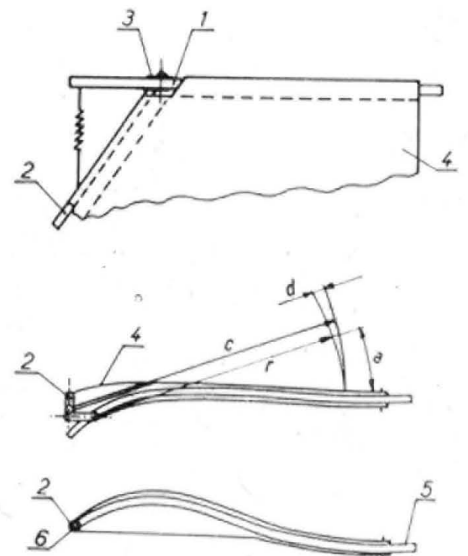
Urządzenie do stosowania tego sposobu ma w wypełnionym płynie korpusie 1 uchwytu wykonane otwory A, w których umieszczone są tłoki 2, współtworzące z otworami A gniazda mocujące badane próbki 3.

Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 13/1980, w klasie G 01 N, pod nr P.211014.

● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił do opatentowania wynalazek pt. Zakończenie skrzydła miękkołata lub sprężystego skrzydła (twórca J. Wolf). Rozwiązanie wg wynalazku umożliwia w znacznym zakresie wzrost skrzywienia geometrycznego skrzydła przy wzroście jego kąta natarcia i jednocześnie zanik skrzywienia przy nadmiernym zmniejszeniu kąta natarcia.

Wg wynalazku zakończenie skrzydła, w którym powłoka 4 jest zamocowana do belki krawędzi natarcia 2, stanowiącej krawędź natarcia skrzydła, a na końcu skrzydła do poprzecznej względem krawędzi natarcia rury-żebra, zwanej ścinem, 1 lub 5 charakteryzuje się tym, że ścin 1 lub 5 zamocowany jest wychylnie do bel-

ki krawędzi natarcia 2 za pomocą przegubu 3 lub łożyska 6.



Skrót opisu wynalazku, chronionego pięcioma zastrzeżeniami, ogłoszono w BUP nr 12/1980, w klasie B 64 C, pod nr P.210588.

materiałom i zagwarantowania pełnej porównywalności badań ich odporności zużyciowej oraz przyspieszenia badań i obniżenia ich kosztów.

Sposób wg wynalazku polega na tym, że próbki badanych materiałów podczas pro-



lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVIII STYCZEŃ 1983

Czy jednomiejscowy szybowiec szkolny ma przyszłość?

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

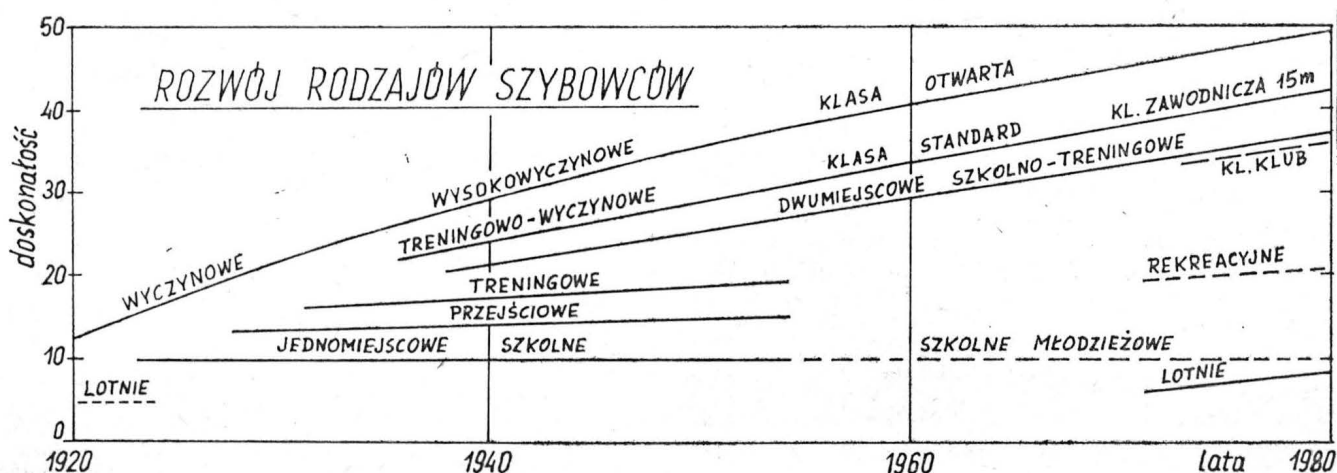
Wprowadzone w latach czterdziestych szkolenie na szybowcach dwumiejscowych wyeliminowało już w połowie lat pięćdziesiątych szybowce jednomiejscowe. Jednak wciąż słyszy się opinie, że szkolenie na szybowcach jednomiejscowych było tańsze, wymagało mniej skomplikowanego sprzętu startowego (lina gumowa lub wyciągarka) i stanowiło lepszą szkołę charakterów, szybciej eliminując mniej zapalonych do lotnictwa. Zdarza się, że projektuje się, a czasem i buduje, prototypy jednomiejscowych szybowców szkolnych, a nawet są przypadki ich produkowania. Aby odpowiedzieć na pytanie czy jednomiejscowy szybowiec ma przyszłość, trzeba przede wszystkim zobaczyć jego miejsce w procesie szkolenia szybowcowego.

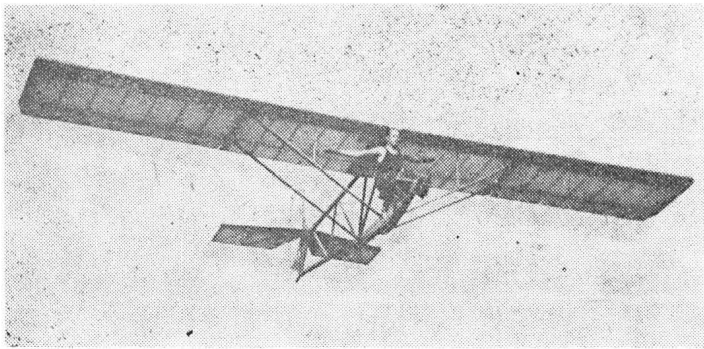
W okresie pionierskim, tj. do 1919 r., pilotami szybowcowymi z reguły byli konstruktorzy, którzy sami uczyli się latać na swych konstrukcjach. W latach 1920÷1921, gdy szybownictwo zaczęło stawać się sportem, oprócz konstruktorów szybowce pilotowali ich pomocnicy i przyjaciele. Szkolenie odbywało się na każdym niemal nowo wybudowanym szybowcu. Wkrótce jednak zorientowano się, że niektóre konstrukcje są łatwiejsze w pilotażu i odporniejsze na twarde lądowania. Ponieważ w owym czasie budowa szybowców dwumiejscowych należała do rzadkości ze względu na większą złożoność konstrukcji i większy koszt, dlatego nie można było zorganizować szkolenia szybowcowego w sposób analogiczny do szkolenia na dwumiejscowych samolotach szkolnych.

W latach 1923 i 1924 powstały w Niemczech szybowce Hol's der Teufel i Pegasus, które stały się wzorcem dla szybowców szkolnych na długie lata. Cechował je układ górnołata usztywnionego linkami, kadłub w postaci płaskiej kraty z nie osłoniętym miejscem pilota i z pojedynczą płożą podwozia. Podczas ćwierćwiecza 1923÷1948 jednomiejscowy szybowiec szkolny niewiele się zmienił. Poprawiły się przede wszystkim jego właściwości eksploatacyjne. Był to jednak wciąż szybowiec o rozpiętości rzędu 10 m, doskonałości 10÷11 i opadaniu 1,2÷1,3 m/s.

Wzrost osiągnięć szybowców wyczynowych, a przez to ich oddalenie się właściwościami od szybowców szkolnych, spowodował konieczność powstania pod koniec lat dwudziestych klasy szybowców przejściowych (u nas ich reprezentantem była Salamandra) oraz treningowych. Dalszy rozwój szybowców wyczynowych zmusił do powstania klasy szybowców treningowo-wyczynowych (np. Mucha). Gdy doskonałość szybowców wyczynowych przekroczyła 30, wielostopniowe szkolenie na szybowcach szkolnych, przejściowych, treningowych i treningowo-wyczynowych stało się bardziej czasochłonne i droższe od szkolenia na szybowcach dwumiejscowych o osiągnięciach zbliżonych do szybowców wyczynowych. Wówczas bowiem wystarcza jeden typ szybowca klubowego (o doskonałości rzędu 35) przed rozpoczęciem lotów na szybowcach wyczynowych. Rozwój drabinki typów pośrednich potrzebnych do szkolenia przedstawia wykres.

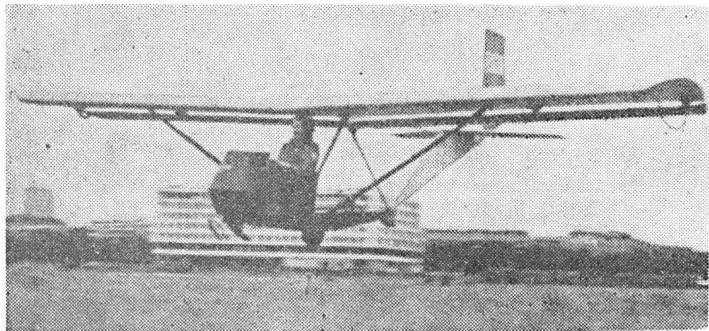
Jest to spojrzenie jednostronne, tylko z punktu widzenia szybkiego szkolenia pilotów wyczynowych i gdy koszty nie stanowią problemu. Lecz istnieją co najmniej trzy argumenty przeciw szkoleniu na szybowcach dwumiejscowych o doskonałości 30÷38, mimo że ostatnio zaczęły one wypierać sprzęt o mniejszej doskonałości. Argument pierwszy — to wysoki ich koszt. Argument drugi: praktyka szkolenia na szybowcach dwumiejscowych o doskonałości rzędu 20 (Czapla, Primorec, Gobé, SGS-2-33) wykazuje, że „drabinka” sprzętu szybowcowego wcale nie musi mieć tak gęstych szczebli jak to się niektórym wydaje. Argument trzeci: nieprawdą jest, że głównym celem szkolenia szybowcowego jest „stajnia wyścigowa”, czyli szkolenie pilotów wysokowyczynowych, gdyż stanowią oni zaledwie kilka procent szkolonych. Znacznie większy procent stanowią kandydaci na pilotów samolotowych, którzy przesiadają się nie na szybowiec wyczynowy o doskonałości 35, lecz na samolot o doskonałości 10. Wnioski te wskazują jednak raczej na potrzebę stosowania tanich dwumiejscowych szybowców szkolnych o doskonałości rzędu 20 niż na konieczność stosowania szybowców jednomiejscowych.





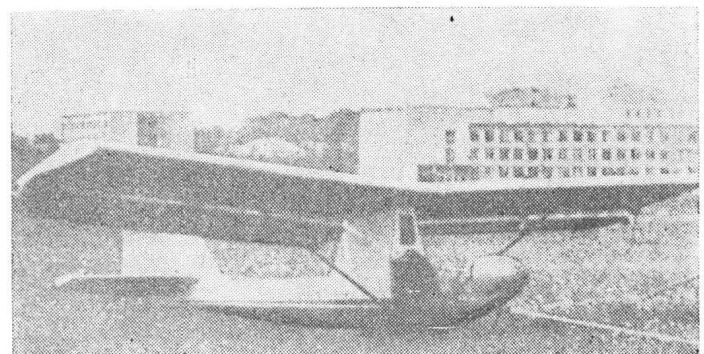
Rys. 1. Polski jednomiejscowy szybowiec szkolny Wrona z 1933 r. o masie własnej 65 kg

Pomimo to prowadzone są próby powrotu do szkolenia na szybowcach jednomiejscowych. Jednym z nich są budowane w Związku Radzieckim szybowce do szkolenia młodzieży w wieku 15–16 lat. Pierwszym szybowcem o podobnej koncepcji był japoński szybowiec Nippon Kagero z 1940 r. zaprojektowany dla młodych pilotów o wadze 45–65 kg. W ZSRR w produkcji seryjnej przez ponad 20 lat znajdował się szybowiec Bronisa Oszkinisa BRO-11 Pionier z 1954 r. (do 1960 r. zbudowano go ponad 1600 sztuk) i jego odmiana BRO-11M Zile z 1969 r. — używane w młodzieżowych szkołkach szybowcowych przy aeroklubach. Przy



Rys. 2. Radziecki młodzieżowy szybowiec szkolny BRO-11M z 1954 r. o prędkości minimalnej 30 km/h

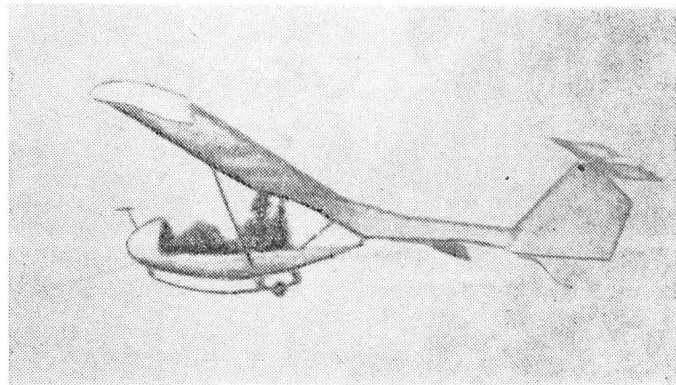
starciu za wyciągarką wykonuje się na nim loty do wysokości 60 m. Jest to jednak raczej przedszkole szybowcowe niż szkolenie, gdyż służy do wczesnego rozbudzenia zamiłowania do lotnictwa i wstępnej selekcji kandydatów. Szybowiec ten został zaprojektowany dla pilotów o wadze 40–60 kg (maks. 70 kg), podczas gdy przepisy budowy szybowców szkolnych przyjmują średnią wagę pilota 80 kg, a maksymalną 100 kg. Zmniejszenie wagi pilota pozwoliło na zmniejszenie wymiarów i masy konstrukcji. Dlatego szybowiec ten należy nazwać mini-szybowcem szkolnym. Przy rozpiętości 7,3 m i powierzchni nośnej 10,5 m² ma prędkość minimalną 30 km/h, doskonałość 11 i opadanie 1 m/s. Jego cechą charakterystyczną są lotki Junkersa na całej rozpiętości skrzydeł. W latach 1980–1981 w ZSRR powstały prototypy nowych szybowców szkolnych tej klasy. B. Oszkinis zbudował BRO-21 Wituris z dwuszczelinowym płatem (prędkość minimalna 30 km/h) i laminatowy BRO-23 KR Granis o rozpiętości 8,2 m, powierzchni nośnej 10,4 m², masie własnej 84 kg, prędkości minimalnej 42 km/h i dosko-



Rys. 3. Prototyp szybowca młodzieżowego LAK-14 Strazdas z 1981 r.

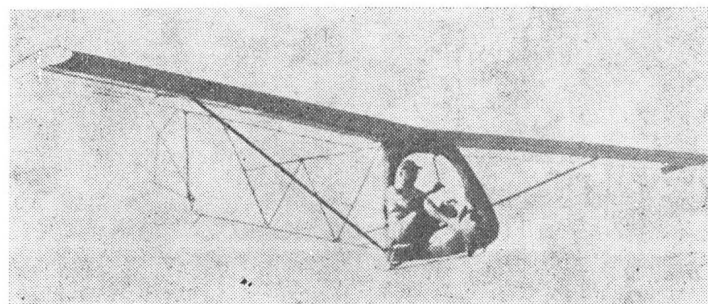
nałości 15, a opadaniu 1 m/s. A. Paknis w zakładach szybowcowych w Prenaj na Litwie zbudował szybowiec LAK-14 Strazdas o drewnianym płacie i laminatowym kadłubie. Jego rozpiętość wynosi 7,3 m, powierzchnia nośna 10,6 m², a masa własna aż 100 kg (przedwojenna Wrona A. Kocjana miała masę własną 65 kg). Opadanie szybowca wynosi 1,1 m/s, a doskonałość 13. Został on skierowany do produkcji seryjnej; zamówiono go 250 szt. Na politechnice w Kazaniu powstał laminatowy szybowiec szkolny KAI-50 o rozpiętości 9 m, powierzchni nośnej 10,4 m², masie własnej 84 kg, prędkości minimalnej 42 km/h, doskonałości 14 i opadaniu 1,1 m/s.

Inną próbą nawrotu do jednomiejscowych szybowców szkolnych są budowane od 1973 r. prototypy prostych szy-



Rys. 4. Prototyp szybowca młodzieżowego BRO-23 KR Granis

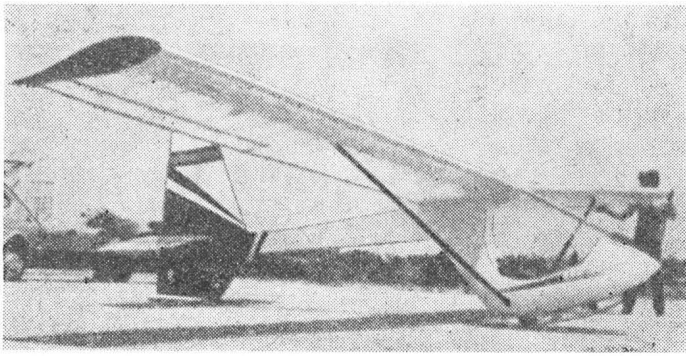
bowców laminatowych z laminarnym profilem płata — stosowanych raczej do lotów rekreacyjnych lub doświadczalnych niż do szkolenia. Pierwszym takim szybowcem był Start Flug H-111 Hippie z 1974 r. projektu Ursuli Hänle. Jego masa własna wynosiła 48 kg, doskonałość 12, a prędkość minimalna była poniżej 40 km/h (szczegółowy opis patrz TLiA 3/76). Zbudowano go 30 szt. Hiszpański prototyp Cases Libel-Lula z 1979 r., będący konstrukcją amatorską, wyróżniają dość dobre osiągi. Przy masie własnej 75 kg ma on osiągać doskonałość 19. Jego rozpiętość wynosi 10,5 m, a powierzchnia nośna 9,4 m², co daje wydłużenie płata 11,7 (u BRO-11 wynosi ono 5, u dawnych szybowców szkolnych przeważnie ok. 6). Miejsce pilota w tym szybowcu jest osłonięte. Zbudowany w 1981 r. na Politechnice Warszawskiej doświadczalny szybowiec laminatowy ULS przy rozpiętości 10,9 m i powierzchni nośnej 12,6 m², ma masę własną ok. 50 kg, opadanie rzędu 0,9 m/s, a doskonałość 16. Szybowce te stanowią interesujący etap poszukiwań rozwiązania problemu prostego szybowca jednomiejscowego.



Rys. 5. Laminatowy Start Flug H-111 Hippie z 1974 r. o masie własnej 50 kg

Po dokonaniu powyższego przeglądu konstrukcji, można spróbować znaleźć odpowiedź na pytanie postawione w tytule. Wydaje się, że istnieją aż trzy odpowiedzi.

1. Do szkolenia pilotów szybowcowych tani szybowiec dwumiejscowy ma przewagę w szybkości szkolenia nad jednomiejscowym. Koszt szkolenia zależy przede wszystkim od tego, czy do startu używana jest wyciągarka. Jednak o tym, czy będzie to ekonomiczny system szkolenia zadecyduje poprzedzenie go efektywnym systemem eliminacji kandydatów na pilotów. W przypadku braku takiego systemu eliminacji — szkolenie na szybowcach jednomiejscowych w ostatecznym efekcie (wyrażonym liczbą pilotów kontynuujących latanie) może okazać się bardziej opłacalne.



Rys. 6. Prototyp Cases Libel-Lula z 1979 r. o doskonałości 19

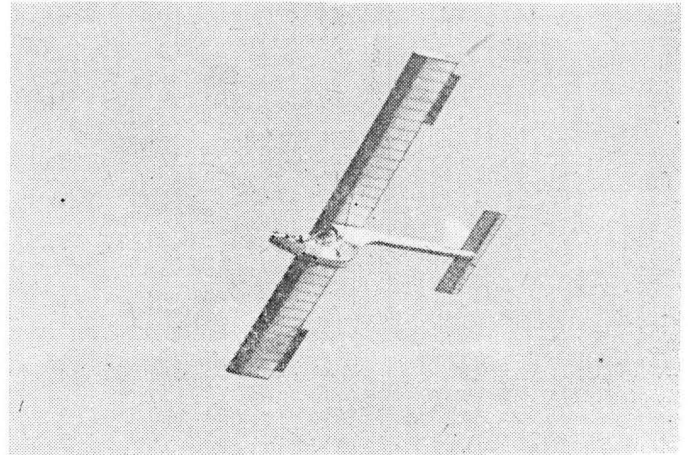
2. Możliwy jest rozwój ultralekkiego miniaturowego młodzieżowego szybowca szkolnego, tam gdzie przepisy wprowadzą wstępne szkolenie szybowcowe od 14 roku życia. Oczywiście będzie to konkurencja dla lotni i spełni on podobne zadania jak lotnia. Szybowiec taki dzięki miniaturyzacji wymiarów powinien mieć masę własną 50 kg i prędkość minimalną rzędu 30 km/h (np. przez zastosowanie profilu płata typu Liebecka). To zwiększyłoby poważnie bezpieczeństwo wykonywania na nim lotów. Loty na nim z pewnością mogą odegrać poważną rolę we wczesnym rozbudzaniu silnych zainteresowań lotnictwem i dać w wyniku pożyteczny system eliminacji kandydatów.

Możliwe, że przyszłość tej kategorii leży w przejściu na konstrukcję ultralekką z rur o napinanym pokryciu z tkaniny, w rodzaju szybowca Quicksilver z podwoziem, o masie własnej 40 kg i prędkości minimalnej 30 km/h.

3. Przy współczesnym poziomie osiągnięć szybowców wyczynowych jednomiejscowy szybowiec szkolny, aby był naprawdę efektywny w szkoleniu i ekonomiczny, musiałby bardziej przypominać dawniejszy szybowiec przejściowy niż szkolny, a jego osiągi musiałby być na poziomie osiągnięć dawniejszych szybowców treningowych przy dość niskiej prędkości minimalnej, rzędu 30÷40 km/h. Oznacza to, że przy prostym konstrukcyjnie prostokątnym płacie (dzięki jego aerodynamice, tj. profilowi i efektywnemu wydłużeniu), osłoniętej kabinie pilota i prostej belce ogonowej o małym oporze — musiałby mieć doskonałość rzędu 18÷22 i opadanie nie większe niż 0,8 m/s. Dorównywałyby wówczas osiągnięciami dość przeciętnym dwumiejscowym szybowcom szkolnym. Natomiast niezbędna byłaby analiza ekonomiczna, czy tańsze i szybsze będzie szkolenie za wyciągarką na takim szybowcu jednomiejscowym, czy na podobnym do niego szybowcu dwumiejscowym.

wym. Zazwyczaj szkolenie na szybowcu jednomiejscowym wymaga większej liczby lotów, lecz zastosowanie radiotelefonu mogłoby ten system szkolenia nieco zbliżyć do szkolenia na szybowcach dwumiejscowych.

Możliwe, że ten rodzaj taniego szybowca jednomiejscowego ponadto zaspokoiłby rozwijającą się na całym świecie potrzebę taniego szybowca rekreacyjnego. Wzrost kosztów wyczynowego latania szybowcowego spowodował, że aerokluby stały się sportową stacją wyczynową lub (już rzadko gdzie) miejscem przygotowania kandydatów do lotnictwa zawodowego. Natomiast entuzjastom latania przyjemnościowego pozostały tylko lotnie. Niewątpliwie chętnie skorzystają oni z możliwości latania na tanim szybowcu o podanych wyżej osiągnięciach. Jest to pęd analogiczny do tego, jaki przejawia się w lotnictwie samolotowym w postaci budowania samolotów ultralekkich.

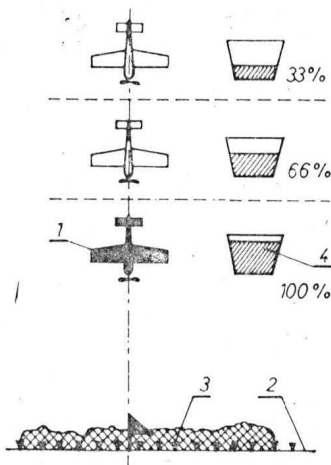


Rys. 7. Polski prototyp ULS z 1981 r. o masie własnej 50 kg. Fot. J. Filipiak

U nas, z przyczyn niezbyt uzasadnionych, niemal wszyscy odżegnują się od terminu „latanie rekreacyjne”. Jest to jednak zupełnie błędny stosunek do tego rodzaju latania. Niczym gorszącym nie jest uprawianie innych dziedzin sportu dla przyjemności, jak np. jeżdżenie na rowerach, pływanie na żaglówce czy jazda na nartach. Dlaczego więc latanie rekreacyjne ma być czymś zdrożnym? Prosty szybowiec jest droższy od roweru czy nart, lecz niekoniecznie od żaglówki. Jeśli kluby amatorów latałyby na własny koszt — to mają do tego pełne prawo jako do ciekawego spędzania wolnego czasu przez człowieka pracy.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania wynalazek pn. Sposób określenia współczyn-



nika wariacji rozkładu podłużnego środków sypkich, rozsypanych ze statków powietrznych (wynalazca J. Lipiński). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania takiego sposobu pomiaru, który pozwoli określić współczynnik wariacji w czasie jednego lotu, przy minimalnej liczbie chwytaków, zmniejszonej obsłudze naziemnej z jednoczesnym zmniejszeniem terenu, z uwzględnieniem możliwości korekty nalołu samolotu na linię.

Sposób wg wynalazku polega na wstawieniu jednej linii pomiarowej 2 z chwytakami 3, nad którą przelatuje statek powietrzny 1. Pierwszy naloł na linię pomiarową 2 odbywa się przy pełnym załadunku zbiornika 4 lub zbiorników, a dalsze naloły (2, 3, 4 ... n) wykonuje się przy o ok. $1/n$ zawartości zbiornika mniej, aż do opróżnienia go z chemikaliów, przy czym kubki chwytaków przy każdym nawrocie zmienia się.

Skrót opisu wynalazku, chronionego czterema zastrzeżeniami, opublikowano w BUP

nr 14/1980 r., w klasie B05B, pod nr P. 218183T.

● M. Kujawa z Gdyni zgłosił do opatentowania wynalazek pn. Wiązania rozdzielnych konstrukcji samolotów płatowych. Opis wynalazku uzupełniony jest 20 rysunkami. Wynalazek chroniony jest sześcioma zastrzeżeniami.

Skrót opisu opublikowano w BUP nr 3/1981, w klasie B64C, pod nr P.222259T.

● Uniwersytet Warszawski zgłosił do opatentowania wynalazek pn. Tor do celów dydaktycznych (autor K. Tabaszewski). Przedmiotem wynalazku jest konstrukcja na poduszce powietrznej, przeznaczona do demonstrowania zasad ruchu w doświadczeniach z fizyki. Wynalazek umożliwia znaczne zmniejszenie możliwości powstawania różnych od zera składowych sił innych niż wzdłuż osi toru. Wynalazek chroniony jest pięcioma zastrzeżeniami.

Skrót opisu wynalazku opublikowano w BUP nr 15/1981, w klasie G09B, pod nr P.221281.



PÓLSKA

● W WSK PZL-Warszawa Okęcie na otwartym zebraniu partyjnym został przedstawiony „Program działalności przedsiębiorstwa do 1990 r.”. Działalność perspektywiczna zakładu wzbudziła duże zainteresowanie. Dyrektor Jerzy Milczarek omawiając aktualną sytuację zakładu poinformował, że przedsiębiorstwo ma zapewnione dostawy materiałów lotniczych, zaś trudności występują z dostawami osprzętu i wyposażenia, materiałów chemicznych (farby itp.) oraz dostawami kooperacyjnymi. Zamówienia na narty i urządzenia rolnicze do samolotów An-2 oraz na części zamienne do samolotów, jak również śmigła przekraczają możliwości produkcyjne zakładu.

W I półroczu 1982 r. przedsiębiorstwo wykonało plan produkcji w ponad 100%, mimo niedoboru 202 pracowników produkcyjnych.

W najbliższym 5-leciu zakład będzie produkował samoloty Wilga (70÷90 rocznie), Kruk (20 w 1983 r.) i Koliber (10 w 1982 r. i 10 w 1983 r.) oraz lotnie. Wilga rolnicza kończy próby i ma wejść do produkcji w 1983 r., Wilga o masie w locie 1400 kg i zmodyfikowanym silniku ma uzyskać certyfikat. Osma seria Kruka — to Kruk B z silnikiem ASz-62, zaś Kruk z silnikiem PZL-3SR wejdzie do prób. Koliber ma otrzymać dopuszczenie do akrobacji i bogatsze wyposażenie pilotażowo-nawigacyjne, wyposażenie do lotów nocnych oraz ma być wvelimnowany import części do niego.

W 1983 r. ma być wyprodukowanych 300 lotni, 1,5-krotnie więcej części zamiennych do An-2 niż w 1982 r., 565 urządzeń rolniczych do An-2 (285 bez zbiorników) oraz więcej niż w 1982 r. śmigieł metalowych. Natomiast dwukrotnie zmaleje produkcja części zamiennych do samolotów PZL-104 i PZL-106.

Prowadzone prace prototypowe mają pozwolić na uruchomienie po 1983 r. produkcji samolotu szkolno-treningowego PZL-130 Orlik, samolotu wielozadaniowego PZL-104 Wilga 88 oraz samolotu rolniczego PZL-107 Kawka (następca Kruka). Przygotowywane jest uruchomienie produkcji śmigieł AW-24PW do samolotu An-28 oraz śmigieł US-133 do silnika PZL-3SR (*Skrzydła* 4. 6 i 7/82).

Konstrukcją doświadczalną ma być PZL-128 Mrówka.

● We wrześniu ub. roku w WSK PZL-Mielec przebywała grupa fachowców węgierskich, dokonując odbioru technicznego 6 szt. samolotów rolniczych PZL-M18 Dromader. Łącznie z tą ostatnią partią samolotów WSK PZL-Mielec wyeksportowała już 120 egz. Dromaderów.



BUKGARIA

● Lotnictwo rolnicze Bułgarii ma ponad 300 samolotów rolniczych. Najwięcej ma w eksploatacji samolotów: An-2, Cme-laków i śmigłowców Ka-26. (LK 18/82)



Śmigłowiec Mi-2 w nietypowym malowaniu. Fot. W. Szewczyk



CHINY

● Delegacja francuskiej wytwórni Dassault przebywała w Chinach, gdzie przeprowadziła rozmowy w sprawie zakupu przez Chiny samolotów myśliwskich Mirage 2000 i licencji na ich produkcję. (Av. Mag. 834)



EGIPT

● 1 września 1982 r. został zmontowany w Egipcie w Heluan pierwszy z 37 samolotów Alpha Jet montowanych w tym kraju. Pierwsze 8 z 45 samolotów tego typu zakupiono gotowe. (Av. Mag. 835)



FRANCJA

● Silnik turbowalowy Turbomeca TM333 (850 KM, 625 kW) przeszedł próbę długotrwałą 150-godzinną oraz 50-godzinne próby w locie na śmigłowcu Dauphin 2. Spośród 16 egzemplarzy prototypowych 7 pracowało łącznie 850 h, z czego 103 w locie. Prace nad TM333 rozpoczęto w lipcu 1979 r. Próby na hamowni prowadzone są od września 1981 r., zaś w locie od kwietnia 1982 r. Certyfikat spodziewany jest w pierwszym półroczu 1985 r., a dostawy w drugim półroczu 1985 r. (GIFAS 1336)

● We wrześniu 1982 r. przystąpiono do prób rozmieszczenia instalacji na makiecie kadłuba samolotu pasażerskiego ATR-42. Dotychczas zebrano zamówienia na 45 samolotów tego typu. Oblot prototypu planowany jest na 1984 r. (GIFAS 1336)

● Meksyk dla lotnictwa wojskowego zakupił 20 dwumiejscowych samolotów akro-

bacyjnych CAP-10, które dostarczane są w tempie 2 samoloty tygodniowo. (GIFAS 1336)

● Wytwórnia Microturbo opracowała silnik turboodrzutowy TIA-21 o ciągu 148 daN do samolotu Microjet 200B. Silnik ten jest rozwinięciem silnika TSR-18 o ciągu 130 daN. (GIFAS 1336)

● Wytwórnia SOCATA projektuje dwusilnikowy 8÷10-miejscowy górnopłat lokalnego transportu TB-60. (LK 19/82)

● Wytwórnia Dassault opracowuje samolot myśliwski Mirage III Nouvelle Generation (nowej generacji). Ma to być odmiana Mirage III o układzie kaczki z elektrycznym systemem sterowania. (LK 19/82)

● Wiosną 1983 r. będzie dostarczony pierwszy seryjny samolot szkolno-treningowy TB-30 Epsilon. Planowana jest produkcja 30 samolotów rocznie, a w przypadku zamówień eksportowych może być podniesiona do 72 rocznie. Jeśli będzie zainteresowanie zagranicą wersją turbośmigłową, zostanie ona opracowana. (Av. Mag. 834)

● Alpha Jet NG (nowej generacji) z dwoma silnikami Larzac C-20 po 1500 daN ciągu, dalmierzem laserowym i ulepszonym wyposażeniem — wykonał pierwszy lot w listopadzie 1982 r. (Av. Mag. 835)

● Wytwórnia Mudry produkuje w ciągu tygodnia dwa dwumiejscowe samoloty akrobacyjne CAP-10B. (Av. Mag. 834)



HOLANDIA

● Wytwórnia samolotów Fokker zorganizowała latem 1982 r. Piąty Międzynarodowy Festiwal Latawcowy w Schevaningen. Festiwal trwał dwa dni i zgromadził 200 tys. widzów. Następny festiwal odbędzie się w 1983 r. (Fokker Bulletin 82)



JAPONIA

● Japoński przemysł lotniczy rozważa sprawę zaprojektowania do 2000 r. 5400÷6200 szt. 30÷60-miejscowego samolotu lokalnej komunikacji, ze względu na potencjalny rynek światowy. (Av. Mag. 834)

● W latach 1983÷1987 Japonia zamierza zakupić 531 samolotów i śmigłowców wojskowych, w tym: 43 Bell AH-1S, 5 Mu-2, 16 śmigłowców CH-X (następca Vertol 107), 53 Bell UH-1H, 69 Hughes OH-6A, 50 Lockheed P-3C, 61 SH-3B, 2 SH-60B, 12 MH-53E, 6 Shin Meiwa US-1, 10 Beech C90, 4 Fuji KM-2, 75 F-15J, 6 F-1, 24 SF-X (następca F-1), 8 C-130H Hercules, 7 T-2, 49 T-4, 17 Vertol 107. (Av. Mag. 835)



RFN

● Szybowiec klasy zawodniczej Ventus zwyciężył w 1982 r. w mistrzostwach szybowcowych USA i Wlk. Brytanii, a uprzednio w mistrzostwach Szwajcarii, Austrii i Holandii. (Adler 9/82)

● Szybowiec Nimbus 3 w 1982 r. zwyciężył w klasie otwartej w mistrzostwach szybowcowych RFN i USA. (Adler 9/82)

● Wytwórnia Grob do września 1982 r. zbudowała 500 laminatowych szybowców dwumiejscowych Grob G-103 Twin Astir i Twin II. Połowa została eksportowana. Obecna produkcja wynosi 5 szybowców na miesiąc. (Av. Mag. 834)



USA

● Ceny najtańszych śmigłowców w 1982 r.: Robinson R-22 — 59 720 dol., Hughes 300C — 120 000 dol., Enstrom F-280C — 122 300 dol. (LK 19/82)

● 30 sierpnia 1982 r. pierwszy lot wykonał samolot myśliwski Northrop F-5G Tigershark. Samolot ma masę startową 6800 kg i silnik GE-404-100 o ciągu 7710 daN, czyli stosunek ciągu do masy 1,13. Rozbieg wynosi 460 m, wznoszenie 275 m/s, przyspieszenie z M=0,9 do M=1,2 trwa 29 s. (Av. Mag. 834)

● Federalny Zarząd Lotnictwa FAA wydał nowe przepisy dla ultralekkich samolotów i ultralekkich szybowców. Do kategorii ultralekkich zaliczane są szybowce o masie własnej do 70 kg i samoloty o masie własnej do 115 kg ze zbiornikiem na maks. 19 l paliwa. Maksymalna prędkość

dopuszczalna dla tych konstrukcji wynosi 102 km/h. Dla tych kategorii nie wymagana jest certyfikacja i świadectwa zdolności. (Av. Mag. 835)

● We wrześniu 1982 r. opuścił wytwórnię pierwszy seryjny egzemplarz samolotu służbowego Cessna Citation III. Rzeczywista prędkość maksymalna samolotu wynosi 870 km/h, zasięg 4830 km. (Av. Mag. 834)



W. BRYTANIA

● Wlk. Brytania jest pierwszym krajem, w którym dopuszczono benzynę samochodową super do stosowania na samolotach lekkich. CAA Notice No. 98/82 dopuszcza stosowanie jej na 120 typach samolotów. Wymagane jest: tankowanie przy temp. poniżej 20°C, nieprzekraczanie wysokości lotu 3000 m, w przypadku pozostawienia paliwa w zbiorniku samolotu na czas dłuższy niż 24 h wymagane jest spuszczenie skropionej wody. (Adler 9/82)

● British Aerospace, Aeritalia i MBB przystępują do prac nad ACA (Agile Combat Aircraft — Zwinny Samolot Bojowy), tj. lekkim bardzo zwrotnym samolotem myśliwskim, który również mógłby być użyty jako szturmowy. Samolot ma mieć system aktywnego sterowania. W konstrukcji zostanie zastosowane włókno węglowe. Samolot ma mieć układ kaczki. Napęd będą stanowić silniki RB-199. Przewidywana prędkość M=2. Samolot ma wejść do produkcji na początku lat dziewięćdziesiątych. BAe News 40/82)

● Prototyp samolotu pasażerskiego BAe 146 w listopadzie 1982 r. wykonał lot reklamowy do Indii, Japonii, Malezji, Australii, N. Gwinei i Nowej Zelandii. (BAe News 43/82)

● Jetstream 31 EZ — to morska patrolowa wersja samolotu służbowego Jetstream 31. Z 5-osobową załogą, radarem i komputerem pokładowym samolot ma czas lotu 5,5 h. Ma służyć do patrolowania wód przybrzeżnych. (BAe News 42/82)

● British Aerospace rozpoczyna prace projektowe nad dwusilnikowym turbośmigłowcem 64-miejscowym samolotem pasażerskim ATP, który ma wypełnić lukę między 50-miejscowym samolotem BAe 748 i 80÷106-miejscowym BAe 146. Samolot mają napędzać silniki Pratt Whitney PW100/6 po 1880 kW (5220 KM). Przy prędkości przelotowej 412 km/h ma mieć zasięg 1200 km. (BAe News 41/82)

● Przemysł lotniczy brytyjski i włoski przystępują do realizacji budowy wspólnego śmigłowca EH-101 w wersji wojskowej i cywilnej. SBAC News 212)

● Rząd brytyjski przyznał wytwórni Westland 41 mln £ na opracowanie wersji cywilnych śmigłowca Westland 30, oznaczonych jako wersje 200 i 300. (SBAC News 212)

● Pierwszy seryjny samolot Shorts 360 zademonstrowano we wrześniu 1982 r. Wytwórnia Short otrzymała 27 zamówień na samolot pasażerski Shorts 360 i 112 na Shorts 330. W opracowaniu znajduje się wersja wojskowa oznaczona Shorts 330 UTT (Utility Tactical Transport) oraz cywilna wersja towarowa Shorts 330 Sherpa. (SBAC News 212)

● Wytwórnia NDN uzyskała pierwsze zamówienia na 3 turbośmigłowcowe samoloty rolnicze NDN-IT Firecracker z terminem dostawy w 1983 r., oraz opcję na 4 samoloty w latach 1984 i 1985. (SBAC News 212)

● Wytwórnia Rediffusion Simulation wykonuje symulator do śmigłowca AS 332 L Super Puma za 4,5 mln £. (SBAC News 212)



ZSRR

● Na Mistrzostwach Szybowcowych Krajów Socjalistycznych w Orle (21.6÷2.7.1982 r.) na 51 szybowców wzięły udział 43 Jantary. Uczestniczyło: 6 szybowców Jantar Std, 26 Jantar Std 2, 1 Jantar 15 C, 10 Jantar 2B, 4 ŁAK-12, 2 ASW-15, 1 Nimbus 2 i 1 Kestrel 19. W klasie standard zwyciężył Jantar Std 2, w kategorii kobiecej Jantar Std. (Regüles 8/82)

● Nowe lotnisko mińskie Mińsk-2 ma możliwość obsługiwaną 1800 pasażerów na godzinę. (FR 8/82)

● 65% przewozów pasażerskich Aeroflotu dokonywane jest za pomocą samolotów Antonowa: An-2 i An-24. (FR 8/82)

● Aeroflot otworzył dwie nowe linie z Moskwy do Afryki: przez Kair i Nairobi do Bujumbara w Burundi (7980 km) i przez Odesę, Kair i Nairobi do Kigala w Rwandzie (7805 km). Linie obsługują samoloty Tu-154. (FR 8/82)

● Na śmigłowcu Ka-26 N. Jeremina ustaliła rekord światowy, wznosząc się w 8 min 19 s na wysokość 3000 m, a T. Zujewa uzyskała rekordową wysokość 5602 m. (LK 19/82)

● Pierwszym krajem azjatyckim, do którego lata II-86 są Indie. Lot z Moskwy do Delhi (5100 km) trwa 7 h. (LK 18/82)

STATYSTYKA LOTNICZA



Sprzedż samolotów słuźbowych w 1981 r.

Typ	Do USA, szt.	Do innych krajów, szt.	Razem, szt.
British Aerospace HS-125	26	8	34
Canadair Challenger 600	21	5	26
Dassault-Breguet Falcon 50	18	15	33
Dassault-Breguet Falcon 20	7	2	9
Dassault-Breguet Falcon 10	11	5	16
Israeli Aircraft Westwind II	20	0	20
Israeli Aircraft Westwind I	16	5	21
Mitsubishi Marquise	23	6	29
Mitsubishi Solitaire	13	1	14
Łącznie, szt.	155	47	202
Wartości, mln dol.	842	333	1175

Sprzedż samolotów lokalnej komunikacji w 1981 r.

Typ	Do USA, szt.	Do innych krajów, szt.	Razem, szt.
British Aerospace 748	3	5	8
de Havilland DHC-7	19	12	31
de Havilland DHC-6	5	39	44
Embraer Bandeirante	38	27	65
Fokker F-28	4	9	13
Fokker F-27	0	17	17
Shorts SD3-30	10	4	14
Łącznie, szt.	79	113	192
Wartość, mln dol.	286	418	704

Uwaga: bez CASA 212 — brak danych

Źródło: Interavia 3/1982
Źródło: BAe Quarterly 2/82 A. G.

Zamówienia na duże samoloty pasażerskie (stan na I.I.1982 r.)

Nazwa	Zamówienie	Opcje	Dostarczono (zbudowano)
A-300B2/B4	240		191
A-300/600	16	75	—
A-310	88	74	(1)
A-320	25	.	—
BAe-146-100	2	—	(2)
BAe-146-200	12		(1)
E-3A AWACS	21	—	25
B-727	1825	139	
B-737-100/200	970	147	
B-737-300	20	.	
B-747/SP	586	46	
B-747/EWD	17	6	
B-757	136	71	2*
B-767	173	138	28*
L-1011	199	10	
L-1011/500	45	11	
DC-10	367	9+13	
KC-10	12	6+44	
DC-9	976	8	
DC-9/80	102	35	

* — dostawy w 1982 r.; . brak danych

Eksport samolotów lekkich z USA w latach 1977-1982

Rok	Sztuki	% produkcji	Wartość, mln dol.	% wartości produkcji
1977	3611	21,4	354,5	23,8
1978	3612	20,3	486,7	27,4
1979	3995	25,5	600,9	27,9
1980	3555	30,0	756,4	29,9
1981	2269	24,0	749,0	25,7
1982	1886	23,0	738,0	23,0

PRENUMERATA

Prenumeratę przyjmuje bezpośrednio **Wydawnictwo Czasopism i Książek Technicznych NOT SIGMA** — skrytka 1004, 00-950 Warszawa. Konto bankowe: 1036-7490-139-11 III O/M NBP Warszawa.

Jednostki gospodarki uspołecznionej, instytucje i organizacje przesyłają zamówienia zawierające: tytuł czasopisma, okres prenumeraty oraz adres zamawiającego wraz z kodem pocztowym, ewent. adresy odbiorców, którzy na zlecenie zamawiającego mają otrzymywać przesyłki, a także numer konta bankowego zamawiającego.

Opisując w zamówieniu — **PRENUMERATA STAŁA**, zamawiający nie będzie musiał corocznie ponawiać zamówienia, a jedynie dokonywać przedpłaty wg aktualnie obowiązujących cen na wezwanie Wydawnictwa.

Warunkiem realizacji zamówienia jest równoczesne dokonanie odpowiedniej przedpłaty na ww. konto Wydawnictwa SIGMA.

Prenumeratory indywidualni dokonują przedpłaty przekazem na ww. konto, podając na odwrocie odcinka dla adresata-posiadacza rachunku — tytuł czasopisma, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz okres prenumeraty.

Przedpłaty przyjmowane są w terminach:

- do 25 listopada na I kwartał, I półrocze i cały rok następny oraz prenumeratę stałą (wieloletnią),
- do 10 marca — na II kwartał,
- do 10 czerwca — na III kwartał i na II półrocze,
- do 10 września — na IV kwartał.

Uwaga: Obowiązuje bardzo czytelne pismo i podawanie kodu pocztowego.

Prenumerata „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” wynosi: kwartalnie 180 zł, półrocznie 360 zł, rocznie 720 zł. Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę jest dwukrotnie droższa.

Dodatkowych informacji udziela: Zakład Kolportażu Wyd. NOT SIGMA, Warszawa, ul. Świętokrzyska 14a, tel. 26-80-16, 26-67-17.

Lekkie wodnosamoloty i amfibie (I)

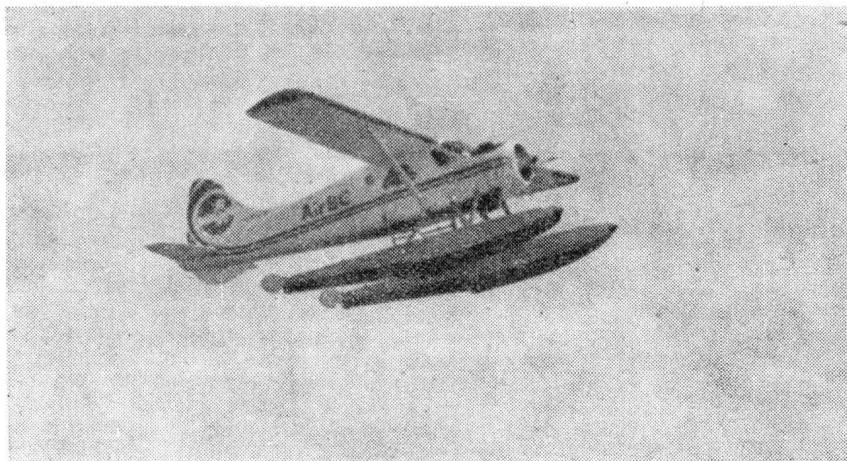
Mgr inż. KAZIMIERZ DĄBROWSKI
WSK PZL-Warszawa-Okęcie

W prasie lotniczej w ostatnich latach pojawia się sporo sygnałów o utrzymującym się i nawet wzrastającym zainteresowaniu wodnosamolotami. Po sukcesach lat trzydziestych i w latach II wojny światowej wodno-

samoloty, zwłaszcza te większe: transportowe, patrolowe i pasażerskie, stopniowo zeszły na trzeci plan, choć gdzieś tam były niezastąpione. Ożywienie, jakie można zaobserwować obejmuje nie tylko wodnosamoloty lek-

kie, lecz również średnie i duże — przynajmniej w sferze projektów znanych wytwórni lotniczych.

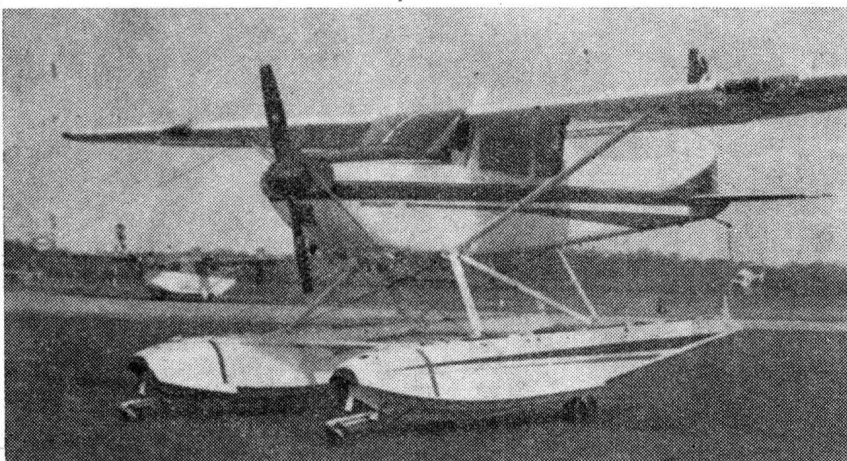
W niniejszym artykule ograniczymy się do rozważenia zagadnień wodnosamolotów i amfibii lekkich: sportowych, dyspozycyjnych i transportowych — głównie pływakowych, jak również lekkich amfibii łodziowych.



Rys. 1. Kanadyjski DHC-2 Beaver (konstrukcja z lat czterdziestych) ciągle jeszcze powszechnie używany



Rys. 2. Popularna Cessna Skywagon na pływakach kanadyjskich CAP Model 3000



Rys. 3. Cessna Skywagon w wersji amfibii. Poprzeczne pasy namalowane na dziobach pływaków ostrzegają przed zbliżeniem się do płaszczyzny śmigła

Komu są potrzebne pływaki?

Pod takim mniej więcej tytułem (*Who Needs Floats, Anyway?*) miesięcznik *Flying* [1] w numerze poświęconym w znacznym stopniu wodnosamolotom opublikował dwugłos pilotów o zapotrzebowaniu na pływaki. Zdania wprawdzie były podzielone, jednak nawet autor negatywnej wypowiedzi raczej nie kwestionował samej potrzeby posiadania pływaków, lecz przedstawił trudności w korzystaniu z wodnosamolotu wobec ograniczonej liczby baz, niepewnego zaopatrzenia w paliwo lotnicze poza lotniskami oraz skąpych informacji o dozwolonych miejscach wodowania. Co sprawia, że mimo tych trudności jest dużo amatorów wodnego latania?

Jak wiadomo, swobodna powierzchnia wody jest automatycznie zniwelowana (gdy nie jest za bardzo wzburzona). Zatem tam, gdzie nieraz trudno o skrawek jako tako wyrównanego terenu na lądowisko, wystarczy nawet niezbyt wielki obszar wody (jezioro, rzeka czy szerszy kanał) do użytkowania wodnosamolotu, przy minimalnych inwestycjach lub zgoła bez nich. Wiele miast, nawet dużych, leży nad rzekami i jeziorami. Z drugiej strony tereny rekreacyjne także na ogół obfitują w wodę. Toteż na Zachodzie jednym typem nabywców pływaków i wodnosamolotów są korzystający z turystyki lotniczo-wodnej. Niektórzy określają ją jako jedną z ostatnich „Wielkich Przygód” we współczesnym cywilizowanym świecie, na równi z szybownictwem górskim i baloniarstwem. „Odkrywaj przygodę” — nawołuje reklamowa ulotka firmy EDO-Aire, najbardziej znanego, aktualnie największego producenta pływaków. W niektórych krajach, np. w USA i Kanadzie, daje to również możliwość latania poza zagęszczonym, ograniczonym i kontrolowanym ruchem lotniczym, skupiającym się na lotniskach lądowych. Niejeden może, startując z przystani na rzece w centrum Nowego Jorku, lecieć na weekend do swojej „daczy” nad czystym leśnym jeziorem i wracając przywieźć żywe ryby w zalanej wodą przedziale pływaka.

Ale to tylko jedna kategoria wodnych pilotów. Inni — to ludzie związani z górnictwem naftowym w USA. Chodzi tu o szybką łączność nie tyle z platformami wiertniczymi na szelfie przybrzeżnym, ile ze stanowiskami wydobywczymi na nisko położonych, pod-

mokłych terenach stanu Louisiana. W celu dowiezienia wodą wież wiertniczych przekopano tam liczne kanały, wystarczająco szerokie do wodowania lekkich wodnosamolotów [2].

Istnieje też w USA wiele przedsiębiorstw usługowych wykonujących loty szkolne, taksówkowe, wycieczkowe, wahadłowe rejsy między lądem a wys-

pami przybrzeżnymi, a także inne — utrzymujące czarterową bądź regularną komunikację między centrami wielkich miast (np. wahadłowe kursy między Nowym Jorkiem a Filadelfią). Trzeba podkreślić, że korzystają one również z akwenów o dużym ruchu — spławnych rzek, kanałów i basenów portowych, utrzymując symbiozę ze

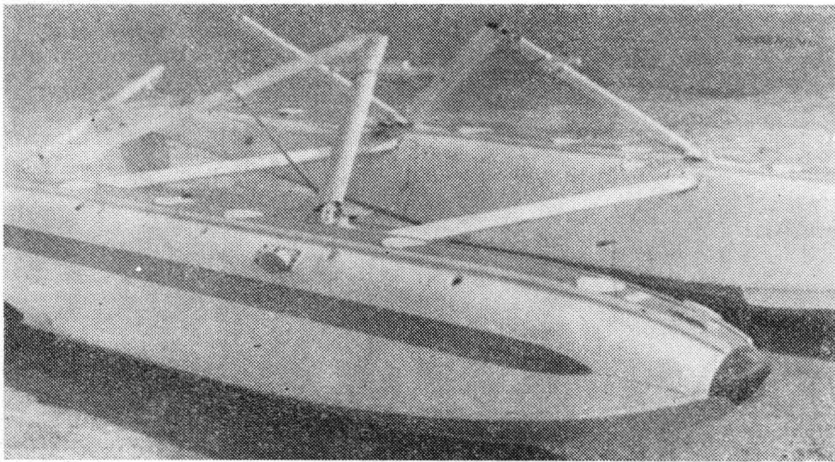
statkami, barkami, motorówkami i jachtami [3].

Jednak najczęściej chyba lekkich wodnosamolotów użytkuje się tam, gdzie są one niezbędne na co dzień jako środek jedynej nieraz łączności ze światem, zamiast samochodu czy konia. Chodzi oczywiście o tereny trudno dostępne o ograniczonej sieci dróg i kolei, leśne i górskie — bogate w jeziora i duże rzeki. Takie są wciąż jeszcze Kanada, Alaska, Syberia, a także kraje wyspiarskie. Najpopularniejsze są wodnosamoloty i amfibie pływakowe, stanowiące wodne warianty znanych samolotów lądowych. Trzeba wziąć pod uwagę, że dzięki temu samoloty te mogą być eksploatowane praktycznie cały rok; na sezon zimowy, gdy jeziora stają się lotniskami lądowymi, są przebudowywane na podwozie nartowe lub nartowo-kołowe. Kilkutygodniowy okres zamarzania jezior w zasadzie jest nielotny, ale w szczególnych sytuacjach umiejętne wodowanie na cienkim pękającym lodzie, a także start z niego, nie musi oznaczać katastrofy ani nawet uszkodzenia pływaków [4]. Brak jest publikowanej statystyki o liczbie aktualnie użytkowanych wodnosamolotów na świecie, gdyż jest ona ukryta w ogólnej liczbie samolotów, które mają pływaki montowane tylko okresowo. Ocenia się jedynie, że np. na Alasce jest ich co najmniej 2500 [5]. Wg danych z 1978 r. roczne dostawy pływaków standardowych i amfibijnych przekraczają 500 par, z tendencją wzrostową [2]. Utrzymuje się też produkcja nielicznych typów lekkich amfibii łodziowych. Najpopularniejsza z nich — Lake Buccaneer — przekroczyła już 1000 szt.

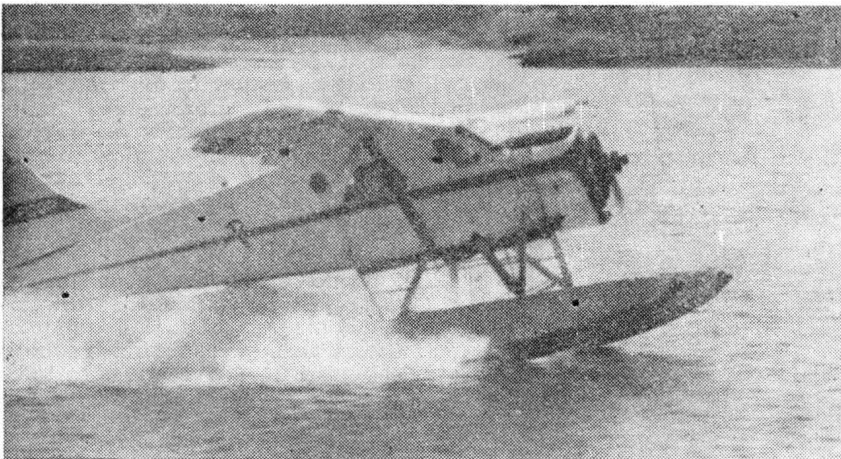
Rocznik *Jane's All the World Aircraft* 1980/81 wymienia 23 typy lekkich wodnosamolotów budowanych przez przemysł oraz 8 typów (głównie amerykańskich) sprzedawanych w formie planów i zestawów do budowy amatorskiej. Rekordowa liczba sprzedanych zestawów jednego typu wyniosła ponad 800 szt., z tego ponad 100 już lata.

„Stawianie” samolotu na pływaki

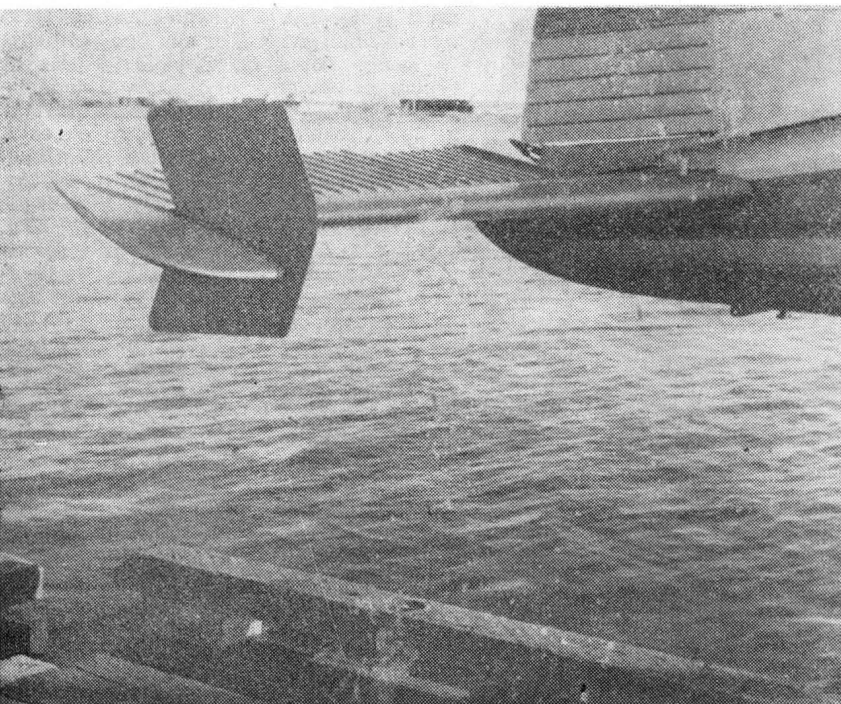
Przed zabudową pływaków samolot lądowy na ogół powinien być odpowiednio przygotowany. Oczywiście niezbędne są okucia i lokalne wzmocnienia w miejscach mocowania wsporników pływaków, a także połączenie mechanizmów sterowania sterem kierunku ze sterami wodnymi i doprowadzenie do kabiny mechanizmu podnoszenia sterów. Są też i inne zagadnienia. Odpowiednie usytuowanie pływaków względem samolotu jest normalnie wymiarowane przez konieczność zabezpieczenia śmigła, silnika, usterzeń i klap przed bezpośrednimi bryzgami spod pływaków, tzw. „stałej” wody (ang. solid water — w odróżnieniu od piany i mgły wodnej). Bryzgi powodują przyspieszoną erozję krawędzi łopatek śmigła, mogą zalać chwyt powietrza i zgasić silnik, wreszcie realnie zagrożić delikatnej strukturze usterzeń i klap. Przepisy zgodności określają prawdziwie minimalną odległość śmigła od poziomu wody, ale decydują próby, w wyniku których nie raz trzeba dodać lokalne listwy przeciwbryzgowo na krawędzi obła przedniej części pływaka. Kąt zaklinowania



Rys. 4. Typowe podwozie pływakowe (CAP Model 3000)



Rys. 5. Wodujący Beaver. Widoczne bryzgi atakujące usterzenie poziome

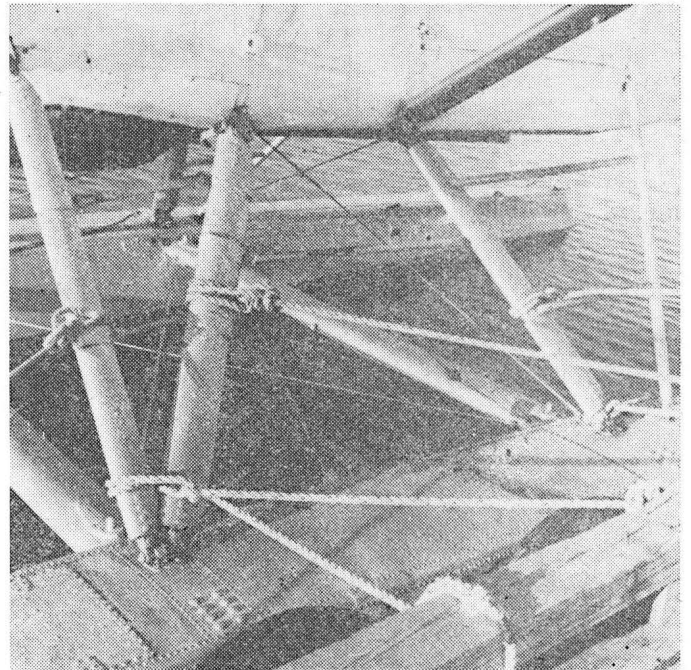
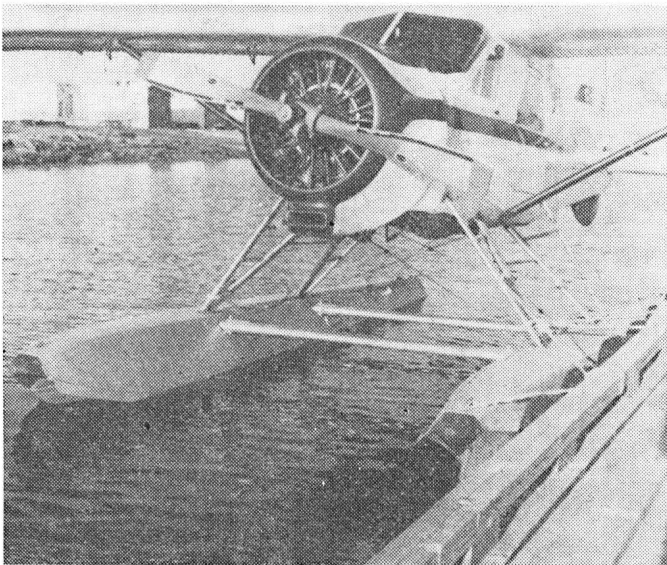


Rys. 6. Dodatkowe powierzchnie na końcach statecznika poziomego, do poprawy skuteczności kierunkowej (Beaver)



Rys. 7. Ogólny widok pomostu z przycumowanymi samolotami (Beaver i Twin Otter). Widoczne odbijacze ze starych opon. Na pierwszym planie pochylnia (slip)

Rys. 8 i 9. Beaver przycumowany do pomostu. Widoczna dodatkowa płetwa podkadłubowa oraz listwa przeciwbryzgowa na wewnętrznej krawędzi obła dzioba pływaka



plywaków względem osi samolotu, a ściślej — względem ciężki płata, wynika zarówno z aerodynamicznych właściwości skrzydła, jak i hydrodynamicznych charakterystyk pływaka i optimum musi być nieraz kompromisem. Zwykle, ze względu na powierzchnię boczną przed środkiem ciężkości zwiększoną w porównaniu z samolotem lądowym (dzioby pływaków!), trzeba przewidzieć dodatkową powierzchnię ustateczniającą — płetwę dolną lub grzbietową bądź też dodatkowe stateczniki na końcach usterzenia poziomego.

Istotnym elementem przystosowania samolotu lądowego do wersji wodnej jest wyższy standard zabezpieczenia konstrukcji przed korozją, zwłaszcza przy użytkowaniu na słonej wodzie. Obok powszechnie używanych powłok epoksydowych i poliuretanowych stosuje się grunty cynkowo-chromianowe

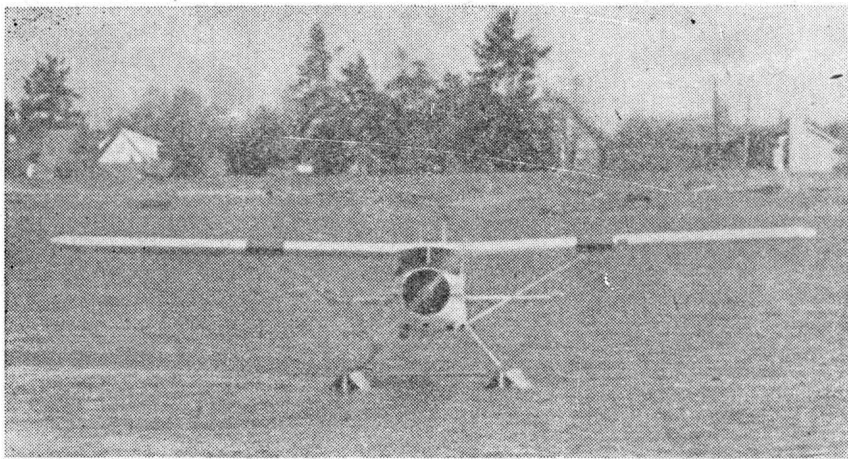
i lakiery z wypełniaczem aluminiowym. Kratownice stalowe czasem metalizuje się na gorąco warstwą aluminium, co jest kosztownym, ale za to jednorazowym zabiegiem [3]. Na ogół wymienia się linki na nierdzewne. Samolot wymaga też częstego smarowania, a także mycia słodką wodą.

Wreszcie trzeba wspomnieć o „wodniackim” wyposażeniu. Oprócz kamizelek ratunkowych dla każdej osoby na pokładzie, muszą znajdować się w kabinie i zamocowane na pływakach: wiosła, linki cumownicze, kotwica, dryfkotwa itp. Czasem w tym celu przewiduje się odpowiedni schowek w jednym z pływaków. W rezultacie przyrost masy samolotu w wersji pływakowej, zwłaszcza amfibii, w stosunku do wersji lądowej jest znaczny i odbija się na udźwigu. Nie da się ukryć, że użytkowy cztermiejskowy samolot staje się nieraz właściwie dobrą dwumiejscówką. Przyrost masy samolotu pustego, a więc strata udźwigu, jest rzędu 7÷11% masy startowej samolotu lądowego [6]. Oczywiście zabudowa pływaków obniża też osiągi samolotu — strata 10÷14%, tj. tego rzędu co zabudowa nart [5]. W szczególnych przypadkach, gdy podwozie lądowe ma także duży opór

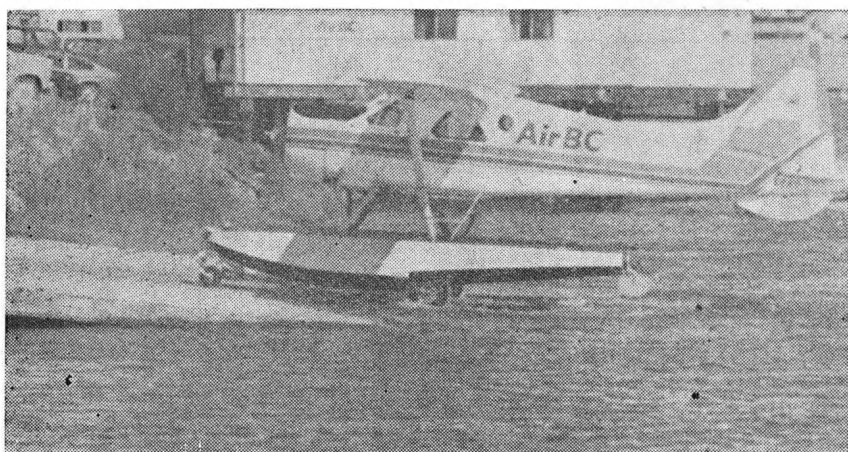


Rys. 10. Przybijanie do pomostu (PZL-104 Wilga 35 na pływakach CAP Mod. 3000)

Fot. J. Jędrzejewski



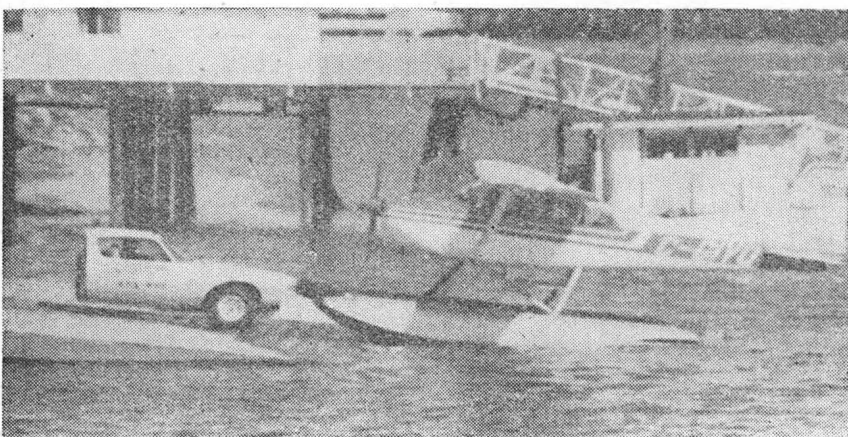
Rys. 11. Beaver-amfibibia, z wypuszczonym podwoziem, powoli łąkuje do przystani...



Rys. 12. ...i o własnych siłach wjeżdża na ślip



Rys. 13. Cessna Skywagon wślizguje się na ślip...



Rys. 14. ...i zostaje „podchwyciona” przez specjalny wózek manewrowy

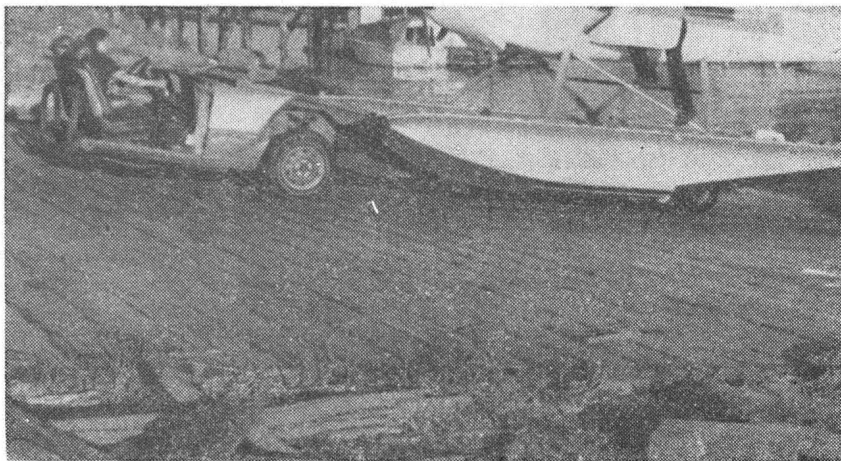
aerodynamiczny (jak np. wysokie podwozie o dużych kołach samolotu PZL-104 Wilga), strata osiągnięć jest minimalna. Często w celu „podreperowania” startów i wznoszenia zakłada się nieco większe śmigło niż typowe dla wersji lądowej.

Zasady konstrukcji wodnosamolotów w ogóle i podłodzi w szczególności, to wynik wielu lat doświadczeń i badań zarówno „w naturze”, jak i w basenach modelowych. Znajduje to odbicie w bogatej literaturze — podręcznikach i sprawozdaniach z prób. Oprócz wyników z nich „recept konstruktorских” i zaleceń, niektóre zagadnienia uregulowane są przez przepisy zdolności, jak np. brytyjskie BCAR, część D oraz FAR-25 w USA. Jedne i drugie dotyczą wprawdzie samolotów dużych, tj. o masie startowej ponad 5700 kg (12 700 funtów), jednak FAR-23 (przepisy amerykańskie dla samolotów lekkich) w dziedzinie obciążeń pływaków i kadłubów łodziowych odwołują się do odpowiednich rozdziałów FAR-25, a także innych dokumentów. Oprócz obciążeń, przepisy zdolności regulują niezbędny zapas pływalności, podział na przedziały wodoszczelne oraz właściwości samolotu przy manewrowaniu na wodzie, a także wspomniany wyżej minimalny prześwit śmigła nad lustrem wody.

Zagadnienia formalne i organizacyjne

Do eksploatacji wodnosamolotów potrzeba oczywiście przeszkolonych pilotów i personelu naziemnego, a także bazy technicznej i zorganizowanego zaopatrzenia w materiały pędne. Jeśli chodzi o pilotów, posiadacz licencji na samoloty lekkie do uzyskania uprawnień na wodnosamoloty potrzebuje zaledwie 5÷7 h lotu „mokrego” (na przykładzie Kanady [7] i Finlandii [8]). Szkolenie (również początkowe) jest pod pewnymi względami bezpieczniejsze i sprawniejsze niż na samolocie lądowym pod warunkiem, że odbywa się na większym jeziorze. Uczeń może wtedy uczyć się startów i lądowań wykonując ich po kilka bez potrzeby okrażania lotniska (loty po 4÷5 min). Przy wodowaniu nie musi też od razu trzymać się precyzyjnie pasa lądowania o ograniczonej długości i szerokości. Również starty z bocznym wiatrem są łatwiejsze do wykonania niż na samolocie lądowym. Bezpieczniejsze jest też lądowanie przymusowe na lądzie, ze względu na mocną strukturę pływaka czy kadłuba łodziowego, a także ich kształt nie sprzyjający kapażowi. Trudności, a nawet niebezpieczeństwa zaczynają się przy dużej, a zwłaszcza stromej fali i silnym wietrze oraz przeciwnie — przy lustrzanej, gładkiej powierzchni wody i bezwietrznej pogodzie. Te ostatnie warunki utrudniają zarówno start (duże opory hydrodynamiczne i większe prędkości oderwania), jak i wodowanie (ryzyko fałszywej oceny wysokości i większe obciążenia przy uderzeniu o wodę). Z tego też względu bardzo utrudnione jest wodowanie w nocy, możliwe w ogóle tylko w pobliżu oświetlonego wybrzeża [9, 10].

Jeśli chodzi o urządzenia lotniskowe, wodnosamolot ma niewielkie wymagania. Do zaparkowania wystarcza pomost z odbijaczami i możliwością cumowania, jak dla jachtów i motorówek, ewentualnie zakotwiczone boje, w ostateczności kotwicowisko. Dobra jest też płaska piaszczysta plaża. Jed-



Rys. 15 i 16. Inny typ wózka manewrowego. Operacja wciągania na slip...



Rys. 17. ...i spuszczenie ze slipu na wodę. Fot. 1÷9 i 11÷17 — A. Kardymowicz

nak w bazie do obsługi wodnosamolotu trzeba zapewnić możliwość wyciągnięcia go na ląd i spuszczenia go z powrotem na wodę. Służą do tego pochylne (slipy), zwykle drewniane, na które amfibie może wjechać na własnych kołach, zaś zwykły wodnosamolot na gazie wślizguje się na stępkach pływaków (slip musi być polany wo-

dą). Istnieją też specjalne wózki samobieżne do „podchwytywania” wodnosamolotów na skraju slipu, wciągania ich i ustawiania w odpowiednim miejscu na płycie bądź w hangarze, a także do spuszczenia ich na wodę. Ważne jest oczywiście zaopatrzenie w paliwo lotnicze. Amfibie są w tym lepszym położeniu, że mogą się w nie zaopatry-

wać na jakimkolwiek lotnisku lądowym. „Czyste” wodnosamoloty muszą liczyć na istniejące bazy wodnosamolotów.

Istotną sprawą jest formalna możliwość latania wodnego w danym kraju. Z jednej strony chodzi o dopuszczenie do korzystania z akwenów użytkowanych przez transport nawodny i sporty wodne, z drugiej strony o to, by nie traktować każdego zamierzonego wodowania jako lądowania poza lotniskiem, wymagającego, każdorazowej zgody organów kontroli ruchu lotniczego czy innych władz. Sytuacja pod tym względem jest bardzo różnicowana w różnych krajach: od względnej swobody w Kanadzie, USA czy Finlandii do znacznych ograniczeń w Wlk. Brytanii i praktycznego uniemożliwienia latania wodnego we Francji i RFN. Znany pilot niemiecki Dieter Schmitt, przygotowując się do rekordowego lotu bez lądowania na amfibii Lake LA400 Buccaneer z Kulusuk na Grenlandii do Heidelbergu w lipcu 1981 r. (3165 km) miał trudności z uzyskaniem formalnej zgody na wodowanie na rzece Neckar, gdyż nie mógł z góry zaplanować ścisłej daty i godziny wodowania. Ostatecznie na wszelki wypadek wstrzymano całkowicie ruch na rzece, mimo zapewnień pilota, że niewielka, zwrotna amfibie z łatwością „włączy się do ruchu”. Rekordowy lot miał m.in. posłużyć popularyzacji wodnego latania i staraniom o złagodzenie przepisów. Na razie rozwijające się zainteresowanie sportem wodno-lotniczym w RFN musi być zaspokajane w Finlandii czy Kanadzie [11].

LITERATURA

1. G. C. LARSON, R. MURRAY: Who Needs Floats, Anyway? *Flying*, August, 1973
2. D. M. NORTH: Demand High for Amphibians, Floats. *Aviation Week and Space Technology*, 11 December 1978
3. C. SORENSEN: New Yorker Seeflug-Symbiose. *Aerokurier*, Juli 1977
4. N. D. VAN SICKLE: Modern Airman-ship
5. J. LECARME: Notes techniques. Les flotteurs. *Aviation Magazine*, nr 670/1975; 672-676/1976
6. F. K. FEICHMANN: Airplane Design Manual. New York, Toronto, London, 1959
7. R. ALTVATER: Fliegen in Kanada. *Aerokurier*, Januar 1979
8. R. EWALD: VFR in Finland. *Aerokurier*, December, 1978
9. J. J. FREY: How to Fly Floats? Wyd. firmy EDO-Aire. Seaplane Division, 1972
10. F. T. KURT: Water Flying. New York, London, 1974
11. D. SCHMITT: Ein Weltrekord für Heidelberg. Mit Lake Buccaneer von Kulusuk zum Neckar. *Aerokurier*, August, 1981
12. EDO Floats. Katalog wyrobów firmy EDO-Aire, Seaplane Division
13. A. A. BADIAGIN, F. A. MUCHAMIEDOW: Projektowanie legkich samolietow. Moskwa, 1978
14. I. W. RADCZENKO, W. P. DUBRINSKIJ, W. P. KRACZANINOW: Samoliet An-2. Moskwa, 1969
15. R. TAYLOR: Jane's All the World Aircraft 1980/1981

Errata!

W nrze 9/82 TLiA zauważono następujące błędy drukarskie:

— w streszczeniach rosyjskich mylnie złożono nazwiska autorów. Pierwszy wiersz od góry w środkowej szpalcie (kol. 27) jest Kędzierski J., powinno być KĘDZIERSKI J. i szósty wiersz od dołu powinno być GRONEK T., CHODOROWSKI J.;

— na kol. 28 w recenzowanych książkach odwrócono kliszę.

Autorów i Czytelników przepraszamy

REDAKCJA

Niektóre problemy symulacji lotu do treningu lotniczego (I)

Doc. dr hab. inż. JANUSZ MORAWSKI
Instytut Lotnictwa

Współczesny trening lotniczy jest procesem dynamicznym i wymaga systemowego ujęcia. Znaczący to m.in., że rola środków programowych powinna wynikać z generalnych założeń treningu, jego struktury, punktu wyjścia i docelowości. Takie ujęcie stawia określone wymagania środkom programowym. Jednym z tych środków jest samolot szkolno-treningowy (S-T). Jeżeli uznać, że celem ostatecznym treningu lotniczego jest przygotowanie pilota do pełnego wykorzystania właściwości operacyjnych samolotu docelowego, to celem generalnym dla samolotu S-T powinno być dostosowanie go do możliwości i potrzeb ucznia-pilota na określonym etapie szkolenia. Jest rzeczą oczywistą, że takie podejście, mające na celu osiągnięcie najwyższych wskaźników efektywności szkolenia i treningu, może prowadzić do znacznych różnic między samolotem szkolno-treningowym i docelowym.

Jednym z powszechnie uznanych środków programowych jest symulator lotu. Rola i znaczenie treningowego symulatora lotu jest nie tylko, jak się dość powszechnie uważa, funkcją stopnia wierności odwzorowania sytuacji lotnych, ale pozostaje w ścisłym związku z organizacją i strukturą szkolenia i treningu. Tak więc istnieją dowody, że niejednokrotnie symulatory lotu o wysokich wskaźnikach technicznych w praktyce nie spełniają oczekiwań. Prawie zawsze powodem tego jest niewłaściwe zaprogramowanie zadań symulatorowych w całym cyklu szkolenia i treningu.

Celem niniejszego opracowania jest zwrócenie uwagi na czynniki na ogół pomijane w analizach, a w sposób decydujący warunkujące wybór struktury i zasadniczych założeń konstrukcyjnych treningowego symulatora lotu. Konstrukcja, a więc i koszt symulatora, uwarunkowane są głównie dwoma systemami stanowiącymi integralne elementy nowoczesnego symulatora treningowego. Są to: system generacji i system projekcji obrazu SGPO oraz system symulacji przyspieszeń. Decyzja co do wyboru tych dwóch układów przesądza o większości istotnych parametrów technicznych i walorach treningowych symulatora. Z tego też względu skoncentrowano się na bardziej szczegółowej analizie wymagań dotyczących ww. układów.

Nie mniej istotnym problemem wydaje się być właściwe przyjęcie modelu matematycznego do potrzeb symulacji. Sprostanie wymaganiom uzyskiwania rozwiązań w czasie rzeczywistym jest czynnikiem warunkującym nie tylko wybór właściwego komputera, ale również decydującym w formie równań wyjściowych (ich stopniu uproszczenia), formułach do procedur obliczeniowych i oprogramowaniu.

Niniejsze opracowanie nie objęło wielu innych istotnych zagadnień, jak np.: imitacja sił na organach sterowych, imitacja hałasu w kabine, imitacja wskazań przyrządów pokładowych itp.

Środki programowe szkolenia i treningu lotniczego

Pod pojęciem środki programowe szkolenia i treningu rozumie się wszelkie „pomoce naukowe”, urządzenia treningowe, samoloty szkolno-treningowe i docelowe, a także informatyczny system kontroli treningu wraz z bankiem danych dotyczących uczniów. Trening lotniczy, zgodnie z analityczną metodą nauczania, może być rozpatrywany jako sekwencja kolejnych zadań, od prostszych do bardziej złożonych. Przejście do następnego zadania powinno wynikać z osiągnięcia w zadaniu poprzednim wymaganego poziomu opanowania. Tak więc racjonalny trening lotniczy wymaga obiektywnej kontroli wykonania poszczególnych zadań. Specjalne urządzenia pomiarowe i kontrolne stanu wytrenowania na poszczególnych etapach treningu wchodzi również w skład środków programowych.

Symulatory lotu i ich miejsce w szkoleniu i treningu lotniczym

Przydatność symulatorów lotu jest często bezpodstawnie kwestionowana, zwłaszcza przez pilotów z dużym nalotem

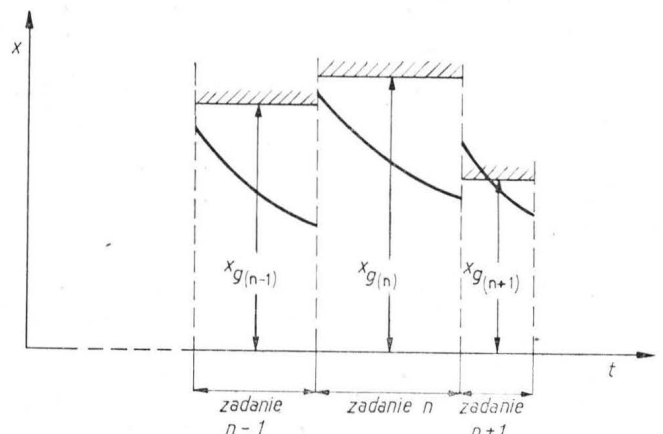
na samolotach. Wynika to prawie zawsze z niewłaściwej organizacji treningu lotniczego sprowadzającej się do mechanicznego, przymusowego i sztywnego włączenia treningu symulatorowego do programów szkolenia pilotów.

W ostatnim okresie w lotnictwie komunikacyjnym (zwłaszcza w USA) trening opiera się głównie na symulatorach lotu, ograniczając niezbędny nalot na samolocie zaledwie do kilku godzin. Przy takim podejściu trening symulatorowy stanowi w całości odrębny etap szkolenia, po zakończeniu którego załoga wykonuje uzupełniające loty na samolocie. Nadmienić należy, że w większości przypadków lotnictwo komunikacyjne nie dysponuje samolotami szkolno-treningowymi. Jest rzeczą oczywistą, że taka procedura mająca wiele zalet zwłaszcza organizacyjnych, stawia przed symulatorami niezmiernie wysokie wymagania co do wierności odtworzenia warunków lotu (ruchome kabiny, układy zobrazowania zewnętrznego itp.), powodując, że koszty symulatorów lotu znacznie przekraczają koszt samolotu.

W innych warunkach organizacyjnych, np. przy szkoleniu pilotów wojskowych (grupy skoszarowane, szkolenie od podstaw), optymalną procedurą będzie trening równoległy, symulatorowo-lotny. Poszczególne zadania powinny być najpierw opanowane na symulatorze, a następnie wykonywane w locie. Stwarza to pewne możliwości odstępiania od idealnego odwzorowania warunków lotu na symulatorze, przez co koszt symulatora ulega zdecydowanej redukcji. Dzięki temu szkoły lotnicze w znacznie większym stopniu można wyposażyć w prostsze i tańsze symulatory lotu. Wydaje się, że uczeń w tak zorganizowanym treningu wyciągnie wszelkie korzyści z symulatora, zaś równoległe realizowane loty na samolocie S-T pozwolą mu na ograniczenie wpływu niewłaściwych nawyków mających swe źródło w treningu naziemnym wskutek nieidealnych odwzorowań rzeczywistych warunków lotu. Trening równoległy z pewnością pozwala na znaczne obniżenie kosztów szkolenia w porównaniu z procedurami opartymi wyłącznie na samolocie S-T, a także w porównaniu z często aktualnie dominującą procedurą, w której zakres treningu symulatorowego sprowadza się do określonej liczby godzin w miesiącu spędzonych w symulatorze.

Trening lotniczy jako proces dynamiczny

W kategoriach teorii systemów i cybernetyki proces treningu lotniczego może być traktowany jako dynamiczna sekwencja procesów cząstkowych, odpowiadających poszczególnym zadaniom. Przebieg treningu w każdym z zadań może być odwzorowany jako czasowa zmiana pewnego wskaźnika stopnia opanowania zadania x . Wskaźnik ten może być związany z prawdopodobieństwem niewykonania zadania lub zagrożeniem bezpieczeństwa, wynikającym z błędów ucznia. Zgodnie z wynikami psychologii uczenia się można przyjąć, że średni przebieg zmian wskaźnika opanowania zadania ma charakter eksponencjalny.



Rys. Schemat sekwencji treningu

Przejsciu z jednego zadania do następnego towarzyszy skokowa zmiana wartości wskaźnika x , przy czym nie powinna ona przekroczyć pewnej wartości granicznej x_0 , określonej dla każdego zadania.

Jeżeli zdarzy się, że $x > x_0$ (np. zadanie $(n+1)$ — patrz rys.), istnieje niebezpieczeństwo niewykonania zadania lub też zagrożenia życia i sprzętu. Odpowiednia modyfikacja sekwencji treningu (wydłużenie czasu treningu w zadaniu n lub dodanie zadania pośredniego n') pozwoli na uniknięcie ww. zagrożeń.

Proces treningu lotniczego jest więc procesem sekwencyjnych decyzji typu „przejdź do następnego zadania” lub „ćwicz w dalszym ciągu aktualne zadanie”. Proces taki podlega optymalizacji przy zastosowaniu współczesnego aparatu właściwych metod (np. oprogramowania dynamicznego). Praktycznie problem optymalnego sterowania treningu lotniczego wymaga właściwego wyboru wskaźnika x oraz obiektywnego pomiaru jego bieżącej wartości. Znacznych udogodnień proceduralnych i podwyższenia obiektywizacji można oczekiwać przy zastosowaniu komputeryzacji kontroli treningu.

Jako wskaźnik wytrenowania x można przyjąć funkcję nawyków w wykonaniu zadania (np. odchyłek wysokości, prędkości itp.). Niektóre inne możliwości, oparte na próbach pomiaru obciążenia informacyjnego ucznia, przedstawiono w [9]. Wychodzi się przy tym z następujących założeń:

— w miarę kontynuacji treningu zadania obciążenie informacyjne ucznia spada,

— istnieje ścisły związek między obciążeniem informacyjnym pilota a zagrożeniem niewykonania zadania (zaistnienia wypadku).

Powyższe rozważania mogą stanowić podstawę do optymalnego programowania treningu lotniczego oraz do wyraźnego sprecyzowania roli symulatora lotu w tym treningu.

Nowoczesny trening lotniczy wymaga zastosowania informatycznego systemu kontroli działającego w oparciu o bank danych. Podobno systemy aktualnie działają w wielu dziedzinach (lecznictwo, szkolnictwo, sport wyczynowy itp.) oddając nieocenione usługi.

Model wewnętrzny i percepcyjne układy odniesienia w szkoleniu i treningu lotniczym

Naturalne procesy uczenia prowadzą się do kształtowania w świadomości ucznia tzw. „modelu wewnętrznego” [10]. Działanie tego modelu powoduje, że uczeń odbiera z otoczenia tylko niektóre informacje. Kształcenie modelu wewnętrznego polega na właściwym wyborze informacji wejściowych, tzw. cech charakterystycznych.

Model wewnętrzny pozwala na predykcję zdarzeń, z wyprzedzeniem czasowym zależnym od „dynamiki” otoczenia.

Niezmiernie istotną sprawą jest wybór właściwego układu odniesienia do modelu wewnętrznego. W przypadku sytuacji w locie można rozróżnić trzy główne układy odniesienia:

— układ odniesienia związany z przestrzenią stanu określoną wskazaniem przyrządów pokładowych. Wprawdzie możliwe jest wykonywanie zadań lotnych wyłącznie na podstawie wskazań przyrządów pokładowych, ale wynikające z tego procedury prowadzą do czysto mnemotechnicznych reguł, które często zawodzą w przypadkach niewłaściwej pracy któregoś z systemów,

— układ odniesienia typu „inside-out” związany z samolotem, oparty na widzianym przez pilota (lub wyobrażanym) obrazie świata zewnętrznego przez okno kabiny,

— układ odniesienia typu „outside-in” związany z ziemią, przedstawiający sylwetkę samolotu widzianą oczami obserwatora zewnętrznego na tle ziemi (np. w stosunku do pasa startowego).

Pierwszy z układów odniesienia jest celem treningu w symulatorach lotu starszego typu, nie wyposażonych w system zobrazowania oraz w lotach z zasłoniętą kabiną. Układ odniesienia „inside-out” stanowi bazę do wykonywania lotów VFR. Układowi typu „outside-in” w szkoleniu lotniczym poświęca się zdecydowanie za mało uwagi, chociaż pozwala on na pełne „zrozumienie” sytuacji lotnej, co jest zawsze niezbędne przy podjęciu decyzji w nietypowych przypadkach.

Wydaje się, że nowoczesny symulator lotu dla samolotu S-T powinien być wyposażony, poza układem wizualizacji typu „inside-out”, również w układ wizualizacji typu „outside-in”. Szkolenia zadań nawigacyjnych na symulatorze odbywałyby się w sekwencji:

- lot przyrządowy bez zobrazowania,
- lot przyrządowy i zobrazowanie typu „outside-in”,
- lot przyrządowy i zobrazowanie typu „inside-out”.

Matematyczne problemy symulacji lotu

Zapewnienie dynamicznego i informacyjnego podobieństwa symulatora i samolotu stwarza wiele specyficznych trudności, wynikających głównie z tego, że kryteria podobieństwa powinny uwzględniać złożone procesy odbioru informacji i generowania decyzji przez pilota. Obecność pilota w głównych pętlach symulacyjnych warunkuje odtworzenie sytuacji lotnych w czasie rzeczywistym. Jak wiadomo, stwarza to określone problemy wymagające racjonalnego wyboru technicznych środków symulacji (hardware), jak i procedur obliczeniowych (software).

Podobieństwo dynamiczne między symulatorem i samolotem w szerokim sensie polega na zachowaniu związku homomorficznego między tymi dwoma obiektami. Praktycznie homomorfizm sprowadza się do identyczności matematycznego opisu ruchu dla modelu i realnego obiektu. Występują tu zawsze poważne ograniczenia możliwości wiernego odwzorowania realnego obiektu przez model. Z drugiej jednak strony cechą szczególną symulatorów lotu przeznaczonych do szkolenia załóg jest możliwość ograniczenia związków homomorficznych jedynie do zakresów bezpośrednich odczuć załogi. Procesy zachodzące poza tymi zakresami nie wpływają w sposób istotny na subiektywną ocenę załogi dot. stopnia wierności odtworzenia realnej sytuacji w symulatorze i przez to nie wpływają na procesy decyzyjne i nawyki będące przedmiotem treningu. Można więc w tym przypadku mówić o subiektywnej wierności odwzorowania lub o symulacji semantycznej. Obydwa omówione czynniki, działając jednocześnie, stwarzają możliwość zapewnienia w symulatorze wystarczająco wysokiego stopnia wierności odwzorowania realnych sytuacji lotu.

Z powyższego wynika, że ostateczna ocena podobieństwa dynamicznego symulatora należy do pilota. Istnieją jednak udane próby matematycznego opisu psychofizycznych charakterystyk pilota, pozwalające w pewnym stopniu na obiektywizację syntezy symulatora.

Podobieństwo informacyjne symulatora lotu opiera się na wspomnianym już pojęciu modelu wewnętrznego. Model wewnętrzny jest to odwzorowanie sytuacji lotu wytworzone w świadomości pilota. Model wewnętrzny jest więc swego rodzaju „interface” między pilotem i samolotem. Najbardziej ogólnym kryterium podobieństwa informacyjnego będzie więc podobieństwo modelu wewnętrznego w locie i w symulatorze. Praktycznie podobieństwo informacyjne rozpatruje się w kategoriach bardziej uchwytnej teorii informacji, a zwłaszcza teorii zbiorów rozmytych Zadeha (cyt. w [4]).

Podejście informacyjne okazuje się efektywne przy analizie i ocenie treningu, rozumianego jako proces kształtowania modelu wewnętrznego pilota. Praktycznie oznacza to możliwość opracowania unikalnych urządzeń pomiarowych do obiektywnej kontroli wyników treningu załóg lotniczych.

Równania ruchu

Równania ruchu przestrzennego samolotu są wystarczająco dogłębnie opracowane i opublikowane w szeroko dostępnej literaturze [3, 4, 13]. W omawianych zagadnieniach semantycznej symulacji lotu zasadnicze trudności koncentrują się nie wokół samych równań i uwzględnienia szerokiej gamy czynników, ale w sposobie ich sformułowania, przyjętych zasadach uproszczeń, wyborze układów odniesienia itp. Drastyczne wymagania uzyskiwania rozwiązań w czasie rzeczywistym warunkują technikę wykonywania obliczeń, wybór elementarnych procedur obliczeniowych (metody całkowania, aproksymacji itp.).

Subiektywne kryteria oceny wierności odwzorowania lotu warunkują generalne reguły, które powinny być stosowane przy wyznaczaniu równań ruchu. Odbiór informacji i gros oddziaływań pilota koncentruje się w zasadzie na stacjach quasi-ustalonych oraz w stosunkowo wąskim zakresie częstotliwości, w granicach od 0,1 do 1,0–1,5 Hz. Pozwala to na pominięcie w równaniach ruchu tych członów, które nie wpływają bezpośrednio na zachowanie się samolotu w tych zakresach. Tak np. niskoczęstotliwościowe oscylacje fugoidalne mogą być z powodzeniem symulowane niezależnie od równań ruchu, co bezpośrednio prowadzi do ograniczenia tych równań przez wprowadzenie sygnału z niezależnego generatora.

W niniejszym opracowaniu skoncentrujemy się nie na samych równaniach ruchu, ale na ich specyficznych cechach warunkowanych wymaganiami symulacji lotu.

Układ odniesienia

Ze względu na to, że większość pokładowych urządzeń pomiarowych, nadajniki układu sterowania, a również i sam pilot pracuje w ruchomym, związanym z samolotem układzie odniesienia, układ ten rekomenduje się dla sfor-

mułowania równań dynamiki. Równania w układzie związanym mają ponadto najprostszą formę (przyjęcie głównych osi bezwładności samolotu za kierunki osi współrzędnych).

Równania kinematyki środka masy samolotu do rejestracji toru lotu i wyliczenia wskaźników dokładności nawigacji rekomenduje się przyjąć w układzie odniesienia związanym z ziemią.

Wybór techniki obliczeń

Z dwóch podstawowych technik symulacji: analogowej i cyfrowej, każda wykazuje wiele właściwych sobie zalet i ograniczeń. Najbardziej ogólnie, różnice między obydwiema technikami koncentrują się wokół dwóch podstawowych parametrów: szybkości i dokładności obliczeń. Technika analogowa odznacza się, generalnie biorąc, dużą szybkością obliczeń przy poważnych ograniczeniach dokładności. Domeną technik cyfrowych jest duża dokładność przy właściwej małej szybkości wykonywania operacji. Mimo że technika cyfrowa w ostatnim okresie, dzięki rewolucyjnemu rozwojowi w sprzęcie oraz metodach obliczeń i programowania, znalazła znacznie szersze zastosowanie, ostateczny wybór między techniką analogową a cyfrową w zastosowaniu do symulacji lotu w rzeczywistej skali czasu powinien być przedmiotem racjonalnej analizy. Rozwiązanie optymalne, przy dostępnych aktualnie środkach technicznych (hardware), zwykle leży pośrodku przy zastosowaniu tzw. procedur hybrydowych. Równania ruchu samolotu są wtedy rozwiązywane częściowo w technice analogowej (np. równania ruchu obrotowego, dotyczące szybkościennych procesów), a częściowo w technice cyfrowej (np. równania ruchu środka masy i równania kinematyki). Zwięzłą prezentację obliczeniowych technik hybrydowych w odniesieniu do symulacji lotu znajdzie Czytelnik w [2] rozdz. 12.

Symulacja analogowa

Równanie ruchu samolotu do symulacji należy tak sformułować, aby suma uchybów instrumentalnych i metodycznych była jak najmniejsza. Uchyby metodyczne wynikają z uproszczeń wprowadzonych do równań przyjętych dla symulacji. Uchyby instrumentalne wynikają z niedoskonałości elementów liczących i rosną wraz z ich liczbą.

Z powyższego wynika, że dążenie do zmniejszenia uchybów metodycznych (bardziej złożona forma równań) powoduje wzrost uchybów instrumentalnych (wzrost liczby elementów operacyjnych). Innymi słowy, jeśli uwzględnienie małego członu równania, w dążeniu do zwiększenia dokładności metodycznej, powoduje porównywalne obniżenie dokładności instrumentalnej układu liczącego, to uwzględnienie tego członu należy uznać za niecelowe. W ten sposób postać równań przyjętych dla symulacji wynika z układu rozwiązyującego.

Często środki uzyskania wymaganej dokładności symulacji sprowadzają się do tożsamościowego przekształcenia równań bądź też do zmiany funkcji wyjściowej inną przybliżoną zależnością.

Pierwszy z tych sposobów nie wnosi błędów metodycznych. Polega on na przekształceniu funkcji trygonometrycznych, przekształceń algebraicznych (np. sprowadzanie do wspólnego mianownika, podporządkowanie równań), zamianie funkcji jawnej typu $z = f(x, y)$, jej niejawną formą typu $F(x, y, z) = 0$ itp. Często przekształcenie to prowadzi do prostszych struktur liczących i w konsekwencji do zmniejszenia uchybów instrumentalnych. Aproksymacja funkcji wprowadza uchyby metodyczne. Tak np. linearyzacja funkcji $\sin x$ w okolicy $x = 0$ powoduje uchyb ok. 0,3% w zakresie $\pm 10^\circ$ i do 1% w zakresie $\pm 20^\circ$. Istotne problemy stwarzają zwykle funkcje wielu zmiennych. W [4] przedstawiono prostą metodę zastępowania funkcji wielu zmiennych szeregami zawierającymi sumy i iloczyny funkcji z jedną zmienną.

Dodatkowych korzyści można oczekiwać z odpowiedniego grupowania równań. Zwykle polecane jest następujące grupowanie równań:

— równanie obejmujące wychylenie dźwigni sterowania silnika (wejście), prędkość lotu (wyjście), jak również wszystkie czynniki zależne od prędkości (M, v, v^2).

— równanie opisujące ruch samolotu jako reakcję na wychylenie steru wysokości (lub stabilizatora). Rozwiązanie tej grupy zależności daje przebiegi zmiennych ruchu symetrycznego,

— równanie dotyczące ruchu boczno-bocznego (wejścia i wychylenie steru kierunku i lotek, wyjścia: zmiennie ruchu boczno-bocznego).

Między powyższymi grupami równań występują sprzężenia uwarunkowane przyjętymi układami współrzędnych.

Dynamika zespołu napedowego zwykle może być odwzorowana z dużymi uproszczeniami. Często wystarcza założenie

nie co do stałej inercji wirnika silnika, określonej dla przelotowych warunków pracy.

Symulacja cyfrowa

Maszyny cyfrowe, a zwłaszcza trzecia ich generacja, wykazują wiele istotnych zalet sprawiających, że ten typ maszyn coraz bardziej wypiera maszyny analogowe. Współczesne komputery odznaczają się wysoką dokładnością i niezawodnością, a nadto zapewniają szerokie możliwości zmiany i rozszerzenia zadań stojących przed symulatorami lotu. Wiele również osiągnięto w dziedzinie oprogramowania.

Maszyna cyfrowa, poza rozwiązywaniem równań ruchu samolotu, może wykonywać wiele innych zadań, takich jak generowanie syntetycznych zobrażeń w układach zobrażowania, zabezpieczanie obsługi kompleksowych systemów kontroli treningu załóg itp.

Specyfika równań ruchu samolotu polega m.in. na tym, że dotyczą one procesów przebiegających z różną prędkością (ruchy krótko- i długookresowe). Wymagania symulacji tych procesów niosą sprzeczne wymagania co do kroku całkowania. Jak wiadomo, wielkość kroku całkowania warunkuje stabilność rozwiązania i jego dokładność (duże wartości kroku) oraz czas rozwiązywania (małe wartości kroku). Zwykle zatem równania ruchu obrotowego samolotu (duża szybkość zmian) zaleca się rozwiązywać w cyklu wewnętrznym, którego wyniki obliczeń, już w innym takcie dyskretyzacji, wykorzystuje się w dalszych fazach rozwiązania.

Dla ekonomii czasu obliczeń (wymaganie dotyczące użytkowania rozwiązania w czasie rzeczywistym) podstawowe znaczenie ma właściwy wybór metody całkowania. Odpowiednia metoda całkowania w połączeniu z wyborem kroku całkowania często warunkuje wybór komputera do symulacji. Duża liczba zależności typu trygonometrycznego postuluje przewidzenie standardowych podprogramów do obliczania tych funkcji.

Inną cechą układu równań ruchu samolotu są osobliwości prawych stron. Znaczne uproszczenie procedur obliczeniowych wynika z przyjęcia równań w zapisie z cosinusami kierunkowymi [4]. Zapis ten eliminuje wspomniane osobliwości, ogranicza obliczanie zależności trygonometrycznych i dzięki temu bezpośrednio prowadzi do istotnych oszczędności czasów wykonania obliczeń. Współczynniki aerodynamiczne można podzielić na trzy grupy [3]:

- zależne od jednego parametru, głównie od M ,
- zależne od dwóch parametrów: M i H ,
- zależne od M i α .

Osobną grupę stanowi współczynnik oporu czołowego i charakterystyki ciągu. Wymagania stawiane aproksymacji zmienności współczynników od parametrów lotu w zasadzie sprowadzają się do:

- zapewnienia zadanej dokładności,
- zapewnienia ekonomii organizacji poszukiwania wartości współczynnika w trakcie liczenia.

Z powyższego wynika postulat aproksymacji współczynników funkcjami jednego typu. Zaleca się aproksymację odcinkową wielomianami niższych stopni, przy zastosowaniu metody najmniejszych kwadratów. W przypadku gdy współczynniki będące funkcjami pojedynczych parametrów charakteryzują się szybkimi zmianami wartości pochodnej, duże korzyści daje aproksymacja ilorazami wielomianów.

Generalnie wygodne okazuje się (uproszczenie poszukiwania wartości) stosowanie jednakowych przedziałów aproksymacji dla całych grup współczynników. Znacznego zysku na dokładności można oczekiwać przy zastosowaniu „wyglądania” metodą funkcji typu spline. Wszystkie te zabiegi mają na celu podniesienie dokładności i ograniczenie czasu obliczeń. Należy mieć na uwadze, że czynniki te są w poważnej mierze związane; osiągnięcie dokładności obliczeń powyżej niezbędnej umożliwia zwiększenie przedziału aproksymacji (kroku liczenia), co ma bezpośredni wpływ na czas wykonywania obliczeń. W aktualnym stanie rozwoju komputerów jedynie racjonalny wybór metody liczenia i sposobu aproksymacji umożliwi symulację w czasie rzeczywistym.

W problemach symulacji lotu krok całkowania powinien być interwałem czasu rzeczywistego. Wynikają stąd warunki na szybkość operacyjną komputera. W zakresie software problem leży w wyborze najważniejszej pary czynników: kroku całkowania i formuły kwadratowej, stanowiącej podstawę operacji całkowania.

Aktualnie mogą być brane pod uwagę trzy grupy metod całkowania numerycznego:

— obliczenie wartości rozwiązania w punkcie na podstawie znajomości wartości i pochodnej w punkcie poprzednim (metody jednokrokowe),

— uwzględnienie wartości i pochodnej w kilku punktach poprzednich (metody wielokrokowe),

— metody różnicowe z korygowaniem polegające na predykcji (ekstrapolacji) i stosowaniu formuł korekcyjnych, co pozwala na podwyższenie dokładności.

Oczywiście najbardziej efektywne okażą się te procedury, które przy długim kroku dają wymaganą dokładność. Żądana jest elastyczność w stosunku do zmiany kroku nie pociągająca za sobą zbytniego skomplikowania formuły. Jest to istotne dla niektórych faz rozwiązania, w których rozwiązanie i jego pochodne ulegają szybkim zmianom. Jest wtedy uzasadnione stosowanie zmiennego kroku i metody (np. Runge-Kutta), która zachowuje przy tym niezmienną formułę.

LITERATURA

1. W. S. BABIENKO: Imitatory wizualnej obstanowki trenażerów letatlnych aparatów. Maszynostrojenije, Moskwa, 1978.
2. G. A. BEKEY, W. I. KARPLUS: Obliczenia hybrydowe. WNT, Warszawa, 1978 r.
3. G. S. BIUSZGIENS, R. W. STUDNIEW: Aerodynamika samo-

liota. Dynamika prodlonogo i bokowego dwizienija (rozd. 3). Maszynostrojenije, Moskwa, 1979.

4. W. A. BODNIER, R. A. ZAKIROW, I. I. SMIRNOWA: Awiacyjnyje trienażiory. Maszynostrojenije, Moskwa, 1978.
5. I. HOLUSA: Systemy imitace vizualni orientace. Letectvi a Kosmonautika, 1978 (s. 269-270).
6. I. HOLUSA: Televizini systemy. Letectvi a Kosmonautika, 1978 (s. 309-310).
7. I. HOLUSA: Televizini systemy současnosti. Letectvi a Kosmonautika, 1978 (s. 349-350).
8. I. KAPICA i in.: Systemy wizualizacji trenażerów dla załóg samolotów i śmigłowców. Opracowanie SZTK, WAT, Warszawa, 1980 r.
9. J. MORAWSKI, M. RYBAK: Urządzenie pomiarowe do obiektywnej oceny wykonania zadań lotnych. Podstawy koncepcji. Opracowanie wewn. ILot. 2/6/ZA, 1969 r.
10. J. MORAWSKI: Metody analizy działania i oceny niezawodności systemów człowiek-obiekt techniczny. Materiały Szkoły Zimowej 1979 nt. „Niezwadność systemów człowiek-obiekt techniczny”, Wisła, 1979 r.
11. E. A. STARK, J. M. WILSON: Visual and motion simulation in energy maneuvering. AIAA Paper, nr 73-934, 1973 r.
12. V. VĚK: Systemy trenażerów. Materiały seminarium nt. „Trenażery dla samolotów szkolno-treningowych. Instytut Lotnictwa, Warszawa, 27-29 września 1979 r.
13. V. VĚK: Symulacja zespołu napędowego i właściwości aerodynamicznych samolotu w trenażerach lotniczych. Materiały seminarium nt. „Trenażery dla samolotów szkolno-treningowych”. Instytut Lotnictwa, Warszawa, 27-29 września 1979 r.

PROTOTYPY

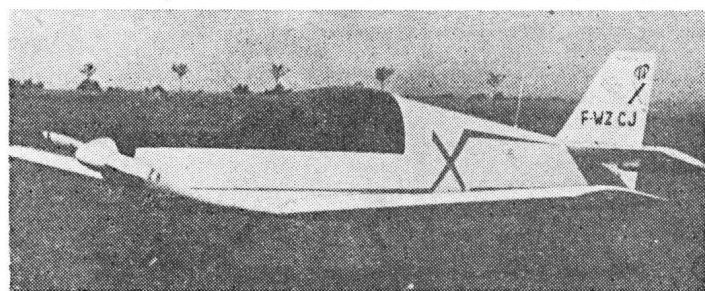
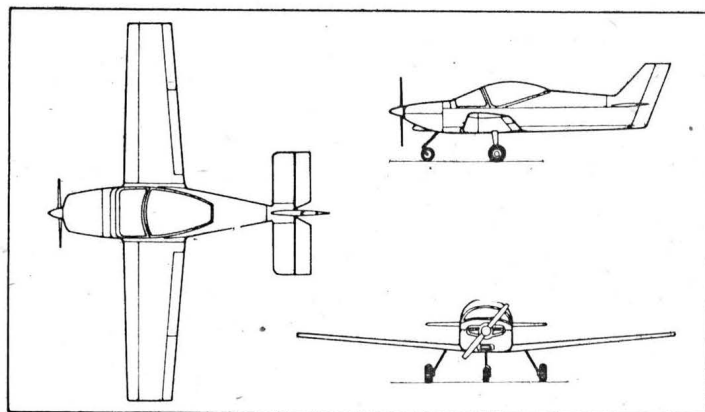
Mudry CAP-X • Francja •

Dwumiejscowy samolot turystyczny

W drugiej połowie 1980 r. rozpoczęto próby w locie dwumiejscowego samolotu turystycznego CAP-X zaprojektowanego przez A. Mudry'ego. Samolot ma konwencjonalny układ i konwencjonalną, metalową konstrukcję, która ma zapewnić niskie koszty produkcji seryjnej. Napęd stanowi silnik MB-480, projektu J. Mesuarda, o mocy startowej 57 kW (77 KM) przy 2800 obr/min. Jest to czterocylindrowy, czterosuwowy bokser bezreduktorowy z wtryskiem paliwa. Zastosowano w nim wypróbowane rozwiązania konstrukcyjne silników samochodowych i motocyklowych, w związku z czym oczekuje się szybkiego uzyskania certyfikatu. W warunkach przelotowych samolot zużywa 16,5 l/h paliwa. Prototyp samolotu wykazuje pewne zmiany w porównaniu z pierwotnym projektem, m.in. zamiast dwuczęściowej osłony kabiny (patrz rzuty) zastosowano osłonę jednoczęściową.

Dane techniczne

Rozpiętość	8,00 m
Długość	6,00 m
Wysokość	2,11 m
Powierzchnia nośna	9,00 m ²
Wydłużenie	7,2
Doskonałość maks.	12,5
Masa własna	290 kg
Prędkość przelotowa	180 km/h
Prędkość przeciągnięcia	78 km/h



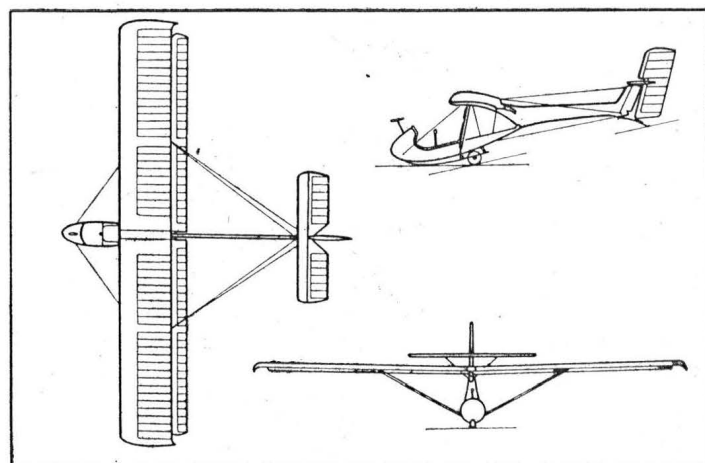
W.K.

BRO-23KR Garnis • ZSRR •

Szybowiec szkolny

W ZSRR b. popularne są proste szybowce przystosowane do użytkowania na najmniejszych lądowiskach. Są to m.in. BRO-11M, ŁAK-14, Drozd i BRO-21. Mają one konwencjonalną konstrukcję z drewna i płótna, z wyjątkiem BRO-21 z 1980 r., w którym mniej ważne części wykonano z laminatu.

W 1981 r. w kowieńskim aeroklubie oblatano z pomyślnym wynikiem szybowiec BRO-23KR Garnis skonstruowany przez Kiszonasa i Rinkawiczusa — całkowicie z tworzyw sztucznych. Dwudzielny, zamocowany na grzbiecie kadłuba płat ma konstrukcję jednodźwigarową, jest pokryty w przedniej części laminatem, a w tylnej sztuczną tkaniną i podparty pojedynczymi zastrzałami. Zastosowano 16% profil GAW-1 i lotki na całej rozpiętości. Końcówki płata są odgięte do dołu, chroniąc go przed uszkodzeniem. Pół zakryta gondola jest wykonana z dwóch połówek, a płaska belka ogonowa przechodzi bezpośrednio w sta-



tecchnik pionowy. Kadłub jest usztywniony linkami łączącymi go z płatem. Usterzenie ma konstrukcję podobną do płata, stery są pokryte sztuczną tkaniną. Podwozie jest typu płozowego z pomocniczym kółkiem.

Dane techniczne

Rozpiętość	8,20 m
Długość	6,40 m

Wysokość	2,20 m
Powierzchnia nośna	10,40 m ²
Masa własna	84 kg
Masa startowa	159 kg
Prędkość minimalna	42 km/h
Prędkość maksymalna	100 km/h
Doskonałość	15.

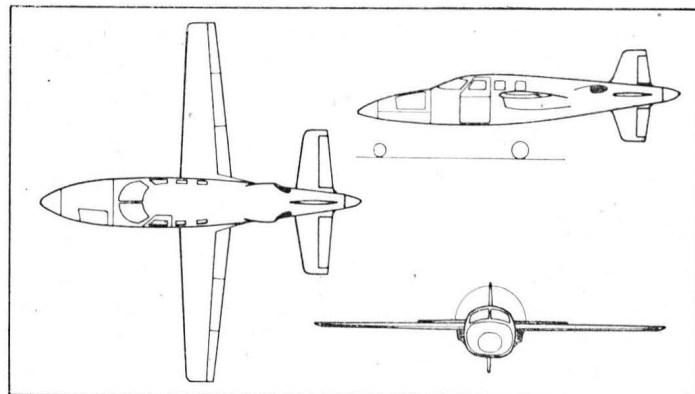
W.K.

PROJEKTY

Schapel 1080 Thunderbolt • USA •

Turbośmigłowy jednosilnikowy samolot służbowy

W dziedzinie samolotów służbowych pojawiło się ostatnio wiele projektów samolotów o niekonwencjonalnym układzie, m.in. o układzie kaczki oraz ze śmigłem pchającym. Należy do nich również projekt 1080 Thunderbolt firmy Schapel Aircraft Co., opracowany przez R. Schapela. Jest to czteromiejscowy średniopłat napędzany pojedynczym silnikiem turbinowym z pchającym śmigłem. W konstrukcji samolotu przewiduje się szerokie wykorzystanie tworzyw poliestrowych i kevlarowych zbrojonych włóknem węglowym. Kabina o długości 2,74 m, szerokości 1,22 m i wysokości 1,30 m jest ciśnieniowana do różnicy ciśnień 51,5 kPa, dzięki czemu na wysokości lotu 10 670 m ciśnienie w kabinie będzie odpowiadać wysokości 2400 m. Silnik Pratt Whitney of Canada PT6A-112 o mocy startowej 368 kW (500 KM) będzie zabudowany za kabiną i będzie napędzał za pomocą długiego wału trójłopatowe, przestawialne na odwrotny ciąg śmigło Hartzell, zamontowane za krzyżowym usterzeniem. Chwyty powietrza do silnika znajdują się pod skrzydłami, u ich nasady. Podwozie z kołem przednim jest chowane przy użyciu instalacji hydraulicznej. Cena samolotu z wyposażeniem IFR wynosi 500 000 dol.



Dane techniczne

Rozpiętość	10,00 m
Długość	8,90 m
Wysokość	2,76 m
Powierzchnia nośna	11,14 m ²
Wydłużenie	8,75
Rozstaw podwozia	2,40 m
Baza podwozia	3,86 m
Masa własna	980 kg
Masa handlowa maks.	811 kg
Masa startowa maks.	1790 kg
Prędkość przelotowa na wys. 6100 m	560 km/h

Wznoszenie maks.	10,25 m/s
Prędkość przecignięcia z klapami schowanymi	153 km/h
Prędkość przecignięcia z klapami wypuszczonymi	112 km/h
Długość drogi startu na przeszkodę 15,25 m	430 m
Długość drogi lądowania z 15,25 m	570 m
Zasięg maks. z 385 kg paliwa	3225 km

W.K.

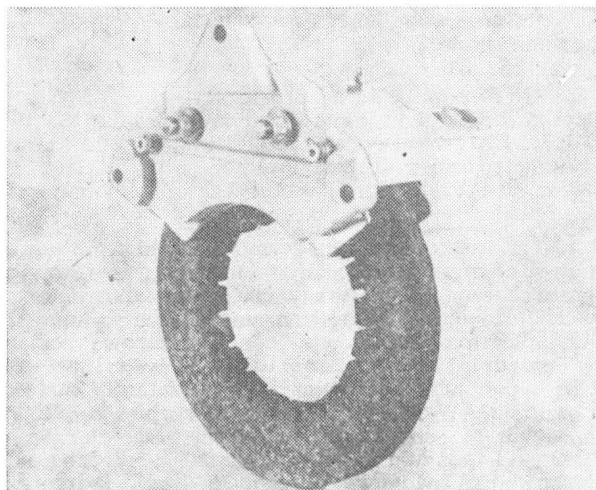
NOWOŚCI TECHNICZNE

Hamulce tarczowe

zbrojone włóknem węglowym

Firma Bendix Corp. z Wirginii opracowała dla śmigłowca Aerospatiale AS-332 Super Puma nowy typ hamulców jednotarczowych. Zarówno tarcza, jak i szczęki hamulca są wykonane z tworzywa zbrojonego włóknem węglowym. Poza tym hamulce są zaopatrzone w automatyczne urządzenia utrzymujące w czasie eksploatacji stały lub między tarczą a szczękami. W porównaniu z konwencjonalnymi, nowe hamulce mają o 33% mniejszą masę i trzykrotnie większą trwałość.

W.K.



Motoszybowiec

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, dwumiejscowy, wolnonośny dolnopłat konstrukcji metalowej ze stałym podwoziem.

Plat. Obrys trapezowy, profil Wortmann FX-67-K170/17 na całej rozpiętości, wznios 3,5°. Konstrukcja trójdzielną, jednoźwi-garowa, całkowicie metalowa. Środkowa część skrzydła połączona na stałe z kadłubem. Znajdują się na niej mocowania podwozia, a wewnątrz — zbiorniki paliwo-we; zawieszono są też przykadłubowe seg-menty klap. Klapy i lotki dzielone — klap-y na 5, lotki na 2 segmenty na każdym skrzydle. Rozwiązanie to ma na celu ich ochronę przed uszkodzeniem przy od-kształceniu (ugięciu) skrzydła. Zawiasy lotek i klap typu szarnirowego. Wychylenie klap: od 12° w górę do 72° w dół (w tym przypadku pełnią funkcję hamulców aero-dynamicznych). Wychylenie lotek: 12° w górę i 8° w dół (w tym zakresie lotki mogą być wychylane razem z klapami). Lotki wyważone masowo i aerodynamicznie. Konstrukcja lotek i klap mieszana: dźwigarki i pokrycia z blach duralowych, żebra — sztywna pianka z tworzywa sztu-cznego, żeberka mocujące w lotkach, wy-ważenie masowe — z blachy duralowej. Zewnętrzne części skrzydeł mocowane są do środkowej dwoma sworzniami każda. Do montażu i demontażu wystarczą dwie oso-by.

Kadłub. Przekrój prostokątny, od góry owalny. Konstrukcja całkowicie metalowa, półskorupowa. Ścianka ogniowa z blachy tytanowej. Kabina z miejscami jedno za drugim. Tablica przyrządów tylko przed przednim fotelem. Środkowa część tablicy amortyzowana, przed tablicą na centralnej konsoli umieszczona jest radiostacja i za-wór paliwowy. Fotele laminatowe, przedni fotel oparty na ramie wręgi, do której mo-cowane są też pasy bezpieczeństwa. Za fo-telem tylnym bagażnik. Oszklenie kabiny trzyczęściowe, osłona otwierana na bok w prawo. Szkielet oszklenia kabiny lamina-towy. Tylny ścianki bagażnika odejmowal-ne w celu umożliwienia dostępu do mecha-nizmów sterowania lotek i klap. Tylna część kadłuba spłaszczona z boków. Pod statecznikiem pionowym mocowane pod-wozie tylne. Istnieje możliwość montażu zaczepu holowniczego. Z boku kadłuba pod usterzeniem uchwyty ułatwiające obsługę naziemną.



Usterzenie. Usterzenie w układzie T, ob-rysy obu usterzeń trapezowe, usterzenie pionowe skośne, profil usterzenia pionowe-go NACA 64₂A015, poziomego — NACA 63₁A012. Dźwigar statecznika pionowego w 45% głębokości. Krótki dźwigarek pomoc-niczny przy nosku. Ster zawieszony w trzech punktach, konstrukcja analogiczna do konstrukcji lotek i klap. Statecznik po-zioły mocowany na pionowym trzema sworzniami. Konstrukcja statecznika pozi-omego i steru wysokości analogiczna do konstrukcji usterzenia pionowego. Ster wy-sokości, wyważony masowo i odciążony aerodynamicznie (rogowo) jest wyposażony w klapkę wyważającą.

Sterowanie. Sterownice (drażki i pedały) zdwojone. Ster kierunku — układ linkowo-popychaczowy, ster wysokości — układ popychaczowy, lotki i klapy — zespół ele-mentów skrętnych, popychaczy, segmentów zębatach i ciągien. Popychacze prowadzo-ne na nylonowych rolkach.

Podwozie. Podwozie w układzie klasycz-nym. Podwozie główne adaptowane z sa-molotu Pazmany; golenie z amortyzatorami olejowo-powietrznymi, koła wyposażone w tarczowe hamulce hydrauliczne i osłoni-ęte wraz z goleniami laminatowymi o-wiewkami. Podwozie tylne amortyzowane gumowymi pierścieniami, kółko z pełnej gumi. Wymiary kół: główne — średnica 0,5 m (500X5), tylne — średnica 0,15 m. Podwozie tylne sterowane, po odłączeniu sterowania samonastawne w zakresie 360°.

Koło tylne osłonięte laminatową owiewką. **Zespół napędowy.** Płaski, czterocylindro-owy chłodzony powietrzem silnik gaźnikowy Continental 0-200 o mocy 75 kW przy obro-tach 46 s⁻¹, śmigło dwułopatowe nastawne, trójpołożeniowe (start, przelot, chorągiew-

ka) Hoffmann. Łoże silnika z rurek stalo-wych. Osłony silnika i kołpak śmigła — laminatowe. Miarka oleju i gniazdo zasilania lotniskowego dostępne są przez otwo-ry wylotowe powietrza chłodzącego silnik.

Instalacje. Paliwowa — dwa zbiorniki o pojemności po 60 l umieszczone przy kadłubie w noskach środkowej części skrzydła, zawór wybierający na centralnej konsoli pod tablicą przyrządów. Elektryczna — dwa niezależne obwody z własnym zasilaniem: jeden do rozruchu silnika, drugi do zasi-lania wyposażenia pokładowego.

Wyposażenie. Niezbędny zestaw przyrzą-dów pilotażowo-nawigacyjnych i kontrol-nych, radiostacja UKF.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Inicjatorem powstania motoszybowca jest Claude Ryan, znany jako konstruktor samolotu rekordo-wego Spirit of St. Louis i założyciel fir-my noszącej jego nazwisko. Do prac kon-strukcyjnych zaangażował on znanego kon-struktora Vladislao Pazmany, który wspólnie z synem Claude Ryana opracował kon-strukcję motoszybowca oznaczonego ST-100 (S — Soaring, T — Touring). Celem kon-struktorów było stworzenie lekkiego, czys-tego aerodynamicznie płatowca wyposażo-nego w silnik certyfikowany w USA. W celu zmniejszenia przekroju kadłuba zde-cydowano się na rozmieszczenie załogi w tandem, dla lekkości konstrukcji i oszczęd-ności funduszy tablica przyrządów jest pojedyncza. Próby prototypu prowadzono w latach 1977-1978, uzyskano certyfikaty FAR i OSTIV. Cloudster był też używany do holowania szybowców. Niebagatelne zna-czenie ma możliwość składania skrzydeł, co umożliwiła osiągnięcie szerokości poniżej o-bowiązującej w USA skrajni drogowej.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	17,58 m
Długość	7,78 m
Wysokość	1,78 m
Szerokość po złożeniu skrzydeł	2,44 m
Baza podwozia	4,70 m
Rozstaw podwozia	2,20 m
Średnica śmigła	1,75 m
Powierzchnia skrzydła	19,7 m ²
Wydłużenie skrzydła	15,6
Masa własna	549 kg
Masa startowa	749 kg
Masa użyteczna	200 kg
Masa paliwa	87 kg
Obciążenie powierzchni	37,8 kg/m ²
Obciążenie mocy	10 kg/kW

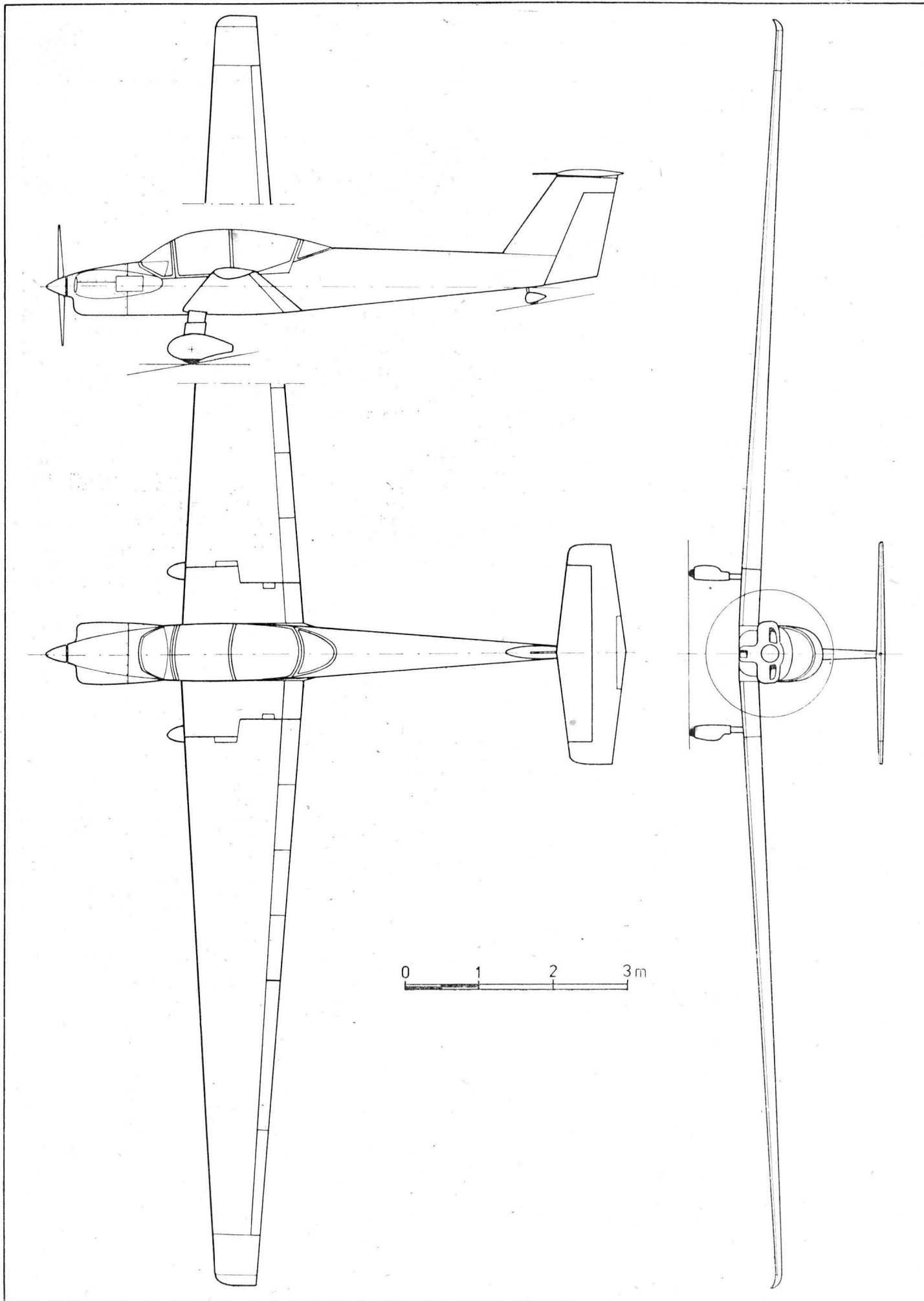
Osiągi samolotowe

Prędkość maks.	241 km/h
Prędkość przelotowa (75% mocy)	211 km/h
Prędkość przeciągnięcia z klapami	69 km/h
Wznoszenie	4,3 m/s
Pułap	7300 m
Długość startu na 15 m	290 m
Lądowanie z 15 m	245 m
Zasięg (75% mocy bez rezerwy)	1100 km

Osiągi szybowcowe

Doskonałość maks.	28
Opadanie min. przy prędkości 96 km/h	0,9 m/s
Współczynniki obciążenia konstrukcji	n = +6 do -3,5

T.M.



Samolot sportowy

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy, jednosilnikowy, wolnonośny samolot w układzie kaczki — tandem, konstrukcja laminatowa.

Plat główny. Obrys trapezowy, profil o grubości względnej 17%, wznios 3,5°. Konstrukcja dwudzielna, dwudźwigarowa, laminatowa. Pasy dźwigarów z rowingu szklanego, skorupy pokryć z laminatu epoksydowo-szklanego. Wnętrze wypełnione sztywną pianką poliuretanową. Przy kadłubie umieszczone są lotki o stałej głębokości, zajmują one 50% rozpiętości płatów. Konstrukcja lotek laminatowa, szklano-epoksydowa, wypełniacz ze sztywnej pianki poliuretanowej. Na lewym skrzydle rurka nadajnika przyrządów ciśnieniowych. Plat główny usytuowany na grzbiecie kadłuba.

Plat przedni. Obrys trapezowy, profil o grubości względnej 20%, wznios ujemny 4°, skos na krawędzi natarcia 95°. Konstrukcja dwudzielna analogiczna do konstrukcji płata głównego. Powierzchnie sterowe (pracujące jako ster wysokości i kłapy nośne) zajmują 88% rozpiętości, ich głębokość wynosi 28%. Na końcach płata znajdują się opływowe gondolki-owiewki kół podwozia głównego. Koła mocowane do końcówek płata. Plat przedni usytuowany w konfiguracji dolnopłata.

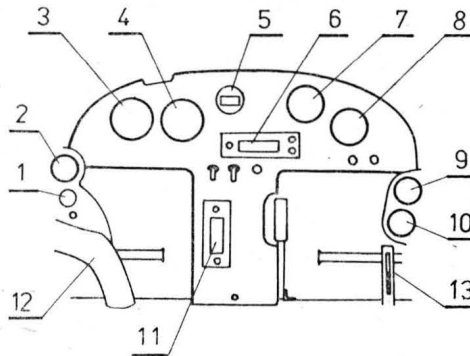
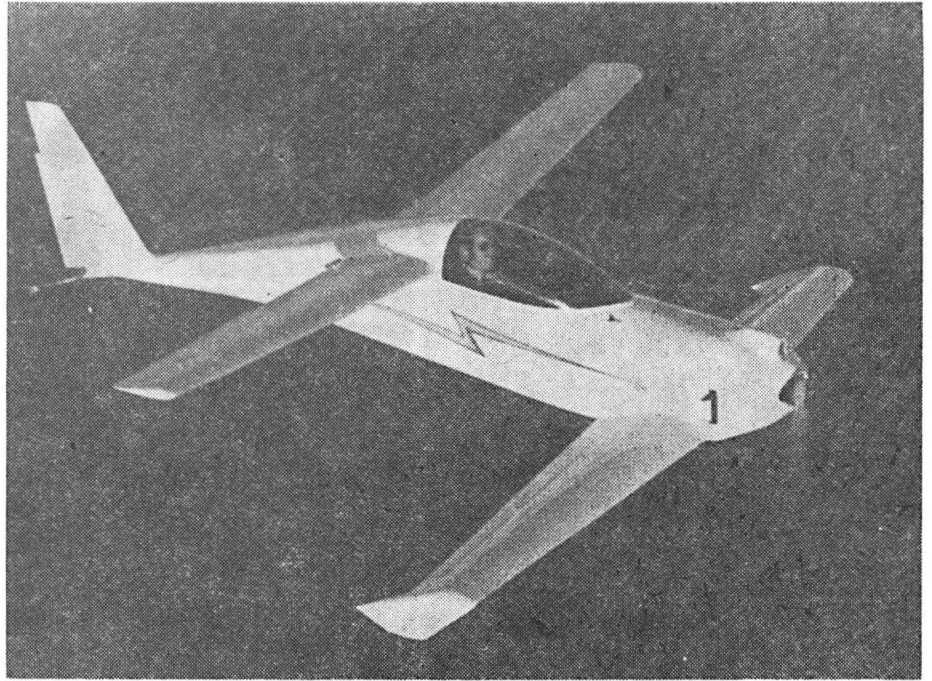
Kadłub. Przekrój owalny spłaszczony u dołu. Konstrukcja laminatowa skorupowa przekładkowa (laminat epoksydowo-szklany ze sztywną pianką poliuretanową). Grubość wypełniacza skorupy w części przedniej 25,4 mm — stopniowo maleje ku części ogonowej kadłuba. Kabina pilota umieszczona przed płatem głównym. Pozycja pilota półleżąca. Fotel przystosowany dla pilota o masie 95 kg i wzroście 1,98 m. Osłona kabiny jednoczęściowa, otwierana na prawą stronę.

Usterzenie. Usterzenie pionowe o obrysie trapezowym, skośne. Ster kierunku o stałej głębokości i stosunkowo małej powierzchni. Konstrukcja statecznika laminatowa, jednodźwigarowa, z laminatu epoksydowo-szklanego. Statecznik tworzy jedną całość z kadłubem. Konstrukcja steru analogiczna do konstrukcji lotek i steru wysokości/kłap.

Sterowanie. Sterownice w kabine klasyczne (drażek i pedały), drażek umieszczony na prawej burcie. Sterowanie sterem wysokości/kłapami popowchaczowe, lotkami — popowchaczowe z rurą skrętną, sterem kierunku — linkowe.

Podwozie. Stałe, w układzie klasycznym. Koła podwozia głównego mocowane do końcówek płata przedniego — plat pełni funkcję gołeni sprężystych. Koła zaopatrzone w hamulce. Podwozie tylne składa się ze sprężystej gołeni wyprowadzonej z tylnej części kadłuba. Kółko ogonowe sterowane (sprężone ze sterem kierunku). Przewidywana jest zamiana gołi głównych na większe w celu umożliwienia eksploatacji z lotnisk trawiastych.

Zespół napędowy. Płaski, dwucylindrowy, chłodzony powietrzem silnik czteresuwo- wy Onan o pojemności skokowej 782 cm³ i mocy 13,5 kW przy obrotach 60 s⁻¹ oraz 16,4 kW przy obrotach 63,6 s⁻¹. Śmigło dwu- łopatewne drewniane o stałym skoku. Silnik adaptowany z agregatu prądotwórczego przyczepy campingowej.



Tablica przyrządów: 1 — cięgiło podgrzewu gaźnika, 2 — woltomierz, 3 — prędkościomierz, 4 — wysokościomierz, 5 — busola, 6 — pulpit VOR, 7 — obrotomierz, 8 — termometr głowic, 9 — termometr oleju, 10 — manometr oleju, 11 — radiostacja, 12 — gardziel napełniania zbiornika, 13 — paliwowskaz

Instalacje. Paliwowa — zbiornik o pojemności 30 l pod fotelem pilota, wlew paliwa z lewej burty kadłuba. Elektryczna — generator silnikowy, napięcie 12 V, brak akumulatora.

Wposażenie. Prędkościomierz, wysokościomierz, busola, obrotomierz, termometr głowic, termometr oleju, manometr oleju,

paliwowskaz, woltomierz, radiostacja, VOR.

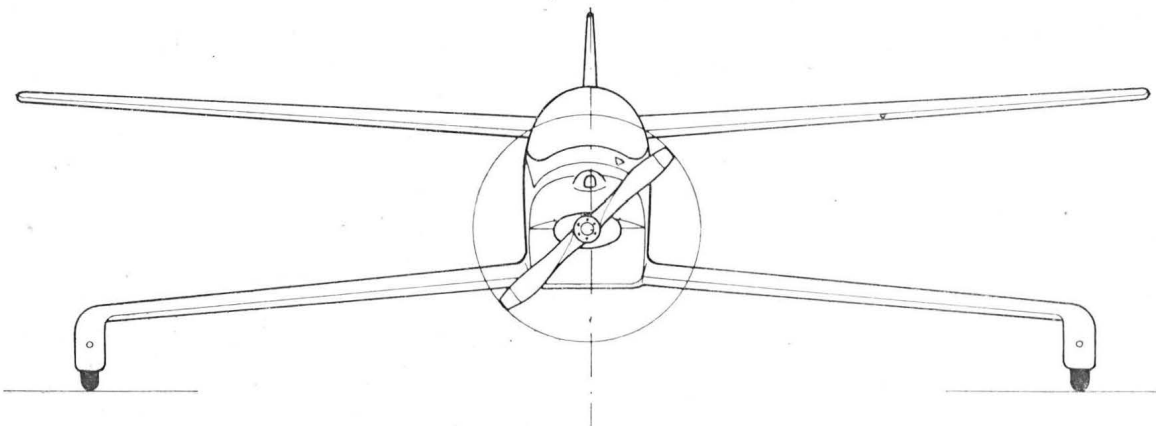
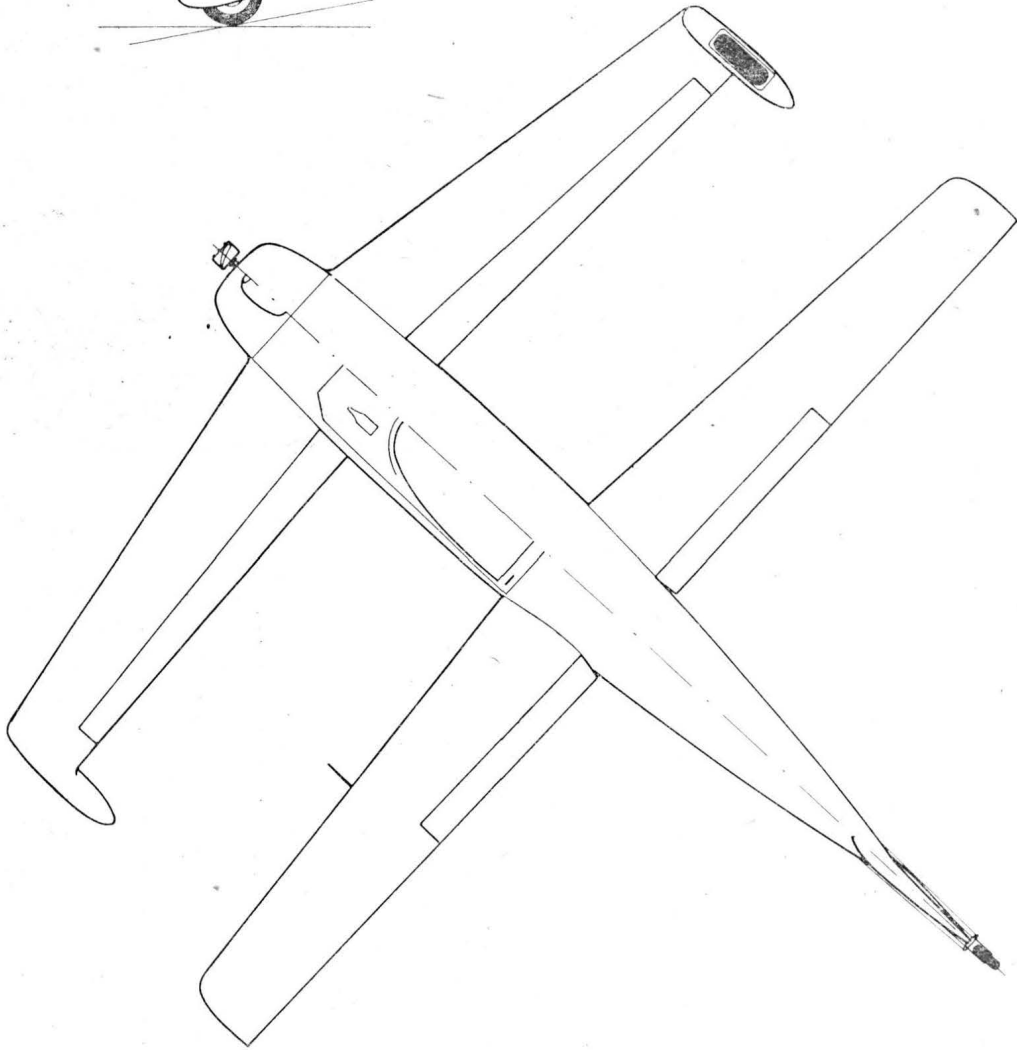
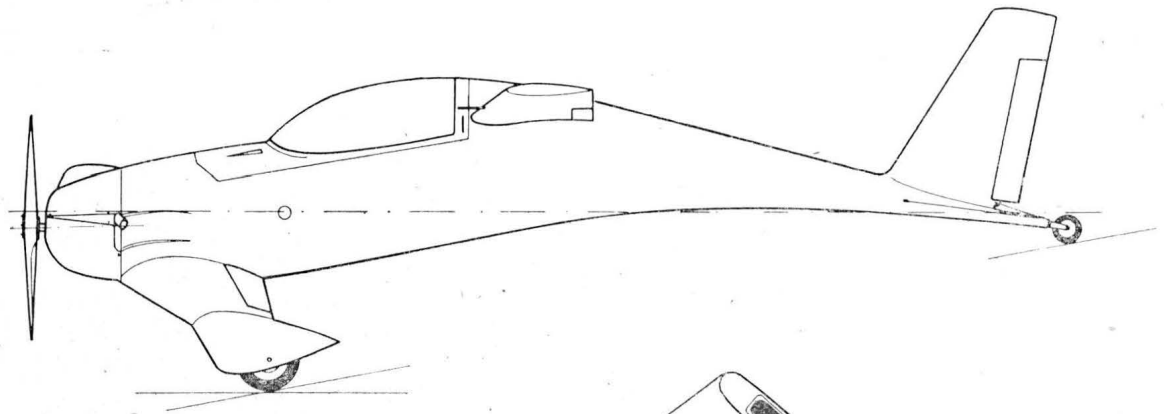
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Koncepcja samolotu pochodzi z 1975 r., została stworzona przez inż. Gene Steehana i inż. Toma Jewetta. We współpracy z nimi Burt Rutan skonstruował mini-samolot do posiadanego silnika. Układ samolotu pozwala na przebudowanie go na konfigurację klasyczną. Samolot ma dość poprawnie zachowywać się przy przeciągnięciu: najwcześniej nastąpi oderwanie opływu i spadek siły nośnej na płacie przednim, wobec czego samolot opuści nos i zacznie rozpedzać się. Prace konstrukcyjne zakończono w sierpniu 1977 r., pierwszy egzemplarz zbudowano w ciągu zaledwie 3 miesięcy (oblot 15 listopada 1977 r.). W trakcie prób wprowadzono wiele zmian, m.in. usterzenie pionowe zaopatrzone w ster (początkowo sterem kierunku miała być owiewka koła tylnego, okazała się jednak mało skuteczna przy niższych prędkościach). Podczas prób sprawdzono stateczność, sterowność i drgania (flutter) do prędkości 290 km/h. Przeprowadzono też próby statyczne płatowca i próby zrzutowe podwozia (wg FAR-23) uzyskując całkowicie pozytywne wyniki. Samolot zamontowano po raz pierwszy w 1978 r. na zlocie konstruktorów amatorów w Oshkosh. Koszt materiałów i części potrzebnych do budowy odpowiada cenie średniego samolotu, pracochłonność w wykonaniu amatorskim określono na ok. 400 h. Samolot jest produkowany w zestawach do montażu — o ich powodzeniu może świadczyć sprzedaż 340 zestawów w 1980 r. Dalszą wersją rozwojową Quickie jest dwumiejscowy Dragonfly (o identycznym układzie) i silnikiem Volkswagen.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość płata głównego	5,08 m
Rozpiętość płata przedniego	4,67 m
Długość	5,28 m
Wysokość (w linii lotu)	1,8 m
Cięciwa płata głównego u nasady	0,57 m
Cięciwa płata głównego przy końcówce	0,375 m
Cięciwa płata przedniego u nasady	0,635 m
Cięciwa płata przedniego przy końcówce	0,36 m
Baza podwozia	3,70 m
Rozstaw podwozia	4,60 m
Srednica śmigła	1,067 m
Powierzchnia płata głównego	2,52 m ²
Powierzchnia płata przedniego	2,47 m ²
Powierzchnia usterzenia pionowego	0,41 m ²
Wydluzenie płata głównego	9,75 m
Wydluzenie płata przedniego	11,3 m
Masa własna	109 kg
Masa startowa (silnik 16,4 kW)	236 kg

Obciążenie powierzchni nośnej	47,2 kg/m ²
Obciążenie mocy (silnik 16,4 kW)	14,4 kg/kW
Osiągi (moc 13,5/16,4 kW)	
Prędkość maks.	202/225 km/h
Prędkość przelotowa maks.	195/... km/h
Długość przelotowa (silnik na biegu jałowym)	79 km/h
Prędkość przelotowa (z silnikiem nie pracującym)	86 km/h
Wznoszenie przy ziemi	2,2/3,0 m/s
Pułap praktyczny	3750/4665 m
Długość startu	201/137 m
Długość lądowania	225/183 m
Zasięg przy prędkości przelotowej	885 km
Zasięg przy prędkości ekonomicznej	1320 km
Zużycie paliwa (prędkość przelotowa)	2,3/... l/100 km

T.M.



UKŁADY STEROWANIA (II)

- 1 — sterowanie silnikiem, s. zespołem napędowym
- 2 — s. przepustnicą, s. gazem
- 3 — s. paliwem
- 4 — s. poprawką wysokości, s. składem mieszanki
- 5 — s. podgrzewem gaźnika
- 6 — przełącznik iskrowników, p. zapłonu
- 7 — sterowanie śmigłem, s. skokiem śmigła, s. obrotami ś.
- 8 — piloci działający zgodnie
- 9 — p. d. przeciwnie
- 10 — pełne wychylenie w bok (sterownicy ręcznej lub nożnej), danie pełnej nogi, drążek na burtę
- 11 — całkowicie od siebie
- 12 — c. na siebie
- 13 — położenie neutralne, p. pośrednie
- 14 — sterowanie zasłonkami osłony silnika
- 15 — mechanizm wyważania
- 16 — klapka wyważająca
- 17 — położenie klapki wyważającej
- 18 — wyważanie podłużne
- 19 — w. kierunkowe
- 20 — w. poprzeczne
- 21 — serwokompensator
- 22 — sterowanie serwokompensatorem
- 23 — sterowanie klapami
- 24 — połączenie klap między sobą, mechaniczna synchronizacja k.
- 25 — sterowanie hamulcami aerodynamicznymi, s. przerywaczami
- 26 — s. hamulcami kół
- 27 — sterowanie (chowany) podwoziem
- 28 — wybrane położenie
- 29 — położenie schowane
- 30 — p. wypuszczone, p. wychylone
- 31 — wskaźnik położenia
- 32 — układ automatyczny, automatyka
- 33 — przesterowanie automatyki, przesilenie a., (ręczne) przewyciężenie a.
- 34 — automatyczny układ aktywnej stabilizacji
- 35 — serwosterowanie
- 36 — siłowe układy sterowania
- 37 — wzmacniacz (siły), buster
- 38 — w. hydrauliczny, b. h.
- 39 — układ sterowania ze wzmacniaczem nieodwracalnym
- 40 — sterowanie zdalne przewodowe
- 41 — sygnał sterujący, rozkaz sterujący
- 42 — transmisja sygnału sterującego, przekazanie rozkazu
- 43 — mechaniczna t. sygnałów, mechaniczne przeniesienie s.
- 44 — elektryczna t. s., elektryczne p. s.
- 45 — sumator mechaniczny, s. sygnałów mechanicznych
- 46 — s. s. elektrycznych
- 47 — sprzężenie zwrotne
- 48 — nadajnik sprzężenia zwrotnego, czujnik s. z.
- 49 — sterowanie elektrohydrauliczne
- 50 — dźwignik elektrohydrauliczny, e. mechanizm wykonawczy
- 51 — imitator obciążeń (na sterownicy)
- 52 — ogranicznik obciążeń
- 53 — tłumik drgań
- 54 — nadmierne odkształcenie
- 55 — n. tarcie
- 56 — luz w układzie sterowania
- 57 — zluźnienie (linki)
- 58 — stukanie (linek), uderzanie (l.)
- 59 — zakleszczenie, zacięcie
- 60 — ocieranie, wycieranie
- 61 — odłączenie się (mechanizmu), rozłączenie się (m.) K.D.

CONTROL SYSTEMS (II)

- 1 — engine controls
- 2 — throttle control
- 3 — fuel c.
- 4 — mixture c.
- 5 — carburetor heat c.
- 6 — ignition switch
- 7 — propeller (speed) control, (propeller) pitch c.
- 8 — pilots acting together
- 9 — p. a. in opposition
- 10 — at full throw
- 11 — full down
- 12 — full up
- 13 — mid position
- 14 — cowling shutter control
- 15 — trim(ming) mechanism
- 16 — trim tab
- 17 — t. t. position, trimming device p.
- 18 — longitudinal trim, fore-and-aft t., pitch t., t. in p.
- 19 — directional t., yaw t., t. in yaw, rudder t.
- 20 — lateral t., aileron t., roll t., t. in roll
- 21 — servo tab, balancing t.
- 22 — s. t. controls
- 23 — (wing) flap control, f. operating mechanism, lift devices control
- 24 — w. f. interconnection
- 25 — air brake control, spoiler c., drag c. system
- 26 — wheel brake c.
- 27 — landing gear c.
- 28 — selected position
- 29 — retracted p., up-position
- 30 — (fully) extended p., down p.
- 31 — p. indicator
- 32 — automatic system
- 33 — a. s. overriding
- 34 — stability augmentation system
- 35 — servocontrol
- 36 — power devices, power-operated (control) systems
- 37 — booster, power device
- 38 — hydraulic b.
- 39 — irreversible b. control system
- 40 — wire control, fly-by-wire
- 41 — control command
- 42 — command transfer, c. transmission
- 43 — mechanical signal t.
- 44 — electric s. t.
- 45 — mechanical (signal) adder
- 46 — electric (s.) a.
- 47 — feedback
- 48 — f. transducer
- 49 — electrohydraulic control
- 50 — electrohydraulic actuator
- 51 — (control) load simulator
- 52 — load limiting device
- 53 — vibration damper
- 54 — excessive deflection
- 55 — e. friction
- 56 — slack of the controls
- 57 — slack(ness) (of the cable)
- 58 — slapping (of the cables)
- 59 — chafing, binding, jam(ming)
- 60 — rubbing
- 61 — (mechanism) disconnection

STEUERUNGSANLAGEN (II)

- 1 — Triebwerkbedienung (sanlage) (f)
- 2 — Drosselsteuerung (f)
- 3 — Kraftstoff(zufuhr)steuerung (f)
- 4 — Höhenkorrektursteuerung (f), Gemischregelung (f), Gemischregulierung (f)
- 5 — Vergaserheizsteuerung (f)
- 6 — Zündungsschalter (m), Magnetoschalter (m)
- 7 — Steigungssteuerung (f), Luftschraubenregelung (f)
- 8 — (Flugzeugführer wirkenden in gleicher Richtung)
- 9 — (F. w. in entgegengesetzter R.)
- 10 — voller Ausschlag (m)
- 11 — volles Drücken (n)
- 12 — volles Ziehen (n)
- 13 — Mittelstellung (f)
- 14 — Motorhauben-Kühlklappensteuerung (f)
- 15 — Trimmermechanismus (m)
- 16 — Trimmklappe (f), Trimmeruder (n)
- 17 — Stellung (f) des Trimmerorgans
- 18 — Längstrimmung (f)
- 19 — Richtungsstrimmung (f)
- 20 — Quertrimmung (f)
- 21 — Hilfsruuder (n)
- 22 — Hilfsruudersteuerung (f)
- 23 — Flügelklappensteuerung (f)
- 24 — Verbindung (f) der Klappen untereinander
- 25 — Luftbremsensteuerung (f), Spoilersteuerung (f)
- 26 — Radbremsensteuerung (f)
- 27 — Fahrwerkbetätigung (f)
- 28 — gewählte Stellung (f)
- 29 — eingefahrene S. (f)
- 30 — ausgefahrene S. (f)
- 31 — Stellungsanzeiger (m)
- 32 — automatisches System (n), Automatik (f)
- 33 — Automatik-Überwinden (n))
- 34 — Autostabilisierungssystem (n), Dämpfungregler (m)
- 35 — Servosteuerung (f)
- 36 — Kraftsteuerungen (fpl)
- 37 — Kraftverstärker (m)
- 38 — hydraulischer K. (m), (h.) Booster (m)
- 39 — nichtumkehrbare Verstärkersteuerung (f)
- 40 — Leitungs-Fernsteuerung (f)
- 41 — Steuerbefehl (m)
- 42 — Befehlsübertragung (f)
- 43 — mechanische Signalübertragung (f)
- 44 — elektrische S. (f)
- 45 — mechanischer Summator (m)
- 46 — Summator elektrischer Signale, Summenverstärker (m)
- 47 — Rückkopplung (f)
- 48 — Rückkopplungsgeber (m)
- 49 — elektro-hydrodynamische Steuerung (f)
- 50 — elektrohydraulischer Antrieb (m), Rudermaschine (f)
- 51 — (Steuer-)Belastungsimitator (m)
- 52 — Lastbegrenzungseinrichtung (f)
- 53 — Schwingungsdämpfer (m)
- 54 — übermäßige Verformung (f)
- 55 — ü. Reibung (f)
- 56 — Spiel (n) in der Steuerkraftübertragung
- 57 — Lockern (n) des Steuerseiles
- 58 — Klopfen (n) der Steuerseile, Schlagen (n) der S.
- 59 — Klemmen (n), Verklemmung (f)
- 60 — Scheuern (n)
- 61 — Ablösen (n) (des Mechanismus)

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ (II)

- 1 — управление двигателем, у. силовой установкой
- 2 — у. газом, у. дроссельной заслонкой, у. мощностью
- 3 — у. топливом, у. подачей топлива
- 4 — у. составом смеси, у. высотой коррекцией двигателя
- 5 — у. подогревом карбюратора
- 6 — переключатель зажигания
- 7 — у. шагом винта, у. оборотами в.
- 8 — летчики действующие совместно
- 9 — л.д. противоположно
- 10 — полное боковое отклонение ручки или полная дача ноги
- 11 — полностью от себя
- 12 — полностью на себя
- 13 — нейтральное положение
- 14 — управление заслонками капота
- 15 — триммерный механизм
- 16 — триммер
- 17 — положение триммера
- 18 — продольная балансировка, продольное триммирование
- 19 — поперечная балансировка
- 20 — поперечная б., б. по крену
- 21 — сервотриммер, сервокомпенсатор
- 22 — управление сервокомпенсатором
- 23 — управление закрылками
- 24 — соединение левого и правого закрылков, с. закрылков между собой
- 25 — управление воздушными тормозами
- 26 — у. тормозами колес
- 27 — у. (уборкой—выпуском) шасси
- 28 — заданное положение
- 29 — верхнее п., убранное п.
- 30 — выпущенное п., отклоненное п.
- 31 — указатель положения
- 32 — автоматика, автоматическая система
- 33 — преодоление автоматике, «пересиление» а.
- 34 — система автостабилизации, с. повышения устойчивости
- 35 — сервоуправление, сервомеханизм системы управления, сервокомпенсатор
- 36 — (необратимые) бустерные системы управления
- 37 — усилитель
- 38 — гидроусилитель, бустер
- 39 — необратимая система управления с усилителем
- 40 — управление по проводам, электродистанционное у.
- 41 — командный сигнал, с. управления
- 42 — передача командного сигнала, п.с. управления
- 43 — механическая передача сигналов
- 44 — передача электрических сигналов
- 45 — механический сумматор
- 46 — сумматор электрических сигналов
- 47 — обратная связь
- 48 — датчик обратной связи
- 49 — электрогидравлическое управление
- 50 — электрогидравлический силовой привод, электрогидравлическая рулевая машинка
- 51 — имитатор нагрузки (на ручку управления)
- 52 — ограничитель нагрузки
- 53 — гаситель колебаний, амортизатор, демпфер
- 54 — чрезмерная деформация
- 55 — чрезмерное трение
- 56 — люфт в проводке управления
- 57 — слабина (троса), ослабление (т.)
- 58 — хлопанье тросов
- 59 — защемление, заедание
- 60 — трение, потертость
- 61 — отклонение (механизма), расседание (м.), отсоединение (м.)

Sprawność techniczna konstrukcji ultralekkich

Użycie niektórych elementów konstrukcyjnych

Właściwe użycie śrub, nakrętek, połączenie linek i rurek jest w konstrukcjach ultralekkich jeszcze ważniejsze niż w lotnictwie konwencjonalnym. W wielu przypadkach bowiem nawet pojedynczy defekt może doprowadzić do „złożenia się” konstrukcji i w konsekwencji do katastrofy. W praktyce zdarza się to na świecie dość często — w konstrukcjach ULV odpadają śmigła, rozłączają się linki sterowania, składają się skrzydła. W samolotach przechodzących konwencjonalne próby i certyfikację przypadki takie są rzadkością — i nie bez przyczyny. Używa się bowiem metod budowy i sprawdzenia, które zostały praktycznie zweryfikowane (w ciągu ponad 70 lat istnienia lotnictwa) jako najpewniejsze i dające najwyższą wytrzymałość. Poniżej przytaczamy praktyczne wskazówki dotyczące użycia niektórych elementów konstrukcyjnych.

Śruby i nakrętki

Są one najpowszechniej używanymi elementami łączącymi. Jeżeli są to śruby i nakrętki lotnicze i zostały właściwie użyte, mogą być uważane za pewne i długowieczne. Przed użyciem każda śruba musi być dokładnie przejrzana i przegląd musi być powtórzony, gdyż zachodzi podejrzenie przeciążenia konstrukcji lub jej uszkodzenia (w eksploatacji).

Jeżeli śruba jest choćby lekko zgięta, jeżeli wykazuje wyraźne widoczne zmniejszenie wymiaru wskutek zużycia lub wyczuwalne rysy, musi być wycofana z użycia. Prostowanie śrub powoduje tylko ich osłabienie. Ślady nadmiernego zużycia w postaci czarnych plam (widocznych po demontażu) również oznaczają konieczność wymiany. Wszelkie uszkodzenia gwintu („rozciągnięcie” lub „naderwanie”) również powinny być powodem do wymiany śruby, gdyż mogą oznaczać, że była ona przeciążona. Odnosi się to również do wszelkiego rodzaju gwintów i końcówek gwintowanych używanych w konstrukcji. Jeżeli śruba pracuje wyłącznie na ścinanie (jako sworzeń), można stosować nakrętki cieńsze, ale tylko wtedy, gdy słowo „wyłącznie” może być traktowane dosłownie.

Nakrętki samozabezpieczające się z wkładką nylonową są wystarczające w elementach, w których nie występują nadmierne drgania (są to nakrętki jednorazowego użycia i dlatego nie mogą być używane w połączeniach rozłączalnych). Jeśli występują duże drgania, nagrzewanie (w pobliżu silnika lub układu wydechowego) albo też ruch obrotowy (sterowania aerodynamiczne albo zespołem napędowym), muszą być użyte nakrętki zabezpieczone mechanicznie. Jeśli do zabezpieczenia używa się drutu, należy zakładać go tak, aby przy odkręcaniu miał on tendencję do zaciskania się, a nie luzowania.

Dokręcenie śruby lub nakrętki zbyt dużym momentem powoduje jej przeciążenie i osłabienie. Każda śruba lub nakrętka powinna być zabezpieczona przed odkręceniem się (wkładką nylonową, podkładki sprężyste lub zabezpieczenie mechaniczne), zatem nie ma powodu do silnego jej zakręcania. Wymagane wielkości momentów są zaskakująco niskie i są podane w odpowiednich poradnikach. W odniesieniu do połączeń silnika należy kierować się jednak danymi podanymi przez producenta, gdyż zachodzi obawa zdeformowania elementów silnika (a nie zerwania samej śruby).

Śruba pracująca na ścinanie (sworzeń) nie może pracować w ten sposób, aby nacisk przekazywany był na część gwintowaną. Chodzi zarówno o dociski i „wyrabianie się” otworów, a także niszczenie gwintu, jak i o wytrzymałość (znacznie mniejszą!) części gwintowanej na ścinanie. Jeżeli rury są łączone śrubą, konieczne jest zabezpieczenie ich przed spłaszczeniem podczas dokręcania nakrętki. Najwłaściwszym sposobem jest ustawienie tulejki rozpierającej do wnętrza rury. Za rozwiązanie zadowalające można uznać wstawienie klocka drewnianego, gdyż drewno będzie przyjmowało siły związane z dokręceniem nakrętki i zabezpieczy (do pewnego stopnia) rurę przed zgnieciem.

Wadami tego rozwiązania są: ograniczona wytrzymałość drewna (zbyt mocne dokręcenie nakrętki może spowodować zgniecenie drewna i rury) oraz zatrzymywanie przez drewno wilgoci na powierzchni styku z rurą, co może spowodować korozję. Dlatego jeżeli stosowane są wstawki drewniane, wewnętrzna powierzchnia rur musi być zabezpieczona lakierem antykorozyjnym, a także musi podlegać częstym przeglądom w celu wykrycia ewentualnej korozji.

Linki

Linki muszą być właściwie zainstalowane i obsługiwane, gdyż tylko wtedy mogą być wystarczająco mocne i niezawodne w stosunku do wymagań, jakie stawiają konstrukcje ultralekkie. Linki nie mogą mieć żadnych węzłów ani pękniętych drucików. Dobrą metodą sprawdzenia jest... przesunięcie nylonowej pończochy wzdłuż linki. Nawet pęknięcie pojedynczego drucika jest powodem do wymiany linki, gdyż można spodziewać się, że w głębszych warstwach znajdują się inne druty pęknięte lub osłabione (naderwane). Należy pamiętać, że podczas pracy linki poszczególnie jej sploty przesuwają się i wzajemnie ocierają. Dlatego linka musi być utrzymana w czystości, gdyż pył lub kurz stanowią materiał ścierny. Przy wycieraniu linek nie należy jednak stosować środków zmywających lub rozpuszczalników, gdyż usunęłyby one środki smarne, jakimi linki są nasycane podczas produkcji, w celu ochrony przed korozją.

Łączenie linek tulejkami zaciskowymi wymaga dużej precyzji — zbyt mały docisk nie zapewnia wytrzymałości połączenia, zaś zbyt duży prowadzi do zmiażdżenia linki. Wskazane jest pokrycie połączenia lakierem w ten sposób, aby łatwo można było wykryć przy przeglądzie częściowe wyciągnięcie się linki z tulejek (ukazuje się wówczas nie pomalowana część linki). Końcówki linek muszą występować z tulejek zaciskowych — jest to niezbędny warunek pełnej wytrzymałości połączenia. Aby końcówki te nie dały tkaniny pokrycia, należy nałożyć na nie odcinki przezroczystej rurki z tworzywa, najlepiej takiego, które pod wpływem podgrzania obcisnąłoby się wokół linki.

Jeżeli linki użyte do sterowania są prowadzone na krążkach, muszą być zabezpieczone przed spadnięciem z nich. Należy jak najczęściej przeglądać krążki i przechodzące przez nie linki. Przy pierwszych oznakach nieprawidłowej pracy (pęknięcie linki, pęknięty krążek, wytarcie krążka lub jego utrudniony obrót) należy wymienić uszkodzone elementy w czystości, aby zabezpieczyć je przed zacięciem oraz nadmiernym zużyciem.

Przeglądy

Przeglądy samolotów i szybowców amatorskich wykonywane są przez ich twórców. Od staranności i wnikliwości przeglądu zależy bardzo wiele. Aby pomóc konstruktorom-amatorom w utrzymaniu ich sprzętu w sprawności do lotu, publikujemy „listę czynności przy przeglądzie” opracowaną przez EAA (Experimental Aircraft Association) i zalecaną przez tę organizację. Dotyczy ona zarówno przeglądu przed pierwszym lotem, jak i przeglądów okresowych.

Kabina

Opuszczanie w razie niebezpieczeństwa:
 — Czy środki bezpieczeństwa są dostępne w okresie pierwszych prób (zrzucanie drzwi lub owiewki)?
 — Czy spadochron (jeśli ma być użyty) nie zaczepia o linki sterowania?
 — Czy wszystkie ścianki i podłoga są wystarczająco mocne dla obciążeń w locie?
 — Czy cokolwiek, co jest zamknięte w schowku na bagaż, może z niego wydostać się?

Przyrządy

- Czy wszystkie działają i czy są dokładne?
- Czy mają oznaczone zakresy maksymalnych i minimalnych ciśnień, temperatur, prędkości?
- Czy wszystkie podstawowe przyrządy są dobrze widoczne dla pilota?

Sterowania

- Czy wszystkie elementy sterowania silnikiem są oznaczone albo łatwe do rozpoznania?
- Czy wszystkie elementy sterowania działają lekko, płynnie i bez zacięć w całym zakresie, czy są łatwo dostępne dla pilota?
- Czy wszystkie elementy sterowania są tak zabezpieczone, że ich zacięcie jest niemożliwe np. w przypadku, gdy w kabinie będzie leżała rękawiczka?

Instalacja paliwowa

- Czy wszystkie zawory są łatwo dostępne dla pilota?
- Czy wszystkie zawory mają oznaczenia: „otwarty”, „zamknięty”, „lewy”, „prawy” itp.?
- Czy wszystkie zawory są tak umieszczone, że przypadkowe ich przestawienie jest niemożliwe, albo też odpowiednio osłonięte?

Fotele i pasy

- Czy są wystarczająco mocne dla przewidywanych obciążeń w locie?
- Czy nie uginają się pod żadnym obciążeniem w taki sposób, aby wchodziły w kontakt z organami sterowania?
- Czy są zamocowane w taki sposób, aby wytrzymały obciążenie odpowiadające przyspieszeniu 9 g, działające do przodu?
- Czy pasy są zamocowane bezpośrednio do podstawowej struktury?
- Czy pasy są w szczytowej formie (żadnych wytarć, uszkodzeń)?
- Czy pasy mają odpowiednią długość (nie wystają zbyt długie „języki” dla regulacji)?
- Czy każda z osób na pokładzie ma indywidualne pasy?

Wentylacja, oszklenie kabiny

- Czy kabina nie znajduje się w obszarze podciśnienia i nie wsysa gazów wydechowych?
- Czy kabina ma urządzenia do wentylacji, inne niż nieszczelności drzwi lub owiewek?
- Czy wszystkie szyby wykonane są z właściwego materiału lotniczego?
- Czy szyby są umocowane w taki sposób, że nie wypadną przy działaniu podciśnienia lub nadciśnienia, albo są dodatkowo zabezpieczone?

Skrzydła i usterzenia

- Czy wszystkie wewnętrzne połączenia są zabezpieczone przed odkręceniem się?
- Czy wewnątrz jest odpowiednio zabezpieczone przed wpływami atmosferycznymi?
- Czy jakaś mysz nie dostała się tam ostatnio?
- Czy powierzchnie ruchome są zaopatrzone w ograniczniki, na skrzydle lub w innym miejscu układu sterowania?
- Czy wszystkie okucia i zawieszania są absolutnie pewne?
- Czy wszystkie sworznie, na których zawieszony jest ster, są zabezpieczone?
- Czy nie ma nadmiernych luzów w punktach zawieszania?
- Czy nie ma luzów w układzie sterowania albo zbyt słabo napiętych linek?
- Czy wewnątrz wszystkich zastrzałów i innych rur jest zabezpieczone przed korozją?
- Czy wszystkie regulowane połączenia są unieruchomione (zaciśnięte) i zabezpieczone?
- Czy zastrzały nie mają uszkodzeń — zgięć lub wgnieceń?
- Czy wszystkie linki nadają się do użytku, czy zakończenia ich są w dobrym stanie?

Okucia

- Czy sworznie mają właściwy wymiar i jakość?
- Czy sworznie są zabezpieczone?
- Czy sworznie zostały przejrzane (i nie stwierdzono śladów zużycia)?

Układ sterowania

- Czy wszystkie popychacze i linki są nieuszkodzone, nie mają pęknięć, nie są pocięte (popychacze) i mają właściwe końcówki?
- Czy wszystkie połączenia są zabezpieczone?
- Czy wszystkie krawki są swobodne i zabezpieczone przed spadnięciem linki?
- Czy wszystkie rury pracujące na skręcanie oraz dźwignie są w dobrym stanie?
- Czy nie występuje ocieranie o konstrukcję skrzydła lub kadłuba w całym zakresie ruchu?

Zbiorniki paliwa

- Czy przewód połączony jest z najniższym punktem zbiornika w położeniu samolotu „na ziemi”?
- Czy przewody paliwowe wychodzą poza samolot w ten sposób, że w razie przelewania się paliwa nie będzie ono zwilżało żadnych części samolotu?

Podwozie

- Czy jest odpowiednio nasmarowane?
- Czy amortyzatory mają właściwe ciśnienie?
- Czy sprężyny lub sznury amortyzujące są w dobrym stanie?
- Czy wszystkie okucia są wolne od pęknięć i w dobrym stanie?
- Czy otwory sworzni nie wykazują owalizacji?
- Czy wszystkie śruby mocujące są zabezpieczone?
- Czy przewody hamulcowe są bez zarzutu?
- Czy hamulce działają bez zastrzeżeń?
- Czy został użyty właściwy rodzaj płynu hamulcowego?
- Czy koła nie wykazują pęknięć?
- Czy opony nie są zużyte i mają właściwe ciśnienie?
- Czy łożyska kół nie wykazują luzów?

Śmigło

Łopaty

- Czy nie wykazują rozwarstwień?
- Czy nie mają pęknięć, zadrapań, nacięć, uszkodzeń okucia?
- Czy nitki okuć nie są obłuzowane?
- Czy otworki drenażowe w okuciach (jeśli są) są czyste?

Piasta

- Czy nie ma żadnych śladów pęknięć ani korozji?
- Czy jest właściwie zamocowana (przykręcona) i zabezpieczona?

Sterowanie śmigłem

- Czy nie ma żadnych wycieków oleju?
- Czy nie ma żadnych zużytych łożysk?
- Czy wszystkie zabezpieczenia są na miejscach?

Zamocowanie

- Czy wszystkie gwinty śrub i nakrętki są w dobrym stanie?
- Czy wszystkie śruby i nakrętki są dokręcone i zabezpieczone?

Kołpak śmigła

- Czy nie ma żadnych pęknięć ani rys?
- Czy jest odpowiednio zamocowany i zabezpieczony?
- Czy nie ociera się o śmigło?

Silnik i komora silnikowa

Układ paliwowy

- Czy wszystkie przewody są typu zatwierdzonego?
- Czy wszystkie filtry są czyste?
- Czy wszystkie przewody są zabezpieczone przed drganiami?
- Czy studzienka do zlewania odstoju (wody) jest w najniższym punkcie układu, gdy samolot znajduje się w położeniu „na ziemi”?
- Czy przewody odpowietrzające są drożne?

Układ olejowy

- Czy wszystkie przewody są typu zatwierdzonego?

— Czy wszystkie przewody są zabezpieczone przed drganiem?

— Czy zbiornik oleju nie ma pęknięć ani podcieków?

— Czy zbiornik jest prawidłowo zamocowany i zabezpieczony?

— Czy wszystkie korki i filtry są czyste i zabezpieczone?

Układ zapłonowy

— Czy wszystkie przewody są odpowiedniego typu i wymiaru?

— Czy wszystkie połączenia i zamki są zamknięte i zabezpieczone?

— Czy iskrowniki mają niezawodne uziemienie?

— Czy świece są czyste i nieuszkodzone?

— Czy świece są dokręcone właściwym momentem?

— Czy silnik jest połączony przewodem z konstrukcją („umasiony“)?

— Czy rozrusznik i prądnicą są zabezpieczone?

Układ wydechowy

— Czy jest dokręcony i zabezpieczony?

— Czy wszystkie uszczelki są w dobrym stanie?

— Czy wszystkie części składowe są w dobrym stanie: czy nie ma pęknięć ani korozji?

— Czy wymienniki ciepła (do podgrzewania gaźnika i kabiny) były zdejmowane i kolektory zostały w tych miejscach przejrane?

Sterowanie silnikiem

— Czy wszystkie są połączone i zabezpieczone?

— Czy żadne połączenie nie wykazuje nadmiernych luzów?

— Czy żadna część układu sterowania nie zaczepia o strukturę w pełnym zakresie swego ruchu?

— Czy zasłonki podgrzewania silnika dochodzą do skrajnych położań: zamkniętego i otwartego?

Zawieszenie silnika

— Czy jest zamocowane do konstrukcji i zabezpieczone?

— Czy wszystkie węzły przejrano, czy nie ma pęknięć?

— Czy nie ma żadnych zgiętych rurek?

— Czy amortyzatory są w dobrym stanie?

Maski

— Czy są zamocowane i zabezpieczone?

— Czy wszystkie zamki działają pewnie?

— Czy wszystkie pęknięcia są zabezpieczone lub naprawione?

— Czy maski są czyste?

Ogólnie — układ napędowy

— Czy wszystkie potrzebne zabezpieczenia, nakrętki itp. są na miejscu?

— Czy nie ma przecieków benzyny ani oleju?

— Czy wszystkie agregaty są zamocowane i zabezpieczone?

Kadłub

Struktura

— Czy wszystkie spawy są pewne?

— Czy wszystkie rurki są w dobrym stanie (nie pogieęte itp.) i nie popękane?

— Czy nie ma śladów korozji?

— Czy wszystkie okucia łączące są pewne, nie mają pęknięć, owalizacji otworów albo zużytego gwintu?

— Czy wszystkie nity są pewne?

— Czy otwory do przeglądu (luczki) zapewniają dostęp do wszystkich ważnych miejsc?

— Czy kadłub jest odwadniany, nie ma „kieszoni”, gdzie mogłyby gromadzić się woda?

— Czy ściana ogniowa jest z właściwego materiału?

Pokrycie

— Czy jest odpowiednio przymocowane?

— Czy nie ma rozerwań, pofalowań ani przetarć?

— Czy wszelkie pęknięcia lub rozerwania są właściwie naprawione?

Układ sterowania

— Czy jest odpowiednio zmontowany i zabezpieczony?

— Czy ograniczniki wychyleń istnieją i są wyregulowane?

— Czy wszystkie okucia mają odpowiednią średnicę i wymiar sworzni?

— Czy wszystkie rolki mają właściwą średnicę i szerokość dla odpowiednich linek i są zabezpieczone przed zejściem linki?

— Czy wszystkie linki mają właściwą średnicę (min. 3 mm) i są w dobrym stanie?

— Czy wszystkie części, które mogą w jakichkolwiek warunkach wykonywać ruch obrotowy, są zamocowane i zabezpieczone?

— Czy sprężyny powrotne są na pedałach sterowania kierunkiem?

— Czy nie ma zaczepiania (ocierania) żadnej części układu sterowania o żadną część struktury w pełnym zakresie ruchu?

— Czy jest wystarczająco dużo wolnego miejsca dla pełnego wychylenia sterownic, gdy samolot jest załadowany?

— Czy układ sterowania jest taki, aby nie występowało ryzyko zablokowania ciałem obcym?

— Czy uchwyty (gałki) są odpowiednio (pewnie) zamocowane na dźwigniach?

Instalacja elektryczna

— Czy wszystkie uszczelki otworów, przez które przechodzą przewody, są w dobrym stanie i są dopasowane?

— Czy wszystkie przewody są odpowiedniej średnicy, mają nieuszkodzoną izolację i są dobrze zamocowane?

— Czy przewody nie dotykają powierzchni, o które mogłyby się przetrzeć?

— Czy zamocowanie akumulatora ma odpowiednią wytrzymałość?

— Czy pomieszczenie akumulatora jest odpowiednio wentylowane i odwadniane?

— Czy nie ma śladów korozji wokół akumulatora lub jego pomieszczenia?

— Czy bezpieczniki mają właściwe nominalne wartości?

Zbiorniki paliwa

— Czy przewody odpowietrzające są odpowiednio wyprowadzone, aby nie następowało oblewanie konstrukcji?

— Czy połączenia przewodów paliwowych ze zbiornikiem są od strony zbiornika zaopatrzone w siatki?

— Czy końce przewodów odpowietrzających są czyste?

— Czy zawór odcinający paliwo jest zainstalowany?

— Czy zawór odcinający paliwo jest łatwo dostępny dla pilota?

— Czy wszystkie przewody paliwowe są typu zatwierdzonego?

— Czy wszystkie przewody paliwowe są zabezpieczone przed drganiem?

— Czy zbiornik paliwa jest tak umieszczony, aby zapewniał dobre zasilanie także przy minimalnym poziomie paliwa i przy stromym wznoszeniu samolotu?

— Czy zbiornik paliwa ma niezależną przestrzeń na rozszerzanie się paliwa?

— Czy po przelaniu paliwa przy tankowaniu zostaje ono zdrenowane z daleka od obszarów niebezpiecznych?

— Czy zamocowanie zbiornika spełnia wymagania wytrzymałościowe?

— Czy zbiornik nie opiera się o otaczającą konstrukcję (poza miejscami przewidywanego zamocowania)?

— Czy zawieszenie zbiornika zmniejsza jego naprężenia i nie powoduje ocierania się o inne elementy konstrukcji?

Zasady ogólne

— Wszystkie śruby, gdy tylko jest to możliwe, powinny być ustawione łbami do przodu i do góry.

— Wszystkie zewnętrzne zamknięcia, widoczne z kabiny, powinny mieć takie położenie, w którym można by łatwo zauważyć czy są ewentualnie nie zamknięte.

— Przed lotem należy zawsze obejść samolot i przekonać się, czy wszystkie połączenia widoczne z zewnątrz są zabezpieczone, że nie ma widocznych uszkodzeń, że wszystkie luki i owiewki są zamknięte lub zamocowane, że wszystkie części samolotu są we właściwych położeniach.

— Nie należy zapominać, że przed lotem niezbędne jest uzupełnienie zbiornika paliwa (próby naziemne i kołowania mogły pochłonąć znacznie więcej paliwa niż się spodziewano).

Na podstawie: „Check for Hardware Hazards” — G. Brinks, *Ultralight Aircraft Mar./Apr. 1982* oraz „Safety Check List” *Home-built Aircraft*, July 1979 opracował A.K.

Nowy sposób przygotowania powierzchni kompozytu polimerowego do klejenia

Inż. JERZY CIEŚLA
 Mgr inż. ANDRZEJ PAPIOREK
 PDPSz PZL-Bielsko

Stosowane techniki klejenia kompozytów

Podstawowym sposobem łączenia detali w konstrukcjach kompozytowych jest klejenie. W celu zapewnienia odpowiedniej adhezji kleju do klejonych elementów i dużej niezawodności klejenia wymagane jest stosowanie specjalnych technik przygotowania powierzchni pod klejenie. Jednocześnie zaś w procesie wykonywania elementów laminatowych stosuje się antyadhezyjne warstwy zwane warstwami rozdzielczymi, których zadaniem jest zabezpieczenie formy przed sklejeniem z detalem. Warstwy te są zazwyczaj trudno usuwalne i problem wyjąłowania powierzchni do sklejaną nabiera szczególnego znaczenia. Z powodu niejednorodności kompozytów nie można stosować chemicznych metod wytrawiania powierzchni, gdyż środek trawiący wnika w głąb kompozytu wzdłuż zbrojenia i może spowodować rozkład materiału. Pozostają więc metody mechanicznej obróbki powierzchni klejonych, z których najpowszechniejsze jest szlifowanie, a w przypadku produkcji o charakterze wielkoprzemysłowym — frezowanie. Przemysł lotniczy, ze względu na małą produkcję (w porównaniu np. z przemysłem samochodowym) posługuje się najczęściej szlifowaniem. Proces ten polega na przeszlifowaniu powierzchni kompozytu „na sucho” papierem ściernym o gradacji 120÷220 aż do pełnego i równomiernego jej zmatowienia oraz dokładnym jej odpyleniu.

Metoda ta ma wiele nie dających się wyeliminować wad, z których najważniejsze są:

- duża zależność jakości przygotowania powierzchni od tzw. „czynnika ludzkiego” (kwalifikacji, stanu psychofizycznego, motywacji pracownika),
- możliwość znacznych uszkodzeń zbrojenia, a więc osłabienia części,
- szkodliwość i uciążliwość procesu (duża ilość pyłu ze zbrojenia, którym najczęściej jest szkło oraz z alergogenicznego spoiwa),
- pracochłonność procesu.

Wady te spowodowały poszukiwanie innego sposobu przygotowania powierzchni kompozytu pod klejenie.

Podstawowe zasady techniki tkanin delaminazowych

Po przeprowadzeniu wielu prób wytrzymałościowych, materiałowych i technologicznych wdrażana jest obecnie w PDPSz PZL-Bielsko technika tzw. tkanin delaminazowych; wypiera ona szlifowanie z procesów produkcyjnych. Polega ona na wprowadzeniu dodatkowej warstwy tkaniny w kompozycie, położonej w miejscu, w którym przewiduje się umiejscowienie skleiny. Warstwa ta jest usuwana przez oderwanie bezpośrednio przed klejeniem, po dopasowaniu elementów. Otrzymuje się wówczas czystą, nie zapyloną powierzchnię o równomiernej, drobnoziarnistej strukturze. Rys. 1 przedstawia proces zastosowania tkaniny delaminazowej.

Tkanina delaminazowa spełnić musi następujące wymagania:

- nie powinna wykazywać znaczącej adhezji do stosowanego spoiwa, tj. pozwalać się odrywać od powierzchni kompozytu bez powodowania jego uszkodzeń,
- nie może pozostawiać żadnych śladów warstw antyadhezyjnych (preparacji włókienniczych, apretur chemicznych, warstw antystatycznych itp.),
- nie może pozostawiać żadnych zanieczyszczeń zakłócających przebieg naprężeń w skleinie (włosek, resztek włókien itp.),

— musi zwilżać się spoiwem i pozwalać na przylaminowanie jej do kompozytu,

— nie może modyfikować chemicznie spoiwa (musi być całkowicie odporna chemicznie na związki stosowane do spajania zbrojenia),

— musi mieć dostateczną wytrzymałość, aby nie zrywała się przy odrywaniu,

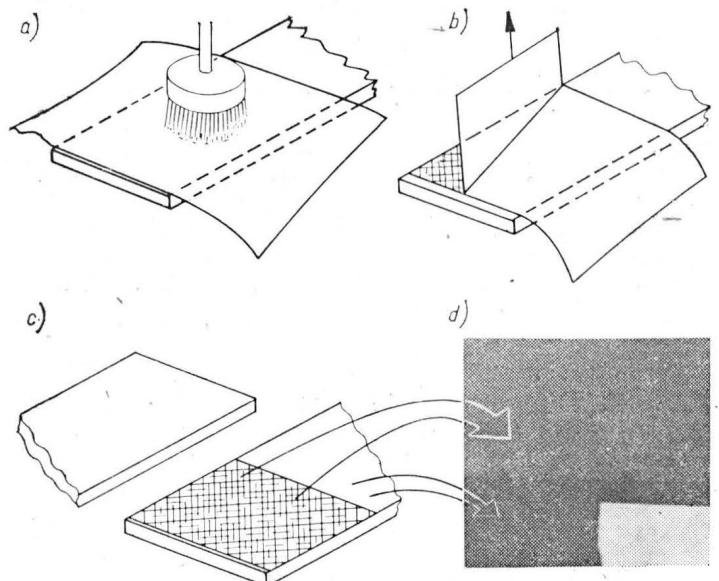
— musi być tania, aby jej zastosowanie było opłacalne.

Spośród produkowanych obecnie tkanin syntetycznych, najlepiej te warunki mogą spełniać tkaniny z włókien poliamidowych produkowane w kraju pod handlową nazwą „stilon”. W wyniku współpracy z Zakładami Przemysłu Jedwabniczego „Silwana” w Gorzowie Wielkopolskim wytypowano trzy gatunki tkanin stilonowych, które następnie przebadano w PDPSz PZL-Bielsko pod kątem ich zastosowania jako tkanin delaminazowych.

Badania tkanin delaminazowych

Badaniom poddano właściwości technologiczne tkanin oraz właściwości mechaniczne i trwałość sklein wykonywanych z ich zastosowaniem. Badano tkaniny polskie typu J 4070, J 4364, J 4537 oraz, jako porównawcze, tkaniny „peelingowe” produkcji francuskiej typu 1956 i 5182 (produkowane specjalnie do zastosowań opisanych w niniejszym artykule). Do badań wytrzymałościowych i starzeniowych użyto bazowych próbek, w których powierzchnię skleiny przygotowano metodą konwencjonalną, tj. przez szlifowanie.

Pierwszym etapem badań były próby o charakterze technologicznym. W próbach tych zbadano takie cechy tkanin jak: łatwość układania, zwilżalność (jakościowo), siłę odrywającą, strzępienie się itp. Próby te wykazały małą przydatność tkaniny francuskiej 1956 ze względu na trudności

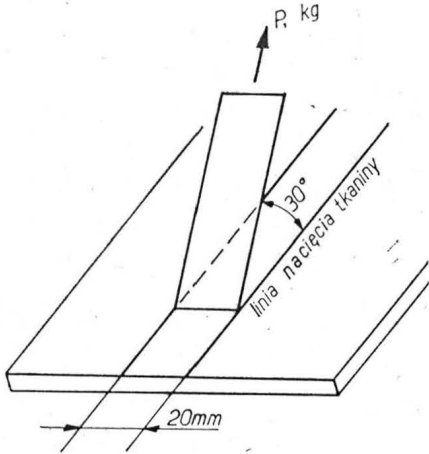


Rys. 1. Zasada techniki tkanin delaminazowych: a) układanie tkaniny delaminazowej, b) zrywanie tkaniny delaminazowej, c) klejenie elementów, d) powierzchnia wyjąłowana przez zastosowanie tkaniny delaminazowej

w jej układaniu i laminowaniu (tkanina jest sztywna, gruba, ma tendencję do odstawiania od powierzchni kompozytu). Pomiar siły odrywającej prowadzono wg testu, którego schemat przedstawia rys. 2. Wartości siły odrywającej podano w tabl.

Zaletą tkaniny francuskiej jest brak strzępienia się brzegów tkaniny, zarówno „fabrycznej” krawędzi tkaniny, jak i krawędzi taśm ciętych z większej szerokości. Tkaniny polskie wykazują nieznaczne strzępienie krawędzi taśm, szczególnie przy cięciu nierównoległym do osnowy. W czasie prób technologicznych nie zaobserwowano znaczących utrudnień procesu układania i odrywania tkanin polskich w porównaniu z przyjętą jako wzorzec tkaniną francuską 5182.

We wstępnym etapie badań wykonano również cztery serie próbek na ścinanie wg ZN-70/L-631701 (rys. 3a). Próbkę tę poddano zrywaniu w warunkach normalnych, bez uprzedniego starzenia. Wszystkie próbki wykazały przebieg zniszczenia na granicy szkło-spoivo (rys. 4), z czego wynika wniosek, że słabym miejscem skleiny jest granica faz a nie powierzchnia kompozytu.



Rys. 2. Pomiar siły odrywającej

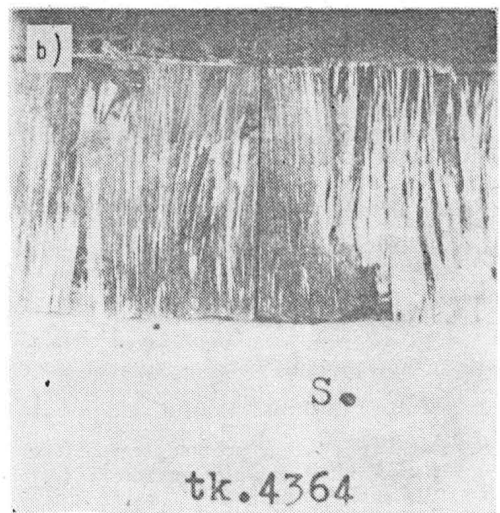
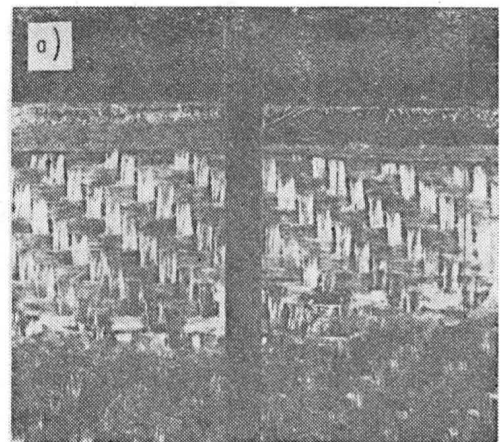
W następnym etapie badań wykonano pięć rodzajów próbek rowingowych wg rys. 3b, w tym cztery serie próbek z tkaninami delaminazowymi oraz jedną serię próbek porównawczych przygotowanych do klejenia przez szlifowanie. Każda seria była dzielona na trzy partie, z których jedną zrywano „na sucho”, drugą po starzeniu w wodzie przez

3 h w temp. +67°C (wg British Standards), zaś trzecią po starzeniu w wodzie przez 72 h w temp. +20°C. Wyniki przedstawiono w tabl. oraz na rys. 5.

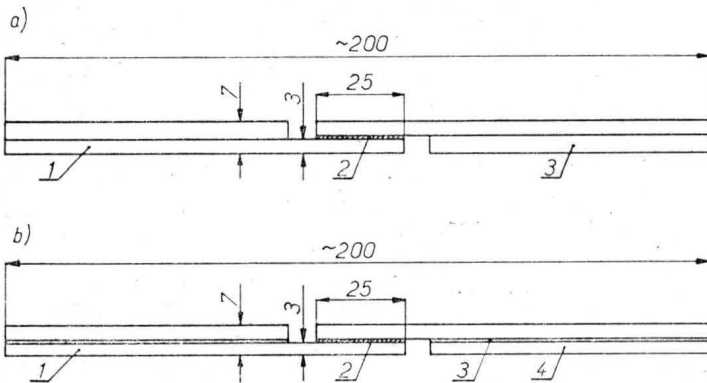
Wyniki wskazują, że skleiny wykonywane z zastosowaniem tkanin delaminazowych mają wytrzymałość nie niższą niż skleiny szlifowane i na ogół wykazują mniejszą różnorodność właściwości. Na ich podstawie tkaniny delaminazowe zostały dopuszczone do budowy szyboców. Wdrażanie tkanin delaminazowych prowadzono etapami: w pierwszym etapie przy budowie prototypów, w celu rozpoznania zalet produkcyjnych i ew. niespodzianek techniczno-organizacyjnych, następnie w produkcji seryjnej — począwszy od najmniej obciążonych sklein aż do całkowitego zastąpienia szlifowania wszędzie tam, gdzie ma to swoje uzasadnienie.

Zasady klejenia z zastosowaniem tkanin delaminazowych

Podstawowym warunkiem, który musi być spełniony przy stosowaniu tkanin delaminazowych, jest zachowanie jakości tkaniny, począwszy od jej wyprodukowania, przez pakowanie, cięcie, przechowywanie, układanie aż do zalaminowania. Tkaniny powinny być przechowywane w takich samych warunkach jak tkaniny szklane; przylaminowywana tkanina musi być sucha, niezatuszczona i nie



Rys. 4. Obraz zniszczenia próbek: a) tkaninowej, b) rowingowej



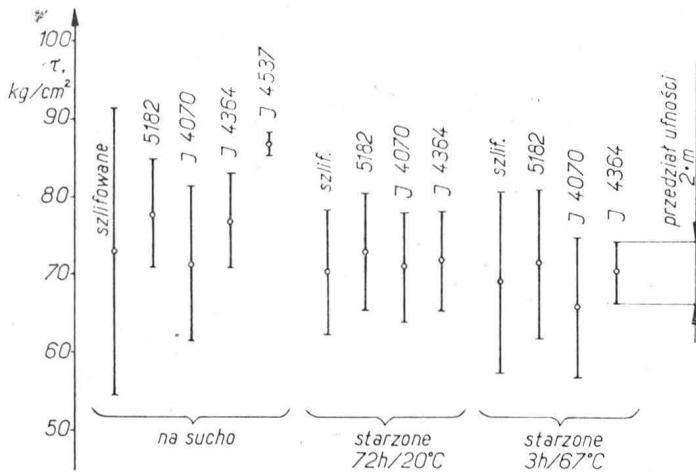
Rys. 3. a) Próbkę tkaninową o szer. b = 25 mm: 1 — 92125 + Ep52/Z-1, zawartość szkła $\varphi_{uol} = 32\%$, 2 — aerosil + Ep52/Z1, 3 — 92125 + Ep52/Z1; b) próbkę rowingową o szer. b = 25 mm: 1 — płytka ER2003 + Ep52/Z1, zawartość szkła $\varphi_{uol} = 50\%$, 2 — aerosil + Ep52/Z1, 3 — płytka dystansowa, 4 — nakładka

TABLICA

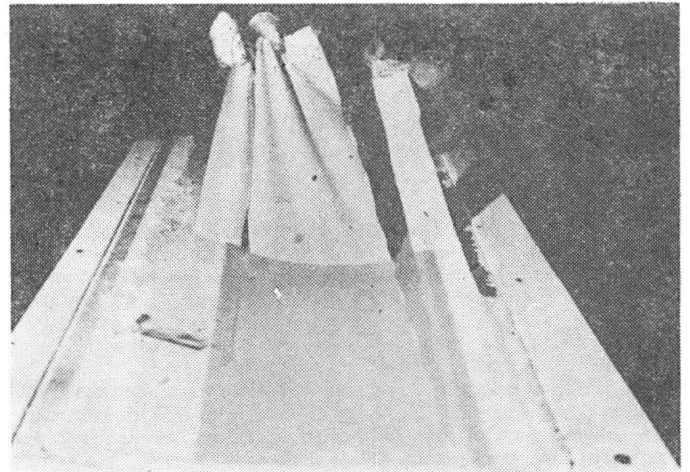
Rodzaj powierzchni	Siła odryw. tkan., kg/cm	Właściwości mechaniczne skleiny								
		na sucho			starzone 72 h/20°			starzone 3 h/67°		
		τ , kg/cm ²	odch. stand. S		τ , kg/cm ²	S		τ , kg/cm ²	S	
	kg/cm ²	kg/cm ²	%	kg/cm ²	kg/cm ²	%	kg/cm ²	kg/cm ²	%	
Szlifowana	—	73,1	13,0	17,8	70,2	5,9	8,4	69,5	8,4	12,1
Tkaniny delam.:					nie prowadzono dalszych prób ze względu na wady technol. tkaniny					
1956	0,5									
5182	0,6	77,9	5,7	7,3	72,9	5,5	7,5	71,7	9,0	10,6
J 4070	0,6	71,4	7,1	9,9	70,9	5,2	7,3	65,7	7,8	11,8
J 4364	0,65	76,9	4,4	5,7	71,8	4,8	6,6	70,7	3,4	4,8
J 4537	0,65	86,9	1,9	2,0	nie prowadzono badań starzeniowych					

Uwaga: badania tkaniny J 4537 przeprowadzono za pomocą innej partii żywicy Ep53 niż pozostałych tkanin

może wykazywać innych zanieczyszczeń. Drugim podstawowym warunkiem jest zachowanie jakości powierzchni pozostającej po oderwaniu tkaniny delaminazowej. Powierzchni tej nie wolno zanieczyszczać tłuszczem, zwilżać wodą, zapalać, dotykać gołymi rękami itp.



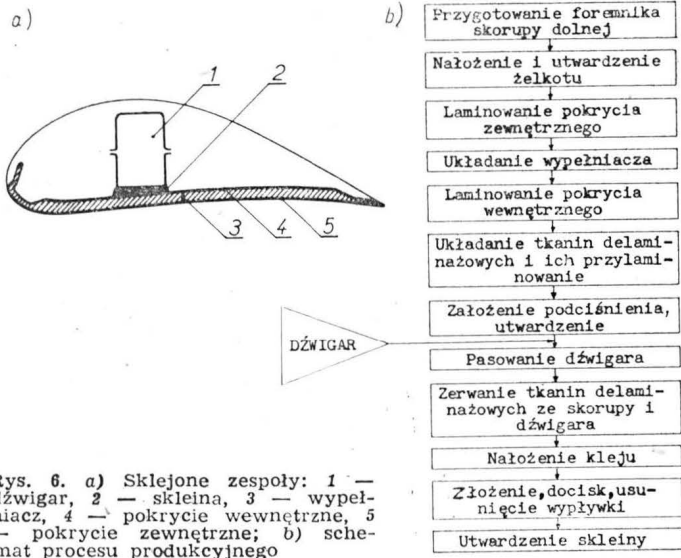
Rys. 5. Wyniki prób zrywania pięciu rodzajów próbek (wg rys. 3b)



Rys. 7. Zrywanie tkanin delaminazowych ze skorupy skrzydła

ny należy uwzględnić grubość tkaniny delaminazowej, tj. ok. 0,15 mm.

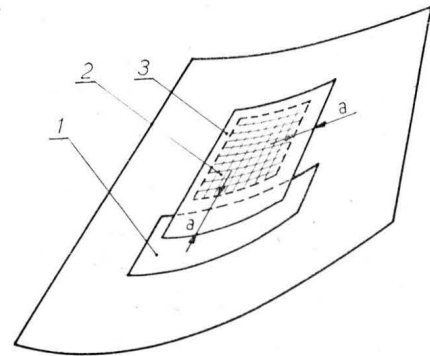
Przed klejeniem należy sprawdzić, czy na klejonej powierzchni nie zebrał się pył lub kawałki utwardzonego spoiwa, kompozytu itp. Po usunięciu odkurzaczem ew. zanieczyszczeń, powierzchnię należy zwilżyć ciepłym klejem, nałożyć kompozycję klejącą i sklejać. Aby zmniejszyć prawdopodobieństwo pojawienia się zanieczyszczeń powierzchni klejonych, wszystkie operacje należy wykonywać w pomieszczeniach spełniających wymagania dotyczące wyko-



Rys. 6. a) Sklejone zespoły: 1 — dźwigar, 2 — sklejina, 3 — wypełniacz, 4 — pokrycie wewnętrzne, 5 — pokrycie zewnętrzne; b) schemat procesu produkcyjnego

Proces wykonania zespołu i klejenia na przykładzie skorupy skrzydła i dźwigara przedstawia rys. 6. Rys. 7 przedstawia odrywanie tkaniny delaminazowej w czasie przygotowania skorupy skrzydła do wklejania szkieletu. Podczas układania tkaniny należy zwrócić uwagę, aby między tkaniną a powierzchnią kompozytu nie pozostawały pęcherze powietrza. Tkaniny należy starannie przykleić pędzlem lub walcem do mokrego laminatu; przesycanie jej nie jest konieczne. Jeśli podczas odrywania tkaniny pojawia się strzępienie na krawędziach, należy sprawdzić czy w miejscu zanieczyszczonym strzępkami wystąpi skleina. W przypadku nachodzenia powierzchni skleiny na obszar zanieczyszczony nitkami, należy je usunąć metodami mechanicznymi, przy czym, jak już wspomniano, nie wolno zanieczyszczać wyjałowionej powierzchni kompozytu.

Jeśli tkanina delaminazowa nie wychodzi poza zespół kompozytowy (np. układana pod klocek w środku dużego pokrycia), należy między naddatek „na złapanie” tkaniny a powierzchnię kompozytu położyć kawałek folii polietylenowej lub tereftalowej, w celu umożliwienia złapania tkaniny bez uszkodzenia kompozytu. W celu ochrony powierzchni wyjałowionej przed zanieczyszczeniem, najlepiej zrywać tkaninę delaminazową bezpośrednio przed sklejeniem, po dopasowaniu klejonych elementów. Przy projektowaniu skle-



Rys. 8. Układanie tkanin delaminazowych na dużych pokryciach: 1 — folia polietylenowa, 2 — powierzchnia skleiny, 3 — tkanina delaminazowa, a — naddatek „na złapanie”

nawstwa kompozytów przy braku zapylenia, w czystych rękawiczkach.

* * *

Zastosowanie tkanin delaminazowych poprawiło znacznie warunki bhp przy produkcji laminatów przez zmniejszenie ilości szkodliwych pyłów oraz spowodowało wyeliminowanie uciążliwych prac fizycznych. Efekty ekonomiczne wynikają ze skrócenia cyklu w przrządach (szlifowanie zajmuje ok. 50% całkowitego czasu klejenia) oraz ze zmniejszenia pracochłonności jednostkowej. Ceny tkanin delaminazowych wynoszą 30÷40 zł/m² (cena z 1980 r.), co oczywiście wpływa ujemnie na efekt ekonomiczny ich wprowadzania. Jest on jednak dodatni niezależnie od zdecydowanych zalet technicznych polegających na uzyskaniu doskonałej powtarzalności przygotowania powierzchni do klejenia i prawie całkowitym wyeliminowaniu pracy człowieka. Koszt bowiem przeszlifowania 1 m² kompozytu wynosi średnio dwukrotnie więcej niż ww. cena tkanin. Z powodu wysokiej odporności termicznej poliamidu, tkanina delaminazowa może być stosowana również do termoutwardzalnych kompozytów szklanych, węglowych i organicznych utwardzanych w temp. niższych od 160°C, co rozszerza zakres jej zastosowań również do wielkoprzemysłowej produkcji kompozytów.

UWAGA CZYTELNICZY!

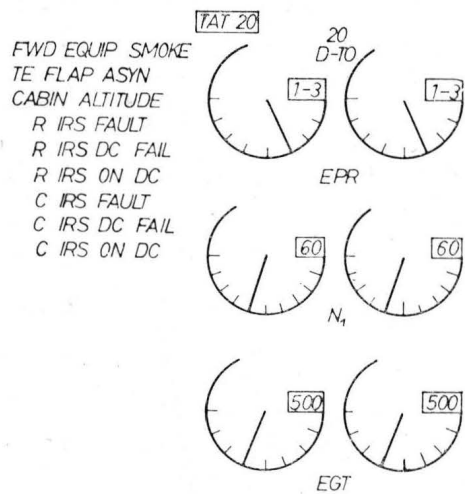
JEŚLI DOTYCHCZAS NIE ZAPRENUMEROWAŁEŚ TLIA, MOŻESZ TO JESZCZE UCZYNIĆ, ZAMAWIAJĄC NUMERY ZA I KWARTAŁ BR. WRAZ Z PRENUMERATĄ NA POZOSTAŁE TRZY KWARTAŁY TEGO ROKU.

Nowy system zobrazowania parametrów silnika

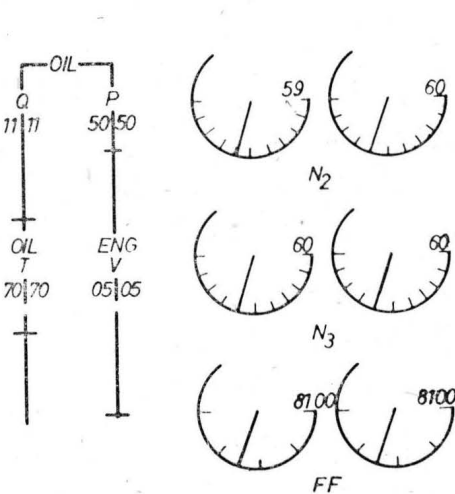
Firma Collins Air Transport opracowała nowy system informowania załogi samolotu o pracy silników. Nowy system nazywany jest w prasie fachowej EICAS (Engine Indicator and Crew Alert System). Tradycyjne wskaźniki i lampki sygnalizacyjne zostały w nim zastąpione dwiema lampkami katodowymi. Ich ekrany są prostokątne i mają wymiary 152 × 178 mm.

EICAS jest uzupełnieniem elektronicznego systemu przyrządów pilotażowych (EFIS — Electronic Flight Instrument System) firmy Collins, będącego standardowym wyposażeniem samolotów Boeing 757 i Boeing 767. EFIS wykorzystuje ten sam rodzaj ekranów, lecz o wymiarach 152 × 152 mm. Nowy system zobrazowania parametrów silników prze-

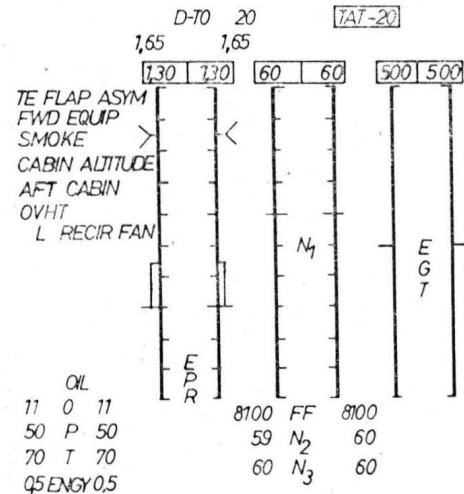
EICAS są zamontowane jeden nad drugim w środkowej części tablicy przyrządów pokładowych (między pilotami). Podczas prawidłowej pracy zespołów napędowych niższy ekran, wyświetlający parametry uznane za mniej ważne, jest pusty. Wyświetlanie parametrów następuje wtedy, gdy ich wartości wyjdą poza wybrany wcześniej zakres. Ilustruje to rys. 2, na którym przedstawiono przykładowe zobrazowanie parametrów silnika RB.211 (na rys. oznaczono: OIL Q — ilość oleju, OIL P — ciśnienie oleju, OIL T — temp. oleju, ENG V — poziom drgań silnika, N_2 — prędkość obrotowa wirnika średniego ciśnienia, N_3 — prędkość obrotowa wirnika wysokiego ciśnienia, FF — wydatek paliwa). Wyższy ekran jest przeznaczony do wyświet-



Rys. 1



Rys. 2



Rys. 3

znaczony jest również do tych samych samolotów. W samolotach Boeing 757 będzie on stanowił wyposażenie standardowe, natomiast w samolotach Boeing 767 — jeden z wariantów wyposażenia.

Model nowego rozwiązania został przesłany do firmy Boeing w czerwcu 1980 r., a prototypy powinny być przekazane w lipcu br. Otrzymanie certyfikatu będzie równocześnie z otrzymaniem certyfikatu przez samolot Boeing 757. Ma to nastąpić w grudniu br.

Firma Boeing sprawdziła nowy system na samolocie Boeing 747 w październiku ub.r. EICAS zamontowano na palecie w kabine samolotu. Próby przebiegły pomyślnie — system poprawnie pokazywał parametry silników.

W samolotach Boeing 757 i 767 oba ekrany systemu

talania ostrzeżeń (na rys. 1 w lewej części ekranu) oraz podstawowych parametrów silników: sprężu silnika EPR, prędkości obrotowej wirnika niskiego ciśnienia N_1 i temp. gazów wylotowych EGT.

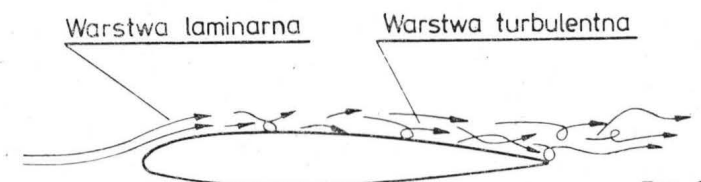
W razie niesprawności jednego z ekranów, wszystkie informacje mogą być wyświetlane na drugim (rys. 3).

Ponieważ do samolotów Boeing 757 i 767 są oferowane silniki trzech firm, nowy system musi współpracować z trzema typami silników. Podstawową różnicą we współpracy EICAS z silnikiem RB.211 w porównaniu z pozostałymi jest konieczność zobrazowania dodatkowego trzeciego wskazania prędkości obrotowej (w związku z jego trzypalcową konstrukcją).

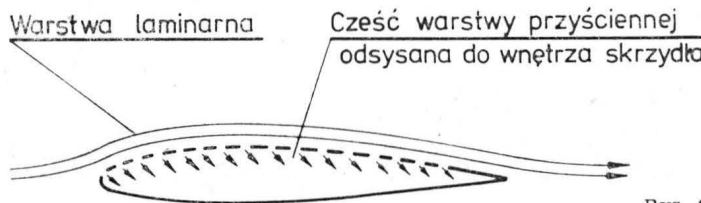
JMR

Nowe rozwiązanie odsysania warstwy przyściennej

Firma McDonnell Douglas pracuje nad nowym skrzydłem przeznaczonym do dużych samolotów pasażerskich. Jest to skrzydło, w którym zastosowano sterowanie warstwą przyścinną w celu utrzymania jej laminarnego charakteru na całym obwodzie profilu. W tradycyjnym skrzydle większa część górnej jego powierzchni jest opływana turbulentną warstwą przyścinną (rys. 1). Turbulizacja warstwy przyściennej następuje w wyniku niedoskonałości powierzchni płata oraz ujemnego gradientu ciśnienia. W omawianym rozwiązaniu laminarny charakter warstwy przyściennej stabilizowany jest przez odsysanie nieznacznych ilości powietrza otworkami w górnym pokryciu skrzydła (rys. 2). Firma przewiduje, że w przypadku lotów długodystansowych zaoszczędzi to ok. 40% paliwa. Wynika to ze znacznie mniejszych oporów tarcia w opływie z laminarną warstwą przyścinną w porównaniu z opływem z warstwą turbulentną przy dużym udziale oporu tarcia w oporze całkowitym w warunkach przelotowych. Ilości od-



Rys. 1

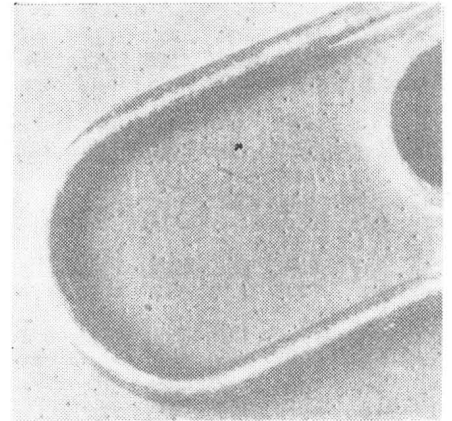


Rys. 2

sysanego powietrza są nieduże i energia zużytkowana na ten cel w porównaniu z energią zaoszczędzoną dzięki zmniejszeniu oporu aerodynamicznego skrzydła jest znikoma.

Pomysł takiego sterowania warstwą przyścienną nie jest nowy, lecz jak dotąd nie znalazł zastosowania praktycznego w samolotach. Podstawową trudność w jego realizacji stanowi zanieczyszczenie się otworków w pokryciu skrzydła. Zanieczyszczenia zatykające otworki wystają ponad powierzchnię płata stając się swoistymi turbulizatorami. Do turbulizacji warstwy przyściennej wystarczy, by tak powstałe nierówności miały wysokość 0,1 mm. W celu przeciwdziałania zanieczyszczeniu otworków firma McDonnell Douglas chce zastosować chowaną osłonę przedniej części skrzydła. Byłaby ona rozwijana na czas startu, wznoszenia, schodzenia do lądowania i lądowania. Są to fazy lotu odbywające się w zanieczyszczonych warstwach atmosfery. Dodatkową ochroną przeciwko zanieczyszczeniu pokrycia może być natrysk cieczy tworzącej na skrzydle cienką warstwę zabezpieczającą przed przyklepaniem się zanieczyszczeń. Jednocześnie następowaloby mycie skrzydła.

Firma ocenia, że samoloty z tym skrzydłem mogłyby być wprowadzone do użytku najpóźniej w 1990 r. Dotychczas przeprowadzono badania w tunelu aerodynamicznym. Przewidziane są również próby w locie. Realizowane będą one na samolocie będącym własnością NASA, w którym w krawędź natarcia jednego ze skrzydeł zostanie wbudowany fragment części noskowej nowego skrzydła. Pokrycie tego nowego skrzydła jest zespawane z sekcji. Podstawą każdej



Rys. 3

z nich jest arkusz cienkiej blachy tytanowej z wykonanymi wiązką elektronów otworkami (rys. 3). Otworki te mają średnicę 0,063 mm i są oddalone od siebie o 0,635 mm, co daje ok. 225 otworków na 1 cm² powierzchni pokrycia. Blacha ta jest połączona z rowkowanym podłożem. Rowki w podłożu tworzą kanały, którymi jest odsysane powietrze. Kompletne panele po zespawaniu ze sobą są obrabiane cieplnie i powtórnie kształtowane w gładkie powierzchnie pokrycia skrzydła.

JMR

Wentylator szerokołopatowy

Firma Rolls-Royce zamierza zastosować do swych dużych silników dwuprzepływowych typu RB211-535 i RB211-524 wentylator z łopatkami o znacznie powiększonej cięciwie. Inną osobiwością tych łopatek jest również konstrukcja przedłukowa.

Łopaty składają się z dwóch kształtek tytanowych i wypełniacza w postaci lutowanej celownicy tytanowej. Jedna z kształtek jest połową zamka wraz z wklęsłą ścianką części profilowanej łopaty, a druga jest pozostałą częścią zamka wraz z ścianką wypukłą. Całość jest lutowana w atmosferze ochronnej i sprawdzana metodą ultradźwiękową. W łopatkach tych niekonwencjonalnie zaprojektowano zamek. Działa on na zasadzie klasycznego jaskółczego ogona. Różnica między nim a zwykłym zamkiem trapezowym polega na tym, że nie jest on odcinkiem prostego pręta o przekroju trapezowym, lecz odcinkiem pierścienia kołowego o przekroju trapezowym. Zamek ma podstawę w płaszczyźnie równoległej do osi podłużnej silnika. Ścianka wewnętrzna kanału przepływowego wirnika wentylatora jest związana z tarczą lub kołpakiem wlotowym. Dotychczas zazwyczaj ściankę tę stanowiły półki łopatek. Nowe łopaty nie mają również stosowanych dotąd półek, umieszczonych mniej więcej w połowie wysokości ich części przepływowej, a tłumiących drgania i zmieniających ich postać.

Prace nad wentylatorem szerokołopatowym trwają w firmie Rolls-Royce już ponad 15 lat. Końcowy etap prób opisanego powyżej wariantu konstrukcyjnego potwierdza jego zalety. Brak półek tłumiących drgania, które zmniejszały efektywną powierzchnię przepływu o 2,5%, zmniejsza jednostkowe zużycie paliwa o 1,5%. Nowe łopaty mają dobrą stateczność aerodynamiczną i lepsze od tradycyjnych charakterystyki pompażowe. Praca przekazywana czynnikowi przez jedną łopatę o dużej cięciwie jest większa niż



Fot. J. Skalski

przekazywana przez łopatę tradycyjną. Pozwoliło to na zmniejszenie liczby łopatek z 33 do 24 w silniku —524 i do 22 w silniku —535. Nowy wentylator ma także większą odporność na zderzenia z ptakami i innymi obcymi ciałami. Również skutki wyłamania się łopaty (np. podczas zderzenia z ciałem obcym) są mniej groźne niż dotychczas. Pozwoliło to na zmniejszenie o 30% masy pierścienia opasującego korpus wentylatora i zabezpieczającego przed wydotaniem się mających dużą energię kawałków urwanej łopaty poza korpus silnika. Masa silnika z nowym wentylatorem zmniejszy się o ok. 90,7 kg (z uwzględnieniem pierścienia opasującego).

Producent przewiduje, że pierwsze zastosowanie wentylatora szerokołopatowego nastąpi w silniku RB211-535E4, który ma mieć certyfikat w grudniu 1982 r. Silnik RB211-524G z nowym wentylatorem będzie montowany od końca 1983 r. lub początku 1984 r.

JMR

Regeneracja ciepła w lotniczych silnikach turbinowych

Producenci silników lotniczych nie zapominają o dość już starym, lecz nie zrealizowanym dotychczas w żadnym seryjnym zespole napędowym samolotu, pomysł silnika turbinowego z regeneracją ciepła. Ostatnio firma General Electric, przy okazji poszukiwań sposobu zmniejszenia zużycia paliwa morskich samolotów patrolowych, ponownie przeprowadziła analizę możliwości zastosowania takiego rozwiązania. Typowy lot patrolowy w poszukiwaniu okrętów podwodnych trwa 12-14 h, więc zmniejszenie zużycia paliwa mogłoby przynieść duże oszczędności.

Przeanalizowano różne możliwe układy konstrukcyjne

turbinowego silnika odrzutowego z wymiennikiem ciepła. W przeciwieństwie do tendencji przeważających w budowie turbinowych silników trakcyjnych, przewidziano zastosowanie wymienników rekuperacyjnych, a nie regeneracyjnych. Wymienniki rekuperacyjne, stanowiące w praktyce zespół rur, łatwiej poddają się takiemu kształtowaniu, aby uzyskać minimalną powierzchnię czołową zespołu napędowego. Najkorzystniejszy, zdaniem firmy, z wielu przeanalizowanych wariantów układu konstrukcyjnego silnika przedstawiono na rys.

Powietrze ze sprężarki przepływa w nim czterema ru-

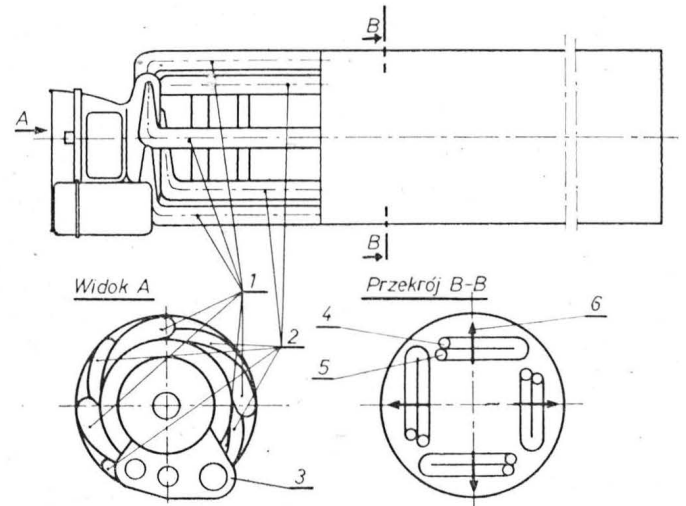
rami, omijając komorę spalania i turbinę, do wymiennika znajdującego się w rurze wylotowej. Z wymiennika, również czterema rurami, powietrze przepływa do komory spalania. Wymiennik ciepła składa się z systemu rur umieszczonych wewnątrz kanału wylotowego silnika w pobliżu jego ścianek.

W celu przekazania powietrzu dostatecznej ilości ciepła, rury wymiennika muszą być długie. Ponadto dołączenie do silnika turbinowego systemu rur i wymiennika zwiększa w istotny sposób jego powierzchnię czołową. Stwierdzono, że nawet przy wykorzystaniu najnowszych materiałów masa i opór szkodliwy zespołu napędowego wzrastają na tyle, że straty tym spowodowane są wyższe niż zyski z zastosowania wymiennika ciepła. Problem ten zaostcza się przy częściowych obciążeniach silnika. Temperatura gazów wylotowych jest wtedy niższa i intensywność wymiany ciepła zmniejsza się. Rozwiązaniem problemu obciążeń częściowych mogłoby być zastosowanie przestawialnych łopatek kierowniczych turbiny. Umożliwiłoby to uzyskiwanie stałej temperatury gazów. Przestawialne łopatki kierownicze turbiny były już stosowane w turbinowym silniku trakcyjnym Chrysler CR2A. Ostatnio takie rozwiązanie konstrukcyjne sprawdzono pomyślnie w opracowywanym przez General Electric silniku o zmiennym obiegu (Variable Cycle Engine) przeznaczonym do samolotów naddźwiękowych. Realizacja takich kierownic, zwłaszcza w mniejszych silnikach, jest jednak stosunkowo trudnym zadaniem technicznym. Ponadto kierownice takie dodatkowo komplikują konstrukcję silnika i jego układu regulacyjnego.

Pomimo negatywnych wyników tej analizy, firma nadal poświęca wiele uwagi problemowi zastosowania regeneracji ciepła w lotniczych silnikach turbinowych.

Również firma Rolls-Royce pilnie obserwuje postęp w tej dziedzinie. Jej wnioski są podobne. W silnikach o niskim sprężu regeneracja ciepła pozwala zaoszczędzić ok. 40% pa-

liwa. W rachunku tym nie uwzględniono strat wynikających ze wzrostu masy i oporu szkodliwego zespołu napędowego. Przeważają one podane wyżej zyski. W związku z



Rys.: 1 — powietrze do wymiennika, 2 — powietrze z wymiennika, 3 — skrzynka napędów, 4 — powietrze ze sprężarki, 5 — powietrze do komory spalania, 6 — gazy wylotowe

tym firma Rolls-Royce uważa, że obecnie najkorzystniejszym sposobem zmniejszania zużycia paliwa lotniczych silników turbinowych jest wzrost sprężu i temperatury gazów przed turbiną.

JMR

Cyfrowy układ sterowania silnikiem FADEC

Silnik lotniczy Pratt and Whitney 2037, o ciągu maks. 17000 daN, przeznaczony m.in. do niektórych wersji samolotu Boeing 757, wyposażony został w elektroniczny układ sterowania FADEC (Full Authority Digital Electronic Engine Control) typu EEC-104.

Układ o wym. 368×550×131 mm i masie 17,5 kg zamocowany jest na korpusie wentylatora i w odróżnieniu od poprzednich układów chłodzony jest powietrzem, a nie paliwem. Układ zasilany jest przez dwie prądnice prądu zmiennego napędzane silnikiem, dzięki czemu niezależny jest od sieci elektrycznej samolotu. Pobór mocy wynosi 55 W.

Zasada sterowania układu polega na utrzymywaniu przez silnik założonego ciągu w zależności od położenia dźwigni sterowania silnikiem. Miernikiem ciągu jest spręż całkowity (spręż silnika plus spręż dynamiczny) obliczany przez przelicznik pokładowy jako funkcja kąta ustawienia dźwigni sterowania silnikiem, wysokości i prędkości lotu oraz temperatury całkowitej powietrza. W celu zwiększenia niezawodności układ ma dwa kanały z oddzielnymi zespołami czujników połączone ze sobą w celu wymiany informacji. Normalnie sterowanie odbywa się kanałem pierwszym. W przypadku braku sygnałów w kanale pierwszym lub jego uszkodzenia wykorzystywane są sygnały z kanału drugiego bądź całkowite sterowanie przejmuje kanał drugi. W przypadku uszkodzenia czujników układ przelicza potrzebne parametry z dostępnych źródeł informacji. Jeżeli liczba informacji jest niedostateczna do wykonania obliczeń, układ automatycznie przestrasza się na sterowanie silnikiem wg programu najmniejszego niebezpieczeństwa uszkodzenia silnika. Np. gdy jest niemożliwe określenie sprężu silnika, układ automatycznie przechodzi na sterowanie wg prędkości obrotowej wentylatora. W układzie zabudowany jest zespół samokontroli z elektrycznie sterowaną pamięcią odczytową EAROM (Electrically Alterable Read-Only Memory) do re-

jestracji usterek w celu ułatwienia ich wykrywalności oraz sprawdzania stanu technicznego urządzenia. Układ zbudowany jest na półprzewodnikowych elementach metalotlenkowych MOS (Metal-Oxide-Semiconductor), zawiera 16-bitowy procesor o zdolności przepustowej 600 000 operacji/s, jest zabezpieczony przed wpływami zewnętrznymi, wibracją, uderzeniem pioruna, zakłóceniami elektrycznymi itp.

Pierwsze próby układu firm Hamilton Standard i Bendix Energy Control Div. w czasie 480 h przeprowadzono na silnikach Pratt and Whitney JT9D-70 zabudowanych na pozycji 1 i 4 silnika na doświadczalnym samolocie Boeing-747. Na eksperymentalnym silniku JT9D-7R4 zabudowanym na samolocie Boeing 747 w pozycji 2 silnika przeprowadzono próby elektronicznego układu nadzorującego EEC-102 przeznaczonego dla samolotu Boeing 767.

Badania niezawodności o łącznym czasie 160 000 h wykonano na 22 samolotach Boeing 727 w przedsiębiorstwach lotniczych Air Canada, Continental, United i Western Airlines wykorzystując układ EEC-12, który zabudowany był na środkowym silniku w położeniu pracy, nie wykonywał jednak funkcji sterowania. Oczekuje się, że układ osiągnie niezawodność poniżej 5 wyłączeń w locie na 1 mln h pracy.

Ostatnio przeprowadzono próby układu przy wykorzystaniu komputerowego symulatora pracy silnika.

W opracowaniu układu uczestniczyły następujące firmy: United Technologies Corp., Pratt and Whitney Aircraft Group, Hamilton Standard Division, Bendix Energy Control Division, UTC Mostek Corp., Subsidiary Carrolton Tex., Microelectronic Center Col. Springs, International Microcircuits Inc. Calif.

Dalsze szczegóły można znaleźć w Kenneth J. Stein „Digital Control Aids Engine Management”, *Aviation Week and Space Technology* 22.02.1982 r.

K.G., L.G.

Możliwości napędu śmigłami obudowanymi

Doc. mgr inż. RYSZARD LEWANDOWSKI

Dotychczasowy rozwój konstrukcji śmigieł lotniczych spowodował istotne ograniczenia w ich zastosowaniu. Wprowadzenie napędu odrzutowego pozwoliło na przekroczenie bariery ok. 700 km/h — największej prędkości samolotu (bariery spowodowanej spadkiem sprawności śmigła z powodu kryzysu falowego — przekroczenia krytycznej liczby Macha na profilach końców łopaty), co umożliwiło dalszy szybki rozwój lotnictwa.

Domena śmigła stały się małe prędkości lotu, charakterystyczne dla samolotów lekkich. Jednak hałas wywołwany pracą śmigła znacznie przekracza przyjęte aktualnie normy ochrony środowiska, a zabudowa śmigieł na samolotach stwarza wiele problemów (wymaganie określonej odległości końców łopat od elementów płatowca i od ziemi, niekorzystny zazwyczaj wpływ strumienia zaśmigłowego na właściwości lotne samolotu, zagrożenie ludzi przez wirujące śmigło w czasie przebywania samolotu na ziemi). Dostarczenie przez silniki tłokowe, a zwłaszcza turbinowe, znacznych mocy powoduje konieczność stosowania dużych średnic śmigieł i zwiększenia liczby łopat, do śmigieł przeciwbieżnych włącznie. Powoduje to zwiększenie procentowego udziału masy śmigła w konstrukcji samolotu, znaczne skomplikowanie konstrukcji związane z niezawodnością oraz wzrost kosztu nabycia i obsługi. Wszystko to spowodowało konieczność zastosowania nowych rozwiązań.

Prowadzone od kilkunastu lat prace badawcze nad rozwojem śmigieł obudowanych doprowadziły do opanowania problemu. Zaczynają się pojawiać rozwiązania wdrożeniowe — samoloty napędzane śmigłami obudowanymi. Prace badawczo-rozwojowe były prowadzone przez instytuty naukowo-badawcze i przodujące przemysłowe firmy lotnicze.

Pozytywne wyniki osiągnęła znana angielska firma śmigłowa Dowty-Rotol. Opracowano doświadczalny zespół napędowy do samolotu dyspozycyjnego Fairey Britten Norman Islander, oparty na płaskim silniku Continental o mo-

ci siedmiolopatowym obudowanym śmigłem o średnicy 1,07 m, a następnie dwuosobowego samolotu szkolnego Fantrainer w układzie samolotu odrzutowego. Zastosowano śmigło obudowane siedmiolopatowe o średnicy 1,2 m, napędzane (w prototypie) dwoma sprzężonymi silnikami Wankla — Audi o łącznej mocy 221 kW (300 KM). W wersji użytkowej przewiduje się zastosowanie silnika turbinowego Allison 250-C 20 o mocy 312 kW (425 KM) na wale. Przewidywana jest moc 441 kW (600 KM), a nawet 735 kW (1000 KM).

Fantrainer jest przedstawicielem czwartej generacji szkolnych samolotów wojskowych¹⁾. Jest on przewidziany w RFN jako następcą samolotu Alpha Jet, a raczej Fiata G 91T, stosowanego jako samolot szkolny. Samolot Alpha Jet jest stosowany do szkolenia np. we Francji, natomiast w



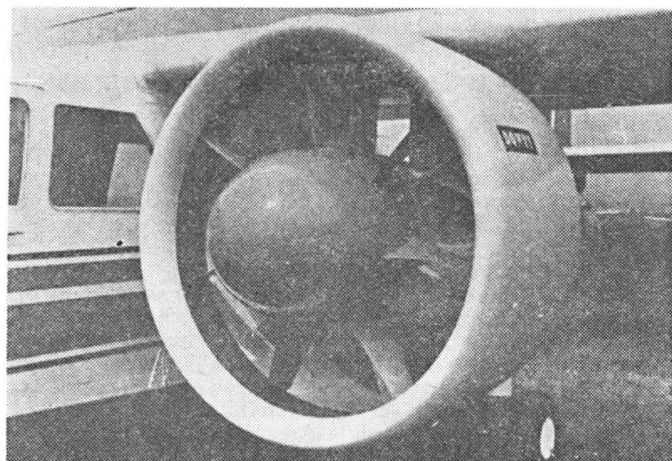
Rys. 2. Samolot RFB Fantrainer ze śmigłem obudowanym

RFN — jako bojowy bliskiego wsparcia. Samolotem tym interesują się szkoły pilotów w USA. Zainteresowanie to spowodowało opracowanie przez firmę amerykańską Vought Corp., współpracującą z zachodniemieckimi firmami VFM i RFB, projektu nowego samolotu szkolnego. Jest on zgłoszony do konkursu na samolot szkolny, na który istnieje w USA zapotrzebowanie na ok. 600 egz. W związku z tym Air Force Air Training Command opracowało wymagania na samolot szkolny czwartej generacji do podstawowego szkolenia, który pod koniec lat osiemdziesiątych zastąpiłby znaną Cessnę T.37B.

Ten nowy samolot ma być zwiększoną wersją Fantrainera, zachowującą dotychczasowe jego cechy konstrukcyjne i aerodynamiczne. Będzie zastosowana kabina ciśnieniowa i fotele wyrzucane. Masa samolotu będzie wynosiła ok. 2300 kg. Samolot ten będzie napędzany dwoma silnikami turbinowymi Allison 250-C 30 lub Avco Lycoming LTS 101 o mocy 467 kW (635 KM). Będzie on o ok. 25% mniejszy niż T.37B i lżejszy, zaś ekonomia zużycia paliwa pozwoli na znaczne oszczędności w porównaniu z silnikami turboodrzutowymi General Electric J 85, użytymi na samolocie T.37B, a także w porównaniu z silnikami dwuprzepływowymi. Zleceniobiorcy przewidują, że koszt całkowitego użytkowania nowego samolotu, włączając w to cenę zakupu i koszty użytkowania, będzie o ok. 40% niższy niż samolotu T.37B w ciągu 20 lat użytkowania.

Propozycja wyłącznie angielska to samolot Edgley Optica EA 7, oblatany 14.12.1979 r. w Cranfield. Jest to powoli latający trzyosobowy samolot obserwacyjny, uznany jako pośredni między śmigłowcem a samolotem konwencjonalnym. Układ kabiny jest typowo śmigłowcowy, o doskonałej widoczności, miejsca obok siebie; średniopłat wolnonośny o usterzeniu osadzone na dwóch belkach wychodzących ze skrzydła, podwozie stałe trójkołowe. Napęd stanowi silnik tłokowy Lycoming O-32 B 2B o mocy 118 kW (160 KM) i

¹⁾ Pierwsza generacja, powstała bezpośrednio po wojnie, to samoloty szkolne śmigłowe, adaptowane do silników odrzutowych, np. Jet Provost, Jak-17; druga — to samoloty szkolne z silnikami odrzutowymi jednoprzepływowymi, jak np. Fouga Magister, Cessna T.37, TS-11 Iskra, L-29 Delfin; trzecia — to jednocześnie wprowadzane do użytkowania samoloty z dwuprzepływowymi silnikami odrzutowymi, odznaczające się podwyższoną ekonomią, ale skomplikowane i drogie, np. Alpha Jet, H.S. Hawk, CASA 101, L-39. Szybki wzrost masy, złożoności, kosztu nabycia i zużycia paliwa, charakteryzujący kolejne generacje, zmusił do refleksji i zrewidowania drogi rozwojowej. Czwarta generacja to samoloty szkolne małe i tanie, wyposażone w silniki tłokowe lub turbinowe, napędzające śmigła przy znacznej redukcji jednostkowego zużycia paliwa w kg/h lotu.



Rys. 1. Doświadczalny napęd śmigłem obudowanym samolotu Fairey Norman Britten Islander

cy 221 kW (300 KM). Przy zastosowaniu siedmiolopatowego śmigła obudowanego o średnicy 1,22 m uzyskano ciąg statyczny 577 daN (566 kG), co daje 2,6 daN/kW (1,9 kG/KM), a poziom hałasu podczas pracy nie przekroczył 62 dBA. Dla porównania: w układzie konwencjonalnym śmigło swobodne dwulopatowe o średnicy 2,03 m ma ciąg statyczny 530 daN (520 kG) (mimo dużej średnicy), co daje 2,36 daN/kW (1,7 kG/KM), a hałas był rzędu 90 dBA.

Współpracującą z Dowty-Rotol zachodniemiecka firma śmigłowa Hoffmann opracowała pięciolopatowe śmigło obudowane o stałych obrotach HO-V-51, o mocy 294 kW (400 KM), średnicy 1,5 m i prędkości obrotowej 3600 obr./min. Uzyskano ciąg statyczny 683 daN (670 kG), co daje 2,3 daN/kW (1,66 kG/KM).

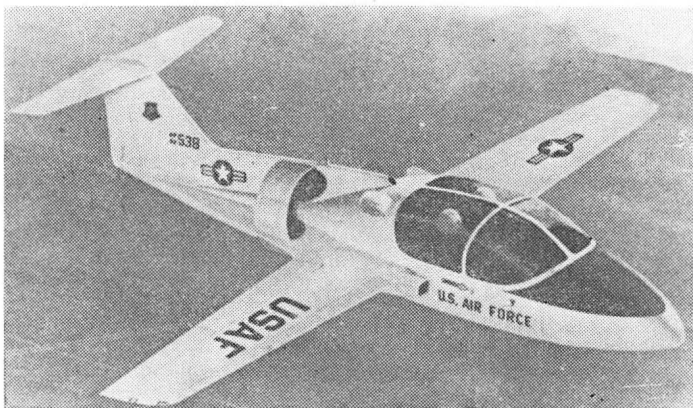
Możliwości te pozwoliły współpracującym firmom lotniczym: zachodniemieckiej RFB i amerykańskiej Grumman Am. Av. na budowę najpierw samolotu turystycznego Fanliner z silnikiem Audi o mocy 81÷110 kW (110÷150 KM)

śmigło obudowane, pięciolopatowe o średnicy 1,2 m. Wymiary tunelu są stosunkowo duże: średnica 1,4 m, cięciwa 1,8 m, prędkość robocza 180 km/h, prędkość przeciągnięcia 90 km/h.

We Francji śmigłami obudowanymi zajmuje się specjalistyczna firma Ratier-Figeac. Opracowała ona małe pięciolopatowe śmigło obudowane FH 203 i 209 do łodzi na poduszce powietrznej SEDAM N 102 Naviplane. Moc silnika wynosi 132 kW (180 KM) przy 4200 obr/min, średnica śmigła 1,0 m. Jest opracowane i produkowane również duże, siedmiolopatowe śmigło FH 201 o średnicy 2,3 m do napędu pociągu na poduszce powietrznej BERTIN AEROTRAIN napędzane silnikiem turbinowym o mocy 1912 kW (2600 KM) przy 2600 obr/min. Firma Ratier-Figeac produkuje również wielolopatowe śmigła obudowane, pracujące jako wirniki nośne do pojazdów latających. Nie ma do tej pory wiadomości o zastosowaniach tych śmigieł do samolotów.

Sprawozdania z badań śmigieł obudowanych opublikował Kanadyjski Instytut Badawczy NRC oraz brytyjski Imperial College of Science and Technology (ICST). Badania kanadyjskie²⁾ dotyczą porównania warunków pracy i osiągnięć śmigła swobodnego i obudowanego. Śmigła konwencjonalne stałe i przestawialne, drewniane i metalowe badano w skali naturalnej. Dodano jedynie tunel, przy czym zmieniano wiele parametrów konstrukcyjnych pierścienia tworzącego tunel. Tak więc śmigło i tunel nie były rozwiązaniami optymalnymi. Badania wykazały przyrost ciągu w miejscu w przypadku śmigła obudowanego o 31% dla śmigła stałego i o 33÷39% dla śmigła przestawialnego. Oprócz pomiarów statycznych realizowano niewielkie prędkości postępowe do ok. 40 m/s. Przy tych prędkościach przyrost ciągu już zanikał. Rys. 7 przedstawia przebieg współczynnika ciśnienia $C_p = \frac{\Delta p}{1/2\rho v^2}$ na przedniej części profilu pierścienia dla warunków pracy w miejscu i na małej prędkości lotu. Scałkowanie ciśnień po powierzchni czołowej pierścienia daje wartość dodatkowego ciągu.

Rys. 3. Projekt firmy Vought A.A. samolotu szkolnego czwartej generacji, napędzanego śmigłami obudowanymi



Rys. 3. Projekt firmy Vought A.A. samolotu szkolnego czwartej generacji, napędzanego śmigłami obudowanymi

Raport nr 20 ICST³⁾ podaje charakterystykę aerodynamiczną (przebieg c_z , c_x , c_m) w funkcji kąta natarcia $\alpha = \pm 20^\circ$ dla kilku prędkości postępowych i pozwala na analizowanie wpływu pierścienia na właściwości aerodynamiczne całego samolotu.

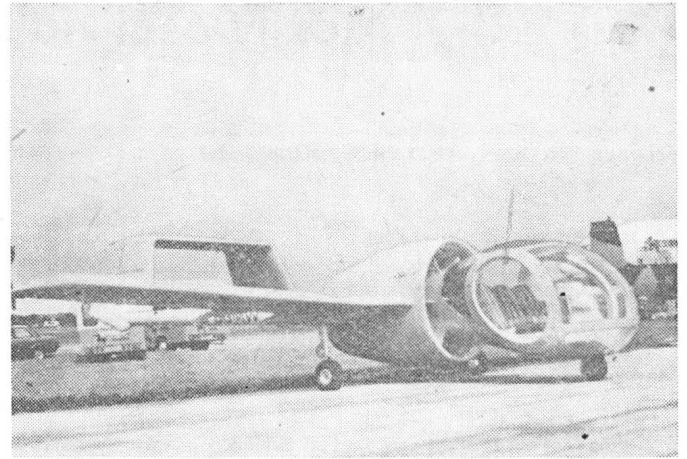
Sens fizyczny

Zasada działania śmigła swobodnego jest dobrze znana. Obracające się śmigło przyspiesza cząstki powietrza przechodzące przez płaszczyznę kręgu śmigła, przy czym strumień śmigłowy obejmujący te cząstki charakteryzuje się wyraźną kontrakcją. Z tego powodu prędkość w strumieniu w pewnej odległości od płaszczyzny śmigła jest stosunkowo duża. Umieszczenie śmigła w tunelu pierścieniowym modyfikuje jego pracę. I tak:

a. Strumień śmigłowy nie kształtuje się swobodnie, lecz jest uwarunkowany zmiennością przekroju poprzecznego tunelu. Prędkości strumienia za płaszczyzną śmigła są o 20÷30% mniejsze niż w przypadku śmigła swobodnego, przez co mniejsze są również straty energii. Do tego celu służy lekkie rozszerzenie się części kanału za płaszczyzną śmigła.

²⁾ NRCC Aeron. Rep. LR-445 „Static and low forward speed tests on several six-foot diameter tractor and pusher ducted propellers”. Ottawa, November 1965. B. Neal & W. E. Slack, NAE.

³⁾ ICST TR 20 „Some preliminary results of force tests on a fan-lift model”. J. E. Hackett, March, 1962.



Rys. 4. Samolot obserwacyjny Edgley Optica ze śmigłem pracującym w tunelu o znacznych wymiarach. Fot. A. Glass

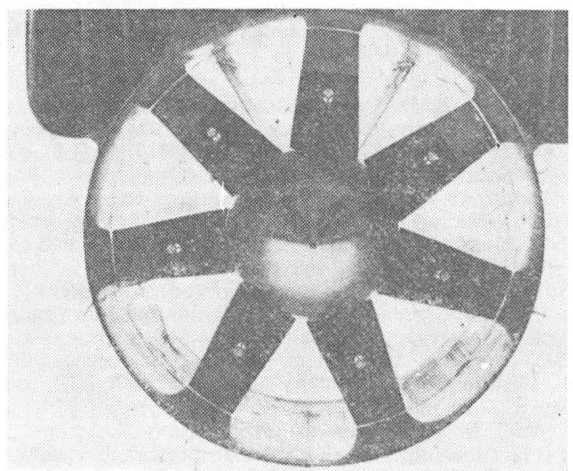
b. Końce łopatek poruszają się w pobliżu wewnętrznej powierzchni tunelu. Łopata śmigła obudowanego pracuje więc jak płat z płytą brzegową — znacznie wzrasta efektywne wydłużenie łopaty; część zewnętrzna łopaty (powyżej $r/R = 0,7$) może być znacznie bardziej obciążona, co powoduje zwiększenie ciągu, a jednocześnie wzrasta pobór mocy przez śmigło, śmigło może być bardziej obciążone mocą (kW/pow. kręgu śmigła). Z 1 m² powierzchni kręgu śmigła można otrzymać większy ciąg i zużyć większą moc. Tak więc porównywalne osiągi będą mogły być uzyskiwane przy mniejszych średnicach, co jest główną zaletą tego układu. W celu zapewnienia największego efektywnego wydłużenia, luz między końcem łopatek a ścianą tunelu powinien być rzędu paru milimetrów. Korzyści osiągane podaje tablica.

TABLICA. Porównanie charakterystycznych parametrów konstrukcyjnych śmigła

Parametry	T/S, daN/m ² (kg/m ²)	N/S, kW/m ² (KM/m ²)	T/N, daN/kW (kg/KM)
Dla śmigła swobodnego	51 ÷ 102 (50 ÷ 100)	7,36 ÷ 36,8 (10 ÷ 50)	6,9 ÷ 2,8 (5 ÷ 2)
Dla śmigła obudowanego	102 ÷ 306 (100 ÷ 300)	22 ÷ 221 (30 ÷ 300)	4,2 ÷ 1,4 (3 ÷ 1)

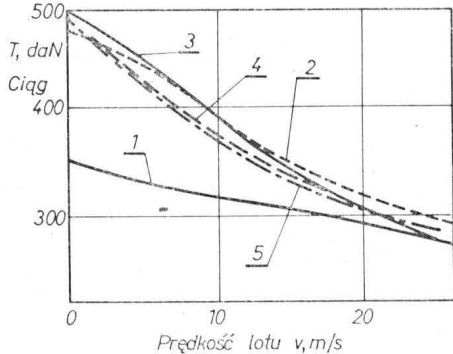
c. Optym przedniej części tunelu (o przekroju podłużnym, będącym profilem lotniczym o dość łagodnym przebiegu części noskowej) indukowany pracą śmigła, a także prędkością postępową (prędkością lotu) powoduje powstawanie na części noskowej tego profilu znacznych przyrostów prędkości, a więc i znacznych podciśnień, które dają wypadkową skierowaną do przodu, tworzącą dodatkowy ciąg (zjawisko dobrze znane, występujące np. na osłonach typu NACA gwiazdowych tłokowych silników lotniczych). W celu uzyskania optymalnych warunków oddziaływania pierścienia, powinien on być zbudowany z nośnych profili lotniczych zwróconych wypukłością do końców łopatek (czyli do wnętrza pierścienia), mogących wytwarzać na swej przedniej części możliwe duże podciśnienia. Wymagania stawiane tym profilem są więc przeciwne do wymagań stawianych profilem szybkościowym — laminarnym.

Z teorii przepływowej śmigła (teorii Froude'a) wynika, że



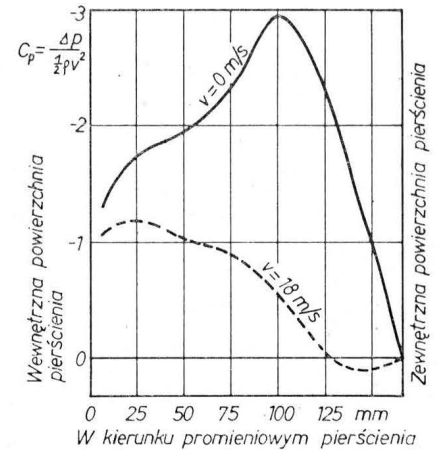
Rys. 5. Duże śmigło obudowane firmy Ratier-Figeac

przy stałym obciążeniu pola kręgu śmigła ciągiem $T/S = \text{const}$ uzyskuje się przy pracy w miejscu zwiększenie ciągu o 41% w porównaniu ze śmigłem swobodnym, a przy tej samej średnicy śmigła przyrost wynosi 26%. Jest to skumulowany efekt zjawisk opisanych w a) i b). Natomiast dodatkowy ciąg, wytworzony na samym pierścieniu, stanowi 20÷50% tego przyrostu na samym śmigle tak, że ostatecznie wynikowy łączny przyrost ciągu śmigła w warunkach statycznych wynosi 30÷40%, a nawet do 50% (w porównaniu ze śmigłem swobodnym o tej samej średnicy i tym samym poborze mocy).



Rys. 6. Przebieg zmienności ciągu z prędkością postępową dla śmigła swobodnego i obudowanego (wg LR-445): 1 — śmigło swobodne, 2 — śmigło obudowane, na wylocie dyfuzor 6°, 3 — tunel wyjściowy, 4 — na wylocie dyfuzor 6° + modyfikacja krawędzi wlotowej, 5 — na wylocie dyfuzor 10° + modyfikacja krawędzi wlotowej

Rys. 7. Przebieg współczynnika ciśnienia statycznego C_{ps} w poprzek grubości pierścienia. Scałkowanie tych ciśnień po powierzchni czołowej pierścienia daje siłę skierowaną do przodu (ciąg)



Powyższe dane liczbowe odnoszą się do pracy śmigła w miejscu. Wraz ze wzrostem prędkości lotu (posuwu) maleje korzystny efekt pierścienia, spada bezwzględna wartość ciągu, a tym samym zmniejszają się efekty opisane w a), b) i c), wzrasta natomiast opór czołowy pierścienia, co ma wpływ na obniżenie sprawności napędu. Ponieważ śmigła obudowane mogą mieć średnice o 30÷40% mniejsze, to w tym samym stopniu zmniejszają się liczby Macha końców łopatek (z ok. 0,8÷0,9 do 0,5÷0,6), a zatem wpływ ściśliwości powietrza prawie nie występuje, nie występuje więc spadek sprawności ze względu na zbliżanie się prędkości końców łopatek do prędkości dźwięku. Ten efekt w pewnym stopniu kompensuje spadek sprawności śmigieł obudowanych spowodowany wzrostem oporu czołowego pierścienia. Sprawności śmigieł swobodnych i obudowanych są porównywalne w zakresie prędkości lotu 200÷350 km/h. Przy prędkościach powyżej 350 km/h sprawność napędu obudowanego zaczyna spadać, ciągle jednak śmigło obudowane może pochłaniać większą moc przy takiej samej średnicy jak swobodne.

Śmigło obudowane jest więc śmigłem, które można wysoko obciążać (dwie pierwsze rubryki tablicy) (duży ciąg w daN i duża moc w kW z jednostki powierzchni kręgu śmigła). Natomiast trzecia rubryka tablicy, podająca wielkość ciągu w daN z 1 kW, wypadła niekorzystnie dla śmigła obudowanego. Z teorii śmigła jasno wynika, że duży ciąg z 1 kW otrzymuje się wtedy, gdy śmigło jest słabo obciążone (mała wartość kW/m², czyli możliwie duża średnica, co jest przeciwnostawne do głównej zalety śmigła obudowanego). Oczywiście zastosowanie pierścienia w pewnym stopniu rekompensuje tę właściwość śmigła obudowanego. Tak więc ostatecznie efekty są takie same, ale przy znacznie mniejszej średnicy śmigła.

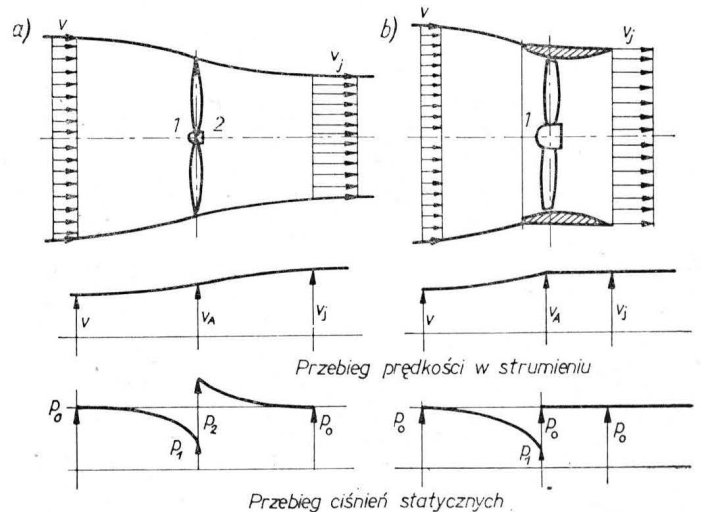
Problem hałasu

Mniejsza średnica śmigła obudowanego powoduje, że prędkość końca łopatki jest również znacznie mniejsza (patrz c). Hałas wytwarzany przez takie urządzenia przepływowe jakim jest śmigło zależy głównie od prędkości generowanego strumienia. Ilustruje to wykres na rys. 12, gdzie na osi odciętych naniesiono prędkości strumienia wytwarzające się w różnych napędach, a na osi rzędnych natężenie hałasu w dBA. Śmigła swobodne, w których prędkość strumienia przekracza 300 m/s, wytwarzają hałas o natężeniu 90÷95 dBA, natomiast śmigła obudowane, w których prędkość strumienia nie przekracza 200 m/s, dają hałas 60÷65 dBA, czyli zysk wynosi 25÷30 dBA. Uwzględniając logarytmiczny charakter skali hałasu, jest to bardzo wysoki wskaźnik. Ten obniżony poziom hałasu odpowiada aktualnym normom ochrony środowiska, z którymi konstruktorzy lotniczy muszą się już teraz liczyć. Normy te obejmują głównie samoloty lekkie z powodu ich dużej penetracji w środowisko człowieka. Już tylko z tego powodu śmigło obudowane stanowi jedyne ekonomiczne i proste rozwiązanie napędu samolotów szkolnych, turystycznych, dyspozycyjnych, agrotechnicznych itp., jakie będą budowane w najbliższej przyszłości, zapewniając jednocześnie dobrą charakterystykę energetyczną napędu.

Zagadnienia aerodynamiczne

Powierzchnia pierścienia w aktualnych układach stanowi 25÷30%, a nawet do 50% powierzchni skrzydła samolotu (długość pierścienia wynosi zazwyczaj 0,5÷0,7 średnicy śmigła obudowanego, powierzchnia pierścienia $\Pi \times D \times \times 0,7D$). Jest utworzona z profili lotniczych, stanowi więc

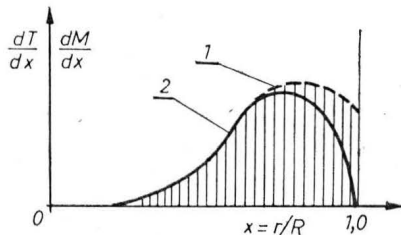
pewnego rodzaju dodatkową powierzchnię nośną i fakt ten musi być brany pod uwagę przy analizowaniu właściwości aerodynamicznych samolotu. Ponieważ wymagania odnośnie do geometrii pierścienia jako kanału przepływowego są inne niż wymagania stawiane powierzchniom nośnym, konieczny jest właściwy kompromis (stosowanie różnych profili na górnej i dolnej części pierścienia; dobranie zwłaszcza



Rys. 8. Przebieg prędkości powietrza v i ciśnienia statycznego p wzdłuż strumienia śmigłowego w przypadku śmigła swobodnego i obudowanego: a) śmigło swobodne, b) śmigło obudowane

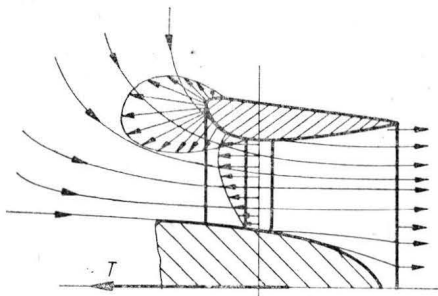
profilu górnego, który np. w płatowcu zajmuje takie położenie jak w locie odwróconym — plecowym; usytuowanie pierścienia względem płata i kadłuba oraz odpowiedni kąt zaklinowania osi pierścienia względem skrzydła i kadłuba ewentualnie zmienność tego kąta w różnych fazach lotu — start-lot szybki). Powierzchnia pierścienia ma również wpływ na stateczność samolotu. Umieszczenie pierścienia za środkiem ciężkości może zwiększyć stateczność statyczną i dynamiczną zarówno podłużną, jak i boczną, toteż nie jest wskazane umieszczanie pierścienia z przodu samolotu. Staje się więc naturalne stosowanie układu śmigła obudowanego pchającego. Takie wykorzystanie pierścienia pozwoli na zmniejszenie usterzenia ogonowego konwencjonalnego, co daje korzyści masowe, oporowe, produkcyjne itp. Możliwe jest też umieszczenie śmigieł obudowanych zarówno pchających, jak i ciągnących na skrzydłowych gondolach silnikowych, jednak korzyści statecznościowe będą wówczas małe bądź też przeciętne. Na zewnętrznej powierzchni pierścienia można umieszczać klapy spełniające funkcję hamulców aerodynamicznych. W celu odsunięcia zjawisk oderwania przepływu na pierścieniu przy dużych kątach natarcia lub ślizgu, można zastosować skrzela (sloty).

Tak więc optymalne ukształtowanie pierścienia stwarza wiele problemów aerodynamicznych i konstrukcyjnych, które powinny być rozwiązane przez konstruktora samolotu. Ponieważ te efekty aerodynamiczne nie są łatwe do obliczenia teoretycznego, bardzo ważne są badania w tunelach aerodynamicznych.



Rys. 9. Rozkład ciągu i momentu oporowego wzdłuż promienia łopaty śmigła swobodnego i obudowanego: 1 — śmigło obudowane, 2 — śmigło swobodne

Zespół śmigło-pierścień-silnik stanowi pewnego rodzaju samoistny układ latający (nie tylko napędowy, wytwarzający zarówno ciąg, jak i siłę nośną). Stwarza to duże możliwości konstrukcyjne. Możliwość połączenia kilku jednostek napędowych o zróżnicowanych zadaniach (np. głównie ciąg lub siła nośna) pozwala na uzyskanie optymalizacji dla różnych warunków lotu. Daje to duże korzyści w układach STOL i VTOL, a także w różnych „pojazdach latających”. W wielu zrealizowanych projektach i pojazdach doświadczalnych wykorzystywano śmigła obudowane do wytwarzania ciągu, jak również jako wirniki nośne.



Rys. 10. Rozkład podciśnień na łopacie śmigła i na profilu pierścienia

Warto wspomnieć jeszcze o kilku zaletach śmigieł obudowanych. Przy porównaniu śmigła swobodnego i śmigła obudowanego zainstalowanego na takim samym silniku widać, że masy kompletnego śmigła (łopaty i piasta z mechanizmem przestawiania łopat) są porównywalne, natomiast momenty bezwładności dla śmigła obudowanego (mimo zwiększonej liczby łopat) są dwukrotnie mniejsze z powodu mniejszej średnicy (co ma znaczenie zasadnicze). Powoduje to w efekcie dwukrotne zmniejszenie obciążeń od momentów girokopowych oraz poprawia dynamikę zespołu napędowego (zwiększenie przyspieszeń obrotowych silnika). W zespole napędowym (w przypadku silnika tłokowego) można zastosować bardziej optymalne rozwiązanie problemu chłodzenia i wykorzystania energii spalin, dające przyrost ciągu i zwiększenie sprawności napędu, a także oddziałujące na obniżenie toksyczności spalin. Umieszczenie wirującego śmigła (stanowiącego potencjalne zagrożenie dla ludzi znajdujących się w pobliżu) w obudowie znacznie zwiększa bezpieczeństwo ruchu.

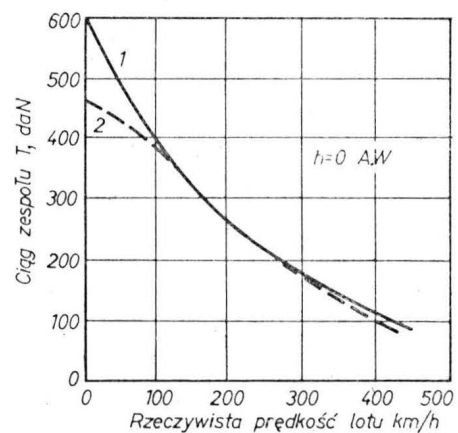
Zastosowanie śmigieł obudowanych stwarza nowe możliwości dla samolotów lekkich (szkolne, dyspozycyjne STOL i VTOL, małego transportu, agrotechniczne), w których w pełni są wykorzystywane główne zalety takiego napędu, jak zwartość konstrukcji, dobre osiągi przy starcie i na małych prędkościach lotu, zmniejszony hałas i bezpieczeństwo ruchu.

● W samolotach szkolnych napęd śmigłem obudowanym umożliwia układ samolotu bardzo zbliżony do rozwiązań samolotów odrzutowych, co ma duże znaczenie zwłaszcza w szkoleniu pilotów wojsk lotniczych. Śmigło obudowane

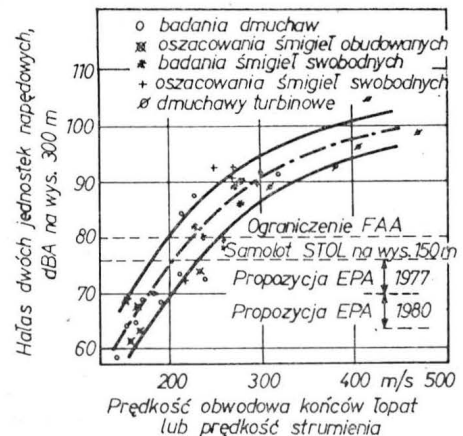
dało początek czwartej generacji samolotów szkolnych. Można uzyskać porównywalne wyniki szkolenia pilotów wojskowych za ułamek kosztu jednostkowego nabycia sprzętu, przy znacznie niższym koszcie 1 h lotu i zużyciu deficytowego paliwa. Zmniejszenie kosztu jednostkowego nabycia jest 5÷10-krotne, a godzinowe zużycie paliwa może wynieść 40÷80 kg/h, podczas gdy w szkolnych samolotach odrzutowych drugiej i trzeciej generacji sięga ono 600, a nawet 800 kg/h.

● Znaczne korzyści może przynieść zastosowanie śmigieł obudowanych na samolotach dyspozycyjnych i małego transportu, zwłaszcza o charakterystyce STOL i VTOL (układy ze śmigłem pchającym i ciągnącym). Cenną zaletą jest tu obniżenie hałasu. Samoloty te z reguły użytkują małe lotniska, toteż bardzo pożądana jest możliwość zwiększenia ciągu przy starcie.

● Napęd śmigłami obudowanymi może mieć szczególnie duże znaczenie w opracowaniu nowej generacji samolotów dla rolnictwa i leśnictwa. Możliwość znacznej poprawy osiągnięć zespołu napędowego przy starcie i małych prędkościach lotu, jakie są stosowane podczas wykonywania zabiegów agrolotniczych, pozwoli na zwiększenie ładowności środków chemicznych. Poprawa właściwości lotnych, zwarta konstrukcja, obniżony poziom hałasu i możliwość załadunku chemikaliów bez konieczności wyłączania zespołu



Rys. 11. Zależność ciągu od prędkości lotu: 1 — małe śmigło obudowane ϕ 1,37 m (moc silnika 235 kW (320 KM) przy 2200 obr/min), 2 — duże śmigło swobodne ϕ 2,14 m



Rys. 12. Poziom natężenia hałasu w dBA w zależności od prędkości na końcach łopat śmigła lub od prędkości strumienia gazów wylotowych z silnika

napędowego przy pełnym bezpieczeństwie obsługi naziemnej spowodują, że nowy sprzęt latający będzie miał podwyższoną ekonomię i sprawność. Przy opracowaniu następców samolotów PZL-106 Kruk, PZL-M18 Dromader i M-15 powinny być wykorzystane możliwości śmigła obudowanego. Stwarza to dużą szansę dla rozwoju samolotów agro nowej generacji w naszym kraju, zwłaszcza że jak do tej pory nie pojawiły się na rynku konkurencyjnym nowe samoloty z napędem śmigłami obudowanymi.

Problem wielkości próby do oceny spektrum kropel dla aparatury agrolotniczej

Dr inż. BOHDAN LESIECKI

Badania aparatury agrolotniczej, których celem jest określenie spektrum kropel, należą do przedsięwzięć kosztownych. Podejmowane próby określenia spektrum kropel na podstawie eksperymentów laboratoryjnych nie znalazły potwierdzenia podczas pracy aparatury agrolotniczej, umieszczonej na samolocie bądź na śmigłowcu. Prawidłowa ocena spektrum kropel wymaga więc przeprowadzenia lotów doświadczalnych nad wyłożonymi próbnikami. Takie doświadczenia pociągają za sobą wiele trudności organizacyjnych, są pracochłonne, a ponadto wymagają stosowania podczas prób aparatu latającego. Wyływa stąd zagadnienie efektywności tych doświadczeń. Chodzi o uzyskanie odpowiedniego stopnia reprezentatywności pobieranej próby, a więc zapewnienia losowości przy wyborze kropel oraz ich odpowiedniej liczby. Ponadto przyjęta metodyka przeprowadzenia doświadczeń powinna zapewnić powtarzalność wyników.

Omówienie zagadnienia i cel opracowania

Rozprzestrzenianie środków ciekłych przy zastosowaniu aparatury agrolotniczej jest zjawiskiem złożonym. Utworzone krople poddawane są wpływowi zaburzeń powietrza, powodowanym przez przelatujący obiekt. Szczególny udział w układzie ruchu cząstek powietrza mają zawirowania aerodynamiczne, wywołane przelatującym skrzydłem oraz obracającym się śmigłem. Przyczyniają się one do kształtowania trajektorii kropel w zależności od ich średnic. W poprzecznym przekroju smugi można więc zaobserwować występowanie charakterystycznych stref o różnym stopniu intensywności poszczególnych kropel [1], co jest widoczne po przeprowadzeniu oprysku zabarwioną cieczą na taśmy papierowe, ułożone na podłożu prostopadle do osi lotu. Na taśmach tych wyróżniono występowanie w środkowej części pasa intensywnego oprysku oraz miejsc pokrytych znacznie rzadziej kroplami o najmniejszych średnicach kropel z danej struktury spektrum, znajdujących się po bokach. Przyjęto [3], że pas intensywnego oprysku utworzony został bezpośrednio przez urządzenie opryskujące, zaregrowane z samolotem, natomiast występujące po bokach tego pasa frakcje najmniejszych średnic kropel powstały wskutek znoszenia przez prądy powietrzne.

W pasie intensywnego oprysku stwierdzono występowanie zaznaczających się stref. Wyróżniono następujące strefy (rys. 1):

- centralna strefa zmniejszonego pokrycia, ułożona w środkowej części pasma intensywnego oprysku,
 - lewa i prawa strefa zagęszczonego pokrycia. Strefy te są rozmieszczone symetrycznie wokół osi przelotu.
- W zagęszczonych strefach pokrycia można wyróżnić miejsca o szczególnym nasileniu występowania największych frakcji kropel. Miejsce te nazwano szczytami maksymalnego pokrycia.

Wylania się więc problem prawidłowego pobierania próby do oceny spektrum kropel. Ze względu na warunek reprezentatywności próby, powinna ona być pobrana losowo. Występowanie stref utrudnia realizację tego warunku. Należy bowiem oczekiwać, że struktura kropel lub śladów kropel na poszczególnych próbnikach w dużym stopniu będzie zależała od tego, gdzie znajduje się próbnik podczas oprysku. Wynika to bowiem (rys. 1) z poprzecznej segregacji kropel w pojedynczej smudze. Segregacja ta, powodująca występowanie stref, spowodowana może być działaniem dwóch niezależnych od siebie czynników:

- zaburzeń aerodynamicznych powietrza, spowodowanych przelatującym aparatem latającym,
- składowej prędkości wiatru, działającego prostopadle do osi.

Drugi czynnik, w zależności od prędkości wiatru, może powodować istotne wydłużanie się strefy znoszenia oraz przesuwac w stronę nawietrzną cały pas intensywnego oprysku. Notuje się wówczas przemieszczanie się poszczególnych stref (rys. 2). Od strony zawietrznej występują wówczas kolejno strefy: zagęszczonego oprysku oraz zmniejszonego oprysku. Trudno przy tym o wyraźną granicę między obiema strefami. Długość drugiej strefy jest wówczas uzależniona od kierunku i prędkości wiatru. O procentowym udziale poszczególnych frakcji kropel w próbie może decydować wówczas nie struktura kropel populacji, a liczba próbników umieszczonych w obrębie poszczególnych stref.

Na podstawie dokonanej analizy nie wydaje się technicznie możliwe pobieranie próby w inny sposób, jak za pomocą próbników ułożonych w prostopadły do osi lotu pas pomiarowy [6]. Trzeba jednak dokonać uściśleń odnośnie do ustalenia warunków meteorologicznych podczas prób. Umożliwi to bowiem zapewnienie porównywalności wyników. Warunki takie określono w NRD [4]. Odpowiadają one stawianym wymaganiom i są następujące:

- prędkość wiatru $V_w \leq 0,5$ m/s,
- temperatura $10 \div 20^\circ\text{C}$.

Wydaje się, że należałoby rozpatrzyć potrzebę poszerzenia rodzaju tych warunków o następujące elementy:

- uściślenie kierunku lotu doświadczalnego w stosunku do kierunku wiatru, przy jego prędkości $V_w > 0$ m/s; np. lot pod wiatr z dopuszczalnym odchyleniem $\pm 10^\circ$ od łoża wiatru,

— ustalenie dla lotów doświadczalnych dopuszczalnego zakresu wilgotności powietrza.

Można również zwrócić uwagę, że prędkość oraz kierunek wiatru mają bezpośredni wpływ na poprzeczną segregację kropel, natomiast temperatura i wilgotność powietrza mogą oddziaływać na wielkość średnic opadających kropel bądź wpływać na zróżnicowanie relacji wielkości średnicy kropli do utworzonego przez nią śladu na powierzchni próbnika.

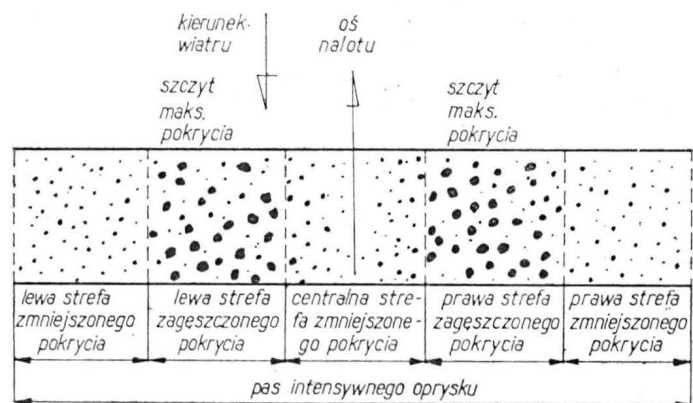
Utrzymując koncepcję oznaczania spektrum kropel na podstawie próby pobranych kropel lub śladów kropel na próbnikach [6] rozmieszczonych w poprzecznym pasie pomiarowym, powinno się uwzględnić:

- wielkość rozstawu punktów pomiarowych,
- liczbę kropel, która ma stanowić próbę populacji kropel, występujących przy oprysku.

Odnośnie do pierwszego zagadnienia, stosuje się różne zasady metodyczne i tak: w NRD rozstaw próbników w poprzecznym pasie pomiarowym wynosi — 1 m, w Polsce — 1 ÷ 2 m, natomiast w ZSRR — 4 m [4].

W literaturze krajowej i zagranicznej nie napotkano na uzasadnione określenie zależności między rozstawem próbników a spodziewanym stopniem dokładności. Wydaje się że zagadnienie to wymaga odrębnego opracowania.

Nie podejmowano również w dostępnym piśmiennictwie zagadnienia wielkości próby. Ważność tego zagadnienia wynika stąd, że istnieje związek statystyczny między stopniem

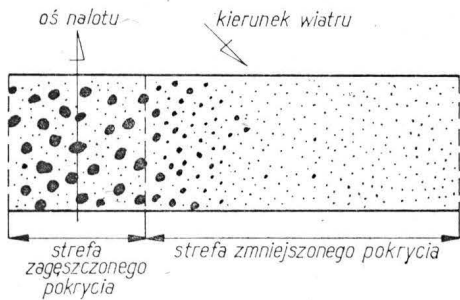


Rys. 1. Schemat stref występujących w poprzecznym przekroju smugi. Wiatr w osi

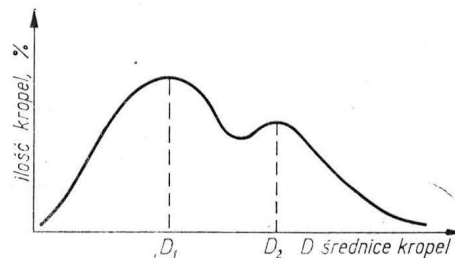
reprezentatywności uzyskanych wyników a liczbą kropeł lub ich śladów w rozpatrywanej próbie. Celem niniejszego opracowania jest podjęcie próby określenia takich zależności.

Sposób określenia wielkości próby

Rozkład średnic kropeł, wytwarzanych przez urządzenia rozpylające aparatury agrolotniczej, jest zależny od wielu działających czynników. Ma on często dwie charakterystyczne średnice modalne, wokół których skupiają się pozostałe średnice. Omawiany rozkład średnic kropeł przedstawiono na rys. 3. Nie można więc skorzystać z prostych zależności, jakie zachodzą przy rozkładzie normalnym między określoną liczebnością próby a błędem szacunku wyznaczonych parametrów populacji. W całym występującym spektrum kropeł można natomiast wyróżnić frakcję zaliczoną



Rys. 2. Schemat stref występujących w poprzecznym przekroju smugi. Wiatr pod kątem



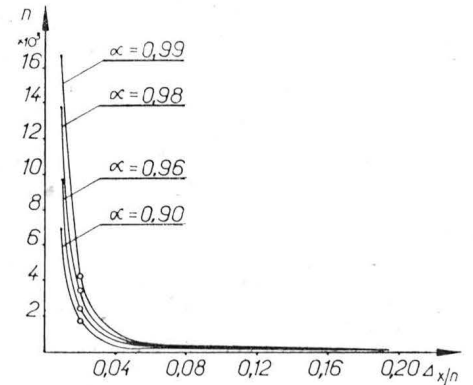
Rys. 3. Schemat widma kropeł wytwarzanego przez urządzenie opryskujące

$$\Delta x/n = \frac{t}{\sqrt{2/n}} \quad (3)$$

gdzie: t — wielkość argumentu dla rozkładu normalnego, odpowiadająca wartości $\alpha/2$, stąd

$$n = \frac{t^2}{4\Delta^2 x/n}$$

Na podstawie ostatniego wzoru sporządzono wykres, przedstawiony na rys. 4, który ilustruje zachodzący związek między stopniem reprezentatywności próby, określonym jako dopuszczalny błąd $\Delta x/n$, a wielkością próby na poszczególnych poziomach ufności. Na wykresie przedstawio-



Rys. 4. Nomogram oszacowania stopnia dokładności próby: n — liczba kropeł, $\Delta x/n$ — dopuszczalny błąd próby

do pożądaných, biorąc pod uwagę cel jakiemu ma służyć oprysk. W wymaganiach stawianych zabiegom agrolotniczym [5] wyróżnić można: w opryskach drobnokroplistych przedział $50 \div 150 \mu\text{m}$, w opryskach średniokroplistych $150 \div 300 \mu\text{m}$, zaś w grubokroplistych $300 \div 600 \mu\text{m}$.

Jeżeli symbolem x/n oznaczmy częstość występowania wszystkich kropeł, x — liczba kropeł w pożądanej frakcji, wszystkich kropeł, x — liczba kropeł w pożądanej frakcji, to nieznanym parametrem populacji jest prawdopodobieństwo p udziału tej frakcji.

Zgodnie z Hellwigiem [2] estymator wariancji

$$S^2\left(\frac{x}{n}\right) = \frac{p \cdot q}{n} \quad (1)$$

gdzie: n — liczebność próby, zaś $q = 1 - p$, natomiast wyrażenie $p \cdot q$ osiąga maksimum dla $p = 1 - p = 1/2$.

Wówczas można skorzystać z zależności:

$$S\left(\frac{x}{n}\right) = \sqrt{\frac{p(1-p)}{n}} \leq \frac{1}{2\sqrt{n}} \quad (2)$$

Postawione warunki będą spełnione, jeśli za błąd przyjmujemy wartość wyrażenia:

no krzywe odpowiadające prawdopodobieństwom $\alpha = 0,4500$; $0,4750$; $0,4900$; $0,4950$. Otrzymany w ten sposób nomogram pozwala na dokonanie oceny stopnia dokładności pobranej próby na podstawie uzyskanej liczby kropeł. Należy jednak zwrócić uwagę, że próba powinna być pobrana przy wykorzystaniu próbników rozłożonych równomiernie na całej szerokości pasa intensywnego oprysku.

LITERATURA

1. W. S. DIERIEWIANKO, A. I. MUCHA: Teoreticzeskije osnovy awiacyjnogo opryskiwanija i rassiewanija szpuczich wieszczestw. Trudy Rżskiego Instytutu Graždanskoj Awiacii, s. 122-142, Ryga, 1970.
2. Z. HELLWIG: Elementy rachunku prawdopodobieństwa i statystyki matematycznej. Warszawa, PWN, 1972.
3. B. LESIECKI, R. KREFFT, F. MURASZKO: Niektóre problemy optymalizacji prób poligonowych aparatury agrolotniczej. Referat wygłoszony na II Seminarium „Problematyka badań agrolotniczych”, ART, Olsztyn, 1975.
4. Sprawozdanie z wyjazdu ekipy Zespołu Badawczego Technologii Agrolotniczych do NRD w sprawie ujednoczenia metod badawczych aparatury agrolotniczej. Maszynopis w Instytucie Lotnictwa, Warszawa, 1974.
5. Z. WASSERSZTRUM: Parametry do opracowania algorytmów obliczeń wyników poligonowych prób oprysku. Maszynopis w Instytucie Lotnictwa, Warszawa, 1972.
6. C. WODECKA, B. LESIECKI, M. JUMRYCH: Ocena widma kropeł roztworów wodnych uzyskanego przy opryskach agrolotniczych. Biuletyn Zakładu Upowszechniania Postępu w Rolnictwie, nr 10, Agrolotnictwo, ART, Olsztyn, 1976.

Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

Zebrań Sekcji Głównej Lotniczej

30 listopada ub. roku, pod przewodnictwem kol. R. Zaremby, odbyło się posiedzenie członków Sekcji Głównej Lotniczej SITK, poświęcone omówieniu spraw bieżących.

Zaproszony na zebranie przewodniczący Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP kol. A. Misiorek poinformował zebranych o zaplanowanym na grudzień 1982 r. koleżeńskim spotkaniu „okrągłego stołu” nt. szyboców i szybownictwa w Polsce. Mówiąc o niepokojących zjawiskach w tych dziedzinach kol. A. Misiorek wyjaśnił, że współpracujące sekcje, mając na celu poprawienie istniejącego stanu, zapraszają na spotkanie zarówno działaczy i fachowców, jak i tych, od których zależą decyzje w omawianych sprawach.

W dalszym ciągu zebrania potwierdzono (sygnalizowaną już poprzednio) nową formę wspólnej konferencji pn. „Aktualne problemy polskiego lotnictwa”, w organizowaniu której wezmą udział środowiska społeczne

istniejące przy przedsiębiorstwach i instytucjach lotniczych. Konferencja, ukierunkowana na integrację społecznej działalności w lotnictwie polskim, odbędzie się jesienią 1983 r.

Kol. M. Żylicz omówił założenia do organizacji lotnictwa cywilnego w warunkach reformy gospodarczej. Poinformował o podjętej w Ministerstwie Komunikacji dyskusji nt. przedsięwzięcia lotniczych: budżetowych (których liczba maleje) i będących na rozrachunku gospodarczym (których liczba wzrasta). Za kontrowersyjny uznano projekt zaszeregowania portów lotniczych do jednostek działających na własnym rozrachunku. Zespół fachowców Ministerstwa przedyskutował i opracował projekt modelu organu centralnego lotnictwa cywilnego w dwóch wariantach: mieszczący się w jednym ministerstwie oraz w kilku jednostkach organizacyjnych. Organ centralny powinien mieć (jako główny element działania) nadzór wynikający z Prawa Lotniczego i zarządzeń oraz podrzędnie członów (funkcje) koordynacyjne, np. szkolenia czy inwestycji centralnych, a więc:

koordynacja i polityka lotnicza muszą być scentralizowane, zaś zarządzanie — zdecentralizowane.

Kol. J. Chojnacki poinformował o zagrażającej lotnictwu akcji likwidacji lotnisk przez aglomeracje miejskie. Szczególnie zagrożone są Łódź i Warszawa. O wytypowany na lotnisko podstawowego szkolenia szybocowego i dla skoków spadochronowych teren w rejonie Marek wystąpiła warszawska spółdzielczość mieszkaniowa. W tej sprawie Aeroklub PRL odwoła się do prezydenta stolicy. Pomyślnie informacje dotyczyły Wrocławia (aeroklubowi przekazano tereny rolnicze), Konina (powstaje lotnisko) i Płocka (ładowisko przekształcono w lotnisko).

Na zakończenie kol. A. Misiorek poinformował zebranych, że na Gocławiu jest organizowany warszawski oddział krakowskiego Muzeum Lotnictwa i Astronautyki oraz zaproponował, aby współpracujące sekcje lotnicze SIMP i SITK objęły tę placówkę, poświęconą historii lotnictwa, wspólnym patronatem. Propozycję przyjęto przez aklamację.

Przyloty polskich samolotów na Węgry we wrześniu 1939 r.

LĄSZŁÓ WINKLER

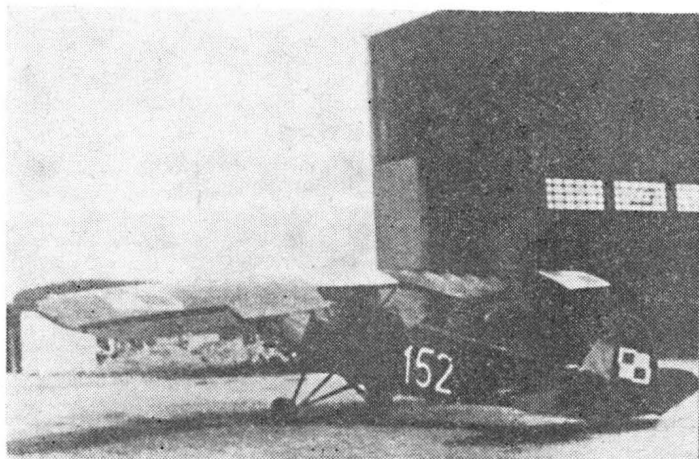
W chwili napaści w 1939 r. Niemiec na Polskę naród węgierski i w pewnym stopniu organa urzędowe przygotowały się do udzielenia pomocy bratniemu narodowi polskiemu, w ramach ówczesnych możliwości. Ukazały się tajne lub poufne rozporządzenia w sprawie przyjęcia i zakwaterowania polskich uchodźców na nadgranicznych terenach Węgier. M.in. wydano zarządzenie regulujące zachowanie się obrony przeciwlotniczej wobec zbliżających się samolotów o polskich znakach rozpoznawczych, które nakazywało składanie meldunków o tych samolotach poza urzędową siecią alarmową. W miarę jak polskie siły powietrzne cofały się przed przeważającymi siłami niemieckimi, wzrastała liczba meldunków o przelatywaniu północnej granicy węgierskiej przez polskie samoloty oraz przez samoloty niemieckie. (Należy wiedzieć, że Polska graniczyła wówczas z Węgrami na odcinku między Słowacją a Rumunią — przyp. red.).

W dniu 8 września 1939 r. służba graniczna zgłosiła do VI dywizjonu, że o godz. 10 osiemnaście samolotów w zwartym szyku przeleciało od strony Szima przez Nagyberezna (Wk. Berezny) i z powrotem do obszaru powietrznego Polski. Wkrótce po godz. 11 ponownie nadleciały od strony Uzsok i lądowały na terenie Słowacji. (Liczba i miejsce lądowania wykazują, że były to samoloty niemieckie lub słowackie — przyp. red.). Meldujący pytali jak należy ustosunkować się do lądujących załóg oraz co robić z przekazywanymi samolotami. W tym samym dniu wpłynęło jeszcze kilka meldunków o podobnej treści. Dowództwo dywizjonu VI z Debreczyna wydało rozkaz 115/VI-1 polecający traktowanie samolotów niemieckich i polskich jak swoje, aż do odwołania.

W dniu 9 września dowództwo dywizjonu VII (w Miskolcu) zameldowało: w godz. 8-10 na północ od Rozsnyótól zaobserwowano przelot w kierunku Rimaszombat-Eperjes samolotów o znakach niemieckich, polskich oraz nie zidentyfikowanych samolotów cywilnych bez znaków rozpoznawczych.

W dniu 18 września dowódca lotniska w Ungvár zameldował, że w Munkács wylądował polski dwumiejscowy górnopłat RWD-8 z dwoma polskimi oficerami pilotami. Skierowano tam drogą powietrzną mechaników lotniczych, którzy uruchomili samolot i wraz z załogą przylecieli obu samolotami do Ungvár. (Biały baldachim płata i nr 152 na kadłubie wskazują, że był to samolot z Dębina — przyp. red.).

Dnia 23 września komendant wojskowy miasta Hajduböszörmény k. Debreczyna złożył następujący meldunek:



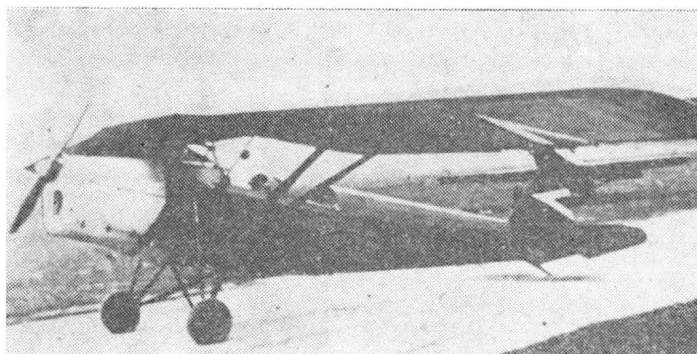
Rys. 1. Dębiniński RWD-8 z polskimi znakami i numerem 152, który wylądował 18 września 1939 r. w Munkács

„Na terenie miasta Hajduböszörmény o godz. 6 rano wylądował bez uszkodzenia jednomiejscowy samolot myśliwski, którym przylecieli jeden ppłk i jeden major lotnik w charakterze pilota”. Komisja węgierskich sił powietrznych ustaliła, że był to samolot PZL P-11a. Lotnicy odlecieli do Debreczyna, a następnie na lotnisko Mátýasföld. (Był to mjr E. Wyrwicki, który w kadłubie samolotu wywiózł z oblężonej Warszawy ppłk. M. Iżyckiego, późniejszego dowódcę lotnictwa polskiego w Wlk. Brytanii — przyp. red.).

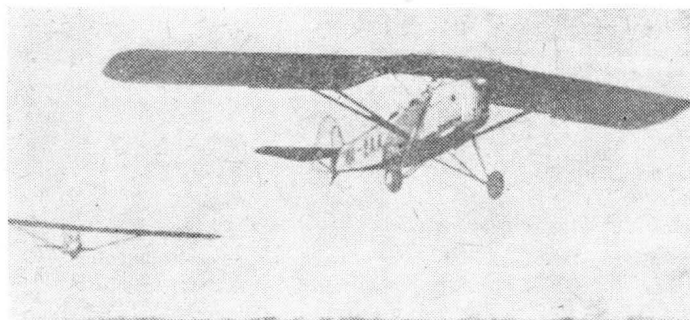
W dniu 25 września wpłynął meldunek od dowództwa żandarmerii w Aknaszlatina: „Na zachód od Aknaszlatina, obok cmentarza gminy Taracköz wylądował polski samolot prowadzony przez pilota w randze kaprała. Samolot został zabezpieczony przez komendanta stacji kolejowej kpt. Pozsgay. Sporządzono meldunek dla Dowództwa Batalionu Strzelców Górskich w Beregszász”. Komisja lotnictwa wojskowego, która przyjechała na miejsce lądowania stwierdziła, że był to dwumiejscowy samolot szkolny RWD-8.

Ponadto przez węgierski obszar powietrzny przeleciało do Rumunii blisko sto polskich samolotów. Były to samoloty wojskowe, sportowe i pasażerskie różnych typów. Zaobserwowano samoloty myśliwskie PZL P-11 (w meldunkach podawane jako P-24), bombowe PZL P-37 Łoś, a wśród pasażerskich Lockheed 14. Samoloty te podczas przelotu korzystały ze szczególnych względów węgierskiej służby przeciwlotniczej, która traktowała je jako „swoje”.

Po zakończeniu walk polsko-niemieckich trzy ww. polskie samoloty, które wylądowały na Węgrzech, zostały przekazane węgierskiemu lotnictwu wojskowemu jako eksponaty szkoleniowo-treningowe w celu rozszerzenia znajomości typów wojskowych samolotów. Dwa samoloty RWD-8 były pokazywane na wszystkich lotniskach, zaś samolot myśliwski PZL P-11a zaprezentowano we wszystkich jednostkach myśliwskich. Samoloty pozostawiono w kamuflażu.



Rys. 2. RWD-8 po otrzymaniu węgierskich znaków rozpoznawczych w 1940 r.



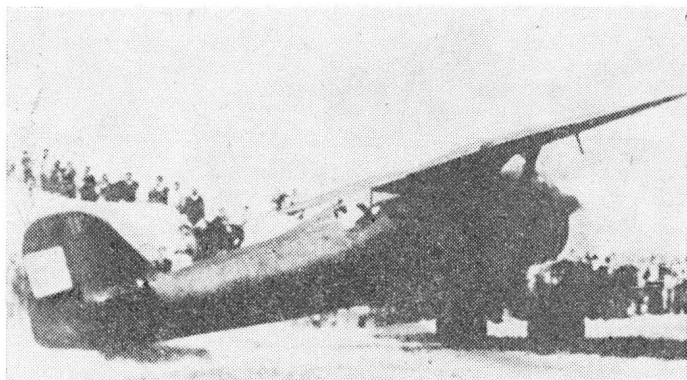
Rys. 3. Srebrny RWD-8 HA-RAA w Centralnym Ośrodku Szkoleniowym Narodowego Funduszu Lotniczego holuje szybowiec dwumiejscowy R-11 Cimborá

żu stosowanym w lotnictwie polskim, tj. malowane na kolor zielonooliwkowy (khaki), lecz umieszczono na skrzydłach i usterzeniu pionowym węgierskie znaki rozpoznawcze w kształcie klinów w kolorach narodowych: czerwony-biały-zielony. Samoloty szkolne RWD-8 otrzymały wojskowe znaki ewidencyjne I-281 oraz I-282, które namalowano na bokach kadłuba, zaś samolot myśliwski PZL P-11a został zaliczony do klasy treningowej i otrzymał numer ewidencyjny G.191.



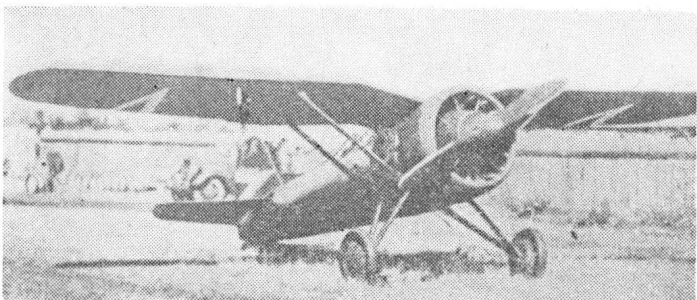
Rys. 4. Zielonooliwkowy RWD-8 HA-RAB w 1941 r. z czarnymi znakami rejestracyjnymi, które później przemalowano na białe

Latem 1940 r. polskie samoloty zostały spisane ze stanu lotnictwa wojskowego i przekazane organizacji lotnictwa sportowego Lotniczy Fundusz Narodowy im. Mikłosa Horváthy'ego. Samoloty RWD-8 wraz z węgierskimi samolotami



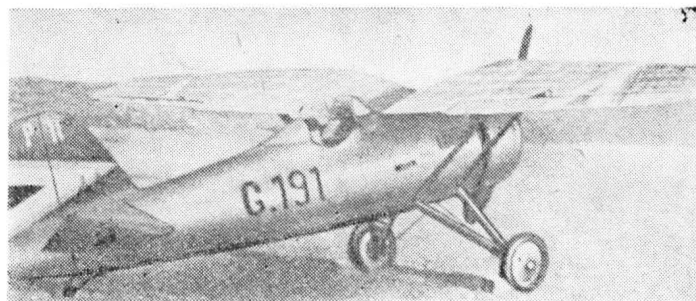
Rys. 5. PZL P-11a, który lądował w Hajduböszörmény, podczas przygotowania do odlotu. Polskie szachownice zamalowane na biało

Gerle od 1941 r. były używane do holowania szybowców w centralnym ośrodku szybowcowym. Samoloty miały duże wznoszenie, a ich doskonałe silniki nie nastroczały szczególnych kłopotów. Jeden RWD-8 przemalowany na kolor srebrny otrzymał znaki rejestracyjne HA-RAA, drugi zaś został odnowiony w barwach oryginalnych i otrzymał znaki rejestracyjne HA-RAB. Dzięki innemu malowaniu łatwo



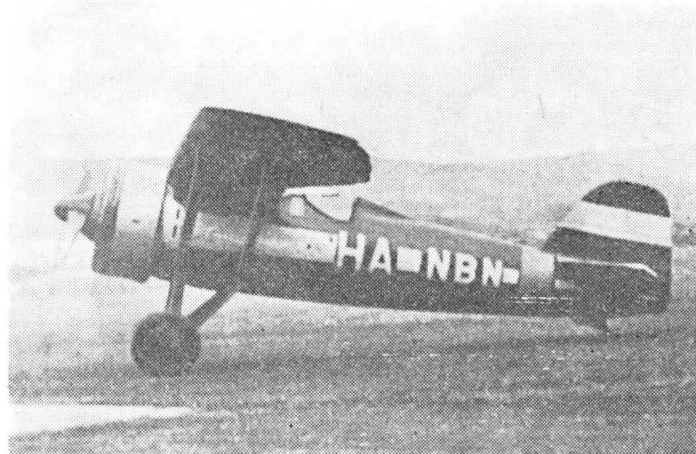
Rys. 6. Przekazany lotnictwu wojskowemu jako treningowy PZL P-11a latał z węgierskimi znakami

było rozróżnić w powietrzu każdy z egzemplarzy. Samoloty RWD-8 były wykorzystywane na wszelkich lotniczych imprezach sportowych, m.in. podczas zawodów modeli la-



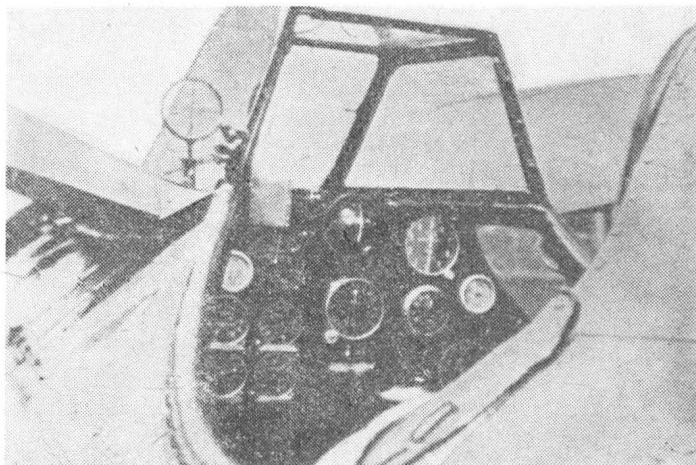
Rys. 7. PZL P-11a z węgierskimi znakami i numerem G.191

tających na historycznym już lotnisku Rákosmőzo, gdzie służyły komisji sędziowskiej. Z dniem 1 lipca 1942 r. wszystkie ośrodki lotniczego przysposobienia wojskowego przejęła centralna organizacja MAVERO, w której te dwa RWD-8 służyły do końca wojny.



Rys. 8. P-11c w 1943 r. w służbie Aeroklubu Politechniki Budapeszteńskiej malowany na kremowo-czerwono, z cywilnymi znakami HA-NBN

Samolot PZL P-11a został przez Fundusz przekazany Aeroklubowi Politechniki Budapeszteńskiej do szkolenia w wyższym pilotażu oraz do holu szybowców wyczynowych.



Rys. 9. Bogato wyposażona tablica przyrządów PZL P-11a wywoływała szczyry zachwyt u pilotów sportowych

Samolot przeszedł remont generalny, podczas którego otrzymał zaczep holowniczy. Otrzymał wówczas malowanie kremowo-czerwone i znaki rejestracyjne HA-NBN. Spisywał się doskonale jako „Cywil PZL”. Jego bardzo dobry silnik Bristol nie sprawiał kłopotów. Samolot holował szybowiec wyczynowy M-22 ze wznoszeniem 5÷6 m/s.

Polskie samoloty służyły w węgierskim lotnictwie sportowym, gdzie spisywały się doskonale, do 1944 r., gdy pożoga wojenna ogarnęła Węgry i wówczas uległy zniszczeniu.

opracował A. Glass

CONTENTS

GLASS A.: Is there any future before the single-seat basic training glider? TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 1, p. 1.

The process of development of the single-seat basic training glider has been presented and change in the estimation of its usability resulting from increase in performance of performance sailplanes has been described.

DĄBROWSKI K.: Light seaplanes and amphibians (I). TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 1, p. 7.

The present demand for light seaplanes and amphibians, technical problems connected with rebuilding of a landplane into a float seaplane, as well as formal and organizational problems of operation of seaplanes, have been discussed. The purposefulness and possibilities of operation of light seaplanes in Poland have been considered.

MORAWSKI J.: Selected problems of flight simulation for training purposes (I). TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 1, p. 12.

The paper discusses the main topics of flight simulation for training purposes. Anthropomorphic approach to the flight simulation presents raw of special requirements concerning mode of formulation of primary equations of motion as well as method of their solution in real time.

CIEŚLA J., PAPIOREK A.: New method of preparation of polymer composite surface to be glued. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 1, p. 25.

The principle of application of delamination cloth as a new method of preparation of composite surface to be glued, methods of delamination cloth testing, selection and application, have been described in this article.

LEWANDOWSKI R.: Possibilities of propulsion by the use of ducted fan. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 1, p. 31.

The results of works carried out up to now at application of ducted fan to airplanes, problems connected with their design and application, their characteristic features and application possibilities, have been described.

LESIECKI B.: The problem of sample size for evaluation of droplets spectrum concerning air agricultural equipment. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 1, p. 35.

The problems of evaluation of air agricultural equipment based on measurement of droplets distribution spectrum determined during test flights with spraying, have been presented. The methods leading to obtaining reliable results have been described.

WINKLER L.: Arrivals of Polish airplanes in Hungary in September 1939. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 1, p. 37.

The arrivals of Polish airplanes RWD-8 and the airplane PZL P-11a in Hungary in September 1939 as well as the history of utilization of those airplanes in Hungarian military and sport aviation in the years 1940-1944, have been described in this article.

ZUSAMMENFASSUNGEN

GLASS A.: Ob das einsitzige Schul-Segelflugzeug eine Zukunft hat? TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 1, S. 1.

Es wird die Entwicklung des einsitzigen Schul-Segelflugzeuges und die Beurteilungssänderung seiner Anwendung angesichts der Leistungssteigerung der Hochleistungs-Segelflugzeuge dargestellt.

DĄBROWSKI K.: Leichte Wasserflugzeuge und Amphibienfahrzeuge (I). TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 1, S. 7.

Der heutige Bedarf an leichten Wasserflugzeugen und Amphibienfahrzeugen, die technischen Probleme des Umbaus eines Landflugzeuges in ein Schwimmer-Wasserflugzeug sowie formelle und organisatorische Betriebsprobleme von Wasserflugzeugen werden in dem Beitrag berücksichtigt. Ausserdem wird die Zweckmässigkeit und die Anwendungsmöglichkeiten von leichten Wasserflugzeugen in Polen erwogen.

MORAWSKI J.: Einige Probleme der Flugsimulation zum der avionischen Übung. Teil I. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 1, S. 12.

Es werden die wichtigsten Merkmale der Flugsimulation zum der avionischen Übung behandelt. Die antropomorphische Einstellung der Simulation stellt viele Forderungen hinsichtlich der Formulierungsart von Bewegungs-Ausgangsgleichungen und ihrer Lösungsmethoden während der realen Zeit.

CIEŚLA J., PAPIOREK A.: Neues Vorbereitungsverfahren der Oberfläche beim Kleben von Polymer-Verbundstoffen. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 1, S. 25.

In dem Beitrag werden das Anwendungsprinzip von Delamin-Stoffen als neues Oberflächen-Vorbereitungsverfahren für das Kleben von Verbundstoffen, Untersuchungsmethoden an Delamin-Stoffen, ihre Wahl und Anwendungsmethoden dargestellt.

LEWANDOWSKI R.: Antriebsmöglichkeiten mit Luftschrauben im Gehäuse. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 1, S. 31.

In dem Aufsatz werden die bisherigen Ergebnisse über die Anwendung der Luftschrauben im Gehäuse auf Flugzeugen, die Konstruktions- und Anwendungsprobleme sowie ihre charakteristischen Eigenschaften und Anwendungsmöglichkeiten erörtert.

LESIECKI B.: Das Problem der Probengrösse zur Beurteilung des Tropfenspektrums für die agrar-avionische Apparatur. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 1, S. 35.

Es werden Beurteilungsprobleme der agrar-avionischen Apparatur auf Grund der Messungen des Tropfen - Verteilungsspektrums behandelt, das bei Besprühungs-Versuchsflügen analysiert wird. Das dargestellte Verfahren führt zu massgebenden Ergebnissen.

WINKLER L.: Die Ankunft in Ungarn polnischer Flugzeuge im September 1939. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 1, S. 37.

In dem Beitrag wird die Ankunft polnischer Flugzeuge RWD-8 und eines von Typ PZL P-11 in Ungarn im September 1939 sowie die Geschichte ihres Einsatzes in den ungarischen Luftstreitkräften und in der Sportluftfahrt in den Jahren 1940-1944 beschrieben.

СОДЕРЖАНИЯ

ГЛЯСС А.: Имеет ли будущее одноместный планер? TLiA, т. 38, 1983 г., № 1, стр. 1.

Описывается развитие одноместного учебного планера как типа, и изменение оценки его пригодности из-за повышения летных характеристик рекордных планеров.

ДОМБРОВСКИ К.: Легкие гидросамолеты и амфибии (I). TLiA, т. 38, 1983 г., № 1, стр. 7.

В статье представлен спрос на легкие гидросамолеты и амфибии, технические проблемы связанные с переоборудованием сухопутного самолета на гидросамолет, а также формальные и организационные проблемы эксплуатации гидросамолетов. Рассматривается целесообразность и возможности использования таких самолетов в Польше.

МОРАВСКИ Я.: Некоторые проблемы моделирования полета для тренировки экипажей. Часть I. TLiA, т. 38, 1983 г., № 1, стр. 12.

Описаны наиболее существенные задачи связанные с моделированием полета при тренировке экипажей. Антропоморфическая ориентировка моделирования ставит много требований в области формулирования исходных уравнений движения, и методов их решения в реальном времени.

ЦИЕСЬЛЯ Е., ПАПЬОРЕК А.: Новый метод подготовки поверхности полимерного композиционного материала к склеиванию. TLiA, т. 38, 1983 г., № 1, стр. 25.

Автор указывает принцип применения разделяющих тканей как новый метод подготовки поверхности, композиционного материала к склеиванию, методы испытания таких тканей, подбор тканей и методы их применения.

ЛЕВАНДОВСКИ Р.: Возможности привода с помощью винтов с кольцами. TLiA, т. 38, 1983 г., № 1, стр. 31.

Указываются результаты работ в области применения винтов с кольцами. Проблемы связанные с их разработкой и использованием характеристик и возможности применения.

ЛЕСЕЦКИ Б.: Проблема величины образца для оценки спектра капель сельскохозяйственной аппаратуры. TLiA, т. 38, 1983 г., № 1, стр. 35.

Проблемы связанные с оценкой характеристики сельскохозяйственной аппаратуры на основе измерений спектра капель, полученного в результате летных испытаний. Методика, которая проводит к авторитетным результатам.

ВИКЛЕР Л.: Перелеты польских самолетов в Венгрию в сентябре 1939 г. TLiA, т. 38, 1983 г., № 1, стр. 37.

Описан прилет польских самолетов РВД-8 и самолета ПЗЛ П-11а в Венгрию в сентябре 1939 г., а также история использования этих самолетов в венгерской военной и спортивной авиации в 1940-1944 г.

lotnicza

I ASTRONAUTYCZNA

Adres dla korespondencji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5, skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:

ul. Spiska 4 m. 16

Tei. 22-15-24

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

Spis treści

	Str.
A. Glass: Czy jednomiejscowy szybowiec szkolny ma przyszłość?	1
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	3
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	4
STATYSTYKA LOTNICZA: Sprzedaż samolotów służbowych w 1981 r.; Zamówienia na duże samoloty pasażerskie (stan na 1.1.1982 r.); Sprze- daż samolotów lokalnej komunikacji; Eksport samolotów lekkich z USA w latach 1977-1982	6
K. Dąbrowski: Lekkie wodnosamoloty i amfibie (I)	7
J. Morawski: Niektóre problemy symulacji lotu do treningu lotniczego (I)	12
PROTOTYPY: Mudry CAP-X — Francja	15
BRO-23KR Garnis — ZSRR	15
PROJEKTY: Schapel 1080 Thunderbolt — USA	16
KARTOTEKA TLiA: Ryson ST-100 Cloudster — USA	17
Rutan Aircraft Factory Quickie — USA	19
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Układ sterowania (II)	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Sprawność techniczna konstrukcji ultra- lekkich	22
J. Cieśla, A. Papiorek: Nowy sposób przygotowania powierzchni kom- pozytu polimerowego do klejenia (MAGAZYN TECHNOLOGA PLiS)	25
NOWOŚCI TECHNICZNE: Nowy system zobrazowania parametrów silnika	28
Nowe rozwiązania odsysania warstwy przyściennej	28
Wentylator szerokopłatowy	29
Regeneracja ciepła w lotniczych silnikach turbinowych	29
Cyfrowy układ sterowania silnikiem FADEC	30
R. Lewandowski: Możliwości napędu śmigłami obudowanymi	31
B. Lesiecki: Problem wielkości próby do oceny spektrum kropel dla aparatury agrolotniczej	35
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	36
L. Winkler: Przyloty polskich samolotów na Węgry we wrześniu 1939 r. (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	37
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	III okł.

Na okładce: Samoloty RWD-4 rys. K. Cieślak

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

mgr inż. K. Dąbrowski, dr inż. A. Gołdzi-
nowski, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż.
W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K.
Szumielewicz

Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Góruński, mgr inż.
A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzego-
rzewski (zca przew.), mgr inż. F. Gutdz, dr inż.
B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kotodziński, doc. dr inż.
T. Kostła, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowal-
ski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr
inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr
inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Młostek, mgr inż.
Z. Olszański, mgr inż. E. Pujso, mgr inż. Z. Stan-
kiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Woliński, mgr
inż. M. Zawadzki



NACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA

WYDAWNICTWO

CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH

SIGMA

ul. Świętokrzyska 14a
00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1. W-wa. Zam. 1212-1300-82. Nakład 5400 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. M-76. Cena pojedynczego egz. —

Prenumerata roczna zł 720,—

INDEKS 37909

GLASS A.: Czy jednomiejscowy szybowiec szkolny ma przyszłość? TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 1, s. 1.

Przedstawiono proces rozwoju jedno-
miejscowego szybowca szkolnego i zmianę
oceny jego przydatności w wyniku wzro-
stu osiągnięć szybowców wyczynowych.

DĄBROWSKI K.: Lekkie wodnosamoloty i
amfibie (I). TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 1,
s. 7.

W artykule omówiono obecne zapotrze-
bowanie na lekkie wodnosamoloty i amfi-
bie, zagadnienia techniczne przebudowy sa-
molotu lądowego na wodnosamolot pływa-
kowy, a także problemy formalne i orga-
nizacyjne eksploatacji wodnosamolotów.
Rozpatrzono też celowość i możliwości u-
żytkowania lekkich wodnosamolotów w
Polsce.

MORAWSKI J.: Niektóre problemy symu-
lacji lotu do treningu lotniczego (I). TLiA,
t. XXXVIII, 1983, nr 1, s. 12.

Poruszono najistotniejsze aspekty symu-
lacji lotu do treningu lotniczego. Antro-
pomorficzne zorientowanie symulacji na-
rzuca wiele wymogów co do sposobu sformu-
lowania wyjściowych równań ruchu i
metod ich rozwiązywania w czasie rzeczy-
wistym.

CIEŚLA J., PAPIOREK A.: Nowy sposób
przygotowania powierzchni kompozytu poli-
merowego do klejenia. TLiA, t. XXXVIII,
1983, nr 1, s. 25.

Artykuł omawia zasadę zastosowania tkanin
delaminazowych jako nowego sposobu
przygotowania powierzchni kompozytu do
klejenia, metody badań tkanin delaminazo-
wych, dobór oraz sposoby ich zastosowa-
nia.

LEWANDOWSKI R.: Możliwości napędu
śmigłami obudowanymi. TLiA, t. XXXVIII,
1983, nr 1, s. 31.

Przedstawiono dotychczasowe wyniki
prac nad zastosowaniem śmigieł obudowa-
nych na samolotach, problemy związane z
ich konstrukcją i zastosowaniem, ich cechy
charakterystyczne oraz możliwości stosowa-
nia.

LESIECKI B.: Problem wielkości próby do
oceny spektrum kropel dla aparatury agrolot-
niczej. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 1, s.
35.

Przedstawiono problemy oceny aparatury
agrolotniczej na podstawie pomiaru widma
rozkładu kropel ocenianego w wyniku do-
świadczeń lotów z opryskiwaniem.
Przedstawiono metodykę prowadzącą do u-
zyskania miarodajnych wyników.

WINKLER L.: Przyloty polskich samolotów
na Węgry we wrześniu 1939 r. TLiA, t.
XXXVIII, 1983, nr 1, s. 37.

W artykule opisano przyloty polskich sa-
molotów RWD-8 i samolotu PZL P-11a na
Węgry we wrześniu 1939 r. oraz dzieje u-
życia tych samolotów w węgierskim lot-
nictwie wojskowym i sportowym w latach
1940-1944.

— informacja o działalności Prezydium Zarządu między plenarnymi zebraniem, — zagadnienia VIII Kongresu Techników Polskich, — formy i metody pracy Sekcji, — sprawy różne. Zebranie prowadził przewodniczący Sekcji kol. A. Misiorek.

W okresie między siódmym i ósmym plenarnym zebraniem, Prezydium Zarządu Sekcji odbyło osiem posiedzeń, na których m.in. omówiono:

- udział Sekcji Lotniczej SIMP w VIII KTP,
- trudności czasopisma TLiA,
- wstępne założenia do organizacji imprezy „Aktualne problemy lotnictwa polskiego”,
- regulamin lotniczego konkursu pod hasłem „Wykorzystanie krajowych materiałów i wyrobów w produkcji i eksploatacji lotniczej”,
- tematykę następnych koleżeńskich spotkań „okrągłego stołu”,
- organizację Oddziału Muzeum Lotnictwa w Warszawie.

Jedno z zebrań przydzielonych odbyło się z udziałem przedstawicieli Sekcji Głównej Lotniczej SITK i poświęcone było głównie współpracy między obu sekcjami.

Organizacja VIII KTP

Był to XX Kongres Techników Polskich w Polsce niepodległej. Odbył się w okresie 8-10 października 1982 r., zorganizowany staraniem stowarzyszeń naukowo-technicznych Oddziału Wojewódzkiego SIMP w Łodzi. Przewidziano przyjazd 1200 inżynierów

zrządu SL SIMP ustalono, że ww. koledzy zostali przez Zarząd zobligowani do zabrania głosu w dyskusji kongresowej w sprawie pilnych i ważnych zagadnień lotniczych. Skoordinowania tej akcji podjął się przew. Sekcji kol. A. Misiorek, współpracujący z IV Zespołem Problemowym VIII KTP.

Odczyt o śmigłowcach

W Domu Technika w Warszawie odbył się kolejny odczyt lotniczy pt. „Śmigłowce lat osiemdziesiątych i dziewięćdziesiątych” zorganizowany przez Koło Terenowe i Sekcję Lotniczą OW SIMP w dniu 16 listopada ub.r. Odczyt wygłosił mgr inż. Ryszard Witkowski — pracownik naukowy i pilot doświadczalny Instytutu Lotnictwa.

We wstępie historycznym, sięgającym chińskich zabawek i projektów Leonarda da Vinci, referent zaprezentował konstrukcję Tańskiego i autożyro de la Ciervy z lat 1919-1939. Śmigłowce wprowadzono już w czasie II wojny światowej, lecz budowę śmigłowców użytkowych umożliwiło dopiero zastosowanie przegubu w konstrukcji wirnika. Można wymienić trzy najciekawsze układy śmigłowców: Sikorskiego, Fockego i Flettnera. W Polsce, w latach pięćdziesiątych zbudowano doświadczalne śmigłowce Żurakowskiego, lecz nie dopuszczono do realizacji programu badań i rozwoju tych konstrukcji. Wojna koreańska miała wpływ na duży postęp w budowie śmigłowców z silnikami tłokowymi, lecz ich trwałość eksploatacyjna była niewielka. Śmigłowcom lat osiemdziesiątych

km/h).

Obecnie w konstrukcji śmigłowców produkuje Francja, a za nią plasują się Stany Zjednoczone.

Statystyka wykazuje, że w 1975 r. na 30 tys. użytkowanych śmigłowców, 75% było wojskowych. Przewiduje się, że w 1990 r. na 47 tys. śmigłowców — cywilnych będzie połowa.

Odczyty

Sekcja Lotnicza i Koło Terenowe OW SIMP zapraszają na odczyty, które odbędą się w Domu Technika w Warszawie, ul. Czackiego 3/5:

— Rozwój techniki lotniczej — doc. dr inż. J. Wolf, 24.3.1983 r. (czwartek), godz. 17, sala E,

— Przyszłość szybowców szkolnych — mgr inż. A. Glass, 8.4.1983 r. (piątek), godz. 17, sala C,

— Latanie doświadczalne — kaskaderstwo czy po prostu latanie — inż. pil. S. Wielgus, 5.5.1983 r. (czwartek), godz. 17, sala C.

¹⁾ Resurs silników od lat sześćdziesiątych wzrósł z 2000 do 6000 h. Łopaty pierwszego amerykańskiego użytkowego śmigłowca w 1943 r. miały 140 h resursu, dziś wymaga się 5000 h, jutro — będą resursowane łopaty z tworzywa.

²⁾ W 1956 r. śmigłowiec wymagał 200 czynności obsługi, co 25,50 h lotu, obecnie: na 1 h lotu — 1 h obsługi.

³⁾ W latach osiemdziesiątych możliwość lotów na przyrządy to warunek niezbędny dla śmigłowców regularnie obsługujących platformy wiertnicze.

⁴⁾ Toczy się walka o wyciszenie, konieczne dziś do otrzymania certyfikatu zdolności — wg norm ICAO. Sposoby: formowanie skośnych końcówek łopat, konstrukcja wylotu gazów i in.

OVER 600 JANTARS FLYING ALL OVER THE WORLD

● SZD-48 Jantar Std 2
Standard class sailplane
Best glide ratio 1:40

● SZD-42-2 Jantar 2B
open class sailplane
Best glide ratio 1:50

PZL-BIELSKO

**37 YEARS OF EXPERIENCE
4500 SZD GLIDERS BUILT**

MANUFACTURER

Przedsiębiorstwo Doświadczalno-Produkcyjne Szybownictwa
PZL-Bielsko, ul. Cieszyńska 325, 43-300 Bielsko-Biała
Poland, Phone 250 21; Cable: Sezed; Telex: 035259 SZD PL

EXPORTER

Foreign Trade Enterprise of Aviation Industry PZL
Aleja Stanów Zjednoczonych 61, 03-965 Warszawa, Poland, P.O.Box 61
Phone: 10-80-01; Telex: 81 33 14 pzl pl



PEZETEL
POLAND