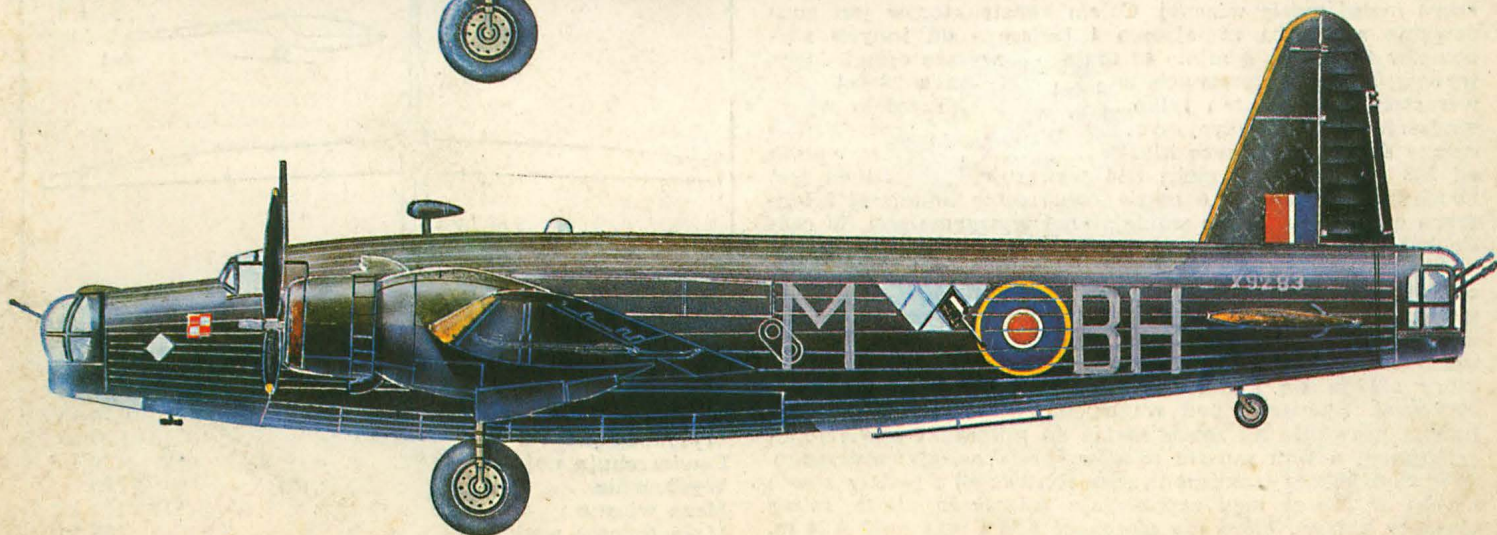
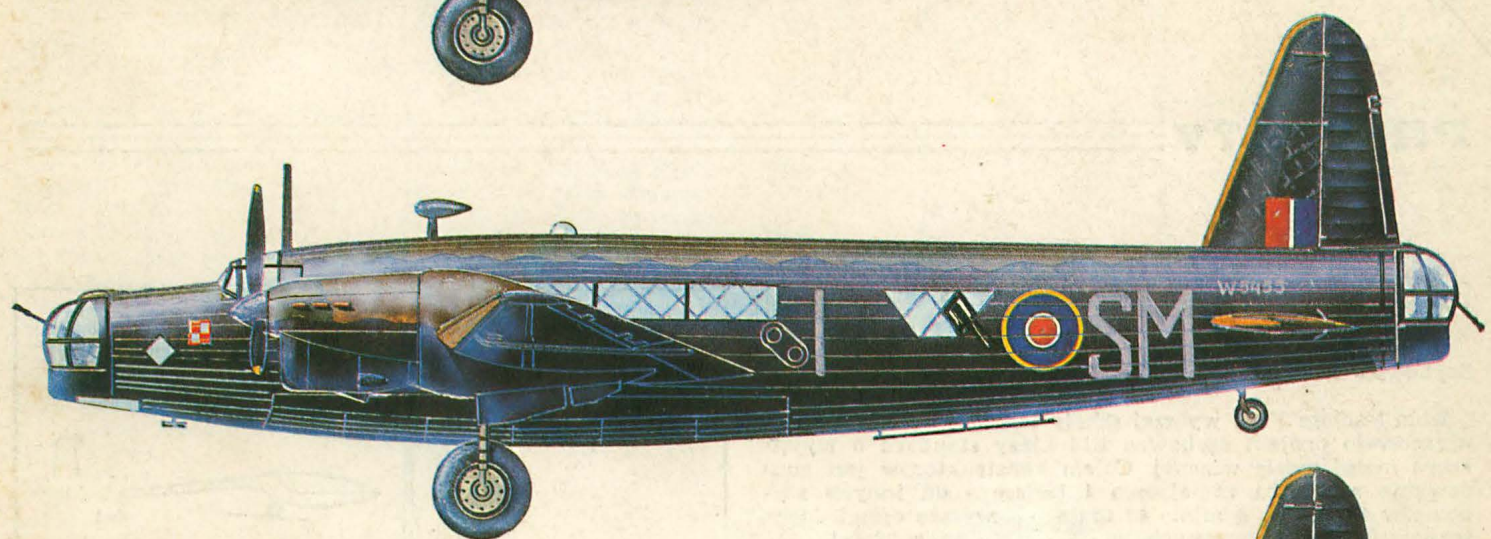
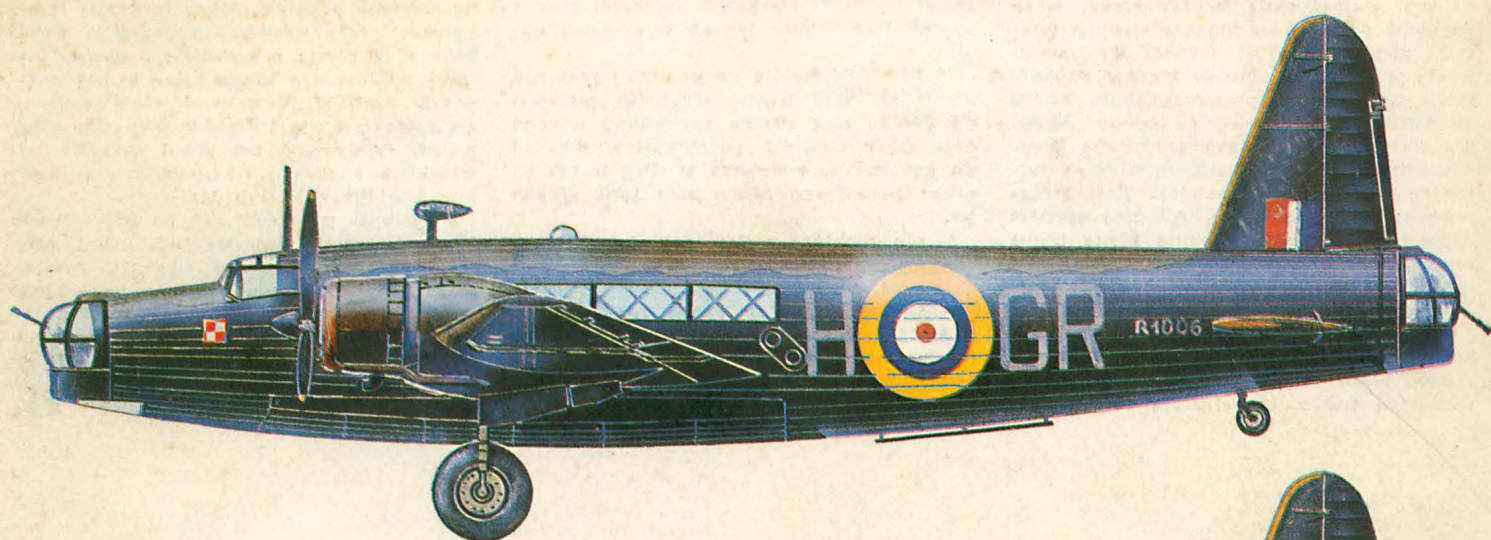


TECHNIKA

9'87

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



JANKIEWICZ Z.: **Wodnosamoloty.** Wyd. MON, 1986 r., str. 388. Cena 460,—

Ukazanie się książki Z. Jankiewicza pod tak ogólnym tytułem pozwalało mieć nadzieję, że ktoś wreszcie ujął całość tego tematu, ciągle interesującego wielu czytelników i godnego popularyzacji. Książka spełnia rolę popularyzatorską, choć do tego przydałyby się może liczniejsze i lepsze ilustracje (może trochę barwnych?). Trudno natomiast traktować ją jako rzetelne źródło informacji. Do bogatego materiału informacyjnego (ponad 500 typów wodnosamolotów) trzeba podchodzić krytycznie. Z pewnością nie wszystkimi zarzutami należy obciążać Autora; nie wiadomo, co jest winą czy niemożnością Wydawnictwa, a co pochodzi od autorów wykorzystanych (czasami zbyt dosłownie) źródeł. Wylimitowanie z tekstu drobnych błędów drukarskich wymagałoby prawdopodobnie kilkustronicowej erraty. Sama choćby pisownia nazwisk, nazw firm (zwłaszcza francuskich), nazw geograficznych czy jednostek (wszędzie km zamiast KM, Felix-towe zamiast Felixstowe, Albatros zamiast Albatross) robi złe wrażenie i nie budzi zaufania do rzetelności innych informacji — zapewne prawdziwych.

Jak na tę objętość książki, ilustracji jest zdecydowanie za mało (pokazano tylko jedną czwartą opisanych typów). Niska jakość wielu ilustracji pogorszyła jeszcze swobodna twórczość retuszerów i kreślarzy.

Trudno mi ocenić całość materiału historycznego. Można jedynie ogólnie stwierdzić, że rozbiście tekstu na samoloty wojskowe i cywilne (zapewne uzasadnione) musiało pociągnąć za sobą powtórzenia informacji i zakłócenia chronologii opisów. Nie będę też wliczał wszystkich dostrzeżonych błędów. Są one zresztą różnej klasy.

Kilka uwag na tematy ogólnotechniczne:
— str. 20: Silniki umieszcza się wysoko nad wodą nie ze względu na korozję (rozpylonej wilgoci i tak nie można uniknąć), lecz dla ochrony śmigieł przed bryzgami wody powodującymi erozję;

— str. 24: Redan znajduje się z reguły za, a nie przed środkiem ciężkości (widać to na rys. 1, który jednak wymagałby objaśnienia);

— str. 26: Normalnie na początku rozbiegu ster wysokości trzeba wychylić całkowicie (maks. ciąg silnika przyłożony wysoko daje silny moment pochylający); dopiero po wynurzeniu i wejściu w ślizg trzeba unikać ponownego zamoczenia tyłu pływaka.

A oto niektóre zastrzeżenia historyczne:
— str. 19: Łodzie latające dwurełanowe to raczej sprawa przeszłości;

— str. 41 (i dalsze): Rekordowe i wyścigowe jednopłaty Macchi-Castoldi i Supermarine nie były wolnonośne, lecz usztywnione cięgnami (co widać na zdjęciach);

— str. 137: Berijew nie żyje od 1970 r.,

zakończył działalność konstruktorską w 1968 r., zaś ostatni wodnosamolot w jego biurze powstał w 1964 r.;

— str. 386: Samolot Short S-22 Scion Senior to nie była łódź latająca, lecz wodnosamolot pływakowy (prawdopodobnie był on „modelem” łodzi klasy Empire jedynie pod względem aerodynamiki);

— str. 358: Grumman G-711 nie tylko nie wszedł do produkcji w 1980 r., ale w ogóle nie był zbudowany. Jest to oznaczenie zarzuconego projektu;

— str. 378: FN-333 Riviera nie jest już dawno produkowana (zbudowano 30 szt. do 1966 r.).

Można mieć pewne zastrzeżenia do słownictwa. W całym tekście stosuje się termin „płetwy ustateczniające” zamiast prawidłowego „pływaki przykadłubowe”. Można by to ostatecznie zostawić (choć pletwy to raczej powierzchnie aerodynamiczne), ale na pewno nie w postaci: „łódź latająca z płetwą ustateczniającą” tak, jakby chodziło o jedną płetwę (z której strony samolotu?). Pomieszano podwozia dwukołowe (z płozą) z podwoziem dwupodporowym (płozą czy kółko tylne to też podpora). Amfibie pływakowe mają podwozia cztero-, a nie trójpodporowe, jak chce Autor. Pomieszano też profil skrzydła z widokiem z przodu (skrzydła załamane w kształcie litery W lub M).

Chciałbym podkreślić, że po poprawkach i uzupełnieniach książka jest, moim zdaniem, warta ponownego wydania. Zamierzam z niej korzystać. Jednak na własny użytek opracowuję do niej indeks, graficzne zestawienia danych (tablice z liczbami nie dają szybkiej orientacji), a także dołączam wybrane ilustracje.

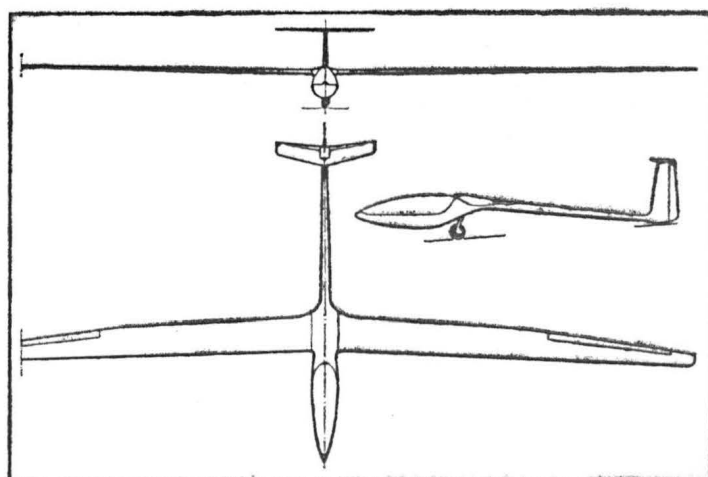
K.D.

PROJEKTY

FAG Esslingen E 14 • RFN •

Szybowiec klasy standard

Koło lotnicze FAG wyższej szkoły technicznej w Esslingen opracowało projekt szybowca E14 klasy standard o wyjątkowo małej masie własnej. Celem konstruktorów jest zbudowanie szybowca mniejszego i lżejszego od innych szybowców tej klasy, a mimo to mającego wyższe osiągi. Masa szybowców projektowanych w czasie ostatnich 20 lat stale wzrastała i proces ten tylko na krótko wstrzymało wprowadzenie tworzyw zbrojonych włóknem węglowym. Współczesne seryjne szybowce klasy standard mają masę własną od 228 do 274 kg. Projekt E14 wykazuje, że możliwe jest zbudowanie szybowca o masie dwukrotnie mniejszej i lepszych osiągach przy nie zmniejszonej wytrzymałości. W czasie konstruowania szybowca przeanalizowano każdy element pod względem możliwości zmniejszenia jego masy. Płat, o dużym wydłużeniu i z balastem wodnym, dzięki zastosowaniu tworzyw zbrojonych włóknem węglowym jest lżejszy i wytrzymalszy od płata starszych szybowców, od których został zapożyczony. Najwięcej zaoszczędzono na kadłubie, który składa się z bardzo małej gondoli i cienkiej belki ogonowej. Starannie pod względem ergonomii opracowana kabina pozwoliła na zmniejszenie do minimum powierzchni jej osłony, a tym samym oporów tarcia aerodynamicznego. Boczna dźwignia (zamiast drążka sterowego) i pedały z osią obrotu w kostce nogi zapobiegają zmęczeniu pilota, mimo ciasnoty kabiny, która ma szerokość 0,55 i wysokość 0,65 m. Chowane podwozie ma łącznie z uchwytem do holowania masę 8,2 kg. Obciążenie powierzchni nośnej wynosi od 24,5 do 43 kg/m².



Dane techniczne

Rozpiętość	15,00 m
Długość	6,75 m
Wysokość	1,33 m
Powierzchnia nośna	8,10 m ²
Wydłużenie	27,80
Masa własna	130 kg
Masa balastu wodnego	120 kg
Masa maksymalna w locie	350 kg
Prędkość maksymalna	270 km/h

W.K.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XLII WRZESIEŃ 1987

TECHNIKA

9'87

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Jubileusz „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

W gruncie rzeczy czasopismo nasze obchodzi nie tylko jeden jubileusz, ale trzy, a może nawet cztery. Otóż w 1933 r. inż. Jan Tuszyński, widząc zainteresowanie pracowników przemysłu lotniczego tłumaczeniami fachowych lotniczych publikacji zagranicznych, zaczął wydawać powielone zeszyty z tłumaczeniami jako miesięcznik „Techniczne Nowości Lotnicze”. Za kilka miesięcy minie 55 lat od tego wydarzenia. Jednak nie tę datę uznano za powstanie czasopisma polskich inżynierów lotniczych. Inny fakt jest ważniejszy.

Na początku 1936 r. „Techniczne Nowości Lotnicze” zamieniły się w normalnie drukowane czasopismo, zawierające artykuły krajowych autorów. Równocześnie stały się one organem Związku Polskich Inżynierów Lotniczych. Był to początek wydawania naszego czasopisma naukowo-technicznego. Minęło już 50 lat od tego momentu.

Po dwóch latach, na początku 1938 r., czasopismo to (nie zmieniając redaktora naczelnego, którym nadal był inż. Jan Tuszyński, treści, ani szaty graficznej) zmieniło tytuł na „Technika Lotnicza”. Dlatego rok bieżący jest pięćdziesiątym rokiem ukazywania się „Techniki Lotniczej”. Czasopismo ukazywało się do wybuchu wojny. W tym czasie objętość jego wynosiła 46 kolumn.

Po przerwie wojennej ZPiL, jako Sekcja Lotnicza SIMP, wznowił wydawanie „Techniki Lotniczej” w cyklu kwartalnym o objętości 36 kolumn i cenie 65 zł. Było to latem 1948 r. A zatem w 1983 r. minie 40-lecie wydawania naszego czasopisma w PRL. Aby wszelkie rachunki bardziej skomplikować, to na bieżącym roczniku widnieje liczba 42, gdyż przerwa w wydawaniu czasopisma (wojna i po wojnie) trwała 8 lat.

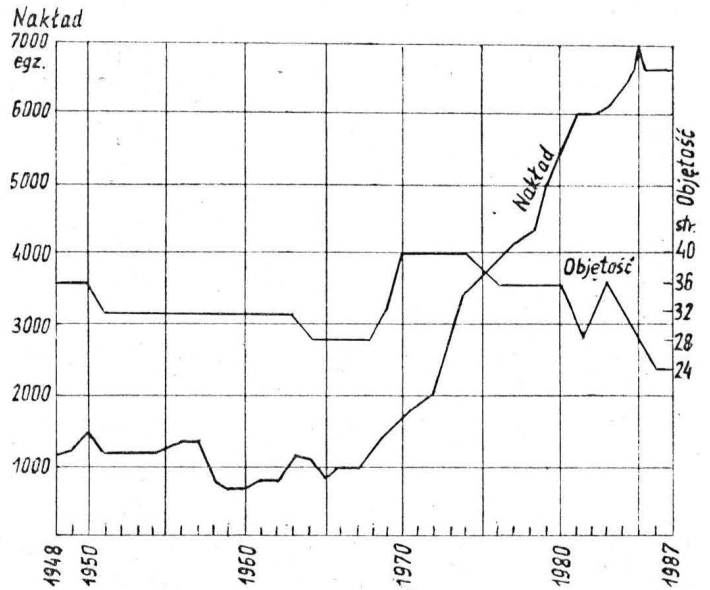
W 1948 r. przewodniczącym komitetu redakcyjnego został prof. dr inż. Władysław Fiszdón. Od 1950 r. redaktorem naczelnym był mgr inż. Jan Paczowski, od lipca 1959 r. mgr inż. Stefan Sulikowski, a od października 1972 r. obecny jej redaktor.

W 1952 r. cykl wydawania „Techniki Lotniczej” uległ zmianie z kwartalnika na dwumiesięcznik, miał objętość 32 kolumny i kosztował 9 zł. W 1957 r. cenę podniesiono na 12 zł i na tym poziomie utrzymywała się ona do 1977 r. W 1961 r. czasopismo było wydawane już jako miesięcznik, a od 1966 r. rozszerzono tytuł na „Technika Lotnicza i Astronautyczna”.

Aby podnieść atrakcyjność czasopisma, w 1972 r. wprowadzono wielobarwną okładkę i zwiększono liczbę stałych działów.

Interesujące może być zwrócenie uwagi na zmiany nakładu i objętości czasopisma. W latach 1948÷1968 nakład wynosił ok. 1000 egz. W latach 1968÷1972 wzrósł do 2000 egz., w 1977 r. przekroczył 4000 egz., w 1979 r. — 5000 egz., w 1981 r. — 6000 egz., w 1985 r. w ciągu jednego kwartału wynosił 7000 egz. i od 1985 r. utrzymuje się na poziomie 6650 egz. ograniczony brakiem papieru. Największy nakład, gdyż dochodzący do 9000 egz., miały numery specjalne dwujęzyczne (polsko-angielskie) wydawane z okazji Międzynarodowych Targów Poznańskich oraz Międzynarodowych Salonów Lotniczych w Paryżu. Objętość czasopisma w latach 1970÷1974 wynosiła 40 kolumn, następnie zmalała do 36 kolumn w latach 1976÷1980, po gwałtownym spadku do 28 kolumn w 1981 r., powróciła do 36 kolumn w 1983 r. aby

zmaleć kolejno do: 32, 28 i 24 kolumn w latach 1984÷1986. Natomiast cena czasopisma wzrosła do 20 zł w 1978 r., 25 zł w 1979 r., 50 zł w 1982 r., 60 zł w 1983 r., 80 zł w 1985 r., 100 zł w 1986 r. i 130 w 1987 r. Aktualna cena czasopisma odpowiada kosztom produkcji. W latach siedemdziesiątych czasopismo było dochodowe. Ok. 14% nakładu TLiA to prenumerata, zaś ok. 86% to sprzedaż kioskowa. Z kiosków czasopismo sprzedawane jest b. szybko.



Poziom publikacji w naszym czasopiśmie jest zasługą autorów. A kto pisał w TLiA? Profesorowie politechniki, naukowcy, konstruktorzy, inżynierowie, technolodzy, specjaliści-praktycy, twórcy polskiej techniki lotniczej.

Celem czasopisma jest szerzenie technicznej wiedzy lotniczej wśród pracowników wszystkich dziedzin lotnictwa, a także wśród kształcącej się młodzieży. Wiedza techniczna nie może być oderwana od ekonomii, estetyki czy historii — o co też dbamy na naszych łamach. Tematyką obejmujemy płatowce, silniki lotnicze, osprzęt i wyposażenie oraz sprzęt naziemny. Zajmujemy się problematyką projektowania i konstrukcji, eksploatacji i ruchu lotniczego. Ponieważ czasopismo stawia sobie zadanie służenia potrzebom rodzimego lotnictwa, na łamach TLiA przede wszystkim publikowane są materiały mające pomagać naszemu przemysłowi, lotnictwu cywilnemu i wojskowemu oraz wszystkim związanym z rozwojem techniki lotniczej, jak również pomagać w realizacji zadań mających na celu rozwój gospodarczy naszego kraju. Czy czasopismo spełnia te założenia — Czytelnicy osądzą sami.

Z okazji Jubileuszu wszystkim, którzy w ciągu 50-lecia naszej służby dla społeczeństwa przyczynili się w jakikolwiek sposób do ukazywania się czasopisma redakcja składa serdeczne podziękowania.



FRANCJA

● Duży rozgłos zyskał oblot, 22 lutego br., pierwszego egzemplarza „małego” aerobusu Airbus Industrie A.320. Jest to obecnie najbardziej zaawansowany technologicznie samolot transportowy świata. (AviMag. 936)

● Ministerstwo Obrony rozpatruje projekt ACE/Rafale D (Discret) — wersji eksperymentalnego myśliwca o masie 8,6 Mg, napędzanego dwoma silnikami M.88. (A. et C. 1137)

● Aéro-Club de France, dla uczczenia 50. rocznicy przelotu Lindbergha przez Atlantyk, zorganizował przelot samolotem Concorde (specjalnie wynajętym) z Paryża do Nowego Jorku i z powrotem, z trzydniowym pobytem w USA. Koszt imprezy dla jednej osoby — 12 500 franków. (AviMag. 936)

● Administracja odrzuciła projekt przekształcenia publicznej służby ruchu lotniczego w agencję. Było to zgodne z wolą pracowników tej służby. (A. et C. 1140)



GRECJA

● W wyniku licznych konfrontacji z myśliwcami tureckimi, stwierdzono, że poziom wyszkolenia pilotów greckich jest wyższy. (A. et C. 1140)



HOLANDIA

● Rozpoczęto próby w locie pierwszego seryjnego Fokkera F-50 (następca F-27). (AviMag. 936)

● Planuje się przekształcenie służby ruchu lotniczego (750 pracowników) w niezależną agencję. (A. et C. 1138)



INDIE

● Budżet na obronę, na lata 1987÷1988, jest wyższy o 43% od ubiegłorocznego. W planach zakupów jest m.in. 31 samolotów taktycznych SEPECAT Jaguar (montowanych na miejscu) i 18 Mirage 2000H. (A. et C. 1136)



IRAK

● Dla zrekompensowania strat w sprzęcie lotniczym, uzyskano samoloty MiG-27 i MiG-29. (A. et C. 1136)



JAPONIA

● Podział zdań nt. określenia odpowiedzialności za katastrofę Boeinga 747 Japan Air Lines w 1985 r. (520 ofiar). Trybunał

Stanu w Waszyngtonie twierdzi, że określenie odpowiedzialności konstruktora samolotu (Boeinga) i jego użytkownika (JAL) — należy do trybunału amerykańskiego. Boeing i JAL są zdania, że powinien określić to trybunał japoński. (A. et C. 1140)



KANADA

● De Havilland Canada (obecnie filia Boeinga), wspólnie z brytyjską wytwórnią Shorts, pracuje nad samolotem komunikacji lokalnej, który ma zastąpić w przyszłości Dash 8 i Shorts 360. (A. et C. 1137)

● Linie lotnicze Canadian Pacific (CPAir) i Pacific Western Airlines połączyły się, tworząc nowe przedsiębiorstwo Canadian Airlines International (CAI). (A. et C. 1137)



PAKISTAN

● Zgłoszono wiele ofiar afgańskich nalołów na rejon przygraniczne. (A. et C. 1137)



FRN

● Zgodnie z orzeczeniem trybunału federalnego w Karlsruhe, Lufthansa i Luftwaffe nie mają prawa zawierać umów w sprawie przekazywania pilotów wojskowych do lotnictwa cywilnego. (A. et C. 1136)

● Lufthansa zdecydowanie odmładza swój park. Na 57 samolotów zamówionych na lata 1987÷1992, 35 to samoloty nowej generacji (A.310, A.320, A.340), a 13 — tzw. międzygeneracyjne (Boeing 737-300 i 747-400). Lufthansa dysponuje obecnie flotą 123 samolotów. (AviMag. 936)



SZWAJCARIA

● Linie lotnicze Swissair zamówiły 6 samolotów McDonnell Douglas MD-11 (aerobus nowej generacji), składając opcje na 11 następnych. Dotychczas 27 przewoźników złożyło zamówienia na 119 samolotów MD-11. (A. et C. 1136)



SZWECJA

● Linie lotnicze SAS stoją przed decyzją kupienia aerobusów McDonnell Douglas MD-11 lub Airbus Industrie A.340. (A. et C. 1136)



TURCJA

● W zamian za umożliwienie użytkownika przez USAF baz do 1990 r., armia po-

wietrzna otrzyma 40 myśliwców McDonnell Douglas F-4E Phantom II. (A. et C. 1136)



USA

● Zakończyły się pomyślnie badania w locie, na Boeingu 727, śmigłowyłatorowej jednostki napędowej General Electric Un-Ducted-Fan (UDF). Po modyfikacjach są przewidziane dalsze badania na samolocie McDonnell Douglas MD-80. (A. et C. 1136)

● Producenci lotniczych silników turboodrzutowych: Pratt and Whitney i Allison utworzyli wspólną filię PW-Allison, która zajmuje się rozwojem napędów śmigłowyłatorowych. (AviMag. 936)

● Zatwierdzono do użytkowania nowy system wykrywania materiałów wybuchowych w bagażach i nadawanych pocztą paczkach — przed ich załadunkiem na pokłady samolotów. (A. et C. 1140)

● Związek mechaników w liniach United Airlines dąży, wraz ze związkiem pilotów tych linii, do przejęcia kontroli nad swym przedsiębiorstwem. (A. et C. 1140)

● Połączyły się linie lotnicze Delta Airlines i Western Airline. (A. et C. 1138)

● Niektóre linie lotnicze osiągnęły wzrost przewozów dzięki obniżkom cen biletów: o 15 dol. w I kl., o 10 dol. w klasie ekonomicznej, o 5 dol. dla wojskowych. (A. et C. 1140)

● Spadek zainteresowania samolotami dyspozycyjnymi rzutuje na przerywanie ich produkcji lub obniżanie cen. Beechcraft obniżył cenę swego popularnego dwusilnikowego F33A Bonanza o 33 tys. dol. — z wyposażeniem IFR kosztuje obecnie 131 750 dol. (AviMag. 936)



W. BRYTANIA

● Civil Aviation Authority (CAA — zarząd lotnictwa cywilnego) poinformował o regularnym spadku, w minionym dziesięcioleciu, liczby przelotów do wypadków w lotnictwie handlowym, przy znacznym wzroście przewozów i ruchu lotniczego. (A. et C. 1138)

● Działalność British Airways, po prywatyzacji, określa się jako „bardziej agresywną”, przy czym skierowane jest to częściowo przeciwko interesom British Caledonian (sprzeczności interesów obydwu przewoźników należą niemal do tradycji). (A. et C. 1140)

OGÓLNE

● Liczba zamówionych w 1986 r. samolotów transportowych jest mniejsza o 29% od liczby zamówień w r. 1985. Liczba zamówionych śmigłowców zmalała w tym samym okresie o 43%. (A. et C. 1137)

● Prezesi przedsiębiorstw lotniczych zrzeszonych w Airlines European Association (AEA) doszli do wstępnego porozumienia co do wspólnego europejskiego systemu komputerowej rezerwacji miejsc. (A. et C. 1138)

● Dyskutuje się nad większą integracją — wręcz wspólnotą — przemysłu obronnego Europy. (A. et C. 1140)

Problematyka obliczeniowa w procesie projektowania szybowców

Dr inż. WIESŁAW STAFIEJ
PZL-Bielsko

Tradycje polskiej szkoły konstrukcyjnej w szybownictwie sięgają lat przedwojennych. Aktywne ośrodki konstrukcyjne we Lwowie i w Warszawie zaakcentowały i ugruntowały polską obecność w lotnictwie bezsilnikowymi konstrukcjami Czerwińskiego, Kocjana, Grzeszczyka i innych.

W okresie powojennym kontynuował te tradycje ośrodek w Bielsku-Białej, który początkowo (działając jako Instytut Szybownictwa) zajmował się problematyką zarówno techniczną, jak i sportowo-szkoleniową. Następnie problemy związane ze szkoleniem i sportem całkowicie przejął Aeroklub PRL, natomiast Instytut Szybownictwa przekształcony w Szybowcowy Zakład Doświadczalny skoncentrował się wyłącznie na zagadnieniach technicznych.

Prace SZD w minionym powojennym czterdziestolecu były prowadzone na ogół dość systematycznie, a to głównie dlatego, iż placówkę tę szczęśliwie omijały różne burzliwe przemiany, jakim ulegały zakłady i biura konstrukcyjne branży samolotowej w powojennej historii naszego lotnictwa.

Rozwój myśli konstrukcyjnej bielskich twórców zaowocował nowymi udanymi konstrukcjami jak np.: Sęp, Jastrząb, Muchy, Jaskółki, Bociany, Zefiry, Foki, Cobry, Piraty czy Jantary aż po produkowane aktualnie Puchacze, różne odmiany Jantarów i wchodzącego do produkcji Juniora.

Każdej z tych konstrukcji towarzyszyły prace badawcze, nowatorskie rozwiązania, analizy teoretyczne, postęp technologiczny, co w efekcie prowadziło do sukcesów krajowych i światowych osiąganych przez polskich pilotów na polskim sprzęcie.

Miejsce obliczeń w procesie projektowania i konstruowania szybowców

Proces powstawania prototypu od pierwszych, ogólnych koncepcji do momentu realizacji warsztatowej i prób należy podzielić na etapy:

- projekt wstępny,
- opracowanie konstrukcyjne,
- opracowanie technologiczne,
- realizacja warsztatowa,
- próby weryfikacyjne naziemne i w locie,
- proces certyfikacyjny.

Problematyka obliczeniowa w różnym stopniu pojawia się w każdym z ww. etapów. W projekcie wstępnym obliczenia są decydujące w przygotowaniu materiału decyzyjnego, tj. analiz różnych wariantów projektu. Można przyjąć, iż obliczenia stanowią ok. 70% prac nad projektem wstępnym szybowca. W trakcie opracowania konstrukcyjnego obliczenia polegają na analizach wytrzymałościowych konstrukcji pozwalających na zwymiarowanie zespołów struktury szybowca, w opracowaniu technologicznym odgrywają raczej niewielką rolę. W trakcie realizacji warsztatowej nadzór obliczeniowy dotyczy ewentualnych dopuszczeń zamienników materiałowych lub odstępstw wymiarowych od dokumentacji konstrukcyjnej, powstających z bardzo różnych przyczyn.

Liczba prac obliczeniowych wzrasta po przystąpieniu do prób weryfikacyjnych. Zachodzi bowiem konieczność opracowania (na podstawie dokumentacji obciążeń) zespołu pro-

TABLICA 1. Prace obliczeniowe w projekcie wstępnym szybowca

Analiza masowa	rozkład mas i położenie środka masy płatowca momenty bezwładności płatowca stany załadowania
Analiza aerodynamiki płatowca	dobór profili na skrzydle i usterzeniach charakterystyka aerodynamiczna płatowca osiągi i właściwości pilotażowe równowaga i stateczność
Obciążenia	krzywa obciążeń sterowanych i od podmuchów rozkłady wyporu obciążenia elementów konstrukcji
Wytrzymałość i weryfikacja	główne wymiary zespołów weryfikacja analizy masowej weryfikacja osiągow

gramów prób statycznych określających układy obciążeń, które symulują rzeczywiste warunki pracy konstrukcji podczas ekstremalnych przypadków eksploatacji. Oddzielnym zagadnieniem jest opracowywanie widma prób zmęczeniowych zasadniczych zespołów płatowca (głównie skrzydła jako elementu najbardziej reprezentatywnego dla całej struktury ze względu na poziom i różnorodność postaci naprężeń). Dodatkowym źródłem prac jest osłona obliczeniowa prób w locie, polegająca na analitycznym przetworzeniu danych uzyskiwanych podczas pomiarów charakterystyk lotnych i osiągow szybowca.

Obliczenia w trakcie procesu certyfikacyjnego wiążą się z dodatkowymi wymaganiami nadzoru państwowego oraz z rozszerzonymi warunkami użytkowania zakładanymi w projekcie szybowca, a wynikającymi z możliwości ujawnionych podczas prób w locie.

Zakres głównych prac obliczeniowych w niektórych stadiach projektowania pokazano w tabl. 1, 2 i 3.

Metoda prowadzenia obliczeń

Technika obliczeniowa rozwijała się wraz z polepszeniem się jakości stosowanych narzędzi pracy i rozwojem opracowań badawczych i teoretycznych. Suwak logarytmiczny, powszechnie stosowany w latach pięćdziesiątych, został zastąpiony kalkulatorem mechanicznym, a później elektrycznym. Burzliwy rozwój elektroniki zrewolucjonizował warsztat obliczeniowca (maszyny cyfrowe i kalkulatory wielofunkcyjne).

Zestaw dokumentacji obliczeniowej, dosyć skromny w latach 50. i 60., zaczął powiększać się wraz z automatyzacją obliczeń, aż do obliczeń wielowariantowych wykonywanych w znacznie krótszym czasie. Miało to wpływ na zmianę metody prac konstrukcyjnych. W poprzednich latach sekwencja opracowań zespołów struktury niejednokrotnie była limitowana czasochłonnością obliczeń wytrzymałościowych. Technika komputerowa pozwoliła na bardziej poziomy układ prac, w którym prace nad poszczególnymi zespołami mogą przebiegać równolegle. Takie postępowanie stało się możliwe wówczas, gdy osłona obliczeniowa konstrukcji zyskała w miarę bogate oprogramowanie na maszyny cyfrowe.

Duży zestaw programów ma ogromne znaczenie w wykonywaniu projektu wstępnego. Możliwość prowadzenia analiz wielowariantowych pozwala konstruktorowi na selekcję rozwiązań i wybór przypadków optymalnych.

Optymalizacja jest hasłem bardzo modnym, niejednokrotnie fetyszyzowanym, zwłaszcza przez tych, którzy przy dużej wiedzy teoretycznej mają znikome doświadczenie konstruktorskie lub nie mają go wcale. Z naukowego punktu widzenia każdy wynik analizy (dodatni czy ujemny) jest cenny, albowiem wzbogaca statystykę i pomnaża wiedzę.

TABLICA 2. Prace obliczeniowe w opracowaniu konstrukcyjnym

Wytrzymałość	charakterystyka tworzyw wymiarowanie zespołów i części
Aeroelastyczność	obliczanie odkształceń struktury wyznaczenie kryteriów sztywności obciążenia flutterowe

TABLICA 3. Prace obliczeniowe do prób weryfikacyjnych

Próby wytrzymałościowe	programy prób statycznych programy prób zmęczeniowych analiza obliczeniowa wyników
Aeroelastyczność	program prób sztywnościowych analiza odkształceń redystrybucja obciążeń
Próby w locie	analiza wyników ważeń obciążenia w próbach dodatkowych obliczeniowa analiza wyników

Ujemny wynik analizy jest dla konstruktora nieprzydatny, albowiem poza wzbogaceniem doświadczenia nie nadaje się do wykorzystania w konstrukcji. Zbyt głębokie analizy są w sprzeczności z czynnikiem czasu, albowiem projekt musi być wykonany w określonym terminie, a założony harmonogram prac ściśle przestrzegany. Konstruktor najczęściej jest w sytuacji przymusowej. Terminu mistrzostw czy zawodów, na które przygotowuje się opracowywany szybowiec, nie można przesunąć, często też prototyp jest opracowywany na konkretne zamówienie z ustalonym nieprzekraczalnym terminem dostawy gotowego sprzętu.

Oczywiście stosowanie obliczeń optymalizacyjnych jest doskonałym narzędziem selekcji generowanych rozwiązań konstrukcyjnych. Należy jednak pamiętać o antynomicznym charakterze każdej konstrukcji, a zwłaszcza szybowca. Wymagania odnośnie do osiągnięć i właściwości pilotażowych dotyczą poprawności charakterystyk w zakresie małych (krążenie w kominie termicznym) i dużych prędkości lotu (przeskoki międzykominowe i doloty). W tym przypadku wymagania odnośnie do parametrów szybowca są szczególnie przeciwstawne, co zmusza do szukania kompromisów. Kompromis natomiast jest przeciwstawieniem wąsko pojmowanej optymalizacji konstrukcji, dla której podstawą są kryteria wycinkowe. Spojrzenie na całość zadań stojących przed projektowaną konstrukcją wymaga zawsze zdrowego rozsądku konstruktora prowadzącego do „rozsądnego optimum”.

W przypadku antynomicznych cech szybowca optymalizację można prowadzić przez „ważone udziały” poszczególnych kryteriów wycinkowych przyjmowane dla optymalizacji całościowej. Wielkości współczynników wagi dla poszczególnych obszarów optymalizacji nie można ująć sztywno w formuły matematyczne lub algorytmy i doświadczenie konstruktora nie zostało, jak dotąd, zastąpione przez technikę komputerową.

Technikę komputerową w projektowaniu szybowców zaczęto stosować dosyć wcześnie. Już na początku lat sześćdziesiątych wykorzystywano ją w najbardziej pracochłonnych analizach, które wykonywane uprzednio inną metodą, opóźniały proces opracowania konstrukcyjnego. Stosunkowo wolno liczące ówczesne maszyny cyfrowe, konieczność dojazdu do ośrodków obliczeniowych (w przypadku PZL-Bielsko korzystano z maszyny ELLIOTT 803 B we Wrocławiu), brak możliwości natychmiastowej konfrontacji wyników z zespołem danych powodowały, iż przyspieszenie prac obliczeniowych było wprawdzie znaczące, lecz stosunkowo niewielkie. Dopiero nowa generacja maszyn bardzo szybko liczących, stosowanie bardziej uproszczonych metod programowania i wzrost pojemności pamięci maszyn pozwoliły na zwiększenie możliwości obliczeniowych. Pozornie proces konstruowania szybowca nie uległ skróceniu w stosunku do czasochłonności lat ubiegłych, jednak liczba analiz i mnogość rozpatrywanych wariantów pozwalają na rozważanie wielu aspektów uprzednio zaniedbanych lub wręcz niezauważanych.

Stopień oprogramowania obliczeń

Możliwości wykorzystywania maszyn cyfrowych są coraz większe (szczególnie w przypadku posiadania na miejscu końcówki, jak to ma miejsce w PZL-Bielsko), można więc oprogramować wszystkie obliczenia związane z projektowaniem szybowców. Pojawia się jednak wątpliwość co do opłacalności takiego przedsięwzięcia.

Istnieje oczywiście wiele obliczeń rutynowych wielokrotnie powtarzanych nawet w jednym opracowaniu konstruk-

cyjnym, które należy bezwzględnie oprogramować. Dotyczy to zwłaszcza analiz aerodynamicznych i wyznaczania obciążeń poszczególnych zespołów szybowca. Należy również zaprogramować obliczenia wytrzymałościowe typowych struktur kompozytowych (np. dźwigary skrzydeł, pokrycia skrzydeł i usterzeń, pokrycia kadłuba jako skorupy nośne, obliczenia flatterowe, rozwiązania charakterystycznych powtarzalnych węzłów konstrukcyjnych itp.). Obliczenia oryginalnych rozwiązań konstrukcyjnych, nietypowych elementów czy układów, które nie są rozwiązaniami typowymi nie powinny być programowane, gdyż jest to nieopłacalne. Nieopłacalne jest również programowanie takich algorytmów obliczeniowych, w których zespół danych wejściowych (przygotowywanych inną metodą) wielokrotnie przewyższa pracochłonność samych obliczeń.

Oprogramowanie obliczeń stosowanych w PZL-Bielsko sprowadzono do określonego zakresu ujętego hasłowo jako „system: szybowiec”. Szczegóły oprogramowania w ww. systemie pokazano w tabl. 4.

Potrzeby w dziedzinie obliczeń

System programów obliczeniowych jest uzasadniony wówczas, gdy zaprogramowane algorytmy służą do przetwarzania bogatego zbioru danych wejściowych. Konstruktor-obliczeniowiec musi więc korzystać z wyników prac placówek badawczych lub komórek badawczych własnego przedsiębiorstwa. Korzystanie z wyników prac komórek badawczych własnego przedsiębiorstwa jest korzystniejsze, gdyż istnieje możliwość ingerencji w tematykę podejmowanych prac badawczych, a nawet narzucania sposobu jej realizacji czy przyspieszania niektórych pilnych etapów prac. Niekorzystne jest, iż potencjał badawczy rodzimych komórek przedsiębiorstwa (w PZL-Bielsko: działu badań w locie, laboratorium wytrzymałościowego i działu technologii rozwojowej) jest niski, a bieżące potrzeby produkcji i eksploatacji sprzętu ograniczają możliwość eksperymentowania.

Głównym więc źródłem dopływu informacji pozostaje zespół placówek naukowo-badawczych (politechniki i instytutu), które zazwyczaj programy swych prac ustalają bez powiązania z potrzebami przemysłu szybowcowego, marginalnie traktowanego w branży lotniczej. Znaczną przeszkodą jest również brak odpowiedniej aparatury badawczej bądź brak środków na jej zakup. Ponadto terminy zakończenia prac badawczych w ww. placówkach nie zaspokajają zapotrzebowania konstruktorów. Zachodzi więc konieczność zwrócenia uwagi na szczególne dziedziny prac badawczych, w których brak postępu znacznie utrudnia rywalizację z efektami prac konstruktorów w świecie.

Na pierwszy plan wysuwa się zagadnienie profili szybowcowych. Brak opracowań (poza pracami prof. Ostrowskiego na Politechnice Warszawskiej) nie pozwala na uzyskanie nowych profili, projektowanych dla konkretnych prototypów szybowców dostosowanych do ściśle określonych wymagań klas, osiągnięć i właściwości lotnych. Profil skrzydła decyduje o charakterystyce lotnej szybowca i to nie tylko sam profil w znaczeniu geometrycznym, ale również w powiązaniu z mechanizacją płata (klapy, odsysanie warstwy przyściennej, turbulizatory, rozpraszacze wirów itp.). Krajowe opracowania profili szybowcowych (na wzór działań prowadzonych np. w RFN) stają się dzisiaj koniecznością i to w pełnym zakresie charakterystyk stanowiących zespół danych do dalszego obliczeniowego przetwarzania w zestawieniu z bryłą całego szybowca.

Drugą równie istotną dziedziną badań są prace nad wdrażaniem nowych tworzyw konstrukcyjnych, a ściślej nad możliwością jak najkorzystniejszego ich wykorzystania w konstrukcji płatowca. Jest to dziedzina rozległa ze względu na ogromną różnorodność charakterystyk materiałowych, których znajomość jest niezbędna do uzyskania materiału obliczeniowego dot. analiz wytrzymałościowych i aeroelastycznych. Trzeba tutaj pokonać barierę ekonomiczno-organizacyjną, gdyż wiele materiałów atrakcyjnych dla szybownictwa traktuje się jako tworzywo strategiczne.

Ważną jest również wiedza nt. współpracy materiałów o różnych charakterystykach zastosowanych w jednym zespole konstrukcyjnym. Jej brak hamuje postęp, zwłaszcza w przypadku mieszanych struktur kompozytowych (np. współpraca laminatu węglowego ze szklanym; problem ten pojawił się w przypadku dźwigara skrzydła Krokusa).

Pilnym problemem szybownictwa w ostatnich latach jest określenie przewidywanego rezerwu szybowców kompozytowych. Najszybszym sposobem rozwiązania tego problemu jest realizacja naziemnych prób zmęczeniowych. Drugi sposób, oparty na obserwacji eksploatacji szybowców i wyciąganiu wniosków w stosunku do innych podobnych konstrukcji, jest długi i nie pozwala na określenie rezerwu w momencie sprzedaży nowego wyrobu seryjnego. Próby zmęczenia. na s. 5

TABLICA 4. Oprogramowanie obliczeń systemu: „Szybowiec”

Analiza masowa	położenie środka masy momenty bezwładności
Aerodynamika	charakterystyka aerodynamiczna skrzydła rozkłady wyporu wzdłuż rozpłytości biegunowa prędkości i osiągi równowaga podłużna stateczność statyczna podłużna rozkład ciśnień wzdłuż ciecivy
Obciążenia	obciążenia skrzydła, klapy, lotki, usterzenia wysokości, usterzenia kierunku, kadłuba
Wytrzymałość	wytrzymałość dźwigarów rowingowych parametry wytrzymałościowe przekrojów wydatki naprężeń w skorupach
Elastyczność	położenie środka sił poprzecznych sztywność skrętna kesonów sztywności przekrojów

Bezpieczeństwo a ekonomia w lotnictwie U źródeł kontrowersji (I)

Dr hab. inż. JANUSZ M. MORAWSKI
Instytut Lotnictwa

Aczkolwiek działania lotnictwa komunikacyjnego mają charakter zdecydowanie wielopoziomowy, stosunkowo rzadko wyróżnia się w nich technikę, taktykę i strategię w jakimś ściśle określonym, jednolicie zrozumiałym znaczeniu. Zupewnie pomija się fakt, że te trzy elementy działania tworzą spójną, komplementarną strukturę. Uchwycenie relatywnych związków między techniką, taktyką i strategią wydaje się niezbędne ze względu na to, że realizacja zadań lotniczych ma miejsce zarówno w sztabach menażerów, jak i za sterem samolotu.

Poziom najwyższy, najbardziej ogólny, to strategia. Poziom najniższy, najbardziej szczegółowy, to technika¹⁾. Poziom średni, łączący dwa skrajne, to taktyka. Podstawą tego podziału jest, ogólnie biorąc, perspektywa, z jakiej analizuje się działanie lub (inaczej mówiąc) skala. Nasuwa się tu bliska analogia do obrazu powierzchni Ziemi oglądanej z różnych wysokości.

Działania strategiczne są niewątpliwie przedsięwzięciami „na większą skalę” aniżeli operacje taktyczne, czy czynności techniczne. Kategoria (już nie potoczne znaczenie) skali dotyczy tu wielu czynników takich jak przedmiot działania, czas, przestrzeń, informacja, efekty ekonomiczne, bezpieczeństwo itp.

Punktem wyjścia do rozważań jest sformułowane w artykule prawo zgodności skal. Zgodność skal warunkuje racjonalne działanie w każdym z poziomów działania. Efektywność całej struktury wymaga zróżnicowania skal dla poszczególnych poziomów. Wszakże szef przedsiębiorstwa musi działać z inną perspektywą niż ta, w której operuje np. dowódca załogi statku latającego. Rozwiązanie problemu styku między poziomami należy widzieć przeto nie w przysłowiowym „znalezieniu wspólnego języka” (wręcz przeciwnie, te muszą być różne!), ale w odpowiednim translatorze. Niezrozumienie tego faktu prowadzi do dezorganizacji struktury i do następstw jakie towarzyszyłyby np. zamianie miejsc esemlera i języka maszynowego w rozbudowanym systemie komputerowym. Skutki wynikłe z takiej modyfi-

¹⁾ Odchodzimy tu od potocznego zrozumienia techniki w znaczeniu hardware, maszyn i urządzeń, a wracamy do pierwotnego znaczenia (gr. τέχνη — sztuka, rzemiosło) — ogół sposobów wykonania (działania).

ed. ze s. 4

czenia prowadzi się obecnie na strukturze oraz zasadniczych elementach pierwszorzędowych skrzydła jako zespołu najbardziej reprezentatywnego ze względu na wysoki poziom naprężeń o różnym charakterze. Realizacja prób przy dostępnych układach obciążających pozwala na wykonywanie ich w zadowalających terminach. Programowanie tych prób wymaga dalszych prac nad poznaniem i odtwarzaniem widma obciążeń eksploatacyjnych, np. prowadzenia pomiarów w trakcie prób w locie oraz podczas nadzorowanej eksploatacji szybowców u użytkowników. Pomiarów takie wymagają zaprojektowania aparatury pomiarowej. Programy prób, a ściślej — projektowanie widma obciążeń zmęczenia oparte tylko na przesłankach teoretycznych, prowadzą do przecenienia bądź niedoceny tego, na co może być narażony szybowiec eksploatowany przez różnych pilotów w różnych warunkach geograficzno-klimatycznych. Nieodzwone jest głębsze zainteresowanie tym tematem placówek badawczych i użytkowników sprzętu.

Wiele luk w dziedzinie obliczeniowej pojawia się przy analizie dynamiki płatowca w locie. Zagadnienie obliczeń flatterowych szybowców rozwiązano przy współpracy ze specjalistycznym zespołem WSK-Mielec, natomiast problemy stateczności dynamicznej czy korkociągu szybowca (nie tylko w metodzie obliczeń, ale także w danych wejściowych do obliczeń) czekają jeszcze na praktyczne rozwiązanie.

Wnioski

Przedstawiony przegląd zagadnień wynikających z pro-

blematyki obliczeniowej związanej z konstruowaniem szybowców pozwala na wyrobienie sobie ogólnego poglądu na zakres potrzeb badawczych. Podejmowane w Bielsku wysiłki nad wzbogacaniem warsztatu twórczego nie mogą zaspokoić wszystkich potrzeb. Wprawdzie pozwalają one na doraźne „latanie” najbardziej pilnych potrzeb, ale nie stwarzają szans na utrzymanie w przyszłości tej pozycji, jaką polska technika szybowcowa miała w latach 60. i 70.

Pomoc zewnętrzna musi polegać przede wszystkim na prowadzeniu badań podstawowych zarówno nad tworzywami, jak i nad zjawiskami aerodynamicznymi i aeroelastycznymi. Prace innych placówek powinny stworzyć podstawę, na której będą mogły opierać się analizy obliczeniowe konkretnych układów konstrukcyjnych.

Szczegółowe prace badawcze przypisane do konkretnych działań projektowych powinny być wykonywane poza przedsiębiorstwem jedynie w tych przypadkach, gdy do ich realizacji jest potrzebna specjalistyczna aparatura badawcza, nieosiągalna w PZL-Bielsko. Przykładem mogą być prace nad zjawiskami aeroelastycznymi prowadzone przez WSK-Mielec dla konkretnych szybowców, a przez Instytut Lotnictwa w Warszawie oraz FSM w Bielsku-Białej prace dotyczące prób zmęczenia skrzydła i węzłów oku głównych struktury kompozytowej.

Podsumowując przedstawione problemy obliczeniowe należy podkreślić, iż oczekujemy pomocy zewnętrznej prowadzonej do pozyskiwania danych wejściowych do obliczeń w jak najszerszym zakresie. Ustalanie algorytmów obliczeniowych i programowanie rozwiązań w PZL-Bielsko i wybierzemy optymalną w naszych warunkach organizację toku obliczeń.

Przestrzeganie prawa zgodności skal w obrębie poziomów i reguł styku między poziomami może być zatem podstawą organizacji struktur wielopoziomowych. Znaczy to bardziej konkretnie tyle samo co sprecyzowanie podmiotu i celów działania, zakresu kompetencji i horyzontu czasowego dla każdego z poziomów, a także określenie typu informacji przekazywanej w obu kierunkach między poziomami.

Dopiero w tak zorganizowanej strukturze działań może dojść do racjonalnych rozstrzygnięć dotyczących wielu istotnych problemów, niejednokrotnie inaczej widzianych z różnych poziomów działania.

Do takich problemów należy relacja między bezpieczeństwem a ekonomią latania. Prezentujemy cywilizację, w której życie ludzkie nie ma ekwiwalentu materialnego. Tu ma swe źródło oczywista generalna dewiza: „przede wszystkim bezpieczeństwo”. Ale skrajnie znaczy to: „no to nie-latajmy!”. Z tym już się nie zgadza nawet najbardziej bojaźliwy pasażer, ani też najzagorzalszy obrońca etyki i moralności. Łagodząc zatem za ogólnym przyzwoleniem „wrodzone” poglądy postulujemy: „bezpiecznie i tanio”. Jak jednak wiadomo podobnie sformułowane antynomiczne dewizy niewiele znaczą zarówno dla pilota za sterem samolotu, jak i dla szefa przedsiębiorstwa lotniczego.

Zagadnieniu bezpieczeństwa transportu lotniczego poświęca się wiele uwagi. Nie brakuje bogatego, wymownego materiału statystycznego, ujęć systemowych²⁾ i zasad zawartych w ogólnie uznawanych przepisach. Dogłębna analiza tego zagadnienia, zwłaszcza w kontekście z ekonomią, wymaga jednak uwzględnienia całokształtu działania w jego przebiegu, wielopoziomowej strukturze.

Technika, taktyka i strategia jako elementy wielopoziomowego działania

Pojęciem pierwotnym w stosunku do techniki taktyki i strategii jest niewątpliwie działanie. Tak więc przez tech-

²⁾ Por. np.: J. Morawski, T. Smolicz: *Systemowa analiza bezpieczeństwa w lotnictwie. Technika Lotnicza i Astronautyczna* nr 12/1977 i nr 2/1978. Patrz również: materiały konferencji poświęconej problemom bezpieczeństwa lotów w PLL LOT, PLL LOT, SITKom., Warszawa 22-23 marca 1983 r.

nikę, taktykę i strategię będziemy rozumieli różne rodzaje działań.

Każde działanie charakteryzuje się różnorodnymi czynnikami, z których do najważniejszych należą:

- podmiot (kto działa?),
- czas (kiedy, w jakim czasie?),
- przestrzeń (gdzie?),
- informacja (na podstawie czego?),
- sposób (jak działa?).

Technika, taktyka i strategia zwykle występują relatywnie i określenie sztywnych granic między nimi jest niejednokrotnie niemożliwe. Te trzy elementy działania bezspornie tworzą wielopoziomową strukturę.

Zacznijmy od kilku przykładów.

Przykład 1

Na podstawie informacji służby marketingowej dot. różnic cen paliwa, pion ekonomiczny przedsiębiorstwa przewozowego wydaje zalecenia co do preferowanych portów tankowania.

Przykład 2

Na podstawie informacji o nagminnie powtarzających się błędach pilotażowych (np. twardych lądowaniach), pion szkolenia przedsiębiorstwa zarządza dodatkową, obowiązującą wszystkie załogi, kontrolę techniki pilotażu.

Przykład 3

Na podstawie komunikatu meteorologicznego oraz konsultacji uzyskanej od właściwego personelu naziemnego, kapitan wybiera trasę przelotu.

Przykład 4

Na podstawie informacji o widzialności, stanie pasa i wyposażeniu lotniska docelowego oraz zapasie paliwa kapitan decyduje ostatecznie o miejscu lądowania.

Przykład 5

Na podstawie informacji wskaźnika ILS, busoli i sztucznego horyzontu i (lub) komend GCA pilot przechyła samolot w celu wycentrowania ścieżki schodzenia.

Nietrudno zauważyć, że przytoczone przykłady dotyczą kilku poziomów działania. Przykłady 1 i 2 pokazują działania, które niewątpliwie mogą być sklasyfikowane jako strategiczne. Przykład 5 — to technika. Relatywnie przykłady 3 i 4, pośrednie w stosunku do pozostałych, mogą być widziane jako taktyka. Oczywiście można stosować i inne podziały. Wątpliwości nie budzi jedynie relacja porządkowa dotycząca skali działania.

Działania strategiczne są najbardziej ogólne. Szeroka skala dotyczy tu każdego z czynników: podmiotu działania (personel analizujący, duże grupy wykonawcze), czasu (efekt wystąpi w ciągu miesięcy lub nawet lat), informacji (ogólnej, wolnozmiennej, syntetycznej), ekonomii (efekt o charakterze globalnym).

Działania taktyczne charakteryzują się mniejszą skalą. Podmiotem działania staje się dowódca samolotu oraz ewen-

tualnie kilka współpracujących osób z personelu naziemnego. Horyzont czasowy ogranicza się do kilku godzin. Informacja zawiera coraz mniej danych ogólnych na korzyść wiadomości konkretnych, odnoszących się do danego lotu. Jako istotny ujawnia się czynnik przestrzeni, charakteryzujący się wymiarem od setek do kilku tys. km.

W działaniu typu technicznego skala poszczególnych czynników ulega dalszej redukcji. Podmiotem działania staje się część załogi bądź też pojedynczy jej członek. Horyzont czasowy (interwał dzielący działanie od jego skutków) skracają się do sekund, najwyżej minut. Przestrzeń akcji zamyka się w setkach metrów, ewentualnie pojedynczych kilometrach. Następuje niejako przewartościowanie: względy ekonomiczne, dominujące na wyższych poziomach działania, zostają całkowicie podporządkowane względem bezpieczeństwa, które nabierają konkretnego wymiaru. Informacja na poziomie technicznym jest czysto fenomenologiczna, prezentowana „wprost”, konkretna, dotycząca danej, realnie istniejącej sytuacji.

Działaniom ludzi nieodłącznie przyświeca pewien cel. Konfrontując efekt działania z celem, można formułować kryteria oceny działania. Cele techniczne, taktyczne i strategiczne różnią się; różne zatem będą kryteria oceny odpowiednich działań. I tak np. idealna technika pilotażu nie eliminuje możliwości wystąpienia poważnych błędów taktycznych. Dlatego technikę, taktykę i strategię należy traktować w sposób ściśle powiązany.

Właściwe funkcjonowanie wielopoziomowej struktury działań wymaga:

- odpowiedniej organizacji każdego z poziomów działania,
- zapewnienia efektywnego, funkcjonalnego styku między poziomami.

Pierwszy warunek dotyczy przede wszystkim uzgodnienia skal poszczególnych czynników działania. Wymóg drugi sprowadza się w zasadzie do zapewnienia obustronnej drożności kanałów informacyjnych między poziomami, co w gruncie rzeczy oznacza przeliczanie skal.

Z tych wstępnych rozważań wynika doniosłość pojęcia skali. Dlatego zagadnieniu skal poświęcimy kolejny rozdział.

Skala zjawisk i procesów

W fizyce często spotykamy się z pojęciem skali zjawisk. Np. mówiąc o poziomach „mikro” i „makro” mamy na myśli przestrzeń, w jakiej uwydatnia się obserwowany efekt. Podobne znaczenie mają dychotomie „lokalny” — „globalny”, „fenomenologiczny” i „statystyczny”, a także w pewnym znaczeniu „statyczny” i „dynamiczny”. Spostrzeżemy dalej, że to samo zjawisko traktowane w różnych skalach (przestrzeni, czasu) jest opisywane w różny sposób. Przykładem mogą być dwie teorie: korpuskularna i falowa, opisujące zjawiska świetlne. Zwykle w obrębie jednej skali istnieje stosunkowo wyczerpujący opis (teoria). Trudności pojawiają się na pograniczu dwóch skal. Zjawiska „mieszane” uwydatniające się w różnych skalach, są z reguły mało podatne na proste eksplanacje.

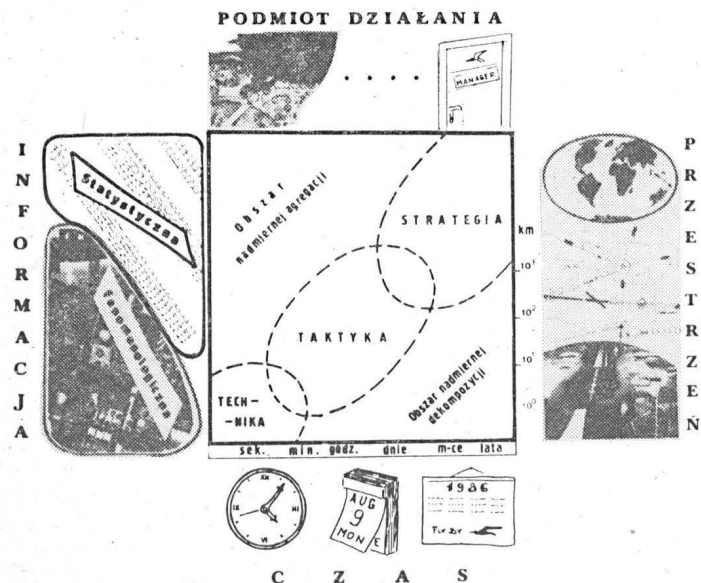
Z pojęciem skali i jej znaczeniem spotykamy się nie tylko w fizyce. Innych przykładów dostarczają biologia, ekonomia i nauki społeczne. Kategorie skali wprowadziliśmy przy wstępnym omawianiu działań w strukturze wielopoziomowej. Skala wiąże się ściśle z poziomem działania (uogólnienia).

W uproszczeniu działanie będziemy rozpatrywać w czterech podstawowych czynnikach: czasu, przestrzeni, informacji i podmiotu działania. Będziemy więc operowali następującymi skalami:

- skalą czasu,
- skalą przestrzenną,
- skalą informacji,
- skalą podmiotową.

Dla ograniczenia wymiarowości pominęliśmy czynnik kosztów. Udział kosztów w działaniu o różnej skali jest wyjątkowo przejrzysty: im większe działanie, tym większe koszty. Nieco bardziej złożony obraz uzyskujemy, rozpatrując czynnik ekonomiczny. Wskaźniki ekonomiczne są kształtowane zarówno przez koszty, jak i przez zyski, wynikające z działania. Skala tych ostatnich może nie pozostawać w żadnym stosunku do skali działań.

W dalszym ciągu wskażemy na pewne istotne związki między skalami oraz wykażemy, że racjonalne działania wymagają uzgodnienia skal dla poszczególnych poziomów działania. W przyjętym przez nas czteroczynnikowym układzie działania niektóre związki zachodzące między skalami są oczywiste. Np. działania o większej skali wymagają zwykle większych grup wykonawców (podmiot działania)



Rys. 1. Wzajemne relacje między zasadniczymi czynnikami działania

aniżeli przedsięwzięcia o skali mniejszej. Tak więc skala działania koresponduje ze skalą podmiotową.

Podobnie skala czasu wiąże się ze skalą przestrzenną. Czynnikiem wiążącym jest prędkość propagacji akcji. I tak oczywiste wydają się związki między czasem i przestrzenią w fazie podejścia do lądowania: uzgodnienie skal następuje dzięki określonej prędkości samolotu poruszającego się na ścieżce schodzenia. W miarę zbliżania do momentu przyziemienia skraca się okres prognozowania stanów. W podobny sposób dochodzimy do wniosku, że działania o różnej skali wymagają różnej informacji. Załoga samolotu w końcowej fazie przelotu wykorzystuje informacje dotyczące lotniska docelowego, procedury podejścia, dostępnych środków radionawigacyjnych, stanu pasa, widzialności itp. W trakcie kontynuacji zbliżania informacji ulega niejako konkretyzacji, komunikat typu mniej lub bardziej statystycznego ustępuje miejsca wiadomości dotyczącej konkretnego przypadku. Stopniowo ulega zmianie podmiot działania: o ile w znacznej odległości od lotniska przeznaczenia załoga wraz z personelem kontroli zbliżania działa niejako „wspólnie”, o tyle w strefie prognozy pasa zadania członków załogi są już ściśle zdekomponowane.

Rekapitułując stwierdzamy, że czynniki działania muszą na każdym z poziomów działania pozostawać w ścisłych wzajemnych związkach skalowych, tworząc spójny, komplementarny system. Naruszenie tych związków burzy logikę działania i prowadzi do negatywnych skutków.

Dochodzimy w ten sposób do sformułowania zasady, którą można nazwać prawem zgodności skal³⁾. Prawo to brzmi: „Warunkiem efektywnego działania w strukturze wielopoziomowej jest zgodność skal poszczególnych czynników działania dla każdego z poziomów”.

Prawo zgodności skal jest oczywiste. Ale w praktyce często dochodzi do jego nieprzebrzegania. Podamy kilka przykładów naruszenia tej prostej zasady.

Przykład 6

Na podstawie sporadycznego błędu jednej z załóg (np. kontynuowanie startu przy defekcie jednego z silników przed osiągnięciem V_1) wprowadza się szeroko zakrojony program doszkalania wszystkich załóg na ww. okoliczność.

Przykład 7

Pomimo warunków znacznie poniżej minimów kapitan decyduje się na kontynuowanie podejścia do lądowania, powodując się względami ekonomii przedsiębiorstwa przewozowego.

Przykład 8

Pomimo często występujących na danym lotnisku efektów uskożenia wiatru (ang. windshire), lotnisko to nie dysponuje skutecznie działającym systemem ostrzegania.

W przykładzie 6 sporadyczny przypadek został na wyższym poziomie przesadnie uogólniony. Przykład 7 ilustruje bezwzględne wykorzystanie zaleceń typu strategicznego na niższym poziomie działania, przy odstąpieniu od wymogów właściwych temu ostatniemu. Przykład 8 ilustruje przypadek niewyciągania bardziej ogólnych wniosków z nagminnie występujących zdarzeń na niższych poziomach.

Jak widać, naruszenie prawa zgodności skal często sprowadza się do typowych, oczywistych błędów, niekompletności przepisów, braków niezbędnego wyposażenia itp. Nie należą jednak do rzadkości przypadki nieuzasadnionych ingerencji jednego poziomu w drugi.

Należy zauważyć, że postulat zgodności skal powinien obowiązywać w obrębie każdego poziomu. Poziomy między sobą muszą się różnić pod względem skali. Zaprzeczenie tej konieczności byłoby równoznaczne z zaprzeczeniem wielopoziomowości. Ale skala to perspektywa, punkt widzenia, system kategorii i specyficznych reguł dedukcyjnych. Są to, jak wiadomo, atrybuty języków, zarówno etnicznych, jak i formalnych. Różnice skal występujące między poziomami działania prowadzą zatem do zróżnicowania języków właściwych tym poziomom. Problem drożności kanałów informacyjnych między poziomami sprowadza się więc do takiej czy innej translacji. Próby znalezienia „wspólnego” języka mogą się spotkać z niepowodzeniem podobnym do tego, jakie spotkało języki ido, czy esperanto.

Technika, taktyka i strategia jako elementy działania o różnych skalach

Możemy teraz przejść do bardziej szczegółowych analiz.

³⁾ Prawo zgodności skal dla wielopoziomowych struktur działania po raz pierwszy zostało sformułowane w art. J. Morawskiego i K. Zawalskiego: Technika, taktyka i strategia sportowa. Systemowy punkt widzenia. *Sport Wyczynowy*, nr 11/86.

Nasze rozważania zilustrujemy rys. 1. Rysunek przedstawia współzależność między czterema podstawowymi czynnikami działania: czasem, przestrzenią, informacją i podmiotem działania. Czynniki te usytuowano wzdłuż czterech boków prostokąta ograniczającego rozpatrywany obszar działań. Czynniki te uszeregowano tak, że ich skala wzrasta przy przemieszczaniu się na płaszczyźnie rysunku w kierunku od lewej ku prawej stronie lub od dołu do góry. Przyjęta podziałka skal jest zbliżona do logarytmicznej, tzn. zagęszczającej się w miarę wzrostu.

Skalę czasu stanowią przyjęte konwencjonalnie jednostki czasu: sekundy, minuty, godziny itd. Skalę przestrzeni (w km) określają odpowiednio: widok z okna kabiny samolotu i mapy o różnych podziałkach. Podmiot działania rozciąga się od członka załogi samolotu do szefa przedsiębiorstwa, od pojedynczych osobników do ich dużych zespołów. Informację pokazano jako dwa uzupełniające się obszary: informacji deterministycznej (fenomenologicznej) i statystycznej (uogólnionej, syntetycznej). Informacja deterministyczna odnosi się do sytuacji zaistniałej w danej chwili. W locie będą to wskazania przyrządów pokładowych, obraz widziany przez okna kabiny, siły na sterownicach, dźwięki sygnałów itp. Informacja statystyczna ma charakter globalny. Może ona mieć formę przepisów, obowiązujących procedur, wytycznych, z góry określonych uzależnień przypisanych typowi samolotu, lotnisku, strefie klimatycznej, porze roku itp.

Działaniu odpowiada cała powierzchnia prostokąta. Jednakże, jak nietrudno zauważyć, racjonalne związki między analizowanymi czynnikami grupują się w strefie przekątnej, poprowadzonej od lewego dolnego do prawego górnego rogu prostokąta. Obszar powyżej przekątnej można określić jako pole nadmiernej agregacji, pole poniżej przekątnej — jako obszar nadmiernej dekompozycji. Obszary nadmiernej dekompozycji i nadmiernej agregacji odpowiadają niewłaściwym związkom międzyczynnikowym i w rezultacie nieefektywnemu działaniu. W sąsiedztwie przekątnej wyróżniono trzy podobszary: techniki, taktyki i strategii, odpowiadające różnym poziomom działania. Przy poruszaniu się po przekątnej, od lewej ku prawej, skala działania wzrasta.

Jak nietrudno zauważyć, przekątna obszaru działań jest graficznym odwzorowaniem sformułowanego wyżej prawa zgodności skal.

Posługując się rys. 1 możemy bliżej sprecyzować zakresy techniki, taktyki i strategii.

Technika dotyczy procesów o czasie trwania sekund (ewentualnie minut) i jest domeną załogi samolotu, a nawet poszczególnych jej członków. Strefą działania techniki są pojedyncze manewry samolotu (zmiana wysokości, kursu, centrowanie ścieżki schodzenia itp.), mieszczące się w dziesiątkach lub setkach metrów (ew. pojedynczych kilometrów). Informacja będąca podstawą do działań technicznych ma charakter zdecydowanie deterministyczny, ściśle dotyczy zaistniałej sytuacji w locie. Są to wiadomości zarówno hardwerowe (wskazania przyrządów), jak i softwerowe (sceneria widziana przez okna kabiny, odczucia).

Taktyka dotyczy, w zależności od zadania, procesów o czasie trwania od minut do kilku lub kilkunastu godzin. Rozwiązywanie zadań taktycznych leży w gestii kapitana, z udziałem obsługi naziemnej (służba osłony meteo, służba kontroli ruchu, zbliżania). Udział pozostałych członków załogi na poziomie taktyki jest ograniczony do zbierania i przekazywania informacji i do utrzymywania stanów lotu (co jest czynnością techniczną). Działanie obejmuje trasy przelotu, strefy wyczekiwania i procedury itp. Informacja taktyczna — typu mieszane — kojarząca dane statystyczne lub z góry przypisane typowi samolotu, lotnisku, strefie klimatycznej itp. oraz fenomenologiczne (np. konkretne warunki meteo na trasie, aktualny i prognozowany stan instalacji pokładowych).

„Strategia obejmuje wiele przedsięwzięć z horyzontem czasowym określonym tygodniami, miesiącami, sezonami, a nawet latami. Strategicznym podmiotem działania są duże zespoły ludzkie, których zadaniem jest dostarczanie informacji niezbędnych do podjęcia decyzji oraz realizacja zadań wynikających z tych decyzji, podejmowanych przez szefa przedsiębiorstwa. Informacja strategiczna ma charakter ogólny, w większości przypadków statystyczny. Działania strategiczne obejmują zwykle wszystkie działania przedsiębiorstwa. Należy nadmienić, że rola przestrzeni w potocznym znaczeniu na najwyższych poziomach działania maleje. Czynnikiem ten zostaje wyeliminowany informacją, której przesyłanie na dowolne odległości nie stanowi obecnie żadnego problemu.

Polskie śmigła w 40-leciu PRL

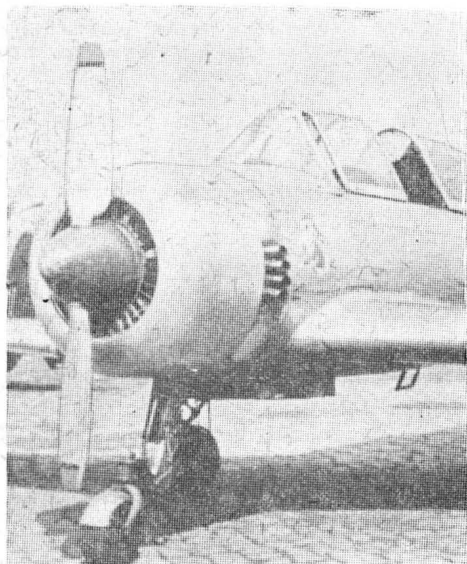
Inż. STANISŁAW MALEWSKI

W 1918 r. po odzyskaniu niepodległości nastąpił w Polsce rozwój lotnictwa. Powstawały samoloty, wytwórnie lotnicze, a polscy piloci latający na tych samolotach odnosili światowe sukcesy. Oczywiście wykonywano również śmigła do tych samolotów. Jednakże aż do wybuchu II wojny światowej były to śmigła stałe, całkowicie drewniane (na ogół firmy Szomański z Warszawy). Śmigła metalowe zarówno stałe, jak i przestawialne kupowano za granicą. Tuż przed wojną zakupiono licencję firmy Hamilton Standard ze Stanów Zjednoczonych na hydrauliczne śmigła automatyczne o stałych obrotach z metalowymi (duralowymi) łopatom. Były one przewidziane do samolotu Łoś, jednakże nie zdołano uruchomić ich produkcji. Jako ciekawostkę można podać, że zakupiono jedynie prasę przewidzianą do spęczania nasad łopat do tego śmigła. Prasa ta przez wiele powojennych lat pracowała w Zakładach Metalowych na Woli, lecz nigdy nie wykonywano na niej elementów lotniczych.

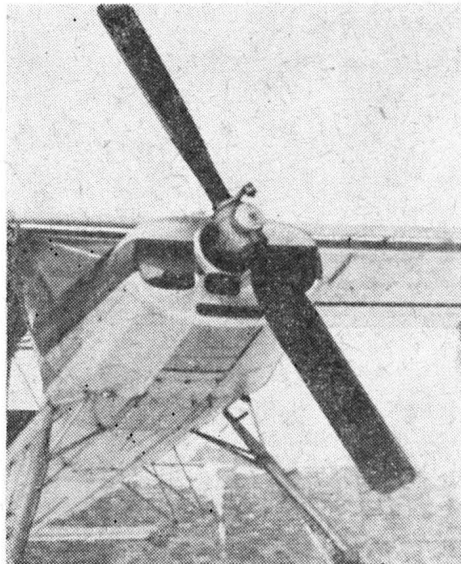
Z cenniejszych opracowań w dziedzinie śmigieł w okresie międzywojennym, które dotąd nic nie straciły na swej wartości, są tunelowe dmuchania modeli śmigieł wykonane w Instytucie Aerodynamicznym Politechniki Warszawskiej pod kierunkiem prof. J. Bukowskiego. Po wojnie posłużyły one do zaprojektowania śmigieł do wielu samolotów, które zbudowano już w Polsce Ludowej.

Były to początkowo znowu śmigła stałe całkowicie drewniane. Drewno pozostało zresztą do dziś jedynym krajowym materiałem używanym do produkcji łopat, mimo że jest to również produkcja wielkoseryjna. Odkuwki do wykonywania łopat duralowych sprowadzamy ze Związku Radzieckiego lub z Czechosłowacji.

Przykładem współcześnie wykonywanych śmigieł z łopatami drewnianymi są śmigła do samolotu Wilga. Są to już śmigła przestawialne, automatycznie utrzymujące stałe, zadane przez pilota, obroty silnika. Łopaty są jednak nadal



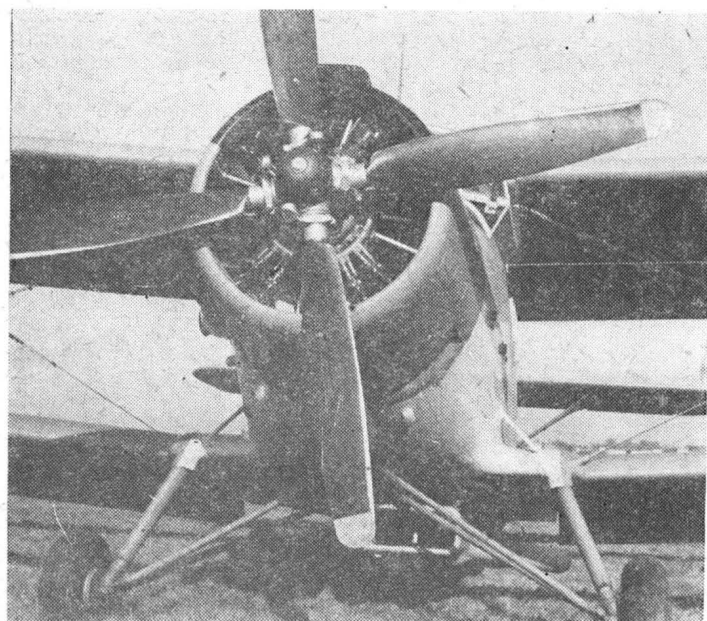
Rys. 1. Śmigło WR-1A do Biesa. Fot. T. Zychiewicz



Rys. 2. Śmigło US-101 000 do Wilgi 2. Fot. A. A. Mroczek



Rys. 3. Śmigło AW-2-30 do Dromadera. Fot. W. Garbarczyk

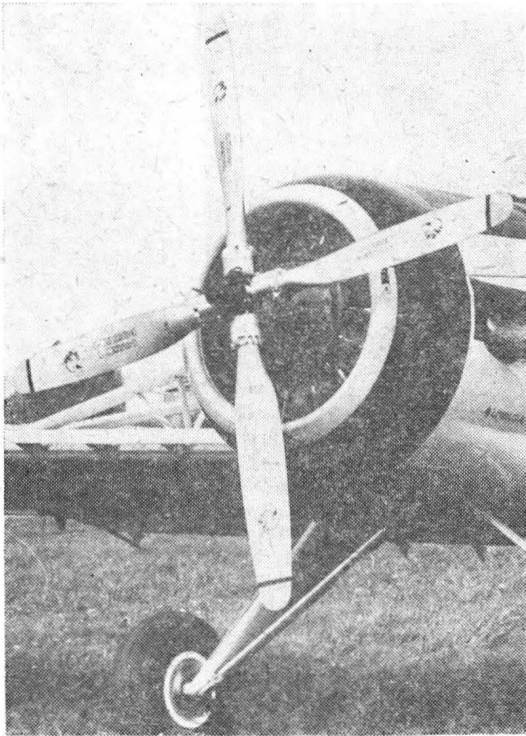


Rys. 4. Śmigło AW-2 do samolotu An-2



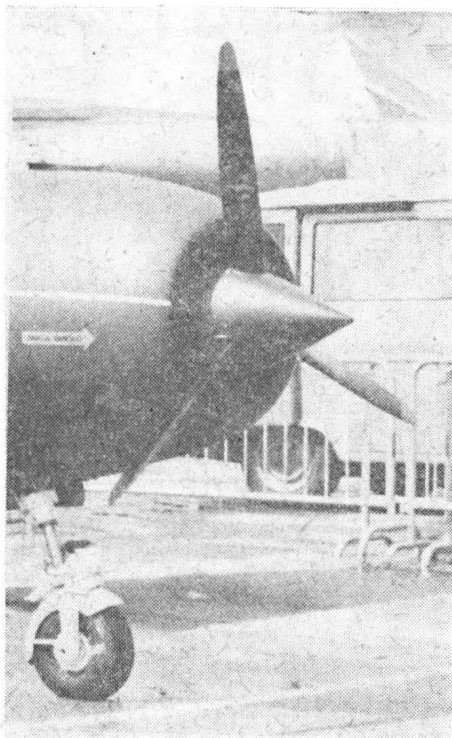
Rys. 5. Śmigło US-122 000 do Wilgi 35. Fot. A. Glass

drewniane. Oczywiście to, że łopaty są drewniane nie świadczy, że są aerodynamicznie niedoskonałe. Mankamentem jest jednak ich ograniczona żywotność.

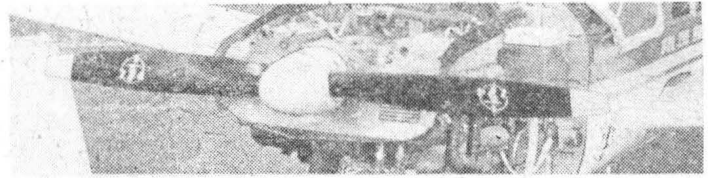


Rys. 6. Śmigło do US-132 000 do Kruka. Fot. J. Zych

Wspomniane śmigło do Wilgi oznaczone US-122 000 jest wersją śmigła automatycznego W530-D11 do samolotu Jak-12, którego licencję uzyskaliśmy od Związku Radzieckiego. Było to pierwsze śmigło produkowane w Polsce, wyposażone w metalową piastę. Od 1955 r., tj. od wdrożenia licencji, wyprodukowano ok. 4000 egz. obu wersji śmigieł. Prawie w tym samym czasie WSK-Okęcie rozpoczęła produkcję drugiego śmigła automatycznego na podstawie licencji radzieckiej do popularnego samolotu An-2. Śmigło to początkowo miało również drewniane łopaty. Jednakże od 1966 r. weszła do produkcji wersja śmigła AW-2 z metalowymi łopatami. Wykonano ponad 6000 śmigieł tego typu. Wyprodukowanie pierwszej łopaty metalowej do nowej



Rys. 7. Śmigło US-146 000 do Orlika. Fot. L. Zielaskowski

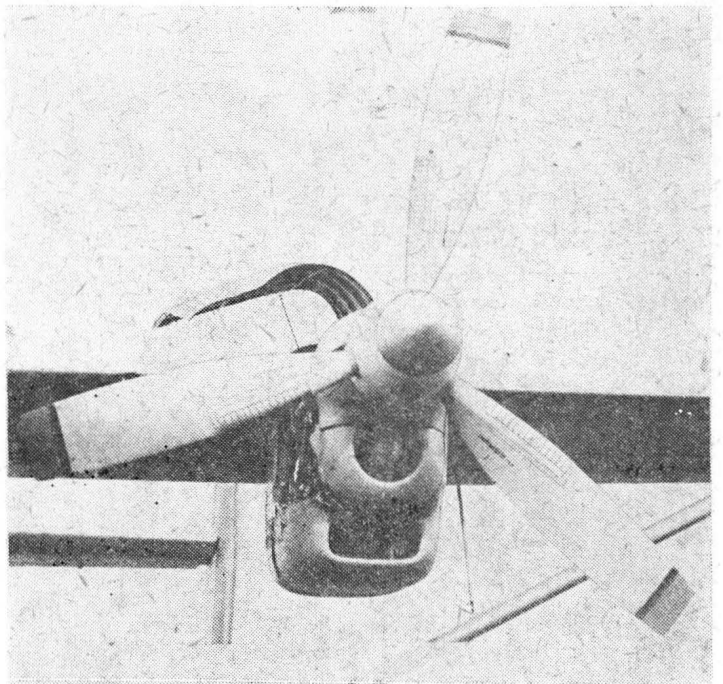


Rys. 8. Śmigło US-135 000 do Kolibra. Fot. L. Zielaskowski

wersji licencyjnego śmigła do „Antka” było początkiem pewnego przełomu w WSK-Okęcie. Wprawdzie nie od razu to nastąpiło, niemniej był to początek końca wytwarzania łopat drewnianych. Kiedyś WSK-Okęcie była potentatem stolarskim. Budowano tu z drewna całe samoloty, szybowce. Zaczęła się likwidacja ostatniego wydziału stolarskiego, jakim była śmigłownia. Produkcję łopat przekazano do PZL-Bielsko (filia w Jeżowie).

Pierwszym śmigłem automatycznym z piastą metalową polskiej konstrukcji było śmigło WR-1A do samolotu Bies projektu doc. mgr inż. W. Rotha, które powstało w 1954 r. Produkowane w WSK-Okęcie otrzymało oznaczenie US-100. Na następną polską konstrukcję, która weszła do produkcji seryjnej, trzeba było poczekać aż do 1975 r. Było to śmigło US-132 000 do Kruka.

W 1963 r. w WSK-Okęcie podjęto prace nad zastosowaniem laminatu epoksydowo-szklanego do wykonania łopat. Prace te zostały uwieńczone sukcesem. Pierwsze łopaty laminatowe zastosowano w śmigle WR-1A w wersji oznaczonej US-107 000 na samolocie Bies. W śmigła te wyposażono trzy samoloty. Wykonano również prototypy śmigieł z łopatami laminatowymi do samolotu Wilga-40 o oznaczeniu US-123 000 oraz opracowano śmigło US-129 000 do samolotu Kruk. Śmigło to uzyskało certyfikat i resurs wstępny 300 h. Wyprodukowano jedynie 10 śmigieł seryjnych. Zaniechano jednak produkcji łopat laminatowych ze względu na trudności wykonawcze. Łopaty te były wykonywane z zastosowaniem utwardzaczy na zimno, co ograniczało produkcję



Rys. 9. Śmigło AW-24AN do samolotu An-28. Fot. L. Zielaskowski

do jednej łopaty z jednej formy na dobę. Obecnie Instytut Lotnictwa ponownie podejmuje prace nad łopatami laminatowymi ze względu na opracowanie utwardzaczy na gorąco umożliwiających równocześnie zastosowanie prepregów.

WSK-Okęcie (poza dwoma śmigłami produkowanymi na podstawie licencji, tj. US-122 000 i AW-2) produkuje obecnie seryjnie trzy typy śmigieł na podstawie własnych konstrukcji: US-132 do Kruka z silnikiem PZL-3S, US-133 do Kruka z silnikiem PZL-3SR i US-135 do Kolibra z silnikiem PZL-Franklin 4A, a także AW-2-30 do Dromadera i Kruka z silnikiem ASz-62IR. Do produkcji wprowadzane jest śmigło AW-24AN do samolotu An-28.

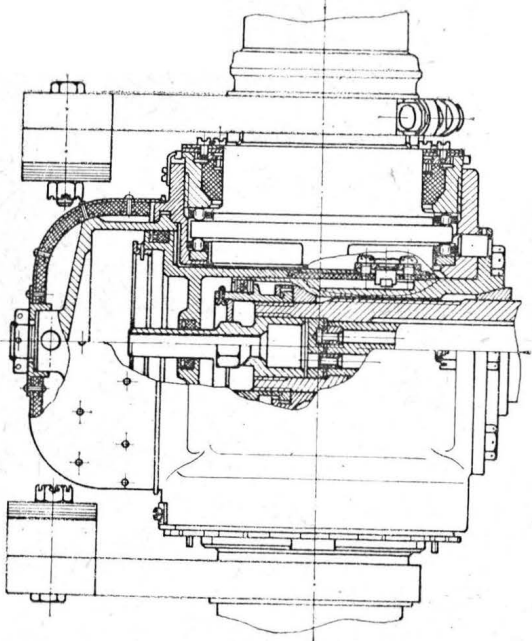
Trzy dalsze typy śmigieł znajdują się w fazie budowy prototypów lub prób certyfikacyjnych. Są to: US-134 do Mewy z silnikiem PZL-Franklin 6A, US-142 do Orlika z sil-

nikami M-14Pm i US-141 z nowym profilem łopat do Orlika.

Projektowanie nowych śmigieł i wdrożenie do ich pro-

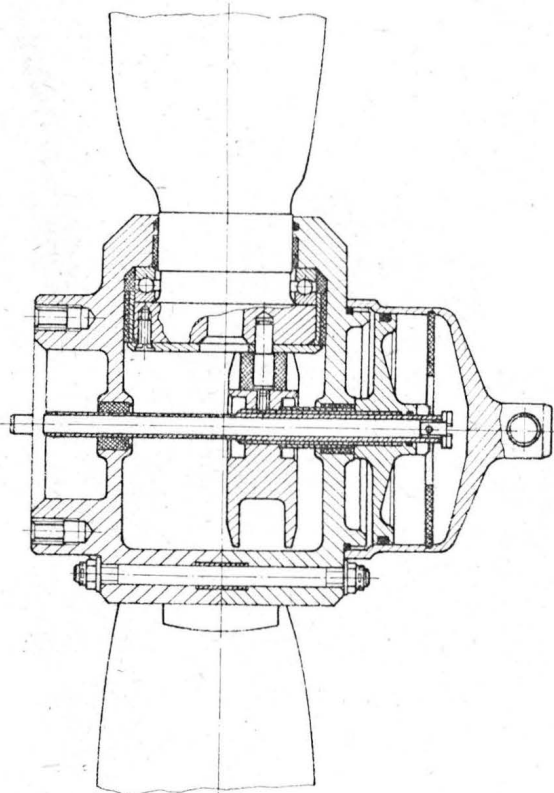
sami państwowymi. Krystalizowanie się tych przepisów dotyczących śmigieł i ich egzekwowanie w Polsce ma również swoją historię. Dopóki chodziło o stałe śmigła drewniane — nie było problemu.

Współczesne przepisy i obecnie stawiają takim śmigłom bardzo skromne wymagania. Problemy wystąpiły wówczas,

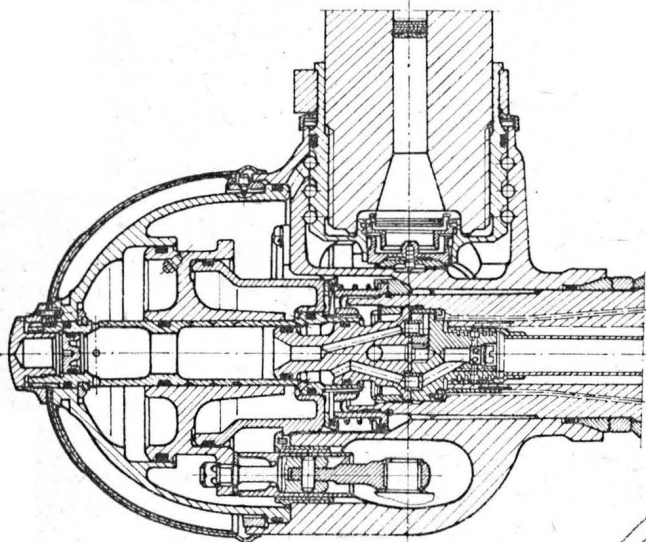


Rys. 10. Piasta śmigła US-122 000

dukcji seryjnej wiąże się z ich certyfikacją, czyli przeprowadzeniem pewnego zakresu prób i badań udowadniających, że zostały zbudowane zgodnie z określonymi przepi-



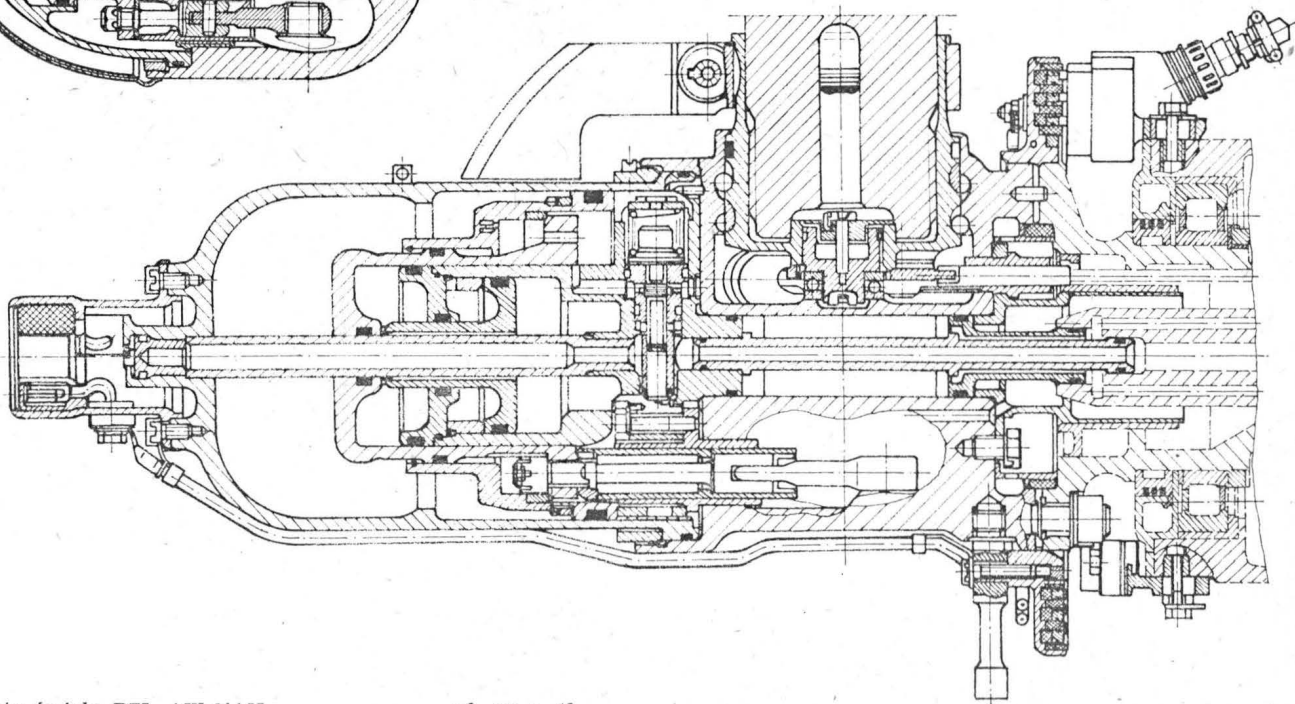
Rys. 11. Piasta śmigieł PZL AW-2, PZL AW-2-30



Rys. 12. Piasta śmigieł PZL US-142FK, PZL US-143

gdy zaczęły powstawać śmigła z odejmowanymi łopatom i gdy łopaty zaczęto wykonywać z metalu lub kompozytów.

W tym pierwszym okresie wymagania konstrukcyjne i zakres prób ustalał Instytut Lotnictwa, który równocześnie był uprawniony do dopuszczania do użytkowania w locie. Z czasem funkcje te kolejno przejmował powołany do tego Inspektorat Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych. Instytut Lotnictwa pozostał jednak przez dłuższy czas insty-



Rys. 13. Piasta śmigła PZL AW-24AN

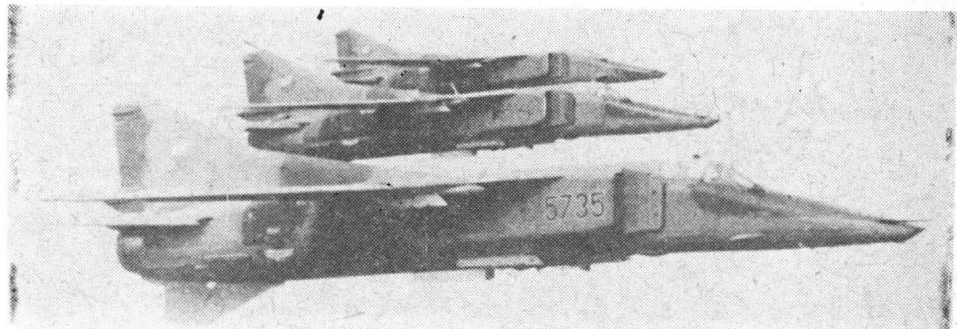
cd. na s. 18

Samolot szturmowy i myśliwski

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy, jednosilnikowy, odrzutowy, całkowicie metalowy grzbietopłat o zmiennej geometrii.

Plat. Obrys trapezowy z uskokiem krawędzi natarcia. Skos krawędzi natarcia części zewnętrznych zmienny od 16° do 72°. Skos krawędzi natarcia stałej środkowej części skrzydła 72°. Niewielki wznios ujemny. Konstrukcja części zewnętrznych wielodźwigarowa, w kesonach integralne zbiorniki paliwowe. Mechanizacja zewnętrznych części skrzydła składa się z klap noskowych (na 2/3 rozpiętości noska, po 4 segmenty na każdej połowie skrzydła), spoilerów (po 2 segmenty na każdej połowie skrzydła) i szczelinowych klap tylnych (na całej rozpiętości krawędzi spływu, po 3 segmenty na każdej połowie skrzydła). Lotek brak. Przy ustawionym maksymalnym skosie skrzydeł działają tylko zewnętrzne segmenty klap. Działanie spoilerów jest sprzężone z działaniem sterów wysokości. Spoilery są wychylane podczas dobiegu, zwiększając opór aerodynamiczny i docisk samolotu do nawierzchni pasa. Działanie klap noskowych jest sprzężone z działaniem klap tylnych. Konstrukcja klap noskowych i klap tylnych metalowa, przekładkowa. Środkowa część skrzydła na stałe połączona z kadłubem, jednodźwigarowa — dźwigar w postaci pręta o pasach frezowanych, zakończonych przegubami o osiach pionowych. Pod środkową częścią skrzydła zaczepy do podwieszeń zewnętrznych.

Kadłub. Przekrój owalny, spłaszczony z boków. Konstrukcja półskorupowa, całkowicie metalowa. W przedniej części kadłuba mieszczą się urządzenia celownicze i wyposażenie radioelektroniczne. Pod ciśnieniową kabiną znajduje się wnęka podwozia przedniego. Kabina wyposażona w fotel wyrzucany typu zero-zero. Oszklenie kabiny: wiatrochron z trzema szybami (przednia płaska, pancerna) i otwierana w tył do góry osłona zaopatrzona w peryskop wsteczny i wewnętrzne lusterka wsteczne. Za kabiną, wewnątrz kadłuba mieści się zbiornik paliwowy. Na grzbiecie kadłuba za kabiną są rozmieszczone dalsze podzespoły awioniki i instalacji pokładowych. Z obu stron kadłuba za kabiną znajdują się wloty powietrza do silnika. Mają one przekrój prostokątny i są zaopatrzone w oddzielacze warstwy przyściennej. Prostokątne kanały wlotowe przechodzą stopniowo w jeden o przekroju kołowym. W obudowach wlotów mieszczą się wnęki podwozia głównego. Pod środkową częścią kadłuba jest umieszczone uzbrojenie strzeleckie i zaczepy do podwieszeń zewnętrznych. Tylna część kadłuba w postaci półskorupowej rury obudowującej silnik i niosącej usterzenie może być całkowicie odejmwana w celu dokonania przeglądu i wymiany zespołu napędowego.



Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym. Obrisy usterzeń trapezowe. Płytowe usterzenie poziome o skosie krawędzi natarcia 57°, płyty wychylane zgodnie (jako ster wysokości) lub różnicowo (działanie lotkowe), ich wychylenie jest uzgodnione z działaniem spoilerów. Skos krawędzi natarcia statecznika pionowego 65°. Przed statecznikiem duża trójkątna płetwa grzbietowa. U nasady statecznika pionowego pojemnik spadochronu hamującego. Statecznik pionowy i płyty usterzenia poziomego wielodźwigarowe, części spływowe płyt i steru kierunku przekładkowe. Pod kadłubem duża, składana w bok płetwa ustateczniająca. Jej składanie jest konieczne w celu umożliwienia lądowania i manewrów na ziemi.

Sterowanie. Zmiana skosu skrzydeł oraz wychylenia powierzchni sterowych realizowane są za pomocą siłowników hydraulicznych.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane do kadłuba. Wahaczowe, chowane ku tyłowi podwozie przednie jest sterowane, z kołami bliźniaczymi zaopatrzonymi w błotnik. Goleń podwozia przedniego teleskopowa. Zespoły podwozia głównego jednokołowe. Golenie podwozia głównego łamane, poziome, osłony wnęk mocowane do goleni. Amortyzacja olejowo-gazowa. Koła główne wyposażone w hamulce z urządzeniem przeciwślizgowym. Na goleniach podwozia głównego reflektory. Działanie hamulców podwozia może być uzupełnione spadochronem hamującym.

Zespół napędowy. Silnik turboodrzutowy Tumanski o ciągu 7800 daN bez dopalania i 11 300 daN z dopalaniem. Dysza wylotowa o zmiennej geometrii.

Instalacje. Paliwowa — łączna pojemność zbiorników skrzydłowych i kadłubowych 5380 l, możliwość podwieszenia zbiorników dodatkowych (3 × 800 l). Elektryczna — prądnicą na silniku, przetwornice, akumulator, prądnicą awaryjna. Hydrauliczna — wieloobwodowa, do sterowania płatowcem. Pneumatyczna — do uszczelniania osłony kabiny.

Wyposażenie. System celowniczy, systemy łączności i identyfikacji, systemy nawigacyjne, ostrzegawcze i zakłócające, urządzenie nawigacyjne do lotów na małym pułapie.

Uzbrojenie. Stałe — sześciolufowe obrotowe działko automatyczne pod środkową częścią kadłuba. Podwieszane — na 3 zaczepach kadłubowych i 2 podskrzydłowych, różne zestawy bomb, pocisków niekierowanych w zasobnikach, pocisków kierowanych powietrze—ziemia i powietrze—powietrze, zasobników z bronią strzelecką, zasobników z wyposażeniem specjalnym lub zbiorników dodatkowych.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. W 1967 r. zaprezentowano samolot E-231 — prototyp samolotu MiG-23. Został on wprowadzony do użytkowania w 1970 r., a od 1973 r. był produkowany w znacznych ilościach i w różnych wersjach. Był on sprzedawany do krajów Paktu Warszawskiego oraz niektórych krajów Afryki i Azji. Dalszym rozwinięciem MiG-23BM jest MiG-27. Różnice zewnętrzne sprowadzają się do zmiany kształtu wlotów powietrza wraz z oddzieleniami warstwy przyściennej, zmiany kształtu przedniej części kadłuba na bardziej spadzisty i zmiany kształtu osłon kabiny. Zmieniono także silnik (na dostosowany do lotów przede wszystkim na małych wysokościach), uzbrojenie i wyposażenie. MiG-27 ma nieco niższe osiągi niż ostatnie wersje MiG-23, lecz nie mają one w tym przypadku zasadniczego znaczenia. Modyfikacji uległo także podwozie — zmieniono ogumienie na niskociśnieniowe w celu umożliwienia korzystania z lotnisk gruntowych i trawiastych. Samolot MiG-27 jest produkowany w kilku wersjach różniących się wyposażeniem, niektóre z nich są prawie identyczne z ostatnimi wersjami myśliwca MiG-23. W kodzie NATO samoloty MiG-27 różnych wersji noszą nazwę Flogger-D.

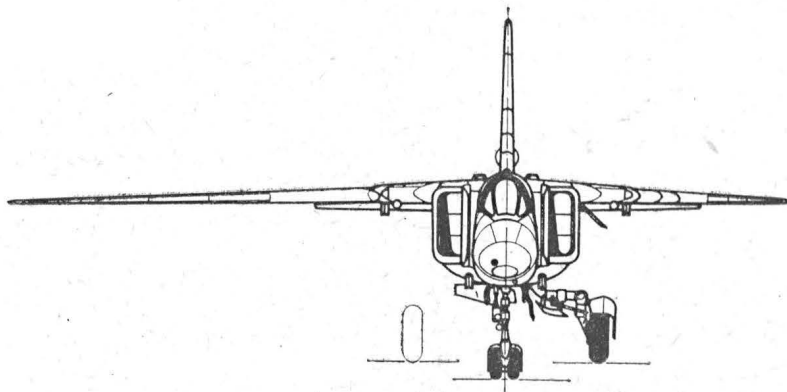
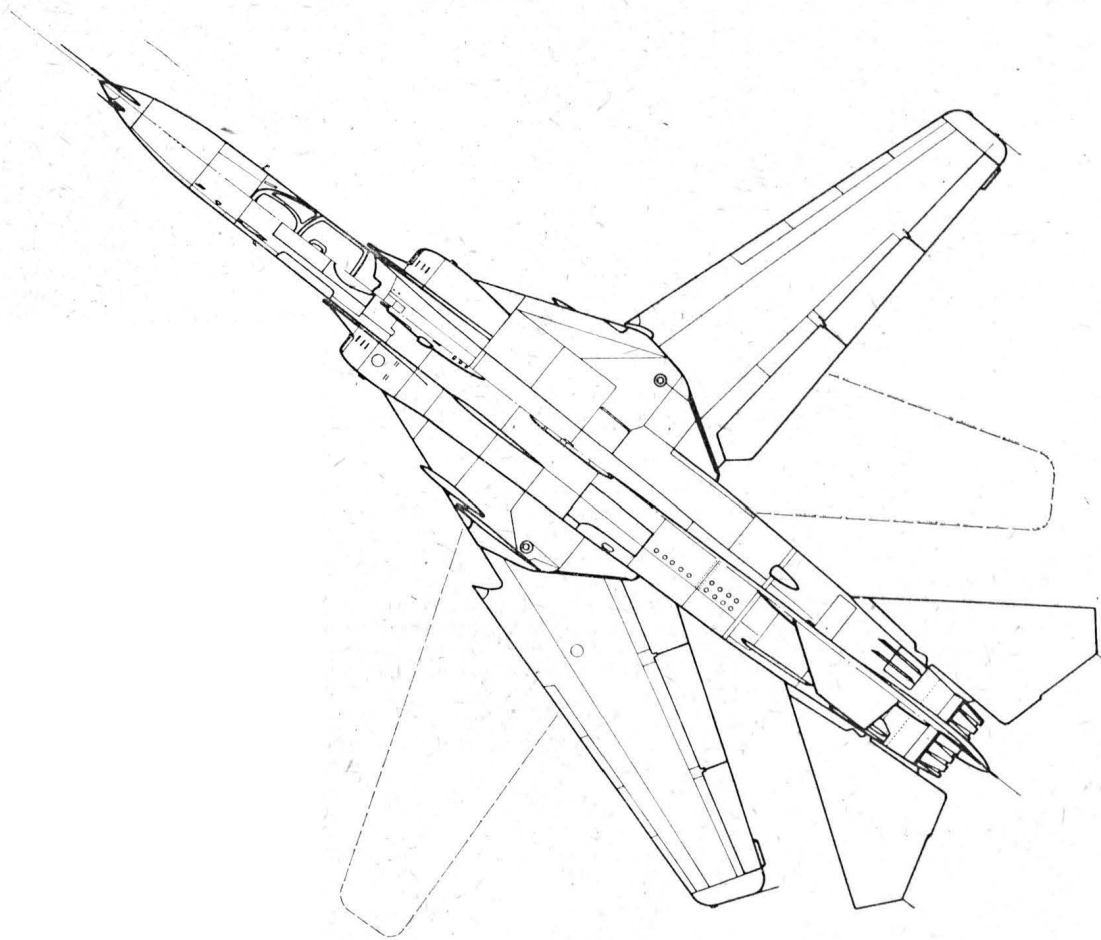
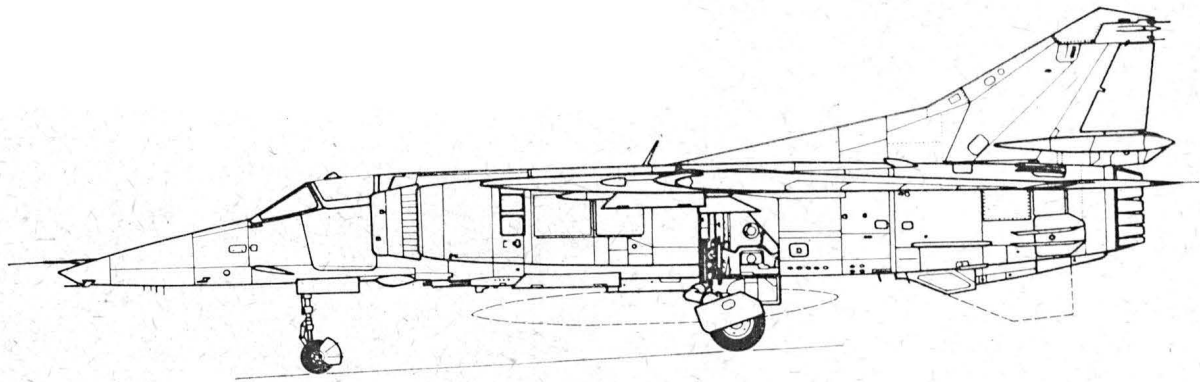
Źródło: K. H. Eyer mann: MiG Flugzeuge. Transpress Verlag, Berlin 1986 (Berlin Wschodni)

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość maks.	14,25 m
Rozpiętość min.	8,38 m
Długość	16,46 m
Wysokość	3,95 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	5,75 m
Powierzchnia skrzydła	27,26 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	6,88 m ²
Wydłużenie skrzydła maks.	7,45
Wydłużenie skrzydła min.	2,58
Wydłużenie usterzenia poziomego	4,81
Masa własna	10 700 kg
Masa startowa bez podwieszeń	15 500 kg
Masa startowa maks.	20 100 kg
Obciążenie powierzchni nośnej	568,6 kg/m ²
Obciążenie powierzchni nośnej maks.	737,3 kg/m ²

Obciążenie ciągu (bez podw., bez dopal.)	1,98 kg/daN
Obciążenie ciągu (bez podw., z dopal.)	1,38 kg/daN
Obciążenie ciągu (masa maks. bez dopal.)	2,56 kg/daN
Obciążenie ciągu (masa maks., z dopal.)	1,78 kg/daN
Prędkość maks. (H = 0 m) (1,1 Ma)	1350 km/h
Prędkość maks. (H = 11 000 m) (1,7 Ma)	1805 km/h
Prędkość przelotowa (H = 11 000 m) (0,8 Ma)	850 km/h
Prędkość lądowania	195 km/h
Wznoszenie maks.	200 m/s
Czas wznoszenia na 11 000 m	100 s
Długość startu na 15 m (bez podw.)	800 m
Bojowy promień działania (profil lotu -lo-lo-lo)	575 km
Bojowy promień działania (profil lotu hi-lo-hi)	1090 km
Bojowy promień działania (akcja myśliwska)	1370 km

T.M.



Szybowiec klasy zawodniczej 15 m

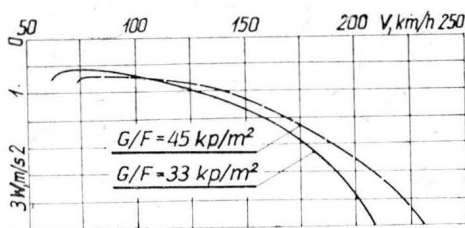
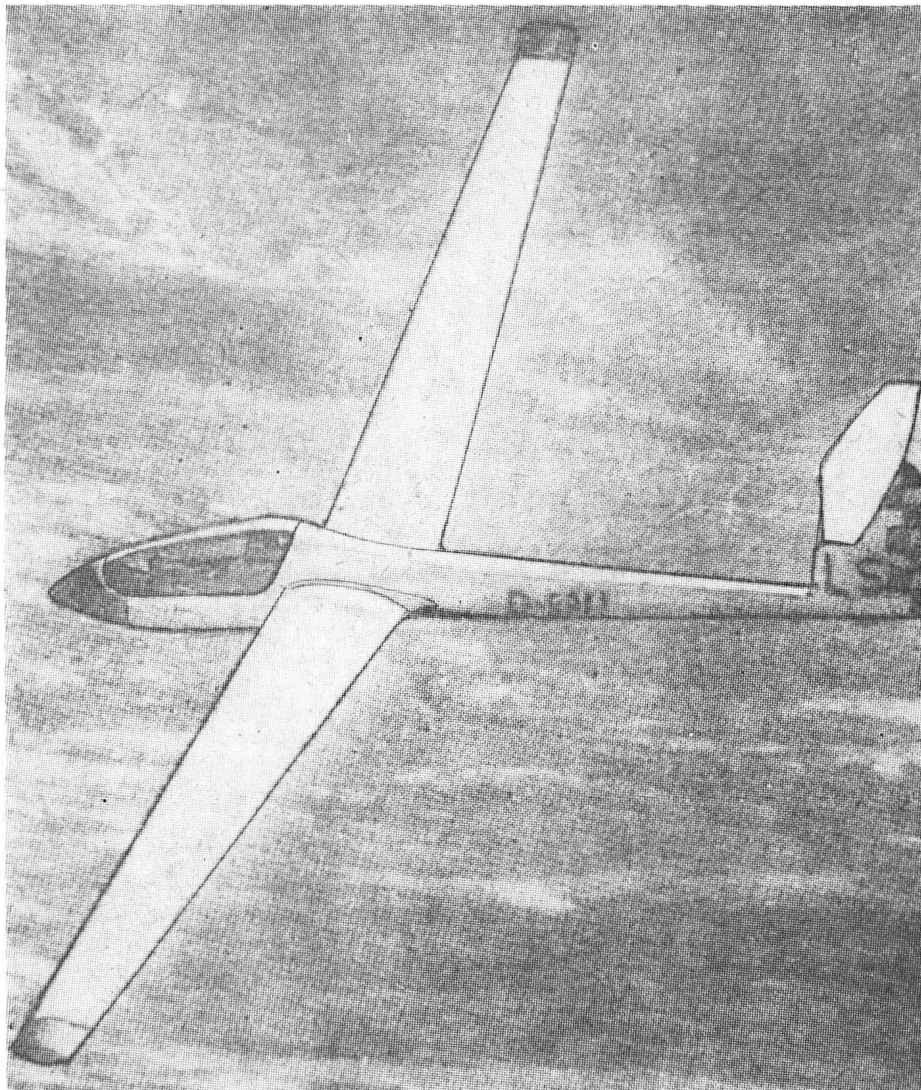
KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy średnio-
płat o konstrukcji kompozytowej z chowa-
nym podwoziem.

Płat. Obrys trapezowy, profil laminarny
Wortmanna (modyfikowany) o grubości
względnej 18%, wznios 4°. Konstrukcja dwu-
częściowa, jednodźwigarowa, skorupowa.
Skorupy pokryć przekładkowe z kompozy-
tu szklano-epoksydowego i sztywnej pianki
PCV. Dźwigar skrzynekowy, pasy dźwigara z
rowingu szklanego. Za dźwigarem, około
połowy rozpiętości każdego skrzydła, znaj-
dują się hamulce aerodynamiczne wysuwa-
ne z górnej powierzchni płata. W kesonach
skrzydeł zbiorniki balastowe. Kłapy i lot-
ki bezszeliniowe o konstrukcji przekład-
kowej z kompozytu szklano-epoksydowego
i sztywnej pianki PCV. Końcówki skrzydeł
lekko zagięte ku dołowi. Skrzydła są lami-
nowane w foremnikach negatywnych z
dokładnością odwzorowania geometrii do
0,2 mm. Skrzydła są połączone wzajemnie
i z kadłubem w sposób pozwalający na
szybki montaż i demontaż.

Kadłub. Kształt typowy dla współczes-
nych szybowców, przekrój owalny w części
przedniej przechodzi w kołowy w części
tylnej. Konstrukcja skorupowa z kompozy-
tu szklano-epoksydowego, lokalnie wzmo-
cniona w celu wprowadzenia sił skupionych
od skrzydeł, podwozia i zaczepu holowni-
czego. Kabina opracowana wg zasad ergo-
nomii, pozycja pilota półleżąca, oparcie fo-
tela regulowane. Osłona kabiny jednocze-
ściowa. Za fotelem pilota znajduje się wnę-
ka podwozia oraz węzły mocowania skrzy-
dła. Tylna część kadłuba w postaci skoru-
powej rury płynnie przechodzi w statecznik
pionowy. Pod statecznikiem znajduje
się płoza chroniąca tył kadłuba.

Usterzenie. Usterzenie w układzie T. Ob-
risy usterzeń trapezowe. Statecznik poziomy
o konstrukcji skorupowej, usztywniony
żeberkami ze sztywnej pianki PCV. Ster
wysokości jednoczęściowy, przekładkowy, z
kompozytu szklano-epoksydowego i sztyw-
nej pianki PCV. Usterzenie poziome moco-
wane do szczytu statecznika pionowego w
sposób umożliwiający szybki montaż i de-
montaż. Konstrukcja steru kierunku analogi-
czna do konstrukcji steru wysokości.

Sterowanie. Układy sterowania sterem
wysokości i lotkami sztywne, popychaczo-
we. Układy sterowania sterem kierunku i
wychylania hamulców aerodynamicznych —
linkowe. Kłapy wypuszczane ręcznie za po-
średnictwem elementów skrętnych. W ukła-
dach sterowania złącza szybkorozłączne.



Rys. Biegunowa szybowca Rolladen-Schnei-
der LS-3

Podwozie. Chowane mechanicznie (ręcz-
nie) do wnęki kadłubowej zamykanej dwu-

skrzydłową pokrywą. Koło na widelcu, wy-
posażone w hamulce mechaniczne. Amor-
tyzacja — kłoczek gumowy. Pod stateczni-
kiem pionowym płoza ogonowa amortyzo-
wana krażkiem gumowym.

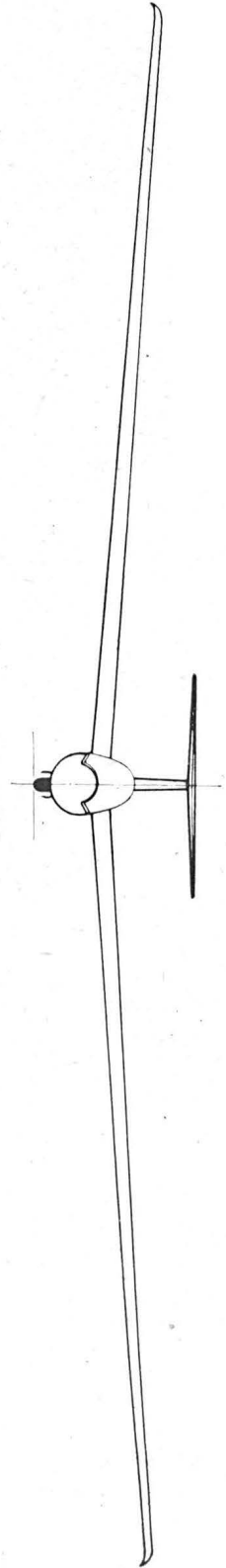
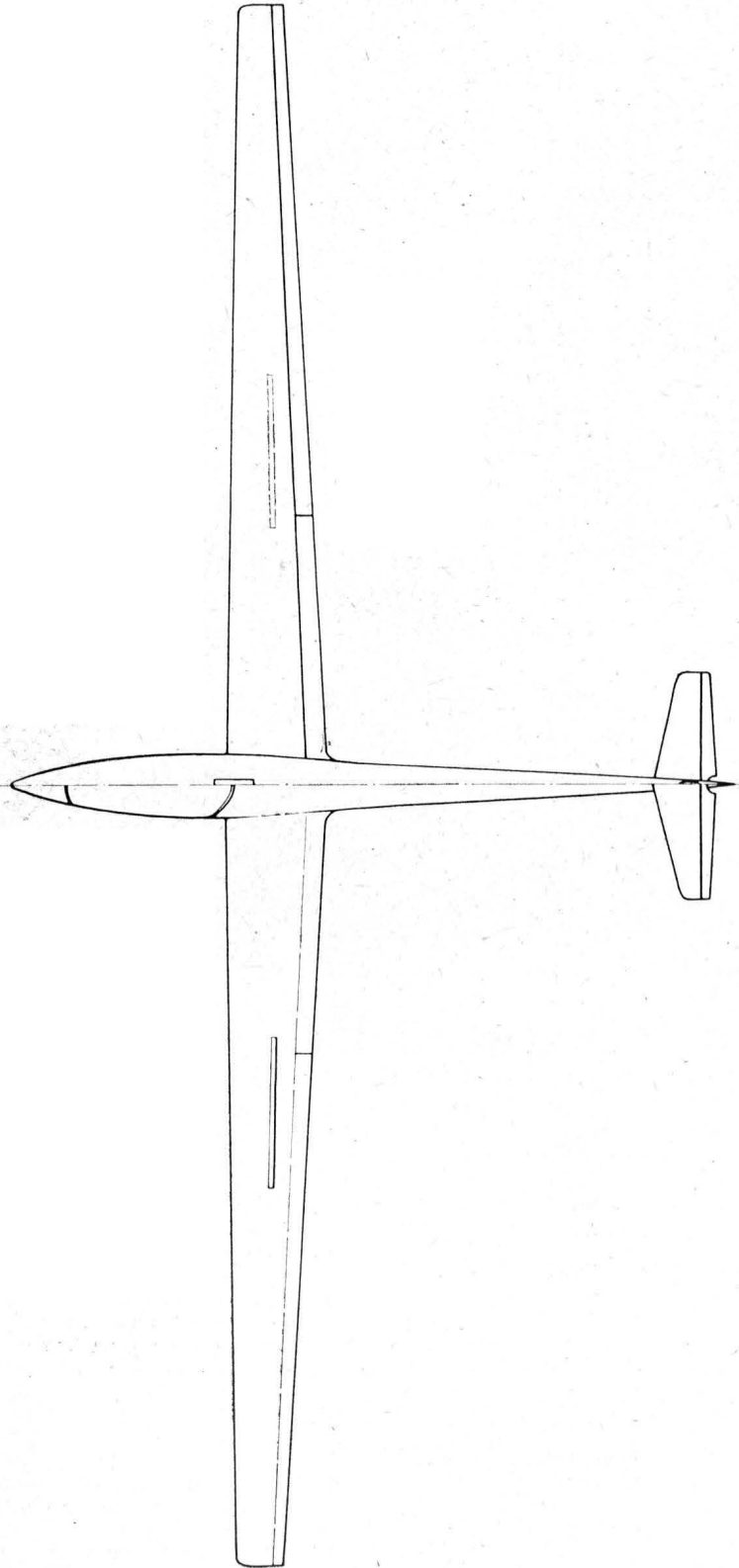
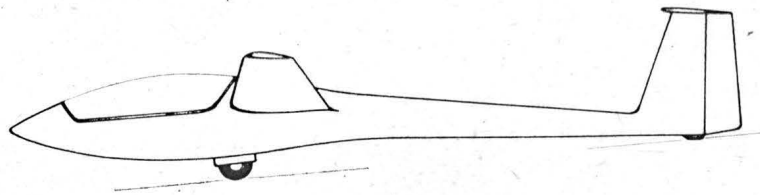
Wyposażenie. Prędkościomierz, 2 wario-
metry, wysokościomierz, busola, możliwość
zabudowy radiostacji UHF.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Szybowiec LS-3
został opracowany w połowie lat siedem-
dziesiątych w firmie Rolladen-Schneider w
miejscowości Egelsbach (RFN). LS-3 jest
rozwinięciem wcześniejszych konstrukcji tej
samej firmy LS-1f i LS-2. Konstrukctorem
szybowca LS-3 jest Wolfgang Lembke. Pro-
totyp LS-3 oblatano w 1976 r.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	15,00 m
Długość	6,86 m
Wysokość	1,60 m
Rozpiętość usterzenia	2,16 m
Powierzchnia skrzydła	10,50 m ²
Wydłużenie skrzydła	21,4
Masa własna	240 kg
Masa startowa maks.	470 kg

Masa balastu wodnego	150 kg
Obciążenie powierzchni maks.	45,0 kg/m ²
Obciążenie powierzchni min.	28,5 kg/m ²
Doskonałość maks. (przy prędkości 100 km/h i obciążeniu powierzchni 32 kg/m ²)	40
Opadanie min. (przy obciążeniu powierzchni 32 kg/m ²)	0,55 m/s
Prędkość dopuszczalna	250 km/h
Prędkość przeciągnięcia	65 km/h
	T.M.



Terminy lotnicze bułgarskie, czeskie i serbochorwackie (VI)

1 — wyposażenie elektroniczne, awionika	1 — elektronické vybavení, e. zařízení, avionika	1 — elektronska oprema	1 — електронно оборудване, е. обзавеждане
2 — w. radiowe	2 — radiové zařízení	2 — radio-oprema	2 — радиооборудване
3 — fala radiowa	3 — rádiová vlna	3 — radio-talas	3 — радиовълна
4 — zakres (długości) fal	4 — vlnový rozsah	4 — talasni opseg, valni o.	4 — диапазон на вълните, вълнов д., в. обхват
5 — fale długie	5 — dlouhé vlny	5 — dugi talasi	5 — дълги вълни
6 — f. średnie	6 — střední v.	6 — srednji t.	6 — средни вълни
7 — f. krótkie	7 — krátké v.	7 — kratki t.	7 — къси вълни
8 — f. ultrakrótkie	8 — ultrakrátké v.	8 — talasi UKT, ultrakratke t.	8 — ултракъси в.
9 — fala nośna	9 — nosná vlna	9 — noseći talas	9 — носеща вълна
10 — modulacja	10 — modulace	10 — modulacija	10 — модулация
11 — m. częstotliwości	11 — frekvenční modulace, kmitočtová m.	11 — frekvenčana m.	11 — честотна модулация
12 — kanał (radiowy)	12 — kanál	12 — kanal, radio-kanal	12 — (радио)канал
13 — częstotliwość	13 — frekvence, kmitočet	13 — frekvencija, učestanost	13 — честота
14 — zakres częstotliwości, pasmo c.	14 — frekvenční rozsah, kmitočtový r.	14 — frekvenčani obim, frekventni opseg, frekventno područje	14 — диапазон на честотите, честотен д., ч. обхват
15 — odbiór	15 — příjem	15 — prijem	15 — приемане
16 — nadawanie	16 — vysílání	16 — otpremanje	16 — предаване
17 — wzmacniacz	17 — zesilovač	17 — pojačavač	17 — усилвател
18 — wzmacnienie	18 — zesilení	18 — pojačavanje	18 — усиляване
19 — rezonans	19 — rezonance	20 — resonanca, rezonancija, sazvučavanje	19 — резонанс
20 — sygnał	20 — signál	20 — signal	20 — сигнал
21 — czułość	21 — citlivost	21 — osjetljivost	21 — чувствителност
22 — strojene; dostrojenje	22 — ladění; dolad'ování	22 — sintonija	22 — настройване, настройка, нагласяне; донастройване, донастройка; регулиране
23 — zanik odbioru, tłumienie o.	23 — únik příjmu	23 — slabljenje prijema	23 — фединг, затихане, замиране, заглъхване
24 — półprzewodnik	24 — polovodič	24 — poluprovodnik	24 — полупроводник
25 — tranzystor	25 — tranzistor	25 — tranzistor	25 — транзистор
26 — dioda	26 — dioda	26 — dioda	26 — диод
27 — kabel współosiowy	27 — koaxiální kabel	27 — koaksijalni kabel	27 — коаксиален кабел
28 — k. ekranowany	28 — stíněný k.	28 — oklopljeni k.	28 — екраниран к.
29 — ekranowanie	29 — stínění	29 — oklopljavanje; ograda	29 — екраниране
30 — antena niekierunkowa, a. wszechkierunkowa, a. dookólna	30 — všesměrová anténa	30 — neditigovana antena, neupravljena a.	30 — кръгово насочена антена, ненасочена а.
31 — a. ramowa; a. kierunkowa	31 — rámová a., směrová a.	31 — okvirna a.; upravljena a.	31 — рамкова а.; насочена а., а. с насочено действие
32 — a. nadawcza	32 — vysílací a.	32 — predajna a.	32 — предавателна а.
33 — a. odbiorcza	33 — přijímací a.	33 — prijemna a.	33 — приемна а.
34 — izolator	34 — izolátor	34 — osamnik	34 — изолатор
35 — rozchodzenie się fal, propagacja f., rozptył f.	35 — šíření vln	35 — raspostiranje (radio-)talasa, širenje (r.-)t.	35 — распространение на вълните
36 — zakłócenia	36 — poruchy	36 — ometanje, smetnje	36 — смущения, радиосмущения
37 — z. atmosferyczne	37 — atmosférické p.	37 — atmosfersko o., a. s.	37 — атмосферни с.
38 — radionawigacja	38 — rádiová navigace	38 — radio-navigacija	38 — радионавигация
39 — azymut	39 — azimut	39 — azimut	39 — азимут
40 — namiar (radiowy)	40 — zaměření, směrník	40 — (radio-)peleng; smer	40 — пеленг
41 — radiolataria	41 — radiomaják, rádiový maják, rádiové návěstidlo	41 — radio-far, radiofar	41 — радиофар
42 — (radio)namiernik, (r.)goniometr	42 — (rádiový) zaměrovač, radiogoniometr	42 — (radio)pelengator, (radio)goniometr	42 — радиопеленгатор, уредба за радиозасичане
43 — radiobusola, radiokompas	43 — radiokompas, rádiový kompas	43 — radio-kompas	43 — радиокompас
44 — radiodalmierz, radioodległościomierz	44 — radiodálkoměr	44 — radio-daljinomer	44 — радиодалекомер
45 — radiowysokościomierz	45 — radiovýškoměr	45 — radio-visinomer	45 — радиовисотомер
46 — łączność radiowa, radiokomunikacja	46 — rádiové spojení, rádiový provoz	46 — radio-saobračaj	46 — радиовръзка
47 — radiostacja nadawcza	47 — vysílací rádiová stanice	47 — otpremna radio-stanica	47 — предавателна радиостанция
48 — nadajnik (radiowy)	48 — vysílač	48 — odašiljač	48 — предавател, предавателно устройство
49 — r. odbiorcza	49 — přijímací r. s.	49 — prijemna radio-stanica	49 — приемна радиостанция
50 — odbiornik (radiowy)	50 — přijímač	50 — prijemnik	50 — приемник, приемно устройство
51 — nadajnik-odbiornik, nadbiornik, radiostacja nadawczo-odbiorcza	51 — p.-vysílač	51 — primopredajnik	51 — приемно-предавателен апарат
52 — radiostacja UKF	52 — rádiová stanice V.H.F.	52 — radio stanica V.H.F.	52 — УКВ радиостанция
53 — mikrofon	53 — mikrofon	53 — mikrofon	53 — микрофон
54 — mikrotelefon; słuchawka nagłówna	54 — mikrotelefon; náhlavní sluchátko	54 — slušalica; mikrotelefonska kombinacija	54 — микрофонна гарнитура
55 — radiolokacja	55 — radiolokace	55 — radio-lokacija	55 — радиолокация
56 — radar, radiolokator	56 — radiolokátor, radar	56 — radar, radio-lokator, radiolokatorska stanica	56 — радар, радиолокатор
57 — wiązka fal radiowych	57 — svazek rádiových vln	57 — snop radiotalasa, niz valova	57 — snop на радиовълните, радиолъч
58 — falowód, prowadnica falowa K.D.	58 — vlnovod	58 — talasovod	58 — вълновод

Wymagania różnego stopnia odporności na ogień materiałów konstrukcyjnych, wyposażeniowych i zespołów samolotu są często spotykane w przepisach budowy samolotów. Używane w przepisach terminy nie zawsze są jednoznacznie rozumiane. Dla ułatwienia korzystania z przepisów FAR-23 i uniknięcia nieporozumień, Federal Aviation Administration wydała Advisory Circular, który poniżej przytaczamy.

Na wstępie wypada stwierdzić, że nie wszystkie terminy, dotyczące odporności na ogień mają ustalone odpowiedniki w języku polskim. Dla uniknięcia ciągłego cytowania określeń oryginalnych podajemy terminy angielskie oraz odpowiadające im terminy polskie, użyte w tekście Advisory Circular:

- flash-resistant — wolno palący się,
- flame-resistant — płomieniodporny,
- fire-resistant — ogniodporny,
- fireproof — ogniotrwały,
- self-extinguishing — samogasnący.

Advisory Circular 23-2 dotyczy prób palności i został wydany 20 sierpnia 1984 r.

1. **Cel.** Niniejszy Advisory Circular (AC) zawiera informacje i wytyczne dotyczące sposobu, ale nie wyłączonego, wykazywania zgodności z cz. 3 Civil Air Regulations (CAR) oraz z cz. 23 Federal Aviation Regulations (FAR) dotyczących prób palności różnych materiałów, części składowych oraz przewodów.

2. **Związane punkty przepisów FAR.** Poniżej podano odnośne punkty FAR oraz (w nawiasach kwadratowych) odpowiadające im punkty CAR.

- a. 23.787 (d)
- b. 23.853 (a), (e) [3.388 (a)]
- c. 23.859 (b), (b) (1), (c)
- d. 23.863 (b) (4)
- e. 23.865
- f. 23.903 (e) (2)
- g. 23.1013 (e)
- h. 23.1091 (b) (1) [3.605 (b)]
- i. 23.1121 (c) [3.615 (b)]
- j. 23.1123 (a) [3.616]
- k. 23.1141 (f)
- l. 23.1183 (a) [3.638 (a) (b)]
- m. 23.1189 (b) (2)
- n. 23.1191 (c), (d), (e), (f), (g) [3.624 (a), (b)]
- o. 23.1192
- p. 23.1193 (c) (d) (e) [3.625 (b)]
- q. 23.1203 (e)
- r. 23.1365 (b) [3.693]
- s. 23.1385 (e) [3.700 (e)]

3. **Podstawy.** Ogólne wymagania dotyczące palności materiałów struktury, przewodów i wyposażenia elektrycznego, materiałów znajdujących się w kabinach załogi i pasażerów oraz w przedziałach bagażowych są podane zarówno w FAR 23, jak i w CAR 3. Jednak szczegółowe kryteria zatwierdzania przy dowodzeniu spełnienia wymagań ochrony przeciwpożarowej nie są podane. Flight Standards Service Release nr 453, który był używany przy certyfikacji samolotów wg CAR 3, został unieważniony i nie został zastąpiony żadnym porównywalnym materiałem. Niniejszy Advisory Circular obejmuje (włącza) odnośne części Flight Standards Service Release nr 453, a także Federal Test Method Standard No 191A, SAE Aerospace Standard (AS) 1055B oraz SAE Aerospace Information Report (AIR) 1377A.

4. **Akceptowalne sposoby udowodnienia zgodności.**

Jedną z metod, ale nie jedyną, wykazywania spełnienia wymagań przez elementy składowe (components) wymagające certyfikacji w próbkach palności jest następująca metoda:

a. Poniższa próba palności jest uznawana za wystarczającą do udowodnienia zgodności z przepisami dla materiałów wolno palących się — patrz punkt 23.853 (a).

(1) Urządzenie powinno być podobne do zdefiniowanego w punktach 4.1 do 4.9 Federal Test Method Standard No 191A. Minimalna temperatura płomienia, mierzona w

środku płomienia kalibrowanym pirometrem z termoparą powinna wynosić 1550°F (843,3°C).

(2) Trzy próbki, o wymiarach w przybliżeniu 4 1/2 cala (11,4 cm) na 12 1/2 cala (31,8 cm), przy czym dłuższy wymiar powinien być równoległy do osnowy, powinny być poddane próbie dla każdego próbwanego materiału. Stwierdzono, że pewne rodzaje splotu mogą powodować, że tkanina jest bardziej niebezpieczna w jednym kierunku niż w innym. W takim przypadku dłuższy wymiar musi być równoległy do bardziej niebezpiecznego kierunku.

(3) Probki powinny być przed próbą utrzymywane w temp. 65÷75°F (18,3÷23,9°C) i w atmosferze o wilgotności względnej 45÷55% aż do chwili wyrównania wilgotności, albo też przez 24 h. Tylko jedna próbka powinna być za każdym razem wyjmowana z komory (o podanej wilgotności i temperaturze) i natychmiast poddawana próbie.

(4) Dla prostych tkanin oraz materiałów sztywnych należy przestrzegać podanej poniżej procedury.

(i) Wstawić próbkę w uchwyt, przy czym ta powierzchnia, która będzie odsłonięta w samolocie, powinna być skierowana w dół.

(ii) Ustawić palnik tak, aby dawał wysokość płomienia równą 1,5 cala (38 mm).

(iii) Wsunąć uchwyt z próbką do komory w pozycji odpowiedniej do próby, tak aby koniec próbki znalazł się 3/4 cala (19,5 mm) ponad szczytem palnika i nastąpiło zapalenie próbki.

Ok. 1,5 cala (38 mm) próbki powinno być spalone przed uruchomieniem pomiaru czasu. Pomiar czasu powinien być zakończony w chwili, gdy front płomienia znajduje się co najmniej 1 cal (25,4 mm) przed końcem próbki.

(iv) Określić średnią prędkość palenia trzech próbek, biorąc za podstawę czas przemieszczania się płomienia wzdłuż odcinka próbki o długości co najmniej 10 cali (25,4 cm) na każdej próbce. Jeżeli próbki nie podtrzymują palenia po tym, gdy płomień jest przyłożony przez co najmniej 15 s, albo gdy średnia prędkość palenia trzech próbek nie przekracza 20 cali (50,8 cm na min), albo też gdy płomień gaśnie i następujące później palenie się bez płomienia nie przechodzi na obszar nie uszkodzony — to materiał jest uważany za akceptowalny.

(5) Dla tkanin włochatych lub pokrytych wystającymi nitkami należy przestrzegać podanej niżej procedury:

(i) Wyczesać tkaninę dwukrotnie pod włos albo przeciwnie do wystających nitek tak, aby wszystkie były jednako uniesione.

(ii) Użyć ogranicznika, aby zapobiec przeniesieniu się płomienia wzdłuż dolnej powierzchni tkaniny i podpaleniu drugiego końca próbki, zanim płomień dojdzie wzdłuż powierzchni górnej, jeżeli tkanina jest włochata po obu stronach. Pod innymi względami procedura powinna być taka sama jak dla tkaniny prostej, co opisano w punktach 4 (i) do 4 (iv).

b. Poniżej opisana próba palności jest uważana za wystarczającą do udowodnienia zgodności z wymaganiami dla materiałów płomieniodpornych, z wyjątkiem przewodów elektrycznych — patrz FAR 23.787 (d), 23.853 (a) i 23.1385 (e).

(1) To samo urządzenie, wymiar próbek oraz procedura, opisane w punktach a (1) do a (5) w zastosowaniu do badania materiałów wolno palących się powinny być także zastosowane do badania materiałów płomieniodpornych, jednak z niżej podanymi różnicami.

(i) Określić średnią prędkość palenia się trzech próbek na podstawie pomiaru czasu potrzebnego do przebycia przez płomień długości co najmniej 10 cali (25,4 cm) na każdej próbce.

Jeżeli próbki nie podtrzymują palenia po tym, gdy płomień jest przyłożony przez co najmniej 15 s, albo gdy średnia prędkość palenia się trzech próbek nie przekracza 4 cali (10,16 cm na min), albo gdy płomień gaśnie i następujące później palenie się bez płomienia nie przechodzi na obszar nie uszkodzony — to materiał jest uważany za akceptowalny.

c. Poniżej opisana próba palności jest uważana za wystarczającą do udowodnienia zgodności z wymaganiami dla płomieniodpornego przewodu elektrycznego — patrz FAR 23.1565 (b).

(1) Urządzenie powinno być podobne do tego, które jest opisane w punktach 4.1 do 4.3 oraz 4.6 i 4.7 Metody 5903 podanej w Federal Test Method Standard nr 191A z tym, że uchwyt do próbki powinien utrzymać przewód elektryczny ustawiony pod kątem 60° do poziomu i napięty podczas próby. Palnik powinien być zamocowany pod próbką tak, by płomień uderzał prostopadle w próbkę. Minimalna temperatura płomienia, mierzona w środku płomienia skalowanym pirometrem wyposażonym w termoparę, powinna wynosić 1550°F (843,3°C).

(2) Trzy próbki, mające długość pomiarową równą co najmniej 24 cale (61 cm), powinny być poddane próbie dla każdego materiału.

(3) Próbki powinny być przed próbą utrzymywane w temp. 65÷75°F (18,3÷23,9°C) i w atmosferze o wilgotności względnej 45÷55% aż do chwili wyrównania wilgotności, albo też przez 24 h. Tylko jedna próbka powinna być za każdym razem wyjmowana z komory (o podanej wilgotności i temperaturze) i natychmiast poddawana próbie.

(4) Ustawiać palnik tak, aby dawał wysokość płomienia równą 1,5 cala (38 mm).

(5) Umieścić palnik w ten sposób, aby jego szczyt znajdował się 3/4 cala (19,05 mm) od próbki. Płomień powinien oddziaływać na próbkę w odległości 8 cali (20,4 cm) od dolnego, zamocowanego końca, przez okres 30 s.

(6) Zmierzyć długość palenia się każdej z próbek z dokładnością do 0,10 cala (2,5 mm) i określić średnią długość palenia się trzech próbek. Jeżeli próbki nie podtrzymują palenia po działaniu płomienia przez 30 s, albo gdy średnia długość palenia się dla trzech próbek nie przekracza 3 cali (7,62 cm), jeżeli czas palenia się po usunięciu źródła płomienia nie przekracza 30 s i gdy kapiące krople nie palą się dłużej niż przez 3 s po upadku, to przewód elektryczny jest akceptowalny.

(7) Rozerwanie próbek drutu nie jest uważane za niezaliczenie próby.

d. Poniższa próba palności jest uznawana za wystarczającą do udowodnienia zgodności z wymaganiami dla agregatów ognioodpornych w przedziałach silnikowych — patrz FAR 23.903 (e) (2); 23.1091 (b) (1); 23.1141 (f); 23.1183 (a); 23.1191 (d); 23.1193 (c), (d); 23.1203 (e).

(1) Urządzenie powinno być podobne do tego, które jest opisane w SAE Aerospace Information Report (AIR) 1377A.

(2) Trzy agregaty powinny być użyte jako próbki dla każdej próby.

Każda próbka musi być objęta płomieniem o temp. 2000±50°F (1065÷1121°C) w ciągu 5 min działającym z tej strony, która byłaby wystawiona na działanie płomienia, albo najbardziej narażona na uszkodzenia w przypadku pożaru. Agregat stanowiący próbkę powinien być zamontowany podobnie do tego, jak jest instalowany w rzeczywistości. Przewody cieczowe lub przewody elektryczne powinny być przyłączone do obu stron złączy, dla symulowania rzeczywistych połączeń. Ciecze eksploatacyjne albo olej wg specyfikacji SAE AS 1055B powinny być w przewodach i znajdować się pod ciśnieniem roboczym, chyba że projekt i funkcjonowanie instalacji zabezpiecza przed obecnością

tych cieczy w przewodach podczas rzeczywistego pożaru w samolocie.

(3) Próbę należy wykonać zgodnie z procedurą podaną w Section 4 SAE Aerospace Standard (AS) 1055B.

(4) Agregaty uważa się za spełniające wymagania, jeżeli nie wystąpi przedostanie się płomienia ani przeciek oraz jeżeli są one w stanie przenieść obciążenia (strukturalne lub elektryczne) i w zadowalający sposób wykonują w warunkach próby lub po jej zakończeniu funkcje, do których zostały zaprojektowane.

e. Poniższa próba palności jest uznawana za wystarczającą do udowodnienia zgodności z przepisami dla materiałów ogniotrwałych — patrz FAR 23.859 (b), (b) (1), (c); 23.863 (b) (4); 23.865; 23.1013 (e); 23.1121 (c); 23.1123 (a); 23.1183 (a); 23.1189 (b) (2); 23.1191 (c), (e), (f), (g); 23.1192; 23.1193 (e).

(1) Urządzenie powinno być podobne do tego, które jest zdefiniowane w SAE Aerospace Information Report (AIR) 1377A.

(2) Dla materiałów typu blachy jedna próbka o wymiarach 10 cali na 10 cali (25,4 na 25,4 cm) powinna być poddana działaniu płomienia o temp. 2000±50°F (1065÷1121°C) przez 15 min. Płomień powinien być skierowany na środek próbki i być dostatecznie duży, aby utrzymać wymaganą temperaturę na powierzchni ok. 5 cali na 5 cali (12,7 na 12,7 cm).

(3) Dla wszystkich innych agregatów, przewodów, złączy, uszczelnień itp., oryginalny badany element powinien być poddany działaniu obejmującego go płomienia o temp. 2000±50°F (1065÷1121°C) przez 15 min od strony, która byłaby wystawiona na działanie płomienia, albo najbardziej narażona na uszkodzenia w przypadku pożaru. Agregat stanowiący próbkę powinien być zamontowany podobnie do instalowanego w rzeczywistości. Przewody cieczowe lub przewody elektryczne powinny być przyłączone do obu stron złączy, dla symulowania rzeczywistych połączeń. Ciecze eksploatacyjne albo olej wg specyfikacji SAE AS 1055B powinny być w przewodach i znajdować się pod ciśnieniem roboczym, chyba że projekt i funkcjonowanie instalacji zabezpiecza przed obecnością tych cieczy w przewodach podczas rzeczywistego pożaru w samolocie.

(4) Próbę należy wykonać zgodnie z procedurą podaną w Section 4 SAE Aerospace Standard (AS) 1055B.

(5) Materiały lub agregaty uważa się za spełniające wymagania, jeżeli nie wystąpiło przedostanie się płomienia ani przecieku oraz jeżeli materiały lub agregaty mogą przenieść obciążenia i w zadowalający sposób wykonują w warunkach próby lub po jej zakończeniu funkcje, do których zostały zaprojektowane.

f. Próba, którą należy wykonać dla materiałów samogasnących podana jest w Appendix F do FAR 23 — patrz FAR 23.853 (e).

Murray E. Smith
Dyrektor, Region Centralny

Thum, A. Kardymowicz

Warunki prenumeraty na 1988 r.

Prenumeratory zbiorowi — jednostki gospodarki społecznej, instytucje i organizacje społeczne zamawiają prenumeratę dokonując wpłaty wyłącznie na blankiecie „wpłata-zamówienie” (jest to „polecenie przelewu” rozszerzone dla potrzeb Wydawnictwa o część dotyczącą zamówienia). Blankiety te będą dostarczane dotychczasowym prenumeratom przez Zakład Kolportażu. Nowi prenumeratory otrzymują je po zgłoszeniu zapotrzebowania (pisemnie lub telefonicznie) w Zakładzie Kolportażu.

Prenumeratory indywidualni — osoby fizyczne zamawiają prenumeratę dokonując wpłaty w UPT lub NBP na blankiecie NBP. Na odwrocie wszystkich odcinków blankietu należy wpisać tytuł czasopisma, okres prenumeraty, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz wartość wpłaty. Wpłacać należy na konto: NBP III Oddział Warszawa 1036-7490-139-11.

Prenumerata ulgowa — przysługuje wyłącznie osobom fizycznym — członkom SNT, studentom i uczniom szkół zawodowych. Warunkiem prenumeraty ulgowej jest poświadczenie blankietu wpłaty (przed jej dokonaniem) na wszystkich odcinkach pieczęcią Koła SNT, wyższej uczelni lub szkoły. Sposób zamawiania prenumeraty ulgowej jest taki sam jak prenumeraty indywidualnej. W prenumeracie ulgowej można zamówić tylko po 1 egzemplarzu każdego czasopisma.

Uwaga! Miesięcznik *Aura* może być zamawiany w prenumeracie ulgowej również przez uczniów szkół ogólnokształcących.

Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę — zamawia się tak jak prenumeratę indywidualną. Dodatkowo należy podać na blankiecie wpłaty nazwisko i dokładny adres odbiorcy. Cena prenumeraty ze zleceniem wysyłki za granicę jest dwukrotnie wyższa.

Wpłaty na prenumeratę są przyjmowane w terminach:

- do 10 listopada na każdy kwartał, I i II półrocze oraz cały rok następny,
- do 28 lutego na II, III, i IV kwartał oraz II półrocze
- do 31 maja na III i IV kwartał oraz II półrocze,
- do 31 sierpnia na IV kwartał.

Zmiany w prenumeracie można zgłaszać pisemnie tylko w ww. terminach.

Informacji o prenumeracie udziela — Zakład Kolportażu Wydawnictwa NOT SIGMA (ul. Bartycycka 20, 00-716 Warszawa) skr. poczt. 1004, 00-950 Warszawa, tel. 40-00-21 w. 248, 249, 293, 297, 299 lub 40-30-86 i 40-35-89.

Egzemplarze archiwalne czasopism — można nabywać za gotówkę w Klubie Prasy Technicznej, Warszawa, ul. Mazowiecka 12 (tel. 27-43-65) lub zamówić pisemnie. Zamówienia na egzemplarze archiwalne czasopism przyjmuje: Zakład Kolportażu, Dział Handlowy, 00-950 Warszawa, skr. poczt. 1004 (tel. 40-37-31), na rachunek dla instytucji lub za zaliczeniem pocztowym dla osób fizycznych.

Cena prenumeraty TLIA wg cennika na 1988 r.: kwartalna normalna 450 zł, kwartalna ulgowa 120 zł, półroczna normalna 900 zł, półroczna ulgowa 240 zł, roczna normalna 1800 zł, roczna ulgowa 480 zł.

Synteza automatu do realizacji trzystopniowego programu natężenia prądu spawania w spawarce mikroplazmowej SMP-30

Mgr inż. JOLANTA MAKOSA
Doc. mgr inż. MIECZYSLAW KWIATKOWSKI
WZT
Instytut Lotnictwa

Przy spawaniu elementów cienkościennych występuje pewne niekorzystne dla jakości złącza zjawisko — niejednorodność spoiny wzdłuż kierunku spawania. Zjawisko to występuje przy spawaniu podłużnym, ale szczególnie intensywnie widać je w spoinach obwodowych, zamkniętych. Obserwowano je właściwie od dawna, ale najdotkliwiej dało się odczuć, odkąd nowe metody spawania pozwoliły stosować tę technikę do elementów o małych grubościach i małych gabarytach.

Przy spawaniu łukiem mikroplazmowym rurek na mieszki sprężyste problemu, że spoina, początkowo ledwo dostateczna, poszerzała się, a strefa wpływu ciepła ciągle rosła, nie można było rozwiązać. Pod koniec zamiast spawania następowało wytapianie szerokiej szczeliny. Zagadnienie rozwiązano stosując bardzo intensywne odprowadzanie ciepła ze strefy spawania, czyli włączając masę przyrządu do masy spawanych części. Jednakże takie rozwiązanie nie zawsze jest możliwe. Np. przy spawaniu obwodowym uformowanego już mieszka z korpusem agregatu, w którym on występuje, intensyfikacja chłodzenia okolicy spoiny jest już niemożliwa. W efekcie otrzymuje się spoinę o coraz większej strefie przetopu i wpływu ciepła.

Podjęte badania wykazały, że dla uzyskania równomiernej spoiny należy przy spawaniu elektrycznym, a więc i mikroplazmowym, zmieniać natężenie prądu spawania. Następnie ustalono, że natężenie to powinno zmieniać się wg pewnej krzywej. Kształt teoretycznej krzywej zmiany natężenia prądu spawania pokazuje rys. 1.

Teoretyczna krzywa natężenia prądu spawania wznosi się w początkowym etapie do zwiększonych wartości natężenia prądu, aż do uformowania jeziorka spawalniczego. Ponieważ jeziorko trzeba uformować w zimnym metalu, więc w tej fazie potrzebny jest większy dopływ energii. Gdy jeziorko jest już odpowiednie i jego okolica odpowiednio nagrzana, potrzeba tylko tyle energii, aby przemieścić je dalej w miejsce już nagrzane do temperatury bli-

skiej temperaturze topnienia. Tu już potrzeba znacznie mniej energii, więc krzywa zniża się gwałtownie. W miarę spawania nagrzewa się cały detal i gradient temperatury wokół jeziorka maleje, w związku z czym krzywa lekko opada i w dalszym ciągu maleje dopływ energii. Przy spawaniu obwodowym trzeba, kończąc spoinę, zredukować jeziorko do zera, aby nie pozostawiać krateru. Służy temu ostatnia część przebiegu krzywej prądu spawania.

Jak widać, istnieje więc bardziej uniwersalny sposób zapewnienia stałości struktury spoiny bez kłopotliwego modyfikowania przyrządowania spawalniczego, czyli programowany przebieg natężenia prądu spawania. Jego uniwersalność polega na odpowiednim wyposażeniu spawarki. Oczywiście program teoretycznej krzywej natężenia prądu spawania można realizować w sposób bardziej lub mniej ścisły. Każde zbliżenie się chociażby do krzywej teoretycznej jest już dużym ułatwieniem dla spawających.

Można np. krzywą ciągłą zastąpić trójstopniowym przebiegiem schodkowym (linia przerywana na rys. 1). Jak wykazały badania, trójstopniowy przebieg natężenia prądu spawania daje w ogromnej większości aktualnych zastosowań efekt całkowicie zadowalający.

Pracownia Technologii Połączeń Instytutu Lotnictwa zajmuje się budową urządzeń do spawania mikroplazmowego. Nasze spawarki SMP-1 i SMP-2 pozwalały na regulację natężenia prądu spawania w trakcie wykonywania spoiny, ale tylko w sposób ręczny.

Założenia wstępne i proces realizacji

Do realizacji omówionego wyżej trzystopniowego programu konieczne jest podłączenie trzech różnych potencjometrów zamiast jednego, w celu utworzenia trzech niezależnych mostków fazowych, regulujących natężenie prądu magnesowania zasilacza transduktorowego Z-2, stosowanego w spawarce mikroplazmowej SMP-2. W ten sposób

cd. ze s. 10

tucją zajmującą się orzecznictwem finalnym dotyczącym prób certyfikacyjnych śmigieł.

Certyfikację utrudniał brak własnych przepisów. W latach 60. w RWPG podjęto opracowanie jednolitych przepisów sprzętu lotniczego, także dla śmigieł. Prace te są kontynuowane. Obecnie producent w Polsce ma prawo stosować przepisy wg których chciałby certyfikować budowany sprzęt. Dla śmigieł ustala się zakres prób certyfikacyjnych obecnie zgodny z przepisami zarówno FAR, jak i BCAR.

Produkcję seryjną śmigieł umożliwia praca specjalistów wielu dziedzin podobnie jak przy każdej konstrukcji lotniczej. Jakość śmigła, nawet jego kształt konstrukcyjny ustalany ostatecznie przez konstruktora zależy od zasobu wiedzy, możliwości technicznych i materialnych oraz osiągnięć specjalistów z poszczególnych dziedzin (materiały i technologia, aerodynamika, dynamika oraz cały zespół badający konkretne już konstrukcje śmigieł pod względem wytrzymałości statycznej i zmęczeniowej, trwałości i osiągnięć).

Istnieje wzajemna współzależność bazy i nadbudowy. Jeśli przyjąć tu za bazę możliwości wymienionych dziedzin, a za nadbudowę gotowe śmigło, to również rozwój tych dziedzin zależy od wymagań stawianych konkretnej konstrukcji śmigła i jego złożoności.

Z początku, gdy potrzebne były tylko śmigła stałe współpracujące z silnikami o małej mocy, do dopuszczenia śmigła do normalnej eksploatacji konstruktorowi wystarczyły dane aerodynamiczne profilu i właściwości wytrzymałościowe drewna, a przedstawicielowi nadzoru (niezależnie od tego czy był to upoważniony pracownik Instytutu Lotnictwa, czy KCSP) — atest na drewno, z którego było zrobione śmigło

i obliczenia wytrzymałościowe wykonane przez konstruktora. W tych czasach baza potrzebna do zaprojektowania i wykonania śmigła była bardzo ograniczona. Ponieważ o drewnie wszystko już było wiadomo od dość dawna, profile były opracowane też sporo lat temu i nikt nie widział potrzeby i możliwości tworzenia lepszych profili, w zasadzie baza ta była niepotrzebna. Potrzebne były badania klejów do klejenia drewna, bo ówczesne wciąż nie spełniały stawianych im wymagań. Dziś stosowany jest klej epoksydowy Epidian 58. Wraz z koniecznością budowania coraz bardziej skomplikowanych i lepszych pod każdym względem śmigieł następował rozwój tej bazy.

W Instytucie Lotnictwa istniały odpowiednie działy specjalistyczne, które rozszerzyły swoje programy prac o sprawy dotyczące śmigieł. Instytut prowadził nawet próby certyfikacyjne gotowych śmigieł. W efekcie w WSK-Okęcie nie powstała żadna baza naukowo-badawcza, czego przykre skutki są odczuwane. Chodzi tu głównie o stoiska badawcze gotowych śmigieł. W Instytucie po pewnym czasie zlikwidowano je uznając, że nie będą już potrzebne ze względu na likwidację produkcji lotniczej w WSK-Okęcie w 1970 r. Niestety do dziś nie reaktywowano ich.

Jednakże inne dziedziny w Instytucie Lotnictwa ciągle się rozwijają, np. materiały, pomiary dynamiczne i aerodynamika.

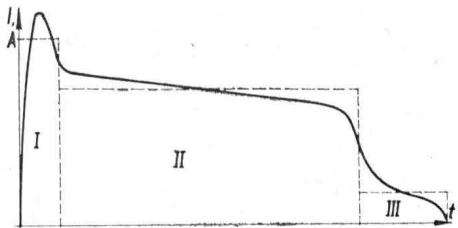
Obecnie jesteśmy w przededniu dokonania się wyraźnego skoku w rozwoju możliwości bazy naukowo-badawczej dotyczącej śmigieł i mamy nadzieję że konstruktorom uda się wykorzystać ten fakt przez opracowanie nowych konstrukcji śmigieł, o których można będzie powiedzieć, że ich właściwości również wzrosły skokowo.

będzie można realizować różne wartości natężenia prądu spawania:

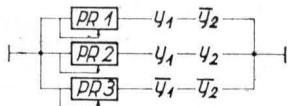
- I_1 — prąd impulsu formującego,
- I_2 — prąd spawania,
- I_3 — prąd impulsu zatapiającego.

Automat omawiany w niniejszym artykule zacznie działać po załączeniu styków zwiernych wyłącznika prądu spawania W5 (rys. 5), będzie odmierzał impuls formujący przełącznikiem czasowym PC1, przełączał natężenie prądu z I_1 na I_2 i po rozłączeniu styków W5 odmierzał przełącznikiem czasowym PC2 impuls zatapiający o natężeniu I_3 .

Automat ma strukturę przełącznikowo-zestykową, co wynika z miejsca zastosowania. Użycie półprzewodnikowych elementów logicznych jest niemożliwe ze względu na ich dużą wrażliwość na przepięcia pochodzące od pracy styczników w obwodach o dużym natężeniu prądu oraz od jonizatora wysokiej częstotliwości i napięcia, służącego do zjarzania łuku.



Rys. 1. Krzywa teoretyczna prądu spawania i trójstopniowy przebieg zastępczy



Rys. 2. Wykres przełączania potencjometrów do trójstopniowej regulacji natężenia prądu spawania

Przełączanie trzech potencjometrów (PR1÷3) do regulacji natężenia prądu spawania w trzech stopniach programu automat będzie realizował za pomocą dwóch styczników Y_1 i Y_2 .

Macierz stycznikowo-potencjometryową podaje tabl. 1, a wykres zestykowy — rys. 2.

Za pomocą stycznika Y_3 automat będzie włączał prąd spawania na początku cyklu i wyłączał po jego zakończeniu.

TABLICA 1. Funkcja potencjometrów regulacji natężenia prądu spawania

	$Y_1 Y_2$
I_1 → PR1	10
I_2 → PR2	11
I_3 → PR3	00

TABLICA 2. Macierz przejść i wyjść automatu

Q	$x_1 x_2$	00	01	11	10	$y_1 y_2 y_3$
1	00	①	-	-	2	000
2	01	3	-	-	②	101
3	11	③	4	-	-	111
4	10	1	④	-	-	001

TABLICA 3. Zminimalizowana tablica stanów automatu

Q	$x_1 x_2$	00	01	11	10
1	00	①	①	-	2
2	01	②	1	-	②

TABLICA 4. Przenumerowana tablica stanów automatu

Q	$x_1 x_2$	00	01	11	10
1,4	00	①	④	-	2
2,3	01	③	4	-	②

TABLICA 5. Zakodowana tablica stanów automatu

Q	$x_1 x_2$	00	01	11	10
0	00	0	0	-	1
1	01	1	0	-	1

Przełączniki czasowe PC1 i PC2 będą sterowały odpowiednio przełącznikami pośredniczącymi X_1 i X_2 . Wprowadzenie przełączników pośredniczących jest konieczne ze względu na to, że w automacie potrzebna jest duża liczba zestyków.

Automat będzie zainstalowany na górnym panelu spawarki mikroplazmowej SMP-2, gdzie przewidziano dla niego odpowiednie miejsce.

Po modyfikacji spawarka przyjmie kryptonim SMP-30.

Teoretyczne obliczenia automatu sterującego — synteza automatu asynchronicznego

Na podstawie opisu działania automatu, podanego w założeniach, można sporządzić diagram czasowy (rys. 3).

TABLICA 6. Macierz wyjść automatu

Q	$x_1 x_2$	00	01	11	10
0	00	000	001	-	101
1	11	111	001	-	101

$y_1 y_2 y_3$

TABLICA 7. Tablica Karnaugh dla funkcji Q i Y_1

Q	$x_1 x_2$	00	01	11	10
0	00	0	0	-	1
1	01	①	0	-	①

$Q = Y_1 = x_1 + q \bar{x}_2$

TABLICA 8. Tablica Karnaugh dla funkcji Y_2

Q	$x_1 x_2$	00	01	11	10
0	00	0	0	-	0
1	01	①	0	-	0

$Y_2 = \bar{x}_1 \bar{x}_2 q$

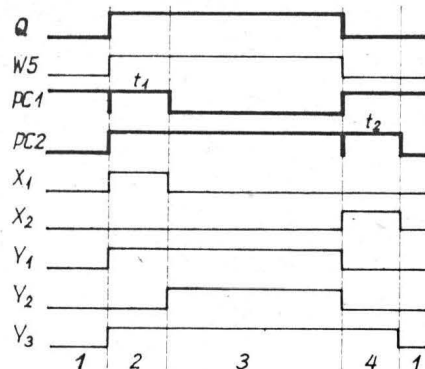
TABLICA 9. Tablica Karnaugh dla funkcji Y_3

Q	$x_1 x_2$	00	01	11	10
0	00	0	1	-	1
1	01	①	①	-	①

$Y_3 = x_1 + x_2 + q$

*) W tablicach liczby te oznaczające stany stabilne podano w kółkach

W5 to ten sam wyłącznik prądu spawania, który występuje w spawarce mikroplazmowej SMP-2. Nowymi elementami są dwa przełączniki czasowe krótkiego działania (0÷10 s) PC1 i PC2, dwa styczniki pośredniczące X_1 i X_2 oraz dwa styczniki przełączające Y_1 i Y_2 , omówione na wstępie. Stycznik Y_3 to ten sam, który w spawarce SMP-2 występuje pod cechą d2.



Rys. 3. Diagram czasowy automatu sekwencyjnego

Pierwotna tablica stanów wewnętrznych automatu oraz stanów wyjść jest pokazana w tabl. 2.

Podział stanów niesprzecznych automatu przedstawia się następująco:

$$\pi_k = \{ \bar{1} 4, \bar{2} 3 \}$$

jeśli nie uwzględnimy się oczywiście stanów wyjść. Wynika stąd, że automat należy budować w układzie Mealy'ego.

W kodowaniu przyjmijmy jedną z dwóch możliwości: stan 1 oznaczmy symbolem 0, a stan 2 — symbolem 1.

Ze względu na to, że budujemy automat w układzie Mealy'ego, trzeba sporządzić jeszcze na podstawie tabl. 2 macierz wyjść automatu.

Obliczymy teraz funkcje logiczne układu pamięciowego i wyjść automatu, upraszczając je jednocześnie tablicami Karnaugh:

Z tabl. 7, 8 i 9 wynika, że wszystkie funkcje logiczne są pozbawione hazardu. Nie występuje również wyścig, ponieważ automat jest pierścieniowy.

Wykres automatu w wersji zestykowej jest pokazany na rys. 4.

Przy sporządzaniu macierzy wyjść (tabl. 6), stan niestabilny 2 zidentyfikowaliśmy ze stanem wyjść 101 tak, jak stan stabilny 2*). Oznacza to, że przy przejściu ze stanu 1 do 2 przy zmianie sygnału (x_1, x_2) z 00 na 10 jednocześnie następuje przełączenie wyjść y_1 i y_3 z 00 na 1. Jeżeli natomiast założymy pewne opóźnienie stycznika Y_3 względem Y_1 , co jest zupełnie dopuszczalne, to dla stanu niestabilnego 2 możemy podporządkować przejściowy stan wyjść 100. Nie grozi to niczym, gdyż takiego stanu wyjść w automacie nie ma, więc nie może być mowy o wyścigu. Upraszczając to natomiast tablicę Karnaugh dla funkcji Y_3 oraz samą funkcję sprowadza do postaci:

$$Y_3 = x_2 + q$$

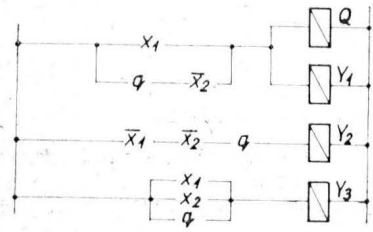
Pozwala to na usunięcie jednego zestyku (x_3) w obwodzie cewki stycznika Y_3 .

Do tej chwili stycznik Y_3 był pobudzany zestykiem x_1 . Obecnie zestyk x_1 pobudza, tak jak poprzednio, stycznik Q , a ten ostatni swoim stykiem dopiero pobudza Y_3 . Powstaje w ten sposób opóźnienie rzędu 0,01 s, co w przypadku danego automatu spawalniczego nie ma znaczenia, natomiast uzyskujemy dalsze uproszczenie układu.

Reasumując należy stwierdzić, że do realizacji automatu potrzeba pewnej liczby (czterech) przekaźników zwykłych oraz dwóch przekaźników czasowych, odmierzających czasy trwania impulsów. Ponadto automat należy wpisać do dotychczasowego układu sterującego spawarki mikroplazmowej.

Realizacja automatu do trzystopniowego programu prądu spawania i zabudowa na spawarce SMP-2

Wprowadzenie trzystopniowego programu w spawarce SMP-2 pociąga za sobą zmiany wyłącznie w układzie sterowania i to tylko w obwodzie prądu stałego o napięciu 24 V. Obwód ten mieści się na górnym panelu w szafie



Rys. 4. Wykres zestykowy automatu do trzystopniowego programu regulacji natężenia prądu spawania

spawarki. Na panelu tym przewidziano miejsca rezerwowe do realizacji tej modyfikacji, jak również do dalszych modyfikacji, przewidzianych planem rozwoju spawarki mikroplazmowej typu SMP.

PROTOTYPY

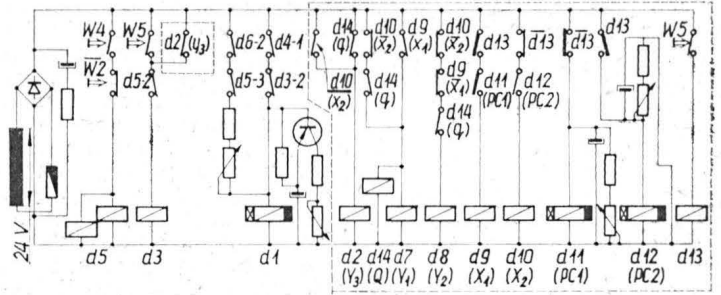
Kamow Ka-126 • ZSRR •

Turbinowy śmigłowiec wielozadaniowy

Rumuńska wytwórnia lotnicza ICA w Braszowie ma produkować radziecki śmigłowiec wielozadaniowy z napędem turbinowym Kamow Ka-126. Jest to rozwojowa wersja tłokowego śmigłowca Ka-26, którego produkcję rozpoczęto w 1961 r., z dwoma współosiowymi wirnikami nośnymi i dwoma silnikami gwiazdowymi M-14V-26 o mocy 243 kW (330 KM) zabudowanymi po bokach kadłuba na krótkich wysięgnikach. Wykazał on dużą użyteczność jako śmigłowiec wielozadaniowy dzięki swym osiągom i elastyczności eksploatacyjnej. Główna część kadłuba śmigłowca Ka-26, znajdująca się za kabiną, może być demontowana i wymieniana, co umożliwi szybkie przystosowywanie śmigłowca do różnych zadań: przewozu pasażerów, transportu towarów, sanitarnych i fotograficznych. W 1981 r. rozpoczęto prace nad turbinową wersją śmigłowca, początkowo z dwoma silnikami nieokreślonego typu, a w końcu z jednym silnikiem TWD-100 o mocy 537 kW (730 KM), zabudowanym za wirnikiem nośnym. Prototyp śmigłowca Ka-126 wykonał pierwszy lot w 1986 r. Na mocy porozumienia między ZSRR a Rumunią nowy śmigłowiec będzie produkowany przez ICA, przy czym początkowo głównym zadaniem wytwórni będzie przeróbka śmigłowców Ka-26 na wersję



Należy podkreślić, że wprowadzenie trzystopniowego programu procesu spawania nie powoduje innych zmian wewnętrznych w układach elektrycznych spawarki, jak rów-

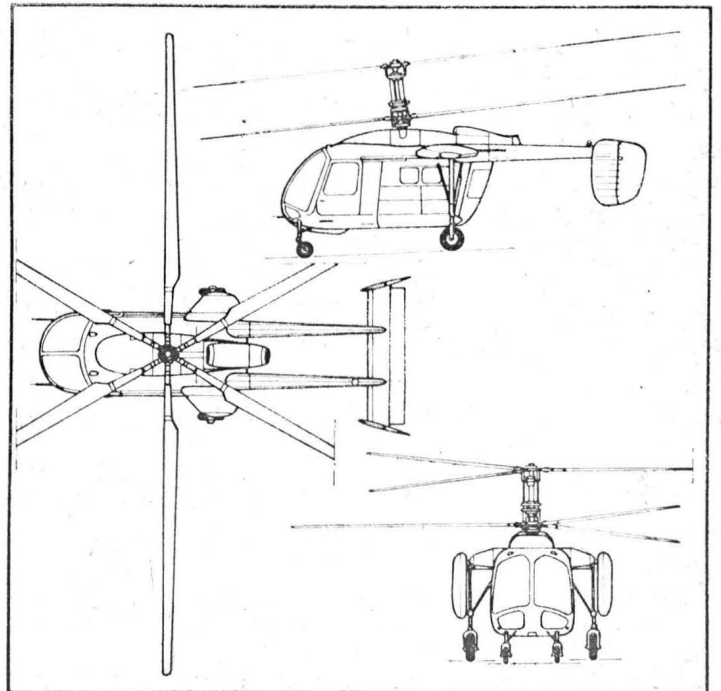


Rys. 5. Schemat obwodu sterowania 24 V spawarki mikroplazmowej SMP-30

niez zmienia gabarytów i wyglądu zewnętrznego spawarki. Na tablicy sterowania spawarki przybędą jedynie dwa pokręta potencjometrów do regulacji natężenia prądu spawania w dodatkowych stopniach wprowadzonego programu oraz dwa pokręta potencjometrów przekaźników czasowych. Wejścia i wyjścia instalacyjne pozostaną niezmienione.

Pierwsza modyfikacja układu sterowania spawarki mikroplazmowej jest pokazana na nowym schemacie elektrycznym obwodu sterowania 24 V (rys. 5). Na rys. 5 linią przerywaną obwiedziono to wszystko, czym układ zmodyfikowany SMP-30 różni się od układu pierwotnego SMP-2.

Wszystcy posiadacze spawarek mikroplazmowych typu SMP-2 mogą na podstawie załączonego schematu przebudować je na typ SMP-30 we własnym zakresie lub zamówić modyfikację w Instytucie Lotnictwa.



Ka-126. W ZSRR lata ok. 600 śmigłowców Ka-26 i ich przeróbka na bardziej ekonomiczną wersję, o większym udźwigu, prędkości i zasięgu, jest w pełni uzasadniona.

Dane techniczne

Średnica wirnika nośnego	13,00 m
Długość	7,75 m
Wysokość	4,15 m
Masa ładunku	1000 kg
Maksymalna masa startowa	3250 kg
Prędkość przelotowa	160 km/h
Pułap zawisu	1000 m
Zasięg	600 km
Długość trwania lotu	4,7 h

W.K.

Śląskie Warsztaty Szybowcowe pół wieku temu

Inż. ADAM SKARBIŃSKI

U północnego podnóża Beskidu Śląskiego leżą dwa miasta. Bielsko-Biała i Cieszyn. Oba zapisały się chwalebnie w historii polskiego lotnictwa, a zwłaszcza szybownictwa, już w latach trzydziestych.

Atrakcyjne położenie Bielska (na południu przemysłowe-go Śląska) skłoniło absolwenta Politechniki Lwowskiej inż. Tadeusza Chlipalskiego (pilota szybowcowego i samolotowego wyszkolonego na początku lat trzydziestych w Czerwonym Kamieniu i Bezmiechowej) do założenia ośrodka latania szybowcowego. Aby stworzenie ośrodka miało sens, należało równocześnie organizować warsztaty naprawy lub budowy szybowców i przygotować odpowiednie miejsce do szkolenia. Oba cele zostały w krótkim czasie osiągnięte.

Pierwszy szybowiec o nazwie Skaut z rodziny CW znanego konstruktora lat międzywojennych, przyjaciela inż. T. Chlipalskiego, inż. Wacława Czerwińskiego ze Lwowa został wykonany w latach 1933÷1934 w warsztatach mechanicznych Państwowej Szkoły Przemysłowej w Bielsku (ówczesnym dyrektorem był J. Stonawski, w której inż. T. Chlipalski był częściowo zatrudniony. Był on również organizatorem Koła Szybowcowego przy tej szkole.

Jak wspomina inż. T. Chlipalski, najpierw on sam musiał zapoznać się z technologią budowy i montażu szybowców z pomocą inż. W. Czerwińskiego i jego pracowników w warsztatach lwowskich, w tym m.in. z ręcznym zaplataaniem linek na chomątkach. Jego wielkim hobby było latanie i produkcja szybowców. Szybowiec budowali pracownicy warsztatów szkolnych pod kierunkiem stolarza Stanisława Twardowskiego.

Szybowiec CWJ-bis Skaut skonstruowali inż. W. Czerwiński i inż. W. Jaworski. Kadłub składał się ze skrzynki, ramy podskrzydłowej i kratownicy tylnej. Dwa skrzydła (lewe i prawe) były dwudźwigarowe kryte tkaniną i podparte czterema zastrzałami. Napęd lotek i sterów był linkowy, usterzenia kryte tkaniną; pokrycie z tkaniny cellonowanej, a powierzchnie drewniane malowane lakierem bezbarwnym.

Po udanym wykonaniu Skauta i jego oblataniu inż. T. Chlipalski sprawą warsztatu zainteresował grupę obywateli Bielska, z którymi zorganizował i zarejestrował spółkę z ograniczoną odpowiedzialnością (o.o.) z siedzibą w Bielsku pod nazwą Śląskie Warsztaty Szybowcowe.

Wkrótce inż. T. Chlipalski razem z inż. W. Czerwińskim wyszukali dogodnie miejsce na szybowisko — górę Chełm w Golezowie k. Cieszyna (1933 r.), wykonali pomiary topograficzne, dokumentację i następnie zarejestrowali je w Departamencie Lotnictwa Cywilnego (DLC) Ministerstwa Komunikacji.



Rys. 1. Inż. W. Czerwiński i inż. T. Chlipalski na szybowisku Golezów-Chełm w 1937 r.

Na siedzibę warsztatów wybrano barak drewniany o długości ok. 40 m i szerokości ok. 10 m z centralnym ogrzewaniem, znajdujący się na posesji przy ul. Górskiej 12 (obecnie ul. dr Michałowicza), za murowanym budynkiem fabrycznym od strony ulicy. W baraku mieściła się również wytwórnia guzików Galalit. Z powierzchni warsztatów wydzielono magazyn z pomieszczeniem biurowym, ustawiono stół ślusarski z kilkoma imadłami, prasę ślusarską, nożyce dźwigniowe do blach, wiertarkę stołową, obok stoisko do spawania acetylenowo-tlenowego i jedną tokarkę do obróbki metalu (ze szkoły przemysłowej) oraz piłę tarczową do cięcia drewna. Wzdłuż były ustawione stoły do klejenia zespołów drewnianych i montowania skrzydeł, kadłuba i usterzeń.

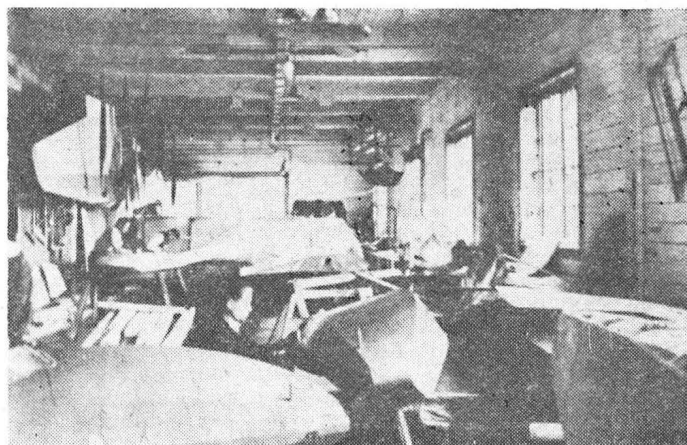
Nad sąsiednią stolarnią (O. Szczur) na pierwszym piętrze znajdowała się tapicernia i lakiernia. W razie potrzeby z maszyn do obróbki drewna korzystano w stolarni. Trzecie pomieszczenie Śląskich Warsztatów Szybowcowych mieściło się w tej samej posesji w sąsiednim budynku firmy farmaceutycznej Promonta, w którym na pierwszym piętrze była wydzielona powierzchnia na magazyn lżejszych i droższych materiałów, jak tkanin pokrywowych, taśm, części normalnych itp.

Otwarcie warsztatów nastąpiło 15 kwietnia 1935 r., a zamknięcie w drugim dniu wybuchu drugiej wojny światowej, tj. 2 września 1939 r. Łącznie warsztaty istniały 52 miesiące. Kierownikiem technicznym był inż. T. Chlipalski, który w 1938 r. przeszedł do pracy w Lwowskich Warsztatach Lotniczych (LWL), a na jego następcę został przyjęty w 1937 r. inż. Adam Scibor-Rylski dojeżdżający z Politechniki Warszawskiej. W 1939 r. ukończono budowę samolotu słabosilnikowego RS-III jego konstrukcji. Budowę rozpoczęto zamawiając równocześnie silnik Train (2 egz., jeden został zatrzymany do prób w Warszawie). W 1939 r. zakupiono silnik Sarolea (bokser, Belgia), Próby techniczne ani oblot płatowca już nie odbyły się.

Pod względem formalnym warsztaty były pod patronatem zarówno LOPP (Liga Obrony Powietrznej Państwa) Katowice, jak i Aeroklubu Śląskiego (prezes — ówczesny dyr. Okręgu Śląskiego PKP dyr. O. Grosser, później prezes Aeroklubu Lwowskiego).

Szefem produkcji był Edward Dudek — majster działu stolarni, wykwalifikowany stolarz-modelarz, majstrem działu ślusarskiego Kurt Krall prowadzący równocześnie administrację, księgowym — A. Kowalski, który prowadził również księgowość szybowiska w Golezowie.

Wg relacji E. Dudka stan zatrudnienia na 31 sierpnia 1939 r. był następujący: oprócz czterech pracowników administracji technicznej było zatrudnionych 11 stolarzy, 9 ślu-



Rys. 2. Produkcja Salamander w Śląskich Warsztatach Szybowcowych przy ul. Górskiej 12 w Bielsku

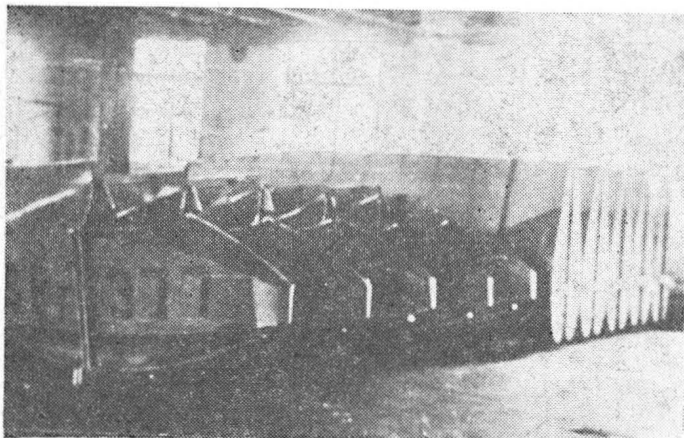
sarzy, 2 tapicerów, 2 lakierników, 1 robotnik pełnoletni, odpowiedzialny i łącznie 18 pracowników małoletnich (16 do 19 lat) — uczniów, którzy przeważnie chcieli się dostać do szkoły podoficerów lotnictwa dla małoletnich w Bydgoszczy oraz niewykwalifikowanych pracowników do robót pomocniczych. Razem liczba zatrudnionych wynosiła ok. 47 pracowników, oprócz 8 powołanych do wojska.

Na początku załoga SWS była szkolona przez specjalistów zawodu przysyłanych na kilka miesięcy ze Lwowa, m.in. stolarza Swobodę i ślusarza Krupę.

Ok. 1938 r. warsztaty powiększyły się o jeszcze jedno pomieszczenie, o budynek po stolarni firmy Lancki o dużej powierzchni przy ul. Kamienieckiej 9 (bocznej od ul. Górskiej). Budynek ten wykorzystywano do montażu gotowych szybowców przygotowanych do odbioru przez inspektora KCSP (Kontrola Cywilnych Statków Powietrznych) oraz do składowania w stojakach przed transportem do zamawiającego.

Przy produkcji posługiwano się dokumentacją konstrukcyjną. Były to światłokopie rysunków, o ceglasm zabarwieniu, z wymiarami i specyfikacją materiałową. E. Dudek jako modelarz nie miał trudności z ich odczytywaniem.

W SWS wykonywano szybowce przeważnie konstrukcji inż. W. Czerwińskiego, jak szkolny CW-8, szkolny CW-8 ter, przejściowy WWS-1 Salamandra i szkolny WWS-2 Żaba, a także (na podstawie porozumienia z inż. Wędrychowskim, dyrektorem Warsztatów Szybowcowych w Warszawie) treningowo-wyczynowy Komar inż. A. Kocjana.



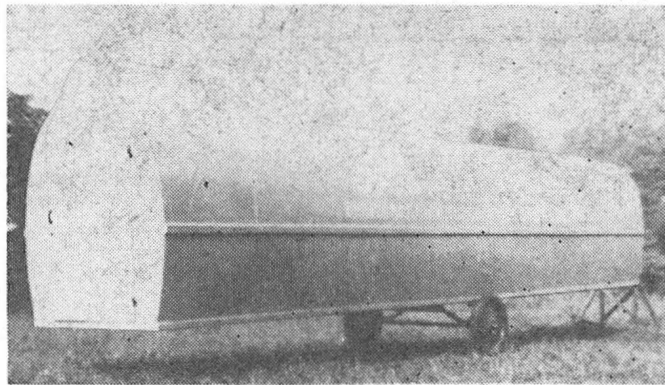
Rys. 3. Gotowe Salamandry (pierwsza z nrem SP-1377) w Śląskich Warsztatach Szybowcowych przy ul. Kamienieckiej 9 w Bielsku

Szybowiec CW-8 miał kadłub kratownicowy składający się z przedniej skrzynki, na której mieściło się siedzenie pilota, drążek sterowy i pedały, ramy przedniej i tylnej kraty. Z przodu był hak do startu z lin gumowych. Dwa skrzydła miały dźwigarki główne i skośne dźwigarki pomocnicze. Przód do dźwigara był kryty sklejką, reszta tkaniną pokryciową. Stateczniki były kryte sklejką, a stery tkaniną. Kadłub z przodu i z tyłu był usztywniony linkami biegnącymi do skrzydeł. Skrzydła były podparte zastrzałami. Pod skrzynką kadłuba znajdowały się dwie krótkie płozy. Napędy lotek i sterów były linkowe. Tkaniny cellonowano, a pokrycie sklejkowe (nie pokryte płótnem) było malowane lakierem bezbarwnym. Szybowiec ten okazał się wadliwy w użytkowaniu.

Szybowiec CW-8 ter był rozwinięciem konstrukcji szybowca CW-8. Miał zwiększoną rozpiętość skrzydeł i był budowany w SWS z kabiną. Nie był jednak udany i produkcji zaniechano.

Szybowiec WWS-1 Salamandra miał z przodu stałą kabinę, dalej kadłub przechodził w konstrukcję dwubelkową wykrzyżowaną drutami. Z przodu był hak startowy do startu z lin gumowych. Dwa skrzydła miały dźwigarki główne i skośne dźwigarki pomocnicze, keson przedni był kryty sklejką, za dźwigarem skrzydła były kryte płótnem. Stateczniki były kryte sklejką, stery — tkaniną. Tylna część kadłuba była usztywniona linkami biegnącymi do skrzydeł, skrzydła podparte zastrzałami. Tkaniny były cellonowane, a pokrycie sklejkowe malowane na czerwono.

Szybowiec WWS-2 Żaba był dalszym rozwinięciem konstrukcji szybowca Skaut. Kadłub miał dwuczęściową skrzynkę z siedzeniem pilota i zaczepem startowym oraz kratownicę. Skrzydła były dwudźwigarowe z nawlekanyimi żebrami. Keson do dźwigara głównego był kryty sklejką, dalej skrzydła były kryte płótnem. Stateczniki były kryte sklejką, a stery tkaniną. Tylna część kadłuba była usztywniona linkami biegnącymi do skrzydła, skrzydła podparte czle-



Rys. 4. Jeden z dwóch szybowcowych wozów transportowych wykonanych w SWS

rema zastrzałami. Napędy linkowe. Tkaniny również cellonowane, a pokrycie sklejkowe malowane lakierem bezbarwnym.

Szybowiec Komar miał kadłub zabudowany o przekroju sześciokątnym. Był cały kryty sklejką, tylko sam przód miał z blachy aluminiowej. Miał hak startowy do lin gumowych i zaczep do holu. Dwa skrzydła miały dźwigarki główne i skośne dźwigarki pomocnicze, keson przedni kryty sklejką, dalej skrzydła były kryte płótnem. Usterzenia o typowym rozwiązaniu konstrukcyjnym. Skrzydła podparte zastrzałami. Napędy lotek i sterów linkowe. Tkaniny były cellonowane, a pokrycia sklejkowe malowane lakierem bezbarwnym. Jeden egzemplarz był specjalnie pomalowany na granatowo i polerowany. Był przez to cięższy od pozostałych, ale miał lepszą doskonałość.

Na statecznikach kierunku szybowce miały namalowany znak fabryczny — stylizowany napis SWS wg projektu inż. T. Chlipalskiego.

W SWS wykonano również dwa wozy do transportu szybowców rozmontowanych. Była to konstrukcja ramowo-sklejkowa, na dwóch resorowanych kołach z oponami, drzwiami przednimi i tylnymi oraz wysięgnikiem do holowania za samochodem. Wozy miały duży napis na bocznych ścianach: „Okręg wojewódzki śląski L.O.P.P. — uniwersalny wóz transportowy do szybowców”.

W 1937 r. zbudowano prototypowy wóz szybowcowy projektu inż. T. Chlipalskiego i konstrukcji A. Hermy, z niezależnym zawieszeniem kół na wahaczach, zamówiony przez Aeroklub RP. Uzyskał on pierwszą nagrodę w konkursie na uniwersalny wóz szybowcowy. W konkursie brały udział trzy projekty, m.in. inż. A. Kocjana. Dzięki wyteżonej pracy, nawet nocnej, udało się wóz wykonać w terminie. Był on prezentowany na zawodach w Masłowie w Kieleckim (gdzie inż. T. Chlipalski doleciał z E. Dudkiem samolotem RWD-8) oraz później użytkowany we Lwowie (m.in. do transportu szybowców do Bezmiechowej i Ustianowej).

Szybowce były oblatywane przez inż. T. Chlipalskiego na lotnisku w Aleksandrowicach k. Bielska. Szybowiec Skaut po remoncie oblatano na stoku Dębowca również k. Bielska.

Podstawowym materiałem było drewno sosnowe, w przypadku zaś szybowca Żaba drewno świerkowe (tańsze, łatwiej dostępne). Tzw. sosna wołyńska była kupowana w balach dwucalowych w miejscowym składowisku. Z zakupionych partii wysyłano typowe próbki do IBTL (Instytut Badań Technicznych Lotnictwa) w Warszawie. Sklejkę klejoną folią bakelitową dostarczała firma Braci Konopackich.

Listwy sosnowe o małym promieniu gięcia parowano i gięto w foremniku. Żebra były wykonywane w stosach na deskach z przyklejonym rysunkiem. Podobnie nadawano wstępną krzywiznę sklejkom pokryciowym.

Do klejenia stosowano klej Certus na zimno firmy Korolewicz w Warszawie, a później Caselin tańszy, również z firmy warszawskiej. Klej ten szybciej się rozpuszczał. Typowe próbki klejowe wysyłano do prób wytrzymałościowych w IBTL w Warszawie. Po nałożeniu kleju na obie powierzchnie, sklejkę dociskano do szkieletu przez objanie cienkimi listewkami sosnowymi (sklejką była za drogą) miedziowanymi gwoździkami. Miedziowanie wykonywano we własnym zakresie w małym naczyniu. Kesony nie były kryte płótnem, jedynie tkaninę przyklejano do brzegu szerokim pasem. Ze względu na zajmowanie powierzchni E. Dudek zmienił przyjętą pozycję poziomą budowy skrzydła we Lwowie na pionową. Drewno jesionowe było stosowane na płozy.

Jako tkaniny pokryciowej używano z początku tkaniny bawełnianej z wytwórni Br. Czeczowiczka w Andrychowie,

badanej wytrzymałościowo w Państwowej Szkole Przemysłowej w Bielsku, później surowego jedwabiu krajowego z Milanówka o nazwie Orwilan o żółtawym zabarwieniu. Stosowano również tkaninę bawełnianą — dymkę krochmaloną produkcji czeskiej. W przypadku wklęsłego profilu skrzydłowego tkaninę przyklejano do szkieletu na jednym końcu, a po wyschnięciu kleju naciągano wzdłuż i przyklejano do całego uźebrowania. W ten sposób skrzydło miało właściwy profil aerodynamiczny.

Stale na części metalowe, spawalne, były cechowane kolorami i dostarczane z atestami hutniczymi. Na wiatrochron kabiny pilota był używany celulozoid, który można było giąć na zimno w jednej płaszczyźnie. Szkło organiczne plexi prod. niemieckiej było pierwszy raz zastosowane do oszkleń kabiny samolotu RS-3.

Wyroby nitrocelulozowe, atestowane, były sprowadzane z LWS (Lubelskiej Wytwórni Samolotów). Tam też były kupowane testowane śruby i nakrętki typu lotniczego, „bielone”, czyli cynkowane lub kadmowane. Nieliczne wyroby duralowe pochodziły z walcowni w Czechowicach. Okucia metalowe nie były obrabiane cieplnie i były malowane ręcznie.

Wyroby nitrocelulozowe były nakładane ręcznie pędzlem w dwóch warstwach, po pierwszej warstwie następowało ręczne szlifowanie. W pewnym okresie wprowadzono wyroby olejne. Natrysk pistoletem stosowano tylko przy wykonywaniu napisów i ornamentów. Stosowano wówczas ręczną pompę z uchwytem na dwie ręce. O wykonanie pokrycia lakierniczego granatowego na szybowcu Komar poproszono specjalnie lakiernika samochodowego, który użył swojej sprężarki (droga inwestycja).

Spawanie było ręczne acetylenowo-tlenowe. Nowy spawacz musiał wykonać typowe próbki spawalnicze, które były wysyłane do badań w IBTL w Warszawie. Warsztaty miały kuźnię do wykonywania narzędzi. Sprężyny potrzebne do amortyzatorów na wahaczach do wozu szybowcowego konkursowego (nowość) zamówiono w Katowicach. Pasy pilota były szyte z okuciami we własnym zakresie. Specjalną taśmę dostarczała na zamówienie fabryka lin i powrozów E. Czauderna w Bielsku. Przyrządy pokładowe były sprowadzane z firmy zagranicznej Askania.

Produkcję prowadzono po 3 szt. równocześnie. Wg relacji E. Dudka, Śląskie Warsztaty Szybowcowe wyprodukowały 74 szybowce, w tym 8 typu CW-8, 2 CW-8ter, 3 Komary i 61 Salamander. W produkcji było 30 szt., w tym 25 Zab (nr fabr. 75 do 99) z 30 zamówionych przez Ministerstwo Komunikacji i 5 Salamander (nr fabr. 100 do 104). Ostatni szybowiec w sierpniu 1939 r. miał kolejny numer 104.

Odbiorcą tych szybowców było w dużej mierze szybowisko Goleiszów-Chełm, później Aeroklub Śląski: Katowice i Aleksandrowice. Salamandry zamówione przez LOPP trafiły do szkół szybowcowych w Pinzowie, Tegoborzy i na Sokolej Górze. Tuż przed wojną ukończono serię Salamander, z których 3 miały być odesłane do Rumunii, stały już zapakowane.

Oprócz całych szybowców w ŚWS wykonywano części zamienne do szybowców, jak np. skrzynki kadłubowe, zastrzały skrzydłowe itp. oraz remontowano szybowce z Goleiszowa i Zaru, a nawet samolot Moth (skrzydło) z Katowic. Remontowano m.in. szybowce szkolne Wrona, Czajka (kabinkowa), Sroka, Sokół konstrukcji inż. A. Kocjana.

Produkcja była nadzorowana przez urząd państwowy KCSP. ŚWS były pod nadzorem inż. Rybickiego, który przyjeżdżał po odbiór z Krakowa. Drewno, klej i jakość spawania były kontrolowane przez IBTL w Warszawie, inne materiały jak sklejka, wyroby stalowe, śruby, wyroby lakiernicze musiały mieć atesty firmowe. Kontrola była dokładna.

Wg E. Dudka polskie wymagania produkcyjne były bardzo wysokie, dlatego wyprodukowany sprzęt oceniano b. dobrze.

Po wkroczeniu Niemców w 1939 r. warsztaty objął NS Fliegerkorps i wykorzystał cały sprzęt do szkolenia (Goleiszów, Zar). W 1944 r. warsztaty przy ul. Górskiej 12 spaliły się.

W 1986 r. na budynku przy ul. Kamienickiej 9 umieszczono wywieszkę „przeznaczony do rozbiórki”. Szybowisko w Goleiszowie wznowiło swą działalność zaraz po wojnie, później jednak szkołę zlikwidowano. Niedawno nad zboczem góry Chełm znów pojawiły się latające sylwetki, tym razem lotni. Po długim okresie rozkwitu przyszedł okres ciszy na szybowisku Zar. Ostatnio szybowisko znów tętni życiem szybowcowym i mówi się o nim „Akademia szybowcowych lotów górskich”. Lotnisko w Aleksandrowicach z budynkiem, w którym na frontowej ścianie wejściowej jest wmurowana tablica pamiątkowa „Lotnisko wraz z budynkami fundowane staraniem i kosztem L.O.P.P. 1935” jest siedzibą utworzonego po wojnie Aeroklubu Bielsko-Bialskiego i równocześnie służy lotom fabrycznym Przedsiębiorstwa Doświadczalno-Produkcyjnego Szybownictwa (PDFS PZL.-Bielsko), dawniej Instytutu Szybownictwa (1946÷1947) i Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego (1948÷1974).

Piękna karta polskiego szybownictwa na Podbeskidziu, rozpoczęta w 1934 r., jest nadal zapisywana.

ŹRÓDŁA: relacje prof. mgr inż. Tadeusza Chłipalskiego oraz Edwarda Dudka w 1986 r.

cd. ze s. 14

ZUSAMMENFASSUNGEN

STAFIEJ W.: Berechnungsprobleme beim Entwerfen von Segelflugzeugen. TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 9, S. 3

Auf Grund der 40-jährigen Erfahrungen von SZD/PZL-Bielsko wird eine Übersicht über die mit der Konstruktion von Segelflugzeugen zusammenhängende Berechnungsprobleme angesichts der Massenanalyse, der Aerodynamik, der Belastung, der Aeroelastizität, der Festigkeit und der Flugverder Berechnungsmethoden, die Programmierungsstelle sowie die Bedürfnisse von PZL-Bielsko erörtert.

MORAWSKI J. M.: Die Sicherheit und Wirtschaftlichkeit in der Luftfahrt. Die Ursache der Streitfrage (I). TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 9, S. 5

Das Problem der Flugsicherheit und Wirtschaftlichkeit wird im Zusammenhang mit der Wirkungsstruktur des Verkehrsnetzes auf mehreren Ebenen, vom Betriebschef bis zur Flugbesatzung, erörtert. Dabei werden die drei Wirkungsebenen, nämlich die Strategie, die Taktik und die Technik, berücksichtigt.

MALEWSKI S.: Polnische Luftschrauben während des 40-jährigen Bestehens der VRP. TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 9, S. 8

Es wird die Entwicklung der für Flugzeuge einheimischer Konstruktion in Polen entworfenen und hergestellten Luftschrauben dargestellt. Es handelt sich hierbei um Luftschrauben für die Flugzeuge Bies, Wilga, An-2, Dromader, Kruk, Koliber, Mewa, Orlik und An-28.

MAKOSA J., KWIATKOWSKI M.: Synthese eines Automaten zu Realisierung eines dreistufigen Programms der Schweisstromstärke beim Mikroplasma-Schweißapparat SMP-30. TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 9, S. 18

In dem Aufsatz wird die Modifizierung des Mikroplasma-Schweißapparates beschrieben, die auf seiner Ausrüstung mit einem Sequenz- und Asynchron-Automaten beruht, der die Verwirklichung eines dreistufigen Programms der Schweisstromstärke ermöglicht. Es wird das Modifizierungsziel motiviert, die Durchführungsart und die Grundvoraussetzungen behandelt sowie der Verlauf der theoretischen Berechnungen angegeben. Das Schema des berechneten Automaten in Zusammenstellung mit der bisherigen Steueranordnung ergänzt den Aufsatz.

SKARBIŃSKI A.: Śląskie Warsztaty Szybowcowe (Schlesische Segelflugzeug-Werkstätten) vor einem halben Jahrhundert. TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 9, S. 21

In dem Aufsatz wird die Geschichte der Śląskie Warsztaty Szybowcowe (Schlesische Segelflugzeug-Werkstätten) in Bielsko-Biala dargestellt, wo in den Jahren 1935÷1939 104 Segelflugzeuge vom Typ CW-8, Komar, Salamandra und Zaba gebaut worden sind.

СОДЕРЖАНИЯ

СТАФЕЙ В.: Расчеты в процессе проектирования планера. TLiA, т. 42, 1987 г., № 9, с. 3

Обзор задач по проектировочному расчету планера на примере 40-летнего опыта СЗД/ПЗЛ Бельско в области анализа массы, аэродинамики, внешних нагрузок, аэроупругости, прочности и летных испытаний. Описываются общая проблема ведения расчетов, место опrogramмирования и нужды ПЗЛ-Бельско в области расчетов.

МОРАВСКИ Я. М.: Безопасность и экономия в авиации. У источников противоречия (I). TLiA т. 42, 1987 г., № 9, с. 5

Вопрос о безопасности и экономике полетов рассматривается на фоне многоступенчатой структуры работы транспортного предприятия, начиная с директора предприятия и кончая членами экипажа самолета. Учитываются три главные уровни действий — стратегию, тактику и технические вопросы.

МАЛЕВСКИ С.: Польские воздушные винты в течение 40-летия ПНР. TLiA, т. 42, 1987 г., № 9, с. 8

Описано развитие воздушных винтов, производимых в Польше и спроектированных для самолетов отечественного производства — для самолетов Бес, Вильга, Ан-2, Дромдер, Крук, Колибер, Мewa, Орлик и Ан-28.

МОНКОСА Е., КВЯТКОВСКИ М.: Синтез автомата для выполнения трехступенчатой программы управления величиной силы тока при сварке микроплазмой сварочным приспособлением СМП-30. TLiA, т. 42, 1987 г., № 9, с. 18

Описана модификация микроплазмового приспособления, заключающаяся в оборудовании ее асинхроническим программным автоматом, обеспечивающим выполнение трехступенчатой программы управления силой тока при сварке. Дается обоснование цели модификации, описан способ ее выполнения и основные положения, а также приводится метод выполнения теоретических расчетов. Дается также схема расчетов автомата на базе применяющейся системы управления сварочным приспособлением.

СКАРБИŃСКИ А.: Планерные Мастерские в Силезии пол века тому назад. TLiA, т. 42, 1987, № 9, с. 21

Описано развитие Планерных Мастерских в г. Бельско-Бяла, которые в течение 1935-1939 г. построили 104 планера (CW-8, Комар, Саламандра и Жаба).

Adres dla korespondencji:
00-950 Warszawa ul. Biała 4 skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:
ul. Bartycka 20, pok. 81
Tel. 40-38-02; 40-00-21 w. 258

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

A. Glass: Jubileusz „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”	1
ZE SWIATA	2
W. Stafiej: Problematyka obliczeniowa w procesie projektowania szybowców	3
J. M. Morawski: Bezpieczeństwo a ekonomia w lotnictwie. U źródeł kontrowersji (I)	5
S. Malewski: Polskie śmigła w 40-leciu PRL	3
KARTOTEKA TLiA: Mikojan MiG-27	11
Rolladen-Schneider LS-3	13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Terminy lotnicze bułgarskie, czeskie i serbochorwackie (VI)	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Advisory Circular 23-2	16
J. Makosa, M. Kwiatkowski: Synteza automatu do realizacji trzystopniowego programu natężenia prądu spawania w spawarce mikroplazmowej SMP-30	18
PROTOTYPY: Kamow Ka-126	20
A. Skarbiński: Śląskie Warsztaty Szybowcowe pół wieku temu (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	21
KSIAŻKI LOTNICZE	II okł.
PROJEKTY: FAG Esslingen E 14	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	III okł.

Na okładce: Samoloty bombowe Vickers Wellington: Mk Ic z 301 Dywizjonu, Mk II z 305 Dywizjonu, Mk III z 300 Dywizjonu — rys. K. Cieślak

STAFIEJ W.: Problematyka obliczeniowa w procesie projektowania szybowców. TLiA, t. XLII, 1987, nr 9, s. 3
Przegląd zagadnień związanych z obliczeniami przy konstruowaniu szybowców na przykładzie 40-letniego doświadczenia SZD/PZL-Bielsko, a dotyczących analizy masy, aerodynamiki, obciążeń, aeroelastyczności, wytrzymałości i prób w locie. Omówiono m.in. problem metod prowadzenia obliczeń, miejsce oprogramowania oraz potrzeby PZL-Bielsko w dziedzinie obliczeń.
MORAWSKI J. M.: Bezpieczeństwo a ekonomia w lotnictwie. U źródeł kontrowersji (I). TLiA, t. XLII, 1987, nr 9, s. 5
Zagadnienia bezpieczeństwa i ekonomii lotów rozpatrzono w kontekście wielopoziomowej struktury działania przedsiębiorstwa przewozowego, od szefa przedsiębiorstwa aż do członków załogi samolotu. Wzięto pod uwagę trzy główne poziomy działania: strategię, taktykę i technikę.
MALEWSKI S.: Polskie śmigła w 40-leciu PRL. TLiA, t. XLII, 1987, nr 9, s. 8
Przedstawiono rozwój śmigieł produkowanych w Polsce oraz zaprojektowanych do samolotów rodzimej konstrukcji. Są to śmigła do samolotów Bies, Wilga, An-2, Dromader, Kruk, Koliber, Mewa, Orlik i An-28.
MAKOSA J., KWIATKOWSKI M.: Synteza automatu do realizacji trzystopniowego programu natężenia prądu spawania w spawarce mikroplazmowej SMP-30. TLiA, t. XLII, 1987, nr 9, s. 18
W artykule opisano modyfikację spawarki mikroplazmowej, polegającą na wyposażeniu jej w automat sekwencyjny, asynchroniczny, umożliwiający realizację trzystopniowego programu natężenia prądu spawania. Umotywowano cel modyfikacji, omówiono sposób realizacji i założenia podstawowe oraz podano przebieg obliczeń teoretycznych. Podano schemat obliczonego automatu na tle dotychczasowego układu sterującego spawarką.
SKARBINSKI A.: Śląskie Warsztaty Szybowcowe pół wieku temu. TLiA, t. XLII, 1987, nr 9, s. 21
Przedstawiono dzieje Śląskich Warsztatów Szybowcowych w Bielsku-Białej, które w latach 1935-1939 zbudowały 104 szybowce (CW-8, Komar, Salamandra i Zaba).

CONTENTS

STAFIEJ W.: Calculation problems in the glider designing process. TLiA, vol. XLII, 1987, No. 9, p. 3
The article is a review of problems related to calculations carried out during glider designing work, with taking the 40-years' experience of SZD/PZL-Bielsko as an example. The problems are connected with analysis of mass distribution, aerodynamics, loads, aero-elasticity, strength of the structure and flight tests. Calculation methods, computer programming and needs of the PZL-Bielsko factory within this scope have also been discussed.
MORAWSKI J. M.: Safety vs. economy in the aviation. At the roots of controversy (I). TLiA, vol. XLII, 1987, No. 9, p. 5
The problem of flight safety and economy has been considered against the background of multilevel operating structure of a transport company, from the company manager down to members of aircraft crews. Three main aspects of the company policy has been taken into account: strategy, tactics and technology.
MALEWSKI S.: Polish airscrews made during the 40 years of the Polish People's Republic. TLiA, vol. XLII, 1987, No. 9, p. 8
Development of airscrews manufactured in Poland and of those designed for Polish-built aeroplanes has been presented. The airscrews in question are propellers for aeroplanes Bies, Wilga, An-2, Dromader, Kruk, Koliber, Mewa, Orlik and An-28.
MAKOSA J., KWIATKOWSKI M.: Synthesis of a programmable three-step welding current automatic control unit for microplasma arc welding machine SMP-30. TLiA, vol. XLII, 1987, No. 9, p. 18
Modification of a microplasma welding machine by providing it with a sequential asynchronous automatic control unit, which allows to control the welding current according to a three-step program, has been described. Purpose of the modification, its basis concept, method to achieve the objectives and theoretical calculations have been presented. Schematic diagram of the automatic control unit synthesised theoretically has been demonstrated against the background of the previous control system of the welding machine.
SKARBINSKI A.: Silesian Glider Workshop a half-century ago. TLiA, vol. XLII, 1987, No. 9, p. 21
A history of the Silesian Glider Workshop in Bielsko-Biala, where from 1935 till 1939 104 gliders were built (CW-8, Komar, Salamandra and Zaba), has been given.

WYDAWNICTWO
SIGMA
00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:
Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działów:
mgr inż. K. Dąbrowski, doc. mgr inż. M. Kwiatkowski, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz

Rada programowa:
Mgr inż. Z. Górski, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwóźdź, mgr inż. W. Jastrzęcki, dr inż. T. Kostła, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, dr inż. J. Lewitowicz, dr inż. K. Michalewicz, dr inż. M. Michalski, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Młkiewicz, mgr inż. A. Mistörek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. M. Potapowicz, mgr inż. S. Trębacz, mgr inż. R. Zaremba

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0594-1300/87. Nakład 6450 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. K-64.

Cena pojedynczego egz. zł 130,—

Prenumerata roczna zł 1560,—

INDEKS 37909

Wybory Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP w Oddziale Warszawskim

19 grudnia 1986 r. w Domu Technika NOT w Warszawie odbyło się zebranie sprawozdawczo-wyborcze Sekcji Lotniczej SIMP w Oddziale Warszawskim, na którym podsumowano działalność Zarządu Sekcji ostatniej 3-letniej kadencji w 40-lecie jej istnienia.

Przewodniczący Sekcji Lotniczej OW SIMP kol. T. Kurczyk powitał przew. Oddziału Warszawskiego SIMP kol. S. Katarzyńskiego, przedstawiciela Zarządu OW SIMP kol. Z. Kalinowskiego, przew. Sekcji Lotniczej ZG SIMP kol. J. Lewitowicza i członków Sekcji.

Zebraniu przewodniczył kol. S. Orczykowski, którego kandydatura została przyjęta przez aklamację, zaś na sekretarza zebrania wybrano kol. T. Rożnowskiego.

Jako pierwszy zabrał głos kol. S. Katarzyński, który życzył pomyślnych obrad oraz wręczył kol. T. Kurczykowi medal pamiątkowy wybitny z okazji 50-lecia istnienia Oddziału Warszawskiego SIMP jako dowód uznania za wkład pracy i skuteczność działania dla Stowarzyszenia.

Następnie w imieniu ustępującego Zarządu Sekcji kol. T. Kurczyk wygłosił sprawozdanie z trzyletniej kadencji od 1984-02-09 do 1986-12-19. Powiedział m.in., że Zarząd Sekcji oparł swoją działalność na pracy członków kół (będących jednocześnie członkami Sekcji) przy instytucjach i zakładach lotniczych takich jak: Instytut Lotnictwa (180 członków), Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych (135 członków), WSK PZL-Warszawa II (35 członków), WSK PZL-Warszawa-Okęcie (45 członków), Szefostwo Techniki Lotniczej MON (30 członków), Generalna Dyrekcja Lotnictwa Cywilnego (35 członków), Wojskowe Zakłady Lotnicze (35 członków), Zarząd i członkowie Sekcji realizowali program pracy wg tez XXV Walnego Zjazdu SIMP, a mianowicie:

— działanie Stowarzyszenia na rzecz gospodarki narodowej (reformy gospodarczej i rozwoju techniki),

— działanie Stowarzyszenia na rzecz członków (statusu inżyniera i technika, pomocy w szkoleniu, podnoszeniu kwalifikacji zawodowych, opieki nad młodą kadrą techniczną i emerytami),

— odbudowa zespołu inżynierów i techników, rozwijanie czasopiśmiennictwa technicznego i przepływu informacji.

O realizowaniu ww. zadań świadczy liczba zorganizowanych odczytów, konferencji, wyjazdów szkoleniowych technicznych krajowych i zagranicznych, wystaw, konkursów*, spotkań ze specjalistami oraz opracowanie następujących raportów: „Rola i miejsce inteligencji w socjalistycznym rozwoju Polski” i „Ekspertyza o stanie polskiego przemysłu lotniczego”. Opierając się na dotychczasowych doświadczeniach przedstawił również wytyczne do programu działania Zarządu w następnej kadencji.

W dyskusji nad sprawozdaniem i przedstawionymi tezami głos zabrał przedstawiciel OW SIMP kol. Z. Kalinowski, który uznał działalność Sekcji za znakomitą i prowadzoną wielostronnie. Istotną cechą jest łączenie działalności stowarzyszeniowej z realizacją programów produkcyjnych zakładów. Taki rodzaj pracy jest rzeczywistym dorobkiem pracy całej Sekcji, za co Zarząd OW SIMP złożył szczególne podziękowanie. Ponadto wypowiedzieli się następu-

jący koledzy: J. Horbaczewski, R. Witkowski, L. Jarzębiński, J. Zduńczyk, A. Janowski, J. Jędrzejewski, W. Kuracki i T. Rożnowski.

Dyskusję podsumował kol. J. Lewitowicz — przew. Sekcji Lotniczej ZG SIMP, który powiedział, że liczba członków, autorytet wiedzy, nauki i umiejętności stanowią cenny kapitał, który można i należy wykorzystywać w procesie postępu technicznego i działaniu dla rozwoju gospodarczego kraju czy — minimalizując — dla rozwoju własnego zakładu produkcyjnego. Należy przeto zdawać sobie sprawę z przywilejów przynależności do Sekcji i naszego Stowarzyszenia i wykorzystywać istniejące możliwości inwestowania w siebie i sprawdzać się w działaniu oraz porównywać swoje rezultaty z osiągnięciami innych. Są wielorakie uzdolnienia i wielorakie zadania do spełnienia. Jest dobrze, jeśli zainteresowania osobiste i zawodowe łączą się z zadaniami produkcyjnymi. Dopatrując się przyczyn niezrealizowania własnych zamierzeń, planów czy programów, raczej wymagajmy więcej od siebie, a nie od innych. Przez kluby techniki i racjonalizacji jest możliwy kontakt z młodzieżą. Dla upowszechnienia tematyki lotniczej w kraju należy wykorzystać radio i telewizję z „Wielką Grą” włącznie. NOT deklaruje pomoc przy wyjazdach zagranicznych. Pomoc tę trzeba umiejętnie wykorzystać skracając jednak czas pobytu, aby więcej kolegów mogło z tego skorzystać. Kol. J. Lewitowicz przypomniał o sposobach prezentacji rzeczywistych osiągnięć przez wystawy i wydawnictwa specjalistyczne, wyjaśnił także, że kraj jest raczej wystarczająco zasillany myślą techniczną (wziąwszy pod uwagę instytuty i wyższe uczelnie) i wskazał na konieczność odpowiedniego wykorzystania tego, czym dysponujemy. Zwrócił uwagę na potrzebę współpracy z innymi sekcjami w dziedzinie energetyki, elektroniki, miernictwa, materiałów, technologii i in. Uważa, że należy kontynuować akcję odczytową. Poinformował o dużych możliwościach wynikających z uprawnień rzeczoznawcy SIMP i korzyściach z tytułu specjalizacji zawodowej inżyniera, zachęcając do ich zdobywania. Kończąc, podziękował kol. T. Kurczykowi i Zarządowi Sekcji za wkład pracy i życzył, aby przyszyły Zarząd wykazał tyle zapału i chęci do pracy społecznej co ustępujący.

Następnie komisja wyborcza w składzie kol. kol.: Z. Popczyński — przew. J. Horbaczewski i J. Lewczuk — członkowie, przeprowadziła głosowanie, w wyniku którego zostali wybrani: na przewodniczącego kol. T. Kurczyk (ILot.), a na członków Zarządu kol. H. Dąbrowski (ITWL), kol. L. Łuczak (WZL), kol. S. Orczykowski (STL MON), kol. E. Ostrowiecki (DW OPK), kol. T. Rożnowski (IPPT PAN), kol. J. Zduńczyk (WSK PZL-Warszawa II), kol. L. Jarzębiński (WSK PZL-Warszawa-Okęcie), kol. L. Pinkosz (Kola Wojskowe SIMP), kol. J. Łobocki (STL MON).

Na delegata na Walne Zgromadzenie Delegatów OW SIMP został wybrany kol. T. Kurczyk. Ponadto wybrano następujących delegatów na zgromadzenie sprawozdawczo-wyborcze Sekcji Lotniczej ZG SIMP kol. kol.: M. Sikorskiego, J. Lewitowicza, T. Królikiewicza, J. Horbaczewskiego i J. Maryniaka.

Komisja wnioskowa w składzie kol. kol.: R. Lewandowski — przew. i J. Wolf — członek przedstawiła następującą uchwałę, która została przyjęta jednogłośnie:

1. Kola lotnicze SIMP powinny włączyć

się do realizacji II etapu reformy gospodarczej w celu podnoszenia efektywności technicznej, technologii i ekonomii produkowanych wyrobów oraz podnoszenia kwalifikacji zawodowych kadry inżynierów i techników.

2. Należy włączyć kola do współpracy z kierownictwami zakładów pracy w celu unowocześnienia wyrobów, rozwijania technologii energo- i materiałoszczędnej, wypracowania metod ustalania płac podnoszących wydajność i jakość pracy oraz w celu podnoszenia kwalifikacji zawodowych inżynierów i techników.

3. Należy podnieść rangę kół zakładowych, wprowadzając przedstawicieli SIMP do kolegium w instytutach i do samorządów w zakładach. Kola powinny uczestniczyć w ocenie programów rozwojowych zakładów i branż.

4. Należy rozwijać współpracę i wymianę informacji nt. osiągnięć pomiędzy poszczególnymi zakładami pracy, organizować wystawy dorobku (zademonstrowanie nowych konstrukcji jak Orlik, Iskierka, Sokół, Kania, samolot odrzutowy szkolno-treningowy I-22 i in.).

5. Należy rozwijać ruch uzyskiwania i przyznawania specjalizacji zawodowej przez popieranie tej akcji przez dyrekcje zakładów, uproszczenie procedury i eksponowanie korzyści odnoszonych przez zakład pracy i pracowników.

6. Planować i przeprowadzać doszkolenia zawodowe inżynierów i techników uwzględniające potrzeby i perspektywy zakładów pracy.

7. Popierać i programować informację o osiągnięciach i rozwijać publikowanie dorobku w prasie zawodowej i naukowej.

8. Starać się o organizowanie wycieczek krajowych i zagranicznych w celu wymiany doświadczeń i realnego dostępu do rozwoju techniki światowej.

9. Prowadzić i rozszerzać akcję odczytową w celu realizacji punktów 4, 6 i 7.

10. Organizować i popierać KTiR (reaktywować taki klub w ILot.).

11. Współpracować z młodzieżą w celu wciągnięcia jej do pracy zawodowej i podniesienia motywacji działania.

12. Działać na rzecz integracji środowiska inżynierów i techników przez organizowanie różnych form współpracy członków zacieśniającej więzy koleżeńskie.

13. Należy propagować lotnictwo przez kontakty z młodzieżą, włączanie się do różnych imprez lotniczych, wprowadzenie tematyki lotniczej do „Wielkiej Gry” w TV itp.

Kol. T. Kurczyk podziękował za udzielone mu zaufanie i przyrzekł go nie zawieść, prosząc kolegów o współpracę, na którą bardzo liczy.

Następnie kol. S. Orczykowski podziękował komisjom za ich pracę i uznał część oficjalną zebrania za zakończoną.

W drugiej części zebrania wygłoszono dwie prelekcje.

Kol. J. Wolf przedstawił rozwój cywilnej techniki lotniczej, podkreślając celowość i możliwość rozpowszechniania ultralekkiego sprzętu lotniczego. Omówił motolotnictwo z zastosowaniem silników dwusuwowych o mocy 15-44 kW (20+60 KM) jako ruchu amatorskiego mającego wielu entuzjastów. Wskazał na wiele czynnych lotnisk na całym świecie. Mówił o klasach pilotażowych i potrzebie posiadania karty lotniczej w celu uprawiania tego sportu.

Kol. R. Witkowski wygłosił prelekcję pt. „Technika śmigłowcowa wczoraj i dziś” i wyświetlił film.

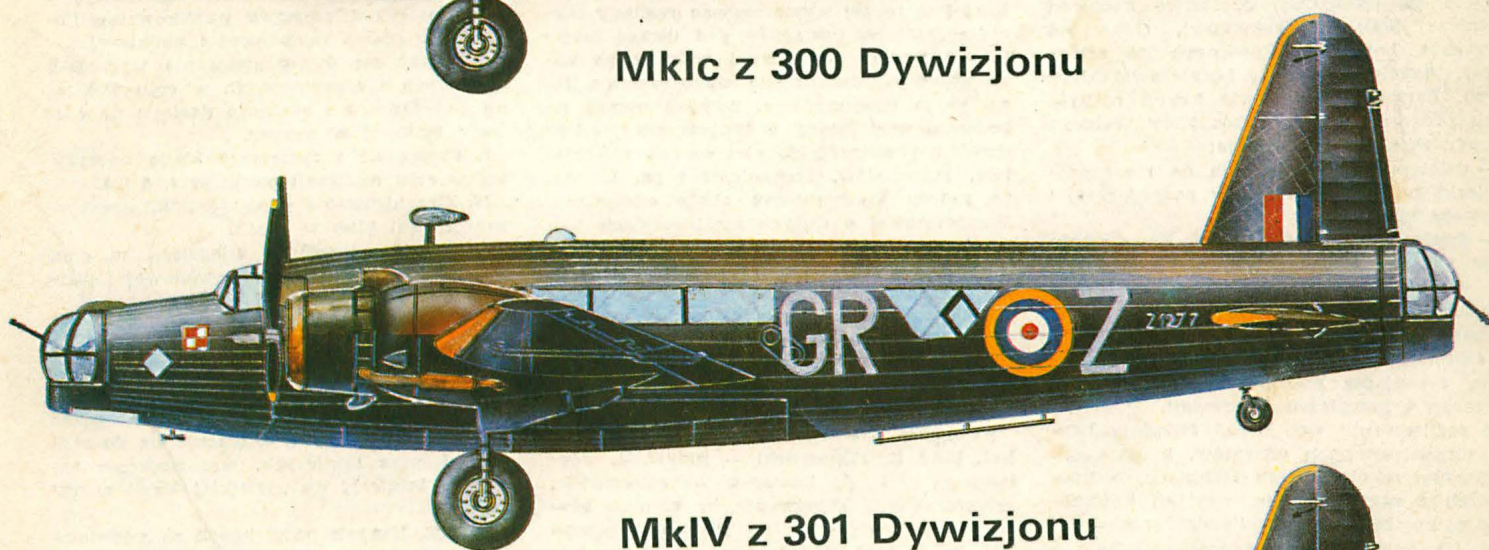
T. Kurczyk

* W konkursie na najlepszą Sekcję w Oddziale Warszawskim SIMP Sekcja Lotnicza zajęła I miejsce w następujących latach: 1984, 1985, 1986.

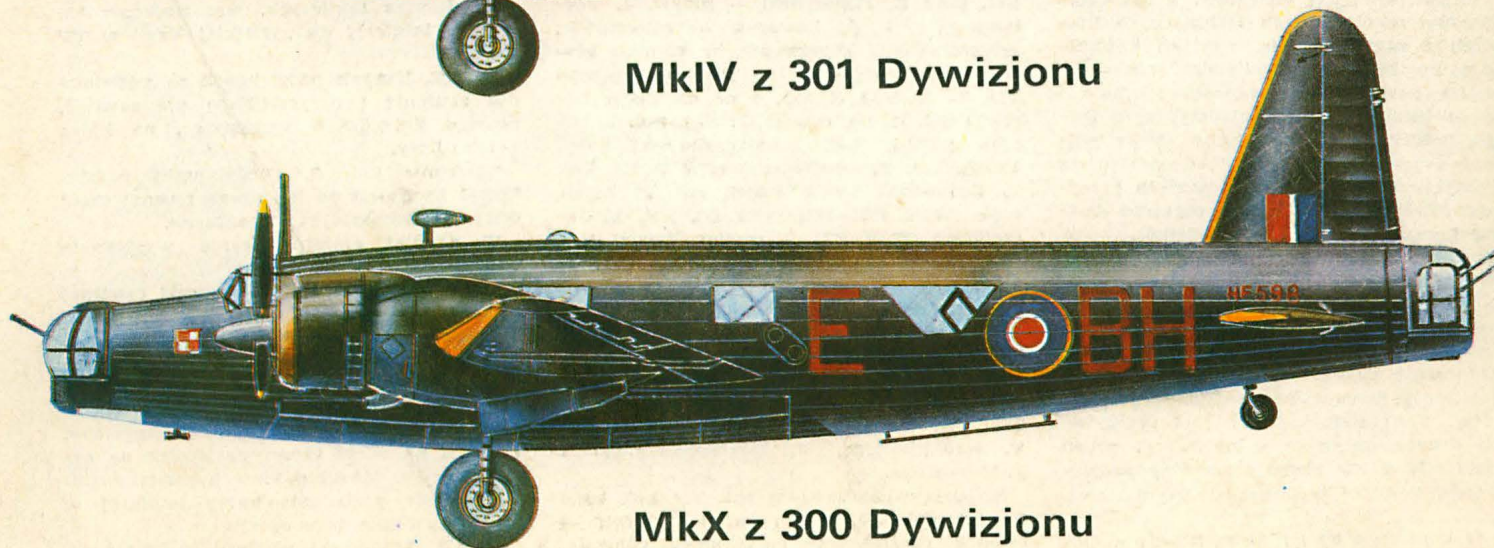
VICKERS WELLINGTON



Mk Ic z 300 Dywizjonu



Mk IV z 301 Dywizjonu



Mk X z 300 Dywizjonu