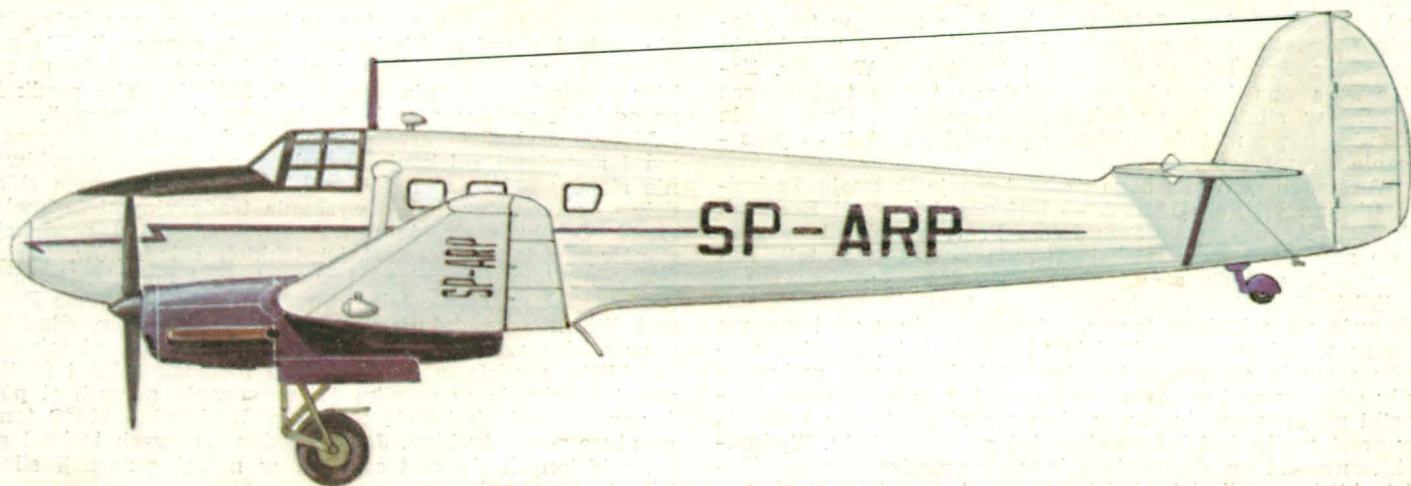
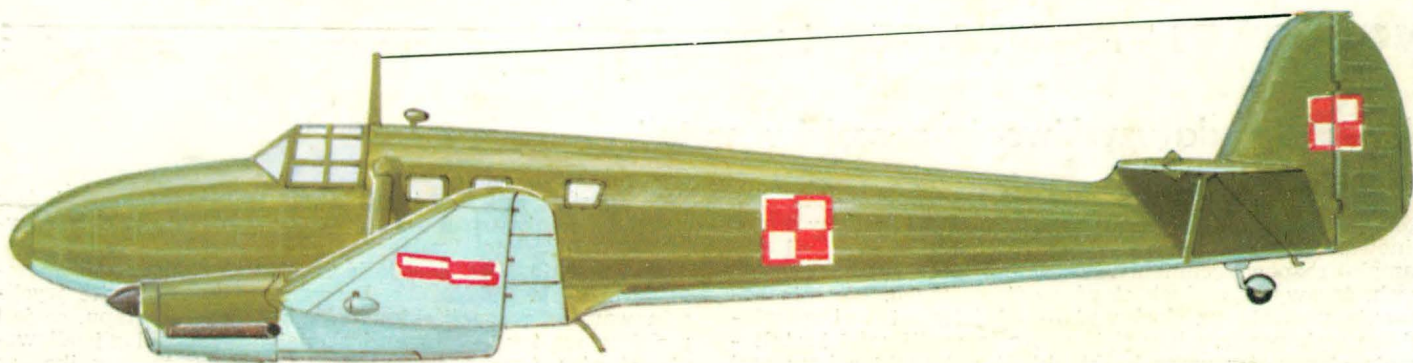
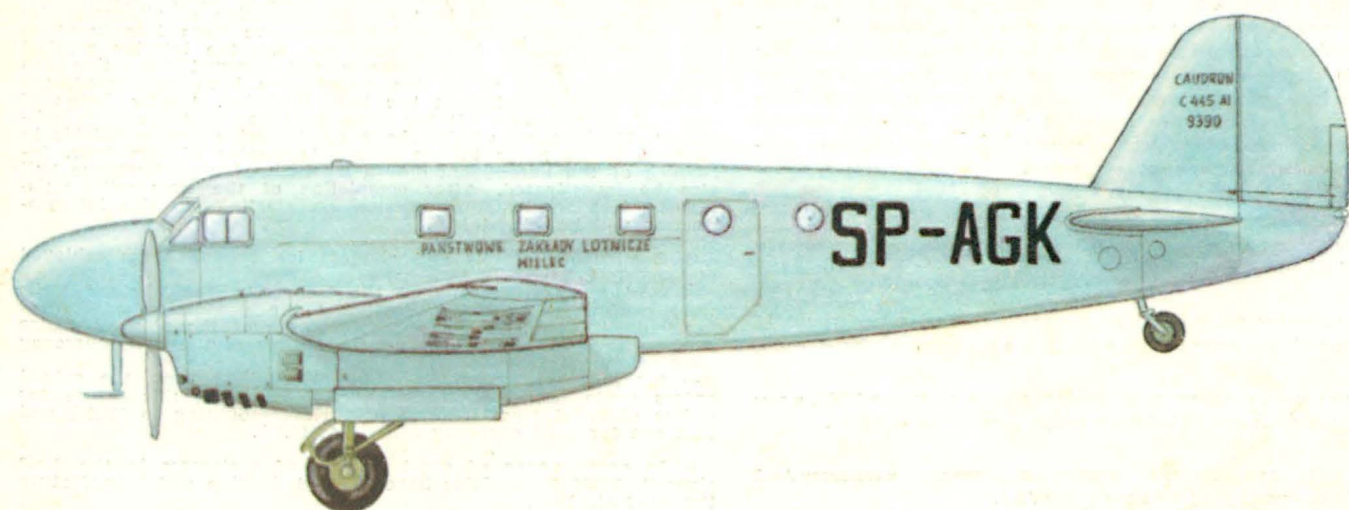


TECHNIKA

2'83

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● На заводе ВСК-ПЗЛ-Свидник идут работы по подготовке серийного выпуска вертолетов ПЗЛ-Сокул и ПЗЛ-Каня. В ходе наземных испытаний вертолет Сокул наработал 300 часов, в летных — 10. Планируется 100 часов полета. Ведутся исследования нагрузок и напряжений в элементах, подвергающихся переменным нагрузкам. Окончание I этапа испытаний предполагается в начале 1983 г. Предлагается, что вертолет будет иметь максимальную скорость 260 км/час (в полетах достигнуто уже 120 км/час и потолок 500 м). В вертолете введены многие усовершенствования: путем модифицирования задней кромки профилей достигнуто снижение вибраций на 50%, переконструированы гидросилители в системе управления, изменена форма обтекателей двигателей.

Первые два экземпляра вертолета Каня окончили летные испытания и вертолет получил сертификат типа 1 октября 1981 г. Теперь окончена постройка III экземпляра. Этот экземпляр предназначен для опытной эксплуатации под надзором Главного Управления Гражданской Авиации, с тщательными проверками всех элементов и агрегатов. Этот экземпляр имеет много усовершенствований м. др. увеличен комфорт кабины, установлена новая термическая и акустическая изоляция, доработана система вентиляции, изменено радионавигационное оборудование. Во втором экземпляре применено новое конструктивное решение приводного вала хвостового винта. На четвертом экземпляре вертолета будет введено изменение формы обтекателей силовой установки. Будут производиться также исследования влияния аэродинамического сопротивления на летные свойства. После положительного окончания испытаний предполагается принятие решения о серийном выпуске вертолета.

● Хорошие результаты работы и высокие показатели экспорта достигнуты заводом ВСК ПЗЛ-Мелец в 1982 г.:

— в течение семи месяцев прошлого года плановые задачи выполнены в 100,5% в том числе в капиталистические страны в 101,5%, а в социалистические — в 93%

— в течение восьми м-цев пр. года портфель заказов составлял 105%, в том числе в капиталистические страны 105,9%, а в социалистические — 99,6%.

● В связи с большим интересом покупателей по отношению к самолету Ан-2 ВСК ПЗЛ-Мелец принял решение о постройке Ан-3.

● Tests aimed at starting up lot production of the PZL-Sokól and PZL-Kania helicopters are being carried on at WSK PZL-Swidnik. The Sokól helicopter was operated for 300 hrs within the framework of ground tests and its test flights took 10 hrs. It is planned to perform 100 hrs more of test flights. Tests of loads and stresses are carried on for those assemblies which are normally subjected to fatigue loads. The first stage of tests is planned to be completed at the beginning of 1983. It has been assumed that the helicopter will achieve maximum speed during horizontal flight amounting to 260 km/h (the speed which was achieved till now reached 120 km/h) and ceiling of 500 m. Many improvements have been introduced to this helicopter: the trailing edge has been modified and vibrations have been reduced owing to this by a half, the hydraulic amplifiers of the control system have been redesigned, the shape of engine shields has been changed.

The flight tests of the first two Kania helicopters came to an end and these helicopters were granted the type certificate on 1st October 1981. Now the construction of the third helicopter of this type has been completed. This helicopter is intended for operation supervised by the Headquarters of Civil Aviation; the supervision will consist in thorough inspection of all assemblies and subassemblies. Many modifications have been introduced to this third helicopter by its designers, e.g. the interior comfort has been improved, new acoustic and thermal insulation has been installed, the ventilation system has been redesigned, the radio-navigation equipment has been modified. A new design of the tail rotor drive shaft has been employed in the second helicopter. Modification of the shape of the drive system shields is planned to be made in the fourth helicopter of this type. Influence of the aerodynamic drag on helicopter performance will also be investigated. After completion of the tests with satisfactory test results, the decision on starting up the lot production will be undertaken.

● Good work effects and chances for exports were achieved at WSK PZL-Mielec in 1982, namely:

— during seven months of the last year, the planned tasks were performed in 100.5%, including the production earmarked for socialist countries that reached 101.5% of the planned figure and the production to be sold to countries of the hard currency zone amounting to 93.0% of the plan;

— for the eight-months' period of the last year, the gained orders made 105.0% of the production capacity, this figure for orders obtained from socialist countries amounting to 105.0% and that one for hard currency zone — to 99.6%.

● In consequence of great interest of customers in the An-2 aircraft, WSK PZL-Mielec have decided develop and manufacture the An-3 airplane.

NOWOŚCI TECHNICZNE

Nowa metoda uzyskiwania proszków metali

Wśród metod wytwarzania półwyrobów odpowiedzialnych, „gorących” elementów turbinowych silników lotniczych dominowała do niedawna obróbka plastyczna. Monopol ten złamało rozpowszechnienie odlewania precyzyjnego i nowych, żarowytrzymałych stopów odlewniczych. Obecnie odlewanie pozwala uzyskać wyższe właściwości wytrzymałościowe wykonywanych części, rozszerza możliwości kształtowania elementów przez konstruktorów (łopatki z kanałami chłodzenia powietrznego, odlewy integralne tarcz z łopatkami), daje szersze pole stosowania inżynierii materiałowej (odlewy z kierowaną krystalizacją, odlewy monokrystaliczne) oraz jest tańsze. Ostatnio pojawił się nowy w tej dziedzinie sposób wykonywania półwyrobów — metalurgia proszków. Przewodzi w niej firma Pratt and Whitney. Zastosowała ona jako pierwsza spiekane tarcze turbin oraz łopatki w silnikach produkowanych seryjnie. Opracowała również nową metodę spiekania proszków metali — prasowanie izostatyczne.

W ramach prowadzonego przez Agencję Rozwoju Techniki Obronnej USA (DARPA — Defence Advanced Research Projects Agency) programu firma Pratt and Whitney pracuje nad nową metodą wytwarzania proszków metali. Nazwano ją metodą szybkiego krzepnięcia — RSR (Rapid Solidification Rate). Polega ona na tym, że ciekły metal skapuje na wirującą tarczę. W urządzeniu prototypowym tarcza ta wiruje z prędkością 25 000 obr/min. Stróżka metalu rozpada się na drobne kropelki, które pod wpływem siły odśrodkowej wyrzucane są poza tarczę. Odrzucone kropelki po opuszczeniu strefy obracającej się tarczy wpadają w prostopadły do ich toru strumień gazowego helu. Wydmuchiwany jest on do wnętrza komory urządzenia z prędkością bliską prędkości dźwięku przez otwory ścianki równoległej do płaszczyzny wirowania tarczy. Już w odległości ok. 3 cm od brzegu wirującej tarczy kropelki metalu krzep-

ną w postaci kulek o średnicy 20÷100 μm. Są one gładkie i jednorodniejsze pod względem wielkości niż proszki uzyskiwane metodami tradycyjnymi.

W metodzie RSR prędkość studzenia krzepnącego metalu wynosi ok. 500 000°C/s. Pozwala to na całkowite wyeliminowanie segregacji składników krzepnącego stopu, co jest podstawową trudnością w doskonaleniu technologii odlewania stopów żarowytrzymałych. Zjawisko to wynika ze zmiany wzajemnej rozpuszczalności składników stopu wraz ze zmianą jego temperatury. Ponieważ jest to proces dyfuzyjny, a więc powolny, to tak duża prędkość studzenia kropel metalu do temperatur, w których procesy dyfuzyjne nie zachodzą, uniemożliwia wystąpienie segregacji. Dla porównania: w tradycyjnych metodach wytwarzania proszków prędkość studzenia wynosi ok. 500°C/s. Taka prędkość na ogół nie wyklucza zachodzenia procesów segregacji.

Metoda szybkiego krzepnięcia w połączeniu z nowoczesnymi metodami spiekania proszków pozwala na uzyskiwanie stopów o bardzo regularnej strukturze i nowymi składnikami — niemożliwych do uzyskania tradycyjnymi technologiami. Oczekuje się, że nowy proces umożliwi produkcję stopów o większej zawartości lekkich składników, takich jak aluminium, i o wyższej temperaturze topnienia. Na razie metoda jest na etapie laboratoryjnym. Obecnie firma Pratt and Whitney produkuje tarcze i łopatki turbin silników z proszków wytwarzanych tradycyjną metodą atomizacji.

DARPA spodziewa się, że dzięki metodzie RSR i możliwości uzyskania w wyniku jej stosowania nowych stopów żarowytrzymałych będzie można podwyższyć o 100°C temperaturę przed turbiną. Jest to jedna z nowych technologii przewidzianych do zastosowania w nowej generacji silników turbinowych.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVIII LUTY 1983

TECHNIKA

2'83

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Problemy konstruktorów amatorów

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Konstruktorzy amatorzy mają już forum wymiany doświadczeń w postaci zlotów konstruktorów amatorów (pierwszy odbył się w 1981 r., drugi zapewne odbędzie się w 1983 r.), a najaktywniejsi z nich wchodzi w skład utworzonej w 1981 r. Komisji Konstruktorów Amatorów przy ZG Aeroklubu PRL. Komisja ta, zbierająca się kilka razy w roku, zajmuje się problemami, jakie stawia życie przed konstruktorami amatorami. Dzięki inicjatywie Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego w 1981 r. zostały ogłoszone przepisy budowy konstrukcji amatorskich (patrz *TLiA* nr 7/82), które stwarzają ramy prawne dla działalności na tym polu.

Jednakże jeszcze wiele problemów czeka na rozwiązanie. Spróbujmy wymienić ważniejsze z nich:

1. Formy organizacyjne klubów amatorów konstruktorów (KAK) przy aeroklubach regionalnych wymagają uporządkowania i usankcjonowania. Ww. Komisja opracowała propozycje związania KAK-ów z aeroklubami regionalnymi na podobnych zasadach jak kluby seniorów lotnictwa czy sekcje lotniarskie. Wielu konstruktorów działa indywidualnie, podczas gdy w aeroklubach mogą znaleźć pomoc w materiałach i urządzeniach warsztatowych.

2. Istnieje potrzeba wprowadzenia licencji pilota-amatora, na którą wymagania zdrowotne powinny być obniżone do faktycznego minimum. Np. w Wlk. Brytanii aby być pilotem szybowcowym nie przechodzi się badań lekarskich, lecz pisze oświadczenie, że nie jest się chorym na padaczkę lub inną chorobę powodującą nagłą utratę przytomności oraz ma się wzrok wystarczająco dobry, by rozpoznać lotnisko i ocenić wysokość lotu podczas lądowania. Możliwe, że u nas przejście przez badania wymagane dla kierowców samochodowych mogłoby być wystarczającym warunkiem. Licencja pilota-amatora powinna przede wszystkim przysługiwać konstruktorom amatorom i dotyczyć uprawnień do latania na zbudowanej przez siebie konstrukcji. Jednakże, ze względu na większe bezpieczeństwo przy szkoleniu się na wypróbowanej konstrukcji niż na własnej, jeszcze mało poznanej, byłoby pożądane zezwolenie na wykonywanie przez osoby budujące samolot lotów szkolnych na obcej konstrukcji. Zresztą taką praktykę już życie narzuciło. Oczywiście uprawnienia do wykonywania lotów na konstrukcjach amatorskich też powinni mieć prawo uzyskiwać piloci szybowcowi i samolotowi.

3. Niezbędne jest ustalenie przepisów ruchu lotniczego dla konstrukcji amatorskich. Słuszne będzie określenie maksymalnej dozwolonej wysokości lotu (rzędu kilkuset metrów) oraz wydzielenie stref lotów amatorskich (głównie przy lotniskach i lądowiskach). Oczywiście ruch nad lot-

niskami czy przeloty muszą podlegać przepisom obowiązującym całe lotnictwo.

4. Problemem trudnym do rozwiązania jest sprawa ubezpieczeń od wypadków. Nawet w przypadku konstrukcji amatorskiej sprawdzonej przez IKCSP trudno liczyć na niską stawkę ubezpieczeniową. Może rozwiązaniem byłoby utworzenie przez członków KAK-ów kasy wypadkowej, do której przekazywana byłaby część składek członkowskich.

5. Sprawa nadzoru budowy konstrukcji amatorskich przez IKCSP wymaga uaktywnienia. Zarówno konstruktorzy amatorzy nie spieszą się ze zgłoszeniami do IKCSP, jak też do rozpatrywania spraw nie kwapią się zbyt inspektorzy IKCSP. Istnieje obawa, że niejedna konstrukcja będzie prędzej gotowa do lotu, nim IKCSP ją obejrzy.

6. Nowym problemem w pracach naszych konstruktorów amatorów jest sprawa budowy replik, czyli kopii samolotów historycznych. Kierunek ten cieszy się popularnością na całym świecie. Stosowane są dwa rozwiązania: budowanie replik w zmniejszonej skali, czyli podobnych zewnętrznie, lecz skonstruowanych od nowa oraz replik wiernych, wg dokumentacji fabrycznej lub wzorca muzealnego.

Pierwszego rodzaju replika już u nas powstaje. Jest to RWD-5bis budowany jako jednomiejscowy, z silnikiem o mniejszej mocy. Zbliżająca się w maju 1983 r. 50 rocznica przelotu kpt. S. Skarżyńskiego przez Atlantyk Płd. mogłaby być piękną okazją do zaprezentowania tej repliki na ziemi na specjalnych pokazach, w telewizji czy podczas Święta Lotnictwa.

Istnieje także możliwość budowy replik wiernych, np. wg dokumentacji. Zachowała się bowiem dokumentacja konstrukcyjna motoszybowca Bąk, który miał dobrą opinię wśród pilotów. Wykonanie uzupełniających obliczeń nie byłoby trudne. Wobec prostej i wypróbowanej konstrukcji Bąka można się zastanowić, czy nie warto zrobić jego dokumentacji jako dopuszczonej do wielokrotnego wykorzystywania przez konstruktorów amatorów. Niezależnie od sprawy Bąka, z powodu jubileuszów zwycięstw w Challenge'ach, można pomyśleć o rekonstrukcji samolotu RWD-9. Lecz byłaby to już poważniejsza praca, gdyż dokumentacji brak. Najlepszą drogą byłoby skopiowanie konstrukcji samolotu RWD-13 stojącego w Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie przy zachowaniu kształtów RWD-9, a te samoloty były do siebie dość podobne. Możliwe, że to mógłby być ciekawy temat do kilku prac przejściowych i dyplomowych na kierunku lotniczym na politechnice.



POLSKA

● W WSK PZL-Swidnik trwają próby nad uruchomieniem seryjnej produkcji śmigłowców PZL-Sokół i PZL-Kania. W próbach naziemnych śmigłowiec Sokół przepracował 300 h, a w próbach w locie 10 h. Przewidziano jeszcze 100 h lotu. Przeprowadzone są badania na obciążenia i naprężenia w zespołach pracujących zmęczenie. Zakończenie prób I etapu przewidziano na początek 1983 r. Założono, że śmigłowiec osiągnie maks. prędkość w locie poziomym 260 km/h, dotychczasowa prędkość 120 km/h, pułap 500 m. W śmigłowcu dokonano wielu udoskonaleń: zmodyfikowano krawędź spływu i dzięki temu osiągnięto spadek drgań o połowę, przekonstruowano wzmacniacze hydrauliczne sterowania, zmieniono kształt osłon silników.

Pierwsze dwa egz. śmigłowca Kania zakończyły próby w locie i otrzymały świadectwo typu 1 października 1981 r. Obecnie została zakończona budowa trzeciego egzemplarza. Jest to egz. przeznaczony do eksploatacji nadzorowanej przez CZLC w sensie dokładnej kontroli wszystkich zespołów i podzespołów. W egzemplarzu tym konstruktorzy wprowadzili wiele zmian, m.in. zwiększono komfort wnętrza, zainstalowano nową izolację ciepło-dźwiękową, przekonstruowano system wentylacji, zmodyfikowano urządzenia radiowo-nawigacyjne. W drugim egzemplarzu zastosowano nowe rozwiązanie wału napędu śmigła ogonowego. W budowie czwartego egzemplarza przewiduje się zmianę kształtu osłon układu napędowego. Zbadany zostanie również wpływ oporów aerodynamicznych na osiągi. Po pozytywnym zakończeniu prób zostanie wydana decyzja o uruchomieniu produkcji seryjnej. (Głos Swidnika 2.X. 1982 r.).

● Dobre efekty pracy oraz szanse eksportowe uzyskano w WSK PZL-Mielec w 1982 r. I tak:

— w ciągu siedmiu miesięcy ub. roku wykonano zadania planowe w 100,5%, w tym do I obszaru płatniczego w 101,5%, a do II — w 93,0%;

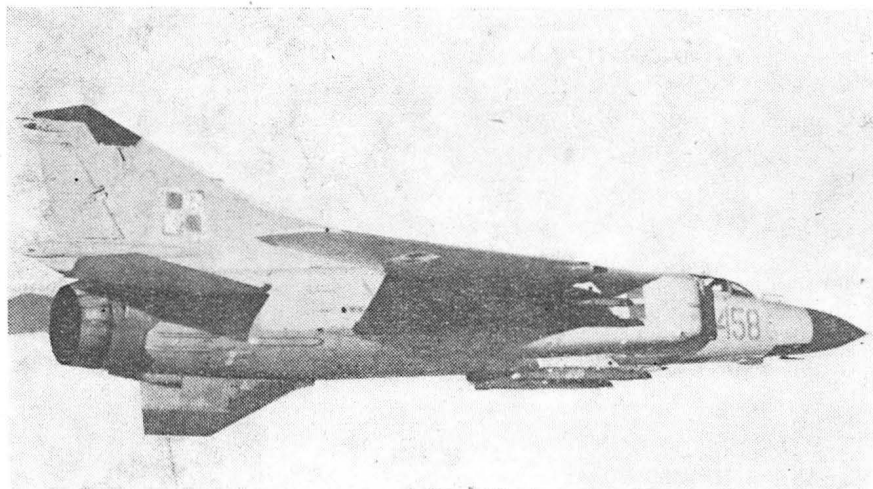
— za okres ośmiu miesięcy ub. roku pokrycie portfela zamówień kształtowało się w 105,0%, w tym do I obszaru płatniczego 105,9%, a do drugiego — 99,6%.

● W związku z dużym zainteresowaniem odbiorców samolotem An-2, WSK PZL-Mielec podjęła decyzje o budowie samolotu An-3. (Głos Załogi 20.IX.1982 r.).



BRAZYLIA

● Wytwórnia samolotów Embraer wyprodukowała w 1977 r. 556 samolotów, a w 1980 r. — 418 samolotów o wartości 165 mln dol., zatrudniając 5765 pracowników. (LK 22/82)



Samolot MiG-23 ze skrzydłami odchylonymi do tyłu. Foto WAF — Z. Chmurzyński



CHINY

● Ostatnio został wprowadzony do produkcji chiński dwusilnikowy 48-miejscowy samolot pasażerski Y-7. Ma on zasięg 1600 km oraz prędkość przelotową 450 km/h. Ładunek handlowy samolotu wynosi 4700 kg. Samolot przeszedł 1500 h prób i 3600 lądowań. Prawdopodobnie jest to albo kopia samolotu An-24, albo jego chińska odmiana rozwojowa. (Flight 3825)

● Chiny wystrzeliły 11 sztucznych satelitów od kwietnia 1970 r. do października 1982 r. Obecnie rozwijana jest trzystopniowa rakietka CZ-3 na paliwo płynne, która ma służyć do wynoszenia na orbitę satelitów stacjonarnych. (Flight 3825)

● Turbośmigłowa wersja samolotu lokalnego transportu Y-11, oznaczona Harbin Y-11T Turbo Panda, została oblatana w 1981 r. Samolot z silnikami PT6A-110 po 354 kW ma masę własną 2800 kg, masę użytkową 1700 kg, prędkość maks. 282 km/h i zasięg 1400 km. (LK 21/82)



FRANCJA

● Na życzenie francuskiej Federacji Sportu Szybowcowego wytwórnie Centrair i Siren opracowały projekt laminatowego dwumiejscowego szybowca szkolnego Marianne. Szybowiec ma mieć miejsca pilotów jedno za drugim, podwozie dwukołowe, profil Wortmanna, kłapy i hamulce aerodynamiczne. Przy rozpętości 19 m, powierzchni nośnej 17,95 m² i wydłużeniu 20,1 ma mieć masę własną 370 kg, masę

całkowitą 580 kg, obciążenie powierzchni 32,3 kg/m², doskonałość 42 przy 90 km/h i opadanie 0,7 m/s przy 70 km/h. (AM 819)

● W USA sprzedano 32 francuskie śmigłowce sanitarne Twinstar, Astar i Dauphin. (AM 837)

● Przepisy francuskie z 27.5.1982 r. określają, że samolot ultralekki (ULM — ultra léger motorisé) ma mieć masę własną do 150 kg, obciążenie powierzchni do 15 kg/m² i prędkość min. poniżej 40 km/h. Wymagania dla pilota ULM są znacznie łagodniejsze niż dla pilota konstrukcji amatorskich. (AM 837)

● Do produkcji samolotu pasażerskiego A320 dołączyła Kanada. W produkcji ma być zaangażowanych 2000 pracowników wytwórni De Havilland Canada. (Flight 3825)



HOLANDIA

● W Kanadzie samolot pasażerski Fokker F27 Friendship został wyposażony w urządzenie opryskujące ze zbiornikami na 3785 l detergentu i przewodami rurowymi o długości 18 m z 88 rozpryskiwaczami. Samolot lecąc z prędkością 220 km/h (z kłapami wychylonymi o 16°) na wysokości 15 m wytwarza smugę szerokości 36 m. Samolot jest używany do neutralizowania zanieczyszczeń morza ropą naftową. (Fokker Bull. 7/82)



KANADA

● Samolot wielozadaniowy DHC-6 Twin Otter 300M otrzymał na usterzeniu poziomym finlets, czyli nieduże pionowe płaszczyzny poprawiające opływ usterzenia. (Flight 3829)



RFN

• Pierwszy prototyp laminatowego samolotu sportowego **Grob G-110** został rozbity podczas prób korkociągu. Pilot opuścił samolot na spadochronie. Samolot był wyposażony w spadochronik przeciwkorkociągowy, który jednak zawiódł. Drugi prototyp po modyfikacji usterzenia kontynuuje próby certyfikacyjne. W opracowaniu znajduje się **Grob G-111**, będący odmianą z chowanym podwoziem. (Flight 3824)

• Meksyk zamówił 6 śmigłowców wojсковych **Bo-105**, które będą stanowić wyposażenie korwety **Halcon**. (AM 837)

• **Dornier** i **Northrop** opracowują projekt samolotu bojowego **ND-102**, który mógłby w RFN zastąpić samoloty **Phantom**. (AM 836)



RUMUNIA

• 18 września 1982 r. wykonał pierwszy lot pierwszy egzemplarz samolotu pasażerskiego **ROMBAC-1-11-560** zbudowany z licencji brytyjskiej w Rumunii. (AM 826)



SZWAJCARIA

• Wytwórnia **Pilatus** sprzedała już ponad 300 turbośmigłowych samolotów szkolno-treningowych **PC-7 Turbo Trainer**. (Flight 3825)



USA

• Nowa odmiana amfibii **Lake LA-4-200 Buccaneer** z silnikiem 176 kW (240 KM) otrzymała oznaczenie **LA-250 Renegade**. Jej cena wynosi 146 tys. dol. (AM 837)

• Przepisy **FAA** określają, że samolot ultralekki ma mieć masę własną do 70 kg, masę całkowitą do 115 kg i zbiornik paliwa o pojemności do 22,7 l. Najniższy wiek pilota samolotu ultralekiego określony został na 16 lat. (AM 837)

• W wytwórni **Sikorsky** opracowanie śmigłowca o masie całkowitej 4÷5 t wymaga 100÷150 mln dol. (AM 836)

• Wytwórnia **Hughes**, kosztem 178 tys. dol., ma przeprowadzić próby zastosowania metanu do napędu śmigłowca **H-300 (TH-55A)**. Ma to obniżyć roczny koszt użytko-

wania śmigłowca o 10 tys. dol. **US Army** używa 144 szt. śmigłowców **T-55A**. (AM 836)

• Turbośmigłowy samolot służbowy **Piper Cheyenne IV** ma zużywać o 35÷40% mniej paliwa niż samoloty odrzutowe, a jego prędkość przelotowa ma wynosić 640 km/h. Pierwszy lot prototypu zaplanowano na styczeń 1983 r. (Flight 3821)

• Wytwórnia **Mc Donnell Douglas** w ciągu 24 lat (od 30 maja 1958 r., gdy wystartował pierwszy **DC-8**) zbudowała 2000 pasażerskich samolotów odrzutowych. Wytwórnia zatrudnia obecnie 3700 pracowników. (Flight 3829)

• 3 września 1982 r. wykonał pierwszy lot prototyp samolotu lokalnej komunikacji **Beech 1900**. Samolot ma na tyle kadłuba płetwy-skrzydła **tail-lets**, które pozwalają na rozszerzenie zakresu wędrowki środka ciężkości, zaś na końcach statecznika poziomego płaszczyzny pionowe **stabilons** poprawiające stateczność boczną. (Flight 3830)

• 19 sierpnia 1982 r. wykonał pierwszy lot jednosilnikowy turbośmigłowy samolot dostawczy **GafHawk 125**, zabierający 2800÷÷3700 kg ładunku użytecznego. Cena samolotu wynosi 700 tys. dol. (AM 837)

• W październiku 1982 r. zmarł **T. Claude Ryan** (1898÷1982), konstruktor samolotu „**Spirit of St. Louis**”, na którym **Lindberg** w 1927 r. przeleciał przez Atlantyk oraz samolotów **Ryan ST** (1300 szt.), **Navion** (produkowanego przez firmę **North American**) i samolotów doświadczalnych **Vertiplane**, **Vertijet**, **Flex Wing** i **XV-5A Vetrifan**. (AM 837)



W. BRYTANIA

• Na opracowanie wersji odrzutowego samolotu szkolno-treningowego **Hawk** spełniającej wymagania **US Navy** wytwórnie **BAC**, **Mc Donnell Douglas** i **Sperry** otrzymały 15,6 mln dol. Wprowadzenie do użytku tego samolotu da lotnictwu marynarki **USA** 190 mln l paliwa oszczędności rocznie (tj. 64% ilości obecnie zużywanej) w porównaniu do obecnie używanego sprzętu. Te same zadania szkoleniowe będzie można zrealizować używając o 42% mniej samolotów, o 44% mniej personelu i wykonujących o 25% mniej godzin lotu. (SBAC-213)

• Na śmigłowcu **Westland Sea King** przechodzą próby laminatowe łopaty wirnika nośnego. Będą one stosowane na śmigłowcach **Westland 30**, **EH-101** i **Lynx**. Do budowy łopat użyto laminat szklany i węglowy. (SBAC-213)

• 10 Międzynarodowy Salon Samolotów Lekkich (10th International Business and Light Aviation Show) odbędzie się w **Cranfield** w dniach 1÷3 września 1983 r. (Flight-News)

• Amerykańska wytwórnia **International Aviation Corporation** nabyła licencję na samolot **Britten-Norman Trislander**, który będzie budowany pod nazwą **Tri-Commutair**. Pierwsze 20 samolotów będzie tylko zmontowane w USA. Pierwsze seryjne egz. mają być gotowe wiosną 1984 r. Do lipca 1984 r. firma spodziewa się dostarczyć odbiorcom 35 samolotów. Przewiduje się osiągnięcie produkcji 100 samolotów rocznie. Planowane jest przedłużenie kadłuba w celu zwiększenia liczby pasażerów z 17 do 19 oraz zastosowanie silników o większej mocy. (Flight 3824)

• **Turbine Islander** uzyskał certyfikat w USA. Cena samolotu wynosi 625 tys. dol. z wyposażeniem **IFR**, zaś **łokowego Islandera** z wyposażeniem **IFR** — 360 tys. dol. Spodziewana jest sprzedaż w USA 350 samolotów **Islander**. (Flight 3824)

• 19 sierpnia 1982 r. wykonał pierwszy lot seryjny egz. samolotu lokalnego transportu **Shorts 360**. (Flight 3825)

• Wartość produkcji brytyjskiego przemysłu lotniczego w 1981 r.: samoloty — 1700 mln funtów, silniki — 1300 mln funtów, wyposażenie — 1400 mln funtów. Łącznie ok. 4,5 mld funtów (ok. 7,7 mln dol.). (Flight 3825)



ZSRR

• Podczas pierwszego roku użytkowania samolot pasażerski **Il-86** na liniach międzynarodowych przewiózł 100 tys. pasażerów wykonując 460 lotów do 21 miast w 18 krajach. Samolot jest stosowany na liniach z Moskwy do Berlina, z Moskwy do Paryża i z Leningradu do Paryża. W ZSRR **Il-86** obsługuje 6 linii, w tym z Moskwy do **Symferopolu** i z Moskwy do **Nowosybirsk**. (FR 9/82)

• W 1982 r. powstał samolot pasażerski **Tu-164** przez wymianę silników **NK-8-2U** na silniki **D-30KU** (używane na **Il-62M**) na jednym egz. samolotu **Tu-154B2**. Tak stworzony prototyp zabiera 169 pasażerów, zaś egzemplarze seryjne mają zabierać 180 pasażerów. (LK 22/82)

OGÓLNE

• Liczba samolotów pasażerskich (o masie do startu ponad 9 t) regularnych przewoźników świata zwiększyła się w 1981 r. o ok. 3%, osiągając 7790 szt. Z ogólnej liczby, 77% przypada na samoloty odrzutowe, 15,3% na samoloty turbośmigłowe i tylko 7,7% na samoloty łokowo-śmigłowe. Największy wzrost w 1981 r. nastąpił w dostawach samolotów odrzutowych — 4,2%. Liczba samolotów turbośmigłowych wzrosła o 2,6%. Spadek liczby samolotów łokowo-śmigłowych wynosił 7,7%. (Mat. ICAO/Doc. 9180/7 — H.M.)



I. Wykaz wypadków

Typ, data	Przewoźnik	Miejsce	Liczba śmiertelnych ofiar	Przyczyna	Okoliczności
Airbus A300 17.3.1982	Air France	Jemen	—	techniczna	uszkodzenie wentylatora silnikowego
Boeing 747 20.11.1974 r.	Lufthansa	Nairobi	59	pilotażowa	przebieg startu
12.6.1975 r.	Air France	Bombaj	—	techniczna	pożar opony przy starcie
27.3.1977 r.	KLM	Tenerife	248	pilotażowa	zderzenie na pasie
27.3.1977 r.	PanAm	Tenerife	335	pilotażowa	
1.1.1978 r.	Air India	Bombaj	213	techniczna	awaria przyrządów pokładowych
18.11.1980 r.	Korea	Seul	14	pilotażowa	błąd lądowania
Lockheed TriStar 29.12.1972 r.	Eastern	Fla. Miami	96	techniczna	wskaźnik podwozia
19.4.1974 r.	TWA	Boston	—	obsługowa	pożar na ziemi
19.8.1980 r.	Saudia	Riyadh	287	?	pożar w locie
23.12.1980 r.	Saudia	Zat. Perska	2	techniczna	uszkodzenie koła
Mc Donnell Douglas DC-10 3.11.1973 r.	National	Fla. Meksyk	1	techniczna	uszkodzenie wentylatora silnikowego
17.12.1973 r.	Iberia	Boston	—	meteorologiczna	uskok wiatru
3.3.1974 r.	Turecja	Paryż Fl.	346	techniczna	urwanie drzewi
12.11.1975 r.	Overseas	N. Jork	—	techniczna	uszkodzenie silnika i podwozia po zderzeniu z ptakami
2.1.1976 r.	Overseas	Istambuł	—	pilotażowa	przetoczenie się poza pas
1.3.1978 r.	Continental	Los Angeles	2	techniczna	uszkodzenie opony
25.5.1979 r.	American	Chicago	271	techniczna	oderwanie się silnika
31.10.1979 r.	Western	Mexico City	72	pilotażowa	lądowanie na niewłaściwym pasie
28.11.1979 r.	Air New Zel.	Antarktyda	257	pilotażowa	błąd nawigacyjny
2.2.1981 r.	Pakistan	Karaczi	—	obsługowa	pożar na ziemi
20.9.1981 r.	World	Baltimore	1	techniczna	porażenie w kuchni
13.9.1982 r.	Spantax	Malaga	56?	?	przetoczenie poza pas
Boeing 727 (dla porównania) — 38 wypadków			2366	2 × techniczna	uszkodzenie przyrządów pokładowych; głębokie przeciągnięcie

II. Statystyka wypadków

	A300	B747	TriStar	DC-10	B727
Rok wprowadzenia do użycia	1974	1970	1972	1971	1964
Liczba samolotów w użyciu	190	560	237	369	1807
Liczba lotów w mln.	0,8	3,1	1,7	2,5	35,5
Przewiezionych pasażerów w mln.	160	400	232	390	2000
Liczba wypadków	1	6	4	12	38
— w tym z ofiarami śmiertelnymi	0	5	3	8	32
— z przyczyn technicznych	1	2	2	7	2
Liczba ofiar śmiertelnych	0	869	385	1006	2336
— z przyczyn technicznych	0	213	98	677	41
% samolotów zniszczonych w wypadkach śmiertelnych	0,5	1,0	1,7	3,2	2,1
Liczba wypadków na 1 mln lotów	1,25	1,93	2,35	4,8	1,1
Liczba ofiar śmiertelnych na 100 mln pasażerów	0	280	226	402	66
Liczba wypadków na 100 mln przewiezionych pasażerów	0	1,00	1,29	2,05	1,6
Liczba ofiar śmiertelnych z przyczyn techn. na 1 mln lotów	0	69	58	271	1,15
Wypadki z przyczyn techn. na 1 mln lotów	1,25	0,64	1,18	2,8	0,06

Źródło: J.M. Ramsden, Flight 25.9.1982 r.

Wypadki w lotnictwie cywilnym RFN 1980 ÷ 1981

Rodzaj lotów	Wypadki z uszkodzeniem załogi i pasażerów						Uszkodzenia sprzętu bez uszkodzenia załogi i pasażerów	
	liczba wypadków		liczba zabitych		liczba rannych		1980	1981
	1980	1981	1980	1981	1980	1981		
Prywatne	80	93	36	51	98	89	187	248
Szkolne	61	63	24	31	35	45	98	134
Służbowe	9	6	8	1	28	8	7	14
Komunikacyjne	—	1	—	—	—	1	—	—
Razem	150	163	68	83	161	143	292	396

A.G. Źródło: Der Flieger 10/82

PRENUMERATA

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

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

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

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

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

Przedpłaty przyjmowane są w terminach:

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

Uwaga: Obowiązuje bardzo czytelne pismo i podawanie kodu pocztowego.

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

Dodatkowych informacji udziela: Dział Handlowy Wyd. NOT-SIGMA Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.

Lekkie wodnosamoloty i amfibie (II)

Mgr inż. KAZIMIERZ DĄBROWSKI
WSK PZL-Warszawa Okęcie

Wodnosamoloty w Polsce

Niektóre z poniższych stwierdzeń, uwag i wniosków można uznać za dyskusyjne. Autor będzie zadowolony, jeżeli rzeczywiście wywołają dyskusję bądź sprostowania nieścisłych informacji.

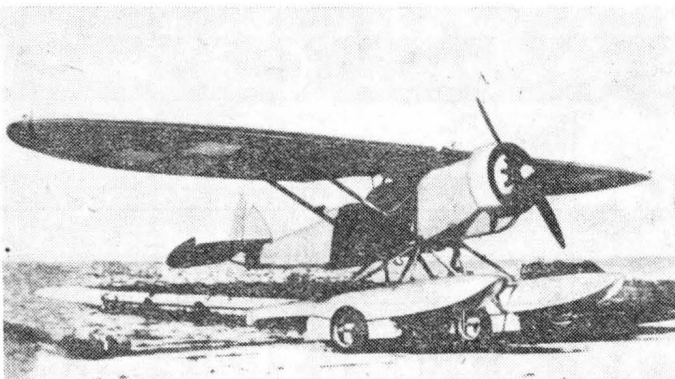
Przed 1939 rokiem, tak jak w wielu innych krajach, wodnosamoloty w Polsce były używane przez lotnictwo wojskowe (Morski Dywizjon Lotniczy w Pucku i Rzeczna Eskadra Lotnicza w Pińsku). Chyba najbardziej znany był R-XIII hydro, tj. pływakowa wersja samolotu towarzyszącego Plage i Laśkiewicz Lublin R-XIII. Samolot ten, na importowanych pływakach metalowych firmy Short, wykonano w liczbie 20 sztuk (część miała krajowe pływaki drewniane). Warto też wspomnieć o dwóch prototypach lekkich amfibii, przeznaczonych zasadniczo dla wojska. Pierwszy to metalowy PZL-H (PZL-12) konstrukcji Z. Puławskiego, którego próby przerwała tragiczna katastrofa w 1931 r. Drugi z nich — Nikol A-2 konstrukcji inż. Jerzego Nikoła — został oblatany w marcu 1939 r. i próby jego przerwał wybuch wojny. Także dla Morskiego Dywizjonu przeznaczony był RWD-17W na pływakach metalowych firmy EDO, Model 47-1965 [9, 16].

Po wojnie jedynym zrealizowanym opracowaniem własnym w dziedzinie wodnosamolotów była pływakowa wersja samolotu Piper Cub (L-4H). Autorami modyfikacji byli: prof. Jerzy Teisseyre i mgr inż. Stanisław Mosica z Politechniki Wrocławskiej. Drewniane pływaki, specjalne śmigło i całość przeróbek wykonano w Instytucie Lotnictwa w 1953 r. Silnik (Praga D) miał 55 kW (75 KM), co na dzisiejsze czasy wydaje się skąpo. Samolot oblatany na Wiśle w Warszawie inż. pil. Andrzej Ablamowicz w dniu 10 października 1954 r. Następnie przebazowano samolot do Mrą-

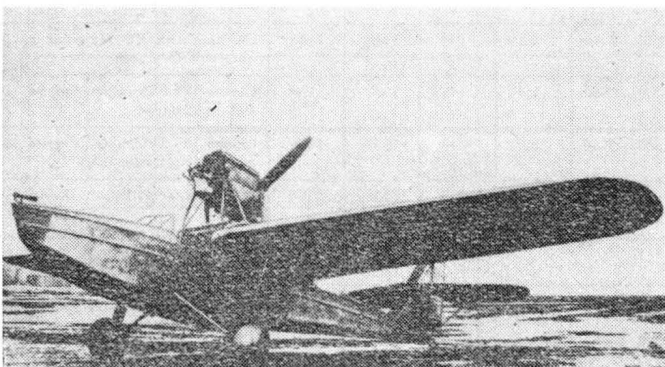
gowa dla dalszych prób. Po wykonaniu 67 lotów, próby zakończono. Samolot został dopuszczony do eksploatacji na wodach śródlądowych, przy wysokości fali nie większej niż 0,6 m. Jednak w wyniku nieznacznego uszkodzenia samolotu dalszych lotów nie wykonywano.

W związku z podjęciem produkcji licencyjnej samolotu An-2, uruchomiono też jego wersję pływakową An-2W (polskie oznaczenie An-2M — nie mieszać ze specjalistycznym samolotem rolniczym An-2M produkowanym zresztą tylko w ZSRR). Dostawy tej wersji były przeznaczone głównie dla ZSRR, lecz samoloty An-2M weszły również do służby ratowniczej i patrolowej na Wybrzeżu Bałtyku w ramach Samodzielnej Eskadry Lotnictwa Rozpoznawczego WOP [17]. Są one przystosowane do użytkowania zarówno na wodach śródlądowych, jak i na morzu, choć z ograniczeniem wysokości fali do 0,7 m, tj. 70% wysokości pływaka. Wysokość ta jest zresztą głównym, choć nie jedynym czynnikiem decydującym o dzielności morskiej, tj. o zdolności wodnosamolotu do użytkowania na wodzie [5]. Samolot An-2M oprócz dodatkowych wzmocnień i okuć dla pływaków ma również okucia u góry do podnoszenia go dźwigiem. Zastosowano też śmigło z rewersem (odwracaniem) ciągu, co nie tylko pozwala znacznie skrócić dobieg przy wodowaniu, ale też znakomicie ułatwia manewrowanie na wodzie, a zwłaszcza umożliwia postój samolotu z pracującym silnikiem [14].

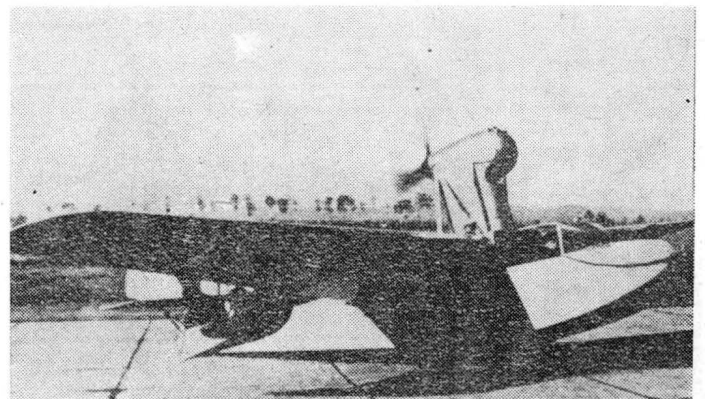
Osobnym rozdziałem, jak dotąd nie zamkniętym, jest sprawa pływakowej wersji PZL-104 Wilga. W związku z zainteresowaniem Wilgą na rynkach USA i Kanady pojawiła się potrzeba postawienia jej na pływaki. Po wstępnych rozważaniach zastosowania pływaków EDO Model 628-2960 ostatecznie na zlecenie firmy AIRTECH CANADA firma Canadian Aircraft Products zabudowała swoje pływaki CAP Model 3000, o wyporności ok. 1400 kg (3000 funtów). Pływaki te są przystosowane do samolotów o masie startowej do 1300÷1520 kg. (2850÷3350 lbs) (w zależności od wersji). W rozwiązaniu prototypowym 31 października 1979 r. oblatano w Vancouver odpowiednio zmodyfikowaną Wilgę W35 (pod oznaczeniem W35H). Dalsze Wilgi dostarczane do Kanady w wersji Wilga 80 przystosowane są już do zabudowy pływaków CAP 3000. Wilga w tej wersji, dzięki zespołowi napędowemu o stosunkowo dużym ciągu startowym (silnik z reduktorem i duże śmigło) wykazała bardzo dobre właściwości na wodzie. Rozbieg trwa poniżej 10 s (długość rozbiegu rzędu 100 m). Osiągi w locie, jak już wspomniano wyżej, także niezbyt ucierpiały. W celu podwyższenia udźwigu z pełnym zapasem paliwa, samolot ma być dopuszczony do lotów z masą startową 1400 kg. Umożliwia to zabranie trzech pasażerów (z kamizelkami ratunkowymi). Obecnie nie ma mowy o uruchomieniu tej wersji



Rys. 18. Lublin R-XIII hydro na pływakach Short



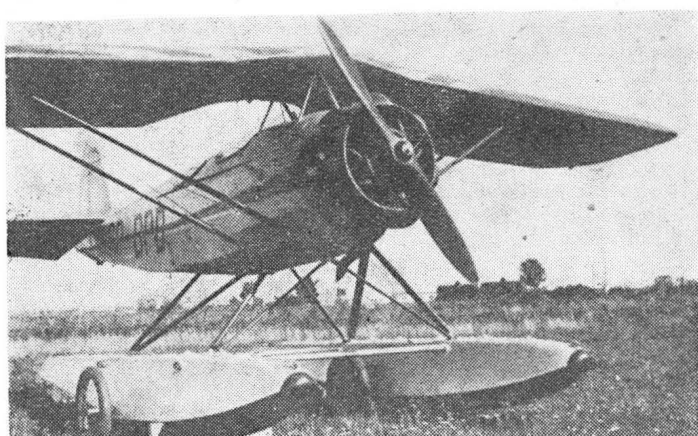
Rys. 19. Amfibia PZL-H Puławskiego



Rys. 20. Amfibia A-2 Jerzego Nikoła, oblatana jako łódź latająca

na użytek krajowy, chociażby ze względu na koszt importowanych pływaków. Typowa cena kompletu pływaków jest rzędu 1/2 kosztu podstawowego lekkiego samolotu, chociaż jest to stosunkowo prosta konstrukcja płatowcowa, tyle że szczelnie nitowana. Dla zakładu, który opanował produkcję pływaków dużych nie byłoby z pewnością problemów technicznych z mniejszymi. Mogłyby one chyba stanowić potencjalny przedmiot eksportu. Wymagałoby to jednak opracowania krajowych pływaków o wyporności rzędu 1400÷1500 kg, np. w oparciu o kształty pływaków An-2. W tej klasie wyporności mieszczą się pływaki EDO, Model 628-2960 i CAP, Model 3000 — używane na samolotach Cessna 180 i 185 (Skywagon). Być może wytwarzaniem takich pływaków w wykonaniu laminatowym mogłaby zainteresować się któraś ze stoczni jachtowych.

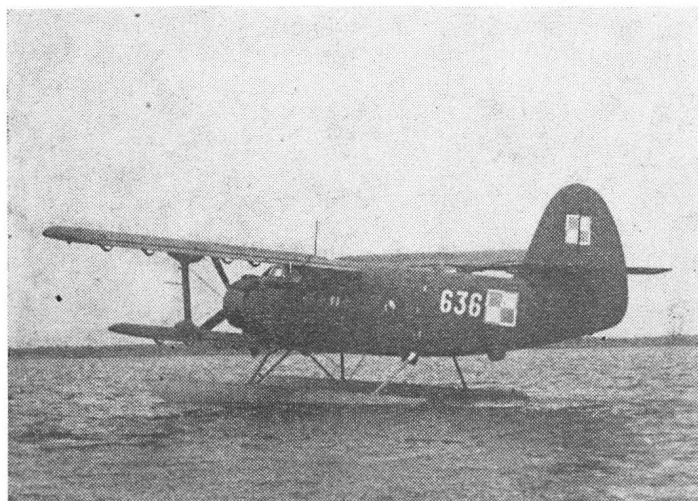
Przy okazji uruchomienia produkcji pływaków do Wilgi, można by podjąć próbę „oswojenia” wodnosamolotów w polskim lotnictwie cywilnym. Warunki terenowe są sprzyjające — byłoby gdzie polatać. Oprócz rozległego wybrzeża Bałtyku z licznymi jeziorami przybrzeżnymi oraz zalewów — Szczecińskiego i Wiślanego, Polska jest dość bogata w naturalne wody śródlądowe, przynajmniej w niektórych regionach. Istnieje też i powstaje nadal wiele sztucznych zbiorników wodnych, nieraz w miejscach atrakcyjnych turystycznie. Być może nie w porę jest w okresie kryzysu



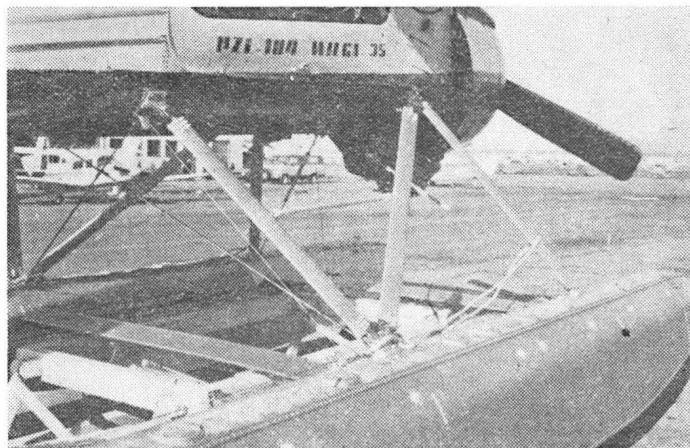
Rys. 21. RWD-17W na pływakiach EDO



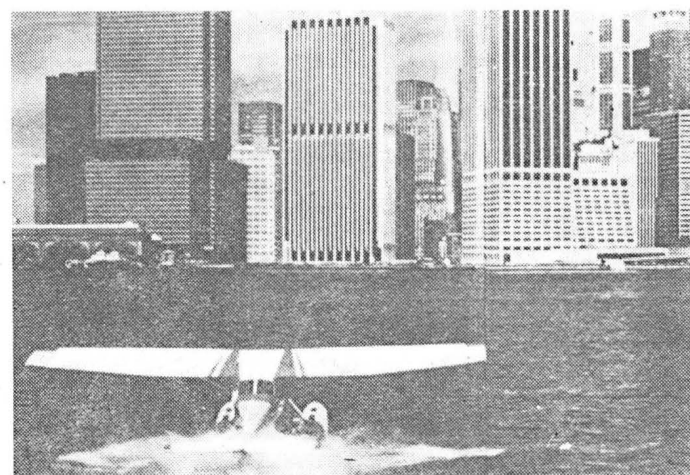
Rys. 22. Piper Cub na pływakiach konstrukcji prof. J. Teisseyre. Rys. 18÷22 ze zbiorów A. Glassa



Rys. 23. An-2M w służbie WOP. Fot. Stanisława Iwan, WAF



Rys. 24. Wilga 35H na pływakiach CAP 3000, zmontowaną w Vancouver (Kanada). Fot. J. Jędrzejewski



Rys. 25. Cessna 172 wśród wieżowców

mówić o lansowaniu nowej dziedziny sportu lotniczego, chociaż przy znanych kłopotach niektórych aeroklubów z lotniskami byłaby to jakaś perspektywa. Ale też, mając sprzęt, można wyobrazić sobie i skalkulować opłacalność zarobkowych (nawet dewizowych) krajoznawczych lotów taksówkowych, w rodzaju „przejażdżki” nad terenami i miastami atrakcyjnymi widokowo, np. Mazurami czy

TABLICA 1. Dane katalogowe pływaków EDO [12]

Model	Długość, m	Masa podłozia, kg	Wyporność, kg	Maks. masa startowa, kg	Stosowane na samolotach
1. Pływaki standardowe					
88—1560	4,32	100	749	786	Cessna 150, Champion 7ECA
89—2000	4,88	109	908	976	Cessna 172 Skyhawk, Piper PA-18 Super Cub, Champion 7CCBC Citabria, Champion 8CCBC Scout, Piper PA-22 Tri Paer, Arctic Tern
689—2130	5,08	114	967	1067	Cessna 172 Skyhawk, Champion 8CCBC Scout
248—24408	5,19	154	1118	1158	Cessna Hawk XP, Maule M-4, Maule M-5
628—2960	6,35	193	1357	1507	Cessna 180 Skywagon, Cessna 185 Skywagon
582—3430	5,90	213	1557	1589	Cessna 185 Skywagon, Cessna Stationair, Helio 295
679—4930	6,79	275	2238	2310	DHC-2 Beaver, Pilatus Turbo Porter
2. Amfibie					
597—2790	6,33	284	1267	1407	Cessna 180 Skywagon, Cessna 185 Skywagon
696—3500	6,20	341	1589	1634	Cessna 185 Skywagon, Cessna 206

TABLICA 2. Wodnosamoloty i amfibe plywakowe

	Cessna 150		Piper PA-18		Cessna 172		Cessna 180			Cessna 185			Cessna 206		DHC-2 Beaver		Pilatus Turbo-Porter		DHC-3 Otter		DHC-4 Twin Otter		An-2	
	L	W	L	W	L	W	L	W	A	L	W	A	L	W	L	W	L	W	L	W	L	W	L	W
Moc silnika, KM	100	100	150	150	160	160	230	230	230	300	300	300	300	300	450	450	550	550	600	600	2 × 579	2 × 579	1000	1000
kW	73,5	73,5	110	110	118	118	169	169	169	221	221	221	221	221	331	331	404	404	441	441	2 × 426	2 × 426	735	735
Masa własna, kg	454	515	446	540	642	723	710	850	966	725	866	982	820	978	1361	1506	1216	1306	2010	2219	2858	—	3367	3688
Masa całkowita, kg	726	749	794	799	1089	1007	1270	1338	1338	1519	1506	1406	1633	1588	2313	2309	2200	2200	3629	3614	5670	5670	5250	5250
Rozpiętość, m	10	10	10,7	10,7	10,9	10,9	10,9	10,9	10,9	10,9	10,9	10,9	10,9	10,9	14,6	14,6	15,2	15,2	17,7	17,7	19,8	19,8	18,2	18,2
Długość, m	7,3	7,4	6,9	7,3	8,2	8,2	7,85	8,2	8,4	7,9	8,2	8,4	8,5	9,0	9,2	10,0	10,9	10,9	12,8	12,8	15,1	15,1	12,7	12,7
Powierzchnia nośna, m ²	14,6	14,6	16,6	16,6	16,2	16,2	16,2	16,2	16,2	16,2	16,2	16,2	16,2	16,2	23,2	23,2	28,8	28,8	34,8	34,8	39	39	71,5	71,5
Średnica śmigła, m	1,75	1,75	—	—	1,91	2,03	2,08	2,24	2,24	2,08	2,18	2,18	2,03	2,18	2,59	2,59	—	—	3,3	3,3	2,59	2,59	3,6	3,6
Rozbieg, m	224	399	61	213	272	427	190	390	390	235	337	204	274	440	170	270	—	—	192	—	—	—	170	180
Start na 15 m, m	422	632	152	302	556	658	367	631	631	416	530	389	543	754	310	396	235	194 (?)	352	586	457	664	370	441
Lądowanie z 15 m, m	328	259	270	222	390	410	410	524	524	427	466	378	425	479	305	369	220	—	268	366	591	671	—	—
Dobieg, m	136	126	107	131	165	180	146	224	224	146	195	183	224	212	152	214	—	110	134	—	—	—	225	240
Wznoszenie, m/s	3,4	2,8	4,9	4,2	3,3	3,6	5,5	5,0	5,0	5,1	4,9	4,9	4,7	4,3	5,2	4,7	6,5	6,5 (?)	4,3	3,3	8,1	6,6	3,1	2,6
Prędkość maks. km/h	—	166	209	185	228	178	274	240	240	286	261	251	—	—	—	237	—	280	257	246	—	—	—	—
Zasięg, km	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1055	920	—	1520	1375	1824	1611	—	—

Oznaczenia: L — wersja lądowa, W — wersja wodna, A — amfibia

TABLICA 3. Amfibie lądziowe i lądzie latające

	Lake LA-400 ¹⁾	Schweizer Teal ²⁾	Trident Trigull ³⁾	Republic Seabee ⁴⁾	Spencer ⁵⁾ Air Car	Pereira Osprey II ⁶⁾	Aerocar ⁷⁾ Sooper Coot	Mc Kinnon ⁸⁾ Super Widegon	Mc Kinnon ⁹⁾ Turbo Goose
Moc silnika, KM	200	150	340	215	285	150	180	2 × 270	2 × 680
kW	147	110	250	158	210	110	132	2 × 199	2 × 500
Masa własna, kg	705	587	1134	885	993	400	499	—	3039
Masa całkowita, kg	1220	861	1723	1362	1451	707	884	2500	5670
Rozpiętość, m	11,6	9,7	12,7	11,5	11,4	7,9	11,0	12,2	15,5
Długość, m	7,6	7,2	8,9	8,5	8,1	6,3	6,7	9,5	12,1
Powierzchnia nośna m ²	15,8	14,6	22,8	18,3	17,1	12,1	16,7	—	35,1
Średnica śmigła, m	1,88	1,83	2,08	—	2,13	—	—	—	—
Rozbieg, m	335	183	408	305	—	159	—	—	—
Start na 15 m, m	—	—	615	—	—	—	—	—	—
Lądowanie z 15 m, m	—	—	415	—	—	—	—	—	—
Dobieg, m	185	137	238	213	—	—	—	—	—
Wznoszenie, m/s	6,1	5,3	5,4	3,6	5,1	5,1	6,4	8,9	—
Prędkość maks., km/h	—	201	274	193	237	—	—	306	380
Zasięg, km	1360	640	1600	900	1285	—	—	—	2575

1) w produkcji, ponad 1000 szt.; 2) produkowany w niewielkiej liczbie; 3) prototyp z 1972 r.; 4) produkowany w latach czterdziestych; 5) budowa amatorska (zestawy); 6) budowa amatorska (zestawy); 7) budowa amatorska (zestawy); 8) modyfikacja Grumman Widegon; 9) modyfikacja Grumman Widegon



Rys. 26. Cessna 172 manewrująca na rzece...



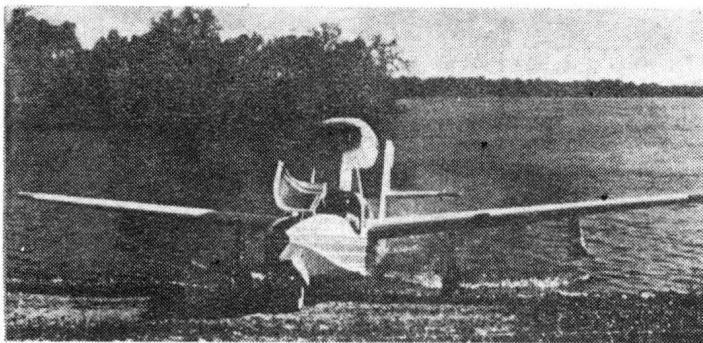
Rys. 27. ...i startująca z leśnego jeziora. Czy zobaczymy w Polsce podobne widoki?

Warmią, Bieszczadami czy wzdłuż Wisły od Kazimierza przez Warszawę po Toruń (po drodze widok na Czersk, Zakroczym, Czerwińsk i Płock). Samolot oczekiwałyby nie na odległym lotnisku, lecz na przystani w centrum miasta lub też miejscowości o dużym ruchu turystów. Nie namawiam oczywiście do napełnienia warkotem całego Wybrzeża, Pojezierza czy Karpat, choć pod względem zakłócenia środowiska naturalnego wodnosamolot, zwłaszcza tak cichy jak Wilga, wbrew pozorom jest mniej uciążliwy niż większa motorówka. Raczej wydaje się możliwe zorganizowanie kilku ośrodków-baz. Na Wybrzeżu wchodziłyby w rachubę: Zalew Szczeciński lub jezioro Dąbie, któreś z jezior przybrzeżnych, Wisła pod Gdańskiem i Zalew Wiślany. W pasie Pojezierza wybór mógłby paść na Olsztyn (z ART jako zapleczem kadrowym) lub na Wielkie Jeziora Mazurskie. W centrum można wybierać między Płockiem i Włocławkiem na Wiśle a Jeziorem Zegrzyńskim lub Jeziorem Sulejowskim na Pilicy pod Piotrkowem. Na południu jest wiele sztucznych jezior podgórskich. Myślę, że nawet małe Jezioro Międzybrodzkie na Sole k. Żaru czy nieco większe Zywieckie — byłyby do wykorzystania.

Na początek musiałby powstać ośrodek szkoleniowy, bo oprócz sprzętu potrzeba ludzi — pilotów o zamiłowaniu wodniackich i instruktorów. Przeszkolenie tych ostatnich musiałoby być może nastąpić za granicą — w ZSRR lub

Finlandii. Bez początkowego narybku wyszkolonych pilotów nie ma mowy o wykonywaniu zadań użytkowych, jak loty patrolowe, ratownicze i sanitarne, pomoc powodziom itp. Wszędzie tam, gdzie na ogół używa się śmigłowców, często wystarczy kilka razy tańszy, trwalszy i mniej „paliwożerny” wodnosamolot. Lepsza byłaby naturalnie amfibia. Jednak Wilga w obecnym wydaniu, po dodaniu masy chowanego podwozia miałaby zbyt mały udźwig. Natomiast możliwość modyfikacji na amfibie samolotu An-2M wydaje się bardziej obiecująca. Poza znanymi zaletami, jak korzystanie z lotnisk lądowych (choćby tylko do uzupełnienia paliwa) znaczną korzyścią byłoby jego samodzielne korzystanie ze slipu — bez pomocy wielosobowej ekipy manewrowej. Zamontowanie na wodzie przyczepnego podwozia (po trzy oddzielne koła na pływak) wymaga pracy w wodzie w specjalnej odzieży i dużego wysiłku wskutek wyporności kół, które trzeba całkowicie pograć. Rzeczywiście na amfibii wypuszczenie podwozia na wodzie wymaga większych sił niż jego schowanie lub podniesienie w locie.

Można oczywiście rozpatrywać zaprojektowanie nowej amfibii lądziowej, z wykorzystaniem podzespołów z samolotów produkowanych w kraju (Kolibra, Wilgi czy nawet Kruka). Jest to jednak przedsięwzięcie innego stopnia trudności i pracochłonności, choć realne. Dostępna literatura



Rys. 28. Popularna amfibia LAKE LA-400 Buccaneer wypelza na piaski brzeg jeziora; lata ich ponad 1000.

Rys. 25+28 reprodukcja z [1] i ulotek reklamowych

pozwała na sensowne zaprojektowanie kształtów kadłuba łodziowego. Sprawa badań modelowych byłaby, być może, do rozwiązania we współpracy z przemysłem okrętowym. Nie można też wykluczyć metody dużych modeli latających, jak to robiono w przypadku ekranolotów w ZSRR (patrz *TLiA* 3/1980) bądź też badań zmniejszonej kopii pilotowanej, zbudowanej metodami amatorskimi. Także i tu potrzebni są przede wszystkim ludzie — konstruktorzy z inicjatywą. Nie wydaje się, aby można było liczyć natychmiast na wstawienie takiego tematu do oficjalnego planu, choć w przypadku uzyskania amfibii rzeczywiście użytkowej w znaczeniu gospodarczym, miałyby ona zbyt nie tylko w krajach RWPG.

Na zakończenie zamieszczamy wybór danych technicznych pływaków, a także lekkich wodnosamolotów i amfibii w porównaniu z samolotami lądowymi. Dane te należą jednak traktować tylko jako orientacyjne, gdyż pochodzą z różnych źródeł i były publikowane w różnym czasie.

LITERATURA

1. G. C. LARSON, R. MURRAY: Who Needs Floats, Anyway?. *Flying*, August 1973 r.
2. D. M. NORTH: Demand High for Amphibians, Floats. *Aviation Week and Space Technology*, December, 1978 r.
3. CH. SORENSEN: New Yorker Seeflug-Symbiose. *Aerokurier*, Juli 1977 r.
4. N. D. von SICKLE: Modern Airmanship.
5. J. LECARME: Notes techniques. Les flotteurs, *Aviation Magazine*, nr 670/1975, 672, 673, 674, 675, 676/1976.
6. F. K. TEICHMANN: Airplane Design Manual, New York, Toronto, London, 1950.
7. R. ALTVATER: Fliegen in Kanada. *Aerokurier*, Januar 1979 r.
8. R. EWALD: VFR in Finland. *Aerokurier*, Dezember, 1978 r.
9. J. J. FREY: How to Fly Floats?. EDO-Aire, Seaplane Division, 1972 r.
10. F. T. KURT: Water Flying, New York, London, 1974 r.
11. D. SCHMITT: Ein Weltrekord für Heidelberg. Mit Lake Buccaneer von Kulusuk zum Neckar. *Aerokurier*, August, 1981 r.
12. EDO Floats (katalog wyrobów firmy EDO-Aire, Seaplane Division).
13. A. A. BADIAGIN, F. A. MUCHAMIEDOW: Projektowanie logkich samolotow. Moskwa 1978 r.
14. I. W. RADZENKO, W. P. DUBRINSKI, W. P. KRACZANINOW: Samolot An-2. Moskwa 1969 r.
15. R. TAYLOR: Jane's All the World Aircraft 1980/1981
16. A. MORGAŁA: Polskie samoloty wojskowe 1918+1939. Warszawa, 1972 r.
17. R. KACZKOWSKI: Samolot wielozadaniowy An-2. Warszawa, 1982 r.

Niektóre problemy symulacji lotu do treningu lotniczego (II)

Doc. dr hab. inż. JANUSZ MORAWSKI
Instytut Lotnictwa

Analiza podstawowych czynników warunkujących podobieństwo informacyjne między lotem symulowanym a rzeczywistym

Zapewnienie niezbędnego stopnia wierności odtworzenia warunków lotu w symulatorze jest problemem zasadniczym, od rozwiązania którego zależy efektywność wykorzystania symulatorów w procesie szkolenia i treningu lotniczego.

Współczesna technika pozwala na praktycznie pełną symulację lotu w warunkach naziemnych. Jednak symulatory lotu oparte na podobnych maksymalistycznych przesłankach byłyby wielokrotnie droższe (w wytwarzaniu i w eksploatacji) od samolotu. Nic więc dziwnego, że tak budowane symulatory lotu są, generalnie biorąc, nieliczne na świecie, a ich dysponentami są przeważnie największe linie lotnicze i tylko w bardzo nielicznych przypadkach siły zbrojne największych mocarstw. Nadmienić należy, że zasadniczym celem symulatorów lotu o największym stopniu wierności odwzorowania jest nie trening załóg, ale badanie nowego sprzętu i odtwarzanie wypadków i przesłanek do powstawania wypadków — do celów ich szczegółowej analizy. To ostatnie zastosowanie symulatorów wynika wprost z obowiązujących aktualnie przepisów dotyczących bezpieczeństwa lotu w lotnictwie cywilnym.

Symulator lotu zbyt uproszczony nie „uruchamia” wszystkich bodźców, które uczeń-pilot powinien wykorzystywać w realnym locie. Powoduje to, że trening w takim symulatorze nie tylko nie zastępuje treningu w realnym locie, ale jego nadmiar może prowadzić do wykształcenia nie-

prawidłowych nawyków pilotażowych, trudnych do wyeliminowania w dalszych fazach szkolenia i treningu.

Biorąc pod uwagę powyższe względy, jak również wiele innych czynników organizacyjnych i ekonomicznych, należy oczekiwać, że zwykle istnieje pewne rozwiązanie optymalne, określające wybór koncepcji realizacji symulatora treningowego.

Wpływ ruchomości kabiny i układu zobrazowania wewnętrznego symulatora lotu na wierność odwzorowania

Za istotne informacje, wykorzystywane przez pilota w realnym locie, uważa się [4, 11]:

— informacje wzrokowe dotyczące orientacji i położenia samolotu względem ziemi,

— informacje o reakcji samolotu na wychylenia organów sterowania (przyspieszenia kątowe, wysokoczęstotliwościowe składowe przeciążeń liniowych, siły na organach sterowania),

— informacje o pracy zespołu napędowego (zmiany szumu, drgania, przyspieszenia n_x),

— odbiór dużych przeciążeń normalnych n_y ,

— informacje o osiągnięciu przez samolot granicznych kątów natarcia, przeciągnięcia itp.

Znaczenie głównych źródeł informacji dla wiernego odwzorowania lotu w symulatorze dla wybranych manewrów samolotu przedstawia tabl. 1. W tabl. 2 i 3 zebrano względne oceny znaczenia tych źródeł informacji, uzyskane od badanych pilotów [11]. Jako jedno z głównych źródeł informacji w symulatorze wydzielono kombinezon przeciw-

TABLICA 1. Znaczenie stopnia ruchomości kabiny symulatora i układu wizualizacji dla różnych manewrów [11]

Manewr	Pochylenie	Przechylenie	Odechylenie	Ruch wzdłużny	Ruch boczny	Ruch pionowy	Kombinezon przeciwważeniowy	Zobrazowanie zewnętrzne	Zadanie pilota
Przewrót przechyleniowy z przeciążeniem	+	+	+	—	+	Buff.* +	+	+	Maks. dopalanie, kąt natarcia nie większy od 20° wg wskaźnika.
Uszkodzenie układu stabilizacji pochylenia	+	—	—	—	—	+	—	+	Wymuszenie skokowe przeciążenia normalnego +2 g
Szybka zmiana kierunku manewru	+	+	—	—	—	Buff.* +	+	+	Z przechylenia lewego 80° przec. 6 g, kąt nat. 19° przejście do przechylenia prawego
Uszkodzenie układu stabilizacji przechylenia	—	+	—	—	—	—	—	+	Szybkie przechylenie do ok. 45°
Manewr „nożyce”	—	+	+	—	+	+	+	+	Z lewego przechylenia 80°, kąt nat. 19° przejście do prawego przechylenia przy sterowaniu sterem kierunkowym; dopalanie
Pętla	+	—	—	—	—	Buff. +	+	+	Przeciążenie do 4 g, kąt nat. 19°. Minimalna prędk. 320 km/h
Zakręt w minimalnym czasie	+	+	—	—	—	Buff. +	+	+	Przy przechyleniu 135° i kącie nat. 19°, przeciążenie 6,5 g. Utrzymywanie $V = \text{const}$ lub $M = \text{const}$.
Uszkodzenie układu stabilizacji odchylenia	—	+	+	—	+	—	—	+	Wychylenie st. kier. prowadzące do przeciążeń bocznych 0,05 g (na średnicę kulki)
Zakręt	+	+	—	—	—	Buff. +	+	+	Wejście w lewo przechylenia 90° z przeciążeniem 6,5 g, kąt nat. 19°
Rozpędzanie samolotu	+	—	—	+	—	Buff.* +	+	+	Zmniejszenie kąta nat. do 3—5°, maks. dopalanie, rozpędzanie do $M = 1.2$, wejście z przechylenia 40°, nabieranie wys. przy kącie nat. 12°, przechylenie 120°, sprowadzenie do lotu poziomego i zakręt w płaszczyźnie poziomej
Przyspieszenie i wyhamowanie na torze	—	—	—	+	—	—	—	—	Rozpędzanie od 550 do 740 km/h, wyhamowanie przy użyciu hamulców od 740 do 550 km/h

Objaśnienia:

+ istotny wpływ; — nieistotny wpływ; Buff. — buffing; *) — jeśli manewr wykonywany jest prawidłowo, wpływ nieistotny; jeśli nieprawidłowo, ułatwia wykrywanie błędów

przeciążeniowy, który stosunkowo wiernie może odwzorować niskoczęstotliwościowe składowe przyspieszenia normalnego.

Z przedstawionych danych wynika, że najistotniejszych dla samolotu manewrujących informacji dostarczają:

- obraz widziany przez okno kabiny,
- ruchy katowe kabiny, a zwłaszcza pochylenie i przechylenie,
- ruchy liniowe kabiny, a zwłaszcza ruch pionowy.

Ogólnie uznaje się [3], że odbiór wrażeń wzrokowych i przyspieszeniowych następuje w układzie ściśle spójnym. Odczucia ruchu powodują bowiem skorelowaną stabilizację gałek ocznych i głowy pilota. W sensie zaś informacyjnym, bodźce ruchowe występują z wyprzedzeniem w stosunku do bodźców wzrokowych i stanowią podstawę wielu reakcji pilota. Tak więc symulacja odczuć wizualnych powinna iść w parze z symulacją odczuć ruchowych.

Z tabl. 1, 2 i 3 wynika, że wiele istotnych dla symulacji lotu informacji może dostarczyć właściwe użycie w symulatorze kombinezonu przeciwważeniowego. Dane potwierdzające tę możliwość są jednak zbyt skąpe i wymagają przeprowadzenia badań.

Symulacja wrażeń wzrokowych

Zasadniczymi cechami receptora wzrokowego człowieka są:

- akomodacja,
- konwergencja,
- zdolność do przestrzennego widzenia (stereoskopowość).

Akomodacja związana jest z ogniskowaniem oka stosownie do odległości do obserwowanego przedmiotu. Powyżej odległości ok. 1,8 m oko akomoduje się na nieskończoność.

Konwergencja oznacza obrót gałek względem osi pionowych przy oglądaniu przedmiotu. Wpływ konwergencji praktycznie zanika przy odległościach do przedmiotu obserwowanego większych niż 6 m.

Stereoskopowość widzenia wynika z rozstawienia gałek ocznych. Powoduje to, że każde oko widzi obserwowany przedmiot w inny sposób (z innego punktu). Zgodnie z wynikami badań stereoskopowość widzenia zanika przy odległościach większych niż 250 m. Odległość do obserwowanego

przedmiotu może być także oceniana przez rozróżnienie szczegółów.

Względy akomodacji wymagają, aby odległość do ekranu, na którym przedstawia się zobrazowanie była nie mniejsza niż 2 m. Konwergencja postuluje odległości większe niż 6 m.

Wzrost odległości od ekranu przy zachowaniu niezbędnego kąta widzenia powoduje wzrost gabarytów symulatora. Inne związane z dużą odległością czynniki to: konieczność zapewnienia dużej rozdzielczości i jaskrawości zobrazowania oraz wzrost masy ekranu, co jest istotne, gdy ten ostatni jest umieszczony na platformie ruchomej.

W rozwiązaniach praktycznych stosuje się odległości między głową pilota a ekranem zobrazowania w granicach 2÷6 m. Pole widzenia pilota szacuje się na: $\pm 130^\circ$ przy swobodnych ruchach głowy i $\pm 80^\circ$ z wyłączeniem ruchów głowy.

Zgodnie z wynikami eksperymentów pilot może dokładnie prowadzić samolot nawet przy ograniczonym polu widzenia, jednak wiąże się to z istotną zmianą zadania (pilot ma skłonność do wyprzedzenia wzrokiem i ruchem głowy zamierzonego manewru). Poza tym stwierdza się duże znaczenie widzenia peryferyjnego. Pole widzenia ma szczególne znaczenie w manewrach wykonywanych na małych wysokościach (np. lot po kręgu).

Jakość zobrazowania jest określona:

- barwą,
- zdolnością rozdzielczą aparatury,
- gęstością informacyjną obrazu (zawartością szczegółów).

Dotychczas brak jest danych do liczbowego wpływu każdego z powyższych czynników na jakość zobrazowania. Istotność zasadniczych cech układu zobrazowania dla różnych symulowanych zadań lotnych przedstawiono w tabl. 4.

Układ zobrazowania może być realizowany jednym z następujących sposobów:

- metodą kinematograficzną,
- metodą cieniową (transparentową),
- metodą telewizyjną z projekcją zobrazowania oscyloskopowego na ekran,
- metodą syntetyczną, przy generacji obrazu za pomocą komputera.

Praktycznie w nowoczesnych rozwiązaniach wykorzystywane są dwie ostatnie metody.

Metoda telewizyjna ma wiele zalet, jednak jej realizacji towarzyszą istotne trudności techniczne (układ ruchu kamery TV, układ optyczny, uzyskanie odpowiedniej jasności i rozdzielczości zobrażenia).

Metoda komputerowego generowania obrazu wymaga znacznych pojemności operacyjnych komputera i stosowania specjalnych procedur umożliwiających uzyskiwanie obrazu w czasie rzeczywistym. Porównanie obydwu metod przedstawiono w pracach [1, 4, 5, 6, 7, 8]. Nadmienić należy, że komputerowy system generowania obrazu przy koniecznej (ciągłości zobrażenia) częstotliwości repetycji kadru, często warunkuje szybkość obliczeń.

Symulacja przyspieszenia

Wierna symulacja przyspieszeń wymagałaby ruchomej kabiny o nieograniczonych możliwościach ruchu. W symulatorach lotu jest to praktycznie niemożliwe. Biorąc jednak

TABLICA 2. Względna ważność różnych źródeł informacji pilota przy wykonywaniu manewrów [9]

	Źródło informacji w symulatorze		
	ruchomość kabiny	zobrazowanie zewnętrzne	kombinezon przeciwbciążeniowy
Przewrót z przechyleniem z przeciążeniem	1	2	3
Uszkodzenie układu stabilizacji pochylenia	1	3	2
Szybka zmiana kierunku manewru	1	3	2
Uszkodzenie układu stabilizacji przechylenia	2	1	nieistotne
Pętla	3	1	2
Manewr nożycowy	1	2	3
Zakręt o minimalnym czasie	2	1	nieistotne
Uszkodzenie układu stabilizacji odchylenia	2	1	—
Zakręt	1	2	3
Rozpędzanie samolotu	1	2	3
Przyspieszenie i hamowanie	1	2	nieistotne

pod uwagę charakterystyki metrologiczne receptorów westybularnych człowieka, istnieje możliwość wprowadzenia pewnych ograniczeń i uproszczeń nie powodujących istotnego zniekształcenia doznań pilota w symulatorze.

Zasadniczymi cechami organów westybularnych człowieka są:

TABLICA 3. Względna ważność różnych źródeł informacji dla pilotażu w krytycznych sytuacjach lotu [9]

Postać ruchu	Źródło informacji w symulatorze		
	ruchomość kabiny	zobrazowanie zewnętrzne	kombinezon przeciwbciążeniowy
Przeciągnięcie wskutek wyhamowania w locie poziomym	1	2	3
Przeciągnięcie w skręcie, ruch po przeciągnięciu	1	3	2
Korkociąg	2	1	nieistotne

— mniej lub bardziej określone charakterystyki odbioru ruchów kątowych (organ półokrągły, otolit), z których wynika, że na małych częstotliwościach (do ok. 0,06 Hz) ruchy przez pilota odczuwane są jako przyspieszenia, na średnich (0,06 ± 5 Hz) — jako prędkości, zaś na wysokich (powyżej ok. 5 Hz) — jako przemieszczenia kątowe,

— wysoka czułość w odczuwaniu ruchów. Wielkość progowa w warunkach lotu szacuje się na 0,02÷0,05 g (dla ruchów liniowych) oraz ok. 0,6÷2° (dla ruchów kątowych).

Z powyższych charakterystyk wynika możliwość uproszczonej symulacji ruchu, w której po wstępnym zadziałaniu

TABLICA 4. Znaczenie zasadniczych cech układu zobrażenia zewnętrznego dla różnych symulowanych zadań lotniczych [9]

Symulowane zadanie	Cecha układu zobrażenia zewnętrznego				
	szerokość ekranu	przemieszczenie samolotu względem ziemi	zmiana perspektywy	odtworzenie szczegółów powierzchni ziemi	niezbędne kąty obrotu układu wizualizacji
Podjęcie do lądowania lub start	+	+	+	+	ograniczone*)
Warunki przelotowe	pożądana	—	—	—	ograniczone*)
Oddziaływanie na samolot podmuchów, modelowanie usterek układu automatycznego sterowania itd.	+	—	—	—	ograniczone*)
Lot manewrowy na dużych wysokościach	+	—	—	—	nieograniczone
Przeciągnięcie, korkociąg, obroty bezwładne itp.	+	zmiana wysokości lotu	—	—	nieograniczone
Lot na małej wysokości	+	+	+	+	ograniczone

Objaśnienia: + istotne znaczenie; — znaczenie drugorzędne, *) — jeżeli kąty obrotu zobrażenia zewnętrznego są mniejsze niż 90°

przyspieszenia (symulacja składowych wysokoczęstotliwościowych) można ruchem podprogowym sprowadzić kabinę do wyjściowego położenia [12]. Z prostego rachunku wynika, że do niezbędnych czasów powrotu kabiny do położenia wyjściowego rzędu 2÷3 s, dopuszczalne kąty jej obrotu nie powinny przekraczać 3÷6°. Wykonano jednak wiele badań [3], z których wynika, że pewne przekroczenie wartości progowych podczas ruchów powrotnych kabiny symulatora nie ma decydującego znaczenia dla odczuć pilota. Praktycznie symulacja ruchów kątowych kabiny symulatora odbywa się w taki sposób, że sygnały prędkości obrotu samolotu, uzyskiwane z komputera dynamiki lotu, przekształcane są w filtrach dolnoprzepustowych (stałe czasu rzędu 1 s). Dopuszcza się przy tym bez specjalnych zniekształceń odczuć pilota nie więcej jak dwukrotne zmniejszenie prędkości kątowych kabiny w stosunku do wartości wyliczonej przez komputer [3].

Konstrukcja ruchomej kabiny symulatora powinna zapobiegać powstawaniu przyspieszeń liniowych przy obrotach kabiny (umiejscowienie głowy pilota w środku obrotu kabiny). Symulacja wysokoczęstotliwościowych składowych przyspieszeń liniowych dokonywana jest techniką analogiczną jak dla ruchów kątowych, przez filtrację wartości wyliczonych przez komputer dynamiki lotu. Do celów symulacji składowych niskoczęstotliwościowych można wykorzystać efekty uzyskane przez sterowany komputerem kombinezon przeciwbciążeniowy.

*

W artykule poruszono jedynie najważniejsze aspekty symulacji lotu do treningu lotniczego. Obecność człowieka w symulowanym układzie zmusza do antropomorficznego podejścia do symulacji procesów lotu. Jednym z wymagań z tego wynikających jest dokonywanie wszystkich operacji w czasie rzeczywistym, co stwarza poważne trudności zarówno typu hardware, jak i software. Z kolei względy antropomorficzne pozwalają na istotne uproszczenie symulowanych procesów, zwłaszcza w elementach dotyczących odbioru informacji przez pilota (układy ruchu kabiny, zobrażenia, symulacja efektów akustycznych itp.).

Treningowy symulator lotu jest rozpatrywany jako jeden ze środków programowych systemowo rozumianego procesu treningu lotniczego. W takim ujęciu efektywność treningu symulatorowego zależy nie tylko od poziomu technicznego symulatora (wierności odtworzenia warunków lotu), ale również od samej organizacji treningu.

Uwaga Czytelnicy: Literaturę zamieściliśmy w cz. I artykułu. TLiA nr 1/83

Zmniejszenie sztywności przedniego zawieszenia wirnika powoduje korzystne obniżenie prędkości krytycznych n_4 , nie wpływając praktycznie na prędkości krytyczne n_5 , natomiast zwiększenie sztywności osłony komory spalania powoduje korzystne podwyższenie prędkości krytycznych n_5 , nie wpływając praktycznie na prędkości n_4 .

LITERATURA

- J. P. DEN HARTOG: Drgania mechaniczne. PWN, 1971.
- R.E.D. BISHOP, G.M.L. GLADWELL, S. MICHAELSON: Macierzowa analiza drgań. WNT, 1972.
- Y.K. LIN, B.K. DONALDSON: A brief survey of transfer matrix techniques with special reference to the analysis of aircraft panels. *Journal of sound and vibration*. Vol. 10. No. 1, July 1969.

Obliczenie krytycznych prędkości obrotowych silnika turbinowego za pomocą macierzy przejścia

Mgr inż. MIROSLAW FOLTA

Częstości drgań własnych układów mechanicznych oblicza się coraz częściej metodą elementów skończonych. Metoda ta, stosowana do dużych i skomplikowanych układów mechanicznych, takich jak np. silnik, wymaga odpowiedniej maszyny liczącej i odpowiedniego oprogramowania. Z powodu ich braku, w pracy posłużono się metodą macierzy przejścia, natomiast metoda elementów skończonych była pomocna do określenia współczynników podatności i mas podzespołów silnika.

W pracy należało wyznaczyć krytyczne prędkości obrotowe silnika. Gdyby ich wartości znalazły się w zakresie roboczych prędkości silnika, należało zaproponować takie zmiany konstrukcyjne, które pozwolą tego uniknąć.

Oznaczenia

P — siła tnąca (pierwsza składowa wektora stanu),
 M — moment gnący (druga składowa wektora stanu),
 Θ — kąt ugięcia (trzecia składowa wektora stanu),
 Z — wychylenie (czwarta składowa wektora stanu),
 a_1, a_2, a_3 — współczynniki podatności,
 l_i, x_j — długości odcinków sprężystych; $i = 1..7, j = 1..6$,
 m_k, v_l — masy skupione; $k = 1..3, l = 1..7$,
 e_{ij}^W, e_{ij}^K — podatności dynamiczne dla wirnika i korpusu;
 $i, j = 1, 2$,
 I_1, I_2, I_7, I_d — średnicowe momenty bezwładności,
 k_1, k_2, k_3, k_4, k_5 — sztywności sprężyn,
 $[M_k]$ — macierz przejścia przez masę m_k ,
 $[V_L]$ — macierz przejścia przez masę v_l ,
 $[L_i]$ — macierz przejścia przez odcinek l_i ,
 $[X_j]$ — macierz przejścia przez odcinek x_j ,
 $[W]$ — macierz przejścia przez wirnik,
 $[K1], [K2], [K3]$ — macierze przejścia przez fragmenty korpusu,
 \bar{u} — wektor stanu,
 A_1^W — amplitudowe wychylenie punktu 1 wirnika,
 A_2^W — amplitudowe wychylenie punktu 2 wirnika,
 A_1^K — amplitudowe wychylenie punktu 1 korpusu,
 A_2^K — amplitudowe wychylenie punktu 2 korpusu.

Macierze przejścia i podatność dynamiczna

Macierz przejścia dla odcinka sprężystego, bezmasowego

$$\begin{aligned} P^P &= P^L \\ M^P &= P^L \cdot \Delta x + M^L \\ \Theta^P &= -a_2 \cdot P^P + a_3 \cdot M^P + \Theta^L \\ Z^P &= -a_1 \cdot P^P + a_2 \cdot M^P + Z^L \end{aligned} \quad (1)$$

Stąd:

$$\begin{bmatrix} P^P \\ M^P \\ \Theta^P \\ Z^P \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ \Delta x & 1 & 0 & 0 \\ -a_2 + a_3 \cdot \Delta x & a_3 & 1 & 0 \\ -a_1 + a_2 \cdot \Delta x & a_2 & \Delta x & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P^L \\ M^L \\ \Theta^L \\ Z^L \end{bmatrix} \quad (2)$$

Indeksy L i P oznaczają lewy i prawy koniec odcinka, a_1, a_2, a_3 są współczynnikami podatności tego odcinka.

Macierz przejścia dla elementu masowego i sprężyn

$$\begin{aligned} P^P &= P^L + m\omega^2 Z^L - k \cdot Z^L \\ M^P &= M^L + I\omega^2 \Theta^L + k_s \Theta^L \\ \Theta^P &= \Theta^L \\ Z^P &= Z^L \end{aligned} \quad (3)$$

Stąd:

$$\begin{bmatrix} P^P \\ M^P \\ \Theta^P \\ Z^P \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & m\omega^2 - k \\ 0 & 1 & I\omega^2 + k_s & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P^L \\ M^L \\ \Theta^L \\ Z^L \end{bmatrix} \quad (4)$$

gdzie: m — masa skupiona, I — średnicowy moment bezwładności, k — sztywność sprężyny liniowej, k_s — sztywność sprężyny skrętniej.

Podatność dynamiczna

Przyjęty układ dynamiczny (rys. 3) zostanie później wykorzystany w modelu fizycznym silnika. W oznacza wirnik, K — korpus. Po przyłożeniu harmonicznej siły wymuszającej $P(t) = P_1 \sin \omega t$ w punkcie 1 i po obliczeniu ugięć $Z_1^W, Z_2^W, Z_1^K, Z_2^K$ pod tą siłą określa się:

$$e_{11}^W = \frac{Z_1^W}{P_1}, \quad e_{21}^W = \frac{Z_2^W}{P_1} \quad (5a)$$

$$e_{11}^K = \frac{Z_1^K}{P_1} + \frac{1}{k_3} \cdot P_1, \quad e_{21}^K = \frac{Z_2^K}{P_1} \quad (5b)$$

Podobnie, gdy harmoniczną siłą wymuszającą $P(t) = P_2 \sin \omega t$ przyłożymy w punkcie 2. Po obliczeniu ugięć $Z_1^W, Z_2^W, Z_1^K, Z_2^K$ jest:

$$e_{22}^K = \frac{Z_2^K}{P_2} + \frac{1}{k_2} \cdot P_2, \quad e_{12}^K = \frac{Z_1^K}{P_2} \quad (5c)$$

$$e_{22}^W = \frac{Z_2^W}{P_2}, \quad e_{12}^W = \frac{Z_1^W}{P_2} \quad (5d)$$

Z zasady Maxwella wynika:

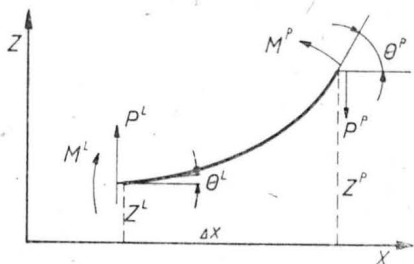
$$\begin{aligned} e_{12}^K &= e_{21}^K \\ e_{12}^W &= e_{21}^W \end{aligned} \quad (5e)$$

Model dynamiczny silnika

Silnik przedstawiony został jako układ dwóch osiowo symetrycznych powłok sprężyste połączone w miejscu ułożyskowania wirnika. Zawieszenie korpusu modelują sprężyny o sztywnościach k_1, k_4, k_5 . Obydwie powłoki zostały podzielone na odcinki płaszczyznami prostopadłymi do osi. Odcinki tych powłok potraktowane zostały jako bezmasowe sprężyny. Masy ich natomiast zostały skupione w przekrojach podziału, co jest uzasadnione, ponieważ płaszczyzny podziału są tuż za tarczami, których masy są dużo większe niż masy części powłokowych. Ponadto został uwzględniony efekt giroskopowy od dwóch pierwszych tarcz sprężarki i tarczy turbiny, a dla korpusu od skrzynki napędu.

Model przedstawiony na rys. 4 obowiązuje w płaszczyźnie pionowej i poziomej, przy czym w płaszczyźnie poziomej $k_1 = 0$, $k_5 = 0$ i $I_d = 0$.

W celu wyznaczenia współczynników podatności a_1 , a_2 , a_3 poszczególnych odcinków l_i , x_i , wydzielono odpowiednie podzespoły silnika. Z lewej strony (od czoła silnika) wybranego fragmentu przyjmowano warunki zamurowania, natomiast jego prawy koniec był obciążony raz siłą i drugi raz momentem. Po wyznaczeniu ugięcia i kąta ugięcia prawego



Rys. 1. Przejście przez odcinek sprężysty, bezmasowy

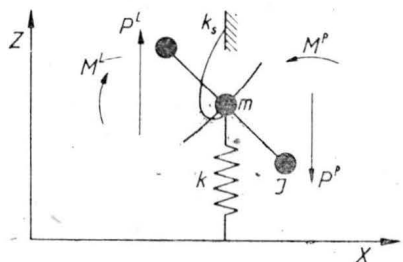
końca za pomocą elementów skończonych, można określić współczynniki podatności z zależności:

$$Z = a_1 \cdot P + a_2 \cdot M$$

$$\theta = a_2 \cdot P + a_3 \cdot M$$

Masy i średnicowe momenty bezwładności tarcz również policzono metodą elementów skończonych.

Sztywność rury wylotowej (na modelu sprężyna k_2) i sztywność tylnego zawieszenia (na modelu sprężyna k_1) zmierzono na stanowisku pomiarowym.

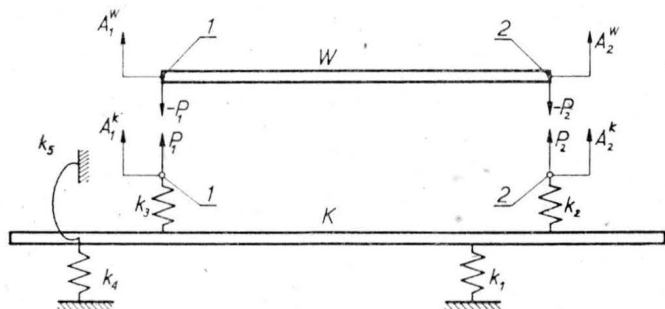


Rys. 2. Przejście przez masę i sprężyny

Algorytm i program

Po wprowadzeniu do programu wszystkich danych liczbowych, tj.:

- współczynników podatności odcinków,
 - długości odcinków,
 - sztywności sprężyn,
 - średnicowych momentów bezwładności tarcz, od których uwzględnia się efekt giroskopowy,
 - mas skupionych,
 - przedziału prędkości ω , w którym będą szukane jej krytyczne wartości dla układu,
 - kroku $\Delta\omega$, z jakim przedział będzie badany,
- można policzyć wg (2) i (4) elementy wszystkich macierzy przejścia, które dla ustalonej ω_0 są macierzami liczbowymi.



Rys. 3. Schemat do obliczeń podatności dynamicznych

Następnie budowane są ogólne macierze przejścia:
— dla całego wirnika:

$$[W] = [M8] \cdot [L7] \cdot [M7] \dots [L1] \cdot [M1] \quad (7)$$

gdzie $[Mk]$ — macierz przejścia przez masę m_k (wzór 4),
 $[Ll]$ — macierz przejścia przez odcinek l_i (wzór 2);
— dla trzech fragmentów korpusu:

$$|K1| = |V3| \cdot |X2| \cdot |V2| \cdot |X1| \cdot |V1| \quad (8a)$$

$$|K2| = |V6| \cdot |X5| \cdot |V5| \cdot |X4| \cdot |V4| \cdot |X3| \quad (8b)$$

$$|K3| = |V7| \cdot |X6| \quad (8c)$$

gdzie: $[Vl]$ — macierz przejścia przez masę v_l (wzór 4),
 $[Xj]$ — macierz przejścia przez odcinek x_j (wzór 2).

Po przyłożeniu wymuszającej siły harmonicznej $P = P_1 \sin \omega t$ do punktu 1 wirnika (rys. 3) i przyjęciu, że $P_1 = 1$, mamy:

$$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \Theta_2^W \\ Z_2^W \end{bmatrix} = W \cdot \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ \Theta_1^W \\ Z_1^W \end{bmatrix} \quad (9)$$

Z dwóch pierwszych równań układu (9) określa się Θ_1^W i Z_1^W , a następnie z równania (4):

$$Z_2^W = W_{41} \cdot 1 + W_{42} \cdot 0 + W_{43} \cdot \Theta_1^W + W_{44} \cdot Z_1^W$$

Z zależności (5a) można wyliczyć e_{11}^W i e_{21}^W .

Po przyłożeniu do punktu 1 korpusu (rys. 3) tej samej siły wymuszającej możemy zapisać:

$$\begin{bmatrix} P^* \\ M^* \\ \Theta^* \\ Z^* \end{bmatrix} = K1 \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \Theta_L^K \\ Z_L^K \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} P_1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\bar{u}^* = \begin{bmatrix} P^* \\ M^* \\ \Theta^* \\ Z^* \end{bmatrix} \text{ jest wektorem stanu za masą } v_3.$$

$$\text{Niech } \bar{u}^{**} = \begin{bmatrix} P^{**} \\ M^{**} \\ \Theta^{**} \\ Z^{**} \end{bmatrix} \text{ będzie wektorem stanu za masą } v_6,$$

$$\text{wtedy } \bar{u}^{**} = |K2| \cdot \bar{u}^*$$

i podstawiając pod \bar{u}^* równanie (10)

$$\begin{bmatrix} P^{**} \\ M^{**} \\ \Theta^{**} \\ Z^{**} \end{bmatrix} = |K2| \cdot \left(|K1| \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \Theta_L^K \\ Z_L^K \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} P_1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \right) \quad (11)$$

$$\bar{u}_L = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \Theta_L^K \\ Z_L^K \end{bmatrix} \text{ jest wektorem stanu przed masą } v_1.$$

Niech:

$$\bar{u}_P = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \Theta_P^K \\ Z_P^K \end{bmatrix} \text{ będzie wektorem stanu za masą } v_7$$

$$\text{wtedy } \bar{u}_P = |K3| \cdot \bar{u}^{**}$$

Podstawiając pod \ddot{u}^{**} równanie (11) otrzymamy:

$$\begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \Theta_P^K \\ Z_P^K \end{pmatrix} = [K3] \cdot [K2] \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \Theta_L^K \\ Z_L^K \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} P_1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

Oznaczmy:

$$[K3] \cdot [K2] = [C]$$

$$[K3] \cdot [K2] \cdot [K1] = [D]$$

wtedy:

$$\begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \Theta_P^K \\ Z_P^K \end{pmatrix} = [D] \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \Theta_L^K \\ Z_L^K \end{pmatrix} + [C] \cdot \begin{pmatrix} P_1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (12)$$

Dwa pierwsze równania układu równań (12) są następujące:

$$d_{13} \cdot \Theta_L^K + d_{14} \cdot Z_L^K + c_{11} \cdot P_1 = 0$$

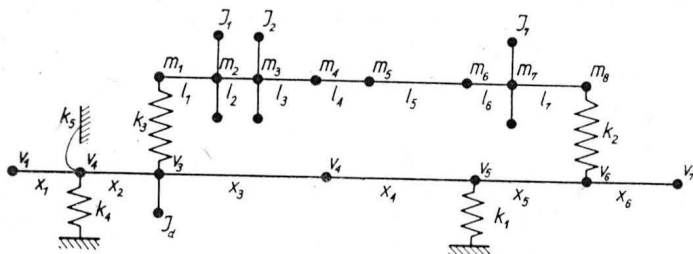
$$d_{23} \cdot \Theta_L^K + d_{24} \cdot Z_L^K + c_{21} \cdot P_1 = 0$$

Z nich wyznacza się Θ_L^K i Z_L^K , po czym z czwartego równania układu (10):

$$Z^* = k_{43} \cdot \Theta_L^K + k_{44} \cdot Z_L^K$$

Z zależności (5b), podstawiając $Z_1^K = Z^*$ otrzymujemy e_{11}^K . Następnie z czwartego równania układu (11) można policzyć Z^{**} i korzystając z zależności (5b), gdzie $Z_2^K = Z^{**}$, określamy e_{21}^K .

Podobny sposób postępowania doprowadza, w przypadku przyłożenia harmonicznej siły wymuszającej $P = P_2 \sin \omega t$ w punkcie 2 wirnika i korpusu, do określenia z zależności (5c) i (5d) pozostałych podatności dynamicznych.



Rys. 4. Model sprężysto-masowy silnika

TABLICA 1. Dane dla wirnika

i	l_i, m	m_i, kg	$a_i, m/N$	$a_2, 1/N$	$a_3, 1/Nm$	$I, kg \cdot m^2$
1	0,04	0,2	$0,122 \cdot 10^{-8}$	$0,200 \cdot 10^{-7}$	$0,663 \cdot 10^{-6}$	0
2	0,09	10,1	$0,388 \cdot 10^{-8}$	$0,355 \cdot 10^{-7}$	$0,395 \cdot 10^{-6}$	0,07778
3	0,069	6,8	$0,952 \cdot 10^{-9}$	$0,360 \cdot 10^{-8}$	$0,320 \cdot 10^{-7}$	0,05523
4	0,17	11,1	$0,206 \cdot 10^{-8}$	$0,287 \cdot 10^{-8}$	$0,338 \cdot 10^{-7}$	0
5	0,345	16,3	$0,101 \cdot 10^{-7}$	$0,332 \cdot 10^{-7}$	$0,285 \cdot 10^{-6}$	0
6	0,213	2,8	$0,666 \cdot 10^{-8}$	$0,230 \cdot 10^{-7}$	$0,193 \cdot 10^{-6}$	0
7	0,05	23,3	$0,187 \cdot 10^{-8}$	$0,380 \cdot 10^{-7}$	$0,140 \cdot 10^{-6}$	0,1941
8	—	8,6	—	—	—	—

Niech:

A_1^W będzie amplitudą wychylenia punktu 1 wirnika (rys. 3),

A_2^W będzie amplitudą wychylenia punktu 2 wirnika (rys. 3),

A_1^K będzie amplitudą wychylenia punktu 1 korpusu (rys. 3),

A_2^K będzie amplitudą wychylenia punktu 2 korpusu (rys. 3).

TABLICA 2. Wyjściowe sztywności sprężyn

$k_1, N/m$	$k_2, N/m$	$k_3, N/m$	$k_4, N/m$	$k_5, Nm/rad$
$0,10 \cdot 10^8$	$0,11 \cdot 10^8$	$0,10 \cdot 10^9$	$0,50 \cdot 10^8$	$0,645 \cdot 10^7$

TABLICA 3. Dane dla korpusu

i	v_j, m	v_l, kg	$a_1, m/N$	$a_2, 1/N$	$a_3, 1/Nm$	$I, kg \cdot m^2$
1	0,443	11,15	0	0	0	0
2	0,159	18,95	0	0	0	0
3	0,377	65,05	$0,540 \cdot 10^{-8}$	$0,105 \cdot 10^{-7}$	$0,423 \cdot 10^{-7}$	3,257
4	0,508	63,25	$0,137 \cdot 10^{-7}$	$0,236 \cdot 10^{-7}$	$0,854 \cdot 10^{-7}$	0
5	0,086	37,0	0	0	0	0
6	0,35	0,0	0	0	0	0
7	—	5,0	—	—	—	0

Wtedy:

$$A_1^K = e_{11}^K \cdot P_1 + e_{12}^K \cdot P_2$$

$$A_1^W = e_{11}^W \cdot (-P_1) + e_{12}^W \cdot (-P_2) \quad (13)$$

$$A_2^K = e_{21}^K \cdot P_1 + e_{22}^K \cdot P_2$$

$$A_2^W = e_{21}^W \cdot (-P_1) + e_{22}^W \cdot (-P_2)$$

W punktach 1 i 2 (rys. 3) zachodzi warunek sprzężenia:

$$\begin{cases} A_1^K = A_1^W \\ A_2^K = A_2^W \end{cases} \quad (14)$$

Po podstawieniu (13) do (14) warunek sprzężenia przyjmie postać:

$$\begin{cases} (e_{11}^W + e_{11}^K) \cdot P_1 + (e_{12}^W + e_{12}^K) \cdot P_2 = 0 \\ (e_{21}^W + e_{21}^K) \cdot P_1 + (e_{22}^W + e_{22}^K) \cdot P_2 = 0 \end{cases} \quad (15)$$

TABLICA 4. Sztywność przedniej podpory i osłony komory spalania dla dwóch wariantów silnika

	Wariant wyjściowy	Wariant zmodyfikowany
Sztywność przedniej podpory wirnika (sprężyna k_3)	$0,10 \cdot 10^9$ N/m	$0,15 \cdot 10^8$ N/m
Sztywność osłony komory spalania (odcinek X_1)	$a_1 = 0,137 \cdot 10^{-7}$ m/N $a_2 = 0,236 \cdot 10^{-7}$ 1/N $a_3 = 0,854 \cdot 10^{-7}$ 1/Nm	$a_1 = 0,456 \cdot 10^{-8}$ m/N $a_2 = 0,786 \cdot 10^{-8}$ 1/N $a_3 = 0,284 \cdot 10^{-7}$ 1/Nm

Ponieważ układ (15) jest jednorodny, warunkiem istnienia rozwiązania niezerowego jest, aby:

$$\begin{vmatrix} (e_{11}^W + e_{11}^K) & (e_{12}^W + e_{12}^K) \\ (e_{21}^W + e_{21}^K) & (e_{22}^W + e_{22}^K) \end{vmatrix} = 0 \quad (16)$$

Wartości ω spełniające równanie (16) są częstościami własnymi układu dynamicznego z rys. 4. Wyznaczając przebieg wartości wyznacznika (16) w funkcji ω (idąc krokiem $\Delta\omega$ wprowadzonym do programu jako dane) napotykamy na zmianę znaku. Można wtedy krok zagęścić i wyznaczyć ω_{Kr} z dowolną dokładnością.

TABLICA 5. Wyniki obliczeń krytycznych prędkości obrotowych

$n, obr/min$	Płaszczyzna pionowa		Płaszczyzna pozioma	
	wariant wyjściowy	wariant zmodyfikowany	wariant wyjściowy	wariant zmodyfikowany
n_1	2 560	2 550	—	—
n_2	5 900	5 510	—	—
n_3	6 900	6 660	6 200	6 100
n_4	15 500	8 620	13 800	7 150
n_5	16 830	20 450	17 000	21 250

Wyniki obliczeń i wnioski

Obliczenia wykonano dla wyjściowych danych liczbowych przedstawionych w tabl. 1, 2, 3.

W wyniku przeprowadzonej analizy obliczeniowej otrzymano wartości krytycznych prędkości obrotowych dla dwóch wariantów silnika, wyjściowego i zmodyfikowanego. Wariant zmodyfikowany różni się od wariantu wyjściowego jedynie sztywnością przedniej podpory wirnika (na modelu sprężyna k_3) i sztywnością osłony komory spalania (na modelu odcinek x_1).

cd. na s. 11



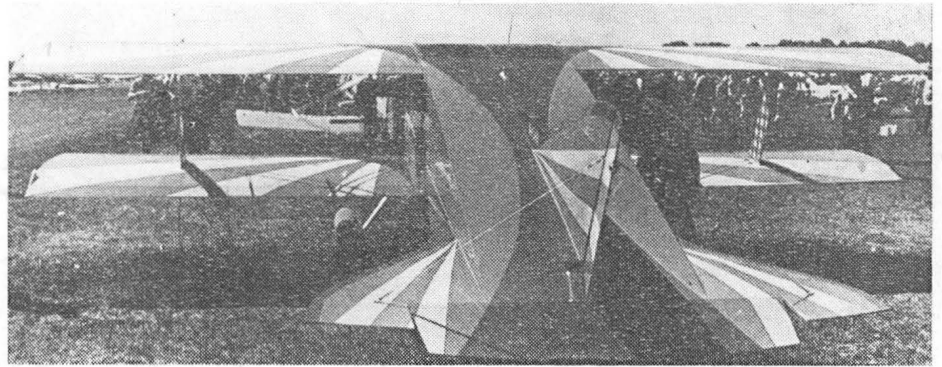
Samolot sportowy

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, dwumiejscowy, zastrzałowy dwupłat o konstrukcji mieszanej ze stałym podwoziem.

Płat. Obrys płatów prostokątny, profil symetryczny NACA 0012. Płat górny bez wzniosu i skosu, dolny ze wzniosem $1,5^\circ$ i skosem $4,5^\circ$. Zaklinowanie — górny $1,5^\circ$, dolny — $2,5^\circ$. Płat dolny wysunięty nieco przed górny. Konstrukcja płatów dwudzielna, jednodźwigarowa z dźwigarkami pomocniczymi, drewniana. Komora dwupłata wykrzyżowana profilowanymi cięgnami stalowymi. Zastrzały w kształcie stójk o kropłowym przekroju. Na całej rozpiętości krawędzi spływu obu płatów wyważone masowo klapolotki zawieszane na trzech zawiasach każda. Na lewej dolnej klapolotce klapka wyważająca. Skrzydła mocowane do okuć na kadłubie.

Kadłub. Przekrój prostokątny, stała szerokość na całej długości, w przekroju wzdłużnym tworzy nośny profil, którego tylna część przechodzi płynnie w usterzenie poziome. Konstrukcja spawana z rur i profili stalowych. Przednia część kadłuba ma pokrycie z odemowalnych elementów kształtowanych, tylna (za kabiną) pokryta jest tkaniną. Kabina z miejscami pilotów obok siebie, dwa wygodne fotele typu samochodowego. Drzwi kabiny z lewej strony. Za kabiną bagażnik dostępny z zewnątrz przez luk z lewej strony kadłuba. Kabina przewietrzana, bogato oszklona (profilowany wiatrochron, 3 pary szyb bocznych, szyby górne), szyby oszklenia przyściennione. Przed tablicą przyrządów zbiornik paliwowy.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym usztywnione cięgnami. Obrys usterzenia pionowego trapezowy, poziomego — trójkątny, profile płaskie. Statecznik pionowy zaklinowany nieco w lewo (w celu zrównoważenia montażu reakcyjnego od śmigła). Profile usterzeń płaskie, konstrukcja: szkielet z rurek stalowych, pokrycie z tkaniny. Na sterze kierunku klapka wy-



ważająca nastawiana na ziemi. Pod usterzeniem brzechwa poprawiająca stateczność boczną.

Sterowanie. Sterownice (drażki i pedały) zdwojone. Układy sterowania sterami wysokości i kierunku linkowe, klapolotkami — mieszane: popychaczowo-linkowe z elementami skrętnymi. Manetki sterowania zespołem napędowym zgrupowane na konsoli centralnej.

Podwozie. Podwozie w układzie klasycznym. Golenie podwozia głównego sprężyste, koła zaopatrzone w tarczowe hamulce hydrauliczne mogą być osłonięte laminatowymi owiewkami. Podwozie tylne z golenią sprężystą, kółko na widelcu sterowane wspólnie ze sterem kierunku.

Zespół napędowy. Płaski, czterocylindrowy chłodzony powietrzem silnik wtryskowy Lycoming IO-360 B1E o mocy 134 kW, śmigło dwułopatowe metalowe o stałych obrotach Hartzell HC-C2YK-4AF. Łoże silnika z rur stalowych, osłony zespołu napędowego laminatowe, wyloty spalin skierowane do dołu pod kadłub.

Instalacje. Paliwowa — zbiornik kadłubowy o poj. 147,5 l przystosowany do lotów odwróconych. Olejowa — również przysto-

sowana do lotów odwróconych, poj. zbiornika 7,5 l. Elektryczna — do zasilania odbiorników pokładowych i oświetlenia. Hamulcowa — typu samochodowego.

Wyposażenie. Podstawowy zestaw przyrządów pilotażowych i kontrolnych, radiostacja UKF NARCO Com.11. Możliwość zainstalowania wyposażenia dodatkowego, m.in. wytwornicy dymu.

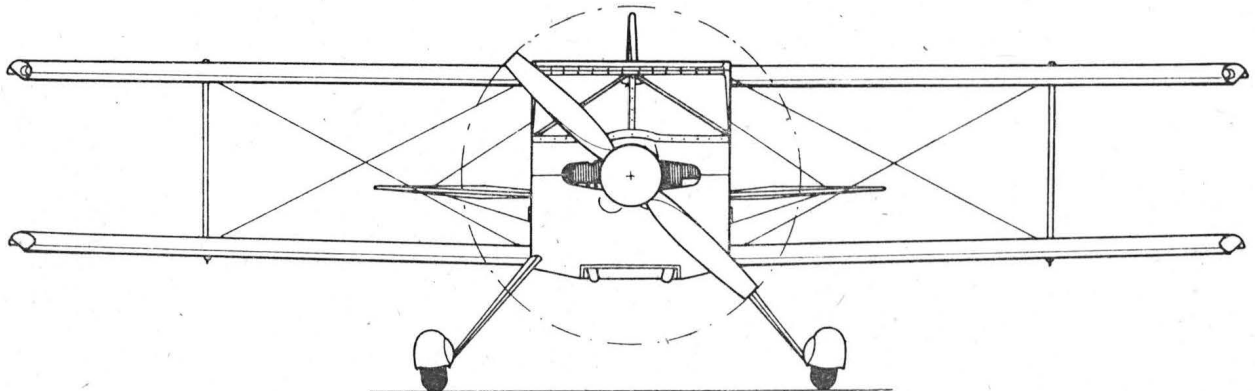
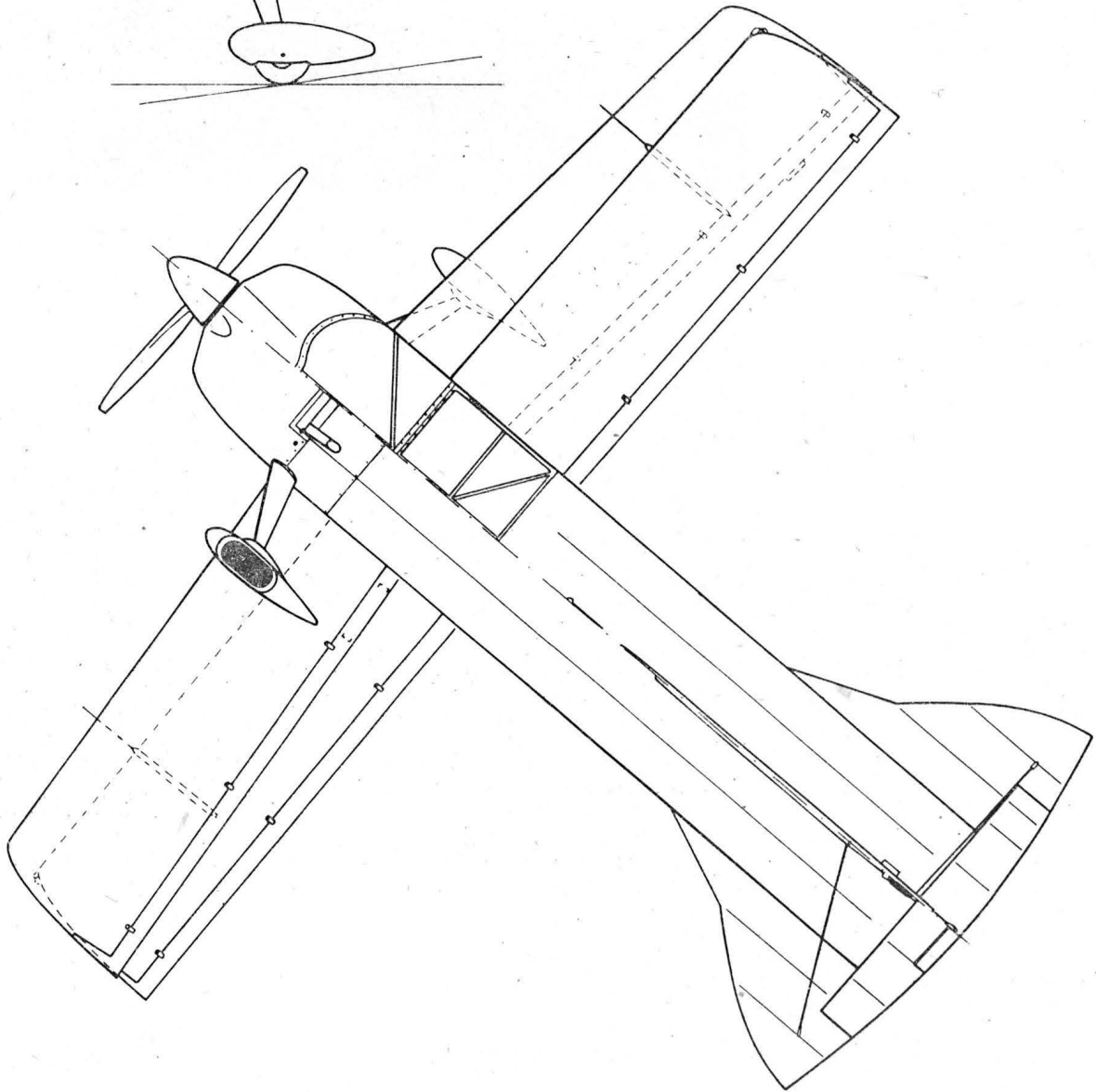
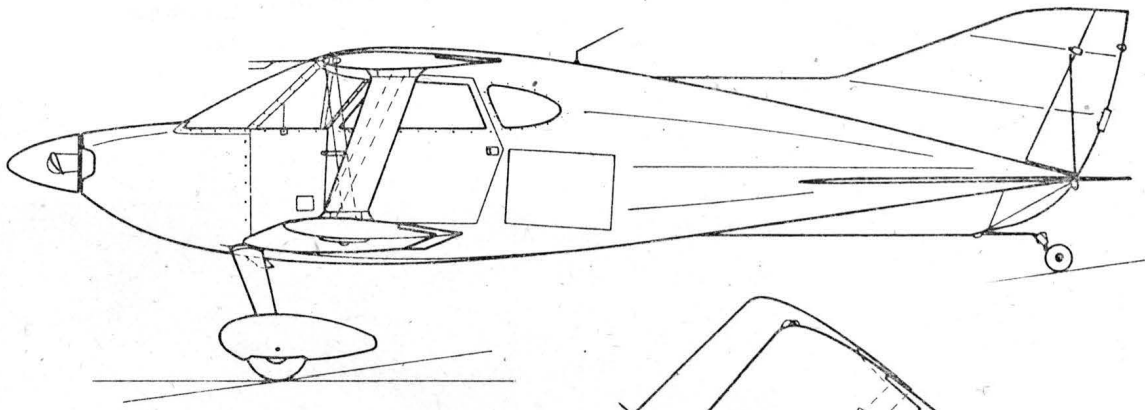
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot SNS-7 Hiperbipe jest wyrobem niewielkiej, mało znanej firmy Sorrell Aviation (Tenino, Washington). Nazwa Hiperbipe (High Performance Biplane) tłumaczy podstawowe założenia konstrukcyjne, jakie przyjęto w jego projekcie wstępnym. Prototyp samolotu oblatano w 1973 r. W Sorrell Aviation produkowano początkowo gotowe samoloty, następnie, po pierwszych sukcesach rynkowych, podjęto także produkcję zestawów do montażu. Samolot projektowano jako wielozadaniowy — moc silnika, gabaryty i właściwości pilotażowe predestynują go do szkolenia podstawowego, treningu i akrobacji. Interesującym (choć powodującym kuriozalny nieco wygląd samolotu) rozwiązaniem jest nośny kadłub o stałej szerokości.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	6,96 m
Długość	6,35 m
Wysokość	2,14 m
Rozpiętość usterzenia	2,87 m
Ciężwa płatów	1,016 m
Baza podwozia	4,40 m
Rozstaw podwozia	2,16 m
Średnica śmigła	1,93 m
Szerokość kadłuba	1,10 m
Powierzchnia nośna	13,93 m ²
Masa własna	564 kg
Masa startowa maks.	866 kg
Masa do akrobacji	766 kg
Masa użyteczna maks.	306 kg
Masa bagażu	36 kg

Obciążenie powierzchni	62,19 kg/m ²
Obciążenie mocy	6,56 kg/kW
Prędkość dopuszczalna	362 km/h
Prędkość maks.	274 km/h
Prędkość przelotowa (75% mocy)	257 km/h
Prędkość przeciągnięcia (z klapami)	79 km/h
Prędkość przeciągnięcia (bez klap)	94 km/h
Wznoszenie	7,5 m/s
Rozbieg	122 m
Dobieg	181 m
Zasięg (75% mocy, 45 min rezerwy paliwa)	807 km
Prędkość kątowna w zakręcie	150°/s
Współczynniki obciążenia konstrukcji	-n = +6 do -4

T.M



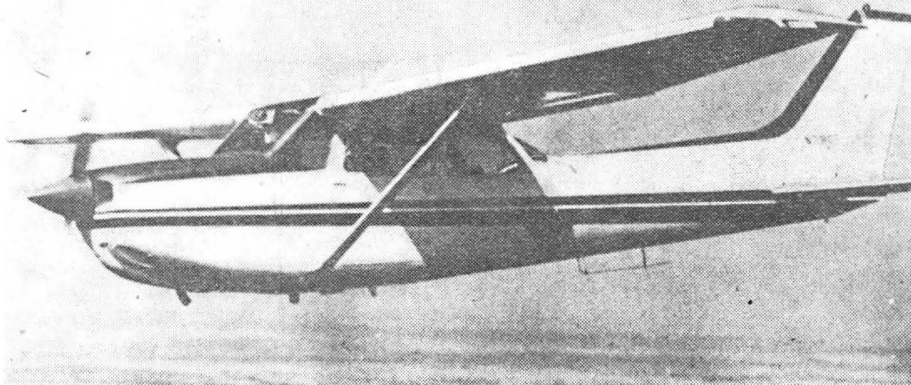
Samolot dyspozycyjny i turystyczny

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, cztero-miejscowy zastrzałowy górnopłat z chowanym podwoziem.

Plat. Obrys prostokątno-trapezowy, profil NACA 2412 (modyfikowany) na całej rozpiętości, wznios 1,5°, kąt zaklinowania +1,5° u nasady i -1,5° przy końcówce. Konstrukcja dwudzielna, dwudźwigarowa, półskorupowa, całkowicie metalowa. W kesonie międzydźwigarowym przy kadłubie mieszczą się zbiorniki paliwowe. Zastrzał rurowy, z rury o kropłowym przekroju wprowadzony jest w dźwigar przedni przy żebrze dzielącym obrys skrzydła (na przejściu prostokąt-trapez). Klasy szczelinowe na prostokątnej części skrzydła, konstrukcja klasyczna, metalowa, pokrycie żłobkowane (żłobki przelotowe). Maks. kąt wychylenia klap -40°. Lotki typu Frise o konstrukcji analogicznej do konstrukcji klap. W nosku lewego skrzydła mogą być zamontowane reflektory do lądowania i kołowania. Końcówki skrzydeł laminatowe, lekko zagięte do dołu.

Kadłub. Przekrój owalny, klasyczna konstrukcja półskorupowa całkowicie metalowa. Bogato oszklona (wiatrochron, 4 szyby boczne, 2 tylne) kabina mieści 2 fotele przednie i kanapę tylną. Z obu stron kadłuba umieszczone duże drzwi typu samochodowego wkomponowane między wręgi siłowe, do których mocowane są dźwigary skrzydeł, zastrzały i golenie podwozia głównego. Szyby w drzwiach mogą być odchylane do góry. W suficie kabiny, między dźwigarami skrzydeł znajdują się 2 owalne okna. Za kabiną umieszczony jest bagażnik dostępny przez luk z lewej strony kadłuba, a za bagażnikiem i pod nim — wnękę goleni i kół podwozia głównego. Tylna część kadłuba stożkowa, spłaszczona z boków przechodzi płynnie w usterzenie pionowe. Wnętrze kabiny ogrzewane i przewietrzane.

Usterzenie. Usterzenie o kształcie klasycznym, oba usterzenia o obrysie trapezowym, usterzenie pionowe skośne. Profil usterzenia poziomego NACA 0009 (w płaszczyźnie symetrii płatowca) i NACA 0006 przy końcówce, kąt zaklinowania -3,5°. Profile usterzenia pionowego: NACA 0009 u nasady i NACA 0006 przy końcówce. Konstrukcja stateczników dwudźwigarowa, półskorupowa. Stery wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie (rogowo), jedno-dźwigarowe z pokryciem żłobkowanym. Na



prawym sterze wysokości klapka wyważająca. Na sterze kierunku klapka nastawiana na ziemi. Końcówka statecznika pionowego laminatowa, przystosowana do instalacji lampy antykolizyjnej. Usterzenie pionowe uzupełnione dużą pletwą na grzbiecie kadłuba.

Sterowanie. Sterownice (wolanty i pedały) zdwojone. Układy sterowania lotkami i sterami linkowe. Klapy wychylane elektromechanicznie za pośrednictwem elementów skrętnych. Podwozie przednie sterowane bezpośrednio od pedałów.

Podwozie. Podwozie chowane elektrohydraulicznie do gondolki pod zespołem napędowym (przednie) i wnęk kadłubowych (główne). Golenie podwozia głównego sprężyste, stalowe. Koła wyposażone w tarczowe hamulce hydrauliczne i hamulec postojowy. Podwozie przednie sterowane z golenią teleskopową (amortyzator wewnątrz), koło na widelcu z prostowodem. Podwozie z układem chowania i wypuszczania pochodzi z samolotu Cessna 182 Skyhawk (system Land-O-Matic). Na goleniach podwozia głównego umieszczone są stopnie-nakładki ułatwiające wsiadanie.

Zespół napędowy. Płaski, chłodzony powietrzem, 6-cylindrowy silnik Avco-Lycoming 0-360-F1A6 o mocy 134 kW przy prędkości obrotowej 45 s-1, śmigło dwułopatowe, metalowe o stałej prędkości obrotowej. Silnik mocowany na łożu z rur stalowych. Osłony silnika metalowo-laminatowe. Pod zespołem napędowym umieszczona jest opływowa gondolka podwozia przedniego.

Instalacje. Paliwowa — zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 250 l. Elektrycz-

na — napięcie 24 V, akumulator niklowo-kadmowy, instalacja służy do wychylania klap, chowania i wypuszczania podwozia oraz zasilania odbiorników pokładowych (wyposażenie, oświetlenie). Olejowa — pojemność zbiornika 8,5 l.

Wyposażenie. Zestaw przyrządów uzależniony od zamawiającego. Możliwość zainstalowania różnych typów przyrządów i wyposażenia radionawigacyjnego (IFR) z pilotem automatycznym. Lampa antykolizyjna i światła pozycyjne z migaczami.

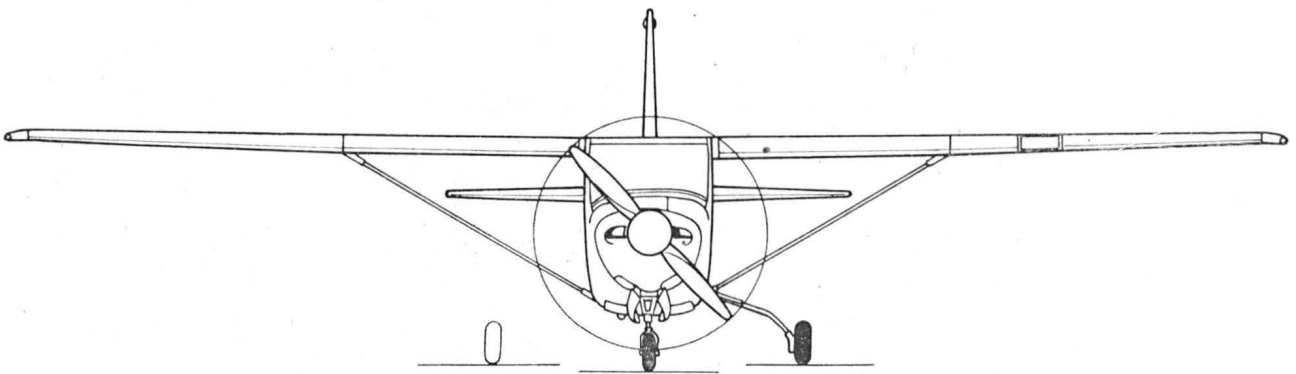
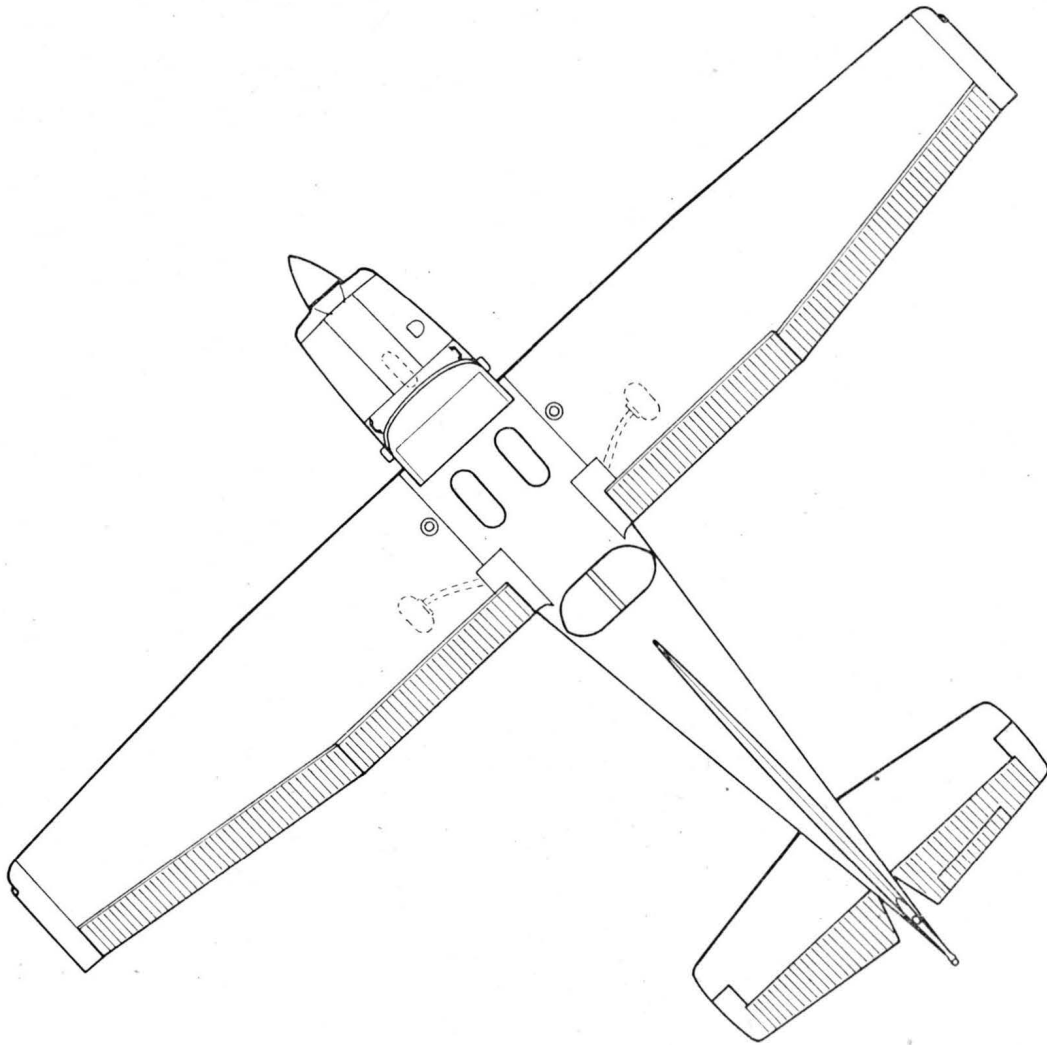
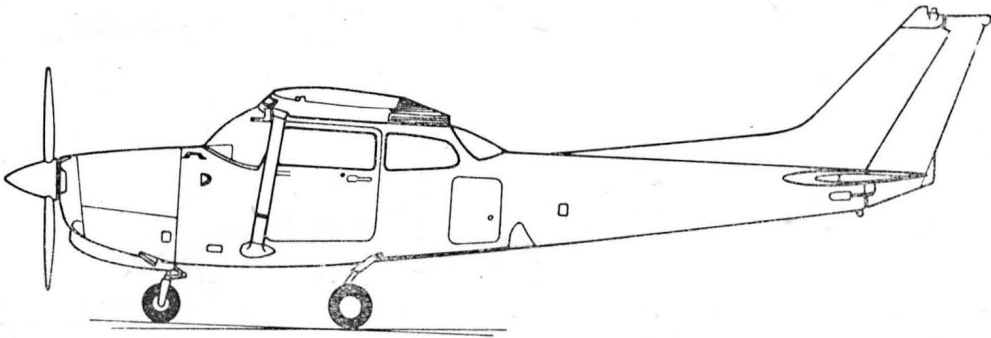
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Istniejąca od 1911 r. firma Cessna utrzymuje się nadal w czołówce amerykańskich producentów samolotów lekkich różnych klas. Oferta na 1982 r. liczyła ponad 50 typów. Cessna ma również jedną z najlepiej rozbudowanych sieci serwisowych na świecie. Model Cutlass RG jest pochodną produkowanego od 1957 r. typu Cessna C-172 Skyhawk (wyprodukowanego w kilku wariantach w liczbie ponad 30 000 egz.). Najpopularniejsze warianty C-172 to: Model 172 (silnik 118 kW), Model R172E (silnik 156 kW), Model R172 Hawk XP (silnik wtryskowy). Cutlass RG jest obecnie najlżejszym samolotem Cessna z chowanym podwoziem (adaptowanym z modelu 182 Skyhawk — nie mniej popularnego niż C172). W porównaniu z Modelem 172 Skyhawk samolot Cutlass RG ma masę większą o 70 kg, lecz zastosowanie silnika o większej mocy pozwoliło na podwyższenie masy startowej (o ponad 150 kg), przez co masa użyteczna wzrosła o 90 kg. Samolot jest produkowany także we Francji, w zakładach Reims Aviation pod oznaczeniem F Cutlass RG.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	10,92 m
Długość	3,36 m
Wysokość	2,68 m
Rozpiętość usterzenia	3,43 m
Cięciwa skrzydła u nasady	1,626 m
Cięciwa skrzydła przy końcówce	1,130 m
Cięciwa usterzenia poziomego u nasady	1,245 m
Cięciwa usterzenia poziomego przy końcówce	0,813 m
Rozstaw podwozia	2,59 m
Baza podwozia	2,18 m
Średnica śmigła	1,94 m
Powierzchnia skrzydła	16,20 m ²
Powierzchnia lotek	1,70 m ²
Powierzchnia klap	1,97 m ²
Powierzchnia statecznika poziomego	2,00 m ²
Powierzchnia steru wysokości	1,35 m ²
Powierzchnia statecznika pionowego	1,04 m ²
Powierzchnia steru kierunku	0,69 m ²
Wydłużenie skrzydła	7,36
Wydłużenie usterzenia poziomego	3,51

Masa własna	722 kg
Masa do kołowania maks.	1206 kg
Masa do startu i lądowania maks.	1204 kg
Masa użyteczna	484 kg
Masa bagażu	91 kg
Obciążenie powierzchni nośnej	74,32 kg/m ²
Obciążenie mocy	8,985 kg/kW
Prędkość pozioma maks.	269 km/h
Prędkość przelotowa (75% mocy)	259 km/h
Prędkość wypuszczenia podwozia	259 km/h
Prędkość przeciągnięcia bez klap	100 km/h
Prędkość przeciągnięcia z klapami	93 km/h
Wznoszenie maks.	4,07 m/s
Pułap	5121 m
Rozbieg	323 m
Start na 15 m	541 m
Lądowanie z 15 m	408 m
Dobieg	191 m
Zasięg (75% mocy, H = 2700 m, start + wznoszenie + przelot + rezerwa 45 min)	1333 km
Długość lotu (zasięg 1333 km)	5,3 h
Długość lotu maks.	7,7 h

T.M.



Układy sterowania

- 1 — sterowanie, układ sterowania, mechanizm s.
- 2 — podstawowy układ s. lotem
- 3 — pomocnicze układy s.
- 4 — układ s. lotem
- 5 — u. s. wysokością, u. s. podłużnego
- 6 — u. s. kierunkowego
- 7 — u. s. poprzecznego
- 8 — wychylenia sterownic
- 9 — elementy napędu sterów, mechanizm n. s.
- 10 — napęd powierzchni sterowych, uruchamianie p.s.
- 11 — organy sterowania, stery
- 12 — ster wysokości
- 13 — s. kierunku
- 14 — lotka, lotki
- 15 — wychylenie powierzchni sterowej
- 16 — zakres wychyleń, z. ruchu (sterów)
- 17 — neutralne położenie steru
- 18 — wskazania wychyleń powierzchni sterowych
- 19 — czujnik kąta wychylenia steru
- 20 — reakcja samolotu
- 21 — skuteczność sterów
- 22 — moment sterowania, m. sterujący
- 23 — sterowność podłużna
- 24 — s. kierunkowa
- 25 — s. poprzeczna
- 26 — obciążenia sterów, o. powierzchni sterowych
- 27 — moment zawiasowy (steru)
- 28 — odciążenie powierzchni s., kompensacja p. s.
- 29 — siła (potrzebna) na sterownicy
- 30 — zmiana sił na drążku (np. względem prędkości)
- 31 — maksymalne wysiłki pilota
- 32 — sztywność
- 33 — odkształcenie, ugięcie
- 34 — sterowanie linkowe
- 35 — ciągiel, s. l.
- 36 — naciąg (wstępny) linki
- 37 — ściągacz
- 38 — linka
- 39 — splotka (linki), skrętka (l.)
- 40 — złącze linki, końcówka l.
- 41 — k. zaplatana, zaplecenie
- 42 — chomątka (sercowe linki)
- 43 — rolka linkowa, krążek linkowy
- 44 — obrzeże (rowka) rolki
- 45 — zabezpieczenie (linki)
- 46 — kąt opasania
- 47 — prowadnica linki
- 48 — łańcuch (Galla)
- 49 — koło łańcuchowe
- 50 — sterowanie sztywne, s. popychaczowe
- 51 — popychacz, ciężło sztywne
- 52 — końcówka
- 53 — przegub, połączenie przegubowe
- 54 — napęd sterowania rurą skrętną
- 55 — element skrętny, e. pracujący na skręcanie
- 56 — dźwignia
- 57 — d. katowa
- 58 — element sprężysty
- 59 — dźwignia powierzchni sterowej
- 60 — zawias, zawiasa
- 61 — zderzak (regulowany), ogranicznik ruchu
- 62 — blokowanie układu sterowania
- 63 — przekładnia, mechanizm przekładni
- 64 — przełożenie (mechanizmu)
- 65 — sterownice
- 66 — orczyk, dźwignia sterownicy nożnej
- 67 — wolant, koło sterowe
- 68 — drążek sterowy
- 69 — pedały sterowania sterem kierunku
- 70 — dwuster, podwójne sterowanie
- 71 — kolumna sterownicy ręcznej
- 72 — uchwyt drążka sterowego
- 73 — pokrętło sterowania
- 74 — ogranicznik dźwigni sterowania (w kabinie), zapadka dźwigni

- 75 — (centralny) pulpit sterowniczy (w kabinie)
- 76 — sterowanie silnikiem, s. zespołem napędowym
- 77 — s. przepustnicą, s. gazem
- 78 — s. paliwem
- 79 — s. poprawką wysokości, s. składem mieszanki
- 80 — s. podgrzewem gaźnika
- 81 — przełącznik iskrowników, p. zapłonu
- 82 — sterowanie śmigłem, s. skokiem śmigła, s. obrotami ś.
- 83 — piloci działający zgodnie
- 84 — p. d. przeciwnie
- 85 — pełne wychylenie w bok (sterownicy ręcznej lub nożnej), danie pełnej nogi, drążek na burtę
- 86 — całkowicie od siebie
- 87 — c. na siebie
- 88 — położenie neutralne, p. pośrednie
- 89 — sterowanie zasłonkami osłony silnika
- 90 — mechanizm wyważania
- 91 — klapka wyważająca
- 92 — położenie klapki wyważającej
- 93 — wyważanie podłużne
- 94 — w. kierunkowe
- 95 — w. poprzeczne
- 96 — serwokompensator
- 97 — sterowanie serwokompensatorem
- 98 — s. klapkami
- 99 — połączenie klap między sobą, mechaniczna synchronizacja k.
- 100 — sterowanie hamulcami aerodynamicznymi, s. przerywaczami
- 101 — s. hamulcami kół
- 102 — s. (chowany) podwoziem
- 103 — wybrane położenie
- 104 — p. schowane
- 105 — w. wypuszczone, p. wychylone
- 106 — wskaźnik położenia
- 107 — układ automatyczny, automatyka
- 108 — przesterowanie automatyki, przesilenie (ręczne) a.
- 109 — automatyczny układ aktywnej stabilizacji
- 110 — serwosterowanie
- 111 — siłowe układy sterowania
- 112 — wzmacniacz (siły), buster
- 113 — w. hydrauliczny, b. h.
- 114 — układ sterowania ze wzmacniaczem nieodwracalnym
- 115 — sterowanie zdalne przewodowe
- 116 — sygnał sterujący, rozkaz s.
- 117 — transmisja sygnału sterującego, przekazanie s. s.
- 118 — mechaniczna t. sygnałów, mechaniczne przeniesienie s.
- 119 — elektryczna t. s., elektryczne p. s.
- 120 — sumator mechaniczny, s. sygnałów mechanicznych
- 121 — s. s. elektryczny(ch)
- 122 — sprzężenie zwrotne
- 123 — nadajnik sprzężenia zwrotnego, czujnik s. z.
- 124 — sterowanie elektrohydrauliczne
- 125 — dźwignik elektrohydrauliczny, e. mechanizm wykonawczy
- 126 — imitator obciążeń (na sterownicy)
- 127 — ogranicznik obciążeń
- 128 — tłumik drgań
- 129 — nadmierne odkształcenie
- 130 — n. tarcie
- 131 — luz w układzie sterowania
- 132 — zluźnienie (linki)
- 133 — stukanie (linek), uderzenie (l.)
- 134 — zakleszczenie, zacięcie
- 135 — ocieranie, wycieranie
- 136 — odłączenie się (mechanizmu), rozłączenie się (m.)

K.D.

Systèmes de commande

- 1 — commande (f), système (m) de c., commandes (fpl); s. de contrôle
- 2 — système (m) principal de c. (de vol)
- 3 — systèmes (mpl) auxiliaires de c.
- 4 — commandes (fpl) de vol, système (m) de c. du vol
- 5 — commande (f) du profondeur
- 6 — c. de direction
- 7 — c. d'aillérons, c. de gauçhissement
- 8 — débattements (fpl) des commandes
- 9 — éléments (mpl) de commande, mécanisme (m) de c.
- 10 — entraînement (m) des gouvernails
- 11 — gouvernes (fpl), gouvernails (mpl), surfaces (fpl) des g.
- 12 — gouvernail (m) d'altitude, g. de profondeur
- 13 — g. de direction; volet (m) de d.
- 14 — aileron (m)
- 15 — débattement (m) de gouverne, braquage (m) (de g.)
- 16 — braquage (m)
- 17 — position (f) neutre de g.
- 18 — indications (fpl) de p. de gouvernes
- 19 — capteur (m) d'angle de braquage du gouvernail
- 20 — réaction (f) d'avion
- 21 — efficacité (f) des gouvernes
- 22 — couple (m) de commande, moment (m) de c.
- 23 — contrôlabilité (f) longitudinale, c. de tangage, maniabilité (f) l., manoeuvrabilité (f) l., m. de t.
- 24 — c. de lacet, m. de l.
- 25 — c. latérale, c. de roulis, m. l., m. de r.
- 26 — charge (f) appliquée à les gouvernes
- 27 — moment (m) de charnière
- 28 — compensation (f) aérodynamique (des gouvernes)
- 29 — (effort (m) nécessaire) aux commandes
- 30 — (changement (m) d'effort à la manche à balai)
- 31 — efforts (mpl) maximaux du pilote
- 32 — rigidité (f)
- 33 — déformation (f), flexion (f)
- 34 — commande (f) par câbles
- 35 — câble (m) de commande, commande par câbles
- 36 — tension (f) initiale du c.
- 37 — tendeur (m)
- 38 — câble
- 39 — fil (m) du câble
- 40 — embout (m) du c.
- 41 — e. épissé, épissure (f)
- 42 — cosse (f)
- 43 — galet (m) rouleau (m)
- 44 — bourrelet (m) du g., b. du r.
- 45 — dispositif (m) de sûreté (du câble)
- 46 — angle (m) du contact, a. embrassé, a. de flèche, a. d'enroulement
- 47 — guide-câble (m)
- 48 — chaîne (f) à rouleaux, c. Galle, c. à mailles
- 49 — roue (f) à chaîne, pignon (m) à c.
- 50 — commande (f) (à tige) rigide, système (m) r. de c.
- 51 — tige (f) r.
- 52 — embout (m)
- 53 — articulation (f), joint (m), jointure (f)
- 54 — commande (f) par tube de torsion, transmission (f) par t. de t.
- 55 — élément (m) de torsion
- 56 — levier (m)

- 57 — l. coudé, l. d'équerre
- 58 — élément (m) élastique, é, d'élasticité
- 59 — guignol (m) de gouvernail
- 60 — charnière (f)
- 61 — limiteur (m) de course, butée (f) (à réglage), butoir (m) arrêt
- 62 — blocage (m) des gouvernes
- 63 — transmission (f), mécanisme (m) de t.
- 64 — rapport (m) de t., r. d'entraînement
- 65 — commandes (fpl) de vol
- 66 — commande (f) de direction, palonnier (m)
- 67 — volant (m) (de commande), poignée (f) tournante
- 68 — manche (m) à balai, m. de commande
- 69 — pédales (fpl) de commande, p. de direction, p. de palonnier
- 70 — (commande (f) doublée, système de c. d.)
- 71 — colonne (f) de support du volant
- 72 — poignée (f) de commande
- 73 — bouton (m) de c.
- 74 — déclie (m) du levier, cliquet (m) du l.
- 75 — pupitre (m) (central) de commande
- 76 — c. du moteur, c. du groupe motopropulseur
- 77 — c. de papillon
- 78 — c. de l'admission du carburant
- 79 — c. de correction du mélange
- 80 — c. du chauffage du carburateur
- 81 — commutateur (m) d'allumage, c. de magnéto
- 82 — commande (f) de l'avancement de l'hélice, c. de pas
- 83 — pilotes (mpl) agissantes d'accord
- 84 — p. a. au contraire
- 85 — (manche (m) au bord, pied (m) plein)
- 86 — manche (m) poussé
- 87 — m. tiré, m. au ventre
- 88 — position (f) neutre des commandes
- 89 — commande (f) de volets de capot
- 90 — mécanisme (m) du tab de compensation
- 91 — tab (m) de c.
- 92 — position (f) du t. de c.
- 93 — équilibrage (m) du tangage
- 94 — (é. du lacet)
- 95 — (é. du roulis)
- 96 — servo-flettner (m)
- 97 — commande (f) par s.-f.
- 98 — c. des volets d'atterrissage
- 99 — couplage (m) des volets, synchronisation (f) mécanique des v.
- 100 — commande (f) des aérofreins
- 101 — c. des freins de roues
- 102 — c. du train (escamotable)
- 103 — (position (f) choisi, p. sélectionnée)
- 104 — p. d'escamotage, p. escamotée
- 105 — p. sortie
- 106 — indicateur (m) de position
- 107 — système (m) automatique, automatique (m)
- 108 — (surmontage (m) (manuel) d'automatique)
- 109 — (système automatique de stabilisation actif, servo-amortisseur (m))
- 110 — servo-commande (f)
- 111 — systèmes (mpl) de servo-commande

cd. na s. 21

Elementy instalacji elektrycznej samolotu (I)

Napęd elektryczny klap, podwozia, statecznika przestawialnego oraz kłapek wyważających jest powszechnie stosowany na pokładzie współczesnego samolotu. Aby ułatwić wstępne projektowanie takich instalacji, podajemy podstawowe charakterystyki radzieckich prądnic lotniczych oraz typowych mechanizmów wykonawczych.

TABLICA 1. Podstawowe dane techniczne prądorozruszników i prądnic prądu stałego

Typ	Moc nomin., W	Prąd nomin., A	Obroty, obr/min	Masa, kg	Uwagi
GS-10-350 M	350	12,7	3800—5900	8	Napięcie nomin. 27,5 V Napięcie nomin. 27,5 V
GSK-1500 M	1500	54	3800—5900	12,6	
GSK-1500 Z					
GSK-1500 W					
GSN-3000	3000	100	3800—5900	12,3	
GSR-3000	3000	100	4000—9000	11,5	
GSR-ST-6000 WT	6000	200	4000—9000	20,5	
BG-7500	9000	300	5000—8000	24,5	
CSR-9000 III serii	9000	300	4000—9000	24,4	
CSR-ST-12000 WT	12000	400	4200—9000	29,5	
GS-12 T	12000	400	4200—9000	35	
STG-12 T	12000	400	4200—9360	35	
STG-12 TP	12000	400	4200—9360	35	
STG-12 TM	12000	400	4200—9360	35	
STG-12 TMP	12000	400	4200—9360	35	
STG-12 MP	12000	400	4200—9360	35	
STG-12 TM-23	12000	400	4200—9000	35	
STG-12 TMO-1000	12000	400	4200—9360	35	
GSR-18000 II serii	18000	600	3800—9000	41,5	
CSR-18000 D	18000	600	3800—9000	41,5	
CSR-18000 M	18000	600	4000—9000	41,5	
GS-24 A	18000	600	6000—7000	56	
GS-24 B	9000	300	4000—7400		
GSR-ST-18/70	18000	600	4000—7800	42,5	
STG-18 TM II serii	18000	600	4000—9000	46,3	

Prądnice i prądorozruszniki

Prądnice prądu stałego oznaczone są literami GSR (skrót od nazwy — podany w transkrypcji łacińskiej alfabetu rosyjskiego), zaś prądorozruszniki GSR-ST oraz ST.

Prądnice i prądorozruszniki mają nominalne napięcie 28,5 V (z wyjątkiem typów, dla których w uwagach podano napięcie 27,5 V). Mogą pracować w dowolnym położeniu.

TABLICA 2. Podstawowe dane techniczne niektórych typów akumulatorów lotniczych

Typ	Masa z elektrolitem, kg	Dopuszczalna wysokość, m	Warunki pracy (rozładowania)						Maks. prąd, A
			rozł. 10 h		rozł. 5 h		rozł. 5 min		
			prąd, A	pojemność, Ah	prąd, A	pojemność, Ah	prąd, A	pojemność, Ah	
12-A-30	27,8	15 000	3	26	—	—	107	9	210
12-SAM-28	28,5	17 000	—	—	5,6	28	107	14,5	750
12-ASAM-23	31	35 000	—	—	5	23	107	17,8	800
12-SAM-55	58	18 000	—	—	11	55	215	40	1500
12-ASA-145	—	—	—	—	25	115	—	—	1500
12-AO-50	54	0	4,8	48	9	45	225	18,5	360
12-AO-52	56	0	5,2	52	9	45	225	18,5	360
15-SCS-45	16,7	25 000	4,5	45	9	45	—	—	800
15-SCS-45A	17	25 000	4,5	45	9	45	—	—	750
20-KNBN-25	24	35 000	—	—	5	25	—	—	750
20-KNB-30	36	35 000	—	—	6	30	—	—	750

ale mają tylko jeden dozwolony kierunek obrotów (ze względu na ustawienie szczotek pod pewnym kątem do powierzchni kolektora). Wykonane są z przeznaczeniem do mocowania kołnierzego.

Akumulatory lotnicze

Oznaczenia akumulatorów składają się z liter oznaczających typ konstrukcji akumulatora oraz liczby określającej pojemność akumulatora w amperogodzinach przy obciążeniu prądem odpowiadającym pracy długotrwałej.

Litera A oznacza akumulator lotniczy; litery SAM — rozruchowy, lotniczy, konstrukcji blokowej; ASAM — lotniczy, rozruchowy, z adsorbowanymi elektrodami, konstrukcji blo-

TABLICA 3. Dane techniczne elektromechanizmów dla napędu przestawialnych stateczników, kłap i trymerów

Typ mechanizmu	Moment obciążający		Nom. natężenie prądu, A	Maks. natężenie prądu, A	Prędkość obrotu w warunkach nom., obr/min	Masa, kg
	nom., Nm	maks., Nm				
MPZ-3M	100	150	190 (100)	250 (125)	240 (120)	43
MPZ-5	150	220	500 (250)	650 (325)	500 (250)	81
MPZ-9A	525	—	350 (175)	—	850 (425)	43,5
MPZ-12M	100	150	160 (85)	205 (105)	190 (95)	43
MPZ-13	140	220	380 (190)	550 (275)	400 (180)	49
MPZ-16	70	90	260 —	350 —	450 (225)	30

TABLICA 4. Charakterystyki mechanizmów sterujących przestawianiem statecznika

Typ mechanizmu	Moment obciążający (nom.), Nm	Moment współdziałający, Nm	Maks. moment obciążający, Nm	Nom. natężenie prądu, A	Prędkość obrotu		Masa, kg
					przy momencie nom., obr/min	przy mom. współdz., obr/min	
MUS-1	35	—	75	95 (50)	240 (120)	—	17,5
MUS-3	75	45	100	130 (70)	220 (110)	350 (175)	24
MUS-5	50	—	40	135 (65)	260 (130)	450 (225)	22
MUS-7A	35	40	55	95 (95)	250 (250)	500 (250)	18,5

kowej; KNBN — kadmowo-niklowy, bezlamelowy, prasowany; SCS — srebrowo-cynkowy, samolotowy; AO — lotniczy, naziemny (lotniskowy); ASA — lotniczy, rozruchowy, lotniskowy.

Zakresy temperatur roboczych akumulatorów podanych w tabl. 2 wynoszą na ogół —50°C do +50°C, z wyjątkiem 12ASAM-23 (—60°C, +60°C) i 12-AO-50 (—60°C, +50°C). Zakresy wysokości podano w tabl. 2.

Mechanizmy wykonawcze typu MPZ

Mechanizmy typu MPZ wyposażone są w dwa silniki. W przypadku uszkodzenia jednego silnika następuje dwukrotne zmniejszenie prędkości na wyjściu, ale elektromechanizm zachowuje zdolność pracy (co jest uzyskane dzięki stosowanej konstrukcji reduktora).

W celu wyłączenia elektromechanizmów w położeniach krańcowych stosowane są wyłączniki końcowe typu MKW.

Wszystkie mechanizmy MPZ podane w tabl. 3 są przystosowane do napięcia nominalnego 27 V, zaś zakres napięcia roboczego wynosi 24,3÷29,7 V.

Dane MPZ-13 podane są dla obrotu w prawo, zaś dane MPZ-16 dla obrotu w lewo.

Dane w nawiasach dotyczą pracy z jednym silnikiem nieczynnym.

TABLICA 5. Dane techniczne mechanizmów APS

Typ mechanizmu	Prąd zasilania		Obciążenie trzpienia		Prędkość przesuwu trzpienia, mm/s	Ruch roboczy, mm
	nom., A	maks., A	nom., N	maks., N		
APS-4	13,5	17	6 800	11 500	11,2	116
APS-4MK 4MD	22	42	11 500	40 000	12	116

TABLICA 6. Dane techniczne mechanizmów do napędu kłapek wyważających (trymerów)

Typ mechanizmu	Natężenie prądu przy obc. nom., A	Obciążenie		Ruch elementu napędzającego, mm	Zakres świecenia lampy sygn., mm	Czas zadziałania lub prędkości przesuwu	Masa, kg
		nom., N	maks., N				
UT-2M	1,8	200	400	16,2	0,5	< 1 min	1,7
UT-6D	0,75	200	400	21,6	0,6	< 30 s	1,0
UT-11M	3,5	1800	2600	—	—	7 obr/min	2,4
		N cm	N cm				
MP-100A	1,35	1000	1500	36 ÷ 80	1	1,5 mm/s	3,2
MP-100AD	2,3	1000	1500	36 ÷ 80	1	2,2 mm/s	3,2
MP-100AM	2,0	1000	1500	10 ÷ 60	0,52	2,3 ÷ 3,1 mm/s	1,7
MP-200U	13,0	2000	3000	—	—	—	8,6
MP-250	3,3	2500	3750	180	—	45 mm/s	4,2

Mechanizmy sterujące przestawianiem stateczników typu MUS charakteryzują się napięciem nominalnym 27 V, zakres napięcia roboczego wynosi 24,3 ÷ 29,7 V. Moment „współdziałający” oznacza moment działający w kierunku ruchu elektromechanizmu.

Mechanizmy typu APS są stosowane do awaryjnego przestawiania statecznika — w przypadku uszkodzenia układu hydraulicznego. Napięcie nominalne wynosi również 27 V.

Na podstawie W. G. Aleksandrow i in. „Awiacjonnyj Tiejchniczeskij sprawocznik” oraz „Sprawocznik inżyniera po awiacjonnomu i radioelektronnomu oborudowaniju samolotow i wiertolotow” — opracował A.K.

LUDZIE POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ

Doc. dr inż. Zdzisław Brodzki (1912 ÷ 1982)



Urodził się 29 kwietnia 1912 r. w Zakopanem w rodzinie inteligentnej. W 1931 r. ukończył gimnazjum matematyczno-przyrodnicze im. S. Staszica w Sosnowcu. Studiował w latach 1931 ÷ 1939 i 1945 na Politechnice Warszawskiej na Wydz. Mechanicznym w Sekcji Lotniczej. W roku 1945 otrzymał dyplom mgr inż. mechanika. W czasie studiów specjalizował się w kierunku budowy płatowców i zagadnień wytrzymałościowych, pracując równocześnie w Państwowych Zakładach Lotniczych w dziale osprzętu.

Podczas okupacji niemieckiej był nauczycielem w Szkole Mechanicznej nr 8 w Warszawie i brał udział w tajnym nauczaniu. Wykonywał tłumaczenia i opracowania dla konspiracyjnego Instytutu Technicznego Lotnictwa. W okresie Powstania Warszawskiego był w Grupie Kampinos w Kompanii Lotniczej por. „Lawy”. Po odzyskaniu niepodległości od 1.4.1945 r. pracował jako wykładowca przedmiotów lotniczych na wydziale lotniczym Państwowego Liceum Mechaniczno-Lotniczego

w Warszawie przy ul. Hożej 88. Od 30 lipca 1945 r. rozpoczął pracę w organizującym się Instytucie Technicznym Lotnictwa, w którym został kierownikiem działu aerodynamiki.

W Instytucie Lotnictwa pracował od pierwszych chwil jego powstania aż do śmierci i był pracownikiem o najdłuższym stażu pracy. Był specjalistą w zakresie aerodynamiki śmigieł i wentylatorów. Wykonał w IL wiele prac konstrukcyjnych, doświadczalnych i teoretycznych. W latach 1947 ÷ 1948 był członkiem Zarządu Aeroklubu Warszawskiego. W 1948 r. ukończył kurs pilotażu samolotowego i otrzymał licencję pilota turystycznego. Od 1948 r. był działaczem Prezydium Sekcji Pływackiej Stołecznego Komitetu Kultury Fizycznej. W latach 1948 ÷ 1954 współpracował z Wydawnictwem MON jako redaktor.

W 1952 r. został odsunięty od lotnictwa i przeniesiony służbowo do Instytutu Mechaniki Precyzyjnej, gdzie pracował przez 5 lat (1952 ÷ 1957). 1.II. 1957 r. wraca do Instytutu Lotnictwa i zajmuje kolejno stanowiska: inżyniera, adiunkta, kierownika grupy problemowej, samodzielnego pracownika naukowo-badawczego, a od 18.IV.1973 r. — docenta.

W dniu 10 stycznia 1973 r. uzyskał stopień doktora n.t. na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej za pracę „Wpływ parametrów geometrycznych na osiągi śmigła przy małych posuwach”.

Zdzisław Brodzki był od 1957 r. wykładowcą na Politechnice Warszaw-

skiej na Wydziale Lotniczym, a następnie MEL. W 1977 r. wykładał również w Akademii Rolniczo-Technicznej w Olsztynie.

Jego pokaźny dorobek naukowy i publicystyczny obejmuje ponad 200 publikacji. Był współautorem encyklopedii „Lotnictwo” i autorem artykułów w *Skrzydlatej Polsce*, *Młodym Techniku*, *Horyzontach Techniki*, *Technice Lotniczej i Astronautycznej*, *Astronautyce* i innych czasopismach. Swymi publikacjami w prasie technicznej przyczynił się do popularyzacji techniki lotniczej.

Był współautorem projektów tuneli aerodynamicznych zbudowanych w IL i WAT. Specjalizował się w aerodynamice doświadczalnej, a ostatnio w problematyce śmigieł, wirników śmigłowcowych i wiatraków. Od wielu lat był wiceprzewodniczącym Polskiego Towarzystwa Astronautycznego oraz działaczem ZBOWiD, członkiem SIMP, PZF i Automobilklubu.

Otrzymał następujące odznaczenia państwowe i społeczne: Medal X-lecia PRL (1955 r.), Złoty Krzyż Zasługi (1966 r.), Medal XXX-lecia PRL (1974 r.), Warszawski Krzyż Powstańczy (1982 r.), Odznakę Zasłużonego Pracownika ILot., Odznakę Honorową Polskiego Tow. Astronautycznego, Odznakę Zrzeszenia Sport. „Spójnia” (1961 r.), „Błękitne Skrzydła” — za działalność publicystyczną, Brązową Odznakę Zw. Motorowego.

Znany był z wielkiej życzliwości. Zmarł 4 października 1982 r. w Warszawie. Został pochowany na Powązkach.

G. Szcześniak

cd. ze s. 19

SYSTÈMES DE COMMANDE

- 112 — servomoteur (m), servo (m)
- 113 — s. hydraulique, s. à huile
- 114 — servocommande (f) irreversible
- 115 — commande à distance sur fil
- 116 — signal (m) de commande, s. d'action
- 117 — transmission (f) du s. de c.

- 118 — t. mécanique des signaux
- 119 — t. électrique des s.
- 120 — addeur (m) mécanique des s., additionneur m. des s.
- 121 — a. électrique des s.
- 122 — réaction (f), contre-action (f), réaction (f), feedback (m)
- 123 — capteur (m) de réaction, c. du feedback
- 124 — commande (f) électrohydraulique
- 125 — servomoteur (m) é.
- 126 — imitateur (m) de charges (sur commandes)

- 127 — limiteur (m) de charges
- 128 — amortisseur (m) de vibrations
- 129 — déformation (f) excessive
- 130 — frottement (m) excessif
- 131 — jeu (m) dans système de commande
- 132 — relaxation (f) (du câble)
- 133 — cliquettement (m) (de câbles)
- 134 — grippage (m), grippement (m), coincement (m)
- 135 — frottement (m)
- 136 — disjonction (f) (du mécanisme), déclenchement (m) (du m.)

Robin ATL • Francja •

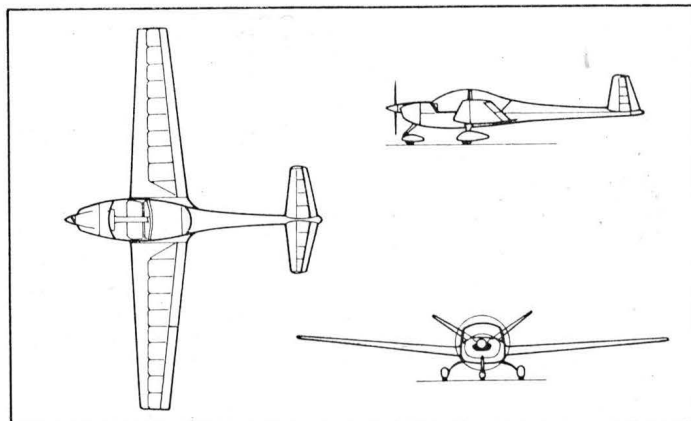
Ultralekki samolot szkolny

Wysokie ceny paliwa sprawiają, że we francuskich aeroklubach wzrasta zainteresowanie ultralekkimi samolotami szkolnymi. Studia projektowe i dokładne badania rynku doprowadziły do wniosku, że w rachubę wchodzi dwie koncepcje samolotu:

- samolot bardzo ekonomiczny, dwumiejscowy, o mocy silnika poniżej 37 kW (50 KM), nie wymagający certyfikacji wg obecnych przepisów,
- samolot dwumiejscowy, wymagający normalnej certyfikacji, lecz o kosztach zakupu i eksploatacji znacznie niższych od kosztów współczesnych samolotów szkolnych.

Cena samolotu nie powinna przekraczać 20 000 dol., a 1 h jego eksploatacji — 20 dol. Federation Nationale Aeronautique ma pomóc finansowo w opracowaniu projektów, budowie prototypów i sprzedaży samolotów.

Robin ATL reprezentuje pierwszą koncepcję samolotu ultralekiego. Jest to dolnopłat z dwoma miejscami obok siebie, metalowym usterzeniem i stałym trójkątowym podwoziem. W konstrukcji samolotu zastosowano drewno i płótno (płat, usterzenie) oraz kevlar zbrojony włóknem węglowym (kadłub). Robin ATL ma być napędzany trzycylindrowym silnikiem gwiazdowym, bez reduktora, o mocy 32 kW (43 KM) przy 2800 obr/min i zużyciu paliwa 9,8 l/h przy 21 kW (28 KM). Silnik został zaprojektowany przez M. Buchaux, który wykorzystał swe doświadczenia z budowy silników met. cyklowych.



Dane techniczne

Rozpiętość	10,00 m
Długość	6,76 m
Wysokość	1,86 m
Powierzchnia nośna	12,00 m ²
Wydłużenie	8,3
Doskonałość maks.	13
Masa własna	200 kg
Masa startowa	420 kg
Prędkość przelotowa ekonomiczna	130 km/h
Prędkość przeciągnięcia	65 km/h
Długość startu na 15 m	200 m

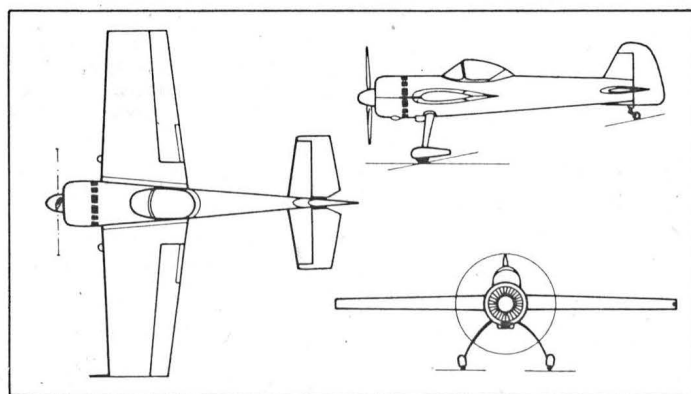
W.K.

PROTOTYPY

Jak-55 • ZSRR •

Samolot akrobacyjny

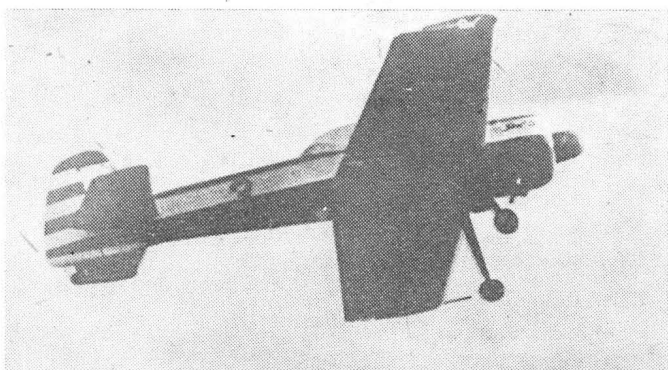
W XI mistrzostwach świata w akrobacji w Spitzerberg (Austria) wziął udział prototyp samolotu akrobacyjnego Jak-55, będącego wersją rozwojową samolotu Jak-50. Jak-55 został zaopatrzony w nowy płat, charakterystyczny dla samolotów akrobacyjnych nowej generacji, i w stałe podwozie (z kółkiem ogonowym) wzorowane na podwoziu samolotu Zlin 50. Płat ma zmniejszoną rozpiętość i zwiększoną cięciwę z lotkami o zwiększonej rozpiętości; powiększono również cięciwę usterzenia wysokości. Konstrukcja jest całkowicie metalowa o współczynniku obciążenia ± 9 g w porównaniu z $+9$ g i -6 g Jaka-50. Podobnie jak w przypadku poprzedniej wersji napęd stanowi silnik M-14P o mocy 265 kW (360 KM).



Dane techniczne (w nawiasach wartości dla Jaka-50)

Rozpiętość	8,20 (9,50) m
Długość	7,50 (7,67) m
Powierzchnia nośna	14,00 (15,00) m ²
Obciążenie powierzchni nośnej	59 (60) kg/m ²
Masa startowa	840 (900) kg
Prędkość maks.	320 (320) km/h
Wznoszenie maks.	16 (16) m/s
Długość startu na 15 m	150 (200) m
Długość lądowania z 15 m	200 (250) m

W.K.



Podstawowe funkcje portu lotniczego (I)

Mgr inż. JAN SMOLEŃSKI

Port lotniczy — lotniskiem komunikacyjnym

Przy definiowaniu portu lotniczego głównym zadaniem jest uchwycenie różnicy między lotniskiem a portem lotniczym. Naczelny inżynier Aeroport de Paris Jacques Block w swojej książce pt. „Porty lotnicze i ich środowisko” ujął sprawę dość lapidarnie stwierdzając, że lotnisko jest to port lotniczy goły, bez całej infrastruktury przylotniskowej, niezbędnej do sprawnego funkcjonowania transportu lotniczego.

U nas sprawa komplikuje się jeszcze dlatego, że w potocznym języku używa się zamiennie kilku określeń, co wynika z mylnej interpretacji nazwy „port lotniczy”. Niektórzy utożsamiają port lotniczy z dworcem lotniczym, który jest co prawda głównym, ale tylko jednym elementem zabudowy portowej. Spotyka się również utożsamianie zabudowy portowej, czyli obiektów kubaturowych znajdujących się na lotnisku, z hasłem „port lotniczy”. Obydwie te interpretacje zawężają funkcje portu lotniczego i nie odpowiadają zadaniom stawianym portom lotniczym i czynnościami, jakie są w nich wykonywane.

Zgodnie z przepisami polskimi port lotniczy jest „lotniskiem ogólnego użytku” przeznaczonym lub dopuszczonym do prowadzenia na nim działalności transportu lotniczego, czyli jest — jak to się u nas potocznie przyjęło określać — lotniskiem komunikacyjnym.

Z kolei lotnisko (wg definicji Międzynarodowej Organizacji Lotnictwa Cywilnego) jest określoną powierzchnią na lądzie lub wodzie (zawierającą ewentualnie budynki, instalacje i urządzenia), przeznaczoną do użytkowania w całości lub w części do przylotu, odlotu i poruszania się po niej statków powietrznych.

Lotnisko jest więc z jednej strony pojęciem szerszym niż port lotniczy, gdyż poza lotniskami wojskowymi wiele lotnisk cywilnych (jak np. lotniska sportowe, fabryczne, sanitarne, gospodarcze itp.) nie jest portami lotniczymi. Z innych jednak względów właśnie port lotniczy jest pojęciem szerszym, gdyż przejmując on wiele funkcji handlowo-usługowych nie występujących na innych lotniskach oraz ma znacznie bardziej rozbudowaną infrastrukturę obsługującą nie tylko samolot (jak na innych lotniskach), ale również pasażera i towar oraz świadczącą wszelkie usługi związane z handlową funkcją transportu lotniczego.

Aby poznać bliżej istotę portu lotniczego, należy uświadomić sobie niektóre pojęcia z nim związane:

— port lotniczy jest miejscem geograficznym, gdzie następuje zmiana rodzaju środka transportu z naziemnego na powietrzny i odwrotnie — z powietrznego na naziemny,

— port lotniczy jest jednym z elementów systemu transportu lotniczego i na ogół w danym rejonie na nim znajduje się centrum działalności tego transportu,

— port lotniczy jest częścią składową aglomeracji miejskiej, jest ściśle z nią powiązany wzajemnymi uwarunkowaniami i interesami.

Port lotniczy — miejsce zmiany środka transportu z naziemnego na powietrzny i odwrotnie

Okoliczność ta stawia przed portem lotniczym liczne zadania. Musi on zapewnić:

— lądowanie, manewry po ziemi i starty statków powietrznych,

— załadunek i rozładunek statków powietrznych wraz z niezbędną obsługą pasażerów i towaru oraz obsługą startową statków powietrznych,

— dojazd i manewrowanie (w tym parkowanie) środków transportu naziemnego dowożących ludzi i towar wraz z urządzeniami pomocniczymi, służącymi pasażerom i towarom (jak np. hotele, magazyny, składy itp.).

Każda z tych funkcji jest w zasadzie zlokalizowana na osobnych, choć wzajemnie powiązanych częściach (strefach) portu lotniczego i rządzi się własnymi prawami, ale podporządkowanymi wspólnemu celowi — sprawnemu transportowi lotniczemu. Tak więc:

— strefa I — jest to pole wzlotów, a ściślej pole manewrowe,

— strefa II — obejmuje płyty postoju samolotów, a szcze-

gólnie płyty przeddworcowe, zabudowę portową ze specjalnym uwzględnieniem dworców lotniczych oraz podjazdy umożliwiające kontakt miasta z tą częścią portu lotniczego, na której odbywają się operacje lotnicze. Strefa ta jest więc właściwym miejscem zmiany rodzaju środka transportu,

— strefa III — jest terenem przylotniskowym grupującym urządzenia pomocnicze niezbędne do działalności portu, które w równym stopniu należą do aglomeracji miejskiej i w znacznej mierze ją obsługują.

Strefa I

Starty i lądowania odbywają się na drogach startowych sztucznych (utwardzonych nawierzchnią z betonu cementowego lub bitumiczną) bądź naturalnych (przeważnie z nawierzchni darniowej). Po obu bokach drogi startowej oraz z obydwoch jej końców znajdują się odpowiednio ukształtowane powierzchnie o nawierzchni darniowej, tworzące łącznie z drogą startową pas startowy. System wzajemnie współpracujących pasów startowych wraz z terenem położonym między nimi tworzy część lotniska zwaną polem wzlotów. By drogi startowe mogły sprawnie (szczególnie przy lądowaniu) przyjmować statki powietrzne, powinny być wyposażone w odpowiednie pomoce nawigacyjne wzrokowe i radiowe czy radarowe oraz odpowiednie wskaźniki meteorologiczne.

Z drogami startowymi są niejako stowarzyszone drogi kołowania (z nawierzchni sztucznej lub naturalnej), po których kołują samoloty udające się na start lub po wylądowaniu. Pole wzlotów poszerzone o powierzchnie obejmujące drogi kołowania i teren do nich przyległy tworzy część lotniska zwaną polem manewrowym. Jest to część lotniska przeznaczona do startów i lądowań statków powietrznych oraz tych naziemnych ruchów samolotów, które łączą się ze startem lub lądowaniem. Jest to więc ta część czy też strefa portu lotniczego, która ma zapewnić pierwszy z podstawowych zadań portu lotniczego, a więc lądowanie, manewry na ziemi i starty statków powietrznych.

Pole manewrowe oraz usytuowane poza nim płaszczyzny postoju samolotów tworzą wspólnie pole naziemnego ruchu lotniczego, a więc tę część lotniska, na której może znaleźć się kołujący statek powietrzny. Płaszczyzny postoju samolotów służą jednak równocześnie do załadunku i rozładunku samolotów, zaliczam je zatem do II strefy portu lotniczego.

Podstawowym zadaniem strefy I jest zapewnienie bezpieczeństwa ruchu lotniczego podczas startów, lądowań oraz kołowania samolotów lub innych statków powietrznych. Wielkość tej strefy, jej ukształtowanie i wyposażenie zależy przede wszystkim od trzech czynników:

— rodzaju czy też typu statku powietrznego, jaki ma być przyjmowany na danym lotnisku,

— wielkości ruchu, czyli częstotliwości startów i lądowań, jakie na danym lotnisku mają się odbywać,

— założonej pewności (regularności) komunikacji lotniczej.

Pominę tu porty lotnicze przyjmujące hydroplany (bo takich w Polsce nie ma), balony czy sterowce (również w transporcie lotniczym obecnie nie używane) oraz śmigłowce (sprawa ta, nieco specyficzna, nie mieści się w ramach krótkiego artykułu). Ograniczę się zatem do portów lotniczych lądowych eksploatowanych przez samoloty.

Typ samolotu, a właściwie jego charakterystyki przy startach i lądowaniach, dyktują niezbędną długość drogi startowej, która musi zapewnić:

— przerwany start, a więc rozbieg do prędkości krytycznej v_1 i wyhamowanie samolotu, w granicach drogi startowej,

— wydłużony start, a więc rozbieg do prędkości krytycznej i wznoszenie początkowe z jednym nie pracującym silnikiem do wysokości 15 m nad poziom drogi startowej, w granicach pasa startowego,

— bezpieczne lądowanie, a więc lądowanie z wysokości 15 m nad progiem drogi startowej do pełnego wyhamowania, w granicach drogi startowej, przy zastosowaniu odpowiedniego współczynnika bezpieczeństwa.

Długość drogi startowej ustalona jest dla warunków stylizowanych, a więc na poziomie morza, przy ciśnieniu 101,3 kPa (1013 mbar) i temperaturze 15°C. Jest to tzw. podstawowa długość drogi startowej. Rzeczywista długość drogi startowej, obliczana wg współczynników obowiązujących w naszych przepisach, jest na ogół większa od długości podstawowej o 20÷30%.

Od długości drogi startowej, ustalonej wg wyżej podanych zasad, zależy klasa techniczna lotniska, której z kolei podporządkowane są charakterystyki fizyczne poszczególnych jego elementów, jak spadki podłużne i poprzeczne drogi i pasa startowego oraz dróg kołowania, promienie krzywizny pionowej dróg startowych, szerokości dróg startowych i dróg kołowania, niezbędna nośność nawierzchni, kategoria ochrony ppoż. lotniska itp.

Od charakterystyk startowych samolotu, a przede wszystkim od jego masy (ciężkie samoloty są mniej wrażliwe na wiatry boczne) zależy potrzebna liczba dróg startowych usytuowanych pod różnymi azymutami. Prędkość podchodzenia do lądowania i prędkość przyziemienia odgrywa tu też znaczną rolę. Ustalono zatem, że samoloty wymagające podstawowej długości drogi startowej 1500 m i większej nie powinny startować i lądować na drodze startowej, gdy składowa boczna prędkość wiatru przewyższa 20 węzłów, tj. ok. 10 m/s. Ta graniczna składowa dla dróg startowych o długości podstawowej 900÷1500 m wynosi 13 węzłów (ok. 6,5 m/s), a dla dróg startowych o długości podstawowej poniżej 900 m — 10 węzłów (ok. 5 m/s). Przepisy międzynarodowe zalecają, ażeby współczynnik używalności lotniska wynosił co najmniej 95% — liczba usytuowanych w różnych kierunkach dróg startowych zależy więc z jednej strony od kierunków, częstotliwości i siły (prędkości) wiatrów wiejących na danym terenie, a z drugiej — od masy i charakterystyk samolotów użytkujących dane lotnisko.

Od wielkości ruchu, czyli częstotliwości startów i lądowań, jakie na danym lotnisku mają się odbywać, zależy:

- stopień uzbrojenia drogi startowej w drogi kołowania,
- liczba równoległych dróg startowych,
- zakres wyposażenia dróg startowych, centrum kontroli lotniska i centrum kontroli zbliżania w pomoce nawigacyjne.

Wyjściowym elementem jest ustalenie szczytów godzinowych w stosunku do przewozów rocznych. Wg danych francuskich dla małych portów lotniczych o przewozach do 1 mln pasażerów rocznie szczyt godzinowy powinien kształtować się w granicach 1/2000, tj. ok. 500 pasażerów w godzinie szczytu. Przy założeniu 50 pasażerów na samolot, daje to ok. 10 operacji w godzinie szczytu.

Dla dużych portów lotniczych następuje znaczne spłaszczenie szczytów. I tak np. dla portu o przewozach rzędu 20 mln pasażerów rocznie przyjmuje się wskaźnik 1/4000, co daje 5000 pasażerów w godzinie szczytu. Przy założeniu 100 pasażerów na samolot, liczba operacji w godzinie szczytu wyniesie 50, a więc 5 razy więcej niż w porcie o przewozach 20-krotnie mniejszych. Należy tu jednak zaznaczyć, że szczyty obserwowane na lotnisku Okęcie są znacznie bardziej wyostrzone (prawie dwukrotnie) niż średnie światowe czy średnie europejskie. Wynika to, moim zdaniem, m.in. z niestosowania przez nasz port zróżnicowanych opłat za starty i lądowania (wyższych w godzinach szczytu, niższych poza godzinami szczytu) zarówno w stosunku do przewoźników obcych, jak i własnego. Zróżnicowanie takie stosuje się w większości dużych portów na świecie.

Graniczna przepustowość jednej drogi startowej jest określona przez Administrację Lotnictwa St. Zjednoczonych następująco:

- przy startach i lądowaniach w warunkach dobrej widoczności 45÷99 operacji na godzinę,
- przy startach i lądowaniach w złych warunkach atmosferycznych 42÷53 operacje na godzinę.

Rozpiętość ta zależy od rodzaju przyjmowanych samolotów. W przypadku np. lotniska Okęcie, gdzie można ewentualnie przyjąć 20% wielkich samolotów odrzutowych czterosilnikowych; 40% samolotów odrzutowych dwu- i trzysilnikowych, czterosilnikowych tłokowych i turbośmigłowych; 20% samolotów dwusilnikowych tłokowych; 20% samolotów lekkich dwu- i jednosilnikowych, graniczna przepustowość jednej drogi startowej wyniosłaby:

- w warunkach dobrej widoczności 54 operacje na godzinę,

- w warunkach złej widoczności 44 operacje na godzinę.

Przy dwóch przecinających się drogach startowych usytuowanych jak na lotnisku Okęcie graniczna przepustowość wynosi (wg wyżej założonych danych):

- w warunkach VFR — 83 operacje na godzinę,
- w warunkach JFR — 63 operacje na godzinę.

Francuzi uważają, że przy lotach instrumentalnych jedna droga startowa jest w stanie przyjąć 40 operacji na godzinę.

Zarówno dane amerykańskie, jak i dane francuskie dotyczą drogi startowej wyposażonej w pełny zestaw dróg kołowania.

Zakres wyposażenia drogi startowej w drogi kołowania zależy oczywiście od intensywności ruchu lotniczego. W przypadku bardzo małego ruchu wystarczy jedna droga kołowania łącząca płytę przeddworcową z drogą startową, gdyż samolot jest w stanie (ma czas) kołować po drodze startowej od punktu włączenia drogi kołowania do drogi startowej aż do początku drogi startowej, z którego samolot rozpocznie rozbieg do startu; a w przypadku lądowania po przyziemieniu i zatrzymaniu samolotu — również kołować po DS do wspomnianego wyżej miejsca włączenia drogi kołowania do drogi startowej. W przypadku większego ruchu buduje się drogę kołowania równoległą do drogi startowej, połączoną z obydwojoma jej końcami. W ten sposób eliminuje się kołowanie po drodze startowej samolotów udających się na start lub po wylądowaniu, co znakomicie zwiększa jej przepustowość.

Następnym czynnikiem zwiększającym przepustowość drogi startowej są drogi szybkiego zejścia pozwalające na opuszczenie drogi startowej przez samoloty kołujące z dużą prędkością rzędu 90÷100 km/h. Na niektórych lotniskach, szczególnie tam, gdzie poza naziemnym ruchem samolotów na trasie droga startowa — płyta przeddworcowa odbywa się również znaczny ruch samolotów na innych trasach, jak np. płyta przeddworcowa — rejon zaplecza czy też płyty przeddworcowe towarowe — pasażerskie, może okazać się celowe zaprojektowanie dwóch równoległych dróg kołowania, każdej jednokierunkowej.

Niezmiernie istotną sprawą jest dogłębne przeanalizowanie tras kołowania samolotów, czasów zużytych na kołowanie po różnych wydzielonych odcinkach z określeniem punktów kolizyjnych i wąskich gardeł. Analiza taka powinna ustalić zakres rozbudowy systemu dróg kołowania i termin realizacji poszczególnych jego faz.

Budowa równoległej drogi startowej, oczywiście również obsługiwanej przez odpowiedni system dróg kołowania, jest wg danych francuskich uzasadniona, gdy liczba operacji w godzinie szczytu przekracza liczbę 45. Odpowiada to 180 tys. operacji rocznie.

Przejdźmy teraz do kolejnych uwarunkowań mających wpływ na wyposażenie tej części portu lotniczego, a mianowicie do pewności startów i lądowań. Możemy założyć, że port lotniczy powinien przyjmować samoloty również i w złych warunkach atmosferycznych, a więc powinien mieć drogi startowe instrumentalne.

Drogi te, w zależności od założonych wymagań, mogą mieć podejścia instrumentalne lub podejścia precyzyjne I, II lub III kategorii:

- droga startowa z podejściem instrumentalnym powinna być wyposażona w pomoce wzrokowe i radiowe zapewniające przy podejściu do lądowania prowadzenie samolotu po linii prostej. Jest to na ogół system dwóch radiolatarni średniofalowych NDB lub jednej radiolatarni krótkofalowej typu VOR. Przy takim wyposażeniu samolot może wylądować, jeśli orientacyjnie widoczność pozioma wynosi ok. 1200 m, a podstawa chmur ok. 120 m;

- droga startowa z podejściem precyzyjnym I kategorii powinna być wyposażona w JLS oraz pomoce wzrokowe przeznaczone do podejścia do wysokości podejmowania decyzji wynoszącej 60 m oraz do widzialności poziomej tej DS z odległości ok. 800 m;

- droga startowa z podejściem precyzyjnym II kategorii powinna być wyposażona w ILS oraz pomoce wzrokowe przeznaczone do podejścia do wysokości podejmowania decyzji wynoszącej 30 m oraz do widzialności poziomej ok. 400 m;

- droga startowa z podejściem precyzyjnym III kategorii powinna być wyposażona w ILS doprowadzający samolot do samej drogi startowej i może być przeznaczona do:

- A — podejście do widoczności poziomej rzędu 200 m (wysokość podejmowania decyzji nie jest stosowana) przy użyciu pomocy wzrokowych w końcowej fazie lądowania,

- B — podejście do widoczności poziomej 50 m (wysokość podejmowania decyzji nie jest stosowana) przy użyciu pomocy wzrokowych przy kołowaniu po przyziemieniu,

- C — lądowań i kołowania po przyziemieniu bez korzystania z pomocy wzrokowych.

Skorelowane z wyżej omówionym wyposażeniem radiowym wyposażenie w światła podejścia jest znacznie bogatsze w przypadku dróg startowych z podejściem precyzyjnym, szczególnie II i III kategorii, niż w przypadku dróg startowych z podejściem instrumentalnym.

Z polem wlotów związany jest obiekt stanowiący nie-

jako serce lotniska — wieża kontroli ruchu lotniczego. Z wieży prowadzi się zawsze kontrolę lotniska, przeważnie kontrolę zbliżania i często kontrolę obszaru. Obiekt ten wyposażony jest w precyzyjne urządzenia zapewniające łączność z samolotami i kontrolę nad trasami dolotów.

Należy pamiętać, że lotnisko jest obiektem trójwymiarowym, który poza niezbędną powierzchnią do poruszania się samolotów przy kołowaniu, starcie i lądowaniu musi mieć wolne, nie zabudowane przestrzenie umożliwiające podejście do lądowania i wznoszenie po starcie oraz inne manewry nad lotniskiem ustalone zgodnie z wymaganiami określonymi w Aneksie 14 ICAO.

W rejonie dużych lotnisk, o intensywnym ruchu, wyznaczone są strefy oczekiwania, w których krążą samoloty oczekujące na zezwolenie na lądowanie. Na takich lotniskach zdarza się niejednokrotnie, że wąskim gardłem staje się właśnie przestrzeń powietrzna ograniczająca naziemną rozbudowę lotniska.

Strefa II

Jest ona właściwym miejscem zmiany środka transportu. Jest to strefa zabudowy portowej z przylegającymi do niej z jednej strony płytami lotniskowymi, z drugiej — podjazdami. Omówienie tej strefy ograniczymy do przypadku dworców lotniczych pasażerskich.

Projektowanie powinno zapewnić możliwie krótkie przebywanie pasażera w dworcu przy zadbanie o maksimum komfortu. Stąd pewne podstawowe zasady, których należy przestrzegać:

— droga pasażera od podjazdu, przez dworzec do samolotu i odwrotnie — od samolotu do podjazdu, powinna być w miarę możliwości jak najkrótsza i prosta (najlepiej bez zmiany kierunku) i jednoznacznie, w widoczny sposób, oznakowana,

— pasażer już od momentu wejścia do dworca powinien odczuwać dyskretną, ale uważną opiekę, przede wszystkim przez łatwo dostępną, rzeczową i życzliwą informację.

Należy pamiętać, że w dworcu znajdują się pasażerowie odlatujący, pasażerowie przylatujący, pasażerowie w tranzycie (zmieniający samolot i nie zmieniający samolotu), osoby odprowadzające odlatujących i oczekujące na przylatujących oraz zwiedzający port lotniczy grupami (wycieczki) i indywidualnie. Każda z tych kategorii osób ma własne, niekiedy sprzeczne potrzeby i wymaga specjalnego traktowania. Do tego dochodzi konieczność zapewnienia ochrony przeciw porywaczom oraz w przypadku portów międzynarodowych — ustanowienia granicy państwowej i zapewnienia kontroli celnej. Prowadzi to w rezultacie do potrzeby przeprowadzenia niezmiernie skomplikowanych rachunków, ustalających wielkość odpowiednich stref i ich wyposażenia w usługi i urządzenia. Przesłankami tego rachunku są m.in.:

— założona przelotowość dworca w przyjętych godzinach szczytu (na ogół nie projektuje się dworca na tzw. szczyt szczytów),

— wielkość samolotów obsługiwanych przez dany port, a więc niejako wielkość jednorazowego ładunku (np. 50 czy 400 pasażerów),

— graniczny czas postoju samolotu na płycie (koszt eksploatacji samolotu jest ogromny, a więc sposób rozładunku i załadunku pasażerów powinien być tak przeprowadzony, aby zajęto to możliwie jak najmniej czasu),

— jednostkowe czasy czynności kontrolnych, takich jak odprawa biletowo-bagażowa, kontrole graniczne, kontrola celna, kontrola przeciw porywaczom itp.,

— czas przebywania w poszczególnych częściach dworca różnych kategorii osób oraz określenie zakresu niezbędnych usług (restauracje, kawiarnie, bary, kioski itp.).

Pasażerski dworzec lotniczy jest więc obiektem niezmiernie złożonym, o różnorodnych funkcjach. Próby jego najwłaściwszego zaprojektowania są nieustannie podejmowane na całym świecie przez różne grupy świetnych niejednokrotnie projektantów, z różnymi (należy przypuszczać) rezultatami. W miarę rozwoju transportu lotniczego, a przede wszystkim w miarę rosnącej pojemności samolotów, zmieniły się poglądy na kształt i wielkość dworców, na optymalną liczbę kondygnacji, na sposób załadunku itp. Dworce lotnicze przechodziły ciekawe przeobrażenia od dworców liniowych, w których z jednej strony był podjazd dla autobusów i samochodów, a z drugiej — płyta przeddworcowa z ustawionymi samolotami, do których pasażerowie udawali się pieszo (bliskie stanowiska) lub byli dowożeni autobusami (oddalone stanowiska), przez dworce palczaste z ko-

rytarzami, wzdłuż których ustawiane były samoloty, dworce z satelitami załadunkowo-wyładunkowymi, aż do powrotu do dworców liniowych, gdzie pasażer jest wprowadzony wprost z dworca do samolotu przez rękawy (gdy samolot stoi bezpośrednio przed dworcem) lub dowożony (na oddalone stanowiska) specjalnymi pojazdami z podnoszonymi hydraulicznie nadwoziami. Ostatnio realizowane dworce to w większości dworce liniowe, co najmniej dwukondygnacyjne (odlot II kondygnacja, przylot — I kondygnacja).

Przedmiotem ostрых sporów jest system funkcjonowania dworca: czy ma to być dworzec scentralizowany (pasażer odprowadzony na obojętnie jakim stanowisku, a następnie udający się we właściwym kierunku), czy zdecentralizowany (pasażer odprowadzany na przydzielonych do danego rejsu stanowiskach recepcyjnych i kierowany na ogół najkrótszą drogą po linii prostej do samolotu). Ostatnio przeważa opinia, że ze względu na wygodę pasażera, przy odlocie lepszy jest system zdecentralizowany, a przy przylocie — scentralizowany.

Równie skomplikowaną sprawą jest zaprojektowanie dworców towarowych, gdzie przy zmianie środka transportu z samochodu na samolot musi nastąpić rozładunek towaru, kontrola celna, segregacja na kierunki, konteneryzacja, załadunek na samolot. Analogiczne czynności muszą być wykonywane w odwrotnej kolejności przy przeładunku samolot — samochód. Wymaga to skomplikowanych urządzeń załadunkowych i wyładunkowych, transporterów, podnośników, ramp itp.

Osobnym regułem podlegają hangary obsługowo-naprawcze, które funkcjonalnie z jednej strony muszą być powiązane z płytami przedhangarowymi, a z drugiej z siecią drogową umożliwiającą dowóz materiałów, części zamiennych i zaopatrzenia.

Ponadto w porcie lotniczym musi działać m.in.:

— sprawna informacja, oparta w znacznej mierze na rozbudowanym systemie komputerowo-elektronicznym,

— skuteczne wygłuszanie hałasów w pomieszczeniach, gdzie pracują lub przebywają ludzie, a więc związana z tym wentylacja i klimatyzacja pomieszczeń,

— gastronomia, przeznaczona dla użytkowników dworca (pasażerowie, osoby towarzyszące, zwiedzający), dla pracowników portu oraz na zaopatrzenie samolotu (catering) ze swoją technologią i wysokimi wymaganiami,

— zaopatrzenie samolotów w paliwo, przeważnie z rozbudowaną siecią rurociągów i skomplikowanymi punktami wydatkowymi na płytach,

— oraz, niejako spinający, zamykający ten skomplikowany organizm, system zapewniający ciągłość zasilania w energię elektryczną (nie może być bowiem praktycznie żadnych przerw w zasilaniu urządzeń radiowych i świetlnych stanowiących pomoce nawigacyjne, margines zaś dopuszczalnych przerw w dostawie prądu dla pozostałych obiektów portu jest niewielki), oparty na ogół na trzech źródłach (dwustronne, niezależne zasilanie z sieci plus zestaw agregatów prądotwórczych) przy automatycznym przełączaniu i automatycznej samokontroli.

Po uwzględnieniu tych wszystkich punktów, otrzymamy niezmiernie złożony obraz problematyki portu lotniczego, a szczególnie jego strefy II, stanowiącej właściwe miejsce zmiany środka transportu.

Strefa III

W strefie przylotniskowej znajdują się takie obiekty kulturalne i inżynierskie jak parkingi, hotele, magazyny i składy itp.

Uważa się, że na 1 mln przewożonych pasażerów rocznie musi być w porcie co najmniej 1 tys. miejsc parkingowych. Hotele przy lotnisku potrzebne są głównie wówczas, gdy znaczną część pasażerów stanowią pasażerowie tranzytowi lub gdy miejska baza hotelowa nie zaspokaja potrzeb podróźnych i turystów. Magazyny związane ze specyfiką transportu lotniczego to przede wszystkim magazyny spedytorów. Liczne tego rodzaju magazyny (o dużej pojemności) znajdują się w każdym dużym porcie lotniczym. Nie sposób nie wspomnieć tu również o składach paliwa lotniczego, gdyż port lotniczy na każdy 1 mln pasażerów rocznie zużywa przeciętnie 100 tys. m³ paliwa.

Przy programowaniu budowy portu lotniczego Roissy en France zakładano, że będzie on przyjmował 30 mln pasażerów rocznie, zużywając rocznie 3 mln m³ paliwa, 300 mln kWh energii elektrycznej i 6 mln m³ wody.

Duży port lotniczy można więc porównać jedynie do wielkiego, skomplikowanego zakładu przemysłowego.

Ocena stali na podstawie próby udarności

Dr inż. **MARIAN GLIWA**
Instytut Mechaniki Precyzyjnej
Oddział w Rzeszowie

Jeden i ten sam materiał pod działaniem różnych obciążeń może dawać przełom ciągliwy lub kruchy. Większość materiałów mających ciągliwość przy obciążeniu statycznym daje, w przypadku obciążeń dynamicznych, kruchy przełom. Aby sprawdzić skłonność materiału do kruchego pęknięcia, przeprowadza się badania w warunkach działania obciążeń udarowych, przy czym najpopularniejszą próbą jest znana od 1884 r. próba udarności. Łączy ona w sobie trzy rodzaje badań: badanie na zginanie, badanie próbek z karbem i badanie oddziaływania obciążenia dynamicznego. Próba udarności jest próbą bardzo czułą i już nieznaczna zmiana warunków badania może spowodować otrzymanie wyników wyraźnie odbiegających od charakterystycznych dla danego materiału. Dlatego przy ocenie właściwości i zachowania się materiału przy obciążeniach udarowych należy ściśle określić warunki badania, pozostawiając jako zmienny tylko ten czynnik, którego wpływ chcemy określić.

Ze względu na specyficzny charakter próby udarności nieodzowna jest znajomość czynników wpływających na udarność stali i to tak czynników materiałowych, jak i czynników oddziałujących przy przeprowadzeniu próby. Ważnym zagadnieniem jest również w jakim stopniu wyniki otrzymane podczas próby można odnieść do gotowych części konstrukcyjnych, czyli jak dalece uzasadnione jest badanie materiałów na udarność. W praktyce często spotyka się nieuzasadnioną, priorytetową rolę udarności, co jest przyczyną niepotrzebnie ponoszonych strat z powodu zabrakowania części. Szczególnie dużą wagę do udarności przykłada się w przemyśle lotniczym, lecz nie zawsze to jest uzasadnione.

W niniejszej pracy omówiono, na podstawie danych literaturowych, jak również na podstawie wyników badań własnych, wpływ różnych czynników na udarność stali. Może być to pomocne głównie dla technologów ustalających warunki odbioru materiałów lub gotowych części. Szersza znajomość zagadnienia może przyczynić się do nieuwzględniania badań udarności w przypadkach, gdy jej wyniki nie są miarodajne w odniesieniu do gotowych wyrobów, ze względu na ich kształt, wymiary i warunki eksploatacji.

Charakterystyka próby udarności

Najbardziej rozpowszechnione i obowiązujące w Polsce (znormalizowane) są badania udarowe metodą Charpy'ego, przy której próbka umieszczona jest na dwóch podporach, a uderzenie następuje w jej środkowym przekroju, gdzie umiejscowiony jest karb. W miejscu uderzenia następuje największe odkształcenie plastyczne, przy czym jest ono nierównomiernie rozłożone i zmienia się na wysokości próbki od maksymalnego rozciągania do maksymalnego ściskania [1].

W Polsce obowiązuje znormalizowany kształt próbek o przekroju 10×10 i wysokości 55 mm z karbem w kształcie litery U umieszczonym po stronie rozciągania, czyli po stronie przeciwległej do miejsca uderzenia wahała młota (próbka Mesnagera).

W USA i Anglii najczęściej stosuje się metodę Izoda, przy której próbkę bada się na zginanie. Jeden jej koniec zamocowany jest w zaciskach, a w wolny uderza się wahałem młota. Karb w kształcie trójkąta wykonuje się w strefie rozciągania w miejscu zamocowania próbki [2].

Oprócz badań próbek o wymiarach znormalizowanych stosuje się często w badaniach próbki nietypowe o innych wymiarach. Wyników otrzymanych na tych próbkach nie można porównywać z wynikami otrzymanymi na próbkach znormalizowanych.

Zasadniczym celem karbów wykonanych na próbkach jest wywołanie spiętrzenia naprężeń powstających przy uderzeniu i zlokalizowanie odkształcenia plastycznego w małej objętości. Większość stali konstrukcyjnych o znacznej plastyczności przy badaniu próbek bez karbu w ogóle nie ulega zniszczeniu na zwykłych młotach.

Znormalizowane badania udarowe nie dają, poza udarnością jako stosunkiem pracy potrzebnej do złamania próbki do jej pola przekroju poprzecznego, innych charakterystyk zachowania się materiału przy obciążeniach dynamicznych. W przypadku próbek z karbem pracę udarową można w przybliżeniu umownie traktować jako pewien orientacyjny wskaźnik wytrzymałości rozdzielczej materiału, nie można jej zaś określić w sposób ilościowy. Dlatego czasem w badaniach stosuje się próbę gięcia udarowego przeprowadzaną na próbkach bez karbu, pozwalającą określić właściwości materiału przy obciążeniach dynamicznych, a przede wszystkim ich plastyczność przy braku sztucznie wytworzonego przez karb trójosiowego stanu naprężeń. Plastyczność materiału określa się przez pomiar strzałki ugięcia i kąta zgięcia. Znając wartość energii odkształcenia oraz charakterystyki plastyczne i sprężyste materiału, można określić wielkość sił działających, a zatem granice plastyczności i wytrzymałości materiału [3]. Próba gięcia udarowego do tej pory nie została znormalizowana.

Udarność stali i stopów zależy od temperatury. Poniżej pewnej krytycznej temperatury charakterystycznej dla danego materiału obserwuje się nagły spadek udarności od wartości maksymalnej do minimalnej związany z przejściem materiału ze stanu plastycznego w stan kruchy. Temperaturę tę poprawnie nazywa się przejściową temperaturą kruchości [4], a jej wartość zależna jest nie tylko od rodzaju materiału lub składu chemicznego stopu, ale również od jego struktury i innych czynników. Oznacza to, że zależnie od wielu czynników dany metal lub stop w określonej temperaturze może wykazywać plastyczność lub kruchość.

Pod względem odporności na uderzenie materiał charakteryzowany jest więc dwoma parametrami: maksymalną osiągalną udarnością i wartością temperatury przejściowej. Zestawiając bowiem różne gatunki stali i kierując się tylko maksymalnie osiąganą przez nie udarnością, można dojść do pewnego paradoksu. Są przypadki, że stal mająca znacznie wyższą maksymalną udarność jest mniej wygodna do pracy w warunkach obciążeń dynamicznych niż stal o mniejszej maksymalnej udarności.

Związane to jest z tym, że przejściowa temperatura kruchości tej pierwszej stali jest znacznie wyższa niż drugiej. W takich przypadkach bezpieczniej jest zastosować stal o mniejszej maksymalnej udarności, zwłaszcza gdy wykonane z niej części pracować będą przy zmiennej temperaturze.

Zwykle w praktyce warsztatowej udarność określa się w temperaturze pokojowej. Wyznaczenie przejściowej temperatury kruchości jest bardzo pracochłonne i wymaga odpowiedniego oprzyrządowania umożliwiającego przeprowadzenie próby w różnych temperaturach, tak dodatnich jak i ujemnych. Na podstawie takich prób są ustalane warunki obróbki cieplnej, głównie odpuszczania dla danej stali, których należy unikać, aby nie spowodować kruchości materiału.

Wpływ czynników metalurgicznych na udarność stali

Z czynników metalurgicznych najwyraźniej na udarność wpływa: skład chemiczny stali, sposób jej wytapiania i odleniania oraz przeróbka plastyczna wlewków [5].

Wzrost zawartości węgla, tlenu, azotu, fosforu i siarki wyraźnie obniża udarność w temperaturze otoczenia zarówno w stanie normalizowanym, jak i ulepszonym cieplnie, a także przesuwa temperaturę przejściową kruchości w stronę wyższych temperatur. Wpływ węgla jest wyraźniejszy w stalach podutektoidalnych niż w nadeutektoidalnych.

Wpływ pierwiastków stopowych jest bardziej złożony i zależy od wielu czynników, a przede wszystkim od rodzaju i ilości wprowadzonych pierwiastków, od postaci pod którą one występują w strukturze stali, od zawartości węgla i domieszek, obecności innych składników stopowych, a także od struktury stali, rodzaju obróbki cieplnej i wielu innych, niedostatecznie jeszcze zbadanych czynników. Wpływ ten sprowadza się do podwyższenia lub obniżenia maksymalnej udarności i przejściowej temperatury kruchości. Wpływ pierwiastków stopowych na udarność stali należy rozpatrywać w odniesieniu do określonych grup stali, dlatego wymaga on oddzielnego omówienia.

Wpływ procesu wytapiania stali związany jest z otrzymaną jednorodnością chemiczną i stopniem zanieczyszczenia wtrąceniami niemetalicznymi. Im mniejsza niejednorodność chemiczna i mniejszy stopień zanieczyszczenia, tym wyższa udarność stali i niższa przejściowa temperatura kruchości. Dlatego stal elektryczna ma wyższą udarność od stali martenowskiej, a uspokojona od nieuspokojonej. Wyraźne podwyższenie udarności następuje po dodatkowym rafinowaniu stali syntetycznymi żużlami [6] lub po przetopie elektrożużlowym [7].

Duży wpływ na udarność stali wywiera proces krzepnięcia wlewka, gdyż występująca w nim likwacja zachowuje się w pewnym stopniu po walcowaniu. Dlatego udarność na próbkach pobranych z walcówki z dennej części wlewka jest wyraźnie wyższa niż z części środkowej czy górnej [3]. W tym ostatnim przypadku obniżenie udarności związane jest z większym stopniem zanieczyszczenia stali wtrąceniami niemetalicznymi i innymi domieszkami.

Walcowanie powoduje anizotropię właściwości, dlatego udarność stali wzdłuż kierunku walcowania jest zazwyczaj wyższa niż w poprzek. Aby uniknąć tej różnicy, w wielu przypadkach walcowanie prowadzi się w różnych kierunkach. Walcowanie na zimno obniża udarność tym bardziej, im większy jest stopień odkształcenia.

Wpływ czynników technologicznych na udarność stali

Do technologicznych zalicza się przede wszystkim czynniki wywołane przez przeróbkę plastyczną na gorąco, obróbkę cieplną, ciepłno-chemiczną, ciepłno-plastyczną i obróbkę skrawaniem.

Przeróbka plastyczna, oprócz wytworzenia anizotropii materiału, może spowodować podwyższenie udarności. Szczególnie występuje to w stalach, które po chłodzeniu na powietrzu przyjmują strukturę martenzytyczną [8]. Wynika to z wpływu odkształcenia plastycznego na podstrukturę austenitu oraz dziedziczenia jego umocnienia po następnej obróbce cieplnej. Jeszcze wyraźniej efekt dziedziczenia umocnienia austenitu zaznacza się po obróbce ciepłno-plastycznej, dlatego udarność stali obrabianej ciepłno-plastycznie jest wyraźnie wyższa niż stali obrabianej cieplnie.

Wpływ obróbki cieplnej na udarność metali i stopów nie przechodzących przy grzaniu przemian fazowych ogranicza się głównie do wpływu wielkości ziarna. W stalach wpływ obróbki cieplnej związany jest z jej oddziaływaniem na mikrostrukturę, czyli na wielkość ziarna, liczbę faz, kształt, wymiary i rozłożenia cząstek węglików, azotków, związków międzymetalicznych i inne parametry. Wpływ tych czynników w wielu przypadkach jest trudny do uchwycenia, dlatego najczęściej bada się wpływ czynników strukturalnych przez badanie wpływu określonego procesu technologicznego na udarność stali.

Jednym z następstw obróbki cieplnej silnie wpływających na udarność stali jest możliwość wstępnego przegrzania, którego objawy nie zostaną całkowicie usunięte podczas następnej obróbki cieplnej. Stal, która podczas wcześniejszej obróbki cieplnej ulega przegrzaniu, charakteryzuje się stosunkowo małą udarnością. Spadek udarności jest energiczniejszy wówczas, gdy w wyniku uprzedniej obróbki cieplnej otrzymano martenzyt niż gdy otrzymano struktury ferrytyczno-perlityczne. W tym pierwszym przypadku, mimo że podczas ulepszania cieplnego nastąpiło przekształcenie i pozornie wytworzyła się drobnoziarnista struktura, przełom może przebiegać po granicach byłych dużych ziarn austenitu, mimo że ziarno oceniane metalograficznie jest drobne [9].

Często udarność stali wiąże się z wielkością ziarna austenitu tworzącego się podczas ostatniego nagrzewania przed hartowaniem. W przypadku stali ulepszonych cieplnie nie jest to twierdzenie ścisłe. Badania ostatnich lat wykazały, że właściwości mechaniczne stali nie zależą bezpośrednio od wielkości ziarna austenitu, ale od budowy martenzytu, która uwarunkowana jest wielkością ziarna austenitu, z którego powstał. A zatem na właściwości mechaniczne stali wpływa „efektywna wielkość ziarna”, czyli wielkość obszaru ograniczonego granicami wysokokątowymi [10]. Obszarami takimi są bloki kryształów martenzytu, których wielkość nie odpowiada, ale może być proporcjonalna do wielkości wyjściowych ziarn austenitu. Przy takim stanie rzeczy wpływ wielkości ziarna austenitu na udarność stali w stanie ulepszonym cieplnie zaznacza się wyraźnie wówczas, gdy różnice w wielkości ziarn wynoszą kilka numerów skali ASTM. Potwierdziły to wyniki własnych badań [11, 12]. W przypadku, gdy wielkość ziarna austenitu regulowano wstępną obróbką cieplną, a ostatnie hartowanie prowadzono przy jednakowej temperaturze, nie stwierdzono różnic w wartościach udarności. Bowiem w tych przypadkach podstruktury martenzytu nie wiele różniły się od siebie. Jeżeli natomiast po wstępnym wygrzaniu przy różnych temperaturach nie prowadzono obróbki „regenerującej”, czyli hartowania przy jednakowej temperaturze, to podstruktura martenzytu była w dużym stopniu zróżnicowana i różnice w udarności były wyraźne.

Na udarność stali w stanie ulepszonym cieplnie wpływa silnie niejednorodność ziarna. Ze wzrostem niejednorodności wyraźnie obniża się udarność. Wpływ ten w wielu przypadkach jest silniejszy niż wpływ wielkości jednorodnego ziarna. Oznacza to, że udarność stali o średnio drobnym a niejednorodnym ziarnie może być znacznie niższa niż stali o dużym, ale jednorodnym ziarnie [12, 13].

Wyraźny wpływ na udarność stali wykazuje przebieg odpuszczania. Oprócz wzrostu udarności przy podwyższaniu temperatury odpuszczania w wielu stalach obserwuje się nienormalny spadek udarności po odpuszczeniu w pewnym zakresie temperatur, nazywane kruchością odpuszczania. Spadkowi udarności nie towarzyszą anormalne zmiany innych właściwości mechanicznych i zależny jest on od gatunku stali, jej czystości oraz temperatury i czasu odpuszczania.

W zależności od temperatury odpuszczania może wystąpić kruchość nieodwracalna i odwracalna. Kruchość nieodwracalna występuje po odpuszczaniu w zakresie temperatur 250÷400°C i związana jest z procesem wydzielania węglików przejściowych, a w stalach wysokowęglowych z małą lub średnią zawartością pierwiastków stopowych — również z przemianą austenitu szcążkowego [14]. Kruchość ta jest niezależna od szybkości chłodzenia, a jej usunięcie możliwe jest tylko przez zastosowanie powtórnego hartowania i odpuszczania w wyższej temperaturze.

Kruchość odwracalna występuje po odpuszczaniu w zakresie ok. 400÷600°C lub w temperaturach ponad 600°C z następnym powolnym chłodzeniem. Występuje ona tylko w niektórych gatunkach stali stopowych konstrukcyjnych, a w szczególności w stalach chromowych, manganowych,

chromowo-manganowych, chromowo-niklowych i chromowo-wanadowych. Stale węglowe oraz stale zawierające ponad 0,2% Mo nie są wrażliwe na ten rodzaj kruchości. Kruchość odwracalną można usunąć przez odpuszczanie w temperaturze powyżej 600°C i szybkie chłodzenie. Co do przyczyn występowania kruchości odwracalnej nie ma ujednoczonych poglądów. Ogólnie przyjmuje się [15], że jest ona wynikiem segregacji po granicach ziarn pierwiastków śladowych i zanieczyszczeń jak: P, Sb, As, Sn. Niektóre pierwiastki stopowe (Cr, Mn) sprzyjając tej segregacji czynią stal wrażliwą na kruchość odpuszczania, inne natomiast (Mo, W) jej przeciwdziałają.

Zasadniczy wpływ na udarność stali wykazuje stan warstwy wierzchniej próbki. Zmiana składu chemicznego warstwy powierzchniowej przy obróbce cieplno-chemicznej, pokryciu stali powłokami metalicznymi, powierzchniowa obróbka plastyczna (śrutowanie, rolowanie), rysy pochodzące od obróbki skrawaniem zmniejszają udarność stali.

W przypadku nawęglania największe obniżenie się udarności obserwuje się w stali o miękkim rdzeniu (wysoko odpuszczonych), natomiast w stali z twardym rdzeniem wpływ nawęglania można pominąć [3]. Ze zwiększeniem grubości warstwy azotowanej maleje udarność [2].

Obecność warstwy odwęglonej zwiększa udarność stali. Wpływ ten jest wyraźniejszy dla stali o twardym i kruchym rdzeniu i znacznie mniejszy dla stali o dużej plastyczności [3].

Dodatni wpływ gładkości powierzchni na udarność jest większy dla stali twardej i znacznie mniejszy dla miękkiej. Stopień wpływu gładkości powierzchni zmniejsza się przy przejściu do wyższych klas gładkości, zwykle powyżej 9 klasy. Dlatego dalsze zwiększenie gładkości powierzchni w celu zwiększenia udarności jest niecelowe [3].

Zgniot na zimno w przypadku małych odkształceń powstałych podczas przeciągania powoduje przesunięcie przejściowej temperatury kruchości do zakresu wyższych temperatur, a w przypadku dużych odkształceń — do zakresu niższych temperatur. Natomiast w przypadku zgniotu powstałego podczas ściskania, temperatura przejściowa przesunęła się zawsze od zakresu niższych temperatur [1].

Zależność udarności od kształtu i wymiarów próbek oraz części

Udarność zależna jest w dużym stopniu od wielu czynników konstrukcyjnych, czyli od kształtu i wymiarów części. Stwierdzić to można w przypadku zmiany kształtu i wymiarów próbek. Dlatego porównywać można tylko te wyniki pomiaru udarności, które były otrzymane na identycznych próbkach.

Zwiększenie wysokości próbki przy stałej szerokości powoduje zwiększenie udarności. Zwiększenie szerokości przy stałej wysokości nie wywiera tak wyraźnego wpływu jak zwiększenie wysokości. Optymalny stosunek szerokości do wysokości próbki (stosunek zabezpieczający najlepsze wykorzystanie materiału) dla różnych gatunków stali i różnych karbów przy obciążeniu udarowym waha się w granicach $0,35 \div 0,40$ [16].

Wyraźnie na udarność wpływa także zmiana przekroju poprzecznego próbki. Usunięcie części materiału z boku próbki, czyli otrzymanie w przybliżeniu przekroju dwuteowego, gwałtownie obniża udarność. Zmiana przekroju kwadratowego na ośmiokątny lub nawet usunięcie krawędzi obszaru ściskania lub rozciągania wyraźnie podwyższa udarność [3].

W większym stopniu niż kształt i wymiary próbek na udarność wpływa kształt i wymiary karbów. Przy jednakowej głębokości karbu i jednakowym promieniu zaokrąglenia rodzaj karbu (w kształcie litery U, dziurki od klucza i w kształcie litery V) nie wpływa wyraźnie na udarność. Decydujący wpływ wywiera natomiast promień zaokrąglenia i głębokość karbu. Zmniejszenie promienia zaokrąglenia i zwiększenie głębokości karbu, niezależnie od jego kształtu, może doprowadzić do przejścia metalu ze stanu ciągliwego w stan kruchy [3].

Na udarność wpływ ma nie tylko rzeczywista wysokość próbek w osłabionym przekroju, lecz i wysokość karbu próbki. Zmniejszenie wysokości próbki tylko w okolicy karbu przez usunięcie materiału ułatwia proces odkształcenia plastycznego, powodując podwyższenie udarności przy nie zmienionym przekroju czynnym próbki. Oznacza

to, że im większy kąt rozwarcia karbu V przy stałym promieniu zaokrąglenia i wysokości, tym większa udarność.

Dowolna mechaniczna wielkość jest tylko wtedy charakterystyką materiału, jeżeli jej wartość jest niezależna od wymiarów próbek, na których ją określono. Interesujące staje się więc zagadnienie w jakim stopniu wyniki otrzymane przy próbie udarności można odnosić do danego materiału, czyli czy w przypadku udarności obowiązuje prawo podobieństwa, któremu podlegają właściwości mechaniczne określane przy badaniach statycznych (granica wytrzymałości).

Przeprowadzone badania wykazały, że przy badaniu próbek z karbem nie obowiązuje prawo podobieństwa, bowiem stosunek pracy potrzebnej do zniszczenia próbki dla różnych stali jest większy od stosunku ich pól przekroju i mniejszy od stosunku objętości. Wobec tego brak jest jakiegokolwiek uzasadnionej metody obliczeń konstrukcyjnych, w których w sposób bezpośredni wykorzystano by udarność. Udarność jest więc właściwością materiału umowną, odnoszącą się do określonych próbek i określonego sposobu jej mierzenia.

Zmiana przebiegów procesów technologicznych, głównie przeróbki plastycznej i obróbki cieplnej, jest bardziej czuła na działanie obciążeń dynamicznych niż statycznych, dlatego badanie udarności ma uzasadniony sens przy ocenie przebiegu procesu technologicznego oraz przy wykrywaniu występowania kruchości materiału. Poza tym, na próbkach z karbem może być zupełnie dobrze określona wrażliwość materiału na działanie karbu. Wynika z tego, że w realnych konstrukcjach ten sam materiał może wykazywać różną udarność.

Wobec stwierdzenia wielu ograniczeń przy interpretacji wyników próby udarności, należałoby przeanalizować wiele warunków technicznych pod względem celowości wymagania przez nie określania udarności.

W odróżnieniu od próby udarności przy udarowym zginaniu próbek bez karbu obowiązuje prawo podobieństwa [3]. W tym przypadku otrzymane charakterystyki wytrzymałościowe materiału są proporcjonalne do wskaźników wytrzymałości na zginanie. Próba ta może dać więcej informacji nie tylko technologowi, ale również konstruktorowi i powinna wypierać z warunków technicznych próby udarności, zwłaszcza że nie wymaga ona specjalnych urządzeń.

Wnioski

• Udarność zależy nie tylko od gatunku stali i jej struktury, ale także od sposobu jej pomiaru i rodzaju zastosowanych próbek. Dlatego otrzymane wyniki mogą być porównywalne tylko wówczas, gdy otrzymane były na jednakowych próbkach i w jednakowych warunkach.

• Udarność jest umowną charakterystyką materiału, gdyż nie podlega prawu podobieństwa. Oznacza to, że jej wartość dla tego samego materiału zależna jest od wielkości i kształtu próbek oraz części. Nie może być więc wielkością miarodajną dla konstruktora. Główne zastosowanie próby udarności ogranicza się do sprawdzenia przebiegów procesów technologicznych obróbki cieplnej i plastycznej oraz do wykrywania występowania kruchości materiału.

• Ograniczona możliwość wykorzystania wyników próby udarności w praktyce produkcyjnej sugeruje przeanalizowanie warunków technicznych o słuszności żądania przez nie sprawdzania udarności stali. Wobec bardziej miarodajnych wyników tak dla technologa, jak i konstruktora otrzymanych z próby gięcia udarowego, zalecane jest wprowadzenie tych badań do praktyki produkcyjnej.

LITERATURA

1. S. KATARZYŃSKI, S. KOCANDA, M. ZAKRZEWSKI: Badanie własności mechanicznych metali. WNT, Warszawa, 1969 r.
2. Werkstoffprüfung von Metallen, Veb Deutscher Verlag für Grundstoffindustrie, Leipzig, 1963 r.
3. G. I. POGODIN-ALEKSIEJEW: Wytrzymałość dynamiczna i kruchość metali (tłum. z ros.). WNT, Warszawa, 1969 r.
4. A. MACIEJNY: Kruchość metali. Śląsk, Katowice, 1973 r.
5. J. A. SZULTE: Chłodnostoikijie stali. Miałurgija, Moskwa 1970 r.

6. L. N. DAWYDOWA: Swoistwa konstrukcyjnych stalej rafinowanych syntetycznymi szlakami. *Metalurgija*, Moskwa, 1969 r.
7. Elektroszlakowyj pierieplaw (tłum. z ang.). *Naukowa Dumka*, Kijew, 1974 r.
8. M. GLIWA: Wpływ odkształcenia plastycznego na gorąco na własności mechaniczne stali 18H2N4WA. *Met. i Obróbka Ciepłna*, 1978, nr 33, s. 5-9.
9. M. GLIWA: Wpływ obróbki cieplnej na własności mechaniczne stali 18H2N4WA. *Met. i Obróbka Ciepłna*, 1978, nr 32, s. 7-12.
10. A. KAMADA, N. KOSHIZUKA: Effect of austenit grain size and C content on the substructure and Toughness of tempered martensite and bainite. *Trans. Iron Steel Ins.*, Japan, t. 16, 1978, nr 8, s. 407-416.
11. M. GLIWA, J. KOPEĆ: Udarność stali 18H2N4MA w różnych stanach obróbki cieplnej. *Met. i Obróbka Ciepłna*, 1980, nr 44, s. 2-5.
12. M. GLIWA: Wpływ różnoziarnistości i wielkości ziarna na udarność stali konstrukcyjnych. *Wiadomości Hutnicze*, 1980, nr 7, s. 219-223.
13. A. P. GULAJEW, L. N. SEREBRENNIKOW: Wlijanije raznoziarnitosti na mechaniczeskije swoistwa stali. *Metall. i Termicz. Obrab. Metalow*, 1977, nr 4, s. 2-5.
14. Obróbka cieplna stopów żelaza. *Poradnik Inżyniera*, WNT, Warszawa, 1977 r.
15. F. W. STRASSBURG, K. SCHEFFLER: Anlassprögigkeit in vergeteten Baustählen. *Das Industrieblatt*, 1962, nr 9, s. 531-536.
16. Nowyje metody ocenki soprotiwlenija metalow chrupkom razruszeniju (przekł. z ang.). *Mir*, Moskwa, 1972 r.

EO/228/K/83

cd. ze s. 32

CONTENTS

DĄBROWSKI K.: Light seaplane and amphibians (II). *TłiA*, vol. XXXVIII, 1983, No. 2, p. 5

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

MORAWSKI J.: Selected problems of flight simulation for training purpose (II). *TłiA*, vol. XXXVIII, 1983, No. 2, p. 9

In Part II of the paper the main factors provieling the similarity between real and simulated flight are discussed. Main stress has been put on visual and motion cues and corresponding simulator subsystems.

FOLTA M.: Computing of critical speed values of a turbine engine by means of a transient matrix. *TłiA*, vol. XXXVIII, 1983, No. 2, p. 12

An application of the transient matrix method for computing of critical speed values of a turbine has been presented in this paper. The deflection and moment of inertia values determined with the finite element method have been used in the cited example calculations. The results of calculations obtained for two engine versions illustrate the influence of stiffness of the front engine support and of the combustion chamber shield on the critical speed values.

SMOLEŃSKI J.: Basic function of an airport (I). *TłiA*, vol. XXXVIII, 1983, No. 2, p. 23

The basic function of an airport as a place where a passenger or cargo is shifted from a ground transport means to an airborne one or vice versa as well as tasks fulfilled by the manoeuvring area, airport buildings and the adjacent grounds, have been analysed.

GLASS A.: Designs of the PZL-103 and the PZL M-8 Pelikan metal gliders. *TłiA*, vol. XXXVIII, 1983, No. 2, p. 30

A single-seat standard-class metal glider, designed at WSK-Okecie in 1959, and the PZL M-8 Pelikan double-seat glider for basic training, designed at WSK-Mielec in 1960, have been described.

ZUSAMMENFASSUNGEN

DĄBROWSKI K.: Leichte Wasserflugzeuge und Amphibienflugzeuge (II). *TłiA*, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 2, S. 5

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

MORAWSKI J.: Einige Probleme der Flug-simulierung für die avionische Übung (II). *TłiA*, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 2, S. 9

Der zweite Teil des Aufsatzes ist der Analyse von Faktoren gewidmet, die für die Ähnlichkeit zwischen dem simulierten und dem realen Flug ausschlaggebend sind. Besondere Aufmerksamkeit wird der Simulierung der Scheindrücke (äusserliche Bildgestaltung) und der Beschleunigung geschenkt.

FOLTA M.: Berechnung der kritischen Drehzahlen eines Turbinenmotors mit Hilfe der Übergangsmatrix. *TłiA*, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 2, S. 12

In dem Beitrag wird die Anwendung der Übergangsmatrix-Methode zur Berechnung der kritischen Drehzahlen eines Turbinenmotors dargestellt. In dem angeführten Berechnungsbeispiel werden Werte für die Durchbiegung und die Trägheitsmomente ausgenutzt, die mit der Methode der endlichen Elemente ermittelt wurden. Die Ergebnisse der Berechnungen für zwei Motorabarten stellen den Einfluss der Steifigkeit der Vorderstütze des Motors und der Verbrennungskammer-Abdeckung auf die kritischen Drehzahlwerte dar.

SMOLEŃSKI J.: Hauptfunktionen eines Flughafens (I). *TłiA*, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 2, S. 23

Es wird die Analyse der Hauptfunktion eines Flughafens als Übergangsortes von Boden — zu Lufttransportmitteln und umgekehrt sowie der Aufgaben für das Startfeld, den Hafenaufbau und das Flugfeld-Aussengelände durchgeführt.

GLASS A.: Projekte von Metall-Segelflugzeugen PZL-103 und PZL-M8 Pelikan. *TłiA*, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 2, S. 30

In dem Beitrag werden das einsitzige Metall-Segelflugzeug der Klasse Standard, entworfen 1959 in WSK-Okecie, sowie das doppelsitzige Schul- und Trainings-Segelflugzeug PZL-M8 Pelikan, entworfen 1960 in WSK-Mielec, beschrieben.

СОДЕРЖАНИЯ

ДОМБРОВСКИ К.: Легкие гидросамолеты и амфибии (II). *ТлиА*, т. 38, 1983 г., № 2, с. 5.

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

МОРАВСКИ Е.: Некоторые проблемы симуляции полета для тренировки летчиков (II). *ТлиА*, т. 38, 1983 г., № 2, с. 9

Вторая часть статьи посвящается анализу фактов, которые определяют подобие между симулированным и реальным полетом. Особое внимание посвящается симулированию зрительных впечатлений и симулированию ускорений.

ФОЛТА М.: Расчет критических вращательных скоростей газотурбинного двигателя с помощью матриц перехода. *ТлиА*, т. 38, 1983 г., № 2, с. 12

В статье указано применение метода матриц перехода для расчета критических вращательных скоростей газотурбинного двигателя. В числовом примере используются величины прогибов и моментов инерции, рассчитанные с помощью метода конечных элементов. Результаты расчетов, которые выполнены для двух вариантов двигателя, иллюстрируют влияние жесткости передней опоры двигателя и кожуха камеры сгорания на величину критически вращательных скоростей.

СМОЛЕНЬСКИ Е.: Основные задачи аэропорта (I). *ТлиА*, т. 38, 1983 г., № 2, с. 23

Приводится анализ основной задачи аэропорта, как места где происходит переход от воздушных транспортных средств к колесным и обратно, а также роли, которую выполняют летное поле, постройки аэропорта и его окрестности.

ГЛЯСС А.: Проекты металлических планеров ПЗЛ-103 и ПЗЛ-М8 Пеликан. *ТлиА*, т. 38, 1983 г., № 2, с. 30

Описываются проекты: одноместного металлического планера стандартного класса — разработанный в 1959 г. на заводе ВСК-Океце и двухместного учебно-тренировочного планера ПЗЛ-М8 Пеликан — разработанный в 1960 г. на заводе ВСК-Мелец.

Projekty szybowców metalowych PZL-103 i PZL M-8 Pelikan

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Istniejące od 1957 r. biuro konstrukcyjne OKP-3 w WSK-Okęcie, kierowane przez mgr inż. Stanisława Lassotę, po zakończeniu projektowania samolotów PZL-101 Gawron i PZL-102 Kos stanęło przed problemem dalszych tematów pracy. Wówczas w 1959 r. powstały projekty szkicowe dwóch lekkich dwusilnikowych samolotów dyspozycyjno-wielozadaniowych: jednokadłubowego projektu mgr inż. S. Lassoty i dwubelkowego projektu mgr inż. Ryszarda Orłowskiego, dwa projekty szkicowe motoszybowców jednosilnikowych opracowane przez mgr inż. Janusza Drozdowskiego i dwa projekty wstępne metalowych szybowców opracowane przez mgr inż. Ryszarda Orłowskiego i mgr inż. Zdzisława Lewalskiego. Ponieważ największe nadzieje wzbudzał projekt szybowca klasy standard, przystąpiono do opracowania jego dokumentacji konstrukcyjnej — poświęcając na ten cel ok. 30 tys. roboczogodzin. Projekt ten otrzymał oznaczenie PZL-103.

PZL-103

Konstrukcja metalowa szybowca wynikała zarówno z możliwości zakładu, jak i zainteresowania w owym czasie Aeroklubu PRL szybowcami metalowymi o dużej odporności na warunki atmosferyczne. Równocześnie spodziewano się, że taki szybowiec mógłby znaleźć zbyt w Związku Radzieckim, gdzie aeroklubom potrzebny był sprzęt odporny na przechowywanie w warunkach dużej wilgotności. Kształty szybowca były zbliżone do Muchy Standard, jednak przyjęto mniejszą powierzchnię nośną, profil laminarny pozwalający na uzyskanie większej doskonałości, usterzenie motylkowe i mniejszą długość kadłuba. Choć szybowiec określany był jako metalowy, miał część konstrukcji skorupowej duralowej, część spawanej z rur stalowych i część z tworzyw sztucznych (w zasadzie z laminatu szklanego).

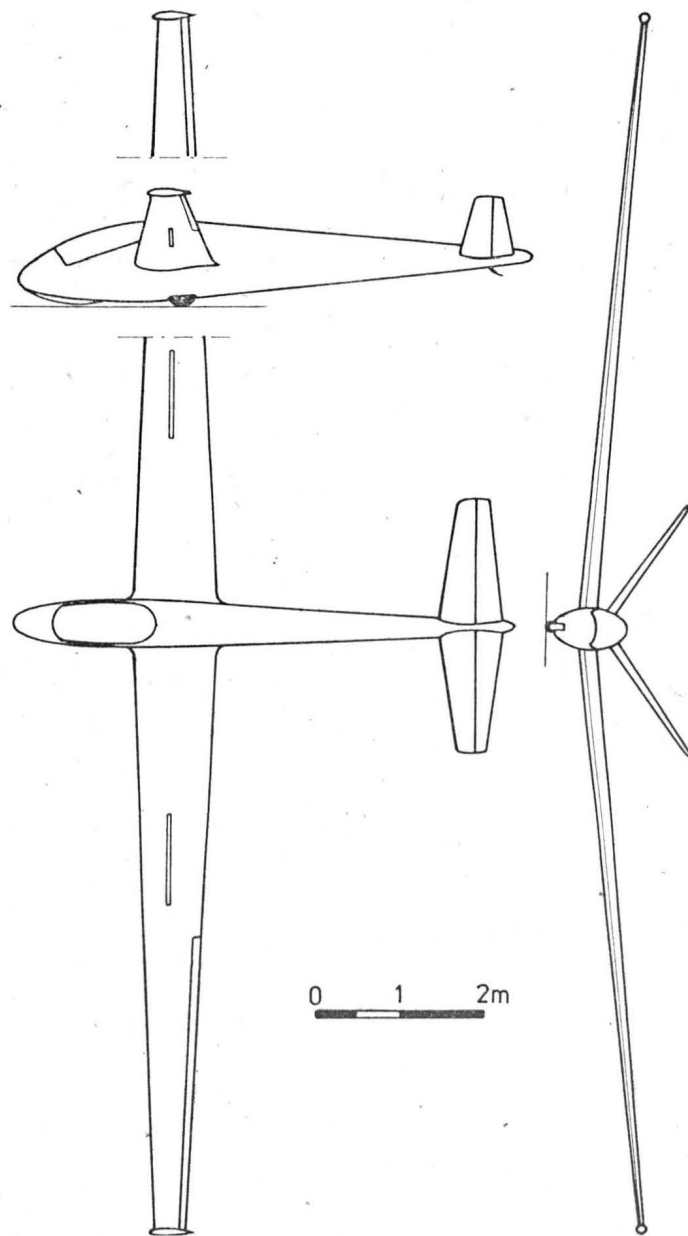
Oceniając rozwiązanie konstrukcyjne zbudowanego w tym czasie w Mielcu szybowca Pliszka, z dużą liczbą nitowanych podłużnic w kesonie, jako zbyt pracochłonne — konstruktorzy zaprojektowali keson skrzydła jako skorupowy (a nie półskorupowy), czyli z grubej blachy, bez podłużnic. Według wyliczeń przy tej samej masie co dla konstrukcji półskorupowej, można było uzyskać wymaganą sztywność przez zastosowanie blachy o odpowiednio dużej grubości. Było to ogromne uproszczenie produkcyjne. Płat był jednodźwigarowy. Zadźwigarowa jego część miała szkielet (żebra, krawędź spływu) z kształtowników duralowych, zaś pokrycie z płyt laminatowych lub nitowanej sklejki bakelitowej. Miało to zapewnić dużą wierność laminarnego profilu NACA 63,618 na odcinkach między żebrami. Lotki były bezszczelinowe, wychylane różnicowo, z kesonikiem i szkieletem duralowym, kryte płótnem. Hamulce aerodynamiczne z blachy duralowej, płytowe, wysuwane. Płat był dzielony w miejscu mocowania do kadłuba. Usterzenie motylkowe o niezależnym sterowaniu (kierunkowym i wysokości). Stateczniki skorupowe z blachy duralowej. Stery o szkielecie duralowym, kryte płótnem.

Przednia część kadłuba, sięgająca aż do okuć skrzydłowych, kratowa, spawana z rur stalowych, co stanowiło analogię do rozwiązania zastosowanego w samolocie PZL-102 Kos. Pokrycie tej części w postaci osłony z laminatu. Tylne części kadłuba duralowa, skorupowa, czyli z wręgami, lecz bez podłużnic. Osłona kabiny jednoczęściowa. Podwozie z płożą i kołem. Wyposażenie w przyrządy pokładowe: busola, prędkościomierz, wysokościomierz, dwa wariometry i zakrętomierz. Przewidziane miejsce na zabudowę radia i aparatury tlenowej.

Patrząc na ten projekt z perspektywy czasu — mógłby to być szybowiec lepszy od Muchy Standard i miał szanse powodzenia w przeciwieństwie do Pliszki, która jako szybowiec treningowy o niewysokich osiągnięciach była spóźniona

w stosunku do czasów w jakich powstała. Oceniając dane techniczne szybowca PZL-103 należy uznać, że masa własna została założona zbyt optymistycznie. Masa własna przekroczyłaby założone 176 kg i wyniosłaby raczej 210 ÷ 230 kg. Nie wpłynęłoby to na doskonałość, a tylko spowodowałoby wzrost prędkości optymalnej, zwiększając zalety szybowca. Natomiast wzrost prędkości minimalnej nawet do 70 km/h i opadania do 0,70 m/s byłyby do przyjęcia. Prawdopodobnie na szybowcu zabudowanoby zbiorniki gumowe na wodę, znajdując na nie miejsce w kesonie skrzydeł.

Brak zamówienia na PZL-103 spowodował wstrzymanie prac konstrukcyjnych, gdy dokumentacja była na ukończeniu. Do budowy prototypu nie doszło.



Rys. 1. Szybowiec PZL-103

Dane techniczne

Rozpiętość	14,96 m	Obciąż. po-	
Długość	6,20 m	wierzchni	23,9 kg/m ²
Wysokość	1,83 m	Wsp. obc.	
Pow. nośna	11,13 m ²	dopuszcz.	+6/-3
Wydłużenie	20,1	doskonałość	32
Masa własna	176 kg	przy prędk. opt.	76 km/h
Masa użyteczna	90 kg	Opadanie min.	0,62 m/s
Masa całkowita	266 kg	przy prędk. ekon.	72 km/h
Prędk. dop. nurk.	250 km/h	Prędk. min.	62 km/h

Równoległe z projektem szkicowym PZL-103 był opracowany projekt szybowca popularnego o konstrukcji analogicznej do PZL-103. Różnił się wymiarami, a stąd masą i osiąganiami.

Dane techniczne

Rozpiętość	11,0 m	Współcz. obc.	
Długość	5,0 m	dopuszcz.	+4,5/-5
Wysokość	1,5 m	doskonałość	25
Pow. nośna	3,1 m ²	przy prędk. optym.	73 km/h
Wydłużenie	15	Opadanie min.	0,65 m/s
Masa własna	112 kg	przy prędk. ekon.	63 km/h
Masa całkowita	202 kg	Prędk. min.	60 km/h
		Prędk. dop. nurk.	200 km/h

Szybowiec ten mógłby spełniać rolę treningowo-akrobacyjnego, jak np. później zachodniemiecki Salto, pod warunkiem podwyższenia jego wytrzymałości. Jednak zapotrzebowanie na szybowce tej klasy jest niewielkie. Projekt można potraktować jako wstępny, gdyż jego rozwiązania konstrukcyjne były identyczne jak PZL-103.

PZL M-8 PELIKAN

W 1959 r. Aeroklub PRL wyraził zainteresowanie metalowym dwumiejscowym szybowcem szkolno-treningowym, który zostałby następcą Czapli i Bociana. Konstrukcja metalowa miała umożliwiać przechowywanie sprzętu pod gołym niebem oraz zapewnić większą trwałość (żywość) szybowców. Ogłoszone 2.10.1959 r. warunki techniczne określały, że ma to być szybowiec do szkolenia podstawowego, nauki wyższego pilotażu z pełną akrobacją i lotami bez widoczności ziemi (chmurowymi). Szybowiec miał umożliwiać całkowite wyszkolenie pilota od podstaw do kwalifikacji wyczynowych — z wyeliminowaniem typów pośrednich. Szybowiec dodatkowo miał służyć do wyczynowych lotów falowych i badań meteorologicznych. Dopuszczalne było zaprojektowanie motoszybowca spełniającego te warunki. Była to koncepcja mgr inż. Borysa Puzeja z APRL, chyba mało realna, zastąpienia wszystkich szybowców jednym typem — wyłączając szybowiec wysokowyczynowy na zawody. Wymagany był układ miejsc załogi w tandem oraz rozpiętość maks. 17 m, masa własna poniżej 300 kg, doskonałość 28 (minimalne 27) przy prędkości powyżej 80 km/h, opadanie min. poniżej 0,75 m/s, prędkość min. poniżej 65 km/h, współczynniki obciążenia dopuszczalnego +6/-3. Wersja szkolna od wyczynowej miała różnić się wyposażeniem. Dla wersji szkolnej obciążenie powierzchni maks. 25 kg/m².

Do APRL wpłynęły dwa projekty wstępne opracowane w okresie październik 1959 — kwiecień 1960 r.: SZD-27 Kormoran i PZL M-8 Pelikan. Do realizacji został wybrany Kormoran.

Projekt PZL M-8 Pelikan powstał w Ośrodku Konstrukcji Lotniczych WSK-Mielec. Konstruktorem prowadzącym był inż. Dzdzisław Żok, konstruktor jednomiejscowego metalowego szybowca treningowego PZL M-3 Pliszka, oblatanego wiosną 1959 r. Traktując Pliszkę jako zadanie szkoleniowe dla zespołu konstruktorów należy uznać, że zebrali pewne doświadczenia, które mogły pozytywnie oprocenować przy projektowaniu następnego szybowca czyli Pelikana.

Plat Pelikana był dwudzielny. Profil laminarny NACA 64₃-618. Dźwigar główny w 40% cięższy, pomocniczy w 85% oraz skośny dźwigar pomocniczy. U nasady konstrukcja dwudźwigarowa, przechodząca w półskorupową. Żebra co 500 mm. Pokrycie kesonu przedniego grubości 0,6÷0,8 mm, kesonu międzydźwigarowego usztywnione podłużniczkami, części spływowej żłobkowane grubości 0,4 mm. Hamulce aerodynamiczne płytowe, wysuwane. Lotki dwudzielne, kryte blachą. Napęd lotek linkami w kadłubie, popychaczami w płacie.

Przednia część kadłuba półskorupowa z wręgami i podłużnicami, kryta blachą 0,6÷0,8 mm. Przednia kabina ucznia, tylna konstruktora. Sterownice w obu kabinach. W przedniej kabine pedały regulowane. Przednia osłona kabiny otwierana na bok, tylna odsuwana do tyłu. Tylna część kadłuba w postaci skorupowej rury bezpodłużnicowej,

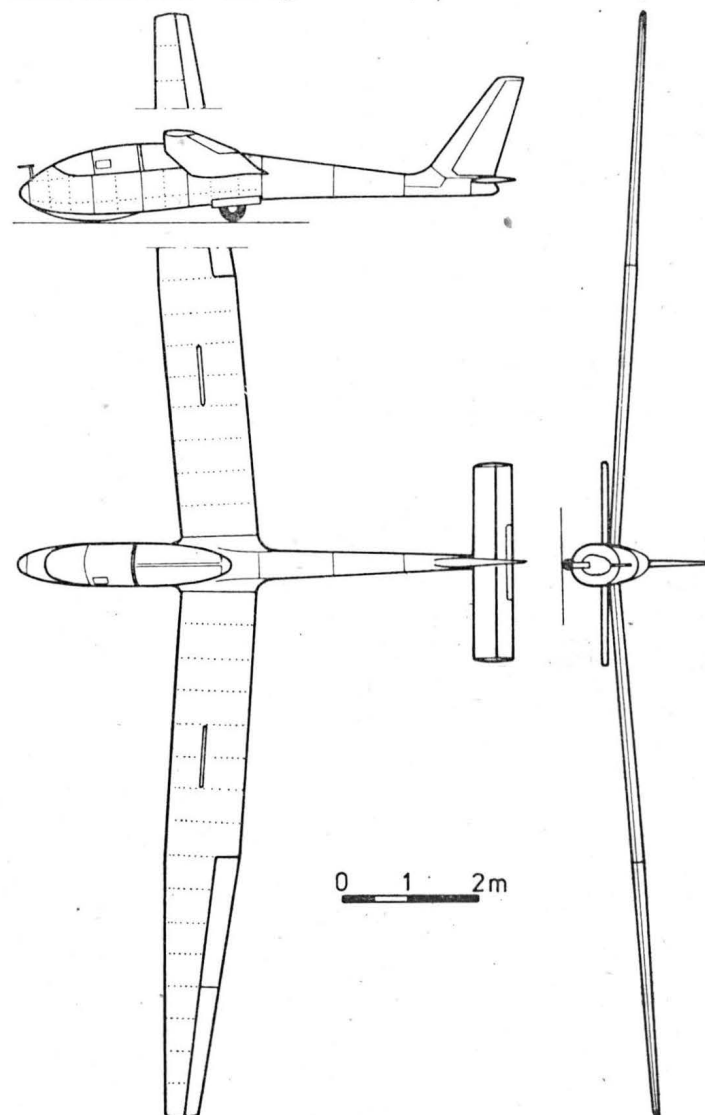
z blachy grubości 0,8÷1,0 mm. Tablica przyrządów wspólna dla obu pilotów, w wersji szkolnej szybowca wyposażona w: prędkościomierz, wysokościomierz, wariometr ±5 m/s, busolę i zakrętomiernik elektryczny, w wersji wyczynowej ponadto w wariometr ±30 m/s, chyłomierz podłużny, radiostację Teleport IV i aparaturę tlenową KP-12 z dwiema butlami 2 l.

Profil usterzenia NACA 0012-64. Statecznik poziomy dwudźwigarowy, pionowy jednodźwigarowy. Napęd steru wysokości — popychaczami, steru kierunku popychaczowo-linkowy.

Podwozie z chowanym kołem 350 × 150 mm z hamulcem i z amortyzatorem z krążków gumowych. Płoza jesionowa amercyzowana dętka. Płoza ogonowa. Zaczep przedni i dolny.

Dane techniczne

Rozpiętość	16,8 m	doskonałość	29,4
Długość	7,7 m	przy prędk. opt.	81 km/h
Wysokość	2,3 m	Opadanie	0,69 m/s
Powierzchnia nośna	16,8 m ²	przy prędk. ekon.	69 km/h
Wydłużenie	16,8 m	Prędkość min.	63 km/h
Masa własna	270 kg	Prędk. dop. nurk.	250 km/h
Masa użyteczna	150 kg	Współ. obc.	
Masa całkowita	420 kg	dopuszcz.	+6/-4



Rys. 2. Szybowiec PZL M-8 Pelikan

W powyższych danych masa własna została przyjęta zbyt optymistycznie. Czechosłowacki Blanik miał 307 kg, zaś Kormoran aż 385 kg. Jeśli masa własna Pelikana była nawet tego rzędu co Bociana, czyli 325 kg, to szybowiec przy masie całkowitej ok. 500 kg mógłby spełnić swe zadanie. Realizacja prototypu Kormorana, zamiast Pelikana, była błędem. Bowiem SZD nie miał doświadczenia w konstrukcjach metalowych, zaś Mielec zebrał je już przy Pliszce. Ponadto wykonanie oprzyrządowania do budowy Kormorana w zakładzie budującym konstrukcje drewniane było trudne i kosztowne.

Adres dla korespondencji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5, 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

	Str.
A. Glass: Problemy konstruktorów amatorów	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Wypadki aerobusów 1973-1982; Wypadki w lotnictwie cywilnym RFN 1980-1981	4
K. Dąbrowski: Lekkie wodnosamoloty i amfibie (II)	5
J. Morawski: Niektóre problemy symulacji lotu do treningu lotniczego (II)	9
M. Folta: Obliczenie krytycznych prędkości obrotowych silnika turbinowego za pomocą macierzy przejścia	12
KARTOTEKA TLiA: Sorrel SNS-7 Hiperbipe — USA	15
Cessna Cutlass RG — USA	17
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Układy sterowania	19
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Elementy instalacji elektrycznej samolotu (I) Doc. dr inż. Zdzisław Brodzki (1912-1982) (LUDZIE POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) :	20
PROJEKTY: Robin ATL — Francja	22
PROTOTYPY: Jak-55 — ZSRR	22
J. Smoleński: Podstawowe funkcje portu lotniczego (I)	23
M. Gliwa: Ocena stali na podstawie próby udarowości (MAGAZYN TECHNOLOGA PRZEMYSŁU LOTNICZEGO I SILNIKOWEGO)	26
A. Glass: Projekty szybowców metalowych PZL-103 i PZL M-8 Pelikan (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	30
NOWOŚCI TECHNICZNE: Nowa metoda uzyskiwania proszków metali II okł.	
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	III okł.
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	III okł.
Na okładce: Samoloty Caudron G-445 Goeland i Fw-56 Weihe — rys. K. Cieślak	

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

mgr inż. K. Dąbrowski, dr inż. A. Gołdźnowski, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz

Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Głruński, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (zca przew.), mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kotodziński, doc. dr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Mikłuszka, mgr inż. A. Místorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujszo, mgr inż. Z. Stanekiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Woliński, mgr inż. M. Zawadzki

WYDAWNICTWO



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

CZASOPISMA I KSIĄŻKI TECHNICZNYCH

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1. W-wa. Zam. 1314-1300-82. Nakład 5400 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. M-92. Cena pojedynczego egz. zł 60,—

Prenumerata roczna zł 720,—

INDEKS 37909

DĄBROWSKI K.: Lekkie wodnosamoloty i amfibie (II). TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 2, s. 5

W artykule omówiono obecne zapotrzebowanie na lekkie wodnosamoloty i amfibie, zagadnienia techniczne przebudowy samolotu lądowego na wodnosamolot pływakowy, a także problemy formalne i organizacyjne eksploatacji wodnosamolotów. Rozpatrzono też celowość i możliwości użytkowania lekkich wodnosamolotów w Polsce.

MORAWSKI J.: Niektóre problemy symulacji lotu do treningu lotniczego (II). TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 2, s. 9

Część II artykułu poświęcona jest analizie czynników warunkujących podobieństwo między lotem symulowanym a rzeczywistym. Szczególną uwagę poświęcono symulacji wrażeń wzrokowych (zobrazowanie zewnętrzne) oraz symulacji przyspieszeń.

FOLTA M.: Obliczenie krytycznych prędkości obrotowych silnika turbinowego za pomocą macierzy przejścia. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 2, s. 12

W artykule przedstawiono zastosowanie metody macierzy przejścia do obliczeń krytycznych prędkości obrotowych silnika turbinowego. W przytoczonym przykładzie obliczeniowym wykorzystano wartości ugięć i momentów bezwładności wyznaczone metodą elementów skończonych. Wyniki obliczeń przeprowadzonych dla dwóch wariantów silnika ilustrują wpływ sztywności przedniej podpory silnika i osłony komory spalania na wartości krytycznych prędkości obrotowych.

SMOLEŃSKI J.: Podstawowe funkcje portu lotniczego (I). TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 2, s. 23

Zanalizowano podstawową funkcję portu lotniczego jako miejsca zmiany środka transportu z naziemnego na powietrzny i odwrotnie oraz zadań, jakie spełnia pole wzlotów, zabudowa portu i teren przylotniskowy.

GLIWA M.: Ocena stali na podstawie próby udarowości. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 2, s. 26

Omówiono wpływ czynników materiałowych i związanych z przeprowadzeniem próby na udarność stali. Przeanalizowano możliwość wykorzystania wyników próby udarowości w praktyce, jak również celowość jej stosowania do oceny stali.

GLASS A.: Projekty szybowców metalowych PZL-103 i PZL M-8 Pelikan. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 2, s. 30

Opisano jednomiejscowy szybowiec metalowy PZL-103 klasy standard zaprojektowany w 1959 r. w WSK-Okecie oraz dwumiejscowy szybowiec szkolno-treningowy PZL M-8 Pelikan zaprojektowany w 1960 r. w WSK-Mielec.

XX/VIII Kongres Techników Polskich

Scenariusz XX/VIII Kongresu Techników Polskich przewidywał, że pierwszego dnia odbędzie się akademia i wręczenie odznaczeń zasłużonym technikom, drugiego — dyskusje w specjalistycznych zespołach i opracowanie projektu uchwały, trzeciego — plenarne obrady i zamknięcie zjazdu.

Spraw ściśle lotniczych nie udało się poruszyć, lecz przedstawiciele naszej branży zainteresowała zwłaszcza tematyka wykorzystania polskiej myśli technicznej i kadr oraz rola i zadania ruchu środowisk technicznych.

W wystąpieniach dotyczących problemów środowiska technicznego dominowało zaniepokojenie upadkiem prestiżu zawodu, obecnym marazmem w ruchu inżynierskim, niedostatecznym wpływem środowiska na własne sprawy. Narzekano na małe zainteresowanie członków życiem stowarzyszeniowym oraz na przeszkody, które wprowadza stan wojenny. Sporo słów krytyki padło pod adresem NOT jako federacji 20 stowarzyszeń, której nie tylko rola, lecz i istnienie bywa przedmiotem dyskusji.

Ważkim zagadnieniem w obecnym stanie naszej gospodarki jest konieczność zmniejszenia rekrutacji na studia inżynierskie. Nie stać nas na kosztowne kształcenie, gdy zdobyta wiedza nie jest wykorzystana. Środowisko inżynierów i techników nie chce pogodzić się z minimalizacją programu wychodzenia z kryzysu, z powolnym tempem tego procesu i proponowanymi metodami.

Zespoły problemowe do rana pracowały nad ujęciem w uchwale zgłoszonych wniosków. Treść uchwały, którą w skrócie przedstawimy w następnym numerze *TLiA*, jest dość konkretna. Oby jednak nie została tylko na papierze.

Komunikat nr 1/82

Do członków Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP został rozesłany komunikat informacyjny (z datą 5 lipca 1982 r.). W komunikacie podano działalność Prezydium Zarządu SL po ostatnim, siódmym plenarnym zebraniu Zarządu oraz wymieniono sprawy omówione na siedmiu kolejnych posiedzeniach członków Prezydium. Poinformowano również o tematyce obrad na wspólnym zebraniu prezydium Sekcji Lotniczej SIMP i Sekcji Głównej Lotniczej SITK w dniu 30 kwietnia 1982 r.

Sprawa jakości

Jak już wielokrotnie sygnalizowaliśmy, sprawa właściwej jakości produkcji lotniczej stanowi przedmiot stałej troski i działań Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP. Aktualne jest więc przytoczenie kilku stwierdzeń dyr. J. Ordona z Polskiego Komitetu Normalizacji, Miar i Jakości wypowiedzianych z okazji rozmowy z przedstawicielami *Życia Warszawy*.

Jednym z celów działania organizacji normalizacyjnej (poza ekonomią produkcyjną) jest bezpieczeństwo urządzeń i sprzętu, a więc ochrona życia i zdrowia ludzkiego. W polskiej reformowanej gospodarce wzrasta rola normalizacji w uzyskiwaniu niezbędnej jakości produkcji. W stosunku do tych, którzy nie przestrzegają norm przewidziane są kary administracyjne, grzywny, a nawet areszt.

PKN MiJ dokłada starań, aby wyroby były badane z maksymalną skrupulatnością i niezbędnymi urządzeniami i narzędziami. Obowiązującym dżędzatem jest, aby wymogi norm w żadnych okolicznościach nie

ulegały obniżeniu. W lotnictwie stanowi to często o ludzkim życiu.

Równocześnie informujemy, że prezes Polskiego Komitetu Normalizacji, Miar i Jakości podjął ostatnio decyzję o nadaniu naszemu Stowarzyszeniu uprawnień do prowadzenia badań jakości. SIMP przystąpił do niezbędnych działań organizacyjnych, a Zespół Ośrodków Doskonalenia Kadr opracował już następujące dokumenty:

- instrukcja w sprawie trybu i sposobu kwalifikowania jakości wyrobu,
- obszar działania i źródła finansowania Zespołu Ośrodków Kwalifikacji Jakości Wyrobów SIMP (ZOKJW SIMP),
- regulamin i schemat organizacyjny Zespołu (ZOKJW SIMP).

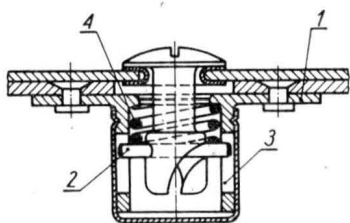
Jest konieczne, aby koła i oddziały Sekcji Lotniczej SIMP w zakładach lotniczych bezzwłocznie wystąpiły z inicjatywą powołania lotniczych ZOKJW.

Regulamin znaku jakości

Producent ubiegający się w Ośrodku SIMP o uzyskanie świadectwa uprawniającego do oznaczania wyrobu państwowym znakiem „Q” i „I”, znakiem bezpieczeństwa, znakiem potwierdzającym zgodność cech wyrobu z umową lub o wydanie opinii o jakości wyrobu w sferze przedprodukcyjnej na etapie prototypu względnie serii informacyjnej — występuje podobnie jak w innych przypadkach przyznawania znaków jakości z wnioskiem, a zespół uruchamia proces nadawania uprawnień do posługiwania się znakiem jakości. Opracowuje się wówczas program kwalifikacji i harmonogram prac niezbędnych do wydania oceny o jakości wyrobu i wydania orzeczenia o jego jakości.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania w Urzędzie Patentowym PRL wynalazek pt. **Zamek szybkoszłączny** (wynalazcy: R. H. Jeż i Z. Szczeciński). Wynalazek rozwiązuje za-



gadnienie opracowania takiej konstrukcji zamka, która zabezpiecza poprawne i sztywne połączenie części. Zamek stosuje się zwłaszcza do blach pokrywowych i pokryw wzniesionych statków powietrznych.

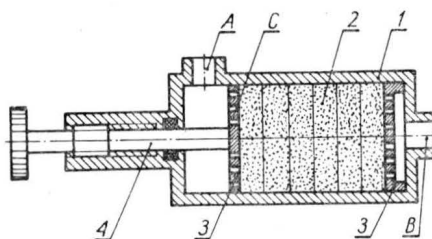
Gniazdo 1 zamka zabudowane w części stałej konstrukcji ma sprężynę 4 podpartą kołkiem 2, przesuwany w wycięciach 3.

Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 16/1980 r., w klasie F16B, pod nr F.218570T.

● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił do opatentowania wynalazek pt. **Dławik płynowy** (wynalazca A. Derkaczew). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie zabezpiecze-

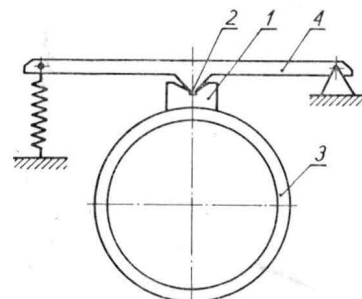
nia przed zatykaniem się kanału dławiącego i występowaniem kawitacji przy zachowaniu możliwości regulacji intensywności przepływu dławienia.

Dławik składa się z korpusu 1 z otworami: wlotowym A i wylotowym B oraz umieszczonego w nim sprężystego układu dławiącego 2 ograniczonego sztywnymi przekładkami 3, z przelotowymi otworami C. Korpus 1 wyposażony jest w nastawny element dociskający 4 oddziałujący mechanicznie na sprężysty układ 2, umożliwiając w ten sposób ww. regulację. Dławik wg wynalazku może być stosowany w różnego rodzaju urządzeniach oraz instalacjach hydraulicznych i pneumatycznych, zarówno sterujących, pomiarowych, jak i wykonawczych.



Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, zamieszczony jest w BUP nr 17/1980 r., w klasie F15B, pod nr P. 212839.

● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił do opatentowania wynalazek pt. **Zbiornik szczotkowy** (wynalazcy: J. Dy-



mitruk i Z. Domański). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania zbiornika o wahliwej konstrukcji, która zapewnia sprzężenie kinematyczne pary pierścień—szczotka, przez co zmniejsza poziom zakłóceń sygnału pomiarowego.

Zawieszenie szczotki przeznaczone do przekazywania sygnałów elektrycznych z części wirujących do elementów nieruchomych charakteryzuje się tym, że szczotka 1 jest połączona za pomocą przegubu 2 z ramieniem 4 dociskającym ją do pierścienia ślizgowego 3, co zapewnia pokrywanie się łuków pierścienia 3 i szczotki 1 podczas pracy zbieracza.

Skrót opisu wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 18/1980 r., w klasie H01R, pod nr P.211623.

Samoloty RWD-13

