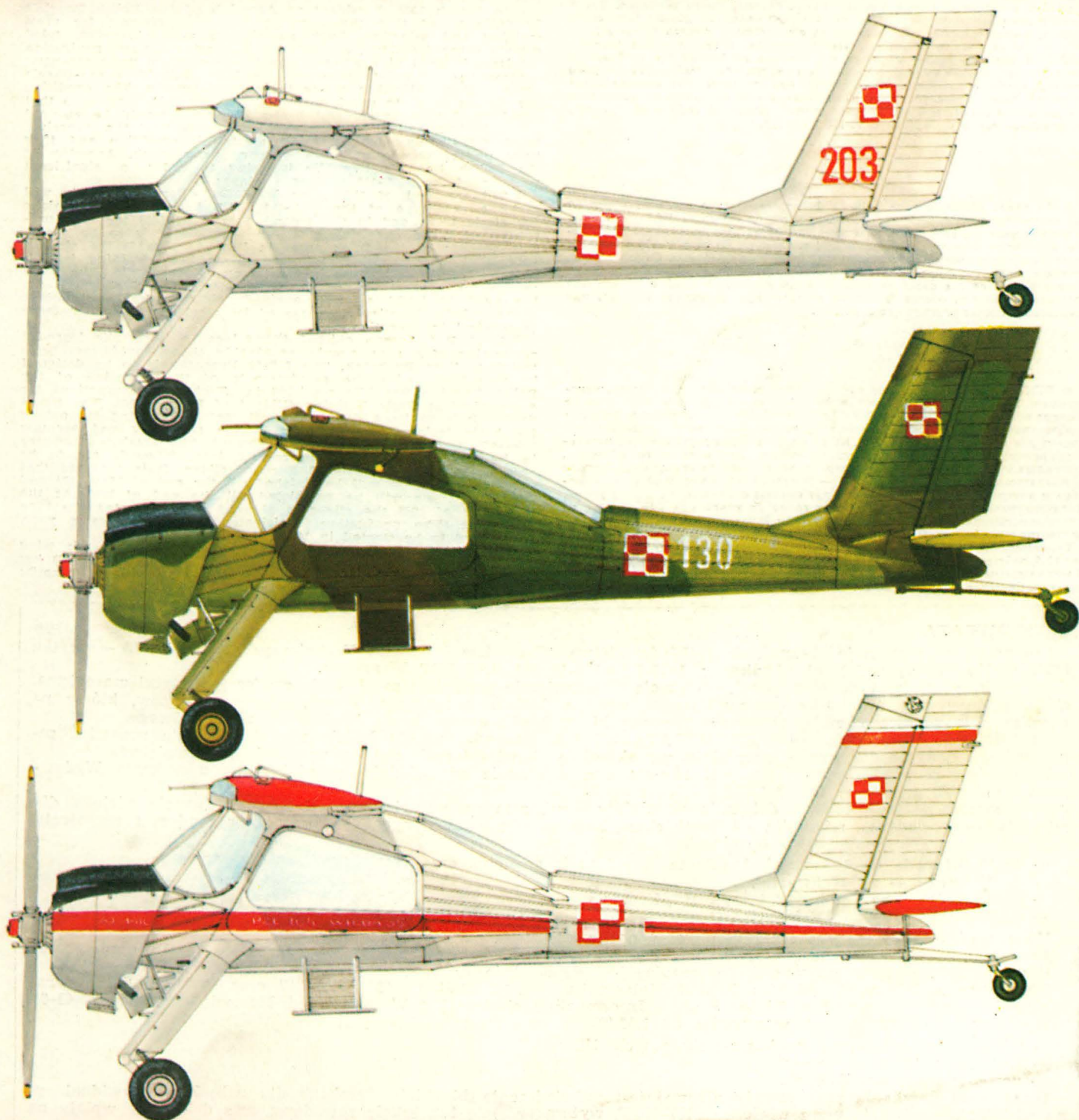


TECHNIKA

8'83

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 60,-  
ISSN 0040 1145

WYDAWNICTWO NOT SIGMA



● Завод ВСК ПЗЛ Варшава-Окенце добился в 1982 г. лучших чем в предкризисном 1979 г. финансовых результатов. В 1981 г. серийное производство самолетов, сельскохозяйственной аппаратуры, воздушных винтов и лыж для самолетов снизилось на 20% по сравнению с 1979 г. Одних самолетов в 1981 г. выпущено на 57 шт. менее чем в 1979 г. Из-за увеличения авиационных услуг на 23% в 1981 г. общий выпуск завода снизился только на 3%. Однако по сравнению с 1979 г. число работников завода снизилось на 5%, и увеличилась производительность труда. 1982 г. завод может назвать годом выхода из кризиса. Хотя работников стало на 201 человек меньше (снижение на 465 человек, т.е. 12% по сравнению с 1979 г.), однако стоимость проданных изделий увеличилась на 150 млн зл., т.е. на 4% по сравнению с 1979 г. Это означает повышение производительности труда более чем на 17% по сравнению с 1979 г. Одновременно средняя заработная плата в предприятии увеличилась до 9500 зл., аккордовая до 12 200 зл., и поденная до 11 000 зл. 70% коллектива завода составляют люди в возрасте до 30 лет. 1983 г. предраектается для завода еще более благоприятным, чем 1982 г.

● В марте месяце 1983 г. председатель Аэроклуба заявил, что Аэроклуб нуждается в новом самолете для массового, селекционного обучения. Такой самолет должен однако, выполнять еще и другие роли, н.п. должен быть спортивным, составительским, навигационным самолетом и должен также выполнять основные фигуры пилотажа. Из материалов, представленных заводом ВСК ПЗЛ Варшава-Окенце вытекает, что Колибер выполняет эти требования. Условием для покупки самолета Аэроклубом является гарантирование поставки запасных частей и послепродажного сервиса без необходимости использования девианного счета Аэроклуба. ВСК ПЗЛ Варшава-Окенце обещало выполнить это условие и вести магазин запасных частей. Аэроклуб собирается заказать значительное число самолетов ПЗЛ-110 Колибер.

● До конца текущего года ВСК ПЗЛ Варшава-Окенце построит прототип для статических испытаний учебно-тренировочного самолета ПЗЛ-130 Орлик, во втором квартале 1984 г. будет готовый первый из трех прототипов для полетов. Разработка самолета началась в 1981 г. Самолет по своему оборудованию будет напоминать реактивные учебно-тренировочные самолеты. Самолет предназначен для аэроклубов и военных училищ. Главной причиной разработки самолета являлся так называемый топливный кризис, который способствовал постройке самолета, обеспечивающего значительную экономию топлива, при сохранении примет реактивного самолета.

● ВСК ПЗЛ-Кросно обязался начать производство нового, простого, относительно дешевого, выпускаемого в большой серии учебного двухместного планера под названием Пухатек. КР-03 Пухатек будет разрабатываться согласно требованиям Аэроклуба, изложенным в «Технических условиях на двухместный планер для начального обучения». КР-03 Пухатек будет двухместным, цельнометаллическим среднеспланом, предназначенным для начального обучения, взлета с помощью лебедки, с помощью резиновых амортизаторов, или на буксире за самолетом. Расположение пилотов — tandem. Форма передней части фюзеляжа и внутренняя отделка кабины будут сходны с планером СЗД-Б-3 Пухач. Предусматривается, что прототип будет готов до конца мая месяца 1984 г., а летные испытания совершатся до конца 1984 г. В начале 1985 г. предполагается получение сертификата. Производство — по 100 штук в год — начнется в 1985 г. Технические данные планера: размах 14,8 м, площадь крыла 17,5 м<sup>2</sup>, удлинение 12,5, собственная масса 243 кг, взлетная масса 423 кг, полезная масса 180 кг. Предполагаемые летные характеристики: минимальная скорость 57,8 км/ч, аэродинамическое качество 20—24.

● WSK PZL-Warszawa-Okecie achieved financial results of their activity for 1982 better than those gained in 1979, i.e. in the year preceding the economic crisis. In 1981 the lot production of airplanes, air agricultural equipment, propellers and aircraft skis decreased by 20% as compared to the figures of 1979. The number of airplanes manufactured in 1981 was less by 57 pcs than that in 1979. Owing to increase in the air agricultural services by 23%, the total sales of the factory dropped only by 3%. Simultaneously, however, employment lowered by 5% in comparison with that in 1979 and work efficiency was improved. The year 1982 may be deemed by the factory the year of extrication from the crisis. Though the number of employees decreased by 201 persons (the total drop in this field in relation to the employment in 1979 reached 465 persons, i.e. 12%), the worth of sales increased by 150 million zl., i.e. by 4%, in relation to that of 1979, and this means increase in the work efficiency by 17% as compared to that of the reference year 1979. At the same time the average monthly remuneration in the enterprise increased up to 9500 zl, the piece and the daily wages rose up to 12 200 zl and 11 000 zl a month respectively. Persons of age exceeding thirty years make 70% of the staff. The prospects for the factory for 1983 are even more advantages than the results gained in 1982.

● In March 1983, President of Aeroclub of the Polish People's Republic stated that the Aeroclub needs an aircraft for mass training and selection. Such an aircraft must, however, fulfil certain other functions, e.g. serve as a sport, rally and navigation airplane, it must also make it possible to perform basic aerobatic manoeuvres. The data presented by WSK PZL-Warszawa-Okecie show that the Koliber meets these requirements. The condition for the Aeroclub to purchase an aircraft for this purpose in that supplies of spare parts and post-sale service would be ensured without charging the foreign currency account of the Aeroclub. WSK PZL-Warszawa-Okecie will meet this condition and they have undertaken to maintain a spare parts stock. Aeroclub of the Polish People's Republic is going to order a significant number of the PZL-110 Koliber airplanes.

● Till the end of this year WSK PZL-Warszawa-Okecie will make a prototype of the PZL-130 Orlik basic training airplane for static tests, and in the second quarter of 1984 the first prototype of three ones intended for flight tests is to be ready. The concept of the Orlik arose in 1981. As regards the aircraft equipment, this model is to come up to basic training jets. It is intended for aeroclubs and military pilot schools. The main reason for construction of the Orlik was the fuel shortage, i.e. the need to build a piston-engined aircraft having pilotage characteristics identical to those of jet airplanes but much more economical in operation.

● WSK PZL-Krosno obliged themselves to undertake large-lot production of a new, simple, reasonably cheap double-seat basic training glider Puchatek. The KR-03 Puchatek is to be designed in accordance with the requirements of the Aeroclub of the Polish People's Republic specified in „Technical Assumptions for a Double-Seat Basic Training Glider” of 2 June 1982. The KR-03 Puchatek is to be a double-seat all metal mid-wing monoplane for basic training, adapted for bungee launching and aerotow take-off. Cockpit of tandem arrangement. The fuselage geometry in its nose portion and the cockpit interior outfit are to be patterned after the SZD-50-3 Puchacz glider. It is expected that the first prototype will be finished till the end of May 1984 and the flight tests will be completed till the end of 1984. At the beginning of 1985 the glider is planned to be granted the type certificate. The production, anticipated to be 100 pcs a year, is planned to be started in 1985.

Technical data: wing span 14.8 m; wing area 17.5 m<sup>2</sup>; wing aspect ratio 12.5; empty weight 243 kg; max. T-O weight 423 kg; max. payload 180 kg. Expected performance: min. speed 57.8 km/h; best glide ratio 20—24.

**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 adres prenumeraty.

Przedpłaty przyjmowane są w terminach:

- do 15 listopada na I kwartał, I półrocze i cały rok następny oraz
- do 28 lutego — na II kwartał,
- do 31 maja — na III kwartał i na II półrocze,
- do 31 sierpnia — na IV kwartał.

Uwaga: Obowiązuje bardzo czytelne pismo i podawanie kodu pocztowego.

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

Dodatkowych informacji udziela: Zakład Kolportażu, tel. 40-00-21 w. 293, 295, 217 oraz 40-35-89. Egzemplarze archiwalne można nabywać w Klubie Prasy i Informacji Technicznej w Warszawie, ul. Mazowiecka 12, tel. 27-43-65.

Wydawnictwo NOT SIGMA wprowadza od 1.07.1973 r. prenumeratę ulgową dla:

- członków stowarzyszeń naukowo-technicznych NOT,
- studentów wyższych uczelni,
- uczniów szkół zawodowych.

Warunkiem uzyskania prenumeraty ulgowej jest poświadczenie blankietu przekazu dla nabywcy indywidualnego na odcinku dla adresata przez właściwe SNT-NOT, wyższą uczelnię lub szkołę zawodową oraz dokonanie wpłaty na konto j.w. z podaniem tytułów zamawianych czasopism.

Jeden kwartał jest najkrótszym okresem możliwym do zaprenumerowania. Terminy przedpłat j.w.

Cena naszego czasopisma w prenumeracie ulgowej wynosi: kwartalnie 120 zł, półrocznie 240 zł, rocznie 480 zł.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVIII SIERPIEŃ 1983

# TECHNIKA

# lotnicza

# i ASTRONAUTYCZNA

8'83



## 30 lat Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych w służbie lotnictwa

Dr inż. **WŁADYSŁAW ZĄBKOWICZ**  
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych jest jedną z placówek zaplecza naukowo-badawczego Ministerstwa Obrony Narodowej powołaną do życia w 1953 r. pod nazwą Instytut Naukowo-Badawczy Wojsk Lotniczych. Lata 1953÷÷1956 były okresem tworzenia podstaw organizacyjnych, doboru kadry specjalistów oraz przygotowania niezbędnego zaplecza technicznego. Tworząc bazę naukowo-techniczną, Instytut podejmował jednocześnie prace, których tematy skupiały się głównie wokół zagadnień związanych z badaniami użytkowanego i nowo wprowadzanego do eksploatacji sprzętu lotniczego. Badaniom sprzętu lotniczego towarzyszył jednocześnie rozwój merytorycznych i technicznych podstaw ich prowadzenia.

W 1958 r. Instytut przyjął obecną nazwę, a rozwijana działalność rozszerzyła się na rozwiązywanie problemów wynikających ze wzrastającej złożoności eksploatacji samolotów, a później i śmigłowców. W tematach nowo podejmowanych prac stopniowo pojawiały się hasła: „niezawodność”, „normy zaopatrzenia technicznego”, „optymalizacja procedur obsługowych”, „diagnostyka” i in. W tym okresie rozwijane były również prace konstrukcyjne w zakresie uzbrojenia lotniczego, urządzeń wspomagających proces szkolenia personelu kierowania lotami i niektórych urządzeń służących współdziałaniu z innymi rodzajami wojsk.

W latach siedemdziesiątych nastąpiła wyraźna krystalizacja kierunków działalności naukowo-badawczej Instytutu. W tych latach szczególnie duże znaczenie dla poziomu naukowego prac miała intensyfikacja działań nad podniesieniem kwalifikacji pracowników Instytutu. Stopniowo wzrastała liczba nielicznych dotąd utytułowanych pracowników naukowych. Dużą pomoc w tym względzie stanowiła Rada Naukowa złożona z wybitnych pracowników nauki wielu wyższych uczelni i instytutów. W procesie doktoryzacji pracowników Instytutu cenną pomoc okazały m.in.: Wojskowa Akademia Techniczna, Politechnika Warszawska, Akademia Górniczo-Hutnicza w Krakowie, Politechnika Częstochowska i in.

Wielokierunkową działalność Instytutu, wynikającą z potrzeb współczesnego lotnictwa, ilustrują: prace wdrożone do praktyki badań mających bezpośredni związek z eksploatacją sprzętu lotniczego, prace związane z badaniami w locie modyfikowanego bądź nowo wprowadzonego do użytku sprzętu lotniczego oraz liczne przykłady prac konstrukcyjnych dotyczących nowych wzorów uzbrojenia lotniczego, urządzeń do szkolenia personelu latającego i naziemnej obsługi lotów, lotniczego sprzętu ratowniczego, specjalistycznej aparatury pomiarowej i wielu innych. Do ciekawszych wyników prac wdrożonych do użytku można zaliczyć:

— metody i aparaturę do badania stanu technicznego elementów: silnika, płatowca i innego rodzaju wyposażenia pokładowego. Spośród wielu z nich szczególnie szerokie zastosowanie znalazły metody i urządzenia do określania stanu technicznego układu łożyskowania silników lotniczych oparte na technice izotopowej, metody wykrywania pęknięć różnych elementów konstrukcji lotniczych oparte na najnowszych osiągnięciach defektoskopii, tensometryczne metody pomiaru odkształceń, wibroakustyczne metody określania stanu technicznego wybranych elementów silników i innych elementów konstrukcyjnych, metody określania stanu technicznego silnika oparte na badaniach stanów nieustalonych i wiele innych;

— metodologia badań i analizy przyczyn niesprawności różnych elementów konstrukcji płatowca silnika i wyposażenia pokładowego. Wynikiem tej działalności jest orzecznictwo o przyczynach niesprawności i wskazywanie działań profilaktycznych;

— optymalizacja procedur obsługowych wg kryterium najmniejszych kosztów przy jednoczesnym zapewnieniu wysokiego poziomu zdolności technicznej sprzętu lotniczego zapewniającej bezpieczne wykonywanie lotów;

— normy zaopatrzenia technicznego w części zapasowe pozwalające na optymalizację niezbędnych zapasów części zamiennych;

— metodyki i legalizację aparatury pomiarowej;

— metody określenia stanu technicznego nawierzchni lotniskowych.

Badaniom w locie samolotów i śmigłowców towarzyszyły własne opracowania metodyk i specjalistycznej aparatury pomiarowej eliminującej w dużym stopniu potrzebę kosztownego importu.

Przykładami wdrożonych prac konstrukcyjnych są m.in.:

— systemy radioelektronicznego szkolenia personelu latającego i naziemnej obsługi lotów. Stanowią one całą rodzinę urządzeń symulujących rzeczywiste warunki lotu i proces kierowania lotami, pozwalając tym samym na znaczące obniżenie kosztów szkolenia;

— systemy holownicze z czujnikami trafień do treningu i wyszkolenia bojowego wojsk;

— systemy i różne urządzenia związane z ratownictwem lotniczym;

— stanowiska diagnostyczne do badań silników lotniczych i innego rodzaju wyposażenia.

W trakcie realizacji jest kilka nowych tematów mających duże znaczenie dla eksploatacji samolotów, a wśród nich nowoczesny system naziemnego zasilania elektroenergetycznego samolotów i śmigłowców.

Wyniki wielu prac prowadzonych dla potrzeb lotnictwa

cd. na s. 2



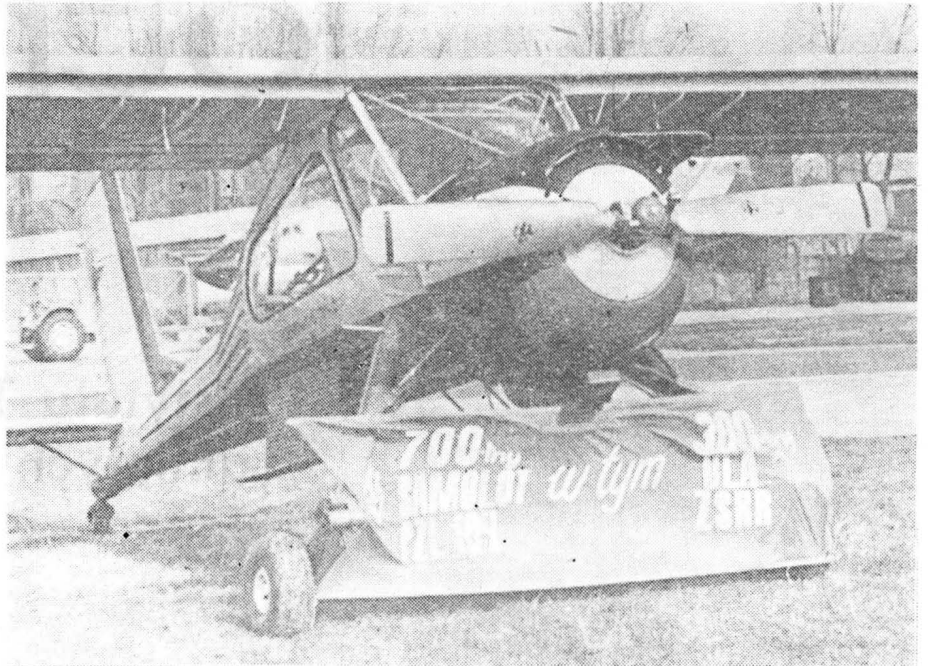


## POLSKA

● WSK PZL-Warszawa-Okęcie uzyskała w 1982 r. lepsze wyniki finansowe niż w przedkryzysowym roku 1979. W 1981 r. produkcja seryjna samolotów, urządzeń agrolotniczych, śmigieł i nart lotniczych spadła o 20% w stosunku do 1979 r. Samych samolotów wykonano w 1981 r. mniej o 57 niż w 1979 r. Dzięki wzrostowi usług agrolotniczych o 23% w 1981 r., globalna sprzedaż Wytwórni spadła tylko o 3%. Lecz równocześnie w porównaniu z 1979 r. spadło o 5% zatrudnienie, a wzrosła wydajność pracy. Rok 1982 może Wytwórnia nazwać rokiem wyjścia z kryzysu. Choć ubyło 201 pracowników (spadek zatrudnienia o 465 osób, czyli o 12%, względem 1979 r.), jednak wartość sprzedaży wzrosła o 150 mln zł, tj. o 4% w stosunku do 1979 r., co dało wzrost wydajności o przeszło 17% względem 1979 r. Równocześnie średnia płaca miesięczna w przedsiębiorstwie wzrosła do 9500 zł, akordowa do 12 000 zł i dniówkowa do 11 000 zł. 70% załogi to ludzie w wieku do lat trzydziestu. 1983 r. zapowiada się dla przedsiębiorstwa jeszcze korzystniej niż 1982 r. (*Skrzydła* nr 5 i 6/1983 r.).

● W marcu 1983 r. prezes Aeroklubu PRL stwierdził, że Aeroklub potrzebuje samolotu do masowego, selekcyjnego szkolenia. Ale musi on spełniać i inne funkcje, np. jako samolot sportowy, rajdowy, nawigacyjny, musi umożliwiać wykonanie podstawowych figur akrobacji. Z przedstawionych przez WSK PZL-Warszawa-Okęcie danych wynika, że Koliber spełnia te wymagania. Warunkiem zakupów samolotu przez Aeroklub jest zagwarantowanie dostaw części zamiennych i serwisu posprzedażnego bez obciążania konta dewizowego Aeroklubu. WSK PZL-Warszawa-Okęcie spełni ten warunek i podjęła się prowadzenia magazynu części zamiennych. Aeroklub PRL zamierza zamówić większą liczbę samolotów PZL-110 Koliber. (*Skrzydła* nr 7/83).

● Do końca br. WSK PZL-Warszawa-Okęcia wykona prototyp do prób statycznych samolotu szkolno-treningowego **PZL-130 Orlik**, a w drugim kwartale 1984 r. ma być gotowy pierwszy z trzech prototypów przeznaczonych do lotów. Koncepcja Orlika powstała w 1981 r. Samolot swym wyposażeniem ma dorównać odrzutowym samolotom szkolno-treningowym. Samolot jest przeznaczony dla aeroklubów i wojskowych szkół lotniczych. Głównym powodem budowy Orlika był kryzys paliwowy, czyli zbudowanie samolotu tloko-



Siedemsetny egzemplarz samolotu PZL-104 Wilga a równocześnie trzysetny dla ZSRR. Fot. WPL — J. Stanisławski

wego o identycznych cechach pilotażowych jak samoloty odrzutowe, lecz znacznie ekonomiczniejszego w użytkowaniu. (*Zycie Warszawy* 13.5.83).

● WSK PZL-Krosno zobowiązała się do podjęcia produkcji nowego, prostego, w miarę taniego i produkowanego w dużej serii szkolnego dwumiejscowego szybowca o nazwie **Puchatek**. KR-03 Puchatek ma być projektowany zgodnie z wymaganiami Aeroklubu PRL zawartymi w „Założeniach technicznych na dwumiejscowy szybowiec do szkolenia podstawowego” z 2 czerwca 1982 r. KR-03 Puchatek ma być dwumiejscowym, całkowicie metalowym średniopłatem, przeznaczonym do szkolenia podstawowego, start za wyciągarką z lin gumowych oraz na holu za samolotem. Kabina pilota w układzie tandem. Geometria kadłuba w części przedniej oraz wystrój wnętrza kabiny mają być wzorowane na szybowcu SZD-50-3 Puchacz. Przewiduje się, że pierwszy prototyp powinien być gotowy do końca maja 1984 r., a próby w locie zakończone do końca 1984 r. Na początku 1985 r. szybowiec ma otrzymać świadectwo typu. Produkcja, która ma wynosić 100 egz. rocznie, ma się rozpocząć w 1985 r.

Dane techniczne: rozpiętość 14,8 m, pow. nośna 17,5 m<sup>2</sup>, wydłużenie 12,5, masa własna 243 kg, masa startowa maks. 423 kg,

masa użyteczna maks. 180 kg. Przewidywane osiągi: prędkość min. 57,8 km/h, doskonałość 20÷24. (*Skrzydłata Polska* 3.4.83 r.)



## AUSTRALIA

● Od 1976 r. w Australii wykonano 19 przelotów szybowcowych o długości przekraczającej 1000 km. (FR 4/83)



## CZECHOSŁOWACJA

● W opracowaniu znajduje się samolot lokalnej komunikacji **L-610**, będący następcą L-410. Samolot jest przeznaczony dla Aeroflotu. (FR 4/83)



## FRANCJA

● 14 marca 1983 r. został dostarczony francuskiej marynarce wojennej pierwszy egzemplarz samolotu patrolowego **Falcon 20 Gardian**. (GIFAS 1351)

cd. ze s. 1

mają daleko szersze zastosowania i są chętnie udostępniane gospodarce narodowej. Można do nich zaliczyć: gaśniacze agregat do likwidacji pożarów w kopalniach węgla i metody izotopowe do określenia stanu technicznego układów łożyskowania maszyn i pojazdów mechanicznych, defektoskopia penetracyjna, czujniki ciśnienia do ograniczników siły udźwigu maszyn budowlanych i diagnostyki technicznej silników okrętowych, czujniki ciśnienia do prac związanych z poszukiwaniem różnego rodzaju urządzeń współczesnej techniki. Do prac badawczych na rzecz gospodarki narodowej udostępniane są również aparatura i specjalistyczne stanowiska pomiarowe. Prowadzone są także usługi w postaci legalizacji aparatury dla potrzeb lotnictwa cywilnego i inne, mające zastosowanie nawet w odległych pozornie od siebie dziedzinach nauki i tech-

niki. Publikacje wyników prac w czasopismach, czynny udział w krajowych i zagranicznych konferencjach naukowych, liczne patenty są również ważną formą działalności Instytutu jako placówki naukowej. Pracownicy Instytutu działają czynnie w komitetach naukowych i stowarzyszeniach naukowo-technicznych.

Uzyskiwane wyniki są dziełem wielu twórców, a są nimi przede wszystkim zaangażowani pracownicy Instytutu. Owoce współpracy z odbiorcą prac Instytutu, którymi są Wojska Lotnicze, Lotnictwo OPK i Marynarki Wojennej, współpraca z licznymi ośrodkami naukowymi i zakładami przemysłowymi kraju tworzyła niezbędne do tego celu warunki. Przez 30 lat działalności w służbie lotnictwa Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych ugruntował już swoją pozycję jako znacząca placówka naukowo-badawcza Ministerstwa Obrony Narodowej.



● Wytwórnia Dassault Breguet dostarczyła francuskiemu lotnictwu morskiemu 40 samolotów patrolowych Atlantic, 90 myśliwskich samolotów pokładowych Etendard IV i 71 Super Etendard, 7 samolotów do szkolenia załóg Falcon 10, a obecnie buduje nową serię samolotów Atlantic ANG. (GIFAS 1351)

● 29 marca 1983 r. zostały dostarczone użytkownikom pierwsze dwa egzemplarze aerobusu A310-200. Otrzymały je Swissair i Lufthansa. Wytwórnia buduje 25 A310 dla Lufthansy i 10 A310 dla Swissair. (GIFAS 1350)

● Wersja uzbrojona łokowego treningowego samolotu TB-30 Epsilon zabiera 370 kg ładunku użytecznego (paliwa i uzbrojenia) przy jednym pilocie, zaś 284 kg przy załodze dwuosobowej. Uzbrojenie szturmowe składające się z bomb lub rakiet ma masę 250 do 296 kg. Samolot ma wówczas zasięg 130 do 350 km. Wyposażenie wersji rozpoznawczej (czas lotu 30 min) o zasięgu 270 do 360 km — ma masę 117 do 150 kg. (Av. Mag. 848)

● Dwumiejscowy samolot bojowy Mirage 2000N może być wyposażony w pocisk rakietowy ASMP z głowicą jądrową. (Av. Mag. 848)

● Zakłady koncernu budowy samolotów Aerospatiale na okres letni kwiecień-wrzesień wprowadzają 38-godzinny tydzień pracy, a na okres zimowy — 39-godzinny. (Av. Mag. 848)

● Airbus A310 uzyskał certyfikat na automatyczne lądowanie w kat. II. (Av. Mag. 848)

● 31 marca 1983 r. wykonał pierwszy lot szybowiec laminatowy Centrair C-101 C Super Pégase, zabierający 225 l balastu wodnego (Pégase zabierał 125 l). (Av. Mag. 848)

● Wytwórnia Stralpes-Aero opracowała projekt dwumiejscowego laminatowego szybowca treningowego ST-12 Syntax o rozpiętości 16 m, pow. nośnej 12,9 m<sup>2</sup>, wydłużeniu 20, masie własnej 280 kg, masie całkowitej 460 kg, doskonałości 35 przy 93 km/h, opadaniu min. 0,62 m/s przy 75 km/h, prędkości min. 60 km/h, cenie 155 tys. F przy serii 300 szt. i 100 tys. F przy serii 500 szt. (Av. Mag. 848)



## HISPANIA

● Lotnictwo morskie Hiszpanii zamówiło 12 samolotów szturmowych pionowego startu McDonnell-Douglas AV-8B Matador z terminem dostawy w 1986 r. Będą one użyte na hiszpańskim lotniskowcu.



## HOLANDIA

● Wytwórnia Fokker przy obrotach finansowych 1348 mln florenów w 1982 r. (+4% w stosunku do 1981 r.) ma deficyt 10,2 mln flr (w 1981 r. zysk 10,8 mln flr). W 1982 r. Fokker sprzedał 12 samolotów F-27 Friendship (15 w 1981 r.), a dostarczył 16, oraz sprzedał 22 F-28 Fellowship (w 1981 r. 13), a dostarczył 10. Liczba sprzedanych samolotów F-27 osiągnęła 752, a F-28 206. (Av. Mag. 848)



## INDIE

● Marynarka wojenna Indii otrzymała pierwszy samolot szturmowy pionowego startu Sea Harrier FRS 51 w dniu 27.1.1983 r. (Air Int. 3/83)



## JAPONIA

● Przemysł lotniczy Japonii miał w 1982 r. obroty finansowe 1,888 mld dol., czyli o 52% wyższe niż w 1981 r. Wzrost ten spowodowało zbudowanie 11 F-15, 5 P-3C (w 1981 r. 4 F-15). Wartość produkcji wyniosła: płatowce 729 mln dol., silniki 319 mln dol., wyposażenie 551 mln dol., remonty 289 mln dol. 77,6% tych sum przypada na japońskie zamówienia wojskowe, 10% na krajowe cywilne i 11,9% na eksport. (Av. Mag. 848)

● Dotychczas sprzedano 737 samolotów służbowych Mitsubishi MU-2 oraz 84 MU-300 Diamond. (Air. Int. 3/83)



## RFN

● Wytwórnia Dornier 26.1.1983 r. dostarczyła ostatni, 175 samolot treningowo-szturmowy Alpha Jet dla zachodnoniemieckiej Luftwaffe. (Air. Int. 3/83)



## USA

● 8 marca 1983 r. rozpoczęto próby w locie silnika odrzutowego PW-2037 na samolocie B747. (Av. Mag. 848)

● Dalsze 20 zbiornikowców Boeing KC-135R będzie miało wymienione silniki na CFM 56. W ub. roku przystąpiono do wymiany silników na 10 KC-135R. (Av. Mag. 848)

● Pasażerski Boeing 767 wykonał 16.3.1983 r. rekordowy przelot z Lizbony do Seattle długości 8850 km w 11 h 30 min. Masa startowa samolotu wynosiła 141 520 kg, w tym paliwa 50 575 kg. (Av. Mag. 848)

● Wytwórnia McDonnell-Douglas otrzymała zamówienie na budowę 6 samolotów DC-9 w nowej wersji DC-9 Super 83, zabierającej 110 pasażerów na odległość 4300 km. (Av. Mag. 849)

● Wytwórnia General Electric przystąpiła do konstruowania śmigłowcowego silnika turbinowego GE-27 o mocy 3680 kW (5000 KM). (Av. Mag. 849)

● Algieria zamówiła 4 samoloty transportowe C-130 Hercules. (Av. Mag. 3/83)



## W. BRYTANIA

● Wytwórnia Edgley zebrała zamówienia na 26 samolotów obserwacyjno-patrolowych Optica, z których pierwsze 5 ma być dostarczone w 1983 r., zaś w 1984 r.

przewidywane jest zbudowanie 40 samolotów. (Int. 2/83)

● Wytwórnia Rolls-Royce silnikowi turbowentylatorowemu RB 183 Spey z nowym wentylatorem nadała nazwę Tay. 200 silników tego typu zostało zamówione do samolotów GulfStream 4. (Int. 2/83)

● Śmigłowce ratownicze RAF wykonały w 1982 r. 1119 lotów ratowniczych, ratując życie 600 osobom oraz dokonując 100 lotów transportowych z chorymi. (Flight 3850)

● Wlk. Brytania eksportowała do Chile 3 wyremontowane samoloty rozpoznawczo-bombowe Canberra PR9 wyprodukowane 30 lat temu. (Air Int. 2/83)

● RAF (lotnictwo wojskowe) zakupił 2 samoloty pasażerskie BAe-146-100 oraz przewiduje zakup dwóch BAe-146-200 dla eskadry rządowej. (Air Int. 2/83)

● 5.12.1982 r. wykonał pierwszy lot samolot sportowy Slingsby Firefly 160, będący odmianą laminatową samolotu Slingsby T-67M, czyli licencyjnej odmiany francuskiego samolotu Fournier RF-6B. (Air Int. 2/83)

● Silniki turbośmigłowe Rolls-Royce Dart służą już 30 lat na samolotach pasażerskich. Dotychczas zbudowano 7100 silników Dart o wartości 450 mln £. Przepracowały one ponad 100 mln h w powietrzu. Obecnie budowane są z licencji w Indiach do samolotów HS 748. (SBAC 224)



## WŁOCHY

● Przemysł lotniczy Włoch zatrudnia 22 tys. pracowników. Wartość jego produkcji w 1982 r. wyniosła 900 mln dol. (Int. 2/83)

● Wersja seryjna turbośmigłowego dwusilnikowego lekkiego samolotu lokalnego transportu Aeritalia AP-68TP otrzymała oznaczenie AP-68-300 Spartaacus. Samolot został zmodyfikowany otrzymując usterzenie wysokości ze sterem w miejsce usterzenia płytowego. Płeć AP-68TP przerobiono na AP-68-300, a w marcu br. zbudowano pierwszy egzemplarz seryjny. Uzyskano zamówienia na 18 samolotów. Produkcja ma wynosić 2,5 samolotu miesięcznie. (Air Int. 2/83)

● Aeritalia-Partenavia buduje prototyp turbośmigłowego 7-8-miejscowego samolotu służbowego Pulsar. (Air Int. 2/83)



## ZSRR

● Transport lotniczy zajmuje w ZSRR drugie miejsce po kolei. W 1980 r. przewiózł on 33% pasażerów w ZSRR, a w 1985 r. udział ten ma wzrosnąć do 35%. (FR 4/83)

● Aeroflot ma wprowadzić na linie lokalne budowany w Polsce z licencji samolot An-28. (FR 4/83)

● Lotnictwo śmigłowcowe Aeroflotu ma w tym pięcioleciu otrzymać nowe śmigłowce Mi-26, Ka-32 oraz PZL W-3. (FR 4/83)

● Aerobusy Il-86 zaczęły obsługiwać linię Moskwa-Hanoi (Wietnam). (FR 4/83)



Ceny amerykańskich samolotów wojskowych i rakiet na rok budżetowy 1983/84

Podstawowe wskaźniki regularnego przewozu lotniczego\*)

	1970	1971	1980	1981
<b>PRZEWOZY OGÓLEM</b>				
Przebiegna prędkość lotu, km/h	532	597	619	619
Przebiegna długość lotu, km	739	776	880	896
Przebiegna odległość przew., km	1227	1319	1442	1479
Liczba pasażerów w samolocie	55	77	100	105
Wykorzystanie miejsc, %	52	56	61	61
Wykorzystanie masy handl., %	48	50	55	56
<b>PRZEWOZY MIĘDZYNARODOWE</b>				
Przebiegna prędkość lotu, km/h	654	661	673	674
Przebiegna długość lotu, km	1436	1472	1612	1643
Przebiegna odległość przew., km	2163	2496	2847	2850
Liczba pasażerów w samolocie	63	91	127	135
Wykorzystanie miejsc, %	53	56	61	63
Wykorzystanie masy handl., %	51	52	58	59
<b>PRZEWOZY KRAJOWE</b>				
Przebiegna prędkość lotu, km/h	548	563	589	587
Przebiegna długość lotu, km	573	598	683	690
Przebiegna odległość przewoz., km	937	943	974	983
Liczba pasażerów w samolocie	50	67	83	85
Wykorzystanie miejsc, %	52	56	60	60
Wykorzystanie masy handl., %	45	49	53	53

\*) Bez ZSRR i ChRL

Zamawiający — Nazwa samolotu	Przeznaczenie samolotu	Cena, mln dol.	Zakup w 1984 r. szt.
<b>US Air Force</b>			
— Rockwell B-1B	bombowy	419,5	10
— C-5B Galaxy	transportowy	286,5	4
— KC-10A Extender	zbiornikowiec	67,9	8
— Lockheed TR-1	rozpoznawczy	42,7	5
— MC-130H Hercules	transportowy	34,1	2
<b>US Navy/Marine Corps</b>			
— EA-6B Prowler	zaburzenia elektron.	66,6	7
— E-2C Hawkeye	wczesnego ostrzeg.	55,2	6
— P-3C Orion	patrolowy	52,8	5
— EP-3 Orion	zwiadu elektron.	50,9	2
— F-14 Tomcat	myśliwski	45,4	24
— A-6E Intruder	szturmowy	35,6	7
— F-18 Hornet	myśliwski	28,1	84
— AV-8B Harrier II	szturmowy pionowzlot.	27,2	32
— SH-60B Sea Hawk	śmigłowiec	26,1	21
— C-2 Greyhound	transportowy	23,4	8
— CH-53E Sea Stallion		20,4	11
<b>US Army</b>			
— EH-60A Quick-Fix II	śmigłowiec zaburz. elektron.	12,0	12
— AH-64 Apache	śmigłowiec szturmowy	11,9	112
<b>Rakiety</b>			
— MX Peacekeeper	międzykontynentalna	102,6	27
— BGM-109G Tomahawk	bomba krążąca	5,0	120
— MGM-31 Pershing II	rakieta taktyczna	4,3	95
— BGM-109A Tomahawk	bomba krążąca	2,9	124
— MIM-104A Patriot	przeciwlotnicza	1,9	525

Źródło: Flight Int. 3850

Działalność lotnictwa cywilnego w niektórych krajach w 1981 r.

1	Ogółem tysięcy		W tym: usługi lotnicze, tys.		Ogólna liczba samolotów
	lotów	h, lotów	lotów	h, lotów	
Argentyna	217,4	.	4,6	.	.
Australia	3379,0	1243,3	.	346,2	5278
Austria	256,5	141,1	58,2	.	877
Belgia	.	140,0	.	.	806
Czechosłowacja	781,4	105,4	777,3	102,8	729
Dania	199,5	95,2	48,3	17,4	746
Finlandia	184,6	55,2	35,5	8,7	458
Francja	1230,0	817,1	.	.	6193

1	2	3	4	5	6
Irlandia	.	26,7	.	1,1	201
Islandia	.	16,9	.	0,5	156
Japonia	.	197,9	.	121,4	637
Kanada	5693,5	2259,6	152,9	127,4	13666
Meksyk	712,0	1945,0	.	.	3602
Norwegia	.	28,7	.	.	110
Pakistan	.	13,4	0,4	0,3	59
Portugalia	.	16,2	.	2,3	243
Szwajcaria	592,0	226,3	72,0	18,3	1607
Szwecja	560,5	206,2	125,2	58,1	1200
Wlk. Brytania	.	824,0	.	.	5891

Przewozy lotnicze krajów europejskich w 1981 r.

Kraj	Przewozy regularne				Przewozy nieregularne		Ogółem mln tkm
	lotów, tys.	pasażerów tys.	pasażerokilometrów, mln	praca przewozowa, mln tkm	pasażerów w lotach zagranicznych, tys.	pasażerokilometry, mln	
Austria	28	1 358	1 235	303	1 341	.	.
Belgia	43	2 053	5 202	922	2 053	3,9	18,4
Bulgaria	27	1 787	780	80	487*	.	.
Cypr	6	455	855	95	455	.	.
Czechosłowacja	29	955	1 470	149	617*	236,6	22,3
Dania	64	3 065	3 189	419	1 356	37,6*	5,7*
Finlandia	74	2 751	2 513	280	1 077	1 386,2*	123,8*
Francja	253	21 591	36 718	5 508	10 536	120,3	30,3
Grecja	50	4 901	5 197	541	1 667	187,1	21,3
Hiszpania	189	14 602	15 999	1 839	5 393	3 051,2	259,2
Holandia	90	5 031	15 652	2 546	4 761	933,5	94,0
Irlandia	28*	1 979*	2 270*	424*	1 750	915*	79,6
Islandia	15	522	1 116	181	285	99,1	12,0*
Jugosławia	47	3 271	3 024	326*	1 061	551,7*	68,0*
Luksemburg	6*)	163	57*)	6*)	163	215,5*)	18,7*)
Norwegia	159*)	4 948*)	4 078*)	500*)	1 356	1 846,0*)	159,6*)
RFN	187	12 964	21 635	3 536	7 563	87,0	14,5
Polska	34	1 593	2 138	200	887	395,5	36,8
Portugalia	34	2 169	4 040	879	1 138	292,4	34,3
Rumunia	10	1 080	1 252	111	371	.	.
Szwecja	123	5 632	5 409	1 148	1 994	102,0	9,6
Szwajcaria	96	6 221*)	11 627*)	1 527	5 487	52,4	5,0
Węgry	16*)	1 017*)	1 223*)	132*)	1 017	58,7*)	22,3*)
Wlk. Brytania	421*)	24 533*)	59 219*)	7 109*)	17 966	7 986,0	712,5
Włochy	153	10 493	13 720	1 727	4 038	112,0	10,7
Związek Radziecki	.	108 853	171 325	18 492	2 777*)	.	.

\*) dane niekompletne





# Próby w locie w dorobku naukowo-badawczym ITWL 1953 ÷ 1983 r.

Doc. mgr inż. MIECZYSLAW ŁĘKOWSKI  
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Próba w locie przyjęto nazywać próbą statku powietrznego przeprowadzoną w czasie ruchu statku powietrznego na ziemi lub w powietrzu, wskutek działania własnych lub obcych środków napędowych. Do prób w locie zaliczono również próby innego sprzętu lotniczego lub lotniczych urządzeń, nawet naziemnych, jeżeli do próby tego sprzętu lub urządzeń ma być użyty we współdziałaniu statek powietrzny wykonujący lot podczas tej próby.

Próby w locie datują się od zarania lotnictwa z tym, że pierwotnie były one bardzo prymitywne i zadowalano się wyłącznie subiektywną, dokonywaną przez pilota, oceną. Jednak w miarę postępu technicznego i rozszerzenia zakresu zastosowań statków powietrznych, próbom w locie przypadła coraz ważniejsza rola w rozwoju lotnictwa. Już w latach trzydziestych dzięki pracy uczonych, pilotów doświadczalnych i inżynierów metodyka prób w locie samolotów rozwinęła się wszechstronnie w jeden z samostanowionych kierunków na styku licznych specjalności nauk lotniczych.

Każdy nowy prototyp (doświadczalny statek powietrzny) przechodzi, od chwili jego zbudowania aż do masowej eksploatacji, wiele prób:

- eksperymentalne uzyskanie, przy użyciu latających laboratoriów, danych do opracowania najodpowiedniejszych instalacji i agregatów doświadczalnego (prototypowego) statku powietrznego,
- wstępne (fabryczne) próby doświadczalne (prototypu) statku powietrznego,
- kwalifikacyjne (państwowe) próby doświadczalnego statku powietrznego,
- eksploatacyjne badania próbnej serii statków powietrznych i próby pierwszych egzemplarzy serii,
- próby modyfikowanych statków powietrznych i ich pierwszych egzemplarzy seryjnych,
- próby przeprowadzane wg specjalnych programów (próby reśursowe, próby różnego rodzaju osprzętu i agregatów itd.),
- próby kontrolne seryjnego statku powietrznego.

Warunki prowadzenia prób w locie, zakresy badanych prędkości i wysokości lotu, kątów natarcia i liczb Ma, liczba charakterystyk i informacji uzyskiwanych z tych prób, są oczywiście różne i wynikają z zadań, które mają być bezpośrednio rozwiązywane w poszczególnych rodzajach prób w locie statków powietrznych.

Np. celem wstępnych (fabrycznych) prób jest: doprowadzenie doświadczalnego (prototypowego) statku powietrznego do stanu zapewniającego bezpieczne wykonywanie lotów, kompleksowa ocena doboru systemu jego pokładowego i naziemnego wyposażenia, określenie podstawowych lotno-taktycznych i eksploatacyjnych charakterystyk, a wreszcie przekazanie statku powietrznego do prób kwa-

likacyjnych (państwowych). Głównym zadaniem tych ostatnich jest zbadanie i określenie warunków zapewniających największe bezpieczeństwo i prostotę pilotażu statku powietrznego, stwierdzenie zgodności rzeczywistych lotno-technicznych danych i podstawowych eksploatacyjnych charakterystyk statku powietrznego z warunkami technicznymi do podjęcia decyzji o uruchomieniu produkcji seryjnej.

Podstawowym celem eksploatacyjnych prób statku powietrznego jest zbadanie i określenie wszystkich najbardziej charakterystycznych właściwości jego eksploatacji naziemnej i w locie, przydatności i niezawodności wyposażenia i środków technicznych oraz zbadanie i ustalenie warunków zapewniających największą regularność i ekonomię lotów na nowym statku powietrznym w zależności od jego przeznaczenia. W toku tych prób sprawdza się i uściśla przepisy technicznej obsługi statku powietrznego, opracowuje podręczniki nt. eksploatacji w locie i techniki pilotażu oraz inne instrukcje, określa się dokładnie pracochłonność obsługi statku powietrznego, niezbędną liczebność personelu technicznego, sposoby eksploatacji i obsługi i wiele innych zagadnień.

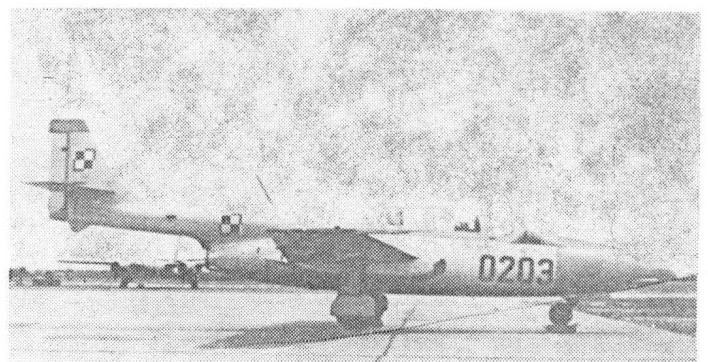
Próby specjalne przeprowadza się w przypadkach koniecznych, w celu zbadania osobnych zagadnień, które mogą wynikać w trakcie prób kwalifikacyjnych (państwowych) lub eksploatacyjnych statku powietrznego, a także w toku samej eksploatacji w locie.

Powstały w 1953 r. Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych (pierwotna nazwa Instytut Naukowo-Badawczy Wojsk Lotniczych — INBWL) od razu przystąpił do organizowania i realizacji prób w locie. A była to praca pionierska, gdyż przypadła w charakterystycznym dla lotnictwa okresie. Mianowicie kończyła się era samolotów bojowych, a nawet szkolnych z silnikami tłokowymi (Jak-9, Il-10), a rozpoczynała era samolotów odrzutowych, z szybkim ich rozwojem od poddźwiękowych (samoloty typu Lim oraz TS-11 Iskra) do naddźwiękowych, których pierwszym reprezentantem był MiG-21. W tym czasie również pojawił się nowy rodzaj statków powietrznych — śmigłowce i oczywiście całkiem specyficzne zagadnienie ich prób w locie.

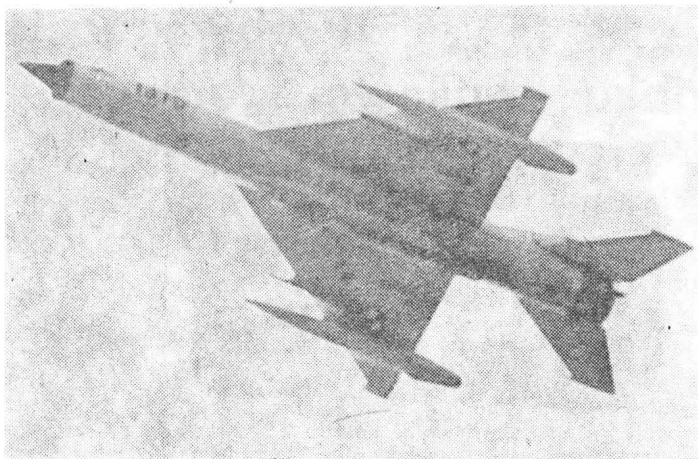
Ponieważ wtedy, podobnie jak dziś, żadna z krajowych uczelni nie kształciła specjalistów w dziedzinie prób w locie, trzeba było umiejętności zdobywać przez samokształcenie, przy wykorzystaniu literatury obcej. Umożliwiło to opracowanie pierwszych elementarnych metodyk prób w locie, a także projektowanie i wykonywanie we własnym zakresie podstawowej aparatury pomiarowej, głównie czujników. Było to konieczne z tego względu, że na import w tym czasie nie można było liczyć, m.in. dlatego, że taka aparatura była wtedy przedmiotem jedynie jednostkowej



Rys. 1. Samolot szkolny TS-8 Bies. Fot.: St. Jaśko



Rys. 2. Samolot TS-11 Iskra na wagach przed próbami korkociągu



Rys. 3. Samolot naddźwiękowy MiG-21



Rys. 4. Smigłowiec SM-1. Fot.: A. Glass

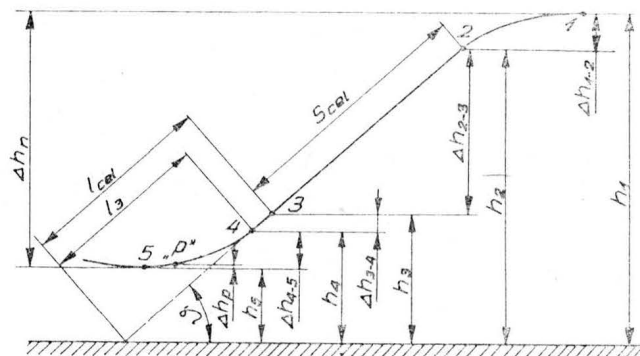
produkcji, przeważnie w odpowiednich Instytutach, i nie znajdowała się w handlu.

Pierwszym praktycznym egzaminem z umiejętności przeprowadzenia prób w locie były latem 1953 r. państwowe próby kontrolne seryjnego samolotu Lim-1. Udział w Komisji i grupach roboczych, oprócz przedstawicieli INBWL, wzięli również pracownicy Instytutu Lotnictwa oraz WSK-Mielec. Próby te poprzedzono (w lutym, marcu 1953 r.) praktycznym sprawdzeniem posiadanych metodyk oraz pokładowej i naziemnej aparatury pomiarowej przy wykorzystaniu myśliwskiego samolotu Jak-9P. Zebrane doświadczenie było wszechstronne i przydało się podczas prób w locie samolotu Lim-1, jak również dało materiał do modyfikacji metodyk i ulepszenia aparatury pomiarowej.

Następnymi próbami, zrealizowanymi w połowie lat pięćdziesiątych, były tzw. próby długotrwałe (200 h lotu) samolotu Lim-2. W trakcie tych prób, oprócz sprawdzenia charakterystyk eksploatacyjnych i resursu samolotu, loty wykorzystano do zrealizowania wielu prac naukowo-badawczych, m.in. w zakresie nowych metodyk badania stateczności i sterowności samolotu w ITWL, zebrania przez lekarzy WIML materiałów z dziedziny medycyny lotniczej nt. wpływu przeciążeń na pilota, stopnia zanieczyszczeń powietrza w kabinie itp.

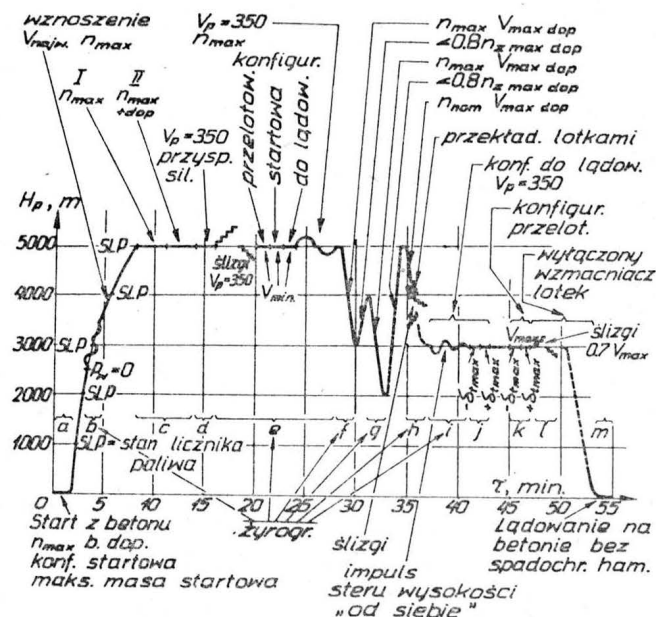
W tym okresie w ITWL przeprowadzono również próby

kwalifikacyjne szkolnego samolotu TS-8 Bis. Loty już tradycyjnie wykorzystano także do celów poznawczych. Szczególnie zajęto się zjawiskiem występowania w pionowych figurach akrobacji niedopuszczalnie dużych wartości opóźnienia wskazań pilotażowych przyrządów ciśnieniowych (prędkościomierza i wysokościomierza) w przypadku zastosowania na pokładzie samolotu rejestratora prędkości i wysokości ktu, tzw. spidobarografu, o dużej pojemności komory ciśnienia statycznego. Zajęto się teorią zagadnienia, a po opracowaniu i wykonaniu niezbędnej aparatury pomiarowej określono praktycznie na wszystkich samolo-



- 1 - początek wprowadzenia s-tu w lot nurkowy
- 2 - koniec " " " "
- 3 - koniec celowania i początek strzelania
- 4 - " strzelania " " wyprowadzania s-tu z lotu nurkowego
- 5 - koniec wyprowadzania s-tu z lotu nurkowego

Rys. 6. Profil toru lotu przy badaniu samolotu metodą oblotu



Rys. 7. Dane pomiarowe udokumentowane metodą fotograficzną



Rys. 5. Smigłowiec Mi-2

tach, będących ówczesnie w wyposażeniu wojsk lotniczych, wartości współczynników obliczeniowych. Wyniki zamieszczono w załączniku do „metodyki wyznaczania opóźnienia wskazań ciśnieniowych przyrządów pilotażowych”.

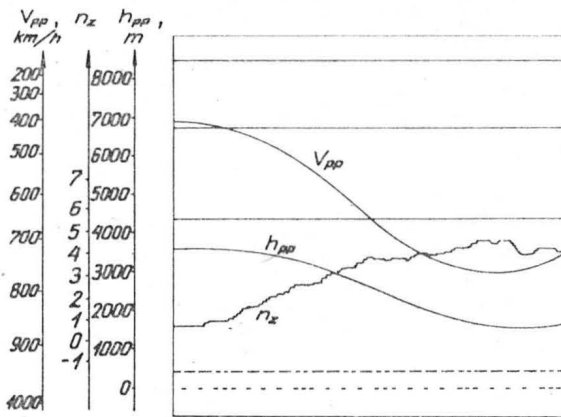
Również przeprowadzone w końcu lat pięćdziesiątych resursowe próby samolotu Lim-5 oprócz osiągnięcia głównego celu, tzn. charakterystyk eksploatacyjnych, dostarczyły wiele cennego materiału nt. badania osiągow, np. wyznaczania zredukowanych do warunków standardowych prędkości maksymalnych samolotu, na podstawie danych uzyskiwanych w zakrętach ustalonych. Dokonano również w locie udanego pomiaru ciągu silnika przy zastosowaniu całkujących grabi aerodynamicznych. Obliczony średni błąd kwadratowy pomiaru wyniósł ok. 3,5%.

Badano także w tych próbach charakterystyki stateczności pracy silnika, klimatyzacji kabiny itd. Zebrane doświadczenie i rozeznanie potrzeb sprawiło, że w okresach między poszczególnymi próbami w locie przystąpiono do



opracowywania niezbędnych metodyk oraz aparatury — głównie czujników. Sprzyjał temu liczny (kilkunastoosobowy) skład personelu pracowni prób w locie oraz duże możliwości warsztatowe ITWL.

Formalną podstawę pracy stanowił planowy temat pt. „Prace rozwojowe nad metodami prób w locie samolotów i śmigłowców oraz próby nowego sprzętu lotniczego w zakresie płatowca, silnika, osprzętu, radia i uzbrojenia”. Był to temat ogólnoinstytutowy, koordynowany merytorycznie przez nietatowy zespół prób w locie.



Rys. 8. Tor samolotu przy wyprowadzaniu z nurkowania na małej wysokości

Potrzeby i stały rozwój techniki lotniczej sprawiły, że były to prace o charakterze ciągłym i miały na celu opracowanie podstaw teoretycznych i praktyczno-technicznych do prowadzenia prób laboratoryjnych i naziemnych oraz prób w locie. Prowadzono je w oparciu o poszukiwania i wykorzystywanie nowoczesnych metod badawczych. W ich wyniku opracowywano metodyki, instrukcje, kompletowano aparaturę pomiarową, naziemną i pokładową. Przygotowywano pilotów doświadczalnych (oblatywaczy) i personel naukowo-badawczy oraz inżynierjno-techniczny do przeprowadzania prób. Stwierdzono przy tym potrzebę ustawicznej aktualizacji i dostosowywania dotychczasowych metod prób do potrzeb wynikłych w czasie bieżącej eksploatacji sprzętu lotniczego w jednostkach lotniczych.

Takie postępowanie sprawiło, że do realizacji każdego następnego prób w locie ITWL był zawsze dobrze przy-

gotowany i służył pomocą innym instytucjom, jak WSK, LZR czy APRL. Dowodem było sprawne i dostarczające wartościowego materiału badawczego przeprowadzenie wspólnie z innymi instytucjami, lecz przy zachowaniu wiodącej roli ITWL, następujących prób: kwalifikacyjnych samolotu Lim-5M, samolotu TS-11 Iskra — kwalifikacyjne na Okęciu i porównawcze w Monino w ZSRR oraz próby kwalifikacyjne samolotu Lim-6 bis.

Warto nadmienić, że te ostatnie próby, w części stanowiące sprawdzenie wyników prób fabrycznych, dzięki wyżej omówionemu dobremu przygotowaniu i wyposażeniu ekipy ITWL mogły odbyć się metodą opisaną w opracowaniu pt. „Ocena samolotów na podstawie oblotów”, przez co zaoszczędzono dużo czasu i kosztów, w niczym nie uszczuplając wartości uzyskanych materiałów pomiarowych. Próby te dostarczyły danych do opracowania metodyk:

— fotograficzna metoda przedstawiania i udokumentowania danych pomiarowych,

— metodyka fotograficznego pomiaru geometrycznej wysokości lotu i barometrycznego wyznaczania poprawek aerodynamicznych

oraz pozwoliły opracować urządzenie do synchronizacji, drogą radiową, zapisu parametrów lotu pokładowym oscylograficznym rejestratorem z naziemnym urządzeniem do pomiaru długości startów i lądowań.

Jednak do najciekawszych w ITWL należy zaliczyć próby specjalne, wynikłe z potrzeb eksploatacji lub wskutek występowania zjawisk, których poznanie i objaśnienie użytkownikom statków powietrznych było konieczne do pełnego wykorzystania możliwości samolotu (śmigłowca) względnie dla bezpieczeństwa latania.

Próby te wymagały indywidualnego podejścia, gdyż odbiegały od szablonu prób kwalifikacyjnych, chociaż zawierały wiele elementów wspólnych z nimi. Chronologicznie ważniejsze to:

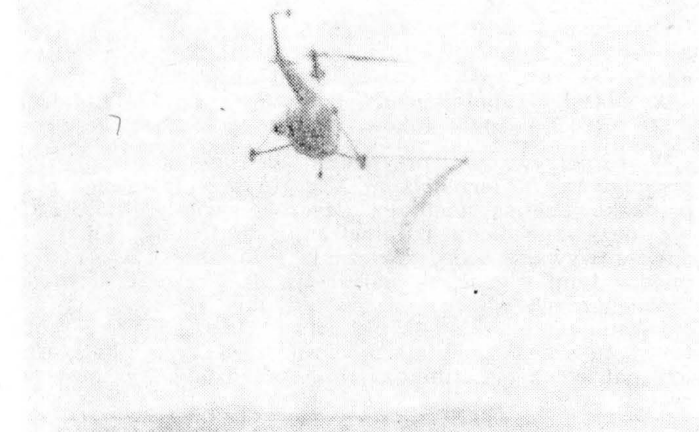
— doświadczalne wyznaczanie toru lotu przy wyprowadzaniu z lotu nurkowego na małych wysokościach; wykonano je przy użyciu samolotu Lim-5,

— doświadczalne loty w celu wyjaśnienia i usunięcia przyczyny drgań samolotów MiG-15 i Lim-1,

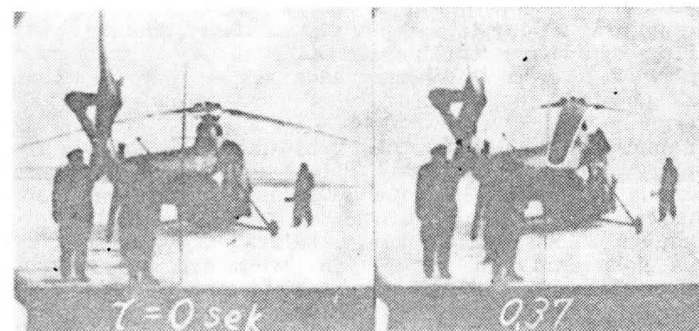
— wyjaśnienie przyczyny drgań samolotu Lim-5 (usterka dźwigników klap hamulcowych),

— próby śmigłowca SM-1 w celu zbadania wpływu strugi zawirnikowej na śmigłowce sąsiadujące przy starcie lub lądowaniu,

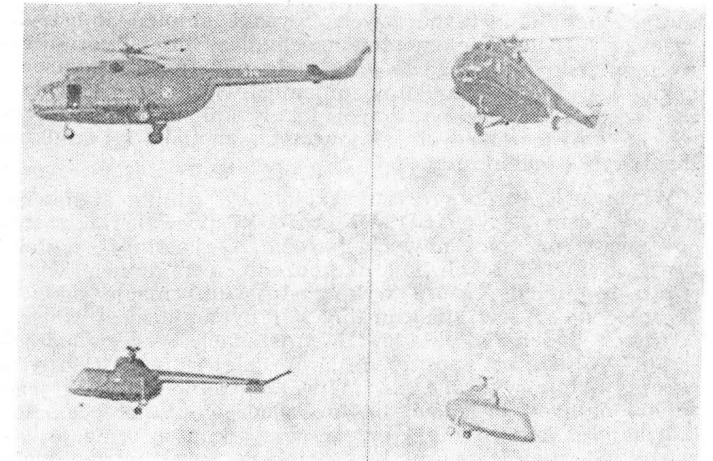
— badanie w locie warunków bezpieczeństwa przy masowej i aerodynamicznej asymetrii samolotów (asyme-



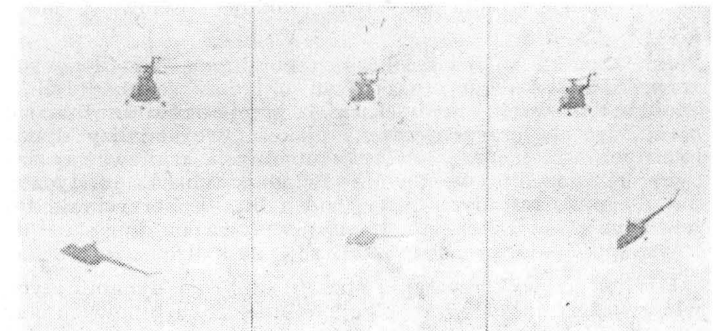
Rys. 9. Wizualizacja strugi zawirnikowej śmigłowca



Rys. 10. Pozycje łopaty wywołane podmuchem



Rys. 11. a) transport kadłuba ustatecznionego, b) transport wraka bez belki kadłubowej (splątany spadochronik nie ustatecznia)



Rys. 12. Kolejne fazy wahań kadłuba nieustatecznionego

tryczny zrzut bomb z samolotów Lim-2 i Lim-5, lot z wyszczoną jedną klapą podskrzydłową samolotu UTMiG-15),

— badania charakterystyk przeciągnięć i korkociągu samolotu TS-11 Iskra, zakończone lotami instruktażowymi i opracowaniem biuletynu eksploatacyjnego,

— pomiary wysokości geometrycznej wyprowadzenia samolotu Su-7 z lotu nurkowego na małej wysokości,

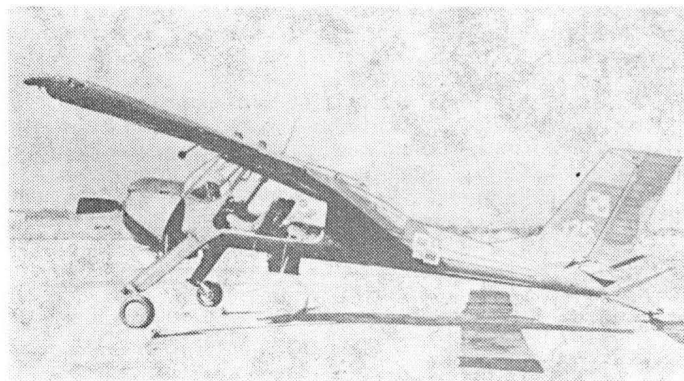
— dokładne pomiary dużych wysokości geometrycznych lotu samolotu metodą barometryczną (opracowano metodę i wykonano loty dla potrzeb PIT),

— badanie w locie turbulencji w strudze zakadłubowej samolotów An-26 i An-12,

— próby transportu wraków śmigłowca SM-2 na zaczepie zewnętrznym śmigłowca Mi-8; celem było opracowanie i przebadanie w locie urządzeń usateczniających, podnoszących górną granicę krytycznej prędkości lotu zespołu,

— próby w locie samolotu Wilga-35 na potrzeby Aeroklubu PRL i WSK Warszawa-Okęcie w celu przebadania w szerokim zakresie charakterystyk aerodynamicznych samolotu, aby wykryć przyczyny dwóch katastrof w czasie startu oraz aby uzyskać nowe materiały informacyjne dla wytwórcy i użytkowników samolotu.

Podano tu tylko przykłady ważniejszych prób w locie. Poza tym ITWL przeprowadził wiele specjalistycznych prób w locie dotyczących wytrzymałości, nowych zastosowań



Rys. 13. Samolot Wilga-35 na wagach opracowanych w ITWL

eksploatacyjnych, nowego i modyfikowanego wyposażenia. Omówienie wszystkich prób w locie znacznie przekroczyłoby ramy niniejszego artykułu, gdyż wymagałyby one obszerniejszego omówienia. Wystarczy nadmienić, że niektóre z nich dostarczyły tematu do otwarcia pracy doktorskiej.



Dr inż. **BOLESŁAW ŁUKOMSKI**  
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Złożona struktura układów regulacji współczesnych lotniczych silników turbinowych, wysoki stopień konstrukcyjnego zespolenia elementów mechanicznych i hydraulicznych w jednym agregacie oraz mała podatność pomiarowa parametrów tych elementów uniemożliwiają przeprowadzenie szybkiej bezdemontażowej lokalizacji uszkodzeń przy użyciu dotychczasowych stosowanych metod i środków diagnostyki technicznej.

Wprowadzenie do procesu eksploatacji silnika stanowisk diagnostycznych typu SD1-E7 i SD2-E7 pozwala na zastosowanie w praktyce nowych, bardziej racjonalnych i efektywnych metod lokalizacji uszkodzeń. Są to przede wszystkim te metody, które wykorzystują informacje diagnostyczne zawarte w strukturalnych i dynamicznych właściwościach badanych układów. W metodach tych, w odniesieniu do silnika, nośnikami informacji diagnostycznych są optymalnie wybrane parametry kontrolne silnika i jego funkcjonalnych układów. Istotne znaczenie w procesie lokalizacji uszkodzeń mają przede wszystkim informacje zawarte w dynamicznej postaci przebiegu parametrów kontrolnych rejestrowanych na taśmie oscylografu stanowiska diagnostycznego. Każde uszkodzenie wprowadza do procesu przejściowego silnika określone zmiany ilościowe i jakościowe.

Jak wynika z badań eksperymentalnych i modelowych w procesie lokalizacji uszkodzeń układów regulacji silników turbinowych, w większości przypadków można się ograniczyć do przeprowadzenia jakościowej analizy dynamicznych zmian parametrów kontrolnych, ponieważ o danym uszkodzeniu wymownie świadczy charakterystyczny dla niego kształt dynamicznej odchyłki. Wykorzystanie tej właściwości w znacznym stopniu wpływa na uproszczenie i przyspieszenie procesu lokalizacji uszkodzeń.

Możliwość wykorzystania strukturalnych i dynamicznych właściwości układów regulacji silników turbinowych w procesie lokalizacji uszkodzeń najlepiej można pokazać za pomocą tzw. modeli topologicznych. Powszechnie model

## Lokalizacja uszkodzeń układów regulacji silników turbinowych

topologiczny jest przedstawiany w postaci grafu skierowanego:

$$G = \langle X, U \rangle$$

gdzie:

$$X = \{x_i\} \text{ — zbiór wierzchołków,}$$

$$U = \{U_{ij}\} \text{ — zbiór łuków.}$$

W rozpatrywanym przypadku będzie stosowany graf przepływowy. Wierzchołkom  $X$  grafu przepływowego przyporządkowane są wielkości fizyczne, sygnały, które ogólnie nazywane będą parametrami. Natomiast łukami  $U$  odwzorowywane będą powiązania i zależności występujące między tymi sygnałami (parametrami). Przydatność modeli topologicznych w procesie identyfikacji uszkodzeń zostanie pokazana na przykładzie układu regulacji prędkości obrotowej turbinowego silnika odrzutowego typu 37, którego schemat struktury funkcjonalnej przedstawiony jest na rys. 1.

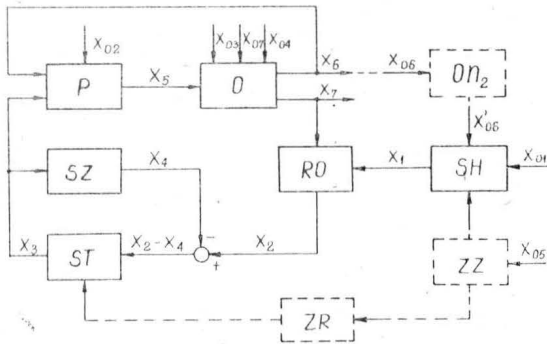
### Sporządzenie topologicznych modeli układu

Syntezę modelu należy rozpocząć od wyboru zbioru parametrów istotnych z punktu widzenia działania układu i przedstawienia ich zbiorem wierzchołków  $X$  grafu przepływowego (rys. 2). W przypadku rozpatrywanego układu za podstawę do wyboru zbioru parametrów  $X$  przyjęto sygnały wejściowe i wyjściowe  $X_1, X_2, \dots, X_n$  członów dynamicznych układu (rys. 1). Zeby układ można było rozpatrywać jako samodzielny, należy uwzględnić wpływ otoczenia (człowieka, układów współdziałających, warunków pracy) na jego działanie. Operacja taka nazywa się zamknięciem zbioru wierzchołków układu  $X_1, X_2, \dots, X_n$  i polega na dołączeniu do nich tych wierzchołków otoczenia  $X_{01}, X_{02}, \dots, X_{0k}$ , przez które to otoczenie oddziałuje na rozpatrywany układ. Po określeniu zbioru wierzchołków  $X = \{X_{01}, X_{02}, \dots, X_{0k}, X_1, X_2, \dots, X_n\}$  przystępuje się do określenia zbioru łuków  $U$ .



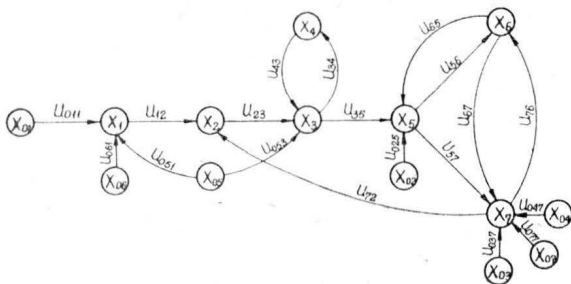
W szczególnym przypadku, gdy badany układ można zastąpić modelem liniowym, zależności występujące między parametrami (wierzchołkami)  $X$  mogą być wyrażone ilościowo, np. w postaci operatorowej funkcji przejścia (transmitancji). W przypadku ogólnym, gdy związki ilościowe nie są znane, łuki  $U$  wyrażają związki przyczynowo-skutkowe występujące między odpowiednimi sygnałami (parametrami  $X$ ).

W modelu przedstawionym na rys. 2 wielkościami dostępnymi do pomiaru i rejestracji w warunkach eksploatacji są wszystkie parametry należące do otoczenia układu  $\{X_{01}, X_{02}, X_{03}, X_{04}, X_{05}, X_{06}, X_{07}\}$  oraz następujące parametry układu:  $X_5, X_6$  i  $X_7$ .



Rys. 1. Schemat struktury funkcjonalnej układu regulacji prędkości obrotowej silnika typu 37. Człony dynamiczne układu: O — obiekt regulacji (silnik), SH — spalwiak hydrauliczny, RO — regulator odśrodkowy, ST — serwotłok, SZ — sprężenie zwrotne, P — pompa paliwa (zespół tłoczący). Człony układów współdziałających:  $O_{\eta_2}$  — ogranicznik maksymalnej wartości  $\eta_2(X_6)$ , ZR — zawór różnicowy, ZZ — zawór zmniejszenia wydatku paliwa. Wielkości określające wpływ otoczenia (człowieka, układów współdziałających, warunków pracy) na układ:  $X_{01}$  — przemieszczenie dźwigni sterowania silnikiem (DSS),  $X_{02}$  — ciśnienie paliwa na wejściu do pompy,  $X_{03}$  — przemieszczenie stożka dyfuzora wlotowego silnika,  $X_{04}$  — przemieszczenie zwieracza dyszy wylotowej silnika,  $X_{05}$  — sygnał elektryczny powodujący zadziałanie ZZ,  $X_{06}$  — wystąpienie przypadku  $X_6 > X_6$  graniczne ( $X'_{06}$  — położenie tłoka  $O_{\eta_2}$ ),  $X_{07}$  — wpływ warunków atmosferycznych i lotu. Parametry układu:  $X_1$  — przemieszczenie trzonu SH,  $X_2$  — przemieszczenie suwaka RO,  $X_3$  — przemieszczenie trzonu ST,  $X_4$  — przemieszczenie tulei SZ,  $X_5$  — ciśnienie paliwa,  $X_6$  — prędkość obrotowa WWC —  $\eta_2$ ,  $X_7$  — prędkość obrotowa WNC —  $\eta_1$ .

Następnym etapem syntezy modelu jest uwzględnienie bardziej szczegółowej struktury układu. Funkcjonowanie układu jest ściśle związane z jego ogólną strukturą organizacyjną, przez którą rozumie się całościowy wzajemnych powiązań i oddziaływań elementów, których właściwości i charakter powiązań mają istotny wpływ na poprawność działania układu. Ogólną strukturę układu charakteryzują ilościowe parametry zwane strukturalnymi. Do zbioru strukturalnych parametrów  $E = \{e_1, e_2, \dots, e_m\}$  zalicza się fizyczne, chemiczne, elektryczne, a także geometryczne właściwości elementów lub węzłów (np. opór hydrauliczny dławika, luz pary kinematycznej, sztywność sprężyny itp.). Model układu rozszerzony o parametry strukturalne przedstawiony jest na rys. 3. Model ten uzupełniony został zbiorem możliwych uszkodzeń układu  $D = \{d_1, d_2, \dots, d_l\}$ . W procesie diagnozowania układu należy brać pod uwagę tylko te uszkodzenia ze zbioru  $D$ , które w praktyce eksploatacyjnej zdarzają się najczęściej i których występowanie ma istotny wpływ na funkcjonowanie układu. Zbiór takich uszkodzeń można wyznaczyć za pomocą analizy danych statystycznych wziętych z eksploatacji silnika. Symulując te uszkodzenia w rzeczywistym układzie, można uzyskać odpowiedni zbiór odpowiedzi układu na określone wymu-



Rys. 2. Model układu w przestrzeni parametrów funkcjonalnych. Parametry:  $X_{01}, X_{02}, \dots, X_{07}, X_1, X_2, \dots, X_7$  — jak na rys. 1.

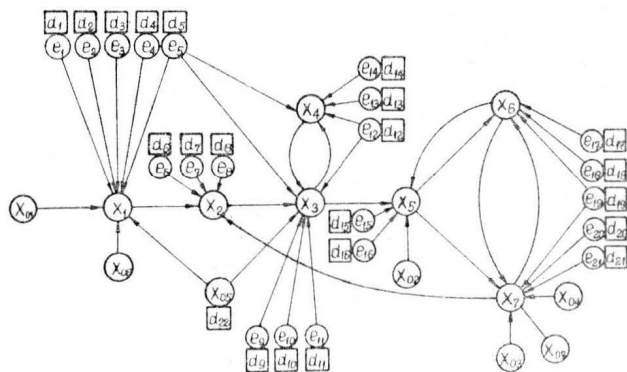
szenia, ułatwiający identyfikację uszkodzeń występujących w eksploatacji.

### Wpływ uszkodzeń na przebieg parametrów kontrolnych

Rozpatrywany układ (rys. 1) silnika typu 37 przeznaczony jest do utrzymania stałej prędkości obrotowej wirnika niskiego ciśnienia  $\eta_1 = \text{const}$ . Steruje on również przebiegiem procesów przejściowych zapewniając stateczną i niezawodną pracę silnika. Układ funkcjonuje w zakresie zmian prędkości obrotowej od  $\eta_1 = 85\%$  do  $\eta_{1 \text{ max}}$ . Niektóre elementy układu współdziałają z innymi układami silnika. Dlatego też nieprawidłowe działanie układu może być spowodowane nie tylko uszkodzeniem jego własnych elementów, ale również elementów układów współdziałających (otoczenia). Wpływ uszkodzeń elementów otoczenia oraz elementów własnych układu na przebieg parametrów kontrolnych omówiony zostanie na dwóch niżej opisanych przykładach.

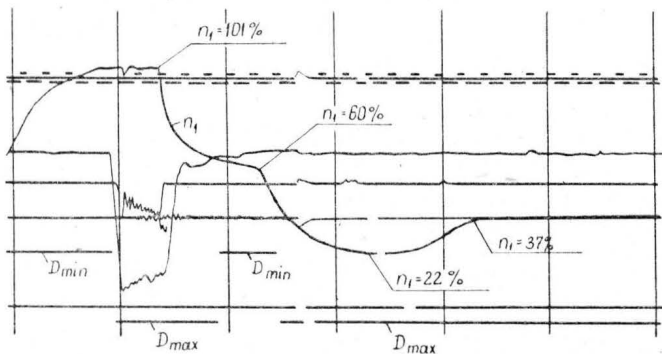
### Wpływ otoczenia na działanie układu

Na taśmie SARPP-12 (rys. 4) zarejestrowany jest przypadek gwałtownego spadku prędkości obrotowej wirnika niskiego ciśnienia  $\eta_1$  po upływie ok. 3 s od chwili włączenia pełnego dopalania. Samoczynny spadek prędkości obrotowej nastąpił od  $\eta_1 = 101\%$  do  $\eta_1 = 60\%$  przy położeniu dźwigni sterowania silnikiem na zakresie pełnego dopalania. Następny, obserwowany na taśmie SARPP-12 (rys. 4), spadek  $\eta_1$  jest spowodowany cofnięciem dźwigni sterowania silnikiem w położenie bliskie zakresowi minimalnemu. Spadek tej prędkości nastąpił jednak do wartości  $\eta_1 = 22\%$ , tj. do wartości mniejszej niż wartość w zakresie minimalnym. Późniejszy samoczynny wzrost prędkości obrotowej do  $\eta_1 = 37\%$  oraz ustalenie się prędkości odpowiadającej



Rys. 3. Model układu w przestrzeni parametrów strukturalnych. Parametry:  $X_{01}, X_{02}, \dots, X_{07}, X_1, X_2, \dots, X_7$  — jak na rys. 1. Parametry strukturalne:  $e_1$  — opór hydrauliczny dławika SH,  $e_2$  — sztywność sprężyny tłoka SH,  $e_3$  — opór ruchu tłoka i suwaka SH,  $e_4$  — charakterystyka hydrauliczna pary suwakowej SH,  $e_5$  — ciśnienie robocze układu,  $e_6$  — sztywność sprężyny RO,  $e_7$  — opory ruchu suwaka i łożysk ciężarków RO,  $e_8$  — równomierność napędu RO,  $e_9$  — opór ruchu serwotłoka,  $e_{10}$  — sprawność objętościowa komory tłokowej ST,  $e_{11}$  — charakterystyka hydrauliczna pary suwakowej RO,  $e_{12}$  — opór hydrauliczny dławika SZ,  $e_{13}$  — charakterystyka hydrauliczna pary suwakowej SZ,  $e_{14}$  — opór ruchu tłoka i suwaka SZ,  $e_{15}$  — sprawność objętościowa wirnika pompy,  $e_{16}$  — opór hydrauliczny wtryskiwaczy,  $e_{17}$  — sprawność gazodynamiczna WWC,  $e_{18}$  — przekrój poprzeczny kierownicy turbiny WWC,  $e_{19}$  — straty ciśnienia w kanale przepływowym silnika,  $e_{20}$  — sprawność gazodynamiczna WNC,  $e_{21}$  — przekrój poprzeczny kierownicy turbiny WNC. Zbiór możliwych uszkodzeń:  $d_1$  — zanieczyszczenie dławika SH,  $d_2$  — spadek sztywności sprężyny SH,  $d_3$  — wzrost siły tarcia tłoka i suwaka SH,  $d_4$  — zużycie krawędzi sterujących pary suwakowej SH,  $d_5$  — zapowietrzenie układu,  $d_6$  — spadek sztywności sprężyny RO,  $d_7$  — korozja łożysk ciężarków RO,  $d_8$  — drgania wałka napędu RO,  $d_9$  — wzrost siły tarcia tłoka i trzonu ST,  $d_{10}$  — utrata szczelności komory ST,  $d_{11}$  — zużycie krawędzi sterujących pary suwakowej RO,  $d_{12}$  — zanieczyszczenie dławika SZ,  $d_{13}$  — zużycie krawędzi sterujących suwakowej pary SZ,  $d_{14}$  — wzrost siły tarcia tłoka i suwaka SZ,  $d_{15}$  — zawisanie nurników,  $d_{16}$  — zanagrowanie wtryskiwaczy,  $d_{17}$  — zużycie i uszkodzenie łopatek WWC,  $d_{18}$  — zmniejszenie przekroju wskutek deformacji kierownicy turbiny WWC,  $d_{19}$  — uszkodzenia i deformacje powierzchni kanału przepływowego silnika,  $d_{20}$  — zużycie i uszkodzenia łopatek WNC,  $d_{21}$  — zwiększenie przekroju kierownicy turbiny WNC,  $d_{22}$  — wystąpienie sygnału  $X_{05}$  wskutek niesprawności układów współdziałających.

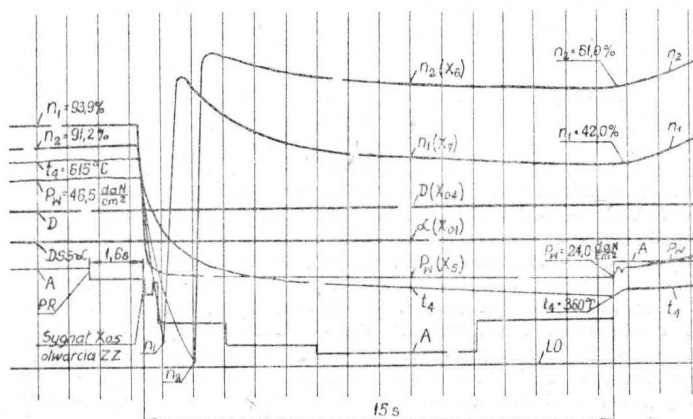
położeniu dźwigni sterowania silnikiem świadczą o ustąpieniu niesprawności. W celu ustalenia przyczyny wystąpienia niesprawności, przeprowadzono próbę kontrolną silnika przy użyciu stanowiska diagnostycznego SD1-E7. Podczas przeprowadzania próby kontrolnej zjawisko samoczynnego spadku prędkości obrotowej silnika powtórzyło się przy  $\eta_1 = 93,9\%$ , co zostało zarejestrowane na oscylogramie z rys. 5. Na tym oscylogramie widoczny jest gwałtowny spadek ciśnienia paliwa przed wtryskiwaczami (w kolektorze pomocniczym)  $P_w (X_5)$  od wartości  $46,5 \text{ daN/cm}^2$  do  $24,0 \text{ daN/cm}^2$  i utrzymywania się takiego niskiego ciśnienia paliwa przez 15 s. Spadkowi ciśnienia paliwa towarzyszy spadek temperatury za turbiną  $t_4$  (od  $615$  do  $360^\circ\text{C}$ ), prędkości obrotowej WNC  $\eta_1 (X_7)$  (od  $93,9\%$  do  $42,0\%$ ) oraz prędkości obrotowej WWC  $\eta_2 (X_6)$  (od  $91,2\%$  do  $61,0\%$ ).



Rys. 4. Parametry zarejestrowane na taśmie SARPP-12 podczas wystąpienia niesprawności

Spadek ciśnienia paliwa przed wtryskiwaczami  $P_w (X_5)$ , na ustalonym zakresie ( $\eta_1 \geq 85\%$ ), przy stałym położeniu DSS, może nastąpić w przypadku niewłaściwego funkcjonowania rozpatrywanego układu regulacji prędkości obrotowej lub też wskutek wprowadzonych do układu zakłóceń przez inny niesprawny układ. Z analizy przebiegu parametru A, niosącego informacje o działaniu elementów elektrycznych automatyki silnika można wnioskować, że pojawiły się na ustalonym zakresie pracy silnika zakłócające sygnały elektryczne zapisane w postaci skoków parametru A. Na zakresie ustalonym dla poprawnie funkcjonującego silnika, linia zapisu parametru A powinna być pozioma i nie powinna zawierać żadnych skoków.

Szczegółowa analiza czasów występowania sygnałów (skoków) w zapisie parametru A (oscylogram z rys. 5) oraz kolejność i okres występowania odpowiednich sygnałów świetlnych na tablicy stanowiska diagnostycznego jednoznacznie świadczyły o samoczynnym włączeniu się przy  $\eta_1 = 93,9\%$  automatycznego układu rozruchu silnika. Układ ten wg odpowiedniego programu włącza i wyłącza elementy i agregaty układu rozruchu, w tym również po  $1,6 \text{ s}$  od początku rozruchu (PR) włącza zawór zmniejszenia natężenia przepływu paliwa na  $15 \text{ s}$ , co było bezpośrednim powodem gwałtownego spadku ciśnienia paliwa  $P_w (X_5)$  oraz pozostałych parametrów pracy silnika. Szczegółowa analiza



Rys. 5. Oscylogram przedstawia przypadek samoczynnego włączenia się automatycznego układu rozruchu na ustalonym zakresie pracy silnika

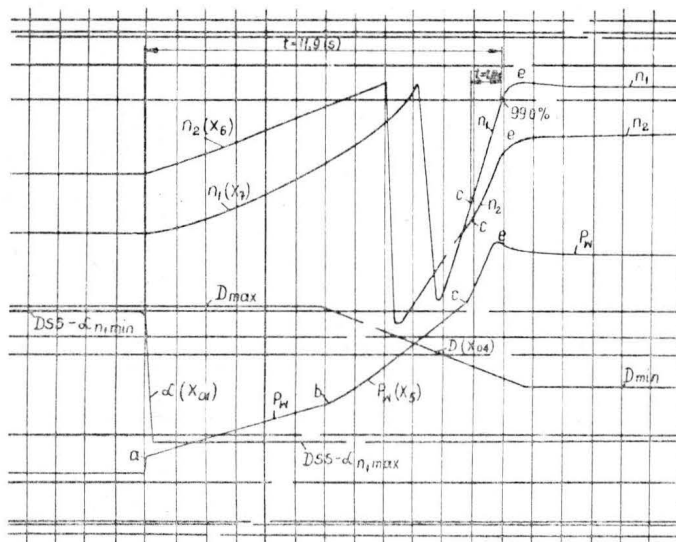
sieci elektrycznej prowadzona pod kątem możliwości wystąpienia sygnału elektrycznego inicjującego rozruch silnika (sygnału PR na zapisie parametru A) doprowadziła do zlokalizowania uszkodzenia elektrycznego typu zwarcia w sieci elektrycznej samolotu. Czynnikiem pobudzającym wystąpienie tej niesprawności, były drgania samolotu.

#### Wpływ uszkodzeń elementów układu na przebieg procesów przejściowych

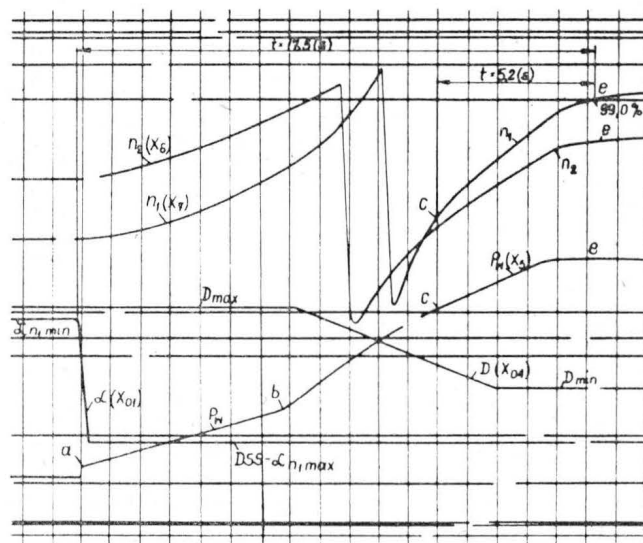
Wpływ stanu technicznego elementów układu na przebieg parametrów kontrolnych w procesach przejściowych pokazany zostanie na przykładzie wprowadzenia do rzeczywistego układu uszkodzenia  $d_{12}$  — zanieczyszczenie dławika sprężenia zwrotnego (rys. 3). Uszkodzenie to można odtworzyć przez ustawienie dławika o zwiększonym oporze hydraulicznym. Największą wrażliwość na występowanie w układzie tego typu uszkodzenia wykazuje ostatnia faza procesu przyspieszania silnika wykonanego od zakresu minimalnego do maksymalnego.

Można to zauważyć porównując przebiegi parametrów kontrolnych zarejestrowane na oscylogramach z rys. 6 i 7. Oscylogram z rys. 6 przedstawia normalnie przebiegający proces przyspieszania silnika uzyskany przy ustawieniu na silniku dławika o przepustowości  $V_1 = 290 \text{ cm}^3/\text{min}$  (dopuszczalne wartości wynoszą:  $V_1 = 150 \div 300 \text{ cm}^3/\text{min}$ ). Natomiast oscylogram z rys. 7 uzyskano w przypadku zastosowania dławika o małej przepustowości  $V_1 = 65 \text{ cm}^3/\text{min}$  (duży opór hydrauliczny).

Pierwsze dwie fazy omawianego procesu przyspieszenia,



Rys. 6. Oscylogram przedstawia normalny przebieg przyspieszenia silnika od zakresu minimalnego do maksymalnego



Rys. 7. Oscylogram przedstawia przebieg przyspieszenia silnika od zakresu minimalnego do maksymalnego w przypadku występowania uszkodzenia — zwiększony opór hydrauliczny dławika sprężenia zwrotnego



oznaczone odcinkami  $a-b$  i  $b-c$  na krzywej zmiany ciśnienia paliwa  $P_w$  ( $X_5$ ), są sterowane ogranicznikiem narastania ciśnienia (ONC). Rozpatrywany układ steruje natężeniem przepływu paliwa dopiero w ostatniej fazie przyspieszania (krzywa  $c-e$ ). Toteż przebieg parametrów kontrolnych w tej ostatniej fazie przyspieszania jest ściśle zależny od stanu technicznego elementów układu. Wprowa-

z zakresu minimalnego na maksymalny, liczony od chwili przesunięcia DSS do osiągnięcia  $n_1 = 99\%$ , który w tym przypadku wynosi  $t = 17,5$  s. Dopuszczalna wartość tego czasu, dla warunków badań, wynosi  $t_{dop} = 9,2 \div 12,2$  s. Należy zaznaczyć, że stan techniczny elementów spawalnicza hydraulicznego nie ma wpływu na przebieg parametrów kontrolnych w procesie przyspieszania, gdyż tłok SH przemieszcza się w skrajne położenie i przestawia regulator odśrodkowy na zakres maksymalny wcześniej, zanim silnik osiągnie zakres punktu C.

TABLICA

Parametr kontrolny	Uszkodzenie	
	$d_{22}$	$d_{12}$
	Przypadek otwarcia zaworu zmniejszenia wydatku paliwa	Zanieczyszczenie dtawika Sprzężenia zwrotnego
$X_7$	$n_1$	
$X_6$	$n_2$	
$X_5$	$P_w$	
$X_{05}$	A	
$X_{04}$	$\alpha$	
Zakres	Zakres ustalony $n_1 \geq 85\%$	Końcowa faza przyspieszenia od $n_{1min}$ do $n_{1max}$

zione do układu uszkodzenie  $d_{12}$  (zwiększony opór hydrauliczny dtawika SZ) powoduje charakterystyczne zniekształcenie przebiegu parametrów kontrolnych ( $P_w$ ,  $n_1$  i  $n_2$ ) i wydłużenie czasu osiągnięcia przez silnik zakresu maksymalnego. Niedopuszczalnie wzrasta czas przejścia silnika

w tabl. przedstawiono graficznie wpływ uszkodzeń  $d_{22}$  i  $d_{12}$  (rys. 3) na zmianę wartości i kształtu przebiegu parametrów kontrolnych układu. Przebiegi odpowiadające stanom zdatności układu i silnika (bez uszkodzenia) przedstawiono linią przerywaną i oznaczono literą  $d_0$ .

Takie graficznie przedstawienie wpływu najbardziej prawdopodobnych i istotnych uszkodzeń układów regulacji silników turbinowych na przebieg parametrów kontrolnych w znacznym stopniu może się przyczynić do ułatwienia i przyspieszenia procesu lokalizacji występujących uszkodzeń.

Analiza wartości i przebiegu parametrów kontrolnych, mierzonych, sygnalizowanych i rejestrowanych przy użyciu stanowisk diagnostycznych typu SD1-E7 i SD2-E7 pozwala na bezdemontażową szybką lokalizację uszkodzeń układów funkcjonalnych turbinowych silników odrzutowych typu 37 i in.

Ułatwieniem w przeprowadzeniu analizy występujących uszkodzeń może być wykorzystanie modeli topologicznych, które w pełni odzwierciedlają właściwości strukturalne i dynamiczne diagnozowanych układów.

W niektórych przypadkach procedura lokalizacji uszkodzeń może być znacznie uproszczona, jeśli w procesie diagnozowania wykorzysta się zbiór porównawczych przebiegów parametrów kontrolnych uzyskany przy wprowadzeniu do rzeczywistego układu symulowanych, najczęściej spotykanych i istotnych uszkodzeń danego typu silnika.

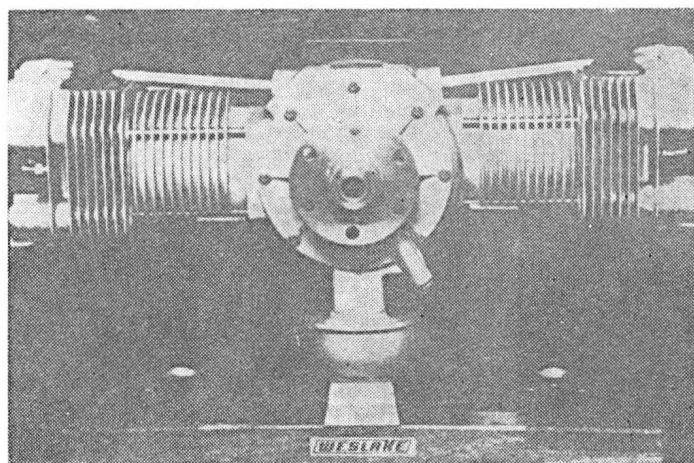
LITERATURA

1. B. BOLIŃSKI, Z. STELMASZCZYK: Eksploatacja silników turbinowych. WKL, Warszawa, 1981 r.
2. T. ROZWADOWSKI: Diagnostyka techniczna obiektów złożonych. WAT, Warszawa, 1974 r.
3. K. CIESLIKI: Liniowe grafy przepływowe i ich zastosowanie. PW, Warszawa, 1977 r.
4. J. A. GRUNDSPEKIS: Postrojenie topologicznej modeli obiektu. Kibernetika i diagnostyka. Wypusk V. Riga, 1972 r.
5. B. ŁUKOMSKI: Wrażliwość parametryczna układu regulacji prędkości obrotowej dwuwirnikowego lotniczego turbinowego silnika odrzutowego w aspekcie diagnostyki technicznej. Zagadnienia Eksploatacji Maszyn, 2 (26), 1976 r.

**NOWOŚCI TECHNICZNE**

**Mały silnik tłokowy Weslake**

Brytyjska firma Weslake opracowała czterosurowy dwucylindrowy silnik „bokser” o mocy 41 kW (56 KM) przeznaczony do samolotów ultralekkich. Jest to pierwszy czterosurowy silnik o tak małej mocy projektowany od początku jako napęd lotniczy (silniki Limbach wywodzą się z silnika samochodu Volkswagen). Zużywa on o 40% mniej paliwa do porównywalnych silników dwusurowych, a dzięki małej prędkości obrotowej wynoszącej 2600÷3400 obr/min w zakresie mocy 31÷41 kW (43÷56 KM) w porównaniu z ok. 6000 obr/min silników dwusurowych — nie wymaga przekładni śmigła; poza tym mniejsza prędkość obrotowa zmniejsza hałas wytwarzany przez silnik. Początkowa trwałość międzynaprawcza silnika Weslake ma wynosić 400 h, a docelowa 1000 h, podczas gdy trwałość międzynaprawcza silników dwusurowych osiąga najwyżej 250 h. Również niezawodność silników dwusurowych jest mniejsza w związku ze stosowaniem przekładni, które ze względu na masę wykonuje się na ogół jako „klinowe” (z paskami klinowymi). Natomiast cena omawianego silnika będzie o 50% wyższa od ceny silników dwusurowych.



Firma Weslake przewiduje uruchomienie produkcji silnika jeszcze w 1983 r. w ilości 30 szt. miesięcznie.

W.K.

# Rozwój budownictwa lotniskowego w Polsce i na świecie



Mgr inż. BOGDAN ZARSKI  
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

## Nawierzchnia a samolot

Wraz z rozwojem techniki lotniczej i wprowadzeniem coraz nowszych typów samolotów odrzutowych o zwiększonych obciążeniach, ciągach silników i prędkościach lądowania, nawierzchniom dróg startowych stawiane są coraz większe wymagania eksploatacyjne. Przeciętne obciążenie pasa startowego od kół wynosi obecnie 1000 kN wobec 55 kN w 1945 r. Nawierzchnia musi przyjąć obciążenie dynamiczne od ciężaru lądującego samolotu, oddziaływanie dynamiczne, akustyczne i termiczne gazów spalinowych z dysz silników odrzutowych. Musi być odpowiednio szorstka i równa, aby zapewnić dobrą przyczepność koła do nawierzchni.

Zimą na nawierzchnie lotnisk rozsypywane są środki chemiczne do zwalczania gołoledzi (oblodzeń), co powoduje występowanie dodatkowych naprężeń przypowierzchniowych przez dużą częstotliwość zmian termicznych.

## Budowa nawierzchni lotniskowych z betonu cementowego w Polsce

Po II wojnie światowej, w 1948 r. przystąpiono do budowy nawierzchni lotniskowych z betonu cementowego, bez doświadczonych kadr inżynierskich i technicznych. Doświadczenie przychodziło w miarę przybywania powierzchni gotowej nawierzchni. Nasilenie robót nawierzchniowych przypada na lata sześćdziesiąte.

Jakość nawierzchni dla ówczesnego sprzętu latającego była bardzo dobra. Beton wytwarzany był centralnie w betoniarni na miejscu budowy. Transport masy do 2,5 km. Do rozkładania, zagęszczania i wykańczania nawierzchni stosowano: zespół Dinglera oraz wykańczarki typu Finischer i VA-5l. Betonowano co drugą płytę przy zapewnieniu współpracy płyt na wpust i pióro, a w sporadycznych przypadkach na „dyble”.

W zespole Dingler głównym elementem zagęszczającym były ubijaki mechaniczne, które przy dobrym zagęszczeniu betonu nie powodowały segregacji kruszywa w masie betonowej.

Do produkcji masy betonowej używano przede wszystkim kruszyw rzecznych i czystych bez domieszek cementów drogowych, o przedłużonym czasie wiązania, wykonywanych na zamówienie inwestora. Zacieranie płyt odbywało się ręcznie, a nadmiar mleczka cementowego ściągany był szczotkami z piassawy, w kierunku poprzecznym do osi drogi startowej, w celu zwiększenia przyczepności kół samolotu do nawierzchni.

Kontroli produkcji masy betonowej i korekty recept dokonywano na miejscu budowy w laboratorium zorganizowanym przez inwestora. Żądana wytrzymałość betonu na ściskanie (300 daN/cm<sup>2</sup>) i na zginanie (45 kg/cm) była zachowana, a nawet przekraczana.

Z biegiem lat następował rozwój budownictwa ogólnego i przemysłowego w kraju z równoczesnym rozwojem budownictwa lotniskowego. W związku z tym wzrosło zapotrzebowanie na kruszywa i cementy oraz zaczął występować deficyt w tych materiałach.

Zaistniała konieczność zastosowania kruszyw łamanych. Sięgnięto po bazalt, który mamy w wystarczających ilościach, a który zaczęto stosować do budowy nawierzchni także w państwach zachodnich. Materiałem wiążącym stał się cement portlandzki marki 350, z biegiem lat z domieszkami żużla wielkopieczowego i popiołów lotnych, niekorzystnie wpływających na odporność tworzywa narażonego na bezpośrednie działanie zmiennych warunków atmosferycznych i obciążeń zewnętrznych. Po kilku latach w państwach zachodnich wycofano kruszywo bazaltowe jako mało przydatne do budowy nawierzchni ze względu na małą odporność na zmianę naprężeń (tupliwość i odpadanie od spoiwa). Ze względu na trudności materiałowe kruszywo bazaltowe stosowane jest u nas nadal, lecz o mniejszej frakcji (do 25 mm), co w pewnym stopniu eliminuje szkodliwość działania tzw. „zgorzeli słonecznej” powodują-

cej rozpad ziarna. Zmieniono technologię zagęszczania masy betonowej wyłącznie przez wibrację powierzchniową, gdyż zespoły Dinglera zostały wycofane z eksploatacji ze względu na zużycie elementów i brak części zamiennych.

Zagęszczanie powierzchniowe płyt betonowych ma tę wadę, że przy odpowiednio ustawionej prędkości posuwu maszyny wibrującej i niewłaściwie dobranej częstotliwości drgań deski wibracyjnej następuje segregacja frakcji kruszywa w wysokości płyty (grubsze kruszywo zostaje przemieszczone na spód, a drobne na wierzch płyty), łącznie z nadmiernym wyciśnięciem na powierzchnię mleczka cementowego tworzącego 2 mm warstwę wierzchnią płyty, mało odporną na działanie czynników zewnętrznych.

Ta niska odporność warstwy powierzchniowej ujawniła się po wprowadzeniu do eksploatacji samolotów ponaddźwiękowych. Powierzchnia płyt betonowych, osłabiona działaniem środków chemicznych do zwalczania gołoledzi, nie wytrzymała zwiększonego dynamicznego obciążenia zewnętrznego od samolotu i gazów spalinowych. Powstałe zjawisko łuszczenia się powierzchni płyt i korozji betonu okazało się bardzo niebezpieczne dla silników samolotów odrzutowych (uszkodzenia łopatek) przez zasysanie okruszków betonu.

Konieczne stało się więc wprowadzenie do produkcji nawierzchni z betonu cementowego kruszyw niebazaltowych wysokiej klasy i czystych cementów portlandzkich lub specjalnych drogowych (bez domieszek). Nieodzownym warunkiem uzyskania dobrego produktu jest również wymiana maszyn do rozścielania betonu, jego zagęszczania i wykańczania na nowoczesny sprzęt z szalunkami ślizgowymi, z wibratorami buławowymi wgłębnymi, deską powierzchniową i osprzętem wykończeniowym.

Rozpoczęto już działania zmierzające do urzeczywistnienia warunków układania nowych, dobrych nawierzchni. Istnieją nawierzchnie eksploatowane z oznakami zniszczeń, które wymagają regeneracji powierzchniowej w celu zapewnienia bezpiecznej eksploatacji.

Za najradzykalniejszy i najskuteczniejszy w Polsce sposób uznano układanie dywanika bitumicznego o grubości min. 4,5 cm. Grubość ta okazała się jednak za małą do pokrywania nawierzchni z betonu cementowego o licznych spękaniach, gdyż przy współpracy tych dwóch nawierzchni ze sobą na powierzchni dywanika bitumicznego pojawiała się siatka zakrytych spękań. W zależności od wielkości zniszczeń nawierzchni z betonu cementowego, ustalono grubość nakładki z betonu asfaltowego 12 cm. Ten sposób naprawy zaliczany jest do remontów kapitalnych.

Miejscowe zniszczenia powierzchniowe usuwane są przy drobnych remontach lub konserwacji bieżącej, w oparciu o żywice epoksydowe i poliestrowe. Technologia napraw i zabezpieczeń powierzchniowych została opracowana i wdrożona przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych. Opracowano ją przy założeniu następujących wymagań:

— metoda naprawy powinna opierać się na możliwie tanich i dostępnych w handlu żywicach syntetycznych produkcji krajowej,

— technologia naprawy powinna być prosta w praktycznym stosowaniu na większą skalę,

— naprawa powinna być trwała, zapewniająca właściwą współpracę nałożonej warstwy z remontowaną nawierzchnią,

— wskaźnik szorstkości naprawionej nawierzchni ma być taki sam jak nawierzchni betonowej nie naprawianej (w różnych warunkach atmosferycznych),

— naprawiona nawierzchnia nie może być pylna ani podatna na kruszenie,

— miejsca naprawione powinny skutecznie wytrzymać temperatury ujemne występujące w naszych warunkach klimatycznych oraz temperatury dodatnie działających na nawierzchnie gazów spalinowych z silników samolotów odrzutowych,

— naprawa powinna być odporna na działanie paliw i smarów stosowanych w lotnictwie.



Technologie napraw powierzchniowych opierają się na żywicach: epoksydowej — Epidian 5, poliestrowej — Polimal 109, poliestrowej — Polimal 109 emulgowany z wodą, poliuretanowej, epoksydowej o nazwie Epazon wiążącej w ośrodku wodnym.

Do wszystkich polimerizacji oraz plastrozaprów użyto wysuszonego piasku rzeczno-ekologicznego o jednakowej granulacji.

Jako napelnicza użyto cementu portlandzkiego 250. Naprawy te sprawdzają się w eksploatacji i pozwalają na przesunięcie remontu kapitalnego nawierzchni o kilka lat.

W 1977 r. przeprowadzono próby nakładania powierzchniowego powłoki opartej na mieszaneczce asfaltowo-żywicznej, natryskiwanej pod ciśnieniem na nawierzchnię.

Omówione metody napraw dotyczą już uszkodzonych powierzchni, a przecież nie powinno się do tych uszkodzeń dopuszczać lub ograniczać je do minimum.

W wyniku poznania szkodliwego działania czynników agresywnych na nawierzchnię (takich jak roztwory kwasów, chlorki, tlenki azotu i siarki, gazy spalinowe silników, a szczególnie niebezpieczne środki chemiczne stosowane do usuwania gołoledzi), zaczęto przeciwstawiać się im „uszlachetnioną” technologią (napowietrzanie masy z betonu cementowego), ograniczaniem środków chemicznych do zwalczania gołoledzi (szczególnie na nawierzchniach młodych) oraz wprowadzaniem dodatkowych zabiegów.

W ostatnich latach zastosowano m.in. żywice silikonowe w roztworze ługu sodowego (ahydrosil Na) lub potasowego K o stężeniu żywicy ok. 20% pod nazwą Ahydrosil. Zabezpieczenie nawierzchni polega na uodpornieniu jej na wodę, a tym samym na różne szkodliwe roztwory znajdujące się na nawierzchni. Nawierzchnia z betonu cementowego jest hydrofilowa, po zabezpieczeniu jej impregnacją wodoodporną staje się hydrofobowa. Preparat Ahydrosil naniesiony na suchą nawierzchnię wsiąka na głębokość od kilku do kilkunastu mm. Materiały silikonowe zachowują się jak natłuszczone. Naniesiony środek silikonowy wytwarza cieniutką błonkę, zmniejszając radykalnie nasiąkliwość przez zmianę kąta zwilżania (woda nie wsiąka, lecz spływa po nawierzchni). Jednocześnie przestają działać siły włoskowatości i wytwarza się tzw. depresja kapilarna.

#### Budownictwo nawierzchni lotniskowych na świecie

Wiele państw prowadzi liczne badania zmierzające do zwiększenia wytrzymałości i przedłużenia czasu eksploatacji dróg startowych. Do podstawowych parametrów uwzględnianych w projektowaniu należą: prędkość startu, prędkość lądowania, masa samolotu, równość nawierzchni zabezpieczającej przed wibracją i zapewniającej bezpieczeństwo prowadzenia pojazdu, prędkość i temperatura gazów spalinowych.

Stosowane są różne metody budowy pasów startowych. Jedną z nich jest stosowanie nawierzchni asfaltowych, nakładanych na istniejące cementowo-betonowe drogi startowe lub na stabilizowane podłoże (ze względu jednak na powstawanie kolein nie są one powszechnie stosowane). Użytkowane są także warstwowe konstrukcje dróg startowych i konstrukcje stabilizowania betonowego w formie warstwy przejściowej między nawierzchnią a podłożem.

W nowojorskim porcie lotniczym nawierzchnie dróg startowych wykonano przy użyciu betonu LCF (głównymi jego składnikami są: wapno, cement i popiół lotny, zmieszane z piaskiem względnie żwirem). W porównaniu z powszechnie stosowanym betonem ma on wiele zalet. Ma on większą wytrzymałość i odporność na pękanie, lepszą gładkość i nie powoduje w czasie eksploatacji powstawania kurzu i odprysków stanowiących zagrożenie dla startujących samolotów. Wytrzymałość betonu LCF rośnie przynajmniej przez okres 5 lat od początku eksploatacji.

W Stanach Zjednoczonych jako tworzywo cementowe stosowane jest wapno gaszone i popiół lotny. Popiół jest używany do produkcji betonu drogowego również we Francji.

Stosuje się równolegle wiele metod zmierzających do poprawy odporności konstrukcji dróg startowych na warunki atmosferyczne. Do podstawowych należy właściwe odprowadzanie wód z opadów atmosferycznych i obniżenie poziomu wód gruntowych. Większość z nich zapewnia odpowiednią konstrukcję pasa startowego i jego system drenażowy. Stosowane są także izolacje zabezpieczające przed przenikaniem wody powierzchniowej, jednak pod warstwą izolacyjną może gromadzić się wilgoć, co w czasie zamarzania powoduje niszczenie betonu — tzw. efekt pęcherzykowy. Stosowane są również: odpompowywanie wody, metody osmotyczne, środki chemiczne redukujące zawartość wilgoci w gruncie.

Do naprawy uszkodzonych dróg startowych używa się głównie mieszanek bitumicznych (asfaltowych). W wielu

przypadkach nie dają one zadowalających rezultatów i za lepsze uważa się naprawy z wykorzystaniem prefabrykowanych elementów betonowych, a także bloków z betonu sprężonego.

W USA w latach 1974÷1975 opracowano i sprawdzono urządzenie do naprawy dróg, wykorzystujące energię promieniowania mikrofalowego, utwardzającego tworzywo użyte jako wypełniacz ubytków nawierzchni. Żywice zawarte w materiałach do napraw polimeryzują wysoka temperatura promieniowania mikrofalowego. Dotychczas brak jest danych o szerszym zastosowaniu tej metody.

Nawierzchnie z betonu cementowego układane są maszynami z urządzeniem ślizgowym i wibratorami buławowymi wgłębnymi.

Produkcja betonu nawierzchniowego oparta jest na trzech recepturach zależnych od warunków klimatycznych w danym regionie, pory roku i temperatury otoczenia. Najczęściej przez firmy amerykańskie stosowana jest następująca receptura ramowa składników: piasek 0÷5 mm (37%), grys 5÷16 mm i 16÷25 mm (% w zależności od potrzeb), cement 450 maks. 350 kg/m<sup>3</sup>, stosunek wody do cementu = 0,4. Wskazane jest dodawanie do produkcji masy betonowej dodatków chemicznych uszlachetniających i napowietrzających, ułatwiających poślizg masy i jej krzepnięcie. Ogólna ilość wody nie powinna być większa niż 8% (wagowo) składu masy betonowej. Przy takim składzie masy zapewniony jest (wg norm USA) opad stożka 3,75÷6,25 w świeżym betonie.

Stosowane jest kruszywo łamane płukane i piasek łamany (nie o okrągłych ziarnach), cement portlandzki (czysty, bez domieszek). W 24 h po ułożeniu nawierzchni wycina się szczeliny dylatacyjne na głębokość 25% grubości nawierzchni. Odległość między szczelinami powinna wynosić 0,8÷1,2 szerokości płyty. Zaleca się odchylenie szczelin dylatacyjnych poprzecznych od szczelin podłużnych o 85°, aby koła lądującego samolotu nie najeżdżały jednocześnie na szczelinę, co zmniejsza wielkość przenoszonych drgań.

Przeciętna grubość nawierzchni wynosi 25÷30 cm, a wymiary płyt 5×5 m. Zdarzają się jednak odstępstwa i zależnie od wymagań inwestora grubość płyt może przekraczać 40 cm, a szerokość dochodzić do 7,7 m.

Nawierzchnia z betonu cementowego z reguły układana jest na podbudowie stabilizowanej cementem, a nie na warstwie piasku filtracyjnego. Współpraca płyt jest zapewniona przez łączenie przeważnie na wpust i pióro.

#### Technologia układania warstwy betonu

Na przygotowaną podbudowę wysypuje się masę betonową przed maszyną (od czoła lub za pomocą rynny z boku maszyny). Ślimak rozprowadza masę na całą układaną szerokość, wibratory wgłębne zagęszczają ją wstępnie, a nóż obcinająco-zagęszczający dokładnie zagęszcza. Nawierzchnia jest formowana przez deskę ślizgową i formy ślizgowe, kontrolowane belką poprzeczną.

Wykonawca nawierzchni nie produkuje masy betonowej, lecz otrzymuje ją na miejsce budowy od wytwórcy, z którym zawarł umowę na produkcję betonu.

Firmami o ustalonej renomie w USA produkującymi betoniarki wytwarzające betony cementowe i masy do wykonywania nawierzchni są Gomaco i Rexnord.

Dla ogólnej orientacji podaję dane techniczne urządzeń produkowanych przez firmę Rexnord. Specjalizuje się ona w produkcji trzech rodzajów betoniarek do betonu cementowego o wydajności 100÷350 m<sup>3</sup>/h:

● **Transit** — bez mieszalnika, z dozowaniem automatycznym składników betonu cementowego do betonomieszarek; urządzenie zamontowane jest na podwoziu, które w położeniu transportowym jest naczepą do ciągnika siodłowego.

● **Central** — z mieszalnikiem wolno spadającym i automatycznym sterowaniem procesu produkcji. Zasobniki cementu i kruszywa wraz z podajnikami zamontowano na podwoziu będącym w położeniu transportowym naczepą do ciągnika siodłowego, natomiast mieszalnik przewozi się innym środkiem transportowym.

● **Typu S** — o wykonaniu zbliżonym do betoniarki Central.

Betoniarka typu Central o wydajności 100 m<sup>3</sup>/h wyposażona jest w:

- trzykomorowy dozator kruszywa o pojemności 20 t przenośnikiem taśmowym do mieszalnika,
- zasobnik cementu o pojemności ok. 25 m<sup>3</sup> z przenośnikiem ślimakowym,
- dozator wody,
- mieszalnik wolnospadowy o pojemności 4,59 m<sup>3</sup>,
- automatykę procesu produkcji z pulpitem i szafą sterowniczą do zamontowania pod zadaszeniem własnym odbiorcy,

— podwozie do dozatora kruszywa, zasobnika cementu i dozatora wody.

Dokładność dozowania przy zastosowaniu automatyki wynosi: cement  $\pm 1\%$ , woda  $\pm 1\%$ , kruszywo  $\pm 2\%$ , dodatki uszlachetniające  $\pm 3\%$ .

Maszyny do rozścielania i zagęszczania betonu cementowego z szalunkami ślizgowymi produkowane są w dwóch rodzajach: do układania pasa o szerokości 3,6÷6,0 m oraz 6,0÷7,5 m. Mają one podwozia gąsienicowe i są napędzane silnikiem wysokoprężnym o mocy ok. 121,5 kW (165 KM). Silnik napędza przekładnię hydrostatyczną umożliwiającą płynny ruch maszyny do przodu, prądnicę elektryczną, wibrator noża obcinającego i każdą gąsienicę oddzielnie.

Maszyny te mają następujące urządzenia robocze:

— ślimak rozprowadzający masę betonową dostarczaną na wykonywaną podbudowę,

— osiem wibratorów z napędem elektrycznym na centralnej belce w odległościach co 65÷85 cm z możliwością ich przesunięcia na inną odległość,

— nóż obcinający i zagęszczający masę,

— deska ślizgowa,

— formy ślizgowe formujące krawędzie układanej warstwy.

Maszyna jest sterowana automatycznie z centralnego pulpitu sterowniczego. Układ automatyczny niwelacji poprzecznej i podłużnej — obustronny.

Ślimak rozprowadzający masę betonową ma możliwość pracy w kierunku lewym i prawym.

Osiem wibratorów zainstalowanych jest na centralnej belce pozwalającej na regulację głębokości zanurzenia buław, która powinna wynosić nie więcej niż 1/2 układanej warstwy. Częstotliwość wibracji 7000÷10 000 cykli/min. Napęd wibratorów jest elektryczny: silniczki elektryczne wbudowane są w każdy wibrator oddzielnie. Sterowanie wibratorami — jednym centralnym wyłącznikiem.

Nóż obcinający zagęszczoną masę ma częstotliwość 0÷250 cykli/min i regulowaną amplitudę drgań w zakresie 0÷2,5 cm. Szerokość rozstawu gąsienic jest zmienna, bez potrzeby stosowania poszerzeń (belka ramy maszyny jest wydłużona hydraulicznie), ślimak, nóż obcinający i deska ślizgowa są poszerzone wstawkami od 3,6 m do 6,0 m.

W krajach socjalistycznych poświęca się również wiele uwagi polepszeniu technologii wykonawstwa nawierzchni lotniskowych i drogowych. W CSRS wprowadzono kilka lat temu technologię wykonania nawierzchni z betonu cementowego w oparciu o metodę ślizgową przy zastosowaniu nowoczesnego sprzętu firmy Günter-Zimmerman, obejmującego betoniarkę i maszyny do układania i wykańczania nawierzchni. Poświęca się tam również wiele uwagi nawierzchniom zbrojonym, gdyż notuje się problemy z korozyjną powierzchnią betonów podobnie jak w Polsce.

Do wykonywania napraw powierzchniowych na lotniskach stosowane są:

— plastozaprawy — do napraw uszkodzonych powierzchni cementobetonowych nawierzchni do głębokości 20 mm,

— plastobeton — do napraw uszkodzeń do głębokości 30 mm,

— plastozaprawy — przy naprawach bez względu na grubość warstwy i głębokość uszkodzenia,

— elastobeton — do naprawy uszkodzonej nawierzchni o minimalnej grubości 20 mm bez względu na głębokość uszkodzenia.

## Spojwa

— Do produkcji plastozapraw i plastobetonów stosuje się żywice ChS Epoxy 2300 i ChS Epoxy 2301, które twardnieją w normalnych temperaturach ok.  $+15\div+25^{\circ}\text{C}$ .

— Do utwardzania natrysku penetracyjnego stosuje się żywice rozcieńczone Sadurit M-11, Sadurit N-12, ChS Epoxy 1/16 R-40-30X i ChS Epoxy 1582.

— Do utwardzania ww. żywic epoksydowych stosuje się utwardzacze aminowe i monoamidowe.

— Do utwardzania żywicy penetracyjnej ChS Epoxy 1/15 R-40-30X dodaje się sykatywę suszkę kobaltową.

## Napełniacze

Jako napełniacza używa się piasków krzemowych o wielkości ziarn 0÷3 mm. Plastobeton są dodatkowo uzupełniane kruszywem frakcji 2÷4 mm, 2÷6 mm lub 4÷8 mm. Zawartość napełniacza zależy od rodzaju zastosowanej żywicy i utwardzacza, którego ilość waha się z reguły w granicach 86÷92 masy. W celu uzyskania szorstkich powierzchni plastozapraw i plastobetonów stosuje się sortowane piaski krzemowe (przesiewane),

Do produkcji elastozapraw i elastobetonów stosuje się epoksydowy elastomer ChS Epoxy 1582, który twardnieje w normalnych temperaturach otoczenia  $+15\div+30^{\circ}\text{C}$ . Do utwardzania elastomeru epoksydowego używa się utwardzaczy aminowych. Napełniacze są takie same jak przy plastozaprawach z tym, że kruszywo ma o jedną frakcję „8÷16” więcej.

W NRD również występują te same problemy związane z wykonawstwem, eksploatacją i remontami nawierzchni lotniskowych z betonu cementowego. Betonowe drogi startowe w czasie eksploatacji ulegają uszkodzeniom w warstwie górnej (tzw. szlichty — oddzielanie się łusek o grubości 2÷4 mm). Odsłonięte, płytkowate ziarna gysu wskazują na ich ułożenie odróżniające od powierzchni betonu, co jest skutkiem kształtu ziarn gysów. Uszkodzenia występują przeważnie na odcinkach o ciemniejszym zabarwieniu. Nawierzchnie jasne są z reguły mniej zniszczone. Wynika stąd wyraźna różnica jakości między sąsiadującymi ze sobą powierzchniami betonu (zła jakość użytych materiałów oraz niewłaściwa technologia układania betonu i jego zagęszczania).

Przy powierzchniowo zagęszczonym bądź wygładzonym betonem występuje fizycznie uwarunkowana, mniej lub bardziej gruba warstwa drobnoziarnista, niezależnie od jakości betonu. Jej grubość powiększa się zwłaszcza przy długotrwałym intensywnym oddziaływaniu wibracji, a przy wzroście współczynnika wodnocementowego wykazuje większą drobnoziarnistość i zmniejszoną wytrzymałość. Ze strukturalnych różnic między strefą przypowierzchniową i leżącym niżej betonem nie wynikają na ogół żadne problemy, zwłaszcza w budownictwie ogólnym. Dlatego też w NRD nie prowadzono dotychczas specjalnych badań nad odmiennym zachowaniem się tych różnych strukturalnie warstw.

Wg opinii niemieckich specjalistów należy wyjść z założenia, że wskutek oddziaływania zewnętrznego występują naprężenia w granicznym obszarze między drobnoziarnistą warstwą a betonem, prowadzące do odspojeń. Szczególne znaczenie w tym procesie ma przyczepność między warstwą drobnoziarnistą i grubymi ziarnami kruszywa. W określonym przypadku ustawienie ziarn kruszywa i ich powierzchniowa struktura powodują zmniejszenie przyczepności warstw. Klimatyczne warunki zimowe i zastosowane zabiegi odładzające powodują zmiany naprężeń zależnych w warstwie wierzchniej od częstotliwości zmian: zamarzanie-tajenie.

Odporność na mróz jest określona stosunkiem nasiąkliwości do ogólnej objętości porów. Przy betonie wysokowartościowym stosunek ten jest z zasady korzystny, a mrozoodporność jest prawidłowa. Warstwy graniczne między warstwą drobnoziarnistą i betonem stanowią obszar wyjątkowy, gdy wskutek wyższej kapilarności spowodowanej podwyższonym wskaźnikiem wodno-cementowym mogą występować wyższe koncentracje wilgoci. Tworzenie się lodu wskutek działania mrozów prowadzi w tym obszarze do naprężeń, które powodują rozluźnienie struktury.

W NRD najczęściej stosowanymi środkami do odładzania nawierzchni są metanol i mocznik, które wg zdania fachowców niemieckich nie są agresywne w stosunku do betonu. Kształt odprysków potwierdza ten pogląd. Przy agresywnym działaniu środków odładzających musiałyby być widoczny równomiernie działający do zewnątrz efekt niszczenia, który nie powoduje rozwarstwienia. Nie można jednak wykluczyć, że środki odładzające wywołują następujące niszczące skutki objawiające się procesami fizykalnymi:

— zmniejszenie napięcia powierzchniowego wody spowodowane działaniem metanolu i powstanie przez to możliwości większej chłonności wilgoci przez pory kapilarne,

— wystąpienie napięć termicznych spowodowanych efektami przechodzenia wskutek użycia mocznika.

Nie ma jednoznacznych wyjaśnień przyczyn powstawania uszkodzeń. Można je wyjaśnić przede wszystkim badaniem eksperymentalnym potwierdzonym prowadzonymi równoległe rozważaniami teoretycznymi. Zapewnienie odpowiedniej jakości przyszłych zamierzeń powinno nastąpić w wyniku niezbędnych prób zaplanowanych w tym celu badań nad betonem nawierzchniowym. W badaniach tych należy zwrócić szczególną uwagę na tworzenie się warstwy drobnoziarnistej i jej zachowanie się w specyficznych warunkach użytkowania.

W NRD brak jest wystarczających doświadczeń w dziedzinie napraw wielkich powierzchni betonowych. Naprawy polegają głównie na zastosowaniu specjalnej zaprawy z tworzyw sztucznych bądź na wymianie całego zniszczonego elementu betonowego,



Śmigłowiec wielozadaniowy wojskowy

**KONSTRUKCJA.** Jednowirnikowy z wirnikiem ogonowym, całkowicie metalowy, dwusilnikowy, ze stałym podwoziem.

**Wirnik główny.** Czterolopatowy, obrys łopat prostokątny ze skośną końcówką, profil łopaty Sikorsky SC-1095 o grubości 9,5%, skrócenie łopaty 18°, skos końcówki 20°. Dźwigar-nosek łopaty tytanowy, część spływowa przekładkowa — pokrycie laminatowe, wypełniacz ulowy duralowy. Nasada łopaty i jej wzmocnienia z kompozytu węglowego. Konstrukcja łopaty ma cechy fail safe, dopuszcza też lekkie uszkodzenia (np. trafienie z broni małokalibrowej). Noski łopat wyposażone w instalację przeciwbłędzeniową. Głowica wirnika głównego wyposażona jest w łożyska elastomerowe nie wymagające smarowania — czas jej obsługi został zredukowany o 40% w porównaniu z analogicznymi wcześniejszymi śmigłowcami. Na głowicy umieszczone są tłumiki drgań łopat.

**Wirnik ogonowy.** Czterolopatowy, całkowicie kompozytowy, umieszczony z prawej strony belki ogonowej. Jego płaszczyzna tworzy z płaszczyzną symetrii płatowca kąt 20°, przez co składowa pionowa cięgiła wirnika ogonowego sumuje się z cięgiem wirnika głównego, pozwala to też na większą wędrowkę środka ciężkości. Wirnik ogonowy pracuje jako ciągnący. Jego głowica jest wyposażona w łożyska elastomerowe.

**Kadłub.** Konwencjonalna konstrukcja półskorupowa, całkowicie metalowa ze stopów lekkich. Przód kadłuba zajmuje bogato oszklona kabina załogi z miejscami obok siebie. Fotele pilotów regulowane, opancerzone, zawieszane na specjalnych amortyzatorach na wypadek twardego lądowania. Za kabiną pilotów znajduje się ładownia wyposażona w duże odsuwane drzwi z obu stron kadłuba. Ładownia jest przystosowana do przewozu 11 żołnierzy z wyposażeniem. Siedzenia dla żołnierzy zawieszane są na amortyzatorach pochłaniających energię przy twardym lądowaniu (analogicznie do foteli pilotów). Ładownia jest przystosowana do przewozu różnego rodzaju ładunków, sprzętu bojowego, noszy z rannymi itp. Za ładownią, w stożku przejściowym części kabinowej w ogonowa, znajdują się zbiorniki paliwa odporne na zgniecenie. Ogonowa część kadłuba ma kształt stożkowy i niesie usterzenie z wirnikiem oraz podwozie tylnie, na jej grzbiecie usytuowany jest też napędzający wirnik ogonowy. Górna część kadłuba wzmocniona, jej pokrycia stanowią ściany ognio- i uderzeniowe. Na grzbiecie kadłuba umieszczone są zespoły napedowe i przekładnia główna. Boczne ściany kadłuba są wzmocnione (opancerzone) w sposób zapewniający odporność na trafienia pociskami kal. 7,62 mm z odległości powyżej 100 m.

**Usterzenie.** Układ konwencjonalny, statecznik poziomy o obrysie trapezowym, pionowy — równoległoboczny z silnym skosem. Statecznik pionowy stanowi belkę wysięgnikową dla wirnika ogonowego. Statecznik poziomy ma zmienny kąt zaklinowania, wartość kąta zależy od stanu lotu i wynosi od 34° (zawis) do -6° (autorotacja).

**Sterowanie.** Układy popychaczowo-linkowe ze wspomaganiami hydraulicznym, statecznik poziomy przestawiany elektronicznie lub awaryjnie ręcznie. Zespół napędowy



sterowany cięgniemi i popychaczami elastycznymi.

**Podwozie.** Stałe trójzespolowe w układzie klasycznym. Podwozie główne mocowane do burt przedniej części kadłuba, wyposażone w dwustopniowe amortyzatory o dużym skoku General Mechatronics. Kółko ogonowe na widelcu, jego usytuowanie ułatwia eksploatację śmigłowca, pozwalając na start i lądowanie z silnym zadarciem. Wszystkie koła pojedyncze.

**Zespół napędowy.** Dwa silniki turbino- we General Electric T700-GE-700 o mocy 1151 kW każdy, łączna moc przekazywana 2109 kW. Turbina pomocnicza Solar T-62T-40-1, system rozruchowy AiResearch. Silniki umieszczone na grzbiecie kadłuba, oddzielone od siebie ścianą ogniową. Zespół napędowy jest wyposażony w instalację przeciwpożarową.

**Układ przeniesienia napędu.** Konwencjonalny z mechanizmem wolnego koła. Przekładnia główna może pracować 30 min przy całkowitym braku smarowania.

**Instalacje.** Paliwowa — zbiorniki kadłubowe odporne na zgniecenie i uderzenia, łączna pojemność 1340 l. Elektryczna — 24/28 V, prądnicę Bendix 30/40 kVA i 20/30 kVA, akumulator niklowo-kadmowy 17 Ah. Przeciwożarowa — gaśnice na silnikach i w kadłubie włączane przez pilotów lub automatycznie. Przeciwbłędzeniowa — noski łopat wirnika głównego ogrzewane elektrycznie.

**Awionika.** Radiostacje VHF/AM, VHF/FM i UHF/AM Singer Doppler, LF/ADF, ostrzegacz radarowy AN/APR-39, identyfikator SIF/IFF, nadajnik awaryjny TSEC/KY-28.

**Wyposażenie.** Śmigłowiec jest przystosowany do transportu ładunków podwieszanych, montowania broni strzeleckiej (1 lub 2 karabiny maszynowe M-60 z lewej strony kabiny), wyrzutni flar, rakiet itp.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Sikorsky S-70 powstał (wraz z konkurencyjnym Boeing Vertol UH-61A) jako rozwiązanie konkursu

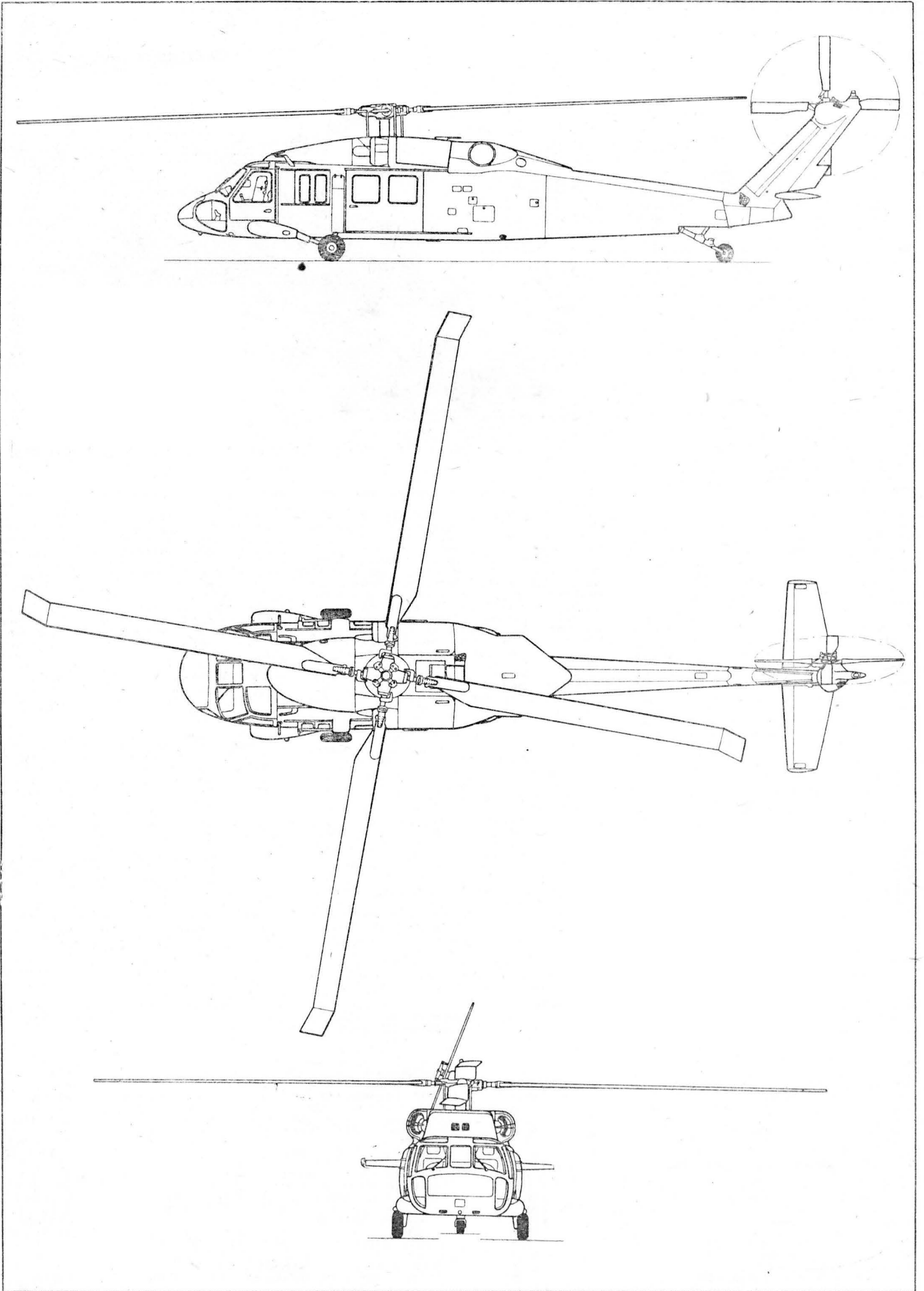
na nowy śmigłowiec ogólnego transportu (UTTAS) na potrzeby wojska. Spośród kilku projektów został on wraz ze swym konkurentem wybrany do realizacji fazy prototypowej, a następnie w wyniku przeprowadzonych porównań wybrany do produkcji seryjnej. Koncepcja śmigłowca jako naczelna zasada przyjmuje bezpieczeństwo załogi i pasażerów w warunkach operacyjnych, stąd zastosowane rozwiązania podwozia, foteli, opancerzenia, zbiorników paliwa i przekładni głównej. Układ elementów śmigłowca poprawia bezpieczeństwo nie tylko w sposób bierny (amortyzacja, układ podwozia i usterzenia, zbiorniki, opancerzenie), lecz i aktywny (możliwość pracy przekładni głównej bez smarowania przez 30 min, możliwość lotu bez wirnika ogonowego z prędkością zredukowaną do 130 km/h). Zastosowanie łożysk elastomerycznych oraz modułowa konstrukcja przekładni głównej znacznie ułatwiają i upraszczają obsługę i wymianę elementów, poza tym czynią śmigłowiec odporniejszym na brutalną eksploatację. Pierwszy prototyp, noszący oznaczenie fabryczne S-70 i wojskowe YUH-60A, oblatano 17 października 1974 r., następnie dwa egzemplarze na początku 1975 r. Projekt przewiduje możliwość składania wirnika i części ogonowej, co umożliwia zmieszczenie śmigłowca w ładowni samolotu C-130 Hercules, dwóch w samolocie C-141 Starlifter i trzech w C-5A Galaxy. Seryjną produkcję śmigłowca rozpoczęto w 1977 r. Siły zbrojne USA zamówiły 1107 śmigłowców w różnych wersjach, zakończenie realizacji tego kontraktu przewidziane jest na połowę lat osiemdziesiątych. Obok wersji podstawowej opracowano wersję rozpoznawczo-elektroniczną EH-60A i wersję do sterowania celów latających EH-60B, otrzymały one nazwę Black Hawk. Wersja morska S-70L/SH-60B została nazwana Sea Hawk, jest ona przeznaczona do zwalczania okrętów podwodnych (LAMPS), a jej baza mogą być nawet okręty wielkości niszczyciela czy fregaty.

DANE TECHNICZNE

Srednica wirnika głównego	16,36 m
Ciężka łopaty wirnika głównego	0,53 m
Srednica wirnika ogonowego	3,35 m
Długość maks.	19,76 m
Długość w stanie złożonym	12,60 m
Długość kadłuba	15,26 m
Szerokość kadłuba	2,36 m
Wysokość kadłuba (część kabinowa)	1,75 m
Wysokość maks.	5,13 m
Wysokość do końca głowicy	3,76 m
Wysokość w stanie złożonym	2,67 m
Rozpiętość statecznika	4,38 m
Rozstaw kół podwozia	2,71 m
Baza podwozia	8,83 m
Wysokość drzwi kabiny	1,37 m
Szerokość drzwi kabiny	1,75 m
Pojemność wnętrza kabiny	10,9 m <sup>3</sup>
Powierzchnia łopaty wirnika głównego	4,34 m <sup>2</sup>
Powierzchnia łopaty wirnika ogonowego	0,41 m <sup>2</sup>
Powierzchnia dysku wirnika głównego	210,05 m <sup>2</sup>

Powierzchnia dysku wirnika ogonowego	8,83 m <sup>2</sup>
Masa własna	4819 kg
Masa startowa typowa	7375 kg
Masa startowa maks.	9185 kg
Obciążenie łopaty wirnika głównego maks.	530,0 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie pow. dysku wirnika głównego maks.	4,37 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie mocy maks.	4,0 kg/kW
Prędkość dopuszczalna	361 km/h
Prędkość pozioma maks.	296 km/h
Prędkość maks. przy masie maks.	293 km/h
Prędkość przelotowa maks. (H = 1220 m)	269 km/h
Prędkość przelotowa na jednym silniku	195 km/h
Wznoszenie pionowe	2,3 m/s
Pułap	5790 m
Pułap zawisu (z wpływem ziemi, 35°C)	2395 m
Pułap zawisu (bez wpływu ziemi, ISA)	3170 m
Pułap zawisu (bez wpływu ziemi, 35°C)	1705 m
Zasięg (masa start. maks., rezerwa 30 min)	600 km
Długość trwania lotu	2 h 18'

T.M.





**Śmigłowiec szturmowy, 10-miejscowy**

**KONSTRUKCJA.** Dwusilnikowy, jednowirnikowy śmigłowiec o napędzie turbiny, z chowanym podwoziem.

**Wirnik nośny.** Pięciopłatowy, będący odmianą wirnika śmigłowca transportowego Mi-8. Łopaty prostokątne metalowe o profilu z rodziny NACA 230. Konstrukcja łopat: wyciskany dźwigar noskowy z tytanu oraz część splywowa z laminatu szklanego z wypełniaczem ulowym. Na łopatach klapki wyważające. Dźwigary uszczelnione i wypełnione azotem pod ciśnieniem, co wraz ze wskaźnikiem spadku ciśnienia stanowi układ ostrzegania o pęknięciach zmęczeniowych. Elektryczny, automatyczny system odlodzenia łopat. Zawieszenie łopat przegubowe. System sterowania skoku całkowitego sprzężony z dźwignią mocy silników. W układzie sterowania silowniki hydrauliczne. Napęd wirnika z hamulcem.

**Wirnik ogonowy.** Trójłopatowy. Łopaty o obrębie trapezowym. Konstrukcja łopat metalowa. Łopaty z elektrycznym systemem odlodzenia. Wirnik jest analogiczny do wirnika śmigłowca Mi-8 i jest umieszczony z lewej strony statecznika pionowego, zaś w Mi-8 z prawej.

**Kadłub.** Półskorupowy duralowy o układzie klasycznym z belką ogonową. Kabina załogi dwumiejscowa. Silnie obciążone elementy konstrukcyjne — z tytanu. Do przedniej kabiny (strzelca) wejście przez otwierane okno z lewej strony. Z boku kadłuba — stopnie. Do tylnej (górnej) kabiny (pilota) wejście drzwiami z prawej strony kadłuba. Płaskie przednie szyby kabin kuloodporne. Kabina załogi i główne urządzenia śmigłowca — opancerzone. Kabina transportowa mieści 8-osobową drużynę z pełnym uzbrojeniem. Drzwi do tej kabiny z obu stron kadłuba. W celu szkolenia pilotów kabina strzelca jest wyposażona w sterownicę. Tylna część kadłuba — w postaci belki o przekroju eliptycznym i o metalowej konstrukcji półskorupowej. Wewnątrz górnej części tej belki doprowadzony jest wał napędowy wirnika ogonowego oraz układ sterowania wirnikiem ogonowym i statecznikiem poziomym.

**Płat pomocniczy.** Wolnonośny metalowy płat o rozpiętości ok. 7 m, o kącie natarcia 20° i ujemnym wzniosie 16° służy jako miejsce zamocowania uzbrojenia rakietowego.

**Usterzenie.** Statecznik pionowy o stałym kącie natarcia ok. 3° w prawo służy jako wysięgnik do zamocowania wirnika ogonowego. Statecznik poziomy, trapezowy, przestawialny, umocowany u nasady statecznika pionowego. Konstrukcja usterzeń metalowa.

**Podwozie.** Układ trójzespolowy. Koła przednie podwójne. Koła główne pojedyncze. Opony niskociśnieniowe. Amortyzatory oleiowo-powietrzne. Podwozie przednie chowane do tyłu. Podwozie główne chowane w kadłub z obrotem o 90°. Pod belką ogonową piramidka z trzech rur z płożą ogonową.

**Zespół napędowy.** Dwa silniki turbowalowe Izotow TW3-117 o mocy startowej 1620 kW (2200 KM) i nominalnej 1400 kW (1900 KM), umieszczone obok siebie przed głowicą wirnika nośnego. Silniki napędzają dwustopniową planetową przekładnię redukcyjną główną z przekładnią napędu wirnika ogonowego. Przed wlotami do silników osłony zabezpieczające przed ciałami obcymi. Nad wlotami do silników wlot powietrza chłodzącego przekładnię główną. W kadłubie elastyczne zbiorniki paliwa. Osłony przekładni głównej i silników po otwarciu służą jako trap dla mechaników.

**Instalacje.** System elektryczny i hydrauliczny zdwojony. Instalacja przeciwpożarowa zespołu napędowego — automatyczna. Układ sterowania ze wspomaganie hydraulicznym.

**Wyposażenie.** Typowe dla śmigłowca tej klasy, obejmujące: radiolokator, radiostacje KF i UKF, telefon pokładowy, radiokompas, radiowysokościomierz, pilota automatycznego, wyposażenie do lotów bez widoczności ziemi, sztuczny horyzont itp.

**Uzbrojenie.** W dziobie ruchoma zdalnie sterowana wieżyczka z działkiem czterosiłowym 12,7 mm do zwalczania celów naziemnych i powietrznych. Pod skrzydłami



Foto WAF — Wróblewski

wysięgniki na 4 pojemniki zabierające po 32 niekierowane pociski rakietowe kal. 57 mm. Pod końcami skrzydeł 4 szyny nakierowane przeciwpancerne pociski rakietowe. System celowania i naprowadzania pocisków obejmuje celownik elektrooptyczny, radar, TV oraz pozwala na stosowanie pocisków naprowadzonych laserowo oraz na podczerwień. Masa uzbrojenia podwieszanego przekracza 1000 kg.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Śmigłowiec Mi-24 powstał w oparciu o zespół nośny i napędowy śmigłowca transportowego Mi-8 z 1961 r. Prototyp Mi-24 został oblatany w 1972 r., a w 1974 r. po raz pierwszy opublikowano jego zdjęcia. Był to pierwszy radziecki śmigłowiec przeciwczołgowy. Pierwsza wersja seryjna Mi-24 miała szeroką czter osobową (pilot, drugi pilot, nawigator-strzelec i obserwator) kabinę załogi. Z obu stron kabiny załogi były odsuwane oszkłone drzwi. Początkowo produkowano Mi-24A z wirnikiem ogonowym z prawej strony statecznika pionowego, jak w Mi-8. Śmigłowiec ten był w wersji szturmowo-desantowej. Podczas prób i użytkowania śmigłowca wystąpił nie znany bliżej do tej pory problem przechyłania w lewo i rozpedzania śmigłowca ze skrzydłem przy wychodzeniu z nurkowania. Przy równoczesnym wprowadzeniu śmigłowca w prawy zakręt, śmigłowiec obraca się w prawo a przechyla w lewo. Zmniejszenie do zera wzniosu skrzydła nie uprościło jednak pilotażu. Dlatego w późniejszych wersjach śmigłowca powrócono do skrzydła z ujemnym wzniosłem oraz opracowano odpowiednie metody pilotażu. W związku z zasadniczym przeznaczeniem

śmigłowca, tj. do lotów szturmowych na pojazdy pancerne, przekonstruowano przód śmigłowca, czyli kabinę załogi. Pod dziobem umieszczono ruchomą wieżyczkę broni maszynowej, zaś w przedniej kabine strzelca. Kabinę pilota umieszczono schodkowo za kabiną strzelca, aby uzyskać odpowiednią widoczność. Równocześnie przód kadłuba został silnie zwężony. Tak zmodyfikowany śmigłowiec, oznaczony Mi-24D, stał się podstawową odmianą szturmową produkowaną seryjnie. Śmigłowiec Mi-24D jest zasadniczym typem śmigłowca przeciwczołgowego ZSRR i krajów socjalistycznych. Używany jest przez lotnictwo Bułgarii, Czechosłowacji, NRD, Polski i Węgier. Eksploatowany był do Afganistanu, Algierii, Iraku, Iranu, Kuby, Libii i Północnej Jemenu.

Dobre osiągi tego śmigłowca zachęciły do opracowania jego wersji rekordowej, A-10, pozbawionej uzbrojenia, zbędnego wyposażenia oraz elementów wywołujących opory. W 1975 r. radziecka pilotka Galina Rastorgujewa z nawigatorem Ludmiłą Poljańska ustaliły na A-10 wiele rekordów światowych. 18 lipca 1975 r. ustaliły kobiecy rekord prędkości 334,5 km/h, w obwodzie zamkniętym 100 km. 1 sierpnia 1975 r. ustaliły rekord 331 km/h na trasie 500 km, a 13 sierpnia 1975 r. 332 km/h na trasie 1000 km. 8 sierpnia 1975 r. ustaliły rekord czasu wznoszenia 2 min 33,5 s na 3000 m, a 28 sierpnia — 7 min 43 s na 6000 m. Rekordy te ustalono na A-10 z silnikami o mocy 1100 kW (1500 KM). 21 września 1978 r. G. Karapetian na A-10 ustalił rekord świata osiągając prędkość 368,4 km/h na bazie 15/25 km.

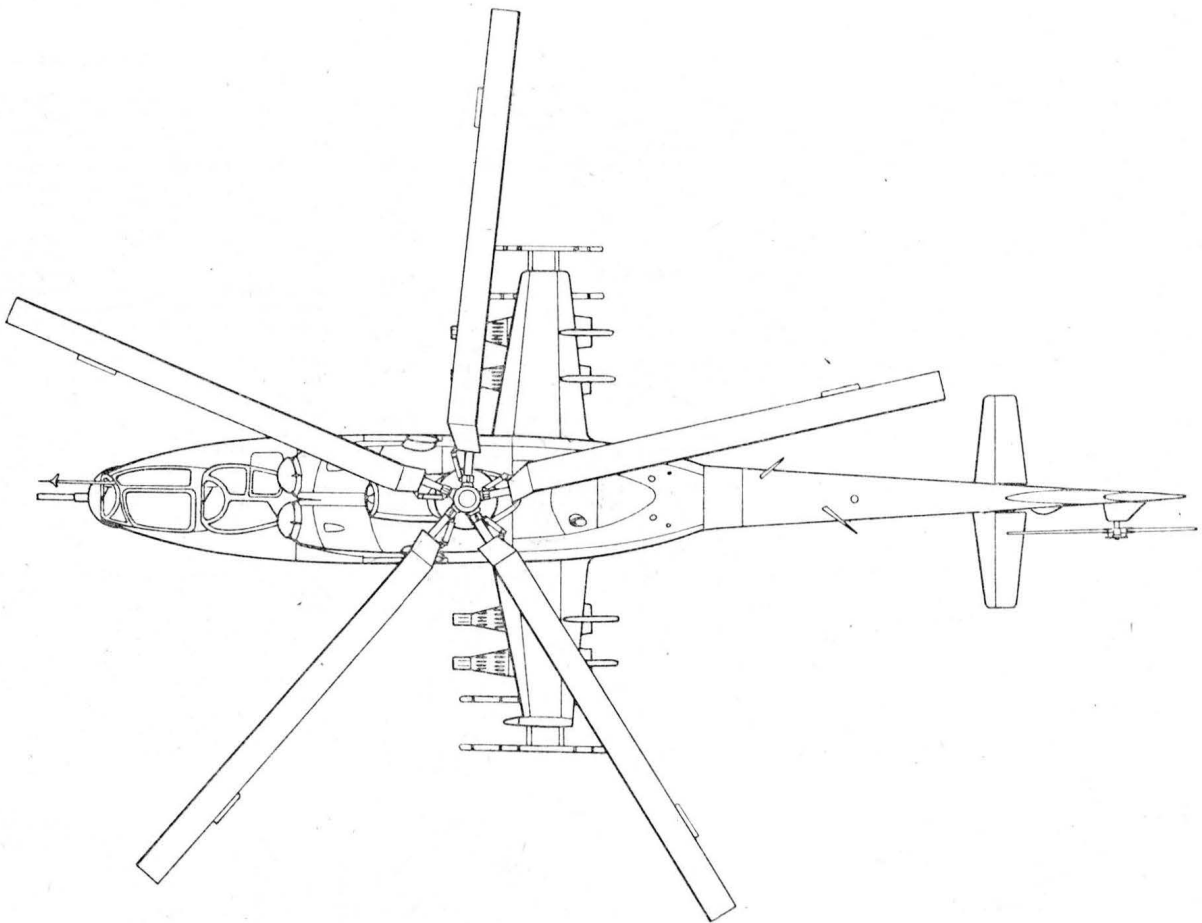
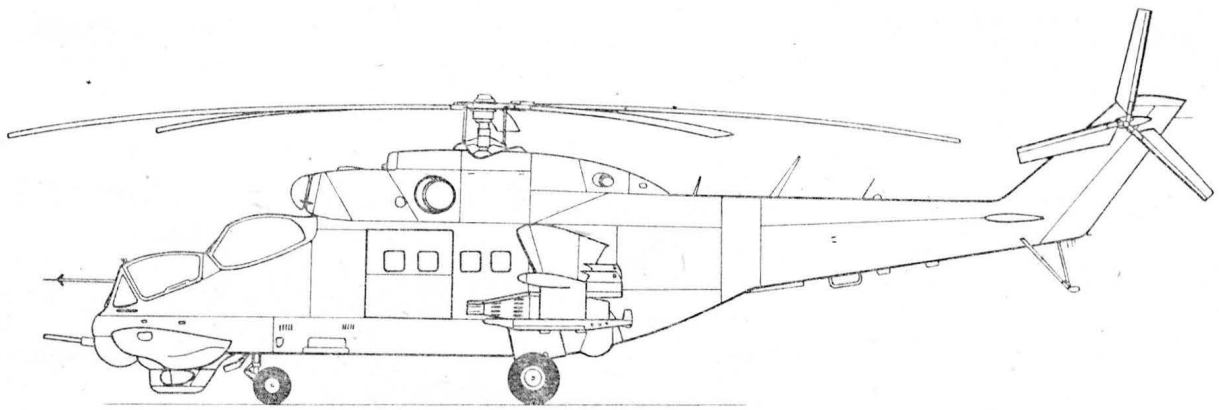


Foto: Lectevi + Kosmonautika

Źródła: A. Morgala: *Polskie samoloty wojskowe 1945-1980*. Wyd. MON, Warszawa, 1980; J. Machura, J. Sajak: *Kariera bojowa śmigłowców*. Wyd. MON, Warszawa, 1980; P. Butowski: *Współczesne samoloty bojowe ZSRR*. Przegl. Wojsk. Lotn. i WOPK, 1982 r., nr 2. A.G.

**DANE TECHNICZNE (przybliżone)**

Srednica wirnika	17 m
Długość	16,8 m
Szerokość	7,2 m
Wysokość	6,3 m
Masa całkowita	11 000 kg
Prędkość maks.	ponad 300 km/h
Wznoszenie	ok. 15 m/s





WODNO-SAMOLOTY (IV)

- 1 — lódź latająca, wodnosamolot łodziowy
- 2 — wodnosamolot pływakowy
- 3 — podwozie pływakowe
- 4 — zdwojone pływaki wodnosamolotu, pływaki wodnosamolotu dwupływakowego
- 5 — pływak główny
- 6 — p. pomocniczy
- 7 — p. centralny
- 8 — p. zwykły, p. standardowy
- 9 — p. amfibia, p. ziemno-wodny
- 10 — wsporniki pływaków, mocowanie p.
- 11 — okucia (kadłubowe) mocowania pływaków
- 12 — przednia stójka
- 13 — tylna s.
- 14 — zastrzał, skośna rozpórka
- 15 — poprzeczka, rozpórka poprzeczna
- 16 — taśmy usztywniające
- 17 — dodatkowa powierzchnia statecznika pionowego
- 18 — zład kadłuba, szkielec k.
- 19 — zład poprzeczny
- 20 — wręga, wręg
- 21 — gródź (wodoszczelna)
- 22 — zład wzdłużny
- 23 — dziobnica, stewa dziobowa
- 24 — nadstęпка (środkowa), kilson
- 25 — pletwa denna (pionowa), dejwud
- 26 — nadstęпка, kilson, wzdłużnik denny (boczny)
- 27 — wzdłużnik
- 28 — w. obłowy
- 29 — w. burtowy przypokładowy
- 30 — listwa odbojowa, odbojnicza
- 31 — poszycie zewnętrzne (kadłuba; pływaka)
- 32 — poszycie denne
- 33 — p. burtowe
- 34 — burta, ściana burtowa
- 35 — redan wzdłużny
- 36 — zęza
- 37 — pompa zezowa
- 38 — pokrywka wziernika
- 39 — zderzak (dziobowy)
- 40 — drabinka
- 41 — podnoszony ster wodny
- 42 — sterowanie sterami wodnymi
- 43 — knaga, różki
- 44 — k. dziobowa
- 45 — pierścień holowniczy, zaczep h.
- 46 — p. cumowniczy na dziobie
- 47 — p. c. na rufie
- 48 — kotwica (dziobowa)
- 49 — kotwica pływająca, dryf-kotwa
- 50 — lina kotwiczna
- 51 — cuma, lina cumownicza
- 52 — rzutka
- 53 — szakła, szekła
- 54 — karabińczyk, haczyk zatrza-skowy
- 55 — wiosło
- 56 — bosak

SEAPLANES (IV)

- 1 — flying boat
- 2 — floatplane
- 3 — float gear, flotation g.
- 4 — twin (seaplane) floats
- 5 — main float
- 6 — auxiliary f.
- 7 — central f.
- 8 — plain f., standard f.
- 9 — amphibious f.
- 10 — f. supporting structure, f. carry-through structure
- 11 — (float gear) attachment fittings
- 12 — forward strut
- 13 — aft s.
- 14 — diagonal s.
- 15 — spreader bar
- 16 — bracing wires
- 17 — additional fin area
- 18 — hull framing
- 19 — midship section, m. bend
- 20 — frame
- 21 — (watertight) bulkhead
- 22 — longitudinal section
- 23 — stem
- 24 — keelson
- 25 — skeg, deadwood
- 26 — (sister) keelson, longitudinal, side girder
- 27 — stringer
- 28 — bilge s., b. keelson, chine piece
- 29 — shelf
- 30 — beading, guard rail
- 31 — shell plating, skin p.
- 32 — bottom plating
- 33 — side p.
- 34 — board
- 35 — longitudinal step
- 36 — bilge
- 37 — bilge pump, boat p.
- 38 — hand hole cover
- 39 — bumper
- 40 — ladder
- 41 — retractable (water) rudder
- 42 — water rudder controls
- 43 — (mooring) cleat
- 44 — bow cleat
- 45 — tow eye, tow hook
- 46 — bow mooring ring, b. m. eye
- 47 — stern mooring ring, s. m. eye
- 48 — anchor, (bower a.)
- 49 — sea anchor
- 50 — anchor line
- 51 — mooring l.
- 52 — throw l., hauling l., heaving l.
- 53 — shackle
- 54 — snaphook, snapshackle
- 55 — paddle
- 56 — boat hook, boathook

K.D.

WASSERFLUG-ZEUGE (IV)

- 1 — Flugboot (n)
- 2 — Schwimmerflugzeug (n)
- 3 — Schwimmwerk (n)
- 4 — Doppelschwimmer (m)
- 5 — Hauptschwimmer (m)
- 6 — Hilfsschwimmer (m)
- 7 — Zentralschwimmer (m)
- 8 — Standardschwimmer (m)
- 9 — Amphibienschwimmer (m)
- 10 — Schwimmergestell (n), Schwimmergerüst (n)
- 11 — Schwimmer-Rumpfbeschläge (mpl), Befestigungsanschlüsse (mpl)
- 12 — vorderer Schwimmerträger (m)
- 13 — hinterer S.
- 14 — Diagonal-Strebe (f)
- 15 — Querstrebe (f)
- 16 — Spannseile (npl), Spanndrähte (mpl)
- 17 — zusätzliche Vertikalfläche (f)
- 18 — Gerippe (n), Spantenwerk (n)
- 19 — Nullspant (n), Hauptspant (n)
- 20 — Spant (n)
- 21 — (wasserdichtes) Schott (n), Schottwand (f)
- 22 — Eisenlängsplan (m)
- 23 — Vorsteven (m)
- 24 — Mittelkiel (m), Oberkiel (m), Mittelkielschwein (n)
- 25 — Totholz (n)
- 26 — Oberkiel (m), Seitenkiel (m), Längsträger (m)
- 27 — Stringer (m), Längsträger (m)
- 28 — Kimmstringer (m), Kimmkielschwein (n)
- 29 — (Deckseitenstringer (m))
- 30 — Scheuerleiste (f), Wallschiene (f)
- 31 — Aussenbeplankung (f), Aussenbeplattung (f)
- 32 — Bodenbeplankung (f)
- 33 — Bordwandbeplankung (f)
- 34 — Bord (m), Bordwand (f)
- 35 — Längsstufe (f)
- 36 — Bilge (f), Wassergraben (m)
- 37 — Bilgelenzpumpe (f), Lenzpumpe (f)
- 38 — Handlochdeckel (m)
- 39 — Bug-Stoßfänger (m), Gummipuffer (m)
- 40 — Steigleiter (f)
- 41 — einziehbares Wasserruder (n)
- 42 — Wasserrudersteuerung (f)
- 43 — Klampe (f)
- 44 — Bugklampe (f)
- 45 — Schleppring (m)
- 46 — Bug-Vertäuring (m)
- 47 — Heck-Vertäuring (m)

- 1 — latająca łódka, łodziowy hydro-samolot
- 2 — popławkowy g.
- 3 — popławkowe szasi
- 4 — spаренные popławki hydro-samoleta
- 5 — główny popławok
- 6 — pomocniczy p.
- 7 — centralny p.
- 8 — prosty p., standardny p.
- 9 — p.-amfibia
- 10 — ферма popławkowego szasi
- 11 — uzły крепления (k fuselazju)
- 12 — przednia стойка
- 13 — задняя с.
- 14 — раскос
- 15 — распор
- 16 — ленты-расчалки
- 17 — дополнительная килевая поверхность
- 18 — каркас лодки гидро-samoleta, силовой набор л. г.
- 19 — поперечный (силовой) набор
- 20 — штагноут
- 21 — (водонепроницаемая) перегородка
- 22 — продольный (силовой) набор
- 23 — штевень, форштевень
- 24 — центральная килевая балка
- 25 — дейвуд
- 26 — (боковой) кильсон
- 27 — стрингер
- 28 — скуловой с.
- 29 — верхний стрингер лодки
- 30 — привальный брус (летающей лодки)
- 31 — (наружная обшивка
- 32 — донная о., о. днища
- 33 — бортовая о.
- 34 — борт, бортовая стенка
- 35 — продольный редан
- 36 — трюм
- 37 — трюмный насос
- 38 — люверс
- 39 — противоударное устройство, дампер, буфер
- 40 — трап
- 41 — поднимаемый водяной руль
- 42 — управление водяными рулями
- 43 — утка
- 44 — носовая утка
- 45 — буксировочный рым
- 46 — носовой р.
- 47 — кормовой р.
- 48 — якорь
- 49 — плавучий я.
- 50 — якорный канат
- 51 — причальный трос, швартовный т., швартов
- 52 — (трос для бросания, спасательный трос)
- 53 — скоба
- 54 — карабин, защёлка
- 55 — весло
- 56 — багор, отпорный крюк

- 48 — Anker (m), (Buganker (m))
- 49 — Treibanker (m), Seeanker (m)
- 50 — Ankertrosse (f)
- 51 — Halteleine (f), Leine (f) zum Verzurren, Festmacher (m), Fesselkabel (n)
- 52 — Wurfleine (f), Greifleine (f)
- 53 — Schäkel (m)
- 54 — Schnapp-Patentschäkel (m)
- 55 — Paddel (n)
- 56 — Bootshaken (m)

## Samoloty rolnicze „przeciążone”

W bieżącym numerze pragniemy zapoznać Czytelników z warunkami dopuszczenia samolotów rolniczych w Wlk. Brytanii do użytkowania z powiększonym ciężarem w locie. Dlatego przerywamy (na jeden miesiąc) publikowanie „Illościowych kryteriów stateczności samolotów”.

Brytyjski nadzór lotniczy — Civil Airworthiness Authority (CAA) — stał dotychczas na stanowisku zachowania nie zmienionego ciężaru w locie dla samolotów rolniczych.

Samoloty budowane według BCAR — British Civil Airworthiness Requirements — nie miały zatem formalnych podstaw do dopuszczenia do użytkowania w wersji „przeciążonej”. Cytowana poniżej (w całości) informacja opublikowana jako Airworthiness Notice nr 90 z dnia 1 kwietnia 1983 (wydanie I) zmienia ten stan rzeczy.

**AIRWORTHINESS NOTICE** nr 90 (wydanie I, 1 kwietnia 1983 r.)

Maksymalny ciężar całkowity, dozwolony w użytkowaniu rolniczym oraz w innych zastosowaniach samolotu do wykonywania prac („Aerial applications”).

1. Stanowisko CAA na temat certyfikacji w Zjednoczonym Królestwie samolotów, które mają być używane do celów rolniczych (dalej zwanych „samolotami rolniczymi”) do tej chwili polegało na certyfikacji tych samolotów przy maksymalnym dopuszczalnym ciężarze całkowitym (Maximum Total Weight Authorised — Normal MTWA), przy którym były spełnione przepisy zdatności do lotu, obowiązujące w kraju, z którego pochodził samolot.

2. Pewne kraje, mianowicie USA, Kanada, Australia i Nowa Zelandia, zezwalają na użytkowanie samolotów przy ciężarze przewyższającym Normal MTWA, przy czym stopień przekroczenia tego ciężaru jest ograniczony przez minimalną wartość współczynnika obciążenia manewrowego, przy którym — jak można sądzić — strukturalne (wytrzymałościowe) wymagania zdatności do lotu mogą być spełnione dla typowego modelu obciążeń w trakcie użytkowania rolniczego.

3. CAA jest — na podstawie odpowiednich badań — przekonane, że zdolność spełnienia wszystkich wytrzymałościowych wymagań z dziedziny zdatności do lotu, przy współczynniku obciążenia równym 3,0, przy równoczesnym wprowadzeniu odpowiednich ograniczeń zakresu użytkowania dla ciężaru przekraczającego Normal MTWA, jest do przyjęcia przy zastosowaniach rolniczych samolotu i nie spowoduje istotnego powiększenia ryzyka zniszczenia strukturalnego.

CAA będzie wymagać dowodów do uzasadnienia stosowności wszelkich ograniczeń żywotności zmęczeniowej (albo też badań potrzebę określenia żywotności zmęczeniowej) dla danego typu samolotu.

4. W odniesieniu do samolotów pochodzących zarówno ze Zjednoczonego Królestwa, jak i z innych krajów, wniosek o powiększenie MTWA dla użytkowania rolniczego może być złożony do CAA na formularzu AD282, w celu zatwierdzenia jako poważna modyfikacja (Major Modification).

4.1. MTWA dla zastosowań rolniczych nie może przekraczać najmniejszej spośród wartości określonych wg punktów (a) do (d) oraz podlega ograniczeniom punktu 4.2.

a. Ciężar, przy którym zgodność z odpowiednimi wymaganiami wytrzymałościowymi z dziedziny zdatności do lotu może być udowodniona przy dopuszczalnym współczynniku obciążenia pionowego równym 3,0.

*Uwaga:* W razie braku uzasadnienia, sporządzonego przez wytwórcę samolotu, dowodzącego że dopuszczalny jest większy wzrost ciężaru, ciężar ten będzie ograniczony do 120% Normal MTWA (albo 130% Normal MTWA dla samolotów, które były certyfikowane w kategorii Utility albo Semi-aerobatic).

b. Ciężar, przy którym minimalny gradient wznoszenia, wynoszący 4,5% w konfiguracji startowej, może być uzyskany dla warunków (wysokość i temperatura powietrza) panujących na lądowisku.

c. Ciężar, zalecany przez wytwórcę samolotu jako maksymalny dla użytkowania rolniczego.

d. Ciężar, dla którego można przedstawić dowody, które przekonają CAA co do spełnienia wymagań w zakresie sterowności w locie, podanych w tych przepisach, według których samolot był certyfikowany w kraju, w którym został wyprodukowany.

4.2. Warunki użytkowania oraz dalsze ograniczenia związane z MTWA dla użytkowania rolniczego (MTWA for Agricultural Operations) są następujące:

a. Wszelkie powiększenie maksymalnego ciężaru do lądowania (Maximum Landing Weight) musi być uzasadnione przez wytwórcę samolotu.

b. Użytkowanie z ciężarem przekraczającym normalny MTWA musi być ograniczone wyłącznie do tych lotów, w trakcie których prowadzi się zabiegi rolnicze. Normalny MTWA nie może być przekraczany podczas lotów dla innych celów, włączając w to przeloty lub przebazowanie samolotu.

c. Musi być umożliwiony awaryjny zrzut zawartości zbiornika i musi on być oznaczony tabliczką w kabinie.

d. Informacja na temat wpływu zwiększenia ciężaru na żywotność zmęczeniową samolotu, w formie analizy zmęczeniowej, musi być dostarczona przez wytwórcę samolotu. W braku tego, występujący (o dopuszczenie samolotu do zwiększonego ciężaru) musi przedstawić wykaz samolotów tego samego typu, które osiągnęły dużą liczbę godzin lotu, łącznie z danymi na temat ich ciężarów w locie, z których to danych CAA będzie mogło ocenić potrzebę ustanowienia żywotności zmęczeniowej.

e. Użycie klap skrzydłowych musi być ograniczone do startu i lądowania, chyba że wytwórca samolotu przedstawi dowody, że klapy te mogą być używane przy zwiększonym ciężarze także podczas przelotu.

f. Maksymalna prędkość dopuszczalna  $V_{NE}$  (The Never Exceed Speed) musi być równa prędkości  $V_A$  (The Design Manoeuvring Speed), określonej dla normalnego MTWA i musi być podana na tabliczce w kabinie.

g. Musi być dokonane stwierdzenie, zadowalające CAA, że właściwości lotne są odpowiednie do zadań, jakie ma wykonywać samolot podczas użytkowania przy podanych ograniczeniach.

h. Jeżeli przy przeładunku samolotu wymagana jest szczególna staranność dla zachowania ustalonych ograniczeń położenia środka ciężkości albo też wymagane jest balastowanie samolotu, to muszą być zapewnione odpowiednie instrukcje oraz tabliczki na temat ładowania.

j. Muszą być wydane odpowiednie uzupełnienia do zatwierdzonego terminarza obsługi (Approved Maintenance Schedule) w celu uwzględnienia wszelkich dodatkowych przeglądów lub ograniczeń żywotności, zalecanych przez wytwórcę samolotu albo wymaganych przez CAA dla użytkowania rolniczego z powiększonym ciężarem.

*Uwaga:* Jeżeli w rezultacie powiększenia MTWA samolot przekroczy wartość 2730 daN, czynności obsługowe mogą nadal być prowadzone zgodnie z wymaganiami dla samolotów lekkich (Light Aircraft Maintenance Schedule).

k. Jeżeli samolot zmienia zastosowanie z rolniczego na pasażerski, to dodatkowy przegląd, uzgodniony z CAA oprócz przeglądów wymaganych przez zatwierdzony terminarz obsługi (np. LAMS — Light Aircraft Maintenance Schedule) będzie musiał być przeprowadzony zanim samolot będzie użyty do przewozu pasażerów.

l. Wszystkie obowiązujące poprzednio ograniczenia dotyczące samolotu i silnika oprócz tych, które zostały zmienione na podstawie punktów (a) do (j), pozostają w mocy.

m. Odpowiednie uzupełnienia do Instrukcji, związanych ze świadectwem zdatności (Certificate of Airworthiness) — np. Instrukcji użytkowania w locie — muszą zostać wydane.

5. Możliwe jest również składanie wniosków o powiększenie MTWA dla nierolniczych zastosowań samolotu. Zezwolenie może zostać wydane na podanych wyżej warunkach i z podanymi ograniczeniami, jeżeli nie spowodowałyby to większego zagrożenia dla osób trzecich niż w przypadku zastosowania rolniczego.

Opr. A. K.



## Szoszorstkość nawierzchni

Szoszorstkość nawierzchni lotniskowych jest przedmiotem zainteresowania specjalistów na całym świecie jako jeden z najważniejszych czynników decydujących o zdolności eksploatacyjnej lotniska. Jest ona jednym z podstawowych warunków zachowania bezpieczeństwa lotów. Zapewnienie dobrej przyczepności koła lądującego samolotu do nawierzchni ma znaczenie szczególnie w stanie mokrym. Wymagania w tym kierunku wzrastają wraz ze wzrostem prędkości lądowania samolotu do 400 km/h.

Przebieg procesu hamowania zależy od wielu czynników takich jak:

- obecność wody, śniegu, oblodzeń na DS, w zależności od ich ilości i masy, z czym związany jest problem powierzchniowego odprowadzenia wody, niebezpiecznej dla lądującego samolotu (problem poślizgu wodnego),
- wpływ temperatury i pory roku,
- prędkość lądowania,
- właściwości fizykomechaniczne materiału opon, ciśnienie i obciążenie koła,
- fizyczno-mechaniczne właściwości kruszywa i spoiw zastosowanych w nawierzchni,
- skład mineralogiczny, uziarnienie i szoszorstkość powierzchniowa kruszywa (geometryczna szoszorstkość i odporność kruszywa na wygładzenia), mające szczególny wpływ na przebieg procesu hamowania,
- stan powierzchni drogi.

W technice światowej stosowane są różne przyrządy badawcze i metody pomiaru współczynnika przyczepności, przy czym wyniki pomiarów nie zawsze można ze sobą porównać. Obok współczynnika przyczepności występują także różne określenia jak współczynnik tarcia czy współczynnik oporu poślizgu (przy hamowaniu). Najczęściej stosowane są następujące metody pomiaru współczynnika tarcia:

- pomiar opóźnień przy hamowaniu,
- pomiar długości drogi hamowania,
- pomiar zmiennej siły pociągowej hamowanych przyrządów badawczych,
- pomiar siły bocznej przy hamowaniu,
- mierzenie współczynnika tarcia wahadłem TRRL.

W technice światowej są obecnie najczęściej stosowane przyrządy hamowane. Z najbardziej znanych można wymienić przyrządy holenderską, w której współczynnik przyczepności wyznacza się dla koła pomiarowego toczonego się ze stałym poślizgiem 86% przy prędkości do 50 km/h.

W przyrządzie pomiarowej stosowanej w RFN siłę hamującą mierzy się kołem pomiarowym przy prędkości 60 km/h.

W Anglii stosowane są lekkie przyrządy (o masie 140 kg), mierzące współczynniki przyczepności przy prędkości 130÷160 km/h, które mogą być stosowane także na drogach startowych w służbie lotniskowej, np. Mu-Meter.

W Szwecji stosowana jest przyrząd ciężka, trójkołowa, o masie 1000 kg, zwana Skidometer. Dwa koła toczą się bez poślizgu i narzucają kołu pomiarowemu (trzeciemu) stały poślizg 17%. Pomiary odbywają się przy prędkościach do 160 km/h i są rejestrowane na taśmie.

W Czechosłowacji pomiar współczynnika tarcia mierzy się wahadłem TRRL i wózkami pomiarowymi konstrukcji krajowej. Wózkami mierzy się współczynnik tarcia podłużnego przy 16% poślizgu koła testującego i prędkości jazdy 40 km/h. Koło testujące jest adaptowane z samolotu. Wymiary koła 500×180 cm.

Przyjęte oceny szoszorstkości nawierzchni podano w tabeli.

TABLICA. Oceny szoszorstkości powierzchni

Stan nawierzchni	Współczynnik tarcia podłużnego
Dobry	0,4
Średni	0,3÷0,35
Niedostateczny	0,25

Omówione metody i urządzenia pozwalają na określenie współczynnika przyczepności koła do nawierzchni do prędkości maks. 160 km/h, z tym że powyżej 100 km/h niezbędny jest samochód ciągnący.

W Polsce, w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych przy współpracy z Instytutem Fizyki PAN w 1963 r. skonstruowano i zbudowano urządzenie terenowo-laboratoryjne do punkowego pomiaru szoszorstkości nawierzchni. Urządzenie to (o nazwie WP-2) zmodyfikowano i wyposażono w elektroniczną aparaturę pozwalającą na pomiar współczyn-

nika przyczepności z rejestracją wyników na taśmie oscylografu w zakresie prędkości 0÷220 km/h.

W ITWL stosowana jest również metoda opóźnień przy hamowaniu za pomocą urządzenia BVS produkcji NRD. Wg tej metody współczynnik tarcia można obliczyć ze wzoru:

$$n = a/g$$

gdzie:  $n$  — współczynnik przyczepności,  $a$  — ujemne przyspieszenie przy hamowaniu,  $g$  — przyspieszenie ziemskie.

W warunkach polskich stan szoszorstkości nawierzchni uznawany jest za bezpieczny dla eksploatacji, jeżeli wartość współczynnika tarcia wynosi 0,45.

## Nośność powierzchni

Zwiększające się masy samolotów stawiają nawierzchni z betonu cementowego i asfaltobetonu większe wymagania nośności. Powoduje to konieczność zwiększenia grubości nawierzchni sztucznych. Ale nawierzchnia sztuczna nie pracuje sama. Pracuje z podbudową i podłożem gruntowym. Wytrzymałość i nośność poszczególnych warstw składa się na całkowitą nośność eksploatowanej nawierzchni. Znajomość nośności dróg startowych stała się warunkiem podstawowym do ustalenia, jaki typ samolotu może z danej nawierzchni korzystać bezpiecznie i bez ograniczeń.

W Anglii została opracowana i opublikowana, a następnie przyjęta przez ICAO metoda oceny nośności nawierzchni zwana metodą LCN (Lead Classification Number) i klasyfikacji samolotów. Również od wielu lat metodę tę stosuje się w Polsce do klasyfikacji obciążeń samolotów i określania nośności nawierzchni.

System LCN oparty jest na założeniu, że w danym typie nawierzchni jedno i to samo naprężenie może być wywołane zarówno dużym obciążeniem, rozłożonym na dużej powierzchni odcisku kół, jak i małym obciążeniem przekazywanym na małą powierzchnię odcisku. Powierzchnia odcisku opon, przez którą przekazywane jest obciążenie od podwozia samolotu zależy przede wszystkim od ciśnienia powietrza w oponach. Stąd można wykreślić krzywą zależności między obciążeniem na jedno wyodrębnione koło i ciśnieniem powietrza w oponie, odpowiadającą warunkowi, że wartość naprężenia w nawierzchni będzie stała przy oddziaływaniu tych czynników. Krzywą taką wycechowano liczbowym indeksem, który nazwano liczbą klasyfikacyjną obciążeń LCN. Charakter tej krzywej nieznacznie zmienia się dla różnych typów nawierzchni, ich grubości i charakterystyk podłoża gruntowego. Jednak analiza jej zmiany w zakresie praktycznie stosowanych typów i parametrów nawierzchni wykazała, że krzywą tą można opisać równaniem:

$$\frac{W_1 \cdot A_1}{M_2 \cdot A_2}$$

gdzie:  $W_1$  i  $W_2$  — obciążenia niszczące działające odpowiednio na powierzchnię odcisku  $A_1$  i  $A_2$ .

W Polsce jedynie ITWL zajął się tym zagadnieniem i wykonał prototypowe urządzenie do badania rzeczywistej nośności nawierzchni lotniskowych metodą LCN. Urządzeniem tym można wywierać nacisk statyczny na nawierzchnię (wielkości 80 t) za pośrednictwem krążka naciskowego o średnicy odpowiadającej śladowi opony (na nawierzchni) przyjętego typu samolotu.

## Wnioski

Podsumowując informację o stanie budownictwa nawierzchni lotniskowych na świecie można stwierdzić, że:

- problemy budowy, remontów i eksploatacji są zbieżne,
- wszędzie występują w mniejszym lub większym stopniu zniszczenia powierzchniowe nawierzchni,
- powierzchniowe naprawy i wypełnianie ubytków zastosowano w oparciu o żywicę syntetyczne i mieszanki żywiczno-bitumiczne.

Na świecie coraz większą uwagę zwraca się na jakość materiałów i wprowadza się ślizgową metodę układania betonu w nawierzchni. W obliczeniach i konstrukcji nawierzchni uwzględnia się ujemny wpływ samolotów nadźwiękowych na nawierzchnię. Zwraca się szczególną uwagę na szoszorstkość, równość i nośność nawierzchni, stosując zbliżone lub takie same metody pomiarowe.

Nie można uzyskać dobrej nawierzchni bez:

- poznania i ustalenia zależności oddziaływania samolot-nawierzchnia,
- stosowania wysokiej klasy kruszyw i cementów bez domieszek,
- wykonywania nawierzchni nowoczesnym sprzętem z szalunkami ślizgowymi i wibratorami wgłębny,
- specjalistycznie przeszkolonego personelu wykonawczego o wyrobionym poczuciu obowiązkowości.



# Klasyfikator przeciążeń samolotów

Dr inż. MAREK SADKOWSKI  
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Prognozowanie trwałości konstrukcji mechanicznych jest dokonywane na podstawie badań zmęzeniowych zużywania się elementów w trakcie eksploatacji. Metodyczne ujęcie tego zagadnienia prowadzi do analizy zmienności obciążeń badanej konstrukcji w rzeczywistych warunkach jej pracy, w celu statystycznego wyznaczenia rozkładu częstości występowania cyklu zmian obciążenia o danej charakterystyce oraz badań zmęzeniowych o zmienności obciążeń programowanej w oparciu o uzyskane z praktyki dane statystyczne [1, 2].

Podstawą analizy zmienności obciążeń konstrukcji są długotrwałe pomiary wielkości charakteryzujących pracę tych obiektów w warunkach eksploatacyjnych. Wielkościami tymi są prędkości, odkształcenia, przeciążenia itp. Na podstawie ciągłej rejestracji np. przeciążeń można uzyskać informacje odnośnie do częstości występowania naprężeń w określonych przedziałach wartości [1]. W tym celu cały zakres zmienności przeciążeń dzieli się na pewną liczbę przedziałów-klas, których krańce-granice odpowiadają przeciążeniom  $a_1, a_2, \dots, a_i$ . Długości przedziałów zwykle przyjmuje się w przybliżeniu równe różnicy  $\Delta a$  wartości granic przedziałów  $a_i$  i  $a_{i-1}$  [1, 5].

Częstości zmian naprężeń określa się zliczając liczbę punktów należących do poszczególnych klas. Zliczanie to przeprowadza się stosując m.in. metodę przekraczania granic klas [3, 4]. Liczby przekroczeń granic klas  $n_1, n_2, \dots, n_i$  są podstawą do wyznaczania wartości średniej naprężeń i częstości występowania ich zmian. Wielkości te, łącznie z danymi uzyskanymi z badań laboratoryjnych wytrzymałości zmęczeniowej ocenianej konstrukcji, stanowią podstawę do prognozowania jej trwałości.

W praktyce zliczanie przekroczeń granic klas jest dokonywane za pomocą specjalnych urządzeń, tzw. klasyfikatorów [2, 3, 4, 5, 6]. W niniejszym artykule omówiono klasyfikator przeciążeń samolotów KPS-8 opracowany w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych.

## Zasada działania klasyfikatora

Zasadę działania klasyfikatora pokazano na rys. 1.

Na rys. 1a przedstawiono jego uproszczony układ blokowy. Wielkość wejściowa — przeciążenie  $a(t)$ , po przetworzeniu na sygnał elektryczny  $e(t)$  przez przetwornik potencjometryczny  $P$  umieszczony w środku ciężkości samolotu, jest podawany na wejście członu klasyfikującego  $K$ .

Zasadę działania członu klasyfikującego pokazano na rys. 1b. Podstawą działania członu jest metoda przekraczania granic klas, polegająca na zliczaniu liczby przekroczeń określonych poziomów przyporządkowanych wartościom granic klas. Proces zliczania odbywa się w dwóch fazach.

Jeżeli napięcie wejściowe przekracza wartość określoną przez granicę klasy w odpowiednim układzie członu klasyfikującego, następuje zapamiętanie — zaliczenie przekroczenia tego poziomu przeciążenia. Zliczanie, w przyporządkowanym do danej klasy liczniku, następuje w momencie przekroczenia dolnej granicy klasy określonej przez długość przedziału  $\Delta a$ . Ponowne zaliczenie przekroczenia granicy klasy może nastąpić tylko w przypadku przekroczenia dolnego poziomu danej klasy.

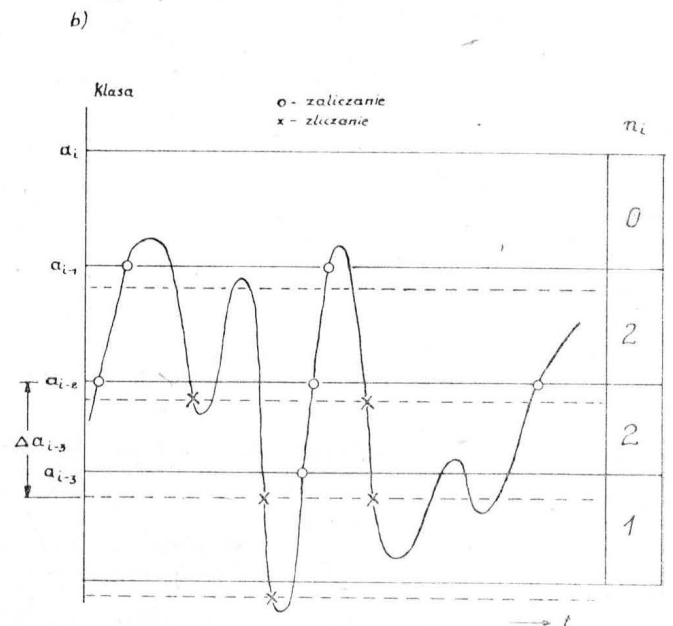
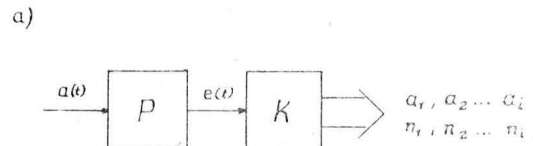
Na podstawie uzyskanych wyników zliczania można określić nie tylko wartość średnią przeciążenia, ale i liczbę wartości maksymalnych, jakie wystąpiły w klasyfikowanym przebiegu. Jeżeli rozpatrzy się wynik zliczania przykładowego przebiegu pokazanego na rys. 1b, to można wykazać, że w klasie  $a_{i-1}$  wystąpiły dwa maksima. Granica klasy  $a_i$  nie została przekroczona, a granica klasy  $a_{i-1}$

została przekroczona dwukrotnie. Trzecie maksimum nie zostało zaliczone, gdyż nie nastąpiło przekroczenie tej klasy.

## Układ blokowy członu klasyfikującego

Układ blokowy członu klasyfikującego pokazano na rys. 2. Zawiera on: układ wejściowy  $CW$ , komparatory napięcia  $K$ , przerzutniki dwustabilne  $PD$ , multiwibratory monostabilne  $MW$ , układy sterujące  $CS$ , liczniki elektromechaniczne  $L$ , układ dzielników napięcia odniesienia  $DN$  oraz zasilacz stabilizowany  $ZS$ . Każdy kanał przyporządkowany danej klasie zawiera dwa komparatory napięcia  $K'$  i  $K''$  oraz przerzutnik dwustabilny, multiwibrator monostabilny, układ sterujący i licznik.

Górna wartość granicy tej klasy jest proporcjonalna do wartości napięcia odniesienia  $U'$ , a dolna do wartości napięcia  $U''$ . Komparator  $K'$  wraz z przerzutnikiem dwustabilnym spełnia rolę układu zliczającego, natomiast komparator  $K''$  wraz z multiwibratorem i licznikiem stanowi układ zliczający. Obydwa ww. układy są ze sobą sprzężone za pomocą bloku sterującego, uniemożliwiającego zadziałanie układu zliczającego kiedy nie nastąpiło przekroczenie granicy klasy, natomiast w przypadku jej przekroczenia powoduje skasowanie układu zliczającego. Multiwibrator monostabilny wytwarza impulsy zliczające o określonym czasie trwania pozwalającym na zadziałanie licznika elektromechanicznego. Czas ten jest zależny od typu licznika, minimalnej wartości temperatury pracy urządzenia oraz czasu trwania przejścia klasyfikowanego sygnału przez dolną granicę klasy.

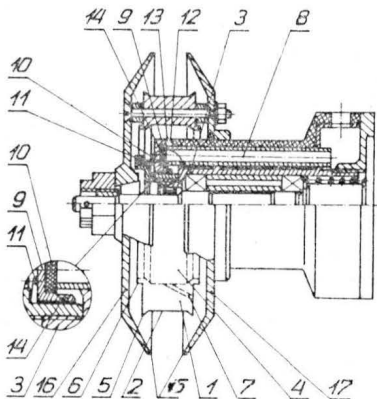


Rys. 1. Zasada działania klasyfikatora



● Instytut Lotnictwa zgłosił do opatentowania wynalazek pt. **Rozpylacz wirnikowy z zaworem odcinającym** (twórca S. Kamiński). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie zastosowania lekkiego rozpylacza w agrolotnictwie oraz w opryskiwaczach naziemnych maszyn rolniczych.

Rozpylacz, mający dwa talerze o zagiętych ku sobie obrzeżach oraz pierścieni wewnętrzny znajdujący się między talerzami charakteryzuje się tym, że pierścień wewnętrzny 1 ma na zewnętrznej i wewnętrznej powierzchni zagłębienia 2 i 4, obramowane progami 5 i 6. Ponadto pierścień wewnętrzny ma kanały drenażowe 7 łączące jego powierzchnię boczną z zagłębieniem wewnętrznym 4, natomiast ciecz jest doprowadzana do obszaru wewnątrz-

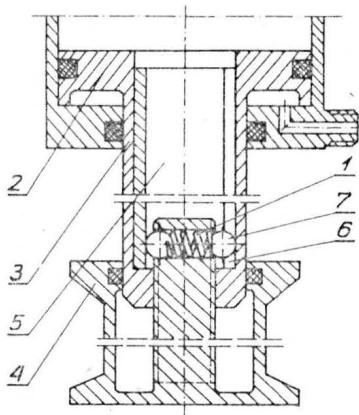


niego pierścienia wewnętrznego 1 kilkoma rurkami 8 osadzonymi w pierścieniu nieruchomym 3, które wraz z pierścieniem ruchomym 9, uszczelką 10 i sprężyną 11 tworzą zawór odcinający, przy czym oba pierścienie 3 i 9 mają ukośnie ukształtowane krawędzie zewnętrzne 12 i 13 współtworzące szczelinę obwodową, zaś obrzeże wewnętrzne pierścienia ruchomego 9 jest ukształtowane w formie korytka 14. W rozpylaczu wg wynalazku ciecz rozpylana jest tylko przez zewnętrzne obrzeża 9 talerzy 16 i 17, co daje równomierność działania.

Wynalazek, chroniony jednym zastrzeżeniem, zamieszczono w BUP nr 2/1981 r., w klasie B05B, pod nr P.216347.

● Centrum Naukowo-Produkcyjne Samolotów Lekkich PZL-Warszawa zgłosiło do opatentowania **siłownik ciśnieniowy, zwłaszcza do opylaczy lotniczych** (wynalazca M. Szczawiński). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie zapewnienia blokowania ogranicznika przesuwu przeciwtłoka w siłowniku ciśnieniowym o zmiennym skoku.

Siłownik odznacza się tym, że w wnętrzu trzpienia 3, połączonego z przeciwtłokiem 2 znajduje się sprężysta tuleja 5 z wzdłużnym rozcięciem 6, tworzącym rowek do blokowania zapadki znajdującej

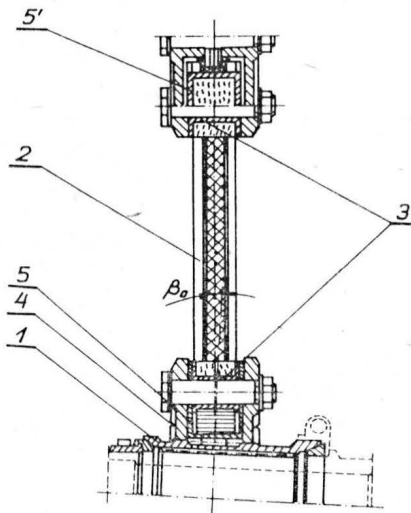


się na ograniczniku 4. Zapadka składa się z dwóch kulek 7 rozpychanych sprężyną 1 i umieszczonych w otworze. Sprężysta tuleja 5 wykonana jest przez zwiniecie prostokątnej płytki na średnicę nieco większą niż wewnętrzny otwór w trzpieniu 3 i wciśnięta jest do jego wnętrza.

Zgłoszenie, chronione dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 2/1981 r., w klasie F15B, pod nr P.216570 jako dodatkowe do zgłoszenia P.205950.

● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik zgłosił do opatentowania w Urzędzie Patentowym PRL wynalazek pn. **Piasta wirnika wiroplata, zwłaszcza śmigłowca** (wynalazcy: S. Kamiński, Z. Paluch, T. Sawczuk).

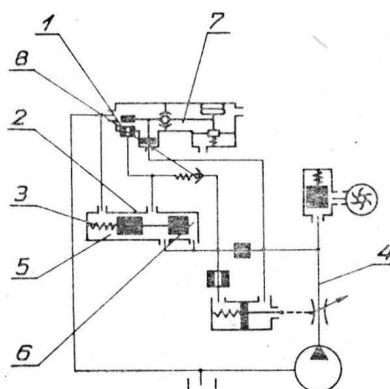
Piasta wirnika jest zestawiona z głowicy 1 i ramion 2, które są wykonane w postaci pętli ułożonych płasko obok siebie. Końce pętli opasują kołnierzowe tuleje 3, zaś ramiona 2 są osadzone skrajnymi końcami w obejmach 5 i 5' i wspólnie zamocowane w uchwycie 4 głowicy 1 za pomocą elementów złącznych. Obejma 5 jest ukształtowana w sposób zapewniający wstępny kąt stożka  $\beta_0$ . Tylne powierzchnie obejm 5 i 5' stanowią powierzchnie oporową.



Opis wynalazku, chronionego trzema zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 3/1981 r., w klasie B64C, pod nr P.215475.

● Kombinat Typowych Elementów Hydrauliki Siłowej PZL-Hydral z Wrocławia zgłosił do opatentowania **układ zasilania paliwem lotniczego silnika turbinowego** (wynalazcy: A. Maciejczak, J. Wawrzyński, L. Cwiek).

W układzie zastosowano środki zapobie-

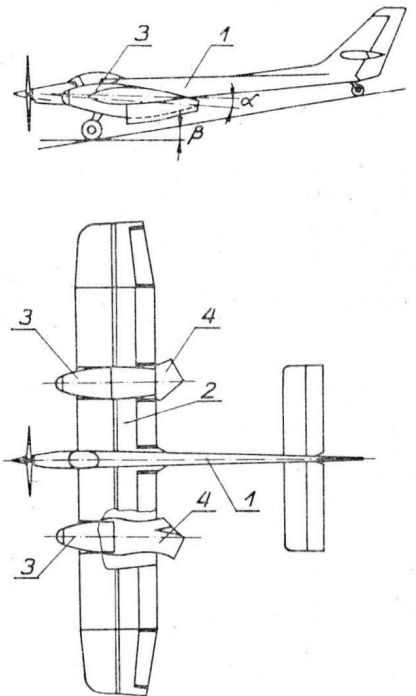


gające upustowi paliwa z głównej linii zasilania przed osiągnięciem maksymalnej mocy silnika. W tym celu między zaworem upustowym 1 a główną linią zasilania 4 umieszczono suwakowy wyłącznik 2, który po przekroczeniu obrotów biegu jałowego silnika wskutek różnicy sił od sprężyny 3 i ciśnienia w komorach 5 i 6 przemieszcza się i odcina przepływ do zaworu upustowego 1 automatu rozruchu 7, przy czym równoległe do wyłącznika 2 zainstalowany jest zawór bezpieczeństwa 8 redukujący nadmiar ciśnienia w głównej linii zasilania 4.

Opis wynalazku, chronionego trzema zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 3/1981 r., w klasie F02M, pod nr P.216278.

● WSK PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania wynalazek pn. **Wielozadaniowy samolot rolniczy, zwłaszcza o dużym udźwigu** (wynalazcy: E. Margański, M. Kopacz).

Samolot przeznaczony do wykonywania zabiegów agrotechnicznych ma kadłub 1 o małym przekroju poprzecznym, korzystnie owalnym, skrzydła 2, w których są zabudowane: wymienne zbiorniki 3, obrotowe, na materiały sypkie, w kształcie paraboloidy obrotowej, których oś jest równoległa do cięciwy profilu lub tworzy z nią kąt dodatni ( $\alpha = 5-10^\circ$ ), zbiorniki na środki ciekłe w kesonie skrzydła 2 oraz urządzenia odbiorcze jak ejektorowy rozsiewacz 4, kanały transportu pneumatycznego oraz rury z rozpylaczami lub rozpylaczami wirowymi do cieczy.



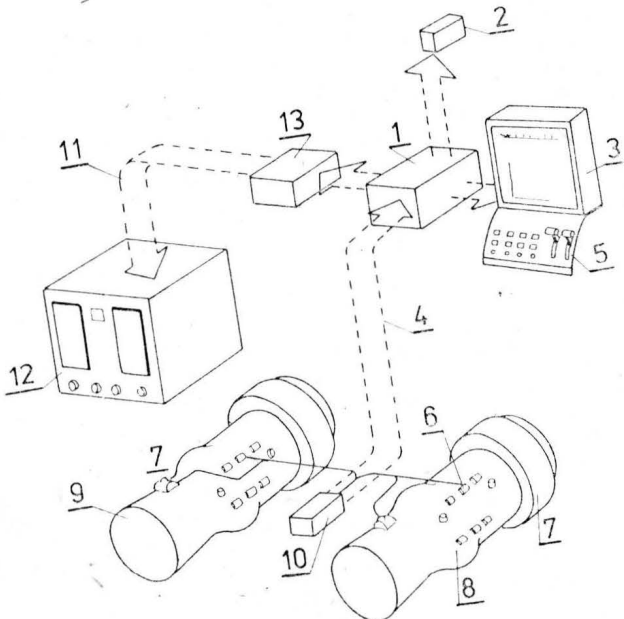
Wynalazek, chroniony trzema zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 3/1981 r., w klasie B64C, pod nr P.221969T.

● W. Kwazebart z Białegostoku zgłosił do opatentowania **pojazd osobowy lądowo-wodno-powietrzny**. Opis wynalazku jest uzupełniony licznymi rysunkami i obejmuje część powietrzną pojazdu oraz część lądowo-wodną.

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego 30 zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 3/1981 r., w klasie B60F, pod nr P.215049.

## Zintegrowany pokładowy układ kontroli stanu silników

Od kilku lat firma General Electric prowadzi badania zintegrowanego pokładowego układu kontroli stanu silników IEIS (Integrated Engine Instrument System) przeznaczonego dla wielosilnikowych samolotów komunikacyjnych. Schemat układu przedstawia rys. 1.



Rys. 1. Schemat układu IEIS: 1 — pokładowy przelicznik układu, 2 — wskaźnik wykonania prac obsługowych, 3 — ekran wizyjny w kabinie pilotów, 4 — dane o warunkach lotu i o pracy układów samolotowych, 5 — pulpity sterowania silnikami, 6 — główna wiązka przekazywania danych, 7 — nadajniki, 8, 9 — silniki, 10 — zespół sterujący wydawania sygnałów od nadajnika do układu, 11 — wejście przekształconych parametrów, 12 — przelicznik naziemnej bazy, 13 — rejestrator

Informacje o pracy silników podawane są przez nadajniki obsługujące elektroniczny przelicznik cyfrowy układu sterowania silników oraz przez specjalne nadajniki układu IEIS, w sumie 20÷32 sygnały na każdy silnik.

Zespół sterujący wydawania sygnałów wyposażony jest w przetwornik sygnałów analogowych na cyfrowe, wielokanałowy multiplexer, bloki filtrów i niewielką pamięć buforową. Przetworzone sygnały przekazywane są w określonej kolejności i z określoną częstością do pokładowego przelicznika, w którym dokonuje się obróbki informacji i obliczeń funkcji, np. całkowitego sprężu lub natężenia przepływu powietrza.

Do zadań przelicznika należy nie tylko ocena stanu silnika i jego charakterystyk, lecz również sprawdzanie stanu układu sterowania silnika, a także sprawności układu IEIS. Rezultaty oceny przekazywane są na ekran wizyjny. Układ wizyjny spełnia następujące funkcje:

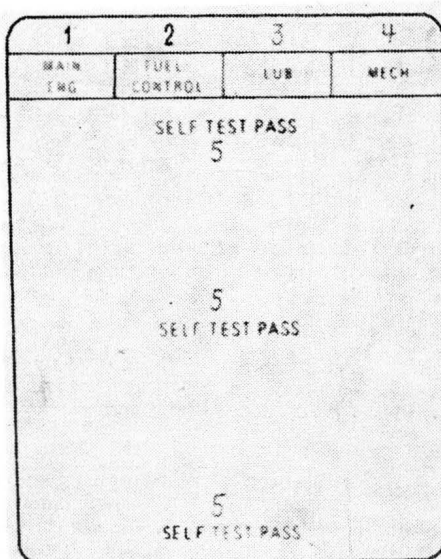
- wyświetlanie danych w zintegrowanej formie,
- wydawanie informacji związanych z daną fazą lotu,
- wydawanie zaleceń dla pilota,
- wydawanie informacji w sytuacjach awaryjnych.

Na rys. 2 pokazano na ekranie informację o sprawdzeniu i sprawności układu IEIS. W górnej części ekranu podano w ramkach zespoły, z których umownie składa się silnik. Zespoły te scharakteryzowane są 25 parametrami, które mogą być wyświetlone na ekranie.

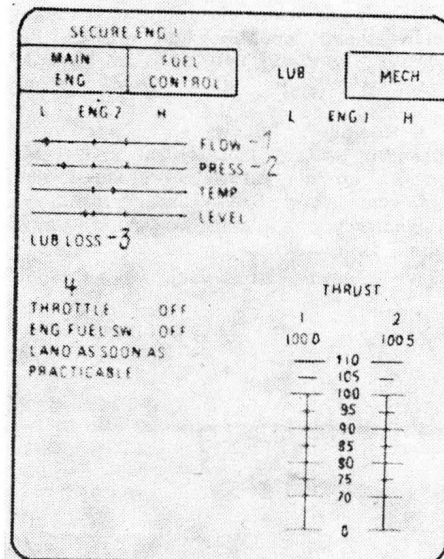
W przypadku usterki w którymkolwiek zespole znikają odnoszące się do niego ramki (rys. 3), pojawia się informacja, w którym silniku występuje usterka, wyświetlane są parametry, których wartości wykroczyły poza wartości dopuszczalne oraz przekazywane są odpowiednie zalecenia dla pilota.

Opis sytuacji pokazanej na rys. 3: usterka silnika nr 2, niesprawny układ olejowy, natężenie przepływu i ciśnienie oleju poniżej normy wskazywane na liniach poziomych wektorami, które wyszły poza dopuszczalne wartości graniczne zaznaczone na tych liniach kreskami pionowymi.

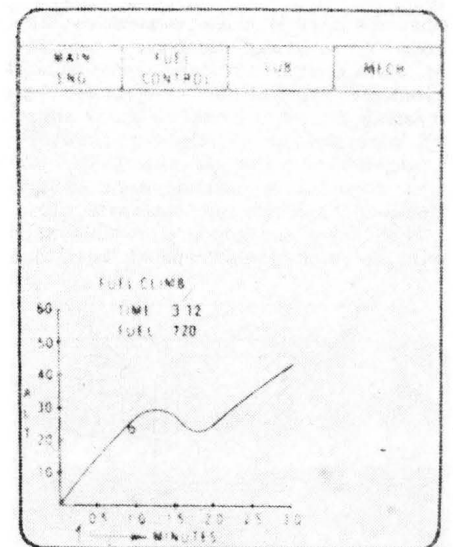
Na rys. 4 przedstawiono teoretyczną krzywą wznoszenia



Rys. 2. Przykład informacji o sprawności układu: 1 — silnik, 2 — układ paliwowy, 3 — układ olejowy, 4 — sprawność mechaniczna, 5 — samokontrola układu (potwierdzenie sprawności układu)



Rys. 3. Przykład informacji o usterkach: 1 — natężenie przepływu, 2 — ciśnienie oleju, 3 — brak smarowania, 4 — zalecenia dla pilota (wyłączyć silnik, zamknąć zawór odcinający, lądować na najbliższym lotnisku), ENG 2 — usterka silnika nr 2, L, H — kierunek zmniejszania, zwiększania wartości wektora



Rys. 4. Przykład informacji nt. optymalnego wznoszenia samolotu: 1 — czas liczony od chwili rozpoczęcia wznoszenia, ALT — wysokość lotu



samolotu przy minimalnym zużyciu paliwa z zaznaczeniem położenia samolotu w stosunku do tej krzywej.

Na ekranie można kontrolować zakres pracy silnika w różnych fazach lotu, dla których na ekranie ukazują się optymalna krzywa lotu oraz położenie samolotu w stosunku do niej. Na życzenie pilota mogą być również wyświetlane oddzielnie wartości głównych parametrów silnika w stosunku do ich wartości dopuszczalnych, jak przedstawiono na rys. 3.

W układzie IEIS są dwa zespoły, zadaniem których jest zmniejszenie prac obsługowych samolotu oraz zwiększenie bezpieczeństwa lotu. Zespół wskaźników wykonania prac

obsługowych pokazany na rys. 1 pozwala na zebranie i obróbkę materiałów z wielu lotów na specjalnym przeliczniku bazy naziemnej, co umożliwia wykrycie tendencji zmian charakterystyk silników pozwalających zczasu stwierdzić narastanie defektu.

Układ IEIS przechodzi próby na silniku samolotu Boeing 737. Przewiduje się, że zostanie wprowadzony do eksploatacji w latach 1983-1985.

Dalsze szczegóły nt. IEIS można znaleźć w: R. L. Skovholt, Integrated advanced electronic display system SAE, Prepr. 76.

K.G., L.G.

## Nowa wersja silnika Allison 250-C30

W związku z potrzebą zwiększenia mocy napędu śmigłowców Sikorsky S-76 firma Detroit Diesel Allison opracowała nową wersję silnika 250-C30, silnik 250-C34 o mocy startowej zwiększonej z 485 kW (660 KM) do 548 kW (745 KM), o 2,5 min mocy nadzwyczajnej 575 kW (780 KM) i jednostkowym zużyciu paliwa 0,362 kg/kWh (0,267 kg/KMh).

Zewnętrzna średnica silnika i punkty zamocowania pozostały nie zmienione, natomiast dwustopniowa turbina

sprężarki została zastąpiona turbiną jednostopniową przystosowaną do pracy w wyższej temperaturze. Zmodyfikowano również przekładnię i ułożyskowanie. Wszystkie nowe części i zespoły mogą być zamontowane na eksploatowanych obecnie silnikach 250-C30.

Produkcję nowego silnika zamierza się uruchomić w połowie 1985 r. po uzyskaniu certyfikatu FAA w 1984 r.

W.K.

cd. ze s. 32

## CONTENTS

ŁĘKOWSKI M.: Flight tests among scientific and research achievements of the Air Force Technical Institute from 1953 to 1983. TLIA, vol. XXXVIII, 1983, No. 8, p. 5

The history of flight tests of airplanes and helicopters, carried out at the Air Force Technical Institute during the 30-year period of its existence, has been presented.

LUKOMSKI B.: Fault finding in turbine engine control systems. TLIA, vol. XXXVIII, 1983, No. 8, p. 8

The method of fault finding in aircraft turbine engine control systems, utilizing the dynamic form of the course of monitored parameters of the engine and the so-called topological models of the system, has been presented in this article. This method has been illustrated with examples of the influence of external disturbances and faults of the control system proper on the course of the monitored parameters in transient processes.

ŻARSKI B.: Development of airport engineering in Poland and in the world. TLIA vol. XXXVIII, 1983, No. 8, p. 12

The most important elements of airport structures are: surfaces of runways, of taxiways and of aircraft parking areas. Their quality significantly affects the safety of take-offs and landings of airplanes. The most frequently used type of surface is the subject of this article.

SADKOWSKI M.: Aircraft overload classifier. TLIA, vol. XXXVIII, 1983, No. 8, p. 22

The operation principle and block diagram of the aircraft overload classifier have been discussed and its basic technical parameters have been given in this article.

MORGAŁA A.: Transatlantic airplanes Amiot 123. TLIA, vol. XXXVIII, 1983, No. 8, p. 28

The history of the Amiot 123 aircraft, on which Major Ludwik Idzikowski tried twice to fly across the Atlantic in 1928 and in 1929 has been presented.

## ZUSAMMENFASSUNGEN

ŁĘKOWSKI M.: Flugerprobungen als forschungswissenschaftlicher Erwerb des ITWL. TLIA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 8, S. 5

Es wird die Geschichte der Flugerprobungen von Flugzeugen und Hubschraubern dargestellt, die im Technischen Institut der Luftstreitkräfte während seines dreissigjährigen Bestehens durchgeführt worden sind.

LUKOMSKI B.: Ortbestimmung von Beschädigungen in Steuerungsanordnungen der Turbinenmotore. TLIA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 8, S. 8

In dem Beitrag werden eine Methode zur Ortbestimmung von Beschädigungen in Steuerungsanordnungen der Turbinen-Flugmotore auf Grund der dynamischen Verlaufsgestalt der Kontrollparameter des Motors und die sog. topologischen Systemmodelle erörtert. Diese Methode wurde mit Beispielen des Einflusses von äusseren Störungen und Beschädigungen der Steuerungsanordnung auf die Kontrollparameter in Durchgangsvorgängen illustriert.

ŻARSKI B.: Entwicklung des Flugplatzbaues in Polen und in der Welt. TLIA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 8, S. 12

Die Start- (DS) und Rollbahndecken (DK) sowie die Parkebenen (PPS) der Flugzeuge sind die wichtigsten Elemente im Flugplatzbau. Von ihrer Qualität hängt die Start- und Landungssicherheit der Flugzeuge ab. Die grösste Anwendung findet die Fahrbahndecke aus Zementbeton, die in dem Aufsatz erörtert wird.

SADKOWSKI M.: Klassiererapparat der Flugzeuge-Überlastungen. TLIA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 8, S. 22

In dem Beitrag werden die Arbeitsweise und das Blockschema des Klassiererapparates für Überlastungen von Flugzeugen sowie seine technischen Hauptdaten erörtert.

MORGAŁA A.: Überseeflugzeuge Amiot 123. TLIA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 8, S. 28

Es wird die Geschichte des Flugzeuges Amiot 123 geschildert, mit dem Major Ludwik Idzikowski 1928 und 1929 zweimal den Atlantischen Ozean zu überfliegen versucht hatte.

## СОДЕРЖАНИЯ

ЛЭНКОВСКИ М.: Летные испытания в достижениях Технического Института Военно-Воздушных Сил 1953-1983. ТЛИА, т. 38, 1983 г., № 8, с. 5

Описана история летных испытаний самолетов и вертолетов, проведенных в Техническом Институте ВВС за 39 лет его существования.

ЛУКОМСКИ Б.: Обнаружение места появления повреждений систем автоматического регулирования газотурбинных двигателей. ТЛИА, т. 38, 1983 г. № 8, с. 8.

В статье представлен метод определения места появления дефекта в системе автоматического регулирования ГТД, использующий динамическую модель процесса изменения контрольных параметров двигателя и так называемую топологическую модель системы. Метод иллюстрируется примерами влияния внешних помех и повреждения системы регулирования на параметры переходного процесса.

ЖАРСКИ Б.: Развитие строительства аэродромов в Польше и в мире. ТЛИА, т. 38, 1983 г., № 8 с. 12

Важнейшими элементами строительства аэродромов являются взлетно-посадочные полосы, дороги для руления и стояночные площадки. От их качества зависит безопасность взлетов и посадок самолетов. Самым распространенным типом покрытия на аэродромах является бетон и он составляет тему настоящей статьи.

САДКОВСКИ М.: Классификатор перегрузок самолетов. ТЛИА, т. 38, 1983 г., № 8, с. 22.

В статье описаны основы работы и блок-схема классификатора перегрузок самолетов и даны его основные технические характеристики.

МОРГАЛА А.: Самолет для полета через Атлантику Амюот 123. ТЛИА, т. 38, 1983 г., № 8, с. 28.

Описана история самолета Амюот 123, на котором майор Людвик Идзиковски дважды пытался перелететь Атлантику в 1928 и 1929 г.

# Samoloty transatlantyckie Amiot 123

Mgr ANDRZEJ MORGALA

Na początku lat dwudziestych francuskie wytwórnie lotnicze pracowały nad rozwojem wielozadaniowych samolotów bojowych, mających zastąpić sprzęt pochodzący z czasów wojny. W tym czasie zrealizowano kilka mniej lub bardziej udanych samolotów liniowych, z których w Polsce używane były Breguet XIX oraz Potez XV, XXVII i XXV. Konkurentem tych samolotów miał być m.in. Amiot 100 zaprojektowany przez biuro konstrukcyjne Societe d'Emboutissage et de Constructions Mécaniques w Colombes (departament Sekwany). Szefem wytwórni i biura konstrukcyjnego był inż. Marcel Amiot.

Amiot 100 miał konstrukcję metalową, ale w porównaniu np. z Breguetem XIX dysponował silnikiem o mocy 1,5 raza większej i miał dwukrotnie większą powierzchnię nośną. Rozporządzał przy tym dwukrotnie większą masą ładunku bojowego i dwukrotnie większym promieniem działania. Większa liczba stanowisk ogniowych zapewniała lepszą obronę czynną. Byłby to zatem samolot ekonomiczniejszy i efektywniejszy w działaniach bojowych. Prototyp był wystawiony na VIII Salonie Lotniczym w Paryżu, trwającym od 15.XII.1922 r. do 2.I.1923 r. Egzemplarz ten nie był jednak dopuszczony do prób i nie został oblatany.

W 1923 r. inż. Bouchenot i Tereqem zaprojektowali nowy samolot Amiot 120, nawiązujący założeniami do poprzednika, ale stanowiący następną opracowaną od podstaw konstrukcję. Prototyp wykonał pierwszy lot na początku 1925 r. Razem zbudowano trzy egzemplarze: Amiot 120BN2 — dwumiejscowy bombowiec nocny z silnikiem Renault (1925 r.), Amiot 120B3 — bombowiec trzymiejscowy dalekiego zasięgu z silnikiem Farman (1926 r.) i Amiot 120BN3a (1927 r.) — trzymiejscowy bombowiec nocny, ale zbudowany w wersji przeznaczonej do zdobywania rekordów odległości lotu. Napęd stanowił silnik dużej mocy Lorraine Dietrich 18 Orion, sprawniejszy i bardziej niezawodny niż poprzednio zastosowane silniki Renault i Farman.

Amiot 120 był szeroko reklamowany jako pierwszy spośród samolotów tej klasy napędzany silnikiem dużej mocy i odznaczający się wyższymi od innych maszyn walorami bojowymi. Przewidywano wykorzystanie samolotu w wersjach: lekkiej bombowej, rozpoznawczej, myśliwskiej (dwuosobowej eskortowej lub patrolowej), a ponadto pasażersko-transportowej.

W 1927 r. oblatany został również Amiot 122, będący wersją rajdową o większej prędkości lotu i dużej wysokości wznoszenia. Na samolotach wytwórni SECM dokonano wówczas kilku znacznie dłuższych lotów, jak np. rajd śródziemnomorski kpt. pil. Pelletier d'Oisy na Amiocie 120 na trasie: Paryż — Wiedeń — Bukareszt — Bejrut — Kair — Bengazi — Tunis — Casablanca — Paryż,

lub przelot nad Saharą kpt. pil. Gérardot i por. obs. Cornillon etapami Paryż — Timbuktu — Dakar — Paryż o łącznej długości ponad 10 000 km w ciągu 5 dni, bez niedomagań samolotu.

Wyczyny te sprawiły, że na Amioty 120/122 zaczęto zwracać uwagę jako na potencjalnych zdobywców Atlantyku na trudnym do pokonania kierunku ze wschodu na zachód. Dane techniczne rodziny samolotów Amiot zestawiono w tabl. 1.

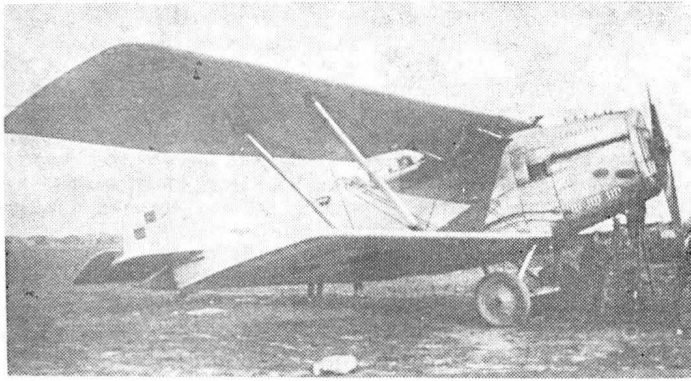
Na początku 1927 r. biuro konstrukcyjne SECM opracowało projekt bombowca nocnego Amiot 123BN3. Samolot ten nie został jednak zrealizowany w wersji wojskowej. Pod koniec 1927 r. rozpoczęto natomiast budowę dwóch egzemplarzy przeznaczonych do lotu dalekiego zasięgu. Możliwości techniczne tego dobrze zapowiadającego się samolotu zachęciły wytwórnię do dania pierwszeństwa wersji specjalnie przystosowanej do lotów transatlantyckich. Pierwszy płatowiec 123.01 został zamówiony przez polskie lotnictwo wojskowe. Koszt zespołu napędowego pokrywała wytwórnia Lorraine Dietrich. Drugi egzemplarz 123.02 przeznaczony został dla francuskiego pilota kpt. Gérardot.

Decyzja o zakupie samolotu ze środków państwowych została podjęta przez czynniki rządowe RP jeszcze w grudniu 1926 r. Wybór padł wówczas na Amiota 120. Oparto się tu głównie na opinię mjr. pil. Ludwika Idzikowskiego, będącego wówczas członkiem komisji odbioru samolotów wojskowych zamówionych przez lotnictwo polskie we Francji. Wcześniej przeprowadził on rozmowy z przedstawicielami wytwórni SECM uzgadniając wstępnie warunki dostawy i organizacji lotu, który traktowany był przez Francuzów jako forma reklamy samolotu. Umowę między SECM a MSWojsk. podpisano w Colombes w styczniu 1927 r. W imieniu strony polskiej umowę parafował płk. inż. Łoyko-Rzędziejowski, szef Polskiej Misji Wojskowej Zakupów w Paryżu, występującej pod nazwą MiPolach. Termin dostawy samolotu Amiot 123.01 określono na maj 1927 r. Przekazanie do prób w locie nastąpiło jednak z ośmiomiesięcznym opóźnieniem dopiero 25.I.1928 r. Napęd stanowił silnik L.D. Orion o mocy 480 kW (650 KM), w którym w celu podwyższenia stopnia pewności pracy zastosowano podgrzewanie gaźników strugą ciepłego powietrza przechodzącego przez chłodnicę. Zapas paliwa mieścił się w wielkich zbiornikach usytuowanych w kadłubie w pobliżu środka mas. Cała przestrzeń od ściany ogniowej do I kabiny była przeznaczona na przedział dla paliwa o masie ok. 5 t. Praktycznie rzecz biorąc Amiot 123 był latającym zbiornikiem o dużej pojemności. W początkowej fazie lotu masa paliwa wynosiła ok. 60% ogólnej masy samolotu. Amiot zabierał przy starcie dwukrotnie więcej paliwa niż ważyła jego własna konstrukcja.

TABLICA 1. SECM Amiot 120 i konstrukcje pochodne

Typ, wersja	Rok budowy, przeznaczenie	Liczba osób załogi	Silnik moc, kW (KM)	Rozp., m	Pow. nośna, m <sup>2</sup>	Masa		Vmaks., Vprzel., km/h	Zasięg, km	Uwagi
						własna, kg	całk., kg			
120BN2	1925 bombowy nocny	2	Renault 430/515 (600/700)	19,36	85,0	2200	3700	210	1000	F-AHCR wznoszenie 1,9m/s
120B3	1926 bombowiec	3	Farman 515/590 (700/800)	19,00	85,0	1760	3400	200 175	1050	wersja wojskowa
120BN3a	1927 bombowy nocny	2-3	L.D. 480/550 (650/750)	21,50	95,0	2600	6780	— 160	6200	przebud. na rajdowy
122	1927 rajdowy G.R.	2	L.D. 480/550 (650/750)	21,50	90,0	2530	3900	215 180	2000	wznosz. 3,7 m/s
123BN3	1927 bombowy nocny	3	L.D. 480/550 (650/750)	20,00	87,0	2110	4300	220 180	6500	projekt





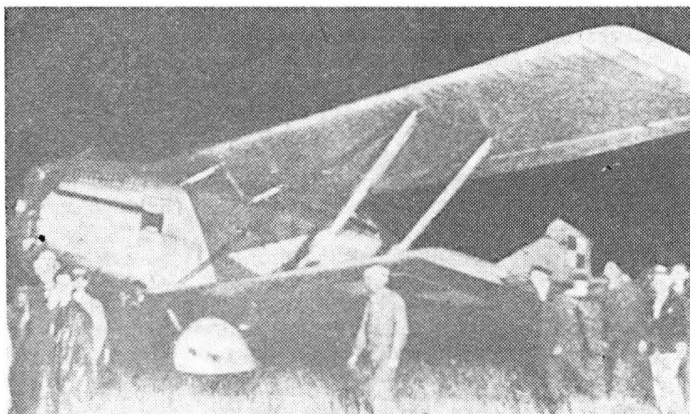
Rys. 1. Pierwszy samolot SECM Amiot 123.01 we wczesnej wersji

Zbiorniki miały zawory umożliwiające szybki zrzut paliwa w locie, opróżnione spełniały funkcję pływaków czyniąc samolot niezatapialnym w wodzie. Komplet przyrządów pokładowych wzbogacono, stosując dwie busole lotnicze Morella, żyrokompas General Motors Co., derywomierz STAé i sekstans Leptite Faré, ponadto na pokładzie zabudowano radiostację, zastosowano rozrusznik silnika i instalację gaśniczą.

Na początku lipca 1928 r. polska załoga w składzie: mjr pil. Ludwik Idzikowski (I pilot, dowódca załogi) i mjr obs. pil. Kazimierz Kubala (nawigator i II pilot) przyjęła samolot do eksploatacji próbnej. Program prób obejmował m.in. ustalenie wielkości faktycznego zużycia paliwa w funkcji wysokości i prędkości lotu, ustalenie maksymalnej masy startowej, określenie długości rozbiegu, maksymalnego zasięgu itp. Wykonano przy tym tak wiele lotów i prób, jakich dotychczas nie przeszedł żaden ze zbudowanych we Francji samolotów przygotowywany do tak długiego przelotu. W lipcu wylatano ok. 150 h wykonując kilka dłuższych lotów nad morzem, a ponadto jeden najdłuższy, obliczony na 50 h, obejmujący 14-krotny przelot po trasie Paryż — Istres liczącej 600 km. Planowana do przebycia w locie łączna odległość wynosiła 8400 km. Niestety po 32 h lotu załoga została zmuszona do przygodnego lądowania na leśnej łące, na wprost z linii lotu. Przyczyną było szybsze od obliczeniowego zużycie oleju, spadek ciśnienia i niebezpieczeństwo zatarcia silnika. Dzięki mistrzowskiemu opanowaniu pilotażu przez mjr. pil. Idzikowskiego samolot został uratowany.

Wnioski uzyskane po serii lotów próbnych pozwoliły na wprowadzenie niezbędnych zmian w konstrukcji i wyposażeniu. Zrezygnowano ze smigła drewnianego STAé zastępując je metalowym Chauviere, co poprawiło sprawność zespołu napędowego. Smigielko napędzające prądnicę Salmson przeniesiono z noska lewego górnego skrzydła (u nasady w pobliżu baldachimu) na grzbiet kadłuba — za IIabinę. Chwył powietrza do gaźnika obudowano owiewką z małym tunelem poprawiającym wlot strugi do gardzieli. W celu polepszenia aerodynamiki zastosowano na stałe owiewki kół podwozia.

Po przymusowym lądowaniu w rejonie Istres dokonano najpoważniejszej zmiany w instalacji obiegu i chłodzenia oleju. W celu zwiększenia zapasu należało zbudować nowy zbiornik o większej pojemności. Pociągało to za sobą jednak większe zmiany związane z przebudową przedniej części kadłuba. Wobec braku czasu na dokonanie takich

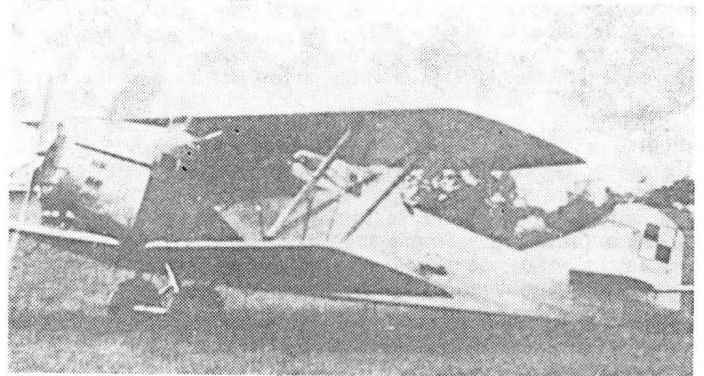


Rys. 2. Amiot 123.01b na starcie do pierwszego lotu atlantyckiego

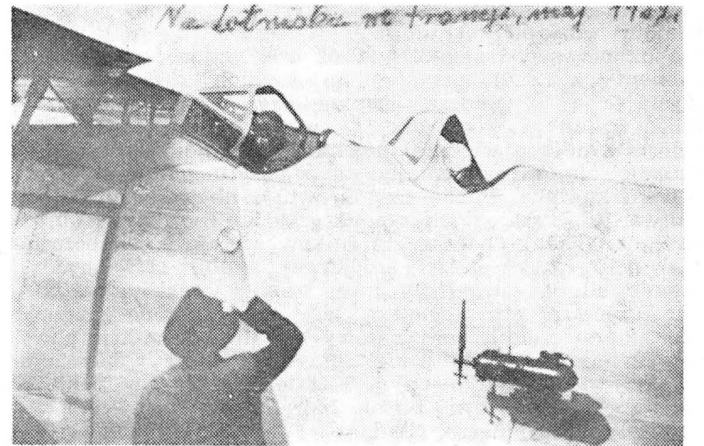
prac, wybrano prostsze rozwiązanie, umieszczając powyżej zbiornika głównego drugi mniejszy zbiornik dodatkowy. Połączono je przy tym przewodami tak, aby olej wypływający ze zbiornika dodatkowego stale uzupełniał zapas zbiornika głównego.

W efekcie przeróbek masa własna samolotu wzrosła i w celu jej zmniejszenia zdecydowano się na demontaż radiostacji pokładowej, rozrusznika oraz instalacji gaśniczej. Łączna masa zdemontowanego wyposażenia wynosiła 300 kg. Amiot w poprawionej wersji 123.01b (lub bis) był gotowy do lotu pod koniec lipca. Start do lotu nad Atlantyką nastąpił 3 sierpnia 1928 r. o godz. 4.45 z paryskiego lotniska Le Bourget.

Po przebyciu 3200 km, czyli ponad połowy trasy, zauważono na spodzie kadłuba duże kałuże oleju wyciekającego zapewne z uszkodzonej instalacji. W tej sytuacji pilot zdecydował się na zaprzestanie lotu pod wiatr i na powrót do Europy. Zawrócono więc znad obszaru środkowego Atlantyku i skierowano wprost na wschód — ku Półwypowi Pirenejskiemu. W 31 h lotu, gdy manometr wskazywał zupełny brak ciśnienia oleju, mjr Idzikowski podjął decyzję wodowania w pobliżu napotkanego po drodze frachtowca. Wodowanie wykonane było bardzo umiejętnie, samolot zanurzył się w morzu lekko przodem i dolnym płatem. Zostało przy tym tylko lekko uszkodzone



Rys. 3. Drugi samolot Amiot 123.02

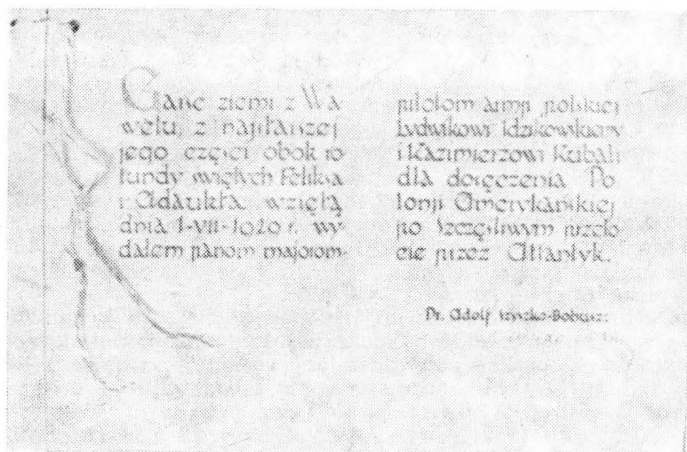


Rys. 4. Kabinę załogi w samolocie 123.02. Widoczna jest boczna ścianka zbiornika paliwa i prądnica Scintilla. U góry autograf mjr. Kazimierza Kubali

lewe dolne skrzydło. Zakończenie lotu miało miejsce nieopodal przylądka Finistere, w odległości ok. 70 km od brzegów Hiszpanii. Frachtowcem był niemiecki statek Samos płynący z Hamburga do La Valetty na Malcie. Samolot został wydobyty dźwigiem na pokład. Działając urządzeniami nie przystosowanymi do tego rodzaju operacji, znacznie naruszono konstrukcję płatowca.

Po przybyciu do najbliższego portu Leixões k. Porto w Portugalii, nadwerżony samolot (osobno skrzydła, osobno kadłub) wylądowano na nabrzeżu portowe. Samolot znajdował się w stanie uniemożliwiającym jego dalsze użycie. Najbardziej ucierpiała komora płatów, podwozie i zespół napędowy. W stosunkowo lepszym stanie znajdował się kadłub, chociaż i tutaj było widoczne niszczące działanie słonej wody.

Podczas lotu przebyto ok. 5200 km przy prędkości przelotowej 167 km/h. W zbiornikach pozostało ok. 2000 dm<sup>3</sup> benzyny, a więc zapas pozwalający na ok. 18÷20 h lotu. Gdyby nie wypadek, paliwa na pewno starczyłoby do lotu



Rys. 5. Pancerta — pisemne poświadczenie prawdziwości ziemi z Wawelu. Jedyne dokumenty ocalały z katastrofy Amiota 123.02, zachowane do dzisiaj w oryginalnej postaci

do Nowego Jorku. Dwa tygodnie później samolot dowieziono do wytwórni w Colombes, gdzie ustalono, że bezpośrednią przyczyną wycieku oleju było pęknięcie zbiornika głównego uzupełnianego bez przerwy i ponad miarę olejem ze zbiornika dodatkowego. Wg norm lotniczych, dla wyrównania objętości oleju zimnego i gorącego zbiornik powinien mieć 0,25 pojemności pustej. Przepelniony i stale uzupełniany gorącym olejem zbiornik główny pracował jak naczynie ciśnieniowe, nie będąc zupełnie przystosowany do tego celu. Ścianki wykonane z cienkiej blachy wkrótce popękały, powodując wyciek oleju aż do całkowitego opróżnienia instalacji. Nieprzemysłana, wykonana na przedce przeróbka instalacji olejowej po wypadku pod Istres stała się zatem bezpośrednią przyczyną niepowodzenia pierwszego polskiego lotu nad Atlantykem.

Wkrótce podjęto starania o wznowienie lotu. Problem środków finansowych rozwiązany został przez Polonię amerykańską, która dokonała zbiórki uzyskując ze składek kwotę 25 000 dol. Rozmowy prowadzono z wytwórnią SECM, w której znajdował się rozpoczęty drugi egzemplarz 123.02. Budowę jednak przerwano, ponieważ zamawiający odstąpił od umowy. Wykorzystując konstrukcję nie ukończonego samolotu 123.02 oraz dające się odzyskać elementy z 123.01, przystąpiono do montażu całości. Korzystając z doświadczeń poprzedniego lotu wprowadzono kilka zmian w konstrukcji i wyposażeniu. Zastosowano zbiornik oleju o większej pojemności i zmodyfikowano instalację olejową zmieniając także usytuowanie chłodnicy z boku kadłuba. Powiększono również objętość zbiorników paliwa, zwiększając ich wymiary do zewnętrznego obrysu kadłuba. Ścianki boczne zbiorników spełniały jednocześnie rolę pokrycia w części środkowej kadłuba. Blachy na osłonie silnika otrzymały inny podział oraz inaczej rozmieszczone wyloty powietrza. Wlot powietrza do gaźników przesunięto do tyłu, dając nowy kształt i geometrię chwytu powietrza. Kabiny załogi otrzymały nowe wyposażenie i osłony o zmodyfikowanym kształcie. Przyrządy pokładowe wzbogacono o dwie busole Morella, derywomierz STAé, dwa szybkościomierze (Badain i Vickers), chyłomierz, wskaźniki ilości paliwa i oleju w zbiornikach. Zamiast francuskiej prądnicy Salmson zastosowano szwajcarską Scintilla. Zabudowano ją na lewej burcie z tyłu za kabiną nawigatora. Silnik zmodyfikowano, stosując m.in. wyższy stopień sprężania, zwiększając moc do 485 kW (660 KM).

Amiot 123.02 został oblatany na początku 1929 r. Silnik sprawiał z początku pewne kłopoty, ale po zamianie dotychczas stosowanych świec Ponsot na KLG pracował bez zarzutu. Również francuska radiostacja Radioindustrie została zastąpiono angielską Marconi, lepiej pracującą i mającą zasięg do 500 km. W celu ułatwienia startu zaczęto stosować wózek podkładany pod płożę ogonową, wyczepiany samoczynnie po uniesieniu tyłu samolotu do góry. Urządzenie pozwalało skrócić rozbieg o 100 m. Próby przeprowadzono startując z lotniska Le Bourget. Wykonano przy tym kilka dłuższych lotów, w tym jeden trwający 15 h. Na początku lipca samolot uznano za gotowy do przelotu nad Atlantykem. Tak jak poprzedni egzemplarz, tak i 123.02 miał namalowane szachownicę jako odznaki przynależności państwowej. Niemniej jednak na czas przelotu przydzielono radiowe znaki wywoławcze SP-APO.

Start nastąpił 13 lipca 1929 r. o godz. 3.45 z Le Bourget. Po 13 h lotu silnik zaczął tracić obroty. Słychać było przy

tym głośnie trzaski, które można było przypisać złej pracy iskrownika. Temperatura silnika, ciśnienie oleju i ciśnienie benzyny pozostawały bowiem normalne. Pilot podjął zatem decyzję o zaniechaniu dalszego lotu i lądowania na pobliskich Azorach. Po 4 h 15 min lądowano o zmierzchu na wyspie Grazioza. Przedtem wypuszczono benzynę z głównych zbiorników. Lądowanie zakończyło się kapażem wskutek uderzenia podwoziem o niewidoczną w zbożu kamienną miedzę. Wybuchł pożar, który następnie strawił całą maszynę. W katastrofie zginął mjr pil. Ludwik Idzikowski, jedna z wybitniejszych postaci w historii polskiego lotnictwa.

Do portu Santa Cruz na wyspie przybył w tym czasie szkolny okręt marynarki wojennej Iskra, na którego pokład zabrano w dniu 15.VII.1929 r. trumnę ze zwłokami pilota i resztki Amiota 123.02. Były to różne duralowe części płatowca, silnik z niektórymi odlamanymi elementami osprzętu, cztery gaźniki, spalona w pożarze prądnica, mały silnik elektryczny i złamane śmigło. Nawigator, mjr Kubala, w raporcie z 7 sierpnia 1929 r. do Szefa Departamentu Lotnictwa MSWojsk. podał jako przyczynę wypadku złą pracę prądnicy Scintilla. Również wytwórnia SECM i Lorraine Dietrich przyznały, że powodem zatrzymania silnika była niekorzystna zamiana prądnic, a następnie złe działanie iskrownika. Pogląd ten, oparty na przypuszczeniach, został podany do wiadomości publicznej i był później wielokrotnie powtarzany w różnych publikacjach.

Sprowadzone do Gdyni resztki samolotu zostały następnie przewiezione do IBTL i Polskich Zakładów Skody w Warszawie. Silnik (nr fabr. 36502, wyprodukowany w 1928 r. przez zakłady Societé Lorraine w Argenteuil) został zdemontowany i szczegółowo zbadany. Raport w tej sprawie został sporządzony przez mjr. pil. inż. F. Petera. Kierownictwo Polskich Zakładów Skody w dniu 5 sierpnia 1930 r. przekazało natomiast na pamiątkę mjr. obs. pil. Kubali uszkodzone elementy reduktora oraz złamane śmigło. Służący do napędu samolotu silnik miał reduktor zmniejszający liczbę obrotów wału korbowego z 2200 obr/min do 1200 obr/min na piascie śmigła. Po rozebraniu silnika okazało się, że zatarciu w locie uległo jedno z trzech kół zębatach reduktora. Nie znalazło to jednak właściwego odbicia we wspomnianym raporcie i mjr Kubala przesłał otrzymane części silnika\*) do ekspertyzy u dr inż. Ludwika Ebermana, profesora Politechniki Lwowskiej, znanego specjalisty, będącego uznanym autorytetem w dziedzinie spalinowych silników tłokowych.

Prof. Eberman odpowiedział listem z 8 listopada 1930 r. określając, że uszkodzenie łożyska rolkowego stało się przyczyną większego tarcia pochłaniającego znaczną część energii wytworzonej przez silnik. Wysoka temperatura, będąca wynikiem tarcia, doprowadziła do utraty twardości materiału i poważniejszego zdeformowania rolek, które zostały zgniecione i zeszlifowane na bryłki kanciaste. Profesor wysunął przy tym wysoce prawdopodobną hipotezę, że pierwotną przyczyną zatarcia było zastosowanie zbyt krótkich i niedostatecznie prowadzonych rolek, które mogły łatwo utracić położenie równoległe do osi obrotu koła zębatego i w ten sposób zaciąć się, powodując zatarcie. Znawca zagadnienia określił zatem jednocześnie wadę silnika Lorraine jako podstawową przyczynę niepowodzenia II polskiego lotu przez Atlantyk. Sprawa ta nie została jednak w swoim czasie ujawniona, a pierwsze wzmianki na ten temat ukazały się dopiero w ponad 40 lat po katastrofie na Azorach.

Ze szczątków Amiota 123.02 przewiezionych do kraju i poddanych następnie badaniom nie dotrwały do dzisiaj nawet resztki. Czyżby nie istniał żaden oryginalny przedmiot ocalały z katastrofy? Otóż nie!

1 lipca 1929 r. pobrano na Wawelu garść ziemi zaczerpniętą z miejsca obok preromańskiej rotundy świętych Feliksa i Adaukta. Mieszek i odpowiednie świadectwo (pancerty), podpisane przez dr Adolfa Szyszko-Bohusza\*\*), przekazano załodze krótko przed startem. Przesyłka miała być przekazana przedstawicielom Polonii amerykańskiej po przylocie do Nowego Jorku.

Skórzany woreczek padł pastwą płomieni, a ziemia z dalekiej Polski wymieszała się ze skalistą glebą Graziozy. Szczęśliwym trafem ocalały, wyrzucone zapewne przy kapażu: mapy, dziennik nawigacyjny i mały arkusz papieru oddzielony od mieszka. Z tych dokumentów przetrwał

\*) Przesyłka zawierała koło zębate (satelit), czop z zakrętką, pierścieniem i sprężyną zabezpieczającą oraz 56 rolek z łożyska.  
\*\*) Owcześnie dyrektor Państwowych Zbiorów na Wawelu.



do dzisiaj właśnie ten dowód. Pisany nieco archaicznym stylem, na czerpanym papierze, nosi ślady tamtej katastrofy. Jakże to oryginalny, choć niemy świadek pierwszych prób zdobycia Atlantyku lotem przez Polaków.

Z obydwóch samolotów SECM Amiot 123, latających z białoczerwonymi szachownicami, żaden nie pojawił się na polskim niebie. Niemniej jednak zajęły one na stałe znaczące miejsce w historii naszego lotnictwa.

### Konstrukcja

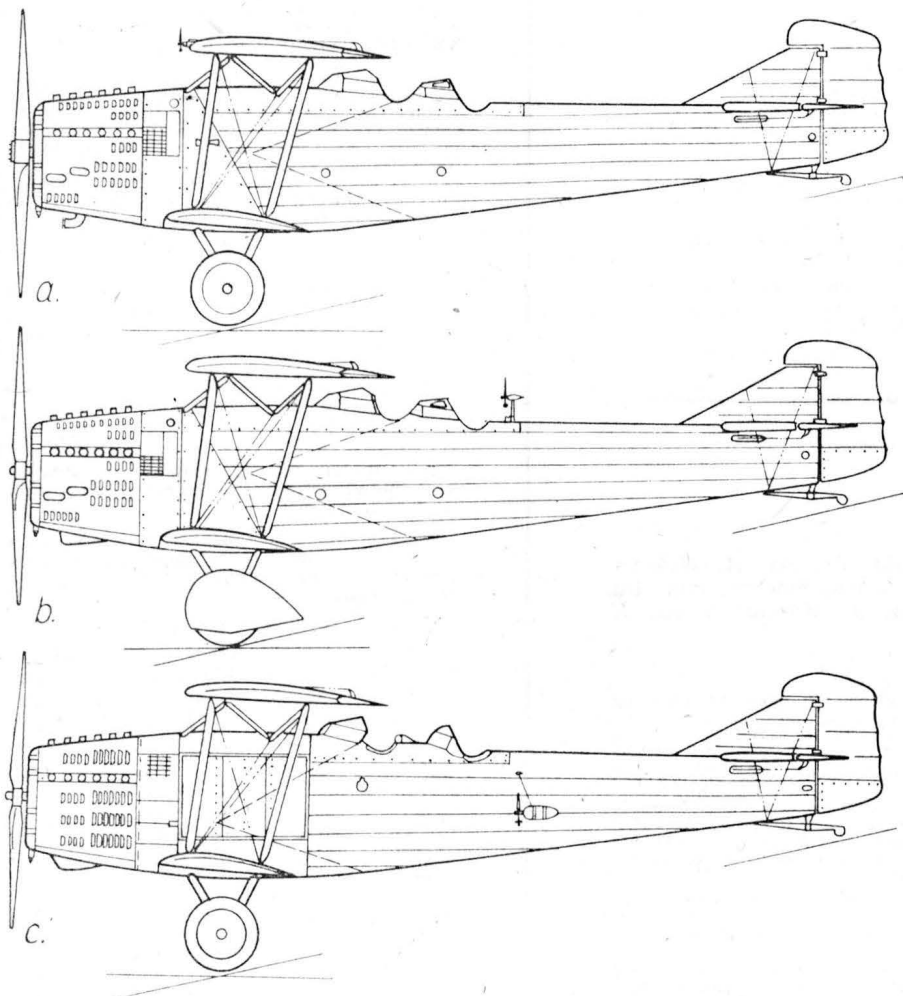
Jednosilnikowy dwupłat o konstrukcji metalowej. Liczba osób załogi — dwie. Samolot specjalnie przystosowany do lotu przez Atlantyk.

Płaty dwudźwigarowe z noskiem pokrytym blachą, reszta pokryta płótnem. Płaty wsparte były między sobą parą skośnych rozpórek i usztywnione cięgnami z taśm metalowych. Płat górny miał większą rozpiętość i szerszą cięciwę od dolnego. Płat dolny, o mniejszej rozpiętości, był przesunięty do przodu względem górnego. Dźwigar płata górnego miał przekrój dwuteowy. Półki były wykonane z blachy ryflowanej, a ścianki miały postać kraty z kątowników z blachy duralowej. Dźwigary dolnego płata wykonane były z rury duralowej o przekroju prostokątnym z zaokrąglonymi brzegami. Zebra wykonano w postaci krat nitowanych z rurek duraluminiowych. Lotki wąskie, o dużej rozpiętości, znajdowały się tylko na górnym płacie.

Kadłub miał konstrukcję kratownicową z rur duralowych łączonych obejmami. Przód pokryty był blachą aluminiową, a reszta — płótnem. Wejście do kabin znajdowało się z boku po prawej stronie kadłuba.

Usterzenie usztywnione zewnętrznie cięgnami z linek stalowych wykonane było z rurek duraluminiowych i pokryte płótnem. Spód steru kierunku pokryty był blachą aluminiową.

Podwozie dwugoleniowe z osią niedzieloną. Koła średniego ciśnienia. Amortyzatory ze sznurów gumowych. Oś była zasłonięta owiewką ukształtowaną w skrzydełko, a koła oprofilowane osłonami wydatnie zmniejszającymi opór aerodynamiczny.



Rys. 6. Kolejne odmiany samolotu: a) Amiot 123.01a, b) Amiot 123.01b, c) Amiot 123.02

TABLICA 2. Dane techniczne samolotów SECM Amiot 123

Wyszczególnienie	Jedn. miary	Amiot 123.01, 1928 r.	Amiot 123.02, 1929 r.
<b>Wymiary:</b>			
— rozpiętość	m	21,50	21,50
— długość	m	13,63	13,63
— wysokość	m	4,92	4,92
— pow. nośna	m <sup>2</sup>	96,00	96,00
<b>Masy:</b>			
— własna	kg	2500	2550
— użyteczna	kg	5700	5850
— w tym masa paliwa	kg	4900	5100
— całkow. na starcie	kg	8200	8400
<b>Osiągi:</b>			
— prędkość maks.	km/h	200	205
— prędkość przelot.	km/h	160 ÷ 180	160 ÷ 180
— pułap	m	4000 ÷ 6500	4200 ÷ 6600
— zasięg	km	7600	7680
— rozbieg	m	800	700
— dobieg (z małym zapasem paliwa)	m	400	420

Silnik Lorraine Dietrich Orion o mocy: w samolocie 123.01 — 480/550 kW (650/750 KM) i w samolocie 123.02 — 465/580 kW (660/784 KM), 18-cylindrowy, rzędowy w układzie W, bezsprężarkowy, z reduktorem. Masa własna silnika 570 kg. Śmigło Chauviere dwułopatowe metalowe o skoku stałym. Zbiorniki paliwa o dużej pojemności znajdowały się w środkowej części kadłuba.

Różnice między poszczególnymi wersjami samolotów 123.01 i 123.02 podano w artykule. Dane techniczne zestawiono w tabl. 2.

### Malowanie

Obydwa samoloty pomalowane były na jasny kolor kości słoniowej. Przód kadłuba, za osłoną silnika, pomalowano na kolor amarantowy zakończony wcięciem na kształt grota. Wzór był inny dla każdego samolotu. Zaznaczono to na rys. 6 linią przerywaną. Osłona silnika i owiewki kół miały naturalny kolor aluminium. Metalowy spód steru kierunku pokryty był lakierem jasnozielonym. Egzemplarz 123.01 miał podczas prób wymieniany ster wysokości, stery próbne miały kolor żółty.

Samolot 123.01 miał szachownice malowane nieprawidłowo z odwróconymi polami, z wyjątkiem lewej strony steru kierunku. Drugi — 123.02 — miał szachownice prawidłowe, z czerwonym polem po lewej u góry. Na kadłubie obydwu samolotów z obu stron była umieszczona nazwa samolotu: Marszałek Piłsudski. Samolot miał nosić nazwę Orzeł Biały, ale jej nie zaznaczono na burcie maszyny.

Na sterze kierunku z obu stron umieszczony był duży napis firmowy: AMIOT TYPE 123 i pod spodem: LORRAINE + 650 CV. W miejscu oznaczonym „+” był czteroramienny krzyż lotaryński.

Na sterze kierunku z obu stron umieszczony był duży napis firmowy: AMIOT TYPE 123 i pod spodem: LORRAINE + 650 CV. W miejscu oznaczonym „+” był czteroramienny krzyż lotaryński.



Adres dla korespondencji:

00-950 Warszawa, ul. Biała 4, skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:

Warszawa, 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

W. Ząbkowicz: 30 lat Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych w służbie lotnictwa . . . . .	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA . . . . .	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Podstawowe wskaźniki regularnego przewozu lotniczego; Ceny amerykańskich samolotów wojskowych i rakiet na rok budżetowy 1983/84; Działalność lotnictwa cywilnego w niektórych krajach w 1981 r.; Przewozy lotnicze krajów europejskich w 1981 r.	4
M. Łękowski: Próby w locie w dorobku naukowo-badawczym ITWL 1953÷1983 r. . . . .	5
B. Łukowski: Lokalizacja uszkodzeń układów regulacji silników turbinowych . . . . .	8
NOWOŚCI TECHNICZNE: Mały silnik tłokowy Weslake . . . . .	11
B. Żarski: Rozwój budownictwa lotniskowego w Polsce i na świecie	12
KARTOTEKA TLiA: Sikorsky S-70/UH-60 — USA . . . . .	15
Mil Mi-24D — ZSRR . . . . .	17
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Wodnosamoloty (IV) . . . . .	19
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Samoloty rolnicze „przeciążone” . . . . .	20
M. Sadek: Klasyfikator przeciążeń samolotów . . . . .	22
PROTOTYPY: Caproni Vizzola C22-J2 — Włochy . . . . .	23
Shanghai Y-10 — Chiny . . . . .	24
PROJEKTY: De Havilland Canada Dash 7-300 — Kanada . . . . .	24
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . . . .	24
NOWOŚCI TECHNICZNE: Zintegrowany pokładowy układ kontroli stanu silników . . . . .	26
Nowa wersja silnika Allison 250-C30 . . . . .	27
A. Morgała: Samoloty transatlantyckie Amiot 123 (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) . . . . .	28
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK . . . . .	III okł.

Na okładce: Samoloty PZL-104 Wilga 35 — rys. K. Cieślak

ŁĘKOWSKI M.: Próby w locie w dorobku naukowo-badawczym ITWL 1953÷1983. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 8, s. 5

Przedstawiono dzieje prób w locie samolotów i śmigłowców przeprowadzonych w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych w okresie 30 lat istnienia.

ŁUKOWSKI B.: Lokalizacja uszkodzeń układów regulacji silników turbinowych. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 8, s. 8

W artykule przedstawiono metodę lokalizacji uszkodzeń układów regulacji lotniczych silników turbinowych, wykorzystującą dynamiczną postać przebiegu parametrów kontrolnych silnika i tzw. topologiczne modele układu. Metodę tę zilustrowano przykładami wpływu zakłóceń zewnętrznych i uszkodzeń samego układu regulacji na przebieg parametrów kontrolnych w procesach przejściowych.

ŻARSKI B.: Rozwój budownictwa lotniskowego w Polsce i na świecie. TLiA t. XXXVIII, 1983, nr 8, s. 12

Najważniejszym elementem budownictwa lotniskowego są nawierzchnie dróg startowych (DS), dróg kołowania (DK) i płaszczyn postoju samolotów (PPS). Od ich jakości zależy bezpieczeństwo startów i lądowań samolotów. Najczęściej stosowanym typem nawierzchni jest nawierzchnia z betonu cementowego i ona jest tematem niniejszego artykułu.

SADKOWSKI M.: Klasyfikator przeciążeń samolotów. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 8, s. 22

W artykule omówiono zasadę działania i układ blokowy klasyfikatora przeciążeń samolotów oraz podano podstawowe parametry techniczne.

MORGAŁA A.: Samoloty transatlantyckie Amiot 123. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 8, s. 28

Przedstawiono dzieje samolotu Amiot 123, na którym mjr Ludwik Idzikowski dwukrotnie usiłował przelecieć przez Atlantyk w 1928 i 1929 r.



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

Redaktor naczelny:  
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:  
Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:  
mgr inż. K. Dąbrowski, dr inż. A. Gołdziński, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz

Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Górski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziński, doc. dr inż. T. Kostła, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Krótkiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Mistorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujszo, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Woliński, mgr inż. M. Zawadzki

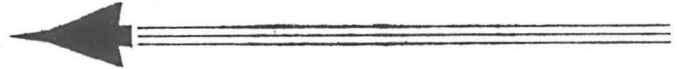
Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0599-1300-83. Nakład 5300 egz.

Papier druk. sat. IV. kl. 70 g. M-73.

Cena pojedynczego egz. zł 60.—

Prenumerata roczna zł 720.—

INDEKS 37909



## Odczyt o szybowcach

Sekcja Lotnicza i Koło Terenowe Oddziału Warszawskiego SIMP zorganizowały w dniu 8 kwietnia br. w Domu Technika NOT w Warszawie odczyt mgr inż. A. Glasza pt. „Przyszłość szybowców szkolnych”.

Prelegent nakreślił wykres pokazujący rozwój doskonałości różnych rodzajów szybowców (publikowany w *TLiA* nr 1/83, s. 1) w latach 1920÷1980. Interpretując wykres, mgr inż. A. Glass omówił historię konstrukcji szybowcowych od szkolnych, jednomiejscowych (o doskonałości 10, budowanych w podobnych rozwiązaniach aż do połowy lat pięćdziesiątych) do dwumiejscowych szkolno-treningowych (o doskonałości ok. 30), produkowanych od lat czterdziestych, gdy szybownictwem zainteresowały się władze państwowe.

W latach 1950÷1955 kończy się produkcja konstrukcji jednomiejscowych, a buduje się szybowce dwumiejscowe. Jednak ostatnio te pierwsze odradzają się w postaci tanich szybowców „młodzieżowych”. W latach pięćdziesiątych szybowce całkowicie drewniane zastąpiły konstrukcje z kadłubem spawanym lub szybowce metalowe. W połowie lat pięćdziesiątych szybowce szkolno-treningowe miały doskonałość 26÷28; zbudowano ich kilka tysięcy. 1978 r. przyniósł zmianę w produkcji szybowców. Rozpoczęto szkolenie na szybowcach laminatowych o doskonałości 34÷38.

W Polsce wzrost kosztów szkolenia i brak sprzętu ogranicza szkolenie szybowcowe. Aby odrodzić szybownictwo, należy obniżyć wiek szkolonych do 14 lat oraz produkować dwumiejscowe szybowce proste i tanie (np. metalowe), o doskonałości ok. 20. Możliwe, że dla rozwoju szkolenia szybowcowego byłoby korzystne powołanie do życia Ligi Lotniczej, która nie stawiałaby wstępnych warunków kandydatom do szkolenia.

Na odczyt przybyło 14 osób. W dyskusji zabrali głos znawcy tematu kol. kol.: R. Witkowski, W. Szydłowski, S. Danielecki i R. Lewandowski.

## Samodzielne środowiskowe Koło Sekcji Lotniczej w Bielsku-Białej

Członkowie Koła Sekcji Lotniczej SIMP w Bielsku-Białej współpracują z kierownictwem Przedsiębiorstwa Doświadczalno-Produkcyjnego Szybownictwa PZL-Bielsko we wszystkich ważniejszych zagadnieniach techniczno-organizacyjnych oraz wspólnie rozstrzygają wszelkie ważne problemy gospodarczo-finansowe zakładu. Członkowie Koła uczestniczą w Radzie Technicznej PDPSz (stałym organie doradczym dyrektora, w proporcji 9:10) oraz w Zespole ds. Reformy Gospodarczej (7 członków).

SIMP-owcy z Sekcji Lotniczej prowadzą liczne prace z młodą kadrą techniczną w zakresie: szkolenia w robotach laminatowskich, zapoznania z automatyzacją prac inżynierskich, zajęć modelarskich, praktyk studentów oraz studenckich prac dyplomowych. Członkowie SL SIMP zorganizowali w 1982 r. wiele imprez środowiskowych, m.in. prowadzili repetytorium z mechaniki lotu dla pilotów, kursy z mechaniki lotu i budowy szybowców dla kandydatów na pilotów szybowcowych, odczyty z aerodynamiki i statyki lotów dla lotniarzy oraz kurs napraw szybowców z kompozytów.

Do Wojewódzkiego Oddziału NOT zgłoszony został wniosek o przyznanie zespołowej nagrody za opracowanie konstrukcji

dwumiejscowego szybowca szkolno-treningowego Puchacz.

## Plenarne zebranie Sekcji Lotniczej SIMP

17 lutego br. odbyło się dziewiąte plenarne zebranie Zarządu Sekcji Lotniczej ZG SIMP, poświęcone projektowi planu pracy Zarządu Sekcji Lotniczej ZG SIMP na 1983 r. Członkowie Zarządu uznali, że istnieje pilna potrzeba przedyskutowania na koleżeńskim spotkaniu „okrągłego stołu” problemu awioniki w Polsce. Raport o tragicznym stanie tej dziedziny, jej aspektach i perspektywach musi być jak najszybciej przedstawiony władzom lotniczym.

Ze względu na zatwierdzenie przez Zarząd Główny SIMP terminarza akcji poprzedzających XXV Walny Zjazd Delegatów SIMP, zebrania sprawozdawczo-wyborcze Sekcji zaplanowano na okres od 1 kwietnia 1983 r. do 31 stycznia 1984 r.

W dyskusji kol. W. Zaremba poinformował o pracach porządkowo-rejestrujących w archiwum lotniczym im. W. Lei, rozpoczętych w końcu ub.r. w tzw. „wieży” na Gocławiu. Kol. A. Glass powiadomił o działalności i zamierzeniach Zespołu Zarządu Sekcji Lotniczej ds. Wydawnictw, Propagandy i Historii Lotnictwa, którego przewodniczącym jest kol. T. Królikiewicz. Zespół organizuje spotkanie „okrągłego stołu” nt. muzealnictwa lotniczego. Kol. A. Milkiewicz zaoferował pomoc przy realizacji planu pracy Sekcji Lotniczej ZG SIMP. Dotyczy to szczególnie koleżeńskie spotkanie „okrągłego stołu” w sprawie jakości i niezawodności w przemyśle lotniczym, które zorganizowane będzie wspólnie przez kol. B. Bacę z Szefostwa Techniki Lotniczej MON i kol. A. Milkiewicza z DWL. Na podstawie dyskusji i znajomości zagadnienia koledzy ci przygotowują raport do władz lotniczych o stanie branży w tej dziedzinie.

## Zebranie Zespołu Eksploatacji

28 kwietnia br. odbyło się drugie w bieżącym sezonie robocze zebranie Zespołu Eksploatacji Zarządu Sekcji Lotniczej ZG SIMP. Na zebranie, któremu przewodniczył kol. M. Michalski, przybyło 15 osób, wśród nich dziesięć osób to przedstawiciele instytucji zainteresowanych prawidłowym, ekonomicznym użytkowaniem sprzętu lotniczego.

Kol. Kossakowski z Centralnego Zespołu Lotnictwa Sanitarnego omówił wyniki analizy — w zakresie krajowej gospodarki paliwowej — przeprowadzonej w 1978 r. przez Komisję Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego. Komisja, znając potrzeby konsumentów lotniczych — zbadała stan i rozmieszczenie baz paliwowych, pojemności zbiorników, obsługę i wyposażenie transportowe oraz potrzeby personalne.

Po referacie kol. Kossakowskiego odbyła się dyskusja nt. zasilania w paliwo lotnictwa cywilnego. Wylęczając odmienny system obsługi samolotów komunikacyjnych, stwierdzono, że krajowym dyspozytorem paliwa dla lotnictwa cywilnego nie może być Aeroklub PRL. Funkcją centralną w tym zakresie należy obarczyć CPN. Nie uregulowaną sprawą jest też zaopatrzenie w naftę, chodzi o to, aby sporadyczną praktykę tankowania śmigłowców sanitarnych w bazach wojskowych — w okresie kłęski żywiolowej —

rozszerzyć formalnie na cały lotniczy park cywilny, dostarczając lotnictwu wojskowemu paliwo do depozytu.

Zracjonalizowany system paliwowy musi być wyposażony w odpowiedni sprzęt transportowy i z zapotrzebowaniem w tej sprawie należy zwrócić się do Komisji Planowania przy Radzie Ministrów.

Druga część zebrania była poświęcona zagadnieniom obsługi i napraw sprzętu lotniczego. Kol. M. Michalski zapoznał zebranych z obszernym opracowaniem, w którym, w nawiązaniu do dyskusji przeprowadzonej na pierwszym posiedzeniu Ześ. spou, porównał aspekty gospodarczej działalności lotniczej w Polsce z innymi krajami socjalistycznymi. Następnie przedyskutowano zagadnienia: reśursów, diagnostyki, ocen opartych na statystyce oszczędnej gospodarki osprzętowej oraz potrzebnych przepisów.

Skonkretyzowane wnioski w ważnych sprawach omówionych na zebraniu Zespołu Eksploatacji postanowiono przekazać poprzez Prezydium Zarządu Sekcji do kompetentnych władz państwowych.

## Zebranie Zespołu Historii

28 kwietnia br. odbyło się zebranie Zespołu Historii, Piśmiennictwa Lotniczego i Propagandy Zarządu Sekcji Lotniczej ZG SIMP. Zebranie prowadził przew. Zespołu kol. T. Królikiewicz. W zebraniu wzięli udział m.in. przewodniczący i sekretarz Zarządu, przew. Komisji Historycznej Klubu Seniorów Lotnictwa, a zarazem przew. Zespołu Historii Polskiej Techniki Lotniczej PAN, kol. A. Glass oraz autor historycznych książek lotniczych mgr A. Morgała. Kol. T. Królikiewicz zaznajomił zebranych z programem działania Zespołu. W zakresie historycznym Zespół zajmie się zagadnieniem uporządkowania spraw muzealnictwa lotniczego w Polsce i w tym celu nawiąże współpracę z seniorami lotnictwa. Pragnie też organizować i pobudzać działalność naukową w dziedzinie techniki lotniczej. W zakresie piśmiennictwa lotniczego Zespół przeprowadzi rozeznanie na temat opinii i potrzeb czytelników *TLiA* oraz w dziedzinie wydawnictw lotniczych.

Przyczyniając się do popularyzacji lotnictwa, Zespół nawiąże kontakty z młodzieżą, z dziennikarzami przez konferencje prasowe oraz ze społeczeństwem — dążąc do nadawania ulicom i placom nazwisk zasłużonych lotników.

W najbliższym czasie Zespół zamierza zorganizować koleżeńskie spotkanie „okrągłego stołu” w sprawie muzealnictwa lotniczego oraz naradę nt. archiwistyki branży lotniczej.

W dyskusji wzięli udział wszyscy członkowie Zespołu. W wypowiedziach stwierdzono, że:

— wzorując się na innych krajach, można i w Polsce stworzyć wiele ośrodków muzealnictwa lotniczego,

— konieczna jest inwentaryzacja zbiorów muzealnych, ich stanu, potrzeb, pomieszczeń istniejących oraz niezbędnych,

— należy ustalić kierunki-profile zbiorów muzealnych, np. gromadzić w danym muzeum tylko samoloty szkolno-treningowe,

— trzeba zorganizować naradę z udziałem osób znających zagadnienie; jej termin ustalono na 9 czerwca 1983 r.



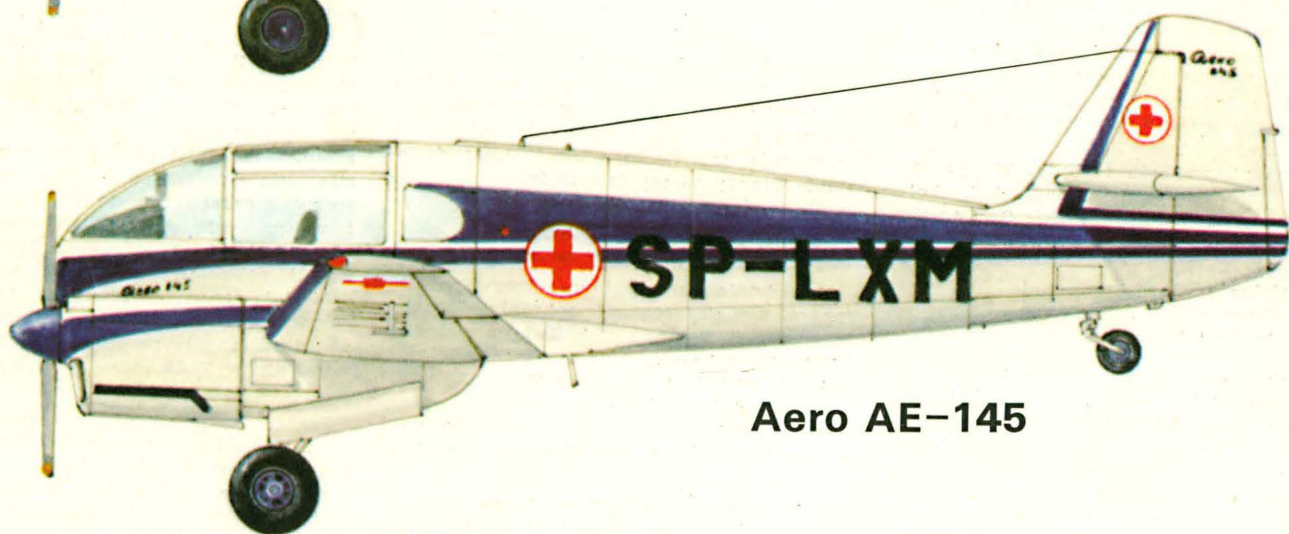
# Samoloty sanitarne



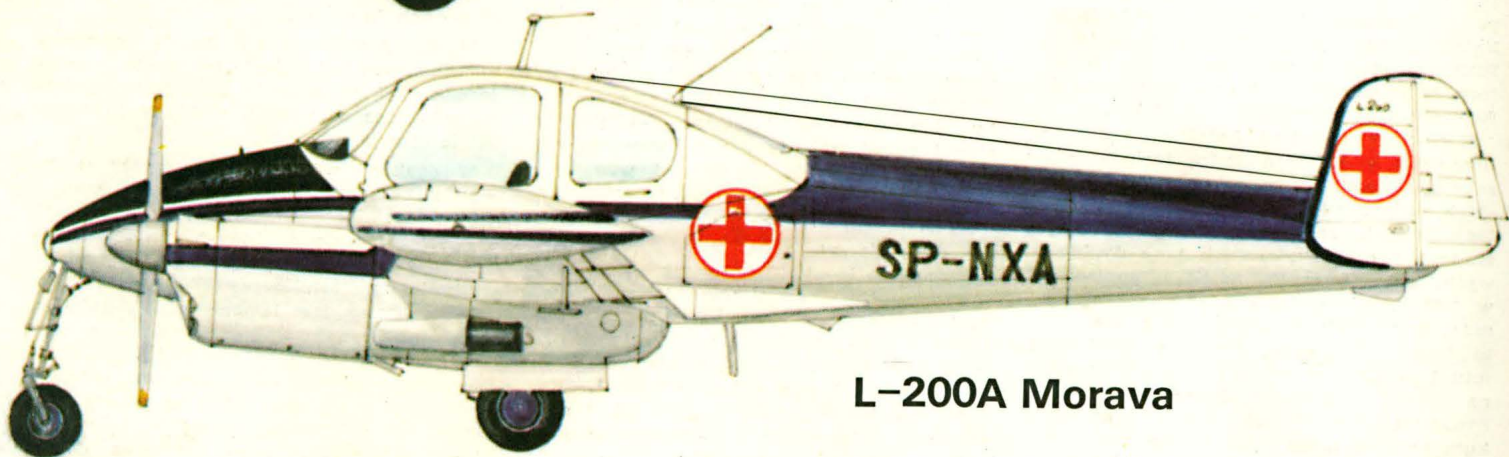
L-60 Brigadyr



Super Aero AE-45



Aero AE-145



L-200A Morava