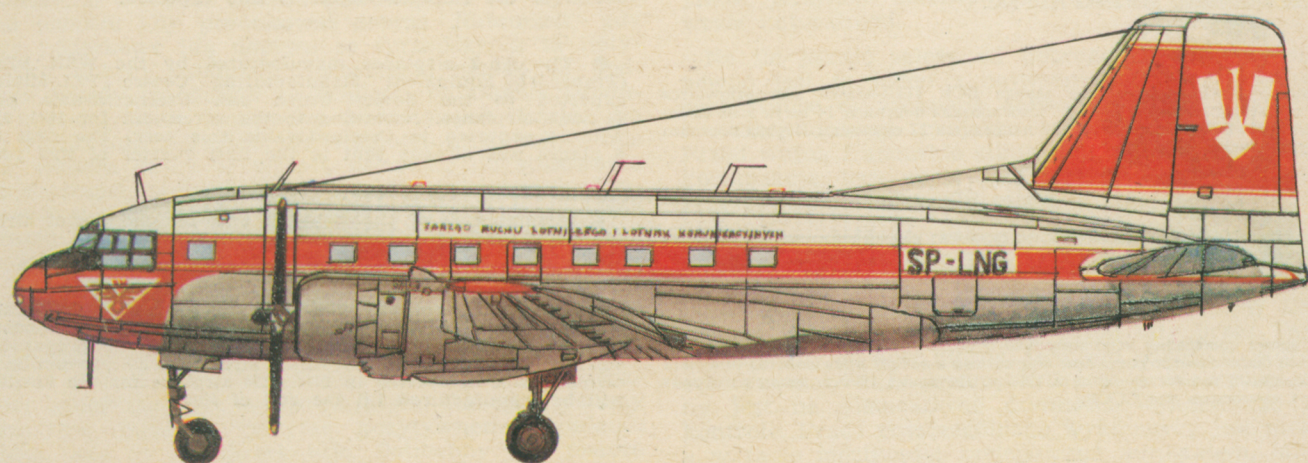
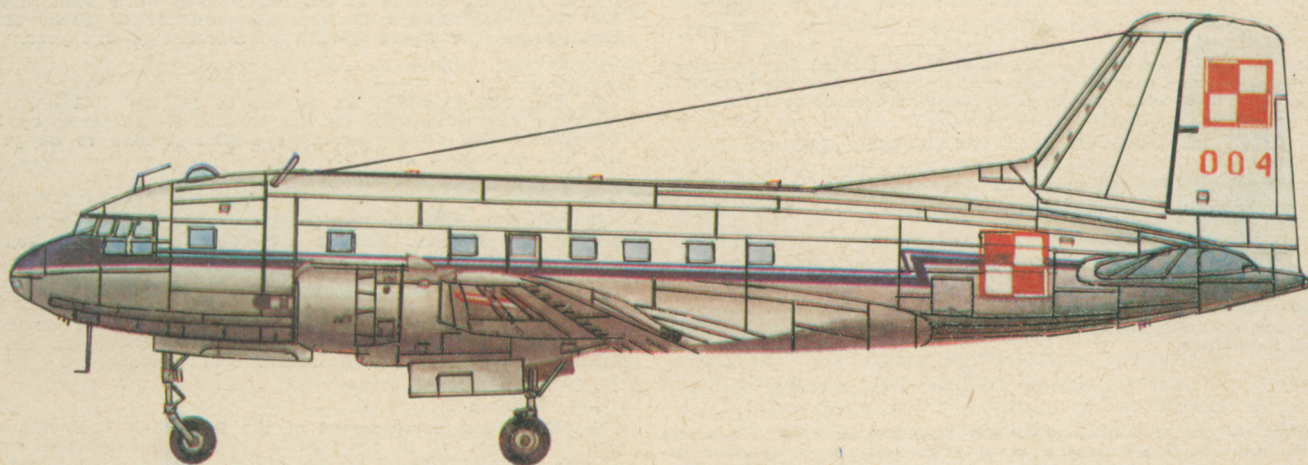
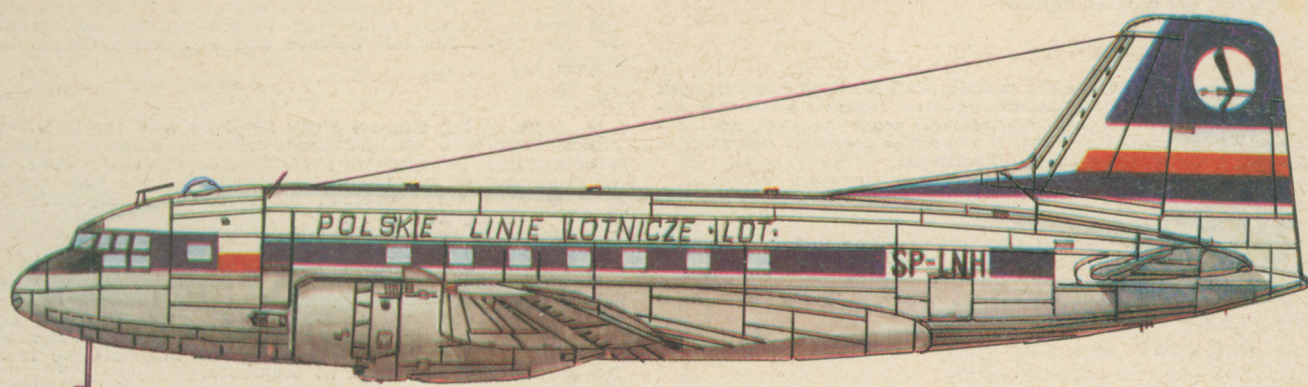


TECHNIKA

6'80

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA





● До конца марта м-ца Завод ПЗЛ-Мелец построил 18 сельскохозяйственных самолетов ПЗЛ М-18 Дромедер. Ежемесячно завод выпускает теперь 4 самолета. Часть самолетов экспортируется. Первые два из информационной серии были проданы в Югославию. В текущем году шесть самолетов в противопожарном варианте были проданы в Канаду.

● В феврале м-це т.г. на ежегодной американской выставке самолетов в Ляс Вегас экспонировались: модель вертолета ПЗЛ-Сокул и макет (1:1) усовершенствованного варианта вертолета ПЗЛ-Каня (Китти Хоук) под названием ПЗЛ-Таурус, которого внешние очертания доработал Грегори Фосселла из Бостона. Вертолет Таурус отличается от вертолета Каня более длинным носом фюзеляжа, килем и подфюзеляжным гребнем, а также общим воздухозаборником обоих двигателей. Прототип вертолета строится. Проектировался он согласно американским нормам летной годности ФАР-29А.

● Научно-Производственный Центр Легких Самолетов ПЗЛ-Варшава разрабатывает вариант учебно-спортивного самолета Колибер, который будет оборудован силовой установкой ПЗЛ-Франклин 6А мощностью в 162 квт (220 лс), т.е. два раза больше, чем прежний вариант.

● Испытания сельскохозяйственного самолета ПЗЛ-106 Крук с редукторным двигателем ПЗЛ-3СР и с винтом большего диаметра показали повышение летных характеристик связанное с более высокой тягой новой установки, при одновременном снижении расхода топлива. В разработке находится новое крыло для самолета с усовершенствованной аэродинамикой.

● Многоцелевой самолет ПЗЛ-104 в варианте названном Вильга 80, соответствующий требованиям американских норм летной годности ФАР 23 получен в начале марта 1980 г. канадский сертификат. Первые четыре самолета Вильга были в марте месяце экспортированы в Канаду, где они будут эксплуатироваться на поплавках — в варианте гидросамолета.

● Радиальный двигатель ПЗЛ-3С, применяющийся на сельскохозяйственном самолете ПЗЛ-106 Крук получил американский сертификат согласно требованиям ФАР 33. 50 штук этих двигателей установлены уже на самолетах Граммэн Аг-Кэт Ц, следующие 100 штук будет установлены на самолетах Айрес-Траш.

● Двигатель ПЗЛ-Франклин 6А мощностью в 162 квт (220 лс) был установлен для испытаний фирмой Сиплейн Корпорейшен в Ванкувер на самолете Сессна 172. Двигатель будет также испытываться на акробатическом самолете ЗЛИН.

● Четырехцилиндровый двигатель ПЗЛ-Франклин 4А мощностью 92 квт (125 лс), применявшийся на самолете ПЗЛ-110 Колибер был установлен в США на самолете Пайпер Томаhawk.

● Двигатели ПЗЛ-Франклин, шестицилиндровый Ф6А и четырехцилиндровый Ф4А получили польские сертификаты и в ближайшее время получают американский сертификат.

● Ведутся работы по совершенствованию сельскохозяйственного самолета ПЗЛ М-18 Дромедер. Предполагается, что в будущем году разрабатывается и построится турбовинтовой вариант самолета, с двигателем ПТ6А-45. Предусмотрено также применение двигателя ПЗЛ-10С.

● Самолет Ан-2 производства завода ВСК ПЗЛ-Мелец экспортируются в СССР и Чехословакию. В 1979 г. Чехословакия купила 14 штук этих самолетов. В 1980 г. по договору, в ЧССР направляются 22 самолета. Первая поставка 6 штук уже завершена.

● В текущем году в ВСК ПЗЛ-Мелец окончена сборка пятнадцатого оперения для советского аэробуса Ил-86.

● Во время совещания исполнительного комитета партии на заводе ВСК ПЗЛ-Мелец было оценено состояние подготовки к началу производства самолета Ан-28. Серийный выпуск начнется в 1984 г. До конца 1990 г. завод изготовит 1200 штук самолетов для СССР.

● Трагическая катастрофа самолета случилась 14 марта в Варшаве. Пассажирский самолет Ил-62 из Нью-Йорка в Варшаву разбился во время захода на посадку, вблизи аэродрома Окецке. Погибли все пассажиры (77) и экипаж самолета (10). Причины катастрофы исследует специальная комиссия.

● Till the end of the first quarter 1980 the Transport Equipment Manufacturing Centre PZL-Mielec manufactured 30 ag-planes PZL M-18 Dromader. At present the production output amounts to 4 airplanes a month. A part of them have been exported. The first two planes from the pilot lot were sold to Yugoslavia last year. This year six airplanes in the fire-fighting version have been sent to Canada.

● In February this year the following objects were exhibited at the American yearly helicopter convention with exhibition in Las Vegas: a model of the PZL-Sokół helicopter and a natural size mock-up of the improved version of the PZL-Kania/Kitty Hawk helicopter, designated PZL-Taurus, the shape of which was styled by Mr. Gregory Fossella from Boston. That helicopter differs from the Kania in its longer fuselage nose, a fin under the tailboom and a common air inlet to both engines. A prototype of the Taurus is just under construction. It has been designed according to American regulations FAR 29A.

● A new version of the training and sport airplane Koliber, driven by the PZL-Franklin 6A engine of 162 kW (220 hp), i.e. of the power doubled comparing to the present one, is developed in the Light Aircraft Science and Production Centre PZL-Warszawa.

● Tests of the PZL-106 Kruk ag-plane with the PZL-3SR geared engine and with an increased propeller diameter displayed an advantageous increase in performances due to greater thrust of the new power plant and a decrease of the fuel consumption. A new wing for the Kruk of improved aerodynamic characteristics is being developed.

● The PZL-104 multipurpose airplane in the version named Wilga 80, which meets requirements of the American regulations for airplanes construction FAR 23, gained the Canadian certificate at the beginning of March 1980. The first four Wilga 80 planes were sold to Canada in March, where they will be installed on floatation gears and used as seaplanes.

● The PZL-3S radial engine used on the PZL-106 Kruk ag-planes gained the American certificate FAA according to requirements FAR 33. So far 50 engines PZL-3S have been installed on the Grumman AgCat C airplanes and 10 of them are to be installed on the Ayres Thrush till autumn of this year.

● The PZL-Franklin 6A engine of 162 kW (220 hp) has been installed experimentally on the Cessna 172 seaplane by Seaplane Corporation in Vancouver. This engine is also to be proved on the Zlin aerobatic airplane.

● The four-cylinder PZL-Franklin 4A engine of 92 kW (125 hp) driving the PZL-110 Koliber airplane has been installed on the Piper Tomahawk airplane in the USA.

● The six-cylinder F6A and four-cylinder F4A engines PZL-Franklin have gained the Polish certificate and in the nearest future are to gain the American certificate.

● Works for development of the PZL M-18 Dromader ag-plane are continued. It is anticipated that a turbo-propeller version driven by the PT6A-45 engine will be launched next year. Installation of the PZL-10S engine is also expected.

● The An-2 airplanes manufactured by the WSK PZL-Mielec (Transport Equipment Manufacturing Centre PZL-Mielec) are exported to the Soviet Union and Czechoslovakia purchased 14 such airplanes. According to the agreement for 1980, 22 planes will be exported to Czechoslovakia this year. The first batch of 6 planes was already sent in the first quarter of this year.

● Assembling of the 15th tail unit for the Soviet airbus Ил-86 has been completed in WSK PZL-Mielec this year.

● During the recent Polish United Workers' Party local executive debates in WSK PZL-Mielec one of the problems having been discussed was evaluation of the state of preparations for starting production of the An-28 aircraft. The production of that airplane will be started in 1984. 1200 airplane for the Soviet Union will be manufactured till the end of 1990.

● Tragical in results air crash occurred on 14 March 1980. A passenger liner Ил-62 on a flight from New York to Warszawa crashed near the Окецке airport during approaching to landing. The all 77 passengers and the whole crew, consisting of 10 persons, died. A special commission investigate reasons of the crash.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXV CZERWIEC 1980

TECHNIKA

6'80

# lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

## Co decyduje o jakości — organizacja, technologia czy człowiek?

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Jakość wyrobu — to jego zdolność do użytkowania. W czasach prymitywnej produkcji spełnienie wymagań odbiorcy nie było trudne. Wzrost liczby gatunków materiałów, zawężenie przeznaczenia przedmiotów, zacieśnienie tolerancji wymiarów itp. cechy produkcji przemysłowej — spowodowały narastanie problemów jakości wraz z uprzemysłowieniem krajów.

Jakość, traktowana jako zespół cech użytkowych, nie jest parametrem technicznym, choć składają się na nią także czynniki techniczne. Jakością jest i estetyka, i wygoda, bezpieczeństwo i niezawodność, osiągi techniczne, duża trwałość, mała energochłonność czyli niskie koszty użytkowania i wszystko co może cenić użytkownik.

Jakość jest główną cechą konkurencyjności wyrobu. Wytwórnice, których wyroby są najwyżej oceniane w skali światowej — uzyskują pozycję zbliżoną do monopolu, wszyscy starają się zakupić przede wszystkim ich wyroby. Stąd dążenie wielu krajów i wytwórni do uzyskania miana najlepszego wytwórcy na świecie w danej branży. Wytwórnice, które to osiągną, uzyskują liczne sukcesy eksportowe.

A co decyduje o jakości? Czy tylko kontrola na warstwie? Od jakich czynników jakość jest uzależniona? Niewątpliwie każde działanie ludzkie przede wszystkim zależy od jakości myśli ludzkiej weń włożonej. Jakość zależy od ilości starań ludzkich włożonych w jej uzyskanie. Zależy od tego, czy jest to suma starań pozytywnych, czy też w proces wytwórczy mogą wkraść się bodźce negatywne bądź hamujące starania pozytywne. Czyli o jakości w dużym stopniu decydują czynniki organizacyjno-socjologiczne. Najogólniejszy wpływ na jakość mają bodźce ekonomiczne. Np. w niektórych krajach stwierdzono, że premiovanie produkcji a nie sprzedaży oraz pobieranie podatku od producenta a nie od handlu powoduje, iż na wytwórcę nie ma nacisku aby produkował dobrze. Natomiast, gdy wpływy podatkowe idą dopiero ze sprzedaży, a ta dotyczy tylko dobrej produkcji, to wzrasta nacisk na podniesienie jakości produkcji ze względu na interes producenta i podniesienie wpływów budżetowych kraju. Na pewno rozliczanie zakładów wg wartości produkcji, a nie według wkładu pracy w wyrób, prowadzi do stosowania jak najdroższych materiałów, a nie najwłaściwszych. Dlatego został u nas zreformowany pod tym względem sposób rozliczania produkcji spółdzielczej. Odchodzenie w naszym przemyśle lotniczym od prac akordowych przy spawaniu było podyktowane tym, iż był to bodziec pogarszający jakość spawania. Również metody kontroli technicznej są środkami organizacyjnymi. Optymalizacja i wyszukiwanie najskuteczniejszych środków organizacyjnych podnoszenia jakości na pewno jest niezbędnym warunkiem tej poprawy, lecz bynajmniej nie wystarczającym. Na ogół systemy organizacyjne potrafią sprzyjać pozytywnemu działaniu człowieka, lecz go nie gwarantują. Potrzebny jest jeszcze czynnik psychologiczny — chęć dobrego działania.

Niektórzy upatrują w automatyzacji produkcji zbawieniny ratunek dla dobrej jakości. Niestety, praktyka nie po-

twierdza tych nadziei. Np. w produkcji lotniczej obrabiarce numerycznie sterowane są w stanie wykonać zaledwie niedużą część elementów samolotu, zaś najważniejsza czynność — montaż i tak jest ręczny i zależy od człowieka. Zresztą automatyzacja oprócz zalet kryje w sobie wiele niebezpieczeństw. Marzyciele automatyzacji snuli kiedyś plany tworzenia zautomatyzowanych „wysp wysokiej jakości” w zakładach produkcyjnych, które będą promieniować dobrym przykładem na resztę załogi. Rzeczywistość, na całym świecie taka sama pod tym względem, wykazała, że automat nie jest wyizolowaną wyspą, lecz zależy od swego otoczenia, tj. systematyczności obsługi i dostaw surowców, idealnie niezmiennej jakości dostarczanych materiałów, nieprzerwanej dostawy energii elektrycznej, gdyż niespodziewana przerwa niszczy dyski pamięci elektrycznej maszyny cyfrowej, oraz spełnienia wielu innych wymagań i to zawsze na najwyższym poziomie. Czyli automatyzacja albo wymaga doskonałej sprawności działania otoczenia (czyli poziom działania służb pomocniczych musi być już wysoki w chwili instalowania automatu), albo tworzenia wydzielonego samowystarczalnego ośrodka, który nie jest uzależniony od otoczenia. Niewątpliwie lepsze metody technologiczne mogą sprzyjać podnoszeniu jakości wyrobów, lecz wcale jej automatycznie nie gwarantują. Nowa technologia wymaga nie przyuczenia, lecz wychowania ludzi do niej. Są kraje, gdzie przekwalifikowanie rolników na pracowników przemysłu trwa kilka dziesiątków lat, gdyż wymaga to zmiany systemu myślenia, innej oceny co ważne, jaka dokładność jest konieczna itp. Są zresztą dziedziny, jak światowy przemysł spożywczy, gdzie postęp technologiczny jest wprost proporcjonalny do ilości przetwarzanej żywności i pozwala na obniżenie jej cen oraz wzrost zysków tego przemysłu, lecz jakość wyrobów jest odwrotnie do niego proporcjonalna. Każdy przyzna wyższą jakość jarzynom hodowanym wg starej technologii na nawozie naturalnym.

Na ile jakość zależy od dobrego projektu wyrobu? Na pewno jest to jeden z najważniejszych czynników, dających szansę na zrobienie dobrego wyrobu, lecz oczywiście i według dobrego projektu można źle wyrób wykonać. Przed wojną francuskie silniki lotnicze Jupiter miały dobrą konstrukcję, lecz wiele wad wykonawczych. Te same silniki budowane w Anglii miały wysoką jakość.

Szukając dróg podnoszenia jakości zainteresujemy się jak osiagają ją inni. Dr Hipolit Chojecki, redaktor *Problemy jakości* na spotkaniu z redaktorami prasy technicznej przedstawił schemat amerykański i japoński. W USA obowiązuje schemat zaszczipiony przed laty przez Taylora — dopasowany do dość biernej psychiki narodów, które pierwsze rozwinęły duży przemysł. Proces produkcyjny podzielony jest na elementarne czynności wykonawcze oraz na kontrolę. Praca poszczególnego wykonawcy jest monotonna, a w razie możliwości zastępowana automatem, laboratoria i biura konstrukcyjne są odpowiedzialne za myśl, kierow-

cd. na s. 2



## POLSKA

● Do końca I kwartału br. Wytwórnia PZL-Mielec zbudowała 30 samolotów rolniczych PZL M-18 Dromader. Obecnie produkcja wynosi 4 samoloty na miesiąc. Część samolotów wyeksportowano. Pierwsze dwa z serii informacyjnej zakupiła w ub. roku Jugosławia. W br. sześć samolotów w wersji pożarniczej wysłano do Kanady.

● W lutym br. na dorocznej amerykańskiej wystawie śmigłowcowej w Las Vegas były wystawione: model śmigłowca PZL-Sokół i naturalnej wielkości makieła ulepszonej wersji śmigłowca PZL-Kania/Kitty Hawk nazwanego PZL-Taurus, którego kształty wystylizował Gregory Fossella z Bostonu. Śmigłowiec różni się od Kania tym, iż ma dłuższy nos kadłuba, statecznik pionowy z pletwą pod belką ogonową oraz wspólny wlot powietrza do obu silników. Prototyp Taurusa znajduje się w budowie. Jest on zaprojektowany zgodnie z przepisami amerykańskimi FAR 29A.

● W Centrum Naukowo-Produkcyjnym Samolotów Lekkich PZL-Warszawa opracowywana jest odmiana samolotu szkolno-sportowego Koliber, której napęd będzie stanowił silnik PZL-Franklin 6A o mocy 162 kW (220 KM) czyli dwukrotnie większej niż obecnie.

● Próby samolotu rolniczego PZL-106 Kruk z silnikiem reduktorowym PZL-3SR i ze śmigłem o większej średnicy wykazały korzystny wzrost osiągnięć ze względu na większy ciąg nowego napędu oraz spadek zużycia paliwa. W opracowaniu znajduje się nowe skrzydło do Kruka o ulepszonej aerodynamice.

● Samolot wielozadaniowy PZL-104 w wersji nazwanej Wilga 80, a spełniającej wymagania amerykańskich przepisów budowy samolotów FAR 23, uzyskał na początku marca 1980 r. kanadyjski certyfikat. Pierwsze cztery Wilgi 80 zostały w marcu eksportowane do Kanady, gdzie będą postawione na pływalni i użytkowane jako wodnosamoloty.



PZL-106AR Kruk (SP-WTU) z silnikiem reduktorowym PZL-3

fot. A. Glass

● Silnik gwiazdowy PZL-3S stosowany na samolotach rolniczych PZL-106 Kruk uzyskał amerykański certyfikat FAA wg wymagań FAR 33. 50 silników PZL-3S zamontowano dotychczas na samolotach Grumman AgCat C, zaś 100 ma być do jesieni br. zamontowane na samolotach Ayres Thrush.

● Silnik PZL-Franklin 6A o mocy 162 kW (220 KM) został próbnie zamontowany przez Seaplane Corporation w Vancouver na wodnosamolocie Cessna 172. Silnik ten ma być też wypróbowany na samolocie akrobacyjnym Zlin.

● Czterocylinndrowy silnik PZL-Franklin 4A o mocy 92 kW (125 KM) napędzający PZL-110 Koliber został zamontowany w USA na samolocie Piper Tomahawk.

● Silniki PZL-Franklin sześciocylinndrowy F6A i czterocylinndrowy F4A uzyskał polski certyfikat i w najbliższym czasie mają otrzymać certyfikat amerykański.

● Trwają prace nad rozwojem samolotu rolniczego PZL M-18 Dromader. Przewiduje się, iż w przyszłym roku powstanie wersja turbośmigłowa napędzana silnikiem PT6A-45. Także przewidywane jest zastosowanie silnika PZL-10S.

● Samoloty An-2 produkcji WSK PZL-Mielec są eksportowane do Związku Radzieckiego i Czechosłowacji. W 1979 r. CSRS zakupiła 14 szt. tych maszyn. Zgodnie z umową na 1980 r. wyeksportujemy do Czechosłowacji 22 szt. Pierwsza partia w ilości 6 szt. została już wysłana w I kwartale br.

● W bieżącym roku w WSK PZL-Mielec został zakończony montaż piętnastego usterzenia do radzieckiego aerobusu Il-86.

● W czasie trwania obrad egzekutywy partyjnej w WSK PZL-Mielec m.in. oceniono stan przygotowań do uruchomienia produkcji An-28. Produkcję seryjną samolotu rozpoczęła się w 1984 r. Do końca 1990 r. będzie wykonanych 1200 samolotów dla ZSRR.

cd. ze s. 1

nictwo za organizację i kontrolę. Lecz w epoce gdy zaczyna brakować i ludzi do pracy, i surowców system ten przestaje zadawać pracowników, a jego ekonomiczność przestaje rosnać.

Druga droga, japońska, nawiązuje do systemu dawnego rzemiosła europejskiego. H. Cegielski był i kierownikiem-organizatorem, i konstruktorem, i technologiem a każdą pracę warsztatową potrafił osobiście wykonać, pokazać jak się ją dobrze robi. Dawny majster był wszechstronny. Jeszcze podczas II wojny światowej polski majster lotniczy potrafił dorobić brakującą część płatowca, naprawić silnik, uzbrojenie i wszystkie instalacje. A rzemieślnik był i współkonstruktorem, racjonalizatorem i technologiem. Otóż Japonia bije dziś Stany Zjednoczone jakością swych wyrobów mimo braku talentów konstruktorskich. Większość wyrobów wywodzi się z licencji, lecz we wszystkich zakładach są tzw. kółka jakości. Ich uczestnicy zapoznają się z koncepcją wyrobu oraz zespołu, który wykonują, uczą się matematyki, fizyki, organizacji pracy i psychologii. Każdy wie jak każdy element jego pracy produkcyjnej wpływa na wyrób. Każdy uczestnik kółka wciąż w pracy myśli jak ulepszyć swój wyrób i jego technologię. Cały zakład ulepsza swój wyrób, a nie tylko biura konstrukcyjne i technologiczne. W tym tkwi potęga przemysłu japońskiego. Wyrób licencyjny japońskie wytwórnie potrafią w ciągu kilku lat tak gruntownie zmodernizować, że przewyższą zakupioną licencję. Odznaka przynależności do kółka jakości jest wyróżnieniem, na które trzeba zasłużyć swymi pomysłami racjonalizatorskimi. Pracownik, który widzi dobrą sławę wysokiej jakości wyrobów swego zakładu, ma satysfakcję z pracy i ceni swój zakład. Koncepcja

współuczestnictwa w tworzeniu konstrukcji i technologii wyrobu, pozwalająca na twórcze zaangażowanie pracownika ma największą przyszłość w dobie braku pracowników i surowców. Jest chyba też ona bliska psychice Polaków, pełnych pomysłowości, inicjatywy, inteligencji i energii, jak również ceniących, gdy darzy się ich zaufaniem i samodzielnością. Na pewno istnieje wiele problemów organizacyjnych wymagających rozwiązania, aby sprawnie funkcjonowały takie kółka. Rozwiązali je nie tylko Japończycy. W naszym kraju też już działają z dużym pożytkiem dla swych zakładów. Niewątpliwie to rozwiązanie może mieć u nas przyszłość.

O jakości decyduje człowiek. Człowiek-organizator, człowiek-konstruktor, człowiek-technolog, człowiek-pracownik produkcji i człowiek-kontroler, lecz jakość przede wszystkim zależy od zaangażowania człowieka, od tego na ile motyw jego osobistego sukcesu są zbieżne z interesami gospodarki, z dążeniem do wysokiej jakości swej pracy, którą może się chlubić.

W exposé sejmowym premier E. Babiuch podkreślił: „Poziom dochodu narodowego jest najważniejszą miarą rozwoju gospodarczego. Dotychczas zbyt jednostronnie opieraliśmy jego wzrost na ilościowym przyroście produkcji. Obecnie musimy w znacznie większym stopniu sięgnąć po jakościowe czynniki rozwoju, takie, jak obniżanie kosztów wytwarzania, oszczędność materiałów i surowców, poprawa jakości produkcji, wzrost wydajności pracy.

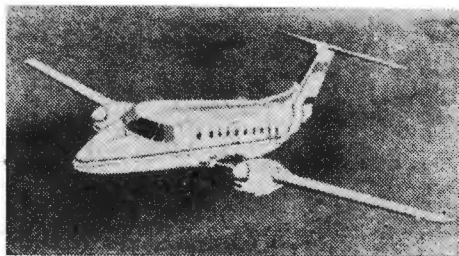
Pragniemy wyższej jakości życia. Możemy ją osiągnąć przez wyższą jakość pracy. Ta ambicja narodowa powinna stać się naszą wielką siłą, wyzwalać postęp, zmieniać rzeczywistość społeczno-gospodarczą, jednoczyć wszystkich wokół wspólnych celów”.





## BRAZYLIA

● Prototyp 30-miejscowego samolotu lokalnej komunikacji Embraer EMB-120 Brasília ma być oblatany w 1982 r., zaś dostawy rozpoczęte w 1984 r.



## CHINY

● ChRL otrzymała pierwszy samolot transportowy Boeing 747SP, który ma być używany na liniach zagranicznych do Tokio lub do Paryża.



## EGIPT

● Egipt zrezygnował z zakupu samolotów myśliwskich F-15 ze względu na ich zbyt wysoką cenę i zamierza zakupić 40 samolotów F-16.



## FINLANDIA

● Motoszybowiec PIK-20E jest pierwszym motoszybowcem jednomiejscowym, który w ostatnich latach zdobył zbyt na rynku, głównie w RFN, USA i Wlk. Brytanii. Zbudowano już 50 sztuk, a obecnie produkcja wynosi 2 sztuki tygodniowo.



## FRANCJA

● Zbudowano już 100 samolotów Airbus A-300. Wytwórnia otrzymała zamówienia na ponad 400 aerobusów, w tym 275 A-300 i 129 A-310. Planowany jest dalszy rozwój tej rodziny samolotów. Przewidywana jest wersja napędzana silnikami CFM-56 lub JT-10D oraz wersja o poszerzonym kadłubie. 40 A-310 zbudowano w latach 1974-1977, 18 w 1978 r., a 25 w 1979 r. Obecnie produkcja wynosi 3 samoloty na miesiąc. (GIFAS-1276-2)

● Do 28.2.1980 r. dostarczono użytkownikom 100 ze 117 zbudowanych dotychczas samolotów treningowo-bojowych Alpha-Jet. 33 otrzymała Francja, 26 Belgia, 34 RFN

i 7 Maroko. Obecnie produkuje się 12 samolotów miesięcznie. (GIFAS-1276-1)

● W połowie 1979 r. produkcja silników Larzac 04 do samolotu Alpha-Jet osiągnęła 30 sztuk na miesiąc. Zamówione jest 1000 silników. Okres międzyremontowy silnika został podniesiony ze 150 do 350 h, a ma wzrosnąć do 600 h. (GIFAS-1276-1).

● Wytwórnia Mudry zbudowała prototyp jednomiejscowego samolotu akrobacyjnego CAP-21, który ma wziąć udział w Mistrzostwach Świata w Akrobacji w sierpniu br. w Oskosh w USA. Samolot ma kadłub od samolotu CAP-20L, nowe skrzydło i silnik Lycoming 147 kW (200 KM).

● Francuski przemysł lotniczy uzyskał zamówienia eksportowe w 1976 r. za 9,7 mld franków, w 1977 r. za 23,8 mld franków, w 1978 r. za 17,1 mld franków, a w 1979 r. za 26,9 mld franków (w tym 15,8 mld franków na samoloty, 1,9 mld franków na śmigłowce, 3,5 mld franków na silniki lotnicze, 3,1 mld franków na rakiety i 2,5 mld franków na wyposażenie lotnicze).



## HISZPANIA

● Hiszpańska CASA wraz z indonezyjską wytwórnią Nurtanio utworzyły spółkę Airtek, w ramach której ma być wspólnie zaprojektowany 35-miejscowy samolot lokalnego transportu stanowiący rozwinięcie samolotu CASA-212.



## INDIE

● Indie zamówiły 6 samolotów pionowego startu Sea Harrier, które mają znaleźć się na wyposażeniu lotniskowca Vikrant. Przewiduje się dalszy zakup samolotów Harrier przez Indie.



## KANADA

● Wojskowe siły lotnicze Kanady postanowiły wyposażać 70 swych śmigłowców Bell CH-136 Kiowa w przecinacze drutów. Wg statystyki NATO 20% wypadków śmiertelnych na śmigłowcach spowodowane było przez kolizje z drutami; w ciągu ostatnich pięciu lat z 228 wypadków spowodowanych tą przyczyną aż 56 było śmiertelnych.

● Wytwórnia De Havilland Canada zamówiła 200 silników PT7 do 32-miejscowych samolotów DHC-8.



## RFN

● Wytwórnia Schleicher buduje następcę szybowca klasy otwartej ASW-17, który otrzymał oznaczenie ASW-22. Szybowiec przy rozpiętości 22 m ma masę własną

400 kg i doskonałość 55 oraz opadanie min. 0,5 m/s. Przewidywana jest możliwość zastosowania zakładanych końcówek przedłużających rozpiętość do 24 m. Masa kadłuba ma wynosić 140 kg, zaś czterech części płata po 60 kg każda. W konstrukcji skrzydła użyte będą laminat węglowy i laminat aramidowy. Szybowiec ma wziąć udział w szybowcowych mistrzostwach świata w 1981 r.

● Grupa studencka Akafleg München buduje szybowiec akrobacyjny Mü-28, który ma mieć rozpiętość 12 m, a z dodatkowymi końcówkami 14 m. Prototyp ma być oblatany wiosną 1981 r.

● Wytwórnia Astir rozpoczęła produkcję szybowców DG-200 Carbon i DG-200/17 Carbon z laminatem węglowym zastosowanym w konstrukcji skrzydła.



## WŁOCHY

● Wytwórnia Partenavia zatrudniająca 200 pracowników produkuje miesięcznie 5-6 samolotów dyspozycyjnych dwusilnikowych P-68B Victor. Dotychczas zbudowano 210 samolotów Victor. Wersja o przedłużonym kadłubie P-68 Major ma zbierać 8-9 pasażerów, a dalsze jej rozwinięcie P-78 - 11-12 pasażerów. Ponadto wytwórnia ma zamówienia na 60 samolotów jednosilnikowych P-68 Charlie.



## ZSRR

● Do listopada 1979 r. samoloty lotnictwa cywilnego Aeroflotu przeleciały na trasach długości ponad 900 tys. km, przewiozły ok. 2,4 mln ton towarów i ok. 100 mln pasażerów, łącząc ze sobą 3600 miast krajowych i zagranicznych. Aeroflot, dzięki wprowadzeniu do eksploatacji w drugiej połowie lat siedemdziesiątych dużych i nowoczesnych samolotów jakimi są Il-62, Tu-154 i Tu-134 osiągnął w transporcie w ZSRR drugie miejsce po kolejach radzieckich. Przewiduje się dalszy, poważny wzrost usług Aeroflotu. Plany perspektywiczne opracowane na lata 1990 przewidują poważny wzrost komunikacji lotniczej oddziału Aeroflotu krasjonarskiego i tiumenskiego w związku z uprzemysłowieniem tych rejonów kraju.

W najbliższym czasie Aeroflot wprowadzi do eksploatacji 350-osobowy aerobus Il-86, 120-osobowy Jak-42. Obecnie przechodzi próby makrobusu powietrzny An-28. Stałe loty natomiast rozpoczął już Il-76, który służy do przewozu dużych ładunków (do ok. 40 ton). Może on także transportować łatwo ulegające zepsuciu artykuły żywnościowe, takie jak np. owoce, gdyż jest wyposażony w specjalne urządzenia chłodnicze.

● Nowa wersja radzieckiego pasażerskiego samolotu naddźwiękowego Tu-144D wykonała lot długości 6200 km z Moskwy do Chabarowska w ciągu 3 h 22 min. Samolot leciał z prędkością 2200 km/h na wysokości 15 450 m.

● W 1979 r. samoloty Aeroflotu wykonały 61 000 lotów sanitarnych, do których prócz samolotów An-2 używane są także czechosłowackie L-410 Turbolet.

# STATYSTYKA LOTNICZA



## Ceny samolotów lekkich w 1980 r.

<b>Samoloty jednosilnikowe, tlokowe, jednomiejscowe</b>		<b>BELLANCA</b>		<b>58 P Baron</b>	227 300 dol.
<b>MUDRY</b>		Super Decathlon	31 900 dol.	<b>58 TC Baron</b>	271 500 dol.
Cap 20LS-200	240 000 Fr.	Scout	28 500 dol.	<b>B 60 Duke</b>	341 700 dol.
<b>PITTS</b>		Aries T-250	66 250 dol.	<b>76 Dutchess C/R</b>	107 000 dol.
S-1S	32 795 dol.	Super Viking	62 500 dol.	<b>CESSNA</b>	
S-2S	44 500 dol.			337 Skymaster	104 200 dol.,
<b>Samoloty jednosilnikowe, tlokowe, 2+4-miejscowe</b>		<b>CESSNA</b>		Turbo 337 Skymaster	121 000 dol.
<b>AEROSPATIALE</b>		172 Skyhawk	27 250 dol.	P-337 Skymaster	159 000 dol.
Rallye Galopin	153 000 Fr.	Hawk XP	35 950 dol.	310	137 600 dol.
<b>BEECH</b>		Cutlass RG	43 395 dol.	Turbo 310	160 650 dol.
Skipper	19 950 dol.	180 Skywagon	41 975 dol.	340 A	235 950 dol.
<b>BELLANCA</b>		Skylane	44 550 dol.	402 C	236 950 dol.
Citabria Standard	18 750 dol.	Skylane RG	58 750 dol.	404 Titan	375 000 dol.
Citabria 150	21 950 dol.	Turbo Skylane RG	65 500 dol.	414 Chancellor	307 470 dol.
Citabria 150 S	22 950 dol.	Stationair 6	58 750 dol.	421 Golden Eagle	357 470 dol.
Decathlon	26 400 dol.	Turbo Stationair 6	66 175 dol.	<b>GULFSTREAM AMERICAN</b>	
Decathlon CS	28 900 dol.	Stationair 8	68 450 dol.	Cougar	107 065 dol.
Scout CS	28 500 dol.	Turbo Stationair 8	76 200 dol.	<b>PARTENAVIA</b>	
Scout FP	26 405 dol.	85 Skywagon	51 275 dol.	P 68 C	99 900 000 £
<b>CESSNA</b>		Centurion	76 250 dol.	<b>PIPER</b>	
152	16 950 dol.	Turbo Centurion	84 100 dol.	Seminole	89 690 dol.
152 Aerobat	23 250 dol.	Pressurised Centurion	117 300 dol.	Seneca 2	112 230 dol.
<b>FOURNIER</b>		<b>GULFSTREAM AMERICAN</b>		Aztec F	143 200 dol.
RF6B	130 000 Fr.	AA-5B (Tiger)	53 413 dol.	Turbo Aztec	166 315 dol.
<b>GULFSTREAM AMERICAN</b>		<b>LAKE</b>		Navajo	234 890 dol.
AA 5-A Cheetah	41 440 dol.	LA-4-200 Buccaneer	64 400 dol.	Navajo C/R	249 840 dol.
<b>PIPER</b>		<b>MAULE</b>		Chieftain C/R	268 920 dol.
PA-38 Tomahawk	19 060 dol.	M-5-1800 Lunar Rocket	29 475 dol.	<b>ROCKWELL</b>	
PA-18 Super Cub	27 110 dol.	M-5-210C Lunar Rocket	32 345 dol.	Commander 700	257 500 dol.
<b>ROBIN</b>		M-5-210 TC Lunar Rocket	34 845 dol.	<b>Samoloty turbośmigłowe</b>	
Alpha	132 500 Fr.	M-5-235C Lunar Rocket	32 045 dol.	<b>BEECHCRAFT</b>	
Dauphin 80	156 000 Fr.	<b>MOONEY</b>		King Air C 90	692 000 dol.
<b>TEALAIRCRAFT</b>		201	52 000 dol.	King Air E 90	893 750 dol.
150 Marlin Amphibian	39 900 dol.	231	57 775 dol.	King Air A 100	989 850 dol.
180 Marlin Amphibian	41 800 dol.	<b>MUDRY</b>		King Air B 100	1 017 500 dol.
<b>VARGA</b>		CAP 10 B	240 000 Fr.	King Air 200	1 275 000 dol.
Kachina	24 325 dol.	<b>PIPER</b>		<b>MITSUBISHI</b>	
<b>Samoloty jednosilnikowe, tlokowe, czteromiejscowe i większe</b>		Warrlor II	27 790 dol.	Solitaire	1 095 000 dol.
<b>AEROSPATIALE</b>		Archer II	34 010 dol.	Marquise	1 295 000 dol.
Rallye Garnement	181 500 Fr.	Dakota	45 590 dol.	<b>PIPER</b>	
Rallye Galerien	202 800 Fr.	Turbo Dakota	46 580 dol.	Cheyenne II	707 980 dol.
Rallye Gallard	217 200 Fr.	Arrow IV	50 590 dol.	Cheyenne I	606 860 dol.
Rallye Gabier	259 200 Fr.	Turbo Arrow IV	55 730 dol.	600 A Aerostar	186 620 dol.
Rallye TB9 Tampico	164 400 Fr.	Saratoga	66 700 dol.	601 B Aerostar	212 270 dol.
Rallye TB10 Tobago	194 600 Fr.	Turbo Saratoga	74 900 dol.	601 P Aerostar	272 250 dol.
<b>BEECHCRAFT</b>		Saratoga SP	80 200 dol.	<b>Samoloty odrzutowe</b>	
Sundowner	39 350 dol.	Turbo Saratoga SP	88,400 dol.	<b>BRITISH AEROSPACE</b>	
Sierra	53 900 dol.	<b>PITTS</b>		HS 125-700	3 370,000 dol.
Bonanza F33A	91 950 dol.	S-2 A	39 975 dol.	<b>CESSNA</b>	
Bonanza V35B	91 950 dol.	<b>PZL</b>		Citation I	1 345 000 dol.
Bonanza A36	99 250 dol.	Wilga 35 A	42 500 dol.	Citation II	1 745 000 dol.
Bonanza A36TC	111 250 dol.	<b>ROBIN</b>		<b>LEARJET</b>	
<b>Samoloty dwusilnikowe, tlokowe</b>		Major 80	176 000 Fr.	24 F	1 730 700 dol.
<b>AEROSPATIALE</b>		Sport	176 000 Fr.	25 D	1 797 500 dol.
Rallye Garnement	181 500 Fr.	Remorqueur	196 000 Fr.	28	1 970 000 dol.
Rallye Galerien	202 800 Fr.	R 1180 Aiglun	244 813 Fr.	29	2 025 600 dol.
Rallye Gallard	217 200 Fr.	<b>SPORTAVIA</b>		35 A	2 477 500 dol.
Rallye Gabier	259 200 Fr.	RS 180 Sportsman	85 000 DM	36 A	2 596 300 dol.
Rallye TB9 Tampico	164 400 Fr.	<b>Samoloty dwusilnikowe, tlokowe</b>		<b>ROCKWELL</b>	
Rallye TB10 Tobago	194 600 Fr.	<b>BEECHCRAFT</b>		Sabreliner 65	3 595 000 dol.
<b>BEECHCRAFT</b>		B-55 Baron	141 500 dol.		
Sundowner	39 350 dol.	E-55 Baron	173 750 dol.		
Sierra	53 900 dol.	58 Baron	201 750 dol.		
Bonanza F33A	91 950 dol.				
Bonanza V35B	91 950 dol.				
Bonanza A36	99 250 dol.				
Bonanza A36TC	111 250 dol.				

### Objaśnienia:

USA — dol. (dolary), Francja — Fr. (franki), W. Brytania — £ (funty), Niemcy — DM (marki).  
 Źródła: Flight International, 8 March 1980, Price Digest, vol. 80-1 1980, Aviation Week and Space Technology, 3 March 1980

M.M.



Wypadek samolotu DC-10, który miał miejsce w Chicago, otworzył „sprawę DC-10”. Wywarła ona znaczny wpływ na komunikację lotniczą na kilku kontynentach, a także na poglądy na temat bezpieczeństwa użytkowania współczesnych samolotów pasażerskich. Ze względu na wiele wątków sprawy, jak i na zmienność informacji, jakie napływały przez cały czas badania wypadku i późniejszych przeglądów samolotów DC-10, najbardziej przejrzyste wydaje się chronologiczne przedstawienie jej przebiegu. W niniejszym opracowaniu najwięcej uwagi poświęcono stronie technicznej zagadnienia, zaś strony prawna i finansowa — choć nie mniej bogate w wydarzenia — stanowią zaledwie tło, niezbędne do odczucia sytuacji, w jakiej zapadały decyzje techniczne.

Samolot DC-10 linii American Airlines N110AA uległ wypadkowi 25 maja 1979 r., gdy wykonywał lot (Flight 191) z Chicago do Los Angeles. Podczas startu, w momencie oderwania się samolotu od drogi startowej, odpadł lewy silnik. Powstała przy tym smuga dymu i rozpylonego paliwa zwróciła uwagę kontrolera, który nadał wiadomość załodze; wiadomość ta — według wszelkich danych — nie została jednak przyjęta i zrozumiana. Lewy silnik pozostał na drodze startowej, zaś samolot wzniósł się na wysokość ok. 120 m, po czym, przechylając się w lewo, przeszedł w lot nurkowy i zderzył się z ziemią. W katastrofie zginęło 275 osób.

Samolot wyposażony był w cyfrowy rejestrator parametrów lotu (41 kanałów) oraz rejestrator rozmów w kabinie. Po wydobyciu ze szczątków samolotu obu urządzeń okazało się, że rejestrator rozmów działał tylko do chwili oderwania się samolotu od pasa, ale dane rejestratora parametrów lotu pozwoliły na odtworzenie całego przebiegu wypadku.

### Przebieg wypadku

DC-10-10 N110AA startował z pasa 32R lotniska Chicago O'Hare. Wiatr boczny z prawej strony miał prędkość  $9,3 \div 9,8$  m/s, w podmuchach osiągnął 14,4 m/s. W pierwszej fazie rozbiegu silniki pracowały przy obrotach wentylatora ( $N_1$ ) wynoszących ok. 99,4%. Start wykonywał drugi pilot, o czym świadczy fakt, że kapitan ogłosił osiągnięcie prędkości 148,5 km/h (80 węzłów). Od chwili osiągnięcia tej prędkości sterowanie kierunkowe odbywa się przy użyciu steru kierunku, nie zaś sterowania kółkiem przednim.

Na ok. 40 s rozbiegu i w odległości ok. 1370 m od początku drogi startowej samolot osiągnął prędkość  $v_1$ , tzw. krytyczną prędkość przerwania silnika wynoszącą 258 km/h. W razie defektu silnika przy prędkości wyższej od  $v_1$  start jest kontynuowany, przy niższej — przerywa się go. Prędkość  $v_R$  (Rotation Speed), przy której pilot podnosi nos samolotu zwiększając kąt natarcia, wynosiła 269,1 km/h. Podniesienie nosa nastąpiło przy prędkości ok. 278 km/h po 1524 m rozbiegu.

Ostatnia ustalona wartość obrotów  $N_1$  lewego silnika zapisana na 2 s przed oderwaniem się samolotu od drogi startowej wynosiła 98,4%. Na sekundę przed oderwaniem się, które nastąpiło po ok. 2042 m rozbiegu przy prędkości 295 km/h, rejestrator parametrów lotu stracił sygnały z dolnej części steru kierunku i lewej zewnętrznej lotki. W chwili oderwania samolot był w lekkim lewym ślizgu i miał  $4^\circ$  przechylenia w lewo.

Wkrótce po oderwaniu samolotu od ziemi pilot wychylił ster kierunku o 40% pełnego wychylenia w prawo, a obroty  $N_1$  środkowego silnika wzrosły o 104%. Obroty silnika prawego nie zmieniły się w stosunku do wartości startowej. Prędkość wynosiła początkowo 308 km/h, kurs przez ok. 10 s pozostawał stały —  $5^\circ$  w prawo od osi pasa, samolot wznosił się z prędkością 5,1 m/s osiągając prędkość do 313,2 km/h. Do tej chwili samolot znajdował się w locie ustalonym.

Na wysokości 79 m wychylenie steru kierunku — z przyczyn zupełnie nieznanymi — zmniejszyło się w ciągu 2 s do zera. Prędkość lotu zmniejszyła się do 295 km/h, samolot zaczął przechylać się w lewo i jednocześnie zmieniać kurs w tę samą stronę. Ster wysokości został wychylony całkowicie w górę, ale samolot opuszczał nos. Na wysoko-

ści 107 m lewy przechył wynosił już  $30^\circ$ . Lotki i ster kierunku zostały wychylone do oporu w prawo.

W ciągu 8 s od zmiany kursu w lewo samolot przeszedł z kursu  $320^\circ$  (kierunek pasa startowego) na  $234^\circ$ , jednocześnie przechył w lewo wyniósł  $112^\circ$  i samolot znalazł się w położeniu nosem w dół, pod kątem  $21^\circ$ . Po ok. 30 s od oderwania od drogi startowej nastąpiło zderzenie z ziemią.

### Bezpośrednie przyczyny katastrofy

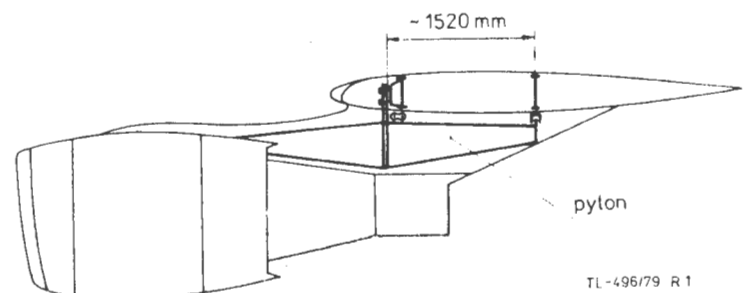
Przebieg wypadku narzucił konieczność prowadzenia badań w dwóch kierunkach: poszukiwania przyczyny oderwania się silnika oraz przyczyn, które bezpośrednio doprowadziły do wyraźnej utraty panowania nad samolotem. Z punktu widzenia bezpieczeństwa użytkowania samolotu ten drugi kierunek był ważniejszy. Przebieg wydarzeń wskazywał bowiem, że oderwanie się silnika nie było bezpośrednią przyczyną katastrofy.

Już wstępne badania pozwoliły ustalić, że w chwili utraty lewego silnika nastąpiło zniszczenie linii instalacji hydraulicznej zasilającej mechanizmy zmiany położenia slotu na części lewego skrzydła, położonej na zewnątrz gondoli silnikowej. Ponieważ slot jest otwierany hydraulicznie i utrzymywany w takim położeniu wyłącznie przez ciśnienie w siłownikach, spadek ciśnienia byłby wystarczającym powodem zamknięcia się slotu pod działaniem sił aerodynamicznych. Istnieje też duże prawdopodobieństwo, że w momencie oderwania się silnika uszkodzone zostały również linki napędu slotu.

Próby wykonywane przez FAA jeszcze w ramach certyfikacji udowodniły, że samolot DC-10 może bezpiecznie wykonywać lot przy niesymetrycznym wychyleniu slotów pod warunkiem, że załoga nie dopuści do spadku prędkości poniżej wartości odpowiadającej oderwaniu strug na tej części skrzydła, gdzie slot jest zamknięty. Dla samolotu N110AA, podczas startu w Chicago, prędkość ta wynosiła 295 km/h. Z drugiej strony procedura awaryjna w przypadku utraty ciągu jednego silnika przy prędkości przekraczającej  $v_1$  oparta jest na przekonaniu, że samolot powinien jak najszybciej wznieść się wyżej. Dla N110AA prędkość  $v_2$  wynosiła 285,5 km/h, ale była to prędkość obliczona dla konfiguracji z otwartymi slotami. Według wszelkich danych, załoga nie wiedziała, że uszkodzenie samolotu polega na oderwaniu się silnika wraz z gondolą oraz że uszkodzenie mogło objąć także część slotu na lewym skrzydle.

Samolot DC-10 wyposażony jest w urządzenia ostrzegające pilota w razie niesymetrycznego otwarcia slotów oraz w urządzenie kontrolujące, czy rzeczywiste wychylenie slotów odpowiada zadanemu przez pilota oraz alarmujące w razie zaistnienia rozbieżności. Jednakże oba te urządzenia zostały, w wyniku uszkodzenia sieci elektrycznej, pozbawione zasilania w momencie oderwania się silnika (podobnie jak rejestrator rozmów w kabinie), toteż pilot nie otrzymał sygnałów o zmianie konfiguracji samolotu ani o jego niesymetrii.

Badanie wypadku, prowadzone przez National Transportation Safety Bureau (NTSB) (Narodowe Biuro Bezpieczeństwa Komunikacji) obejmowało także sprawdzenie możliwości kontynuowania lotu po takim uszkodzeniu, jakiemu uległ N110AA. W tym celu zaprogramowano symulator lotu DC-10 danymi o aerodynamiczności samolotu bez



Rys. 1. Schemat zawieszenia silnika na skrzydle

jednej gondoli silnikowej i z częściowo zamkniętym sło-tem, odwzorowując następnie przebieg startu N110AA. W próbach uczestniczyli piloci NTSB, FAA, NASA, American Airlines, Allied Pilots Association i McDonnell Douglas. „Lot”, wykonywany dokładnie według zapisów rejestratora w wypadku w Chicago, prowadził zawsze do osiągnięcia wysokości ok. 122 m, po czym następowało przechylenie w lewo. Ci spośród pilotów, którzy natychmiast energicznie opuszczali nos samolotu i utrzymywali powiększoną prędkość lotu, byli w stanie doprowadzić symulator do „lotu normalnego”, a następnie wykonać poprawne lądowanie. Natomiast ci, którzy ściśle przestrzegali zalecanej procedury zmniejszając prędkość do  $v_2$  oraz ciąg silnika na przeciwnym skrzydle, doprowadzili symulator do „kraksy”.

W następnej serii „lotów” symulator był przygotowany w ten sposób, że mimo niesymetrycznego położenia slotów czynne były urządzenia sygnalizujące przeciągnięcie oraz wibrator wprawiający sterownice w drgania, jako dodatkowe ostrzeżenie przed przeciągnięciem. W tej serii „lotów” nie stwierdzono żadnych trudności ze sterowaniem samolotu.

### Konstrukcja pylonu

Element konstrukcyjny łączący silnik ze skrzydłem (pylon) jest cienkościennym elementem skrzynkowym. Wykonany jest głównie ze stali i tytanu, zawierającego również pewne elementy ze stopów lekkich.

Elementami łączącymi pylon ze skrzydłem są:

— Przednia wręga z okuciami, które łączą się z tytanowymi elementami na przedniej ściance kesonu skrzydła. Wręga ma dwa otwory, o średnicy 10 cm (na górze) i 16 cm (na dole). Podobne otwory mają okucia skrzydłowe. Połączenie następuje przez wsunięcie stalowych sworzni (z powodu dużej średnicy przy małej długości nazywanych korkami) i zamocowanie ich z obu stron, tj. do wręgi pylonu i konstrukcji skrzydła. Połączenie to może przenosić siły pionowe, boczne i moment obrotowy.

W przypadku pęknięcia lub odłączenia się elementu przenoszącego siły wzdłużne, dolny sworzень może przenieść całe obciążenie od siły ciągu, przenosząc jednocześnie pozostałe obciążenia. Wręga i okucie wykonane są w postaci podwójnej płyty stalowej, przy czym każda z jej części może przenieść pełne obciążenie.

— Element przenoszący ciąg, znajdujący się na górnej części pylonu, za przednią wręgą. Jest to hartowana płyta stalowa o długości 21,6 cm, szerokości ok. 76 mm i grubości 22 mm. Ma on na obu końcach otwory, w które wchodzi tulejki ze sworzniami łącząc go z pylonem i z konstrukcją skrzydła (okucie z dwóch kątowników).

— Tylne okucie, przenoszące siłę pionową i siłę boczną. Składa się z dwóch płyt stalowych (z których każda może

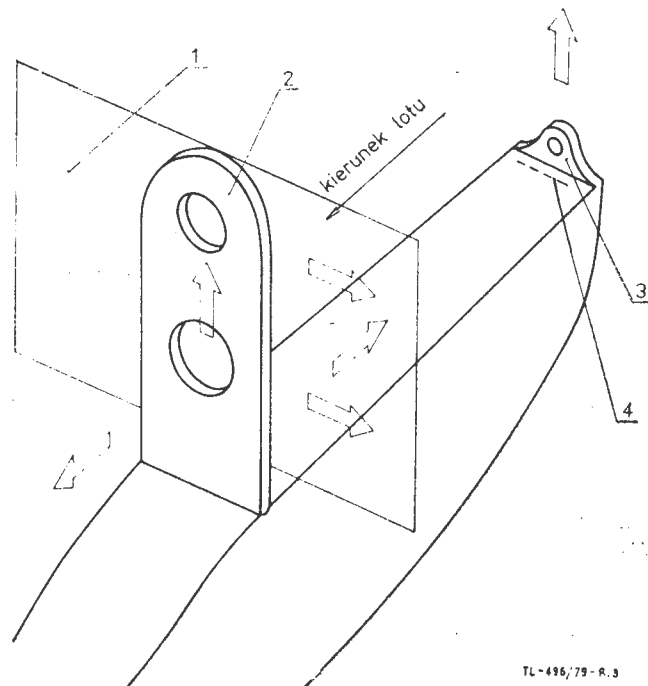
przenieść pełne obciążenie), stanowi zarazem tylną wręgę pylonu.

Jego przednia półka łączy się z poziomą górną ścianką pylonu (to właśnie połączenie przenosi prawie całą siłę poprzeczną) za pomocą sworzni z tulejką z tytanowym okuciem pod skrzydłem.

### Dotychczasowe wypadki DC-10

W eksploatacji znajduje się 275 samolotów DC-10. Użytkownikami ich jest 41 linii lotniczych z różnych kontynentów. Łączna liczba lotów wynosi już blisko 2 mln, przy czym zdarzyły się cztery wypadki, w których miały miejsce ofiary w ludziach. Poważniejsze z nich to:

— 12 czerwca 1972 r. — odpadnięcie pokrywy tylnego luku bagażowego samolotu American Airlines N103AA podczas wznoszenia po starcie z Detroit. Samolot wylą-



Rys. 3. Przednie okucie pylonu przenosi siły pionowe, boczne i momenty obrotowe względem osi podłużnej. Może przenieść także siły wzdłużne w razie pęknięcia elementu łączącego: 1 — płaszczyna dźwigara skrzydła, 2 — przednie okucie pylonu, 3 — tylne okucie pylonu, 4 — okucie przenoszące siłę wzdłużną (nie-widoczne)

dował bezpiecznie mimo częściowego uszkodzenia układów sterowania sterem wysokości i tylnym silnikiem;

— 3 listopada 1973 r. — zespół wentylatora silnika nr 3 samolotu N60NA National Airlines rozpadł się podczas przelotu w pobliżu Albuquerque, New Mexico. Kabina pasażerska została uszkodzona i jeden z pasażerów wyspany na zewnątrz;

— 17 grudnia 1973 r. — samolot linii Iberia, EC-CBN, wylądował przed drogą startową na lotnisku Boston Logan (podejście do lądowania bez widoczności ziemi). Samolot zniszczony, bez ofiar w ludziach;

— 3 marca 1974 r. — turecki (THY) egzemplarz DC-10 o znakach TC-JAV rozbił się pod Paryżem po odpadnięciu pokrywy tylnego luku bagażowego. Zginęło 346 osób;

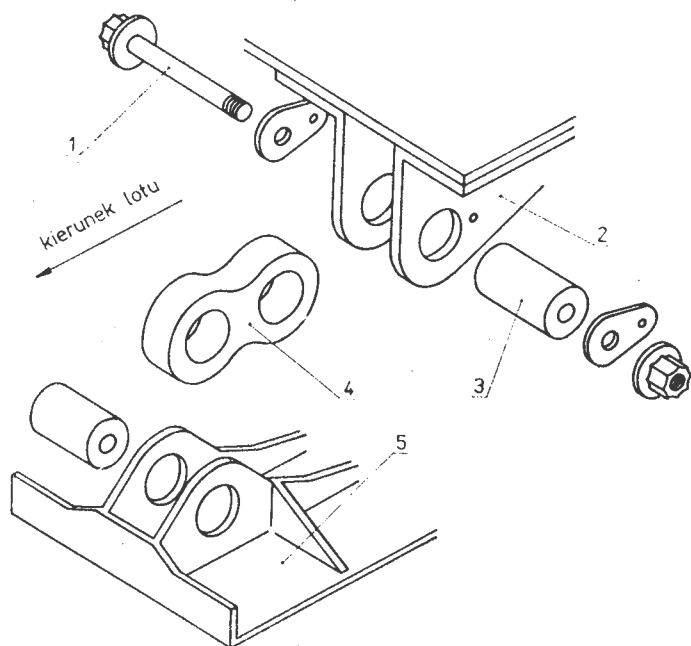
— 12 listopada 1975 r. — N1032F linii ONA zderzył się ze stadem ptaków przy starcie. Start został przerwany, samolot spłonął, bez ofiar śmiertelnych;

— 2 stycznia 1976 r. — N1031F linii ONA wykonał „twarde lądowanie” w Istambule. Samolot skasowany, bez ofiar śmiertelnych;

— 1 marca 1978 r. — N68045 linii Continental przerwał start (pęknięcie kilku opon). Samolot zapalił się, w czasie ewakuacji zginęły dwie osoby.

### Eksploatacja DC-10 N110AA

Samolot ten należał do „serii 10” (jego oznaczenie brzmiało DC-10-10), był w posiadaniu American Airlines od 28 lutego 1972 r. i wykonał w tym czasie 8729 lotów w łącznym czasie 19 441 h. W czasie jego eksploatacji przed 25 maja 1979 r. zdarzyło się siedem przypadków, w których doszło do przerwania lotu z przyczyn technicznych (według oceny przedstawiciela FAA nie jest to nic niezwykłego, jeśli wziąć pod uwagę liczbę godzin wylata-



Rys. 2. Okucie przenoszące siłę wzdłużną. Element łączący jest mocowany do każdego z okuc za pomocą tulejki i sworzni. Okucia są obciążone wyłącznie siłą wzdłużną: 1 — sworzень, 2 — okucie skrzydła, 3 — tulejka, 4 — element łączący, 5 — okucie pylonu



nych przez samolot i czas jego eksploatacji — ok. 7 lat). Przejawkami tymi były:

- nieczynne urządzenie „sztucznego buffetingu” (ostrzeżenie o przeciągnięciu) i mechanizmu uruchamiania slotów z powodu awarii komputera pokładowego,
- pęknięty przewód giętki w instalacji hydraulicznej nr 1,
- alarm pożarowy na silnik nr 3 z powodu złuzowania się opaski na zaworze regulacji ciśnienia w układzie sprężarki, co spowodowało wypływ gorącego powietrza,
- zbyt wysokie temperatury na silniku nr 2, spowodowane wpadnięciem ciała obcego do sprężarki,
- sygnał pożaru silnika nr 3, spowodowany pęknięciem przewodu chłodzącego sprężarki,
- zgaśnięcie silnika wskutek niewłaściwej pracy automatyki paliwowej,
- pożar silnika nr 2 z powodu przesunięcia się zacisku w układzie odwracania ciągu.

#### Chronologia badania przyczyn oderwania się silnika

**25 maja.** Wypadek N110AA podczas startu w Chicago. Podczas wstępnych oględzin miejsca wypadku znaleziono zniszczony sworznie elementu przenoszącego siłę wzdluzną, który wypadł w czasie oderwania się silnika od skrzydła. Staje się to podstawą hipotezy, że przyczyną wypadku było właśnie zniszczenie owego sworznia.

**27 maja.** McDonnell Douglas przesyła telexem do wszystkich użytkowników DC-10 alarmowy biuletyn serwisowy (*Alert Service Bulletin — ASB*) z wymaganiami natychmiastowego przeglądu sworzni łączących element przenoszący siłę wzdluzną.

Federal Aviation Agency (FAA) wydaje *Airworthiness Directive (AD)*, tj. obowiązujący użytkowników biuletyn na temat przeglądu wspomnianych sworzni z terminem wykonania — 29 maja. Podobne dyrektywy wydają inne nadzory państwowe.

Dla wyjaśnienia: w USA producent sprzętu lotniczego, np. samolotu, nie może wydać biuletynu, który zobowiązywałby użytkowników, w sensie prawnym, do określonego działania lub zaniechania działań. Natomiast biuletyn producenta może zostać podniesiony przez FAA do rangi *Airworthiness Directive*, której wykonanie jest obowiązkiem użytkownika, podobnie jak przestrzeganie innych zarządzeń nadzoru państwowego:

W Wielkiej Brytanii — Laker Airways i British Caledonian rozpoczynają przeglądy swoich DC-10 jeszcze przed formalnym nakazem Civil Airworthiness Authority (CAA) brytyjskiego nadzoru lotniczego.

**29 maja.** Obaj brytyjscy użytkownicy, Laker i British Caledonian, nie stwierdzają żadnych uszkodzeń wspomnianych sworzni ani żadnych innych defektów w swoich dziewięciu samolotach, ale wymieniają sworznie na nowe. Tymczasem wyniki badań samolotów użytkowanych przez amerykańskie linie lotnicze (wykrycie poważnych defektów w siedmiu samolotach) skłaniają FAA do rewizji *Airworthiness Directive*.

Nowe wydanie *AD* wprowadza wymaganie szczegółowych przeglądów elementów zawieszenia pylonu, okuc skrzydłowych, a także struktury skrzydła w pobliżu wspomnianych okuc na okoliczność występowania pęknięć, sprawdzenia stanu elementów łączących (śrub, sworzni, nitów) oraz ogólnego stanu konstrukcji nośnej. Sworznie elementu

przenoszącego siłę poziomą mają być wyjmowane do przeglądu. Przegląd ten ma być wykonywany co 10 dni lub co 100 h lotu. Przy pierwszym jego wykonaniu FAA żąda również wykonania defektoskopii magnetycznej okuc. Zmienione wydanie *AD* obejmuje także samolot A300 ze względu na podobieństwo konstrukcyjne okuc.

W rezultacie tych przeglądów 37 samolotów DC-10 zawieszono w użytkowaniu, ale z powodów nie związanych ze sworzniami okucia przenoszącego siłę poziomą. W większości przypadków wykryto uszkodzenia elementów złącznych w drugorzędnych częściach struktury. W jednym przypadku wykryto pęknięcie ścianki tylnego dźwigara.

Przeglądy elementów zawieszenia silników A300, Boeing 747 i Lockheed Tristar nie wykryły istotnych uszkodzeń.

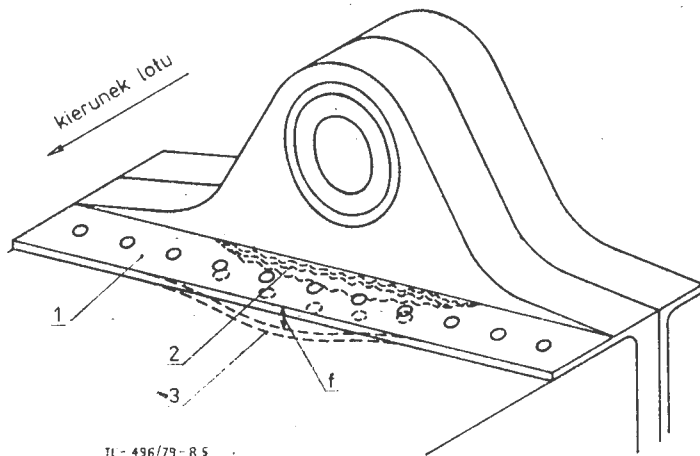
**31 maja.** Przedstawiciel komisji badającej wypadek stwierdza, że zniszczenie sworznia elementu przenoszącego siłę poziomą nie nastąpiło wskutek zmęczenia, lecz przecięcia statycznego.

**4 czerwca.** National Transportation Safety Bureau (NTSB) przesyła do FAA uwagi, w których stwierdza, że pęknięcia przedniej półki tylnego okucia wykryte w samolotach American Airlines zostały najprawdopodobniej spowodowane uderzeniem.

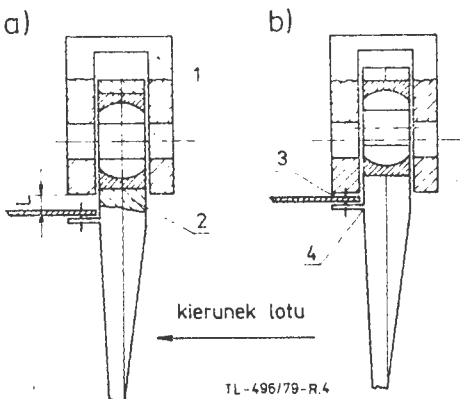
Jak stwierdzono, zdejmowanie pylonu zastosowane na tych samolotach polega na podpieraniu silnika podnośnikiem widłowym i zdejmowaniu zespołu silnik—pylon przez odłączanie sworzni łączących pylon ze skrzydłem. Choć biuletyn firmy McDonnell Douglas wymaga, aby montaż pylonu na skrzydle był wykonywany przed zawieszeniem na nim silnika, niektóre linie lotnicze montowały cały zespół (co oszczędza kilkadziesiąt roboczogodzin).

Operator podnośnika widłowego ma bardzo ograniczoną precyzję manewrowania tak ciężkim zespołem, ponadto nie widzi okucia tylnego. W chwili podnoszenia, przed wstawieniem sworznia, tylne okucie pylonu zbliża się do skrzydła tak, że przednia część okucia skrzydłowego trafia w przednią ściankę okucia pylonu, powodując, przy silnym uderzeniu, jej oderwanie od okucia.

NTSB w piśmie do FAA zaleca wydanie *Airworthiness Directive* nakazującej natychmiastowy przegląd okuc



Rys. 5. Zniszczenie półki obserwowane na licznych samolotach, będące rezultatem uderzenia pylonu o ucho okucia skrzydłowego. Długość pęknięcia dochodziła do 25 cm. Użycie podkładek montażowych zmniejszyło luz między okuciem skrzydłowym a ścianką: 1 — półka tylnego okucia, 2 — pęknięcie, 3 — odkształcenie półki (między do 9,5 mm); f — odkształcenie plastyczne półki po uderzeniu przez okucie górne



Rys. 4. a) Okucie pylonu ustawione wspólosiowo z okuciem skrzydłowym

(nie narysowano sworznia). Luz *L* zostaje zmniejszony w przypadku włożenia podkładki między ścianką a półką podkładki (wykrytej 12+14 lipca 1979 r.): 1 — okucie skrzydłowe, 2 — okucie pylonu; b) Okucie pylonu podniesione do oparcia się o okucie skrzydła. Elementami uderzającymi o siebie są: przednie ucho okucia skrzydłowego i przednia półka okucia pylonu. Półka jest najstabszym elementem przy takim obciążeniu; 3 — miejsce uderzenia, 4 — miejsce pęknięcia półki

wszystkich samolotów DC-10, na których pylony montowano w ten sposób oraz zakazującej tej praktyki w przyszłości. Podobne pęknięcia były zresztą wykryte wcześniej (w grudniu 1978 r. i lutym 1979 r.) w DC-10-10 linii Continental. Po naprawie samoloty wróciły do eksploatacji.

Jeden z przedstawicieli serwisu McDonnell Douglas sporządził notatkę na temat tych uszkodzeń i ich przyczyn i skierował ją do oddziału serwisowego firmy. Linia American nie była poinformowana o tej notatce, choć przedstawiciele McDonnell Douglas przekazywali krytyczne uwagi na temat stosowanej procedury montażu pylonu.

\*

Podczas 100-godzinnego przeglądu samolotów American Airlines na dwóch, dzięki użyciu penetrantów zamiast kontroli wizualnej, wykryto na przedniej półce tylnego okucia pylonu pęknięcia o długości ok. 12 cm.

5 czerwca. American Airline Passenger Association (APA) (Stowarzyszenie pasażerów linii lotniczych) występuje do sądu o zawieszenie użytkowania DC-10 do czasu pełniejszej analizy wypadku w Chicago. Sędzia Audrey Robinson poleca FAA zawiesić DC-10 do 11 czerwca. FAA zamierza apelować, ale wskutek wykrycia dalszych pęknięć odstępuje od tego zamiaru i wycofuje certyfikat samolotu DC-10.

Jest to już drugie zawieszenie eksploatacji tego samolotu w ciągu ostatnich dni. Dotyczyło ono bezpośrednio 138 samolotów znajdujących się w rejestrze amerykańskim, głównie należących do linii Unifed (37 serii 10), American (30), Continental (15) i Northwest (22). Nadzory lotnicze innych państw, choć niechętnie, podążają śladem FAA. Użytkownicy brytyjscy (Laker i British Caledonian) zawieszają loty jeszcze przed formalnym nakazem CAA. W rezultacie niemal wszystkie lotnicze nadzory państwowe zawieszają użytkowanie DC-10.

#### Dotychczasowe przypadki zawieszenia eksploatacji samolotów w USA

W ciągu 48 lat władze lotnicze USA dwukrotnie zawiesiły eksploatację samolotów.

W 1931 r. poprzednik FAA, Aeronautics Branch, Department of Commerce, zawiesił certyfikat samolotu Fokker F-10A po rozbiciu się tego samolotu. Przyczyną katastrofy było zniszczenie struktury drewnianego skrzydła pod wpływem wilgoci.

W 1946 r. FAA zawiesiło (od 11 lipca do 26 sierpnia) certyfikat samolotu Lockheed Constellation podczas badania przyczyn pożarów silnika, spowodowanych wadami układu ssącego i wydechowego. Ponadto co najmniej dwa samoloty były wycofane z eksploatacji bez formalnego nakazu. Były to: Douglas DC-6 w 1946 r. z powodu pożarów silnika oraz Martin 202 w 1948 r. z powodu odpadnięcia skrzydła.

Lockheed Electra 188 nie był zawieszony, ale latał z ograniczeniami prędkości i wysokości. FAA zażądało dokładnego zbadania struktury skrzydeł, co zakłóciło eksploatację samolotów na dłuższy czas. Później określono, że kłopoty były spowodowane oddziaływaniem śmigła na konstrukcję skrzydeł, co wywoływało ich drgania.

Na podstawie „Aviation Week and Space Technology”, „Flight” i in. — opracował mgr inż. Andrzej Kardymowicz

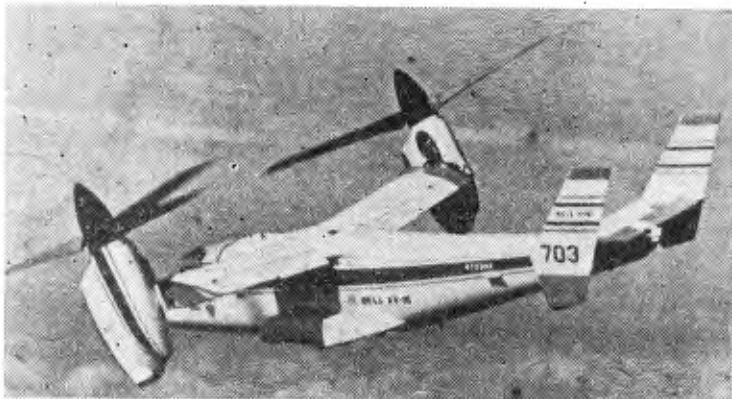
## PROTOTYPY

### Bell Helicopter XV-13 • USA •

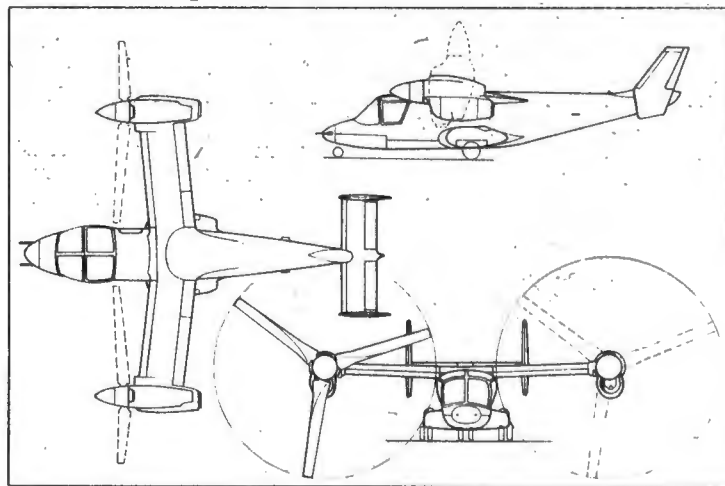
#### Samolot V/STOL z przestawialnymi wirnikami

Silniki dwuprzepływowe z przestawialnymi dyszami wylotowymi okazały się optymalnym rozwiązaniem dla odrzutowych samolotów V/STOL, natomiast dla samolotów śmigłowych pionowego startu i lądowania rozwiązaniem takim jest według Bell Helicopter układ z przestawialnymi wirnikami. W ubiegłym roku firma Bell Helicopter rozpoczęła próby w locie samolotu XV-15 z przestawialnymi wirnikami, a ściślej mówiąc — z przestawialnymi gondolami silnikowymi.

Przy budowie samolotu wykorzystano doświadczenia z prób kanadyjskiego samolotu z przestawialnym płatem Canadair CL-84. Przestawialny płat stwarza niebezpieczeństwo oderwania strumienia w przejściowych fazach lotu. Natomiast stały płat wymaga wirników o większej średnicy, a w związku z tym — oprócz ogólnej, również cyklicznej zmiany skoku łopat; staje się więc zbędne stosowanie śmigła ogonowego o pionowej osi obrotu. Napęd



samolotu XV-15 stanowią dwa silniki Avco Lycoming T53 o mocy startowej 1156 kW (1570 KM) i mocy nadzwyczajnej (2,5-minutowej) 1342 kW (1824 KM). Silniki są ze sobą sprzężone za pomocą wałów umieszczonych w przed-



niej części płata. Koncepcja samolotu została wstępnie sprawdzona w czasie prób na uwięzi i za pomocą badań w naturalnej skali w tunelu aerodynamicznym Ames Research Center.

Samolotem seryjnym ma być udoskonalona wersja prototypu, XV-15A, o masie startowej 6580 kg, zabierająca na pokład 14 pasażerów, lub nowy samolot, XV-15B, o masie startowej 7485 kg. Równocześnie jednak projektuje się większy samolot, 30-miejscowy D326 Clipper, o masie startowej 16 780 kg, napędzany dwoma silnikami General Electric T64 o mocy startowej 2980 kW (4050 KM) i mocy nadzwyczajnej 3730 kW (5070 KM).

**Dane techniczne:** masa własna 4552 kg; masa wyposażenia badawczego łącznie z telemetrią 454 kg; zapas paliwa 680 kg; masa do startu pionowego 5897 kg; masa do startu skróconego 6800 kg; średnica wirników 7,60 m; prędkość maks. 620 km/s; prędkość przelotowa 490 km/h; pułap praktyczny 9120 m.

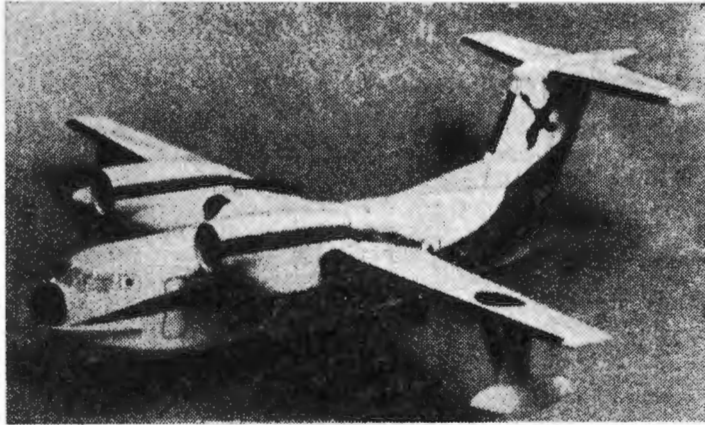
W.K.



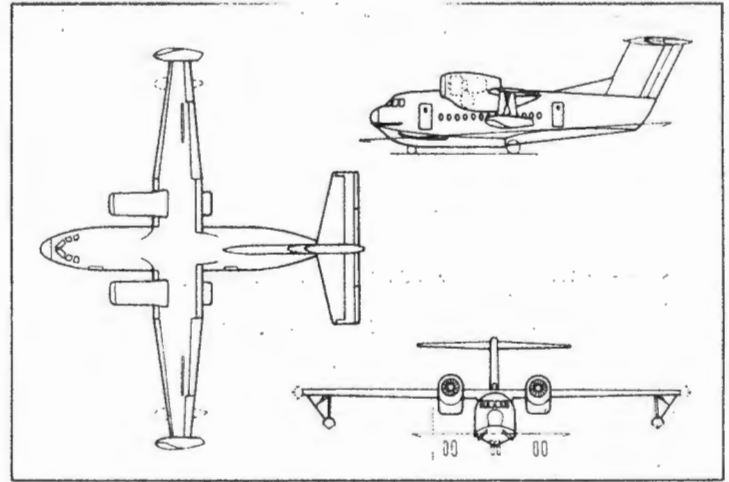
## Shin Meiwa Amphibian • Japonia •

### Pasażerska odrzutowa amfibia STOL

Firma Shin Meiwa zaprojektowała pasażerską 40-miejscową amfibię krótkiego startu i lądowania napędzaną dwoma silnikami dwuprzepływowymi. Projekt ten jest wynikiem poglądu, że samolot-amfibia będzie ekonomicznym środkiem komunikacji od samolotu konwencjonalnego — mimo większych o ok. 20% oporów szkodliwych — i to zarówno w Japonii, jak i w takich krajach jak Filipiny i Indonezja, gdzie budowa większych lotnisk jest z różnych przyczyn utrudniona i kosztowna.



Gondole silnikowe samolotu zabudowane są na płacie, co pozwala na zastosowanie nadmuchu strumieniami silnikowymi górnej powierzchni skrzydeł, badanego obecnie przez NAL (National Aerospace Laboratory). Podwozie główne chowane jest w gondolach silnikowych, natomiast pomocnicze pływaki składane są w ten sposób, że tworzą kołcówki płata (pokazany na zdjęciu model amfibii ma



stałe pływaki). Jako napęd bierze się pod uwagę silniki General Electric CF34, Avco Lycoming ALF502 i Rolls-Royce M45H o ciągu 3500÷4000 daN, z tym że ostatni ma najmniejsze szanse zastosowania, gdyż nie jest już produkowany i jest silnikiem starszej generacji (jego stosunek natężeń przepływu wynosi 2,8:1 w porównaniu z 6:1 pozostałych dwóch silników).

Poza wersją pasażerską przewiduje się budowę wersji ratowniczej, patrolowej i sanitarnej. Amfibia może startować i wodować, gdy wysokość fal nie przekracza 1,5 m.

**Dane techniczne:** rozpiętość 26,4 m; długość 21,2 m; wysokość 7,65 m; powierzchnia płata 64,8 m<sup>2</sup>; rozstaw podwozia 5,83 m; baza podwozia 6,43 m; wymiary kabiny: długość 12,00 m, szerokość maks. 2,57 m, wysokość maks. 2,00 m; masa własna z wyposażeniem 11 680 kg; maks. masa startowa i do lądowania 17 500 kg; udźwig maks. 3810 kg; prędkość przelotowa 556÷667 km/h; rozbieg 200÷300 m; wymagana długość pasa startowego (ISA + 20°C) 800 m; zasięg maks. 2224 km.

W.K.

## Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

### Rodzina silników Franklin

Staraniem Koła Terenowego Oddziału Warszawskiego SIMP, w grudniu 1979 r., w Domu Technika NOT w Warszawie, kol. mgr inż. Marian Mikłuszka z Rzeszowa wygłosił odczyt na temat silników tłokowych produkowanych przez Wytwórnę Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Rzeszów.

Inż. Mikłuszka, przewodniczący Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Rzeszowie, omówił historię zakładu, po czym zapoznał słuchaczy z rodziną amerykańskich silników typu Franklin. Na odczyt, ilustrowany przezroczami, przybyło 20 osób.

### Współpraca SIMP z krajami socjalistycznymi

Rozszerzona została współpraca SIMP ze stowarzyszeniami budowy maszyn krajów socjalistycznych. Obecnie SIMP należy do 7 organizacji międzynarodowych.

Uchwała podjęta na zebraniu sprawozdawczo-wyborczym Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP we Wrocławiu w dniu 21.11.1979 r. do realizacji w latach 1980-1984

1. Podtrzymanie, dobrze już rozwijających się, kontaktów z Aeroklubem, Klubem Seniorów Lotnictwa, Klubem Publicystów Lotniczych, COSSTWL, DDK-Krzyki, PTE, STOP, KTIR Kombinat PZL-Hydral.

2. Kontynuowanie wymiany doświadczeń między zakładami, organizowanie wycieczek krajowych i zagranicznych rozwijających wiedzę i doświadczenie zawodowe, wyświet-

lanie filmów o tematyce lotniczej oraz popularyzowanie w prasie działalności Sekcji.

3. Popularyzowanie lotnictwa i działalności Sekcji w szczególności przez publikacje w prasie zakładowej oraz przez organizację imprez towarzyszących i wystaw.

4. Nawiazanie kontaktów z Sekcją Lotniczą SITK.

5. Ukierunkowanie działalności w uaktywnieniu nowo przyjętych członków w Kole Juniorów przy LZN-Wrocław.

6. Zainicjowanie w Urzędzie Miasta Wrocławia oznaczenia ulic nazwiskami wybitnych działaczy lotnictwa i lotników polskich.

7. Aktywne włączanie się do realizacji zadań produkcyjnych, rozwijanie i popularyzowanie osiągnięć myśli techniczno-naukowej przez publikację artykułów i referatów w czasopiśmie technicznych oraz zgłaszanie projektów do Urzędu Patentowego w celu uzyskania świadectw autorskich na oryginalne rozwiązania w myśl hasła: Każdy SIMP-owiec-lotnik — racjonalizatorem.

8. Uaktywnienie działalności w zakresie uzyskania uprawnień rzeczoznawców, wykładowców i tłumaczy przez członków Sekcji.

9. Zainicjowanie otwarcia przy Politechnice Wrocławskiej studium podyplomowego z zakresu lotniczej hydrauliki i elektroniki.

10. Zainicjowanie zorganizowania kursów języków obcych.

11. Zorganizowanie krajowych sympozjów n.-t. wspólnie z placówkami naukowymi.

### Studium samokształcenia w SIMP

Samokształcenie kierowane stanowi wyższą formę doskonalenia zawodowego. Zespół Ośrodków Doskonalenia Kadr ZODOK SIMP organizuje Studium Samokształcenia Kierowanego w każdym temacie mechanicznym, zgodnym z kierunkami nadawanych stopni specjalizacji zawodowej.

Ukończenie Studium Samokształcenia Kierowanego jest jednym z warunków ubiegania się o stopień specjalizacji zawodowej zgodnie z Uchwałą nr 86 Rady Ministrów z dnia 15.8.1979 r. w sprawie specjalizacji zawodowej inżynierów. Studium to zapewnia:

- indywidualny program samokształcenia dostosowany do potrzeb uczestnika,
- indywidualne konsultacje,
- indywidualny cykl i czas trwania Studium,

— temat pracy dyplomowej dostosowany do potrzeb uczestnika i jego zakładu,

— wdrożenie pracy dyplomowej, która może być uznana przez Komisję Resortową ds. Specjalizacji Zawodowej Inżynierów za oryginalne, twórcze osiągnięcie inżyniera ubiegającego się o stopień specjalizacji zawodowej.

Niezależnie od obecnie prowadzonego studium w formie samokształcenia kierowanego ZODOK uruchomił w styczniu 1980 r., w tej samej formie, Studium Specjalizacji Zawodowej — przeznaczone dla inżynierów ubiegających się o II stopień kwalifikacji.

# Elektroniczno-optyczne systemy wskazań projekcyjnych HUD (I)

Mgr inż. EUGENIUSZ MALIŃSKI  
Instytut Lotnictwa

## Objaśnienia skrótów

ADD — Airstream direction detector (czujnik kierunku strumienia powietrza).

CCIL — Continuously computed impact line (wyliczona w sposób ciągły linia uderzenia).

CRT — Cathode Ray Tube (lampa oscyloskopowa).

FLIR — Forward-looking infra-red sensor (czujnik promieni podczerwonych skierowany do przodu lub przeszukujący przednie pole).

HUD — Head-up display (elektroniczno-optyczny system wskazań projekcyjnych, rzutowanych na półprzezroczysty ekran w polu widzenia przedniej szyby kabiny).

IAS — Indicated airspeed (prędkość przyrządowa —  $V_{pp}$ ).

IFOV — Instantaneous field of view (chwilowe pole widzenia).

LLTV — Low light television camera (kamera telewizyjna czuła na słabe światło).

LRU — Line-Replaceable Unit (zespół zamienny, pozwalający na wymianę w warunkach polowych).

MOS — Metal-Oxide Semiconductor (półprzewodnik typu MOS).

RAF — Royal Air Force (Królewskie — Brytyjskie Siły Zbrojne).

ROM — Read-Only-Memory (pamięć stała typu ROM).

TFOV — Total field of view (całkowite pole widzenia).

PLP — przewidywana linia pocisków — wyliczany w sposób ciągły tor pocisków, przedstawiający syntetyczną linię hipotetycznego miejsca padania pocisków w przypadku, gdyby pilot otworzył ogień z działka (w jęz. ang. określana przeważnie skrótem CCIL lub *snapshoot trace line*).

VCU — Video Combiner Unit (zespół mieszania obrazów).

## Celowniki tradycyjne

### a wymagania współczesnego samolotu szturmowego

Rzutowanie wskazań symbolicznych na rzeczywisty obraz otoczenia widziany przez przednią szybę kabiny samolotu znane jest już od lat trzydziestych, kiedy to pojawiły się optyczne celowniki kolimatorowe (rys. 1). W porównaniu ze stosowanymi w latach dwudziestych celownikami teleskopowymi, istotną zaletą celowników kolimatorowych było znaczne powiększenie pola widzenia i uproszczenie „zgrzywania” celu rzeczywistego z symbolicznym znacznikiem celu. Dalszy postęp wniosły z końcem wojny elektromechaniczne celowniki giroskopowe z analogowym wylicznikiem linii celowania [3]. Mimo ograniczeń, w sprzyjających warunkach celowniki te znacznie poprawiają dokładność celowania. Jakkolwiek od pojawienia się tych rozwiązań upłynęło już ponad 30 lat, celowniki giroskopowe nadal są produkowane w dużych ilościach do wyposażenia starszych samolotów szturmowych.

Śledzenie celu przy stosowaniu celownika giroskopowego wiąże się z wykonaniem stereotypowego manewru i „gładkiego” prowadzenia samolotu przy wyjątkowo małych tolerancjach prędkości. Manewr ten może zapewnić zadowalające rezultaty w warunkach treningu, lecz może się on okazać niewykonalny w realnych sytuacjach bojowych, ponieważ atak wykonywany jest według bardziej lub mniej sztywnego wzoru i wówczas samolot staje się szczególnie podatny na kontrataki obrony nieprzyjaciela [2]. Stwarza to konieczność operacji na możliwie najniższych wysokościach i z możliwie największymi prędkościami oraz skutecznego wykonywania zadań bojowych techniką jednorazowego przelotu nad obszarem celu [1].

Technika lotu na małych wysokościach i z dużymi prędkościami wymaga od pilota koncentracji uwagi na dokładnym prowadzeniu samolotu i utrzymywaniu wizualnego kontaktu z terenem.

Zapewnienie skuteczności ataku techniką jednorazowego przelotu wymaga od pokładowego systemu kierowania autonomicznego prowadzenia nawigacji. System kierowania powinien być wystarczająco elastyczny, aby po wykonaniu

manewru taktycznego umożliwić pilotowi łatwy powrót na planowaną trasę lotu. Po doprowadzeniu w rejon celu, system musi umożliwić przechwycenie go w niskim locie z dużą prędkością i osiągnięcie wystarczającej dokładności trafienia [1].

## Podstawowe atuty systemów HUD

Powyższe wymagania spowodowały podjęcie prac rozwojowych nad nowymi systemami wskazań, ponieważ indykowane dane jak i pole widzenia elektromechanicznych celowników giroskopowych okazały się dla nisko latających samolotów szturmowych niewystarczające [3].

Podjęte już w latach pięćdziesiątych prace rozwojowe w tym kierunku [1] skoncentrowano na nowych rozwiązaniach systemów wskazań, nazywanych *head-up display* (HUD) (rys. 1). Systemy HUD zapewniają wizualną, wyliczoną informację o położeniu celu i sytuacji powietrznej, naniesioną na realny obraz otoczenia zewnętrznego. Przy dostatecznej dokładności tej informacji, pilot może porównać wyliczone położenie celu z położeniem rzeczywistym i wprowadzić już w początkowej fazie ataku odpowiednią korektę do pokładowego systemu nawigacyjnego i systemu kierowania bronią. W końcowej fazie ataku informacja wyliczonego położenia celu pozwala na kontrolę wprowadzonej korekty aż do momentu automatycznego zrzutu bomb lub odpalenia rakiet [4].

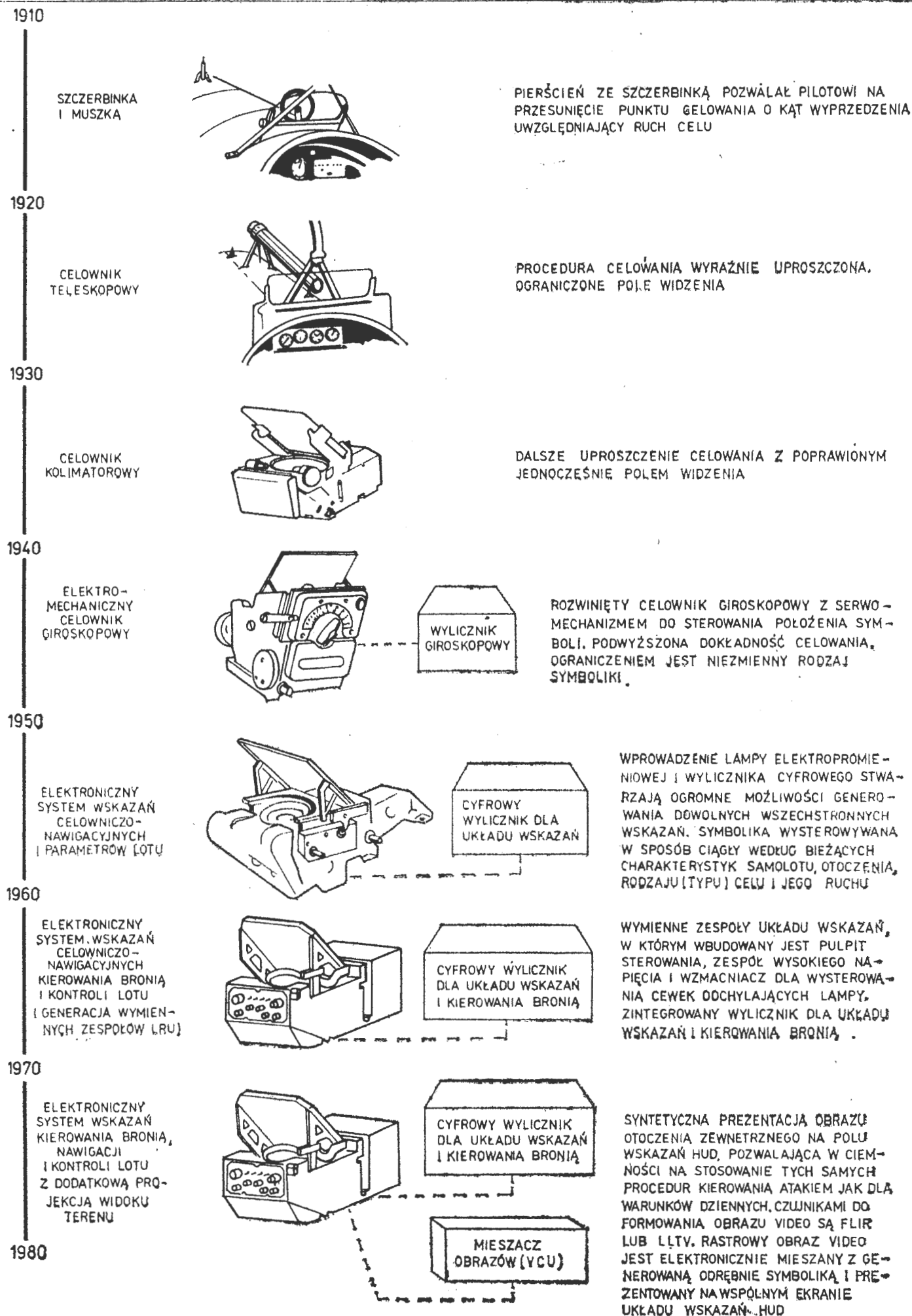
Wtórny, lecz również cennym, atutem systemów HUD jest wykorzystanie zalet wynikających z naniesienia informacji przyrządowych (wskazania podstawowych parametrów lotu w postaci danych sytuacyjnych lub dyspozycyjnych) na pole widzenia rzeczywistego obrazu otoczenia zewnętrznego, jak np.: zmniejszenie deficytu czasu pilota podczas trudnych i odpowiedzialnych faz lotu, zwiększenie zaufania pilota do informacji przyrządowej i percepcyjne złagodzenie przejścia z warunków lotu wg przyrządów na warunki widzialności [8].

System HUD spełnia funkcję wizualnego *interface'u* między systemem nawigacyjnym, pilotem i otoczeniem zewnętrznym [2]. Pilot może śledzić wzrokiem zasadnicze dla danej fazy operacji informacje rzutowane w nieskończoności na obraz otoczenia zewnętrznego widzianego przez przednią szybę (rys. 2, 3), a więc wszystkie informacje dostarczane pilotowi przez HUD mają wspólny układ odniesienia związany z obrazem otoczenia widzianego z kabiny.

Zdolność integracji z systemem nawigacyjnym zapewnia systemom HUD istotną przewagę nad stosowanymi powszechnie automatycznymi systemami nawigacyjnymi [1]. W pierwotnej swej postaci wskazywały one pilotowi pozycję za pomocą środków odczytu alfanumerycznego. Zasadnicze wady tej techniki wskazań polegały na trudności przyswojenia informacji przez pilota, jeśli nie dysponował on jednocześnie pełnym zestawem map, tabel i przyrządów do wykreślenia pozycji samolotu. Wyraźny postęp wniosły wprowadzone przyrządy z mapą ruchomą i naniesioną na jej tle obrazową informacją o pozycji, ale w praktyce korzystne są one tylko dla lotów na odpowiednio dużych wysokościach, wymaganych dla identyfikacji terenu z mapą. Wskaźniki mapowe tracą swe oczywiste zalety, jeśli atak wykonywany jest z małej wysokości (pilot widzi teren skośnie). Natomiast na wskaźniki HUD znacznik pozycji naniesiony jest na pole widzenia realnego obrazu otoczenia zewnętrznego i dostarcza informacji o pozycji bezpośrednio związanej z terenem. Informacja ta podawana jest zarówno w terminie azymutu, jak i kąta podniesienia.

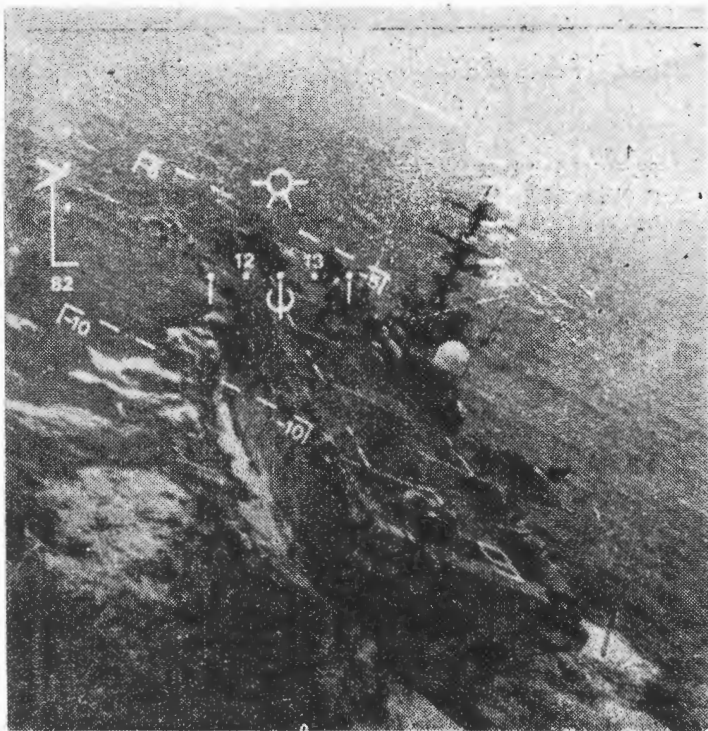
## Wymagania operacyjne

Jednym z podstawowych czynników przy podejmowaniu decyzji zastosowania systemu HUD w samolocie są koszty kompletnego zestawu HUD oraz koszty wynikające z jego dopasowania do systemów współpracujących szczególnego typu samolotu [2].



Rys. 1. Ewolucja systemów HUD wg klasyfikacji firmy Smiths Ind. [6], uzupełnionej przez autora wg materiałów publikowanych w latach 1975-1978 [10]





Rys. 2. Widok oglądany przez pilota z samolotu szturmowego (V/STOL) podczas podchodzenia do pionowego lądowania na lotniskowcu. Z symboliki HUD wyraźnie wynika, że samolot jest w lewym przechyle na kącie  $30^\circ$ , w płytkim znizeniu przy prędkości przyrządowej 82 węzły oraz na kursie rzeczywistym  $125^\circ$  i wysokości 220 stóp [1]

Podstawowym atutem decydującym o zastosowaniu HUD jest potrzeba wykonywania niższych i szybszych lotów oraz elastyczność sposobu wykonywania ataku. HUD musi jednak być dostosowany do czujników i systemów współpracujących, stosowanych w wyposażeniu samolotu. Jeśli czujniki będą niedokładne, dane wyjściowe systemu HUD będą miały odpowiednio niski standard, co wykluczy efektywność kosztową tego systemu. W odwrotnym przypadku jeśli czujniki będą dokładne, niedokładność konwencjonalnego celownika elektromechanicznego oraz jego nieelastyczność użytkowa nie pozwoli na wykorzystanie pełnych możliwości samolotu.

Wybór systemu HUD lub innych środków motywowany jest następującymi kryteriami [2]:

- czy określona faza lotu lub sposób ataku jest zasadnicza (czy wskazana) dla spełnienia podstawowej (czy wtórnej) funkcji samolotu;
- czy HUD jest jedynym dostępnym wyposażeniem (czy jednym z wielu dostępnych) oraz czy jest niezbędny (czy tylko żądany) do wykonywania określonej fazy lotu lub sposobu walki;
- jak procentowo zastosowanie HUD wpłynie na zwiększenie efektywności wykonywania zadania w porównaniu z innymi środkami, mniej kosztownymi;
- w jakich warunkach pogodowych samolot może wykonywać zasadnicze zadania (jeśli jest wyposażony w HUD), a w jakich jest stosowany każdy inny system do nawigacji i kontroli ataku.

Analiza taka może być przeprowadzona również przy podejmowaniu decyzji perspektywicznych. Np. może być podjęta decyzja, że w wyniku wyboru między potrzebą lotów niskich i szybkich (uzasadnioną niepodatnością samolotu na atak obrony naziemnej) a potrzebą lotów stosunkowo wolnych i wysokich (uzasadnioną wizualnym uchwyceniem celu), potrzebny będzie samolot typu wsparcia taktycznego, przystosowany do lotów i prowadzenia walki na wysokości rzędu 30 m z prędkością do 900 km/h, w warunkach pogodowych odpowiadających widoczności do 900 m przy podstawie chmur 60 m. Samolot taki miałby wyraźnie określone fazy lotu i sposoby walki  $a \rightarrow f$ , wymagające bardzo czujnej uwagi pilota [2].

Dla ostrych warunków operacyjnych w najistotniejszych fazach, tj.: b) nawigacji na trasie i identyfikacji punktów drogi (lub celu); c) wykonywania ataków na cele zaplanowane i d) okazyjne, HUD byłby niewątpliwie wyposażeniem zasadniczym, warunkującym wykonanie zadania. Natomiast do celów samoobrony w walce powietrznej, startu i lądowania a) start, e) samoobrona „powietrze—powietrze”, f) podchodzenie do lądowania i lądowanie, system ten byłby wysoce pożądany. W tym wypadku wyposażenie samolotu w HUD byłoby uzasadnione.

TABLICA 1. Wpływ odległości wykrycia celu na dokładność celowania [1]

Początkowy błąd kursu w momencie wykrycia celu wynosi $2^\circ$						
Odległość wykrycia celu, km	4	3,5	3	2,5	2	1,5
Składowa podłużna błędu celowania, m rad	2	2	2	3	4	8
Składowa poprzeczna błędu celowania, m rad	5	5	5	6	7	10
Początkowy błąd kursu w momencie wykrycia celu wynosi $5^\circ$						
Odległość wykrycia celu, km	4	3,5	3	2,5	2	1,5
Składowa podłużna błędu celowania, m rad	4	4	4	5	8	17
Składowa poprzeczna błędu celowania, m rad	3	3	3	4	6	17
Początkowy błąd kursu w momencie wykrycia celu wynosi $16^\circ$						
Odległość wykrycia celu, km	4	3,5	3	2,5	2	
Składowa podłużna błędu celowania, m rad	5	5	6	11	20	
Składowa poprzeczna błędu celowania, m rad	6	6	6	12	22	

#### Dokładność celowania, osiągnięta dokładność trafiania i efektywność zastosowań systemów HUD w odniesieniu do środków tradycyjnych

Pilot powinien zidentyfikować cel możliwie najwcześniej. Powody tego stają się wyraźniejsze, jeśli rozpatrzy się dokładność celowania, która jest bezpośrednio zależna od odległości, przy której pilot wykryje cel [1] (tabl. 1). Wielkość błędu jest również funkcją kąta, o który, po zauważeniu celu, pilot musi wykonać zakręt aby pokryć cel ze znacznikiem celowania na układzie wskazań HUD. Im większy jest ten kąt, tym mniejsza jest dokładność celowania zarówno na odległości (wzdłuż toru śledzenia celu), jak i na linii poprzecznej. Dlatego też wymagana jest jak najwyższa dokładność systemu nawigacyjnego. Przy odległościach od celu rzędu 3–4 km błędy celowania są w przybliżeniu stałe i zależą jedynie od kąta przechwycenia celu. Przy odległościach mniejszych niż 3 km błędy te gwałtownie rosną (tabl. 1) tak, że np. już przy odległościach celowania rzędu 1,5 km wykonanie udanego ataku staje się niemożliwe.

Dokładność dostarczanych do HUD danych wejściowych i systemów współpracujących jest zmienna i na ostateczną dokładność bombardowania zmiany te wpływają w różny sposób [1]. Np. błąd wysokości barometrycznej (podawanej na wejściu HUD) rzędu 50 stóp\*) ma stosunkowo mały wpływ na dokładność trafienia, jeśli samolot zbliża się do celu ze stosunkowo stromym kątem nurkowania. Natomiast w płytkim ataku przy stosowaniu bomb z opóźnieniem, błędy bombardowania mogą osiągnąć znaczne wartości już przy błędzie wysokości 20 stóp.

Przy stosowaniu różnego asortymentu broni wymagana jest duża różnorodność manewrów do prowadzenia ataku. Im dokładniejsze są czujniki, tym przydatniejszy jest system HUD i większa dokładność trafiania. W tabl. 2 i 3 podano przykłady porównawcze osiągalnych klas dokładności trafiania bomb swobodnie spadających i bomb z opóźnieniem przy stosowaniu celowników giroskopowych i dla systemu HUD sprzężonego z dokładnym systemem nawigacyjnym. Na podstawie składowej odległościowej i poprzecznej błędów eliptycznych bombardowania można wyliczyć jaka jest statystycznie wymagana liczba ataków dla przynajmniej jednego bezpośredniego trafienia celu o określonej wielkości. Z podanych w tablicach danych wynika, że w przypadku stosowania systemu HUD liczba wymaganych ataków jest

\*) Wartości parametrów zachowano zgodnie z danymi źródłowymi w jednostkach angielskich z uwagi na uniknięcie przybliżeń jakie wynikałyby z przeliczenia tych wartości na jednostki metryczne przy zachowaniu liczb całkowitych.

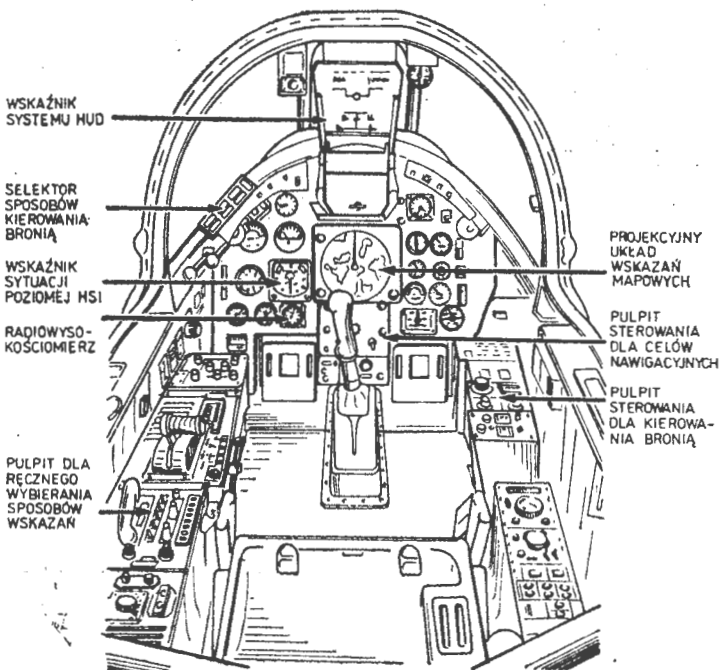
**TABLICA 2. Wpływ dokładności systemu na wykonanie misji\* (bomby swobodnie spadające) [1]**

Bomby swobodnie spadające	Składowe eliptycznych błędów bombardowania		Liczba ataków wymaganych w zależności od powierzchni celu**)	
	błąd podłużny 50%	błąd poprzeczny 50%	powierzchnia celu 300 stóp <sup>2</sup>	powierzchnia celu 200 stóp <sup>2</sup> (przecięcie pasów startowych)
HUDWAC sprzężony z systemem nawigacyjnym	46 stóp	20 stóp	1 atak	2 ataki
Celownik giroskopowy	160 stóp	49 stóp	6 ataków	10 ataków

\*) dla typowego profilu ataku o parametrach:  
 wysokość zwalniania bomb: 4000 stóp  
 prędkość powietrzna: 450 węzłów  
 kąt nurkowania: 30°  
 \*\*) liczba ataków wymaganych dla osiągnięcia 95% prawdopodobieństwa (przynajmniej jedno bezpośrednie trafienie)

wyraźnie mniejsza. Dla uzyskania podobnego efektu, celownik giroskopowy wymaga znacznie większej liczby samolotów, szczególnie przy zrzucaaniu bomb z opóźnieniem.

Niektóre siły zbrojne niechętnie zastępują wyposażenie starszych samolotów nowoczesnym systemem HUD wychodząc z założenia, że jest to nieopłacalne. Argumentacja ta wydaje się słuszna w odniesieniu do wielu typów samolotów, jeśli brane są pod uwagę globalne koszty modyfikacji samolotu. Koszty nie ograniczają się bowiem do ceny samego systemu HUD. Mogą one objąć nakłady na dopasowanie systemu do szczególnego typu samolotu, dobór dodatkowych czujników i systemów pomiarowych bądź poprawę właściwości czujników w celu przystosowania ich do współpracy



**Rys. 3. Kabina samolotu Jaguar, w której zastosowano system HUD oraz pulpitu do ręcznego wybierania sposobów wskazań. Zaznaczono również zespoły pomocne pilotowi w nawigacji i wykonywaniu ataku [3]**

z HUD lub też (co znacznie podwyższa koszty) w celu poprawienia dokładności trafiania pocisków [1].

Tym niemniej, zaoszczędzając na kosztach wyposażenia zespołów systemu HUD, użytkownik traci na dokładności trafiania, musi się więc pogodzić z większą stratą bardzo kosztownych pocisków. Koszt ładunku bombowego mierzony jest w tysiącach funtów (angielskich) i kilka nieudanych lotów bojowych może całkowicie wchłonąć zaoszczędzone na wyposażeniu koszty. Pomija się tu poważne następstwa nieudanej misji zniszczenia szczególnie ważnego celu mogące mieć wpływ na sytuację taktyczną. Jest regułą, że im mniej dokładny jest system kierowania bronią, tym więcej potrzeba samolotów do zniszczenia celu. Z kolei im więcej

**TABLICA 3. Wpływ dokładności systemu na wykonanie misji\* (bomby z opóźnieniem) [1]**

Bomby z opóźnieniem	Składowe eliptycznych błędów bombardowania		Liczba ataków wymaganych w zależności od powierzchni celu**)	
	błąd podłużny 50%	błąd poprzeczny 50%	powierzchnia celu 300 stóp <sup>2</sup>	powierzchnia celu 200 stóp <sup>2</sup> (przecięcie pasów startowych)
HUDWAC sprzężony z systemem nawigacyjnym	128 stóp	20 stóp	4 ataki	6 ataków
Celownik giroskopowy	365 stóp	35 stóp	13 ataków	21 ataków

\*)\*\*) — jak dla tabl. 2, przy czym kąt nurkowania założono 21/2°.

samolotów wprowadza się do ataku, tym większe jest prawdopodobieństwo straty w akcji przynajmniej jednego samolotu, przy czym skala strat może być znaczna, jeśli ataki np. na wyrzutnie będą nieudane we wczesnych fazach walki [1]. Zrozumiała jest niemożliwość określenia wielkości wynikających stąd kosztów (strat), tym niemniej poprawienie dokładności trafienia przez zastosowanie systemu HUD może w efekcie mieć ogromny wpływ na wzrost globalnej efektywności poniesionych kosztów.

**Etapy rozwoju**

Obecne rozwiązania systemów HUD rozwijane były w kilku fazach, związanych z postępem technologicznym elementów elektronicznych i sukcesywnie z rozwojem wymagań w stosunku do samolotów [3].

Wg klasyfikacji J. H. Smith [4], fazy te można podzielić następująco:

— Generacja wskazań analogowych — wykorzystująca lampy oscyloskopowe (CRT) i mechaniczne przełączniki wielokrotniające, napędzane silnikiem. Elastyczność zastosowań i niezawodność były prawdopodobnie niskie.

— Generacja wskazań analogowych — wykorzystująca półprzewodniki silikonowe i przełączniki półprzewodnikowe (bez części ruchomych, tzw. *solid-State switch*). Sposób wskazań ograniczał się do pionowych i poziomych linii oraz kropek i różnych wymiarów okręgów. Z eksploatacyjnego punktu widzenia pozostał on nadal nieelastyczny, jakkolwiek zredukowano niezbędną energię i poprawiono znacznie niezawodność.

— Generacja wskazań hybrydowych — gdzie procesy maszynowe (wewnątrz układu) oraz kształty symboli były sterowane cyfrowo, lecz przetwarzanie informacji wejściowych było całkowicie analogowe. System ten powiększył pojemność operacyjną i pozwolił na stosowanie bardziej złożonej symboliki, jak np. odczyty cyfrowe i taśmowe wskazania kierunku.

— Generacja wskazań cyfrowych — oparta na zastosowaniu miniaturowych półprzewodników typu MOS z pamięcią stałą (ROM), pracujących w systemie *on-line*, montowanych na płytkach z wielowarstwowymi obwodami drukowa-

**TABLICA 4. Specyfikacja zastosowań wiodących konstrukcji HUD na samolotach bojowych [3]**

Producent systemu HUD	Typ samolotu wyposażonego w HUD
Kaiser	A-10, Alpha-Jet, F-14 Tomcat, F-18, F-111B
Marconi-Elliot	AC-130E, Belfast, Buccaneer, Corsair (A-7D/A-7E/Tram), F-16, A-4M Skyhawk, Viggan AJ 37
McDonnell Douglas (Conductron)	F-15 Eagle
Smiths Industries	Harrier/Sea Harrier, Jaguar, T JA 37
Thomson CSF	Mercure, Mirage F-1, Mirage 2000, Super Etendard

\*) Do samolotu Tornado HUD opracowały Teldix/OMNI



Doc. dr inż. Jerzy Kręcisz (1928÷1980)

Dnia 3 lutego 1980 r. zmarł wskutek obrażeń odniesionych dnia 31 stycznia br. w wypadku samochodowym w czasie podróży służbowej doc. dr inż. Jerzy Kręcisz, kierownik Zakładu Automatyki i Osprzętu Instytutu Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Wydziału MEL Politechniki Warszawskiej.

Zarówno nauka, jak i technika lotnicza poniosły niepowetowaną stratę, gdyż był On człowiekiem nie tylko o dużej i rozległej wiedzy, ale również o szerokich horyzontach myślowych.

Zajmując się szczególnie automatyzacją sterowania i nawigacji w lotnictwie, widział i doceniał wzajemne powiązania różnych dyscyplin naukowych, stanowiących cechę nowoczesnego osprzętu lotniczego.

Doc. Jerzy Kręcisz w swych pracach naukowych i dydaktycznych podkreślał konieczność pełnego rozwiązania każdego problemu technicznego zarówno od strony teoretycznej i funkcjonalnej, jak również konstrukcyjnej i technologicznej przy możliwie wszechstronnej analizie w czasie projektowania. W Jego pojęciu magister inżynier powinien umieć doprowadzić do realizacji i wdrożenia wyników swej pracy koncepcyjnej. W tym duchu doc. J. Kręcisz kształcił swych słuchaczy, zarówno na studiach magisterskich, jak i podyplomowych oraz doktoranckich.

Urodzony 18.7.1928 r. w Kowalach pow. Puławy, w 1951 r. ukończył Liceum Przemysłu Elektrotechnicznego w Żychlinie z dyplomem przodowni-

ka nauki i pracy społecznej. W 1951 r. rozpoczął studia na Wydziale Mechanicznym Konstrukcyjnym Politechniki Warszawskiej, a w 1953 r. po utworzeniu Wydziału Mechaniki Precyzyjnej przeszedł na ten wydział, kończąc go w 1956 r. jako magister inżynier ze specjalnością budowy drobnych mechanizmów i przyrządów pokładowych. Był On absolwentem pierwszego rocznika mechaniki precyzyjnej.

Już w czasie studiów interesował się szczególnie urządzeniami lotniczymi. Pracę akademicką rozpoczął w 1955 r. jako asystent na Wydziale Mechaniki Precyzyjnej w Katedrze Drobnych Mechanizmów i Przyrządów Pokładowych. W latach 1958÷1967 był asystentem, a następnie adiunktem w Katedrze Osprzętu Lotniczego na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa (MEL). W 1966 r. uzyskał doktorat na Wydziale MEL na podstawie pracy *Dynamika serwomechanizmów giroskopowych*. 1.10.1976 r. objął kierownictwo Zakładu Automatyki i Osprzętu w Instytucie Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej MEL oraz kierownictwo Zespołu Naukowo-Badawczego Osprzętu Lotniczego i Sterowania Obiektów Ruchowych na Wydziale MEL. W 1977 r. został docentem Studium Podyplomowego Osprzętu i Automatyki Lotniczej na Wydziale MEL, którego był inicjatorem i organizatorem. W pracy pogłębiał swą wiedzę szczególnie w dziedzinie urządzeń giroskopowych i systemów nawigacyjnych, zarówno lotniczych, jak i morskich.

Był On człowiekiem stale rozwijającym swą wiedzę, ukończył 3-letnie

studium automatyki dla pracowników naukowych na Wydziale Elektroniki i odbył roczny staż naukowy (1969/70) na Uniwersytecie w Southampton, gdzie pracował nad zagadnieniem optymalizacji kompleksowych systemów nawigacyjnych.

Wyniki Jego prac naukowych obrazuje 20 publikacji, głównie z zakresu zagadnień giroskopowych oraz 16 wdrożonych opracowań zakończonych realizacją, m.in. unikalne giroskopowe urządzenia badawcze dla Katedry Teorii Okrętu Politechniki Gdańskiej. Czynnie i regularnie współpracował z przemysłem lotniczym jako konsultant (od 1971 r.) WSK-Warszawa II oraz Zakładu Osprzętu i Urządzeń Satelitarnych Instytutu Lotnictwa i kierował pracami zespołu naukowego, opracowującego zagadnienia związane z rozwojem przemysłu lotniczego.

Podróż służbowa, zakończona tak tragicznie, była związana z wdrożeniem jednego z opracowań, którego faza prototypowa została właśnie zakończona w kierowanym przez Niego zakładzie.

Doc. dr inż. Jerzy Kręcisz był inicjatorem i kierownikiem studium podyplomowego osprzętu i automatyki lotniczej, jedyne w kraju studium lotniczego mającego na celu rozszerzenie wiedzy pracowników instytutów i przemysłu o nowe, występujące w technice światowej zagadnienia i metody ich analizy.

Doc. dr inż. Jerzy Kręcisz był człowiekiem ogromnie pracowitym, o wysoko rozwiniętym poczuciu odpowiedzialności, obowiązkowości i rzetelności. Te piękne i tak cenne cechy charakteru przekazywał, obok wiedzy, swym słuchaczom. Był nauczycielem akademickim kształcącym nie tylko umysły, ale również charaktery i postawy życiowe.

Za pracę w zakresie stabilizacji i sterowania układów o ruchu przestrzennym otrzymał nagrodę Ministra Nauki, Szkolnictwa Wyższego i Techniki. Był odznaczony Złotym Krzyżem Zasługi oraz Brązowym Medalem „Za zasługi dla obronności kraju”. Pośmiertnie został odznaczony Krzyżem Kawalerskim Orderu Odrodzenia Polski.

A.G.

cd. ze s. 13

nymi. System ten wprowadził znaczny postęp w pojemności operacyjnej, elastyczności i niezawodności.

— Rozwinięty system prezentacji cyfrowej — dalszy postęp oparty na wykorzystaniu aktualnej technologii elementów, w którym stosowane są wejścia całkowicie cyfrowe oraz w którym pamięć operacyjna jest wystarczająca do dokonywania generacji sygnałów dostarczanych do układu wskazań i do wyliczania w tej samej maszynie danych dla nawigacji taktycznej (*Nav/attack computing*).

Postęp elektroniki cyfrowej w zakresie obróbki danych, generowania symboli i rozwiązywania zadań logicznych jest głównym czynnikiem zmniejszającym koszty systemu, zwiększając jednocześnie ośmiokrotnie wymiar pamięci elektronicznej (w ciągu ostatnich 10 lat) i znacznie redukując czas wyliczania [3]. Odpowiednio do postępu w elektronice zostały zredukowane wymiary i masa wylicznika. Przy malejących kosztach wyliczników wzrasta ich funkcyjna wszechstronność pozwalająca na stosowanie wielosposobowych metod indykacji, układów przewidujących i wielu innych udoskonaleń, które przyczyniły się

do wydatnego zwiększenia efektywności systemów HUD. Obecny rozwój tych systemów wskazuje, że w latach osiemdziesiątych będą one podstawowym i nieodłącznym wyposażeniem kabin samolotów bojowych.

LITERATURA

1. J. R. CALDOW: HUD and the retrofit market. *Smiths Ind. Aviation Review*, No 36, Aug., 1977, str. 12÷15.
2. Head-up displays for military aircraft. *Smiths Ind. Aviation Review*, No 32, Aug., 1974, str. 14÷16.
3. Looking ahead more than ever. *Flight Int.*, 25, Dec., 1976, str. 1839÷1841.
4. J. H. SMITH, R. A. CHORLEY: Head-up and other displays. *Aircraft Eng.*, Feb., 1975, str. 18÷22.
5. L. D. MOORE-SEARSON, G. M. BARLING: Snap-Shoot. *Flight Int.*, 6, June, 1974, str. 745÷746.
6. Weapon Aiming and Head-up Display Systems. *Smiths Ind. Publication*, No 290U.
7. Aircraft Electronics Display Systems. *Smiths Ind. Ltd. Publication*, No SAV 233U.
8. W. T. BORODIN, G. J. RILSKIJ: Pilotażnyje komplekсы i sistemy uprawlenija samoletow i wiertoletow. *Maszinstrojenije*, 1978.
9. JOHN H. SMITH: The evolution of Head-up displays. *Interavia*, No 8, 1972, str. 858÷860.
10. Raster HUD. *Smiths Ind. Aviation Review*, Jan., 1976, str. 12÷13.





# Analiza wpływu parametrów konstrukcyjnych na właściwości samolotu w korkociągu (I)

Objaśnienia

$C_L$  — współczynnik momentu przechylającego,  $\frac{M_x}{1/2\rho V_R^2 S b}$

$C_n$  — współczynnik momentu odchyłającego,  $\frac{|M_y|}{1/2\rho V_R^2 S b}$

$C_{m, b}$  — współczynnik momentu pochyłającego,  $\frac{M_z}{1/2\rho V_R^2 S b}$

$M_x$  — moment przechylający działający wokół osi  $x$   
 $M_y$  — moment odchyłający działający wokół osi  $y$   
 $M_z$  — moment odchyłający działający wokół osi  $z$   
 $b$  — rozpiętość skrzydeł  
 $\rho$  — gęstość powietrza

$V_R$  — prędkość napływu strug powietrza  
 $V$  — składowa pionowa prędkości środka ciężkości samolotu (prędkość opadania)  
 $\Omega$  — wypadkowa prędkość kątowna  
 $p, q, r$  — składowe prędkości kątowej wokół osi  $x, y, z$   
 $\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$  — składowe przyspieszeń kątowych wokół osi  $x, y, z$

$\mu$  — gęstość względna samolotu,  $\frac{m}{\rho S b}$

$m$  — masa samolotu  
 $x, y, z$  — osie układu współrzędnych związanych ze środkiem ciężkości samolotu (dodatnie kierunki: oś  $x$  do przodu; oś  $y$  w prawo; oś  $z$  w dół)  
 $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$  — momenty bezwładności wokół osi  $x, y, z$   
 $k_x, k_y, k_z$  — promienie bezwładności względem osi  $x, y, z$ ;

$$z; \sqrt{\frac{I}{m}}$$

$\frac{I_{xx}-I_{yy}}{mb^3}$  — bezwładnościowy parametr momentu odchylenia

$\frac{I_{yy}-I_{zz}}{mb^3}$  — bezwładnościowy parametr momentu przechylania

$\frac{I_{zz}-I_{xx}}{mb^3}$  — bezwładnościowy parametr momentu odchylenia

$\phi$  — kąt między osią  $y$  a horyzontem, mierzony w płaszczyźnie pionowej (znak dodatni: dla zwykłego korkociągu, gdy prawe skrzydło jest pochylone w dół; dla korkociągu odwróconego, gdy lewe skrzydło jest pochylone w dół)

$\alpha$  — kąt natarcia — kąt między rzutem prędkości  $V_R$  na płaszczyznę symetrii  $xz$  a osią  $x$  samolotu (znak dodatni, gdy napływ strug powietrza jest z dołu na płaszczyznę  $xy$ )

$\beta$  — kąt ślizgu — kąt zawarty między kierunkiem opływu z prędkością  $V_R$  i rzutem tej prędkości na płaszczyznę  $xz$  (znak dodatni, gdy napływ strug powietrza jest z prawej strony płaszczyzny symetrii)

$$C_n = \frac{\partial C_n}{\partial \beta}$$

Korkociąg wokół dowolnej osi w przestrzeni można rozważać jako obrót samolotu wokół osi przechodzącej przez środek ciężkości plus odpowiedni ruch środka ciężkości w przestrzeni. Raz zaistniały korkociąg powoduje zrównoważenie sił i momentów aerodynamicznych z bezwładnością. W konsekwencji efektywność sterów w korkociągu i przy wyprowadzeniu zależy zarówno od sił i momentów aerodynamicznych powodowanych przez stery, jak i od charakterystyk bezwładności samolotu. Ponieważ do zatrzymania rotacji wymagane jest przyłożenie momentu, można w uproszczeniu powiedzieć, że korkociąg jest głównie

ruchem obrotowym i istnieje z powodu działających momentów, których równania można przedstawić następująco:

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{V^2}{2\mu k_x^2} C_L + \frac{I_{yy}-I_{zz}}{I_{xx}} q r \\ \dot{q} &= \frac{V^2}{2\mu k_y^2} C_{m, b} + \frac{I_{zz}-I_{xx}}{I_{yy}} r p \\ \dot{r} &= \frac{V^2}{2\mu k_z^2} C_n + \frac{I_{xx}-I_{yy}}{I_z} p q \end{aligned}$$

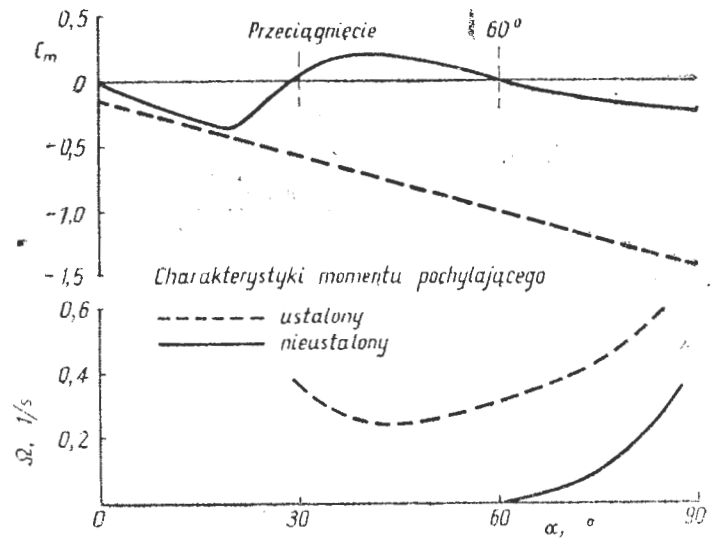
Równania te napisano przy założeniu, że osie  $x, y, z$  są osiami związanymi z samolotem i efekt silnika zaniebano.

Rodzaj korkociągu (stromy lub płaski) i jego prędkość rotacji zależą od charakterystyk momentów: odchyłającego i pochyłającego. Niskie tłumienie odchylenia lub duży moment autorotacji prowadzi do płaskiego (duże  $\alpha$ ), szybkoobrotowego (duże  $\Omega$ ) korkociągu. Zależność aerodynamicznego momentu pochyłającego, prędkości rotacji i kąta natarcia w korkociągu, dla danego rozkładu mas, można przybliżyć równaniem momentów pochyłających otrzymanym z równania równowagi momentów aerodynamicznych i bezwładności:

$$\Omega^2 = - \frac{M_{y aer s}}{\frac{1}{2} (I_{zz}-I_{xx}) \sin 2\alpha}$$

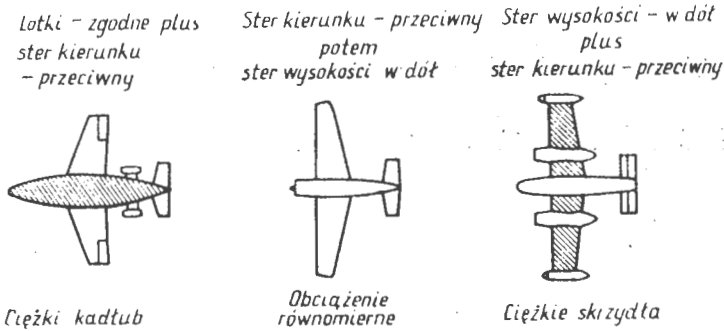
Z zależności tej widać, że moment pochyłający na nos (ujemny) może nie pochylać samolotu na nos, lecz prowadzić do dużej prędkości obrotowej i wyplaszczać korkociąg. Dla ustalonych charakterystyk: kierunkowej i poprzecznej, moment pochyłający może wpływać na ruch tak, aby zmieniać korkociąg z szybkoobrotowego na wolnoobrotowy.

Na rys. 1 pokazano, że dla normalnej krzywej aerodynamicznego momentu pochyłającego, odpowiadający kąt natarcia i prędkość rotacji w korkociągu mogą obejmować szeroki przedział wartości, zależnie od warunków równowagi. Jeżeli aerodynamiczny moment pochyłający ma strome pochylenie i jeśli samolot ma tendencję do płaskiego, ekstremalnie szybkoobrotowego korkociągu, wyprowadzenie może być trudne do osiągnięcia, ponieważ występują duże momenty kątowe (możliwe dla współczesnych myśliwców z ich dużymi momentami bezwładności). Jeżeli krzywa



Rys. 1. Wpływ współczynnika momentu pochyłającego na prędkość obrotową w korkociągu w funkcji kąta natarcia

współczynnika momentu pochylającego staje się niestabilna i przechodzi przez zero na dużych kątach natarcia, odpowiadający korkociąg może być bardzo płaski, z małą prędkością obrotową (nawet kiedy rotacja zatrzyma się, samolot może pozostać w tym stanie — zrównoważony na dużym kącie natarcia).

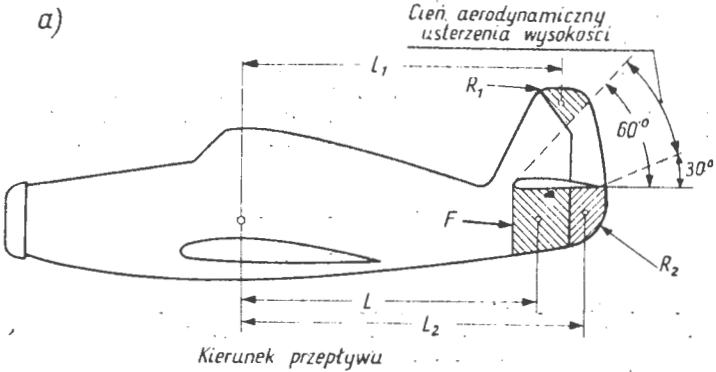


Rys. 2. Konfiguracja sterów do wyprowadzania samolotu z korkociągu w zależności od rozkładu mas

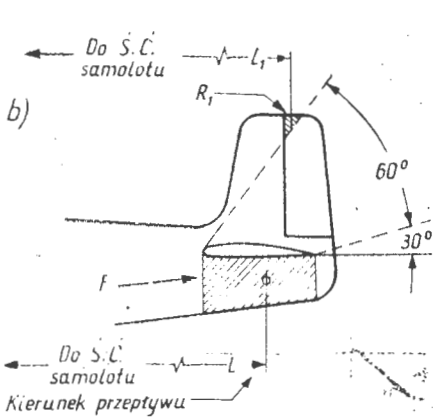
Analiza ruchu samolotu w korkociągu wymaga również rozważenia problemu dezorientacji pilota i dlatego zapobieganie korkociągowi oraz wyprowadzenie w fazie początkowej (ruch w przejściu między oderwaniem a korkociągiem) ma znaczenie podstawowe.

Przepisy FAR 23 wymagają, aby pilot samolotu lekkiego mógł wyprowadzać po jednej zwłoczce od puszczenia sterów.

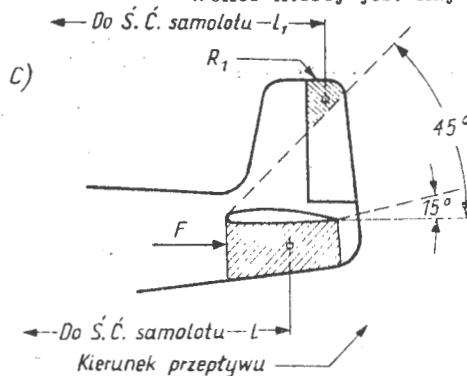
Efektywność dowolnego steru użytego do wyprowadzenia z korkociągu zależy od momentu, jaki wychylił ster wywołuje oraz od zdolności powstałego momentu do wy-



Ster kierunku o pełnej rozpiętości; założony kąt natarcia usterzenia  $\alpha = 45^\circ$



Ster kierunku o częściowej rozpiętości; założony kąt natarcia usterzenia  $\alpha = 45^\circ$ ;  $TDR < 0,019$



Ster kierunku o częściowej rozpiętości; założony kąt natarcia usterzenia  $\alpha = 30^\circ$ ;  $TDR > 0,019$

$$TDPF = \left( \frac{FL^2}{S \left( \frac{b}{2} \right)^2} \right) \cdot \left( \frac{R_1 L_1 + R_2 L_2}{S b/2} \right), \quad TDR = \frac{\eta^2}{S \left( \frac{b}{2} \right)^2}$$

\*) Literaturę zamieścimy w II cz. art. (TLiA nr 7/80).

Rys. 3. Obliczanie współczynnika efektywności tłumienia korkociągu przez usterzenie

wołania zmiany prędkości kątowej i wytrącenia samolotu z równowagi w korkociągu. Podstawowym składnikiem wpływającym na efektywność działania sterów w korkociągu jest rozkład mas, który jest tak ważnym parametrem jak konstrukcja steru kierunku przy małym  $I_{xx} - I_{yy}$ . Znajomość rozkładu mas i konstrukcji usterzenia w wielu przypadkach pozwala przewidywać czy samolot ma zadowalające charakterystyki przy wyprowadzeniu z korkociągu. Ten rozkład mas w samolocie może być zgrupowany w trzy kategorie obciążeniowe (rys. 2). Typ rozkładu mas pokazany na prawej stronie rysunku jest sklasyfikowany jako „ciężkie skrzydło”, w którym moment bezwładności względem osi  $x$  jest większy niż moment względem osi  $y$ .

Na lewej stronie rysunku jest przykład ciężkiego kadłuba. Samolot w środku ma obydwie momenty bezwładności równe; warunek ten jest definiowany jako obciążenie zerowe.

Z licznych doświadczeń w tunelu aerodynamicznym i z badań w locie wiadomo, że przyłożenie momentu wokół osi  $z$ , przeciwnie do kierunku obrotów w korkociągu, jest najbardziej efektywne do zatrzymania korkociągu i spowodowania wyprowadzenia. Prowadzi to do wniosku, że usterzenie kierunku jest ważnym czynnikiem w projekcie samolotu dla wyprowadzenia z korkociągu.

Ponieważ większość samolotów lekkich mieści się w kategorii obciążenia zerowego, ster kierunku jest bardzo ważny dla tych konstrukcji. W korkociągu wytwarza się martwy obszar w okolicy steru kierunku, który znajduje się w cieniu aerodynamicznym za przeciągniętym usterzeniem wysokości. Dla zapewnienia optymalnej efektywności steru kierunku, część steru powinna znajdować się na zewnątrz cienia aerodynamicznego. Z doświadczeń przeprowadzonych w NACA wynika, że poniżej usterzenia wysokości powinna być powierzchnia, która tłumilaby ruch korkociągu. Kryterium dla dobrej konstrukcji usterzenia określono w połowie lat czterdziestych [1, 2] \*) na podstawie badań korkociągu w tunelu dla ok. 100 różnych konstrukcji. To kryterium nazywa się współczynnikiem efektywności tłumienia (TDPF — Tail Damping Power Factor), będącym miarą tłumienia przez powierzchnię poniżej usterzenia wysokości i niezacienioną część steru kierunku. Współczynnik efektywności tłumienia może być obliczany tak, jak to pokazano na rys. 3 a, b i c.

Na rys. 4 pokazano wymagane wartości współczynnika efektywności tłumienia dla zapewnienia zadowalającego wyprowadzenia. Wszystkie dane są w obszarze zerowego lub prawie zerowego obciążenia, gdzie ster kierunku jest głównym sterem do wyprowadzenia z korkociągu i konstrukcja usterzenia spełniająca to kryterium jest szczególnie ważna. Wykres pokazuje granicę dla minimalnych wartości współczynnika efektywności tłumienia wymagane dla zapewnienia zadowalającego wyprowadzenia. Zakresowana część granicy jest stroną dla niezadowalającego wyprowadzenia. Ciągłe linie są dla wyprowadzenia samym sterem kierunku, a linia przerywana pokazuje granicę dla wyprowadzenia sterami kierunku i wysokości. Granice te są prezentowane w zależności od współczynnika gęstości względnej samolotu  $\mu$ . Wartości  $\mu = 6$  są reprezentatywne dla samolotów lekkich, jednosilnikowych, a  $\mu = 35$  dla odrzutowców dyspozycyjnych.

W poszukiwaniu skutecznych sposobów wyprowadzenia samolotów z korkociągu zwrócono uwagę na fakt, że najefektywniejsze jest przyłożenie momentu wokół tej osi, wokół której jest najmniejszy opór dla zmiany prędkości

kątowej (najmniejszy moment bezwładności). Np. najefektywniejszym sposobem otrzymania momentu antykorkociągowego może być przechylenie samolotu (jeżeli  $I_{xx}$  jest odpowiednio mały) do takiego kierunku, aby wywołać moment przeciwdziałający korkociągowi. W konsekwencji może się okazać, że jest bardziej efektywne przyłożenie pośredniego momentu przechylającego wokół osi  $x$  niż bezpośrednio przyłożenie momentu odchyłającego przeciwko oporowi dużego momentu kątowego wokół osi  $z$ , szczególnie wtedy gdy moment bezwładności  $I_{zz}$  wokół osi  $z$  jest relatywnie duży ze względu na koncentrację mas w kadłubie. Podobnie, jeżeli masy są skoncentrowane w skrzydłach, moment od wychylenia steru wysokości w dół może

stanowiąc najbardziej skuteczny środek przyłożenia antykorkociągowego momentu odchyłającego. Ten efekt można wyjaśnić śledząc równanie opisujące ruch odchylenia:

$$\dot{r} = \frac{M_{zacro}}{I_{zz}} + \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq = \frac{C_n V^2}{2\mu k_z^2} + \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq$$

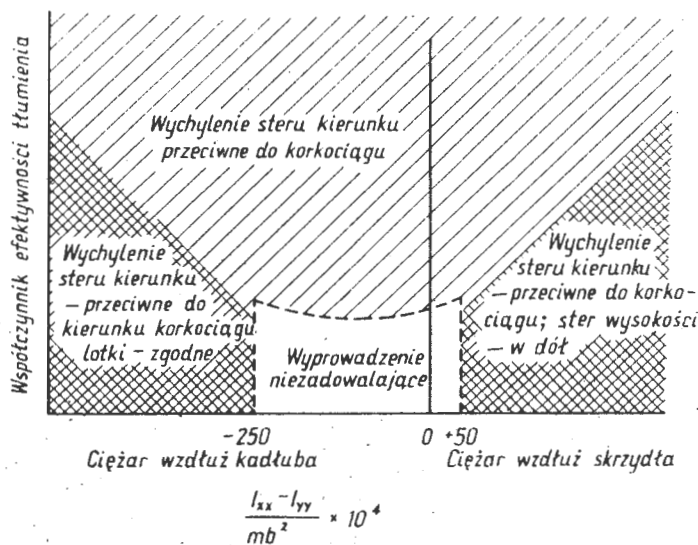
Równanie to pokazuje, że dla samolotów opracowanych ok. 1939 r. ster kierunku był głównym środkiem do wyprowadzenia z korkociągu. Otrzymane zmiany w czlonie  $\frac{C_n V^2}{2\mu k_z^2}$  były odpowiednio duże (małe  $\mu$  i mały promień ruchu wirowego), zmiany w czlonie bezwładności  $\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq$  były małe ( $I_{xx} - I_{yy} \approx 0$ ). W raporcie NACA TN-1329 zawarto badania kilkudziesięciu modeli w tunelu korkociągowym w Langley [2] szczególnie przydatne dla konstrukcji samolotów lekkich. Wyniki tych badań są pokazane na rys. 5.

Zmiany w rozkładzie mas wzdłuż kadłuba i wzdłuż skrzydła powodują tendencję do zmian w czlonie bezwładności, co znacznie minimalizuje zmiany w czlonie aerodynamicznym. Np. współczesne myśliwce i samoloty badawcze, których powierzchnie sterowe nie są większe niż w samolotach sprzed lat, mają dużą ujemną wartość  $I_{xx} - I_{yy}$ , ponieważ masa jest skoncentrowana w kadłubie. Dlatego jest szczególnie ważne, aby człon bezwładności był antykorkociągowy (ujemny dla prawego korkociągu) dla wyprowadzenia. Można to ocenić przez skontrolowanie znaku algebraicznego prędkości pochylania np. przez przechylenie wewnętrznego skrzydła (prawe skrzydło w prawym korkociągu) w dół — odpowiednio do osi korkociągu. To przechylenie skrzydła w dół powoduje dodatnią prędkość pochylenia  $q$  ( $q \approx \Omega \sin \Phi$ ) i wytwarza krzyżowy efekt bezwładnościowy, który działa w kierunku zatrzymania ruchu korkociągu. Efekt ten może być rozważany jako podobny do tzw. rozbieżności przechylenia, z wyjątkiem tego, że jest użyty do wyprowadzania z korkociągu. W tym przypadku należy unikać przechylenia skrzydła zewnętrznego w dół, co mogłoby prowadzić do momentu zgodnego z korkociągiem. Podczas II wojny światowej, kiedy rozmieszczano na skrzydle paliwo, działka, bomby i silniki, różnica  $I_{xx} - I_{yy}$  miała znak dodatni i w ten sam sposób używano steru wysokości do uzyskania ujemnej prędkości pochylania  $q$ .

Na rys. 6 podsumowano te wyniki i pokazano, że efektywność usterzenia kierunku w zatrzymywaniu korkociągu znacznie spada wraz ze wzrostem rozkładu mas wzdłuż kadłuba lub skrzydła. Ponieważ efektywność steru kierunku w zatrzymywaniu korkociągu zależy od zdolności steru

do wytworzenia opóźnienia odchylenia, jest ona tym mniejsza, im większe jest  $I_{zz}$ ; tak jak dla ekstremalnego rozkładu obciążenia wzdłuż samego kadłuba lub wzdłuż samego skrzydła. Przy przeciwnym wychyleniu steru kierunku następuje obniżenie skrzydła wewnętrznego w korkociągu, co w przypadku rozłożenia masy samolotu głównie wzdłuż skrzydeł powoduje niepożądany prokorkociągowy przyrost momentu wiązany z pojawieniem się odwrotnego działania. Kiedy masy samolotu są skupione wzdłuż kadłuba ( $I_{xx} - I_{yy}$  — ujemne), lotki zgodne z korkociągiem (drażek w prawo w prawym korkociągu) mogą być zastosowane ze sterem kierunku. Z doświadczeń NACA wiadomo, że jeżeli drażek jest ściągnięty podłużnie dosyć długo, pilot łatwiej zauważy różnicę między ruchem w korkociągu a powodowanym przez lotki przechyleniem. Gdy rozkład mas samolotu jest rozłożony wzdłuż skrzydła ( $I_{xx} - I_{yy}$  — dodatni), wychylenie steru wysokości w dół (drażek od siebie) może w ogólności towarzyszyć przy wyprowadzeniu. W oparciu o te informacje można oczekiwać, że efekt lotek dla wyprowadzenia z korkociągu może być odwrotny, gdy  $I_{xx} - I_{yy}$  zmienia znak z ujemnego na dodatni. Aktualnie, wiadomo, że efekt odwrotnego działania lotek

pojawi się w zakresie od 0 do  $\frac{I_{xx} - I_{yy}}{mb^2} \cdot 10^4 = -50$ ; dla-



Rys. 6. Wpływ rozkładu mas na optymalne wychylenia sterów do wyprowadzenia z korkociągu

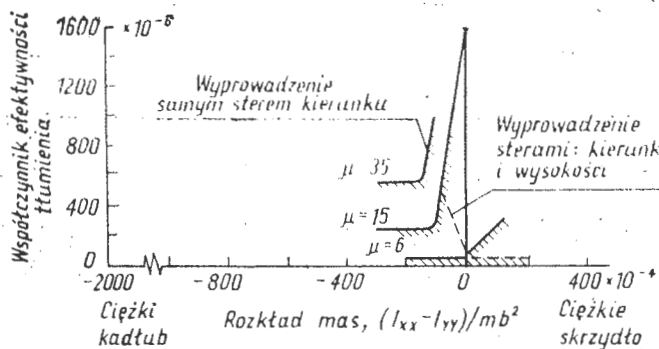
tego w tej okolicy przy lotkach zgodnych z korkociągiem (drażek w prawo przy prawym korkociągu) w ogólności spada prawidłowy efekt działania lotek i pojawia się odwrotny, a dla lotek wychylonych przeciwnie do korkociągu zjawisko jest podobne. Ten wynik jest spowodowany dodatkowym efektem towarzyszącym dodatniemu  $C_n \beta$  samolotu i rezultatem względnego prokorkociągowego przyrostu momentu odchyłającego, ponieważ taki przyrost pojawia się w wewnętrznym ślizgu, gdy lotki są zgodne z korkociągiem. Warunek ten przesuwa punkt odwrotnego działania lotek. Podobnie, dla odwróconego korkociągu badania tunelowe wykazują, że efekt lotek odwraca ujemną wartość  $I_{xx} - I_{yy}$  i punkt odwrotny pojawia się w okolicy  $\frac{I_{xx} - I_{yy}}{mb^2} \cdot 10^4 = -150$ , ponieważ nie zacięzione usterzenie

kierunku w układzie odwróconym daje większe  $C_n \beta$ .

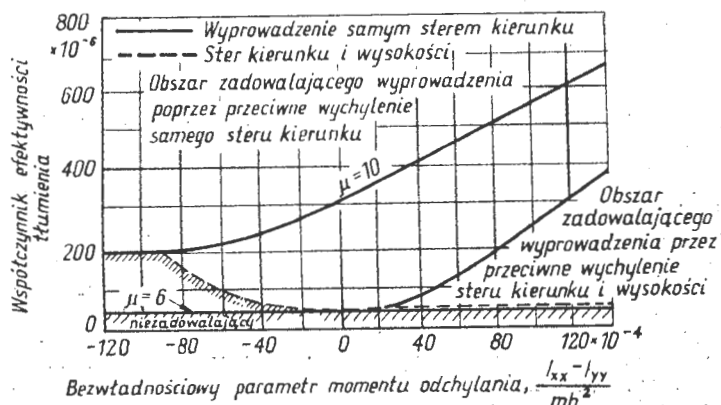
Punkt odwrotnego działania lotek dla korkociągu prostego i odwróconego może być zależny od wychylenia steru wysokości. Doświadczenia potwierdzają, że dla steru wysokości wychylonego do góry (względem ziemi) punkt odwrotnego działania lotek przesuwa się na bardziej ujemne wartości  $I_{xx} - I_{yy}$  niż dla steru wychylonego w dół.

Wykres na rys. 7 przedstawia podsumowanie najważniejszych czynników w korkociągu. Informacja zamieszczona na wykresie jest zgodna z aktualną literaturą. Dla ekstremalnych wartości obciążeń masami, przedstawionych na obu końcach skali, nie znaleziono kryteriów dla przewidywania efektywności sterów dla zadowalającego wyprowadzenia.

Opisane metody wyprowadzenia z korkociągu były omówione dla szczególnej konfiguracji rozkładu mas, ale, mimo to, wyprowadzenia mogą być trudne do zrealizowania. W locie samolot wchodzi w korkociąg wskutek przechylenia w zakres kątów natarcia ponad przeciągnięcie. Zazwyczaj jest to wykonywane tak, że samolot wykonuje dwa do pięciu zakrętów, do uzyskania pełnego korkociągu,



Rys. 4. Wymagania dla konstrukcji usterzenia



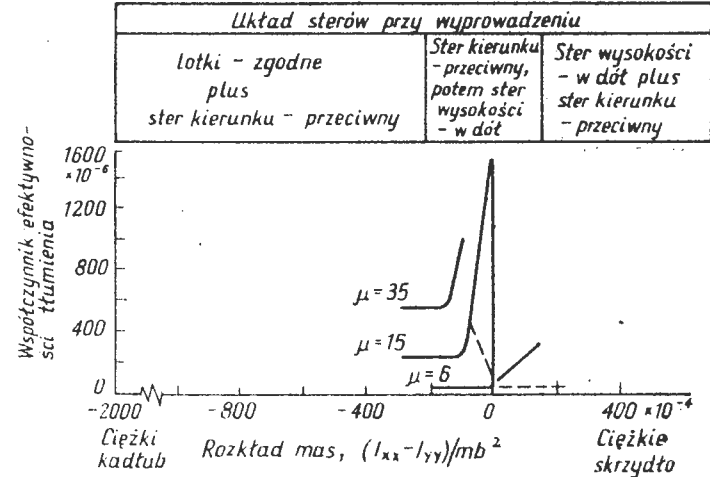
Rys. 5. Wymagania dla konstrukcji usterzenia kierunku dla samolotów lekkich



po pojawieniu się pierwszej zwiłki. Liczba zakrętów zależy od konfiguracji samolotu i techniki sterowania. Jeden ważny fakt powinien być zapamiętany: wyprowadzenia są znacznie łatwiejsze, kiedy są w początkowej fazie niż po wprowadzeniu w korkociąg. Dlatego wiele uwagi należy poświęcić technice ostrzegania o wejściu do korkociągu i metodach do unikania w pełni zrealizowanego korkociągu.

W raporcie NACA TN-2352 [3] przedstawiono informacje z badań korkociągów samolotów lekkich. Badania prowadzono dosyć rozległe, gdyż posłużyły do sprecyzowania wymagań w technice wyprowadzenia w przepisach CAR-3, które były pierwowzorem dla przepisów FAR 23.

Z obszernej liczby badań NACA wynika, że zadowala-



Rys. 7. Zestawienie najważniejszych czynników w korkociągu

jące wyprowadzenie można łatwo uzyskać, nawet jeżeli współczynnik efektywności tłumienia usterzenia nie jest duży, stosując w technice wyprowadzenia gwałtowne i pełne przeciwnie wychylenie steru kierunku — następujące ok. 1/2 zwiłki później po oddaniu drążka. Wyniki badań wskazują, że dla wyprowadzenia jedynie przez ustawienie sterów w neutrum, szczególnie dla tylnego położenia środka ciężkości, duża wartość współczynnika efektywności tłumienia przez usterzenie może dawać efekt odwrotny przy wyprowadzeniu. Dla ciężkiego kadłuba i małych TDPF przedwczesne oddanie drążka do przodu może opóźniać wyprowadzenie.

Powód, dla którego moment odchyłający jest najbardziej efektywnym środkiem w zatrzymywaniu korkociągu i rozpoczęciu wyprowadzenia może być wyjaśniony następującą analizą: jak już wcześniej stwierdzono, korkociąg może być rozważany w ogólności jako ruch na kącie natarcia między przeciągnięciem a  $90^\circ$ , gdzie skrzydła są prawie prostopadłe do osi korkociągu. Dla takiego ruchu, gdy jest przykładany antykorkociągowy moment odchyłający (ujemny dla prawego korkociągu) prędkość odchylenia  $r$  może być zmniejszona przez zwolnienie obrotów lub przez zmniejszenie kąta natarcia, lub obydwu, przy obu zmianach następuje wyprowadzenie z korkociągu. Te warunki pozwalają samolotowi wyjść ze stanu przeciągnięcia. Z drugiej strony, przyłożenie momentu pochylającego (ujemnego) może powodować ujemny przyrost w prędkości pochylania, zarówno przy pochylaniu nosa samolotu w dół, lub przez przechylenie w dół zewnętrznego skrzydła samolotu (lewe skrzydło w prawym korkociągu), lub obydwu.

Przechylenie lewego skrzydła w dół daje efekt odwrotny jeśli  $I_{xx} - I_{yy}$  jest ujemny; stąd prędkość odchylenia wzrasta, prędkość rotacji w korkociągu wzrasta, a kąt natarcia wzrasta zamiast maleć. A więc, odpowiedź na pochylający moment aerodynamiczny może być aktualny wzrost prędkości obrotowej  $\Omega$  w korkociągu, ponieważ bezwładność zadzierająca nos daje moment równoważący wzrost pochylającego momentu aerodynamicznego. Podobnie, zastosowanie przeciwkorkociągowego (ujemnego) momentu przechylającego może pochylać skrzydło zewnętrzne (lewe w prawym korkociągu) w dół i jeśli  $I_{xx} - I_{yy}$  jest ujemne, może być odwrotnie i prowadzić do wzrostu prędkości katowej wirowania i wzrostu kąta natarcia.

Zmiany grubości i krzywizny skrzydła w połączeniu z rozkładem mas mogą wpływać na właściwości samolotu w korkociągu podobnie jak lotki. Dodanie grubości czy zmiana krzywizny skrzydła powodują przy wprowadzeniu do korkociągu tendencję do bardziej wewnętrznego ślizgu,

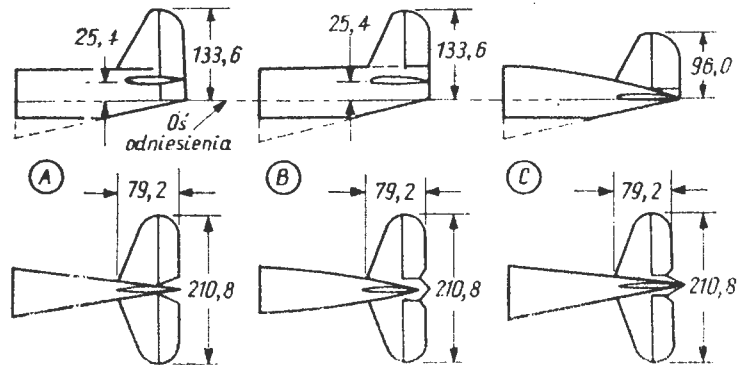
który może być zależny od tego czy masy są rozłożone wzdłuż samego kadłuba ( $I_{xx} - I_{yy}$  — ujemny), czy wzdłuż skrzydeł ( $I_{xx} - I_{yy}$  — dodatnie).

Dla niektórych samolotów, które da się wprowadzić do korkociągu, mogą występować duże trudności przy wyprowadzeniu. W pewnych przypadkach konstruktorzy stosują spoilery, deflektory, sloty, opuszczanie krawędzi natarcia (zakrzywianie noska) lub poszerzenie cięciwy. Spoilery są mało efektywne w korkociągu, ponieważ są zacienione. Dają one bardzo mały moment przechylający i przy wyprowadzaniu z korkociągu nie mogą zastępować lotek. Nieuważne ustawienie drążka poprzecznie, przeciwnie do korkociągu, mogłoby spowodować efekt od spoilerów przeciwny do lotek. Kombinacja spoiler—deflektor daje podobny efekt, ponieważ opór i odpowiadające odchylenie aerodynamiczne wprowadzają do korkociągu [9]. Wysunięcie slotów prowadzi do efektu podobnego jak dla lotek zgodnych z korkociągiem, w którym wychyla się w prawo przy prawym korkociągu [10]. Odchylenie krawędzi natarcia w dół i poszerzenie cięciwy mogą mieć ten sam skutek w krytycznych przypadkach i ich efekt powinien być zgodny z momentem przechylającym odpowiadającym przechyleniu skrzydła w korkociągu. Inne doświadczenia w tunelu aerodynamicznym wykazały, że różnicowo pracujące usterzenie wysokości może być skuteczne przy wyprowadzaniu z korkociągu i zastępować działanie lotek.

Badania wpływu położenia środka ciężkości na charakterystyki korkociągu dla modeli dolnopłatów podano w raporcie NACA 672 [4].

Przesuwanie środka ciężkości do przodu daje bardziej stromy korkociąg, wzrost  $\Omega b/2V$  i polepsza wyprowadzenie; podobnie przesunięcia środka ciężkości do tyłu daje tendencje do wypłaszczenia korkociągu, zmniejsza  $\Omega b/2V$  i opóźnia wyprowadzenie.

Raport z tej samej serii badań: NACA 691 [5] pokazuje wpływ relatywnej gęstości samolotu. Wyniki z tego raportu są takie jak w większości przypadków: wzrost gęstości względnej prowadzi do wypłaszczenia korkociągu, podwyż-



Badania układów usterzeń

Rys. 8. Wpływ różnych usterzeń na właściwości wyprowadzenia z korkociągu

sza prędkości, obniża wartość  $\Omega b/2V$  i opóźnia wyprowadzenie.

Szczegółowe badania przedstawione w raporcie NACA TN-570 [6] zawierają wyniki wpływu różnych układów usterzenia na charakterystyki korkociągu dla modeli dolnopłatów. Wyniki tych badań informują, że zredukowanie długości ogona działa na korkociąg następująco: podwyższa kąt natarcia, zwiększa wartość  $\Omega b/2V$  i zmniejsza prędkość opadania. Wyprowadzenie z korkociągu zależy w sposób krytyczny od dokładnego umieszczenia usterzenia kierunku. Małe zmiany w układzie usterzenia mogą zmieniać charakterystyki korkociągu w dość szerokim zakresie, z wyjątkiem charakterystyk otrzymanych z bocznego ślizgu. Na rys. 8 usterzenie typu B daje bardziej stromy korkociąg niż usterzenie A, z zadowalającym wyprowadzeniem dla obu usterzeń, a usterzenie typu C daje wolniejsze wyprowadzenie.

Wpływ takich urządzeń antykorkociągowych jak krawędzie czy płetwy grzbietowe można znaleźć w raporcie NACA TN-1779 [11]. Efektywność krawędzi antykorkociągowych przy wyprowadzeniu z korkociągu polega głównie na tym, że powierzchnia kadłuba poniżej krawędzi staje się efektywna w tłumieniu rotacji korkociągu. Stopień polepszenia charakterystyk wyprowadzenia z korkociągu przez zastosowanie krawędzi zależy od współczynnika TDPF i od rozkładu mas. Płetwy grzbietowe mają mały wpływ na korkociąg i charakterystyki wyprowadzenia.

Aerohydrodynamiczne badania (II)

- 1 — model aerospężysty, m. do badań aerospężystości
- 2 — m. dynamicznie podobny
- 3 — m. do badań przy swobodnym spadaniu
- 4 — m. swobodnie latający
- 5 — m. (swobodnie latający) do badań korkociągu
- 6 — m. połowy rozpiętości (płata)
- 7 — m. zdalnie sterowany
- 8 — m. z napędem
- 9 — podziałka modelu
- 10 — tunel aerodynamiczny
- 11 — t. (a.) okresowego działania
- 12 — t. (a.) o działaniu ciągłym
- 13 — t. otwarty, t. przelotowy
- 14 — t. obiegowy, t. o obiegu zamkniętym
- 15 — t. o swobodnym strumieniu
- 16 — t. o zamkniętej przestrzeni pomiarowej, t. o ujętym strumieniu
- 17 — t. indukcyjny, t. inżektorowy
- 18 — t. podciśnieniowy, t. wysokościowy
- 19 — t. nadciśnieniowy
- 20 — t. niskich temperatur, t. z chłodzeniem
- 21 — t. azotowy
- 22 — t. o przepływie płaskim
- 23 — t. dymowy
- 24 — t. korkociągowy
- 25 — t. pionowy
- 26 — t. do badań wpływu podmuchów
- 27 — t. do badań w naturalnej wielkości
- 28 — t. małych prędkości
- 29 — t. dużych prędkości
- 30 — t. naddźwiękowy
- 31 — t. o gładkich ściankach
- 32 — rura uderzeniowa
- 33 — adiabatyczna r.u.
- 34 — hipersoniczna r.u.
- 35 — zbiornik sprężonego powietrza
- 36 — z. próżniowy
- 37 — kolektor, konfuzor, dysza
- 38 — stosunek kontrakcji, s. zwężenia
- 39 — dyfuzor
- 40 — kąt (rozwarcia) dyfuzora
- 41 — kolano, naroże
- 42 — kierownice, łopatki kierujące
- 43 — prostownica ulowa, ulownica
- 44 — przestrzeń pomiarowa otwarta, p.p. ze strumieniem swobodnym
- 45 — romboidalna część przepływu nie zakłóconego (w przestrzeni pomiarowej)
- 46 — tłumik hałasu
- 47 — tunel wodny, kanał wodny
- 48 — t.w. wysokiego ciśnienia
- 49 — t.w. kawitacyjny
- 50 — kanał do badań metodą analogii hydraulicznej
- 51 — kanał wodny
- 52 — (modelowy) basen holowniczy
- 53 — b.h. do badań wodnosamolotów

Aerohydrodynamical tests (II)

- 1 — aeroelastic model
- dynamically scaled m., inertial m., dynamic m.
- 3 — free-fall m.
- 4 — free (-flight) m.
- 5 — (free) spinning m., spin-able) m.
- 6 — half-span m.
- 7 — remote-controlled m.
- 8 — thrusted m., self-propelled m.
- 9 — m. scale
- 10 — wind tunnel
- 11 — blow-down w.t., blow-off w.t., intermittent-type w.t.
- 12 — continuous (flow) w.t.
- 13 — non return-flow w.t., open-circuit w.t.
- 14 — return circuit w.t., closed c. w.t., closed layout w.t.
- 15 — free-jet w.t., open-jet w.t.
- 16 — closed-jet w.t., c-throat w.t.
- 17 — induction-driven w.t., injection-d. w.t., ejection-type w.t., induced (flow)-type w.t.
- 18 — (high-) altitude w.t., low-density w.t.
- 19 — high-pressure w.t.
- 20 — cryogenic w.t.
- 21 — nitrogen w.t.
- 22 — two-dimensional w.t.
- 23 — smoke (-jet) w.t.
- 24 — (free-) spinning w.t., spin w.t.
- 25 — vertical w.t.
- 26 — gust w.t.
- 27 — full-scale w.t.
- 28 — low-speed w.t.
- 29 — high-speed w.t.
- 30 — supersonic w.t.
- 31 — flexible-walled w.t.
- 32 — shock tunnel
- 33 — gun tunnel
- 34 — hypersonic s. t., hypervelocity s.t.
- 35 — compressed-air reservoir
- 36 — vacuum reservoir, v. container, v. chamber
- 37 — collector, nozzle
- 38 — contraction ratio
- 39 — diffuser
- 40 — d. cone angle
- 41 — elbow
- 42 — fan straighteners
- 43 — honeycomb s.
- 44 — open-type working section
- 45 — test diamond
- 46 — silencer
- 47 — hydrodynamic tunnel, water t., wet wind t.
- 48 — high-pressure water t.
- 49 — cavitation (water) t.
- 50 — hydraulic-analogy channel
- 51 — water channel
- 52 — towing tank, model tank, test tank, model basin, tow b.
- 53 — seaplane (towing) tank, s. t. basin

Aerohydrodynamische Versuche (II)

- 1 — (das) aeroelastisches Modell
- 2 — (das) dynamisch gleiches M.
- 3 — das Freifallmodell
- 4 — das Freiflugmodell
- 5 — das (freies) Trudelmodell
- 6 — das Halbspannweitenmodell
- 7 — (das) ferngelenktes M.
- 8 — das M. mit dem Antrieb
- 9 — das Modellverhältnis, der Modellmassstab
- 10 — der Windkanal
- 11 — (der) intermittierend arbeitender W., der intermittierende W.
- 12 — (der) kontinuierlich arbeitender W., der W. kontinuierlicher Wirkung
- 13 — (der) offener W.
- 14 — der Rückstromkanal, der Rundlaufkanal, der W. mit Rückführung, (der) geschlossener W.
- 15 — der Freistrahwindkanal
- 16 — der W. mit der geschlossenen Messstrecke
- 17 — der Injektor-W.
- 18 — der Vakuum-W., der Vakuumkanal, der Unterdruckkanal
- 19 — der Überdruckkanal
- 20 — der Kältenwindkanal
- 21 — der Stickstoff-W.
- 22 — der Ebenströmung-W.
- 23 — der Rauch(wind)kanal
- 24 — der Trudel-W.
- 25 — der Vertikalwindkanal
- 26 — der Turbulenz-W.
- 27 — der Naturgrößen-W.
- 28 — der Niedergeschwindigkeits-W.
- 29 — der Hochgeschwindigkeits-W.
- 30 — der Überschall-W.
- 31 — der W. mit biegeformigen Wänden
- 32 — das Stossrohr, das Stosswellenrohr, der Stosswellen-W.
- 33 — der Gun-Tunnel, die Gun-Tunnel Anlage
- 34 — das Hyperschall-Stossrohr
- 35 — der Hochdruckbehälter, der Kessel, der Luftspeicher, das Überdruckgefäß
- 36 — der Vakuumbehälter, der Vakuumkessel, die Vakuumkammer
- 37 — die Düse, die Kontraktionssteil
- 38 — das Kontraktionsverhältnis, die Kontraktionsziffer
- 39 — der Diffusor, der Diffuseur
- 40 — der Diffusorwinkel
- 41 — der Krümer
- 42 — das Leitgitter
- 43 — der Wabengleichrichter, das Bienen-Strahlregler, das Wabennetz
- 44 — (die) offene Messstrecke, die Freistrahlmessstrecke
- 45 — der Messrhombus
- 46 — der Schalldämpfer, der Geräuschfilter
- 47 — der Wasserkanal
- 48 — der Hochdruck-Wasserkanal
- 49 — der Kavitations-Wasserkanal
- 50 — die Wasseranalogie-Versuchsanlage
- 51 — der Wasserkanal
- 52 — der Schleppkanal, die Schleppanstalt
- 53 — der Seeflugzeug-Schleppkanal

Аэродинамические испытания (II)

- 1 — аэроупругая модель
- 2 — динамически подобная м.
- 3 — свободно падающая м.
- 4 — с. летающая м., м. для испытаний в свободном полете
- 5 — с. створящая м.
- 6 — м. полукрыла
- 7 — телеуправляемая м., дистанционно управляемая м.
- 8 — м. с двигателем
- 9 — масштаб модели
- 10 — аэродинамическая труба
- 11 — а. т. периодического действия
- 12 — а. т. непрерывного действия
- 13 — а. т. прямого действия, незамкнутая а. т., а. т. открытого типа
- 14 — а. т. замкнутого типа
- 15 — а. т. со свободной струей
- 16 — а. т. с закрытой рабочей частью
- 17 — а. т. эжекторного типа
- 18 — высотная а. т., вакуумная а. т., а. т. с потоком разреженного газа
- 19 — а. т. большого давления
- 20 — криогенная а. т., а. т. с охлаждением
- 21 — азотная а. т.
- 22 — плоская а. т.
- 23 — дымовая а. т.
- 24 — штопорная а. т.
- 25 — вертикальная а. т.
- 26 — а. т. для изучения влияния порывов ветра
- 27 — а. т. для испытаний натуральных объектов
- 28 — а. т. малых скоростей
- 29 — а. т. больших скоростей
- 30 — сверхзвуковая а. т.
- 31 — а. т. с гибкими стенками
- 32 — ударная (а.) г.
- 33 — адиабатическая у. т.
- 34 — гиперзвуковая у. т.
- 35 — камера высокого давления, резервуар со сжатым воздухом
- 36 — вакуумный резервуар
- 37 — сопло, насадок, суживающаяся часть
- 38 — коэффициент сужения, относительная площадь сужающего насадка
- 39 — диффузор
- 40 — угол раствора диффузора
- 41 — колено
- 42 — решетка направляющих лопаток
- 43 — спрямляющая решётка
- 44 — открытая рабочая часть
- 45 — ромб измерений, ромбическая часть невозмущенного потока
- 46 — шумоглушитель
- 47 — гидродинамическая труба, гидротруба, гидроканал, гидрлоток
- 48 — гидротруба высокого давления
- 49 — кавитационная гидротруба
- 50 — гидроканал для исследований методом гидравлической аналогии
- 51 — гидроканал, гидрлоток
- 52 — опытный бассейн, гидроканал
- 53 — бассейн для протасков моделей гидросамолетов

## Zielone światło dla polskich skrzydeł

Dr JAN LASOŃ

Już od wielu lat na łamach polskich czasopism oraz w zainteresowanych instytucjach toczy się dyskusja nt. dynamicznego i skuteczniejszego rozwoju polskiego transportu lotniczego<sup>1)</sup>. Szczególnie widać to w dyskusji nad pięcioletkami oraz w dyskusjach po VI i VII Zjeździe PZPR. Również Wytyczne VIII Zjazdu podjęły trudny problem dotyczący rozwoju polskiego lotnictwa, w tym także transportu lotniczego PRL. Jeden z głównych problemów to zmniejszenie różnicy między wzrostem potrzeb przewożonych a możliwościami transportu, m.in. przez dalszy wzrost bazy obsługi pasażerów i towarów, modernizację naziemnej infrastruktury lotniczej gwarantującej bezpieczeństwo lotów, rozwijanie przemysłu lotniczego pracującego w kooperacji z ZSRR (w tym także samolotów do komunikacji międzywojewódzkiej). Wymagać to będzie jednak dostosowania transportu lotniczego do nowych potrzeb wynikających z przyspieszonego rozwoju kraju i poszczególnych jego regionów, a także z przewyższenia historycznych opóźnień w rozwoju sieci transportowej.

Rozwój lotnictwa jest problemem bardzo złożonym i kosztownym, kontrowersyjnym i niełatwym do rozwiązania. Mimo to trzeba wykorzystać nową szansę rozwinięcia polskich skrzydeł, stworzenia realniejszych podstaw ich rozwoju oraz poprawienia jakości i efektywności lotniczych usług krajowych i zagranicznych. Ambitnym celem polskich skrzydeł powinno być osiągnięcie pozycji na miarę potrzeb naszej gospodarki i miejsca Polski w świecie. Wynika to także z konieczności nadrobienia zaległości w stosunku do wysoko uprzemysłowionych krajów oraz dostosowania polskiej komunikacji lotniczej do dynamicznego rozwoju społeczno-politycznego i gospodarczego Polski, jak również do jej handlu zagranicznego z większością krajów świata na miarę aspiracji nowoczesnego kraju.

Temat artykułu jest zbyt obszerny, by go omówić szczegółowo. Niemniej kompleksowe omówienie w zarysie rozwoju PLL LOT i komunikacji lotniczej PRL, jak i polskiego transportu lotniczego na tle świata, a także niektórych czynników intensyfikacji tego rodzaju transportu pozwoli na zrozumienie istniejącego stanu i uzasadnienie konieczności nadrobienia dotychczasowych zaległości w sferze produkcji i usług.

Początki komunikacji lotniczej sięgają 1919 r. W Polsce już 10 maja 1921 r. utworzono towarzystwo Aerotarg, mające zapewnić przewozy lotnicze w okresie Targów Poznańskich. 5 września 1922 r. rozpoczęło regularne loty pasażerskie nowe towarzystwo Aero-Lloyd, które w 1925 r. zmieniło nazwę na Aerolot. W tym samym roku powstaje drugie towarzystwo Aero, które działa do końca 1928 r. 1 stycznia 1929 r. powstają Polskie Linie Lotnicze LOT, jako spółka państwowo-samorządowa, integrująca lotniczą działalność przewoźową w naszym kraju. Jak na ówczesne czasy mieliśmy szeroką i aktywną sieć lotniczych połączeń. W latach 1929÷1938 sieć połączeń LOT-u wzrosła z 2900 km do 10 200 km. W przeddzień wybuchu II wojny światowej samoloty LOT-u latały regularnie do 14 państw. Najpierw były to Junkersy, a potem Fokkery, a od 1933 r. polskie czteromiejscowe PWS-24. W 1938 r., po raz pierwszy w historii naszego kraju, worki z pocztą lotniczą powędrowały

polskim, samolotem bezpośrednio z Ameryki do Warszawy. Uruchomienie regularnego połączenia lotniczego Polska—Ameryka przez południowy Atlantyk miało nastąpić w 1940 r. W 1931 r. PLL LOT wstąpiły do Międzynarodowego Zrzeszenia Przewoźników Powietrznych — IATA.

### Zrywy w rozwoju transportu lotniczego PRL

Jeszcze trwały walki na frontach II wojny światowej, gdy w 1944 r. pod auspicjami PKWN uruchomiono loty łącznikowe, kurierskie i przewozy pasażerskie z Lublina do Rzeszowa, Jarosławia, Przemyśla, Krakowa, Lwowa, Wilna i Moskwy, a nawet do Siedlec, Bilgoraja i Sandomierza. 25 marca 1945 r. ukazał się dekret Rady Ministrów o utworzeniu przedsiębiorstwa państwowego PLL LOT, które stopniowo przejmowało komunikację lotniczą od wojska. Początkowy okres dla PLL LOT był bardzo trudny. Latano wyłącznie na samolotach tłokowych Li-2 i Il-14, a lotniska cywilne były zaniedbane i niejednokrotnie większe baraki zastępowały dworce lotnicze obsługujące zarówno ruch krajowy, jak i zagraniczny (w 1946 r. uruchomiono stałą linię lotniczą na trasie Warszawa—Berlin). Pierwszym poważniejszym zrywem rozwoju cywilnego transportu lotniczego PRL była uchwała Rady Ministrów z 13 kwietnia 1959 r., powołująca Zarząd Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych. Do wyposażenia polskiego lotnictwa cywilnego wprowadzono nowe samoloty turbośmigłowe i odrzutowe (np. Il-18, An-24, Tu-134) oraz zmodernizowano wiele krajowych lotnisk, stopniowo dostosowując je do obsługi nowoczesniejszych samolotów.

W latach siedemdziesiątych widać dynamiczny wzrost głównie międzynarodowej komunikacji lotniczej PLL LOT. po zakupie transkontynentalnych odrzutowców Il-62 i uruchomieniu 16 kwietnia 1973 r. cieszącej się dużym powodzeniem linii na kontynent amerykański. Wiosną 1974 r. oddano do użytku pierwszy etap całkowicie nowoczesnego lotniska i dworca lotniczego w Gdańsku-Rębiechowie, zbudowano Centrum Kontroli Ruchu Lotniczego, uruchomiono dalsze nowe porty lotnicze w Słupsku i Zielonej Górze. Porty lotnicze w Poznaniu, Krakowie i Rzeszowie przystosowano do stałej komunikacji międzynarodowej, a w Katowicach i Szczecinie — do sezonowych, międzynarodowych przewozów turystycznych. Stopniowo cywilne porty lotnicze (w Warszawie i Gdańsku) włączały się do międzynarodowego systemu automatycznego natychmiastowej rezerwacji miejsc w samolotach przez podłączenie urządzenia o nazwie Gabriel do Centralnego Ośrodka Komputerowego w Atlancie (USA). Coraz częściej zawiera się umowy o współpracy PLL LOT z innymi towarzystwami lotniczymi wielu krajów (np. podpisana 2 czerwca 1979 r. umowa między PLL LOT a Air France). W latach 1971÷1975 PLL LOT osiągnęły jeden z najwyższych wskaźników wzrostu przewozów pasażerów. Przewozy lotnicze pasażerów wzrosły o 49% w skali światowej, we wspólnocie socjalistycznej o 116%, a my osiągnęliśmy wzrost aż o 185%<sup>2)</sup>. W latach 1970÷1973 zwiększono udział samolotów odrzutowych w oferowanej pracy przewoźowej z 32 do 68%, a średnia szybkość podróży pasażerów LOT-u wzrosła z 450 do 620 km/h. Przy wzroście majątku trwałego o 60% i personelu o 23%, praca przewoźowa LOT-u w 1973 r. w porównaniu z 1970 r. wzrosła o blisko 100%, liczba pasażerów — o 67%, wpływ — o 80%, a akumulacja podstawowa — o 280%<sup>3)</sup>. Coraz częściej można też spotkać takie artykuły, jak LOT — powietrznym mostem porozumienia, LOT-em — coraz bliżej, Transport lotniczy — przyspiesza i bogaci, itd.

<sup>1)</sup> W. Jorma: Nie ma innego wyjścia. *Skrzydłata Polska* nr 43/1979; W. Kozłowiec: Antypody — ale także i Gubałówka. *Zołnierz Wolności* nr 197/1972; J. Lasoń: Transport powietrzny w Polsce — futurologiczny warunek nowoczesności i postępu. *Technika Lotnicza i Astronautyczna* nr 11/1974; J. Lasoń: Przemysł samochodowy czy lotniczy? *Wektory* nr 5/1972; E. Orciszewski: Burzliwy rozwój LOT i hamulce na lotniskach. *Zołnierz Wolności* nr 208/1975; J. Smoleński: Lot i lądowanie. *Życie Warszawy* nr 72/1976; W. Wionczek: Zdolność realistycznego myślenia. *Skrzydłata Polska* nr 16/1979; W. Wionczek i H. Zwirko: Uczepmy się samolotów. *Życie Warszawy* nr 292/1975; W. Wionczek: Modernizacja Okęcia i co dalej? *Skrzydłata Polska* nr 25/1979 oraz inne artykuły jak: Okęcie pęka w szwach, Sny o potędze, Lotnictwo wąskotorowe, Lubelskie dni lotu itd.

<sup>2)</sup> W. Jorma: Nie ma innego wyjścia. *Skrzydłata Polska* nr 43/1979, s. 9.

<sup>3)</sup> H. Kucharski: Dwie strony LOT-owskiego medalu. *Skrzydłata Polska* nr 48/1974, s. 5.



Od czasu do czasu powracają jednak koncepcje ograniczenia tempa rozwoju cywilnego transportu lotniczego. Istniały np. tendencje do ograniczania tego rodzaju transportu w przewozach krajowych do rozmiarów, w których może je dofinansować samo przedsiębiorstwo z nadwyżek wygospodarowanych z linii zagranicznych. Utożsamiano też nierentowność przedsiębiorstwa PLL LOT na liniach krajowych z nieopłacalnością tej działalności w rachunku społecznym. Ponadto celowo wydawano przepisy ograniczające korzystanie z samolotów jako nieuzasadnioną stratę pieniędzy (np. w podrózach służbowych), co z kolei powodowało jeszcze mniejszą frekwencję pasażerów na liniach krajowych.

W wyniku nieprzemyślanych decyzji liczba pasażerów przewiezionych na liniach krajowych spadła z 998 tys. w 1973 r. do 515 tys. w 1974 r., co oznacza, że prawie pół miliona pasażerów zamiast z samolotu skorzystało z innych środków transportowych<sup>4)</sup>. Ponadto w jednym z tygodników czytamy: „W związku ze zmniejszeniem się zapotrzebowania na lotniczych liniach krajowych, spowodowanego podwyżką taryf, uległy zawieszeniu na okres jesienno-zimowy loty na tzw. liniach bocznych łączących miasta południowe z północnymi z pominięciem Warszawy oraz ograniczona została liczba rejsów na liniach łączących Warszawę z portami terenowymi”<sup>5)</sup>. Powodem tego było m.in. zarządzenie ministra Komunikacji z 25 września 1973 r., wprowadzające z dniem 1 listopada 1973 r. podwyżki w lotniczych taryfach krajowych w sprawie opłat za przewóz pasażerów, bagażu i przesyłek towarowych<sup>6)</sup>. Mimo wprowadzenia z dniem 1 grudnia 1973 r. zniżek dla grupowych przewozów ponad 20 osób oraz 30% zniżki dla tras bocznych i 50% dla młodzieży sytuacja nie uległa poprawie, a to ze względu na zbyt wygórowane opłaty za przewóz w stosunku do innych rodzajów transportu.

Te i inne decyzje spowodowały, że cywilne lotnictwo transportowe rozwijało się raczej zrywami, a na liniach krajowych wręcz skokami, czego przykładem może być długość linii lotniczych PLL LOT w ruchu krajowym w poszczególnych latach: 1946 r. — 1982 km, 1954 r. — 3344 km, 1958 r. — 1805 km, 1963 r. — 1562 km, 1969 r. — 5618 km, 1973 r. — 3117 km, 1977 r. — 6453 km, 1978 r. — 5592 km. Liczba obsługiwanych przez PLL LOT miast w ruchu krajowym spadła z 10 w 1951 r. do 6 w 1963 r. Również notowano gwałtowny spadek przewozu pasażerów w ruchu krajowym, np. w 1958 r. przewieziono tylko 89 tys. osób, podczas gdy w 1957 r. z usług PLL LOT skorzystało 183 tys. pasażerów. Dotyczy to także lat 1973 i 1974. Ponadto całkowita praca przewozowa PLL LOT na liniach krajowych odbywała się skokami i tak: w 1957 r. wykonano 5032 tkm, w 1958 r. — 2469 tkm, w 1962 r. — 4015 tkm, w 1963 r. — 3783 tkm, w 1973 r. — 30 171 tkm, a w 1974 r. tylko 16 132 tkm<sup>7)</sup>.

Najbardziej kontrowersyjnym problemem są lotniska. Wymagają one stosunkowo dużych nakładów inwestycyjnych, zaś ich stan obecny musi ulec znacznemu polepszeniu. Już wiele międzynarodowych towarzystw lotniczych protestuje przeciw standardowi obsługi, jaki im oferują niektóre nasze lotniska (poza Rębiechowem). Jedną dobrą inwestycją po II wojnie światowej jest lotnisko dla Trójmiasta w Rębiechowie — port lotniczy, który będzie mógł przyjmować nawet pasażerskie naddźwiękowe komunikacyjne, obejmując w 1982 r. ruch pasażerski do 550 tys. osób i ok. 0,8 tys. ton towarów, a w 2000 r. podwyższy się ruch pasażerski do ok. 2 mln pasażerów. Niestety, poza tym nowym lotniskiem i zwiększonym taborem latającym, nie następuje równocześnie rozwój lotnisk i zaplecza lotniskowego i pod tym względem mamy dużo do odrobienia, jeśli chcemy konkurować nie tylko z krajami wysoko uprzemysłowionymi, ale i znacznie mniej zaawansowanymi. Trudno więc zrozumieć, dlaczego w *Roczniku Statystycznym 1979* (s. 282) w ogólnych nakładach inwestycyjnych w uspołecznionym transporcie i łączności nie ma transportu lotniczego PRL. Czyżby były tak małe nakłady, że wstydziłoby się wykazywać je w oddzielnej pozycji?

Najwięcej kontrowersji wśród społeczeństwa polskiego już od wielu lat wywołuje cywilne lotnisko dla aglomeracji warszawskiej. Dotychczasowy dworzec lotniczy na Okęciu, zbudowany w 1969 r. i zaprojektowany na 700 tys. ± 1 mln pasażerów, a następnie rozbudowany i zmoderni-

zowany do możliwości przyjęcia rocznie maksymalnie do 1,5 mln pasażerów, nie zabezpieczy w latach osiemdziesiątych przewidywanego wzrostu ruchu pasażerów i towarów, który przypuszczalnie wzrośnie 2-3-krotnie. Potwierdził to 31 października 1974 r. Zespół Poselski Stolicy, zalecając budowę poza miastem lotniska międzynarodowego dla naszej stolicy<sup>8)</sup>.

W Biurze Studiów i Projektów prowadzone są wstępne prace nad budową takiego lotniska w latach osiemdziesiątych z tym jednak, że do tej chwili największym problemem były postanowienia co do jego lokalizacji. 27 kwietnia 1979 r. na posiedzeniu Prezydium Rządu powzięto decyzję o modernizacji i rozbudowie lotniska Warszawa-Okęcie, na co wyasygnowano 500 mln złotych (z tego prawie połowę na modernizację i rozbudowę dróg startowych i komunikacyjnych). Prace te przewiduje się zakończyć w drugiej połowie 1980 r. Jest to szybkie „łatanie dziur” w palących potrzebach dla ratowania sytuacji, zanim rozpocznie się zapowiedzianą budowę Okęcia II, nowego portu dla Warszawy.

Niezależnie od tych tzw. trudności obiektywnych w polskim transporcie lotniczym, spotykamy się prawie na co dzień z tzw. trudnościami subiektywnymi, np.: niepункtualność lotów (w 1973 r. co czwarty LOT-owski samolot był opóźniony i to nie z przyczyn atmosferycznych), niski standard usług świadczonych na rzecz pasażerów i ładunku (brak hoteli, pomieszczeń biurowych i do obsługi pasażerów, niskie kwalifikacje i kultura niektórych pracowników obsługujących bezpośrednio pasażerów), brak nowoczesnego zaplecza technicznego, handlowego i eksploatacyjnego na większości lotnisk komunikacyjnych (niedoinwestowanie zaplecza, brak magazynów i odpowiednich warunków do pracy załóg, nieodpowiednie i zniszczone drogi dojazdowe do portów lotniczych i na lotniska itp.), zbyt powolne wprowadzanie do transportu lotniczego naukowej organizacji pracy (brak odpowiednich komputerów i urządzeń do mechanicznego przetwarzania danych, niedostateczna koordynacja poszczególnych zamierzeń, opieszale wdrażanie procesów integracyjnych, zła organizacja pracy na niektórych stanowiskach roboczych, częste naruszanie dyscypliny pracy itd.), niewystarczające rezerwy (kadrowe, części zamiennych do sprzętu latającego i nawigacyjnego, niedostateczna liczba i jakość schodków, wózków bagażowych, podnośników, transporterów itp.).

W latach osiemdziesiątych nie może się powtórzyć sytuacja, jaka miała miejsce z samolotami Il-62, dla których nie zabezpieczono urządzeń do szybkiego przeładunku. Jeszcze dzisiaj wiele osób twierdzi, że w Polsce łatwiej jest kupić samolot niż zdobyć wyposażenie niezbędne do jego eksploatacji. Trzeba zdawać sobie sprawę z tego, że nie wystarczy kupować samoloty pasażerskie i budować lotniska, bo efekty tego działania przy wadliwych i krótkowzrocznych decyzjach i nieoptymalnej strukturze organizacyjnej oraz braku naukowej organizacji pracy mogą być niewspółmierne do ponoszonych na nie nakładów. Zachodzi więc konieczność wszechstronnego i kompleksowego uwzględniania wszystkich aspektów dotyczących tego rodzaju transportu, w tym także w odniesieniu do jego rozwoju w skali światowej i przyszłościowej. Musimy bowiem uwzględnić potrzeby Polski jutra, która wśród wielu krajów świata zdążyła do nowoczesności i postępu w walce z czasem i przestrzenią. Jest więc konieczne obiektywne rozpatrywanie naszej komunikacji lotniczej nie tylko w aspekcie własnego kraju, ale także w odniesieniu do innych prężnych gospodarczo państw świata, które w tym zakresie znacznie nas wyprzedzają, mimo że są na niższym poziomie rozwoju gospodarczego.

## Polska komunikacja lotnicza na tle świata

Transport lotniczy PRL, mimo jego dotychczasowego tempa wzrostu, nie odpowiada nie tylko rozwojowi innych gałęzi gospodarki i poziomowi rozwoju społecznego Polski, ale i postępowi oraz nowoczesności, jakie dokonują się w ostatnim okresie w tej sferze produkcji i usług na świecie. Mimo niewątpliwych osiągnięć naszego cywilnego lotnictwa transportowego w ostatnich dziesięciu latach, daleko nam jeszcze do współczesnych cywilizacji wielu państw świata. O ile pod względem globalnej produkcji dóbr materialnych kraj nasz oscyluje w granicach 10 miejsca w świecie, to w przewozach lotniczych znajdujemy się dopiero na 42 miejscu, ustępując wielu innym krajom o znacznie mniejszych wskaźnikach ludnościowych, powierzchniowych i rozwojowych (gospodarczo i społecznie). Dla przykładu można podać, że w przeliczeniu na mieszkańca kraju, ruchliwość

<sup>8)</sup> J. Smoleński: Lot i lądowanie. *Zycie Warszawy* nr 305/1976, s. 1.

<sup>4)</sup> W. Wionczek, H. Żwirko: Uczepmy się samolotów. *Zycie Warszawy* nr 292/1975, s. 4.

<sup>5)</sup> *Skrzydłata Polska* nr 48/1973, s. 6.

<sup>6)</sup> *Skrzydłata Polska* nr 44/1973, s. 2.

<sup>7)</sup> *Skrzydłata Polska* nr 33/1979, s. 21.

ludności w krajowej komunikacji lotniczej w Polsce wynosiła w 1971 r. 0,03 i należała do najniższych w świecie, a w: USA — 0,7, Islandii i Australii — 0,5, Norwegii — 0,4, ZSRR i Kanadzie — 0,3, Szwecji i Finlandii — 0,2, Wielkiej Brytanii, Grecji i Portugalii — 0,1<sup>9)</sup>.

W 1978 r. PLL LOT wykonały pracę przewozową równą prawie 240 mln tonokilometrów, co stawia naszego przewoźnika na 48 miejscu wśród 107 towarzyszów przewoźnych w IATA<sup>10)</sup>. Warto też przypomnieć, że wśród przewoźników lotniczych zrzeszonych w IATA sprzęt latający PLL LOT stanowi niecałe 0,5%, a pasażerowie — zaledwie 0,3%<sup>11)</sup>. Z porównania pracy przewozowej wykonywanej przez PLL LOT i inne przedsiębiorstwa lotnicze na jednego mieszkańca wynika, że nasz kraj znajduje się prawie na ostatnim miejscu w Europie. Konfrontując prognostyczne dane krajowe ze wskaźnikami w skali światowej dochodzimy do wniosku, że przewozy lotnicze w przeliczeniu na 1 statystycznego mieszkańca w Polsce mogą osiągnąć przeciętną światową dopiero ok. 1990 r. Na początku 1975 r. przewozy lotnicze (licząc w pasażerokilometrach na jednego statystycznego mieszkańca) wynosiły: w skali światowej — 144, europejskiej — 220, krajowej — 20. A zatem w naszym kraju wskaźnik przewozów lotniczych był w tym okresie 11-krotnie niższy od średniej europejskiej i 7-krotnie niższy od średniej światowej. Wielkość i zakres polskiego transportu lotniczego na tle świata przedstawiono w tablicy<sup>12)</sup>.

Porównanie Polski do NRD również nie przemawia na korzyść naszego transportu lotniczego. NRD ma większą długość linii lotniczych i znacznie dystansuje nas w przewozach ładunków samolotami, np. w 1977 r. przewozy ładunków w mln tkm kształtowały się w Polsce na poziomie 27,5, a w NRD — 67,8.

Bardzo niekorzystnie dla polskiego lotnictwa transportowego przedstawiają się też wskaźniki podróżowania samolotami w stosunku do innych rodzajów transportu. W Polsce wskaźnik ten w 1978 r. wynosił 0,07 (liczony w odniesieniu do pasażerokilometrów), podczas gdy w takich państwach, jak Grecja, Irlandia, Islandia, Japonia, Turcja, Wielka Brytania wskaźnik ten sięga kilkudziesięciu procent. Z danych statystycznych z 1977 r. wynika, że w rozwoju cywilnego lotnictwa transportowego (pasażerskiego) są bardziej zaawansowane od nas takie państwa, jak: Belgia, Dania, Grecja, Hiszpania, Portugalia, Holandia, Jugosławia, Szwecja, nie licząc potentatów tego rodzaju produkcji i usług. Ten duży dystans Polski do innych krajów dotyczy także, nawet w większym zakresie, przewozów ładunków transportem lotniczym, np. Belgia, Hiszpania, Holandia i Włochy przewożą 10÷20-krotnie więcej towarów niż Polska.

Z powyższego wynika, że nasze lotnictwo transportowe przez wiele lat było niedoinwestowane i stworzono dystans Polski w stosunku do innych krajów świata, który niełatwo będzie odrobić. A przecież Polska jest jednym z wielu krajów świata, stale rywalizujących ze sobą! Stąd też w potrzebach na najbliższe i dalsze lata trzeba uwzględnić zmiany zachodzące w rozwoju cywilnego lotnictwa transportowego w świecie, a także współzależności między rozwojem lotnictwa a spełnianiem jego potrzeb, jakie powstają w wyniku wzrostu dochodu narodowego i poziomu życia ludności, awansu Polski w świecie, rozwoju handlu zagranicznego i rozszerzającej się turystyki krajowej i zagranicznej.

### Czynniki intensyfikacji lotnictwa transportowego PRL

Efektywność transportu lotniczego można rozpatrywać z różnych punktów widzenia: społecznego, gospodarczego, ekonomicznego, militarnego, turystycznego, sportowego, geograficznego itp. Niezależnie od efektów uzyskiwanych w produkcji i eksporcie, wartość lotnictwa trzeba oceniać w układzie usług przewozowych, które stanowią przyszłościową sferę działania ludzkiego, kryją w sobie ogromne moce społeczne i ekonomiczne. Jest to uzasadnione, ponieważ w rewolucji naukowo-technicznej i zaostrzającej się walce konkurencyjnej czynnik czasu uważa się za decydujący w rozwoju społeczeństw. Liczne przykłady świadczą o tym, że w przypadku opóźnienia rozwoju nauki i techniki, w

tym głównie lotnictwa i elektroniki, traci się rynki i pozostaje w tyle. Nasze rozważania celowo zawężamy wyłącznie do transportu lotniczego PRL. Dotyczą one zwłaszcza głównych czynników intensyfikacji transportu lotniczego w naszym kraju, które umownie zestawiamy w czterech podstawowe grupy.

● **Czynniki społeczne.** Czynna rola transportu lotniczego polega na tym, że sam fakt dysponowania dostatecznie dużą podległością przewozową w krótkim czasie i po określonym koszcie stwarza możliwości rozwoju innych gałęzi gospodarki w nowoczesnych kierunkach. Dotyczy to także dynamicznej wymiany międzynarodowej i ożywienia handlu zagranicznego Polski z krajami socjalistycznymi, kapitalistycznymi i krajami Trzeciego Świata. Rozwój lotnictwa, w tym również transportowego, wpływa bezpośrednio i pośrednio na powstanie nowych zagadnień naukowych i znaczne pogłębienie tematyki badań w różnych dziedzinach nauki. Nie ulega wątpliwości, że międzynarodowy transport lotniczy odgrywa szczególną rolę w procesie integracyjnym, prowadzi do intensyfikacji międzynarodowych stosunków w ogóle, a transportowych w szczególności, a jego działalność jest przedmiotem licznych norm, przepisów i porozumień o charakterze międzynarodowym. Przez transport lotniczy następuje rozwój międzynarodowego podziału pracy między poszczególnymi krajami i koalicjami, co z kolei ułatwia i zacieśnia bezpośrednie kontakty międzynarodowe i sprzyja dalszemu wszechstronnemu rozwojowi krajów dysponujących nowoczesnym transportem lotniczym. Przez międzynarodowy transport lotniczy realizowane są materialne stosunki gospodarcze z zagranicą oraz oddziaływanie na

TABLICA

Wyszczególnienie	Przewozy ładunków w mln tonokilometrów			Przewozy pasażerów w mln pasażerokilometrów		
	1960	1970	1977	1960	1970	1977
Ogółem świat	3 343	15 227	26 802	121 111	460 226	818 515
w tym: Polska	1,8	10,5	27,5	109	610	2 024
Udział procentowy	0,05	0,07	0,10	0,09	0,14	0,24

wzrost produktu globalnego naszego kraju. Również dla wzrastającego standardu życiowego i zwiększającego się czasu wolnego od pracy transport lotniczy będzie miał ogromny wpływ na rozwój socjalistycznego społeczeństwa, zwłaszcza na kształtowanie sposobu życia, zwyczajów, wykorzystania czasu wolnego od pracy. Transport lotniczy stanowi więc m.in. bodziec do przyspieszenia ruchu turystycznego (krajowego i międzynarodowego), a także już w niedalekiej przyszłości jeden ze środków przewozowych dla turystyki typu weekendowego, która będzie obejmować coraz większe odległości od stałego miejsca zamieszkania.

Ponadto transport lotniczy, dzięki rozpowszechnianiu się przewozów „drzwi-drzwi”, umożliwił tworzenie jednolitych systemów i łańcuchów transportowych. Liczne przesłanki świadczą, że właśnie dzięki statkom powietrznym przestrzeń i czas przestaną utrudniać tworzenie przyszłej cywilizacji.

● **Czynniki ekonomiczne.** Samolot stał się szybkim, wygodnym i masowym środkiem lokomocji, podstawowym środkiem walki z czasem i przestrzenią, stąd też, w wyniku wzrastającej ceny czasu (służbowego i prywatnego), coraz większe zainteresowanie naszego społeczeństwa transportem lotniczym. Transport (w tym także powietrzny), jako czwarta dziedzina produkcji materialnej w socjalistycznym społeczeństwie, wpływa bezpośrednio na przyrost dochodu narodowego przez międzynarodowe przewozy stanowiące saldo gospodarcze z zagranicą.

Importowe i eksportowe usługi transportu lotniczego powodują określone obroty dewizowe, wyrażające się w przychodach lub wydatkach. Np. eksportowe usługi transportu lotniczego można porównać z eksportem towarów, ponieważ nabywca towarów pokrywa nie tylko koszty zakupu (produkcji), lecz również opłaty za jego przewóz oraz związane z tym inne opłaty. Natomiast optymalizacja przewozów lotniczych zmniejsza udział kosztu tego transportu w produkcji globalnej wytwarzanej przez transport w ogólnym dochodzie narodowym. Osiąga się to w miarę wzrostu średniej produktywności samolotów, średniej częstotliwości obsługi linii, średniej odległości przewozów, średniego natężenia godzin na samolot, przeciętnego wskaźnika wykorzy-

<sup>9)</sup> Perspektywy rozwoju transportu w Polsce. Komitet Przestrzennego Zagospodarowania Kraju PAN, Warszawa 1975, zeszyt 86.

<sup>10)</sup> W. Jorma: Nie ma innego wyjścia. *Skrzydłata Polska* nr 43/1979, s. 9.

<sup>11)</sup> B. Krajewski: Przed partyjną debatą. *Skrzydłata Polska* nr 41/1979, s. 11.

<sup>12)</sup> *Rocznik Statystyczny 1979 — GUS*, Warszawa, s. 537, a także obliczenia własne.

stania miejsc w samolocie, średnich kosztów amortyzacji urządzeń lotniskowych, intensyfikacji naukowej organizacji pracy itp.

Transport lotniczy jest najbardziej opłacalny w przewozach takich towarów, jak: owoce, warzywa, grzyby, produkty drocenne, niektóre zwierzęta, periodyki, poczta, prasa codzienna itp. Zwiększający się obrót towarowy Polski z zagranicą wymagać będzie nowoczesnego transportu lotniczego. Na płacenie dewizami innym przewoźnikom nas nie stać i nie jest to ekonomiczne, zaś kolej i transport samochodowy nie zawsze można będzie racjonalnie wykorzystać, a zatem pozostaje transport lotniczy z wszelkimi konsekwencjami.

Już obecnie PLL LOT, z braku samolotów przystosowanych do przewozu towarów, nie może przewozić ładunku, za który trzeba płacić dewizami. Dotyczy to również braku odpowiednich lotnisk zdolnych do przyjmowania samolotów szerokokadłubowych, wskutek czego tracimy wiele milionów dolarów.

● **Czynniki geograficzne.** Geograficzne położenie Polski czynią ją „powietrznymi wrotami” między krajami Europy. Kraj nasz, mając centralne położenie geograficzne na skrzyżowaniu wielkich szlaków komunikacyjnych Europy, jest predestynowany do korzystnego uruchamiania lotniczych linii o krótkim i średnim zasięgu. Polska leży na przecięciu tras lotniczych ze Skandynawii do Europy południowej i z Europy zachodniej do Związku Radzieckiego i dalej na Daleki Wschód. Nasze międzynarodowe porty lotnicze mogłyby stać się miejscem przesiadek setek tysięcy pasażerów, nie licząc tych, którzy przelatyaliby lub odlatywali z nich jako z portów docelowych albo turystycznych.

● **Inne czynniki.** Istotną sprawą jest wspomaganie floty rybackiej przez dokonywanie za pomocą samolotów wymiany załóg statków rybackich, a więc dowożenie (i odwożenie) rybaków na łowiska północnego Atlantyku czy Pacyfiku bez konieczności zawijania statku-tractera do macierzystego portu.

Transport powietrzny jest niezastąpiony podczas powodzi i zalania dróg lądowych bądź w okresie przerwania komunikacji lądowej wskutek zasp śnieżnych, a także dla odciążenia dróg lądowych, na których już obecnie jest coraz ciasniej. Podczas zimy 1978/1979 można było przeczytać artykuły pod takimi m.in. tytułami, jak: LOT ratuje sytuację, PKP na skrzydłach LOT-u i in. Również z punktu widzenia infrastruktury należy rozwijać komunikację lotniczą, gdyż aby zwiększyć przepustowość dróg lotniczych nie trzeba budować tysięcy kilometrów nowych torów kolejowych ani też kosztownych dróg bitych szybkiego ruchu, czy też drogich i pracochłonnych autostrad<sup>43</sup>.

### Próba uogólnienia, konkluzje i propozycje

Jeśli chcemy poważnie, obiektywnie i w aspekcie naukowym traktować rozwój transportu lotniczego PRL, musimy brać pod uwagę bogate tradycje polskiego lotnictwa, rozwój polskiej komunikacji lotniczej na tle świata, a także uprzemysłowienie naszego kraju i gwałtownie wzrastającą wymianę międzynarodową oraz istniejący udział tego rodzaju transportu w globalnej masie przewożonych pasażerów i ładunków w Polsce. Należy więc przedstawiać sytuację naszego cywilnego lotnictwa transportowego prawdziwie i rzetelnie, a więc nie tylko we wskaźnikach pozytywnych, jak to się czyni najczęściej z okazji jubileuszów, ale także i tych, które stymulują optymalną prognozę rozwoju i przyczyniają się do wzrostu zaspokojenia potrzeb przewożonych samolotami. Stąd też zachodzi pilna potrzeba potraktowania polskiego transportu lotniczego poważniej w aspekcie kompleksowym i przyszłościowym, aby mógł dynamicznie, harmonijnie i bez przeszkód rozwijać się zgodnie ze światowymi prognozami.

Z analizy materiałów wynika, że mimo bogatych tradycji, transport lotniczy PRL plasuje się na szarym końcu wśród krajów europejskich i w piątej dziesiątce w skali świata. W 1977 r. procentowy udział polskiej komunikacji lotniczej w stosunku do przewozów w skali świata był znikomy i wynosił w odniesieniu do: przewozu ładunków (w tkm) — 0,1%, przewozu pasażerów (pasażerokm) — 0,2%. Również bardzo niekorzystnie przedstawiają się wskaźniki przewozów LOT-owskich w stosunku do ogólnych przewozów wszystkimi rodzajami transportu w Polsce. W 1978 r. transport lotniczy partycypował we wszystkich rodzajach uspołecznionego transportu publicznego w przewozach: pasażerów (pasażerokm) — 2,4%, ładunków (tkm) — 0,006%.

<sup>43</sup> Jeden kilometr autostrady kosztuje: w terenie nie zabudowanym ok. 60 mln zł, przez aglomerację — 70-90 mln zł, a przez centra aglomeracji lub tereny góryste — 120 mln zł i więcej.

Jest to stanowczo za mało jak na kraj szczytujący się 10 miejscem w świecie pod względem globalnej produkcji dóbr materialnych i dużymi osiągnięciami społecznymi. Oceniając zadania transportu lotniczego PRL trzeba pamiętać, że rozpatrywanie jego działalności produkcyjno-usługowej tylko z ekonomicznego punktu widzenia jest pozbawione sensu. Wywiera on bowiem wpływ nie tylko na rozwój ekonomiczno-gospodarczy kraju, lecz również na przemianę społeczno, warunki materialne, styl życia społeczeństwa, prestiż kraju, efektywność wykorzystania kadr itp.

W Wytocznych na VIII Zjazd PZPR uwzględniono niezadowolający stan w naszym cywilnym lotnictwie transportowym i przewidziano poprawę w latach osiemdziesiątych. Przed polskim przemysłem lotniczym nowe możliwości otworzył nasz udział (w ok. 15%) w budowie radzieckiego aerobusu Il-86, będącego najnowszą generacją tego rodzaju samolotów pasażerskich. Przewiduje się, że już na początku lat osiemdziesiątych (w 1983 r.) otrzymamy z ZSRR te samoloty dla naszego lotnictwa pasażerskiego i będziemy je wykorzystywać na najbardziej uczęszczanych liniach zagranicznych PLL LOT. Niezależnie od tego nasz przemysł lotniczy rozwinię produkcję, na podstawie dokumentacji radzieckiej, lekkiego samolotu wielozadaniowego An-28 napędzanego dwoma silnikami turbośmigłowymi, który służyć będzie przede wszystkim do obsługi komunikacji lokalnej, międzywojewódzkiej. Przewiduje się też wprowadzać udoskonalone samoloty pasażerskie Il-62M i Jak-42, a także inne w powiązaniu z zagranicznymi firmami. Powierzono już wiele prac naukowo-badawczych naukowcom i projektantom przyszłościowego cywilnego transportu lotniczego PRL. Trzeba również pamiętać o krajowej komunikacji lotniczej, która obecnie rozwija się zbyt powolnie. Uwzględniając, iż nasz kraj nie ma samolotów przystosowanych do przewozu towarów, również i na ten problem należałoby zwrócić uwagę podczas opracowywania prognozy rozwoju w Polsce samolotów transportowych.

Z powyższego wynika, że w latach osiemdziesiątych będzie rozwiązywany problem samolotów pasażerskich w oparciu o własną produkcję i kooperację z innymi firmami. Uwzględniając przewidywane dostawy samolotów oraz dotychczasowe i przyszłościowe potrzeby lądowania na naszych lotniskach samolotów szerokokadłubowych, zachodzi pilna potrzeba uznania za ważną gospodarczą dziedzinę rozwoju budowy nowych i modernizację istniejących lotnisk. Jest to doniosły i nabrzmiały problem, ponieważ mamy w Polsce przestarzałe lotniska w niedostatecznej ilości, które wymagają ogromnych nakładów i są podstawową przyczyną niedorozwoju komunikacji lotniczej w naszym kraju. Jedną nowoczesne lotnisko w Rębiechowie nie rozwiązuje problemu, łagodzi go jedynie w pewnym stopniu. Jak wynika z analiz i licznych publikacji, najpilniejszą potrzebą jest nowe, z prawdziwego zdarzenia, lotnisko dla aglomeracji warszawskiej. Wydaje się również celowe rozbudowywanie i modernizacja portu lotniczego Warszawa-Okęcie, który w przyszłości może być wykorzystywany dla ruchu krajowego. Natomiast dla ruchu międzynarodowego w latach osiemdziesiątych trzeba będzie wybudować nowoczesny port lotniczy w pobliżu Warszawy, o randze lotniska I kategorii wg norm ICAO. Ponadto wskazane jest pomyślenie o budowie zastępczego portu lotniczego dla Warszawy w rejonie między Krakowem a Katowicami, który spełniałby funkcję międzynarodowego lotniska dla tych aglomeracji. Dla komunikacji krajowej należałoby uruchomić cywilne lotniska komunikacyjne w rejonach Łodzi, Lublina, Białegostoku. Dla zapewnienia przewozów turystycznych wskazane jest zapewnienie sezonowego lotniska na Mazurach i w rejonie podkarpackim. Są to bardzo trudne i kosztowne inwestycje, ale na pewno niezbędne dla dalszego rozwoju naszego kraju.

Długa lista niedomagań i dotychczasowych nie zawsze optymalnych decyzji nie powinna zaciemniać ogólnego obrazu rzeczywistej sytuacji komunikacji lotniczej PRL. Wewnątrz komunikacja PLL LOT bardzo często dopłaca do każdego pasażera. Klucz do poprawy tej sytuacji kryje się nie w hamowaniu rozwoju krajowej sieci lotniczej i nie w dużym (w stosunku do innych rodzajów transportu i zarobków pracowników) podnoszeniu opłat za przewóz samolotami, lecz w bardziej wnikliwej analizie struktury przewozów, układu sieci i rozkładu połączeń, w lepszej organizacji akwizycji, w podniesieniu jakości i sprawności usług lotniczych przez wprowadzanie naukowej organizacji pracy, wykorzystanie najlepszych zdobyczy wiedzy i techniki w tej dziedzinie, w sprawności obsługi pasażerów (lot z Warszawy do Koszalina trwa 40 min, a odprawa, zdanie i pobranie bagażu, nie licząc czasu przejazdu na lotnisko,



# Wkład RWD w rozwój konstrukcji samolotu. Projektowanie i budowa prototypów w DWL (II)

Prof. mgr inż. LESZEK DULĘBA  
Politechnika Warszawska

Członkowie zespołu RWD podjęli się zaprojektowania i wykonania prototypów samolotów turystycznych, sportowych i szkolnych na najwyższym osiągalnym poziomie i zaspokojenia potrzeb aeroklubów małymi seriami tych samolotów. Jednak zrealizowanie tych zadań było nierealne w warunkach niewyposażonego warsztatu w podziemiu budynku Nowej Kreflarni Politechniki i przy dysponowaniu tylko paroma deskami kreślarskimi w pokoju asystentów Katedry Budowy Samolotów i Mechaniki Lotu. Problem został rozwiązany dzięki pomocy Ligi Obrony Powietrznej i Przeciwgazowej, która zbudowała dla Sekcji Lotniczej warsztaty przy lotnisku na Okęciu. W sierpniu 1930 r. nastąpiły przenosiny do tych budynków, które mieściły biuro konstrukcyjne, administrację, magazyny, biuro technologiczne, stolarnię, warsztat mechaniczny, zaś oddzielny hangar służył jako hala montażowa i pomieszczenie dla wyprodukowanych samolotów. Była to kompletna mała wytwórnia samolotów.

Pięć lat wspólnej pracy — 6 prototypów samolotów — scementowało zespół wyrabiając pełne wzajemne zrozumienie organizatora — Jerzego Wędrychowskiego i trzech konstruktorów, S. Rogalskiego, S. Wigury i J. Drzewieckiego (działający początkowo w Sekcji Lotniczej S. Prausa po ukończeniu Politechniki rozpoczął pracę w biurze konstrukcyjnym PZL w 1929 r.). W tym okresie ukształtowała się osobowość każdego z nich. Studenci stali się inżynierami świadomymi planowanych celów i odpowiedzialności za swój zakres pracy.

Wędrychowski nabrał rutyny w zarządzaniu fabryką, kierowaniu jej administracją i stroną finansową. Umiał rozmawiać i uzyskać przychylność dla swoich projektów zarówno przedstawicieli władz państwowych i wojska, kierowników organizacji społecznych (LOPP, ARP), kierowników przemysłu państwowego i prywatnego, ewentualnych mecenasów poczynań lub przyszłych klientów, jak również kolegów z aeroklubu, z politechniki czy z innych zakładów. Zawsze spokojny, zrównoważony, trzeźwo oceniający sytuację, nigdy nie zrażający się przeciwnościami, a przy tym entuzjasta, wprost fanatyk spraw lotniczych.

Prace trójki konstruktorów RWD były prowadzone całkowicie zespołowo. Zarówno o postawieniu celu i wymagań projektowanemu samolotowi, jak i przyjęciu układu, kształtu zewnętrznego całości i zespołów oraz przyjęciu rozwiązań konstrukcyjnych decydowano we wspólnych dyskusjach.

Stanisław Rogalski, z umysłem naukowca, przy projektowaniu najczęściej wnosił myśli w zagadnienia aerodynamiki i mechaniki lotu. Był najbardziej krytyczny z trójki, najlepiej umiał znaleźć i wyjaśnić przyczyny nieosiągnięcia lub osiągnięcia pewnych właściwości samolotu, umiał też je przewidzieć na podstawie teorii. Cechowała go rozważa, spokój i wielka życzliwość do otoczenia.

Stanisław Wigura niestety brał udział w projektowaniu samolotów tylko od RWD-1 do RWD-7. Zginął w wypadku lotniczym zaraz po wielkim międzynarodowym triumfie samolotu RWD-6 i po rozpoczęciu prac nad projektem samolotu RWD-8. Z trójki konstruktorów najczęściej czasu poświęcał opracowaniu obliczeń samolotu, zwłaszcza jego obciążeniom i wytrzymałości.

Jerzy Drzewiecki, najbardziej pomysłowy w opracowaniu nowych rozwiązań tak całego samolotu, jak i jego szczegółów, był obdarzony wielką intuicją. Pracował intensywnie i wydajnie, ale co pewien czas potrzebował chwili odprężenia: nagle zrywał się, podlewał jeden z kwiatków hodowanych przez siebie na oknie kreślarni i znów po-

grzał się w robocie. Zamiłowany turysta narciarz, często spoglądał na samolot jako na środek pomocny do znalezienia się w górach. Początkowo pełnił również funkcję oblatywacza (oblatywał samoloty RWD od 1 do 8 i 10).

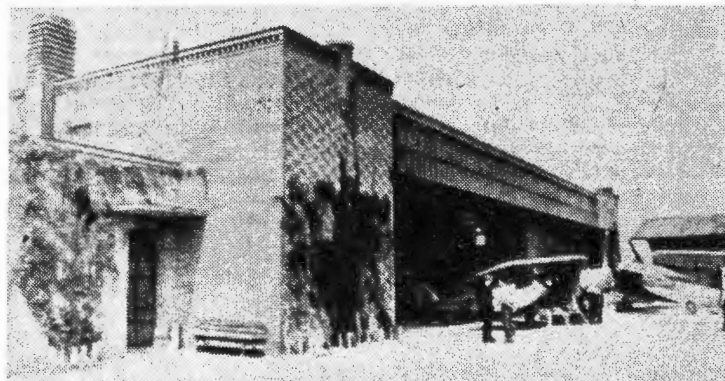
Wszyscy trzej konstruktorzy byli pilotami, latali dużo, dzięki temu dobrze umieli powiązać zastosowane rozwiązania konstrukcyjne, zwłaszcza dobór powierzchni sterowych i mechanizmów sterowniczych z właściwościami lotnymi samolotów.

Po śmierci inż. Stanisława Wigury do zespołu konstrukcyjnego został przyjęty inż. Leszek Dulęba. Oprócz udziału w projektowaniu konstrukcji zadaniem jego było wykonywanie obliczeń aerodynamicznych, osiągow, stateczności, obciążeń i wytrzymałości samolotów oraz zredagowanie całości obliczeń, których fragmenty sporządzali inni konstruktorzy, w ostatecznej formie do złożenia ich w Instytucie Badań Technicznych Lotnictwa do zatwierdzenia. Obliczenia te cechowały się dużą przejrzystością i systematycznością.

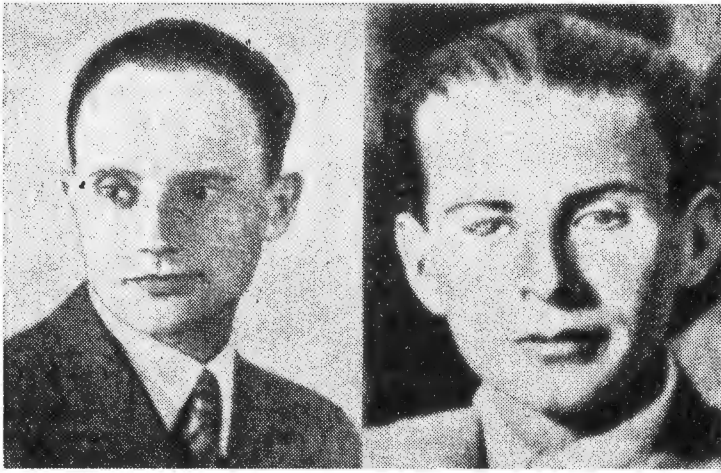
Dobre właściwości lotne samolotów (osiągi, stateczność, sterowność, zwrotność) konstruktorzy RWD zawdzięczali ściślejszej współpracy z warszawskim Instytutem Aerodynamicznym, a przede wszystkim z kierownikiem laboratorium aerodynamicznego Czesławem Bieńkiem. Konstruktorzy umieli ściśle sformułować zagadnienia i zadania, których rozwiązanie przez Instytut było potrzebne, Instytut zaś nie ograniczał się do pomierzenia i podania charakterystyk aerodynamicznych przedstawionych projektów, ale analizował przyczyny osiągnięcia lub nieosiągnięcia pewnych właściwości oraz wskazywał sposoby usunięcia wad i wprowadzenia zalet w oporach, nośności, stateczności, sterowności itp. Mimo niewielkich rozmiarów modeli (skala ok. 1:17, rozpiętość ok. 60 cm), osiągi obliczane na podstawie wyników dmuchań Instytutu sprawdzały się z dokładnością kilku procent. Instytut umiał na ogół wskazać przyczyny zaistniałych rozbieżności (niezręcznie umieszczone dysze napędowe żyroskopów a brakujące na modelach, nieładkości oszkleń kabin, drzwiczek, oprofilowań, źle dobrane śmigło itp.).

W warsztatach na Okęciu w pierwszym roku zbudowano małą serię samolotów dla klubów (10 szt. RWD-4) i samolot rekordowy RWD-7 oraz rozpoczęto projektowanie RWD-6 i wykonano projekt i prototyp samolotu RWD-5.

Samolot RWD-5 to pierwsza, całkowicie dojrzała konstrukcja zespołu Rogalski, Wigura, Drzewiecki. Płat (z RWD-4) pozostał prawie nie zmieniony, natomiast kadłub zaprojektowano całkowicie odmiennie. Założono, że będzie



Rys. 1. Hangar Doświadczalnych Warsztatów Lotniczych na Okęciu



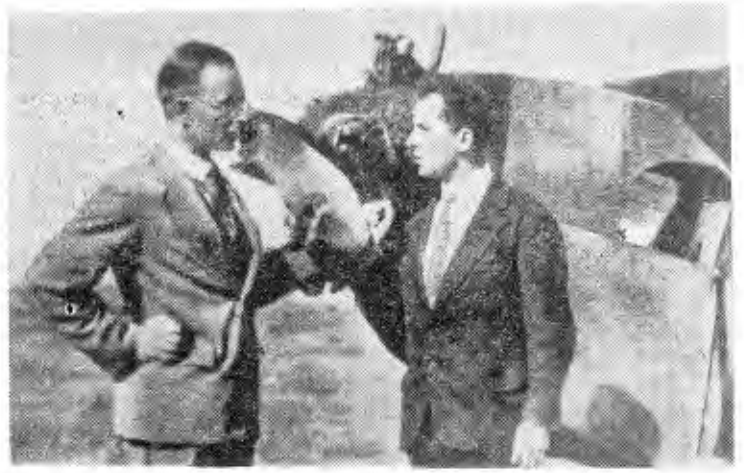
Rys. 2. Inż. Stanisław Rogalski i inż. Stanisław Wigura

to powszechnie stosowany w aeroklubach samolot turystyczny, przewidywano więc jego produkcję seryjną (zbudowano 20 szt.), zwrócono uwagę na wygodę i trwałość samolotu. Ponieważ zauważono, że w górnopłatach kadłuby są bardziej narażone na wpływ wilgoci niż skrzydła, zastąpiono drewnianą konstrukcję kadłuba szkieletem kratownicowym ze stalowych rur spawanych, oprofilowując go listewkami drewnianymi i pokrywając płótnem wymiennalnym przy remontach generalnych. Wykorzystano tu doświadczenia Drzewieckiego, który w czasie praktyki w holenderskiej wytwórni samolotów Fokker poznał dobrze takie konstrukcje i nauczył się wprawnie spawać stal palnikiem acetylenowym. Instruował spawaczy i kontrolerów.

Był to jeden z pierwszych w Polsce i również nielicznych w świecie samolotów turystycznych z całkowicie zamkniętą, obficie oszkloną kabiną. Komfort lotu zwiększał tłumik hałasu na rurze wydechowej i ogrzewanie kabiny powietrzem z nagrzewnicy otaczającej rurę wydechową. Zastosowanie silnika rzędowego z wiszącymi cylindrami dawało dobrą widoczność do przodu. Wadą było ograniczenie widoczności w górę oraz w zakręcie w kierunku skręcania i ziemi zastąpionej skrzydłem przy przechylenym samolocie (pilot siedział pod skrzydłem). RWD-5 odznaczał się też dobrymi właściwościami aerodynamicznymi ( $C_x$  min ok. 0,035,  $C_z$  max ok. 1,35) i dobrą statecznością. Przedstawiany w locie statecznik poziomy pozwalał na wyważenie samolotu na każdej prędkości, duża różnicowość lotek ( $+10^\circ$ — $-25^\circ$ ) powodowała dobrą sterowność poprzeczną. Zapewniało to niemęczący pilotaż, co udowodnił przelot kpt. pil. Stanisława Skarżyńskiego przez południowy Atlantyk (po przelecie 3600 km w 20,5 godz. pilot wysiadł z samolotu niezbyt zmęczony).

Zwiększony zakres prac warsztatu nie pozwolił na utrzymanie jego organizacji w ramach sekcji studenckiego koła naukowego, zwłaszcza gdy organizatorzy i konstruktorzy ukończyli politechnikę, otrzymali dyplomy inżynierów, nie mogli dalej pracować w warsztatach społecznie, ale musieli swą pracą zarobić na utrzymanie. Brak osobowości prawnej uniemożliwiał zawieranie umów z państwowymi i społecznymi odbiorcami samolotów, uregulowanie płac i ubezpieczenie stale zatrudnionych pracowników, załatwienie spraw podatkowych itp. Dlatego w marcu 1933 r. nastąpiło oddzielenie warsztatów, będących zresztą własnością LOPP, od Sekcji Lotniczej. Zawiązała się spółka z ograniczoną odpowiedzialnością (Wędrychowski, Rogalski, Drzewiecki), która w wydzierżawionych od LOPP budynkach na Okęciu prowadziła wytwórnię samolotów pod nazwą „Doświadczalne Warsztaty Lotnicze”.

Nazwa ta doskonale oddawała cel, organizację i działalność przedsiębiorstwa. W ciągu 6,5-letniej działalności zaprojektowano i wykonano 16 prototypów samolotów, w tym kilka w różnych wersjach, natomiast zbudowano tylko ok. 270 samolotów seryjnych dla zapewnienia ciągłości obciążenia pracowników produkcyjnych i urzędników fabrykacyjnych. Ambicją dyrektora DWL inż. Jerzego Wędrychowskiego było zdobycie środków na budowę prototypów samolotów, które nie rokowały nadziei produkcji w dużej serii, pokrywającej koszty prototypu, ale które pozwalały na wypróbowanie nowych rozwiązań konstrukcyjnych, nowych urządzeń, nowych właściwości lotnych lub pilotażowych. Albo uzyskiwano zamówienie na taki samolot, albo dotację na przeprowadzenie-badań i prób, co łączyło się

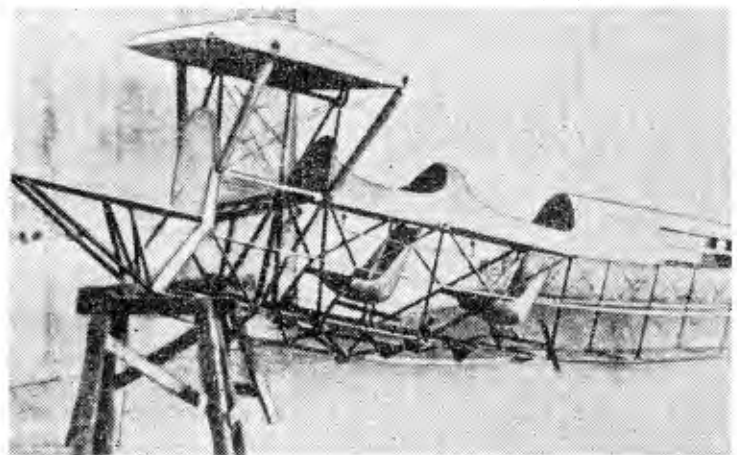


Rys. 3. Inż. Jerzy Drzewiecki i inż. Jerzy Wędrychowski

z budową nowego prototypu. Najczęściej finansowała przedsięwzięcie Liga Obrony Powietrznej i Przeciwważowej, rozporządzająca znacznymi funduszami społecznymi ze składek członków i dochodów z organizowanych imprez. Wyjątkowo koszty doświadczeń pokrywało przedsiębiorstwo z własnych funduszy (RWD-11, RWD-20), ale groziło to zawsze zachwianiem równowagi finansowej spółki.

Nie licząc na produkcję seryjną (jedynie RWD-8 i RWD-13 były na Okęciu wykonane po ok. 100 szt., pozostałe typy nie przekraczały 20 egzemplarzy), dokumentację konstrukcyjną, fabrykacyjną i oprzyrządowanie wykonywano w jak najprostszej, a więc najszybszej i najtańszej formie. Biuro konstrukcyjne wysyła do warsztatu rysunki, które dziś nazwalibyśmy konstrukcyjnymi, przeznaczonymi do rozrysowania przez techników i kreślarzy wszystkich elementów na osobnych arkuszach i sporządzenia „zestawienia”. Opracowanie technologiczne, instrukcje wykonania, wskazówki dla kontrolerów były bardzo uproszczone i skrócone. Było to możliwe dzięki bardzo wysokiemu poziomowi umiejętności i poczucia odpowiedzialności majstrów i robotników. Oczywiście, prostota konstrukcji i technologii oraz niezbyt wysokie wymagania dokładności wykonania części drewnianych krytych płótnem, w których wiele elementów było dopasowywanych w czasie montażu i łączonych klejem kazeinowym wypełniającym miejsca nieprzylegania, odgrywały tu poważną rolę. Ale bez takich ludzi jak Wacław Hański, kierownik działu metalowego, czy Stefan Lachky, majster stolarski (nie mógł być kierownikiem, bo była obawa, że pobili by robotnika, który zepsułby robotę) i wielu innych im podobnych, ta szybkość i jakość wykonania nie byłaby możliwa.

Mimo tak uproszczonej dokumentacji konstrukcyjnej i bardzo ograniczonej dokumentacji technologicznej nie zdarzały się w zasadniczej konstrukcji samolotów wady i usterki fabrykacyjne. Nieco gorzej przedstawiała się sprawa elegancji wykończenia, gdyż brakowało przemysłu pomocniczego wytwarzającego fotele, tapicerkę, różne rączki i gałki uchwytywne dźwigni sterowniczych i regulacyjnych, produkowane przez wytwórnię specjalistyczne w krajach wysoko uprzemysłowionych. Rysunków tapicerki nie wyko-



Rys. 4. Konstrukcja kadłuba samolotu szkolnego RWD-8



Rys. 5. Samolot sportowy RWD-5

nywano, po krótkiej konsultacji projektował ją i wykonywał majster Tymiński, kierownik tapicerni. To samo dotyczyło pokryć płóciennych, lakierowania, cellonowania, a także instalacji silnikowych i przyrządów pokładowych.

Ze względu na produkowanie samolotów bardzo krótkimi seriami, po kilka sztuk, z drewna i spawanych rur stalowych, nieopłacalna była budowa sztywnych i ciężkich metalowych przyrządów fabrykacyjnych, zwłaszcza stoisk montażowych. Uwidocznił się przy robocie seryjnej wpływ i przyzwyczajenie wykonania prototypu w jak najkrótszym czasie i jak najtańszym kosztem. Od rozpoczęcia projektowania do oblatania prototypu często nie upływał nawet jeden rok.

Warsztat nie miał ani jednej obrabiarki do kształtowania blach, chociaż ciągle marzył o młocie spadowym. Osłony silników, owiewki itp. były klepane ręcznie, często nawet bez „bałwanki” na worku z piaskiem. Wymagało to nie lada zręczności i uzdolnień artystycznych blacharzy. Ten brak oprzyrządowania i ręczne wykonywanie wielu części powodował konieczność pasowania ze sobą podzespołów, zespołów, a nawet takich zespołów głównych jak skrzydła i podwozia z kadłubem w czasie montażu

oraz wspólnego rozwiercania otworów na sworznie. Odchyłki rozstawów otworów na sworznie w okuciach były znaczne, zwłaszcza ze względu na zmienność wymiarów części drewnianych (głównie zsychnanie się) związaną z wilgotnością. Wymiennosc zespołów (skrzydeł, usterzeń) była bardzo ograniczona, wymagała ponownego wspólnego rozwiercania otworów i stosowania sworzni remontowych o większej średnicy. Było to niewątpliwie wadą produkcji Doświadczalnych Warsztatów Lotniczych absolutnie nie przystosowanych do wytwarzania seryjnego. Przy uruchamianiu produkcji seryjnej w innych zakładach, jak to miało miejsce z RWD-8 w Podlaskiej Wytwórni Samolotów i RWD-14 w Lubelskiej Wytwórni Samolotów, niezbędne były poważne uzupełnienia rysunków konstrukcyjnych, sporządzenie rysunków warsztatowych i opracowanie dokumentacji technologicznej i oprzyrządowania, zwłaszcza do spełnienia wymagań wymienności zespołów.

Konstruktorzy RWD starannie unikali ścisłych tolerancji rozstawu odległych pasowanych otworów (łożyska sterów, lotek i klap, okucia łączące skrzydła z kadłubem itp.). Zastępowali je dużymi poosiłowymi luzami we wszystkich okuciach z wyjątkiem jednego, ustalającego wzajemne położenie części, lub dostateczną sprężystością jednej z łączonych części. Na pasażerskim samolocie RWD-11 między stalowe czopy i ich uchwyty w połączeniu płata z kadłubem wstawiono gumowe tuleje grubości ok. 10 mm, co dopuszczało niezgodność rozstawów do paru milimetrów. Oprócz tego wkładki te tłumili przenoszenie się drgań z płata z silnikami na kadłub.

Konstruktorzy RWD pokazali, jak można szybko i tanio zbudować prototyp do celów doświadczalnych lub szkolenia początkujących konstruktorów, a potem spośród wielu wybrać najlepiej nadające się do produkcji seryjnej.

Mimo stosowania materiałów mało odpornych na wpływy atmosferyczne (skrzydła i usterzenia drewniane, pokrycia płócienne) oraz zabezpieczenie przed korozją tylko lakierami, samoloty RWD wykazały się dobrą trwałością, np. niektóre RWD-13 były użytkowane ponad 15 lat.

## POCZTA LOTNICZA

### Do Redakcji Techniki Lotniczej i Astronautycznej

Na łamach nr 11/79 TLIA została zamieszczona recenzja mojej książki „Polskie dywizjony lotnicze w Wielkiej Brytanii w 1940-45” napisana przez A. Janczaka. W pierwszym akapicie recenzji A. Janczak słusznie odgadł cel i uznał trud, jaki mi przyswiecał w opracowaniu książki. Potem następuje długi rejestr moich niezamierzonych potknięć, jakie jego zdaniem popełniłem w książce. Ponieważ część z nich uważam za dyskusyjne, pozwalam sobie zabrać głos na ten temat

— Ordre de Bataille Fighter Command na 8.08.1940 r. przyjąłem wg książki T. Wykehama, którą uznaję za równie dobre źródło jak książka J. Rawlingsa. Stąd różnice w danych.

— Nie uważam za błąd pisząc o Horbaczewskim, Grodzickim czy Antonowiczu major, gdyż mieli stopnie brytyjskich squadron leaderów, czyli majorów, otrzymywali odpowiednio do tych stopni uposażenia i przez podwładnych byli tytułowani majorami. To samo dotyczy członków personelu latającego niższych stopni.

— Wiadomość, że mjr pil. W. Zak zmarł w Australii (faktycznie w Anglii) podałem za A. Janczakiem „Bitwa o Anglię” — *Skrzydła* *lata Polska* nr 44/75.

— Formowanie i rozwiązywanie dywizjonów trwały kilka lub kilkanaście dni, dlatego nie podawałem ścisłych dat.

— Przydział samolotów to telegram lub pismo zawiadaniujące, zaś otrzymanie ich to przylot samolotów. Różnica między tymi wydarzeniami wynosiła czasem kilka dni.

— Kpt. pil. J. Hryniewicz nie był „twórczą sztandaru PSP”, lecz jednym z inicjatorów.

— Recenzent uważa, że dywizjony 302, 308 i 317, wchodzące w skład 131 Polskiego Skrzydła Myśliwskiego zostały rozwiązane 18.12.1946 r. na lotnisku Ahihorn w Niemczech. Byłem wtedy za-

stępą dowódcy tego Skrzydła do spraw latania i dowodzenia w powietrzu (wing commander flying) i stwierdzam, że tego dnia większość personelu opuściła strefę okupacyjną Niemiec i udała się do Colfithall, a następnie do Portreath w Kornwalii. 3 stycznia 1947 r. nastąpiło oficjalne rozwiązanie 131 Skrzydła i wchodzących w jego skład dywizjonów. Ten smutny obowiązek przypadł mi w udziale, zdałem ostatni raport wing commander'owi White'owi, co odnotowałem w mej księdze lotów.

— Przy nazwiskach S. Kleniewskiego, J. Rogowskiego i N. Wojciechowskiego nie napisałem „żyją nadal”; jest to zmyślenie A. Janczaka.

— Prawidłowo jest: W. Krepski (nie Krepski) i Lesław (nie Czesław) Szczerbiński. W „Wykazie poległych lotników w Anglii” popełniono błąd.

— Relację W. Minakowskiego wypisałem z księgi pamiątkowej dyonu 304 (nie 303), a nie z książki F. Kalinowskiego.

— Lotnisko Colerne nie leży w hrabstwie Avon, gdyż takie hrabstwo nie istnieje.

— Mustangi III z dywizjonu 309 przedstawione na zdjęciu miały kolor biały i były sfotografowane na lotnisku Drem. Po przybyciu dyonu 300 w dniu 12.12.1944 r. do Andrews Field weszły w skład 133 Polskiego Skrzydła Myśliwskiego i zostały pomalowane na kolor ochronny zielonooliwkowy. Przebywałem wówczas na tym lotnisku, co może potwierdzić T. Rolski. Twierdzenie, iż zdjęcie pochodzi z 1945 r. z lotniska Andrews Field jest błędne.

— Drugi członek załogi samolotu Mosquito czy Beaufighter nazywał się radionawigatorem, a nie radioobserwatorem.

— Piloci dyonu 663 nosili tytuł ppor. (por., kpt.) artylerii pilot, a nie pilot samolotu artylerii.

Wacław Król



KARDYMOWICZ A.: The DC-10 affair (I). TLiA, Vol. XXXV, 1980, No. 6, p. 5

The course of the DC-10 airplane crash, which took place in Chicago on 25th May 1979 and its technical and pilotage reasons have been described. The story of that airplane inefficiencies which had occurred previously and chronological description of measures undertaken and intended to prevent further similar accidents have also been given. Other accidents of the DC-10 airplanes and other cases of airplane certificates suspension in the USA have been mentioned as well.

MALIŃSKI E.: Electronic-optical systems of projection indications (HUD) (I). TLiA, Vol. XXXV, 1980, No. 6, p. 10

The advantages of modern systems of head-up-displays of an aircraft are discussed in this article. Those systems serve to direct attack operations, navigation and flight monitoring, and they are analysed with reference to traditional methods. The article also presents criteria for motivating the selection of the systems and the evolution of technical issues.

LASON J.: Green light for Polish wings. TLiA, Vol. XXXV, 1980, No. 6, p. 24

This paper demonstrates the necessity of adapting air transport to new requirements resulting from also the dynamic development of the country and the need for realizing export plans in aviation industry.

DULEBA L.: RWD contribution to airplane construction development. Prototypes designing and making in the DWL (II). TLiA, Vol. XXXV, 1980, No. 6, p. 28

Establishing of the Experimental Aviation Workshops (DWL) manufacturing the RWD planes, organization of designing works and manufacturing methods used in that plant have been described.

KASZIN G. M., PSZENICZNOW G. I., FLE-ROW JU. A.: *Miethody awtomatizirowanowo projektirowanija samoleta*. Moskwa 1979, s. 108, bibliogr. poz. 51. Cena 0,55 rbl (11 zł)

Autorzy książki zajmują się w niej podstawowymi modelami systemu automatycznego projektowania samolotu (geometria, wytrzymałość, dynamika i automatyzacja). Przedstawiają matematyczne metody projektowania krzywych i powierzchni, stosowane w systemie projektowania automatycznego. Na podstawie nowych modeli podają algorytmy, pozwalające określać stany naprężeniowo-odkształceniowe konstrukcji samolotu i przeprowadzać ich optymalizację. Książka zawiera liczne wykresy i rysunki.

Przeznaczona jest dla techników i inżynierów pracujących w przemyśle lotniczym.

M.-M.M.

## PRENUMERATA

Jednostki gospodarki społecznej, instytucje, organizacje i zakłady pracy zamawiają prenumeratę w miejscowych oddziałach RSW „Prasa-Książka-Ruch”, w miejscowościach zaś, w których nie ma oddziałów — w urzędach pocztowych. Czytelnicy indywidualni opłacają prenumeratę wyłącznie w urzędach pocztowych i u doręczycieli.

Przedpłaty są przyjmowane w terminach:

— do 25 listopada — na rok następny, I kwartał, I półrocze, do 10 marca — na II kwartał, do 10 czerwca — na III kwartał i II półrocze, do 16 września — na IV kwartał.

Prenumeratę ze zleceniem wysyłki za granicę przyjmuje Centrala Kolportażu Prasy i Wydawnictw, ul. Towarowa 28, 00-958 Warszawa, konto XV Oddział w Warszawie, nr 1153-201045-139-11.

Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę jest droższa od prenumeraty krajowej o 50% dla zleceniodawców indywidualnych i o 100% dla zlecających instytucji i zakładów pracy.

Cena prenumeraty krajowej: kwartalna zł 75, półroczna zł 150, roczna zł 300.

Egzemplarze archiwalne można nabywać w Dziale Handlowym Wyd. NOT SIGMA ul. Mazowiecka 12, 00-048 Warszawa, tel. 26-80-16.

KARDYMOWICZ A.: Der Fall DC-10 (I). TLiA, 35. Jhrg., 1980, Nr 6, S. 5

Der Verlauf des Flugzeugabsturzes von DC-10 am 25.5.1979 in Chicago sowie seine technischen und navigatorischen Ursachen werden in dem Aufsatz behandelt. Ausserdem wird die Geschichte der vorangehenden Fehler am Flugzeug sowie die Chronologie der unternommenen Schutzvorkehrungen zur Vermeidung von weiteren ähnlichen Katastrophen erörtert. Weiterhin werden andere Unfälle mit DC-10-Flugzeugen sowie die vorgekommene Entziehung der Musterzulassung erwähnt.

MALIŃSKI E.: Elektronisch-optische Systeme der Projektionsanzeigen (HUD) (I). TLiA, 35. Jhrg., 1980, Heft 6, S. 10

Es werden die Vorteile der modernen Projektionsanzeigen im Sichtfeld der vorderen Scheibe der Flugzeugkabine für die Angriffsführung, die Navigation und die Flugkontrolle im Vergleich mit den traditionellen Einrichtungen erwogen. Ferner werden die Kriterien für die Wahl dieser Systeme sowie die Entwicklung der technischen Lösungen dargestellt.

LASON J.: Grünes Licht für die polnische Luftfahr. TLiA, 35. Jhrg., 1980, Heft 6, S. 24

In dem Beitrag wird auf die Anpassung des Luftverkehrs an die neuen Forderungen hingewiesen, die sich aus der dynamischen Entwicklung des Landes und den Exportaufgaben der Luftfahrtindustrie ergibt.

DULEBA L.: RWD-Beitrag zu der Flugzeug-Konstruktionsentwicklung. Entwurf und Bau von Prototypen im DWL (II). TLiA, 35. Jhrg., 1980, Nr 6, S. 28

Die Entstehung der Luftfahrttechnischen Versuchs-Werkstätten, in denen die RWD-Flugzeuge gebaut wurden sowie die Organisation der Entwurfsarbeiten und die angewandten Herstellungsmethoden, werden in dem Aufsatz behandelt.

SIROTIN N. N., KOROWKIN JU. M.: *Tiechniczeskaja diagnostika awiacionnych gazoturbinnych dwigatielej*. Moskwa 1979, s. 272, bibliogr. poz. 48. Cena 1,40 rbl. (28 zł).

Autorzy książki zajmują się turboodrzutowym silnikiem lotniczym jako obiektem diagnostyki technicznej. Opisują podstawowe cele diagnostyki, rozpatrują jej podstawy matematyczne i fizyczne, obserwowane zmiany informacji diagnostycznej w zależności od stopnia rozwoju niesprawności w układach silnika. Podają praktyczne zalecenia konstruowania systemu diagnozowania silników na etapie projektowania, docierania i eksploatacji. Ponadto autorzy opisują właściwości eksploatacyjne silników turbodrzutowych. Zajmują się także diagnostyką na podstawie informacji uzyskanych w czasie lotu.

M.-M.M.

КАРДЫМОВИЧ А.: Дело самолета ДС-10 (I) TLiA, т. 35, 1980 г. № 6, стр. 5

Описана катастрофа самолета ДС-10, которая случилась 25 мая 1979 г. в Чикаго, её технические и летные причины. Приводятся история прежних неисправностей самолета, а также хронология действий, чтобы предупредить подобные происшествия в будущем. Дается также перечень других происшествий самолетов ДС-10, а также другие случаи воздержания сертификатов самолетов в США.

МАЛИНЬСКИ Э.: Электронно-оптические системы индикации (I). TLiA, т. 35, 1980, № 6, стр. 10.

Описаны достоинства проекционных систем индикации на переднем стекле самолета, применяющихся для управления атакой, самолетовождения и пилотирования — по сравнению с традиционными. Указаны критерии выбора этих систем и прогресс в области технических решений.

ЛЯСОНЬ Е.: Зеленый свет для польских крыльев. TLiA, т. 35, 1980, № 6, стр. 24.

В статье указана необходимость приспособления воздушного транспорта к новым задачам, вытекающим из динамического развития страны и необходимости выполнения заданий по экспорту изделий авиационной промышленности.

ДУЛЕМБА Л.: Достижения завода РВД в области конструкции самолетов. Проектирование и постройка прототипов в ДВЛ (II). TLiA, т. 35, 1980 г. № 6, стр. 28.

Описано образование Экспериментальных Авиационных Мастерских (ДВЛ), организация работ по проектированию и применяемые методы производства.



TUNAKOW A. P.: *Miethody optimizacji pri dowodkie i projektirowaniji gazoturbinnych dwigatielej*. Moskwa 1979, s. 184, bibliogr. poz. 35. Cena 0,65 rbl (13 zł)

Książka jest przeznaczona dla inżynierów zajmujących się obliczeniami, projektowaniem, badaniem i pracami rozwojowymi turbinowych, lotniczych silników spaliniowych. Zawiera opis metod optymalizacji charakterystyk tych silników i ich zastosowania w systemie projektowania zautomatyzowanego, przy posługiwaniu się uniwersalnym modelem matematycznym silników turbinowych, co ma dawać wielozakresową optymalizację dla różnych programów regulacji. Autor rozpatruje wpływ stosowanych metod projektowania na charakterystyki silników. Jego wywody ilustrowane są licznymi wzorami, tabelami i wykresami podawanych wartości i funkcji.

M.-M.M.

# lotnicza

## I ASTRONAUTYCZNA

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:  
ul. Chopina 5<sup>B</sup> m. 4  
Tel. 28-64-64

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH  
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

### SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Co decyduje o jakości — organizacja, technologia czy człowiek?	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA . . . . .	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Ceny samolotów lekkich w 1980 r. . . . .	4
Sprawa DC-10 (I) . . . . .	5
PROTOTYPY: Bell Helicopter XV-15 — USA . . . . .	8
PROJEKTY: Shin Meiwa Light Amphibian — Japonia . . . . .	9
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK . . . . .	9
E. Maliński: Elektroniczno-optyczne systemy wskazań projekcyjnych (HUD) (I) . . . . .	10
LUDZIE POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ: Doc. dr inż. Jerzy Kręcisz . . . . .	14
KARTOTEKA TLiA: Bellanca Aries T-250 — USA . . . . .	15
Moravan Zlin Z-142 — CSRS . . . . .	17
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Analiza wpływu parametrów konstrukcyjnych na właściwości samolotu w korkociągu (I) . . . . .	19
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Badania aerohydrodynamiczne (II) . . . . .	23
J. Lasoń: Zielone światło dla polskich skrzydeł (PROBLEMY LOT) . . . . .	24
L. Duleba: Wkład RWD w rozwój konstrukcji samolotu. Projektowanie i budowa prototypów w DWL (II) (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) . . . . .	28
POCZTA LOTNICZA . . . . .	30
KSIĄŻKI LOTNICZE . . . . .	31
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . . . .	III okł.

Na okładce: Samoloty H-14 P — rys. K. Cieślak

KARDYMOWICZ A.: Sprawa DC-10 (I). TLiA, t. XXXV, 1980, nr 6, s. 5

Opisano przebieg wypadku samolotu DC-10, który miał miejsce 25.5.1979 r. w Chicago, oraz jego przyczyny techniczne i pilotażowe. Podano historię poprzednich niesprawności samolotu oraz chronologię działań mających uchronić przed dalszymi podobnymi wypadkami. Wymieniono również inne wypadki samolotów DC-10 oraz inne przypadki zawieszenia certyfikatów samolotów w USA.

MALIŃSKI E.: Elektroniczno-optyczne systemy wskazań projekcyjnych (HUD) (I). TLiA, t. XXXV, 1980, nr 6, str. 10

Omówiono zalety nowoczesnych systemów wskazań projekcyjnych w polu widzenia przedniej szyby samolotu stosowanych do kierowania ataku, nawigacji i kontroli lotu w odniesieniu do środków tradycyjnych. Przedstawiono kryteria dla motywacji doboru tych systemów oraz ewolucję rozwiązań technicznych.

LASOŃ J.: Zielone światło dla polskich skrzydeł. TLiA, t. XXXV, 1980, nr 6, str. 24

W pracy wykazano konieczność dostosowania transportu lotniczego do nowych potrzeb wynikających z dynamicznego rozwoju kraju oraz potrzeb dla sprostania zadaniom eksportowym w przemyśle lotniczym.



Redaktor naczelny:  
mgr inż. **Andrzej Glass**  
Sekretarz Redakcji:  
**Emilia Łazarewicz**

Redaktorzy działowi:

mgr inż. **K. Dąbrowski**, dr inż. **A. Gołędziński**, mgr inż. **A. Kardymowicz**, mgr inż. **W. Kordecki**, dr inż. **J. Morawski**, inż. **K. Szumielewicz**, mgr inż. **J. Staszek**

Rada Programowa:

mgr inż. **M. Augustynowicz**, mgr inż. **A. Glass**, dr inż. **H. Grzegorzczak**, mgr inż. **J. Grzegorzewski**, mgr inż. **F. Gwiżdż**, dr inż. **B. Jancelewicz**, mgr inż. **E. Kotodziński**, dr inż. **T. Kostia**, mgr inż. **J. Kowalczyk**, mgr inż. **T. Królikiewicz** (przewodniczący), mgr inż. **R. Legięcki**, mgr inż. **A. Misiorek**, mgr **Z. Pawlak**, inż. **R. Wolfiński**.

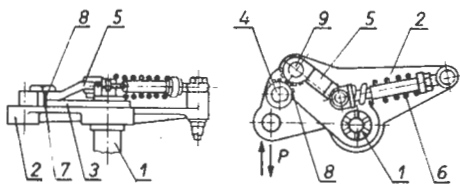
DULEBA L.: Wkład RWD w rozwój konstrukcji samolotu. Projektowanie i budowa prototypów w DWL (II). TLiA, t. XXXV, 1980, nr 6, s. 28

Opisano powstanie Doświadczalnych Warsztatów Lotniczych budujących samoloty RWD, organizację prac projektowych oraz stosowane metody produkcyjne.

W Biuletynie Urzędu Patentowego (BUP) z grudnia 1978 r. i stycznia 1979 r. opublikowano zgłoszenia czterech wynalazków dokonanych przez pracowników Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec.

● P. Rudny, J. Kuroń i E. Bomba zaprojektowali sprzęgło rozłączne szybko-nastawialne. Sprzęgło jest konstrukcją przenoszącą moment obrotowy w obu kierunkach.

Na wałku 1 zamocowano obrotowo dźwignię 2, która jest sprzężona przez zabierak 3,



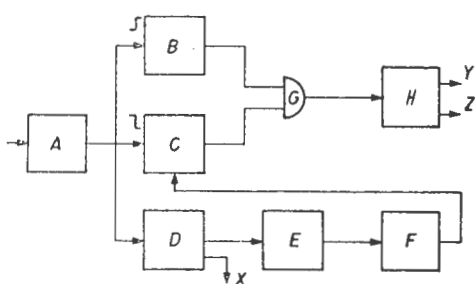
Rys. 1. Sprzęgło rozłączne szybko-nastawialne

zębniak 4 i koło 5. Układ w połączeniu utrzymuje siła sprężyny 6, a blokowanie takiego sprzężenia następuje przez krawędzie 7 zabieraka 3 i występy 8 i 9 w zębniaku 4 i dźwigni 5.

Opis wynalazku zamieszczono w BUP nr 26/1978 r., w klasie F16D, pod nr P. 202829 T.

● Wynalazek J. Drozda i A. Sidoruka dotyczący układu znakowania kąowego wykresu oscyloskopowego, rozwiązuje zagadnienie wyeliminowania impulsów zakłóceń pojawiających się pod wpływem drgań w momentach, w których sygnał z czujnika znaków kąowych spada do wartości zerowej oraz umożliwienia wykorzystania wytworzonego w układzie sygnału proporcjonalnego do prędkości obrotowej do pomiaru lub rejestracji.

Układ znakowania kąowego wykresu oscyloskopowego stosowany przy indykowaniu maszyn tłokowych, zwłaszcza silników spalinowych, charakteryzuje się tym, że wejściowy człon formujący A połączony

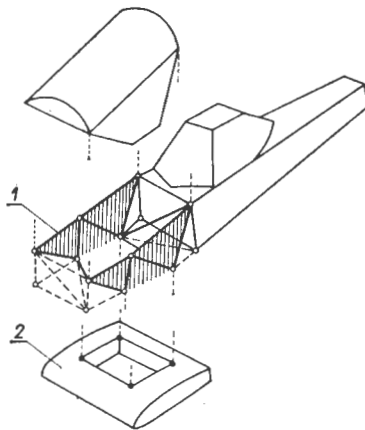


Rys. 2. Układ znakowania kąowego wykresu oscyloskopowego

jest równocześnie z multiwibratorem monostabilnym B, multiwibratorem monostabilnym blokującym C i przetwornikiem częstotliwość-napięcie D. Przetwornik częstotliwość-napięcie D, mający dodatkowe wyjście X sygnału proporcjonalnego do prędkości obrotowej, jest sprzęgnięty przez detektor poziomów prędkości E i człon sterujący F z multiwibratorem monostabilnym blokującym C. Wyjścia multiwibratora monostabilnego B i multiwibratora monostabilnego blokującego C połączone są z bramką logiczną iloczynu G, która z kolei jest połączona z członem wyjściowym H mającym dwa wyjścia Y i Z.

Opis wynalazku opublikowano w BUP nr 26/1978 r., w klasie G01R, pod nr P. 220694 T.

● J. Oleksiak, J. Rumszewicz, T. Widełka, K. Piwek i Z. Klepacki zaprojektowali samolot, zwłaszcza typu gospodarczego. Wynalazek dotyczy samolotu o dużej komorze ładunkowej w kadłubie bez usztywnień zewnętrznych lub wewnętrznych, z dużym



Rys. 3. Samolot, zwłaszcza typu gospodarczego

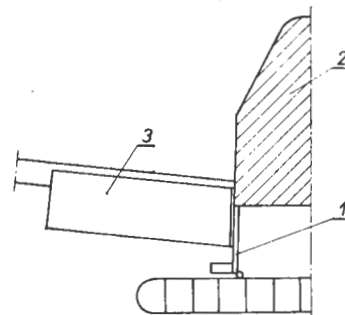
otworem od góry i od dołu z jednoczesnym zapewnieniem wytrzymałości i sztywności kadłuba.

Samolot, zwłaszcza typu gospodarczego, dolno- lub górnopłat z przeznaczeniem rolniczym i transportowym charakteryzuje się tym, że kratownica 1 lub inna struktura nośna, skorupowa lub półskorupowa, niesztynna, jest nabudowana na sztywnym elemencie 2 skrzydła w układzie dolno- lub górnopłata, tworząc sztywną całość.

Wynalazek, chroniony trzema zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 1/1979 r., w klasie B64c, pod nr P. 198567.

● Wynalazek J. Rumszewicza i T. Widełki dotyczy urządzenia zwiększającego efektywność kłapy, zwłaszcza w układzie dolnopłata.

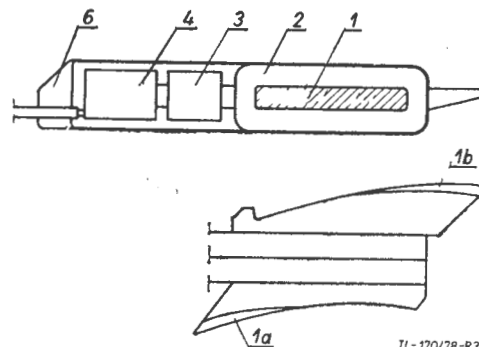
Urządzenie charakteryzuje się tym, że składa się z płyty brzegowej 1, zamocowanej do kadłuba 2 samolotu, obejmującej swoim bocznym zarysem pełny zarys położenia kłapy 3.



Rys. 4. Urządzenie zwiększające efektywność kłapy

Opis wynalazku, chronionego trzema zastrzeżeniami, wydrukowano w BUP nr 1/1979 r., w klasie B64c, pod nr P. 198568.

● Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych zgłosił do ochrony wzór użytkowy pn. Defektoskop magnetyczny do badania łopatek maszyn wirnikowych (bez konieczności ich demontażu), którego twórcami są E. Kania i R. Ruika.



Rys. 5. Defektoskop magnetyczny do badania łopatek maszyn wirnikowych

Defektoskop ma postać sondy zawierającej — we wspólnej obudowie 6 — rdzeń 1 i uzwojenie 2 elektromagnesu oraz połączone z nim elektrycznie przełącznik 3 i regulator 4 natężenia prądu. Rdzeń 1 ma postać płaskiej płytki o takim kształcie, aby mieściła się ona w przestrzeni między dwiema sąsiednimi łopatkami i przylegała krawędziami 1a i 1b do zarysów łopatek.

Zgłoszenie z dnia 17.12.1976 r. opublikowano w BUP nr 21/1977 r., w podklasie G01 N, pod nr W. 56722.

cd. ze s. 27

70 min). Mimo ogromnych kosztów budowy lotnisk i wzrostu cen paliwa wskazane jest obniżanie opłat za przewóz w miarę wzrostu wielkości i średniej produktywności samolotów, średniej częstotliwości obsługi linii, zwiększonego średniego nalotu godzin na samolot itp. Wskazane jest też racjonalne opanowywanie krótkich tras przez wprowadzanie samolotów skróconego startu i lądowania umożliwiając dotarcie do centrów aglomeracji. Niemalże znaczenie ma na tym odcinku optymalne wykorzystanie kadr i struktur organizacyjnych, a także efektywne wykorzystanie czasu pracy na każdym stanowisku roboczym. Zobowiązują nas do tego Wytyczne VIII Zjazdu PZPR.

Reasumując, należy więc dążyć do szybkiego i pryncypialnego wdrażania Wytycznych VIII Zjazdu PZPR przez

prowadzenie odpowiednich prac naukowo-badawczych, konsultacje i wymianę doświadczeń oraz właściwe akty prawne i wytyczne uwzględniające opinie oraz postulaty i wnioski różnych środowisk, które od wielu lat wypowiedają się jednoznacznie za cywilnym lotnictwem transportowym PRL, za jego rangą i znaczeniem w życiu społeczno-gospodarczym Polski. Wydaje się więc celowe jednoznaczne określenie roli i miejsca cywilnej komunikacji lotniczej PRL w systemie społeczno-ekonomicznym kraju i w świecie. Decyzje podejmowane w tej dziedzinie mają szczególną wagę, bo nie mogą kierować się interesem i efektem doraźnym, ale muszą dostrzec i uwzględnić potrzeby Polski jutra, aby przyszłe pokolenie nie musiało odrabiać strat, jak my to obecnie będziemy czynić w latach osiemdziesiątych.



# PZL M-20 MEWA



**OVER 2500 SENECA'S FLYING ALL OVER THE WORLD**

EO/651/K/80

- License version of Piper Seneca II
- Twin-engine executive aircraft
- 6-7 seats
- All-metal
- Retractable tricycle landing gear
- Two PZL - Franklin 6A 164 kW (220 hp) engines
- Max speed 367 km/h
- Range max 1625 km



**PZL - MIELEC**

40 years of experience  
10 thousand of aircraft built

**Manufacturer:**

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec  
ul. Ludowego Wojska Polskiego 3  
39-301 Mielec, Poland

**Exporter:**

PEZETEL Foreign Trade Enterprise  
of Aviation Industry

Aleja Stanów Zjednoczonych 61  
03-965 Warszawa, PO.Box 61, Poland

Phone: 10-80-01, Cable: Pezetel, Telex: 813 314 pzpl.

 **PEZETEL**  
POLAND