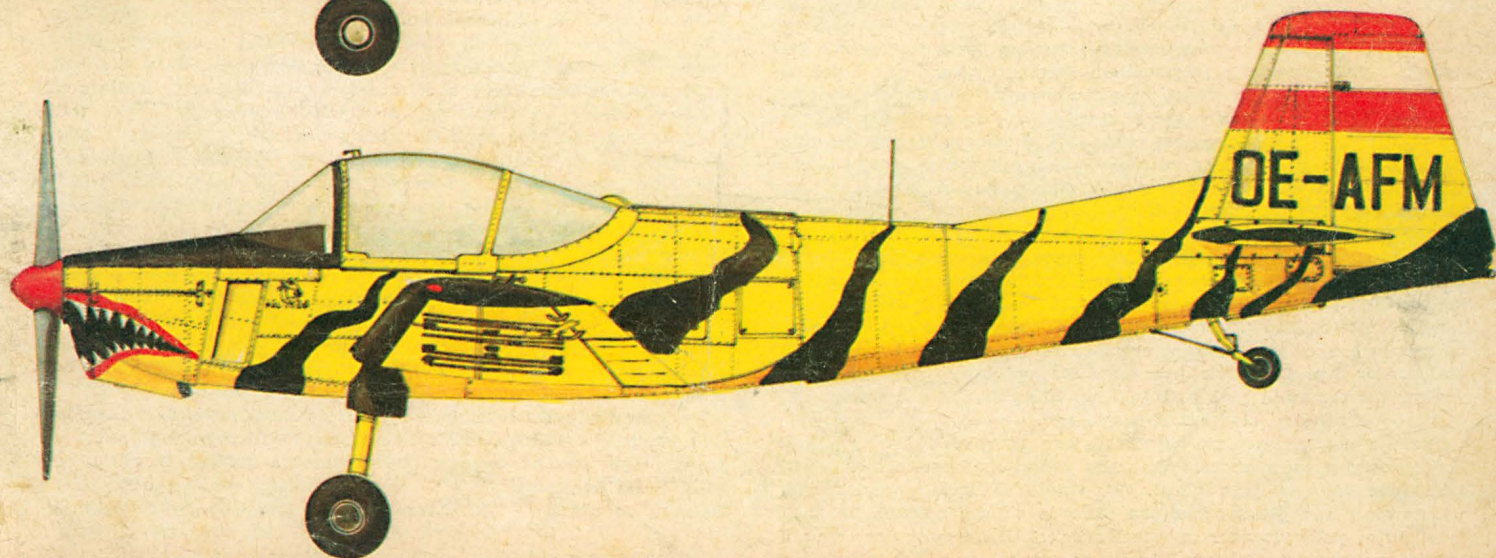
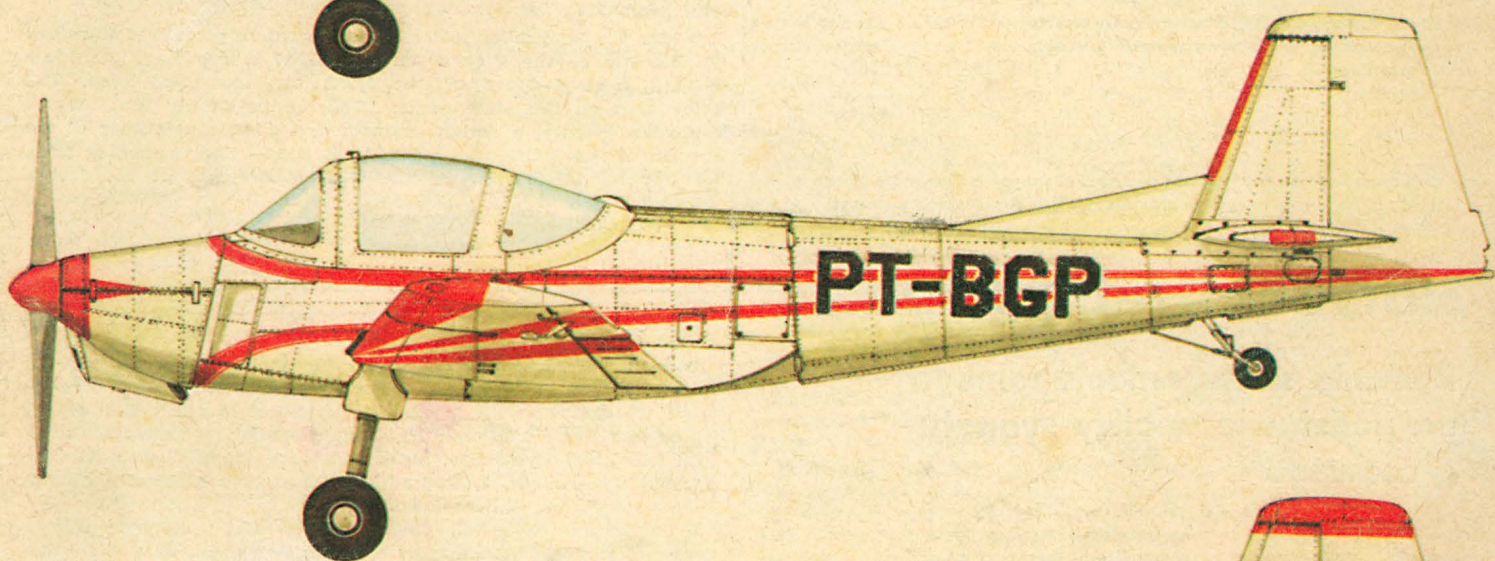
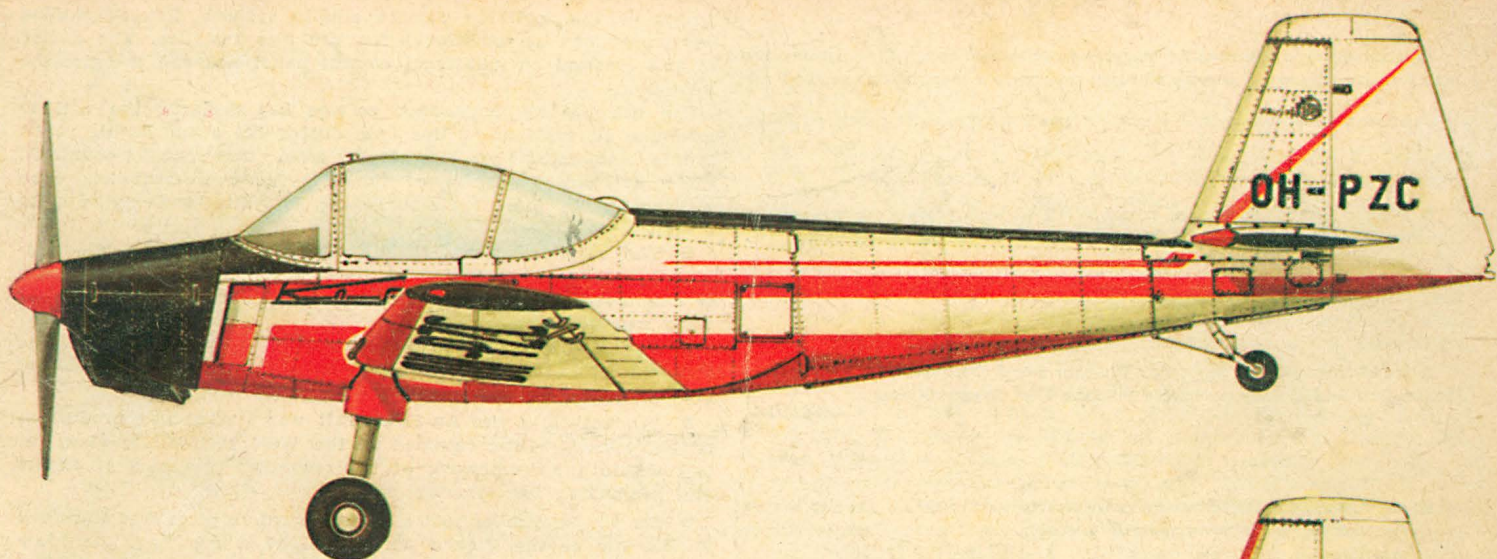


TECHNIKA

3'83

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● Сельскохозяйственный самолет **M18 Дромадер** до конца 1982 г. получил пять зарубежных сертификатов, т.е. канадский, югославский, французский, американский, венгерский. Готовится сертификат в СССР.

● Во второй половине сентября 1982 г. состоялся первый полет прототипа санитарного варианта легкого самолета **ПЗЛ М20 Мева**, построенного в ВСК ПЗЛ-Мелец. Самолет оборудован двигателями польского производства **ПЗЛ-6ФА-350С** мощностью в 147 квт (200 лс). Уже изготовлены 4 штуки самолета **Мева**. Самолет имеет место для носилок (для одного больного) а также места для врача и медсестры. Он оборудован кислородной системой для больного и другим медицинским оборудованием, имеется возможность установки инкубатора.

Радиоаппаратура обеспечивает наружное сообщение врачу. Санитарная авиация Польши планирует покупку 40 таких самолетов в течение ближайших 5 лет

Самолет разработан группой конструкторов под управлением инж. К. Пивка

● В конце октября пр. года на заводе ВСК ПЗЛ-Мелец собран сто пятьдесятый самолет **ПЗЛ М18 Дромадер**. В 1982 г. выпущены 80 самолетов **Дромадер** для зарубежных покупателей.

● На Международной Ярмарке в Пловдив в 1982 г. золотой медалью удостоен дельтаплан **З-80Б**, выпускающийся заводом ПЗЛ Варшава-Окенце.

● На заводе ВСК ПЗЛ-Мелец в рамках развития экспорта и для внутренних потребителей запущено производство самолета **Ан-28** и возобновлен выпуск самолета **Искра**.

● 8 сентября 1982 г. в Варшаве на доме где жил инж. **Станислав Вигура** (улица Пенкна, д. № 66) — создатель самолетов РВД, установлена памятная таблица.

● Till the end of 1982, the **M18 Dromader** ag-plane was granted five foreign certificates, i.e.: the Canadian, Yugoslavian, French, American and Hungarian ones. The procedure to grant it the sixth certificate in Czechoslovakia is just pending.

● A tests fligh of a prototype of the ambulance version of the **PZL M20 Mewa** light airplane took place in the latter part of September 1982. This aircraft is equipped with **PZL-6FA-350 C** engines 147 kW (200 hp). So far 4 Mewa airplanes have been manufactured and two of them are used for training of pilots carried on at the Flying Personnel Training Centre in Rzeszów. The doctor's seat is placed in the middle and the nurse's one — in the rear fuselage part. Large space has been provided for a single stretcher which can be easily loaded through the rear airplane hatch. The racle to support the stretcher is mounted at the same points as the seat. An oxygen supply system, drip suspending equipment and an additional fan are also installed. The doctor at this disposal an additional control panel and can energize the incubator.

The national air ambulance service has declared the will to purchase 40 airplanes of this type during hte 5 approaching years. Similar declarations are also coming from other socialist countries.

The ambulance version of the **M20 Mewa** aircraft has been worked out by the team managed by Krzysztof Piwek, the chief designer.

● The one-hundred-and-fiftieth ag-plane of the **PZL-M18 Dromader** type was assembled at the end of November last year. 80 Dromaders, in the aggregate, earmarked for foreign customers, were manufactured in 1982.

● The **Z-80B** factory-made paraglider, manufactured at the **PZL Warszawa-Okęcie** Works, was awarded the golden medal at the International Fair in Plovdiv in 1982.

● Production of the **An-28** aircraft was started and production of the **Iskra** jet was resumed at the **WSK PZL-Mielec** plant in 1983 within the framework of the operating programs of export and production for domestic demand.

● On 8th September 1982 a commemorative plate was unveiled in Warsaw at the Piękna Street No. 66 where Eng. Stanisław Wigura, a co designer of the **RWD** airplanes, had lived. The inscription on the plate reads: "This is the family home which **Stanisław Wigura**, a design engineer and pilot, a co-author of the success of the Polish wings (9th April 1903 — 11th September 1932), left for his last flight. On the 50-th anniversary of his death. Warsaw, 1982".

НОВОСТИ ТЕХНИЧЕСКИЕ

Badanie stanu emocjonalnego na podstawie analizy sygnału głosowego

W dowolnej sferze działalności ludzkiej wykonanie określonego zadania wiąże się z odpowiednim stanem emocjonalnym. Bez emocji prawdopodobnie niemożliwa byłaby jakakolwiek działalność człowieka. Stwierdzono, że podwyższenie stanu emocjonalnego ponad stan normalny może przyczynić się do zwiększenia jakości wykonywanej pracy nawet o 20÷30%. Sugeruje się, że do optymalnego wykonania pracy potrzebny jest optymalny poziom emocji. Emocje mogą pobudzić do działania nawet wówczas, gdy zawodzi zdrowy rozsądek. Wszystko to świadczy o ogromnym wpływie emocji na działalność człowieka.

Nie bez przyczyny w lotnictwie dużą wagę przykładają do badań stanu emocjonalnego pilotów, kontrolerów ruchu lotniczego, załóg lotniczych, od pracy których w dużym stopniu zależy bezpieczeństwo lotów. Przeprowadzane obecnie badania polegają na pomiarach ciśnienia krwi, częstotliwości pulsu, wykonaniu kardiogramów itp. Człowiek jest wówczas oplątany pajęczyną przewodów od różnorodnych nadajników, których suma wskazań daje dopiero obraz jego stanu emocjonalnego.

Okazuje się, że istnieje wystarczająco pewny, dokładny i bezkontaktowy sposób określenia stanu emocjonalnego człowieka na podstawie badania jego głosu. W stanie napięcia emocjonalnego podstawowy ton głosu człowieka zmienia się w granicach 50÷250 Hz (następuje podwyższenie częstotliwości). Ulega również zmianie indeks pauzowania będący ilorzem czasu pauz do całkowitego czasu mowy.

Badania stanu emocjonalnego człowieka przy wykorzystaniu analizy sygnału głosowego rozpoczęto w ZSRR w 1975 r. Uczestniczą w nich: Instytut Wyższych Czynności Systemu Nerwowego i Neurofizjologii Akademii Nauk, filie Medycyny Lotniczej Instytutu Lotnictwa Cywilnego, biura konstrukcyjne Biologicznej i Medycznej Cybernetyki Leningradzkiego Instytutu Elektrotechnicznego oraz Centrum Obliczeniowe.

W wyniku wykonanych prac skonstruowano urządzenie służące do wyodrębniania parametrów sygnału głosowego. Składa się ono z pamięci magnetycznej analizatora częstotliwości, specjalnie zaprogramowanej elektronicznej maszyny obliczeniowej oraz wielu innych urządzeń służących do analizy sygnału głosowego i wprowadzenia go do urządzenia przeliczającego. Urządzenie może określić stan emocjonalny człowieka nawet na podstawie jednego wyrazu (np. „niebo”), w którym znajdują się co najmniej dwie dźwięczne głoski.

Przy użyciu tego urządzenia przeprowadzono badania dotyczące stanów emocjonalnych. Udało się określić optymalny stan emocji dla poszczególnych osób. Stwierdzono jednak, że dla każdej z przebadanych osób jest on różny. Obecnie badania idą w kierunku określenia ładunku emocjonalnego dla każdego rodzaju działalności, co ma ścisły związek ze zdolnością do wykonywania pracy.

W odniesieniu do lotnictwa rysuje się możliwość, że na podstawie krótkiego dialogu kontrolera ruchu lotniczego z pilotem, zawierającego wyrazy testowe, będzie można podjąć decyzję, czy pilot może kontynuować lot, czy też należy mu się odpoczynek. Nabiera to szczególnego znaczenia przy lotach długotrwałych.

Na podstawie artykułu w gazecie „Wozdusznyj transport” z dn. 10.8.1982 r. oprac. mgr inż. Kazimierz Gilewski



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVIII MARZEC 1983

TECHNIKA

3'83

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Sztuka współpracy zamawiającego z wytwórnią lotniczą

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Przemysł lotniczy nie tworzy prototypów i nie ulepsza wyrobów jako „sztuka dla sztuki”, lecz na konkretne zapotrzebowanie. Czasem bywa to wynik analizy potrzeb rynku, lecz zazwyczaj jest to zamówienie odbiorcy, który reflektuje na większą liczbę samolotów, śmigłowców czy szybowców danego typu.

W ostatnim 20-leciu polski przemysł lotniczy miał następujących głównych odbiorców swej produkcji:

- Związek Radziecki (75÷80% produkcji samolotów i śmigłowców),
- polskie lotnictwo wojskowe (5÷10% produkcji samolotów i śmigłowców),
- polskie lotnictwo rolnicze i sanitarne (ok. 5% produkcji samolotów i śmigłowców),
- Aeroklub PRL (2% samolotów i 15% produkcji szybowców),
- kraje demokracji ludowej (ok. 5% produkcji samolotów i śmigłowców i 60% szybowców),
- kraje Trzeciego Świata i kraje kapitalistyczne (3% produkcji samolotów i śmigłowców i 25% produkcji szybowców).

Oczywiście wyżej podane procenty stanowią jedynie dane orientacyjne pokazujące tylko rząd wielkości, gdyż proporcje te dla każdego pięciolecia były inne.

W zasadzie sprzedaż eksportowa dla ostatnich dwóch nabywców odbywała się przy okazji rozwinięcia produkcji dla najważniejszych odbiorców. Zamawiającymi nowe typy byli z zasady tylko czterej pierwsi nabywcy.

Jeśli zamawiający chce, aby przemysł lotniczy dostarczał mu wyroby zgodnie z jego bieżącymi potrzebami — to musi prowadzić ciągłą politykę zamówień, czyli dbać o to, aby przemysł miał stałe zajęcie dla biur konstrukcyjnych i zakładów produkcyjnych. Tylko wówczas kwalifikacje biur konstrukcyjnych będą stale rosły a moc produkcyjna zakładów będzie do ich dyspozycji. Brak zrozumienia tej fundamentalnej prawdy objawia się nierytmicznością zamówień, co szybko powoduje efekt „czkawki”, tj. raz zamówień jest nadmiar i nowo tworzone biura konstrukcyjne nie mogą nadażyć, zaś zakład ma trudności z nagłym zwiększeniem produkcji lotniczej, a nieco później z braku zamówień trzeba likwidować biura konstrukcyjne a produkcję przedstawiać na wyroby nielotnicze. „Czkawka” uniemożliwia zebranie doświadczeń konstrukcyjnych i produkcyjnych powodując, że wiele problemów jest rozwiązywanych co parę lat od nowa. Ta nierytmiczność pracy biur konstrukcyjnych i produkcji jest źródłem wielu trudności przemysłu lotniczego i poważnie hamuje wzrost poziomu konstrukcji i produkcji.

Po tych wstępnych uwagach zanalizujmy jak przebiegała w latach 1947÷1982 współpraca zamawiających z naszym przemysłem lotniczym. Zaczniemy od odnotowania objawów tej współpracy. Liczba samolotowych i śmigłowcowych zespołów w biurach konstrukcyjnych w latach 1947÷1950 wynosiła trzy, w 1951 — jeden, w latach 1953÷1955 trzy, a w latach 1957÷1962 sześć. W okresie 1965÷1971 działały dwa biura, zaś od 1971 r. cztery biura, a w niektórych z nich było po kilka zespołów. Najbardziej charakterystyczne jest to, że tylko nieliczne zespoły miały możliwość pracować pod kierownictwem tego samego głównego konstruktora przez dłużej niż 10 lat. Największy dorobek

miały zespoły, które utrzymały się przez 15 lat (T. Sołtyka i A. Frydrychewicza). Nierytmiczność pracy biur konstrukcyjnych pokazałby najlepiej wykres zmian zatrudnienia w biurach konstrukcyjnych, którym niestety nie dysponujemy. Drugim wskaźnikiem może być liczba zbudowanych prototypów. W pięcioleciu 1947÷1951 powstało ich 19 (w 1948 r. — 7), zaś w pięcioleciu 1952÷1956 tylko dwa. Pięciolecie 1957÷1961 dało 12 prototypów, a następne dwa lata 1962÷1963 aż 6. Natomiast w dziesięcioleciu 1964÷1972 powstało tylko 10 prototypów, w pięcioleciu 1973÷1977 — 11, a w pięcioleciu 1978÷1982 — 14. Przebieg tych zmian przypomina linię falistą. Wzrost liczby budowanych prototypów przypada na koniec lat czterdziestych, koniec lat pięćdziesiątych i lata siedemdziesiąte, minima krzywej to połowa lat pięćdziesiątych oraz lata sześćdziesiąte.

Sprawę rytmiczności zamówień rozpatrzmy na przykładzie samolotów szkolnych i szkolno-treningowych, gdyż w tej kategorii powstało u nas szczególnie dużo prototypów, a kilka typów weszło do produkcji seryjnej. Samoloty te zamawiało zarówno wojsko jak i aeroklub, przy czym aeroklub uzgadniał swe zamówienia z wojskiem, ponieważ samoloty miały być używane na obozach lotniczego przysposobienia wojskowego. Niezbyt zgrane ze sobą były pierwsze zamówienia na samoloty Żak, Zuch, CSS-10 i CSS-11 dla aeroklubów. Pierwsze zamówienie wojskowe było na samolot Junak 1, który doczekał się rozwoju w postaci wersji Junak 2 i Junak 3. Biuro konstrukcyjne, w którym powstał Junak rozwiązano w 1950 r. W 1952 r. zespół utworzony przez T. Sołtyka przystąpił do prac nad samolotem Bies. Po wprowadzeniu Biesa do produkcji, ten sam zespół zaprojektował odrzutową Iskrę. Następna praca tego zespołu, projekt samolotu Grot, została przerwana. Natomiast w okresie powstawania Iskry i Grota w Mielcu zostały zbudowane samoloty szkolne M-2 i M-4 Tarpan, do produkcji których nie doszło. Równocześnie powstał szkolno-sportowy Kos. Niestety wszystkie trzy zespoły konstruktorów przestały istnieć. Gdy w latach siedemdziesiątych zaistniała konieczność opracowania nowych samolotów szkolnych i szkolno-treningowych dla aeroklubów i szkolnictwa lotniczego, wzięto licencję na samolot sportowy Koliber oraz przystąpiono do prac nad następcami Biesa (PZL-130 Orlik) i Iskry. Brak ciągłości prac biur konstrukcyjnych zajmujących się samolotami szkolnymi i szkolno-treningowymi zmusza do zdobywania doświadczeń w tym zakresie na nowo. W wielu krajach ciągłość pracy biur konstrukcyjnych jest podtrzymywana przez odbiorców zamówieniami na kolejne modyfikacje i wersje samolotu, nawet już po zakończeniu jego produkcji, póki jeszcze samolot jest intensywnie użytkowany.

W samej produkcji lotniczej naszego przemysłu występują mniejsze wahania odkad zamówienia na jego wyroby składa u nas Związek Radziecki, tj. od 1955 r. Wraz z zamówieniami otrzymujemy dokumentację wyrobów i dzięki wieloletnim kontraktom ok. 80% mocy produkcyjnych przemysłu jest wykorzystane w sposób ciągły.

Przyjrzyjmy się jeszcze problemowi budowy prototypów szybowców i produkcji szybowców. W latach 1946÷1954 jedynym odbiorcą polskich szybowców był aeroklub. Eksport szybowców został zapoczątkowany w 1955 r., lecz

cd. na s. 2



POLSKA

● Samolot rolniczy M18 Dromader do końca 1982 r. uzyskał pięć zagranicznych certyfikatów, a mianowicie: kanadyjski, jugosłowiański, francuski, amerykański, węgierski. Przygotowuje się szóste świadectwo typu w Czechosłowacji. (*Głos Zatoki 14/82*)

● W drugiej połowie września 1982 r. odbył się próbny lot prototypu sanitarnej wersji lekkiego samolotu PZL M20 Mewa, zbudowanego w WSK PZL Mielec. Samolot jest wyposażony w silniki produkcji krajowej PZL-F6A-350 C o mocy 147 kW (200 KM). Dotychczas wyprodukowano 4 egz. samolotu Mewa. Samolot ma miejsce dla jednej pary noszy oraz fotele dla lekarza i pielęgniarki. Wyposażony jest w instalację tlenową dla chorego oraz inne wyposażenia medyczne. Istnieje możliwość zainstalowania inkubatora. Instalacja radiowa umożliwia lekarzowi łączność zewnętrzną.

Krajowe lotnictwo sanitarne zgłosiło chęć nabycia w ciągu 5 najbliższych lat 40 egz. tych samolotów. Napływają także zgłoszenia z innych państw socjalistycznych.

Wersja sanitarna samolotu M20 Mewa została opracowana przez następujących konstruktorów: I. Drozdowski, Z. Dulniawkę, J. Janczara, H. Józwicka, W. Otto, Z. Puchanę, Z. Sabaję, S. Wita. Całością prac kierował główny konstruktor Krzysztof Piwek. (*Głos Zatoki 14/82*).

● Ceny polskich szybowców w 1982 r.: dwumiejscowy SZD-50 Puchacz — 2 102 000 zł, wysokowyczynowy SZD-42 Jantar 2B — 1 934 000 zł, SZD-48 Jantar Standard 2 — 1 355 000 zł.

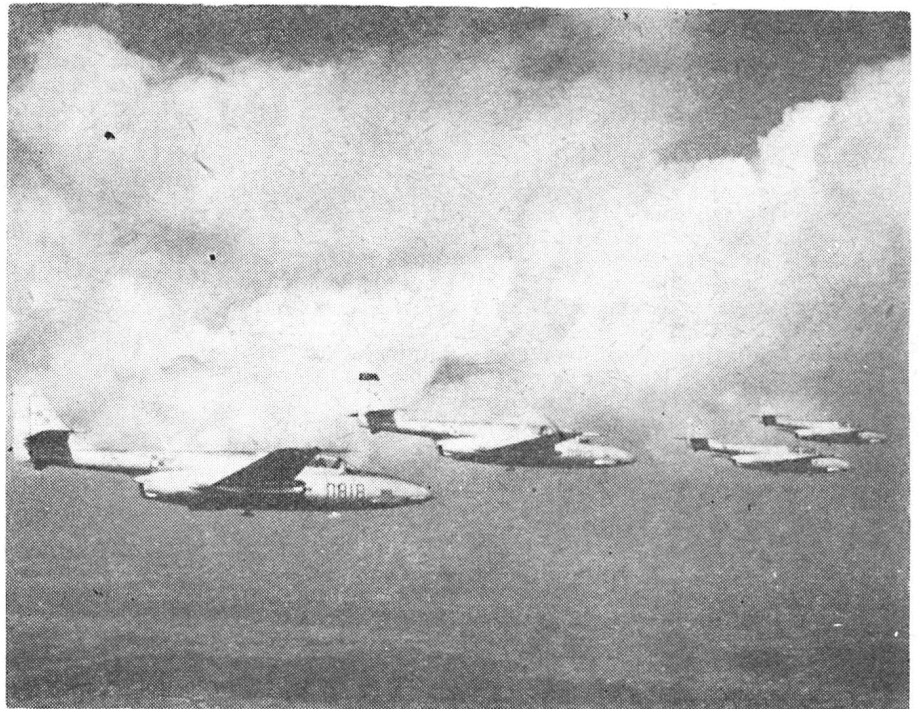
● Wprowadzony w naszych aeroklubach w 1982 r. cennik usług lotniczych ustala, że godzina lotu samolotami: Zlin 42 i Zlin 526 kosztuje 7000 zł, Zlin 142 — 7700 zł, Jak-12 i PZL-101 Gawron — 8000 zł, PZL-104 Wilga — 8500 zł, An-2 — 14 000 zł; motoszybowcem SZD-45 Ogar — 3200 zł, szybowcem o doskonałości poniżej 29 — 1600 zł, o doskonałości 30÷39 — 2000 zł, zaś o doskonałości ponad 40 — 3000 zł; skok spadochronowy z wysokości 800 m — 2000 zł, zaś z wysokości 3200 m — 4000 zł; jedna godzina lotu z instruktorem — 500 zł, zaś jedna godzina wykładu — 200 zł.

● W końcu października ub. roku w WSK PZL-Mielec zmontowano sto pięćdziesiąty egzemplarz samolotu rolniczego PZL M18 Dromader. W 1982 r. wyprodukowano łącznie 80 egz. Dromaderów, które przeznaczono dla odbiorców zagranicznych. (*Skrzydłata Polska 7.11.1982 r.*)

● Na Międzynarodowych Targach w Płowdiw w 1982 r. złotym medalem została wyróżniona lotnia przemysłowa Z-80B, wyprodukowana w PZL Warszawa-Okęcie. (*Skrzydłata Polska 7.11.1982 r.*)



W 1982 r. redakcja *Techniki Lotniczej i Astronautycznej* otrzymała dyplom honorowy Międzynarodowej Federacji Lotniczej FAI za krzewienie wiedzy lotniczej w dziedzinie sprzętu dla lotnictwa sportowego



Samoloty szkolno-treningowe TS-11 Iskra. Fot. L. Zieliński

cd. ze s. 1

nadal 70÷80% produkcji nabywał aeroklub. Jednakże wkrótce został popełniony gruby błąd. W latach 1958÷1961 APRL kupował po 150 szybowców rocznie (Muchy Standard, Czaple), a następnie gwałtownie zmniejszył zakupy. W 1962 r. zakupił 37 sztuk, w 1963 r. — 9. W pięciolecie 1965÷1969 APRL kupował rocznie po 4÷5 szybowców. Nic dziwnego, że sytuacja ta zmusiła zakłady szybowcowe do zaprzestania traktowania aeroklubu jako liczącego się zleceńodawcy i postawienia na odbiorców zagranicznych (jednym z głównych stało się szybownictwo NRD). Prowadzenie w latach 1973÷1977 produkcji Piratów w Świdniku umożliwiło aeroklubowi nabywanie w tym okresie po ok.

80 szybowców rocznie, lecz stanowiło to ok. 30% naszej produkcji szybowcowej. Gdy Świdnik zakończył produkcję, a głównym zakładem produkcyjnym zostało tylko Bielsko — produkcja spadła do 100÷120 szybowców laminatowych rocznie. Zdobyta pozycja na rynkach zagranicznych, ze względu na potrzeby dewizowe kraju, nie pozwala na rezygnację z eksportu. Dlatego w ostatnich latach APRL z trudnością uzyskiwał 15 do 19 szybowców rocznie. Błędy popełnione przez zamawiającego w latach sześćdziesiątych są mocno odczuwalne jeszcze po upływie 20 lat. Współpraca zamawiającego z wytwórcą jest sztuką wymagającą dalekowzroczności w przewidywaniu skutków prowadzonej polityki zamówień.

● W WSK PZL-Mielec w ramach programów operacyjnych eksportu i produkcji na potrzeby krajowe uruchomiono w 1983 r. produkcję samolotu **An-28** oraz wznowiono produkcję **Iskry**. (Głos Załogi nr 14/82)

● 8 września 1982 r. w Warszawie na posesji ul. Piękna 66, gdzie mieszkał inż. Stanisław Wigura — współtwórca samolotów RWD dokonano odsłonięcia tablicy pamiątkowej. Napis na tablicy głosi: „Dom rodzinny, z którego wyszedł w swój ostatni lot inżynier konstruktor pilot Stanisław Wigura 9.IV.1903÷11.IX.1932 r. współtwórca sukcesu polskich skrzydeł. W 50 rocznicę śmierci. 1982 Warszawa”. (Skrzydłata Polska 7.11.1982 r.)



BULGARIA

● W Narodowym Wojskowym Muzeum Historycznym w Sofii (ul. Skobolew 23) są wystawione samoloty: **Ił-2**, **Tu-2s**, **Jak-3**, **Jak-9U** i **Jak-23**. W Muzeum Marynarki Wojennej w Warnie (bulwar Czerwonoarmiejski 2) wystawiony jest wodnosamolot **Arado Ar-196**.



BRAZYLIA

● Wytwórnia Embraer rozpoczęła montaż prototypu 30-miejscowego samolotu pasażerskiego **Brasilia**. Prototypy silników **PW115** do tego samolotu mają już za sobą 1500 h prób. (AM 839)



EGIPT

● Lotnictwo wojskowe zakupiło 23 samoloty transportowe **C-130H Hercules**, z których 3 dostarczono w 1982 r. (AM 839)

● Wytwórnia samolotów i śmigłowców w Heluan zatrudnia 10 000 pracowników, w tym w zakładzie płatowcowym 3000 osób, śmigłowcowym 3500 i silnikowym 3000. (AM 839)



HOLANDIA

● Spadek zamówień na samoloty spowodował zmniejszenie zatrudnienia w wytwórni **Fokker** o 1400 pracowników (z 9500 do 8100). (AM 839)



HISZPANIA

● Zimbabwé zamówiło 12 samolotów transportowych **CASA-212 Aviocar**. (AM 838)



FRANCJA

● 370 samolotów szkolno-treningowych **Alpha Jet** znajdujących się w użyciu wylatało już 100 tys. h. (AM 839)

● Peru zamówiło 26 samolotów myśliwskich **Mirage 2000** po 27 mln dol. za egzemplarz. (AM 839)

● Wyprodukowano już 1000 silników **Turbomeca-SNECMA Larzac** używanych na samolotach **Alpha Jet**. (GIFAS-1338)

● Ośrodek Szkolenia Lotniczego dla Zagranicy **FIAS** szkoli konstruktorów dla indonezyjskiej wytwórni samolotów **Nurtanio**. (GIFAS-1338)

● 20 listopada 1982 r. pierwszy seryjny samolot myśliwski **Mirage 2000** wykonał pierwszy lot. (GIFAS-1340)

● Wytwórnia **SOCATA** opracowuje dwusilnikowy samolot lekki **TB-60** o układzie zbliżonym do samolotu **Partenavia P-68 Victor**. Napęd stanowią dwa silniki tłokowe **Lycoming** po 243 kW (330 KM). Rozpiętość 13,2 m, masa całkowita 3100 kg, prędkość maks. 310 km/h. (AM 838)

● Pierwszy egzemplarz z 64 zamówionych samolotów myśliwsko-szturmowych **Mirage F1 CR** wykonał pierwszy lot 10 listopada 1982 r. (GIFAS-1339)



INDONEZJA

● Wytwórnia **Nurtanio** rozpoczyna licencyjną produkcję 100 śmigłowców 15-miejscowych **Bell 412** na potrzeby wojskowe i cywilne. Wytwórnia **Bell** od chwili uzyskania certyfikatu na ten śmigłowiec dostarczyła już ponad 100 szt. odbiorcom.



RUMUNIA

● Wytwórnia **ICA** wyeksportowała do Australii, Danii, Filipin, Hiszpanii, Izraela, Kanady, Szwajcarii, Szwecji, Węgier i USA ponad 30 motoszybowców **IS-28M2**. Wersja samolotowa tego motoszybowca ma płat prostokątny o rozpiętości 10 m.



SZWECJA

● Parlament szwedzki zatwierdził budowę wielozadaniowego samolotu myśliwskiego **SAAB-2110 (JAS)**. Ma on być o 40% tańszy od samolotu **Viggen** przy masie paliwa o połowę mniejszej. Pierwsze dostawy są przewidziane na 1989/1990 r. (FR 11/82)

● Prototyp 34-miejscowego samolotu lokalnej komunikacji **SAAB-Fairchild SF-340** został oblatany w styczniu 1983 r. W kwietniu 1984 r. mają się rozpocząć dostawy samolotów seryjnych. (SBAC-125)



USA

● Wytwórnia **Learjet** z braku zamówień wstrzymała produkcję samolotów **Learjet 25** i **Learjet 35** i zwolniła 2500 pracowników. W produkcji znajduje się **Learjet 55**. (FR 11/82)

● Śmigłowiec **Hughes H530E** 22 października 1982 r. wykonał pierwszy lot. (AM 839)



W. BRYTANIA

● Wytwórnia **Rolls-Royce** pracuje nad projektami silników: odrzutowego **RB-133-03** o ciągu 5500 daN, który ma być następcą silnika **Spey**, turbosmigłowego **RB-517** o mocy 2575÷2940 kW (3500÷4000 KM) oraz śmigłowego **RTM-322** o mocy 1540 kW (2100 KM). (AM 839)

● Pierwsze silniki turbowalowe **Rolls-Royce Gem 60** 800 kW (1200 KM) zostały wypróbowane na śmigłowcu **Westland 30-100**. Pierwsze egzemplarze tego śmigłowca są napędzane silnikami: **Gem 41** o mocy 823 kW (1120 KM). Wersja **Westland 30-200** otrzymała silniki amerykańskie **General Electric CT7**. (SBAC-215)

● W ciągu 30 lat wyprodukowano 5000 silników turbodrutowych **Rolls-Royce Viper**. Ciąg silnika w tym okresie wzrósł z 745 daN do 2270 daN. Najnowsza wersja, oznaczona **Viper 680**, wejdzie do produkcji w 1984 r. Wartość rocznej sprzedaży silników **Viper** i części zamiennych wynosi ok. 50 mln dol.

● Wytwórnia **Rolls-Royce** wyprodukowała 300 silników **RB 199** do samolotów **Tornado**, 300 wyprodukowały wytwórnie innych krajów. Do 809 samolotów **Tornado** ma być zbudowane 2000 silników **RB 199**. (SBAC-216)

● W listopadzie 1982 r. pierwszy seryjny 36-miejscowy samolot lokalnej komunikacji **Shorts-360** został dostarczony odbiorcy w USA. (SBAC-216)



WŁOCHY

● Malajzja zamówiła 12 samolotów treningowych **AerMacchi MB-339**. (AM 838)



ZSRR

● Łącznie w sześciu wyższych uczelniach i 19 szkołach technicznych **Aeroflotu** oraz ośrodku szkolenia lotniczego **RWPG** w **Uljanowsku** kształci się 14 tys. osób. (FR 11/82)

● Radzieckie pilotki **Marina Popowicz** i **Galina Korczuganowa** w 1982 r. na samolocie **An-24** ustaliły 29 rekordów międzynarodowych zatwierdzonych przez **FAI**, w tym prędkości w obwodzie zamkniętym 1000 km — 510 km/h, wysokości — 11 050 m oraz wyniesienia 8096 kg ładunku na wysokość 2000 m przy masie całkowitej 24 093 kg.

Cywilne statki latające w RFN w latach 1978 ÷ 1981 (wg stanu na 31.12.1981)



Rodzaj	1978	1979	1980	1981
Samoloty jednosilnikowe do 2 t	4 970	5 255	5 592	5 679
Samoloty wielosilnikowe do 2 t	106	117	135	157
Samoloty jednosilnikowe 2 ÷ 5,7 t	5	5	4	5
Samoloty wielosilnikowe 2 ÷ 5,7 t	541	582	617	557
Samoloty 5,7 ÷ 14 t	57	54	59	53
Samoloty 14 ÷ 20 t	11	4	5	7
Samoloty ponad 20 t w tym: turbośmigłowe	147	147	153	169
odrzutowe	7	7	7	11
Śmigłowe	140	140	146	158
Sterowce	325	351	366	372
Motoszybowce	1	1	1	2
Szybowce	822	825	838	832
Razem	5 699	5 917	5 984	6 137

Uwaga: masa całkowita

Średnie zużycie paliwa w 1980 r. w USA przez różne rodzaje samolotów

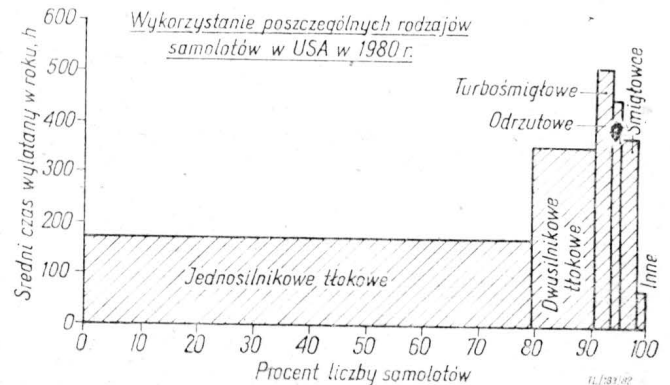
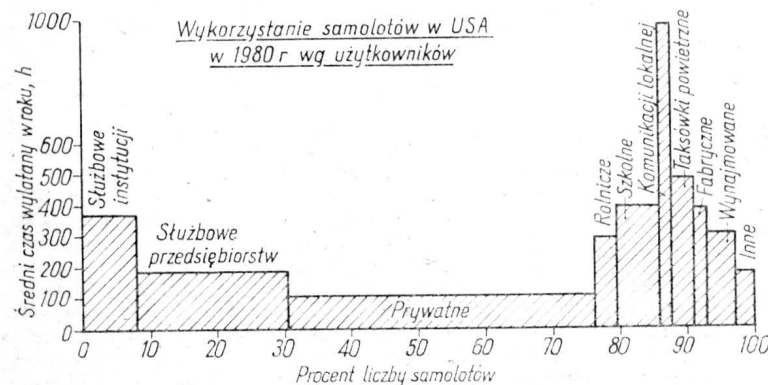
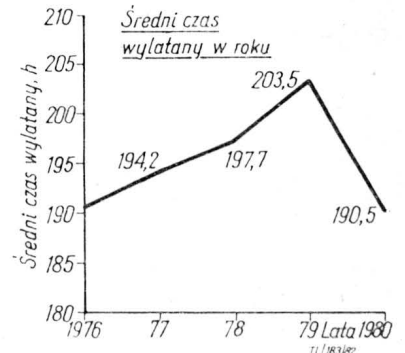
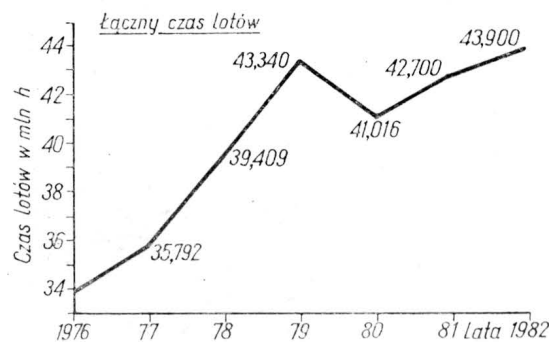
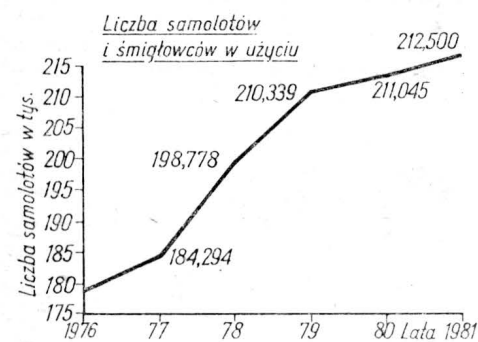
Rodzaj samolotu	Średnie zużycie paliwa, l/h
Samoloty tłokowe	
jednosilnikowe 1—3 miejscowe	30,7
jednosilnikowe powyżej 3 miejsc	41,5
dwusilnikowe 1—6 miejscowe	99,4
dwusilnikowe powyżej 6 miejsc	140,9
Samoloty turbośmigłowe dwusilnikowe	
1 ÷ 12 miejscowe	286,5
powyżej 12 miejsc	628,3
Samoloty odrzutowe dwusilnikowe	1103,0
Śmigłowe tłokowe	55,7
Śmigłowe turbinowe	138,0

Szkolenie lotnicze w RFN 1980 ÷ 1981

Świadectwa pilota	Wydane w 1980 r.	Stan na 31.12.1980 r.	Wydane w 1981 r.	Stan na 31.12.1981 r.
Samolotowego	2487	27 696	2117	29 147
Motoszybowcowego	632	14 075	661	14 626
Szybowcowego	1084	26 831	1353	28 159
Balonowego	53	421	26	455
Skoczek spadochronowego	465	3 005	478	3 362

Źródło: Der Flieger 10/82

Rozwój lotnictwa lekkiego w USA w latach 1976 ÷ 1982



Źródło: Flight International, 28 August 1982

A.G.

Analiza obciążeń usterzenia wysokości samolotów

Doc. dr inż. JERZY LAMPARSKI
Mgr inż. MAREK GRABIAS

Przyczyną większości tragicznych wypadków samolotów, które nastąpiły w wyniku błędów konstrukcyjnych, było uszkodzenie usterzenia wysokości. Wyznaczenie prawidłowych obciążeń usterzenia wysokości samolotu jest jednym z najważniejszych zagadnień dla zapewnienia jego bezpiecznej eksploatacji. W początkowym okresie rozwoju lotnictwa obciążenia usterzenia wysokości wyznaczane były w sposób bardzo uproszczony na podstawie tradycyjnych ustaleń i reguł. Przykładowo można podać, że w niektórych wytwórniach budujących samoloty turystyczne i akrobacyjne siła niszcząca działająca na usterzenie wysokości była przyjmowana jako równa ciężarowi samolotu. Przepisy opracowane w latach trzydziestych w Niemczech przyjmowały obciążenia od manewru w zależności od maksymalnej prędkości lotu poziomego i określonej wartości przyrostu współczynnika siły nośnej ($\Delta C_z = 0,5$). Opracowane w Polsce w 1937 r. (w owym czasie bardzo nowoczesne) Wymagania Wytrzymałości Samolotu określały siłę od brutalnego sterowania jako funkcję współczynnika zależnego od rodzaju samolotu, współczynnika obciążeń, ciężaru samolotu, średniej cięciwy płata i ramienia usterzenia — $P_w = f(k_w, m_4, Q, c, l)$.

Celem artykułu jest wyznaczenie i analiza wiarygodnych i bezpiecznych obciążeń usterzenia wysokości samolotu przy manewrze. Obciążenia usterzenia poziomego potrzebne do równowagi czy pochodzące od podmuchu można obliczyć dość łatwo i jednoznacznie. Natomiast manewr jest tym stanem lotu, dla którego istnieje dosyć duża rozbieżność wyników uzyskiwanych w poszczególnych metodach liczenia obciążeń na usterzeniu poziomym. Dlatego ważny jest wybór metody, która dawałaby wiarygodne i bezpieczne wartości obciążeń usterzenia poziomego przy manewrze.

Analizę przeprowadzono dla budowanych w kraju kilku typów samolotów: szkolno-treningowych (TS-8 Bies, TS-11 Iskra), komunikacyjnych (MD-12 i MD-12F) i wielozadaniowych (PZL-104 Wilga). Zostały wyznaczone obciążenia usterzenia wysokości występujące przy manewrze w oparciu o różne przepisy stosowane w Polsce w różnych okresach, a mianowicie:

- BCAR — British Civil Airworthiness Requirements,
- CAR — Civil Aeronautics Requirements Manuel 3 (Airplane Airworthiness Normal, Utility and Aerobatic Categories),
- CAR — Manual 4b (Airplane Airworthiness Transport Categories),
- CAR — Manual 8 (Aircraft Airworthiness Restricted Category).

Następnie na przykładzie seryjnego samolotu TS-11 Iskra przeprowadzono analizę wpływów poszczególnych parametrów samolotu na wartość obciążeń usterzenia wysokości podczas manewru.

Wyznaczenie obciążeń i kątów wychylenia steru wysokości występujących podczas manewru na usterzeniu wysokości samolotów w oparciu o przepisy BCAR wydane w 1963 r. *)

Wykaz wzorów potrzebnych do obliczeń

Obciążenia są określone przez dwa manewry.

Manewr niekontrolowany

Ster wysokości zostaje wychylony szybko do pewnego położenia i utrzymywany w tym położeniu przez krótki okres czasu i następnie wycofany, w celu przywrócenia początkowego ustalonego stanu lotu samolotu.

Manewr kontrolowany

Ster wysokości zostaje szybko wychylony do pewnego położenia i natychmiast wycofany w przeciwną stronę

*) Appendix do rozdziału D3-2 opracowany na podstawie pracy P. F. Richardsa: The Estimation of Tail Loading Due to Elevator-Induced Pitching Manoeuvres opublikowanej w Aircraft Engineering w 1960 r.

TABLICA 1. Zestawienie przyjętych danych

Nazwa samolotu	TS-8 Bies prototyp	TS-11 Iskra prototyp	TS 11 Iskra seryjny	MD-12	MD-12F	PZL-104 Wilga
Położenie środka ciężkości	średnie	średnie	średnie	przednie średnie	przednie średnie	średnie
				22,7% 30,1%	14% 22,7%	35%
a , 1/rad	4,2	4,7	4,35	4,41	4,41	4,62
a_1 , 1/rad	4,08	3,8	3,9	3,61	3,61	3,55
a_2 , 1/rad	2,45	1,9	1,9	1,89	1,89	2,22
\bar{V}	0,45	0,568	0,568	0,857 0,848	0,883 0,857	0,794
c , m	1,82	1,75	1,83	2,58	2,58	1,4
K_B , m	1,58	1,88	1,88	2,71	2,71	1,58
l , m	4,81	5,13	5,13	8,39 8,20	8,62 8,39	5,35
n	6	8	8	3	3	3,5
S , m ²	19,1	17,5	17,5	55	55	15,4
S' , m ²	3,33	3,54	3,54	14,5	14,5	3,2
$\frac{m g}{\text{bez usterz.}}$	0	0	0	0	0	0
V_A , m/s	67	139	139	64,9	64,9	63,4
Q , kG	1550	3200	3200	7500	7500	1150
ρ , kGs ² /m ⁴	0,125	0,125	0,125	0,125	0,125	0,125
$\left(\frac{\delta C_m}{\delta z}\right)$ bez usterz.	0,115	0,29	0,29	0,478 0,819	-0,282 0,478	-0,208
$\frac{dc}{dz}$	0,462	0,45	0,45	0,35	0,35	0,281

znacznie poza położenie początkowe, a następnie wycofany ponownie do pozycji początkowej.

Wychylenia steru wysokości i ich przebieg w czasie manewru mają być takie, aby wywołać najostrejsze warunki obciążeń, które mogą wystąpić w czasie użytkowania przy uwzględnieniu maksymalnych wysiłków pilota.

Obciążenia przy manewrze

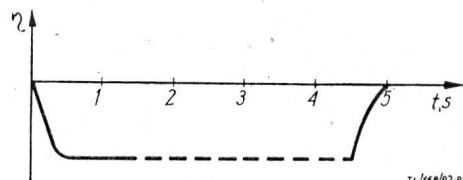
Obciążenia występujące w czasie manewru wyznacza się następująco:

— należy wyznaczyć obciążenia usterzenia wysokości samolotu w warunkach lotu ustalonego przy 1 g i n_g — obciążenia do równowagi;

— do obciążeń usterzenia dla przyspieszeń 1 g i n_g dodać odpowiednie obciążenia manewrowe: P_1 i P_2 , $P_1 = P_0 \cdot K_1$ (przy 1 g), $P_2 = -P_0 \cdot K_2$ (przy n_g), gdzie:

P_0 — obciążenia usterzenia przy manewrze wywołane nagłym wychyleniem steru wysokości i następnie utrzymaniem go do osiągnięcia maksymalnego przyspieszenia normalnego n_g . Jest to wartość występująca na początku manewru;

$$P_0 = \frac{-QcH_m(n-1)\sum}{l}$$



Rys. 1. Wychylenie steru wysokości w czasie dla manewru niekontrolowanego

H_m — zapas sterowności z drążkiem trzymany:

$$H_m = H_n + \Delta H_m$$

H_n — zapas stateczności z drążkiem trzymany:

$$H_n = -\frac{1}{a} \left(\frac{\delta C_m}{\delta a} \right) \text{ bez usterzenia} + \bar{V} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{da} \right) \frac{a_1}{a}$$

ΔH_m — wzrost zapasu sterowności wynikający z obrótowego ruchu samolotu:

$$\Delta H_m = \frac{\bar{V} a_1}{2\mu} - \frac{1}{\mu c} (m_q)_{bu}$$

$$\mu = \frac{Q}{\rho S l}$$

$$\sum = \frac{1}{1 + e^{-\mu R/I}}$$

R — współczynnik tłumienia ruchu krótkookresowego:

$$R = \left(1 + \frac{d\varepsilon}{da} \right) \frac{1}{4} \frac{S l^2}{S K_B^2} a_1 + \frac{a}{4} - \frac{l^2}{2 K_B^2} (m_q) \text{ bez usterzenia}$$

I — własna tłumiona częstość krótkookresowego ruchu pochylania samolotu:

$$I = \sqrt{\frac{Qc}{2g\rho S K_B^2} a H_m - R^2}$$

$$K_1 = \left(\frac{\omega}{R} \right)^{1,20} \left[\frac{0,64}{0,48(I/R)^{1,30} + 1} \right] \text{ kontrolowany}$$

$$K_1 = \sqrt{\frac{1}{1 + \frac{10}{k/R}}} \text{ niekontrolowany}$$

$$K_2 = \left(\frac{\omega}{R} \right)^{1,38} \left[\frac{0,92}{0,48(I/R)^{1,30} + 1} \right] \text{ kontrolowany}$$

$$K_2 = \sqrt{\frac{1}{1 + \frac{10}{k/R}}} \text{ niekontrolowany}$$

ω — kątowa prędkość okresowego ruchu steru wysokości podczas manewru kontrolowanego:

$$\omega = \sqrt{R^2 + I^2}$$

k — współczynnik odnoszący się do średniej prędkości ruchu steru wysokości przy manewrze niekontrolowanym:

$$k = 4I + R$$

TABLICA 2

Nazwa samolotu	Położenie środka ciężkości	H_m	R	I	I/R	K_1	K_2	K_3	K_4	Σ
TS-8 Bies	średnie	0,275	3,48	3,97	1,14	0,67	1,01	1,34	0,99	0,94
TS-11 Iskra prototyp	średnie	0,227	3,25	5,35	1,65	0,73	1,19	1,16	0,93	0,87
TS-11 Iskra seryjny	średnie	0,251	3,21	5,64	1,76	0,75	1,23	1,13	0,92	0,86
MD-12	przednie	0,462	4,18	4,71	1,13	0,67	1,04	1,34	0,99	0,95
	średnie	0,373	4,06	3,95	0,97	0,65	1,00	1,39	1,00	0,96
MD-12F	przednie	0,653	4,36	6,08	1,40	0,70	1,12	1,23	0,96	0,90
	średnie	0,462	4,18	4,74	1,13	0,67	1,04	1,34	0,99	0,95
PZL-104 Wilga	średnie	0,598	3,86	5,69	1,47	0,71	1,14	1,22	0,95	0,89

TABLICA 3. Zestawienie obciążeń od manewru kontrolowanego

Nazwa samolotu	Obciążenie							
	TS-8 prototyp	TS-11 prototyp	TS-11 seryjny	MD-12	MD-12	MD-12F	MD-12F	PZL-104
Położenie SC	średnie	średnie	średnie	przednie	średnie	przednie	średnie	średnie
P_0 , kG	-760	-1490	-1725	-2030	-1690	-2640	-2030	-400
P_1 , kG	-512	-1100	-1294	-1360	-1100	-1850	-1360	-284
P_2 , kG	+800	+1780	+2121	+2110	+1690	+2960	+2110	+456
$\frac{P_0}{n_m^*}$, kG	-151	-213	-246	-1015	-845	-1320	-1015	-160

$n_m^* = n-1$

TABLICA 4. Wyznaczenie wartości współczynników $K_1 = K_2$ dla manewru niekontrolowanego i porównanie z wartościami dla manewru kontrolowanego

Nazwa samolotu	Położenie środka ciężkości	$k = 4I + R$	$\frac{k}{R}$	$K_1 = K_2$ niekontrolowany	K_1 kontrolowany
TS-8	średnie	19,36	5,56	0,60	0,67
TS-11 prototyp	średnie	24,65	7,58	0,657	0,73
TS-11 seryjny	średnie	25,77	8,03	0,666	0,75
MD-12	przednie	23,18	5,55	0,598	0,67
	średnie	19,86	4,88	0,572	0,65
MD-12F	przednie	28,66	6,58	0,630	0,70
	średnie	23,18	5,55	0,598	0,67
PZL-104	średnie	27,17	7,83	0,662	0,74

Maksymalne wychylenie steru wysokości podczas manewru mierzone od warunków lotu ustalonego przy 1 g:

$$\eta_{\max} = \eta_a K_3$$

gdzie η_a jest kątem wychylenia steru wysokości mierzonym od stanu lotu ustalonego przy 1 g, potrzebnym do osiągnięcia ustalonego lotu po torze kołowym w warunkach ng.

$$\eta_a = \frac{-Qc H_m (n-1)}{\frac{1}{2} \rho V^2 S l a_2}$$

$$K_3 = 1 + 0,68 \left(\frac{\omega}{R} \right)^{1,70} \left[\frac{1}{I/R + 1} \right]^{0,15 + 1,5 I/R} \text{ kontrolowany}$$

$$K_3 = 1 \text{ niekontrolowany}$$

Kąty wychylenia steru wysokości i odpowiadające im udziały obciążenia usterzenia:

— dla warunków 1 g:

$$\eta_1 = \eta_a K_4$$

$$P_{1\eta} = P_0 \frac{K_4}{\sum}$$

gdzie $K_4 = K_3 \sin \theta_1$ kontrolowany

$$\theta_1 = \frac{\Pi}{2 + 2,80 \left(\frac{1}{\omega/R} \right)^{1,09}} \text{ w radianach}$$

$$K_4 = \sum \sqrt{\frac{1}{1 + \frac{3,3}{k/R}}} \text{ niekontrolowany}$$

— dla warunków ng:

$$\eta_2 = \eta_a K_5, \text{ w radianach}$$

$$P_{2\eta} = P_0 \frac{K_5}{\sum}$$

gdzie: $K_5 = K_3 \sin \theta_2$ kontrolowany

$$\theta_2 = \arctg y + \frac{\Pi}{2}, \text{ w radianach}$$

$$y = \frac{B}{C\omega - \frac{aH_m}{V} \frac{2}{\omega R}}$$

TABLICA 5. Porównanie otrzymanych wyników z danymi obliczonymi przez P. F. Richardsa (tab. II str. 46 Aircraft Engineering 1960 r. luty)

Typ samolotu	L		M		MD-12		MD-12F		O		TS-11 Iskra prototyp	TS-11 Iskra seryjny	Q		TS-8 Bies prototyp	R		PZL-104 Wilga	S	
Q, kG	9072 ÷ 22680		9072 ÷ 22680		7500		7500		4536 ÷ 9072		3200	3200	1361 ÷ 4536		1550	680 ÷ 1361		1150	680 ÷ 1361	
V _D , km/h	402 ÷ 563		402 ÷ 563		410		410		402 ÷ 563		750	750	402 ÷ 563		500	poniżej 402		340	poniżej 402	
Q/S, kG/m ²	148 ÷ 342		poniżej 148		137		137		148 ÷ 342		183	183	poniżej 148		81	poniżej 148		74,8	poniżej 148	
Położenie środka ciężkości	p	t	p	t	p	s	p	s	p	t	s	s	p	t	s	p	t	s	p	t
R	4,01	3,07	3,109	3,028	4,18	4,06	4,36	4,18	4,29	3,473	3,25	3,21	4,364	3,433	3,48	6,357	4,33	3,86	2,385	2,26
I	5,29	3,27	3,52	2,87	4,74	3,95	6,08	4,74	5,50	0,80	5,35	5,64	5,62	3,85	3,97	3,46	1,26	5,69	3,40	2,09
I/R	1,32	1,063	1,13	0,947	1,13	0,97	1,40	1,13	1,28	0,23	1,65	1,76	1,285	1,12	1,14	0,544	0,291	1,47	1,43	0,925
Σ	0,915	0,95	0,943	0,963	0,95	0,96	0,90	0,95	0,921	1,00	0,87	0,86	0,922	0,943	0,94	1,0	1,0	0,89	0,902	0,968
P ₀ /n _m , kG	1620	1130	1860	1810	1015	845	1320	1015	343	127	213	246	402	242	151	99	62	160	61	36
H _m	0,398	0,200	0,305	0,241	0,462	0,373	0,653	0,462	0,233	0,0613	0,227	0,251	0,400	0,229	0,275	0,312	0,183	0,598	0,240	0,0829
P ₀ /(n _m H _m), kG	4060	5650	6100	7500	2197	2265	2021	2197	1470	2060	938	980	1000	1030	549	308	338	268	254	436

p — przednie położenie środka ciężkości, s — średnie położenie środka ciężkości, t — tylne położenie środka ciężkości

$$B = \left(1 - \frac{d\varepsilon}{da} + \frac{a}{2\mu}\right) a_1$$

$$C = \left(1 + \frac{d\varepsilon}{da}\right) \frac{a_1}{\mu}$$

$$K_5 = 1 - \sum \sqrt{\frac{1}{1 + \frac{3,3}{k/R}}} \text{ niekontrolowany}$$

Wymagane dane liczbowe

$$a = \frac{\delta C_z}{\delta a} \text{ całego samolotu}$$

gdzie:

C_z — współczynnik siły nośnej samolotu,
a — kąt natarcia skrzydła, w radianach

$$a_1 = \frac{\delta C'_z}{\delta a'}$$

gdzie:

C'_z — współczynnik siły nośnej usterzenia poziomego,
a' — efektywny kąt natarcia usterzenia poziomego,

$$a_2 = \frac{\delta C'_z}{\delta \eta} \text{ — łącznie z wpływem kłapek, jeśli są zastosowane,}$$

η — kąt wychylenia steru, w radianach,

$$\bar{V} = \frac{S'l}{S_c} \text{ — cecha objętościowa usterzenia wysokości,}$$

gdzie:

S' — powierzchnia usterzenia poziomego,
S — powierzchnia skrzydła,
l — odległość od środka ciężkości samolotu do jednej czwartej średniej cięciwy usterzenia,
c — średnia cięciwa aerodynamiczna skrzydła,
K_B — promień bezwładności samolotu względem osi poprzecznej,
n — współczynnik maksymalnego przyspieszenia normalnego osiąganego podczas manewru,
m_q — bez usterzenia — pochodna tłumienia w ruchu pochylającym samolotu bez usterzenia,
V — rzeczywista prędkość samolotu,

TABLICA 6. Kąty wychylenia steru wysokości i odpowiadające im udziały obciążenia dla warunków I g

Nazwa samolotu	Położenie środka ciężkości	η _a , stopnie	K ₁ kontrolowany	K ₁ niekontrolowany	η ₂ , stopnie	P ₀ η, kG
TS-8	średnie	-20,2	0,99	0,746	-20,0	-800
TS-11 prototyp	średnie	-12,2	0,93	0,720	-11,3	-1593
TS-11 seryjny	średnie	-14,1	0,92	0,724	-13,0	-1845
MD-12	średnie	-14,0	1,00	0,750	-14,0	-1760
PZL-104	średnie	-14,5	0,95	0,772	-13,8	-427

TABLICA 7. Kąty wychylenia steru wysokości i odpowiadające im udziały obciążenia dla warunków ng

Nazwa samolotu	Położenie środka ciężkości	B	C	ω	γ	K ₅ kontr.	η ₂ stopnie	P ₀ η, kG
TS-8	średnie	2,81	0,433	5,28	-2,57	-0,483	9,76	391
TS-11 prototyp	średnie	2,40	0,190	6,26	-3,18	-0,344	4,20	589
TS-11 seryjny	średnie	2,43	0,195	6,49	-3,82	-0,287	4,05	576
MD-12	średnie	2,95	0,360	5,66	-3,97	-0,340	4,76	599
PZL-104	średnie	3,27	0,400	6,88	-2,82	-0,408	5,92	183

Q — ciężar samolotu,

ρ — rzeczywista gęstość powietrza,

$\left(\frac{\delta C'_m}{\delta a}\right)$ bez usterzenia — pochodna stateczności samolotu bez usterzenia, gdzie: C_m — współczynnik momentu pochylającego mierzony względem środka ciężkości samolotu,

$\frac{d\varepsilon}{da}$ — pochodna kąta odchylenia strug za skrzydłem w rejonie usterzenia, gdzie: ε — kąt odchylenia strug za skrzydłem.

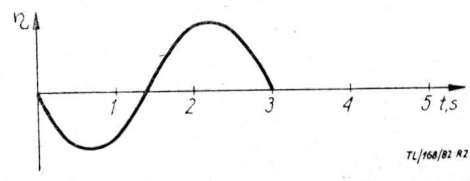
Zestawienie wyników

Jak wynika z tabl. 4, do wyznaczenia obciążeń przyjęto właściwe wartości współczynników K₁ i K₂ dla manewru kontrolowanego (większe niż dla manewru niekontrolowanego).

Analiza wpływu zmian parametrów konstrukcyjnych samolotu na wartości obciążenia usterzenia wysokości pochodzące od manewru

Analizę przeprowadzono dla seryjnego samolotu TS-11 Iskra w oparciu o dane z tabl. 1, korzystając z metody wyznaczania obciążeń od manewru podanej w przepisach BCAR wyd. w 1963 r. Pod uwagę wzięto następujące parametry:

- ramię działania usterzenia wysokości l,
- powierzchnię usterzenia wysokości S',
- powierzchnię skrzydła (zmiana w skali) S,
- cięciwę skrzydła (przy stałej S) c,
- ciężar samolotu Q,
- położenie środka ciężkości (w % SCA) x_{sc}.



Rys. 2. Wychylenie steru wys. w czasie dla manewru kontrolowanego

Powyższe parametry zmieniano w granicach 75÷125% wartości wyjściowej (z wyjątkiem x_{sc} , które zmieniano od 15% do 35% średniej ciężkości aerodynamicznej). Wpływ zmian na wartości sił na usterzeniu przedstawiono w tabl. 8, 9, 10 oraz na rys. 3.

W wyniku przeprowadzonej analizy stwierdzono:

— Największe wahania w wartościach sił powoduje zmiana powierzchni skrzydła, przy czym większe wartości sił daje zmniejszanie powierzchni, a następnie zmiana powierzchni usterzenia i ciężaru samolotu, natomiast najmniejszy wpływ mają zmiany ciężkości skrzydła i długości ramienia działania usterzenia.

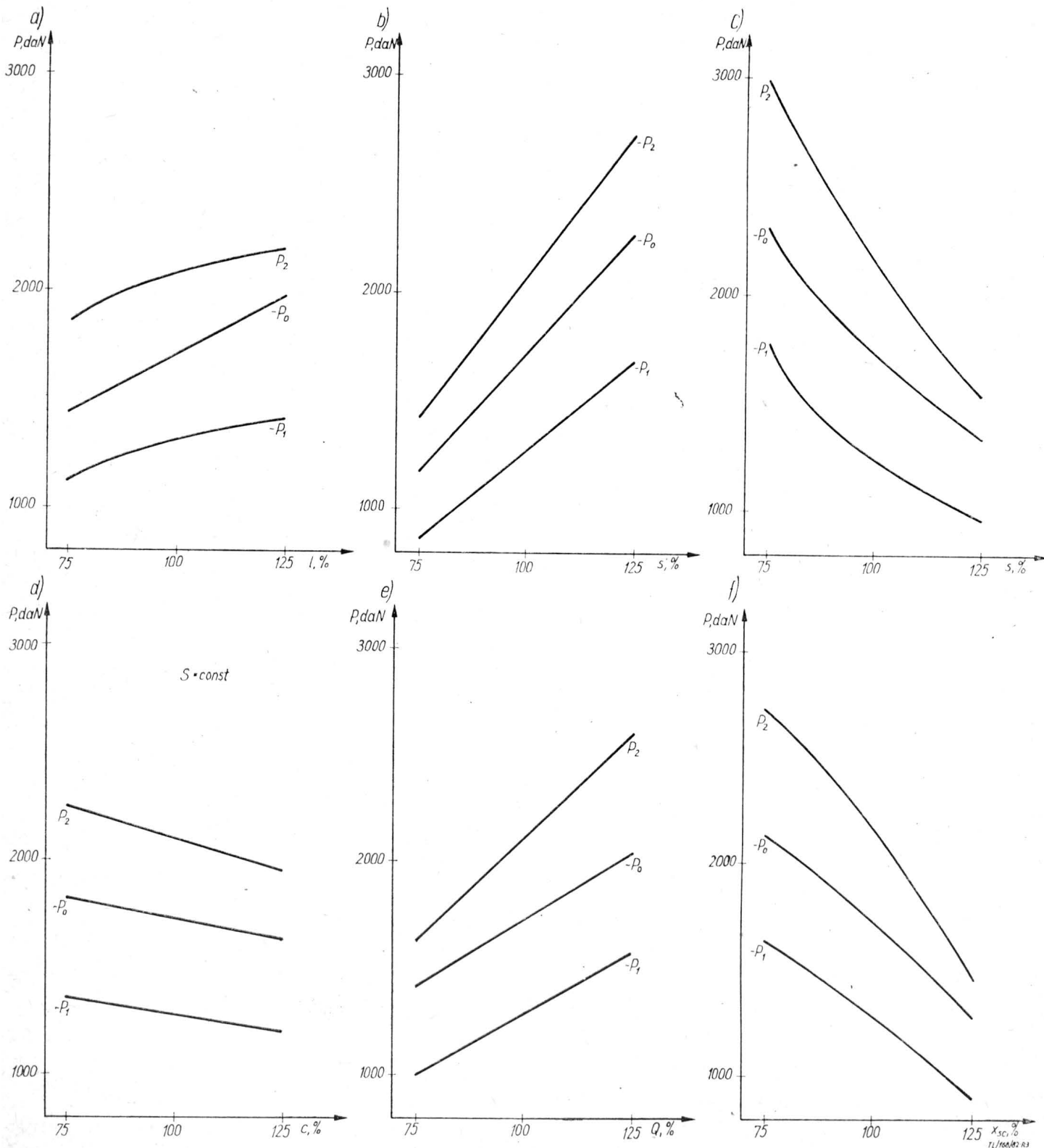
— Wzrost parametrów l , S' i Q powoduje wzrost sił P_1 i P_2 (P_1 co do wartości bezwzględnej), natomiast wzrost S ,

c i x_{sc} powoduje spadek sił P_1 i P_2 (P_1 co do wartości bezwzględnej).

Wzrost sił P_1 i P_2 przy wzroście l można tłumaczyć tym, że przyrost stateczności podłużnej samolotu jest szybszy niż spadek siły spowodowany wzrostem l . W stateczniejszym samolocie potrzebna jest większa siła na usterzeniu do wywołania tych samych przyspieszeń niż w mniej statecznym.

Wnioski

Jak wynika z tabl. 5, siły podzielone przez przyrost współczynnika obciążeń $\frac{P_o}{n_m}$ przy manewrze dla usterzeń wysokości samolotów. TS-8 i TS-11 są bardzo zbliżone do



Rys. 3. Wpływ zmian: a) ramienia działania usterzenia wysokości, b) powierzchni usterzenia wysokości, c) powierzchni skrzydła, d) ciężkości samolotu, e) ciężaru samolotu, f) położenia środka ciężkości samolotu na wartość obciążenia usterzenia samolotu TS-11 Iskra podczas manewru

TABLICA 8. Zmiana sił P_0 , P_1 i P_2 w zależności od zmian parametrów konstrukcyjnych samolotu: l , S' , S , c , Q

Parametr, %	75	80	85	90	95	100	105	110	115	120	125
l											
P_0	-1437	-1496	-1554	-1610	-1665	-1719	-1772	-1825	-1877	-1929	-1979
P_1	-1117	-1155	-1190	-1223	-1253	-1280	-1306	-1330	-1352	-1373	-1392
P_2	1865	1922	1972	2016	2054	2088	2118	2145	2168	2189	2207
S'											
P_0	-1178	-1286	-1393	-1501	-1610	-1719	-1829	-1939	-2051	-2162	-2275
P_1	-875	-956	-1037	-1118	-1199	-1280	-1361	-1442	-1523	-1604	-1685
P_2	1425	1559	1692	1824	1957	2088	2220	2351	2481	2612	2741
S (zmiana w skali)											
P_0	-2326	-2179	-2048	-1930	-1823	-1726	-1637	-1555	-1479	-1408	-1342
P_1	-1799	-1673	-1561	-1461	-1370	-1287	-1211	-1141	-1077	-1017	-961
P_2	2996	2776	2579	2403	2244	2100	1968	1847	1736	1633	1537
c (S = const)											
P_0	-1813	-1794	-1776	-1757	-1738	-1719	-1700	-1681	-1662	-1643	-1624
P_1	-1365	-1348	-1331	-1314	-1297	-1280	-1263	-1246	-1229	-1212	-1195
P_2	2240	2210	2179	2149	2119	2088	2058	2028	1998	1968	1937
Q											
P_0	-1419	-1473	-1535	-1597	-1658	-1719	-1779	-1839	-1899	* -1958 *	-2017
P_1	-1007	-1062	-1117	-1171	-1226	-1280	-1335	-1389	-1443	-1497	-1551
P_2	1608	1703	1799	1896	1992	2088	2185	2282	2379	2476	2574

TABLICA 9. Zmiana sił P_0 , P_1 , i P_2 w zależności od zmiany położenia środka ciężkości

$x_{sc}, \% SCA$	15	17	19	21	23	25	27	29	31	33	35
P_0	-2119	-2042	-1963	-1883	-1802	-1719	-1635	-1549	-1461	-1371	-1279
P_1	-1626	-1559	-1491	-1422	-1352	-1280	-1208	-1134	-1059	-983	-906
P_2	2696	2578	2458	2336	2213	2088	1962	1834	1704	1573	1440

TABLICA 10. Procentowa zmiana sił P_0 , P_1 i P_2 w zależności od zmian: l , S' , S , c , Q i x_{sc}

Parametr	l	S'	S	c	Q	$x_{sc}, \% SCA$
Zmiana, %	75 ÷ 125					15 ÷ 35
P_0	83 ÷ 115	68 ÷ 132	135 ÷ 78	105 ÷ 94	82 ÷ 117	123 ÷ 74
P_1	87 ÷ 109	68 ÷ 132	140 ÷ 75	107 ÷ 93	79 ÷ 121	127 ÷ 71
P_2	89 ÷ 106	68 ÷ 132	143 ÷ 73	107 ÷ 93	77 ÷ 123	129 ÷ 69

wartości statystycznych podanych w pracy P.F. Richardsa, natomiast dla usterzeń samolotów MD-12 i PZL-104 wypadają wartości znacznie większe. Dla samolotów MD-12 i PZL-104 zapasy sterowności H_m także są znacznie większe w porównaniu z danymi statystycznymi. Dlatego został

obliczony stosunek $\frac{P_0}{n_m H_m}$ (przyrost siły od manewru po-

dzielony przez przyrost współczynnika obciążeń i zapas sterowności). Jak wynika z tabl. 5, wartość ostatniego wyrażenia zarówno dla samolotów TS-8, TS-11, jak i MD-12

TABLICA 11. Zestawienie obciążeń usterzenia wysokości samolotów TS-8 Bies, TS-11 Iskra, MD-12, MD-12F, PZL-104 Wilga

Nazwa samolotu	Siły od brutalnego sterowania obliczone w obciążeniach zewnętrznych samolotu, kG	Siły od brutalnego sterowania obliczone wg BCAR w wyd. 1963 r., kG	Siły od brutalnego sterowania obliczone wg CAR, kG	Siły ekstremalne obliczone w obciążeniach zewnętrznych samolotu, kG	Siły realizowane w próbie statycznej, kG	Siły ekstremalne obliczone wg BCAR w wyd. 1963 r., kG	Stosunek rubryki 6 do rubryki 4
	1	2	3	4	5	6	7
TS-8 Bies	+796 -796	+800 -512	+855 -855	896 -919	919	900 -635	1,005 (0,5%)
TS-11 Iskra (prototyp)	$\frac{(-1312 \pm 496)}{2}$ dla połówki usterzenia -160 -1152	+1780 -1100	+1475 -1475	-1305 jedna połowa usterzenia -313 druga połowa usterzenia	-1305 -313	+2662 (1331)	1,02 (2%)
MD-12	+860 -860	SC przedni +2110 -1360 SC średni +1690 -1100		+1750 -2135**)	+1750 -2135**)	+2472	1,41 (41%) 1,16 (16%)
MD-12F	+860 -860	SC przedni +2960 -1850 SC średni +2110 -1360	+4670*)	+1750 -2135**)	+1750 -2135**)	+2220	1,27 (27%)
PZL-104 Wilga	+304 -251	+458 -285	+431 -431 +625*)	+327 -391	+327 -391	+450 -309	1,38 (38%) 0,83 (-17%)

*) wg Civil Aeronautics Manuals Aircraft Airworthiness Restricted Category, **) siła od podmuchu.

i PZL-104 odznacza się dużą zgodnością z danymi statystycznymi.

W tabl. 11 zestawiono obciążenia usterzenia wysokości podane w dokumentacji obciążeń zewnętrznych samolotu, obliczone wg przepisów BCAR wydanych w 1963 r., przepisów CAR, jak również wartości obciążeń realizowane w próbach statycznych. Jak wynika z tabl. 11, wartości obciążeń zewnętrznych usterzenia wysokości wyznaczone wg BCAR i CAR dla samolotów TS-8 i TS-11 bardzo dobrze zgadzają się z obciążeniami wyznaczonymi w dokumentacji technicznej i realizowanymi w próbach statycznych, w przeciwieństwie do samolotów MD-12 i PZL-104. Obciążenia od podmuchów wyznaczone dla samolotów MD-12 i PZL-104 w pewnym stopniu łagodzą te różnice obciążeń. Należy zauważyć, że dla samolotu PZL-104 nie zostały wyznaczone obciążenia dla przedniego środka ciężkości, które jeszcze będą znacznie większe.

Na przykładzie seryjnego samolotu TS-11 przeprowadzono analizę wpływu zmian parametrów konstrukcyjnych samolotu na wartość obciążenia usterzenia przy manewrze. Rozpatrzono wpływ zmian następujących parametrów: ramienia działania usterzenia wysokości, powierzchni usterzenia wysokości, powierzchni płata, ciężki skrzydła, cięż-

żaru samolotu i położenia środka ciężkości. Jak wynika z tabl. 8, 9 i 10 i rys. 3, największy wpływ na wzrost obciążeń usterzenia przy manewrze ma zmniejszenie powierzchni skrzydła (zwiększenie obciążenia jednostkowego), przesunięcie środka ciężkości do przodu, zwiększenie powierzchni usterzenia. Wpływ zmiany pozostałych analizowanych parametrów na zmianę obciążenia usterzenia wysokości jest mniejszy.

Z przedstawionej analizy wynika, że wartość wyznaczonych obciążeń usterzenia wysokości w oparciu o przepisy BCAR wydane w 1963 r. i pracę P.F. Richardsa daje wiarygodne wartości, dobrze zgadzające się z wartościami występującymi w obciążeniach dokładnie zbadanych i długo eksploatowanych samolotów.

LITERATURA

1. J. LAMPARSKI: Analiza obciążeń usterzenia wysokości samolotów. Praca wewnętrzna ILot., 1964 r.
2. P. F. RICHARDS: The Estimation of Tail Loading Due to Elevator-Induced Pitching Manoeuvres Aircraft Engineering 1960 (1, 2, 3).
3. Przepisy BCAR (British Civil Airworthiness Requirements), CAR (Civil Aeronautics Requirements) Manuel 3, 4b, 8.
4. Programy prób statycznych samolotów TS-8, TS-11, MD-12 i PZL-104.
5. F. JANIK: Wymagania Wytrzymałości Samolotu, 1937 r.

TRYBUNA L OTNIKÓW

Czy wykorzystamy szanse, aby samolot PZL-110 stał się przykładem zrealizowanej „licencji”?

Inż. JANUSZ DROZDOWSKI

Do wyrażenia niniejszych uwag i podania informacji o sprawach związanych z tematem przemysłu lotniczego pn. „Uruchomienie produkcji samolotu PZL-110 Koliber” skłoniło mnie przekonanie, uzasadnione — jak sądzę — niżej podanymi faktami, że realizacja tego tematu jest gospodarczo uzasadniona, technicznie potrzebna i postępową, a wykonawczo możliwą. Oczywiście możliwą, jeśli realizatorzy będą postępować konsekwentnie, działać energiczniej w celu wykorzystywania możliwości stwarzanych przez to istotnie szerokie i bogate w cele zamierzenie, jeśli ponadto nie ulegną głosom krytycznym (niechętnym), skierowanym na temat, a nie na przyczyny opóźnień w uzyskaniu efektów produkcyjnych.

Głównymi przyczynami opóźnień stały się: zaskoczenie w momencie przystąpienia do realizacji przez zmiany organizacji przemysłu maszynowego (likwidacje systemu wielkich organizacji gospodarczych — WOG), a w związku z tym braku możliwości wykonania inwestycji oraz wkrótce po tym regres gospodarczy. Te czynniki zrujnowały przygotowania organizacyjne i spowodowały opóźnienia, które oceniam na co najmniej dwa lata.

W tej sytuacji wystąpiły fatalne w skutkach wahania i niekonsekwencje decyzyjne oraz pewne zniechęcenie do tematu, zwiększone panikarskimi ostrzeżeniami, że temat będzie „zdjęty z planu” razem z innymi „licencjami”. Na szczęście nie wszyscy na „górze” i na „dole” poddali się tej psychozie niemożności i nie dopuścili wylania dziecka z kąpielą. Obecnie w ostatniej fazie realizacji (wiele wskazuje na to, że wreszcie zdeterminowanej) znajduje się oczekiwane od ponad trzech lat przekazanie do produkcji nowych procesów technologicznych, które również warunkują produkcję Kolibra. Jednocześnie daleko zaawansowana jest produkcja 20 egz. II serii samolotów, a w końcu 1983 r. rozpocznie się produkcja serii III.

Niezależnie od dostaw zespołów do kontrahenta francuskiej wytwórni samolotów SOCATA z koncernu Aero-spaciale, którymi w 1979 r. zakończyliśmy spłatę całej należności za kontrakt, w ub. roku dostarczyliśmy nową partię zespołów, która przyniosła nam dochód dewizowy. Zaawansowane są również negocjacje nt. dalszego eksportu

zespołów na warunkach obustronnie korzystnych. Są to fakty, które mówią, że temat ruszył znowu, że są bodźce do dalszego działania w zakresie tej „licencji”.

Ponieważ wiele było głosów nieuzasadnionych, opartych na mylnych wrażeniach lub wręcz plotkach nt. kontraktu i Kolibra, podaję niektóre istotniejsze fakty.

Zawarty w 1976 r. z zakładami SOCATA kontrakt jest kontraktem kooperacyjnym. Mimo, że nie był on zainicjowany przez WSK-Okęcie, lecz przez zwierzchnie władze przemysłu, wytwórnia poparła zamierzenie. Uczyniła to nie gwoli subordynacji, lecz dlatego, że wiązał się on z możliwością wprowadzenia elementów innej technologii z zakładów o odmiennych tradycjach technicznych. Poza tym ówczesne warunki wiązały zwykle wprowadzenie nowej technologii wraz z nowym produktem, a więc uzyskanie możliwości zakupu dla wytwórni potrzebnych nowych maszyn i urządzeń. WSK-Okęcie od lat miała plany modernizacji środków produkcji, w tym odnowienia i uzupełnienia urządzeń. Ciągle jednak, mimo eksportowej produkcji Okęcia, środków dewizowych nie uzyskiwano. Nowy kontrakt dotyczy więc również technologii.

Otrzymaliśmy know-how, prawa produkcji całego samolotu, przeszkolenie pracowników oraz dokumentację techniczną. Mamy prawo na własną odpowiedzialność dobierać zamienniki materiałowe.

Koszt kontraktu był przystępny: 240 tys. dol. amerykańskich, z czego 160 tys. spłaciśmy naszą robocizną, z dostarczonych materiałów wykonaliśmy dla wytwórni SOCATA zespoły samolotu PZL-110, zamiennie z zespołami samolotu Rallye. Tylko pozostałe 80 tys. dol. zapłaciśmy gotówką. Całości zapłaty dokonaliśmy w maju 1979 r. i kontrakt został całkowicie rozliczony.

Oczywiście konieczna wspomniana wyżej modernizacja technologiczna wymagała zakupu maszyn i urządzeń z II obszaru płatniczego bez względu na kontrakt z wytwórnią SOCATA. Kontrakt ukierunkował tylko potrzeby i otworzył możliwości uzyskania środków dewizowych.

Niestety, zmiana sytuacji, której cechy przytoczyłem, przeszkodziła w zakupie większości potrzebnych urządzeń. I tak np. nie zrealizowano dostawy urządzeń dla malarni,



Rys. 1. Samolot PZL-110 Koliber. Fot. WPL

suchych pieców do obróbki cieplnej stopów lekkich, frezarki do długich lotniczych pasów duralowych, narzędzi do lotniczych robót blacharsko-ślusarskich itd. Zdołano tylko uzyskać zgrzewarki do stopów lekkich Sciaky, niektóre uzupełniające elementy do linii antykorozyjnej obróbki chemicznej stopów lekkich, prasę podciśnieniową do formowania dużych elementów płyt termoplastycznych oraz pewnych narzędzi do nitowania jednostronnego.

Aby zakupione urządzenia włączyć do produkcji, WSK-Okęcie we własnym zakresie wykonało brakujące, nie zakupione urządzenia kompletujące. Dzięki temu nowe technologie zaczęły działać i rozpowszechniać się na całą produkcję wytwórni. Niezależnie od względów ekonomiki produkcji, przyczyniają się one m.in. do zmniejszenia zagrożenia zdrowia przez fatalne warunki pracy niterów (zastosowanie w szerokim zakresie nitowania bezudarowego i jednostronnego zamiast udarowego oraz zgrzewania punktowego), poprawiły warunki pracy przy obróbce przeciwkorozyjnej (budowa nowoczesnej linii obróbki chemicznej). Oprócz tego konstruktorzy otrzymali nowe możliwości konstrukcyjne, a technolodzy możliwość usprawnienia procesów i ich organizacji. Uruchomiono jedyną w przemyśle lotniczym prasę podciśnieniową do formowania części z płyt termoplastycznych typu ABS. Będą one produkowane w Polsce. Prasa nie tylko wzbogaca możliwości konstrukcyjne i technologiczne, ale sama stanowi niezależny warsztat wytwórczy, który w wolnym czasie tak będzie wykorzystywany.

Wprowadzono wiele innych wygodnych i szybkich zabiegów i metod technologicznych, zmodyfikowano konstrukcję i funkcje niektórych typów przyrządów wykonawczych, np. przesunięcie wiercenia otworów do nitów z fazy montażu do fazy wykonania części. Dzięki temu skrócono czas operacji montażowych i przebywania zespołu w drogim przyrządzie montażowym oraz poprawiono warunki pracy montażystów, szczególnie w połączeniu z nitowaniem bezudarowym. Zmniejszono hałas wiertarek, zredukowano hałas i wibracje nitowania. Jak cenne jest to osiągnięcie wie każdy, kto wykonywał nitowania lub tylko przebywał w strefie nitowania blaszanych zespołów samolotu.

Oczywiście, wprowadzenie nowych procesów nie odbywa się bez przeszkód. Główne trudności napotymano przy realizacji linii zgrzewania automatycznego oraz linii obróbki chemicznej, co wymagało od wytwórni największego wysiłku i konsekwencji działania. Początkowe założenie, że instalacje urządzeń i prace budowlano-montażowe będą zlecone firmom wyspecjalizowanym, oparte na możliwościach inwestycyjnych stworzonych przez WOG (do którego w swoim czasie włączono również przemysł lotniczy) upadło wraz z rozwiązaniem WOG w latach 1977÷1979. Wytwórnia zdecydowała się więc na wykonanie tych prac przez własne służby remontowe i dział głównego mechanika. Oczywiście, skromne możliwości wytwórni wymagały znacznego wydłużenia cyklu inwestycyjnego. Trzeba wziąć jednak pod uwagę, że podobne instalacje SOCATA również wykonywała w ciągu paru lat.

Dzięki tym ogromnym (jak na możliwości WSK-Okęcie) wysiłkom i zaangażowaniu realizatorów, mimo drastycznego ograniczenia środków na zakupy (nawet chemikalia dla linii obróbki chemicznej musiało opracować laboratorium wytwórni, aby uniezależnić się od importu), nowe linie działają, a występujące we wstępnym okresie usterki są usu-

wane. Opóźnienie zaś instalacji zostało częściowo zrekomensowane przez zmniejszenie wydatków dewizowych, dzięki zastąpieniu części importowanych elementów linii przez wykonane w Polsce.

Jak można scharakteryzować tę „licencję” z punktu widzenia samolotu?

Przede wszystkim otrzymaliśmy wypróbowaną w ciągu kilkunastu lat użytkowania i produkcji konstrukcję lekkiego i bardzo ekonomicznego samolotu dla sportu, turystyki, szkolenia podstawowego. Konstrukcja umożliwia różnorakie inne zastosowania, np. do celów łącznikowych, obserwacji, fotografowania itp. Nie wykluczamy przystosowania Kolibra do celów rolniczych, z użyciem wysokowydajnych środków ochrony roślin.

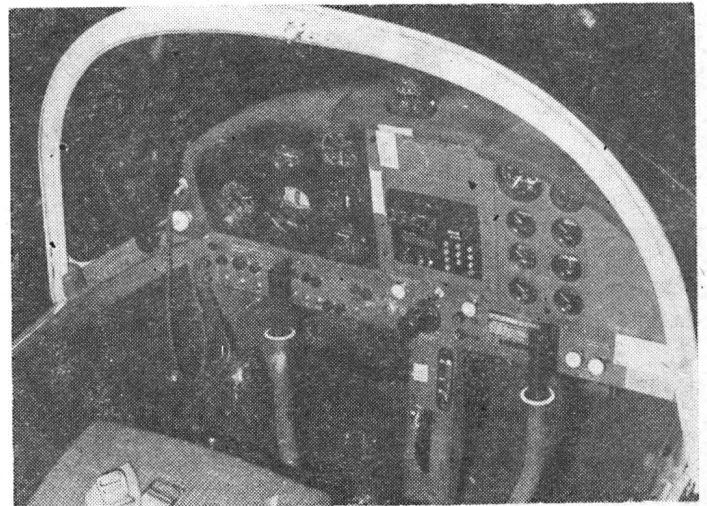
Umowa z wytwórnią SOCATA zbiegła się z zakupem (za raczej symboliczną sumę ok. 50 tys. dolarów) dokumentacji silników (wraz z pewnymi częściami, narzędziami, materiałami) zlikwidowanej firmy Franklin. Jeden z tych silników, czterocyldrowy, o mocy ok. 88 kW (ok. 120 KM) doskonale nadaje się do Kolibra i jest zamontowany na kilkunastu pierwszych samolotach. Ponieważ właśnie ten silnik nie był jeszcze seryjnie produkowany przez firmę Franklin, wymagał od wytwórcy WSK-Rzeszów większego wkładu myśli technicznej i nakładów na badania. Należy wspomnieć, że podobne silniki w układzie „boxer” były po wojnie skonstruowane przez inż. Narkiewicza.

Czterocyldrowy silnik WN-1 o mocy 44 kW (60 KM) był zastosowany na prototypie samolotu PZL-102 Kos, a sześciocyldrowy silnik WN-6 o mocy 132 kW (180 KM) — na prototypie PZL-104. Żaden nie doczekał się produkcji. Obecnie silniki PZL-F zapełnią lukę w polskich silnikach tłokowych małej mocy i umożliwią dalszy rozwój lekkich samolotów. Silnik PZL-Franklin stanowi realne wsparcie dla tematu PZL-110. Trzeba wspomnieć, że możliwościami zakupu silników PZL-F 2- i 4-cylindrowych interesuje się zagranica.

Samolot PZL-110 jest dobrze dostosowany do bogatych doświadczeń produkcyjnych i eksploatacyjnych wytwórni, która od 25 lat produkuje lekkie samoloty klasy STOL lub do niej zbliżone.

Jak zwykle, nieco wątpliwości budzi import elementów do samolotu, szczególnie że do pierwszych samolotów, które miały dobrą opinię, wytwórnia musiała zastosować znaczną liczbę zespołów importowanych. Spowodowane to było koniecznością szybkiego przekazania samolotów klientom, przy jednoczesnym braku możliwości technologicznych (głównie przyrządów) i produkcyjnych do wykonania wszystkich zespołów. Jednocześnie zakup części umożliwił technologom zapewnienie zamienności pod względem wymiarowym części produkowanych przez WSK-Okęcie z częściami produkowanymi przez wytwórnię SOCATA.

Jednakże od pierwszej chwili starano się umożliwić produkcję samolotu z krajowych materiałów i wyrobów gotowych. Z ponad 1100 różnych części, zespołów i materiałów wymagających dobrania zamienników krajowych, do pierwszej serii zredukowano tę liczbę do ok. 700 pozycji. Wykorzystując dłuższą przerwę między I i II serią, do serii II jest potrzebny import niewiele ponad 300 pozycji. Do serii III będzie potrzebny szacunkowy i uzasadniony technicznie i ekonomicznie import tylko 50÷70 pozycji, głów-



Rys. 2. Tablica wyposażona w radiostację, radiokompas, sztuczny horyzont, giroskopowy wskaźnik kursu i koordynator zakrętów oraz zdwojone sterownice umożliwiające realizację znacznego zakresu szkolenia w aeroklubach. Fot. WPL

nie niektórych elementów wyposażenia elektrycznego oraz drobnych części, m.in. nitów jednostronnych. Poziom importu z II obszaru jest niższy od stosowanego przeciętnie w Polsce do maszyn, przy znacznym eksporcie wyrobów WSK-Okecie do II strefy nie jest więc uciążliwy.

Nie chcemy przez pochopne wyeliminowanie importu zmienić właściwości użytkowych i produkcyjnych samolotu. Chcemy np. wykorzystać możliwość zastosowania taniego osprzętu z przemysłu samochodowego. Dlatego utrzymaliśmy napięcie instalacji elektrycznej 12 V, chociaż przejście na napięcie 24 V umożliwiłoby natychmiastowe zastosowanie polskiego osprzętu lotniczego, który, jak wiadomo, jest dostosowany do tego napięcia. Podjęto już poważne prace w celu uzyskania w ciągu 2÷3 lat krajowego osprzętu do silnika PZL-Franklin. W czasie trwania importu produkcji płatowca i silnika zapewniają serwis w pełnym zakresie.

Stopniowe i przemyślane przejście na wyroby krajowe, przy zachowaniu maksymalnej zamienności z częściami oryginalnymi, umożliwia francuskiemu kontrahentowi korzystanie z zespołów naszej produkcji, wykonanych ponadto z polskich komponentów i materiałów. Części takie kontrahent może użyć do swej produkcji i serwisu.

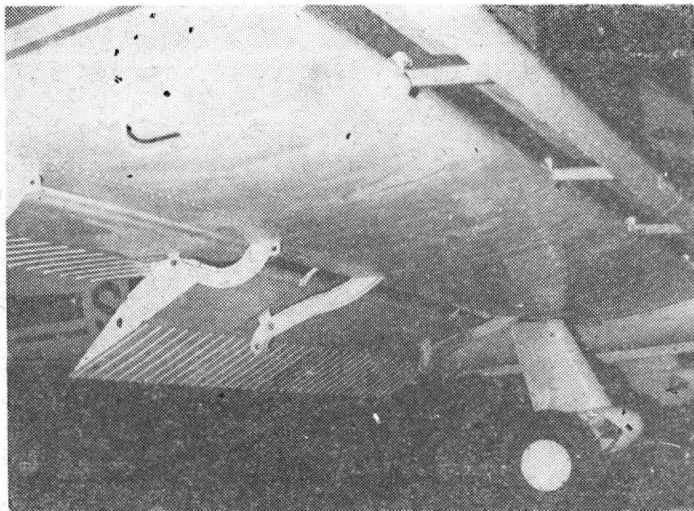
Jak sądzę, przytoczone przykłady warunków i założeń, w jakich realizuje się produkcja PZL-110 świadczą o złożonej problematyce, ale spełnienie ich zapewni korzyści z kontraktu i zapobiegnie rozczarowaniu i ew. stratom w poniesionych nakładach.

Spotykam się z różnymi zastrzeżeniami dotyczącymi samolotu i jego właściwości. Na szczęście, mają je w większości ludzie z kręgów, które nie miały okazji praktycznego posługiwania się samolotem PZL-110. Podam więc kilka uzupełniających informacji rozpraszających te zastrzeżenia.

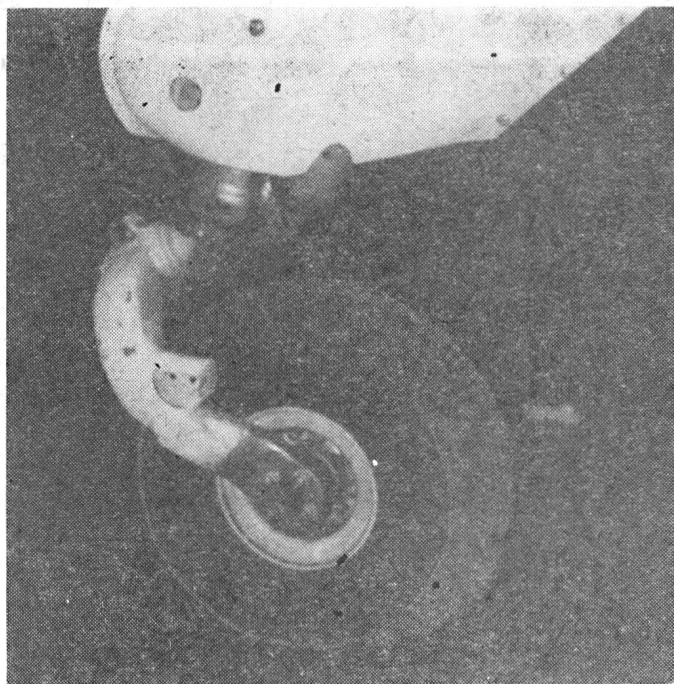
Wątpliwości, że łatwy pilotażowo samolot nie nadaje się do szkolenia rozproszyć mogą rezultaty uzyskane w szkole pilotów w Rzeszowie-Jesionce — wyszkolenie kilkudziesięciu pilotów. Praktyka wykazała, że Koliber (krajowy certyfikat typu dopuszcza go do użytkowania w kategorii użytkowej) doskonale służy szkoleniowcom i uczniom. Cechy pilotażowe samolotu gwarantują wysoki stopień bezpieczeństwa szkolenia.

Opinie polskich instruktorów przekazane wytwórni potwierdzają przyczyny, dzięki którym samoloty Rallye rozpowszechniły się w aeroklubach dziesiątków krajów. Można je tak ująć: kto był oponentem zastosowania Kolibra w szkoleniu przed jego praktycznym użyciem, będzie jego zwolennikiem po poznaniu jego zalet w czasie eksploatacji. Powyższe stwierdzenie nie jest frazesem, o czym świadczy złożenie przez szkołę w Rzeszowie-Jesionce (eksploatującej już samoloty z serii I) zamówienia na dalsze samoloty z II serii.

Wątpliwości, że małe koła samolotu (w porównaniu z obecnie używanymi w polskich aeroklubach samolotami z większymi kołami) wykluczają start i lądowanie Kolibra z nawierzchni trawiastej wyjaśnia fakt, że wszystkie samoloty I serii startują i lądują tylko z lotnisk trawiastych. Nadzorowana przez wytwórnię eksploatacja dowodzi, że nie występują z tego powodu trudności. Należy oczywiście usunąć z trawiastego pasa startów i lądowań największe kretowiska i nierówności, które zresztą niszczą także samo-



Rys. 3. Bezpieczeństwo lotu oraz właściwości zbliżone do konstrukcji STOL zapewniają niespotykane w tej klasie klapy Fowlera oraz automatyczne sprzężone ze sobą sloty. Fot. WPL



Rys. 4. Wahaczowe zawieszenie przedniego koła. Koło ma tłumik drgań shimmy wraz z ustalaczem kierunku lotu. Fot. WPL

loty większe, o większych kołach. Eksploatowanie Kolibra w tych warunkach umożliwiające dobre amortyzatory i wahaczowe zawieszenie wszystkich kół. Zresztą nawet przednie, najbardziej obciążone koło, ma średnicę większą od średnicy przedniego koła samolotu Junak 3, który był użytkowany na lotniskach trawiastych i ponadto nie miał wahaczy. Ciśnienie w ogumieniu jest niskie (1,4 i 1,8 atm), co zmniejsza nacisk na nawierzchnię.

Pewnego czasu wymagało przygotowanie osprzętu potrzebnego do szkolenia w przelotach nawigacyjnych. Ze względu na wysoki koszt nie importowaliśmy tych przyrządów do II serii. Wytwórnia spełniła obietnicę. Dostosowane do napięcia 12 V przyrządy (radiostacja, radiokompas, gloskopowy wskaźnik kursu, zakrętomierz i sztuczny horyzont) są w magazynie i II seria (trzeci kwartał 1983 r.) samolotów będzie na zamówienie klientów wyposażona w te przyrządy. Ponadto, w celu ułatwienia szkolenia w lotach bez widoczności w dzień i w towarzystwie instruktora, wytwórnia poleca barwne osłony na szyby limuzyny oraz barwne okulary dla ucznia. Osprzęt taki wytwórnia poleca klientom do już użytkowanych samolotów.

Następnym życzeniem potencjalnych odbiorców jest możliwość wykonywania na Kolibrze ograniczonej akrobacji. Wytwórnia jest w pełni przekonana, że taka możliwość rozszerza zakres użytkowania, ale nie jest istotnym warunkiem zastosowania Kolibra w szkoleniu aeroklubowym i realizacji wielkiej części nawet rozszerzonych programów szkoleniowych. Mimo to, wytwórnia daleko zaawansowała badania samolotu w zakresie akrobacji, w oparciu o przepisy brytyjskie BCAR obowiązujące m.in. w Polsce i zezwalające samolotom w klasie półakrobacyjnej (odpowiednik wytrzymałościowy kategorii użytkowej wg przepisów amerykańskich FAR i francuskich AIR) na wykonywanie figur akrobacji nieodwróconej. Wytwórnia wystąpiła do Ministerstwa Komunikacji o odpowiednie rozszerzenie warunków użytkowania w oparciu o wyniki prób.

Niekwestionowaną zaletą Kolibra (szczególnie istotną w obecnej sytuacji energetycznej, przy obecnych kosztach i brakach paliwa) jest wyjątkowo niskie zużycie paliwa. Wyniki wielokrotnych badań i pomiarów określają, że minimalne zużycie wynosi 13,2 l/100 km lub 15 l/h. Praktyczne zużycie ekonomiczne wynosi 16÷19 l/h lotu. To jest zaledwie połowa paliwa potrzebnego dla innych samolotów obecnie eksploatowanych przez polskie aerokluby.

Z czego to wynika?

Z małej masy samolotu, ekonomicznego silnika i dobrze dostosowanego śmigła oraz dużej doskonałości aerodynamicznej. Samolot z wyłączonym silnikiem ma sprawdzoną doskonałość 10! Na Kolibrze można bezpiecznie podchodzić i lądować z wyłączonym silnikiem.

Oczywiście, na bardzo niski koszt użytkowania Kolibra mają również dodatni wpływ inne czynniki, jak znaczna trwałość konstrukcji (samolot nie ma części o ograniczonej

żywołności), dłuższe okresy między przeglądami głównymi (już obecnie wynoszą one 1200 h lotu, a w ciągu 1÷2 lat przedłużymy je do 1650 h), łatwość i niski koszt naprawy, łatwość czynności obsługowych (liczące się czynności wykonuje się praktycznie co 100 h lotu).

Ponadto wraz z wprowadzeniem Kolibra do produkcji wytwórnia zreorganizowała produkcję części zapasowych (zamiennych). Produkuje się je łącznie z samolotami tak, że dostawa dużego asortymentu części będzie realizowana ze składu fabrycznego. Zmniejszy to przestoje samolotów bez konieczności kosztownego gromadzenia części zapasowych przez użytkowników.

Przedmiotem badań silnika przez producenta jest kwestia paliwa i oleju. Obecnie producent umożliwia stosowanie paliwa: B93/130, B100/1300 oraz 100LL. Obecnie używany olej Aeroshell daje dobre rezultaty w trwałości silnika. Bada się również możliwość stosowania olejów krajowych.

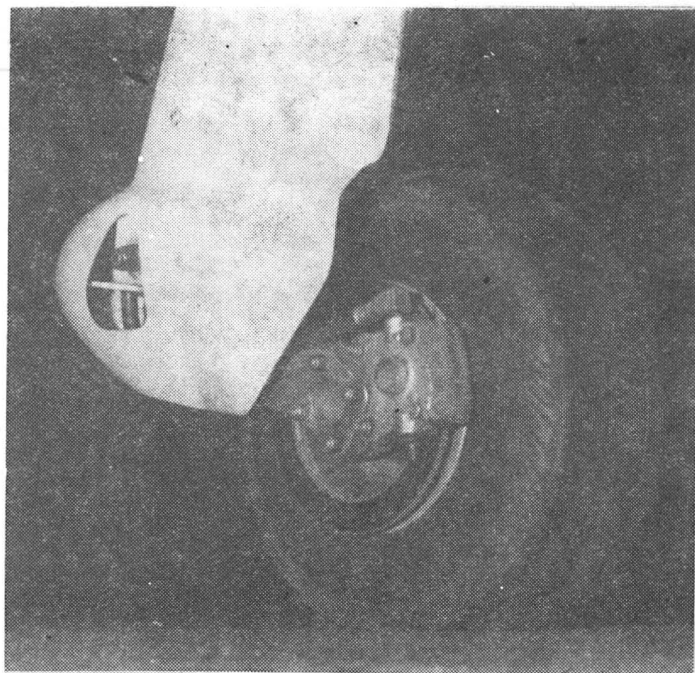
Pytania dotyczą również ceny samolotu. Ostateczna cena wynika z umowy z klientem i warunków sprzedaży (m.in. od liczby samolotów, zakresu gwarancji itp.). Trzeba stwierdzić, że cena Kolibra jest adekwatna do jego rozwiniętej konstrukcji, która ma wiele elementów zwiększających możliwości użytkowe.

Mimo małej masy własnej (ok. 520 kg), samolot ma urządzenie hipernośne skrzydła, automatyczne, sprzężone sloty i wysuwne klapy (Fowlera), dzięki czemu uzyskano doskonałe właściwości przy bardzo małych prędkościach i w przeciągnięciu w locie prostym, i w zakręcie. Zachowano jednocześnie małe opory skrzydła i wysoką ekonomikę lotu. Mimo małej mocy silnika, start dzięki tym urządzeniom jest względnie krótki: rozbieg 155 m, start do wys. 15 m — 380 m (lądownie z 15 m — 275 m, dobieg 115 m).

Obszerna kabina z doskonałym obustronnym wejściem po chodnikach lewego i prawego skrzydła i jednocześnie dostępem do czterech miejsc osłonięta jest odsuwana, całkowicie oszklona limuzyną. Limuzynę można uchylić lub otwierać w locie przy zmniejszonej prędkości, a więc możliwe jest wywożenie skoczka spadochronowego. Dobre ogrzewanie, wentylacja, regulowane oparcie foteli, estetyczne wykończenie wnętrza, funkcjonalny układ tablicy przyrządów oraz doskonała widoczność we wszystkich kierunkach w locie i przy kołowaniu sprawia, że uczeń szybko akomoduje się do samolotu.

Olejowo-powietrzne amortyzatory podwozia, skuteczne hamulce tarczowe i podwozie z kołem przednim umożliwiają start i lądowanie nawet przy prostopadłym wietrze o prędkości 10 m/s. W wersji standardowej samolot jest wyposażony w zdwojone sterownice, przy czym prawy drążek sterowy jest wyjmowalny, hamulce kół i sterowanie przepustnicą są zdwojone. Samolot ma ręczny hamulec postojowy, elektryczny napęd kłap skrzydłowych, aluminiowe zbiorniki paliwa (każdy z oddzielnym paliwomierzem).

Zbiorniki o łącznej pojemności zużywanego paliwa tylko 96 l zapewniają zasięg 730 km (bez rezerwy) lub 650 km



Rys. 5. Widoczne zawieszenie kół oraz hydrauliczne hamulce tarczowe — możliwość eksploatacji na nawierzchni trawiastej i dobra manewrowość na ziemi. Fot. WPL

(z rezerwą na pół godziny lotu). Silnik ma miskę olejową o pojemności 6,2 l oleju i jest wyposażony w alternator 55 A oraz rozrusznik elektryczny i kontrolowany jest za pomocą obrotomierza elektrycznego, termometrów olejowego, gaźnika i głowicy oraz manometrów paliwowego i olejowego.

Samolot jest wyposażony w śmigło przestawialne na ziemi oraz instalację elektryczną 12 V z akumulatorem 18 Ah. W wersji standardowej samolot jest wyposażony w lampy pozycyjne. Lampa antykolizyjna Whelen przewidziana jest w wyposażeniu dodatkowym. Wytwórnia zaleca zestawy wyposażenia naziemnego.

Tak można scharakteryzować temat przemysłowy pod nazwą PZL-110. Chociaż z pewnymi opóźnieniami, jednak zadanie jakie postawiła wytwórnia jest w końcowym stadium realizacyjnym. Sądzę, że WSK-Okęcie wykaże, że mimo trudnej sytuacji niełatwy temat „licencja” udaje się zrealizować i wykorzysta jego wartości. Wytwórnia będzie usatysfakcjonowana, jeśli swym przykładem pobudzi inne wytwórnie, które uzyskały licencje do znalezienia sposobów do ich realizacji, nawet w obecnych trudnych warunkach, aby wykorzystać poniesione nakłady.

PRENUMERATA

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

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

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

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

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

Przedpłaty przyjmowane są w terminach:

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

Uwaga: Obowiązuje bardzo czytelne pismo i podawanie kodu pocztowego.

Prenumerata „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” wynosi: kwartalnie 180 zł, półrocznie 360 zł, rocznie 720 zł.

Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę jest dwukrotnie droższa.

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

Podstawowe funkcje portu lotniczego (II)

Mgr inż. JAN SMOLEŃSKI

Port lotniczy — jedno z ogniw transportu lotniczego

Celem działalności transportu lotniczego jest przewóz osób czy towarów statkami powietrznymi. Do uzyskania właściwego efektu tej działalności niezbędne jest sprawne funkcjonowanie poszczególnych elementów tworzących wspólnie zintegrowany system transportu lotniczego, a mianowicie: przewoźników lotniczych, służby i środków kontroli ruchu lotniczego, przemysłu produkującego samoloty, silniki i wyposażenie lotnicze oraz infrastruktury transportu lotniczego, a zwłaszcza jej podstawowego elementu, jakim są porty lotnicze. Ta współpraca i współzależność występują zarówno w skali ogólnosiwiatowej, jak i w skali danego kraju. A oto niektóre aspekty tego problemu występujące w skali światowej.

Z historycznego punktu widzenia można zaobserwować zadawniony konflikt między rozwojem środków transportu a rozwojem infrastruktury, występujący faktycznie we wszystkich rodzajach transportu. Użytkownicy pojazdów dążyli i dążą do zmniejszenia kosztów eksploatacji, a w konsekwencji do stosowania coraz większych pojazdów, co powoduje zwiększone wymagania dotyczące infrastruktury. Nie troszczą się przy tym lub mało się troszczą o skutki, jakie te tendencje powodują w infrastrukturze technicznej. Infrastruktura nigdy nie nadążała za wymaganiami środków transportu. Konflikt ten pogłębiał się, gdyż postęp techniczny w środkach transportu dokonywał się dynamicznie, natomiast modyfikacja infrastruktury wymagała znacznie więcej czasu i napotykała na poważne przeszkody finansowe i administracyjne. Należy przy tym zdać sobie sprawę z faktu, że pojazdy znajdują się w gestii przedsiębiorstw, spółek czy użytkowników prywatnych, a infrastruktura na ogół w gestii państwa czy samorządów lokalnych.

W transporcie lotniczym infrastruktura była również podporządkowana wymaganiom statków powietrznych. Długość dróg startowych i ich nośność musiały być powiększane, aby mogły przyjmować samoloty coraz szybsze i o coraz większej masie. Drogi kołowania i płaszczysty postój były przystosowane do wzrastających wymagań statków powietrznych i do ich ograniczonej możliwości manewrowania. Godzono się również ze skutkami hałasu, podmuchów i dymów wydzielanych przez odrzutowe silniki lotnicze.

Przedstawione zależności między infrastrukturą a środkami transportu nie zawsze wynikały z przesłanek ekonomicznych, były często skutkiem działania z pozycji siły.

W transporcie lotniczym, który jest stosunkowo młody, w początkowym okresie szybki postęp techniczny w budowie samolotów powodował supremację statków powietrznych i działania z pozycji siły w stosunku do innych elementów transportu lotniczego. Obecnie jednak coraz powszechniej dochodzą do głosu prawa ekonomii. W okresie powstawania lotnictwa supremacja ta była niezbędna w celu stworzenia szans rozwoju statków powietrznych, których konstruktorzy borykali się z tysiącami nie rozwiązanych problemów. Dziś, gdy transport lotniczy stał się gałęzią rozwiniętego przemysłu, jest to niemożliwe.

Pierwszym krokiem w kierunku zmiany dotychczasowych tendencji było podwyższenie przez porty lotnicze opłat za lądowanie, co miało zapewnić przynajmniej częściowe pokrycie kosztów inwestycji. Lotnicze towarzystwa przewoźowe uświadomiły sobie, że infrastruktura nie jest bezpłatna, a więc obniżenie kosztów eksploatacji samolotów nie jest opłacalne, jeżeli wiąże się z wysokimi kosztami towarzyszącymi.

Równocześnie w odniesieniu do hałasów lotniczych zadziałała opinia publiczna, której głos przyczynił się do wprowadzenia procedur antyhałasowych, a nawet do zawieszenia działalności niektórych portów lotniczych w nocy.

Następnie zaczęto domagać się od konstruktorów ograniczenia hałaśliwości samolotów, co uwieńczono zostało wprowadzeniem przepisów znanych pod nazwą „certyfikatu akustycznego” (obecnie aneks 16 przepisów ICAO).

W ten sposób pod wpływem nacisków finansowych, społecznych i politycznych stosunek sił między trzema głównymi partnerami stymulującymi rozwój transportu lotniczego (konstruktorzy, towarzystwa lotnicze, porty lotnicze) uległ znacznemu wyrównaniu. Partnerzy ci uświadomili sobie konieczność solidarnego działania we wspólnym interesie.

Podjęto wspólne wysiłki w celu ustalenia charakterystyk, jakim powinny odpowiadać przyszłe samoloty, biorąc m.in. pod uwagę wpływ statków powietrznych na porty lotnicze. Z kolei, z racji wzajemnych kompromisów, porty lotnicze zobowiązały się przystosować do przyjmowania potoków pasażerskich z wielkich i coraz większych samolotów oraz rozwiązywać sprawy zagęszczenia ruchu w przestrzeni powietrznej, które w rejonie niektórych portów lotniczych zaznaczyło się dość wyraźnie.

Port lotniczy może istnieć i spełniać swoją rolę jedynie jako część składowa systemu transportu. Stanowi on jedno z ogniw łańcucha mającego na celu przemieszczenie pasażera i towaru „od drzwi do drzwi”. Całość funkcjonuje sprawnie wówczas, gdy wszystkie ogniwa są jednakowo silne. Wysiłki konstruktorów i przewoźników lotniczych nie dadzą żadnych rezultatów, jeżeli porty lotnicze nie będą w stanie dostosować się do wzrostu i rozwoju ruchu lotniczego i przewoźów lotniczych i to zarówno z punktu widzenia usług na rzecz statku powietrznego, jak i usług na rzecz masy przewoźowej, a więc pasażera i towaru.

Biorąc pod uwagę, że w tym przypadku terenem działania jest dziedzina znajdująca się w stadium gwałtownego rozwoju, warunkiem sukcesu jest operatywność działania z równoczesnym przewidywaniem skutków dla dalekiej przyszłości. Niezbędna jest więc współpraca wszystkich gestorów transportu lotniczego poparta wnikliwymi analizami i studiami oraz kompleksowym rachunkiem ekonomicznym.

Port lotniczy — część składowa aglomeracji miejskiej

Lojalnie należy stwierdzić, że port lotniczy jest dla miasta organizmem trudno przyswajalnym. Dzieje się tak dlatego, że:

— port lotniczy zajmuje duży teren (kilkaset lub nawet kilka tysięcy ha),

— wokół portu lotniczego obowiązują wysokościowe ograniczenia zabudowy na obszarach jeszcze większych, gdyż sięgających 10÷30 tys. ha,

— hałas lotniczy zmusza do wprowadzania stref ochronnych o ograniczonej lub specjalnej zabudowie, na obszarze od 40 km² (USA) do 150 km² (RFN).

Port lotniczy jest ściśle powiązany z aglomeracją miejską przede wszystkim ze względu na sens jego istnienia. Port lotniczy jest niezbędny tam i tylko tam, gdzie istnieje zapotrzebowanie na transport lotniczy. Zapotrzebowanie to istnieje w ośrodkach zurbanizowanych, mających silny przemysł, szczególnie nowoczesny, rozwinięte ośrodki życia kulturalno-naukowego, uformowane centra życia gospodarczego i politycznego. Transport lotniczy, ułatwiając szybką, operatywną wymianę dóbr, myśli, doświadczeń itd., dynamizuje tę działalność i staje się dzięki temu elementem miastotwórczym.

Port lotniczy, szczególnie duży, jest poważnym źródłem zatrudnienia. Wg danych francuskich na każdy milion pasażerów przewożonych rocznie potrzeba co najmniej 2000 osób zatrudnionych w samym porcie i prawie tyle samo w pobliżu portu. Port przyciąga więc działalność usługową i stowarzyszoną z transportem lotniczym.

Biorąc pod uwagę okoliczność, że u nas prawa rynkowe w zasadzie nie działają, a usługi nie nadążają za prymatem produkcji, niech to będzie w naszym porcie połowa, a więc 1000 osób. Gdyby pracowników tych (2000 + 1000 = 3000) umieścić w jednym osiedlu, byłoby to osiedle na 10 000 osób (wraz z rodzinami), a z usługami wewnątrzosiadłowymi (sklepy, szkoły, ośrodki zdrowia itp.) — już 12÷15 tys.

osób. Port lotniczy jest więc już nie tylko pośrednio, ale i bezpośrednio czynnikiem miastotwórczym.

Istnieją dość rozpowszechnione poglądy, że można port lotniczy oddalić od aglomeracji i połączyć go z miastem wysoce sprawnym systemem transportu naziemnego. Oczywiście można, jest to jednak rozwiązanie niezmiernie drogie i to zarówno w inwestycjach, jak i w eksploatacji.

Efektywność transportu lotniczego opiera się na szybkim, znacznie szybszym od pojazdów naziemnych, środku transportu. Pasażer zainteresowany jest skróceniem globalnego czasu podróży „drzwi—drzwi”. Nie chce więc na dojazdy do portu tracić czasu uzyskanego dzięki dużej prędkości przelotowej samolotu. Aby sprostać temu wymaganiu, naziemny środek transportu dowożący pasażera do portu powinien mieć prędkość zbliżoną do prędkości samolotu, a więc nie mógłby to być konwencjonalny środek transportu.

Gdyby jednak zgodzić się na stratę czasu i zastosować pojazdy konwencjonalne, drogowe czy szynowe, wystąpi zaraz druga trudność. Otóż port lotniczy charakteryzuje się olbrzymim ruchem w godzinach szczytu i znacznie mniejszym poza tymi godzinami. System jednak musi być zaprojektowany i zrealizowany z nastawieniem właśnie na te szczyty, a więc będzie drogi i nie w pełni wykorzystywany, czyli nieekonomiczny. Trzecią wreszcie przesłanką, którą należy wziąć pod uwagę jest okoliczność, iż omawiany system transportu naziemnego funkcjonuje na ogół na trasie centrum miasta — port lotniczy, pozostaje więc kwestia dojazdu do tego punktu wyjściowego w centrum miasta.

Francuzi, studiując sprawę lokalizacji portów lotniczych w rejonie Paryża doszli do wniosku, że tylko koszty eksploatacyjne (co prawda społeczne), a więc globalne przy ruchu 1 mln pasażerów rocznie, wynoszą za każde 10 km oddalenia portu od miasta — 3 mln dol.

Urbaniści zajmujący się zagadnieniami komunikacji, a szczególnie sprawą lokalizacji portów lotniczych twierdzą, że port lotniczy powinien być zlokalizowany tak blisko obsługiwanej przez niego strefy zurbanizowanej, jak tylko jest to możliwe.

Zintegrowanie portu lotniczego z miastem w znacznym stopniu zależy od prawidłowej lokalizacji lotniska. Podstawową zasadą jest lokalizacja styczna do miasta, a więc taka, aby podejścia do lądowania i wznoszenia po starcie nie odbywały się nad terenami silnie zurbanizowanymi. Przy takiej lokalizacji uciążliwość wynikająca z ograniczeń wysokości zabudowy praktycznie nie istnieje. Pozostaje zatem sprawa hałasów lotniczych, która może być rozwiązana jedynie przy wspólnym, zgodnym działaniu portu lotniczego i miasta, a ściślej — ich administracji.

Rola i znaczenie portu lotniczego w życiu organizmu miejskiego decyduje o tym, że (podobnie jak to ma miejsce w przypadku komunikacji drogowej, szynowej, stref przemysłowych i osiedli mieszkaniowych) nie można sporządzić planu zagospodarowania przestrzennego danej aglomeracji miejskiej bez uwzględnienia od samego początku spraw związanych z portem czy portami lotniczymi, ich trudnościami i wpływami, jakie wywierają na otoczenie.

Ogólnie już przyjęta teza, że port lotniczy jest częścią składową aglomeracji miejskiej powinna być podstawą partnerstwa między portem lotniczym a miastem, partnerstwa działającego stale w trakcie ustalania lokalizacji, w trakcie budowy portu i wreszcie w trakcie samej eksploatacji lotniczej, partnerstwa działającego sprawnie i operatywnie, gdyż port lotniczy jest decydującym ogniwem łączącym transport lotniczy z aglomeracją miejską. Partnerstwo to napotyka na problemy trudne i złożone, ale dające się rozwiązać.

Duże doświadczenie w tym względzie ma Aeroport de Paris, który wspólnie z władzami Paryża rozwiązuje wiele wspólnych, niekiedy kontrowersyjnych problemów. Owocem tej współpracy jest doskonałe usytuowanie wielkiego portu lotniczego Roissy en France w odległości 25 km od centrum Paryża.

Istnieją dwa poważne problemy wiążące się z prawidłową integracją portów lotniczych i aglomeracji czy ośrodka miejskiego: właściwe zagospodarowanie stref wokół lotniska, właściwe połączenia komunikacyjne portu lotniczego z miastem.

Ustaliwszy właściwą lokalizację portu lotniczego, należy zadbać o wyciągnięcie jak największych korzyści ze znacznego zainwestowania środków w budowę portu i szukać wtórnego wykorzystania tych środków przez optymalne użytkowanie terenu położonego w sąsiedztwie portu.

W pobliżu portów lotniczych, a zwłaszcza w strefach dotkniętych intensywnym hałasem lotniczym, można sytuo-

wać zakłady przemysłowe, które same są głośnie, lub te zakłady, które szukając bliskości portu lotniczego poniosą koszty wyposażenia tłumiącego hałas. Można tam również lokalizować rezerwy zieleni, składy, zajezdnie taboru komunikacji miejskiej itp. Osiedla mieszkaniowe w pobliżu portów lotniczych to przede wszystkim osiedla pracowników portu, przy czym powinny one być zlokalizowane w rozsądnej odległości od lotniska, przy zapewnieniu sprawnych dojazdów nie obciążających arterii przewidzianych do przewozu pasażerów. Planując zagospodarowanie przestrzenne wokół portów lotniczych należy pamiętać, że port lotniczy jest organizmem żywym, ustawicznie rozwijającym się (w ciągu pięciu lat następuje podwojenie ruchu), potrzebującym rezerw terenowych pod jego rozbudowę.

Druga istotna sprawa to połączenia portu z miastem komunikacją naziemną. Badania wykazały, że pasażer poszukuje nie tyle pojazdu szybkiego, co gwarantującego pewny i punktualny dojazd do portu bez względu na dzień, godzinę czy zatłoczenie na drogach. Średni czas dojazdu do portu lotniczego jest bardziej uzależniony od częstotliwości połączeń niż od prędkości jazdy. Stąd słusniejsze jest takie rozwiązanie, które umożliwia dojazdy do portu lotniczego siecią transportu masowego aglomeracji miejskiej, zapewniającą dobre połączenia bezpośrednio ze wszystkimi dzielnicami danej aglomeracji, niż budowanie oddzielnych połączeń specjalnie zarezerwowanych dla danej grupy portu.

Dojazdy do portu są ważnym elementem integrującym port lotniczy z miastem czy regionem, dla którego port pracuje i należy tu jednocześnie postulować, aby dojazdy do portu były włączone w zintegrowany system komunikacji miejskiej.

W świetle powyższych rozważań niezbędna wydaje się powszechna świadomość, że port lotniczy nie włączony ściśle w życie aglomeracji miejskiej traci rację bytu, a aglomeracja miejska nie mająca sprawnie działającego portu lotniczego traci w nowoczesnym świecie szanse pełnego rozwoju.

Użytkowa klasyfikacja portów lotniczych

Istnieje wiele klasyfikacji lotnisk dzielących lotniska ze względu na sposób eksploatacji czy też charakterystyki techniczne. Wydaje się, że jeśli chodzi o porty lotnicze (czyli lotniska komunikacyjne) potrzebna jest klasyfikacja, która obejmowałaby całokształt portu lotniczego, a więc nie tylko obiektów pola wzlotów, ale również obiektów infrastruktury handlowo-przewozowej. Dla takiej klasyfikacji należałoby znaleźć jakiś wspólny miernik, do którego można byłoby odnieść wymagania rzutujące zarówno na infrastrukturę lotniskową, jak i handlowo-przewozową.

Takim miernikiem jest samolot, a ściślej zasięg samolotu korzystającego z danego portu lotniczego. W wielu krajach przewozy lotnicze dzielone są na trzy poziomy zgodnie z poglądem, że wymagania dotyczące zarówno taboru lotniczego, obsługi handlowej, jak i infrastruktury naziemnej są tak zróżnicowane w zależności od długości rejsów, że podział taki jest nie tylko celowy, ale wręcz niezbędny.

Transport lotniczy pierwszego poziomu są to loty międzynarodowe dalekiego zasięgu, na odległości ponad 3000 km. Transport lotniczy drugiego poziomu to loty międzynarodowe lub krajowe średniego zasięgu, na odległości 1000÷3000 km. Transport lotniczy trzeciego poziomu to loty krajowe bliskiego zasięgu na odległość mniejszą niż 1000 km, o małej intensywności nie przekraczającej 25 tys. pasażerów rocznie.

Jest sprawą jasną i oczywistą, że im większy zasięg, tym samoloty mają większą masę przy starcie (zapasy paliwa) i na ogół większą pojemność, rosną też ich wymagania w stosunku do długości dróg startowych i związane z tym parametry lotniska. Równocześnie można zaobserwować drugą prawidłowość: aglomeracja miejska, która ma zapotrzebowanie na transport lotniczy dalekiego zasięgu, jest aglomeracją dużą, a w porcie lotniczym obsługującym ją poza lotami dalekiego zasięgu odbywają się znacznie liczniejsze loty średniego i bliskiego zasięgu.

Można zatem twierdzić, że im zasięg samolotów jest większy, tym port lotniczy jest większy zarówno powierzchniowo (jeśli chodzi o pole wzlotów), jak i z punktu widzenia intensywności ruchu lotniczego, wielkości potoków pasażerskich, a więc w rezultacie musi mieć większą, bardziej rozbudowaną infrastrukturę handlowo-usługową zajmującą się pasażerami i towarami.

Na podstawie doświadczeń krajów o rozwiniętym lotnictwie w Biurze Studiów i Projektów Lotnictwa Cywilnego

dokonano próby takiej globalnej klasyfikacji portów lotniczych, która najogólniej przedstawia się następująco:

— Porty lotnicze pierwszego poziomu są to porty przeznaczone do regularnej komunikacji międzynarodowej, przystosowane do przyjmowania ciężkich, wielkopojemnych samolotów dalekiego zasięgu. W porcie tym odbywa się oczywiście również ruch średniego zasięgu (europejski) i bliskiego zasięgu (krajowy). Porty te mieszczą się wg klasyfikacji polskiej w klasie S i w klasie pierwszej, a więc powinny mieć drogi o długości podstawowej ponad 2600 m, a wg klasyfikacji ICAO — w klasie A: podstawowa długość dróg startowych ponad 2100 m. Przewidywany ruch przewozowy w takim porcie: ponad 2500 tys. pasażerów rocznie.

— Porty lotnicze drugiego poziomu przeznaczone są do regularnej intensywnej komunikacji krajowej i charterowej lub sezonowej komunikacji międzynarodowej, przystosowane do przyjmowania samolotów o zasięgu europejskim. Porty te mieszczą się wg klasyfikacji polskiej w klasie drugiej i trzeciej, a więc mają podstawową długość dróg startowych 1300÷2600 m, a wg klasyfikacji ICAO — w klasie B lub C: podstawowa długość dróg startowych 900÷2100 m. Przewidywane przewozy roczne: 150÷2500 tys. pasażerów.

— Porty lotnicze trzeciego poziomu przeznaczone są do komunikacji krajowej o niewielkiej intensywności oraz do innej działalności lotniczej jak loty dyspozycyjne, sanitarne, sportowe itp., przystosowane są do przyjmowania samolotów bliskiego zasięgu o skróconym starcie. Porty te mieszczą się wg klasyfikacji polskiej w klasie czwartej i piątej, a więc mają podstawową długość dróg startowych nie przekraczającą 1300 m, a wg klasyfikacji ICAO — w klasie D lub E: podstawowa długość dróg startowych poniżej 900 m. Przewidywane przewozy roczne: 25÷150 tys. pasażerów.

Każdy poziom portów lotniczych podzielono na klasy, które umożliwiły dokładniejsze określenie długości dróg startowych i związanych z tym parametrów lotniska oraz bardziej szczegółową specyfikację wielkości ruchu umożliwiającą zaprogramowanie infrastruktury handlowo-usługowej. Klasyfikacja ta ma duże znaczenie przede wszystkim do programowania portów lotniczych, gdyż mając założoną i zweryfikowaną prognozę ruchu można określić, jaki port takiej prognozie odpowiada, jak powinien być wyposażony i ile powinien orientacyjnie kosztować.

Proces rozwoju portu lotniczego

Wiek XX charakteryzuje się intensywnym rozwojem przy wysoce wyspecjalizowanym podziale sił wytwórczych. Na tym tle jak najszerzej pojęta wymiana, obejmująca nie tylko dobra materialne, ale i myśl ludzką, staje się procesem intensyfikującym życie społeczno-gospodarcze. Czas staje się wartością wymierną i ceną, którą należy oszczędnie rozporządzać. Stąd powszechne dążenie do korzystania z tego najszybszego z konwencjonalnych środków transportu, jakim jest transport lotniczy.

Największe zainteresowanie transportem lotniczym jest

wśród ludzi najaktywniejszych, mających najmniej czasu i największą potrzebę kontaktów międzyludzkich. Są to przede wszystkim managerowie przemysłu, kierownicy przedsiębiorstw handlowych, personel naukowy instytutów i wyższych uczelni i wreszcie administracja terenowa, zwłaszcza szczebla wojewódzkiego.

Dopóki krąg osób zainteresowanych transportem lotniczym jest stosunkowo niewielki, najrozsądniejsze wydaje się rozwiązanie sprawy przez tzw. lotnictwo dyspozycyjne lub taksówki powietrzne. Chodzi o małe kilkumiejscowe samoloty, które odbywałyby loty w miarę potrzeb korzystając z istniejących lotnisk sportowych, sanitarnych czy gospodarczych. Takich lotnisk mamy ok. 40, a więc znajdują się prawie przy każdym mieście zainteresowanym takim transportem lotniczym. Pewne niewielkie nakłady na infrastrukturę byłyby w tym przypadku niezbędne, aby przystosować lotnisko do eksploatacji całorocznej i zaopatrzyć je w elementarne pomoce nawigacyjne.

Następnym etapem jest, w miarę wzrostu popytu na transport lotniczy, wprowadzenie pewnej liczby stałych linii lotniczych łączących dane miasto z innymi ośrodkami, najczęściej ze stolicą, używając do tego celu samolotów o skróconym starcie i lądowaniu i zabierających na pokład na ogół ponad 20 pasażerów. Jest to etap przekształcania lotniska wielofunkcyjnego w port lotniczy trzeciego poziomu. Powinno się to odbywać w zasadzie bez powiększenia terenu lotniska lub przy jego niewielkim powiększeniu, natomiast uzbrojenie lotniska w pomoce nawigacyjne radiowe i wzrokowe musi być znaczne (niezbędna jest tu już droga startowa przynajmniej z podejściem instrumentalnym), jak również konieczne będą pewne nakłady na obiekty kubaturowe.

Kolejnym etapem może być przekształcenie lotniska w port lotniczy drugiego poziomu, a więc przystosowany do regularnej komunikacji lotniczej o dużej częstotliwości, działającej na terenach bliskich (krajowych) czy średnich (europejskich). Wymagania samolotów używanych w drugim poziomie są już znaczne, stąd potrzeba wyraźnego powiększenia lotniska i wyposażenia go w pomoce nawigacyjne zapewniające precyzyjne podejścia do lądowania przynajmniej I kategorii. Potrzeby kubaturowe są w tym przypadku również niewspółmiernie wyższe niż w porcie trzeciego poziomu.

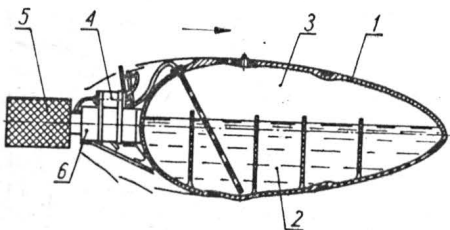
Władza lotnicza i władze regionalne muszą wspólnie określać docelowe przeznaczenie lotniska, które ma być budowane czy modernizowane, tak aby można było przewidzieć jego rozbudowę.

Lotniska pierwszego poziomu przez swoją skalę i skomplikowane problemy tak dalece odbiegają od lotniska sportowego, że po prostu nie mogą na nim bazować.

Port lotniczy jest organizmem żywym, który się nieustannie rozrasta. Świadomość ta powinna zapaść głęboko w umysły władzy lotniczej i organów planowania przestrzennego poszczególnych regionów. W miarę niezakłócony rozwój portu lotniczego i szczęśliwe życie jest tylko tam, gdzie organa władzy lotniczej i gospodarze terenu, którego integralną częścią jest port lotniczy, zgodnie ze sobą współpracują.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Centrum Naukowo-Produkcyjne Samolotów Lekkich PZL-Warszawa-Okęcie zgłosiło do opatentowania lotniczy zespół opryskujący (wynalazca A. Słociński). Przedmio-



tem wynalazku jest lekki i prosty, działający bez pompy, zespół do rozpryskiwania płynnych środków chemicznych, a zwłaszcza środków stężonych o małych wydatkach LV i ULV.

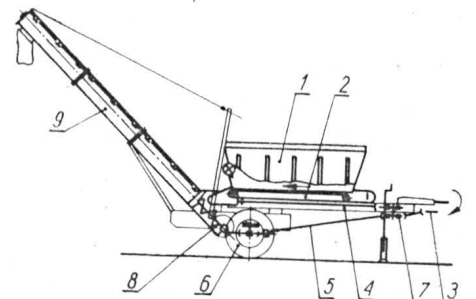
Urządzenie składa się z trzech zasadniczych podzespołów: zbiornika ciśnieniowego 1 wypełnionego ciekłymi chemikaliami 2 i sprężonym gazem 3, powodującym wy-

pliw chemikaliów, z zaworu redukcyjno-upustowego 4, otwierającego wypływ i utrzymującego stały żądany wydatek środków chemicznych 2 oraz z rozpryskującego urządzenia 5 z napędowym zespołem 6. Zaletą urządzenia jest to, że chociaż jest wykonane z tworzywa sztucznego lub z materiału ceramicznego, ma długotrwałą żywotność.

Skrót opisu wynalazku, chronionego jedynym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 18/1980 r., w klasie B64D, pod nr P.218706T.

● Wieloobiektowa Stacja Hodowli Roślin w Kobierzycach zgłosiła do opatentowania ładowacz materiałów siewnych do samolotów i helikopterów rolniczych (wynalazca A. Hamerski). Ładowacz jest przeznaczony do stosowania na lądowiskach rolniczych, przy czym wynalazek rozwiązuje zagadnienie zabezpieczenia materiału siewnego przed wpływami atmosferycznymi.

Ładowacz składa się z nośnej ramy 1, osadzonej na jednoosiowym podwoziu 6, na której osadzony jest zasypowy kosz 1, pod



kórym usytuowany jest taśmowy przenośnik 2 wystający nad umieszczony niżej pośredni kosz zasypowy 8, z którym jest połączony rurowy przewód 9 mający umieszczony wewnątrz ślimakowy przenośnik napędzany za pośrednictwem przegubowego wału 5 połączonego z przekładnią 7 zaopatrzoną w teleskopowy wał 3 przenoszący napęd z ciągnika rolniczego.

Skrót opisu wynalazku, chronionego pięcioma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 18/1980 r., w klasie B65G pod nr P.213608.

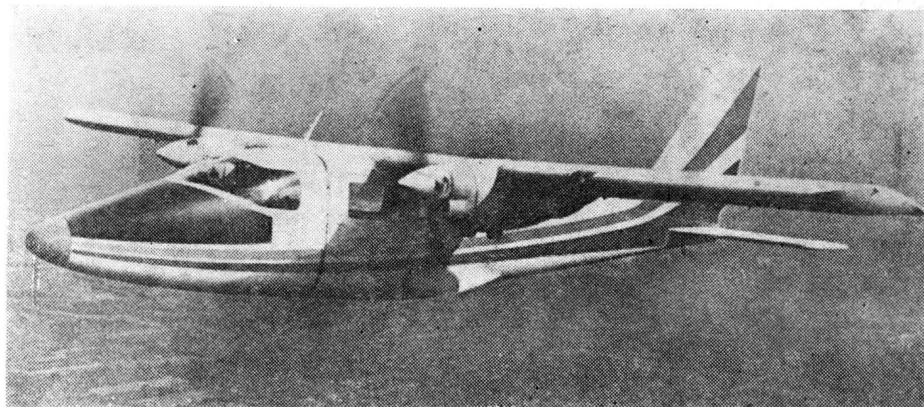
Samolot wielozadaniowy

KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy dwusilnikowy, sześciomiejscowy (+1 pilot), wolnonośny grzbietopłat z chowanym podwoziem.

Plat. Obrys prostokątny, profil NACA 63-3,515, wznios 1°. Konstrukcja jako zespół niedzielona, dwudźwigarowa, całkowicie metalowa, półskorupowa. W kesonach międzydźwigarowych na zewnątrz gondol silnikowych integralne zbiorniki paliwowe. Noski skrzydeł na znacznej długości odemowalne w celu umożliwienia dostępu do instalacji paliwowej i elektrycznej. Pod skrzydłami umocowane gondole silnikowe o konstrukcji półskorupowej. Skrzydło jako całość montowane na grzbiecie kadłuba. Metalowe klapy szczelinowe o konstrukcji konwencjonalnej zajmują 47% rozpiętości, lotki o analogicznej konstrukcji — 33% rozpiętości. W nosku lewego skrzydła reflektory do lądowania i kołowania. Skrzydło jest adaptowane z samolotu P-68b Victor. Pod skrzydłami, na zewnątrz silników, znajdują się po dwa zaczepy do podwieszania wyposażenia. Struktura skrzydeł jest lokalnie wzmocniona w porównaniu z P-68b.

Kadłub. Przekrój owalny. Klasyczna konstrukcja półskorupowa, całkowicie metalowa. Cała konstrukcja kadłuba i kompozycja wnętrza kabiny jest prawie identyczna jak w samolocie P-68b. Różnice: przedłużony przód kadłuba w celu umieszczenia wnęki podwozia przedniego, zabudowanie gondol podwozia głównego oraz wkomponowanie wnęk kół podwozia głównego w strukturę kadłuba. Cała tylna część kadłuba pozostała bez zmian w stosunku do P-68b. Wzbogacono oszklelenie kabiny (po trzy duże okna z każdej strony) dodając jedną parę z tyłu kabiny, dodano też drzwi typu samochodowego z prawej strony kadłuba w miejscu pokrywy bagażnika (w P-68b podnoszonej do góry). Wnętrze kabiny przystosowane jest do szybkiej przebudowy w zależności od przewidywanego sposobu wykorzystania samolotu, sposób rozmieszczenia foteli identyczny jak w P-68b.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrys usterzenia poziomego prostokątny (z trójkątnymi płetwami u nasady), pionowego — trapezowy ze skosem. Konstrukcja konwencjonalna półskorupowa całkowicie metalowa. Stery wyważone masowo i aerodynamicznie, wyposażone w klapyki wyważające. Całe usterzenie z samolotu P-68b, powierzchnia nieco zmieniona (zmia-



ne maski dla załogi i pasażerów. Hydrauliczna — do wypuszczania i chowania podwozia.

Sterowanie. Sterownice (wolanty i pedały) zdwojone. Cały układ sterowania identyczny jak w samolocie P-68b.

Podwozie. Trójzespolowe z kołem przednim, chowane elektrohydraulicznie do kadłuba (przednie do wnęki w przedniej części kadłuba, główne do gondol przykadłubowych i wnęk w kadłubie — koła). Koła identyczne jak w P-68b.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbośmigłowe Allison 250B17B o mocy 243 kW każdy, śmigła trójłopatowe metalowe Hartzell HC-B3TF-7A/T10173B-11R przestawialne z możliwością ustawienia w chorałewkę i odwracania ciągu. Silnik Allison 250B17B ma sześciostopniową sprężarkę osiową, walcową komorę spalania i pięciostopniową turbinę. Powietrze zawraca w komorze spalania — kierunek przepływu przez turbinę jest przeciwny do kierunku przepływu przez sprężarkę; wykorzystano to do podgrzewu powietrza przed komorą spalania. Masa silnika 89 kg, wydatek masowy czynnika 1,56 kg/s, stopień sprężania 7,2:1. Wymiary: długość — 1,15 m, szerokość — 0,482 m, wysokość — 0,512 m. Osłony zespołów napędowych metalowe. Podwójne wyloty spalin skierowane w dół.

Instalacje. Paliwowa — zbiorniki o łącznej pojemności 660 l z możliwością powiększenia do 814 l. Elektryczna — dwa prądo-rozruszniki 150 A/28 V, transformator 28/115 V, akumulatory nikielowo-kadmowe. Przeciwbłodzeniowa — pneumatyczna na noskach skrzydeł i stateczników. Ogrzewcza — wymiennik ciepła w gorącej strefie silników, mieszacz pozwalający na regulację temperaturą. Tlenowa — indywidual-

ne maski dla załogi i pasażerów. Hydrauliczna — do wypuszczania i chowania podwozia.

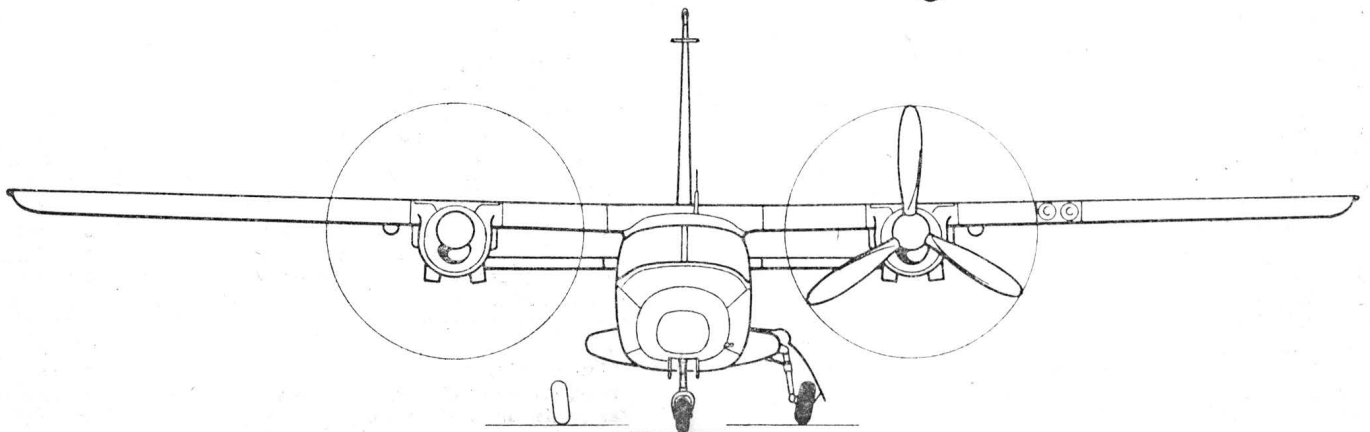
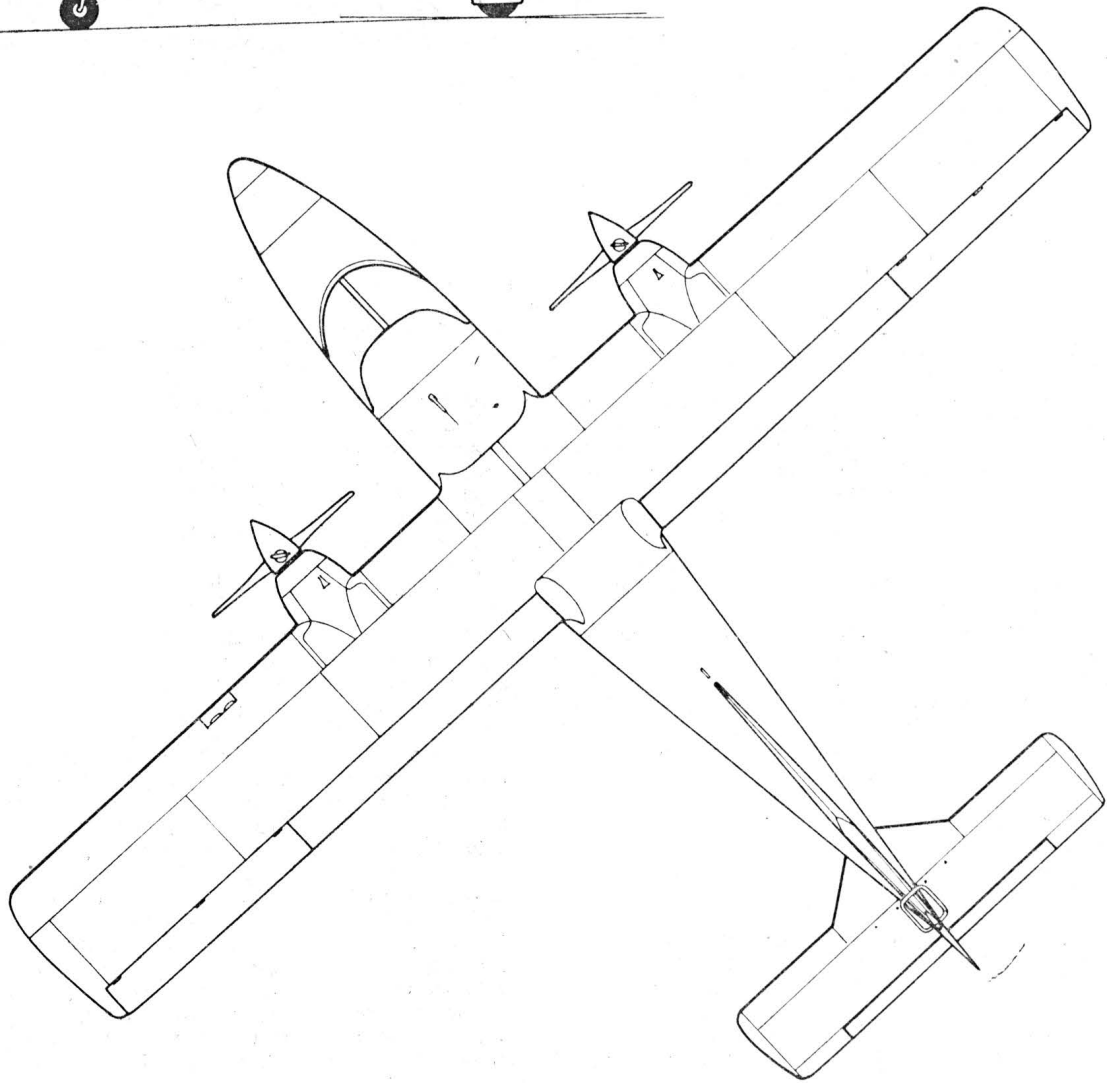
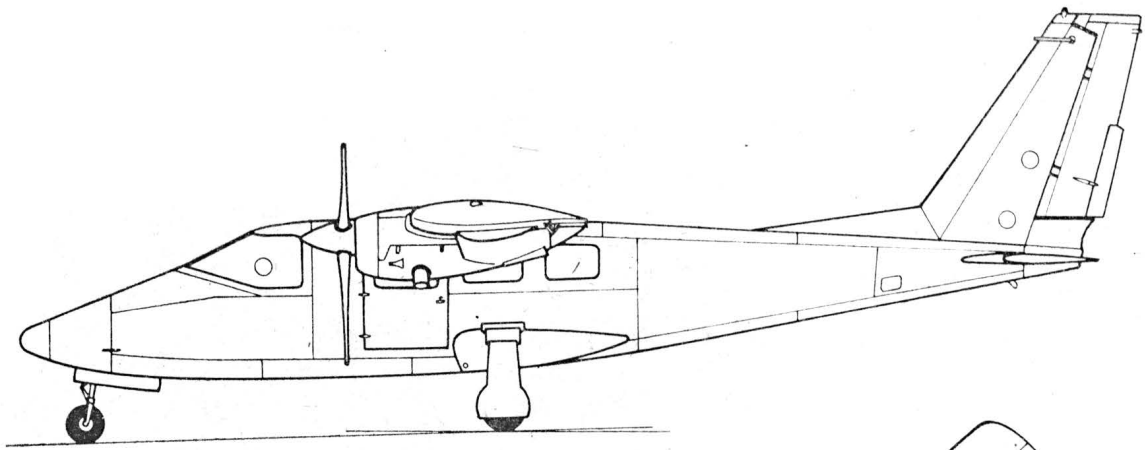
Wyposażenie. Standardowe zestawy przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i kontrolnych, podwójny zestaw VHF/AM COM, podwójny zestaw NAV/ILS, radiostacja HF, ADF, transponder ATC, DME, Omega, radar meteorologiczny, pilot automatyczny, żyrokompas, w wersjach wojskowych dodatkowo VHF/FM, UHF Tacan i IFF/ATC.

Uzbrojenie. Możliwość podwieszania pod skrzydłami: czterech zasobników SUU-11B/A z karabinami maszynowymi Minigun (7,62 mm, 1500 nabojów w zasobniku) lub czterech zasobników z raketami niekierowanymi LAU-32B/A lub czterech bomb po 182 kg. Możliwe jest także podwieszanie różnych zasobników (w zależności od akcji) o masie nie większej niż 182 kg każdy.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot AP-68B jest rozwijową odmianą wcześniejszego P-68b Victor. Różni się zastosowaniem zespołu napędowego złożonego z silników turbośmigłowych i chowanym podwoziem oraz wynikającymi z tego zmianami w kadłubie. Został pomyślany przede wszystkim jako wielozadaniowy samolot wojskowy (łącznikowy, obserwacyjno-ratowniczy, transportowy, szturmowy — do akcji typu przeciwpartyzanckiego, sanitarny). Można przypuszczać, że poprawienie osiągnięć (szczególnie pionowych) przy znacznym stopniu unifikacji z poprzednim typem samolotu będzie dla wytwórcy korzystnym czynnikiem przy wejściu na rynek z nowym produktem. Prototyp samolotu oblatano 11 września 1978 r., pierwsze dostawy przewidywane były na przełomie lat 1980/1981.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	12,00 m	Masa bez paliwa maks.	2180 kg
Długość	7,85 m	Masa do startu maks.	2600 kg
Wysokość	3,48 m	Masa do lądowania maks.	2500 kg
Cięciwa skrzydła	1,55 m	Masa na podwieszeniach maks.	725 kg
Rozpiętość usterzenia	3,95 m	Obciążenie powierzchni maks.	140 kg/m ²
Baza podwozia	3,62 m	Obciążenie mocy maks.	5,28 kg/kW
Rozstaw podwozia	2,12 m	Prędkość przelotowa maks. (H = 3050 m)	421 km/h
Rozstaw osi silników	4,00 m	Prędkość przelotowa ekonomiczna (jw.)	374 km/h
Średnica śmigieł	2,29 m	Prędkość przeciągnięcia bez klap	137,5 km/h
Wydłużenie skrzydła	7,74	Prędkość przeciągnięcia z klapami	124,5 km/h
Powierzchnia skrzydła	18,6 m ²	Wznoszenie maks.	10,8 m/s
Powierzchnia lotek	1,79 m ²	Wznoszenie (1 silnik)	4,3 m/s
Powierzchnia klap	2,37 m ²	Pułap	7620 m
Powierzchnia statecznika pionowego	1,59 m ²	Pułap (1 silnik)	5500 m
Powierzchnia steru kierunku	0,44 m ²	Zasięg (ładunek 580 kg, v _{przel.} maks.)	815 km
Powierzchnia usterzenia poziomego	4,6 m ²	Zasięg (ładunek 454 kg, v _{przel.} ekon.)	1427 km
Masa własna	1392 kg	Długość startu na 15 m	457 m
Masa operacyjna pustego samolotu	1518 kg	Długość lądowania z 15 m	448 m
Ładunek maks.	680 kg		

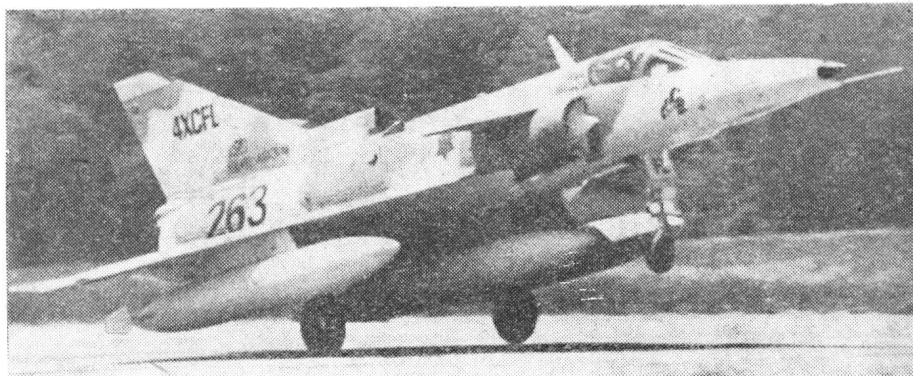


Samolot myśliwski wielozadaniowy

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, jednomiejscowy, całkowicie metalowy dolnołot w układzie delta z powierzchniami ustaczejnymi z przodu.

Plat. Obrys trójkątny, z uskokiem na krawędzi natarcia. Wznios ujemny. Konstrukcja dwudzielna, całkowicie metalowa, półskorupowa, wielodźwigarowa. Przedni dźwigar skośny, krótki dźwigar główny i dźwigar tylny prostopadłe do osi symetrii płatowca, wyposażone w okucie do mocowania na kadłubie. Pokrycie między dźwigarem głównym a tylnym podparte czterema mniejszymi dźwigarkami i ośmioma żebrami. W przestrzeni ograniczonej żebrami nasadowym oraz dźwigarem głównym, tylnym i pokryciami znajdują się integralne zbiorniki paliwowe. Okucie podwozia głównego na przedniej ścianie dźwigara głównego. Przed okuciem podwozia, na obu powierzchniach skrzydła, klapki hamulców aerodynamicznych. Przed dźwigarem przednim przeprowadzony jest układ sterowania lotkami. W nosku skrzydła u nasady znajduje się drugi integralny zbiornik paliwowy. Na dźwigarze tylnym zawieszono są sterolotki — po trzy na każdym skrzydle. Przy kadłubie umieszczona jest krótka sterolotka zewnętrzna (z osią obrotu przy górnej powierzchni profilu) pełniąca funkcję wyważenia aerodynamicznego. Sterolotka środkowa pełni funkcję steru wysokości, zewnętrzna — lotek. Konstrukcja wszystkich sterolotek podobna: pokrycia nitowane do integralnego szkieletu ze stopu lekkiego. Końcówki skrzydeł zagięte nieco ku dołowi. Pod każdym skrzydłem po trzy zaczepy do podwieszania ładunków zewnętrznych.

Kadłub. Przekrój owalny, w części tylnej przechodzący w kołowy. Konstrukcja półskorupowa, całkowicie metalowa. Ostry nos kadłuba mieszczący celownik radarowy osłonięty stożkiem z materiału dielektrycznego. Za radarem przedział wyposażenia radioelektronicznego i nawigacyjnego dostępny przez lukę z obu stron. Pod noskiem kadłuba znajduje się lanca nosząca sondę Pitota. Kabina pilota szczelna, ciśnieniowa, klimatyzowana. Oszklenie kabiny dwuczłonowe: stały wiatrochron z trzema szybami (środkowa piaska) i otwierana ku tyłowi do góry osłona. Fotel pilota wyrzucany (typ 0-0) Martin Baker JM6. Za fotelem dalsze podzespoły wyposażenia elektronicznego i instalacja klimatyzacyjnej (za tylną szczelną ścianą kabiny). Za kabiną w dolnej części kadłuba znajduje się mocowanie podwozia przedniego oraz jego wnęką, nad którą mieści się przedni kadłubowy zbiornik paliwa. Za zbiornikiem przednim umieszczone są butle instalacji tlenowej i mały zbiornik paliwowy do lotów odwróconych, za nim zaś — drugi zbiornik kadłubowy mieszczący się w klinowej przestrzeni między kanałami wlotów powietrza. Wloty powietrza do silnika tuż za kabiną, po obu stronach kadłuba. Mają one przekrój półkolisty i są zaopatrzone w ciało centralne w kształcie półstożka o sterowanym położeniu. Wloty odsunięte od kadłuba w celu oddzielenia warstwy przyściennej. Kanały wlotowe łączą się w kadłubie w jeden o przekroju kołowym. Za wnęką podwozia w dolnej części kadłuba umieszczone są: działka z zasobnikami amunicyjnymi i podzespoły instalacji elektrycznej. Na obudowach wlotów powietrza zamocowane są przednie powierzchnie ustaczejniące. Tylna część kadłuba jest półskorupową rurą obudowującą silnik oraz noszącą usterzenie pionowe. W dolnym rejonie struktury tylnej części kadłuba znajduje się tylny kadłubowy zbiornik paliwowy (pod silnikiem). W tyle kadłuba, pod usterzeniem, zasobnik spadochronu hamującego. Pod kadłubem zaczep do podwieszania ładunków zewnętrznych. Na nosku ka-



dłuba dwie niewielkie powierzchnie ustaczejniące kierunkowo.

Usterzenie. Usterzenie pionowe o obrysie trapezowym, skośne. Konstrukcja statecznika dwudźwigarowa, półskorupowa, całkowicie metalowa. Na dźwigarze przednim umocowane podzespoły sterowania sterem kierunku. Ster kierunku o konstrukcji analogicznej do konstrukcji sterolotek. Na szczytach statecznika umieszczone anteny urządzeń elektronicznych. Przednie powierzchnie ustaczejniące o obrysie trapezowym i silnym skosie nie mają wzniosu. Klasyczna konstrukcja półskorupowa całkowicie metalowa. Przed statecznikiem pionowym wydłużona pletwa mieszcząca wloty powietrza.

Sterowanie. Układy przeniesienia popychaczowe z serwomechanizmami hydraulicznymi, instalacja zwielokrotniona. Zespół sterowania elektryczny, drążek umieszczony z prawej strony kabiny.

Podwozie. Trójkołowe z kołem przednim, chowane hydraulicznie do wnęk w skrzydłach i kadłubie. Podwozie przednie z amortyzatorem w goleni, koło zawieszono na widelcu, sterowane. Przy goleni mocowane reflektory do kołowania i lądowania. Kierunek chowania — do tyłu. Podwozie główne z amortyzatorami w goleniach, koła zawieszono na półwidelcach, wyposażone w tarceowe hamulce hydrauliczne. Kierunek chowania — ku kadłubowi. Amortyzacja olejowo-powietrzna.

Zespół napędowy. Silnik odrzutowy jednoprzepływowy Bet Shemesh (General Electric J79-GE-17) o ciągu 52,81 kN bez dopalania i 79,63 kN z dopalaniem. Agregaty silnika zgrupowane w jego części przedniej u dołu (dostępne przez dolne wzierniki kadłubowe). Dopalecz chłodzony powietrzem doprowadzany przez wloty w płetwie przed usterzeniem pionowym. Silnik budowany na licencji w zakładach Bet Shemesh. W wersji przechwytyjącej może być stosowany dodatkowy silnik rakietowy opracowany jako rozwinięcie silnika SEPR 844 — daje on ciąg 15 kN w czasie 30 s.

Instalacje. Paliwowa — integralne zbiorniki skrzydłowe oraz zbiorniki kadłubowe o łącznej poj. 4000 l, możliwość podwieszenia zbiorników dodatkowych (do 6 o poj. 500 l każdy lub 3 po 1700 l każdy). Hydrauliczna — ciśnienie robocze 20,7 MPa, instalacja wieloobwodowa do wypuszczania i chowania podwozia, hamulców aerodynamicznych, podnoszenia osłony kabiny, przedstawiania półstożków centralnych we wlotach powietrza oraz do sterowania dyszą dopalacza. Elektryczna — napięcie 24/28 V, dwa alternatory 1,5 kVA (115 V/400 Hz), przekładnik 750 VA, dwa transformatory 200 A/28 V, akumulator nikielowo-kadmowy 24 V/40 Ah. Klimatyzacja — zasilana ze sprężarki silnika. Tlenowa — butle.

Wyposażenie. Pełny zestaw przyrządów do lotów w trudnych warunkach i w nocy, celownik radarowy + HUD, platforma żyroskopowa, kalkulator sterowania lotem (ASW-41 + ASW-42), girokompas, pilot automatyczny, radiowysokościomierz, system nawigacyjny IAI WDNS-141 Facon, urządzenia do naprowadzania pocisków.

Uzbrojenie. Stałe — dwa działka DEFA kal. 30 mm umieszczone pod kadłubem z zapasem amunicji po 125 naboju na każde. Podwieszane — na zaczepach skrzydłowych można podwieszać: 2-4 samonaprowadzające pociski rakietowe powietrze-powietrze typu Rafael Shafrir, bomby Mk 84 (907 kg), Mk 83 (451 kg), Mk 82 (227 kg) lub Mk 81 (318 kg), zasobniki z rakietami niekierowanymi powietrze-ziemia LAU-51 (po 19 pocisków kal. 70 mm) lub LAU-10 (po 4 pociski kal. 127 mm), zasobniki z bronią strzelecką SUU-23 (działka Vulcan kal. 20 mm), pociski kierowane Maverick lub Rockwell International Hobo. Na zaczepach zewnętrznych można też zawieszać zbiorniki dodatkowe lub zasobniki z aparaturą do rozpoznania itp.

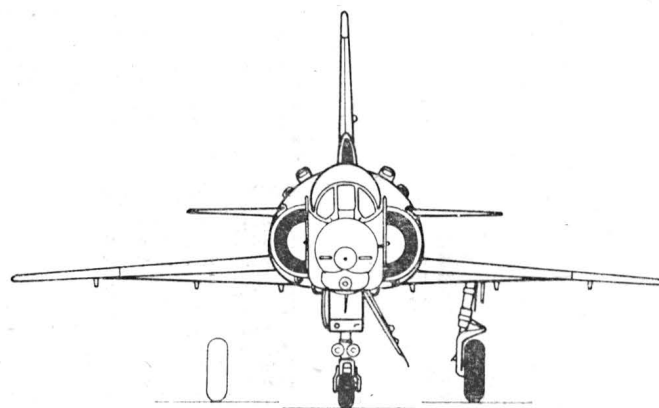
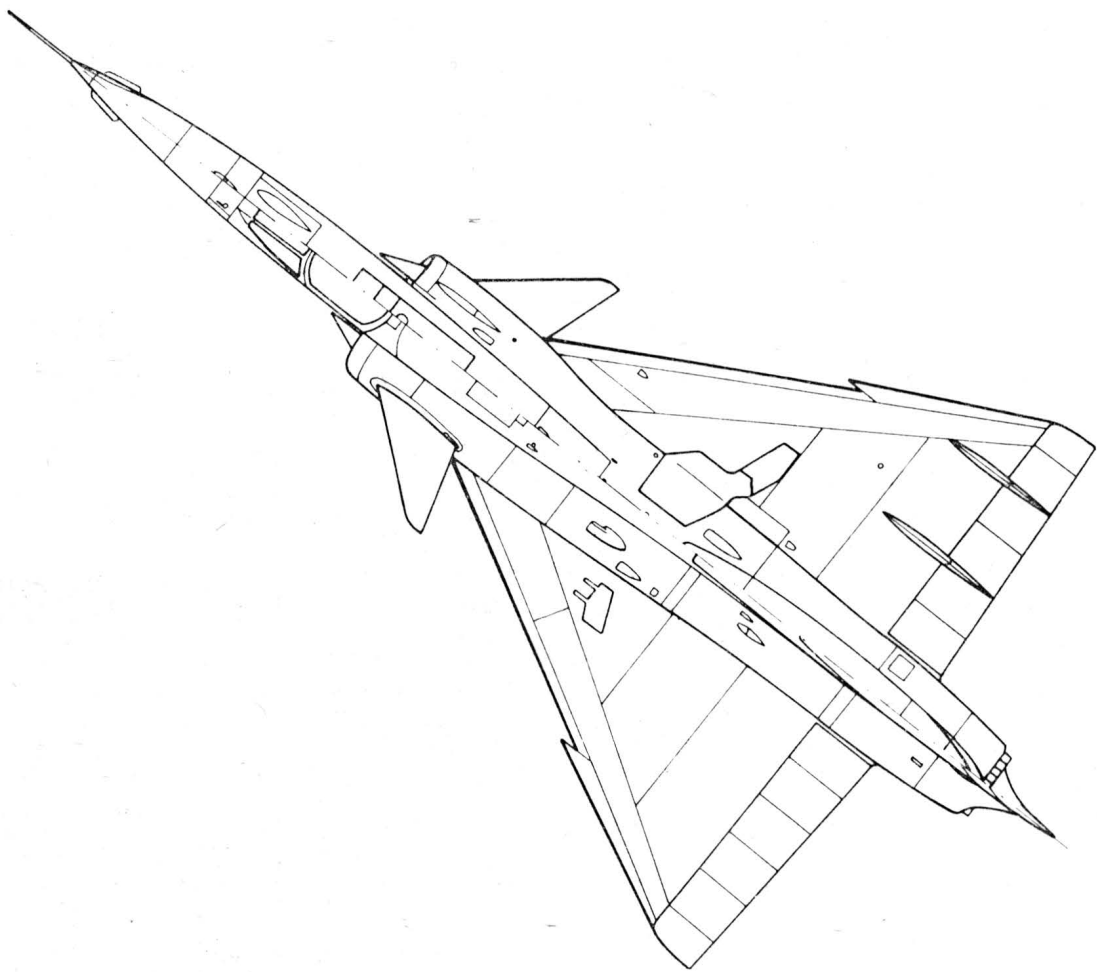
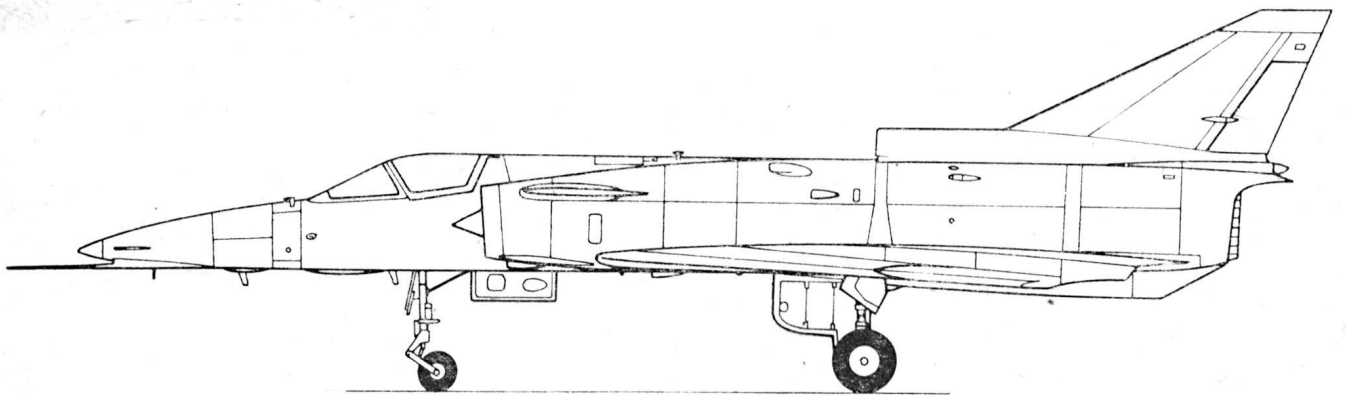
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Jest to samolot o sensacyjnej historii. Pochodzi wprost od znanych samolotów Dassault-Breguet Mirage. W latach sześćdziesiątych A. Fraunkecht, pracownik firmy Sulzer (Szwajcaria) na zlecenie wywiadu izraelskiego wykradł 20 skrzydł dokumentacji samolotu Mirage 5J, otrzymując za to ok. 4 mln dol., a następnie wyrok 4,5 roku więzienia od sądu szwajcarskiego. Przyczyną tej akcji było francuskie embargo na dostawy broni i części zamiennych do Izraela po wojnie 1967 r., gdzie używano samolotu Mirage. Budowany z wykradzonych planów samolot przystosowano do silnika General Electric J79-GE-17, co wymagało zmiany średnicy kadłuba. Samolot nazwano Nesher (Orzeł) i oblatano w 1971 r. W 1972 i 1973 r. wyprodukowano 40 samolotów nazwanych Barak z silnikiem Atar 9C. W 1975 r. zaprezentowano nową wersję samolotu nazwaną Kfir z silnikiem General Electric (Kfir — Młody Lew). Wyprodukowano ok. 100 samolotów tej wersji. W 1976 r. zbudowano wersję Kfir C-2 z dodanym statecznikiem przednim, co nadało samolotowi układ kaczki. W stosunku do Mirage 5J, Kfir ma dłuższą przednią część kadłuba a skróconą o 0,61 m tylną. W wersji Kfir C-2 zmodyfikowano również skrzydło i układ sterowania. Zastosowano wyposażenie i awionikę prod. amerykańskiej (nie groziło embargo). W rezultacie powstał samolot znacznie lepszy od swego pierwowzoru, o lepszych właściwościach startu i lądowania oraz manewrowości.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	8,22 m
Długość	15,55 m
Wysokość	4,25 m
Rozpiętość statecznika przedniego	3,90 m
Baza podwozia	4,87 m
Rozstaw podwozia	3,20 m
Powierzchnia nośna	34,85 m ²
Pow. statecznika przedniego	1,66 m ²
Masa własna	7290 kg
Masa start. maks. (zadania szturmowe)	14 600 kg
Masa start. norm. (zadania myśliwskie)	9300 kg
Masa ładunku zewn.	4000 kg
Masa użyteczna maks.	5000 kg
Obciążenie pow. maks.	419,5 kg/m ²

Obciążenie ciągu maks. bez dopalacza z dopalaczem	276,5 kg/kN 183,3 kg/kN
Prędkość maks. (50% paliwa, 2 pociski Shafrir), H = 300 m, H = 11 000 m	1,1 Ma 2,3 Ma
Prędkość lądowania	245 km/h
Wznoszenie maks.	240 m/s
Wznoszenie na wys. 11 000 m	105 s
Pałap praktyczny	16 000 m
Pałap maks.	18 300 m
Promień działania	
prędkość Ma = 2,0, przechwytywanie akcje szturmowe, profil lotu hi-lo-hi	350 km/h 1200 km
Rozbieg	700 m
Dobieg	450 m

T.M.



WODNOSAMO —
LOTY (I)

SEAPLANES (I)

WASSERFLUG —
ZEUGE (I)

ГИДРОСАМО —
ЛЕТЫ (I)

- 1 — kadłub łodziowy
- 2 — pływak (wodnosamolotu)
- 3 — p. podskrzydłowy
- 4 — pływaki przykadłubowe
- 5 — część dziobowa (pływaka; kadłuba łodziowego)
- 6 — dziób, przód (p.; k. l.)
- 7 — część rufowa (p.; k. l.)
- 8 — rufa
- 9 — ramie sterowe (tylnicy)
- 10 — pawęż
- 11 — linie teoretyczne (pływaka; kadłuba łodziowego)
- 12 — linia odniesienia (p.; k. l.)
- 13 — oś ciągu, linia c. (silnika)
- 14 — owężenie budowlane
- 15 — rzut pionowy (linii teoretycznych)
- 16 — wodnica, linia wodna
- 17 — wzdłużnica
- 18 — linie teoretyczne części dziobowej
- 19 — przekroje dzioba
- 20 — linie teoretyczne rufowej części (kadłuba i., pływaka)
- 21 — pokład
- 22 — linia pokładu
- 23 — stępka
- 24 — linia stępki
- 25 — (ostre) obło, załamanie (burty)
- 26 — linia obła, l. załamania (b.)
- 27 — (maksymalna) szerokość (kadłuba i.; pływaka)
- 28 — długość części dziobowej
- 29 — d. c. rufowej
- 30 — długość na wodnicy konstrukcyjnej
- 31 — wydłużenie (kadłuba łodziowego; pływaka)
- 32 — płaszczyna owręża
- 33 — p. wodnicowa
- 34 — p. wzdłużnicowa
- 35 — wolna burta
- 36 — przegłębienie, trym
- 37 — współczynnik pełnotliwości podwodzia
- 38 — pełnotliwość przekroju wodnicowego
- 39 — w. p. przekroju wrężnicowego
- 40 — dno (ślizgowe)
- 41 — linie teoretyczne dna ślizgowego
- 42 — dno (ś.) płaskie
- 43 — d. (ś.) wklęsłe
- 44 — dno z podobieniem prostym, d. ostre
- 45 — podobienie, wznios (dna)
- 46 — kąt podobienia, k. wzniosu dna (od stępki do obła)
- 47 — k. p. przy stępce — patrz p. 48
- 48 — (kąt wewnętrzny dna przy stępce)
- 49 — dno z rozchylonymi burtami, d. z podobieniem wklęsłym
- 50 — rozchylenie (dna), wklęsłość (d.)
- 51 — dno żłobkowane
- 52 — łamacz bryzgów
- 53 — przekroje wzdłużnicowe dna
- 54 — kąt tylnicy, k. stewy tylnej
- 55 — (kadłub łodziowy ze ślizgową tylną częścią)
- 56 — redan
- 57 — r. prosty
- 58 — r. ostry, r. zaostrzony
- 59 — wysokość redanu

K.D.

- 1 — (flying boat) hull, (f.b.) body
- 2 — (seaplane) float
- 3 — (wing) tip float
- 4 — seawings, sea wings
- 5 — forebody
- 6 — bow
- 7 — afterbody, after body
- 8 — stern
- 9 — rudderpost, rudder post
- 10 — transom
- 11 — body lines
- 12 — (float; hull) reference axis
- 13 — thrust line
- 14 — frame lines, f. body plan
- 15 — half breadth (plan)
- 16 — water line, waterline
- 17 — buttock (line)
- 18 — forebody lines
- 19 — bow sections
- 20 — afterbody lines
- 21 — deck
- 22 — d. line
- 23 — keel
- 24 — k. line
- 25 — chine
- 26 — c. line
- 27 — (maximum) beam
- 28 — length of forebody
- 29 — l. of afterbody
- 30 — waterline length, l. of w.
- 31 — (body) aspect ratio
- 32 — midship (section) plane
- 33 — waterplane
- 34 — buttock plane
- 35 — free board, freeboard
- 36 — trim (angle)
- 37 — block coefficient
- 38 — waterplane c.
- 39 — frame section c.
- 40 — (planing) bottom, hull b., float b.
- 41 — (p.) b. lines
- 42 — flat (p.) b.
- 43 — concave (p.) b.
- 44 — unflared b., Vee b., V-bottom
- 45 — deadrise, dead rise
- 46 — angle of d., d. a. (keel to chine)
- 47 — a. of d. at keel
- 48 — (inner bottom angle at keel)
- 49 — flared b.
- 50 — (b.) flare
- 51 — fluted b.
- 52 — spray strip
- 53 — (bottom) longitudinal shape
- 54 — sternpost angle
- 55 — planing-tail hull
- 56 — step
- 57 — plain step
- 58 — pointed s., V-shaped s.
- 59 — s. depth

- 1 — Bootskörper (m), Bootsrumpf (m)
- 2 — Schwimmkörper (m), /Seeflugzeug-/Schwimmer (m)
- 3 — Stützwchwimmer (m)
- 4 — Seitenstummel (mpl), Schwimmerstummel (mpl), Stummel (mpl)
- 5 — Vorschiiff (n)
- 6 — Bug (m), Rumpfbug (m)
- 7 — Hinterschiff (n)
- 8 — Heck (n), Rumpfheck (n)
- 9 — Ruderstevn (m)
- 10 — Spiegel (m), Paneel (n)
- 11 — /Körper-/Linienriss (m)
- 12 — Bootskörper-Grundlinie (f)
- 13 — Schublinie (f), Schubachse (f)
- 14 — Spantenplan (m), Bespannung (f)
- 15 — Aufriss (m)
- 16 — Wasserlinie (f)
- 17 — Sente (f), Sentenlinie (f)
- 18 — Vorschiifflinienriss (m)
- 19 — Bugspantenriss (m)
- 20 — Hinterschiff-Linienriss (m)
- 21 — Deck (n)
- 22 — Deckstrak (m)
- 23 — Kiel (m)
- 24 — Kiellinie (f)
- 25 — Kimm (f)
- 26 — Kimmlinie (f)
- 27 — (maximale) Bootskörperbreite
- 28 — Vorschiffslänge (f)
- 29 — Hinterschiffslänge (f)
- 30 — Länge (f) der Konstruktionswasserlinie
- 31 — Bootskörperstreckung (f)
- 32 — Hauptspantebene (f), Nullspantebene (f)
- 33 — Schwimmbene (f), Schwimmfläche (f)
- 34 — Sentenebene (f)
- 35 — Freibord (m)
- 36 — Trimm (m), Trimmelage (f), Trimmwinkel (m)
- 37 — Völligkeitsgrad (m) (des lebbendes Werkes)
- 38 — Schwimmflächen-Völligkeitsgrad (m)
- 39 — (Völligkeit (f) der Spantfläche)
- 40 — Boden (n), Rumpfboden (n), Gleitboden (n)
- 41 — Gleitboden-Linienriss (m)
- 42 — Flachboden (n), flaches Gleitboden (n)
- 43 — eingewölbtes Vorderboden (n)
- 44 — V-förmiges Boden, B. (n) mit geradelinige Aufkimmung
- 45 — Aufkimmung (f)
- 46 — V-Winkel (m), (Aufkimmungswinkel (m)) — patrz p. 48
- 47 — (innere Aufkimmung (f)) — patrz p. 48
- 48 — Kielungswinkel (m)
- 49 — Wellenbinderboden (n)
- 50 — Wellenbinderform (f)
- 51 — Sicken-Gleitboden (n), Riffel-G. (n)
- 52 — Spritzerleiste (f), Schlingerleiste (f), Spritzwasserabweiser (m)
- 53 — Aufriss (m) des Bodens, Längsriss (m) des B.
- 54 — Kiellängsneigungswinkel (m), Achterstevnwinkel (m)
- 55 — (Bootskörper (m) mit gleitenden Hinterboden)
- 56 — Stufe (f), Schwimmerstufe, Bootskörperstufe
- 57 — gerade S., flachkantige S.
- 58 — keilförmige S., spitze S.
- 59 — Stufenhöhe (f)

- 1 — лодочный фюзеляж
- 2 — поплавок (гидросамолета)
- 3 — крыльевой поплавок
- 4 — жабры, гидростабилизаторы
- 5 — носовая часть
- 6 — нос
- 7 — кормовая часть
- 8 — корма
- 9 — рудерпост
- 10 — транец
- 11 — теоретический чертёж, (поплавка, лодки, корпуса)
- 12 — строительная горизонталь (поплавка, лодки, корпуса)
- 13 — ось тяги (двигателя)
- 14 — строительные шпангоуты (теоретического чертёжа)
- 15 — полуширота (т.ч.)
- 16 — ватерлиния
- 17 — батокс
- 18 — теоретические линии носовой части
- 19 — сечения носа
- 20 — теоретический чертёж кормовой части
- 21 — палуба
- 22 — бортовая линия палубы
- 23 — киль
- 24 — линия киля
- 25 — (острая) скула, излом (поверхности корпуса)
- 26 — линия скулы, скуловая линия, л. излома
- 27 — (максимальная) ширина (поплавка, лодки, корпуса)
- 28 — длина носовой части
- 29 — длина кормовой части
- 30 — длина по ватерлинии
- 31 — удлинение (поплавка, лодки, корпуса)
- 32 — плоскость мидельшпангоута, площадь миделя
- 33 — сечение по ватерлинии, плоскость в.
- 34 — плоскость батокса
- 35 — надводный борт, высота надводного борта
- 36 — дифферент, угол дифферента
- 37 — коэффициент общей полноты, к.п. водоизмещения
- 38 — коэффициент полноты ватерлинии
- 39 — к.п. теоретического шпангоута
- 40 — днище, дно
- 41 — теоретический чертёж днища гидросамолета
- 42 — плоское днище, плоское дно
- 43 — изогнутое днище, и. дно
- 44 — днище без развала, д. с прямой килеватостью
- 45 — килеватость, подъем днища, поперечная к.
- 46 — (внешний) угол (поперечной) килеватости
- 47 — внутренний угол (поперечной) к.
- 48 — (внутренний) угол днища на киле
- 49 — днище с развалом
- 50 — развал днища, р. dna
- 51 — желобчатое днище, ж. дно
- 52 — брызгоотбойник, брызгоотражательный брус
- 53 — продольные обводы днища
- 54 — угол продольной килеватости (кормовой части)
- 55 — (корпус лодки с глиссирующей кормовой частью)
- 56 — redan
- 57 — простой redan, прямой p.
- 58 — клинообразный p., V-образный p.
- 59 — высота redanу

Elementy instalacji elektrycznej samolotu (II)

Urządzenia zabezpieczające AZS i AZR

Automatyczne bezpieczniki, będące równocześnie przełącznikami, noszą oznaczenia AZS, AZR, AZSG, AZRG, AZSGK, AZRGK, AZFI i AZFIK. Litery te oznaczają: A — automat, Z — zabezpieczenie, S — bez swobodnego wyłączania, R — ze swobodnym wyłączaniem (czyli wyłączający obwód w przypadku przecięcia nawet wtedy, gdy dźwignienka sterująca jest ręcznie przytrzymywana w położeniu „włączony”), G — hermetyczny korpus, K — dla kabiny oświetlonej czerwonym światłem, F — dla obwodów prądu zmiennego.

Automatyczne bezpieczniki AZR produkowane są dla nominalnych prądów 6, 10, 15, 20, 25, 30, 40, 50 i 150 A. Czas, po którym następuje wyłączenie obwodu, dla automatycznych bezpieczników AZS wynosi:

AZS-10, AZS-15	15 ÷ 45 s
AZS-5, -20, -25, -30	20 ÷ 60 s
AZS-2, -40	25 ÷ 80 s

Trwałość ich zapewnia 10 000 wyłączeń nominalnego prądu przy napięciu 28 ÷ 30 V oraz pięciokrotne wyłączenie w warunkach zwarcia.

Minimalne dopuszczalne przekroje przewodów zabezpieczanych przez poszczególne bezpieczniki powinny wynosić:

nominalny prąd AZS, A	minimalny przekrój przewodu, mm ²
2	0,35
5	0,5
10	1
15	1,5
20	1,93
25	2,5
30	4
40	5,15
50	6,0

Przewody

Przewody miedziane oznaczone są BPWŁ (B — przewód sieciowy, PW — izolacja z polichloroku winylu, Ł — z lakierowanym oplotem bawełnianym) oraz PTL (izolacja z fluoroetylenu, pokrycie lakierowanym oplotem z włókna szklanego).

Przewody aluminiowe oznaczone są BPWŁA i PTLA. Jeżeli przewód wykonany jest w oplotcie ekranującym, to do oznaczenia dodawana jest na końcu litera E.

Przewody PTL-200 wytrzymują nagrzanie rdzenia przewodzącego do temperatury 200°C, PTL-250 do 250°C. Krótkotrwałe nagrzanie tych ostatnich do temperatury 300°C jest również dozwolone.

Przewody BPWŁ i PTL-250 mają dopuszczalne napięcie pracy 250 V prądu stałego lub zmiennego o częstotliwości do 500 Hz.

Dane techniczne przewodów BPWŁ i BPWŁE podaje tabl. 7. Podane obciążenia przewodów mogą być powiększone o 30%, jeżeli liczba przewodów w wiązce nie przekracza trzech.

Wyłączniki końcowe serii WK-140 (oznaczone alfabetem rosyjskim: BK) są przeznaczone do długotrwałej pracy w sieciach prądu stałego o napięciu do 30 V, przy prądach 10 ÷ 15 A, zaś wyłączniki serii KW-6 (oznaczenie alfabetem rosyjskim — KB) — w sieciach prądu stałego o napięciu nominalnym 24 V i prądach do 10 A.

Oznaczenia wyłączników składają się z liter WK — oznaczających wyłącznik krańcowy oraz cyfr. Pierwsza cyfra po literach oznacza sposób przyłączenia przewodów: 1 — lutowaniem, 2 — za pomocą wkręta. Liczby 140, 141, 142 oznaczają rodzaj przełącznika: WK-140 — przełącznik, WK-141 — włącznik, WK-142 — wyłącznik. Występujące dodatkowo litery i cyfry oznaczają rodzaj trzpienia.

TABLICA 7. Dane techniczne przewodów BPWŁ i BPWŁE

Przekrój przewodu, mm ²	Opór 1 km przewodu przy temp. 20°C, Om	Liczba i średnica drucików, szt. × mm	Dopuszczalne obciążenie długotrwałe, A	Obliczeniowa masa przewodu, g/m	
				BPWŁ	BPWŁE
0,35	58,00	7 × 0,25	4	7,5	20
0,50	41,30	7 × 0,30	6	10,5	23
0,75	26,80	7 × 0,37	9	13,0	29
0,88	22,80	7 × 0,40	10	15,0	32
1,00	20,50	18 × 0,26	11	16,5	33
1,25	16,30	19 × 0,29	13	20,0	50
1,50	13,30	19 × 0,32	14	23,0	61
1,93	10,42	19 × 0,36	17	30,0	62
2,50	8,00	19 × 0,41	20	35,0	68
3,00	6,58	19 × 0,45	22	42,0	77
4,00	5,00	7 × 7 × 0,33	28	42,0	77
5,15	3,85	7 × 7 × 0,36	32	70,0	111
6,00	3,30	7 × 7 × 0,39	35	72,0	114
8,80	2,40	19 × 7 × 0,32	46	112,0	158
10,00	2,00	19 × 7 × 0,33	50	126,0	196
13,00	1,50	19 × 7 × 0,36	60	165,0	237
16,00	1,20	19 × 7 × 0,39	70	178,0	261
21,00	0,96	19 × 7 × 0,45	80	250,0	335
25,00	0,80	19 × 7 × 0,49	90	270,0	360
35,00	0,57	37 × 19 × 0,29	100	370,0	477
41,00	0,49	37 × 19 × 0,32	125	479,0	597
50,00	0,40	37 × 19 × 0,36	145	515,0	634
70,00	0,29	37 × 19 × 0,37	180	690,0	815
95,00	0,20	37 × 7 × 0,68	210	952,0	1100

Wyłączniki serii KW-6. Litery KW oznaczają wyłącznik krańcowy, zaś cyfry — rodzaj pracy: KW-6 — przełącznik, KW-6-1 — włącznik, KW-6-2 — wyłącznik.

Litera A oznacza, że zaciski do przewodów przechodzą przez ścianki korpusu i pokrywy, zaś brak tej litery — że zaciski przechodzą przez pokrywę.

TABLICA 8. Dopuszczalny opór w połączeniu i promienie gięcia przewodów

Przekrój przewodu, mm ²	Opór w połączeniu (nie większy niż)	Minimalny promień gięcia przewodu, mm	
		w sieci	przy montażu w skrzynce
35	20	50	30
50	15	60	40
70	12	100	60
95	10	150	100

Rodzaj wyłącznika jest także oznaczony kolorem pokrywy: przełączniki mają pokrywy w kolorze czarnym, włączniki — czerwonym, zaś wyłączniki — białym.

Przy eksploatacji, w celu zmniejszenia erozji, przewody plusowy należy przyłączać do kontaktu nieruchomego.

Złącza wtykowe stosowane dla napięć do 1000 V i częstotliwości prądu do 3000 Hz mają następujące oznaczenia:

- SzR — złącze wtykowe, niehermetyczne,
- SzRG — złącze wtykowe, hermetyczne,
- SzRG-P — złącze wtykowe hermetyczne, przelotowe,
- SSzR — specjalne złącze wtykowe, niehermetyczne,
- R — złącze przyrządowe, niehermetyczne,
- RG — złącze przyrządowe, hermetyczne,
- RG-P — złącze przyrządowe, hermetyczne, przelotowe,
- SzRN — złącze wtykowe niskonapięciowe, niehermetyczne,
- SzRNS — złącze wtykowe niskonapięciowe, specjalne,
- SzRNG — złącze wtykowe niskonapięciowe, hermetyczne.

Opł. A.K.

Koalescencyjne usuwanie wody z paliw do turbinowych silników lotniczych (II)

Dr inż. WIESŁAW GÓRSKI
Mgr inż. WŁODZIMIERZ R. OSTASZEWSKI

Jednym z istotnych czynników warunkujących bezpieczeństwo lotów jest bezwodność paliwa w układach paliwowych samolotów i śmigłowców. Współistnienie wody i paliwa może przybierać różne formy, z których dla bezpieczeństwa lotów oraz technologii magazynowania, dystrybucji i przygotowania paliw do eksploatacji istotne znaczenie mają:

- woda rozpuszczona w paliwie,
- woda zdyspergowana w paliwie w postaci drobnych kropelek tworzących zawiesinę,
- woda w postaci odrębnej fazy na dnie lub ściankach zbiorników, przewodów i agregatów,
- lód zdyspergowany w paliwie w postaci drobnych kryształków,
- lód w postaci odrębnej fazy na dnie lub ściankach zbiorników, przewodów i agregatów.

W zależności od temperatury, ciśnienia i wilgotności, jedna forma współistnienia może przekształcać się w inną.

Wpływ wody w paliwie na bezpieczeństwo lotów

Woda rozpuszczona w paliwie w zasadzie nie stanowi zagrożenia dla eksploatacji samolotów. Bezpośrednie zagrożenie bezpieczeństwa lotów powstaje dopiero wówczas, gdy woda znajdzie się w układzie paliwowym samolotu w postaci odrębnej fazy. Zjawisko takie może wystąpić, gdy w wyniku obniżenia temperatury paliwa zmniejszy się w nim rozpuszczalność wody, aż do jej wytrącenia, lub przez wprowadzenie wolnej wody do układu paliwowego w wyniku zaistnienia jednego z niżej podanych przypadków:

- przedostania się wolnej wody wraz z paliwem w czasie tankowania samolotu,
- zasysania wilgotnego powietrza do zbiorników paliwowych samolotu w czasie ich opróżniania lub w wyniku oddychania (para wodna kondensuje się na chłodniejszych ściankach zbiorników i spływa do paliwa),
- włączania wilgotnego powietrza do zbiorników samolotu w czasie lotu, w celu utrzymania ciśnienia zapobiegającego wrzeniu paliwa na dużych wysokościach,
- przedostawania się kropeł wody do zbiorników samolotu przez nieszczelności podczas opadów atmosferycznych, mycia, odkażania itp.

Niezależnie od sposobu przedostawania się wolnej wody do układu paliwowego samolotu, stanowi ona realne niebezpieczeństwo. Silniki turbinowe, ze względu na duże jednostkowe zużycie paliwa oraz zastosowanie paliwa jako cieczy roboczej w hydromechanicznych układach sterowania, są uważane za najwrażliwsze na obecność wolnej wody w paliwie.

Opisano [1, 2, 3] przypadki zatykania kryształkami lodu porów filtrów paliwowych, co było powodem zmiany ich parametrów hydraulicznych lub całkowitego wstrzymania przepływu paliwa. We współczesnych konstrukcjach silników lotniczych całkowite zatkanie filtrów paliwowych powoduje otwarcie zaworu bocznikowego. Niefiltrowane paliwo wraz z kryształkami lodu i zanieczyszczeniami mechanicznymi podawane jest do silnika i układów automatyki. Może wywołać to, wskutek utraty smarności przez paliwo lub oddziaływania zanieczyszczeń mechanicznych, przyspieszone lub awaryjne zużycie niektórych elementów. Obecność kryształków lodu w paliwie może być także powodem zatykania filtrów siatkowych pomp podających paliwo. W [4] opisano przypadki nieprawidłowości pracy pomp podających paliwo wskutek zaklinowania łopatek wirnika lodem.

Woda wydzielona w postaci odrębnej fazy na dnie zbiorników lub agregatów, wskutek wielokrotnej krystalizacji zachodzącej podczas podwyższania, a następnie obniżania temperatury, może być przyczyną rozsądzania szwów zbiorników lub rozhermetyzowania układu paliwowego i powstania wycieków paliwa.

Przymarznienie suwaka zaworu pływakowego w położeniu otwartym bywa przyczyną zaburzeń w przepływie pali-

wa ze zbiornika rozchodowego. Zatkanie szronem przewodów drenażowych może spowodować wklęsnięcie gumowych zbiorników paliwowych wskutek powstania w nich podciśnienia wywołanego wysysaniem paliwa przez pompę.

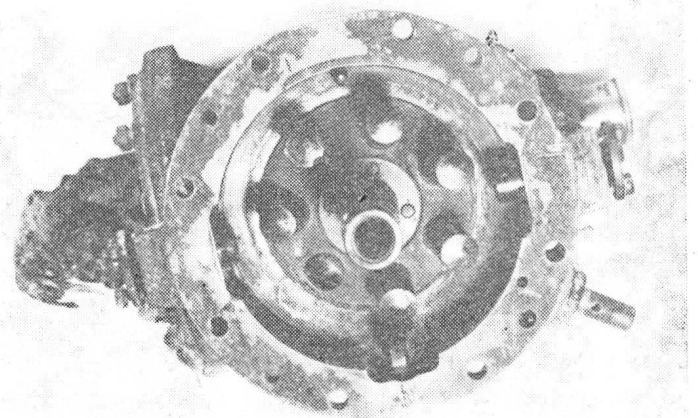
Stosowanie specjalnych dodatków do paliw zapobiegających wypadaniu kryształków lodu oraz stosowanie w nowych konstrukcjach samolotów podgrzewaczy filtrów paliwowych spowodowało zmniejszenie zagrożenia wynikającego z obniżenia temperatury zawodnionych paliw poniżej temperatury krystalizacji wody. Dotychczas jednak nie rozwiązano problemu niekorzystnego wpływu wolnej wody w paliwie na niezawodność i trwałość silników lotniczych.

Krople wody przedostające się do pompy nurnikowej mogą być przyczyną zacierania się nurników [5]. Zatarcie nurnika w położeniu wyciągniętym z gniazda bywa przyczyną rozbicia łożyska oporowego, którego kulki mogą przebić obudowę pompy i spowodować wyciek paliwa, a w efekcie pożar silnika. Na rys. 1 wg [5] pokazano przykład pompy paliwowej zniszczonej w taki właśnie sposób. Zatarcie nurnika w położeniu w gnieździe zmniejsza wydatek pompy, a przy większej ilości zatartych nurników jest przyczyną spadku wydatku pompy poniżej dopuszczalnego dla danego typu silnika i w ostatecznym efekcie zgaśnięcie silnika. Tarcze pompy z zatartymi nurnikami, również wg [5], przedstawiono na rys. 2.

Zatarcie zaworu stałego ciśnienia wskutek przedostania się do niego kropełek wody może również wywołać niestateczność pracy silnika, a nawet zgaśnięcie silnika w wyniku zaklinowania zaworu ograniczenia wzrostu ciśnienia. Zawiśnięcie trzpienia tłoka serwowymechanizmu opóźniacza hydraulicznego wywołane kropelkami wody może być przyczyną [3] zwiększenia prędkości obrotowej powyżej dopuszczalnej.

Przedostanie się większej ilości wody do komory spalania może wywołać nierównomierność procesu spalania lub nawet zgaśnięcie silnika wskutek naruszenia ciągłości przesuwu czoła płomienia. Wywołane wodą nierównomierności procesu spalania bywają przyczyną awaryjnego zniszczenia niektórych części komory. Przykładowo, chwilowe lokalne ochłodzenie komory spalania może prowadzić do oderwania nagaru, odsłonięcia części powierzchni komory, a następnie do jej pęknięcia wskutek nierównomiernego nagrzania. Przez powstałe pęknięcie przedostaje się niekontrolowany strumień powietrza, wywołujący zmianę kierunku płomienia, który przetapia ściankę komory spalania, łopatki kierownicy lub turbiny.

Długotrwała obecność wody w układzie paliwowym samolotu stanowi często podłoże do rozwoju różnych gatunków grzybów, pleśni i bakterii. Rozpuszczalne w wodzie

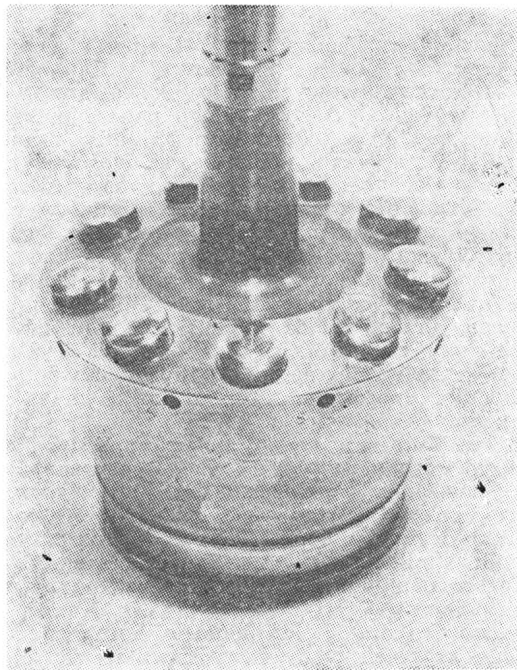


Rys. 1. Tarcza z zawiśniętymi nurnikami w korpusie pompy paliwowej samolotu. Ślady uszkodzeń korpusu pompy i urwany wałek napędu [5]

produkty przemiany materii tych organizmów mogą wywołać korozję elektrochemiczną niektórych stopów stanowiących materiały konstrukcyjne układu paliwowego, a stałe produkty ich rozkładu są składnikami zanieczyszczeń mechanicznych paliw. Kawernę korozyjną w stopie glinu wywołaną przez mikroorganizmy żyjące w paliwie przedstawiono, za [6], na rys. 3.

Kryteria bezwodności paliwa

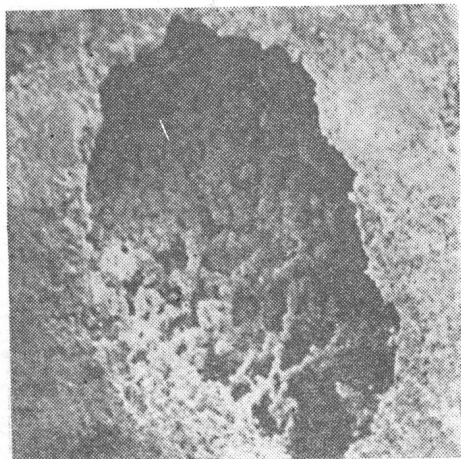
Zasygnalizowane skutki obecności wody w paliwach do turbinowych silników lotniczych są powodem podejmowa-



Rys. 2. Tarcza pompy z zawieszonymi nurnikami w gnieździe pompy paliwowej wskutek zatarcia [5]

nia różnorodnych działań profilaktycznych. Jednym z takich działań jest ustalenie kryteriów zawartości wody jako odrębnej fazy w paliwach, którymi tankowane są samoloty. Kryteria takie ustalane są przez organizacje lotnictwa cywilnego, międzynarodowe zrzeszenia przewoźników lotniczych, normy państwowe niektórych krajów, normy wojskowe, a także poszczególne przedsiębiorstwa eksploatujące sprzęt lotniczy i dystrybuujące paliwa. Kryteria bezwodności paliw lotniczych są zazwyczaj kompromisem między technicznie uzasadnionymi wymaganiami konstruktorów silników lotniczych i organizacji eksploatujących sprzęt lotniczy a możliwościami technicznymi instytucji dystrybuujących paliwa. Ważną cechą tych kryteriów jest czułość metody oceny bezwodności paliwa. Przykładowo, metoda polegająca na wzrokowej obserwacji zmętnienia paliwa wywołanego zdyspergowaną w nim wodą pozwala na niedopuszczenie do tankowania samolotów paliwami o zawartości wody w granicach $0,003 \div 0,005\%$, a zastosowanie wskaźników wodoczułych pozwala na eliminację z eksploatacji paliw zawierających nie więcej niż $0,0015 \div 0,0030\%$ wolnej wody.

Ze względu na niuanse w metodach oceny, przytoczone



Rys. 3. Mikrofotografia kawerny korozyjnej w aluminium wywołanej przez mikroorganizmy [6]

TABLICA 1. Kryteria bezwodności paliw do turbinowych silników lotniczych przyjęte przez organizacje międzynarodowe i państwowe niektórych krajów

Organizacja	Dopuszczalna zawartość wolnej wody w paliwie %	Zasięg obowiązywania
International Civil Aviation Organization (Organizacja Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego)	0,003	w czasie tankowania statków powietrznych organizacji lotniczych państw członków
International Air Transport Association (Zrzeszenie Międzynarodowego Transportu Lotniczego)	0,003	w czasie tankowania samolotów towarzystw zrzeszonych w IATA
Aeroflot i in. organizacje cywilne i wojskowe ZSRR eksploatujące statki powietrzne	nie zawiera wg testu POZT (ok. 0,003)	lotnictwo ZSRR
British Petroleum Corporation (Brytyjskie Towarzystwo Naftowe)	0,0015	lotnictwo cywilne W. Brytanii
Royal Air Force (Królewskie Siły Lotnicze Wielkiej Brytanii)	0,003	lotnictwo wojskowe W. Brytanii
Canadian Air Force (Kanadyjskie Siły Lotnicze)	0,003 lub nie zawiera wg testu Shell	lotnictwo wojskowe Kanady
US Air Force (Siły Lotnicze Stanów Zjednoczonych)	0,003 lub nie zawiera wg testu Shell	lotnictwo wojskowe Stanów Zjednoczonych
Lotnictwo polskie (proponycja)	nie zawiera wg testu AZP (ok. $0,0015 \div 0,003$)	wszystkie formacje lotnicze

w tabl. 1 kryteria bezwodności paliw lotniczych nie zawsze są ściśle porównywalne. Pozwalają one jednak na ogólną ocenę wymagań stosowanych w różnych krajach.

W Polsce kryteria bezwodności paliw lotniczych podporządkowane są IATA i ICAO, które ustaliły wymagania na poziomie $0,003\%$. W kraju powszechnie stosowany jest wskaźnik firmy Shell (Shell Water Detector) lub analogiczny wskaźnik krajowy stosowany w Analizatorze Zawodnienia Paliwa. Wskaźniki te reagują na obecność w paliwie wody zdyspergowanej o stężeniu w granicach $0,0015 \div 0,0030\%$, co pokazują dane zawarte w tabl. 2. Górski i Rusinowski [7] zaproponowali przyjęcie dla całego polskiego lotnictwa kryterium bezwodności na poziomie $0,003\%$. Ze względu na konieczność lądowania samolotów na lotniskach eksploatowanych przez różne organizacje, znormalizowanie tego kryterium w skali krajowej należy uznać za ważne i pilne.

Prowadzone w licznych laboratoriach świata wnikliwe badania wpływu obecności wolnej wody w paliwach na pracę poszczególnych podzespołów samolotów, a także wzrost precyzji wykonania większości elementów oprzyrządowania są powodami, dla których kryterium bezwodności paliw jest przyjmowane na coraz niższym poziomie. Umożliwione to zostało przez masowe wprowadzenie we wszystkich portach lotniczych filtrów-separatorów wody powodujących doskonalsze odwodnienie paliw. W przyszłości po opracowaniu odpowiednich metod kontroli lotniczej wydaje się celowe wprowadzenie dla całego lotnictwa w Polsce kryterium bezwodności wynoszące $0,0015\%$ wolnej wody. Osiągnięcie tych kryteriów bezwodności paliw do turbinowych silników lotniczych uwarunkowane jest m.in. powszechnym i obowiązkowym zastosowaniem filtrów koalescencyjno-separacyjnych, czyli tzw. filtrów-separatorów wody w końcowym punkcie dystrybucji paliw.

Wkłady koalescencyjne

Koalescencja jest to proces łączenia się ciekłej fazy rozproszonej (woda) w ciekłej fazie ciągłej (paliwo) w krople (woda) o większych rozmiarach. Zastosowanie odpowiednich materiałów koalescencyjnych (najczęściej włókien) znacznie podnosi efektywność tego procesu.

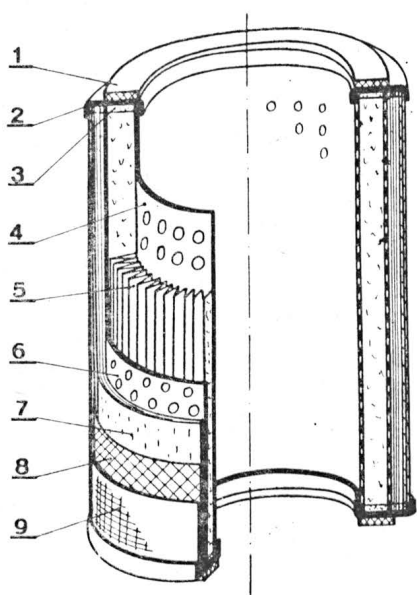
TABLICA 2. Czułość indykatora analizatora zawodnienia paliw AZP na stężenie wolnej wody w paliwie PSM-2

Sumaryczna zawartość wody rozpuszczonej i zdyspergowanej, % wag.	0,0127	0,0132	0,0138	0,0147	0,0157	0,0169
Zawartość wody zdyspergowanej, % wag.	0,0000	0,0005	0,0011	0,0020	0,0030	0,0042
Barwa indykatora	żółty	żółty	żółty	niewielka ilość zielonych punktów	zielony	ciemnoniebieski

TABLICA 3. Wymiary wkładów koalescencyjnych różnych firm

FRAM		VELCON		BROOM		FAUDI		FILTRAK	
typ wkładu	wymiary*) mm	typ wkładu	wymiary*), mm	typ wkładu	wymiary*), mm	typ wkładu	wymiary*) mm	typ wkładu	wymiary*), mm
CCK1, CCK11, CCK14, CCK1J, CCE1, CCE1A, CCE1C, CCT7, CCT7C	152 × 89 × 286	I-6116 I-61180 I-61181	152 × 89 × 279	P2N P2	152 × 89 × 286	1.066.157	152 × 89 × 285	—	—
CCK2, CCK2J, CCK21, CCK24, CCE2, CCE2A, CCE2C, CCT8, CCT8C	152 × 89 × 571	I-6226 I-62230 I-62231	152 × 89 × 559	P1N P1	152 × 89 × 571	1.066.155	152 × 89 × 571	KE152/500	152 × 89,5 × 500
CCN2, CCN21, CCN24, CCN21, CCT6, CCT6C, CCA2, CCA2A, CCA2C	152 × 89 × 737	I-6236 I-62380 I-62381	152 × 89 × 711	P4N P4	152 × 89 × 737	1.066.136	152 × 89 × 733	KE152/730	152 × 89,5 × 730
CCK3, CCK31, CCK34, CCE3, CCE3C, CCT4, CCT4C	152 × 89 × 844	I-6336 I-63380 I-63381	152 × 89 × 838	P5N P5	152 × 89 × 848	1.066.154	152 × 89 × 848	—	—

*) średnica zewnętrzna × średnica wewnętrzna × długość

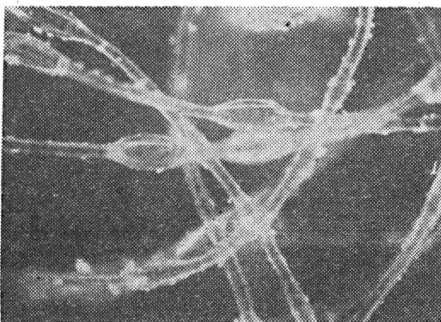
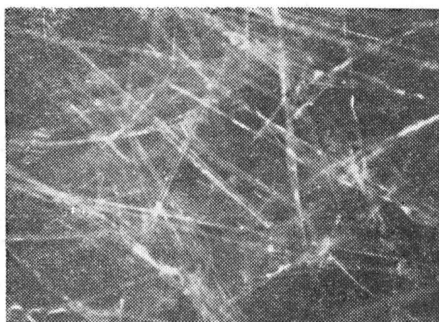
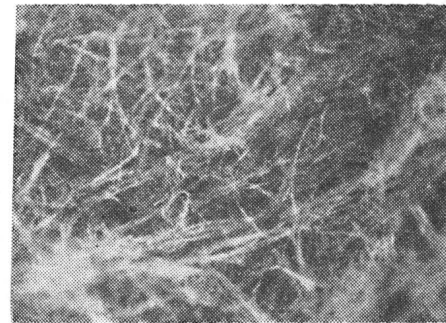
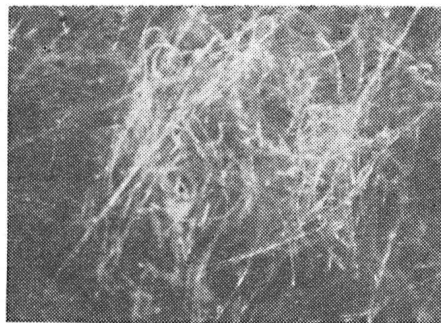
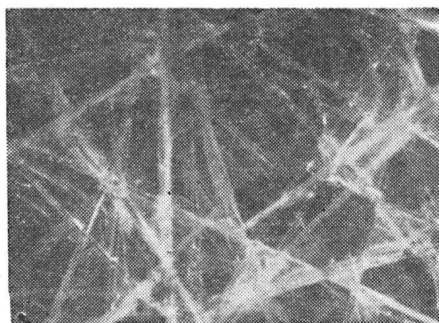


Rys. 4. Schemat ideowy typowego wkładu koalescencyjnego: 1 — uszczelka z gumy odpornej na paliwo, 2 — dennica, 3 — klej, 4 — tuleja wewnętrzna z blachy perforowanej, 5 — element oczyszczający, 6 — tuleja zewnętrzna z blachy perforowanej, 7 — materiał koalescencyjny, 8 — siatka mocująca, 9 — pończocha bawełniana

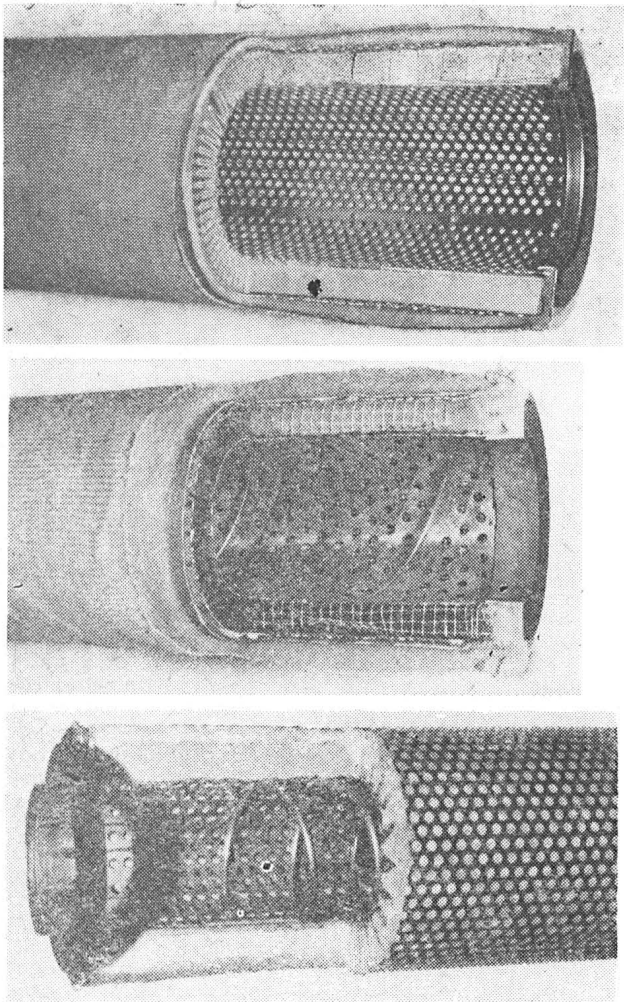
W praktycznym wykorzystaniu zjawiska koalescencji do usuwania wody z paliw chodzi o takie powiększenie wymiarów kropeł wody, aby było możliwe ich grawitacyjne wydzielenie. Do realizacji tego procesu w filtrach-separatorach wody służą wkłady koalescencyjne. Schemat budowy

takiego wkładu przedstawiono na rys. 4. Składa się on z dwóch współosiowo ułożonych, perforowanych cylindrów metalowych, między którymi umieszczono papierową przegrodę filtracyjną do usuwania zanieczyszczeń mechanicznych. Warstwa materiału koalescencyjnego umieszczona jest na ogół wokół cylindra zewnętrznego. Najczęściej spotykanym materiałem koalescencyjnym jest włóknina z odpowiednio dobranego i przygotowanego włókna szklanego [8]. W większości współczesnych konstrukcji stosowane są dwie warstwy włókniny o różnych właściwościach. Pierwszą warstwę stanowi włóknina wykonana z waty szklanej o małych średnicach włókien (rzędu 2 μm) i silnych właściwościach hydrofilowych. Zadaniem tej warstwy jest przechwycenie na powierzchniach włókien możliwie jak największej ilości drobnych kropełek wody rozproszonej w paliwie. Drugą warstwę stanowi na ogół włóknina szklana o większej średnicy (ok. 4-9 μm), najczęściej — w celu zmniejszenia hydrofilowości — preparowana żywicą fenolową. Zadaniem tej warstwy jest formowanie przechwyczonej wody w strużki, które po opuszczeniu materiału koalescencyjnego będą się wydzielaly w postaci dużych kropli wody. Niektóre firmy (np. VELCON) jako materiał koalescencyjny drugiej warstwy stosują włókniny z włókna syntetycznego z odpowiednią preparacją. Spotyka się także stosowanie specjalnych papierów filtracyjnych z przekładką włókniny szklanej spełniających jednocześnie rolę przegrody filtracyjnej i pierwszej warstwy materiału koalescencyjnego. Na rys. 5 pokazano przykładowo strukturę materiałów koalescencyjnych pochodzących z wkładów aktualnie produkowanych przez różne firmy.

Materiał koalescencyjny umieszczony wokół zewnętrznego cylindra z blachy perforowanej utrzymywany jest siatka

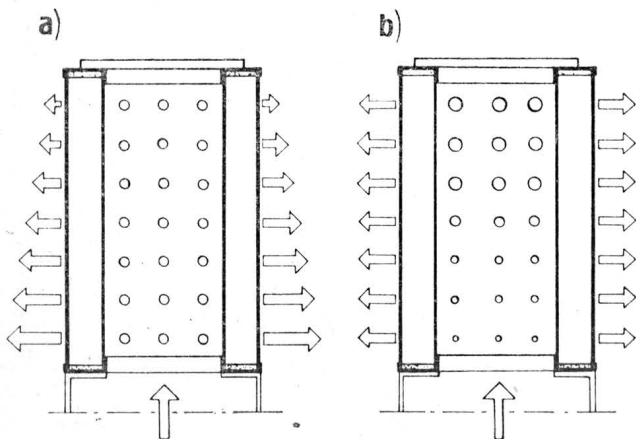


Rys. 5. Mikrofotografia typowych materiałów koalescencyjnych (pow. 35 razy): a) grubowłóknisty materiał koalescencyjny z włókna szklanego z wkładów firmy FILTRAK, b) cienkowłóknisty materiał koalescencyjny z włókna szklanego z wkładu firmy FRAM, c) papier koalescencyjny z wkładu firmy VELCON, d) grubowłóknisty materiał koalescencyjny z włókna szklanego z wkładu firmy FRAM, e) grubowłóknisty materiał koalescencyjny z włókna syntetycznego z wkładu firmy VELCON



Rys. 6. Przekroje typowych wkładów koalescencyjnych: a) firmy FILTRAK, b) firmy VELCON, c) firmy FRAM

z tworzywa sztucznego lub nici, a także znajdującą się na zewnątrz pończochą bawełnianą. Pończocha ta pozwala także na łatwiejsze odrywanie się kropli wody od po-



Rys. 7. Wpływ rodzaju perforacji cylindra wewnętrznego na natężenie przepływu paliwa przez wkład filtracyjny (strzałka pokazuje natężenie przepływu): a) wkład z perforacją jednorodną, b) wkład z perforacją specjalną

wierzchni wkładu, jednocześnie zabezpieczając przed przechodzeniem włókien materiału koalescencyjnego do strumienia paliwa. We wkładach koalescencyjnych paliwo przepływa od wewnątrz na zewnątrz wkładu. Całość konstrukcji utrzymują dennice, górna i dolna, przyklejone odpowiednimi klejami. Dennice na ogół wykonane są z blachy, ale niektóre firmy zamiast dennic i kleju używają kształtek

z żywic epoksydowych, w których zatapiane są końce wkładów. Na rys. 6 przedstawiono konstrukcje wkładów koalescencyjnych różnych firm. Ich budowa odpowiada ogólnemu schematowi przedstawionemu na rys. 4. Dla poprawnego działania wkładu istotny jest sposób perforacji wewnętrznych cylindrów. Perforacje stanowią jednakowe, symetrycznie rozmieszczone okrągłe otwory, przy czym różna jest gęstość perforacji. Jest to wynikiem kompromisu między potrzebami wynikającymi z praw przepływu cieczy a warunkami technologicznymi procesu wytwarzania. Idealnym rozwiązaniem byłaby perforacja zapewniająca jednakowe natężenie przepływu paliwa na całej długości wkładu [9]. Przykład takiego rozwiązania pokazano na rys. 7. Zapewniłoby ono równomierny przepływ na całej długości wkładu. Ze względu na koszty i trudności technologiczne w wykonaniu i formowaniu tak perforowanych blach oraz precyzyjnego ich montażu we wkładach w większości konstrukcji zdecydowano się na wykorzystanie blach jednorodnie perforowanych. Skutkiem tego jest nierównomierny rozkład natężenia przepływu paliwa przez wkład. Na początku najwięcej paliwa przepływać będzie przez tę część wkładu, która znajduje się najbliższej otworu doprowadzającego paliwo; jednak ze względu na to, że znajdujące się w paliwie zanieczyszczenia mechaniczne będą zatykały pory przegrody filtracyjnej, miejsce największego natężenia przepływu będzie się przesunęło w kierunku dalszych części wkładu. Biorąc pod uwagę fakt, że na proces koalescencji istotny wpływ ma natężenie przepływu paliwa [10], problem ten stanowi poważne utrudnienie w doborze podstawowych parametrów materiału koalescencyjnego. Pokonanie tych trudności pozwoliłoby na jeszcze lepszą realizację procesu koalescencji oraz większą trwałość wkładów.

Jedną z najnowszych tendencji w konstrukcji wkładów koalescencyjnych jest stosowanie dodatkowych specjalnie perforowanych blach na zewnętrznej stronie wkładu. Mają one na celu lepsze utrzymanie kropelek wody, a następnie skierowanie strumienia paliwa w kroplami skoagulowanej wody do odstożnika. Pozwala to, przez wykorzystanie siły bezwładności, na dokładniejsze oddzielenie wody od paliwa. Rozwiązanie takie jest stosowane m.in. we wkładach firmy VOKES [11]. W celu unifikacji liczące się firmy ustaliły podstawowe szeregi wymiarów wkładów, tak aby mogły być one stosowane zamiennie. W tabl. 3 zamieszczono zestawienie wymiarów wkładów koalescencyjnych kilku firm. Przedstawione w tabl. 3 niewielkie różnice poszczególnych wymiarów wkładów, ze względu na sposób mocowania ich w filtrach, nie mają istotnego znaczenia dla warunku zamienności.

LITERATURA

1. Z. S. CZERNIENKO, P. W. KAPRAŁOW, G. S. MATUSIEWICZ: Eksploatacyjnyje swojstwa awiacyjnych topliw. Kniga, Kijow 1971, s. 45÷47.
2. W. N. ZRIELOW, W. A. PISKUNOW: Reaktywnyje dwigateli i topliwo. Maszynostrojenije, Moskwa, 1968, s. 255÷262.
3. K. W. RYBAKOW, Je. N. ZULDYBIN, W. P. KOWALENKO: Obiezwozdienije awiacyjnych gorjucz-smazocznych materialow. Transport. Moskwa, 1979, s. 31÷35.
4. G. ASTRACHANCEW: Wnimanije — woda. Awiacija i Kosmonawtika, 2, 32, 1974.
5. H. RZEWSKI: Właściwości paliw do silników turbospalinowych w świetle aktualnych i perspektywicznych potrzeb użytkowników i producentów sprzętu lotniczego. Konferencja naukowo-techniczna pt. „Paliwa do silników turbospalinowych”. Płock, 1976, s. 12÷17.
6. B. Sc. KWA CHARTER: Living Fuel. Air BP 53, s. 14.
7. W. GORSKI, A. RUSINOWSKI: Warunki dystrybucji magazynowania i przygotowania do eksploatacji paliw do silników turbospalinowych. Konferencja naukowo-techniczna pt. „Paliwa do silników turbospalinowych”. Płock, 1976, s. 50÷66.
8. R. N. HAZLETT, H. W. CARHART: Removal of Water from Fuel Using a Fibrous Bed. *Filtration and Separation*, July/August 1972, s. 456÷463.
9. H. M. GAMMON: History and Development of Water Separators. *Filtration and Separation*, July/August 1973, s. 409÷412.
10. W. GORSKI, W. R. OSTASZEWSKI: Sposób wykorzystania CRC Waterseparatora do badań materiałów koalescencyjnych. II Ogólnokrajowa Konferencja Naukowo-Techniczna. Cz. 2 — Filtracja paliw, 1979.
11. VOKES Filter coalescer for fuel and lubricating oils. Prospekt — Informator.
12. S. BOCHNIAK, W. GORSKI, A. RUSINOWSKI, S. WŁODARCZYK: Filtr do ciekłych paliw silnikowych. Wzór użytkowy PRL nr W-61.027.
13. FAUDI Feinbau GmbH. Prospekt.
14. K. W. RYBAKOW, I. W. TITOW, Je. N. ZULDYBIN: Filtr-separator ST-500-2. *Morskij Flot*, nr 8, 1966, s. 27.
15. Patent PRL nr 75208.

Redakcja Techniki Lotniczej i Astronautycznej organizuje spotkanie nt.

„Konstrukcje z kompozytów polimerowych o zbrojeniu węglowym i szklanym”

Referaty wygłoszą przedstawiciele: PDPSz PZL-Bielsko i Instytutu Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej.

Spotkanie odbędzie się w dniu 11 maja br. o godz. 15.00 w Klubie Technika, Warszawa, Mazowiecka 12.

Zainteresowanych tą problematyką serdecznie zapraszamy.

REDAKCJA

Wpływ azotowania na wytrzymałość zmęczeniową stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo (maraging) o znakach N18K8M5TPr, N18K9M5TPr i H10N7K10M5Pr

Mgr inż. WALDEMAR BILOUS
Prof. dr inż. JAN CHODOROWSKI
Instytut Inżynierii Materiałowej
Politechnika Warszawska

W konstrukcjach wielu maszyn i urządzeń kompleksowe połączenie właściwości mechanicznych, chemicznych i fizycznych jest nieodzowne, przy czym elementom nośnym, a więc i materiałom, z których są wykonane, stawia się bardzo wysokie wymagania dotyczące wytrzymałości zmęczeniowej, odporności na pękanie, odporności korozyjnej, na ścieranie, podczas działania takich czynników jak obciążenie, temperatura i inne.

W latach 1967÷1971 w literaturze światowej [1, 2] zaczęły pojawiać się wyniki badań nad azotowaniem stali maraging. Prace te prowadzono w krajach przodujących w produkcji tych materiałów, a mianowicie w USA i ZSRR.

Traktując ten rodzaj obróbki cieplno-chemicznej jako uzupełniający, tak jak jest to praktykowane w odniesieniu do niektórych konstrukcyjnych stali stopowych, podjęto badania nad azotowaniem tych stali w zakresie temperatur i czasów zbliżonych do warunków starzenia zalecanych dla poszczególnych gatunków. Z tego też względu proces ten można potraktować jako starzenie w atmosferze zdysocjowanego amoniaku.

Zakładając taki właśnie wybór parametrów azotowania, postanowiono zbadać i ocenić wpływ krótkookresowego azotowania stali maraging na:

- grubość i twardość otrzymanych warstw dyfuzyjnych w zależności od temperatury i czasu azotowania,
- podatność na azotowanie poszczególnych gatunków stali produkcji krajowej,
- wytrzymałość zmęczeniową.

Materiały użyte do badań

Badania prowadzono na dwóch stalach maraging o znakach N18K8M5TPr i N18K9M5TPr oraz na stali maraging odpornej na korozję H10N7K10M5Pr, wyprodukowanych przez Hutę Baildon — Mikrohuta w Strzemieszycach. Materiał w postaci prętów o średnicy 16 mm i o składzie chemicznym oraz właściwościach zgodnych z normą BN-77/0631-10 (tabl. 1, 2) otrzymano z huty w stanie hartowanym w warunkach 820°C/1 h/pow. Ziarno materiału drobne nr 7÷8 wg skali PN-68/H-04507. Z prętów wykonano próbki metalograficzne w postaci kostek o wymiarach 6 × 8 × 14 mm oraz próbki zmęczeniowe o średnicy 6 mm.

Warunki procesu azotowania

Proces azotowania prowadzono w Instytucie Mechaniki

TABLICA 1. Skład chemiczny badanych materiałów

Znak stali	Numer wytopu	Skład chemiczny, %													
		C	Mn	Si	P	S	Cr	Ni	Mo	Co	Ti	Al	O ₂	H ₂	N ₂
N18K8M5TPr (18Ni1700)	421122	0,005	0,03	0,015	0,002	0,011	0,01	17,7	4,62	8,4	0,54	0,06	0,0016 0,0018	0,00002 0,00003	0,0026 0,0028
N18K9M5TPr (18Ni1900)	431363	0,006	0,02	0,023	0,003	0,003	0,01	18,0	4,76	9,3	0,72	0,006	0,0026 0,0021	0,00002 0,00002	0,0036 0,0030
H10N7K10M5Pr (Pyromet X-23)	421126	0,005	0,03	0,015	0,003	0,010	9,3	7,2	5,50	10,1	0,07	0,10	0,0041 0,0046	0,00005 0,00006	0,0098 0,0095

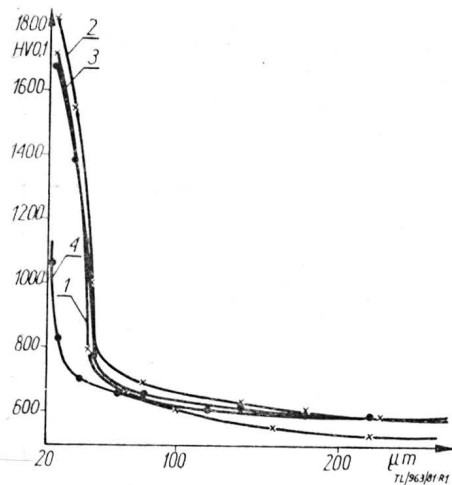
TABLICA 2. Skład chemiczny oraz właściwości mechaniczne stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo wg BN-77/0631-10

Znak stali	Skład chemiczny, %													
	C max	Mn max	Si max	P max	S max	Cr	Ni	Co	Mo	Ti	Al	O ₂ max	N ₂ max	
N18K8M5TPr	0,03	0,1	0,1	0,010	0,010	—	17,5 18,5	8,0 8,8	4,6 5,0	0,4 0,6	0,05 0,18	0,008	0,01	
N18K9M5TPr	0,03	0,1	0,1	0,010	0,010	—	17,5 18,5	8,8 9,5	4,6 5,0	0,5 0,8	0,05 0,18	0,008	0,01	
H10N7K10M5Pr	0,03	0,1	0,1	0,010	0,010	9,5 10,5	6,8 7,5	9,5 10,5	5,3 5,8	maks. 0,1	0,05 0,18	0,008	0,01	
Znak stali Stan hartowany 820°C/1h/pow.	Właściwości mechaniczne, ok.						Znak stali Stan hartowany i starzony 480°C/3h/pow.	Właściwości mechaniczne, min.						
	R _m MPa	R _{0,2} MPa	A ₅ %	Z, %	KM J/cm ²	HB		R _m MPa	R _{0,2} MPa	A ₅ %	Z, %	KM J/cm ²	HRC	
N18K8M5TPr	930	880	15	75	167	250	N18K8M5TPr	1670	1620	6	35	29	45	
N18K9M5TPr	980	930	14	72	176	300	N18K9M5TPr	1750	1690	5	28	20	49	
H10N7K10M5Pr	960	910	15	72	196	280	H10N7K10M5Pr	1470	1370	8	40	49	38	

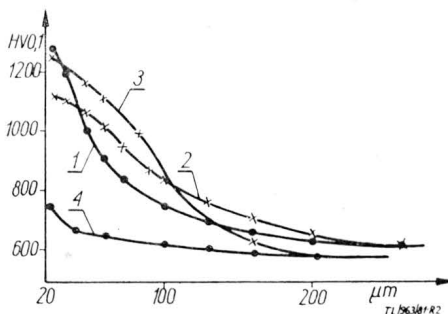
Precyzyjnej [4] w piecu wglębnym firmy Barfield wyposażonym w retortę o pojemności 80 dm³. Próbki przed azotowaniem odtłuszczone myjąc w acetonie, a następnie fosforanowano przez 15 min w kąpeli o temp. 30°C, sporządzonej z preparatu KL-70 (patent IMP) w celu uaktywnienia powierzchni. W czasie trwania procesu kontrolowano natężenie przepływu oraz stopień dysocjacji amoniaku, któ-

warstw dyfuzyjnych w zależności od czasu i temperatury procesu azotowania (tabl. 3). Zbadano mikrotwardość warstw, oceniając ich powiązanie z rdzeniem. Badania twardości wykonano na przystawce Hanemanna dostosowanej do mikroskopu Neophot, pod obciążeniem 0,1 kg, wg PN-71/H-04361. Pomiary mikrotwardości wykonano na szlifach metalograficznych nietrawionych oraz trawionych odczynnikami o składzie: 25 ml HNO₃, 50 ml HCl, 1 g CuCl₂, 150 ml H₂O. Wyliczony maksymalny błąd względny pomiaru mikrotwardości wynosił 1,20%.

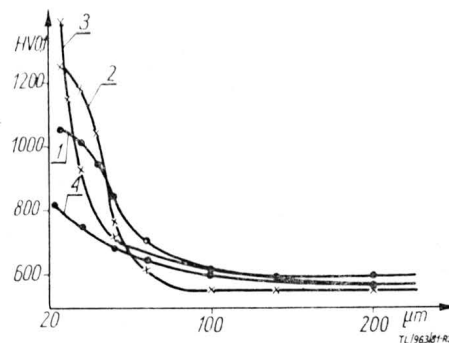
Na podstawie wyników pomiarów mikrotwardości w warstwie azotowanej sporządzono wykresy rozkładu mikro-



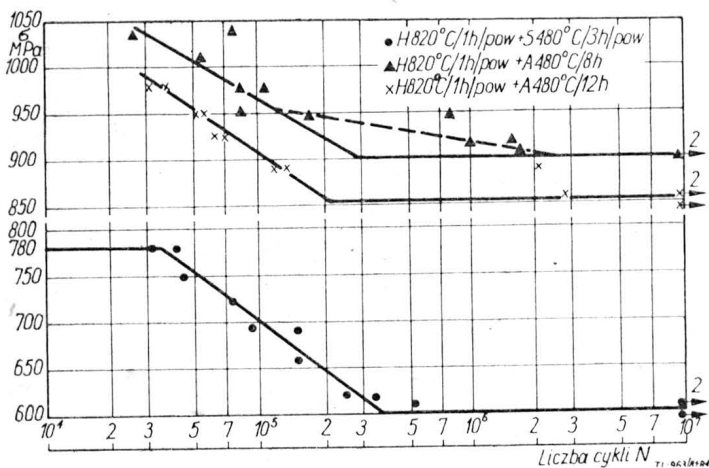
Rys. 1. Rozkład mikrotwardości w warstwach naazotowanych uzyskanych na stali N18K8M5TPr azotowanej w warunkach: 1 — 500°C/8 h, 2 — 500°C/12 h, 3 — 480°C/12 h, 4 — 480°C/8 h



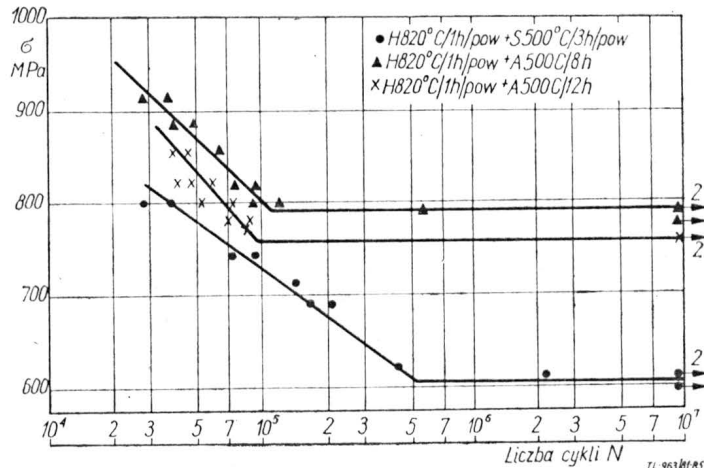
Rys. 2. Rozkład mikrotwardości w warstwach naazotowanych uzyskanych na stali N18K9M5TPr azotowanej w warunkach: 1 — 500°C/8 h, 2 — 500°C/12 h, 3 — 480°C/12 h, 4 — 480°C/8 h



Rys. 3. Rozkład mikrotwardości w warstwach naazotowanych uzyskanych na stali H10N7K10M5Pr azotowanej w warunkach: 1 — 500°C/6 h, 2 — 500°C/15 h, 3 — 480°C/12 h, 4 — 480°C/6 h



Rys. 4. Krzywe Wöhlera uzyskane w próbie zginania obrotowego dla stali N18K8M5TPr po starzeniu 480°C/3 h/pow. i azotowaniu w warunkach 480°C/8 h i 480°C/12 h



Rys. 5. Krzywe Wöhlera uzyskane w próbie zginania obrotowego dla stali N18K9M5TPr po starzeniu 500°C/3 h/pow. i azotowaniu w warunkach 500°C/8 h i 500°C/12 h

ry dla wszystkich procesów był stały i wynosił 25% NH₃. W czasie nagrzewania pieca natężenie przepływu amoniaku wynosiło 150 dm³/h, a po osiągnięciu temp. procesu utrzymywano go na stałym poziomie 240 dm³/h. Po skończonym procesie wsad chłodzono wraz z retortą na powietrzu przy ciągłym przepływie amoniaku, a następnie przepłukiwano sprężonym powietrzem, w celu usunięcia jego resztek.

Wyniki badań

Badania warstw naazotowanych

Celem tych badań była ocena właściwości otrzymanych

twardości (rys. 1, 2, 3) dla badanych gatunków stali w zależności od warunków temperaturowo-czasowych procesu. Wyniki tych badań razem z obserwacjami mikroskopowymi warstw pozwoliły na wybór optymalnych parametrów azotowania do oceny wpływu tego procesu na właściwości zmęczeniowe badanych materiałów.

Wpływ azotowania na wytrzymałość zmęczeniową badanych stali

Badania zmęczeniowe przeprowadzono zgodnie z PN-76/H-04326, wyznaczając wytrzymałość zmęczeniową Z_{go} badanych stali (rys. 4, 5, 6) po obróbce cieplnej (hartowa-

TABLICA 3. Warunki obróbki cieplnej i ciepłno-chemicznej

Gatunek stali	Rodzaj próbek	Starzenie			Azotowanie										
		480°C/3 h	480°C/5 h	500°C/3 h	480°C					500°C					
					6 h	8 h	10 h	12 h	15 h	6 h	8 h	10 h	12 h	15 h	
N18K8M5TPr	metalograficzne				x	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x
	zmęczeniowe	x													
N18K9M5TPr	metalograficzne				x	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x
	zmęczeniowe			x											
H10N7K10M5Pr	metalograficzne				x	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x
	zmęczeniowe		x												x

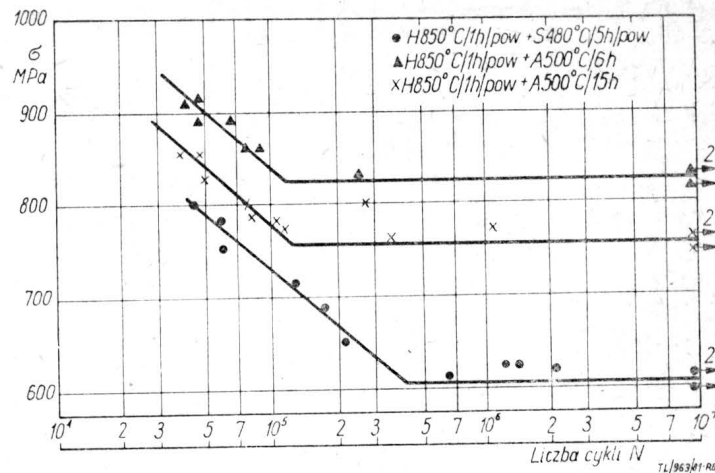
nie + starzenie) i cieplno-chemicznej (hartowanie + azotowanie) w różnych warunkach temperaturowo-czasowych.

Próby zmęczeniowe prowadzono w warunkach zginania obrotowego przy częstotliwości 3000 cykli/min na maszynie do badań zmęczeniowych VEB-Werkstoffprüfmaschinen prod. NRD. Analiza krzywych Wöhlera sporządzonych w wyniku przeprowadzonych badań potwierdza korzystny wpływ azotowania na wytrzymałość zmęczeniową badanych materiałów. W tabl. 4 zestawiono wartości Z_{go} dla wszystkich trzech badanych stali po zalecanej dla nich obróbce cieplnej oraz po azotowaniu w warunkach ustalonych na podstawie oceny mikrotwardości i struktury warstwy.

Wnioski

Wykonane badania potwierdziły dobrą podatność na azotowanie stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo produkcji krajowej, a uzyskane wyniki pozwalają na sformułowanie następujących wniosków:

- Proces azotowania wyraźnie wpływa na wzrost twardości w warstwie wierzchniej (rzędu 1000 HV), przy czym grubość warstw naazotowanych wynosiła 100÷200 μm .
- Łagodny rozkład mikrotwardości w warstwie od po-



Rys. 6. Krzywe Wöhlera uzyskane w próbie zginania obrotowego dla stali H10N7K10M5Pr po starzeniu 480°C/5 h/pow. i azotowaniu w warunkach 500°C/15 h i 500°C/6 h

TABLICA 4. Wytrzymałość zmęczeniowa Z_{go} wyznaczona dla badanych stali w różnych stanach obróbki cieplnej oraz po azotowaniu

Gatunek stali	Z_{go} , MPa								
	po starzeniu			po azotowaniu					
	480°C/3 h	480°C/5 h	500°C/3 h	480°C/8 h	480°C/12 h	500°C/6 h	500°C/8 h	500°C/12 h	500°C/15 h
N18K8M5TPr	600	—	—	900	850	—	—	—	—
N18K9M5TPr	—	—	605	—	—	—	790	760	—
H10N7K10M5Pr	—	605	—	—	—	825	—	—	755

wierzchni do rdzenia świadczy o dobrym jej związaniu z podłożem.

• Warstwy azotowane o grubości i twardości podanej wyżej uzyskano dla wszystkich zastosowanych warunków azotowania przy jednoczesnym zachowaniu dobrych właściwości rdzenia, co świadczy o dobrej stabilności struktury badanych materiałów w warunkach wydłużonego czasu starzenia.

• Przeprowadzone badania zmęczeniowe wykazały bardzo korzystny wpływ azotowania na wzrost wytrzymałości zmęczeniowej Z_{go} , który jest porównywalny z wynikami badań długookresowego azotowania (480°C/24÷40 h), prowadzonymi w ośrodkach zagranicznych.

*

Autorzy serdecznie dziękują doc. dr inż. J. Tacikowskiemu z Instytutu Mechaniki Precyzyjnej w Warszawie za współpracę w zakresie procesu azotowania.

LITERATURA

1. A. GRAE: How to nitride maraging steels. *Metal Process* nr 92 (July), 1967 r.
2. E. S. CYRLIN: Azotowanie martenzytostarzejszych stali N18K9M5T. *Metallovedeniye i Termicheskaya Obrabotka Metallow*, nr 4, 1971 r.
3. W. BIŁOUS: Azotowanie stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo typu maraging. *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, nr 3, 1977 r.
4. J. SUŁKOWSKI, J. TACIKOWSKI: Wstępne opracowanie procesu azotowania stali N18K8M5TPr. IMP, Warszawa, 1977 r.
5. J. CHODOROWSKI, A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Stale martenzytyczne utwardzane wydzieleniowo (maraging). *Hutnik*, nr 6, 1978 r.

Struktury i właściwości mechaniczne odlewniczych żarowytrzymałych stopów kobaltu ze zmienną zawartością cyrkonu

Prof. dr inż. ANTONI WOŹNIACKI
Mgr inż. ZENON OPIEKUN
Zakład Materiałoznawstwa
Politechnika Rzeszowska

Żarowytrzymałe stopy kobaltu zapoczątkowały swój rozwój od stopu Vitallium (0,4% C, 30% Cr, 5% Mo, 62,5% Co), który był stosowany na odlewy precyzyjne do protez dentystrycznych jeszcze przed II wojną światową. Łatwość wykonania odlewów i doskonała odporność na korozję zachęciły do wypróbowania go jako materiału na odlewane łopatki turbin gazowych. Stwierdzono jego dużą żarowy-

trzymałość; po drobnych modyfikacjach składu chemicznego stop ten pod nazwą Haynes Stellite No 21 (HS-21) został szeroko zastosowany na łopatki turbin gazowych dla temperatur do 830°C [1].

W tabl. 1 [2] zestawiono główne stopy żarowytrzymałe kobaltu z podanymi składami chemicznymi oraz fazami, jakie mogą występować w tych stopach.

W latach 1941÷1942 zmieniono nieco skład HS-21, zastępując część kobaltu niklem, a molibden wolframem i uzyskano stop HS-31 (X-40) [5, 6, 7]. Pod koniec II wojny światowej produkcja silników odrzutowych stworzyła ogromne zapotrzebowanie na stopy kobaltu, które jeszcze w pierwszych latach powojennych wykazywały najlepszą żarowytrzymałość w temp. 730÷980°C. Rozpoczął się wtedy gwał-

TABLICA I. Składy chemiczne żarowytrzymałych stopów kobaltu

Cecha stopu	Skład chemiczny, %													Fazy b)	
	C	Cr	Ni	Mo	W	Nb	Ta	Ti	B	Zr	Fe	Re	Al		Y
HS-21 (modyfik. Vittalium)	0,25	27	3,0	5,0	—	—	—	—	—	—	1,0	—	—	—	$M_7C_3, M_{23}C_6, C_6, M_6C, Cr_2C_2, \sigma$
HS-31 (X-40)a)	0,50	25	10	—	7,5	—	—	—	—	—	1,5	—	—	—	$M_7C_3, M_6C, M_{23}C_6$
HA-25 (L-605)	0,10	20	10	—	15	—	—	—	—	—	—	—	—	—	$M_6C, M_{23}C_6$, fazy Lavesa
HE-1049	0,40	26	10	—	15	—	—	—	0,4	—	3,0	—	—	—	$M_6C, M_{23}C_6$, fazy Lavesa
J-1570	0,20	20	28	—	7,0	—	—	4,0	—	—	2,0	—	—	—	M_6C, Ni_3Ti
J-1650	0,20	19	27	—	12	—	2,0	3,8	0,02	—	—	—	—	—	$M_6C, M_{23}C_6, Cr_2C_2$
ML-1700	0,20	25	—	—	15	—	—	—	0,4	—	—	—	—	—	$M_{23}C_6, Nb (C.N), M_6C$, fazy Lavesa
S-816	0,38	20	20	4,0	4,0	4,0	—	—	—	—	4,0	—	—	—	$M_{23}C_6, Nb (C.N), M_6C$, fazy Lavesa
WI-52a)	0,45	21	1,0	—	11	2,0	—	—	—	—	2,0	—	—	—	—
MAR-M302a)	0,82	21,5	—	—	10	—	9,0	0,2	0,005	—	1,5	—	—	—	$MC, M_6C, M_{23}C_6$
MAR-M322a)	1,0	21,5	—	—	9,0	—	4,5	0,75	—	2,25	0,75	—	—	—	—
MAR-M509a)	0,6	24	10	—	7,0	—	3,5	0,2	—	0,5	1,0	—	—	—	$MC, M_{23}C_6, (Co, Cr, W)d)$
MAR-M918	0,05	20	20	—	—	—	7,5	—	—	0,1	—	—	—	—	—
UMCO-50e)	0,1	27	—	—	—	—	—	—	—	—	20	—	—	—	$(Co, Cr, Fe)d)$
UMCO-51	0,3	27	—	—	—	2,0	—	—	—	—	20	—	—	—	—
NASA-CoWRe	0,4	3,0	—	—	25	1,0	—	1,0	—	—	—	2,0	—	—	—
Al. Resist 213	0,2	20	—	—	4,5	—	6,5	—	—	—	—	—	3,5	0,1	—
Al. Resist 215a)	0,33	19	—	—	4,5	—	7,5	—	—	0,1	—	—	4,3	0,1	CoAl, (Ta, Zr) CN

a) stopy odlewnicze, b) wg F. R. Morralla [3], c) wg E. J. Feltena i R. A. Gregga [4], d) fazy międzymetaliczne, e) stop zaliczany również do stopów żarowytrzymałych

towny rozwój żarowytrzymałych stopów kobaltu, w których zmieniano zawartość różnych pierwiastków (Cr, W, Ni) oraz dodawano B (HE-1049, J-1650, ML-1700), Ta (J-1650) i Ti (J-1650, J-1570). Jednocześnie w niektórych eliminowano Fe [8, 9].

Rozwój żarowytrzymałych stopów kobaltu został zahamowany pod koniec lat pięćdziesiątych i sześćdziesiątych, gdy sięgnięto do żarowytrzymałych stopów niklu. Uważano, że stopy te wykazują wyższe właściwości żarowytrzymałościowe od stopów kobaltu, ponadto umocnienie fazy γ' — $Ni_3(Ti, Al)$ — wydawało się być bardziej efektywne [10]. Dopiero koniec lat sześćdziesiątych i lata siedemdziesiąte przyniosły ponownie zainteresowanie stopami kobaltu, gdy zaczęto stosować wyższe temperatury pracy silników lotniczych. Powstaje w tym czasie cała gama stopów kobaltu, w których pojawiają się nie stosowane dotychczas pierwiastki stopowe jak: Zr (stopy typu MAR-M), Re (NASA-CoWRe) oraz Al i Y (Al-Resist).

Ogólnie żarowytrzymałe stopy kobaltu można podzielić na:

- przerabiane plastycznie zawierające od 0,05 do 0,25% C,
- odlewnicze zawierające 0,25 ÷ 1,0% C.

Na łopatkach oraz całe wirniki silników lotniczych otrzymywane w wysoko uprzemysłowionych krajach stosuje się odlewnicze żarowytrzymałe stopy kobaltu. Odlewnicze stopy kobaltu odznaczają się wyższą wytrzymałością czasową od podobnych przerabianych plastycznie (rys. 1) [1, 11]. Ponadto stopy kobaltu mogą pracować dłużej w wyższych temperaturach niż stopy niklu, lecz przy niższych naprężeniach (rys. 2) [12, 1].

Żarowytrzymałe stopy kobaltu umacniane są głównie fazami węglkowymi [13, 14, 15]. Wg Ch. T. Simsa [15] ogólna formuła rozpadu węglków w podwyższonych temperaturach może być następująca: M_3C_2 (lub M_7C_3) → $M_{23}C_6$ → M_6C → MC.

N. Yukawa i K. Sato [16] badając proces starzenia stopu HS-25 w temp. 500 ÷ 1100°C stwierdzili występowanie siedmiu faz, w tym węglków M_7C_3 , $M_{23}C_6$, M_6C oraz związków międzymetalicznych typu: Laves- Co_2W , (RCS) $\alpha-Co_7-W_6$, $\alpha-Co_3W$ i (HZ) $\beta-Co_3W$.

W stopach kobaltu mogą występować złożone fazy węglkowe różnych typów zależnie od położenia pierwiastka węglkotwórczego w układzie okresowym pierwiastków zgodnie z tablicą Goldschmita z uzupełnieniami Woodheada (rys. 3) [17, 18, 1].

Stopy kobaltu w krajowym przemyśle lotniczym są bardzo mało znane i rozpowszechnione, chociaż obecnie stwierdza się wiele korzyści, jakie mogą one wnieść, a mianowicie:

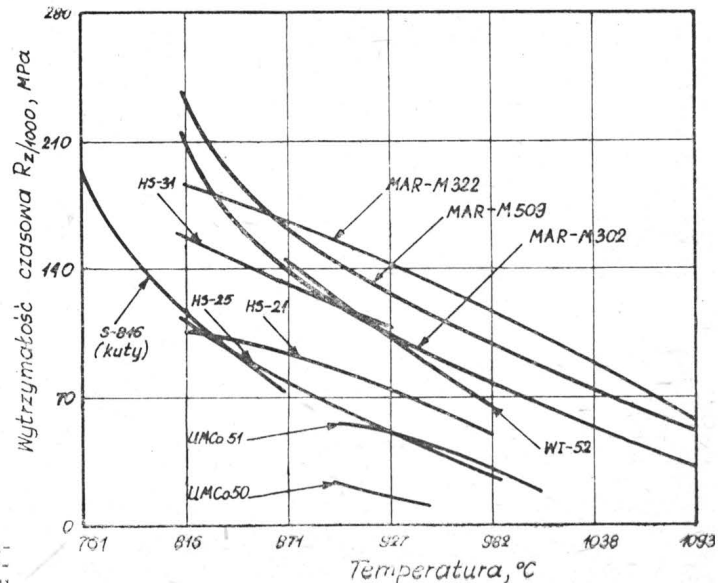
- łatwość wykonania odlewów (stopy kobaltu są topione i odlewane w powietrzu),
- cena stopów kobaltu jest zbliżona do ceny stopów niklu,
- istnieje możliwość otrzymywania

dużych ilości kobaltu w kraju z żużli pomiedziowych,

— w kraju stosowany jest jeden gatunek żarowytrzymałego stopu kobaltu HS-21 (ŁK4) z początku lat czterdziestych.

Istotną właściwością, gorszą od stopów niklu, jest wytrzymałość czasowa w temperaturach, w których obecnie pracują odrzutowe silniki lotnicze.

Nowoczesne żarowytrzymałe stopy kobaltu zawierają m.in. cyrkon. Jego rola nie jest dostatecznie wyjaśniona, chociaż istnieje wiele przypuszczeń odnośnie do jego znaczenia w stopach kobaltu [15]. Biorąc pod uwagę, że oddziaływanie cyrkonu na strukturę i właściwości w stopach kobaltu może odgrywać istotną rolę, w niniejszym artykule podjęto próbę zbadania tego wpływu. Ponadto na wybór cyrkonu jako dodatku stopowego do żarowytrzymałych odlewniczych stopów kobaltu zdecydowała głównie jego cena. Wartość 1 kg cyrkonu waha się

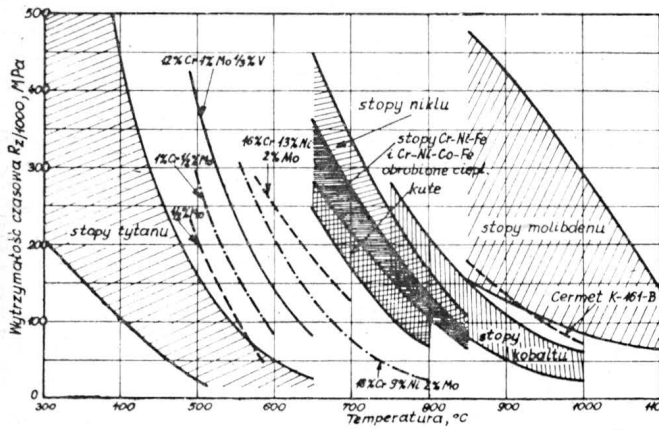


Rys. 1. Wytrzymałość czasowa niektórych żarowytrzymałych stopów kobaltu

TABLICA 2. Składy chemiczne wykonanych wytopów

Nr wytopu	Skład chemiczny, %								
	C	Cr	Ni	W	Ta*	Ti	Zr*	S	Co
1	0,72	23,0	10,05	7,13	3,5	0,20	—	0,003	reszta
2	0,71	23,4	9,9	6,75	3,5	0,21	0,5	0,003	reszta
3	0,74	23,5	9,6	7,47	3,5	0,19	1,0	0,003	reszta
4	0,72	23,6	9,0	7,67	3,5	0,20	1,5	0,003	reszta
5	0,71	23,6	9,4	7,0	3,5	0,20	3,0	0,003	reszta

*) zgodnie z ilością wprowadzoną jako materiał wsadowy.



Rys. 2. Wytrzymałość czasowa różnych stopów

w granicach 1 tys. zł i jest znacznie niższa od dodatków stopowych jak Y, Re, Hf, Nb stosowanych obecnie w stopach kobaltu (np. wartość jednostkowa Re jest ok. 250 razy wyższa od Zr).

Badania własne

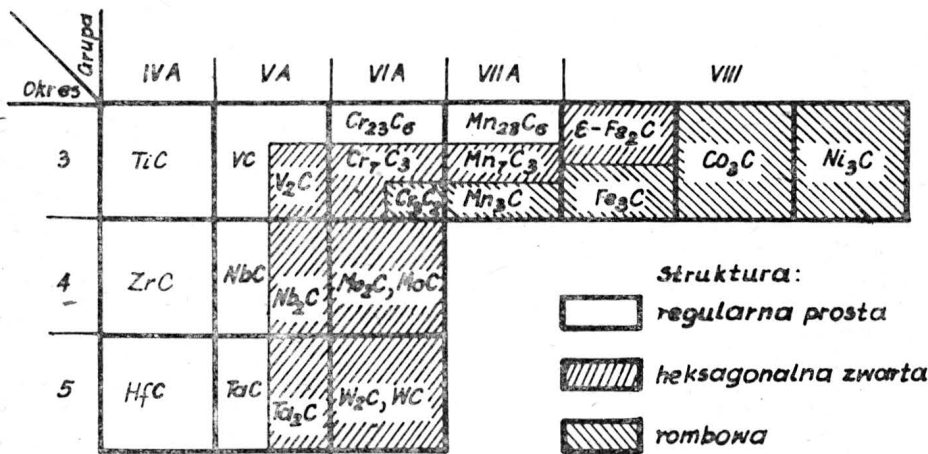
Badania przeprowadzono w następującej kolejności i zakresie:

— wykonano pięć wytopów żarowytrzymałych stopów kobaltu z różną za-

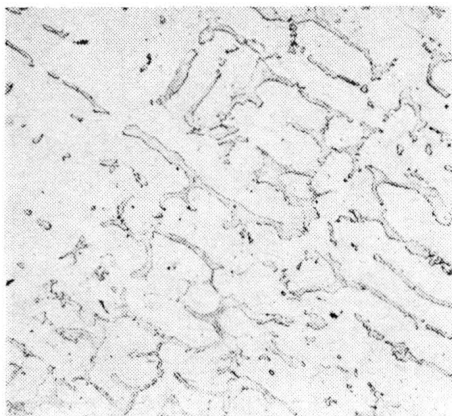
wartością cyrkonu w piecu indukcyjnym typu ASEC15. Skład chemiczny wytopów zestawiono w tabl. 2;

— obcięte próbki (44 szt. na wytop) prześwietlone aparatem rentgenowskim produkcji belgijskiej typu Balteau 300 (nap. 200÷320 kV/14 mA). W badaniach tych nie stwierdzono w żadnej próbce wad odlewniczych;

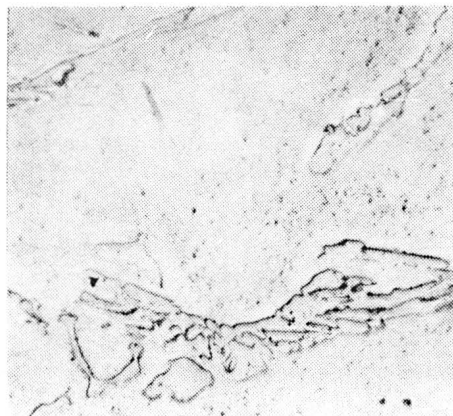
— wykonano badania struktury w stanie odlanym przy użyciu mikroskopu optycznego typu Neophot 2. Wyniki badań przedstawiono na rys. 4÷13.



Rys. 3. Typy węglików wg Goldschmidta



Rys. 4. Struktura stopu nr 1 w stanie odlanym, pow. 80X



Rys. 5. Struktura stopu nr 1 w stanie odlanym, pow. 500X (szczegóły rys. 4)

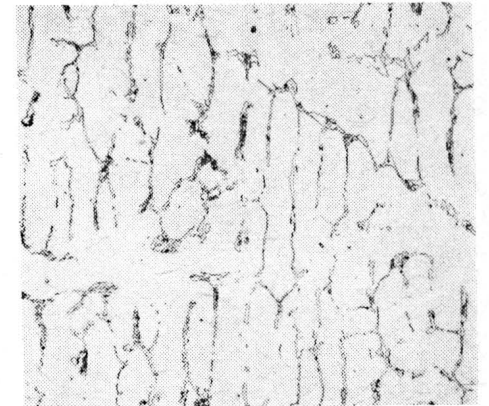
TABLICA 3. Wyniki badań właściwości mechanicznych w temp. pokojowej

Nr wytopu	R _m , MPa średnio	HRB średnio	A ₅ , % średnio
1	620	71	0,8
2	606	73	0,8
3	656	74	0,9
4	638	66	2,4
5	651	72	2,2

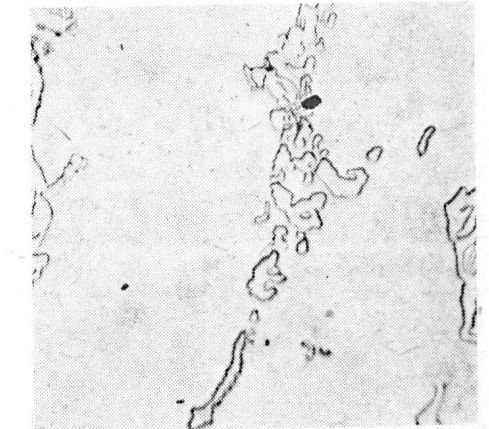
Wszystkie zglądy metalograficzne trawiono odczynnikiem Kallingsa [19];

— wykonano badania mechaniczne w temp. pokojowej. Wyniki badań zestawiono w tabl. 3 (średnia z trzech próbek);

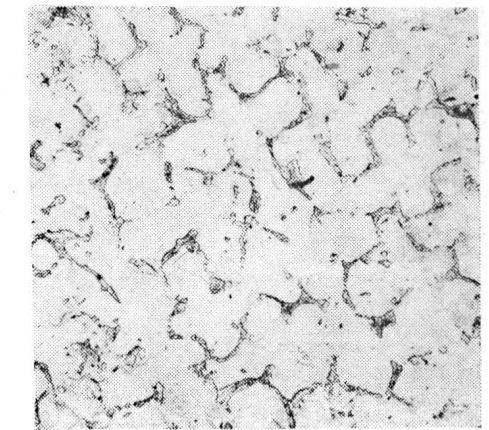
— wykonano badania fraktograficzne przełomów próbek w stanie odlanym po zerwaniu przy użyciu elektronowego mikroskopu skaningowego typu Novascan 30. Wyniki tych badań przedstawiono na rys. 14÷23.



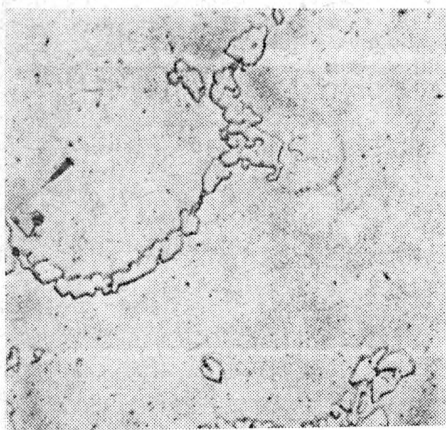
Rys. 6. Struktura stopu nr 2 w stanie odlanym, pow. 80X



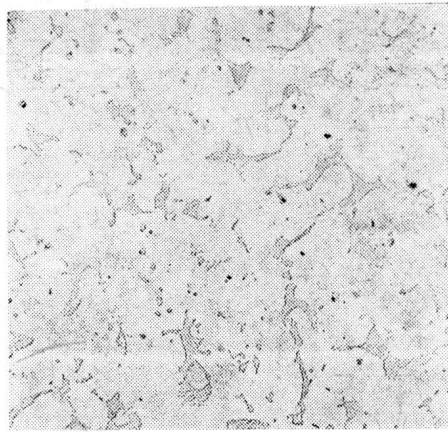
Rys. 7. Struktura stopu nr 2 w stanie odlanym, pow. 500X (szczegóły rys. 6)



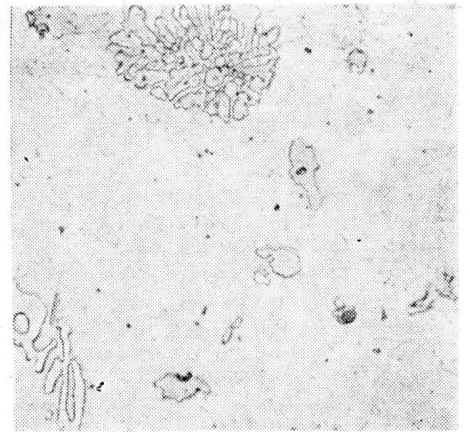
Rys. 8. Struktura stopu nr 3 w stanie odlanym, pow. 80X



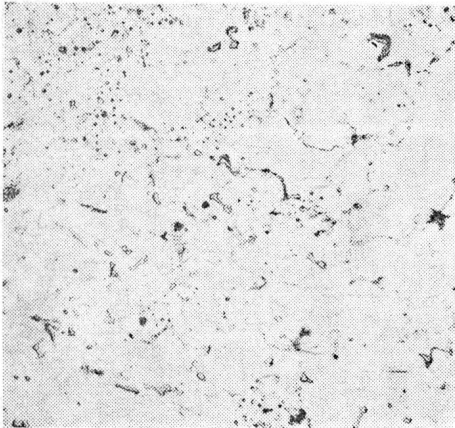
Rys. 9. Struktura stopu nr 3 w stanie odlanym, pow. 500X (szczegóły rys. 8)



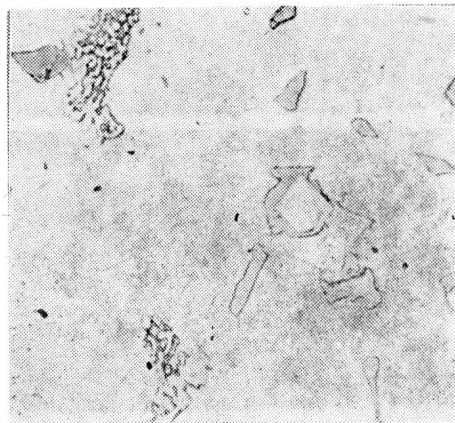
Rys. 10. Struktura stopu nr 4 w stanie odlanym, pow. 80X



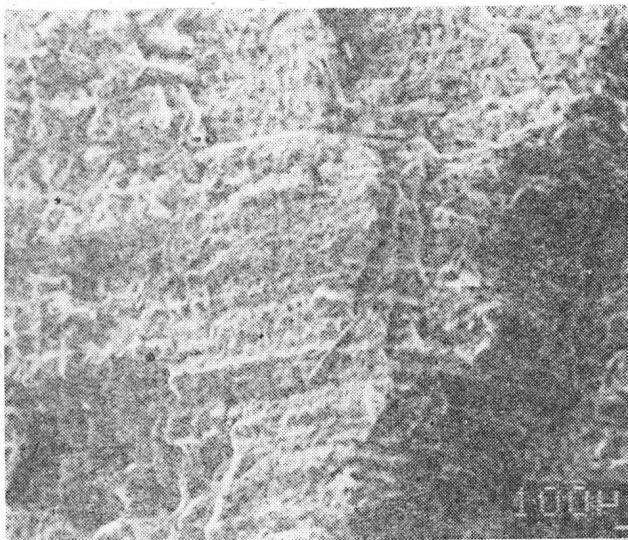
Rys. 11. Struktura stopu nr 4 w stanie odlanym, pow. 500X (szczegóły rys. 10)



Rys. 12. Struktura stopu nr 5 w stanie odlanym, pow. 80X



Rys. 13. Struktura stopu nr 5 w stanie odlanym, pow. 500X (szczegóły rys. 12)

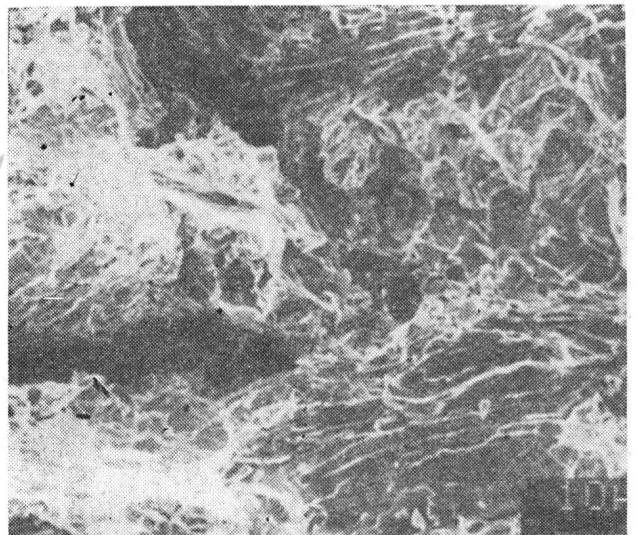


Rys. 14. Przełom stopu nr 1 w stanie odlanym

Omówienie wyników badań

W wyniku przeprowadzonych badań wpływu zmiennych dodatków cyrkonu do żarowytrzymałych odlewniczych stopów kobaltu należy stwierdzić, że cyrkon wyraźnie zmienia strukturę stopów. Wpływ ten jest niewielki w wytopie drugim, gdzie jego ilość wynosi ok. 0,5% (rys. 6 i 7), natomiast w kolejnych wytopach zauważa się coraz wyraźniejsze oddziaływania cyrkonu na strukturę. Szczególnie istotne zmiany w wielkości i rozkładzie wydzieli (węglików) obserwuje się w wytopach czwartym i piątym (rys. 10-13). Ponadto w strukturze występują inne fazy (kolor jasny na rys. 13) o kształtach wielokątów. Wyniki ba-

Rys. 15. Przełom stopu nr 1 w stanie odlanym (szczegóły rys. 14)



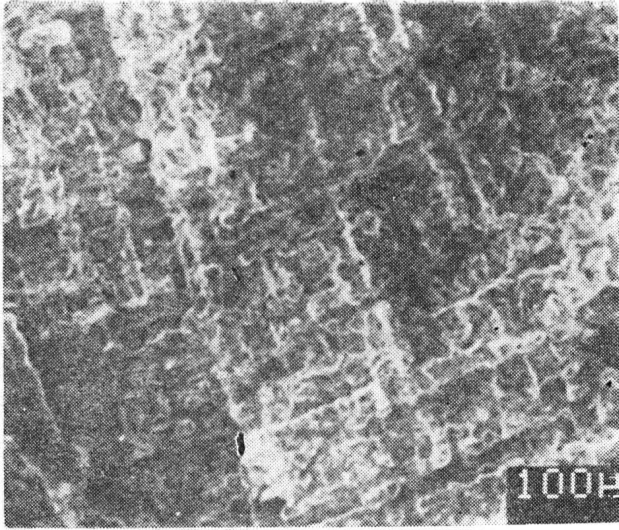
dań właściwości mechanicznych w temp. pokojowej zestawione w tabl. 3 wykazują, że właściwości wytrzymałościowe R_m i HRB utrzymują się na stałym poziomie odpowiednio ok. 650 MPa i ok. 70 HRB . Natomiast wydłużenie A_5 wzrasta od ok. 1% dla wytopów 1, 2, 3 do ok. 2,5% dla wytopów 4 i 5.

Rys. 14-23 przedstawiają badania fraktograficzne przełomów próbek pięciu wytopów. Przełomy w każdym przypadku ujawniają ich kruchy charakter z tym, że kształt wydzieli (węglików) wpływa istotnie na przełom. I tak na rys. 15, 16, 17 i 18 przedstawiają duże pęknięcia i rozdzielania, głównie wzdłuż dendrytycznych wydzieli. Wielkość pęknięć (szczelin) zależy od morfologii wydzieli maleje. Rys. 19, 20, 21, 23, 24 przedstawiają przełomy bardziej równomierne. Ponadto we wszystkich stopach zarodkowanie pęknięć rozpoczyna się na wydzieleniach (węglikach) względnie na powierzchni rozdziału osnowa—wydzielenie.

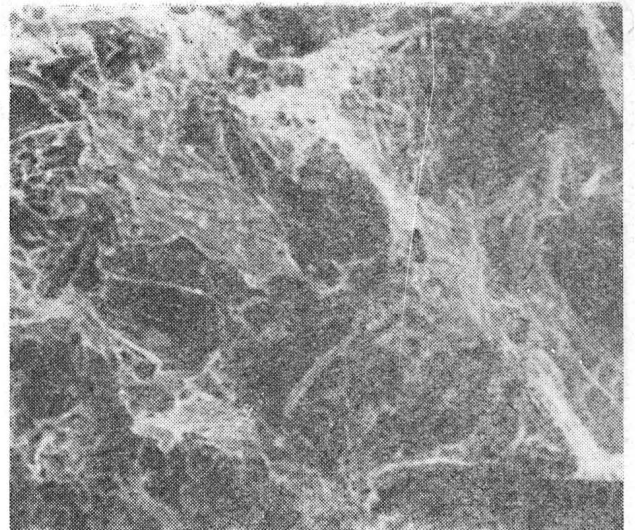
Wnioski

— Cyrkon wprowadzony do żarowytrzymałych odlewniczych stopów kobaltu powoduje zmianę morfologii wydzieli (węglików), szczególnie istotną w wytopach o większej zawartości tego składnika stopowego.

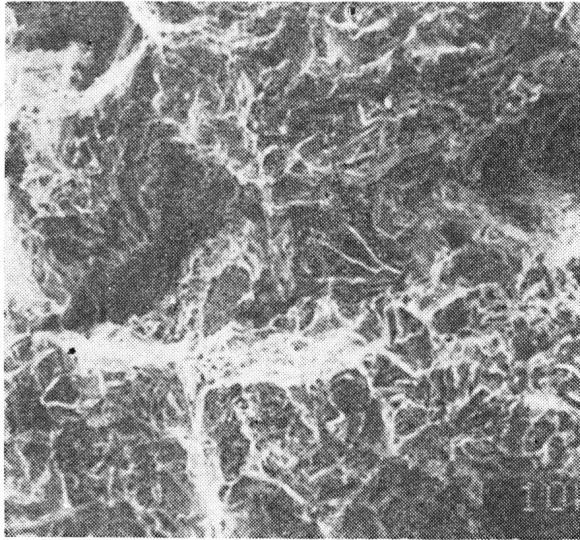
— Właściwości wytrzymałościowe badane w temp. pokojowej kształtują się na stałym poziomie, wzrasta jedynie wydłużenie próbek z wytopów czwartego i piątego.



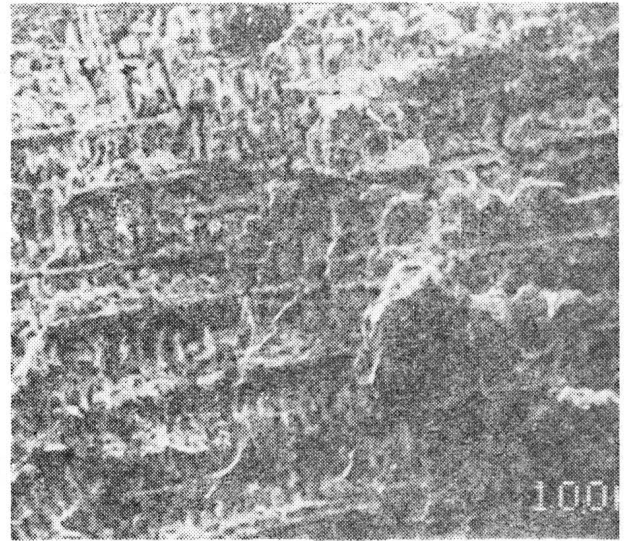
Rys. 16. Przełom stopu nr 2 w stanie odlanym



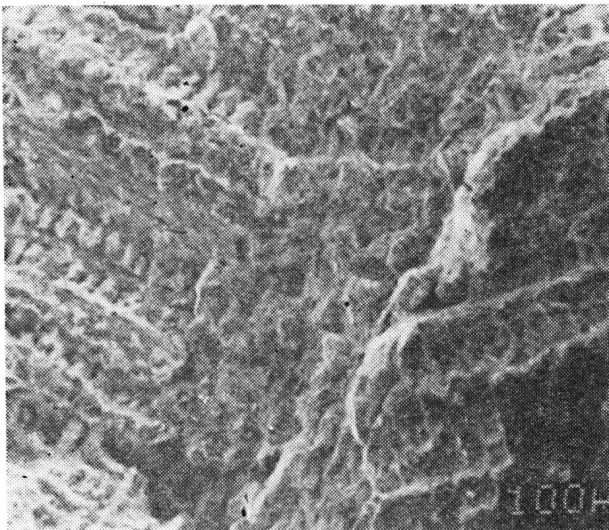
Rys. 19. Przełom stopu nr 3 w stanie odlanym (szczegół rys. 18)



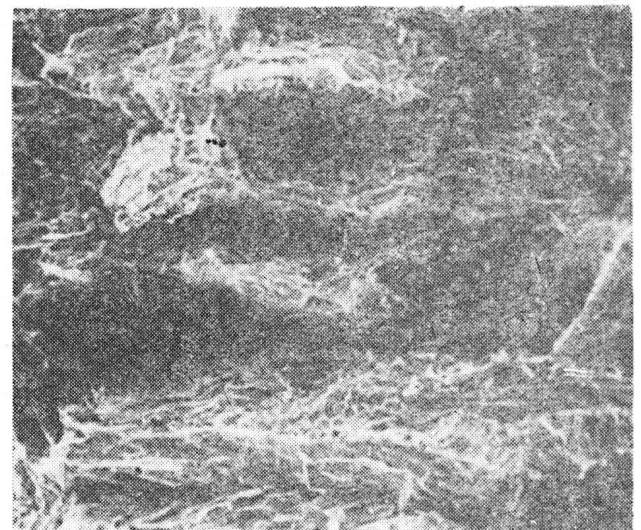
Rys. 17. Przełom stopu nr 2 w stanie odlanym (szczegół rys. 16)



Rys. 20. Przełom stopu nr 4 w stanie odlanym



Rys. 18. Przełom stopu nr 3 w stanie odlanym



Rys. 21. Przełom stopu nr 4 w stanie odlanym (szczegół rys. 20)

— Badania fraktograficzne ujawniają kruche przełomy próbek.

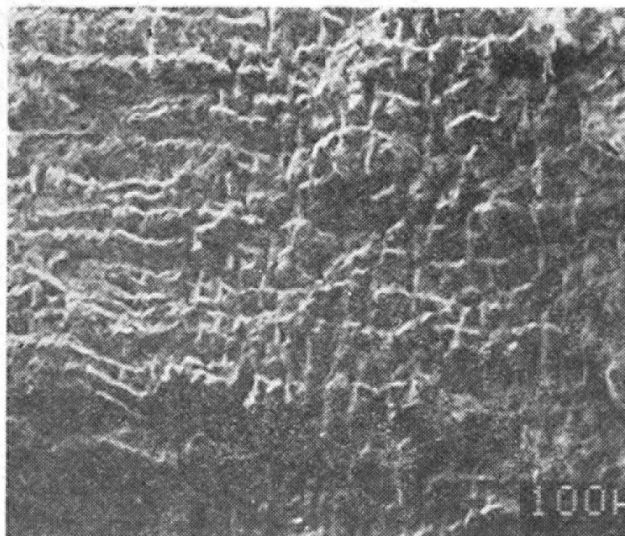
— Pęknięcia i w konsekwencji zerwania próbek rozpoczynają się na wydzieleniach (węglkach) względnie na powierzchni rozdziału osnowa—wydzielenie.

— Pełniejsza analiza fazowa w dalszych badaniach oraz badania mechaniczne w temp. podwyższonej ze

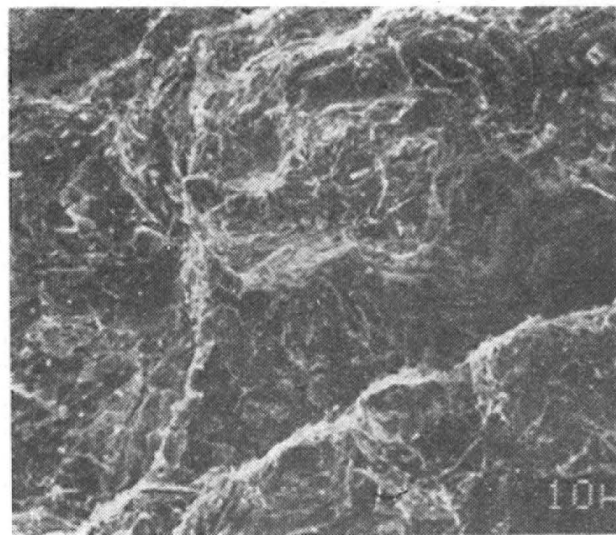
względu na przeznaczenie użytkowe badanych stopów powinny przyczynić się do szerszego spojrzenia na rolę cyrkonu w stopach kobaltu.

LITERATURA

1. T. MALKIEWICZ: Metaloznawstwo stopów żelaza. PWN, Warszawa—Kraków, wyd. II, 1976 r.
2. W. F. SIMMONS, M. C. METZGER: Compilation of Chemical Composition and Rupture Strengths of Super-Strength Alloys. ASTM Data Series Publication, 1967 r.
3. F. R. MORRAL: The Metallurgy of Cobalt Alloys — A 1968 Review. J. Metals, 20, 1968 r.
4. E. J. FELTEN, R. A. GREGG: The Physical Metallurgy and Oxidation Characteristics of a Cobalt — Base Superalloys, SM-302, ASM, Trans. Quart. 57, 1964 r.



Rys. 22. Przelom stopu nr 5 w stanie odlanym



Rys. 23. Przelom stopu nr 5 w stanie odlanym (szczegół rys. 22)

5. N. J. GRANT: The stress-Rupture and Creep Properties of Heat-Resistant Gas Turbine Alloys. Trans. ASM, 39, 1947, 281.
6. N. J. GRANT: Structural Variations in Gas Turbine Alloys Revealed by the Stress-Rupture Test. Trans. ASM, 39, 1947, 335.
7. J. R. LANE, N. J. GRANT: Carbide Reactions in High-Temperature Alloys. Trans. ASM, 44, 1952.
8. J. PELMUTTER: High Performance Jet Engine Design Dependent upon Metallurgical Ingenuity. J. Metals, 6, 1954 r.
9. H. J. WAGNER, A. M. HALL: The Physical Metallurgy of Cobalt-Base Superalloys. DMIC Rpt. 171, 6, 1962 r.
10. BETTERIDGE: The Nimonic Alloys. E. Arnold, London, 1959 r.
11. A. H. HALL, F. R. MORRAL: From Gas Turbine to Furnace Parts-Cobalt Alloys Beat Heat, Matls. Design Eng. 63, 1966 r.
12. Metals Handbook, vol. 1. Properties and Selection of Metals; ASTM, 1961 r.
13. S. T. WLODEK: Embrittlement of a Co-Cr-W/L-605/alloy. Trans. Amer. Soc. Metals, 1963, 56.
14. V. RAMASWAMY, P. R. SWANN, D. R. F. WEST: Strengthening by TaC precipitation in Cobalt based alloys. Microstructure and Design Alloys. Proc. 3rd. Int. Conf. Strength Metals and Alloys. Cambridge, vol. 1, 1973 r.
15. C. T. SIMS, W. C. HAGEL: The Superalloys. John Wiley and Sons, New York-London-Sydney, 1972.
16. N. YUKAWA, K. SATO: Proceedings of International Conference on the Strength of metals and Alloys, Tokyo, Japan, Sept. 4-8, 1967. Supplement of Transactions of Japan Institute of Metals, 9, 1968.
17. H. I. GOLDSCHMIDT: I.I.S. 160, 1943 r.
18. I. H. WOODHEAD, QUARREL A. C. 203, 1965 r.
19. Metals Handbook, vol. 7, ASM, Metals Park Ohio, 1972 r.

NOWOŚCI TECHNICZNE

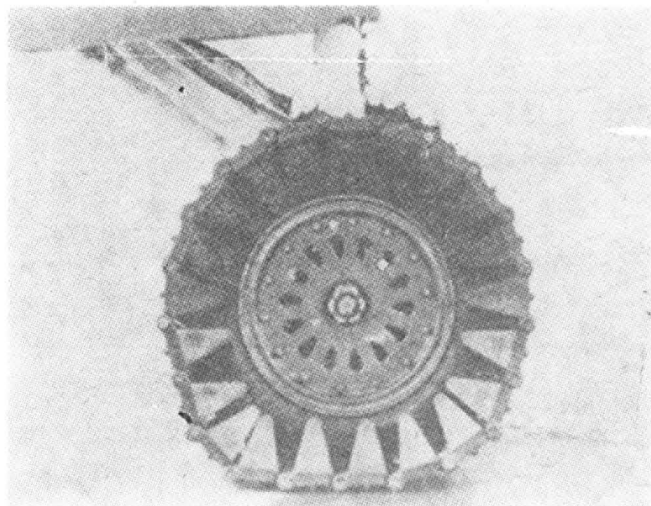
Gąsienice do samolotów

Firma Vehicle Systems Development Corporation (USA) opracowuje na zamówienie Sił Powietrznych USA specjalne, wykonane z tworzyw sztucznych gąsienice zakładane na koła samolotów. Nazwano je Flotrack. Zwiększają one powierzchnię styku podwozia z podłożem, co powoduje zmniejszenie nacisków jednostkowych. Ułatwia to kołowanie i holowanie samolotów o małych kołach z wysokociśnieniowymi oponami (np. myśliwców) po miękkim lub nierównym gruncie.

Próby przeprowadzone na samolocie General Dynamics YF-16 w bazie lotniczej Wright-Patterson wykazały, że samolot wyposażony w gąsienice Flotrack może kołować z prędkością 56 km/h po nierównej, twardej powierzchni oraz może być holowany po rozmoczonym ulewą, nieutwardzonym gruncie. Naciski jednostkowe tego samolotu na podłoże wynoszą 38,4 MPa, a po zastosowaniu gąsienic Flotrack — 11 MPa. Dla porównania: dla samolotu szturmowego McDonnell Douglas A4 Skyhawk naciski jednostkowe kół na grunt wynoszą 5,15 MPa, a dla samolotu transportowego Lockheed C-130 Hercules — 1,81 MPa.

Firma Vehicle Systems Development Corporation ocenia, że przez zastosowanie gąsienic Flotrack dla większości samolotów można ok. 3,5-krotnie zmniejszyć naciski jednostkowe podwozia na podłoże. Firma studiuje możliwości zastosowania ich do takich samolotów, jak Panavia Tornado, Northrop F-5G Tigershark, McDonnell Douglas AV-8B Harrier II, F-15 Eagle i F-18 Hornet, Vought A-7 Corsair II, Fairchild A-10A Thunderbolt II oraz Grumman F-14A Tomcat.

Znaczne ułatwienie kołowania i holowania samolotów zwiększa szanse uchronienia ich przed zniszczeniem na ziemi, w czasie ataku powietrznego nieprzyjaciela na lot-



nisko. Mogą one być łatwiej rozproszone i ukryte. Liczy się to zwłaszcza w czasie niespodziewanego, zaskakującego uderzenia przeciwnika. Ponadto łatwe kołowanie i holowanie samolotów umożliwia, w przypadku uszkodzenia pasa startowego, szybkie skorzystanie z niezbyt odległych, zapasowych dróg startowych.

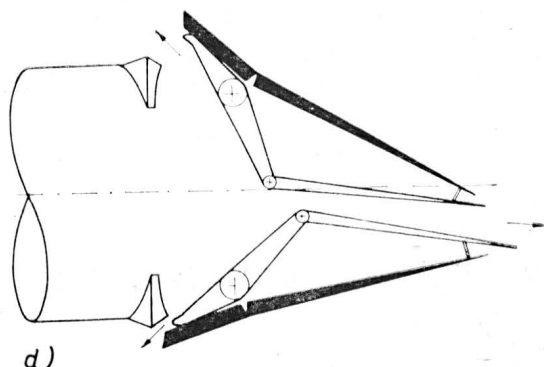
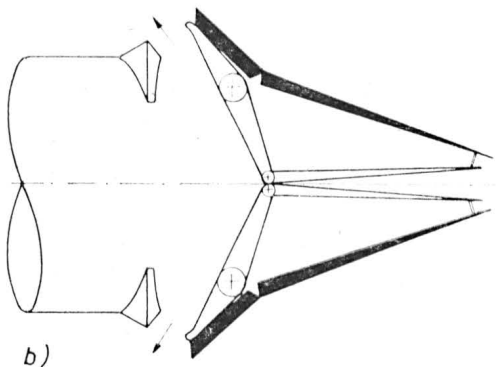
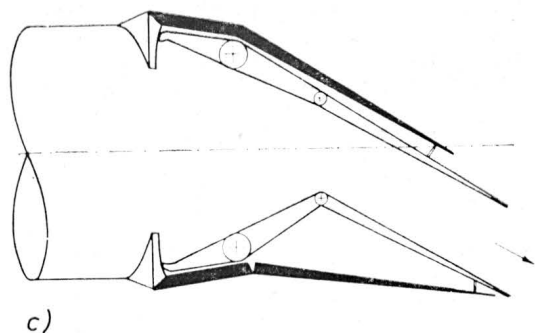
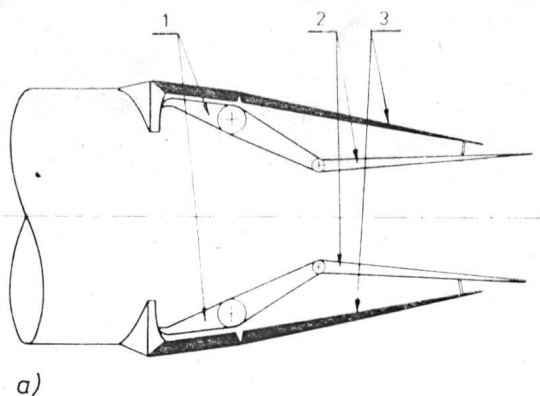
JMR

Dysza ze sterowanym kierunkiem wylotu gazów

Firma Pratt and Whitney jest w trakcie badań nowej, dwuwymiarowej dyszy wylotowej silnika odrzutowego. Ma ona możliwość sterowania w pewnym zakresie kierunkiem ciągu zespołu napędowego oraz jego odwracania. Dysza ta przeznaczona jest do samolotu F-15 i F-16 oraz przyszłościowego samolotu bojowego. Sterowanie kierunkiem wylotu gazów oraz użycie odwracacza ciągu znacznie poprawiają manewrowość samolotu. Użycie nowej dyszy pozwala między innymi na bezpieczniejszy start z uszkodzonego (np.

krócej niż 1 s. Próby przeprowadzane są na hamowni naziemnej. W czasie ich trwania symuluje się bardzo różnorodne programy lotu, m.in. lądowanie połączone z natychmiastowym startem po „muśnięciu” kołami pasa startowego.

Dysza mocowana jest do silnika śrubami bez wprowadzania zmian w konstrukcji dopalacza oraz silnika. Składa się ona z trzech par ruchomych płyt: klap zbieżnych 1, klap rozbieżnych 2 i klap zewnętrznych 3. Klapy zbieżne są podparte obrotowo dla zrównoważenia dynamicznego parcia strumienia gazów wylotowych. Dysza umożliwia zwiększenie jej przekroju minimalnego konieczne dla poprawnej pracy silnika z włączonym dopalaczem.



w wyniku bombardowania) pasa startowego. Odwracanie ciągu zmniejsza dobieg samolotu z 900 do 300 m na suchym pasie oraz z 3000 na 360 do 460 m na oblodzonym pasie startowym.

Dysza, która jest badana na dwuprzepływowym silniku F100 pozwala na zmianę kierunku ciągu w granicach $\pm 20^\circ$, przy włączonym pełnym dopalaniu.

Firma podaje, że przestawienie dyszy z położenia „pełny ciąg do przodu” w położenie „pełny ciąg odwrócony” trwa

Poza normalną pracę (rys. a) nowa dysza może odwracać ciąg (rys. b), sterować ciągiem skierowanym do przodu (rys. c) oraz jednocześnie część ciągu odwracać, a pozostałą — skierowaną do przodu — sterować (rys. d).

Zastosowanie nowej dyszy powoduje wzrost masy zespołu napędowego. Wzrost ten jest jednak równoważony przez zmniejszenie masy hamulców aerodynamicznych o mniejszej powierzchni oraz masy usterzenia poziomego.

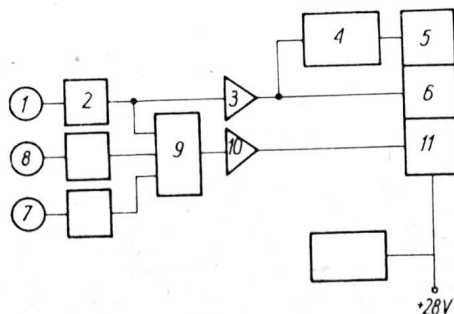
JMR

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

• WSK PZL-Rzeszów, Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Napędów Lotniczych, zgłosił do opatentowania rejestrator pracy lotniczego silnika turbinowego (wynalazcy: D. Stal, L. Osmecki, A. Gałuszka i H. Bobyk). Przedmiotem wynalazku jest rejestrator do zliczania ilości gorących rozruchów, czasu pracy z mocą maksymalną i ogólnego czasu pracy w czasie eksploatacji. Wynalazek rozwiązuje zagadnienie zaprojektowania rejestratora trzech ww. podstawowych parametrów pracy silnika.

Rejestrator wg wynalazku składa się z trójfazowej prądniczki tachometrycznej 1, która w torze pomiaru i rejestracji ilości rozruchów i ogólnego czasu pracy połączona jest z przetwornikiem „częstotliwość—napięcie” 2, komparatorem 3 układu

monostabilnego 4 i licznikiem rejestrującym ilość rozruchów 5 oraz licznikiem rejestrującym ogólny czas pracy silnika 6,



zaś w torze pomiaru i rejestracji czasu pracy z mocą maksymalną połączona jest z przetwornikiem „częstotliwość—napięcie” 2, sumatorem 9, który połączony jest na wejściu z układem rejestracji temperatury 8 i nadajnikiem wysokości lotu 7, zaś na wyjściu z komparatorem 10 i licznikiem rejestrującym czas pracy na mocy maksymalnej 11. Rejestrator ten pozwala na kontrolę prawidłowości eksploatacji silnika turbinowego w zależności od warunków eksploatacji.

Skrót opisu wynalazku, chronionego jedynym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 17/1980 r., w klasie G07C, pod nr P.213067.

cd. na s. 36

Airmaster Avalon 680 • USA •

Samolot służbowy — amfibia

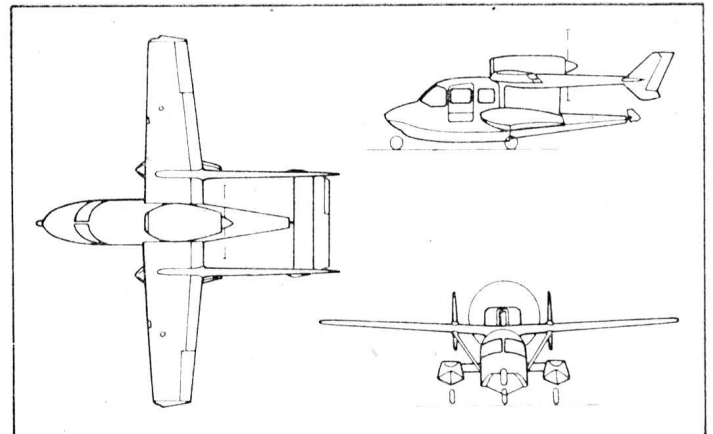
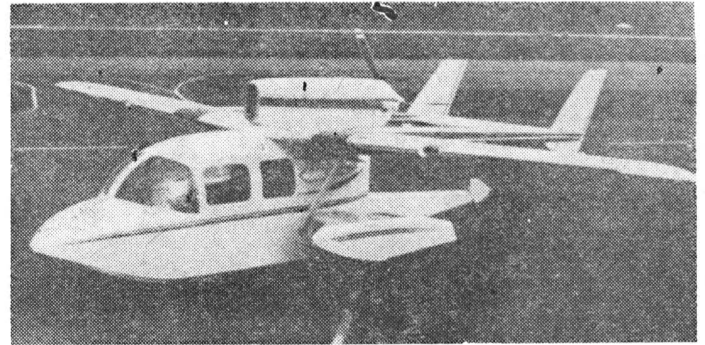
Firma Airmaster w Seattle zbudowała 5÷6-miejscową służbową amfibię, która miała wykonać pierwszy lot w końcu 1982 r.

Samolot ma dwie belki ogonowe, mocowane do płata, i kadłub-pływak z przewężoną tylną częścią ze wspornikiem zabudowanego nad płatem silnika z pchającym śmigłem. Z boków kadłuba zamocowane są dwa pływaki pomocnicze, do których chowane są główne koła podwozia; koło przednie jest chowane do przedniej części kadłuba. Klimatyzowana kabina ma długość 2,49, szerokość 1,27 m i wysokość 1,52 m. Do napędu zastosowano silnik Pratt Whitney of Canada PT6A-27 o mocy 508 kW (690 KM). Zapas paliwa wynosi 720 l.

Cenę samolotu szacuje się na 420 tys. dol. dla wersji standardowej i 490 tys. dol. dla wersji z klimatyzowaną kabiną.

Dane techniczne

Rozpiętość	11,89 m
Długość	9,75 m
Wysokość	3,15 m
Pow. nośna	18,81 m ²
Wydłużenie płata	7,2
Masa własna	1270 kg
Masa użyteczna	862 kg
Masa startowa maks.	2132 kg
Prędkość dop. maks.	402 km/h
Prędkość przelotowa maks. na wys. 4875 m	370 km/h
Prędkość przeciągnięcia z wypuszczonymi klapami	105 km/h
Wznoszenie maks.	11,18 m/s
Pułap praktyczny	7925 m
Rozbieg	
na lądzie	244 m
na wodzie	335 m
Dobieg	
na lądzie	163 m
na wodzie	193 m



Zasięg
z maks. prędk. przel. 1448 km
z ekon. prędk. przel. 1930 km

W.K.

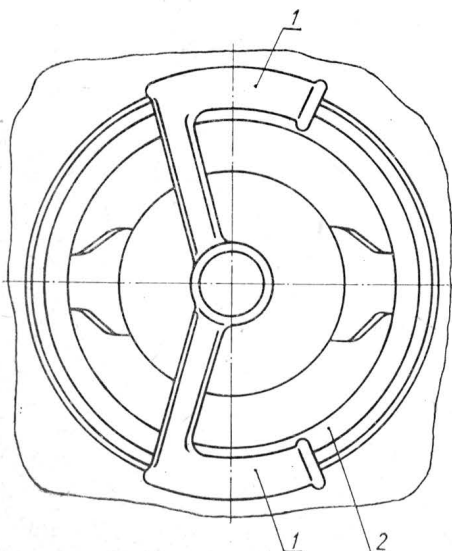
cd. ze s. 35

● WSK PZL-Warszawa II zgłosiła do ochrony patentowej wzór użytkowy wolanta ręcznego sterowania, zwłaszcza dla statków pływających (autorzy: J. Wąsowski, M. Bartól i A. Matyszczak). Wzór rozwiązuje zagadnienie opracowania takiej kon-

strukcji wolanta, która umożliwi dokładne nastawienie steru w każdej sytuacji nawigacyjnej.

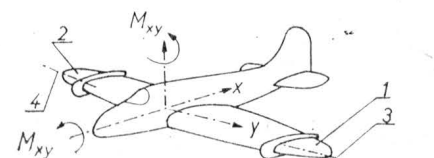
Wolant składa się z ruchomych uchwytów 1 w postaci dwóch segmentów pierścienia oraz nieruchomej poręczy 2 o kształcie pierścienia, leżącej pod uchwytami, przy czym przekroje poprzeczne uchwytów i poręczy są tak dobrane, że przy sterowaniu wolantem możliwe jest objęcie dłonią jednocześnie obu elementów.

Opis wzoru użytkowego, chronionego jedynym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 17/1980 r., w klasie B63H, pod nr W.62914.



● Politechnika Rzeszowska im. Ignacego Łukasiewicza zgłosiła do opatentowania wynalazek pt. Ster poprzeczny samolotu lub szybowca (twórca J. Madejski). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania konstrukcji steru spełniającego rolę dźwigarów i pozwalającego na uzyskanie sterowności poprzecznej płatowca przy autorotacji i płaskim korkociągu.

Ster poprzeczny samolotu lub szybowca charakteryzuje się tym, że stanowią go wychylane końcówki 1 i 2 płatów 5 umieszczone obrotowo na osiach 3 i 4 równoległych do dźwigarów płatów 5 i mogących spełnić rolę dźwigarów, przy czym w celu spowodowania przechylenia wychyla się te końcówki w przeciwnych kierunkach o pewien kąt. Osie obrotu tych końcówek umieszczone są w środku parcia ich profilu lub w odległości ok. 1/4 cięciwy od krawędzi natarcia profilu końcówek 1 i 2.



Opis wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w skrócie w BUP nr 11/1980, w klasie B64C, pod nr P.209475.

Projekty poprzedzające samolot pasażerski MD-12

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Utworzone w Instytucie Lotnictwa płatowcowe biuro konstrukcyjne TKP-2 pod kierunkiem prof. dr. inż. Franciszka Misztala opracowało w pierwszej połowie 1954 r. projekty wstępne dwóch samolotów pasażerskich FM-11 i FM-12 — stanowiące propozycję, do wyboru, dla Polskich Linii Lotniczych LOT. Oba samoloty miały identyczną konstrukcję — różnica była w mocy użytych silników, wymiarach samolotów i liczbie pasażerów.

SAMOLOT PASAŻERSKI FM-11

FM-11 miał niemal identyczne założenia jak oblatany w 1950 r. prototyp samolotu CSS-12. Ta sama liczba pasażerów, podobne wymiary, niemal identyczne masy, zbliżone osiągi i podobna moc silników. Do samolotu CSS-12 użyto poniemieckich silników i poniemieckich materiałów. Aby produkować taki samolot, należało go przekonstruować na materiały i silniki osiągalne w tym czasie. Gdy zaczęto rozważać, co przy okazji ulepszyć w samolocie — powstał nowy projekt. W trakcie opracowywania tego projektu konstruktor uznał, że ekonomiczniejszy będzie samolot nieco większy. FM-11 był więc jedynie studium pozwalającym sprawdzić przyjęte założenia przez porównanie z danymi już zrealizowanego samolotu CSS-12, co ułatwiło ocenę masy i osiągow przy projektowaniu samolotu większego, oznaczonego FM-12. Możliwe, że przedstawienie LOT-owi dwóch projektów miało ułatwić dokonanie wyboru projektu ekonomiczniejszego, czyli większego, samolotu.

FM-11 miał być samolotem 12-miejscowym (2 osoby załogi i 10 pasażerów). Kabina pasażerska mogła pomieścić dodatkowo 4 pasażerów. Wersja osobowo-towarowa (transportowa) mogła zabierać 10 osób i ładunek (łącznie 1000 kg). Przewidziana była wersja sanitarna na 8 chorych i 2 sanitariuszy, wersja fotogrametryczna i wersja rolnicza. Konstrukcja i wyposażenie samolotu były identyczne jak w opisanym poniżej FM-12. Projekt wstępny samolotu zakończono opracowywać na początku sierpnia 1954 r.

Koszt budowy dwóch prototypów i egzemplarza do prób statycznych miał wynieść 4,7 mln zł, zaś samolotu seryjnego 3,6 mln zł przy serii 50 sztuk, zaś 2,4 mln zł przy serii 100 sztuk. Koszt godziny lotu miał wynosić 68,5% kosztu godziny lotu samolotu Li-2, zaś koszt tonokilometra 87% takiegoż kosztu dla Li-2. Do realizacji projektu FM-11 nie doszło wobec zajęcia się projektem FM-12, który uznano za lepszy.

Napęd samolotu miały stanowić dwa silniki gwiazdowe WN-5 po 353 kW (480 KM) mocy startowej i 331 kW (450 KM) mocy nominalnej. Pojemność zbiorników paliwa 750 l.

Dane techniczne

Rozpiętość	17,60 m
Długość	11,65 m
Wysokość	4,70 m
Pow. nośna	37,5 m ²
Masa własna	3600 kg
Masa użyteczna	1600 kg
Masa całkowita	5200 kg
Norm. masa paliwa	440 kg
Prędkość maks.	320 km/h
Prędkość przelotowa	270 km/h
Prędkość min.	110 km/h
Wznoszenie	7,2 m/s
Pułap	6500 m
Zasięg (maks. 1000)	750 km
Start (na $h = 15$ m)	950 m
Łądow. (z $h = 15$ m)	650 m

Uwaga: prędkość maksymalna i przelotowa na $h = 2000$ m.

SAMOLOT PASAŻERSKI FM-12

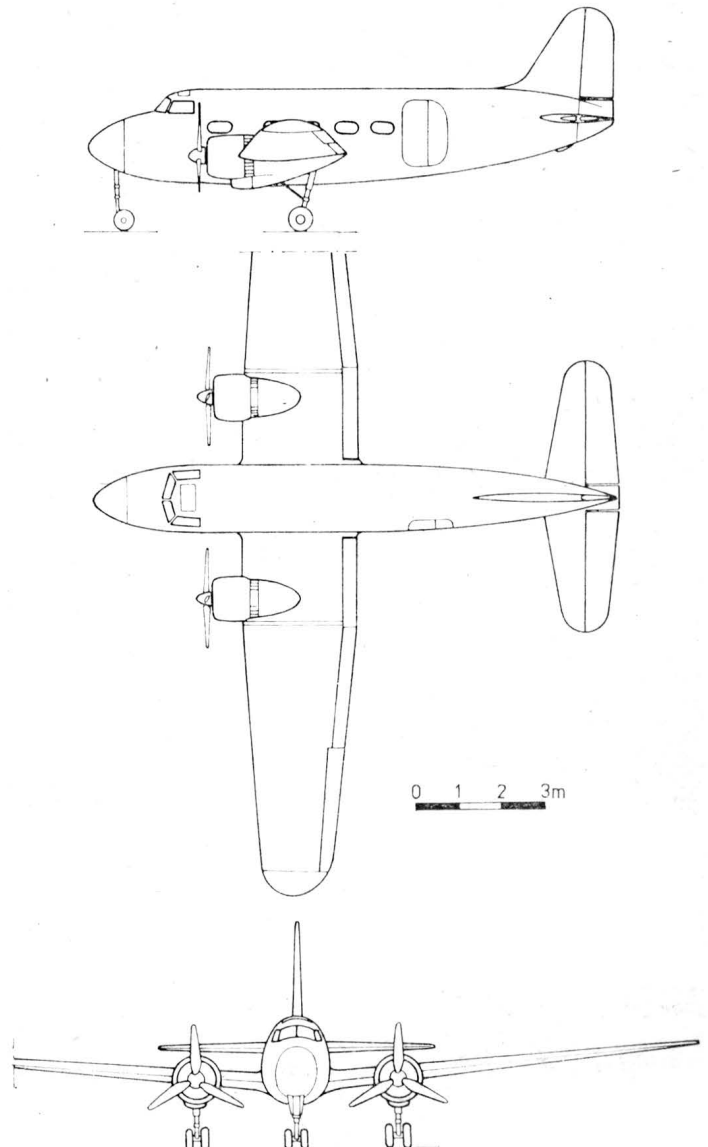
Projekt FM-12 opracowany został z paromiesięcznym opóźnieniem w stosunku do FM-11. Przy bardzo podobnym wyglądzie samolot miał znacznie większe wymiary, jedynie przekrój kadłuba pozostał bez zmian.

FM-12 był samolotem 16-miejscowym (2 osoby załogi i 14 pasażerów), przy czym możliwe było zwiększenie liczby

pasażerów do 19. Wersja osobowo-towarowa miała zabierać łącznie 1400 kg ładunku wraz z pasażerami, wersja towarowa miała brać 1500 kg ładunku, wersja sanitarna miała brać 10 chorych i 2 sanitariuszy, wersja rolnicza 1200 ÷ 1400 kg ładunku chemicznego, zaś wersja fotogrametryczna miała mieć dodatkowe zbiorniki paliwa na 5 h lotu.

Samolot FM-12 miał konstrukcję duralową półskorupową. Płat trójdzielny z częścią środkową dwudźwigarową i częściami zewnętrznymi półskorupowymi, mocowanymi śrubami za pomocą kołnierzy z kątowników. W środkowej części płata zbiorniki na 880 l paliwa. Kłapy dwuszczelinowe. Odlodzenie krawędzi natarcia — gorącym powietrzem. Podwozie z kołem przednim. Koła główne o średnicy 600 mm. Podwozie i kłapy chowane za pomocą instalacji hydraulicznej. Hamulce kół pneumatyczne. Wyposażenie pilotażowo-nawigacyjne: prędkościomierz, wysokościomierz, wariometr, zakrętomierz, sztuczny horyzont, busola, żyroskopowy wskaźnik kursu, zegar czasowy, wskaźniki ciśnienia ładowania, ciśnienia paliwa i ciśnienia oleju, wskaźniki temperatury mieszanki, temperatury oleju i temperatury głowic, dwa obrotomierze, woltamperomierz, wskaźnik położenia kłap i podwozia, radiokompas, radiowysokościomierz, radiotelefon pokładowy, radiostacja UKF i dalekiego zasięgu oraz wyposażenie do lądowania bez widoczności ziemi.

Koszt budowy dwóch prototypów i egzemplarza do prób statycznych miał wynieść 7,6 mln zł, zaś samolotu seryj-



Rys. 1. Projekt samolotu FM-11

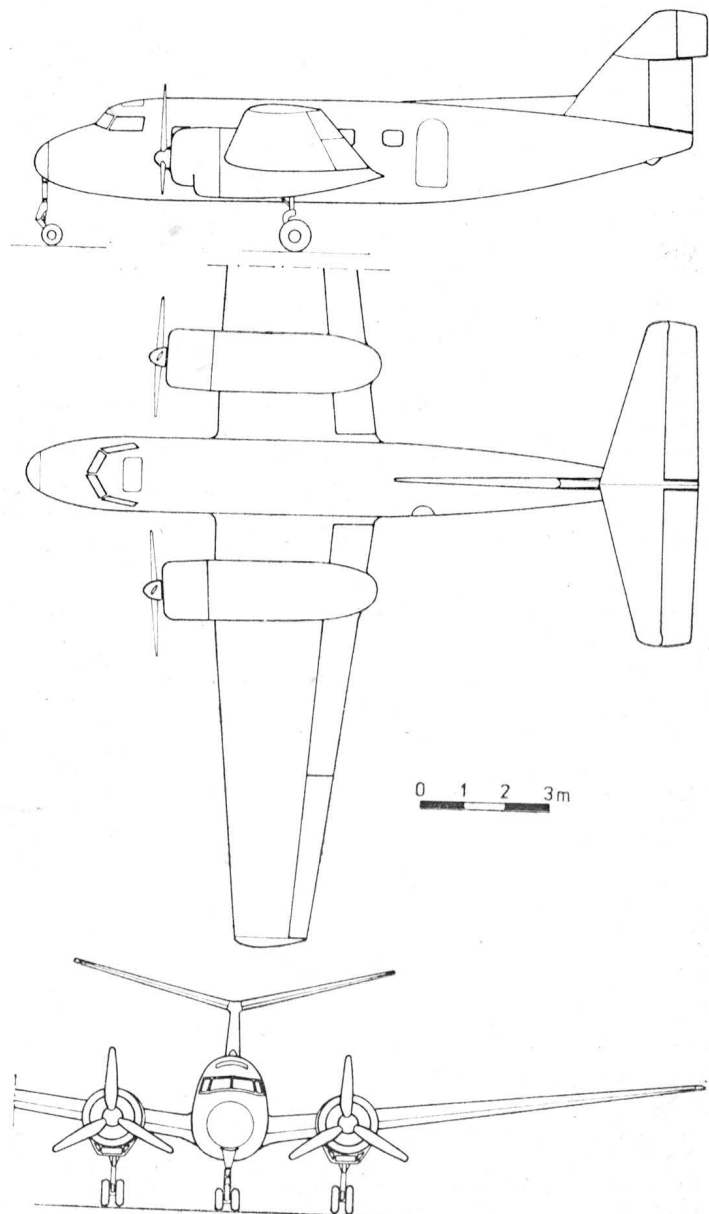
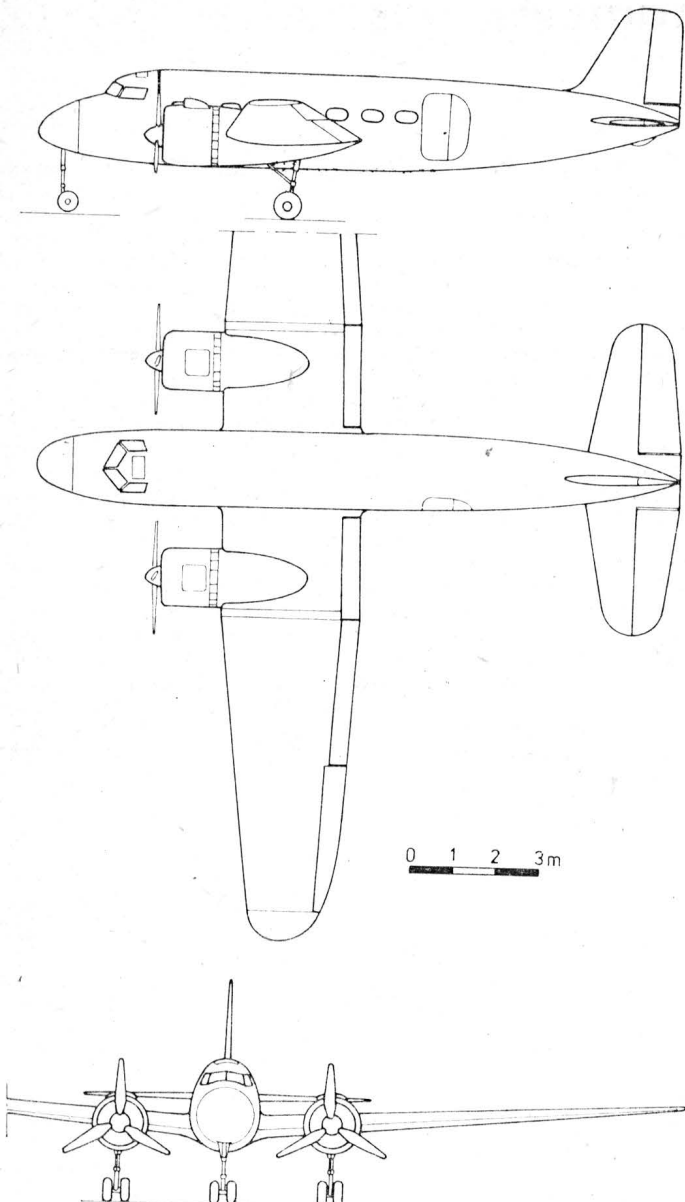
nego 3,9 mln zł przy serii 100 sztuk. Koszt godziny lotu miał wynosić 52% kosztu dla Li-2, zaś koszt tonokilometra 92% kosztu dla Li-2.

tem FM-12 jako drugi główny konstruktor wszedł doc. inż. Leszek Duleba — twórca samolotu pasażerskiego CSS-12. Samolot ten właśnie w 1955 r. (po pięcioletniej przerwie w lotach) przeszedł próby w Instytucie Lotnictwa, które wykazały małą skuteczność usterzenia poziomego przy wychylonych klapach. Dopiero dodanie statecznika odsuniętego w górę od strug zaśmigłowych poprawiło właściwości samolotu. Doświadczenie to wniesione przez L. Dulebę wpłynęło na modyfikację projektu FM-12, który otrzymał oznaczenie MD-12 od nazwisk obu konstruktorów.

Nowy projekt różnił się w wielu szczegółach od FM-12. Zmieniono obrys płata z prostokątno-trapezowego na trapezowy, a usterzenie poziome umieszczono na szczycie usterzenia pionowego i nadano mu silny wznios. Równocześnie na kadłubie dodano płetwę przed statecznikiem pionowym. Projekt wstępny MD-12/2s (tj. dwusilnikowego) był gotowy w końcu lutego 1956 r.

Dwusilnikowy MD-12/2s miały napędzać silniki ASz-21. Samolot miał zabierać 20 pasażerów. Wykonano model aerodynamiczny samolotu, który przekazano do prób tunelowych. Model MD-12/2s niesiony był przez pracowników Instytutu Lotnictwa w pochodzie 1-Majowym w 1956 r. MD-12/2s miał mieć rozpiętość 21,06 m, długość 14,85 m i wysokość 5,37 m.

Wiosną 1956 r. okazało się, że w ZSRR zaprzestano produkcji silników ASz-21, czyli nie ma szans na zastosowanie ich na seryjnie budowanych w przyszłości samolotach. Wówczas konstruktorzy zdecydowali się na zastosowanie wchodzących do produkcji w kraju silników polskiej konstrukcji WN-3. Trzeba było jednak użyć aż 4 silników ze względu na ich moc mniejszą o połowę. Tak powstał latem 1956 r. projekt wstępny samolotu czterosiłnikowego, początkowo oznaczonego MD-12/4s-bis, a znanego później jako MD-12.



Rys. 2. Projekt samolotu FM-12

Napęd samolotu miały stanowić dwa silniki gwiazdowe ASz-21 po 515 kW (700 KM) mocy startowej i 452 kW (615 KM) mocy nominalnej.

Dane techniczne

Rozpiętość	21,00 m
Długość	14,40 m
Wysokość	5,10 m
Pow. nośna	52 m ²
Masa własna	4740 kg
Masa użyteczna	2160 kg
Masa całkowita	6900 kg
Norm. masa paliwa	600 kg
Prędkość maks.	330 km/h
Prędkość przel.	288 km/h
Prędkość min.	110 km/h
Wznoszenie	7,2 m/s
Pułap	7200 m
Zasięg (maks. 1000)	770 km
Start ($h = 15$ m)	940 m
Lądow. ($h = 15$ m)	650 m

Uwaga: prędkość maksymalna i przelotowa na $h = 2000$ m. Projekt FM-12 został następnie rozwinięty w projekt samolotu dwusilnikowego MD-12/2 s.

SAMOLOT PASAŻERSKI MD-12/2s

Na początku 1956 r. do zespołu pracującego nad projek-

Rys. 3. Projekt samolotu MD-12/2s

LAMPARSKI J., GRABIAS M.: Load analysis of the airplane tailplane. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 3, p. 5

The subject of this article is determination of reliable and sufficient, from the safety point of view, values of loads acting on the airplane tailplane when the airplane is manoeuvring. The consideration have been made for several types of airplanes built in Poland. An analysis of influence of particular aircraft design parameters on the tailplane load values during a manoeuvre has also been carried out.

LAMPARSKI J., GRABIAS M.: Beanspruchungsanalyse des Höhenleitwerkes eines Flugzeuges. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 3, S. 5

Das Beitragsthema ist auf die Ermittlung von glaubwürdigen und genügenden Größen hinsichtlich der Sicherheit der Belastungen des Höhenleitwerkes eines Flugzeuges während der Manöverausführung bezogen. Die Erwägungen wurden für einige in Polen gebaute Flugzeugtypen durchgeführt. Ausserdem wird der Einfluss der einzelnen Konstruktionsparameter des Flugzeuges auf die Grösse der Belastungen des Höhenleitwerkes während eines Manövers analysiert.

ЛЯМПАРСКИ Е., ГРАБИАС М.: Анализ нагрузок горизонтального оперения самолетов. ТЛИА, т. 38, 1983 г., № 3, стр. 5

Темой статьи является определение надежных и достаточных с точки зрения безопасности нагрузок горизонтального оперения при маневре. Анализ проводился для нескольких типов самолетов, построенных в Польше. Дается также анализ влияния отдельных конструктивных параметров самолета на величину нагрузок на оперение во время маневра.

DROZDOWSKI J.: Shall we take the opportunity for the PZL-110 aircraft to become an example of an implemented "licence"? TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 3, p. 10

The history of obtaining the rights to manufacture the PZL-110 aircraft as well as problems connected with modernization of this airplane and putting in into production have been described.

DROZDOWSKI J.: Hat das Flugzeug PZL-110 die Chance, Beispiel einer verwirklichten Lizenz zu werden? TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 3, S. 10

Es werden die Geschichte der Erwerbung der Rechte für die Herstellung des Flugzeuges PZL-110 sowie die mit der Modifizierung des Flugzeuges und dem Produktionsbeginn zusammenhängende Probleme geschildert.

ДРОЗДОВСКИ Я.: Воспользуемся ли мы шансом, чтобы самолет ПЗЛ-110 стал примером введения в производство лицензии? ТЛИА, т. 38, 1983 г., № 3, стр. 10

Описана история приобретения права на производство самолета ПЗЛ-110 и проблемы, связанные с модификацией самолета и введением его в производство.

SMOLEŃSKI J.: Basic functions of an airport (II). TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 3, p. 14

The transport functions of an airport as well as problems arising from the fact that the airport is a town component, have been presented. Moreover, classification of airports has been given. Finally, the airport development process has been described.

SMOLEŃSKI J.: Hauptfunktionen eines Flughafens (II). TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 3, S. 14

In dem Beitrag werden die Transportfunktionen eines Flughafens und die sich aus der Tatsache ergebenden Probleme, dass der Flughafen ein Bestandteil einer Stadt ist, dargestellt. Am Schluss wird der Entwicklungsvorgang eines Flughafens angeführt.

СМОЛЕНСКИ Е.: Основные функции аэропорта (II ч.) ТЛИА, т. 38, 1983 г., № 3, стр. 14

Представлены транспортные функции аэропорта и проблемы, связанные с тем, что аэропорт является частью города. Указана классификация аэропортов. В конце статьи описан процесс развития аэропорта.

GORSKI W., OSTASZEWSKI W. R.: Removal of water from fuels for turbine aircraft engines with the use of coalescence methods (I). TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 3, p. 23

The currently operated coalescence and separation systems and designs of filters-separators used in practice have been presented, with the description being illustrated with photographs and drawings.

GORSKI W., OSTASZEWSKI W. R.: Beseitigung von Wasser aus dem Treibstoff für Turbinen-Flugmotore nach der Koaleszenz-Methode (I). TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 3, S. 23

Es werden betriebsmässige Koaleszenz- und Abscheideanordnungen sowie angewandte Konstruktionslösungen beschrieben und anhand von Bildern und Zeichnungen geschildert.

ГУРСКИ В., ОСТАШЕВСКИ В. Р.: Удаление воды из топлива для газотурбинных авиадвигателей (I) ТЛИА, т. 38, 1983 г., № 3, с. 23

Описаны находящиеся в эксплуатации системы для удаления воды, конструктивные решения фильтров — сепараторов. Описание иллюстрируется снимками и рисунками.

BILOUS W., CHODOROWSKI J.: Influence of nitriding on strength of the precipitation hardened martensitic steels (maraging steels) N18K8M5TPr, N18K9M5TPr and H10N7K10M5Pr. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 3, p. 27

The article contains description and results of investigations carried out by the authors in order to determine the influence of nitriding on the fatigue strength of steels belonging to the class of maraging steels.

BILOUS W., CHODOROWSKI J.: Der Einfluss des Nitrierens auf die Festigkeit, der durch Ausschheidung gehärteten (maraging) Martensit-Stähle mit den Bezeichnungen N18K8M5TPr, N18K9M5TPr und H10N7K10M5Pr. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 3, S. 27

Der Beitrag enthält die Beschreibung und der Ergebnisse eigener Untersuchungen an der Einflussbestimmung des Nitrierens auf die Ermüdungsfestigkeit von Stählen der Gruppe „maraging“.

БИЛОУС В., ХОДОРОВСКИ Е.: Влияние азотирования на прочность мартенситных сталей с прочностью повышенной выделениям (маражинг), марок N18K8M5TPr, N18K9M5TPr и H10N7K10M5Pr. ТЛИА, т. 38, 1983 г., № 3, стр. 27

Статья описывает исследования, проведенные авторами и дает сводку результатов в области определения влияния азотирования на усталостную прочность стали группы «маражинг».

WOŹNIACKI A., OPIEKUN Z.: Structures and mechanical properties of casting high-temperature cobalt alloys with various zirconium content. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 3, p. 29

A general review of cobalt alloys has been given in this article against the background of their development and investigations carried out by the authors in order to determine the role played by zirconium as an alloy addition have been described.

WOŹNIACKI A., OPIEKUN Z.: Strukturen und mechanische Eigenschaften von hitzebeständigen Kobalt-Gusslegierungen mit variablem Inhalt von Zirkonium. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 3, S. 29

In dem Beitrag wird eine allgemeine Übersicht der Kobalt-Legierungen hinsichtlich ihrer Entwicklung durchgeführt und es werden eigene Untersuchungen an der Bestimmung der Rolle von Zirkonium als Legierungszusatz vorgestellt.

ВОЗНЯЦКИ А., ОПЕКУН З.: Структуры и механические свойства литейных жаропрочных сплавов кобальта с переменным содержанием циркония. ТЛИА, т. 38, 1983 г., № 3, стр. 29

Статья дает общий обзор свойств сплавов кобальта и развития этих сплавов, а также результаты исследований, проведенных авторами для определения роли циркония как присадки к этим сплавам.

GLASS A.: Projects preceding the MD-12 passenger airplane. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 3, p. 37

The FM-11, FM-12 and MD-12/2s projects worked out in the years 1954-1956, preceding the designing of the MD-12 four-engine passenger airplane, have been presented.

GLASS A.: Vorangehende Projekte des Passagierflugzeuges MD-12. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 3, S. 37

Es werden die dem Entwurf des viermotorigen Passagierflugzeuges MD-12 vorangehende Projekte FM-11, FM-12 und MD-12/2s aus den Jahren 1954-1956 dargestellt.

ГЛЯСС А.: Проекты, предшествующие разработке пассажирского самолета МД-12. ТЛИА, т. 38, 1983 г., № 3, стр. 37

Описаны проекты ФМ-11, ФМ-12 и МД-12/2с, разработанные в 1954—56 г., предшествующие разработке четырехмоторного пассажирского самолета МД-12.

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

Warszawa, ul Bartycka 20 pok. 81

Tel. 40-38-02 40-00-21 w 258

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Sztuka współpracy zamawiającego z wytwórnia lotniczą	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Cywilne statki latające w RFN w latach 1978÷1981 (wg stanu na 31.12.1981); Szkolenie lotnicze w RFN 1980÷1981; Średnie zużycie paliwa w 1980 r. w USA przez różne rodzaje samolotów; Rozwój lotnictwa lekkiego w USA w latach 1976÷1982	4
J. Lamparski, M. Grabias: Analiza obciążeń usterzenia wysokości samolotów	5
J. Drozdowski: Czy wykorzystamy szansę, aby samolot PZL-110 stał się przykładem zrealizowanej „licencji”? (TRYBUNA LOTNIKÓW)	10
J. Smoleński: Podstawowe funkcje portu lotniczego (II)	14
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	16
KARTOTEKA TLiA: Aeritalia AP-68B — Włochy	17
IAI C-2 Kfir — Izrael	19
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Wodnosamoloty (I)	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Elementy instalacji elektrycznej samolotu (II)	22
W. Górski, W. R. Ostaszewski: Koalescencyjne usuwanie wody z paliw do turbinowych silników lotniczych (I)	23
MAGAZYN TECHNOLOGA: W. Biłous, J. Chodorowski: Wpływ azotowania na wytrzymałość zmęczeniową stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo (maraging) o znakach N18K8M5TPr, N18K9M5TPr i H10N7K10M5Pr	27
A. Woźniacki, Z. Opiekun: Struktury i właściwości mechaniczne odlewniczych żarowytrzymałych stopów kobaltu ze zmienną zawartością cyrkonu	21
NOWOŚCI TECHNICZNE: Gąsienice do samolotów	34
Dysza ze sterowanym kierunkiem wylotu gazów	35
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	35
PROTOTYPY: Airmaster Avalon 680 — USA	36
A. Glass: Projekty poprzedzające samolot pasażerski MD-12 (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	37
NOWOŚCI TECHNICZNE: Badanie stanu emocjonalnego na podstawie analizy sygnału głosowego	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	III okł.
PROTOTYPY: OMAC-1 — USA	III okł.

Na okładce: Samoloty PZL-102B Kos: fiński, brazylijski i austriacki — rys. K. Cieślak

LAMPARSKI J., GRABIAS M.: Analiza obciążeń usterzenia wysokości samolotów. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 3, s. 5

Tematem artykułu jest określenie wielkości wiarygodnych i dostatecznych z punktu widzenia bezpieczeństwa obciążeń usterzenia wysokości samolotu przy manewrze. Rozważania zostały przeprowadzone dla kilku typów samolotów zbudowanych w Polsce. Przeprowadzono także analizę wpływu poszczególnych parametrów konstrukcyjnych samolotu na wartość obciążeń usterzenia podczas manewru.

DROZDOWSKI J.: Czy wykorzystamy szansę, aby samolot PZL-110 stał się przykładem zrealizowanej „licencji”? TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 3, s. 10

Opisano dzieje nabycia praw do produkcji samolotu PZL-110 oraz problemy związane z modyfikacją samolotu i wprowadzeniem go do produkcji.

SMOLEŃSKI J.: Podstawowe funkcje portu lotniczego (II). TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 3, s. 14

Przedstawiono funkcje transportowe portu lotniczego oraz problemy wynikające z tego, że port lotniczy stanowi część składową miasta. Ponadto podano klasyfikację portów lotniczych. Na zakończenie podano proces rozwoju portu lotniczego.

GÓRSKI W., OSTASZEWSKI W. R.: Koalescencyjne usuwanie wody z paliw do turbinowych silników lotniczych (I). TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 3, s. 23

Opisano znajdujące się w eksploatacji układy koalescencyjne i separacyjne oraz stosowane rozwiązania konstrukcyjne filtrów-separatorów, ilustrując opisy fotografiami i rysunkami.

BIŁOUS W., CHODOROWSKI J.: Wpływ azotowania na wytrzymałość stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo (maraging) o znakach N18K8M5TPr, N18K9M5TPr i H10N7K10M5Pr. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 3, s. 27

Artykuł zawiera opis i wyniki badań własnych mających na celu określenie wpływu azotowania na wytrzymałość zmęczeniową stali grupy „maraging”.

WOŹNIACKI A., OPIEKUN Z.: Struktury i właściwości mechaniczne odlewniczych żarowytrzymałych stopów kobaltu ze zmienną zawartością cyrkonu. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 3, s. 29

W artykule dokonano ogólnego przeglądu stopów kobaltu na tle ich rozwoju oraz przedstawiono badania własne mające na celu określenie roli cyrkonu jako dodatku stopowego.

GLASS A.: Projekty poprzedzające samolot pasażerski MD-12. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 3, s. 37

Przedstawiono projekty FM-11, FM-12 i MD-12/2s z lat 1954÷1956 poprzedzające zaprojektowanie czterosiłkowego samolotu pasażerskiego MD-12.

cd. na s. 39

WYDAWNICTWO



SIGMA

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

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

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

Rada programowa:

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

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 1426-1300-82. Nakład 5400 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. M-91.

Cena pojedynczego egz. zł 60.—

Prenumerata roczna zł 720.—

INDEKS 37909

Odczyt lotniczy o samolocie Pitts

19 października ub.r. w Domu Technika w Warszawie odbył się odczyt pilota doświadczonego Instytutu Lotnictwa inż. Andrzeja Ablamowicza nt. „Samolot akrobacyjny Pitts w oparciu o doświadczenia z Turnieju Mistrzów USA 1981 r.”. Ten ciekawy odczyt, zorganizowany przez Koło Terenowe i Sekcję Lotniczą Oddziału Warszawskiego SIMP, zgromadził kilku konstruktorów oraz zwolenników sportów lotniczych. Po ogólnym omówieniu wyróżników samolotu akrobacyjnego dotyczących bezpieczeństwa, właściwości lotnych i osiągnięć, referent zapoznał słuchaczy z historią rozwoju tego typu samolotu, który od czasów międzywojennych do dziś zachował cechy niemieckiego dwupłata Jungmeister.

Międzynarodowy Turniej Mistrzów w USA jest organizowany co dwa lata w rejonie miasta Phoenix (znanego za muzeum i cyrku lotniczego), stolicy stanu Arizona, biorą w nim udział wyłącznie amerykańskie samoloty Pitts. Głównym celem Turnieju jest ulepszenie konstrukcji samolotu i reklama firmy. Na zaproszenie organizatorów, w 1981 r. do Stanów Zjednoczonych wyjechał: pilot Makula (syn słynnego szybownika) i inż. A. Ablamowicz. Ekipa zawodników składała się z czołowych akrobatów z USA (3), Szwajcarii (2), Austrii (1) i RFN (1), dobrze znających Pittsa. Makula, który

nie znalazł tego typu samolotu, po krótkim przeszkoleniu uzyskał w Turnieju 82% dodatknych punktów.

Jednoosobowy samolot firmy Pitts powstał w 1945 r. jako akrobacyjny, o konstrukcji mieszanej, z zastosowaniem tworzyw. Aż do dziś samolot jest modyfikowany i to w dwojaki sposób: przez firmę i przez użytkowników. W wyniku ewolucji prototypu z silnikiem o mocy 48 kW (65 KM) (S1C i S1B), po 37 latach powstała wersja F.1T z silnikiem o mocy 147 kW (200 KM). W końcu lat sześćdziesiątych wyprodukowano również dwuosobową wersję samolotu Pitts F.2. Samolot, biorący udział w turnieju akrobacyjnym, miał profil symetryczny i lotki na obu skrzydłach, śmigło przestawialne w locie oraz zaprojektowany przez firmę układ paliwowy pozwalający na loty w pozycji „nożowej”. Firma Pitts ma patent na komorę dwupłatową o symetrycznych profilach.

Inż. A. Ablamowicz miał sposobność latać na samolocie Pitts i stwierdził, że odczuwa się ogromny nadmiar mocy, są małe siły na drążku, kompensacja jest prawidłowa, zaś osiągi bardzo dobre.

Zadziwiające jest, że w tym typie samolotu, bardzo popularnym w USA (produkowanym fabrycznie, warsztatowo z części i zestawów oraz amatorsko, wg dokumentacji), brak jest widoczności przy lądowaniu, co powoduje, że ten manewr jest bardzo trudny.

Referent przeprowadził porównanie Pittsa ze znanymi samolotami akrobacyjnymi: Zlin 50, Jak 50 i CAP-20.

Samolot Pitts kosztuje 40 tys. dol., w częściach z fabrycznym skrzydłem — 23 tys. dol., zaś w zestawach do montażu — 13 tys. dol. Komplet rysunków sprzedawany jest za 300 dol. Wobec braku nadziei na import samolotów akrobacyjnych do Polski, być może niska cena dokumentacji zainteresuje kierownictwo lotniczych warsztatów naprawczych lub konstruktorów amatorów oraz skłoni do zakupu dokumentacji i przystąpienia do budowy Pittsa z silnikiem Franklin. Oczywiście sprawy materiałowe stanowiąby oddzielny problem.

*

Na marginesie odczytu należy podnieść zasługi kol. mgr. inż. Tadeusza Kurcyka z Instytutu Lotnictwa, działacza Sekcji Lotniczej SIMP, który od kilku lat jest znakomitym organizatorem lotniczych odczytów w Kole Terenowym Oddziału Warszawskiego SIMP.

Nowa odznaka

Ustanowiono Brązową Honorową Odznakę SIMP. Będzie ona nadawana działaczom Stowarzyszenia po minimum 3-letnim aktywnym okresie pracy społecznej.

PROTOTYPY

OMAC-1 • USA •

Samolot służbowy o układzie kaczki

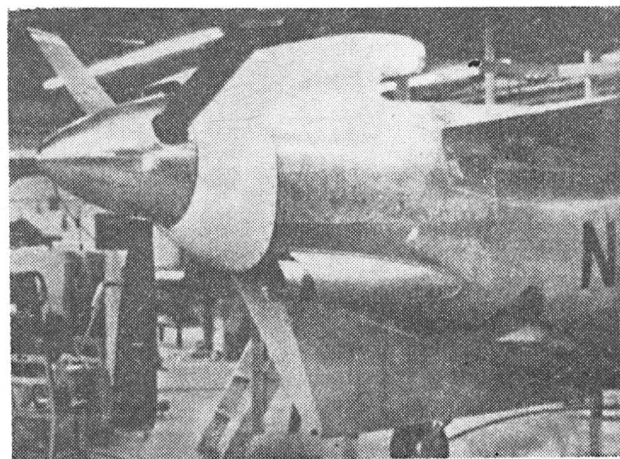
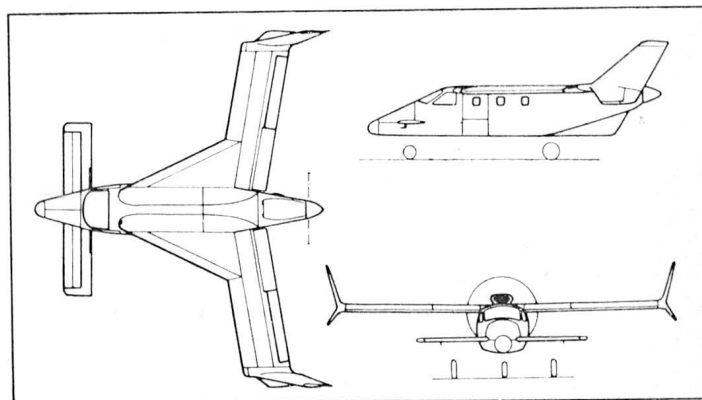
W grudniu 1981 r. wykonał pierwszy lot samolot służbowy OMAC-1 zbudowany przez firmę OMAC Inc. (Old Man's Aircraft Co.) w Reno. Jest to samolot 6÷8-miejscowy o układzie kaczki z pchającym śmigłem.

Płat tylny o profilu NASA 64212 (modyfikowanym) ma podwójny skos: 65° części przykadłubowej i 9° części głównej. Na krawędzi natarcia znajdują się klapy Kruegera, na krawędzi spływu — lotki i klapy. Konstrukcja płata jest dwudźwigarowa, przy czym przedni dźwigar jest umieszczony w 33% cięciwy, tylny — w 66%. Płyty brzegowe o skosie podłużnym i bocznym są podzielone na część górną i dolną ze sterem kierunku. W płacie tylnym znajdują się dwa zbiorniki paliwa o poj. 523 l każdy. Płat przedni o profilu NASA 64215, trapezowym obrysie i rozpiętości 5,23 m jest zaopatrzony w ster wysokości z klapkami wyważającymi. Kadłub na długości kabiny ma przekrój zbliżony do kwadratowego. Kabina o długości 4,45 m, szerokości 1,42 m i wysokości 1,30 m jest klimatyzowana przy maks. różnicy ciśnienia 38 kPa. W ogonowej części kadłuba zabudowany jest silnik turbinowy Avco Lycoming LTP101-700A o mocy 515 kW (700 KM) z pchającym 3-łopatowym śmigłem Hartzell typu Q o średnicy 2,29 m przestawianym na odwrotny ciąg.

Produkcja samolotu ma się rozpocząć w pierwszych miesiącach 1983 r., a jego cena jest szacowana na 550÷650 tys. dol. Z 6 pasażerami na pokładzie (i ich bagażem) będzie on mógł przelecieć bez lądowania między wybrzeżami USA w czasie 8 h 30 min. zużywając paliwa za 800 dol. (4000 dol. w przypadku samolotów z dwoma silnikami odrzutowymi).

Dane techniczne

Rozpiętość	10,67 m
Długość	9,00 m
Wysokość	3,35 m
Pow. nośna całk.	27,31 m ²
Masa własna	1407 kg
Masa startowa maks.	2585 kg
Prędkość przelotowa maks.	483 km/h
Prędkość przelotowa ekon.	402 km/h



Prędkość min.	98 km/h
Wznoszenie maks.	10 m/s
Pułap praktyczny	7620 m
Długość startu na 15 m	482 m
Długość lądowania z 15 m	487 m
Zasięg z 6 pasażerami i rezerwą paliwa na 1 h	4800 km

W.K.

PZL-104 Wilga QUIET STOL



OVER 700 WILGAS FLYING IN 17 COUNTRIES

- **Best glider tug**
 - 12 towns in one hour
- **4 parachutists**
 - 36 jumping in one hour
- **Only 67 dB(A) noise**
- **Take-off run 80 m**
 - rate of climb 6.3 m/s
- **Optional dual controls, skis, 270 kg ag-hopper**



54 years of experience

MANUFACTURER:

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego
PZL-Warszawa Okęcie
Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa Poland
Phone: 46-00-31, Cable: Owuska, Telex: 814649

Exporter:

PEZETEL Foreign Trade Enterprise
Ltd. Co.
Aleja Stanów Zjednoczonych 61
00-991 Warszawa 44, P.O. Box 6, Poland
Phone: 10-80-01, Cable: Pezetel, Telex: 813 314 pzpl.

 **PEZETEL**
POLAND