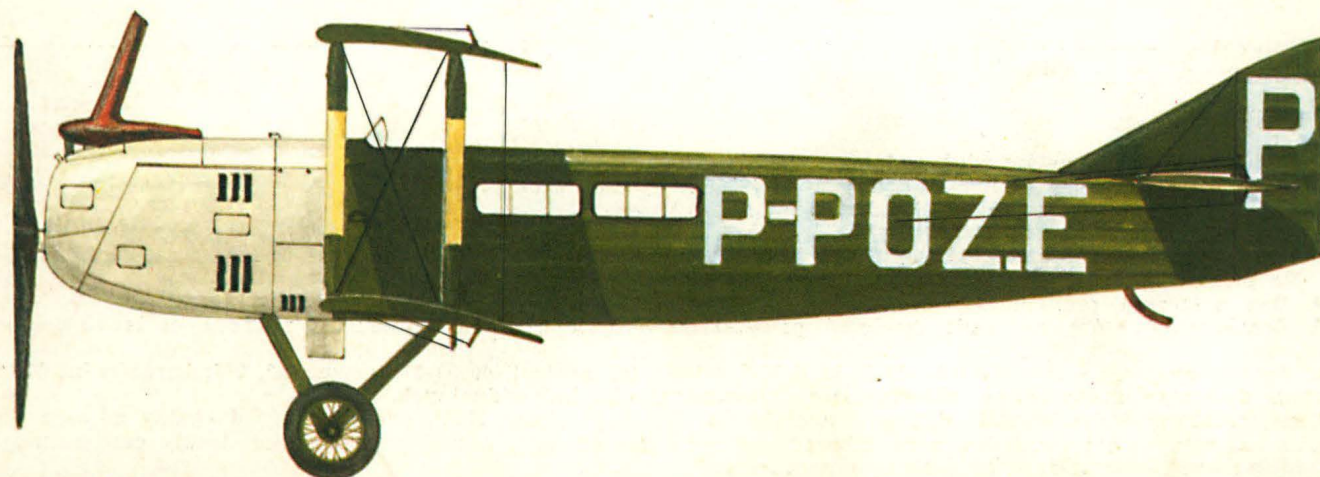
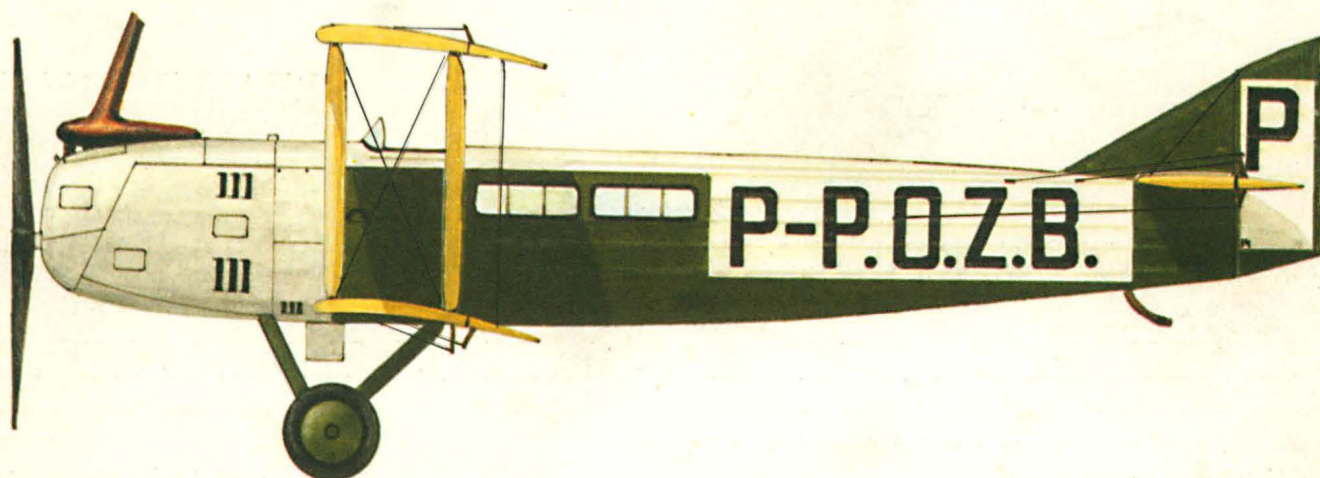
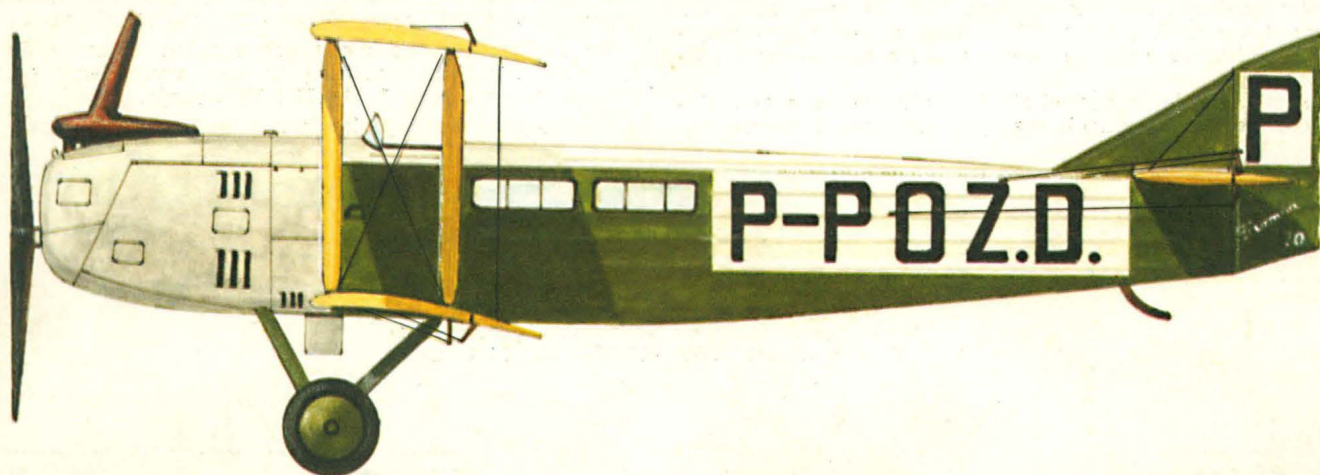


TECHNIKA

9'83

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Urząd Gospodarki Materiałowej wspólnie z Ministerstwem Nauki, Szkolnictwa Wyższego i Techniki, Naczelną Organizacją Techniczną oraz Polskim Towarzystwem Ekonomicznym organizują

KONKURSY OSZCZĘDNOŚCI SUROWCÓW I MATERIAŁÓW

dla przedsiębiorstw, jednostek zaplecza naukowo-badawczego oraz wynalazców i racjonalizatorów.

Tematyka konkursów obejmuje:

- zmniejszenie materiałochłonności, a zwłaszcza stalo- i cementochłonności budownictwa,
- zmniejszenie materiałochłonności produkcji przemysłowej, a zwłaszcza maszyn, urządzeń, pojazdów i sprzętu powszechnego użytku,
- zwiększenie wykorzystania krajowej bazy surowców mineralnych i roślinnych,
- zmniejszenie importochłonności,
- wdrożenie wyników prac naukowo-badawczych, projektów wynalazczych, zakupionych licencji oraz własnych rozwiązań konstrukcyjnych i technologicznych zapewniających zmniejszenie jednostkowego zużycia surowców i materiałów,
- eliminowanie z produkcji i użytkowania materiałochłonnych, niskosprawnych maszyn, urządzeń i pojazdów,

- eliminowanie technologii materiało- i energochłonnych,
- zwiększenie stopnia wykorzystania wszelkich odpadów,
- rozszerzenie produkcji i regeneracji części zamiennych,
- maksymalne wykorzystanie posiadanych zdolności produkcyjnych,
- rozwój produkcji surowców i materiałów,
- zmniejszenie strat materiałowych,
- wdrożenie rozwiązań systemowo-organizacyjnych.

Warunki konkursów

Konkursy będą miały charakter powszechny, a zgłaszane prace konkursowe będą podzielone na dwie kategorie:

- zakładów uspołecznionych,
- osób indywidualnych lub zespołów tych osób.

Do konkursów będzie można zgłaszać przedsięwzięcia podjęte po 1 stycznia 1983 r. Przedsięwzięcia muszą być wdrożone najpóźniej w okresie dwóch lat od ogłoszenia danego konkursu.

Sekretariat konkursów prowadzi: Instytut Gospodarki Materiałowej, Al. Jerozolimskie 30, 00-024 Warszawa.

Za najlepsze wdrożone prace ocenione przez sądy konkursowe przyznane zostaną w obu wyżej wymienionych kategoriach nagrody I, II, III i IV stopnia.

Regulaminy każdego konkursu będą publikowane.

Wzór zamówienia na prenumeratę czasopism Wydawnictwa NOT SIGMA dla instytucji

zamawiający — nazwa dnia
ulica -- nr miejscowość

.....
.....

kod pocztowy miejscowość WYDAWNICTWO NOT SIGMA
Zakład Kolportażu
00-950 Warszawa
skr. poczt. 1004

konto bankowe:

Zamówienie

Zamawiamy prenumeratę (kwartalną, półroczną, roczną, roczną-stałą*) od dnia 198... r. niżej wymienionych czasopism wydawanych i kolportowanych przez Wydawnictwo NOT SIGMA:

Lp.	Tytuł	Ilość egz.	Uwagi
1.
2.
3.

Zamawiane czasopisma prosimy wysłać na podany niżej adres:

Nazwa instytucji:
ulica nr
kod pocztowy (miejscowość)

Główny księgowy Dyrektor

Uwaga:

1. Zamówienia prosimy wysłać w 1 egz.
2. W przypadku kilku różnych odbiorców prasy, do zamówienia prosimy dołączyć wykazy czasopism z dokładnym adresem odbiorców, osobno dla każdego odbiorcy.
3. Rachunków za prenumeratę nie wystawiamy, w związku z czym prosimy o przekazanie należności za prenumeratę na nasze konto NBP III O/M w Warszawie nr 1036-7490-139-11 w terminie 5 dni od wysłania zamówienia. Na przelewie prosimy podać koniecznie kod pocztowy zamawiającego (płatnika).
4. Bez opłacenia prenumeraty czasopisma nie będą wysyłane.
5. Zamówienia, które nie będą zawierać powyższych danych będziemy zmuszeni zwracać nadawcom na ich koszt.

6. Informacji o prenumeracie udziela Zakład Kolportażu tel. centrali 40-00-21, wewn. 293, 295; bezpośredni 40-35-89. **Wymogi dotyczące prenumeraty obowiązujące prenumeratorów indywidualnych.**

Prenumeratory indywidualni dokonują wpłaty na druku przekazu NBP, podając swój dokładny adres z kodem pocztowym oraz imię i nazwisko, a na odwrocie odcinka dla adresata-posiadacza rachunku: tytuły czasopisma, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz okres prenumeraty.

Wpłaty prosimy dokonywać na konto Wydawnictwa NOT SIGMA NBP III O/M w Warszawie, nr 1036-7490-139-11. Obowiązuje bardzo czytelne pismo oraz podawanie kodu pocztowego.

*) niepotrzebne skreślić



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVIII WRZESIEŃ 1983

TECHNIKA

9'83

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Problemy i zadania muzealnictwa lotniczego w Polsce

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Jaki jest cel muzealnictwa lotniczego? Zachowanie śladu po najcenniejszej działalności lotniczej oraz szerzenie wiedzy o lotnictwie.

● Prowadzenie zbiorów obejmuje gromadzenie i konserwowanie: a) statków latających, ich zespołów napędowych, wyposażenia i tego wszystkiego, co wchodzi w skład techniki lotniczej (np. aparatury pomiarowej, uzbrojenia, a także obiektów przemysłowych, naukowych czy lotniskowych o wartości muzealnej), b) przedmiotów związanych z lotnictwem i upamiętniających działalność lotniczą (ubiór i wyposażenie lotników, mundury i odznaki lotnicze, medale pamiątkowe, znaczki pocztowe, twórczość artystyczna związana z lotnictwem itp.), c) materiałów archiwalnych i bibliotecznych (wszelkich wydawnictw), związanych z działalnością lotnictwa i jego ludzi (w tym i materiałów biograficznych).

● Działalność popularyzatorska muzealnictwa polega na rozbudzaniu zainteresowań lotnictwem, jego dziejami i rozwojem, na popularyzowaniu podstaw technicznej wiedzy lotniczej i na rozwijaniu historycznej wiedzy lotniczej oraz jej popularyzowaniu.

Co zalicza się do polskiego muzealnictwa lotniczego?

Przede wszystkim muzea mające zbiory lotnicze. Zasadnicze miejsce zajmuje tu Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie. Zbiory lotnicze mają także: Muzeum Wojska Polskiego w Warszawie, Muzeum Techniki w Warszawie, Muzeum Sportu w Warszawie, Muzeum Morskie w Gdyni, Muzeum Oręża Polskiego w Kołobrzegu, Muzeum Braterstwa Broni w Drzonowie k. Zielonej Góry, Muzeum Rolnictwa w Szreniawie i Muzeum Wyzwolenia m. Poznania. Działalność muzealną prowadzi też Izba Pamięci czy Sala Tradycji, w szczególności przy Wyższej Oficerskiej Szkole Lotniczej w Dęblinie (z ekspozycją samolotów), przy Dowództwie Lotnictwa w Poznaniu, przy 1 Pułku Lotnictwa Myśliwskiego w Mińsku Maz., przy Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec i wielu innych jednostkach, instytucjach, przedsiębiorstwach czy szkołach lotniczych, a także szkołach podstawowych czy liceach mających lotniczych patronów. Jak dotychczas brak jest w Polsce muzeów biograficznych, czyli poświęconych działalności poszczególnych osób zasłużonych dla lotnictwa. Pierwszą jaskółką jest zbiór poświęcony Ostoi-Ostaszewskiemu we Wzdowie. Jako obiekty muzealne można też uważać samoloty postawione jako pomniki w różnych miejscowościach kraju. Niestety ich trwałość jest dość mała.

Lotnicze zbiory archiwalne znajdują się w muzeach (Lotnictwa i Astronautyki, Techniki), w Centralnym Archiwum Wojskowym, Archiwum Akt Nowych, Archiwum Dokumentacji Mechanicznej oraz u osób prywatnych. Lotnicze zbiory biblioteczne o wartości historycznej to nie tylko biblioteki Muzeum Lotnictwa i Astronautyki czy Muzeum Techniki, lecz w równie poważnym stopniu zbiory, jakie mają biblioteki: Narodowa, Jagiellońska, Uniwersytetu Warszawskiego, Zakładu im. Ossolińskich itp. i Centralna Biblioteka Wojskowa oraz biblioteki: Instytutu Lotnictwa, Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej itp. biblioteki instytucji

lotniczych. Ponadto problematyka muzealnictwa lotniczego wchodzi w zakres działalności Zespołu Historii Polskiej Techniki Lotniczej IHNOT PAN, Komisji Historycznej przy Dowództwie Lotnictwa, Zespołu Historii Lotnictwa i Popularyzacji Zarządu Sekcji Lotniczej ZG SIMP, Klubu Miłośników Historii Polskiej Techniki Lotniczej przy Muzeum Techniki itp. Dokonany wyżej przegląd pozwala uświadomić sobie, że problem polskiego muzealnictwa lotniczego to nie tylko Muzeum Lotnictwa i Astronautyki, choć lwia część tej problematyki tam się skupia.

Jakie zadania stoją przed naszym muzealnictwem lotniczym? Jakże są potrzeby, a jakie możliwości? Pierwszym zadaniem jest gromadzenie i konserwowanie zbiorów. Ze względu na skromne możliwości (brak pomieszczeń) nie zachowuje się wszystkich prototypów oraz najcenniejszych typów wychodzących z użycia. Możliwe, że koordynacja działalności muzealnej pozwoliłaby na zmniejszenie dublowania eksponatów, zachowując cenniejsze eksponaty istniejące w pojedynczych egzemplarzach. Szansę taką stwarza przyjęcie specjalizacji tematycznej przez poszczególne ośrodki muzealnictwa. Np. na świecie powstaje coraz więcej muzeów szybownictwa, muzeów zakładowych i lotnictwa wojskowego.

Konserwacja i rekonstrukcja eksponatów wymaga dokumentacji konstrukcyjnej i dokumentacji malowania. Dokumentacja taka musi być gromadzona (trzeba ją zdobywać z wytwórni i od użytkowników) oraz w razie jej braku trzeba ją opracowywać. Grono osób zajmujących się rekonstrukcją dokumentacji jest u nas zbyt skromne. Remonty i rekonstrukcje eksponatów wymagają warsztatu i fachowców. Jeśli chodzi o przygotowanie dokumentacji malowania, szanse pozyskania współpracy osób znających tematykę są spore, lecz nie wykorzystane, zaś odmalowywanie eksponatów muzealnych bez takiej dokumentacji jest barbarzyństwem z punktu widzenia muzealnictwa.

Prawie wcale nie mamy zbiorów ubiorów lotniczych i mundurów, odznak, medali, trofeów sportowych itp. drobnych form muzealnych, podobnie jak modeli samolotów i modeli latających (może powstanie gdzieś muzeum modelarstwa lotniczego?).

Złe się przedstawia sprawa archiwistyki lotniczej. Nie ma zbioru konstrukcyjnej dokumentacji lotniczej dotyczącej tego co u nas latało, było zbudowane bądź znajduje się w zbiorach muzealnych. Brak zbiorów dokumentów mówiących o działalności poszczególnych instytucji i stowarzyszeń lotniczych. Jeśli wiedza o naszej przeszłości lotniczej nie ma być bardzo wyrwkowa i uboga, to konieczne jest utworzenie Centralnego Archiwum Lotniczego, będącego agendą Muzeum Lotnictwa i Astronautyki. Ma ono największe szanse powstać w Warszawie na bazie Archiwum Lotniczego im. inż. Wiktora Lei. Są to zbiory inż. Lei przekazane przez jego rodzinę, lecz nie mające pomieszczeń pozwalających na rozwój archiwum.

A jak jest realizowane drugie zadanie muzealnictwa lotniczego, czyli popularyzacja lotnictwa? Przede wszystkim służy temu program dydaktyczny każdej ekspozycji, pozwalający zwiedzającym poznać konkretne zagadnienia z

dziejów lotnictwa. Program ma ekspozycja w Sali Tradycji w WOSL w Dęblinie, ekspozycja lotnicza w Muzeum Techniki, czy ekspozycja samolotów w Muzeum Wojska Polskiego, a w szczególności ma go wystawa na 200-lecie balonu w Polsce zorganizowana przez Muzeum Techniki. Niestety nie sposób jest dopatrzeć się programu dydaktycznego w ekspozycji Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie. Chyba wszystkim ekspozycjom lotniczym w kraju warto przyrzeć się z tego punktu widzenia.

Jedną z form popularyzacji dziejów lotnictwa prowadzonych przez muzea są wydawnictwa, tj. katalogi, broszury z okazji okresowych wystaw i książeczki poświęcone dziejom różnych dziedzin lotnictwa oraz pocztówki i przeźroczka. Niektóre muzea sprzedają karty eksponatów zawierające zdjęcia, rysunki w trzech rzutach, dzieje samolotu i dane techniczne. Niestety pod tym względem działalność naszego muzealnictwa, a przede wszystkim Muzeum Lotnictwa i Astronautyki, szczególnie powołanego do tego zadania, jest zerowa.

Historia techniki lotniczej to nie tylko historia osiągnięć uzyskanych przez człowieka i maszynę oraz nie tylko historia kształtów zewnętrznych i barw samolotów, lecz chyba przede wszystkim historia sposobu opanowania przestworzy, czyli zasad unoszenia się w powietrzu i sposobów technicznej ich realizacji, tzn. rozwiązań konstrukcyjnych. Zwie się ten dział wewnętrzną historią techniki. Otóż czy nasze muzealnictwo pozwala zrozumieć jak człowiek poznawał zasady lotu i na tej drodze ułatwia zrozumienie teorii lotu? Czy pokazuje jak rozwijała się konstrukcja samolotu i technika lotnicza? Czy pokazuje zasady działania silników lotniczych i ich rozwój od tej strony oraz od strony konstrukcji? Czy wiele mówi o osprzęcie i wyposażeniu lotniczym? Czy pomaga poznać i zrozumieć technikę lotniczą? A dziś jest to jedno z głównych zadań muzealnictwa lotniczego na świecie. O osiągnięciach naszego muzealnictwa na tym polu trudno mówić.

Muzealnictwo lotnicze na świecie odgrywa też sporą rolę w rozbudzaniu zainteresowań lotniczych. Lecz wyniki są uzyskiwane tam, gdzie uwzględnia się właściwości psychiki dzieci i młodzieży. Największe zainteresowanie wzbudzają eksponaty, w których coś się rusza (ruchomy model pracy silnika, model termicznych terenów szybowcowych z wiatraczkami ujawniającymi prądy wznoszące) lub gdy można osobiście sprawdzić swe możliwości (wykonywanie próby szybkiej reakcji na odpowiednim urządzeniu, czy próba pilotażu na uproszczonym symulatorze lotów).

Dlaczego osiągnięcia naszego muzealnictwa lotniczego trzeba uznać za niezadowolające? Zazwyczaj powodzenie każdego przedsięwzięcia zależy od trzech czynników: programu, ludzi i środków. Należy więc postawić kolejno pytania związane z tymi czynnikami.

Kto powinien dbać o program rozwoju muzealnictwa lotniczego w Polsce? W sprawie programu rozwoju całego muzealnictwa lotniczego w naszym kraju konieczne jest porozumienie wszystkich zainteresowanych, tj. zarówno ciał społecznych, którym ta problematyka leży na sercu, jak i ośrodków zajmujących się muzealnictwem oraz ewentualnych mecenasów muzealnictwa. Pozwoli to na ustale-

nie konkretnych zadań, ich podział i koordynację. Formą tego porozumienia mogą być „spotkania okrągłego stołu” organizowane przez Sekcję Lotniczą SIMP, może słuszniej będzie utworzyć Społeczną Radę Muzealnictwa Lotniczego, a może rolę tę będzie spełniać istniejąca Rada przy Muzeum Lotnictwa i Astronautyki. Program rozwoju samego Muzeum Lotnictwa i Astronautyki powinien być przedmiotem troski Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego, któremu podlega Muzeum, Rady Muzeum oraz kierownictwa Muzeum.

Na czym polega problem ludzi? Po pierwsze na tym, aby ludzie znający zagadnienie i ludzie dobrej woli opracowali program perspektywiczny i konkretne zadania do realizacji. Po drugie, aby kierownictwo Muzeum Lotnictwa i Astronautyki składało się z ludzi pełnych zapału i inicjatywy w realizacji programu, umięjęcych pokonywać trudności a nie wyszukiwać je. Po trzecie, aby personel muzeum składał się z ludzi fachowych i wydajnie pracujących. Po czwarte, aby do działalności muzealnej przyciągnąć specjalistów od historii lotnictwa, którzy mogą pomóc w opracowaniu dokumentacji remontowej i w badaniach, pracach historycznych oraz w popularyzacji historii lotnictwa. Po piąte, aby zaangażować w sprawy muzeum tych wszystkich, którzy mogą pomóc materialnie, tj. lotnictwo wojskowe, lotnictwo cywilne (LOT, aerokluby itd) oraz przemysł lotniczy i uczelnie, a także miejscowe władze. Po szóste przyciągnąć tych wszystkich, którzy w jakikolwiek sposób (zbieranie materiałów, dyżury, prace porządkowe, remonty) chcieliby pomóc muzeum. Jak zorganizować ludzi, którzy zajmą się programem oraz jak zorganizować instytucje wspomagające powiedziano wyżej (w Radzie). Pozostaje jeszcze sprawa historyków i osób związanych ze sprawami historii lotnictwa. Wydaje się, że dla rozwoju działalności na polu historii lotnictwa byłoby pożyteczne utworzenie Towarzystwa Historii Lotnictwa, które mogłoby tworzyć również koła młodzieżowe, zaś dla ludzi dobrej woli, którzy chcą być pomocni muzeum przydałoby się Towarzystwo Przyjaciół Muzeum Lotnictwa i Astronautyki, tworzące koła terenowe.

Ostatni problem to środki. Zarówno środki finansowe (w tym i na etaty, i na remonty, i na urządzenie ekspozycji, i na inwestycje), jak i materialne (mając pieniądze nie zawsze można kupić blachę duralową, farby, czy płótno albo materiały budowlane i zdobyć wykonawców). Wśród środków znajdują się też pomieszczenia. Największy obowiązek spoczywa na Ministerstwie Komunikacji, któremu podlega Muzeum Lotnictwa i Astronautyki. Ponadto należy starać się o pomoc ze strony instytucji i przedsiębiorstw lotniczych. Jak wygląda sprawa środków? Żle. Muzeum w Krakowie ma co najmniej 3-krotnie mniej pracowników niż stanowi niezbędne minimum. Pomieszczenia na już istniejące eksponaty są też trzykrotnie za małe. Bez zapewnienia niezbędnego minimum środków Muzeum w Krakowie będzie tylko magazynem starych samolotów i nie będzie mogło spełniać swych podstawowych funkcji. Napoleon powiedział, że do wygrania wojny potrzeba trzech rzeczy: pieniędzy, pieniędzy i jeszcze raz pieniędzy. Dla ratowania naszego muzealnictwa lotniczego potrzeba też trzech rzeczy: środków, środków i jeszcze raz środków.

ZE ŚWIATA



AUSTRALIA

● Lotnictwo morskie Australii zwiększyło liczbę posiadanych śmigłowców patrolowych morskich Westland Sea King 50 do 10. (Air Int. 4/83)



BRAZYLIA

● Lotnictwo brazylijskie odstąpiło lotnictwu wojskowemu Argentyny 12 odrzutowych samolotów szkolno-treningowych EMB-326GB Xavante, które zapewnią lukę po 10 rozbitych w szkoleniu samolotach MB-326 oraz trzech strąconych na Falklandach samolotach MB-339. (Air Int. 4/83)



EGIPT

● Egipt zamierza sprzedać Kuwejtowi 12 samolotów treningowych Alpha Jet budowanych w Egipcie z licencji. (Air Int. 4/83)

● Przewidywanymi do odsprzedaży 35 samolotami myśliwskimi F-4E Phantom II interesuje się Turcja, Grecja i Pld. Korea. (Air Int. 4/83)



FRANCJA

● Irak zamówił we Francji dalsze 29 samolotów myśliwskich Mirage F1 z ter-

minem dostawy do końca br. Irak jest też zainteresowany zakupem samolotów Super Etendard. (Air Int. 4/83)

● 3 maja 1983 r. został wyprodukowany 1000 egzemplarz śmigłowca Aerospatiale Ecureil. Produkcję AS 350/355 rozpoczęto w 1974 r. Wpłynęły zamówienia na 1500 szt., czyli wytwórnia ma jeszcze do wyprodukowania 500 szt. i liczy na dalsze zamówienia. (GIFAS 1352)

● Samolot szkolno-sportowy Mudry CAP-XS (Super) z silnikiem Lycoming 82 kW (112 KM) w miejsce silnika 62 kW (84 KM) wykonał pierwszy lot 6.5.1983 r. (Av. Mag. 851)



IZRAEL

● Lotnictwo Izraela odsprzedało lotnictwu wojskowemu Argentyny 22 samoloty myśliwskie **Mirage IIIC** oraz 24 samoloty myśliwskie **A-4 Skyhawk**, w związku z przebrojeniem na nowe typy samolotów zakupionych w USA i produkcji własnej. (Air Int. 4/83)



INDONEZJA

● Wytwórnia PT Nurtanio podejmie montaż i licencyjną produkcję śmigłowców **MBB-Kawasaki BK-117**, których 100 szt. ma zbudować do wiosny 1985 r. Wytwórnia Nurtanio buduje 102 śmigłowce **MBB Bo 105**, serię śmigłowców **Super Puma** oraz przystępuje do licencyjnej produkcji śmigłowców **Bell 412**. Wytwórnia ta produkuje samoloty **CASA 212**, a obecnie opracowuje wspólnie z Hiszpanią samolot transportowy **CN 235**. Wytwórnia zatrudnia obecnie 11 tys. pracowników, a w 1985 r. zatrudnienie ma osiągnąć 19 tys. (Air Int. 4/83 i in.)



KANADA

● Lotnictwo wojskowe Kanady zamierza zakupić 100 turbośmigłowych samolotów szkolno-treningowych. Brazylia proponowała ostatnio Kanadzie sprzedaż swych samolotów **EMB-312 Tucano** w zamian za kanadyjskie samoloty transportowe **DHC-5 Buffalo**. (Air Int. 4/83)



FRN

● 20 czerwca 1983 r. w Leipheim prototyp miśniolotu **HVS** wykonał lot długości ponad 500 m. Masa własna 50 kg, powierzchnia nośna 14,1 m², prędkość lotu 33 km/h.



USA

● Samoloty wycofywane ze służby w amerykańskim lotnictwie wojskowym znajdują nabywców w krajach mniej zamieszkałych lub korzystających z pomocy amerykańskiej. Ostatnio Taiwan zakupił 23 samoloty myśliwskie **F-104 Starfighter**, a zamierza nabyć 29 dalszych, zaś Kolumbia zamówiła 12 samolotów szturmowych **Cessna A-37D**. Kolumbia używa 12 samolotów **AT-33**, będących odmianą szturmową odrzutowego samolotu treningowego **T-33**. (Air Int. 4/83)

● Wytwórnia **McDonnell Douglas** rozpoczęła prace nad nową wersją samolotu

DC-9 oznaczoną **DC-9 Super 83**, która ze 155 pasażerami ma mieć zasięg zwiększony do 4760 km. (Air Int. 4/83)

● Wytwórnia **Boeing** przewiduje zakończenie w połowie 1984 r. produkcji najpopularniejszego i o najlepszej opinii technicznej samolotu pasażerskiego **Boeing 727** po wyprodukowaniu 1832 szt. Samolot jest w produkcji od 22 lat. Jego maksymalna produkcja wynosiła 160 szt. rocznie. (Air Int. 4/83)

● W marcu 1984 r. ma wykonać pierwszy lot samolot pasażerski **Boeing 737-300**. Będzie to 1000 egz. samolotu **B.737**. Linie lotnicze zamówiły 88 **B.737-300**. (Air Int. 4/83)

● W 1982 r. wytwórnia **Boeing** dostarczyła 8 samolotów **Boeing 707**, 26 **B.727**, 95 **B.737**, 26 **B.747**, 2 **B.757** i 20 **B.767** — razem 177 samolotów o wartości 9 mld dol., czyli o 80 mniej niż w 1981 r. Na 1983 r. przewidziane są dostawy: 8 **B.707**, 11 **B.727**, 81 **B.737**, 25 **B.747**, 26 **B.757** i 51 **B.767** — razem 202 samoloty. Zamówienia zebrane w 1981 r. opiewały na 224 samoloty, zaś w 1982 r. tylko na 110 samolotów. (Air Int. 4/83)

● Wytwórnia **McDonnell Douglas** rozpoczęła rok 1983, mając zamówienia tylko na 3 samoloty **DC-10**, 12 **KC-10A** i 50 **DC-9**. (Air Int. 4/83)

● Wytwórnia **Bell** opracowała nową rodzinę śmigłowców, wywodzącą się od śmigłowca **Jet Ranger**. Pierwszy z tej rodziny jest **Bell 400 Twin Ranger** napędzany dwoma silnikami turbinowymi **Allison 250 C20B**. Przy masie startowej 2500 kg ten 7-miejscowy śmigłowiec ma prędkość przelotową 260 km/h i zasięg 725 km. Śmigłowiec wyróżnia pierścieniowa osłona wirnika ogonowego. Produkcja **Bell 400** ma się rozpocząć w 1985 r. (Air Int. 4/83)

● 14.01.1983 r. wykonał pierwszy lot samolot służbowy **Gulfstream Fanjet 1500**, będący ewolucją samolotu **Hustler**. Napęd samolotu stanowi silnik odrzutowy **JT15D**. Ten samolot, zabierający 6 pasażerów przy masie całkowitej 3400 kg, ma prędkość maks. 670 km/h i zasięg 1930 km. (Air Int. 4/83)



W. BRYTANIA

● Trzy wysłużone wyremontowane samoloty bombowo-rozpoznawcze **Canberra PR9** i cztery samoloty myśliwskie **Hunter FGA9** (w ub.r. 8) zostały sprzedane do Chile. Choć samoloty tych typów weszły do służby w latach pięćdziesiątych, czyli blisko 30 lat temu, w miarę możliwości po wycofaniu z **RAF** są modernizowane i sprzedawane do krajów Trzeciego Świata. Wg nieoficjalnych informacji ww. samoloty są zapłatą za zgodę na zainstalowanie brytyjskiej stacji radiolokacyjnej na jednym ze szczytów górskich w Chile podczas konfliktu falklandzkiego oraz na starty śmigłowców morskich **Sea King HC4** z chilijskiego terytorium. (Air Int. 4/83)

● Nigeria zamówiła 18 samolotów myśliwsko-szturmowych **Jaguar**. (Air Int. 4/83).

● Lotnictwo marynarki wojennej USA, które od 1988 r. ma otrzymać samoloty treningowe brytyjskiej konstrukcji **T-45B Hawk**, zamierza wynająć od Wlk. Brytanii 12 samolotów **Hawk** w obecnej postaci w celu wypróbowania w szkoleniu i użytkowaniu. (Air Int. 4/83)

● Wytwórnia ultralekkich samolotów **Luscombe** opracowała jednomiejscowy samolot **Rattler** o układzie kaczki, który w wersji wojskowej napędzanej silnikiem 60 kW zabiera 270 kg uzbrojenia (k.m., pociski raketowe itp.) i może wykonywać zadania patrolowe i szturmowe podobnie jak lekki śmigłowiec. Czas montażu samolotu przywiezionego na miejsce działań wynosi 15 min. Cena 15 tys. funtów. (Air Int. 4/83)

● Nagrodę Konstruktorską księcia Edynburga za najlepszą konstrukcję w całym przemyśle brytyjskim w 1983 r. otrzymali konstruktorzy śmigłowca **Westland 30**. (SBAC News 225)

● Ulepszone aerodynamikę skrzydła aerobusu **A310** pozwoliła na obniżenie zużycia paliwa przez samolot o 25% w stosunku do **A300**. (SBAC News 225)

● 26 maja 1983 r. pierwszy lot wykonała nowa wersja samolotu służbowego **BAe 125** oznaczana **BAe 125-800**. Samolot ma powiększoną rozpiętość płata i ekonomiczniejsze silniki. Wytwórnia dotychczas sprzedała 556 samolotów **BAe 125**, z czego 80% na eksport. (BAe News)



WŁOCHY

● Włoski przemysł lotniczy w 1982 r. zatrudniał 42 tys. pracowników, a jego obroty finansowe wyniosły 2200 mld lirów. Eksport wynosi 60 do 70% produkcji. (Av. Mag. 849)

● Znany konstruktor **Stelio Frati** przez wytwórnię **Generalavia** zaproponował greckiemu lotnictwu wojskowemu tłokowy samolot treningowy **SF-300T Squalo**, będący odmianą **SF-260** z silnikiem 220 kW (300 KM) i oddzielnymi osłonami kabin załogi. (Air. Int. 3/83)



ZSRR

● Samoloty **Il-86** codziennie obsługują linię Moskwa—Mineralnyje Wody. Najdłuższą linią, na której jest stosowany **Il-86** jest linia z Moskwy do Delhi. W br. **Il-86** został wprowadzony na linię z Moskwy do Sofii. (FR 5/83)

STATYSTYKA LOTNICZA



Przewozy lotnicze świata w 1981 r. w porównaniu z 1975 ÷ 1980 r.

	1975	1979	1980	1981	1981 : : 1980, %
PRZEWOZY REGULARNE					
a) międzynarodowe					
Pasażerów, tys.	107 628	158 729	163 196	172 561	+5,7
Pasażerokilometrów, mln	270 000	440 000	466 000	494 000	+6,2
Tkm pracy przewozowej, mln	37 330	60 560	64 270	68 410	+6,4
w tym: towaru i poczty	11 640	18 940	20 260	21 690	+7,1
% wykorzystania udźwigu handl.	52	59	58	59	+1
b) krajowe					
Pasażerów, tys.	426 180	596 233	584 681	575 179	-1,6
Pasażerokilometrów, mln	427 000	620 000	622 000	623 000	+0,2
Tkm pracy przewozowej, mln	47 450	66 300	66 440	66 550	+0,2
w tym: towaru i poczty	7 730	9 070	8 870	8 890	+0,2
% wykorzystania udźwigu handl.	1 690	2 020	2 170	2 230	+2,8
Razem regularne					
Pasażerów, tys.	533 808	754 962	747 877	747 740	-0,02
Pasażerokilometrów, mln	697 000	1 060 000	1 089 000	1 116 000	+2,5
Tkm pracy przewozowej, mln	84 780	126 870	130 710	134 970	+3,3
w tym: towaru i poczty	19 370	28 010	29 130	30 580	+4,97
% wykorzystania udźwigu handl.	2 900	3 430	3 680	3 800	+3,3
PRZEWOZY NIEREGULARNE (międzynarodowe i krajowe razem)					
Pasażerokilometrów, mln	111 300	116 700	104 900	106 600	+1,6
Tkm pracy przewozowej, mln	12 190	14 420	12 900	13 050	+1,2
Tkm oferowanych	18 050	20 760	20 100	18 740	-6,8
% wykorzystania udźwigu handl.	68	69	67	70	3
OGÓŁEM PRZEWOZY					
Pasażerokilometrów, mln	808 300	1 176 700	1 193 900	1 222 600	+2,4
Tkm pracy przewozowej, mln	96 970	141 290	143 610	148 020	+3,1
% wzrostu pracy przewozowej (tkm)					
— w przewozach regularnych	5,0	11,7	3,0	3,3	+0,3
— w przewozach nieregularnych	7,6	-4,2	-10,5	1,2	+11,7

ICAO Statistical Yearbook Dc. 9180/7

Szacunkowa liczba pilotów w końcu 1981 r.*)

	Samolotowych	Śmigłowcowych	Razem	% całości
Pilotów turystycznych prywatnych	616 000	13 000	629 000	60,5
Pilotów zawodowych II kl.	246 000	28 000	274 000	26,3
Pilotów zawodowych I kl.	12 000	—	12 000	1,2
Pilotów liniowych	125 000	—	125 000	12,0
Razem	—	—	1 040 000	100,0

*) Bez ZSRR i ChRL

Liczba samolotów cywilnych w niektórych krajach wg stanu z 31.XII.1981 r.

Kraj	Przedsiębiorstwo przewozowe		Inni użytkownicy		Razem
	ciężkie ¹⁾	lekkie ²⁾	ciężkie ¹⁾	lekkie ²⁾	
Angola	23	2	3	57	85
Austria	21	70	3	643	737
Belgia	46	43	—	805	894
Brazylia	152	752	50	5 942	6 896
Czechosłowacja	44	23	3	726	796
Dania	70	224	2	679	975
Egipt	27	34	7	53	121
Francja	262	337	26	5 839	6 464
Holandia	95	113	7	412	627
Islandia	18	40	2	125	185
Irlandia	32	36	—	228	296
Japonia	270	631	18	567	1 486
Kanada	468	5885	191	17 119	23 663
Meksyk	143	746	32	3 561	4 482
Mozambik	7	34	—	—	41
Polska	48	—	11	912	971
Szwecja	56	325	—	948	1 329
Szwajcaria	64	379	24	1 278	1 745

1) Samoloty o masie 9000 kg (20 000 lb) i powyżej; 2) Samoloty o masie poniżej 9000 kg

*) Dane wstępne, nieostateczne
ICAO Statistical Yearbook Doc. 9180/7

Wypadki w lotnictwie cywilnym w 1981 r.*)

Liczba wypadków i ofiar	Lotnictwo handlowe			Lotnictwo ogólne	Ogółem
	loty regularne	loty nieregularne			
		w tym samoloty o masie ponad 9 t	ogółem		
Liczba wypadków	← 1250 →			5500	6750
— w tym śmiertelnych	17	6	210	979	1202
Liczba ofiar	398	224	800	1900	3098
— członków załogi	48	23	—	—	—
— pasażerów	350	201	—	—	—

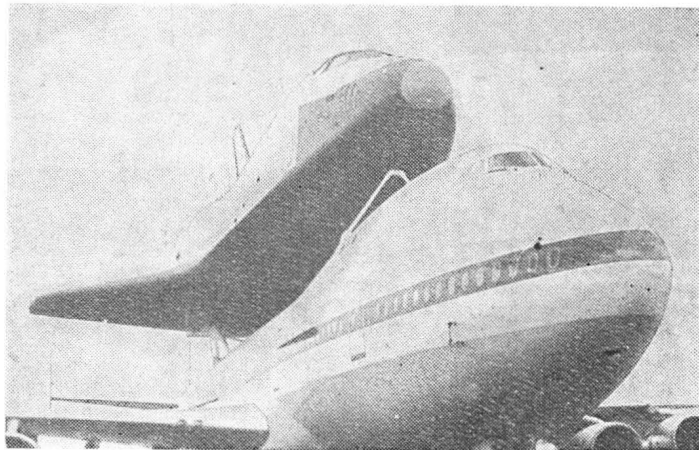
*) Bez ZSRR i ChRL

H.M.

Nowe samoloty wojskowe i pasażerskie na Salonie Paryskim '83

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

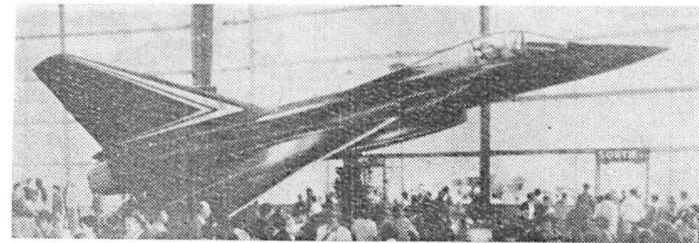
Lotniczo-Kosmiczny Salon Paryski to największa impreza tego rodzaju na świecie, odbywająca się od 1909 r. na ogół co dwa lata w czerwcu, obecnie w lata nieparzyste. Atrakcje tegorocznego 35 Salonu były liczne. Prom kosmiczny (Space Shuttle) Enterprise na grzbiecie Boeinga 747 był niewątpliwie największym eksponatem. Sterowiec brytyjski Skyship 500, zabierający 7 pasażerów, niewątpliwie najbardziej nawiązywał do 200 rocznicy pierwszego wzlotu balonu, obchodzonej w br. Zestawienie tych dwóch eksponatów, demonstrowanych w locie, pokazywało w maksymalnym skrócie drogę rozwoju lotnictwa.



Rys. 1. Space Shuttle (prom kosmiczny). Fot. A. Glass



Rys. 2. Sterowiec Skyship 500

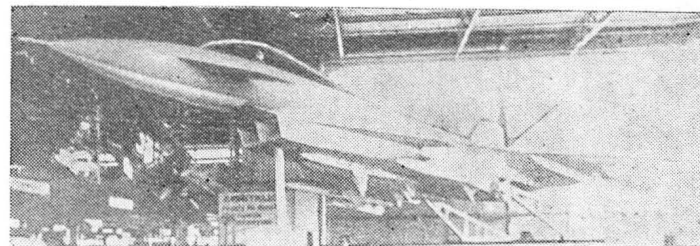


Rys. 3. Makieta francuskiego myśliwca Dassault ACX

Na Salonie wystawiono ok. 225 statków latających (samolotów, śmigłowców, motoszybowców, szybowców, samolotów ultralekkich, motolotni itp.) ponad 200 typów (gdyż wiele typów było prezentowanych w kilku wersjach), z czego ok. sto demonstrowano w locie. Jak zwykle na Salonie Paryskim co 5 lub 10 min pokazywano w locie kolejny typ samolotu. Spośród 900 wystawców z 29 krajów sprzęt latający wystawiły 74 wytwórnie z 20 krajów nie licząc 29 wytwórni motolotni, lotni i samolotów ultralekkich wystawiających 47 eksponatów. W halach wystawowych dominował sprzęt pomocniczy, materiały, osprzęt,

wyposażenie i silniki. Samoloty, śmigłowce i inny sprzęt latający, jak zwykle, wystawiono na wolnym powietrzu. W halach znalazły się tylko makiety, jako mniej odporne na kaprysy pogody.

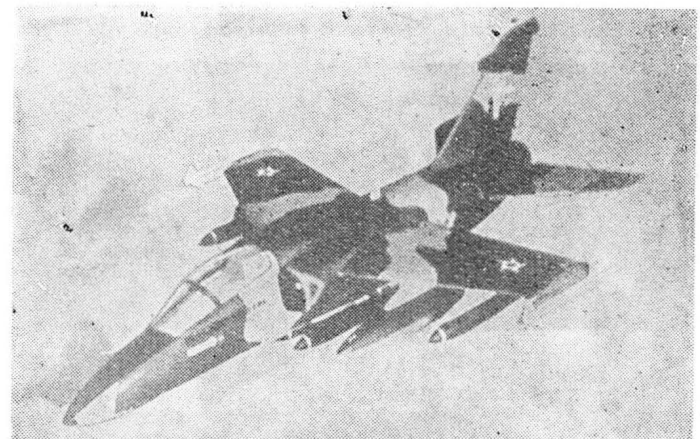
W Salonie wzięły udział prawie wszystkie kraje mające rozwinięty przemysł lotniczy, choć niektóre nie wystawiły samolotów, jak np. Polska, która miała stoisko z modelami, czy ZSRR, który miał osobną halę. Sprzęt latający wystawiły m.in. Czechosłowacja, Jugosławia, Rumunia i Węgry, zaś z krajów dotychczas nie notowanych wśród producentów lotniczych — Singapur (licencyjny samolot spor-



Rys. 4. Makieta brytyjskiego myśliwca BAe ACA



Rys. 5. Szwedzki projekt myśliwca JAS 39 Gripen



Rys. 6. Makieta włosko-brazylijskiego myśliwca AM-X

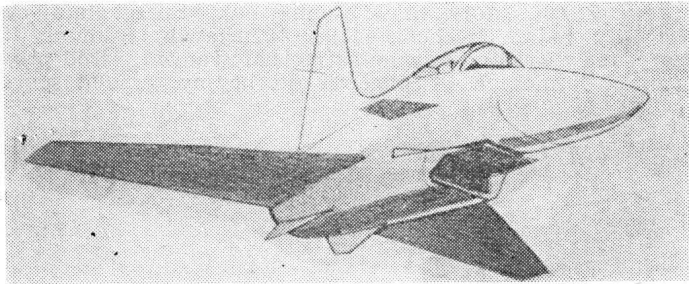
towy MFI-9/Bo-208). Najwięcej było samolotów francuskich, następnie amerykańskich, brytyjskich, włoskich i zachodnioniemieckich.

Projekty

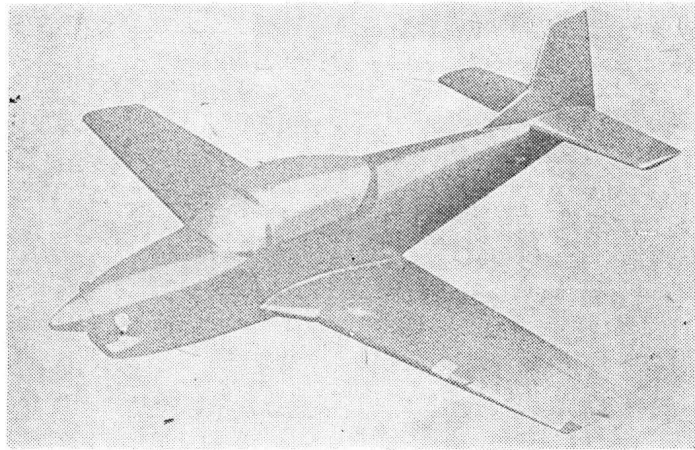
Prezentacje samolotów zaczniemy od konstrukcji najnowszych, czyli tych, których jeszcze nie ma — samolotów projektowanych i w budowie, a pokazanych na Salonie w postaci makiet i modeli. Przede wszystkim należy tu wymienić samoloty myśliwskie: francuski Mirage ACX (Avion de Combat Expérimental), brytyjsko-zachodnioniemie-

TABLICA 1. Samoloty treningowe

Nazwa	Silnik, daN, kW	Masa całkow., kg	Prędkość maks., km/h
Odrzutowe			
Super Galeb G4	Viper 632, 1800	4760	910
IA-63	TFE 731, 1600	4000	740
Fairechild 225	F109, 2×590	2930	740
G. Peregrine	JT15D, 1300	2810	710
Skyfox	TFE731, 2×1600
Turbośmigłowe			
EMB-312 Tucano	PT6-A25, 550	2550	450
ABT A10	PT6-A25, 550	2000	420
Valmet L-80 TP	Allison 250, 235	1800	340
Tłokowe			
T-35 Pillan	Lycos, 220	1315	310



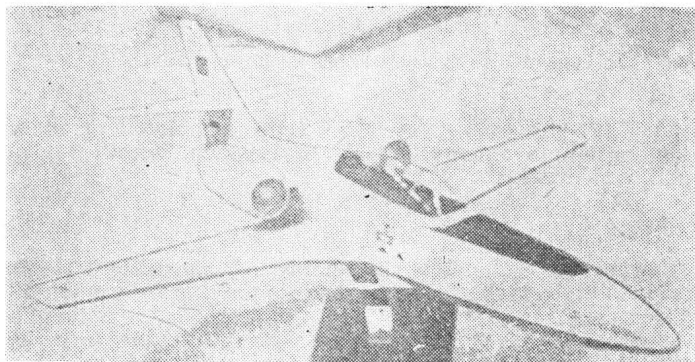
Rys. 7. Projekt izraelskiego myśliwca IAI Lavi



Rys. 8. Projekt australijskiego samolotu treningowego A10



Rys. 9. Makieta amerykańskiego samolotu szkolno-treningowego Fairchild 225 F-46A



Rys. 10. Projekt przeróbki samolotu Lockheed T-33 na Skyfox

miecki ACA (Agile Combat Aircraft), szwedzki JAS 39 Gripen oraz włosko-brazylijski AM-X i izraelski IAI Lavi. Są to tzw. samoloty myśliwskie lat dziewięćdziesiątych, gdyż wtedy wejdą do produkcji. W dziedzinie samolotów pasażerskich do konstrukcji dopiero się rodzących w wytwórniach należą Airbus A320 (160-miejscowy) i dalsze samoloty z tej rodziny: 330-miejscowy TA9 oraz 250-miejscowy TA11, francusko-włoski samolot lokalnej komunikacji ATR-42 oraz hiszpańsko-indonezyjski samolot transportowy CN325 i argentyński samolot transportowy FMA. Australia reklamowała projekt swego turbośmigłowego samolotu treningowego A10 (dawne oznaczenie ABT) zamówionego przez australijskie lotnictwo wojskowe. W Finlandii powstaje turbośmigłowy Valmet L-80TP. W klasie odrzutowych samolotów szkolno-treningowych pokazano makiety samolotu argentyńskiego IA-63 (oblot spodziewany w końcu br.) oraz amerykańskiego Fairchild 225.

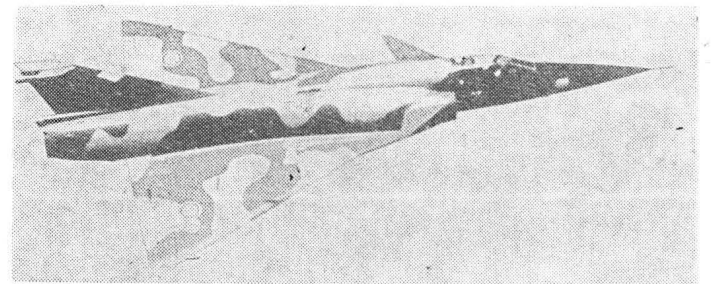
Amerykańska firma FTR zaproponowała przeróbkę samolotów Lockheed T-33 na dwusilnikowe Skyfox, którą chce realizować portugalska firma OGMA. W opracowaniu znajduje się nowy francuski samolot służbowy Falcon 900, którego model wystawiono. W budowie znajdują się nowe



Rys. 11. Makieta brytyjskiego śmigłowca bojowego Lynx 3



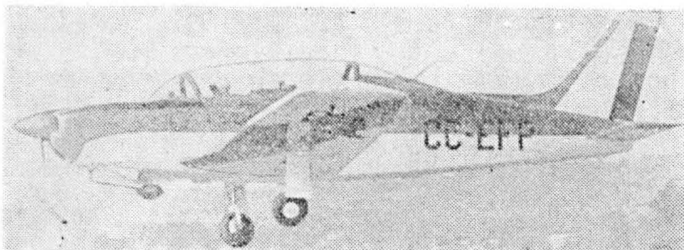
Rys. 12. Amerykański samolot myśliwski Northrop F-20 Tiger Shark. Fot. A. Glass



Rys. 13. Francuski Mirage III NG ze statecznikami przednim

TABLICA 2. Samoloty lokalnego transportu

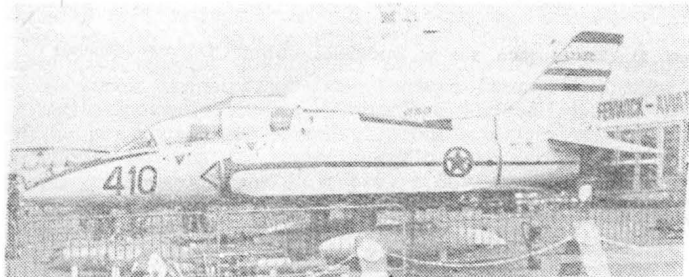
Nazwa	Silniki, kW	Liczba pasaż.	Prędkość przel., km/h	Zasięg, km
DHC-8 Dash 8	PW 120, 2×130	36	500	740
SF-340	CT7, 2×1235	34	507	1670
EMB-320 Brasilia	PW115, 2×1100	30	533	800
Beech 1900	PT6-A65, 2×736	19	488	1570
ATR-42	PW120, 2×1700	46	510	1400
CN-235	CT7, 2×1250	40	455	800



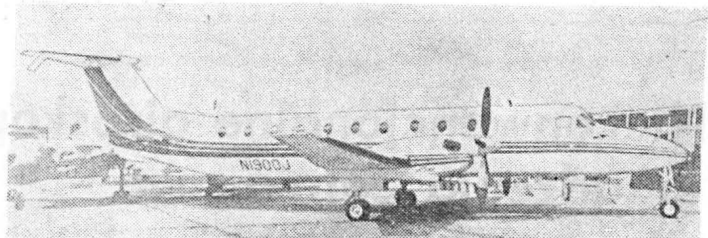
Rys. 14. Turbośmigłowy chilijski Piper T-35 Pillan



Rys. 18. Szwedzko-amerykański Saab-Fairchild SF-340. Fot. A. Glass



Rys. 15. Jugosłowiański treningowy Super Galeb G4. Fot. A. Glass

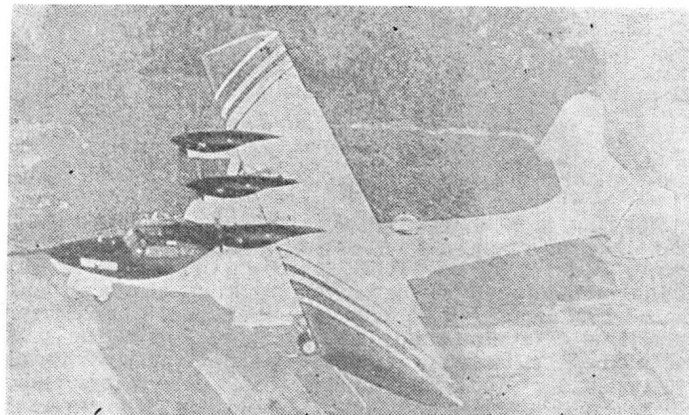


Rys. 19. Amerykański samolot lokalnej komunikacji Beech 1300

śmigłowce: bojowy brytyjski Lynx 3, pasażerski i wojskowy brytyjsko-włoski EH-101 oraz bojowy włoski Agusta 129 Monogoose — zaprezentowane w postaci makiet bądź modeli. Nie są to projekty nieznane, gdyż o większości z nich pierwsze informacje pojawiły się na poprzednim Salonie, lub na zeszłorocznej wystawie brytyjskiej w Farnborough. Obecnie informacje o nich są dokładniejsze oraz zapadły decyzje o ich realizacji.

Nowości

Jakie nowe samoloty i śmigłowce zaprezentowano na tegorocznym Salonie? Odpowiedź na to pytanie nie jest taka prosta. Na Salonie przede wszystkim wystawiane są nowe wersje samolotów znajdujących się w produkcji seryjnej. Nowe wersje znanych samolotów nie rzucają się w oczy, gdyż różnią się od poprzednich bogatszym wyposażeniem lub uzbrojeniem, ekonomiczniejszymi (zużywającymi mniej paliwa) silnikami, lub nowym zastosowaniem (np. wersja patrolowa, sanitarna itp.). Nowe konstrukcje stanowią ok. 10% eksponatów. Lecz stosowane zwykle określenie „po raz pierwszy pokazywany na Salonie Paryskim” nie jest jeszcze dowodem, iż samolot został oblatany w bieżącym lub ubiegłym roku. Jeśli zajmiemy się rzeczowymi nowościami, tj. nowymi prototypami i wersja-



Rys. 20. Prototyp amfibii patrolowej Dornier Do-26TT

mi poważnie zmodyfikowanymi, to tylko kilkanaście konstrukcji zwróci naszą uwagę.

Samoloty wojskowe

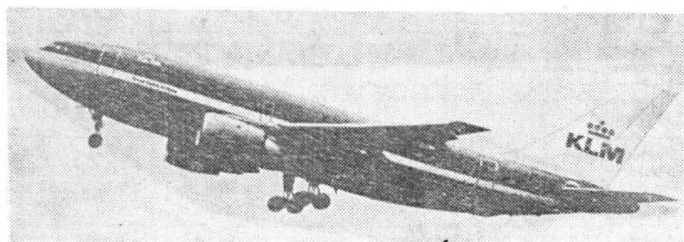
Wśród samolotów myśliwskich nowymi odmianami znanych konstrukcji był amerykański Northrop F-20 Tiger Shark (poprzednie oznaczenie F-5G) oraz francuskie samoloty Mirage IIING wyposażone w stateczniki przednie (kaczka) i dwumiejscowy Mirage 2000N.

W kategorii samolotów treningowych zupełną nowością był jugosłowiański odrzutowy Super Galeb 4 oraz chilijski turbośmigłowy T-35 Pillan, zaś elementy nowości miała nowa odmiana odrzutowego francusko-zachodniemieckiego samolotu Alpha Jet NGEA. Prototyp amerykańskiego samolotu odrzutowego Gulfstream Peregrine oraz prototyp brazylijskiego samolotu turbośmigłowego EMB-312 Tucano, choć wzbudzały spore zainteresowanie, pokazane były w Paryżu już po raz drugi.

Z okazji Salonu Aviaexport poinformował o zbudowaniu nowego radzieckiego samolotu transportowego An-400 o podobnej wielkości jak C-5A Galaxy.

Samoloty pasażerskie

Najnowszymi konstrukcjami były: europejski Airbus A310 i amerykański aerobus Boeing 767. Z samolotów lokalnej komunikacji przede wszystkim trzeba wymienić szwedzko-amerykański Saab-Fairchild SF-340 oraz amerykański Beech 1900. Brytyjski BAE-146 zwracał uwagę swym oryginalnym układem. Wersja transportowa brytyjskiego samolotu Shorts 330, nazwana Sherpa, była nową odmianą znanego już samolotu. Najnowszy samolot kanadyjski DHC-8 Dash 8, którego budowę prototypu właśnie zakończono, nie znalazł się na Salonie. Podobnie przedstawia się sprawa z brazylijskim samolotem EMB-320 Brasília, zakończenie budowy którego przewidziano na lipiec



Rys. 16. Airbus A310

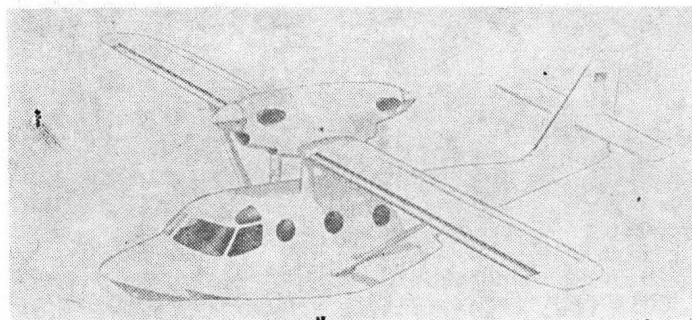


Rys. 17. Amerykański aerobus Boeing 767. Fot. A. Glass

br. Z okazji Salonu zostały opublikowane zdjęcia, rysunki i opis nowego radzieckiego silnika turbowentylatorowego Łatariew D-18T o ciągu 23 000 daN przeznaczonego do aerobusu.

Samoloty służbowe i amfibie

Wśród samolotów służbowych zwracały uwagę: amerykański odrzutowy jednosilnikowy Fanjet 1500 (o konstrukcji częściowo wspólnej z treningowym samolotem Peregrine) i turbośmigłowy Piper T-1040 oraz turbośmigłowy Reims-Cessna F-406 Caravan II. Nie była wystawiona zachodniemiecka amfibia patrolowo-ratownicza Dornier Do-26TT, której prototyp oblatano w br. Ponadto C. Dornier buduje dwusilnikową amfibię Seastar, która ma być oblatana w przyszłym roku.



Rys. 21. Znajdująca się w budowie amfibia Dornier Seastar

Niekonwencjonalne giroskopowe urządzenia pomiarowe stosowane w technice lotniczej i astronautycznej (I)

Mgr inż. WITOLD DĄBROWSKI
Mgr inż. STANISŁAW POPOWSKI
Mgr inż. SŁAWOMIR WRÓŃSKI
Instytut Lotnictwa

Zjawisko giroskopowe, będące podstawą działania przyrządów giroskopowych, wynika z zasady zachowania momentu pędu. Jeśli na szybko wirującą masę nie działają żadne momenty sił zewnętrznych, to kręt wirującej masy będzie zachowywał stałe położenie kierunku w przestrzeni inercjalnej. Natomiast gdy na wirujące ciało będzie działał moment sił zewnętrznych, to będzie ono wykonywało ruch ze stałą prędkością kątową. Ruch ten w przypadku celowo przyłożonego momentu określa się jako precesja giroskopu, a w przypadku działania momentu niepożądanego (szkodliwego) jako dryf (znoszenie) giroskopu.

Przyrządy giroskopowe budowane w oparciu o tę zasadę mogą, w zależności od swojej konstrukcji, mierzyć różne wielkości kinematyczne jak: położenie katowe, prędkość kątową oraz przyspieszenie katowe. Wybór pierwotnej postaci wielkości mierzonej jest, wbrew pozorom, bardzo ważny. Oczywiście całkując lub różniczkując sygnał można z każdej postaci mierzonej wielkości obliczyć pozostałe brakujące (rys. 1). Jednakże każdy proces różniczkowania lub całkowania wprowadza dodatkowe błędy, a ponadto w takim przypadku wymagają rozbudowania układy elektroniczne wyliczające potrzebne wielkości. Najczęściej postaci mierzonej wielkości narzuca konkretne zastosowanie przyrządu giroskopowego, np. giroskop całkujący prędkość kątową jest wygodnym detektorem błędu katowego dla platformy stabilizowanej, a giroskopy prędkościowe są szeroko stosowane w układach nawigacji bezkardanowej bądź w tłumieniu oscylacji statków latających.

Giroskopowe przetworniki wielkości katowych stanowią podstawowy element układów stabilizacji, nawigacji, kontroli i swoimi parametrami określają klasę tych systemów. Charakterystyki przetworników muszą sprostać różnorodnym wymaganiom, które w największym stopniu zależą od typu obiektu, na którym mają być stosowane. Tabl. 1 podaje zestawienie środków transportu, na których najczę-

TABLICA 1

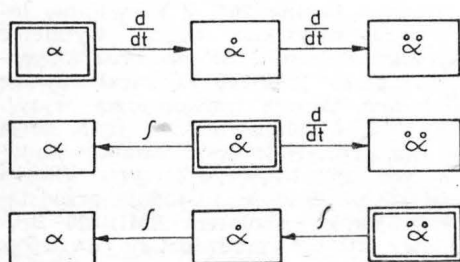
Środki transportu	Wymagania stawiane przyrządom giroskopowym				
	czas pracy, h	dopuszczalny dryf, deg/h ⁻¹	prędkość katowa, deg/s ⁻¹	przyspieszenia, g	wibracje
Pociski artyleryjskie	do 30 s	duży, 10 ÷ 100	b. duża, powyżej 10 ³	do 10 ⁴	kilkadziesiąt i 800 Hz
Tyktyczne pociski raketowe	do 30 min	100 ÷ 10 ⁻¹ *	400	20 ÷ 500	5 ÷ 10 ⁴ Hz 5 ÷ 100 g
Strategiczne pociski raketowe	0,5 ÷ 1	10 ⁻¹ ÷ 10 ⁻²	10 ÷ 100	20 ÷ 500	do 10 ⁴ Hz
Samoloty bojowe (myśliwskie)	2,5	10 ⁻² ÷ 10 ⁻³	400	10 ÷ 15	10 ÷ 300 Hz do 10 g
Bombowe strategiczne	5 ÷ 8	10 ⁻³ ÷ 10 ⁻⁴	100	4 ÷ 10	do 400 Hz do 10 g
Śmigłowce wojskowe	2 ÷ 3	10 ⁻¹ ÷ 10 ⁻²	60 ÷ 100	5	do 300 Hz do 10 g
Samoloty pasażerskie	10	10 ⁻²	70	5	niskie 1,41 g 0,1 mm 2,83 g 3,52 mm, 10 ÷ 10 ³ Hz
Łodzie podwodne nosiciele pocisków raketowych	nieograniczony	10 ⁻⁴ i mniej	b. mała	b. niskie	b. niskie

*) w zależności od czasu działania

ściej stosuje się giroskopowe przetworniki oraz wymagania, jakie muszą spełniać (czas pracy przetwornika, działające przyspieszenia, wibracje, zakres mierzonych wielkości katowych i dopuszczalny dryf). Niezależnie od przedstawionych wymagań istotnym czynnikiem są koszty przyrządu.

Jak widać z przedstawionych danych, wymagania są różnorodne, a jednocześnie bardzo wysokie. Nic więc dziwnego, że już od lat produkowane giroskopy nie są w stanie zaspokoić rosnących wymagań.

Do końca lat sześćdziesiątych produkowano prawie wyłącznie giroskopy będące mniej lub bardziej zmodyfikowaną postacią giroskopu Foucaulta. Składa się on z ciała sztywnego, mającego określony kręt, i z zawieszenia (najczęściej kardanu) umożliwiającego swobodne ruchy względem obudowy. Giroskopy te odegrały bardzo dużą rolę w



Rys. 1. Sposób obliczania żądanej wielkości w zależności od pierwotnej postaci mierzonej wielkości

historii lotnictwa i były używane w tej postaci niemal od jego zarania. Niestety, realizacja tego typu przyrządów o wysokich parametrach napotykała i napotyka na bardzo duże trudności. Mają one liczne błędy, np. błąd od niewyważenia, błąd od tarcia w łożyskach, błąd temperaturowy, błąd od sił lepkości itd. [9]. Tego rodzaju błędów jest kilkadziesiąt i eliminacja ich wiąże się z dużymi trudnościami.

W latach sześćdziesiątych, aby nadać za potrzebami dokładnych układów nawigacyjnych, prowadzono prace nad zwiększeniem dokładności giroskopów klasycznych. Stosowano bardzo dokładną obróbkę mechaniczną, zawężono tolerancję wykonania, wytwarzano wysoką próżnię wokół wirnika, wprowadzano wirniki pływakowe, łożyska pneumatyczne itd. Cechą charakterystyczną tych dążeń było osiągnięcie wzrostu dokładności produkowanych giroskopów tylko przez firmy mające bogate wyposażenie i oprzyrządowanie, pozwalające na otrzymanie zadowalających wyników przy wysokich kosztach produkcji. Oczywiście stało to barierą dla rozwoju wielu firm i ograniczało w znacznym stopniu produkcję przyrządów wysokiej dokładności.

Precyzyjne giroskopy klasyczne były stosowane w systemach nawigacji inercyjnej do pocisków balistycznych oraz

użyto ich do produkcji m.in. platformy stabilizowanej firmy Ferranti do samolotu Tornado w początku lat siedemdziesiątych [13]. Skalę zastosowań ograniczały przede wszystkim olbrzymie koszty produkcji.

W związku z tym zaczęto wiązać nadzieję z innymi typami urządzeń wykorzystujących efekt giroskopowy, któ-



Rys. 2. Propozycja klasyfikacji przyrządów giroskopowych.

TABLICA 2

Typ giroskopu	Dryf, °/h				Zakres pomiar., °/s	Czas rozruchu, s	Resurs, h	Gabaryt, dm ³	Masa, kg	Zapotrzebowanie mocy, W	Zalety	Wady i ograniczenia	Firmy produkujące lub prowadzące badania, literatura		
	wg [28] 1963 r.		wg [1] 1971 r.												
	ω_T	ω_R	ω_T	ω_R											
Giroskopy pływakowe	—	—	—	—	10^{-2}	$10 \div \div 10^{-4}$	$\leq 1,0$ [3]	400	setki	0,2	0,4	10,0	sprawdzona technologia, wysoka dokładność osiągnięta praktycznie	wysokie koszty, potrzeba termostabilizacji, trudne kompensowanie błędów	Singer Kearfott, Litton, Sagen, SFIM i in. [2, 13, 34]
Giroskopy z zawieszaniem sprężystym	4,0	8,0	—	—	10^{-2}	$10 \div \div 10^{-2}$	100 [3]	$1 \div 10$	tysiące	$0,05 \div \div 0,5$	$0,2 \div \div 1,5$	5,0	sprawdzona technologia, duża niezawodność, zwarta budowa	trudność zmniejszenia dryfu poniżej 10^{-3} °/h, skomplikowane technologicznie	Singer Kearfott, Litton, Sagen, SFIM, Ferranti, Sperry [2, 4, 6, 7, 13, 15, 17, 18, 34]
Giroskopy z zawieszaniem elektrostycznym	10^{-2}	1,0	10^{-4}	—	10^{-4}	$10^{-2} \div \div 10^{-4}$	$\leq 10,0$ [3]	60	tysiące	$0,05 \div \div 0,5$	$0,2 \div \div 1,5$	5,0	b. wysoka dokładność, wrażliwy na pola elektromagnetyczne, duża żywotność, pomiar w dwóch osiach	skomplikowana technologia, trudności na pola elektromagnetyczne, konieczność utrzymania wysokiej próżni	Honeywell Geans, Rockwell Intern., Northrop, Sagen, Autonetics, Nort American Corp. [1, 2, 8, 11, 19, 21, 25, 28]
Giroskopy z zawieszaniem magnetycznym	10^{-4}	3,0	10^{-4}	$0,6 \div \div 3,2$	10^{-4}	—	$\leq 10,0$ [3]	$1 \div 10$	tysiące	0,5	1,5	1,0	b. wysoka dokładność, duża stabilność temperaturowa	konieczność utrzymania b. niskiej temp., problemy odczytu	Honeywell, Sperry, General Electric, Union Carbide, Yet Propulsion Lab. [1, 8, 25, 27, 28]
Giroskopy z wirnikiem cieczowym	0,8	1,0	10^{-3}	0,5	10^{-1}	—	100 [3]	500	tysiące	$\leq 0,5$	2,0	10,0	mała liczba detali, małe dokładności wykonania, większa czułość przy małych prędk. niż podobnej klasy giroskop klas.	duży wpływ temperatur na błędy, ograniczone możliwości pomiarowe	Sperry, Lear, Sfena, Gerett [1, 5, 14, 18, 25, 28]
Giroskopy laserowe	10^{-3}	—	10^{-3}	0,1	10^{-3}	$100 \div \div 10^{-3}$	10^{-3} 400 [11]	$1 \div 2$	tysiące	0,8	2,0	5,0	brak części ruchomych, możliwość osiągnięcia dryfu $< 10^{-3}$ °/h, duża niezawodn.	wysoka cena nieproporcjonalna do uzyskanej dokład., względnie duży gabaryt	Honeywell, Litton, Sperry Div., Ferranti, Singer Kearfott, Sfena-Crouzet [1, 2, 3, 10, 11, 12, 13, 20, 23, 24, 25, 38, 30, 31]
Giroskopy laserowe ze światłowodem	—	—	—	—	—	$100 \div 1$	100	—	—	$< 1,0$	—	$< 5,0$	brak części ruchomych, stosunkowo niski koszt, prosta budowa	ciągłe w próbach, niemożność osiągnięcia dużej dokład.	Mc Donnell Dougl., Martin Marietta, Sel, Sperry, Singer Kearfott, Thomson, Siemens AEG, Telefunken [13, 31, 32]
Giroskopy wykorzystujące rezonans jądrowy	—	—	—	—	10^{-4}	$10^{-1} \div \div 10^{-3}$	10,0	1	tysiące	1,0	2,0	10	technologia ciągle na etapie prób laboratoryjnych; teoretycznie olbrzymie możliwości; jak na razie problemy produkcji nie rozwiązane		General Precision, General Electric, Sperry, Honeywell [1, 13, 25, 28, 29]

ω_T — możliwości teoretyczne; ω_R — uzyskane wyniki doświadczalne.

TABLICA 3. Zestawienie parametrów i ich stanów do przeprowadzenia analizy morfologicznej

Lp.	Parametry analizy morfologicznej	Stany parametrów
I	P_1^i	stan skupienia elementu ruchomego P_1^1 P_1^2
II	P_2^i	rodzaj zawieszenia elementu ruchomego P_2^1 P_2^2 P_2^3 P_2^4 P_2^5 P_2^6
III	P_3^i	napęd elementu ruchomego P_3^1 P_3^2 P_3^3
IV	P_4^i	liczba osi pomiarowych P_4^1 P_4^2 P_4^3
V	P_5^i	rodzaj ruchu elementu pomiarowego P_5^1 P_5^2
VI	P_6^i	postać mierzonej wielkości P_6^1 P_6^2 P_6^3 P_6^6
VII	P_7^i	rodzaj przetwornika wielkości mierzonej P_7^1 P_7^2 P_7^3 P_7^4 P_7^5 P_7^7

wybrane podstawowe parametry dla tej grupy przyrządów. Analizę tę ograniczono do przyrządów, których działanie oparte jest na prawie zachowania krętu.

W pierwszym kroku określono podstawowe parametry oraz stany, jakie mogą one osiągać. Przedstawiona lista obejmuje siedem parametrów oraz dwadzieścia cztery stany. Nie wyczerpuje ona wszystkich możliwości i ma charakter otwarty. Dla tych wybranych stanów określonych parametrów istnieje 3240 różnych kombinacji. Duża część z nich jest sprzeczna i fizycznie niemożliwa do przyjęcia, ale istnieje grupa przyrządów, które odpowiadają tym kombinacjom i które można sklasyfikować tą metodą. Poza tym mając zestawienia wszystkich kombinacji parametrów można przewidzieć nowe klasy przyrządów, które „czekają na odkrycie” i konkretną realizację. W przedstawionych zestawieniach sporządzonych w oparciu o aktualne rozeznanie autorów oznaczono krzyżykiem istnienie przyrządu o określonych stanach parametrów, a pozostałe białe pola oznaczają brak ich realizacji.

W oparciu o to zestawienie można utworzyć strukturę typu „drzewo”, która pozwalałaby na sklasyfikowanie wszystkich możliwych typów przyrządów giroskopowych. Przykładowo w tabl. 5 przedstawiono dla dwóch wybranych giroskopów odpowiednie gałęzie drzewa klasyfikacji. Pełne zestawienie możliwych do zrealizowania nowych przyrządów z aktualnie istniejącymi rozwiązaniami ilustruje niewielki dorobek w konstrukcji giroskopów i duże możliwości rozwoju.

Zamierzeniem autorów jest przedstawienie innych, niż klasyczny giroskop w zawieszeniu kardana, rozwiązań przetworników giroskopowych, które wyznaczają postęp w tej dziedzinie techniki.

Przyrządy oparte na zasadzie zachowania krętu

Giroskopy o stałym stanie skupienia elementu ruchomego Giroskopy z zawieszeniem sprężystym

Giroskopy z zawieszeniem sprężystym pojawiły się pod koniec lat sześćdziesiątych, a w pełni rozwinęły w latach siedemdziesiątych i weszły do produkcji seryjnej. Konstrukcja takiego giroskopu pozwoliła na osiągnięcie znacznych korzyści w porównaniu z giroskopem klasycznym (tabl. 2).

● Giroskop z zawieszeniem sprężystym o ruchu obrotowym

Giroskop z zawieszeniem sprężystym o ruchu obrotowym jest oparty na zasadzie zachowania krętu, o stałym stanie skupienia elementu ruchomego, zawieszeniu sprężystym, napędzie elektrycznym, dwóch osiach pomiarowych, ruchu obrotowym elementu ruchomego, mierzący prędkość obrotową z indukcyjnym przetwornikiem pomiarowym.

Na rys. 3 przedstawiono schemat budowy takiego przyrządu. Podstawowym elementem jest tu (podobnie jak w

rych konstrukcję czołowe firmy starały się rozwijać już od lat pięćdziesiątych (tabl. 2).

Wśród licznych nowych rozwiązań giroskopów pojawiły się przyrządy, których działanie nie było oparte na klasycznym efekcie giroskopowym. Jednakże ze względu na mierzenie nimi tych samych wielkości kinematycznych co giroskopami, wciągnięto je do jednej grupy przyrządów giroskopowych (rys. 2).

Kryteria klasyfikacji przyrządów giroskopowych spotykane w literaturze są bardzo różne i z reguły obejmują nie więcej niż dwa, trzy parametry, np. rodzaj zawieszenia, liczba stopni swobody, postać mierzonej wielkości. Przedstawiona w tabl. 3 i 4 uproszczona analiza morfologiczna ułatwia przeprowadzenie pełnej klasyfikacji ze względu na

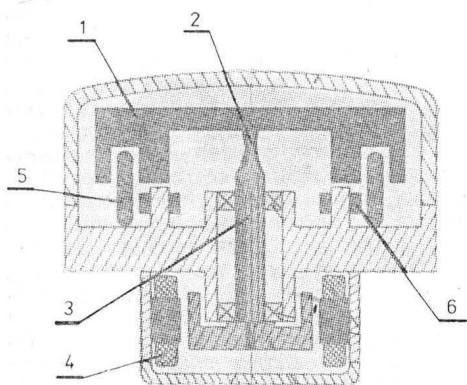
TABLICA 4. Analiza morfologiczna przyrządów giroskopowych, których działanie oparte jest na zasadzie zachowania krętu

	P_i^i	$P_2^i i = 1...6$						$P_3^i i = 1...3$			$P_4^i i = 1...3$			$P_5^i i = 1...2$		$P_6^i i = 1...3$			$P_7^i i = 1...5$					
		1	2	3	4	5	6	1	2	3	1	2	3	1	2	1	2	3	1	2	3	4	5	
P_1^i	P_1^1	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+
	P_1^2		+					+				+			+			+			+			
P_2^i	P_2^1							+	+	+	+	+			+	+	+	+	+	+	+	+	+	+
	P_2^2							+	+		+	+			+	+	+	+	+	+	+	+	+	+
	P_2^3							+			+	+			+	+	+	+	+	+	+	+	+	+
	P_2^4							+			+	+		+	+	+	+	+	+	+	+		+	+
	P_2^5							+	+			+		+	+	+	+	+	+	+	+		+	+
	P_2^6							+				+		+	+	+	+	+	+	+	+		+	+
P_3^i	P_3^1										+	+			+	+	+	+	+	+	+	+	+	+
	P_3^2										+	+			+	+	+	+	+	+	+	+	+	+
	P_3^3										+				+		+	+	+	+	+	+	+	+
P_4^i	P_4^1											+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+
	P_4^2											+			+	+	+	+	+	+	+	+	+	+
	P_4^3											+			+	+	+	+	+	+	+	+	+	+
P_5^i	P_5^1														+	+	+	+	+	+	+	+	+	+
	P_5^2														+	+	+	+	+	+	+	+	+	+
P_6^i	P_6^1																+	+	+	+	+	+	+	+
	P_6^2																+	+	+	+	+	+	+	+
	P_6^3																+	+	+	+	+	+	+	+

Uwaga! Krzyżykami oznaczono zrealizowane konstrukcje przyrządów oraz te, których realizacja jest obecnie możliwa

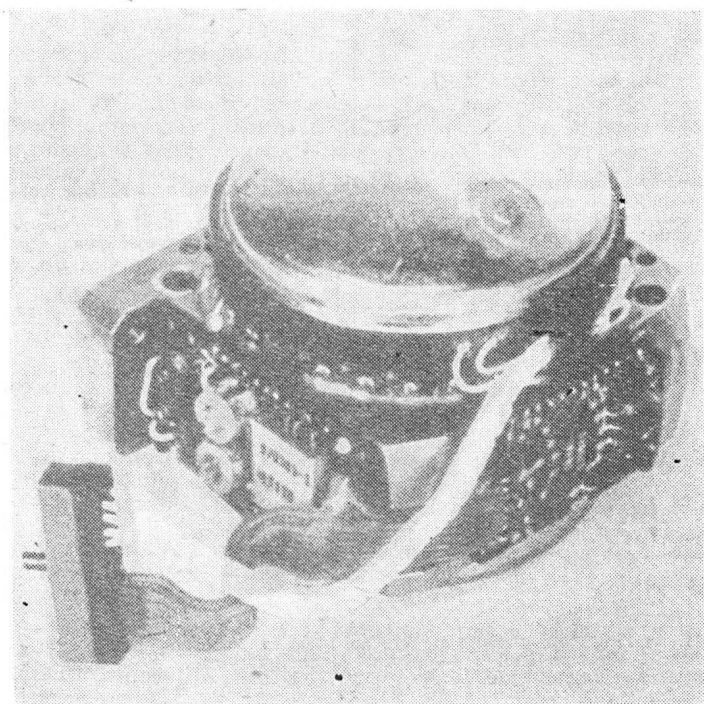
TABLICA 5. Przykładowe gałęzie klasyfikacyjne dla giroskopu wibracyjnego typu girotron oraz giroskopu cieczowego typu SYG 2000

Nr gałęzi drzewa	Przyrządy oparte na zasadzie zachowania krętu	
	girotron	giroskop cieczowy SYG 2000
I	stały stan skupienia elementu ruchomego	ciekły stan skupienia elementu ruchomego
II	zawieszenie elementu ruchomego sprężyste	zawieszenie elementu ruchomego hydrostatyczne
III	napęd elementu ruchomego elektryczny	napęd elementu ruchomego elektryczny
IV	jedna oś pomiarowa	dwie osie pomiarowe
V	ruch postępowy elementu ruchomego	ruch obrotowy elementu ruchomego
VI	mierzona prędkość kątowna	mierzona prędkość kątowna
VII	indukcyjny przetwornik pomiarowy	pojemnościowy przetwornik pomiarowy



Rys. 3. Budowa giroskopu z zawieszeniem sprężystym [34]: 1 — tarcza wirująca, 2 — zawieszenie sprężyste, 3 — wałek wirnika, 4 — silnik napędowy, 5 — silnik momentowy, 6 — czujnik położenia

klasycznym giroskopie) wirująca tarcza 1, zawieszona i napędzana przez bardzo delikatne i bardzo podatne (o niemal zerowej sztywności) zawieszenie sprężyste 2 od wałka wirnika 3 silnika napędowego 4. Wirująca tarcza 1 o określonym kręcie powoduje powstanie, w chwili obrócenia przyrządu względem jednej z osi prostopadłych do osi wirowania, momentu giroskopowego. Moment ten powoduje odchylenie płaszczyzny wirowania tarczy. Jest to możliwe, ponieważ delikatne zawieszenie 2 praktycznie nie przenosi momentu giroskopowego na wał silnika. Odchylenie tarczy jest mierzone przez umieszczone obwodowo czujniki położenia 6, najczęściej typu pojemnościowego lub indukcyjnego. Sygnał elektryczny odchylenia po wzmocnieniu steruje

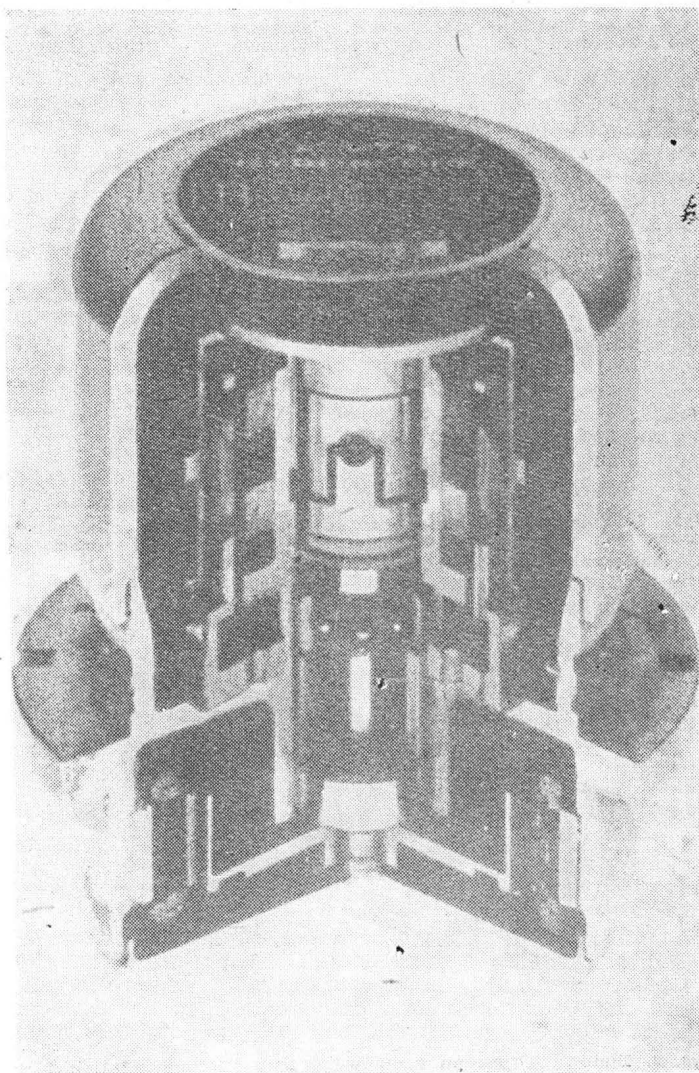


Rys. 4. Girokop z zawieszeniem sprężystym typu G-1200 firmy Litton [34]

silnikami momentowymi 5 umieszczonymi obwodowo obok czujników pomiarowych, powodując powstanie momentu sprwadającego wirującą tarczę do stanu wyjściowego. W ten sposób nawet przy dużych mierzonych prędkościach kątowych tarcza giroskopu z zawieszeniem sprężystym wykonuje małe odchylenia nie przekraczające $1,5^\circ$ względem płaszczyzny prostopadłej do wektora krętu. Pomiar odbywa się w układzie z pętlą ujemnego sprzężenia zwrotnego. Wielkością mierzoną jest prędkość kątowna obiektu w dwóch prostopadłych osiach leżących w płaszczyźnie prostopadłej do osi napędowej tarczy.

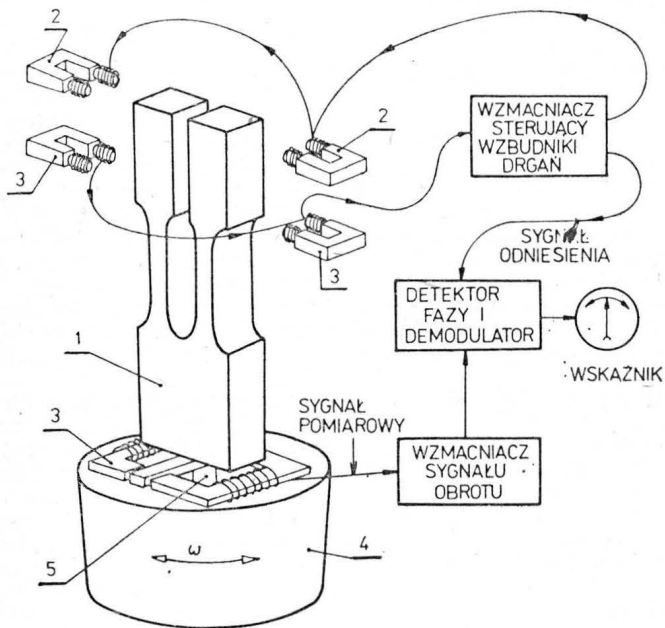
Budowa i zasada pracy takiego giroskopu wskazuje na niewątpliwie jego zalety. Przy tej samej dokładności jak girokop klasyczny o zawieszeniu kardanowym, girokop z zawieszeniem sprężystym jest łatwiejszy do wykonania. Ma on kilkanaście elementów, które mogą być wykonane z mniejszą dokładnością. Stanowi to czynnik ułatwiający miniaturyzację, a jednocześnie zmniejszający koszty produkcji. Łożyska tego typu giroskopu nie muszą spełniać ostrych wymagań i nie różnią się od typowych łożysk girokopowych silników elektrycznych. Mimo mniej precyzyjnego wykonania girokop sprężysty jest temperaturowo bardzo stabilny i wykazuje dużą żywotność. Ponadto jeden girokop umożliwia pomiar prędkości kątownej w dwóch osiach przy dokładności pomiaru rzędu 10^{-2} deg/h (tabl. 2). Z powodu tych właściwości przetworniki te chętnie i szeroko stosowane są do układów nawigacji inercjalnej.

Jednym z bardziej znanych zastosowań tego typu giroskopu jest system SKN 2400 [34] firmy Kearfott Singer stosowany m.in. w samolocie F-16. W systemie tym zastosowano girokopy z zawieszeniem sprężystym typu SKG-2900 o nazwie Gyroflex. Również firma Litton produkuje wiele systemów nawigacji wykorzystujących tego typu przetworniki prędkości kątowych. Układ nawigacji bezwładnościowej tej firmy LN-39 z girokopami G-1200 (rys. 4) zastosowano do samolotu Fairchild Republic A-10. Inny układ tej firmy LN-33 stosuje lotnictwo wojskowe na szyb-



Rys. 5. Girokop o zawieszeniu sprężystym typu K-273 firmy Litton [34]

kich samolotach F-15, F-4, F-14, F-5F, CP-140, Mirage V oraz F-5E [34]. Układ nawigacji tego typu ma także śmigłowiec firmy Bell UH-1H. Również firmy europejskie produkują podobne systemy nawigacji w oparciu o giroskopy sprężyste. Firma British Aerospace stosuje giroskopy z zawieszeniem sprężystym typu FG 313/4 zwane Oscillogyro w samolocie Jaguar. Firma Sperry produkuje system nawigacji SRS 1000 do aerobusu A310 oraz ewentualnie do Boeinga 737. Wytwórnia francuska SFIM oferuje giroskop tego typu zwany GAM.



Rys. 6. Zasada działania giroskopu wibracyjnego — girotronu [33]: 1 — kamerton, 2 — przetworniki elektromagnetyczne, 3 — przetworniki pomiarowe, 4 — sztywna podstawa, 5 — drążek skrętny

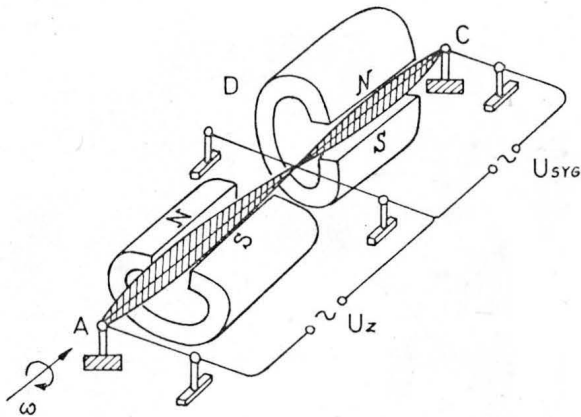
● Giroskop z zawieszeniem sprężystym o ruchu postępowym

Giroskop z zawieszeniem sprężystym o ruchu postępowym jest oparty na zasadzie zachowania krętu, o stałym stanie skupienia elementu ruchomego, zawieszeniu sprężystym, napędzie elektrycznym, o jednej osi pomiarowej, ruchu postępowym elementu ruchomego, mierzący prędkość kątową, z indukcyjnym przetwornikiem pomiarowym.

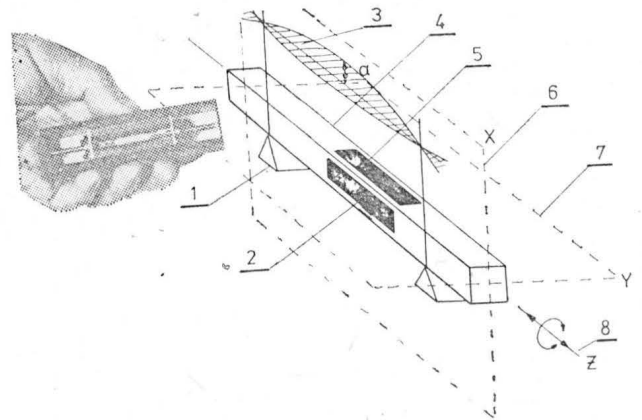
Na początku lat pięćdziesiątych pojawił się oryginalny typ giroskopu mechanicznego, który nie miał wirującej masy [26, 33]. Ruch wirowy zastąpiono w nich ruchem oscylacyjnym. Nowy typ giroskopu nazwano girotronem, a pierwsze modele funkcjonalne wykorzystywały jako element drgający kamerton (rys. 6). Giroskop tego typu przyroda zna już od dawna. Stosują go niektóre owady do orientacji w przestrzeni.

Kamerton 1 jest pobudzany do oscylacji z częstotliwością rezonansową za pomocą przetworników elektromagnetycznych 2 tak, aby amplituda tych oscylacji, mierzona przetwornikami pomiarowymi 3 (górnymi) była stała. Ramiona kamertonu są zamocowane do sztywnej podstawy 4 za pomocą drążka skrętnego 5. Drgania skrętne kamertonu względem podstawy mierzy przetwornik pomiarowy 3 (dolny). Między mierzoną prędkością kątową, z jaką obraca się kamerton, a amplitudą drgań skrętnych zachodzi proporcjonalna zależność. Zgodność lub niezgodność fazy drgań skrętnych i fazy drgań własnych kamertonu mówi o kierunku obrotu. Zjawisko to można wytłumaczyć w oparciu o zasadę zachowania krętu. Całkowity kręt układu pozostaje niezmienny. Wynika stąd, że zmiany momentu bezwładności zachodzące podczas drgań widełek kamertonu przy obrocie przyrządu muszą być kompensowane zmianami prędkości kątowej drgań skrętnych, które są mierzone.

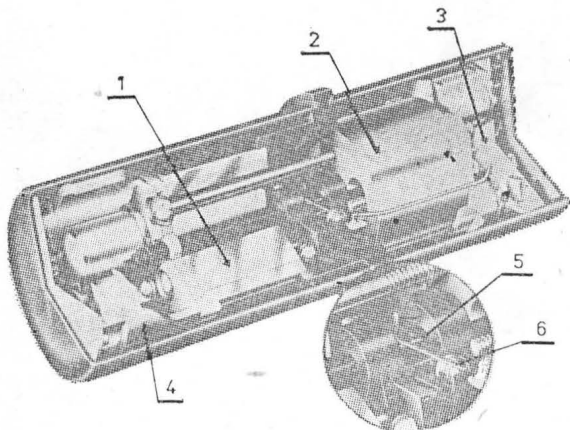
Przez trzydzieści lat jest rozwijany ten typ giroskopu. Powstały różnorodne odmiany, z których dwie: z drgającą struną i drgającą belką przedstawiają rys. 7, 8, 9, 10 [16]. Ciekawą konstrukcję zamieszczono w pracy [7]. Opublikowane tam dane podają wielkość osiągniętego dryfu 0,1 deg/h. Najnowsze dane [22] świadczą o dużym postępie w tej dziedzinie i przedstawiają tego typu giroskopy*) o dryfie 0,01 deg/h, tj. tego samego rzędu co aktualnie produkowane giroskopy laserowe. Należy podkreślić, że giroskopy wibracyjne tworzą konstrukcyjnie proste formy



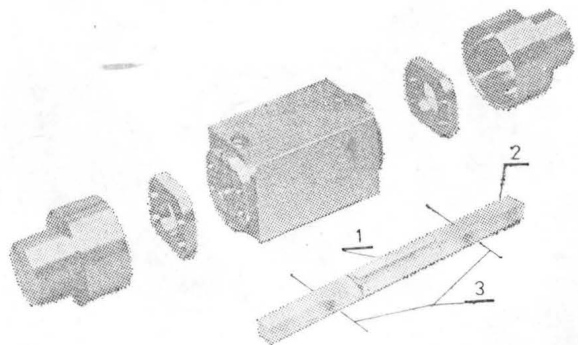
Rys. 7. Schemat działania giroskopu wibracyjnego z drgającą struną [16]: U_Z — napięcie zasilania, U_{SVG} — sygnał wyjściowy, ω — mierzona prędkość kątowa



Rys. 9. Schemat działania giroskopu wibracyjnego z drgającą belką [16]: 1 — zawieszenie, 2 — przetwornik odczytujący, 3 — obraz drgań belki, 4 — belka, 5 — przetwornik wzbudzający, 6 — płaszczyna drgań, 7 — płaszczyna pomiaru, 8 — oś wejściowa



Rys. 8. Budowa giroskopu strunowego firmy Honeywell [16]: 1 — magnes układu wzbudzenia, 2 — magnes układu pomiarowego, 3 — układ elektroniczny pomiarowy, 4 — układ elektroniczny wzbudzenia, 5 — drgający drut, 6 — drut podpierający



Rys. 10. Budowa giroskopu wibracyjnego z drgającą belką firmy General Electric [16]: 1 — płytki piezoelektryczne, 2 — drgająca belka, 3 — zawieszenie

*) Mają one być stosowane w rakietach MX.

Samolot akrobacyjny Pitts w oparciu o doświadczenia z Turnieju Mistrzów w USA w 1981 r.

Inż. ANDRZEJ ABLAMOWICZ

Turniej Mistrzów Akrobacji w Arizonie (USA) skłonił mnie do nieco szerszego podjęcia tematu o sportowym samolocie akrobacyjnym typu Pitts.

Turniej, o którym wspominałem, był pomysłem dwu ludzi: działacza sportowego i akrobaty Don Taylora (z zawodu pilota komunikacyjnego) oraz Russ Mayberry'ego, sportowca akrobaty i pracownika telewizji. Turniej ten miał być odformalizowanymi zawodami międzynarodowymi przeprowadzonymi w zasadzie wg kodeksu i regulaminów FAI — jednak z kilkoma odstępstwami na rzecz uatrakcyjnienia imprezy i zrównania szans zawodników. Szczególnie chciałbym zwrócić uwagę na następujące odstępstwa od regulaminów imprez międzynarodowych rozgrywanych w ramach FAI:

— uczestnikami byli zaproszeni piloci — co najmniej mistrzowie swoich krajów lub medaliści mistrzostw kontynentu lub mistrzostw świata,

— loty treningowe odbywały się z kamerami zabudowanymi na samolotach, a loty w konkursie były filmowane z zewnątrz i odbywały się z użyciem instalacji dymienia w celu uatrakcyjnienia imprezy,

— podczas konkursu zespół sędziowski nie wiedział który pilot wykonuje lot,

— jako samolotu zawodniczego użyto monotypu Pitts S-1 T.

I to właśnie skłoniło mnie do zajęcia się tym ciekawym samolotem. Samolot Pitts, najszerzej użytkowany samolot akrobacyjny w świecie, został spopularyzowany nie tylko przez demonstrowanie go podczas imprez sportowych i pokazów w USA, ale także w Europie. Demonstrowano go zarówno na salonach paryskich, w Farnborough i Hanowerze. Znacznie spopularyzował go doskonały zespół akrobacyjny Rothmans, a sławę sportową ugruntowały osiągnięcia w Mistrzostwach Świata:

— 1972 r. Salon de Provence: I miejsce w klasyfikacji męskiej (Charlie Hillard), I miejsce w klasyfikacji kobiecej (Mary Gaffaney),

— 1980 r. Oshkosh: I miejsce w klasyfikacji kobiecej (Betty Stewart),

— 1982 r. Spizterberg: I miejsce w klasyfikacji kobiecej (Betty Stewart).

Prace nad projektowaniem i budową samolotu Pitts trwały ok. cztery lata. Oblot prototypu odbył się w 1945 r. Panuje przekonanie, że samolot ten, przewidziany do budowy amatorskiej, okazał się wyjątkowo przydatny do akrobacji i tak rozpoczęła się jego kariera. Wytwórcy są zdania, że skonstruowano go od razu specjalnie do akrobacji i to jest pierwszą przyczyną sukcesu. Być może jest to tylko przypadek, ale wydaje się, że na zasadniczy układ tego płatowca decydujący wpływ miał przykład klasycznego dwupłata firmy Bücker, przede wszystkim Jungmeistera.

Sukcesy tego samolotu, zdaniem wytwórców, należy zadziwiać:

— nieustannym doskonaleniem samolotu przez 37 lat,

— adaptacjom i modyfikacjom instalacji paliwowej do lotów w dowolnym położeniu, w tym także w sposób ciągły w położeniu „nożowym”,

— zaprojektowaniu (po raz pierwszy) i rozwijaniu systemu odpowietrzenia silnika płaskiego w dowolnym położeniu samolotu,

— rozwiązaniu smarowania silnika płaskiego pod ciśnieniem,

— rozwiązaniu symetrycznej komory dwupłata samolotu akrobacyjnego — uwieńczonego sukcesem i zawarowanego patentem.

Ponadto na sukces tego samolotu miały także wpływ: umiejętność przewidywania, doświadczenie i wiedza konstruktorów, zdolności produkcyjne zakładu, chęć i zdecydowanie załogi, aby przodować.

Samolot Pitts jest jednosilnikowym dwupłatem ze stałym podwoziem. Stosowano różne jednostki napędowe, je-



Rys. Samolot akrobacyjny Pitts

Fot.: F. Bergese

dnak, jak dotąd, zawsze były to silniki płaskie (bokser). Początkowe oznaczenia tego samolotu to S-1 C i S-1 D z tym, że wersja D miała kadłub dłuższy o ok. 5 cm. Wersja przeznaczona do akrobacji wyczynowej i zawodniczej nosi oznaczenie S-1 S, a jej ostatnia modyfikacja to S-1 T (i ta właśnie wersja była użyta podczas turnieju w Arizonie).

Ok. 1960 r. powstała wersja dwuosobowa S-2 A o nieco powiększonych wymiarach kadłuba i rozpiętości. Istnieje wiele wersji tego samolotu, gdyż przepisy zdolności sprzętu lotniczego obowiązujące w USA bardzo liberalnie traktują problem modyfikowania sprzętu, pod warunkiem użycia go w kategorii „experimental”.

Na prototypie zabudowano silnik o mocy 47,8 kW (65 KM). Wkrótce zaczęto stosować jednostki napędowe o większej mocy — aż do 147 kW (200 KM) na wersji S-1 S i S-2 A. W większości były to silniki firmy Lycoming. Na większości samolotów użyto śmigieł stałych, dwułopatowych, drewnianych. Jednak istnieją wersje wyposażone w śmigła o stałych obrotach (constant speed) oraz trójłopatowe. Ostatnio (S-1 T) uznano za najlepiej dobrane śmigło o zmienionym skoku, dwułopatowe, drewniane (z lekkiego drewna), laminowane powierzchniowo, z metalowymi krawędziami natarcia — firmy Hoffmann. Drobniejsze modyfikacje obejmowały chłodzenie silnika, wylot spalin oraz instalacje silnikowe (paliwową, olejową, odpowietrzenie, drenaż).

Modyfikacje płatowca szły w dwu podstawowych kierunkach: wytrzymałościowym i aerodynamicznym. Stopniowo zapewniono samolotowi współczynnik obciążenia dopuszczalnego +9; -9. Dla wersji przeznaczonych do akrobacji wyczynowej i zawodniczej wytwórcy zastrzegli sobie fabryczne wykonanie struktury skrzydeł i ich mocowania (nie dotyczy to budowy z dostarczonych planów).

Modyfikacje płatowca były związane przede wszystkim ze skrzydłami i dotyczyły:

- przejścia na profil symetryczny,
- równoległości obu skrzydeł (brak wzniosu),
- skosu skrzydeł (górne skośne i dolne proste, oba skośne),

— lotek (dodano lotki na dolnym skrzydle, w jednym z egzemplarzy zastosowano cztery lotki wzdłuż całej rozpiętości obu skrzydeł!).

W kadłubie modyfikowano w zasadzie tylko położenie fotela pilota i wykrój — osłonę kabiny. Mniejsze modyfikacje dotyczyły np. wyeliminowania przepływu między skrzydłem i lotką oraz statecznikami i sterami. Wiele modyfikacji dotyczyło podwozia (zastrzałowe, wolnonośne, sprężynowe) i jego oprofilowania.

To stałe modyfikowanie doprowadziło do powstania ogromnej liczby wersji tego samolotu, przy czym wersje o znacznym stopniu modyfikacji otrzymywały nawet od-

mienne nazwy: Pitts-Special, Weeks-Special, Weeks-Solution, Ultimate wing.

Mimo takiej znacznej popularności Pittsa, paradoksalną trudność stanowiło sprecyzowanie opinii o właściwościach lotnych tego samolotu. Najprawdopodobniej przyczyną było to, że samolot był w większości przypadków eksploatowany przez amatorów (pilotów z licencjami turystycznymi) lub zawodowców, lecz z innych dziedzin lotnictwa. Nieliczni piloci umiejący przełożyć swoje spostrzeżenia na język techniczny byli najczęściej autorami modyfikacji i przerysowywali zalety wynikające z ich inwencji, nic nie wnosząc do charakterystyki ogólnej. Dopiero osobiste spostrzeżenia z lotów pozwoliły mi wyrobić sobie poglądy na właściwości użytkowe i właściwości lotne tego samolotu. Po zajęciu miejsca w samolocie można stwierdzić, że usytuowanie pilota jest niskie (głębokie), co powoduje złą widoczność do przodu; wnętrze kabiny jest proste i funkcjonalne; pasy brzuszne są podwójne, przy czym zewnętrzne mają kolor czerwony (chodzi o to, aby te czerwone pasy zakrywały kłamerę pasów zasadniczych, uniemożliwiając ich przypadkowe odpięcie; jest to wymóg amerykańskich przepisów i dotyczy wszystkich samolotów akrobacyjnych). Uruchomienie silnika następuje przez ręczne pokręcenie śmigłem lub rozrusznikiem elektrycznym przy zewnętrznym zasilaniu prądem stałym (np. z samochodu) — zależnie od wersji samolotu. Bezpieczne kołowanie po linii prostej nie jest możliwe ze względu na brak widoczności do przodu, gdy samolot znajduje się na ziemi wszystkimi trzema kołami. Kołować musi się „żmijką”. Początek startu, do uniesienia tylnego kółka, odbywa się bez widoczności w przód. Duży nadmiar mocy daje bardzo dobre przyspieszenie na rozbiegu, a tylne kółko można podnieść bardzo szybko. Doświadczeni piloci potrafią unieść kółko w momencie rozpoczęcia rozbiegu, wykorzystując nadmuchi strumienia zaśmigłowego na usterzenie samolotu.

Moment zespołu napędowego jest mniejszy niż można oczekiwać, wnosząc o nadmiar mocy. Jest możliwe, że wrażenie to zostaje osłabione bardzo dobrą sterownością kierunkową przy znikomo małych siłach na pedałach. Również moment giroskopowy przy unoszeniu tylnego kółka jest mniejszy od spodziewanego, prawdopodobnie w wyniku użycia bardzo lekkiego śmigła i silnika płaskiego (bokser).

Po oderwaniu się od ziemi, wrażenia są kształtowane wyłącznie przez skuteczność sterów i siły na sterownicach. W locie Pitts okazuje się samolotem o bardzo dobrej i harmonijnej sterowności przy bardzo małych siłach na sterownicach. W sterowaniu jest lżejszy niż Zlin-50 i niż jakikolwiek znany mi samolot sportowy, z wyjątkiem CAP-21 i to tylko w zakresie małych prędkości. Nie obserwuję się przy tym przekompensowania sterów, a zwiększenie sił w miarę wzrostu prędkości jest nieduże, np. mniejsze niż na Zlin-50 i znacznie mniejsze niż na CAP-21. Samolot jest bardzo mało podatny na zmiany wyważenia podłużnego. Zakres wyważenia trymerem (na tym samolocie jest to kłapka wyważająca sterowana dźwignią, a nie pokrętelem) pokrywa cały zakres użytkowania samolotu, a użycie trymera jest w zasadzie potrzebne przy skrajnych zmianach stanu lotu. Przykładem może być przejście w locie z małą prędkością z pozycji normalnej (trymer: ciężki na ogon) w lot odwrócony (trymer: ciężki na łeb). Trymer jest również pomocny przy wysterowywaniu przeciążeń normalnych i przede wszystkim ujemnych.

Przeciążenie samolotu nie powoduje najmniejszych przechyłów (nie ma zwalania się na skrzydło, a raczej jest przepadanie). Korkociąg jest prawidłowy.

Szczególne wrażenia odnosi się w locie ustalonym w pozycji „nożowej” (skrzydła w pionie). Jest to jedyny znany mi typ samolotu, który może wykonywać loty ustalone w tym położeniu.

Ogólne wrażenia o właściwościach lotnych — to poprawność, łatwość i lekkość pilotowania. Natomiast niekorzystne wrażenia pozostawia ograniczona widoczność z kabiny. Co prawda podczas wykonywania wiązanki akrobacji, a przede wszystkim licznych figur pionowych, wrażenie to słabnie, ale i tak widocznością Pitts odróżnia się niekorzystnie od innych akrobacyjnych samolotów. Naprawdę jednak ograniczenie widoczności docenia się w końcowej fazie podchodzenia do lądowania. Podejście z prostej jest możliwe tylko przy stromym zniżaniu z całkowicie zdławionym silnikiem lub ślizgami (przechyli). Piloci często podchodzą do lądowania z zakrętu. Podejście proste i płaskie („z gazem”) nie jest w ogóle możliwe, gdyż nie widać nie tylko progu pasa startowego, ale nawet sektora pola wzlotów, na którym ma nastąpić lądowanie. Przyziemienie i dobieg są łatwe, przy zupełnym braku widoczności do przodu.

W mojej subiektywnej ocenie Pitts jest doskonałym zaawansowanym samolotem akrobacyjnym, ale samolotem dość trudnym ze względu na ograniczenie widoczności w niektórych fazach użytkowania (zresztą nie mających związku z akrobacją). Dlatego jest wysoce wskazane, aby przeszkalanie na ten typ samolotu odbywało się przez samolot-dwuster.

A jak przedstawia się Pitts w porównaniu z innymi aktualnie użytkowymi zawodniczymi samolotami akrobacyjnymi?

Pod względem osiągow jest to samolot w pełni porównywalny z Z-50 i Jak-50, jest natomiast wyraźnie lepszy od CAP-21. Obciążenia powierzchni wszystkich tych samolotów są zbliżone i mieszczą się w granicach 57÷60 kg/m². Obciążenia mocy są również zbliżone i mieszczą się w granicach 3,4÷3,7 kg/kW (2,5÷2,7 kG/KM), z wyjątkiem CAP-21 4,4 kg/kW (3,25 kG/KM). Pod względem lekkości sterowania CAP-21, Pitts i Z-50 są do siebie zbliżone, natomiast Jak-50 wyróżnia się niekorzystnie (uciążliwy pilotaż). Pitts góruje nad pozostałymi samolotami łatwością wykonywania figur autorotacyjnych. Zestawienie charakterystycznych danych liczbowych porównywanych samolotów zawiera tablica.

Samoloty Pitts mogą być udostępnione nabywcy na następujących warunkach:

- samolot gotowy do lotu — cena ok. 50 000 dol.,
- samolot w zestawie do montażu, bez silnika — cena ok. 23 000 dol.,
- samolot w elementach do montażu, bez silnika — cena ok. 16 000 dol.,
- plany uprawniające do budowy 1 egz. — cena ok. 300 dol.

Po powrocie z IX Mistrzostw Świata (CSRS) w 1978 r. zaproponowałem, aby zdobyć dla kraju dwa egz. Pittsa, motywując wypróbowaniem tego samolotu z silnikiem PZL-Franklin, co otworzyłoby przed samolotem rynek wschodni. Liczyłem na to, że na jednym egzemplarzu można by przeprowadzić trening zawodników, którzy w następnych mistrzostwach w USA mogliby latać na wypożyczonych samolotach. W ten sposób ominięto by problem transportu samolotów przez Atlantyk. Sprawę tę przekazałem do APRL w sprawozdaniu z IX MŚ oraz omówiłem z dyrektorem naczelnym PEZETEL. Rzeczywiście przedsiębiorstwo to wysłało krótki list do fabryki, wnioskując nieodpłatnie przekazanie do Polski dwóch samolotów. Motywacja zawarta w liście była nieprzekonywująca. Fabryka odpowiedziała, że nie jest tą sprawą zainteresowana.

Podczas X Mistrzostw Świata w Oshkosh (USA) w 1980 r. rozmawiałem na ten temat z dyrektorem wytwórni Pitts — p. Herb Andersonem. Rozmowa zakończyła się stwierdzeniem, że nie doceniono pierwotnie tematu, a obecnie wytwórnia zmieniła zdanie i jest skłonna do rozmów. Dla nas temat stracił na znaczeniu, bo odpadł argument treningu zawodników i ominięcia kosztów transportu samolotów przez Atlantyk. Tym niemniej pozostała możliwość pozyskania samolotów do celów zawodniczych, a nawet perspektywa sprzedaży w naszej strefie. Po powrocie poinformowałem APRL w swoim sprawozdaniu, wnioskując porozumienie w tej sprawie z PEZETEL.

Z dyrektorem Herb Andersonem spotkałem się ponownie w 1981 r. w Phoenix — Arizona (USA) podczas turnie-

TABLICA

Dane techniczne	Zlin-50	CAP-21	Pitts S-1	Jak-50
Rozpiętość, m	8,60	7,40	G 5,30 D 5,12	9,56
Długość, m	6,50	7,05	4,72	7,67
Wysokość, m	1,86	2,56	1,92	
Powierzchnia nośna, m ²	12,50	10,40	9,15	15
Masa własna, kg	582	488	326	762
Masa całkowita, kg	718	650	522	900
Silnik, kW (KM)	Lycorm. 191 (260)	Lycorm. 147 (200)	Lycorm. 132 (180)	AI-14RF 265 (360)
Śmigło (liczba łopat, rodzaj)	3, c. speed	2, c. speed	2, stałe	2, c. speed
Prędkość maks., km/h	280	282	345	300
Prędkość wznoszenia, m/s	12,6	14,7		15,7
Obciążenie powierzchni, kg/m ²	57,5	62,5	57	60
Obciążenie mocy, kg/kW (kG/KM)	3,74 (2,75)	4,42 (3,25)	3,94 (2,9)	3,4 (2,5)

Uwaga: obciążenie mocy dla samolotu Pitts z silnikiem 147 kW (200 KM) wynosi 3,54 kg/kW (2,6 kG/KM)

Przyszłość rozwoju techniki samolotów transportowych

Dr JAN LASOŃ

Jest już niemożliwe wyrzeczenie się usług nowoczesnego transportu lotniczego i powrót do tradycyjnej komunikacji. Krytyczny okres w cywilnym transportie lotniczym nie jest wynikiem sytuacji w tej dziedzinie produkcji i usług, lecz pochodną wielu złożonych warunków oraz okoliczności kryzysu światowego systemu gospodarczego i finansowego. Kryzys ten ustąpi, a więc i lotnictwo transportowe ożywi się, a jego postęp znów będzie wyprzedzał plany i prognozę rozwoju gospodarczego świata. Konkurencja i nieustanna walka z czasem o szybsze i ekonomiczniejsze pokonywanie odległości wymaga dalszych innowacji i efektywniejszych samolotów nie tylko z punktu widzenia dnia dzisiejszego, ale i przyszłości.

Postęp czy regres w transporcie lotniczym świata?

Niemal wszędzie przewozy lotnicze wzrastają szybciej niż dochód narodowy brutto, ponieważ przemysł lotniczy wykazuje dużą prężność i maksymalne tempo postępu technicznego. Stąd też wykładnikiem potęgi gospodarczej i militarnej państwa jest obecnie i będzie w przyszłości poziom rozwoju elektroniki i techniki lotniczej bezustannie doskonalonej, zgodnie z zasadą wyznaczaną przez specjalistów-lotników: „to co było dobre wczoraj, dziś staje się przeciętne, a jutro będzie nieprzydatne”.

W latach 1950–1980 przewozy lotnicze w skali świata (bez wielkiego i dynamicznie rozwijającego się ruchu charterowego), uwzględniając liczbę pasażerów, wzrosły ponad 24-krotnie, tj. z 31 mln w 1950 r., do 748 mln pasażerów w 1980 r. (bez ChRL i ZSRR). Towarzystwa lotnicze ICAO od 1960 r. do 1980 r. zwiększyły pracę przewozową pasażerów z 109 mld do 1088 mld pasażerokilometrów, a towarów z 2,7 mld do 32,8 mld tkm. Liczba samolotów transportowych wzrosła z 26,1 tys. w 1974 r. do 33,0 tys. w 1980 r., a więc łącznie we wszystkich państwach należących do ICAO przybywało każdego roku — po uwzględnieniu kasacji — przeciętnie ok. 1 tys. coraz pojemniejszych, bezpieczniejszych, ekonomiczniejszych i bardziej skomputeryzowanych samolotów transportowych [1, 3, 13 i 14].

W „złotej erze lotnictwa”, tj. w latach sześćdziesiątych, futurologi zbyt optymistycznie przewidywali rozwój i prognozę naddźwiękowych samolotów transportowych Concorde i Tu-144 oraz projektowanych Boeing 2707, Lockheed L-2000, North American NAC-60 i in. o prędkościach do 3 Ma. Mają one zbyt dokuczliwą hałaśliwość fali uderzeniowej i nie wytrzymują konkurencji z ekonomiczniejszymi samolotami transportowymi, np. samolot Concorde na 1 kg płatunku ładunku zużywa pięć razy więcej paliwa niż Boeing 747, a Kongres USA nie zatwierdził projektu Boeinga 2707 głównie ze względu na ochronę środowiska.

Podwyżki cen ropy naftowej w latach 1973–1979 spowodowały zwiększenie wydatków na paliwo lotnicze o ponad 100%, podczas gdy całkowite wydatki eksploatacyjne wzrosły tylko o 20–30% na tkm. Udział kosztów paliwa w kosztach eksploatacji transportu lotniczego zwiększył się z 12% w 1973 r. do ok. 25% w 1979 r. [2]. Wzrost tych kosztów z jednej strony ograniczył eksploatację samolotów naddźwiękowych i in. o dużym zużyciu paliwa na 1 pkm lub 1 tkm, z drugiej zaś — pobudził do efektywniejszych działań i konstruowania ekonomiczniejszych samolotów transportowych oraz zwiększenia reżimu oszczędnościowego paliwa. Bardziej niekorzystnie na transport lotniczy wpłynął jednak światowy wszechstronny kryzys gospodarczy i finansowy, głównie w latach 1979–1982. W 1980 r. za-

kładano wzrost regularnych przewozów lotniczych w ruchu pasażerskim do ok. 800 mln osób, a rzeczywiście przewieziono tylko 748 mln osób (w 1979 r. — 754 mln osób), a w 1981 r. 728 mln osób [3 i 14]. Znaczny spadek przewozów nastąpił w lotach regularnych, co spowodowało konieczność ich subwencjonowania bądź ograniczania eksploatacji i budowy samolotów. Wskutek kryzysu gospodarczego i powszechnie wdrażanej komputeryzacji na Zachodzie w ostatnich latach zwolniono z pracy wiele tysięcy pracowników przemysłu i lotniczych towarzystw transportowych, np. holenderska wytwórnia Fokker zwolniła ok. 1400 pracowników z ogólnej liczby 9500 zatrudnionych, a wytwórnia Boeing zapowiada zwolnienie w 1983 r. ok. 9 tys. pracowników [14]. Wytwórnia Boeing miała w I półroczu 1982 r. zamówienie na 33 odrzutowce pasażerskie, gdy w 1981 r. na 132 [4]. Ale już w końcu ub. roku wytwórnia ta otrzymała zamówienie na 58 samolotów pasażerskich [9].

Mimo krytycznego okresu w lotnictwie niektóre wytwórnie na Zachodzie mają sukcesy handlowe, np. oprócz Boeinga, koncern Airbus-Industrie zwiększa produkcję samolotów A300 i A310 z 4,5 miesięcznie w 1982 r. do 10 w końcu 1984 r. [4]. W latach 1980–1981, gdy popyt na inne samoloty drastycznie spadł, odnotowano wzrost o 18% liczby sprzedanych aerobusów [5]. Dotychczas na aerobusy, np. A300 i A310, wpłynęło ponad 500 zamówień [13]. Do eksploatacji wchodzi nowe samoloty, m.in. B-757, B-767, A310-01, ATR-42, C-160, DC-9 Super 83, DC-X-200, Douglas Super 80, a także konstruuje się jeszcze doskonalsze typy, np. A320, TA-9, B-737-300, Douglas MD-100 i inne. Indie zakupiły w 1982 r. licencję na budowę 150 samolotów transportowych komunikacji lokalnej Dornier Do-288-200. Wytwórnia De Havilland Canada buduje kosztem 67 mln dol. nowy zakład do produkcji samolotu pasażerskiego DHC-8 Dash 8, a rumuński przemysł lotniczy, współpracując z brytyjskim przemysłem lotniczym i silnikowym, planuje wykonać 80 samolotów transportowych typu BAC One Eleven. Wytwórnia Boeing przewiduje w najbliższych 10 latach sprzedać ok. 3700 samolotów transportowych [14]. Ekonomisci tej wytwórni przypuszczają, iż w drugiej połowie lat osiemdziesiątych całkowicie ustąpi kryzys w lotnictwie cywilnym. Już obecnie transport lotniczy zaczyna powoli wychodzić z kryzysowego dołka, np. wg ICAO w 1982 r. przewieziono 765 mln osób, tj. o kilka procent więcej niż w 1981 r. [14]. Specjaliści zapowiadają nie notowany dotychczas wzrost światowej produkcji samolotów ultralekkich i lekkich.

Wydaje się, że przejściowy okres krytyczny w cywilnym transporcie lotniczym nie powstrzymał jego nowoczesności, perspektywy rozwoju i tempa postępu, zwłaszcza komputeryzacji i ekonomizacji samolotów transportowych.

Nowoczesność i perspektywy rozwoju techniki lotniczej

Pomimo imponujących już osiągnięć technicznych i ekonomicznych samolotów transportowych, naukowcy oraz producenci i nabywcy postulują dalsze awangardowe ich konstrukcje — pojemniejsze i ekonomiczniejsze, bezpieczniejsze i bardziej niezawodne, jeszcze szybsze i o większym zasięgu podróży oraz o niższym poziomie natężenia hałasu. Polepsza się właściwości aerodynamiczne samolotu transportowego, zmniejsza jego masę własną, doskonali zespoły napędowe, komputeryzuje pilotaż, skraca drogę startu i lądowania, dąży się do uniwersalności transportowców i przystosowania ich do przewozu towarów w kontenerach oraz do obniżania kosztów eksploatacyjnych, zwłaszcza kosztu jednostkowego na 1 tkm.

cd. ze s. 14

ju mistrzów akrobacji. Zapytany o bieg sprawy oczywiście udzielałem wymijających informacji. Tym razem p. Anderson był stroną bardziej zainteresowaną w nawiązaniu wspólnych działań. Jak mi powiedział, nosi się z zamiarem zastosowania do Pittsa silnika AI-14 (który zna jako napęd samolotu PZL-104 Wilga). I znów przekazałem sprawę w moim sprawozdaniu z tej imprezy. Także bez skutku.

Niezależnie od tego, czy zostanie nawiązana współpraca przy budowie tych samolotów czy nie, istnieje łatwość pozyskania dla polskich akrobatów samolotów typu Pitts przez zakup planów i budowę w kraju w zakładach naprawczych lub w którejś z wytwórni przemysłu lotniczego. Tzw. „wsad dewizowy” na zakup planów stanowiłby mniej więcej 1/20 część tego, co musimy płacić w walucie wymiennej za sam tylko silnik importowanego Zlina-50.

Ograniczanie ruchu lotniczego na zatłoczonych lotniskach i tendencję do obniżania kosztów eksploatacyjnych samolotów stymulują zwiększenie ich użytecznej pojemności. Obecnie są już pojemne i tanie w eksploatacji szerokokadłubowe samoloty, które jednorazowo przewożą ok. 200, a także i 300-500 pasażerów lub do 150 Mg towarów. Ekonomiczne aerobusy A300 i A310 to samoloty wybiegające daleko w przyszłość, gdyż są one trwałe, niezawodne, skomputeryzowane, relatywnie niedrogie w eksploatacji, najbardziej uniwersalne i najcichsze z obecnie latających tego rodzaju statków. Pracują przeważnie 10-12 h na dobę (samoloty PLL LOT ok. 4-7 h). Nadkrytyczny płat pozwala aerobusowi A310 dodatkowo zaoszczędzić ok. 10% paliwa. Samoloty te nie tylko mają niskie jednostkowe zużycie paliwa na 1 tkm, ale także zwiększają komfort podróży i umożliwiają zabieranie frachtu w kontenerach do ładowni pod pokładem pasażerskim. Duże zapotrzebowanie na tego rodzaju statki powoduje, że ich producenci mają już zaawansowane programy produkcji kolejnych modeli A320, TA-9, TA-11, TA-12. Aerobus A320 dla 150 pasażerów będzie miał o połowę mniejsze zużycie paliwa, a koszty eksploatacji o 25% niższe niż obecne koszty samolotów tej grupy [5]. Bardzo ekonomiczny jest też amerykański 255-miejscowy aerobus Boeing 767 zużywający tylko ok. 5 t/h paliwa (350-miejscowy aerobus Il-86 zużywa ok. 9 t/h). Średnie zużycie paliwa na 1 tkm w nowoczesnych samolotach szerokokadłubowych jest o ok. 25% niższe niż w samolotach poprzedniej generacji, jak np. Boeing 707, DC-8, czy Boeing 727 [14]. Przewiduje się, że po 1990 r. szerokokadłubowe samoloty mają stanowić ponad 40% ogółu użytkowanego sprzętu [9].

Osiągnięcia w budowie samolotów transportowych są wynikiem m.in. nieustannego doskonalenia silników turbośmigłowych i turbodrzutowych oraz opracowywania nowych ich modeli. Konstruktorzy silników lotniczych nieustannie zwiększają moc energetyczną silników, uzyskując oszczędniejsze zużycie paliwa. Do 1982 r. francuska wytwórnia SNECMA wyprodukowała ok. 500 silników turbowentylatorowych CF6-50 do samolotów A300 i Boeing 747. Nowa wersja tych silników, CF6-80, w które wyposaża się aerobus A310, ma o 6% mniejsze zużycie paliwa i niski poziom natężenia hałasu [5]. Najnowszy samolot B-757 z dwoma silnikami RB-211-535 zużywa do 45% mniej paliwa na 1 pasażera niż jego dawny odpowiednik B-727. Nowa odmiana 85-miejscowego samolotu Fokker F-28 zużywa o 35% mniej paliwa niż jego poprzednicy i ma ok. 40% mniejsze ogólne koszty użytkowania na trasach z czasem trwania lotu 30-40 min [4]. Tendencje rozwojowe silników samolotów transportowych zmierzają do wprowadzenia ekonomicznych silników o wysokim współczynniku dwuprzepływowości, do budowy wysokosprawnych silników turbowentylatorowych o dużym stosunku przepływu zimnego do gorącego powietrza, a także do ulepszenia silników turbośmigłowych w odniesieniu do samolotów mniejszych.

Doskonalenie kształtów samolotów transportowych ma na celu polepszenie ich właściwości aerodynamicznych i ekonomicznych i idzie zwłaszcza w kierunku rozwoju samolotów transportowych o prędkościach poddźwiękowych (krótkiego i średniego zasięgu — ok. 80% stanu), o kształtach zbliżonych do statków szerokokadłubowych względnie innych charakteryzujących się umiarkowanymi prędkościami i niskimi kosztami przypadającymi na 1 tkm.

Ponadto są prowadzone nadal, choć już z dużą rezerwą, studia nad samolotami transportowymi o prędkościach naddźwiękowych i hiperdźwiękowych (dalekiego zasięgu — ok. 20% stanu) z coraz dłuższym kadłubem, zbliżonym w swym kształcie do sylwetki cygara lub rakiety. Nadkrytyczne profile i nowa geometria skrzydeł tych statków pozwolą zmniejszyć ich powierzchnię do ok. 25% [14]. Projektowane są już samoloty o tzw. rozsuwanych (o zmianym skosie) skrzydłach, umożliwiających zwiększenie zakresu zmienności ich rozpiętości, np. Boeing 2707.

Szybki postęp w technice lotniczej to także powszechne automatyzowanie coraz liczniejszych czynności wykonywanych dotychczas bezpośrednio przez załogi samolotów transportowych. Wprowadza się nowoczesne autopiloty i pilotaż oparty na bezwładnościowym systemie wziętym z techniki raketowej, a także doskonalą się system automatycznego lądowania. W aerobusie A310 stosuje się m.in. automatyczne przepustnice i komputery sterujące pracą silników. Obecnie niektóre „życiowe” urządzenia samolotów są już nie tylko dublowane, lecz powtarzane czterokrotnie, a liczne różnego rodzaju przyrządy, mierniki i wskaźniki zintegrowane oraz całkowicie skomputeryzowane i zekranizowane. Zautomatyzowanie procesów sterowania i nawigacji samolotami nie tylko ułatwia pracę pilota i

zwiększa bezpieczeństwo podróży, lecz także optymalizuje przebieg lotów.

Mimo tragizmu sporadycznych wypadków lotniczych, przewozy samolotami należą raczej do bezpiecznych. Potwierdza to wskaźnik śmiertelnych wypadków pasażerów z uwzględnieniem rodzajów transportu (dane z 1978 r.): kolejowych 0,13, lotniczych 0,32, komunikacji autobusowej 1,70, a w indywidualnych przejazdach samochodami osobowymi aż 24 na 100 mln pasażerokilometrów. Tylko ok. 10% katastrof lotniczych wynika z przyczyn technicznych, a pozostałe 10% to niesprzyjające warunki meteorologiczne, zaś 80% — błędy pilotażu oraz obsługi naziemnej, terroryzm i in. Silniki nowoczesnych samolotów transportowych są bardzo „czyste”, gdyż tylko 1% szkodliwych składników paliwa przedostaje się do atmosfery. Pod koniec lat siedemdziesiątych w USA lotnictwo powodowało ok. 3% emisji zanieczyszczeń (w tym transportowe 1%), podczas gdy transport samochodowy — ok. 40%, ogrzewnictwo — 20%, inne — 37% [3]. Uwzględniając ochronę środowiska, najtrudniejszym problemem jest jednak zmniejszenie natężenia poziomu hałasu powodowanego przez duże i szybkie samoloty, szczególnie przy starcie i lądowaniu. W 1984 r. w USA wejdzie w życie ustawa o dopuszczalnym poziomie hałasu powodowanym przez samoloty (co będzie z Il-62 i Il-62M?). Buduje się więc tzw. „ciche” silniki, które znacznie zmniejszają poziom natężenia hałasu, np. już w 1975 r. władze RFN przyznały nagrodę dla aerobusu A300 jako najcichszego samolotu dużej ładowności. W kwietniu 1982 r. uzyskał certyfikat samolot DC-8 Super 71 z silnikiem CFM-56, znacznie obniżający poziom natężenia hałasu. Cichym samolotem lat osiemdziesiątych jest też Boeing 767 [10].

Wprowadza się nowe urządzenia superośne, przyspieszające „oderwanie się” samolotu od ziemi, a także zmniejszające prędkość przy lądowaniu. Na uwagę zasługują samoloty skróconego i krótkiego startu i lądowania, jak również samoloty wyposażone w odpowiednie rodzaje podwozi. W nowoczesnych konstrukcjach przewiduje się wykorzystanie do budowy samolotów materiałów kompozytowych, specjalnych stopów, grafitu i włókna barowego, laminatu węglowego, tytanu i in. Np. wykorzystanie więcej elementów konstrukcyjnych z tworzyw sztucznych w samolocie A310 zmniejszyło o ok. 1000 kg ogólną masę samolotu. Japończycy nawet przez dobranie lżejszej farby zmniejszyli masę samolotu o kilkadziesiąt kilogramów.

Tendencje rozwojowe samolotów transportowych zdążają również do ich uniwersalności oraz szybkiego przystosowania samolotu pasażerskiego do przewozu towarów specjalistycznych w kontenerach, a także — po odpowiedniej adaptacji — uzbrojenia i sprzętu wojskowego. Zwiększa się liczbę taksówek powietrznych, czyli małych samolotów do krótkodystansowych, doraźnych przewozów osób i towarów na zamówienia za opłatą rejsu (przelotu).

Światowy rynek zbytu sprzętu lotniczego ma więc przed sobą renesans i dużą perspektywę, ponieważ tylko 22% samolotów transportowych jest w wieku poniżej 4 lat [4]. W najbliższym dziesięcioleciu wymiana starych i nieekonomicznych samolotów jest niezbędna, a zatem następować będzie dalszy postęp w rozwoju techniki samolotów transportowych i innych statków przyszłości, znacznie odbiegających technologicznie od obecnych.

Fantastyka czy rzeczywistość statków przyszłości?

Futurologi przewidują, że w przyszłości pojawią się statki transportowe trudne obecnie do wyobrażenia i określenia, np. może to być raketoplan, prom kosmiczny, wahadłowiec, pojazd orbitalny, platforma międzyplanetarna, latający talerz lub latające skrzydło itp. Obecnie bez lądowania okrążają kulę ziemską samoloty z tankowaniem paliwa w powietrzu. Istotne osiągnięcia w opracowaniu nowych modeli silników i wysokowydajnych paliw oraz rozwiązanie licznych problemów konstrukcyjnych, technologicznych, eksploatacyjnych i in. mogą zmienić obecną sytuację i stać się rzeczywistością nowej ery transportu, tj. ery przewozów raketowych i kosmicznych. Jako przykład — zaawansowanie realizacji księżycowych lotów załogowych umożliwia już teoretycznie wprowadzenie do eksploatacji pasażerskiej rakiety rozwijającej prędkość ok. 24 000 km/h na wysokości ok. 130 km. Projekt ten, o nazwie Pegasus, już w latach sześćdziesiątych przewidywał wykorzystanie odpowiednio zmodyfikowanych członów rakiety Saturn-5 [12].

Poszukuje się też nowych rodzajów napędów i energii, np. możliwości wykorzystania skroplonego gazu ziemnego, płynnego propanu, mieszanek metanolu lub butanolu, pa-

Samolot dyspozycyjny i turystyczny

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, cztero-miejscowy, zastrzałowy górnopłat ze stałym podwoziem.

Plat. Obrys prostokątno-trapezowy, profil NACA 2412 (modyfikowany) na całej rozpiętości, wznios $1^{\circ}37'$, kąt zaklinowania $0^{\circ}47'$ u nasady i $-2^{\circ}50'$ przy końcówce. Konstrukcja dwudzielna, dwudźwigarowa, półskorupowa, całkowicie metalowa. W kesonie międzylądźwigarowym przy kadłubie umieszczone są zbiorniki paliwowe. Zastrzał rurowy, z rury o kropłowym przekroju wyprowadzony jest w dźwigar przedni przy żebrze dzielącym obrys skrzydła (na przejściu prostokąt-trapez). Kłapy szczelinowe na prostokątnej części skrzydła. Konstrukcja kłap klasyczna metalowa, pokrycie z blachy żłobkowanej (żłobki przelotowe). Maks. kąt wychylenia kłap -40° . Lotki typu Friese o konstrukcji analogicznej do konstrukcji kłap. W nosku lewego skrzydła mogą być zainstalowane reflektory do lądowania i kołowania. Końcówki skrzydeł laminatowe, lekko zamknięte ku dołowi.

Kadłub. Przekrój owalny, klasyczna konstrukcja półskorupowa całkowicie metalowa. Wnętrze kabiny mieści dwa fotele przednie i kanapę tylną, dwa dostępne przez drzwi typu samochodowego z obu stron kadłuba umieszczone między wręgami siłowymi, które niosą skrzydła, zastrzały i gołenie podwozia głównego. Wnętrze kabiny ogrzewane i przewietrzane. Oszklenie składa się z wypukłego wiatrochronu, dwu szyb w drzwiach (mogą być otwierane na zewnątrz do góry), dwu szyb bocznych i dwu wypukłych szyb tylnych. W dachu kabiny mogą być umieszczone dwa owalne okna. Za kabiną znajduje się bagażnik dostępny z zewnątrz przez luk z lewej strony kadłuba. Tylna część kadłuba stożkowa, spłaszcza się stopniowo z boków przechodząc płynnie w usterzenie pionowe.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym. Obrysy obu usterzeń trapezowe, usterzenia pionowe skośne. Profil usterzenia poziomego NACA 0009 w płaszczyźnie symetrii płatowca i NACA 0006 przy końcówkach, kąt zaklinowania $-3,5^{\circ}$. Profil usterzenia pionowego NACA 0009 u nasady i NACA 0006 przy końcówce. Stateczniki konstrukcji dwudźwigarowej, półskorupowe. Stery jednodźwigarowe, pokryte blachą żłobkowaną jak lotki i kłapy, wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie



cznie (rogowo). Na prawym sterze wysokości kłapka wyważająca. Na sterze kierunku kłapka wyważająca nastawiana na ziemi. Statecznik pionowy zakończony laminatową owiewką przystosowaną do montażu lampy antykolizyjnej, przed statecznikiem duża płytka grzbietowa.

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

Podwozie. Stałe z kołem przednim. Gołenie podwozia głównego sprężyste wykonane ze stali chromowo-wanadowej. Koła wyposażone w hydrauliczne hamulce tarczowe i hamulec postojowy. Podwozie przednie sterowane, z gołenią teleskopową, koła na widełcu z prostowodem. Wszystkie koła osłonięte kropłowymi laminatowymi owiewkami. Na gołeniach podwozia głównego stopnie ułatwiające wsiadanie. Istnieje również wodna wersja samolotu Skyhawk wyposażona w pływak firmy EDO zamiast podwozia kołowego.

Zespół napędowy. Płaski, chłodzony powietrzem, sześciocylindrowy silnik Lycoming 0-320-D27 o mocy 118 kW przy obrotach 45 s⁻¹ śmigło dwulopatowe metalowe o stałym skoku. Silnik mocowany na łożu z rur stalowych. Osłony zespołu napędowego metalowo-laminatowe. Przewidziane jest zastosowanie dwóch rodzajów śmigieł o różnych skokach i średnicach.

Instalacje. Paliwowa — w wersji standard zbiorniki o pojemności 163 l, w wersji dalekiego zasięgu pojemność zbiorników 204 l; w wersji dalekiego zasięgu ze zbiornikami integralnymi — 257 l. Olejowa — pojemność zbiornika 7,6 l. Elektryczna — napięcie 24 V, akumulator nikielowo-kadmowy, służy do wypuszczania i chowania kłap oraz do zasilania wyposażenia i oświetlenia.

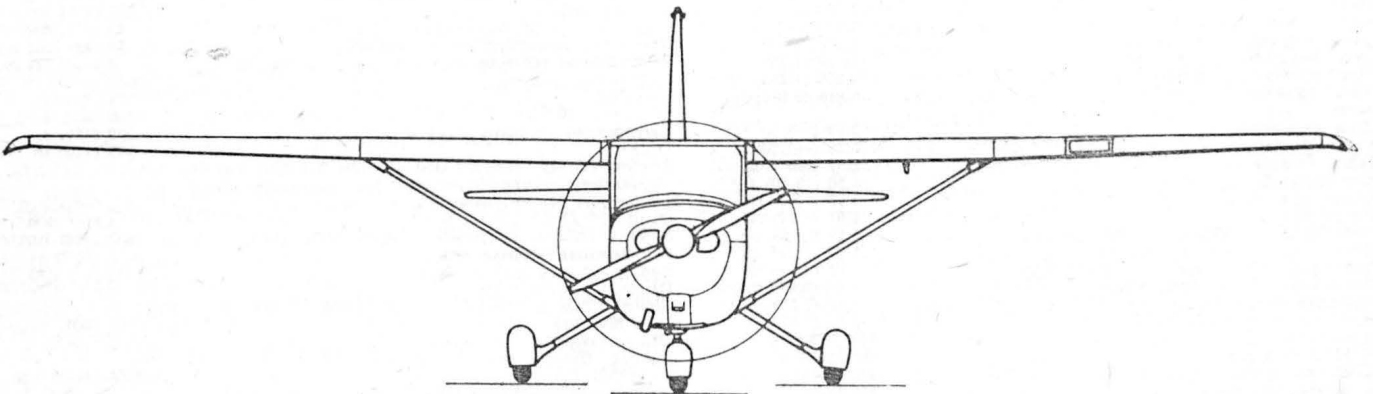
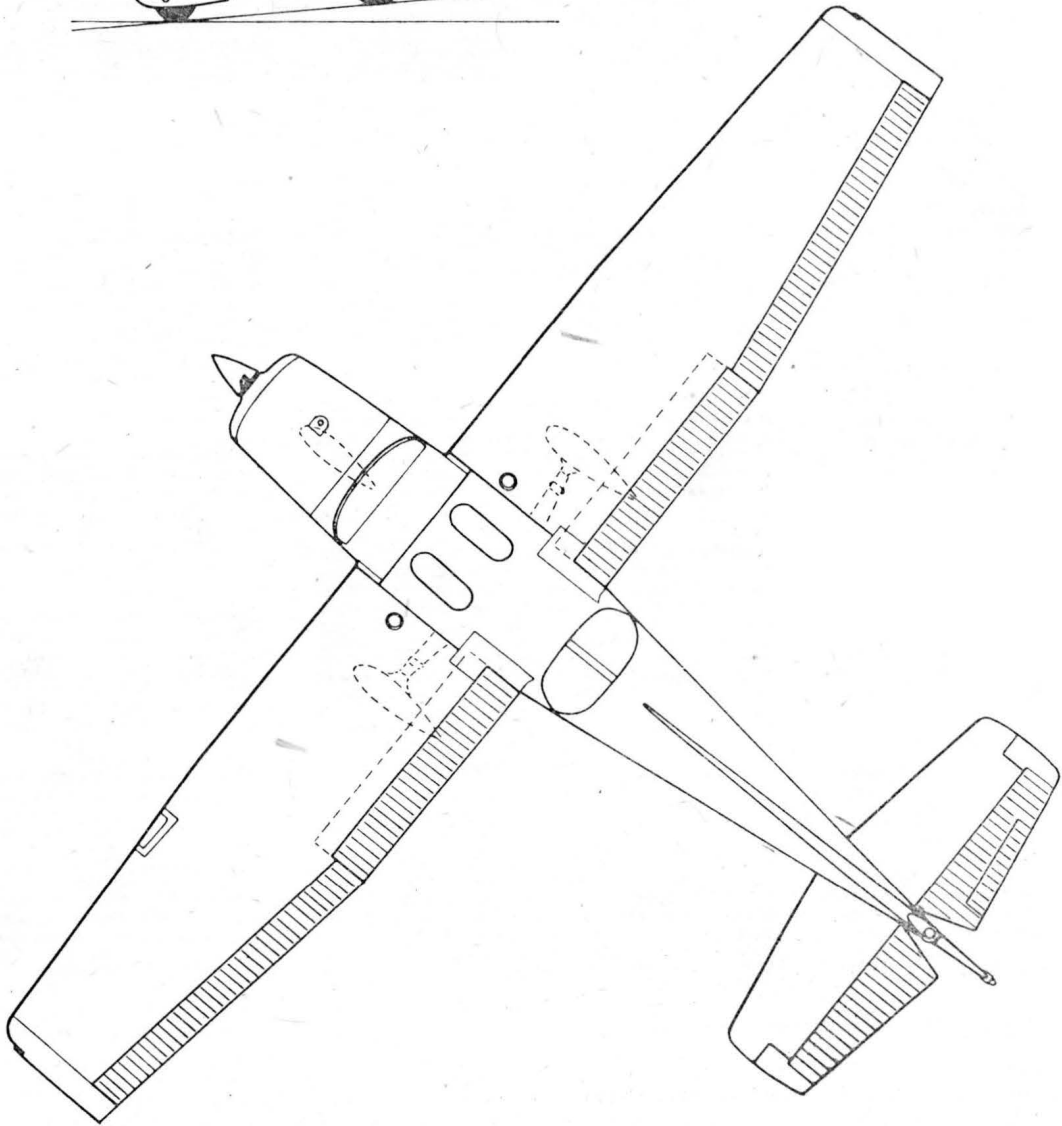
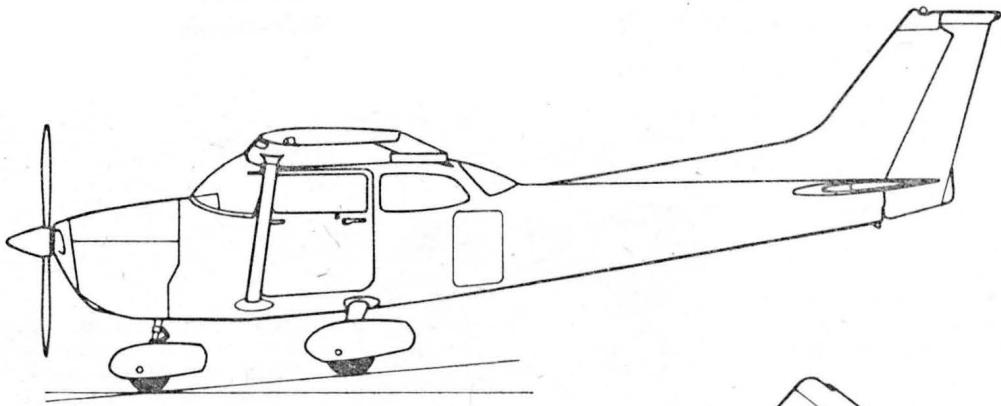
Wyposażenie. Zestaw przyrządów wg życzenia zamawiającego. Możliwość zainstalowania zestawu IFR, radiostacji UKF i autopilota. Lampa antykolizyjna i światła pozycyjne z migaczami. Wersja z bogatszym wyposażeniem nazywana jest Skyhawk II.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Cessna 172 Skyhawk jest kolejną wersją produkowanego od 1957 r. Modelu 172. Jest to jeden z najliczniej produkowanych samolotów na świecie — łączna liczba wyprodukowanych egzemplarzy Cessny 172 we wszystkich wariantach przekroczyła 30 000. Cessna 172 produkowana była w kilku wariantach z różnymi silnikami i wyposażeniem: Model 172 (118 kW), Model R172E (156 kW), Model R172 Hawk XP (silnik wtryskowy); każdy z tych wariantów był przystosowany do postawienia na pływakach zamiast podwozia kołowego. Pewną liczbę Cessny 172 wyprodukowano (i produkuje się nadal) w zakładach Reims Aviation we Francji. Skyhawk jest jednym z najliczniej produkowanych seryjnie samolotów cztero-miejscowych. Jego wersją rozwojową jest Cessna Cutlass RG z chowanym podwoziem.

DANE TECHNICZNE (w nawiasach dane wersji na pływakach)

Rozpiętość	10,92 (10,92) m
Długość	8,20 (8,13) m
Wysokość	2,68 (3,63) m
Rozpiętość usterzenia	3,43 (3,43) m
Cięciwa skrzydła u nasady	1,626 (1,626) m
Cięciwa skrzydła przy końcówce	1,130 (1,150) m
Cięciwa usterzenia poziomego u nasady	1,245 (1,245) m
Cięciwa usterzenia poziomego przy końcówce	0,816 (0,816) m
Rozstaw podwozia	2,53 (—) m
Baza podwozia	2,25 (—) m
Średnica śmigła	1,91 lub 2,03 m
Powierzchnia skrzydła	16,20 (16,20) m ²
Powierzchnia lotek	1,70 (1,70) m ²
Powierzchnia kłap	1,97 (1,97) m ²
Powierzchnia statecznika poziomego	2,00 (2,00) m ²
Powierzchnia steru wysokości	1,35 (1,35) m ²
Powierzchnia statecznika pionowego	1,04 (1,04) m ²
Powierzchnia steru kierunku	0,69 (0,69) m ²
Wydłużenie skrzydła	7,36 (7,36)
Wydłużenie usterzenia poziomego	3,51 (3,51)
Masa własna	649 (728) kg
Masa startowa maks.	1089 (1007) kg
Masa do kołowania	1092 (1010) kg
Masa użyteczna maks.	445 (282) kg
Masa bagażu maks.	54 (54) kg
Obciążenie powierzchni nośnej	67,4 (62,2) kg/m ²
Obciążenie mocy maks.	9,25 (8,56) kg/kW

Prędkość pozioma maks.	228 (178) km/h
Prędkość przelotowa (75% mocy, H = 2400 m)	222 (176) km/h
Prędkość przeciągnięcia z kłapami	85 (81) km/h
Prędkość przeciągnięcia bez kłap	94 (89) km/h
Wznoszenie (H = 0)	3,55 (3,77) m/s
Pułap	3962 (4572) m
Rozbieg	271 (427) m
Start na 15 m	495 (658) m
Lądowanie (wodowanie) z 15 m	390 (410) m
Dobieg	165 (180) m
Zasięg (zapas paliwa 150 l, 75% mocy, kołowanie, start, wznoszenie, przelot na H = 2400 m + rezerwa na 45 min)	815 (667) km
Długość trwałości lotu (jw.)	3,8 (3,8) h
Zasięg (zapas paliwa 190 l, reszta jw.)	1083 (880) km
Długość trwałości lotu (jw.)	5 (5) h
Zasięg (zapas paliwa 232 l, jw.)	1398 (—) km
Długość trwałości lotu (jw.)	5,4 (—) h
Zasięg maks. (zapas paliwa 150 l, H = 3050 m)	963 (806) km
Długość trwałości lotu (jw.)	5,6 (5,6) h
Zasięg maks. (zapas paliwa 190 l, H = 3050 m)	1259 (1046) km
Długość trwałości lotu (jw.)	7,4 (7,4) h
Zasięg maks. (zapas paliwa 232 l, H = 3050 m)	1621 (—) km
Długość trwałości lotu (jw.)	9,4 h T.M.



Amatorski samolot sportowy

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, dwumiejscowy, całkowicie metalowy dolnopłat ze stałym podwoziem.

Plat. Obrys prostokątny, profil NACA 64412, wznios części zewnętrznych (w rejonie lotek) 8°. Konstrukcja trójdzielna, dwudźwigarowa, skorupowa, całkowicie metalowa. Dźwigary duralowe, nitowane. Pokrycia z segmentów blachy zamykających cały obwód kesonu. Lotki metalowe, zawieszane na zawiasach typu szarnirowego, osie obrotu lotek na górnej powierzchni skrzydła. Klapy o konstrukcji analogicznej do konstrukcji lotek. Końcówki laminatowe. Skrzydła mogą być składane (demontowane) w celu umożliwienia transportu drogowego.

Kadłub. Przekrój prostokątny, sklepiony łukiem od góry. Klasyczna konstrukcja półskorupowa, duralowa, nitowana. Ściana ogniowa nachylona ku przodowi, na niej mocowania zespołu napędowego i goleni podwozia głównego. Kabina z miejscami obok siebie. Za fotelami półka na mniejszy bagaż, pod nią właściwy bagażnik, dostępny po odchyleniu do przodu oparcie foteli. Osłony kabiny dwuczęściowe — wiatrochron i odsuwana do tyłu limuzyna o kształcie kropłowym. Niektóre wersje samolotu zamiast bagażnika mają foteliki dla dzieci, inne, z przedłużonym kadłubem, nawet dodatkowy fotel pasażerski. Kabina chroniona kozłem kapotażowym, który stanowi ramę wiatrochronu. Przed tablicą przyrządów umieszczony jest zbiornik paliwowy.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym. Obrys usterzenia pionowego trapezowy, poziomego — prostokątny. Statecznik pionowy skorupowy jednodźwigarowy, pokrycie z jednego arkusza blachy. Ster kierunku metalowy, wyposażony w małą klapkę wyważającą nastawianą na ziemi. Usterzenie poziome płytowe z klapkami dociążającymi, dwudźwigarowe (dźwigar główny na całej rozpiętości, dźwigarki tylne dzielone na wykroju umożliwiający wychylenia steru kierunku). Dźwigar główny rurowy jest równocześnie osią obrotu płyt usterzenia, dźwigarki tylne



z profilu duralowego. Klapki dociążające metalowe, zawieszane na zawiasach szarnirowych. Końcówki usterzenia laminatowe.

Sterowanie. Sterownice (drażki i pedały) zdwojone. Układy sterowania linkowe, napęd klap ręczny za pośrednictwem elementów skrętnych. Drażki bez rękojeści, zakończone gałkami (co ma zapewnić „neutralność” uchwytu).

Podwozie. Podwozie stałe, w układzie klasycznym. Golenie główne sprężyste z rur stalowych wyprofilowanych kropłowymi osłonami. Koła wyposażone w hamulce mechaniczne mogą być osłonięte laminatowymi, kropłowymi owiewkami z laminatu. Podwozie tylne sterowane — sprzężone z układem napędzającym ster kierunku. Goleń tylna sprężysta. Wymiary ogumienia kół głównych 5,00-5.

Zespół napędowy. Może być zastosowany jakikolwiek silnik płaski chłodzony powietrzem w zakresie mocy 84÷150 kW. Najczęściej spotyka się silniki Lycoming o mocy 91,9 kW. Łoże silnika z rur stalowych. Oś zespołu napędowego odchylna o 5° do dołu i o 3° w prawo w celu zrównoważenia momentu reakcyjnego od śmigła. Osłony silnika metalowe laminatowe, odejmowalne. Śmigła dobierane do używanych silników — na ogół metalowe, dwułopatowe.

Instalacja paliwowa. Zbiornik kadłubowy o pojemności 110 l, pompa na silniku, brak pompy awaryjnej.

Wyposażenie. Zestawy przyrządów i wyposażenia radionawigacyjnego zależne od życzeń i możliwości wykonawcy.

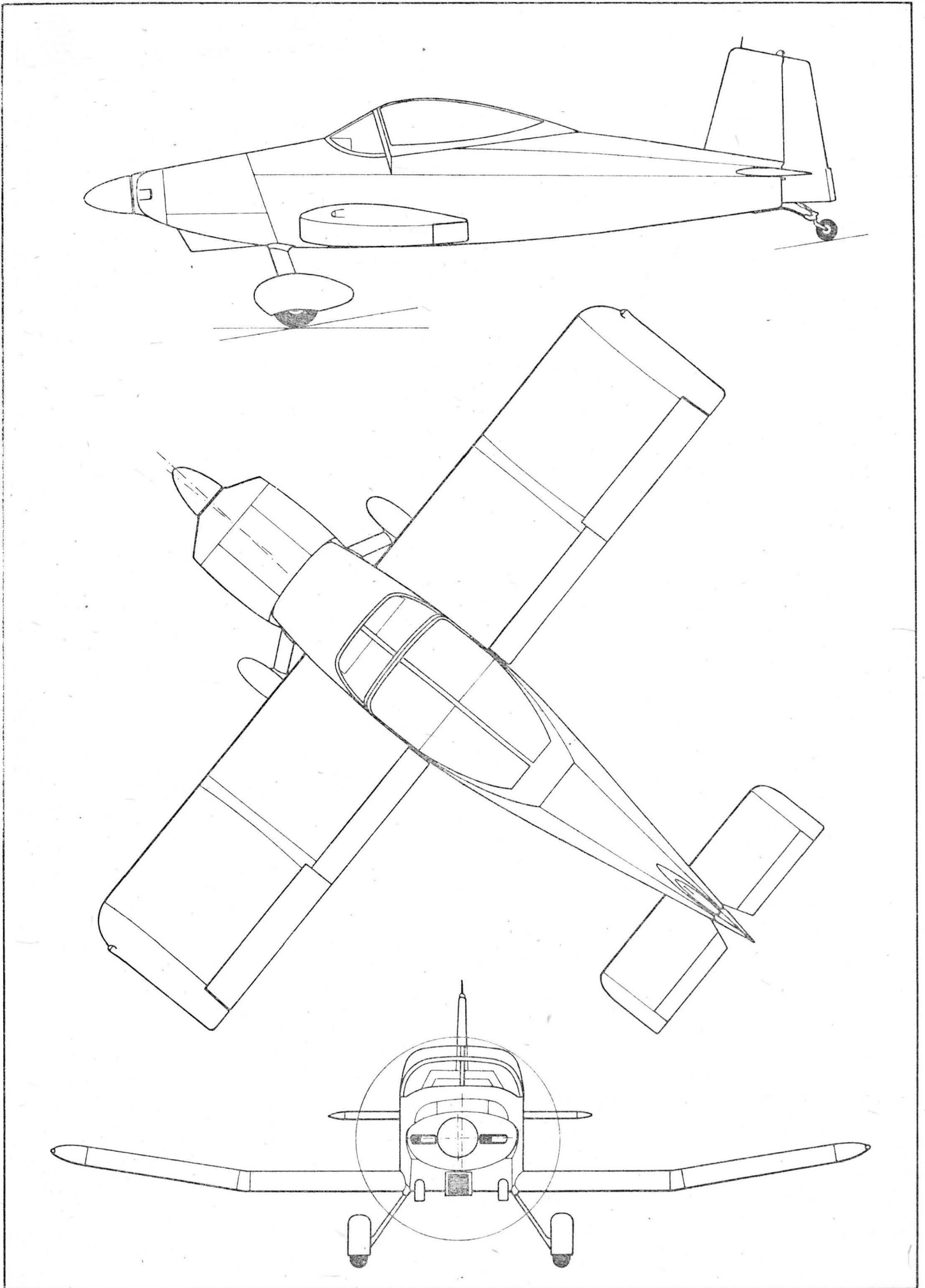
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot został opracowany w 1964 r. przez Johna Thorpa (znanego z konstrukcji samolotu Sky-Scouter, który stał się pierwowzorem Pipera Cherokee; samolotu Fletcher FU-24 początkowo szturmowego, a następnie po przeróbkach do dziś znanego jako rolniczy; J. Thorp opracował także adaptację samolotu Beech 18 na napęd turbośmigłowy). Samolot w założeniach miał być możliwie tani i względnie łatwy do wykonania w warunkach amatorskich. Nie stawiano też szczególnych wymagań co do silnika. Choć kształt samolotu (szczególnie kadłuba) wydaje się kanciasty, został on bardzo starannie przemyślany pod względem aerodynamicznym, np. nigdzie nie pokrywają się maksima przekrojów poszczególnych części (kadłuba, skrzydeł, bryły kabiny, owiewek podwozia). Wszystkie powierzchnie są przy tym rozwijalne, co znacznie upraszcza budowę w warunkach amatorskich. Zgodnie z przewidywaniami pracochłonność budowy w przeciętnych warunkach amatorskich nie powinna przekraczać 2000 h. Tiger w krótkim czasie stał się jednym z najpopularniejszych samolotów budowanych przez amatorów. Powstały liczne jego odmiany i modyfikacje (kadłub przedłużony o 0,25 m, zwiększona lub zmniejszona rozpiętość, podwozia z kołem przednim); nie wszystkie były udane — okazało się, że zwiększenie rozpiętości wyraźnie pogarszało sterowność poprzeczną. Thorp T-18 Tiger może być wykorzystywany do akrobacji. Na jednym z egzemplarzy T-18 pilot D. Taylor w 1976 r. wykonał lot dookoła świata (39 633 km w ciągu 171,5 h).

DANE TECHNICZNE (dla wersji z silnikiem 91,9 kW; w nawiasach — 114 kW; kreska oznacza brak danych dla wersji 91,9 kW)

Rozpiętość	6,35 m
Długość	5,54 m
Wysokość	1,47 m
Ciężka skrzydła	1,27 m
Rozpiętość usterzenia	2,18 m
Baza podwozia	4,14 m
Rozstaw podwozia	1,58 m
Szerokość kadłuba	0,96 m
Powierzchnia skrzydła	8,0 m ²
Wydłużenie skrzydła	5,04
Masa własna	— (408) kg

Masa startowa maks.	— (683) kg
Obciążenie powierzchni	— (85,4) kg/m ²
Obciążenie mocy	— (7,43) kg/kW
Prędkość maks.	273,5 (321) km/h
Prędkość przelotowa	241,3 (282) km/h
Prędkość przeciągnięcia	100 (105) km/h
Wznoszenie	— (10,2) m/s
Pułap	— (6100) m
Rozbieg	— (91) m
Dobieg	— (275) m
Zasięg	920 (805) km
Współczynniki obciążeń konstrukcyjne	n = +6 do -3

T.M.



WODNOSAMOLOTY (II)

- 1 — powierzchnia zwilżona
- 2 — p. ślizgowa
- 3 — kąt ślizgu, k. natarcia powierzchni ślizgowej
- 4 — fala dziobowa
- 5 — strumień nadążający, ślad torowy, kilwater
- 6 — bryzg(i), rozbryzg
- 7 — charakterystyka rozbryzgu
- 8 — pęczcherz bryzgu, wachlarz b., kożuch bryzgowy
- 9 — woda jednolita (w odróżnieniu od piany)
- 10 — (woda rozpylona, mgła wodna, mieszanina wody z pęczcherzkami)
- 11 — liczba Froude'a
- 12 — opór (hydrodynamiczny), o. wody
- 13 — tarcie powierzchniowe, opór tarcia
- 14 — o. fałowy
- 15 — o. powietrza, o. aerodynamiczny
- 16 — o. całkowity
- 17 — (garb krzywej oporu)
- 18 — wypór hydrodynamiczny
- 19 — wypadkowa siła hydrodynamiczna
- 20 — (odwrotność doskonałości hydrodynamicznej)
- 21 — nadmiar ciągu
- 22 — osiągi na wodzie
- 23 — odciążenie (przez skrzydło)
- 24 — ze swobodą przegłębiania
- 25 — optymalne przegłębienie
- 26 — współczynnik obciążenia (od wody)
- 27 — w. momentu (przegłębiającego)
- 28 — w. oporu hydrodynamicznego
- 29 — zdolność do użytkowania na morzu, dzielność morską
- 30 — własności na wodzie, sterowność na w.
- 31 — dryf, znos, znoszenie
- 32 — dryfowanie
- 33 — d. bokiem
- 34 — żeglowanie (wodnosamolotu)
- 35 — (ustawianie się pod wiatr, efekt chorągiewki)
- 36 — niekontrolowany zakręt na wodzie
- 37 — przyssanie (dna do wody)
- 38 — zwrot w ślizgu, z. na redanie
- 39 — wykonywać zwrot na wiatr, wyostrzać
- 40 — w. zwrot od wiatru, odpadać (od wiatru)
- 41 — (zwrot z zanurzoną rufą)
- 42 — średnica cyrkulacji (wodnosamolotu)
- 43 — holowanie
- 44 — wodowanie, lądowanie na wodzie
- 45 — zetknięcie z wodą (przy wodowaniu)
- 46 — zejście z redanu, przejście w pływanie wypornościowe
- 47 — lądowanie na wodzie sfalowanej
- 48 — wodowanie na gładkiej wodzie
- 49 — wodowanie w otwartym morzu, w. na pełnym m.
- 50 — start z bocznym wiatrem
- 51 — s. na wodzie sfalowanej
- 52 — s. na gładkiej wodzie
- 53 — obciążenia od wody
- 54 — reakcja wody, oddziaływanie w.
- 55 — uderzenie wody, u. o wodę
- 56 — promień bezwładności na pochylenie
- 57 — obciążenie dna (pływaka, kadłuba łodziowego)
- 58 — parcie (wody) na dno
- 59 — lokalny rozkład ciśnień
- 60 — prędkość opadania, p. zniżania
- 61 — wodowanie na redan
- 62 — w. na dziób
- 63 — w. na rufę
- 64 — w. na oba pływaki z dryfem
- 65 — współczynnik obciążenia od uderzenia o wodę
- 66 — łódź latająca, wodnosamolot łodziowy
- 67 — w. pływakowy
- 68 — podwozie pływakowe
- 69 — zdwojone pływaki wodnosamolotu, p. w. dwupływakowego
- 70 — pływak główny
- 71 — p. pomocniczy
- 72 — p. centralny
- 73 — p. zwykły, p. standardowy
- 74 — p.—amfibia, p. ziemnowodny
- 75 — wsporniki pływaków, zawieszenie p.
- 76 — okucia mocowania podwozia pływakowego (do kadłuba)
- 77 — przednia stójka
- 78 — tylna s.
- 79 — zastrzał, skośna rozpórka
- 80 — poprzeczka, rozpórka poprzeczna
- 81 — taśmy (druty) usztywniające, wykrzywianie
- 82 — dodatkowa powierzchnia statecznika pionowego
- 83 — zład kadłuba, szkielec kadłuba
- 84 — zład poprzeczny
- 85 — wręga, wręg
- 86 — gródź
- 87 — zład wzdłużny
- 88 — dziobnica, stewa dziobowa
- 89 — nadstępka środkowa, kilson
- 90 — płetwa denna (pionowa), dejwud
- 91 — nadstępka, kilson, wzdłużnik denny (boczny)
- 92 — wzdłużnik
- 93 — w. obłowy
- 94 — w. burtowy przypokładowy
- 95 — listwa odbojowa, odbojnica
- 96 — poszycie zewnętrzne
- 97 — p. denne
- 98 — p. burtowe
- 99 — burta, ściana burtowa
- 100 — redan wzdłużny
- 101 — żeza
- 102 — pompa żezowa
- 103 — pokrywka wziernika
- 104 — zderzak (na dziobie)
- 105 — drabinka, trap
- 106 — podnoszony ster wodny
- 107 — sterowanie sterem wodnym
- 108 — knaga, rozki
- 109 — k. dziobowa
- 110 — pierścień holowniczy, zaczep h.
- 111 — p. cumowniczy na dziobie
- 112 — p. c. na rufie
- 113 — kotwica (dziobowa)
- 114 — k. pływająca, dryfkotwa
- 115 — lina kotwiczna
- 116 — cuma, lina cumownicza
- 117 — rzutka
- 118 — szakła, szkła
- 119 — karabińczyk, haczyk za-trzaskowy
- 120 — wiosło

K.D.

HYDRAVIONS (II)

- 1 — surface (f) mouillée
- 2 — s. d'hydroplanage
- 3 — angle (m) d'h., a. d'attaque sur l'eau, incidence (f) de la s. d'h.
- 4 — vague (f) d'étrave, onde (f) d'é.
- 5 — sillage (m), remous (m)
- 6 — embrun (m)
- 7 — forme (f) des embruns
- 8 — (volute (f) d'eau, v. d'embruns)
- 9 — (eau (f) homogène, e. solide)
- 10 — (e. avec les bulles d'air)
- 11 — nombre (m) de Froude
- 12 — traînée (f) hydrodynamique
- 13 — t. de frottement
- 14 — impédance (f) d'onde, traînée (f) d'o.
- 15 — t. aérodynamique
- 16 — t. totale
- 17 — point (m) critique (de passage sur le redan), p. de dejaugage
- 18 — poussée (f) (hydro)dynamique
- 19 — p. h. résultante
- 20 — finesse (f) h.
- 21 — poussée (f) surplus
- 22 — performances (fpl) à flot
- 23 — (allègement (m) par l'aile)
- 24 — (avec la différence libre)
- 25 — différence (f) optimum
- 26 — facteur (m) de charge
- 27 — coefficient (m) de moment de tangage
- 28 — c. de résistance de carène
- 29 — tenue (f) en mer
- 30 — (qualité (f) manoeuvrière à flot, q. de manèment à f.)
- 31 — dérive (f)
- 32 — dérivage (m)
- 33 — (d. latéral)
- 34 — louvoyage (m) d'hydravion, navigation (f) d'h.
- 35 — effet (m) girouette du vent
- 36 — (virage (m) incommandé à flot)
- 37 — (suction (f) du fond)
- 38 — virement (m) en hydroplanage, v. sur redan
- 39 — venir au vent, remonter
- 40 — abattre, laisser arriver
- 41 — (virement (m) avec l'arrière plongé)
- 42 — diamètre (m) de giration d'hydravion
- 43 — remorquage (m)
- 44 — amerrissage (m), amerrissage (m)
- 45 — amerrissage (m)
- 46 — (descente (f) de redan)
- 47 — amerrissage (m) sur mer agitée, a. sur m. houleuse
- 48 — (a. sur la surface lisse)
- 49 — a. en haute mer, a. en plein m.
- 50 — décollage (m) en vent de côté, d. en v. latéral
- 51 — (d. de mer agitée)
- 52 — (d. de la surface lisse)
- 53 — charges (fpl) à flot
- 54 — réaction (f) d'eau
- 55 — choc (m) sur l'eau
- 56 — rayon (m) de giration de tangage
- 57 — charge (f) de fond
- 58 — pression (f) (d'eau) sur le fond
- 59 — répartition (f) de pression locale
- 60 — vitesse (f) de descente
- 61 — amerrissage (m) sur le redan
- 62 — a. sur l'avant
- 63 — a. sur l'arrière
- 64 — a. dissymétrique d'hydravion à deux flotteurs
- 65 — facteur (m) de charge à l'amerrissage
- 66 — hydravion (m) à coque
- 67 — h. à flotteurs
- 68 — train (m) d'amerrissage, amerrisseur (m)
- 69 — catamaran (m), flotteurs (mpl) en c.
- 70 — flotteur (m) principal
- 71 — f. auxiliaire, ballonnet (m)
- 72 — f. central, f. unique
- 73 — f. simple
- 74 — flotteur (m) amphibie
- 75 — mât (f) de flotteurs
- 76 — points (mpl) d'attache de la mât (sur le fuselage)
- 77 — mât (m) d'avant
- 78 — m. d'arrière
- 79 — m. diagonal
- 80 — barrot (m)
- 81 — croisillon (m), croisillonage (m)
- 82 — surface (f) additionnelle verticale
- 83 — ossature (f) de la coque
- 84 — construction (f) transversale
- 85 — couple (m), membrure (f)
- 86 — cloison (f) étanche
- 87 — construction (f) Isherwood, c. longitudinale
- 88 — étrave (f)
- 89 — carlingue (f) centrale
- 90 — massif (m)
- 91 — carlingue (f)
- 92 — serre (f)
- 93 — s. (f) de bouchain
- 94 — livet (m) du pont
- 95 — ceinture (f)
- 96 — bordé (m)
- 97 — b. de fond
- 98 — b. de côté
- 99 — bord (m)
- 100 — redan (m) longitudinal
- 101 — sentine (f), puisard (m)
- 102 — pompe (f) de cale
- 103 — porte (f) de visite
- 104 — pare-choc (m)
- 105 — échelle (f)
- 106 — gouvernail (m) marin relevable
- 107 — contrôle (m) par gouvernail marin
- 108 — taquet (m)
- 109 — t. d'étrave
- 110 — boucle (f) de remorquage
- 111 — b. d'étrave
- 112 — b. d'étambot
- 113 — ancre (f) (de bossoir)
- 114 — a. flotante, cône-ancre (f)
- 115 — aussière (f), cablot (m)
- 116 — a., haussière (f), amarre (f)
- 117 — ligne (f) d'attrape
- 118 — manille (f)
- 119 — mousqueton (m)
- 120 — aviron (m), rame (f), pagaie (f)

Kryteria ilościowe charakteryzujące stateczność samolotu (II)

3.2.1. Charakterystyki wahań długookresowych (fugoid). Kryterium jest wyznaczone przez rys. 4a i dotyczy ruchu okresowego fugoidalnego. Odnosi się zarówno do konfiguracji z puszczonego sterem wysokości, jak i ze sterem trzymanym. Nie odnosi się do zakresu prędkości przydźwiękowych. W warunkach odpowiadających normalnej eksploatacji nie jest dopuszczalne występowanie ruchu rozbieżnego (aperiodycznego).

3.2.2. Dla ruchu aperiodycznego muszą być spełnione kryteria przedstawione na rys. 4b.

Objaśnienie

Parametr ω^2 (czyli kwadrat częstości) oraz $2 \cdot \xi \cdot \omega$ (czyli tłumienie bezwzględne) są zdefiniowane przez wyrażenie:

$$\omega^2 = \left(\frac{1}{T_{P1}}\right) \cdot \left(\frac{1}{T_{P2}}\right)$$

gdzie T_{P1} i T_{P2} są stałymi czasowymi (w sekundach) dwóch aperiodycznych składników ruchu oraz

$$2 \cdot \xi \cdot \omega = \left(\frac{1}{T_{P1}}\right) + \left(\frac{1}{T_{P2}}\right)$$

gdzie T_{P1} i T_{P2} odpowiadają ruchowi zbieżnemu i rozbieżnemu.

Czas podwojenia się zakłócenia τ_2 może być wyznaczony z równania:

$$T_{P1} \cdot \exp\left(-\frac{\tau_2}{T_{P1}}\right) - T_{P2} \cdot \exp\left(-\frac{\tau_2}{T_{P2}}\right) = 2(T_{P1} - T_{P2})$$

Przykład dla warunków lotu z dużą prędkością (samolot DC-8):

$\frac{1}{T_{P1}} = -0,0708,$	$T_{P1} = 14,1 \text{ s}$
$T_2 = -0,693,$	$T_{P1} = 9,8 \text{ s}$
$\frac{1}{T_{P2}} = 0,108,$	$T_{P2} = 9,3 \text{ s}$
$T_{1/2} = -0,693,$	$T_{P2} = 6,4 \text{ s}$

Wtedy:

$$2 \cdot \xi \cdot \omega = 0,0372; \quad \omega^2 = -0,0076; \quad \tau_2 = 16,5 \text{ s}$$

Wpływ $T_{1/2}$ na czas podwojenia się zakłócenia τ_2 jest taki, że $\tau_2 = 16,5 \text{ s}$ jest prawie dwukrotnie większy od $T_2 = 9,8 \text{ s}$.

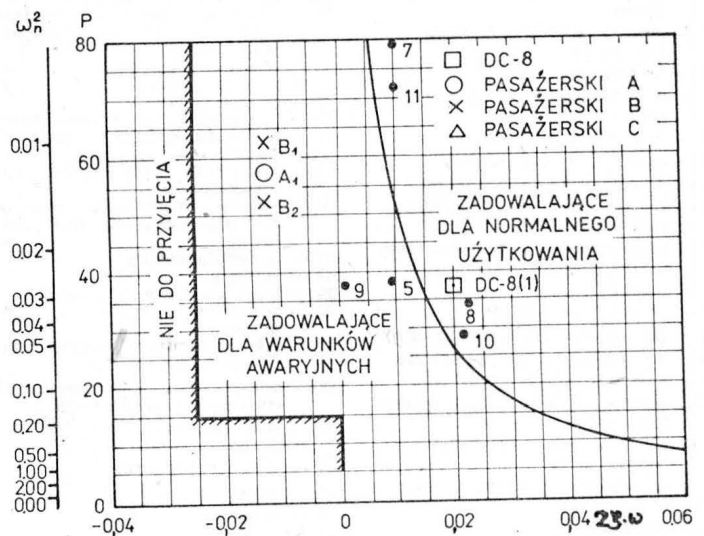
Przypadki ruchu rozbieżnego znajdują się w pobliżu $\tau_2 = 15 \text{ s}$ i mogą być zbyt szybkie (zbyt intensywna roz-

bieżność), gdy weźmie się pod uwagę konieczność częstego spoglądania na przyrządy w takich fazach lotu, w których pilot nie może skupić na tym zagadnieniu całej uwagi. Dlatego $\tau_2 = 15 \text{ s}$ może być uważane za wartość graniczną nadającą się do przyjęcia.

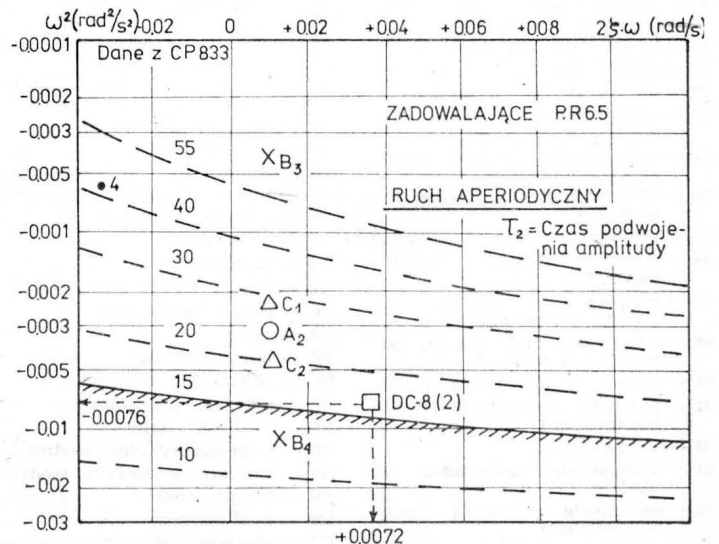
4. Stateczność dynamiczna boczna i kierunkowa

4.1. Holendrowanie

Kryteria pomocnicze do oceny charakterystyk holendrowania samolotu w konfiguracji podstawowej, nie wyposa-



a)



b)

Rys. 4. a) Charakterystyki wahań długookresowych fugoid: 5 - Boeing 707 podejście, 7 - Vanguard - duże wysokości, 8 - Vanguard podejście, 9 - DC-8 podejście, 10 - Viscount podejście, 11 - Viscount przelot; A₁ - masa 81 000 kg, wys. lotu 5490 m, prędkość 0,35 Ma, B₁ - masa 62 100 kg, wys. lotu 2836 m, prędkość 0,37 Ma, B₂ - masa 95 625 kg, wys. lotu 2836 m, prędkość 0,32 Ma, DC-8 (1) masa 45 000 kg, wys. 0 m, prędkość 0,22 Ma; b) kryteria ruchu aperiodycznego: 4 - Boeing 707 przelot, A₂ - masa 81 000 kg, wysokość lotu 7165 m, prędkość 0,90 Ma, DC-8 (2) masa 103 500 kg, wysokość lotu 10 065 m, prędkość 0,88 Ma, B₃ - masa 93 645 kg, wysokość lotu 9809 m, prędkość 0,82 Ma, B₄ - masa 112 500 kg, wysokość lotu 6832 m, prędkość 0,874 Ma, C₁ - masa 85 500 kg, wysokość lotu 12 200 m, prędkość 0,88 Ma, C₂ - masa 56 700 kg, wysokość lotu 10 675 m, prędkość 0,835 Ma

TABLICA 3

Poziom	Faza lotu	Min. wartość ξ_d	Min. wartość $\xi_d \times \omega_{nd}^*$
1	Wznoszenie, przelot, zniżanie, zniżanie awaryjne, awaryjne zmniejszenie prędkości lotu	0,08	0,15
1	Start, podejście, odejście na drugi krąg, lądowanie	0,08	0,15
2	Wszystkie	-0,02	0,05
3	Wszystkie	0,02	-

*) Obowiązującym wymaganiem dla tłumienia jest to, które odpowiada większej wartości ξ_d .

zonego w tłumiki wahań kierunkowych, zestawione są w tabl. 3.

Objaśnienie do tabl. 3

Gdy $\omega_{nd}^2 |\Phi/\beta|_d$ jest większe od 20 (rad/s)², minimalna wartość $\xi_a \omega_{nd}$ musi być powiększona powyżej podanych w tabl. 3 wartości minimalnych, wg wzoru:

— poziom 1: $A \xi_a \omega_{nd} = 0,014 (\omega_{nd}^2 |\Phi/\beta|_d - 20)$

— poziom 2: $A \xi_a \omega_{nd} = 0,009 (\omega_{nd}^2 |\Phi/\beta|_d - 20)$

— poziom 3: $A \xi_a \omega_{nd} = 0,005 (\omega_{nd}^2 |\Phi/\beta|_d - 20)$

gdzie ω_{nd} jest wyrażone w rad/s.

Określenia poziomów:

— poziom 1 — właściwości są w pełni właściwe;
— poziom 2 — właściwości są odpowiednie, występuje jednak pewne zwiększenie wysiłku wymaganego od pilota, albo też zmniejszenie efektywności;

— poziom 3 — właściwości są takie, że wystarczają do bezpiecznego sterowania samolotu, jednak obciążenie (wymagane natężenie uwagi) pilota jest nadmierne. Nie mogą być uznane za właściwe dla dłuższej trwających stanów lotu.

4.1.2. Podczas przelotu — wskutek wpływu wzniosu — wymagane jest dodatkowe tłumienie ruchu typu holendrowania. Dodatkowe tłumienie jest bezpośrednio uzależnione od stosunku przyspieszenia kąowego w przechyleniu do ślizgu z tym, że dla lotu na małych wysokościach (podejścia i odejścia) kąt przechylenia jest istotniejszy.

4.1.3. Ruchy okresowe nietłumione (bez szybkiej rozbieżności), które występują w wyniku uszkodzenia instalacji, mogą być uznane za dopuszczalne, jeżeli pilot jest w stanie szybko je stłumić i nie wymaga to od niego takiego nakładu uwagi i wysiłku, który odciągnąłby go od zasadniczych czynności związanych z utrzymaniem założonego toru lotu i obserwowaniem przyrządów pokładowych. Uszkodzenia powodujące wspomniane ruchy nietłumione muszą jednak należeć do rzadkości.

Powyższe stwierdzenie może być użyte jako wytyczna do ustalenia poziomu niezawodności wymaganego dla urządzeń związanych ze „sztuczną statecznością” samolotu.

4.2. Stateczność spiralna.

4.2.1. Dyskusja.

Naturalna tendencja samolotu nie mającego stateczności spiralnej polega na powiększaniu przechylenia i nabieraniu prędkości. Występuje to łatwiej w warunkach IFR, gdy pilot jest zaabsorbowany nawigacją i nie może nieustannie obserwować przechylenia samolotu. Szczególnie w odniesieniu do samolotów, których prędkości użytkowe leżą w pobliżu krytycznych liczb Macha, konsekwencje wejścia w spiralę są znacznie poważniejsze.

Nurkowanie w spirali może doprowadzić do przekroczenia dozwolonych prędkości.

Samoloty o małym wydłużeniu i dużym momencie bezwładności wokół osi podłużnej (np. wyposażone w zbiorniki paliwa na końcach skrzydeł, albo wielosilnikowe z silnikami na skrzydła) mają małe tłumienie przechylenia, szczególnie podczas lotu na dużych wysokościach (niskie wartości ciśnienia dynamicznego). Rezultatem są niezadowalające reakcje na wychylenie lotek oraz trudności z wyważeniem, a także duża wrażliwość na turbulencję. Stała czasowa dla ruchu przechylenia τ_R jest rzędu 0,5÷1,0.

Tarcia w układzie sterowania lotkami komplikuje zagadnienie wyważenia poprzecznego, powodując efekt histerezy i kłopoty z powrotem lotek w położenie neutralne. Tarcie to powinno być zatem jak najmniejsze.

Wysoka stateczność spiralna jest również nie do przyjęcia, gdyż powoduje konieczność przykładania dużych sił do sterownicy w ustalonym zakreście.

4.2.2. Kryteria

Kryteria ilościowe

Charakterystyki stateczności spiralnej powinny odpowiadać kryterium na rys. 5 dla wszystkich faz lotu i konfiguracji. Dodatnia stateczność spiralna nie zawsze jest wymagana. Jednak, jeżeli ruch jest rozbieżny, rozbieżność ta nie może być zbyt intensywna, tzn. że z lotkami w ustalonym położeniu czas podwojenia się przechylenia T_2 wynosi nie mniej niż 20 s dla poziomu 1, 12 s dla poziomu 2 oraz 4 s dla poziomu 3, dla wszystkich stanów lotu (określenia poziomów w p. 4.1).

Rys. 5 podaje wartości $1/\tau_R$ zmienne od 0 do 0,08 dla oceny pilota PR 3,5, zależnie od stosunku sprzężenia Φ/β (stosunek przechylenia do ślizgu) oraz stałej czasowej przechylenia τ_R (stosunek efektywnego momentu bezwładności w ruchu przechylenia do efektywnego tłumienia przechylenia).

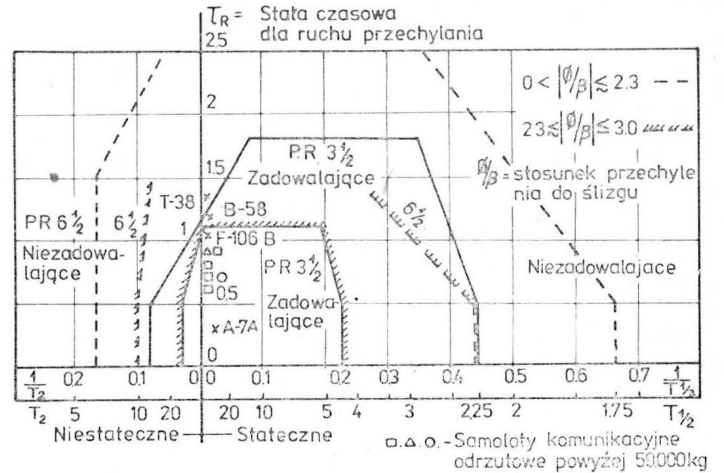
Wielkość τ_R dla samolotów transportowych jest rzędu 0,3÷1,5 i jest mniejsza przy większych gęstościach po-

wietrza (małe wysokości) oraz większych prędkościach rzeczywistych.

5. Sterowność

5.1. Stateczność względem prędkości

Zadawalające właściwości stateczności względem prędkości, utrzymywania toru lotu podczas schodzenia, a także stateczności poprzecznej i kierunkowej niezbędne są dla lotu ustalonego w fazie podejścia do lądowania. Znaczenie dobrych właściwości ruchu fugoidalnego oraz holendrowania wyjaśniono wyżej.



Rys. 5. Charakterystyki stateczności spiralnej

W przypadku rozbieżności ruchu fugoidalnego bardzo wzrasta obciążenie pilota, gdyż musi on stale być ogniwem zamykającym w pętli sprzężenia zwrotnego: prędkość lotu — moc silnika. Przy bardzo dużej niestateczności, pilot jest także angażowany w pętli: położenie samolotu — wychylenie steru wysokości.

Ocena, stateczności samolotu, jaką daje pilot, zależy również od ogólnego poziomu złożoności pilotowania danego samolotu, który określa natężenie uwagi, jaką pilot może poświęcić zagadnieniu utrzymania prędkości. Przyjmuje się, że prędkość opadania w momencie przyziemienia powinna być mniejsza od 1 m/s.

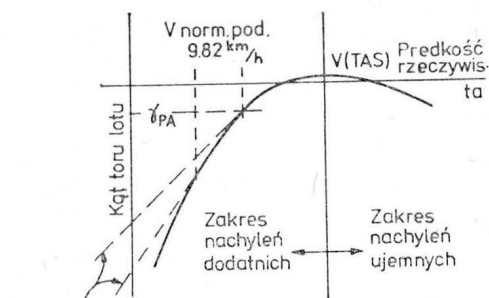
Kryteria ilościowe dla stateczności względem prędkości podano na rys. 6. Stateczność ta, zwana też statecznością toru lotu, jest określana jako zmiana kąta toru lotu przy zmianie prędkości lotu, dokonanej wyłącznie wychyleniem steru wysokości (położenie dźwigni sterujących silnikami pozostaje stałe).

Dla fazy podejścia do lądowania, pochylenie krzywej (kąt toru lotu w funkcji prędkości w zakresie prądientów dodatnich) nie powinno być większe niż:

- a) poziom 1 — 0,06 stopnia/węzeł (0,0323 stopnia/km/h),
- b) poziom 2 — 0,15 stopnia/węzeł (0,0808 stopnia/km/h),
- c) poziom 3 — 0,24 stopnia/węzeł (0,1293 stopnia/km/h).

Określenia poziomów podano w pkt 4.1. Ustawienia dźwigni sterujących silnikami odpowiadają normalnej prędkości podejścia przy właściwym kącie schodzenia. Wielkość zmiany kąta toru lotu przy zmianie prędkości lotu, przy prędkości mniejszej o 5 węzłów (9,28 km/h) od normalnej prędkości podejścia, nie może być większa o więcej niż 0,05 stopnia/węzeł (0,0269 stopnia/km/h) od takiej zmiany przy normalnej prędkości podejścia jak na rys. 6.

5.2. Siły przy sterowaniu



Różnica nachyleń nie większa od:
005 stopnia/węzeł
00269 stopnia/km/h

Rys. 6. Kryteria ilościowe dla stateczności względem prędkości

5.2.1. Maksymalne dopuszczalne siły przy sterowaniu mogą być podzielone na cztery grupy:

I. Wyważone (usunięte przez wyważenie) — termin ang.: trimmed.

Wyważenie rozumie się jako sprowadzenie sił do zera. Należy przyjąć, że samolot musi pozwalać na pełne wyważenie sterów.

Wyjaśnienie uzupełniające

W niektórych przejściowych stanach lotu samolot nie jest wyważony. Siły niezbędne do sterowania nie powinny być nadmierne duże, aby w przypadku zwolnienia sterów tor lotu nie uległ nadmiernemu zakłóceniu. Dopuszczalne granice podano w rubryce I („czasowo nie wyważone”) tabl. 4.

II. Normalne (tymczasowe) — termin ang.: normal (temporary)

Są to maksymalne siły przy sterowaniu, które mogą na krótko pojawić się w normalnym stanie lotu (do 2 min).

III. Nienormalne (tymczasowe) — termin ang.: abnormal (temporary)

Są to maksymalne siły przy sterowaniu, które mogą być uznane za dopuszczalne przy nienormalnych okolicznościach dla dłuższych okresów czasu (do 5 min).

IV. Wyjątkowe — termin ang.: exceptional

Są to maksymalne siły przy sterowaniu, jakie mogą wystąpić przy nienormalnych manewrach dynamicznych (do 30 s).

Maksymalne wartości dla każdej grupy sił podano w tabl. 4.

Wyjaśnienie do sił wyjątkowych (rubryka IV w tabl. 4)

W celu określenia wysiłku potrzebnego do sterowania sterem wysokości przyjęto sterowanie wysiłkiem jednej ręki, z wyjątkiem przypadku manewru przy dużej prędkości, gdy przyjmuje się użycie obu rąk i wysiłki dopuszczalne wynoszą 68 kG (667,08 N) przy ciągnięciu albo 65 kG (637,65 N) przy pchaniu. Do sterowania lotkami przyjęto użycie obu rąk.

Dla steru kierunku, zamiast szeroko stosowanej wielkości 82 kG (804,42 N), wprowadzono siłę 68 kG (667,08 N). Wartość ta jest obecnie wprowadzana do wymagań dla

samolotów klasy SST (Super Sonic Transport — samolot komunikacyjny naddźwiękowy), zaś w projekcie wymagań dla samolotów pionowego i krótkiego startu (V/STOL) podawana jest wartość jeszcze niższa — 59 kG (578,79 N). Niższe wartości będą niewątpliwie dawały lepsze właściwości sterowania przy uszkodzeniu silnika podczas lotu z małą prędkością. Jednak samolot powinien być również chroniony przed pełnym wychyleniem steru kierunku przy wysokich prędkościach (przy czym należy również liczyć się z jednoczesnym działaniem obydwóch pilotów), gdyż byłoby to groźne dla wytrzymałości kadłuba. Dlatego wartość 68 kG (667,08 N) jest do przyjęcia tylko pod warunkiem, że samolot ma dotychczas wytrzymałą konstrukcję, albo że zastosowano urządzenia zabezpieczające przed powstaniem nadmiernych obciążeń.

Uwagi ogólne

a. Ocena sił na sterownicach zależy od tego, jak długo muszą być przez pilota przykładane, od ogólnego układu samolotu i położenia sterownic oraz od tego, czy pilot musi jednocześnie wykonywać inne czynności wymagające pewnego wysiłku fizycznego. Dlatego trudno jest ustalić absolutne granice wielkości sił na sterownicach, a dane zawarte w tabl. 4 muszą być traktowane z uwzględnieniem tych czynników.

b. Siły do sterowania mogą być również ograniczone poniżej poziomów podanych w tabl. 4, jeżeli są oceniane jako nadmierne z powodu trudności (niewygody) ich przyłożenia, albo też gdy wielkość siły na poszczególnej sterownicy odbiega od ogólnego poziomu sił dla danego samolotu.

c. Siły podane w tabl. 4 mogą wymagać modyfikacji w odniesieniu do poszczególnych samolotów, w celu zapewnienia:

— wzajemnej odpowiedniości sił do sterowania podłużnego, poprzecznego i kierunkowego,

— właściwych sił dla typowych manewrów samolotu.

d. Dopuszczalne zmiany sił związane ze zmianą wychylenia klap oraz podwozia zostały przyjęte jako równe 17 kG (166,77 N) dla klap oraz 22,5 kG (220,73 N) dla podwozia.

TABLICA 4. Maksymalne dopuszczalne siły przy sterowaniu

Rodzaj	Lot normalny						Warunki nienormalne			
	I		I		II		III		IV	
	wyważone		czasowo nie wyważone		normalne (tymczasowe) (do 2 min)		nienormalne (tymczasowe) (do 5 min)		wyjątkowe (do 30 s)	
	kG	N	kG	N	kG	N	kG	N	kG	N
Sterownica steru wysokości (wolant)	0	0	+4,5*	44,15	22,5	220,73	17	166,77	+68**	667,08
Sterownica lotek (wolant)	0	0	-2,3	-22,56	9	88,29	4,5	44,15	-65	-637,65
Pedał steru kierunku	0	0	4,5	44,15	18	176,58	18	176,58	18	176,58
	0	0	9	88,29	18	176,58	18	176,58	68	667,08

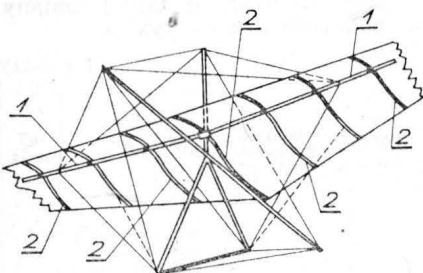
*) Dla lotu z dużą prędkością granice wynoszą $\pm 2,3$ kG (23 N).

**) Znak „+” odpowiada ciągnięciu sterownicy, „-” — odpychaniu jej przez pilota.

Opr. A. Kardymowicz

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił do opatentowania ultralekkie elastyczne skrzydło (wynalazca: J. Wolf).



Skrzydło charakteryzuje się tym, że dźwigar 1 jest położony za krawędzią natarcia skrzydła w pobliżu osi środków aerodynamicznych profili, których żebra 2 są zamocowane obrotowo do dźwigarów 1. Dzięki temu skręcenie płata pod wpływem sił aerodynamicznych ulega zreduko-

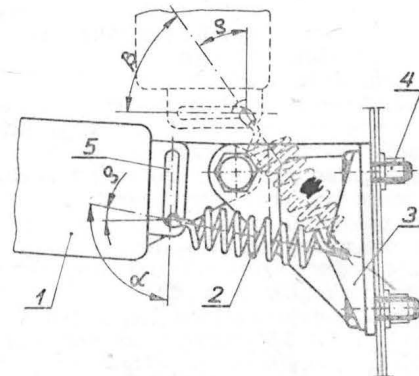
waniu, maleją napęcia w powłoce oraz zmniejsza się obciążenie szkieletu nośnego skrzydła wywołane napęciami powłoki. Rozwiązanie przewiduje zastosowanie mechanicznego ograniczenia skręcenia typu różnicowego. Umożliwia to sterowanie aerodynamiczne przechyleniem skrzydła.

Opis wynalazku, chronionego pięcioma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 3/1981 r., w klasie B64C, pod nr P.216095.

● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Swidnik zgłosił do ochrony wzór użytkowy pn. Mechanizm ustalający położenie siedzenia, zwłaszcza w stawkach powietrznych (autor C. Romanowski).

Mechanizm jest umieszczony w punkcie obrotu siedzenia 1 i jest zestawiony ze sprężyny 2. Jeden koniec sprężyny 2 współpracuje z otworem ucha 3, które jest przymocowane do ścianki kadłuba za pomocą śrub 4, zaś drugi koniec zaopatrzony w

nakładkę odporną na ścieranie (np. teflonową) jest połączony z otworem wzdłużnym 5 wspornika zawieszenia siedzenia 1.

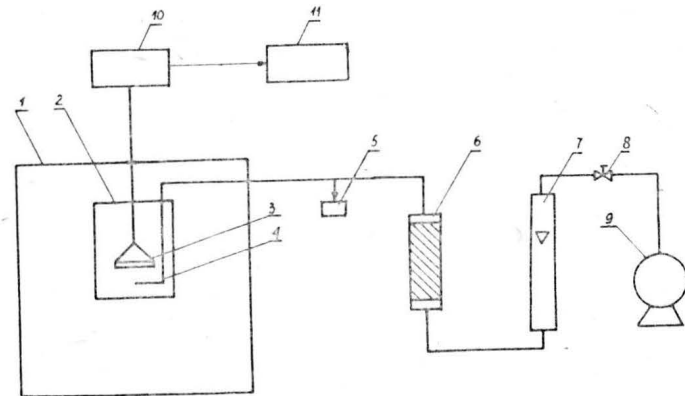


Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego dwoma zastrzeżeniami ochronnymi, zamieszczono w BUP nr 6/1981 r., w klasie F16B, pod nr W.64618.

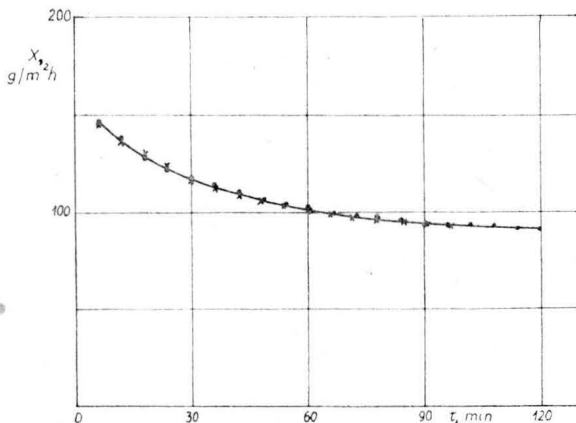
Wpływ warunków klimatycznych na szybkość parowania paliwa lotniczego

Doc. dr hab. inż. JERZY TRZESZCZYŃSKI
Inż. TERESA BÓJKO
Inż. BARBARA LISIECKA
Instytut Okrętowy Politechniki Szczecińskiej

Ocena szybkości parowania paliwa lotniczego jest ważna ze względu na wynikające stąd straty paliwa oraz zagrożenie wybuchowe. Szybkość parowania cieczy zależy od zawartości składników lotnych oraz warunków klimatycznych. Służy ona do określania procentowego ubytku masy oraz wskazuje jak szybko może być osiągnięta dolna granica wybuchowości, w określonych warunkach temperatury i wymiany powietrza [1]. Najczęściej używanym wskaźnikiem określającym szybkość parowania jest lotność cieczy, która jest wielkością względną i stanowi stosunek czasu całkowitego wyparowania danej cieczy do czasu wyparowania tej samej ilości eteru etylowego w tych samych warunkach [2, 3]. Znajomość liczby lotności umożliwia przybliżoną ocenę szybkości parowania oraz zagrożenia wybuchowego, nie pozwala jednak na określenie stężeń par cieczy palnych w powietrzu. Dokładne ilości odparowanego paliwa oraz stężenia w powietrzu można określić na podstawie badań szybkości parowania cieczy [3, 4]. W literaturze brak jest szczegółowych danych dotyczących szybkości parowania paliwa lotniczego w różnych warunkach klimatycznych. Badania podjęte w niniejszej pracy mają na celu zbadanie szybkości parowania paliwa lotniczego oraz określenie wpływu warunków klimatycznych na tę szybkość.



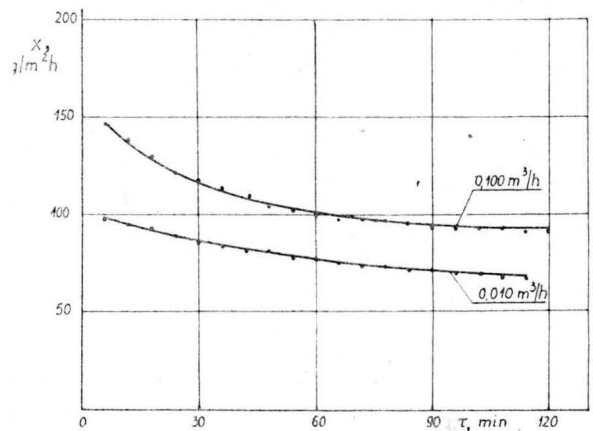
Rys. 1. Schemat blokowy zestawu aparatury do badań szybkości parowania paliwa lotniczego: 1 — komora klimatyczna, 2 — komora modelowa, 3 — szalka wagi (naczynko z badaną cieczą), 4 — przewód perforowany, 5 — urządzenie do pobierania prób powietrza, 6 — filtr do oczyszczania powietrza, 7 — rotametr, 8 — zawór iglicowy, 9 — pompa, 10 — przetwornik masy, 11 — rejestrator masy



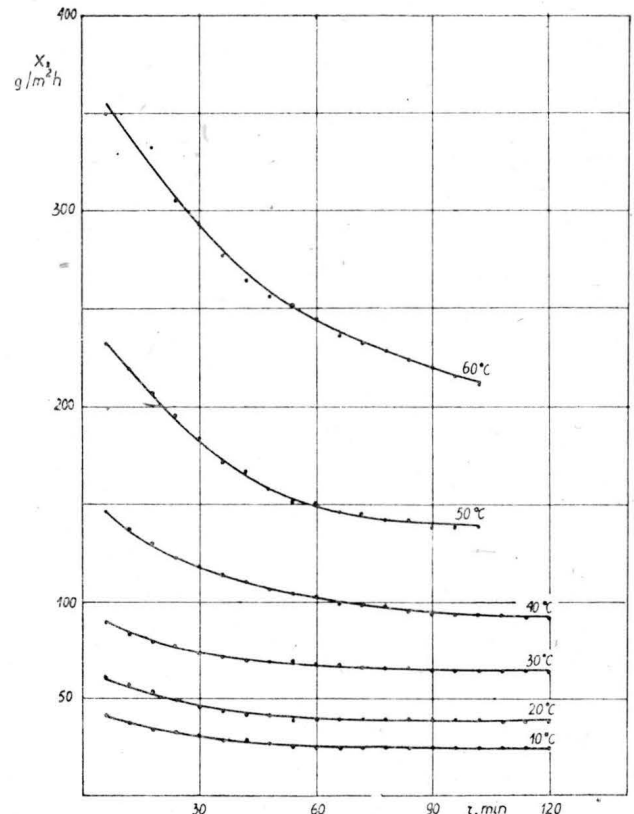
Rys. 2. Zależność intensywności parowania paliwa lotniczego TS-1 od czasu, przy różnych wilgotnościach względnych powietrza. Temp. 40°C, przepływ powietrza 0,100 m³/h, wilgotność względna powietrza: ● — 25%, x — 88%

Metoda badań

Do badań szybkości parowania paliwa lotniczego w różnych warunkach temperatury, wilgotności i wymiany powietrza zastosowano zestaw pomiarowy przedstawiony schematycznie na rys. 1. Próbkę paliwa lotniczego o masie 5,20 g umieszczono na szalce pomiarowej o powierzchni 0,00246 m², szalkę — w komorze modelowej o objętości 0,00259 m³, przez którą przepływało powietrze o regulo-



Rys. 3. Zależność intensywności parowania paliwa lotniczego TS-1 od czasu przy różnych przepływach powietrza w temperaturze 40°C



Rys. 4. Zależność intensywności parowania paliwa lotniczego TS-1 od czasu w różnych temperaturach, przy przepływie powietrza 0,100 m³/h

wanej temperaturze i wilgotności, zasysane z komory klimatycznej. Badania prowadzono w zakresie temperatur 10÷60°C, przy przepływie powietrza 0,010 m³/h i 0,100 m³/h, co odpowiadało 3,86 i 38,6 wymian powietrza na godzinę. Średnia wilgotność względna powietrza w komorze modelowej wynosiła 40%.

Szybkość parowania obliczano na podstawie zmian masy paliwa lotniczego w czasie doświadczenia wg wzoru:

$$V = \frac{dm}{dt}, \quad \text{g/h} \quad (1)$$

gdzie:

V — szybkość parowania,
 dm — zmiana masy w czasie dt .

Wyniki badań szybkości parowania paliwa lotniczego w przeliczeniu na jednostkę powierzchni określano jako intensywność parowania:

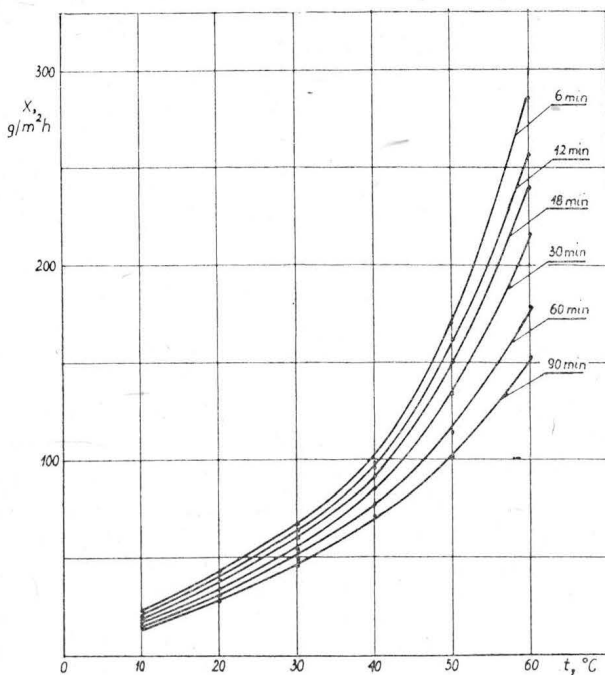
$$X = \frac{V}{F}, \quad \text{g/m}^2\text{h} \quad (2)$$

gdzie: F — powierzchnia parującej cieczy, m².

Wyniki badań i ich dyskusja

W artykule przeprowadzono badania szybkości parowania paliwa lotniczego TS-1. Najpierw przebadano wpływ wilgotności powietrza na intensywność parowania paliwa lotniczego. Pomiarów wykonano w dwóch temperaturach przy różnych wilgotnościach względnych powietrza. Przykładowe wyniki badań w temperaturze 40°C przedstawiono na rys. 2. Jak wynika z rys. 2, punkty pomiarowe dla różnych wilgotności powietrza układają się na jednej krzywej. Wskazuje to, że wilgotność powietrza nie wpływa praktycznie na intensywność parowania paliwa lotniczego. W związku z powyższym dalsze badania przeprowadzono przy wilgotności względnej powietrza 40%.

Badania szybkości parowania paliwa lotniczego przeprowadzono w temperaturach: 10, 20, 30, 40, 50 i 60°C, przy dwóch różnych przepływach powietrza 0,010 i 0,100 m³/h. Wyniki pomiarów intensywności parowania zestawiono w tabl. 1 i 2. Zmianę intensywności parowania paliwa lotniczego w czasie doświadczenia, przy dwóch różnych przepływach powietrza w temperaturze 40°C, przedstawiono na rys. 3. Zależność intensywności parowania paliwa lotniczego od czasu, dla różnych temperatur, przy przepływie powietrza 0,100 m³/h przedstawiono na rys. 4. Z rys. 4 wynika, że intensywność parowania paliwa lotniczego maleje z upływem czasu, tym znacznie, im wyższa jest temperatura. Spadek intensywności parowania w czasie spowodowany jest ubytkiem z fazy ciekłej frakcji bardziej lotnych. Podobny charakter zależności obserwuje się również przy przepływie powietrza 0,010 m³/h. Zależność intensywności parowania paliwa lotniczego od temperatury, przy



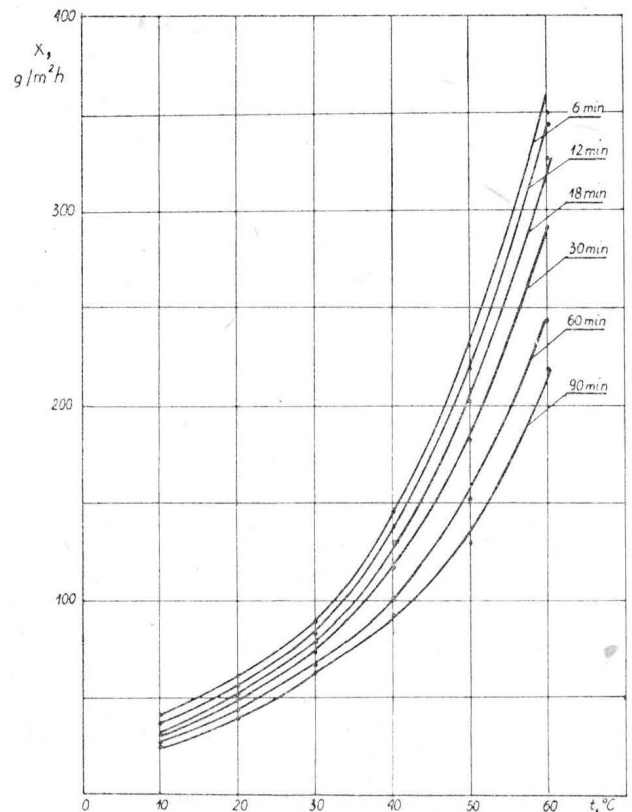
Rys. 5. Zależność intensywności parowania paliwa lotniczego TS-1 od temperatury przy przepływie powietrza 0,010 m³/h

TABLICA 1. Wyniki badań intensywności parowania paliwa lotniczego TS-1 przy wymianie powietrza w komorze modelowej — 0,010 m³/h

Czas doświadczenia, min	Intensywność parowania, g/m ² h					
	Temperatura, °C					
	10	20	30	40	50	60
6	22,4	42,7	67,1	97,6	170,7	285,5
12	20,3	38,6	65,0	95,5	162,6	256,1
18	19,1	34,6	61,0	93,5	150,4	238,6
24	17,9	32,5	56,9	89,4	142,3	223,6
30	17,1	30,5	54,9	85,4	134,1	215,4
36	16,3	28,4	52,8	83,3	130,1	203,2
42	16,3	28,4	52,8	81,3	126,0	195,1
48	16,3	28,4	50,8	81,3	121,9	187,0
54	16,3	28,4	48,8	77,2	117,9	182,9
60	16,3	28,4	48,8	77,2	113,8	178,9
66	16,3	28,4	48,8	75,2	109,8	174,8
72	16,3	28,4	46,7	73,2	109,8	170,7
78	16,3	28,4	46,7	73,2	105,7	162,6
84	16,3	28,4	46,7	71,7	103,7	158,5
90	16,3	28,4	46,7	71,7	101,6	152,4
96	16,3	28,4	44,7	69,1	101,6	148,4
102	16,3	28,4	44,7	69,1	99,6	146,3
108	—	—	44,7	67,1	—	142,3
114	—	—	44,7	67,1	—	—
120	—	—	44,7	—	—	—

TABLICA 2. Wyniki badań intensywności parowania paliwa lotniczego TS-1 przy wymianie powietrza w komorze modelowej — 0,100 m³/h

Czas doświadczenia, min	Intensywność parowania, g/m ² h					
	Temperatura, °C					
	10	20	30	40	50	60
6	40,6	61,0	89,4	146,3	231,7	349,6
12	36,6	56,9	83,3	138,2	219,5	345,5
18	34,5	52,8	79,3	130,1	207,3	333,3
24	32,5	48,8	77,2	121,9	195,1	304,9
30	30,5	44,7	73,2	117,9	182,9	292,7
36	28,4	42,7	71,1	113,8	170,7	274,4
42	28,4	40,6	69,1	109,8	166,7	264,2
48	26,4	40,6	69,1	105,7	158,5	256,1
54	25,2	38,6	69,1	103,7	150,4	252,0
60	24,4	38,6	67,1	101,6	150,4	243,9
66	24,4	38,6	67,1	99,6	146,3	235,8
72	24,4	38,6	65,0	97,6	146,3	231,7
78	24,4	38,6	65,0	97,6	142,3	227,6
84	24,4	38,6	65,0	95,5	142,3	223,6
90	24,4	38,6	63,8	93,5	138,2	219,5
96	24,4	38,6	63,0	93,5	138,2	215,4
102	24,4	38,6	63,0	93,5	138,2	211,4
108	—	37,8	—	93,5	—	—
114	—	37,8	—	91,5	—	—
120	—	37,8	—	91,5	—	—



Rys. 6. Zależność intensywności parowania paliwa lotniczego TS-1 od temperatury przy przepływie powietrza 0,100 m³/h

przepływie 0,010 m³/h, przedstawiono na rys. 5, a przy przepływie 0,100 m³/h na rys. 6. Krzywe na rys. 5 i 6 przedstawiają zależność intensywności parowania od temperatury w określonych czasach, jakie upłynęły od początku doświadczenia. Z dodatkowych badań przeprowadzonych z paliwem lotniczym jak również z obszernych badań z benzyną samochodową wynika, że w zakresie 4÷40 wymian powietrza na godzinę intensywność parowania zależy liniowo od przepływu powietrza. W związku z powyższym, na podstawie rys. 5 i 6, można określić intensywność parowania dla dowolnej wymiany powietrza w zakresie 4÷40 l/h w ustalonych warunkach doświadczeń.

Wnioski

Z przeprowadzonych badań wynika, że:
— intensywność parowania paliwa lotniczego zależy od temperatury, a nie zależy od wilgotności powietrza.

— w zakresie 4÷40 wymian powietrza na godzinę, intensywność parowania paliwa lotniczego zależy liniowo od wymiany powietrza,

— w ustalonych warunkach temperatury i wymiany powietrza intensywność parowania paliwa lotniczego maleje w czasie wraz z ubytkiem frakcji bardziej lotnych z fazy ciekłej.

LITERATURA

1. L. MIEGOŃ, A. ORŁOWSKI: Wentylacja pomieszczeń pożarowo niebezpiecznych. Warszawa, Wyd. CRZZ, 1975 r.
2. M. SWIERZEWSKI, R. WROTNOWSKI: Magazynowanie paliw płynnych. Warszawa, Instytut Wydawniczy CRZZ, 1976 r.
3. M. RYNG: Bezpieczeństwo techniczne w przemyśle chemicznym. Warszawa, WNT, 1980 r.
4. L. SEVESTRE: La sécurité dans l'emploi des solvants. *Revue de la Protection* nr 166 i 167, 1973 r.

cd. ze s. 12

o zwartej budowie i dużych możliwościach miniaturyzacji. Element pomiarowy wykonuje małe drgania tak, że układ nie wymaga specjalnych zawiesznień i łożysk, a tym samym nie podlega szkodliwemu działaniu tarcia. Przy dużej dokładności i stabilności pracy są jednakowo czułe na małe, jak i na duże mierzone prędkości kątowe.

LITERATURA

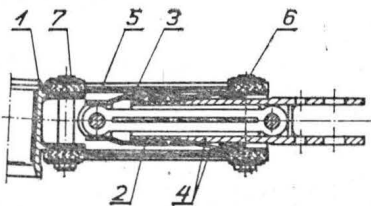
1. P. I. MALJEJEW: Nowyje typy giroskopow. Sudostrojenie. Leningrad, 1971.
2. D. S. PELPOR, J. A. OSOKIN, E. R. RACHTIENKO: Giroskopicheskie pribory sistem orientacji i stabilizacji. Maszynostrojenie. Moskwa, 1977.
3. B. F. FIEDOROW: Laziernyje pribory i sistemy lietatielnych aparatow. Maszynostrojenie. Moskwa, 1979.
4. J. B. WŁASOW, O. M. FIŁONOW: Rotornyje wibracjonnyje giroskopy w sistemach nawigacji. Sudostrojenie, 1980.
5. J. A. GORENSZTAJN: Gidrawliczeskije giroskopy. Maszynostrojenie. Moskwa, 1972.
6. Istoria mechaniki giroskopicheskich sistem. Nauka, Moskwa, 1975.
7. Girodynamics, Euromech 38 Colloquium Louvain-La-Neuve Belgium, 3-5 September 1973. Edited by P. Y. Willems Springer Verlag, Berlin, Heidelberg, New York, 1974.
8. J. A. OSOKIN, W. N. GERDI, K. A. MAJKOW, N. N. STANKIEWICZ: Teoria i primienienie elektromagnitnych podwiesow. Maszynostrojenie, Moskwa, 1980.
9. M. KAYTON, W. R. FRIED: Elektroniczne układy nawigacji lotniczej. WKŁ, Warszawa, 1976.
10. Better gyros for inertial navigation. *Interavia*, vol. 19, 1964, nr 1, s. 80÷82.
11. D. BOYLE: Strap-down for the next generation? *Interavia* vol. 33, 1978, nr 11, s. 1039÷1041.
12. *Interavia*, vol. 34, 1979, nr 11, s. 1078.
13. Gyroscopes and rate gyros: a swiftly-changing market. *Interavia*, vol. 37, 1982, nr 8, s. 988÷989.
14. P. J. KLASS: Tow-axis gyroscope uses spinning liquid. *Aviation Week and Space Technology*, vol. 75, 1961, nr 14, s. 75÷77.

15. Gimbal-less design may reduce gyro cost. *Aviation Week and Space Technology*, vol. 79, 1963, nr 11, s. 100÷103.
16. P. J. KLASS: Vibrating-beam rate sensor tested. *Aviation Week and Space Technology*, vol. 92, 1970, nr 2, s. 71÷78.
17. B. MILLER: Inertial navaid features new multisensors. *Aviation Week and Space Technology*, vol. 95, 1971, nr 24, s. 44÷46.
18. P. J. KLASS: New angular rate sensors in production. *Aviation Week and Space Technology*, vol. 102, 1975, nr 3, s. 49÷54.
19. G. COLLIN: La Centrale N 73 De Rockwell Livree A L'USAF. *Air and Cosmos*, nr 758, 24 Mars 1979, s. 39 i 56.
20. G. COLLIN: Navigation et pilotage: Vers un „Systeme Laser”. *Air and Cosmos*, nr 857, 25 Avril 1981, s. 22÷24.
21. M. H. RIESGRAF: Electrically-suspended gyros. *Aircraft Engineering*, vol. 36, nr 1, 1964, s. 18÷20.
22. W. B. SCOTT: Delco makes low-cost gyro prototype. *Aviation Week and Space Technology*, vol. 117, 1982, nr 17, s. 64÷71.
23. R. WHITAKER: Mass-produced laser gyros. *Flight*, nr 3833, 23 October 1982.
24. D. CHRISTIANSEN: Laser gyro comes in quartz. *Electronics*, 19 September 1966.
25. R. C. LANGFORD: AIAA Paper nr 65-401, AIAA 2nd annual meeting, July 26-29 1965 (tłum. ros. *Woprosy Rakietnoj Tiejchniki* nr 141 i 142, 1966).
26. *Woprosy Rakietnoj Tiejchniki*, nr 149, 1967.
27. J. T. HARDING, R. H. TUFFIAS: Cryogenic gyros. *Space/Aeronautics*, vol. 36, 1961, nr 3, s. 133÷141.
28. J. T. LA VAN: Unconventional inertial sensors. *Space/Aeronautics*, vol. 40, 1963, nr 7, s. 73÷83.
29. J. H. SIMPSON: Nuclear gyroscopes. *Astronautics and Aeronautics*, vol. 2, 1964, nr 10, s. 42÷48.
30. P. J. KLASS: Tests find new uses for laser gyros. *Aviation Week and Space Technology*, vol. 117, 1982, nr 10.
31. Neue kreiselsysteme: Lichtspiele. *Flug Revue* nr 5 (May) 1982.
32. K. PETERMAN: Eine neue Messmethode für Drehbewegungen. *Funkschau*, 1981, nr 25÷26, s. 82÷84.
33. A. KACZMARCZYK: Przyczynek do teorii girotronu. *Technika Rakietowa*, styczeń 1957, z. 1.
34. Prospekty firm: Sperry, Ferranti, SFIM, Singer, Kearfott, Litton.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Swidnik zgłosił do opatentowania wynalazek pt. **Piasta wirnika wiroplata**, zwłaszcza wirnika nośnego śmigłowca (wynalazcy: Z. Paluch, T. Sawczuk, J. Robak).

Piasta wirnika jest zaopatrzona w elastyczne zamknięte pasy 5, które są ułożone



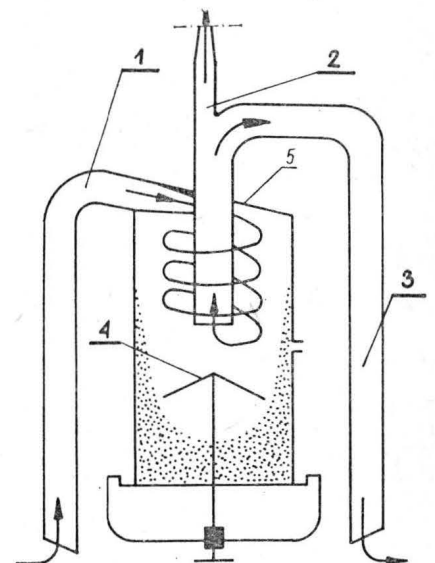
przeciwnie parami, przy czym w osi przekreślenia pasy 5 mogą być ułożone równolegle bądź zbieżnie ku piastce 1. Końce pasów 5 obejmują sworznie 7, 6; w ten sposób łączą część centralną piasty 1 z przegubem osiowym 4. Dwignia sterowania 3 jest wyprowadzona na zewnątrz korpusem 2 przez otwór.

Zgłoszenie, chronione dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 6/1981 r., w klasie B64C, pod nr P.218042.

● WSK PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania filtr cyklonowy gazów (wynalazca A. Warzocha), przeznaczony do oczyszczania powietrza przede wszystkim w układach odpowietrzających samolotowych instalacji olejowych i paliwowych, zwłaszcza w samolotach rolniczych.

Filtr ma przewód 1, doprowadzający zanieczyszczone powietrze, umieszczony w strumieniu zaśmigłowca, z końcówką poza poszyciem samolotu, ściętą na końcu pod kątem ok. 45°, w kierunku lotu, którego drugi koniec doprowadzony jest do skośnej pokrywy 5 korpusu cyklonu. W pokrywie zabudowany jest nad deflektorem 4 przewód odprowadzający oczyszczone powietrze, rozdzielający się na dwa przewody: jeden przeznaczony do zbiorników olejowych lub paliwowych 2, a drugi 3 odprowadzający nadmiar powietrza poza samolot, mający na końcu od strony zewnętrznej skośne ścięcie do wytwarzania podciśnienia wewnątrz korpusu filtra. Średnica przewodu 3 jest kilkakrotnie większa od średnicy przewodu 1.

Skrót opisu wynalazku, chronionego trzema zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 7/1981 r., w klasie B04C, pod nr P.217687.



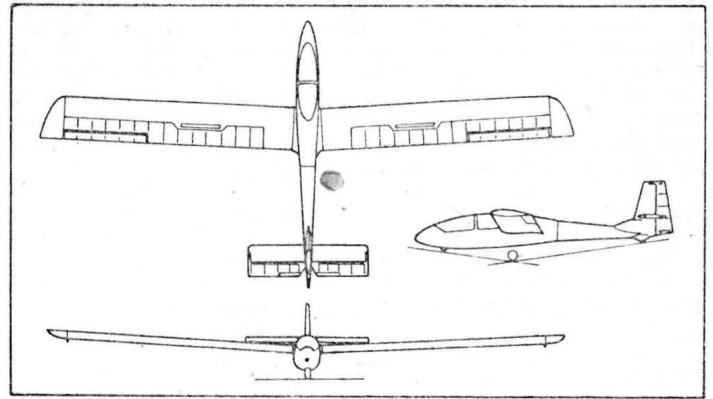
TLiA 1983 nr 9

PZL-Krosno KR-03 Puchatek • Polska •

Dwumiejscowy metalowy szybowiec szkolny

W WSK PZL-Krosno opracowywany jest projekt dwumiejscowego szybowca do szkolenia podstawowego, KR-03 Puchatek, który ma być następcą w polskich aeroklubach szybowców Bocian (nie stał się nim laminatowy Puchacz, ze względu na zbyt małą na rynek krajowy a kosztowną produkcję — dewizowy import materiałów). Podstawowymi założeniami projektu są: niska cena, prostota obsługi, łatwa dostępność materiałów i technologia dostosowana do możliwości PZL-Krosno.

Szybowiec ma być całkowicie metalowym średniopłatem przystosowanym do startów za wyciągarką, z lin gumowych i za samolotem. Przednia część kadłuba i kabina wraz z jej wyposażeniem są wzorowane na szybowcu Puchacz. Tylna część kadłuba w postaci stożkowej duralowej rury będzie wykonana jako jedna całość ze statecznikiem pionowym. Środkową część kadłuba zaprojektowano jako kratownicę z rur stalowych stanowiącą zespół nośny do zamocowania przedniej i tylnej części kadłuba, skrzydeł i koła głównego. Prostokątny płat o skosie do przodu 3° i laminarnym profilu GAW-1 ma półskorupową, dwudźwigarową konstrukcję z płóciennym pokryciem za głównym dźwigarem. Lotki bezszczelinowe, hamulce płytowe na obu powierzchniach skrzydeł. Usterzenie pionowe o profilu NACA 0015 ma ster kryty płótnem. Usterzenie poziome o profilu NACA 0012 jest dwudzielne, a stery — kryte płótnem — są zaopatrzone w klapkę wyważającą. Sterowanie lotkami, sterami wysokości, hamulcami aerodynamicznymi i klapkami wyważającymi odbywa się za pomocą popychaczy, sterem kierunku — za pomocą linek. Jednośladowe dwukołowe podwozie składa się z koła głównego o wymiarach 350×135 mm, zawieszzonego na wahaczu i za-



patrzonego w hamulec, i koła przedniego o wymiarach 250×100 mm.

Próby pierwszego prototypu mają się rozpocząć w połowie 1984 r., świadectwo typu jest oczekiwane na początku 1985 r., roczna produkcja będzie wynosić 100 szybowców.

Dane techniczne

Rozpiętość	14,80 m
Długość	7,45 m
Wysokość	1,70 m
Powierzchnia nośna	17,50 m ²
Masa własna	243 kg
Masa użyteczna	180 kg
Masa startowa	423 kg
Doskonałość	20 ÷ 24
Prędkość min.	58 km/h
	W.K.

PROTOTYPY

Thurston TA-16 Seafire • USA •

Samolot turystyczny w układzie amfibii

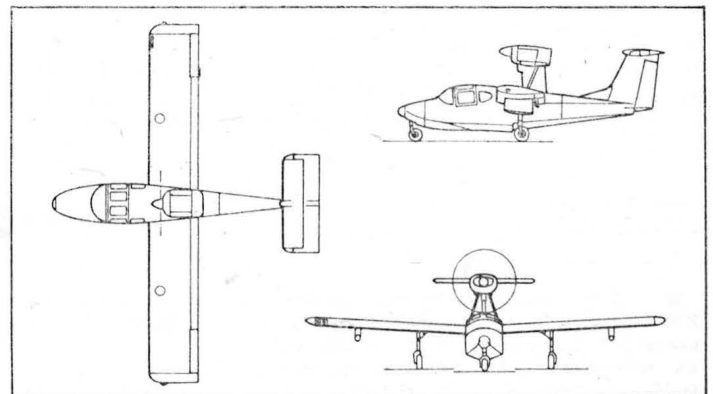
Dawid Thurston opracował dla firmy International Aeromarine Corp. na Florydzie turystyczną metalową amfibię TA-16 Seafire, w której wykorzystał rozwiązania z wcześniej skonstruowanych przez siebie amfibii Buccaneer i Teal. Zabiera ona na pokład 4 osoby, a z jednym pilotem może przewozić ładunek 360 kg na trasie 800 km.

Amfibia TA-16 ma kadłub typu łodziowego z redanem. Za kabiną, na wysięgniku wzmocnionym zastrzałami, zabudowany jest silnik z ciągnącym śmigłem. Zamontowany na grzbiecie kadłuba prostokątny płat jest zaopatrzone w pomocnicze, stałe pływak. Usterzenie ma układ T, dzięki czemu usterzenie poziome znajduje się na wysokości osi silnika, w strumieniu zaśmigłowym. Podwozie z kołem przednim ma koła główne chowane do skrzydeł. Silnik tłokowy Avco Lycoming O-540-A4D5 o mocy 186 kW (253 KM) napędza dwułopatowe śmigło o średnicy 2,03 m i stałej prędkości obrotowej. Zużycie paliwa 46,3 l/h. W skład wyposażenia pokładowego wchodzi przyrządy do lotów IFR.

Roczna produkcja samolotów TA-16 ma wynosić 100 ÷ 120 egz., a cena samolotu — 125 tys. dol.

Dane techniczne

Rozpiętość	11,28 m
Długość	8,60 m
Wysokość	2,97 m
Powierzchnia nośna	17,00 m ²
Wydłużenie płata	7,5
Masa własna	816 kg
Masa startowa	1360 kg
Maksymalna prędkość dopuszczalna	285 km/h
Prędkość przelotowa na 75% mocy start.	240 km/h
Prędkość min. z wypuszczonymi klapami	91 km/h



Maks. wznoszenie	5 m/s
Pułap praktyczny	5485 m
Długość startu na 15 m z wody	365 m
z betonu	305 m
Długość lądowania z 15 m	365 m
Zasięg na 75% mocy start.	1240 km

W.K.

Właściwości i zastosowanie tytanu i jego stopów

Dr inż. URSZULA KULESZA
Instytut Lotnictwa

Tytan i jego stopy znajdują coraz szersze zastosowanie w wielu gałęziach przemysłu, w tym również w przemyśle lotniczym i raketowym. Wzrost zainteresowania tytanem jest spowodowany jego cennymi właściwościami, takimi jak: wysoka wytrzymałość przy stosunkowo niewielkim ciężarze właściwym, wysoka wytrzymałość w podwyższonych temperaturach, duża odporność korozyjna oraz dostateczna plastyczność w temperaturach obniżonych.

Tytan występuje w dwu odmianach alotropowych. Niskotemperaturowy tytan α ma strukturę heksagonalną zwartą. W temperaturze 882,5°C, następuje przemiana w odmianę β o strukturze sześcienniej przestrzeni centrowanej. Tytan o wysokiej czystości jest metalem o niskiej wytrzymałości i bardzo dużej plastyczności. Nie znalazł on większego zastosowania jako materiał konstrukcyjny.

Właściwości tytanu technicznego

Tytan techniczny zawiera pewną ilość domieszek i zanieczyszczeń takich jak Fe, Si, C, O₂, N₂, H₂. Zawartość tych pierwiastków wpływa na temperaturę przemiany alotropowej i właściwości wytrzymałościowe tytanu. Nawet niewielkie ich ilości powodują silne umocnienie i obniżenie właściwości plastycznych. Największy wzrost umocnienia powodują N₂, O₂ i C, znacznie mniejszy wpływ na umocnienie ma Fe.

Właściwości wytrzymałościowe niektórych gatunków tytanu technicznego stosowanych na świecie podano w tabl. 1. Tytan techniczny ma wytrzymałość 294÷775 MPa. Wzrost temperatury powyżej 300°C powoduje gwałtowny spadek wytrzymałości. Odporność na pełzanie w 250°C jest niska. Stabilność cieplna tytanu technicznego jest duża. Maksymalna temperatura pracy tytanu technicznego wynosi 300°C. Tytan techniczny dobrze się spawa i obrabia plastycznie na zimno oraz w podwyższonych temperaturach.

Tytan techniczny ma dużą odporność na korozję w warunkach atmosferycznych, wodzie wodociągowej, rzecznej i morskiej. W roztworach chlorków oraz złożonych organicznych ośrodkach odporność jego na korozję jest większa niż stali austenitycznej typu 18/8. Ma bardzo dużą odporność na działanie benzyny, benzolu, toluenu, tri, kwasu cytrynowego mlecznego i winnego. Tytan jest odporny na korozję w kwasie azotowym, ale przy wyższych stężeniach i temperaturach istnieje niebezpieczeństwo wybuchu. Nie jest odporny na działanie H₂, SO₄, H₃PO₄, HF i HCl, stężonych kwasów organicznych i roztworów alkalicznych. Od-

porność na korozję tytanu technicznego jest na ogół większa niż stopów tytanu.

Właściwości stopów tytanu

Stopy tytanu można sklasyfikować w zależności od następujących kryteriów:

- *struktura* — stopy α , ($\alpha+\beta$), β ,
- *wytrzymałość* — stopy nisko-, średnio- i wysokowytrzymałe,
- *zastosowanie* — stopy konstrukcyjne, pracujące w podwyższonych temperaturach, szczególnie odporne na korozję, pracujące w niskich temperaturach,
- *przeznaczenie* — stopy do przeróbki plastycznej i stopy odlewnicze.

O strukturze stopu decyduje głównie jego skład chemiczny. Pierwiastki stopowe można podzielić na trzy grupy: pierwiastki stabilizujące fazę α , stabilizujące fazę β i neutralne. Stopy α z niewielką ilością pierwiastków stabilizujących fazę β należą do grupy stopów niskowytrzymałych o wytrzymałości w stanie wyżarzonym 686÷833 MPa. Mają one dobrą wytrzymałość w zakresie temperatur do 600°C oraz dobrą odporność na pełzanie. W zakresie temp. 500÷600°C są stabilne termicznie, tzn. mają zdolność utrzymywania początkowych właściwości po długotrwałym wygrzewaniu w podwyższonych temperaturach. Nie podlegają umacniającej obróbce cieplnej. Obróbka plastyczna na zimno jest trudna, a w temperaturach 600÷700°C dobra. Stopy α dobrze się spawają. Maksymalna temperatura ich zastosowania wynosi 450÷600°C.

Stopy ($\alpha+\beta$) zawierają najczęściej Al i pierwiastki stabilizujące fazę β . Należą one do grupy stopów średniowytrzymałych i wysokowytrzymałych o wytrzymałości w stanie wyżarzonym 833÷1030 MPa. Mają wysoką wytrzymałość w podwyższonych temperaturach (do 500°C) i dobrą odporność na pełzanie w temperaturach do 450°C.

Radziecka nomenklatura dzieli stopy o strukturze ($\alpha+\beta$) na trzy kategorie. Stopy o zawartości 2÷6% β noszą nazwę stopów pseudo α , ponieważ po hartowaniu mają one strukturę α' , zbliżoną właściwościami do fazy α oraz 8÷15% β — nie poddaje się ich praktycznie obróbce cieplnej. Do tej kategorii należą radzieckie typy OT4, WT4, AT2, AT3, AT4, AT6, WT20, WT25, TC5. Dodatek β stabilizatorów zwiększa żaroodporność i wytrzymałość bez obniżenia plastyczności. Stopy te mają dobrą spawalność.

Następną grupę stanowią martenzytyczne stopy ($\alpha+\beta$) zawierające w stanie równowagi 5÷25% fazy β . Po szyb-

TABLICA 1. Zestawienie właściwości tytanu technicznego

Oznaczenie	R _{0,2} MPa	R _m MPa	A ₅ %	Promień gięcia		Kraj, norma i rodzaj tytanu
				(kątg _{zgięcia} 105°) g < 2 mm	g = 2÷5 mm	
Ti 99,8	176 176 245÷373	294÷411,2 294÷411,2 294÷441,3	30 25 25÷38	1 g 1 g	1,5 g 1 g	AICMA — Ti-PO1 RFN — 3.7025, 3.7024, 230-1.68/I ZSRR — WT1-0
Ti 99,7	245 245 294÷411	392÷539 392÷539 343÷490	22 20 30	1,5 g	2 g	AICMA — Ti-PO2 RFN — 3.7035, 3.7034, 230-1.68/II ZSRR — WT1-0
T 50	392 343 343÷588 372÷490	490÷637 461÷618 480÷686 441÷588	24 20 20÷35 25	2 g 1 g	180° 180°	Francja — Afnor AIR 9182 T 50 Anglia — DTD 5003A, 5023A, 5073 Japonia ZSRR — WT1-1
T 60	470 461 451÷588	588÷735 618÷775 539÷686	20 15 20	2 g 2 g	180° 180°	Francja — Afnor AIR 9182 T 60 Anglia — DTD 5063 ZSRR — WT1-2

kim chłodzeniu z zakresu β otrzymuje się martenzytyczne fazy α' i α'' . W stanie wyżarzonym stopy te mają dużą plastyczność. Do tej kategorii należą radzieckie stopy WT6, WT6S, WT3-1, WT8, WT9, WT14, WT16, WT23, WT33T. Stopy tej grupy poddaje się umacniającej obróbce cieplnej, chociaż ze względu na ich wysoką wytrzymałość w stanie wyżarzonym stosowane są także i w tym stanie. Ze względu na ich skłonność do starzenia mają mniejszą stabilność cieplną i graniczną temperaturę zastosowania niż stopy α . Właściwości tej grupy stopów są zależne od rodzaju struktury. W zależności od temperatury grzania, sposobu chłodzenia, a nawet wyjściowej struktury przed umacniającą obróbką cieplną otrzymuje się różne właściwości wytrzymałościowe. W tabl. 2 podano dla przykładu struktury otrzymane w stopie WT16 w zależności od różnych temperatur grzania i warunków chłodzenia.

Stopy ($\alpha+\beta$), mające w stanie równowagi 25÷50% fazy β , w literaturze radzieckiej noszą nazwę stopów przejściowych. Do tej grupy należą stopy WT22 i WT30. Po obróbce cieplnej tych stopów uzyskuje się maksymalny efekt umocnienia. Są one mniej wrażliwe na jakość struktury niż poprzednie. W stopach przejściowych po szybkim ochłodzeniu z zakresu fazy β otrzymuje się przechłodzoną fazę β , która w pewnych warunkach może ulegać przemianie na kruchą fazę ω . Stopy tej grupy odznaczają się dużą hartownością.

Stopy ($\alpha+\beta$) w miarę wzrostu zawartości fazy β stają się trudno spawalne, a przy dużej zawartości fazy β — niespawalne. Są one trudno obrabialne plastycznie na zimno, lecz dobrze w temp. 500÷650°C. Stabilność cieplna tych stopów w temp. 300÷500°C jest dobra, stąd maksymalne temperatury pracy tych materiałów wynoszą 300÷450°C.

TABLICA 2. Zmiany składu fazowego stopu WT16 w zależności od parametrów grzania i chłodzenia

Temperatura nagrzewania, °C	Fazowy skład stopu po nagrzewaniu i chłodzeniu		
	chłodzenie wodą	chłodzenie powietrzem	chłodzenie razem z piecem 2÷3°C/min
700	$\alpha > \beta$	$\beta \approx \alpha$	$\alpha > \beta$
750	$\beta > \alpha$	$\beta_1 > \alpha$	$\beta \approx \alpha$
800	$\beta > \alpha'' \gg \alpha$	$\beta_1 > \alpha$	$\beta \approx \alpha$
850	$\alpha'' \gg \beta$	α''	$\beta \approx \alpha$
900	α''	α''	$\beta \approx \alpha$
950	α''	α''	$\beta \approx \alpha$

Większość stopów określanych jako β ma strukturę termicznie niestabilną (w radzieckiej literaturze określa się je mianem pseudo β). Przy podgrzewaniu stopy te ulegają starzeniu i stąd możliwość ich umocnienia przez obróbkę cieplną. Należą one do grupy stopów wysokowytrzymałych. Stopy o stabilnej strukturze β nie podlegają umacniającej

obróbce cieplnej i są zaliczane do średniowytrzymałych. Wytrzymałość w stanie wyżarzonym stopów β wynosi 882÷980 MPa. Mają one także wysoką wytrzymałość w podwyższonych temperaturach (do 500°C) i dobrą odporność na pełzanie w temperaturach do 480°C. Stopy te są termicznie stabilne do 300°C. Obróbka plastyczna na zimno jest trudna, a w temp. 500°C dobra. Maksymalne temperatury stosowalności stopów wynoszą 300°C.

W tabl. 3 podano szczegółowy wykaz niektórych stosowanych na świecie stopów tytanu, a w tabl. 4 ich właściwości wytrzymałościowe. Wytrzymałość zmęczeniowa stopów tytanu wynosi ok. 40÷60% R_m .

Wielkość ziarna oraz rodzaj struktury wywierają znaczny wpływ na wytrzymałość zmęczeniową. Struktura drobnoziarnista ma wyższą wytrzymałość zmęczeniową, a zmiana wielkości ziarna może spowodować 20÷30% zmianę wytrzymałości zmęczeniowej.

Największą wytrzymałość zmęczeniową ma materiał o różnoosiowej poligonalnej strukturze, a najmniejszą — o strukturze iglastej. Wytrzymałość na zmęczenie stopu WT3-1 jest bardzo wrażliwa na strukturę i wynosi 520 MPa dla struktury równoosiowej poligonalnej, 490 MPa dla struktury koszykowej, 441 MPa dla struktury iglastej. Struktura iglasta charakteryzuje się także większym rozrzutem wyników. Podgrzewanie do obszaru fazy β powoduje obniżenie wytrzymałości zmęczeniowej w stosunku do wartości otrzymanej po obróbce cieplnej z grzaniem w obszarze ($\alpha+\beta$). Wzrost gabarytu detali również powoduje obniżenie wytrzymałości zmęczeniowej. Wartości wytrzymałości zmęczeniowej niektórych stopów tytanu podano w tabl. 5.

Zjawisko pełzania stopów tytanu w temp. 400÷450°C ma miejsce nawet przy naprężeniach 0,1÷0,15 $R_{0,2}$, a prędkość pełzania w tych temperaturach nie maleje. Dodatki Al, Sn, Zn, B, Cr i Si zwiększają odporność na pełzanie.

Obróbka cieplna stopów tytanu

Wyżarzanie jest obróbką, której poddaje się zarówno tytan techniczny, jak i wszystkie stopy tytanu. Polega ono na nagrzaniu do temperatur wyższych od temperatury rekrytalizacji, lecz niższych od temperatury przejścia w jednorodną fazę β . Wyżarzania w zakresie jednorodnej fazy β nie stosuje się, gdyż prowadzi to do znacznego wzrostu ziarna, a więc spadku właściwości plastycznych i wytrzymałościowych. Po wygrzewaniu następuje wolne chłodzenie. Stopy α oraz pseudo α można chłodzić na powietrzu. Stopy ($\alpha+\beta$) o większej zawartości fazy β , które są wrażliwsze na prędkości chłodzenia, wymagają reglamentowanych prędkości chłodzenia. Najczęściej stosuje się chłodzenie z prędkością 3°C/min do 500°C/min (co sprowadza się do chłodzenia z piecem), poniżej można stosować chłodzenie na powietrzu. W celu uzyskania maksymalnej odporności na pełzanie i stabilności cieplnej stosuje się wyżarzanie stopniowe (izotermiczne lub podwójne). Wyżar-

TABLICA 3. Wykaz stopów tytanu oraz ich oznaczeń w poszczególnych krajach

Oznaczenia stopu	Europejska norma AICMA	RFN	Francja, norma Afnor	Wielka Brytania, norma DTD	ZSRR	USA, norma AMS
stopy α						
TiAl5	—	—	—	—	WT5	—
TiAl5Sn2,5	—	3.7114	TA5E	DTD 5083, 5093	WT5-1	4910, 4926, 4953, 4966, 4909
TiAl5Sn2,5 (niski 0)	—	—	—	—	—	—
TiAl6Zr5Mo0,5Si0,2	—	3.7154	—	—	—	—
TiAl8Mo1V1	—	—	TA8DV	—	—	4915, 4916, 4955, 4972, 4973
TiCu2,5	Ti-P11	3.7124	—	DTD 5123, 5133	—	—
stopy ($\alpha+\beta$)						
TiAl2Mn2	—	—	—	DTD 5043A	OT4-1	—
TiAl4Mn1,5	—	—	—	—	WT4	—
TiAl4Mn4	Ti-P62	—	TA4M	DTD 5053B	WT6S	4925
TiAl4Mo3V1	—	—	—	—	WT14	4912, 9413
TiAl4Mo4Sn2Si0,5	—	—	—	DTD 5153	—	—
TiAl5Cr1Fe0,4Si0,3B0,01	—	—	—	—	AT4	—
TiAl5Cr2,5	—	—	—	—	WT3	—
TiAl5Cr2Mo2(FeO.4Si0,2)	—	—	—	—	WT3-1	—
TiAl6V4	Ti-P63	3.7164	—	DTD 5163, 5173	WT6	4911, 4928, 4935, 4954, 4965, 4967
TiAl6V4 (niski 0)	—	—	—	—	—	4907, 4930
TiAl6V6Sn2Cu1F1	Ti-P64	3.7174	—	—	—	4918, 4971
TiAl6Zr4Mo2Sn2	—	3.7144	—	—	—	4975, 4976
TiAl6,5Mo3,5(Si0,3)	—	—	—	—	WT8	—
TiAl7Mo4	—	—	—	—	—	4970
TiMn8	—	—	—	—	—	4908
TiSn11Zr5Al12,5MoSi0,2	—	—	—	DTD 5113	—	4974
stopy β						
TiCr11Mo7,5Al13,5	—	—	—	—	WT15	—
TiV13Cr11Al13	—	—	—	—	—	4917

TABLICA 4. Właściwości wytrzymałościowe stopów tytanu

Rodzaj stopu	Stan obróbki	R_m , MPa	$R_{0,2}$, MPa	A_5 , %	Zginanie $r \times g$	
					materiał rodzimy	złącza spawane
stopy α						
TiAl5Sn2,5	wyżarzony	836	824	15	3÷4	4÷6
TiAl18Mo1VI	wyżarzony	1010	931	13	3÷5	7÷8
	stabilizowany	951	863	15	—	—
stopy ($\alpha+\beta$)						
TiAl2Mn2	wyżarzony	794	657	28	—	—
TiAl4Mn4	wyżarzony	1020	922	16	—	—
	umacniany	1118	961	10	—	—
TiAl4Mo3VI	wyżarzony	932	824	13	3÷4	niespawalny
	umacniany	1304	1147	6	—	—
TiAl6V4	wyżarzony	951	873	12	3÷5	9÷12
	umacniany	1167	1059	8	—	—
TiAl6V6Sn2Cu1Fe1	wyżarzony	1069	1000	13	3÷5	8÷10
	umacniany	1275	1206	8	—	—
stopy β						
TiCr11Mo7,5Al3,5	wyżarzony	833÷931	784	20	—	—
	umacniany	1275÷1470	1226	3÷6	—	—
TiVI3Cr11Al3	wyżarzony	932	892	14	25÷3	3
	umacniany	1275	1206	6	—	—
	umacniany	1795	1687	4	—	—

TABLICA 5. Wytrzymałość zmęczeniowa stopów tytanu

Rodzaj stopu	Oznaczenie	Struktura	Obróbka cieplna	Rodzaj półfabrykatu	R_m , MPa	Wytrzymałość zmęczeniowa, MPa	
						próbki gładkie	próbki z karbem
Tytan techniczny	WT1-0	α	wyżarzony	blacha 1,0	392÷539	225	—
TiAl5	WT5	α	wyżarzony	pręt \varnothing 20	735÷882	—	—
TiAl5Sn2,5	WT5-1	α	wyżarzony	blacha 1,8	735÷882	392	—
TiAl2Mn2	OT4-1	pseudo α	wyżarzony	blacha 1,0	588÷735	353	—
TiAl4Mn1,5	WT4	pseudo α	wyżarzony	blacha 1,5	833÷980	392	—
TiAl5Cr1Fe0,4 Si0,3B0,01	AT4	pseudo α	wyżarzony	pręt \varnothing 14	833÷980	490	—
TiAl4Mn4	WT6S	$\alpha+\beta$	wyżarzony	blacha 3,0	833÷980	490	411
TiAl6V4	WT6	$\alpha+\beta$	wyżarzony	pręt \varnothing 25	902÷1049	520	—
TiAl4Mo3VI	WT14	$\alpha+\beta$	wyżarzony	blacha 2,0	882÷1049	392	—
TiAl6Cr2Mo2	WT3-1	$\alpha+\beta$	wyżarzony	pręt \varnothing 25	980÷1177	529	392
TiAl6Cr2Mo2	WT3-1	$\alpha+\beta$	wyżarzony	pręt \varnothing 25	980÷1177	608	411
TiCr11Mo7,5 Al3,5	WT15	pseudo β	wyżarzony	blacha 2,0	1323÷1470	274	—

rzanie izotermiczne polega na przeniesieniu detalu do ośrodka o określonej niższej temperaturze i wytrzymanie aż do otrzymania stabilnej struktury ($\alpha+\beta$), po czym następuje chłodzenie na powietrzu. Wyżarzanie podwójne polega na nagrzewaniu do temperatur nieco niższych od temperatur przejścia w jednorodną fazę β i chłodzeniu na powietrzu. Drugie wyżarzanie przeprowadza się w temp. o 40°C wyższej od przewidywanej temperatury pracy (najczęściej w 500÷700°C), a następnie chłodzenie przeprowadza się na powietrzu.

Umocniająca obróbka cieplna (przesycanie i starzenie) stosowana jest dla stopów ($\alpha+\beta$) oraz stopów pseudo β . Efektywność jej zależy od ilości fazy β w stopie. Przesycanie polega na wygrzewaniu w temp. 30÷40°C niższej od temperatur przejścia w jednorodną fazę β i szybkim chłodzeniu do temperatury otoczenia. Wygrzewanie i szybkie chłodzenie ma na celu uzyskanie niestabilnych faz α' i α'' oraz przechłodzenie fazy β . Starzenie ma na celu ich rozpad na drobnodispersyjną mieszaninę ($\alpha+\beta$) powodującą wzrost wytrzymałości. Strukturę złożoną wyłącznie z przechłodzonej fazy β otrzymujemy w przypadku stopów pseudo β i przejściowych stopów ($\alpha+\beta$). W stopach martenzytycznych ($\alpha+\beta$) po szybkim chłodzeniu otrzymuje się także martenzytyczne fazy α' i α'' .

Starzenie przeprowadza się najczęściej w temperaturach 500÷650°C w czasie 2÷8h. W celu zapobieżenia wydziałaniu się kruchej fazy ω w stopach ($\alpha+\beta$), zawierających więcej pierwiastków stabilizujących fazę β , stosuje się wyższe temperatury starzenia.

Przeprowadzając obróbkę cieplną tytanu i jego stopów należy mieć na uwadze dużą skłonność do utleniania, pociągającą za sobą pogarszanie właściwości plastycznych oraz fakt, że przemiana fazowa ($\alpha+\beta$)→ β nie wywołuje rozdrobnienia ziarna, a przy dalszym wytrzymywaniu w obszarze jednofazowym β następuje gwałtowny rozrost ziarna powodujący obniżenie właściwości plastycznych i wytrzymałościowych.

Zastosowanie tytanu i jego stopów w przemyśle lotniczym i kosmonautyce

Największym odbiorcą tytanu i jego stopów jest przemysł lotniczy. W 1970 r. przemysł lotniczy USA zużytko-

wał 85÷90% całej produkcji tytanu. Zastosowanie tytanu i jego stopów w samolotach wynosiło: w 1950 r. 0%, w 1955 r. 8%, w 1960 r. 25%, w 1970 r. 30% i w 1978 r. 35%.

Panuje pogląd, że dalszy wzrost zastosowań tytanu jest możliwy w lotnictwie cywilnym, podczas gdy w lotnictwie wojskowym zastosowanie tytanu osiągnęło już swój pułap. Procentowy udział tytanu w naddźwiękowych samolotach wojskowych wynosi 20÷35%. Tytan stosuje się zarówno w konstrukcji płatowca, jak i w silniku: w 1979 r. na poszycie używano 54% tytanu stosowanego w samolocie, a w silniku 34%.

W płatowcu stopy tytanu zastępują zazwyczaj aluminium. Zastosowanie 10% tytanu w samolocie poddźwiękowym daje oszczędności masy wynoszące 5÷7%, a wprowadzenie 20 i 30% tytanu oszczędności odpowiednio 8÷10% i 9÷12%.

Z ekonomicznego punktu widzenia zastosowanie tytanu jest opłacalne, jeżeli masa złożonych konstrukcji obniży się o 10%, a prostych konstrukcji o 30%. Zużycie tytanu w poszczególnych typach samolotów wynosiło:

- Boeing 707 — turbinowy komunikacyjny 3%
- Boeing 747 — turbinowy komunikacyjny 5%
- DC-10, L-1011, A300 — turbinowy komunikacyjny 7÷9%
- Concorde — turbinowy komunikacyjny 10%
- F-4, F-15 — samoloty wojskowe 25÷34%

Z tytanu i jego stopów wykonuje się poszycie, podłużnice wręgi, belki, elementy podwozia itp.

Tytan znalazł również zastosowanie w kosmonautyce. Ze stopów tytanu wykonywano m.in. butle wysokiego ciśnienia w rakietach nośnych Titan, Atlas, Polaris; butle wysokiego ciśnienia i komorę księżycową w statku kosmicznym Apollo; kabinę kosmiczną w rakiecie Gemini; korpus silnika na paliwo stałe w statku kosmicznym Jupiter C, Junona 2 i Pionier 4. Tytan i jego stopy stosowane w statku kosmicznym Merkury stanowią 18% całkowitej masy statku.

W przemyśle lotniczym obok tytanu technicznego znalazły głównie zastosowanie stopy α oraz stopy tytanu ($\alpha+\beta$). Stopy β są stosowane w znacznie mniejszym stopniu. Z czystego tytanu wykonuje się głównie elementy kształtowe z blach; blachy ze stopów tytanu stosuje się natomiast w niewielkim stopniu. Główny asortyment stopów tytanu stanowią płyty do 100 mm, kute lub walcowane pierścienie,

TABLICA 6. Przykłady zastosowania tytanu i jego stopów w konstrukcjach lotniczych

	Zastosowanie tytanu i jego stopów	Tytan techniczny	Stopy α				Stopy ($\alpha+\beta$)				Stopy β
			Ti2,5Cu	Ti5Al2,5Sn	Ti8Al11Mo1V	Ti6Al5ZrMoSi	Ti6Al2Sn4Zr2Mo	Ti6Al4V	Ti6Al6V2Sn	Ti4Al4Mo2SnSi	Ti13V11Cr3Al
Silniki	łopatki wentylatora						x				
	wirnik sprężarki NC i łopatki kierownicy		x				x		x		
	wirnik sprężarki SC i łopatki kierownicy			x			x				
	wirnik sprężarki WC i łopatki kierownicy			x	x	x	x				
	tarcze sprężarki			x	x	x	x		x		
	pierścienie dystansowe		x	x		x	x		x		
	wsporniki (konsole)			x			x		x		
	części dopalacza		x	x							
	sworznie, śruby						x				
	części poszycia, wzierników i pokryw	x	x	x							
Płato-wiec	zespoły okna	x		x			x				
	zespół kadłuba	x		x			x				
	podłużnice, dźwigar, żebra	x					x				
	wspornik gondoli silnikowej, zawieszenie						x	x	x		
	części podwozia						x	x	x		
	sekcja zamocowania skrzydeł						x	x			
	kłapy, sloty (usterzenie kierunkowe)						x	x	x		
	sworznie, łączniki						x	x			
	części hamuleców						x	x	x		
	przewody	x	x								
Śmigłowiec	korpus przekładni						x				
	dźwigar łopat						x				
	piasta wirnika						x				
	wał napędu śmigła ogonowego						x				
	łączniki, zamocowania						x	x			
	poszycie i spód konstrukcji	x									
	krawędzie natarcia śmigła	x								x	

elementy złączne i odkuwki matrycowe. Spośród wielu gatunków stopów tytanu, przemysłowe zastosowanie w krajach zachodnich znalazło jedynie kilka stopów: cztery gatunki tytanu technicznego, po cztery gatunki stopów α i stopów ($\alpha+\beta$) oraz jeden gatunek stopu β . Konkretnie przykłady zastosowań poszczególnych stopów podaje tabl. 6.

Wg naukowców największe zastosowanie ma stop Ti6Al-4V stanowiący ok. 50% całego asortymentu używanych obecnie stopów, stosowany na zbiorniki wysokociśnieniowe i układy paliwowe. Jednym z najbardziej perspektywicznych

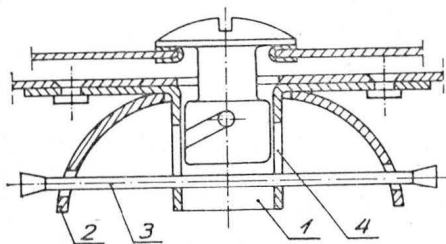
stopów na zbiorniki wysokiego ciśnienia jest Ti13V-11Cr-3Al. Dalsze prace nad stopami Ti prowadzone są w kierunku zwiększenia odporności na kruche pękanie i zwiększenie granicznych temperatur pracy.

Tytan i jego stopy stosuje się również w przemyśle chemicznym i naftowym, w przemyśle spożywczym, farmakologii i medycynie, a także w przemyśle maszynowym, okrętownictwie i metalurgii oraz w elektrotechnice i elektronice.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● WSK PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania zamek szybkozłączny (wynalazcy: R. H. Jeż, Z. Szczeciński). Zamek służy zwłaszcza do mocowania blach pokrywowych, pokryw i wzierników statków powietrznych.

Zamek, mający znany wkręt specjalny



ze spiralnym wybraniem na końcu główki, ma gniazdo 1, na które nasunięta jest ka-

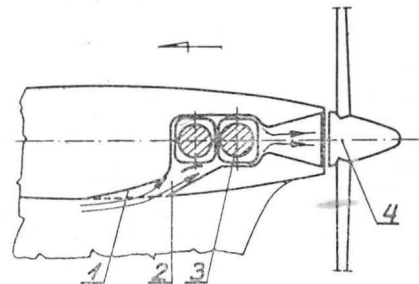
bląkowa sprężyna płaska 2, podparta w otworach drutem sprężynowym 3 przemieszczającym się w otworach wzdłużnych 4 gniazda 1.

Skrót opisu wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 5/1981 r., w klasie F16B, pod nr P.222811T.

● Przedsiębiorstwo Doświadczalno-Produkcyjne Szybownictwa PZL-Bielsko zgłosiło do opatentowania rozwiązanie konstrukcyjne pokrywy wlotu powietrza (wynalazcy: T. Łabuć, J. Foltyn).

Samoczynnie sterowana pokrywa 1 kanału 2 powietrza chłodzącego otwiera wlot powietrza pod wpływem różnicy ciśnień wywołanej pracą zespołu napędowego silnik-śmigło. Wzrostowi obrotów silnika 3

towarzyszy wzrost obrotów śmigła 4, co powoduje zwiększenie podciśnienia w ka-



nale 2. Pokrywa 1 reaguje na wzrost podciśnienia zwiększeniem otwarcia wlotu.

Opis wynalazku, chronionego czterema zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 6/1981 r., w klasie B64C, pod nr P.217742.

Procesy tarcia i zużycia w wysoko obciążonym hamulcu lotniczym

Dr inż. ALEKSANDER DERKACZEW

Zaspokojenie wysokich wymagań funkcjonalno-trwałościowych stawianych hamulcom kół nowoczesnych samolotów wymaga dokładnego poznania specyficznych procesów tarcia i zużycia występujących między elementami trącymi w wysoko obciążonym hamulcu. Znajomość tych procesów pozwala prawidłowo wybrać strukturę konstrukcyjną hamulca, dobrać materiały trące oraz ich energetyczne warunki pracy.

W artykule podjęto próbę przedstawienia charakteru procesów tarcia i zużycia oraz niektórych zjawisk towarzyszących w wysoko obciążonych hamulcach lotniczych, wykorzystując elementy klasycznej teorii tarcia i zużycia oraz wypuklając na jej gruncie te zjawiska, które są szczególnie istotne w procesie tarcia w hamulcu. Wykorzystano zarówno informacje zaczerpnięte z literatury, jak i pochodzące z własnych badań.

Ogólny model tarcia i zużycia w hamulcu

Opór tarcia suchego (występującego w hamulcu) i zużycie są wynikiem jednoczesnego oddziaływania mechanicznego (deformacja) i molekularnego (adhezja, szepianie i zrastanie) występującego na powierzchni współpracujących cierne materiałów. Wielkość efektu oddziaływania mechanicznego, polegającego na zahaczaniu lub wgłębianiu nierówności, zależy przede wszystkim od właściwości mechanicznych warstwy wierzchniej, mikrogeometrii jej powierzchni, mikrostruktury wewnętrznej (zdefektowanie) oraz stanu naprężeń. W hamulcach, gdzie występuje znaczna różnica twardości trących elementów (a poza tym zazwyczaj jeden z nich — tworzywo cierne — ma strukturę wielofazową), oddziaływanie mechaniczne polega głównie na wgłębianiu mikronierówności, dającym w efekcie zjawisko zwane bruzdowaniem.

W warunkach intensywnego tarcia i zużycia występującego w hamulcu, właściwości cierne materiałów nie są stałe i zmieniają się w szerokich granicach zarówno ze zmianą parametrów tarcia, jak i z upływem czasu trwania procesu. Prowadzi to niekiedy do istotnych zmian warunków współpracy powierzchni trących, a nawet do zmiany samego mechanizmu tarcia i zużycia.

Właściwości mechaniczne powierzchni określonego materiału zależą zasadniczo od jego granicy plastyczności, modułu sprężystości, twardości oraz udarności, przy czym pierwsze trzy cechy wpływają na wielkość rzeczywistej powierzchni styku z innym materiałem, zaś czwarta na odporność mikronierówności powierzchni na uszkodzenia związane z procesem tarcia.

Oddziaływanie molekularne jest różnie tłumaczone przez różnych badaczy. Można jednak przyjąć, że adhezja, czyli oddziaływanie pól siłowych atomów lub cząsteczek trących powierzchni bez tworzenia trwałych wiązań, jest skutkiem działania sił przyciągania van der Waalsa. Szepianie, czyli trwałe połączenie stykających się obszarów trących powierzchni, jest wynikiem wiązania chemicznego na pierwotnej granicy ich rozdziału. Wiązania te (adhezja i szepianie) są utrudnione w procesie tarcia w hamulcu, wskutek występowania tam rozwiniętych warstw tlenkowych i zanieczyszczeń, jednocześnie jednak ułatwione dzięki wysokim dociskom i temperaturze. Spośród zasadniczych typów wiązań molekularnych najistotniejszą rolę odgrywa tu zrastanie tarciove, szczególnie intensywne przy tarcu międzymetalicznym w obszarach nadtopienia powierzchniowego jednego z metali uczestniczących w procesie. Zrastanie tarciove polega wtedy na wzajemnej dyfuzji i rozpuszczeniu metalu stałego w ciekłym i przeciwnie, albo na dyfuzji i rozpuszczeniu jedynie metalu ciekłego w stałym. Uważa się, że szepianie i zrastanie tarciove jest głównym składnikiem oporu tarcia w parze trącej hamulca.

W występujących w hamulcu warunkach tarcia (wysokie temperatury, naciski i prędkości prześlizgu) występują zjawiska prowadzące do gwałtownych, jakościowych zmian

właściwości warstwy wierzchniej, takie np. jak piroliza i przenoszenie cząsteczek jednego materiału na powierzchnię drugiego, nazywane namazywaniem lub metalizacją. Ciekawą cechą tego zjawiska jest to, że najczęściej obserwuje się przenoszenie materiału bardziej wytrzymałego mechanicznie na powierzchnię materiału mniej wytrzymałego. Zjawisko metalizacji, zwłaszcza o przebiegu gwałtownym, jest poważnym zagrożeniem dla par trących w wysoko obciążonych hamulcach. Wiąże się ono z dużym miejscowym wzrostem temperatury, niszczeniem powierzchni obu materiałów, a zwłaszcza partnera metalowego, spadkiem oporu tarcia, iskrzeniem itp.

Opór tarcia

Najistotniejszym funkcjonalnie efektem procesu tarcia w hamulcu jest towarzyszący mu opór tarcia. Z opublikowanych danych wynika, że głównymi składnikami oporu tarcia suchego są: opór odkształcenia sprężystego, opór odkształcenia plastycznego, opór oddzielenia nierówności, opór ścinania połączeń tarciowych i molekularny opór przemieszczenia.

Działanie oporów, potraktowane łącznie, jest wyrażane (w bardzo uproszczonym ujęciu) przez wartość współczynnika tarcia, określającego stosunek rozwiniętej siły tarcia do nacisku. Bardziej precyzyjnie, opór tarcia charakteryzujący daną parę cierną może być wyrażony przez zespół charakterystyk uzależnionych od poszczególnych parametrów tarcia, takich jak: temperatura, naciski powierzchniowe, prędkość prześlizgu, czas tarcia itp.

W odniesieniu do procesu tarcia w wysoko obciążonym hamulcu nie znajdują zastosowania analityczne metody określania tych zależności, formułowane niekiedy dla tarcia międzymetalicznego przy niewielkich temperaturach i naciskach. Również nie wszystkie wyniki badań doświadczalnych są, bez dostatecznej znajomości istoty zjawiska, przydatne do predykcji oporu tarcia w rzeczywistym hamulcu. Np. w badaniach stwierdzono dla pary stal-tworzywo cierne ciągły spadek współczynnika tarcia ze spadkiem chropowatości powierzchni próbki stalowej. Stosowność tego wyniku przy doborze żądanej chropowatości powierzchni tarczy hamulca likwiduje fakt, że już po stosunkowo krótkim czasie tarcia (eksploatacji hamulca) chropowatość powierzchni trących się zmienia, dochodząc do wartości praktycznie niezależnej od chropowatości początkowej, a zależnej natomiast od właściwości materiałów trących i warunków tarcia. Świadczy to o istotności prowadzenia dokładnych i wszechstronnych badań, w celu poznania rzeczywistych właściwości ciernych poszczególnych skojarzeń trących.

Jedynie bardzo ogólnie można przyjąć, że opór tarcia zależy od właściwości materiałów trących, temperatury na powierzchni trącej, nacisków powierzchniowych, prędkości prześlizgu, mikrogeometrii powierzchni, makrogeometrii styku, stopnia zanieczyszczenia powierzchni trących oraz zaawansowania przemian fizykochemicznych w warstwach wierzchnich materiałów trących, a więc od „historii” dotychczasowej współpracy ciernej.

Mechanizmy zużycia materiałów trących w hamulcu

Zużycie zmęczeniowe

Zmęczenie wywołane jest zmiennym w czasie wytężeniem w poszczególnych mikroobjętościach materiału. Podczas tarcia wytężenie takie występuje zarówno w odniesieniu do punktów leżących na powierzchniach rzeczywistego styku, jak i w odniesieniu do punktów położonych w warstwie wierzchniej na pewnej głębokości względem powierzchni. Intensywność tych naprężeń oraz zasięg ich występowania zależą od wartości składowych i stycznych sił wzajemnego oddziaływania. Slizgająca się po spręży-

stej powierzchni nierówność powierzchni przeciwległej (penetrator) powoduje tworzenie się przed nią sprężystego występu, przez co poszczególne punkty materiału znajdują się w czasie tarcia na przemian w obszarach rozciąganych i ściskanych.

Wartość naprężeń sprężystych oraz odkształcenia plastycznego i charakter efektów towarzyszących, w dużym stopniu zależą od prędkości wchodzenia do współpracy elementów tworzących połączenie tarciove. Przy dużej prędkości przeslizgu pojawiają się naprężenia znacznie większe niż w przypadku działania statycznego, ze względu na wzrost udziału zjawisk uderowych. Ze względu na ograniczenie Karmana stanowiące, że deformacja z bardzo dużymi prędkościami nie jest możliwa, prędkości rozciągania większe od określonej prędkości krytycznej powodować będą pęknięcie w miejscu przyłożenia impulsu uderowego, bez znacznych deformacji pozostałych partii materiału. Krytyczna prędkość rozciągania zależy od rodzaju i stanu materiału i np. dla stali niskowęglowej wyznaczona wynosi ok. 50 m/s, zaś walcowanej na zimno 30 m/s.

Zgniot na zimno pogarsza zatem odporność materiału na rozciąganie uderowe. Nie oznacza to jednak, że zgniot jest zawsze niekorzystny ze względu na odporność na zużycie zmęczeniowe. Z analizy pola naprężeń stykowych i wynikającego z nich pola wyłężenia materiału wynika, że występowanie tarcia podnosi ogólnie wartość naprężeń zredukowanych i przesuwa punkt Bielajewa do powierzchni i w kierunku ruchu.

Przy ustalonym obciążeniu tworzy się po niewielkiej liczbie cykli tarciowych strefowa struktura warstwy wierzchniej, przy czym najbardziej zgniecione warstwy uniemożliwiają dalszy rozwój odkształcenia wglęb materiału. Taka samorzutna deformacja plastyczna, obniżająca odporność na zużycie zmęczeniowe, może być poważnie ograniczona w wyniku wstępnej obróbki powierzchniowej zgniotem przez wygładzenie powierzchni, wprowadzenie własnych naprężeń ściskających oraz podniesienie twardości materiału. Wygładzenie powierzchni prowadzi do ujednorodnienia materiału i zmniejszenia naprężeń stykowych, zmniejszenia składowej oporu tarcia wynikającej z odkształceń sprężystych i plastycznych. Przy braku dominacji innych składowych oporów, efektem tego jest obniżenie temperatur na powierzchniach rzeczywistego styku i zmniejszenie naprężeń termicznych.

W aspekcie zużycia zmęczeniowego istotnym parametrem jest temperatura. Jest ona groźna jako czynnik wpływający na właściwości zmęczeniowe materiału oraz jako źródło zmiennych naprężeń termicznych. Jest oczywiste, że naprężenia te mogą powstawać w ośrodku sprężyste izotropowym wtedy, gdy gradient temperatury jest zmienny. Jednakże nawet w przypadku stałego gradientu będą pojawiać się duże naprężenia termiczne w materiale wielofazowym lub jednofazowym, zawierającym wtrącenia zanieczyszczeń, ze względu na różne właściwości rozszerzalnościowe i sprężyste poszczególnych składników.

Jako źródło naprężeń termicznych należy również brać pod uwagę anizotropię rozszerzalności cieplnej poszczególnych kryształów tworzących polikryształ. Naprężenia rozciągająco-ściskające wywołane rozszerzalnością cieplną nakładają się z podobnym stanem naprężeń wywołanym przez działające siły docisku oraz tarcia, powodując przyspieszenie procesów zmęczeniowych.

Szczególną podatnością na zużycie zmęczeniowe, ze względu na kruchość i charakterystyczny stan naprężeń, cechują się twarde warstwy powierzchniowe powstające wskutek dyfuzyjnego wnikanía obcych pierwiastków z ośrodka otaczającego, takich jak: tlen, węgiel, azot lub wodór. Dyfuzję taką stymuluje zarówno wzrost temperatury, jak i wzrost stopnia mechanicznego zdefektowania struktury. W przypadku materiałów ciernych niemetalowych (np. żywiczno-azbestowych) w procesie tym, oprócz sił stykowych, może brać udział ciśnienie gazowych produktów rozpadu organicznych składników tworzywa, zamkniętych w mikroobszarach pod utwardzoną warstwą wierzchnią.

Twarda warstwa powierzchniowa, pracując wytrzymałościowo podobnie jak płyta na sprężystym podłożu, podlega podczas tarcia przemianom zginaniu wywołującemu pęknięcie oraz odrywaniu (łuszczeniu) od sprężystej osnowy, wskutek działania siły trącej, gradientu temperatury, różnicy rozszerzalności cieplnej i innych właściwości różniących twardą warstwę wierzchnią od osnowy. Wynikające z tego procesu szczeliny mogą, w przypadku istnienia znacznych naprężeń, rozwinąć się w głębokie pęknięcia zmęczeniowe. Na rys. 1 przedstawiono powierzchnię modelu tarczy hamulca ze złuszczeniami wywołanymi opi-

sanym mechanizmem zużycia. Na rys. 2 przedstawiono powierzchnię nakładek ciernych z rozwiniętymi pęknięciami zmęczeniowymi.

Istnieje hipoteza potwierdzona wieloma rozważaniami i eksperymentami, że w końcowym efekcie proces zużycia jest procesem zmęczeniowym. W przypadku odkształceń plastycznych, czy sprężysto-plastycznych, występuje także proces zmęczenia, jednak efekt oderwania wystąpi po znacznie mniejszej liczbie cykli, zgodnie z krzywą Wöhlera. W krańcowym przypadku może nastąpić natychmiastowe ścięcie pojedynczej nierówności. Z hipotezy tej wynika, że pozostałe mechanizmy mają charakter pomocniczy. Należy jednak pamiętać, że słowo „pomocniczy” nie oznacza tu bynajmniej „drugorzędny”. Inne mechanizmy zużycia w decydującym stopniu wpływają na odporność warstwy wierzchniej na zużycie zmęczeniowe oraz na intensywność odkształcenia nierówności. Wyraźnie widoczne to jest np. w odniesieniu do niektórych tworzyw żywiczno-azbestowych, pracujących w wysoko obciążonych hamulcach, gdzie ze względu na wysokie temperatury pracy, ma miejsce silne cieplno-chemiczne osłabienie warstwy wierzchniej.

Zużycie ściernie

Istotą ściernia jest oddzielanie drobnych cząstek materiału wskutek skrawającego działania twardszych występow partnera ciernego (mikroskrawanie, rysowanie) bądź też ziaren produktów ściernia lub zanieczyszczeń, znajdujących się między powierzchniami trącymi (zużycie przez tzw. warstwę ścierną). Występowanie i intensywność tego procesu zależy od twardości, wielkości i swobody elementów skrawających, głębokości ich wnikanía w materiał ścierny, geometrii powierzchni, a także współczynnika tarcia molekularnego między występow skrawającym a materiałem ściernym.

Intensywność mikroskrawania dla struktur wielofazowych w dużym stopniu zależy od cechy tych struktur, rodzaju faz, ich dyspersji, a nawet kształtu ziaren (np. ziaren perlitu w stali lub grafitu w żeliwie). Niewielkie nawet różnice tych czynników mogą spowodować znaczne zmiany intensywności mikroskrawania. Na intensywność tego zjawiska ma wpływ również wartość i dynamika obciążenia (docisku) powierzchni trących.

Mechanizm skrawania polega tu na tym, że wytworzony przez występow skrawający sprężysty występ w materiale skrawanym uplastycznia się i oddziela jako wiór, albo zostaje rozgnieciony na boki, tworząc wniesienia równoległe do śladu pozostawionego przez występ skrawający.

Nierówności powierzchni materiału skrawanego ułatwiają oddzielanie się wiórów. Oddzielanie się wióra wynika z obecności naprężeń rozciągających w obszarze uplastycznionym, natomiast bruzdowanie z występowania wysokich nacisków w tym obszarze.

Wytwarzanie twardego produktu ściernia, pracujących następnie jako luźne ścierniwo między powierzchniami trącymi, cechuje materiały odznaczające się dużym umocnieniem. W przypadku hamulcowych tworzyw ciernych istotną rolę w mechanizmie zużycia ściernego odgrywają twarde wypełniacze w postaci proszków metali i pyłów ciernych (np. korundu).

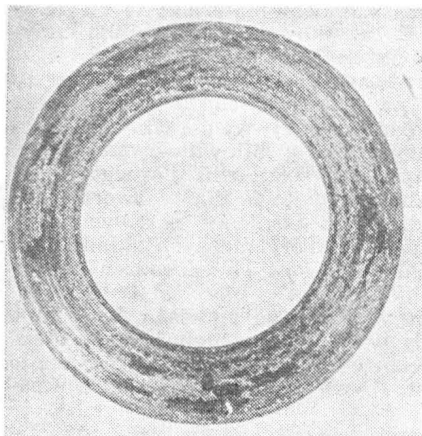
Wypełniacze te, dodane dla zwiększenia współczynnika tarcia, intensyfikują zużycie ściernie zarówno samych tworzyw ciernych, jak i współpracujących elementów metalowych, przy czym występują tu obie odmiany ściernia, zarówno działanie twardego występow, jak i ziaren produktów ściernia.

Podczas współpracy powierzchni z przewagą zużycia ściernego obserwuje się niewielkie zmiany właściwości materiałów nawet podczas intensywnego zużycia. Powodem tego jest niewielki opór tarcia, niewielkie przyrosty temperatury i mały zgniot.

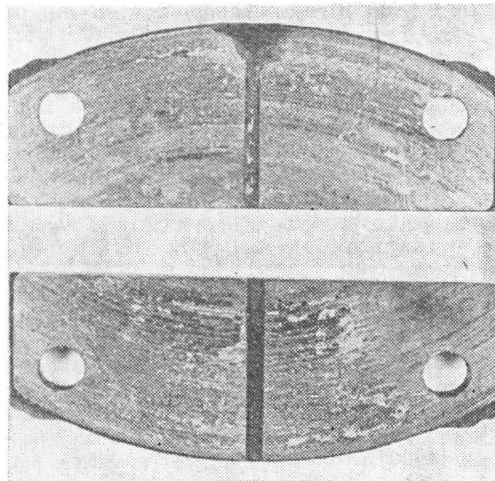
Przy tarcu materiału twardego o bardzo miękkim, nie wykazującym umocnienia, ma miejsce wrywanie twardego ziarna skrawającego z materiału twardego i wgniatanie ich w materiał miękkim, a następnie skrawanie przez nie materiału rodzimego. To zjawisko pojawia się często w przypadku pary trącej hamulca, gdzie na ogół występuje duża różnica w twardości elementów trących.

Zużycie adhezyjne

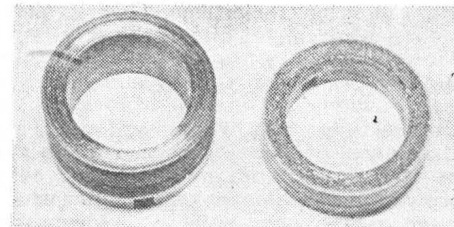
Początkowy docisk na styku mikronierówności współpracujących materiałów jest wystarczający do nawiązania połączenia adhezyjnego, zaś powinowactwo chemiczne tych materiałów zapewnia większą wytrzymałość takiego połączenia od spójności wewnętrznej jednego z materiałów. Natomiast podczas współpracy cierniej występuje zużycie ad-



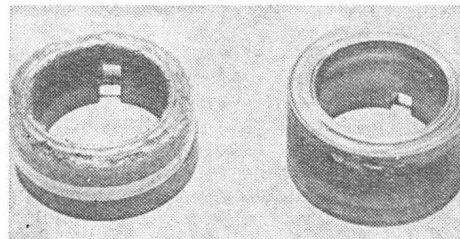
Rys. 1. Model tarczy ciernej hamulca wykonanej z materiału metaloceramicznego, po wielokrotnych hamowaniach; widoczne złuszczenia wywołane zużyciem zmęczeniowym



Rys. 2. Hamulcowe nakładki cierne z tworzywa żywiczno-azbestowego po wielokrotnych hamowaniach; widoczne rozwinięte w głąb materiału pęknięcia wywołane zmęczeniem materiału



Rys. 3. Początkowy etap metalizacji tworzywa żywiczno-azbestowego współpracującego z żeliwem



Rys. 4. Rozwinięta metalizacja powierzchni trącej tworzywa; na krawędziach widoczne wykruszenia wywołane ciepłym osłabieniem materiału

hezyjne, przejawiające się wrywaniem cząstek jednego materiału przez występy drugiego.

Istotą tego rodzaju zużycia jest proces lokalnego zgrzewania, polegający na tworzeniu się i rozrywaniu miejscowych zgrzein (tzw. mostków tarciovych). Procesowi temu towarzyszy plastyczna deformacja mikrowystępów przy wysokich lokalnych wartościach nacisków i temperatur. Ważną rolę, ułatwiającą wszystkie etapy szepienia, odgrywa tu ciepło. Podwyższenie temperatury, dzięki zwiększeniu plastyczności materiału, ułatwia rozsuniecie błon powierzchniowych, obniża granicę płynięcia oraz zwiększa energię i ruchliwość atomów powierzchniowych, ułatwiając utworzenie sieci szepienia. Zużycie adhezyjne zachodzące przy niewielkich prędkościach przeslizgu i umiarkowanych temperaturach na powierzchni tarcia, nazywane jest przez niektórych autorów szepieniem I rodzaju.

Połączenie adhezyjne jest ułatwione przy dużej plastyczności materiału, gładkości oraz czystości powierzchni, utrudnione natomiast w przypadku pokrycia powierzchni trących tlenkami. Wytrzymałość warstwek tlenkowych (a więc i ich ochronne działanie) jest zależne od ich budowy, spójności z materiałem podstawowym i grubości, przy czym wzrost grubości do pewnej optymalnej wartości zwiększa ich trwałość, dalszy wzrost natomiast zmniejsza. Warunkiem dobrej spójności jest, wg Lipsona, mniejszy ciężar właściwy metalu niż tlenku.

Istotną rolę w mechanizmie powstawania połączeń adhezyjnych odgrywa wzajemna dyfuzja pierwiastków w obszarze styku, zwłaszcza wtedy, gdy tworzący się w jej wyniku rotwórn stały ma dużą wytrzymałość mechaniczną. W przypadku tarcia wysokotemperaturowego, charakterystycznego dla pracy hamulca lotniczego, nawiązanie połączeń następuje również przez przetapianie w stanie ciekłym składników obu trących ciał w obrębie „gorącej plamy” na występie powierzchniowym, rozgrzanym przez tarcie. Przy bardzo wysokich temperaturach, łączenie adhezyjne materiałów o zbliżonych temperaturach topnienia może doprowadzić do zatarcia, natomiast w przypadku skojarzenia materiałów łatwo i trudno topliwego, opór tarcia i zużycie mogą maleć w wyniku smarującego działania topiącej się cienkiej warstwy materiału o niższej temperaturze topnienia.

Badania mikrotwardości powierzchni świadczą, że zużyciu adhezyjnemu towarzyszy strukturalne osłabienie materiału wywołane działaniem rozrywającym, jakie musiało wystąpić przy rozdzielaniu połączenia. Zużycie to jest powiązane ze zużyciem ściernym, gdyż wrywane w wyniku zużycia adhezyjnego cząstki działają na coraz bardziej chropowatą powierzchnię jako elementy skrawające.

Odmianą zużycia adhezyjnego, zagrażającego parze trącej wysoko obciążonego hamulca jest zużycie przez szepienie II rodzaju, nazywane również zużyciem ciepłym. Zużycie to przejawia się intensywnym niszczeniem powierzchni, wywołanym nagraniem stref tarcia do temperatury zmiękczenia metalu i pojawieniem się makroszczepek ciepło-adhezyjnych. Przyrosty temperatury na powierzchni tarcia są szczególnie intensywne, gdy jednym z materiałów trących jest tworzywo cierne o złej przewodności cieplnej, np. żywiczno-azbestowe. Wynika stąd

bardzo powolne odprowadzenie ciepła w głąb materiału. Temu rodzajowi zużycia towarzyszy proces intensywnego utleniania warstwy wierzchniej, a niekiedy także skrawania bardziej miękkiego materiału nierównościami twardego. Zachodzi wówczas bardzo silne uszkodzenie powierzchni prowadzące do powstania makronierówności. W przypadkach, gdy proces szepienia II rodzaju zachodzi na całej powierzchni tarcia, znacznie rośnie wartość oporów tarcia (współczynnik tarcia może nawet przekroczyć wartość $\mu = 1$) i wydzielają się znaczne ilości ciepła rozmiękczające metal na znaczną głębokość. W zmięczonym metalu, w wyniku rekryształizacji, tworzą się struktury rekryształizacji, odpuszczania, hartowania i hartowania wtórnego, wykazujące zmniejszoną odporność na zużycie. Mogą również pojawiać się lokalne wytopienia materiału w warstwie wierzchniej (tzw. scuffing).

Niekorzystna dla materiału współpracującego zła przewodność cieplna tworzywa ciernego żywiczno-azbestowego (kilkaset razy mniejsza od miedzi) i wynikający stąd wysoki gradient temperatury w jego warstwie wierzchniej jest, wg Kragielskiego, zjawiskiem pozytywnym dla samego tworzywa. Powstająca na jego powierzchni cienka warstwa nagrzana do wysokiej temperatury jest odporna na deformację, a przez to i na intensywne zużycie. Dotyczy to oczywiście takiego zakresu temperatur, przy którym dla danego tworzywa nie występuje jeszcze intensywne ciepłe niszczenie warstwy wierzchniej (np. węglanie). Wnętrze materiału rozgrzewa się znacznie słabiej i nie zachodzi w nim rozkład chemiczny, co umożliwia pracę tworzywa przy znacznie wyższych temperaturach powierzchniowych niż temperatura rozkładu podstawowych składników tworzywa.

Metalizacja

Metalizacją nazywane jest przenoszenie materiału z powierzchni partnera metalowego na powierzchnię niemetalowego partnera ciernego, występujące najczęściej, gdy partnerem niemetalowym jest tworzywo cierne żywiczno-azbestowe. Ze względu na warunki powstawania metalizacji, zjawisko to szczególnie silnie zagraża hamulcowym parom ciernym. Najistotniejszymi warunkami wystąpienia metalizacji są:

- temperatura powierzchni tarcia wyższa od temperatury destrukcji termicznej organicznych składników tworzyw ciernych, zwłaszcza kauczuku,
- wydzielanie wodoru, tlenku i dwutlenku węgla z organicznego tworzywa ciernego,
- plastyczne przedformowanie, zmęczenie i zdefektowanie warstwy wierzchniej partnera metalowego,
- powstawanie i wykruszanie powierzchniowych błon tlenkowych,
- odwęglanie partnera metalowego wodorem.

Podawane są dwa zasadnicze mechanizmy powstawania metalizacji, które, jak się przypuszcza, występują na ogół równocześnie:

- Cząstka metalu wyrwana z powierzchni partnera metalowego zostaje wciśnięta w powierzchnię bardziej mięk-

kiego tworzywa ciernego. Gdy struktura tworzywa utrudnia wyciśnięcie tej cząsteczki w kierunku stycznym do powierzchni tarcia, cząsteczka ta pozostaje w tworzywie, stopniowo utwardza się i silnie rozgrzewa podczas tarcia, jest bowiem skutecznie izolowana termicznie przez otaczające tworzywo. W dalszym ciągu pojawia się adhezyjne sczepianie pomiędzy tą cząstką a odwęgloną warstwą wierzchnią partnera metalowego i odrywanie tej warstwy, prowadzące do powiększenia narostu metalicznego i dalszego zwiększania pola, na którym występuje ten proces.

● Na powierzchniach trących występuje mechaniczne nanoszenie, nalepianie i wgniatanie drobnych, luźnych cząstek metalu i tlenków (np. produktów ścierania lub łuszczenia), a następnie ich wzajemne spiekanie w lity i mechanicznie wytrzymały polikryształ.

Silnie rozgrzana warstwa metaliczna wywołuje destrukcję otaczającego tworzywa, w wyniku czego słabną wiązania między tą warstwą i tworzywem. Jeśli połączenia adhezyjne między tą warstwą a tarczą metalową są silniejsze od wiązań warstwy z tworzywem, następuje zerwanie warstwy, czego efektem jest niejednokrotnie związanie jej z tarczą metalową i powstanie narostu, wywołującego głębokie rysowanie tworzywa ciernego. Na rys. 3 i 4 przedstawiono etapy metalizacji tworzywa żywiczno-azbestowego, współpracującego z żeliwem przy wysokich naciskach i temperaturze na powierzchniach trących.

Zużycie korozyjne

Zużycie korozyjne często bywa pomijane w opisach mechanizmów zużycia pary trącej jako nie wynikające bezpośrednio i wyłącznie z procesu tarcia. Nie można jednak zaniedbać tego rodzaju zużycia w odniesieniu do hamulców ze względu na to, że pracując na ogół bez ochrony przed wpływami zewnętrznymi, są one silnie narażone na niszczenie korozyjne pod wpływem czynników chemicznych (wody, roztworów soli, środków ochrony roślin, związków siarki itp.). Opis samego zjawiska korozji wykracza poza ramy niniejszego artykułu, istotne jest jednak, że intensywność korozyjnego niszczenia materiału zależy w dużym stopniu od efektów procesu tarcia (np. temperatury, naprężeń, stanu warstwy wierzchniej). Skorodowana warstwa powierzchniowa uczestniczy w procesie tarcia i ma istotny wpływ zarówno na opór tarcia, jak i na inne rodzaje zużycia, zwłaszcza na zużycie ściernie. Wytwarza się specyficzny mechanizm zużycia korozyjno-ściernego polegający na tym, że powierzchniowa warstwa elementu wskutek reakcji korozyjnych (np. utleniania) ulega znacznemu osłabieniu i podczas współpracy cierniej podlega szybkemu starciu. Po hamowaniu oczyszczona z tlenków i gorąca powierzchnia materiału podlega kolejnemu procesowi korozji i mechanizm powtarza się przy następnym hamowaniu.

Należy tu podkreślić, że odporność korozyjna tarczy hamulca zależy w dużym stopniu od warunków jej współpracy cierniej oraz charakteru i stopnia zużycia. Badania wykazują, że umocniona i wygładzona w procesie tarcia warstwa wierzchnia jest odporniejsza na korozję niż powierzchnia tarczy świeżej. Natomiast pęknięcia powierzchniowe i obszary zwiększonej w wyniku zużycia chropowatości ułatwiają wnikanie czynników korozyjnych w głąb materiału i mogą być powodem powstawania miejscowych ognisk korozyjnych. W odniesieniu do materiałów metaloceramicznych istotne znaczenie dla odporności korozyjnej ma również ich porowatość, która dla materiału świeżego stanowi czynnik ułatwiający korozję. Po hamowaniach, dzięki przetopieniu i wygładzeniu warstwy wierzchniej, stwierdzono znaczny wzrost odporności korozyjnej. Przeprowadzone badania wykazały znaczny wpływ na odporność korozyjną cieplnych warunków pracy materiałów trących. Spośród przygotowanych do badań materiałów, świeże żeliwo wykazało silną skłonność do korozji (wodnej), która znacznie zmniejszyła się po hamowaniach przy maksymalnej temperaturze powierzchniowej ok. 800°C. Stal 15 HM, w stanie świeżym wykazująca dobrą odporność korozyjną, po hamowaniach przy tej samej temperaturze w znacznym stopniu straciła tę odporność.

Zużycie (niszczenie) ciśnieniowe

Zużycie (niszczenie) ciśnieniowe wywołane jest działaniem ciśnienia gazów powstających wewnątrz materiału w wyniku procesu tarcia. Występuje ono np. podczas tarcia wysokotemperaturowego w niektórych porowatych materiałach metaloceramicznych nasączonych uprzednio cieczą o małej lepkości i małym cieple parowania (np. benzyna). Obecność tego rodzaju cieczy w porach materiału może być

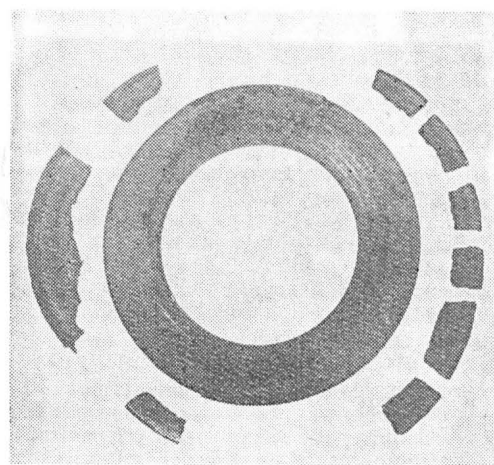
spowodowana np. zanieczyszczeniem materiału tą cieczą w niewłaściwych warunkach użytkowania lub próbą zmywania nią innych zanieczyszczeń (np. smarów, olejów).

Mechanizm zużycia (niszczenia) ciśnieniowego polega tu na wyrwaniu fragmentów materiału ciernego w wyniku gwałtownego działania par obecnej w porach materiału cieczy, parującej pod wpływem gwałtownie wzrastającej podczas hamowania temperatury elementu ciernego.

Podobny mechanizm zużycia pojawia się w tworzywach organicznych wskutek działania ciśnienia gazowych produktów termicznego rozpadu ich organicznych składników, prowadząc do powstawania miejscowych uszkodzeń utwardzonej warstwy wierzchniej.

Przy niewielkiej intensywności tego zjawiska, wywołane nim uszkodzenia warstwy wierzchniej podobne są do efektów zużycia zmęczeniowego (wyrwania, szczeliny) i przez to zużycie ciśnieniowe często bywa pomijane w opisach mechanizmów zużycia.

Przy znacznym nasyceniu porowatego materiału cieczą, dużym gradiente temperatury i odpowiedniej porowatości, ciśnienie par może doprowadzić nawet do całkowitego zniszczenia elementu ciernego, tak jak to pokazano na rys. 5. Efekt ten wskazuje na istotne niebezpieczeństwo zanieczyszczenia elementów ciernych hamulca, a zwłaszcza prób ich czyszczenia produktami naftowymi (benzyna, rozpuszczalniki).



Rys. 5. Model metaloceramicznej tarczy cierniej, zniszczonej wskutek działania ciśnienia par benzyny w porach materiału

Intensywność występowania poszczególnych mechanizmów zużycia w określonych materiałach ciernych zależy, jak już wspomniano, od parametrów współpracy cierniej, głównie od temperatury, nacisków powierzchniowych, prędkości prześlizgu i czasu tarcia.

Przy małych naciskach i niskiej temperaturze dominuje zużycie ściernie, któremu towarzyszy mechaniczne niszczenie materiału. W przypadku tworzywa żywiczno-azbestowego niszczenie to dotyczy głównie azbestu i polega na odrywaniu jego cząstek (włókien) od reszty materiału. Przy długotrwałym tarcu zachodzi tu również zużycie zmęczeniowe. Ze wzrostem nacisków i prędkości prześlizgu, a tym samym temperatury, występują powierzchniowe odkształcenia plastyczne, w efekcie których na powierzchni roboczej pojawiają się mikropeknięcia, zwiększające intensywność zużycia zmęczeniowego.

Z dalszym wzrostem nacisków, prędkości i temperatury, pojawia się zużycie cieplne materiału, przejmując stopniowo dominującą rolę, kosztem innych mechanizmów zużycia. Przy dużych naciskach, prędkości i temperaturze oprócz zużycia ściernego, zmęczeniowego i cieplnego występuje przenoszenie materiału metalowego partnera na powierzchnię tworzywa ciernego (metalizacja). W dalszym procesie tarcia przeniesiona warstwa metalowa odrywa się od tworzywa, przywierając nierzadko do powierzchni partnera metalowego. Na powierzchni tworzywa narasta nowa warstwa metalizacji.

Zużycie korozyjne i ciśnieniowe występuje nie zawsze i pojawia się w wyniku zaistnienia odpowiednich warunków pracy (w pierwszym przypadku — oddziaływanie korozyjne ośrodka otaczającego, w drugim — intensywna generacja gazów wewnątrz materiału).

Wnioski

Analiza przedstawionych zjawisk tarcia i zużycia w wysoko obciążonym hamulcu pozwala na wyprowadzenie następujących wniosków praktycznych, przydatnych przy konstruowaniu i eksploatacji hamulców lotniczych:

● Przebieg procesu tarcia i zużycia w hamulcu nie ma jednolitego charakteru i zależy od wielu parametrów „wejściowych”, obejmujących zarówno właściwości materiałowe i stan warstw wierzchnich jak i warunki współpracy ciernej. Optymalny dobór wartości tych parametrów na podstawie zadanych wymagań funkcjonalnych i konstrukcyjnych wymaga znajomości zasadniczych zjawisk i ich wzajemnej współzależności.

● Bardzo istotnym parametrem określającym warunki współpracy ciernej w hamulcu jest temperatura powierzchni trących. Temperatura ta ma decydujący wpływ na opór tarcia oraz na charakter mechanizmu zużycia, a przez to na intensywność zużycia. Wyznaczenie przewidywanego przebiegu zmian tej temperatury podczas hamowania stanowi więc niezbędny warunek prawidłowego doboru materiałów trących. Wyznaczenie to może być dokonane analitycznie lub w badaniach modelowych. Żądane jest, aby temperatura ta była możliwie mała, zwłaszcza w końcowej fazie hamowania, kiedy, ze względu na małą prędkość przeslizgu, występuje zwiększone zagrożenie szepianiem II rodzaju i metalizacją. Obniżeniu tej temperatury sprzyja zwiększenie pojemności cieplnej elementów trących.

● Drugim istotnym parametrem, od którego zależy przebieg procesu tarcia i zużycia w hamulcu są naciski jednostkowe na powierzchni trącej. Od nich (obok temperatury) zależy charakter styku powierzchni trących (sprężysty, plastyczny lub mieszany). Dla minimalizacji zużycia celowe jest zapewnienie możliwie małych nacisków jednostkowych, przez stosowanie dużych powierzchni współpracy ciernej,

wielu powierzchni trących oraz materiałów trących gwarantujących duży opór tarcia. Jeśli względy konstrukcyjne nie pozwalają na swobodne stosowanie tych zasad, konieczne są rozwiązania kompromisowe.

● Prędkość przeslizgu, o ile nie przekracza wartości krytycznej Karmana, bezpośrednio ma stosunkowo niewielki wpływ na mechanizmy tarcia i zużycia, pośrednio jednak, wpływając wspólnie z naciskami stymulującą na temperaturę tarcia, oddziałuje na nie w sposób istotny. Jeśli nie stoją temu na przeszkodzie względy konstrukcyjne, celowe jest ograniczanie jej wartości (np. przez stosowanie tarcz o małych średnicach).

● W celu zmniejszenia zużycia ściernego (zwłaszcza tarczy hamulcowej) należy zabezpieczyć powierzchnie trące hamulca przed zanieczyszczeniami (zwłaszcza trwałymi — jak piasek lub twarde opilki metalowe).

● Nie jest wskazane łączenie w pary trące materiałów o podobnej temperaturze topnienia, może ono bowiem spowodować powstanie silnych połączeń adhezyjnych i zatarcie.

● Analiza odporności korozyjnej materiału przewidzianego na tarczę hamulcową powinna być przeprowadzana po uprzednim wykonaniu serii hamowań, bowiem odporność ta w istotnym stopniu zmienia się w procesie tarcia.

● Niedopuszczalne jest (ze względu na niebezpieczeństwo zniszczenia ciśnieniowego) nawilżanie porowatych materiałów ciernych (np. metaloceramicznych) cieczami o małej lepkości i małym ciepłem parowania (np. benzyną, naftą).

cd. ze s. 16

liwa jądrowego, benzyn syntetycznych itp. W USA od wielu lat samolot Convair NB-36-H służy jako latające laboratorium do badań nad pracą reaktora atomowego w locie [8]. Wstępne projekty statków transportowych o napędzie jądrowym zakładają znaczną ich masę, z czego na konstrukcję i napęd ma przypaść po 40%, a na użyteczny udźwig tylko 20%. Przewiduje się, że w ciągu godziny taki transportowiec będzie zużywał tylko 25 g uranu 235 [3].

Słynny konstruktor radziecki A. N. Tupolew powiedział kiedyś, że ok. roku 2000 pojawi się samolot hiperdźwiękowy, zabierający na swój pokład ponad 1000 pasażerów na wysokość ok. 30 000 m z prędkością do 10 000 km/h [6]. Już obecnie wytwórnia Boeing opracowuje projekt przedłużonego kadłuba i nowego skrzydła do samolotu Boeing 747 zwanego Super Jumbo, który ma zabierać jednorazowo na pokład 770 pasażerów [13]. Samolot gigant Super Guppy (USA) przewozi duże elementy kadłubów innych samolotów i rakiet, a specjalnie przystosowany Boeing 747 transportował na swym grzbiecie Columbię z wytwórni na Przylądek Canaveral oraz w br. z USA na Lotniczo-Kosmiczny Salon w Paryżu. Odważniejsze wizje konstrukcyjno-technologiczne statków przewidują wielopokładowe samoloty zdolne do przewozu 700–900 pasażerów lub ok. 200 t ładunku przy zasięgu podróży nawet do 20 tys. km [7]. Nie wyklucza się latających platform transportowych, a także powrotu do ekonomicznych sterowców. Przewiduje się dalsze doskonalenie pionowzlotów (zmiennopłatowców) w celu powszechniejszego ich wykorzystania w przewozach na odcinku cywilnym.

Nową zupełnie epokę w transportowej technice lotniczo-kosmicznej zapoczątkował wyniesiony dnia 12.04.1981 r. na orbitę okołozemską wahadłowiec Columbia (USA), który po raz piąty wystartował 11.11.1982 r. W br. poleciał na orbitę i z powrotem nowy wahadłowiec Challenger STS-7, a także kompletnie laboratorium naukowe Spacelab z siedmioma osobami załogi [11]. Rozpoczęła się nowa epoka podróży na trasie Ziemia-orbita-Ziemia, przybliżająca wizje i wyobraźnię przyszłych lotów kosmiczno-transportowych. Fantastyka staje się więc rzeczywistością. Jest zatem dużo pracy, ryzyka i nadziei.

* * *

Mimo światowego kryzysu gospodarczego i finansowego, „wojna powietrzna” trwa, a samoloty transportowe są ekonomiczniejsze i bezpieczniejsze, a także szybsze, bardziej komfortowe i powszechniej skomputeryzowane. Istnieją realne przesłanki i uzasadnione podstawy, aby przypuszczać, że udział cywilnych samolotów transportowych będzie wzrastał tym szybciej, im bardziej będzie ceniony czas i im większy nastąpi rozwój nauki i techniki oraz wymiany międzynarodowej. Prowadzona walka konkurencyjna oraz wyścig z czasem i przestrzenią sprzyjać będą kontrahentowi lotnictwa transportowego, a przez to także dalszemu rozwojowi techniki samolotów transportowych. W tej światowej konkurencji wygra więc ten, kto będzie w stanie przewozić pasażerów i towary bezpiecznie i z mniejszym kosztem. Wskazane jest, aby przedstawiciele PLL LOT wypowiedzieli się na łamach TLiA, jak będą sobie radzić w tej bezpardonowej walce konkurencyjnej, uwzględniając trzy S w pryncypialnym wdrażaniu założeń reformy gospodarczej w transporcie lotniczym PRL.

LITERATURA

1. Rocznik Statystyczny — GUS z 1976, 1981 i 1982 r. Warszawa, s. 605, 695 i 548.
2. B. KLUSEK: Paliwo dla lotnictwa. *Skrzydłata Polska*, 39/1980 r.
3. J. LASON: Samoloty komunikacyjne przyszłości (1 i 2). *Skrzydłata Polska*, 17, 18/1981 r.
4. „Farnborough-82”. *Skrzydłata Polska*, 27/1982 r.
5. P. CZARNOWSKI: Epoka aerobusów. *Horyzonty Techniki*, 5/1982 r.
6. J. LASON: Samoloty transportowe przyszłości. *Przegląd Wojsk Lotniczych i Wojsk Obrony Powietrznej Kraju*, 9/1977 r.
7. Nowości lotnicze: Projekty samolotów lat 2000. *Przegląd Wojsk Lotniczych i Wojsk Obrony Powietrznej Kraju*, 3/1974 r.
8. ZB. JANKIEWICZ: Samoloty wielosilnikowe wczoraj, dziś i jutro. Warszawa 1975 r.
9. P. GORSKI: Czym będzie latał świat? *Skrzydłata Polska*, 12/1983 r.
10. J. PERLIŃSKI: Samoloty komunikacyjne lat osiemdziesiątych. *Skrzydłata Polska*, 4, 5/1979 r.
11. Na progu drugiego ćwierćwiecza. *Astronautyka*, 5–6/1982 r.
12. P. ELSZTEIN: Tendencje rozwojowe w budowie wielkich samolotów cywilnych. Międzynarodowy Rocznik Transportu, Warszawa 1969 r.
13. Ze świata; TLiA nr nr 12/80; 3, 5, 6, 8/82 r.
14. Z lotu po świecie; *Skrzydłata Polska* nr nr 15, 27, 31/82; 2, 6, 7, 8/83 r.

PRENUMERATA ROCZNA
NAJPEWNIĘSZĄ FORMĄ NABYCIA
NASZEGO CZASOPISMA

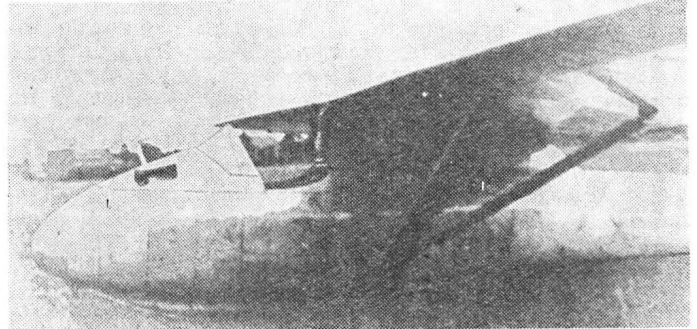
Sokół i jego osłona kabiny

W 1960 r. furorę zrobił szybowiec SZD-24 Foka z pólleżącą pozycją pilota i osłoną kabiny odsuwaną do przodu. Czy była to jednak pierwsza w Polsce osłona kabiny tak odsuwana?

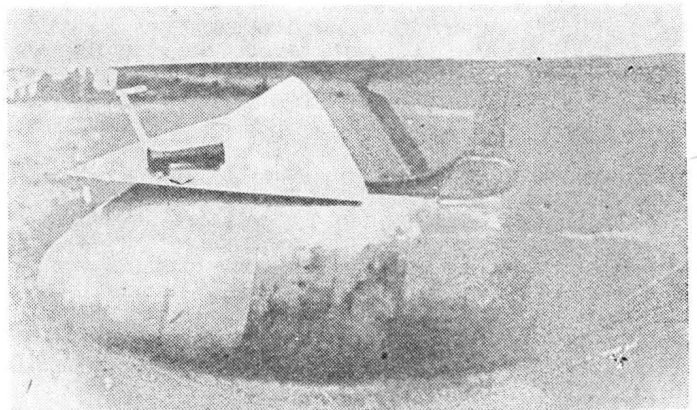
W prospektach PZL na Lotniczy Salon Paryski 1938 zamieszczone było zdjęcie kabiny samolotu PZL-38 Wilk z odsuniętą do przodu osłoną kabiny. Konstrukcja tego samolotu została zaprojektowana w 1935 r., prototyp zbudowano w 1936 r. Lecz nie jest to jeszcze najwcześniejsza osłona kabiny tego rodzaju wykonana w naszym kraju.

Wiosną 1935 r. został oblatany prototyp szybowca akrobacyjnego Sokół projektu Antoniego Kocjana. Szybowiec ten miał osłonę kabiny odsuwaną do przodu. Składała się ona z części drewnianej ze sklejk i listew sosnowych wraz z wiatrochronem. Mechanizm odsuwania był linkowo-krażkowy. Rozwiązanie to nie było jednak praktyczne, w wyniku czego seryjne Sokoly nie miały odsuwanej kabiny.

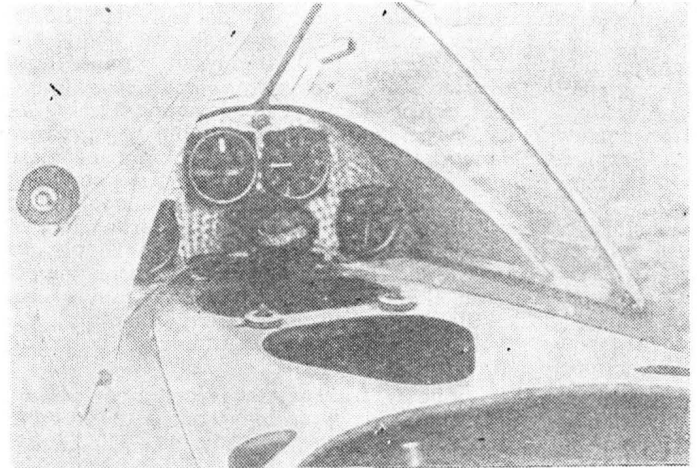
Pomysł odsuwanej kabiny został spopularyzowany już w



Rys. 3. Prototyp Sokola z kabiną zasuniętą



Rys. 4. Odsunięta osłona kabiny Sokola

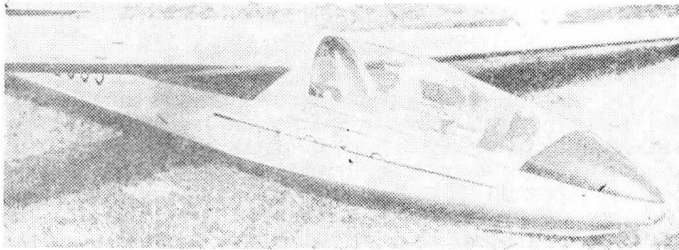


Rys. 5. Widok z kabiny na odsuniętą osłonę

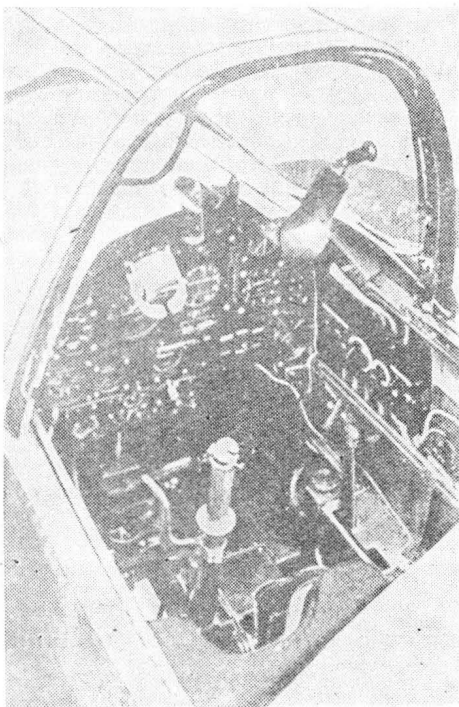
1934 r. przez francuskie jednomiejscowe samoloty rekordowe Caudron, np. C-460 i C-530 Rafale.

Tak więc rozwiązanie zastosowane na Focce było już próbowane w Polsce 25 lat wcześniej.

A.G.



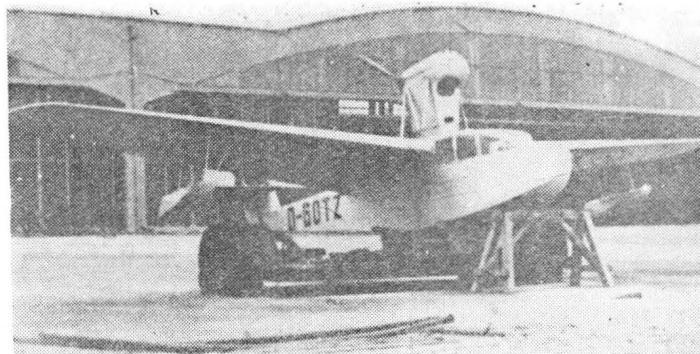
Rys. 1. Odsuwana kabina szybowca Foka. Fot. A. Glass



Rys. 2. Odsunięta do przodu osłona kabiny samolotu PZL-38 Wilk

Wojenne losy amfibii Nikol A-2

Wg dotychczasowych informacji, udzielonych przez osoby z Morskiego Dywizjonu Lotniczego w Pucku, amfibia Nikol A-2 oblatana w 1939 r. uległa zniszczeniu na początku września 1939 r. w wyniku bombardowania Pucka. Ostatnio jednak dr Volker Koos z Rostoka odnalazł zdjęcie samolotu Nikol A-2 z niemieckimi znakami rejestracyjnymi, stojącego na lotnisku wodnosamolotów w Rostoku. Zdjęcie prawdopodobnie wykonano jesienią 1939 r. lub na początku 1940 r. Zwraca uwagę nietypowa rejestracja samolotu: D-GÖTZ. Litera G nadawana była samolotom towarowym, zaś samoloty lekkie otrzymywały literę E. Ponadto nie używano litery Ö. Stąd wniosek, że była to rejestracja zmyślona, a nie urzędowa, zwłaszcza że słowo Götz stosowane było przez Goethego do określenia Króla Olch. Taka rejestracja nasuwa przypuszczenie, że samolot nie był zarejestrowany, więc i użytkowany, przynajmniej w okresie wykonania zdjęcia.



Amfibia Nikol A-2 w Rostoku z literami D-GÖTZ

A.G.

CONTENTS

GLASS A.: New military airplanes at the Paris Air Show'83. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 9, p. 5

General information on the 35-th International Paris Aerospace Show as well as projects and novelties within the scope of military airplanes (fighter and trainers), amphibians and, moreover, passenger and executive airplanes, have been presented.

DĄBROWSKI W., POPOWSKI S., WRONSKI S.: Unconventional gyroscopic measuring instruments used in the aviation and astronautical technology (I). TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 9, p. 8

An attempt to classify gyroscopic measuring instruments has been made in this article. Construction and principle of operation of unconventional gyroscopic instruments have been discussed. Characteristics of these instruments have been presented and compared. Those their features which cause them to be more and more widely used in aviation and astronautical technology devices, have been indicated.

ABŁAMOWICZ A.: Aerobatic aircraft Pitts in the light of experiences gained during the Masters' Trophy in the USA in 1981. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 9, p. 13

The history of achievements of an American aerobatic aircraft Pitts S-1T as well as the opinion of the author, who is a test pilot, on this airplane and its characteristics, have been presented.

TRZESZCZYŃSKI J., BÓJKO T., LISIEC-KA B.: Influence of weather conditions on the vaporization rate of aircraft fuel. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 9, p. 25

The results of investigations of the vaporization rate of aircraft fuel TS-1 in various temperature, humidity and air exchange conditions have been presented. The investigations were carried out in a model system at temperatures of 10 to 60°C and at air exchange rate of 3.86 and 38.6 per hour. It has been found that the vaporization rate depends on temperature and air exchange rate but does not depend on air humidity.

KULESZA U.: Characteristics and application of titanium and its alloys. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 9, p. 29

This article is a summary of information on titanium and its alloys. It gives comprehensive information on alloy structures, heat treatment processes, characteristics and application of the alloys.

DERKACZEW A.: Friction and wear processes in a highly loaded aircraft brake. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 9, p. 33

The Author has comprehensively described the phenomena occurring within the friction process and stressed the influence of various factors on the behaviour of brake components. He has also included practical recommendation in brief form.

The Sokół and its cockpit canopy. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 9, p. 38

The first in Poland forward-sliding cockpit canopy, applied to the Sokół glider in 1936, has been shown.

ZUSAMMENFASSUNGEN

GLASS A.: Neue militärische Flugzeuge auf dem Pariser Salon'83. TLiA, XXXVIII Jrg., 1983, H. 9, S. 5

Der vorliegende allgemeine Bericht über den 35. Luftfahrttechnischen und Kosmischen Pariser Salon umfasst Entwürfe und Neuigkeiten auf dem Gebiet der militärischen Jagd- und Trainingsflugzeuge, der Passagier-, Dienst- und Wasserflugzeuge.

DĄBROWSKI W., POPOWSKI S., WRONSKI S.: Nichtkonventionelle Kreisel-Messanordnungen für fliegertechnische und welträumliche Zwecke (I). TLiA, XXXVIII Jrg., 1983, H. 9, S. 8

In dem Aufsatz wird versucht eine Systematisierung der Kreisel-Messgeräte durchzuführen. Neben der Bau- und Wirkungsweise wird eine Zusammenstellung und Vergleichung der technischen Daten dieser Geräte angeführt. Ausserdem werden Eigenschaften hervorgehoben, die zur vielseitigen Anwendung der Geräte für fliegertechnische und astronautische Zwecke führen.

ABŁAMOWICZ A.: Pitts-Flugzeug für Kunstflug hinsichtlich der Erfahrungen im USA-Meisterwettbewerb 1981. TLiA, XXXVIII Jrg., 1983, H. 9, S. 13

Der Autor stellt die Geschichte des amerikanischen Pitts S-1T-Flugzeuges für Kunstflug sowie seine Beurteilung als Versuchspilot über das Flugzeug und seine Eigenschaften vor.

TRZESZCZYŃSKI J., BÓJKO T., LISIEC-KA B.: Einfluss der Klimabedingungen auf die Verdampfungsgeschwindigkeit des Flugzeug-Treibstoffes. TLiA, XXXVIII Jrg., 1983, H. 9, S. 25

Der Beitrag enthält die Versuchsergebnisse über die Verdampfungsgeschwindigkeit des Flugzeug-Treibstoffes unter verschiedenen Temperatur-, Feuchtigkeits- und Luftaustauschbedingungen. Die Versuche sind in einer Modellanordnung bei Temperaturen 10–60°C und beim Luftaustausch von 3,86 und 38,6 l/h durchgeführt worden. Es ist dabei festgestellt worden, dass die Verdampfungsgeschwindigkeit von der Temperatur und dem Luftaustausch, aber nicht von der Luftfeuchtigkeit, abhängig ist.

KULESZA U.: Eigenschaften und Anwendung von Titan und seiner Legierungen. TLiA, XXXVIII Jrg., 1983, H. 9, S. 29

In dem Beitrag werden eine Zusammenstellung der Informationen über Titan und seine Legierungen sowie ausführliche Angaben über die Legierungsstruktur, die Wärmebehandlung, über die Eigenschaften und Anwendung der Legierungen angeführt.

DERKACZEW A.: Reibungs- und Verschleissvorgänge in hochbelasteter Flugzeugbremse. TLiA, XXXVIII Jrg., 1983, H. 9, S. 33

Der Verfasser erörtert ausführlich Erscheinungen, die bei dem Reibungsvorgang auftreten und unterstreicht den Einfluss verschiedener Komponente auf das Verhalten der Bremsenlemente. In zusammengefasster Weise werden praktische Richtlinien angeführt.

Das Segelflugzeug Sokół und ihre Windschutz. TLiA, XXXVIII Jrg., 1983, H. 9, S. 38

Es wird der erste in Polen am Segelflugzeug Sokół im Jahre 1936 angewandte nach vorne verschiebbare Windschutz angeführt.

СОДЕРЖАНИЯ

ГЛЯСС А.: Новые военные самолеты на Парижском Салоне'83. TLiA, т. 38, 1983 г., № 9, с. 5.

Статья содержит общие информации о 35-ом Авиационно-Космическом Салоне в Париже, а также проекты и новости в области военных самолетов (истребителей и тренировочных), самолетов для перевоза пассажиров, диспетчерских и гидросамолетов.

ДОМБРОВСКИ В., ПОПОВСКИ С., ВРОŃСКИ С.: Неконвенциональные гироскопические измерительные устройства, применяемые в авиационной и astronautической технике (I ч.). TLiA, т. 38, 1983 г., № 9, с. 8

Статья является попыткой систематизации гироскопических измерительных приборов. Описано устройство и принцип работы неконвенциональных гироскопических приборов. Дано сравнение характеристик этих приборов. Указаны те свойства приборов, которые расширяют их применение в авиационной и astronautической технике.

АБЛАМОВИЧ А.: Акробатический самолет Питтс — на базе опыта Турнира Мастеров США в 1981 г. TLiA, т. 38, 1983 г., № 9, с. 13

Описаны достижения американского акробатического самолета Питтс С-1Т, а также личное мнение автора, летчика-испытателя, об этом самолете и его свойствах.

ТШЕЩИŃСКИ Е., БУЙКО Т., ЛИСЕЦКА Б.: Влияние климатических условий на скорость испарения авиационного топлива. TLiA, т. 38, 1983 г., № 9, с. 25

Статья показывает результаты измерений скорости испарения авиационного топлива ТС-1 при разных температурах, влажностях воздуха и скоростях перемещения воздуха. Исследования, проведенные при температурах от 10 до 60°C и при обмене воздуха от 3,86 до 38,6 раза в час в модельных условиях указали, что скорость испарения зависит от температуры и скорости воздухообмена, но не зависит от влажности.

КУЛЕША У.: Свойства и применение титана и его сплавов. TLiA, т. 38, 1983 г., № 9, с. 29

Статья дает сводку информации о титане и его сплавах. Широко описаны: структура сплавов, процессы термической обработки, свойства сплавов и их применение.

ДЕРКАЧЕВ А.: Процессы трения и износа в высоконагруженном авиационном тормозе. TLiA, т. 38, 1983 г., № 9, с. 33

Автор широко описал явления связанные с процессом трения, указал влияние отдельных факторов на поведение тормозных элементов. Автор дает также краткие практические указания.

Планер Сокол и его остекление. TLiA, т. 38, 1983 г., № 9, с. 38

Описано конструктивное решение остекления планера Сокол, впервые в Польше примененное в 1936 г., заключающееся в открытии путем черемощения вперед.

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

Warszawa, ul. Bartycka 20, pok. 81

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

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

A. Glass: Problemy i zadania muzealnictwa lotniczego w Polsce	1
ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Przewozy lotnicze świata w 1981 r. w porównaniu z 1975÷1980 r.; Szacunkowa liczba pilotów w końcu 1981 r.; Liczba samolotów cywilnych w niektórych krajach wg stanu z 31.XII.1981 r.; Wypadki w lotnictwie cywilnym w 1981 r.	4
A. Glass: Nowe samoloty wojskowe i pasażerskie na Salonie Paryskim'83	5
W. Dąbrowski, S. Popowski, S. Wroński: Niekonwencjonalne giroskopowe urządzenia pomiarowe stosowane w technice lotniczej i astronautycznej (I)	8
A. Ablamowicz: Samolot akrobacyjny Pitts w oparciu o doświadczenia z Turnieju Mistrzów w USA w 1981 r.	13
J. Lasoń: Przyszłość rozwoju techniki samolotów transportowych	15
KARTOTERA TLiA: Cessna Model 172 Skyhawk (1982) — USA	17
Thorp T-18 Tiger — USA	19
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Wodnosamoloty (II)	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Kryteria ilościowe charakteryzujące stateczność samolotu (II)	22
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	24
J. Trzeszczyński, T. Bójko, B. Lisiecka: Wpływ warunków klimatycznych na szybkość parowania paliwa lotniczego	25
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	27, 32
PROJEKTY: PZL-Krosno KR-03 Puchatek — Polska	21
PROTOTYPY: Thurston TA-16 Seafire — USA	28
MAGAZYN TECHNOLOGA: U. Kulesza: Właściwości i zastosowanie tytanu i jego stopów	29
A. Derkaczew: Procesy tarcia i zużycia w wysoko obciążonym hamulcu lotniczym	33
Sokół i jego osłona kabiny; Wojenne losy amfibii Nikol A-2 (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	38
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	III okł.

Na okładce: Samoloty pasażerskie Farman F.70 — rys. K. Cieślak

GLASS A.: Nowe samoloty wojskowe na Salonie Paryskim'83. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 9, s. 5

Przedstawiono ogólną informację o 35 Lotniczo-Kosmicznym Salonie Paryskim oraz projekty i nowości w dziedzinie samolotów wojskowych (myśliwskich i treningowych), pasażerskich, służbowych i amfibii.

DĄBROWSKI W., POPOWSKI S., WROŃSKI S.: Niekonwencjonalne giroskopowe urządzenia pomiarowe stosowane w technice lotniczej i astronautycznej (I). TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 9, s. 8

W artykule dokonano próby usystematyzowania giroskopowych urządzeń pomiarowych. Omówiono budowę i zasadę działania niekonwencjonalnych przyrządów giroskopowych. Zestawiono i porównano charakterystyki tych przyrządów. Wskazano na te ich cechy, które powodują coraz szersze stosowanie w urządzeniach techniki lotniczej i astronautycznej.

ABLAMOWICZ A.: Samolot akrobacyjny Pitts w oparciu o doświadczenia z Turnieju Mistrzów w USA w 1981 r. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 9, s. 13

Artykuł zawiera dzieje osiągnięć amerykańskiego samolotu akrobacyjnego Pitts S-1T oraz opinię autora, pilota doświadczalnego, o tym samolocie i jego właściwościach.

LASOŃ J.: Przyszłość rozwoju techniki samolotów transportowych. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 9, s. 15

TRZESZCZYŃSKI J., BÓJKO T., LISIECKA B.: Wpływ warunków klimatycznych na szybkość parowania paliwa lotniczego. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 9, s. 25

W artykule przedstawiono wyniki badań szybkości parowania paliwa lotniczego TS-1 w różnych warunkach: temperatury, wilgotności i wymiany powietrza. Badania prowadzono w układzie modelowym w temp. 10÷60°C i przy wymianach powietrza 3,86 i 38,6 l/h. Stwierdzono, że szybkość parowania zależy od temperatury i wymiany powietrza, a nie zależy od wilgotności powietrza.

KULESZA U.: Właściwości i zastosowanie tytanu i jego stopów. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 9, s. 29

Artykuł stanowi zbilansowanie informacji o tytanie i jego stopach. Szeroko potraktowane zostały informacje o strukturze stopów, procesach obróbki cieplnej, właściwościach stopów i ich zastosowaniu.

DERKACZEW A.: Procesy tarcia i zużycia w wysoko obciążonym hamulcu lotniczym. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 8, s.

Autor szeroko opisał zjawiska występujące w procesie tarcia, podkreślił wpływ różnych czynników na zachowanie się elementów hamulcowych. W sposób skondensowany zamieścił zalecenia praktyczne.

Sokół i jego osłona kabiny. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 9, s. 38

Pokazano pierwszy w Polsce odsuwany do przodu wiatrochron zastosowany na szybowcu Sokół w 1936 r.

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Lazarewicz

Redaktorzy działów:

mgr inż. K. Dąbrowski, dr inż. A. Gołędzi-

nowski, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż.

W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K.

Szumielewicz

Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczyk, mgr inż. Z. Góruński, mgr inż.

A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzego-

rzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gutdz, dr inż.

B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziński, doc. dr inż.

T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Ko-

walski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący),

mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lampar-

ski, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Misiorek,

mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujszo, mgr inż.

Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Wolf-

ski, mgr inż. M. Zawadzki

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

CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0732-1300-83. Nakład 5100 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. M-102.

Cena pojedynczego egz. zł 60.—

Prenumerata roczna zł 720.—

INDEKS 37909

cd. na s. 39

świadczalnego I klasy można przyrównać do nakładów na wyuczenie kilkudziesięciu inżynierów lotniczych, przy czym najtrudniej zdobyć doświadczenie na śmigłowcach i z reguły w licencji wpisuje się tylko jeden do dwu opanowanych typów.

lotniczych.

Po odczycie odbyła się dyskusja, w której wzięli udział m.in. inż. inż. Ablamowicz, Smielkiewicz i Zięborak. Zgłoszono propozycję, aby postulat 3-stopniowego uprawnienia pilotów doświadczalnych był

— w Domu Technika na V piętrze sala S została nazwana im. Profesora H. Mierzejewskiego,

— w nrze 19÷20/1981 *Przeglądu Mechanicznego* opublikowano art. prof. J. Kaczmarka, poświęcony 35-leciu Stowarzyszenia.

PRENUMERATA

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

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

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

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

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

Przedpłaty przyjmowane są w terminach:

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

Uwaga: Obowiązuje bardzo czytelne pismo i podawanie kodu pocztowego.

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

Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę jest dwukrotnie droższa.

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

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

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

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

Jeden kwartał jest najkrótszym okresem możliwym do zaprenumerowania. Terminy przedpłat jw.

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

THE SUCCESSOR OF FAMOUS BOCIAN GLIDER

- Glassfibre sailplane
- Two-seater
- For training and performance flight
- Best glide ratio 1 : 30
- Min sink 0.70 m/s
- Excellent visibility
- Easy maintenance

PZL-BIELSKO

**37 YEARS OF EXPERIENCE
4500 SZD GLIDERS BUILT**

MANUFACTURER

Przedsiębiorstwo Doświadczalno-Produkcyjne Szybownictwa
PZL-Bielsko, ul. Cieszyńska 325, 43-300 Bielsko-Biała
Poland, Phone: 250 21; Cable: Sezed; Telex: 035259 SZD PL

EXPORTER

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



PEZETEL
P O L A N D