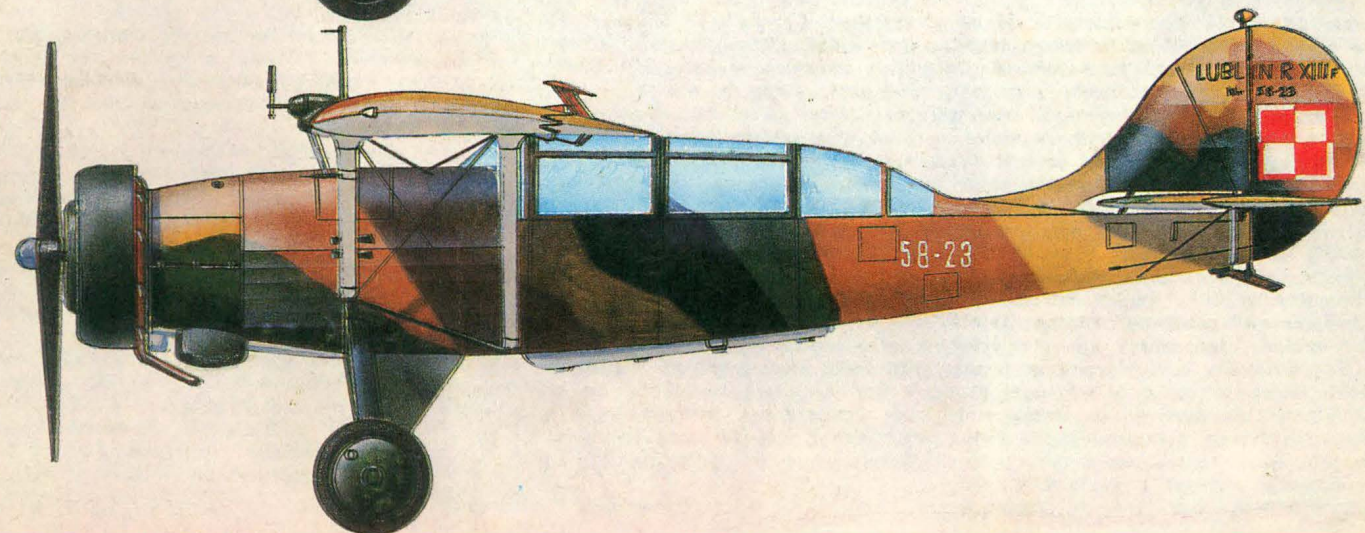
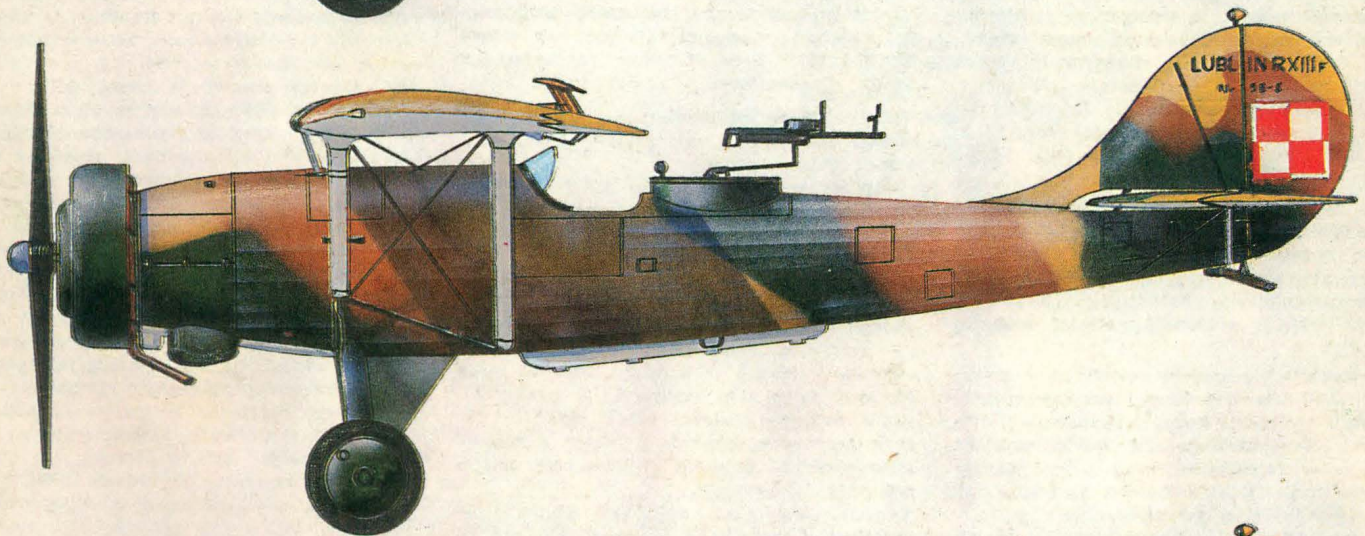
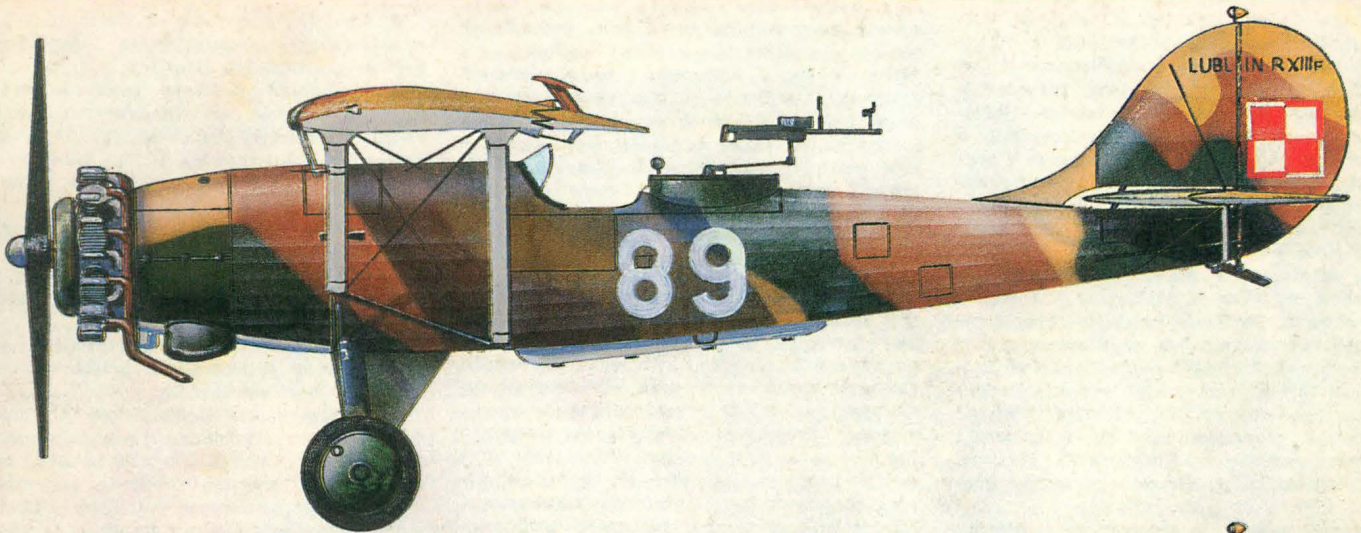


TECHNIKA 11-12'87  
lotnicza  
i ASTRONAUTYCZNA



## Jubileusz 40-lecia Sekcji Lotniczej SIMP

W dniu 23 października 1986 r. w Instytucie Lotnictwa w Warszawie odbyła się Sesja Jubileuszowa z okazji 40-lecia Sekcji Lotniczej SIMP oraz 60-lecia działalności inżynierów lotniczych w SIMP.

Zaproszonych gości i członków Sekcji Lotniczej powitał przewodniczący Sekcji Lotniczej SIMP prof. dr hab. inż. J. Lewitowicz, który w swoim wystąpieniu nawiązał do tradycji Stowarzyszenia Inżynierów Mechaników Polskich (założonego 28.04.1926 r.). Do tego Stowarzyszenia oraz do Związku Polskich Inżynierów Lotniczych (założonego 22.03.1923 r.) należeli także inżynierowie lotniczy. Związek Polskich Inżynierów Lotniczych współpracował od początku ze Stowarzyszeniem Inżynierów Mechaników Polskich. Inżynierowie lotniczy zrzeszeni w Związku dyskutowali o problemach związanych z lotnictwem i wytyczali kierunki jego rozwoju po odzyskaniu niepodległości. Ci sami inżynierowie już pod koniec II wojny światowej mobilizowali się wspólnie przy odbudowie przemysłu lotniczego i placówek naukowo-badawczych, a 30 maja 1947 r. w Warszawie reaktywowali Związek Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych w Stowarzyszeniu Inżynierów i Techników Mechaników Polskich, który później został przemianowany na Sekcję Lotniczą. Dzięki nim odrodził się polski przemysł lotniczy i powstały pierwsze powojenne konstrukcje lotnicze, które zaspokoiły podstawowe potrzeby kraju.

Następnie zostały wygłoszone referaty okolicznościowe opracowane przez wybitnych działaczy Sekcji i znawców lotnictwa polskiego: mgr. inż. A. Glassa — „Warunki, w jakich polscy inżynierowie lotniczy mieli największe osiągnięcia” oraz mgr. inż. T. Królikowicza — „Inżynierowie jako autorzy publikacji lotniczych”.

W dalszej części Sesji Jubileuszowej przewodniczący Sekcji prof. J. Lewitowicz złożył gorące podziękowania wszystkim, którzy przyczynili się do integracji życia stowarzyszeniowego Sekcji Lotniczej oraz wnieśli wkład w rozwój polskiej techniki lotniczej.

Szczególnie uroczystość została uhonorowana wybitni konstruktorzy i naukowcy, którzy byli twórcami licznych konstrukcji lotniczych i wychowawcami wielu pokoleń inżynierów lotniczych, brali udział w reaktywowaniu Sekcji Lotniczej i pracach organizacyjnych Stowarzyszenia.

Medale „Skrzydła Puławskiego”, ustanowione przez Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP, zostały wręczone: prof. T. Sołtykowi — głównemu konstruktorowi wielu powojennych samolotów, m.in. samolotu szkolnego TS-3 Bies i pierwszego polskiego samolotu odrzutowego TS-11 Iskra, prof. dr inż. czł. rzecz. PAN Z. Brzosce — organizatorowi i wieloletniemu pracownikowi Instytutu Lotnictwa, który wniósł ogromny wkład w rozwój konstrukcji lotniczych w dziedzinie statyki i stateczności, prof. dr inż. J. Oderfeldowi — współkonstruktorowi przedwojennego polskiego silnika lotniczego Foka jednemu z pionierów prac nad silnikami odrzutowymi w latach 1931-1933, który wniósł duży wkład w rozwój silników tłokowych do samolotów wojskowych w latach przedwojennych i tuż po wojnie, prof. L. Dulębie — współtwórcy samolotów RWD-18 i RWD-22, CSS-11, CSS-12 i MD-12, mgr. inż. B. Żurakow-

skiemu — głównemu konstruktorowi pierwszego polskiego śmigłowca BZ i Gil.

Medalami wybitnymi z okazji 60-lecia Instytutu Lotnictwa zostali uhonorowani kol. kol.: J. Kaczmarek — prezes ZG SIMP, K. Wawrzyniak — sekretarz generalny SIMP, Z. Hyla — przewodniczący SITK, A. Misiorek — wieloletni przewodniczący Sekcji Lotniczej SIMP, J. Lewitowicz — obecny przewodniczący Sekcji Lotniczej SIMP, S. Katarzyński — przewodniczący Oddziału Warszawskiego SIMP oraz prof. Z. Płaskowski — emerytowany profesor Politechniki w Zurychu.

Po zakończeniu części oficjalnej była okazja do wymiany myśli oraz podzielenia się wspomnieniami. Ponadto można było poznać się z wybranymi opracowaniami Instytutu Lotnictwa i Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych przedstawionymi na planszach, a także obejrzeć wystawę modeli polskich konstrukcji lotniczych: samolotów, śmigłowców i szybowców produkowanych przez polski przemysł lotniczy. Niektórzy uczestnicy Sesji dokonywali wpisu do księgi pamiątkowej Sekcji Lotniczej.

W Sesji uczestniczyło ok. 100 osób, w tym członkowie kół i sekcji lotniczych przy wytwórniach sprzętu komunikacyjnego, uczelnialotniczych, lotniczych ośrodkach naukowo-badawczych oraz oddziałach wojewódzkich SIMP. przedstawiciele ministerstw, Zrzeszenia Wytwórców Sprzętu Lotniczego i Silnikowego, Generalnej Dyrekcji Lotnictwa Cywilnego, Polskich Linii Lotniczych LOT, lotnictwa wojskowego, lotnictwa sanitarnego, lotnictwa usługowego, redakcji czasopism technicznych, władz SIMP i NOT oraz delegacje zagraniczne z ZSRR, Czechosłowacji i Szwajcarii.

Wpisu do księgi pamiątkowej Sekcji Lotniczej Oddziału Warszawskiego SIMP dokonali m.in.:

— prof. dr inż. czł. rzecz. PAN Zbigniew Brzoska: „Serdeczne życzenia dalszego pomyślnego i nieprzerwanego rozwoju dla dobra polskiego lotnictwa”,

— mgr inż. Bronisław Żurakowski — konstruktor śmigłowców: „Dołączam się do życzeń powyższych”,

— prof. dr inż. Zbigniew Płaskowski: „Gorąco dziękuję za zaszczyt, którym mnie Instytut Lotnictwa obdarzył. Z okazji 40-lecia Sekcji Lotniczej SIMP składam gorące, serdeczne życzenia dalszych sukcesów „Dla skrzydeł polskich” i gratuluję mocno pięknego Jubileuszu”,

— gen. bryg. pil. dr Józef Sobieraj — dyrektor Generalnej Dyrekcji Lotnictwa Cywilnego: „Z najlepszymi życzeniami dużych osiągnięć w kolejnych latach”,

— prof. Tadeusz Sołtyk — konstruktor samolotów: „Z okazji odznaczenia „Skrzydłami Puławskiego” zaliczam to odznaczenie do najcenniejszych. Zespół, który to odznaczenie przyznał wiedział za co przyznaje i komu przyznaje”,

— płk mgr inż. Zbigniew Stankiewicz — sekretarz Komitetu Przemysłu Obronnego przy Radzie Ministrów: „Przez całe dojrzałe życie jestem związany z lotnictwem — do Sekcji Lotniczej wstąpiłem w 1948 r. będąc studentem Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej. Dlatego 40-lecie Sekcji Lotniczej święcę bardzo emocjonalnie dostrzegając, uzmądlawiając sobie lata rozwoju i wzlotów oraz trudności prawidłowego działania polskiego lotnictwa”.

Opracował T. Kurczyk



Medal „Skrzydła Puławskiego” (projektant modelu: mgr art. plast. St. Puch). Fot. K. Krukowski

Sprawozdanie zbiorcze z działalności Sekcji Lotniczej ZG SIMP w kadencji 1984-1986

W imieniu prezydium i Zarządu Sekcji przedstawiam podsumowanie działalności Sekcji w ostatniej kadencji.

Sekcja nasza poniosła poważne straty, gdyż w okresie sprawozdawczym zmarli znani i zasłużeni działacze, kol.: W. Zarembe, A. Ablamowicz i Zb. Stankiewicz. Proszę zebranych o uczczenie Ich pamięci chwilą ciszy.

W związku z wyjazdem zagranicznym byłego przewodniczącego Sekcji, kol. A. Misiorka, funkcję tę decyzyją prezydium i Zarządu Sekcji powierzono w dn. 14.11. 1985 r. kol. J. Lewitowiczowi.

Sekcja nasza zrzesza 2000 członków zgrupowanych w 8 oddziałach wojewódzkich i 3 kółach środowiskowych.

W minionej kadencji dzięki staraniom Oddziału Wrocławskiego powstało nowe koło Sekcji Lotniczej SIMP w PLL LOT — Wrocław. Podjęto działania nad utworzeniem kół lotniczych w Liceum Lotniczym w Zielonej Górze i Dęblinie, w TSWL (Zamość) i reaktywowano koło w jednostce lotniczej we Wrocławiu.

W okresie sprawozdawczym odbyło się 7 zebrań plenarnych i prezydium Sekcji, na którym omówiono sprawy organizacyjne, poznawano osiągnięcia i problemy zakładów lotniczych (podczas sesji wyjazdowych) w połączeniu ze spotkaniami technicznymi dot. narad „okrągłego stołu”.

Oddziały wojewódzkie i koła środowiskowe Sekcji Lotniczej oraz Zarząd Sekcji były organizatorami lub współorganizatorami takich imprez jak:

- odczyty (98) o tematyce zarówno techniczno-lotniczej, jak i popularyzatorskiej oraz historycznej (szczególne osiągnięcia ma Koło przy Instytucie Lotnictwa oraz Sekcja Lotnicza Oddziału Warszawskiego);

- konferencje (14) na tematy:
  - polskie szybowce w 40-leciu PRL,
  - 65-lecie polskiego i 40-lecie ludowego lotnictwa,

- zmechanizowane metody badania płatowców,

- miernictwo wielkości mechanicznych,
- metody pomiarowe w technice lotniczej,

- bezpieczeństwo lotów,
- wytwarzanie elementów maszyn ze stopów o specjalnych właściwościach,

- zastosowanie normalizacji w produkcji lotniczej,

- niezawodność i bezpieczeństwo techniki lotniczej,

- bezpieczeństwo lotów śmigłowcowych,
- mechanika w lotnictwie,

- rozwój konstrukcji lotniczych w Instytucie Lotnictwa,
- mechanika płynów,

- sesja jubileuszowa — 60-lecie działalności inżynierów lotniczych w SIMP i 40-lecie Sekcji Lotniczej;



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XLII LISTOPAD — GRUDZIEŃ 1987

TECHNIKA

11-12'87

# lotnicza

## i ASTRONAUTYCZNA

## Najważniejsze problemy muzealnictwa lotniczego

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Zachowanie śladów naszego dorobku technicznego to nasz moralny obowiązek. Zresztą nie tylko obowiązek, lecz także satysfakcja pozostawienia czegoś po sobie. Śladem tym mogą być publikacje i fotografie, lecz faktycznymi pomnikami techniki lotniczej są eksponaty muzealne. Mogą to być całe konstrukcje lub ich fragmenty, gdyż np. trudno jest przechowywać bardzo duże samoloty.

Muzealnictwo jest dość kosztowne. Potrzebne są budynki o dużych wymiarach, zazwyczaj dawne hangary. Samoloty powinny być przechowywane w suchych i ogrzewanych pomieszczeniach i trzeba je konserwować i remontować, a czasem dla odtworzenia już nieistniejących eksponatów czy ich fragmentów — rekonstruować. Czyli niezbędni są ludzie, środki finansowe i możliwości realizacyjne. To wszystko sporo kosztuje.

Skoro muzealnictwo jest kosztowne, to bardzo ważne jest, by różne muzea w Polsce kolekcjonujące samoloty nie dublowały swej pracy, czyli nie zachowywały wszędzie samolotów tego samego typu pozwalając, by mniej lub bardziej cenne ulegały zniszczeniu. Niezbędna jest więc koordynacja w kolekcjonowaniu, może nawet specjalizacja poszczególnych muzeów. Aby do tego doprowadzić konieczne są albo spotkania konsultacyjne przedstawicieli wszystkich muzeów zajmujących się u nas lotnictwem, albo utworzenie przy Ministerstwie Kultury i Sztuki Rady Muzealnictwa Lotniczego. Inaczej mimo poważnych kosztów będziemy mieli ciągle skromne wyniki.

Jaka specjalizacja muzeów lotniczych jest możliwa? Mogą istnieć zbiory historii techniki światowej i historii techniki polskiej. Ponieważ użytkowaliśmy wiele obcych konstrukcji, nie sposób jest to dwa wątki rozdzielić. Łatwiej jest przeprowadzić podział na samoloty dawne, np. do 1950 r., i współczesną technikę lotniczą, albo na samoloty wojskowe i sportowe czy też rolnicze, sanitarne itp. Trudno tu mówić o samolotach pasażerskich, których wymiary bardzo utrudniają ich przechowywanie. Używając w powyższych rozważaniach słowa samolot rozumiem pod nim oczywiście wszystkie rodzaje statków latających. Muzea mogą też specjalizować się wg rodzajów statków latających, np. muzea szybownictwa czy muzea śmigłowców. Trzeba pamiętać, że muzea lotnicze to nie zbiór samolotów, których tylko zewnętrzne kształty są do oglądania. Muzeum musi mieć swój program poznawczy, czyli dydaktyczny. Muzeum musi pozwalać zrozumieć jak zmieniła się nasza wiedza o możliwości wykonywania lotów i jak rozwijała się technika lotnicza. A technika to nie tylko kształty zewnętrzne, lecz konstrukcja, czyli wewnętrzna struktura. W muzeum trzeba pokazać jak zmieniły się: profil i konstrukcja skrzydła, konstrukcja samolotów i wyposażenie kabiny załogi czy pasażerów. Ponadto kolekcja samolotów prezentowana w muzeum musi tworzyć logiczny ciąg, co pozwala przekazać zwiedzającym obraz zmian w danej dziedzinie. Muzeum to nie magazyn przypadkowo stojących obok siebie samolotów. Całe nasze muzealnictwo razem i każde muzeum i jego dział osobno muszą mieć własną myśl przewodnią, muszą wiedzieć czemu służą i co chcą przekazać zwiedzającym. Zazwyczaj myśl tę przekazują

także katalogi czy przewodniki muzealne oraz takie wydawnictwa jak serie pocztówek czy folderów poświęconych eksponatom.

Skoro muzealnictwo lotnicze kosztuje, to skąd brać na nie środki? Środki przydzielane przez Ministerstwo Kultury i Sztuki z budżetu państwowego nie zawsze będą wystarczające. Potrzebna jest więc pomoc głównych instytucji zajmujących się lotnictwem. Hangarami dysponują przede wszystkim wojsko i aerokluby. Niestety aerokluby niejednym hangar wynajęły w celach zarobkowych, lecz muzealnictwu nic nie chcą oddać. Lotnictwo wojskowe ćwierć wieku temu oddało hangar w Krakowie i nadal wszyscy liczą, że wojsko pomoże w tym muzeum lotniczym; muzeum — bo nie tylko Kraków ma samoloty. Oprócz hangarów brak jest magazynów, warsztatów i wiat, pod które można wstawiać eksponaty stojące „pod chmurką”.

A w jaki sposób zdobyć środki finansowe dla muzeów? Przy dużej aktywności muzeów i usilnych staraniach można zdobyć pewne środki od resortu, który jest związany z muzeum i jego zbiorami, lecz trzeba umieć o nie zabiegać i umieć je wykorzystywać. Niestety nasze muzea przeważnie zaniedbują tę możliwość. Drugim źródłem finansowania mogą być przedsiębiorstwa lotnicze (użytkujące samoloty lub produkujące je). Trzeba jednak znaleźć sposoby przekazywania tych sum bez opodatkowania, tak jak w przypadku organizacji wyższej użyteczności. Może ułatwiłoby to powstanie Towarzystwa Przyjaciół Muzealnictwa Lotniczego.

Jednym z głównych problemów naszego muzealnictwa lotniczego, oprócz braku pomieszczeń, ludzi i pieniędzy, jest problem remontów eksponatów. Do przeprowadzenia remontu jest potrzebna dokumentacja techniczna. Ponieważ dla większości samolotów nie zachowano jej, istnieje konieczność odtworzenia rysunków. Muzea nie mają zespołów ani biur technicznych zdolnych do sporządzania dokumentacji eksponatów. Brak też jest takich zespołów spółdzielczych czy zespołów gospodarczych przy organizacjach społecznych. Bez dokumentacji nie można dokonać remontu zachowującego wartość historyczną eksponatu, a jedynie można go zepsuć dokonując w jego konstrukcji i malowaniu nieodpowiednich zmian i przeróbek.

Kolejnym problemem jest brak warsztatów remontowych. Wobec bardzo dużej liczby eksponatów czekających na remont trzeba korzystać z każdej zarysowującej się możliwości. A jest ich kilka: własny warsztat, który powinno mieć każde muzeum, warsztat spółdzielczy czy prywatny przyjmujący zamówienia na prace remontowe, wytwórnia lotnicza czy warsztaty lotnicze, które podejmą się takiego zadania, a także inne muzeum prowadzące warsztaty remontowe. Nie warto tracić czasu na rozważania, który sposób jest najlepszy, lecz korzystać ze wszystkich możliwych, aby uratować przed zniszczeniem jak najwięcej eksponatów.

A które eksponaty należy przede wszystkim ratować? Nasze pierwsze konstrukcje powojenne: Szpak, Zak, Zuch, Żuraw, Junak itp., których ponad 10 egzemplarzy wystac-

cd. na s. 2



AUSTRIA

● Armia powietrzna otrzymała pierwszą dostawę 24 myśliwców szwedzkich SAAB Draken 350E; pozostałych 24 samolotów oczekuje się przed końcem roku. (A. et C. 1150)



BRAZYLIA

● Embraer przystąpił do prac projektowych nad jednosilnikowym naddźwiękowym samolotem treningowym (Ma = 1,4). Program jest dotowany przez rząd; pierwszy lot ma nastąpić po 3 latach od decyzji o realizacji. (A. et C. 1149)

● Wytwórnia Embraer ma wyprodukować 200 kompletów kompozytowych lotek do samolotów McDonnell Douglas MD.11 (aerobus nowej generacji). Suma obrotów tego kontraktu wyniesie 120 mln dol. (A. et C. 1148)



CHINY

● Kupiono 8 francuskich śmigłowców bojowych Aérospatiale Gazelle HOT. (A. et C. 1149)



CZECHOSŁOWACJA

● Dostawcami wyposażenia radiowo-nawigacyjnego do samolotu komunikacji lokalnej Let 410 są francuskie firmy EAS i SFENA. Wyprodukowano ok. 800 samolotów tego typu, z czego 80% jest użytkowanych w ZSRR. Wyposażenie tych samych wytwórni jest przewidziane do nowego, 60-miejscowego samolotu Let-610. (A. et C. 1150)



FRANCJA

● Znow rekordowy okazał się 37 Międzynarodowy Salon Lotniczo-Kosmiczny na lotnisku Le Bourget w Paryżu, który odbył się w dniach 11-21 czerwca br.: liczba zwiedzających osiągnęła 400 000, liczba wy-

stawców przekroczyła 1450. Otwarcia dokonał prezydent Francji, Francois Mitterrand; obecny był także premier Jacques Chirac. Można było zauważyć znaczny wzrost zainteresowania ze strony kół profesjonalnych, co przy prezentacji stosunkowo dużej liczby nowych projektów i programów, a także pojawieniu się kilku nowych firm — daje obraz zwiększenia ruchu w przemyśle lotniczym. Do nowości należały m.in.: „mały” aerobus Airbus Industrie A.320, samoloty służbowe — amerykański Beechcraft Starship 1 i włoski Piaggio 180 Avanti, radziecki śmigłowiec Mi-34, zachodniemiecka amfibibia Claudius Dornier Seastar. Nowością był także wystawiony przez PHZ PEZETEL samolot służbowy PZL-M20 Mewa, oferowany użytkownikom zachodnim za pośrednictwem brytyjskiej spółki handlowej Aircraft International. (A. et C. 1147, 1148, 1149, 1150, AviMag 942, 943, Aviasport 6/87)

● W Aérospatiale trwają prace nad przedprojektem 100-miejscowego samolotu transportowego krótkiego zasięgu AS 100, napędzanego dwoma przeciwbieżnymi jednostkami śmigłowlatorowymi (propfan). Jest to obecnie trzeci podobny przedprojekt w świecie: o pierwszym, 75-miejscowym MPC 75 poinformowały MBB (RFN) i CATIC (ChRL); drugim jest 100-125-miejscowy ATRA-90, nad którym pracuje IPTN (Indonezja) we współpracy z MBB (RFN), Fokkerem (Holandia) i Boeingiem (USA). Projektowane samoloty z napędem śmigłowlatorowym uzupełniają aerobusy: Boeinga (7J7), Airbus Industrie oraz McDonnell Douglas. (A. et C. 1148)

● Śmigłowce Aérospatiale wylatały łącznie 20 mln godzin. (A. et C. 1148)

● W 1986 r. zakłady Marcel Dassault-Breguet Aviation zatrudniały 16 123 osoby; przepracowano 11 357 tys. roboczogodzin. Obroty firmy wyniosły 15 602 mln franków, a zysk — 458 700 tys. franków. (A. et C. 1150)

● W dniach 17-21 czerwca czteroosobowa załoga (Hubert Auriol, Patrick Furticq, Henri Pescarolo, Arthur Powell), przeleciała dookoła świata na samolocie Lockheed L-18 Lodestar, upamiętniając 49-lecie rekordowego przelotu Howarda Hughesa z załogą na Lockheedzie L-14 Super Electra. Trasę długości 23 475 km (z 4 międzylądowaniami) pokonali w 88 h 48 min (Hughes przeleciał w 1938 r. 23 852 km w 91 h 17 min). Trasa była nieco inna niż ta, którą leciał Hughes — start nastąpił z lotniska Le Bourget (podczas trwania Salonu), ponadto nie uzyskano zezwolenia na przelot nad ZSRR. Głównym sponsorem przedsięwzięcia był angielski producent whisky — J and B (samolot nosił nazwę „Spirit of J and B”). (Aviasport 7/87)



HOLANDIA

● Pomiary hałasu wewnątrz prototypu Fokkera 50 w locie wykazały następujące wyniki: 80 dB(A) w kabine załogi, 79 dB(A) z przodu kabiny pasażerskiej i 78 dB(A) w środku kabiny pasażerskiej. (AviMag 942)



INDIE

● W Zakładach Hindustan Aeronautics Ltd. (HAL) zostanie wyprodukowanych 150 kompletów usterzeń do brytyjskiego samolotu komunikacji lokalnej nowej generacji British Aerospace ATP. (A. et C. 1148)



IZRAEL

● Po prezentacji przez Israel Aircraft Industries zmodernizowanego myśliwca bombardującego McDonnell Douglas F-4 Super Phantom, jest on porównywany pod względem wielu cech użytkowych m.in. do samolotu F-18 Hornet. Główna modyfikacja to zastosowanie silników PW 1120 zamiast J.79. Prędkość wznoszenia wzrosła o 33%, czas wykonywania zakrętu przy prędkości Ma = 0,9 zmniejszył się o 11%, a przyspieszenia wzrosły o ok. 27%. (A. et C. 1150)



JAPONIA

● Decyzja w sprawie rozwoju własnego myśliwca FSX została odłożona bezterminowo. W ten sposób Agencja Obrony chce uniknąć konfliktu z USA, które swego czasu zareagowały bardzo drażliwie na ten projekt i stanowisko to nie uległo zmianie. (A. et C. 1148)



KANADA

● Niespodzianką na 37. Salonie w Paryżu było przedstawienie przez nie znaną dotychczas wytwórnię Vanga Aircraft Inc. z Ontario projektu jednosilnikowego od-

cd. ze s. 1

wion w listopadzie 1986 r. za hangar w Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie. Przykryte plandekami te bezcenne eksponaty o konstrukcji drewnianej lub mieszanej niszczej na dworze narażone na wilgoć, mróz, śnieg i deszcz. Jest to najbardziej barbarzyński sposób potraktowania naszego technicznego dorobku lotniczego, jaki wydarzył się w latach powojennych. Mogą ulec kasacji wszystkie konstrukcje stworzone w pierwszym dziesięcioleciu po wojnie. Tej decyzji nie usprawiedliwi żadne tłumaczenie, że inspekcja przeciwpożarowa nakazała rozgęścić hangar. Gdyby ktoś został nawet zmuszony do takiej decyzji, to jego moralnym obowiązkiem było wezwanie na pomoc prasy i telewizji i zrobienie wielkiego hałasu wokół tej sprawy w celu znalezienia sposobu ratowania dzieła polskich konstruktorów lotniczych.

Również bardzo zagrożone są pierwsze samoloty w Muzeum Wojska Polskiego w Warszawie. Choć mają one konstrukcję metalową, to także ulegają niszczeniu. Niestety miejskie władze architektoniczne nie zezwoliły na postawienie nad samolotami wiaty, aby zabezpieczyć je przed opadami atmosferycznymi. Choć są to najcenniejsze eksponaty naszego lotnictwa wojskowego, władze wojskowe nie kwapią się ze znalezieniem dla nich schronienia. Gdy lotnicy wskazali nadający się do tego celu hangar na Bemowie, zaraz znaleziono dla niego inne przeznaczenie — na halę sportową.

Wymienione wyżej problemy można rozwiązać. Wymagają jednak dużo energii i wytrwałości przy ich pokonywaniu. Jeśli znajdą się ludzie, którym naprawdę będzie zależało na ratowaniu najcenniejszych zabytków naszego dorobku w dziedzinie techniki lotniczej — to wówczas tylko zostaną one uratowane.

rzutowego samolotu treningowo-bojowego TG-10, którego konstrukcja jest całkowicie kompozytowa (wg początkowych założeń samolot miał być napędzany dwoma silnikami na ciekły propan). Wytrzymałość konstrukcji na przeciążenia znacznie przekracza wytrzymałość pilota (+12, -12 g). Jeszcze większe zaskoczenie wywołała informacja, że prototyp ma wykonać pierwszy lot przed końcem 1987 r. Prace rozwojowe prowadzono od 10 lat. Zapowiadana cena — 1,4 mln dol. (A. et C. 1150)

● Również na Salonie Le Bourget '87 przedstawiono makietę wersji odrzutowego samolotu służbowego Canadair CL 601 Challenger z przedłużonym kadłubem — z 44 miejscami! (A. et C. 1150)



## SZWAJCARIA

● Pierwsza kobieta zasiadła za sterami samolotu linii lotniczych Swissair, jako drugi pilot. Jest nią Gabriela Luethi, pracuje na DC-9. (A. et C. 1150)



## USA

● Według obecnych prognoz, w ciągu najbliższych 10 lat 16 amerykańskich portów lotniczych osiągnie kres swoich możliwości, a według innych ocen w 2000 r. takich portów będzie 80. Już dziś 25 portów zbliża się do granic swych możliwości (w czasie ostatnich 10 lat przewozy w USA wzrosły z 278 mln do 450 mln pasażerów, a wg obecnych prognoz w 2000 r. zostanie przewiezonych 1 mld pasażerów): „Business Week” proponuje, by od każdego pasażera pobierać dodatkową opłatę 5 dol., co przyniesie ok. 2,5 mld dol. rocznie, z przeznaczeniem na najważniejsze prace związane z infrastrukturą lotnictwa handlowego. (A. et C. 1143 i 1145)

● Zapowiedziano surowe kary dla przewoźników lotniczych, którzy będą często kasować loty, notować opóźnienia i zaginięcia bagażu (w ciągu roku liczba skarg pasażerów wzrosła z 1050 do 2103). (A. et C. 1145)

● Pasażerom, którzy korzystają często z usług jednego tylko przewoźnika, jest przyznawana (przez tego przewoźnika) premia. Suma takich premii, przyznanych w ub. roku przez wszystkie linie lotnicze USA, wyniosła 1 mln dol. (A. et C. 1142)

● US Air Force otrzymały 6 samolotów MC-130H Hercules, ze specjalnym wyposażeniem sofistycznym, przeznaczonych dla tzw. specjalnych sił operacyjnych (Special Operations Forces). (A. et C. 1142)

● Utworzono wspólną grupę roboczą McDonnell Douglas i Airbus Industrie (Europa Zachodnia), mającą przestudiować warunki ewentualnej współpracy. (A. et C. 1149)

● Z przyczyn ekonomicznych firma Piper zaprzestała produkcji samolotów tłokowych jednosilnikowych: PA-28-101 Warrior, PA-28-181 Archer, PA-28R Arrow, PA-28-236 Dakota, PA-32 i PA-32R Saratoga oraz dwusilnikowego PA-34 Seneca. Produkcja PA-42 Cheyenne IIIA i Cheyenne 400LS będzie wznowiona przed końcem br. Obecnie jest kontynuowana jedynie produkcja jednosilnikowego PA-46 Malibu. (A. et C. 1147)

● W centrum badawczym NASA w Ames oddano do użytku największy tunel aerodynamiczny na świecie (po modernizacji tunelu z 1944 r.). Z jednego układu zasilającego korzystają dwa obwody. Komora badawcza pierwszego ma szerokość 37 m i wysokość 24 m; maksymalna prędkość przepływu w niej wynosi 50 m/s (ukończono ją w br.). Przepływa przez nią strumień powietrza pobieranego z zewnątrz — za tą komorą znajduje się 6 wentylatorów o łącznej mocy 100 MW. Przyspieszony przez nie strumień powietrza zasila drugi obwód, z komorą o szerokości 24 m i wysokości 12 m; prędkość przepływu w niej wynosi 150 m/s. Koszt inwestycji — 122,5 mln dol. (A. et C. 1149)

● Wytwórnie wyposażenia elektronicznego Bendix i Crouzet podpisały umowę o produkcji pokładowego systemu sterowania głosem. System ma przeznaczenie wojskowe (A. et C. 1148)

● Nowa firma Bromon Aircraft Company poinformowała o pracach nad samolotem komunikacji lokalnej krótkiego startu i lądowania (STOL) BR-2000 napędzanym dwoma silnikami turbośmigłowymi CT7-9B. Pierwszy lot jest planowany na koniec 1988 r. (A. et C. 1150)

● Bell i Vertol opracowują zwiadowczy, sterowany radiem statek powietrzny o przestawialnych silnikach Pointer (dalsze wykorzystanie doświadczeń z Bell XV-15 i rozwoju V-22 Osprey). Rozpiętość (bez wirników) 3,65 m, długość 3,96 m, masa 250 kg. (A. et C. 1147)

● 16 czerwca br. został pobity kolejny rekord sprzedaży cywilnych samolotów transportowych: sprzedano 1845. egzemplarz Boeinga 737. Poprzedni rekord należał do B.727 (1831 samolotów). (A. et C. 1148)



## W. BRYTANIA

● 24 kwietnia br. oblatano przedseryjny egzemplarz samolotu BAe Hawk 200 — jednomiejscowej wersji wsparcia taktycznego samolotu szkolno-treningowego. 650 egzemplarzy wersji szkolno-treningowej użytkowanych jest w 11 krajach.

● Jak wykazały badania, przyczyną katastrofy śmigłowca Boeing-Vertol 234 Civil Chinook, w wybrzeży Szetlandów w listopadzie ub. r. (40 ofiar), była korozja w układzie napędowym. (A. et C. 1143)

● Pomimo ustalenia podstawowych zasad współistnienia, nie ustają zatargi między liniami British Airways i British Caledonian, w które musi ingerować zarząd lotnictwa cywilnego CAA. Ostatnio przedmiotem ostrego sporu było przekazanie praw eksploatacji połączenia Londyn—Szanghaj liniom British Caledonian. (A. et C. 1145)

● W Londynie oddano do użytku miejski port lotniczy London City Airport (LCA), przeznaczony dla komunikacji lokalnej. Jest on położony w dzielnicy docks. Jedyna droga startowa ma długość 750 m. Civil Aviation Authority (CAA) wydało na razie zezwolenie na lądowanie na nim tylko samolotom DHC Dash 7. O podobne zezwolenie ubiegał się Dornier dla samolotów Do-228. (A. et C. 1148)

● Według raportu Civil Aviation Authority (CAA), władze powinny zwiększyć wydatki na kontrolę ruchu lotniczego z 25 mln do 40 mln funtów rocznie, mając na uwadze bezpieczeństwo lotów. Właściwa kontrola ruchu przy obecnych środkach powodowałaby znaczne opóźnienia przelotów. (A. et C. 1149)

● Oddanie w ręce prywatne British Airport Authority (zarządu portów lotniczych) przyniesie skarbowi państwa 1,1+1,2 mld funtów. (A. et C. 1149)

● British Aerospace podejmuje program oszczędnościowy, zakładający zmniejszenie kosztów produkcji o 1/3 w czasie 5 lat. Zdaniem władz koncernu jest to jedyna metoda przeciwstawienia się konkurencji światowej. (A. et C. 1150)



## WŁOCHY

● Aeronautica Militare Italiana (AMI) kupiły 50 śmigłowców McDonnell Douglas (Hughes) 500E do szkolenia i treningu. Dostawcą będą włoskie zakłady Bredanardi (licencjobiorca); nie wyklucza się udziału innych wytwórni włoskich. (A. et C. 1149)



## ZSRR

● Jako rewelację potraktowano opublikowane przez agencję TASS zdjęcia kabiny załogi (makiety) aerobusu Tu-204 (oblot przewidywany na 1988 r.). Pokazują one tablicę przyrządów z 6 ekranami katodowymi systemu podobnego do EICAS, co wskazuje, że samolot będzie pilotowany tylko przez dwóch członków załogi. Były to więc samolot odpowiadający aerobusom nowej generacji, które zaczęły wchodzić do użytku w krajach zachodnich w pierwszych latach osiemdziesiątych. (A. et C. 1150)

● Wśród wiadomości poprzedzających 37. Międzynarodowy Salon Lotniczo-Kosmiczny w Paryżu, sensację wzbudziła informacja o nowym, lekkim śmigłowcu radzieckim Mi-34. Napędzany silnikiem gwiazdowym M-14V26 (napęd PZL-130 Orlika), może przewozić pilota i 1 osobę oraz ładunek rzędu kilkudziesięciu kg na odległość 130 km. Bez pasażera ma zasięg 450 km; prędkość przelotowa wynosi ok. 180 km/h (średnica wirnika — 10 m, długość kadłuba — 8,57 m). Śmigłowiec Mi-34 porównuje się do amerykańskiego Robinsona R.22 (pod względem właściwości użytkowych), wskazując, że ten drugi jest jednak mniejszy. (A. et C. 1142, AviMag 39)

● W wyniku licznych głosów otwartej krytyki pod adresem Aeroflotu, odsunięty został od kierowania nim (od 15 lat) marszałek Borys Bugajew. Na nowego szefa Aeroflotu powołano płk. Aleksandra Wolkowa. Przewiduje się reorganizację tych linii lotniczych. (A. et C. 1142, 1143)

● Port lotniczy w Kazaniu (Rosyjska FSRR) otwarto dla komunikacji międzynarodowej. (A. et C. 1145)

# STATYSTYKA LOTNICZA

## PLL LOT 1984 ÷ 1985 (I)

TABOR LOTNICZY — STAN NA 31.12.1985 r.

Wyszczególnienie	1984 r.		1985 r.		1985/1984 r., %	
	liczba samo- lotów	czas lotów, h	liczba samo- lotów	czas lotów, h	samo- loty	czas lotów
Samoloty komuni- kacyjne LOT w tym:	39,75	44 897,6	40,0	42 895,2	100,6	95,5
An-24	16,00	15 856,3	16,0	14 012,3	100,0	88,4
Il-18	9,00	9 374,2	9,0	8 434,9	100,0	90,0
Tu-134A	7,00	7 428,0	7,0	7 615,1	100,0	102,5
Il-62M	6,75	12 162,5	7,0	12 779,2	103,7	105,1
Piper-Seneca	1,00	76,6	1,0	53,7	100,0	70,1
Ogółem	39,75	44 897,6	40,0	42 895,2	100,6	95,5

PRZEWOZY PASAŻERÓW I ŁADUNKÓW W LATACH 1984-1985

Przewozy pasażerów

Rodzaj przewozu	1984 r.	1985 r.	1985/1984, %
Przewozy międzynarodowe	1 089 886	1 224 117	112,3
— regularne	834 457	1 022 370	122,5
— nieregularne	255 429	201 747	79,0
Przewozy krajowe	762 679	566 194	74,2
— regularne	761 469	564 642	74,2
— nieregularne	1 210	1 552	128,3
Razem	1 852 565	1 790 311	96,6

ZATRUDNIENIE I WYDAJNOŚĆ PRACY W PLL LOT

Wyszczególnienie	1984 r.	1985 r. *)	1985/1984 r., %
Przeciętne zatrudnienie ogółem	5 682	6 006	105,7
w tym:			
— robotnicy	2 102	2 002	95,2
— pracownicy inżynierjno- techniczni	1 375	1 398	101,7
— pracownicy handlowo-prze- wozowi z pracownikami plaćówek zagranicznych	1 324	1 527	115,3
— pracownicy administracyj- no-biurowi	347	307	88,5
— pozostali	534	772	144,6
Wydajność pracy, tys. tkm na pracownika	40 270	42 756	106,2

\*) Klasyfikacja pracowników wg obecnie obowiązującej nomenklatury GUS.

Regularne i nieregularne przewozy w tys. pkm

Rodzaj przewozów	1984 r.	1985 r.	1985/1984 r., %
Przewozy regularne:	1 776 227	2 232 753	125,7
— międzynarodowe	1 482 494	2 007 773	135,4
— krajowe	293 733	224 980	76,6
Przewozy nieregularne:	775 803	626 732	80,8
— międzynarodowe	775 344	625 927	80,7
— krajowe	459	805	175,4
Razem	2 552 030	2 859 485	112,0

WYKONANA PRACA PRZEWOZOWA W LATACH 1984-1985

Regularne i nieregularne przewozy w tys. tkm

Rodzaj przewozów	1984 r.	1985 r.	1985/1984 r., %
Przewozy regularne:	158 805	200 673	126,4
— międzynarodowe	135 996	182 650	134,4
— krajowe	22 809	17 823	78,1
Przewozy nieregularne:	69 986	56 120	80,2
— międzynarodowe	69 950	56 056	80,1
— krajowe	36	64	177,8
Razem	228 791	256 793	112,2

PRZEWOZY PRZESYŁEK WG RODZAJÓW

Przewozy na liniach międzynarodowych

Rodzaj przesyłek	1984 r.		1985 r.		1985/1984 r., %	
	ton	tys. tkm	ton	tys. tkm	ton	tys. tkm
Towar	4259	9 836	3902	10 086	91,6	102,5
Bagaż płatny	718	1 388	923	2 106	128,6	151,7
Poczta	1908	2 807	1794	2 849	94,0	101,5
Razem	6885	14 031	6619	15 041	96,1	107,2
Udział % w ogólnej pracy przewozowej	4,3	6,1	4,3	5,8	—	-0,3

LICZBA PASAŻERÓW NA LINIACH KRAJOWYCH W 1985 R. WG PORTÓW\*)

Porty lotnicze	Odlatujących	Przylatujących	Razem	% całości
Warszawa	272 450	257 899	530 349	46,2
Gdańsk	90 317	94 648	184 965	16,1
Katowice	16 409	15 561	31 970	2,8
Koszalin	5 313	5 294	10 612	0,9
Kraków	52 004	56 826	108 830	9,5
Poznań	14 471	15 033	29 504	2,5
Rzeszów	25 091	26 444	51 535	4,5
Ślęsk	24 332	24 827	49 159	4,3
Szczecin	29 775	31 633	61 413	5,4
Wrocław	35 501	37 306	72 807	6,3
Zielona Góra	8 696	8 888	17 584	1,5

\*) Łącznie z lotami propagandowymi.

Przewozy na liniach krajowych

Rodzaj przesyłek	1984 r.		1985 r.		1985/1984 r., %	
	ton	tys. tkm	ton	tys. tkm	ton	tys. tkm
Towar	1919	699	1715	639	89,4	91,4
Bagaż płatny	171	64	123	47	71,9	73,4
Poczta	42	17	76	31	180,9	182,3
Razem	2132	780	1914	717	89,3	91,9
Udział % w ogólnej pracy przewozowej	1,3	0,3	1,2	0,3	-0,1	—

Źródło: Biuletyn Informacyjny Lotnictwa Cywilnego

H.M

# Podstawowe obciążenie skrzydła szybowca podczas rozbiegu, dobiegu i wzlotu za wyciągarką

Dr inż. WIESŁAW STAFIEJ

PZL-Bielsko

Obciążenia szybowca w locie i podczas ruchu po ziemi składają się z dwóch członów:

- pierwszy wynika z warunków równowagi w podstawowym stanie lotu (lub ruchu po ziemi),
- drugi wynika z zakłóceń stanu podstawowego, powodowanych manewrami pilota, podmuchami w atmosferze burzliwej lub nierównościami podłoża, na jakie napotyka toczone koło podwozia.

Charakteryzując wielkość obciążenia za pomocą współczynnika:

$$n = \frac{P_z}{Q} \quad (1)$$

gdzie:

- $P_z$  — siła nośna na płacie,
  - $Q$  — ciężar szybowca w locie ( $Q = m \cdot g$ ),
- należy zapisać, że:

$$n = n_p + \Delta n \quad (2)$$

gdzie:

- $n_p$  — współczynnik obciążenia podstawowego,
- $\Delta n$  — przyrost współczynnika obciążenia wywołany zakłóceniami.

Typowy dla szybowca stan obciążenia towarzyszy lotowi ślizgowemu bez przeciążeń ( $n = 1$ ) i wówczas płatek nośny jest obciążony siłą:

$$P_s = P_z - Q_s \quad (3)$$

gdzie:  $Q_s$  — ciężar płata nośnego ( $Q_s = m_s \cdot g$ ).

Ze wzoru (1) wynika, że w przypadku gdy  $n = 1$  zachodzi równość  $P_z = Q$  i wówczas wzór (3) przybiera postać:

$$P_{s(n=1)} = Q - Q_s \quad (4)$$

czyli obciążenie płata jest równe masie szybowca pomniejszonej o masę własną płata.

W przypadku zakłócenia stanu ustalonego  $n \neq 1$  i wówczas na płacie pojawia się siła:

$$P_{s(n \neq 1)} = P_{s(n=1)} - n \cdot Q_s \quad (5)$$

Przez analogię do wzoru (1), można wprowadzić pojęcie współczynnika obciążenia skrzydła jako stosunek:

$$n^* = \frac{P_{s(n \neq 1)}}{P_{s(n=1)}} = \frac{P_{s(n \neq 1)}}{Q - Q_s} \quad (6)$$

i analogicznie do wzoru (2):

$$n^* = n_p^* + \Delta n^* \quad (7)$$

gdzie:

- $n_p^*$  — współczynnik obciążenia podstawowego skrzydła,
- $\Delta n^*$  — przyrost współczynnika obciążenia skrzydła wywołany zakłóceniami stanu podstawowego obciążeń.

W takich stanach lotu jak lot ślizgowy, lot holowany za samolotem i ustalone krążenie, współczynnik obciążenia podstawowego skrzydła  $n_p^* = \text{const}$ , natomiast podczas rozbiegu, dobiegu i przy wzlocie za wyciągarką  $n_p^* = f(t)$ , czyli zmienia się w funkcji czasu.

Ponieważ teoretyczne określenie postaci funkcji  $n_p^* = f(t)$  wymagałoby przyjmowania różnych założeń (oddających lepiej lub gorzej przebieg ruchu szybowca podczas toczenia się po podłożu przy zmieniającej się sile nośnej płata czy też kształt toru wzlotu szybowca za wyciągarką), korzystniejsze jest scharakteryzowanie jej za pomocą pomiarów w locie. Zebranie obszernego materiału statystycznego z pomiarów wielokrotnie powtarzanych na różnych typach szybowców i w różnych warunkach otoczenia może stworzyć podstawę do uogólnień teoretycznych.

Tematem niniejszego artykułu są wyniki zapoczątkowanych w PZL-Bielsko badań nad przebiegiem funkcji  $n_p^* = f(t)$  przeprowadzonych na szybowcu SZD-51-1 Junior dla przypadków: rozbiegu podczas startu, dobiegu podczas lądowania i wzlotu za wyciągarką.

## Sposób pomiaru

Wraz ze zmianami współczynnika obciążenia  $n^*$  zmieniają się odkształcenia skrzydła, które można mierzyć metodą tensometryczną. Wykorzystując zależności pomiędzy obciążeniem a wywołanym przez nie odkształceniem (mierzoną wielkością rejestrowanego sygnału elektrycznego), można określić zmiany wielkości współczynnika  $n^*$  w funkcji czasu. Urządzenie pomiarowe zainstalowane w skrzydle szybowca SZD-51-1 Junior pozwala na rejestrację odkształceń pasa dźwigara w wytypowanym punkcie pomiarowym czołowej części dźwigara. Odkształcenie takie jest funkcją wartości momentu gnącego w punkcie pomiarowym. Ponieważ rozkład siły nośnej i rozkład mas wzdłuż rozpiętości sprzydła są różne, wzór (6) musi być wyrażony stosunkiem momentów gnących w punkcie pomiarowym:

$$n^* = \frac{M_{(n \neq 1)}}{M_{(n=1)}} \quad (8)$$

## Charakter obciążeń skrzydła

Współczynnik obciążenia skrzydła  $n^*$  zmienia się wraz z czasem  $t$  w sposób przedstawiony na rys. 1. Obciążenia oscylują wokół poziomu podstawowego  $n_p^*$  stałego lub zmiennego w czasie, tworząc przyrosty  $\Delta n^*$ .

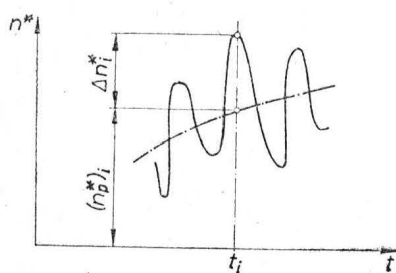
Tematem artykułu jest pomiar wielkości współczynnika obciążenia podstawowego skrzydła podczas rozbiegu, dobiegu i wzlotu za wyciągarką, albowiem w tych stanach eksploatacji  $n_p^* = f(t)$ .

Wielkość i charakter przebiegu tej funkcji zależy m.in. od charakterystyki badanego płatowca, dlatego przytoczone wyniki dotyczą szybowca SZD-51-1 Junior.

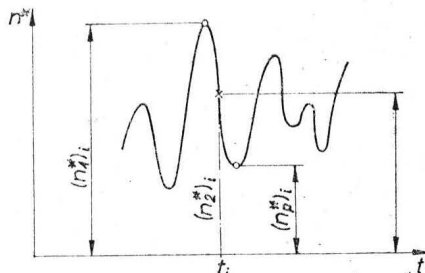
Zapis z urządzenia pomiarowego (po przetworzeniu komputerowym) pozwala na wyznaczenie przebiegu funkcji:

$$n^* = f(t) = n_p^* + \Delta n^* \quad (9)$$

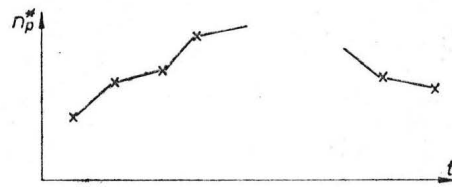
Aby wydzielić ze wzoru (9) wartość  $n_p^*$ , należy wyznaczyć wartość średnią sąsiadujących ekstremów funkcji w pobliżu  $t = t_i$  (rys. 2):



Rys. 1



Rys. 2



Rys. 3

$$(n_p^*)_i = \frac{(n_1^*)_i + (n_2^*)_i}{2} \quad (10)$$

Operacja (10) powtarzana w programie komputerowym dla szeregu punktów czasowych  $t_i = t_1, t_2, \dots, t_k$  prowadzi do określenia zależności  $n_p = f(t)$  w postaci linii łamanej (rys. 3) łączącej punkty  $i = 1, 2, \dots, k$ . Wielokrotne powtórzenie pomiaru daje zagęszczenie punktów  $i$ , a nałożenie wyników na jeden wykres pozwala praktycznie na uzyskanie przebiegu o charakterze ciągłym.

Rozbieg, dobieg czy wzlot za wyciągarką mogą trwać dłużej lub krócej, w zależności od siły wiatru, mocy samolotu holującego, mocy wyciągarki, rodzaju nawierzchni lotniska itp. Z punktu widzenia charakteru zmiany obciążenia podstawowego nie jest istotna bezwzględna wartość czasu, lecz sam kształt przebiegu funkcji  $n_p^* = f(t)$ . Aby wyeliminować różnice czasowe poszczególnych pomiarów, wprowadzono podjęcie czasu względnego:

TABLICA 1

$t^*$	0,0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
$n_p^*$	-0,420	-0,100	0,115	0,310	0,500	0,650	0,765	0,845	0,905	0,955	1,000

$$t^* = \frac{t_i}{t_0} \quad (11)$$

gdzie:

$t_i$  — czas od początku badanej fazy eksploatacji,  
 $t_0$  — całkowity czas badanej fazy (np. rozbiegu).  
W efekcie uzyskuje się zależność:

$$n_p^* = f(t^*) \quad (12)$$

będącą rozwiązaniem postawionego zadania.

#### Rozbieg podczas startu na holu za samolotem

Obciążenie skrzydła podczas rozbiegu zmienia się od wartości postojowej do wartości towarzyszącej chwili oderwania się szybowca od podłoża. Obie wartości można łatwo wyznaczyć.

Obciążenie postojowe jest wywoływane masą własną skrzydła i wynosi:

$$(n_p^*)_{\text{post}} = \frac{M_{\text{post}}}{M_{\text{lot}}} \quad (13)$$

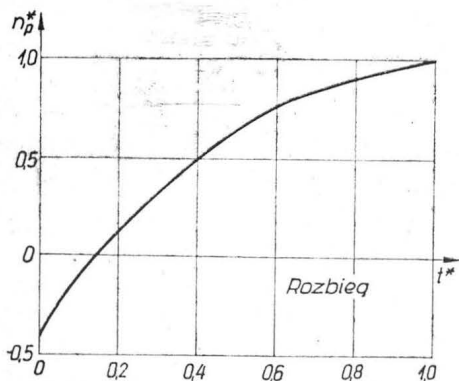
gdzie:

$M_{\text{post}}$  — moment gnący skrzydła w punkcie pomiarowym wywoływany działaniem masy własnej skrzydła,

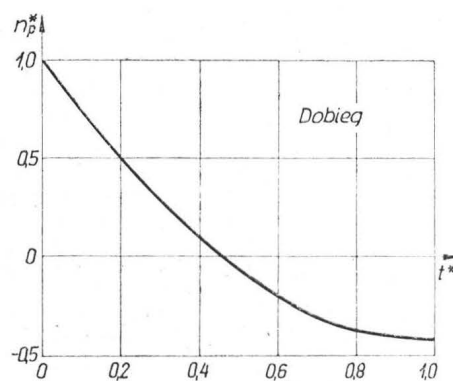
$M_{\text{lot}}$  — moment gnący skrzydła w punkcie pomiarowym w przypadku lotu ustalonego ( $n = 1$ ).

Dla parametrów masowych szybowca SZD-51-1 Junior współczynnik ten wynosi  $(n_p^*)_{\text{post}} = -0,42$ . Znak ujemny wynika z kierunku zginania skrzydła (pod ciężarem własnym) do dołu, podczas gdy w locie ustalonym wartość momentu jest dodatnia.

Obciążenie skrzydła w chwili oderwania się szybowca od podłoża wynosi  $P_z - Q_s = Q - Q_s$ , a zatem  $n_p^* = 1$ .



Rys. 4



Rys. 5

Obydwa stany brzegowe wyznaczają granice funkcji  $n_p^* = f(t^*)$ .

Uzyskaną w pomiarach charakterystykę rozbiegu przedstawiono na rys. 4. Rzędne wykresu podano w tabl. 1.

Po upływie czasu  $t^* = 0,145$  siła nośna równoważy masę skrzydła i wobec tego  $n_p^* = 0$ , a następnie rośnie dalej w miarę rozpędzania się szybowca, osiągając wartości dodatnie, aż do momentu oderwania się szybowca od podłoża, gdy  $n_p^* = 1$ . Narastanie wartości  $n_p^*$  w czasie jest szybkie do momentu  $t^* = 0,5$ , później jest łagodniejsze.

#### Dobieg podczas lądowania

Wartości graniczne współczynnika obciążenia podstawowego skrzydła są takie same jak w przypadku rozbiegu, tylko występują w odwrotnej kolejności, tj. od  $n_p^* = 1$  do  $(n_p^*)_{\text{post}}$ .

Uzyskaną w pomiarach charakterystykę dobiegu przedstawia rys. 5, a rzędne wykresu — tabl. 2.

Szybki spadek współczynnika  $n_p^*$  zachodzi do czasu  $t^* = 0,7$ , później spadek ten znacznie maleje.

#### Wzlot za wyciągarką

Wzlot za wyciągarką jest stanem eksploatacji złożonym z:  
— rozbiegu,  
— wznoszenia się szybowca pod wpływem siły w linie wyciągarki.

Rozbieg, w porównaniu ze startem na holu za samolotem, jest znacznie krótszy, albowiem przyspieszenie nadawane szybowcowi przez wyciągarkę jest większe niż przyspieszenie nadawane szybowcowi przez samolot holujący w zespole samolot + szybowiec. W trakcie rozbiegu współczynnik obciążenia  $n_p^*$  zmienia się od wartości postojowej, przez wielkość  $n_p^* = 0$  do wartości  $n_p^* = 1$  w momencie oderwania się szybowca. Wymaga to czasu  $t^* = 0,155$  (rys. 7).

Fazie wznoszenia się szybowca towarzyszy współczynnik obciążenia podstawowego skrzydła  $n_p^* > 1$ , który w końcowej fazie wzlotu zmniejsza się do wielkości  $n_p^* = 1$ , gdy szybowiec tuż przed wyczepieniem przechodzi w ustalony lot ślizgowy.

Wielkość współczynnika  $n_p^*$  w fazie wznoszenia zależy od układu sił działających na szybowiec (rys. 6) [2].

Stan równowagi sił wzdłuż osi z wyraża zależność:

$$P_z = P_L \cdot \cos \beta_1 + Q \cos \beta_2 \quad (14)$$

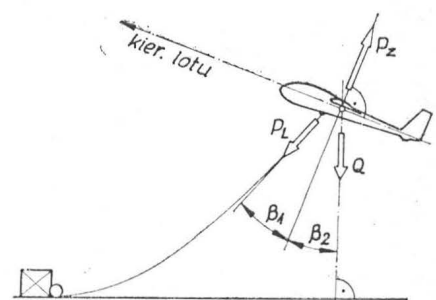
gdzie:

$P_L$  — siła w linie wyciągarki,

$\beta_1$  — kąt pomiędzy kierunkiem siły w linie a osią z,

$\beta_2$  — kąt pomiędzy pionem a osią z.

Skrzydło musi więc wytworzyć siłę nośną  $P_z$  równowa-



Rys. 6

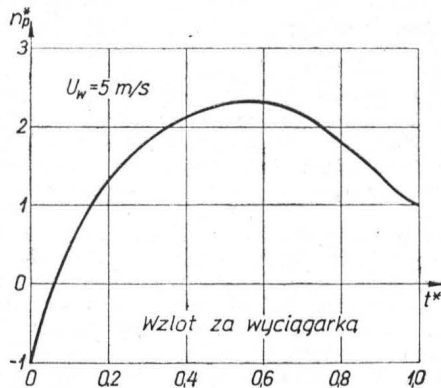
TABLICA 2

$t^*$	0,0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
$n_p^*$	1,000	0,740	0,510	0,300	0,100	-0,065	-0,200	-0,320	-0,390	-0,410	-0,420



TABLICA 3

$t^*$	0,0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
$U_w, \text{ m/s}$	$n_p^*$										
2	-0,42	0,40	1,08	1,57	1,86	2,04	2,10	1,98	1,65	1,16	1,00
5	-0,42	0,58	1,32	1,85	2,15	2,24	2,33	2,19	1,86	1,37	1,00
9	-0,42	0,80	1,62	2,21	2,48	2,59	2,63	2,60	2,38	1,82	1,00



Rys. 7

zając składową siły w linie i ciężar szybowca, co powoduje, że wartość  $n_p^* > 1$ .

Dodatkowym czynnikiem wpływającym na wartość współczynnika  $n_p^*$  jest siła wiatru  $U_w$ . Zarejestrowano przebiegi funkcji  $n_p^* = f(t^*)$  przy średniej sile wiatru  $U_w = 2, 5$  i  $9$  m/s. Rzędne odpowiednich krzywych zebrano w tabl. 3.

Na rys. 7 przykładowo przedstawiono przebieg  $n_p^* = f(t^*)$  przy  $U_w = 5$  m/s. W fazie wznoszenia się ( $t^* = 0,155$  do  $1,0$ ) wartość  $n_p^*$  wzrasta osiągając maksimum  $n_p^* = 2,33$  w chwili  $t^* = 0,57$ .

Maksima  $n_p$  osiągane przez  $U_w = 2, 5$  i  $9$  m/s naniesione na wykres  $(n_p^*)_{\max} = f(U_w)$  układają się regularnie, pozwalając na aproksymację na cały zakres praktycznie dopuszczalnych przy wzlocie sił wiatru ( $U_w = 0$  do  $12$  m/s), jak pokazano na rys. 8.

**Wykorzystanie wyników**

Wyniki pomiarów są praktyczną wskazówką pozwalającą na uściślenie założeń teoretycznych przyjmowanych przy ustalaniu widma obciążeń skrzydeł szybowców w programach dotychczas realizowanych prób zmęczeniowych [1, 3, 4].

Przy programowaniu bloków rozbiegu i dobiegu zakładano, iż  $n_p^* = \text{const}$ . Nieznany charakter zależności  $n_p^* = f(t^*)$  usprawiedliwiał takie założenie, lecz widmo obciążeń musiało odbiegać od rzeczywistości.

Bloki podmuchów podczas wzlotu za wyciagarką opie-

rano na wartości obciążenia podstawowego  $n_p^* = 2,3 = \text{const}$ . Obecnie wyniki pomiarów pozwalają na bardziej precyzyjne programowanie próby zmęczeniowej dla tej fazy eksploatacji.

Przedstawione wyniki uzyskano dla szybowca SZD-51-1 Junior, w przyszłości jednak są przewidziane pomiary na innych typach. Pozwoli to na zgromadzenie materiału statystycznego na tyle reprezentatywnego, że umożliwi on sformułowanie ogólniejszych zależności.

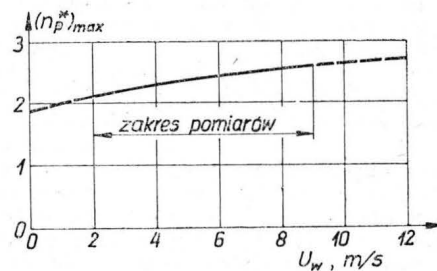
**Wnioski**

● Rozbieg i dobieg szybowca są stanami eksploatacji, w których współczynnik obciążenia podstawowego skrzydła zmienia się w funkcji czasu.

● Pomiary w locie przeprowadzone na szybowcu SZD-51-1 Junior pozwoliły na ustalenie charakteru zmiany współczynnika obciążenia w czasie dla ww. stanów eksploatacji.

● Wzlot za wyciagarką jest złożonym stanem obciążenia, zawierającym fazy rozbiegu i wznoszenia się szybowca. Fazom tym towarzyszą charakterystyczne przebiegi zależności  $n_p^* = f(t^*)$  zarejestrowane w trakcie pomiarów.

● Rozpoznany charakter funkcji  $n_p^* = f(t^*)$  w badanych stanach eksploatacji pozwala na zrewidowanie przyjmowanych dotychczas założeń przy programowaniu prób zmęczeniowych skrzydła szybowca.



Rys. 8

**LITERATURA**

1. F. FRANZMAYER: Statische und dynamische Untersuchungen an einer Tragfläche des Segelflugzeuges Cirrus. Aerokurier nr 11, 1969
2. J. GEDEON: Belastungsmessungen im Windeschlepp. OSTIV Publication V, 1958
3. C. KENSCHKE: Fatigue of Composite Materials in Sailplanes and Rotor Blades. Aero Revue, nr 10 i 11, 1986
4. W. STAFIEJ: Program próby zmęczeniowej skrzydła szybowca SZD-37 Jantar. Technika Lotnicza i Astronautyczna, nr 3, 1977

**UWAGA! Czytelnicy i Prenumeratorzy**

**Techniki Lotniczej i Astronautycznej**

**Od 1 stycznia 1988 r. ulega zmianie cena naszego czasopisma**

**Cena pojedynczego numeru będzie wynosić 150 zł**

**Prenumerata roczna 1800 zł, półroczna 900 zł, kwartalna 450 zł**

**Prenumerata ulgowa roczna 480 zł, półroczna 240 zł, kwartalna 120 zł**

# Radzieckie turbinowe silniki lotnicze

Mgr inż. JERZY GRZEGORZEWSKI

Jednym z najbardziej rozpowszechnionych silników w radzieckim lotnictwie komunikacyjnym jest dwuprzepływowy silnik NK-8 konstrukcji N. Kuzniecowa, generalnego konstruktora radzieckiego przemysłu lotniczego. Silnik ten powstał na początku lat 60., doczekał się wielu modyfikacji i jest eksploatowany na wielu samolotach. Silniki tego biura służą do napędu samolotów Il-62, Tu-154 i Il-86.

Drugim biurem, które już od wielu lat pracuje nad silnikami dla lotnictwa cywilnego, jest zespół kierowany przez P. Sołowiowa. Silniki konstrukcji tego biura produkuje się w wytwórni w Perm na Uralu. W biurze tym powstały silniki turbinowe D-20, D-30, D-30KP i D-30KU. Obecnie biuro pracuje nad nowym silnikiem o wysokim stopniu dwuprzepływowości i ciągu ok. 16 000 daN, przeznaczonym do napędu samolotów Tu-204 i Il-96.

W Zaporozżu na Ukrainie znajduje się biuro W. Łotariewa, bardzo zasłużone dla lotnictwa radzieckiego. Tu powstały pierwsze w Związku Radzieckim silniki o bardzo wysokim stopniu dwuprzepływowości D-36 i D-18T.

Postęp w konstrukcji radzieckich silników lotniczych w ostatnim 15-leciu jest m.in. wynikiem opracowania nowych metod obliczeniowych, rozbudowy bazy doświadczalnej, wprowadzenia nowych technologii i materiałów. Do praktyki konstruowania i badań silników wprowadzono metody komputerowe. Duży nacisk położono na opracowanie i wprowadzenie do praktyki metod zapewniających wysoki poziom niezawodności silników. W ostatnim czasie opracowano układy diagnostyki pozwalające z dużym prawdopodobieństwem przewidywać powstanie sytuacji krytycznych i zapobiegać im przez zastosowanie automatycznie działających urządzeń. Wprowadzono układy zautomatyzowanego projektowania, tzw. metody SAPR (systemy awtomatycznego projektowania), które umożliwiają rozwiązywanie problemów wieloekstremalnych z uwzględnieniem wymagań termogazodynamicznych, wytrzymałościowych i technologicznych.

Na jednym z posiedzeń Wydziału Nauk Technicznych AN ZSRR N. Kuzniecowa omówił metody stosowane w jego biurze, zapewniające dużą niezawodność silników. Stwierdził on, że w końcowym etapie dopracowania silnika, gdy uzyskano już podstawowe charakterystyki świadczące o jego poziomie technicznym i sprawdzono niezawodność przy założonej trwałości międzynaaprawczej, przystępuje się do realizacji obszernego programu obejmującego ponad 50 rodzajów badań specjalnych. W opracowaniu programu i zatwierdzaniu metody badań uczestniczą instytuty naukowo-badawcze oraz organizacje eksploatujące samoloty.

Badania specjalne dzieli się na cztery grupy, które obejmują następujące problemy:

- określenie stanu wibracyjnego części, węzłów i całego silnika, naprężeń pochodzących od drgań, drgań kadłubów, krytycznych prędkości obrotowych, drgań skrętnych i samowzbudnych, drgań o wysokiej częstotliwości oraz próby przy rezonansowych prędkościach obrotowych,
- badania układów: regulacji i zasilania, rozruchu, olejowego, przeciwpożarowego i przeciwołodziennego, sygnalizacji i zabezpieczeń,

— termometrowanie gorących zespołów silnika (komory spalania, turbiny), łożysk, elementów układu paliwowego i olejowego pod względem termostabilności paliwa i oleju, pomiar rozkładu temperatury przed turbiną,

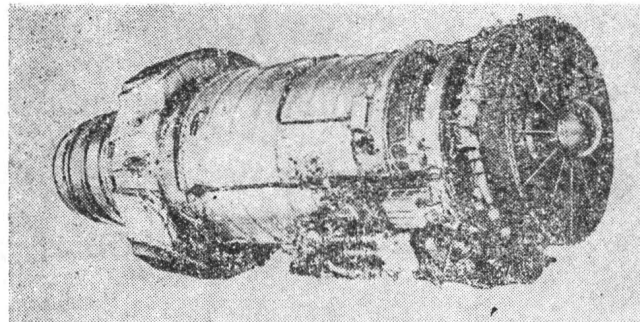
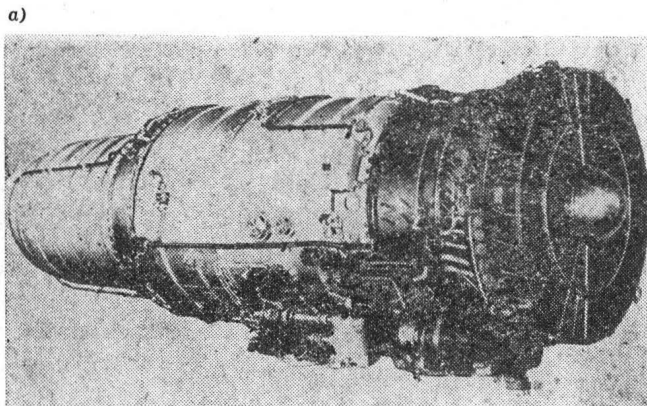
— sprawdzenie niezawodności silnika i niezawodności jego zespołów, stateczności gazodynamicznej sprężarki, stateczności procesów spalania, ocena wpływu upustu powietrza na pracę silnika, badania przy minimalnych i maksymalnych temperaturach otoczenia, określenie osiągnięć i próby funkcjonalne w termobarokomorze i na samolocie.

Jednym z przykładów prób specjalnych są badania zachowania się silnika przy dostaniu się ptaka do jego wlotu, czyli tzw. próba ptaka. Do tego celu jest używana armatka pneumatyczna, za pomocą której symuluje się warunki zderzenia ptaków z samolotem podczas startu i w zakresie wysokości lotu do 2500 m przy prędkości względnej do 400 km/h. Sprawdza się również pracę silnika przy dostaniu się do jego wlotu lodu, gradu, piasku, żwiru, kawałków betonu, drobnych przedmiotów metalowych oraz podczas ulewnej deszczu.

Przy produkcji silników stosuje się wiele specjalnych procesów technologicznych w celu zapewnienia dużej niezawodności technologicznej części. Np. stosując różne warianty obróbki mechanicznej można zwiększyć wytrzymałość pióra łopatki z 16÷22 do 70 daN/mm<sup>2</sup>. Jeśli np. stosuje się ciąg technologiczny frezowanie-szlifowanie-polerowanie, na powierzchni pióra łopatki zostają szczątkowe naprężenia rozciągające rzędu 40 daN/mm<sup>2</sup> i wskutek tego na łopatkach sprężarkowych powstają pęknięcia zmęczeniowe. Wytrzymałość łopatki można znacznie zwiększyć przez wyeliminowanie szlifowania — stosując frezowanie, polerowanie i hydrokulowanie uzyskuje się na powierzchni łopatki naprężenia ściskające do 40 daN/mm<sup>2</sup> na głębokości do 0,2 mm. W celu zwiększenia wytrzymałości części dobre wyniki daje stosowanie obróbki powierzchniowej powodującej okształcenia plastyczne powierzchni. Do takich metod należy hydro- i pneumokulowanie, wygładzanie diamentem, rozwalcowywanie itd. Przy produkcji silników NK-8 i NK-86 ok. 60% wszystkich części ma zwiększoną wytrzymałość właśnie dzięki wspomnianym metodom. Dotyczy to 94% części sprężarek, 90% przewodów metalowych, 46% części turbin i 14% innych części.

Radzieckie biura konstrukcyjne wprowadzają nowe metody sprawdzające niezawodność części silników w najtrudniejszych warunkach pracy. Np. opracowano stoisko do badań zmęczeniowych łopatek turbiny przy obciążeniu cieplnym i wibracyjnym. Przeprowadza się na nim próby termocykliczne i termowibracyjne przy roboczych temperaturach i obciążeniach. Upowszechnia się holograficzną metodę badań wytrzymałości i niezawodności. Tą metodą bada się wytrzymałość łopatek, kół zębatach, tarcz sprężarek i turbin, przewodów, klap dyszy i silnika.

Ww. metody projektowania i badań oraz stosowane nowoczesne procesy technologiczne i diagnostyczne stwarzają możliwości przejścia na eksploatację silników lotniczych wg stanu technicznego. Pozwoliły także na skonstruowanie i wprowadzenie do produkcji nowoczesnych silników dwuprzepływowych D-36 i D-18T dorównujących pod wzglę-



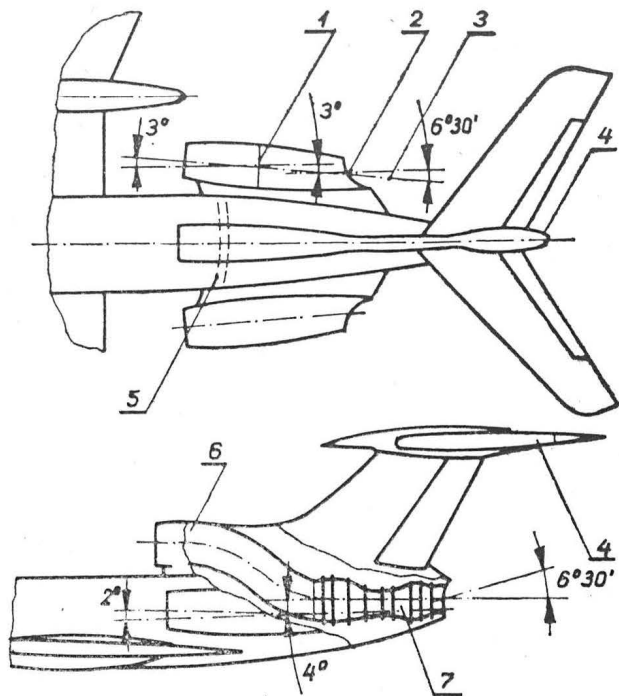
Rys. 1. Silnik NK-8-4 z pierwszych serii produkcyjnych jeszcze bez odwracacza ciągu (a) oraz z odwracaczem (b). Fot. Avta-eksport

dem parametrów i rozwiązań technicznych obecnemu poziomowi w tej dziedzinie techniki na świecie.

## Przegląd radzieckich silników turbinowych stosowanych w lotnictwie cywilnym

### Silnik NK-8

Biuro konstrukcyjne N. Kuzniecowa na początku lat 60. opracowało silnik dwuprzepływowy oznaczony jako NK-8-4, który został zastosowany do napędu samolotów międzykontynentalnych Il-62. Na początku miał on ciąg 9910 daN, zwiększony później do 10 300 daN. Jego produkcję rozpoczęto w 1967 r. Silniki zewnętrzne\*) były wyposażone w odwracacze ciągu. Kilka lat później został oblatany samolot pasażerski średniego zasięgu Tu-154, do napędu którego biuro N. Kuzniecowa przystosowało silnik NK-8-2 o ciągu  $3 \times 9320$  daN. Silniki te stanowią napęd samolotów Tu-154A i Tu-154B.

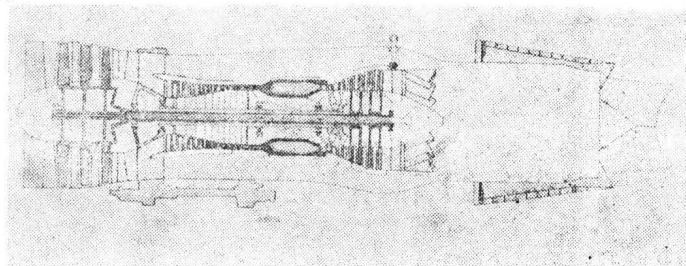


Rys. 2. Schemat rozmieszczenia silników NK-8-2U w ogonowej części kadłuba samolotu Tu-154B: 1 — boczny silnik, 2 — osłona dyszy bocznego silnika, 3 — osłona bocznego silnika, 4 — owiewka ustereżenia pionowego, 5 — hermetyczna część kabiny pasażerskiej, 6 — kanał wlotowy środkowego silnika, 7 — silnik środkowy

### Silnik NK-8-4

Jest to dwuprzepływowy silnik turbinowy o wlocie powietrza odładzanym gorącym powietrzem. Dwustopniowy wentylator o sprężu 2,15:1 zapewnia stopień dwuprzepływowości 1,02:1. Jego prędkość obrotowa wynosi 5350 obr./min. 8-stopniowa sprężarka daje łącznie z wentylatorem spręż 10,8:1 przy prędkości obrotowej 6950 obr./min. Dwa pierwsze stopnie sprężarki są osadzone na wspólnym z wentylatorem wale. Komora spalania pierścieniowa wyposażona w 139 wtryskiwaczy zapewnia bezdymną pracę silnika. 3-stopniowa turbina jest podzielona na dwa zespoły. Pierwszy stopień turbiny, wysokociśnieniowy, napędza sprężarkę, dwa stopnie niskociśnieniowe napędzają wentylator i dwa stopnie sprężarki. Temperatura gazów przed turbiną wynosi 1143 K i w związku z tym nie jest potrzebne

a)



\*) Chodzi tu o silniki skrajne spośród czterech silników zabudowanych na ogonowej części kadłuba samolotu (przyp. redakcji).

chłodzenie łopatek. Rura wylotowa z komorą mieszania przepływów jest wyposażona w odwracacz ciągu. Odwracacz zapewnia ciąg wsteczny wynoszący 48% normalnej wartości. Zużycie oleju w silniku wynosi 1,3 l/h. Silnik jest uruchamiany sprężonym powietrzem z wytwornicy turbiny TA-6, pokładowej lub naziemnej, lub od innego pracującego już silnika. Trwałość międzynaprawcza silnika na początku lat 80. wynosiła 6000 h. Doświadczenia eksploatacyjne Czechosłowackich Linii Lotniczych wykazały, że silniki NK-8 mogą być użytkowane bez napraw 8000 h.

### Silnik NK-8-2U

Jest to modyfikacja silnika NK-8-2. Główne zmiany wprowadzone w tym silniku sprowadzają się do zwiększenia natężenia przepływu powietrza z 210 kg/s (NK-8-2) do 228 kg/s, zwiększenia stopnia dwuprzepływowości, podwyższenia temperatury przed turbiną oraz zmniejszenia strat gazodynamicznych w silniku. Zmiany te przyczyniły się do wzrostu ciągu startowego i zmniejszenia jednostkowego zużycia paliwa w warunkach przelotowych. W celu zwiększenia stopnia dwuprzepływowości część powietrza z II stopnia sprężarki niskiego ciśnienia zasila dodatkowo kanał zewnętrzny z pominięciem komór spalania i turbin. Boczne silniki samolotu są wyposażone w odwracacz ciągu. Odwracacz ciągu jest zamontowany między komorą mieszania a dyszą. Maksymalny ciąg wsteczny odwracacza wynosi  $3600 \div 4800$  daN, w zależności od prędkości ruchu samolotu, co stanowi  $0,4 \div 0,45$  wartości ciągu startowego. Np. przy prędkości samolotu 230 km/h sumaryczny ciąg wsteczny dwóch silników wynosi 9250 daN. Czas przyspieszenia silnika od prędkości obrotowej biegu jałowego z włączonym odwracaczem do prędkości odpowiadającej 95% maksymalnego ciągu wstecznego jest równy ok. 6 s. Ciąg rozwijany przez silnik przy prędkości obrotowej biegu jałowego osiąga wartość 650 daN. Czas przyspieszenia silnika od tej prędkości do prędkości obrotowej startowej wynosi ok. 10 s dla  $H = 0$  m.

Silnik NK-8-2U rozwija ciąg startowy 10 500 daN przy maks. prędkości obrotowej 7060 obr./min. Czas nieprzerwanej pracy silnika przy tej prędkości jest ograniczony do 15 min, a w odniesieniu do trwałości całkowitej w godzinach — do 2,5%. W rzeczywistości startowy i przelotowy ciąg silnika jest mniejszy wskutek strat w kanale wlotowym odgięcia dyszy, odprowadzenia pewnej ilości powietrza na potrzeby samolotu oraz niedokładności wykonania jego części (2%). W związku z tym straty ciągu dla bocznych silników (sumaryczne) wynoszą 9%, dla silnika środkowego — 6,5%, a jednostkowe zużycie paliwa wzrasta odpowiednio o 7,5 i 6%.

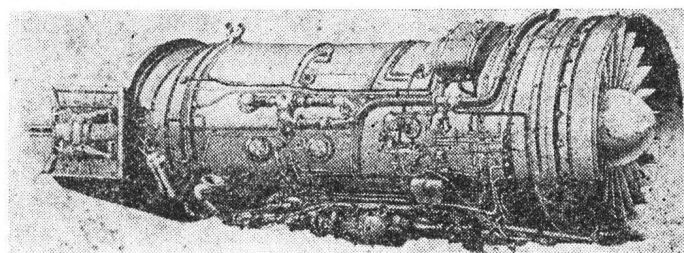
### Silnik NK-86

Do napędu radzieckiego aerobusu Il-86 zastosowano cztery silniki NK-86 o ciągu startowym  $4 \times 13 000$  daN. NK-86 jest dalszą modyfikacją silnika NK-8-4, w którym zwiększono spręż i natężenie przepływu powietrza. Jest to nadal silnik o niskim stopniu dwuprzepływowości i względnie dużym jednostkowym zużyciu paliwa. Lecz został on lepiej wyciszony niż poprzednie.

### Silnik D-30KU

Biuro konstrukcyjne P. Solowiowa od wielu już lat specjalizuje się w konstruowaniu silników przeznaczonych do napędu samolotów pasażerskich. Samolot Tu-124 małego zasięgu był napędzany pierwowzorem w Związku Radzieckim silnikiem dwuprzepływowym D-20 o ciągu startowym 5400 daN i stopniu dwuprzepływowości 1:1. Później opracowano silnik D-30 o stopniu dwuprzepływowości także 1:1, ale o ciągu 6668 daN — został on zastosowany na samolocie Tu-134. W ramach prac rozwojowych nad tym silnikiem wyposażono go w odwracacz ciągu i zwiększono ciąg.

b)



Rys. 3. Schemat gazodynamiczny silnika D-30KU (a) oraz jego widok zewnętrzny z prawej strony (b). Fot. Aviaeksport

TABLICA. Podstawowe parametry i osiągi radzieckich silników turbinowych

	NK-3-4	NK-8-2U	D-30KU	D-36	D-136	D-18T
Ciąg startowy, daN	10500	10500	11500	6500	8500 <sup>4)</sup>	22977
Prędkość obrotowa sprężarki wysokiego ciśnienia, obr/min	6970	7060	10460			
Jednostkowe zużycie paliwa, kg/daNh	0,59	0,58	0,49	0,360	0,270 <sup>2)</sup>	0,360
Ciąg przelotowy ( $H = 11\ 000\ m$ , $Ma = 0,85$ ), daN	2750	3020	2750	1600 <sup>3)</sup>	8280 <sup>4)</sup>	4766
Jednostkowe zużycie paliwa przelotowe $H = 11\ 000\ m$ , kg/daNh	0,78	0,76	0,70	0,65		0,57
Liczba stopni sprężarki	2 <sup>1)</sup> +2+6	2+2+6	3+11		6+6	1+7+7
Spręż		10,8 : 1	18,2 : 1	20 : 1	18,3 : 1	27,5 : 1
Liczba stopni turbiny	1+2	1+2	2+4		1+1+2 <sup>5)</sup>	1+1+2 <sup>5)</sup>
Stopień dwuprzepływowości	1,02 : 1	1 : 1	2,42 : 1	5,6 : 1	—	5,7 : 1
Natéżenie przepływu powietrza, kg/s	210	228	269	253		
Masa silnika suchego, kg	2400 <sup>2)</sup>	2350 <sup>2)</sup>	2650 <sup>2)</sup>	1100	1050	4100
Zastosowanie	Il-62	Tu-154 A i B	Il-62M Tu-154M	Jak-42 An-72	Mi-26	An-124

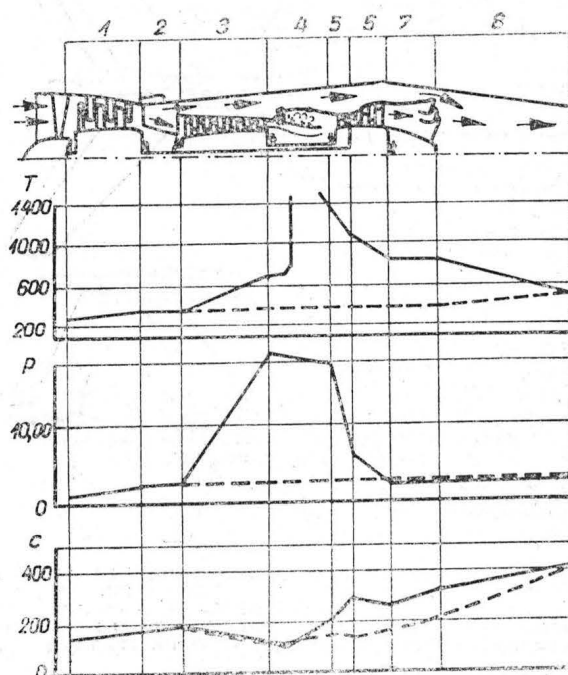
<sup>1)</sup> stopnie wentylatora <sup>2)</sup> z odwracaczem ciągu, <sup>3)</sup> na wysokości 8000 m przy  $Ma = 0,75$ , <sup>4)</sup> moc w kW, <sup>5)</sup> dwustopniowa turbina napędowa, <sup>6)</sup> dwustopniowa turbina wentylatora  
<sup>7)</sup> zużycie w kg/kWh

Użyto go do napędu ulepszonej wersji samolotu Tu-134A. Wykorzystując wiele dopracowanych zespołów tego silnika i powiększając niektóre z nich wymiarowo opracowano praktycznie nowy silnik D-30KU, chociaż ma on poprzednie oznaczenie podstawowe. Silnik jest produkowany seryjnie od 1972 r. Silniki D-30KU-154II o ciągu startowym 10 400 daN zostały zastosowane do napędu zmodernizowanej wersji samolotu Tu-154M zamiast silników NK-8-2U o podobnym ciągu, ale o większym jednostkowym zużyciu paliwa. Cztery silniki D-30KU napędzają samolot międzykontynentalny Il-62M.

Silnik D-30KU należy do klasycznych już teraz dwuprzepływowych silników turbinowych. Wlot powietrza wykonany ze stopów tytanu ma 26 regulowanych łopatek. Jest odładzany gorącym powietrzem doprowadzanym z VI lub VII stopnia sprężarki wysokiego ciśnienia. Sprężarka niskiego ciśnienia (wentylator) ma trzy stopnie i zapewnia natężenie przepływu 269 kg/s oraz stopień dwuprzepływowości 2,42:1. Jest wykonana głównie ze stopów tytanu. Sprężarka wysokociśnieniowa ma 11 stopni i łącznie z wentylatorem daje spręż 20:1 na poziomie morza przy prędkości obrotowej 10 640 obr/min. Jest wykonana również w większości ze stopów tytanu, oprócz IX, X i XI stopnia oraz kierownic X i XI stopnia, które są wykonane ze stali. Komora spalania jest typu mieszanego, tzn. w pierścieniowej obudowie znajduje się 12 rur żarowych. Każda rura jest wyposażona w wirowy wtryskiwacz, który spełnia rolę zarówno wtryskiwacza rozruchowego, jak i roboczego. Świece rozruchowe znajdują się w dwóch rurach. Turbina składa się z dwóch stopni wysokiego ciśnienia i czterech stopni niskiego ciśnienia, napędzających sprężarkę niskociśnieniową. Temperatura gazów przed turbiną wynosi 1395 K i w



Rys. 4. Silniki D-30KU-154 zamontowane w tylnej części kadłuba samolotu Tu-154M



Rys. 5. Zmiana parametrów gazodynamicznych wzdłuż silnika D-30KP w warunkach startowych. Linia przerywana — parametry w kanale zewnętrznym. Linia ciągła — parametry w wytwórni gazów. 1 — sprężarka niskiego ciśnienia, 2 — korpus pośredni, 3 — sprężarka wysokiego ciśnienia, 4 — komora spalania, 5 — turbina wysokiego ciśnienia, 6 — turbina niskiego ciśnienia, 7 — tylne łożysko, 8 — komora mieszania; T — temperatura w K, P — ciśnienie w daN/cm<sup>2</sup>, C — prędkość w m/s

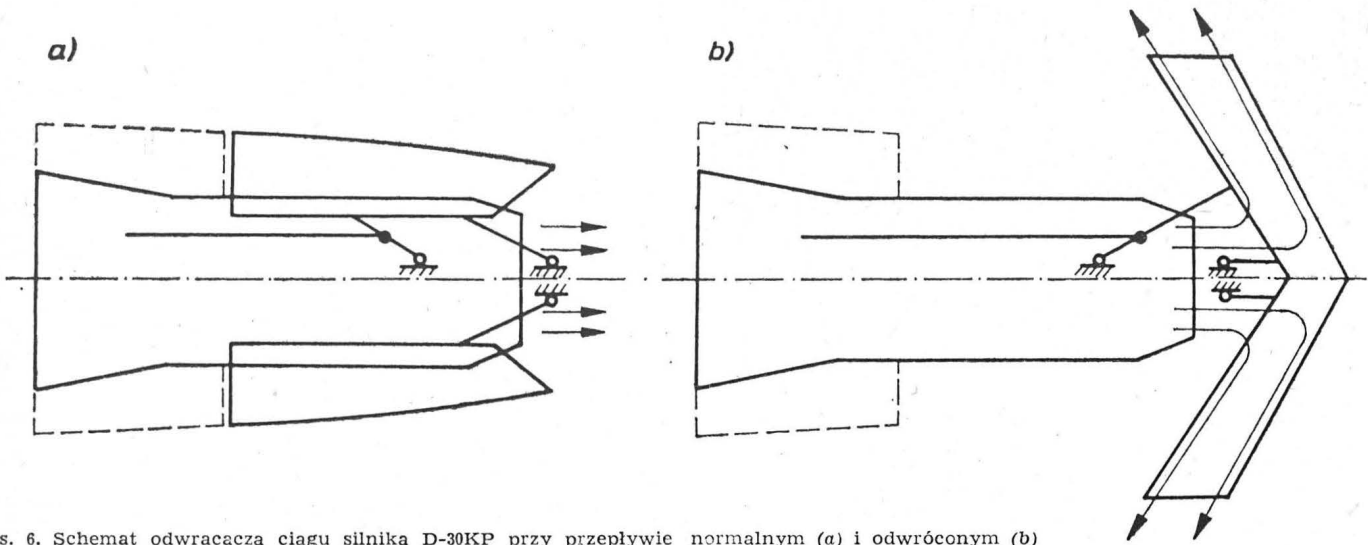
związku z tym łopatki kierownic i pierwszego stopnia wirnika są chłodzone. Za turbiną znajduje się komora mieszania gazów z powietrzem z kanału zewnętrznego, dysza oraz odwracacz ciągu nowszego niż w silnikach NK-8-4 typu, o mniejszym zewnętrznym oporze aerodynamicznym. Uruchomienie silnika odbywa się za pomocą sprężonego powietrza doprowadzanego ze źródła naziemnego, z pomocniczego silnika turbinowego na pokładzie samolotu lub z już pracującego silnika. Największa średnica zewnętrzna silnika wynosi 1560 mm, długość silnika z odwracaczem ciągu — 5700 mm, masa silnika suchego z odwracaczem ciągu — 2650 kg, bez odwracacza — 2300 kg.

#### Silnik D-30KP

Jest to następny silnik z rodziny D-30 o ciągu startowym 12 000 daN, a więc znacznie większym niż ciąg silnika D-30KU. Cztery silniki D-30KP stanowią zespół napędowy samolotu transportowego Il-76. Masę użyteczną 47 000 kg samolot przewozi na odległość 3000 km. Przy mniejszych masach zasięg wzrasta. Silnik D-30KP składa się z nastę-

pujących podstawowych zespołów: sprężarki dwuzespołowej, korpusu pośredniego ze skrzynkami napędów agregatów, komory spalania, turbiny, dyszy oraz odwracacza ciągu. Sprężarka niskiego ciśnienia 3-stopniowa z pierwszym stopniem naddźwiękowym napędzana turbiną niskiego ciśnienia zapewnia spręż 2:1, 11-stopniowa sprężarka wysokiego ciśnienia z regulowanymi kierownicami jest napędzana turbiną wysokiego ciśnienia. Obydwa zespoły sprężarki obracają się w tym samym kierunku, ale z różnymi

część sprężarki z obudową, komora spalania, wysokociśnieniowa turbina, obudowa niskociśnieniowej turbiny, niskociśnieniowa turbina, turbina wentylatora oraz rura wylotowa. Jest to trójwałowy silnik dwuprzepływowy o ciągu startowym 6374 daN i maksymalnym trwałym 4900 daN. Wentylator jednostopniowy z 29 łopatkami tytanowymi zapewnia stopień dwuprzepływowości na poziomie morza 5,6:1. Sprężarka jest dwuzespołowa. Na wlocie do sprężarki niskociśnieniowej znajdują się regulowane łopatki. Całkowity spręż



Rys. 6. Schemat odwracacza ciągu silnika D-30KP przy przepływie normalnym (a) i odwróconym (b)

prędkościami obrotowymi. Sumaryczny spręż sprężarki wynosi 19:1. Korpus pośredni znajduje się między zespołami sprężarki i dzieli powietrze na dwa przepływy. Komora spalania typu mieszanego ma 12 rur żarowych. Temperatura przed łopatkami turbiny wynosi 1423 K. Turbina silnika składa się z 6 stopni. Turbina wysokiego ciśnienia, 2-stopniowa, ma chłodzone powietrzem tarcze, łopatki kierownicze oraz łopatki wirnikowe obydwu stopni. Turbina niskiego ciśnienia jest 4-stopniowa. Odwracacz ciągu z otwieranymi klapkami ma mniejszy opór zewnętrzny niż konstrukcja typu krata zastosowana w silnikach NK-8. Wyłączenie odwracacza ciągu następuje przy prędkości nie mniejszej niż 140 km/h. Przy mniejszych prędkościach gazy mogłyby dostać się do wlotu silnika i spowodować niestateczną pracę sprężarki. Silnik jest zakończony dyszą poddźwiękową (zwężającą się), nieregulowaną.

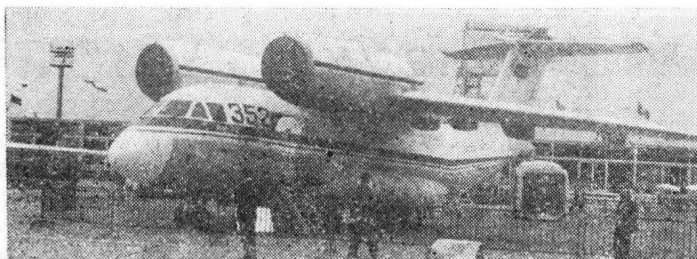
prędkości wynosi 20:1. Komora spalania pierścieniowa z 28 wtryskiwaczami stanowi jedną całość z kierownicą turbiny z regulowanymi łopatkami. Turbina wysokociśnieniowa jest jednostopniowa z chłodzonymi powietrzem łopatkami ze względu na temperaturę wynoszącą 1450 K (1177°C). Turbina niskociśnieniowa jednostopniowa napędza niskociśnieniowy zespół sprężarki. Wentylator jest napędzany 2-stopniową turbiną. Rura wylotowa jest prosta bez odwracacza ciągu. Odwracacz ciągu znajduje się za wentylatorem w przedniej części silnika.

### Silnik D-36

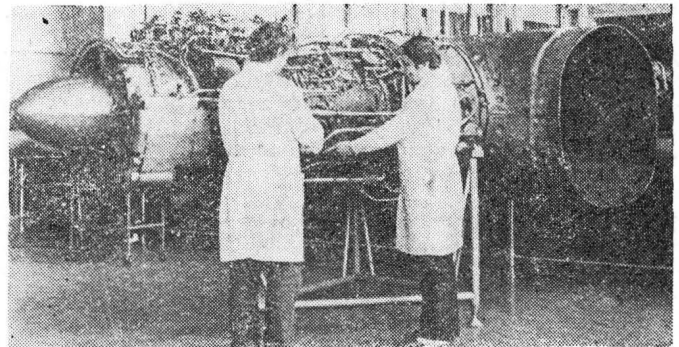
W Zaporozżu znajduje się jedno z najstarszych radzieckich biur konstrukcyjnych silników lotniczych, którym najpierw kierował A. Mikulin, później A. Iwczenko, a obecnie W. Łotarijew. W latach 50. skonstruowano turbinowe silniki śmigłowe AI-20 i AI-24, w latach 60. — silnik dwuprzepływowy AI-25 napędzający samoloty pasażerskie Jak-40.

W latach 70. w biurze tym, już pod kierunkiem W. Łotariewa, opracowano pierwszy w Związku Radzieckim turbinowy silnik dwuprzepływowy o wysokim stopniu dwuprzepływowości wynoszącym 5,6:1. Służy on do napędu samolotu pasażerskiego małego i średniego zasięgu Jak-42 oraz samolotów transportowych An-72 i An-74.

D-36 odpowiada obecnym tendencjom światowym w konstrukcji silników przeznaczonych do napędu samolotów komunikacyjnych. Jest to pierwszy radziecki silnik z otwartym kanałem wentylatora. Z tyłu za wentylatorem znajdują się łopatki prostujące przepływ. D-36 ma modułową konstrukcję i składa się z 11 modułów w kolejności: wentylator, obudowa wentylatora, wał wentylatora, niskociśnieniowy zespół sprężarki, skrzynka napędów, wysokociśnieniowa



Rys. 7. Silniki D-36 na samolocie An-72. Fot. J. Grzegorzewski

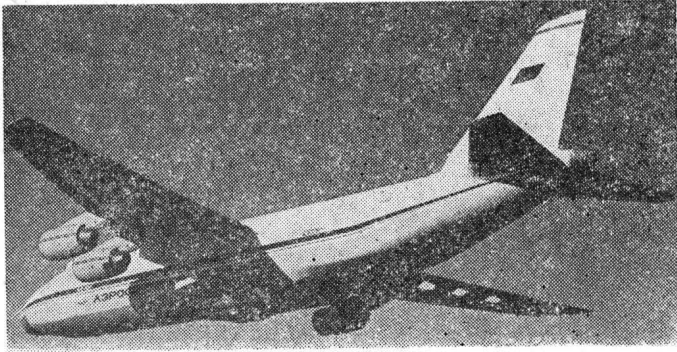


Rys. 8. Silnik D-136. Fot. Aviaekspert

### Silnik D-136

Biuro konstrukcyjne W. Łotariewa skonstruowało silnik śmigłowy D-136 o największej w świecie mocy startowej wynoszącej 8382 kW (11 400 KM). Dwa takie silniki stanowią napęd największego w świecie śmigłowca Mi-26. Silnik wyróżnia się małym jednostkowym zużyciem paliwa, małą masą jednostkową, prostą obsługą w eksploatacji, niskimi kosztami napraw oraz niskim poziomem emisji szkodliwych składników gazów zanieczyszczających atmosferę. Dużą niezawodność silnika uzyskano przez realizację szerokiego programu badań jego zespołów i podzespołów, zastosowanie wypróbowanej wytwornicy gazów silnika D-36 oraz filtru powietrza na wlocie do sprężarki. Ogólny czas pracy silników D-136 na stoiskach naziemnych i w locie do chwili uzyskania certyfikatu wyniósł 13 000 h. Modułowa konstrukcja podstawowych zespołów silnika, nowoczesna technologia produkcji, wysokowytrzymałe materiały, odpowiednie metody montażu i kontroli mają zapewnić eksploatację silnika wg stanu technicznego przy jego trwałości całkowitej ustalonej na 20 000 h. Spełnia on wymagania norm zgodności sprzętu lotniczego: amerykańskich FAR i brytyjskich BCAR. Silnik D-136 jest silnikiem z dwuwałową wytwornicą i z oddzielną turbiną napędową, zbudowanym wg

zasady modułowej. Składa się z następujących modułów: sprężarka niskiego ciśnienia, sprężarka wysokiego ciśnienia ze skrzynką napędów i obudową sprężarki, komora spalania, turbina wysokiego ciśnienia, korpus turbiny wysokiego ciśnienia, turbina niskiego ciśnienia, turbina napędo-



Rys. 9. An-124 napędzany czterema silnikami D-18T. Fot. APN

wa, dyfuzor oraz wał napędowy przekazujący moc silnika na przekładnię główną i wirnik nośny. Dwuzespołowa sprężarka osiowa o sprężu całkowitym 18,8:1 składa się z 13 stopni. Na wlocie do 6-stopniowej niskociśnieniowej sprężarki znajduje się kierownica z regulowanymi łopatkami. Sprężarka jest napędzana niskociśnieniową jednostopniową turbiną. Wysokociśnieniową część sprężarki ma 7 stopni i kierownicę wlotową. Napędza ją jednostopniowa turbina wysokociśnieniowa. Obydwa zespoły sprężarki obracają się z różnymi prędkościami w dużym zakresie warunków eksploatacyjnych silnika. Niezależnie od tego obydwie zespoły sprężarki są wyposażone w automatycznie działające upusty przeciwpompazowe. Względna prędkość przepływu powietrza w obydwu zespołach sprężarki jest przydzwiękowa. Pierścieniowa komora spalania, wyposażona w bloki rozruchowe i wtryskiwacze, wyróżnia się małym stopniem zadymienia spalin. Wał turbiny niskiego ciśnienia znajduje się wewnątrz drążonego wału turbiny wysokiego ciśnienia. Turbina napędowa jest dwustopniowa. Uruchamianie silnika odbywa się automatycznie po naciśnięciu przycisku na pulpicie silników, co powoduje dopływ sprężonego powietrza do rozrusznika pneumatycznego zamontowanego na skrzynce napędów. Źródłem sprężonego powietrza jest pomocniczy pokładowy zespół turbinowy TA-8B lub TA-6B zamontowany na śmigłowcu. Oprócz tego zespół dostarcza powietrza do układu klimatyzacji oraz wentylacji kabiny ładunkowej przy załadunku i wyładunku z niej pojazdów z pracującymi silnikami. Jest przewidziane również uruchamianie silników przy użyciu naziemnego źródła sprężonego po-

wietrza lub uruchomienie jednego z silników przez doprowadzenie sprężonego powietrza z IV stopnia wysokociśnieniowej części sprężarki już pracującego silnika. Każdy moduł (oprócz ósmego) może być zdemontowany i zamieniony na silniku bez konieczności wybudowywania silnika.

#### Silnik D-18T

Najnowszym radzieckim silnikiem o wysokim stopniu dwuprzepływowości jest D-18T. Cztery takie silniki stanowią zespół napędowy największego samolotu świata — transportowego An-124 Ruslan. Silnik D-18T został opracowany w biurze konstrukcyjnym kierowanym przez W. Łotariewa. Stworzył on duże możliwości konstruktorom samolotów, którzy mogą go wykorzystać do samolotów pasażerskich i transportowych nowej generacji, znacznie oszczędniejszych i cichszych niż obecnie eksploatowane. D-18T, o trójwałowej konstrukcji, rozwija ciąg startowy 22 977 daN. Jednostopniowy wentylator z 33 łopatkami tytanowymi zapewnia duże natężenie przepływu powietrza i stopień dwuprzepływowości 5,7:1 w warunkach startowych. Jest wyposażony w odwracacz ciągu. Na zewnętrznej obudowie wentylatora znajdują się skrzynki napędów oraz chłodnica oleju. Dwuzespołowa sprężarka składa się ze sprężarki niskociśnieniowej i sprężarki wysokociśnieniowej. Obydwie mają po 7 stopni. Kierownice sprężarki niskiego ciśnienia są regulowane. Spręż sumaryczny wytworzycy gazów wynosi 27,5:1. Komora spalania jest pierścieniowa z odparowaniem paliwa. Paliwo jest doprowadzane z małą ilością powietrza do 28 odparowujących. Komory z odparowaniem paliwa wyróżniają się niskim poziomem zadymienia gazów i małą emisją szkodliwych składników. Turbina składa się z 6 stopni: jednostopniowa wysokociśnieniowa turbina z chłodzonymi powietrzem łopatkami napędza sprężarkę wysokociśnieniową. Również jednostopniowa turbina z chłodzonymi łopatkami stanowi napęd sprężarki niskociśnieniowej. Pozostałe cztery stopnie turbiny napędzają wentylator.

#### LITERATURA

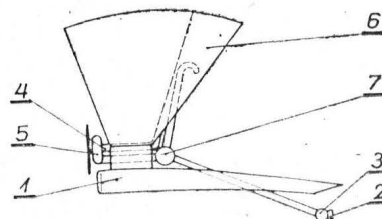
1. S. M. JEGER i in.: Projektowanie samolotów. Moskwa, Maszynostrojenije, 1983
2. T. I. LIGUM, S. E. SKRIPNICZENKO, A. W. SZISZMARIEW: Aerodynamika samolota Tu-154B. Moskwa, Transport, 1985
3. Sowietskaja graždanskaja awiacjonnaja tiechnika na mirowom rynku. Moskwa, Aviaeksport
4. W. A. SZULGIN, C. E. GAJSINSKI: Dwuchkonturnyje turbo-reaktiwnyje dwigateli małoszumnych samolotów. Moskwa, Maszynostrojenije, 1984
5. I. S. WASIN, W. I. JEGOROW, G. G. MURAWIEW: Aerodynamika samolota Il-76T. Moskwa, Transport, 1983
6. Wiestnik Akademii Nauk SSSR, nr 8, 1985
7. Krylia Rodiny, nr 6, 1985
8. Prospektiy V/O Aviaeksport — Moskwa: Tu-154M, Dwigatel D-136, Turbowentilatornyj dwigatel NK-8-4, Turborieaktiwnyj dwigatel D-30KU, The D-36 Turbofan

## POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Akademia Rolniczo-Techniczna, Olsztyn zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL wzór użytkowy pn. Aparatura agrolotnicza (autor Robert Rowiński).

Wzór użytkowy rozwiązuje zagadnienie opracowania konstrukcji aparatury umożliwiającej połączenie zabiegów nawożenia i ochrony roślin.

Aparatura agrolotnicza składa się ze zbiornika chemikaliów sypkich od dołu



zamkniętego dozownikiem, pod którym znajdują się rozrzutnik tunelowy. Za rozrzutnikiem tunelowym 1 znajdują się rozpylacze 2 cieczy zamontowane na rurze 3 rozprowadzającej ciecz. Rura 3 połączona jest przewodem 4 z pompą 5 i zbiornikiem 6 cieczy przez zawór 7 umożliwiający regulację wydatku cieczy.

Skrót opisu wzoru chronionego 1 zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 9/1987 w klasie 4(51) B64D pod nrem U1 (21)77830.

Wszystkim Czytelnikom, Autorom i Sympatykom TLiA

wielu sukcesów zawodowych i osobistych w 1988 roku

życzy Zespół Redakcyjny

# Bezpieczeństwo czy ekonomia?

Dr inż. TOMASZ SMOLICZ  
PLL LOT

## Dwa konfliktowe parametry?

„...Będziemy dążyć do lepszych wyników ekonomicznych, zachowując wysoki poziom bezpieczeństwa wykonywanych operacji...” — niemal w każdej deklaracji programowej prezydentów różnych linii lotniczych można znaleźć takie stwierdzenie. Wypowiedziane w bezpośredniej formie lub odczytane pośrednio z podejmowanych działań lub decyzji, stwierdzenie takie nikogo nie dziwi, gdyż pierwszym zadaniem przedsiębiorstwa lotniczego jest zysk z działalności przewoźnika. Dopiero po chwili uważny obserwator dostrzeże, że chęci POSTĘPU w ekonomii towarzyszy ZACHOWANIE bezpieczeństwa.

Czyżby bezpieczeństwo przegrywało już na starcie z ekonomią? Czy są to parametry konfliktowe tej samej działalności przewoźniczej, w której powiększeniu się jednego z nich będzie towarzyszyć zmniejszanie się drugiego? I czy to są najważniejsze charakterystyczne parametry działalności przedsiębiorstwa lotniczego? To ostatnie pytanie wydaje się najłatwiejsze. **Dowód przez przeczenie?**

Przedsiębiorstwo, w którym lata się zupełnie nieekonomicznie, przestaje egzystować na rynku. Przedsiębiorstwo, w którym lata się całkowicie niebezpiecznie przestaje istnieć fizycznie. A zatem pierwsza zgodność dotycząca egzystencji przewoźnika.

Teraz kolej na poprzednie pytania.

## Przykłady mówią za siebie

### Przykład 1

Analiza cen paliwa wykazała, że paliwo tankowane w bazie macierzystej przedsiębiorstwa X jest dużo tańsze niż wszystkie inne paliwa poza bazą. Wobec tego polecono, aby wylatując z bazy w rejs tankować maksymalnie możliwą ilość paliwa (ograniczoną maksymalną masą samolotu do lądowania), zaś w lotach z innych portów do bazy tankować minimalną ilość paliwa (ograniczoną przepisami o lotnisku zapasowym). W efekcie niejednokrotnie lądowanie w lotach „tam” odbywało się z masą przekraczającą maksymalną masę do lądowania (a zawsze z masą bliską maksymalnej masie do lądowania). Ilość „twardych” lądowań zwiększyła się, zaś po 3-4 latach takiej eksploatacji stwierdzono na nowych samolotach pęknięcia pólek głównych dźwigarów skrzydła środkowego.

### Przykład 2

Pilot X przygotowuje się do wylotu z lotniska Y do swojej bazy Z. Odległość wynosi kilka tysięcy kilometrów. Kraj, w którym znajduje się lotnisko Y, jest uwikłany w długotrwałą wojnę z sąsiadami. Wskutek tego paliwo w porcie Y jest bardzo drogie, a co gorsze zerwane lub zawsze szwankujące połączenia teleksowe nie zapewniają żadnych informacji meteorologicznych dotyczących lotniska Z lub innych w tym rejonie kontynentu. Pilot X, nie chcąc opóźnić lotu czekaniem na informacje, których w ogóle może nie uzyskać, decyduje się startować powiększając oczywiście znacznie zapasy paliwa, gdyż leci „w nieznane”. Po osiągnięciu wysokości przelotowej nawiązuje łączność radiową z bazą. Pogoda jest i będzie dobra. Zakup kilku ton drogiego paliwa okazuje się niepotrzebny.

### Przykład 3

Samolot przygotowany do zaocenicznego lotu z kompletem pasażerów ma usterkę (np. pilota automatycznego). W nerwowej atmosferze trwają prace nad jej usunięciem. Jest już ponad 2-godzinne opóźnienie. Usterka zostaje usunięta. Wiadomo już teraz, że załoga przekroczy dopuszczalne normy pracy (ale nie ma innej załogi), zaś pasażerowie stracą planowane połączenie tranzytowe i pozostaną na utrzymaniu przedsiębiorstwa do następnego dnia. Przelot opóźnionego samolotu będzie przebiegał po mniej ekonomicznej trasie.

### Przykład 4

Sytuacja jak w przykładzie 3, lecz usterka nie zostaje usunięta. Przekroczony czas pracy załogi będzie tym bardziej uciążliwy, gdyż cały wielogodzinny lot wymaga ręcznego sterowania.

### Przykład 5

Sytuacja j.w. Samolot wylatuje o czasie, dopuszczony do lotu z usterką (np. ciekące zbiorniki paliwa, wibracje silników w pobliżu granicznej dopuszczalnej wartości itd.).

### Przykład 6

Obowiązuje ostry program oszczędnościowy, dotyczący zwłaszcza zakupów za granicą. Przedsiębiorstwo lotnicze

TABLICA 1

Przykład nr	Doraźny wpływ tego przykładu na		Przyczyna	Skutki pośrednie
	bezpieczeństwo	ekonomię		
1	nie-wielkie obniżenie	znacznie zwiększona	spekulacja na różnicach cen	zwiększony koszt napraw i przeglądów
2	zwiększone	obniżenie	brak informacji	zwiększony koszt lotu
3	obniżone	znacznie obniżone	organizacja pracy	zwiększony koszt lotu
4	znacznie obniżone	znacznie obniżone	organizacja pracy	znaczne obniżenie bezpieczeństwa
5	znacznie obniżone	bez zmian	organizacja pracy	znaczne obniżenie bezpieczeństwa
6	znacznie obniżone	doraźnie zwiększona	nieopłacalne oszczędności	rośnie prawdopodobieństwo wypadku
7	obniżone	znacznie zwiększona	brak dyscypliny (nadmierna motywacja finansowa)	rośnie prawdopodobieństwo wypadku
8	bez zmian	nie wpływa na ekonomię lotu	inwestycje ekonomiczne mające na celu podniesienie jakości usług	znaczne zwiększenie ekonomii przedsiębiorstwa
9	zwiększenie	zwiększenie	inwestycje wielokierunkowe mające na celu podniesienie regularności lotów	zwiększenie ekonomii i bezpieczeństwa, duży postęp modernizacyjny
10	obniżone	zwiększenie	nieznajomość zasad eksploatacji	zwiększony koszt napraw i przeglądów
11	obniżone	bez zmian	brak dyscypliny lotniczej (wielorakie motywacje)	obniżenie bezpieczeństwa, zwiększone prawdopodobieństwo wypadków przy lądowaniu
12	bez zmian	obniżone	normalne działanie zgodnie z przepisami	obniżenie ekonomii lotu
13	wzrost	wzrost	poprawa organizacji plus niewielka inwestycja	wzrost bezpieczeństwa i ekonomii lotów
14	wzrost	wzrost	obowiązek wprowadzany przepisami międzynarodowymi, stosunkowo duża inwestycja	wzrost bezpieczeństwa i ekonomii lotu

oszczędza ogumienie samolotów, eksploatując opony aż do odsłonięcia pierwszej warstwy kordu po całkowitym zdarciu bieżnika. Producent zagraniczny zezwala na taką eksploatację, gdyż w kraju producenta istnieją ostre przepisy dotyczące czyszczenia dróg startowych. Równocześnie władze lotniska Y, które jest macierzystym lotniskiem dla przedsiębiorstwa X oszczędzają zagraniczny sprzęt przeznaczony do kontroli i oczyszczania dróg startowych. Podawany „niemierzony” stopień hamowania wprowadza w „błąd” pilotów latających na „łysych” oponach.

#### Przykład 7

W przedsiębiorstwie lotniczym X wprowadzono motywacyjny system premiowania załóg za oszczędzanie paliwa lotniczego. Niezdrowe współzawodnictwo w oszczędzaniu spowodowało większą liczbę zatartych silników tłokowych, przypadki nieomijania burz (uszkodzenia od piorunów i turbulencja), lądowanie „z prostej” (z nadmiarem wysokości lub prędkości) czasem poza pasem, ale także znaczne oszczędności zużywanego paliwa.

#### Przykład 8

W przedsiębiorstwie lotniczym X opracowano dwa programy inwestycyjne. Ze względów finansowych ich realizacja nie może być równoczesna, lecz kolejna z przesunięciem 3÷4 lat (nie licząc poślizgów). Pierwszy z tych programów (np. budowa katering lub bazy hotelowej) jest programem typowo ekonomicznym, obliczonym na szybkie

TABLICA 2

Decyzje		Lądować	
		TAK	NIE
Stany zewnętrzne	Widzialność $VIS \geq 800$ m	$p(TAK/VIS \geq 800)$	$p(NIE/VIS \geq 800)$
	$VIS < 800$ m	$p(TAK/VIS < 800)$	$p(NIE/VIS < 800)$
Suma prawdopodobieństw:			
		$p(TAK/VIS \geq 800) + p(NIE/VIS \geq 800) = 1$	
		$p(NIE/VIS < 800) + p(TAK/VIS < 800) = 1$	
		$(TAK/VIS \geq 800)$ $(NIE/VIS < 800)$ } decyzje poprawne	
		$(TAK/VIS < 800)$ $(NIE/VIS \geq 800)$ } decyzje błędne	

zyski, zaś drugi (np. komputeryzacja procesu przygotowania do lotu lub wprowadzenie II kat. lądowań) jest programem typowo lotniczym, którego wymierne zyski są niewielkie, lecz pośrednie korzyści bardzo duże. Odpowiednia komisja opiniodawcza ma zdecydować, który z programów ma pierwszeństwo. Wybór pada na pierwszy.

#### Przykład 9

Sytuacja jak w przykładzie 8. Wybór pada na drugi program.

#### Przykład 10

Przedsiębiorstwo lotnicze X podejmuje atrakcyjną współpracę, przewożąc pracowników swego kontrahenta do różnych miejsc na świecie. Chcąc zadowolić klienta, którego dopiero pozyskało, nie zwraca uwagi na nadmierną ilość bagażu i ładunku transportowanych przez jego pracowników. W efekcie samoloty w tych lotach bywają przeciążone przynajmniej o ok. 2,5 t nierejestrowanego bagażu (tj. ponad 10% udźwigu handlowego, o ok. 2% zwiększona masa przy starcie i ok. 3% przy lądowaniu). Niezabranie tego nadmiaru bagażu będzie wymagało przesłania go innymi liniami po normalnych taryfach.

#### Przykład 11

Na macierzystym lotnisku Y panuje pogoda poniżej dopuszczalnych minimumów do lądowania (np. widoczność poniżej 800 m). Pilot X pomimo to ląduje na lotnisku Y, za co jest skarcony przez szefa pilotów, ale podziękują mu inne służby, które oczekiwały na potrzebny do następnego rejsu samolot.

#### Przykład 12

Sytuacja jak w przykładzie 11. Pilot X ląduje na lotnisku z pasowym.

#### Przykład 13

W przedsiębiorstwie lotniczym X (niewielkimi nakładami inwestycyjnymi i przez wprowadzenie zmian organizacyjnych) wprowadzono system obiektywnej kontroli lotów. Po jakimś czasie zauważono wzrost „czystości” pilotażu wykonywanych lotów oraz wychwytywanie niektórych usterek lub niedokładnych regulacji systemów samolotu. Zmniejszyło się zużycie paliwa i zaniechano niektórych oblotów.

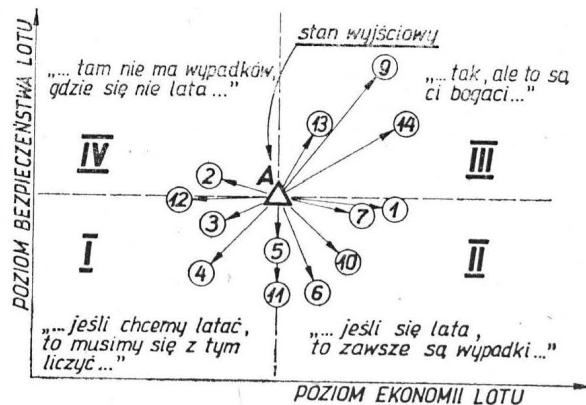
#### Przykład 14

W przedsiębiorstwie lotniczym X wprowadzono (wskutek wymagań międzynarodowych) nowy (kosztowny) system nawigacyjny. Wzrosło bezpieczeństwo wykonywanych lotów, a także oszczędności w czasie, paliwie i reursie, gdyż w wielu przypadkach loty odbywają się po najkrótszej trasie leżącej poza korytarzami.

Przytoczone przykłady należy w jakiś sposób sklasyfikować. Temu celowi służy tabl. 1. Należy zwrócić uwagę, że niektóre przykłady przedstawiają działania systemowe (przykłady 1, 6, 8, 9, 10, 13, 14), inne zaś (pozostałe) — działania indywidualne. Powtarzające się typowe sytuacje powodują powielanie przedstawionych działań indywidualnych, co staje się mimo woli systemem.

#### Konflikt na wykresie

Dane z 14 przykładów zebrane w tabl. 1 przedstawiono na wykresie, na którym w umownych skalach na osi poziomej (odciętych) znajduje się poziom ekonomii operacji i na osi pionowej (rzędnych) — poziom bezpieczeństwa lądania (rys.). Niech wyjściowy stan będzie reprezentowany przez punkt A, określony jakimś średnim poziomem ekonomii i bezpieczeństwa w danym przedsiębiorstwie (zależnym od ilości, jakości i przygotowania sprzętu, dyspozycyjności i poziomu wyszkolenia personelu, sprawności organizacji służb przedsiębiorstwa, stanu powiązań handlowych itp.\*). Położenie punktu A względem początku układu zapewne można by nazwać potencjałem operacyjnym przedsiębiorstwa\*\* (w tym przypadku iloczynem poziomu bezpieczeństwa i ekonomii lotu).



Rys. Grafiki konfliktów między bezpieczeństwem a ekonomią lotu. Cyfry w kółkach odnoszą się do przykładów omówionych w artykule. Przekątna IV i II ćwiartki — strefa stałego potencjału operacyjnego; w lewo i w dół od przekątnej — spadek potencjału; w prawo i w górę od przekątnej — wzrost potencjału

Stan wyjściowy reprezentowany przez punkt A przesuwają się w zależności od sytuacji przedstawionej w przykładach, w których zmienia się poziom bezpieczeństwa i ekonomii. Zmianę tę na rys. przedstawia odpowiedni wektor wychodzący z punktu A. Przedłużone współrzędne punktu A dzielą obszar wykresu na cztery ćwiartki (I, II, III i IV). Omawiane przykłady można podzielić na trzy grupy:

— grupa przykładów, w której zarówno bezpieczeństwo, jak i ekonomia maleją (spadek potencjału operacyjnego — wektor skierowany do I ćwiartki). Opóźnienia, niesprawne samoloty, niesynchronizowane działania przygotowawcze, błędy w organizacji, brak informacji, „wąskie gardła”, za-

\* Podręczniki ekonomii politycznej nazywają czynniki wymienione w nawiasie siłami wytwórczymi, które określają potencjał produkcyjny przedsiębiorstwa (Ekonomia polityczna socjalizmu, M. Nasiadowski, Książka i Wiedza, 1981 r.).  
\*\* Analogia do potencjału produkcyjnego przedsiębiorstwa (patrz wyżej).



niedbania, niedoinwestowanie. Nie ulega wątpliwości, że jest to zmoren wielu słabych przedsięwzięć, a w przekonaniu wielu kierowników i menażerów linii lotniczych akceptowanie operacji lotniczych w tej ćwiartce jest często warunkiem wykonania lotu w ogóle;

— grupa przykładów, w których bezpieczeństwo i ekonomia istnieją współwymiennie (niezmienny potencjał operacyjny — wektor skierowany do II lub IV ćwiartki). W zależności od trudności, lokalnych koniunktur, indywidualności poszczególnych ludzi, „sily przebiccia” menażerów bezpieczeństwo lotnicze jest najczęściej zamieniane na krótkotrwałe efekty ekonomiczne, po to, aby po zaistniałym wypadku lub przesłanie do niego znów na jakiś czas uzyskać priorytet. W opinii personelu kierowniczego średniego szczebla tkwi zakorzeniony pogląd, że „...jeśli się lata, to zawsze będą wypadki...” lub „...tylko tam nie ma wypadków, gdzie się nie lata...”. Oba te sądy można umieścić w odpowiednich ćwiartkach. Działania w tej grupie są najczęściej spotykanymi działaniami umyślnymi i w nich należy doszukiwać się specjalnego niebezpieczeństwa;

TABLICA 3. 3×K<sub>2</sub>(instytucje ochrony bezpieczeństwa lotniczego)

Nazwa	Zadania
Komisja Wypadków	Badania przyczyn wypadków, wydarzeń, awarii i naruszeń bezpieczeństwa lotniczego. Formułowanie doraźnych wniosków prewencyjnych lub zmian i poprawek w technologii obsługi osprzętu, procedurach lotnych, pracach przygotowawczych itd.
Komórka Profilaktyki	Prowadzenie statystyki zaistniałych wydarzeń, awarii i wypadków. Prowadzenie współpracy międzykorporacyjnej w zakresie wymiany informacji o zaistniałych wydarzeniach oraz formułowanie wniosków. Opracowywanie szerszych działań prewencyjnych, występowanie z wnioskami o większe zmiany w technologii, procedurach, szkoleniach, a nawet w organizacji przedsiębiorstwa. Nadzór merytoryczny nad pracami Komisji Wypadków
Kolegium Bezpieczeństwa	Inicjowanie, współtworzenie, opiniowanie programów badawczych lub inwestycyjnych oraz rozwiązań systemowych przedsiębiorstwa związanych z bezpieczeństwem lotniczym. Udział w pracach studyjnych lub ich inicjowanie. Nadzór merytoryczny nad kierunkiem prac prewencyjnych prowadzonych przez Komórkę Profilaktyki

— grupa przykładów, w której rośnie i bezpieczeństwo, i ekonomia (potencjał operacyjny wzrasta — wektor skierowany do III ćwiartki). Wzrost potencjału operacyjnego wymaga nowych rozwiązań, ulepszeń organizacyjnych, inwestycji, lepszych technologii, lepszej łączności i informacji, sprawnego zarządzania, wyższej jakości pracy. Najczęściej osiąga się to przez inwestowanie w programy rozwoju i modernizacji technologii i operacji lotniczych. Działania doraźne pojedynczych menażerów niewiele tu pomogą, a zapytani, że przeciwieństwo istniejącego przedsiębiorstwa lotniczego, które godzą wysoki poziom bezpieczeństwa i wysoki poziom ekonomii odpowiadają: „... tak, ale to są ci bogaci, których na to stać...”.

#### Błędne decyzje czy celowe działanie?

Jednym z charakterystycznych przykładów dla drugiej grupy, w której bezpieczeństwo i ekonomia są współwymiennie, jest przykład 11 i 12. Ta sama sytuacja lecz inna decyzja prowadzą do całkowicie przeciwnych skutków.

Jeśli zbudować macierz decyzyjną (tabl. 2), w której poziomem przedstawiono dwie alternatywne decyzje LĄDOWAC — TAK i LĄDOWAC — NIE, a pionowo — możliwe stany zewnętrzne, tj. widzialność  $VIS \geq 800$  m i  $VIS < 800$  m, to można rozpatrzeć następujące cztery sytuacje (przedstawione wewnątrz macierzy), z których dwie są poprawne:

poprawna decyzja (TAK/ $VIS \geq 800$ )  
(NIE/ $VIS \geq 800$ )

i dwa błędne:

błędne decyzje (TAK/ $VIS < 800$ )  
(NIE/ $VIS > 800$ )

zaś przyjęte przez pilota motywacje to:

— motywacja do bezpiecznego latania, czyli maksymalizacja poprawnych decyzji:

$p(TAK/VIS \geq 800) + p(NIE/VIS < 800) \rightarrow MAX$  dąży do 2

dająca w efekcie wysoki poziom bezpieczeństwa lotów przy obniżonej ekonomii, lub

— motywacja do wykonania zadania, czyli maksymalizacja lądowań:

$p(TAK/VIS \geq 800) + p(TAK/VIS < 800) \rightarrow MAX$  dąży do 2

dająca w efekcie wysoki poziom ekonomii lotów przy obniżonym bezpieczeństwie, jako że zakłada się, iż lądowanie wykonane w warunkach poniżej obowiązujących minimów do lądowania są obciążone większym ryzykiem wypadku.

Gdyby prawdopodobieństwo wykonywania lądowań poniżej minimów do lądowania, tzn.  $p(TAK/VIS < 800)$ , pomnożyć przez ryzyko wypadku lotniczego podczas lądowania poniżej minimów i jeszcze raz pomnożyć przez finansowy koszt takiego wypadku, otrzymalibyśmy wartość, którą należałoby porównać z iloczynem prawdopodobieństwa nielądowania przez pilota poniżej ustalonych minimów  $p(NIE/VIS < 800)$  i kosztu spowodowanego lądowaniem tego samolotu na innym lotnisku (opóźnienia, utrata połączeń pasażerskich, brak samolotu na następny rejs itp.). To porównanie kosztów przedstawiłoby w liczbach bezwzględnych ile kosztuje współwymiennie poziomu bezpieczeństwa i ekonomii dokonana przez pilota X w przykładzie 11.

Zapytano, co o tym sądzi sam pilot X. A oto argumentacja decyzji podjętej przez statystycznego pilota X z przykładu 11:

„Kierowały mną względy służbowe i działałem w interesie przedsiębiorstwa, bowiem:

...należało dowieźć pasażerów na czas, wielu z nich straciłoby połączenia...;

...wiem, że brakuje samolotów i oczekiwano na lądowanie naszego, aby zrobić następny rejs...;

...lądowanie na lotnisku zapasowym pociąga za sobą wiele dodatkowych kosztów...;

...nasza załoga była potrzebna na następny rejs, w przeciwnym przypadku wszystko się komplikuje...;

a także względy psychologiczne:

...jestem pilotem podświadomie zakodowanym do wykonania zadania...;

...jeśli zbliżam się do lądowania nawet w warunkach poniżej obowiązujących minimów, to jeszcze przed podjęciem decyzji więcej szans daje lądowaniu niż odejściu na drugi krąg, inaczej nie rozpoczynałbym zbliżania...;

...system wychowawczy, w jakim wzrastałem i dojrzałem jako pilot od najmłodszych lat uczył mnie podejmowania ryzyka i wiary w siebie, a także stawiał jako wartość nadrzędną wykonanie zadania lub planu...;

oraz względy osobiste:

...chciałem się sprawdzić w trudniejszych niż zwykle warunkach...;

...inny samolot w tych warunkach wylądował, to dlaczego nie miałem ja...;

...nie chciałem przedłużać czasu pracy i powiększać zmęczenia...; itd.”.

Przypadek pilota X z przykładu 11 jest przypadkiem wdzięcznym do przedstawienia (łatwo go przedstawić w kategoriach statystycznych, a także dobrze brzmią liczne motywacje wyjaśniające jego występowanie). Ale przypadek ten jest tylko jednym z wielu przykładów, w których priorytet nad bezpieczeństwem ma ekonomia. Trochę trudniej (ale też można) opracować teorię statystycznych kosztów i obliczyć opłacalność:

- eksploatacji „łysych” opon,
  - oszczędności na czyszczeniu dróg startowych,
  - akceptowaniu samolotów z usterkami,
  - przeciążania samolotów bagażem lub paliwem,
  - operowania na zbyt krótkich lub źle oprzyrządowanych lotniskach,
  - wydłużania czasu pracy załogi itd.,
- i tych innych nie wymienionych tu przypadków zamiany bezpieczeństwa na ekonomię, zamiany umyślnej, podejmowanej przez personel menażersko-kierowniczy nieświadomy problemów bezpieczeństwa, a także przez samych pilotów.

#### Czy jest potrzebny system ochrony bezpieczeństwa lotniczego?

Jak wykazały przedstawione przykłady, bezpieczeństwo lotnicze niełatwo broni się samo przed atakami ekonomii latania. Dlatego najczęściej jest chronione instytucjonal-

nie. Wiele przepisów o wyższej randze niż wewnętrzne przepisy przedsiębiorstwa próbuje zapewnić bezpieczeństwo lotnicze przez odpowiednie struktury organizacyjne wewnątrz przedsiębiorstwa lotniczego (tabl. 3). Powstają służby lub systemy zajmujące się zawodowo badaniem wypadków, wydarzeń lotniczych, przesłanek i innych naruszeń bezpieczeństwa. Pracują one jednak na przypadkach już zaistniałych. Inne komórki starają się z własnych doświadczeń wyciągnąć wnioski profilaktyczne. Statystyki własne są uzupełniane rozległym systemem wymiany informacji międzykompanijnych, co pozwala na szybsze skompletowanie reprezentatywnego materiału i formułowanie prewencyjnych działań. Ale profilaktyka ta jest oparta na zaistniałych wydarzeniach. Spośród przedstawionych przykładów obniżania bezpieczeństwa, prawie żaden z nich nie musiał (choć mógł) doprowadzić do wypadku. A zatem prawie żaden z nich nie wszedłby do statystyk, na podstawie których budowano działania prewencyjne. Zatem żadna instytucja systemu 3×K (Komisja Wypadków — Komórka Profilaktyki — Kolegium Bezpieczeństwa)

nie skorzysta z mądrości cytowanych przykładów. Dlatego poza systemem ochrony bezpieczeństwa złożonym z wyspecjalizowanych komórek i komisji jest potrzebne coś więcej. Potrzebna jest świadomość na każdym szczeblu kierowania, że bezpieczeństwo lotnicze jest niewymienne, że podnoszenie ekonomii może być osiągnięte tylko przez wzrost bezpieczeństwa latania. Wzbudzenie tej świadomości w personelu kierowniczym, menażerskim i dowódczym nie jest łatwe, choć na rys. wystarczy odwrócić położenie wektora tylko o 90°.

## Posłowie

Czytelniku!

Jeśli Twoje działanie, decyzje, opinie lub tylko wektor Twojego myślenia, skierowane są już ku trzeciej ćwiartce (rys.) — składam Ci gratulacje.

Jeśli dokonasz tego wskutek przeczytania tego artykułu — będę gratulował sobie.

## NOWOŚCI TECHNICZNE

### Obrady Komitetu Wykonawczego ICAS

W dniu 10 września 1986 r. w Londynie odbyły się jednolite obrady Komitetu Wykonawczego ICAS (The International Council of the Aeronautical Sciences). Obradom przewodniczył dotychczasowy prezydent ICAS prof. Josef Singer.

W pierwszej części obrad prezydent ICAS i sekretarz wykonawczy prof. Rolf W. Staufenbiel (RFN) poinformowali o działalności organizacji i sekretariatu wykonawczego w ciągu ostatnich dwóch lat, między 14. (odbył w 1984 r. w Tuluzie — Francja) i 15. międzynarodowym kongresem naukowym, który właśnie odbywał się w Londynie w dniach od 8 do 12 września 1986 r.

Do głównych punktów obrad można zaliczyć dyskusję nad obowiązującym statutem ICAS, przeprowadzenie statutowych wyborów (zmian) w kierownictwie organizacji, przyjęcie do organizacji nowych członków i wznowienie lub utrzymanie ciągłości członkostwa w ICAS niektórych krajów, podjęcie decyzji o organizacji kolejnych kongresów ICAS, organizowanych co dwa lata.

W czasie obrad potwierdzono aktualność obowiązującego statutu ICAS, która z założenia jest organizacją służącą wzbogaceniu wiedzy z dziedziny techniki lotniczej, dobrowolną, niepolityczną, nie podporządkowaną żadnemu państwu czy też jakiegokolwiek organizacji przemysłowej. Jest organizacją międzynarodową skupiającą dobrowolnie zgłaszające się krajowe organizacje, towarzystwa naukowe i techniczne zajmujące się nauką i techniką lotniczą. ICAS powstała w latach pięćdziesiątych. Skupia obecnie ponad 30 krajowych organizacji lotniczych ze wszystkich kontynentów. Na posiedzeniu przyjęto do ICAS organizacje lotnicze z dwóch krajów: Indii i Finlandii oraz utrzymanie ciągłości członkostwa w pracach organizacji Belgii, Portugalii, Argentyny i Polski. W czasie obrad wyrażono zgodę na pracę w ICAS Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich, jeśli SIMP potwierdzi taką gotowość. W dyskusji podkreślono, że głównym celem ICAS jest organizacja lotniczych kongresów naukowych, ułatwianie wymiany informacji naukowych i technicznych.

Zgodnie z wymaganiami statutu dokonano wyboru nowego prezydenta, którym został prof. B. Laschka (RFN). Sekretarzem wykonawczym został A. D. Young (W. Brytania), a prezydentem honorowym prof. J. Singer (Izrael). Na najbliższą kadencję ICAS sekretariat wykonawczy został przeniesiony z Kolonii (RFN) do Londynu (adres: Royal Aeronautical Society, 4 Hamilton Place, London W1V 0BQ, England).

W obradach uczestniczyli członkowie komitetu ICAS i zaproszeni obserwatorzy z tych krajów, brak było przedstawicieli jako członków komitetu. Wśród uczestników obrad byli przedstawiciele krajów zachodnich i Japonii, ChRL, Węgier, Jugosławii, Czechosłowacji i Polski.

Ustalono, że następne kongresy naukowe ICAS będą odbywać się co dwa lata kolejno: 16. w 1988 r. w Izraelu, 17. w 1990 r. w Szwecji i 18. w 1992 r. w Chińskiej Republice Ludowej.

Jerzy Lewitowicz  
przew. Sekcji Lotniczej ZG SIMP

### Nieprawidłowa naprawa przyczyną katastrofy japońskiego B.747?

Zakończyły się badania przyczyny wypadku Boeinga 747 należącego do Japan Air Lines. Katastrofa miała miejsce w 1985 r. Zginęło w niej 520 osób.

Po trwających ponad rok badaniach, w grudniu ub.r. komisja przekazała władzom amerykańskim tekst raportu. Po zapoznaniu się przez komisję z uwagami Amerykanów, raport zostanie opublikowany w terminie późniejszym.

Raport przypisuje winę za wypadek niestarannej naprawie samolotu, dokonanej przez zakłady Boeinga. W 1978 r. przy lądowaniu w Osace samolot zawadził ogonową częścią kadłuba o drogę startową. W czasie naprawy w warsztatach Boeinga m.in. nitowano tylną przegrodę, oddzielającą hermetyczną część kadłuba od niehermetyzowanej części ogonowej. Właśnie to niewłaściwe jakoby nitowanie miało powodować zmęczenie materiału i w rezultacie 7 lat później — pęknięcie przegrody. To pęknięcie i wpływ powietrza z kadłuba spowodowało oderwanie końcówki kadłuba oraz statecznika i steru pionowego, a w rezultacie największą katastrofę, jaka kiedykolwiek się zdarzyła. W celu ustalenia przyczyn wypadku zbudowano naturalnych rozmiarów modele statecznika, steru i przegrody, przeprowadzono próby niszczące tych modeli i za pomocą komputerów analizowano wyniki tych prób.

Na podstawie informacji dostarczonych przez Boeinga o wytrzymałości poszczególnych elementów samolotu, przeprowadzono komputerową symulację katastrofy. To wszystko spowodowało, że badania trwały bardzo długo.

Po wypadku, JAL i Boeing wspólnie ponoszą ciężar rozszczeń rodzin poległych. JAL nie komentuje raportu, ale jego przedstawiciele uważają, że raport jest korzystny dla tej linii. Komisja ustaliła m.in., że szanse wykrycia zmęczenia materiału i pęknięcia w czasie ostatniego planowego przeglądu (9 miesięcy przed wypadkiem) wynosiły zaledwie 20%.

Wg *The Journal of Commerce*, Dec. 16, 1986; *The Financial Times* Dec. 27, 1986 opracował J. Zwierzyński

### Nowa metoda wykrywania pęknięć w metalach

W związku z dużymi obciążeniami dynamicznymi koła samolotów są szczególnie narażone na uszkodzenia zmęczeniowe, które mogą prowadzić do tragicznych skutków.

Firma Goodyear (USA) opracowała nową metodę wykrywania najdrobniejszych pęknięć w piastach kół, umożliwiającą przeprowadzenie nieniszczących prób w czasie eksploatacji samolotu. Polega ona na zanurzeniu sprawdzanych kół w kąpieli z zabarwionego oleju o dużej zdolności przenikania w najmniejsze szczeliny, a następnie oświetleniu ich promieniami ultrafioletowymi, które uwidoczniają wszystkie pęknięcia.

W.K.

# Embraer EMB-120 Brasilia • Brazylia •

KARTOTEKA TLiA

Samolot pasażerski i pasażersko-transportowy do komunikacji lokalnej

**KONSTRUKCJA.** Dwusilnikowy, turbośmigłowy dolnopłat o konstrukcji metalowej z użyciem kompozytów.

**Plat.** Obrys dwutrapezowy (część między kadłubem a gondolą silnikową ma inną zbieżność), profil NACA 23018 (mod.) u nasady i NACA 23012 przy końcówce, wznios 6°30', kąt zaklinowania 2°. Konstrukcja dwuczęściowa, trójdźwigarowa, kesonowa fall safe. Keson i dźwigary metalowe, płyty pokryte frezowane chemicznie. Wewnątrz kesonów integralne zbiorniki paliwowe. Noski skrzydła wykonane z kompozytu szklano-kewlarowo-epoksydowego, spływowe części skrzydła i końcówki z kompozytu szklano-epoksydowego. Metalowe gondole silnikowo-podwozowe o konstrukcji skorupowej są umieszczone w ok. 30% rozpiętości, ich wprowadzenie w konstrukcję kesonu wymagało przerwania ciągłości przedniego dźwigara. Dwuszczelinowe kłapy Fowlera zajmują ok. 60% rozpiętości. Kłapy wykonane z kompozytu szklano-epoksydowego. Lotki wyważone masowo i aerodynamicznie. Konstrukcja lotek metalowa. Na lewej lotce kłapka wyważająca i kłapka dociążająca, na prawej — dwie kłapki wyważające. Noski skrzydła wyposażone w instalację przeciwbłodzeniową.

**Kadłub.** Przekrój kołowy, konstrukcja półskorupowa. Nieciśnieniowy nosek kadłuba mieści agregaty instalacji pokładowych, wnękę podwozia przedniego i radar, ostoię kopuła z kompozytu kewlarowo-węglowego. Ciśnieniowa, szczelna część kadłuba ma z przodu kabinę załogi z miejscami obok siebie, za nią z lewej strony kadłuba wejście, a następnie kabinę pasażerską mieszczącą 30 foteli w trzech rzędach (2+1). Z prawej strony przed ostatnimi dwiema parami foteli znajduje się wyjście awaryjne. Para wyjść awaryjnych jest umieszczona także i nad skrzydłem (z obu stron kadłuba). W tylnej części kabiny pasażerskiej jest umieszczona toaleta. Za kabiną pasażerską mieści się przedział bagażowo-ładunkowy, dostępny przez luk z lewej strony kadłuba. W wersjach kombinowanych pasażersko-transportowych wyposażenie kabiny jest zredukowane do 24 lub 28 foteli, nie ma też toalet. Wejście do kabiny pasażerskiej umożliwiają otwierane do dołu drzwi w przedniej części kadłuba. Są one zaopatrzone w schodki. Za ostatnią wręgą strukturalną, pod sterem kierunku, w kadłubie znajduje się miejsce na pomocniczy zespół napędowy.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie T. Obrzwy usterzeń trapezowe, oba usterzenia skośne. Statecznik pionowy trójdźwigarowy, metalowy. Nosek statecznika pionowego i płetwa grzbietowa kadłuba wykonane z kompozytu szklano-kewlarowego. Ster kierunku dwusegmentowy, metalowy. Segmenty usytuowane szeregowo (przedni i zawieszony na nim tylny). Statecznik poziomy dwudźwigarowy, metalowy. Nosek statecznika poziomego z kompozytu szklano-kewlarowego. Ster wysokości dwusegmentowy, wyważony masowo i odciążony aerodynamicznie (rogowo). Na noskach stateczników instalacja przeciwbłodzeniowa.



**Sterowanie.** Lotki wychylane za pomocą silowników hydraulicznych sterowanych linkowo, ster wysokości wychylany mechanicznie linkowo, ster kierunku — hydraulicznie (system Bertea CSD), kłapy wychylane hydraulicznie, kłapki wyważające — mechanicznie.

**Podwozie.** Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do wnęki kadłubowej (przednie) i gondol skrzydłowych, kierunek chowania — ku przodowi. Wszystkie gołeniele teleskopowe z kołami bliźniaczymi. Podwozie przednie sterowane hydraulicznie. Amaryzacja olejowo-gazowa. Na kołach głównych hydrauliczne hamulce tarczowe, ich tarcze są wykonane z włókna węglowego. Możliwość zabudowy urządzenia do automatycznego hamowania. Wymiary kół: główne — 0,61x0,18 m, przednie — 0,46x0,14 m.

**Zespół napędowy.** Dwa silniki turbośmigłowe Pratt and Whitney of Canada PW115 o mocy 1185 kW każdy. Śmigła czteropłatowe o stałej prędkości obrotowej z możliwością odwracania ciągu i chorągiewkowania Hamilton Standard 14RF-9, łopaty śmigieł z kompozytu węglowo-kewlarowego. Osie silników usytuowane nad skrzydłem, wyloty spalin odprowadzone za krawędź spływu. Na życzenie zespół napędowy może być uzupełniony pomocniczą turbiną (APU) Garret AiResearch GTC36-150(A).

**Instalacje.** Paliwowa — integralne zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 3250 l, napełnianie ciśnieniowe lub grawitacyjne. Olejowa — pojemność 9 l. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 20,7 MPa, układ dwuobwodowy, w każdym obwodzie elektryczna pompa awaryjna, dodatkowo pojedyncza pompa ręczna. Elektryczna — napięcie 28 V prądu stałego, 115 V/400 Hz prądu przemiennego jednofazowego i 26 V/400 Hz

prądu przemiennego trójfazowego, 2 prądorozruszniki 28 V/400 A, 2 prądnice pomocnicze 28 V/100 A, akumulator niklowo-kadmowy 24 V/40 Ah, przekładniki napięcia 26 V/115 V/400 Hz. Klimatyzacyjna — zapewnia w ciśnieniowej części kadłuba nadciśnienie 48 kPa. Tlenowa — pojedynczy zbiornik o ciśnieniu 12,75 MPa, indywidualne maski dla załogi i pasażerów. Przeciwbłodzeniowa — na noskach skrzydła i stateczników, zasilana gorącym powietrzem z upustów sprężarek silników.

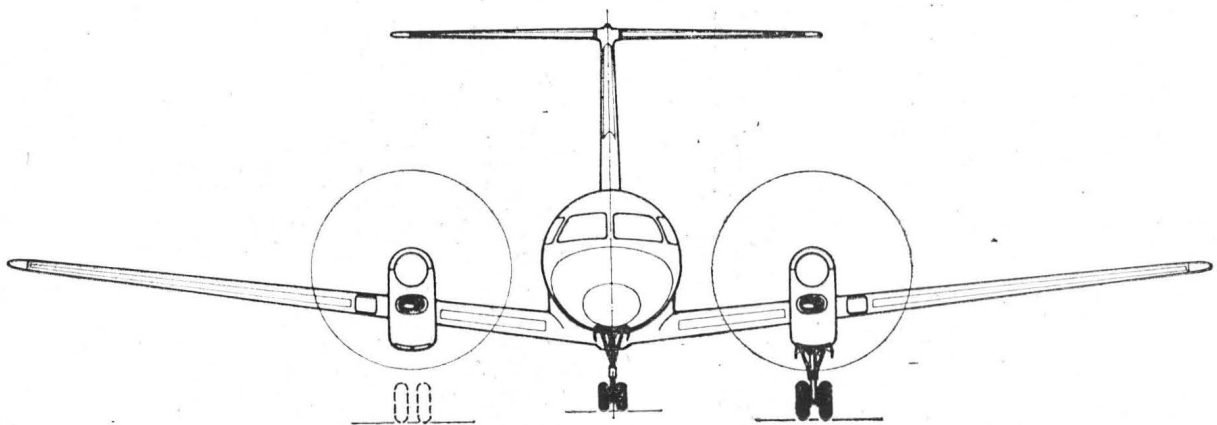
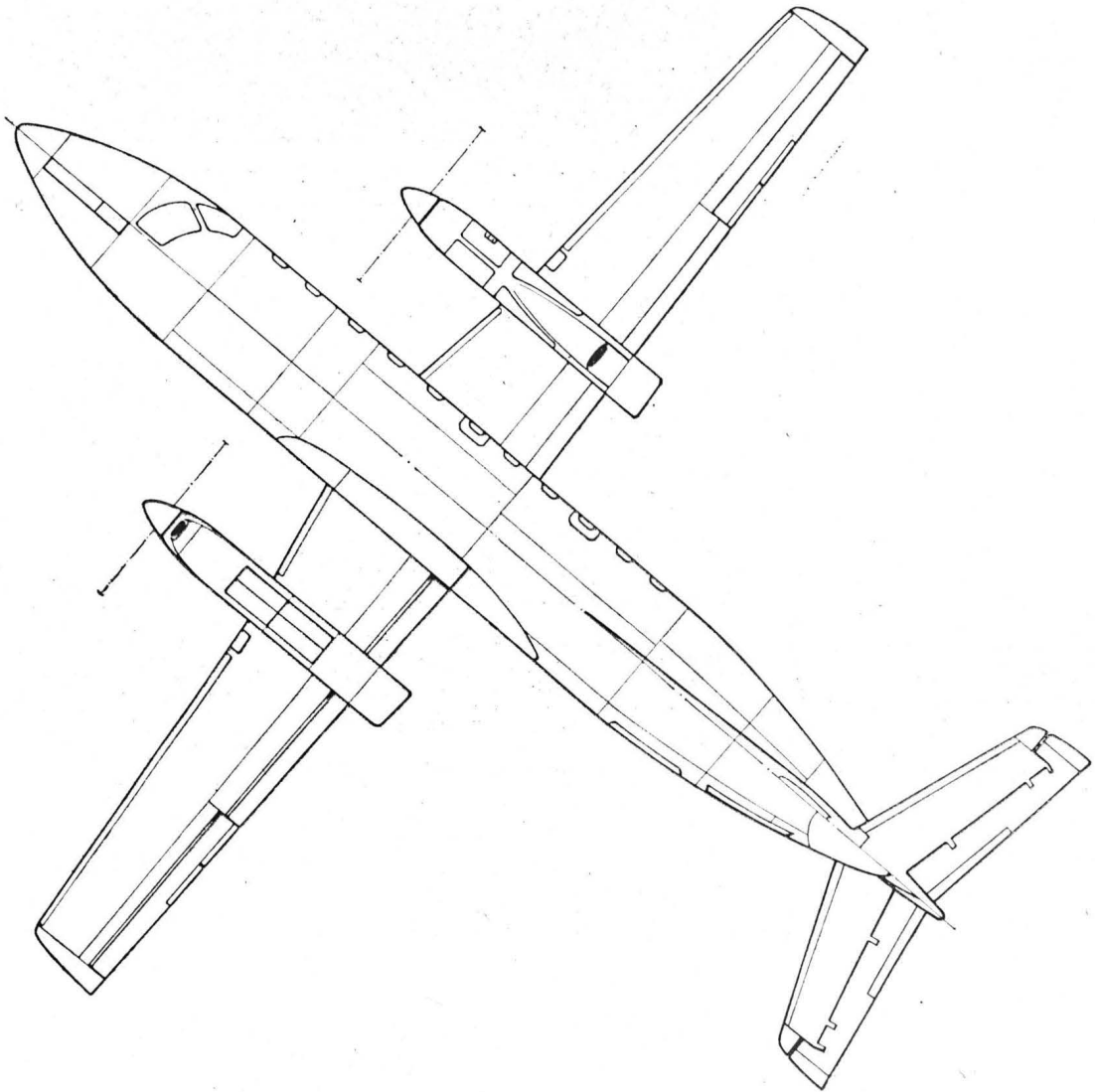
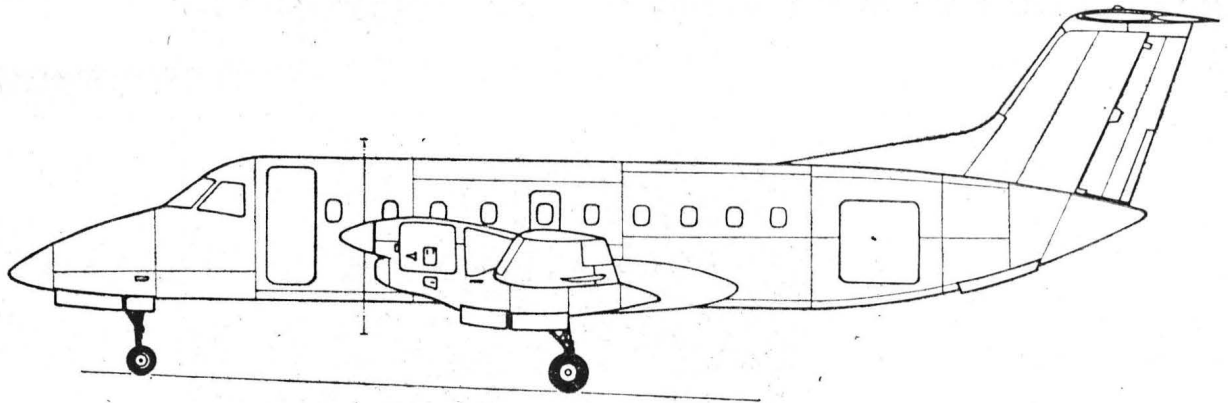
**Wyposażenie.** Zestaw Collins ProLine II (2 radiostacje VHF, 2 urządzenia VHF VIR-32 do radionawigacji, radiokompas ADF-60A, transponder TDR-90) do układu sterowania CLT-22/32/92, radiodalmierz DME-41, radar meteorologiczny WXR-270, zdwojone zestawy urządzeń AHS-85, ADI-84, EHSI-74, RMI-36, awaryjna radiostacja do lokalizacji, system łączności wewnętrznej. Możliwe zainstalowanie dodatkowych urządzeń łącznościowych VHF, drugiego transpondera i radiodalmierza, radaru meteorologicznego WXR-300 (zamiast WXR-270), systemów projekcji danych EFIS-86, MFD-85, J.E.T.R.NS-8000 3D lub Racal Avionics RN5000, pilota automatycznego APS-65, pojedynczego lub podwójnego wskaźnika kursu FCS-65, pojedynczego lub podwójnego radiowysokościomierza ALT-55, systemu nawigacyjnego CMA-771 Alpha VLF/Omega i systemu mikrofalowego do lądowania.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Prace nad nową rodziną samolotów firmy Embraer oznaczoną 120 rozpoczęto jesienią 1979 r. Pierwszy prototyp samolotu EMB-120 nazywanego Brasilia oblatano 27.07.1983 r., następnie w grudniu 1983 r. i w maju 1984 r. Seria prototypowa liczyła 6 egz. Certyfikat FAA samolot uzyskał 9.07.1985 r. Zamówienia na drugą połowę 1985 r. wynosiły 56 egz., opcje na 109 dalszych.

## DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	19,78 m	Powierzchnia steru wysokości	3,90 m <sup>2</sup>
Długość	20,00 m	Wydłużenie skrzydła	9,92
Długość kadłuba	18,73 m	Masa własna	7490 kg
Wysokość	6,35 m	Masa do kołowania maks.	11 580 kg
Srednica kadłuba (zewnątrzna)	2,28 m	Masa startowa maks.	11 500 kg
Cięciwa skrzydła u nasady	2,81 m	Masa bez paliwa maks.	11 500 kg
Cięciwa skrzydła przy końcówce	1,40 m	Masa paliwa maks.	2600 kg
Rozpiętość usterzenia poziomego	6,94 m	Masa ładunku maks.	3987 kg
Rozstaw podwozia	6,58 m	Masa do lądowania maks.	11 250 kg
Baza podwozia	6,97 m	Masa bagażu maks.	550 kg
Srednica śmigieł	3,20 m	Obciążenie powierzchni maks.	292 kg/m <sup>2</sup>
Prześwit śmigieł nad ziemią	0,48 m	Obciążenie mocy maks.	4,85 kg/kW
Długość wnętrza kabiny z bagażnikiem	9,35 m	Prędkość maks.	574 km/h
Szerokość wnętrza kabiny maks.	2,10 m	Prędkość przelotowa maks.	555 km/h
Szerokość podłogi	1,60 m	Prędkość przelotowa dla maks. zasięgu	470 km/h
Podziałka foteli	0,79 m	Prędkość min. — konfiguracja gładka z kłapami i podwoziem	213/156 km/h
Szerokość przejścia	0,42 m	Wznoszenie z 2/1 silnikiem pracującym	11,9/3,3 m/s
Wysokość w kabynie	1,76 m	Pułap z 2/1 silnikiem pracującym	8450/5425 m
Powierzchnia podłogi kabiny	14,97 m <sup>2</sup>	Zasięg z maks. ładunkiem (45 min. rezerwy)	1112 km
Całkowita pojemność wnętrza	ok. 41,8 m <sup>3</sup>	Zasięg z maks. masą paliwa (45 min rezerwy)	3150 km
Pojemność bagażnika wersji pasażerskiej	6,40 m <sup>3</sup>	Wymagana długość pasa startowego (FAR 25)	1390 m
Pojemność bagażnika wersji pasażersko-transportowej	11,0 m <sup>3</sup>	Wymagana długość pasa do lądowania (FAR 25)	1325 m
Pojemność bagażnika wersji transportowej	2,70 m <sup>3</sup>	Promień zakrętu na ziemi	15,76 m
Maks. pojemność kabiny do wykorzystania na lądowaniu	ok. 31,1 m <sup>3</sup>	Poziom hałas	
Powierzchnia skrzydła	39,43 m <sup>2</sup>	podczas startu	78,6 EPNdB
Powierzchnia lotek	2,88 m <sup>2</sup>	podczas podejścia	89,1 EPNdB
Powierzchnia kłap	3,23 m <sup>2</sup>	w linii bocznej	76,8 EPNdB
Powierzchnia statecznika pionowego z płetwą	5,74 m <sup>2</sup>		
Powierzchnia steru kierunku (całk.)	2,59 m <sup>2</sup>		
Powierzchnia usterzenia poziomego	6,10 m <sup>2</sup>		

T.M.



**Samolot doświadczalny**

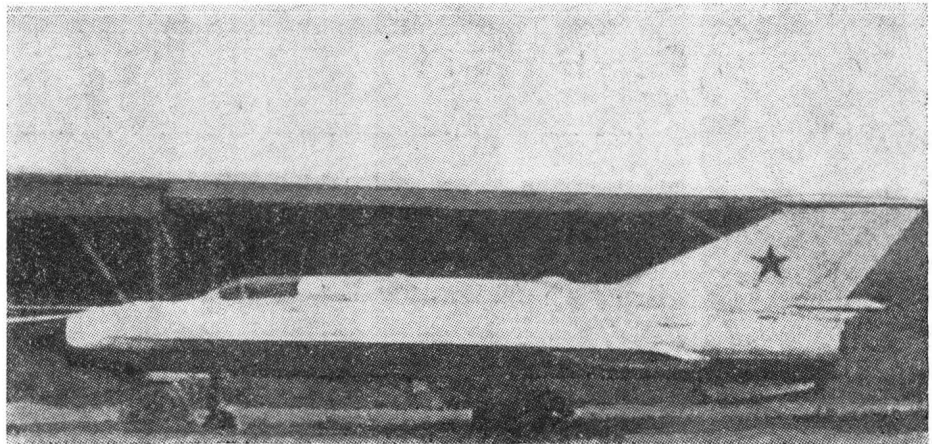
**KONSTRUKCJA.** Jednomiejscowy, jednosilnikowy odrzutowy średniopłat w układzie delty.

**Płat.** Obrys trójkątny o skosie krawędzi natarcia zmiennym wzdłuż rozpiętości — ok. 80° w części przedniej i ok. 61° w części tylnej, wznios ujemny 1°, cienki profil naddźwiękowy. Konstrukcja dwudzielna, wielodźwigarowa, półskorupowa, całkowicie metalowa. W części środkowej wnęki goleni podwozia głównego. Pod tylną częścią połówki skrzydła po dwa siłowniki sterowania sterolotkami, osłonięte podłużnymi owiewkami. Krawędź spływu prosta, prostopadła do płaszczyzny symetrii samolotu. Na krawędzi spływu sterolotki, składające się z czterech segmentów. Na zewnętrznych segmentach sterolotek małe klapy wyważające. Konstrukcja sterolotek metalowa.

**Kadłub.** Przekrój w postaci podwójnego owalu (przypominający ośemkę). Konstrukcja metalowa, półskorupowa. Część przednia ma postać rury i stanowi pierścieniowy wlot powietrza ze stożkiem centralnym. Pierścieniowy kanał wlotowy przechodzi następnie w dwa o przekroju owalno-soczewkowym, omijające kabinę pilota. W przedniej części kadłuba znajduje się wnęka podwozia przedniego oraz luk wyposażenia radioelektronicznego (przed kabiną). Do przedniej części kadłuba jest także umocowana lanca nosząca sondy urządzeń pomiarowych. Kabina pilota wyposażona w fotel wyrzucany KM-1, który umożliwia opuszczenie samolotu w zakresie prędkości 130÷1200 km/h i w zakresie wysokości 0÷+20 000 m. Oszklenie kabiny składa się z wiatrochronu wyposażanego w trzy szyby oraz otwieranej na bok w prawo osłony. Za kabiną w kadłubie znajdują się zbiorniki paliwa w postaci gumowych worków wypełniających wolne przestrzenie wokół kanałów wlotowych i przedniej części silnika. W środku długości kadłuba dwa kanały wlotowe łączą się w jeden o przekroju kołowym; w tym rejonie także znajdują się wnęki kół podwozia głównego. Pod przednią częścią kadłuba, za kabiną, są umieszczone dwa płytowe hamulce aerodynamiczne. Trzeci hamulec aerodynamiczny w postaci profilowanej perforowanej płyty znajduje się za wnękami podwozia głównego. Tylna część kadłuba ma postać rury o półskorupowej, całkowicie metalowej konstrukcji. Niesie ona usterzenie pionowe z umieszczonym pod nim zasobnikiem spadochronu hamującego i płetwę podkadłubową. Tylna część kadłuba może być odejmwana w celu dokonania przeglądu lub wymiany silnika. Na grzbiecie środkowej części kadłuba, za kabiną, są rozmieszczone pod osłoną zespoły aparatury kontrolno-pomiarowej i rejestrującej oraz podzespoły instalacji paliwowej. Cała konstrukcja kadłuba jest adaptacją konstrukcji kadłuba seryjnego samolotu MiG-21.

**Usterzenie.** Tylko pionowe o obrzysie trapezowym i skosie 65° na krawędzi natarcia. Konstrukcja statecznika wielodźwigarowa, półskorupowa, całkowicie metalowa. Na szczycie statecznika wrzeczoniowata owiewka mieszcząca anteny systemów łączności, a u jego nasady — pojemnik mieszczący spadochron hamujący. Ster o konstrukcji metalowej, zawieszony w trzech punktach. Pod kadłubem znajduje się podłużna płetwa usterzająca również o konstrukcji metalowej. Wychylenia steru — 25° w obie strony.

**Sterowanie.** Ster kierunku wychyłany za pomocą układu linkowo-popychaczowego, sterolotki i hamulce aerodynamiczne wychyłane hydraulicznie. W układach ste-



rowania hydraulicznego urządzenie do automatycznego sterowania o zmiennej charakterystyce. Układy sterowania hydraulicznego zwielokrotnione.

**Podwozie.** Trójkołowe, chowane do kadłuba i skrzydeł. Podwozie przednie chowane pneumatycznie, główne — hydraulicznie. Wszystkie golenie teleskopowe z amortyzacją olejowo-gazową. Koło przednie zawieszona na wahaczowym widelcu, kierunek chowania — ku przodowi. Koła główne chowając się do wnęk kadłubowych wchodzi do nich stycznie (wsuwają się) i dokonują obrotu swej płaszczyzny względem osi goleni o 87°. Wszystkie koła są zaopatrzone w hamulce bębnowe pneumatyczne z urządzeniem przeciwpoślizgowym. Awaryjne wypuszczenie podwozia pneumatyczne. Wymiary kół: główne — 0,50X0,20 m, przednie — 0,50X0,18 m. Ciśnienie w ogumieniu: główne — 0,8 MPa, przednie — 0,7 MPa. Działanie hamulców podwozia może być uzupełnione przez wypuszczenie spadochronu hamującego. Zespoły podwozia adaptowane z MiG-21.

**Zespół napędowy.** Dwuprzepływowy, dwuwalowy silnik odrzutowy Tumański R-11F-300 o ciągu 3824 daN bez dopalania i 6200 daN z dopalaniem. Konstrukcja silnika: trzystopniowa sprężarka osłowa niskiego ciśnienia, trzystopniowa sprężarka osłowa wysokiego ciśnienia, możliwość przepływu gazów między obudowami sprężarek (tzw. rozwiązanie dwukaskadowe, mające na celu umożliwienie prawidłowej pracy w warunkach niestabilnych oraz uproszczenie konstrukcji przez eliminację mechanizacji układu sprężarkowego), komora spalania typu mieszanego (pierścieniowo-dzbanowa), jednostopniowa turbina wysokiego i jednostopniowa turbina niskiego ciśnienia. Automatyczny system rozruchowy i dostarczający paliwo. Przekrój dyszy wylotowej sterowany hydraulicznie. Masa silnika 1182 kg. Integralna instalacja olejowa.

**Instalacje.** Paliwowa — gumowe zbiorniki kadłubowe, pompy i automatyka na silniku. Hydrauliczna — do sterowania płotowcem, chowania podwozia i sterowania dyszą silnika, instalacja dwuobwodowa, pompy główne dla każdego obwodu i pompy awaryjne na silniku. Elektryczna — prądorozrusznik na skrynce napędu agregatów silnika, dwa akumulatory, przekładniki napięcia. Pneumatyczna — do hamowania kół i wypuszczania podwozia przedniego; drugi oddzielny system służy do awaryjnego wypuszczania podwozia. Klimatyzacyjna — zasilana z upustu za ostatnim stopniem sprężarki. Tlenowa — butle, in-

halator, maska pilota. Przeciwożarowa — butla mieszanki gazowej we wlocie do silnika. Przeciwbłodzeniowa — spirytusowa na wiatrochronie.

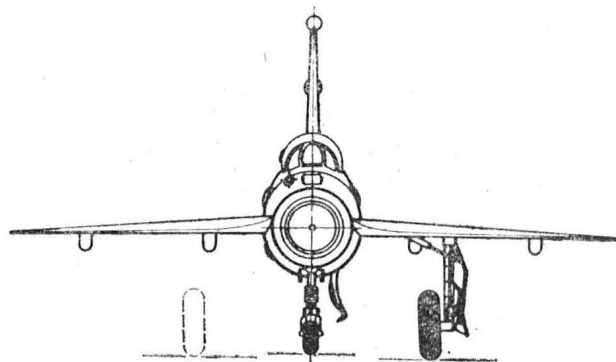
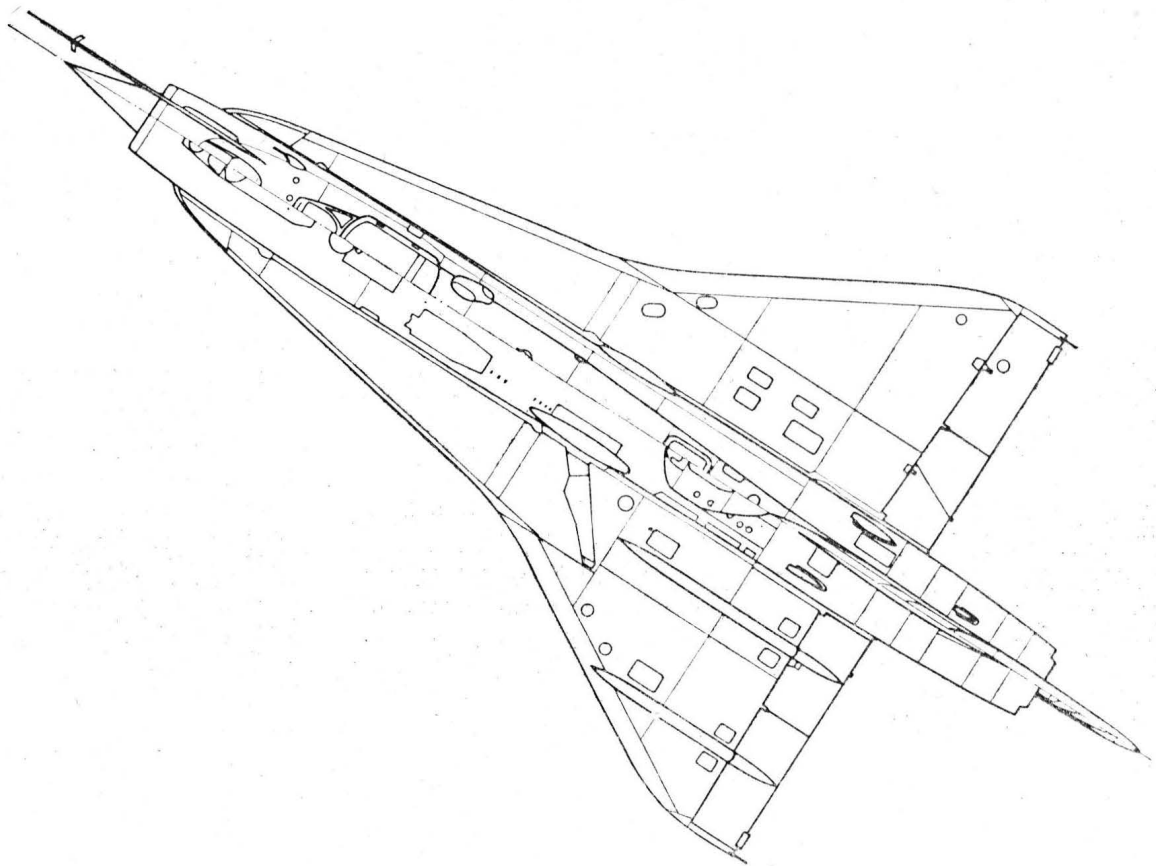
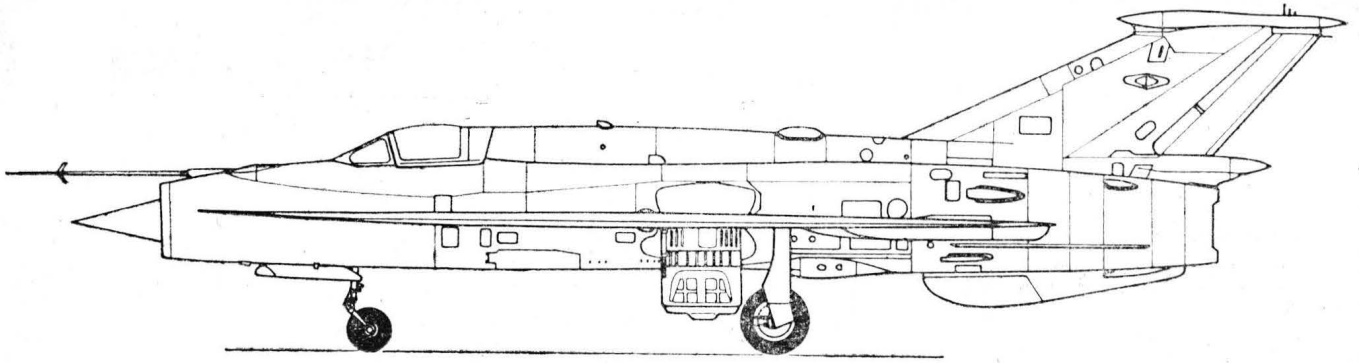
**Wyposażenie.** Standardowy zestaw niezbędnych przyrządów, elektroniczne urządzenie do sterowania płotowcem, zestaw niezbędnych urządzeń badawczych, rejestrujących i przekazujących dane, system łączności.

**ROZWOJ KONSTRUKCJI.** Samolot Analog-144 jest efektem bezpośredniej, osobistej współpracy dwóch wybitnych radzieckich konstruktorów lotniczych: A. Tupolewa i A. Mikojana. Konieczność budowy takiego samolotu wiązała się z pracami nad naddźwiękowym samolotem pasażerskim Tupolewa Tu-144 — nie było bowiem żadnych poważniejszych doświadczeń w dziedzinie aerodynamiki przyjętego dla nich układu, zespół Tupolewa zamierzał więc skorzystać z doświadczeń zespołu Mikojana. Celem współpracy obu zespołów było uzyskanie swego rodzaju „latającego modelu”, mającego odwzorować wszystkie przewidziane dla Tu-144 stanu lotu — od startu, przez lot z prędkością ok. 2500 km/h na wysokości 20 000 m, do lądowania. Współpracę obu biur konstrukcyjnych rozpoczęto w połowie lat 60. Na „latający model” zdecydowano się użyć samolotu MiG-21, wykorzystując jego kadłub z usterzeniem pionowym, silnik, podwozie oraz niektóre podzespoły instalacji. Całkowicie nową konstrukcją było skrzydło, kilkakrotnie modyfikowane w wyniku prób. Jego kształt jest ostateczny. Oprócz samolotu opracowano także jego nazemny symulator pilotażu. Samolot został oblatany w 1967 r. przez pilota doświadczalnego O. Gudkowa. W pierwszych lotach występowały jeszcze wahania poprzeczne i podłużne. Przyczyną była zbyt wielka czułość elektronicznego urządzenia sterującego. Usuwano kolejne zauważone niedomaganie i wprowadzono usprawnienia i zmiany. 31 stycznia 1968 r. został oblatany Tu-144 i do badań skierowano już nie „latający model”, lecz rzeczywisty samolot. Okazało się wtedy, jak bardzo był przydatny Analog-144 jako swego rodzaju samolot szkolno-treningowy poprzedzający Tu-144. Jego rola na tym się jednak nie skończyła. W Tu-144 ciągle wprowadzano zmiany i udoskonalenia, tak że samoloty seryjne znacznie różniły się od prototypów; Analog-144 znowu służył jako latające laboratorium aerodynamiczne, uzyskując swój ostateczny kształt będący wzorem dla seryjnego Tu-144. Obecnie wykorzystany już w pełni samolot MiG-21/Analog-144 znajduje się w zbiorach moskiewskiego muzeum lotnictwa w Monino.

**DANE TECHNICZNE (przybliżone)**

Rozpiętość	7,15 m
Długość	15,76 m
Wysokość	4,10 m
Baza podwozia	4,70 m
Rozstaw podwozia	2,80 m
Powierzchnia skrzydła	42,5 m <sup>2</sup>
Powierzchnia sterolotek (łącznie)	3,8 m <sup>2</sup>
Powierzchnia usterzenia pionowego	4,9 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru kierunku	1,0 m <sup>2</sup>

Wydłużenie skrzydła	1,2
Doskonałość aerodynamiczna w zakresie Ma = 2÷3	7÷8
Masa startowa	9000 kg
Obciążenie powierzchni nośnej	211,8 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie ciągu (bez dopalania)	2,35 kg/daN
Obciążenie ciągu (z dopalaniem)	1,45 kg/daN
Prędkość maks.	2500 km/h
Maks. liczba Macha	ponad 2
Pułap	20 000 m



Terminy lotnicze bułgarskie, czeskie i serbochorwackie (VIII)

1 — kabina dwumiejscowa	1 — двуместна кабина	1 — dvoumístná kabina	1 — kabina dvoseda
2 — k. czteromiejscowa	2 — четируместна к.	2 — čtyřmístná k.	2 — k. četvoroseda
3 — stopień	3 — стъпало	3 — stupeň	3 — nogostup
4 — klamka	4 — ръчка, драва, дръжка,	4 — klika	4 — kvaka
5 — bagażnik	5 — багажник	5 — zavazadlový prostor	5 — prtijažnik
6 — wyjście awaryjne	6 — аварисен изход	6 — nouzový východ	6 — vrata za spasanje
7 — wnętrze kabiny	7 — въ трешност на кабината	7 — vnitřek kabiný	7 — unutrašnjost kabine
8 — wentylacja k., instalacja wentylacji	8 — вентилация на к.	8 — ventilace (k.), venkovní instalace	8 — uredaj za provetravanje k.
9 — ogrzewanie k., i. ogrzewania	9 — о топление на к., отоплителна инсталация	9 — topna i.	9 — (u. za) grejanje k.
10 — klimatyzacja (powietrza)	10 — кондиционироване на въздуха	10 — klimatizace (ovzduší), úprava o.	10 — kondicioniranje vazduha
11 — izolacja cieplna	11 — топлина изолация, термична и.	11 — tepelná izolace	11 — toplotna izolacija, termoizolacija
12 — i. dźwiękowa; i. akustyczna	12 — звукоизолация, противозумова и.	12 — zvuková i.	12 — akustička i., insonorizovanje
13 — materiał dźwiękochłonny	13 — звукопогълщащ материал	13 — materiál pohlcující zvuk	13 — zvučno prigušivalo
14 — poziom hałasu	14 — ниво на шума	14 — úroveň hluku	14 — nivo šuma
15 — sterowanie ręczne	15 — ръчно управление	15 — ruční řízení, r. ovládání	15 — ručno upravlanje
16 — s. nożne	16 — педально у.	16 — nožní ř., n. o.	16 — nožno u., pedalno u.
17 — s. automatyczne, s. samoczynne	17 — автоматично у.	17 — samočinné ř., automatické ř.	17 — automatsko u.
18 — s. zdalne, s. odległościowe	18 — дистанционно у.	18 — dálkové ř., ř. na dálku	18 — daljinsko u.
19 — układ sterowania	19 — система за у.	19 — soustava ř.	19 — upravljajč
20 — sterowanie wysokości	20 — у. за височина	20 — výškové ř.	20 — komanda visine
21 — s. poprzeczne, s. lotkami	21 — напречно у.	21 — příčné ř.	21 — k. nagiba
22 — s. kierunku	22 — у. за посока	22 — směrové ř.	22 — k. pravca
23 — mechanizm	23 — механизъм	23 — ústrojí, mechanismus	23 — mehanizam
24 — sprzężenie	24 — връзка	24 — spojení, sprážení; záběr; vazba	24 — sprega
25 — s. zwrotne	25 — обратна в.	25 — zpětná v.	25 — povratna s.
26 — drążek sterowy	26 — лост за управление	26 — (ruční) řídicí páka	26 — dispozicija palica
27 — wolant, koło sterowe, sterownica ręczna	27 — штурвал	27 — volant, řídicí koło	27 — ruční točak
28 — pedał	28 — педал	28 — pedál, nožní páka	28 — pedala
29 — rękkojęść; uchwyt	29 — ръчка, дръжка, ръкохватка	29 — držadlo, rukojeť, držák	29 — ručica, rukunica
30 — dźwignia	30 — лост	30 — páka	30 — poluga, ozib, palica
31 — d. sterowania	31 — управляващ л. л. за управление	31 — ovládací páka, řídicí p.	31 — komandna ručica
32 — d. wahliwa, wahacz	32 — балансюр, кобилица	32 — vahadlo, výkyvné rameno	32 — šetalica
33 — ciężło, ciężno	33 — връзка, съединителен прът, предавателна шанта	33 — táhlo	33 — spon, spona
34 — widelki	34 — вилка	34 — vidlice	34 — raklja
35 — przegub	35 — шарнир, панта	35 — kloub	35 — šarka, zglob
36 — p. krzyżakowy, p. kardanaowy, kardan	36 — кардан, карданен ш., универсален ш.	36 — kardanový k., křížový k.	36 — kardan
37 — segment, sektor	37 — сегмент; сектор	37 — segment; sektor	37 — segment; sektor
38 — linka (sterowa)	38 — въже за управление	38 — provaz (řízení), lanko (ř.)	38 — (čelična) užad, žičanik
39 — rolka linkowa, krążek linkowy	39 — ролка за в., въжана р.	39 — točak, kotur, užetní k., užetník	39 — točak, kotur, užetní k., užetník
40 — ściągacz	40 — обтегач	40 — napinák (lanka řízení)	40 — zatega, stega
41 — koło łańcuchowe	41 — верижно колело	41 — řetězový kotouč, řetězové kolo	41 — (zupčasti) točak za lanac, lančani kotur
42 — łańcuch Galla, i. sworzniowy	42 — Галова верига, шарнирна в., пластинчатa в.	42 — Gallův řetěz	42 — Galov lanač
43 — zawiasa	43 — панта; шарнир	43 — závěs	43 — šarnir, šarka
44 — wyposażenie standardowe	44 — стандартно обзавеждане	44 — standardní vybavení	44 — standardna oprema
45 — aparat; przyrząd; urządzenie	45 — апарат; уред; устройство; съоръжение	45 — aparát; přístroj; zařízení, ústrojí	45 — sprava
46 — przyrząd (pokładowy)	46 — уред	46 — přístroj	46 — pribor, instrument
47 — p. kontrolny	47 — контролен у.	47 — kontrolní p.	47 — kontrolní instrument
48 — p. nawigacyjny	48 — навигационен у.	48 — navigační p.	48 — i. za navigaciju
49 — tarcza (przyrządu) (z podziałką)	49 — диск (на у.); скала (на у.)	49 — stupnicový kotouč (přístroj-je), číselník	49 — cifarnik, brojčanik
50 — wskazówka (p.)	50 — стрелка; указател, индикатор (на у.)	50 — ručička, stfelka (přístroje)	50 — kazaljka, skazaljka
51 — lampa obrazowa; kinoskop	51 — приемателна телевизионна търба; кинескоп	51 — obrazovka; kinoskop	51 — projekciona katodna cev
52 — obraz (telewizyjny)	52 — (телевизионен) образ; изображение	52 — (televizní) obraz	52 — slika
53 — rurka Pitot(a)	53 — тръба на Пито	53 — Pitotová trubice	53 — Pitova cev
54 — r. Venturi, zwężka V.	54 — т. на Вентури	54 — Venturiho t.	54 — Venturijevska c.
55 — r. Bourdona	55 — т. на Бурдон	55 — Bourdonová trubička (do manometru)	55 — Burdonova c.
56 — giroskop, żyroskop	56 — жироскоп	56 — giroskop, setrvačnik	56 — čigra, giroskop, žiroskop
57 — giroskopowy, żyroskopowy	57 — жироскопен	57 — setrvačnikový	57 — čigren, žiroskopski
58 — precesja	58 — прецесия	58 — precese	58 — precesija
59 — tablica przyrządów	59 — арматурно табло	59 — přístrojová deska, palubní d.	59 — instrument-tabla, t. za instrumente
60 — pulpit	60 — (команден) пулт	60 — (řídicí) pult, ovládací p.	60 — pult

K.D.

# Charakterystyki pływaków wodnosamolotów (I)

Rozpoczynając publikowanie wyboru charakterystyk geometrycznych, hydrostatycznych i hydrodynamicznych pływaków i kadłubów łodziowych chcemy zastrzec, że dane te pochodzą z różnych źródeł i różnych okresów, toteż forma ich przedstawienia może być różna. Zasadniczo będziemy stosować oznaczenia zgodne z oznaczeniami NACA; ewentualne odstępstwa będziemy zaznaczać w tekście.

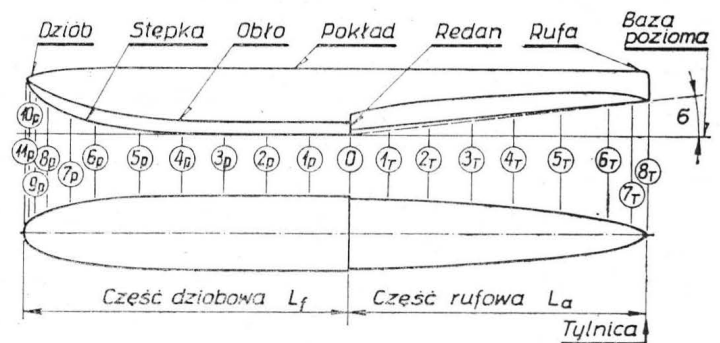
Model pływaka, którego dane geometryczne zamieszczamy w cz. I, był przeznaczony dla wodnosamolotu dwupływakowego, ale badano go pojedynczo — bez uwzględnienia ewentualnego wzajemnego oddziaływania pływaków (może to mieć wpływ na układ bryzgów). Pod względem ogólnych proporcji wymiarów i kątów podobienia model ten jest bardzo zbliżony do pływaka samolotu An-2; różni się od niego głównie promieniem rozchylenia dna (wklęsłości dna), jego wielkością i przebiegiem zmienności w części dziobowej, a także zaokrągleniem przekroju poprzecznego na stępce. Charakterystyki hydrodynamiczne modelu opublikujemy w jednej z następnych części.

Tabl. 1 zawiera dane określające przestrzenny kształt dna, jak również obrysy pokładowej części pływaka. Oprócz podstawowych wymiarów, przebiegu linii stępki, obła i pokładu oraz przekrojów poprzecznych, w tabl. 1 zamieszczono dane pomocnicze: charakterystyczne kąty  $\beta_k$  i  $\delta$ , a także dodatkowe przekroje: wodnicowe, tj. równoległe do płaszczyzny odniesienia (bazy poziomej) WL1 i WL2 oraz wzdłużnicowe — równoległe do płaszczyzny symetrii pływaka (BT1 i BT2). Ułatwiają one graficzne odтворzenie teoretycznych kształtów dna przy wykonywaniu pływaka. Współrzędne wzdłużne  $l$  są mierzone do przodu i do tyłu od płaszczyzny redanu — oddzielnie dla części dziobowej i rufowej.

Wszystkie wymiary odnoszą się do modelu pływaka w takiej podziale, w jakiej podlegał on próbom w basenie holowniczym. Jest to zresztą typowe dla większości publikowanych charakterystyk geometrycznych pływaków i kadłubów łodziowych, zamiast podawania współrzędnych bezwymiarowych, odniesionych np. do długości lub szerokości pływaka. Umożliwia to przeliczanie charakterystyk hydrodynamicznych na wymiary rzeczywistego pływaka z uwzględnieniem wpływu skali, który może być dość znaczny (jeżeli model jest mały w porównaniu z rzeczywistym obiektem).

## Dane techniczne modelu (model nr 10, wg [1])

Szerokość modelu w płaszczyźnie redanu	$B = 200$ mm
Długość części dziobowej	$L_f = 4,28 B$
Długość części rufowej	$L_a = 3,97 B$
	$\frac{L_f + L_a}{B} = 8,25$
Wydłużenie pływaka	$L_c = 1,73 B$
Długość części cylindrycznej	
Współrzędne środka ciężkości (punkt odniesienia dla momentów przegłębiających, tj. pochylających):	
przed redanem	$x_G = 0,42 B$
nad bazą poziomą	$z_G = 2,295 B$
Wysokość redanu:	
na stępce	$h_s = 0,0575 B$
na obłe	$h_c = 0,104 B$
Kąt (wzniosu) tylnicy	$\sigma = 6^\circ 25'$
Kąt podobienia	$\beta = 18^\circ 30'$
Kąt podobienia przy stępce (wznios prostokątnej części dna)	$\beta_k = 23^\circ$
Całkowita wyporność modelu	$V_o = 28,2 \text{ dm}^3$
czyli	$\Delta_o = 28,2 \text{ kg}$



Rys. 1. Określenia

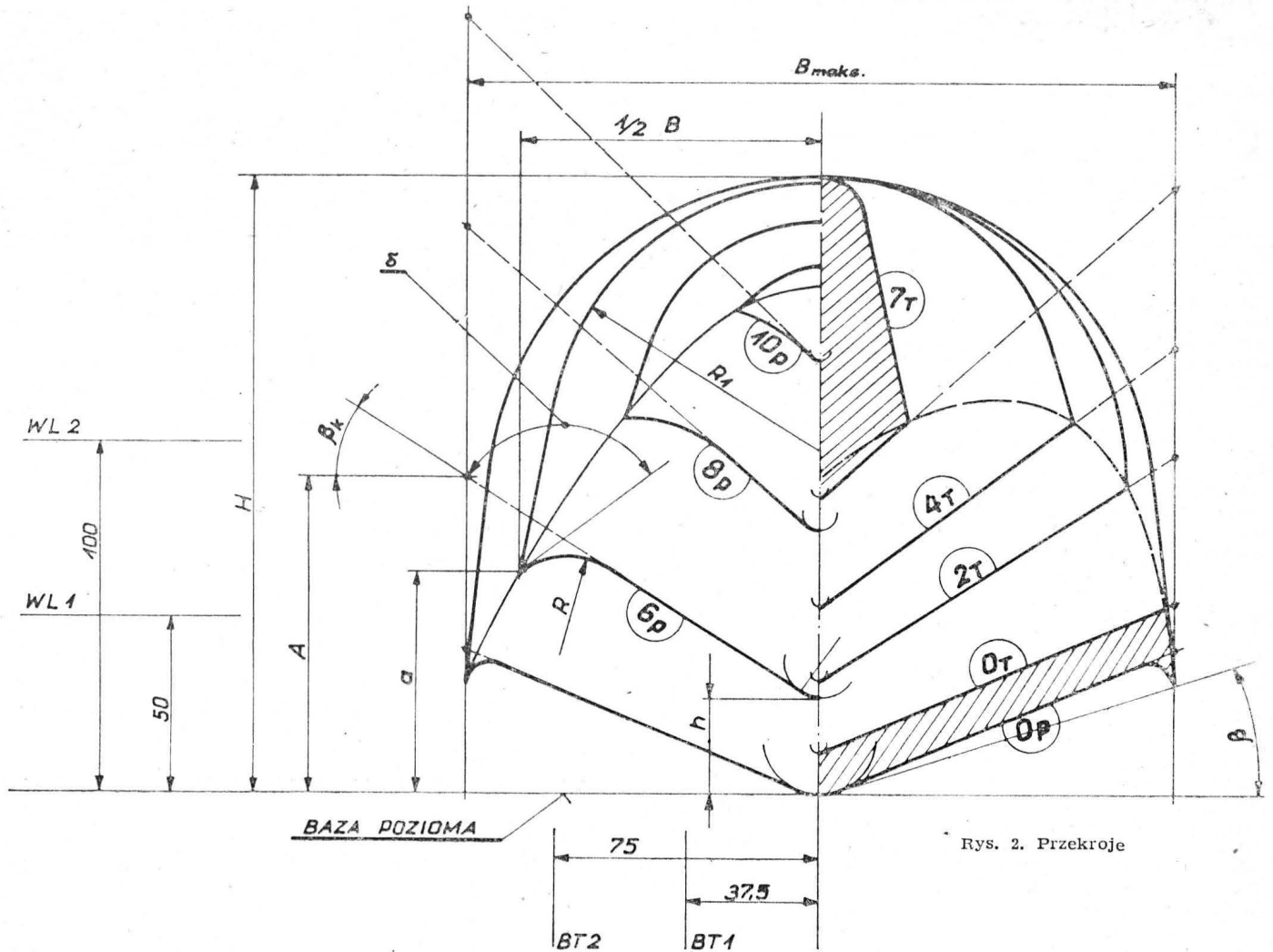
TABLICA 1

Nr przekroju	$Al$	$l$	$1/2 B$	$h$	$r$	$A$	$a$	$R$	$R_1$	$H$	$a_1$	$\beta_k$	$\delta$	WL1	WL2	BT1	BT2	Nr przekroju
11p	7,8	859,3	—	144,5	—	—	144,5	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	11p
10p	19,2	851,5	23,2	123,5	2,8	221,5	137,4	57,0	21,4	151,2	145,3	44°42'	—	—	—	—	—	10p
9p	31,0	832,3	41,0	98,8	3,7	192,4	123,8	51,7	38,5	157,1	136,2	43°32'	—	—	2,8	123,1	—	9p
8p	63,0	801,3	55,5	75,0	4,9	161,9	107,0	43,8	51,8	162,6	122,6	41°30'	—	—	30,8	103,3	—	8p
7p	63,0	738,3	73,8	45,2	7,6	120,0	81,2	31,2	67,1	170,2	100,1	37°30'	—	8,8	—	72,1	—	7p
6p	118,8	675,3	85,2	26,9	10,1	91,2	62,8	22,2	76,5	173,4	81,4	33°32'	115°58'	38,8	—	49,5	67,2	6p
5p	111,8	556,5	96,0	8,0	14,2	58,0	43,2	12,6	87,3	175,2	56,0	27°24'	112°36'	95,0	—	25,5	45,3	5p
4p	111,9	444,7	99,5	0,8	16,8	43,7	34,8	9,0	92,3	175,2	43,6	24°03'	111°57'	97,5	—	15,8	32,7	4p
3p	111,8	332,8	100,0	0	17,3	41,0	32,2	7,3	94,0	175,2	41,0	23°00'	112°00'	98,2	—	14,2	30,2	3p
2p	111,9	221,0	100,0	0	17,3	41,0	32,2	7,3	94,0	175,2	41,0	23°00'	112°00'	98,2	—	14,2	30,2	2p
1p	109,1	109,1	100,0	0	17,3	41,0	32,2	7,3	94,0	175,2	41,0	23°00'	112°00'	98,2	—	14,2	30,2	1p
Op	0	0	100,0	0	17,3	41,0	32,2	7,3	94,0	175,2	41,0	23°00'	112°00'	98,2	—	14,2	30,2	Op
Ot	0	0	97,6	11,5	2,2	54,0	53,0	—	94,0	175,2	53,0	23°00'	—	—	92,2	—	—	Ot
1T	103,4	103,4	93,0	21,8	2,2	74,6	75,0	—	91,8	175,2	75,0	30°00'	—	—	90,4	—	—	1T
2T	107,7	211,1	87,0	32,2	2,2	97,0	89,0	—	86,2	175,2	89,0	33°35'	—	—	85,8	—	—	2T
3T	111,9	323,0	79,2	43,2	2,2	114,2	99,3	—	77,8	175,2	99,3	35°34'	—	—	79,0	—	—	3T
4T	111,8	434,8	70,6	54,2	2,2	128,3	106,5	—	67,3	175,2	106,5	36°47'	—	—	—	—	—	4T
5T	125,8	560,7	58,0	66,2	2,2	145,3	112,2	—	51,5	175,2	112,2	38°32'	—	—	—	—	—	5T
6T	125,9	686,6	39,6	78,8	2,2	164,3	112,2	—	28,8	175,2	112,2	40°47'	—	—	—	—	—	6T
7T	63,0	749,6	24,0	84,9	2,2	173,4	106,6	—	13,2	175,2	106,6	41°45'	—	—	—	—	—	7T
8T	41,1	790,7	—	89,0	—	—	89,0	—	—	175,2	—	—	—	—	—	—	—	8T



Należy też wspomnieć, że wpływ przekrojów pływaka powyżej linii obła na charakterystyki hydrodynamiczne jest nieznaczny (jeśli ściany burt nad obłem nie odchylają

kownik woli mieć płaski pokład, aby ułatwić chodzenie po nim (godzi się wówczas na większe opory aerodynamiczne) lub jeśli chciałby mieć większy zapas pływerności.



Rys. 2. Przekroje

Opracował K. Dąbrowski

się znacznie od pionu). Dlatego, wychodząc z założeń hydrostatycznych, konstrukcyjnych bądź użytkowych, można na tym samym dnie zabudować inną bryłę, np. jeśli użyt-

#### LITERATURA

1. Sprawozdanie awiakonstruktora. Cz. III. Gidromiechanika gidrosamolota. Moskwa, 1938

#### Warunki prenumeraty na 1988 r.

**Prenumeratory zbiorowi** — jednostki gospodarki uspołecznionej, instytucje i organizacje społeczne zamawiają prenumeratę dokonując wpłaty wyłącznie na blankiecie „wpłata-zamówienie” (jest to „polecenie przelewu” rozszerzone dla potrzeb Wydawnictwa o część dotyczącą zamówienia). Blankiety te będą dostarczane dotychczasowym prenumeratom przez Zakład Kolportażu. Nowi prenumeratory otrzymają je po zgłoszeniu zapotrzebowania (pisemnie lub telefonicznie) w Zakładzie Kolportażu.

**Prenumeratory indywidualni** — osoby fizyczne zamawiają prenumeratę dokonując wpłaty w UPT lub NBP na blankiecie NBP. Na odwrocie wszystkich odcinków blankietu należy wpisać tytuł czasopisma, okres prenumeraty, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz wartość wpłaty. Wpłacać należy na konto: NBP III Oddział Warszawa 1036-7490-139-11.

**Prenumerata ulgowa** — przysługuje wyłącznie osobom fizycznym — członkom SNT, studentom i uczniom szkół zawodowych. Warunkiem prenumeraty ulgowej jest poświadczenie blankietu wpłaty (przed jej dokonaniem) na wszystkich odcinkach pieczęcią Koła SNT, wyższej uczelni lub szkoły. Sposób zamawiania prenumeraty ulgowej jest taki sam jak prenumeraty indywidualnej. W prenumeracie ulgowej można zamówić tylko po 1 egzemplarzu każdego czasopisma.

**Uwaga!** Miesięcznik *Aura* może być zamawiany w prenumeracie ulgowej również przez uczniów szkół ogólnokształcących.

**Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę** — zamawia się tak jak prenumeratę indywidualną. Dodatkowo należy podać na blankiecie wpłaty nazwisko i dokładny adres odbiorcy. Cena prenumeraty ze zleceniem wysyłki za granicę jest dwukrotnie wyższa.

**Wpłaty na prenumeratę są przyjmowane w terminach:**

- do 10 listopada na każdy kwartał, I i II półrocze oraz cały rok następny,
- do 28 lutego na II, III, i IV kwartał oraz II półrocze
- do 31 maja na III i IV kwartał oraz II półrocze,
- do 31 sierpnia na IV kwartał.

Zmiany w prenumeracie można zgłaszać pisemnie tylko w ww. terminach.

**Informacji o prenumeracie udziela** — Zakład Kolportażu Wydawnictwa NOT SIGMA (ul. Bartycka 20, 00-716 Warszawa) skr. poczt. 1004, 00-950 Warszawa, tel. 40-00-21 w. 248, 249, 293, 297, 299 lub 40-30-86 i 40-35-89.

**Egzemplarze archiwalne czasopism** — można nabywać za gotówkę w Klubie Prasy Technicznej, Warszawa, ul. Mazowiecka 12 (tel. 27-43-65) lub zamówić pisemnie. Zamówienia na egzemplarze archiwalne czasopism przyjmuje: Zakład Kolportażu, Dział Handlowy, 00-950 Warszawa, skr. poczt. 1004 (tel. 40-37-31), na rachunek dla instytucji lub za zaliczeniem pocztowym dla osób fizycznych.

**Cena prenumeraty TLiA wg cennika na 1988 r.:** kwartalna normalna 450 zł, kwartalna ulgowa 120 zł, półroczna normalna 900 zł, półroczna ulgowa 240 zł, roczna normalna 1800 zł, roczna ulgowa 480 zł.

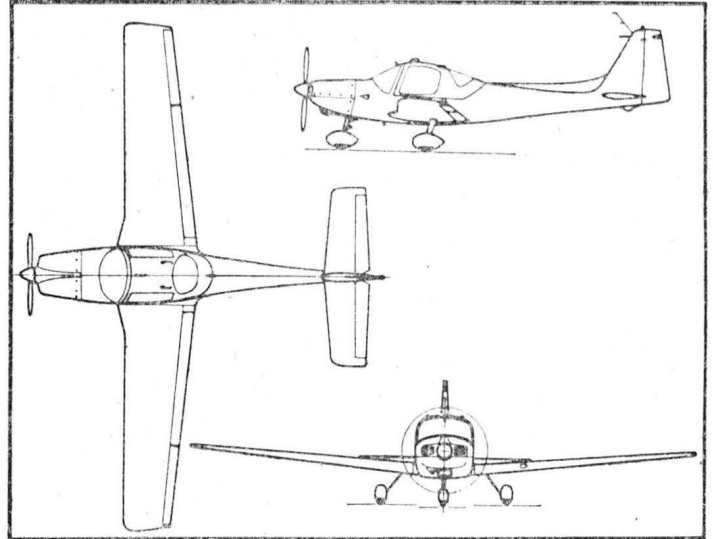
## Grob I15 • RFN •

### Jednosilnikowy łokowy samolot wielozadaniowy

Firma Grob Flugzeugbau przygotowała do seryjnej produkcji jednosilnikowy samolot łokowy G115 przeznaczony do szkolenia i treningu, turystyki oraz holowania szybowców. Zewnętrznie niewiele różni się on od samolotu G112, którego rozwój został przerwany ze względu na nadmierny wzrost kosztów produkcji. Z tego powodu samolot G115 od początku został tak zaprojektowany, aby wszystkie jego grupy konstrukcyjne były optymalne pod względem wykonawczym. Połączono nowoczesną technologię konstrukcji przekładkowych z tworzyw zbrojonych włóknem szklanym z konwencjonalną ogólną koncepcją samolotu. Z budowy własnego silnika we współpracy z przemysłem samochodowym zrezygnowano głównie ze względu na koszty i zastosowano silnik Avco Lycoming 0-235 o mocy 86 kW (116 KM) albo 0-320 o mocy 119 kW (160 KM). W odróżnieniu od G112 samolot ma zamiast drzwi odsuwanej do tyłu osłony kabiny oraz konwencjonalne usterzenie z nisko zamontowanym usterzeniem wysokości, w celu poprawienia charakterystyk w korkociągu. Golenie kół głównych są wykonane z elementów sprężystych, zapewniających korzystną charakterystykę amortyzacji. Cena samolotu z silnikiem 0-235 i wyposażeniem VFR ma wynosić 100 000 DM.

#### Dane techniczne

Rozpiętość		10,00 m
Długość		7,36 m
Wysokość		2,75 m
Powierzchnia nośna		12,21 m
	<b>silnik 0-235</b>	<b>silnik 0-320</b>
Masa własna	550	580 kg
Masa paliwa	72	108 kg
Udźwig	300	320 kg
Masa startowa maks.	850	900 kg
Prędkość maks.	240	310 km/h
Prędkość przelotowa	225	280 km/h
Prędkość przeciągnięcia	85	88 km/h
Wznoszenie n.p.m.	4,1	5,0 m/s



Długość startu na 15 m	410	390 m
Rozbieg	210	200 m
Zasięg	1000	1400 km

W.K.

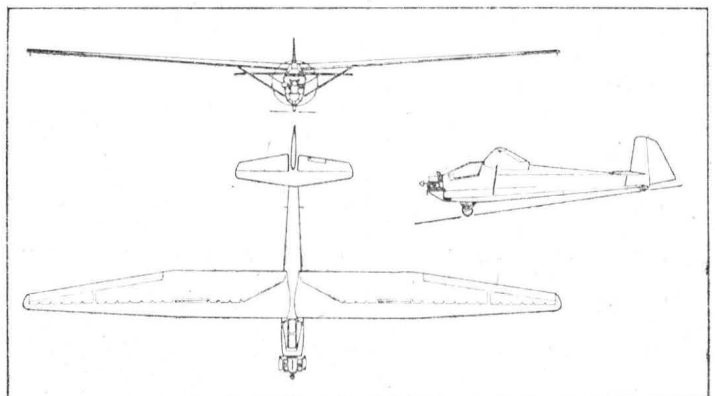
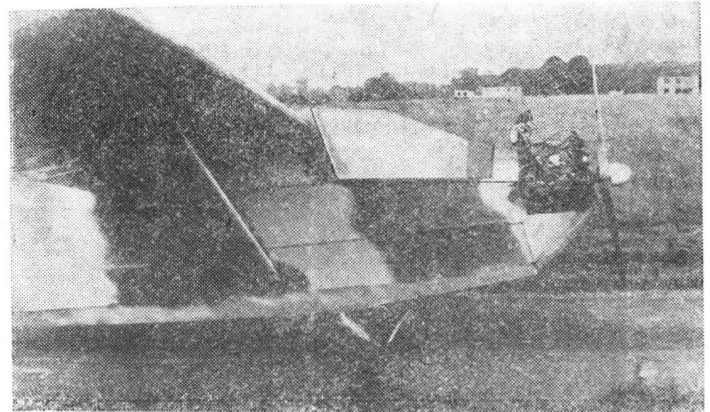
## Koźmiński Moto-Sroka • Polska •

### Jednomiejscowy moteszybowiec

W 1984 r. mgr Władysław Koźmiński z Wrocławia rozpoczął przeróbkę szybowca treningowego SZD-15 Sroka. Polegała ona na obcięciu nosowej części kadłuba i zamontowaniu w tym miejscu silnika Volkswagen 1300 o mocy 29,4 kW (40 KM) i masie 68 kg oraz instalacji paliwowej i elektrycznej do niego. Zbiornik paliwa i akumulator umieszczono w podskrzydłowej części kadłuba, przy czym obudowa akumulatora, wystająca częściowo poza obrys kadłuba, została obudowana aerodynamicznie. Osłona kabiny jest zdejmowana. Poza tym w płatowcu nie wprowadzono większych zmian. Został on przygotowany właściwie do zamontowania zmodyfikowanego silnika Volkswagen 1200 o mocy 20,6 kW (28 KM) i masie 42 kg. Obecnie jest stosowane śmigło drewniane o średnicy 140 cm i skoku 42 cm; lepsze osiągi uzyskano ze śmigłem 130 cm i 120 cm. Moteszybowiec oblatano w listopadzie 1985 r. Prezentowano go na V i VI Zlocie Konstruktorów Amatorów Lotniczych w 1986 i 1987 r. Oryginalne malowanie (pomarańczowe) zmieniono w czerwcu 1987 r. na nieregularne zielone i szare pasy; dolne powierzchnie skrzydeł i usterzenia poziomego pomalowano na kolor szarobłękitny i domalowano biało-czerwone pasy (przynależności państwowej) na usterzeniu pionowym i górnej powierzchni prawego skrzydła.

#### Dane techniczne (ze śmigłem 130/56 cm)

Rozpiętość	14,50 m
Wysokość	1,50 m
Masa własna	270 kg
Masa startowa maks.	380 kg
Prędkość pozioma maks.	150 km/h
Prędkość przelotowa	100 km/h
Prędkość min.	60 km/h
Wznoszenie	2 m/s



P.G.

# Międzynarodowy Salon Lotniczo-Kosmiczny, Paryż '87

Mgr inż. JERZY GRZEGORZEWSKI

37 Międzynarodowy Salon Lotniczo-Kosmiczny w Paryżu odbył się w dniach 11-21.06.1987 r. Uczestniczyło w nim 31 państw, w tym również Polska. Wystawców zagranicznych było 831, z Francji — 619. W stosunku do poprzednich Salonów znacznie zwiększono powierzchnię wystawową.

Na lotnisku wystawiono ponad 180 samolotów, śmigłowców oraz motoszybowców. Największymi eksponatami były: amerykański bombowiec strategiczny o zmiennej geometrii skrzydeł B-1B oraz największy samolot transportowy świata radziecki An-124 Ruslan. Obydwa samoloty uczestniczyły również w pokazach w locie. B-1B wystawiono w Paryżu po raz pierwszy, An-124 przyleciał na Salon drugi raz.

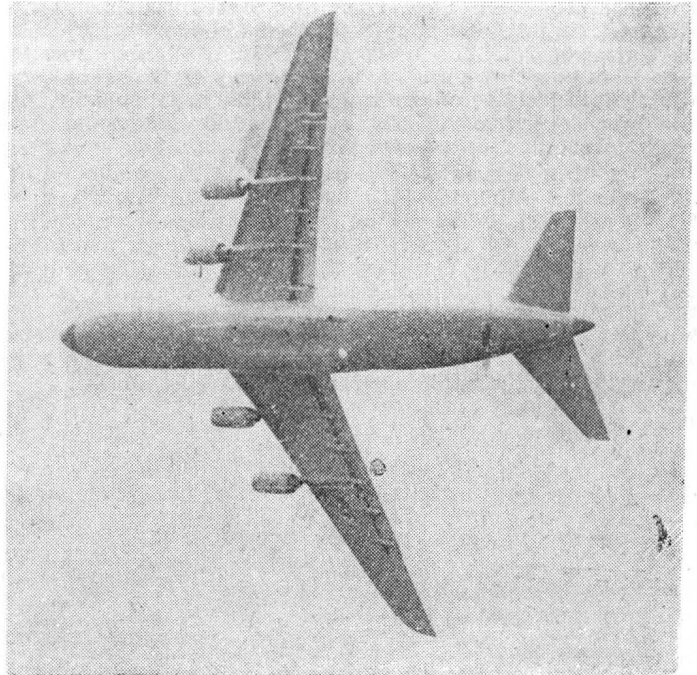
Znaczną część ekspozycji stanowiły samoloty wojskowe lub przystosowane do potrzeb lotnictwa wojskowego. Były wśród nich m.in. dwa myśliwce F-16 (jeden z nich uczestniczył w pokazach), dwa myśliwce F-18 (należące do lotnictwa kanadyjskiego), europejski samolot myśliwski o zmiennej geometrii skrzydła Tornado, włosko-brazylijski samolot myśliwsko-szturmowy AMX, francuskie Mirage F1, Mirage 50, Mirage 2000 i Mirage 4000, dwa samoloty pokładowe Etendard i Super Etendard, dwa szkolno-bojowe Alpha Jet z różnymi zestawami uzbrojenia, włoski samolot szturmowy MB-339K, angielski samolot myśliwski Hawk 200.

Po raz pierwszy na Salonie pokazano naddźwiękowe myśliwce przyszłościowe: francuski Rafale i brytyjski EAP. Żaden z tych samolotów nie będzie w takiej postaci produkowany, ale torują one drogę nowym rozwiązaniom konstrukcyjnym i technologiczno-materialowym, które znajdują zastosowanie w samolotach seryjnych. Seryjnym samolotem francuskim ma być Rafale B o nieco mniejszej masie startowej i mniejszych wymiarach niż pokazany na Salonie Rafale A. Angielski EAP jest przedprototypem zachodnioeuropejskiego myśliwca przyszłościowego EFA, w pracach konstrukcyjno-badawczych i w produkcji którego mają uczestniczyć także RFN, Włochy i Hiszpania. Podkreślano, że obydwa samoloty są konstrukcjami całkowicie europejskimi, co oznacza niezależność od firm amerykańskich. W przypadku Rafale szczególnie mocno podkreślano, że jest to całkowicie francuski samolot, chociaż obecnie jest on napędzany silnikami amerykańskimi. Francuskie silniki M88, które w przyszłości mają stanowić jego zespół napędowy, przechodzą intensywne próby na hamowniach.

W niektórych krajach przeprowadza się modernizację samolotów będących obecnie w wyposażeniu, przedłużając w ten sposób ich eksploatację do końca bieżącego stulecia. Przykładem może być pokazany na Salonie naddźwiękowy samolot myśliwski Super Phantom 2000 zmodernizowany w Izraelu. Modernizacja polegała przede wszystkim na tym, że zastąpiono silniki J79 (które stanowią napęd obecnie eksploatowanych samolotów) nowymi silnikami firmy Pratt and Whitney PW1120 o ciągu sumarycznym większym o ok. 2500 daN oraz unowocześniono awionikę.

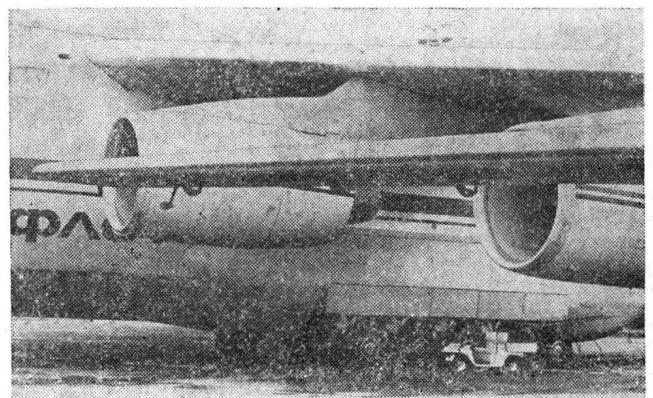
Krajom o skromnych budżetach wojskowych oferowano na Salonie dwa samoloty myśliwsko-szturmowe o poddźwiękowej prędkości lotu: włosko-brazylijski AMX o udźwigu

środków bojowych 3800 kg i angielski Hawk 200, będący jednomiejscową wersją samolotu szkolno-treningowego również o nazwie Hawk.



Rys. 2. An-124 Ruslan w locie. Fot. J. Grzegorzewski

Nowością na Salonie był europejski aerobus A.320, demonstrowany na lotnisku i w locie. Samolot ten przechodzi obecnie próby i przewiduje się, że wejdzie do eksploatacji w 1988 r. Został on oblatany 22 lutego br. Obecnie



Rys. 3. An-124 Ruslan na ziemi (widok podwozia głównego). Fot. J. Grzegorzewski

rodzina aerobusów składa się z trzech typów samolotów: A.300 przeznaczony do przewozu 250 pasażerów, A.310 — dla 210 pasażerów i A.320 przewidywany do obsługi linii krótko- i średniodystansowych, który będzie zabierał na pokład 150 pasażerów. W opracowaniu znajduje się aerobus A.340, który będzie napędzany czterema silnikami i będzie mógł odbywać loty międzykontynentalne. Aerobusy zachodnioeuropejskie reprezentują bardzo wysoki poziom techniczny. Na jednym z aerobusów przechodzi próby elektryczny układ sterowania. Wszystko to sprawia, że są one konkurencyjne dla amerykańskich firm produkujących sa-



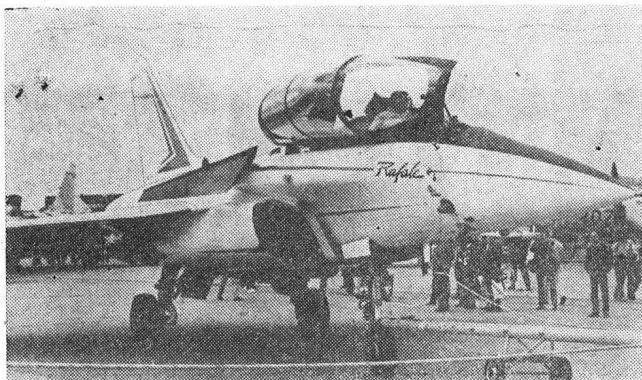
Rys. 1. Amerykański bombowiec strategiczny B-1B. Fot. J. Grzegorzewski

moloty pasażerskie, chociaż zdolności wytwórcze przemysłu zachodnioeuropejskiego znacznie ustępują amerykańskim.

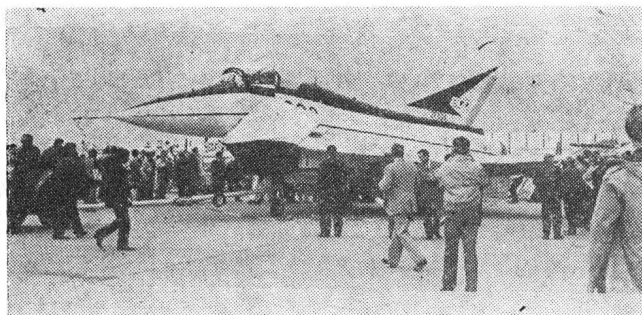
W ostatnich latach w różnych krajach opracowano kilka typów samolotów klasy commuter, przeznaczonych do przewozu pasażerów na liniach lokalnych i krótkiego zasięgu. Wszystkie samoloty tej klasy są napędzane dwoma silnikami turbośmigłowymi. Najszybciej taki samolot opracował szwedzki przemysł lotniczy przy współpracy z amerykańską firmą Fairchild. W rezultacie tej współpracy powstał 35-miejscowy samolot SF.340 użytkowany przez linie lotnicze w kilku krajach. Był on demonstrowany na ziemi i w locie.

Drugim samolotem tej klasy jest francusko-włoski ATR-42 oblatany w sierpniu 1984 r. i wprowadzony do eksploatacji w grudniu 1985 r. Przewozi on, w zależności od podziałki ustawiania foteli, od 42 do 50 pasażerów (tyle co An-24) z maks. prędkością przelotową 496 km/h. Napęd ATR-42 stanowią silniki Pratt and Whitney of Canada PW120 o mocy startowej  $2 \times 1320$  kW ( $2 \times 1800$  KM). Pokazano również wersję transportową samolotu, do której szybko załadowywano samochody terenowe z wyposażeniem. W opracowaniu znajduje się wersja ATR-72, której kadłub zademonstrowano, przeznaczona do przewozu 66÷72 pasażerów.

W tej samej klasie pokazano jeszcze kilka samolotów, m. in. hiszpańsko-indonezyjski CN-235, kanadyjski Dash 7 i brytyjski ATP. ATP jest najnowszym samolotem, bowiem został oblatany w sierpniu 1986 r. i pokazany we wrześniu 1986 r. na Wystawie Lotniczej w Farnborough. ATP (Advanced Turbo-Prop) jest przeznaczony do przewozu 64 pasażerów z prędkością przelotową 496 km/h na odległość 1825 km. Jest on napędzany silnikami PW125 o mocy startowej  $2 \times 1864$  kW ( $2 \times 2500$  KM). 60 pasażerów ma zabierać również opracowywany obecnie radziecki samolot Il-114.



Rys. 4. Francuski samolot Rafale. Fot. J. Grzegorzewski



Rys. 5. Doświadczalny samolot angielski EAP z przednim usterzeniem. Fot. J. Grzegorzewski

Niektóre firmy przedstawiły nowatorskie rozwiązania konstrukcyjne. Firma Beechcraft pokazała wykonany całkowicie z kompozytów samolot Starship w układzie kaczki (z przednim usterzeniem) i dwoma statecznikami pionowymi, napędzany dwoma silnikami turbośmigłowymi i pchającymi śmigłami zamontowanymi w przykadłubowej tylnej części skrzydła. Został on oblatany w sierpniu 1985 r. Zbudowano 6 prototypów, w tym 3 do badań w locie. Ze względu na niekonwencjonalny układ konstrukcyjny samolotu oraz nowe materiały i technologie, zakres prób jest duży i pierwotne terminy rozpoczęcia produkcji nie zostały dotrzymane. Jest to samolot służbowy przeznaczony do przewozu 8÷11 osób w warunkach podwyższonego komfortu z maks. prędkością przelotową 650 km/h na odległość 2089 km z 45 min rezerwą paliwa. Napęd samolotu stanowią silniki PW PT6A-27 o mocy  $2 \times 746$  kW ( $2 \times 1000$  KM).



Rys. 6. Śmigłowiec szturmowy AH-64 Apache. Fot. J. Grzegorzewski



Rys. 7. Amerykański śmigłowiec wielozadaniowy Bell 412 w wersji wojskowej. Fot. J. Grzegorzewski

Na wystawie nie pokazano żadnego samolotu rolniczego. Natomiast w stoisku firmy The Norman Aeroplane Company Limited pokazywano film nt. samolotu rolniczego Fieldmaster z tytanowym zbiornikiem chemikaliów o pojemności 2366 dm<sup>3</sup>, stanowiącym elementem nośny konstrukcji. Maks. masa startowa samolotu wynosi 4536 kg, masa własna — 2154 kg. Przy tej masie prędkość wznoszenia na poziomie morza wynosi 3,60 m/s. Samolot jest napędzany silnikiem turbośmigłowym PT6A-34AG o mocy 555 kW (750 KM).

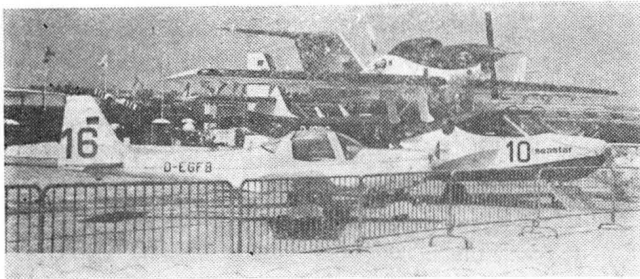
Na Salonie pokazano na ziemi i w locie większość produkowanych obecnie samolotów szkolno-treningowych i szkolno-bojowych z napędem turbośmigłowym i turbinyowym.

Znaczną część ekspozycji na płycie lotniska stanowiły śmigłowce, głównie wojskowe uzbrojone. Ekspozowano zwłaszcza śmigłowiec angielski Westland Lynx, na którym ustanowiono światowy rekord prędkości i po raz pierwszy przekroczono 400 km/h. Pokazano m.in. amerykańskie śmigłowce: AH-64 Apache (uzbrojone w 8 pocisków przeciwpancernych Hellfire, dwa zasobniki niekierowanych pocisków rakietowych kal. 70 mm oraz ruchome działo pod kadłubem), Bell AH-1F oraz Bell-412SP, wszystkie pomaio-



Rys. 8. Śmigłowiec szturmowy Westland Lynx uzbrojony w kierowane pociski przeciwpancerne Hellfire (8 szt.). Fot. J. Grzegorzewski

wane na czarno. Kilka śmigłowców zaprezentowała Francja, m.in. Dauphin 2, Super Puma oraz przyszłościowy śmigłowiec Panther. Nie zabrakło oczywiście włoskiego bardzo nowoczesnego śmigłowca szturmowego Agusta A129 Mangusta. W pawilonie wystawiono jego kabinę.



Rys. 9. Lekki samolot zachodniemiecki Grob 115, w głębi wodnosamolot Seastar. Fot. J. Grzegorzewski

Wiele eksponatów wystawiły kraje socjalistyczne. Związek Radziecki wystawił wiele eksponatów w swoim pawilonie narodowym i na płycie lotniska. Jedną z największych nowości w pawilonie był śmigłowiec wielozadaniowy Mi-34, przeznaczony głównie do lotów sportowych i treningowych, jak również do przewozu pasażerów i do zadań patrolowych. Jest on napędzany gwiazdowym silnikiem tłokowym M-14B26 chłodzonym powietrzem o godzinowym zużyciu paliwa wynoszącym 45 kg. Silnik obraca 4-łopatowy wirnik o średnicy 10,0 m. Prędkość maks. śmigłowca wynosi 210 km/h, zasięg z masą użyteczną 90 kg — 450 km, a z masą 165 kg — 180 km. Masa startowa maks. wynosi 1250 kg. Jest to pierwszy radziecki śmigłowiec z podwoziem płozowym.

Pokazano też kilkadziesiąt modeli samolotów od historycznych do najnowszych. Był również model samolotu z silnikami śmigłowyntylatorowymi z tyłu kadłuba, a także modele najnowszych projektowanych samolotów Il-96-300, Tu-204 i Il-114. Pokazano także silniki dwuprzepływowe D-18T (do samolotu An-124) oraz D-90T (przewidywany do napędu samolotu Il-96-300), odkuwki tytanowe do różnych elementów silników, 8-łopatowe śmigło o średnicy 4,2 m, które przy prędkości lotu  $V=0,7$  Ma ma sprawność 0,87. Masa śmigła wynosi 380 kg. W tym samym pawilonie pokazano także eksponaty kosmiczne. Na lotnisku ZSRR wystawił cztery samoloty. Ta część wystawy była sukcesem biura konstrukcyjnego im. O. Antonowa, bowiem trzy samoloty zostały opracowane właśnie w tym biurze.

Największym eksponatem Salonu był samolot transportowy An-124, który nadal jest sensacją techniczną. Na tym samolocie ustanowiono 21 rekordów świata pod względem udźwigu. Jest on używany do przewozu ładunków o dużych wymiarach, niezbędnych do budowy dużych obiektów przemysłowych na radzieckim Dalekim Wschodzie, na Pół-



Rys. 10. Śmigłowiec Mi-34 z napędem tłokowym

nocy i na Syberii. Załadunek samolotu może odbywać się z przodu przy uniesionej do góry przedniej części kadłuba lub z tyłu. Załadunek i wyładunek ułatwiają dwa dźwigi pokładowe o nośności 10 t każdy oraz dwie wciągarki o sile  $2 \times 2900$  daN. Obsługa załadunku (do 88 osób) znajduje się w specjalnej kabine.

W An-124 zastosowano wiele nowoczesnych rozwiązań. Jest on wyposażony w 4-krotnie zwielokrotniony elektryczny układ sterowania, co umożliwia użytkowanie samolotu ze zmiennym zapasem stateczności. Na pokładzie samolotu zastosowano komputery, które są używane m.in. do nawigacji, automatycznego pilotowania, sterowania elektrycznego, kontroli pracy systemów i układów. Ponad 1500 m<sup>2</sup> konstrukcji płatowca wykonano z materiałów niemetalowych, co umożliwiło obniżenie jego masy o ponad 2 t.

Pierwszy raz na Salonie pokazano samolot transportowy An-74 o udźwigu 10 000 kg napędzany silnikami dwuprzepływowymi D-36 o ciągu  $2 \times 6400$  daN. Jest to wersja rozwojowa samolotu An-72. Osobliwością układu konstrukcyjnego An-74 jest zamontowanie silników na skrzydłach w taki sposób, że gazy wypływające z dysz opływają klapy, zwiększając siłę nośną skrzydeł. Pokazana wersja jest przeznaczona do lotów w ekstremalnych warunkach klimatycznych w Arktyce i na Antarktydzie. Samolot ten był pokazywany w 1986 r. na wystawie światowej w Kanadzie. Obecnie znajduje się on w produkcji seryjnej.



Rys. 11. An-28 w radzieckiej ekspozycji. Fot. J. Grzegorzewski



Rys. 12. Akrobacyjny Su-26M. Fot. J. Grzegorzewski

ZSRR pokazał także wielozadaniowy samolot An-28 produkowany obecnie w WSK PZL-Mielec. W materiałach reklamowych ten fakt nie został odnotowany. Samolot jest przeznaczony do przewozu 17 pasażerów na liniach lokalnych i o krótkim zasięgu z prędkością podróżną 350 km/h na wysokości 3000 m. Jego maks. masa do startu wynosi 6500 kg. Zasięg z ładunkiem 1500 kg i z rezerwą paliwa na 30 min lotu nie przekracza 800 km.

Najmniejszym samolotem w radzieckiej ekspozycji był akrobacyjny Su-26M. Trzy samoloty tego typu uczestniczyły w mistrzostwach świata w akrobacji w W. Brytanii. Samolot jest napędzany silnikiem gwiazdowym M-14P chłodzonym powietrzem o mocy startowej 268 kW (360 KM). Masa startowa Su-26M wynosi 720 kg, prędkość maks. 355 km/h, współczynnik przeciążenia +11, -9.

Czechosłowacja wystawiła trzy samoloty: L-410 UVPE (wersja o podwyższonej ekonomiczności dzięki zastosowaniu ulepszonych silników), aeroklubowy Z-142 oraz akrobacyjny Z-50LS, na którym czechosłowacki zawodnik wygrał mistrzostwa świata i Europy.

Chińska Republika Ludowa wystawiła dwa samoloty bojowe i jeden komunikacyjny. Jednym z nich był naddźwiękowy samolot myśliwski FT-7 bliźniaczko podobny do MiG-21 w wersji dwumiejscowej. Z danych wynikało, że rozwija on prędkość maks. odpowiadającą  $Ma=2,05$ , ma pułap praktyczny 17 300 m, a zasięg na wysokości 11 000 m wynosi 1360 km. Drugi, o nazwie A-5C, to naddźwiękowy dwusilnikowy samolot szturmowy z 8 punktami podwieszenia uzbrojenia. Przy ziemi samolot osiąga prędkość 1210 km/h. Jego pułap wynosi 16 000 m, rozbieg 700÷750 m, dobieg

cd. na s. 28

# Wpływ normalizowania i wysokiego odpuszczania po nawęglaniu na budowę warstwy nawęglonej wybranych gatunków stali

Dr inż. JÓZEF MIKUŁA  
Zakład Materiałoznawstwa  
Politechnika Rzeszowska

Istnieją różne sposoby ciepłno-chemicznego utwardzania powierzchni części stalowych, m.in.: nawęglanie, azotowanie, azotonawęglanie, siarkowanie, naborowywanie, nakrzemowanie i in. W praktyce przemysłowej najczęściej stosuje się najstarszy proces — nawęglanie.

Nawęglanie jest procesem złożonym, a jego końcowy wynik zależy od kilku czynników, m.in. od składu chemicznego stali, temperatury procesu, kształtu nawęglanych części, składu ośrodka nawęglającego i rodzaju urządzenia grzewczego. W toku procesu zmienia się w sposób ciągły skład chemiczny stali pod względem zawartości węgla w jej warstwie wierzchniej. W wyniku nawęglania otrzymuje się kilkuwarstwową budowę wyrobu stalowego bez wyraźnego rozgraniczenia tych warstw.

Nawęglanie można prowadzić w różnych środowiskach, jednakże w każdym przypadku można wyróżnić trzy okresy:

- tworzenie się węgla atomowego,
- adsorpcja węgla na powierzchni nawęglonej,
- dyfuzja atomów węgla w głąb metalu.

Celem obróbki ciepłno-chemicznej jest nadanie stali struktury odpornej na ścieranie i odznaczającej się wysokimi właściwościami wytrzymałościowymi. Nie bez znaczenia jest tu obróbka podzerowa stali, pozwalająca na maksymalne zmniejszenie zawartości austenitu szczytkowego

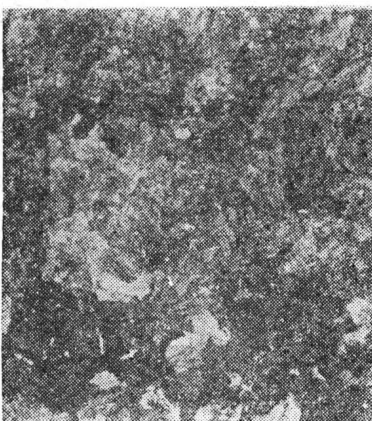
wskutek przesunięcia przemiany austenit-martensyt w pobliże temperatury  $M_s$ , a tym samym wzrost zawartości martensytu i związany z tym wzrost twardości warstwy wierzchniej, praktycznie o ok. 2÷4 HRC, a także stabilność wymiarów części.

Wymagania współczesnego przemysłu lotniczego, motoryzacyjnego i maszynowego co do wysokiej odporności na ścieranie, wytrzymałości na zmęczenie, lekkości konstrukcji oraz ekonomii procesów technologicznych sprawiają, że nawęglanie stali (mimo ogólnie znanych zasad procesów) ciągle się rozwija i udoskonala. Dlatego oprócz „klasycznego” już nawęglania w ośrodkach: stałym, gazowym i cieplnym, wprowadza się metodę nawęglania przy obniżonym ciśnieniu, złoju sfluidyzowanym itp.

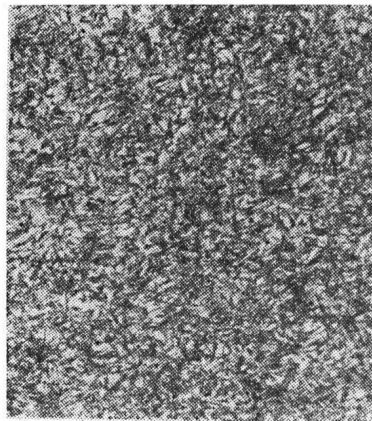
Doboru stali do nawęglania dokonuje się przy uwzględnieniu wymagań stawianych nawęglanym częściom maszyn, które po obróbce cieplnej powinny mieć powierzchnię twardą i odporną na ścieranie przy zachowaniu rdzenia o dostatecznej wytrzymałości i plastyczności.

Dodatki stopowe w stalach do nawęglania (Mn, Ni, Cr, Mo, W, Ti) mają poprawiać właściwości mechaniczne warstwy nawęglonej lub rdzenia, albo zarówno warstwy, jak i rdzenia. Zmieniając ilości i rodzaj dodatków stopowych można wpływać na:

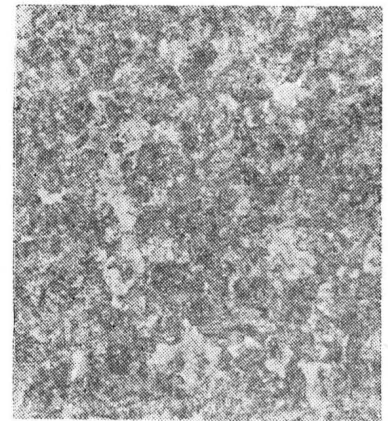
- koncentrację węgla w warstwie nawęglonej,



Rys. 1. Struktura warstwy nawęglonej stali gat. 10. Pow. 200X. Trawienie — nital



Rys. 2. Struktura warstwy nawęglonej stali gat. 10 po hartowaniu. Pow. 200X. Trawienie — nital



Rys. 3. Struktura warstwy nawęglonej stali gat. 10 po normalizowaniu. Pow. 200X. Trawienie — nital

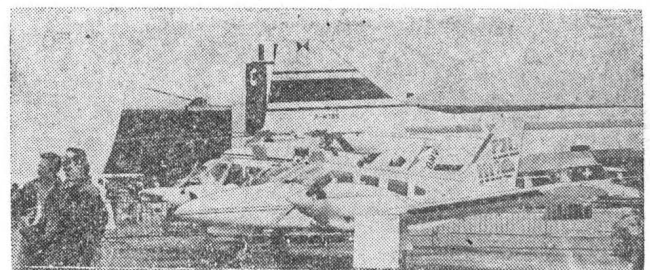
cd. ze s. 27

1060 m, promień działania przy lotach na małych wysokościach 400 km. Jest on modyfikowany przy udziale włoskiego przemysłu lotniczego. Dwusilnikowy samolot komunikacyjny Harbin Y-12 jest przeznaczony do przewozu 17 pasażerów z maks. prędkością przelotową 300 km/h na odległość 1440 km. Jego napęd stanowią dwa silniki PT6A-27 o mocy 2×373 kW (2×620 KM). Chiny pokazały także modele samolotów, głównie bojowych.

Przedsiębiorstwo Handlu Zagranicznego PEZETEL wystawiło samolot dyspozycyjny PZL-M20 Mewa. Zachodnim nabywcom jest on proponowany z awioniką firmy King i doładowanymi silnikami Teledyne Continental TSI-360 o mocy 2×162 kW (2×220 KM). Mewa może być używana do przewozu 6÷7 osób w wersji dyspozycyjnej lub chorych w wersji sanitarnej. Prędkość przelotowa przy mocy 75% na wysokości 5000 m wynosi 357 km/h, zasięg z 45 min rezerwą paliwa prawie 1250 km, zużycie paliwa przy 65% mocy — 88 dm<sup>3</sup>/h.

Dekorację stoiska PEZETEL stanowiły modele sprzętu la-

tającego produkowanego w Polsce. W biurze prasowym były dostępne materiały reklamowe, m.in. prospekty samolotów, śmigłowców i szybowców. Dużą atrakcją dla dziennikarzy był komplet przezroczy wyrobów przemysłu lotniczego, będących ofertą eksportową przemysłu.



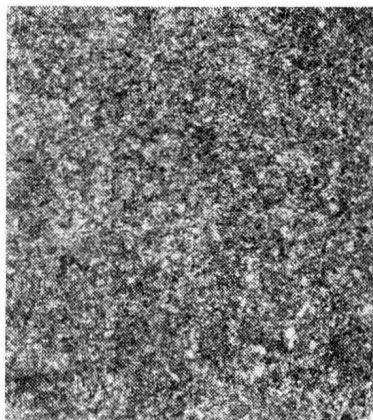
Rys. 13. PZL-M20 Mewa była jedynym eksponatem polskim na Salonie. Fot. J. Grzegorzewski

- głębokość warstwy nawęglonej,
- głębokość zahartowania warstwy nawęglonej,
- twardość warstwy wierzchniej po zahartowaniu,
- strukturę warstwy nawęglonej,
- wielkość ziarna warstwy wierzchniej i rdzenia.

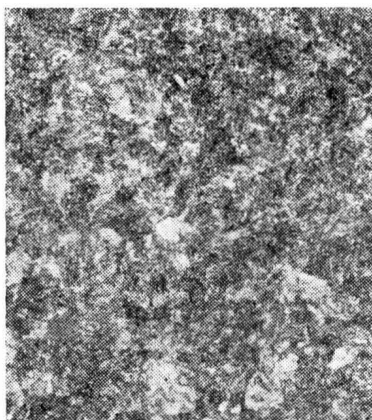
Stale do nawęglania zawierają zwykle nie więcej niż 0,25% C, aby zapewnić ciągliwość rdzenia w stanie zahartowanym i nisko odpuszczonym (150÷180°C). Stale węglowe

w stalach do nawęglania jest mangan sprzyjający rozrostowi ziarna austenitu; niepożądanymi składnikami są krzem i aluminium — ułatwiające grafityzację oraz wolfram — utrudniający dyfuzję węgla.

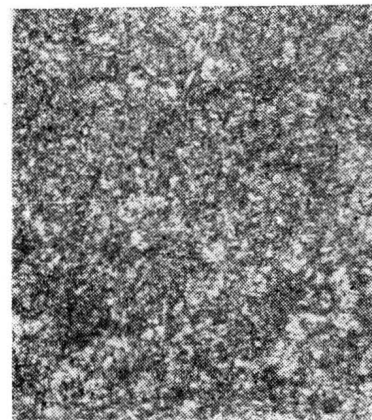
Stale stosowane dotychczas, głównie stale Cr-Ni i Cr-Mn, nadają się do hartowania jedno- lub dwukrotnego po nawęglaniu. Wprowadzenie nawęglania gazowego spowodowało konieczność opracowania stali nadających się do hartowania bezpośrednio po nawęglaniu. Stale te muszą mieć:



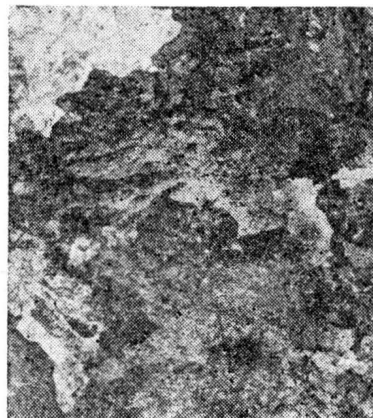
Rys. 4. Struktura warstwy nawęglonej stali gat. 10 po normalizowaniu i hartowaniu. Pow. 200X. Trawienie — nital



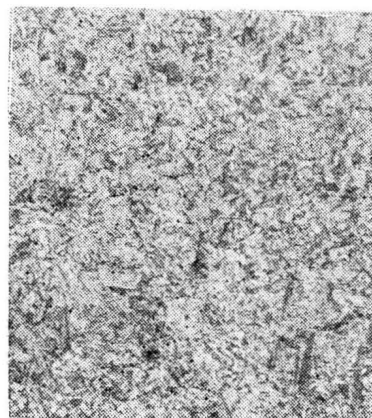
Rys. 5. Struktura warstwy nawęglonej stali gat. 10 po wysokim odpuszczaniu. Pow. 200X. Trawienie — nital



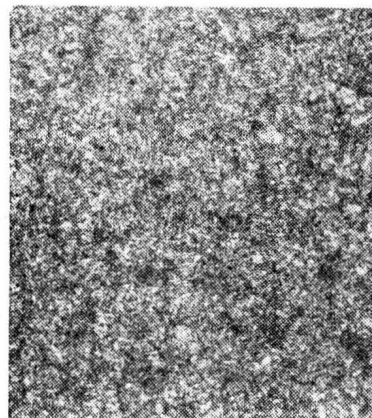
Rys. 6. Struktura warstwy nawęglonej stali gat. 10 po wysokim odpuszczaniu i hartowaniu. Pow. 200X. Trawienie — nital



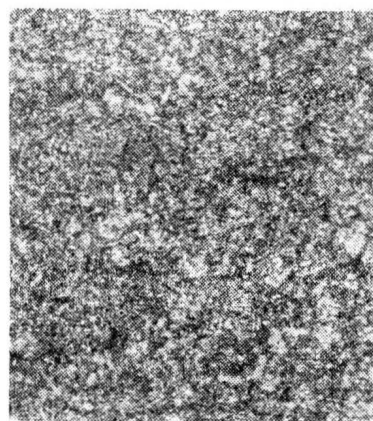
Rys. 7. Struktura warstwy nawęglonej stali gat. 15H. Pow. 200X. Trawienie — nital



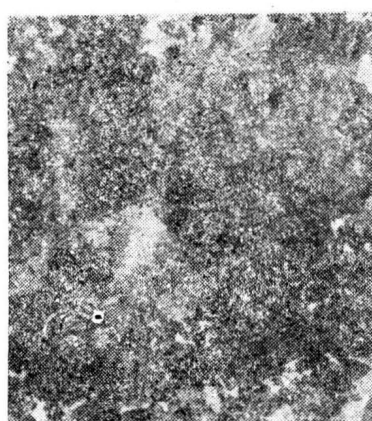
Rys. 8. Struktura warstwy nawęglonej stali gat. 15H po hartowaniu. Pow. 200X. Trawienie — nital



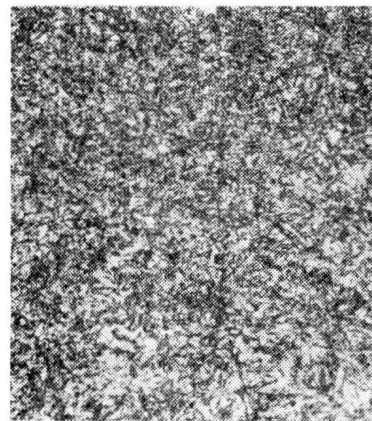
Rys. 9. Struktura warstwy nawęglonej stali gat. 15H po normalizowaniu. Pow. 200X. Trawienie — nital



Rys. 10. Struktura warstwy nawęglonej stali gat. 15H po normalizowaniu i hartowaniu. Pow. 200X. Trawienie — nital



Rys. 11. Struktura warstwy nawęglonej stali gat. 15H po wysokim odpuszczaniu. Pow. 200X. Trawienie — nital



Rys. 12. Struktura warstwy nawęglonej stali gat. 15H po wysokim odpuszczaniu i hartowaniu. Pow. 200X. Trawienie — nital

we stosuje się na części drobne o małych przekrojach lub w przypadku, gdy oprócz wysokiej odporności na ścieranie nie stawia się wymagań co do odpowiedniej wytrzymałości rdzenia. Na części odpowiedzialne stosuje się stale stopowe do nawęglania; typowymi stalami tej grupy są stale chromowe, chromowo-manganowe, chromowo-molibdenowe z ewentualnym dodatkiem Mn oraz stale chromowo-niklowe z ewentualnym dodatkiem Mn lub Mo.

Ponieważ nawęglanie jest połączone z długotrwałym wygrzewaniem w temp. 900°C, składnikiem niepożądanym

- dostatecznie wysoką hartowność zapewniającą wysoką wytrzymałość rdzenia przy dużej jego ciągliwości,
- drobnoziarnistość, w celu uniknięcia rozrostu ziarna austenitu podczas nawęglania,
- brak skłonności do przewęglenia i wrażliwości na przewęglenie,
- brak skłonności do pozostawiania austenitu szczątkowego po hartowaniu bezpośrednim,
- brak skłonności do utleniania wewnętrznego podczas nawęglania.

Przykładem radzieckich stali do hartowania bezpośredniego po nawęglaniu są: 18HGT, 25HGT, 30HGT; RFN-owskich: 20MoCr4 (C = 0,17÷0,22%, Si = 0,15÷0,40%, Mn = 0,60÷0,90%, P<sub>max</sub> = 0,035%, S<sub>max</sub> = 0,035%, Cr = 0,30÷0,55%, Mo = 0,40÷0,50%) i stal 25MoCr4 (C = 0,23÷0,29%, Si = 0,15÷0,40%, Mn = 0,60÷0,90%, P<sub>max</sub> = 0,035%, S<sub>max</sub> = 0,035%, Cr = 0,40÷0,60%, Mo = 0,40÷0,50%), polska stal 19HM o składzie i właściwościach identycznych ze stalą 20MoCr4.

Klasyczna obróbka cieplna przedmiotów nawęglonych polega na dwukrotnym hartowaniu i następnie niskim odpuszczaniu. Pierwsze hartowanie ma na celu rozdrobnienie ziarna w rdzeniu, drugie — uzyskanie drobnoiglastego martenzytu w warstwie wierzchniej i jednocześnie nadanie rdzeniowi odpowiedniej ciągliwości.

— głębokość warstwy nawęglonej ok. 1,0 mm.

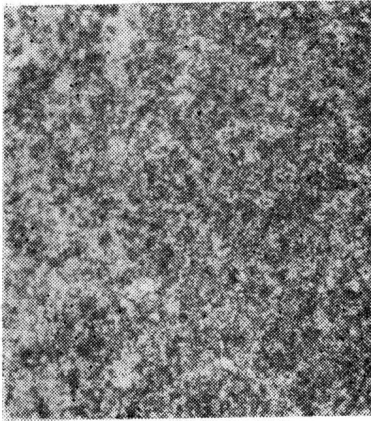
Normalizowanie przeprowadzono w uniwersalnym piecu komorowym z atmosferą endotermiczną:

- temp. normalizowania 870 ± 10°C,
- czas wygrzewania 40 min,
- chłodzenie w spokojnym powietrzu.

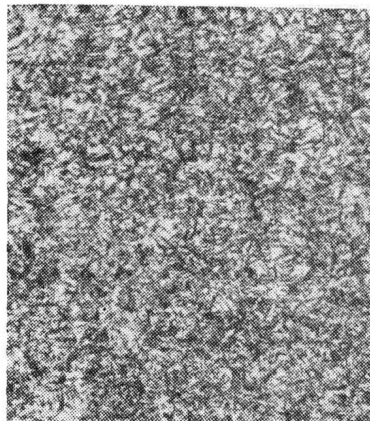
Wysokie odpuszczanie przeprowadzono w piecu elektrycznym typu PEH-2B:

- temp. odpuszczania 650 ± 10°C,
- czas odpuszczania 1 h,
- chłodzenie w powietrzu.

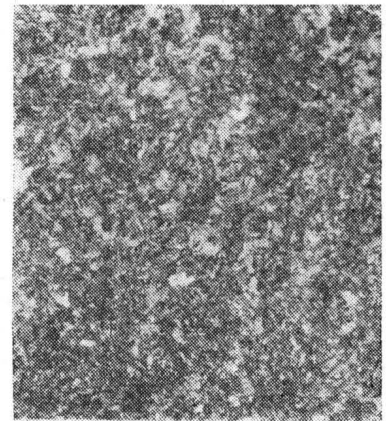
Ponieważ przedmiotem badań była w założeniu struktura warstwy wierzchniej, hartowanie po nawęglaniu prze-



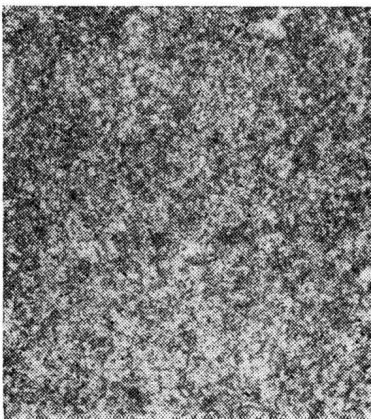
Rys. 13. Struktura warstwy nawęglonej stali gat. 12HN3A. Pow. 200X. Trawienie — nital



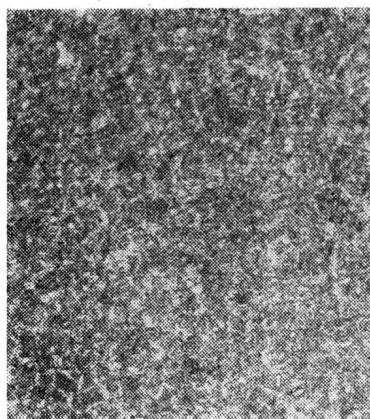
Rys. 14. Struktura warstwy nawęglonej stali gat. 12HN3A po hartowaniu. Pow. 200X. Trawienie — nital



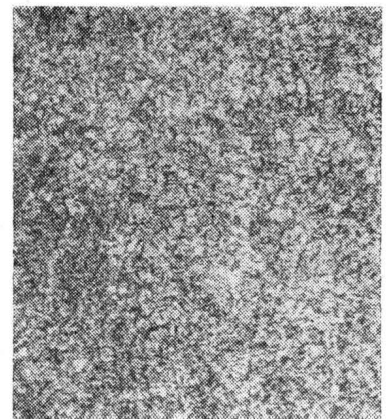
Rys. 15. Struktura warstwy nawęglonej stali gat. 12HN3A po normalizowaniu. Pow. 200X. Trawienie — nital



Rys. 16. Struktura warstwy nawęglonej stali gat. 12HN3A po normalizowaniu i hartowaniu. Pow. 200X. Trawienie — nital



Rys. 17. Struktura warstwy nawęglonej stali gat. 12HN3A po wysokim odpuszczaniu. Pow. 200X. Trawienie — nital



Rys. 18. Struktura warstwy nawęglonej stali gat. 12HN3A po wysokim odpuszczaniu i hartowaniu. Pow. 200X. Trawienie — nital

Niskie odpuszczanie przy temp. 150–180°C po hartowaniu ma na celu zmniejszenie naprężeń hartowniczych i polepszenie właściwości mechanicznych warstwy nawęglonej. Mało odpowiedzialne części ze stali skłonnych do drobnoziarnistości hartuje się również w określonych warunkach jednokrotnie i następnie stosuje się niskie odpuszczanie.

W przypadku gdy nawęglonym elementem stawia się szczególnie wysokie wymagania (części sprzętu lotniczego, maszyn precyzyjnych itp.), stosuje się bardziej złożone zabiegi obróbki cieplnej po nawęglaniu. Dużego znaczenia nabierają tu procesy: normalizowania i wysokiego odpuszczania po nawęglaniu.

Celem niniejszego artykułu jest ustalenie wpływu normalizowania i wysokiego odpuszczania po nawęglaniu stali krajowych gat. 10, 15H i 12HN3A na strukturę warstwy nawęglonej. Stale te są powszechnie stosowane w naszym przemyśle na wyroby o różnym stopniu odpowiedzialności.

#### Badania własne

Do badań wytoczono próbki o wymiarach:  $\phi$  15 mm i długości 60 mm z atestowanych materiałów ww. gatunków. Nawęglanie próbek przeprowadzono w osrodku stałym: — temp. procesu 925°C, — czas nawęglania 10 h,

proszono jednokrotnie z temp. 820 ± 10°C; czas wygrzewania wynosił 40 min; chłodzenie w oleju o temp. ok. 40°C.

Z powodu zbliżonych temperatur poszczególnych obróbek cieplnych użytych gatunków stali, jak i dużej liczby próbek, były one obrobione cieplnie dla wszystkich wariantów w tych samych ww. temperaturach.

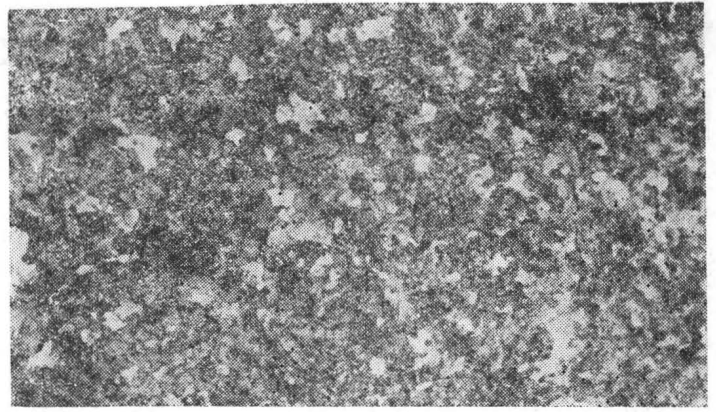
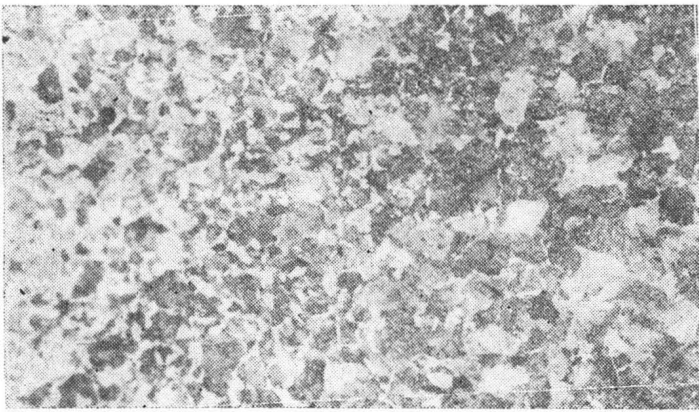
Zgłady do badań metalograficznych przygotowano w sposób klasyczny, przez mechaniczne szlifowanie i polerowanie próbek zainkludowanych w duracrylu. Do trawienia użyto odczynnika nital. Badania metalograficzne przeprowadzono przy użyciu mikroskopu optycznego Neophot-2. Badanie wielkości ziarna przeprowadzono wg PN-66/H-04507 pod pow. 100X na zgładach trawionych roztworem kwasu pikrynowego.

Przyjęto następujący tok badania struktury dla każdej z badanych stali po:

- nawęglaniu,
- nawęglaniu i hartowaniu,
- nawęglaniu i normalizowaniu,
- nawęglaniu, normalizowaniu i hartowaniu,
- nawęglaniu i wysokim odpuszczaniu,
- nawęglaniu, wysokim odpuszczaniu i hartowaniu.

Otrzymane w wyniku badań struktury przedstawiono na rys. 1–19 (mikrofotografii z badań wielkości ziarna nie załączono).





Rys. 19. Przykład struktury warstwy nawęglonej stali gat. 10 w przekroju poprzecznym próbki. Pow. 100X. Trawienie — nital

## Wnioski

Analizując mikrostrukturę stali gat. 10, 15H, 12HN3A w stanie:

- po nawęglaniu i hartowaniu,
  - po nawęglaniu, normalizowaniu i hartowaniu,
  - po nawęglaniu, wysokim odpuszczaniu i hartowaniu,
- wyprowadza się z przeprowadzonych badań następujące wnioski:

● Dla wszystkich gatunków badanych stali stwierdzono korzystny wpływ procesu normalizowania i wysokiego odpuszczania na budowę warstwy nawęglonej.

● Normalizowanie po nawęglaniu spowodowało rozdrobnienie ziarna:

- z wielkości  $Z=7$  do  $Z=10$  dla stali gat. 10,
- z wielkości  $Z=5$  do  $Z=9$  dla stali gat. 15H,
- z wielkości  $Z=8$  do  $Z=10$  dla stali gat. 12HN3A.

● Wysokie odpuszczanie stosowane po nawęglaniu wpływa w niewielkim stopniu na rozdrobnienie ziarna, bo tylko o  $Z=ok. 1$ , jednakże wyraźnie poprawia strukturę warstwy nawęglonej.

● Dla wyrobów o wysokim stopniu odpowiedzialności, dla których ekonomiczna strona procesu ma decydujące znaczenie, zaleca się dla ww. stali stosowanie normalizowania po nawęglaniu.

cd. ze s. 40

SMOLICZ T.: Safety or economy? TLiA, vol. XLII, 1987, No 11÷12, p. 13

Ways to solve the conflict between safety and economy during flight have been shown, with presenting examples of situations encountered by an airliner pilot.

GRZEGORZEWSKI J.: International Aerospace Show Paris '87. TLiA, vol. XLII, 1987, No. 11÷12, p. 25

Aeroplanes exhibited at the Paris Show in 1987, in particular the most recent designs, have been presented.

MIKUŁA J.: Influence of normalizing and high-temperature tempering after carburizing on case structure of selected grades of steel. TLiA, vol. XLII, 1987, No 11÷12, p. 28

The author has made a brief review of problems related to the steel carburizing methods used up to the present. He has pointed out that though these methods are considered classical nevertheless they are still being developed as the requirements of the case quality are growing. As an example, he has presented results of his investigations on carburizing of steels of 10, 15H and 12HN3A grades with addition of normalizing and high-temperature tempering processes. The conclusions have been supported with numerous illustrations.

KIMSZTACZ R.: Defection of insufficiently cemented spots between skin layer and cellular filler in aircraft structures. TLiA, vol. XLII, 1987, No 11÷12, p. 32

A review of methods used to defect insufficiently cemented spots between skin layer and cellular filler in sandwich aircraft structures has been given. The instruments used for this purpose have been described, with discussion of measurement methods and imperfections defectability.

GLASS A.: About Stanislaw Wigura. TLiA, vol. XLII, 1987, No 11÷12, p. 34

Some unknown details of the life of Stanislaw Wigura, B.Sc.(Eng.), who a co-designer of the RWD aeroplanes, have been given and certain commonly retailed mistakes on him have been rectified.

## СОДЕРЖАНИЯ

СТАФЕЙ В.: Основные нагрузки крыла планера во время разбега, пробега и взлета за лебедкой. TLiA, т. 42, 1987 г., № 11—12, с. 5

Статья посвящена нагрузкам крыла планера на всех стадиях взлета за лебедкой. Приведены основные зависимости относящиеся к этим нагрузкам и даны результаты измерений, проведенных на заводе ПЗЛ-Бельско на планере СЗД-51-1 Юниор.

ГЖЕГОЖЕВСКИ Е.: Советские газотурбинные авиадвигатели. TLiA, т. 42, 1987 г., № 11—12, с. 8

Описываются советские газотурбинные двигатели применяемые на пассажирских самолетах, прежде всего двигателя с тягой более чем 6000 Н и те, которые подвергались существенным модификациям в течении последних 15 лет.

СМОЛИЧ Т.: Безопасность или экономия? TLiA, т. 42, 1987 г., № 11—12, с. 13

Статья посвящена методам решения в полете конфликта между безопасностью и экономией, приводятся примеры ситуаций с которыми сталкивается пилот пассажирского самолета.

ГЖЕГОЖЕВСКИ Е.: Международный Авиационно-Космический Салон, Париж '87. TLiA, т. 42, 1987 г., № 11—12, с. 25

Описываются самолеты участвующие в Парижском Салоне 1987 г., особенно новые конструкции.

МИКУЛА Е.: Влияние нормализации и высокого отпуска после цементирования на строение цементированного слоя избранных сортов стали. TLiA, т. 42, 1987 г., № 11—12, с. 28

Статья содержит обзор проблем связанных с применением методов цементирования поверхности стали. Автор указывает, что классические методы цементирования подлежат дальнейшему развитию по мере роста требований к цементированному слою. В качестве примера автор приводит результаты своих исследовательских работ в области цементирования сталей сортов 10, 15Х и 12ХН3А, которые подвергались процессам нормализации и глубокого отпуска. Выводы подтверждаются богатым иллюстрационным материалом.

КИМШТАЧ Р.: Обнаруживание мест неплотной клейки обшивки к сотовому заполнителю в авиационных конструкциях. TLiA, т. 42, 1987 г., № 11—12, с. 32

Приводится обзор методов, применяемых для обнаружения дефектов клейки обшивки к сотовому заполнителю в авиационных конструкциях. Описывается применяемое оборудование, методы измерения и оцениваются возможности обнаружения дефектов.

ГЛЯСС А.: О Станиславе Вигуре. TLiA, т. 42, 1987 г., № 11—12, с. 34

Приводятся мало известные факты из жизни инженера Станислава Вигуры, одного из конструкторов самолетов РВД и исправляются часто повторяемые ошибки на эту тему.

## ZUSAMMENFASSUNGEN

STAFIEJ W.: Grundbelastung der Tragfläche eines Segelflugezeuges während des Anlaufes, des Anrollens und des Anfluges mit einer Startwinde. TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 11÷12, S. 5

Der Aufsatz bezieht sich auf die Belastungen der Tragfläche eines Segelflugezeuges während aller Startphasen mit einer Schleppwinde. Es werden die Grundbeziehungen dieser Belastungen sowie die Ergebnisse der am Segelflugezeug SZD-51-1 in PZL-Bielsko durchgeführten Messungen vorgestellt.

GRZEGORZEWSKI J.: Sowjetische Flugturbinenmotore. TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 11÷12, S. 8

In dem Aufsatz werden sowjetische Turbinenmotore für den Antrieb von Passagierflugzeugen, vorwiegend Triebwerke über 6000 daN Schub und solche, die in den letzten 15 Jahren wesentlich modifiziert wurden, behandelt.

SMOLICZ T.: Sicherheit oder Wirtschaftlichkeit? TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 11÷12, S. 13

Es werden Lösungsmethoden von Konflikten zwischen der Sicherheit und Wirtschaftlichkeit während des Fluges behandelt, die anhand der angeführten Situationsbeispiele vor dem Piloten eines Passagierflugzeuges auftreten.

GRZEGORZEWSKI J.: Internationaler Luft- und Raumfahrt-Salon Paris '87. TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 11÷12, S. 25

Es werden die auf dem Pariser Salon ausgestellten Flugzeuge, vorwiegend neue Konstruktionen, beschrieben.

MIKUŁA J.: Einfluss des Normalisierens und hohen Anlassens nach dem Aufkohlen auf den Aufbau der Aufkohlschicht bei ausgewählten Stahlorten. TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 11÷12, S. 28

Der Verfasser gibt eine zusammengefasste Übersicht der Probleme bei den bisherigen Methoden des Aufkohlens der Stahloberfläche. Es wird dabei bemerkt, dass, obwohl diese Methoden als klassische gelten, infolge der Forderungssteigerung an die aufgekohlte Schicht, unterliegt des Aufkohlen einer weiteren Entwicklung. Als Beispiel werden die Ergebnisse eigener Untersuchungsarbeiten am Aufkohlen der Stahl sorten 10, 15H und 12HN3A, ihrer Normalisierung und tiefem Anlassen angeführt. Die Ergebnisse werden mit Abbildungen veranschaulicht.

KIMSZTACZ R.: Auffindung von fehlerhaft verleimten Stellen der Verkleidung an die Wabenfüllung in Flugzeugkonstruktionen. TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 11÷12, S. 32

In dem Aufsatz werden Prüfmethode vorgestellt, die bei den in Schichtbauweise ausgeführten Flugzeugkonstruktionen zur Entdeckung der an den Wabenkern fehlerhaft haftenden Verkleidung Anwendung finden. Es werden Werkzeuge vorgestellt. Messmethoden angeführt und Auffindungsmöglichkeit der schadhafte Stellen beurteilt.

GLASS A.: Über Stanislaw Wigura. TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 11÷12, S. 34

Der Autor stellt unbekannte Ereignisse aus dem Leben von Ing. Stanislaw Wigura, des mitwirkenden Konstrukteurs der RWD-Flugzeuge, dar und berichtet oft wiederholte über ihn Irrtümer.

# Wykrywanie niedoklejeń pokrycia do wypełniacza komórkowego w konstrukcjach lotniczych

Mgr inż. ROMUALD KIMSZTACZ  
ITWL

We współczesnych konstrukcjach lotniczych powszechnie są stosowane konstrukcje przekładkowe. Na poszczególne warstwy konstrukcji przekładkowej są stosowane materiały metalowe i niemetalowe. W celu podwyższenia wytrzymałości, warstwy niemetalowe są wykonane z lekkich wyskwytrzymałych materiałów kompozytowych.

Spośród klejonych konstrukcji przekładkowych wyróżnia się połączenia typu przekładkowego (rys. 1). Połączenia tego typu są stosowane np. w klapach hamulcowych, statecznikach, łopatach wirników śmigłowca itp. Grubość warstwy pokrycia w takiej konstrukcji wynosi ok. 1 mm, grubość warstwy wypełniacza komórkowego rzędu dziesiątków mm, a wymiar komórki sześciokątnej kilka mm.

Wytrzymałość i żywotność eksploatacyjna konstrukcji przekładkowej jest zależna od jakości wykonanego połączenia klejonego. Niewielkie lokalne niedoklejenia w obszarze jednej sześciokątnej komórki prowadzą do rozrostu obszaru defektu do rozmiarów krytycznych, a następnie lawinowego uszkodzenia całej konstrukcji. Dlatego istnieje konieczność wykrywania odklejeń w fazie produkcji i eksploatacji.

Podstawowe typy konstrukcji przekładkowych oraz metody ich kontroli przedstawiono w [1, 2]. Ogólnie metody kontroli można podzielić na:

- akustyczne niskoczęstotliwościowe bez stosowania cieczowego sprzęgacza akustycznego,
- ultradźwiękowe wykorzystujące rejestrację różnych parametrów fali ultradźwiękowej,
- specjalistyczne, takie jak holografia ultradźwiękowa, laserowa oraz termografia.

## Omówienie niektórych stosowanych metod kontroli w wykrywaniu nieciągłości połączeń klejonych

### Metoda impedancji akustycznej

Metodę tę stosuje się do wykrywania nieciągłości połączeń klejonych pomiędzy warstwą pokrycia a warstwą wypełniacza, a także rozwarstwień w warstwowym tworzywach.

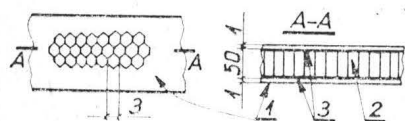
Minimalna powierzchnia wykrywanej nieciągłości wynosi  $S_{\min} = 0,07 \text{ cm}^2$ . Parametrem diagnostycznym jest zmiana impedancji mechanicznej  $Z_N$  kontrolowanej części w miejscu wadliwym. Impedancja ta stanowi opór falowy o składowej rzeczywistej i urojonej dla akustycznych drgań giętnych:

$$\hat{Z}_N = R_N + jX_N \quad (1)$$

$$\hat{Z}_N = |\hat{Z}_N| e^{j\varphi} \quad (2)$$

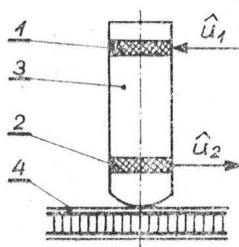
gdzie:

- $\hat{Z}_N$  — impedancja,
- $R_N$  — składowa rzeczywista,
- $X_N$  — składowa urojona,
- $|\hat{Z}_N|$  — moduł impedancji,



Rys. 1. Konstrukcja przekładkowa, komórkowa: 1 — poszycie z metalu lub materiału kompozytowego; 2 — wypełniacz komórkowy; 3 — warstwa kleju

Rys. 2. Metoda impedancji akustycznej: 1 — przetwornik nadawczy, 2 — przetwornik odbiorczy, 3 — falowód, 4 — konstrukcja przekładkowa komórkowa



$\varphi$  — faza;  $\varphi = \arctg \frac{X_N}{R_N}$ .

Pomiaru dokonuje się na podstawie rejestracji współczynnika zespolonego  $\hat{P}$ , będącego ilorazem napięć z dwóch akustycznych przetworników piezoelektrycznych: nadawczego i odbiorczego (rys. 2):

$$\hat{P} = \frac{\hat{U}_2}{\hat{U}_1} |\hat{P}| e^{j\Psi} \quad (3)$$

gdzie:

- $\hat{U}_1$  — napięcie na przetworniku nadawczym,
- $\hat{U}_2$  — napięcie na przetworniku odbiorczym,
- $\Psi$  — kąt przesunięcia fazowego.

Podczas kontroli  $U_1$  ma wartość stałą, dlatego moduł  $|\hat{P}|$  jest proporcjonalny do  $U_2$ . Zmianę  $\hat{Z}_N$  określa się na podstawie zmiany  $U_2$  i  $\Psi$ .

W tabl. zestawiono niektóre przyrządy akustyczne służące do wykrywania nieciągłości w konstrukcjach przekładkowych.

### Metoda rejestracji czasu pogłosu (rewerberacji)

Metoda ta polega na rejestracji wielokrotnych odbić fali ultradźwiękowej w warstwie z małym współczynnikiem tłumienia. Teorię propagacji fal poprzecznych i podłużnych przedstawiono szczegółowo w [4].

W miejscu, w którym brak jest przyklejenia, współczynnik odbicia fali jest znacznie większy i zachodzi więcej odbić pogłosowych (rewerberacyjnych) niż w miejscu przyklejonym. W celu zwiększenia czułości metody, stosuje się przetwornik rezonansowy o takiej częstotliwości drgań, aby połowka długości fali wytworzonej w pokryciu była równa grubości pokrycia:

$$\frac{\lambda}{2} = h \quad (4)$$

gdzie:

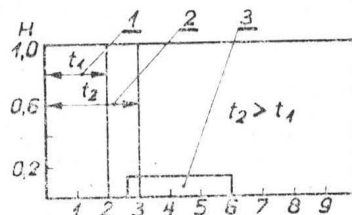
- $\lambda$  — długość fali,
- $h$  — grubość pokrycia,

Podstawiając  $\lambda = \frac{c}{f}$  otrzymuje się zależność na wymaganą częstotliwość przetwornika:

$$f = \frac{c}{2h} \quad (5)$$

gdzie:

- $c$  — prędkość fali podłużnej w pokryciu,
- $f$  — częstotliwość.



Rys. 3. Oscylogramy w miejscach bez odklejenia i z odklejeniem: 1 — bez odklejenia, 2 —  $t_2 > t_1$  — z odklejeniem, 3 — bramka

TABLICA

Nazwa	Zakres częstotliwości, kHz	Producent
JAD-3	1 ÷ 8	ZSRR
AD-40J	1,5 ÷ 10	ZSRR
Sonic Resonator Model 101B	5 ÷ 28	USA
Harmonic Bond Tester Mark 11B	0 ÷ 30	USA
Fokker Bond Tester Model 70	30 ÷ 1000	Holandia

Efekt wykrywalności można dodatkowo zwiększyć stosując bezkontaktowy, nie wymagający sprzężenia cieczowego, przetwornik elektromagnetyczny EMA. Zastosowanie tej metody przedstawiono w [2]; przedmiotem kontroli była kłapa skrzydła z pokryciem kompozytowym i aluminiowym wypełniaczem komórkowym. W układzie skanningowym zastosowano głowicę o częstotliwości 3 MHz i czasie trwania impulsu 4  $\mu$ s.

W przypadku kontroli dużych powierzchni stosuje się wielogłowicowe układy skanningowe z cyfrową obróbką sygnałów. W [3] przedstawiono sześciokanałowy system cyfrowy z monitorem i drukarką. Możliwością tego systemu zaprezentowano w badaniach połączeń materiałów kompozytowych, połączeń adhezyjnych aluminium i połączeń typu przekładkowego.

*Metoda holografii ultradźwiękowej i laserowej*

Metody holograficzne należą do metod falowych. Wykorzystuje się w nich obraz interferencyjny (interferogram), w którym jest zawarta informacja o rozkładzie amplitudy i fazy czoła fali odbitej lub przechodzącej przez kontrolowany przedmiot. Podstawowe zasady holografii laserowej i jej wykorzystanie podano w [5, 6], natomiast zasady holografii ultradźwiękowej w [7]. Przykład praktycznego zastosowania tych metod przedstawiono w [2]. Przedmiotem badań była konstrukcja przekładkowa — kompozyt węglowy plus aluminiowy wypełniacz komórkowy. W badaniach holograficznych ultradźwiękowych tej konstrukcji posłużono się akustyczno-optycznym przetwornikiem obrazu. Głowica ultradźwiękowa pracowała w układzie skanningowym obejmującym powierzchnię 15X15 cm.

W badaniach metodą laserowej holografii wykorzystano dwuimpulsową holokamerę. W celu wywołania deformacji na badanej powierzchni konstrukcji przekładkowej umocowano na niej wibrator elektromagnetyczny. Laser generował dwa impulsy odległe od siebie w czasie o 30  $\mu$ s. Od-

bite od drgającej powierzchni badanego elementu impulsy fal świetlnych interferowały ze sobą dając na zdjęciu holograficznym układ prążków. Miejsca wadliwe wyróżniały się dużym zagęszczeniem prążków interferencyjnych.

**Ocena wykrywalności odklejeń metodą impedancji akustycznej oraz rejestracji czasu pogłosu**

Przedmiotem badań była skrzydłowa kłapa samolotu turbiny. Kłapa stanowiła typową konstrukcję przekładkową — pokrycie duralowe plus aluminiowy wypełniacz komórkowy. Badania wykonano na defektoskopie impedancyjnym typu JAD-3. Defektoskop ten ma możliwość kontroli amplitudowej i fazowej. Stwierdzono, że najlepsze wyniki otrzymuje się przy rejestracji zmiany amplitudy.

W miejscu bez wad dostrojono przetwornik nadawczy do częstotliwości rezonansowej, która dla badanej konstrukcji kłapy wynosiła 5,9 kHz. W miejscach wadliwych spadek wskazań modułu  $|Z|$  wynosił 60÷70%. Powierzchnie miejsc wadliwych można oszacować w granicach 2÷3 komórek wypełniacza komórkowego.

Próby wykrywalności odklejeń metodą rejestracji czasu pogłosu wykonano głowicą fal podłużnych typu 2LN7. Głowica współpracowała z defektoskopem typu UNIPAN 510. W miejscach z odklejeniami i bez odklejeń zarejestrowano różnice w długości czasu rewerberacji. Więcej odbić pogłosowych (dłuższy czas pogłosu) zanotowano w miejscach z odklejeniami, co było widoczne na ekranie jako pozorne zwiększenie czasu trwania impulsu początkowego (rys. 3).

Przedstawione metody są przydatne do wykrywania odklejeń w procesie produkcji i eksploatacji, a ich skuteczność wykrywania jest duża.

LITERATURA

1. W. W. KLUJEW: Pribory dla nierazruszajuszczego kontrola materialow i izdelij. Moskwa. Maszynostrojenije, 1976
2. W. H. SHELDON: Comparative Evaluation of Potential NDT Techniques for Inspection of Advanced Composite Structures. Materials Evaluation. February 1978
3. W. E. WOODMANSEE: A Digital Plot System Developed for NDT. Materials Evaluation, March 1978
4. H. H. CHASKELIS, A. V. CLARK: Ultrasonic Nondestructive Bond Evaluation an Analsis of the Problem. Materials Evaluation, April, 1980
5. Z. JANKIEWICZ: Wykorzystanie promieniowania laserowego w badaniach nieniszczących. Materiały VII KKBN. Uniejów, 1977
6. Z. JANKIEWICZ, W. NOWAKOWSKI, L. BOROWICZ, N. BOBAK: Badanie deformacji obiektów metodami interferometrii holograficznej. Materiały VII KKBN. Uniejów, 1977
7. J. ZIENIUK: Holografia ultradźwiękowa. Materiały VII KKBN. Uniejów, 1977

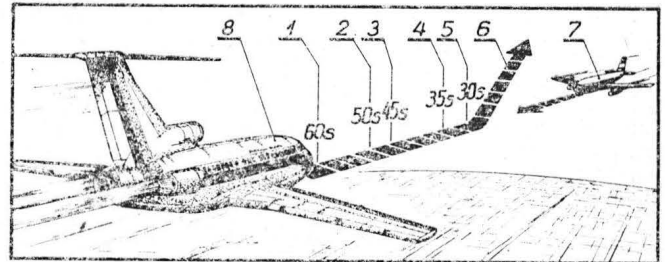
**NOWOŚCI TECHNICZNE**

**Nowe systemy ostrzegawcze**

TCAS (Traffic Alert and Collision Avoidance System) — to nazwa nowego systemu, z którym wiąże się nadzieja na zupełne wyeliminowanie zderzeń w powietrzu. FAA planuje wprowadzenie obowiązku instalowania tego systemu na wszystkich samolotach budowanych po 1993 r. Ideę działania systemu objaśnia rysunek. Praktyczne próby systemu odbyły się w I kw. br. na trasie z Greensboro (Pln. Karolina) do Waszyngtonu.

Japan Air Lines ma zainstalować na wszystkich swoich 56 samolotach Jumbo Jet nowy system ostrzegający o zboczeniu z planowanego kursu. Będzie on alarmował załogę jeżeli samolot znajdzie się dalej niż ustanowiona odległość od zadanej trasy lotu. JAL ma ustanowić tę odległość na 15 mil (27 km).

Piloci przed wejściem w graniczną strefę turbulencji wyłączą automatycznie pilota i będą polegać na wskazaniach busoli. Jeżeli ponownie nie włączy się w porę autopilota, to łatwo wpaść w pułapkę, mimo że kurs wg busoli jest ciągle prawidłowy: boczny wiatr może spychać samolot coraz dalej z trasy, bez świadomości załogi. Nowy system pochodzi z wytwórni amerykańskiej.



Rys. Nowy system ostrzegawczy TCAS: 1 — wykrycie drugiego samolotu, 2 — obliczenie względnych pozycji obu samolotów, 3 — ostrzeżenie służb kontroli ruchu, 4 — potwierdzenie niebezpieczeństwa kolizji, 5 — wydanie pilotowi polecenia, aby reagował, 6 — tor ucieczki przed kolizją, 7 — samolot na kolizyjnym kursie, 8 — samolot wyposażony w system ostrzegawczy

Wg International Herald Tribune, March 19, 1987, The Observer, April 5, 1987

oprac. mgr inż. J. Zwierzyński

## o Stanisławie Wigurze

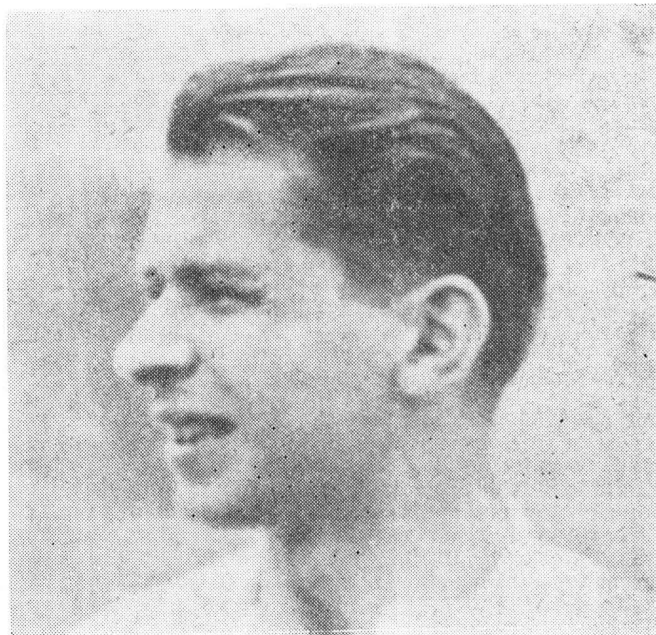
Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Choć wszyscy jednym tchem wymawiają Zwirko i Wigura, to dotychczas publikowano tylko książki ze zbeletryzowanym życiorysem Zwirki oraz jego wspomnienia. Natomiast sylwetka Wigury jest mało znana. Wymienia się zaledwie kilka faktów z jego życia, nazwy samolotów, które skonstruował oraz zawody, w których uczestniczył razem ze Zwirką. Nawet rok urodzenia Wigury przeważnie jest podawany błędnie, 1961, choć wszystkie dokumenty osobiste oraz oświadczenia rodziny wykazują, że był to rok 1903. Ostatnio miałem okazję zapoznać się z dokumentami i wiążącym życiorysem Wigury oraz obszerną i szczegółową relacją o nim, sporządzoną w 1959 r. przez jego stryjeczniejszego brata Witolda; materiały te pozwoliły na opracowanie poniższego tekstu.

Rodzina Wigurów pochodziła w Wołyniu. Ojciec Stanisława Wigury, Kazimierz, był inżynierem hydraulikiem, ukończył Instytut Technologiczny w Petersburgu. Następnie w Warszawie wraz z inż. Godlewskim założył przedsiębiorstwo instalacji centralnego ogrzewania, które wspólnie prowadzili do 1914 r. Przedsiębiorstwo dobrze prosperowało, w wyniku czego Kazimierz Wigura był człowiekiem zamożnym. Przy ul. Pięknej 66 wybudował 5-piętrową kamienicę, w której zajmował pięciopokojowe mieszkanie na V piętrze oraz trzy pokoje na poddaszu (VI piętro). Po II wojnie światowej dom ten odbudowała centrala handlowa obniżając go o jedno piętro. Starszy brat Kazimierza, Józef, był naczelnym lekarzem górniczym w Suchedniowie, gdzie zmarł w 1909 r. Kazimierz ożenił się z Martą z Sokołowskich. Oprócz syna Stanisława miał trzy córki: Zofię, Wandę i Jadwigę. Różnice wieku między dziećmi nie były duże. Zofia wyszła za mąż za płk. artylerii Stanisława Rohozińskiego (zm. w 1937 r.), żyła do 1958 r. Wanda, inż. ekonomista, prof. szkoły średniej, została żoną lekarza Bogdana Budkowskiego (po II wojnie światowej mieszkali w Gdyni, następnie zamieszkała w Warszawie, gdzie dotychczas przebywa). Jadwiga, lekarz, żona lekarza Władysława Uszyckiego, po II wojnie światowej była kierowniczką Służby Zdrowia w Sopocie.

Stanisław Wigura urodził się w Warszawie 9 kwietnia 1903 r. Był dzieckiem żywym, wesołym i rozwiniętym ponad swój wiek. Uczył się dobrze, a zwłaszcza miał zdolności do przedmiotów matematyczno-przyrodniczych. Rodzice, dbając o staranne wychowanie dzieci, postarali się o bonę Francuzkę, dzięki czemu dzieci biegle mówiły po francusku. Stanisława wyróżniało spośród innych dzieci to, że był bardzo prawdomówny, nie miał skłonności do kłamstwa. Ponadto nie cechowała go częsta u dzieci złośliwość, lecz był życzliwy i miał łagodne usposobienie, choć umiał bronić swych poglądów i był pomysłowy, zaradny i pełen energii. Zgodnie z ówczesnym systemem szkolnym po 4 klasach szkoły podstawowej wstąpił do gimnazjum. Było to polskie gimnazjum gen. Chrzanowskiego (im. Zamoyskiego) w Warszawie.

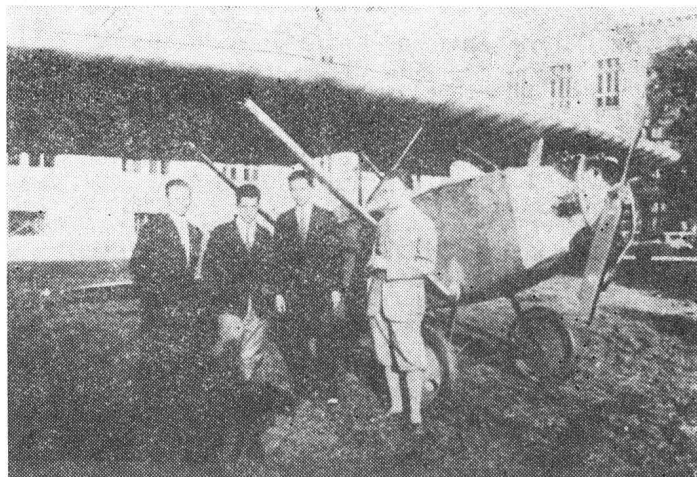
Wybuch I wojny światowej, 1 sierpnia 1914 r., zaskoczył Martę Wigurową z dziećmi na wakacjach nad morzem w Blankenberge w Belgii nad kanałem La Manche. Aby dotrzeć do męża, podjęła trudną decyzję podróży przez Szwecję i Finlandię oraz Petersburg do Kijowa. Skromne środki finansowe sprawiły, że tę dość długą podróż odbyli w ciężkich warunkach, co odbiło się na jej zdrowiu. Marta i Kazimierz Wigurowie osiedlili się w Kijowie, gdzie Stanisław Wigura uczęszczał do polskiego gimnazjum. Matka zachorowała na raka organów kobiecych i zmarła w 1915 r. w Kijowie. Po śmierci żony Kazimierz Wigura wraz z dziećmi przeniósł się do Żytomierza. Stanisław uczył się tam w Gimnazjum Polskiej Macierzy Szkolnej im. T. Czackiego. W 1916 r. Stanisław zachorował na ropne zapalenie wyrostka robaczkowego. Po pierwszej operacji ropa zaatakowała prawe płuco. Wykonano więc drugą operację, usuwając trzy żebra. Uratowało mu to życie, lecz poniósł tak poważny uszczerbek na zdrowiu, że nie mógł później uzyskać dyplomu pilota, o czym marzył. W gimnazjum Stanisław wstąpił do harcerstwa; w latach 1916-1913 prowadził zastęp. W 1917 r. w Żytomierzu zmarł nagle na ser-



Rys. 1. Stanisław Wigura

ce Kazimierz Wigura. Po jego śmierci opiekę na dziećmi przejęła babka, Zofia Sokołowska. W 1918 r. opuścili oni Żytomierz i zamieszkali w mieszkaniu przy ul. Pięknej w Warszawie. Dom nie dawał dochodów, ze względu na przepisy o ochronie lokatorów, lecz mieli zapewnione mieszkanie.

Starsza Zofia wkrótce wyszła za mąż i zamieszkała w sąsiednim domu, także na V piętrze. Stanisław rozpoczął naukę w 8-klasowym męskim gimnazjum Towarzystwa im. J. Zamoyskiego w 5 klasie. Zaprzyjaźnił się z takim samym entuzjastą lotnictwa i konstrukcji lotniczych Stanisławem Rogalskim. W tym czasie starsza od Stanisława o dwa lata Wanda zdała maturę i jako zdolna matematyczka zarabiała korepetycjami na kształcenie młodszego rodzeństwa: Stanisława i Jadwigi. Jako uczeń 7 klasy, 20 lipca 1920 r. ochotniczo wstąpił do baterii zapasowej 8 pułku artylerii polowej. 12 sierpnia został przydzielony do 1 baterii 8 p.a.p.; brał udział w walkach na froncie. Do 16 września uczestniczył w operacjach grupy gen. Hausera na odcinku Nieszawa-Włocławek. Po dojściu do granicy pruskiej bateria została przeniesiona na front południowo-wschodni, gdzie brała



Rys. 2. Przed samolotem WR-1 od lewej: A. Kocjan, J. Wędrzychowski, S. Wigura i S. Rogalski na terenie Politechniki

udział w działaniach aż do zawieszenia broni. 5 stycznia 1921 r. S. Wigura został zwolniony z wojska i powrócił do szkoły. W wojsku zaprzyjaźnił się z Jerzym Drzewieckim, również bardzo zainteresowanym lotnictwem. W 1922 r. zdał maturę uzyskując stopnie celujące z fizyki i nauk przyrodniczych, dobre z matematyki i rysunków, zaś dostateczne z polskiego, francuskiego i łaciny. Zaskakujący był stopień z języka francuskiego, gdyż dobrze znał ten język, lecz widać nie przywiązywał do tego przedmiotu większej wagi. W gimnazjum im. Zamoyskiego był zastępowym w szkolnej 2 Drużynie Harcerzy im. Tadeusza Reytana. Jego kolega z drużyny, Janusz Kędzierski, tak o nim napisał: „W 1921 r. drużyna nasza planowała wyjazd na Półwysep Helski. Przedsięwzięcie to było trudne. Głównym motorem poczynań był Stanisław Wigura. Zdumiewał zdolnościami organizacyjnymi i zapalem. Na obozie trudno nam było porozumieć się z Kaszubami. Sądziliśmy nawet, że tendencyjnie nie chcą rozumieć polskiego. Staś nikogo nie przekonywał, nie tłumaczył. Nawiązał z Kaszubami łączność znacznie prościej. Zaczął naprawiać zepsute studnie... Bez trudu wycozcowało się, że w tym chłopcu drzemią ogromne możliwości. Miał on ten bezcenny dar, który określamy popularnie mianem „charakter”. Nie przesadzę, jeśli powiem, że pobyt w naszym ruchu... ugruntował w nim bardzo istotną cechę — zgodność słów i czynów”.

We wrześniu 1922 r. Stanisław Wigura został przyjęty na Wydział Mechaniczny Politechniki Warszawskiej. Razem z nim studiowali dwaj jego przyjaciele, a przyszli współpracownicy: Stanisław Rogalski i Jerzy Drzewiecki. Wszyscy trzej stali się czynnymi członkami Sekcji Lotniczej Koła Mechaników Studentów Politechniki Warszawskiej. Pierwsza połowa studiów, obejmująca tylko przedmioty ogólnotechniczne, a nie lotnicze, była dla S. Wigury mniej atrakcyjna. Dlatego podyplom zaliczył w marcu 1926 r. z wynikiem dostatecznym. Tymczasem jego koledzy rozwijali działalność konstrukcyjną. W 1926 r. Jerzy Drzewiecki zbudował w Warsztatach Sekcji Lotniczej swój pierwszy samolot JD-2. Pobudziło to do działalności innych członków Sekcji. W 1927 r. Stanisław Wigura i Stanisław Rogalski wspólnie zaprojektowali swój pierwszy samolot RW-1, zbudowany następnie w warsztatach Sekcji. Do budowy tego samolotu brat stryjeczny inż. Witold Wigura, dyrektor zakładów przemysłu drzewnego w Bydgoszczy, dostarczył sosnę lotniczą oraz zwykłą niewodoodporną sklejkę, gdyż sklejki lotniczej jeszcze wówczas w kraju nie wytwarzano. We wrześniu 1927 r. RW-1 wykonał pierwszy lot, a w październiku 1927 r. wziął udział w I Krajowym Konkursie Awionetek w Warszawie. W 1927 r. S. Wigura i S. Rogalski wzięli udział w projektowaniu na zamówienie mjr. inż. Stefana Malinowskiego metalowego jednosilnikowego górnopłata pasażerskiego Stemal VII. Budowę tego samolotu rozpoczęto w Podlaskiej Wytwórni Samolotów, lecz z powodu trudności technologicznych nie ukończono. W 1927 r. Stanisław Rogalski odbywał służbę wojskową w Szkole Pilotów w Bydgoszczy, gdzie instruktorem był por. Franciszek Żwirko, z którym zaprzyjaźnił się. Gdy F. Żwirkę przeniesiono do Warszawy i Dębina, zapoznał się bliżej z Wigurą i zaprzyjaźnił.

W 1928 r. S. Rogalski, S. Wigura i J. Drzewiecki utworzyli zespół RWD (skrót od ich nazwisk). Swą pierwszą wspólną konstrukcję zaprojektowali w układzie wolnonośnego górnopłata, co zapewniało korzystne właściwości aerodynamiczne samolotu. Otrzymał on oznaczenie RWD, później zmienione na RWD-1. Po wykonaniu pierwszego lotu we wrześniu 1928 r., samolot ten wziął udział w II Krajo-



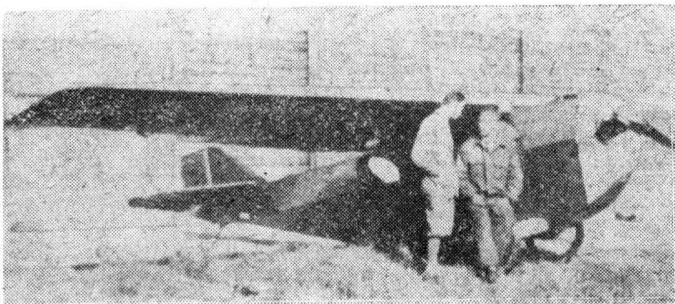
Rys. 4. S. Wigura i F. Żwirko przy RWD-2 podczas lotu wokół Europy

wym Konkursie Awionetek w 1928 r. w Warszawie, gdzie został wyróżniony za oryginalną konstrukcją i opracowanie techniczne wykraczające ponad przeciętny poziom. Samolot miał dość skromne osiągi z powodu użytego doń silnika ABC Scorpion o mocy zaledwie 25 kW (34 KM). „Żywot” samolotu był dość krótki, gdyż zimą myszy przegryzły dźwigar skrzydła i założyły w nim gniazdo. W zespole RWD S. Wigura był jednym z konstruktorów tworzących ogólną koncepcję samolotu, wykonywał obliczenia aerodynamiczne i wytrzymałościowe wszystkich projektowanych wspólnie samolotów oraz uczestniczył w opracowywaniu rozwiązań konstrukcyjnych.

Zespół RWD spędzał czas w kreslarni Politechniki, w warsztacie Sekcji Lotniczej, który mieścił się w podziemiach gmachu Nowej Kreslarni oraz na lotnisku mokotowskim latając w założonym w 1927 r. Akademickim Aeroklubie Warszawskim. S. Rogalski, S. Wigura i J. Drzewiecki zaprzyjaźnili się z pilotami, instruktorem inż. Witoldem Rychterem i por. Mieczysławem Pronaszko. Sprawami organizacyjnymi i finansowymi związanymi z warsztatem Sekcji kierował ich kolega Jerzy Wędrychowski, zaś sprawami technologicznymi i wykonawczymi w warsztacie — Antoni Kocjan. Nic więc dziwnego, że gdy Antoni Kocjan zbudował ślizgacz wodny, urządzali wspólnie wycieczki po Wiśle. S. Wigura, zwracający uwagę swą urodą, miał powodzenie u dziewcząt i zabierał czasem swe znajome na przejażdżkę ślizgaczem. Uczestniczyła też w wodnych wyprawach Erwudziaków, jak ich nazywano, siostra W. Rychtera, Halszka Rychterówna. Podobała się ona Stanisławowi Wigurze. Lecz podobał się jej zarówno S. Wigura, jak i S. Rogalski i nie potrafiła wybrać. Dopiero po śmierci S. Wigury została żoną S. Rogalskiego.

W 1929 r. wyszkolony w Akademickim Aeroklubie Warszawskim na pilota S. Rogalski otrzymał herb „Wigura”, jako że uważano ich za nierozłącznych przyjaciół. Pracę dyplomową nt. gwiazdowego silnika lotniczego robił S. Wigura na Politechnice u prof. Karola Taylora. W tym okresie studenci Oddziału Lotniczego wykonywali prace dyplomowe z silników, gdyż prof. Gusław Mokrzycki, który objął Katedrę Budowy Płatowców, jeszcze nie prowadził prac dyplomowych. S. Wigura obronił dyplom 17 czerwca 1929 r. Z hydrauliki (wraz z aerodynamiką) silników lotniczych, budowy płatowców i ekonomii otrzymał na dyplomie piątki. Ze względu na duże zdolności konstruktorskie został asystentem przy Katedrze Budowy Płatowców. Było to niewiele płatne zajęcie na ćwierć etatu. Asystentem został także S. Rogalski. Później, w 1931 r., S. Wigura został ponadto wykładowcą w Państwowej Szkole Technicznej Samochodowo-Lotniczej przy ul. Hożej 88 w Warszawie.

Rok 1929 przyniósł zespołowi RWD pierwszy duży sukces konstrukcyjny. Był nim dwumiejscowy samolot sportowy RWD-2, będący dalszym rozwinięciem koncepcji RWD-1. Prototyp RWD-2 wykonał pierwszy lot w lipcu 1929 r. Następnie zbudowano jeszcze 3 egzemplarze przeznaczone do udziału w międzynarodowych zawodach samolotów turystycznych Challenge 1930. RWD-2 przyniósł polskiemu lotnictwu pierwsze rekordy międzynarodowe oraz był pierwszym samolotem polskiej konstrukcji, na którym wykonano rajd zagraniczny. W lipcu 1929 r. F. Żwirko i S. Wigura wykonali na nim lot dookoła Polski długości 1200 km. W dniach od 9 sierpnia do 6 września 1929 r. F. Żwirko i S. Wigura wykonali na RWD-2 rajd dookoła Europy przez Niemcy, Francję, Hiszpanię, Włochy i Austrię, przelatując 5000 km w 42 h. S. Wigura i por. Franciszek Żwirko stworzyli zgraną załogę, dającą sobie doskonałe radę w trudnych warunkach. F. Żwirko był doskonałym pilotem znającym bardzo dobrze topografię trasy, którą zamierzał lecieć. S. Wigura przed lotem i w locie przeprowadzał obli-



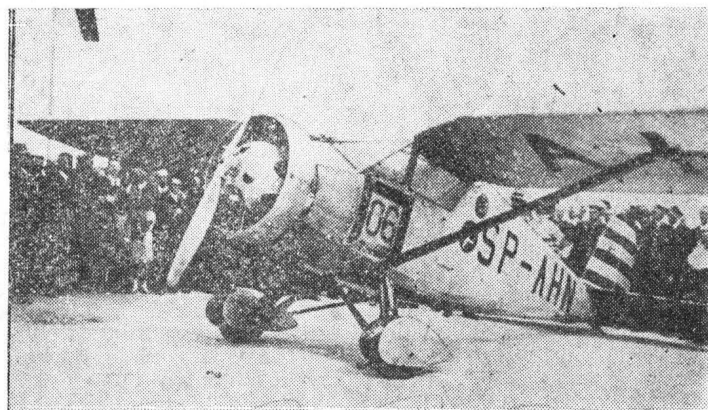
Rys. 3. Pierwszy samolot Erwudziaków RWD-1, a przy nim S. Rogalski i J. Drzewiecki

czenia nawigacyjne oraz związane z najekonomiczniejszym zużyciem paliwa, zaś podczas postojów był doświadczonym mechanikiem silnikowym, znanym z udzielania życzliwych porad kolegom, którzy mieli trudności z pracą silników swych samolotów. Na RWD-2 zwyciężyli w I i II Locie Południowo-Zachodniej Polski w 1929 r. i 1930 r. S. Wigura w latach 1929÷1931 brał udział w zawodach krajowych i rajdach zagranicznych, latając z S. Rogalskim i M. Proszką.

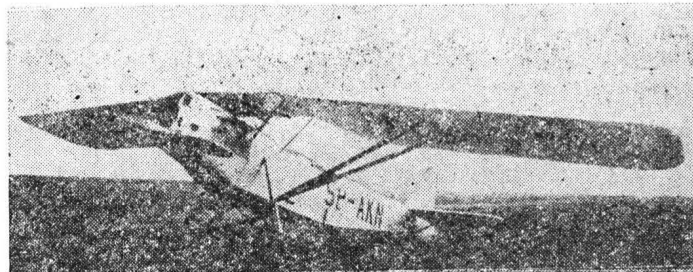
Sukcesy samolotów RWD-2 zaowocowały m.in. przychylnością Ligi Obrony Powietrznej i Przeciwgazowej, która zbudowała w 1930 r. na Okęciu nowe pomieszczenia dla Warsztatów Sekcji Lotniczej. Praktycznie biorąc nie były to już warsztaty studenckie, lecz mała wytwórnia lotnicza kierowana przez inż. Jerzego Wędrychowskiego i trzech Erwudziaków. Tu powstały kolejne konstrukcje RWD. Na pierwsze samoloty w latach dwudziestych napływały zamówienia z poszczególnych aeroklubów, zaś na następne zamówienia składało Ministerstwo Komunikacji i Ministerstwo Spraw Wojskowych. Zamówiony przez wojsko wzorowany na RWD-2 samolot łącznikowy RWD-3 (oblatany w kwietniu 1930 r.), który był pierwszym polskim samolotem ze składanymi skrzydłami, nie spełnił stawianych mu wymagań i nie wszedł do produkcji. Kolejnym ulepszeniem był turystyczny RWD-4 oblatany wiosną 1930 r. Został on zbudowany w serii 10 sztuk. Samoloty te wzięły udział w zawodach międzynarodowych Challenge 1930 oraz uczestniczyły w wielu zawodach krajowych. S. Wigura i F. Żwirko na RWD-4 wzięły udział w Challenge 1930 (18.07.1930 do 7.08.1930). Z powodu defektu silnika przymusowo lądowali w górach k. Saragossy. Wylądowali szczęśliwie na zboczu góry. S. Wigura odnalazł warsztat mechaniczny i dzięki znajomości francuskiego załatwił dorobienie uszkodzonej części do silnika. Pozwoliło im to na powrót samolotem do Warszawy, lecz z zawodów musieli wycofać się. Opowiadając stryjecznemu bratu Witoldowi o tym locie podkreślał, że w razie napotkania burzy należy ją omijać lub lądować i przeczekać, gdyż silniki i konstrukcja samolotów turystycznych są za słabe, aby oprzeć się potęgde huraganu. Dodał wówczas: „Lotnik zawsze musi być przygotowany na wypadek i śmierć. Zobaczysz Witoldzie, że będziesz moje kosteczki zbierał”.

F. Żwirko i S. Wigura na RWD-4 w III Krajowym Konkursie Awionetek (24.09.1930 do 5.10.1930) zajęli I miejsce.

W 1931 r. Erwudziacy skonstruowali dwa następne samoloty, będące dalszym rozwojem koncepcji przyjętej dla pierwszego samolotu RWD. RWD-7, oblatany w lipcu 1931 r., wzorowany na RWD-2 i RWD-4, był samolotem przeznaczonym do bicia rekordów. Ustalono na nim, dla tej kategorii ciężarowej samolotów, w 1931 r. rekord prędkości (178 km/h) oraz w 1932 r. rekord wysokości (6023 m). Oblatany 7.08.1931 r. dwumiejscowy sportowy RWD-5 miał ulepszoną konstrukcję w stosunku do RWD-4. Samolot otrzymał kadłub spawany z rur stalowych, a nie drewniany, zaś z krytej kabiny była dobra widoczność do przodu dzięki zastosowaniu innego układu silnika niż na poprzednich RWD. RWD-5 był jednym z najlepszych polskich samolotów sportowych. W następnych latach wyprodukowano go ponad 20 sztuk. W 1931 r. F. Żwirko i S. Wigura zdobyli na nim I miejsce w IV Krajowym Konkursie Samolotów Turystycznych. Samolot ten (jego jednomiejscowa wersja długodystansowa oznaczona RWD-5bis) został wybrany do lotu przez Atlantyk. Na nim kpt. Stanisław Skarżyński wykonał w maju 1933 r. przelot nad Atlantykiem Południowym (3582 km) i pobił międzynarodowy rekord odległości bez lądowania. Był to pierwszy udany polski przelot przez Atlantyk.



Rys. 5. Challenge'owy RWD-6 S. Wigury i F. Żwirki



Rys. 6. Ostatnia konstrukcja S. Wigury — RWD-8

W 1932 r. Erwudziacy stworzyli koncepcję samolotu krótkiego startu i lądowania z przeznaczeniem do udziału w Międzynarodowych Zawodach Samolotów Turystycznych Challenge 1932. Był to zastrzałowy górnopłat z płatem prostokątnym ze slotami i klapami. Oznaczono go RWD-6. Odbył on pierwszy lot 3.06.1932 r. F. Żwirko i S. Wigura na RWD-6 odnieśli zwycięstwo w III Challenge (11÷28.3.1932 r.) pokonując najlepszych pilotów Europy. Główną częścią zawodów był rajd wokół Europy długości 7359 km. Wiele punktów załoga uzyskała w próbach technicznych, m.in. prędkości minimalnej i maksymalnej. W próbie prędkości minimalnej osiągnęli oni 59 km/h, choć prędkości poniżej 63 km/h już nie dawały dodatkowych punktów. Zwycięstwo odniesione w Berlinie, gdzie odbywało się rozpoczęcie i zakończenie zawodów, było pierwszym wielkim sukcesem polskiego lotnictwa. Za zwycięstwo to S. Wigura otrzymał Złoty Krzyż Zasługi, podobnie jak F. Żwirko.

Po Challenge'u F. Żwirko i S. Wigura przyjęli zaproszenie na mityng lotniczy do Pragi. Brat stryjeczny S. Wigury, Witold, tak relacjonuje odlot do Pragi: „Odlot miał nastąpić z Warszawy w sobotę 10 września o godz. 17 do Brna całą grupą samolotów, a jedenastego o godz. 11 do Pragi, gdzie czekał prezydent Masaryk. Staś był wcześniej na lotnisku, przygotował maszynę i wziął komunikat meteo zapowiadający na następny dzień burzę. Przed terminem startu przyjechał Żwirko swym samochodem i oświadczył, że lecieć nie może, bo krawiec nie skończył mu na czas nowego munduru i otrzyma go dopiero wieczorem. Dlatego start przełożono na 5 rano w niedzielę, by zdążyć na 10 do Brna. Żwirko wieczorem w sobotę był w Oazie, lecz nie pił (o co posądzali go nieżyczliwi). Staś był wieczorem na bridżu. O świcie obudziła go siostra, dała śniadanie i swym samochodem pojechała na lotnisko. O 5 rano pogoda była ładna”. Samolot RWD-6 Żwirki i Wigury podczas lotu nad górzystym i zalesionym terenem pod Cierlickiem Górnym w Czechosłowacji niedaleko Cieszyna rozbił się podczas burzy, a załoga poniosła śmierć. Przyczyną techniczną katastrofy była za mała sztywność skrzydła oraz nieznanne jeszcze wówczas zjawisko rozbieżności skrajnej skrzydła przy dużej prędkości lotu. Było ono przyczyną rozbicia się przed Challenge samolotu Messerschmitt BFW M.29a oraz jednego egzemplarza RWD-6, zaś podczas próby prędkości na Challenge'u F. Żwirko i S. Wigura stwierdzili pierwsze objawy małej sztywności skrajnej skrzydła. Niestety zjawisko to poznano dopiero późną jesienią 1932 r. Cały kraj okrył się żałobą, tysiące ludzi wzięło udział w pogrzebie F. Żwirki i S. Wigury, których uznano na bohaterów narodowych. Zostali pochowani w Warszawie na Powązkach w Alei Zasłużonych, zaś w Cierlicku postawiono obelisk (zniszczony podczas wojny przez Niemców, a odbudowany po wojnie). Stanisław Wigura został pośmiertnie odznaczony Krzyżem Kawalerskim Orderu Odrodzenia Polski.

Ostatnią konstrukcją Stanisława Wigury był samolot szkolny RWD-8, oblatany w 1933 r. już po jego śmierci. RWD-8 był podstawowym samolotem szkolnym w lotnictwie wojskowym i aeroklubach. Na nim wyszkoliła się większość polskich pilotów, którzy walczyli podczas II wojny światowej. Samolotów tych wyprodukowano 570 sztuk, czyli najwięcej spośród polskich konstrukcji przed wojną. Myśl konstrukcyjną S. Wigury kontynuowali konstruktorzy RWD, czego wyrazem był dalszy rozwój samolotu RWD-6: zawodniczy RWD-9, na którym kpt. Jerzy Bajan zwyciężył w Challenge'u 1934, trzymiejscowy turystyczny RWD-13 zbudowany w serii 105 sztuk i pięciomiejscowy RWD-15. Natomiast rozwinięciem RWD-8 był samolot szkolno-akrobacyjny RWD-17.

Uwaga. W artykule nie omówiono spraw konstrukcyjnych samolotów zaprojektowanych przez Stanisława Wigurę ani wszystkich uzyskanych przez nie wyników sportowych, gdyż zostały one szczegółowo przedstawione w książkach: A. Glassa „Polskie konstrukcje lotnicze 1893÷1939” oraz L. Dulęby i A. Glassa: „Samoloty RWD”.

# Roczny spis treści TLiA 1987

## Tematyczny spis treści

	Nr	Str.		Nr	Str.
<b>Aerodynamika i mechanika lotu</b>					
Współczynnik obciążenia skrzydła szybowca w różnych stanach lotu ustalonego — <b>W. Stafiej</b>	3	16	Analiza wyników prób statycznych — <b>A. Kowalski</b>	4	3
Zabezpieczenie samolotu przed korkociągiem	7	23	Samoloty, śmigłowce i szybowce PZL	5	2
Prace firmy Aeritalia w dziedzinie techniki STOL	7	23	Polski przemysł lotniczy w 1987 r. — <b>A. Glass</b>	5	17
Zagadnienia związane ze sterowaniem poprzecznym szybowca — <b>W. Stafiej</b>	8	4	Projekty i prototypy PZL na lata 1987÷1990	5	20
			Problematyka obliczeniowa w procesie projektowania szybowców — <b>W. Stafiej</b>	9	3
			Samoloty szkolno-treningowe z napędem turbo-śmigłowym — <b>T. Królikiewicz</b>	10	4
<b>Eksploatacja</b>					
Klasyfikacja nośności nawierzchni lotniskowych metodą ACN-PCN (I) — <b>K. Czarnecki</b>	1	19	<b>Książki lotnicze</b>		
Przygotowanie i załadunek cieczy roboczej do samolotów i śmigłowców — <b>M. Michalski</b>	2	19	1 — III okł.; 4 — 19; 5 — III okł.; 9 — II okł.		
Klasyfikacja nośności nawierzchni lotniskowych metodą ACN-PCN (II) — <b>K. Czarnecki</b>	2	19	<b>Pomoce konstrukcyjne</b>		
Klasyfikacja nośności nawierzchni lotniskowych metodą ACN-PCN (III) — <b>K. Czarnecki, M. Graczyk</b>	3	18	Zabezpieczenie układów paliwowych samolotów od zapalenia się par paliwa wskutek wyładowań elektrycznych w atmosferze (III)		
Klasyfikacja nośności nawierzchni lotniskowych metodą ACN-PCN (IV) — <b>K. Czarnecki</b>	4	7	Zabezpieczenie układów paliwowych samolotów od zapalenia się par paliwa wskutek wyładowań elektrycznych w atmosferze (IV)		
Wypadki w lotnictwie wojskowym — <b>M. Ostapkowicz</b>	4	18	Zabezpieczenie układów paliwowych samolotów od zapalenia się par paliwa wskutek wyładowań elektrycznych w atmosferze (V)		
Załadunek materiałów sypkich do samolotów i śmigłowców — <b>M. Michalski</b>	6	6	Wykaz programów o tematyce lotniczej, znajdujących się w Instytucie Lotnictwa w Warszawie		
Analiza numeryczna symetrycznych drgań własnych samolotu z uwzględnieniem odkształcalności struktury — <b>J. Błaszczak</b>	7	4	Ciśnienie na wlocie do gaźnika i wydatki paliwa instalacji paliwowych samolotów lekkich (I)		
Bezpieczeństwo a ekonomia w lotnictwie. U źródeł kontrowersji (I) — <b>J. M. Morawski</b>	9	5	Ciśnienie na wlocie do gaźnika i wydatki paliwa instalacji paliwowych samolotów lekkich (II)		
Bezpieczeństwo a ekonomia w lotnictwie. U źródeł kontrowersji (II) — <b>J. M. Morawski</b>	10	8	Advisory Circular 23-2		
Walory użytkowe polskich szybowców — <b>A. Kurbiel</b>	10	10	Obciążenia pływaków wodnosamolotów dwupływakowych		
Bezpieczeństwo czy ekonomia — <b>T. Smolicz</b>	11—12	13	Charakterystyki pływaków wodnosamolotów (I)		
Podstawowe obciążenie skrzydła szybowca podczas rozbiegu, dobiegu i wzlotu za wyciągar-ką — <b>W. Stafiej</b>	11—12	5	<b>Polskie patenty lotnicze</b>		
Nowe systemy ostrzegawcze	11—12	16	2 — 8; 5 — 21; 6 — 23; 8 — 9; 11—12 — 12		
			<b>Różne</b>		
<b>Kartoteka TLiA</b>					
Antonow An-124 Ruslan	1	11	Brak i nadmiar samolotów szkolnych — <b>A. Glass</b>		
Kamow Ka-32	1	13	Dwie metody budowania prototypów — <b>A. Glass</b>		
Aeritalia/Aermacchi/EMBRAER AM-X	2	11	Burza wokół krakowskiego Muzeum Lotnictwa i Astronautyki — <b>A. Glass</b>		
Delfin	2	13	Przykład zastosowania metod statystycznych do opracowania i analizy wyników badań — <b>M. Gliwa</b>		
Trago Mills S.A.H.1	3	11	Ilustrowany leksykon lotniczy — <b>A. Glass</b>		
ANSC Kristall	3	13	Samoloty szkolne dla Aeroklubu		
Aerospatiale/Aeritalia ATR-42	4	11	W przededniu 60-lecia PZL		
British Aerospace (BAe) ATP	4	13	Druga fala motoszybowców — <b>A. Glass</b>		
AIRTECH/PZL-130 Turbo Orlik	5	11	Słabe strony polskiego przemysłu lotniczego — <b>A. Glass</b>		
AIRTECH/PZL-130 Turbo Orlik	5	13	Automatyczny system mycia samolotów		
PZL I-22	5	14	Jubileusz „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” — <b>A. Glass</b>		
PZL I-22	5	15	Najważniejsze problemy muzealnictwa lotniczego — <b>A. Glass</b>		
PZL-M26 Iskierka	6	11	Nieprawidłowa naprawa przyczyną katastrofy japońskiego B.747		
Jakowlew Jak-55	6	13	Obrady Komitetu Wykonawczego ICAS		
Avtek 400	7	11	<b>Silniki</b>		
Tupolew Tu-22M	7	13	Przemiana swobodnego przepływu wlotowego silnika odrzutowego podczas rozbiegu samolotu — <b>T. Gajewski</b>		
Lockheed/Skyfox/Boeing Skyfox	8	11	Alternatywne paliwa lotnicze do silników turbinowych — <b>P. Wolański</b>		
FMA IA-63 Pampa	8	13	Wojskowe silniki lotnicze USA i Europy Zachodniej — <b>M. Ostapkowicz</b>		
Mikojan MiG-27	9	11	Nowy silnik dwuprzepływowy PW-300 do samolotów służbowych		
Rolladen-Schneider LS-3	9	13	Hipoteza maksymalnych naprężeń na krawędzi karbu w postaci otworu kołowego — <b>M. Dębski</b>		
Aeroprakt A-8	10	11			
SP-1 Spunt	10	13			
Embraer EMB-120	11—12	17			
MiG-21/Analog-144	11—12	19			
<b>Konstrukcje płatowców i ciekawe konstrukcje</b>					
Farnborough '86 — <b>A. Glass</b>	2	4			
Samoloty i śmigłowce na Farnborough '86 — <b>A. Glass</b>	3	4			
Samolot Sikorsky z płatem o układzie X	3	III okł.			

	Nr	Str.		Nr	Str.
Tłumienie drgań skrętnych wałów korbowych lotniczych silników tłokowych (I) — <b>M. Łagosz, S. Szczeciński</b>	7	18	Wykrywanie niedoklejen pokrycia do wypełniacza komórkowego w konstrukcjach lotniczych — <b>R. Kimsztacz</b>	11—12	32
Rakietowy silnik strumieniowy . . . . .	7	23	Nowa metoda wykrywania pęknięć w metalach	11—12	16
Zespół napędowy a bezpieczeństwo lotu — <b>A. Glass</b>	8	1	<b>Wyposażenie i osprzęt</b>		
Tłumienie drgań skrętnych wałów korbowych lotniczych silników tłokowych (II) — <b>M. Łagosz, S. Szczeciński</b>	8	7	Polskie śmigła w 40-leciu PRL — <b>S. Malewski</b>	9	8
Osobliwe stany pracy sprzęgieł głównych reduktorów zespołu napędowego śmigłowców — <b>R. Gruchalski</b>	8	18	<b>Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP i SITK</b>		
Studium zintegrowanego systemu napędowego samolotów naddźwiękowych	8	III okł.	4 — II okł.; 6 — II i III okł.; 8 — II okł.; 9 — III okł.; 10 — II i III okł.; 11—12 — II i III okł.		
Rozwój niezawodności silników lotniczych — <b>A. Glass</b>	10	1	<b>Z dziejów polskiej techniki lotniczej</b>		
Teoretyczna analiza wahań prędkości obrotowej dwuwałowych silników odrzutowych — <b>P. Lindstedt</b>	10	19	Jeszcze jedna z wielu „białych plam” na mapie historii polskiej techniki lotniczej i uzbrojeniowej — <b>K. Chołoniewski</b>	1	22
Radzieckie turbinowe silniki lotnicze — <b>J. Grzegorzewski</b>	11—12	8	PZL-37B Łoś produkowany w 1939 r. — <b>A. Glass</b>	1	22
Międzynarodowy Salon Lotniczo-Kosmiczny Paryż '87 — <b>J. Grzegorzewski</b>	11—12	25	Starania o samoloty do zrzutów cichociemnych z Francji w 1939 r. i 1940 r. — <b>A. Glass</b>	2	22
<b>Statystyka lotnicza</b>			Polskie balony zaporowe z 1942 i 1943 r. — <b>A. Glass</b>	3	22
Włoski przemysł lotniczy; Brytyjski przemysł lotniczy 1985; Brazylijski przemysł lotniczy 1985; Francuski przemysł lotniczy 1985; Wypadki lotnicze w RFN w 1984; Rozwój liczby szybowców i motoszybowców w RFN 1968÷÷1984	2	3	Polskie modyfikacje samolotu MiG-17 (I) — <b>P. Butowski</b>	4	20
Zmiany średnich cen jednosilnikowych samolotów sportowych i turystycznych we Francji w latach 1966÷1985	3	3	Polskie modyfikacje samolotu MiG-17 (II) — <b>P. Butowski</b>	6	19
Światowa produkcja szybowców poszczególnych klas w latach 1980÷1985, Światowa produkcja motoszybowców 1964÷1985	6	3	Instytut Lotnictwa — 60 lat w służbie polskich skrzydeł i gospodarki narodowej (I) — <b>J. Grzegorzewski</b>	7	21
Produkcja motoszybowców na świecie	7	3	Instytut Lotnictwa — 60 lat w służbie polskich skrzydeł i gospodarki narodowej (II) — <b>J. Grzegorzewski</b>	8	21
Obloty prototypów samolotów, śmigłowców i szybowców	8	3	Śląskie Warsztaty Szybowcowe pół wieku temu — <b>A. Skarbiński</b>	9	21
Francuski przemysł lotniczy; Największe wytwórnie lotnicze w 1985 r.	10	3	LWD OSA — nie zrealizowany projekt samolotu słabosilnikowego — <b>E. Kocent-Zieliński</b>	10	22
PLL LOT 1984÷1985	11—12	4	O Stanisławie Wigurze — <b>A. Glass</b>	11—12	34
<b>Techniczny słownik lotniczy</b>			<b>Ludzie polskiej techniki lotniczej</b>		
Czeskie czasowniki i zwroty lotnicze (III)	1	15	Prof. mgr inż. Leszek Dulęba (1907÷1987)	7	II okł.
Niemieckie skróty lotnicze (I)	2	15	<b>Projekty i prototypy</b>		
Niemieckie skróty lotnicze (II)	3	15	Dassault-Breguet Rafale	1	II okł.
Lotnicze terminy hiszpańskie, rumuńskie i węgierskie (I)	4	15	Boeing 747-400	1	III okł.
Meteorologia	5	15	Kawasaki XT-4	2	II okł.
Lotnicze terminy hiszpańskie, rumuńskie i węgierskie (II)	6	15	IAI Lavi	2	II okł.
Sport lotniczy (terminy francuskie) (I)	7	15	ICA IAR-35	3	II okł.
Terminy lotnicze bułgarskie, czeskie i serbochorwackie (V)	8	15	Shorts Tucano	3	II okł.
Terminy lotnicze bułgarskie, czeskie i serbochorwackie (VI)	9	15	Promavia F1200 Jet Squalus	4	10
Terminy lotnicze bułgarskie, czeskie i serbochorwackie (VII)	10	15	Valmet L-90 TP Redigo	4	10
Terminy lotnicze bułgarskie, czeskie i serbochorwackie (VIII)	11—12	21	PZL-105 Wilga 88	5	23
<b>Technologia i materiały</b>			Aeroprakt A-11M Gamlet	6	10
Technologia i badania dźwigarów kompozytowych zbrojonych włóknem węglowym — <b>A. Papiorek</b>	1	6	Silnik tłokowy PZL-Kalisz K-8AA	6	10
Urządzenie do wytwarzania preimpregnatów rowingowych z włókien szklanych i węglowych (II) — <b>M. Kwiatkowski</b>	1	17	British Aerospace EAP	7	10
Urządzenie do wytwarzania preimpregnatów rowingowych z włókien szklanych i węglowych (III) — <b>M. Kwiatkowski</b>	2	17	Fokker 100	7	20
Ocena stali za pomocą próby zginania udarowego — <b>M. Gliwa</b>	6	4	Aeroprak A-11M Gamlet	6	10
Synteza automatu do realizacji trzystopniowego programu natężenia prądu spawania w spawarce mikroplazmowej SMP-30 — <b>J. Mąkosa, M. Kwiatkowski</b>	9	18	Kamow Ka-126	9	20
Wpływ normalizowania i wysokiego odpuszczania po nawęglaniu na budowę warstwy nawęglonej wybranych gatunków stali — <b>J. Mikula</b>	11—12	28	FAG Esslingen E 14	9	II okł.
			Stemme S10	10	18
			Schleicher ASW-24	10	II okł.
			Grob G-115	11—12	24
			Koźmiński Moto-Sroka	11—12	24
			<b>Okladki</b>		
			Samoloty myśliwskie Mikojan MiG-19	1	I
			Samoloty PZL P.11A, C i F	1	IV
			Dwumiejscowy samolot RWD-5 PLL LOT	2	I
			Samoloty RWD-5	2	IV
			Prototyp samolotu transportowego LWD Miś	3	I
			Szybowiec IS-1 Sep	3	IV
			Samolot sportowy RWD-19 (1938 r.)	4	I
			PZL P.23B Karaś	4	IV
			Samoloty PZL-M26 Iskierka, PZL-130 Orlik i AIRTECH PZL-130T Turbo Orlik	5	I
			An-28	5	IV
			Lekkie samoloty bombowe Fairey Battle	6	I
			Samoloty PZL 5	6	IV
			Samoloty myśliwskie Fokker EV(DVIII)	7	I
			Samoloty bombowe FARMAN F-68 „Goliath”	7	IV
			Samoloty szkolno-treningowe PWS-26 (1935÷1939)	8	I
			Samoloty Junak 3	8	IV
			Samoloty bombowe Vickers Wellington: MkIc, MkIII	9	I



	Nr	Str.
Vickers Wellington: MkI, MkIV, MkX . . . . .	9	IV
Samoloty bombowo-torpedowe Vickers Wellington Mk XI, XIII, XIX . . . . .	10	I
PWS-11 i PWS-11 bis . . . . .	10	IV
Lublin R-XIIIF . . . . .	11-12	I
Lublin R-XIIIB . . . . .	11-12	IV

## Alfabetyczny wykaz autorów

<b>B</b>		
<b>Błaszyk Jan:</b> Analiza numeryczna symetrycznych drgań własnych samolotu z uwzględnieniem odkształcalności struktury . . . . .	7	4
<b>Butowski Piotr:</b> Polskie modyfikacje samolotu MiG-17 (I) . . . . .	4	20
(II) . . . . .	6	19
<b>C</b>		
<b>Chołoniewski Krzysztof:</b> Jeszcze jedna z wielu „białych plam” na mapie historii polskiej techniki lotniczej i uzbrojeniowej . . . . .	1	22
<b>Czarnecki Krzysztof:</b> Klasyfikacja nośności nawierzchni lotniskowych metodą ACN-PCN (I) . . . . .	1	19
(II) . . . . .	2	19
<b>Czarnecki Krzysztof, Graczyk Mirosław:</b> Klasyfikacja nośności nawierzchni lotniskowych metodą ACN-PCN (III) . . . . .	3	18
<b>Czarnecki Krzysztof:</b> Klasyfikacja nośności nawierzchni lotniskowych metodą ACN-PCN (IV) . . . . .	4	17
<b>D</b>		
<b>Dębski Marek:</b> Hipoteza maksymalnych naprężeń na krawędzi karbu w postaci otworu kołowego . . . . .	6	18
<b>G</b>		
<b>Gajewski Tadeusz:</b> Przemiana swobodnego przepływu wlotowego silnika odrzutowego podczas rozbiegu samolotu . . . . .	1	3
<b>Glass Andrzej:</b> Brak i nadmiar samolotów szkolnych . . . . .	1	1
PZL Łoś produkowany w 1939 r. . . . .	1	22
Dwie metody budowania prototypów . . . . .	2	1
Farnborough '86 . . . . .	2	4
Starania o samoloty do zrzutów cichociemnych z Francji w 1939 i 1940 r. . . . .	2	22
Burza wokół krakowskiego Muzeum Lotnictwa i Astronautyki . . . . .	3	1
Samoloty i śmigłowce na Farnborough '86 . . . . .	3	4
Polskie balony zaporowe z 1942 i 1943 r. . . . .	3	22
Ilustrowany leksykon lotniczy . . . . .	4	1
Polski przemysł lotniczy w 1987 r. . . . .	5	17
Druga fala motoszybowców . . . . .	6	1
Słabe strony polskiego przemysłu lotniczego . . . . .	7	1
Zespół napędowy a bezpieczeństwo lotu . . . . .	8	1
Jubileusz „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” . . . . .	9	1
Rozwój niezawodności silników lotniczych . . . . .	10	1
Najważniejsze problemy muzealnictwa lotniczego . . . . .	11-12	1
O Stanisławie Wigurze . . . . .	11-12	34
<b>Gliwa Marian:</b> Przykład zastosowania metod statystycznych do opracowania i analizy wyników badań . . . . .	3	7
Ocena stali za pomocą próby zginania udarowego . . . . .	6	4
<b>Graczyk Mirosław</b> patrz <b>Czarnecki Krzysztof</b> . . . . .	3	18
<b>Gruchalski Ryszard:</b> Osobliwe stany pracy sprężel głównych reduktorów zespołu napędowego śmigłowców . . . . .	8	18
<b>Grzegorzewski Jerzy:</b> Instytut Lotnictwa — 60 lat w służbie polskich skrzydeł i gospodarki narodowej (I) . . . . .	7	21
(II) . . . . .	8	21
Radzieckie turbinowe silniki lotnicze . . . . .	11-12	8
Międzynarodowy Salon Lotniczo-Kosmiczny Paryż '86 . . . . .	11-12	25

## K

<b>Kimsztacz Romuald:</b> Wykrywanie niedoklejen pokrycia do wypełniacza komórkowego w konstrukcjach lotniczych . . . . .	11-12	32
<b>Kocent-Zieliński Edward:</b> LWD Osa — nie zrealizowany projekt samolotu słabosilnikowego . . . . .	10	22
<b>Kowalski Andrzej:</b> Analiza wyników prób statycznych . . . . .	4	3
<b>Królikiewicz Tadeusz:</b> Samoloty szkolno-treningowe z napędem turbośmigłowym . . . . .	10	4
<b>Kwiatkowski Mieczysław:</b> Urządzenie do wytwarzania preimpregnatów rowingowych z włókien szklanych i węglowych (II) . . . . .	1	17
(III) . . . . .	2	17
<b>Kwiatkowski Mieczysław</b> — patrz <b>Mąkosa Jolanta</b> . . . . .	9	18
<b>Kurbiel Adam:</b> Walory użytkowe polskich szybowców . . . . .	10	10

## L

<b>Lindstedt Paweł:</b> Teoretyczna analiza wahań prędkości obrotowej dwuwahlowych silników odrzutowych . . . . .	10	19
---	----	----

## Ł

<b>Łagosz Michał, Szczeciński Stefan:</b> Tłumienie drgań skrętnych wałów korbowych lotniczych silników tłokowych (I) . . . . .	7	18
(II) . . . . .	8	7

## M

<b>Małewski Stanisław:</b> Polskie śmigła w 40-leciu PRL . . . . .	9	8
<b>Michalski Marek:</b> Przygotowanie i załadunek cieczy roboczej do samolotów i śmigłowców. Załadunek materiałów sypkich do samolotów i śmigłowców . . . . .	2	9
6	6	
<b>Mikula Józef:</b> Wpływ normalizowania i wysokiego odpuszczania po nawęglaniu na budowę warstwy nawęglonej wybranych gatunków stali . . . . .	11-12	28
<b>Morawski Janusz M.:</b> Bezpieczeństwo a ekonomia w lotnictwie. U źródeł kontrowersji (I) . . . . .	9	5
(II) . . . . .	10	8
<b>Mąkosa Jolanta, Kwiatkowski Mieczysław:</b> Synteza automatu do realizacji trzystopniowego programu nateżenia prądu spawania w spawarce mikroplazmowej SMP-30 . . . . .	9	18

## O

<b>Ostapkowicz Mirosław:</b> Wojskowe silniki lotnicze USA i Europy Zachodniej . . . . .	3	21
Wypadki w lotnictwie wojskowym . . . . .	4	13

## P

<b>Papiorek Andrzej:</b> Technologia i badania dźwigarów kompozytowych zbrojonych włóknom węglowym . . . . .	1	16
--	---	----

## S

<b>Skarbiński Adam:</b> Śląskie Warsztaty Szybowcowe pół wieku temu . . . . .	9	21
<b>Smolicz Tomasz:</b> Bezpieczeństwo czy ekonomia . . . . .	11-12	13
<b>Stafiej Wiesław:</b> Współczynnik obciążenia skrzydła szybowca w różnych stanach lotu ustalonego . . . . .	3	16
Zagadnienia związane ze sterowaniem poręcznym szybowca . . . . .	8	4
Problematyka obliczeniowa w procesie projektowania szybowców . . . . .	9	3
Podstawowe obciążenie skrzydła szybowca podczas rozbiegu, dobiegu i wzlotu za wyciągarką . . . . .	11-12	5
<b>Szczeciński Stefan</b> — patrz <b>Łagosz Michał</b> . . . . .	7	18
<b>Szczeciński Stefan</b> — patrz <b>Łagosz Michał</b> . . . . .	8	7

## W

<b>Wolański Piotr:</b> Alternatywne paliwa lotnicze do silników turbinowych . . . . .	2	6
---	---	---

Adres dla korespondencji:  
00-950 Warszawa ul. Biała 4 skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:  
ul. Bartycka 20, pok. 81  
Tel. 40-38-02; 40-00-21 w. 258

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH  
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

A. Glass: Najważniejsze problemy muzealnictwa lotniczego . . . . .	1
ZE SWIATA . . . . .	2
STATYSTYKA LOTNICZA: PLL LOT 1984-1985 (I) . . . . .	4
W Stafiej: Podstawowe obciążenie skrzydła szybowca podczas rozbiegu, dobiegu i wzlotu za wyciągarką . . . . .	5
J. Grzegorzewski: Radzieckie turbinowe silniki lotnicze . . . . .	8
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . . . .	12
T. Smolicz: Bezpieczeństwo czy ekonomia? . . . . .	13
NOWOSCI TECHNICZNE: Obrady Komitetu Wykonawczego ICAS; Nieprawidłowa naprawa przyczyną katastrofy japońskiego B.747?; Nowa metoda wykrywania pęknięć w metalach . . . . .	16
KARTOTEKA TLiA: Embraer EMB-120 Brasilia . . . . .	17
MiG-21/Analog-144 . . . . .	19
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Terminy lotnicze bułgarskie, czeskie i serbochorwackie (VIII) . . . . .	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Charakterystyki pływaków wodnosamolotów (I) . . . . .	22
PROTOTYPY: Grob 115 . . . . .	24
Koźmiński Moto-Sroka . . . . .	24
J. Grzegorzewski: Międzynarodowy Salon Lotniczo-Kosmiczny, Paryż '87 . . . . .	25
J. Mięka: Wpływ normalizowania i wysokiego odpuszczania po nawęglaniu na budowę warstwy nawęglonej wybranych gatunków stali . . . . .	28
R. Kimsztacz: Wykrywanie niedoklejen pokrycia do wypełniacza komórkowego w konstrukcjach lotniczych . . . . .	32
NOWOSCI TECHNICZNE: Nowe systemy ostrzegawcze . . . . .	33
A. Glass: O Stanisławie Wigurze (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) . . . . .	34
ROCZNY SPIS TREŚCI . . . . .	37
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK . . . . .	II i III okł.

Na okładce: Lublin R-XIII F — rys. K. Cieślak

Redaktor naczelny:  
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:  
Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

mgr inż. K. Dąbrowski, doc. mgr inż. M. Kwiatkowski, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. W. Korzyński, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz

Rada programowa:

Mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Głuski, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gutłódz, mgr inż. E. Kotodziński, dr inż. T. Kostła, mgr inż. K. Kunachowicz, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. T. Kurczyk, prof. dr inż. J. Lewitowicz, prof. dr inż. J. Maryniak, dr inż. K. Michalewicz, mgr inż. M. Mikłuszka, mgr inż. A. Miśtołek, mgr inż. W. Mójta, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. K. Sater, mgr inż. S. Trębacz.

WYDAWNICTWO  
CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH  
MACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA



**SIGMA**

00-950 Warszawa  
skrytka pocztowa 1004  
ul. Biała 4

STRESZCZENIA

STAFIEJ W.: Podstawowe obciążenie skrzydła szybowca podczas rozbiegu, dobiegu i wzlotu za wyciągarką. TLiA, t. XLII, 1987, nr 11-12, s. 5

Tematem artykułu są obciążenia skrzydła szybowca we wszystkich fazach startu za wyciągarką. Podano podstawowe zależności dotyczące tych obciążeń oraz przedstawiono wyniki pomiarów wykonanych w PZL-Bielsko na szybowcu SZD-51-1 Junior.

GRZEGORZEWSKI J.: Radzieckie turbinowe silniki lotnicze. TLiA, t. XLII, 1987, nr 8, s. 8

W artykule omówiono radzieckie silniki turbinowe stosowane do napędu samolotów komunikacyjnych, przede wszystkim silniki o ciągu powyżej 6000 daN i te, które poddano znacznym modyfikacjom w ciągu ostatnich 15 lat.

SMOLICZ T.: Bezpieczeństwo czy ekonomia? TLiA, t. XLII, 1987, nr 11-12, s. 13

Przedstawiono sposoby rozstrzygania podczas lotu konfliktu między bezpieczeństwem i ekonomią pokazując przykłady sytuacji, z którymi spotyka się pilot samolotu pasażerskiego.

GRZEGORZEWSKI J.: Międzynarodowy Salon Lotniczo-Kosmiczny, Paryż '87. TLiA, t. XLII, 1987, nr 11-12, s. 25

Przedstawiono samoloty wystawione na Salonie Paryskim w 1987 r., zwłaszcza nowe konstrukcje.

MIKOŁAJ J.: Wpływ normalizowania i wysokiego odpuszczania po nawęglaniu na budowę warstwy nawęglonej wybranych gatunków stali. TLiA, t. XLII, 1987, nr 8, s. 28

Autor dokonał skrótego przeglądu zagadnień związanych z dotychczas stosowanymi metodami nawęglania powierzchni stali. Zwrócił uwagę, że jakkolwiek metody te są uznane za klasyczne, to w miarę wzrostu wymagań stawianych warstwie nawęglonej procesy nawęglania podlegają dalszemu rozwojowi. Jako przykład podał wyniki własnych prac badawczych nad nawęglaniem stali gatunku 10, 15H i 12HN3A, w których wprowadzono procesy normalizowania i głębokiego odpuszczania. Wnioski są poparte bogatym materiałem ilustracyjnym.

KIMSZTACZ R.: Wykrywanie niedoklejen pokrycia do wypełniacza komórkowego w konstrukcjach lotniczych. TLiA, t. XLII, 1987, nr 11-12, s. 32

W artykule podano przegląd metod stosowanych do sprawdzania niedoklejen pokrycia do rdzenia komórkowego w przekładkowych konstrukcjach lotniczych. Podano stosowane przyrządy, omówiono metody pomiaru i oceniono wykrywalność defektów.

GLASS A.: O Stanisławie Wigurze. TLiA, t. XLII, 1987, nr 11-12, s. 34

Przedstawiono nieznanne szczegóły z życia inż. Stanisława Wigury, współkonstruktora samolotów RWD oraz sprostowano często powtarzane błędy na jego temat.

CONTENTS

STAFIEJ W.: Main loads acting on the glider wing during takeoff and landing runs and winch launching. TLiA, vol. XLII, No. 11-12, p. 5

The article deals with loads which act on the glider wing during all stages of winch launching. Essential formulas related to these loads have been given and results of measurements carried out on the SZD-51-1 Junior glider at PZL-Bielsko have been presented.

GRZEGORZEWSKI J.: Aircraft turbine engines from the USSR. TLiA, vol. XLII, 1987, No. 11-12, p. 8

Soviet turbine engines used as airliner power units, in particular those with thrust of more than 6000 daN and those which were subjected to substantial modifications during recent 15 years, have been presented in this article.

cd. na s. 31

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa Zam. 0781-1300/87. Nakład 5900 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. U-37.

Cena egzemplarza zł 195,-

Prenumerata roczna zł 1560,-

cd. z II str. okł.

- seminaria (3) na tematy:
  - metody oceny trwałości sprzętu lotniczego,
  - metrologia w lotnictwie,
  - lotnictwa polska działalność techniczna poza granicami kraju 1938-1945;
  - spotkania „okrągłego stołu” (4) nt.:
    - problemy produkcji i rozwoju samolotu M20 Mewa,
    - prosty i tani sprzęt do masowego szkolenia szybowcowego,
    - stan i rozwój samolotów lekkich w Polsce,
    - problemy rozwoju małego śmigłowca.

Spotkania „okrągłego stołu” były pozytywnym forum dyskusji i wymiany poglądów na wybrane problemy techniczne między przedstawicielami lotniczych zakładów przemysłowych, instytutów badawczych, użytkowników i Zrzeszenia Wytwórców Sprzętu Lotniczego i Silnikowego. Zdaniem uczestników tych spotkań, zaproponowana forma dyskusji sprzyja lepszemu i wnikliwemu poznaniu oraz wyjaśnieniu trudnych zagadnień technicznych i organizacyjnych branży lotniczej.

Zorganizowano ponadto kursy szkoleniowe (14), w tym: techniczne — dla kadry z zakładów przemysłowych i dla gości zagranicznych (realizowane w Oddziale Wrocławskim i Rzeszowskim) oraz językowe — organizowane w formie pomocy dla inżynierów i techników ubiegających się o stopnie specjalizacji zawodowej oraz rzeczoznawstwo SIMP (organizatorami kursów językowych były koła lotnicze w Świdniku i Mielcu). W 1985 r. zorganizowano następujące kursy dla uczestników z zagranicy:

- Dozór techniczny sprzętu lotniczego — Irak,
- Dozór sprzętu lotniczego, specjalność płatowiec, silnik — Irak,
- Mechanik lotniczy w specjalności osprzęt — Irak,
- Przeglądy weryfikacyjne samolotu M18 po 1000 h eksploatacji — Nikaragua,
- Remont samolotu M18 Dromader — Kuba,
- Pilotaż samolotów w klasie turystycznej — Nikaragua,
- Obsługa techniczna samolotu M18 — Iran,
- Konstrukcja i eksploatacja samolotu M18 — Iran.

Opracowano 3 raporty i opinie:

- przedstawiciele Sekcji opracowali w programie ZORPOTu — „Ekspertyza” — „Raport o stanie branży lotniczej” oraz opiniowali „Program rozwoju samolotów lekkich” dla Biura Technicznego Nowych Uruchomień PZL. Znaczącym osiągnięciem Sekcji Oddziału w Świdniku były zakończone powodzeniem starania o utworzenie Wydziału Śmigłowcowego na Politechnice Lubelskiej oraz weryfikacja i opiniowanie programów nauczania studentów tego kierunku lotniczego;
- narady (3), w tym dotycząca specyficznych problemów konstrukcji lotniczych np. z tworzyw laminatowych (Bielsko-Biała) oraz problemów remontu płatowców (Bydgoszcz);
- pokazy filmów technicznych (12) o tematyce lotniczej i kosmonautycznej;
- wyjazdy techniczno-szkoleniowe (26), w tym 22 wyjazdy grupowe obejmujące zwiedzenie zakładów i targi techniczne oraz 4 na specjalistyczne wystawy, kongres i sympozjum (Düsseldorf, Hannover, Londyn (Farnborough) i Garmisch-Partenkirchen). Udział w kongresie ICAS umożliwił podjęcie starań o odwołanie członkostwa Polski i reprezentowania polskich inżynierów lotniczych przez naszą Sekcję w tym stowarzyszeniu. Wyjazdy te umożliwiają przegląd najnowszej techniki lotniczej. Jednocześnie interesującą formą wymiany do-

świadczeń lotniczych są bezpośrednie kontakty bezdewizowe między zakładami pracy (np. WSK-Mielec i Aero-Vodochody CSRS) zainicjowane przez koło lotnicze SIMP;

- wystawy sprzętu lotniczego i pokazy (7) są przykładami cennej współpracy w popularyzacji techniki lotniczej, zwłaszcza wśród młodzieży, z aeroklubami (Rzeszów, Mielec, Świdnik) oraz Dowództwem Wojsk Lotniczych (Poznań, Biała Podlaska);
- konkursy (5), w tym merytoryczne (np. na najlepszą pracę naukowo-badawczą w Instytucie Lotnictwa) i popularyzatorskie, np. konkurs wiedzy lotniczej — dla młodzieży (WSK-Świdnik) oraz ogólnopolski konkurs rysunku (dla dzieci) o tematyce „Lotnictwo i kosmonautyka w służbie człowieka”. Ten ostatni konkurs, wzorowo zorganizowany przez Sekcję Lotniczą w Poznaniu wspólnie z Dowództwem Wojsk Lotniczych, cieszył się dużym powodzeniem i jego laureaci wraz z wychowawcami zostali wyróżnieni nagrodami oraz odbyli loty samolotami, uczestniczyli w pokazach naziemnych i w locie sprzętu lotniczego;
- opieka nad młodą kadrą techniczną, studentami i młodzieżą. Interesujące działania prowadziły koła Sekcji Lotniczej w Mielcu (stałe dyżury pomocy dla racjonalizatorów) oraz prowadzenie prac dyplomowych i praktyk (Koło Lotnicze w Białsku-Białej).

Sekcje oddziałowe w Białej Podlaskiej, Świdniku i Warszawie były współorganizatorami izb lub pomników pamięci lotników polskich w szkołach podstawowych, którymi opiekują się, przekazując (oprócz sprzętu) materiały wizualne popularyzujące lotnictwo polskie.

Ważnym elementem pracy Sekcji jest udział jej przedstawicieli w pracach Klubu Miłośników Historii Polskiej Techniki Lotniczej przy Muzeum Techniki NOT oraz wspólnie organizowane spotkania i wystawy. Oddziały sekcji lotniczych w Rzeszowie, Mielcu, Świdniku i Warszawie zorganizowały rzeczową, fachową pomoc przy remoncie eksponatów Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie.

Sekcja nasza ma swój skromny udział w organizacji Muzeum Lotnictwa Wojskowego w Warszawie.

Cenną inicjatywą Koła Lotniczego SIMP przy WSK-Warszawa-Okęcie i Sekcji Oddziałowej jest utworzenie komisji SIMP ds. odbioru merytorycznego prac nad wdrożeniem do produkcji samolotu rolniczego Mrówka.

Również z inicjatywy Koła Lotniczego SIMP przy Zakładach Doświadczalnych z Bielska-Białej zgłoszono do konkursu „Mistrza Techniki NOT'86” szybowiec Junior.

Sekcja nasza nawiązała współpracę z Biurem Technicznym Nowych Uruchomień PZL w zakresie oceny prognoz i programów rozwoju konstrukcji lotniczych.

Ważnym wydarzeniem dla naszej Sekcji w 1986 r. były obchody jubileuszowe 60-lecia społecznej działalności inżynierów lotniczych w SIMP oraz 40-lecie Sekcji Lotniczej (szczegółowo zrelacjonowane w *Informatorze SIMP* nr 12 z 1986 r. i w *Skrzydlatęj Polsce* z 23.11.1986 r.).

Doceniając zasługi wybitnych twórców polskiego lotnictwa, uhonorowano specjalnym medalem Sekcji „Skrzydła Puławskiego” pięciu najbardziej zasłużonych uczonych i techników lotniczych (Z. Brzoska, L. Dulęba, J. Oderfeld, T. Soltyk i B. Żurkowski).

Dzięki staraniom Sekcji oraz poparciu ZG SIMP zorganizowano 2 seminaria specjalistyczne nt. najnowszych osiągnięć aerodynamiki z udziałem prof. Z. Płaskowskiego z Instytutu Aerodynamiki w Zurychu. W seminariach uczestniczyli specjaliści z krajowych ośrodków badawczych, szkolni-

ctwa wyższego (w tym studenci), przemysłu oraz przedstawiciele eksportatorów sprzętu lotniczego. Prof. Z. Płaskowski przekazał naszej Sekcji unikalne książki z wykładów i badań prof. Cz. Witoszyńskiego. Ten cenny dar przewodniczący Sekcji w imieniu Zarządu ofiarował dziekanowi Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej. Uważamy, że ta forma wymiany i uzyskiwania najnowszych informacji naukowo-technicznych z różnych dziedzin techniki lotniczej jest szczególnie cenna i pożyteczna oraz powinna być kontynuowana dla dobrze pojętego interesu branży i specjalistów lotniczych.

W ciągu całej kadencji poświęciliśmy dużo naszego wysiłku problemowi prasy lotniczej, zwłaszcza czasopismu *Technika Lotnicza i Astronautyczna*. Pragnę wyrazić nasze szczególne uznanie i szacunek dla jego redaktora naczelnego kol. A. Glassa za jego pełną poświęcenia pracę organizatorską w celu utrzymania ciągłości wydawniczej i zachowania odpowiedniego poziomu fachowego.

Czego nie udało nam się w pełni zrealizować z naszego społecznego planu (podkreślam — nikt z członków Zarządu i zarządów terenowych nie pracuje na jakimkolwiek etacie w SIMP)? Nie udało się nam zorganizować wystarczającej pomocy w redagowaniu i wydawaniu *TLiA*. Zachęcaliśmy wielu członków Sekcji do zamieszczania publikacji. Prosiłiśmy o dotacje. Ten problem czeka na rozwiązanie.

Sekcja Lotnicza przy Instytucie Lotnictwa trzykrotnie została wyróżniona przez Oddział Warszawski SIMP — gratulacje.

Nasza Sekcja przy Zarządzie Głównym SIMP otrzymała miłe słowa uznania za swoją działalność wyrażone w liście ZG z okazji 60-lecia.

Zasygnalizowałem główne elementy z naszej działalności. Wierzę, że w dyskusji koleżdy przypomną nam wiele innych zrealizowanych zamierzeń i wskażą na nowe, być może doskonalsze formy pracy społecznej SIMP-owskiej, NOT-owskiej. Próbuje my uatrakcyjnić naszą pracę, mając zawsze na uwadze społeczną użyteczność naszych działań, możliwy czas, jaki możemy przeznaczyć obok głównej naszej działalności — działalności zawodowej.

Organizacja NOT-owska i SIMP-owska:

- umożliwiła nam rozstrzygnięcie spraw ogólnych, społecznych, oczywiście głównie z naszych inżynierskich, lotniczych zamierzeń,

- umożliwiła doskonalenie własnej inżynierskiej wiedzy, warsztatu pracy, metod technicznych i naukowych, co oby jak najlepiej służyło polskiemu skrzydłom, lotnictwu, a wkrótce i kosmonautyce.

Przedstawiona działalność to dorobek całej Sekcji, wszystkich jej ogniw i Zarządu Sekcji Lotniczej ZG SIMP: zastępców przewodniczącego, sekretarza (kol. H. Dąbrowski), członków Zarządu, a moim jako przewodniczącego.

Pragnę serdecznie podziękować członkom Zarządu i wszystkim aktywnym członkom Sekcji: T. Królikiewiczowi, H. Dąbrowskiemu, T. Kurcykowi, A. Glassowi, L. Jarzębińskiemu i wielu innym za wkład pracy, poświęcenie i oddanie społecznej, NOT-owskiej działalności.

Pragnę serdecznie podziękować władzom ZG SIMP i NOT za umożliwienie nam tej pracy, okazywaną pomoc, życzliwość i wyrozumiałość.

Cichym, nieśmiałym, ale zawsze uśmiechniętym członkiem naszej Sekcji była i będzie pani J. Tobiasz. Bardzo jej serdecznie dziękujemy za pracę.

Oprac. H. Dąbrowski  
J. Lewitowicz

# LUBLIN R-XIII B

