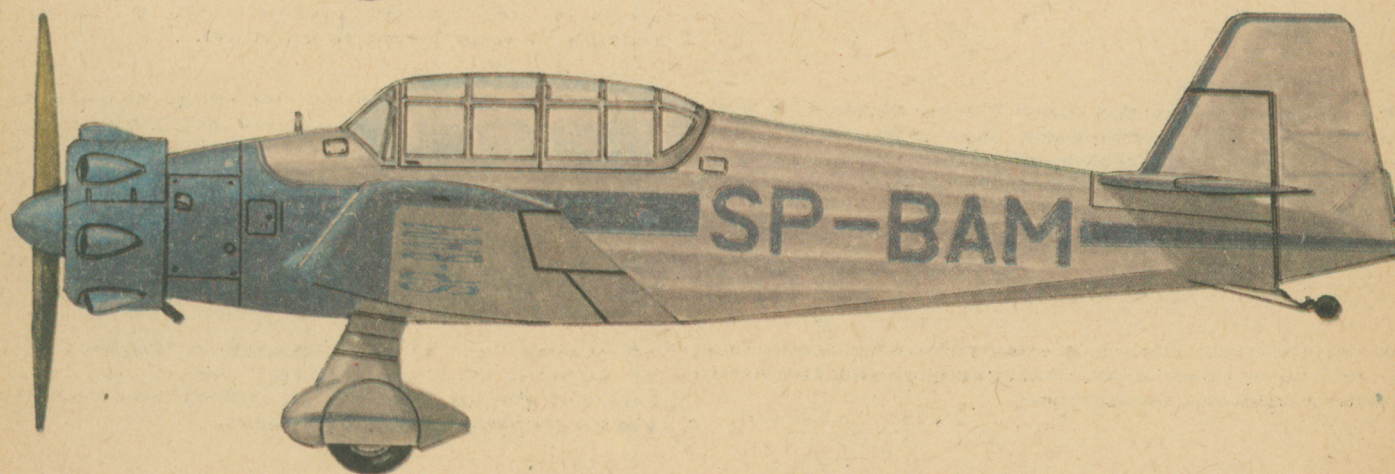
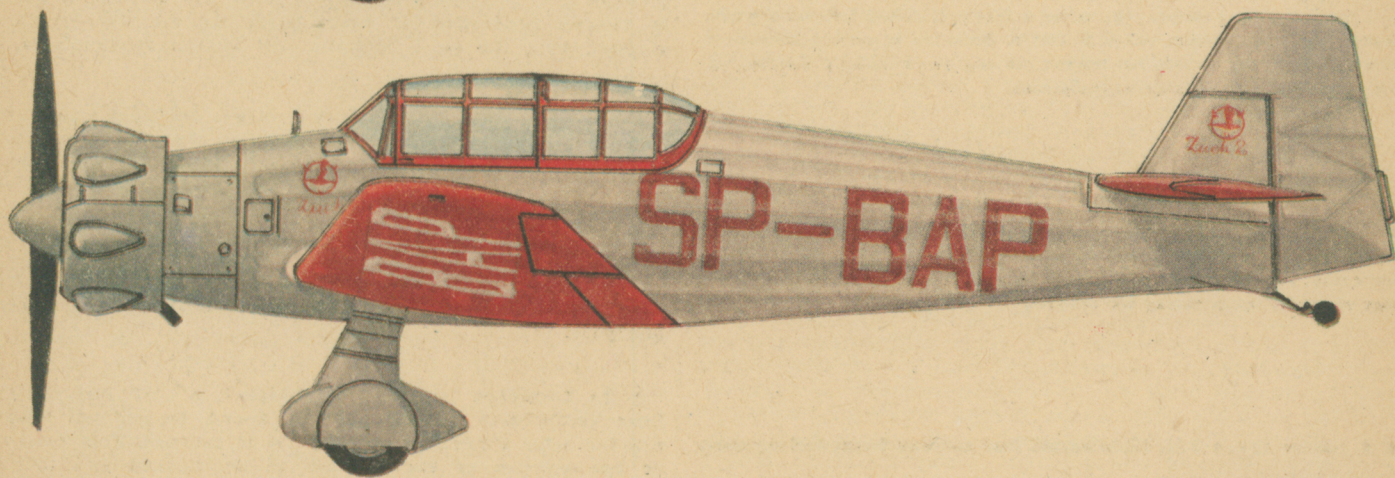
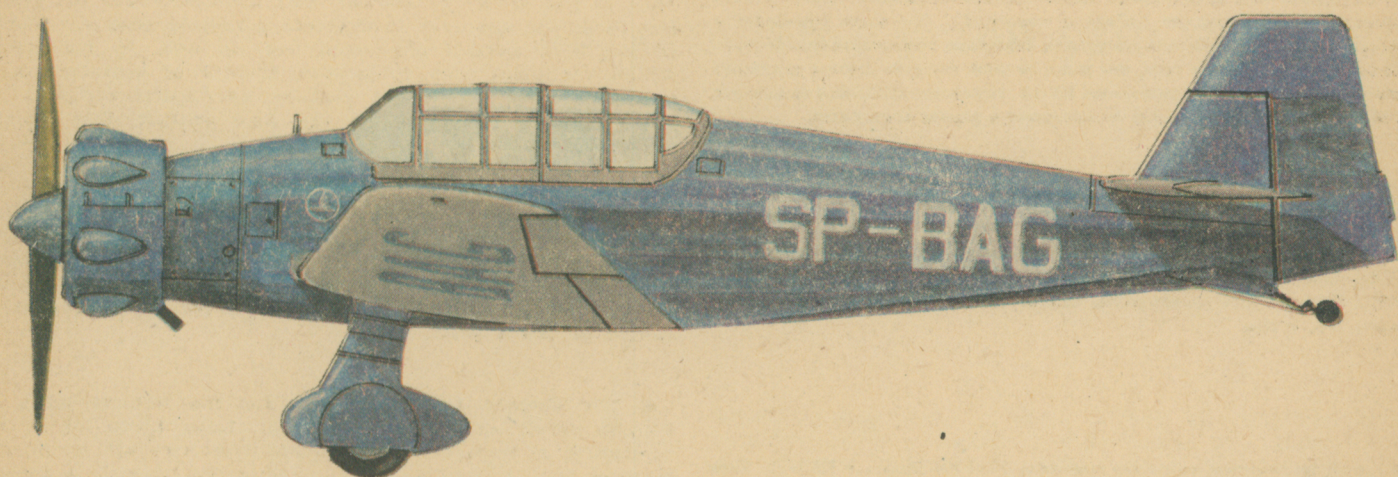


TECHNIKA

4'81

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● 23 января т.г. сельскохозяйственный самолет М-18 получил сертификат в США, что делает возможным его экспорт в другие страны, признающие американские нормы летной годности ФАР.

● ПЗЛ М-18А это вариант самолета Дромедер, изготовляющийся из польских материалов. Первый самолет был построен в прошлом году, в настоящее время М-18А находится в производстве.

● Согласно пятилетнему плану на 1976—1980 г. производство самолетов должно было составлять 76% производства Научно-Производственного Центра Легких Самолетов ПЗЛ-Варшава, но составило только 42%. Это было последствием недостатка средств на плановые инвестиции, связанные с развитием производства легких самолетов, а также того, что завод не смог передать другим продукции элементов таких как детали двигателей ВК-1А, сельскохозяйственная аппаратура для М-15 и детали Ан-2 которые он выпускает в рамках кооперации.

● Для покрытия спроса на самолеты ПЗЛ-104 Вильга и ПЗЛ-106 Крук завод ПЗЛ-Варшава должен в 1981 г. увеличить выпуск этих самолетов на 50%, в 1982 г. на 40%. Средний рост производства самолетов в 1982—1985 г. должен составлять 25% в год.

● Спрос на запасные части для самолетов ПЗЛ-104 Вильга и ПЗЛ-106 Крук в 2—3 раза выше, чем выпуск этих частей в 1980 г. ПЗЛ-Варшава значительно увеличит выпуск запасных частей в 1981 г. Возникла также необходимость повторно начать выпуск запасных частей для самолетов ПЗЛ-101 Гаврон, так для польских как и зарубежных потребителей.

● Производство самолетов местной связи и сельскохозяйственных Ан-2 должно было окончиться в 1982 г. однако из-за поступления заказов, производство в 1980 г. увеличилось, а в 1981 г. увеличилось еще более. Дальнейший спрос на самолет станет причиной продолжения его выпуска.

● В декабре пр.г. в ВСК ПЗЛ-Свидник был выпущен 5-тысячный вертолет.

● В декабре пр.г. в Истамбуле самолет Польских Авиалиний ЛЕТ Ту-134 с 76 пассажирами на борту сразу после взлета, на высоте 200 м столкнулся с чай-ками. В результате этого один из двигателей самолета остановился, второй был поврежден. Несмотря на это, экипаж сумел благополучно произвести посадку на аэродроме.

● Первые дары из Польши для жертв землетрясения в Италии перевез в начале декабря самолет Як-40. Одежда, спальные мешки и палатки были собраны по инициативе профсоюза «Солидарность».

● Самолет Ан-2 на лыжах и вертолеты Ми-8 входят в состав парка советских исследовательских станций в Антарктике.

● On January 23th this year the PZL M-18 Dromader agricultural airplane gained American certificate which enables export of this aircraft to the U.S.A. and other countries where American regulations concerning construction of airplanes and air equipment are recognized.

● The PZL M-18A is a version of the Dromader assembled of home-made components. The first M-18A was built last year. At present batch production of this version has already been undertaken.

● According to the five-years' plane of the hight Aircraft Science and Production Centre PZL-Warszawa for the period 1976—1980, the aircraft production for 1980 was anticipated to make 76% of the total works production, but it amounted to 42% only. It was caused by the fact that the Centre was not granted the funds for approved investments connected with development of the light aircraft production and, as well, by maintaining within the plant such cooperative activity as manufacturing of components for the WK-1A engines, agricultural equipment for the M-15 and assembles for the An-2 aircraft, thus engaging substantial power.

● In order to meet demand for the PZL-104 Wilga and PZL-106 Kruk airplanes the manufacturing plant of the Light Aircraft Science and Production Centre PZL-Warszawa should increase production of these airplanes by 50% in 1981 and by 40% in 1982. The average growth in the aircraft output for the period 1982—1985 should be 25% a year.

● The demand for spare parts for the PZL-104 Wilga and PZL-106 Kruk airplanes is twice or three times higher than production of these parts in 1980. PZL-Warszawa will considerably increase this production in 1981. There exists, as well, a necessity to resume production of spare parts for the PZL-101 Gawron aircraft, both the meet domestic and foreign requirements.

● The production of the An-2 airplanes for local transport and agricultural purposes in PZL-Mielec was planned to be stopped in 1982 but, facing in flow of orders, this production increased in 1980 and will further grow in 1981. High demand will cause prolongation of this production for futher years.

● 5000 helicopters had been manufactured in the Transport Equipment Manufacturing Centre PZL-Swidnik till December last year.

● In December last year, in Istanbul, a LOT Polish Airlines' liner Tu-134 with 76 passengers on board, having just taken-off, colliided with a flock of gulls at 200 m attitude. This caused one of two engines of the airplane to be blocked and the other one to be partly damaged. In spite of this, the airplane crew succeeded in happy landing in the airport.

● The first gifts from Poland for victims of the earthquake in Italy were transported on a Jak-40 airplanes in first day of December last year. Blankets, sleeping-bags and tents were presented by inhabitants of Mazovia and were collected on initiative of the "Solidarity" Trade Union — Mazovia region.

● An airplane An-2 on skis and Mi-8 helicopters are included in equipment of Soviet explorative stations in Antarctica.

● Master's thesis by Jacek Szewczyk on "Responsibility of an Air Carrier in the Era of Republic II" was defended in the Law Faculty of the Warsaw University. Prof. Dr Witold Wołodkiewicz was the professor conferving the degree.

● Doctor's thesis by Wiesław Wróblewski on "Air Dafence of Poland in 1944—1945" was defended in the Military Institute in Warsaw. Prof. Dr Emil Jadzjak was the professor conferving the degree.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVI KWIECIEŃ 1981

TECHNIKA

4'81

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

## Trudne problemy przemysłu lotniczego

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Gdy produkcja może nadążyć za zamówieniami, choć zadania bywają „napięte” jednak w zasadzie są realizowane. Rzeczywiste kłopoty powstają dopiero wtedy, gdy nie bilansują się potrzeby z możliwościami ich zaspokojenia. Już w 1979 r. nasze wytwórnie lotnicze miały trudności w realizacji planów produkcji, gdy powstawały przestoje z powodu braku półfabrykatów z kooperacji oraz z powodu wyłączeń energii elektrycznej. Rok 1980 przyniósł wiele niedomagań w zaopatrzeniu, co poważnie przyczyniło się do niezrealizowania produkcji zaplanowanej liczby samolotów i innych wyrobów lotniczych. Na wielu wydziałach produkcyjnych obrabiarki wymagają wymiany na nowe, a równocześnie niektóre nowoczesne urządzenia produkcyjne, niedawno zakupione, miesiącami czekają na uruchomienie lub są słabo wykorzystane z braku odpowiednich surowców, części lub urządzeń niezbędnych do tego, aby cykl technologiczny był kompletny. Do trzyletniego planu, planu swego rodzaju rekonstrukcji gospodarki po latach nadmiernej jej eksploatacji, startujemy z nienajkorzystniejszych pozycji. Największą stawką jest nasza wola dobrego gospodarowania, nasza wiedza i umiejętności fachowe. Potencjał przemysłowy mamy duży, lecz ma on wiele miejsc wymagających załatwienia. Miejsca te tworzą liczne wąskie gardła. Jak każde realne działanie, musimy zacząć od bilansu potrzeb, środków i możliwości.

Potrzeby rynku, eksportowego i krajowego, są duże. Mamy stałe zapotrzebowanie na śmigłowce Mi-2 i samoloty An-2 — główne wyroby naszego przemysłu, nie możemy zastarczyć samolotów Wilga i Dromader oraz szybowców i silników lotniczych. Zamówienia te pozwalają planować stały rozwój produkcji lotniczej na najbliższe lata. Nowe wyroby, które znajdują się w fazie prototypu lub serii informacyjnej, też zaczynają znajdować nabywców. W pracach projektowych i prototypowych nie brak spraw zaległych i pilnych. Podobnie przy dopracowywaniu nowych wyrobów. Wystarczy tu wymienić szybowce i napędy lotnicze, choć także w dziedzinie samolotów i śmigłowców dużo jest do zrobienia. Przemysł lotniczy i jego poszczególne zakłady nie mogą się skarżyć na brak zadań.

Druga strona programu działalności naszego przemysłu lotniczego to środki. Największą rolę odgrywa tu plan gospodarczy, który powinien określać przydzieloną ilość energii, surowców, importu kooperacyjnego i granice dostaw kooperacyjnych. Rozdział tych środków na poszczególne zadania wewnątrz przemysłu lotniczego będzie zależał od wagi zadań. Podział ten musi być trafny, proporcjonalny do potrzeb i oszczędny. Aby plan był realistyczny z jednej strony, a oszczędny z drugiej — powinien być

współtworzony wraz z tymi, którzy są najbliższym wykonawstwem, czyli z Radami Robotniczymi w zakładach produkcyjnych. Tylko wtedy można liczyć na rzetelny bilans środków i zadań.

Można mieć przydzielone zadania i środki, lecz ich nie wykorzystać. Choćby z winy złej organizacji pracy wywołującej wąskie gardła i przestoje, z powodu małej wydajności pracy, czy marnotrawstwa środków (zła jakość wyrobów, duża liczba braków). Otóż możliwości wykorzystania środków, choć zależą także od czynników zewnętrznych, jednakże w dużym stopniu są wynikiem gospodarskiego podejścia do produkcji. Niemalą było barier utrudniających oszczędne i logiczne gospodarowanie, wiele ich jeszcze pozostało. Pierwszym etapem ich usuwania jest mała reforma gospodarcza, drugim reforma duża przygotowywana wspólnym wysiłkiem organów kierujących naszym krajem i społeczeństwem. Wprowadzanie reform, czyli zasad lepszego gospodarowania musi być wspólnym dziełem kierownictw zakładów i Rad Robotniczych. Przeważenie naszej gospodarki, naszego przemysłu, na tory rozumnego funkcjonowania poprzez czynny udział ludzi pracy w tworzeniu jak najlepszych form funkcjonowania gospodarki, przemysłu, zakładów pracy, wydziałów i najmniejszych komórek organizacyjnych jest równocześnie przywróceniem ludziom właściwej rangi ich pracy, przywrócenie roli współgospodarzy. Z tą drogą wyjścia z naszych trudności gospodarczych wiąże nadzieję wszyscy w Polsce. Wyprowadzenie kraju z tych trudności będzie wielkim dziełem naszego społeczeństwa w najbliższych latach.

Jednym z głównych warunków zrealizowania odnowy gospodarczej kraju jest jego odnowa moralna. Konieczne jest usunięcie wszelkich mechanizmów sprzyjających demoralizacji a stworzenie takich, które będą jej skutecznie przeciwdziały. Niewątpliwie podstawą odnowy moralnej jest wrażliwość społeczeństwa na nieprawość. Wzrost tej wrażliwości pozwala liczyć na szybkie odbudowywanie mechanizmów skutecznie reagujących na nieetyczne i nieprawidłowe działanie ludzi i instytucji. Na tej glebie wyrosła „Solidarność” i cały nowy ruch związkowy, z niej wyrasta fala odnowy moralnej w Partii, aktywizacja Sejmu i wszystkich organizacji społecznych oraz odrodzenie się Rad i Samorządów Robotniczych. Demokratyzacja wszystkich procesów naszego życia społeczno-gospodarczego nie jest procesem łatwym, jak się o tym codziennie przekonujemy. Odbywa się burzliwie i z oporami z różnych stron. Jednak odnowa moralna, której głównym przejawem jest demokratyzacja, jest kluczem do rozwiązania problemów społeczno-gospodarczych naszego kraju.



POLSKA

● 23 stycznia br. samolot rolniczy PZL-M18 Dromader uzyskał amerykański certyfikat, co pozwala na jego eksport do Stanów Zjednoczonych i innych krajów uznających amerykańskie przepisy budowy sprzętu lotniczego.

● PZL M-18A to odmiana samolotu Dromader wykonywanego z elementów krajowych. Pierwszy M-18A został zbudowany w ub. roku. Obecnie ta wersja jest w produkcji.

● Wg planu pięcioletniego na lata 1976-1980 Centrum Naukowo-Produkcyjne Samolotów Lekkich PZL-Warszawa produkcja samolotów miała w 1980 r. stanowić 76% produkcji zakładu, wyniosła zaś tylko 42%. Zostało to spowodowane nieprzydzieleniem środków na zatwierdzone inwestycje związane z rozwojem produkcji samolotów lekkich, a także nieusunięciem z zakładu produkcji kooperacyjnej jak: elementy silników WK-1A, wyposażenie rolnicze do M-15 oraz zespoły do samolotu An-2, która zabiera moce produkcyjne.

● W celu zrealizowania zapotrzebowania na samoloty PZL-104 Wilga i PZL-106 Kruk wytwórnia CNPSL PZL-Warszawa powinna w 1981 r. zwiększyć produkcję tych samolotów o 50% i o 40% w 1982 r. Średni wzrost produkcji samolotów w latach 1982-1985 powinien wynosić 25% rocznie.

● Zapotrzebowanie na części zamienne do samolotów PZL-104 Wilga i PZL-106 Kruk jest 2-3-krotnie większe niż produkcja tych części w 1980 r. PZL-Warszawa poważnie zwiększy ich produkcję w 1981 r. Istnieje również konieczność wznowienia produkcji części zamiennych dla samolotów PZL-101 Gawron zarówno na potrzeby krajowe jak i zagraniczne.

● Produkcja samolotów lokalnego transportu i rolniczych An-2 w PZL-Mielec miała zakończyć się w 1982 r., jednak wobec napływu zamówień, jego produkcja wzrosła w 1980 r. jak również w 1981 r. Duże zapotrzebowanie spowoduje dalsze przedłużenie produkcji tego samolotu.

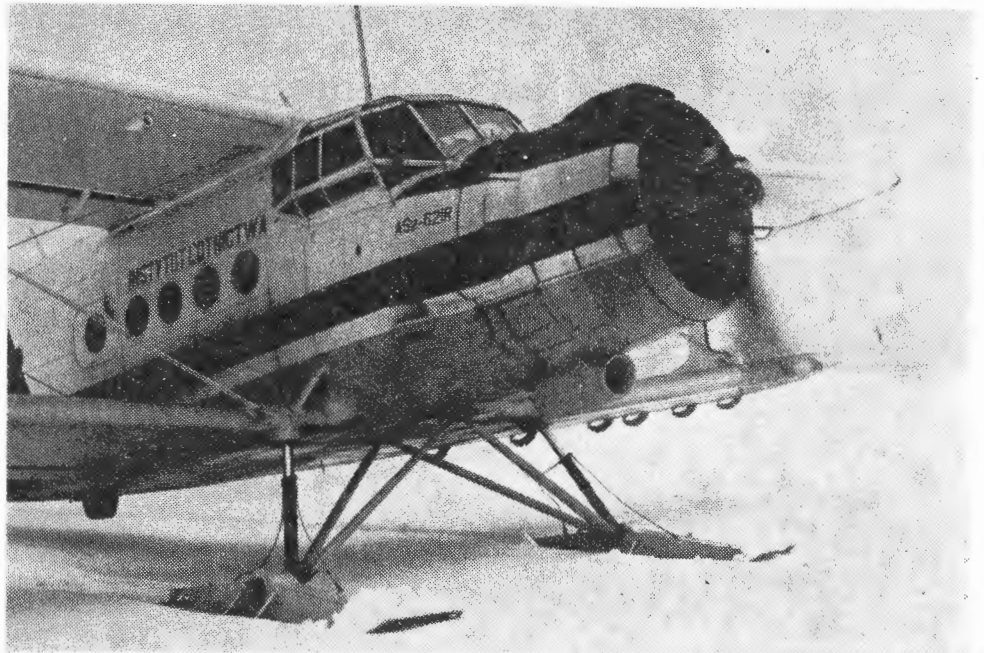
● W grudniu ub. roku, w WSK PZL-Świdnik wyprodukowano 5-tysięczny śmigłowiec w tej wytwórni.

● W grudniu ub. roku w Istambule samolot LOT-u Tu-134 mający na pokładzie 76 pasażerów tuż po starcie na wys. 200 m zderzył się ze stadem mew. W wyniku zderzenia został unieruchomiony jeden z dwu silników, drugi zaś częściowo uszkodzony. Mimo tego załoga samolotu udało się szczęśliwie wylądować na lotnisku.

● Pierwsze dary z Polski dla ofiar trzęsienia ziemi we Włoszech przewiózł w pierwszych dniach grudnia ub. roku samolot Jak-40. Koce, śpiwory i namioty były darem mieszkańców Mazowsza i zostały zebrane z inicjatywy „Solidarności” regionu Mazowsze.

● Samolot An-2 na nartach oraz śmigłowce Mi-8 wchodzi w skład wyposażenia radzieckich stacji badawczych na Antarktydzie.

● Czechosłowacki Instytut Lotniczy VZLU w Pradze przeprowadził dmuchania aerodynamiczne skrzydła samolotu PZL-104 Wilga z nowym profilem. Było to studium



Samolot An-2 Instytutu Lotnictwa na nartach. Fot. W. Garbarczyk

porównawcze związane z rozważaną modyfikacją samolotu.

● Głównym argumentem decydującym o uruchomieniu produkcji licencyjnej samolotu PZL-110 Koliber było to, że wносиła ona nowoczesne technologie. Pierwsze dziesięć samolotów zmontowano z zespołów francuskich. Natomiast własna produkcja miała opierać się na wykorzystaniu importowanego „ciągu zgrzewania durali”, który wciąż czeka na uruchomienie. Ponadto do produkcji osłon silnika i elementów wyposażenia kabiny importowano urządzenia do próżniowego formowania tworzyw termoutwardzalnych, które także stoł niewykorzystane, choć zapotrzebowanie na wyroby wykonywane tą metodą jest ogromne.

● Centrala handlowa przemysłu hutniczego Centrostal dostarczyła dla Centrum Samolotów Lekkich PZL-Warszawa blachę ze stali węglowej 20 jako blachę z lotniczej stali stopowej 30HGSA. Spowodowało to duże kłopoty materiałowe przy produkcji samolotów.

● 9 grudnia ub. roku na warszawskim lotnisku Okęcie oddano do użytku zmodernizowaną drogę startową nr 3. Przedłużono ją o 680 m; długość jej wynosi obecnie 3890 m. Pozwoli to na start samolotów LOT-u z większym zapasem paliwa, a zatem na uniknięcie międzylądowań, skrócenie czasu podróży na trasach atlantyckich.

● Na Wydziale Prawa UW odbyła się obrona pracy magisterskiej Jacka Szewczyka nt. „Odpowiedzialność przewoźnika lotniczego w okresie II Rzeczypospolitej”. Promotorem pracy był prof. dr hab. Witold Wołodkiewicz.

● W Wojskowym Instytucie Historycznym w Warszawie odbyła się obrona pracy doktorskiej Wiesława Wróblewskiego nt. „Obrona powietrzna Polski w latach 1944-1945”. Promotorem pracy był prof. dr Emil Jadziak.

● W połowie maja br. Instytut Lotnictwa w Warszawie obchodzi 55-lecie.



CHINY

● Do lotów patrolowych i treningu nawigacyjnego w USA zostały zakupione trzy odrzutowe samoloty służbowe Cessna Citation II. (Fliegermagazin 1/81)



CZECHOSŁOWACJA

● Zasadniczym programem czechosłowackiego przemysłu lotniczego w pięcioletce 1981-1985 jest produkcja samolotów lokalnego transportu L-410VUP oraz samolotów treningowych L-39 (wraz z całym systemem wyposażenia naziemnego do szkolenia i obsługi technicznej) przeznaczona w głównej mierze dla ZSRR. Zamierzony wzrost produkcji wymaga podwojenia wartości inwestycji w porównaniu z minioną pięcioletką. Jak podaje dyrektor zjednoczenia VHJ Aero J. Skarohlid, 62% inwestycji będzie przeznaczona na modernizację i rozwój produkcji, zaś 17,6% na prace badawcze i rozwojowe. (Letectvi 1/81)

● ČVUT, czyli politechnika w Pradze, na wydziale budowy maszyn kształci inżynierów lotniczych. W latach 1976-1980 kierunek lotniczy ukończyło 226 absolwentów (średnio 45 rocznie), z których 180 podjęło pracę w przemyśle lotniczym, pozostali zaś w liniach lotniczych lub w innych dziedzinach gospodarki. Kierunek lotniczy obejmuje 4 i 5 rok studiów. Mogą się nań dostać także studenci wydziałów mechanicznych innych uczelni, np. z Pilzna, Brna, Bratysławy czy Koszyc, po 3 roku studiów. Na kierunku lotniczym istnieją cztery specjalizacje: budowa samolotów, napędy lotnicze, przyrządy lotnicze oraz technologia lotnicza. (Letectvi 1/81)



FRANCJA

● W ciągu ostatnich dwóch lat odrodziła się we Francji produkcja szybowców. Wytwórnia Carmam sprzedała 41 szybowców JP-15-36 i 14 zestawów szybowców drewnianych JP-15-34. Wytwórnia Issoire (dawniej Wassmer) z zamówionych 22 laminatowych szybowców awiumiejscowych E-18 Silene dostarczyła 15, z czego 6 dla Wlk. Brytanii, zaś szybowiec D-77 Iris wprowadza do produkcji. Centrair spośród 82 zamówionych szybowców ASW-20F budowanych na zachodniemieckiej licencji dostarczył 62 (12 do Wlk. Brytanii i po 2 do Argentyny, Danii i Indonezji), zaś w projektowaniu znajduje się Centrair 101 klasy standard o doskonałości 40. Fournier otrzymał zamówienie na 21 dwumiejscowych motoszybowców RF-9 o doskonałości 28, z których dostarczono już 3. (Av. Mag. 790)

● 14 listopada ub.r. wykonał pierwszy lot prototyp czteremiejscowego samolotu sportowego TB-20 Trinidad, który jest odmianą z chowanym podwoziem samolotu TB-10 Tobago. Napęd samolotu stanowi silnik Lycoming 179 kW (236 KM). Samolot będzie w sprzedaży na początku 1982 r. (GIFAS-1293)

● 34 Międzynarodowy Salon Lotniczy i Kosmiczny w Le Bourget w Paryżu odbędzie się w dniach 4-14 czerwca 1981 r. Udział w Salonie zgłosiło 632 wystawców z 23 krajów, m.in. z Polski i ZSRR. (GIFAS-1293)

● W związku z przygotowaniem do licencyjnej produkcji śmigłowców SA-365N Dauphin Chiny zamierzają również podjąć licencyjną produkcję silników Turbomeca Ariel. (Av. Mag. 791)

● Zamówienia na samolot służbowy Falcon 50 wynoszą już 150 szt. Produkcja miesięczna wzrosła do 4 samolotów miesięcznie, czyli 48 rocznie. (GIFAS-1292)

● W USA znajduje się w użyciu 550 śmigłowców francuskich, co stanowi 20% śmigłowców cywilnych w tym kraju. (GIFAS-1292)

● Wobec rezygnacji francuskiego lotnictwa wojskowego z zamówienia samolotu szkolno-treningowego Fouga 90 na rzecz samolotu tłokowego Epsilon, wytwórnia zaniechała prac rozwojowych nad Fouga.



HOLANDIA

● 25 lat temu, 24 listopada 1955 r., został oblatany prototyp samolotu pasażerskiego Fokker F-27 Friendship. Certyfikat otrzymał w październiku 1957 r., a na linie wszedł w listopadzie 1958 r. Dotychczas zbudowano 711 samolotów tego typu, 506 u Fokkera a 205 z licencji u Fairchilda w USA. Wytwórnia nadal modernizuje samolot i ma nadzieję na wyprodukowanie do 1990 r. łącznie 1000 F-27. (Flug Revue 11/80)



RFN

● 8 września 1980 r. wykonała pierwszy lot motoszybowca wersja szybowca ASW-15 wykonana jako przeróbka amatorska. Motoszybowiec, oznaczony ASW-15BR napędzany jest silnikiem Rotax 32 kW (43 KM) o masie 50 kg. Masa akumulatora wynosi 8,5 kg. Masa własna szybowca z silnikiem wzrosła z 230 do 305 kg, czyli o 75 kg. Silnik ma śmigło ciągnące i jest składany w kadłub. (Aerokurier 12/80)

● Zakończono budowę prototypu dyspozycyjnego samolotu laminatowego P-300 Equator. Jest on rozwinięciem samolotów doświadczalnych Equator i Turbo-Equator zbudowanych w ubiegłych latach. (Flug Revue 11/80)

● 13 kwietnia 1980 r. został oblatany prototyp szybowca SB-12 zbudowany przez 25-osobowy zespół studencki AkaFlieg w Braunschweigu (Brunszwiku). Dla przyspieszenia prac nad szybowcem wykorzystano kadłub i skrzydła od szybowca Hornet C. Wykorzystując gotowe skrzydło nadano mu

nowy profil HQ14 o grubości 18,43%, za pomocą pianki coticell i laminatu. Zastosowano sterowanie warstwą przysięnną wykonującą w pokryciu 2000 otworów o średnicy 0,6 mm. Korzystanie z gotowych części pozwoliło na poważne obniżenie kosztów i pracochłonności oraz skróciło budowę do roku. (Av. Mag. 791)

● W RFN w 1980 r. w rejestrze były zarejestrowane 13 354 cywilne statki latające, z czego 5917 stanowiły szybowce, 825 motoszybowce, zaś 5255 sportowe samoloty jednosilnikowe. Pozostałe 1357 statków powietrznych to dwusilnikowe dyspozycyjne, pasażerskie (146 szt.), śmigłowce i balony. (Aerokurier 8/80)



USA

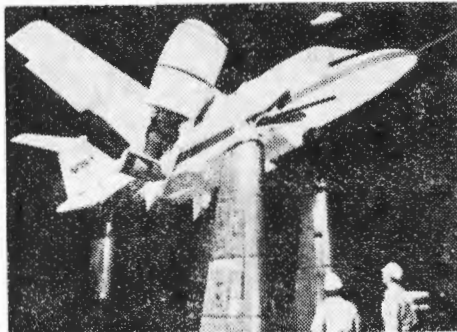
● Na samolocie Commander 680 przechodził próby w locie silnik tłokowy Thunder o mocy 515 kW (700 KM), będący odmianą silnika samochodowego McLaren-Chevrolet-Reynolds 360. Silnik ma wypełnić lukę między silnikami tłokowymi o mocy do 350 kW a turbośmigłowymi. (Interavia 12/80)

● Wytwórnia Lockheed opracowała nowe skrzydło dla samolotu transportowego C-5A, które ma mieć żywotność 30 000 h. (Av. Mag. 791)

● Wytwórnia Bell opracowała z przeznaczeniem na eksport przeciwzwoigową wersję śmigłowca Bell 206L nazwaną TexasRanger, uzbrojoną w cztery pociski Tow. (Av. Mag. 791)

● Linie Delta zamówiły 60 180-miejscowych samolotów pasażerskich Boeing 757. Jest to największy w historii komunikacji lotniczej jednorazowy zakup samolotów. (Aerokurier 12/80)

● Wytwórnia Grumman prowadzi badania tunelowe samolotu pionowego startu Grumman 698. Samolot ma mieć przekręcane do



pionu silniki odrzutowe. Prototyp doświadczalny ma być zbudowany z wykorzystaniem w konstrukcji kadłuba 50% elementów od samolotu MU-2M. (Flug Revue 11/80)

● Liczba samolotów lekkich ma wzrosnąć w USA z 228 036 w 1980 r. do 357 622 w 1985 r. (Flug Revue 11/80)

● Liczba śmigłowców cywilnych wzrosła w USA z 3000 w 1970 r. do 7000 w 1980 r. (Flug Revue 11/80)

● 30 października ub.r. wykonała pierwszy lot eksportowa wersja samolotu F-16 napędzana silnikiem J-79-17x, a oznaczona F-16/79. Jej pierwszy egzemplarz powstał z przeróbki dwumiejscowego F-16B. (Interavia 12/80)

● 12 września 1980 r. pierwszy egzemplarz samolotu DC-9 Super 80 został dostarczony użytkownikowi, którym jest Swissair. Wytwórnia ma zamówienia na dalsze 28 egzemplarzy. W użyciu znajduje się obecnie ponad 900 DC-9. Przewożą one tygodniowo 2 mln pasażerów.

● Taryfy przewozowe na liniach lotniczych w USA są trzykrotnie niższe niż w Europie. Na trasach rzędu 400-600 km wynoszą ok. 0,12 dol. za km, zaś na trasach o długości 1500-2000 km, 0,06 do 0,07 dol. za km.

● Po katastrofie samolotu TF-18 Hornet powracającego z wystawy w Farnborough na 12 samolotach F-18 Hornet znajdujących się w próbach, wstrzymano loty. Przyczyna wypadku nie została podana.

● Dokonany przegląd 1200 samolotów Cessna 335 i 340 A wykazał wady zamocowania masy wyważającej na sterze wysokości. Przyczyną przeglądu był wypadek Cessny 340 nad Alaską. Pilot zameldował objawy awarii przez radio, a następnie usterzenie urwało się.

● 30 lekkich śmigłowców przeciwzwoigowych Hughes 500 MD Defender ma być dostarczone dla Izraela.

● 20.6.1980 r. wykonał pierwszy lot prototyp 15-miejscowego samolotu lokalnej komunikacji Beech C99 napędzany silnikami turbośmigłowymi PT6A-34. C99 jest ulepszoną odmianą samolotu Beech 99 Airliner.

● NASA za 3,4 mln dol. zamówiła w wytwórniach Lockheed, Douglas i Boeing studium koncepcji naddźwiękowego 330-miejscowego samolotu pasażerskiego AST o zasięgu 9200 km. Studium ma być gotowe pod koniec 1981 r.

● Wytwórnia Mooney projektuje 6-miejscowy jednosilnikowy samolot dyspozycyjny Mooney M-30, który przy mocy silnika 257 kW (350 KM) ma osiągnąć prędkość 450 km/h. Skrzydło tego samolotu ma klapy Fowlera na całej rozpiętości, nie ma lotek a jedynie spoilery do sterowania poprzecznego.



W. BRYTANIA

● Wytwórnia Rolls-Royce dotychczas sprzedawała 750 silników turbinowych do statków morskich. Są to silniki o mocy od 750 kW (Gnome) do 22 000 kW (Olympus). (SBAC-178)

● Prototyp brytyjskiej wersji myśliwskiej samolotu Tornado osiągnął w listopadzie ub.r. prędkość M = 2. Pierwsze seryjne samoloty (z zamówionych 165 szt.) RAF otrzyma w 1983 r. (SBAC-178)

● Wytwórnia Automotive Products - Precision Hydraulics z Liverpoolu otrzymała zamówienie o wartości 12,5 mln £ (ok. 30 mln dol.) na podwozia do samolotu lokalnej komunikacji Saab-Fairchild SF-340. Wytwórnia ta produkuje podwozia do samolotów Hawk i BAe 125. (SBAC-178)

● Firma Rolls-Royce wraz z przemysłem japońskim opracowuje projekt silnika odrzutowego RJ-500-10 o ciągu 10 000 daN przeznaczony do samolotów pasażerskich. Wg pierwotnego projektu prototyp RJ-500, którego budowa rozpoczyna się, ma mieć ciąg rzędu 9000 daN. (Interavia 12/80)



ZSRR

● Oddział rolniczy Aeroflotu do 1.08.1980 r. wykonała zadania planu 5-letniego. Obsłużono z powietrza 440,4 mln ha upraw rolnych i leśnych, podczas gdy planowano obsłużyć 438,5 mln ha. Wylatano przy tym 51,7 mln h, wobec planowanych 50,9 mln h. Średnio na 1 h lotu przypada obsługa 8,5 ha upraw. (FR 11/80)

● Bułgarskie linie lotnicze Bałkan zakupiły jeden egzemplarz samolotu fotografometrycznego Antonov An-30. Otrzymał on znaki LZ-AEG i służy do celów aerofotogrametrycznych oraz pomiarów dla potrzeb komunikacji, geologii, rolnictwa i ochrony środowiska. (FR 11/80)

● Nowy śmigłowец wielozadaniowy Kamowa Ka-32 przechodzi próby w klimacie polarnym na lodołamaczu atomowym Sibir. (FR 11/80)

● Jeden egzemplarz samolotu Tu-104 (CCCP-42454) z przedłużonym spiczastym dziobem, wyposażony w aparaturę do badania chmur burzowych i gradu, wyposażony w rakiety przeciw chmurom gradowym - nosi napis Cyklon i wchodząc w skład floty Aeroflotu wykorzystywany jest na potrzeby służby meteorologicznej Hidrometsowcentr. (LK 25/80)



## Przemysł lotniczy na świecie

### Wartość produkcji przemysłu lotniczego

Kraj	Lata								
	1970	1971	1972	1973	1974	1975	1976	1976	1978
<b>I. W wartości bieżącej EUA</b>									
USA	21 779	18 750	17 993	17 437	18 735	19 016	22 046	23 017	23 991
EWG	4 035	4 210	5 155	5 842	6 552	7 917	9 309	9 774	10 854
Francja	1 310	1 388	1 529	1 993	2 263	2 924	3 790	3 933	4 220
W. Brytania	1 576	1 610	2 125	2 137	2 500	2 894	3 106	3 425	3 889
RFN	770	823	908	1 138	1 213	1 278	1 531	1 433	1 705
Japonia	—	—	396	401	572	617	746	969	1 046
Kanada	—	—	586	537	625	622	762	782	790
Włochy	227	219	359	353	361	494	491	568	623
Holandia	113	119	169	160	141	227	280	301	285
Belgia	39	53	65	61	74	99	111	114	132
<b>II. W wartości EUA z 1975 r.</b>									
USA	24 896	20 886	20 616	20 756	19 726	19 016	18 912	19 012	20 661
EWG	6 234	6 075	6 961	7 512	7 618	7 917	8 668	8 520	8 802
Francja	2 135	2 170	2 209	2 583	2 765	2 924	3 471	3 463	3 482
W. Brytania	2 207	2 074	2 662	2 806	2 892	2 894	3 011	3 071	3 211
RFN	1 300	1 257	1 288	1 394	1 309	1 279	1 368	1 162	1 284
Japonia	—	—	529	474	587	617	636	723	650
Kanada	—	—	700	671	640	622	607	642	727
Włochy	317	289	451	435	407	494	478	503	523
Holandia	209	200	256	213	160	227	242	232	205
Belgia	66	85	95	81	85	99	98	89	97

### Zatrudnienie w przemyśle lotniczym w 1978 r.

	EWG	Francja	W. Brytania	RFN	Włochy	Holandia	Belgia
Prace badawczo-rozwojowe	79 371	19 871	41 298	12 760	4 143	1 110	189
Produkcja	258 230	61 979	128 617	33 903	24 582	5 099	4 050
Sprzedaż	83 575	21 574	45 003	9 685	5 311	1 173	829
<b>Razem</b>	<b>421 176</b>	<b>103 424</b>	<b>214 918</b>	<b>56 348</b>	<b>34 036</b>	<b>7 382</b>	<b>5 068</b>
Inżynierowie i kierownicy	66 277	14 400	41 253	8 564	920	652	488
Technicy	93 491	36 624	32 674	13 822	8 278	1 160	933
Administracja	65 029	13 400	33 975	10 922	4 587	1 537	598
Pracownicy wykwalifikowani i niewykwalifikowani	196 379	39 000	107 016	13 030	20 251	4 033	3 049
<b>Razem</b>	<b>421 176</b>	<b>103 424</b>	<b>214 918</b>	<b>56 348</b>	<b>34 036</b>	<b>7 382</b>	<b>5 068</b>

### Równoważność EUA (Europejskiej jednostki przeliczeniowej) w latach 1975 i 1978 z walutami krajowymi

Kraj	Lata	
	1975	1978
jeden EUA		
Francja (frank)	5,32	5,74
USA (dolar)	1,24	1,27
W. Brytania (funt)	0,56	0,66
Kanada (dolar kan.)	1,26	1,45
Japonia (jen)	367,6	267,1
RFN (marka)	3,05	2,56
Włochy (lir)	809,5	1080
Holandia (gulden)	3,13	2,75
Belgia (frank bel.)	45,56	40,06

### Rodzaje produkcji w procentach w 1978 r.

	Platowce	Silniki	Wypożyczenie	Rakietowo-kosmiczna
USA	47,2	13,7	17,7	21,4
EWG	54,6	21,0	21,7	2,7
Francja	61,7	18,0	18,4	1,9
W. Brytania	37,9	31,7	29,2	1,2
RFN	64,3	9,6	19,4	6,7
Włochy	66,4	16,3	13,7	3,5
Holandia	86,9	—	9,4	3,7
Belgia	45,9	28,8	10,4	14,9

Źródło: Flight International nr 3732, 1980

M.M.

# Udział lotnictwa w wyżywieniu narodów

Mgr inż. JERZY GRZEGORZEWSKI

Jesienią 1978 r. odbyło się w Warszawie pod auspicjami Europejskiej Komisji Gospodarczej ONZ seminarium pt. „Techniczno-ekonomiczne tendencje rozwoju sprzętu lotniczego dla potrzeb rolnictwa i innych wybranych dziedzin gospodarki narodowej”, które otrzymało skróconą nazwę „Aero-agro'78”. Na seminarium rozważano aspekty techniczne, ekonomiczne, eksploatacyjne, prawne oraz ochrony środowiska związane z zastosowaniem lotnictwa w rolnictwie, leśnictwie, pracach budowlano-montażowych, do gaszenia pożarów i innych dziedzin gospodarki narodowej. Dyskutowano problemy jakości zabiegów agrolotniczych, metod oceny ekonomicznej zastosowania samolotów i śmigłowców głównie w rolnictwie oraz ich aparatury agrolotniczej w porównaniu z naziemnymi maszynami rolniczymi. Stwierdzono, że lotnictwo rolnicze jest jednym z czynników intensyfikacji gospodarki rolnej w różnych regionach świata.

Podczas trwania seminarium Polska, jako organizator, wystąpiła z propozycją opracowania studium nt. lotnictwa rolniczego. Propozycja została przedstawiona i zaakceptowana na posiedzeniu ekspertów przemysłu maszynowego EKG ONZ w Genewie, po zreferowaniu wyników seminarium „Aero-agro”. Doraźne spotkanie ekspertów sugerowało, aby stroną wiodącą w opracowaniu, któremu nadano tytuł „Rozwój sprzętu lotniczego dla intensyfikacji światowej produkcji żywności”, były kompetentne organizacje polskie przy współpracy ekspertów zainteresowanych krajów i sekretariatu EKG ONZ. Jednocześnie spotkanie zaleciło, aby w studium w należyłym stopniu wykorzystać materiały seminarium. Celowość opracowania takiego studium nie budziła wątpliwości wobec faktu, że właśnie lotnictwo rolnicze jest jednym z czynników intensyfikacji produkcji żywności na świecie i szersza znajomość spraw poruszanych na seminarium „Aero-agro'78” może być pomocna niektórym krajom w pozyskaniu nowych możliwości dla rolnictwa. Sytuacja żywnościowa na świecie, której głównym producentem jest rolnictwo, jest trudna i lotnictwo rolnicze może przyczynić się do jej złagodzenia.

Jednym ze sposobów umożliwiających wzrost plonów w rolnictwie jest stosowanie nowych technologii agrolotniczych, do których należy m.in. użycie samolotów i śmigłowców do nawożenia pól, łąk i lasów<sup>1)</sup>, do zarybiania stawów i jezior. Wysoka efektywność tych maszyn usprawnia i przyspiesza wykonanie wielu czynności i zabiegów. Stąd też w ostatnich latach w rolnictwie światowym obserwuje się znaczny wzrost zapotrzebowania na samoloty i śmigłowce rolnicze. Jest to spowodowane z jednej strony systematycznym spadkiem w

wielu krajach liczby osób zatrudnionych w rolnictwie, zaś z drugiej — wysoką zdolnością samolotów i śmigłowców do szybkiego i sprawnego przeprowadzania zabiegów agrolotniczych, których często nie można wykonać maszynami naziemnymi ze względu na stan gleby lub krótki czas. Technologia agrolotnictwa, ze względu na dużą niezależność od warunków glebowych, w niektórych przypadkach jako jedyna gwarantuje terminowe wykonanie wielu prac rolnych. Ma to szczególne znaczenie w przypadku nawożenia wczesną wiosną lub w pełni wegetacji, gdy wilgotna gleba albo wysokość roślin uniemożliwiają użycie naziemnych maszyn rolniczych.

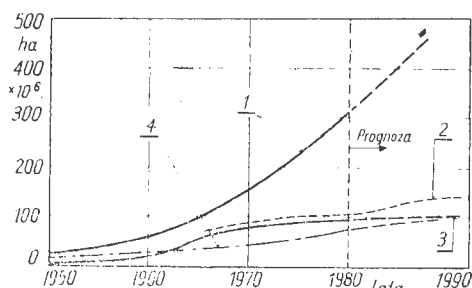
Doświadczenia prowadzone przez kilka lat w Polsce nad zastosowaniem samolotów i śmigłowców do nawożenia wykazały również istotny przyrost plonowania zbóż. Najlepsze wyniki uzyskano w przypadku pszenicy jarej (przyrost masy ziarna o 2÷3 q/ha). W celu przeprowadzenia analizy wpływu zabiegów agrolotniczych i naziemnych na jakość plonów, zbadano otrzymane ziarno na zawartość białka surowego. Stwierdzono, że nawożenie z samolotów w fazie kłoszenia wpłynęło korzystnie na wzrost białka w zbożu. Średni przyrost zawartości białka dla pszenicy jarej i jęczmienia wyniósł ok. 6%, natomiast dla pszenicy ozimej i owsa ok. 10%. Poprawa jakości ziarna pod względem zawartości białka jest bardzo ważnym zagadnieniem, ponieważ udział zbóż w światowej produkcji białka roślinnego stanowi ponad 60%. W związku z tym zwiększenie jego zawartości w ziarnie ma istotne znaczenie w ogólnym bilansie żywności w świecie.

Ogromną rolę odgrywa niewątpliwie lotnictwo w walce ze szkodnikami (np. szarańczą) i chorobami roślin, których masowe wystąpienie powoduje duże szkody, np. w ostatnich latach w Azji. W tym przypadku działanie musi być natychmiastowe i masowe na całej zagrożonej powierzchni, a warunek ten może spełnić tylko lotnictwo.

Użycie lotnictwa w rolnictwie, leśnictwie i gospodarce rybnej, mających najistotniejsze znaczenie dla produkcji żywności na świecie, jest jeszcze stosunkowo ograniczone. Ocenia się, że

areal ziemi poddanej zabiegom z powietrza wynosi ok. 250 mln ha i w większości znajduje się w krajach średnio lub wysoko uprzemysłowionych. Stanowi to znikomą część, bo niecałe 5%, w stosunku do upraw rolnych i leśnych na naszym globie. Lotnictwo rolnicze nie wszędzie może być stosowane, m.in. ze względu na strukturę gospodarki rolnej w wielu krajach. Jednakże w tej dziedzinie jest jeszcze bardzo dużo do zrobienia. Celem studium jest przedstawienie możliwości, jakie daje zastosowanie samolotów i śmigłowców głównie w gospodarce rolnej i leśnej. Lotnictwo rolnicze może przyczynić się do złagodzenia trudności związanych z niedoborami żywności na świecie, szczególnie w krajach rozwijających się w Afryce, Azji i Ameryce Południowej.

Do opracowania studium przyjęto jako podstawowe materiały seminarium „Aero-agro'78” oraz opracowanie N. B. Akesson i W. E. Yates „The use of aircraft in agriculture” wydane przez „Food and Agriculture Organization of the United Nations” w 1974 r. Studium stanowi więc kontynuację niektórych problemów i zagadnień poruszanych w ww. opracowaniach dotyczących udziału lotnictwa rolniczego w produkcji żywności. Wykorzystano również wiele cennych materiałów FAO, m.in. „Agriculture: toward 2000” przygotowany na Twentieth Session Rome, 10÷29 listopada 1979 r. Zasadniczy materiał studium opracowali polscy specjaliści z różnych dziedzin, m.in. nawozów sztucznych, aparatury agrolotniczej, organizacji prac agrolotniczych, oceny efektywności zastosowań samolotów i śmigłowców w rolnictwie i leśnictwie. Część statystyczną studium uzupełniono danymi z ankiety rozesełanej przez Sekretariat EKG ONZ w kwietniu 1980 r., w opracowaniu której brał udział Instytut Lotnictwa. Choć odpowiedzi nadesłane z różnych krajów różniły się pod względem treści i układu, wzbogaciły część faktologiczną materiału i dzięki temu jest on obecnie najaktualniejszym źródłem danych w tej dziedzinie. Odpowiedzi na ankietę udzieliły następujące kraje: Francja, Kanada, Hiszpania, RFN, Belgia, Czechosłowacja, Bułgaria, Węgry, Szwajcaria, Finlandia, Irlandia, Norwegia, NRD, Grecja, Jugosławia, USA (stan Alaska) oraz Międzynarodowy Instytut Nauk o Ziemi (International Institute for Aerial Survey and Earth Sciences) z siedzibą w Amsterdamie. W opracowaniu materiałów uczestniczyli specjaliści z następujących placówek naukowo-badawczych i wyższych uczelni w Polsce: Instytutu Lotnictwa, Instytutu Przemysłu Organicznego — Oddział w Pszczynie, Instytutu Uprawy Nawożenia i Gleboznawstwa — Oddział Śląski we Wrocławiu, Instytutu Geodezji i Kartografii, Szkoły Głównej Gospodarstwa Wiejskiego w Warszawie, Akademii Rolniczo-Technicznej w Olsztynie, Akademii Rolniczej w Szczecinie oraz CNPISL.



Rys. 1. Powierzchnia upraw obrabianych przy użyciu sprzętu lotniczego: 1 — świat, 2 — RWPG, 3 — ZSRR, 4 — USA (wzrost 12% rocznie)

<sup>1)</sup> Do zwalczania chwastów i chorób roślin.

Studium składa się z wprowadzenia i czterech rozdziałów, omawiających stan agrolotnictwa na świecie, dodatkowe czynniki wpływające w poszczególnych regionach i ważniejszych krajach na rozwój agrolotnictwa, możliwości i kierunki rozwoju działalności agrolotnictwa oraz przewidywane kierunki rozwoju agrolotnictwa do końca bieżącego stulecia ze szczególnym uwzględnieniem rozwoju samolotów i śmigłowców rolniczych i aparatury agrolotniczej, naziemnych systemów załadunku sprzętu latającego, rozwoju środków chemicznych w postaciach szczególnie przydatnych dla lotnictwa oraz szkolenia kadr. Materiał scałił i opracował pod względem merytoryczno-redakcyjnym zespół pracowników Instytutu Lotnictwa w składzie: mgr inż. Jerzy Grzegorzewski, doc. dr inż. Tadeusz Kostia i doc. dr inż. Justyn Sandauer. Materiały studium zostały przetłumaczone na język angielski i przesłane do Sekretariatu Europejskiej Komisji Gospodarczej ONZ w Genewie. Całość liczy 288 str., w tym 13 tablic, 13 zdjęć oraz 31 rysunków i wykresów.

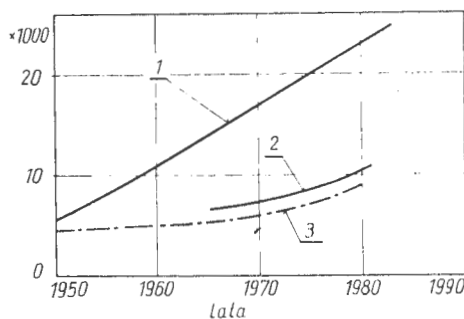
Generalne sentencje wynikające ze studium sprowadzają się do następujących stwierdzeń i zaleceń:

— Lotnictwo uzyskało prawa obywatelskie w rolnictwie i leśnictwie kilkudziesięciu krajów, świadcząc usługi w różnych strefach klimatycznych. Lotnictwo rolnicze jest niewątpliwym czynnikiem intensyfikacji produkcji rolnej w wielu krajach już je stosujących i będzie również w krajach, które je zastępują zachęcone m.in. materiałami studium. Przy użyciu samolotów i śmigłowców rolniczych, których światowa flota składa się z ok. 25 000 maszyn, obrabia się obecnie w świecie ok. 250 mln ha ziemi, co stanowi ok. 5% ziemi użytkowanej na cele rolnicze. Biorąc procentowo, nie jest to dużo, jednak znaczna ilość ziemi w różnych regionach, ze względu na strukturę własności, przeludnienie wsi, brak środków płatniczych do nabycia sprzętu lotniczego itp., nie nadaje się do upraw z powietrza. Istnieją duże możliwości rozszerzenia usług agrolotniczych w świecie i studium powinno przyczynić się do tego.

— Niektóre operacje w rolnictwie i leśnictwie (ze względu na specyficzne warunki pogodowe, np. długotrwałe deszcze powodujące rozmiękanie gleby na krótki czas będący do dyspozycji) mogą być wykonywane tylko przy użyciu lotnictwa (siewy, ochrona roślin, zwalczanie szkodników). Wydajność samolotu czy śmigłowca jako maszyny rolniczej jest wielokrotnie wyższa niż naziemnych maszyn. Przy krót-

kim czasie przeznaczonym na wykonanie zabiegu agrolotniczego jest to jedyna możliwość wykonania prac rolniczych czy leśnych. Jakkolwiek koszt 1 h pracy samolotu czy śmigłowca jest wielokrotnie wyższy niż dla maszyny naziemnej, to jednak wysoka wydajność sprzętu lotniczego niweluje te różnice do porównywalnego poziomu kosztu obróbki 1 ha.

— Studium wskazuje zakres i możliwości zastosowania samolotu i śmigłowca jako maszyny rolniczej w oparciu o dotychczasowe doświadczenia wielu krajów. Doświadczenia niektórych krajów, np. Polski, wykazują, że zastosowanie nawożenia z samolotów wczesną wiosną, gdy inne maszyny rolnicze nie mogą jeszcze wjechać na pole ze względu na rozmiękłą glebę, powoduje przyrost plonów pszenicy o kilka kwintali z 1 ha oraz zwiększa zawartość białka w jej ziarnie. Próby przeprowadzone w ZSRR wykazały, że zastosowanie siewu ryżu z samolotów zwiększa plony. Studium wskazuje również na pewne kierunki rozwoju rolnictwa, uwzględniające zastosowanie samolotów i śmigłowców oraz jego form organizacyjnych i infrastruktury.



Rys. 2. Liczba sprzętu lotniczego stosowanego w rolnictwie: 1 — świat, 2 — ZSRR, 3 — USA

— Zastosowanie samolotów i śmigłowców w rozwiniętych przemysłowo i rolniczo krajach umożliwia zmniejszenie zatrudnienia w rolnictwie i leśnictwie, które na ogół cierpią na niedobór siły roboczej; jeden statek latający zastępuje po kilka lub kilkanaście zestawów maszyn naziemnych.

— Lotnictwo rolnicze stymuluje rozwój środków chemicznych stosowanych do nawożenia, ochrony roślin i zwalczania szkodników, gdyż stawia specjalne wymagania pod względem ich właściwości fizyczno-chemicznych i eksploatacyjnych oraz urządzeń naziemnych, służących do przygotowania i załadunku chemikaliów. Dokładność rozkładu masy chemikaliów (współczynnik wariacji) uzyskiwana przy zastosowaniu samolotów i śmi-

głowców w rolnictwie i leśnictwie jest bardzo wysoka i często nieosiągalna dla maszyn naziemnych; dzięki temu wykorzystanie chemikaliów jest bardziej racjonalne i skuteczne.

— Fotogrametria lotnicza daje możliwość szybkiej i stosunkowo dokładnej oceny stanu zasiewów, co umożliwia podjęcie działań interwencyjnych zapobiegających klęsce nieurodzaju lub zmniejszenia jej skutków.

— Studium wskazuje na kierunki doskonalenia i rozwoju konstrukcji samolotów i śmigłowców rolniczych, ich aparatury rolniczej, urządzeń załadunkowych, metod naprowadzania itp. w perspektywie do 2000 r., co jest bardzo istotne dla tych wszytkich, którzy upowszechniają i prognozują usługi agrolotnicze.

— ONZ może pomóc krajom rozwijającym się, w których najbardziej jest odczuwalny niedobór żywności, przez organizację np. ośrodków agrolotnictwa wyposażonych w sprzęt latający i naziemny omówiony w studium, w tych krajach czy grupach krajów, gdzie warunki użycia samolotów i śmigłowców są najkorzystniejsze.

W dniach 4-5.XI.1980 r. odbyło się w Genewie spotkanie ekspertów przemysłu maszynowego EKG ONZ, na którym przedyskutowano materiały studium. W spotkaniu, któremu przewodniczył J. Grzegorzewski, uczestniczyli przedstawiciele Bułgarii, NRD, RFN, Hiszpanii, Szwajcarii, Węgier, Wielkiej Brytanii, Związku Radzieckiego i Polski. Uczestnicy spotkania zaakceptowali materiały studium, zalecając oprócz poprawek redakcyjnych wprowadzenie dwóch uzupełnień dotyczących nowych chemikaliów i związanych z tym aspektów ochrony środowiska (przygotują specjaliści RFN) oraz zagadnień ekonomicznych w postaci komentarza sumującego różne podejścia do tych spraw u różnych użytkowników (przygotują specjaliści PRL). Eksperti wysoko ocenili zakres i poziom merytoryczny studium, proponowali uaktualnianie go w miarę upływu czasu oraz okresowe organizowanie seminariów poświęconych różnym aspektom tego zagadnienia. Ponadto eksperci zalecili Sekretariatowi Wydziału Przemysłu EKG ONZ jak najszybsze wydanie i rozpowszechnienie materiału studium ze względu na dużą jego przydatność dla różnych odbiorców.

W następnych numerach *Techniki Lotniczej i Astronautycznej* będzie przedstawiony cykl artykułów opartych na materiałach studium.

## NOWOŚCI TECHNICZNE

### Usterzenie kierunku ze zbrojonego tworzywa

W zakładach Lockheed-California rozpoczęto próby stoiskowe pierwszego usterzenia kierunku do samolotów pasażerskich wykonanego całkowicie z tworzywa sztucznego zbrojonego włóknem węglowym. Równocześnie jest to największy element samolotu jaki został wykonany z laminatu. Ma on masę 286 kg, szerokość u podstawy 2,74 m i wysokość 7,92 m. Usterzenie to jest przeznaczone do samolotu L-1011 TriStar, przy czym jest ono o 106 kg, tj. o 27% lżejsze od usterzenia metalowego, które ma zastą-

pić. Ocenia się, że jego zastosowanie umożliwi zaoszczędzenie 15 000 l paliwa rocznie. Prace nad usterzeniem prowadzone są wspólnie z Langley Research Center w ramach programu NASA, który ma na celu zwiększenie energetycznej sprawności samolotów pasażerskich. Próby niszczące usterzenia ze zbrojonego tworzywa będą przeprowadzone w Lockheed-Labor Rye Canyon. Drugi egzemplarz usterzenia będzie zbudowany do prób niezawodności, a trzeci — do prób w locie.

W.K.



# Komfort cieplny w kabinie statku powietrznego

Mgr inż. DANUTA TROCEWICZ  
Instytut Lotnictwa

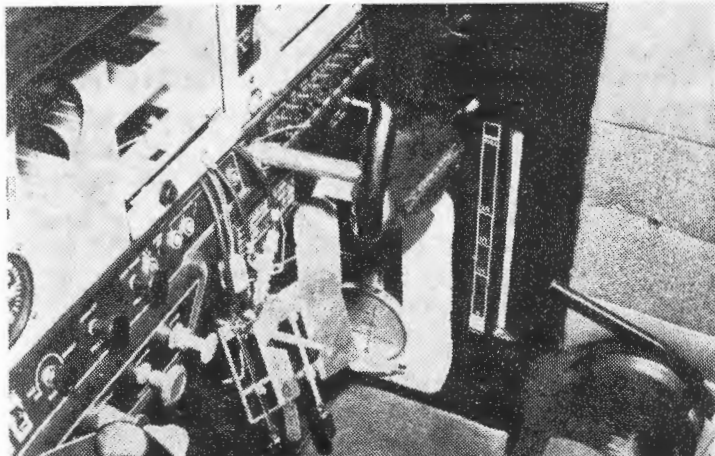
Środowisko człowieka w kabinie statku powietrznego to zespół warunków zewnętrznych działających na organizm ludzki, mikroklimat zaś to cechy fizyczne środowiska, w którym przebywa człowiek. Do podstawowych czynników mikroklimatu należą: temperatura, ruch, wilgotność, ciśnienie i skład chemiczny powietrza oraz promieniowanie cieplne. Komfort cieplny jest to zespół warunków mikroklimatycznych, w których członek załogi lub pasażer najlepiej się czuje, podczas pracy lub podróży w określonym ubraniu (letnim, zimowym, ubiorze kompensacyjnym itp.) [1].

## Bezpieczeństwo lotu

Istotnym czynnikiem komfortu lotu jest jego wpływ na bezpieczeństwo. Często przy tych samych warunkach zewnętrznych w kabinach różnych typów samolotów, przy różnych rodzajach wykonywanych lotów panują inne warunki mikroklimatyczne o niejednakowych odczuciach subiektywnych pilotów. Postępujący proces stosowania samolotów i śmigłowców do wykonywania zadań o najróżnorodniejszym charakterze stwarza problem typowy dotychczas dla przemysłu: problematyka stanowiska roboczego w układzie człowiek—maszyna. W lotnictwie problem ten należy odnieść do układu pilot-samolot. Pilot bowiem musi swą uwagę podzielić na sterowanie ruchem samolotu czy śmigłowca oraz na obsługę urządzeń realizujących bezpośrednio działanie w zależności od rodzaju wykonywanego lotu i zadania roboczego (loty agrotechniczne, pomiarowe i specjalne). Wiadomo, że przebywanie w ekstremalnych warunkach cieplnych powoduje ograniczoną percepcję i ograniczenie zdolności psychomotorycznych.

## Rolnicze zastosowanie samolotów i śmigłowców

Coraz powszechniejsze zastosowanie samolotów i śmigłowców rolniczych, rozszerzenie zakresu wykonywanych przez nie zabiegów oraz nabyte doświadczenie eksploatacyjne wskazują na potrzebę stosowania na pokładzie samolotu dodatkowych przyrządów pokładowych przeznaczonych do pomiaru i wskazywania parametrów pracy aparatury rolniczej, rejestracji i wskazywania obciążenia eksploatacyjnego podstawowych zespołów samolotu oraz ewentualnego wykrywania i sygnalizacji zagrożeń kolizyjnych związanych z lotami na małej wysokości. Realizując lot roboczy pilot musi pozostawać w zamkniętej kabinie przez pewien określony czas. Lot rolniczy odbywa się w warunkach nie spotykanych przy innych zastosowaniach samolotów i śmigłowców. Są one znamienne również tym, że starty wyko-



Rys. 1. Rozmieszczenie przyrządów pomiarowych w punkcie „przy nogach”

Fot. A. Prystopski

nywane są z zasady z obciążeniem maksymalnym a lądowania z obciążeniem minimalnym oraz tym, że loty realizowane są w środowisku zagrożenia chemicznego, krytycznym z punktu widzenia osobistego bezpieczeństwa pilota. Konstrukcja i wyposażenie kabiny samolotu powinny zatem zapewnić pilotowi jak najlepsze warunki pracy i lotu, a więc bez nadmiernego wysiłku fizycznego i psychicznego przy zastosowaniu urządzeń klimatyzacyjnych zapewniających komfort cieplny. Ze względu na specyfikę statków powietrznych z kabinami nieciśnieniowymi, zapewnić komfort cieplny jest zagadnieniem trudnym i dość skomplikowanym.

## Komfort w kabinie

W celu zapewnienia pilotowi komfortu cieplnego niezbędna jest znajomość ilości energii zużywanej w trakcie pracy, ponieważ ilość ciepła produkowana przez organizm jest proporcjonalna do wysiłku fizycznego i psychicznego. Komfort jest więc wypadkową wielu czynników, włączając porę roku, nawilżenie, przyzwyczajenie itp. Żaden wskaźnik czynników stresu cieplnego nie jest powszechnie uznany. Jest to spowodowane tym, że bardzo dużą rolę odgrywają tu czynniki względne danego organizmu jak np. sprawność cyrkulacji krwi w kierunku skóry, zdolność wydzielania potu, aklimatyzacji itp. Ogromna jest również rola zmiennych czynników otoczenia jak ruch powietrza, zawartość wilgoci w powietrzu i temperatura otoczenia. Na stres i napięcie cieplne ma wpływ ok. 15 różnych zmiennych, tymczasem opracowane wskaźniki obejmują zaledwie kilka.

## Wymagania dotyczące klimatyzacji

W przeciwieństwie do klimatyzacji przemysłowej, która musi być dostosowana do wymagań procesów technologicznych, klimatyzacja w kabinie samolotu powinna zapewnić optymalne warunki mikroklimatu w kabinie pilota. Chodzi o to, aby zapewnić człowiekowi odpowiednie warunki dla jego zdrowia, samopoczucia i sprawności działania. Z grupy tzw. urządzeń luksusowych klimatyzacja jest konieczna. Odpowiedni mikroklimat w kabinie jest bardzo ważnym czynnikiem bezpieczeństwa pilota, pasażerów i sprzętu.

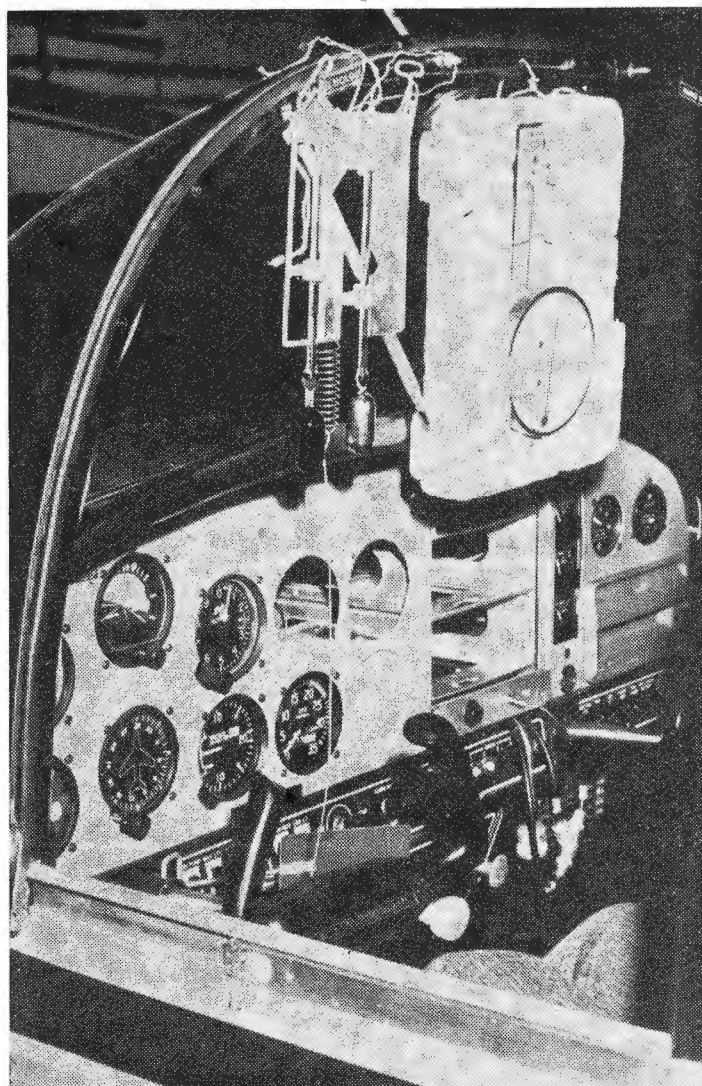
## Ocena wpływu mikroklimatu na organizm ludzki

Parametry fizyczne środowiska powietrznego, chociaż odzwierciedlają warunki obiektywne, nie mogą stanowić jedynych kryteriów oceny mikroklimatu w pomieszczeniach zamkniętych. Fizjologiczne metody oceny wpływu mikroklimatu na organizm polegają głównie na badaniach temperatury ciała, średniej temperatury powierzchni skóry, wielkości wydzielania i odparowania potu oraz bilansu wymiany ciepła między organizmem pilota a otoczeniem. Regulacja temperatury ciała jest ważną funkcją fizjologiczną i zależy od warunków zewnętrznych takich jak temperatura powietrza, jego wilgotność i ruch oraz wymiana energii promieniowania z otoczeniem. Odczuwanie temperatury przez ludzi jest różne. Zimą temperaturę w pomieszczeniach wynoszącą 20÷22°C odczuwa się jako przyjemną. W miesiącach letnich temperaturę od 22÷26°C określa się jako optymalną, w zależności od temperatury zewnętrznej.

## Wymiana ciepła między ustrojem człowieka a środowiskiem

Wysiłek fizyczny wzmaga procesy przemiany materii. W tabl. 1 podano wielkości natężenia przemiany materii w jednostkach met podczas różnych typowych obciążeń wysiłkiem fizycznym. W ciągu 1 h człowiek spoczywający w pozycji siedzącej wytwarza przeciętnie 90 kcal, czyli 100 W ciepła. Takie natężenie przemiany materii określa jednostkę natężenia przemiany materii ustroju człowieka zwaną 1 met.

Aby utrzymać stałą temperaturę ciała, urządzenie człowieka nieustannie oddaje wytwarzane w procesach przemiany materii ciepło do otaczającego środowiska (kabinę statku powietrznego). Tabl. 2 przedstawia kształtowanie się para-



Rys. 2. Rozmieszczenie przyrządów pomiarowych w punkcie „przy głowie”  
Fot. A. Prystopski

TABLICA 1. Nasilenie przemiany materii przy różnych typowych obciążeniach fizycznych u ludzi (wg J. Jankowiak: „Biometeorologia człowieka”)

Rodzaj obciążenia	Natężenie przemiany materii, met
Spoczynek: sen	0,7
spoczynek leżąc	0,8
spokojne siedzenie	1,0
stanie (rozluźnione)	1,2
Chodzenie: 4 km/h	2,0
5 km/h	2,6
8 km/h	3,8
Praca:	
stolarza przy maszynie	1,8 ÷ 2,2
praca w warsztacie samochodowym	1,4 ÷ 3,0
pracownia chemiczna	1,4 ÷ 1,8
stalownia	3,5 ÷ 4,5
ekspedienta	2,0
nauczyciela	1,6
Kierowcy:	
samochodu osobowego	1,5
motocykla	2,0
samochodu ciężarowego	3,2
pilota samolotu	1,4
W domu:	
zamiatanie	2,0 ÷ 3,4
gotowanie	1,6 ÷ 2,0
pranie	2,0 ÷ 3,6
W biurze:	
pisanie na maszynie	1,2 ÷ 1,4
Wypoczynek: łowienie ryb w potoku	1,2 ÷ 2,0
tenis	3,6 ÷ 4,6

metrów określających przemianę materii ustroju człowieka przy różnych stopniach wysiłku fizycznego.

TABLICA 2. Parametry określające przemianę materii ustroju przy różnych wysiłkach fizycznych (wg J. Jankowiak: „Biometeorologia człowieka”)

Stopień wysiłku fizycznego	V	V <sub>O<sub>2</sub></sub>	met	P
Bardzo lekki	10	0,5	1,6	80
Lekki	10 ÷ 20	0,5 ÷ 1,0	1,6 ÷ 3,3	80 ÷ 100
Umiarkowany	20 ÷ 35	1,0 ÷ 1,5	3,3 ÷ 5,0	100 ÷ 120
Ciężki	35 ÷ 50	1,5 ÷ 2,0	5,0 ÷ 6,7	120 ÷ 140
Bardzo ciężki	50 ÷ 65	2,0 ÷ 2,5	6,7 ÷ 8,3	140 ÷ 160
Nieznosnie ciężki	65 ÷ 85	2,5 ÷ 3,0	8,3 ÷ 10,0	160 ÷ 180
Wyczerpujący	85 +	3,0 +	10,0 +	180

V — objętość oddechowa, w litrach na minutę; V<sub>O<sub>2</sub></sub> — zużycie tlenu, w litrach na minutę; met — natężenie spoczynkowej przemiany materii, w met; P — częstość tętna na minutę

### Pomiary komfortu cieplnego w kabinie

W ramach normalizacji metod oceny ergonomicznej statków powietrznych, w Instytucie Lotnictwa przeprowadzono pewne prace wstępne nad oceną mikroklimatu kabiny. W celu określenia warunków mikroklimatu w kabinie pilota kilku statków powietrznych wykonano pomiary eksperymentalne dotyczące: temperatury, wilgotności, prędkości ruchu powietrza, w celu ustalenia jednolitej metodyki oceny mikroklimatu kabiny. Każdorazowo mierzono i notowano parametry powietrza otaczającego: temperaturę, ciśnienie, wilgotność, prędkość wiatru. Prędkość ruchu powietrza w kabinie (siłą chłodzącą powietrza) mierzono katatermometrem. Temperaturę powietrza mierzono termometrem rtęciowym, wilgotność — wilgotnościomierzem typu WE-1. Temperaturę promieniowania cieplnego mierzono termometrem kulistym Vernona. Ww. parametry zmierzono w określonych warunkach otoczenia. Przyjęto zakres temperatur na zewnątrz kabiny dla warunków zimowych  $-10^{\circ} \pm 3^{\circ}C$ , dla warunków umiarkowanych  $+5^{\circ} \pm 3^{\circ}C$  oraz dla warunków letnich  $+25^{\circ} \pm 3^{\circ}C$ . Pomiary (w czasie lotu i na ziemi) przeprowadzono w dwóch różnych punktach kabiny: I — punkt pomiarowy przy nogach, II — punkt pomiarowy przy głowie (rys. 1 i 2).

TABLICA 3. Odczucie ciepłe zależne od temperatury skóry dłoni (wg J. Jankowiak: „Biometeorologia człowieka”)

Temperatura skóry dłoni, °C	Odczucie ciepłe
20	niemily chłód
15	bardzo zimno
5	ból dłoni

Punkty pomiarowe ustalono na podstawie ankiet przeprowadzanych z pilotami latającymi na tych samolotach i śmigłowcach. Zmiany temperatury skóry człowieka nie są równomierne na całej powierzchni. Najszybciej i w największym stopniu obniża się temperatura skóry palców i dłoni oraz stóp. Ochłodzenia te stopniowo stają się coraz mniejsze w dółowych częściach kończyn. Skóra tułowia ochładza się w znacznie mniejszym stopniu. Temperatura skóry głowy, oprócz uszu, nosa, policzków, prawie nie zmienia się. Temperatura skóry dłoni i stóp ma szczególne znaczenie dla odczucia cieplnego ludzi.

W tabl. 4 przykładowo pokazano wyniki przeprowadzonych pomiarów dla samolotu Grumman Tr-2.

### Kryteria oceny

Ze względu na brak jednolitej metodyki pomiaru komfortu cieplnego w kabinach statków powietrznych, zaistniała konieczność opracowania metody pomiaru opartej na znanych metodach pomiarowych parametrów. Wyżej opisane pomiary pozwoliły na zbadanie wartości parametrów komfortu w ekstremalnych warunkach pracy urządzeń klimatyzacji (nagrzewnicy i wentylatora) dla różnych warunków otoczenia.

Porównując zbadane wartości parametrów z istniejącymi kryteriami i normami dla pomieszczeń roboczych (przemysłowych i biurowych) można określić stopień komfortu cieplnego w kabinie pilota. Istnieją wskaźniki oceny mikroklimatu opierające się tylko na wartościach pojedynczych jego elementów. Zalecane wartości wilgotności względnej: górna granica 70%, dolna granica 30%. Prędkość ruchu powietrza nie powinna spadać poniżej 0,05 m/s.

Istnieją również wskaźniki oceny mikroklimatu opierające się na wskaźnikach kompleksowych. Są one przeznaczone do oceny mikroklimatu w określonych warunkach: w zakładach przemysłowych, halach produkcyjnych, na stanowiskach roboczych, gdzie występuje intensywne promieniowanie cieplne.

TABLICA 4. Próby na ziemi. Samolot Grumman Tr-2. Warunki umiarkowane, mała prędkość wiatru

Rodzaj pracy instalacji klimatyzacji	Punkt pomiarowy	Warunki pracy silnika obr. min. (*) obr. maks. (**)	Temperatura w kabinie t <sub>k</sub> , °C	Wilgotność wzgl. φ%,	Czas oziębienia katatermometru τ, s	Sila chłodząca powietrza H kcal/cm <sup>2</sup> s	Prędkość powietrza w kabinie V <sub>k</sub> , m/s
Kabina zamknięta, wszystkie urządzenia wyłączone	przy nogach	NP	17,4	50	88	4,51	0,09
	przy głowie	NP	20,5	43	107,4	5,69	0,08
Nagrzewnica wyłączona	przy nogach	P*)	14,6	63	76,4	5,19	0,09
		P**)	15,5	59	80,15	4,95	0,08
Wentylator wyłączony	przy głowie	P*)	14,5	70	77,8	5,10	0,08
		P**)	15,8	60	77	5,16	0,11
Nagrzewnica włączona	przy nogach	P*)	23,3	46	149,8	2,65	0,04
		P**)	30	38	—	—	—
Wentylator wyłączony	przy głowie	P*)	22,7	55	120,6	3,29	0,09
		P**)	29	40	—	—	—

NP — nie pracuje; P — pracuje; temperatura powietrza otaczającego +3°C, ciśnienie 1005 hPa, wilgotność 96%, prędkość wiatru do 1 m/s

Przykładowo można podać, że Amerykańskie Towarzystwo Higieny Przemysłowej (American Industrial Hygiene Association — AIHA) opracowało zalecenia określające najwyższe dopuszczalne wartości temperatury efektywnej ET i wartości skorygowanej temperatury efektywnej CET

TABLICA 5

Rodzaj pracy	Temperatura powietrza w pomieszczeniu, °C
Lekka praca w pozycji siedzącej	20 ÷ 22,8
zimną	23,9 ÷ 26,7
latem	18,3
Średnio ciężka praca	15,5
Bardzo ciężka praca	15,5

Wg McCormick: „Antropotechnika”

dla różnych stopni ciężkości pracy, przy wykonywaniu pracy ciągłej i z przerwami. Specyficzne warunki pracy pilota, a szczególnie mała objętość kabiny, nie pozwalają

TABLICA 6. Wartość siły chłodzącej powietrza H (wg J. Ferencowicz: „Wentylacja i klimatyzacja”)

Rodzaj pracy	H, kcal/m <sup>2</sup> s
Spoczynek	5
Praca umysłowa	5,3 ÷ 6
Lekka praca fizyczna	6 ÷ 8
Ciężka praca fizyczna	12 ÷ 18

na przyjęcie wartości zalecanych dla dużych hal produkcyjnych, gdyż widoczne jest duże oddziaływanie organizmu pilota na specyfikę mikroklimatu kabiny.

LITERATURA

1. Norma PN-77/3800-02 „Środowisko człowieka w kabinie statku powietrznego”.
2. J. JANKOWIAK: Biometeorologia człowieka. PZWL 1976 r.
3. F. STEIMLE: Kurs klimatyzacji. Arkady, 1979 r.
4. H. ŁOTACH: Mikroklimat pomieszczeń roboczych. IW CRZZ, 1976 r.
5. Praca zb.: Pomiarzy w technice cieplnej. WNT, 1976 r.
6. E. J. McCORMICK: Antropotechnika. WNT.
7. National Safety News, XI 1978 r.
8. Ergonomia w lotnictwie — Krajowa Konferencja Naukowo-Techniczna, 1975 r.
9. Normy TGL — 32603/01, 62603/02, 22313.
10. F. LINEWEG: Izmierieniye tiempieratur w tiechnieke. Moskwa, 1980 r.

## POCZTA LOTNICZA

### Wojskowy PZL-26

Przesyłam zdjęcie samolotu PZL-26 z niedużymi szachownicami na sterze kierunku i na wierzchu płata. Na



kadłubie samolotu widoczne oznaczenie K2. Zdjęcie wykonano przed wojną w Bydgoszczy. Jakość zdjęcia jest skromna, gdyż stanowi powiększony mały fragment większego zdjęcia.

mgr L. Mustatkowski  
Poznań

Po zawodach Challenge 1934 r. samoloty PZL-26 nie były używane i w połowie 1936 r. zostały skreślone z rejestru cywilnego. Przejęło je lotnictwo wojskowe. Dwa z nich w 1937 r. przekazano Aeroklubowi Pomorskiemu w Toruniu. Lotnictwo wojskowe użytkowało co najmniej jeden egzemplarz samolotu. W książkach lotów pilotów z Poznania występuje egzemplarz K2.

Red.

# Usuwanie powłok lakierniczych metodą obróbki strumieniowo-ściernej z zastosowaniem dyszy naddźwiękowej\*)

Mgr inż. RYSZARD MARKIEWICZ  
WSK PZL-Świdnik

Potrzeba miejscowego bądź całkowitego usuwania powłok lakierniczych stosowanych jako pokrycia ochronne elementów konstrukcyjnych płatowca i jego instalacji wynika z konieczności ich renowacji oraz remontów bieżących i kapitalnych eksploatowanego sprzętu.

Przy wprowadzaniu na coraz szerszą skalę (głównie w agrolotnictwie) emalii oraz gruntów epoksydowych i poliuretanowych odpornych na większość rozpuszczalników i kwasów, chemiczne usuwanie powłok lakierniczych staje się coraz trudniejsze i droższe. Jedynym dotychczas znanym środkiem są silnie toksyczne roztwory rozpuszczalników organicznych z grupy chlorowęglowodorów alifatycznych, przy czym w przypadku stosowania emalii poliuretanowych na gruntach epoksydowych metoda ta jest nieopłacalna ze względu na zbyt małą wydajność i skomplikowany proces technologiczny.

Dodatkową wadą metod chemicznych jest brak możliwości ich stosowania przy elementach konstrukcyjnych z wprawianymi elementami łożyskującymi lub przy połączeniach pakietowych. Zachodzi wówczas możliwość powstania nie dających się wypłukać podcieków środków chemicznych, które mogą spowodować uszkodzenia i mogą sprzyjać rozwojowi korozji.

W wyniku prac nad mechanicznym sposobem usuwania powłok lakierniczych, opracowana została w okresie międzywojennym i wprowadzona w lotniczym przemyśle włoskim metoda tzw. pestkowania, oparta na rozwiązaniach

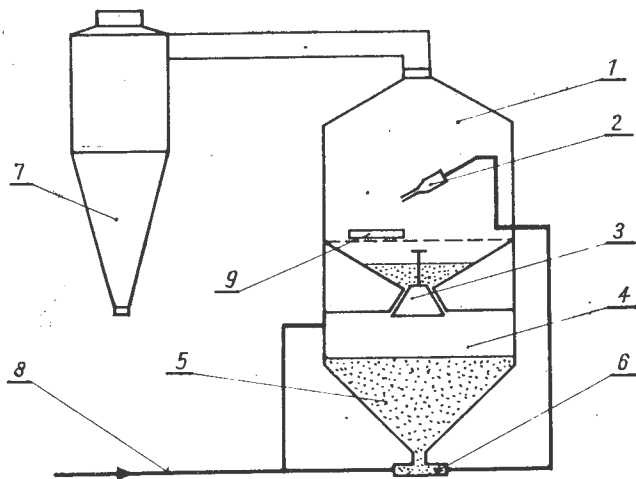
również powierzchni samych części, jak również galwanicznych powłok kadmowych w elementach stalowych lub ochronnych powłok tlenkowych na stopach aluminium.

W omawianej metodzie zastosowano kruszywo pestkowe, które stanowią rozdrobnione pestki moreli oraz skorupy orzechów włoskich. Wymagany stopień rozdrobnienia ziaren jest związany z konstrukcją dyszy i parametrami pracy urządzenia, przy czym maksymalna wielkość ziaren nie powinna przekraczać średnicy 2 mm przy długości 3÷4 mm.

Ze względu na specyficzny rodzaj przepływu dwufazowego (duże ziarna charakteryzujące się małym współczynnikiem oporu), stosowane urządzenia pracujące w zakresie przepływów poddźwiękowych wymagały dużych ciśnień roboczych rzędu 4÷6 at nadciśnienia. Wprowadzenie ziaren w przepływ odbywało się z wykorzystaniem pośredniego zbiornika ciśnieniowego (rys. 1). Urządzenia pracowały w obiegu zamkniętym, przy czym pył był odsysany z komory roboczej przez instalację odpylającą. Zasilanie inżektorowe nie było stosowane ze względu na awaryjność pracy i znacznie zmniejszoną wydajność obróbki przy jednoczesnej konieczności zwiększenia ciśnienia roboczego.

Na podstawie badań przeprowadzonych przez autora opracowana została metoda obróbki strumieniowo-ściernej powłok lakierniczych z zastosowaniem urządzenia z dyszą naddźwiękową, przez co uzyskano:

- szybsze rozpadanie ziaren ze względu na pojawienie się oporu falowego,
- zbieżność strumienia ziaren, co jest wynikiem zastosowania



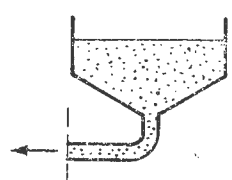
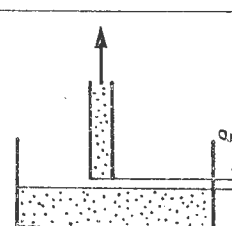
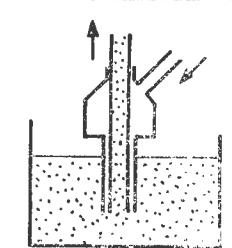
Rys. 1. Schemat urządzenia do usuwania powłok lakierniczych metodą obróbki strumieniowo-ściernej: 1 — komora robocza, 2 — dysza, 3 — zawór, 4 — zbiornik ciśnieniowy, 5 — ziarna, 6 — komora mieszalnika, 7 — cyklotron, 8 — sprężone powietrze, 9 — przedmiot czyszczony

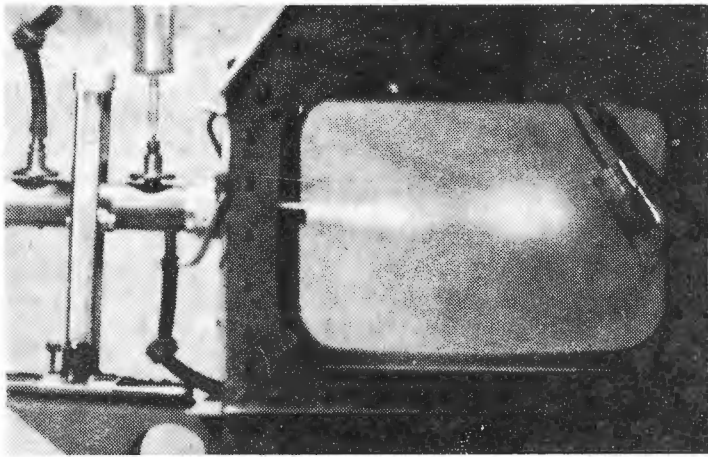
konstrukcyjnych urządzeń do obróbki strumieniowo-ściernej.

Zastosowanie obróbki strumieniowo-ściernej do usuwania powłok lakierniczych wymaga doboru parametrów pracy urządzenia (idealnym rozwiązaniem byłoby uzyskanie spójnego i jednorodnego przepływu przy jednoczesnym zapewnieniu dużej prędkości przepływu i dużej wartości współczynnika oporu) oraz doboru odpowiedniego materiału ściernego nie powodującego uszkodzeń mechanicznych za-

\*) Artykuł napisano w oparciu o wyniki badań teoretycznych i doświadczalnych, będących przedmiotem pracy magisterskiej autora, wykonanej pod kierunkiem dra A. Tarnogrodzkiego na Wydziale Mechanicznym, Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej.

TABLICA 1

Metoda	Zastosowanie	Zalety	Wady
	podawanie cieczi i drobnych regularnych ziaren $\phi < 0,5 \text{ mm}$	— możliwość zastosowania przy niewielkich podciśnieniach	— mały wydatek masowy drugiej fazy — przy podciśnieniu $> 0,01 \text{ MPa}$ nie można stosować do podawania ziaren (zatykanie przewodów zasysających)
	podawanie cieczi i ziaren $\phi > 1 \text{ mm}$	— podawanie ziaren przy dużych podciśnieniach	— konieczność utrzymania stałej odległości $e$ (przy zbyt małej przerwie możliwość zatkania przewodu)
	podawanie cieczi i ziaren $\phi > 1 \text{ mm}$	— możliwość regulacji wydatku drugiej fazy — możliwość stosowania dużych podciśnień — duża bezawaryjność	— ograniczona maksymalna wielkość wydatku drugiej fazy (w zależności od wielkości podciśnienia i średnicy przewodu zasysającego)



Rys. 2. Zbieżność strumienia wypływającego z dyszy naddźwiękowej — wizualizacja wodą

wania dyszy o przepływie ze sprężaniem poza dyszą (rys. 2), a także zapewniono niższe ciśnienie boczne rzędu  $1,5 \div 2$  at nadciśnienia.

Z ostatniej uwagi wynika, że w tym przypadku można stosować przewody niskociśnieniowe bez specjalnych złączy, co upraszcza i potania instalację sprężonego powietrza.

W prototypowym (badanym przez autora) urządzeniu zastosowano dyszę naddźwiękową o nominalnej liczbie Macha równej 2. Wprowadzanie ziaren w przepływ odbywa się z wykorzystaniem głębokiego podciśnienia panującego w otoczeniu przekroju końcowego. Takie wprowadzanie ziaren wymagało rozwiązania odpowiedniego sposobu doprowadzania do dyszy. Wyniki analizy porównawczej różnych metod zostały przedstawione w tabl. 1. Sprawdzono również różne sposoby wprowadzania ziaren w przepływ (tabl. 2).

Wydajność urządzenia przy wydatku masowym ziaren ok. 4 g/s i wydatku masowym powietrza 18 g/s wynosi:

- dla powłok lakierniczych z emalii epoksydowych i poliuretanowych —  $0,5 \text{ cm}^2/\text{s}$ ,
- dla powłok lakierniczych z emalii chlorowinylowych —  $5 \text{ cm}^2/\text{s}$ .

Należy podkreślić, że uzyskane wyniki dotyczą urządzenia prototypowego, którego głównym celem było sprawdzenie poprawności rozwiązań konstrukcyjnych i założeń metody.

W celu uzyskania prawidłowych parametrów pracy istotne jest utrzymanie jednakowej wielkości ziaren oraz wyeliminowanie najdrobniejszej frakcji ze względu na dużą zależność współczynnika oporu od wielkości ziaren. Przy

TABLICA 2

Sposób wprowadzenia drugiej fazy w przepływ	Druga faza	Zalety	Wady
<p><math>M &lt; 1</math></p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>— ciecz</li> <li>— ziarna regularne</li> <li><math>\phi &lt; 1 \text{ mm}</math></li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>— centralne wprowadzenie w przepływ</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>— konieczność doprowadzania drugiej fazy pod ciśnieniem</li> </ul>
<p><math>M &gt; 1</math></p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>— ciecz</li> <li>— nieregularne ziarna</li> <li>dużej średnicy <math>\phi</math></li> <li><math>1 \div 4 \text{ mm}</math></li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>— możliwość wprowadzania w przepływ w przepływie dużych ziaren</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>— niecentralne wprowadzanie drugiej fazy w przepływ</li> <li>— małe podciśnienie <math>p_p</math></li> <li>— zmniejszenie wydatku drugiej fazy</li> </ul>
<p><math>M &gt; 1</math></p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>— ciecz</li> <li>— nieregularne ziarna</li> <li><math>\phi</math> <math>1 \div 3 \text{ mm}</math></li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>— centralne wprowadzenie w przepływ</li> <li>— duże podciśnienie <math>p_p</math></li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>— zakłócenie przepływu</li> <li>— ograniczenie średnicy rurki doprowadzającej drugą fazę</li> </ul>
<p><math>M &gt; 1</math></p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>— ciecz</li> <li>— regularne ziarna małej średnicy</li> <li><math>\phi &lt; 1 \text{ mm}</math></li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>— centralne wprowadzenie w przepływ</li> <li>— brak zakłóceń przepływu</li> <li>— duże podciśnienie <math>p_p</math></li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>— mała średnica rurki doprowadzającej drugą fazę</li> </ul>

ustalonych parametrach pracy najdrobniejsze ziarna będą rozpędzały się intensywniej, co może spowodować uszkodzenie powierzchni części.

Istotną zaletą przedstawionego rozwiązania jest możliwość wykonania taniego przenośnego urządzenia nie wymagającego komory roboczej i zbiornika ciśnieniowego, przez co zostaje znacznie rozszerzony zakres jego zastosowania. Urządzenie można również dodatkowo wykorzystać do piaskowania, mýcia oraz malowania gęstymi, ciężkimi farbami.

## NOWOŚCI TECHNICZNE

### Prace nad nowymi fotelami wyrzeliwanymi

W ramach umowy z USAF firma Boeing przeprowadza badania nowych typów foteli wyrzeliwanych przeznaczonych do samolotów bojowych następnej generacji. Prace te są wynikiem zakończonych niedawno studiów, które wykazały zalety kabiny o małej wysokości, w której pilot prawie leży odchylony do tyłu o  $65^\circ$ . Współczesne fotele, z szynami i katapultą, nie nadają się do takiej kabiny nie zapewniając bezpiecznego oddzielenia od samolotu. Nowa koncepcja fotela przewiduje wyrzeliwanie pilota w dwóch fazach: najpierw fotel zostaje tak ustawiony, że pilot znajduje się w położeniu poziomym, następnie silnik rakietowy o sterowanym wektorze ciągu oddziela fotel od samolotu. Obecnie firma Boeing bada fotel prze-

znaczony do bardzo szybkich samolotów, stosując przy tym urządzenia do wyznaczania i analizy balistycznej stateczności fotela. Firma Boeing jest odpowiedzialna za opracowanie koncepcji nowego fotela, badania w tunelu aerodynamicznym przy użyciu elementów wykonanych w skali 1:1, ocenę właściwości fotela i zbudowanie prototypu. Firma Stencil Aero Engineering Corp. współpracuje z Boeingiem wykonując potrzebne makiety. Makiety są wykonywane w skali 1:2, z elementami ustateczniającymi, które w wersji seryjnej zostaną zastąpione przez elementy nadmuchiwane. Ta część programu ma być zrealizowana do końca 1981 r., a cały projekt — do końca 1982 r.

W.K.

# Automatyzacja procesu sterowania silnikiem turbinowym w czasie prób odbiorczych

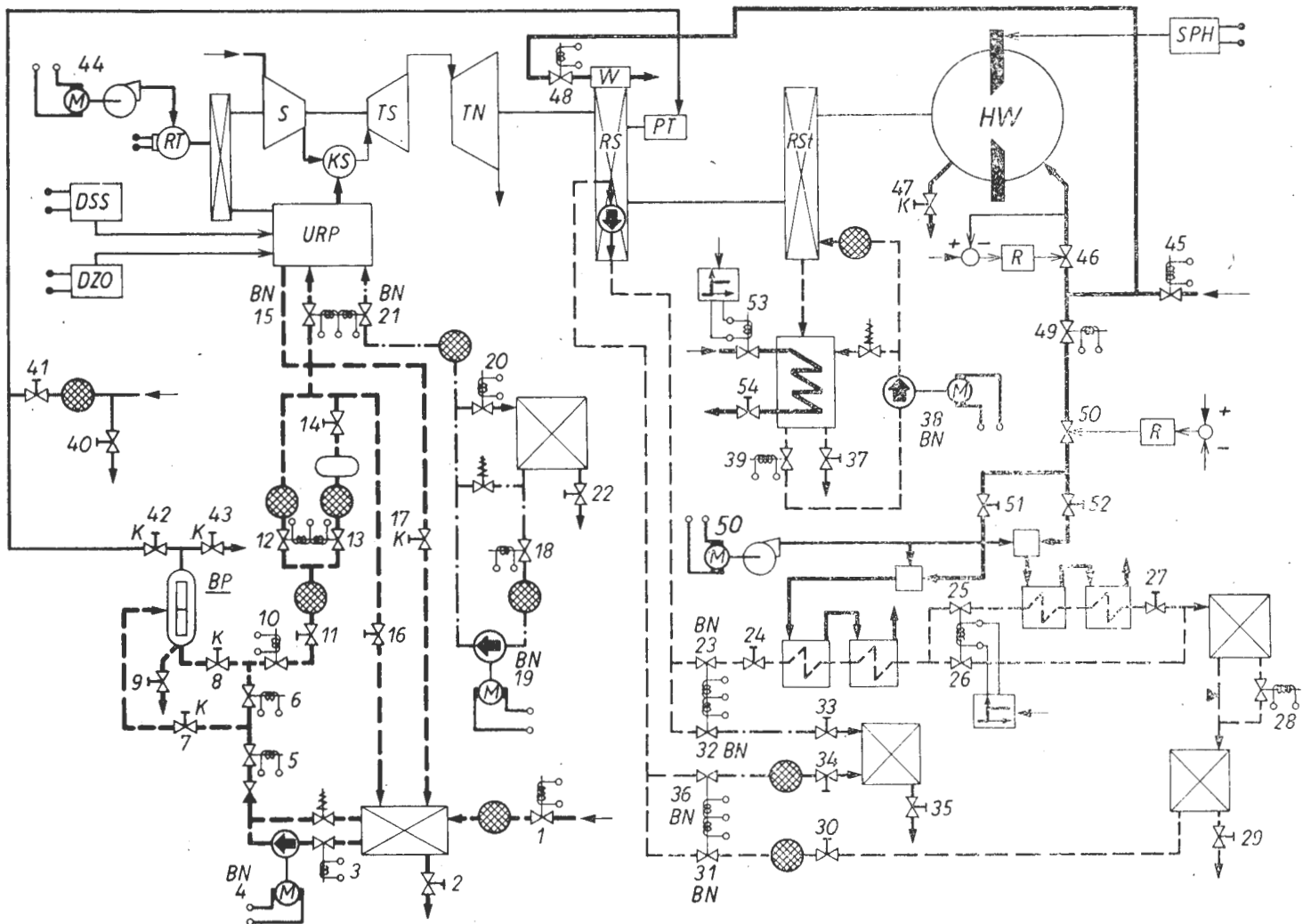
Doc. dr inż. ZDZISŁAW PUHACZEWSKI  
Dr inż. WIESŁAW PRÓCHNICKI

Instytut Okrętowy  
Politechnika Gdańska

W ostatnich latach daje się zaobserwować tendencja do stosowania automatyzacji w próbach odbiorczych lotniczych silników turbinowych, które przed zainstalowaniem na samolotach czy śmigłowcach podlegają długotrwałym próbom w hamowniach fabrycznych [1, 2, 4]. Automatyzacji podlegają zarówno czynności pomiarowe, rejestracja i przetwarzanie danych, jak również sterowanie stoiskiem badawczym silnika turbinowego wg programów prób odbiorczych

[3]. Do automatycznego prowadzenia badań instaluje się zazwyczaj komputer, do zadań którego należy m.in. pełnienie funkcji operatora ruchu i przesyłanie sygnałów do poszczególnych organów nastawczych bądź układów sterowania.

W czasie prób odbiorczych zachodzi potrzeba sterowania wieloma zaworami znajdującymi się w instalacjach pomocniczych stoiska: w instalacjach paliwa, oleju, wody i powietrza. Pełna automatyzacja badań silnika wymaga rów-



## Objaśnienia

----- paliwo	▼ zwięzka	Ⓜ silnik elektryczny
----- olej smarny	⌘ zawór zwrotny	⊙ wentylator
----- olej konserwujący	⌘ zawór bezpieczeństwa	⊙ filtr
----- powietrze	⊙ pompa	⊗ zbiornik
----- woda		

Rys. Schemat instalacji pomocniczych stoiska do badań silników turbinowych: BP — butla pomiarowa, DSS — serwowmotor dźwigni przepustnicy, DZO — serwowmotor zaworu odcinającego, HW — hamulec wodny, KS — komora spalania, P — przepływomierz, PT — prądniczka tachometryczna, R — regulator, RS — reduktor silnika, RSt — reduktor stoiska, RT — rozrusznik silnika, S — sprężarka, SPH — serwomechanizm przesłoni hamulca, TS — turbina sprężarkowa, TN — turbina napędowa, URP — układ regulacyjno-paliwowy, W — wibrometr; oznaczenia zaworów podlegających sterowaniu podano w tablicy

niez automatycznego sterowania przepływami w tych instalacjach. Wobec dużej liczby zaworów, usytuowanych często w trudno dostępnych miejscach, automatyczne sterowanie nimi pozwala na znaczne usprawnienie prób odbiorczych, zmniejsza ich uciążliwość oraz zabezpiecza przed ewentualnymi pomyłkami. Można sądzić, że automatyczne sterowanie zaworami instalacji pomocniczych zmniejsza pracochłonność prowadzenia badań w nie mniejszym stopniu niż automatyczne sterowanie silnikiem, ograniczające się do oddziaływania na nastawę paliwa i obciążenia hamulca. Dyspozycje sterowania zaworami, podobnie jak dyspozycje sterowania silnikiem, wychodzą z komputera.

W oparciu o doświadczenia zdobyte przy opracowywaniu układu automatycznego sterowania stoiskiem badawczym lotniczego silnika turbinowego w niniejszym artykule przedstawiono propozycje dotyczące zasad sterowania zaworami instalacji pomocniczych takiego lub podobnego stoiska. Dokonano klasyfikacji zaworów pod kątem widzenia ich funkcji w badaniach odbiorczych oraz zaproponowano odpowiadające tym funkcjom sposoby sterowania nimi.

### Opis instalacji pomocniczych

W celu wyjaśnienia założeń, które posłużyły do ustalenia zasad sterowania zaworami instalacji pomocniczych, omówiono w skrócie podstawowe funkcje tych instalacji na przykładzie stoiska hamownianego lotniczego silnika dwuwałowego (rys.).

#### Instalacja paliwowa i oleju konserwującego układ regulacyjno-paliwowy

Układ regulacyjno-paliwowy zasilany jest alternatywnie paliwem lub olejem konserwującym. Paliwo tłoczne jest pompą 4 przez przepływomierz P bądź przez tor równoległy z pominięciem przepływomierza. Do jednego z tych torów paliwo kieruje się dwoma zaworami o działaniu sprzężonym 12 i 13, sterowanymi jednocześnie w przeciwnych kierunkach. Dla dokładnego (okresowego) pomiaru natężenia przepływu paliwo kierowane jest do butli pomiarowej. W tym celu zamykany jest zawór 6, natomiast otwierane są zawory 7 i 8. Zainstalowane na splywie z instalacji paliwowej zawory 16 i 17 służą do cechowania przepływomierza i pompy układu regulacyjno-paliwowego. Do układu regulacyjno-paliwowego paliwo wpływa przez zawór 15 sprzężony z zaworem 21, doprowadzającym do układu olej konserwujący. Zrealizowana jest konieczna blokada tych zaworów, uniemożliwiająca jednoczesny dopływ do silnika obu czynników: paliwa i oleju konserwującego. W celu napełnienia układu regulacyjno-paliwowego olejem konserwującym, np. po zakończeniu badań, opróżnia się układ paliwowy i tłoczy się pompą 19 olej z instalacji oleju konserwującego przy otwartym zaworze 21 i jednocześnie zamkniętym 15.

#### Instalacja oleju smarnego silnika i jego reduktora oraz oleju konserwującego układ smarny

Układ smarowania silnika i jego reduktora podłącza się do instalacji oleju smarnego bądź alternatywnie do instalacji oleju konserwującego za pomocą dwóch par sprzężonych zaworów, sterowanych jednocześnie, lecz w przeciwnych kierunkach: 23 i 32 oraz 31 i 36. Wymagana jest blokada zaworów w obu parach, zapobiegająca jednoczesnemu ich otwarciu. Olej smarny jest chłodzony powietrzem tłoczonym do chłodnic przez wentylator 55. W celu intensywniejszego chłodzenia oleju, do chłodnic doprowadzana jest dodatkowo woda z układu instalacji wodnej. Również w zależności od potrzeby, sterując parą sprzężonych zaworów 25 i 26, można włączać dwie lub cztery chłodnice olejowe.

#### Instalacja oleju smarnego reduktora stoiska

W układzie tym olej smarny chłodzony jest wodą. Dopływ wody do chłodnicy sterowany jest zaworem 53, w celu utrzymania wymaganej temperatury oleju.

#### Instalacja powietrza

Powietrze tłoczne z sieci zakładu jest kierowane do chłodzenia prądnicy tachometrycznej i dostarczane do butli pomiarowej w układzie paliwowym. Ciśnienie powietrza w butli można zmieniać za pomocą zaworów 42 i 43. Osobne dwa wentylatory 44 i 55 dostarczają powietrze do chłodzenia oleju smarnego silnika i rozrusznika turbiny.

### Instalacja wodna

Woda używana jest do zasilania hamulca wodnego, chłodzenia oleju smarnego silnika i jego reduktora oraz reduktora stoiskowego. Zawór 46 przed hamulcem podlega sterowaniu w układzie regulacji ciśnienia wody w hamulcu, aby uniezależnić się od jego wahań na dopływie. Przewidziano również regulację temperatury oleju smarnego silnika i oleju smarnego reduktora stoiska z oddziaływaniem na zawory 50 i 53 doprowadzające wodę do chłodnic olejowych.

### Sterowanie zaworami instalacji pomocniczych

Zawory instalacji pomocniczych, w zależności od spełnianych przez nie funkcji, podzielono na pięć grup, odpowiednio do przewidzianych pięciu sposobów sterowania nimi (tabl., rys.).

Do grupy I zaliczono zawory:

— otwarte lub zamknięte w czasie prób odbiorczych, zaś sterowane w sporadycznych przypadkach, np. w celu odciążenia toru przepływowego przy demontażu jakiegoś urządzenia (14, 16, 27 i in.), otwarcia przewodu spustowego zbiornika (2, 11, 29 i in.),

— działające okresowo (7 i 8).

Sterowanie tymi zaworami odbywa się ręcznie, tak jak dotychczas.

Do grupy II zaliczono zawory realizujące zadane programy badawcze. Są one zdalnie sterowane, zaś sterowanie nimi ma charakter dwupołożeniowy.

Grupa III obejmuje pary zaworów, które w sposób sprzężony sterują dwoma równoległymi torami przepływu czynników tak, aby czynnik przepływał alternatywnie albo jednym, albo drugim torem. W omawianym systemie są to np. zawory 12 i 13, włączające bądź wyłączające tor przepływu wierzni oraz 15 i 21, włączające instalację paliwową lub instalację oleju konserwującego. Zawory te podlegają również sterowaniu zdalnemu dwupołożeniowemu.

Zawory grupy IV spełniają funkcje organów nastawczych w układach regulacji dwupołożeniowej, np. zawór 53 sterujący przepływem wody chłodzącej w chłodnicy oleju smarnego reduktora stoiskowego.

Grupa V obejmuje zawory stanowiące organy nastawcze układów regulacji stałwartościowej, np. regulacji ciśnienia wody na dopływie do hamulca — zawór 46. Nastawianie tych zaworów powinno być zmieniane w sposób ciągły za pomocą serwomechanizmów.

W ostatniej kolumnie tablicy przedstawiono symboliczne oznaczenia zaworów, zastosowanych na rys.

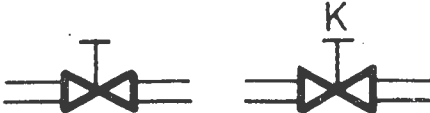
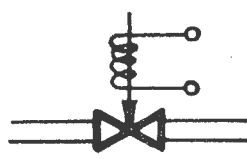
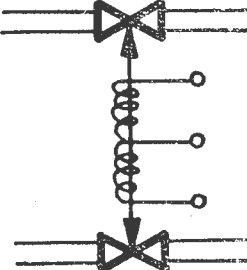
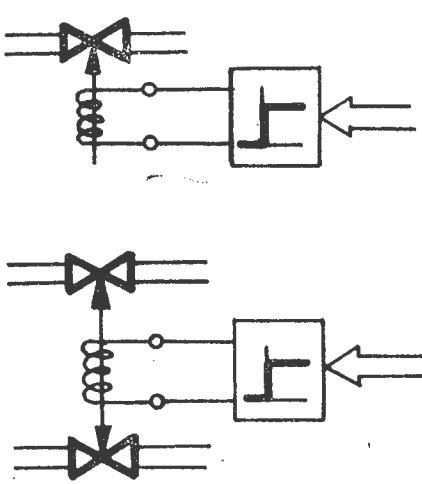
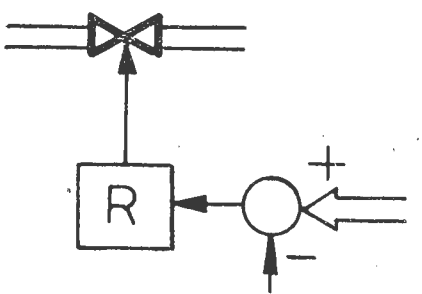
Przy pełnej automatyzacji prób odbiorczych sygnały zadające do sterowania zaworami dwupołożeniowymi, sterowanymi elektromagnetycznie, wysyła komputer realizujący badania zgodnie z założonym programem. W przypadku konieczności przeprowadzenia prób odbiorczych bez udziału komputera należy przewidzieć możliwość zdalnego sterowania zaworami z pulpitu sterowniczego stoiska.

Sprzężone w działaniu pary zaworów grupy III, z wyjątkiem 12 i 13, podlegają blokadzie nadrzędnej (na rys. oznaczono BN), która uniemożliwia otwarcie jednego z nich, gdy drugi jest otwarty. Podobnej blokady podlegają pompy olejowe i paliwowe, np. pompa 4 może być uruchomiona tylko wtedy, gdy otwarty jest zawór 3.

W celu kontroli działania układu sterowania przepływami bardzo pomocny może okazać się schemat mnemotechniczny instalacji pomocniczych, umieszczony nad pulpitem operatora. W zasadzie może on być podobny do schematu przedstawionego na rys. Wraz z otwarciem zaworu powinny zapalać się lampy zainstalowane pod schematem, podświetlające ten fragment toru przepływu, który został otwarty dla określonego czynnika, informując w ten sposób o działaniu instalacji. Realizacja tak pomyślanego schematu mnemotechnicznego wymaga wyposażenia układu w zawory mające wskaźniki położenia grzybków, dające miarodajne informacje o ustawieniu zaworów.

Przedstawione propozycje układu sterowania zaworami w instalacjach pomocniczych stoiska silnika turbinowego zostały w znacznej części zrealizowane w praktyce. Wstępne badania wykazały celowość przyjętych ogólnych zasad sterowania. Zasady te mogą znaleźć zastosowanie przy badaniach odbiorczych innych typów silników turbinowych, jak również innych rodzajów silników. Jednakże stosowane w instalacjach zawory oraz układy sterowania nimi powinny spełniać warunek wysokiej niezawodności ruchu. Jeśli się nie dysponuje takimi zaworami, to wątpliwa może okazać się korzyść z automatycznego sterowania nimi. Należy rów-

TABLICA. Podział zaworów pod kątem sposobu sterowania nimi

Grupa	Funkcje zaworów w czasie prób odbiorczych	Sterowanie zaworami	Rodzaj zaworów	Oznaczenie zaworu i sterowanie nim na rys.
I	Zawsze otwarte lub zawsze zamknięte, lub otwierane sporadycznie	ręczne oraz ręczne zdalne z kabiny	przepływowe	
II	Zamykane oraz otwierane zgodnie z wymaganiami prób odbiorczych; mogą przyjmować tylko dwa położenia: całkowicie otwarty bądź całkowicie zamknięty	zdalne, dwupołożeniowe elektromagnetyczne	przepływowe, dwupołożeniowe	
III	Pary zaworów o działaniu sprzężonym, sterowane jednocześnie w przeciwnych kierunkach wg wymagań prób odbiorczych; mogą przyjmować trzy wzajemne położenia: 1 — pierwszy całkowicie otwarty, drugi całkowicie zamknięty, 2 — pierwszy całkowicie zamknięty, drugi całkowicie otwarty, 3 — oba całkowicie zamknięte	zdalne, trójpokożeniowe, elektromagnetyczne	przepływowe, dwupołożeniowe	
IV	Zawory zamykane bądź otwierane w celu sterowania przepływem określonego czynnika oraz utrzymania wartości regulowanego parametru w wymaganych granicach; mogą przyjmować dwa położenia: całkowicie otwarty bądź całkowicie zamknięty. W szczególnym przypadku mogą to być pary zaworów o działaniu sprzężonym sterowane w przeciwnych kierunkach jak w grupie III	dwupołożeniowe, elektromagnetyczne, jako członów nastawczych układów regulacji dwupołożeniowej	przepływowe, dwupołożeniowe	
V	Zawory, których otwarcie ulega zmianie w sposób ciągły przy sterowaniu przepływem określonego czynnika w celu utrzymania wartości regulowanego parametru na zadanym poziomie	ciągłe, automatyczne jako członów nastawczych układów regulacji stalwartościowej	przepływowe, przystosowane do współpracy z serwowo-rami	

niez podkreślić, że w przypadku bardzo rozbudowanych instalacji pomocniczych właściwie zrealizowana automatyzacja zaworów i innych aparatów obsługujących te instalacje może okazać się czynnikiem decydującym o powodzeniu całego zadania.

LITERATURA

1. K. BÄMMERT, W. BOHNENKAMP, G. O. WOELK: Der Einsatz von Messgeräten und die Anwendung von Messverfahren bei der

Durchführung von Abnahmen und Versuchen an Dampf- und Gasturbinen. *Energie und Technik*, H. 2, 1973.  
 2. H. PETER, MERZ: Elektronische Verarbeitung und Darstellung von Messwerten in Prüfständen, insbesondere für Strahltriebwerken. *Motortechnische-Zeitschrift*, nr 5, 1973.  
 3. Z. PUHACZEWSKI, W. PRÓCHNICKI: Układ sterowania turbiny gazowej trakcyjnej dla potrzeb automatyzacji prób odbiorczych. *Zeszyty Naukowe Politechniki Gdańskiej, Budownictwo Okrętowe*, XXX, nr 29, 1979.  
 4. J. SABALA: Řízení drouhřidelove spalovací turbíny. *Strojrenství*, nr 4, 1975.

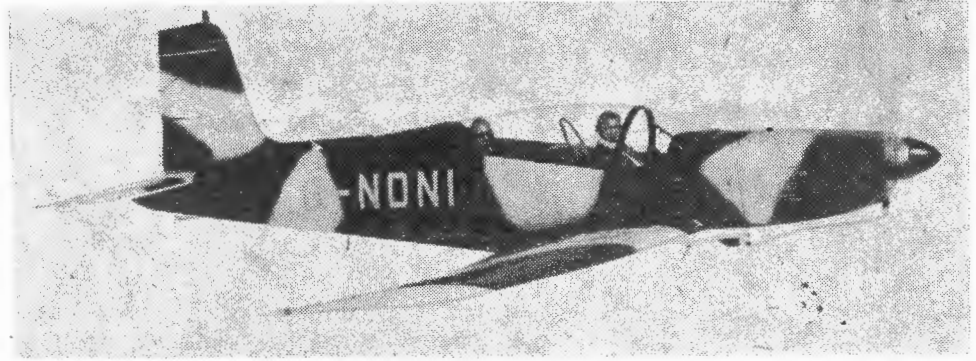


Samolot szkolno-treningowy

**KONSTRUKCJA.** Dwumiejscowy dolnołat konstrukcji metalowej.

Plat. Obrys prostokątny. Profil NACA 23012 (zmodyfikowany) 12%. Wznios części zewnętrznej skrzydła 5°. Kąt zaklinowania 3°. Krawędź natarcia części przykadłubowej ma skos ok. 20°. Struktura skrzydła duralowa z symetrycznymi lotkami, wyważonymi aerodynamicznie i masowo. Napęd lotek popychaczowy, bez wspomagania. Kłapy jednoszczelinowe z napędem elektrycznym, napędzane rurą skrętną. Maksymalne wychylenie kłap 43°. Kłapka wyważająca na prawej lotce. Końcówki skrzydła z tworzyw sztucznych (typu Hoerner) są podobne do końcówek Islandera. Kształt ich zapewnia opływ bez oderwań, przeciwdziałający kołysaniu (swung out). Dźwigar środkowej części skrzydła jest konstrukcją warstwową z wielu blach. Na zewnętrznej części skrzydła (pod dźwigarem i przednią ścianką) zamontowano okucia do podwieszania pojemników z uzbrojeniem. Połączenie skrzydła zewnętrznego z częścią środkową nakładkami nitowanymi na pokryciu.

Kadłub. Półskorupowy z pracującym pokryciem. Na dnie kadłuba w obszarze płata zamontowano kłapę hamulcową, wychylaną do 60°. Napęd kłapy hydrauliczny. Kabina dwumiejscowa z jednoczesnym wiatrochronem, który jest zawieszony na prawej burcie i może być odrzucany. Fotele przestawialne o kształtach siedziska jak w samolocie F-16. Siedzenia dość duże, wystarczające do pomieszczenia spadochronu i oporządzenia wojskowego. Tylnie siedzenie jest podnoszone do 10 cm ponad przednie, w celu poprawienia widoczności. Poza tylnym siedzeniem znajduje się przestrzzeń bagażowa. Kabina jest ogrzewana i wentylowana. Kabina tylna zawiera sześć podstawowych przyrządów pilotażowych lecz jest możliwa obserwacja przyrządów w przedniej kabine. Wszystkie (pilotażowe, silnikowe i elektryczne) przyrządy są zdublowane. Wiele elementów wyposażenia kabiny jest identycznych jak na samolocie HS Hawk. Każdy pedał napędu steru kierunku ma hamulce różnicowe (sterowane palcami nóg), które są przesuwalne do przodu i do tyłu (trzy położenia) na zaczepach grąbkowych. Na lewej stronie kabiny znajdują się konsole sterowań, które zapewniają też wygodne oparcie łokci. Na pulpitych z lewej strony kabiny zgrupowano: sterowanie kłapkami wyważającymi lotek i steru wysokości oraz przepustnicą, skokiem śmigła i mieszanką. Przed gałkami sterowania mocą jest dźwignia sterowania chowaniem podwozia, ponad nią jest dźwignia hamulca aerodynamicznego, a przelącznik wpuśczenia kłap jest ponad dźwignią przepustnicy. Sterowanie kłapką wyważającą steru kierunku znajduje się na lewej tablicy w obu kabinach. Przednia tablica przyrządów może być odchylana w dół, aby ułatwić dostęp do przyrządów. Na tablicy od lewej do prawej są zamontowane: przyrządy silnikowe i wskaźniki przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych. Na dole lewej tablicy umieszczono pulpit informacyjny, zawierający lampki: sygnalizację wychylenia hamulca aerodynamicznego, ostrzeżenia o przeciągnięciu, nie zamkniętej owiewki kabiny, awarii prądnicy, awarii



układu do lotów odwróconych, uszkodzenia pompy hydraulicznej, sygnalizacji wypuszczenia i schowania podwozia itp.

Na prawej tablicy umieszczono wyposażenie radiowo-nawigacyjne. Konsola z wyłącznikami elektrycznymi i bezpiecznikami znajduje się poniżej. Na prawej stronie w obu kabinach znajdują się: pompa awaryjna i dźwignie odrzucania owiewki kabiny.

**Usterzenie.** Dźwigarowe z pracującym pokryciem. Obydwa stateczniki: poziomy i pionowy są zawieszane na kadłubie za pośrednictwem czterech stalowych konsol. Ster wysokości ma trzy zawiasy i dużą kłapkę wyważającą na prawej stronie steru. Jest wykonany w dwóch kawałkach połączonych razem za pomocą czopa, ale napędzanych indywidualnie za pomocą popychaczy ze wspólnym napędem. Ster kierunku z kłapką wyważającą ma napęd linkowy. Obydwa stery mają odciążenie rogowe.

**Podwozie.** Trójkołowe, chowane hydraulicznie. Dolna część konstrukcji podwozia głównego jest wzięta z samolotu Cherokee Arrow. Koło przednie sterowane układem mechanicznym jest chowane do tyłu. Amortyzatory olejowo-powietrzne. Koła główne typu Cleveland 551-751 z oponami 6-00-8 firmy Goodvear. Koło przednie typu Cleveland 551-753 z oponą Goodyear 5-00-5. Hamulce tarczowe typu 551-705 z napędem hydraulicznym.

Zespół napędowy. Silnik firmy Lycoming, AEIO-540-B4D5 o mocy 194 kW (260 KM) ze śmigłem trójłopatowym o stałej prędkości obrotowej firmy Hoffman HOV123K/200AH5. Instalacja paliwowa składa się z czterech zbiorników integralnych umieszczonych w skrzydłach o pojemności 427 l połączonych układem paliwowym firmy Christian do lotów odwróconych. Wlewy paliwowe znajdują się na górnej powierzchni skrzydła. Zawieszenie silnika na łożu za pośrednictwem czterech amortyzatorów w układzie dyna-focal. Stalowa ściana ogniwowa jest wyposażona w izolację przeciwdrganową i przeciwhałasową. Osłony silnika dwuczęściowe, wykonane z laminatu zbrojonego włóknem szklanym.

Instalacje. Instalacja hydrauliczna o ciśnieniu 10,3 MPa (105 kg/cm<sup>2</sup>) zasilana pom-

pą elektrohydrauliczną wraz z ręczną pompką awaryjną. Instalacja elektryczna wyposażona w alternator 12 V (70 A) i akumulator 12 V (35 Ah). Może być zabudowana instalacja klimatyzacyjna lub tlenowa.

**Awionika i wyposażenie.** Standardowa elektronika obejmuje wyposażenie firmy Narco: — VHF, ILS, DME i transponder oraz odbiornik markerka. Wyposażenie do ślepego pilotażu jest standardowe. Wyposażenie na zamówienie: zaczep do holowania szybowców i celów latających, wysięgniki podskrzydłowe do podcepienia uzbrojenia, celownik działek, kamera śledząca (fotokarabin) i autopilot.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Pomysł zbudowania Firecrackera powstał na początku 1974 r., kiedy przyjaciel Normana (i późniejszy partner) Norman Marsh zainteresował się zakupem samolotu SIAI Marchetti SF 260. Desmond Norman sugerował opracowanie samolotu konkurującego we właściwościach w akrobacji z SF 260 oraz charakteryzującego się dużym zasięgiem.

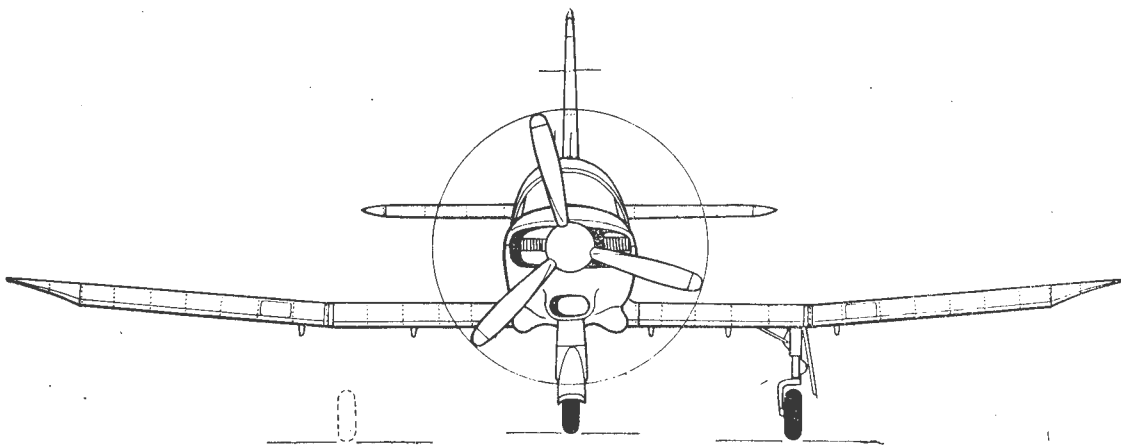
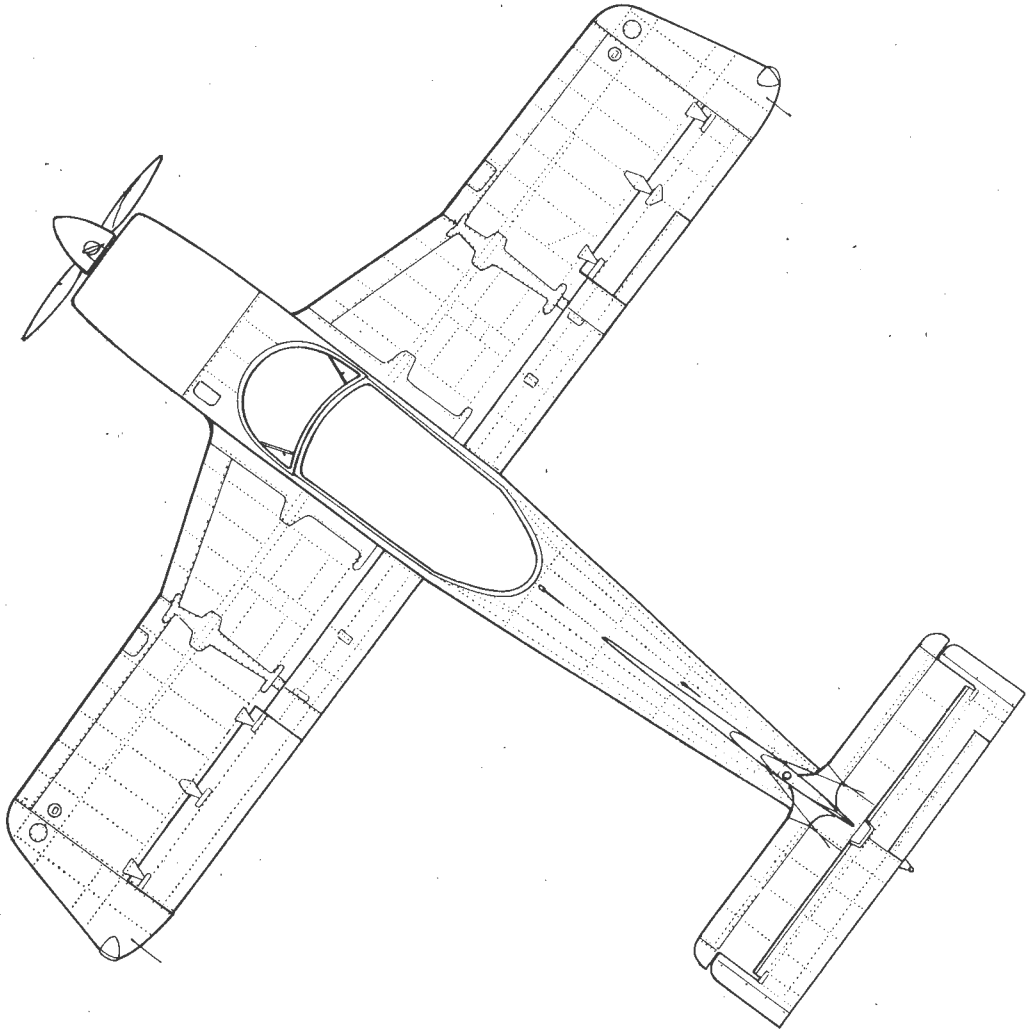
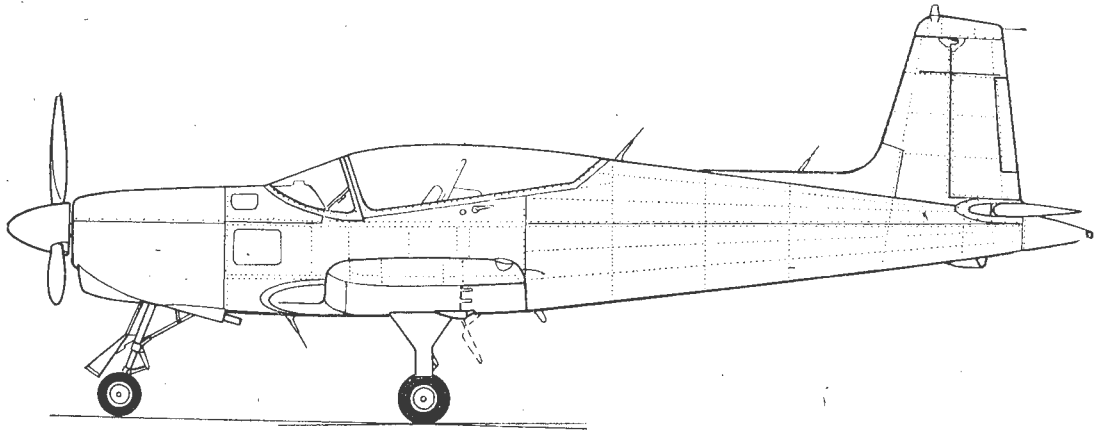
Firecracker początkowo był pomyślany jako samolot sportowy, lecz kiedy poniesiono znaczne koszty, zdecydowano się zrobić z niego samolot treningowy dla wojska o właściwościach zbliżonych do samolotów z napędem odrzutowym. Pierwszy lot prototypu odbył się 26 maja 1977 r. Samolot uzyskał w 1979 r. certyfikaty wg przepisów BCAR część K wydanie 6 i FAR-23 z poprawką 16 dla pełnej akrobacji. Latem 1977 r. samolot wystawiono na salonie lotniczym w Paryżu, gdzie wzbudził zainteresowanie fachowców swoim układem aerodynamicznym. Koszt opracowania i budowy 100 samolotów oceniono na ok. 15 mln dol. czyli mniej więcej tyle, co jeden samolot myśliwski. Desmond Norman ocenił potencjalne zapotrzebowanie na ok. 2000 samolotów tej klasy. Wg jego oceny samolot mógłby być używany w ok. 90% rodzajów lotów treningowych, podobnie jak samolot Beech Turbo Mentor, lecz przy kosztach mniejszych o połowę. Producenci przewidują również możliwość transferu technologii do krajów III Świata na zasadzie sprzedaży licencji.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	7,92 m
Cięciwa skrzydła u nasady	1,83 m
Cięciwa skrzydła na części zewnętrznej	1,45 m
Długość	7,7 m
Wysokość	3,00 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	2,9 m
Rozstaw podwozia	3,05 m
Baza podwozia	2,08 m
Średnica śmigła	1,93 m
Powierzchnia nośna	11,71 m <sup>2</sup>
Powierzchnia lotek	1,23 m <sup>2</sup>
Powierzchnia kłap	1,23 m <sup>2</sup>
Powierzchnia statecznika pionowego	1,28 m <sup>2</sup>
Ster kierunku z kłapką wyważającą	0,65 m <sup>2</sup>
Powierzchnia statecznika poziomego	1,28 m <sup>2</sup>
Ster wysokości z kłapką wyważającą	1,11 m <sup>2</sup>
Samolot pusty, wyposażony	830 kg
Masa do akrobacji (9 g)	975 kg

Masa maksymalna, do startu i lądowania, pełna akrobacja (6 g)	1202 kg
Obciążenie powierzchni nośnej — maks.	102,5 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie mocy — maks.	6,2 kg/kW
Maks. współczynnik obciążenia dopuszcz.	+9/-6
Osiągł (dla maks. masy)	441 km/h (EAS)
Maks. dopuszczalna prędkość v <sub>NE</sub>	340 km/h (EAS)
Maks. prędkość na h = 0 m	
Prędkości przelotowe:	
75% mocy, na pułapie 2286 m	323 km/h (TAS)
65% mocy, na pułapie 2895 m	303 km/h (TAS)
Prędkość przeciągnięcia z kłapkami v <sub>50</sub>	105 km/h (EAS)
Wznoszenie	9 m/s
Pułap praktyczny	5485 m
Rozbieg	207 m
Start na 15 m	296 m
Lądowanie z 15 m	351 m
Dobieg	229 m
Maks. zasięg (bez rezerwy paliwa)	2549 m

L.J.



**Jednomiejscowy wielozadaniowy samolot myśliwski**

**KONSTRUKCJA.** Średniopłat wolnonośny w układzie delta z usterzeniem.

Plat. Wolnonośny o obrysie trójkątnym. Skos krawędzi natarcia 57°. Profil CAGI 4,2÷5,0% grubości względnej. Konstrukcja całkowicie metalowa, półskorupowa z dwoma dźwigarami i z dźwigarkiem pomocniczym. Pokrycie pracujące. W każdym skrzydle dwa integralne zbiorniki paliwowe. Kłapy wychyłane z nadmuchem na górną powierzchnię kłapy (urządzenie SPS — skrót od Sduw pogranicznego słoja). Wypuszczanie kłap hydrauliczne. Lotki konwencjonalne, wspomagane hydraulicznie. W pobliżu końcówek na wierzchu płata dwie nieduże kierownice strug.

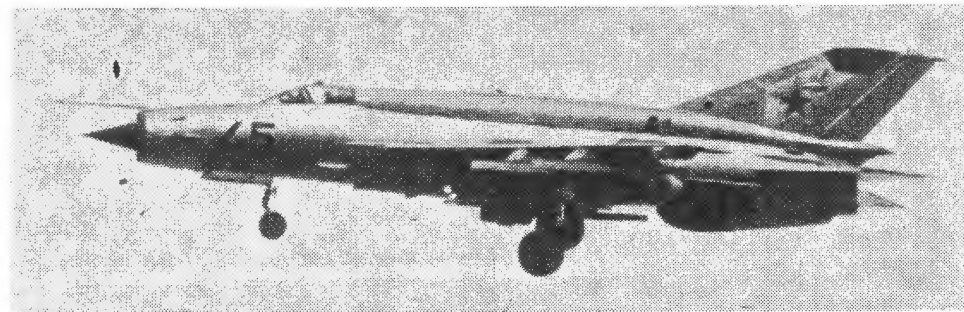
Kadłub. Całkowicie metalowy, konstrukcji półskorupowej o przekroju okrągłym, w części środkowej o przekroju gruszkowatym. Za skrzydłem rozciągnięty, w celu umożliwienia dostępu do silnika. Wlot powietrza z wysuwaniem, trójpołożeniowym, laminatowym stożkiem służącym do regulacji przepływu powietrza do silnika. Stożek osłania antenę radaru śledząco-naprowadzającego. Nad wlotem, po prawej stronie, lanca z dajnikami prędkościomierza. Przed kabiną w górze kadłuba przedział wyposażenia radioelektronicznego z pokrywą odchylaną do przodu. Kabina hermetyczna, klimatyzowana, automatyczny fotel katapultowany przy zerowej prędkości i wysokości. Wiatrochron z przednią szybą ze szkła pancernego, osłona odchylana na prawo wyposażona w peryskop zapewniający widoczność do tyłu.

Sterownice. Orczyk i drążek. Układy sterowania popychaczowe ze wspomaganie hydraulicznym. Przyrządy pokładowe, sterowanie osprzętem i uzbrojeniem umieszczone są na tablicy przyrządów, dwu bocznych pulpitań oraz na rekojęści drążka. Między kabiną a nasadą statecznika pionowego, na górze kadłuba, znajdują się: pozostałe wyposażenie radioelektroniczne, popychacze układów sterowania, centralny wlew paliwa do zbiorników oraz nadkadłubowy zbiornik paliwowy. W części środkowej kadłuba tunel wlotowy powietrza otaczający kadłubowe zbiorniki paliwa. W dół kadłuba belka do dodatkowego zbiornika paliwa oraz trzy hydraulicznie odchylane do przodu płytowe hamulce aerodynamiczne. Z tyłu nasady statecznika pionowego zasobnik na spadochron hamujący zamknięty dwiema pokrywami otwierającymi się na boki.

Usterzenie. Wolnonośne, całkowicie metalowe, trapezowe o dużym skosie. Ster kierunku wspomaganie hydraulicznie. Usterzenie poziome — płytowe o profilu A6A (6%) z masami wyważającymi na końcach, wspomagane hydraulicznie. Na usterzeniu poziomym sterowana elektrycznie klapka wyważająca. Pod kadłubem duża brzechwa ustępczościasta.

Podwozie. Trójkątowe z kółkiem przednim, chowane hydraulicznie. Podwozie przednie niesterowane, chowane do przodu, jednokołowe (koło 500 x 180 mm) z wahaczem wleczonym i amortyzatorem w goleń. Podwozie główne z goleń teleskopową chowane „do wewnątrz”; goleń mieści się w skrzydle, a koło w kadłubie. Koła 800 x 200 mm. W czasie chowania koło wykonuje obrót względem goleń tak, że w kadłubie zajmuje pozycję pionową. Dzięki dużemu ogumieniu samolot może bazować na lotniskach z nawierzchnią trawiastą. Hamulce tarczowe, pneumatyczne na wszystkich kołach. Sterowanie przy kołowaniu na ziemi hamulcami kół podwozia głównego za pomocą zaworu różnicowego sprzężonego z orczykiem.

Napęd. Jeden silnik turbodrzutowy Tumajskiego R-13-300 o ciągu statycznym 50 kN, zaś 64,73 kN z dopalaczem. Zapas



paliwa 2600 l w zbiornikach głównych. Możliwe jest podwieszenie zbiornika 490 l pod kadłubem oraz dwu odrzucanych zbiorników dodatkowych na zewnętrznych belkach podskrzydłowych. W celu skrócenia startu można używać dwóch rakiet startowych na paliwo stałe, odrzucanych po starcie, mocowanych w dół kadłuba za wnękami podwozia głównego.

Instalacje. Elektryczna niskonapięciowa prądu stałego i wysokonapięciowa prądu przemiennego. Instalacja hydrauliczna zdublowana, zasilana pompą napędzaną silnikiem i awaryjną pompą o napędzie elektrycznym. Instalacja hydrauliczna służy do: wypuszczania i chowania podwozia, wypuszczania kłap skrzydłowych oraz hamulców aerodynamicznych, wspomaganie układów sterowania lotkami, statecznikiem poziomym oraz sterem kierunku. Instalacja paliwowa przystosowana do podwieszania dodatkowych zbiorników paliwowych.

Wyposażenie. Zestaw przyrządów silnikowych i pilotażowych do pilotażu bez widoczności. Radar naprowadzająco-śledzący o zasięgu ok. 20 km. Celownik optyczny girsokopowy zachowujący precyzję dla obciążen mniejszych niż ±2,75 g, odbiornik VOR, automatyczna radiobusola ARK, system ostrzegania o kącie „widzenia” ok. 45° do przodu i do tyłu, system rozpoznawania swój-obcy. Autopilot reagujący na przechylenie i pochylenie sterowany przyciskiem na rekojęści drążka sterowego.

Uzbrojenie. Jedno dwulufowe działko GSz-23 kal. 23 mm z zapasem pocisków 200 szt. Cztery belki podskrzydłowe do podwieszania uzbrojenia lub innego wyposażenia. Warianty podwieszki powietrze-powietrze: dwa pociski samonaprowadzające na podczerwień na wewnętrznych belkach, dwa pociski kierowane radarem na zewnętrznych lub dwa pociski na wewnętrznych belkach, dwa zasobniki mieszczące po 16 szt. niekierowanych pocisków kal. 57 mm, lub cztery pociski kierowane albo dwa pociski kierowane i dwa zbiorniki podwieszane. Warianty podwieszki powietrze-ziemia: cztery zasobniki lub dwie bomby 500 kg i dwie bomby 250 kg albo cztery pociski powietrze-ziemia kal. 240 mm.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Samolot został zaprojektowany w biurze konstrukcyjnym Mikołajana jako następcą samolotu MiG-19. Oblot prototypu E-4 odbył się 16.6.1956 r. Pierwszy publiczny pokaz na podmoskiewskim lotnisku Tuszyno w 1959 r. Początkowo był to szybki samolot przechwytyjący bliskiego zasilęgu. W wyniku rozwoju rozszerzono jego zastosowanie bojowe. Produkowany w ZSRR, w Czechosłowacji i w Indiach oraz skoplowany w Chinach. Brał udział w walkach w Wietnamie, w konflikcie indyjsko-pakistańskim oraz w dwu ostatnich wojnach arabsko-izraelskich. Jest aktualnie na uzbrojeniu 33 państw: członków Układu Warszawskiego oraz Afganistanu, Algierii, Angoli, Bangladeszu, Egiptu, Etiopii, Finlandii, Indii, Indonezji, Iraku, Jemenu, Jugosławii, Korei Płn., Kuby,

Laosu, Malgaskiej Republiki, Mozambiku, Nigerii, Somali, Sudanu, Syrii, Tanzanii, Wietnamu i Zambii.

Wersje (rys. wersji w TLiA 9/78):  
— MiG-21F. Pierwsza wersja seryjna. Silnik R-11 o ciągu 42,25 kN oraz 56,4 kN (z dopalaczem). Działko NR-30 kal. 30 mm po prawej stronie przodu kadłuba; dwie belki podskrzydłowe, pod kadłubem podwieszony zbiornik 490 l. Mały wlot powietrza o średnicy ok. 60 cm, z niedużym ruchomym stożkiem. Lanca prędkościomierza poniżej wlotu powietrza. Osłona kabiny jednoczęściowa, odchylana do przodu. Płat nośny z kłapami Fowlera. Spadochron hamujący w małym luku, u dołu tylniej części kadłuba. Samoloty produkowane w Czechosłowacji — bez oszkleńcia za osłoną kabiny;

— MiG-21PF. Wprowadzono przeważenie środkowej części kadłuba (reguła pół), większy wlot powietrza do silnika (średnica 91 cm), większy stożek we wlocie, przeniesiono lancę prędkościomierza nad wlot, powiększono wybrzuszenie grzbietu kadłuba za kabiną. Zastosowano radar śledząco-naprowadzający RIL, co umożliwiło użytkowanie w każdych warunkach pogodowych. W późniejszych egzemplarzach dodano zamocowanie do rakiet startowych oraz zastosowano kłapy z nadmuchem (urządzenie SPS), co ubniżyło prędkość lądowania o 40 km/h. Usunięto działko;

— MiG-21FL. Wersja eksportowa samolotu MiG-21PF, produkowana z licencji w Indiach. Spadochron w nasadzie statecznika pionowego. Bez SPS i gniazd do rakiet startowych. Silnik R-11-300 o ciągu 38,25 kN, zaś 60,80 kN z dopalaczem. Radar śledząco-naprowadzający typu R2L. Pod kadłubem może być podwieszany zasobnik GP-9 z działkiem GSz-23;

— MiG-21PFS i MiG-21PF (SPS). Samoloty analogiczne do MiG-21PF;

— MiG-21PFM. Podobny do MiG-21PFS z tym, że: powiększono statecznik pionowy, wprowadzono nieruchomy wiatrochron i osłonę kabiny odchylaną na prawo;

— MiG-21PFMA. Wielozadaniowy samolot myśliwski oparty głównie na MiG-21PFM. Lanca prędkościomierza nad wlotem powietrza, lekko przesunięta na prawo. Uzbrojenie podwieszane na czterech belkach podskrzydłowych oraz podwieszany pod kadłubem zasobnik GP-9 z działkiem. Możliwość podwieszania dwóch zbiorników podskrzydłowych i zbiornika podkadłubowego. Nowy fotel katapultowany typu 0-0. Mała owiewka z czujnikiem kata natarcia na prawej burcie przed kabiną. Późniejsze egzemplarze mają zabudowane pod kadłubem dwulufowe działko GSz-23;

— MiG-21M. Tak jak MiG-21PFMA z zabudowanym działkiem GSz-23. Produkowany w Indiach od 1973 r. Silnik R-11F2S-300;

— MiG-21R. Rozpoznawcza odmiana samolotu MiG-21PFMA. Wyposażenie w trzech gondolach podwieszanych: aparatura fotograficzna, czujniki podczerwień lub sprzęt radioelektronicznego przeciwdziałania. Dodatkowe podwieszane zbiorniki paliwa. An-

**DANE TECHNICZNE**

Rozpiętość płata	7,15 m	— z 2 pociskami	
Rozpiętość usterzenia		13 zbiornikami	9400 kg
poziomego	3,86 m		
Długość całkowita	15,76 m	Obciążenie pow. nośnej maks.	409 kg/m <sup>2</sup>
Długość bez lancy, z cofniętym stożkiem	13,46 m	Prędkość maks. powyżej 11 000 m	2230 km/h (M2,1)
Wysokość	4,50 m	Prędkość maks. na 0 m	1300 km/h (M1,06)
Baza podwozia	4,81 m	Prędkość lądowania	270 km/h
Rozstaw podwozia	2,69 m	— rozbieg	800 m
Powierzchnia nośna	23 m <sup>2</sup>	— dobieg	550 m
Masa startowa:		Zasięg normalny	1100 km
— z 4 pociskami	8200 kg	Zasięg z 3 zbiornikami dodatkowymi	1600 km
— z 2 pociskami			
i 2 zbiornikami	8950 kg		

tena zagłuszacza pośrodku kadłuba i dodatkowa aparatura zakłócająca w owiewkach przy końcówkach skrzydeł;

— *MiG-21MF* (patrz opis). Oparty na samolocie *MiG-21PFMA*, wprowadzono peryskop dla widoczności do tyłu, silnik *R-13-300*. W użyciu od 1970 r.;

— *MiG-21RF*. Rozpoznawcza odmiana samolotu *MiG-21MF* wyposażona identycznie jak *MiG-21R*;

— *MiG-21SMT*. Podobny do samolotu *MiG-21MF*. Przedłużono „garb” grzbietowy aż

do zasobnika na spadochron hamujący. Przystosowany do noszenia aparatury zakłócającej w małej owiewce przy końcówce płata;

— *MiG-21bis*. Konstrukcja analogiczna do poprzednich wersji. Nowe wyposażenie radioelektroniczne. Silnik *Tumańskiego R-25* o ciągu z dopalaczem 73,55 kN;

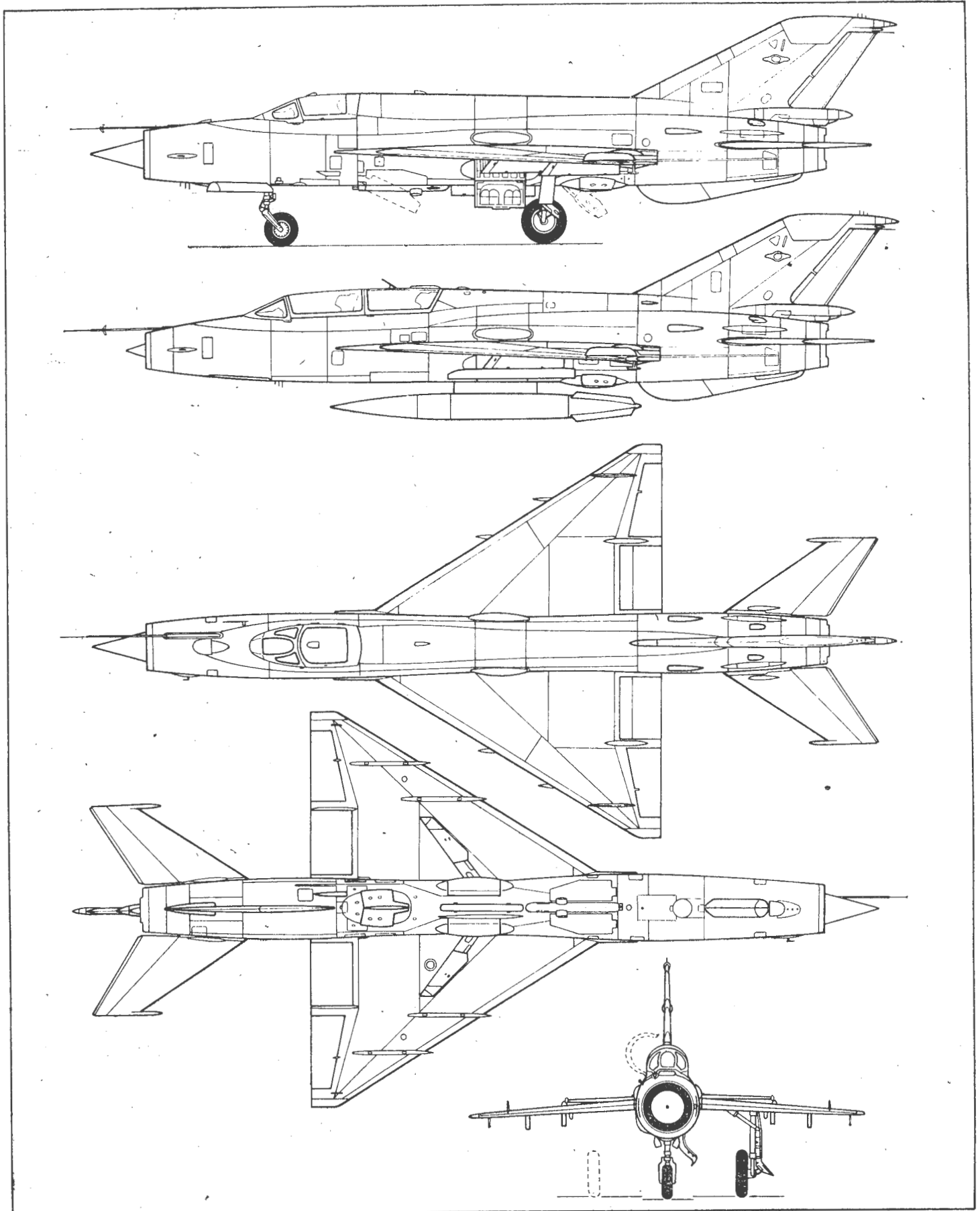
— *MiG-21U*. Dwumiejscowa wersja szkolno-treningowa *MiG-21F*. Oszklenie kabiny trzyczęściowe — nieruchomy wiatrochron i dwie osłony odchylane na prawo. Lanca

z dajnikiem prędkościomierza nad wlotem. Brak działka. Pojedynczy hamulec aerodynamiczny pod kadłubem;

— *MiG-21US*. Samolot dwumiejscowy szkolno-treningowy, jak *MiG-21U*, wyposażony w klapy z nadmuchem (SPS) i chowany peryskop dla instruktora w celu polepszenia widoczności do przodu z tylnej kabiny;

— *MiG-21UM*. Samolot dwumiejscowy szkolno-treningowy o konstrukcji opartej na wersji *MiG-21MF*.

M.Ł.



OCHRONA PRZED  
OBLODZENIEM

- 1 — groźba oblodzenia
- 2 — lód
- 3 — oblodzenie
- 4 — warstwa lodu
- 5 — osadzanie lodu, gromadzenie l.
- 6 — zamarzanie szyby, oszronienie s.
- 7 — warunki oblodzenia
- 8 — strefa o.
- 9 — wychwytywanie kropeł (przez skrzydło)
- 10 — zawartość wody (w chmurze)
- 11 — intensywność oblodzenia
- 12 — stan przechłodzenia
- 13 — oblodzenie lekkie
- 14 — o. średnie, o. umiarkowane
- 15 — o. intensywne, o. ciężkie
- 16 — chmura przechłodzona
- 17 — c. lodowa
- 18 — lód szklisty
- 19 — l. matowy, szadz
- 20 — szron
- 21 — wykrywacz lodu, sygnalizator oblodzenia
- 22 — czujnik (sygnalizatora) oblodzenia, sonda o. (elektro)mechaniczny sygnalizator o.
- 24 — membranowy s. o.
- 25 — radioizotopowy s. o.
- 26 — źródło radioaktywne, ź. promieniowania
- 27 — jonizacja
- 28 — licznik cząstek
- 29 — reflektor podświetlenia usterezenia
- 30 — odladzanie
- 31 — ochrona przed oblodzeniem
- 32 — odladacz, urządzenie odlodzeniowe
- 33 — u. przeciwoblodzeniowe
- 34 — odladacz mechaniczny, o. pneumatyczny, protektor
- 35 — komora protektora, dętka p.
- 36 — odladacz cieplny
- 37 — ogrzewanie cykliczne
- 38 — o. ciągle
- 39 — odladzanie ciepłym powietrzem
- 40 — o. elektryczne
- 41 — (gumowa) nakładka grzejna
- 42 — element grzejny
- 43 — drut oporowy, d. grzejny
- 44 — (podgrzew(anie) rurki Pitota
- 45 — szyba ogrzewana (elektrycznie)
- 46 — włóknowy system ogrzewania
- 47 — warstwowy s. o.
- 48 — warstwa metaliczna, w. złota
- 49 — w. tlenkowa
- 50 — szyba zewnętrzna
- 51 — międzywarstwa sprężysta
- 52 — szyba wewnętrzna
- 53 — jednostkowe obciążenie cieplne
- 54 — termistor, opornik cieplny
- 55 — mechanizm programowy, programator
- 56 — odladacz cieczowy
- 57 — ciecz odlodzeniowa, c. odladzająca, c. przeciwoblodzeniowa, środek przeciwoblodzeniowy

PROTECTION  
ANTIGIVRE;  
PRÉVENTION  
CONTRE GIVRAGE

- 1 — danger (m) de givrage
- 2 — glace (f)
- 3 — givrage (m)
- 4 — couche (f) de glace
- 5 — accumulation (f) de glace
- 6 — givrage (m) de vitre
- 7 — conditions (fpl) de givrage
- 8 — zone (f) de g.
- 9 — captation (f) des gouttes
- 10 — teneur (m) en eau
- 11 — sévérité (f) de givrage
- 12 — état (m) de surfusion, é. (m) de sous-refroidissement
- 13 — givrage (m) léger
- 14 — g. (m) moyen
- 15 — g. (m) sévér
- 16 — nuage (m) surfondu
- 17 — n. (m) à glace
- 18 — glace (f) transparente
- 19 — g. (f) opaque
- 20 — givre (m), gelée (f) blanche
- 21 — détecteur (m) de givrage, signal (m) de g.
- 22 — jauge (f) de g., sonde (f) de g.
- 23 — signal (m) (électro) mécanique de g.
- 24 — s. (m) diafragmique de g.
- 25 — s. (m) radioisotopique de g.
- 26 — source (f) radioactive, s. (f) de rayonnement
- 27 — ionisation (f)
- 28 — tube compteur (f) alpha
- 29 — phare (m) d'éclairage de stabilo
- 30 — dégivrage (m)
- 31 — protection (f) antigivre
- 32 — dégivreur (m)
- 33 — dispositif (m) antigivre
- 34 — dégivreur (m) mécanique, d. (m) pneumatique
- 35 — chambre (f) à air
- 36 — d. (m) thermique
- 37 — dégivrage (m) cyclique, chauffage (m) c.
- 38 — d. (m) constant, d. (m) permanent
- 39 — d. (m) par air chaud, d. (m) à air c.
- 40 — d. (m) électrique
- 41 — élément (m) chauffant (en caoutchouc)
- 42 — é. (m) c., corps (m) de chauffe
- 43 — fil (m) chauffant
- 44 — chauffage (m) de Pitot
- 45 — glace (f) chauffée, vitre (f) c.
- 46 — système (m) de chauffage aux fils
- 47 — s. (m) de c. à couche
- 48 — couche (f) (chauffante) métallique, strate (f) m. c. (f) d'or, s. (f) d'or
- 49 — c. (f) d'oxyde, s. (f) d'oxyde
- 50 — vitre (f) extérieure, glace (f) e.
- 51 — couche (f) intermédiaire élastique
- 52 — vitre (f) intérieure, glace (f) i.
- 53 — charge (f) thermique unitaire
- 54 — thermistor (m) thermistance (f)
- 55 — programmeur (m)
- 56 — dégivreur (m) à fluide
- 57 — fluide (f) de dégivrage, liquide (f) de d.

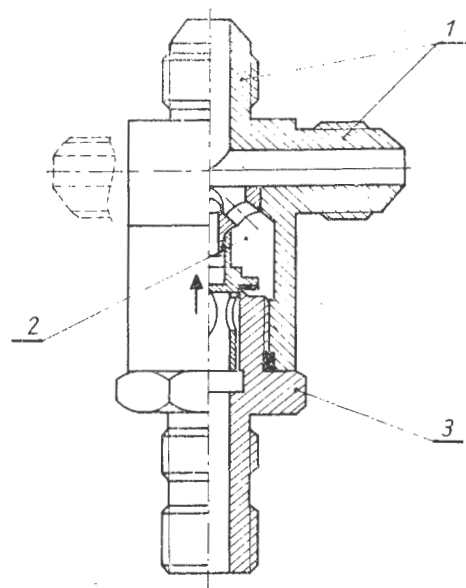
OCHRONA  
PRZECIWOŻAROWA

- 1 — pożar
- 2 — (za)palność
- 3 — materiał (łatwo)palny
- 4 — ciecze palne
- 5 — pary paliwa
- 6 — mieszanka wybuchowa
- 7 — źródło ognia
- 8 — przegrzanie
- 9 — przepalenie
- 10 — wyładowanie elektrostatyczne
- 11 — niebezpieczeństwo pożaru
- 12 — n. wybuchu
- 13 — pożar miejscowy
- 14 — p. w kabynie załogi
- 15 — p. silnika
- 16 — ogień
- 17 — płomień
- 18 — środki zabezpieczenia przeciwpożarowego
- 19 — ognioodporność
- 20 — ogniotrwały
- 21 — ognioodporny
- 22 — płomienioodporny, niepalny
- 23 — nie podtrzymujący palenia, ogniotrwały
- 24 — hamujący płomień
- 25 — materiał niepalny
- 26 — przegroda ogniowa, ściana o.
- 27 — izolacja cieplna
- 28 — próby pożarowe
- 29 — standardowy płomień
- 30 — tłumienie pożaru, gaszenie p.
- 31 — wykrycie p.
- 32 — układ sygnalizacji p.
- 33 — wykrywacz przegrzania
- 34 — sygnalizator pożaru, czujnik sygnalizacji p.
- 35 — termopara, termooigniwo, termoelement
- 36 — spoina gorąca termoelementu, s. miernicza t.
- 37 — s. zimna t.
- 38 — membrana bimetalowa
- 39 — ultrafioletowy wykrywacz ognia
- 40 — wykrywacz dymu, sygnalizator d.
- 41 — sprzęt gaśniczy, wyposażenie przeciwpożarowe
- 42 — instalacja przeciwpożarowa
- 43 — butla
- 44 — pionabój, ładunek pirotechniczny
- 45 — spłonka, zapalnik
- 46 — kolektor rozdzielczy
- 47 — dysza rozpryskowa
- 48 — pulpity instalacji przeciwpożarowej, tabliczka i. p.
- 49 — sygnalizacja awryjnego lądowania (na kadłubie)
- 50 — instalacja przeciwwybuchowa, i. gazu obojętnego
- 51 — gaśnica (pokładowa)
- 52 — g. przenośna, g. ręczna
- 53 — g. śniegowa
- 54 — g. tetrowa
- 55 — g. proszkowa
- 56 — g. płynowa
- 57 — g. pianowa
- 58 — rozładowanie gaśnicy
- 59 — środek gaszący
- 60 — piana (gaśnicza)
- 61 — środek pianotwórczy, ś. pianący
- 62 — dwutlenek węgla
- 63 — tetra, czterochlorek węgla
- 64 — freon
- 65 — bromek metylu
- 66 — spowalniacz ognia, środek hamujący palenie
- 67 — koncentracja środka gaszącego

PROTECTION  
CONTRE DE FEU;  
PRÉVENTION DE  
L'INCENDIE

- 1 — incendie (m)
- 2 — inflammabilité (f)
- 3 — matériau (m) combustible
- 4 — liquides (fpl) combustibles
- 5 — vapeurs (fpl) des combustibles
- 6 — mélange (m) explosif
- 7 — source (f) de feu
- 8 — surchauffe (f)
- 9 — brûlure (f)
- 10 — décharge (f) électrostatique
- 11 — danger (m) d'incendie
- 12 — d. (m) d'explosion
- 13 — incendie (m) local
- 14 — i. (m) en cockpit
- 15 — i. (m) du moteur
- 16 — feu (m)
- 17 — flamme (f)
- 18 — moyens (mpl) pare-feu
- 19 — résistance (f) au feu, réfractarité (f)
- 20 — réfractaire
- 21 — résistant au feu, réfractaire
- 22 — incombustible
- 23 — réfractaire
- 24 — retardant
- 25 — matériau (m) incombustible
- 26 — cloison (f) pare-feu
- 27 — isolation (f) thermique, calorifuge (m)
- 28 — essai (m) d'incendie
- 29 — flamme (f) standard
- 30 — extinction (f) d'un incendie
- 31 — détection (f) d'un i.
- 32 — système (m) de signalisation d'i.
- 33 — détecteur (m) de surchauffe
- 34 — signal (m) de feu, jauge (f) d'incendie
- 35 — thermocouple (f) couple (f) thermoélectrique, canne (f) t.
- 36 — soudure (f) chaude
- 37 — s. (f) froide
- 38 — membrane (f) bimétallique
- 39 — signal (m) ultraviolet de feu, détecteur (m) u. de f.
- 40 — détecteur (m) de fumée, signal (m) de f.
- 41 — équipement (m) pare-feu
- 42 — système (m) p.-f., circuit (m) p.-f.
- 43 — bouteille (f), bonbonne (f)
- 44 — cartouche (f) pyrotechnique
- 45 — détonateur (m)
- 46 — collecteur (m) distributeur
- 47 — buse (f) de pulvérisation, jet (m) de p.
- 48 — tableau (m) de système pare-feu
- 49 — signalisation (f) d'atterrissage sur la ventre
- 50 — système (m) pare-explosion
- 51 — extincteur (m) (de bord)
- 52 — e. (m) portatif
- 53 — e. (m) à gaz carbonique, e. (m) à neige c.
- 54 — e. (m) à tétrachlorométhane
- 55 — e. (m) à poudre
- 56 — e. (m) à fluide
- 57 — e. (m) à mousse
- 58 — décharge (f) d'extincteur
- 59 — extincteur (m), agent (m) e.
- 60 — mousse (f) (à l'extinction)
- 61 — moussant (m), agent (m) m.
- 62 — bioxyde de carbone
- 63 — tétrachlorure (m) de charbon, tétrachlorométhane (m)
- 64 — fréon (m)
- 65 — bromure (m) de méthyle
- 66 — retardateur (m) de combustion, agent (m) retardant
- 67 — concentration (f) d'agent extincteur

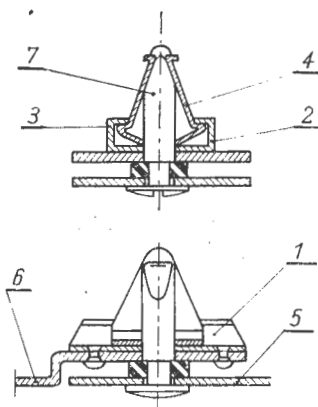
● **Głowica wielowypływowa układów hydraulicznych lub pneumatycznych** (autorzy: J. Kuroń i P. Rudny). Przedmiotem wynalazku jest głowica układów, zwłaszcza w liniach zlewowych w lotnictwie. Wynalazek rozwiązuje zagadnienie umożliwienia łączenia kilku obwodów zlewowych i zmniejszenia masy statku powietrznego.



Głowica wg wynalazku na przynajmniej dwie końcówki 1 połączone ze sobą oraz przynajmniej jedną komorę 2, w której osadzony jest zawór zwrotny, umiejscowiony końcówką 3 układu.

Wynalazek, opublikowany w BUP nr 20/1979 r., w klasie F16L, pod nr P. 204374, chroniony jest jednym zastrzeżeniem.

● **Wytwórnica Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik** zgłosiła do ochrony wzór użytkowy pn. **Zamek do łączenia elementów, zwłaszcza płaskich** (autorzy: Z. Czajka i W. Kwaśniewski). Wzór rozwiązuje zagadnienie uproszczenia montażu zamka, znajdującego zastosowanie w przemyśle lotniczym.



Zamek wg wzoru charakteryzuje się tym, że ma prowadnicę 1 wykonaną w kształcie przelotowego korytka, którego boczne ścianki 2 w górnej części są zagięte ku środkowi, tworząc krawędzie 3 dla osadzenia w niej suwliwie zacisku sprężonego 4. Połączenie płyt 5, 6 odbywa się za pomocą cylindrycznego trzpienia 7 osadzonego we wspólnym otworze wspólnym dla płyt 5, 6, prowadnicy 1 oraz zacisku sprężynowego 4.

Wzór, opisany w BUP nr 19/1979 r., w klasie F16B, pod nr W. 60223, chroniony jest dwoma zastrzeżeniami.

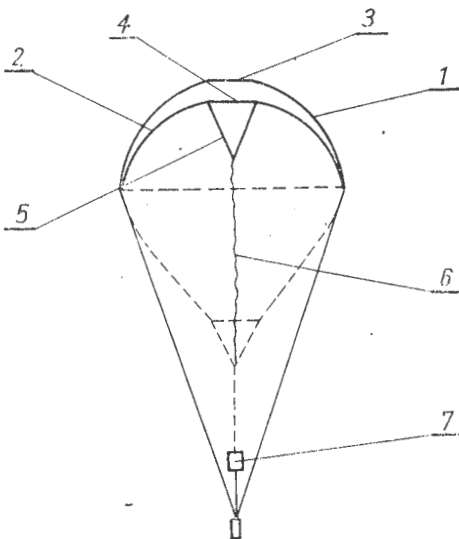
● **Elastyczna wykładzina na trapy samolotu** (autorzy: K. Filas, J. Kaczor i Z. Szczeciński).

Wykładzinę wykonuje się z płótna szklanego lub maty przesączonych kompozycjami na osnowie ciekłych tiokoli o składzie: pasta uszczelniająca — 100 jednostek, żywica epoksydowa — 10÷12 jednostek, przyspieszacz — 1÷3 jednostek, pasta wulkanizacyjna — 15÷17 jednostek. Kompozycję pozostawia się w temperaturze pokojowej do zżelowania bezpośrednio na obiekcie wykładanym.

Receptura wynalazku, podana w BUP nr 23/1979 r., w klasie B64C, pod nr P. 212161 T, chroniona jest jednym zastrzeżeniem.

● **Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych** zgłosił do opatentowania **układ spadochronu hamującego, służącego do hamowania i stabilizacji lotu środków bojowych rzuconych ze statków powietrznych** (autorzy: K. Michalewicz, Z. Winczur i H. Bełzek). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania układu spadochronu hamującego o zmiennym oporze aerodynamicznym.

Spadochron wg wynalazku ma stopniowany opór aerodynamiczny w czasie lotu uzyskany w wyniku zastosowania dwóch czas



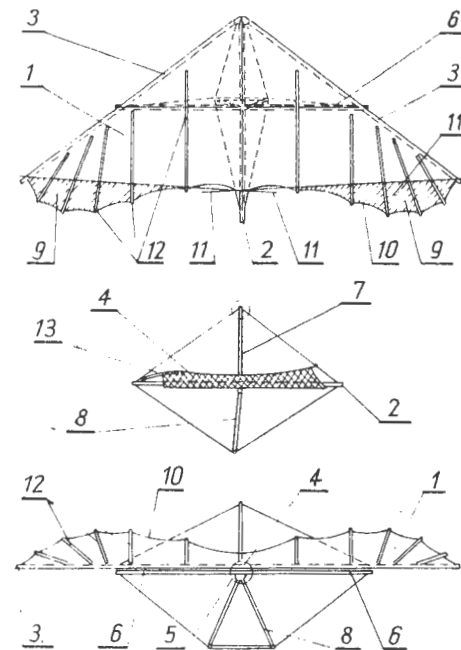
1 i 2 z kominkami 3 i 4, przy czym do krawędzi kominka 4 czaszy 2 przytwierdzona jest ażurowa rozpórka 5 zakończona linką 6, której swobodny koniec umocowany jest wyczepnie w mechanizmie czasowym 7.

Wynalazek, opublikowany w BUP nr 23/1979 r., w klasie B64D, pod nr P. 205641, chroniony jest dwoma zastrzeżeniami.

● **Paweł Wierzbowski z Jeleniej Góry** zgłosił do opatentowania w Urzędzie Patentowym PRL rozwiązanie konstrukcji **lotni miękkopłatowej o małej prędkości opadania, łatwej do składania i transportu, mogącej służyć do lotów szkoleniowych, rekreacyjnych i wyczynowych.**

Lotnia składa się z miękkiego płata 1 rozpiętego na szkieletowej konstrukcji złożonej z rur bocznych 3, kila 2, dźwigarów 6 i masztu 7 oraz sterownicy 8, połączonych ze sobą węzłem centralnym 5 i naprzęgniętymi linkami, poprowadzonymi między poszczególnymi węzłami. Miękki płat

ma dodatkową powierzchnię 9 utworzoną między krawędzią spływu 10 a prostą 11

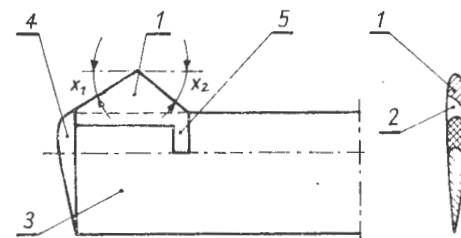


łączącą końcowe punkty zamocowania płata 1 na kile 2 i bocznych rurach 3, przy czym powierzchnia ta jest wzmocniona elastycznymi listwami 12. Ponadto miękki płat 1 ma rękaw 4 usytuowany wzdłuż kila 2, kształtowany za pomocą napierającego powietrza lub listwy 13 osadzonej na kile 2 w regularnych otworach między dziobem lotni a centralnym węzłem 5.

Wynalazek, opublikowany w Biuletynie Urzędu Patentowego (BUP) nr 20/1979 r., w klasie B64C, pod nr P.204012, jest chroniony pięcioma zastrzeżeniami.

Wytwórnica Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik zgłosiła do Urzędu Patentowego.

● **Wynalazek pt. Łopata wirnika nośnego śmigłowca** (konstruktorzy S. Trębacz, W. Kwaśniewski, M. Błaszczak, W. Kowala i K. Włas) przedstawiający takie ukształtowanie łopaty (zwłaszcza jej końcówki), aby wyeliminować występowanie barier ograniczających prędkość lotu śmigłowca oraz powodujących nadmierne drgania zespołu.



Łopata wg wynalazku ma końcówkę 3 zaopatrzoną w slot 1 o kształcie wieloboku 3 zaopatrzoną w slot 1 o kształcie wieloboku 3, którego krawędzie natarcia tworzą linie proste względnie krzywe o pochyleniu  $X_1$ ,  $X_2$ . Przestrzeń między powierzchnią wewnętrzną slotu 1 a powierzchnią końcówki 3 tworzy szczelinę 2. Element mocujący slot 1 do końcówki 3 od strony zewnętrznej stanowi zaślepka 4, zaś z drugiej strony opaska 5.

Wynalazek, opublikowany w BUP nr 22/1979 r., w klasie B64C, pod nr P.211125 T, chroniony jest dwoma zastrzeżeniami.

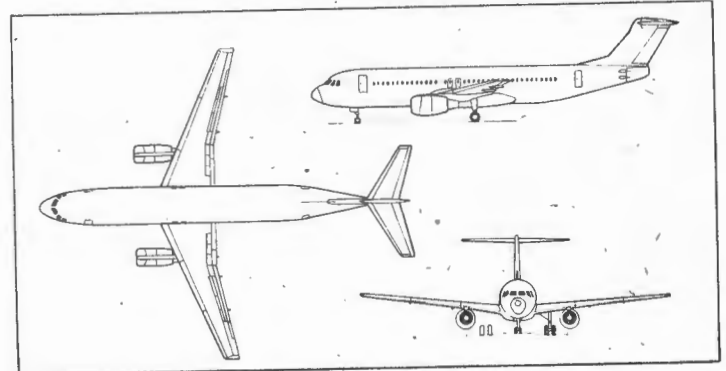
## Fokker F-29 • Holandia •

### Orzutowy samolot pasażerski na krótkie trasy

Po kilku latach studiów firma Fokker opracowała projekt samolotu pasażerskiego F-29, który wbrew wcześniejszym propozycjom nie jest modyfikacją (przedłużenie kadłuba) samolotu F-28, lecz stanowi zupełnie nową konstrukcję dostosowaną do przyszłych potrzeb komunikacji na krótkich trasach przy użyciu samolotów o dużej pojemności. Samolot ma 138 miejsc pasażerskich przy podziałce 86 cm i 156 przy podziałce 76 cm, z sześcioma fotelami w rzędzie; pojemność bagażowa wynosi 36,7 m<sup>3</sup>. Do napędu mają być zastosowane dwa zabudowane pod płatem silniki RJ500-01 (dawny RB.432 budowany wspólnie z Japonią) lub CFM56-3 o ciągu ok. 9000 daN. Zbiorniki paliwowe mają pojemność 18 600 l. Zastosowanie nadkrytycznego płata i silników o dużym stosunku natężeń przepływu zmniejszy zużycie paliwa przypadające na jednego pasażera o ok. 35%, w porównaniu z obecnie użytkowanymi samolotami dwusilnikowymi. Dotychczasowe wydatki na



samolot wynoszą ok. 100 mln dol. Pierwszy lot prototypu przewidziany jest na 1983 r., a dostawy pierwszych samolotów seryjnych — na 1985 r. Zapotrzebowanie na samoloty tej kategorii ocenia się na 1500 do końca wieku.



#### Dane techniczne

Rozpiętość	32,88 m
Długość	39,30 m
Wysokość	11,14 m
Powierzchnia nośna	108,00 m <sup>2</sup>
Skos płata (na 0,25 cięciwy)	21°
Wydlużenie płata	10
Rozstaw podwozia	6,85 m
Baza podwozia	12,31 m
Masa własna z wyposażeniem	34 000 kg
Maks. masa startowa	59 770 kg
Maks. masa do lądowania	55 330 kg
Ekon. prędkość przelotowa na wys. 11 280 m	796 km/h
Potrzebna długość pasa start.	2134 m
Zasięg	
z maks. ładunkiem	1520 km
ze 138 pasażerami	3150 km
	W.K.

## PROTOTYPY

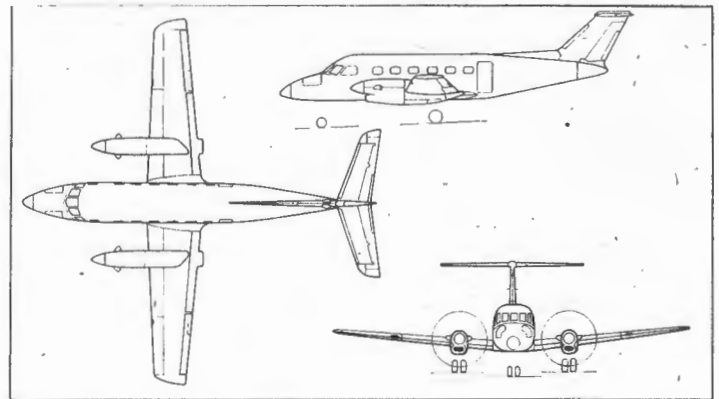
## Embraer EMB-110P3 Bandeirante • Brazylia •

### Turbinowy samolot śmigłowy na linie lokalne

Firma Embraer buduje nową, z ciśnieniową kabiną, odmianę EMB-110P3 samolotu EMB-110P2, będącego podstawową produkowaną wersją samolotu Bandeirante na linie lokalne. Dzięki zastosowaniu usterzenia o układzie T możliwe było skrócenie o 75 cm kadłuba przy zachowaniu 19 miejsc pasażerskich. Wymiary kabiny pasażerskiej wynoszą: długość 14,19 m, szerokość i wysokość 1,60 m. Kabina jest ciśnieniowana do różnicy ciśnień 18 kPa (0,18 kg/cm<sup>2</sup>), co daje równoważną wysokość w kabinie 2180 m na wysokości lotu 3050 m. Układ foteli pasażerskich 2+1 przy podziałce 79 cm. Kabina załogi jest dwuosobowa. Końcówki płata są podobne do zastosowanych na samolotach EMB-120 Brasília i EMB-121 Xingu. Podwozie ma podwójne koła. Napęd stanowią dwa silniki Pratt Whitney of Canada PT6A-65 o mocy 875 kW (1190 KM) z trójłopatkowymi śmigłami.

#### Dane techniczne

Rozpiętość	15,63 m
Długość	15,56 m
Wysokość	5,06 m
Powierzchnia nośna	29,10 m <sup>2</sup>
Wydlużenie płata	8,09
Masa własna	3927 kg
Maks. masa handlowa	1743 kg
Maks. masa startowa	7000 kg
Maks. masa do lądowania	6700 kg
Maks. prędkość przelotowa na wysokości 3050 m	495 km/h
Zasięg z 19 pasażerami	
przy maks. prędkości przel.	1297 km
przy prędkości ekon.	1463 km



## Prace przy przeglądzie 100-godzinnym i rocznym

Certyfikacja samolotów wg amerykańskich przepisów FAR wymaga nie tylko spełnienia określonych wymagań konstrukcyjnych, ale wiąże się też z systemem eksploatacji samolotów. W celu zapewnienia bezpieczeństwa podczas eksploatacji samolotu nie wystarczy skonstruować i zbudować samolot zgodnie z przepisami, ale konieczne jest dostosowanie go do ustalonego i sprawdzonego systemu przeglądów, napraw i prac obsługowych.

Zagadnienia te obejmuje część 43 przepisów FAR (Part 43. Maintenance, Preventive Maintenance, Rebuilding and Alteration). W załączniku do tych przepisów (Appendix D) podana jest lista prac obsługowych, które muszą być włączone do spisu czynności podczas przeglądu 100-godzinnego i rocznego. Listę tę przytaczamy poniżej zarówno dlatego, że ta część przepisów jest mało znana, jak też ze względu na jej przydatność w przeglądach sprzętu lotniczego.

Przed wykonaniem przeglądu należy otworzyć lub zdjąć wszystkie niezbędne pokrywy wzierników i luków, owiewki i pokrywy. Samolot i silnik muszą być dokładnie umyty.

### Grupa kadłubowa

1. Pokrycie (płócienne i stałe) — czy nie jest zniszczone, uszkodzone lub nie wykazuje innych wad, a także czy okucia i połączenia są prawidłowo połączone i zabezpieczone.
2. Instalacje i elementy składowe — czy są prawidłowo połączone, czy nie wykazują oczywistych wad lub nieprawidłowego działania.
3. Powłoka (chodzi o balon), zbiorniki gazu, zbiorniki balastowe i związane z nimi elementy — czy są w dobrym stanie.

### Kabina załogi i pasażerów

1. Ogólnie — czy nie występuje ryzyko zakłócenia działania sterownic przez luźne elementy wyposażenia, albo zebrany kurz, smar i inne zabrudzenia.
2. Fotele i pasy — czy nie są w złym stanie i czy nie mają oczywistych defektów.
3. Szyby (przednie i boczne) — czy nie są zniszczone lub popękane.
4. Przyrządy — czy nie są w złym stanie, sprawdzić zamocowanie, oznaczenie oraz, gdzie to jest w praktyce wykonalne, czy nie działają niewłaściwie.
5. Sterownice samolotu i zespołu napędowego — czy są właściwie zamocowane i właściwie działają.
6. Akumulatory elektryczne — czy są właściwie umocowane i naładowane.
7. Wszystkie instalacje — czy są właściwie połączone, czy nie są ogólnie w złym stanie, czy nie wykazują oczywistych defektów lub niezabezpieczenia połączeń mocujących.

### Silnik i gondola silnikowa

1. Przedział silnikowy — czy nie występują widoczne nadmierne przecieki w instalacji olejowej, paliwowej lub hydraulicznej.
2. Śruby i nakrętki — czy są dokręcone i nie mają oznak wyraźnych uszkodzeń.
3. Silnik — sprawdzenie stopnia sprężania w cylindrach oraz czy nie ma cząstek metalu lub ciał obcych na siatkach filtrów i korkach spustowych. Jeżeli stwierdza się za niski stopień sprężania — sprawdzenie wewnętrzne stanu silnika i stopnia zużycia.
4. Zawieszenie silnika — czy nie ma pęknięć albo obluźwienia elementów zawieszenia i zamocowania silnika do łoża.
5. Elementy sprężyste tłumiące drgania — sprawdzenie stanu i stopnia zniszczenia.
6. Sterowanie zespołu napędowego — czy nie wykazują defektów, czy mają właściwy zakres ruchu i czy są zabezpieczone.

7. Przewody sztywne, miękkie i ich zaciski — czy nie ma przecieków, obluźowań i czy są w dobrym stanie.
8. Kolektory wydechowe — czy nie mają pęknięć, uszkodzeń i czy są dobrze zamocowane.
9. Akcesoria silnika — czy nie mają oczywistych defektów oraz czy są zabezpieczone ich połączenia.
10. Wszystkie instalacje — czy nie mają niewłaściwych połączeń, czy są w dobrym stanie ogólnym i czy połączenia są zabezpieczone.
11. Osłony — czy nie mają pęknięć i uszkodzeń.

### Podwozie

1. Wszystkie zespoły — czy są w dobrym stanie i czy połączenia są zabezpieczone.
2. Elementy pochłaniające energię — czy poziom cieczy tłumiącej jest właściwy.
3. Połączenia, elementy kratownicowe i struktura — czy nie wykazują niewłaściwego lub nadmiernego zużycia, zmęczenia lub skrzywienia.
4. Mechanizmy chowania i blokowania — czy działają właściwie.
5. Przewody hydrauliczne — czy nie ciekną.
6. Instalację elektryczną — czy izolacja nie jest przetarta i czy przełączniki działają sprawnie.
7. Koła — czy nie ma pęknięć albo uszkodzeń i czy łożyska są w dobrym stanie.
8. Opony — stopień zużycia i czy nie są przecięte.
9. Hamulce — czy są właściwie wyregulowane.
10. Pływaki lub narty — czy są pewnie zamocowane i czy nie wykazują oczywistych defektów.

### Skrzydło

Należy sprawdzić wszystkie elementy skrzydła, włącznie z częścią centralną, czy są w dobrym stanie ogólnym, czy nie ma uszkodzeń pokrycia lub opłótnienia, skrzywienia, oznak uszkodzeń wewnętrznych oraz czy elementy mocujące skrzydło są w porządku.

### Usterzenie

Należy sprawdzić wszystkie części składowe usterzenia, czy są w dobrym stanie ogólnym, czy nie wykazują uszkodzeń pokrycia lub opłótnienia, skrzywienia, oznak uszkodzeń, czy są właściwie zmontowane, połączone i zabezpieczone oraz czy jego części składowe działają właściwie.

### Grupa śmigłowa

1. Zespół śmigła — czy nie ma pęknięć, wyszczerbień, rozwarstwień oraz przecieków oleju.
2. Śruby — czy są właściwie dokręcone i zabezpieczone.
3. Urządzenia przeciwoślodzeniowe — czy działają właściwie i czy nie mają oczywistych defektów.
4. Urządzenia sterujące — czy działają właściwie, czy są prawidłowo zmontowane i czy mają swobodę pełnego ruchu.

### Urządzenia radiowe

1. Zespoły — czy są prawidłowo zamocowane i zabezpieczone.
  2. Przewody — czy są prawidłowo poprowadzone, zabezpieczone i czy nie mają widocznych uszkodzeń.
  3. Umiasienia i ekranowanie — czy są właściwie zainstalowane i czy są w dobrym stanie.
  4. Antena i przewód antenowy — czy są w dobrym stanie, prawidłowo zamocowane i czy działają.
- Ponadto obowiązkowe jest sprawdzenie wszelkich innych elementów wyposażenia samolotu, nie wymienionych wyżej, czy są właściwie zainstalowane i czy prawidłowo działają.



# Konstytuowanie warstwy wierzchniej w stopach tytanu

Doc. dr inż. JERZY ŁUNARSKI

Zakład Technologii Maszyn  
Politechnika Rzeszowska

Badania różnorodnych stali wykazały ścisłą zależność wielu charakterystyk użytkowych (odporność na ścieranie, zmęczenie, korozję, erozję itp.) od stanu warstwy wierzchniej (WW) ukonstytuowanej w końcowych operacjach procesu obróbki mechanicznej. Podobne zależności obserwuje się również w stopach tytanu. Ze względu na specyficzne właściwości tych stopów (duża aktywność chemiczna, absorpcja gazów przy wyższych temperaturach, szybka pasywacja powierzchni, skłonność do adhezji i in. [1, 2, 3]), proces tworzenia WW może niekiedy przebiegać odmiennie niż w stalach [4, 5]. W procesie tym można wyróżnić dwa zagadnienia: konstytuowanie stanu stereometrycznego powierzchni oraz właściwości fizyczno-mechanicznych stref leżących pod powierzchnią.

## Konstytuowanie stanu stereometrycznego powierzchni

W procesie obróbki powierzchni, wskutek sprężystości układu OUPN, zmiennych naddatków, sił tarcia powodujących drgania samowzbudne, tworzenia narostów itp. warunki kinematyczno-siłowe styku między narzędziem i przedmiotem obrabianym zmieniają się z różnymi prędkościami. Zmiany te mogą mieć charakter losowy, okresowy lub mieszany. Efektem odzworowania rzeczywistych warunków styku i innych procesów zachodzących przy obróbce (adhezja, dyfuzja, zacieranie itp.) jest ukonstytuowanie stereometrii powierzchni.

Rodzaj utworzonej stereometrii ma wpływ, często dominujący, na takie właściwości eksploatacyjne jak: sztywność połączeń stykowych, szczelność połączeń, wytrzymałość zmęczeniowa, aero- i hydrodynamiczne opory przepływów i in.

Wpływ różnych parametrów skrawania na chropowatość i utwardzenie stopu WT2 przedstawiono na rys. 1 [6]. Analogiczne wyniki otrzymywano również w innych pracach [7, 8], na podstawie których można stwierdzić, że prędkość i głębokość skrawania w małym stopniu wpływają na chropowatość w zakresie prędkości  $v = 15 \div 150$  m/min i głębokości  $g = 0,5 \div 2,0$  mm. Spowodowane jest to brakiem narostów, które tworzą się w zakresie  $v = 1 \div 5$  m/min dla stopów  $(\alpha + \beta)$  i  $v < 10$  m/min dla stopów  $\beta$ . Podobnie jak w innych stopach, na chropowatość znaczny wpływ ma posuw, przy czym stosowanie płynów obróbkowych nie poprawia sytuacji. Wg [7], przy sztywnym układzie OUPN skrawaniu węglikiem spiekającym grupy H o  $h_p = 0,3 \div 0,5$  mm oraz parametrach:  $v = 50 \div 70$  m/min,  $p = 0,1 \div 0,2$  mm/obr,  $g = 0,3 \div 1,0$  mm,  $\gamma = 0^\circ$ ,  $\alpha = 15^\circ$  uzyskuje się  $R_a = 2,5 \div 1,25$   $\mu\text{m}$ .

Na podstawie tych badań oraz [8] można stwierdzić, że proces tworzenia chropowatości powierzchni przebiega analogicznie jak przy skrawaniu innych materiałów z tym, że płyny obróbkowe nie mają tak korzystnego wpływu. Przykładem mogą być wyniki porównania chropowatości [7] przy toczeniu stopów Ti, Ni, Al i stali (rys. 2).

Ekonomiczna chropowatość ( $R_a$ ) po toczeniu stopów tytanu węglnikami spiekanymi grupy H wynosi  $2,5 \div 1,25$   $\mu\text{m}$ , przy czym nie obserwuje się narostów pogarszających ją. Ponieważ stopy te źle się szlifują, uzyskanie chropowatości  $0,64 \div 0,08$   $\mu\text{m}$  przez obróbkę skrawaniem jest trudne. Natomiast łatwo można uzyskać taką chropowatość przez nagniatanie (np. przy kulowaniu tocznym z parametrami:  $P = 900$  N,  $p = 0,15$  mm/obr,  $v = 60$  m/min,  $d_k = 10$  mm w jednym przejściu uzyskuje się  $R_a = 0,16$   $\mu\text{m}$  przy początkowej chropowatości 5  $\mu\text{m}$  [9]).

## Konstytuowanie stanu fizyczno-mechanicznego stref podpowierzchniowych

Głównymi czynnikami, które powodują zmiany stanu WW w procesie skrawania są:

- temperatura skrawania powodująca deformacje termoplastyczne, przemiany fazowe i nasilająca procesy dyfuzji gazów ( $H_2$ ,  $O_2$ ,  $N_2$ ) do WW oraz procesy adhezji,
- deformacja plastyczna powodująca wydłużenie ziarn, zgniot materiału i przemiany fazowe (rozpad fazy  $\beta$  na fazę  $\alpha$ ),

— aktywność chemiczna powierzchni, na której nie zdążyły się jeszcze wytworzyć ochronne warstewki tlenkowe.

W praktyce wszystkie trzy wymienione czynniki oddziałują łącznie na konstytuowaną WW, powodując w niej różnorodne zmiany. Przeprowadzone dotychczas badania dają w miarę pełny obraz procesów zachodzących w WW w czasie obróbki. Poniżej omówimy wpływ niektórych procesów na zmiany stanu WW.

## Deformacje termoplastyczne

Aby w procesie skrawania mogły wystąpić deformacje termoplastyczne WW, temperatura skrawania  $T_s$  powinna być wyższa od temperatury krytycznej  $T_{sk}$ , przy której naprężenia  $\sigma_k$  w WW przekroczą umowną granicę plastyczności  $R_{0,2}$ , tzn.

$$\sigma_k \geq R_{0,2} \quad (1)$$

Naprężenia  $\sigma_k$  można określić ze wzoru [10]:

$$\sigma_k = k \frac{T_s E a}{1 - \mu} \quad (2)$$

gdzie:  $E$  — moduł Younga,  $a$  — współczynnik rozszerzalności liniowej,  $\mu$  — współczynnik Poissona (dla  $\alpha$  Ti  $\mu = 0,34$ ),  $k$  — współczynnik równy 0,5.

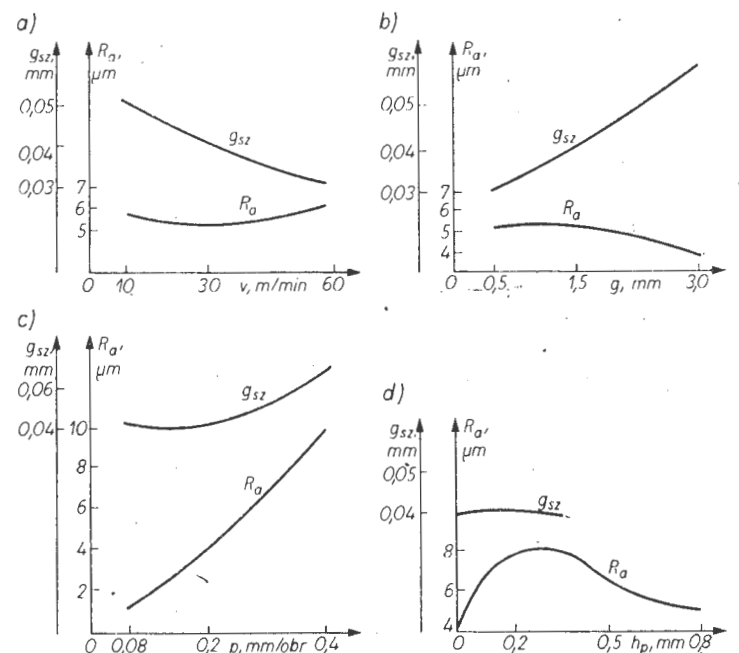
Podstawiając w (2)  $\sigma_k = R_{0,2}$  oraz wartości  $E$ ,  $a$ ,  $\mu$  dla konkretnego stopu można obliczyć  $T_{sk}$ , np. dla stopu WT3-1  $T_{sk} = 1120^\circ\text{C}$  ( $R_{0,2} = 850$  MPa), zaś dla stopu WT22  $T_{sk} = 1300^\circ\text{C}$  ( $R_{0,2} = 900$  MPa).

Przy nagrzewaniu zmieniają się  $R_{0,2}$ ,  $E$  i  $a$ , jednakże stosunek  $R_{0,2}/aE$  pozostaje prawie bez zmian, co pozwala określić krytyczną temperaturę, powyżej której w WW będą konstytuowane naprężenia rozciągające.

Wg [11] naprężenia  $\sigma_k$  można obliczać z zależności:

$$\sigma_k = T_s \cdot E a \quad (3)$$

Obliczenia wg (3) dają o ok. 25% mniejsze wartości  $T_{sk}$  niż wg (2). Biorąc pod uwagę trudność eksperymentalnego określenia współczynnika  $k$  we wzorze (2), w rozważaniach można posługiwać się wzorem (3). Z powyższego wynika, że jeśli  $T_s > T_{sk}$ , to w WW będą konstytuowane rozciągające naprężenia własne I rodzaju. Obliczenia  $T_{sk}$  przeprowadzone wg (3) dla kilku stopów wynoszą [11]:



Rys. 1. Wpływ warunków toczenia stopu WT2 na głębokość utwardzenia  $g_{sz}$  i chropowatość  $R_a$

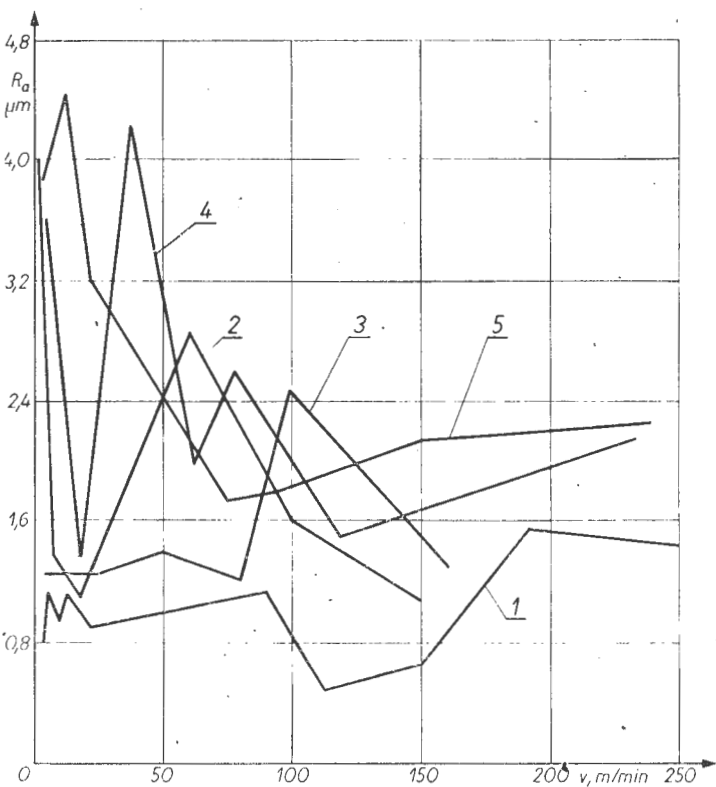
stop	1H18N9T	45	HN77TJR (EI437B)	HN35WTJ (EI787)	14H14N3W2GV (EI736)	WT3-1
$T_s, ^\circ\text{C}$	75	110	240	290	500	910

Z przytoczonych danych wynika, że przy skrawaniu stopów tytanu do pojawienia się naprężeń rozciągających w WW w wyniku deformacji termoplastycznych konieczne są stosunkowo wysokie temperatury skrawania, co potwierdzają również obliczenia przeprowadzone w [12].

#### Przemiany fazowe

Nagrzewanie WW (strefa skrawania) do temperatury przemiany fazowej  $T_{pa}$   $\alpha \rightarrow \beta$  lub  $(\alpha + \beta) \rightarrow \beta$  i powodowane tym przemiany wpływają również na stan konstytuowanych naprężeń, gdyż gęstości faz  $\alpha$  i  $\beta$  są różne. Gęstość fazy  $\alpha\text{Ti}$  wynosi  $\gamma_\alpha = 4506 \div 4540 \text{ kg/m}^3$ , zaś  $\beta\text{Ti}$   $\gamma_\beta = 4350 \div 4470 \text{ kg/m}^3$ . Różnica tych gęstości (a tym samym objętości właściwej) wynosi 2,4%, co jest wystarczające do pojawienia się naprężeń w przypadku wystąpienia znacznie większych zmian fazowych w WW. Stwierdzono, że przy skrawaniu  $T_{pa}$  może ulegać dość znacznym przesunięciom. Krótkotrwałość nagrzewania przy szlifowaniu powoduje podwyższenie temperatury przemiany, zaś deformacja plastyczna obniża tę temperaturę, przy czym przy szlifowaniu łączny wpływ obu tych czynników wg [13] obniża temperaturę przemiany stopu WT3-1 do 810°C (przy powolnym nagrzewaniu  $T_{pa} = 970^\circ\text{C}$ ), co jednak wydaje się wartością zbyt zaniżoną.

Jeśli w czasie skrawania  $T_s < T_{pa}$ , wówczas nie zajdą przemiany fazowe, natomiast przy  $T_s > T_{pa}$  zajdzie przemiana  $\alpha \rightarrow \beta$  lub  $(\alpha + \beta) \rightarrow \beta$ , w wyniku czego wzrośnie zawartość fazy  $\beta$  w WW i będzie to przyczyną konstytuowania naprężeń ściskających. Przy  $T_s$  znacznie wyższej od  $T_{pa}$ , oprócz przemiany  $\alpha \rightarrow \beta$  występuje również przemiana  $\beta \rightarrow \alpha'$ , gdyż przy przemianie  $\alpha \rightarrow \beta$  i wzroście ilości fazy  $\beta$  następuje jej zubożenie w  $\beta$ -stabilizatory. Zmniejsza to stabilność fazy  $\beta$  i powoduje jej rozpad na fazę  $\alpha'$ , co z kolei jest przyczyną konstytuowania naprężeń rozciągających. Przykładem mogą być wyniki badań skrawania stopu Ti z różną zawartością fazy  $\beta$  (rys. 3) [14]. Przy toczeniu ilość fazy  $\beta$  zmniejsza się do ok. 7%, niezależnie od ilości początkowej, wskutek deformacji plastycznej dochodzącej na głębokość 0,11 ÷ 0,12 mm. Przemiana  $\beta \rightarrow \alpha$  powoduje konstytuowanie naprężeń rozciągających tym większych, im więcej było początkowo w strukturze fazy  $\beta$ . Naprężenia te, sumując się z naprężeniami powodowanymi deformacją plastyczną, zmniejszają maksymalnie naprężenia ściskające. Wg [13] rozpad fazy  $\beta$  w stopie WT3-1 zaczyna się przy  $T_s > 900^\circ\text{C}$  i przy  $T_s = 1100^\circ\text{C}$  następuje maksymalne zmniejszenie jej ilości



Rys. 2. Wpływ prędkości toczenia na chropowatość stopu: 1 — WT3-1, 2 — WT15, 3 — HN70WMTJ, 4 — AG, 5 — 30HGS

wskutek zgniotu i w WW pozostaje jej ok. 3% (przy początkowej zawartości 8%).

Wartość naprężeń spowodowaną przemianami fazowymi w WW można obliczyć ze wzoru [15]:

$$\sigma_p = E \sqrt[3]{\frac{\gamma_0}{\gamma_1} - 1} \quad (4)$$

gdzie:  $\gamma_0, \gamma_1$  — średnia gęstość stopu w WW przed i po przemianie.

Natomiast wg [16]  $\sigma_p$  można obliczyć ze wzoru:

$$\sigma_p = (16 - 20) \cdot (p_{1\beta} - p_{2\beta}), \text{MPa} \quad (5)$$

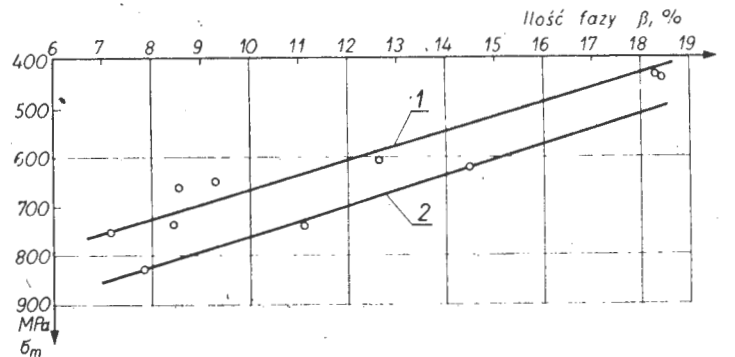
gdzie:  $p_{1\beta}, p_{2\beta}$  — procentowa zawartość w WW fazy  $\beta$  przed i po obróbce.

Należy podkreślić, że zachodzące przemiany fazowe, ze względu na różną twardość składników struktury, powodują również zmiany rozkładu mikroczystości, a tym samym zmieniają stopień utwardzenia WW po obróbce.

#### Deformacje plastyczne

Kolejnym czynnikiem wpływającym na naprężenia w WW jest jej deformacja plastyczna zachodząca w strefie skrawania pod wpływem pola naprężeń ostrza i wióra (rys. 4). Możliwe są przy tym dwa przypadki [15]:

— W stopach o małej plastyczności lub w warunkach skrawania sprzyjających tworzeniu wióra elementowego, szczelina między wiórem i WW stanowi pewną barierę przed wpływem pola naprężeń wióra na WW. W wyniku tego elementy WW wcześniej zdeformowane (polem naprężeń wióra) zachowują swoje położenie (kąt  $\lambda < 45^\circ$ ), wskutek czego WW jest plastycznie rozciągana ostrzem skrawającym i konstytuowane są w niej naprężenia ściskające (rys. 4a).



Rys. 3. Wpływ ilości fazy  $\beta$  w strukturze stopu WT8 na wielkość maksymalnych naprężeń ściskających: 1 — struktura iglasta, 2 — struktura drobnoziarnista równomierna

— Jeśli w procesie skrawania tworzy się wiór wstęgowy, to zachowana jest spójność między wiórem i WW polegająca na tym, że elementy WW przechodząc ze strefy pola naprężeń wióra do strefy naprężeń pod ostrzem dodatkowo są rozciągane w kierunku wektora prędkości wióra. Po młnieniu ostrza może okazać się, że kąt  $\lambda < 45^\circ$ , w wyniku czego WW zmniejsza swoją powierzchnię (wydłuża się w kierunku normalnym do powierzchni obrabianej) i konstytuowane są w niej naprężenia rozciągające (rys. 4b).

Z powyższego wynika, że na naprężenia w WW oprócz właściwości materiału wpływa także geometria ostrza (zwłaszcza kąt  $\gamma$ ) oraz parametry skrawania ( $v, p, g$ ).

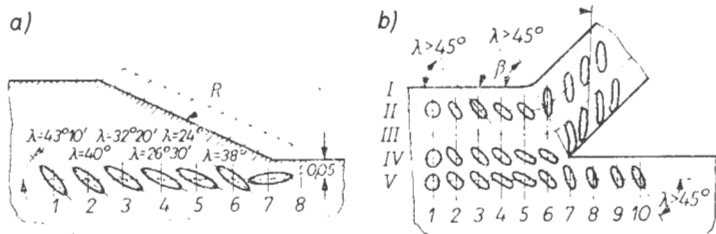
Przedstawione zjawiska zachodzą zarówno w kierunku prędkości skrawania jak i prędkości posuwu (obwodowym i osiowym).

Jak wskazują niektóre badania [17, 18], deformacja plastyczna w temperaturze pokojowej może stymulować proces rozpadu metastabilnej fazy  $\beta$  w stopach tytanu. Dotyczy to szczególnie stopów po hartowaniu, w których z fazy  $\beta$  wydziela się faza  $\omega$ . Przy jej wydzieleniu obserwuje się znaczny wzrost kruchości stopu, a nawet pojawienie mikropęknięć. Jeśli zjawiska te zachodzą w WW, wówczas właściwości zmęzeniowe stopu mogą się znacznie pogorszyć.

Deformacja plastyczna WW w temperaturach mniejszych od temperatury rekrytalizacji jest przyczyną powstania zespołu zjawisk nazywanych zgniotem (rozdrobnienie ziarna, wzrost gęstości dyslokacji, zmniejszenie gęstości materiału i in.). Zmniejszenie gęstości materiału, podobnie jak w stalach, powoduje konstytuowanie w WW naprężeń ściskających. Zgniot WW można nazwać utwardzeniem i charakteryzować stopniem utwardzenia  $H$  oraz głębokością strefy zgniotu  $g_{sz}$ .

Liczne badania wskazują, że zmiany głębokości i stopnia utwardzenia przy zmianie posuwu i głębokości skrawania oraz zużycia ostrza na powierzchni przyłożenia mają podobny charakter jak przedstawione na rys. 5 [7]. Natomiast zwiększenie prędkości skrawania powoduje zwiększenie głębokości i stopnia utwardzenia. Od pewnej prędkości, wskutek wysokiej temperatury skrawania, następuje dodatkowe utwardzenie WW spowodowane dyfuzją tlenu i azotu. Dalszy wzrost prędkości skrawania powoduje zmniejszenie głębokości utwardzenia i wzrost stopnia utwardzenia (rys. 6) [8]. Dla różnych stopów tytanu prędkość ta znajduje się w przedziale 30÷80 m/min i zależy od właściwości stopu oraz stereometrii ostrza.

W wyniku utwardzenia WW przy skrawaniu, a zwłaszcza po nagniataniu, następuje wzrost liczby mikroodkształceń sieci  $\epsilon$  i dyslokacji oraz rozdrobnienie bloków mozaiki. Przy kulowaniu tocznym stopu WT3-1 ( $d_k = 5$  mm), zwiększenie siły nagniatania z 0,5 kN do 1,5 kN spowodowało wzrost  $\epsilon$  z  $1,4 \cdot 10^{-3}$  do  $2,42 \cdot 10^{-3}$ , zaś dalszy wzrost siły do 2,0 kN spowodowało nieznaczne zmniejszenie  $\epsilon$  [19]. Maksymalne zmiany  $\epsilon$  nie występują na powierzchni, lecz na głębokości 50÷100  $\mu\text{m}$ , gdyż na powierzchni ciepło wydzielające się przy deformacji plastycznej zmniejsza jej efekty (efekt rozdrobnienia lub rekrytalizacji). Równocześnie następuje rozdrobnienie bloków mozaiki z  $4,7 \cdot 10^{-6}$  do  $3,6 \cdot 10^{-6}$  cm. Największe rozdrobnienie bloków występuje na powierzchni i do głębokości 50  $\mu\text{m}$ . W najbardziej zdeformowanej strefie WW wzrost siły nagniatania z 0,5 kN do 2,0 kN powoduje wzrost gęstości dyslokacji 1,5÷2,0 razy. Równocześnie przy deformowaniu ulega zmniejszeniu ilość fazy  $\beta$  z 13÷14% do 7÷8% (podobnie jak w procesach skrawania [26]), co, jak wykazano, może być przyczyną pojawienia w WW naprężeń rozciągających.



Rys. 4. Schemat deformowania ziarn metalu WW pod wpływem: a) siły skrawania, b) sił skrawania i wióra wstęgowego

Jak z powyższego wynika, nagniatanie stopów tytanu powoduje przemiany fazowe, fragmentaryzację bloków, wzrost gęstości dyslokacji na ich granicach, które zwiększają odporność na ścinanie, a tym samym wytrzymałość WW.

#### Absorpcja gazów

Następnym zjawiskiem wpływającym na zmiany strukturalne, utwardzenia i naprężeń w WW przy skrawaniu jest znaczna zdolność pochłaniania gazów ( $\text{O}_2$ ,  $\text{N}_2$ ,  $\text{H}_2$ ) przez chemicznie czystą powierzchnię odsłanianą w procesie skrawania. Zagadnienia pochłaniania gazów przy wysokich temperaturach (w czasie obróbki cieplnej, plastycznej) i zjawiska zachodzące przy tworzeniu warstw tlenkowych zostały obszernie omówione w pracach [7, 20, 25, 27].

W stopach tytanu istnieje tendencja do zwiększania głębokości przenikania gazów w miarę wzrastania w stopie ilości fazy  $\beta$ . Głębokość warstwy nasyconej gazami nieznacznie wzrasta przy zwiększeniu zawartości w stopie stabilizatorów fazy  $\beta$ . Dyfuzja gazów może mieć wybiórczy charakter, np. w gruboziarnistej strukturze  $\beta\text{Ti}$  następuje głównie po granicach ziarn. Ponieważ tlen i azot są stabilizatorami fazy  $\alpha$  i jednocześnie powodują jej umocnienie, objawem absorpcji jest pojawienie się w strukturze pierwotnej fazy  $\alpha$  i wzrost mikrotwardości WW. Oprócz procesów dyfuzyjnych, na powierzchni szybko się tworzą warstewki tlenkowe, które w wyższych temperaturach są wyraźnie zauważalne, np. w przypadku przypałów szlifierskich. W prawidłowo dobranych warunkach skrawania tworzące się warstewki tlenkowe w małym stopniu wpływają na właściwości użytkowe. Wg [21] nagrzanie do 650°C w czasie 1 h nie zmienia właściwości wytrzymałościowych i zmęczenia.

Przykładem wpływu dyfuzji tlenu i azotu na utwardzenie WW są wyniki przedstawione na rys. 7 [22], z których widać różnicę utwardzenia przy skrawaniu w argonie (powodowane deformacją plastyczną) i w powietrzu (dodatkowe utwardzenie wskutek nasycenia tlenem i azotem).

Nieco odmiennie przedstawia się sprawa z dyfuzją do

WW wodoru, który jest stabilizatorem fazy  $\beta$  i rozpuszcza się w niej znacznie lepiej niż w fazie  $\alpha$ . Źródłem wodoru mogą być płyny obróbkowe, oleje, tworzywa sztuczne, procesy chemiczne lub elektrochemiczne, w trakcie których na powierzchni stopu wydzielają się atomy wodoru [23, 24, 25].

Absorpcja wodoru przez powierzchnię bez warstewek tlenkowych i adsorbowanych może zachodzić nawet przy temperaturze pokojowej [24]. Jeśli zawartość  $\text{H}_2$  przekracza 0,015%, powoduje to powstanie kruchości wodorowej różnych odmian [24, 25]. Stopy  $\alpha\text{Ti}$  łatwiej nawodorowują się niż  $\beta\text{Ti}$  ze względu na większy współczynnik dyfuzji. Przy większych koncentracjach  $\text{H}_2$  w fazie  $\alpha$  na granicach ziarn wydzielają się wodorki ( $\text{TiH}$ ,  $\text{TiH}_2$ ) w formie płytek. Mogą one być źródłem pęknięć Griffitha w czasie deformacji. Sprzyjają temu naprężenia rozciągające przy końcach płytek  $\text{TiH}_2$  (ze względu na dużą objętość właściwą wodorków). W badaniach zawartości  $\text{H}_2$  w WW stopu WT8 po przeciąganiu w obecności płynu obróbkowego (sulfocrozol, 10% emulsja) [26] stwierdzono, że jego zawartość w warstwie o grubości 0,03÷0,05 mm, w zależności od warunków przeciągania, wynosi 0,01%, zaś w głębszych warstwach 0,005÷0,006  $\text{H}_2$ . Zjawisko to może niekorzystnie wpłynąć na udarność, wrażliwość na działanie karbu, pękanie przy statycznym długotrwałym obciążeniu [23], natomiast nie pogarsza wytrzymałości zmęczeniowej [25]. Zagadnienia nawodorowania obszernie przedstawiono w pracach [27, 28, 29].

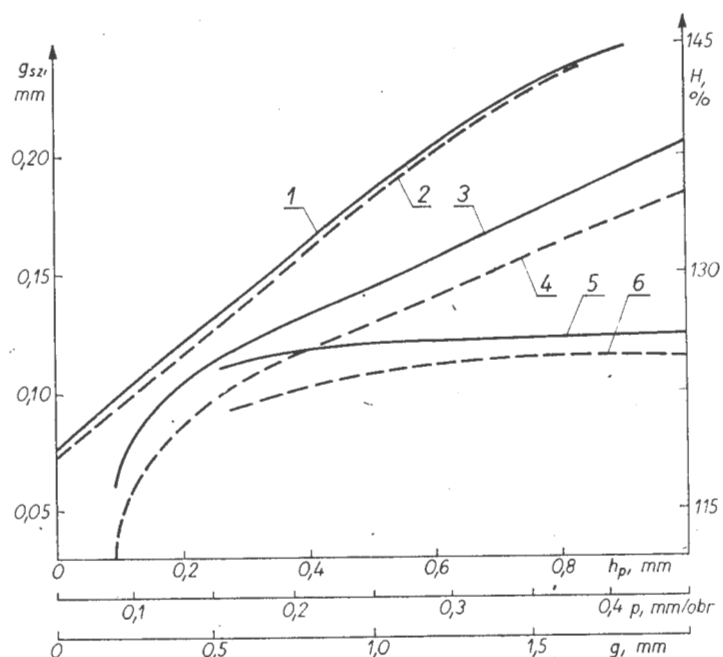
#### Zjawiska adhezyjne

Na równomierność składu chemicznego WW określony wpływ wywierają również zjawiska adhezji między stopem Ti a materiałem narzędzia skrawającego, naruszające spójność materiału narzędzia i powodujące jego nakładanie na obrabianą powierzchnię. Badania na mikroanalizatorze składu chemicznego stopu WT9 po toczeniu nożem z płytką H10 ( $\gamma = 0^\circ$ ,  $\alpha = 10^\circ$ ,  $v = 25$  m/min) [30] wykazały obecność w WW oddzielnych ziarn i bloków materiału narzędzia. W niektórych mikroobszarach o wymiarach 5÷15  $\mu\text{m}$ , wskutek adhezji było do 45÷52% W i 2,7÷3,2% Co ziarn materiału narzędziowego o wielkości do 1,5  $\mu\text{m}$ . Zwiększenie prędkości skrawania o 50 m/min ( $T_s = 750^\circ\text{C}$ ) zmniejszyło intensywność zużycia i zmiany w WW były znacznie mniejsze. Dalszy wzrost prędkości skrawania do  $v = 90$  m/min ( $T_s = 970^\circ\text{C}$ ) był przyczyną wzrostu intensywności dwustronnej dyfuzji, która łącznie z adhezją powodowała, że wymiary mikrostraf wynosiły 30÷40  $\mu\text{m}$ , zaś zawartość wolframu w tych strefach dochodziła do 53%.

Znaczna skłonność stopów tytanu do adhezji powoduje, że nie znajdują one zastosowań w węzłach ciernych [31].

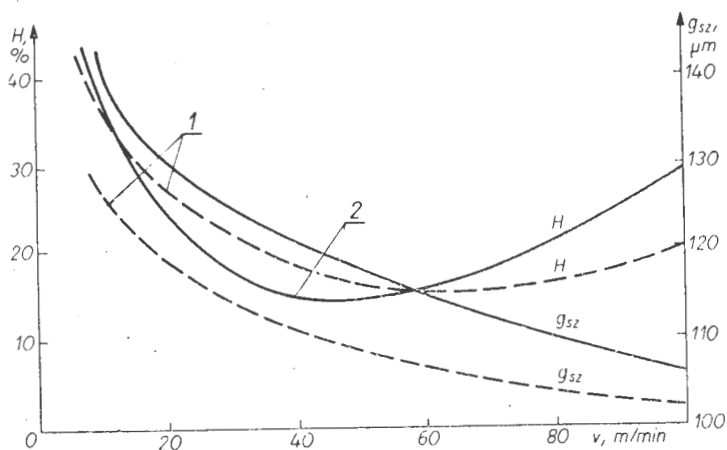
#### Wnioski

• Równoczesność przebiegu wielu omówionych wyżej zjawisk w procesie konstituowania WW powoduje, że uży-



Rys. 5. Wpływ posuwu, głębokości skrawania i zużycia ostrza na głębokość i stopień utwardzenia po toczeniu stopu WT3 bez chłodzenia: 1)  $g_{sz} = f(h_p)$ , 2)  $H = f(h_p)$ , 3)  $g_{sz} = f(p)$ , 4)  $H = f(p)$ , 5)  $g_{sz} = f(g)$ , 6)  $H = f(g)$

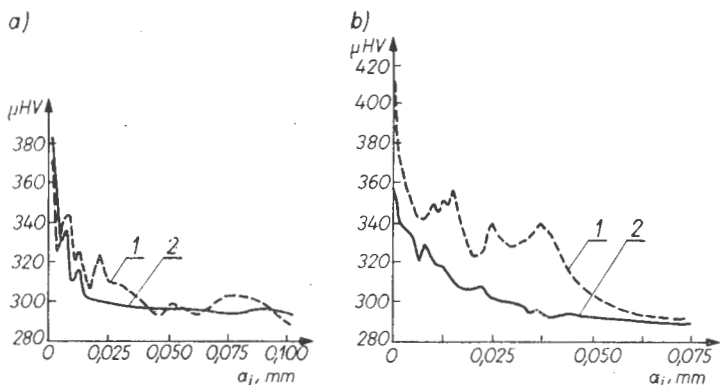
skiwane wyniki badań stanu WW po obróbce mechanicznej mogą się różnić dość znacznie, zależnie od tego, który z czynników jest dominujący. Np. możliwe jest, po nagniataniu otworu głowicą rolkową, powstanie w WW naprężeń rozciągających [32].



Rys. 6. Wpływ prędkości skrawania na głębokość i stopień utwardzenia WW po toczeniu stopu WT9 bez chłodzenia: 1 — po obróbce cieplno-plastycznej, 2 — po podwójnym wyżarzaniu

● Ważnym czynnikiem, który należy uwzględnić w procesach skrawania i nagniatania, wpływającym na zmiany stanu WW są przemiany fazowe, powodowane zarówno ciepłem generowanym w strefie skrawania, jak i deformacją plastyczną.

● W procesach skrawania, oprócz normalnego zgniotu materiału, następuje dodatkowe utwardzenie WW wskutek absorpcji przez powierzchnię tlenu i azotu, umacniającymi stop i stabilizującymi fazę  $\alpha$  oraz wskutek wydzielania się fazy  $\alpha'$  z metastabilnej fazy  $\beta$ .



Rys. 7. Rozkłady mikrotworzości w WW po toczeniu stopu WT3-1 z prędkościami: a)  $v = 5$  m/min, b)  $v = 200$  m/min; 1 — toczenie w powietrzu, 2 — toczenie w argonie

● W procesach obróbki skrawaniem i nagniataniem z użyciem odpowiednich płynów obróbkowych następuje wzrost zawartości wodoru w WW, który może być szkodliwy w stopach  $\alpha$ Ti w przypadku tworzenia się wodoroków na granicach ziarn. W stopach o strukturze  $(\alpha + \beta)$  wodor absorbowany przez WW może obniżyć udarność, lecz nie pogarsza wytrzymałości zmęczeniowej (przy ograniczonej zawartości) [23].

● Znaczna skłonność stopów tytanu do adhezji powoduje, że nie stosuje się ich w węzłach ciernych, zaś w procesie skrawania i nagniatania możliwe jest adsorbowanie

przez powierzchnię cząstek materiałów narzędziowych (węgliki, korund, ceramika i in.), powodujących lokalne zmiany właściwości stref WW, a tym samym ich właściwości zmęczeniowych.

#### LITERATURA

1. A. D. MC QUILAN, N. K. MC QUILAN: Titanium. BSP, London 1956 r.
2. S. ABAKOVITZ i in.: Titanium in Industry. New York, 1955 r.
3. J. LUNARSKI: Zastosowanie stopów tytanu w przemyśle. *Przeгляд Mechaniczny* 1979 r., nr 10.
4. A. M. SULIMA, M. I. JEWSTIGNIEJEW: Kaczestwo powierzchniowego słoja i ustalostnaja procznost dietalej iz zaropczonych i titanowych splawow. Maszynostrojenije, Moskwa 1974 r.
5. J. LUNARSKI: Wytrzymałość zmęczeniowa stopów tytanu po nagniataniu. *Magazyn Technologa Przemysłu Ślntkowego i Lotniczego*, 1979 r., nr 1.
6. K. F. ROMANOW: Wljanije miechaniczskiej obrabotki na procznost titanowego spława pri kombinatnoj i raboczych tiempieraturach. *Trudy MATI*, wyp. 45, Oborongiz, Moskwa, 1960 r.
7. W. A. KRIWOUCHOW, A. D. CZUBAROW: Obrabotka riezaniem titanowych spławow. Maszynostrojenije, Moskwa 1970 r.
8. P. G. PIETRUCHA: Riezanie trudnobraabatywajemych matieriałow. Maszynostrojenije, Moskwa, 1972 r.
9. JU. G. SZNEJDER: Czystowaja obrabotka mietalow plásticzeskim dieformirowanijem. Sb. Progressiwnyje metody uprocznienia mietalliczeskich dietalej. PPD. MDNTP, Maszgz, Moskwa 1962 r.
10. W. A. KRAWCZENKO, A. E. WISZNIAKOW: Ostatocznyje napriazhenija pri protiazywani titanowych spławow. Sb. Issledowanije obrabatywajemosti zaropczonych i titanowych spławow. KAI wyp. 1, Kujbyszew, 1973 r.
11. A. A. MATALIN: Tiechnologiczeskie metody powyszenija dolgowiecznosti maszin. *Tiechnika*, Kłiew, 1971 r.
12. W. S. KOROTIN, F. P. URYWSKI: Ostatocznyje napriazhenija i ich riegulirowanije za szcet riezimow i mietodow miechaniczskiej obrabotki. Sb. Tiechnologiczeskie metody powyszenija tocznosti, nadiozności i dolgowiecznosti w maszynostrojeniu. Maszprom, Moskwa 1966 r.
13. F. P. URYWSKI, W. A. BARWINOK: Issledowanije fazowego sostawa i charakteristik tonkoj struktury titanowego spława. *Izw. VUZ, Maszynostrojenije*, 1975 r., nr 8.
14. N. F. SIDOROW i in.: Zawisimost ostatocznych napriazhenij pri riezani i uprocznieni titanowych spławow ot ich struktury i fazowego sostawa. Sb. Powyszenije procznosti i dolgowiecznosti dietalej maszin PPD. NIIFORMTIAZMASZ, Moskwa 1970 r.
15. W. A. KRAWCZENKO, K. F. MITRIAJEW: Obrabotka i wynoslíwost wysokoprocznych matieriałow. Kujb. Kniznoje Izd., Kujbyszew, 1968 r.
16. N. F. SIDOROW: Issledowanije wljanija strukturno-fazowego sostojanija spława WT8 na formirowanije ostatocznych napriazhenij pri miechaniczskiej obrabotke dietalej GTD. MATI, Moskwa 1970 r.
17. F. R. BROTTRETT i in.: *J. Metals*, 1955 r., vol. 7, nr 2 (Sect. 2).
18. R. M. WOOD: *Acta Metalurgica*, 1963 r., vol. 11, nr 8.
19. D. D. PAPSZEW i in.: Issledowanije tonkoj kristaliczskiej struktury pri uprocznieni obkatkoj titanowych spławow. Sb. Powierchnostnoje uprocznienie dietalej maszin i instrumentow. KAI Kujbyszew, 1975 r.
20. S. MROWEC, T. WERBER: Korozja gazowa tworzyw metalicznych. Śląsk, Katowice, 1965 r.
21. S. G. GLAZUNOW, W. N. MOISIEJEW: Konstrukcionnyje titanowije spławy. *Mietalurgija*, Moskwa 1974 r.
22. A. D. CZUBAROW, N. N. NOWIKOW: Dieformirowanije i rol tiempieraturnego faktora w procesie riezania titanowych spławow. *Wiestnik Maszynostrojenija*, 1959 r., nr 9.
23. Titanium Science and Technology. Ed. Jaffe R. I., Burte H. M. New York, L. Plenum Press, 1973 r.
24. U. ZWICKER: Titan und Titanlegerungen. Springer Verlag, Berlin, 1974 r.
25. W. A. KOLACZEW i in.: Miechaniczskie swojstwa titana i jego spławow. *Mietalurgija*, Moskwa, 1974 r.
26. A. E. WISZNIAKOW: Niekotoryje osobienności formirowanija powierchnostnego słoja pri protiazywani dwuchfaznych titanowych spławow. *Trudy KAI*, wyp. 62, Kujbyszew, 1973 r.
27. W. A. KOLACZEW: Wodorodnaja chrupkost cwietynych mietalow. *Mietalurgija*, Moskwa 1966 r.
28. W. A. LIWANOW i in.: Wodorod w titanie. *Mietalurgizdat*, Moskwa, 1962 r.
29. The Science and Application of Titanium. Ed. Jaffe R. I., Promisel N. E. Pergamon Press, London 1970 r.
30. A. M. SMYSŁOW, W. S. MUCHIN: Issledowanije izmieniij chemiczeskiego i strukturno-fazowego sostawa powierchnostnego słoja pri tocznii titanowych spławow. Sb. Powyszenije kaczestwa obrabotki dietalej maszin i priborow. MDNTP, Moskwa, 1977 r.
31. J. LUNARSKI: Odporność na scieranie stopów tytanu. *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, 1979 r., nr 3.
32. W. J. SERIEBRIAKOW, A. J. GROMOWA: Wljanije szerechawatosti powierchnosti dietalej iz titanowych spławow na kaczestwo powierchnosti posle nakatywanija. Sb. Powyszenije dolgowiecznosti i nadiozności dietalej maszin tiechnologiczeskimi mietodami obrabotki. *Trudy WZMI*, t. 15, Moskwa, 1975 r.



DOSTATNI B., ZWIERZYŃSKI J.: 500 zagadek lotniczych. Wiedza Powszechna, Warszawa, 1980, s. 256, cena 33 zł.—

Książka ma typową postać dla tej serii; składa się z pytań i odpowiedzi oraz jest bogato ilustrowana rysunkami. Zawiera wiele informacji z historii lotnictwa, techniki lotniczej, zasad pilotażu oraz o instytucjach lotniczych, literaturze lotniczej itp.

Na pewno wielu czytelników będzie miało pretensje, że nie uwzględniono tego czy innego tematu, lecz nie jest to encyklopedia, tylko zbiór ciekawych wiadomości.

Niestety, do książki wkrađo się trochę nieścisłości. Np. Polskie Zakłady Lotnicze to nie tradycyjna, przedwojenna nazwa (s. 245), lecz przyjęta po 1950 r. (nazwa przedwojenna to Państwowe Zakłady Lot-

nicze); Karasi B było nie 18 (s. 236), lecz 210. Trochę też dziwi przedstawienie polskich szybowców oraz zagranicznych samolotów wojskowych i śmigłowców tylko do roku 1970. Niezależnie od tych usterek, książka spełni swą rolę popularyzatorską, gdyż zawiera potężny ładunek wiadomości.

A.G.

# Przygotowania do polskiego przelotu przez Atlantyk na Fokkerze F-VIIB/3m

Inż. KAZIMIERZ KALINA

Od redakcji. W 1925 r. por. K. Kalina i por. K. Szałas wysunęli propozycję przelotu przez Atlantyk Płd. na samolocie Breguet 19, jednakże Departament Lotnictwa uznał ten pomysł za zbyt ryzykowny. Rok później, gdy władze zwierzchnie nie zezwoliły płk. L. Rayskiemu na lot do Tokio, początkowo zaproponowano wykonanie tego lotu K. Kalinie, który jednak nie mógł się tego podjąć wobec nieznajomości języka rosyjskiego. Lot wykonał B. Orliński. W 1927 r. płk L. Rayski zamówił w holenderskiej wytwórni Fokker przeznaczony do lotu przez Atlantyk samolot trójsilnikowy F-VIIB/3m w wersji rajdowej, znany z niezawodności z lotu R. Byrda w 1926 r. do Bieguna Północnego. Równocześnie mjr L. Idzikowski i mjr K. Kubala przy poparciu gen. R. Góreckiego szykowali się do lotu przez Atlantyk Płn. na samolocie francuskim Amiot 123, zaopiniowanym przez płk. L. Rayskiego, szefa Departamentu Lotnictwa, jako niezbyt pewny.

Na początku lutego 1923 r. prasa polska doniosła, że por. Kalina i por. Szałas wraz z mechanikiem st. sierż. Kłosinkiem udali się do Paryża po przyrządy nawigacyjne, a stamtąd do wytwórni Fokkera do Amsterdamu, by dołączyć do budowy samolotu, na którym mają wykonać lot przez Atlantyk i z powrotem. Na temat przebiegu przygotowań i budowy samolotu oddajemy głos inż. K. Kalinie:

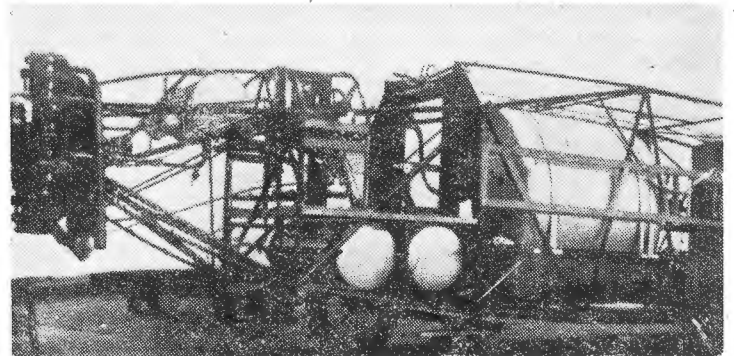
Po bardzo miłym i serdecznym powitaniu przez dyrekcję Fokkera, poprowadzono nas na oddział wytwórni, gdzie stał już szkielec kadłuba, a przy nim zastaliśmy naszego mechanika st. sierż. Kłosinka. Przydzielono nam tłumacza z językiem niemieckim, gdyż żaden z nas nie znał holenderskiego. Za to Kłosinek i ja znaliśmy bardzo dobrze niemiecki, którym tłumacz doskonale władał, co nam bardzo ułatwiło porozumiewanie się z dyrekcją, biurem konstrukcyjnym i warsztatem. Pokazano nam całą wytwórnię, począwszy od biura konstrukcyjnego, gdzie nam pokazano najnowsze projekty wodnopłatowców i samolotów lądowych. Na warsztatach mogliśmy oglądać w budowie Fokkery F-VII pasażerskie. W stolarni pokazano nam wiele elementów budowanego skrzydła do naszego Fokkera, jak potężne dźwigary, żebra, okucia itd. Fokker nasz, jak większość Fokkerów, miał konstrukcję mieszaną. Kadłub był spawany z rur stalowych, kryty płótnem, skrzydło wolnonośne drewniane kryte sklejką. Silniki były już w wytwórni, ale jeszcze nie zamontowane.

Jeżeli chodzi o konstrukcję samolotu do przelotu transatlantyckiego, był to wyjątkowo udany typ, bardzo wygodny dla załogi: wygodne fotele, dobra widoczność i łatwa obsługa, dużo miejsca w kabinie pilotów, łatwy dostęp do wszystkich dźwigni i urządzeń pilotażowych. W kadłubie oprócz ogromnego zbiornika na przeszło 6000 l paliwa, wygodne miejsce dla nawigatora i jego przyrządów nawigacyjnych. Fokker F-VIIB/3m był łatwy w prowadzeniu i całe urządzenie i wyekwipowanie samolotu było przede wszystkim rozpatrywane pod kątem wygody dla załogi. Pilot, nawigator i mechanik nie musieli bez przerwy siedzieć na swych fotelach, mogli swobodnie opuścić swe miejsca podczas lotu czy to w kabinie pilota lub nawigatora, co przy długich lotach ma zasadnicze znaczenie. Rozprostowanie członków ciała i odprężenie wpływają bardzo dodatnio na samopoczucie załogi. Ani „Orzeł Biały”<sup>1)</sup>, ani „Polonia”<sup>2)</sup> nie miały tych zalet i udogodnień, jakie miał nasz Fokker. Poza tym były jeszcze inne zalety konstrukcyjne, jak liczba zbiorników paliwa i oleju, zasilanie silników, zasilanie opadowe itd. w porównaniu z „Orłem Białym” czy „Polonią”.

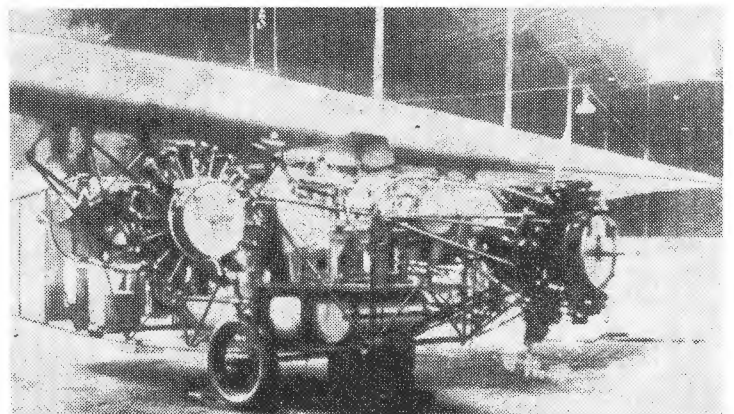
<sup>1)</sup> Samolot Idzikowskiego i Kubala Amiot 123 nosił w 1928 r. takie imię.

<sup>2)</sup> Nazwa samolotu Caproni Ca 73 ter, na którym Klisz i Kowalczyk przygotowywali się w 1929 r. do lotu przez Atlantyk Płn.

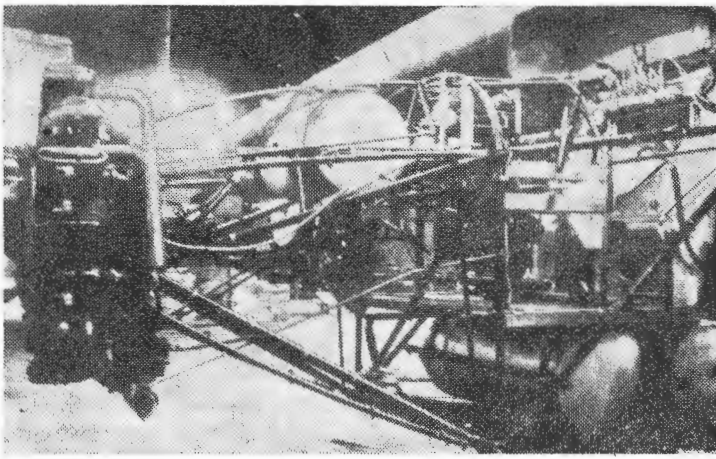
Fokker miał tylko dwa zbiorniki paliwa, jeden nad głową pilota w środku skrzydła, opadowy, drugi, główny, w kadłubie, przed kabiną nawigatora a za kabiną pilota, łatwy dostępny ze wszystkimi urządzeniami jak krany i szybkie opróżnianie zbiornika. Zbiornik był umieszczony w środku ciężkości samolotu, co było zaletą, gdyż podczas ubywania paliwa stan ten nie wpływał na stateczność samolotu. Niezależnie od zmiany ilości paliwa było jeszcze urządzenie zmiany położenia statecznika poziomego, co pozwalało na wyregulowanie samolotu dokładnie w poziomie lotu. Zbiorniki o pojemności przeszło 6000 l były zbudowane z blachy aluminiowej, spawane. Paliwo było pompowane z głównego zbiornika opadowego w skrzydle, z którego silniki były zasilane opadowo. Było to wyjątkowo dobre rozwiązanie, które pozwalało obejść się bez pomp paliwowych, które mogły ulec awarii w każdej chwili. Zbiornik skrzydłowy był zasilany jedną pompą wiatraczkową zamontowaną na zewnątrz kadłuba. W obawie, że ten element może ulec awarii poprosiłem o wmontowanie dodatkowo pompy ręcznej jako zapasowej. W rezultacie przewidywanie to, jak się okazało później, było trafne. Zbiorniki oleju były trzy, licząc tylko główne; każdy silnik miał swój zbiornik. Zamontowane były: dwa pod kabiną pilotów, a trzeci za silnikiem środkowym, tuż przed kabiną pilota. Ponadto w gondolach silnikowych były małe zbiorniki oleju. Każdy z silników miał swoją pompę oleju, który silnikom był dostarczany pod ciśnieniem. Samolot Fokker F-VIIB/3m był wyposażony w trzy silniki firmy Wright, każdy o mocy 200 KM. Na samolocie z tym typem silnika Ch. Lindbergh przeleciał Atlantyk Północny, z Nowego Jorku do Paryża,



Rys. 1. Kadłub rajdowego Fokkera F-VIIB/3m w budowie. Widoczny główny zbiornik paliwa i trzy zbiorniki oleju



Rys. 2. Samolot po zamontowaniu płata i silników. Podwozie zastępcze



Rys. 3. Przód kadłuba ze zbiornikiem przy silniku

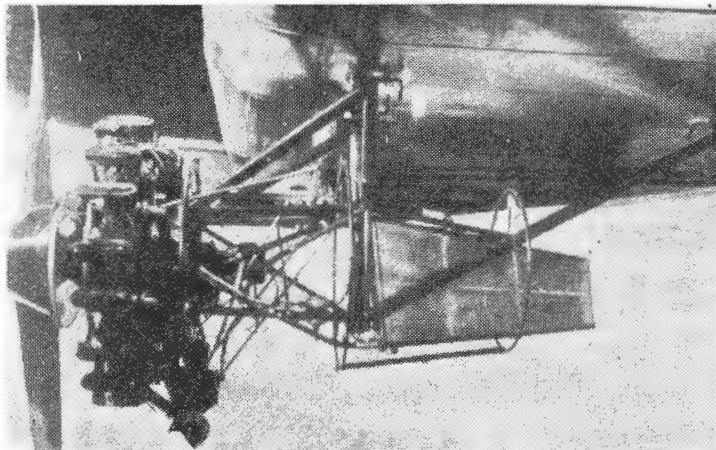
w dniach 20÷21 maja 1927 r. Moim zdaniem w owym okresie nie było lepszych i pewniejszych silników do takiego przedsięwzięcia, jakie planowaliśmy z por. Szalasem.

Budowa postępowała zgodnie z harmonogramem i nie było żadnych spornych problemów między załogą z powodu jej wymagań a dyrekcją. Por. Szalas miał wiele dezyderatów co do urządzenia i wyposażenia kabiny nawigatora. Wszystkie jego życzenia były uwzględniane i szybko wykonywane. Lepszej współpracy między załogą a dyrekcją nie można było sobie życzyć.

Harmonogram zakładał, że samolot będzie gotów do oblatania 28 kwietnia, a próby i pomiary osiągnięć samolotu będą wykonane do 20 maja. Już 25 kwietnia samolot był w warsztatach zdemontowany, załadowany na barkę i drogą wodną przewieziony na Schiphol, lotnisko cywilne Amsterdamu. Dnia 28 kwietnia odbył się pierwszy lot. Maszynę oblatywał pilot fabryczny i choć go prosiłem o zabranie mnie na ten lot — odmówił. Natomiast już w drugim locie zabrał mechanika i dwóch innych członków załogi przeprowadzających próby. W trzecim locie mogłem już brać udział. Był to bardzo emocjonujący lot. Pilot, chcąc pokazać swe zaufanie i pewność do samolotu, zaczął kręcić piękne pętle na trójsilnikowym olbrzymie, co po raz pierwszy w życiu i karierze lotniczej przeżywałem. Zachowanie się samolotu w tych ewolucjach było wspaniałe. Zrobiliśmy sześć loopingów, z czego szósty wykonałem sam, zachęcony przez pilota oblatującego samolot. W każdym następnym locie brałem udział i prowadziłem na zmianę z pilotem fabrycznym. W ten sposób zdobywałem doświadczenie nie tylko w prowadzeniu samolotu podczas prób i pomiarów, ale i w startach i lądowaniu. W prowadzeniu dwusilnikowych maszyn miałem już doświadczenie, gdyż jako pilot oblatujący w Centralnych Warsztatach Lotniczych na Mokotowie musiałem także próbować dwusilnikowe samoloty Farman „Goliath” i niemieckie „Gotha”.

Lotnisko Schiphol było stosunkowo małe, okolone wielkimi kanałami zbierającymi wody z drenów lotniska. W tym czasie lotnisko nie miało jeszcze betonowych pasów startowych.

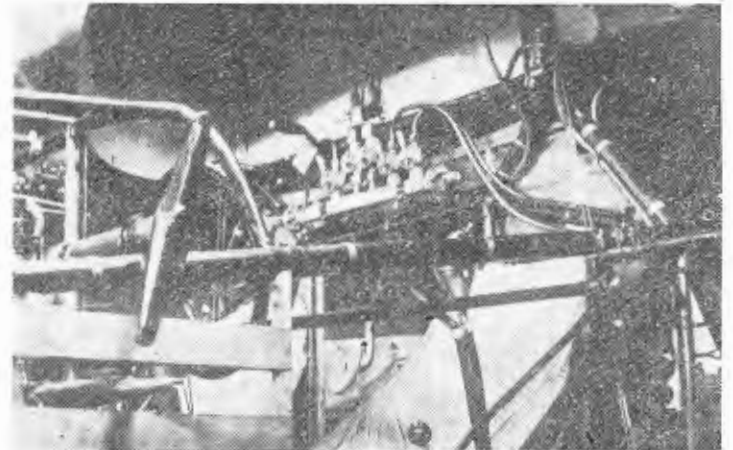
Pogodę w owym okresie mieliśmy wyjątkowo dobrą i lataliśmy każdego dnia przeprowadzając próby startów, lądowania, szybkości, zużycia paliwa, funkcjonowania wszystkich urządzeń, instrumentów i in. Po każdym locie



Rys. 4. Silnik podskrzydłowy ze zbiornikiem oleju

sprawdzaliśmy z mechanikami wszystkie instalacje, zbiorniki paliwa i oleju oraz wszystkie zabezpieczenia. Pomiar długości startu został wykonany z połową paliwa w zbiorniku głównym ze względu na zbyt małe wymiary lotniska Schiphol. Długość startu z pełnym obciążeniem wyliczono na podstawie tego pomiaru. Próby, badania i pomiary trwały do 19 maja i dnia 20 maja samolot został przekazany polskiej załodze, o czym zameldowaliśmy zaraz szefowi Departamentu Lotnictwa. Następnego dnia otrzymaliśmy polecenie, by zjechać na zezwolenie przelotu nad terytorium niemieckim.

W czasie oczekiwania lataliśmy sprawdzając przyrządy nawigacyjne i inne instrumenty. Mieliśmy na pokładzie trzy busole: dwie magnetyczne i jedną indukcyjną, jaką posłużył się również Lindbergh podczas przelotu przez Atlantyk. Badaliśmy kompensację i zgranie tych busoli, by zmniejszyć różnice wskazań do minimum. Busole były umieszczone w trzech różnych miejscach. Jedna busola magnetyczna i wskaźnik busoli indukcyjnej — w kabine pilota, druga busola magnetyczna i wskaźnik busoli indukcyjnej — w kabine nawigatora, zaś sama busola indukcyjna zamontowana była w kadłubie poza kabiną nawigatora. Poza tym w kabine pilota miałem trzy obrotomierze, trzy włączniki iskrowników, trzy manometry oleju, trzy termometry oleju, szybkościomierz, klinometr (chyłomierz), przyrząd wskazujący położenie samolotu i wysokościomierz. Wskaźników zegarowych paliwa nie było, natomiast wskaźniki paliwa znajdowały się na zbiorniku w skrzydle. Były to wskaźniki z rurek szklanych, doskonale wskazujące ilości paliwa w zbiorniku skrzydłowym. Główny zbiornik benzyny miał tylko trzy kramiki odcinające rurki szklane, wskazujące co czwartą część zbiornika. Wszystkie te



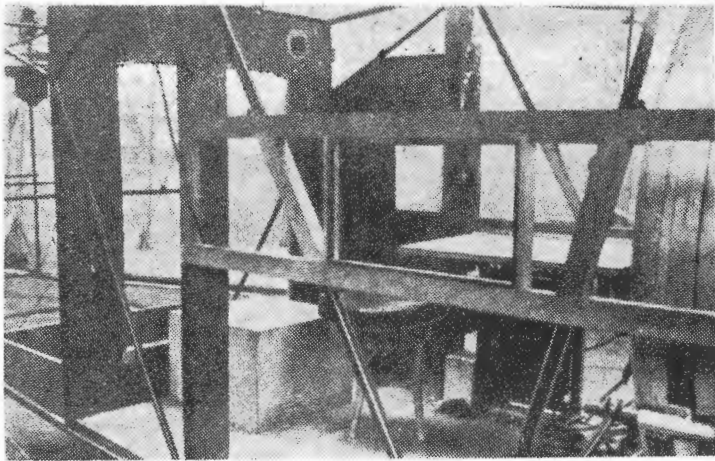
Rys. 5. Zawory i wskaźniki paliwowe za głowami pilota i mechanika

przyrządy i wskaźniki działały w czasie lotu bez zastrzeżeń. Do obsługi silników dochodziły jeszcze trzy dźwignie gazu i jeden regulator statecznika poziomego, nie mówiąc o kranach i pompie paliwa obsługiwanych w czasie lotu przez mechanika. W kabine nawigatora był zamontowany szybkościomierz, wysokościomierz oraz przyrządy nawigacyjne jak dryfometr, tj. przyrząd do pomiarów znoszenia przez boczne wiatry, składający się z okienka i skali do pomiaru znoszenia. W kabine nawigatora znajdowała się radiostacja nadawczo-odbiorcza i sekstans.

Lataliśmy nad całą Holandią, która wiosną wyglądała jak piękny, różnokolorowy kobierzec. Całe pola kwitnących tulipanów i innych kwiatów. Holandia wiosną jest piękna.

Choć w wielu miejscach mogliśmy zaobserwować elektryczne pompy opróżniające zbiorcze kanały wodne, mogliśmy również dostrzec pracujące stare wiatraki, które osuszały okoliczne pola.

Sprawdzając przyrządy nawigacyjne jak i pokładowe lataliśmy z Amsterdamu na północ do Den Helder i kierując się na północny wschód przez Wadden Zee do Groningen, stamtąd do Amsterdamu. Lecąc z Den Helder do Groningen mogliśmy już wtedy zauważyć wydzieranie ziemi morzu przez Holendrów. Budowali potężną tamę odcinając Zuider Zee od Wadden Zee, jak również cały szereg tam dzieląc Zuider Zee na poszczególne poldery, skąd wypompowano wodę potężnymi elektrycznymi pompami. Obszar Zuider Zee, nad którym lataliśmy bardzo często, był placem budowy niezliczonych tam. Poldery przybrzeżne były już osuszone, a z dalszych woda się lała do morza, a na zatopionych jeszcze częściach uwijały się barki niosące materiały na budujące się jeszcze tamy. Był to gigantyczny plac budowy i jedyny na świecie, który musiał budzić podziw świata jak Holendrzy tworzyli Holandię.



Rys. 6. Kabina nawigatora za zbiornikiem głównym. Radiostacja pod stolikiem nawigacyjnym, obok fotel

Lataliśmy nad całą Holandią. Z Amsterdamu poleciliśmy do Rotterdamu, by obejrzeć bodaj największy port morski na świecie, a z Rotterdamu na południowy wschód do Eindhoven, po czym na północ przez znane dziś Polakom Arnhem do Groningen i z powrotem przez Zuider Zee do Amsterdamu. Było to dobre ćwiczenie nawigacyjne, szczególnie dla nawigatora, który mógł sprawdzić przyrządy pomiaru znożeń. Silne wiatry i różne kierunki lotu ułatwiały nawigatorowi ćwiczenia i sprawdzanie jakie przeprowadzał. Podczas tych lotów przeprowadzał również ćwiczenia z sekstansem. Lot długości ok. 550 km i w czasie ok. 3 h 45 min. składał się z różnych odcinków o różnych kierunkach. Był to dobry wstęp do przelotu Amsterdam—Warszawa, którego długość trasy wynosiła ok. 1100 km. Dnia 26 maja otrzymaliśmy wiadomość, że nadeszło zezwolenie na przelot nad Niemcami i możemy lecieć do Warszawy. Natychmiast powiadomiliśmy dyrekcję Fokkera, że chcemy odlecieć dnia 29 maja o godz. 9.00 i prosimy o przygotowanie samolotu do lotu. Dni 27 i 28 maja poświęciliśmy na zlikwidowanie naszych spraw i pożegnalne wizyty oraz przygotowanie trasy lotu. Dnia 29 maja o godz. 7.00 wyjechaliśmy z bagażami na lotnisko, gdzie stał nasz Fokker przed hangarem. Po załadowaniu wszystkich rzeczy do samolotu i pożegnaniu się z dyrekcją i zgrupowaną załogą warsztatów Fokkera prosiliśmy dyrekcję o telegraficzne zawiadomienie szefostwa lotnictwa o naszym starcie do Warszawy i że w Warszawie będziemy ok. godz. 16.00.

Już w chwili dania gazu mogłem wyczuć, że maszyna jest obciążona więcej niż w poprzednich startach, chociaż wiedziałem, że przybyło ciężaru w postaci paliwa, oleju i bagażu, jaki załadowaliśmy. Start był dłuższy niż w poprzednich startach, ale nie tak długi, jak się spodziewałem. Samolot był wysmienity w prowadzeniu i po oderwaniu się od ziemi stwierdziłem, że ładunek nie wpłynął na stateczność samolotu.

O godz. 16.00 znaleźliśmy się nad Warszawą, zadowoleni z przelotu, czasu, funkcjonowania wszystkich urządzeń i instrumentów. Po zrobieniu rundy podszedłem do lądowania. Nie czułem żadnego zmęczenia i Fokker usiadł na polu mokotowskim jak na pasie betonowym. Już z góry zauważyliśmy większy tłum witających, kolegów, znajomych i ciekawych wraz z ministrem komunikacji Romockim na

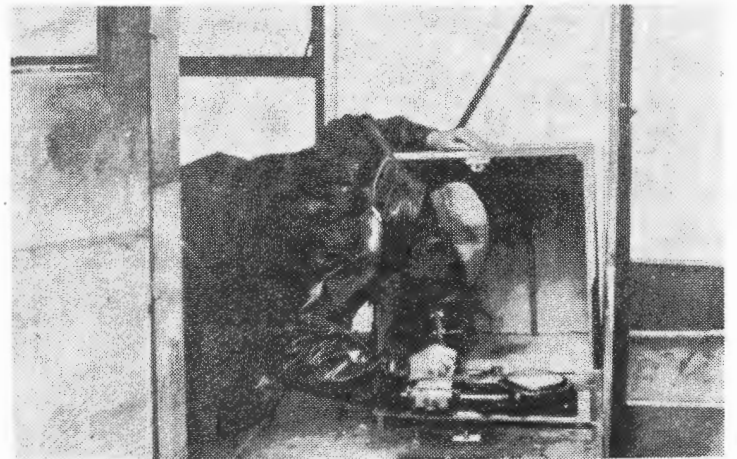


Rys. 7. Widok przez kabinę nawigatora do przodu. Obok zbiornika paliwa przejście do kabiny pilota

czelu. Szefa lotnictwa początkowo nie było na lotnisku, gdyż nie spodziewał się naszego punktualnego przylotu.

Będąc już w Warszawie nie traciliśmy czasu i gorąco przygotowaliśmy trasę lotu przez Atlantyk. Projektowaliśmy przelot z Warszawy przez Lizbonę, o ile uzyskamy informacje odnośnie do stanu i wielkości lotniska, że jest ono wystarczająco dobre by stamtąd pewnie wystartować do przelotu nad Afryką do Dakaru lub St. Louis (nie wiedzieliśmy jeszcze, które z nich jest większe i ma lepszą nawierzchnię). Z jednego z tych lotnisk chcieliśmy lecieć dalej przez Atlantyk do Natalu w Brazylii. Z Natalu ewentualnie do Rio de Janeiro lub do Ameryki Północnej i to z Natalu do Caracas (Wenezuela) odcinek ok. 4000 km, a stamtąd przez Amerykę Środkową do Stanów Zjednoczonych albo z Caracas przez Morze Karaibskie na Kubę do Hawany i z Kuby do Stanów Zjednoczonych, do Nowego Jorku, dystans ok. 2250 km, a z Nowego Jorku do Europy. To były z grubsza projekty, co do których nie mieliśmy jeszcze żadnej pewności, czy władze wyższe wyrażą na nie zgodę. Uważaliśmy tylko z por. Szałasem, że na naszym Fokkerze takiego lotu możemy dokonać. Byłby to nie gorszy lot niż Costesa i le Brixsa.

Kiedy powtórnie zameldowaliśmy się u szefa lotnictwa, płk Rayski na samym wstępie zakomunikował nam z żalem, że jeszcze nie ma żadnej odpowiedzi od wyższych władz co do jakiegokolwiek lotu i musimy poczekać. Jak tylko otrzyma odpowiedź, zaraz nas wezwie. W tej rozmowie przedstawiliśmy nasz projekt przelotu przez Atlantyk Południowy i Północny, na co otrzymaliśmy odpowiedź, że w tej chwili nie ma o czym mówić, gdyż on nie otrzymał jeszcze odpowiedzi. Musimy uzbroić się w cierpliwość, czekać. Tymczasem możemy wykonać lot ćwiczebny kilkunastogodzinny tu w kraju. Prosił nas tylko o wyrażenie zgody na ustalenie daty i godziny startu do lotu ćwiczebnego, na co szef lotnictwa wyraził zgodę. Ponieważ samolot był gotów do takiego lotu ćwiczebnego, ustaliliśmy z por.



Rys. 8. Pod skrzynką stanowiącą stopień dla nawigatora znajdował się dryfometr

Szałasem, by jak najprędzej go wykonać. Bo poza nalaniem paliwa i oleju i przeglądem silników i urządzeń, które w locie z Amsterdamu do Warszawy doskonale się spisywały, innych prac nie trzeba było wykonywać.

Po odmeldowaniu się u szefa lotnictwa udaliśmy się zaraz na lotnisko do hangaru, gdzie stał nasz Fokker. Zastaliśmy tam naszego mechanika st. sierż. Kłosinka, który właśnie sprawdzał silniki i inne urządzenia i powiadomiliśmy go o naszym zamiarze odbycia lotu ćwiczebnego w czasie ok. 20 h. Oczywiście te 20 h będzie zależało od możliwości wystartowania z pola mokotowskiego. Ile paliwa i oleju będzie musiał nalać, o tym go jeszcze powiadomimy po obliczeniu ciężaru paliwa i oleju i całkowitego ciężaru samolotu przed startem.

Lot odbył się 4 czerwca i trwał 18 h 20 min. Start był bardzo łatwy, tak że mogliśmy wystartować nawet na dłuższy czas z większym obciążeniem. Wiatr był z kierunku zachodniego i przy tym kierunku wiatru pole startu miało najdłuższy odcinek. Wystartowaliśmy o godz. 16.00, a wylądowaliśmy następnego dnia o godz. 10.20 w najlepszej formie, załoga i samolot.

Tego samego dnia zgłosiliśmy się u szefa lotnictwa i zameldowaliśmy o wykonaniu 18-godzinnego lotu i jego przebiegu. Powiedział nam tylko, że odpowiedzi jeszcze nie ma, ale spodziewa się jej w każdej chwili. Jak odpowiedź nadejdzie, każe nas wezwać natychmiast. Poleciał nam również wrócić do swoich zajęć. My ze swojej strony porozumieliliśmy się z mechanikiem st. sierż. Kłosinkiem, by zrobił



Rys. 9. Nawigator - stojąc na skrzynce mógł posługiwać się sekstanssem

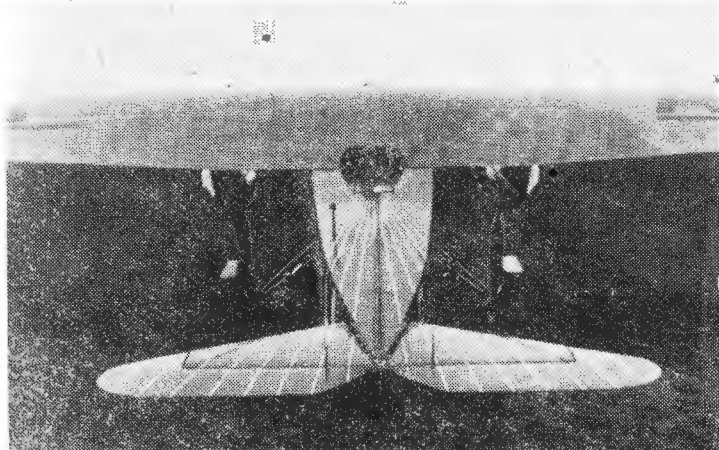
przegląd silników i urządzeń i jeżeli odpowiedź nadejdzie, by samolot był gotów do lotu. Por. Szałas wrócił do biura w Departamencie Lotnictwa, ja powróciłem do Centralnych Warsztatów Lotniczych, gdzie pełniłem funkcję pilota oblatującego i w Instytucie Badań Technicznych Lotnictwa funkcję pilota doświadczalnego.

Dnia 8 czerwca wezwano nas do szefa lotnictwa. Byliśmy podnieceni i uradowani mając nadzieję, że odpowiedź wyrażająca zgodę na nasz lot już nadeszła.

Jakież było nasze rozczarowanie, kiedy usłyszeliśmy, że sprawa naszego startu komplikuje się i że są wielkie trudności w uzyskaniu zgody wyższych władz i Partii. Rayski oświadczył, że ma nadzieję że wszystkie trudności w uzyskaniu zgody będą usunięte i będziemy mogli polecieć, lecz nie może powiedzieć teraz kiedy to nastąpi. Możemy również, by być gotowi w każdej chwili, wykonać jeszcze jeden lot ćwiczebny jak poprzednio. Na tym rozmowa się skończyła, a my odmeldowaliśmy się.

Korzystając ze zgody i zachęty szefa lotnictwa udaliśmy się natychmiast na lotnisko, by omówić przygotowania do następnego lotu ćwiczebnego, który będzie dłuższy niż poprzedni. Ustaliliśmy z por. Szałasem, że będzie to co najmniej 30-godzinny lot, a to ze względu na możliwość przeletu takiego odcinka jak w założonym projekcie, Natal—Caracas, ok. 4000 km i ok. 30 h lotu, czy Nowy Jork—Europa. Będzie to dobrym sprawdzianem i naszych, i samolotu wytrzymałości i sprawności. Postanowiliśmy wystartować jak najprędzej, choćby następnego dnia, tj. 9 czerwca, a godzinę startu ustaliliśmy na 20.00 tak, że latając ok. 30 h będziemy mogli lądować dnia 11 czerwca wcześniej rano. W czerwcu dni są najdłuższe a noce najkrótsze, więc godziny startu i lądowania wypadną za dnia. Jak zostało ustalone, tak wykonaliśmy.

Dnia 9 czerwca o godz. 20.00 wystartowaliśmy z dość dużym obciążeniem. Rozbieg był przez całe lotnisko, ale przed nami nie było żadnych przeszkód tak, że po oderwaniu się od ziemi mogłem maszynę przytrzymać aż do nabrania odpowiedniej szybkości. Wznoszenie było wolne, ale bezpiecznie, utrzymując ciągle ten sam zachodni kierunek.



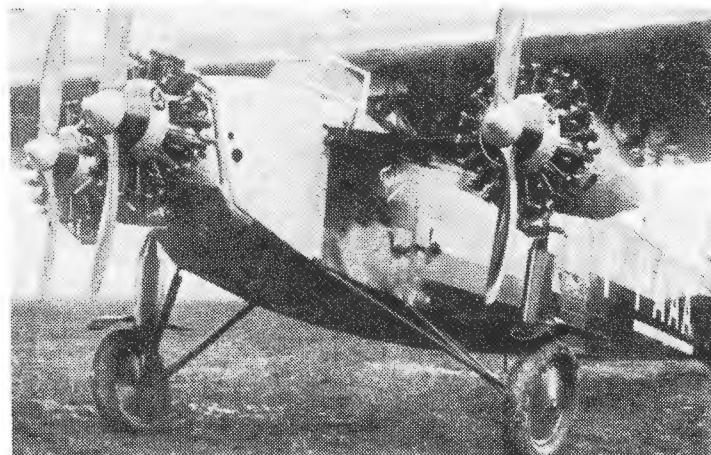
Rys. 10. Linie na kadłubie i usterzeniu pozwalające na pomiar znoszenia przez wiatr



Rys. 11. Po odsunięciu pokrywy i podniesieniu osłony nawigator mógł wykonywać namiary sekstanssem i pomiary znoszenia. Na kadłubie widoczny maszt wiatraczka napędu busoli indukcyjnej

Tak zaplanowaliśmy lot, by nocą znajdować się w centrum kraju niedaleko od stolicy. Lot wykonywaliśmy wzdłuż i wszerz Polski od Poznania do Lwowa i z powrotem w okolice Warszawy, następnie zmiana kursu na północ do Wilna, a stamtąd do Krakowa i z powrotem do Warszawy. Nie lataliśmy nad miastami, bo chociaż lecieliśmy na wysokości 1000 m, to jednak budziłibyśmy mieszkańców słabiej spijających. Pogoda była różna w różnych częściach kraju. Pułap chmur był wysoki, tak że mogliśmy latać na wysokości 1000 m.

W tym drugim locie, jak i w poprzednich lotach, fascynowała mnie praca silników. Przedtem tak długich lotów na wielosilnikowych samolotach nie wykonywałem i nie mogłem przeżywać tych wrażeń i odczuć, jakie przeżywałem w ostatnich lotach. Obroty silników można było zsynchronizować dość dokładnie, ale zawsze istniała mała różnica w obrotach, co powodowało również zmiany w falach dźwiękowych, które raz nakładały się i potęgowały dźwięki lub przycichały, co można było porównać z najwspanialszą muzyką, jaką człowiek mógł stworzyć. W tych długich godzinach lotu i przy tej muzyce silników przypominały mi się utwory muzyczne wielkich kompozytorów Chopina, Liszta, Beethovena, Mozarta i wielu, wielu innych, których zawsze słuchałem z wielką przyjemnością. I to



Rys. 12. Fokker F-VIIB/3m P-PAAA po oblocie. Z tyłu kadłuba widoczny wiatraczek pompy paliwowej, a za podwoziem wiatraczek jednej z prądnic

może był również jeden z powodów, że nie odczuwałem żadnego zmęczenia w czasie prowadzenia samolotu przez tyle godzin.

Ale tak jak wszystko w życiu ma swój koniec, tak i nasz lot, który trwał 32 godz., zbliżał się do końca. Wylądowaliśmy dnia 11 czerwca o godz. 4.00 na polu motokowskim. Po wprowadzeniu samolotu do hangaru udaliśmy się w trójkę na zasłużony odpoczynek.

**Od red.** Załoga nie uzyskała w 1928 r. zgody na lot przez Atlantyk i wykonała na tym samolocie lot do Bagdadu.



GRZEGORZEWSKI J.: Share of aviation in feeding peoples. TLiA, vol. XXXVI, 1981, No 4, p. 5

The paper discusses the scope of an elaboration devoted to agricultural aviation and prepared by specialists from many countries for the UNO European Economic Committee. That study shows range and possibilities to use airplanes and helicopters in agriculture.

TROCEWICZ D.: Thermal comfort in aircraft cabin. TLiA, vol. XXXVI, 1981, No 4, p. 7

The paper demonstrates significance of the thermal comfort factor in non-pressurized cabins of aircraft. It stresses lack of adequate criteria of thermal comfort evaluation with regard to flight conditions and mentions works carried out in this field in the Aeronautical Institute.

MARKIEWICZ R.: Removing of paint coats by means of abrasive-blast treatment with use of a supersonic nozzle. TLiA, vol. XXXVI, 1981, No 4, p. 10

The design of a version of an abrasive-blast treatment device has been presented in this paper. This device may be used in aircraft repair bases to remove paint coats from components made of steel or light alloys.

FUHACZEWSKI Z., PRÓCHNICKI W.: Automation of the turbine engine control process during acceptance tests. TLiA, vol. XXXVI, 1981, No 4, p. 12

An idea of the valve control system employed in auxiliary installations of a tests bed for acceptance testing of air turbine engines has been presented. General principles of valve controlling have been discussed and these valves have been classified in terms of their functions during acceptance tests. The paper suggests methods to control these valves, corresponding with these functions.

LUNARSKI J.: Forming of the surface layer in titanium alloys. TLiA, vol. XXXVI, 1981, No 4, p. 23

Condition of the surface layer of titanium alloys formed during final operations of their mechanical treatment, substantially affects functional properties of these alloys. Their paper describes the surface layer forming process and indicates the factors affecting properties of this layer.

KALINA K.: Preparations for the Polish flight over the Atlantic of a Fokker F-VIIB/3m. TLiA, vol. XXXVI, 1981, No 4, p. 27

Mr. K. Kalina being a participant in preparations for the transatlantic flight, has described the manufacture and installation of the equipment of the special purpose Fokker F-VIIB/3m airplane as well as the experimental and training flights performed during spring and summer 1928.

GRZEGORZEWSKI J.: Beitrag der Luftfahrt zur Menschenernährung. TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 4, S. 5

Es wird der Bereich einer Agrarluftfahrt-Bearbeitung behandelt, die durch Spezialisten aus vielen Ländern für den Bedarf des Europäischen Wirtschaftsausschusses der UNO ausgeführt wurde. In der Untersuchung werden der Umfang und die Möglichkeiten der Anwendung von Flugzeugen und Hubschraubern in der Landwirtschaft dargestellt.

TROCEWICZ D.: WärmeKomfort in der Kabine eines Luftschiffes. TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 4, S. 7

In dem Beitrag wird die Bedeutung des WärmeKomforts in druckfreien Luftschiff-Kabinen hervorgehoben. Es wird auf das Fehlen entsprechender Kriterien zur Beurteilung des WärmeKomforts bei Anwendung für Flugbedingungen hingewiesen und über die auf diesem Gebiet vom Institut für Luftfahrtwesen geführten Arbeiten berichtet.

MARKIEWICZ R.: Beseitigen von Lackstrichen durch Strahlen mit Hilfe einer Ultraschalldüse. TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 4, S. 10

In dem Aufsatz wird die konstruktive Variante einer Anlage zum Strahlen dargestellt. Diese Anlage kann in luftfahrttechnischen Überholungswerkstätten zum Entfernen von Lackstrichen an Stahl- und Leichtmetallteilen eingesetzt werden.

FUHACZEWSKI Z., PRÓCHNICKI W.: Automatisierung der Steuerung von Turbinenmotoren bei den Abnahmeprüfungen. TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 4, S. 12

Es wird eine Konzeption der Ventilsteuerungsanordnung in Hilfsanlagen eines Prüfstandes dargestellt, der für Abnahmeprüfungen von Turbinen-Flugmotoren bestimmt ist. Neben der Erläuterung der allgemeinen Grundlagen für die Ventilsteuerung, werden sie hinsichtlich ihrer Funktion klassifiziert, die sie bei den Abnahmeprüfungen zu erfüllen haben. Dementsprechend werden Methoden der Ventilsteuerung vorgeschlagen.

LUNARSKI J.: Bildung der Oberschicht bei Titanlegierungen. TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 4, S. 23

Der Zustand der bei den letzten Operationen während der mechanischen Bearbeitung ausgebildeten Oberschicht von Titanlegierungen übt grundsätzlichen Einfluss auf die Anwendungseigenschaften dieser Legierungen aus. Es werden der Bildungsvorgang der Oberschicht und die Faktoren erörtert, die die Eigenschaften der Oberfläche beeinflussen.

KALINA K.: Vorbereitungen zum polnischen Überseeflug auf Fokker F-VII B/3m über dem Atlantik. TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 4, S. 27

Der Teilnehmer an den Vorbereitungen zum transatlantischen Flug K. Kalina stellt den Bauverlauf und die Ausrüstung des Flugzeuges Fokker F-VIIB/3m sowie die im Frühjahr und Sommer 1928 ausgeführten Versuchs- und Trainingsflüge dar.

ГЖЕГОЖЕВСКИ Е.: Участие авиации в питании народов. TLiA, т. 36, 1981 г., № 4, стр. 5

Представляется разработка посвящена сельскохозяйственной авиации, которую составили специалисты из нескольких стран для Европейской Экономической Комиссии ООН. В работе представлен диапазон и возможность применения самолетов и вертолетов в сельском хозяйстве.

ТРОЦЕВИЧ Д.: Тепловой комфорт в кабине летательного аппарата. TLiA, т. 36, 1981 г., № 4, стр. 7

В статье представлена важная роль теплового комфорта в негерметических кабинах летательных аппаратов. Указывается, что отсутствуют критерии оценки теплового комфорта в отношении условий в полете. Даются ссылки на работы, проводимые в этой области в Институте Авиации в Варшаве.

МАРКЕВИЧ Р.: Удаление лакокрасочных покрытий методом дробеструйной обработки с использованием сверхзвукового сопла. TLiA, т. 36, 1981 г., № 4, стр. 10

В статье описано конструктивное решение одного из вариантов приспособления для дробеструйной обработки. Приспособление может найти применение в авиационных ремонтных мастерских для удаления лакокрасочных покрытий из деталей изготовленных из стали и легких сплавов.

ЛУГАЧЕВСКИ З., ПРУХНИЦКИ В.: Автоматизация процесса управления газотурбинным двигателем при приемных испытаниях. TLiA, т. 36, 1981, № 4, стр. 12

Описана концепция системы управления клапанами во вспомогательных системах стенда предназначенного для приемных испытаний газотурбинных авиационных двигателей. Указаны общие принципы управления клапанами и дана оценка заданий, которые они выполняют во время приемных испытаний. В статье даны также предложения способов управления клапанами.

ЛУНАРСКИ Е.: Образование поверхностного слоя в сплавах титана. TLiA, т. 36, 1981 г., № 4, стр. 23

Состояние поверхностного слоя сплавов титана, созданного во время окончательной механической обработки имеет основное влияние на эксплуатационные свойства деталей. Описан процесс создания поверхностного слоя и указаны факторы влияющие на свойства этого слоя.

КАЛИНА К.: Подготовка к польскому перелету через Атлантику на самолете Фоккер Ф-7Б/3м. TLiA, т. 36, 1981 г., № 4, стр. 27

Участник подготовки к перелету Атлантики К. Калина представил ход постройки и оборудование самолета Фоккер Ф-7Б/3м, а также испытательных и тренировочных полетов, выполненных весной и летом 1928 г.



Aero-Agro. Seminarium Europejskiej Komisji Gospodarczej ONZ (Warszawa 18+22.9.1978 r.) Referaty. Wyd. Instytut Lotnictwa, Warszawa, 1979 r., s. 322, cena zł 650,—

Zbiór 42 referatów wygłoszonych na seminarium Aero-Agro poświęconemu techniczno-ekonomicznym tendencjom rozwoju sprzętu lotniczego dla potrzeb rolnictwa i gospodarki. Referaty obejmują szeroki wachlarz problemów związanych z lotnictwem rolniczym. Wydawnictwo można nabyć za zaliczeniem pocztowym, lub zamówić (instytucje) w Instytucie Lotnictwa, Branżowy Ośrodek Informacji Technicznej

i Ekonomicznej, Al. Krakowska 110/114 02-256 Warszawa. A.G.

MACHURA J., SAJAK J.: Kariera bojowa śmigłowców. Wyd. MON, 1980, s. 176, cena 30 zł.—

Książka przedstawia współczesne sposoby użycia śmigłowców na polu walki (na lądzie i na morzu): rozpoznanie, akcje desantowe i działania szturmowe. Szczególnie ważnym zastosowaniem śmigłowców stało się zwalczanie broni pancerniej. W rozdziale wstępnym przedstawiono rys historyczny bojowego użycia śmigłowców, zaś na końcu książki zamieszczone jest 26 opisów

śmigłowców wojskowych z całego świata. Wśród opisanych typów znajdują się m.in. Ka-25 i Mi-24D.

Do niedociągnięć książki należy informacja wprowadzona w erracie, że Mi-2 jest produkowany w ZSRR oraz zilustrowanie rozdziału historycznego i części katalogowej m.in. zdjęciami cywilnych wersji omawianych śmigłowców, a dotyczy to nawet Mi-2, Mi-6 i Mi-8. Ponadto Mi-2 ma silnik GTD-350, a nie GTD-300 (s. 145), a Izotov pisze się przez z a nie przez s (s. 147) oraz istnieją silniki Lycoming a nie Lycoming (s. 175).

A.G.

Adres dla korespondencji:

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

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

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH  
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Trudne problemy przemysłu lotniczego . . . . .	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA . . . . .	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Przemysł lotniczy na świecie . . . . .	4
J. Grzegorzewski: Udział lotnictwa w wyżywieniu narodów . . . . .	5
NOWOŚCI TECHNICZNE: Usterzenie kierunku ze zbrojonego tworzywa . . . . .	6
D. Trocewicz: Komfort ciepły w kabinie statku powietrznego . . . . .	7
POCZTA LOTNICZA: Wojskowy PZL-26 . . . . .	9
R. Markiewicz: Usuwanie powłok lakierniczych metodą obróbki strumieniowo-ściernej z zastosowaniem dyszy naddźwiękowej . . . . .	10
NOWOŚCI TECHNICZNE: Prace nad nowymi fotelami wystrzeliwanymi . . . . .	11
Z. Pułaczewski, W. Próchnicki: Automatyzacja procesu sterowania silnikiem turbinowym w czasie prób odbiorczych . . . . .	12
KARTOTEKA TLiA: NDN-1 Firecracker — W. Brytania . . . . .	15
MIG-21MF — ZSRR . . . . .	17
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Ochrona przed oblodzeniem; Ochrona przeciwpożarowa . . . . .	19
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . . . .	20
PROJEKTY: Fokker F-29 — Holandia . . . . .	21
PROTOTYPY: Embraer EMB-110P3 Bandeirante — Brazylia . . . . .	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Prace przy przeglądzie 100-godzinnym i rocznym J. Łunarski: Konstytuowanie warstwy wierzchniej w stopach tytanu . . . . .	22
KSIAŻKI LOTNICZE . . . . .	26
K. Kalina: Przygotowania do polskiego przelotu przez Atlantyk na Fokkerze F-VII/3m (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) . . . . .	27
KSIAŻKI LOTNICZE . . . . .	31
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK . . . . .	III okł.

Na okładce: Samoloty Zuch 2 prototyp i seryjne — rys. K. Cieślak

GRZEGORZEWSKI J.: Udział lotnictwa w wyżywieniu narodów. TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 4, s. 5

Omówiono zakres opracowania poświęconego agrolotnictwu, a zrealizowanego przez specjalistów z wielu krajów na potrzeby Europejskiej Komisji Gospodarczej ONZ. W studium tym przedstawiono zakres i możliwości zastosowania samolotów i śmigłowców w rolnictwie.

TROCEWICZ D.: Komfort ciepły w kabinie statku powietrznego. TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 4, s. 7

W artykule przedstawiono ważność czynnika komfortu cieplnego w nieciśnieniowych kabinach statków powietrznych. Zwrócono uwagę na brak odpowiednich kryteriów oceny komfortu cieplnego w zastosowaniu do warunków lotu i wspomniano o prowadzonych w tym zakresie pracach w Instytucie Lotnictwa.

MARKIEWICZ R.: Usuwanie powłok lakierniczych metodą obróbki strumieniowo-ściernej z zastosowaniem dyszy naddźwiękowej. TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 4, s. 10

W artykule przedstawiono rozwiązanie konstrukcyjne pewnego wariantu urządzenia do obróbki strumieniowo-ściernej. Urządzenie to może być zastosowane w lotniczych bazach remontowych do usuwania powłok lakierniczych z elementów wykonanych ze stali oraz stopów lekkich.

PUŁACZEWSKI Z., PRÓCHNICKI W.: Automatyzacja procesu sterowania silnikiem turbinowym w czasie prób odbiorczych. TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 4, s. 12

Przedstawiono koncepcję układu sterowania zaworami w instalacjach pomocniczych stoiska przeznaczonych do badań odbiorczych lotniczych silników turbinowych. Omówiono ogólne zasady sterowania zaworami oraz dokonano ich klasyfikacji pod kątem widzenia funkcji, jakie spełniają w badaniach odbiorczych. Zaproponowano odpowiadające tym funkcjom sposoby sterowania zaworami.

ŁUNARSKI J.: Konstytuowanie warstwy wierzchniej w stopach tytanu. TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 4, s. 23


Stan wierzchniej warstwy stopów tytanu ukonstytuowanej w końcowych operacjach obróbki mechanicznej ma zasadniczy wpływ na właściwości użytkowe tych stopów. Opiszano proces konstytuowania warstwy wierzchniej i wskazano, jakie czynniki wpływają na właściwości tej warstwy.

KALINA K.: Przygotowania do polskiego przelotu przez Atlantyk na Fokkerze F-VII/3m. TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 4, s. 27

Uczestnik przygotowań do lotu transatlantyckiego K. Kalina przedstawił przebieg budowy i sposób wyposażenia samolotu Fokker F-VII/3m oraz lotów doświadczalnych i treningowych wykonanych wiosną i latem 1928 r.

**WYDAWNICTWO**

NACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA



SIGMA

CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH

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

---

**Redaktor naczelny:**  
mgr inż. Andrzej Glass

**Sekretarz Redakcji:**  
Emilia Łazarewicz

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

**Rada programowa:**  
mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Głusiński, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzewski, mgr inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziński, doc. dr inż. T. Kostła, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Krótkiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Mikiuska, mgr inż. A. Mistorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujszo, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Woitński, mgr inż. M. Zawadzki

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1. W-wa. Zam. 0187-1300-81. Nakład 6000 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. L-117.

Cena pojedynczego egz. zł 25,—

Prenumerata roczna zł 300,—

INDEKS 37909

## Plenarne zebranie Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP

15 stycznia br. odbyło się IV plenarne zebranie Zarządu Sekcji Lotniczej ZG SIMP obecnej kadencji, na którym omówiono: działalność Prezydium Zarządu między plenarnymi zebraniem, stan prac zespołów Zarządu Sekcji Lotniczej: Silnikowego, Awionki i Osprzętu oraz wysłuchano informacji o Kongresie ICAS.

Następne plenarne zebranie Zarządu SL SIMP odbędzie się 9 kwietnia br.

## Przyznanie złotych odznak

Dość dawno już zasłużonym działaczom simpowskim w lotnictwie zostały przyznane Złote Odznaki Honorowe:

— SIMP — kol. Antoniemu Milkiewiczowi oraz

— NOT — kol. Feliksowi Borodzikowi, Tadeuszowi Królikiewiczowi, Stanisławowi Orczykowskiemu, Zdzisławowi Pietrusze i Wiesławowi Wójcikowi.

15 stycznia br., podczas plenarnego zebrania Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP odbyła się mała uroczystość wręczenia odznak przybyłym kol. kol.: T. Królikiewiczowi, S. Orczykowskiemu i W. Wójcikowi.

## Spotkania przy „okrągłym stole”

Zorganizowane 14 listopada ub. roku przez Zarząd Sekcji Lotniczej ZG SIMP spotkanie osób zainteresowanych samolotem Koliber przy „okrągłym stole” spotkało się z pozytywnymi komentarzami. Przyjęta forma kontaktów i debata została uznana za bardzo pożyteczną, przeto Prezydium Zarządu Sekcji planuje zorganizowanie dalszych rozmów w tym trybie.

Przewiduje się więc następne spotkania „okrągłego stołu” nt.: zastosowania samolotu Mewa; w celu zanalizowania i ukierunkowania działań w zakresie silników turbinalnych; oraz omówienia muzealnictwa lotniczego w PRL.

## Wspólna konferencja lotnicza SIMP-SITK

Już dziś sygnalizujemy, że kolejna konferencja międzysekcyjna pt. „Aktualne problemy polskiego lotnictwa” odbędzie się w 1982 r. Konferencje pod takim hasłem odbywają się co trzy lata z inicjatywy Sekcji Lotniczej SIMP i SITK. IV konferencję zorganizuje Sekcja Lotnicza SIMP przy współpracy Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK.

## Rocznica urodzin prof. H. Mierzejewskiego

W związku z 100 rocznicą urodzin założyciela i pierwszego przewodniczącego Stowarzyszenia Inżynierów Mechaników Polskich, Zarząd Główny SIMP zwraca się z apelem o przekazywanie pamiętek i materiałów związanych z Jego działalnością, jak również udzielanie informacji o możliwości ich uzyskania.

## Konferencja ICAS

Zarząd Główny Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich otrzymuje regularnie zaproszenia do udziału w obradach międzynarodowej organizacji International Council of the Aeronautical Sciences. Ta naukowa organizacja powołana została w 1957 r. i obejmuje obecnie 26 narodowych stowarzyszeń, wśród nich Sekcję Lotniczą SIMP.

Zaproszenia, systematycznie kierowane do Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP, dotyczyły dotychczas kongresów odbywających się w krajach zamorskich, nie mogły więc być wykorzystane przez Sekcję Lotniczą ze względu na wysokie koszty.

Zarządowi Sekcji Lotniczej bardzo zależało na nawiązaniu kontaktów ze specjalistami lotniczymi różnych krajów, rozeznaniu sytuacji w lotnictwie światowym oraz włączeniu stałego przedstawiciela Sekcji w nurt bieżących prac organizacji ICAS.

Ostatnio w Monachium (RFN) kolejny XII Kongres zorganizowało — z ramienia ICAS — członkowskie stowarzyszenie Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt. Odbył się on w dniach 12-17 października ub. roku.

Na wniosek Prezydium Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP delegację na Kongres otrzymali członkowie Zarządu: mgr inż. J. Horbaczewski — wiceprzewodniczący Sekcji oraz mgr inż. T. Królikiewicz, przew. Rady Programowej Techniki Lotniczej i Astronautycznej, organu prasowego Sekcji. W Kongresie wzięli udział przedstawiciele wszystkich znaczących lotniczych ośrodków naukowych i produkcyjnych z całego świata (ok. 600 osób). Państwa socjalistyczne były reprezentowane przez Związek Radziecki, Polskę, Rumunię, Chiny oraz Jugosławię.

Uczestnicy Kongresu zwiedzili zakłady Dorniera oraz Motoren und Turbinen Union (MTU). U Dorniera zaprezentowano proces produkcyjny samolotu szkolno-treningowego Alfa Jet, w MTU zapoznano zwiedzających z technologią, programem rozwojowym oraz powiązaniem kooperacyjnymi przy produkcji silników.

Kongres poświęcony był najnowszym

osiągnięciom i kierunkom rozwojowym techniki budowy samolotów oraz ważnym problemem z dziedziny badań, konstrukcji i eksploatacji samolotów. Podczas Kongresu wygłoszono ok. 100 referatów, w których omówiono m.in. zagadnienia związane z: zależnością zużycia paliwa od kształtów samolotu, metodami wdrażania nowych materiałów i technologii do produkcji, urządzeniami superpłynnymi, systemami analiz komputerowych.

Jednym z tematów obrad był samolot o napędzie wodorowym, którego ukazania się można oczekiwać ok. 2000 r. Z przyczyn ekonomicznych wypowiedziano się przeciw samolotom naddźwiękowym i samolotom pionowego startu. Spory wzbudziła liczba miejsc pasażerskich. Przedstawiciel koncernu Boeinga zapowiedział budowę samolotów na 650-700 osób, inni fachowcy są zwolennikami produkowania airbusów 150-miejscowych.

Kompletne teksty referatów wydano w broszurze i doręczono uczestnikom obrad. Zainteresowanych informujemy, że cenne materiały przywiezione przez delegatów Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP zostały przekazane do Instytutu Lotnictwa w Warszawie, na ręce dyr. A. Wierzyby oraz do Ośrodka Badawczo-Rozwojowego Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu na ręce dyr. W. Szczepańskiego.

## Ulice poświęcone lotnikom

Na byłym lotnisku Gocław w Warszawie poświęcono ulicę pilotowi myśliwskiemu, mjr. Eugeniuszowi Horbaczewskiemu (1916-1944). Jako podchorąży lotnictwa zakończył on wyszkolenie we Francji, brał również udział w walkach w obronie Anglii.

W 1943 r. por. Horbaczewski wszedł w skład Polskiego Zespołu Walczącego przydzielonego do lotnictwa w Afryce Płn.; zestrzelił 5 samolotów. Jako kapitan dowodził 34 Brytyjskim Dywizjonem Myśliwskim. W 1944 r. objął dowództwo 315 Dywizjonu Dęblińskiego. Zginął w bitwie po zestrzeleniu 3 samolotów. Został pośmiertnie (jako trzeci polski lotnik) odznaczony Złotym Krzyżem Orderu Virtuti Militari. Mjr Horbaczewski ma uznanych 16,5 zestrzeleń i zajmuje 4 miejsce na liście asów lotnictwa polskiego.

Należy przypuszczać, że Zespół ds. Nadania Nazw Placom i Ulicom m.st. Warszawy oraz władze miasta wybrały nazwisko mjr. Horbaczewskiego z wykazu nazwisk ludzi lotnictwa zasługujących na upamiętnienie w nazwach ulic dzielnicy Gocław w Warszawie, przekazanego przed trzema laty Radzie Narodowej stolicy przez Zarząd Sekcji Lotniczej ZG SIMP.

## PRENUMERATA

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

Przedpłaty są przyjmowane w terminach:

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

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

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

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

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

# FOKKER F VII/3m

