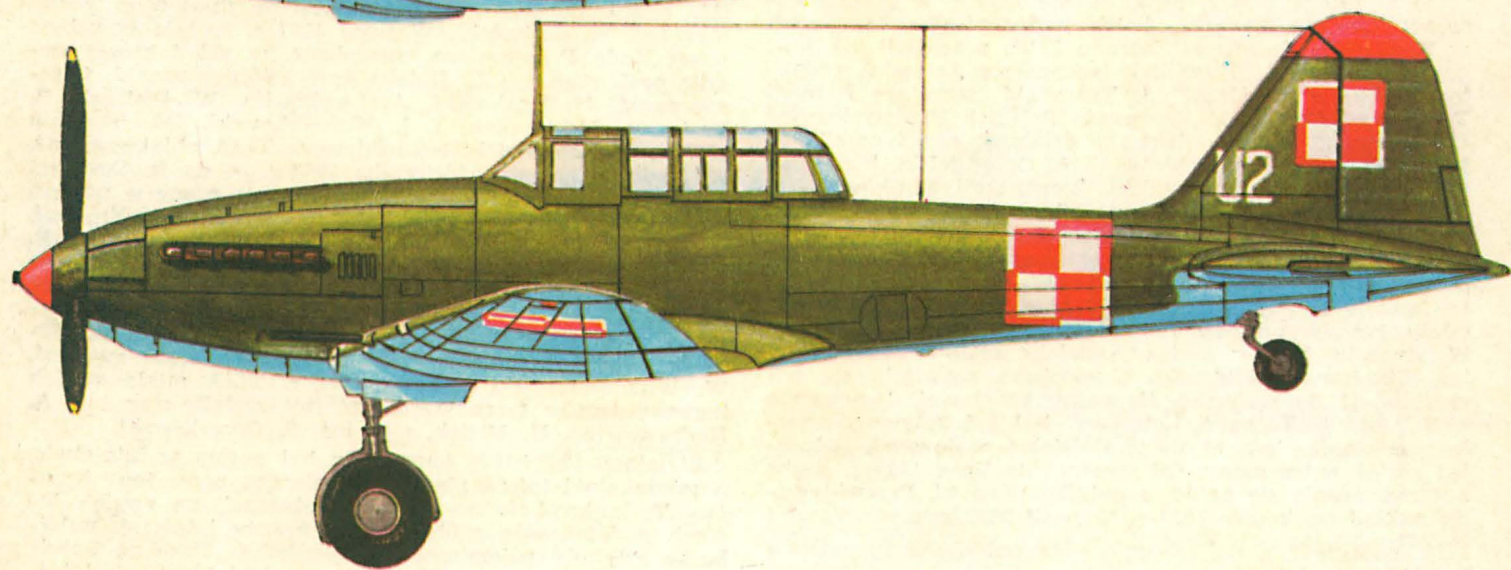
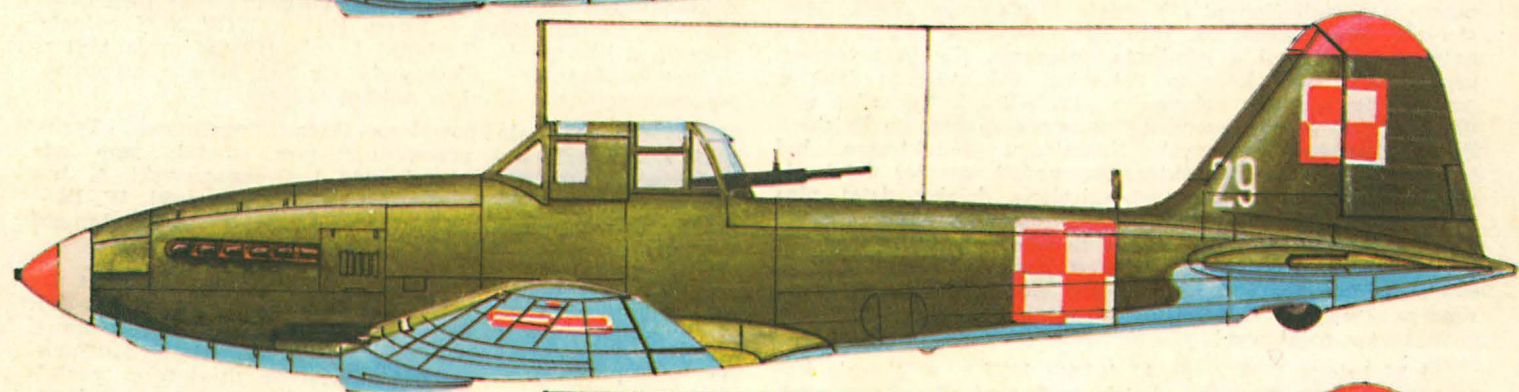
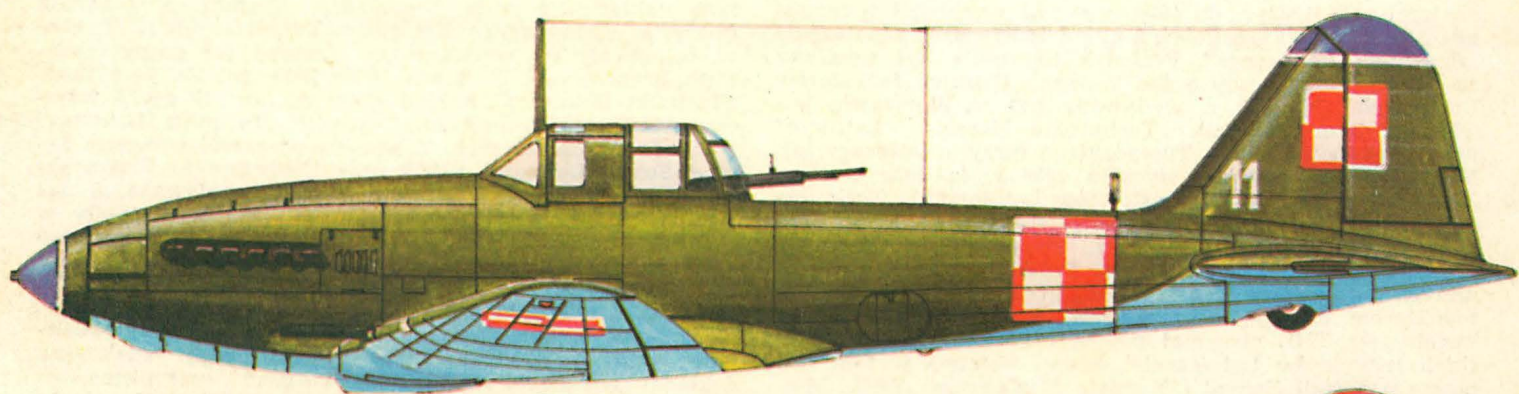


TECHNIKA

2'84

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 60,-
ISSN 0040 1145

WYDAWNICTWO NOT  SIGMA

55-lecie ZPIL i 45-lecie naszego czasopisma

O „Technice Lotniczej”, o jej poprzednikach jako organach społecznego zrzeszenia inżynierów i techników lotnictwa oraz o przypadających jubileuszach działalności — sporo się pisało na naszych łamach. Były też publikacje na ten temat i w innych periodykach lotniczych, np. w nrze 23/1979 „Skrzydlatej Polski”. Lecz nie było dotychczas opracowań dotyczących dziejów naszego czasopisma od czasów pionierskich aż po dzień dzisiejszy. W 45-lecie „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” sięgnijmy nieco w przeszłość i prześledźmy historię czasopisma.

W dniu 22 marca 1928 r. na zebraniu konstytucyjnym Zarządu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych omawiano m.in. konieczność powołania do życia czasopisma technicznego popularyzującego dokonania ZPIL. W dniu 31.XII.1930 r. zatwierdzony został statut ZPIL, w którym m.in. czytamy, że Związek Polskich Inżynierów Lotniczych ma obowiązek podejmowania i popierania wydawnictw technicznych, a zwłaszcza wydawania własnego organu. Od 1931 r. za organ ZPIL uznano miesięcznik lotnictwa wojskowego „Przegląd Lotniczy” wydawany w Warszawie przez Departament Aeronautyki Ministerstwa Spraw Wojskowych. Od 1933 r. do 1936 r. zaczął wychodzić kwartalnik „Wiadomości Techniczne Lotnictwa” jako dodatek do „Przeglądu Lotniczego”. Periodyk ten może być uważany za pierwszy, faktyczny organ Związku Polskich Inżynierów Lotniczych. Od 1933 r. wydawany był w Warszawie powielany dwumiesięcznik „Techniczne Nowości Lotnicze” pod redakcją inż. Jana Tuszyńskiego (przy współpracy inż. M. Teraszkiewicza). Od stycznia 1936 r. (z dużą pomocą Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych) „Techniczne Nowości Lotnicze” ukazywały się już drukim jako miesięcznik techniczno-naukowy, który w myśl uchwały Walnego Zgromadzenia Związku Polskich Inżynierów Lotniczych — uznany został za organ Związku. Naczelnym redaktorem czasopisma został inż. Jan Tuszyński. Zeszyt kwietniowy TNL otrzymał podtytuł „Organ Związku Polskich Inżynierów Lotniczych”. Słowo wstępne w tym numerze podpisali Zarząd i Komisja Wydawnicza ZPIL. Miesięcznik miał nakład ok. 1000 egz. i zawierał 15,5 s. oryginalnych publikacji z ośmioma autorami. Na jego łamach prowadzona była kronika Związku. Od stycznia 1938 r. czasopismo zmieniło nazwę na „Technika Lotnicza” i wydawane było z dużą pomocą finansową Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych. Naczelnym redaktorem był nadal inż. J. Tuszyński, który prowadził również dział silnikowy. W czasopiśmie wyodrębniono działy; dział płatowcowy (do dnia 30.VI.1938 r.) prowadził inż. M. Teraszkiewicz. Całość polityki wydawniczej prowadziła Komisja Wydawnicza, złożona z członków Zarządu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych, pod przewodnictwem wiceprezesa Związku. Członkowie tej komisji pełnili obowiązki redaktorów działowych.

Od 27 lutego 1938 r. do 11 lutego 1939 r. w okresie kadencji Zarządu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych w Komisji Wydawniczej Zarządu ZPIL pracowali inż. inż.: przewodniczący L. Kwaśniak (wiceprezes Zarządu), redaktor „Techniki Lotniczej” J. Tuszyński, sekretarz Komisji T. Tarczyński, delegat Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych Z. Arnd, redaktorzy działów: aerodynamiki — L. Łabuć, obliczeń płatowców — A. Grzędzielski, konstrukcji płatowców — S. Rogalski, konstrukcji silników — J. Jacuński, warsztatowego i materiałoznawstwa — A. Pirowski, wyposażenia — J. Pawlikowski oraz uzbrojenia — R. Hirszbant. W lipcu 1938 r. na stanowisko redaktora działu płatowcowego został powołany inż. Eryk Kosko i pełnił tę funkcję do końca 1938 r. W tym też roku czasopismo miało już 19 autorów i 29,5 s. oryginalnych publikacji. W styczniu 1939 r. redakcję działu płatowcowego objął inż. Stanisław Piątkowski. Czasopismo rozwijało się pomyślnie aż do wybuchu II wojny światowej. 1 września 1939 r. nr 8 „Techniki Lotniczej” był już gotowy do rozkolportowania, lecz w wyniku działań wojennych kolportaż został wstrzymany. Od stycznia do lipca 1939 r. liczbę autorów ocenia się na 17, a publikacji na 22. Przewidywany nakład na koniec 1939 r. wynosił 3000 egz.

10 maja 1947 r. na zebraniu organizacyjnym inżynierów i techników lotnictwa (w większości członków przedwojennego Związku Polskich Inżynierów Lotniczych) postanowiono wznowić lotniczą działalność społeczną w Kole Lotniczym Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich SIMP oraz reaktywować czasopismo. W 1948 r. powołano kolegium wydawnicze „Techniki Lotni-

czej” pod przewodnictwem prof. W. Fiszdona. W skład Koła weszli: J. Paczoski — redaktor techniczny oraz członkowie: B. Bochenek, Z. Brzoska, H. Krajewski, F. Janik, F. Misztal i R. Romicki. We wrześniu 1948 r. ukazał się pierwszy powojenny zeszyt kwartalnika „Technika Lotnicza” pod redakcją mgr. inż. Jana Paczowskiego. W skład komitetu redakcyjnego weszli inżynierowie: S. Lassota, S. Madeyski, J. Pindera, R. Lewandowski i J. Staszek. Staraniem Instytutu Wydawniczego SIMP ukazały się z druku dwa numery (w tym jeden podwójny). W 1949 r. w skład kolegium wydawniczego na miejsce B. Bochenka wszedł inż. W. Roth. W styczniu 1950 r. redaktorem naczelnym „Techniki Lotniczej” został mgr inż. J. Paczoski, a wydawanie czasopisma przejął Naczelna Organizacja Techniczna. W 1951 r. z komitetu redakcyjnego ustąpili: J. Pindera i J. Staszek. W styczniu 1952 r. Koło Lotnicze SIMP zmieniło nazwę na Sekcję Lotniczą SIMP, a „Technika Lotnicza” stała się jej organem i wychodziła jako dwumiesięcznik. Nakład wynosił ok. 1000 egz., cena 9 zł.

W latach 1952÷1958 czasopismo miało coraz większą liczbę czytelników, rosła jego popularność, a w ślad za tym nakład. Naczelna Organizacja Techniczna powołała do życia Wydawnictwo Czasopism Technicznych NOT, które zajmowały się wydawaniem niemałej już grupy czasopism branżowych. W latach 1953÷1960 zmalała poczytność „Techniki Lotniczej”, nakład spadł do ok. 700 egz. i wówczas WCT NOT zamierzały skreślić „Technikę Lotniczą” z planów wydawniczych. Z pomocą przyszedł wówczas Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP przy Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego. „Technika Lotnicza” została uratowana, a nawet zwiększyła swą częstotliwość. W 1959 r. nastąpiły w redakcji zmiany kadrowe — ze stanowiska redaktora naczelnego ustąpił J. Paczoski, a jego miejsce zajął mgr inż. Stefan Sulikowski. Sekretarzem redakcji została J. Berżyńska, a redaktorami działów: A. Gołędzinowski, W. Kordziński, S. Lassota i W. Zaremba (potem skład redakcyjny uzupełnił K. Szumielewicz). Nowy zespół redakcyjny dokładał wielu starań, aby wydzwignąć czasopismo, co stało się faktem, gdyż w lutym 1960 r. WCT NOT cofnęły decyzję o likwidacji „Techniki Lotniczej”. Od maja 1961 r. „Technika Lotnicza” ukazywała się już jako miesięcznik, jej cena wynosiła 12 zł, a nakład 900 egz.

W 1965 r. została powołana Rada Programowa „Techniki Lotniczej”. Jej przewodniczącym został mgr inż. J. Paczoski, a członkami inż. inż.: J. Grzegorzewski, A. Jaworski, W. Jung, H. Krajewski, M. Kwiatkowski, W. Pietrzak, K. Szumielewicz, B. Trala, K. Wójcicki, W. Janusz i R. Machnowski.

Od stycznia 1966 r. „Technika Lotnicza” wprowadziła na swoje łamy zagadnienia astro- i kosmonautyki, w związku z czym otrzymała nazwę „Technika Lotnicza i Astronautyczna”. Sekretarzem redakcji została M. Klara Szurmak (M. Klara Płaskowska), a redaktorem działowym został mgr inż. S. Kochański. W lipcu 1967 r. została powołana nowa Rada Programowa czasopisma, w skład której weszli: prof. mgr inż. L. Duleba oraz inżynierowie: J. Grzegorzewski, H. Krajewski, A. Lewkowicz, W. Pietrzak, B. Trala, R. Machnowski i J. Wojciechowski. Od stycznia 1968 r. funkcję redaktora działowego TLiA objął mgr inż. A. Hadrawa, a od października 1968 r. — dr. B. Dostatni. Z dniem 1 stycznia 1979 r. przystąpiła do pracy w nowym składzie Rada Programowa. Jej członkami zostali: prof. dr inż. W. Fiszdona, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. E. Kołodziński, mgr inż. M. Kowieski, red. J. R. Konieczny, dr inż. J. Kucharski, mgr inż. A. Lewkowicz, prof. mgr inż. H. Muster, mgr inż. W. Nowakowski, mgr inż. W. Pietrzak, gen. dyw. pil. J. Rączkowski, płk mgr inż. M. Sikorski, mgr inż. S. Sulikowski, prof. dr I. Tarski, mgr inż. W. Wilanowski. Od stycznia 1971 r. TLiA miała swoich korespondentów terenowych, którymi zostali: mgr inż. A. Hadrawa, inż. H. Misiak, mgr inż. S. Orczykowski.

W latach 1969÷1970 hamowany był postęp w lotnictwie, a produkcja lotnicza planowo wypierana przez inne branże. „Technika Lotnicza i Astronautyczna” na swoich łamach podejmowała próbę obrony branży lotniczej, publikując artykuły polemiczne pod wignetką „Trybuna Lotników”. Od 1971 r. nastąpił zwrot w polskiej polityce lotniczej, co uwidoczniło się w publikacjach TLiA.

W 1972 r. na stanowisko redaktora naczelnego TLiA został powołany mgr inż. Andrzej Glass. Nastąpiła też



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXIX LUTY 1984

TECHNIKA

2'84

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

Dwa programy potrzebne polskiemu przemysłowi lotniczemu

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Nasz przemysł lotniczy odbudował się po wojnie i rozwinął na początku lat pięćdziesiątych w oparciu o produkcję na potrzeby krajowe. Gdy w 1956 r. gwałtownie spadło krajowe zapotrzebowanie na samoloty, przemysł lotniczy przestawił się na program eksportowy. Licencje na samolot Jak-12 i śmigłowiec Mi-1 (SM-1), a później na samolot An-2 dały zatrudnienie naszym wytwórniom. Lecz równocześnie nie rezygnowano z programu krajowego, w ramach którego powstały samoloty szkolne Kos, M-2 i Tarpan, rolniczy Gawron i pasażerski MD-12, a następnie treningowa Iskra i wielozadaniowa Wilga. Do produkcji weszły: Gawron, Wilga i Iskra. W drugiej połowie lat sześćdziesiątych zostały przekreślone plany opracowywania samolotów na rynek krajowy. W wyniku tego na początku lat siedemdziesiątych brakowało nam wzorców dla produkcji. W latach siedemdziesiątych rozszerzono program eksportowy (elementy Il-86, przygotowania do produkcji An-28) oraz powstały prototypy samolotów rolniczych Kruk i Dromader przeznaczone na rynek krajowy i zagraniczny.

Na potrzeby krajowe uruchomiono licencyjną produkcję samolotów szkolnych Koliber i służbowych Mewa oraz przystąpiono do opracowania nowego śmigłowca Sokół na eksport, a na początku lat osiemdziesiątych samolotów szkolno-treningowych Orlik i Iskierka.

Ten pogląd wskazuje na przeplatanie się u nas dwóch programów: dużego, eksportowego i małego — krajowego. Nie zawsze widziano potrzebę dbania o oba programy. Najłatwiej było o zaniedbania w programie krajowym. Spróbujmy ocenić, jakie miejsce powinny zajmować oba programy w działalności naszego przemysłu.

Przy posiadanym dużym przemyśle lotniczym niezbędny jest program duży, eksportowy, dający utrzymanie temu przemysłowi. Program ten może opierać się na licencjach, lecz również może wykorzystywać konstrukcje krajowe. Przykładem jest Wilga, której zbudowano już 700 szt., czy Dromader (200 szt.). Dlatego trzeba zauważyć, że budowa samolotów na potrzeby krajowe daje także udane konstrukcje, które znajdują zbyt za granicą. Można też konstruować nowe typy na eksport, jak np. M-15 czy śmigłowiec Sokół. Jednakże w większości przypadków łatwiej jest rozwinąć eksport samolotu, który w warunkach krajowych zdobył uznanie i zdał egzamin w eksploatacji. Bowiem

rzadko można znaleźć nabywcę, który zamówi „kota w worku”.

Program zaspokojenia potrzeb krajowych jest nieduży, często nie przekracza 10% produkcji przemysłu. Jednak przemysł państwowy powinien również służyć swemu krajowi nie tylko zyskami, lecz i swymi wyrobami. Trudno bowiem uznać za rozsądną sytuację, w której szewc bez butów chodzi. Dlatego konieczne jest takie stymulowanie działalności przemysłu lotniczego, by służył on również potrzebom krajowym. Złe się dzieje, gdy korzyści z eksportu powodują, iż przemysł widzi tylko duży program (eksportowy), a odrzuca mały (krajowy). Niewątpliwie taka sytuacja zaistniała w przemyśle szybowcowym i powierzenie budowy nowego szybowca dwumiejscowego zakładom PZL-Krosno oraz trudności z nabywaniem szybowców laminatowych przez Aeroklub PRL (pierwszeństwo ma eksport) wskazuje na zbyt dużą przewagę przywilejów programu eksportowego nad potrzebami krajowymi. Zresztą i z dostawami Wilg na rynek krajowy jest też podobnie. A i Wilgi, i Jantary narodziły się w wyniku zapotrzebowania krajowego. Widać system bodźców dla przemysłu działa zbyt silnie na niekorzyść rynku krajowego.

Jakie są obecnie perspektywy zaopatrzenia rynku krajowego w nasze samoloty? Wreszcie aeroklub zaczyna otrzymywać samoloty szkolne Koliber. Jest szansa na rozwój tej produkcji. W budowie znajdują się prototypy samolotów szkolno-treningowych Orlik i Iskierka. Natomiast należy zadbać o dalszy rozwój prac nad samolotem sanitarnym i służbowym Mewa, który wymaga opracowania instalacji i osprzętu w miejsce importowanych za dewizy oraz zabudowania wyposażenia krajowego, które choć skromniejsze, jednak nie sprawi producentom i nabywcom kłopotów dewizowych.

Każda jednostronność, czyli stawianie tylko na jeden program, bądź duży, bądź mały, mściła się po paru latach na naszym przemyśle. Dlatego trzeba wyraźnie widzieć rolę małego programu, który spełnia rolę wylęgarni prototypów, z których najlepsze nie tylko zaspokajają potrzeby krajowe, lecz także mogą stać się przebojami eksportowymi. Zaś dbając o program duży, trzeba również umieć wybierać tematy prac prototypowych, które zapewnią autentyczne sukcesy eksportowe, a nie straty jak M-15.



AUSTRALIA

● Australijskie lotnictwo wojskowe będzie używać 5 swych samolotów transportowych Douglas C-17 (DC-3) Dakota do końca lat osiemdziesiątych. (Air Int. IX/83)



FRANCJA

● 40 samolotów myśliwskich Mirage 2000 zamówiła Grecja. Zamówienia eksportowe na ten samolot osiągnęły 132 szt. (Av. Mag. 859)

● 22.9.1983 r. wykonał pierwszy lot prototyp licencyjnego samolotu służbowego Reims-Cessna F-406 Caravan II. Samolot napędzany jest dwoma silnikami turbośmigłowymi PT-6. (Av. Mag. 860)



HISZPANIA

● 10 września 1983 r. został wytoczony z hangaru prototyp samolotu lokalnej komunikacji CASA-Nurtanio CN-235, budowanego w kooperacji z Indonezją. (Av. Mag. 859)

● Prototyp samolotu pasażerskiego lokalnej komunikacji CASA-Nurtanio CN 235 ma rozpocząć próby 10.9.1984 r. (Av. Mag. 857)



INDIE

● Indie wykazały zainteresowanie zakupieniem od Związku Radzieckiego samolotów myśliwskich MiG-29. Do 1986 r. w Indiach będzie produkowany z licencji MiG-21 bis, zaś w 1986 r. mają być gotowe pierwsze egzemplarze licencyjne samolotów MiG-27M. (Air Int. IX/83)

● Indie są zainteresowane licencyjną produkcją 130 zachodniemieckich samolotów lokalnego transportu Dornier Do-228-200, lecz z silnikami PT6. (Av. Mag. 856)

● Lotnictwo wojskowe Indii zamówiło 20 śmigłowców Westland Sea King w Wlk Brytanii. (Av. Mag. 856)



IZRAEL

● Prototyp samolotu myśliwskiego IAI Lavi ma wykonać pierwszy lot 25.2.1986 r., zaś pierwszy egzemplarz seryjny ma być gotowy w 1987 r. Przewiduje się zbudowanie 300 samolotów Lavi, w tym 60 dwumiejscowych. 15-letni plan produkcji przewiduje 1,5 mld dol. na przygotowanie produkcji 3,27 mld dol. na produkcję i 2,2 mld dol. na części zamienne. 40% kosztów to wyposażenie i materiały importowane z USA. (Air Int. IX/83)

● Planowane jest zwiększenie liczby samolotów lotnictwa wojskowego: F-15 z 39 do 49, F-16 z 72 do 144, Kfir C-2 ze 163 do 220. Obecna liczba samolotów bojowych, wynosząca 584, ma być w ciągu trzech lat powiększona do 700. (FR 8/83)



KANADA

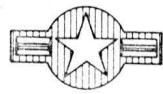
● Wytwórnia samolotów Canadair zwolniła 260 osób, zmniejszając zatrudnienie do 4500 pracowników. (Av. Mag. 856)



RFN

● Wytwórnia MBB, przy wartości rocznej produkcji 5,68 mld DM, w 1982 r. miała zysk 60 mln DM, czyli ponad 10%. (Av. Mag. 856)

● Międzynarodowa Wystawa Lotnicza ILA Hannover '84 będzie otwarta w dniach 20-27 maja 1984 r. (Av. Mag. 356)



USA

● Do października 1983 r. dostarczono 1020 samolotów myśliwskich F-16 dla 8 krajów. Ostatnio Turcja zamówiła 160 F-16, zaś USA dodatkowo 480 F-16. (Av. Mag. 859)

● W 1983 r. amerykański przemysł lotniczy sprzedał ok. 3000 samolotów lekkich, podczas gdy 5 lat temu sprzedaż roczna wynosiła 18 000 szt. (Av. Mag. 856)

● Wytwórnia Boeing dostarczyła lotnictwu wojskowemu USA pierwszy egzemplarz samolotu E-4B, który jest odmianą samolotu Boeing 747, służącą jako latające stanowisko dowodzenia. (Av. Mag. 856)

● W latach 1983-1987 wytwórnia Hughes ma dostarczyć armii amerykańskiej 515 śmigłowców szturmowych Hughes AH-64A Apache. Pierwsze egzemplarze zostały dostarczone jesienią 1983 r. Produkcja miesięczna wynosi 12 szt. Wartość zamówień na 1983 r. wynosi 600 mln dol., na 1984 r. za 112 szt. — 800 mln dol. (Av. Mag. 856)

● W 18 Szybowcowych Mistrzostwach Świata w Hobbs w klasie standard wzięło udział 25 szybowców LS-4 i LS-4A, 7 ASW-19 i 19B, 4 Jantar Std, 4 DG-300 i 2 Centrair Super Pegase. W klasie zawodniczej 15 m startowały 22 szybowce Ventus A i B, 19 ASW-20 i 20B, 4 LS-3 i 3A oraz 3 Zuni. W klasie otwartej startowało 15 szybowców Nimbus 3, i Nimbus 2, 3 ASW-22X i 22AC. W klasie standard na pierwszych pięciu miejscach znalazły się szybowce LS-4 i 4A, w klasie zawodniczej pierwsze 10 miejsc zajęły na przemian szybowce Ventus A i B oraz ASW-20 i 20B. Natomiast w klasie otwartej pierwsze sześć miejsc zajęły szybowce Nimbus 3, zaś ASW-22 dopiero następane. (Av. Mag. 856)

● Nowa odmiana samolotu lokalnej komunikacji Fairchild Metro 3 otrzymała nazwę Expeditor. (Av. Mag. 857)

● W pierwszej połowie 1986 r. wytwórnia Boeing zbudowała 127 samolotów pasażerskich, w tym 4 B-707, 5 B-727, 53 B-737, 14 B-747, 15 B-757 i 36 B-767. (Av. Mag. 857)

● Wytwórnia McDonnell Douglas zakończyła produkcję samolotów pasażerskich DC-10, lecz na tej samej linii montażowej buduje 16 zbiornikowców KC-10 Extender, które są odmianą DC-10. W opracowaniu znajduje się nowa odmiana samolotu DC-10 oznaczona MD-100. Samolot McDonnell Do-

uglas DC-9 Super 80 otrzymał oznaczenie MD-80. Wytwórnia zatrudnia 75 560 pracowników, a jej wartość produkcji w pierwszym półroczu 1983 r. wyniosła 4 mld dol., zaś zysk 121 mln dol. (Av. Mag. 857)



W. BRYTANIA

● Prototyp turbośmigłowej odmiany samolotu treningowego NDN-1T Firecracker odbył pierwszy lot 1.9.1983 r. Napęd samolotu stanowi silnik PT-6. Przy masie startowej 1474 kg osiąga prędkość maks. 440 km/h. (Av. Mag. 860, Air Int. X/83)

● W ciągu trzech kwartałów 1983 r. brytyjski przemysł lotniczy otrzymał zamówienia na 37 samolotów cywilnych za 167 mln £, z czego 30 samolotów na eksport. Wśród zamówionych samolotów znajduje się: 11 Jetstream 31 (za 16,5 mln £), 16 DH125-800 (za 50 mln £) oraz 6 HS743 i 4 BAe146. (BAe 9/83)

● Wytwórnia BAe zamierza opracować możliwość wymiany silników samolotu BAC 1-11 na Rolls-Royce RB 183 Tay, co spowoduje zmniejszenie zużycia paliwa o 15%. W użyciu znajduje się 220 samolotów tego typu, a Rumunia produkuje je obecnie z licencji pod oznaczeniem Rombac 1-11. (Av. Mag. 856)

● Dla brytyjskiej armii zostało zamówionych 9 śmigłowców w nowej wersji Lynx Mk 5. (Av. Mag. 857)

● Wytwórnia Westland do września 1983 r. otrzymała zamówienia na 310 śmigłowców Lynx i 270 Sea King oraz Commando. Lotnictwo brytyjskie otrzymało dotychczas 170 śmigłowców Lynx i 120 Sea King. (SBAC 230)



WĘGRY

● Na Węgrzech średnio jeden samolot rolniczy obsługuje rocznie 31 054 ha w pracach agrolotniczych wykonując 283 h lotów. (FR 9/83)



ZSRR

● 1 stycznia 1984 r. wejdzie w życie w ZSRR nowe prawo lotnicze. Poprzednie było zatwierdzone w 1961 r. Jest to już piąte radzieckie prawo lotnicze; poprzednie były wydane w 1921 r., 1932 r. i 1935 r. (FR 8/83)

● Aeroflot dysponuje na terenie całego Związku Radzieckiego 108 dużymi portami lotniczymi w dużych miastach i ponad tysiącem małych portów lotniczych, lotnisk i lądowisk. (FR 8/83)

● W wieku 66 lat zmarł generalny konstruktor silników lotniczych dr Sergiej Izotov. Od 1941 r. pracował on w biurze konstrukcyjnym Władimira Klimowa, a w 1969 r. przejął kierownictwo tego biura. Silniki turbowalowe Izotowa stosowane są na śmigłowcach Mi-2, Mi-8, Mi-17 i Mi-24. (FR 6/83)

● Na śmigłowcu Kamow Ka-32 11.5.1983 r. zostały ustalone trzy rekordy: wznoszenia w 4 min 46 s na 6000 m, w 2 min 11 s na 3000 m i wysokości 6552 m. (FR 8/83)

Zestawienie działalności niektórych towarzystw lotniczych w 1981 r.



	LOT Polska	CSA CSRS	Finnair Finlandia	AUA Austria	Tarom Rumunia
PRZEWOZY REGULARNE					
Ogółem					
Kilometrów lotów, mln	30,6	22,8	35,4	23,3	19,3
Pasażerów, tys.	1 592,8	955,0	2 674,9	1 358,1	1 079,7
Pasażerokilomet- rów, mln	2 138,3	1 469,8	2 497,9	1 235,1	1 251,8
% wykorzystania miejsce	67,8	62,4	57,7	47,3	60,2
Tkm pracy przewo- zowej, mln	199,5	148,9	278,6	131,6	111,5
w tym towaru	12,8	11,9	51,6	13,5	11,3
Tylko międzynaro- dowe					
Kilometrów lotów, mln	23,6	16,8	24,8	23,1	12,9
Pasażerów, tys.	886,8	617,5	1 077,1	1 340,8	370,6
Pkm, mln	1 872,5	1 323,6	1 923,9	1 230,2	966,4
Tkm pracy przewoz., mln	178,5	135,9	227,2	131,0	86,6
w tym towaru	11,9	11,5	49,7	13,5	9,3
PRZEWOZY NIEREGULARNE					
Ogółem					
Pkm, mln	395,5	236,6	1 288,4	—	—
Tkm pracy przew., mln	36,8	22,3	115,1	—	—
Tylko międzynaro- dowe					
Pkm, mln	392,2	236,4	1 288,3	—	—
Tkm pracy przewoz., mln	36,5	20,8	115,1	—	—
TABOR					
Ogółem godzin lotów	63 080	42 292	82 808	43 865	—
Ogółem samolotów	47	43	40	16	—
PERSONEL					
Ogółem pracowni- ków	6 118	—	5 455	2 631	—
w tym: pilotów	360	—	361	193	—
inny personel latający	745	—	666	301	—
obsługi techn.	1 000	—	1 781	445	—
obsługi handlowe i pozostałe	4 013	—	2 647	1 695	—

pkm — pasażerokilometry
tkm — tonokilometry

ICAO Statistical Yearbook Doc. 5180/7

Tabor lotniczy PLL LOT (stan w dniu 31.12.82)

Wyszczególnienie	1981 r.		1982 r.		1982/1981, %	
	liczba samolotów	czas lotów, h	liczba samolotów	czas lotów, h	samoloty	czas lotów h,
Samoloty komunikacyjne LOT-u	47	55 791,3	40	27 383,0	85,1	49,1
w tym:						
An-24	16	17 402,3	16	10 651,8	100,0	61,2
Il-18	9	10 001,0	9	7 390,6	100,0	73,9
Tu-134, 134A	11	13 069,6	7	3 621,3	63,6	27,7
Il-62, 62M	11	15 318,4	8	5 719,3	72,7	37,3
Samoloty wypożyczone	—	1 383,4	—	943,1	—	68,2
Ogółem	—	57 174,7	—	28 326,1	—	49,5

Sieć komunikacyjna PLL LOT w 1981 ÷ 1982 (stan w dniu 31.12.1982)

Wyszczególnienie	Loty regularne		1982 r. 1981 r. %
	1981 r.	1982 r.	
Liczba obsługiwanych krajów	33	28	84,8
Liczba obsługiwanych miast w sieci linii:			
— zagranicznych	51	41	80,4
— krajowych	40	31	77,5
Długość sieci linii lotniczych w km:			
— zagranicznych	90 560	58 113	64,2
— krajowych	85 746	53 638	62,6
— krajowych	4 814	4 475	93,0

Oferowana praca przewozowa PLL LOT w latach 1981 ÷ 1982

A. Regularne i nieregularne przewozy w mln tonokilometrów

Wyszczególnienie	1981 r.	1982 r.	1982/1981, %
Oferowana praca przewozowa w mln tkm			
Przewozy regularne	347,7	118,9	34,2
— międzynarodowe	319,7	101,7	31,8
— krajowe	28,0	17,2	61,4
Przewozy nieregularne	60,9	65,9	108,2
— międzynarodowe	60,1	65,8	109,5
— krajowe	0,8	0,1	12,5
Razem	408,6	184,8	45,2

B. Regularne i nieregularne przewozy w mln miejscokilometrów

Wyszczególnienie	1981 r.	1982 r.	1982/1981, %
Oferowana praca przewozowa w mln mkm			
Przewozy regularne	3154,5	1089,6	34,5
— międzynarodowe	2818,3	877,8	31,1
— krajowe	336,2	211,8	63,0
Przewozy nieregularne	508,9	485,4	95,4
— międzynarodowe	500,5	484,9	96,9
— krajowe	8,4	0,5	5,9
Razem	3663,4	1575,0	43,0

Wykonana praca przewozowa PLL LOT w latach 1981 ÷ 1982

A. Regularne i nieregularne przewozy w mln tkm

Rodzaj przewozów	1981 r.	1982 r.	1982/1981, %
Wykonana praca przewozowa w mln tkm			
Przewozy regularne	199,5	72,0	36,1
— międzynarodowe	178,5	59,0	33,1
— krajowe	21,0	13,0	61,9
Przewozy nieregularne	36,8	40,6	110,3
— międzynarodowe	36,5	40,6	111,2
— krajowe	0,3	0,03	10,0
Razem	263,3	112,6	47,7

B. Regularne i nieregularne przewozy w mln pasażerokilometrów

Rodzaj przewozów	1981 r.	1982 r.	1982/1981, %
Wykonana praca przewozowa w mln pkm			
Przewozy regularne	2138,3	778,4	36,4
— międzynarodowe	1872,5	613,9	32,8
— krajowe	265,8	164,5	61,9
Przewozy nieregularne	395,5	393,9	99,6
— międzynarodowe	392,2	393,6	100,4
— krajowe	3,3	0,3	9,1
Razem	2533,8	1172,3	46,3

H. M.

Samoloty komunikacji lokalnej (I)

Mgr PIOTR GÓRSKI

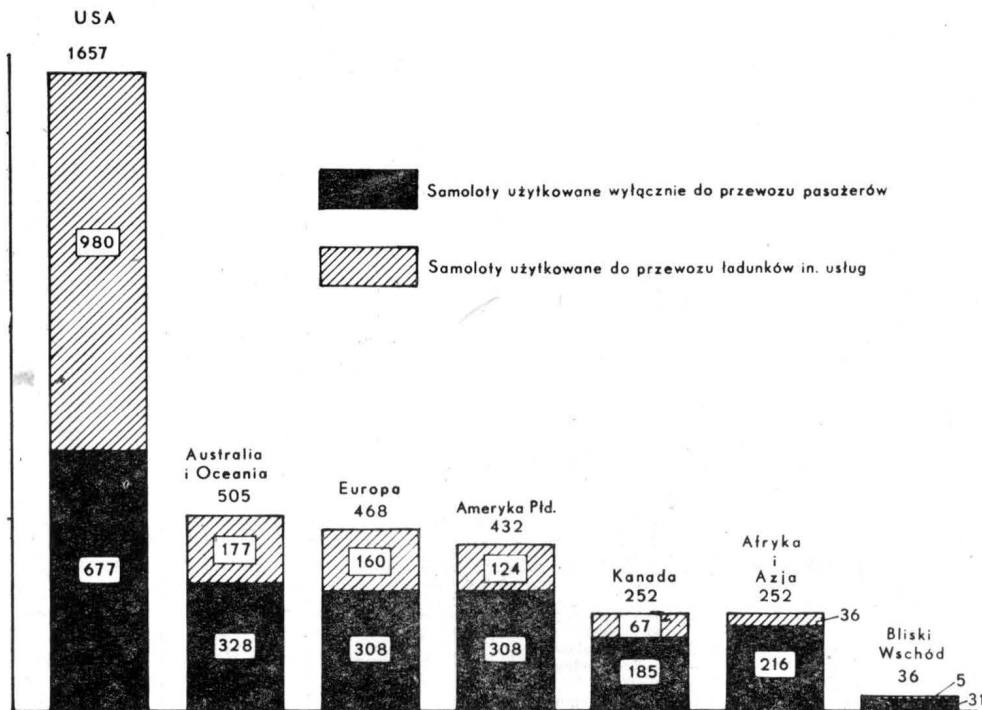
Fenomenem ostatnich lat jest gwałtowny rozwój lotniczej komunikacji lokalnej. W literaturze można spotkać się co najmniej z czterema pojęciami określającymi ją: linie regionalne (regional airlines), linie trzeciego poziomu (third level airlines), linie „dopływowe” (feederlines) oraz linie „dostawcze” (commuter airlines). W rzeczywistości wszystkie te określenia, których sztuczny podział wynika raczej z oznaczenia różnego stosunku tej komunikacji do innego rodzaju przewozów i przewoźników lotniczych (np. [1]), obejmują komunikację lotniczą obsługującą mniejsze ośrodki miejskie i inne osiedla, oddalone od dużych aglomeracji (krajowych i regionalnych centrów administracyjnych, przemysłowych i kulturalnych) na tyle, że utrzymywanie komunikacji lotniczej między nimi jest z różnych przyczyn uzasadnione.

Poprzestając na powyższej definicji — dalekiej od wyczerpania zagadnienia, z którym można zapoznać się bliżej w innej, dość licznej literaturze (np. [2]) — zajmijmy się tu jedynie samolotami użytkowymi w tym rodzaju komunikacji lotniczej.

Z powodu znacznie mniejszego ruchu niż w „wielkim” lotnictwie transportowym, a także mniejszych odległości, w lotniczej komunikacji lokalnej użytkowano przez wiele lat różne dostępne samoloty, których eksploatacja w danych warunkach była opłacalna. Były to najczęściej przerobione nieco samoloty dyspozycyjne (4÷10-osobowe) lub niewielkie wojskowe samoloty transportowe — często już wycofane (np. DC-3 Dakota). W oparciu o doświadczenia z użytkowania tak różnorodnych typów utarł się pogląd, że najlepszy i najbardziej pożądany w lotniczej komunikacji lokalnej jest samolot napędzany dwoma silnikami turbino-wośmigłowymi o mocy zwykle nie przekraczającej 1000 kW (najczęściej w granicach 200÷600 kW), o zasięgu maksymalnym do ok. 1400 km (najczęstsze trasy 190÷450 km) i pojemności do 20 miejsc. W ten sposób ukształtował się w połowie lat siedemdziesiątych rodzaj samolotu przeznaczony specjalnie dla lotniczej komunikacji lokalnej.

Zmiany na rynku samolotów komunikacji lokalnej

W końcu 1982 r. światowa flota samolotów komunikacji lokalnej bez krajów RWPG, liczyła prawdopodobnie¹⁾



¹⁾ W związku z efemerycznym charakterem niektórych przewoźników oraz licznymi zmianami w flotach towarzystw komunikacji lokalnej znajdujących się w wielu zakątkach świata, globalne statystyki są trudne do uchwycenia, stąd przedstawiane tu liczby dotyczące stanu obecnego oraz przewidywań zaleca się traktować szacunkowo.

3602 samoloty [3]. Jej podział między regiony świata i większe kraje przedstawia rys. 1.

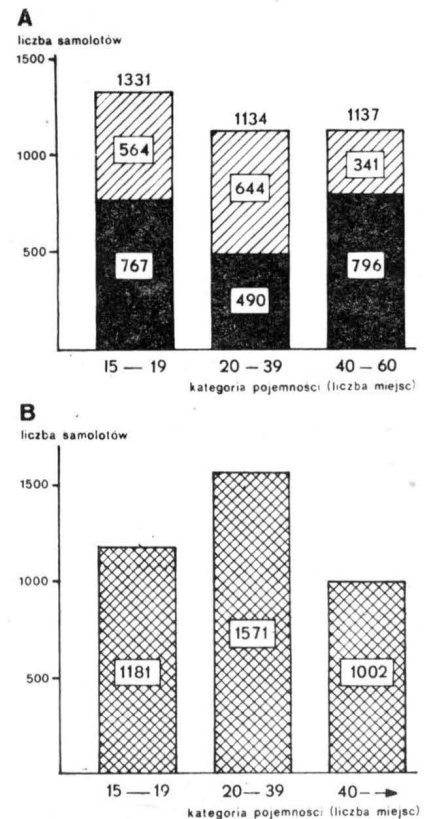
Podstawowym kryterium podziału samolotów komunikacji lokalnej jest ich pojemność. Struktura ruchu na liniach lokalnych w latach siedemdziesiątych (głównie w pierwszej połowie) spowodowała, że 37% użytkowanych samolotów to maszyny 15÷19-miejscowe, natomiast samoloty 20÷39-miejscowe oraz 40÷60-miejscowe stanowiły po 31,5% światowej floty (rys. 2a).

Krajem o najbardziej rozwiniętej komunikacji lokalnej są Stany Zjednoczone (46% światowej floty). Tam też następuje najszybszy wzrost przewozów — Zarząd Lotnictwa Cywilnego USA (FAA) szacuje go na kilkanaście procent rocznie w minionym pięcioleciu, a nawet większy wzrost przewiduje się tam na najbliższe 5 lat. W USA spowodowane jest to głównie porzucaniem krótszych i mniej uczęszczanych połączeń przez przewoźników dysponujących samolotami o dużej pojemności i napędzie odrzutowym, co jest konsekwencją zmian w lotniczym transporcie amerykańskim w ogóle (dereglamentacja z 1978 r. i kryzys paliwowy).

W innych miejscach świata wzrost lotniczych przewozów lokalnych jest nieco mniejszy (średnio poniżej 10%), jednak następuje w sposób ciągły i wyraźnie zauważalny.

Pociągnęło to za sobą wzrost zainteresowania samolotami mogącymi zaspokoić coraz większe potrzeby przewoźników. W 1982 r. dostarczono dwukrotnie więcej samolotów komunikacji lokalnej niż w 1975 r. i blisko dwukrotnie wię-

Rys. 2. a) Światowa flota samolotów komunikacji lokalnej (jak na rys. 1), podzielona wg kryterium pojemności; b) Zapotrzebowanie na samoloty komunikacji lokalnej w latach 1983÷1992, wg prognozy firmy Fairchild opublikowanej w styczniu 1983 r. Ogółem przewiduje się zapotrzebowanie na 3754 samoloty o pojemności 15÷40 i więcej miejsc



Rys. 1. Światowa flota samolotów komunikacji lokalnej w 1981 r.: 3602 samoloty o pojemności 15÷60 miejsc, w tym 2053 samoloty użytkowane wyłącznie do transportu pasażerów (57%) i 1549 samolotów przeznaczonych do przewozu ładunków i innych usług (43%). Dane wg badań firmy Fairchild, opublikowanych w styczniu 1983 r.

cej niż w 1977 r. (rys. 3). Głównie w związku z ogólnym kryzysem w transporcie lotniczym, od 1981 r. zanotowano spadek dostaw, przy czym dno tego lokalnego kryzysu nastąpiło prawdopodobnie w 1982 r. Spadek dostaw spowodo-

wany był jednak również brakiem odpowiednich samolotów tej kategorii, bowiem wraz ze wzrostem zapotrzebowania na samoloty nastąpiła zmiana zainteresowania przewoźników, jeśli chodzi o pojemności: przewoźnicy lokalni żądają coraz częściej samolotów 30÷40-miejscowych.

O ile w 1982 r. samoloty 20÷39-miejscowe stanowiły ok. 16% dostarczonych (ok. 60% stanowiły samoloty 15÷19-miejscowe), to, jak wynika z przewidywań firmy Fairchild opublikowanych w styczniu 1983 r. na 62 posiedzeniu Transportation Research Board w Waszyngtonie [3], w 1992 r. samoloty 20÷39-miejscowe stanowią będą ok. 46%, 40÷60-miejscowe — ok. 40%, a 15÷19-miejscowe — tylko 14% dostarczanych przewoźnikom samolotów komunikacji lokalnej. Według tych samych prognoz przewiduje się zapotrzebowanie na lata 1983÷1992 jak przedstawiono to na rys. 2b.

Znajduje to potwierdzenie również w innych prognozach, np. francuskiej firmy Aérospatiale i włoskiej Aeritalia z 1980 r. [4]. Jakkolwiek prognozą tą objęto lata 1980÷2000 i inne grupy pojemnościowe (co było związane z podjęciem programu samolotu o innej pojemności), wskazuje ona również na tendencję wzrostu zapotrzebowania na samoloty, które w prognozie Fairchilda znajdują się w środkowym przedziale (rys. 4).

Na przewidywane zapotrzebowanie mają wpływ również zmiany w parku użytkowanych samolotów. Według prognozy francusko-włoskiej, do 1984 r. ma być wycofana blisko połowa samolotów, które już dziś nie są produkowane; do 1993 r. — 60% samolotów, których produkcję zaczęto przed 1975 r.; do 2000 r. mają być wycofane pozostałe samoloty, których produkcję rozpoczęto przed 1975 r. i część samolotów młodszych.

Powoduje to oczywiście zmiany w działaniach podejmowanych przez konstruktorów i producentów samolotów, przy czym ich reakcja może być nieco szybsza niż w innych rodzajach lotnictwa transportowego, co spowodowane jest zwłaszcza czynnikami technicznymi.

Należy zwrócić uwagę, że działania większości producentów samolotów komunikacji lokalnej związane są w dużym stopniu z wielkim zapotrzebowaniem USA. Szacuje się je na ok. połowę zapotrzebowania światowego w latach 1983÷1992 [3], przy czym np. w 1981 r. dostawy producentów amerykańskich na własny rynek wyniosły 31%, a w 1982 r. — 34%. Przewiduje się, że mimo planowanej rozbudowy własnego przemysłu samolotów komunikacji lokalnej w USA, w czasie objętym prognozą nie zaspokoi on rodzimego zapotrzebowania, stąd pozycja firm europejskich, kanadyjskiej i południowoamerykańskiej (głównie) oraz innych — pozycja eksporterów — zostanie w tym czasie utrzymana.

Producenci

W produkcję 33 samolotów komunikacji lokalnej (nie licząc ich odmian) zaangażowanych jest obecnie 25 firm lotniczych (jako producenci główni) z 16 krajów świata, przy czym 6 firm zrzeszonych jest w 3 spółkach międzynarodowych.

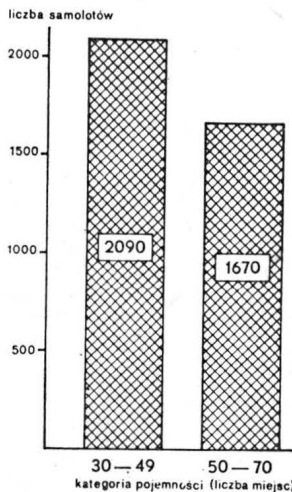
W Europie Zachodniej konstrukcją i produkcją 13 samolotów zajmuje się 10 firm: w Wielkiej Brytanii (3), Włoszech (2), Hiszpanii, RFN, Holandii, Francji i Szwecji (po jednej). Bodaj największe tradycje w budowie samolotów tej kategorii mają producenci brytyjscy; również holenderski Fokker od dość dawna produkuje Friendshipa (licencja z USA). W pozostałych przypadkach w zasadzie można mówić o rozwoju nowych konstrukcji w oparciu o doświadczenia z samolotami mniejszymi (Dornier GmbH, SIAI-

-Marchetti) bądź transportowymi wojskowymi należącymi do podobnej klasy masowej (Aeritalia, CASA). Wyjątek stanowią Aérospatiale i SAAB-Scania, które produkcją podobnych samolotów nigdy przedtem się nie zajmowały (tradycje SAAB są zbyt odległe, by o nich wspominać). Obydwie firmy działają tu zresztą w spółkach międzynarodowych.

W USA działa 7 firm zajmujących się budową 11 samolotów. W większości są to znani producenci samolotów dyspozycyjnych. Dwie nowe firmy utworzono z myślą o produkcji samolotów komunikacji lokalnej (Commuter Aircraft Co., Ahrens Aircraft Co.). Jedną nową firmę (International Aviation Co.) utworzono w celu podjęcia licencyjnej produkcji brytyjskiego Trislandera.

Kanadyjski De Havilland Aircraft of Canada zajmuje się od wielu lat konstrukcją samolotów dostosowanych przede wszystkim do trudnych warunków eksploatacji w tym kraju. Krótsze, ale równie dobre tradycje ma niezwykle prężny (jak na tamte warunki) brazylijski Embraer. Bliski Wschód reprezentuje jedynie Israel Aircraft Industries Ltd. (IAI), firma zaangażowana w ogóle przede wszystkim w produkcję wojskową.

O ile na Dalekim Wschodzie indonezyjska PT Industri Pesawat Trebang Nurtanio funkcjonuje — jako producent samolotów komunikacji lokalnej — właściwie jedynie dzięki współpracy z Hiszpanią, to chińskie zakłady w Harbinie opracowały własny samolot w oparciu o doświadczenia z wcześniejszym, nieco mniejszym samolotem. Podobnie jak Kanadę, również Australię trudne warunki zmusiły do opracowania własnej, specyficznej konstrukcji (zresztą wielozadaniowej), której produkcją i modyfikacją od lat zajmuje się Government Aircraft Factories (GAF).

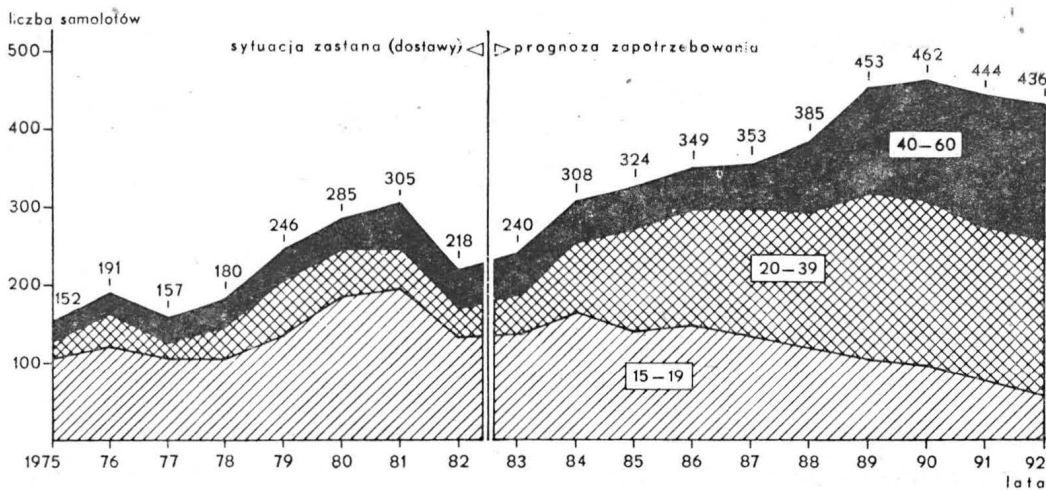


Rys. 4. Przewidywane zapotrzebowanie na samoloty komunikacji lokalnej w latach 1980÷2000, wg prognozy Aérospatiale/Aeritalia. Przewiduje się ogólne zapotrzebowanie na 3760 samolotów o pojemności 30÷70 miejsc

W krajach należących do RWPG konstrukcją samolotów komunikacji lokalnej zajmuje się właściwie jedynie Czechosłowacja — dla firmy Let Narodni Podnik samolot L-410 UVP jest pierwszy z tego rodzaju; prowadzone są prace nad dalszym rozwojem. Nie mający doświadczenia w budowie samolotów tej klasy PZL-Mielec podjął produkcję licencyjną samolotu An-28; Rumunia od dłuższego już czasu produkuje, również licencyjnie, angielskiego Islandera.

Producentami samolotów komunikacji lokalnej są więc firmy legitymujące się bardzo różnym stażem w kon-

cd. na s. 6



Rys. 3. Dostawy w latach 1975÷1982 i przewidywane zapotrzebowanie na lata 1983÷1992 na samoloty komunikacji lokalnej, podzielone na samoloty 15÷19-, 20÷39- i 40÷60-miejscowe (wg badań firmy Fairchild, opublikowanych w styczniu 1983 r.)

literaturę zamieścimy w cz. III art.

Wilga w oczach Kanadyjczyków

Sierpniowy numer *Canadian Aviation* z ub. roku przynosi na okładce zdjęcie Wilgi 80 z pływakami, a jeden z największych artykułów w tym numerze — pióra Roberta S. Granta — poświęcony jest naszemu samolotowi. Wyjątki z tego artykułu przytaczamy poniżej.

W pewien mglisty dzień piloci z Rod Lake zgromadzili się w Lakeview w oczekiwaniu na poprawę pogody. Filiżanki z kawą zostały opróżnione do dna, gdy odezwał się pilot Cessny 180: „...słyszałem o jakimś polskim samolocie na pokazie w Dryden. Ktoś mówił, że wystartował on na szerokości pasa startowego i tak samo wylądował”.

Kilkanaście par oczu spojrzało na niego z wyrazem zastrzeżonym dla absolwentów szkoły lotniczej. Na szczęście promień słońca wydostał się przez wyłom w masie chmur i pozłocił wody Howie Bay. Nie padło nic więcej na ten temat, gdy piloci Norsemanów, Otterów, Beaverów i Beechów gęśiego wychodzili do swoich baz. Tego dnia ja również słyszałem o dziwnym samolocie, lecz nie zdołałem ustalić jego typu. Samolot ten — PZL-104 Wilga — przeleciał nad północno-wschodnim Ontario w ramach lotu pokazowego. Każdy, kto widział to cudo bez zastrzałów i z kółkiem ogonowym, był zdumiony jego fenomenalnie krótkim startem i lądowaniem w terenie. Przy takich osiągnięciach tylko kwestią czasu stała się adaptacja Wilgi do pływaków. W wersji tej Wilga wzbija się pilotowana przez pilota doświadczalnego Phila Jarmana w październiku 1979 r. Cztery lata później Airtech Canada, będąca kanadyjskim dystrybutorem wszystkich samolotów budowanych przez polski przemysł lotniczy, wystąpiła z jedyną w swoim rodzaju ofertą. Wilga w wersji pływakowej miała stać się przedmiotem prób w locie.

Wilga, którą zaprezentowano w Dryden w 1979 r., była modelem 35 importowanym w 1978 r. Latając przez cały rok z polskimi oznaczeniami SP-WBK, „konik polny” — jak ją niektórzy nazywali — został ostatecznie zabrany do USA, gdzie lata nadal w ramach eksperymentalnego pozwolenia. Obecny model, Wilga 80, zasadniczo ten sam wzbogacony o pewne drobne modyfikacje, stał się pierwszym modelem spełniającym wymagania kanadyjskie.

Naturalizowany Kanadyjczyk Bogdan Wolski wkrótce zauważył, że Kanada odstępuje od tradycyjnej produkcji samolotów STOL operujących w przygodnym terenie. Znając polski przemysł lotniczy Bogdan Wolski uważał, że produkty PZL mogłyby się przyjąć na rynku północnoamerykańskim. Aby zrealizować ten pomysł, w 1977 r. powołano Airtech Canada z pomocą niewielkiej grupy entuzjastów lotnictwa. Firma importuje polskie samoloty, silniki gwiazdowe, szybowce, przedmiotem jej zainteresowania jest również sprzęt ultralekki.

Pierwszą przeszkodą jaką Airtech pokonał było uzyskanie kanadyjskiego świadectwa typu. Wilga 35 już wówczas spełniała wymagania brytyjskich przepisów zgodności, miała świadectwo typu w Austrii, Hiszpanii i Szwajcarii, jak również w krajach za żelazną kurtyną. Tym niemniej, sam fakt, że samolot od 20 lat lata w każdych możliwych warunkach nie był dostatecznym powodem dla kanadyjskiego Ministerstwa Komunikacji, aby automatycznie przyznać świadectwo typu. Dokonano wielu zmian, jak np. w instalacji przegrody ogniowej. Pompka zastrzykowa i zawór przełączający paliwa zostały usunięte z tablicy przyrządów i zainstalowane w podłodze. Ponieważ urządzenia te znajdowały się teraz nie w bezpośrednim polu widzenia, istnia-



ło prawdopodobieństwo, że piloci będą zapominali o przełączeniu na pełne zbiorniki, tak jak w większości samolotów produkcji amerykańskiej.

Ostatecznie po trzech latach Wilga 80 stała się dostępna na rynku kanadyjskim. Podwozie łączące koła z nartami produkowane w Polsce zostało zatwierdzone przez Ministerstwo Komunikacji w wyniku rozmów ze stroną polską.

Wkrótce miało nastąpić rozwiązanie kwestii pływaków. Pływaki 3000E produkcji Canadian Aircraft Products zostały zamontowane do Wilgi 35 w Vancouver i tam wypróbowane. Nieco później model 80 o zwiększonej masie użytecznej został poddany podobnej próbie przeprowadzonej przez Paula Hartmana. Pływaki, będące najnowszym modelem Canadian Aircraft Products, mają zaokrąglony kontur i stożkowate końce redukujące opory aerodynamiczne. Podstawy natomiast, w wyniku zapotrzebowania ze strony pilotów na większą tolerancję na boczny wiatr, są nieznacznie zmodyfikowane, w celu przeciwdziałania gwałtownemu znoszeniu przy lądowaniu.

Wilga, wybrana do niniejszego sprawozdania, nosiła oznaczenia C-GFJE nr fabr. 14800551 i stanowiła własność Edwina A. Betsona, prezesa aeroklubu Bancroft, Ontario.

Możliwość adaptacji samolotu do użytkowania zimą, to czynnik bardzo istotny dla użytkowników zajmujących się

cd. ze s. 5

strukcji podobnej klasy samolotów, niekiedy nie mając nigdy przedtem z ich produkcją do czynienia. Wszyscy producenci zaspokajają przede wszystkim potrzeby własnego kraju — rzadko jednak w pełnym zakresie (często zajmują się produkcją samolotów jednej tylko klasy pojemnościowej lub o określonych parametrach użytkowych). Skłania to do podejmowania bardzo dochodowej produkcji eksportowej (niemal w przypadku każdego typu samolotu).

Ożywiona wymiana handlowa powoduje wzmożoną działalność dodatkową, jakiej wymaga np. zapewnienie obsługi sprzedanych samolotów do rejonów świata oddalonych od producenta. Jest to obecnie warunek udanej działalności handlowej. Wymownym przykładem jest ChRL, która planując sprzedaż swego samolotu (Turbo Panda) na Dalekim Wschodzie zamierza sięgnąć także na rynek europejski

wchodząc w tym celu w spółkę obsługową i handlową z brytyjskim przedsiębiorstwem DK Aviation.

Kryteria wyboru

Przy wyborze samolotów komunikacji lokalnej przez użytkowników, według Fairchilda [3] stosowanych jest 10 kryteriów, w kolejności ważności:

- pojemność (liczba miejsc),
- zużycie paliwa,
- jakość,
- technologia,
- cena,
- warunki obsługi po sprzedaży,
- integracja z posiadaną flotą (dążenie do standaryzacji),
- parametry i właściwości silników,
- czas dostawy,
- warunki finansowe (kredyty, raty itp.).

handlem. W przypadku Wilgi adaptacja ta ogranicza się do zastosowania regulacji klap w osłonach silnika dokonanej przez cały rok. Jedyną rzeczą, którą należy zrobić, aby przystosować Wilgę do pracy zimą, to założenie skórzanego pokrowca na piastę śmigła — mówi Edwin Betson, który spędził w powietrzu wiele godzin, latając od 1946 r. na samolotach Tiger Moth, Fairchild, Cornell i Champ. System ogrzewania działa na tyle sprawnie, że można latać w samej koszuli przy -40°C . Każda z łopat śmigła o długości 8 stóp i 8 cali (2,65 m) wykonana z warstwowego drewna może być zdemontowana przez odkręcenie obudowy bez konieczności demontażu całego zespołu. Użytkownicy, zarówno prywatni, jak i przedsiębiorcy, powinni docenić samoloty z drewnianymi śmigłami. Jeżeli komuś zdarzyłoby się najechać na boję lub lawicę śniegu, jedyną stratą będzie samo śmigło, a nie śmigło wraz z silnikiem. Uderzenie śmigłem metalowym zwykle oznacza zgięcie wału korbowego, a więc i kosztowną naprawę. Pod kadłubem samolotu znajdują się dwa duże tłumiki wykonane z nierdzewnej stali i zamocowane klamrami i zastrzałami. Małe otwory wywiercone są w każdym tłumiku i umożliwiają wyciekanie wody. Tłumiki nie należą do standardowego wyposażenia Wilgi — podkreśla James Mewett, pilot doświadczalny. Bez nich wzrasta o 70 funtów (31 kg) masa użyteczna samolotu.

Położenie głównego podwozia (na kołach) daleko przed środkiem ciężkości pozwala na lądowanie z zahamowanymi kołami. W czasie filmowanego lotu samolotem z oznaczeniami C-GCVP na podwoziu z kołami nie zachęcałem pilota do zademonstrowania tej zdolności samolotu. Ale Jerry Losee, który obsługuje jedyną w świecie Wilgę 80 z instalacją opryskującą w Eganville, Ontario, stwierdził, że wycieczki takie jest możliwy. Wezmę każdą przeszkodę — opowiadał — jechałem po największych dziurach rytych przez świstaki bez najmniejszej szkody dla samolotu.

Częściowym wyjaśnieniem niewiarygodnych możliwości STOL Wilgi są sloty na krawędzi natarcia rozciągające się od jednej końcówki skrzydła do drugiej, nawet wzdłuż górnej krawędzi przedniej szyby kabiny. Jedyną wadą pływaków CAP 3000E stała się natychmiast widoczna. Zatykanie pływaków znajdują się w ich bocznych a nie górnych ścianach, gdzie powinny się znajdować. Zapytajcie kogoś, kto regularnie wypompuje takie pływaki, szczególnie późną jesienią, kiedy samolot pokrywa się lodem, a czynności tej przygląda się szklanymi oczami co najmniej tuzin łowców łosi w kurtkach z grubego koca. Zapytajcie jakie były ostatnie słowa pilota, który pochylił się, aby włożyć końcówkę pompy i wpadł do jeziora. Jesienią woda jest najzimniejsza.

W odróżnieniu od większości samolotów z silnikiem gwiazdowym Wilga ma kabinę, z której widoczność we wszystkich kierunkach można określić słowem super. Wygląda to tak, jakby ktoś połączył Beavera z Piper Super Cub, ale poszedł jeszcze dalej, instalując szybę pleksiglasową z tyłu kabiny. Jest to cenne dla tych, którzy holują szybowce — broszura PZL pokazuje Wilgę 35 holującą trzy szybowce. Podwójny drążek sterowniczy i pedały steru kierunku, a także kwadrant przepustnicy należą do wyposażenia standardowego. Niektórzy piloci niecierpliwie oczekujący na wyniki niniejszego sprawozdania niezbyt życzliwie przyjęli informację, że samolot nie ma typowej kierownicy w formie koła. My Kanadyjczycy nowej generacji zdajemy się zapominać, że niektóre najlepsze samoloty na świecie były wyposażone w drążek sterowy. Jestem przekonany, że nie może to stanowić żadnego problemu po paru godzinach spędzonych w Wildze.

Rozmowa z pewnym użytkownikiem przyniosła spostrzeżenia pilotów na temat oznakowania przyrządów w samolocie FJE. Przyrządy wydają się być porozrzucane bezładnie i w sposób europejski mylące — mówił. Zamiast jednostek psi, cali itd., instrumenty podają milimetry, kilogramy i centymetry. Ja sam jakoś sobie z tym radzę, ale kiedy zabieram kogoś, nie ma on pojęcia co się dzieje. Jeżeli Wilga ma się w pełni przyjąć w Kanadzie, a istnieją po temu warunki, przyrządy muszą być dla nas całkowicie zrozumiałe.

Rozrzućmy na sprężone powietrze, jakie ma Wilga nie są w Europie zjawiskiem nietypowym. W Wildze FJE dwie 3,5-litrowe butle zainstalowane są pod podłogą pomieszczenia bagażowego. Zawór umieszczony po prawej stronie kabiny powinien być otwarty, aby zapewnić wymagane 25 kg/cm². Kiedy silnik zaczyna pracować na ustalonych obrotach, system jest ładowany automatycznie. Butle ze sprężonym powietrzem są dobrze uszczelnione, przypadki niebezpieczeństwa występują rzadko. Jedną z butli była magazynowana przez Airtech ponad rok, zanim została zamonto-

wana na nowo dostarczonym samolocie. Ciśnienie zawartego w niej powietrza wystarczyło do uruchomienia silnika. Tym niemniej pozostaje pytanie, co ma zrobić pilot, który znajdzie się w tarapatach bez dostatecznego ciśnienia aby uruchomić silnik. Toni Onley, malarz-pejzażysta ląduje na swojej Wildze C-FLUF z podwoziem z kołami i nartami na lodowcach British Columbia o wysokości 7500 ÷ 8000 stóp (2300 ÷ 2450 m) znajdujących się w Garibaldi Park. „Co by się stało, gdyby instalacja pneumatyczna zawiodła to był mój podstawowy kłopot, na szczęście jednak silnik z łatwością daje się uruchomić ręcznie. Wystarczy wykonać część obrotu i natychmiast pracuje” — mówi Onley.

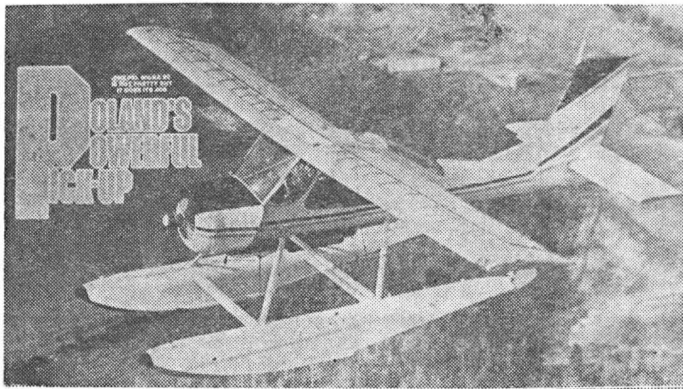
Każdy, kto wykonuje próbę pracy silnika na pełnej mocy, woli upewnić się przedtem czy Wilga nie jest skierowana bezpośrednio w stronę samolotu Norseman, maskotki szefa. Nawet przy drążku sterowym ściągniętym całkowicie do tyłu samolot potrafi przeskoczyć stopień i wzbicić się.

Zgodnie z obliczeniami masy i wyważenia wykonanymi przez Allena O. Carda głównego inżyniera Airtech, Wilga na pływakach CAP 3000E waży (pusta) 2235 funtów (1013,8 kg), co oznacza, że masa użyteczna wynosi 631 funtów (286 kg). Samolot obciążony osobą Bogdana Wojskiego, moją oraz 180 funtami (81 kg) paliwa miał masę startową 2763 funty (1253 kg) pozostawiając zaledwie 103 funty (47 kg) na masę ładunku, co nie zachęca do kupowania samolotu do celów handlowych. Prawdopodobnie jednak, do momentu, w którym niniejszy artykuł ukaże się w druku, zostanie zatwierdzone uzupełniające świadectwo typu dla wersji o zwiększonej masie całkowitej z 2866 do 3087 funtów (z 1300 do 1400 kg). Przez wymianę tylnych siedzeń na siedzenia typu „bush”, tzn. płócienne, a także rezygnację z tłumików uzyskano zwiększenie masy użytecznej do 956 funtów (434 kg), wliczając w to masę paliwa i pilota. Dla Minnow Men — bardzo prawdopodobnego rynku — przekłada się na to wiele setek pasażerów zabieranych z niezwykle małych wodnych obszarów.

George W. Grover, zastępca głównego technologa w CAP Vancouver, był świadkiem efektownej prezentacji startu i wznoszenia Wilgi w czasie prób certyfikacyjnych pływaków.

„Jeszcze nigdy nie latałem samolotem, który miałby równie stromą drogę wznoszenia” — wspomina. „Jest to samolot najbardziej zbliżony do śmigłowca o stałych skrzydłach spośród wszystkich, jakie widziałem”. Pomimo opinii jak ta i inne zebrane od tych, którzy obserwowali pokaz w Dryden w 1979 r., okazało się, że nie byłem przygotowany aby bez wrażenia przyjąć ką wznoszenia prezentowany przez polski samolot. Początkowy start został określony przez obserwujących go pracowników Airtech jako łagodny. Siedząc w kabinie FJE ma się wrażenie, że siedzimy na ostrzu gigantycznego oszczepu wyrzuconego w chmury przez niewidzialną rękę. Przy najlepszej prędkości wznoszenia uzyskuje się 800 stóp na minutę (4 m/s). Najlepszy kąt wznoszenia przy 57 węzłach (106 km/h) zmniejszył przyrost wysokości do 650 ÷ 700 stóp na minutę 3,3 ÷ 3,6 m/s). Pomimo wysokiego położenia nosa samolotu przy zredukowanych prędkościach, łatwo jest regulować temperaturę głowic cylindrów i oleju przez nieznaczne przesunięcie żaluzji. Kiedy lecieliśmy z wiatrem, zauważyłem, że śmigło kręci się w kierunku odwrotnym do większości przypadków samolotów amerykańskich. Natomiast w czasie rozbiegu nie dało się odczuć znoszenia w żadną stronę.

Podczas jednego ze startów B. Wojski zademonstrował pełne możliwości STOL. Rozpoczynając rozbieg z klapami w położeniu 21°, a następnie przestawiając je w położeniu 44°, wkrótce po ruszeniu z miejsca oderwał Wilgę od powierzchni wody. To co jest zadziwiające podczas każdego okrążenia — to wielkość przyspieszenia, jaką samolot uzyskuje, gdy jest już w powietrzu. Większość typów wymaga zniżenia nosa samolotu w celu nabrania prędkości, aby bezpiecznie wykonać wznoszenie. Biorąc pod uwagę sporą powierzchnię czołową silnika gwiazdowego, pływaki i elementy mocujące, można by się spodziewać małej prędkości wznoszenia. Oderwaliśmy się przy prędkości 48 węzłów (89 km/h) i po zwykłym wyrównaniu prędkość wzrosła do 70 węzłów (130 km/h). Wznoszenie z jeszcze większą prędkością postawiło Wilgę na ogonie, utrzymując ją w ten sposób dopóki prędkość nie została zredukowana do 50 węzłów (93 km/h), ale samolot w dalszym ciągu wznosił się bez zakłóceń. Jedno spojrzenie do tyłu na ślady, które pozostawiliśmy na wodzie, pozwoliło ocenić długość rozbiegu na 4 ÷ 5 długości samolotu. Moje najlepsze czasy mieściły się w granicach 9–11 s. Edwin Betson, który spędził 100 h w Wildze przysięga, że zabierając średni ładunek jest w stanie oderwać się w ciągu 5 s. I chyba nie



przesadza — niektóre z moich rozbiegów przedłużały się, ponieważ przejawiałem skłonność do wcześniejszego odrywania jednego z pływaków.

Natężenie hałasu w kabinie jest podobne jak w Beaverze, natomiast nie zdarza się w warunkach klimatycznych Kanady, aby w kabinie Wilgi było nieznośnie gorąco, jak to się zdarza w Norsemanach, Beaverach czy przeciwpożarowych Otterach. Patrząc na trójkątne otwory wentylacyjne w przedniej, dolnej części szyby pleksiglasowej, odnosi się wrażenie, że ich otwarcie spowodowałoby zalanie kabiny strumieniem powietrza. Tymczasem dzięki pewnym zasadom znanym tylko inżynierom aerodynamikom, dopuszczają one tylko lekki i przyjemny powiew.

Próbowano przeciągnięcia dla każdego położenia klap. Lampka ostrzegawcza zapalała się przy 55 węzłach (102 km/h), ale przód samolotu nie opadał w dół, mimo że oburącz odciągałem drążek sterowy do tyłu. Natomiast samolot zaczął opadać z prędkością 500 stóp na minutę (2,5 m/s). Przy klapach wychylonych do 44°, opadanie zwiększyło się do 1000 stóp na minutę (5 m/s), mimo to nie nastąpiło typowe przeciągnięcie. Instrukcja podaje prędkość przeciągnięcia 57, 54 i 51 węzłów (105, 100 i 95 km/h) dla położenia klap odpowiednio 0,21 i 44°. Przy zadzieraniu przodu samolotu w górę, dzięki cięgowi silnika, wartości te obniżają się od 4 do 5 węzłów (7÷9 km/h). Przez cały czas ster kierunku i wysokości zachowywał sterowność, mimo że na skrzydłach dawało się odczuć drgania typu buffeting. Broszury reklamowe zabraniają wykonywania korkociągu. James Mewett stwierdził natomiast, że można lądować z zadartym przodem samolotu, w pozycji zbliżonej do pozycji przeciągnięcia, bez obawy o bezpieczeństwo załogi. Żaden samolot tej klasy co Wilga nie może poszczycić się takimi właściwościami.

Niejeden pilot nie wylatał tyłu godzin, w ilu krajach zdobywał doświadczenia Louis Sytsma, który wypróbował wersję rolniczą z Farm Air Service. Przy podejściu samolot był „...jak Twin Otter z całkowicie otwartymi klapami i zdławionymi silnikami” — stwierdził on.

Toni Onley opisywał własną metodę lądowania na lodowcach: „Podchodzę z prędkością 60 węzłów (111 km/h) na pełnych klapach. Aby utrzymać tę prędkość, nos samolotu musi być pochylony do przodu. Jeżeli przepustnica jest całkowicie zamknięta, następuje prawie pionowe zejście. Na małej mocy nie ma potrzeby schodzenia pod tak stromym kątem”.

Jakiś pilot startuje z pasa o długości 2000 stóp (600 m). Dla treningu startuje on, wznosi się na 500 stóp (150 m), zamyka przepustnicę i ląduje, ... niemal pode mną. Z pewnością to jego ewolucje wyciągają wszystkich z kawiarni.

Edwin Betson i jego żona Norma ... byli zgodni w opinii, że ich Wilga nigdy nie sprawiała kłopotu na wzburzonej wodzie lub przy silnych wiatrach.

Podczas, gdy piszę te słowa, 10 samolotów Wilga 80 jest zarejestrowanych w Kanadzie. Tylko jeden został zamieniony na wersję z pływakami. Większość jest w posiadaniu prywatnych właścicieli.

„Nie ma w Kanadzie samolotu, który mógłby się równać pod względem właściwości STOL i możliwości działania w przygodnym terenie” — twierdzi B. Wolski. „Wielu nabywców woła: Kupuj kanadyjskie — a potem zamawiają nowe samoloty w Wichita w USA. To co my oferujemy ma kanadyjskie pływaki. Nawet farba i urządzenia radio-wo pochodzą z firmy kanadyjskiej. Kupcie Cessnę 185 lub Maule, a wszystko w nich pochodzi ze sklepów amerykańskich”. „A co z częściami zamiennymi” — pytał pewien pośrednik mieszkaniowy, który myślał o wykorzystaniu samolotu do pokazywania swoim klientom oferowanych domów i posiadłości. Airtech Canada ma w Peterborough magazyn zaopatrujący w części. Zamówienie, jak twierdzi firma, może być zrealizowane z Polski w ciągu 48 godzin. Nie ulega wątpliwości, że sytuacja polityczna w krajach Europy Wschodniej spowodowała pewne trudności w dostawach. Ale między Kanadą i Polską zostały nawiązane przyjazne stosunki. Polskie władze powodowane chęcią zdobycia stabilnej zachodniej waluty zdecydowane są na negocjacje.

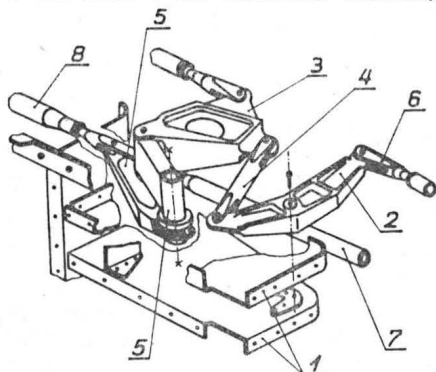
Wkrótce po powrocie do Kenory, gdzie lód nie ściał jeszcze wody, pilot pytał o cenę samolotu na pływakach. Bill Van Tol podał podstawową cenę 59 500 dol. kanadyjskich. Nowe pływaki i zamocowanie podnoszą cenę do 87 900 dol. kanadyjskich, przy czym kupujący zamawia kolor samolotu. Pływaki CAP 3000E są dosyć rozpowszechnione, więc para używanych może zredukować cenę dosyć znacznie. (Cena Cessny Skywagon wynosi 135 000 i 137 000 dol. kanadyjskich na podobnych pływakach).

Niewątpliwie jest miejsce na rynku kanadyjskim dla samolotu PZL-104 Wilga 80. Nie przeszkadza, że drogi i lotniska posuwają się coraz bardziej na północ. Zawsze będzie istniało zapotrzebowanie na samolot do poszukiwań, szybki transport do obozów turystycznych, środek do patrolowania rurociągów itp.

Tłum. mgr Waldemar Kuczyński

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● WSK PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania mechanizm sumujący o zmiennym przełożeniu, zwłaszcza do sterowania lotkami i klapami samolotu (wynalazca S. Kmoń). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie polepszenia sterowania lotkami i klapami w samolocie i ich zależności ruchowej.



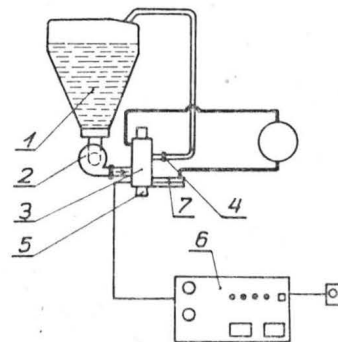
Mechanizm charakteryzuje się tym, że stanowi go pięciobok przegubowy, złożony z dźwigni 2, 3, 5, obrotowo zamocowanych na wspólnym wsporniku 1 połączonych z

układem popychaczy 6, 7, 8, przy czym dźwignie 2 i 3 są połączone za pomocą krótkiego łącznika 4.

Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 17/1981 r., w klasie B64C, pod nr P.227221T.

● Instytut Lotnictwa zgłosił do opatentowania wynalazek pt. Urządzenie do aplikacji insektycydów ze statków latających (wynalazcy: J. Parafiniuk i N. Muchamediarow), rozwiązujący zagadnienie opracowania takiego zaworu dawkującego, sterowanego elektronicznie, który zapewnia automatyzację pracy urządzenia aplikującego. Urządzenie wprowadza do wody insektycydy zwartym strumieniem w sposób porcjowany.

Urządzenie zawierające zbiornik głównej cieczy 1, pompę 2 i dyszę 4 zamykaną zaworem dawkującym 5 charakteryzuje się tym, że ma zbiornik pomocniczy 6 połączony z jednej strony przez zawór rozdzielczy 3 i pompę 2 ze zbiornikiem głównym 1, a z drugiej strony — przez zawór odcinający 7 ze źródłem sprężonego gazu



10, przy czym oba zawory 3 i 7 są sterowane przez czujnik poziomu cieczy 8 umieszczony w górnej części zbiornika pomocniczego 6. Ponadto zbiornik pomocniczy 6 w swej dolnej części ma umieszczony zawór dawkujący 5 wyposażony w wymienną dyszę 4 i sterowany elektronicznym urządzeniem sterowniczym 9.

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego trzema zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 17/1981 r., w klasie B64D, pod nr P.222008.

Projektowanie wspomaganie komputerowo

Mgr inż. SŁAWOMIR TOPOLSKI
Politechnika Warszawska

Rozwój metod

Praktycznie geometria numeryczna powstała podczas II wojny światowej, kiedy presja produkcji, szczególnie w przemyśle lotniczym, stymulowała rozwój nowych metod projektowania. Dotychczas graficzny proces projektowania był głównie ręczny, bez użycia jakichkolwiek metod matematycznych^{*}). Nowsze metody były oparte na krzywych analitycznych, z reguły drugiego rzędu, np. CONICS w 1944 r. [13]. Przy użyciu tych metod unikano wielu pracochłonnych, wykonywanych ręcznie prac i zamiast nich wprowadzono obliczenia, co doprowadziło do szerokiego stosowania mechanicznych i elektronicznych kalkulatorów. Etap projektowania wymagał teraz mniej czasu niż poprzednio, osiągnięto także znacznie wyższy stopień integracji wymiarowej.

Wraz z nastaniem ery komputerów zostały wprowadzone ambitniejsze techniki, odchodzące jednak znacznie od tradycyjnych metod. Pierwszą z nich było reprezentowanie powierzchni przez konstrukcję szeregu wzdlużnych krzywych, łączących układ wcześniej zdefiniowanych przekrojów. Proces ten zwany był lofting (trasowanie).

W wielu nowszych metodach używa się krzywych wzdlużnych i krzywych przekrojów w różnym stopniu, jakkolwiek traktuje się je jako linie podziału powierzchni na zbiór podwójnie zakrzywionych płatków (Curvilinear quadrilateral patches). Każdy z tych płatków określony jest kompletnie przez wzory matematyczne. Stanowi to główną korzyść w stosunku do wcześniejszej metody, w której nie było możliwe określenie powierzchni, lecz jedynie systemu linii na niej leżących.

Jeden z najważniejszych systemów płatkowych został opracowany w 1963 r. przez Fergusona [7], który jako pierwszy odszedł od dotychczas tradycyjnie stosowanego układu współrzędnych kartezjańskich. Zastosował on układ parametryczny zarówno dla krzywych, jak i dla budowanych na nich płatków. Od tego czasu podejście to stało się standardem dla wielu innych metod:

— stosując w myśl Fergusona równania wektorowe parametryczne można zdefiniować krzywe zwinięte w trzech kierunkach, opisując je w prosty matematyczny sposób. Wcześniej odwzorowanie takiej krzywej możliwe było przez rzutowanie na dwie wzajemnie prostopadłe płaszczyzny;

— unika się pewnych problemów, które mogą pojawić się przy przedstawieniu krzywych zamkniętych i krzywych o stycznych równoległych do osi (nieciągłość pierwszej pochodnej);

— prawdopodobnie najważniejsze jest, że przy stosowaniu tego systemu równań istnieje prostsza możliwość przekształceń układu współrzędnych takich jak obrót, przesunięcie, skalowanie, transformacje perspektywiczne itp. Pozwala to na urządzeniach graficznych „oglądać” zdefiniowaną powierzchnię pod każdym kątem i z każdego punktu.

Innymi słowy stosowanie techniki parametrycznej niezależnie od jakiegokolwiek szczególnego układu współrzędnych. Jak zauważył Forrest (1972 r.) [8, 9], kształt jest niezależny od „ram odniesienia”. Przedstawienie krzywych i powierzchni w postaci równań wektorowych jedno- lub dwuparametrycznych może być uważane za rozwój całkowicie naturalny. Jednak wprowadzenie tych metod jest niemożliwe bez użycia komputerów — jak to będzie pokazane dalej, występuje tu konieczność rozwiązywania n równań z n niewiadomymi.

W tym samym czasie wprowadzone zostały automatyczne urządzenia kreślące, dyspleje (terminale) graficzne, a także obrabiarki sterowane numerycznie. Krzywe parametryczne i oparte na nich płatki okazały się bardzo łatwe do wizualizacji na urządzeniach graficznych i sterowania wspom-

nianymi obrabiarkami. Np. grafoskopy wymagają przekształcenia współrzędnych, rzutowania, perspektywy itp. Wszystko to w systemie parametrycznym można osiągnąć bardzo prosto. Można więc wyswietlać trójwymiarowy obiekt opisany matematycznie i ukazywać go z dowolnie wybranego punktu.

Skoro wyprowadzona została matematyczna reprezentacja (zdefiniowanie) kształtu obiektu, naturalnym następstwem było zapamiętanie jej w pamięci komputera. Korzyści płynące z tego są różnorakie:

— kształt obiektu przechowywany jest w pamięci komputera w postaci informacji całkowicie numerycznej. Nie powstaje więc problem związany z wcześniej stosowanymi metodami kreślarskimi, taki jak kurczenie się papieru, odchyłki (aberracje) kreślarskie itp.;

— komputer z łatwością może obliczyć takie właściwości geometryczne, jak objętość, linie przekroju, powierzchnie przekrojów itd.;

— informacje zawierające kształt mogą być wizualizowane na urządzeniach graficznych. Mogą być też kodowane na taśmie sterującej, która umożliwi automatyczną obróbkę kształtu na obrabiarkach sterowanych numerycznie. Mogą być wreszcie dostarczone do programów analizy strukturalnej wykonujących np. obliczenia wytrzymałościowe, dynamiczne — flutter, czy obliczenia przepływowe symulujące tunel aerodynamiczny. Sugeruje to (w przodujących firmach lotniczych jest to rzeczywistość) integrację całego procesu wytwórczego od projektowania przez analizę do produkcji, używając komputera jako pośrednika.

Od czasu wprowadzenia pierwszego systemu definiowania powierzchni, pojawiły się nowe, a zarazem ważkie teoretyczne opracowania matematyczne. A oto niektóre z nich:

Znacznie rozszerzone zostały właściwości splajnów. Splajn (spline, funkcja sklejana) to matematyczna analogia giętek kreślarskich lub krzywików, tradycyjnie używanych przez traserów lub kreślarzy do narysowania krzywych przechodzących przez zadane punkty. Ponieważ splajny są w istocie gładkie, można łatwo rozszerzyć ich teorię na odpowiednie gładkie powierzchnie splajnowe. Zostało udowodnione, że każda krzywa powierzchnia może być wyrażona w postaci podstawowego lub B-splajnu mającego lokalną właściwość niezerową (Curry i Schoenberg 1966 r.) [5]. Twierdzenie to umożliwia wykonanie lokalnych modyfikacji kształtu podczas procesu projektowania bez konieczności przeliczeń za każdym razem z rysunku.

Rozwinięta została przez Coonsa (1968 r.) [4] bardzo ogólna teoria płatków mówiąca, że cztery dowolne krzywe mogą być połączone w pojedynczy gładki płatek z zachowaniem ciągłości gradientu i krzywizny. Praca ta łączy w całość to, co na ten temat opracowano wcześniej, lecz duża uniwersalność teorii Coonsa jest dla laika w matematyce trudna do oceny.

W latach siedemdziesiątych metody definiowania i określania powierzchni odbiegły znacznie od swych źródeł, tzn. ręcznych metod kreślenia. Jednak zamierzenia większości użytkowników systemów opisujących powierzchnie są dziś ekwiwalentem zamierzeń kreślarzy i traserów, którzy choć mieli dobrą intuicję idei geometrycznych, nie mogli spodziewać się zastosowania w tej dziedzinie nowoczesnej wiedzy matematycznej.

Powstał problem, jak opracować systemy wspomaganie projektowania, aby łatwo było w nich pracować operatorom, konstruktorom i technologom, którzy nie muszą wcale znać teorii płatków czy splajnów. Jedną z możliwości jest stworzenie systemu kompletnie automatycznego, żądającego jedynie informacji o położeniu punktów, przez które ma przejść powierzchnia. Ten rodzaj systemu znany jest jako SURFACE-FITTING i spełnia on to, co analityk numeryczny nazwałby dwuwymiarową interpolacją.

Inną drogą, którą poszły opracowania teoretyczne, jest opracowanie i wprowadzenie przez Bezierra (1971 r.) [2, 3] systemu UNISURF. Zmierza on przeciwko totalnej auto-

^{*}) W 1938 r. w PZL stosowano funkcje matematyczne do określenia geometrii węg samolotu PZL-48 Lampart, zaś w PWS do określenia dwukrzywiznowych sklejkowych płyt pokrycia kadłuba samolotu PWS-33 Wyżeł (przyp. redakcji).

matyzacji. System ten opierał się na pomysłowej reformulacji systemu Fergusona.

UNISURF umożliwia swobodne projektowanie przez operatora krzywych i powierzchni bez wymagania od niego jednak zaawansowanej wiedzy matematycznej. Operator w systemie tym pracuje wg zasad elementarnej geometrii. Był to pierwszy praktycznie stosowany system interakcyjny projektowania powierzchni.

Podstawowa praca w UNISURF polega na tym, że konstruktor definiuje wielokąt podając punkty węzłowe. System odpowiada wyświetleniem na ekranie grafoskopu zadanego wielokąta i gładkiej krzywej interpolującej. Całkowicie dowolna zmiana wielokąta prowadzi do sterowanych zmian krzywej. Dokonywać tego można do czasu spełnienia estetycznego lub innego kryterium poprawności kształtu. Jest to bardzo czysty przykład systemu z procesem wzajemnego oddziaływania (interactive process), który jest dialogiem między konstruktorem i komputerem.

UNISURF pracuje na krzywych wielomianowych opracowanych przez Bezierra. Podobny system, oparty na B-splajnach, opracowany został przez Gordona i Riesenfelda w 1974 r. Wykorzystuje on właściwości B-splajnow do wykonywania lokalnych modyfikacji kształtu bez zakłóceń całości.

tension opracowany przez Schweikerta w 1966 r. [15] lub AUTOKON opracowany przez Mehluma w 1969 r. [12].

Niektóre metody definiowania krzywych przestrzennych

Krzywe Bezierra

Bezier oparł definicję splajnow o bazową funkcję Bernsteina w postaci:

$$I_{n,i}(u) = \binom{n}{i} u^i (1-u)^{n-i}$$

i zdefiniował splajn przechodzący przez n punktów jako:

$$S(u) = \sum_{i=0}^n x_i I_{n,i}(u)$$

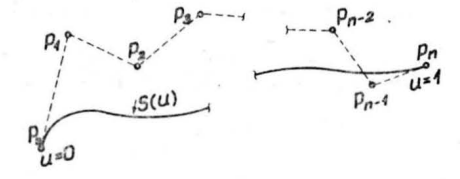
gdzie parametr u zmienia się w zakresie $(0, 1)$ (rys. 1).

Równanie splajnu jest w postaci parametrycznej, tzn.:

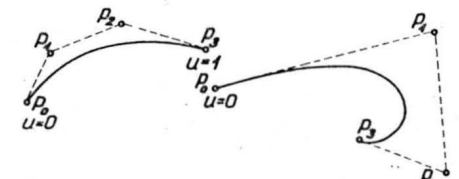
$$x = S^1(u)$$

$$y = S^2(u)$$

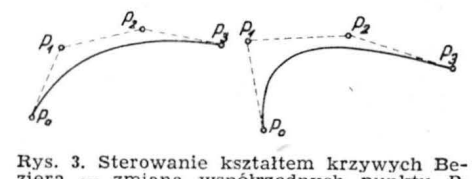
$$z = S^3(u)$$



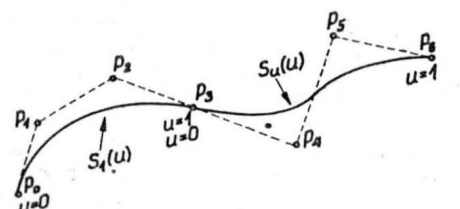
Rys. 1. Krzywe Bezierra — oznaczenia ogólne



Rys. 2. Krzywe Bezierra generowane na czterech punktach



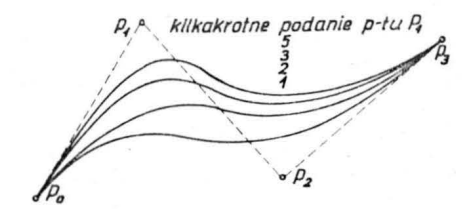
Rys. 3. Sterowanie kształtem krzywych Bezierra — zmiana współrzędnych punktu P_1 powoduje zmianę kształtu krzywej



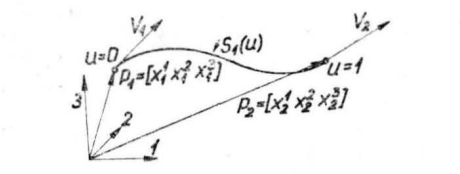
Rys. 4. Łączenie sekcji Bezierra w jedną krzywą



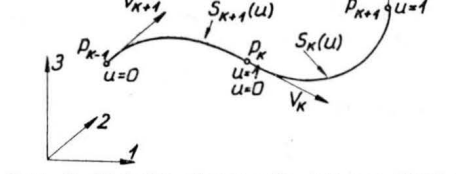
Rys. 5. Sterowanie kształtem B-splajnu — zmiana rzędu wektora węzłowego



Rys. 6. Sterowanie kształtem B-splajnu — wielokrotne podawanie punktu P_1



Rys. 7. Splajn Fergusona — oznaczenia



Rys. 9. Metody sterowania krzywą Fergusoną w punktach końcowych: przypadek równości pochodnych $V_1 = V_n$ — krzywa gładka, przypadek zerowych drugich pochodnych — krzywa niegładka, $V_1 \neq V_n$



Rys. 8. Łączenie sekcji splajnow Fergusonowych w jedną krzywą

Autor niniejszego artykułu zajmuje się opracowaniem systemu interactive do definiowania powierzchni oraz automatycznym wykonywaniem danych sterujących dla obrabiarek sterowanych numerycznie w celu wykonania opisanej powierzchni w zadanym polu tolerancji; płatki opiera na splajnach Fergusona z własnymi modyfikacjami.

Podstawowym problemem przy definiowaniu krzywych i powierzchni jest brak uniwersalnej definicji krzywej płynnej. Każdy tradycyjny kreślacz czy traser był trochę niezdecydowany w osądzeniu, czy dana krzywa była płynna czy nie, chociaż miał trudności z uzasadnieniem tego stanowiska. Był również na ogół niezgodny ze swoimi kolegami w rysowaniu „najpłynniejszej” krzywej przez dany zbiór punktów.

Definiowanie krzywej czy powierzchni komputerowo daje ciągłość gradientu i krzywizny (pierwszej i drugiej pochodnej) w każdym punkcie i w każdym kierunku. Właściwości te są oczywiście potrzebne i nietrudne do osiągnięcia, lecz one same nie gwarantują zadowalających rezultatów. Krzywe mogą być przecież bardzo gładkie w matematycznym sensie, lecz zawierać makroskopowo wiele zafalowań (przykładem tego może być funkcja $\sin x$, która ma ciągle pochodne w każdym punkcie).

Chociaż opiera się do tej chwili na wielomianach, które mają kłopotliwą liczbę maksimów i minimów, to zaczyna się zwiększać zainteresowanie bardziej egzotycznymi, ale mniej oscylującymi funkcjami. Przykładem jest spline in

natomiast współrzędne punktów podanych przez konstruktora wprowadzone są do równań w postaci wektorowej:

$$P_i = [x_i^1 \ x_i^2 \ x_i^3]$$

Bezier ograniczył zasięg swoich splajnow do czterech punktów (rys. 2), pełną krzywą buduje natomiast „sklejając” splajny elementarne.

Wychodząc z tych założeń równanie każdego splajnu podstawowego będzie miało następującą postać funkcji Bernsteina:

$$J_{3,0} = 1$$

$$J_{3,1} = 3u(1-u)^2$$

$$J_{3,2} = 3u^2(1-u)$$

$$J_{3,3} = 1$$

Modyfikacji kształtu krzywej elementarnej dokonuje się, zmieniając współrzędne punktów węzłowych (rys. 3).

Łączenie elementarnych krzywych splajnowych w jedną krzywą następuje przy założeniach równości pierwszych i drugich pochodnych w punktach łączenia. Otrzymuje się wtedy krzywą gładką, na której nie można zauważyć punktu „sklejania” (rys. 4).

Krzywe B-splajnowe

Równanie podstawowe tych krzywych podobne jest do

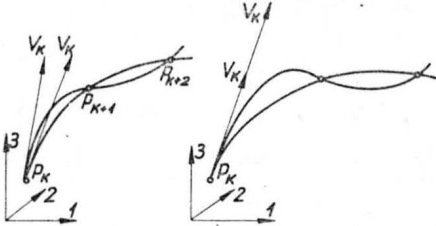
równania splajnow Beziera. Zastosowana została jednak inna funkcja umożliwiająca bardzo wygodną modyfikację kształtu krzywej:

$$S(u) = \sum_{i=0}^n x_i N_{i,k}(u)$$

gdzie funkcja $N_{i,k}$ u ma postać:

$$N_{i,k}(u) = \frac{(u - T_i) N_{i,k-1}(u)}{T_{i+k-1} - T_i} + \frac{(T_{i+k} - u) N_{i+1,k-1}(u)}{T_{i+k} - T_{i+1}}$$

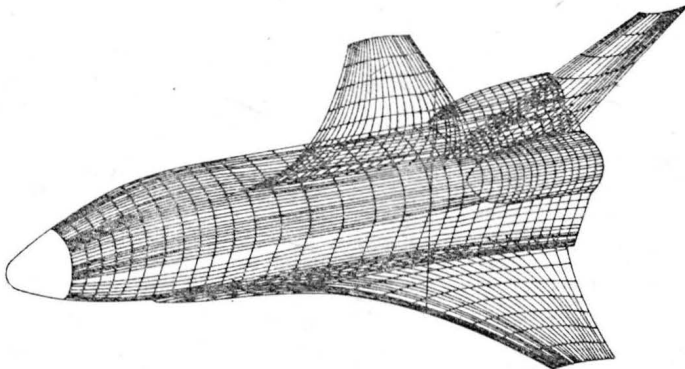
Wprowadzony jest wektor węzłowy T , który umożliwia modyfikację kształtu krzywej bez zmiany współrzędnych punktów węzłowych (rys. 5). Jest to dogodność, której brak był odczuwalny przez projektanta pracującego w systemie Beziera. Inną możliwością zmiany kształtu krzywej jest wielokrotne definiowanie punktów węzłowych (rys. 6). Krzywa „przybliża się” w tym przypadku do punktu podanego kilkakrotnie.



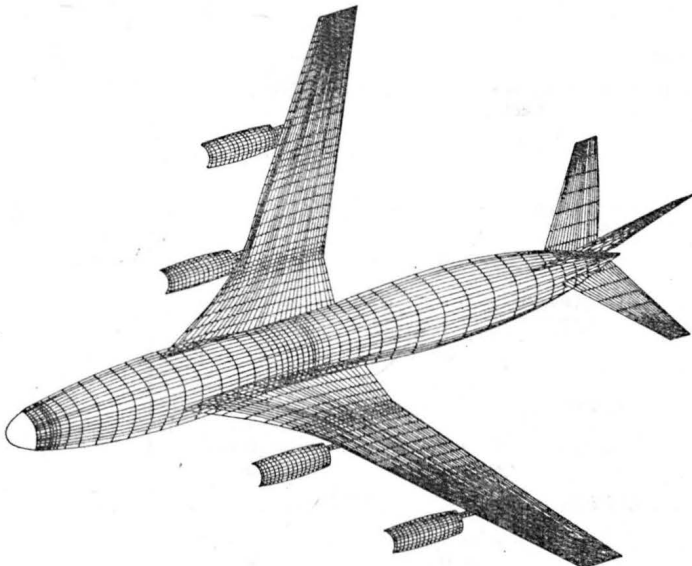
Rys. 10. Sterowanie kształtem splajnu Fergusonsa — zmiana kierunku wektora pochodnej i zmiana wartości wektora pochodnej przy zachowaniu kierunku

Krzywe kubiczne (Fergusonsa)

Poprzednio krótko opisane metody nie znalazły szerokiego zastosowania w projektowaniu konstrukcji z tego względu, że krzywe generowane nie przechodziły przez punkty zadane. Projektując np. łopatki turbiny czy skrzydło samolotu, konstruktor życzy sobie, aby splajn przechodził przez punkty przekroju. Osiągnąć to można stosując krzywe kubiczne o równaniu:



Rys. 11. Generowanie kształtów obiektów latających przy zastosowaniu płatek opartych na splajnach Fergusonsa



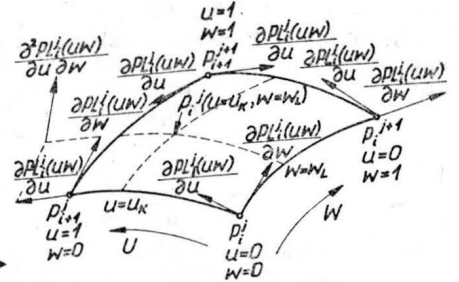
Rys. 12. Generowanie kształtów obiektów latających przy zastosowaniu płatek opartych na splajnach Fergusonsa

$$S(u) = \sum_{i=1}^k B_i u^{i-1}$$

Są to, jak widać, wielomiany trzeciego stopnia, które z powodzeniem (o czym było we wstępie) symulują kształty krzywych rysowanych ręcznie przy przyrządach kreślarskich.

Wyliczenia współczynników splajnu (rys. 7) dokonuje się przy następujących założeniach:

- krzywa składa się z sekcji opisanych ostatnim równaniem, prowadzonych między dwoma sąsiednimi punktami,
- parametr u dla każdej sekcji przybiera wartość od 0 do 1 (normalizacja),
- wartość splajnu dla każdego punktu jest równa współrzędnej punktu (wymuszenie przejścia krzywej przez punkt):



Rys. 13. Płatek oparty na splajnach bikubicznych — oznaczenia

$$S_1(u = u_1) = P_1$$

$$S_1(u = u_2) = P_2$$

— wartość wektora pochodnej w każdym punkcie jest:

$$\frac{dS_1(u)}{du} \Big|_{u=u_1} = V_1$$

$$\frac{dS_2(u)}{du} \Big|_{u=u_2} = V_2$$

Dokonując tych założeń wylicza się współczynniki wielomianu:

$$B_1 = P_1$$

$$B_2 = V_1$$

$$B_3 = 3(P_2 - P_1) - 2V_1 - V_2$$

$$B_4 = 2(P_1 - P_2) + V_1 + V_2$$

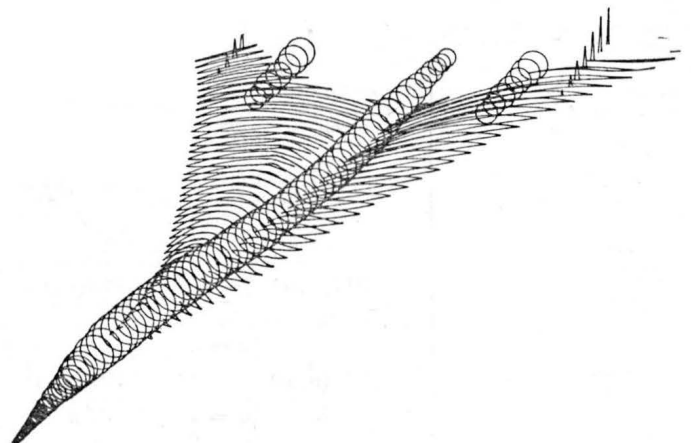
czyli równanie splajnu przedstawia się jako

$$S_1(u) = [u^3 \ u^2 \ u^1 \ u^0] [A] [X_1 \ X_2 \ V_1 \ V_2]^T$$

gdzie macierz $[A]$ ma postać:

$$[A] = \begin{bmatrix} 2 & -2 & 1 & 1 \\ -3 & 3 & -2 & -1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Mając opracowane równania sekcji należy połączyć je w jedną krzywą (rys. 8).



Rys. 14. Generowanie przekrojów obiektów zdefiniowanych płatkami bikubicznymi

Dokonyje się tego, zakładając w każdym punkcie równość drugich pochodnych:

$$\frac{dS_k(u)}{du} \Big|_{u=u_k} = \frac{dS_{k+1}(u)}{du} \Big|_{u=u_k}$$

Rozwiązując te równania otrzyma się dla n punktów $n-2$ równań na obliczanie pochodnych w każdym punkcie, które, jak łatwo zauważyć, nie są zdefiniowane w równaniu sekcji:

$$\begin{bmatrix} 1 & 4 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 4 & 1 \\ & & & 0 \\ & & & & \ddots \\ 0 & & & & & \ddots \\ & & & & & & 1 & 4 & 1 & 0 \\ & & & & & & 0 & 1 & 4 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_1 \\ V_2 \\ \vdots \\ V_{n-1} \\ V_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 3(P_3 - P_1) \\ 3(P_4 - P_2) \\ \vdots \\ 3(P_{n-1} - P_{n-3}) \\ 3(P_n - P_{n-2}) \end{bmatrix}$$

Aby układ był rozwiązywalny, należy dodać dwa równania. Dokonać tego można założywszy np., że w punktach krańcowych P_1 i P_n drugie pochodne są równe zero:

$$\frac{d^2 S_1(u)}{du^2} \Big|_{u=u_1} = 0$$

$$\frac{d^2 S_n(u)}{du^2} \Big|_{u=u_n} = 0$$

Inną możliwością dopisania równań do układu jest założenie równości pierwszych i drugich pochodnych w punktach krańcowych, co jest szczególnie wygodne dla krzywych zamkniętych (rys. 9):

$$\frac{dS_1(u)}{du} \Big|_{u=u_1} = \frac{dS_n(u)}{du} \Big|_{u=u_n}$$

$$\frac{d^2 S_1(u)}{du^2} \Big|_{u=u_1} = \frac{d^2 S_n(u)}{du^2} \Big|_{u=u_n}$$

Sterowania kształtem krzywej dokonać można przez zmianę kierunku lub wartości wektora pierwszej pochodnej w punktach (rys. 10).

Płatki powierzchniowe

Ograniczamy się tu do płatków opartych na krzywych kubicznych, gdyż tylko te gwarantują przejście powierzchni przez zadane punkty. Generowanie płatków na krzywych Beziery czy B-splajnach odbywa się analogicznie.

Jak już napisano we wstępie, mając cztery krzywe graniczne między czterema punktami można zdefiniować na nich gładki płatek, a przy założeniu, że krzywe są gładkie na całej długości (na n punktach) można wyliczyć zbiór płatków dających w rezultacie powierzchnię gładką. Metoda ta znalazła zastosowanie w przemyśle lotniczym i astronautycznym do konstruowania obiektów latających. Okazało się, że pozwala ona bardzo szybko osiągnąć żądane kształty całych obiektów (rys. 11 i 12), jak i ich podzespołów.

Określając dwa kierunki u i w oraz opisując poprzednią metodą splajny w tych kierunkach, można napisać równanie płatka (rys. 13):

$$PL_i^j(u, w) = [u^3 u^2 u^1 u^0] [A] [PX] [A]^T [w^3 w^2 w^1 w^0]^T$$

gdzie macierz $[A]$ zdefiniowana była wcześniej, macierz $[PX]$ ma natomiast postać:

LG	PG
$\begin{matrix} x_i^j & x_{i+1}^j \\ x_{i+1}^j & x_{i+1}^{j+1} \end{matrix}$	
$[PX] =$	
$\begin{matrix} \frac{\partial PL_i^j(u, w)}{\partial u} \Big _{\substack{u=0 \\ w=0}} & \frac{\partial PL_i^j(u, w)}{\partial u} \Big _{\substack{u=0 \\ w=1}} \\ \frac{\partial PL_i^j(u, w)}{\partial u} \Big _{\substack{u=1 \\ w=0}} & \frac{\partial PL_i^j(u, w)}{\partial u} \Big _{\substack{u=1 \\ w=1}} \end{matrix}$	$\begin{matrix} \frac{\partial PL_i^j(u, w)}{\partial w} \Big _{\substack{u=0 \\ w=0}} & \frac{\partial PL_i^j(u, w)}{\partial w} \Big _{\substack{u=0 \\ w=1}} \\ \frac{\partial PL_i^j(u, w)}{\partial w} \Big _{\substack{u=1 \\ w=0}} & \frac{\partial PL_i^j(u, w)}{\partial w} \Big _{\substack{u=1 \\ w=1}} \\ \frac{\partial^2 PL_i^j(u, w)}{\partial u \partial w} \Big _{\substack{u=0 \\ w=0}} & \frac{\partial^2 PL_i^j(u, w)}{\partial u \partial w} \Big _{\substack{u=0 \\ w=1}} \\ \frac{\partial^2 PL_i^j(u, w)}{\partial u \partial w} \Big _{\substack{u=1 \\ w=0}} & \frac{\partial^2 PL_i^j(u, w)}{\partial u \partial w} \Big _{\substack{u=1 \\ w=1}} \end{matrix}$
LD	PD

Jak z tego widać, podmacierz LG zawiera współrzędne punktów narożnych płatka. Podmacierze PG i LD zawierają pochodne cząstkowe równania płatka w punktach narożnych, natomiast podmacierz PD zawiera pochodne mieszane w tych punktach. W pierwszym przybliżeniu podmacierz PD można wyzerować i wtedy cała macierz PX jest określona dla każdego płatka, ponieważ pochodne cząstkowe są równe wektorom pochodnych splajnow w tych punktach i w danych kierunkach, np.:

$$\frac{\partial PL_i^j(u, w)}{\partial w} \Big|_{\substack{u=0 \\ w=1}} = \frac{dS_j(w)}{dw} \Big|_{w=1}$$

$$\frac{\partial PL_i^j(u, w)}{\partial u} \Big|_{\substack{u=0 \\ w=1}} = \frac{dS_i(u)}{du} \Big|_{u=0}$$

Mając określone PX , można napisać podstawowe równanie płatka w postaci:

$$PL_i^j(u, w) = [u^3 u^2 u^1 u^0] [PT] [w^3 w^2 w^1 w^0]^T$$

gdzie:

$$[PT] = [A] [PX] [A]^T$$

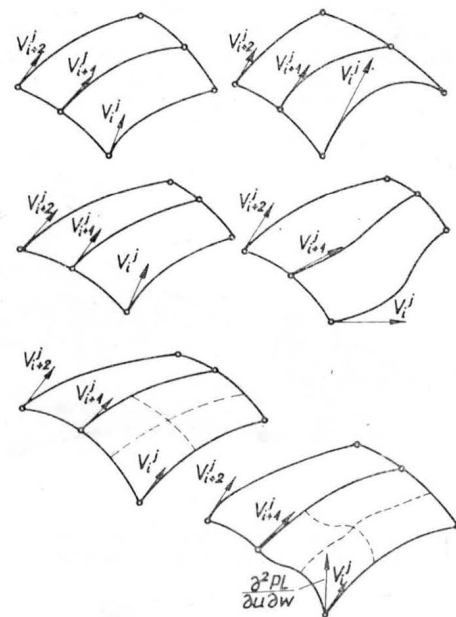
W tej postaci zapamiętywane są w komputerze dane o każdym płatku.

Należy zauważyć, że mając równanie płatka bez problemu można wyliczyć wektory styczne w kierunkach u i w oraz wektor normalny w każdym punkcie:

$$V_u = [3u^2 2u^1 u^0 0] [PT] [w^3 w^2 w^1 w^0]^T$$

$$V_w = [u^3 u^2 u^1 u^0] [PT] [3w^2 2w^1 w^0 0]^T$$

$$\vec{V} = \vec{V}_u \times \vec{V}_w$$



Rys. 15. Sterowanie kształtem płatków bikubicznych — zmiana wartości wektora pierwszej pochodnej; zmiana kierunku wektora pierwszej pochodnej; zmiana wartości wektora pochodnej mieszanej (twist vector)

Proste jest także wyliczanie przekroju powierzchni opisanej płatkami, płaszczyzną (rys. 14) zdefiniowaną jako:

$$AX^1 + BX^2 + CX^3 - D = 0$$

gdzie wstawiając równanie płatka do równania płaszczyzny otrzymamy:

$$[u^3 u^2 u^1 u^0] [G] [w^3 w^2 w^1 w^0]^T = D$$

gdzie $[G]$ obliczone jest następująco:

$$[G] = A[PT_{x^1}] + B[PT_{x^2}] + C[PT_{x^3}]$$

Metodą tą otrzymać można dowolny przekrój obiektu dowolną płaszczyzną (rys. 14).

W opracowanym przez autora systemie istnieje możliwość manipulowania kształtem powierzchni do momentu aż projektant uzna, że wyświetlona postać odpowiada mu pod względem estetycznym, aerodynamicznym czy innym. Dokonać tego można, zmieniając wartość pochodnych w punktach lub zmieniając ich kierunek. Sterując wartością pochodnych mieszanych (twist vectors), można także dokonywać zmian kształtu pojedynczego płatka bez naruszenia sąsiednich (rys. 15).

Definiowanie konstrukcji tą metodą jest użyteczne ze względu na wszechstronność i dokładność. Okazuje się, że w tym samym czasie, stosując matematyczne metody generowania kształtu, można przeanalizować więcej modeli niż było to możliwe inną tradycyjną metodą. Wprowadzenie projektowania wspomagane komputerowo integruje proces projektowania (opracowanie kształtu konstrukcji, analiza) z fazą wykonania w jedną logiczną całość. Pozwala na to coraz szersze stosowanie komputerów i urządzeń graficznych oraz obrabiarek sterowanych numerycznie. Można bowiem bardzo łatwo przejść od matematycznego modelu konstrukcji przeanalizowanego uprzednio pod względem dynamicznym i wytrzymałościowym do wykonania konkretnych części. System opracowany przez autora ma możliwość kodowania danych dla obrabiarek ze

sterowaniem ciągłym w 3 osiach, takich jak HP4 z układem sterowania NUCON 400 czy PRATT & WHITNEY sterowanych układem BENDIX.

Wszystkie zachodnie firmy lotnicze, jak i NASA, stosują z powodzeniem od lat techniki komputerowe w projektowaniu i produkcji. W mniemaniu autora jest to nieuchronny kierunek rozwoju także w naszym przemyśle maszynowym.

LITERATURA

1. A. BERTHOLD, S. TOPOLSKI: Uwagi na temat zastosowania ploterów ze szczególnym uwzględnieniem zestawu kreślącego XYNETICS 1200 Hewlett Packard, Biul. Inf. MERA-IMM 3.4-83, 3-23, 1983 r.
2. P. BEZIER: Numerical Control — Mathematics and Applications. Wiley, 1972 r.
3. P. BEZIER: Mathematical and Practical Possibilities of UNISURF Comp. Aided Geometric Design. Academic Press, 1974 r.
4. S. COONS: Surface for Computer. Aided Design of Space Forms. MAC-TR-41, Massachusetts Inst. Technol. 1968 r.
5. H. CURRY, I. SCHOENBERG: On Polya Frequency Functions IV: the Fundamental Spline Functions and their Limits. J. Analyse Math. 17, 71-107, 1966 r.
6. I. FAUX, H. PRATT: Computational Geometry for Design and Manufacture. Wiley, 1980 r.
7. J. FERGUSON: Multivariate Curve Interpolation. Journal ACM 11.2.221-228, 1964 r.
8. A. FORREST: Curves and Surfaces for Computer-Aided Design. Univ. of Cambridge, 1968 r.
9. A. FORREST: Computational Geometry — Achievements and Problems. Comp. Aided Geometric Design. Academic Press, 1974 r.
10. R. HARRIS Jr.: An Analysis and Correlation of Aircraft Wave Drag. NASA TM-X-947, 1967 r.
11. E. MEHLUM: Non-linear Splines. Comp. Aided Geometric Design, Academic Press, 1974 r.
12. E. MEHLUM, P. SORENSON: Example of an Existing System in the Shipbuilding Industry: the AUTOKON System. Proc. Roy. Soc. Lond. A 321, 219-233, 1971 r.
13. R. LIMING: Practical Analytical Geometry with Applications to Aircraft. Macmillan, 1944 r.
14. D. ROGERS, J. ADAMS: Mathematical Elements for Computer Graphics, McGraw-Hill, 1976 r.
15. D. SCHWEINKERT: An Interpolation Curve using a Spline in Tension. J. Math. & Phys. 45, 312-317, 1966 r.

cd. ze s. 32

KOWALCZYK M., POCZTA K.: The stimulative premium system at WSM PZL-Krotoszyn. TLIA, vol. XXXIX, 1984, No. 2, p. 23

The premium system tried at WSM PZL-Krotoszyn and aiming at relating the premium to work results, has been demonstrated.

OWCZARZ S.: Broaching of holes in the 30HGSА and 30HGSNA hardened steels. TLIA, vol. XXXIX, 1984, No. 2, p. 25

The article contains detailed guides for designers of broaches for machining holes in steels of high hardness. Rational tool design selection of materials, parameters and cutting conditions are also described.

MATUSAK P.: The Resistance and aviation intelligence at PZL-Mielec (1939-1944). TLIA, vol. XXXIX, 1984, No. 2, p. 28

The sabotage activity at the Mielec factory during the Nazi occupation has been presented against the background of aviation intelligence data on aircraft production at that manufacturing plant.

ZUSAMMENFASSUNGEN

GORSKI P.: Flugzeuge für den Nahverkehr (I). TLIA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 2, S. 4

In dem Beitrag werden die Entwicklung der Nahverkehrsflugzeuge, die Steigerung ihrer Anzahl, die Entwicklung der Produktion sowie die gestellten Forderungen behandelt.

Die Kanadier über das Wilga-Flugzeug. TLIA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 2, S. 6

Es werden Auszüge aus einem Beitrag in der Monatszeitschrift Canadian Aviation über die Eigenschaften des Flugzeuges Wilga 80 mit Schwimmern und in der Landversion angeführt. Ausserdem werden die Verkaufsperspektiven für dieses Flugzeug erörtert.

TOPOLSKI S.: Entwerfen mit Computerhilfe. TLIA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 2, S. 9

Der Beitrag gibt eine Übersicht über die praktischen Hilfsmethoden beim Entwerfen von ihrer Entstehung bis auf den heutigen Tag (etwa um 1980). Der Autor stellt die chronologische Entwicklung der

Methoden, eine kurze Beschreibung der Erzeugungsmethoden von Raumkurven sowie die selbst ausgearbeitete Entwurfsmethode von Flächenflocken dar.

OLSZÓWKA R.: Leistung eines Agrarluftschiffes und die Arbeitsbreite und Kontinuität der Querverteilung von chemischen Mitteln. TLIA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 2, S. 21

Gestützt auf Berechnungen, wurde der Einfluss der angewandten Arbeitsfläche und der Ausnutzung der Nutzladung von chemischen Mitteln sowie ihrer gemeinsamen Abhängigkeit auf die Erzielung der maximalen Leistungen eines Agrarluftschiffes bestimmt. Es ist festgestellt worden, dass in gewissen Fällen für die Leistungssteigerung eine Verminderung der Arbeitsbreite unentbehrlich ist.

KOWALCZYK M., POCZTA K.: Motiviertes Prämiensystem in WSM PZL-Krotoszyn. TLIA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 2, S. 23

Das vorgestellte und in WSM PZL-Krotoszyn erprobte Prämiensystem hat zum Ziel eine Verknüpfung der Prämie mit den Arbeitsleistungen.

OWCARZ S.: Das Räumen von Bohrungen in gehärteten Stählen 30HGSА und 30HGSNA. TLIA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 2, S. 25

Der Beitrag enthält ausführliche Richtlinien für Konstrukteure von Räumwerkzeugen zur Bearbeitung von Bohrungen in Stählen von grosser Härte. Es werden die rationale Werkzeugkonstruktion und die Wahl der Werkstoffe sowie der spannabhebenden Parameter und Bedingungen angeführt.

MATUSAK P.: Widerstandsbewegung und Luftfahrtspionage in PZL-Mielec (1939-1944). TLIA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 2, S. 28

Es wird die Sabotageaktivität in den Betrieben in Mielec während der Naziokkupation im Hinblick auf die Luftfahrtspionage über die Flugzeugproduktion in dieser Fabrik dargestellt.

СОДЕРЖАНИЯ

ГУРСКИ П.: Самолеты местного сообщения (I). TLIA, т. 39, 1984 г. № 2, с. 4

Описано развитие самолетов местного сообщения, рост их численности, динамику производства, а также требования, предъявляемые к таким самолетам.

Вильга глазами Канадцев. TLIA, т. 39, 1984 г., № 2, с. 6

Приведены отрывки статьи из журнала Кэнэдиен Эвейшен, содержащие мнения о самолете Вильга 80 на поплавах и в сухопутном варианте. Описаны перспективы продажи этого самолета.

ТОПОЛЬСКИ С.: Проектирование с использованием вычислителя. TLIA, т. 39, 1984 г., № 2, с. 9

Статья дает обзор практических методов использования вычислителя при проектировании, от начала его применения до настоящего времени (1980 г.). Автор описывает хронологию развития методов, а также дает короткое описание способов определения пространственных кривых и метод проектирования пространственных листов, разработанную автором.

ОЛЬШУВКА П.: Производительность сельскохозяйственного летательного аппарата, ширина захвата и поперечное распределение химикатов. TLIA, т. 39, 1984 г., № 2, с. 21

На основе расчетов определяется влияние ширины захвата и использования грузоподъемности химикатов и взаимозависимости между этими факторами на достижимую максимальную производительность Л.А. Доказывается, что в некоторых случаях для увеличения производительности необходимо уменьшить ширину захвата.

КОВАЛЬЧИК М., ПОЧТА К.: Система мотивационной премии на заводе ВSM ПЗЛ-Кротозин. TLIA, т. 39, 1984 г., № 2, с. 23

Описывается система премирования, испытанная на заводе ВSM ПЗЛ-Кротозин, которая связывает высоту премии с результатами работы.

ОВЦАЖ С.: Протяжка отверстий в закаленных сталях 30HGSА и 30HGSNA. TLIA, т. 39, 1984 г., № 2, с. 25

Статья содержит подробные указания для конструкторов протяжек для обработки отверстий в стали с высокой твердостью. Описывает рациональную конструкцию инструмента, подбор материалов, параметров и условий обработки.

МАТУСАК П.: Подпольное движение и авиационная разведка на заводе ПЗЛ-Мелец (1939-1944). TLIA, т. 39, 1984 г., № 2, с. 28

Описаны действия в области саботажа на заводе в г. Мелец во время гитлеровской оккупации, а также разведочные данные о производстве самолетов заводом за этот период.

Zaczepy do holowania

Przepisy FAR 23 nie zawierają — jak dotąd — danych na temat obciążeń samolotów związanych z holowaniem szybowców. W tej sytuacji wydaje się celowe przedstawienie wytycznych FAA na ten temat (obejmujących także holowanie reklam — transparentów) podanych w Advisory Circular 43.13-2A ze zmianą 1, z 1.VI.79. Materiał ten nie stanowi wprawdzie przepisów, ale jest odzwierciedleniem stanowiska nadzoru lotniczego USA i może stanowić informację techniczną na ten temat.

126. Wymagania wytrzymałościowe

Wymagania wytrzymałościowe stawiane zaczepom są zależne od ich przeznaczenia. Zaczepy, spełniające wymagania stawiane holowaniu szybowców, spełniają też wymagania stawiane holowaniu transparentów. Natomiast ze względu na fakt, że obciążenia związane z holowaniem transparentów są mniejsze i działają w mniejszym zakresie kątów odchylenia od osi lotu niż obciążenia dla szybowców — zaczepy do holowania transparentów nie zawsze nadają się do holowania szybowców. Kąty odchylenia wynoszą dla szybowców 20° , zaś dla transparentów 10° w każdą stronę od osi lotu (siła obciążająca — wewnątrz stożka o kącie tworzącej odpowiednio 20° i 10°).

a. Zaczepy do holowania szybowców

Zabezpieczenie samolotu holującego odbywa się przez wymaganie użycia liny holowniczej, której wytrzymałość jest mniejsza niż ta, która mogłaby spowodować uszkodzenia struktury samolotu.

Obciążenia związane z holowaniem w warunkach normalnych rzadko przekraczają 80% ciężaru szybowca. Dlatego obciążenie, na jakie projektuje się zespół liny holowniczej dla szybowca o ciężarze 1000 lb (453 kG, 4460 N) może być przyjęte jako 800 lb (363 kG, 3560 N). Po pomnożeniu przez współczynnik bezpieczeństwa wynoszący 1,5, otrzymuje się siłę tzw. niszczącą o wielkości 1200 lb (544 kG, 5340 N). Podana wielkość 1200 lb jest wyjściową wielkością dla obliczeń struktury albo próby statycznej dla wykazania wytrzymałości zaczepu i jego zabudowy. Jeżeli zaczep i jego zabudowa zostały obliczone na podane obciążenia wytrzymałość liny nie może przekroczyć wartości 800 lb. Chodzi o to, aby lina zerwała się zanim mogłyby wystąpić uszkodzenia samolotu.

Inne podejście należy stosować w przypadku, gdy znane są wytrzymałości zaczepu i jego zabudowy na kadłubie. Wtedy wartość siły dla liny uzyskuje się przez dzielenie obciążenia niszczącego dla zaczepu (lub zabudowy) przez współczynnik bezpieczeństwa 1,5.

b. Zaczepy do holowania transparentów

Zaczep musi mieć wytrzymałość nie mniejszą niż dwukrotny pełny ciężar transparentu.

127. Próby wytrzymałościowe

Dostateczna wytrzymałość struktury samolotu dla wymaganych obciążeń może być udowodniona próbą statyczną albo analizą wytrzymałościową.

a. Próba statyczna

Próba statyczna, jeżeli ma służyć do udowodnienia wytrzymałości, musi być wykonana do obciążeń niszczących. Obciążenie musi być przykładane w kierunku do tyłu, w zakresie podanego stożka obciążeń.

b. Analiza wytrzymałościowa

Jeżeli wytrzymałość lokalnej struktury kadłuba nie została udowodniona próbą statyczną dla obciążeń od holowania, należy wykonać analizę wytrzymałościową dla stwierdzenia dostatecznej wytrzymałości lokalnej struktury kadłuba. Do tej analizy należy użyć współczynnika, jak dla okuć, wynoszącego co najmniej 1,15.

128. Punkty zamocowania

Mechanizmy zaczepów do holowania są zazwyczaj mocowane w punktach kotwiczenia samolotu albo na okuciach kółka tylnego, gdzie wytrzymałość lokalna z natury rzeczy jest dość duża i może być wykorzystana do przeniesienia obciążeń od holowania. Należy starać się zabudować zaczep jak najbliższej punktów mocowania (stosując jak najmniejszą piramidkę zaczepu) w celu zmniejszenia obciążeń struktury kadłuba.

129. Kąty odchylenia liny

Należy przeprowadzić próby, przy różnych kątach odchylenia liny, aby upewnić się, że:

a. Nie ma interferencji (dotykania, zaczepiania) o kółko tylne lub jego zawieszenie.

b. Lina ma wszystkie ruchome i stałe elementy ustereżenia przy pełnych wychyleniach tych powierzchni i dla każdego kąta liny wewnątrz stożka dopuszczalnych odchylenia.

c. Mechanizm nie zmniejsza w istotny sposób odstęp między kółkiem tylnym i sterem kierunku.

d. Zaczep nie zmienia położenia pod wpływem zmiany kierunku działania siły (nie ustawia się „w chorągiewkę”). Doświadczenie wykazało, że taka „samonastawność” powoduje uszkodzenia zarówno linki zwalniającej, jak i liny holowniczej podczas użytkowania samolotu.

e. Zaczep w położeniu otwartym nie zaczepia o żadną część samolotu.

Przyp. red.: Chodzi o spotykany w USA typ zaczepu w którym po otwarciu jedna z tzw. „szczęk” znacznie wystaje poza zaczep.

130. Tabliczki

Powinna być zainstalowana w widocznym miejscu w kabine tabliczka informująca pilota o ograniczeniach wytrzymałościowych urządzenia holowniczego, np.:

a. Dla urządzeń do holowania szybowców „Wytrzymałość zespołu liny holowniczej nie może przekraczać...” (podaje się wartość siły).

b. Dla urządzeń do holowania transparentów „Zaczep może być użyty do holowania transparentów o maksymalnym ciężarze nie większym niż...” (podaje się ciężaru, równą połowie siły użytej do udowodnienia wytrzymałości zaczepu).

131. Ciężar i wyważenie

W większości przypadków ciężar zespołu zaczepu będzie wpływał na położenie środka ciężkości, zmieniając skrajne tylnie wyważenie samolotu całkowicie załadowanego. Dla zapewnienia, że wpływ ten nie został zignorowany, należy odpowiednie dane wprowadzić do dokumentacji dotyczącej ciężaru i wyważenia samolotu, zgodnie z wymaganiami FAR 43.5 (a) (4).

132. Mechanizm zwalniania liny

a. Dźwignia zwalnająca

Powinna być umieszczona tabliczka wskazująca kierunek ruchu dźwigni dla otwarcia zaczepu.

Przy projektowaniu dźwigni należy zapewnić:

- (1) wygodę posługiwania się,
- (2) płynność przemieszczenia i pewność działania,
- (3) takie umieszczenie, aby pilot ciągnął wprost za dźwignię przykładając siłę wzdłuż kierunku jej ruchu,
- (4) wystarczający ruch dźwigni, aby normalny luz linki oraz jej wydłużenia nie czyniły niepewnym działania mechanizmu,
- (5) odpowiedni stosunek ramion między uchwytem a dźwignią do linki, aby siła potrzebna do zwolnienia zaczepu pod obciążeniem była umiarkowana,
- (6) ochronę linek przed:

Wielozadaniowy samolot bojowy

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy, dwusilnikowy odrzutowy średniopłat ze skrzydłem delta w układzie kaczki.

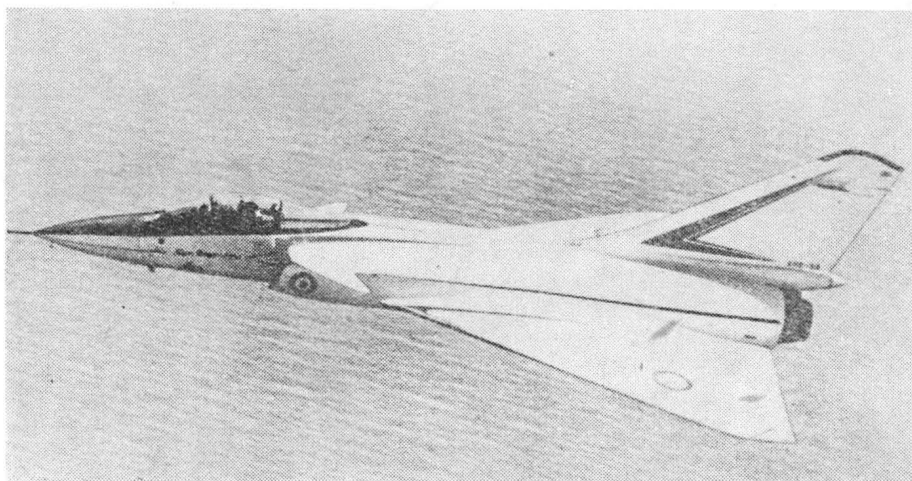
Plat. Obrys trójkątny, skos krawędzi natarcia 57,8°, wznios ujemny. Konstrukcja dwudzielna, półskorupowa wielodźwigarowa. Wewnątrz kesonów integralne zbiorniki paliwowe. Na całej długości krawędzi natarcia kłapy noskowe (po dwa segmenty na każdym skrzydle). Na krawędzi spływu każdego skrzydła po dwie sterolotki. Kłapy noskowe i sterolotki wykonane z kompozytu węglowego. Każdy segment sterolotki zawieszony w dwóch punktach. Końcówki skrzydeł lekko zaokrąglone na krawędzi natarcia. Skrzydła mocowane na okuciach — zakończeniach dźwigarów do wręg kadłubowych o kształcie półkolistym.

Kadłub. Klasyczna konstrukcja metalowa półskorupowa. Kształt opracowany wg reguły pół. W części przedniej radar osłonięty dielektrycznym nośnikiem kadłuba i zespoły awioniki pokładowej. Kabina usytuowana dość wysoko w celu poprawy widoczności, wyposażona w fotel, wyrzucany Martin Baker Mk.10 (typ 0-0). Osłona kabiny otwierana na bok w prawo. Pod kabiną wnęką podwozia przedniego. Za kabiną znajduje się przedział mieszczący dalsze wyposażenie elektroniczne (jego wymiary umożliwiają umieszczenie tam w przyszości drugiego pilota). Za tym przedziałem umieszczona jest turbina APU. Za kabiną, po obu stronach kadłuba, znajdują się wloty powietrza do silników. Na nich do tytanowych wręg struktury kadłuba umocowane jest usterzenie poziome. Tuż za usterzeniem poziomym umieszczone są płytowe hamulce aerodynamiczne, które mogą być używane we wszystkich fazach lotu. Wnętrze konstrukcji kadłuba między silnikami oraz obudowy kanałów wlotów powietrza do silników wykorzystano na integralne zbiorniki paliwowe. Tylna część kadłuba stanowi obudowę silników i może być wraz z usterzeniem pionowym odcinana do ich przeglądu i demontażu. W dolnych partiach obudowy kanałów wlotowych znajdują się wnęki kół podwozia głównego oraz działka i magazynu amunicyjnego.

Usterzenie. Obrisy obu usterzeń trapezowe, oba usterzenia skośne. Usterzenie poziome płytowe w postaci niewielkich powierzchni mocowanych na wlotach powietrza; konstrukcja płyt z kompozytu węglowego. Statecznik pionowy wykonany jako struktura kesonowa z kompozytu węglowego, wnętrze kesonu wykorzystane jako zbiornik paliwowy. Ster kierunku ma szkielet duralowy, pokrycia zaś z kompozytu węgiel/bor. Pod usterzeniem pionowym znajduje się zasobnik spadochronu hamującego.

Sterowanie. Wszystkie powierzchnie sterowe (kłapy noskowe, sterolotki, ster kierunku, hamulce aerodynamiczne) są wychylane za pomocą serwowymiarów elektrohydraulicznych. Samolot wyposażony jest w elektryczny układ sterowania (fly-by-wire) podobny jak w Mirage 2000. Układ ten jest zwielokrotniony — jest to właściwie 5 niezależnych układów (2 z nich współpracują z 2 instalacjami hydraulicznymi, 1 — z instalacją elektryczną, 1 — tylko z akumulatorem, piątą jest układem awaryjnym). Układ sterowania fly-by-wire współpracuje z kłapami noskowymi i sterolotkami.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do kadłuba i skrzydeł. Podwozie przednie chowane ku przodowi, jednogole-



niowe, z kołami bliźniaczymi, sterowane elektrycznie, amortyzator w goleni. Podwozie główne chowane do skrzydeł (golenie) i kadłuba (koła), golenie pojedyncze, koła pojedyncze na półwidelcach, amortyzator w goleni, hamulce hydrauliczne tarczowe. Amortyzacja olejowo-powietrzna, amortyzatory podwozia głównego częściowo uginane podczas chowania w celu zmniejszenia jego gabarytów. Ogumienie bezdętkowe. Na elementy podwozia użyto wysokowytrzymałej stali stopowej (ok. 1800 MPa). Masa podwozia stanowi ok. 2,8% masy startowej samolotu.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbowentylatorowe SNECMA M-53 o ciągu (z dopalaniem) 9890 daN. Silniki umieszczone obok siebie w tylnej części kadłuba, oddzielone ścianami ogniowymi z całkowicie niezależnymi instalacjami. Wloty powietrza do silników mają przekrój półkolisty, są odsunięte od powierzchni kadłuba w celu odseparowania warstwy przyściennej i wyposażone w ciała centralne o kształcie półstożka. W skład zespołu napędowego wchodzi turbina pomocnicza APU Turbomeca Paluste.

Instalacje. Paliwowa — integralne samouszczelniające zbiorniki skrzydłowe i kadłubowe oraz zbiornik w stateczniku pionowym o łącznej pojemności ok. 11 000 l, możliwość podwieszenia zbiorników dodatkowych (2 x 2500 l); zużywanie i przepływy paliwa między zbiornikami sterowane są przez kalkulator pokładowy. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 28 MPa, 4 pompy główne Messier, przewody z tytanu. Elektryczna — 2 prądnice Auxilec, przewidywana zabudowa mocniejszych.

Wyposażenie. Wielofunkcyjny radar dopplerowski Thomson — CSF-RDM o zasięgu 130 km, pilot automatyczny, bezwładnościowy system nawigacyjny SAGEM Uliss 52, kalkulator pokładowy Crouzet 80, pro-

jektor danych (head-up display) Thomson-CSF VE-120, projektor mapy, system sterowania uzbrojeniem, systemy łączności, urządzenia ostrzegawcze i identyfikacyjne.

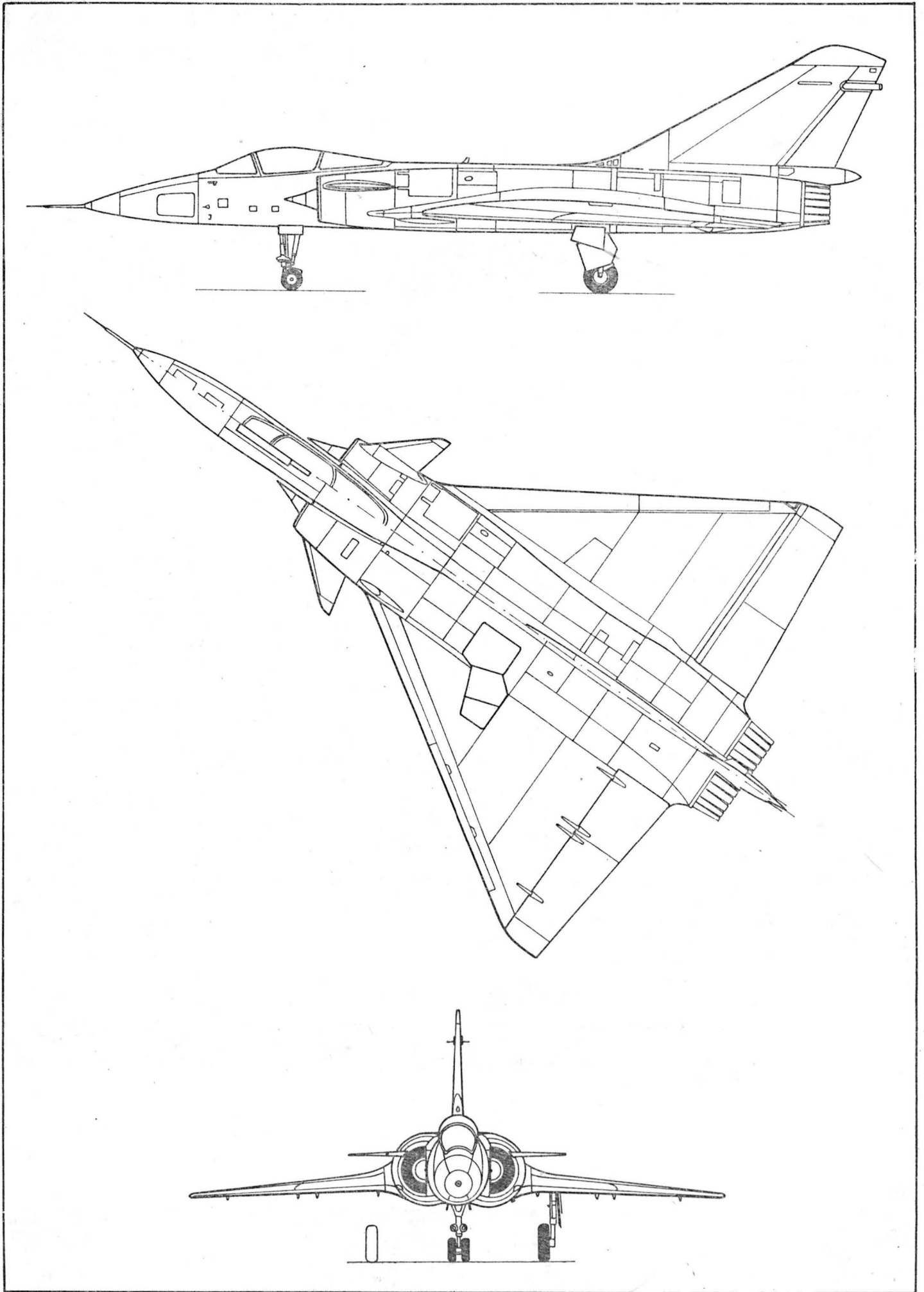
Uzbrojenie. Stałe — 2 działka DEFA kal. 30 mm i podwieszane — różne zestawy uzbrojenia (zależnie od rodzaju akcji) na zaczepach podskrzydłowych i kadłubowych (łączna liczba zaczepów — 11).

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot Super Mirage 4000 jest określanym przez wytwórcę jako myśliwiec przewagi powietrznej i rozpoznania, oczywiście jest, że może być wykorzystywany w innym charakterze — przede wszystkim jako bombowiec. Super Mirage 4000 został opracowany w zakładach Dassault bez konkretnego zamówienia, na własne ryzyko. Jego konstruowanie przebiegało równoległe z opracowywaniem samolotu Mirage 2000, stąd duże podobieństwo i zastosowanie podobnych rozwiązań, a nawet tych samych zespołów instalacji. Wytwórnia Dassault liczy na jego eksport i prowadzi szeroką akcję reklamową, konkurując z firmami amerykańskimi. Przy wytwarzaniu samolotu posłużono się metodą DRAPO (określanie współrzędnych geometrii za pomocą systemu komputerowego z wprowadzaniem danych przez ekran monitora), system komputerowy przetwarzający wprowadzane dane geometryczne współpracuje z obrabiarkami sterowanymi numerycznie wykonującymi części samolotu. Prototyp samolotu oblatano 9 marca 1979 r. (pilot J.-M. Saget). Prowadzącym projekt jest p. Bruno Revellin-Falcoz. Do końca 1982 r. prototypy przechodziły liczne próby eksploatacyjne. Pierwszy prototyp miał silniki SNECMA M-53 o ciągu 8340 daN (z dopalaniem) każdy i latał bez zainstalowanego radaru Thomson-CSF-RDM. Układ samolotu umożliwia lot przy kącie natarcia do 25°.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	12,00 m	Obciążenie powierzchni (akcja myśliwska)	219,2 kg/m ²
Długość	18,70 m	Obciążenie ciągu (jw.)	0,81 kg/daN
Wysokość	5,60 m	Prędkość maks.	2,3 Ma
Baza podwozia	6,90 m	Wznoszenie maks.	305 m/s
Rozstaw podwozia	4,36 m	Czas wznoszenia na H = 15 000 m z nabraniem prędkości V = 2 Ma	180 s
Powierzchnia skrzydła	73,0 m ²	Pułap operacyjny	20 000 m
Wydłużenie skrzydła	2	Zasięg (ze zbiornikami dodatkowymi 2 x 2500 l)	3700 km
Masa bojowa (akcja myśliwska)	16 000 kg		
Masa na podwieszeniach maks.	8000 kg		

T.M.



Samolot akrobacyjny

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, jedno-miejscowy metalowy dolnopłat ze stałym podwoziem.

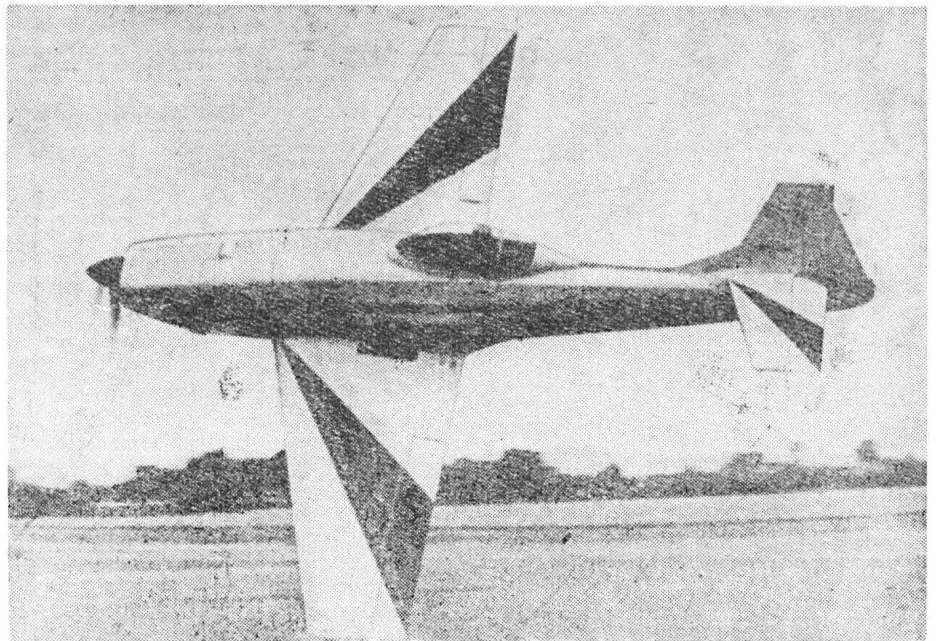
Plat. Obrys trapezowy ze skośną krawędzią natarcia i prostą krawędzią spływu (prostopadłą do osi samolotu). Profil z rodziny NACA 23 o grubości 15% u nasady i 12% przy końcówce. Wznios 3°, skrócenie geometryczne 2°, skos 9°36' (w 25% cięciwy). Możliwość zmiany kąta zaklinowania przez montowanie odpowiednich elementów dystansowych w połączeniu skrzydło-kadłub. Konstrukcja niedzielona, jednodźwigarowa, półskorupowa, metalowa. Dźwigar w części centralnej prostopadły do osi samolotu, pasy z kątowników frezowanych; zewnętrzne części dźwigara — skrzynkowe. Pokrycia podparte tłoczonymi żebrami i podłużnicami o przekroju zetowym. W noskach skrzydeł przy kadłubie mieszczą się zbiorniki paliwowe. Na tylnym dźwigarku pomocniczym zawieszono są lotki typu Frise, zajmujące ok. 60% rozpiętości. Konstrukcja lotek: szkielet duralowy, pokrycie dakronowe. Lotki wyważone masowo. Na lewej lotce nastawiana na ziemi kłapka wyważająca. Duża prędkość katowa wychyleń lotek (ok. 200°/s). Kłap brak.

Kadłub. Przekrój prostokątny. Konstrukcja kratownicowa spawana z rur stalowych (ze stali T45). Podłoga kabiny pilota z blachy duralowej. Pokrycie przedniej części kadłuba sklejkowe, tylniej — dakronowe na szkielecie z listew drewnianych mocowanych do kratownicy. Osłona kabiny jednoczęściowa, otwierana na lewą stronę. Wnętrze kabiny dość obszerne. Fotel pilota regulowany, przystosowany do spadochronu siedzeniowego. Położenie pilota tak dobrane, że siedząc nad krawędzią spływu ma możliwość dobrej kontroli położenia we wszystkich figurach akrobacji. Kratownica kadłuba zaprojektowana jest w sposób umożliwiający przebudowę samolotu na dwumiejscowy.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrisy obu usterzeń trapezowe. Konstrukcja stateczników metalowa, dwudźwigarowa, półskorupowa. Konstrukcja sterów: szkielet metalowy, pokrycie dakronowe. Prawy segment steru wysokość wyposażony w kłapkę wyważającą. Ster wysokość wyważony masowo, ster kierunku wyważony masowo i odciążony aerodynamicznie (rogowo).

Sterowanie. Lotki sterowane popychaczowo, stery — linkowo.

Podwozie. Stałe w układzie klasycznym. Podwozie główne z goleniami teleskopowymi, koło tylne na amortyzowanym widelcu, samonastawne. Średnica kół głównych 0,36 m, ciśnienie w ogumieniu 170 kPa; średnica koła tylnego 0,127 m, ciśnienie w ogumieniu 276 kPa. Hamulce hydrauliczne tarczowe. Amortyzacja olejowo-powietrzna. Podwozie adaptowane z samolotu Chipmunk.



Zespół napędowy. Płaski, chłodzony powietrzem sześciocylndrowy silnik wtryskowy Lycoming IO-540-D o mocy 203 kW. Śmigło przestawialne, trójłopatowe, metalowe Hartzell. Łoże silnika z rur stalowych. Osłony zespołu napędowego laminatowo-metalowe. Dwa kolektory spalin (osobno dla lewych i prawych cylindrów), wyloty spalin skierowane pod kadłub. Cały zespół napędowy ze swymi instalacjami dostosowany do akrobacji.

Instalacje. Paliwowa — główny zbiornik w kadłubie; w noskach skrzydeł przy kadłubie dodatkowe zbiorniki używane do dłuższych przelotów. Elektryczna — do zasilania radiostacji.

Wyposażenie. Zestaw najniezbędniejszych przyrządów pilotażowych i kontrolnych. Radiostacja UKF montowana bezpośrednio na podłodze między nogami pilota.

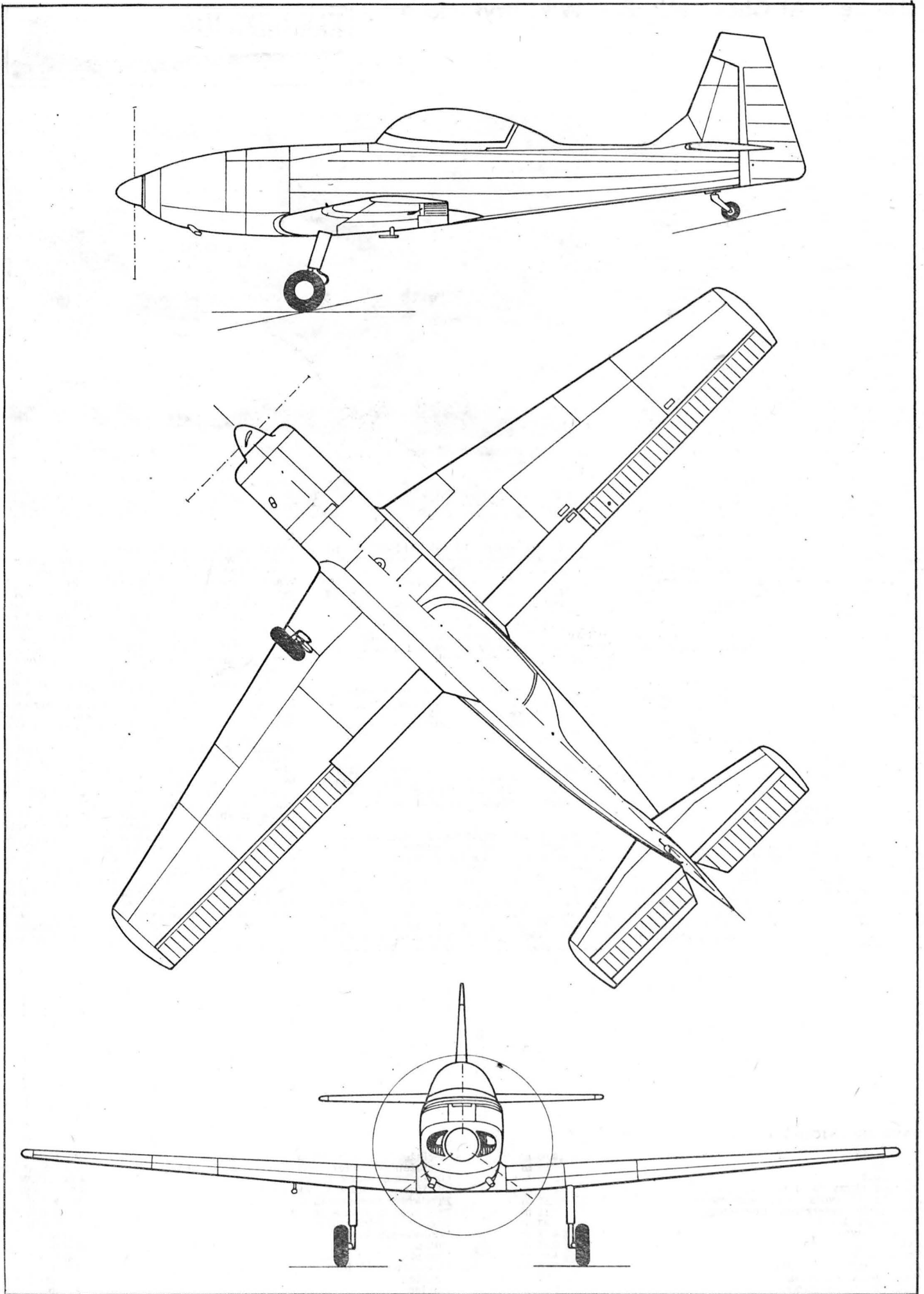
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Początki koncepcji samolotu sięgają drugiej połowy lat sześćdziesiątych. Zawodnicy-akrobaci angielscy zgłaszali potrzebę powstania nowego samolotu akrobacyjnego o niskim obciążeniu mocy, dobrych właściwościach w figurach pionowych i dość dużego (aby jego loty były dostatecznie widowiskowe). Wymagania techniczne dla samolotu opracował w 1967 r. Neil Williams, znany pilot-akrobata. Projekt wstępny był dziełem

dwóch studentów politechniki w Cranfield: Roberta Warda i Grahama Pottera, pracujących pod kierunkiem prof. D. Howe (R. Ward opracował konstrukcję kadłuba i usterzenia, G. Potter — konstrukcję skrzydła). Trudności finansowe sprawiły, że prace nad budową samolotu trwały do 1976 r.; uległy one przyspieszeniu, gdy mecenasem całego przedsięwzięcia został znany brytyjski pilot-akrobata Alan Curtis. Pomocy udzieliły znane firmy lotnicze: Rolls-Royce/ /British Engine Division (silnik i pomoc przy przystosowaniu go do akrobacji) i de Havilland (podwozie i elementy sterowania z samolotu Chipmunk). Badania aerodynamiczne i budowę prowadzono w Cranfield. Prototyp z silnikiem Rolls-Royce Continental IO-360-D (154 kW) oblatano 23 sierpnia 1976 r. W trakcie prób zmieniono ster kierunku (zwiększono powierzchnię wyważającą) oraz osłonę kabiny. Próby wykazały kilka niedociągnięć (m.in. niezadawalające właściwości w figurach pionowych, nadmierna stateczność kierunkowa, trudności przy wprowadzaniu w korkociąg). Celowe okazało się zwiększenie mocy zespołu napędowego, co uczyniono w 1977 r., zabudowując na samolocie silnik Lycoming IO-540-D (203 kW) — wersję tę oznaczono AlMk.2. Certyfikat uzyskano w 1978 r. — samolot spełnia wymagania przepisów BCAR cz. K. Sylwetka samolotu w dość znacznym stopniu przypomina czeskie Zliny 26-726. Przyczyna jest to, że Neil Williams, który opracował wymagania techniczne dla samolotu, należy do znanych „miłośników” Zlina.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	10,00 m	Obciążenie powierzchni nośnej maks.	66,7 kg/m ²
Długość	8,05 m	Obciążenie powierzchni nośnej w akrobacji	56,7 kg/m ²
Wysokość	2,70 m	Obciążenie mocy maks.	4,93 kg/kW
Cięciwa skrzydła u nasady	2,08 m	Obciążenie mocy w akrobacji	4,01 kg/kW
Cięciwa skrzydła przy końcówce	0,91 m	Prędkość dopuszczalna	384 km/h
Rozpiętość usterzenia poziomego	3,11 m	Prędkość pozioma maks.	274 km/h
Rozpiętość lotki	2,93 m	Prędkość minimalna	90 km/h
Baza podwozia	4,57 m	Wznoszenie maks.	11,0 m/s
Rozstaw podwozia	2,75 m	Pułap	5000 m
Średnica śmigła	1,90 m	Zasięg	200 km
Powierzchnia skrzydła	15,0 m ²	Długotrwałość lotu	1,5 h
Wydłużenie skrzydła	6,7	Rozbieg	170 m
Masa startowa maks.	1000 kg	Dobieg	200 m
Masa startowa do akrobacji maks.	850 kg		

T.M.



NIEMIECKIE LOTNICZE CZASOWNIKI
I ZWROTY (I)

- 1 — demontować, rozbierać, wy-
chodzić z walki
- 2 — rozwarstwiać się, wychodzić
z szyku
- 3 — hamować, próbować silnik
(na ziemi)
- 4 — odpadać, odchyłać się (od
kursu), dryfować
- 5 — przechwytywać (cel), wy-
równywać, wyprowadzać (z
nurkowania)
- 6 — słabnąć (o wietrze)
- 7 — startować, odlatywać
- 8 — patrolować w rejonie
- 9 — przeganiać (inny samolot)
(pot.)
- 10 — skakać przymusowo ze spa-
dochronem (pot.)
- 11 — startować, wznosić się
- 12 — odrywać się od ziemi
- 13 — podśluchiwać, odbierać na
foni
- 14 — nurkować, zwałać się na
skrzydło
- 15 — rozładowywać, zrzucać bom-
by (pot.)
- 16 — zlewać, spuszczać
- 17 — ucihać (o wietrze)
- 18 — zdejmować, demontować,
rozbierać (silnik), rozlecieć
się w powietrzu (o samo-
locie)
- 19 — wykołowywać, zakołowywać
- 20 — w. na start
- 21 — ślizgać się
- 22 — ś. na ogon
- 23 — ś. na skrzydło
- 24 — ś. na ogon
- 25 — zwałać się, ś. na ogon,
przepadać (przy lądowaniu)
- 26 — tracić wysokość (pot. o szy-
bowcu)
- 27 — strzelać, strącać (samolot)
- 28 — katapultować się
- 29 — smarować, pot.: mimowol-
nie wykonać ślizg, rozbić
się
- 30 — izolować, przechwycić (cel)
- 31 — wykonywać zakręt
- 32 — wyrzucać desant, przyzbie-
miać, nadawać (rad.)
- 33 — zrzucać (np. kopułkę ka-
biny)
- 34 — skakać ze spadochronem,
opuszczać samolot
- 35 — zniżać się, tracić wysokość
- 36 — wyłączać (silnik), ustawić
na stoisku, wciągnąć do
hangaru
- 37 — stroić (radiostację)
- 38 — przegłądać
- 39 — przeszukiwać przestrzeń po-
wietrzną
- 40 — opadać w korkociągu, wy-
konywać korkociąg
- 41 — wprowadzić w korkociąg
- 42 — tracić wysokość, zniżać się
- 43 — startować z wody, odry-
wać się od w.
- 44 — odchyłać się (od kursu, od
trasy)
- 45 — zakazywać lądowania (cho-
ragiewka sygnalizacyjna)
- 46 — wykonywać lot samodzielny,
lecieć samotnie
- 47 — oddawać drążek, (po)duśić,
wprowadzać w nurkowanie
- 48 — zbliżać się (do lotniska),
wchodzić na cel
- 49 — uruchamiać (silnik), zapu-
szczać (s.)
- 50 — trzymać (na kursie), utrzy-
mywać (kurs)
- 51 — zbliżać
- 52 — zbliżać się
- 53 — namierzać
- 54 — kołować, wykonywać roz-
bieg
- 55 — zapinać (pasy bezpieczeń-
stwa)
- 56 — podchodzić do lądowania
- 57 — nurkować na cel (pot.)
- 58 — uruchamiać (silnik)
- 59 — wodować, stykać się z wo-
dą
- 60 — podawać sygnały ręką lub
chorągiewką
- 61 — znajdować, wykrywać (cel)
- 62 — startować, wznosić się
- 63 — tracić wysokość, zniżać się
- 64 — rozjaśniać się (o niebie),
przejaśniać się
- 65 — doganiać, zwiększać pręd-
kość, z. obroty
- 66 — prowadzić rozpoznanie
- 67 — wchodzić na kurs
- 68 — lecieć po kursie
- 69 — rozformowywać, rozluźniać
(szyk)
- 70 — wbić się (w ziemię)
- 71 — lądować, przyziemiać
- 72 — przyziemiać na jedno koło
- 73 — p. na trzy punkty
- 74 — startować, wznosić się
- 75 — uczyć, trenować
- 76 — wytaczać (z hangaru), wy-
puszczać (np. podwozie)
- 77 — zatrzymać się (o uszkodzo-
nym silniku)
- 78 — wylatywać, ewakuować się
- 79 — wyrównywać samolot przy
ładowaniu, wylaczać silnik
- 80 — przeganiać na zakręcie
- 81 — wykonywać dobieg
- 82 — wyłączać, odłączać
- 83 — wyłączać, usuwać, niszczyć
- 84 — niszczyć artylerię p. lot.
przeciwnika
- 85 — wychodzić z szyku
- 86 — wyrównywać przy lądowa-
niu, wytrzymywać p. l.
- 87 — wychylać, odchyłać się
- 88 — nadawać
- 89 — przerywać, zatrzymywać się
(o silniku), wylaczać, zru-
cać
- 90 — wyskakiwać (ze spadochro-
nem)
- 91 — równoważyć (trymerem),
wyważać
- 92 — r. (t.), w.
- 93 — utrzymywać (zadany) tor
lotu
- 94 — latać, oblatywać
- 95 — wykonywać przelot Atlan-
tyku
- 96 — eksploatować trasę lotniczą
- 97 — osłaniać, eskortować
- 98 — ostrzeliwać
- 99 — zadymiać
- 100 — ratować
- 101 — wsiadać (do samolotu)
- 102 — tankować
- 103 — migać, nadawać sygnały
świetlne
- 104 — bombardować
- 105 — lądować z uszkodzeniem sa-
molotu
- 106 — obracać, krecić, zakrecać,
wykonywać pętle
- 107 — cisnąć, duśić, oddawać dra-
żek, wprowadzać w nurko-
wanie
- 108 — przepalić
- 109 — zwalić się, przepadać, lądo-
wać z przepadaniem
- 110 — montować, zabudować
- 111 — wkrecać, wiercić, zakrecać,
wchodzić na nowy kurs
- 112 — wprowadzać samolot na no-
wy kurs
- 113 — wlatywać, oblatywać, treno-
wać (pilotów), podchodzić
do lądowania
- 114 — wprowadzić do hangaru
- 115 — chować, zamykać (np. kła-
py)
- 116 — podchodzić do lądowania
- 117 — naprowadzać
- 118 — orientować (mapę)
- 119 — włączać, łączyć

K.D.

- 1 — abbauen
- 2 — abblättern
- 3 — abbremsen
- 4 — abfallen
- 5 — abfangen
- 6 — abflauen
- 7 — abfliegen
- 8 — einen Raum a.
- 9 — abhängen
- 10 — abhauen
- 11 — abheben
- 12 — von der Erde a.
- 13 — abhören
- 14 — abkippen
- 15 — abladen
- 16 — ablassen
- 17 — abmojen
- 18 — abmontieren
- 19 — abrollen
- 20 — zum Start a.
- 21 — abruttschen
- 22 — rückwärtig a.
- 23 — seitlich a.
- 24 — über den Schwanz a.
- 25 — absacken
- 26 — absaufen
- 27 — abschiessen
- 28 — sich a.
- 29 — abschmieren
- 30 — abschnneiden
- 31 — abschwenken
- 32 — absetzen
- 33 — absprengen
- 34 — abspringen
- 35 — absteigen
- 36 — abstelen
- 37 — abstimmen
- 38 — absuchen
- 39 — den Luftraum a.
- 40 — abtrudeln
- 41 — sich a. lassen
- 42 — abwärtsbewegen
- 43 — abwassern
- 44 — abweichen
- 45 — abwinken
- 46 — alleinfliegen
- 47 — andrücken
- 48 — anfliegen
- 49 — anlassen
- 50 — anliegen
- 51 — annähern
- 52 — sich a.
- 53 — anpellen
- 54 — anrollen
- 55 — anschnallen
- 56 — zur Landung ansetzen
- 57 — anstechen
- 58 — antreiben
- 59 — anwassern
- 60 — anwinken
- 61 — auffinden
- 62 — auffliegen
- 63 — aufgeben
- 64 — aufheuern, aufklären
- 65 — aufholen
- 66 — aufklären
- 67 — auflegen
- 68 — aufliegen
- 69 — auflösen
- 70 — aufschlagen
- 71 — aufsetzen
- 72 — auf ein Rad a.
- 73 — in Dreipunktlage a.
- 74 — aufsteigen
- 75 — ausbilden
- 76 — ausfahren
- 77 — ausfallen
- 78 — ausfliegen
- 79 — aushungern
- 80 — auskurven
- 81 — auslaufen, austrollen
- 82 — ausrücken
- 83 — ausschalten
- 84 — feindliche Flakabwehr a.
- 85 — ausscheren
- 86 — ausschweben
- 87 — ausschwenken
- 88 — aussenden
- 89 — aussetzen
- 90 — aussteigen
- 91 — austrimmen
- 92 — auswuchten
- 93 — bahnhofen
- 94 — befliegen
- 95 — den Atlantik b.
- 96 — eine Flugstrecke b.
- 97 — begleitschutzfliegen
- 98 — mit Feuer belegen
- 99 — benebeln
- 100 — bergen
- 101 — besteigen
- 102 — betanken
- 103 — blinken
- 104 — bombardieren
- 105 — bruchlanden
- 106 — drehen
- 107 — drücken
- 108 — durchbrennen
- 109 — durchsacken
- 110 — einbauen
- 111 — eindehren
- 112 — Flugzeug auf einem
neuen Kurs e.
- 113 — einfliegen
- 114 — einhalten
- 115 — einklappen
- 116 — einkurven
- 117 — einlenken
- 118 — einrichten
- 119 — einrücken

cd. ze s. 14

TABLICA

Średnica		Linka sztywna ze stali węglowej 1x7 i 1x19 ¹⁾			Linka miękka ze stali węglowej 7x7 i 7x19 ²⁾		
		obciążenie niszczące			obciążenie niszczące		
cala	mm	lb	kG	N	lb	kG	N
1/32	0,794	185	83,9	823	—	—	—
3/64	1,191	375	170,1	1669	—	—	—
1/16	1,587	500	226,8	2225	480	217,17	2136
5/64	1,984	800	362,9	3560	—	—	—
3/32	2,381	1200	544,3	5340	920	417,3	4094

¹⁾ wg MIL-W-6904B, ²⁾ wg MIL-C-542A

- (a) zużyciem i przetarciem podczas normalnego użytko-
wania,
- (b) zacięciem w miejscach, gdzie przechodzą przez prze-
lotki, rolki itp.,
- (c) przypadkowym odzepieniem,
- (d) zaczeptaniem o inne elementy samolotu,
- (e) zamrażaniem oraz zbieraniem się wilgoci w osło-
nach bowdenów, rurek itp.

b. Próby zwalniania

Powinny być wykonane próby zwalniania w celu stwierdzenia właściwego działania mechanizmu oraz zaczeptu w całym zakresie kątów odchylenia liny, dla projektowych (dopuszczalnych) obciążeń dla szybowca albo transparentu.

c. Linka zwalnająca

Charakterystyki linek są podane w tablicy. Zaleca się, aby wszystkie linki zwalnające były nie mniejsze niż 1/16 cala.

Opr. A. K.

ICA IAR-831 Pelican • Rumunia •

Tłokowy samolot szkolny

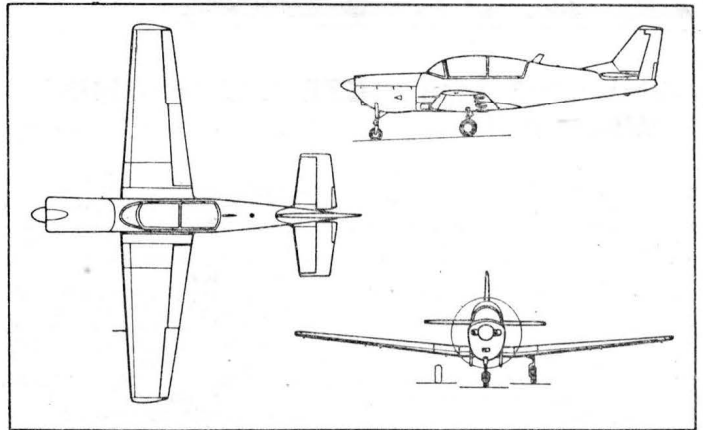
Wytwórnia płatowców ICA (Intreprinderea Constructii Aeronautice) w Braszow pokazała na Salonie Paryskim'83 tłokowy samolot szkolny IAR-831 Pelican, który jest odpowiednikiem turbośmigłowego samolotu IAR-825TP Triumf, wystawionego w Farnborough w 1982 r. Samolot Pelican, podobnie jak Triumf, został zaprojektowany zgodnie z koncepcją taniego wielocelowego samolotu szkolnego zbliżonego swymi charakterystykami do samolotów odrzutowych.

Płatowiec, o metalowej konstrukcji, jest identyczny z płatowcem IAR-825TP. Zamiast turbinowego silnika PWC PT6A-25C o mocy 560 kW (760 KM) zastosowano silnik tłokowy o mocy 213 kW (290 KM), co spowodowało skrócenie nosowej części kadłuba zbliżając przednie koło, chowane do tyłu, do śmigła. Kabina z dwoma miejscami w układzie tandem ma długość 2,49 m i szerokość 0,77 m. Sześciocylindrowy silnik Lycoming IO-540-G1D5 napędza dwułopatowe śmigło o stałej prędkości obrotowej Hartzell HO-92-WK-1. Poza integralnymi zbiornikami paliwa w skrzydłach przewidziane są odrzucane zbiorniki na końcach płata.

Samolot Pelican jest przystosowany do akrobacji przy masie startowej ograniczonej do 1200 kg.

Dane techniczne

Rozpiętość	10,00 m
Długość	8,90 m
Wysokość	2,38 m
Powierzchnia nośna	15,00 m ²
Masa startowa maks.	
w kategorii użytkowej	1380 kg
w kategorii normalnej	1500 kg
Prędkość maks.	320 km/h
Prędkość dopuszczalna maks.	500 km/h
Prędkość przelotowa	295 km/h



Wznoszenie maks.	7 m/s
Pułap praktyczny	5600 m
Długość startu na 15 m	300 m
Długość lądowania z 15 m	250 m
Zasięg	1300 km
	W. K.

General Avia F-20TP Condor • Włochy •

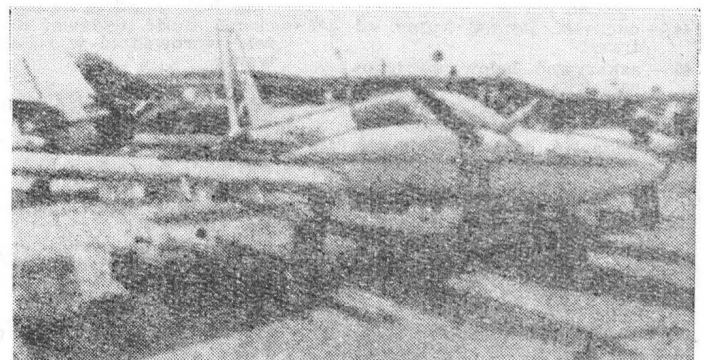
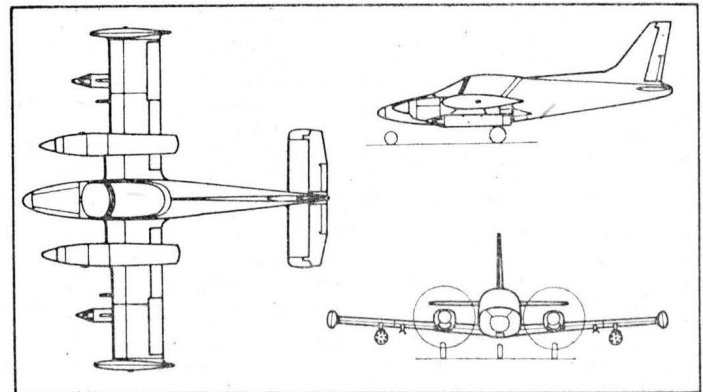
Dwusilnikowy turbośmigłowy samolot szkolno-bojowy

Włoska firma General Avia Construzioni Aeronautiche w Mediolanie zbudowała lekki samolot szkolno-bojowy F-20TP Condor napędzany dwoma turbinowymi silnikami śmigłowymi. Wywodzi się on z 6-miejscowego samolotu turystyczno-służbowego z silnikami tłokowymi F-20 Pegaso tej samej firmy. Samolot Condor jest 4-miejscowy i ma służyć przede wszystkim do szkolenia wojskowych pilotów samolotów odrzutowych, a jako jednomiejscowy będzie używany do zadań bojowych. Prototyp samolotu wykonał pierwszy lot 7 kwietnia 1983 r.

Konstrukcja samolotu jest metalowa. Płat o prostokątnym obrysie i profilu NACA serii 65 ma strukturę jednoźwigarową, lotki uruchamiane mechanicznie i dwuszczyelinowe kłapy napędzane elektrycznie. Pod płatem znajdują się cztery uchwyty do podwieszenia uzbrojenia o łącznej masie 400 kg. Kadłub jest półskorupowy. Kabina ma dwa przednie siedzenia ze zdwojonym układem sterowniczym, dla dwóch uczniów, i dwa siedzenia tylne, dla instruktora i ucznia, jednoczęściowy wiatrochron i jednoczęściową, dużą osłonę. Podwozie, z kołem przednim, jest chowane. Napęd stanowią silniki Allison 250-B17B o mocy 290 kW (394 KM) z trójłopatowymi śmigłami Hartzell o stałej prędkości obrotowej. Pojemność zbiorników paliwowych w skrzydłach i na końcach płata wynosi 600 l.

Dane techniczne

Rozpiętość	10,34 m
Długość	8,92 m
Wysokość	3,50 m
Powierzchnia nośna	16,02 m ²
Masa własna	1400 kg
Masa startowa	2400 kg
Maks. masa startowa	2700 kg
Prędkość maksymalna	460 km/h
Prędkość przelotowa	390 km/h



Pułap praktyczny	8500 m
Zasięg	1550 km
	W. K.

Wydajność rolniczego statku powietrznego a szerokość robocza i ciągłość rozkładu poprzecznego środków chemicznych

Mgr inż. RYSZARD OLSZÓWKA

Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego Mielec

Konieczność szybkiego i systematycznego wzrostu produkcji żywności zarówno w skali regionalnej, jak i ogólnoświatowej zmusza do stosowania w rolnictwie coraz nowocześniejszych maszyn i środków chemicznych.

Wysoka jakość wykonywanych zabiegów oraz osiąganie dużych wydajności przy powszechnie znanej operatywności potwierdziły celowość budowy i stosowania specjalistycznych rolniczych statków powietrznych (RSP). Potwierdzeniem zalet zastosowania agrolotnictwa jest liczba 25 000 rolniczych statków powietrznych eksploatowanych obecnie na świecie i ciągły wzrost wielkości ich produkcji.

O walorach użytkowych RSP decydują głównie: jakość charakterystyk agrolotniczych, koszty własne 1 h lotu oraz osiągane wydajności, tzn. powierzchnia pola, na której mogą być wykonane zabiegi w ciągu 1 h lotu.

Wśród charakterystyk określających jakość pracy aparatury agrolotniczej szczególnie ważna jest równomierność rozłożenia chemikaliów w obrabianym pasie, co umożliwia uzyskanie pełnej efektywności wykonywanych zabiegów w postaci wzrostu plonów. Oceny stopnia równomierności pokrycia powierzchni pola dokonuje się za pomocą współczynnika zmienności rozkładu poprzecznego, nazywanego również współczynnikiem wariancji lub nierównomierności [1].

Współczynnik nierównomierności eliptycznego profilu rozkładu poprzecznego środków chemicznych

Przepisy państwowe każdego kraju określają graniczną, dopuszczalną wartość współczynnika nierównomierności rozkładu poprzecznego. Warunkiem dopuszczenia RSP do eksploatacji w danym kraju jest spełnienie odpowiednich przepisów. W Polsce, wg Kart Wymagań Systemu Maszyn Rolniczych o numerach 5a÷13 i 5b÷6 wydanych przez Ośrodek Normalizacji Instytutu Budownictwa, Mechanizacji i Elektryfikacji Rolnictwa, dopuszczalna wartość współczynnika nierównomierności rozkładu poprzecznego dla środków sypkich i ciekłych wynosi 20%.

Z teoretycznej analizy profili rozkładu poprzecznego środków chemicznych w zabiegach agrolotniczych [1] wynika, że dla przyjętej, granicznej wartości współczynnika nierównomierności wynoszącej 20%, profil rozkładu poprzecznego o kształcie elipsy zapewnia największy i ciągły zakres szerokości roboczej (rys. 1). Przy całkowitej szerokości opylanego pasa równej 50 m, maksymalna szerokość robocza dla takiego profilu wynosi 47 m, co daje 94% wykorzystania szerokości całkowitej.

Zaleta rozkładu eliptycznego — ciągłość zakresu szerokości roboczej (od 20 do 47 m) przy zachowaniu wymagań co do wartości współczynnika nierównomierności nie większej od 20% — polega na możliwości wykonywania zabiegów agrotechnicznych o wysokiej jakości przy dowolnej szerokości obrabianych pól, a także wykonywania zabiegów dużymi i bardzo dużymi dawkami hektarowymi środków chemicznych.

Zaleta ciągłości zakresu szerokości roboczej dla profilu eliptycznego zaznacza się szczególnie korzystnie w wydajności hektarowej 1 h lotu (ha/h).

Analiza wpływu ciągłości zakresu szerokości roboczej na wydajność hektarową 1 h lotu rolniczego statku powietrznego

Przedmiotem analizy jest rolniczy statek powietrzny o użytecznym udźwigu środków chemicznych 1780 kg, mający charakterystyki agrotechniczne zapewniające ciągły zakres szerokości roboczej od 10 do 46 m przy dawkach 50, 100, 150, 200, 300, 400 i 500 kg/ha. Dolet do pola o długości 1600 m wynosi 8 km.

Obliczenia wykonano wg własnego programu opracowanego w języku FORTRAN IV na EMC RIAD R-32.

Z przeprowadzonych obliczeń wynika, że najważniejszym czynnikiem warunkującym otrzymanie dużych wydajności jest wykorzystywanie maksymalnego użytecznego udźwigu chemikaliów. Jeśli do tego dodamy, że warunkiem prawidłowo wykonanego zabiegu agrotechnicznego jest wykonywanie pełnych przelotów (gonów), tzn. niedopuszczenie do kończenia się chemikaliów nad polem, to jedynym parametrem, którym możemy regulować liczbę przelotów nad polem o określonej długości jest szerokość robocza. Zmniejszając bowiem szerokość roboczą zwiększamy długość obrabianego pasa. Umożliwia to zwiększenie liczby pełnych przelotów nad polem w jednym locie (rys. 2) przez lepsze wykorzystanie maksymalnego udźwigu użytecznego środków chemicznych przez RSP.

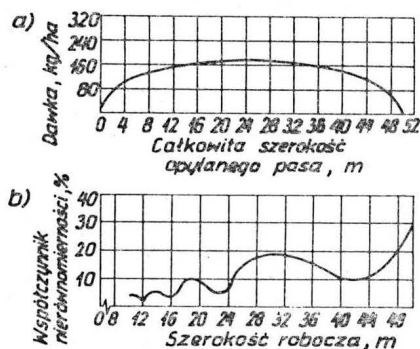
Mając pole o długości 1600 m i wykorzystując maksymalną szerokość roboczą $S1 = SMAX = 46$ m, obrobimy w jednym przelocie pas pola o powierzchni:

$$F1 = L \cdot S1 = 1600 \cdot 46 = 73\,600 \text{ m}^2 = 7,36 \text{ ha (rys. 2a).}$$

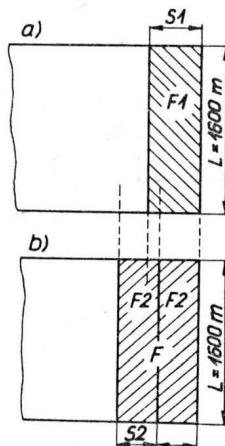
Przy dawce $D = 150$ kg/ha spowoduje to zużycie chemikaliów w ilości:

$$QCH = D \cdot F1 = 150 \cdot 7,36 = 1104 \text{ kg.}$$

Ze względu na to, że maksymalny użyteczny udźwig $QCHMAX$ rozpatrywanego RSP wynosi 1780 kg, możliwy jest tylko jeden pełny przelot nad polem w jednym locie.



Rys. 1. Eliptyczny profil rozkładu poprzecznego (wykres a) i zależność współczynnika nierównomierności rozkładu poprzecznego od szerokości roboczej dla tego profilu (wykres b)



Rys. 2. Schemat objaśniający znaczenie ciągłości zakresu szerokości roboczej profilu eliptycznego na wydajność hektarową (dla jednego lotu): $S1 = SMAX = 46$ m — maksymalna szerokość robocza; $F1 = 7,36$ ha — powierzchnia pola obrabiana w jednym przelocie przy szerokości roboczej $S1$; $S2 = 36,8$ m — szerokość robocza pozwalająca na uzyskanie dwóch pełnych przelotów nad polem przy wykorzystaniu maksymalnego udźwigu środków chemicznych; $F = 11,776$ ha — powierzchnia pola obrabiana w dwóch przelotach przy szerokości roboczej $S2$ (powierzchnia pola obrabiana w jednym przelocie wynosi 5,888 ha)

Efektem tego jest nie wykorzystany użyteczny udźwig chemikaliów w ilości 1780 — 1104 = 676 kg.

Stosując przy tej samej długości pola równej 1600 m mniejszą szerokość roboczą S2 równą 36,8 m, obrobimy w jednym przelocie pas pola o powierzchni:

$$F2 = L \cdot S2 = 1600 \cdot 36,8 = 58\,880 \text{ m}^2 = 5,888 \text{ ha} \text{ (rys. 2b).}$$

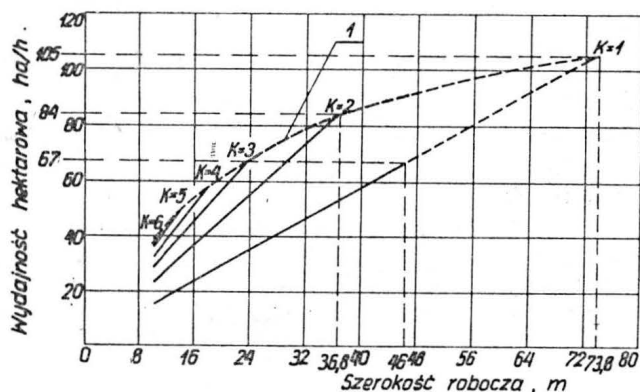
Przy dawce $D = 150 \text{ kg/ha}$ oznacza to zużycie chemikaliów w jednym przelocie w ilości:

$$QCH = D \cdot F2 = 150 \cdot 5,888 = 883,2 \text{ kg,}$$

a w dwóch przelotach dwa razy więcej, tj. 1766,4 kg. W tym przypadku nie wykorzystany udźwig wyniesie 1780 — 1766,4 = 13,6 kg, a obrobione zostanie pole o łącznej powierzchni 11,776 ha. Ponieważ czas lotu w drugim przypadku w porównaniu z pierwszym praktycznie nie ulegnie zmianie, uzyskana wydajność hektarowa będzie większa.

Na rys. 3 przedstawiono uzyskiwaną wydajność hektarową dla dawki 150 kg/ha w zależności od zastosowanej szerokości roboczej i związanej z nią liczby przelotów nad polem K ($K = 1, 2, 3, \dots, 6$). Dla rozpatrywanej długości pola 1600 m najkorzystniejsza teoretyczna maksymalna szerokość robocza wynosi 73,8 m. Uzyskiwanie takiej szerokości roboczej przez RSP umożliwiłoby wykorzystanie pełnego udźwigu chemikaliów (1780 kg) w jednym przelocie ($K = 1$) nad polem. Wydajność wynosiłaby wówczas 105 ha/h.

Ponieważ maksymalna szerokość robocza SMAX wynosi 46 m, uzyskana wydajność hektarowa wynosi tylko 67 ha/h ($K = 1$). Przyczyną tego jest niewykorzystanie udźwigu chemikaliów w ilości 676 kg.



Rys. 3. Zależność wydajności hektarowej od szerokości roboczej i wykorzystania udźwigu chemikaliów; dawka 150 kg/ha, długość pola 1600 m, maksymalny użyteczny udźwig chemikaliów RSP 1780 kg, $K = 1, 2, \dots, 6$ — liczba przelotów nad polem w jednym locie, 1 — obwódka pokazująca maksymalne wykorzystanie udźwigu chemikaliów RSP

Mając możliwość zmniejszenia szerokości roboczej do 36,8 m, umożliwiamy wykonanie dwóch pełnych przelotów nad polem i zużycie 1766,4 kg środków chemicznych, a więc prawie całkowite wykorzystanie maksymalnego udźwigu rozpatrywanego RSP. Uzyskana wówczas wydajność wynosi 84 ha/h i jest większa o 25%.

Na rys. 4 przedstawiono wydajność hektarową dla dawki 300 kg/ha w zależności od szerokości roboczej. Z wykresu wynika, że maksymalną wykorzystywaną szerokością roboczą jest tutaj 36,8 m, mimo iż rozpatrywany RSP dysponuje maksymalną szerokością roboczą równą 46 m. Wybór szerokości roboczej 36,8 m wynika z długości pola równej 1600 m i maksymalnego użytecznego udźwigu chemikaliów RSP. Pełne wykorzystanie udźwigu 1780 kg przy zastosowaniu szerokości roboczej równej 46 m umożliwia bowiem wykonanie zabiegu (przy dawce 300 kg/ha) tylko na polu o powierzchni 5,888 ha, co odpowiada długości pasa równej 1280 m. Brak jest więc możliwości nawet jednego pełnego przelotu nad polem. Ciągłość zakresu szerokości roboczej, a więc możliwość zastosowania szerokości mniejszej od maksymalnej, umożliwia w tym przypadku wykonanie zgodnego z wymaganiami zabiegu na całej powierzchni pola przy uzyskaniu jednocześnie dużej wydajności.

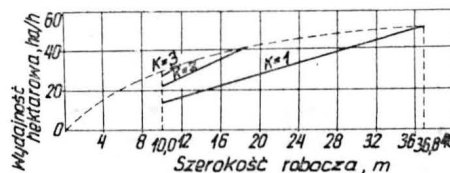
Na rys. 5 przedstawiono proste pokazujące uzyskiwane wydajności hektarowe w funkcji szerokości roboczej dla różnej liczby przelotów nad polem w jednym locie. Rozpatrywana liczba przelotów zmienia się od 1 do 10. Ponieważ stwierdzono, że nachylenie prostych nie zależy od wielkości dawki hektarowej, naniesiono dodatkowo obwódki (linią przerywaną) ograniczające maksymalną wydajność hektarową dla dawek $D = 50, 100, 150, 200, 300, 400$

i 500 kg/ha. Przebieg obwiedni odpowiada maksymalnemu użytecznemu udźwigowi środków chemicznych rolniczego statku powietrznego.

Analiza wykresu przedstawionego na rys. 5 prowadzi do następujących wniosków:

— dla dawek 300, 400 i 500 kg/ha przy długości pola 1600 m nie jest wykorzystywana maksymalna szerokość robocza S1 = 46 m. Właściwa, a więc wykorzystywana, szerokość robocza dla dawki 300 kg/ha wynosi 36,8 m (punkt P1), dla dawki 400 kg/ha — 27,8 m (punkt P2), a dla dawki 500 kg/ha tylko 22,2 m (punkt P3). Zmniejszenie szerokości roboczej wynika z ograniczonego udźwigu użytecznego środków chemicznych przez RSP oraz długości obrabianego pola, tj. spełnienia koniecznego warunku zabezpieczenia jednego pełnego przelotu nad polem;

— dla dawki 200 kg/ha zmniejszenie szerokości roboczej z 46 do 27,6 m (odpowiednio jeden i dwa przeloty) powoduje zmniejszenie wydajności z 67 do 64 ha/h, tj. o 3 ha (4%);



Rys. 4. Zależność wydajności hektarowej od szerokości roboczej i wykorzystania udźwigu środków chemicznych; dawka 300 kg/ha, długość pola 1600 m, maksymalny użyteczny udźwig środków chemicznych RSP 1780 kg, $K = 1, 2, 3$ — liczba przelotów nad polem w jednym locie

— dla dawki 150 kg/ha zmniejszenie szerokości roboczej z 46 do 36,8 m powoduje wzrost wydajności z 67 (punkt P4) do 84 ha/h (punkt P5), tj. o 17 ha (25%);

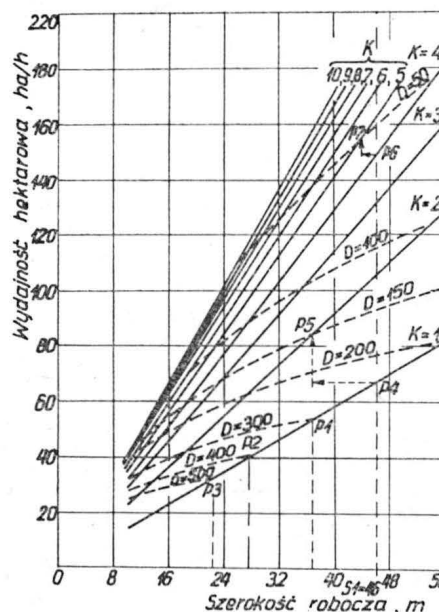
— dla dawki 100 kg/ha wydajność nie ulega zmianie i zarówno dla dwóch przelotów ($K = 2$, szerokość robocza 46 m, załadunek środków chemicznych 1472 kg), jak i trzech przelotów ($K = 3$, szerokość robocza 36,8 m, załadunek środków chemicznych 1766,4 kg) wynosi 105 ha/h;

— dla dawki 50 kg/ha zmniejszenie szerokości roboczej z 46 ($K = 4$ i załadunek środków chemicznych w ilości 1472 kg) do 43,8 m ($K = 5$ i załadunek środków chemicznych 1752 kg) powoduje wzrost wydajności ze 148 (punkt P6) do 155 ha/h (punkt P7), tj. o 7 ha (5%).

* * *

Z artykułu wynika, że:

● Przy wykonywaniu prac agrolotniczych należy przede wszystkim dążyć do pełnego wykorzystania maksymalnego użytecznego udźwigu środków chemicznych rolniczego statku powietrznego, gdyż decyduje to o uzyskiwanej wydajności hektarowej.



Rys. 5. Zbiórny wykres wydajności hektarowej RSP w zależności od szerokości roboczej, liczby przelotów nad polem i dawki środków chemicznych

cd. na s. 23

Motywacyjny system premiowy w WSM PZL-Krotoszyn

MARIAN KOWALCZYK
KAZIMIERZ POCZTA
WSM PZL-Krotoszyn

Mając na uwadze doskonalenie systemów placowych, zgłaszamy rozwiązanie motywacyjnego systemu premiowego, które zostało opracowane i wdrożone w naszym przedsiębiorstwie: na wydziałach odlewni — od 1.10.1982 r., zaś w całym przedsiębiorstwie — od 1.2.1983 r.

Istotą systemu jest ściśle powiązanie naliczania kwot premii od efektywności pracy, tzn. lepsza efektywność pracy powoduje wzrost, a mniejsza spadek premii. Stosownie do specyfiki wydziału (działu), efektywność charakteryzują następujące parametry: tonaż dobrych odlewów; pracochłonność technologiczna lub rzeczywista; wartość produkcji w cenach porównywalnych; zatrudnienie; efektywny czas pracy pracownika; wskaźnik braków w pracochłonności; wykonanie norm pracy. Nie oznacza to oczywiście, że nie można zastosować innych parametrów, np. w przypadku stosowania normatywnego rachunku kosztów — wielkości kosztów wydziałowych itp.

Metodyka określania poprawy lub pogorszenia efektywności polega na porównaniu wskaźników efektywności wg wzoru:

$$\frac{E_{fw}}{E_{fp}} \cdot 100 \quad (1)$$

gdzie: E_{fw} — efektywny wskaźnik obliczany na podstawie prac wykonanych w danym miesiącu, E_{fp} — efektywny wskaźnik planowany w danym miesiącu.

W zależności od specyfiki wydziałów, wskaźniki E_f mogą być wyliczane następująco:

— dla wydziałów odlewni:

$$E_f = \frac{\text{tonaż dobrych odlewów}}{\text{zatrudnienie} \times \text{efekt. fund. czasu pracy 1 pracownika}} \quad (2)$$

— dla wydziałów obróbki mechanicznej:

$$E_f = \frac{\text{wartość produkcji (w cenach porównywalnych)}}{\text{zatrudnienie}} \times \times (100 - \% \text{ braków}) \quad (3)$$

Zatrudnienie stanowi sumę pracowników zatrudnionych na danym wydziale oraz pracowników służb pomocniczych zabezpieczających pracę danego wydziału produkcyjnego;

— dla pozostałych pracowników służb pomocniczych świadczących pracę dla całego przedsiębiorstwa oraz pracowników na stanowiskach nierobotniczych:

$$E_f = \frac{\text{wartość produkcji w przedsiębiorstwie}}{\text{łącznie zatrudnienie tej grupy}} \cdot (100 - \% \text{ braków}) \quad (4)$$

Motywacja m , stanowiąca przedmiot niniejszego systemu, polega na tym, że za każdy % poprawy lub pogorszenia

wskaźnika efektywności — wg wzoru (1) — podwyższa się lub obniża bazową kwotę premii w wysokościach: pracownicy odlewni — 10% bazowej kwoty, pozostali pracownicy — 5% bazowej kwoty. Tak zróżnicowana motywacja została wprowadzona w celu preferowania pracy w odlewniach. Można oczywiście dokonać zmian motywacji zależnie od potrzeb przedsiębiorstwa.

Bazowe kwoty premii B odpowiadają wykonaniu planowych zadań przedsiębiorstwa w 100% i zostały ustalone w oparciu o planowany na dany rok fundusz płac oraz ustalone i zatwierdzone przez Samorząd Robotniczy propozycje placowe w przedsiębiorstwie. W naszym przypadku w 1983 r. wyniosły: pracownicy odlewni — 1500 zł, pozostali pracownicy — 1000 zł. W zależności od osiągniętych wyników ekonomicznych i potrzeb przedsiębiorstwa zarówno bazowe kwoty premii, jak i proporcje mogą ulegać zmianie.

Naliczania motywacyjnych kwot premii K_p dla poszczególnych wydziałów (działów) dokonuje się wg wzoru:

$$K_p = \text{bazowa kwota premii } B \times \text{zatrudnienie } Z \text{ (rzeczywiste)} \times \times \text{wskaźnik placowy } W \text{ z efektywności} \times \times \text{wskaźnik czasu pracy } T \quad (5)$$

Wskaźnik placowy W wynika z ilorazu wzoru (1) i przemnożenia przez procent motywacji (5 lub 10).

$$\text{Poprawa efektywności } E = \frac{E_{fw}}{E_{fp}} \cdot 100 - 100 \quad (6)$$

Np. $\frac{E_{fw}}{E_{fp}} \cdot 100 = 106\%$, czyli poprawa efektywności E wyniosła 6%, motywacja $m = 5\%$, zatem $m \cdot E = 6 \cdot 5 = 30\%$.

$$\text{Wskaźnik placowy } W = 1 + \frac{m \cdot E}{100} \quad (7)$$

czyli wskaźnik placowy W wyniesie $1 + 0,3 = 1,3$.

Wskaźnik czasu oblicza się wg wzoru:

$$T = \frac{\text{rzeczywisty czas pracy (bez chorób i nieob. niepłatnej)} Trz}{\text{nominalny czas pracy } T_n} \quad (8)$$

Do rzeczywistego czasu pracy wlicza się również urlopy, delegacje, nieobecność płatną.

cd. ze s. 22

● Znaczną poprawę wykorzystania udźwigu (a tym samym wydajności) można uzyskać przez zastosowanie szerokości roboczej mniejszej od maksymalnej i zwiększenie w ten sposób liczby przelotów nad polem w jednym locie.

● Przy długich polach oraz przy stosowaniu dużych dawek hektarowych często zachodzi konieczność zastosowania szerokości roboczej mniejszej od maksymalnej w celu umożliwienia wykonania jednego pełnego przelotu nad polem.

● Przy opracowywaniu nowych konstrukcji i dopracowywaniu istniejących urządzeń agrotechnicznych należy dążyć do uzyskania eliptycznego profilu rozkładu poprzecznego, charakteryzującego się największym i ciągłym zakresem szerokości roboczej.

● Przy projektowaniu nowego rolniczego statku po-

wietrznego niezbędna jest znajomość obszaru jego wykonywania, głównie zaś charakterystycznych dla tego obszaru wielkości pól oraz rodzajów prowadzonych prac agrotechnicznych, tj. stosowanych dawek hektarowych określonych środków chemicznych. Znajomość tych danych pozwala przeprowadzić prawidłową analizę żądanych parametrów technicznych w celu zoptymalizowania relacji: maksymalny użyteczny udźwig środków chemicznych i maksymalna szerokość robocza. Umożliwia to jednocześnie taki dobór wartości maksymalnego udźwigu i maksymalnej szerokości roboczej, który zapewni maksymalną wydajność RSP.

LITERATURA

1. J. KURON, R. OLSZÓWKA: Analiza profilu rozkładu poprzecznego chemikaliów w zabiegach agrotechnicznych. TLiA, nr 12, 1980 r.

Indywidualne premie nalicza się w oparciu o ocenę pracy każdego pracownika przez bezpośredniego przełożonego z uwzględnieniem kryteriów:

- tempa i stałości pracy:
 - wykorzystania 8-godzinnego dnia pracy,
 - wydajności pracy,
 - zgłaszania wniosków zmierzających do zwiększenia wydajności;
- zaradności, samodzielności, sprawności:
 - korzystania z pomocy przełożonego,
 - możliwości przesuwania na różne stanowiska pracy,
 - pomagania i doradzania innym pracownikom,
 - sprawnego i terminowego wykonywania poleceń służbowych i załatwiania interesantów,
 - zgłaszania wniosków zmierzających do poprawy technologii, organizacji i ekonomiki;
- jakości pracy:
 - kształtowania się braków (utrzymania w limicie),
 - występowania uznanych reklamacji,
 - występowania przypadków znacznego pogorszenia jakości,
 - zgłaszania wniosków zmierzających do poprawy jakości na własnym i innych stanowiskach pracy;
- ekonomicznego podejścia:
 - korzystania ze zwolnień z pracy w celach osobistych,
 - oszczędności półfabrykatów, materiałów pomocniczych, narzędzi, pomocy warsztatowych, energii elektrycznej, wody, paliw stałych, olejów, materiałów biurowych itp.,
 - zgłaszania wniosków zmierzających do oszczędności i obniżki kosztów,
 - dbałości o park maszynowy,
 - utrzymania porządku i czystości na stanowisku pracy oraz na terenie zakładu.

Po uwzględnieniu ww. kryteriów przełożony ocenia każdego pracownika w skali od 0÷18 punktów. Przyznane punkty są korygowane wskaźnikiem czasu pracy wg wzoru:

$$P_p = \text{liczba punktów} \cdot \frac{\text{rzeczywisty czas pracy (bez chorób i nieobecności niepłatnej)}}{\text{nominalny czas pracy}} \quad (9)$$

gdzie: P_p — tzw. punkty płatne.

Naliczoną wg wzoru (5) kwotę premii dla danego wydziału (działu) dzieli się przez sumę punktów płatnych wszystkich pracowników w danym wydziale (dziale) otrzymując wartość 1 punktu w zł (W_p):

$$W_p = \frac{K_p}{P_p} \quad (10)$$

Liczba 1 punktów płatnych P_p przemnożona przez wartość 1 punktu W_p stanowi należną premię P dla danego pracownika:

$$P = l \cdot W_p \quad (11)$$

Premia za poprawę efektywności nie przysługuje za okres chorób i nieobecność niepłatną. Nieusprawiedliwiona nieobecność w pracy pozbawia danego pracownika premii w całości.

Zaistniałe zewnętrzne reklamacje uznane z winy wydziału

obniżają wartość produkcji na danym wydziale w skali 1:10, np. reklamacja o wartości 1000 zł powoduje zmniejszenie wartości wykonanej produkcji (w cenach porównywalnych) przez dany wydział o 10 000 zł. W wydziałach odlewni w tym przypadku koryguje się tonaż odlewów w tej samej proporcji.

Wyliczenia wskaźników efektywności E_{fp} i E_{fw} oraz określenia stopnia poprawy lub pogorszenia efektywności dokonuje Dział Planowania w pionie produkcji, natomiast naliczania premii dokonuje Dział Zatrudnienia i Płac na podstawie list premiowych (wg ustalonego wzoru), które sporządzają kierownicy wydziałów (działów) po ocenie pracowników i przydzieleniu punktów.

Wnioski

● System obowiązujący w naszym przedsiębiorstwie uważamy za prosty, łatwy, przejrzysty i elastyczny, lecz przede wszystkim za zdający praktycznie egzamin.

● Naliczanie premii jest mało pracochłonne, sprawiedliwe i łatwe do sprawdzenia.

● Premia wg tego systemu jest jedyną premią w przedsiębiorstwie, obejmującą całą załogę.

● Każdy pracownik przedsiębiorstwa podejmujący działania zmierzające do poprawy efektywności na swoim stanowisku pracy i innych stanowiskach poprawia efektywność działu, wydziału, przedsiębiorstwa, za co otrzymuje wyższe wynagrodzenie. Stwarza to przesłanki do tworzenia zwartego i prężnego kolektywu — załogi przedsiębiorstwa.

● System spełnia niejako cechy akordu zespołowego, w którym jedna część wynagrodzenia wynika z systemu pracy i płacy w danym wydziale, druga natomiast — w postaci premii (część ruchoma) — wynika z efektywności pracy, gospodarności. W warunkach reformy gospodarczej ma to kapitalne znaczenie.

● System ten może być łatwo zaadaptowany w każdym przedsiębiorstwie.

● Po kilku miesiącach stosowania systemu można stwierdzić, że nastąpił: wzrost zaangażowania pracowników, wzrost wydajności pracy, poprawa jakości produkcji, lepsze wykorzystanie nominalnego czasu pracy oraz zmniejszenie zatrudnienia.

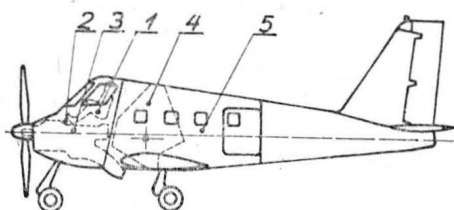
Pragniemy nadmienić, że prace nad systemem premiovym były prowadzone już od kilku lat. Opracowano kilka systemów, jednak obecny, ze względu na istotę rozwiązania i klimat stworzony przez reformę gospodarczą, uzyskał aprobatę dyrekcji, Samorządu Pracowniczego oraz całej załogi.

Niniejszy artykuł przedstawiamy jako nasz głos w dyskusji nad realizacją reformy i będziemy wdzięczni za uwagi i wnioski innych przedsiębiorstw, które mogą stanowić ciekawy materiał do dalszych prac.

Przyp. red. Opisany system w wielu fragmentach przypomina system podziału nagród zastosowany w OKL WSK-Okęcie w 1962 r. w biurze konstrukcyjnym OKP-2 w zespole, który zaprojektował samolot PZL-104 Wilga. Stosowana tam punktacja uwzględniała kwalifikacje, wykształcenie i wydajność pracy pracownika.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● WSK PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania samolot wielozadaniowy z napędem turbiniowym, zwłaszcza rolniczo-gospodarczy lub rolniczy (wynalazca S. Jachyra). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opraco-



wania układu i konstrukcji samolotu turbiniowego o małym wysunięciu do przodu przedniego członu kadłuba łącznie z ca-

łym zespołem napędowym i zwiększonej funkcjonalności układu całego samolotu.

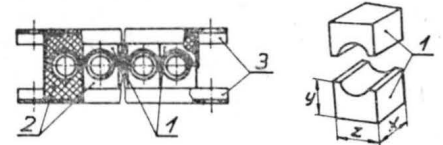
Samolot odznacza się tym, że ma w przednim członie kadłuba 2, w jego dolnym przedziale, turbiniowy zespół napędowy 3, nad nim kabinę załogi 1 oraz zbiornik z chemikaliami 4 lub komorę ładunkową 5, za ww. członem kadłuba 2.

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 17/1981 r., w klasie B64C, pod nr P.27220T.

● WSK PZL-Mielec zgłosiła do ochrony wzór użytkowy pn. Szczęki do mocowania przewodów rurowych (autor: K. Kita). Wzór rozwiązuje zagadnienie unifikacji mocowania przewodów rurowych, zwłaszcza

instalacji pokładowych samolotu do konstrukcji.

Szczęki składają się z szeregu wkładek 1 i/lub 2 o modułowych wymiarach x , y , z , zestawionych jedna obok drugiej na prze-



wodach rurowych i skręconych przez listwy 3 ze sobą i z konstrukcją samolotu.

Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego jednym zastrzeżeniem, podano w BUP nr 16/1981 r., w klasie G25B, pod nr W.65417.

Przeciąganie otworów w stalach hartowanych 30HGSA i 30HGSNA

Inż. STANISŁAW OWCARZ
WSK PZL-Mielec

Skłonność stali 30HGSA i 30HGSNA do „chwywania” i przesunięć prowadzi do tego, że przeciągaczami zwykłej konstrukcji nie można uzyskiwać chropowatości powierzchni przeciąganej w danej klasie w sposób trwały.

Duża sztywność wióra, utrudniająca jego zwijanie, powoduje konieczność przewidywania dużych wartości współczynników pomieszczenia wióra. Podwyższona twardość powierzchni obrabianej w warstwie utwardzonej przez zgniot jest współmierna do twardości krawędzi skrawającej narzędzia.

Oprócz powyższych zjawisk, występują wysokie temperatury w strefie skrawania oraz duże wartości sił poprzecznych, a w związku z tym znaczny skurcz otworów po przeciągnięciu.

Uzyskanie optymalnych wyników przy przeciągnięciu stali o dużej wytrzymałości jest możliwe tylko pod warunkiem prawidłowego wykonania operacji poprzedzających przeciągnięcie, zastosowanie racjonalnych konstrukcji narzędzia, dobór odpowiednich materiałów narzędziowych, parametrów i warunków skrawania.

Obróbkę płaszczyzny oporowej pod przeciągnięcie i wstępną obróbkę otworu należy przeprowadzić przy jednym zamocowaniu przedmiotu. Bicie oporowej powierzchni czołowej części względem osi wstępnie obrobionego otworu nie powinno przekraczać 0,1 mm. Przed przeciągnięciem należy sprawdzić średnicę otworu oraz prawidłowość kształtu geometrycznego. Stożkowatość i owalność otworów nie powinny przekraczać pola tolerancji średnicy. Luz między wstępnie obrobionym otworem i częścią prowadzącą przeciągacza nie powinien być większy niż 0,1 mm. Przed przeciągnięciem należy zawsze oczyścić powierzchnie oporowe tarczy uchwytywowej i części.

Obróbkę przeciągaczami z węglików spiekanych zaleca się wykonywać na urządzeniach z napędem elektromechanicznym, zapewniającym prędkość przeciągnięcia ponad 30 m/min. W przypadku braku podanego wyposażenia, dopuszcza się stosowanie przeciągarek seryjnych, których charakterystyki techniczne odpowiadają wymaganiom norm państwowych.

Siła ciągu zastosowanych przeciągarek powinna być większa od obliczonej siły przeciągnięcia-ugniatania o 20÷25%.

Przy doborze wyposażenia pierwszeństwo mają przeciągarki pionowe, w których siła ciągu i siła przeciągnięcia są współosiowe (obrabiarki z układem symetrycznym).

W celu zapewnienia wysokiej jakości obrabianej powierzchni i zwiększenia trwałości narzędzia, należy systematycznie sprawdzać sztywność wyposażenia i równomierność posuwu roboczego.

Podstawowe typy przeciągaczy, zalecane do obróbki otworów w stalach 30HGSA i 30HGSNA, pokazano na rys. 1 i 2.

W przeciągaczach do obróbki stali o dużej wytrzymałości konieczne jest umieszczenie przed częścią wykańczającą 5÷6 ostrzy przejściowych skrawających warstwę o grubości 0,005÷0,008 mm/ostrze. W przypadku głębokości skrawania mniejszej od promienia zaokrąglenia ostrza skrawającego, proces skrawania przebiega dzięki narostowi mającemu bardzo ostrą krawędź i dużą twardość.

Grubość warstwy skrawania przez jedno ostrze jest jednym z parametrów skrawania. Przeciągacz rozpatrywany jest przy tym jako zbiór wielu narzędzi. Wariantem optymalnym jest jednakowa trwałość ostrzy zdzierających i wykańczających.

Obecność ostrzy ugniatających z węglików spiekanych podwyższa jakość przeciąganej powierzchni o 1÷2 klas, co zwiększa ogólną trwałość przeciągaczy 4÷5 razy.

Aby uniknąć wykruszeń ostrzy skrawających z węglików spiekanych, należy na ich powierzchni natarcia wykonać fazkę 0,5÷0,8 mm z zerowym kątem natarcia.

W celu zmniejszenia falistości obrabianej powierzchni, podziałka ostrzy skrawających i ugniatających powinna być zmienna (do 0,2 t). Zmianę podziałki w przeciągaczach składanych uzyskuje się przez ustawienie przekładek między pierścieniami.

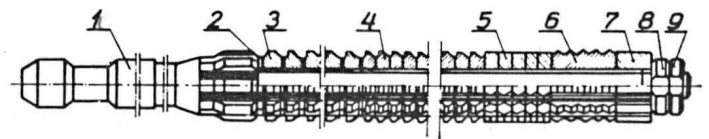
W celu uniknięcia błędów kształtu przy przeciągnięciu części o ściankach z niejednakową sztywnością, przed częścią przejściową przeciągaczy należy przewidzieć część walcową o długości 0,5÷1 mm większej niż długość części obrabianej i średnicy o 0,1÷0,2 mm mniejszej niż średnica ostrza poprzedzającego.

Przeciągacze do obróbki rowków wpustowych prostokątnych w częściach ze stali 30HGSNA należy projektować w kompletach składających się z dwóch sztuk, przy czym pierwszy przeciągacz wykonuje się ze stali szybkołatającej do obróbki wstępnej przed obróbką cieplną, a drugi przeciągacz z ostrzami z węglików spiekanych — do usuwania nadmiaru wynoszącego 0,12÷0,15 mm na stronę po obróbce cieplnej.

Przy montażu ostrzy ugniatających przeciągaczy do rowków wpustowych należy przewidzieć luz 0,2÷0,3 mm między rowkiem pierścienia i wpustem, dzięki czemu pierścienie ugniatające automatycznie ustawiają się podczas obróbki wg ścian bocznych rowków wpustowych.

W celu zapewnienia technologiczności wykonania wpustowych pierścieni ugniatających, należy przewidzieć oddzielne pierścienie ugniatające dla bocznych powierzchni rowków wpustowych i dla średnicy dna rowka.

Bloki z węglików spiekanych dla przeciągaczy ekonomicznie jest wykonywać z półfabrykatów uplastycznionych z następnym spiekaniem, co znacznie zmniejsza nadmiarki pod szlifowanie. W celu zmniejszenia pracochłonności wykonania, półfabrykaty z węglików spiekanych mające duże nadmiarki należy obrabiać metodą elektroiskrową i elektrochemiczną.



Rys. 2. Przeciągacz składany do otworów wielorowkowych z ostrzami zdzierającymi i ugniatającymi z węglików spiekanych: 1 — chwyt, 2 — pierścienie pośrednie, 3 — ostrza zdzierające i wykańczające powierzchnie boczne rowka, 4 — ostrza zdzierające i wykańczające dno rowka, 5 — ostrza ugniatające powierzchnie boczne rowka, 6 — ostrza ugniatające dno rowka, 7 — prowadzenie tylne, 8 — nakrętka, 9 — przeciwnakrętka

Metodyka obliczania przeciągaczy

Całkowitą wielkość nadmiaru na przeciągnięcie oblicza się wg wzoru:

$$A_0 = 0,005D + 0,1\sqrt{L}$$

gdzie:

- A_0 — nadatek na przeciągnięcie, mm,
- D — średnica nominalna otworu przeciąganego, mm,
- L — długość przeciągnięcia, mm.

Całkowita wielkość nadmiaru rozdziela się na ostrza skrawające (zdzierające, wykańczające, przejściowe) i ugniatające. Nadatek pod ugniatanie liczbowo równa się wielkości odkształcenia plastycznego ϵ , które stanowi różnica średnic otworów, ukształtowanych przez ostrza ugniatające i wykańczające przeciągacza. Odkształcenie plastyczne określa się wg wzoru:



Rys. 1. Przeciągacz składany do otworów okrągłych z ostrzami ugniatającymi z węglików spiekanych: 1 — chwyt, 2 — część zdzierająca i wykańczająca, 3 — blok ugniatający, 4 — prowadzenie tylne, 5 — nakrętka, 6 — przeciwnakrętka

TABLICA 1. Zalecane materiały narzędziowe na przeciągacze i ich części składowe

Nazwy przeciągaczy i ich części składowych	Materiał obrabiany	Zalecany materiał narzędziowy
Przeciągacze do otworów okrągłych z częścią ugniatającą	30HGSA R_m do 1200 MPa	SW18
Przeciągacze do otworów wielorowkowych o kształcie prostokątnym	30HGSA R_m do 1200 MPa 30GHSNA R_m do 1700 MPa	SW18
Bloki z węglików spiekanych na ostrza skrawające przeciągaczy Bloki z węglików spiekanych na ostrza ugniatające przeciągaczy	30HGSA R_m do 1700 MPa 30HGSA R_m do 1200 MPa 30GHSNA R_m do 1700 MPa	węgliki grupy wolframowej
Pierścienie pośrednie, tulejki prowadzące, części złączne	30HGSA R_m do 1200 MPa 30HGSA R_m do 1700 MPa	40H
Oprawki do składanych przeciągaczy z węglików spiekanych	30GHSNA R_m do 1700 MPa	SW9

$$\varepsilon = \sum a - \Delta, \text{ mm}$$

gdzie:

$\sum a$ — sumaryczny wcisk na wszystkich pierścieniach ugniatających przeciągacza, mm,

Δ — skurcz otworu po wyjściu przeciągacza, mm.

Sumaryczny wcisk nominalny określa się wg wzoru:

$$\sum a = \delta + K_\psi \cdot K_T \cdot R_{zsr}$$

gdzie:

δ — tolerancja wykonania otworu, mm,

K_ψ — współczynnik, uwzględniający sztywność części i zależny od wielkości ψ , wyrażającej stosunek średnicy zewnętrznej części D_z od średnicy otworu przeciąganego D_o ,

TABLICA 2

Typ przeciągacza	Materiał obrabiany	$\psi = \frac{D_z}{D_o}$	K_ψ	K_T
Przeciągacze do otworów okrągłych	30HGSA R_m do 1200 MPa	1,3	5,0	1,4
		1,5	4,5	
		1,7	4,2	
		2,0	4,0	
	30GHSNA R_m do 1700 MPa	1,3	5,5	1,8
		1,5	5,0	
		1,7	4,5	
		2,0	4,2	

K_T — współczynnik, uwzględniający twardość materiału obrabianego,

R_{zsr} — wysokość średnia mikronierówności, zapewniana przez ostrza skrawające przeciągacza, mm.

Wartości współczynników K_ψ i K_T podaje tabl. 2.

Sumaryczny wcisk dla ostrzy ugniatających przeciągaczy do otworów wielorowkowych nie powinien przekraczać 0,04÷0,05 mm.

Wielkość wcisków na pierścieniach ugniatających (ostrzach) przeciągaczy okrągłych podaje tabl. 3.

Wielkość wcisku na każdym ostrzu ugniatającym przeciągaczy do otworów wielorowkowych powinna być nie większa niż 0,008÷0,01 mm.

Podane stosunki są przykładowe i w zależności od warunków przeciągania i konstrukcji przeciągaczy mogą być korygowane.

Przy projektowaniu części ugniatającej przeciągacza wartość orientacyjną skurczu należy określać wg wzoru:

$$\Delta = C A t_s^{X_A} \cdot d_w^{Y_A} \cdot a_s^{Z_A} \cdot R_m^{\eta_A}, \text{ mm}$$

gdzie:

t_s — grubość ścianki części, mm,

d_w — największa średnica ostrzy ugniatających, mm,

TABLICA 3

Nr ostro	1	2	3	4	5	6
Wcisk nominalny	$0,35 \sum a$	$0,25 \sum a$	$0,20 \sum a$	$0,20 \sum a$	0	$-0,20 \sum a$

a_s — maksymalny sumaryczny wcisk ostrzy ugniatających, jednocześnie pracujących.

Wartości współczynnika C_A i wykładników potęgowych X_A, Y_A, Z_A, η_A podaje tabl. 4.

W celu dokładnego określenia skurczu należy wykonać przeciąganie próbne.

Średnicę ostrza ostatniego i ostrzy wykańczających określa się wg wzoru:

$$d_k = D_{\max} - (\sum a + \Delta), \text{ mm}$$

gdzie: D_{\max} — największa dopuszczalna średnica otworu, mm.

Minimalną średnicę pierwszego ostrza przejściowego określa się wg wzoru:

$$d_{\min n} = d_k - 2 S_z \text{ przejść} \cdot Z_n, \text{ mm}$$

gdzie:

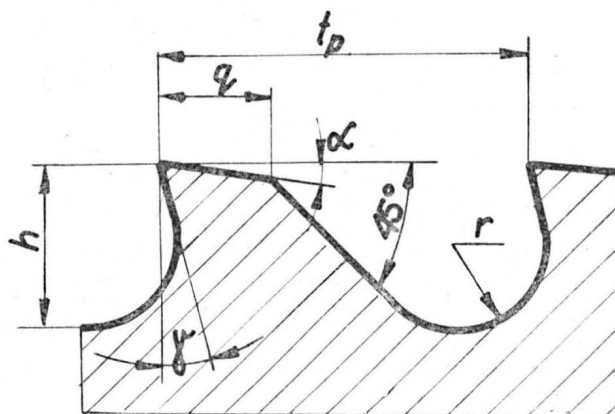
$S_z \text{ przejść}$ — grubość warstwy skrawanej przez ostrze przejściowe przeciągacza, mm,

Z_n — liczba ostrzy przejściowych.

W celu zmniejszenia długości całkowitej przeciągacza i polepszenia gładkości obrabianej powierzchni otworu, celowe jest dzielenie ostrzy skrawających na zdzierające i wykańczające. Ostrza zdzierające, skrawające zasadniczą część nadkładu powinny skrawać grubszą warstwę niż ostrza wykańczające. Liczba ostrzy zdzierających może wahać się w granicach od 8 do 12.

Zalecane grubości warstwy skrawanej przez jedno ostrze, zapewniające jednakową trwałość części zdzierającej i wykańczającej różnych typów przeciągaczy, podane są w tabl. 5.

Podziałkę ostrzy skrawających przeciągacza t_p należy określać w zależności od długości otworu przeciąganego L wg wzoru:



Rys. 3

$$t_p = m \sqrt{L}$$

gdzie: m — współczynnik, równy 1÷1,5.

Obliczoną wartość podziałki należy sprawdzać warunkiem na pomieszczenie wiórow w rowku wiórowym wg współczynnika wypełnienia K ze wzoru:

$$K = \frac{F_a}{F_c} \geq 6$$

gdzie:

F_a — powierzchnia użyteczna rowka: $F_a = \frac{\pi \cdot h_o^2}{4}, \text{ mm}^2$

F_c — powierzchnia przekroju wzdłużnego wióra: $F_c = S_z \cdot L, \text{ mm}^2$.

Wymiary poszczególnych elementów zarysu rowka wiórowego (rys. 3) należy określać ze stosunków:

$$h_o = (0,35 - 0,4) t_p, \text{ mm}$$

$$q = (0,3 - 0,4) t_p, \text{ mm}$$

$$\eta = (0,2 - 0,25) t_p, \text{ mm}$$

Podział wióra przy przeciąganiu uzyskuje się za pomocą rowków dzielących warstwę skrawaną, które rozmieszczone

TABLICA 4

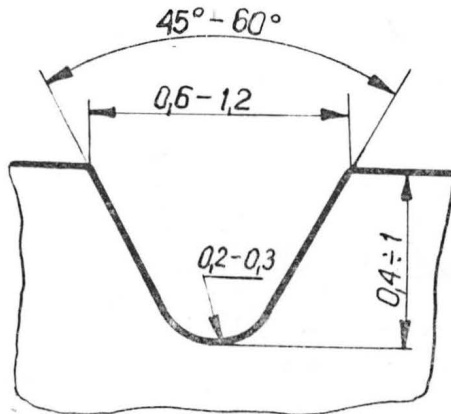
Materiał obrabiany	C_A	X_A	Y_A	Z_A	η_A
30HGSA R_m do 1200 MPa	$8 \cdot 10^{-4}$	0,16	0,41	0,33	0,83
30GHSNA R_m do 1700 MPa	$4 \cdot 10^{-4}$	0,18	0,67	0,42	0,83

są na ostrzach skrawających i przejściowych w szachownicy. Liczbę rowków n_k oblicza się wg wzoru:

$$n_k = \frac{b}{5 \div 10}$$

gdzie: b — długość krawędzi skrawającej.

Wymiary i zarys rowka dzielącego warstwę skrawaną podane są na rys. 4. Powierzchnie boczne rowka należy



Rys. 4

wykonać równoległe do osi przeciągacza, a jego dno — równoległe do krawędzi przyłożenia.

Maksymalną liczbę jednocześnie pracujących ostrzy oblicza się ze wzoru:

$$Z_{imax} = \frac{L}{t_p} + 1 \geq 3$$

Liczbę ostrzy wykańczających określa się ze wzoru:

$$Z_{wyk} = \frac{(D_{minn} - D_o) - 2S_z \text{ zdzier} \cdot Z_{zdzier}}{2 \cdot S_z \text{ wyk}}$$

Długość przeciągacza L_p należy określić wg wzoru:

$$L_p = l_r + l_k + l_w + l_{chw} + l_{pk} + l_{pn} + l_{zn} + l_{gw} \leq (L_p)$$

gdzie:

l_r — długość części skrawającej; $l_r = l_{zdzier} + l_{wyk} + l_{pn} = t_p (Z_{zdzier} + Z_{wyk} + Z_p)$, mm,

l_k — długość części kalibrującej; $l_k = t_k \cdot Z_k$, gdzie: t_k — podziałka ostrzy kalibrujących, równa $(0,7 \div 0,8) t_p$, Z_k — liczba ostrzy kalibrujących, zależna od dokładności i chropowatości otworu przeciąganego i przyjmowana w granicach $3 \div 6$,

l_w — długość części ugniatającej; liczbę ostrzy ugniatających przyjmuje się równą $5 \div 6$,

l_{pn} — długość prowadzenia przedniego, równa $L + 2 \div 3$ mm,

l_{zn} — długość prowadzenia tylnego, równa $L + 1 \div 2$ mm; średnica prowadzenia tylnego powinna być wykonana z pasowaniem obrotowym luźnym,

l_{gw} — długość części gwintowej do mocowania pierścieni, którą określa się ze stosunku: $l_{gwintu} = 1,6 \cdot d_{gwintu}$; mm; d_{gwintu} — średnica jej gwintu, mm,

l_{chw} — długość części chwytowej; kształt i wymiary części chwytowej zależą od typu przeciągacza, konstrukcji oprawki i grubości płyty oporowej i pierścienia oporowego tarczy oporowej obrabiarki; średnicę chwytu należy przyjmować równą $d_{chw} \leq D_o - 0,5$ mm i wykonywać z pasowaniem obrotowym,

l_{pk} — długość stożka przejściowego, równa $10 \div 20$ mm w zależności od wymiarów przeciągacza,

L — dopuszczalna długość przeciągacza, dobierana z: warunków sztywności $L_p \leq 40 D$; skoku roboczego przeciągarki $L_p \leq L_{dop. prz.}$, tj. długość przeciągacza nie powinna przekraczać maksymalnego skoku roboczego przeciągarki.

W przypadku niespełnienia podanej nierówności, naddatek zdejmuje się dwoma przeciągaczami.

TABLICA 5

Typ przeciągacza	Materiał obrabiany	Geometria przeciągacza						Parametry obróbki, mm			
		γ	γ_f	α_r	α_p	α_k	α_o	S_z zdzier.	S_z wyk.	S_z przejśc.	Σa
Przeciągacze ze stali szybko tnącej do otworów okrągłych z częścią ugniatającą	30HGSA R_m do 1200 MPa	10°	—	3°30'	2°30'	1°30'	5°	0,02	0,01	0,005	0,06
Przeciągacze do otworów okrągłych, składane z częścią ugniatającą z węglików spiekanych	30HGSA R_m do 1200 MPa	10°	—	3°30'	2°30'	2°30'	5°	0,02	0,01	0,005	0,12 ÷ 0,15
Przeciągacze do otworów okrągłych z ostrzami śrubowymi, składane z częścią ugniatającą z węglików spiekanych	30HGSA R_m do 1200 MPa	10°	—	3°30'	2°30'	1°30'	5°	0,02	0,01	0,005	0,12 ÷ 0,15
Przeciągacze do otworów okrągłych, składane z części skrawających z ugniatającą z węglików spiekanych	30HGSNA R_m do 1700 MPa	10°	0°	5°	3°	1°30'	5°	0,02	0,01	0,005	0,15 ÷ 0,2
Przeciągacze do otworów wielorowkowych ze stali szybko tnącej z częścią ugniatającą	30HGSNA R_m do 1700 MPa	10°	—	3°	3°	1°30'	5°	0,02	0,01	0,005	0,04
Przeciągacze do otworów wielorowkowych składane z częścią skrawającą i ugniatającą z węglików spiekanych	30HGSNA R_m do 1700 MPa	5°	0°	3°	3°	1°30'	5°	0,02	0,01	0,005	0,04

gdzie: S_z zdzier., S_z przejśc. — warstwy skrawane przez jedno ostrze odpowiednio w części zdzierającej, wykańczającej i przejściowej, mm, γ — kąt natarcia, γ_f — kąt natarcia na fałce, $\alpha_r, \alpha_p, \alpha_k$ — kąty przybliżenia odpowiednio ostrzy zdzierających i wykańczających, przejściowych, kalibrujących, α_o — kąt stożka roboczego i odwrotnego ostrzy ugniatających

UWAGA ZAKŁADY PRACY I BIBLIOTEKI ZAKŁADOWE!

Wobec wielu wątpliwości co do możliwości finansowania w zakładach pracy zakupu czasopism technicznych ze środków funduszu postępu techniczno-ekonomicznego, Naczelna Organizacja Techniczna wystąpiła do Ministra Finansów o autorytatywną interpretację przepisów w tym względzie. Pismem znak: DS2-05/13/83 Minister Finansów wyjaśnił, że nie ma przeszkód, aby zakłady pracy finansowały ze środków f.p.t.e. zakup czasopism technicznych dla potrzeb ośrodków informacji naukowo-technicznej i ekonomicznej oraz zakładowych bibliotek.

Wyjaśnienie to zostało oparte na interpretacji przepisów § 15 ust. 1 pkt. 1 rozporządzenia Rady Ministrów z dn. 28.VI.1980 r. w sprawie szczegółowych zasad gospodarki finansowej przedsiębiorstw państwowych oraz dostosowania przepisów ustawy o gospodarce finansowej przedsiębiorstw do specyfiki niektórych przedsiębiorstw (Dz. U. nr 22, poz. 156) oraz § 2 uchwały nr 282 Rady Ministrów z dn. 30 grudnia 1982 r. w sprawie zasad finansowania prac badawczych oraz zasad działalności jednostek badawczych w 1983 r. (M. P. nr 4 z 1983 r., poz. 26).

Ruch oporu i wywiad lotniczy w PZL-Mielec (1939÷1944)

Dr PIOTR MATUSAK

Największym zakładem przemysłu lotniczego w Polsce uruchomionym przez okupanta były PZL WP 2 Mielec (FWM-Flugzeugwerk Mielec). Przejął je koncern niemiecki Heinkla. Zakłady w Mielcu produkowały zespoły samolotów He 111, a później He 177 i He 219. Dyrektorem naczelnym i technicznym fabryki był dr Thiel, zastępcą Kleinmeyer, handlowym — Hecker, szefem biura fabrykacji — Pormann, szefem montażu He 111 — Gisberg, szefem półmontażu — Zoschke, zaś szefem produkcji części był Klima [1].

W celu uruchomienia produkcji w Mielcu z fabryki samolotów Heinkel w Rostocku przybyło do Mielca 55 niemieckich inżynierów i konstruktorów z dokumentacją samolotu Heinkel He 111.

Okupant, chcąc sparaliżować, a nawet uniemożliwić sabotaż, przejął kierownictwo zakładu, a kadre techniczne do najniższych szczebli w większości stanowili Niemcy, co nie było spotykane w innych przemysłach. Struktura kadry technicznej PZL-Mielec w dniu 1.V.1943 r. była następująca:

- inżynierów — 19 (w tym 16 Niemców, 2 VD — folksdojcz, 1 Polak),
- majstrów — 31 (w tym 23 Niemców, 1 VD, 7 Polaków),
- urzędników 315 (w tym 60 Niemców, 6 VD i 249 Polaków),
- przodowników 94 (9 Niemców, 4 VD, 81 Polaków).

Stan zatrudnienia w Zakładach na 1.V.1943 r. wynosił: ogółem 4043 pracowników, w tym 192 Niemców, 69 VD, 800 Żydów — z fabrycznego obozu pracy, reszta Polacy (w tym 340 wykwalifikowanych rzemieślników, 807 — przyuczonych, 400 junaków i in.), zaś na 1.I.1944 r.: 5060 osób (w tym 133 Niemców, 25 VD, 2000 Żydów). Administracja fabryki zatrudniała wówczas 905 osób (w tym 85 Niemców, 12 VD), zaś wydziały: Narzędziowni 83, Warsztatów Mechanicznych 304, Produkcji Części 422, Półmontażu 954, Montażu He 111 — 40, Naprawy Płatowców — 482, Gospodarczy — 221, Pomocniczy — 853 [1]. Tak wysoki procent Niemców (poza oddziałem ochrony) w Zakładzie był wynikiem tego, że dyrekcja niemiecka dążyła, w myśl zresztą wtycznych swoich władz nadrzędnych w Rzeszy, do maksymalizacji produkcji i wykorzystania Zakładu w jak najwyższym stopniu dla potencjału wojennego Niemiec.

Przeciw tej eksploatacyjnej polityce okupanta szeroko wystąpili samorzutnie robotnicy zakładu, a także zorganizowany ruch oporu. Już w październiku 1939 r. Stanisław Dolina „Ignac” zorganizował tu 12-osobową grupę dywersyjno-wywiadowczą. Weszła ona do OOB (Organizacji „Orla Białego”) na początku 1940 r. Również w tym okresie były wicedyrektor PZL — mjr dypl. Paweł Zagó-



Rys. 2. Zatrzymani pracownicy Zakładu pod strażą niemiecką

rowski, który był kierownikiem rejonu dywersji pozafrontowej, swoją siatkę przekazał Organizacji „Orla Białego”, utworzonej przez Kazimierza Kierzkowskiego w Krakowie. Zagórowski „Strzebie” został szefem OOB na okręg COP, Dolina w Mielcu. Tu też OOB podjęła próbę zablokowania fabryki na rozkaz przywieziony przez mjr Feliksa Ankersteina „Olgierda” z Budapesztu. Próbę tę podjęto 7.XI. 1939 r. blokując część maszyn. OOB scaliła się później z ZWZ. Docierała do Mielca także grupa „Odwet” utworzona przez Władysława Jasińskiego „Jędrusia” (kolportowano pismo). Decydujące wpływy w Mielcu, w tym na terenie fabryki, miała jednak ZWZ-AK.

Walką bieżącą tej organizacji w rejonie Mielca kierował Stanisław Dolina „Ignac”. Grupami sabotażowymi w fabryce kierowali m.in. Gotowicki, Manowski, Pirowski, Kałuża, Wysocki (dwaj pierwsi zostali aresztowani i zamordowani w Oświęcimiu). Do ZWZ weszła także grupa „Start”, która w końcu 1939 r. utworzyła swoje komórki w zakładach. Kierował nią inż. Stanisław Zmłocki. Grupa „Start” była związana z RGO (Rada Główna Opiekuńcza — oficjalna organizacja pomocy ludności), stąd oprócz działalności propagandowej i sabotażowej podjęła akcję charytatywną, pomagając zwłaszcza Żydom osadzonym w obozie fabrycznym. ZWZ-AK w fabryce liczył ok. 300 członków, w tym pion PW (przemysłu wojennego) — zespół komisarza „Jerzego” 8 osób (przygotowywał przyszłą administrację i kadre Zakładu, zbierał dokumentację techniczną, opracowywał plan produkcji na okres powojenny, współpracował w przygotowaniu planu powstania na tym terenie dotyczącego opanowania fabryki przez AK). Pionem sabotażowo-dywersyjnym ZO (Związek Odwetu), następnie Kedywu (liczył 4 patrole po 15÷20 żołnierzy), kierował S. Dolina „Ignac”. Pozostali żołnierze wchodzili do oddziałów liniowych AK i przeznaczeni byli do akcji opanowania fabryki w czasie powstania. Zakłady były bowiem głównym obiektem ataku w obwodzie. Wchodziły bezpośrednio do przemysłu zbrojeniowego KG AK i miały szybko uruchomić naprawę sprzętu lotniczego i produkcję [2]. AK była szeroko reprezentowana wśród robotników PZL-Mielec. Potwierdzają to częste i masowe aresztowania wskutek wysp, np. w styczniu 1943 r. liczne aresztowania (ok. 30) osób wśród robotników fabryki, aresztowano również wskutek sabotażu w biurach technicznych — szefa biura fabrykacji Pormanna, zdjęto także dyrektora fabryki dr. Thiela. W grudniu 1943 r. za bezpośredni sabotaż na linii produkcyjnej zostało aresztowanych ok. 20 robotników: m.in. Ratajczyk, Niestrawski, Wycechow.

Działalność sabotażową następująco opisuje Henryk Noworyta [3]: „W dniu 1 września 1940 r. elektryk Gustaw Gotowicki (dowodził jedną z grup sabotażowych, zamor-



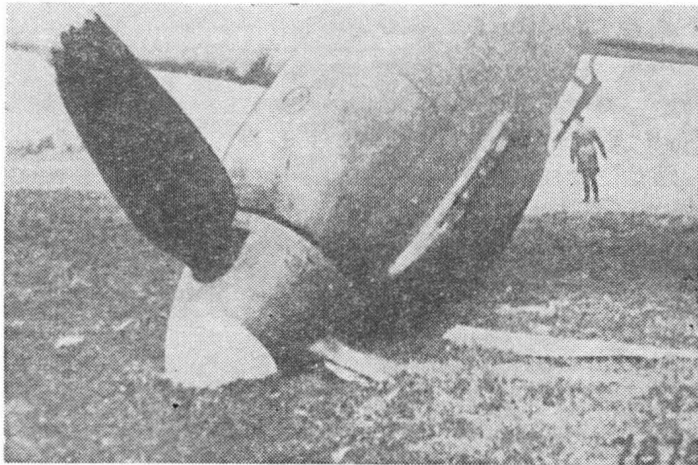
Rys. 1. Znaczkę obowiązkowo noszone przez pracowników FWM podczas okupacji

TABLICA 1. Wzrost załogi PZL-Mielec w latach 1940÷1944

Zatrudnienie	I.I.1940	I.I.1941	1942 r.		1943 r.		1944 r.	
			I.I.	20.XI.	I.I.	I.V.	I.IX.	I.I.
Ogółem zatrudnionych	600	2200	3200	3761	3700	4040	4220	5060
Zatrudnieni w komórkach nie-produkcyjnych	40	800	1400	1500	1600	2300	bd.	bd.

bd. — brak danych,
Źródło: AWIH, III/28/6, k. 467

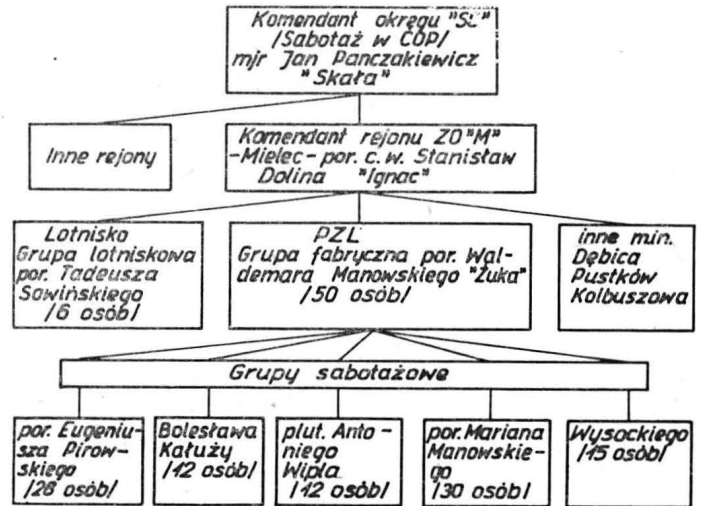
dowany później w Oświęcimiu) wyłączył dopływ prądu, fabryka zamarała, a polska załoga minutą ciszy uczciła poległych we wrześniu 1939 r. w obronie ojczyzny. Nawet samemu dyrektorowi Kleinmeyerowi ukradziono osobisty służbowy pistolet, a jego biurko było kilka razy przedmiotem penetracji przy okazji napraw instalacji elektrycznej, czy telefonicznej. Oczywiście uszkodzenia najpierw były sprytne i specjalnie spowodowane. Antoni Wippel (zginął w Oświęcimiu) miał dwie radiostacje krótkofalowe, jedną na osiedlu, a drugą na terenie fabryki, którymi porozumiewał się z zagranicą. W listopadzie i grudniu 1942 r. gestapo aresztowało większą grupę pracowników fabryki za działalność konspiracyjną i wywiozło do koncentracyjnego obozu Auschwitz (obóz koncentracyjny w Oświęcimiu). Byli to: Roman Kobek, Franciszek Walczysko, Teodor Noworyta, Teodor Łazowski, Tadeusz Jezierski, Józef Witkowski, Tadeusz Gołębiowski, Gustaw Gotowicki, Karol Gładyszewski, Bolesław Michalski, Władysław Kosłowski, Tadeusz Lonczak, Paweł Dyląg, Tadeusz Wąsik, Bolesław Klepando, Eugeniusz Domański, Stefan Woliński, Adam Kubienic, Witold Mateja, Józef Rogala, Józef Jarza, Władysław Błoński, Władysław Polański, Sylwester Krzykos, Wincenty Styszko, Kazimierz Krzysztofiak, Antoni Wippel, Kazimierz Ignasiński, Tadeusz Murdza, Henryk Chmielewski". W kwietniu 1944 r. został aresztowany szef Werkschutzu — Stein, 2 Werkschutzów i 5 Polaków za wynoszenie z fabryki półfabrykatów i narzędzi. Niemcy utworzyli w fabryce obóz karny, w którym osadzono robotników za spóźnienia do pracy, absencję i powolną pracę. Na lotnisku fabrycznym wykonano także publiczną egzekucję 8 Polaków. Ponadto za sabotaż rozstrzeliwano robotników za murem fabrycznym.



Rys. 3. Uszkodzony He 111

O atmosferze sabotażu, niepewności w fabryce świadczy sprawozdanie przemysłowe komisarza AK z maja 1943 r.: „...Nieobecnych ca 20%/o... Warunki pracy Polaków — nędra (stawka maksymalna 1,25 zł/godz. + 50%/o premii), przygnębienie, terror po grudniowych aresztowaniach. Wyżywienie niedostateczne (brak deputatów). Nastrój Niemców zły — w związku z wiadomościami z frontu i ciągłymi napadami, domy na kolonii niemieckiej są otoczone zasiekami z drutu kolczastego. Dzieci niemieckie eskortuje do szkoły dwóch Werkschutzów...” [4].

Sabotaż w PZL-Mielec prowadzono na wszystkich wydziałach. Oprócz powolnej pracy, czego wyrazem było wydłużenie czasu ostatecznego montażu He 111, mimo iż montaż pierwszych egzemplarzy samolotów był krótszy i wynosił 26 000 roboczogodzin, zaś docelowo w seryjnej produkcji po 500 szt., miał być obniżony do 6500 roboczogodzin. Tymczasem czas montażu polskiego Łosia przed wojną wynosił 30 000 godz. Aby przeciwdziałać sabotażowi, okupant w zasadzie prowadził montaż w fabrykach nie-



Rys. 4. Struktura organizacyjna Związku Odwetu w PZL-Mielec w 1942 r.

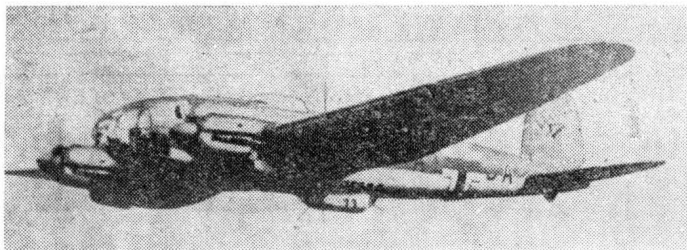
mieckich. W Mielcu zmontowano jedynie 26 samolotów He 111, które nie spełniły oczekiwań i po tych nieudanych próbach montażu zaniechano [4].

Sabotaż w formie mało wydajnej, powolnej pracy, której symbolem był „żółw” powodował, iż systematyczne, planowe skracanie czasu montażu znacznie się wydłużało. „Lewy” zwolnienia dawał robotnikom lekarz fabryczny Jan Pietrykowski [5]. Polski personel techniczny do opóźnienia pracy wykorzystywał każdy pretekst, zmianę konstrukcyjną, wdrożenie nowej technologii. Okazji tych wiele dostarczali sami Niemcy, np. w końcu 1943 r. odbyła się w Erfurcie specjalna konferencja dyrektorów fabryk lotniczych, z udziałem ministra lotnictwa, w wyniku której wprowadzono 35 zmian konstrukcyjnych do samolotu He 177 (np. wzmocnienie opancerzenia kabiny, podwozia, skrzydeł, steru wysokości itp.). Zmiany te wykorzystał ruch oporu do zamaskowania wielu prowadzonych akcji sabotażowych, do wywołania chaosu w produkcji, który w sposób istotny wpływał na obniżenie wydajności fabryki. Równoległe szerokie rozmiary przyjęła „fuszerka” — produkcja różnych przedmiotów, które na „czarnym rynku” zamieniano na żywność. „Fuszerka” była więc formą samoobrony robotników przed ich biologicznym wyeksploatowaniem. Wykradano także narzędzia, metale nieżelazne i stopy. Inną formą sabotażu było zużywanie ponad ustalone normy stale brakujących i reglamentowanych surowców, np. stali węglowej, stali stopowej — konstrukcyjnej, stopów. Polscy pracownicy z kontroli i odbioru produkcji, m.in. Mieczysław Zieliński, Franciszek Szypillo, Górnisiewicz, dobre zespoli i części kwalifikowali jako złe oraz uszkodzali wsporniki łożysk, uderzając w nie młotkiem. Formą samoobrony załogi polskiej były zbiórki na akcję pomocy najbardziej w ofiarom wojny. W akcji tej udział brali m.in. Jerzy Dźwikowski i Zygmunt Bednarek. W drukarni fabrycznej drukowano

TABLICA 2. Procentowy udział usterzeń poszczególnych typów samolotów produkowanych w Mielcu

Rodzaj samolotu	1942 r., procenty			
	VII	IX	X	XI
He 177	2	27	57	72
He 111	85	60	30	15
Ju 52	3	3	3	3
Prace nie związane z produkcją	5	6	6	6
Przestój maszyn wskutek uszkodzenia i sabotażu	5	4	4	4

Źródło: AWIH, III/22/112, k. 7



Rys. 5. Samolot bombowy Heinkel He 111

TABLICA 3. Produkcja części do He 111 w Mielcu

	Wyprodukowano do I.XII.1942 r.	Wyprodukowano w listopadzie 1942 r.
Statecznik pionowy	379	25
Ster kierunkowy	379	31
Ster wysokości lewy	1610	—
Ster wysokości prawy	1610	—
Kabina H3	26	3
Drzwiczki podwozia lewe	660	61
Drzwiczki podwozia prawe	660	61
Stanowisko HS	480	24
Łoże silnikowe	443	18

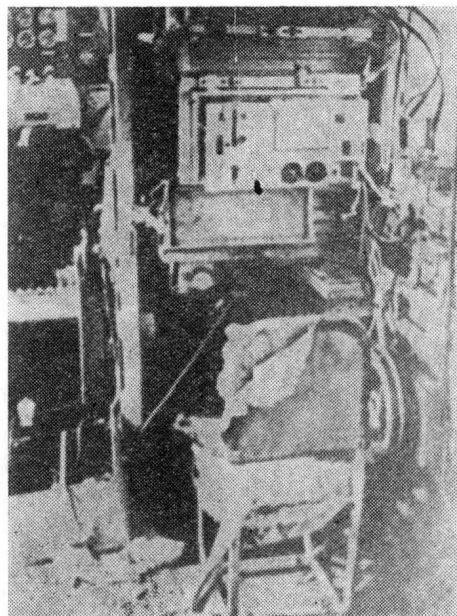
Źródło: AWIH, III/22/112, k.8

też „lewe” kartki żywnościowe [5]. Sabotażowi sprzyjały również zmiany profilu produkcji fabryki, która np. w drugiej połowie 1942 r. stopniowo przechodziła na produkcję usterzeń (statecznik poziomy i pionowy, stery wysokości i ster kierunkowy) do samolotu bombowego He 177. Produkcja ta dominowała od października 1942 r.

Program usterzeń He 177 (produkowane tylko w Mielcu dla całej produkcji lotniczej w Rzeszy: zakładów Heinkla w Rostocku, Heinkelwerke w Oranienburgu, Arado Potsdam) wg planu Reparaturbeveratung był następujący: kompletów usterzeń — 1010, stateczników poziomych — 445, kierunkowych — 420, sterów wysokości — 610, kierunkowych — 660. Program ten przewidywał progresywny wzrost produkcji, tj. wykonanie od 100 kompletów w kwietniu 1943 r. do 180 miesięcznie w końcu 1943 r. Wdrożenie go jednak napotykało na ogromne trudności, głównie wskutek sabotażu, np. w październiku 1942 r. wykonano zaledwie 5 stateczników pionowych, 7 poziomych, 5 sterów kierunkowych i 4 wysokości, w listopadzie zaś tylko 3 komplety usterzenia He 177 [6].

Po zrealizowaniu programu produkcji części do He 111 miała zostać ona całkowicie wstrzymana. Produkcję tych części miała przejąć nowa fabryka w Budzynie. Natomiast PZL-Mielec miały kontynuować produkcję skrzydeł i w 1943 r. rozpocząć montaż samolotu He 111 (początkowo 5 szt. miesięcznie; plan produkcji wynosił 20 szt.). Plan ten nie został jednak w latach 1944÷1945 zrealizowany, bowiem fabryka w Budzynie nie została uruchomiona. Mielec produkował nadal 20÷30 kompletów usterzeń samolotu He 111, a następnie 30÷45 kompletów usterzeń He 177.

We wrześniu 1943 r. nastąpiła kolejna zmiana programu

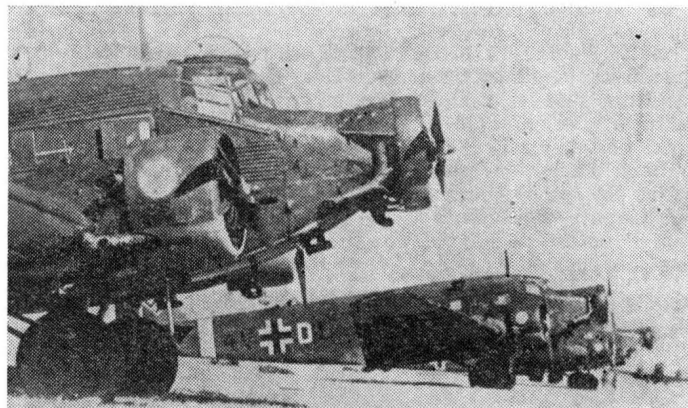


Rys. 6. Uszkodzona kabina radiooperatora Ju 52

i przestawienie fabryki na produkcję kadłuba, gondoli, dolnej wanny oraz montaż ostateczny dwusilnikowego samolotu myśliwskiego dalekiego zasięgu He 219. Pierwszy kompletny samolot miał opuścić fabrykę w kwietniu 1944 r. Program przewidywał: w maju — 2 płatowce He 219, czerwca — 3, lipca — 5, sierpnia — 8, września — 10, października — 13, listopadzie — 16, grudniu — 20, a na 1945 r.: styczeń — 24, luty — 28, marzec — 32, kwiecień — 36, maj — 40. Docelowo program zakładał miesięczną produkcję 75 samolotów. Okres przestawienia zakładu na produkcję He 219 skrócono do 3 miesięcy. Montażu jednak nie uruchomiono, a podjęto jedynie produkcję zespołów He 219. Plan produkcji nie został również wykonany, mimo przeniesienia części fabryki do gmachu gimnazjum w Mielcu. Narzucony plan 150 zespołów miesięcznie sama dyrekcja zmniejszyła do 100, a wykonano ich zaledwie 60. W styczniu 1944 r. fabryka wykonała 7 kompletów zespołów. Opóźnienia, w których powstaniu poważny udział miał sabotaż, miały miejsce również w produkcji wszystkich zespołów i rosły zwłaszcza w latach 1942÷1944 [6].

Fabryka w Mielcu prowadziła ponadto remonty samolotów Ju 52 (m.in. w listopadzie 1942 r. wyremontowano 2, a w styczniu 1944 r. — 20) i remonty skrzydeł He 111 (m.in. w październiku 1942 r. wyremontowano 73 szt., w listopadzie 39). Przeciętnie remontowano 40 kompletów skrzydeł. Do maja 1943 r. wyremontowano 368 kompletów skrzydeł, a do końca 1943 r. — 700. Sabotaż na tym wydziale prowadzono głównie przez kwalifikowanie dużej liczby (ok. 25%) skrzydeł przysyłanych do remontu, a wymagających często drobnej naprawy na złom [6].

Polscy robotnicy powszechnie rozwijali sabotaż pracy. W marcu 1942 r. przeciętna absencja wynosiła 17,5% załogi, w maju 20%. Niemcy, przekonani o niskich umiejęt-



Rys. 7. Samolot transportowy Junkers Ju 52

nościach Polaków, przeznaczali im początkowo na wykonanie danego zadania czas o połowę dłuższy niż obowiązujący robotników niemieckich. Od 1941 r. podnoszono jednak normy, dążąc do wyrównania czasu roboczego pracowników polskich i niemieckich [7]. Uczestnik akcji sabotażu, ślusarz z ekipy remontu obrabiarek, pisze „...Staraliśmy się zawsze jak najdłużej przetrzymać obrabiarki w naprawie, często specjalnie uszkodzaliśmy przy tym ważne części, których brakowało w zakładzie. Polska załoga jak tylko mogła sabotaowała pracę. Robiono to w różnorodny sposób, od niszczenia urządzeń, materiałów, poprzez tzw. „fuszerki”, symulowanie chorób albo opuszczenie pracy. Szczególnie na drugiej zmianie często praktykowano odbijanie kart obecności za kolegów, którzy nie stawili się do pracy...” [8]. Akcji sabotażu zorganizowanego ruchu oporu było wiele. W kwietniu 1940 r. grupa ZO wspaniała cukier do silnika samolotu na terenie lotniska przyfabrycznego, w wyniku czego rozbił się on w Łąkach Górnych. Zginęła 12-osobowa załoga. W lipcu 1940 r. grupy ZO dokonały wielu akcji uszkodzenia maszyn, części i podzespołów, powodując okresowy spadek produkcji do 60% w stosunku do poprzednich miesięcy. W październiku 1940 r. grupa ZO spowodowała pożar hali nr 3, w wyniku czego zniszczono 250 składowanych tu polskich szybowców oraz ok. 250 piast do śmigieł i 3 samoloty He 111.

Podjęto także sabotaż technologiczny, m.in. grupy sabotażowe ZO, kierowane przez plut. Antoniego Wippla, kpr. Gustawa Gotowickiego, por. Eugeniusza Pirowskiego, por. Mariana Manowskiego, Bolesława Kałużę, Sebastiana Marka, por. Kazimierza Mazurka i por. Tadeusza Sowińskiego podkładały fałszywe karty produkcyjne na halach fabrycznych, powodując m.in. wybrakowanie 250 głowic (z powiększoną średnicą otworu) do samolotów, kilkadziesiąt linek sterowniczych uciętych za krótko oraz innych części i pod-

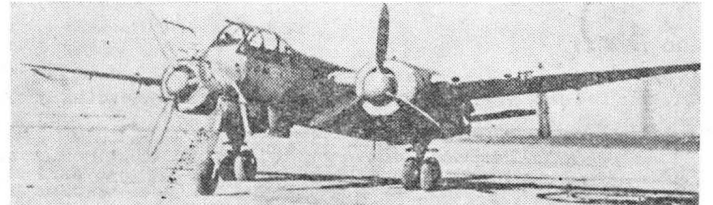
TABLICA 4. Produkcja lotnicza FWM (PZL-Mielec) 1940÷1944

Rodzaj produkcji	Produkcja miesięczna, szt.			Wykonano łącznie		
	XI.1942 a	I kw. 1943 b	I połowa 1944 r. c	do 1.XII.1942 r. a	do 31.XII.1943 r. d	do 25.VIII 1944 r. e
Usterzenie pionowe He 111	25/31 f	35	100	379		
Usterzenie poziome He 111	0	35	100	1610		
Drzwi podwozia He 111	61	bd.		26		
Kabina He 111	3	10		660		
Stanowisko HS He 111	24	bd.	70	480		
Łoże silnikowe He 111	18	30		443		
Naprawa kompletów skrzydeł He 111	39	20	40	368 h	700	800
Remonty He 111						150
Montaż He 111			7			26
Remonty Ju 52	2	bd.	20 g			40
Usterzenia He 177	3	40				100
Przeróbka He 177						8
Kadłuby He 219			7			80
Remonty He 111B dla Rumunii						2 i

Zródła: a — wg AWIH III/22/112, k. 7 i 8, b — Raport „Mikołaja” z 22.04.1943 r. Możliwości produkcji sprzętu wojennego przez przemysł wojenny AK, AWIH III/28/2, k. 42, c — AWIH III/28/2 i AWIH III/28/6, d — AWIH III/22/112, e — relacja B. Ratajczaka, objaśnienia: f — stateczników 25, sterów 31, g — w styczniu 1944 r., h — do maja 1943 r. i — pozostałych 8 nie zdążyło wyremontować (lato 1944 r.)

zespołów. Ponadto obniżono jakość produktu, np. w łańcuchach przy sterownicy zamiast sworzni stalowych dawano sworznie z miękkiego metalu, w wyniku czego ulegała szybkiemu zużyciu, powodując liczne awarie w czasie eksploatacji [9].

W 1941 r. grupy sabotażowe ZO w PZL podjęły na szeroką skalę akcję sabotażu polegającą na zakładaniu bomb termitowych z opóźnionym zapłonem od 15 min do 3 godzin (produkował je w Mielcu Stanisław Mróz „Broniek”). Ogółem założono ok. 100 ładunków, z tego stwierdzono spalanie 27 samolotów na lotnisku przyfabrycznym, kilka zostało poważnie uszkodzonych, a ok. 40 uległo zniszczeniu w czasie lotu. Danych odnośnie do reszty samolotów nie udało się ustalić. Skażono też kilka zbiorników benzyny na lotnisku środkami neutralizującymi (płynem „A”). Ponadto grupy ZO w fabryce kontynuowały sabotaż produkcyjny, m.in. zniszczono przez skażenie chlorkiem żelaza kompresory w kotłowni, dziesiątki części i elementów samolotów. Podjęto również akcje dywersyjne na zewnątrz fabryki, które wywierały istotny wpływ na jej pracę, powodując częste przerwy i postoje, np. 27.XII.1941 r. grupa ZWZ Teodora Bieniewskiego „Bogdana” w Piątkowcu przerwała linię wysokiego napięcia, w tym dopyły prądu do PZL. Akcję tę powtórzyła 10 i 25.I.1942 r. w Piątkowcu i Radomyślu, powodując łącznie 98-godzinną przerwę w dopywie prądu do Zakładów, a w lutym, ponownie w Piątkowcu, przerwa w dopywie prądu trwała 38 godzin. Te formy sabotażu przynosiły Niemcom ogromne straty i dezorganizowały produkcję. Równoległe specjaliści niemieccy z Inspekcji Zbrojeniowej w Krakowie prowadzili analizy przyczyn tego stanu produkcji, wskazując na sabotaż prowadzony przez Polaków. Na wyraźny ślad sabotażu wpadli Niemcy po akcji założenia ładunków zapalających w maju 1942 r. przez grupę ZO por. Tadeusza Sowińskiego do kilku samolotów, które uległy katastrofie w czasie lotu do Wrocławia. Równoległe zaś inne grupy ZO na lotnisku za pomocą termitu zniszczyły 17 samolotów. W maju 1942 r. Gestapo rozpoczęło poszukiwania por. Sowińskiego (zdołał uciec przez mur fabryczny). W odwet za sabotaż Niemcy aresztowali w sierpniu 20 pracowników (w tym 12 członków ZO) [9]. We wrześniu 1942 r. aresztowano 12 pracowników, w tym 6 członków ZO, pod zarzutem sabotażu. 8 grudnia



Rys. 9. Samolot myśliwski He 219

powierzchni silnie uszkodzono i czasowo wyłączono z użytkowania model osłony chłodnicy. 25 września 1942 r. inż. Schultz odkrył sabotaż polegający na błędnym gwintowaniu części. Bardziej systematyczne działania prowadził zorganizowany ruch oporu. Grupa „Start”, w której działali m.in. Edmund Podziemski („Wicher”), Józef Gawron („Stal”), Wacław Wartanowski, Stanisław Chomicz, kpt „Kos”, niszczyła części samolotów i powodowała przestoje. Niemcy stosowali surowe represje, ale nie osłabiali one woli oporu. W maju 1942 r. komisja odbioru Luftwaffe wybrała wiele części i elementów samolotu He 177, zwrócono też do fabryki 24 łoża silników ze względu na sabotaż w czasie spawania.

Ciągle stosowaną formą sabotażu było zużywanie ponad ustalone normy reglamentowanych surowców, np. stali węglowej, konstrukcyjnej, stopów. Dzięki temu np. w maju 1944 r. wyprodukowano 120 zamiast 150 zespołów do samolotu He 177 [7].

29 marca 1944 r. w związku z groźbą ofensywy radzieckiej Niemcy postanowili przenieść urządzenia fabryki do kopalni soli w Wieliczce. Wywieziono 290 maszyn i planowano wywóz załogi w połowie lipca 1944 r. Robotnicy polscy starali się przeszkodzić w realizacji zaplanowanego przedsięwzięcia. Zakład był zaminowany, ale Niemcom nie udało się go wysadzić. Wg jednej z wersji był to wynik działalności grupy AK por. Manowskiego, która przecięła kable doprowadzające do ładunków w fabryce.

Reasumując stwierdzić należy, iż robotnicy PZL w Mielcu wnieśli wielki wkład w walkę z przemysłem niemieckim, obniżając jego efekty produkcyjne w lotnictwie, a tym samym jego potencjał militarny. Miało to bowiem z pewnością istotny wpływ na utratę przez Niemców przewagi w powietrzu, jednego z ważniejszych czynników decydujących o zwycięstwie aliantów w II wojnie światowej.

Przyp. redakcji. Wg relacji F. Ratajczaka, oprócz ww. działalności produkcyjnej, w FWM przerobiono 8 samolotów He 177 z wersji bombowej na rozpoznawczą i patrolową przez wzmocnienie dźwigarów skrzydeł i zablokowanie na skrzydłach hamulców do lotu nurkowego.

LITERATURA

- AWIH, III/28/6, relacja T. Graczyńskiego (zbiory autora).
- Relacja S. Doliny, A. Zagórskiego (zbiory autora) oraz J. KRZYSZTOFIK: Mielec w okresie okupacji hitlerowskiej 1939÷1944 (praca magisterska na UJ).
- H. NOWORYTA: To były trudne lata. *Głos Załogi*, 1983, nr 38, s. 6.
- AWIH, III/28/6.
- WSK PZL-Mielec. Historia, dorobek, perspektywy 1938÷1978, Mielec 1978, s. 15÷18.
- AWIH, III/22/112.
- P. MATUSAK: Ruch oporu w przemyśle wojennym na ziemiach polskich 1939÷1945. Warszawa, 1983 r.
- Relacja H. Noworyty (zbiory autora).
- M. MACIAGA: Materiały do kalendarium walki i martyrologii ludności powiatu mieleckiego 1939÷1944 (zbiory autora), S. Dolina, opt. cit., J. Krzysztofik, opt. cit.
- Bekanntmachung 8/43, Kleinmeyera z 4 lutego 1943 r.



Rys. 8. Samolot bombowy He 177

1942 r. dokonano kolejnych aresztowań 48 pracowników, z których 30, głównie członków ZO, wysłano do Oświęcimia (w tym A. Wippla i G. Gotowickiego). W obwieszczeniu dyrektora fabryki Kleinmeyera z 4 lutego 1943 r. czytamy: „...Tylko ci pracownicy fabryczni nie potrzebują obawiać się środków policyjnych (wysłania do obozu koncentracyjnego w Oświęcimiu), którzy zachowują się lojalnie i należycie wykonują swoje prace, gdy tymczasem krnąbrni będą tak jak dotąd bezwzględnie i beżpośrednio pociągani przez policję do odpowiedzialności...” [10].

Przykłady drobnego sabotażu produkcji można mnożyć. 3 marca 1941 r. — uderzając młotkiem po gładkiej górnej

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

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

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

A. Glass: Dwa programy potrzebne polskiemu przemysłowi lotniczemu . . .	Str. 1
ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Zestawienie działalności niektórych towarzystw lotniczych w 1981 r.; Tabor lotniczy PLL LOT (stan w dniu 31.12.1982); Sieć komunikacyjna PLL LOT w 1981+1982 r. (stan w dniu 31.12.1982); Oferowana praca przewozowa PLL LOT w latach 1981+1982; Wykonana praca przewozowa PLL LOT w latach 1981+1982	3
P. Górski: Samoloty komunikacji lokalnej (I)	4
Wilga w oczach Kanadyjczyków	6
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	8
S. Topolski: Projektowanie wspomagane komputerowo	9
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Zaczepy do holowania	14
KARTOTEKA TLiA: Dassault Super Mirage 4000	15
Cranfield Al Chase Mk. 2	17
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Niemieckie lotnicze czasowniki i zwroty (I)	19
PROTOTYPY: ICA IAR-831 Pelican	20
General Avia F-20TP Condor	20
R. Olszówka: Wydajność rolniczego statku powietrznego a szerokość robocza i ciągłość rozkładu poprzecznego środków chemicznych	21
MAGAZYN TECHNOLOGIA: M. Kowalczyk, K. Poczta: Motywacyjny system premii w WSM PZL-Krotoszyn	24
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	24
S. Owcarz: Przeciąganie otworów w stalach hartowanych 30HGSA i 30HGSNA	25
P. Matusak: Ruch oporu i wywiad lotniczy w PZL-Mielec (1939+1944) (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	28
55-lecie ZPIL i 45-lecie naszego czasopisma	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	III okł.
Na okładce: Samoloty Il-10, B-33, UII-10 — rys. K. Cieślak	

GORSKI P.: Samoloty komunikacji lokalnej (I) TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 2, s. 4.

Przedstawiono rozwój samolotów komunikacji lokalnej, wzrost ich liczby, rozwój produkcji i stawiane wymagania.

Wilga w oczach Kanadyjczyków. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 2, s. 6.

Zamieszczono fragmenty artykułu z miesięcznika *Canadian Aviation*, zawierające opinie o samolocie Wilga 80 na pływakach oraz w wersji lądowej. Omówiono perspektywy zbytu tego samolotu.

TOPOLSKI S.: Projektowanie wspomagane komputerowo. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 2, s. 9.

Artykuł zawiera przegląd metod praktycznych wspomagania projektowania od chwili narodzin do chwili obecnej (ok. 1980 r.). Autor przedstawił chronologiczny rozwój metod, a także krótkie opisy metod generowania krzywych przestrzennych oraz metodą projektowania płatków powierzchniowych opracowaną przez siebie.

OLSZÓWKA R.: Wydajność rolniczego statku powietrznego a szerokość robocza i ciągłość rozkładu poprzecznego środków chemicznych. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 2, s. 21.

Na podstawie obliczeń określono wpływ zastosowanej szerokości roboczej i wykorzystania użytecznego udźwigu środków chemicznych oraz wzajemnej ich współzależności na uzyskiwanie maksymalnych wydajności rolniczego statku powietrznego. Wykazano, że w pewnych przypadkach w celu zwiększenia wydajności konieczne jest zmniejszenie szerokości roboczej.

KOWALCZYK M., POZTA K.: Motywacyjny system premii w WSM PZL-Krotoszyn. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 2, s. 23.

Przedstawiono system premii wypróbowany w WSM PZL-Krotoszyn, a mający na celu powiązanie premii z wynikami pracy.

OWCARZ S.: Przeciąganie otworów w stalach hartowanych 30HGSA i 30HGSNA. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 2, s. 25.

Artykuł zawiera szczegółowe wytyczne dla konstruktorów przeciągaczy do obróbki otworów w stalach o dużej twardości. Podaje racjonalną konstrukcję narzędzia, dobór materiałów, parametrów i warunków skrawania.

MATUSAK P.: Ruch oporu i wywiad lotniczy w PZL-Mielec (1939+1944). TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 2, s. 28.

Przedstawiono działalność sabotażową w zakładach w Mielcu podczas okupacji hitlerowskiej na tle danych wywiadu lotniczego o produkcji samolotów w tej wytwórni.

CONTENTS

GORSKI P.: Commuter airliners (I) TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 2, p. 4

Development of commuter airliners, increase in their number, development of their production and the requirements they have to meet, are presented.

The Wilga as seen by Canadians. TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 2, p. 6

Fragments of an article published in the Canadian Aviation monthly, where opinions on the Wilga 80 with floats and with the wheeled landing gear were included, have been cited. Sales prospects of this aircraft have been discussed.

TOPOLSKI S.: Computer aided design. TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 2, p. 9

This article contains a review of practical CAD methods, from their origination (about 1980) till now. The author has presented the chronological development in the CAD techniques and brief descriptions of the methods to generate three-dimensional curves as well as the surface segment design method developed by himself.

OLSZÓWKA R.: Output capacity of an agricultural aircraft as confronted with the working width and the lateral distribution continuity of chemicals. TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 2, p. 21

The influence of the working width applied, the utilization of the chemicals payload and the interdependence between these parameters, on attainment of maximum output capacity of an agricultural aircraft, has been determined from calculations. It has been shown that, in some cases, it is necessary to reduce the working width in order to increase the output capacity.

cd. na s. 37

WYDAWNICTWO
CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH



SIGMA

00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

NACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

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

Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Girulski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kotodziński, doc. dr inż. T. Kostła, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Mikuszka, mgr inż. A. Miśtorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujso, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Wołński, mgr inż. M. Zawadzki

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 1228-1300/83. Nakład 6000 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. T-45.

Cena pojedynczego egz. zł 60.—

Prenumerata roczna zł 720.—

INDEKS 37909

Odczyt o próbach samolotu M-15

9.11.1983 r. Zarząd Oddziału Warszawskiego SIMP, Sekcja Lotnictwa i Koło przy Instytucie Lotnictwa zorganizowały odczyt, na którym mgr inż. Marian Wiśniewski przedstawił „Wybrane zagadnienia z prób samolotu M-15”. W rozwoju tego samolotu można wyróżnić węzłowe etapy: latające laboratorium Lala-1, przedprototyp LIM-15, próby prototypów, opracowanie i próby aparatury rolniczej oraz wdrożenie do eksploatacji.

Samolot Lala-1, będący przeróbką samolotu An-2 z zamontowanym dodatkowo silnikiem odrzutowym AI-25, miał na celu zbadanie: jak przy prędkościach 120÷180 km/h spisuje się silnik odrzutowy zaprojektowany do prędkości powyżej 450 km/h, jaki jest wpływ strumienia odrzutowego na chemikalia i roślinność oraz jakie będzie zachowanie się silnika odrzutowego przy pracach agrolotniczych (problem trwałości silnika oraz problem czasu przejścia od ciągu nominalnego do maksymalnego w przypadku napotkania przeszkody terenowej). Lala-1 dała pozytywne odpowiedzi na te pytania.

Przedprototyp LIM-15 (latające laboratorium M-15) miał wykazać słuszność przyjętego układu aerodynamicznego. Wykorzystano do niego skrzydła od samolotu An-14M. Zbiorniki na chemikalia były tylko makietami. Samolot był bez aparatury rolniczej.

W próbach M-15 szczególnie ważne miejsce zajmowały badania aparatury agro, prowadzone przez pilotów A. Abłamowicza, J. Gawęckiego, M. Wiśniewskiego i J. Ziemboraka pod kierunkiem inż. Piłata. Aparatura ta miała wiele wersji i modyfikacji, nim spełniła stawiane jej wymagania. Podstawą jej działania był pobór sprężonego ciśnienia ze sprężarki silnika, co narzuciło typ silnika zastosowany na samolocie. Aparatura miała odmiany do opryskiwania drobno-, średnio- i grubokropłowego, rozpylania proszków i rozrzucania granulatów. Uzyskano bardzo dobry rozkład poprzeczny środków chemicznych na powierzchni upraw oraz precyzję w re-

gulacji wydatków środków chemicznych. Szerokość smugli dla proszków wynosiła 40 m, dla granulatów 50 m, zaś dla cieczy grubokropłowych do 70 m, podczas gdy dla An-2 odpowiednio wartości te wynosiły: 18, 20 i 25 m. Z punktu widzenia aparatury rolniczej samolot spełniał swe zadanie bardzo dobrze. Również jego właściwości pilotażowe były bez zastrzeżeń. Samolot i aparatura spełniły wymagania zawarte w warunkach technicznych.

W dyskusji po odczycie głównie skupiono się na ocenie samolotu. Był to niewątpliwie największy program, którego realizacji podjął się nasz przemysł lotniczy i w który zaangażowano dużą część sił przemysłu, gdyż prócz zakładu mieleckiego — Instytut Lotnictwa i częściowo konstruktorów z Okęcia. Realizacja programu była dość kosztowna. Również cena samolotu była dość wysoka. Na jego koszty eksploatacji rzutowało zużycie paliwa — 450 l/h (An-2 zużywa 195 l/h), lecz było to paliwo tańsze od benzyny.

Samolot znajdował się w produkcji w latach 1975÷1979. Wraz z prototypami zbudowano go niecałe 180 szt. Samolot nie przyjął się w eksploatacji. Od pierwszych prac nad jego projektem co najmniej dwa środowiska były mu niechętne: konstruktorów i użytkowników. Konstruktorzy uważali, że układ dwupłata jest już przestarzały, co w przypadku samolotu rolniczego nie zostało udowodnione, a ponadto nie byli przekonani do napędu odrzutowego przy tak małych prędkościach lotu. Nie było jednak w dyspozycji ekonomiczniejszego silnika, który mógłby dostarczać sprężone powietrze do aparatury rolniczej. Zespół konstruktorów z Mielca i Okęcia zaprojektował w 1970 r. turbośmigłowy samolot rolniczy M-14 o dużym udźwigu, którego projekt nie był rozpatrywany, lecz konstruktorzy otrzymali polecenie wzięcia udziału w konstruowaniu samolotu M-15 o ustalonej z góry koncepcji. To także rzutowało na stosunek konstruktorów do tego tematu. Prace konstrukcyjne prowadzone były w dużym tempie powodującym, że niedociągnięcia konstrukcyjne wykrywano dopiero w trakcie prób (wytrzymałości-

wych, funkcjonalnych itp.). Wygląd samolotu spowodował, iż otrzymał on nazwę Belphegor, zaś z powodu napędu mówiono też nań szambojet. Realizacja programu M-15 spowodowała ogromny rozrost biura konstrukcyjnego i warsztatu prototypowego w Mielcu. Niewątpliwie doświadczenia z tego okresu procentują dzisiaj.

Jakie jednak były przyczyny, że samolot się nie przyjął? Było ich kilka. Gdy zaczynano go projektować, nie było jeszcze kryzysu paliwowego. Natomiast narodził się już podczas kryzysu. Drogi samolot i drogi silnik o krótszej trwałości oraz duże zużycie paliwa — to czynniki ekonomiczne. Precyzyjna aparatura rolnicza samolotu wymaga wysokiej jakości środków chemicznych odpowiednio pakowanych, transportowanych i przechowywanych — jakich w konkretnych warunkach użytkownik nie ma. Samolot ten wymagałby poważnych zmian w przygotowaniu środków chemicznych. Ponadto ze względu na dłuższy rozbieg (265 m z betonu, 325 m z trawy) od An-2 (165/200 m) wymagał przedłużenia pasów startowych i lotnisk. Obsługa tego samolotu była utrudniona (np. dostęp do usterzenia) i dość delikatna w porównaniu z An-2. Zarówno dla pilotów, jak i mechaników przyzwyczajonych do samolotu An-2, stwarzała on wiele barier psychologicznych. Umieszczenie pilota z przodu jest poważną różnicą w stosunku do An-2, zmniejszającą u pilota poczucie bezpieczeństwa. Mechanik pokładowy nie jest na M-15 potrzebny, co spowodowałoby degradację sporej grupy ludzi. Samolot M-15, choć jest korzystniejszy pilotażowo od An-2, nie stwarza dodatkowych korzyści dla załogi, jakie daje An-2. Samolot powstał za wcześniej w stosunku do możliwości adaptacji psychicznej bezpośrednich użytkowników.

Warto zauważyć, że NASA przebadala model aerodynamiczny M-15 i opracowano trzy projekty teoretyczne dwupłatów rolniczych z dwoma zbiornikami między skrzydłami. Kilkadziesiąt samolotów M-15 używane jest do opryskiwania w rejonie Majkopu i Piatigorska, gdzie stworzono odpowiednie dla nich warunki. A. G.

cd. z II s. oktadki

zmiana w komitecie redakcyjnym, w skład którego weszli: mgr inż. A. Gołędzinowski, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. Z. Kazimierzak, dr inż. J. Morawski, mgr inż. S. Mosica, inż. K. Szumielewicz, mgr inż. W. Zaremba. W Radzie Programowej czasopisma zasiadali: mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, inż. E. Kołodziński, mgr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. A. Misiołek, red. W. Wionczek, inż. R. Woliński. W latach późniejszych (w miejsce ustępujących) skład Rady Programowej uzupełnili inż. inż.: M. Augustynowicz, R. Legięcki i Z. Pawlak. Listopad 1972 r. przyniósł czasopismu nowy program podpisany przez komitet redakcyjny, Radę Programową i Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP. Nakład czasopisma w tym czasie wynosił 2000 egz. W kwietniu 1973 r. nastąpiły dalsze zmiany kadrowe. Redaktora działowego inż. Z. Kazimierzaka zastąpił mgr inż. K. Dąbrowski; zmarł mgr inż. S. Mosica. W 1975 r. stanowisko sekretarza redakcji objęła Zofia Reyzz-Rubini. W 1978 r. odszedł na emeryturę mgr inż. W. Zaremba, a jego miejsce jako redaktora działowego zajął mgr inż. Jan Staszek. W tymże roku została zmieniona cena czasopisma z 12 na 20 zł, nakład na początku roku wynosił 4050 egz. i rósł (w końcu 1978 r. 4200 egz.). W lipcu 1978 r. nastąpiła znowu zmiana na stanowisku sekretarza redakcji — odeszła Z. Reyzz-Rubini, a sekretarzem została Emilia Łazarewicz. W 1980 r. wydawca TLiA — Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT — zmieniły nazwę na Wydawnictwo Czasopism i Książek Technicznych NOT SIGMA. W grudniu 1979 r. nakład TLiA wynosił już 4200 egz. W styczniu

1980 r. została podniesiona cena czasopisma z 20 na 25 zł, a mimo to nakład wzrósł do 6500 egz. w 1981 r.

W marcu 1981 r. została powołana na czteroletnią kadencję nowa Rada Programowa TLiA, w skład której weszli: mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Girulski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziński, doc. dr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Misiołek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujso, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Woliński, mgr inż. M. Zawadzki.

W I kwartale 1982 r., w wyniku wprowadzenia stanu wojennego i w związku z tym zawieszenia działalności Wydawnictwa, TLiA nie ukazywała się. Ukazało się więc tylko 9 numerów. Cena czasopisma uległa zmianie z 25 na 50 zł. Nakład czasopisma uległ tylko niewielkiemu zmniejszeniu i spadł do wysokości 6000 egz.

W styczniu 1983 r. odszedł z komitetu redakcyjnego mgr inż. J. Staszek, a w lipcu tegoż roku zginął tragicznie redaktor działu technologii dr inż. A. Gołędzinowski. Spadł nakład czasopisma do wysokości 5100 egz., lecz w IV kwartale wzrósł do 6000 egz., zmianie uległa również cena z 50 na 60 zł.

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

W. Zaremba



PZL-104 Wilga QUIET STOL

OVER 700 WILGAS FLYING IN 17 COUNTRIES

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



55 years of experience

MANUFACTURER:

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

EXPORTER

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

 **PEZETEL**
P O L A N D