

KLUB MIŁOŚNIKÓW HISTORII POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ • MUZEUM TECHNIKI W WARSZAWIE
STOWARZYSZENIE MŁODYCH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH • SMIL

PROBLEMY ROZWOJU SAMOLOTU DROMADER

16 IV 2005 odbyło się w Muzeum Techniki spotkanie nt. Problemów rozwoju samolotu Dromader, które prowadził mgr inż. Józef Oleksiak.

POPZEDNICZY DROMADERA

Józef Oleksiak

Temat samolotów rolniczych w Mielcu zaczął się w latach 60-tych. Był wówczas w produkcji An-2 – samolot wyprodukowany w kilku tysiącach egzemplarzy. Wszystkie „Aeny” rozeszły się w krajach „demokracji ludowej”: Na Zachód poszły słownie dwie sztuki, i to nie w wersji rolniczej. Jednak trudno się dziwić, na Zachodzie panowała inna filozofia bezpieczeństwa samolotu, inna była eksploatacja, inne liczenie kosztów itd. Oprócz An-2 w Polsce eksploatowano także warszawskie Gawrony. Wszyscy zdawaliśmy sobie sprawę, że dobrze byłoby skonstruować coś nowego, przewyższającego „Antka”. Chodziło o samolot nie uniwersalny, lecz specjalistyczny – rolniczy; pozostałe funkcje An-2 miał spełniać An-28. Pierwszą „przymiarką” do problemu był projekt M-12A, opracowany przez inż. Alfreda Barona. Samolot miał układ podobny do radzieckiego An-14 Pszczółka – dwusilnikowy górnopłat zastrzałowy. Nie wyszło to jednak poza projekt wstępny. Również nie wzbudziła entuzjazmu koncepcja M-14, projektowanego wspólnie z PZL–Okęcie. Do napędu planowano silnik turbośmigłowy 1000 – 1200 KM, a takich silników nie produkowano w całym bloku wschodnim; to była główna przyczyna fiaska programu. Okazało się jednak, że konstruktorzy z ZSRR mają swoją koncepcję i chcą ją realizować wspólnie z nami, gdyż Polsce w ramach RWPG przypadła produkcja samolotów rolniczych (Mielec produkował większe, a Warszawa – mniejsze). Nawiasem mówiąc, podobnych obiekcji nie mieli Czesi, budując swojego Z-37 Čmelak. Oczywiście, nam to bardzo odpowiadało, projekt I-711 zbierał pochwały najlepszych instytucji radzieckich (w tym CAGI) – cóż chcieć więcej... Jednak nastroje zmieniły się diametralnie w chwili, gdy dowiedzieliśmy się, jaki silnik planują zastosować Rosjanie: odrzutowy Al-25. Ekonomicznie to może i się zgadzało – w Związku Radzieckim nafta była tańsza od benzyny – ale kłóciło się z wszelką logiką. Nasza reakcja była nietrudna do przewidzenia: „Wyście chyba na głowę upadli, żeby do samolotu rolniczego – silnik odrzutowy?! Niemożliwe, sprawdźcie!”. Co ciekawsze, samolot miał układ dwupłatowca. Ale co mogły znaczyć nasze protesty wobec pochwał CAGI? Kiedy próbowaliśmy protestować, usłyszeliśmy: „Albo robicie I-711, albo dostajecie wymówienie z Mielca”. Ludzie mieli rodziny, mieszkania przydziałowe – a o mieszkaniu łatwo nie było – nie ma wyjścia, zrobimy przynajmniej prototyp. Do Mielca zjechało około 70 radzieckich specjalistów wraz z rodzinami (z Arsieniewa koło Władywostoku jechali pociągami ponad 3 tygodnie). W trakcie prac okazało się, że w projekcie jest kilka grubych błędów konstrukcyjnych, np. skrzydło górne i dolne były za blisko o około 70 cm – opływ jednego oddziałuje wtedy na opływ drugiego; belki ogonowe miały jakieś 15 cm u nasady usterzenia – sztywność była za mała. Zrobiliśmy 8 prototypów M-15, bo takie oznaczenie otrzymał nasz projekt (później otrzymał przezwisko Belfegor, związane z popularnym serialem telewizyjnym) oraz dwa latające laboratoria: LaLa-1, czyli „przednia połówka” An-2, z zamontowanym silnikiem odrzutowym i nowym usterzeniem na kratownicy, oraz LaLa-2 czyli LLM-15. Oblot M-15 odbył się w 1973 r. Samolot miał nadspodziewanie dobre wyniki zabiegów agrolotniczych: miał bardzo szerokie i równomierne rozkłady chemikaliów. Jednak zużycie paliwa, jak można się domyślić, było olbrzymie: 650 kg/h. Jak dostarczyć takie ilości paliwa na lotniska polowe – a z takich przecież operują samoloty rolnicze? A potem – kryzys paliwowy na Bliskim Wschodzie, ceny paliwa podskoczyły – z takim zużyciem paliwa samolot nie mógł się opłacać. Oprócz tego z ZSRR zaczęły napływać krytyki: samolot jednoosobowy – mechanik nie zarabia. Napęd – nafta, do samochodu się nie weźmie... Zarzuty te jednak rzutowały na opinię o M-15. Struktura samolotu była skomplikowana i delikatna – w razie twardego lądowania lub jakiegokolwiek innego uszkodzenia – nie wiadomo było, co remontować najpierw. Zrobiliśmy 174 sztuki M-15, które potem latały gdzieś koło Kaukazu. Program skończył się „rozliczeniem”: co stracił Mielec – nasza strata, co ZSRR – ich.

KONCEPCJA SAMOLOTU

Józef Oleksiak

Na początku pracowałem przy M-15, ale w 1974 roku dostałem propozycję przejścia do innego programu, robionego z amerykańską firmą Rockwell. Pod tym względem miałem szczęście: główny konstruktor M-15 był na urlopie, a zastępował go ktoś, kto był nastawiony bardziej na Zachód, nie robił więc trudności. Gdyby nie to – na pewno przejście nie udało mi się. Nie miałem oczywiście zbyt dużych oporów przed przejściem, chociaż projekt zapowiadał się dość trudny. Chodziło o zamontowanie silnika ASz-62 do samolotu Rockwell S-2R Thrush Commander. Inicjatywa wyszła na spotkaniu ludzi z Rockwella i z PEZETEL-a. Pozornie – co za problem, nie ma co zawracać głowy konstruktorom, sami technologowie sobie poradzą. Ale dotychczas był stosowany 600-konny silnik Pratt Whitney, słabszy i o 300 kg lżejszy od ASz-a. To zburzy całe wyważenie samolotu. Kadłub kratownicowy, z krótkim przodem – nawet nie ma gdzie cofnąć silnika. Śmigło AW-2, współpracujące z ASz-em, ma średnicę 3,60, a dotychczasowe – ledwie 2,70 m. Robić nowe podwozie? Wtedy zmieni się kąt postoju samolotu; jak będzie wyglądał start i lądowanie? A co ze statecznością? Siedzimy, kombinujemy – wymyśliliśmy dwa rozwiązania. Pierwsze – do Thrusha dajemy polski silnik, ale PZL-3S, o mocy 600 KM. Dla Amerykanów to i tak była korzyść, gdyż ich P&W R-1340 już nie były w produkcji – po prostu, do samolotów rolniczych brano silniki z magazynów – nasze zaś były w ciągłej produkcji. Druga droga – dajemy silnik ASz-62, ale przerabiamy cały płatowiec. Z pierwszego rozwiązania dostaliśmy samolot MS-2 (M – jak Mielec, S-2 to symbol Thrusha), a z drugiego – M-18 Dromader. A propos nazwy samolotu: pojawiła się ona nieco później, niż symbol M-18 i musieliśmy się o nią trochę pokłócić z Bielskiem. Oni skonstruowali w tym czasie szybowiec SZD-50, którego pierwszą nazwą był „Dromader”. Nie powinno być dwóch konstrukcji o tej samej nazwie – interweniuje Zjednoczenie. Ponieważ my mieliśmy już wtedy rozpoczętą akcję reklamową, Bielsko musi zmienić nazwę swojego szybowca na „Puchacz”. Chyba wyszliśmy na tym dobrze – nazwa bardzo dobrze pasuje do charakterystycznej sylwetki naszego samolotu, z kabiną w „garbie”, a poza tym – samolot rolniczy łatwiej skojarzyć z jucznym wielbłądem, niż zgrabny szybowiec.

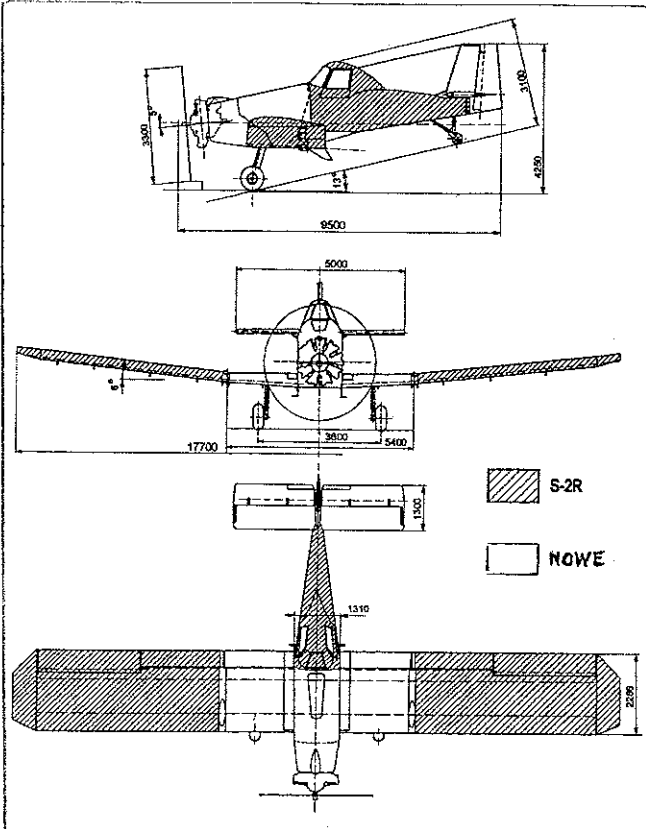
Ale – wracając do początków: „w metalu” zrealizowano obie koncepcje. Rockwellowi wtedy zależało na produkcji samolotów rolniczych, gdyż zainteresowanie nimi osiągnęło apogeum: w samych Stanach Zjednoczonych produkowano rocznie 1200 samolotów agro wszystkich typów. W 1975 roku, już po ukończeniu projektów wstępnych, podpisaliśmy z nimi umowę o kooperacji, w restauracji „Wierzynek” w Krakowie – i zaczęliśmy pracę. Amerykanie zobowiązali się do udostępnienia nam dokumentacji konstrukcyjnej i wyników prób w locie oraz przysyłali gotowe elementy, których nie zmieniliśmy. Ponadto udostępniili swój serwis i służyli pomocą przy certyfikacji – nie mieliśmy bowiem żadnego doświadczenia z przepisami FAR; w Polsce obowiązywały brytyjskie BCAR-y. Oprócz tego przystali nam jednego Thrusha na wzór – później przerobiliśmy go na MS-2. Samolot przyleciał na własnych skrzydłach przez Labrador, Grenlandię, Islandię, Wyspy Owcze, Szkocję. Samolot jednoosobowy, pilot dostawił go do WSK – Okęcie. Ucieszyliśmy się, że będziemy mogli porozmawiać z pilotem, co sądzi o samolocie, co mu przeszkadza, jak można tego Thrusha poprawić. Jednak, zanim z Mielca dojechalibyśmy do Warszawy, to pilot już zniknął. Okazuje się, że był tylko 2 dni w Warszawie. Był to bowiem pilot kontraktowy, emeryt, zatrudniony do przebazowywania samolotów. Można się domyśleć, że płacono mu „od sztuki” – i stąd nie chciał zostawać w Polsce i tracić zarobek. Mieliśmy jednak samolot, który przekazaliśmy do Instytutu Lotnictwa, żeby zbadali jego charakterystyki i zobaczyli, jak ten Thrush właściwie lata. Dopiero potem zainstalowano silnik PZL-3S, a właściwie PZL-3SR – z reduktorem. Był to zupełnie dobry silnik, przede wszystkim cichszy od poprzednika, istnej syreny strażackiej. Zastanawiające, swoją drogą, czemu Rzeszów przerwał jego produkcję, skoro na wielu Ag-catach i Thrushach zamontowano silniki PZL-3S. Być może wiąże się to ze sposobem załatwienia sprawy; jak się nie załatwia sprawy uczciwie, szybko, dobrze, to się przegrywa. Ale – wracając do tematu: zainstalowaliśmy nasz silnik, a poprzedni, P&W R-1340, odesłaliśmy w skrzyni do USA. Po sprawdzeniu osiągnięć MS-2 w Instytucie Lotnictwa samolot odsprzedano odbiorcy, gdzieś pod Gdańskiem.

Z samolotem MS-2 mieliśmy problem o tyle, że obroty silnika w PZL-3S były przeciwne, niż w P&W i rura wydechowa była z lewej strony, nie z prawej. W związku z tym wejście do kabiny znajdowało się akurat w strudze spalin.

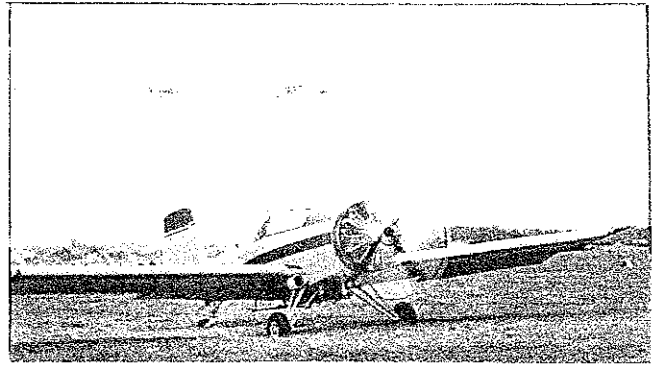
Równocześnie pracowaliśmy nad projektem M-18. Rockwell stwierdził, że owszem, projekt im się podoba – ale mamy użyć tak dużo ich części, jak tylko się da. Pierwszy problem, no bo: usterzenie – nie da rady, silnik – z założenia nie, podwozie za krótkie, kadłub do przeróbki... Stanęło na tym, że zostawiliśmy skrzydła, ale zmieniliśmy sposób ich montażu, dodając centropląt. Zostawiliśmy również tylną część kadłuba, wraz z kabiną. Poza tym została aparatura agro.

Nowy samolot nie powstawał tylko i wyłącznie w Mielcu. Dużej pomocy w kwestii aerodynamiki udzielił nam warszawski Instytut Lotnictwa (J. Winiarski), zaś wiele rozwiązań konstrukcyjnych doradziła Politechnika Rzeszowska A. Borowski). Ludzie z Politechniki mieli bowiem doskonale opracowane badania metodą elastooptyczną (chodzi o pokazanie koncentracji naprężeń na pleksiglasowych modelach) i metodę kruchych pokryć; dzięki temu mogliśmy zwiększyć wytrzymałość i trwałość samolotu, z którą były problemy. Oprócz tego na uczelni był komputer typu WANG, na którym wykonaliśmy wiele obliczeń. Muszę przyznać, że było to pierwsze spotkanie z komputerem dla wielu z nas – w tym dla mnie.

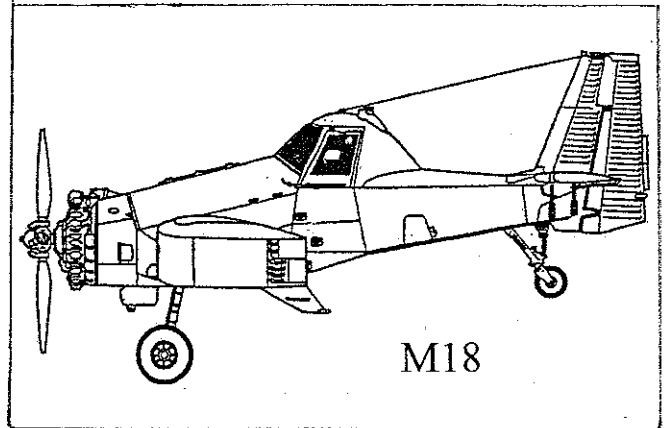
PROTOTYP M18 DROMADER



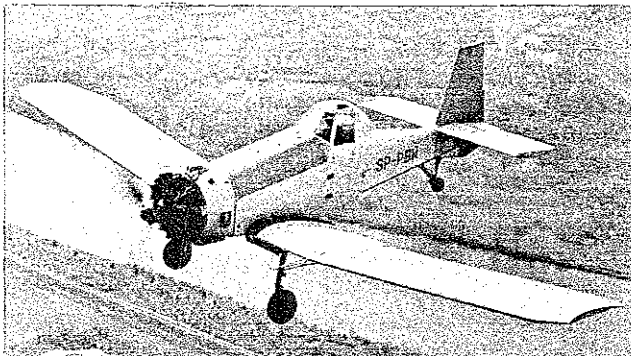
Projekt wykorzystania zespołów od S-2R Thrush



S-2R z polskim silnikiem PZL-3S jako MS-2



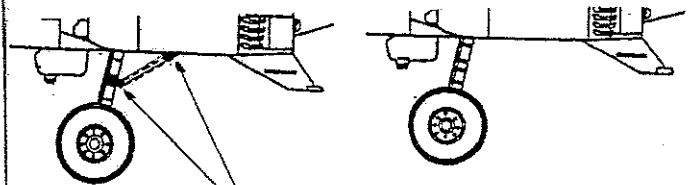
PZL M18 Dromader (1976 r.)



Prototyp M18 SP-PBW z aparaturą opylającą (1976)

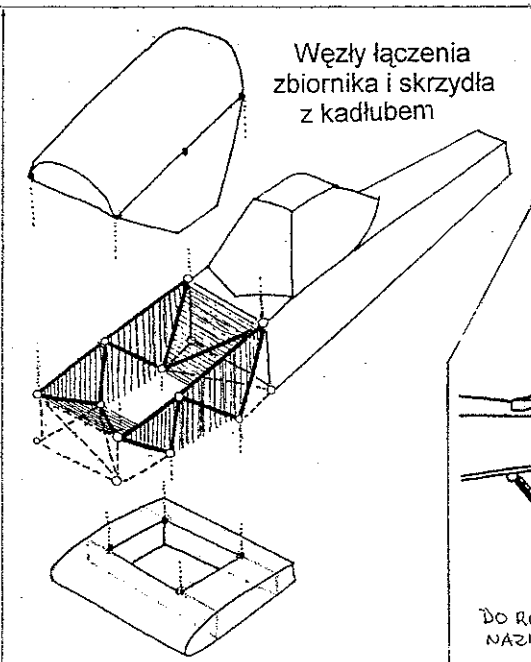
ROZWIĄZANIE ZABEZPIEZAJĄCE MOCOWANIA GOLENI PODWOZIA GŁÓWNEGO

(GÓRY GOLEŃ WOLNONOŚNA BYŁA
ZBYT ELASTYCZNA)

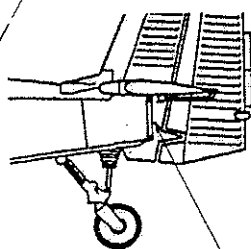


WĘZŁY DO ZAMOCOWANIA
EWENTUALNYCH ZASTRZAŁÓW
MONTOWANE NA PIERWSZYCH SERIACH

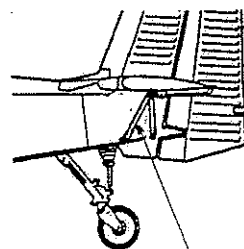
ROZWIĄZANIE SERWYJNE OSTATECZNE



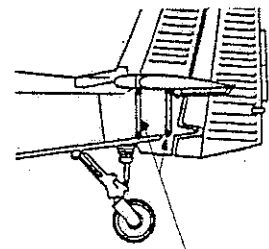
ZMIANY W ZAMOCOWANIU STATECZNIKA POZIOMEJ DO KADŁUBA



JEDEN ZASTRZAŁ
DO RÓZPORZĘCZA PRÓB
NAZIEMNYCH



ZASTRZAŁ ODWRÓCONE „A”
PIERWSZA FAZA PRÓB
PROTOTYPOW W LOCIE



DWA ODDZIELNE ZASTRZAŁY
PRODUKCYJA SERWYJNA

Jeśli idzie o konstrukcję samolotu, szczególną uwagę zwróciliśmy na łatwość obsługi i napraw. Samoloty rolnicze często operują z baz polowych, gdzie nie ma mowy o specjalistycznych narzędziach, a odsyłanie konstrukcji do serwisu z byle drobnostką jest bez sensu. Stąd np. kratownicowa konstrukcja kadłuba. Wprawdzie kratownica jest mniej wytrzymała od konstrukcji półskorupowej, więc kadłub wyszedł nieco cięższy (poza tym, masy dodają też odejmowane osłony kadłuba), ale zyskujemy na łatwości obsługi i napraw. Trudno sobie wyobrazić naprawę kadłuba półskorupowego np. po twardym lądowaniu czy zderzeniu z ciężarówką na lotnisku polowym – a to wcale nie są rzadkie przypadki. Bez pomocy serwisu chyba by się nie obeszło. Tymczasem w przypadku Dromadera wystarczy zdjąć osłony kadłuba i pospawać, co trzeba. Dlatego też nie stosowaliśmy obróbki cieplnej kratownicy, chociaż tu też parę kilo straciliśmy. Sprawdzono to wielokrotnie – np. w jednym Dromaderze z Grecji wycięto całą tylną część kratownicy, od kabiny po usterzenie, i wspawano nową, dostarczoną z zakładu.

Skoro mowa o kratownicy – Amerykanie zdradzili nam świetny sposób na zabezpieczenie kratownicy. Otóż przed spawaniem wierci się w podłużnicach otwory – tak, że wnętrze rur tworzy jedną objętość. Po spawaniu natomiast wlewa się do środka olej, rozgrzany do około 70 stopni, który schnąc tworzy cienką błonkę na ściankach rur. Ten trick pozwala na łatwą kontrolę zabezpieczenia – jeżeli jakaś rurka jest zimna, to znaczy, że nie ma w niej oleju. Metoda jest sprawdzona i pewna – kratownice Piperów Cub, zabezpieczane w ten sposób, nie były skorodowane nawet po 50 latach.

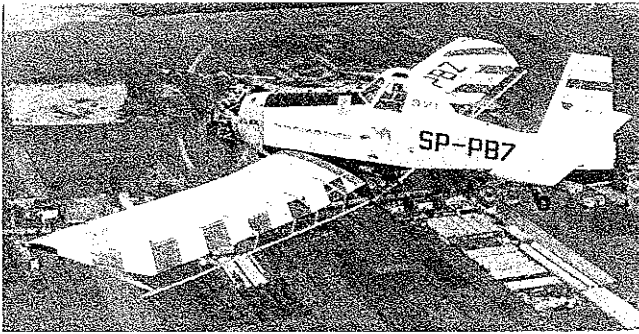
Jako skrzydła zewnętrzne zastosowaliśmy skrzydła S-2R, ale ze zmianą sposobu ich łączenia. W oryginalne dźwigary skrzydeł były łączone śrubami (około 20 śrub) ze sobą i z kadłubem. Pod względem łatwości przeglądów i demontażu – fatalne rozwiązanie. My mieliśmy o tyle łatwiej, że dodaliśmy centropląt o rozpiętości 5,5 m i cięciwie 2,5 m. Grubość profilu centropląta była zmienna od 12% na skraju do 16% przy kadłubie. Skrzydła doczepne były doń mocowane w trzech punktach: dwa okucia na dźwigarze głównym i jedno na tylnym. Okucie dolne i tylne tworzy oś obrotu skrzydła, więc wystarczy podnieść skrzydło w pozycji pionowej o tyle, żeby zaczepić te dwa punkty, a następnie obrócić je do pozycji poziomej i zapiąć okucie górne, a następnie podłączyć napęd lotek i klap oraz instalację agro. Do montażu trzeba odpowiednią ilość ludzi, to oczywiste, ale nie trzeba używać dźwigu.

Zbiornik chemikaliów – następna ważna część samolotu. W Thrushu zbiornik był niejako integralną częścią kadłuba i, co gorsza, wewnątrz znajdowały się elementy kratownicy. Trzeba było bardzo dokładnie sprawdzać, czy te rury nie skorodowały, a jeśli tak – to do wymiany. Oprócz tego, przeszkadzały one przy wysypie. My zastosowaliśmy zbiornik o gładkich ściankach – cała konstrukcja znajdowała się na zewnątrz. Zbiornik musi być wymienny, gdyż zużywa się najszybciej: chemikalia powodują korozję, a często zbrylone środki sypkie rozbija się łomami. Co ciekawe, „pusty” kadłub jest wiotki – dopiero po zamontowaniu zbiornika i skrzydeł zyskuje wymaganą sztywność. Jest to rozwiązanie chronione naszym patentem nr 108 844. Wymiary zbiornika były oczywiście podyktowane nadanymi „odgórnie” wymiarami kadłuba. Wiązało się to z pewnymi mankamentami, które Dromader „odziedziczył” po Thrushu. Kadłub jest bowiem dość wąski, a to powoduje, że zbiornik chemikaliów jest wąski i długi – ma około 2 metrów. Powoduje to, że chemikalia pod wpływem bezwładności przemieszczają się do tyłu lub do przodu, zmieniając wyważenie samolotu. Piloci narzekali, że to jakby ktoś im przeszkadzał, ciągnąc za drążek. Ponadto przez wąski kadłub kabina jest trochę ciasna – a zwłaszcza dla pilota latającego po 8 godzin dziennie. Jednak nie są to wady na tyle poważne, żeby konstruować nowy kadłub – tym bardziej, że Rockwellowi zależało, żeby jak najwięcej elementów zastosować bez zmian. Wszystkie elementy musiały być w 100% wymienne – nieraz do uszkodzonego samolotu trzeba dać np. skrzydła z innego egzemplarza – to musi pasować, nie ma mowy o rozwiercaniu otworów itp.

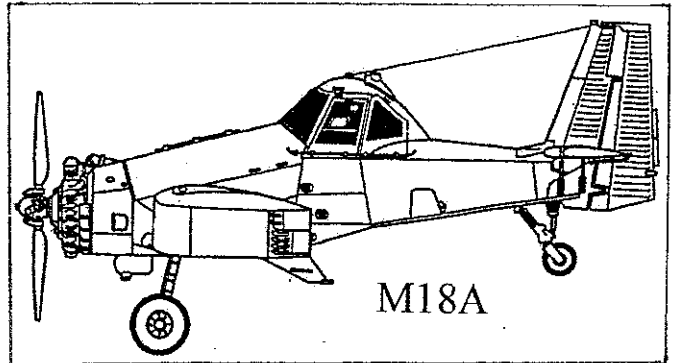
Silnik i śmigło daliśmy zasadniczo z An-2, ale też trochę przy nich pokombinowaliśmy. Nie dawaliśmy na przykład osłon – tu chodziło o wagę; całe okapotowanie z An-2 waży 60 kg. Również śmigło uległo przeróbce – mianowicie przycięliśmy każdą łopatę o 15 cm. Zmniejszyliśmy w ten sposób jego średnicę z 3,6 do 3,3 m. Nieraz w ten sposób traktowano śmigła Anów-2 wracających z Afryki, gdzie były uszkodzane przez kamienie. Ale teraz pytanie – ile ciągu śmigła na tym stracimy? Nie ma wyjścia – trzeba sprawdzić. Żeby jednak nie dodawać sobie prób na prototypie, założyliśmy takie śmigło na jednego „Aena”, zdjęliśmy z niego osłony – przy okazji sprawdziliśmy bowiem rozkłady temperatur silnika na cylindrach, jakie dać zasłonki międzycylindrowe, co można usunąć, co trzeba poprzestawiać itd. Mogliśmy usunąć duży i ciężki filtr oleju, zbędny przy stosowaniu olejów zachodnich. Dodaliśmy za to filtry na chwytach powietrza; co ciekawe, pochodziły one z „dużego Fiata”. Po próbach stwierdziliśmy, że o ile normalnie stacjonarny ciąg jest 1820 kG, to po obciążeniu – mamy 1640 kG. Różnica jest – ale akceptowalna.

Skoro jesteśmy przy założeniach, to chciałbym wspomnieć nieco o bezpieczeństwie konstrukcji. Wiadomo bowiem, że samoloty rolnicze są niezwykle niebezpieczne, gdyż latają na bardzo małych wysokościach. Zapewnia je układ samolotu: grupa napędowa, zbiornik chemikaliów, kabina pilota. Skrzydło na dole, podwozie główne z przodu – z tyłu, za pilotem, praktycznie nie ma dużych mas: jest mocna kratownica kadłuba, lekkie usterzenie i podwozie ogonowe. Nie ma więc ryzyka, że w razie kraksy coś przygniecie pilota. Kabina jest uszczelniona, zbiorniki paliwa umieszczone daleko od kabiny, chyba 2 metry, dla zabezpieczenia przed pożarem; to się zresztą potwierdziło we Francji, gdzie samolot przy gaszeniu pożaru ściął linię energetyczną wysokiego napięcia Paryż – Marsylia. Samolot zapalił się od iskier elektrycznych, ale dojdzie do kabiny było takie, że pilota wyciągnięto bez problemów, żywego. Brazylijska Ipanema firmy Embraer ma natomiast zbiorniki paliwa w nosku, tuż przy kadłubie.

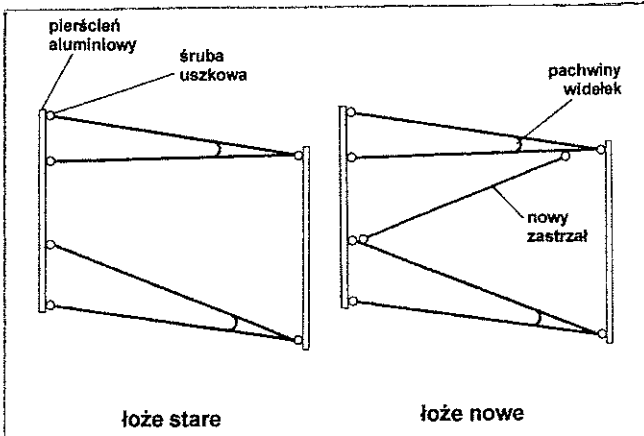
PZL M18 i M18A



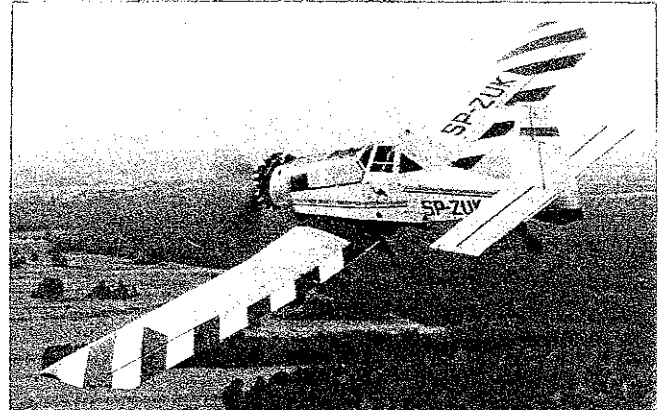
Drugi prototyp SP-PBZ z aparaturą opryskującą (1976)



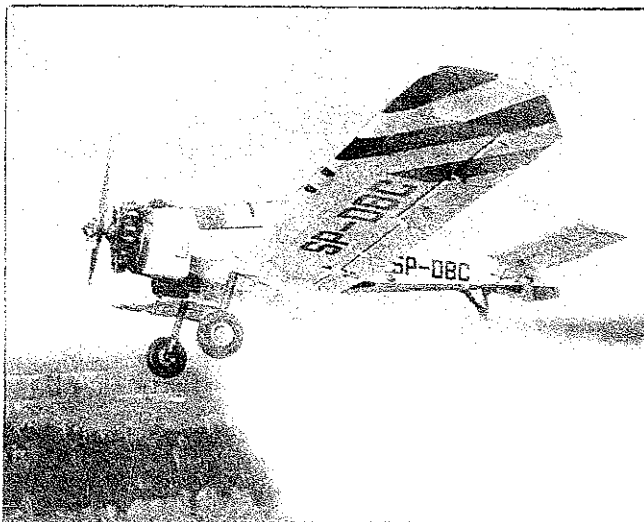
PZL M18A (1982)



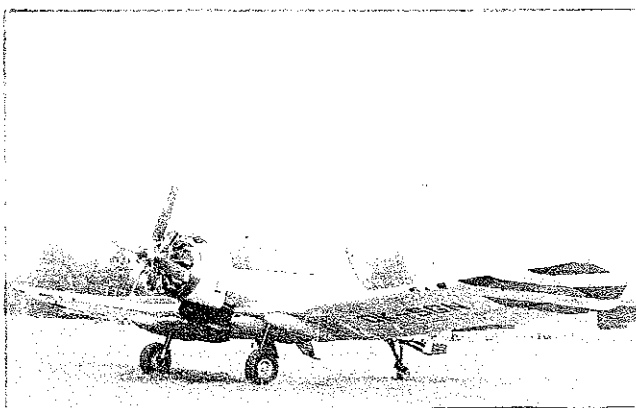
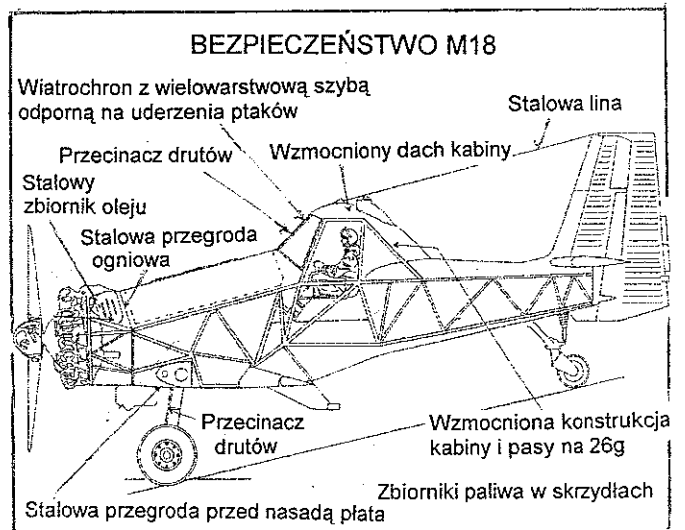
Łóże silnika przed i po wzmocnieniu



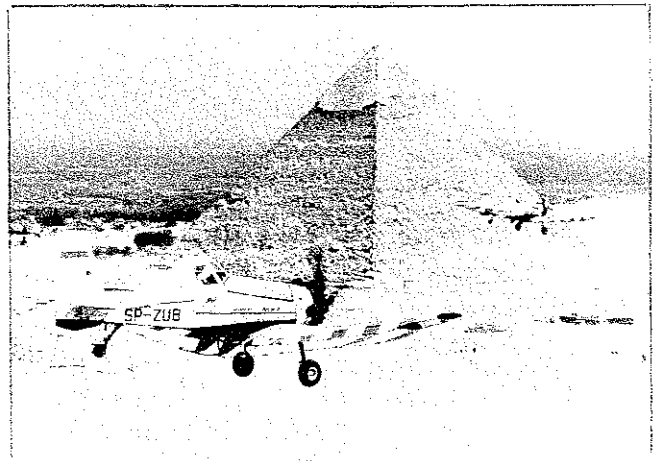
Prototyp M18A SP-ZUK (1982) z kabiną mechanika



Przeciwpożarowy zrzut wody z M18A SP-DBC



M18A OK-SGN z 4 dodatkowymi zbiornikami paliwa dla Slovairu



M18 SP-ZUB w Egipcie

Piloci brazylijscy, podczas przymusowego lądowania, bardzo się niepokoją, ponieważ złamanie podwozia powoduje wbicie koła w zbiornik paliwa, co zwykle kończy się pożarem. Oprócz tego zbiornik chemikaliów jest położony nieco wyżej, niż zbiorniki paliwa, więc nie może być oblatany benzyną. Sama struktura kabiny jest wzmocniona, na wypadek kapotażu, podobnie kratownica w części kabinowej i dach kabiny. Od dachu kabiny do czubka statecznika pionowego poprowadziliśmy linkę stalową do odchylenia przewodów elektrycznych, a na podwoziu głównym i ramach kabiny daliśmy noże do przecinania drutów elektrycznych. Ponadto Amerykanie podpowiedzieli nam jedną metodę zabezpieczenia. Otóż spód kadłuba, od silnika aż do krawędzi natarcia skrzydła pokryty jest blachą stalową, a nie duralem. Na Beechcraftach zdarzało się, że w razie pożaru silnika ogień przedostawał się poza przegrodę ogniową po pokryciu. Również zbiornik chemikaliów, z laminatu epoksydowego, jest od góry osłonięty blachą, na wypadek pożaru jednostki napędowej, która chroni zbiornik przed ogniem. Szyba przednia jest też odporna na zderzenia z ptakami o masie ok. 1 kg, przy prędkości roboczej do 200 km/h; ta szyba popęka, ale wytrzyma. Było to sprawdzane przez ostrzeliwanie samolotu ze specjalnej kuszy... kurczakami. Na początku były to mrożonki, ale – bez przesady; w powietrzu nie ma mrożonych kurczaków! Tak więc po wyjęciu ich z lodówki trzeba było je rozmrozić. Ale teraz – kolejny problem: całe mięso rozbrzygiwało się po szybie i samolot trzeba było długo czyścić. Nauczeni doświadczeniem, następne wkładaliśmy je do plastikowych worków. Co ciekawe, niektórzy proponowali nam użycie kurczaków z piórami, uznaliśmy to jednak za przesadę. Muszę jednak przyznać, że te doświadczenia, choć śmieszne, były potrzebne. Na przykład kiedyś w skrzydło Dromadera „władowała się” kaczką, demolując je aż do dźwigara. Na szczęście była to końcówka skrzydła. Innym razem, na An-2 jakiś ptak przedostał się przez tarczę śmigła i uderzył w kabinę. Osłona kabina przebita, a ptak zatrzymał się dopiero na tylnej ścianie kabiny pilotów, pełnej wrędze, robiąc w niej wgniecenie. Całe szczęście, że akurat przeleciał środkiem, między pilotem a mechanikiem pokładowym.

KILKA DOBRYCH RAD

Józef Oleksiak

Podczas projektowania przestrzegaliśmy kilku ważnych, wielokrotnie sprawdzonych zasad. Po pierwsze – nie lekceważyliśmy projektu wstępnego, a zwłaszcza obliczeń aerodynamicznych. Dobre założenia przyjęte na początku, później procentują w postaci dużej popularności samolotu. Myślę, że z tym nam się udało: mamy 740 Dromaderów zrobionych w serii. Bezpośrednio z Mielca szły do 23 krajów, z których największym odbiorcą są Stany Zjednoczone – 211 sztuk. Po drugie: mimo kłopotów kadrowych – Mielec zajmował się wówczas wieloma projektami, a nasz bynajmniej nie był najważniejszy – staraliśmy się, żeby grupa robiąca projekt wstępny zajmowała się następnie dokumentacją tego samolotu w biurze konstrukcyjnym. Dzięki temu wiedzieliśmy, jakie założenia były przy tworzeniu takiego a takiego rozwiązania; bardzo nam to usprawniało pracę – wiedzieliśmy, czego się trzymać. Po trzecie wydzieliśmy „grupę sztabową”, także spośród ludzi od projektu wstępnego; zajmowaliśmy się (ja byłem jej szefem jako konstruktor prowadzący) koordynacją prac poszczególnych zespołów, pilnowaliśmy, jaki problem „nie idzie” i dlaczego, troszczyliśmy się o „przepływ informacji” itp. Było to konieczne – nie może być tak, że szef rozdaje robotę i na tym się kończy. Później okazało się, że warto stworzyć podobną niezależną grupę, zajmującą się problemami serii – zapewnieniem serwisu, uwagami z eksploatacji itp. Jej szefem jest Józef Bystrowski. Po czwarte wreszcie – dbaliśmy o przejrzysty system numeracji rysunków. To bardzo ułatwia pracę, choć często się tego nie przestrzega. Na przykład rysunki silnika Leyland (używanego choćby w autobusach Autosan H9) były numerowane kolejno – widząc więc numer jakiegoś elementu nie można było powiedzieć, jakiej części odpowiada bez sprawdzania w katalogu całej dokumentacji. Iskra natomiast miała numer aż 13-cyfrowy, co również nie ułatwiało pracy – trudno bowiem zapamiętać aż tyle cyfr. My przyjęliśmy oznaczenia literowo-cyfrowe, zaczynające się od D – jak Dromader, ośmioznakowe. Jest dość miejsca, żeby oznaczyć i numer podzespołu (czy to jest skrzydło, czy aparatura agro, czy jeszcze coś innego), i numer części, i stronę samolotu – tzn. czy jest to część lewa, czy prawa. I jeszcze jedna zasada: dbaliśmy o dobre kontakty z użytkownikami, wszelkie sprawy serwisowe staraliśmy się jak najszybciej załatwiać, a także uwzględniać wszelkie opinie.

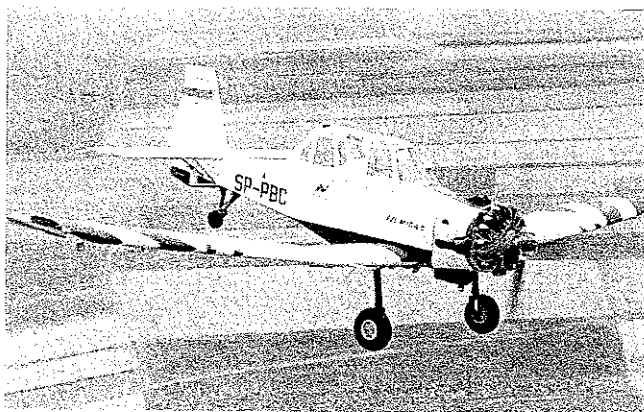
PRÓBY DROMADERA

Józef Oleksiak

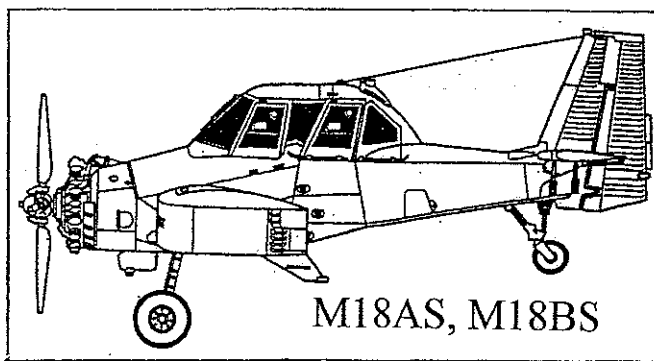
Amerykanie w umowie o kooperacji, podpisanej na początku roku 1975, narzucili nam strasznie ostre terminy. Chcieli, żeby samolot był gotów do lotu w sierpniu, a w końcu roku miał być na wystawie samolotów rolniczych w Las Vegas. Nie było to realne, ale dyrekcja uznała, że albo się podpisze umowę i później będziemy się tłumaczyli, dlaczego nie zdażyliśmy, albo się może wszystko rozlecieć od razu.

Praca szła szybko, bo ludzie byli pełni zapału, sprawna organizacja też tu procentowała, a poza tym wszyscy opieraliśmy się na ustalonych „raz na zawsze” węzłach montażowych (przy okazji – uznaliśmy węzły za jedyny element, na którym nie próbujemy zmniejszać ciężaru). Już w lipcu 1975 r gotowy był projekt konstrukcyjny, a we wrześniu – oprzyrządowanie. Jednak przez tę szybkość mieliśmy trochę przykrości – Rosjanie obrażali się, że Mielec nie daje całych sił na M-15 (który akurat miał opóźnienie), a robi coś, czym oni nie są zainteresowani. Tak

PZL M18AS, PZL M18B, PZL M18 BS



Prototyp szkolnego M18AS SP-PBC (1988)

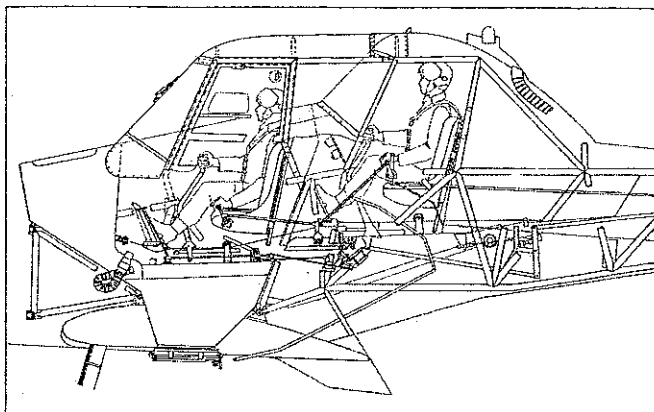


M18AS, M18BS

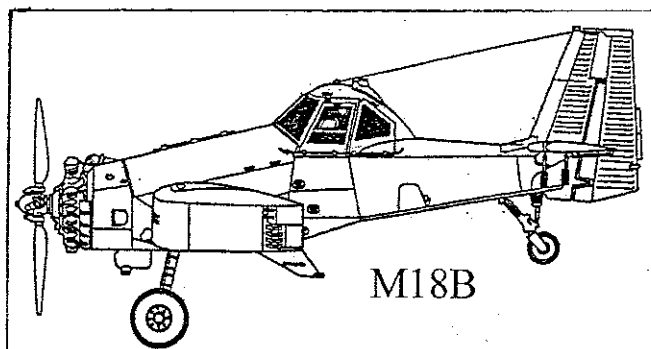
Szkolny M18AS (1988) i M18BS (1997)



Prototyp szkolnego M18BS SP-ZUW (1997)

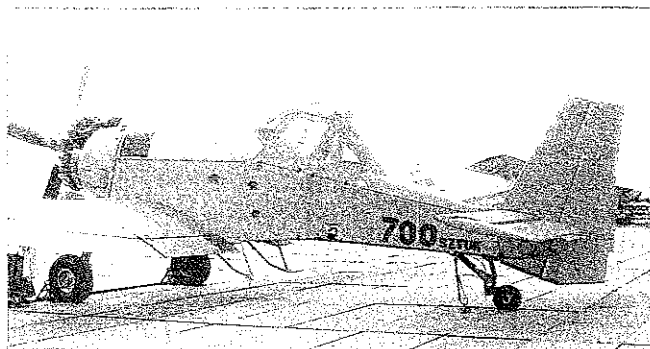


Kabina szkolnych M18AS i M18BS

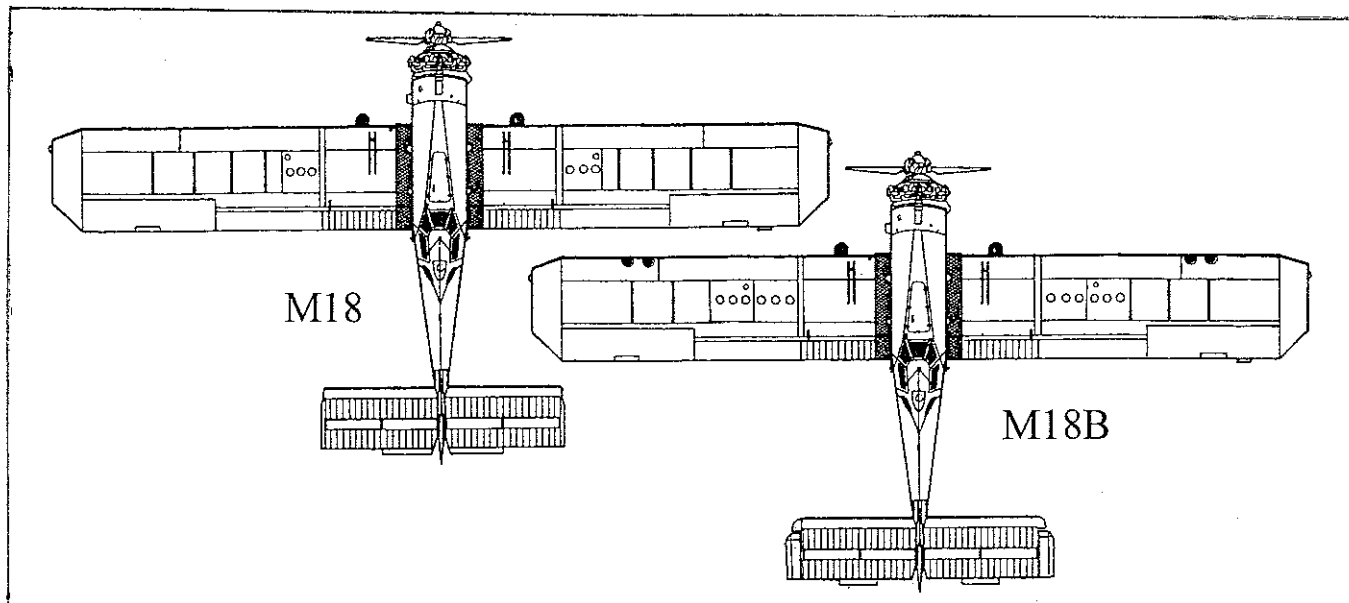


M18B

PZL M18B (1993)



700-ny egzemplarz Dromadera, M18B.
Budowa zakończona 18.09.1998



M18

M18B

Różnice między M18 a M18B (zbiorniki paliwa, końcówki usterzenia poziomego i kłapki wyważające, reflektory)

więc już w lipcu 1976 gotowy był egzemplarz do prób statycznych (nr. fabr. 1ZP01-01), a w miesiąc później, 27 sierpnia 1976, Andrzej Pamuła oblatał-pierwszy prototyp Dromadera, o numerze fabrycznym 1ZP01-02 i znakach SP-PBW. Niedługo później, bo 2 października 1976, w powietrzu znalazł się drugi prototyp, o numerze 1ZP01-03 i znakach SP-PBZ; za jego sterami zasiadł Tadeusz Gołębiowski. By nie drażnić Rosjan, nie korzystaliśmy z głównych hal PZL – Mielec, gdzie produkowano M-15; montaż podzespołów odbył się w Hali 30 przeznaczonej na silniki Leyland, a całość zmontowaliśmy w hangarze Aeroklubu Rzeszowskiego na Jasionce; tam też prowadziliśmy obloty i pierwsze próby w locie. Panowały tam iście spartańskie warunki – załoga spała w namiotach, w samym hangarze była tylko żarówka – nawet wiertarki nie było jak podłączyć, trzeba było rozbudować instalację elektryczną. Stołówki nie było – obiady jadano w pobliskim PGR-ze. Na szczęście u wojewody załatwiono dodatkowe przydziały mięsa, a poza tym... tuż przy lotnisku zakonnice miały sad. Można było się poczuć jak na obozie harcerskim. W ten sposób próby toczyły się do pierwszych śniegów – potem było oczywiście za zimno. Przenieśliśmy się zatem z powrotem do Mielca.

Podczas prób w locie oczywiście nie obyło się bez problemów. Przede wszystkim ze sztywnością usterzenia. Początkowo zastosowaliśmy statecznik poziomy jednodźwigarowy, podparty jednym zastrzałem. Za wiotki? Dodajemy jeden zastrzał, powinno pomóc. Teraz te zastrzały tworzyły jakby odwróconą literę V – zbiegały się w jednym punkcie, na dźwigarze statecznika. Sądziliśmy, że to wystarczy. Okazało się jednak, że nie: podczas prób ślizgów na prędkości V_{NE} , 22.06.1977, złożyło się usterzenie. Pilot T. Gołębiowski musiał skakać na spadochronie. Skok był trochę problemem, gdyż Tadeuszowi zaklinowała się noga pod pedałem. Uratował się tylko dlatego, że... miał nieprzepisowe buty. Zamiast butów spadochronowych, za kostkę, założył bowiem wygodniejsze półbuty. Wyjął więc nogę z buta i wyskoczył w samej skarpetce. Takie przypadki też mają wpływ na sprawę...

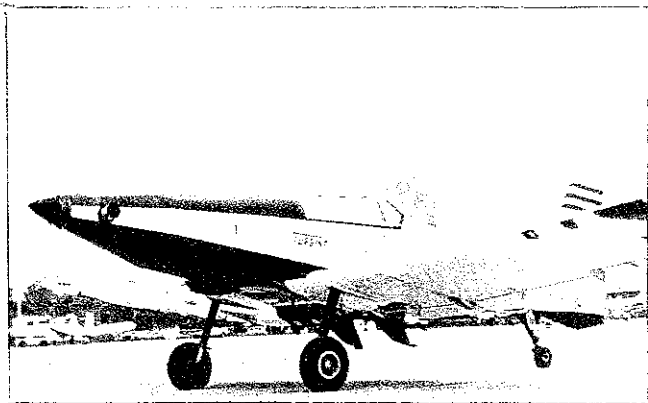
Oczywiście próby w locie przerwano – zresztą, drugi prototyp był wówczas w Paryżu. Sprawdzamy wyniki obliczeń, prób statycznych, czy nie było błędu w produkcji, w montażu, czy materiał był dobry – jednym słowem, wszystko, co się tylko da. Okazało się, że po pierwsze – źle zinterpretowaliśmy przepisy i wzięliśmy złe wartości, a po drugie – opuściliśmy pewną część obciążeń. Oprócz tego przekroczyliśmy warunki użytkowania – prędkość dopuszczalna V_{NE} jest przecież większa (i to znacznie) o d prędkości brutalnego sterowania V_A , powyżej której nie należy używać pełnych i gwałtownych wychyleń sterów. Do tego zapas wytrzymałości był mały – to wszystko nałożyło się na siebie i spowodowało wypadek. Przekonstruowaliśmy zatem statecznik, dodając dźwigar przedni. Zapas wytrzymałości znacznie zwiększyliśmy – każdy z dźwigarów mógł przenieść prawie pełne obciążenie. Zmieniliśmy też zastrzały – teraz były równoległe do siebie; każdy z nich podpierał jeden dźwigar. Przyrost masy wyniósł 14 kg. A rozwiązanie problemu zajęło trzy kwartały.

Przy okazji przymusowego postoju wprowadziliśmy inne zmiany. Podczas prób okazało się, że samolot na ziemi, podczas np. próby silnika, unosił ogon, a przy kołowaniu ścigało go w lewo. Było to spowodowane pochyleniem osi silnika o 5 stopni w dół. Podnieśliśmy oś i skrzyliśmy o 1,5 stopnia w prawo, co zlikwidowało obydwa problemy; lecz nieco pogorszyła się stateczność podłużna.

Inna kwestia – to podwozie. Zastosowaliśmy konstrukcję wolnonośną, mocowaną czterema śrubami od spodu i jedną od góry płata. W prototypie zastosowaliśmy koła z M15, szerokie, o znacznej średnicy 720 x 320, które miały piasty ze stopów magnezu i wielotarczowe hamulce schowane w piasku. Przy krótkich lotach trzeba było robić przerwy dla ochłodzenia hamulców. Na samolotach seryjnych opracowaliśmy nowe koła z zastosowaniem opon o wymiarach jak na An-2 (800 x 260). Wprowadzono piastę ze stopu Al, hamulec tarczowy zamontowany był z boku piasty, z uwagi na lepsze chłodzenie a klocki hamulcowe zastosowano z samochodu FIAT 125, co zmniejszało koszty i było wygodne w eksploatacji. Jeszcze podczas prób podwozia na bębnie, w Instytucie Lotnictwa, okazało się, że koła mają tendencję do drgań. Wspólnie z warszawiakami orzekliśmy, że to nic pewnego – to może się powtórzyć w eksploatacji, ale nie musi. Na wszelki wypadek przygotowaliśmy węzły pod zastrzały, którymi chcieliśmy podwozie wzmocnić. Planowaliśmy dać po jednym zastrzale wzdłuż osi kadłuba i po jednym w poprzek – tak, jak w Čmelakach. Uznaliśmy, że o ile drgania wystąpią, to jesteśmy przygotowani – dajemy zastrzały, które powinny pomóc; jeżeli zaś nie wystąpią – racjonalizator złoży wniosek, żeby niepotrzebne węzły skasować i jeszcze dostanie pieniądze za wniosek – czysty zysk. Okazało się, że drgania się praktycznie nie pojawiły – zastrzałów więc nie dawaliśmy. Dzięki temu montaż podwozia jest prosty – odkręcić po 5 śrub. Ktoś może się dziwić, czy to wystarczy – zwłaszcza patrząc na Dromadera, a nie znając sposobu mocowania. Samolot jest bowiem wysoki i z przodu nie widać śruby mocującej z góry; w ten sposób „nabrali się” Rosjanie, oglądający M-18. Podwozie jest więc wytrzymałe – ale nie za bardzo. Chodziło nam bowiem, żeby w razie kraksy raczej złamać goleń lub urwać koło, a nie uszkodzić skrzydeł – wymiana goleni jest przecież o wiele prostsza i mniej kłopotliwa, niż całego centroplata.

Po skończonych próbach w locie byliśmy prawie gotowi do certyfikacji. „Prawie” – bo brakowało nam nalotu. Wymagania mówią bowiem o 600 h w powietrzu, a my po próbach mieliśmy raptem 200. Z pomocą przyszło nam PZL-Okęcie, które wysyłało Kruki do Egiptu. Zgodzili się bowiem wziąć dwa Dromadery do „pracy” w Benha. Przy okazji sprawdziliśmy, jak sprawdza się nasz samolot w „prawdziwej” eksploatacji, i to w klimacie pustynnym. Baliśmy się, jak się będzie silnik zachowywał, czy będzie dobrze z temperaturami, czy łożyska w porządku itp. Okazało się jednak, że problemów żadnych nie było. Wymagane godziny wylataliśmy - mogliśmy zatem składać wniosek do IKCSP o polski certyfikat, który dostaliśmy w 1978 r.

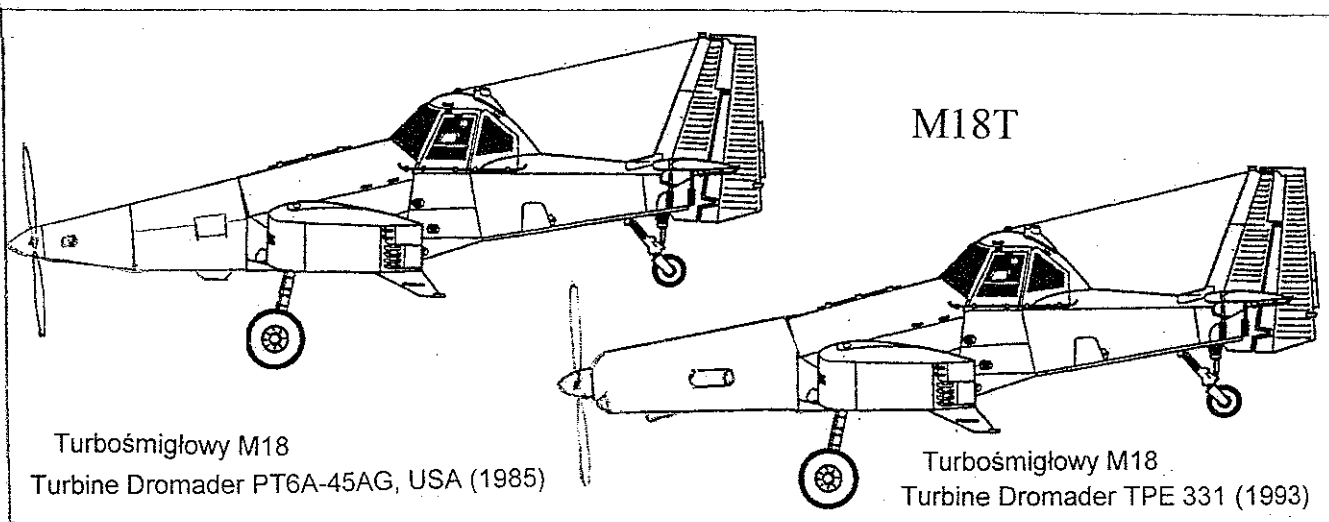
PZL M18 TURBINE DROMADER, M18B/2001



Turbośmigłowy M18 Turbine Dromader PT6A-45AG (USA)



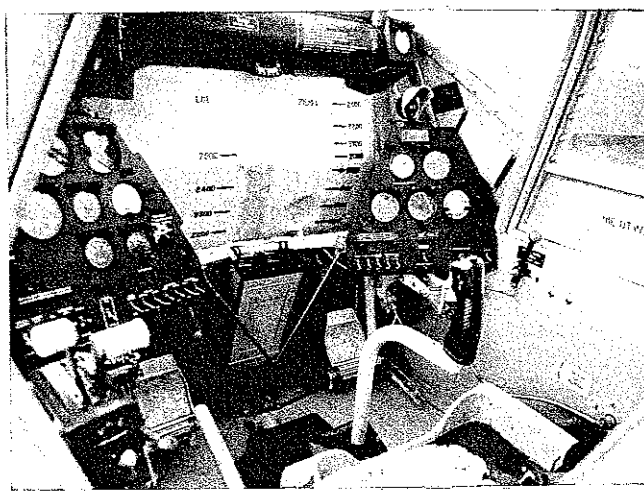
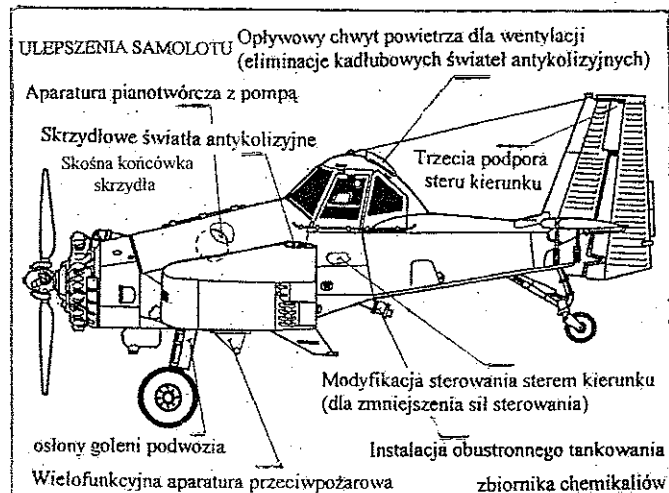
Turbośmigłowy M18 Turbine Dromader TPE 331 (USA)



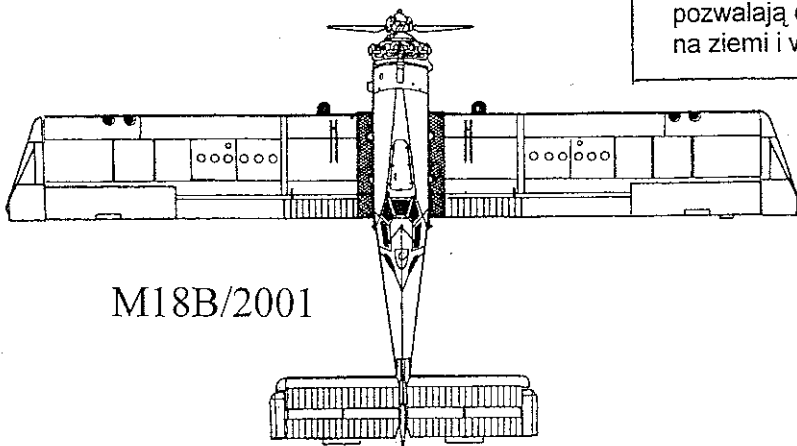
M18T

Turbośmigłowy M18 Turbine Dromader PT6A-45AG, USA (1985)

Turbośmigłowy M18 Turbine Dromader TPE 331 (1993)



W kabine skale na prześwitującej ścianie zbiornika pozwalają odczytać poziom cieczy w zbiorniku na ziemi i w locie



M18B/2001



PZL M 18B/2001 z licznymi ulepszeniami (2001) i skośnymi końcówkami skrzydeł

ODMIANY SAMOLOTU

Józef Oleksiak

M18. Tak oznaczono pierwszą odmianę uruchomionego programu. Była to odmiana jednomiejscowa. Nie było miejsca do przebazowania drugiej osoby. Urządzenie kabiny było bardzo zbliżone do kabiny S-2R. Sterowanie urządzeniami agro było tylko mechaniczne, za pośrednictwem dźwigni. Eksploatacja w wersji przeciążonej była dopuszczona (wg. certyfikatu polskiego) do MTOW 4700 kg. Wychylenie klap do lądowania max do 15°.

M18A. Do roku 1984 r samoloty M18 były budowane wyłącznie jako jednoosobowe. Jednak wielu odbiorców życzyło sobie drugiego miejsca, aby móc przewieźć mechanika, który później pomoże przy obsłudze. Opracowaliśmy zatem dwuosobową odmianę, oznaczoną jako M18A. Osoba ta była transportowana na lotniska, lądowiska robocze i pomagała w pracach naziemnych przy obsłudze samolotu i załadunku chemikaliów. Kabinę mechanika umieszczono za kabiną pilota, od której jest oddzielona ścianką. Umieszczenie dodatkowych mas z tyłu, za skrzydłem naruszało znacznie wyważenie samolotu, musieliśmy więc nieco przesunąć skrzydła do tyłu i przesunąć inne elementy, jak np. akumulator, do przodu, tuż za przegrodę ogniową. W kabinie zabudowano fotel o sztywnej konstrukcji wraz z poduszkami i kompletem pasów bezpieczeństwa.

Drzwi umieszczono z lewej strony; posiadają one awaryjny zrzut i okno. Po przeciwległej stronie kabiny umieszczono drugie okno. Jest gaśnica i apteczka oraz wentylacja. Łączność z pilotem jest zapewniona poprzez okienko w ściance oraz telefon pokładowy. Na życzenie klientów z Niemiec wprowadzono na samolotach dla nich elektro-hydrauliczne sterowanie aparaturą agro oraz instalację ogrzewania i wentylacji z filtracją powietrza.

M18B. Do mankamentów uprzedniej odmiany "A" należy przede wszystkim zaliczyć konieczność częstego posługiwania się trymerem steru wysokości; piloci mówili, że Dromader „lata na trymer”. Oprócz tego, ze względu na małe zapasy stateczności podłużnej przy tylnych położeniach środka ciężkości i lotów na mocy, loty w burzliwej atmosferze były męczące. Kąty klap do lądowania były małe, tylko 15°, zatem tory lotu przy lądowaniach były płaskie, co utrudniało lądowanie na lądowiskach polowych z przeszkodami na podejściu. Ze względów statecznościowych stosowanie dużych przeciążeń (ładunek chemikaliów) było ograniczone.

To wszystko spowodowało podjęcie prac nad ulepszoną odmianą. Przekonstruowano usterzenie poziome zwiększając jego rozpiętość i powierzchnię, wprowadzono (oprócz istniejącego wyważenia osiowego) również wyważenie rogowe, zlikwidowano trymero-fletnery a wprowadzono tylko trymery i odsunięto je od kadłuba lokując prawie w środku sterów wysokości (pół rozpiętości klapki trymera znajduje się w opływie strumienia zaśmigłowego a pół poza nim. Wprowadzono połączenie sprężynowe między sterem kierunku a lotkami oraz połączenie sprężynowe między klapkami a sterowaniem sterem wysokości. Uzyskaliśmy znaczną poprawę stateczności, co pozwoliło na znaczne zwiększenia wychylenia klap: do lądowania z 15 do 30° i do startu z 10 do 15°. Dzięki temu rozbieg samolotu zmniejszył się o ok. 200 m, a podejście do lądowania stało się bardziej strome, co jest ważne przy lądowaniu znad przeszkód. Można było również znacznie zwiększyć ładunek chemikaliów (o ok. 600 kg). Ciężar startowy wersji przeciążonej został zwiększony z 4700 do 5300 kg. Zmniejszono wysiłek pilota, nie zachodzi potrzeba częstego posługiwania się trymerem steru wysokości. Tak zmodyfikowaną odmianę nazwano M18B.

M18 AS. Po wejściu samolotów M18 i M18A do eksploatacji użytkownicy z NRD, Bułgarii i Jugosławii a nawet z Kuby zaczęli domagać się wersji do szkolenia pilotów (uprawnienia na typ, uprawnień do wykonywania lotów agro i do gaszenia pożarów). Dodatkowym wymaganie było, aby samolot szkolny mógł być stosunkowo szybko zmieniony na normalny samolot roboczy. Opracowano zatem taką odmianę i oznaczono ją jako M18AS (powstała ona z M18A). Odmiana ta może być użytkowana jako samolot szkolny lub jako szkolno-roboczy (można było wymienić moduł z kabiną instruktora na standartowy zbiornik chemikaliów).

Samolot szkolno-roboczy nie jest identyczny z seryjnym samolotem roboczym. Do zabudowy modułu z kabiną instruktora musi być odpowiednio dostosowany kadłub.

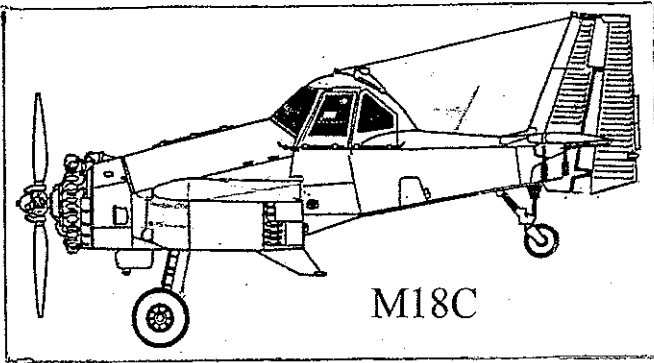
Kabiną ucznia jest kabina druga (licząc od silnika). Uczeń zatem jest szkolony w kabinie, która z wyjątkiem oszklenia przedniego jest taka sama jak w samolocie roboczym. Kabina pierwsza, mieszcząca się w module zamontowanym w miejscu normalnego zbiornika chemikaliów, jest kabiną instruktora. Moduł ten zawiera zbiornik na ciekłe chemikalia (900 l) i posiada pełne wyposażenie analogiczne do normalnej kabiny pilota.

Kabinę instruktora wyposażono w dodatkowe urządzenie podnoszące bezpieczeństwo szkolenia, np. uczeń nie uruchomi stop-kranu bez zwolnienia blokady przez instruktora. Instruktor może również interweniować w układ hamowania kół używany przez ucznia (przyciskiem na drążku sterowym instruktor ma możliwość puszczenia hamulców kół). Obie kabiny wyposażone są w system wentylacji, natomiast instalację ogrzewania posiada tylko kabina instruktora (instruktorzy z niemieckiego Agrarflug'u żartowali, że uczniowi i tak będzie za gorąco).

Wariant szkolny-dwuster może być wyposażony w standartową aparaturę cieczową (z rozpryskiwaczami) lub w aparaturę przeciwpożarową. W zasadzie służą one tylko do celów szkoleniowych. Przejście z wariantu szkolnego-dwuster w szkolno-roboczy może być dokonane w bazie technicznej serwisowej prowadzącej obsługę samolotu podstawowego. Rozszerzenie polskiego Świadectwa typu na odmianę M18 AS uzyskano w 1989 r. Nie ubiegano się o rozszerzenie certyfikatów zagranicznych.

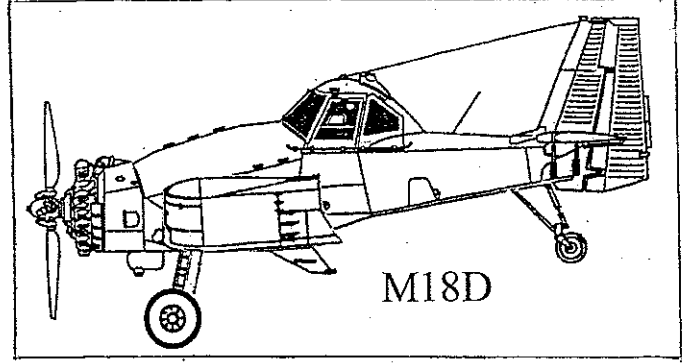
M18 BS. Odmiana ta jest analogiczna do odmiany M18 AS jest natomiast zbudowana na bazie M18 B.

PZL M18C, M18D



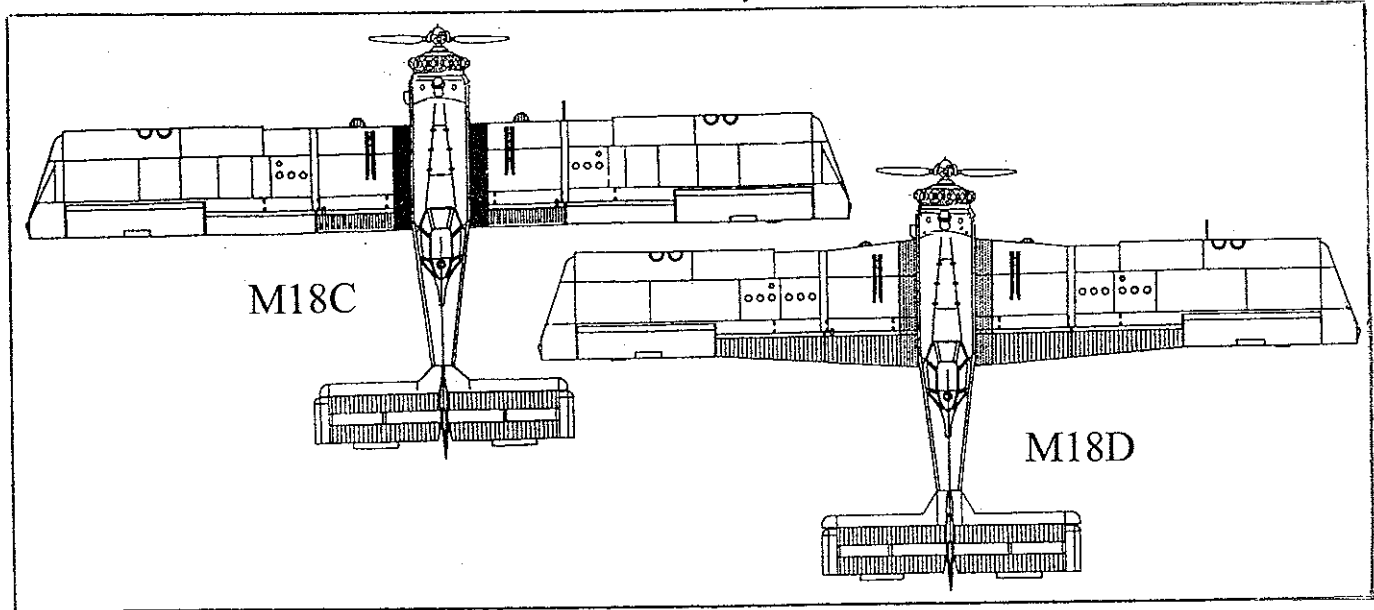
M18C

PZL M18C (1995)



M18D

Projekt PZL M18D

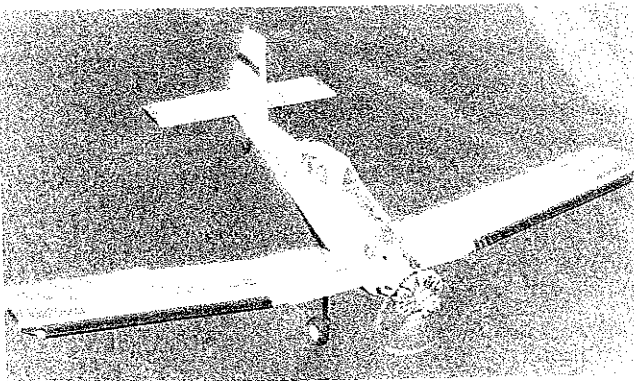


M18C

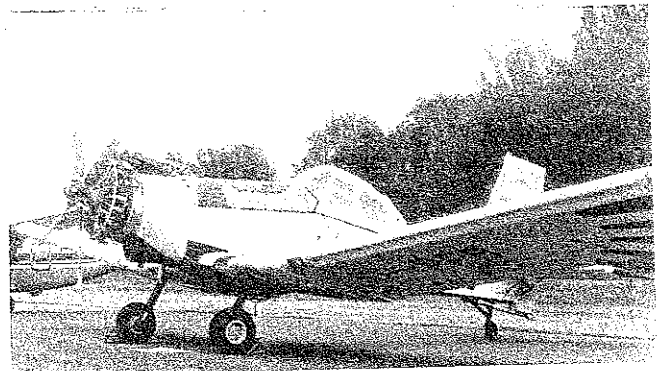
M18D

PZL M24 DROMADER SUPER

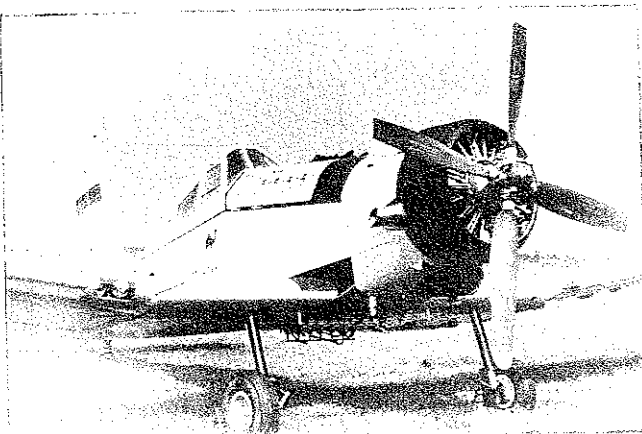
Zdjęcia w zeszycie: PZL-Mielec, Ilot, A. Glass, P. Butowski, J. Krzysztofik, L. Zielaskowski



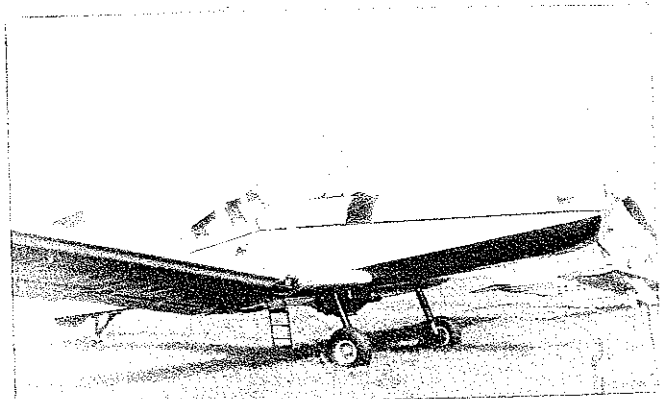
Prototyp M24 SP-PFA (1987)



Prototyp M24 SP-PFB z chwytami na górze



Prototyp M24M SP-PFC z silnikiem K-9



Makieta M24T, silnik PW PT6A-65AG

M18 B z silnikiem ASz-62 IR m18 / K9-BB i silnikiem K9-BB. Użytkownicy, a szczególnie ci z USA i Kanady domagają się coraz większych ładunków i poprawy osiągnięć. Spełniając ich życzenia już od kilku lat trwały prace nad zastosowaniem silnika napędu głównego o większej mocy. Przeszkód jak zwykle było wiele, a najtrudniejsze były przeszkody finansowe. Szczęśliwie mocniejszy silnik (K9) był w ubiegłych latach opracowany przez PZL Kalisz dla programu M24 Dromader Super, jego moc maksymalna ciągła jest bliska 1000 KM a moc startowa ~ 1150 KM.

Kolejną przeszkodą były ograniczenia w umowie bilateralnej między USA a Polską (z Polski można było eksportować do USA silniki tłokowe o mocy tylko do maks. 1000 KM).

PZL Kalisz opracował zatem silnik ASz-62 IR m 18 / K9-BB, który miał moc max. ciągłą bliską 1000 KM a moc startowa została ograniczona do 1000 KM. W rzeczywistości był to silnik K9 z odpowiednimi regulacjami. Taki silnik uzyskał certyfikat FAA i mógł być eksportowany. Na zastosowanie tego silnika do M18 B firma Melex posiada STC (wypracowany przez firmę W. Hatfielda -Turbine Conversions); z firmą W. Hatfielda jest zawarta umowa o kooperacji. Według praw w Polsce dla uzyskania rozszerzenia polskiego Świadczenia typu nie wystarczyły dokumenty z Turbine Conv., trzeba było zbudować prototyp i przeprowadzić próby co najmniej weryfikacyjne.

Silnik został zabudowany na samolocie 1Z015-07 (M18 B) i przeprowadzono próby. W ich wyniku koniecznym się okazało wprowadzenie kilku zmian. Początkowo wprowadzono oznaczenie tych odmian samolotu jako M18 B/A9 i M18B/K9 ale zrezygnowano z tego (pociągało to za sobą zbyt dużo zmian w dokumentach certyfikacyjnych) pozostając przy podaniu oznaczenia silnika po nazwie odmiany samolotu.

Samolot posiada ulepszoną skuteczność chłodzenia oleju. Uzyskano to przez powiększony chwyt powietrza na wlocie do chłodnicy oleju. Koniecznym było poprawienie podgrzewu powietrza na wlocie do gaźnika. Zmodyfikowano nagrzewnicę powietrza; główną zmianą było dodanie drugiego kanału zasysającego gorące powietrze ze strefy kolektora wydechowego oraz uszczelnienie przepustnicy w mieszalniku ciepłe-zimne powietrze.

W zbiorniku chemikaliów zamontowano (na jego tylnej ścianie) wkładki ograniczające tylne położenie środka ciężkości, przy zmniejszonej niewiele pojemności zbiornika chemikaliów (~ 300 l).

Na samolocie tym opracowano wreszcie skuteczną instalację chłodzenia powietrza w kabine pilota. Wykorzystano zespoły z instalacji klimatyzacji samochodowej. Najważniejszy element - sprężarkę - udało się zabudować na skrzynce napędów silnika (przy współpracy z PZL Kalisz). Parownik z wentylatorami umieszczono pod podłogą kabiny, a wymiennik ciepła pod fotelem pilota.

Uzupełnienie polskiego Świadczenia typu uzyskano w 2005 r.

M18 C. Po uporaniu się z odmianą "B" pracowano nad następnymi ulepszeniami. Chodziło o poprawienie charakterystyk samolotu w przeciągnięciu. Wypadki w eksploatacji z tego powodu ciągle się zdarzały mimo, iż skrzydło ma kształt prostokątne, profil skrzydła ma dość łagodne oderwanie, na skrzydle zewnętrznym jest skręcanie ujemne na 1,5°. W przeciągnięciu sytuację pogarsza moment od dużego śmigła, który stara się obrócić samolot w lewo (obroty śmigła - prawe).

We współpracy z Politechniką Rzeszowską postanowiono zmodyfikować sam nosek profilu i zastosować nosek opuszczony (dotyczyło skrzydeł zewnętrznych). Nie dysponowano wtedy żadnymi środkami na uruchomienie dokładnych badań tunelowych. Na prototypie tej odmiany wykonano jeszcze inne modyfikacje. Zmieniono końcówki skrzydła na trójkątne typu Dornier (głównie dla poprawy rozkładów chemikaliów ciekłych - przez złagodzenie wirów spływających ze skrzydła). Opracowano wyższe podwozie ogonowe o około 20 cm dla poprawienia widoczności z kabiny pilota do przodu. Amortyzator podwozia był już mocowany na zewnątrz kadłuba (uzyskano lepszą szczelność wnętrza kadłuba). Poprawiono montaż wahacza do kadłuba przez wyeliminowanie jednej długiej śruby i zastosowanie dwóch krótkich. Wprowadzono osłony aerodynamiczne gołeni głównych podwozia.

Próby rozpoczęto w listopadzie 1995. Nie uzyskano jednak spodziewanej poprawy przeciągnięcia. Potrzebne były zmiany duże w usterzeniu poziomym a może inne ukształtowanie profilu. Ze względu na stan na rynku samolotów rolniczych i małe możliwości finansowe przerwano prowadzenie tematu. Część rozwiązań, które przeszły badania i były ocenione pozytywnie, wprowadzono do produkcji seryjnej jako zmiany w modelu B. Dotyczyło to podwozia ogonowego i osłon gołeni głównego podwozia.

M18 D. Mimo wprowadzenia odmiany B i jej wersji przeciążonej o MTOW 5300 kg, w dalszym ciągu napływały życzenia o dalsze zwiększanie ładunku. Ciężar startowy samolotu szacowano na 5700 + 6000 kg (w wersji przeciążonej) a ładunek handlowy 2800kg.

Opracowano projekt koncepcyjny i założenia konstrukcyjne. Planowano osiągnąć cel przez powiększenie centroplata i klap skrzydła zewnętrznego w sumie o około 3,6 m², powiększenie zbiorników chemikaliów do 2800 + 3000 l, zastosowanie silnika tłokowego ~ 1200 KM i śmigła o większym ciągu (AW-2). Postanowiono zmienić kształt centroplata z prostokątnego na trapezowy o grubszym profilu u nasady.

Prace nie wykroczyły jednak poza studia koncepcyjne. Temat nie jest kontynuowany. Była to połowa lat dziewięćdziesiątych.

W latach 2001 + 2004 pod oznaczeniem również M8 D opracowywano inną odmianę. Zakres zmian miał być znacznie mniejszy a właściwie planowano głównie ulepszyć efektywność klap zaskrzydłowych. Klapy dotychczasowe nie są najlepsze i mają małe przyrosty współczynnika siły nośnej.

Uzyskano dofinansowanie z KBN. Prace prowadzono razem z Instytutem Lotnictwa w Warszawie, który wykonywał badania tunelowe i opracował nowy profil klap.

**PRODUKCJA PZL M18 DROMADER
do 1.01. 2005 r.**

Nr serii	Nr fabr.	Szt. w serii	M18	M18A	M18AS	M18B	M18BS	Lata prod.	Nr fabr. wersji
P	1ZP01-01 - 03	3	3					1976	01-proby statyczne
1	1Z001-01 - 10	10	10					1978-79	06-próby statyczne 07-próby zmęczeniowe
2	1Z002-01 - 05	5	5					1980	
3	1Z003-01 - 10	10	10					1980	
4	1Z004-01 - 10	10	10					1979-80	
5	1Z005-01 - 15	15	15					1980	15-na części zamienne
6	1Z006-01 - 20	20	20					1981	
7	1Z007-01 - 25	25	25					1981	
8	1Z008-01 - 25	25	25					1981-82	
9	1Z009-01 - 30	30	30					1982	
10	1Z010-01 - 30	30	30					1982-83	
11	1Z011-01 - 30	30	30					1983	
12	1Z012-01 - 40	40	40					1983-84	
13	1Z013-01 - 50	50	29	21				1984; 1984-85	M18:01-20, 35-42, 49 M18A:21-24, 43-48, 50
14	1Z014-01 - 30	30	10	20				1984-85; 1985	M18:01-10 M18A:11-30
15	1Z015-01 - 30	30		30				1985-86	
16	1Z016-01 - 30	30		30				1986-87	
17	1Z017-01 - 30	30		30				1987-88	
18	1Z018-01 - 30	30		30				1988	
19	1Z019-01 - 30	30		27	3			1988-89	M18A:01-02,05-20,22-27 M18AS:03, 04, 21
20	1Z020-01 - 30	30		30				1989	
21	1Z021-01 - 30	30		30				1989-90	
22	1Z022-01 - 30	30		30				1990-91	
23	1Z023-01 - 30	29		29				1991-93	05-nie zbudowano
24	1Z024-01 - 30	30		20		10		1993-95; 1994-95	M18A:01-02, 10-27 M18B:03-09, 28-30
25	1Z025-01 - 30	29		21		8		1994-95; 1995-97	M18A: 01-12, 18-26 M18B:13-16, 27-30 17-nie zbudowano
26	1Z026-01 - 30	30		10		20		1995-96; 1996-97	M18A:01-09, 13 M18B:10-12,14-30
27	1Z027-01 - 30	28				27	1	1997-02; 1998	M18B: 01-04,06-13, 16-28 M18BS:05; 14 i 15 nie zbudowano
28	1Z028-01 - 30	21				17	4	2001-04; 2002	M18B:01-04,08-09,11-21 M18BS:05-07, 10
Razem:		740	292	358	3	82	5		

Opracowanie: D. Kamińska

Po wyprodukowaniu zmodyfikowano: na M18A – 1Z004-05, na M18AS – 1Z007-06,1Z014-12,1Z014-18, na M18C a później na M18B – 1Z015-07, na M18B – 1Z023-30, na M18BS 1Z017-02. W wyniku tego było: 6 M18AS, 84 M18B i 6 M18BS.

Przy okazji zaktualizowano pierwotny duży model M18 do badań tunelowych. Powtórzono na nim badania, aby mieć bazę porównawczą. Uzyskano pozytywne rezultaty. Opracowano profile dla nowych klap. W Mielcu wykonano dokumentację konstrukcyjną, technologiczną i przyrządową. Jednak małe i wciąż spadające zamówienia na samoloty rolnicze nie uzasadniały budowy prototypów. Temat zawieszono.

M18 z silnikami turbośmigłowymi. Istnieje kilka przeróbek M18 na silnik turbośmigłowy. Żadna z nich nie powstała w Mielcu, chociaż z zamiarem jej zbudowania noszono się już w 1978 r.. W styczniu tego roku prowadzono rozmowy w Warszawie z przedstawicielem Pratt & Whitney o zastosowaniu ich silników do samolotu M18, M19 i PZL 106.

Prace w Mielcu nie wyszły poza zakres projektów wstępnych. Przeszkodą główną był wysoki koszt silników turbinowych i trudności z uzyskiwaniem odpowiedniej ilości dewiz (silniki o mocach odpowiednich dla M18 nie były produkowane w krajach RWPG). A dewiz tych potrzebowaliśmy dużo - przeciętnie cena silnika turbinowego była dziewięciokrotnie wyższa od silnika tłokowego o zbliżonej mocy (~ 1000 KM) a w odniesieniu do samolotu, to za jeden silnik można było kupić 2,5 samolotu. Z tych przyczyn wstrzymano się z pracami nad tą odmianą.

Prace takie podjęto natomiast w USA. Pierwszą firmą, która zbudowała i uzyskała STC na M18 z silnikami P & W była firma Jim Mills'a z Terre Haute. Obecny właściciel tego STC jest Turbine Conversions (William Hatfield) z Nunica. Na Dromaderze mogą być zabudowane silniki PT6A-45 i 65 (1000 ÷ 1200 KM).

Zabudowę silników Garrett przeprowadziły dwie firmy i uzyskały odpowiednie STC. Pierwszą była Delta Turbine (Carl Bailey) a drugą Turbine Dromader (rodzina Hubler). Oferowane są samoloty z silnikami Allied Signal (Garrett) TPE 331-10, -11, 12).

Jest jeszcze jedna firma, która posiada certyfikat STC na zabudowę silnika Lycoming T53-L7.

Ocenia się, iż dokonano zabudowy silników turbinowych na około 25 samolotach, (2003 r.) najwięcej z silnikami Garrett (~13) i P & W (~8). Pierwszy M18 Turbo został zmontowany w 1985 r., potem było kilka lat przerwy.

DROMADER IDZIE W ŚWIAT

Józef Oleksiak

Mając polski certyfikat, mogliśmy robić akcje marketingowe i zobaczyć, kto zechce nasz samolot kupić. Okazało się jednak, że Rockwell wycofuje się z produkcji samolotów rolniczych, mając widoki na produkcję samolotów wojskowych. Wszystkie prawa do Thrusha odsprzedali firmie Ayres Corp. z Alabamy. Dla nas to był początkowo nokaut – liczyliśmy bowiem na ich pomoc przy certyfikacji Dromadera w USA. Na domiar złego Ayres nie był zainteresowany kooperacją z nami na dotychczasowych warunkach – chcieli nam natomiast odsprzedać licencję Thrusha za, bagatelka, milion dolarów. W kraju brakowało dewiz – a tu wydawać milion za licencję samolotu, którego praktycznie nie produkujemy? Takie rozwiązanie nie wchodziło w grę. Powiedzieliśmy więc: „To, że kupiliście prawa do samolotu, to dobrze, ale to wasza sprawa, a myśmy podpisali umowę z Rockwellem, nie z wami”. Oczywiście, Amerykanie poszli do sądu, proces ciągnął się przez pewien czas, ale wkrótce został umorzony; w USA jest bowiem przepis, że składający pozew musi uiszczać pewne opłaty – inaczej proces będzie umorzony. Ayresowi brakło pieniędzy właśnie na te opłaty.

Mimo takich trudności stwierdziliśmy, że spróbujemy dostać certyfikat amerykański sami. Samolot był, latał, zbierał pozytywne opinie pilotów (m.in. Andrzeja Abłamowicza) – jeśli się nie uda, trudno, spróbujemy gdzie indziej. Poza tym, pojawiło się zainteresowanie Kanadyjczyków i Francuzów – złożyliśmy więc aplikacje w tych trzech krajach. Baliśmy się, jak FAA do nas podejdzie, przecież toczy się proces sądowy. Pierwsza rozmowa w FAA wyglądała mniej – więcej tak:

– Jakich macie konkurentów amerykańskich?

– Nie mamy, Dromader jest samolotem dwa razy większym, niż amerykańskie. No, może z Anem byłaby konkurencja, ale nie z waszymi samolotami.

– Aha, to w takim razie chyba certyfikacja pójdzie dosyć szybko.

– Ale, Ayres wytoczył nam proces sądowy; uważamy, że mamy rację, ale...

– To nas nie obchodzi; mogliście tę dokumentację nawet i ukraść – to sprawa wasza i sądu, nie nasza. My sprawdzamy, czy macie dokumentację, czy macie prawo wprowadzania zmian i na jakiejś podstawie produkujecie.

– Oczywiście, wszystkie rysunki mamy własne, bo przeszliśmy na system metryczny. Z tym nie ma problemu – umowa z Rockwellem obowiązuje.

Okazało się, że rzeczywiście nie wiemy, „co i jak”, ale oni nie robili z tego tytułu problemów. Na przykład, jak chcieliśmy ich zaprosić, żeby zobaczyli dokumentację – „nie trzeba; wy nam tylko opowiedzcie, jakie próby zrobiliście: statyczne, w locie, czy robicie próby wibracyjne – jak to u was wygląda”. Wszyscy wtedy byliśmy „na świeżo” po tym – opowiedzieliśmy wszystko dokładnie. „No, to dobrze by było, żebyście to, coście powiedzieli, napisali”. Faktycznie – przecież to gotowe podsumowanie prób, tzw. „summary”. Zrobiliśmy takie podsumowanie dla prób w locie, prób wytrzymałościowych, sztywnościowych – i okazało się, że te dokumenty są doskonałym dokumentem do prezentacji dla nadzoru, nie tylko amerykańskiego - dla nas samych też. Natomiast problemy mieliśmy ze zgodnością z wymaganiami. My podeszliśmy do FAR-ów w typowy dla nas sposób: „przepisy – to wytyczne dla konstruktora; jeśli twierdzi, że dany przepis nie ma zastosowania, może go pominąć. Nadzór dostaje

OBLOTY PROTOTYPÓW ODMIAN SAMOLOTU M18 I WYPOSAŻENIA OPERACYJNEGO

Lp	Data	Wersja	Numer fabr.	Znaki	Silnik	Uwagi	Pilot
1	27.08.1976	M18	1ZP01-02	SP-PBW	ASz-62 IR m18	Samolot bez podwieszeri (gładki)	Andrzej Pamuła
2	02.10.1976	M18	1ZP01-03	SP-PBZ	ASz-62 IR m18	Samolot z aparaturą agro cieczową	Tadeusz Gołębiowski
3	29.11.1978	M18	1Z001-05	SP-PBT, SP-BBT	ASz-62 IR m18	Aparatura przeciwpożarowa. Pierwszy zrzut bomby wodnej – pełen ładunek (1500 l).	Franciszek Zalewski
4	15.01.1982	M18 A	1Z004-05	SP-ZUK	ASz-62 IR m18	Odmiana z kabiną dla mechanika	Jerzy Pietrzak
5	02.03.1987	M18 A	1Z012-15	SP-DAZ	ASz-62 IR m18	Cztery zbiorniki paliwa, razem ~ 500 l, podwieszane pod skrzydłami (dla SLOVAIR)	Zygmunt Osak
6	31.03.1988	M18 AS	1Z014-18	SP-PBD	ASz-62 IR m18	Odmiana szkolna, kabina dla instruktora	Henryk Bronowicki
7	06.04.1993	M18 A	1Z023-20	SP-FFW	ASz-62 IR m18	Wersja przeciwpożarowa przeciążona o MTOW 5300 kg, w zbiorniku chemikaliów (tył) pojemniki z powietrzem (piłki), dla ograniczenia tylnego położenia środka ciężkości samolotu.	Henryk Bronowicki
8	23.08.1993	M18 B	1Z023-30	SP-PDM	ASz-62 IR m18	Zmodyfikowane usterzenie poziome, klapy do ładowania 30°, układy sprężynowe łączące ster kierunku i lotki, wersja przeciążona do MTOW-5300 kg.	Henryk Bronowicki
9	08.11.1995	M18 C	1Z015-07	SP-DDN	ASz-62 IR m18	Zmienione noski na skrzydłach zewnętrznych trójkątne końcówki skrzydeł, wyższe podwozie ogonowe, osłony goleni podwozia głównego.	Wiesław Cena
10	13.11.1997	M18 BS	1Z017-02	SP-ZUW	ASz-62 IR m18	Odmiana szkolna z kabiną dla instruktora.	Zbigniew Nowakowski Czesław Żywocki
11	31.07.2001	M18 B duże zmiany	1Z015-07	SP-ZWX	ASz-62 IR m18	Trzecia podpora steru kierunku, trójkątna końcówka skrzydła, światła skrzydłowe antykolizyjno-pozycyjne, opływowy chwyt powietrza do wentylacji, ładowanie zbiornika chemikaliów z lewej i prawej strony, osłony aerodynamiczne na goleniach podwozia głównego, bez układu sprężyn lotka - ster kierunku, szczelne stalowe nakrętki do zbiorników paliwowych.	Wiesław Cena
12	31.07.2001	M18 A Nowa aparatura pianotwórcza	1Z009-27	SP-ZZE	ASz-62 IR m18	Aparatura pianotwórcza z pompą tłoczącą środek pianotwórczy do zbiornika chemikaliów dozowanie środka pianotwórczego	Tadeusz Franaszczuk
13	10.06.2003	M18 B	1Z015-07	SP-ZWX	ASz-62 IR m18 /K9-BB	Silnik z większą mocą ciągłą (blisko 1000 KM), moc startowa bez zmian. Instalacja chłodzenia kabiny. Początkowo odmiana była oznaczona M18 B/A9	Wiesław Cena
14	12.11.2003	M18 B	1Z015-07	SP-ZWX	K9-BB	Silnik z większą mocą ciągłą i startową. Moc startowa ~ 1150 KM. Początkowo odmiana była oznaczona M18 B/K9	Czesław Żywocki.

POZOSTAŁE PROTOTYPY UŻYTE DO PRÓB

Lp	Data	Wersja	Nr fabr.	Znaki	Silnik	Późniejsze znaki
1	1979	M18	1Z001-01	SP-PBU	ASz 62 IR m18	1979; SP-BBU, SP-ZWU, SP-PSV
2	1978	M18	1Z001-03	SP-PBY	ASz 62 IR m18	1979; YU-BLX
3	1978	M18	1Z001-04	SP-PBX	ASz 62 IR m18	1979; YU-BLZ
4	1980	M18	1Z001-08	SP-PBR	ASz 62 IR m18	1980; SP-BBR
5	1988	M18AS	1Z007-06	SP-PBC	ASz 62 IR m18	1990; SP-DBY
6	1993	M18A	1Z013-20	SP-PBE	ASz 62 IR m18	1993; SP-FFW
7	...	M18AS	1Z014-12	SP-PBO	ASz 62 IR m18	

podpisany dokument z wypisanymi niezgodnościami i jakiegokolwiek konsekwencje grożą tylko, jeżeli coś pominie-
my": Tymczasem Amerykanie podchodzą do przepisów z całą surowością: „przepisy – to prawo, którego musicie
przestrzegać. Nie ma mowy o jakichkolwiek niezgodnościach – chyba, że udowodnicie, że taki a taki przepis nie ma
zastosowania. A ile tych niezgodności macie?” Jedenaście... Stąd właśnie wzięły się poszczególne odmiany
samolotu, np. M-18-03 na rynek francuski, M-18-05 – na rynek amerykański; każdy kraj ma bowiem nieco inne
wymagania. Na przykład Francuzi kręcili nosem na instalację paliwową. Chodziło o to, że jest jeden paliwomierz na
obydwa zbiorniki – trzeba przełączać na lewy lub prawy. Oczywiście, pilot francuski nie robił tak, tylko latał na tym
jednym zbiorniku, zużył całe paliwo z niego, silnik przerwał; nie było gdzie lądować, zawadził o jakiś dom, urwał
usterzenie, cały silnik poszedł do przodu – straciliśmy samolot. I francuski organ nadzoru mówi: „Jeżeli macie taką
instalację, to z certyfikatem francuskim nie będzie tak prosto. Musicie to zmienić; życie wniosło, że to jest nie w
porządku”. Musieliśmy zrobić jeden paliwomierz na każdy zbiornik, wskazanie rezerwy paliwa; po to, żeby się
paliwo nie przelewało, a mamy zbiorniki oddalone, trzeba było wymyślić zawory klapkowe. Każda eksploatacja
wnosiła potem coś nowego... Oczywiście, Francja, Kanada, USA – to były początki – w sumie Dromader zdobył aż
15 certyfikatów. Średnio każdy z nich zdobywaliśmy 2,5 roku. Najdłużej trwało to w Australii – aż 8,5 roku, ale za to
w Nowej Zelandii tylko 3 miesiące. No, ale tam oparli się o certyfikat FAA: przepatrzyli go, zadali dodatkowe
pytania, sprawdzili dokumentację – i już. Jednak generalnie certyfikacja jest procesem długotrwałym, ale niezbęd-
nym; samolot bez certyfikatu nie ma wartości handlowej. Przy tej okazji zdarzają się różne sytuacje – tak, jak to było
z delegacją chińską. Wiadomo, naród duży – miliard 200 milionów chyba, i jak przyjeżdżała delegacja chińska do
Mielca, to 20 osób, na koszt fabryki, na 3 tygodnie. I co z tymi Chińczykami robić? A koszty są – trzeba bilety
zalać, i hotel, i wyżywienie, i wycieczkę jakąś tam zorganizować. Do tego na pięciu Chińczyków przypadał jeden
z językiem angielskim... Jednak i bez tego procesy certyfikacyjne są ciężkie do przejścia i wymagają mnóstwo
pracy: my średnio wysyłaliśmy do każdego organu nadzoru mniej - więcej 4 – 5 tysięcy formatów A-4 dokumentów
do certyfikacji. Łącznie, oczywiście, z instrukcjami użytkownika w locie, obsługi, katalogami, wyciągniętymi
rysunkami itp. Prócz tego pilot tego nadzoru przyjeżdża, bo musi zapoznać się z samolotem w locie... Przy okazji
też zdarzają się różne sytuacje: pilot amerykański na przykład robił obloty na lotnisku w Mielcu, które jest blisko
wschodniej granicy; jak ją przekroczy, to będzie latał aż do Moskwy. A on się zgubił w powietrzu. Ale na szczęście
go namierzyli, bo miał łączność cały czas, więc wiedzieliśmy, w jakiej jest okolicy i go sprowadziliśmy do Mielca.
Oprócz tego czasem trzeba zrealizować jakieś dodatkowe próby. Tak na przykład było w Kanadzie: tamtejszy
nadzór zażądał od nas prób korkociągowych. A one są przecież i długotrwałe, i kosztowne... Badaliśmy wcześniej
tylko przeciągnięcie – samolot przeciągał trudno – na tym skończyliśmy. Początkowo próbowaliśmy się „wykręcić”:
wzięliśmy z sobą inż. Ablamowicza do Kanady na spotkanie certyfikacyjne – chcieliśmy bowiem, żeby nasze racje
poparł jeden z najlepszych oblatywaczy w Polsce. Przychodzimy do człowieka, który się tym zajmował, mówimy, o
co chodzi – „no tak, ale, proszę panów, ja teraz mam ćwiczenia gimnastyczne w hali obok, mogę panom poświęcić
tylko 15 minut w drodze”. Przez te 15 minut wymieniliśmy kilka słów, które oczywiście nic nie wniosły – musieliśmy
zrobić próby korkociągu. Oczywiście, zaczęliśmy je od zapewnienia bezpieczeństwa pilota – przecież różnie może
być. Przygotowaliśmy samolot według życzeń pilotów: awaryjny zrzut drzwi z jednej i drugiej strony, żadnych
ostrzych krawędzi na burtach i dla zabezpieczenia samolotu przed korkociągiem – spadochron mocowany na
ogonie, odpowiedniej wielkości. Ten spadochron trzeba było też przetestować: czy dobrze zszyty, jak go zrzucić,
czy da się z nim lądować itd.

Próby korkociągu zaczął Andrzej Ablamowicz, poproszony przez nas i Instytut Lotnictwa. Zrobił mniej – więcej
połowę prób: przednie położenie środka ciężkości, z mocą i bez mocy, z lotką i bez lotek, z klapami i bez klap –
ogromne ilości. Doszedł do połowy, kiedy pojawiły się kłopoty z wyprowadzeniem z korkociągu. Przy którymś
korkociągu nie mógł wyprowadzić normalnie – musiał użyć spadochronu antykorkociągowego – dopiero wtedy
samolot wyszedł. Później już Ablamowicz nie chciał robić prób – zresztą, nie nalegaliśmy: bądź, co bądź, był już
osobą nie najmłodszą; i tak zrobił olbrzymią pracę. Mieliśmy do wyboru: albo położyć krzyżyk na certyfikacji: „tego
nie zrobiliśmy, nie mamy zrobionego, wycofujemy aplikację”, albo znaleźć innego pilota. Na próby zgodził się inż.
Stanisław Wasil. I znów – wszystko szło dobrze, aż do lotów z tylnym położeniem środka ciężkości. Poleciał, jak
zwykle, na 3000 m, z nakazem, że jak do 1500 nie wyprowadzi – ma skakać. Byłem wtedy koło lotniska, niedaleko
hangaru i obserwuję: wchodzi, kręci, ale samolot nie wychodzi. Widzę, że pilot używa spadochronika – a ten się
związa; samolot jak był w korkociągu, tak jest. 1500 metrów już dawno minęło, już prawie 20 zwitek, a pilot nie
skacze! Samolot już schowany za hangarem; „Jezus, Maria, zabije się!” – a tu ryk silnika – i z dachu wyskakuje
Dromader. Okazało się, że pilot obiecał sobie, nie wiedzieć czemu, że nie skoczy. Wiedział, że sterami nie może
wyprowadzić, że przekroczył wymaganą wysokość, że spadochron nic nie daje, ale nie skakał. Tuż nad ziemią pilot
stwierdził, że dobrze, żeby uderzył w ziemię płasko, to może z tego wyjdzie – i dodał gazu oraz odjął. To
spowodowało wyjście z korkociągu. W ten sposób S. Wasil wypracował metodę wyprowadzania Dromadera z
korkociągu: sterami i mocą. Okazało się bowiem, że Dromader przy pewnych kombinacjach mocy silnika i położenia
środką ciężkości wypłaszczał, przechodząc w korkociąg zbliżony do płaskiego. Jednak udało się nam to opanować i
dalsze próby przeszły już bez takich nerwów – a była to olbrzymia robota, 245 korkociągów na jednym samolocie.
Korkociąg badano też za pomocą sterowanego radiem modelem Dromadera w skali 1:7,4. Co ciekawsze, teraz to
wymaganie zostało wykreślone z przepisów i np. Air Tractory 502, 602 czy 802 – nie mają tych prób zrobionych.

PROBLEMY Z RESURSEM

Józef Oleksiak

Jeśli chodzi o samo ustalenie wartości resursu – na początek ustaliliśmy ją na 5000 godzin, bazując jedynie na teorii – jedynie dla drgań o większym okresie przeprowadzaliśmy (na bieżąco) próbę zmęczeniową. Jednak wkrótce samolot zaczął płatać nam pod tym względem niemiłe żarty. Już podczas eksploatacji Dromadera okazało się, że niektóre elementy mają ograniczoną trwałość. Objawiło się to już w próbnej eksploatacji w Benha. Otóż po około 150 – 200 godzinach w samolotach silnik zaczynał przerywać. Demonstrował to nam A.Kożuch, jeden z pilotów Dromadera w Egipcie (drugim był H. Bronowicki). Otóż przy przechodzeniu na duże kąty natarcia silnik zaczynał się „potykać”, zwalniać obroty. Okazało się, że pękła jedna ze śrub uszkowych mocujących łożo silnika. Łoże – to aluminiowy pierścień, mocowany do kadłuba za pomocą czterech widełek. Śruba, która „poszła” mocowała jedno z tych widełek do pierścienia. W ten sposób silnik mógł się pochylać do dołu – i robił to tak nieszczęśliwie, że sam sobie zamykał dopływ paliwa. Stop-kran (zawór odcinający dopływ paliwa do gaźnika) jest bowiem sterowany nie bowdenem, lecz linką. Początkowo nie robiliśmy problemu: może śruba była wadliwa, wymienimy i będzie OK. Wkrótce jednak okazało się, że to nie wina śruby – usterka powtórzyła się. Do tego pękać zaczęły i same widełki. Próbowaliśmy wprowadzić obróbkę zgniotem, co poprawia własności zmęczeniowe (a pęknięcie śruby miało wyraźnie zmęczeniowy charakter). Nie pomogło – trzeba więc zmienić konstrukcję łoża. Wprawdzie dotychczas mieliśmy dobre opinie, bo łożo tłumilo vibracje silnika, działając jak resor, ale nie ma wyjścia, trzeba zrobić nowe. Dodaliśmy więc ukośne zastrzały pomiędzy widełkami – i myśleliśmy, że będzie spokój, bo obciążenia zmniejszyły się o połowę. Mieliśmy możliwość przeprowadzenia prób zmęczeniowych – daliśmy więc do prób łoża stare i nowe. Okazało się, że przerobione łożo jest gorsze od starego. Co jest?! Przecież to się „ideologicznie” nie zgadza! O pomoc poprosiliśmy Politechnikę Rzeszowską. Tam, za pomocą metody kruchych pęknięć znaleziono duże koncentracje naprężeń. Trzeba było pozmienić konstrukcję – zajął się tym „imiennik” pechowych elementów, Tadeusz Widełka. Zrobił to bardzo dobrze – bez wzrostu masy udało się zwiększyć rewers łoża z kilkuset godzin do 10 tysięcy – tyle wynosi rewers całego płatowca. Jedyną stratą było to, że nowe łożo było sztywniejsze, a w związku z tym nie tłumilo vibracji, co zmniejszało komfort lotu. Piloci skarżyli się na to – ale sprawa nie była taka prosta. Trzeba było zwracać większą uwagę na wykonanie śmigła, a zwłaszcza jego wyważenie – ale przy masie 190 kg i średnicy 3,3 m to nie takie łatwe. Pomogło dopiero zastosowanie do wyważenia aerodynamicznego i dynamicznego śmigła elektronicznej aparatury „Vibrex” produkcji amerykańskiej, stosowanej również przy łopatach śmigłowców. Przy okazji pracy nad nowym łożem wykryto istnienie lokalnego rezonansu (w zakresie eksploatacyjnych obrotów silnika) na jednym z prętów widełek łoża. Powodem były dajniki dla instalacji olejowej, ważące około 1,5 kG. Zmieniono położenie dajników, co usunęło rezonans i pęknięcie widełek. Zmieniliśmy też system sterowania silnikiem. Pierwotnie bowiem w strefie łoża silnika sterowanie było dźwigniowo – rurowe, zaś dalej, tzn. od łoża silnika do kabiny – drutowymi arenkami. Okazało się, że elementy dźwigniowe ulegają pęknięciom, co spowodowało kilka przymusowych lądowań Dromaderów w Grecji. Zdecydowaliśmy się więc zlikwidować sterowanie dźwigniowe i teraz całe sterowanie zespołem napędowym odbywa się za pomocą arenków. Dodatkowo linkę, która wpływała na „potykanie się” silnika przy awarii łoża, zastąpiliśmy bowdenem. Oprócz tego, na życzenie Greków, wprowadziliśmy dodatkowe sterowanie przepustnicą, dzięki czemu można utrzymać pracę silnika na wyższych obrotach. Na pewno nie bez znaczenia był fakt, że awarie układu sterowania silnikiem miały miejsce właśnie na samolotach Greckich Sił Powietrznych.

Podobnie było z goleniami podwozia – przy śrubach mocujących również pojawiły się pęknięcia, ale po około 600 godzinach. Tu także pomogły badania koncentracji naprężeń, a więc kruche pokrycia i elastooptyka. Zmieniliśmy ożebrowanie nasady tłoczyska i promienie zaokrągleń elementów – to również pomogło. Przy okazji zmieniliśmy przewody hamulcowe ze sztywnych (zaadaptowanych z Iskry) na elastyczne – stare ulegały bowiem zatarciom i pęknięciom. Wprowadziliśmy też sprężyny odciągające klocki hamulcowe (wzięte z dużego Fiata).

Także usterzenie pionowe przysporzyło nam kłopotów związanych z trwałością. Statecznik pionowy był bowiem lekki, ale delikatny, a ster kierunku był doń mocowany tylko na dwóch podporach. Dość wcześniej zaczęliśmy dostawać sygnały o zauważeniu pęknięć w okolicy krawędzi spływu steru oraz przy górnym węźle; potem pękać zaczął także statecznik pionowy. Tutaj zmiany przeprowadzaliśmy stopniowo – zaczynając od samego mocowania statecznika pionowego. Potem zmieniliśmy mocowanie linki do odchyłania drutów elektrycznych, a na końcu (w ostatnich seriach) dodaliśmy trzecią podporę steru.

Jak widać, prace nad Dromaderem były intensywne nawet, gdy był już w produkcji. Świadczy o tym także liczba wydanych przez nas biuletynów: było ich aż 190. Nie wszystkie jednak (na szczęście) dotyczą zauważonych usterek; wiele z nich związanych jest z prowadzonymi procesami certyfikacji.

Obok usuwania zaistniałych nieprawidłowości jednocześnie prowadziliśmy badania odnośnie obciążeń zmęczeniowych. Na przykład w czerwcu i lipcu 1982 wybraliśmy po 3 samoloty z nalotem 1000, 2000 i 3000 h, okleiliśmy je tensometrami (w sumie było 60 tensometrów) i rozestaliśmy je po pięciu różnych lądowiskach celem zebrania danych. W badaniach brało udział 12 pilotów, którzy wykonali w sumie 341 lotów. Natomiast w latach 1982 – 89 zamontowaliśmy na samolotach kilka fagtimetrów do zebrania widma obciążeń zmęczeniowych. Samoloty te

były używane w Polsce, w Niemczech i na Węgrzech. Najostrzejszym okazało się widmo węgierskie – piloci tamtejszego lotnictwa gospodarczego to byli piloci MiGów, więc trudno się dziwić. Również „do przewidzenia” było to, że niemieckie widmo będzie najłagodniejsze – cóż, „ordnung muss sein”. Co ciekawe, podobną próbę chcieliśmy przeprowadzić w USA – nie spotkaliśmy się jednak ze zrozumieniem. Piloci nie przysyłali żadnych raportów, a gdy ich ponaglaliśmy, słyszeliśmy: „To przecież ja Panu wpiszę, co Pan tylko chce”... Ponadto od sierpnia 1984 do stycznia 1993 przeprowadzono próbę zmęczeniową struktury, wykonując 282 000 lotów w łącznym czasie 47 000 godzin; głównie na jej podstawie określiliśmy resurs samolotu na 10 000 godzin przy masie startowej 4700 kg. Przy większych ciężarach startowych należy tę liczbę przemnożyć przez odpowiedni ułamek, zależny od wartości przeciążenia samolotu. Teraz użytkownicy zagraniczni wreszcie są zadowoleni, gdyż wylatują oni dużo więcej godzin, niż w Polsce: Niemcy wylatywali – 500, a Amerykanie – 1000 godzin rocznie na samolot.

Niektóre amerykańskie samoloty M18 dochodzą już do nalotu 10 000 godzin. Oczekujemy w fabryce zgłoszenia do wykonania przeglądu weryfikacyjnego. Dalsza eksploatacja będzie zależała od stwierdzonego stanu, ale wydaje się, że będzie koniecznym wymienienie węzłów łączących skrzydła i może dolnego pasa dźwigara. W końcu lat dziewięćdziesiątych i na początku dwutysięcznych doszło bowiem w USA do dwóch przypadków złożenia się w locie skrzydeł zewnętrznych na M18. Było to przy wrywaniu samolotu przy końcu pola nad drzewami (wykonywano opryskiwania). Piloci odnieśli niegroźne obrażenia. Po badaniach stwierdzono pęknięcie zmęczeniowe głównych uszu zaczynające się od głębokiej korozji wżerowej. Samoloty miały duże ilości wylatanych godzin. W eksploatacji dopuszczono do dużej korozji i nie przeprowadzono wymaganych dokumentacją eksploatacyjną sprawdzeń okresowych węzłów na pęknięcia. Wątpliwe było również przestrzeganie wymaganych ograniczeń eksploatacyjnych (przeciążenia, ładunek). Czasem stwierdzam, że eksploatacja Dromaderów w USA to „gangsterskie latanie”. Wydaliśmy zatem biuletyn przypinający o przestrzeganiu stosowania ochrony antykorozyjnej i badaniu okresowemu na pęknięcia wskazanych w dokumentacji węzłów i struktur. Ponadto podaliśmy, że w razie stwierdzenia korozji w uchach możliwe jest rozwiercenie otworów; do +0,3 mm bez potrzeby wymiany sworzni rozprężnych, powyżej tej wartości trzeba już zmieniać sworznie. W przypadkach wykrycia pęknięć koniecznym jest wymiana okuć. Nie jest koniecznym wysyłanie skrzydeł do Mielca – wystarczy przysłać pęknięte węzły, a my w zamian odeślemy nowe, z otworami do mocowania do dźwigara przeniesionymi ze starego kompletu. Serwis dostarcza przenośne wyposażenie dla dokonania rozwiercenia otworów dla sworzni rozprężnych. W strukturze skrzydeł punktem krytycznym są same węzły (dolne) łączące centropłat ze skrzydłami doczepnymi. Ich wymiana nie jest jednak zbyt kłopotliwa ani kosztowna.

DROMADER W POWIETRZU

Jerzy Zięborak, Jan Gawęcki, Lech Jarzębiński, Józef Oleksiak

Jak wiadomo, każdy samolot ma swoją specyfikę – wyróżnia się cechami pilotażu, zachowaniem w pewnych stanach lotu, osiąganiami itp. Z punktu widzenia pilota do takich czy innych własności lotnych piloci agro szybko się przyzwyczajają, to do złych osiąganów przyzwyczaić się nie sposób – zwłaszcza, jeśli od nich zależy, czy „zahaczymy o tę palmę przed nami, czy nie”. Jeśli chodzi o Dromadera, to należałoby go porównać z podobnymi samolotami, na których lataliśmy, a więc z Thrushem czy Krukiem. Ogólnie Kruk był samolotem łatwym i bezpiecznym. Dromader jest samolotem trudnym i niezbyt bezpiecznym. Ma bowiem kilka mankamentów, do których można się wprawdzie przyzwyczaić, niemniej jednak one są. Po pierwsze – w stanach lotu bliskich przeciągnięciu wytrzymowany samolot nie powinien zwiększać kąta natarcia bez woli pilota – a Dromader ma taką tendencję. Jednym słowem – do ściągania drążka powinna być potrzebna pewna siła – tymczasem tutaj drążek „sam się ściąga”. Ponadto w zakręcie wymaga „podtrzymywania” lotką. W normalnym, spokojnym locie doświadczony pilot – a przecież samolotami rolniczymi latają piloci doświadczeni, znający swój fach – nie ma z tym problemu. Jednak jest pewna sytuacja, kiedy ta cecha może być nieprzyjemna: gaszenie pożaru. Samolot leci wówczas w kłębach dymu i o obserwacji horyzontu nie ma mowy. Trzeba wówczas latać wyczuwając siły na drążku. A z tym też bywa różnie – gradienty sił na drążku np. podczas ślizgu są bardzo małe. Poza tym w Dromaderze daje znać o sobie moment żyroskopowy dużego śmigła. W rezultacie w lewym zakręcie samolot podnosi łeb, zaś w prawym – opuszcza. Ponadto niektórzy piloci krytykowali stateczność podłużną Dromadera, zwłaszcza na klapach wychylonych do 15°. Inny mankament – dotyczący lądowania. Samoloty rolnicze nie zawsze mają luksus operowania z lądowisk „po horyzont” – często spotyka się naprawdę małe, porozrzucane poletki – i na jednym z nich trzeba wylądować. Konieczny jest wtedy krótki dobieg. Ale – nie tylko dobieg; przecież wszystkie przepisy określają długość lądowania od zejścia poniżej 15 m. A więc to końcówka podprowadzenia, wyrównanie, wytrzymanie i dobieg. Zwłaszcza wytrzymanie jest ważne dla samolotu – i ze względu na jego przebieg wyróżnia się dwie grupy: „sinklery” i „floatery”. Określenia pochodzą z angielskiego, ale przyjęte się także i u nas, gdyż krótko i trafnie oddają przebieg lądowania (sink – „tonać”, float – „pływać, unosić się”). Sinklery – to samoloty, gdzie fazy wytrzymania prawie nie widać (Rosjanie mówili: „toczka wyrownywanja”). Chodzi o to, że można taki samolot podprowadzić, wyrównać – a on już „siedzi”. Takim samolotem jest An-2 czy PZL-101. Floater natomiast – to samolot, który długo „niesie się” tuż nad ziemią, powoli tracąc prędkość. Oczywiście, bardzo to wydłuża długość lądowania. Przykładem floatera jest chociażby M-20 Mewa; niech no kto spróbuje podejść na zbyt dużej prędkości – może się martwić, czy lotnisko jest

długie. Do tej właśnie grupy należy Dromader, ale – co muszę podkreślić – w wersji M-18A. Trzeba jednak pamiętać, że samolot ląduje bez ładunku, który waży przecież do 2800 kg – nie ma cudów, musi się nieść. Poza tym, duży wpływ ma duże wydłużenie skrzydła, z czym wiążą się małe opory indukowane, a na dużych C_z , czyli małej prędkości, to one decydują o oporze całkowitym. Skoro więc opór jest mały, prędkość będzie spadała powoli, co bezpośrednio decyduje o długości dobiegu. Piloci „radzili sobie” w ten sposób, że po prostu podchodzili do lądowania z prędkością mniejszą od zalecanej, np. 1,05 prędkości przeciągnięcia zamiast wymaganych 1,2. Jest to niebezpieczne, ale jednak lepsze, niż wyhamowanie za końcem lotniska.

Nie należy jednak traktować małego oporu jako wadę – procentuje on podczas „normalnego” lotu. Ten mankament usunięto jednak w wersji M-18B, w której zwiększono wychylenie kłap do lądowania z 15 do 30 stopni. Spowodowało to znaczny spadek długości dobiegu, bo o ok. 30 metrów. Ponadto zwiększył się także kąt opadania podczas podprowadzenia, co skraca lądowanie znad przeszkód. W Instytucie Lotnictwa prowadzono prace nad jeszcze skuteczniejszymi kłapami, ale ich wprowadzenie wiązałoby się z wieloma ilościami zmian, co przy niewielkim obecnie zbycie nie jest uzasadnione.

Musimy jednak przyznać, że obok tych kilku minusów, które wypunktowaliśmy, Dromader ma też sporo zalet: jest manewrowy, co bardzo ułatwia nawroty, dobrze reaguje podczas zrzutów bomb wodnych (tzn. jeśli pilot nie zareaguje – lekko zadrze nos, po czym wróci do poprzedniego położenia; jeśli zaś nieco dociążyć mu łeb trymerem, będzie leciał praktycznie poziomo), przeciągnięcie w stosunku do Thrusha znacznie się poprawiło (choć to raczej wynika z fatalnego przebiegu przeciągnięcia na samolocie amerykańskim; uważamy, że bez sygnalizatora przeciągnięcia ten samolot w ogóle nie mógłby latać).

Jak dotąd nie wiemy nic na temat własności wersji turbinowych. Zasadniczo należałoby się spodziewać, że duża powierzchnia przodu kadłuba, a więc destabilizująca, nie pozostanie bez wpływu na stateczność i sterowność samolotu. Co prawda, piloci amerykańscy jak na razie nie skarżą się, ale nie wiemy, ile ich wyniki są warte. Nie zarzucam im nierzetelności – po prostu chodzi o to, że oni latają tak, jak w normalnej eksploatacji, a do tego typu badań trzeba latać w skrajnych warunkach, tzn. ze skrajnymi położeniami środka ciężkości, z maksymalnym ładunkiem itp. Podobną sytuację mieliśmy, gdy Amerykanie testowali Dromadera z mocniejszym silnikiem. Według nich wszystko było w porządku. Jak my sprawdziliśmy – okazało się, że generalnie jest OK, ale przy maksymalnych temperaturach olej zanadto się grzeje – trzeba poprawić chłodzenie; przy niskich temperaturach natomiast podgrzew powietrza jest za słaby i trzeba dodać kanał ciepłego powietrza z kolektora wydechowego.

RODZINA SAMOLOTÓW DROMADER

Józef Oleksiak

Z początkiem lat osiemdziesiątych zaczęto w Mielcu tworzyć rodzinę samolotów Dromader. Było uzasadnienie ekonomiczne (dla małych pól i małych dawek hektarowych lepsze są samoloty małe, a dla dużych pól i dawek – większe) i krajowa baza silników tłokowych.

Miały ją tworzyć samoloty M18 (1000 KM), M21 (600 KM), M24 (1200 KM) i M25 (280 KM) nazwane odpowiednio: Dromader, Dromader Mini, Super i Mikro. Produkcję seryjną osiągnął tylko M18. Fazę zakończenia prób fabrycznych (bez korkociągu) i przeprowadzenie prób eksploatacyjnych osiągnął M21. Do etapu prób fabrycznych doprowadzono M24, a dla M25 wykonano dokumentację konstrukcyjną i obliczeniową.

Budowę rodziny przerwano w końcu lat dziewięćdziesiątych. Dla Mini nie udało się zebrać takiej liczby opcji zamówień która uzasadniałaby dokończenie prób w locie o korkociąg i uruchomienie produkcji seryjnej.

Samolotem M24 (nawet jego odmianą z silnikiem turbośmigłowym) nie udało się zainteresować odbiorców z krajów ZSRR. Nadszedł również czas transformacji ustrojowej i zmiana finansowania zakładów.

Opracowanie tekstu: Paweł Ruchała i Ariel Adamski – SMIL oraz Andrzej Glass

DANE TECHNICZNE RODZINY DROMADERÓW

Typ	Silnik KM	Rozp. m	Dług. m	Pow. m ²	Q _{własn} kg	Q _{użyty} kg	Q _{całk} kg	Poj. zb. chem. I	V _{maks} km/h	Wznosz. m/s	Zasięg km
M18 Dromader	1000	17,7	9,47	40,0	2710	2590	5300	2700	256	5,8	520
M24 Super	1200	19,9	10,80	45,0	2870	2630	5500	2700	270	5,0	1800
M21 Mini	600	14,5	9,48	32,6	2060	1240	3300	1800	287	3,8	800

OLEKSIAK Józef



Urodził się 11.01.1933 r w Płocku. Rodzice, Wincenty Wiktor i Genowefa Henryka z Krakowskich byli nauczycielami szkół powszechnych we wsiach k. Płocka. Rozpoczęcie nauki w szkole przerwał wybuch II wojny światowej. W czasie okupacji niemieckiej uczył się w domu. Po wojnie jego rodzice wrócili do swego ostatniego miejsca pracy przed wojną, do wsi Sendeń Duży k. Gostynina; tam ukończył naukę w szkole podstawowej.

Od 09.1945 r uczył się w Gimnazjum i Liceum im. Stanisława Małachowskiego w Płocku. Od końca tego roku był w ZHP, a od 1948 również w ZMP. Uczestniczył w kilku letnich obozach harcerskich Hufca Płockiego. W 1951 r zdał maturę i odbył służbę w 17 brygadzie PO „Służba Polsce” w Szczecinie.

W październiku 1951 rozpoczął studia na Politechnice Warszawskiej na Wydziale Lotniczym. W trakcie studiów w 1953 i 1955 r przeszedł przeszkolenie, w ramach Studium Wojskowego, w Technicznej Szkole Wojsk Lotniczych w Zamościu. Praktyki zawodowe odbywał w Zakładach Mechanicznych Ursus, w WSK Warszawa-II i WSK w Mielcu. W 06.1957 r otrzymał dyplom inżyniera magistra lotnictwa, specjalizacji - budowa płatowców. Wraz z ukończeniem studiów otrzymał nakaz pracy na trzy lata do WSK w Mielcu (był to ostatni rok obowiązywania nakazów pracy).

Pracę zawodową rozpoczął w Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu 1.07.1957 w lotniczym biurze obsługi seryjnej na stanowisku Starszego Konstruktora. Pierwsze prace to udział w opracowywaniu seryjnej dokumentacji licencyjnej związanej z wdrażaniem do produkcji samolotu MIG-17 (LiM-5P). Bardziej pociągała go praca przy prototypach i uzyskał zezwolenie na przejście do powstającego biura konstrukcyjnego prototypowego (mimo gorszych warunków płacowych), gdzie pracował w zespole projektującym samoloty M2 i M4. W latach 1959 – 1963 pracował przy modyfikacjach samolotów LiM-5 (szczelinowe kłapy skrzydłowe z nadmuchem, instalacja poboru powietrza z silnika do nadmuchu kłap, wewnętrzne skrzydłowe mostki podwieszenia uzbrojenia, zabudowa aparatów fotograficznych i inne).

Następnie brał udział w opracowywaniu projektu dwusilnikowego samolotu rolniczego M12A (struktura kadłuba). W związku z pracą przy samolotach rolniczych, latem 1963 r zapoznał się z eksploatacją samolotów rolniczych (Brigadyr i Gawron) na Węgrzech.

W latach 1963-1965 uczestniczył w opracowywaniu dokumentacji seryjnej śmigłowca Mi-2 (wg prototypowej dokumentacji licencyjnej z Biura Miła w Moskwie). W tym czasie ze względu na ważność tematu, w WSK w Mielcu zostały zawieszona własne prace konstrukcyjne, a zespoły konstrukcyjne dostały zadanie wsparcia WSK Świdnik we wdrażaniu do produkcji śmigłowca Mi-2. W pierwszej połowie 1965 r odbył kilkumiesięczne przeszkolenie w Technicznej Oficerskiej Szkole Wojsk Lotniczych w Oleśnicy, po którym został mianowany na stopień por. lotnictwa (rezerwa).

W okresie prób likwidacji przemysłu lotniczego w Polsce w 1966 r przeszedł do pracy do silnikowego biura konstrukcyjnego (początkowo na stanowisko Kierownika Sekcji a następnie zastępcy Kierownika Działu) przygotowującego produkcyjną dokumentację konstrukcyjną (na podstawie angielskiej dokumentacji licencyjnej) dla silników samochodowych wysokoprężnych Leyland. Ich produkcja finalna była wówczas uruchamiana w Mielcu (silniki Leyland o większej mocy) i w Andrychowie (silniki mniejsze). W związku z tą pracą odbył praktyki i szkolenia w zakładach Leyland (dwukrotnie) i w zakładach narzędzi w Worcester, Tenbury Wells i Coventry. Przy obsłudze produkcji seryjnej silników pracował do 1969 r, w którym to roku przeszedł do tworzonego właśnie lotniczego Zakładu Doświadczalnego (ZD).

Pierwszymi pracami w ZD, w których krótko brał udział, były modyfikacje samolotu TS-11 Iskra. W latach 1969 – 1971 brał udział w opracowywaniu samolotu rolniczego M14. Był to projekt realizowany przez ZD WSK Mielec i Instytut Lotnictwa w Warszawie. Ten samolot miał zastąpić w zastosowaniach agrolotniczych wielozadaniowy samolot An-2. Opracowano projekt wstępny i przystąpiono do wykonywania projektu technicznego. Projekt nie uzyskał akceptacji instytucji z ZSRR z braku odpowiedniego silnika turbośmigłowego, produkowanego w krajach socjalistycznych. Prace przerwano.

Rok 1970 to również próby nawiązania kooperacji z angielskim przemysłem lotniczym, przy opracowaniu i produkcji planowanego wówczas samolotu pasażerskiego BAC-311. Brał udział w delegacji do zakładów lotniczych w Weybridge i Filton dla rozpoznania możliwości i określenia zakresu współpracy. Projekt, ze względu na stanowisko polityczne ówczesnych decydentów, nie wszedł w życie.

Pilna potrzeba nowego samolotu rolniczego była dla ZSSR spowodowała powołanie w Mielcu polsko-radzieckiego biura konstrukcyjnego. Do opracowania przyjęto projekt koncepcyjny R.A. Izmałowa I-711; w Polsce opracowano nowy samolot oznaczony M15.

W drugiej połowie 1971 r został włączony do prac nad tym samolotem. Pracował na stanowisku Kierownika Działu i prowadził konstrukcję płatowca (struktura). Do prac powołano wielu specjalistów z biur konstrukcyjnych polskich i radzieckich. Udział swój w pracach nad samolotem M15 skończył w połowie 1974 r. W tym czasie było już po oblotach latających laboratoriów (LALA-1 w Warszawie i LLM15 w Mielcu) i po pierwszym locie prototypu M15.

Zaczynało się przygotowywanie produkcji seryjnej i produkcja seryjna. Program zakończono w 1981 po zbudowaniu 175 samolotów.

Od połowy 1974 r uczestniczył we współpracy z amerykańską firmą Rockwell International (RI) nad zastosowaniem polskich silników tłokowych (gwiazdowych) do samolotów rolniczych S-2R Thrush. Samoloty te były wówczas budowane w RI, a zapasy amerykańskich silników były na wyczerpaniu. Był uruchomiony wówczas program zastosowania polskiego silnika PZL-3S (600KM) do samolotu Thrush oznaczonego MS2. Po analizach związanych z użyciem tysiackonnego silnika, zdecydowano się na budowę nowego samolotu, a nie tylko na wymianę grupy napędowej. Dla nowego samolotu przyjęto oznaczenie M18. Początkowo pełnił funkcję Konstruktora Prowadzącego, a w 1977 r został mianowany Głównym Konstruktorem M18. Samolot ten był pierwszym samolotem w Polsce budowanym według amerykańskich przepisów FAR 23. Od 1979 r jest produkowany seryjnie w kilku odmianach i wersjach (zbudowano 740 egzemplarzy).

Brał udział w delegacjach do RI (Bethany, OK.) i do Piper Corp. (Vero Beach, FA) celem wyboru dokumentacji samolotów amerykańskich do produkcji w Polsce (Seneca i Pocono). Brał również wielokrotnie udział w konferencjach i prezentacjach samolotów rolniczych (NAAA) w Las Vegas i Reno oraz w komisjach certyfikacyjnych przy certyfikacji M18 w FAA.

W wyniku wniosków z eksploatacji samolotu M18 i po wielu analizach ekonomicznych postanowiono przystąpić do budowy rodziny samolotów rolniczych w oparciu o krajowe silniki tłokowe. Dla obróbki małych pól bardziej ekonomiczne są małe samoloty a do dużych pól duże. Rodzina miała składać się z czterech typów M18 (1000KM), M21(600KM), M24 (1200KM) i M25 (280KM).

Powadził projektowanie i rozwój samolotów M18 i M24, a projektowaniem M21 i M25 kierował Jarosław Rumszewicz. W latach 1980-1991 zbudowano prototypy M24 (5 prototypów) i M21 (2 ½ prototypu). Do produkcji seryjnej samoloty te nie weszły. Przewidywano wersje turbośmigłowe M24.

Powrót do budowy samolotu rolniczego dla ZSRR nastąpił w latach 1984 do 1989. Wówczas objął prowadzenie konstrukcji. Zaczęto od samolotu M30, który był oparty na wersji turbinowej samolotu M24 i był realizowany własnymi siłami. Nie uzyskano jednak pozytywnej oceny strony radzieckiej, zatem następny projekt postanowiono realizować wspólnie ze specjalistami z biura Antonowa w Kijowie. Opracowano obszerny projekt wstępny, początkowo oznaczony MK-1 a później przemianowany na AnM-1. Został on pozytywnie zaopiniowany, ale również nie wszedł do realizacji warsztatowej. Nie uzyskano porozumienia w sprawach podziału finansowania programu przez strony oraz nie uzyskano zgody w sprawie cen samolotu i gwarancji w ilościach zamówionych samolotów.

Po utworzeniu na początku 1995 roku Zakładu Lotniczego, a potem w 1999 r Polskich Zakładów Lotniczych przeszedł do pracy w tych zakładach pełniąc ciągle funkcję Głównego Konstruktora a potem Konstruktora Prowadzącego samolotów rolniczych. Główną sferą działalności była modernizacja i nadzór nad samolotem M18 i również nadzór nad samolotem An-2. W lutym 2004 przeszedł na emeryturę.

W czasie całej pracy zawodowej nie należał do żadnej partii politycznej. Był członkiem Związku Zawodowego Metalowców, a od 1989 jest członkiem Związku Zawodowego Pracowników Przemysłu Lotniczego i Silnikowego.

W 1976 r uzyskał specjalizację zawodową pierwszego stopnia w zakresie konstrukcji sprzętu lotniczego (Ministerstwo Przemysłu Maszynowego), a w roku następnym został rzeczoznawcą (SIMP) o specjalności sprzęt lotniczy i szybowcowy. W latach dziewięćdziesiątych został członkiem Krajowej Rady Lotnictwa. Jest członkiem SIMP a był członkiem PTTK. Jego „hobby” to fotografia rodzinna, majsterkowanie domowe, turystyka piesza i rowerowa (w przeszłości) oraz samochodowa. W latach sześćdziesiątych kilka urlopów spędził z dobrymi kolegami na wędrownkach rowerowych (zjeździł polskie wybrzeże ze wschodu na zachód i z zachodu na wschód). Przez ponad 30 lat był właścicielem i użytkownikiem samochodu Warszawa 204.

W latach siedemdziesiątych był krótko konsultantem inżynierskich prac dyplomowych na Politechnice Rzeszowskiej. Został odznaczony Srebrnym Krzyżem Zasługi (1961), Medalem 30-lecia Polski Ludowej (1974), Brązowym i Srebrnym Medalem za Zasługi dla Obronności Kraju (1978, 1988), Krzyżem Kawalerskim Orderu Odrodzenia Polski (1980), Medalem 40-lecia Polski Ludowej (1984), Medalem 50-lecia WSK PZL-Mielec (1988) oraz otrzymał wyróżnienia: Nagroda zespołowa I stopnia (za opracowanie samolotu M15, 1974), Błękitne Skrzydła (za samolot M18, 1978), Nagroda zespołowa II stopnia (za opracowanie samolotu M18, 1980), Złota Odznaka za zasługi dla rozwoju przemysłu maszynowego (1980), Złota Honorowa Odznaka SIMP (2001).

W 1959 r ożenił się z Urszulą Krawczak lekarzem pediatrą, z którą ma troje dzieci. Synowie Tomasz Henryk (1960) i Paweł Sławomir (1962) uzyskali dyplomy inżynierów magistrów w specjalności lotnictwo - samoloty na Politechnice Rzeszowskiej. Córka Joanna Urszula (1964) otrzymała dyplom lekarza medycyny w Pomorskiej Akademii Medycznej w Szczecinie, a następnie uzyskała specjalizację I i II stopnia z neurologii. Dzieci założyły własne rodziny i mają własne dzieci. Wszyscy mieszkają w Mielcu.

WASIL Stanisław



Urodził się 7.05.1926 roku we wsi Zalesice w Radomskim w rodzinie rolnika Władysława i Władysławy z d. Maj. Szkołę powszechną ukończył w swojej wsi. W czasie okupacji uczył się w latach 1942-43 w szkole zawodowej w Radomiu. Resztę okupacji spędził w oddziale partyzanckim Batalionów Chłopskich w Kieleckim. Po wojnie uczył się najpierw w latach 1945-46 w gimnazjum w Warszawie przy ulicy Miodowej a następnie w Liceum Mechaniczno-Lotniczym w Warszawie przy ul. Hożej 88.

W 1948 rozpoczął studia w Szkole Inżynierskiej im. Wawelberga w Warszawie i po połączeniu uczelni z Politechniką, ukończył Wydział Lotniczy Politechniki Warszawskiej w 1952 r. uzyskując dyplom inż. ze specjalizacją Budowa Płatowców. W trakcie studiów w 1951 r. przeszedł podstawowe szkolenie szybowcowe w szkole szybowcowej w Malborku. W styczniu 1953 rozpoczął pracę w WSK w Mielcu. W tym czasie wytwórnia przystępowała do produkcji odrzutowych samolotów myśliwskich MIG. Otrzymał zadanie zorganizowania działu prób w locie, którym kierował przez trzy lata. Loty próbne w tym czasie przeprowadzali piloci Zygmunt Korab i Zygmunt Ostrowski. Równocześnie latał na szybowcach w miejscowym aeroklubie. W 1955 r. przeszedł wyszkolenie spadochronowe i odbył podstawowe przeszkolenie samolotowe.

W 1956 r. otrzymał w wytwórni zadanie zorganizowania działu serwisu, którym kierował przez 6 lat. W 1958 r. przeszedł w Świdniku przeszkolenie na śmigłowcach. W 1960 r. przypadkowo będąc w delegacji służbowej w NRD wziął udział w Szybowcowych Mistrzostwach NRD na Jaskółce w klasie gości i uzyskał w niej 2 miejsce (startowało jeszcze dwóch Czechów) a w klasyfikacji ogólnej 6 miejsce. W 1961 r. uzyskał w Krośnie I klasę pilota samolotowego, uprawnienia instruktora samolotowego i szybowcowego II klasy oraz uprawnienia pilota szybowcowego I klasy, w 1962 r. Złotą Odznakę Szybowcową (nr 247) z jednym diamentem. Uprawiał akrobacje samolotową. W 1961 r. startował w Mistrzostwach Polski w Akrobacji w Zielonej Górze, a w 1962 r. we Wrocławiu. Został członkiem kadry narodowej w tej dyscyplinie. W lipcu 1963 r. uczestniczył w Mistrzostwach Krajów Socjalistycznych w Akrobacji w Moskwie i zajął VI miejsce.

W listopadzie 1963 r. uzyskał uprawnienia samolotowego pilota doświadczalnego II klasy i uprawnienia do wykonywania lotów IFR. Został zatrudniony jako pilot doświadczalny wytwórni. We wrześniu następnego roku uzyskał uprawnienia do wykonywania lotów doświadczalnych na samolotach TS-11 Iskra. Został drugim pilotem doświadczalnym wytwórni z dyplomem inżyniera wykonującym loty próbne na tym samolocie. W sumie „zaliczył” na tym samolocie pięć lądowań bez pracującego silnika. Ich przyczyny były bardzo różne, wszystkie jednak zakończyły się pomyślnie dla pilota i samolotów, w większości przypadków dzięki dużej praktyce pilota w lotach na szybowcach. Innym doświadczeniem było tylko częściowe wypuszczenie się podwozia samolotu podczas lotu z drugiej kabiny w charakterze instruktora. Ponieważ żadne próby nie dawały rezultatu, wykonał lądowanie „na brzuchu” na nawierzchni trawiastej, które zakończyło się pomyślnie i pozwoliło ustalić przyczynę i wprowadzić zmianę eliminującą możliwość jej powtórzenia się w przyszłości.

W marcu 1974 r. uzyskał uprawnienia samolotowego pilota doświadczalnego I klasy. 23.08.1976 wykonał pierwszy lot na odmianie odrzutowego samolotu rolniczego M-15 CB, a 15.07.1977 na samolocie M-17 konstrukcji mgr inż. E. Margańskiego. W 1977 r. demonstrował Iskrę na Salonie Lotniczym na lotnisku Le Bourget w Paryżu.

22.03.1980 podczas lotu próbnego na Dromaderze silnik przestał pracować nisko nad terenem, który nie nadawał się do lądowania. Skierował samolot na niewielki splachetek zaoranego terenu po to, ażeby uszkadzając podwozie na jego początku uratować się. Tymczasem pole okazało się zamrożone i podwozie całkiem dobrze zniosło przyziemienie. Gwałtowne hamowanie doprowadziło do zatrzymania się samolotu pół metra przed drzewem i sześć metrów przed ścianą budynku. Przyczyną zdarzenia było pęknięcie przewodu paliwowego.

Powszechnie uważa się, że charakterystyki korkociągowe samolotu rolniczego są sprawą mało istotną, bo samoloty te użytkowane są na takich wysokościach, z których wykonanie korkociągu i wyprowadzanie z niego jest sytuacją mało realną. Nadzór lotniczy jednego z krajów zainteresowanego importem Dromadera stał jednak na stanowisku, że wykonanie takich prób jest niezbędne. Pierwsza część prób przeprowadził pilot spoza wytwórni. Kiedy pojawiły się znaczne opóźnienia przy wyprowadzaniu zrezygnował z ich kontynuowania. Wówczas podjął się tego zadania S. Wasil, który miał za sobą około 250 godzin lotu wylatane na same korkociągi na samolocie TS-11 Iskra i dużą liczbę korkociągów na samolotach sportowych. 3.04.1980 r. wystartował do kolejnego lotu na próby korkociągu. Na wysokości 3200 m wprowadził w lewy korkociąg. Samolot wszedł w korkociąg i niestety szybko zaczął go wypląszczać. Próby wyprowadzania były nieskuteczne. W tej sytuacji nikt nie liczył liczby zwitek tylko próbuje się ratować. W sposób intuicyjny, czy może w jakimś akcie desperacji pilot zwiększył całkowicie moc, co jeszcze bardziej wypląszczyło położenie samolotu i nagle zdecydował się całkowicie cofnąć dźwignię przepustnicy. Samolot w tym momencie opuścił nos. Nastąpiło zatrzymanie samoobrotu i pilot zdołał normalnie wyjść z korkociągu, tyle że tuż nad samą ziemią, tak że obserwujący lot stracili go z pola widzenia za drzewami. Ale wrócił na lotnisko i wylądował. Uważa, że to co obiegowo nazywane jest intuicją czy przeczuciem, jest po prostu zdolnością błyskawicznego dokonywania optymalnego wyboru. W maju 1980 r. wyjechał na prace agrolotnicze do Afryki, gdzie

miał też dwa przymusowe lądowania, ale tam było więcej miejsca. Z końcem 1983 r przeszedł na emeryturę i więcej czasu poświęcał temu co go zawsze relaksowało, czyli myślistwu.

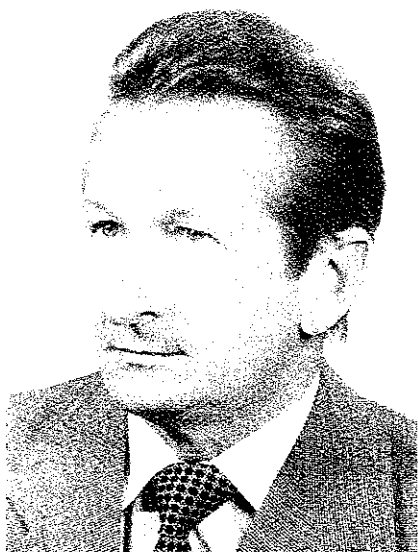
Na stronach dzienników lotów zanotował: 13921 startów i tyle samo lądowań oraz 9072 godziny lotu, z czego 4868 godzin lotów doświadczalnych.

Za swoją pracę otrzymał liczne wyróżnienia i odznaczenia: Brązowy medal Za zasługi dla obronności kraju (19698), Krzyż Kawalerski Orderu Odrodzenia Polski (1969), Srebrny medal Za zasługi dla obronności kraju (1971), Odznakę Zasłużonego Pracownika WSK Delta Mielec (1975), wyróżnienie Błękitne skrzydła (1975), Złota Odznaka za Zasługi dla Rozwoju Przemysłu Maszynowego (1981), Odznaka Zasłużony działacz lotnictwa sportowego (1986), Odznaka Zasłużony dla Województwa Rzeszowskiego (1986), Złoty medal Za zasługi dla obronności kraju (1987), Brązowy medal Za zasługi dla Pożarnictwa (1988). Natomiast za udział w ruchu oporu: Krzyż Partyzancki (1948), Krzyż Walecznych (1965) i Krzyż Batalionów Chłopskich (1993)

Obecnie jest czynnym członkiem Klubu Pilotów Doświadczalnych.

J. J.

PAMUŁA Andrzej Feliks



Urodził się 21.12.1931 r. w Krakowie w rodzinie stolarza artystycznego Józefa i Marii z d. Panaś. Dzieciństwo spędził w pobliżu krakowskiego lotniska Rakowice. Piękno stalowych ptaków powodowało mieszane uczucia u małego Andrzeja, który miał lęk przestrzeni do tego stopnia, że przechodząc z matką przez wiadukt nad torami kolejowymi zamykał oczy i otwierał je dopiero po minięciu niebezpiecznej strefy.

Po wojnie uczęszczał do gimnazjum Nowodworskiego w Krakowie, gdzie znalazł się w harcerstwie w zastępie lotniczym. Bakcył lotniczy był silny i po tzw. „małej maturze” od 1949 r kontynuował naukę w Liceum Mechaniczno-Lotniczym w Warszawie przy ul. Hożej 88. Poza nauką zajmował się modelarstwem a w 1950 r spędził w szkole szybowcowej w Mrągowie. Szkolenie pod okiem instr. Klimka (b. pilota RAF) zaczynał na poniemieckich szybowcach SG-38 bez kabiny. Okazało się, że obserwacja terenu i horyzontu podczas lotu jest tak fascynująca, że zapominał całkowicie o lęku przestrzeni. Został członkiem Aeroklubu Warszawskiego, gdzie ukończył kurs spadochronowy prowadzony przez instr. Witolda Tracza. Po zdaniu matury w 1952 r. otrzymał nakaz pracy do WSK-Mielec, gdzie w tym czasie produkowano myśliwskie samoloty odrzutowe MIG-15. Rozpoczął pracę jako technolog, mistrz a następnie kontroler.

Wyrozumiały kierownik wydziału umożliwił mu w 1952 r wyjazd na dwa miesiące do Centrum Wyszkożenia Lotniczego we Wrocławiu. Szkolił się na samolotach CSS-13 u instruktora Kołłątaja. Po powrocie latał i wykonywał skoki spadochronowe w aeroklubie.. W 1954 r uczestniczył w I Spadochronowych Mistrzostwach Polski w Nowym Targu. W 1959 r ukończył kurs instruktorski w CWL, które w tym czasie przeniosło się do Krosna. Kurs odbywał się na samolotach CSS-13, ale pełną akrobację wykonywano na Junakach-3 a loty bez widoczności na Jakach-18. W latach sześćdziesiątych brał udział w przebazowywaniu produkowanych w Mielcu Biesów do jednostek wojskowych.

W 1961 r. przeszedł na etat pilota transportowego. Odprowadzał do ZSRR produkowane w tym czasie w dużej liczbie w Mielcu samoloty An-2. Jednocześnie z pracą zawodową kontynuował studia na Politechnice Krakowskiej, które ukończył z dyplomem inżyniera mechanika w 1963 r. 1.01.1965 r. objął stanowisko kierownika sekcji prób prototypów z jednoczesnym wykonywaniem obowiązków pilota transportowego. Po kilku latach pracy w Dziale Prób w Locie oraz po przejściu kursu, w Instytucie Lotnictwa w Warszawie i praktyki w WSK Mielec, zdał egzamin państwowy i w 1967 r otrzymał uprawnienia samolotowego pilota doświadczalnego II klasy. Od 1.12.1968 przeszedł na etat specjalisty pilota doświadczalnego. Pozwoliło to na wykonywanie oblotów samolotów seryjnych.

Wiele wrażeń dostarczały loty na seryjnych samolotach TS-11 Iskra. Niedopracowany układ paliwowy silników SO-1 i SO-3 powodował częste występowanie na wysokościach 9-11 tysięcy metrów tzw. „pompażu” (połączonego z gwałtownym wzrostem temperatury silnika powyżej dopuszczalnej) lub samoczynne wyłączenie się z pracy silnika. Pompaż zmuszał do wyłączenia silnika a następnie uruchamiania go ale dopiero poniżej 5 tysięcy metrów. Zachodziła więc konieczność zniżania się do tej wysokości lotem szybowym z wyłączonym silnikiem i z oszczędnym korzystaniem z zasilań elektrycznością urządzeń pokładowych, w tym również nawigacyjnych, a większości lotów wykonywano w chmurach i bez widoczności ziemi. Jeżeli pilot próbował uruchamiać zbyt wysoko i w obawie przed utratą orientacji nie wyłączał energochłonnych urządzeń nawigacyjnych, to kolejna próba uruchamiania silnika już na właściwej wysokości nie dawała pozytywnego rezultatu, z powodu braku energii elektrycznej. Efektem było wtedy lądowanie z niepracującym silnikiem połączone z odpowiednim ryzykiem.

Przeszedł przeszkolenie w wykonywaniu lotów na samolotach wielosilnikowych, przeszkolenie w PLL LOT na uprawnienie do wykonywania lotów IFR (1964), uzyskał uprawnienia do prowadzenia korespondencji radiowej w języku rosyjskim a następnie w języku angielskim (1966) i uprawnienie do wykonywania lotów agrotechnicznych (1971). W 1975 r zdał egzamin państwowy i uzyskał uprawnienia samolotowego pilota doświadczalnego I klasy, co pozwoliło mu na wykonywanie lotów na nowych typach samolotów i w różnych warunkach.

Wykonywał pionierskie loty do Afryki na samolotach An-2 z wyposażeniem rolniczym w celu wykonywania zabiegów agrotechnicznych w Tunezji (1966), Egipcie i Sudanie (1966-68). Pozwoliło ono na zebranie wielu doświadczeń zarówno co do pracy produkowanego w Mielcu sprzętu jak i latania w warunkach tropikalnych.

27.08.1976 wykonał pierwszy lot na prototypie samolotu rolniczego M-18 Dromader. Następnie niejednokrotnie demonstrował ten samolot na Międzynarodowym Salonie Lotniczym w Paryżu w 1977 r i na wystawie w Las Vegas w 1978 r. Brał udział w gaszeniu pożarów lasów w Kanadzie (1980). Demonstrował Dromadera strażom pożarnym w południowej Francji (1981). W latach 1983-84 był kierownikiem kontraktu na sprzedaż samolotów M-18 w Grecji. Kolejnym emocjonującym doświadczeniem było oblatywanie dostarczonych do Iranu Dromaderów podczas wojny iracko-irańskiej (1986).

30.11.1975 wykonał pierwszy lot na prototypie pierwszego dwumiejscowego odrzutowego samolotu rolniczego M-15-40. 14.07.1987 wykonał pierwszy lot na prototypie samolotu PZL M-24 Dromader Super. Uczestniczył w akcjach akwizycyjnych jak przelot do Farnborough na Iskrze (1976), czy przelot do Indii na samolocie M-20 Mewa (1989). W 1990 r. został szefem pilotów wytwórni i pełnił te obowiązki do przejścia na emeryturę 27.02.1991.

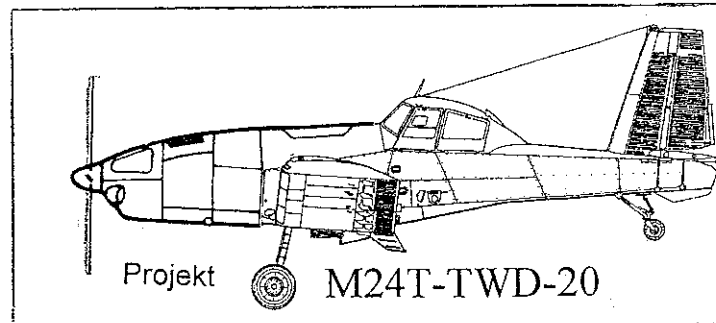
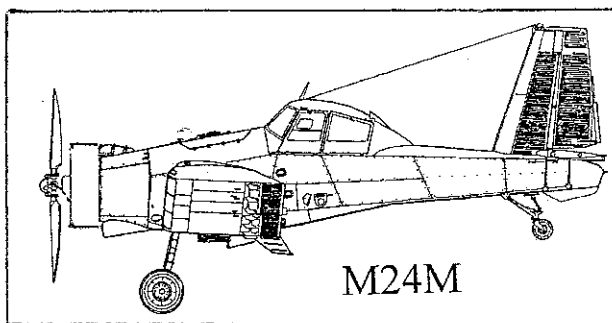
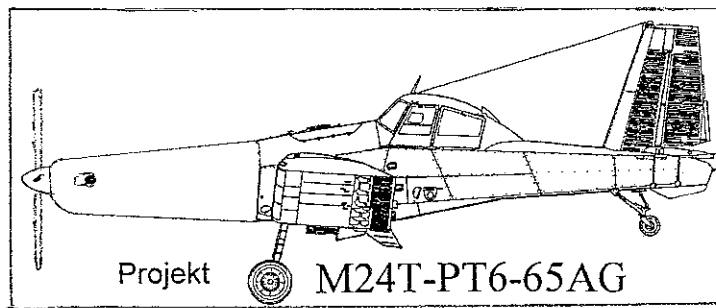
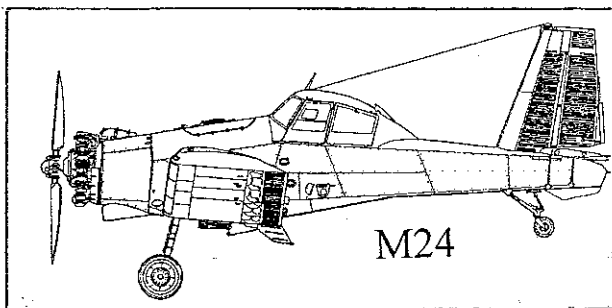
Ta praca zamyka się liczbą 9724 lotów na 35 typach samolotów, podczas których wylatał 7700 h, z czego 4200 h stanowiły loty próbne doświadczalne. Wśród nich ponad 1000 h przypadło na samoloty odrzutowe. Wykonał loty na około 2 tysiącach samolotów seryjnych, w tym na około 500 odrzutowych

Za swoją pracę otrzymał wyróżnienia i odznaczenia: Zasłużony pracownik WSK-Mielec (23.08.1977), Dyplom uznania za wkład pracy w realizację budowy samolotu M-18 (1981), Złota odznaka za Zasługi dla rozwoju przemysłu maszynowego (02.07.1981), Medal 40-lecia PRL (22.07.1984), Złoty Krzyż Zasługi (20.05.1987), Brązowy Medal – Zasługi dla obronności kraju (23.09.1987), Błękitne Skrzydła (za wybitne osiągnięcia w pracy pil. doświadczalnego oraz pionierskie przedsięwzięcia w realizacji usług agrolotniczych za granicą 1988), Medal 50-lecia przedsiębiorstwa (WSK-Mielec) i inne

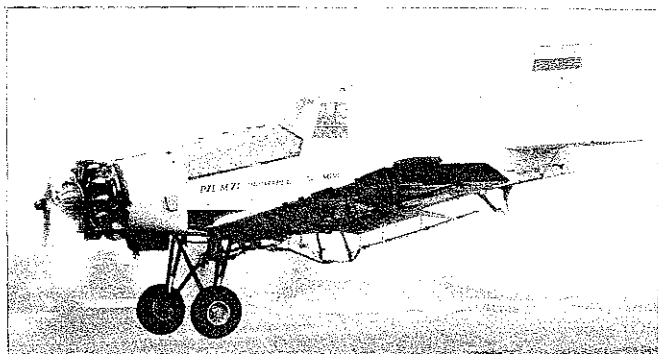
Obecnie zamieszkuje w rodzinnym Krakowie i jest czynnym członkiem Klubu Pilotów Doświadczalnych.

J. J.

PZL M24 i M24T



PZL M21 DROMADER MINI



Prototyp PZL M21 Dromader Mini (1982)

