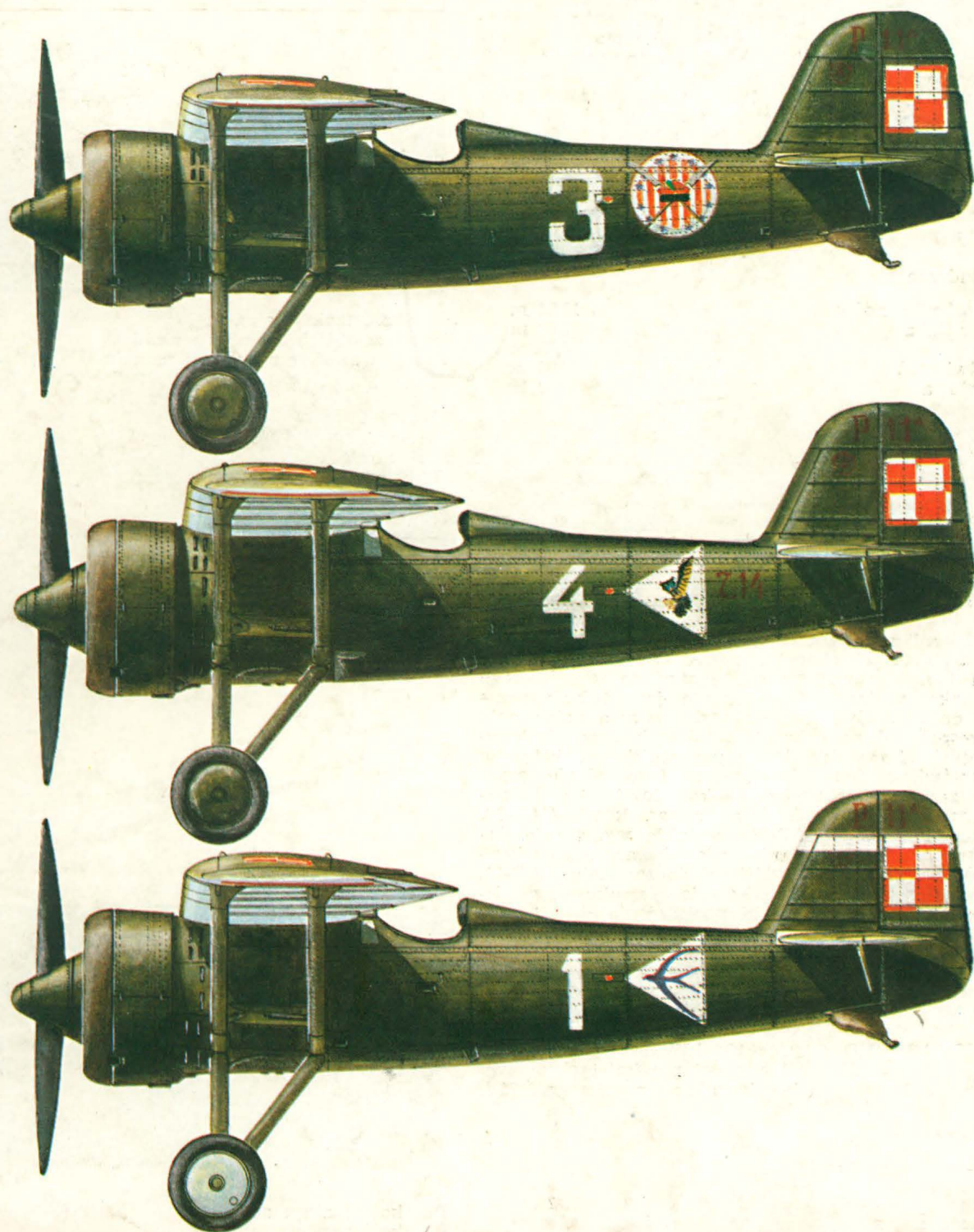


TECHNIKA 11-12'86 lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 100.-

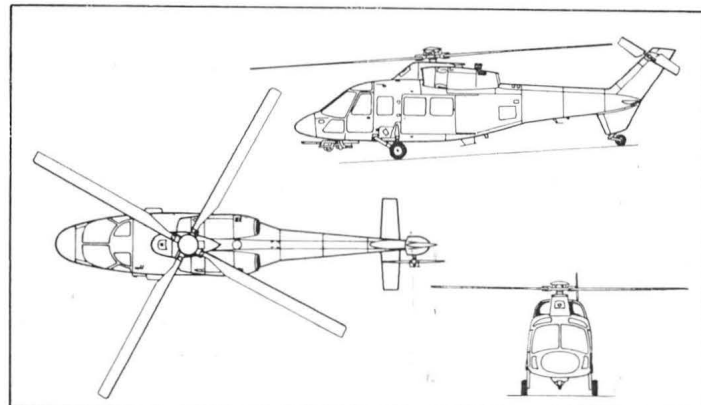
ISSN 0040-1145

WYDAWNICTWO NOT SIGMA

Agusta AIXY • Włochy •

Wojskowy śmigłowiec wielozadaniowy

Na wystawie paryskiej w 1985 r. firma Agusta pokazała modele dwóch śmigłowców, pochodnych bojowego śmigłowca A129 Mangusta: odmianę Gannet, przeznaczoną do zwalczania okrętów i różniącą się od Mangusty głównie wyposażeniem i uzbrojeniem oraz odmianę wielozadaniową do pomocniczych zadań przyfrontowych. Ta ostatnia odmiana ma być właściwie zupełnie nowym śmigłowcem, do którego z A129 zostanie przejęty tylko układ dynamiczny i podwozie. Całkowicie nową konstrukcją będzie znacznie szerszy kadłub mieszczący 8 uzbrojonych żołnierzy do zadań desantowych, 12 żołnierzy, gdy śmigłowiec spełnia rolę transportową oraz 6 pacjentów na noszach i dwie osoby personelu medycznego w przypadku wersji sanitarnej. Załoga składa się z dwóch osób. Śmigłowiec może być wyposażony w winde o nośności 270 kg do zadań ratunkowych w strefie przyfrontowej oraz w zamontowane pod nosową częścią kadłuba działko do celów obronnych. Przewidziana została możliwość zainstalowania radaru o zobrazowaniu bocznym SLAR do obserwacji pola walki oraz uchwytów do podwieszania zasobników z rakietami lub działkiem. Napęd mają stanowić dwa silniki Rolls-Royce Gem 2 Mk1004D o mocy 680 kW (925 KM). Przy projektowaniu śmigłowca zwrócono dużą uwagę na jego odporność na uszkodzenia przez pociski.



Prędkość maksymalna	280 km/h
Pułap zawisu bez wpływu ziemi	1200 m
Długość trwania lotu podczas zadania	2,5 h

W.K.

Dane techniczne

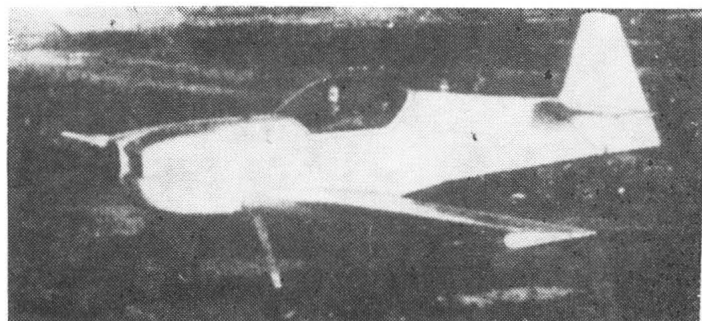
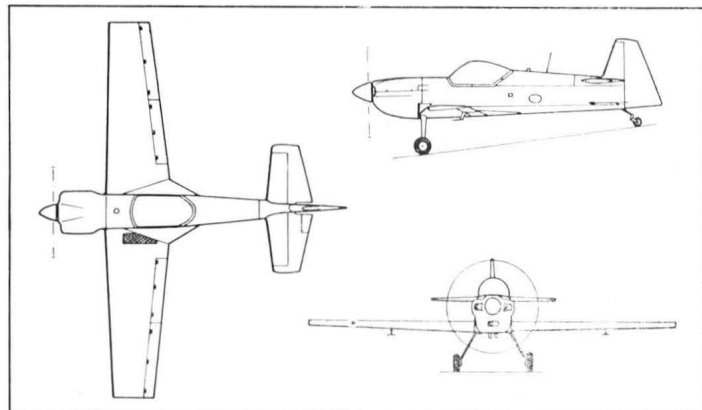
Srednica wirnika nośnego	19,90 m
Długość kadłuba	13,00 m
Wysokość	3,35 m
Masa podwieszeń	1600 kg
Masa startowa	4300 kg

PROTOTYPY

Mudry CAP-230 • Francja •

Tłokowy samolot akrobacyjny

W październiku 1985 r. wykonał pierwszy lot prototyp nowego samolotu akrobacyjnego CAP-230 firmy Avions Mudry et Cie. Wywodzi się on ze znanego zawodniczego samolotu akrobacyjnego CAP-21, nie jest jednak przeznaczony do zawodów, lecz do wykonywania akrobacji, również zespołowej, na pokazach lotniczych. Jego użytkownikiem będzie francuskie lotnictwo wojskowe, które w 1984 r. zamówiło w firmie Mudry sześć tego rodzaju samolotów dla zespołu akrobacyjnego szkoły lotniczej w Salon-de-Provence, który obecnie lata na samolotach CAP-20. Przeznaczenie samolotu CAP-230, a także wymagania dotyczące trwałości i wyposażenia zdecydowały o jego konstrukcji. Kształtem jest on zbliżony do samolotu CAP-21, zachowano również całkowicie drewnianą strukturę, zwiększając jednak jej współczynniki obciążeń do +10 i -10 przez zastosowanie mocniejszych podłużnic kadłuba i prawie dwukrotnie grubszego sklejkowego pokrycia. Zmieniony płat ma specjalne profile V-16FDM i 4-częściowe klapotki — zewnętrzne są wyważone za pomocą płytek umieszczonych na wysięgnikach. Powiększono przejście skrzydło-kadłub. Samolot jest napędzany silnikiem Avco Lycoming AEIO-540L1-B5D o mocy 224 kW (304 KM) z dwułopatowym śmigłem Hartzell o s'alej prędkości obrotowej. Umieszczony w kadłubie zbiornik paliwa ma pojemność 70 l.



Dane techniczne

Rozpiętość	8,08 m
Długość	6,45 m
Wysokość	1,52 m
Powierzchnia nośna	9,79 m ²
Masa własna	610 kg
Masa startowa	730 kg

Prędkość maksymalna	380 km/h
Prędkość przelotowa	280 km/h

W.K.



MIESIĘCZNIK SEKЦИИ LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XLI LISTOPAD — GRUDZIEŃ 1986

TECHNIKA

11/12'86

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Dlaczego od prototypu do produkcji samolotu czas jest coraz dłuższy?

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Prototypownia, czyli warsztat chałupniczy

Często dla konstruktorów prototyp jest celem samym w sobie. W pracy koncentrują się głównie na problemach aerodynamiki i mechaniki lotu, rozwiązań konstrukcyjnych i wytrzymałości konstrukcji, układu tablicy przyrządów i rozmieszczenia instalacji itp. Prototyp jest dla nich przede wszystkim zadaniem konstrukcyjnym, z którego mają się wywiązać w określonym terminie. Jakie skutki pociąga za sobą takie ustawienie problemu?

Konstruktorzy zdają sobie sprawę ze słabości przemysłu pomocniczego i skromnego wyboru gotowych części, nawet normalnych. Projektują zatem nie tylko konstrukcję płatowca, lecz również instalacje: elektryczną, radiową, hydrauliczną i pneumatyczną, paliwową, chłodzenia, silnikową oraz podwozie — korzystając tylko z nielicznych urządzeń gotowych jak silnik (śmigło zazwyczaj muszą zamówić do danego typu samolotu), przyrządy pokładowe, radiostacje, amortyzatory, zawory, złącza, przełączniki i przewody. Pociąga to za sobą oczywisty skutek, że nie zawsze stosują elementy będące już w produkcji lub te, które będą produkowane w najbliższych latach. Argument, że do produkcji danego samolotu będzie potrzebne rocznie 50–100 szt. jakiegos urządzenia nie może być atrakcyjny dla wytwórcy i rzadko jest brany pod uwagę. Nierzadko bywa tak, że konstruktorzy samolotu ustalają wymiary ogumienia i zamawiają w przemyśle gumowym, czy — jak to było w przypadku Kruka — opracowują koncepcję wyposażenia radionawigacyjnego i znajdują dlań wykonawcę i producenta. Konstruktorzy nie zamawiają całych instalacji, gdyż nie znajdują odpowiedniego producenta. Ta konieczność opracowania niemal wszystkiego w biurze konstrukcyjnym powoduje także małe zainteresowanie konstruktorów gotowymi elementami produkowanymi seryjnie przez daną wytwórnę do innych samolotów, czyli prowadzi do niewykorzystania istniejących możliwości.

Konstruktorzy, mając większe doświadczenie konstrukcyjne niż technologiczne, nie zawsze tworzą konstrukcje dostatecznie ekonomiczne i technologiczne. Niestety niedobór kadry technologów przy produkcji seryjnej powoduje, iż do pomocy konstruktorom przydziela się ich niewiele.

Konstruktorzy mają niewielki kontakt z eksploatacją i w zbył małym stopniu interesują się zarówno trwałością poszczególnych elementów, jak i sposobami dokonywania napraw i remontów zaprojektowanego przez nich samolotu.

Wszystkie te czynniki łącznie powodują, że prototyp powstaje wg zasad warsztatu chałupniczego, w sposób prosty przy wykonaniu jednostkowym (np. elementy spawane lub frezowane zamiast kutych lub odlewanych). Aby prototyp przeszedł próby i otrzymał świadectwo typu — muszą być wykonane kompletne obliczenia i zakończone próby wytrzymałościowe. I wówczas, gdy prototyp ukończył próby i prace nad nim wydają się być zakończone — okazuje się, że nie jest on dostosowany do metod produkcji seryjnej, czyli wymaga wielu zmian. Jego dokumentacja wymaga tzw. useryjnięcia.

Industrializacja projektu

U nas najczęściej mówi się o wdrożeniu wyrobu do produkcji. Francuzi używają terminu industrializacja, czyli uprzemysłowienie projektu, czyli zrealizowanie etapu „od pomysłu do przemysłu”, a raczej od prototypu do produkcji.

Industrializacja prototypu polega nie tylko na opracowaniu najkorzystniejszej technologii wykonania elementów samolotu (co wymaga niejednokrotnie ich przekonstruowania), lecz także znalezieniu wytwórców do wszystkich niezbędnych zespołów i części wyposażenia oraz osprzętu. Samolot, którego prototyp będzie bardzo udany, może okazać się nieopłacalny w produkcji, lub jego produkcja może okazać się nierealna z powodu braku możliwości uzyskania któregoś z ważnych zespołów czy elementów (np. silnika, jak to miało miejsce w przypadku samolotu PZL-102B Kos), lub też jego cechy użytkowe mogą ulec poważnej zmianie wobec konieczności zastosowania innego wyposażenia niż przewidywali konstruktorzy. Kłopoty z rozwinięciem produkcji samolotu PZL-M20 Mewa mają niewątpliwie charakter trudności z industrializacją wyposażenia w wytwórniach krajowych. Podobnie przedstawia się sprawa uruchomienia produkcji silników PZL-Franklin. Podjęcie produkcji gaźnika przez Zakłady Gaźnikowe w Łodzi, produkcji rozruszników i alternatorów (prądnic) w Zakładach Elektroniki Motoryzacyjnej oraz opracowanie iskrowników przez Politechnikę Łódzką umożliwiło industrializację przedsięwzięcia, czyli stworzyło szansę produkcji tych silników. Zdarza się, że w związku z budową prototypu samolotu czy silnika zostają równocześnie opracowane prototypy wyposażenia (np. pilot automatyczny, czy paliwowy system regulacyjny silnika) i wówczas możliwość produkcji samolotu jest zależna od szans industrializacji tych zespołów. Np. dostawy samolotów Bies opóźniło oczekiwanie na produkcję odpowiednich silników. Podobnie produkcja samolotów Iskra czy An-28 była uzależniona od uruchomienia produkcji i dostaw odpowiednich silników.

Wszystko co nowe wymaga czasu

Jeśli do samolotu nie zostosujemy niczego nowego, tzn. użyjemy silnika produkowanego od lat, przyrządów pokładowych znajdujących się od dawna w produkcji, materiałów tradycyjnych, wyposażenia radionawigacyjnego produkowanego seryjnie itp. — to można samolot względnie szybko wprowadzić do produkcji seryjnej. Natomiast zastosowanie nowego silnika i nowego wyposażenia wpływa hamująco na końcowy etap produkcji — zmusza bowiem do czekania na ich produkcję. Wystarczy, żeby powstały jakieś nieoczekiwane trudności produkcyjne i niespodziewane wady konstrukcyjne, aby trzeba było czekać. Gdy poddostawcami są firmy konkurujące ze sobą, możliwość wyboru dopinguje poddostawcę do szybkiego działania. W sytuacji monopolistycznej bądź gdy wyrób jest mało opła-

cd. na s. 2



AUSTRALIA

● Opublikowano raport, w myśl którego siłom powietrznym (Royal Australian Air Force) nadaje się rolę dominującą w obronie kraju. Poprzednio decydującym rodzajem broni była marynarka (Royal Australian Navy). (A. et C. 1099)



CHINY

● Podpisano umowę z United Technologies (USA), na mocy której w Chinach będą montowane silniki Pratt and Whitney of Canada, przeznaczone do napędu rodzimych samolotów komunikacji lokalnej Y-12. (A. et C. 1097)

● W wyniku delikatnych zabiegów dyplomatycznych, nie bez udziału czynników obcych, zwrócono samolot Boeing 747 tajwańskich linii lotniczych China Airlines, który został uprowadzony do Chin przez pilota. (A. et C. 1097)



FRANCJA

● W celu realizacji programów Airbus Industrie A.330 (dwusilnikowy aerobus dużej pojemności, krótkiego zasięgu) i A.340 (czterosilnikowy aerobus średniej pojemności, bardzo dalekiego zasięgu) — utworzono grupę roboczą znacznie większą niż Airbus Industrie, włączono bowiem do niej licznych udziałowców spoza konsorcjum. Podzielono ją na dwie sekcje, zajmujące się problemami technicznymi i przemysłowymi. (A. et C. 1097)

● Wiele miejsca poświęca prasa lotnicza zdecydowanemu powrotowi do programu badawczego odrzutowego mini-samolotu treningowego Microturbo Microjet 200B, którego przyszłość była wątpliwa po katastrofie pierwszego prototypu latem ub.r. Poniósł w niej śmierć pilot oblatywacz. Obecnie trwają próby w locie drugiego prototypu i mówi się o produkcji licencyjnej ok. 2000 samolotów w Chinach, w ciągu 15÷20 lat. (Aviasport 384, A. et C. 1097)

● Fiaskiem zakończyła się wyprawa ULM-ami na biegun północny. Planowany na 7 dni przelot ultralekkimi Barouderami, którym towarzyszył serwisowy DHC-6 Twin Otter, przedłuża się najpierw z powodu warunków atmosferycznych, potem nastąpiło rozbicie jednego Baroudera, co zmusiło jednego z uczestników do rezygnacji z dalszego lotu. Samotny lot drugiego z pilotów został również przerwany z powodu nadejścia ciepłego frontu, który m.in. osłabił podłoże lodowe. Stwarzało to niebezpieczeństwo dla Twin Ottera przy lądowaniu. (A. et C. 1094, 1095, 1097)



INDIE

● Zapowiedziano połączenie linii lotniczych Air India (przewozy zagraniczne) i Indian Airlines (przewozy krajowe). (A. et C. 1099)



IRAK

● Notuje się wzrost udziału lotnictwa obydwu stron w wojnie iracko-irańskiej, przeciwko celom naziemnym. W maju br. lotnictwo irackie po raz pierwszy zaatakowało obiekty kolejowe przeciwnika. (A. et C. 1097)



IZRAEL

● Jednogłośnie zdecydowano się kontynuować program samolotu bojowego IAI Lavi, pomimo sprzeciwów USA i bojkotu współpracy przez przemysł amerykański. Celem takich zabiegów USA jest wymuszenie na Izraelu zakupu większej liczby myśliwców amerykańskich F-16. (A. et C. 1099)



JAPONIA

● Według ostatnich informacji, nie jest pewna przyszłość programu japońskiego samolotu bojowego FSX, który miał być realizowany przez rodzimy przemysł już wkrótce. Nie wiadomo nawet, czy będzie to program realizowany we własnym zakresie, czy też we współpracy z zagranicznym przemysłem, jakkolwiek odrzucono propozycję współpracy wytwórni McDonnell Douglas. Ponieważ chodzi o przyszłe narodowe uzbrojenie, powiązania międzynarodowe, przepływ technologii, standaryzacje pewnych broni itd. — decyzja (podobno) nie zapadnie tak szybko. (A. et C. 1097)

● Jak obliczono, w wyniku pamiętnej, tragicznej katastrofy Boeinga 747 linii lotniczych Japan Airlines, w sierpniu ub.r., przewoźnik ten stracił ok. 40 mln dol. (A. et C. 1099)



KANADA

● Kontrolę nad wielką wytwórnią samolotów De Havilland Canada przejął amerykański Boeing. DHC jest obecnie jego filią. (A. et C. 1097)



PAKISTAN

● Zestrzelono 2 spośród 4 samolotów afgańskich, które znalazły się w przestrzeni powietrznej Pakistanu. (A. et C. 1097)



RFN

● Od 6 do 15 czerwca trwał w Hanowerze 16. Międzynarodowy Salon Lotniczo-Kosmonautyczny ILA'86, należący — obok salonów w Paryżu i Farnborough — do największych i najważniejszych imprez tego rodzaju w świecie. W salonie tym uczestniczyło 423 wystawców z 18 krajów: Austrii, Belgii, Brazylii, Danii, Francji, Hiszpanii, Holandii, Indonezji, Izraela, Japonii, Kanady, RFN, Szwajcarii, Szwecji, USA, Węgier, Wielkiej Brytanii i Włoch. Oprócz wystawy, odbyły się — jak zwykle — liczne sympozja, seminaria i spotkania okrągłego stołu na aktualne tematy techniczne, technologiczne, ekonomiczne itp. Do atrakcji należała, pokazana po raz pierwszy, makietka europejskiego samolotu bojowego przyszłości (EFA), zaproponowana przez RFN, Wielką Brytanię, Włochy i Hiszpanię. (A. et C. 1099)

● Nie wyklucza się, że Luftwaffe zakupi brazylijskie samoloty treningowe EMB-312 Tucano. (A. et C. 1099)



USA

● Przed tegorocznym sezonem wakacyjnym zaczęła się „wojna o Atlantyk Północny”. Z dotychczasowych rezerwacji wynika, że przewozy w tym rejonie będą mniejsze o 15÷20% niż w roku ubiegłym. Zaczęło się więc od konkurencji taryfowej. Państwa europejskie negocjowały z USA udziały poszczególnych linii lotniczych w przewozach w tym rejonie. Były one utrudnione z powodu różnych warunków funkcjonowania przewoźników amerykańskich i europejskich — w USA od dłuższego czasu panuje dereglamentacja, co stawia amerykańskich przewoźników w lepszej pozycji. Szczególnie trudne były rozmowy amerykańsko-brytyjskie. (A. et C. 1097, 1099)

● W Rockwell International zwolniono 6800 osób, tj. ponad 25% personelu zatrudnionego przy produkcji bombowców strategicznych B-1. Spośród 1000 zamówionych samolotów, dostarczono 10. Tempo produkcji, którą zamierza się kontynuować do 1988 r., wynosi 4 samoloty miesięcznie. (A. et C. 1099)

cd. ze s. 1

calny dla poddostawcy, opóźnianie terminu pierwszych dostaw jest bardzo prawdopodobne. Im samolot ma więcej nowych zespołów i urządzeń dostarczanych przez poddostawców, tym trudniej jest wyegzekwować wszystkie elementy niezbędne do produkcji samolotu. Czasami bez uzyskania tzw. priorytetów w sposób administracyjny doprowadzić uruchomienie produkcji do końca jest trudno.

Wydlużanie się czasu wdrożenia

Przed 50 laty, gdy samolot oprócz silnika, śmigła, przyrządów pokładowych i opon (lub kół) cały był produkowany w jednej wytwórni — czas uruchomienia produkcji wynosił 1 do 2 lat. Dziś bogate i złożone instalacje samolotu oraz dużo bogatsze oprzyrządowanie produkcyjne i nowe problemy technologiczne powodują, że uruchomienie produkcji zajmuje 2 do 5 lat, a w niektórych przypadkach i więcej, jak np. miało to miejsce z samolotem An-28 czy śmigłowcem Sokół.

Samoloty rolnicze z napędem turbośmigłowym

Mgr inż. JERZY GRZEGORZEWSKI

Na świecie jest obecnie eksploatowanych ok. 30 000 samolotów i śmigłowców rolniczych. Zdecydowana większość samolotów jest napędzana silnikami tłokowymi o mocy od ok. 172 kW (235 KM) do 736 kW (1000 KM). W zakresie mocy od 172 kW do 300 kW są stosowane płaskie silniki 4- i 6-cylindrowe chłodzone powietrzem lub cieczą. Służą one do napędu lekkich samolotów rolniczych. Samoloty o większym udźwigu, tzn. powyżej 1000 kg, są napędzane silnikami gwiazdowymi, chłodzonymi wyłącznie powietrzem. Silniki gwiazdowe o mocy 447 kW (600 KM) i 736 kW (1000 KM) produkuje tylko polski przemysł lotniczy. Użytkowane aktualnie na Zachodzie większe samoloty rolnicze z napędem tłokowym są wyposażone w silniki gwiazdowe pochodzące z czasów II wojny światowej lub wyprodukowane w pierwszych latach powojennych. Obecnie nie prowadzi się w świecie prac nad lotniczymi silnikami tłokowymi o mocy powyżej 736 kW, ponieważ wyczerpano w zasadzie ich możliwości rozwojowe na aktualnym etapie, a zapotrzebowanie na te silniki również nie stwarza zachęty do dalszych prac. Nie mając wyboru, konstruktorzy samolotów rolniczych od kilkunastu już lat zaczęli stosować do ich napędu przystosowane do tego celu turbinowe silniki śmigłowe. Wyróżniają się one mniejszymi wymiarami i masą, znacznie niższym poziomem drgań, pracują na tańszym paliwie i mają większą trwałość międzynaiprawczą niż silniki tłokowe*), natomiast są od nich znacznie droższe. Za postęp trzeba płacić. Coraz więcej wytwórców samolotów i śmigłowców rolniczych stara się wyposażyć je w silniki turbinowe, aczkolwiek do końca 1985 r. nie uruchomiono w żadnym kraju produkcji seryjnej samolotów rolniczych nowej generacji. Po prostu stare płatowce wyposaża się w silniki turbinowe, dokonując niezbędnych przeróbek.

Samoloty rolnicze stacjonują głównie na lotniskach polowych i w związku z tym do wlotu silnika dostaje się mocno zapyłone powietrze. W przypadku silników tłokowych, np. ASz-62IR, napędzających klasyczny już An-2, wydatek powietrza w warunkach startowych wynosi ok. 1 kg/s. W silniku turbośmigłowym, przewidzianym jako napęd dla następcy An-2, wydatek powietrza w tych samych warunkach jest kilkakrotnie większy. W związku z tym różne zespoły silnika, zwłaszcza sprężarka i turbina, są narażone na duże oddziaływanie ściernie stałych cząstek znajdujących się w powietrzu. Trudności związane z dokładnym odpyleniem powietrza były dotychczas jednym z czynników hamujących wprowadzanie turbinowych silników śmigłowych do napędu samolotów rolniczych.

Problem ten w znacznym stopniu został rozwiązany w silnikach PT6A firmy Pratt and Whitney of Canada przez przyjęcie odwróconego układu silnika z komorą spalania o zwrotnym przepływie, z osiowo-odśrodkową sprężarką i z promieniowym wlotem powietrza. W takim kanale cząsteczki o określonych charakterystykach masowo-bezwładnościowych poruszają się po krzywoliniowych torach i gromadzą się w odpowiednich miejscach, w których konstrukcyjnie są przewidziane kieszenie. Z tych kieszeni pył i cząsteczki są odprowadzane na zewnątrz. Badania przeprowadzone w laboratoriach wykazały, że system odpylenia skutecznie usuwa pył i stałe cząsteczki z powietrza dostarczonego do silnika przy umiarkowanych stratach ciśnienia całkowitego**).

Drugim czynnikiem utrudniającym zastosowanie silnika turbośmigłowego w samolocie rolniczym jest specyfika eksploatacji takiego samolotu polegająca na tym, że silnik musi być uruchamiany kilkadziesiąt razy w ciągu dnia roboczego (30÷50 razy). Jeśli założyć, że okres międzynaiprawczy silnika wynosi 3000 h, to na ten okres przypadnie do 20 000 jego uruchomień. Przy tak dużej liczbie uruchomień nie uzyska się zakładanej trwałości międzynaiprawczej — rezerwu. Wobec tego korzystne jest stosowanie oddzielnej turbiny napędowej, którą można zatrzymywać razem ze śmigłem przez nią napędzanym, nie wyłączając silnika. Silnik pracuje wówczas na minimalnej prędkości obrotowej. Hamulec, będący elementem składowym zespołu napędo-

wego, zatrzymuje turbinę napędową i śmigło na czas niezbędny do załadowania chemikaliów do zbiornika. Zbiornik samolotu rolniczego napełnia się paliwem na ok. 1,5 h lotu. W tym czasie samolot wykona 8÷10 lotów i o tyle razy zmniejszy się liczba uruchomień silnika. W ten sposób liczba uruchomień silnika w ciągu dnia ogranicza się do 8÷10, a w okresie międzynaiprawczym do 3000÷4000. Do rozruchów silnika w ciągu dnia wystarczają pokładowe źródła energii, co zapewnia niezależność samolotu od agregatów naziemnych.

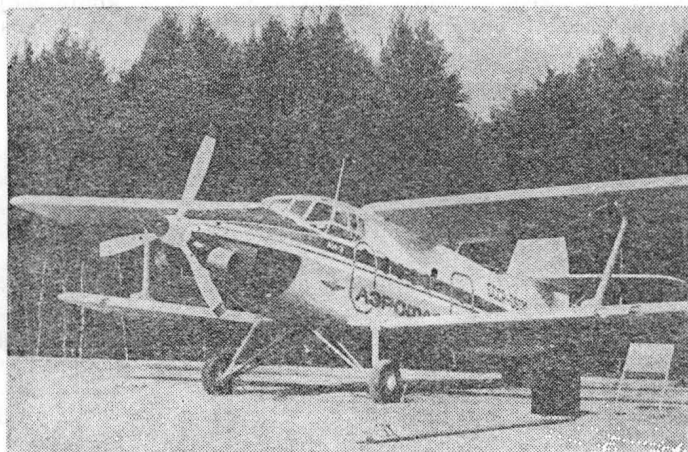
Najwcześniej do turbinowego napędu samolotów rolniczych zastosowano właśnie silnik PT6A. Silniki PT6A-11AG, PT6A-15AG oraz PT6A-34AG zostały użyte do napędu samolotów Ayres Turbo Thrush (kilka wersji), Frakes Turbo Cat, Grumman Model, D, Ag-Cat, Air Tractor AT-400.

Prace nad silnikiem PT6 rozpoczęto w Kanadzie w 1959 r. Pierwszy silnik zbudowano w 1964 r. Od tego czasu nastąpił szybki rozwój silników serii PT6A, które w wersjach rolniczych otrzymały dodatkowe oznaczenia AG. Silnik PT6A-11AG rozwija moc równoważną 394 kW (528 KM) przy prędkości obrotowej śmigła 2200/min i temperaturze otoczenia 22°C. Silnik otrzymał certyfikat w maju 1979 r. Może pracować również na oleju napędowym. PT6A-15AG ma moc startową równoważną 533 kW (715 KM). Certyfikat typu dla tego silnika uzyskano w 1977 r. PT6A-34AG został opracowany specjalnie do zastosowań agrolotniczych i jest certyfikowany również do pracy na oleju napędowym. Trwałość międzynaiprawcza dla silników -11AG i -15AG wynosi 3000 h, a dla silnika -34AG — 3500 h. Ostatnią modyfikacją przystosowaną do napędu samolotów rolniczych jest silnik mający oznaczenie PT6A-41AG.

Inne firmy również przystosowują swoje silniki do napędu samolotów rolniczych. Należy tu wymienić przede wszystkim silnik TPE331 firmy Garrett oraz LTP101 firmy Avco Lycoming.

Jesienią 1985 r., z okazji V konferencji naukowo-technicznej krajów RWPG, zorganizowano w Polsce dużą wystawę samolotów i śmigłowców rolniczych. Po raz pierwszy pokazano na niej trzy samoloty z napędem turbośmigłowym, będące modyfikacją seryjnie produkowanych i dobrze znanych samolotów An-2, Z-37 Ćmelak i PZL-106 Kruk.

Turbinowa modyfikacja samolotu An-2 otrzymała oznaczenie An-3. Zastosowanie silnika turbinowego TWD-20 o większej mocy niż moc dotychczasowego silnika tłokowego pozwoliło zwiększyć masę startową samolotu do 5800 kg (c 200 kg), polepszyć charakterystyki lotno-techniczne i techniczno-ekonomiczne. Udało się to uzyskać dzięki temu, że przy modernizacji samolotu An-2 na An-3 pozostały pewne rezerwy związane z lepszym zespołem napędowym, zmniejszeniem załogi, wymontowaniem części przyrządów i wyposażenia zbędnych przy obsłudze jednoosobowej. Wymienione rezerwy związane ze zmniejszeniem masy konstrukcji samolotu umożliwiły zwiększenie ładunku chemikaliów prawie o 45% (z 1250 kg na 1800 kg). Wprowadzono rów-



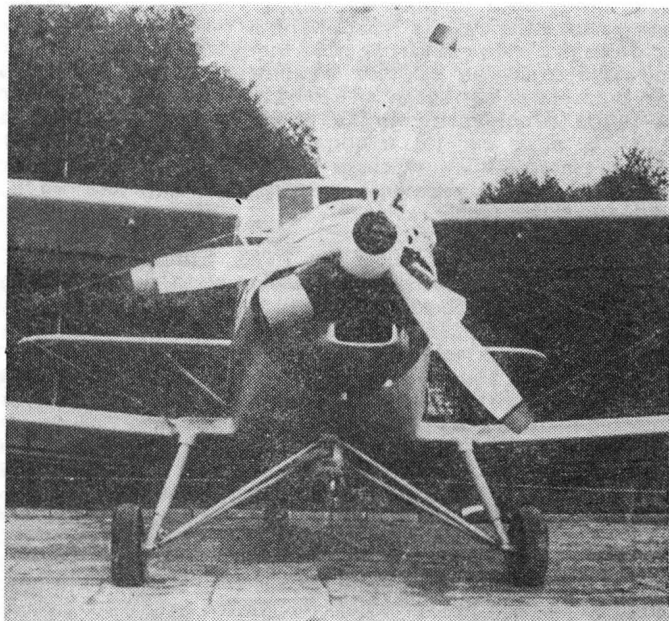
Rys. 1. Samolot An-3 wyposażony w silnik TWD-20. Widoczne jest wejście ze skrzydła do kabiny pilota. Fot. J. Grzegorzewski

*) Poza tym, dzięki mniejszemu przekroju poprzecznemu, zapewniają one większą sprawność śmigła, a tym samym zmniejszają zapotrzebowanie mocy (przyp. redakcji).

**) Dodatkowo zastosowano filtr powietrza składający się z części multycyklonowej i części mikroporowatej (przyp. redakcji).

niez pewne zmiany w aparaturze agrolotniczej. Opracowano turbopompę o 2-krotnie większej wydajności, co zwiększyło szerokość pasma roboczego o ok. 25% przy opryskiwaniu grubo- i średniokroplistym. Wszystkie te zmiany przyczyniły się do zwiększenia wydajności samolotu An-3 o ok. 60% w porównaniu z An-2.

Nowy samolot może być stosowany do wykonywania tych samych prac w rolnictwie i leśnictwie, które wykonuje An-2. Ze względu na to, że płatowiec pozostał w zasadzie nie



Rys. 2. Silnik TWD-20 z 3-łopatowym śmigłem

Fot. J. Grzegorzewski

zmieniony, jego obsługa nie powinna być kłopotliwa. Oczywiście personel lotny i naziemny musi być przeszkolony ze względu na nowy napęd, inne paliwo, zmiany w instalacji paliwowej oraz instalacjach kabiny, zmienione charakterystyki lotno-techniczne samolotu. An-3 może wykonywać loty z lotnisk gruntowych o długości drogi startowej 500 m. Zakłada się, że będą mogli go pilotować piloci o średnich kwalifikacjach. Niezbędne wyposażenie do obsługi samolotu na lądowiskach będzie przewożone na jego pokładzie. Urządzenia naziemne służące do załadunku chemikaliów pozostają bez zmian. Napełnianie zbiorników paliwem odbywa się przy użyciu agregatu pokładowego.

Jako jedną z zalet samolotu An-3 podkreśla się mniejsze znoszenie chemikaliów i wskutek tego mniejsze zanieczyszczenie otaczającego środowiska niż w przypadku An-2. Udało się to osiągnąć dzięki bardziej racjonalnemu wykorzystaniu śladu aerodynamicznego samolotu i bardziej niezawodnemu odcinaniu dopływu chemikaliów. Koszt zakupu nowego samolotu będzie znacznie wyższy niż klasycznego An-2, ze względu na kilkakrotnie wyższą cenę silnika. Jednakże silnik turbinowy pracuje na tańszym paliwie, ma większą trwałość międzynaoprawczą i większą trwałość całkowitą. Silnik TWD-20 o mocy startowej 1066 kW (1450 KM) jest wyposażony w trójłopatowe śmigło odwracalne (rewersyjne) o ciągu statycznym ponad 2000 daN.

Pierwszy zagraniczny pokaz samolotu An-3 odbył się w Polsce w czasie trwania wspomnianej wyżej konferencji krajów RWPG poświęconej zastosowaniu lotnictwa w gospodarce narodowej.



Rys. 3. Z-37T AgroTurbo widok z boku. Fot. J. Grzegorzewski

Zainteresowanie wzbudzał czechosłowacki samolot rolniczy Z-37T AgroTurbo, w którym wykorzystano wiele elementów konstrukcyjnych samolotu Čmelak. Produkcję samolotu Z-37 Čmelak zakończono w połowie lat siedemdziesiątych. Wyprodukowano go ok. 700 szt. Znaczną część tych samolotów została wyeksportowana. Gdy konstruktorzy czechosłowaccy otrzymali do dyspozycji turbinowy silnik śmigłowy M-601Z, „wskrzesili” samolot Z-37, oczywiście wprowadzając dużo istotnych zmian w jego konstrukcji. Do najważniejszych zmian należy zaliczyć:

- zastosowanie nowego rodzaju zespołu napędowego,
- wydłużenie kadłuba,
- zwiększenie rozpiętości skrzydeł zakończonych „wingletami” i usterzenia poziomego,
- wzmocnienie konstrukcji samolotu i podwozia,
- zwiększenie objętości zbiornika i masy chemikaliów,
- zwiększenie pojemności zbiorników paliwa,
- zastosowanie nowej aparatury agrolotniczej,
- przekonstruowanie kabiny i zastosowanie nowego osprzętu i wyposażenia.

Prace nad samolotem Z-37T rozpoczęto w 1982 r. Wykonano trzy prototypy samolotu: jeden do prób statycznych i dwa przeznaczone do prób w locie. Zbudowano stoiska do prób zawieszenia zbiornika chemikaliów, do prób aparatury cieczonej i sypkiej, szybkości odcinania dopływu chemikaliów itd. Zostanie zbudowany również dwuster do szkolenia pilotów.

Napęd samolotu stanowi silnik Walter M-601Z o mocy 360 kW (490 KM) wyposażony w trójłopatowe śmigło Avia V17-508Z. Moc trwała wynosi 245 kW (333 KM). Jest to dostosowany do potrzeb tego samolotu silnik Walter M-601A, który zastosowano do napędu samolotu L-410 Turbolet. Różnica polega na tym, że w wersji agrolotniczej silnik ma zmniejszoną prędkość obrotową, a tym samym moc. Ze skrzynki napędów wyprowadzono dwa dodatkowe wałki. Jeden z nich napędza sprężarkę tłokową Ak50T, a drugi przekazuje moc 30 kW do napędu aparatury agrolotniczej. Instalacja paliwowa składa się z dwóch zbiorników paliwowych w skrzydłach o pojemności $2 \times 175 \text{ dm}^3$. W celu wydłużenia zasięgu samolotu przy przebazowaniach, podwieszają się cztery dodatkowe zbiorniki o pojemności 125 dm^3 każdy, dwa pod kadłubem i dwa na końcach skrzydeł.

Aparatura agrolotnicza samolotu Z-37T jest wymienna w zależności od potrzeby. Włączenie aparatury odbywa się za pomocą przycisku na drążku w kabine pilota. Pilot może ustalać ciśnienie ciekłych chemikaliów lub dawkę sypkich chemikaliów, sterować pokrywą zbiornika chemikaliów (otwierać lub zamykać) nie opuszczając kabiny. Aparatura do chemikaliów ciekłych składa się z wtryskiwaczy o różnych wymiarach dysz oraz rozrzutnika odśrodkowego do stałych środków chemicznych. W awaryjnych sytuacjach rozrzutnik może być odrzucony i przez powstały otwór następuje zrzut chemikaliów w czasie nie przekraczającym 5 s. Wydatek chemikaliów uzyskiwany przy użyciu rozrzutnika wynosi: min. 2 kg/s, maks. 35 kg/s. Dawki hektarowe wynoszą: min. 14,5 kg/ha (granulaty), maks. 347 kg/ha (chemikalia krystaliczne). Robocza wysokość lotu wynosi 15÷÷20 m, szerokość rozprzestrzeniania chemikaliów 25÷÷30 m, masa rozrzutnika 75 kg.

Aparatura do chemikaliów ciekłych służy do drobnokroplistego i ultramałobjętościowego opryskiwania z wysokości 5 m. Wydatki przy drobnokroplistym opryskiwaniu wahają się od 2,4 do 18 dm^3/s , przy ultramałobjętościowym od 0,1 do 4,2 dm^3/s . Szerokość opryskiwania wynosi w zależności od zabiegu 25÷40 m. Dawki hektarowe wynoszą odpowiednio: 21÷179 dm^3/ha i 0,55÷26 dm^3/ha , masa aparatury 42÷45 kg.

Okresy międzynaoprawcze początkowe dla kadłuba, silnika, śmigła i zbiornika chemikaliów wynoszą 3000 h, doce-



Rys. 4. Samolot An-3 podczas prób w locie

TABLICA. Samoloty rolnicze z napędem turbosmigłowym

Nazwa samolotu	Air Tractor AT-302	Air Tractor AT-400	Turbo Thrush S2R-34	March Turbo Thrush	Ag-Cat Turbine	PAC Cresco	NDN-6 Fieldmaster	Zlin Z-37T	An-3	TurboKruk
Parametr										
Rozpiętość, m	13,75	13,80	13,54	13,54	12,88	11,06	15,32	13,63	18,19	15,00
Długość kadłuba, m	8,99	8,99	10,06	9,27	8,38	10,74	11,02	10,46	14,33	9,25
Wysokość, m	2,59	2,59	2,79	2,79	3,51	3,42	4,12	3,50	4,20	3,32
Masa startowa, kg	2994 ¹⁾ 3266 ²⁾	3538	3856	4173	3856	3175		2400	5800	3300
Masa chemikaliów, kg	1 514	1 820			2 291		2 032	800	2 200	1 300
Prędkość robocza, km/h		209 ÷ 233	153 ÷ 241		209	250		145 ÷ 165	140 ÷ 180	170
Prędkość wznoszenia, m/s	6,05	7,61	8,80	15,20		5,35	3,50	5,5	4,1	8,1
Powierzchnia nośna, m ²	25,08	25,00	30,34		36,42	27,31	31,40	26,60	71,60	
Rozbieg, m	238	305	183	183	274	436 ⁵⁾	354	240		180
Dobieg, m	91	152	152 (91) ³⁾	91		500 ⁵⁾	91 ³⁾	190		
Silnik	LTP101	PT6A-15AG	PT6A-34AG	TPE331	PT6A-34AG	LTP101	PT6A-34	M-601B	TWD-20	M-601D
Moc startowa, kW (KM)	462 (620)	533 (715)	559 (750)	447 (600)	559 (750)	462 (620)	559 (750)	365 (490)	1 066 (1450)	515 (700)
Jednostkowe zużycie paliwa, kg/kWh (kg/KMh)	0,338 (0,249)	0,371 (0,273)	0,367 (0,270)		0,367 (0,270)	0,338 (0,249)	0,367 (0,270)			
Wyprodukowano do końca 1984 r., szt.	18	74	250 ⁴⁾	75	90	4	prot. ⁴⁾	5	prot. ⁴⁾	prot. ⁴⁾
Cena samolotu, dol.	152 500	164 500	229 500							

1) z aparaturą cieczową, 2) z aparaturą do chemikaliów stałych, 3) z odwróconym ciągiem śmigła, 4) prototyp, 5) na bramkę 15 m, 6) obejmuje samoloty z różnymi silnikami turbiniowymi

lowo 6000 h, dla aparatury cieczowej i chemikaliów stałych początkowo 1500 h, docelowo — 3000 h. Po pewnym czasie przewiduje się przejście na obsługę płatowca wg stanu. Wartości te mogą ulec zmianie ze względu na to, że samolot jest dopracowywany i w seryjnej produkcji może różnić się od prototypów. Przewiduje się w przyszłości zwiększenie udźwigu masy chemikaliów do 900 kg.

W 1985 r. pięć samolotów przechodziło próby eksploatacyjne w rolnictwie. Do 1990 r. agrolotnictwo czechosłowackie ma otrzymać 90 samolotów Z-37T AgroTurbo.



Rys. 5. PZL-106AT TurboKruk napędzany silnikiem PT6A-34AG. Fot. WSK-Okęcie

Silnikiem chechosłowackiej produkcji M-601D o mocy startowej 515 kW (700 KM), wyposażonym w trzyłopatowe śmigło, jest również napędzany PZL-106BT TurboKruk. W porównaniu z seryjnym samolotem PZL-106BS Kruk, zmodyfikowany TurboKruk ma skośne skrzydła i zwiększony ster kierunku. Większa moc silnika umożliwiła zwiększenie udźwigu chemikaliów do 1300 kg. Polepszyły się parametry techniczno-ekonomiczne. Samolot może wykonywać te same zabiegi rolnicze co jego poprzednik — są to: ochrona roślin polowych i lasów, wysiewanie nawozów, gaszenie pożarów itd. Trwają próby samolotu.

Produkcja samolotów rolniczych z napędem turbosmigłowym w świecie jest niewielka. Do końca 1985 r. wyprodukowano ogółem kilkadziesiąt samolotów. Są to od dawna produkowane samoloty rolnicze, w których zostały dokonane niezbędne przeróbki związane z zastosowaniem nowego silnika.

Jedynym nowym skonstruowanym w ostatnich latach samolotem rolniczym jest angielski NDN-6 Fieldmaster. Został on oblatany 1981-12-17. Jest to dolnopłat zastrzałowy o całkowicie metalowej konstrukcji. Charakterystyczną cechą tego samolotu jest to, że tytanowy zbiornik chemikaliów znajdujący się przed kabiną pilota jest nośną częścią konstrukcji. W 1985 r. samolot przechodził intensywne pró-



Rys. 6. PZL-106BT Kruk Turbo z silnikiem M-601 produkcji czechosłowackiej. Fot. J. Grzegorzewski



Rys. 7. Samolot Turbo Tractor

by, ale firma nie miała zamówień i nie wiadomo, czy będzie on produkowany.

W 1985 r. amerykańska firma Turbines Inc., zajmująca się naprawami silników turbiniowych, wyposażyła samolot PZL-M18 Dromader w silnik PT6A-45 o mocy 710 kW (967 KM) przy prędkości obrotowej śmigła 1700/min. Samolot otrzymał oznaczenie T45 Dromader. Cenę całkowitą wyposażonego samolotu z silnikiem używanym ustalono na 450 000 \$, a z nowym silnikiem na 500 000 \$. W stosunku do samolotu z napędem tłokowym, wersja turbiniowa ma udźwig chemikaliów większy o ok. 400 kg. Rozbieg samolotu przy starcie skrócił się o 10%. W pierwszym kwartale 1986 r. samolot T45 Dromader miał otrzymać amerykański certyfikat, zgodnie z normami zgodności FAR Part 23.

* * *

Czynnikami nadal wstrzymującym powszechne stosowanie silnika turbosmigłowego w agrolotnictwie jest jego wysoki koszt, który może obniżyć się dopiero przy długich seriach produkcyjnych. Pozostałe problemy związane z jego użyciem do napędu samolotów rolniczych zostały rozwiązane.

Szkolenie załóg lotniczych w przewyżczeniu zjawiska „uskoku wiatru”

Mgr inż. KAZIMIERZ GILEWSKI
Mgr inż. LUDWIK GRUCHALSKI

Centrum szkolenia lotniczego amerykańskich linii lotniczych (American Airlines Flight Training Center) prowadzi na symulatorach lotu szkolenie załóg lotniczych w przewyżczeniu zjawiska „uskoku wiatru”.

Głównymi obszarami występowania „uskoku wiatru” są chmury konwekcyjne o wysokiej podstawie, szybko rozbudowujące się ośrodki zjawisk meteorologicznych, burze z wyładowaniami elektrycznymi, podmuchy, zstępujące prądy powietrzne, fronty, silne inwersje temperatury, porywiste wiatry itp. Zjawisko „uskoku wiatru” wiąże się z dużymi zmianami prędkości wiatru.

Typowy przykład „uskoku wiatru”, powstający w wyniku silnego zstępującego prądu powietrza pojawiającego się poniżej podstawy chmur konwekcyjnych, przedstawiają rys. 1 i 2. Zstępujący pionowy prąd powietrza o prędkości 10÷25 m/s ma średnicę ok. 1 km, w pobliżu ziemi zmienia swój kierunek rozprzestrzeniając się w postaci gwałtownych i silnych wiatrów o prędkości 10÷50 m/s i średnicy do ok. 4 km. Największe różnice prędkości wiatrów występują na wysokości ok. 75 m od powierzchni ziemi i stwarzają poważne niebezpieczeństwo dla lądujących i startujących samolotów. Dwa wypadki samolotów B-727, które zdarzyły się w 1975 r. w Nowym Jorku oraz w 1982 r. w Nowym Orleanie, nastąpiły wskutek nagłej zmiany prędkości wiatru.

W 1984 r. w bazie lotniczej Andrews Air Force Base Washington DC zanotowano silny zstępujący prąd powietrza związany z chmurą burzową o wysokości 14 000 m, któremu towarzyszył wiatr o prędkości przekraczającej skalę anemometru (65 m/s). Prędkość wiatru w ciągu 1 min wzrosła z 10 do 35 m/s, a następnie w ciągu 45 s przekroczyła 65 m/s. Trwało to 9 min.

Dowództwo Lotnictwa Królewskiego (Royal Aircraft Establishment — RAE) w Bedford w Anglii oraz Amerykański Zjednoczony Ośrodek Badania Pogody w Obrębie Lotnisk (U.S. Joint Airport Waether Studies — U.S. JAWS) opracowały symulatory samolotów DC-10 i B-727 przeznaczone do szkolenia załóg w przewyżczeniu zjawiska „uskoku wiatru”. Są one uwieńczeniem badań zjawiska „uskoku wiatru” zarejestrowanych podczas lotu 26 samolotów B-747, obejmujących 10 000 lądowań w 70 portach świata, oraz serii lotów wykonanych na samolocie Hawker Siddeley — HS 125 wyposażonym w laserowy układ pomiaru prędkości rzeczywistej (Laser True Airspeed System — LATAS) rejestrujący zmiany prędkości wiatru 3 s wcześniej zanim osiągną samolot. Umożliwiają one odwzorowanie zstępującego pionowego prądu powietrza o prędkości ok. 40 m/s. Jest to wielkość, którą uważa się za nie do opanowania nawet przez doświadczonego pilota. Przeprowadzone na symulatorze próby przewyżczenia zstępujących prądów powietrznych o prędkości wynoszącej 50, 65 i 80% podanej wyżej wartości wykazały, że 80% startów i 50% lądowań było wykonanych zaledwie w odległości kilku metrów od ziemi, zanim prędkość wznoszenia symulowanego samolotu zaczęła wzrastać.

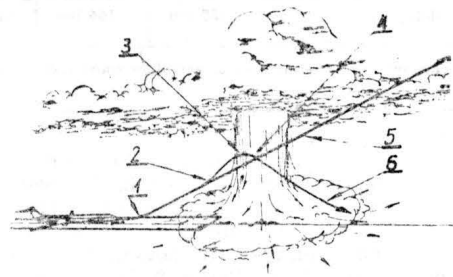
Przy współpracy z firmą Smith Industries został opracowany wskaźnik zmiany prędkości pionowej samolotu skonstruowany ze wskaźnikami zakresu pracy silników (Vertical Speed/Energy Rate Indicator — VS/ERI), dający załodze informację o wymaganym ustawieniu dźwigni sterowania silnikami, w celu utrzymania założonego gradientu zniżania lub wznoszenia samolotu. Zastąpienie wskaźnika zmiany prędkości pionowej samolotu (Vertical Speed Indicator — VSI) przyrządem VS/ERI zostało przyjęte przez załogi z aprobatą, ponieważ dawało pierwszą informację o wystąpieniu „uskoku wiatru” oraz informację odnośnie do utrzymania założonego gradientu zniżania lub wznoszenia samolotu.

Symulowanie zjawiska „uskoku wiatru” pozwoliło na opracowanie zaleceń dotyczących jego przewyżczenia. Dla samolotów DC-10 i B-737 zalecenia te są następujące:

● Start samolotu

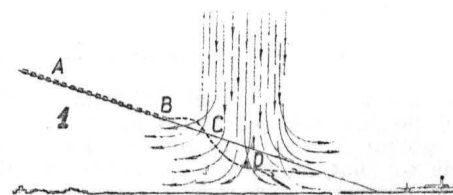
Normalne pochylenie samolotu podczas startu wynosi dla samolotu DC-10 — 15°, a dla B-737 — 15÷18°, co odpowiada prędkości samolotu DC-10 — $v_2 + 10$ i B-737 — $v_2 + 15$.

Gdy samolot napotyka składową czołową zstępującego prądu powietrza, prędkość względem powietrza wzrasta, wzrasta również do ok. 20° pochylenie samolotu. Pochylenie samolotu należy obniżyć do 15° zezwalając jednocześnie na zwiększenie prędkości lotu. Przygotować się na większe niż normalnie siły na wolancie. Nie wyważać samolotu. Włączyć maksymalny ciąg silników. Nie zważać na automat sterowania (Flight Director) i jeśli to możliwe — wyłączyć go.



Rys. 1. Działanie zstępującego prądu powietrznego podczas startu samolotu. Start samolotu nie zakłócony zstępującym prądem powietrznym. Pilot dąży do zachowania $v_2 + 10$: 1 — normalny obrót i oderwanie samolotu, 2 — na samolot oddziałuje zwiększający się wiatr czołowy. Osiągnięciu samolotu polepszają się. W miarę wzrostu prędkości pilot obniża pochylenie samolotu, 3 — zanika wiatr czołowy. Samolot zostaje przyduszony prądem powietrza ku dołowi. Prędkość względem powietrza zaczyna maleć. Pilot zaczyna obniżać nos samolotu, 4 — samolot osiąga rdzeń zstępującego prądu powietrznego. Prędkość pionowa gwałtownie maleje. Prędkość względem powietrza spada. Pilot w dalszym ciągu obniża nos samolotu w celu przywrócenia $v_2 + 10$, 5 — tor wznoszenia, 6 — samolot opuszcza zstępujący prąd powietrzny. Zaczyna oddziaływać wiatr z tyłu samolotu. Prędkość pionowa zaczyna wzrastać. Prędkość względem powietrza gwałtownie spada

Gdy samolot wchodzi w prąd powietrza idący ku dołowi, prędkość gwałtownie spada. Utrzymać pochylenie samolotu 15° do osiągnięcia v_2 , a następnie zwiększyć pochylenie samolotu aż do wystąpienia wstrząsów wolantu sygnalizujących zbliżenie się do prędkości przeciągnięcia samolotu. Samolot powinien być pilotowany z przerwami wstrząsami wolantu. Wskutek zmniejszenia kąta natarcia spowodowanego przepływem do dołu, zwiększa się pochylenie samolotu do wielkości większej niż normalna. Zmniejszenie osiągnięć samolotu trwa do pojawienia się składowej tylnej zstępującego prądu powietrza. Sterować powoli w zakresie dodatnim, ponieważ szybki ruch kolumną sterowniczą może doprowadzić do przeciągnięcia dynamicznego



Rys. 2. Oddziaływanie zstępującego prądu powietrznego podczas zbliżania się samolotu do lądowania. W punkcie B na samolot zaczyna oddziaływać zwiększający się wiatr czołowy. Prędkość względem powietrza wzrasta. Samolot unosi się ponad ścieżkę schodzenia. W punkcie C na samolot oddziałuje prąd powietrza idący ku dołowi. Zmniejsza się kąt natarcia. Samolot przyspiesza ku dołowi. Jeżeli w punkcie B został zredukowany ciąg silników, opadanie samolotu może być zbyt wielkie. W punkcie D nastąpi utrata prędkości samolotu względem powietrza wskutek oddziaływania wiatru tylnego; w polu 1 wiatr: cisza

samolotu wskutek zwiększonego przeciążenia (przeciążenie o 1/2 g zwiększa prędkość przeciągnięcia o ok. 12 m/s). Odczyty prędkości z układu INS powinny być monitorowane podczas całego przelotu. Uwaga zasadnicza: nie wyważać samolotu podczas całego przelotu przez zstępujący prąd powietrzny.

● Zbliżanie się do lądowania

Lot wzdłuż 3° ścieżki schodzenia. Kąt wysunięcia klap dla samolotu DC-10 — 35°, a dla B-737 — 40°. Ciąg silników dla samolotu DC-10 — 85% N1, a dla B-737 — 1,38 EPR (EPR — Equivalent Pressure Ratio — spręż równoważny).

Gdy samolot napotyka składową czołową zstępującego prądu powietrza, unosi się ponad ścieżkę schodzenia, prędkość samolotu wzrasta, co jest oznaką wystąpienia zstępującego prądu powietrza. Przy automatycznym sterowaniu ciągiem silników — maleje on dla zachowania założonej prędkości schodzenia. Wchodząc w prąd powietrza idący ku dołowi, należy ciąg silników niezwłocznie zwiększyć aż do ciągu startowego, pochylenie samolotu zwiększyć w celu zahamowania opadania samolotu, a jeśli to konieczne — aż do wystąpienia wstrząsów na wolancie. Dopuszcza się wykonywanie procedury wznoszenia przy wstrząsanym wolancie z prędkością ok. 10 m/s.

Jeśli zstępujący prąd powietrza zastanie samolot na wysokości niższej niż 150 m, należy dźwignie sterowania sil-

nikami przesunąć aż do zderzaków mechanicznych. W miarę przelatywania samolotu pod zstępującym prądem powietrza, składowa tylna prędkości coraz bardziej zaczyna oddziaływać na samolot. Podczas całego zbliżania układ INS powinien być w pełni wykorzystany do odczytów prędkości wiatru, a prędkość względem ziemi z INS monitorowana w sposób ciągły. Jeżeli do wysokości 150 m lot samolotu nie zostanie ustabilizowany, należy przerwać lądowanie. Uwaga zasadnicza: nie należy wyważać samolotu podczas całego przechodzenia przez zstępujący prąd powietrza. Przy przechodzeniu przez zstępujący prąd powietrza siły na wolancie są zawsze większe niż normalnie.

Przejście przez zstępujący prąd powietrza podczas startu i zbliżania się do lądowania przedstawiono schematycznie na rys. 2.

Pomimo opracowania metody przewycięzania zjawiska „uskoku wiatru” oraz sprawdzenia i przetestowania jej na symulatorach, nadal uważa się, że jest ono groźne dla samolotów i dlatego zaleca się, aby w przypadku dla wystąpienia nie wykonywać startu samolotu lub przerwać lądowanie i przejść na drugi krąg.

LITERATURA

1. A. REED: Coping with miaroburst. ATW, January 1985

Optymalizacja sterowania ruchem podłużnym samolotu przy starcie*)

Mgr inż. SŁAWOMIR MICHALAK

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Podniesienie poziomu bezpieczeństwa i regularności lotów wymaga odpowiednio wysokiego stopnia automatyzacji sterowania statkami powietrznymi. Jest to spowodowane obecnością człowieka-operatora jako integralnej części układu sterowania lotem oraz dużą jego zawodnością przy szybkozmienianych procesach sterowania, a zwłaszcza procesach o charakterze stochastycznym. Jak wynika z danych statystycznych, ponad 60% wszystkich wypadków lotniczych jest spowodowanych przez personel latający.

Poszczególne fazy lotu różnią się od siebie parametrami oraz konfiguracją samolotu, a także czynnościami wykonywanymi przez załogę. Dlatego też przy rozpatrywaniu problemów sterowania należy każdą fazę analizować oddzielnie. W omawianej pracy został zawarty algorytm sterowania w płaszczyźnie pionowej ruchem samolotu przy starcie na przykładzie samolotu Tu-154.

Start jest jednym z najtrudniejszych etapów lotu, mimo że trwa krótko. Jest to spowodowane przede wszystkim ogromną liczbą informacji odbieranych przez pilota w jednostce czasu, jak również dużym napięciem psychicznym. Decyzję trzeba podjąć w ciągu sekund. Dlatego znaczne korzyści daje automatyzacja czynności startowych.

Automatyzacja kontroli procesu startu

Jeśli z jakichś przyczyn samolot na rozbiegu rozpędza się zbyt wolno, tak że do końca drogi startowej nie zdoła oderwać się od jej nawierzchni, rozbieg należy przerwać. Decyzję trzeba

podjąć możliwie wcześniej, aby samolot zdążył zatrzymać się na pozostałej części drogi startowej. A zatem zadanie kontroli procesu rozbiegu polega na stwierdzeniu, czy przy najbardziej niekorzystnym zbiegu okoliczności samolot zdoła zakończyć rozbieg na drodze startowej. Jeżeli nie — konieczne jest przekazanie pilotowi sygnału przerwania startu. Równocześnie należy sprawdzić, czy samolot zdoła zatrzymać się na pozostałej długości drogi startowej, jeśli pilot rozpocznie hamowanie po otrzymaniu sygnału.

Oczywiście zadanie to może być rozwiązane w dwóch etapach: trzeba obliczyć programowe zmiany parametrów charakteryzujących przebieg startu w danych warunkach, a bezpośrednio w procesie startu należy porównywać rzeczywiste bieżące wartości parametrów z obliczonymi i przy ich rozbieżności w niekorzystnym kierunku generować sygnał przerwania startu.

Przed wszystkim konieczny jest wybór kontrolowanych parametrów.

Programowy przebieg rozbiegu można opisać równaniem:

$$\frac{G}{g} \frac{d^2 x}{dt^2} = P - qS(C_{x0} + C_{z0} \Theta) - F - N\Theta \quad (1)$$

gdzie:

$$N = G - P(\Theta + \varphi) - qS(C_{z0} - C_{x0} \Theta),$$

$$V = \frac{dx}{dt} - W_x,$$

$$q = \frac{\rho V^2}{2},$$

$$\rho = 0,0473 \frac{pa}{T},$$

- t — czas,
- p_a — ciśnienie powietrza, mm Hg,
- T — temperatura powietrza, K,
- φ — kąt ustawienia silników,
- Θ — podłużne nachylenie nawierzchni drogi startowej,
- N — siła nacisku kół na nawierzchnię drogi startowej,
- F = Nf — siła oporu toczenia kół,
- f — współczynnik oporu toczenia,
- G — ciężar samolotu,
- x — przebyta droga (odległość na drodze startowej),
- P — ciąg silników,
- S — powierzchnia nośna samolotu,
- q — ciśnienie dynamiczne,
- C_{x0} — współczynnik oporu czołowego,
- C_{z0} — współczynnik siły nośnej,
- W_x — składowa podłużna prędkości wiatru,
- ρ — gęstość powietrza,
- V — prędkość samolotu względem powietrza.

W rezultacie otrzymujemy zależność:

$$\text{ci: } x(t), \frac{dx}{dt}(t), \frac{d^2 x}{dt^2}(t). \text{ Wyluczając z}$$

nich parametr t, można również znaleźć zależności:

$$\frac{dx}{dt}(x) = \dot{x}, \frac{d^2 x}{dt^2}(x) = \ddot{x} \text{ lub } \frac{d^2 x}{dt^2} \left(\frac{dx}{dt} \right).$$

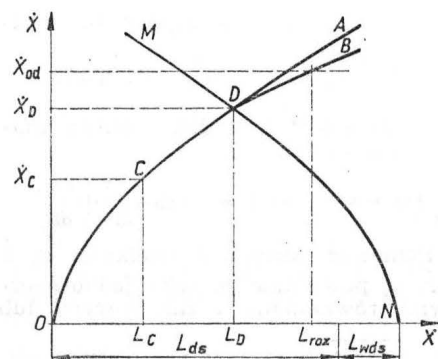
Ponieważ wszystkie wielkości x, \dot{x} i \ddot{x} są powiązane ze sobą jednoznacznie równaniami różniczkowymi lub

*) Artykuł opracowano na podstawie pracy magisterskiej autora, napisanej w 1984 r. w Instytucie Inżynierów Lotnictwa Cywilnego w Rydze (ZSRR) pod kierunkiem doc. dr. inż. G. Anisimowa.

całkowymi, wystarczy kontrolować spełnienie jednej z powyższych zależności. Liczne koncepcje wskaźników startu, opatentowane w różnych krajach, wykorzystują różne kombinacje kontrolowanych parametrów. Wybór jest uwarunkowany głównie prostotą i łatwością ich pomiaru. Najczęściej są to czas i prędkość lub przyspieszenie.

Przede wszystkim nie jest trafny wybór czasu jako parametru kontrolowanej wielkości. Początek odmierzenia czasu powinien pokrywać się z początkiem rozbiegu, tzn. z momentem zwolnienia hamulców. Jednakże rozhamowanie z zasady przebiega stopniowo, płynnie, a przy śliskiej nawierzchni drogi startowej i dużym obciążeniu jednostkowym ciągu ruszanie z miejsca następuje jeszcze przed wejściem silnika w zakres startowy. Dlatego też początkowy odcinek startu jest niedostatecznie dokładnie opisywany równaniem (1). Odległość, jaką przebywa samolot w tym czasie jest nieznaczną i nie ma wpływu na możliwość pomyślnego wykonania startu. Jednak zmiana przebiegu procesu na tym odcinku jest równoznaczna z pewnym przesunięciem początku odmierzenia czasu i może w przyszłości doprowadzić do podjęcia nieprawidłowej decyzji o konieczności przzerwania startu. Nie jest także racjonalne wykorzystanie przyspieszenia jako kontrolowanego parametru. Przy kontroli wg przyspieszenia warunek zadowalającego przebiegu startu ma postać $\ddot{x} \geq \ddot{x}_{obl}$ dla dowolnego momentu. Ale, jak widać z równania (1), przyspieszenie może błyskawicznie i dość znacznie zmieniać się, np. przy porywach wiatru. Silny poryw przeciwnego wiatru może łatwo naruszyć nierówność $\ddot{x} \geq \ddot{x}_{obl}$ i będzie wygenerowany sygnał przzerwania startu. Tymczasem poryw może okazać się krótkotrwały a wywołana nim zmiana prędkości — znikoma. A więc alarm będzie fałszywy.

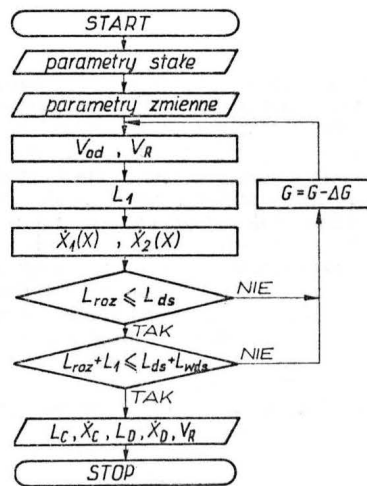
Pozostają zatem dwie kontrolowane wielkości: x i \dot{x} . Rzeczywistą zależność prędkości od przebytej drogi $\dot{x}(x)$ należy porównywać z obliczoną. Jeśli przy dowolnej wartości przebytej drogi $\dot{x} \geq \dot{x}_{obl}$ — rozbieg można kontynuować. W przypadku naruszenia tego warunku konieczne jest przzerwianie rozbiegu. Wielkości x i \dot{x} są fazowymi współzrędnymi równania (1). Przy stałych warunkach startu zadanie początkowych wartości x i \dot{x} jednoznacz-



Rys. 1. Teoretyczne krzywe charakteryzujące procesy rozpędzania i hamowania samolotu

nie warunkuje rezultat procesu. Powyższe stwierdzenia można łatwo zilustrować graficznie (rys. 1). Obliczoną zależność $\dot{x}(x)$ przy normalnym przebiegu startu przedstawiono w postaci krzywej OA na płaszczyźnie xOx . Naniiesiono również krzywą MN, odpowiadającą zakresowi hamowania przy przzerwaniu startu. Oczywiście krzywa ta powinna przechodzić przez punkt N, odpowiadający końcowi odcinka awaryjnej drogi startowej. W celu otrzymania krzywej MN, można zamienić w równaniu (1) czas t na $-t$ i rozwiązać je przy warunkach początkowych $x(0) = L_{ds}$; $\dot{x}(0) = 0$. Ciąg P odpowiada zakresowi małego gazu lub rewersu (ciągu wstecznego), współczynnik oporu f — zakresowi hamowania. Jeśli stan układu jest zobrazowany punktem na lewo od linii MN, to samolot można zatrzymać na drodze startowej lub na jej wybiegu, jeśli na prawo — to przy hamowaniu samolot wytoczy się poza krawędź wybiegu.

Punkt D (przecięcia krzywych OA i MN) wyznacza krytyczną prędkość \dot{x}_D , po przekroczeniu której nie wolno rozpoczynać hamowania. Kiedy $\dot{x} \geq \dot{x}_D$, należy kontynuować start w każdym przypadku, nawet przy uszkodzeniu silnika. Dlatego dalszy przebieg krzywej rozpędzania należy obliczać przy założeniu uszkodzenia jednego silnika. Czym wcześniej nastąpi uszkodzenie

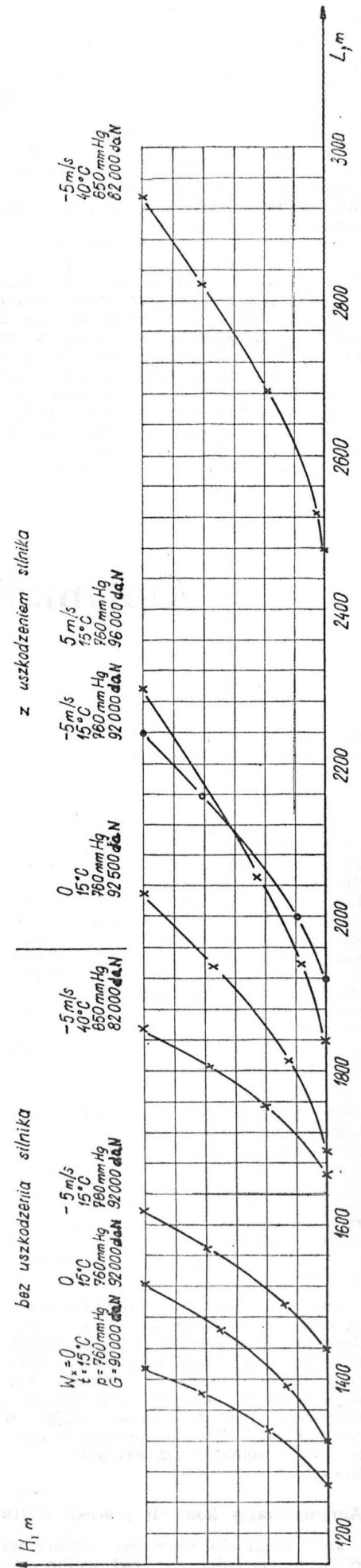


Rys. 2. Ogólny algorytm kontroli procesu startu

silnika, tym dłuższy będzie odcinek startowy. Dlatego rozpatrzmy najbardziej niekorzystny przypadek uszkodzenia silnika — w momencie osiągnięcia prędkości krytycznej. Od tego momentu rozwiązanie równania (1) należy kontynuować przy zmniejszonej wartości ciągu P; otrzymamy wówczas krzywą ODB. Przecięcie tej krzywej w punkcie B z linią poziomą $\dot{x} = \dot{x}_{od}$ (gdzie \dot{x}_{od} — prędkość oderwania) daje maksymalną możliwą długość rozbiegu L_{roz} . Oczywiście powinna być spełniona nierówność:

$$L_{roz} \leq L_{ds} \quad (2)$$

Poza tym samolot powinien przelatować nad krawędzią wybiegu na bezpiecznej wysokości $h \geq h_b$ (wg ICAO $h_b = 10,7$ m). A więc nierówność (2) należy zacieśnić:



Rys. 3. Obliczone trajektorie startu przy założeniu długości drogi startowej 2500 m i długości wybiegu 500 m

$$L_{roz} + L_1 \leq L_{ds} + L_{uds} \quad (3)$$

Długość odcinka powietrznego L_1 , konieczna do osiągnięcia wysokości h_b przy starcie z uszkodzonym silnikiem, powinna być wstępnie obliczona dla danych warunków. Jeśli okaże się, że nierówność (2) lub (3) dla danych warunków nie jest spełniona, należy powtórzyć obliczenia dla zmniejszonego ciężaru startowego i zmniejszać go, aż uzyska się zadowalający wynik. Na tym kończy się pierwszy (wstępny) etap.

W procesie rozbiegu konieczne jest porównywanie rzeczywistego jego przebiegu z obliczonym. Obliczenia można prowadzić bezpośrednio w procesie rozbiegu lub wykonać wszystkie obliczenia wcześniej i tylko przechowywać wyniki w pamięci komputera na pokładzie samolotu. Pierwszy wariant budowy systemu kontroli wymaga zastosowania szybko działającej pokładowej EMC, mogącej rozwiązywać w czasie rzeczywistym równania różniczkowe o dość skomplikowanej strukturze. Na współczesnych samolotach nie ma takich EMC (w lotnictwie cywilnym). Dlatego też bardziej realny jest wariant drugi, w którym wstępne obliczenia przeprowadza się na ziemi. Nie jest tu stawiany wymóg rozwiązywania równań w czasie rzeczywistym, więc można zastosować dowolną uniwersalną EMC.

Wyniki obliczeń powinny być przechowywane na pokładzie samolotu. Zauważmy, że nie jest konieczne „pamiętanie” całej krzywej ODB. Wystarczy przechowywać jej niewielki odcinek CD, który bez znaczącego błędu można zastąpić odcinkiem prostej (rys. 1). Przy małych prędkościach (odcinek OC) kontrola nie jest potrzebna, gdyż zapas drogi startowej jest wystarczający zarówno do kontynuacji startu, jak i do jego przerwania i hamowania. Przy $\dot{x} > \dot{x}_D$ (odcinek DB) kontrola jest również bezcelowa, ponieważ start trzeba kontynuować w każdej sytuacji. Natomiast do określenia odcinka CD wystarczy „zapamiętać” cztery liczby: dwie wartości odległości L_C i L_D i dwie wartości prędkości \dot{x}_C i \dot{x}_D . Komputer pokładowy musi przy tym wykonywać jedynie liniową interpolację wartości prędkości:

$$\dot{x}_{obl} = \dot{x}_C + \frac{\dot{x}_D - \dot{x}_C}{L_D - L_C} (L - L_C) = \dot{x}_C k (L - L_C) \quad (4)$$

Wartość k w tym równaniu (stała dla danego startu) jest obliczana tylko raz, tak że bezpośrednio w procesie rozbiegu komputer pokładowy realizuje dodawanie i mnożenie przez stały współczynnik.

Poza komputerem, na pokładzie samolotu muszą znajdować się przyrządy do pomiaru prędkości i przebytej drogi. Można tu wykorzystać różnorodne czujniki. Najprostszym to miernik częstotliwości i liczby obrotów jednego z kół goleni głównych. Jednak pomiar jest obarczony dużym błędem, zwłaszcza na mokrej lub śliskiej nawierzchni. Przebytą drogę i prędkość przelotową można także otrzymywać przez ciągłe całkowanie składowej podłużnej przyspieszenia samolotu. Przy całkowaniu zawsze narastają błędy (potrzebne są dwa integratory, a więc błąd wzrasta proporcjonalnie do kwadratu czasu), jednakże czas całkowania jest niewielki (mniej niż 1 min) i można zapewnić zupełnie niezłą dokładność. Ko-

nieczna jest jedynie dokładna stabilizacja osi pomiarowej przyspieszoniomierza w płaszczyźnie horyzontu, ponieważ w przeciwnym przypadku na sygnał wejściowy będzie wpływać także przyspieszenie ziemskie. Jeżeli na pokładzie samolotu znajduje się system nawigacji bezwładnościowej, to nie jest potrzebne żadne dodatkowe oprzyrządowanie. Jeśli natomiast przyspieszoniomierz jest nieruchomo umocowany na samolocie, to należy kompensować podłużną składową przyspieszenia ziemskiego: $g \sin \Delta\theta \approx g \Delta\theta$

powstającą przy zmianie nachylenia drogi startowej lub przy zmianie rozkładu obciążeń goleni. W tym celu najczęściej jest wykorzystywany sygnał pochylenia z pionu giroskopowego.

Inne sposoby określania przebytej drogi wymagają zastosowania nie tylko pokładowych, ale i naziemnych przyrządów pokładowych, np. dalmierza radiowego mierzącego odległość od samolotu do retranslatora, umieszczonego na przedłużeniu osi drogi startowej. Stosowane są także urządzenia dyskretnej pomiaru odległości za pomocą markerów umieszczonych wzdłuż drogi startowej. Jako takie znaczniki można wykorzystać źródła promieniowania optycznego w pasmie widzialnym lub podczerwonym, źródła radioaktywne, a także urządzenia wytwarzające pole magnetyczne. Tych samych markerów można użyć do określania prędkości. Jednakże zastosowanie tych metod wymaga zainstalowania specjalnego wyposażenia na dużej liczbie lotnisk. Dlatego korzystniejsze są autonomiczne metody pomiarowe.

Algorytm kontroli startu

Rozpatrzmy ogólny algorytm kontroli procesu startu (rys. 2). Wszystkie dane wyjściowe do obliczeń można podzielić na dwie grupy: stałe i zmienne. Do pierwszej grupy należą parametry konstrukcyjne danego samolotu i charakterystyki drogi startowej. Dane te są przechowywane w stałej pamięci komputera. Do drugiej grupy zaliczamy parametry meteorologiczne i stan nawierzchni drogi startowej (współczynnik przyczepności). Te wielkości przechowuje się w pamięci operacyjnej i koryguje wraz ze zmianami warunków startu. Poza tym bezpośrednio przed każdym startem wprowadza się do pamięci komputera typ samolotu i jego ciężar startowy. Na podstawie tych wszystkich danych, z warunku $N=0$ określa się prędkość oderwania samolotu V_{od} i prędkość V_R , przy której należy rozpocząć podnoszenie przedniej goleni. Prędkość V_R jest zazwyczaj obliczana ze wzoru empirycznego:

$$V_R = k_R V_{od}$$

przy czym współczynnik k_R jest podany w instrukcji użytkownika w locie dla każdego typu samolotu. Obecnie jest przyjęte wykonywanie prawie całego rozbiegu na trzech goleniach, a więc $k_R = 0,95 \div 0,97$. Oblicza się długość odcinka lotu L_1 , koniecznego do osiągnięcia bezpiecznej wysokości h_b , a następnie, za pomocą przybliżonych metod, rozwiązuje się równanie różniczkowe (1) i buduje zależność prędkości od przebytej drogi dla rozpędzenia i hamowania. Zakłada się przy tym, że przy prędkości $\dot{x} = \dot{x}_D$ następuje uszkodzenie jednego silnika. Po obliczeniu sprawdza się wynik zgodnie

z nierównościami (2) i (3). Jeśli chociażby jedna z nich nie jest spełniona, należy zmniejszyć ciężar startowy i powtórzyć obliczenia. W rezultacie otrzymuje się tabele zależności $\dot{x}_1(x)$ i $\dot{x}_2(x)$ charakteryzujących procesy rozpędzenia i hamowania. Z tych tabel współrzędne tylko dwóch punktów: C i D (rys. 1) oraz wartość prędkości V_R są przekazywane do pamięci komputera pokładowego.

Porównywanie mierzonych wartości \dot{x} i \dot{x} z obliczeniami prowadzi się jedynie na odcinku $L_C \leq x \leq L_D$. Jeżeli warunek:

$$\dot{x} \geq \dot{x}_{obl} \quad (5)$$

nie został zachowany, jest generowany sygnał „Przerwać start”. Jeśli natomiast na całym kontrolowanym odcinku nierówność (5) nie będzie naruszona, rozpoczyna się porównywanie prędkości z V_R . W momencie ich zrównania włącza się sygnał „Podnieść przednią goleń”. Po oderwaniu samolotu od nawierzchni drogi startowej cała sygnalizacja zostaje wyłączona.

Sygnał „Przerwać start” może być włączony również przed osiągnięciem odległości L_C , w przypadku uszkodzenia jednego z silników. Wstępnie sprawdza się tylko nierówność $\dot{x} < \dot{x}_D$, która pozwala upewnić się, że samolot nie wytoczy się poza kraniec wybiegu drogi startowej. Jeśli nierówność ta nie jest spełniona, start kontynuuje się i układ w odpowiednim momencie generuje sygnał podniesienia przedniej goleni.

Jeżeli hamowanie po sygnale „Przerwać start” jest włączane ręcznie, to wartość prędkości krytycznej powinna być nieco zmniejszona w porównaniu z obliczeniami, gdyż pilot reaguje na pojawienie się sygnału z pewnym opóźnieniem. Poza tym nie jest możliwe równoczesne wykonanie wszystkich operacji, koniecznych dla efektywnego hamowania (zmiana zakresu pracy silników, włączenie automatu hamowania, podniesienie interceptorów itd.). Zwykle przyjmuje się, że potrzeba na to ok. 3 s. Przez ten czas prędkość samolotu o obciążeniu jednostkowym ciągu $0,2 \div 0,3$ kG/kG wzrasta o $3 \div 5$ m/s ($10 \div 18$ km/h). O tyle też należy zmniejszyć obliczoną wartość \dot{x}_D .

Analiza wyników obliczeń

W celu sprawdzenia omówionych wyżej programów opracowano model matematyczny ruchu podłużnego samolotu. Do rozwiązania układu równań różniczkowych zastosowano metodę przybliżoną (tzw. metodę Rungego-Kutty), polegającą na aproksymacji krzywej charakteryzującej dany parametr dużą liczbą prostych o odpowiednich kątach nachylenia.

Sprawdzenie przeprowadzono dla 8 różnych wariantów warunków startu.

Wyniki obliczeń w pełni potwierdziły poprawność przyjętych założeń i opracowanych programów. Nawet przy najcięższych warunkach startu samolot zdołał oderwać się od ziemi i nabrać wysokości na zadanym odcinku. Potwierdziło się także spełnienie kryterium optymalności. Obliczony przez komputer ciężar startowy jest maksymalny, dopuszczalny dla założonych warunków startu.

Z analizy ekonomicznej wynika, że powyższa metoda optymalizacji sterowania przynosi wymierne korzyści finansowe, a nakłady związane z jej wprowadzeniem zwracają się w ciągu 6 miesięcy.

Czeskie czasowniki i zwroty lotnicze (II)

- 1 — wymiarować, określać wymiary (konstrukcji)
- 2 — przestrzegać przepisów ruchu lotniczego
- 3 — utrzymywać ustaloną trasę
- 4 — uzupełniać (paliwo) w powietrzu
- 5 — otrzymać świadectwo zdatości do lotu
- 6 — patrolować
- 7 — lecieć lotem wznoszącym, wznosić się
- 8 — l. na plecach, l. lotem odwróconym
- 9 — manewrować w powietrzu
- 10 — zmieniać kurs
- 11 — ładować akumulator
- 12 — nabierać wysokości, wznosić się
- 13 — ładować (ładunek)
- 14 — naruszyć bezpieczeństwo eksploatacji
- 15 — zakłócać łączność
- 16 — przestawić śmigło na ujemny ciąg, p. ś. na rewers
- 17 — naprowadzać
- 18 — naprowadzić na cel
- 19 — wykryć c.
- 20 — oblecieć (np. przeszkodę)
- 21 — odprawiać samolot (do lotu)
- 22 — zboczyć z kursu
- 23 — odlatywać
- 24 — usuwać usterki
- 25 — remontować, naprawiać; wprowadzać poprawkę
- 26 — obracać się względem osi podłużnej, przechylać się
- 27 — otworzyć spadochron
- 28 — spadać
- 29 — wpadać w korkociąg
- 30 — napełniać zbiorniki, tankować
- 31 — n. materiałami pędnymi, n. paliwem
- 32 — n. paliwem w locie, tankować w l.
- 33 — napędzać silnikiem ...
- 34 — poruszać się względem osi poprzecznej, zmieniać pochYLENIE
- 35 — lecieć według busoli
- 36 — (po)kryć sklejką
- 37 — (po)kryć płótnem
- 38 — pracować na biegu jałowym
- 39 — p. na pełnej mocy
- 40 — p. przy stałych obrotach
- 41 — przedłużyć czasokres międzyprzeglądowy
- 42 — przeprowadzać naprawy główne
- 43 — prowadzić rozpoznanie
- 44 — wykonać szybkie zniżanie, w. s. schodzenie
- 45 — przygotować do lotu
- 46 — prognozować pogodę, podawać komunikat meteo
- 47 — przechodzić z zakrętu w zakręt, przekładać z z. w z.
- 48 — pobić rekord prędkości
- 49 — przewozić pasażerów
- 50 — p. ładunek
- 51 — przerwać start
- 52 — przerywać łączność
- 53 — przeciągnąć (samolot)
- 54 — przejąć stery od pilota automatycznego
- 55 — wychodzić na cel
- 56 — przygotowywać (samolot) do lotu
- 57 — lądować wg przyrzędów
- 58 — ściągać drążek (sterowy)
- 59 — kołować
- 60 — rozpoznawać
- 61 — zakłócać sygnały radaru
- 62 — przeregulować (silnik) na wyższe ciśnienie ładowania
- 63 — śledzić za celem
- 64 — znosić przez wiatr
- 65 — zmniejszyć prędkość
- 66 — spełniać wymagania
- 67 — uruchomić silnik
- 68 — startować z bocznym wiatrem
- 69 — s. z wiatrem (tylnym)
- 70 — (z)dziać silnik
- 71 — ściągać drążek (sterowy)
- 72 — odpychać d. (s.) od siebie
- 73 — tłumić hałas
- 74 — t. drgania
- 75 — t. wydech, t. hałas wydechu
- 76 — obsługiwać, wykonywać obsługę techniczną
- 77 — utrzymywać łączność
- 78 — wykonywać lot
- 79 — ustanowić rekord światowy
- 80 — pilotować, prowadzić samolot
- 81 — prowadzić rozpoznanie
- 82 — wytrzymać samolot (przy lądowaniu)
- 83 — w. obciążenie
- 84 — poszukiwać celu
- 85 — wyładowywać ładunek
- 86 — wyłączyć silnik
- 87 — opracować plan lotu
- 88 — wypuścić rakietę, odpalić r.
- 89 — wysadzać desant lotniczy
- 90 — powodować usterki
- 91 — zapewniać łączność
- 92 — ratować
- 93 — przechwycić cel
- 94 — odpalić rakietę hamującą
- 95 — wprowadzić samolot do produkcji
- 96 — podnosić przednie koło (przy starcie)
- 97 — mierzyć prędkość na bazie
- 98 — badać w tunelu aerodynamicznym
- 99 — skracać dobieg (po lądowaniu)
- 100 — zmniejszać prędkość
- 101 — nawiązywać łączność
- 102 — tracić wysokość
- 103 — zejść z kursu
- 104 — stracić prędkość
- 105 — zwiększyć odporność na korozję
- 106 — z. prędkość
- 107 — zwiększać p.

K.D.

Česke letecke slovesa i obraty (II)

- 1 — dimenzovati, dimenzovati
- 2 — dodržovati letové předpisy
- 3 — d. stanovenou trať
- 4 — doplňovati palivo ve vzduchu
- 5 — dostati letové osvědčení
- 6 — hlídkovati
- 7 — letěti klouzavým letem
- 8 — l. na chrbte
- 9 — manévrovati ve vzduchu
- 10 — měniti kurs
- 11 — nabíjeti akumulátor
- 12 — nabíratí výšku
- 13 — nakládati (náklad)
- 14 — narušiti bezpečnost provozu
- 15 — narušovati spojení
- 16 — nastavovati vrtule na reverzní tah
- 17 — naváděti
- 18 — navěsti na cíl
- 19 — objeovovati c.
- 20 — obletěti
- 21 — odbavovati letadlo
- 22 — odkloniti se od kursu
- 23 — odlétati
- 24 — odstraňovati závady
- 25 — opravovati
- 26 — otačeti se kolem podélné osy
- 27 — otevřiti padak
- 28 — padatí
- 29 — p. do vyvrtky
- 30 — plniti nadřže
- 31 — p. pohonnými hmotami
- 32 — p. za letu
- 33 — poháněti motorem ...
- 34 — pohybovati kolem bočnej osy
- 35 — pochodovati podle kompasu
- 36 — potahovati překližkou
- 37 — p. plátnem
- 38 — pracovati na prázdně
- 39 — p. na plný výkon
- 40 — p. při konstantních otáčkách
- 41 — prodloužiti interval prohlídky
- 42 — prováděti generální opravy
- 43 — p. průzkum
- 44 — p. rychlý sestup
- 45 — prověsti předletovou přípravu
- 46 — předpovídati počasí
- 47 — přechazeti ze zatáčky do zatáčky, přechoditi ze z. do z.
- 48 — překonati rychlostní rekord
- 49 — přepravovati cestujících
- 50 — p. náklad
- 51 — přerušiti start
- 52 — přerušovati spojení
- 53 — přetahovati (letadlo)
- 54 — převziti řízení od autamatiky
- 55 — přibližovati se k cíli
- 56 — připravovati (letadlo) k letu
- 57 — přistávatí podle přístroju
- 58 — přitahovati páku
- 59 — rolovati
- 60 — rozpoznávatí
- 61 — rušiti radiolokační signaly
- 62 — seřizovati na vyšší plnicí tlak
- 63 — sledovati cíl
- 64 — sneseti větrem
- 65 — snížiti rychlost
- 66 — splňovati požadavky
- 67 — spustiti motor
- 68 — startovati při bočním větru
- 69 — s. při souběžném v.
- 70 — škrtili motor
- 71 — tahnouti páku k sobě
- 72 — tlačiti na řídící páku
- 73 — tlumiti hluk
- 74 — t. kmity, t. kmitání
- 75 — t. výfuk
- 76 — udržovati
- 77 — u. spojení
- 78 — uskutečňovati let
- 79 — utvořiti světový rekord
- 80 — veděti letadlo
- 81 — vésti průzkum
- 82 — vydržeti letadlo
- 83 — v. zatížení
- 84 — vyhledávatí cíl
- 85 — vykládati náklad
- 86 — vypnouti motor
- 87 — vypracovati plán letu
- 88 — vypustiti raketu
- 89 — vysazovati vzdušný výsadek
- 90 — vyvolávatí závady
- 91 — zabezpečovati spojení
- 92 — zachraňovati
- 93 — zachytiti cíl
- 94 — zapáliti brzdící raketu
- 95 — zaváděti letadlo do výroby
- 96 — zdvihati přední kolo
- 97 — zkoušeti na rychlostní bázi, z. na základne
- 98 — z. v aerodynamickém tunelu
- 99 — zkrácovati doběh (po přistání)
- 100 — zmenšovati rychlost
- 101 — zřizovati spojení
- 102 — ztráceti výšku
- 103 — ztratiti určený směr
- 104 — z. na rychlosti
- 105 — zvýšiti odolnost proti korozi
- 106 — zvýšiti rychlost
- 107 — zvyšovati r.

Zabezpieczenie układów paliwowych samolotów od zapalenia się par paliwa wskutek wyładowań elektrycznych w atmosferze (II)

7. Dyskusja

a. Zasadnicze założenia dotyczące oddziaływania wyładowań na układ paliwowy.

— Mieszanka palna może znajdować się w każdej części układu paliwowego, a zwłaszcza w zbiorniku i układzie odpowietrzającym.

— Pary palne w wylotach odpowietrzenia mogą być podatne na zapalenie przez wyładowania pasmowe albo bezpośrednio uderzenia.

— Wyładowania pasmowe lub koronowe mogą mieć energię wystarczającą do tego, aby stać się źródłem zapłonu.

— Uderzenie wyładowania w element o słabej przewodności może zawierać wystarczająco dużo energii, aby wywołać iskrzenie wewnątrz zbiornika paliwa, które z kolei może zapalić pary paliwa.

— Uderzenie wyładowania może spowodować przebicie pokrycia, podgrzanie ścianki zbiornika albo wywołać łuk elektryczny w zbiorniku.

— Prądy, spowodowane wyładowaniem, płynące w wewnętrznych częściach składowych układu paliwowego, takich jak przewody paliwowe i odpowietrzające, łączniki lub wewnętrzne elementy strukturalne, mogą spowodować powstanie iskier, zdolnych do zapalenia par paliwa. Musi to być brane pod uwagę zwłaszcza dla zbiorników wykonanych z materiałów niemetalowych.

— Prądy, spowodowane wyładowaniem, płynące w strukturze samolotu, mogą spowodować różnice potencjałów oraz pola elektromagnetyczne, które mogą zaindukować napięcia i prądy w przewodach elektrycznych układu paliwowego oraz w jego częściach metalowych.

— Uderzenie wyładowania może spowodować uszkodzenie połączeń elementów struktury albo elementów mocowania zbiornika w takim stopniu, że zbiornik straci szczelność.

b. Dobra statystyka bezpieczeństwa dla przypadków uderzenia wyładowania elektrycznego samolotów cywilnych jest związana z wysoką przewodnością elektryczną stopów aluminium, użytych do budowy zbiorników paliwa samolotów oraz rozwiązaniami konstrukcyjnymi, które przeciwdziałają powstawaniu iskier wewnątrz zbiornika nawet przy wysokich natężeniach prądu w czasie wyładowań.

c. Materiały kompozytowe, takie jak laminaty z włóknem węglowym (jeżeli zostaną użyte do układów paliwowych), stwarzają trudności pod względem zapewnienia właściwej ochrony przed skutkami wyładowań, gdyż charakteryzują się niższą przewodnością elektryczną. W wyniku zastosowania nowych technologii wytwarzania, takich jak klejenie, mogą powstawać konstrukcje o ograniczonej przewodności dla prądów pochodzących od wyładowań. Także efekty uboczne, takie jak różnice potencjałów, zaindukowane w przewodach elektrycznych układu paliwowego oraz innych elementach przewodzących mogą być bardziej wyrażone dla struktur zbudowanych z kompozytów niż dla konwencjonalnych samolotów zbudowanych ze stopów lekkich.

d. Oddziaływanie wyładowań na układ paliwowy.

— Wyładowania stanowią zagrożenie dla układu paliwowego, jeżeli nie jest on prawidłowo zaprojektowany. Zabezpieczenia właściwie zaprojektowanego układu mogą być bezskuteczne, jeżeli nie są prawidłowo wykonane i utrzymywane (obsługiwane).

— Oddziaływanie wyładowań na samolot może wywołać różne skutki: od widocznych uszkodzeń (takich jak uszkodzenie lub pocięcie pokrycia spowodowane znacznymi siłami elektromagnetycznymi, falą uderzeniową, efektem podmuchu wywołanym przez prądy o dużym natężeniu albo stopienie pokrycia metalowego spowodowane przez mniej-

sze, ale dłużej trwające prądy, jakie wywołują niektóre wyładowania) aż do pozornie nieistotnych skutków (takich jak iskrzenie na nitach i połączeniach). Jednakże, jeżeli iskrzenie wystąpi w przestrzeni wypełnionej parą paliwa, może doprowadzić do eksplozji i niebezpiecznych uszkodzeń.

— Prąd spowodowany wyładowaniem może być w całości lub w części przewodzony przez zbiornik paliwa lub elementy układu paliwowego. Dlatego należy określić drogi przepływu prądu pomiędzy licznymi punktami ewentualnego uderzenia w taki sposób, aby przepływ prądu przez układ paliwowy był możliwy w sposób bezpieczny, dzięki zastosowaniu odpowiednich zabezpieczeń.

— Metale, materiały kompozytowe o niskiej przewodności, takie jak kompozyty z włóknem węglowym oraz materiały kompozytowe nieprzewodzące, takie jak kompozyty z włóknem szklanym, zachowują się w różny sposób, jeżeli są poddane oddziaływaniu wyładowania. Każdy z tych materiałów może zostać użyty na te same części samolotu, np. na pokrycia skrzydła oraz do budowy zbiorników paliwa. Metal zapewni dobrą osłonę elektryczną oraz w pewnym stopniu osłonę magnetyczną, natomiast materiały o właściwościach izolacyjnych (dielektryki) nie zapewniają prawie żadnej osłony elektrycznej ani magnetycznej. Ze względu na te ostatnie właściwości, wyładowanie nie wchodzące nawet w bezpośredni kontakt z układem paliwowym może stanowić zagrożenie. Wyładowanie może zaindukować łuk elektryczny, iskrzenie lub wyładowanie koronowe w strefach, w których znajduje się paliwo, co może doprowadzić do jego zapalenia.

— Uszkodzenia elementów wykonanych z materiałów całkowicie nieprzewodzących, takich jak włókno szklane lub materiały typu kevlar, mogą być znacznie większe, gdyż wyładowanie może łatwiej przedostać się do wnętrza i spowodować bezpośrednio zapalenie par paliwa.

— Uderzenie wyładowania może doprowadzić do iskrzenia lub powstania łuku elektrycznego wewnątrz elementów układu paliwowego, jeżeli nie zostały one zaprojektowane tak, aby nie mogło wystąpić takie iskrzenie. Pary paliwa mogą być zapalone w zbiornikach metalowych lub częściowo przewodzących wskutek łuku elektrycznego, zaś w zbiornikach wykonanych z dielektryków — wskutek oddziaływania pola magnetycznego i elektrycznego, które mogą spowodować łuk elektryczny, iskrzenie, wyładowania pasmowe lub koronowe.

8. Definicje (Załącznik 1 — będzie publikowany w kolejnych numerach *TLiA*)

9. Sposób spełnienia wymagań

Ogólnie biorąc, podane niżej wytyczne postępowania są skuteczną metodą wykazania zgodności.

a. Określić strefy możliwych uderzeń wyładowania. Należy określić powierzchnie lub strefy samolotu, w których może mieć miejsce uderzenie oraz części samolotu, przez które prąd może przepłynąć pomiędzy tymi strefami lub powierzchniami. Strefy narażone na uderzenie są wskazane w punkcie 10b, zaś wytyczne co do ich położenia na danym samolocie — w punkcie 10c (patrz cz. III — *TLiA* nr 1/87).

b. Określić charakter wyładowania. Określić, jakiego rodzaju składników wyładowania należy oczekiwać w każdej ze stref, w których jest możliwe uderzenie. Napięcia i prądy, jakich należy oczekiwać, są podane w punkcie 11 (patrz cz. IV — *TLiA*, nr 2/87).

c. Określić możliwe źródła zapłonu. Określić instalacje i części instalacji, które mogą być źródłem zapłonu par paliwa. Mogą to być części konstrukcji, jak również elementy — mechaniczne, elektryczne lub elektroniczne — należące do zbiornika.

UWAGA: Aby zapewnić jednomyślność nt. spełnienia tych wymogów przy certyfikacji, trzy ww. etapy powinny być, po ich zakończeniu, przejrzane i uzgodnione przed rozpoczęciem prób przez odpowiedzialny personel FAA dla uniknięcia możliwych zahamowań procesu certyfikacji.

d. Ustalić kryteria zabezpieczenia. Należy ustalić kryteria zaliczenia bądź odrzucenia wyników prób wszystkich elementów, które mają być poddane badaniom.

e. Zweryfikować poprawność zabezpieczenia. Zweryfikować poprawność zaprojektowania urządzeń zabezpieczających przez analogię do sprawdzonych poprzednio projektów instalacji, przez symulację wylądowań albo odpowiednią analizę. Jeżeli korzysta się z analizy, mogą być wymagane odpowiednie zapasy dla pokrycia niepewności techniki analizy. Dane z prób mogą być użyte do certyfikacji tylko wtedy, gdy są odpowiednio udokumentowane i uzgodnione z organem certyfikującym (bliższe informacje są zawarte w rozdziale „Porównanie z danymi z prób” poradnika User's Manual).

UWAGA: Z wyjątkiem tych elementów instalacji, które były już używane w zatwierdzonych instalacjach, wszystkie nowe materiały, rozwiązania lub nietypowe instalacje

muszą odpowiadać podanym tu dodatkowym wytycznym, aby nadawały się do certyfikacji.

f. Poniżej podano wytyczne, wg których należy postępować, aby zapewnić zatwierdzenie (certyfikację) układu.

— Opracować plan certyfikacji, zawierający analizy i próby, które mają służyć do wykazania skuteczności zabezpieczenia. Plan prób powinien zawierać opis przygotowania elementów do prób, rysunki prób (gdy są potrzebne), opis modelowania układu, podawać strefy samolotu, które są modelowane, sposoby symulacji wylądowań, napięcie do prób albo przebieg natężenia prądu w funkcji czasu, sposób wykrywania iskrzenia, a także czas i miejsce proponowanych prób.

— Uzyskać zatwierdzenie tego planu przez FAA.

— Uzgodnić z FAA badane elementy i sposób wykonania modelowanych części układu.

— Uzgodnić plan uczestnictwa przedstawicieli FAA w próbach.

— Przedłożyć końcowe sprawozdanie, zawierające wszystkie wyniki i uzyskać aprobatę FAA dla tego sprawozdania.

EO/620/K/86

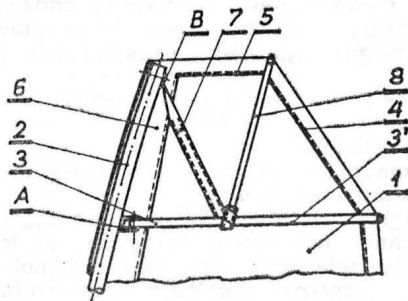
A. Kardymowicz

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Instytut Lotnictwa, Warszawa, Polska zgłosił do Urzędu Patentowego PRL wynalazek pn. **Zakończenie skrzydła lotni** (wynalazcy: Jerzy Wolf, Tadeusz Idziak, Wojciech Narożniak).

Wynalazek rozwiązuje zagadnienie poprawy sterowności lotni miękkopłatowej. Zakończenie skrzydła lotni, w którym powłoka obejmuje rurę krawędzi natarcia skrzydła napięta jest szeregiem listewek nadających mu kształt bądź przymocowana jest do wychylnego względem krawędzi natarcia ścinu, charakteryzując się tym, że powłoka 1 mocowana jest obrotowo w punkcie B przy końcu rury 2 krawędzi natarcia, od jej strony przeciwnej przodowi lotni. Konstrukcję napinającą powłokę, na końcu skrzydła, stanowi kratownica utworzona przez ścin 3, 3', połączony ze wzmocnieniami 4, 5, 6 obrzeża powłoki 1 i łącznikami 7, 8, z których jeden mocuje powłokę 1 obrotowo do rury 2 krawędzi natarcia. Powierzchnia zewnętrzna rury 2 krawędzi natarcia ma wykończenie zmniejszające współczynnik tarcia.

Skrót opisu patentowego, chronionego 4 zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 20/1985 r., w klasie B64C, pod nrem P.246766.

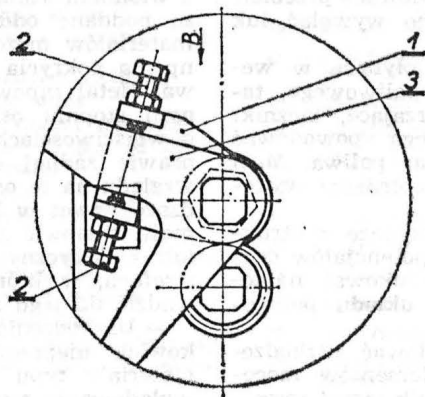


● WSK PZL-Świdnik, Świdnik, Polska, zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL wynalazek pn.: **Dozownik materiałów sypkich**, zwłaszcza do rozsiewaczy tarczowych zamocowanych na śmigłowcu (wynalazca: Andrzej Bryzek).

Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania konstrukcji umożliwiającej regulację położenia względem siebie obu kłap dozownika oraz zapewniającej blokadę kłapy dolnej.

Dozownik wg wynalazku charakteryzuje się tym, że jest wyposażony w zabierak 1

osadzony za pomocą kształtowego otworu w wybraniu piasty koła zębatego. Boczna powierzchnia zabieraka jest zaopatrzona w występy usytuowane naprzeciwlegle. Występami tymi zabierak 1 jest mocowany

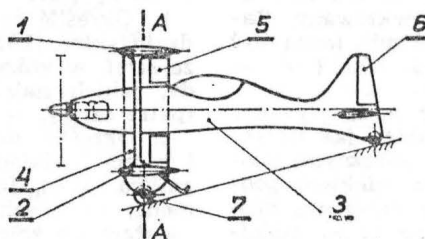


za pomocą śrub 2 do dźwigni dwuramiennej 3 lub do płytki oporowej, która jest przytwierdzona na stałe do gardzieli.

Odległość między występami zabieraka 1 jest o ok. 30% większa od szerokości płytki oporowej i szerokości dźwigni 3 w miejscu mocowania zabieraka.

Skrót opisu patentowego, chronionego 2 zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 23/1985, w klasie B64D i B655D, pod nrem P.241639.

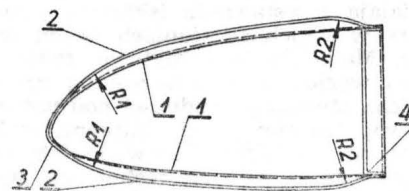
● Przedsiębiorstwo Zagraniczne w Polsce, Airtech Engineering Ltd., Warszawa, Polska zgłosiło do Urzędu Patentowego PRL do opatentowania **samolot dwupłatowy** (wynalazcy: Andrzej Frydrychewicz, Marcin Biernacki). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie zwiększenia zdolności manewrowej, zwłaszcza do celów akrobacji lotniczej, przy jednoczesnym zmniejszeniu oporów szkodliwych.



Płaty 1 i 2 samolotu zamocowano do kadłuba 3 za pośrednictwem powierzchni aerodynamicznej 4, mającej profil symetryczny o małym oporze. Tylna jej część jest ruchoma i stanowi powierzchnię sterową 5, połączoną z układem sterowania samolotem, a przez niego ze sterem kierunku 6. Podczas sterowania samolotem w czasie lotu, pilot może wychylać powierzchnię sterową 5 i ster kierunku 6 w tę samą stronę lub w przeciwną stronę. Wywołana w ten sposób kombinacja sił aerodynamicznych pozwala na precyzyjne wykonywanie figur wyższego pilotażu. Samolot zaopatrzony jest w podwozie jednośladowe, przy czym główne koło 7 osadzone jest w dolnej części powierzchni aerodynamicznej 4, poniżej płata dolnego 2.

Skrót opisu patentowego, chronionego trzema zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 22/198 r. w klasie B64C pod nrem P.247221.

● „Konsuprod” Sp. z o.o. Przedsiębiorstwo Polonijno-Zagraniczne w Polsce, Bielsko-Biała, Polska zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL wynalazek pn. **Keson przedni skrzydła** (autor Jan Foltyn).



Wynalazek rozwiązuje opracowanie prostego wykonawczo, lekkiego i sztywnego kesonu przedniego skrzydła samolotu przenoszącego złożony stan występujących obciążeń.

Keson ma jednolite, cienkościennie poszycie 1, zaopatrzone na powierzchni profilu skrzydła w zewnętrzne równoległe do siebie i profilu ryfle 2, które zanikają przy nosku profilu 3 i przy zamykającej ściance dźwigara 4. Są one wykonane z materiału poszyciowego o grubości jego ścianki, a uformowane jak odzwierciedlenie wklęsłości foremnika. Keson ma budowę integralną z nowoczesnych kompozytów polimerowych.

Wynalazek, opatrzony 5 zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 8/1986, w klasie B64C, pod nrem P.249958.

Samolot dyspozycyjno-służbowy

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy odrzutowy całkowicie metalowy dolnopłat.

Plat. Obrys trapezowy z poszerzeniem przy kadłubie, profil nadkrytyczny specjalnie opracowany przez NASA, wznios 3°, skos 25° w 25% cięciwy. Konstrukcja trójdzielna, dwudźwigarowa, półskorupowa fail safe. W kesonie międzyczłonowym znajdują się integralne zbiorniki paliwowe. Na spływowej części skrzydła umieszczone są kłapy — łącznie sześć segmentów. Konstrukcja kłap kompozytowa z kompozytu grafitowo-epoksydowego wzmocnianego kevlarom. Na górnej powierzchni skrzydła przed kłapami znajdują się spoilerzy — łącznie osiem segmentów. Cztery segmenty najbliższe kadłuba są też używane jako hamulce aerodynamiczne. Lotki wyważone masowo, współpracujące z ostatnimi segmentami spoilerów. W noskach skrzydeł znajdują się instalacja przeciwbłodzenia. W środkowej części skrzydła usytuowano wnęki podwozia głównego.

Kadłub. Przekrój kołowy, konstrukcja półskorupowa metalowa fail safe. W części przedniej umieszczony jest radar osłonięty kołpakiem z tworzywa dielektrycznego. Dalej mieści się wnęka podwozia przedniego, a powyżej niej — kabina załogi i przedział wyposażenia radioelektronicznego. Kabina pasażerska oddzielona od kabiny załogi. Wejście znajduje się z lewej strony przedniej części kadłuba, wyjście awaryjne umieszczone z prawej strony kadłuba nad skrzydłem. Wnętrze kabiny pasażerskiej mieści, w zależności od wersji wyposażenia, 6+9 foteli. W tylnej części kabiny znajduje się toaleta. Ogrzewany bagażnik umieszczony jest pod tylną częścią kabiny pasażerskiej — pod jej podłogą za skrzydłem; jego luk usytuowano z lewej strony kadłuba. Wnętrze kabiny ogrzewane i klimatyzowane. W kabine pasażerskiej znajduje się 6 par okien. Szyby przednie kabiny załogi mogą mieć nadmuch ciepłego powietrza i instalację przeciwbłodzeniową. Za szczelną tylną wręgą części kabinowej znajdują się zespoły instalacji klimatyzacyjnej, hydraulicznej i elektrycznej oraz w poprzek kadłuba biega belki mocujące silniki do kadłuba. Tylna część kadłuba o kształcie stożkowym niesie usterzenie. U podstawy statecznika pionowego umieszczony jest wlot powietrza do instalacji klimatyzacyjnej.

Usterzenie. Usterzenie w układzie T, obrysy usterzeń trapezowe, oba usterzenia skośne. Usterzenie poziome ma wznios ujemny 3° i zmienny kąt zaklinowania. Statecznik pionowy jest konstrukcją półskorupowa metalowa, wielodźwigarowa. Statecznik poziomy dwudźwigarowy. Stery metalowe, częściowo o konstrukcji przekładkowej. Na nosku usterzenia poziomego instalacja przeciwbłodzeniowa.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	16,31 m
Długość	16,90 m
Wysokość	5,27 m
Rozpiętość usterzenia	5,60 m
Średnia cięciwa aerodynamiczna	2,08 m
Baza podwozia	6,48 m
Rozstaw podwozia	2,84 m
Długość wnętrza kabiny	5,66 m
Szerokość wnętrza kabiny	1,73 m
Wysokość wnętrza kabiny	1,78 m
Powierzchnia skrzydła	29,00 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	6,26 m ²
Powierzchnia usterzenia pionowego	6,04 m ²
Wydłużenie skrzydła	8,94
Wydłużenie usterzenia	5,00
Masa własna	5093 kg
Masa do kołowania	9616 kg
Masa startowa maks.	9525 kg
Masa do lądowania maks.	7711 kg
Masa bez paliwa	6441 kg
Masa użytkowa	4123 kg
Masa handlowa	948 kg
Masa zużywalnego paliwa	3361 kg
Masa ładunku handlowego (paliwo maks.)	762 kg



Sterowanie. Sterownice zdwojone. Układy sterowania linkowe ze wzmacniaczami hydraulicznymi dla lotek i steru kierunku (w przypadku steru kierunku wzmocnienie hydrauliczne znacznie ułatwia pilotaż w przypadku powstania asymetrii ciągu). Spoilery wychyłne hydraulicznie, kłapy — elektrycznie.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do kadłuba (przednie) i skrzydeł (główne). Podwozie przednie z kołem pojedynczym, sterowane hydraulicznie. Golenie podwozia głównego z kołami bliźniaczymi, hamulce hydrauliczne tarczowe z urządzeniem przeciwślizgowym, hamowanie awaryjne — pneumatyczne. Hamulec postojowy. Amortyzacja olejowo-powietrzna. Awaryjne wypuszczanie podwozia — grawitacyjne po ręcznym odblokowaniu zamków. Wymiary ogumienia: główne — 22,0 X 5,75 (8-warstwowe), przednie — 18,0 X 4,4 (10-warstwowe). Ciśnienia w ogumieniu: główne — 1027 kPa, przednie — 862 kPa.

Zespół napędowy. Dwa silniki dwuprzeplywowe Garrett-AiResearch TFE731-3B-100S o ciągu 1624 daN każdy, umieszczone po obu stronach tylnej części kadłuba i wyposażone w odwracacze ciągu. Pierścienie wlotowe silników odladzane. Rozruch elektryczny.

Instalacje. Paliwowa — dwa niezależne układy (dla każdego silnika osobny), zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 4183 l. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 20,6 MPa, pompa główna i awaryjna, akumulatory hydrauliczne. Elektryczna — dwa prądo-rozruszniki 400 A, prąd stały 28 V, zmienny trójfazowy 115 V/400 Hz, dwa alternatory 5 kW 200/115 V, przekładniki napięcia, dwa akumulatory nikielowo-kadmowe 24 V/

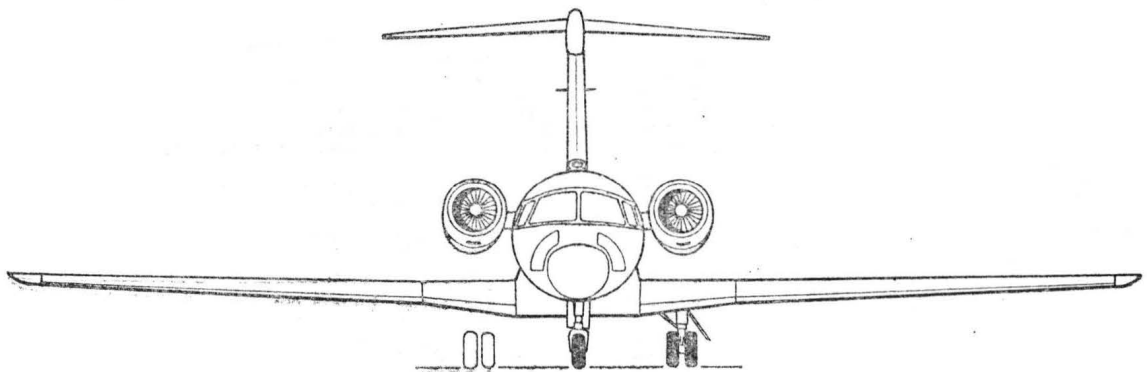
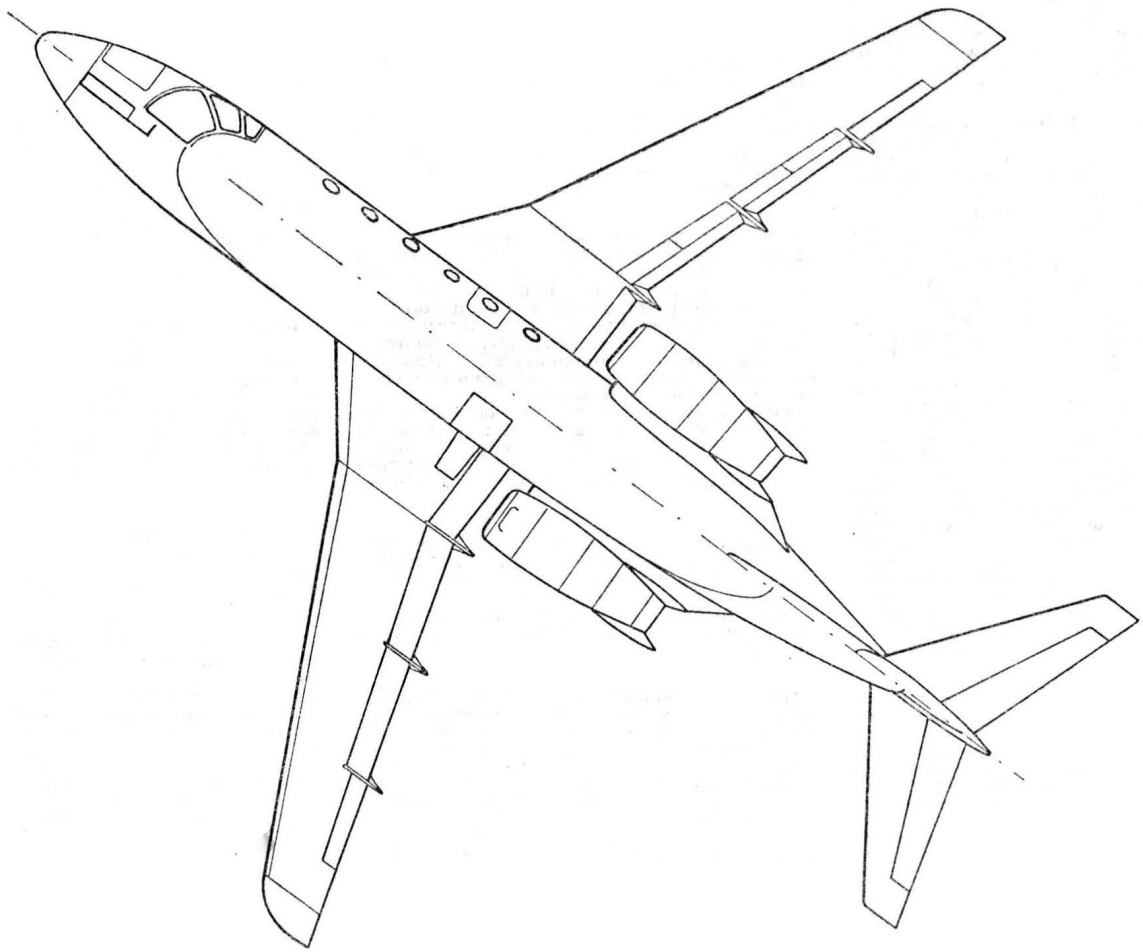
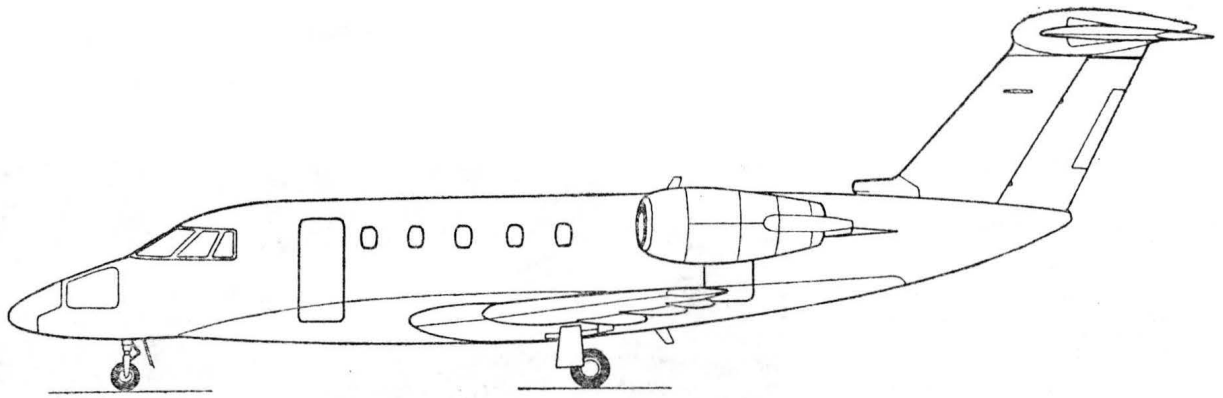
22 Ah. Klimatyzacyjna — nadciśnienie 66 kPa, na pułapie 15 520 m ciśnienie w kabine odpowiada wysokości 2440 m. Przeciwbłodzeniowa — noski skrzydeł ogrzewane ciepłym powietrzem ze sprężarek silników, noski statecznika poziomego i pierścienie wlotowe silników ogrzewane elektrycznie, instalacja spirytusowa na przednich szybach kabiny załogi. Tlenowa — butle o pojemności 1,39 m³, maski indywidualne dla załogi i pasażerów. Przeciwożarowa — gaśnice na silnikach.

Wyposażenie. Podstawowe przyrządy pilotażowo-nawigacyjne i kontroli zespołu napędowego oraz instalacji, system automatycznego sterowania lotem, wskaźniki kursu i położenia, radiowysokościomierz, dwie radiostacje VHF (720-kanalowe), RMI, DME, ADF, transponder, wskaźnik kąta ślizgu, platforma żyroskopowa. Duża część przyrządów ze wskaźnikami elektronicznymi.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Po samolocie Citation II, nowy Citation III stanowi dla firmy Cessna przepustkę na rynek szybkich samolotów tej kategorii. Projekt samolotu opracowano w drugiej połowie lat siedemdziesiątych. Prototyp oblatano 1979. 05.30, certyfikat FAA uzyskano 1982.04.30. W 1983 r. zbudowano 15 egz. samolotu Citation III, na 1984 r. planowano budowę 60 egz. Na samolocie Citation III ustanowiono kilka nowych rekordów międzynarodowych: 1983.05.13 — rekord wznoszenia (kl. C1f gr. III) — pułap 12 000 m został osiągnięty w ciągu 721 s, a pułap 15 000 m w ciągu 1423 s; 1983.05.26 podczas przelotu na Salon Paryski na odcinku transatlantyckim Gander (N. Fundlandia) — Paryż uzyskano prędkość przeciętną 794 km/h (czas przelotu 5 h 13').

Masa paliwa (ładunek handlowy maks.)	3175 kg
Obciążenie powierzchni	328,45 kg/m ²
Obciążenie ciągu	2,93 kg/daN
Prędkość maks.	878 km/h
Prędkość przelotowa	802 km/h
Prędkość ekonomiczna	765 km/h
Prędkość dopuszczalna w burzliwym powietrzu	370 km/h
Prędkość min. (konfiguracja gładka)	206 km/h
Prędkość min. (z kłapami i podwoziem)	165 km/h
Wznoszenie maks.	21,0 m/s
Wznoszenie z jednym silnikiem wyłączonym	5,1 m/s
Pułap certyfikowany	15 545 m
Pułap z jednym silnikiem wyłączonym	7620 m
Zasięg maks.	5230 km
Zasięg z maks. ładunkiem	4206 km
Długość pasa startowego	1325 m
Długość pasa do lądowania	780 m
Poziom hałas start	88,9 dB
podejście	92,4 dB

H.M.



Samolot szkolno-treningowy

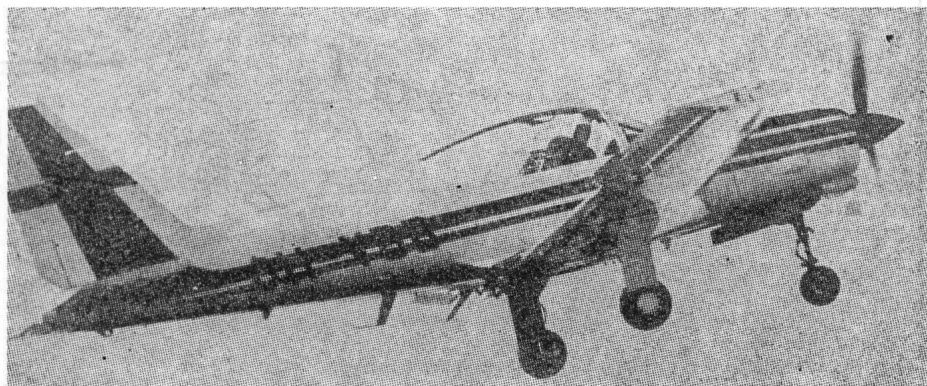
KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, turbośmigłowy, 2+4-miejscowy, całkowicie metalowy dolnopłat z chowanym podwoziem.

Plat. Obrys trapezowy z poszerzeniem przy kadłubie, profil NACA 63-218 (mod.) u nasady i NACA 63-412 (mod.) przy końcówce, wznios 5°, kąt zaklinowania 3° skrzydła, skręcenie geometryczne 3°. Konstrukcja metalowa, dwudzielna, półskorupowa, jednodźwigarowa. W kesonach noskowych płata mieszczą się integralne zbiorniki paliwowe. Za dźwigarem przy kadłubie znajdują się wnęki podwozia głównego. W prawym skrzydle reflektory umieszczone w nosku, w lewym — rurka Pitota. Kłapy szczelne o stałej cięciwie. Lotki typu Frieze o stałej cięciwie, zaopatrzone w kłapki wyważające. Konstrukcja kłap i lotek metalowa, pokrycia z blachy żłobkowanej. Pokrycie skrzydła przy kadłubie nad kłapami lokalnie wzmocnione. Pod każdym skrzydłem znajdują się po dwa zaczepy do podwieszania uzbrojenia lub wyposażenia specjalnego.

Kadłub. Przekrój zbliżony do prostokątnego z zaokrąglonymi narożnikami. Konstrukcja półskorupowa metalowa. W przedniej części kadłuba wnęką podwozia przedniego wprowadzona częściowo pod podłogę kabiny załogi. Fotele pilotów obok siebie, za nimi siedzenia dla dwóch osób. Fotele zaopatrzone w pasy bezpieczeństwa do akrobacji. Oszklenie kabiny dwuczęściowe — stały wiatrochron i odsuwana do tyłu osłona. Tylna część kadłuba stożkowa, o kształcie rozwijalnym. Kadłub jest adaptowany z samolotu L-70 Militrainer, modyfikacje ograniczyły się przede wszystkim do jego przedniej części i wiązały się z wprowadzeniem chowanego podwozia.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym. Obrys usterzenia pionowego trapezowy ze skosem, obrys usterzenia poziomego — prostokątny. Stateczniki dwudźwigarowe, metalowe. Stery i keson statecznika pionowego są pokryte blachą żłobkowaną. Na obu segmentach steru wysokości i sterze kierunku znajdują się kłapki wyważające. Usterzenie adaptowane z samolotu L-70 Militrainer.

Sterowanie. Sterownice (drążki i pedały) zdwojone. Układ sterowania płotowcem w całości pochodzi z samolotu L-70 Militrainer.



Podwozie. Trójkołowe z kołem przednim, chowane elektrohydraulicznie do kadłuba (przednie) i skrzydeł (główne). Wszystkie golenie teleskopowe z kołami na półwidelcach. Amortyzacja olejowo-gazowa. Wymiary ogumienia: przednie — 14,2 × 4,95 — 5,0, główne — 17,5 × 6,3 — 6,0.

Zespół napędowy. Silnik turbośmigłowy Allison 250-B17D o mocy 305 kW obniżonej do 268 kW. Śmigło metalowe trójłopatowe o stałych obrotach Hartzell. Łoże silnika spawane z rur stalowych, jest ono równocześnie wspornikiem podwozia. Wyloty spalin skierowane w dół pod kadłub. Osłony zespołu napędowego metalowe, dzielone w płaszczyźnie poziomej.

Instalacje. Paliwowa — integralne zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 350 l, instalacja przystosowana do lotów odwróconych. Hydrauliczna — służy tylko do chowania i wypuszczania podwozia, elektropompa zasila wciągarki goleni. Elektryczna — napięcie 24/28 V, prądorozrusznik, akumulator 23 Ah. Tlenowa — pojemność butli 13,3 l. Ogrzewcza — wymiennik ciepła na silniku.

Wyposażenie. Pojedynczy zestaw przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i kontroli zespołu napędowego, radiostacja VHF, ADF, VOR/ILS, DME, transponder.

Wyposażenie specjalne. Podwieszane pod skrzydłami zasobniki z kamerami telewizyjnymi, aparaturą do celów poszukiwawczych (termowizja), tratwy ratunkowe, pojemniki ze środkami pierwszej pomocy. Możliwość zainstalowania kamer wewnątrz

kabiny i zaczepu holowniczego na tylnej części kadłuba.

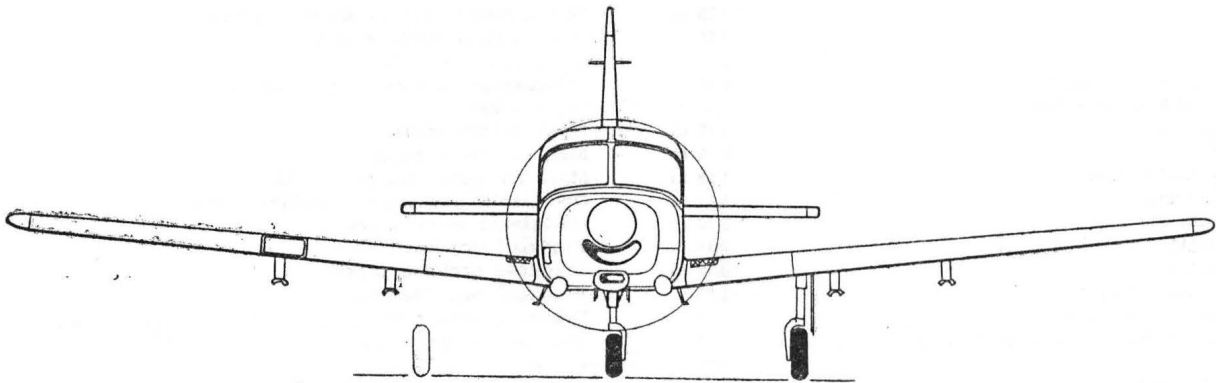
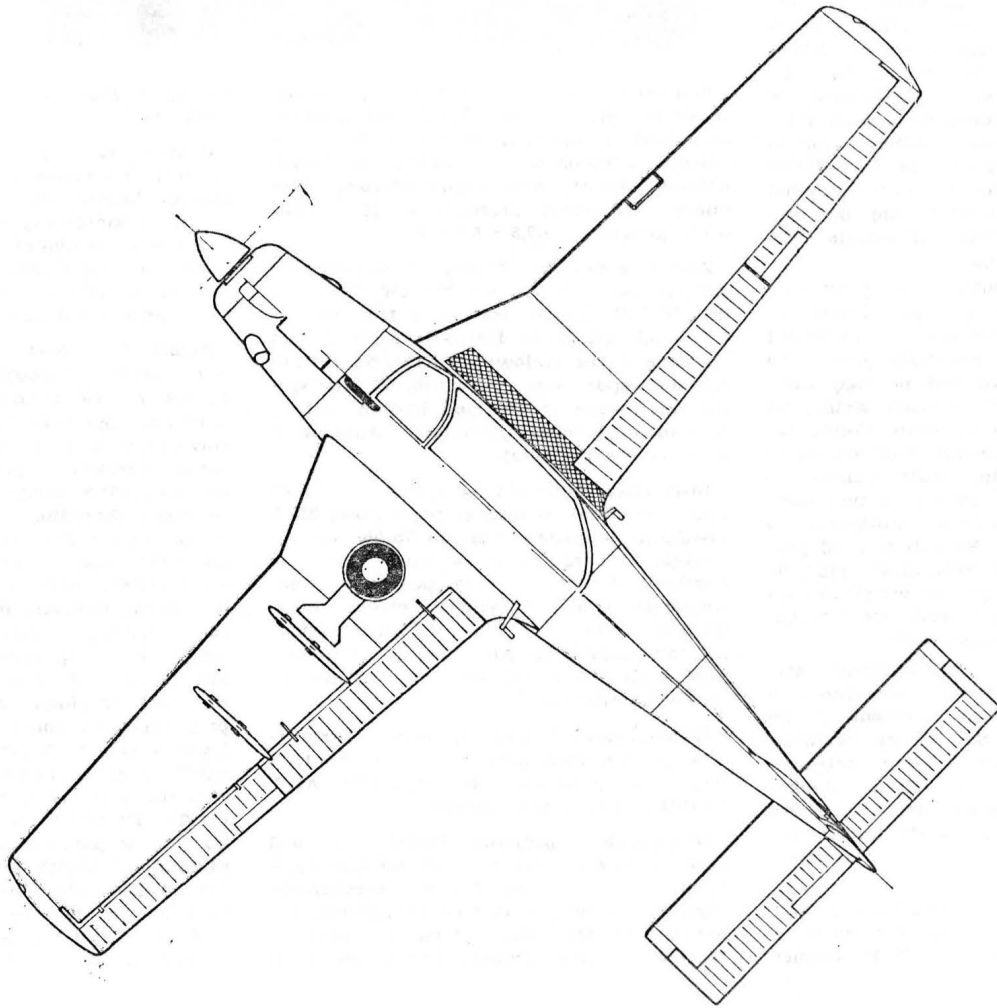
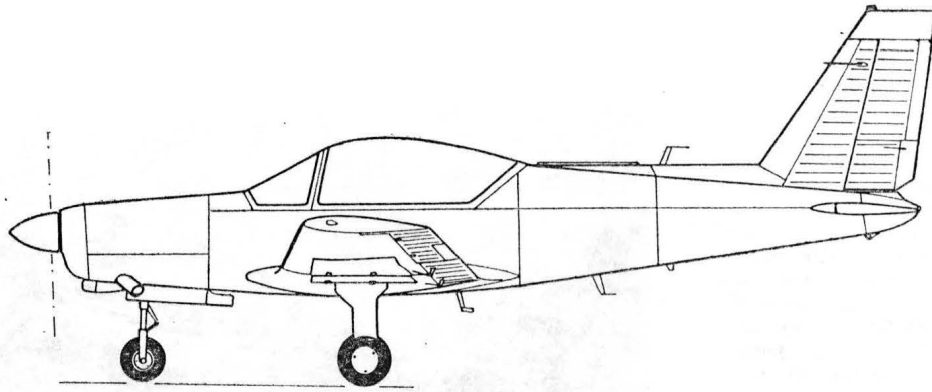
Uzbrojenie. Wyłącznie podwieszane na czterech zaczepach podskrzydłowych. Może ono obejmować bomby, zasobniki z pociskami niekierowanymi, zasobniki z bronią strzelecką, zasobniki z aparaturą do prowadzenia rozpoznania fotograficznego, zasobniki z flarami, pociski rakietowe do zwalczania broni pancerniej i śmigłowców.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot Valmet L-80TP TurboTrainer wywodzi się wprost z dość znanego samolotu szkolno-treningowego L-70 Militrainer. Z L-70 wykorzystano kadłub, kabinę, usterzenie i układ sterowania płotowcem, wprowadzając niezbędne modyfikacje. Skonstruowano od nowa skrzydło, zastosowano napęd turbośmigłowy i chowane podwozie. Podobnie jak L-70, nowy L-80TP jest przeznaczony do szkolenia początkowego i treningu, lotów nawigacyjnych, nauki i treningu akrobacji, treningu taktycznego, zadań obserwacyjnych i łącznikowych, misji poszukiwawczo-ratowniczych, rozpoznania fotograficznego, treningu w użyciu uzbrojenia, przekazywania obrazów telewizyjnych i holowania celów. Pierwszy prototyp samolotu oblatano na początku 1985 r. Uległ on zniszczeniu podczas prób w locie. Samolot L-80TP TurboTrainer jest reklamowany jako tani w porównaniu z innymi tej klasy samolotami środek szkolenia, mogący przejąć do 25% całego cyklu szkolenia pilotów wojskowych. Obecny stan rynku samolotów tej kategorii stawia jednak L-80TP w dość trudnej sytuacji.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	10,25 m	Powierzchnia statecznika poziomego	2,09 m ²
Długość	7,88 m	Powierzchnia steru wysokości	1,20 m ²
Wysokość	3,30 m	Wydłużenie skrzydła	7,00
Cięciwa skrzydła u nasady	1,83 m	Wydłużenie usterzenia poziomego	4,12
Cięciwa skrzydła przy końcówce	1,10 m	Masa własna	840 kg
Rozpiętość usterzenia	3,68 m	Masa paliwa maks.	280 kg
Długość kadłuba	7,38 m	Masa startowa maks.	1800 kg
Szerokość kadłuba maks.	1,22 m	Masa na podwieszeniach maks.	800 kg
Rozstaw podwozia	3,37 m	Obciążenie powierzchni nośnej maks.	120,0 kg/m ²
Baza podwozia	2,12 m	Obciążenie mocy maks.	6,70 kg/kW
Średnica śmigła	2,19 m	Prędkość dopuszczalna	460 km/h
Prześwit śmigła	0,29 m	Prędkość pozioma maks.	350 km/h
Długość wnętrza kabiny	1,84 m	Prędkość min. bez kłap	110 km/h
Szerokość wnętrza kabiny	1,14 m	Prędkość min. z kłapami	99 km/h
Wysokość w kabinie (nad siedzeniami)	1,15 m	Wznoszenie maks. (H = 0)	10,5 m/s
Powierzchnia skrzydła	15,00 m ²	Pułap	7500 m
Powierzchnia lotek	2,00 m ²	Długość startu na 15 m	345 m
Powierzchnia kłap	1,80 m ²	Lądowanie z 15 m	350 m
Powierzchnia statecznika pionowego	0,91 m ²	Zasięg maks. (bez rezerwy)	1550 km
Powierzchnia steru kierunku (za osią obrotu)	0,86 m ²	Promień zakrętu na ziemi	10,8 m

T.M.



Urządzenie do wytwarzania preimpregnatów rowingowych z włókien szklanych i węglowych (I)

Doc. mgr inż. MIECZYŚLAW KWIATKOWSKI
Instytut Lotnictwa

Zastosowanie tworzyw wzmocnionych włóknem szklanym i węglowym ma zwykle dwie fazy. Faza pierwsza to wytwarzanie ręczne metodą kontaktową elementów konstrukcyjnych przy użyciu tkanin, mat i rowingów syconych żywicami chemo- lub termoutwardzalnymi. Tego rodzaju wytwarzanie charakteryzuje się dużą pracochłonnością w porównaniu z wytwarzaniem analogicznych elementów metalowych technikami przemysłowymi oraz tym, że element konstrukcyjny powstaje z materiałów podstawowych z pominięciem półfabrykatu i prefabrykatu. Wynika stąd ograniczenie kontroli wytwarzania i duży subiektywny wpływ wykonawcy na jakość wyrobu.

Jeżeli stosowanie tworzyw sztucznych wzmocnionych włóknami wysokomodulowymi kończy swój rozwój na fazie pierwszej, to kończy się zwykle niepowodzeniem, gdyż nie wytrzymuje konkurencji z wyrobami metalowymi.

Aby uzyskać pełny sukces w stosowaniu tworzyw wzmocnionych, po fazie pierwszej (którą należy traktować jako doświadczalną, służącą do zgromadzenia niezbędnych danych o właściwościach wyrobu) musi nastąpić faza druga — uprzemysłowienie wytwarzania przez prefabrykację.

Prefabrykacja tworzyw wzmocnionych jest to wytwarzanie przemysłowe preimpregnatów z rowingu lub tkanin syconych żywicami (zwykle termoutwardzalnymi) przez wylewanie w roztworze lub w stanie stopionym. Wytwarzanie odbywa się na urządzeniach zapewniających dużą wydajność, powtarzalność procesu i kontrolę następujących parametrów technicznych:

- zawartości włókna wysokomodulowego w jednostce preimpregnatu, np. w 1 m² lub w 1 kg,
- stosunku zawartości żywicy do włókna,
- grubości preimpregnatu lub innych parametrów geometrycznych,
- stopnia przesylenia włókna żywicą,
- zawartości i stopnia zdyspergowania resztek powietrza w preimpregnacie,
- stopnia wstępnego zażelowania żywicy.

Wszystkie te parametry mają bezpośredni wpływ na właściwości mechaniczne i wytrzymałościowe preimpregnatu, które tym samym mogą być ściśle sterowane i kontrolowane, a prefabrykat może uzyskać odpowiedni atest.

Mechanizacja procesu zapewnia równomierność rozłożenia właściwości na całej powierzchni preimpregnatu. Stałość parametrów technicznych wyrobu jest zapewniona przez stabilizację parametrów technologicznych wytwarzania:

- prędkość przesuwu taśmy rowingowej lub tkaninowej,
- szerokość szczeliny nalewającej żywicę,
- ciśnienie hydrostatyczne w szczelinie,
- docisk wałków sycących,
- rozstaw wałków kalibrujących grubość,
- temperaturę i czas wstępnego zażelowania itp.

Preimpregnaty z tkanin rowingowych mają gorsze właściwości mechaniczne niż preimpregnaty rowingowe z powodu gorszych warunków pracy włókna wzmocniającego, które jest tu pofalowane i ułożone w dwóch kierunkach. Dlatego też prepregi tkaninowe mają drugorzędne znaczenie w konstrukcjach wysokoobciążonych. Używa się ich mniej, a urządzenia do ich wytwarzania są prymitywniejsze.

Podstawowym tworzywem w konstrukcjach wysokoobciążonych są jednokierunkowe prepregi rowingowe. Artykuł zawiera opis urządzenia do przemysłowego wytwarzania jednokierunkowych preimpregnatów rowingowych.

Dane podstawowe

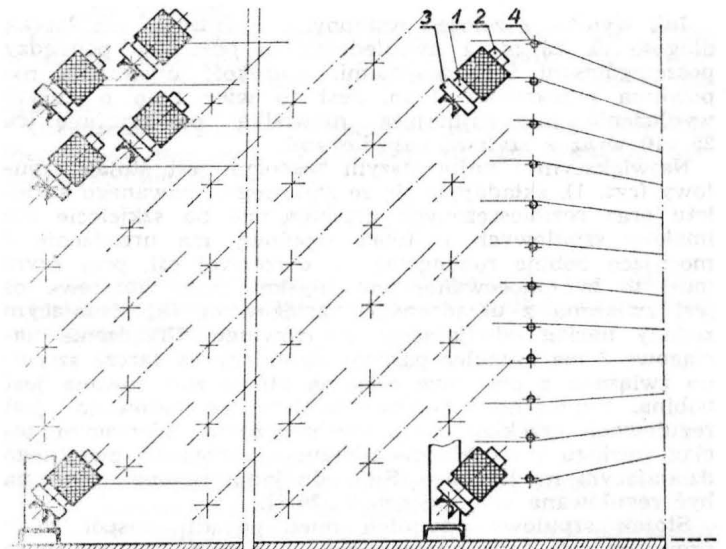
Szerokość wstęgi preimpregnatu rowingowego

Ze względu na łatwość łączenia i wiązania poszczególnych płatów prepregowych na większych płaszczyznach, nie stosuje się zbyt dużych szerokości wstęgi prepregowej, tym

bardziej że komplikuje to budowę sycarki. Biorąc pod uwagę szerokości sycenia stosowane przez firmy zagraniczne, np. Kehr Plasticanlagen AG, przyjmuje się szerokość wstęgi preimpregnatu $B = 400$ mm.

Liczba szpul rowingowych

Liczba szpul rowingowych potrzebna do pokrycia szerokości 400 mm jest zależna od grubości rowingu. Rowing wielopasmowy rozkłada się na większej szerokości ~ 5 mm, lecz rowingi z włókien węglowych bywają cienkie. Aby uzyskać minimalną grubość wstęgi prepregowej, należy liczyć się w skrajnym przypadku z pokryciem jednym pasmem rowingowym szerokości nie większej niż 1,5 mm. Licząc się z zakładkowym układaniem pasm rowingowych



Rys. 1. Schemat stojaka szpulowego

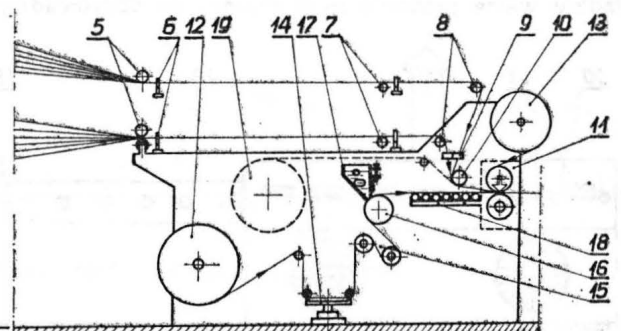
przewiduje się zwykle budowę stojaka szpulowego na 300 babin rowingowych.

Zakres prędkości przesuwu wstęgi rowingowej

Aby zapewnić odpowiednią wydajność urządzenia, przewiduje się zakres prędkości sycenia $V = 0 \div 20$ m/min.

Moc potrzebna do transportu wstęgi rowingowej

Zakładając maksymalny naciąg pasma rowingowego $P = 10$ N, przy 300 pasmach moc transportu wyniesie:



Rys. 2. Schemat zespołu nanosząco-sterującego

$$N = P \cdot i \cdot V = 10 \text{ N} \cdot 300 \cdot 0,33 \text{ m/s} = 990 \text{ W} \approx 1 \text{ kW}$$

Biorąc pod uwagę, że inne opory technologiczne pochłona co najmniej drugie tyle mocy, zakłada się moc głównego silnika napędowego $N_s = 2 \text{ kW}$.

Wstępny schemat urządzenia

Schemat ten pokazano na rys. 1÷4. Wynika z niego, że urządzenie ma budowę modułową, a poszczególne moduły to:

- stojak szpulowy na 300 bobin rowingu o długości ca 7000 mm (rys. 1),
- zespół nanosząco-sterujący o długości ca 3500 mm (rys. 2), którego zadaniem jest sycenie rowingu na podkładzie papierowym, kalibrowanie grubości wstęgi oraz sterowanie prostowodnością wstęgi wzdłuż całego urządzenia,
- piec do wstępnego zażelowania żywicy o długości ca 3000 mm (rys. 3),
- zespół chłodząco-kalibrujący o długości ca 3000 mm (rys. 3), którego zadaniem jest schłodzenie wstęgi prepregowej i ostateczna kalibracja jej grubości,
- zespół napędowo-wykańczający o długości ca 2000 mm (rys. 4), którego zadaniem jest napęd wstęgi prepregowej, oddzieranie wierzchniej i dolnej warstwy papieru transportującego, oklejanie folią i równanie szerokości nożycami krążkowymi,
- zespół nawijający o długości ca 1500 mm (rys. 4), w którym następuje nawinięcie wstęgi rowingowej na szpułę.

Analiza techniczna urządzenia

Jak wynika z założeń wstępnych, urządzenie ma łączną długość ca 23 m, z uwzględnieniem odstępów pomiędzy poszczególnymi jego zespołami. Szerokość urządzenia nie powinna przekraczać 1 m. Jest to więc linia o dużym wydłużeniu, lecz zajmująca niewielką powierzchnię (ca 25 m²) wraz z szafami napędowymi.

Największym i najprostszym zespołem jest stojak szpulowy (rys. 1), składający się ze stalowego, spawanego szkieletu oraz rozmieszczonych przestrzennie na szkielecie 300 imaków szpulowych I. Imak szpulowy ma urządzenie 2 mocujące bobinę rowingową na obrotowej osi, przy czym musi to być mocowanie tzw. błyskawiczne. Obrotowa oś jest związana z urządzeniem naciagowym, zapewniającym zadany naciąg odwijającego się rowingu. Urządzenie naciagowe 3 ma hamulec pasowy działający na tarczę sztywno związaną z obrotową osią, na której zamocowana jest bobina. Skuteczność hamowania hamulca pasowego jest regulowana przekładnikiem mechanicznym, mierzącym naciąg rowingu i w układzie ujemnego sprzężenia zwrotnego działającym na hamulec. Siła odwijania rowingu powinna być regulowana w granicach 5÷20 N.

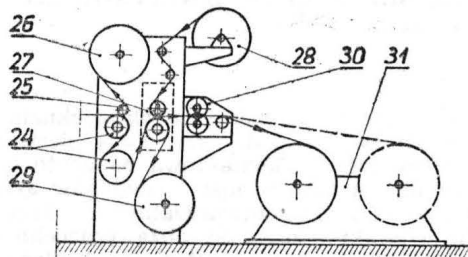
Stojak szpulowy powinien mieć ponadto zespół rolek prowadzących 4 do wyprowadzenia rowingu w ustalonym porządku. Szerokość stojaka szpulowego ze względów praktycznych, tj. ograniczenia długości, może być nawet dwukrotnie większa od szerokości całej linii.

Zespół nanosząco-sterujący (rys. 2), ze względu na wielofunkcyjność i precyzję działania, jest najbardziej złożonym i skomplikowanym urządzeniem. W celu uniknięcia dużych kątów załamania osi pasm rowingowych, dystans między zespołem nanosząco-sterującym a poprzedzającym go stojakiem szpulowym nie może być mniejszy niż 3500 mm, zwłaszcza gdy szerokość stojaka szpulowego jest większa.

Szkielet zespołu nanosząco-sterującego ma również konstrukcję spawaną ze stalowych kształtowników. Na szkielecie znajdują się naszpawane płyty bazowe, na których są ustawiane i mocowane poszczególne urządzenia zespołu.

Pierwsze urządzenia od strony stojaka szpulowego są to gładkie walce prowadzące 5, służące do odprowadzenia ła-

dunku statycznego nagromadzonego na snującym się po rolkach rowingu. Są dwa walce, gdyż już tu cały rowing, z którego ma powstać wstęga prepregowa, dzieli się na dwie równe części. Za walcami umocowane są grzebienie prowadzące 6, które mają utrzymać ustaloną kolejność i porządek poszczególnych pasm rowingowych. Grzebienie te zbierają rowing już na określonej szerokości (równą szerokości wstęgi prepregowej) i zapewniają równomierne rozłożenie rowingu na szerokości wstęgi.



Rys. 4. Schemat zespołu napędowo-wykańczającego

Pary walec-grzebieni są powtórzone jeszcze raz, na drugim końcu zespołu nanosząco-sterującego 7. Snujący się w dwóch płaszczyznach poziomych rowing zmienia kierunek na dwóch wałkach przewijających 8 i trafia do grzebienia kolimacyjnego 9, którego zadaniem jest przesunięcie o pół podziałki położenia rowingów z górnej płaszczyzny względem rowingów dolnych. Dzięki temu na wałku prowadzącym 10 rowingi górne układają się dokładnie między rowingami dolnymi, szczególnie zapewniając pasmami włókna szklanego całą szerokość wstęgi. Ułożone w ten sposób pasma rowingowe po opuszczeniu walca prowadzącego 10 są wprowadzane bezpośrednio do urządzenia sycącego. Urządzenie sycące składa się z dwóch walców kalandrowych 11, których odległość, stanowiąca o maksymalnej szczelinie między nimi, jest ściśle regulowana. Ponadto walce te są dociskane do siebie z regulowaną siłą przez znajdujący się między nimi wsad w przypadku, gdyby grubość wsadu była miejscowo mniejsza od szerokości maksymalnej szczeliny.

Wsad wnikaający między walce sycące składa się, poza wspomnianą wyżej ułożoną wstęgą rowingową, z warstwy papieru silikonowanego 12, na który została naniesiona warstwa żywicy, podkładanego od spodu oraz nakładanej z wierzchu drugiej warstwy papieru silikonowanego 13.

Grzebienie prowadzące pasma rowingowe są elementami wymiennymi w zależności od następujących parametrów wstęgi prepregowej:

- szerokości wstęgi, a więc liczby rowingów,
- grubości pasma rowingowego,
- grubości wstęgi prepregowej.

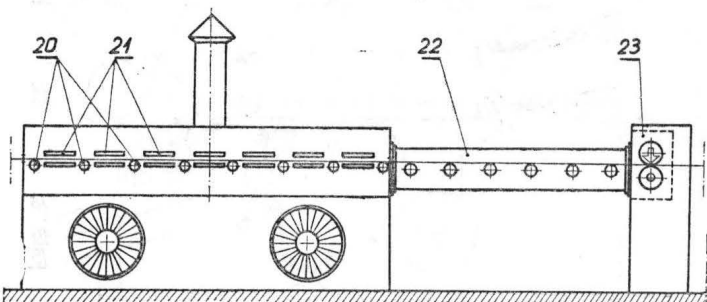
Wszystkie te parametry są ze sobą ściśle powiązane, gdyż daną grubość prepregu można otrzymać z dużej liczby cienkich rowingów lub małej liczby rowingów wielopasmowych. Dlatego też liczba rowingów na szerokości danej wstęgi prepregowej także wynika z pozostałych dwóch parametrów.

Ze względu na wymiennalność grzebieni prowadzących, powinny być one mocowane uchwytyami szybko mocującymi, przy czym uchwyty powinny mieć odpowiednie elementy bazujące do dokładnego ustawiania grzebieni.

Do tej pory elementami prowadzącymi, odpowiedzialnymi za zachowanie odpowiedniej geometrii i struktury wstęgi rowingowej, były grzebienie. Po złożeniu rowingu w jedną szczelną warstwę na walcu prowadzącym 10, prowadzenie grzebieniowe nie jest już możliwe. Rolę przewodnika odpowiedzialnego za strukturę wstęgi przejmuje dolna warstwa papieru silikonowanego. Jak wiadomo, papier jest dostatecznie nieodkształcalny i może pełnić taką funkcję.

Jednakże papier ma błędy i braki produkcyjne. Najbardziej znacząca w tym procesie jest sierpowatość wstęgi papierowej. Oczywiście spotykane sierpowatości papieru nie mają wpływu na obniżenie jakości otrzymywanego prepregu, mogą natomiast utrudnić lub uniemożliwić proces sycenia na urządzeniu o długości ca 20 m, gdy nawet przy niewielkich sierpowatościach wstęga papierowa może schodzić z osi urządzenia tak, że będzie ocierać się o boczne ścianki sycarki.

Sierpowatość papieru wynika z jego niejednakowej grubości w poprzek zwoju. Niejednakowa grubość jest błędem produkcyjnym. Zwój o niejednakowej grubości w poprzek wstęgi jest stożkowy, jeżeli błąd przy produkcji papieru



Rys. 3. Schemat pieca i zespołu chłodząco-kalibrującego

jest zjawiskiem stałym, a nie przypadkowym. Zwój stożkowy to taki zwój, którego średnica z jednej strony jest różna od średnicy przeciwnego końca zwoju.

Na rys. 5 przedstawiono przesadnie stożkowaty zwój papieru. Dla małej stożkowatości można przyjąć, że promień krzywizny bocznej powierzchni stożka zwoju jest w przybliżeniu równy:

$$R = B \frac{D_1}{D_1 - D_2} \quad (1)$$

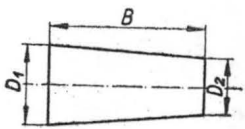
Promień krzywizny w płaszczyźnie taśmy papierowej jest właściwie miarą sierpowatości papieru, przy czym im promień jest większy, tym sierpowatość mniejsza.

Taśma papierowa z błędem sierpowatości $1/R$, przewijając się w urządzeniu, na którym długość toru przewijania wynosi L , powoduje na końcu toru przesunięcie osi taśmy o wielkość S .

$$S = R - \sqrt{R^2 - L^2} \quad (2)$$

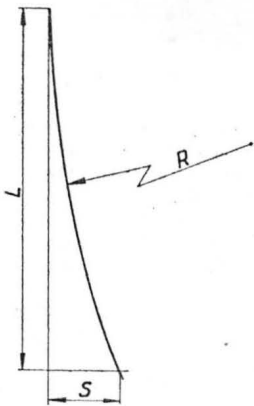
Podstawiając zależność (1) do (2) i porządkując, otrzymujemy:

$$S = B \frac{D_1}{D_1 - D_2} \left(1 - \sqrt{1 - \left[\frac{L(D_1 - D_2)}{BD_1} \right]^2} \right) \quad (3)$$

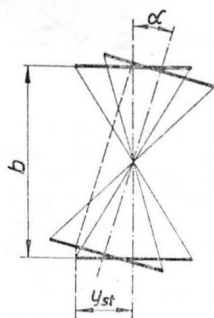


Rys. 5. Stożkowatość zwoju papierowego

Jeśli np. średnica zwoju papierowego $D_1 = 600$ mm, stożkowatość $D_1 - D_2 = 1$ mm, szerokość wstęgi papierowej $B = 500$ mm oraz długość przewijania $L = 20$ m = 20 000 mm, to wówczas otrzymujemy $S = 667,4$ mm, co przy szerokości wstęgi $B = 500$ mm jest przesunięciem absurdalnym. A więc wymagana dokładność wykonania zwoju papierowego byłaby znacznie większa, gdyby sycarka nie miała sterownika korygującego.

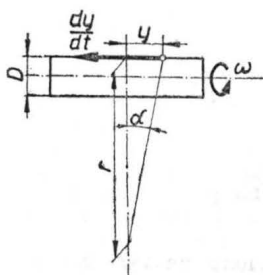


Rys. 7. Geometria sterownika



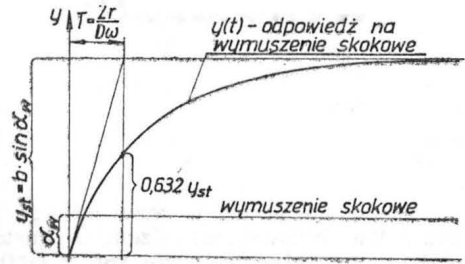
Rys. 6. Przesunięcie osi wstęgi papierowej od sierpowatości

Ze względu na to, że najdokładniej wykonywane zwoje papierowe mają błędy sierpowatości (przy czym sierpowatość zmienia się wzdłuż wstęgi papierowej zarówno co do wielkości, jak i co do znaku, czyli papier wiję się jak wąż), w urządzeniu sycącym przewidziano korekcyjny sterownik papieru 14 (rys. 2). Sterownik składa się z zespołu czterech wałków, z których dwa górne są nieruchomo związane z korpusem urządzenia, a dwa dolne są związane wspólną poziomą płytą. Wałki mogą się przemieszczać, gdyż płyta jest zawieszona na osi pionowej, wokół której może się obracać o kąt α .



Rys. 8. Schemat przemieszczania się taśmy papierowej wzdłuż wałka

Na rys. 7 pokazano geometrię sterownika (widok z góry). Widać tu osie dwóch nieruchomych wałków prostopadłych do osi sycarki oraz osie dwóch wałków przemieszczonych wskutek obrotu o kąt α względem pionowej osi symetrii.



Rys. 9. Przebieg przemieszczania się taśmy papierowej $y = f(t)$ przy wymuszeniu skokowym $1(t)_{a\omega}$

W stanie ustalonym, tj. takim, który nastąpi po dostatecznie długim czasie od chwili przekroczenia dolnej płyty o kąt α , oś przewijającej się taśmy papierowej jest prostopadła do osi wszystkich wałków przewijających sterownika. Jako odpowiedź sterownika na impuls sterujący α mamy więc przesunięcie osi taśmy o wielkość y_{st} :

$$y_{st} = b \cdot \sin \alpha$$

gdzie:

b — baza sterownika — odległość między osiami wałków.
 α — obrót sterownika wokół osi prostopadłej do położenia wałków.

Zanim przesunięcie taśmy osiągnie wartość y_{st} , taśma w stanie nieustalonym wędruje wzdłuż wałków przewijających z prędkością dy/dt i w konkretnym czasie t ma przesunięcie $y = f(t)$.

Urządzenie sterujące wykazuje właściwości elementu inercyjnego pierwszego rzędu, dla którego równanie charakterystyczne ma postać:

$$T \frac{dy}{dt} + y = y_{st}$$

Stają czasową T określimy z zależności jak na rys. 8.

Prędkość przemieszczania się taśmy wzdłuż wałka przewijającego wynosi:

$$\frac{dy}{dt} = h \frac{\omega}{2\pi}$$

gdzie:

h — skok linii śrubowej; $h = \pi D \cdot \operatorname{tg} \alpha$,
 ω — prędkość kątowa wałka, która jest stała,
 D — średnica wałka przewijającego,
 α — kąt linii śrubowej, równy kątowi między osią taśmy a normalną do osi wałka.

Dla $t = 0$, gdy $\alpha = \alpha_{\omega}$ (α_{ω} — kąt wymuszenia):

$$\frac{dy}{dt_0} \pi D \operatorname{tg} \alpha_{\omega} \frac{\omega}{2} = \frac{D}{2} \omega \operatorname{tg} \alpha_{\omega}$$

a ponieważ w tej chwili $y = 0$, przeto:

$$T \frac{dy}{dt_0} = y_{st} = T \frac{D}{2} \omega \operatorname{tg} \alpha_{\omega}$$

czyli

$$T = \frac{2y_{st}}{D\omega \operatorname{tg} \alpha_{\omega}}$$

Z geometrii układu (rys. 8) wynika, że:

$$\frac{y_{st}}{r} = \operatorname{tg} \alpha_{\omega}$$

skąd:

$$\frac{y_{st}}{\operatorname{tg} \alpha_{\omega}} = r$$

a więc

$$T = \frac{2r}{D\omega}$$

Ostatecznie równanie ruchu ma postać:

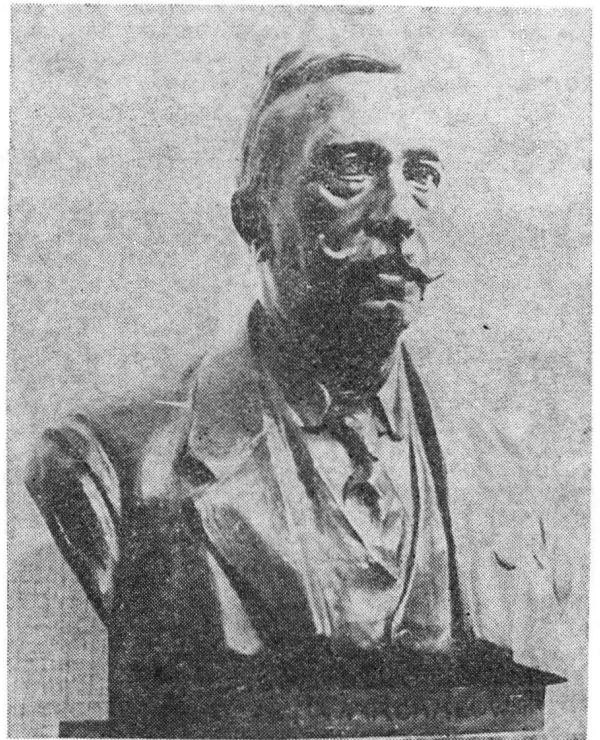
$$\frac{2r}{D \cdot \omega} \frac{dy}{dt} + y = b \cdot \sin \alpha_{\omega}$$

Patenty wynalazcze Warchałowskich

STANISŁAW JANUSZEWSKI

Na trwale wpisała się w dzieje austriackiego lotnictwa działalność braci Warchałowskich: Józefa, Augusta, Adolfa i Karola, Polaków wywodzących swój ród z Galicji.

Właściwym animatorem lotniczych poczynań rodziny był August, wybitny przemysławiec. Na początku XX w. jego zakłady zatrudniały ok. 1000 robotników, w 1938 r. — ok. 2000. U progu I wojny światowej produkowały maszyny i urządzenia dla przemysłu spożywczego, urządzenia i maszyny rolnicze, silniki, wagony kolejowe i lokomotywy, wojskowe kuchnie polowe i wozy amunicyjne, w końcu i samoloty. Początek dała im montownia maszyn do szycia systemu Singer utworzona w 1858 r. przez Jakuba i Józefa Warchałowskich przybyłych do Wiednia z Jasła. Szybko podjęli oni produkcję własnych modeli. Jeden z nich był eksponowany w 1862 r. na Wystawie Światowej w Londynie i wyróżniony dyplomem honorowym. Później Jakub skoncentrował się na budowie silników gazowych i spalinowych własnego systemu (opatentowanych), zaś Józef zajął się handlem maszynami do szycia, a w końcu XIX w. — rowerami. W wytwórni Jakuba zbudowano silnik naftowy samochodu Marcusa (w 1870 r.), z Jakubem też współpracował Wilhelm Kress — ojciec lotnictwa austriackiego. Nic też dziwnego, że problemy rodzącej się żeglugi powietrznej nie były obce i synom Jakuba. Najstarszy Józef przejął po ojcu wytwórnię silników, młodszy August specjalizował się w produkcji maszyn i urządzeń przemysłu spożywczego. W 1898 r. połączył swój zakład ze znaną firmą „Werner und Pfleiderer” i stał się jej głównym udziałowcem. To jego inwencji należy zawdzięczać rozwój zakładów u progu XX stulecia. Podstawowy asortyment produkcyjny firmy stanowiły maszyny i urządzenia dla przemysłu spożywczego, z których zakład znany jest i dzisiaj. Zwróćmy uwagę, że konstruktorem wielu z nich był August. W Austrii, Anglii, Francji i Niemczech opatentował m.in. maszyny do zgniatania i mieszania ciasta, prasy do ciasta, piece do pieczenia i piece kuchenne z piekarnikami, stojaki piekarnicze, suszarnie makaronów, wagi z dozownikiem mąki lub ciasta drożdżowego, różnego typu aparaty do gotowania, termosy itd. Prawdziwą karierę zrobiła kuchnia polowa dla wojska, na którą August i firma „Werner und Pfleiderer” uzyskali wiele patentów w Austrii, Anglii, Francji i Niemczech. Weszła ona do wyposażenia armii austriackiej i niemieckiej. Ten sukces związał Augusta ze sferami wojskowymi. Armia, w przededniu I wojny światowej, była znakomitym rynkiem zbytu. Nic więc dziwnego, że August włączył się w wyścig zbrojeń, zaopatrując ją w wozy amunicyjne własnej kon-



Rys. 1. Brązowe popiersie Augusta Warchałowskiego

strukcji, w wózki zwiadowcze, w końcu i w amunicję. W 1912 r. zbudował samochodowy ciągnik artyleryjski o napędzie spalinowym i elektrycznym. Już w czasie pierwszej wojny światowej w zakładach Warchałowskiego czyniono przygotowania do podjęcia produkcji czołgu własnego systemu. To ostatnie doświadczenie zaowocowało w latach 20. budową kilku typów ciągnika gąsienicowego, z przeznaczeniem dla rolnictwa.

August interesował się też silnikiem lotniczym. W 1909 r. pojawił się lotniczy silnik rotacyjny Gnôme. Obserwując zmagania lotników na polach Reims, August uzmysłowił sobie, że przyszłość samolotu wiąże się z rozwojem silnika. Może stać się to szansą dla zakładów, o ile samolotem

cd. ze s. 19

Ponieważ y_{st} nie jest liniowo zależne od α_w , przeto należy linearyzować zależność wokół punktu α_w .

Różniczka zupełna zależności $y_{st} = b \sin \alpha_w$

$$\Delta y_{st} = b \cos \alpha_w \Delta \alpha$$

czyli wokół punktu α_w :

$$y_{st} = b \cos \alpha_w \cdot \alpha = k \cdot \alpha$$

$$k = b \cdot \cos \alpha_w$$

Transmitancja sterownika:

$$G(s) = \frac{k}{Ts + 1} = \frac{b \cdot \cos \alpha_w}{\frac{2r}{D\omega} (s + 1)}$$

Ponieważ $G(s) = \frac{y(s)}{a(s)}$, a przy wymuszeniu skokowym:

$$a(t) = 1(t) a_w$$

stąd:

$$y(s) = a(s) \cdot G(s) = \frac{b \cdot \cos \alpha_w}{\frac{2r}{D\omega}} a_w \frac{1}{s \left(s + \frac{D\omega}{2r} \right)}$$

W ostatnich zależnościach s oznacza zmienną zespoloną. Stosując odwrotną transformację Laplace'a otrzymujemy:

$$y(t) = a^{-1}[y(s)] = \frac{D \cdot b \cdot \cos \alpha_w \cdot \omega}{2r} a_w \frac{2r}{D\omega} \left(1 - e^{-\frac{tD\omega}{2r}} \right)$$

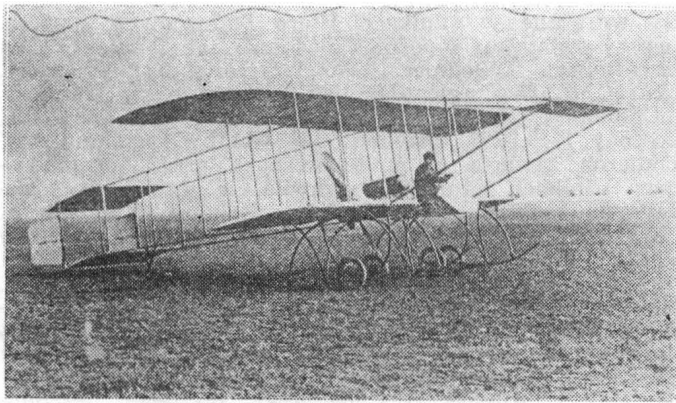
a po uporządkowaniu:

$$y(t) = b \cdot \cos \alpha_w \cdot a_w \left(1 - e^{-\frac{t}{\frac{2r}{D\omega}}} \right)$$

lub

$$y(t) = b \sin \alpha_w \left(1 - e^{-\frac{t}{\frac{2r}{D\omega}}} \right)$$

Przebieg zależności $y = f(t)$ przedstawiono na rys. 9.



Rys. 2. Samolot Warchalowski II z 1910 r. Za sterami Adolf Warchalowski — pilot i konstruktor

zainteresuje się armia. August natychmiast zakupił silnik i licencję na produkcję samolotów typu Farman, uruchomił kolejny oddział zakładów: „Autoplan-Werke”, w którym jego brat Adolf zajął się budową płatowców. W „Motorenfabrik” zatrudnił Otto Hieronimusa — konstruktora silników i podjął prace nad samodzielną produkcją silników lotniczych. Oczekując na efekty prac badawczych skoncentrował początkowo wysiłki na zainteresowaniu armii austriackiej samolotem jako narzędziem walki.

Tak doszło do produkcji samolotów związanej z imieniem Adolfa i znanych pod nazwą „Warchalowski”, budowanych pod znakiem firmowym „Werner und Pfeleiderer”. W latach 1910÷1912 „Autoplan-Werke” opuściło 16 aparatów, wśród których wyróżniamy 11 typów, w tym wodno-płatowiec (wcześniej zbudowano tutaj samolot von Pischoffa). Punkt wyjścia konstrukcji Adolfa Warchalowskiego stanowił samolot typu Farman, bezustannie modyfikowany i ulepszany, na którym też eksperymentowano z różnymi typami silników lotniczych. W samolotach określanych mianem „Warchalowski” Typ VII, IX, X i XI montowano już silniki Hieronimusa (własne).

Adolf Warchalowski, absolwent Politechniki Wiedeńskiej, bardziej znany jako pilot (odniósł wiele sukcesów sportowych na swych samolotach), okazał się równie znakomitym inżynierem i konstruktorem jak August menagerem. W jego samolotach zastosowano wiele oryginalnych, własnych rozwiązań technicznych. Niektóre z nich zostały opatentowane.

Powszechnie zwracano uwagę na podwozie zbudowane ze sprężystych pałków drewnianych, zastosowane już w pierwszej konstrukcji Warchalowski I Vindobona II oblatanej 1910.05.09. Było ono patentowane w Austrii pod nazwiskiem Augusta Warchalowskiego (nr 50756, zgłoszony 1910.05.14, udzielony 1911.05.15) oraz we Francji pod firmą „Österreichische-Ungarische Autoplan-Werke, Gesellschaft m.b.H.” (nr 429455, zgłoszony 1911.07.18, udzielony 1911.09.23). Jego autorem był bez wątpienia Adolf — główny konstruktor firmy. Zwrócił uwagę na słabe strony ówczesnych podwozi, zbyt sztywnych i mało elastycznych, których amortyzacja nie mogła zapobiec ich uszkodzeniom podczas lądowania, deformacji połączeń i pęknięciom podór.

Drewniane podwozie Warchalowskiego (rys. 3), bezosiowe, dwukołowe z płozami jest tak skonstruowane, że każda płoza 1 jest naprężona sprężystym kabląkiem drewnianym otwartym do dołu 2 i wspieranym kolejnym kabląkiem otwartym ku górze 5. Obie płozy są połączone kabląkiem otwartym do dołu 6 i usztywnione pałkami biegnącymi na zewnątrz pól 7. Płozy i wsparte na nich pałki są usztywnione drutami biegnącymi na krzyż 8 i 9. W punkcie przecięcia druty są połączone z elastycznym pierścieniem wykonanym ze sprężystej taśmy metalowej, co umożliwia rozchodzenie się płóz na boki. Końcówki pałków połączone są z płozami przez panewki, w których zamocowane do trzpieni mogą przesuwają się w przód i w tył, zgodnie z ugięciem pałków. W ten sposób Adolf Warchalowski uzyskał amortyzację samolotu podczas lądowania i większą trwałość elastycznego podwozia. Było ono stosowane w różnych wariantach, z wózkami jedno- lub dwukołowymi, zamiast drutów i pierścienia amortyzowane dodatkowo sznurem gumowym.

Adolf Warchalowski był także autorem rozwiązania składania do transportu skrzydeł wielopłata (rys. 4). Jego „Dwułłat z odejmovanymi skrzydłami”, patentowany w Austrii (nr 53275, zgłoszony 1910.11.12, udzielony 1912.01.01) miał powierzchnie nośne dzielone na trzy części. Część centralna każdego z płatów łączyła się sztywno z kadłubem

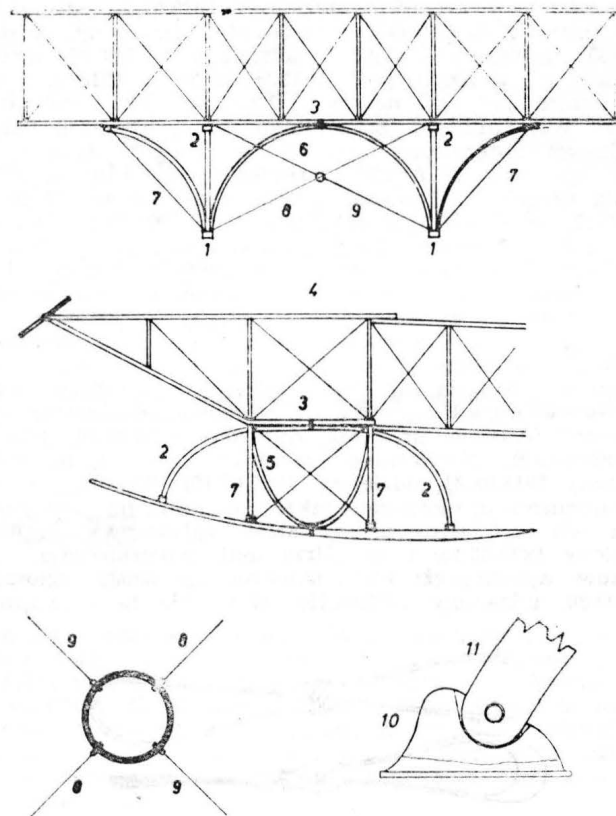
i podwoziem. Części zewnętrzne były związane za pomocą odpowiednich sworzni. Po rozłączeniu sworzni i zluźnieniu drutów spinających oraz słupków międzypłatowych było możliwe przesunięcie płatów względem siebie i złożenie ich jeden na drugim wzdłuż kadłuba, co znakomicie upraszczało transport samolotu na ziemi.

W samolotach Warchalowskiego stosowano śmigła drewniane, dwułopatowe. „Śmigła drewniane” patentowane było przez Augusta Warchalowskiego w Austrii (nr 52461, zgłoszony 1910.05.30, udzielony 1911.11.01) i we Francji (nr 417918, zgłoszony 1910.07.06, udzielony 1910.11.25). Aby zwiększyć wytrzymałość śmigła i zapobiec uszkodzeniom jego krawędzi, Adolf Warchalowski wzmacniał krawędzie natarcia i spływu oraz końcówki łopat taśmą metalową lub oklejał je odpowiednim materiałem (możliwe jest również pokrycie piasty śmigła). Dzięki temu uzyskiwał lepsze oprofilowanie śmigła, zapobiegał odkształceniom krawędzi w locie i wydatnie wzmacniał konstrukcję (rys. 5).

W samolocie Warchalowski VI zbudowanym w trzech egzemplarzach w sierpniu i wrześniu 1911 r., różniącym się konstrukcyjnie od poprzednich typów i stanowiącym wzorec dla następnych (VII÷X), kabinę pilota wyposażono w prędkościomierz, wysokościomierz, zegar czasowy i busolę. Busola była też przedmiotem kolejnego patentu Adolfa Warchalowskiego, udzielonego mu w Austrii (nr 54503, zgłoszony 1911.08.12, udzielony 1912.02.15). „Kompas dla samolotów” Warchalowskiego złożony był z igły magnetycznej swobodnie zawieszanej na stożku w komorze pływakowej tłumiącej jej drgania. Była ona osadzona na osi w pierścieniu, obracającej się wokół osi prostopadłej do niej, a osadzonej w obudowie drugiego zewnętrznego zbiornika cieczy, w formie puszkii. Zbiornik był zamknięty przezroczystym kołpakiem ze skalą. Ciecz zawarta w zbiorniku tłumiła nie tylko drgania igły magnetycznej, lecz i komory pływakowej, dzięki czemu zyskano większą pewność wskazań kompasu.

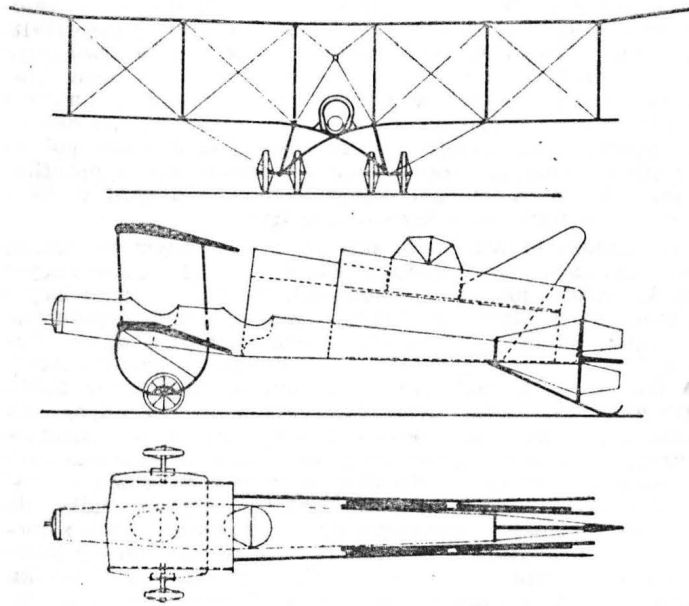
Samolot był dla Augusta jedynie instrumentem reklamy czy akwizycji silników lotniczych, których produkcję podejmowała firma Adolf na wielu imprezach lotniczych demonstrował wszechstronne możliwości samolotu, prezentował użyteczność na polu walki podczas manewrów wojskowych, wyszkolił wielu pilotów wojskowych. Gdy armia przystąpiła do organizacji wojsk lotniczych, August zrezygnował z rozwijania własnej konstrukcji płatowca, skoncentrował się na produkcji silników lotniczych.

W latach 1908÷1909 Otto Hieronimus zbudował w firmie „Laurin i Klement” w Mlada Boleslav swój pierwszy silnik lotniczy, zabudowany w 1910 r. na skonstruowanym prze-



Rys. 3. Podwozie zbudowane ze sprężystych pałków drewnianych wg rysunku z memoriału patentowego (Austria, nr 50756)

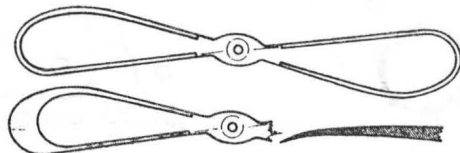
zeń w Wiener Neustadt samolocie. Pracując już w zakładach „Werner und Pfleiderer” przystosował ten typ silnika do produkcji seryjnej, którą podjęto w 1911 r. Silniki Hieronimusa o mocy ok. 62 kW (85 KM) (rys. 6) były stosowane na samolotach Warchałowskiego. Były one rozwijane i stworzyły całą rodzinę silników lotniczych (i nie tylko) wzorowanych na rządowych silnikach samochodowych



Rys. 4. Ideowy schemat składania skrzydeł dwupłata do transportu wg rysunku z memoriału patentowego (Austria, nr 53275)

wych o mocy do ok. 169 kW (230 KM). Były to silniki udane, o niskim obciążeniu jednostkowym mocy, trwałe i nie następujące kłopotów w eksploatacji. Podczas I wojny światowej były używane na wielu samolotach austriackich i niemieckich. Z produkcją silników w zakładach Warchałowskiego jest związanych wiele patentów.

W 1908 r. Otto Hieronimus i firma „Warchałowski und Seidler” otrzymali patent na „Pompę paliwa dla silników spalinowych” (Austria, nr 35399, zgłoszony 1908.03.26, udzielony 1908.07.15). W latach 1911–1912 firma „Werner und Pfleiderer Österreichische Industrie-Werke” uzyskała wiele patentów na „Gażnik silnika spalinowego” (Austria, nr 63351, zgłoszony 1911.05.13, udzielony 1913.09.15, zarejestrowany także w Anglii pod nr 11368/1912 oraz inny: Austria nr 63352, zgłoszony 1912.05.10, udzielony 1913.09.15, zarejestrowany też w Anglii pod nr 13360/1912). W 1918 r. firma, występująca już pod nazwą „Österreichische Industrie-Werke Warchałowski, Eissler und A.G.”, uzyskała patent na „Zawór sprężynowy silnika gazowego” (Austria, nr 82083, zgłoszony 1918.09.26, udzielony 1920.03.15) oraz na „Górną skrzynię korbowodu silnika spalinowego” (Austria, nr 82527, zgłoszony 1918.09.20, udzielony 1920.04.15). Współpraca z Hubertem Schiske przyniosła firmie kolejny patent na „Gażnik” (Austria, nr 83005, zgłoszony 1918.02.19, udzielony 1920.05.15). W 1918 r. firma uzyskała także patenty na: „Urządzenie do zmniejszania sprężania wielocylindrowych silników spalinowych” (Austria, nr 83131, zgłoszony 1918.09.20, udzielony 1920.05.15), „Wielocylindrowy silnik spalinowy” (Austria, nr 83665, zgłoszony 1918.09.26, udzielony 1920.08.15), „Urządzenie do smarowania silników spalinowych” (Austria, nr 84348, zgłoszony 1918.09.20, udzielony 1920.09.15), „Sterowanie zaworu” (Austria, nr 85857, zgłoszony 1918.09.21, udzielony 1920.02.15). Wspólnie z Otto Hieronimusem dysponowała także patentami na „Spalinowy silnik lotniczy” (Austria, nr 81859, zgłoszony 1918.09.20, udzielony 1920.03.15) i na „Urządzenie zabezpieczające dla silników wysokoprężnych” (Austria, nr 82082, zgłoszony 1918.09.20, udzielony 1920.03.15). Wszystkie te rozwiązania



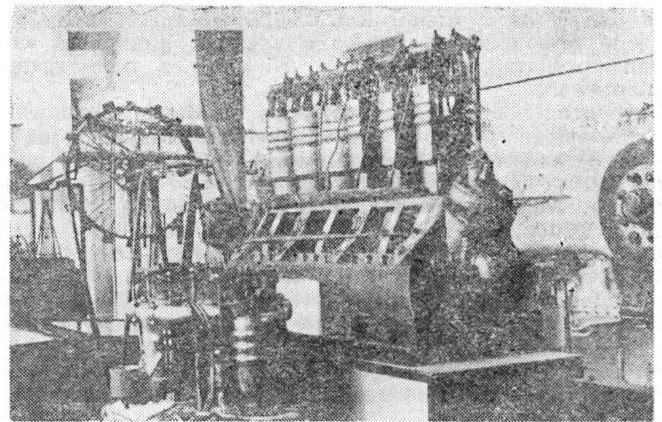
Rys. 5. Drewniane śmigło lotnicze Warchałowskiego wzmocnione na krawędziach wg rysunku z memoriału patentowego (Austria, nr 52461)

były wdrażane w silnikach Hiero budowanych podczas I wojny światowej i później, podobnie jak i patenty Otto Hieronimusa: „Chłodnica i kondensator dla pojazdów” (Austria, nr 16806, zgłoszony 1903.10.16, udzielony 1904.02.15) i „Chłodnica silnika samolotowego” (Austria, nr 86102, zgłoszony 1919.11.27, udzielony 1921.04.15). Oryginalna myśl techniczna zawarta w produkowanych przez Warchałowskiego silnikach lotniczych sprawiła, że jego zakłady należały do czołowych producentów silników lotniczych do 1918 r. Po klęsce Austro-Węgier kontynuowano produkcję silników, lecz już z przeznaczeniem dla celów pokojowych, m.in. do pojazdów szynowych i dla przemysłu.

Związki Augusta Warchałowskiego z wojskiem, jego zainteresowanie lotnictwem, w końcu potencjał techniczny i produkcyjny własnych zakładów sprawiły, że w centrum jego uwagi znalazło się także uzbrojenie samolotu.

W 1911 r. August Warchałowski otrzymał wspólnie z arcyksięciem Leopoldem Salvatorem Habsburgiem patenty na „Urządzenie do zmiany normalnego lotu pocisków wszelkiego typu” (Austria, nr 50078, zgłoszony 1911.01.04, udzielony 1911.05.15, zarejestrowany też w Anglii pod nrem 28912/1911, w Niemczech pod nrem 245032 i we Francji pod nrem 437853) oraz na „Urządzenie zmieniające siłę działania pocisków wszelkiego typu” (Austria, nr 50079, zgłoszony 1911.03.07, udzielony 1911.05.15, zarejestrowany także w Anglii pod nrem 4684/1912, we Francji pod nrem 442057 i w Niemczech pod nrem 244868). W 1912 r. opatentowali wspólnie „Pocisk-strzałę” (Austria, nr 58619, zgłoszony 1912.06.21, udzielony 1912.12.01, zarejestrowany też w Anglii pod nrem 14347/1913 i we Francji pod nrem 459499 — w dwu ostatnich krajach tylko na imię Augusta Warchałowskiego, autora rozwiązania) oraz „Nabój o splotce wewnętrznej” (Austria, nr 58620, zgłoszony 1912.06.21, udzielony 1912.12.01, zarejestrowany także w Niemczech pod nrem 267962, a na imię Augusta Warchałowskiego: w Anglii — nr 14348/1913 i we Francji — nr 459500).

Problematyka ta interesowała także Adolfa Warchałowskiego, przy czym wyraźniejszy jest tutaj związek z lotnictwem. W 1912 r. uzyskał on trzy patenty na rozwiązania techniczne „Wyrzutni pocisków dla statków powietrznych” (Austria, nr 64662, zgłoszony 1912.06.10, udzielony 1913.11.15; nr 64663, zgłoszony 1912.10.19, udzielony 1913.11.15; nr

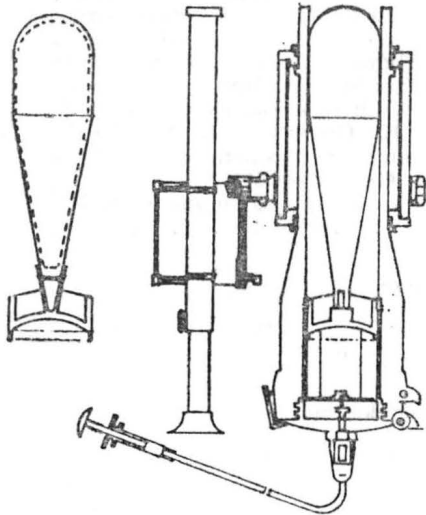


Rys. 6. Dwa silniki Otto Hieronimusa produkowane w zakładach Warchałowskiego (eksponaty ze zbiorów wiedeńskiego Muzeum Przemysłu i Techniki)

64664, zgłoszony 1912.12.18, udzielony 1913.11.15). Wyrzutnia była połączona z celownikiem optycznym i odpalała pociski pod działaniem tłoka i sprężyny. Rozwiązanie to, zapewne wdrożone, patentowane było także w Anglii (nr 23701/1913) oraz we Francji (nr 466561) (rys. 7).

Udział Warchałowskich w wyścigu zbrojeń i produkcji zbrojeniowej przed I wojną światową i podczas I wojny światowej zaznaczył się także wkładem Karola Warchałowskiego, znanego dotychczas jako pilota, nie zaś inżyniera. W 1911 r. opatentował on w Austrii oryginalny pocisk z powierzchnią nośną, swego rodzaju torpedę powietrzną wyrzucaną z samolotu (rys. 8) (Austria, nr 57368, zgłoszony 1911.12.06, udzielony 1912.09.01). W 1913 r. powrócił do tej idei patentując „Torpedę powietrzno-wodną” (Austria, nr 64890, zgłoszony 1913.02.13, udzielony 1913.12.01, zarejestrowany też w Niemczech pod nrem 307280). Charakteryzowała się ona tym, że powierzchnie nośne i śmigło ciągnące można było oddzielać od korpusu torpedy wskutek działania wyłącznika czasowego i odpowiedniego sprzęgła. Dlatego ostatnią część drogi mogła ona odbywać w wodzie, podobnie jak torpeda wodna.

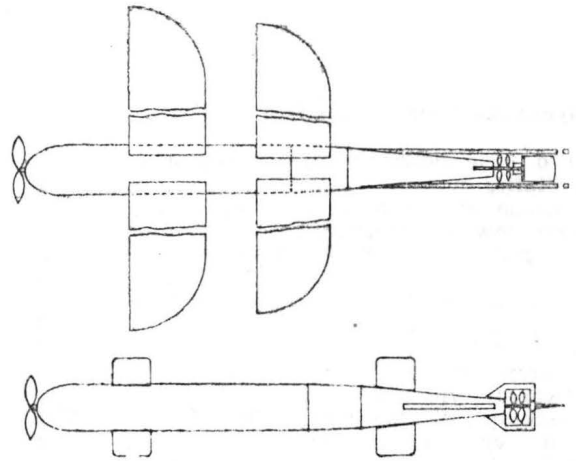
August Warchałowski zainteresował się również użyciem na samolocie karabinu maszynowego. W kooperacji z Węgrem — Edwardem Zaparką, firma „Österreichische Industrie-Werke Warchałowski, Eissler und A.G.” uzyskała patent na „Wymuszone sterowanie spustem karabinu maszynowego w samolocie” (Austria, nr 80663, zgłoszony 1912.07.12, udzielony 1919.08.15), będący rozwinięciem wcześniejszego patentu Edwarda Zaparki (Austria, nr 73564). Chodziło o umożliwienie strzelania przez tarczę śmigła w sposób zsynchronizowany z obrotami jego łopatek przez połączenie języka spustowego z odpowiednią tarczą palcową wprawianą w ruch przez wał silnika. Być może wiązało się to z podjęciem w zakładach Warchałowskiego produkcji tego urządzenia.



Rys. 7. Wyrzutnik bomb z celownikiem optycznym Adolfa Warchałowskiego wg rysunku z memoriału patentowego (Austria, nr 65662)

Brak surowców w ostatnich latach wojny zmusił Warchałowskiego i skupionych wokół niego techników do stosowania nowych materiałów. Tak np. w konstrukcji silnika lotniczego Hiero płaszcz nikłowy zastąpiono żelaznym, a wał silnika zamiast ze stali chromowanadowej wykonywano ze stali chromoniklowej, nie obniżając przy tym walorów technicznych tego silnika, a nawet poprawiając jego parametry. Do nowych poszukiwań zmuszał także brak kauczuku. August Warchałowski opracował wówczas obręcz sprężystą do samochodów ciężarowych i do moździerzy kalibru 30,5. Nawiązywał tutaj w jakimś stopniu do wcześniejszych doświadczeń z budową ciągnika artyleryjskiego czy własnych przemyśleń nt. podwozi kołowych kuchni polowych, czego efektem były rozwiązania patentowe. W Austrii, Anglii, Francji, Niemczech i Rosji było i jest wiele patentów Warchałowskiego, datowanych od schyłku XIX w., a odnoszących się do problemów łączenia, sprzęgania wozów jednoosiowych w ciąg, co było związane z produkowanymi wozami zwiadowczymi i kuchniami polowymi dla wojska.

Po I wojnie światowej działalność techniczna i przemysłowa braci Warchałowskich z konieczności stała się już



Rys. 8. Różne typy torped powietrzno-wodnych Karola Warchałowskiego wg rysunku z memoriału patentowego (Austria, nr 64890)

bardziej pokojowa. Po klęsce wojennej i załamaniu się monarchii zakłady Warchałowskiego zdemobilizowano. Aby utrzymać zatrudnienie, sięgnięto do nowej produkcji. W montowni silników produkowano teraz stołowe naczynia emaliowane. Oddział ten rozrósł się i przekształcił w nowoczesny zakład, znany i dzisiaj jako „Austria-Email”. W oddziale budowy elementów silników lotniczych uruchomiono produkcję maszyn rolniczych: pługów motorowych, małych pojazdów gąsienicowych, siewników, silników do maszyn i urządzeń rolniczych, z których wiele zostało opatentowanych w Austrii.

Nadal aktywny był Karol Warchałowski. W 1923 r. opatentował „Poduszkę na siedzenie dla pojazdów wszelkich typów, a zwłaszcza dla samolotów” (Austria, zgłoszenie z 1923.11.21, rejestrowany także w Anglii pod nrem 225225, we Francji pod nrem 587430 i w Niemczech pod nrem 409827). W 1937 r. opatentował „Tapicerkę pneumatyczną na siedzenia i kanapy, głównie samochodowe” (Austria, zgłoszenie z 1937.11.30, rejestrowany także we Francji pod nrem 846862).

W latach międzywojennych, a także współcześnie, przedsiębiorstwo Warchałowskich utrzymało swój zdawałoby się archaiczny, XIX-wieczny, model zakładu wielobranżowego, produkującego różnicowany asortyment wyrobów. Ułatwiło to prowadzenie walki konkurencyjnej i podejmowanie produkcji nowych, nowoczesnych wyrobów. Do dzisiaj jest przedsiębiorstwem rodzinnym. Jego szefowie zajmują się twórczością techniczną, tak jak August, znakomity organizator i inżynier, aktywny społecznie, trafnie reagujący na potrzeby epoki, niosącej z sobą koszmar wojny, ale i wiele wynalazków zwiększających możliwości człowieka. Był to inżynier z wyobraźnią, skupiający wokół siebie znakomitych i wzajemnie uzupełniających się współpracowników.

NOWOŚCI TECHNICZNE

Turbośmigłowa wersja samolotu Canadair CL-215

Firma Canadair zamierza zastosować do napędu samolotu-amfibii do zwalczania pożarów CL-215 turbinowe silniki śmigłowe Pratt Whitney Canada PW120 o mocy 1490 kW (2025 KM), które zastąpiłyby tłokowe silniki gwiazdowe Pratt Whitney R2800 o podobnej mocy. Firma uważa, że współczesne turbinowe silniki śmigłowe o mocy rzędu 1500 kW mają na tyle małe jednostkowe zużycie paliwa i na tyle krótkie czasy przyspieszania, że nadają się do napędu samolotu przeznaczonego do walki z pożarami. Zastosowanie silników PW120 zwiększy prędkość przelotową samolotu CL-215, a przede wszystkim zmniejszy

jego masę własną o ponad 1000 kg, co pozwoli na zwiększenie masy „bomby” wodnej lub na przedłużenie czasu patrolowania o 1,5 h. Samoloty CL-215 są używane przez 12 europejskich i amerykańskich przedsiębiorstw zajmujących się zwalczaniem pożarów. W wersji turbośmigłowej samolot byłby stosowany również do transportu, patrolowania mórz, do poszukiwania i ratowania rozbitków oraz jako latający szpital.

W.K.

Roczny spis treści TLiA 1986

Tematyczny spis treści

	Nr	Str.		Nr	Str.
Aerodynamika i mechanika lotu					
Uwagi o locie odwróconym szybowca — W. Stafiej	1	4	Polski przemysł lotniczy u progu nowej 5-latki — A. Glass	4/5	3
Wizualizacja w mechanice płynów. Metody znacznikowania energetycznego, optyczne i specjalne (I) — W. Kamiński	2	17	Przegląd samolotów rolniczych — P. Butowski	4/5	33
(II)	3	7	Doświadczalny samolot STOL Lockheed HTTB	6	6
Obszar biegunowych prędkości — W. Stafiej	8	3	Badanie możliwości uniknięcia rezonansu łopaty wirnika śmigłowca przez zmianę jej parametrów (I) — J. Stanisławski (II)	7	4
Charakterystyki aerodynamiczne samolotów ze skrzydłem pasmowym i kadłubem wytwarzającym siłę nośną — A. S. M. Abusahmen, K. Mac, W. Sobieraj	9/10	3	Samoloty służbowe JetStar z silnikami CF34	8	7
Komputerowy tunel aerodynamiczny	9/10	21	Kierunki rozwoju cywilnych samolotów transportowych w krajach członkowskich ICAO — K. Gilewski, L. Gruchalski	9/10	17
Optymalizacja sterowania ruchem podłużnym samolotu przy starcie — S. Michalak	11/12	7	Samoloty rolnicze z napędem turbośmigłowym — J. Grzegorzewski	11/12	3
			Turbośmigłowa wersja samolotu Canadair CL-215	11/12	23
Eksploatacja					
Wyniki eksploatacji pod względem wskaźnika awaryjności sprzętu — J. Kujawa	3	3	Książki lotnicze		
60-lecie agrolotnictwa w Polsce — L. Rogalski	4/5	38	2 — III okł.; 3 — 20; 4/5 — III okł.; 6 — 10; 9/10 — III okł.		
Wprowadzenie nowego samolotu rolniczego do eksploatacji — F. Borodzik	6	18	Pomocje konstrukcyjne		
Badania nieniszczące w PLL LOT — J. Kujawa	9/10	8	Wpływ deszczu i zanieczyszczeń powierzchni nośnej na zachowanie w locie samolotów o układzie kaczki (II)	1	16
Szkolenie załóg lotniczych w przewyższeniu zjawiska „uskoku wiatru” — K. Gilewski, L. Gruchalski	11/12	6	(III)	2	15
			(IV)	3	15
			Procedury określania niezaużywalnej ilości paliwa dla małych samolotów	6	16
			Aspekt obliczeniowy usterzenia szybowca w układzie T — W. Stafiej	7	15
			Wnioski z eksploatacji	8	16
			Zabezpieczenie układów paliwowych samolotów od zapalenia się par paliwa wskutek wylądowań elektrycznych w atmosferze (I)	9/10	16
			(II)	11/12	11
			Polskie patenty lotnicze		
			3 — 19 i III okł.; 4/5 — 34 i 37; 7 — III okł.; 8 — 17 i III okł.; 9/10 — III okł.; 11/12 — 12		
			Różne		
			Modyfikacje, modyfikacje, modyfikacje — A. Glass	1	1
			Propozycja nowej umowy poolowej między przewoźnikami lotniczymi — J. Lewandowski	1	18
			Ekonomiczny samolot dla aeroklubów — A. Glass	2	1
			Krajowe materiały lotnicze — A. Glass	3	1
			15 lat PEZETEL — J. Krężlewicz	4/5	1
			Zargon fachowy a „poprawna” terminologia lotnicza — A. Glass	6	1
			Inwazja mikroprocesorów w lotnictwie — A. Glass	7	1
			Samoloty lekkie na lata dziewięćdziesiąte — A. Glass	8	1
			Aktualne tendencje w lotnictwie światowym — M. Morawski, M. Serafin	8	18
			Podstawy osiągnięć polskich inżynierów lotniczych — A. Glass	9/10	1
			Dlaczego od prototypu do produkcji samolotu czas jest coraz dłuższy? — A. Glass	11/12	1
			Silniki		
			Wpływ konstrukcji silników turbinowych na bezpieczeństwo lotu — M. Łagosz, S. Szczeciński	1	20
Kartoteka TLiA					
Grumman X-29A	1	11			
Norman NAC-1 Freelance	1	13			
Dätwyler MD-3 Swiss Trainer	2	11			
Rutan Voyager	2	13			
Fokker F-27 Maritime Enforcer	3	11			
Piper PA 46 Malibu	3	13			
PZL-130 Orlik (Eaglet)	4/5	13			
PZL 106BT-601 Turbo Kruk	4/5	14			
PZL 106BT-601 Turbo Kruk	4/5	15			
An-28	4/5	17			
An-28	4/5	18			
PZL Kania/Kitty Hawk	4/5	19			
SZD-50-3 Puchacz	4/5	20			
PZL Sokół	4/5	22			
SZD-51-1 Junior	4/5	24			
PZL KR-03 Puchatek	4/5	25			
PZL KR-03 Puchatek	4/5	27			
ULS PW-2 Gapa	4/5	23			
ULS PW-2 Gapa	4/5	29			
Embraer EMB-111	6	11			
Agusta A-129 Mangusta	6	13			
Edgley EA-7 Optica	7	11			
Mil Mi-26	7	13			
Dornier Do-228	8	11			
Moravan Z-37T AgroTurbo	8	13			
Bell 214ST	9/10	11			
SIAI-Marchetti S-211	9/10	13			
Cessna Citation III	11/12	13			
Valmet L-80TP TurboTrainer	11/12	15			
Konstrukcje płatowców i ciekawe konstrukcje					
Śmigłowce cywilne w Chinach	1	3			
Bryłowo-belkowy model odkształcalnego samolotu do badań drgań własnych — J. Błaszczyk	2	4			
Nowa wersja samolotu Spartacus	2	21			
Włoski samolot ultralekki P.86	2	21			
Scout i Mastiff — system mini-samolotów zdalnie pilotowanych do obserwacji pola walki	2	22			
NASA przeprowadza studium budowy nadźwiękowego samolotu pasażerskiego	2	22			

	Nr	Str.		Nr	Str.
Zastosowanie odlewania — droga do obniżki kosztów produkcji silnika T700	2	21	Z dziejów polskiej techniki lotniczej		
Przełącznikowy układ do pomiaru prędkości obrotowej silnika i wirnika wiatrakowca — J. Domański, M. Foltynski	3	17	PWS U-6 — pierwszy projekt samolotu towarzyszącego z zakrytą kabiną załogi — A. Morgała	1	23
Analiza uszkodzeń lotniczych silników tłokowych (I) — A. Adamowicz, M. Piglas	6	4	Szybowce z biało-czerwoną szachownicą — A. Morgała	2	23
Silnik Rolls-Royce do europejskiego samolotu myśliwskiego EFA	6	6	Ruch oporu w zakładach lotniczych na Okęciu (1939÷1944) — P. Matusak	3	21
Analiza wpływu odległości od ziemi wlotu silnika odrzutowego na strukturę swobodnego przepływu wlotowego — T. Gajewski	7	6	Próby w locie szybowców SZD — dzieje rozwoju, współczesność, perspektywy — J. Roman	4/5	35
Analiza uszkodzeń lotniczych silników tłokowych (II) — A. Adamowicz, M. Piglas	7	18	Polskie balony wolne 1924÷1939 — A. Morgała	6	21
Zastosowanie nowych ceramik w budowie silników turbinowych — R. Gruchalski	8	20	Studia lotnicze Polaków na Politechnice Wolnego Miasta Gdańska (1926÷1939) — M. Konarski	7	21
Statystyka lotnicza			Inżynierowie jako autorzy publikacji lotniczych — T. Królikiewicz	8	22
Francuska produkcja lotnicza 1984; Śmigłowce na świecie	2	3	Wydział Przemysłu Lotniczego w Pionie Przemysłu Wojennego (1940÷1944) — A. Glass	9/10	22
Śmigłowce na świecie; Wytwórnia Dassault-Breguet; Produkcja śmigłowców we Francji; Zmiany w strukturze zatrudnienia we francuskim przemyśle lotniczym; Zatrudnienie we francuskim przemyśle lotniczym	6	3	Patenty wynalazcze Warchałowskich — S. Januszewski	11/12	20
Produkcja szybowców na świecie; Największe międzynarodowe regularne przewozy lotnicze w 1984 r. (członków IATA); Produkcja motoszybowców na świecie; Wartość produkcji kanadyjskiego przemysłu lotniczego (mln dol. kan.); Ceny samolotów służbowych w 1985 r.	7	3	Ludzie polskiej techniki lotniczej		
Techniczny słownik lotniczy			Jerzy Nikol (1905÷1985)	11/12	III okł.
Rosyjskie czasowniki i zwroty lotnicze (II) (III)	1 2	15 10	Projekty i prototypy		
Rosyjskie skróty i oznaczenia nawigacji lotniczej (I)	3	10	McDonnell Douglas C-17	1	10
Śmigłowce	4/5	12	Agusta A109K	1	II okł.
Rosyjskie skróty i oznaczenia nawigacji lotniczej (II)	6	15	British Aerospace BAe 146-300	2	II okł.
Sport lotniczy (I)	7	10	HAL ALH (Advanced-Light Helicopter) Aeritalia-Partenavia AP68TP-600 Viator	2	II okł.
(II)	8	15	Eurocopter Combat Helicopter	3	19
Czeskie czasowniki i zwroty lotnicze (I) (II)	10/11 11/12	15 10	PZL-130T Orlik Turbo	3	20
Technologia i materiały			SZD-48-3M Brawo	4/5	7
Badanie kompozytów ablacyjnych na osno Fe-Cu (I) — R. Król	2	7	PZL-140 Gąsior	4/5	31
(II)	3	5	An-3M	4/5	31
Współczesne materiały metalowe stosowane w konstrukcjach samolotów i śmigłowców użytkowanych i wytwarzanych w Polsce — R. Król	6	7	IAR 317 Airfox	6	II okł.
Wytrzymałość zmęczeniowa Z_{rj} stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo (maraging) w powietrzu i środowisku korozyjnym — J. Chodorowski, W. Bilous, J. Wasiak	8	8	UTVA Lasta	6	II okł.
Zastosowanie nowych ceramik w budowie silników turbinowych — R. Gruchalski	8	20	Short Brothers Shorts 450	7	9
Urządzenie do wytwarzania preimpregnatów rowingowych z włókien szklanych i węglowych (I) — M. Kwiatkowski	11/12	17	PZL-126 Mrówka	7	II okł.
Wyposażenie i osprzęt			Aeritalia-Partenavia P86 Mosquito	7	II okł.
Wyposażenie pilotażowo-nawigacyjne na pokładzie pasażerskiego samolotu BAe-146 — J. Graffstein	1	7	Antonow An-124 Ruslan	8	II okł.
Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP i SITK			Let L-610	8	II okł.
1 — III okł.; 6 — III okł.; 7 — III okł.; 9/10 — III okł.			Hiller RH-1100 M Hornet	9/10	II okł.
			Iłuszyn Il-96-300	9/10	II okł.
			Agusta A1XY	11/12	II okł.
			Mudry CAP-230	11/12	II okł.
			Okladki		
			Samoloty szkolne Morane MS35	1	1
			Samoloty LVG C.V.	1	4
			Samoloty LWS-3 Mewa (I prototyp, III prototyp, I prototyp zmodyfikowany)	2	1
			Samoloty Fokker D-VII	2	4
			Samoloty rozpoznawczo-bombowe Breguet XIX (kpt. B. Orlińskiego, rozpoznawczy i bombowy)	3	1
			PZL-110 Koliber	3	4
			Śmigłowce PZL Sokół	4/5	1
			PZL-130 Orlik	4/5	4
			Samoloty myśliwskie PZL P.7a	6	1
			Samoloty liniowe Potez 27	6	4
			Samoloty Potez XXV	7	1
			Potez XXV	7	4
			Samolot myśliwski Hawker-Hurricane I w 1940 r. w polskich dywizjonach 303, 315 i 306	8	1
			Prototypy PZL P.11: P.11/I, P.11/II, P.11/II Gnome-Rhône, P.11/III	8	4
			Samoloty PZL-110 Koliber	9/10	1
			PZL-106 BR Kruk	9/10	4
			Samoloty myśliwskie PZL P.11a ze 111, 113 i 114 eskadry 1 pułku lotniczego w Warszawie (1937 i 1939 r.)	11/12	1
			Samoloty PZL P.11: PZL P.11/III, PZL P.11b-K, PZL P.11b-L, PZL P.11.IV, PZL P.11/IV	11/12	4

Alfabetyczny wykaz autorów

A

Abusahmen Adel Sultan Massaud, Mac Krzysztof, Sobleraj Wiesław: Charakterystyki aerodynamiczne samolotów ze skrzydłem pasmowym i kadłubem wytwarzającym siłę nośną	9/10	3
Adamowicz Andrzej, Piglas Mieczysław: Analiza uszkodzeń lotniczych silników tłokowych (I)	6	4
(II)	7	18

B

Bilous Waldemar: patrz Chodorowski Jan	8	8
Błaszczak Jan: Bryłowo-belkowy model odkształcalnego samolotu do badań drgań własnych	2	4
Borodzik Feliks: Wprowadzenie nowego samolotu rolniczego do eksploatacji	6	18
Butowski Piotr: Przegląd samolotów rolniczych	4/5	33

C

Chodorowski Jan, Bilous Waldemar, Wasiaś Jan: Wytrzymałość zmęczeniowa Zr ₃ stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo (maraging) w powietrzu i środowisku korozyjnym	8	8
--	---	---

D

Domański Janusz, Foltynski Mieczysław: Przełącznikowy układ do pomiaru prędkości obrotowej silnika i wirnika wiatrakowca	3	17
---	---	----

F

Foltynski Mieczysław: patrz Domański Janusz	3	17
--	---	----

G

Gajewski Tadeusz: Analiza wpływu odległości od ziemi wlotu silnika odrzutowego na strukturę swobodnego przepływu wlotowego	7	6
Gilewski Kazimierz, Gruchalski Ludwik: Kierunki rozwoju cywilnych samolotów transportowych w krajach członkowskich ICAO	9/10	17
Gilewski Kazimierz, Gruchalski Ludwik: Szkolenie załóg lotniczych w przewyżnianiu zjawiska „uskoku wiatru”	11/12	6
Glass Andrzej: Modyfikacje, modyfikacje, modyfikacje	1	1
Ekonomiczny samolot dla aeroklubów	2	1
Krajowe materiały lotnicze	3	1
Polski przemysł lotniczy u progu nowej 5-latki	4/5	3
Zargon fachowy a „poprawna” terminologia lotnicza	6	1
Inwazja mikroprocesorów w lotnictwie	7	1
Samoloty lekkie na lata dziewięćdziesiąte	8	1

Nr	Str.	Nr	Str.
		Podstawy osiągnięć polskich inżynierów lotniczych	9/10 1
		Wydział Przemysłu Lotniczego w Pionie Przemysłu Wojennego (1940÷1944)	9/10 22
		Dlaczego od prototypu do produkcji samolotu czas jest coraz dłuższy?	11/12 1
		Graffstein Jerzy: Wyposażenie pilotażowo-nawigacyjne na pokładzie pasażerskiego samolotu BAe-146	1 7
		Gruchalski Ludwik: patrz Gilewski Kazimierz	9/10 17
		Gruchalski Ludwik: patrz Gilewski Kazimierz	11/12 6
		Gruchalski Ryszard: Zastosowanie nowych ceramic w budowie silników turbinyowych	8 20
		Grzegorzewski Jerzy: Samoloty rolnicze z napędem turbośmigłowym	11/12 3
J			
		Januszewski Stanisław: Patenty wynalazcze Warchałowskich	11/12 20
K			
		Kamiński Witold: Wizualizacja w mechanice płynów. Metody znacznikowania energetycznego, optyczne i specjalne (I)	2 17
		(II)	3 7
		Konarski Mariusz: Studia lotnicze Polaków na Politechnice Wolnego Miasta Gdańska (1926÷1939)	7 21
		Krężlewicz Jerzy: 15 lat PEZETEL	4/5 1
		Król Ryszard: Badanie kompozytów ablacyjnych na osnowie Fe-Cu (I)	2 7
		(II)	3 3
		Współczesne materiały metalowe stosowane w konstrukcjach samolotów i śmigłowców użytkowanych i wytwarzanych w Polsce	6 7
		Królikiewicz Tadeusz: Inżynierowie jako autorzy publikacji lotniczych	8 22
		Kujawa Jan: Wyniki eksploatacji pod względem wskaźnika awaryjności sprzętu	3 3
		Badania nieniszczące w PLL LOT	9/10 8
		Kwiatkowski Mieczysław: Urządzenie do wytwarzania preimpregnatów rowingowych z włókien szklanych i węglowych (I)	11/12 17
L			
		Lewandowski Jacek: Propozycja nowej umowy poolowej między przewoźnikami lotniczymi	1 18
Ł			
		Lagosz Michał, Szczeciński Stefan: Wpływ konstrukcji silników turbinowych na bezpieczeństwo lotu	1 20
M			
		Mac Krzysztof: patrz Abusahmen Adel Sultan Massaud	9/10 3
		Matusak Piotr: Ruch oporu w zakładach lotniczych na Okęciu (1939÷1944)	3 21
		Michalak Sławomir: Optymalizacja sterowania ruchem podłużnym samolotu przy starcie	11/12 7

	Nr	Str.		Nr	Str.	
Morawski Michał, Serafin Marek: Aktualne tendencje w lotnictwie światowym . . .	8	18	S			
Morgala Andrzej: PWS U-6 — pierwszy projekt samolotu towarzyszącego z zakrytą kabiną załogi	1	23		Serafin Marek: patrz Morawski Michał . . .	8	18
Szybowce z biało-czerwoną szachownicą	2	23		Sobieraj Wiesław: patrz Abusahmen Adel		
Polskie balony wolne 1924÷1939 . . .	6	21		Sultan Massaud	9/10	3
				Stafiej Wiesław: Uwagi o locie odwróconym szybowca	1	4
				Obszar biegunowych prędkości	8	3
				Aspekt obliczeniowy usterzenia szybowca w układzie T	7	15
				Stanisławski Jarosław: Badanie możliwości uniknięcia rezonansu łopaty wirnika śmigłowca przez zmianę jej parametrów		
				(I)	7	4
				(II)	8	5
			Szczeciński Stefan: patrz Łagosz Michał	1	20	
			W			
Rogalski Leszek: 60-lecie agrolotnictwa w Polsce	4/5	39		Wasiak Jan: patrz Chodorowski Jan . . .	8	8
Roman January: Próby w locie szybowców SZD — dzieje rozwoju, współczesność, perspektywy	4/5	35				

Warunki prenumeraty na 1987 r.

Prenumeratorzy zbiorowi — jednostki gospodarki społecznej, instytucje i organizacje społeczne zamawiają prenumeratę, dokonując wpłaty na blankiecie „polecenie przelewu” rozszerzonym dla potrzeb Wydawnictwa o część dotyczącą zamówienia. Blankiety te będą dostarczane przez Zakład Kolportażu.

Prenumeratorzy indywidualni — osoby fizyczne zamawiają prenumeratę, dokonując wpłaty w UPT lub NBP na blankiecie Wydawnictwa lub na blankiecie NBP. Na odwrocie wszystkich odcinków blankietu należy wpisać tytuł czasopisma, okres prenumeraty, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz wartość wpłaty. Wpłacać należy na konto NBP III O/M Warszawa 1936-7490-139-11.

Prenumerata ulgowa przysługuje wyłącznie osobom fizycznym członkom SNT, studentom i uczniom szkół zawodowych. Warunkiem prenumeraty ulgowej jest poświadczenie blankietu wpłaty (przed jej dokonaniem) na wszystkich odcinkach pieczęcią koła SNT, wyższej uczelni lub szkoły. Sposób zamawiania prenumeraty taki sam jak dla prenumeraty indywidualnej.

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

Przedpłaty na prenumeratę przyjmowane są w terminach:

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

Informacji o prenumeracie udziela Zakład Kolportażu Wydawnictwa NOT-SIGMA, ul. Bartycka 20, 00-716 Warszawa lub skr. poczt. 1004, 00-950 Warszawa, tel. 40-00-21 w. 249, 293, 297, 299 oraz 40-35-89.

Egzemplarze archiwalne czasopism — można nabywać za gotówkę w Klubie Prasy Technicznej w Warszawie, ul. Mazowiecka 12, tel. 27-43-65 oraz w Dziale Handlowym Wydawnictwa ul. Bartycka 20, skr. poczt. 1004, 00-950 Warszawa, na rachunek dla instytucji, lub za zaliczeniem pocztowym dla osób fizycznych.

Cena prenumeraty: kwartalna normalna 390 zł, kwartalna ulgowa 120 zł, półroczna normalna 780 zł, półroczna ulgowa 240 zł, roczna normalna 1560 zł, roczna ulgowa 480 zł.

Wszystkim Czytelnikom, Autorom i Sympatykom TLiA

wielu sukcesów zawodowych i osobistych w 1987 roku

zyczy Zespół Redakcyjny

lotnicza

I ASTRONAUTYCZNA

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

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

Wydawca

**WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej**

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Dlaczego od prototypu do produkcji samolotu czas jest coraz dłuższy?	1
ZE ŚWIATA	2
J. Grzegorzewski: Samoloty rolnicze z napędem turbośmigłowym	3
K. Gilewski, L. Gruchalski: Szkolenie załóg lotniczych w przewyżnianiu zjawiska „uskoku wiatru”.	6
S. Michalak: Optymalizacja sterowania ruchem podłużnym samolotu przy starcie	7
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Czeskie czasowniki i zwroty lotnicze (II)	10
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Zabezpieczenie układów paliwowych samolotów od zapalenia się par paliwa wskutek wylądowań elektrycznych w atmosferze (II)	11
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	12
KARTOTEKA TLIA: Cessna Citation III	13
Valmet L-80TP TurboTrainer	15
M. Kwiatkowski: Urządzenie do wytwarzania preimpregnatów rowingowych z włókien szklanych i węglowych (I)	17
S. Januszewski: Patenty wynalazcze Warchałowskich (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	20
NOWOSCI TECHNICZNE: Turbośmigłowa wersja samolotu Canadair CL-215	23
PROJEKTY: Agusta A1XY	II okł.
PROTOTYPY: Mudry CAP-230	II okł.
LUDZIE POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ: Jerzy Nikol (1905-1985).	III okł.

Na okładce: Samoloty myśliwskie PZL P.11a ze 111, 113 i 114 eskadry 1 pułku lotniczego Warszawa (1937-1939) — rys. K. Cieślak

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

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działów:

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

Rada programowa:

Mgr inż. Z. Círuski, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, mgr inż. W. Jastręski, dr inż. T. Kostła, mgr inż. T. Krótkiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, dr inż. J. Lewitowicz, dr inż. K. Michalewicz, dr inż. M. Michalski, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Milkiewicz, mgr inż. A. Mstórek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. M. Potapowicz, mgr inż. S. Trębacz, mgr inż. R. Zaremba

STRESZCZENIA

GRZEGORZEWSKI J.: Samoloty rolnicze z napędem turbośmigłowym. TLIA, t. XLI, 1986, nr 11/12, s. 3

W artykule omówiono problemy związane z zastosowaniem turbinowych silników śmigłowych do napędu samolotów rolniczych. Przedstawiono rolnicze wersje silników turbinowych PT6A firmy Pratt and Whitney of Canada i opisano samoloty rolnicze z napędem turbinowym pokazane na wystawie samolotów i śmigłowców rolniczych zorganizowanej w Polsce z okazji V konferencji naukowo-technicznej krajów RWPG.

GILEWSKI K., GRUCHALSKI L.: Szkolenie załóg lotniczych w przewyżnianiu zjawiska „uskoku wiatru”. TLIA, t. XLI, 1986, nr 11/12, s. 6

Opisano zjawisko „uskoku wiatru”, sposób przeprowadzenia jego pomiaru oraz metodę szkolenia załóg opartą na wynikach badań tego zjawiska stosowaną w centrum szkolenia amerykańskich linii lotniczych.

MICHALAK S.: Optymalizacja sterowania ruchem podłużnym samolotu przy starcie. TLIA, t. XLI, 1986, nr 11/12, s. 7.

Przedstawiono metodę optymalizacji i automatyzacji kontroli rozbiegu i startu samolotu na przykładzie samolotu pasażerskiego Tu-154. Zaprezentowano algorytm kontroli procesu startu oraz przedstawiono wykresy będące wynikiem obliczeń.

KWIATKOWSKI M.: Urządzenie do wytwarzania preimpregnatów rowingowych z włókien szklanych i węglowych (I). TLIA, t. XLI, 1986, nr 11/12, s. 17

W artykule omówiono proces wytwarzania preimpregnatów rowingowych na tle budowy i działania urządzenia do przemysłowego wytwarzania tego rodzaju preimpregnatów.

JANUSZEWSKI S.: Patenty wynalazcze Warchałowskich. TLIA, t. XLI, 1986, nr 11/12, s. 20

Przedstawiono lotniczą działalność wynalazcza braci Augusta, Adolfa i Karola Warchałowskich w latach 1910-1923 w Wiedniu. Ich patenty dotyczyły samolotów, silników i uzbrojenia lotniczego.

CONTENTS

GRZEGORZEWSKI J.: Turbo-prop ag-planes. TLIA, vol. XLI, 1986, No. 11/12, p. 3

Problems connected with application of turbo-prop engines in ag-plane propulsion systems have been discussed. Agricultural version of the PT6A turbine engines made by Pratt and Whitney of Canada have been shown and ag-planes with propulsion systems, demonstrated at the agricultural aeroplane and helicopter exhibition which was organized in Poland on the occasion of the 5-th scientific-technical conference of the CMEA countries, have been described.

GILEWSKI K., GRUCHALSKI L.: Training of flight crews in overcoming of the "wind shear" effect. TLIA, vol. XLI, 1986, No. 11/12, p. 6

The "wind shear" effect, method to measure it, and method of training flight crews based on results from investigations of this phenomenon and applied at a training centre of American airlines, have been described.

MICHALAK S.: Optimization of controlling longitudinal aircraft motion during take-off. TLIA, vol. XLI, 1986, No. 11/12, p. 7

A method of optimization and automation of controlling aircraft take-off process, including the take-off run, applied to the Tu-154 passenger aeroplane as an example, has been demonstrated. The take-off process control algorithm has been presented and graphs resulting from calculations have been shown.

KWIATKOWSKI M.: A device to produce roving lay-ups of glass and carbon fibre (I). TLIA, vol. XLI, 1986, No. 11/12, p. 17

Roving lay-up making process as well as construction and operation of a device for industrial preparation of lay-ups of this type have been described.

JANUSZEWSKI S.: The Warchałowski patents. TLIA, vol. XLI, 1986, No. 11/12, p. 20

The aeronautical inventive activity of the Warchałowski Brothers, i.e. August, Adolf and Karol, in Vienna in the years 1910-1923 has been presented. Their patents covered inventions within the scope of aircraft and aircraft engines and armament.

cd. na III okł.

NACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA

WYDAWNICTWO
CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH



SIGMA

00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0780-1300/86. Nakład 6550 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. P-65. Cena pojedynczego egzemplarza zł 100.—

Prenumerata roczna zł 1200.—

INDEKS 37909

Jerzy Nikol (1905 ÷ 1985)

Jerzy Feliks Nicole (od 1932 r. Nikol), syn Feliksa pracownika zakładu ubezpieczeń, urodził się w Warszawie 18.05.1905 r. Uczęszczał do gimn. A. Mickiewicza w Warszawie, gdzie w 1924 r. zdał maturę. W szkole średniej (od 1920 r.) zajmował się modelarstwem lotniczym. W 1922 r. wykonał duży latający model dwupłatowca z kartonu z napędem gumowym, wystawił go w tymże roku na wystawie dorobku szkoły. Korzystał z modelarni przy gimn. M. Reja, prowadzonej przez Bernarda Szyccera. W latach 1924÷1929 studiował na Wydziale Mechanicznym (Sekcja Lotnicza) Politechniki Warszawskiej. Na początku 1929 r. rozpoczął pracę jako asystent aerodynamiki w Laboratorium Aerodynamicznym Politechniki Lwowskiej u prof. Zygmunta Fuchsa. We Lwowie wraz z Adamem Nowotnym opracował projekt wstępny szybowca bezogonowego, następnie A. Nowotny z J. Nalezkiewiczem zrealizował go jako NN-1. W czerwcu 1929 r. zdał egzamin dyplomowy inż. mech. w Warszawie. Tematem Jego pracy dyplomowej u prof. Karola Taylora był silnik 7-cylindrowy będący przeróbką silnika Wright Whirlwind (podobną koncepcję miał silnik Czarny Piotruś St. Nowkuńskiego). Od maja 1929 r. do maja 1931 r. pracował jako młodszy konstruktor w Podlaskiej Wytwórni Samolotów, a następnie rozpoczął pracę w Instytucie Badań Technicznych Lotnictwa w Warszawie jako konstruktor.

1.9.1931 r. został powołany do wojska, a 29.2.1932 r. zwolniony z powodu choroby, toteż nie odbył szkolenia lotniczego w Dęblinie.

W 1929 r. jeszcze przed dyplomem rozpoczął projektowanie samolotu amfibii A-2. W 1930 r. zostały wykonane dmuchana kadłuba samolotu w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie. W 1934 r. w tym Instytucie zostały przeprowadzone badania tunelowe modelu całego samolotu. Projekt samolotu został wykonany dzięki dotacjom Dowództwa Marynarki Wojennej. W 1935 r. projekt i obliczenia zostały za-

twierdzone przez Instytut Badań Technicznych Lotnictwa.

W 1936 r. budowę amfibii A-2 rozpoczęły Warsztaty Morskiego Dywizjonu Lotniczego w Pucku. Budowa była prowadzona pod kierunkiem majstra Achimowa. Zakończono ją w lutym 1939 r. W dniu 4.3.1939 r. bęsman Kaczmarczyk wykonał na niej pierwszy lot. Był to jedyny samolot amfibii polskiej konstrukcji wypróbowany na wodzie. Samolot we wrześniu 1939 r. został zdobyty przez Niemców i przewieziony do Rostocka. Inż. Nikol w latach 1932÷1939 był konstruktorem urządzeń badawczych i prowadził pomiary laboratoryjne w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie. Wykonał projekty wag do badań modeli w locie swobodnym, przy gwałtownej zmianie kąta natarcia, do pomiarów momentów poprzecznych przy wychyleniu lotek i do pomiaru momentów zwiasowych lotek i sterów. Opracował publikację „Stateczność samolotów. Zjawisko korkociągu”, która nie zdążyła się ukazać przed wybuchem wojny. W latach 1938÷1939 pracował w Biurze Studiów (konstrukcyjnym biurze prototypowym) Wytwórni Płatowców PZL w Warszawie.

W 1935 r. wykładał budowę samolotów w Państwowej Szkole Lotniczo-Samochodowej w Warszawie. W 1937 r. w Aeroklubie Warszawskim na H-28 i RWD-8 wyszkolił się na pilota samolotowego.

W 1939 r. założył warsztat pn. „Wytwórnia armatur do lamp elektrycznych” w Warszawie przy ul. Puławskiej 11. Podczas wojny w warsztacie tym produkował lampy krefarskie, syreny alarmowe, wahlwe wentylatory stołowe oraz riksze towarowe ze skrzynią z tyłu.

W maju i czerwcu 1945 r. pracował w Centralnym Biurze Lotniczych Badań w Warszawie. Od 1.7.1945 do 1.9.1946 r. był dyrektorem technicznym Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego — Grupa Jelenia Góra (dyrektorem był B. Bochenek), gdzie wykonał projekt wstępny kilkumiejscowego samolotu pasażerskiego, a od 1.9.1946 r. do

30.6.1947 r. był wykładowcą technologii w Ośrodku Szkolenia Zawodowego w Jeleniej Górze oraz w latach 1947÷1948 prowadził wykłady w Szkole Szybowcowej w Jeżowie. Równocześnie 13.6.1946 r. założył Wytwórnice Precyzyjnych Przyrządów Krefarskich „Norma” w Jeleniej Górze, której był dyrektorem technicznym do czasu, gdy 1.1.1949 r. wytwórnia została przeniesiona do Warszawy, a 10.5.1950 r. przejęta przez Spółdzielnię „Skala”. Wytwórnia produkowała cyrkle krefarskie.

W 1946 r. wykonał projekt 6-składowej wagi aerodynamicznej dla Politechniki Łódzkiej (obecnie nieczynna, w Instytucie Pojazdów, ul. Żeromskiego 116). Od 1.1.1949 r. do 30.9.1953 r. pracował w Instytucie Aerodynamicznym Politechniki Warszawskiej jako adiunkt, kierując odbudową urządzeń pomiarowych. W roku akademickim 1950/1951 prowadził wykłady mechanizmów lotniczych w Szkole Inżynierskiej im. Wawelberga w Warszawie. Od 1.12.1953 r. do 31.8.1954 r. był pracownikiem Instytutu Podstawowych Problemów Techniki PAN w Warszawie, gdzie w Zakładzie Mechaniki Cieczy i Gazów w Pracowni Mechaniki Lotu projektował przyrządy pomiarowe i czujniki dla laminarnego tunelu aerodynamicznego. Równocześnie od 18.4.1955 r. do 31.12.1961 r. pracował na pół etatu w laboratorium aerodynamicznym Instytutu Lotnictwa w Warszawie przy tunelu aerodynamicznym o średnicy 5 m. Od 1.9.1964 r. do 30.6.1971 r. był samodzielnym pracownikiem naukowo-badawczym (ówczesny odpowiednik docenta) w Instytucie Automatyki Polskiej Akademii Nauk. 30.3.1971 r. przeszedł na emeryturę. Od 1.8.1971 r. do 30.6.1980 r. pracował jako tłumacz w Branżowym Ośrodku Informacji Naukowo-Technicznej i Ekonomicznej w Mera-PIAP (Przemysłowy Instytut Automatyki Pomiarów) w Warszawie. Zmarł dnia 9.4.1985 r. w Warszawie w wieku 80 lat. Został pochowany na cmentarzu Powązkowskim.

A.G.

ZUSAMMENFASSUNGEN

GRZEGORZEWSKI J.: Agrarflugzeuge mit Turbinen-Luftschrauben-Antrieb. TliA, XLI Jhrg., 1986, H. 11/12, S. 3

In dem Aufsatz werden Probleme der Anwendung von Luftschrauben-Turbinenmotoren für den Antrieb der Agrarflugzeuge behandelt. Es werden die Agrarversionen der Turbinenmotore von Pratt und Whitney of Canada vorgestellt, die auf der Flugzeug- und Hubschrauberausstellung in Polen, anlässlich der wissenschaftlich-technischen Sitzung der RGW-Länder, gezeigt worden sind.

GILEWSKI K., GRUCHALSKI L.: Ausbildung der Flugzeugbesatzungen beim Überwinden des „Windsprung“-Effekts. TliA, XLI Jhrg., 1986, H. 11/12, S. 6

Es wird das Effekt des „Windsprungs“, die Durchführung seiner Messung sowie die Ausbildungsmethode der Besatzungen, gestützt auf Ergebnissen über die Erforschung dieser Erscheinung, die im Ausbildungszentrum der amerikanischen Flugesellschaften angewandt wird, dargestellt.

MICHALAK S.: Optimierung der Steuerung der Längsbewegung des Flugzeuges beim Start. TliA, XLI Jhrg., 1986, H. 11/12, S. 7

Es wird eine Methode für die Optimierung und Automatisierung der Kontrolle beim Anlauf und Start des Flugzeuges am Beispiel des Passagierflugzeuges Tu-154 be-

handelt und der Algorithmus für die Kontrolle des Startvorgangs sowie errechnete Diagramme vorgestellt.

KWIATKOWSKI M.: Einrichtung zur Herstellung von Rowing-Vorimpregnierstoffen aus Glas- und Kohlefasern (I). TliA, XLI Jhrg., 1986, H. 11/12, S. 17

Es wird der Vorgang der Herstellung von Rowing-Vorimpregnierstoffen hinsichtlich des Aufbaus und Wirkung einer Anlage zur fabrikmässigen Produktion dieser Vorimpregnierstoffe erörtert.

JANUSZEWSKI S.: Erfindungspatente der Gebrüder Warchalowski. TliA, XLI Jhrg., H. 11/12, S. 20

Es wird die erfinderische Tätigkeit im Flugwesen der Gebrüder August, Adolf und Karol Warchalowski in den Jahren 1910÷1923 in Wien dargestellt. Ihre Patente umfassten Flugzeuge, Motore und die Flugzeugbewaffnung.

СОДЕРЖАНИЯ

ГЖЕГОЖЕВСКИ Е.: Сельскохозяйственные самолеты с турбовинтовыми двигателями. TliA, т. 41, 1986 г., № 11/12, с. 3

Статья посвящена проблемам, связанным с применением турбовинтовых двигателей для сельскохозяйственных самолетов. Описаны сельскохозяйственные варианты турбовинтовых двигателей ПТ6А фирмы Пратт-Уитней Канада, описаны сельскохозяйственные самолеты с турбовинтовыми двигателями, показанные на выставке сельскохозяйственных

самолетов и вертолетов, состоявшейся в Польше по поводу пятой научно-технической конференции стран СЭВа.

ГИЛЕВСКИ К., ГРУХАЛЬСКИ Л.: Обучение экипажей самолетов борьбе с явлением градиента ветра по высоте. TliA, т. 41, 1986 г., № 11/12, с. 6

Описано явление градиента ветра („ножницы ветров“), методы его измерения и метод обучения экипажей, опертый на результатах исследований этого явления, применяемый в учебительном центре американских авиалиний.

МИХАЛЯК С.: Оптимизация управления продольным движением самолета на взлете. TliA, т. 41, 1986 г., № 11/12, с. 7

Описан метод оптимизации и автоматизации контроля разбега и взлета самолета на примере пассажирского самолета Ту-154. Показан алгоритм управления взлетом и приведены диаграммы, являющиеся результатами расчетов.

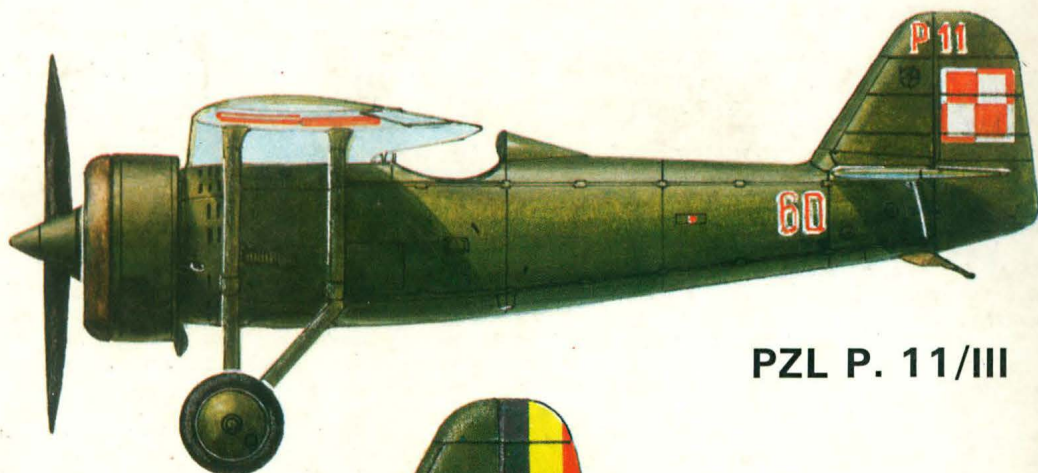
КВИТКОВСКИ М.: Установка для изготовления преимпрегнированных материалов из стекловолна и графитового волокна (I ч.). TliA, т. 41, 1986 г., № 11/12, с. 17

В статье описан процесс изготовления преимпрегнированных материалов типа „ровинг“ на фоне устройства и работы установки для промышленного изготовления данного типа материалов.

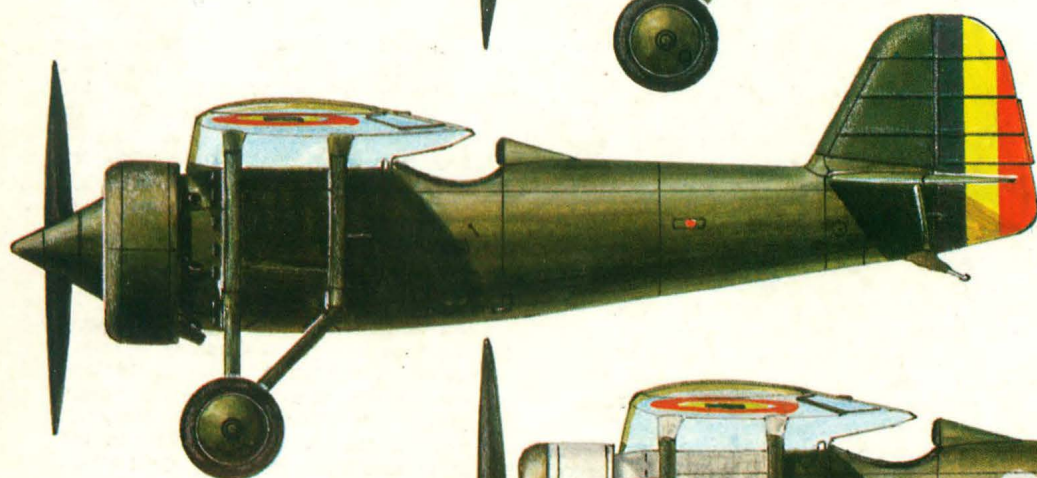
ЯНУШЕВСКИ С.: Патенты Вархаловских на изобретения. TliA, т. 41, 1986 г., № 11/12, с. 20

Описана деятельность братьев Августа, Адольфа и Кароля Вархаловских в 1910—1923 г. в Вене в области изобретений в авиации. Их патенты относились к самолетам, двигателям и оборудованию.

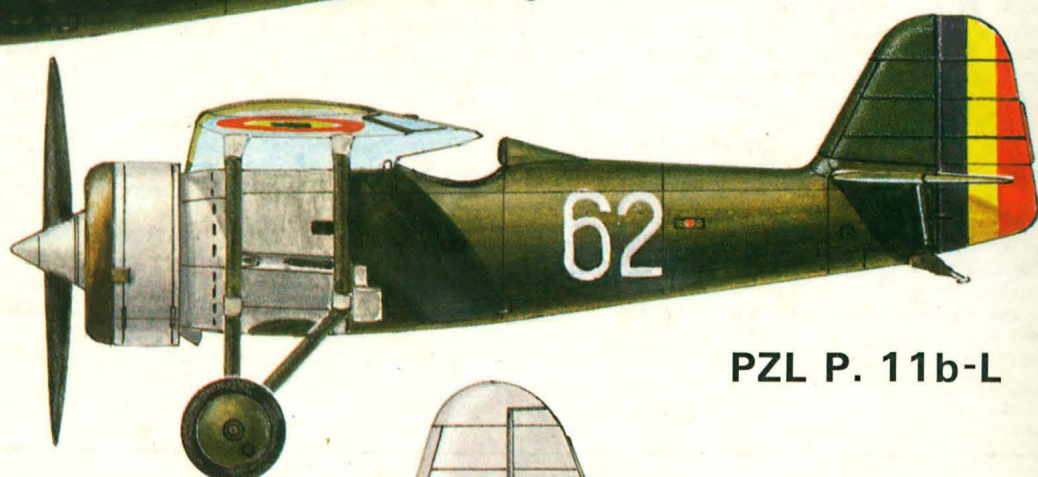
SAMOLOTY PZL P. 11



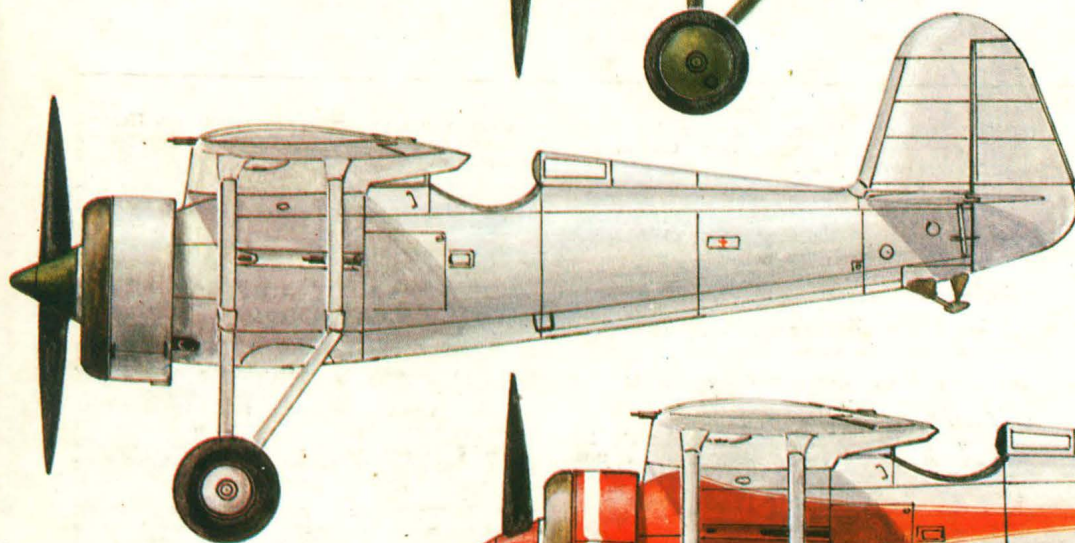
PZL P. 11/III



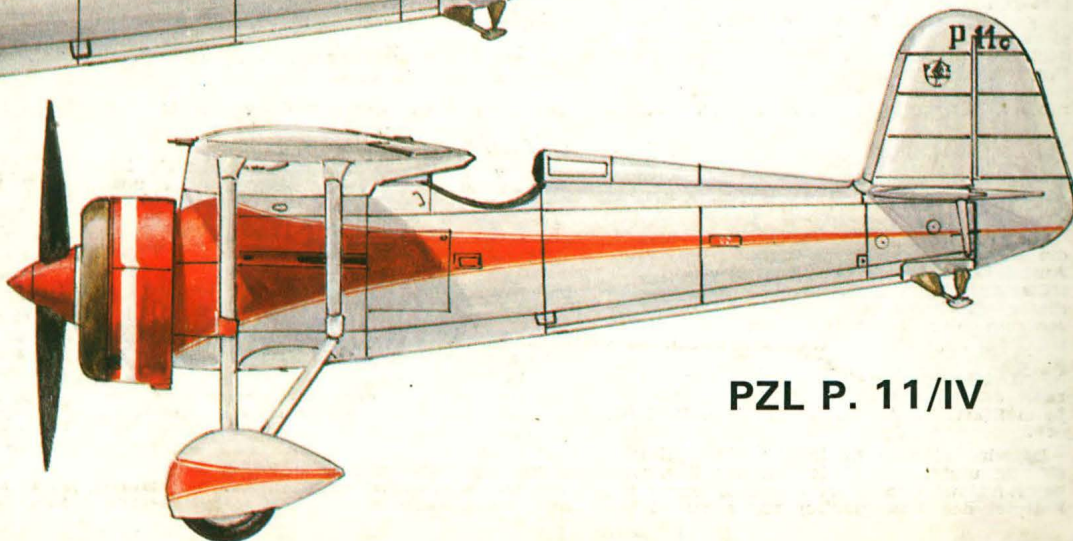
PZL P. 11 b-K



PZL P. 11b-L



PZL P. 11/IV



PZL P. 11/IV