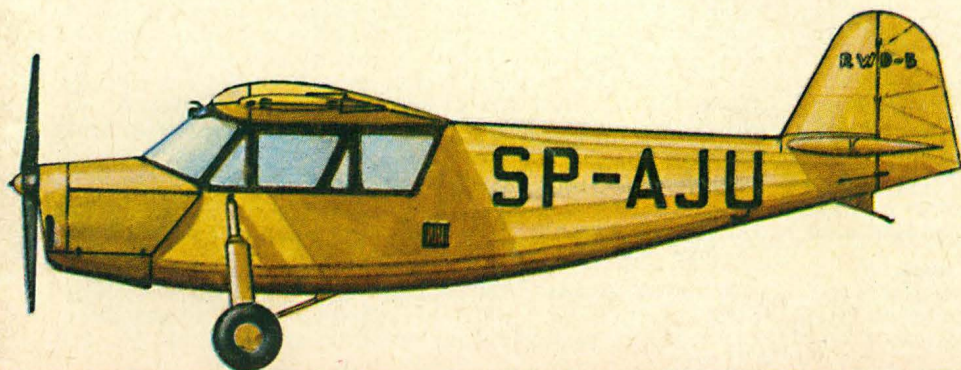
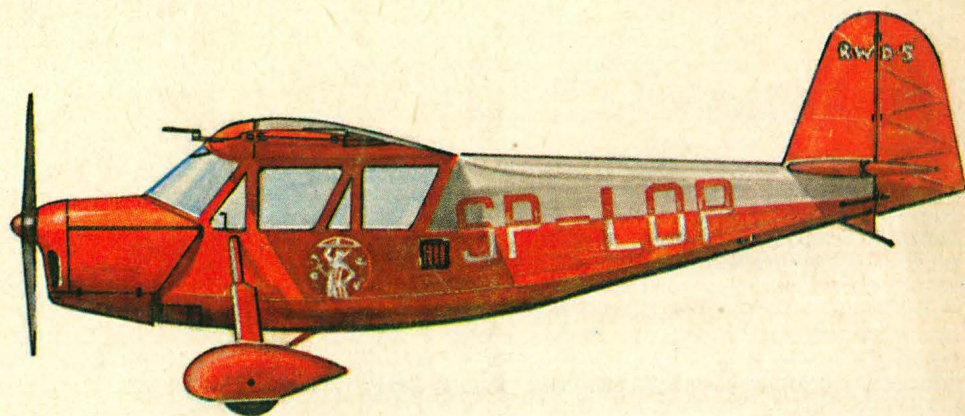
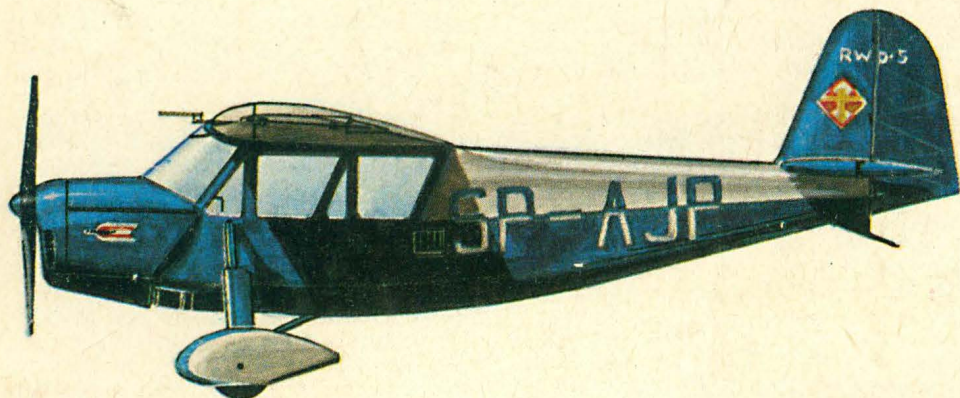
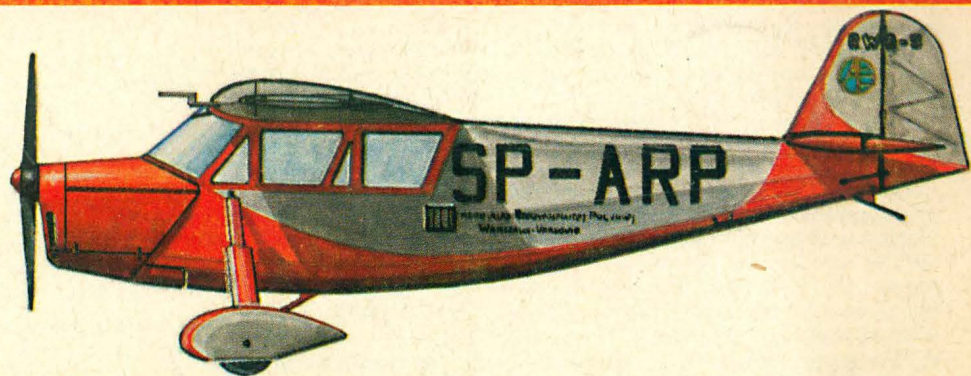


TECHNIKA

1'78

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 20,-



● 29 июля т.г. в г. Аддис-Абеба представители Временного Военного Правительства Социалистической Этиопии и ПНР подписали договор о гражданском воздушном сообщении между обеими странами.

● 7 июля взлетел в первый полёт в г. Мелец учебно-тренировочный самолет М-17 с двигателем Вальтер 6-III. Проект этого самолета — под названием ЭМ-5А — был несколько лет тому назад разработан на Механическо-Энергетическо-Авиационном Факультете Варшавского Политехнического Института группой студентов под руководством Эдуарда Марганского.

● Разработан в г. Свидник вертолет Ми-2М отличается от типа Ми-2 прежде всего мощностью двигателя, увеличенной до 450 лс. В систему регулировки введен автоматический ограничитель мощности, работающий с учётом температуры окружающего воздуха. Применены также новые жаростойкие материалы на лопасти турбины. Увеличение мощности двигателя улучшает безопасность полета — при отказе одного двигателя — а также летные характеристики вертолета. Безопасность повышает также применение независимой топливной системы для каждого двигателя. (но при отказе одной из систем другая может питать два двигателя). Значительно модифицирован также фюзеляж вертолета. Ми-2М имеет четверо раздвижных дверей, что облегчает загрузку в транспортном варианте, а также при перевозке больных в тяжелом состоянии, когда их провозят на носилках. Увеличен шаг кресел, что увеличивает просторность кабины. Увеличена также колея шасси, что улучшило руление на мягком грунте.

● Большим спросом пользуется сельскохозяйственный Ми-2. Его продают м. др. в Иран, Ирак и Югославию.

● На аэродроме в Киеве состоялись в июне м-це прошлого года международные состязания социалистических стран по высшему пилотажу на самолетах. Победила команда СССР на самолетах Як-50. Польская команда завоевала серебряную медаль. Индивидуально из 5-ти польских спортсменов в финал вошли: П. Павляк — на пятом и М. Герник — на восьмом месте. Они летали на самолетах Злин-50Л.

● В августе м-це т.г. три польских спортсмена — И. Ленартович и Е. Попёлэк из Краковского Аэроклуба и В. Сьвядэк из Аэроклуба г. Жешув участвовали во II чемпионате мира по пилотажу легких самолетов, который состоялся в Вельс в Австрии. Польские пилоты летали на самолетах Вильга 35. В чемпионате участвовали 42 летчики из 19 стран, в том числе команды из ЧССР и ПНР. Пилот Попёлэк завоевал четвертое место (перед спортсменами из Швеции, США и Австрии), Ленартович — пятое. Польская команда заняла II место перед Швейцарией.

● В международных планерных состязаниях социалистических стран (г. Лешно, май т.г.) приняли участие пилоты из Чехословакии, Кубы, ГДР, Румынии, Польши, Венгрии и СССР — на 42 планерах. Польская команда заняла III место (за ЧССР и ВНР). Индивидуально — по стандартному и открытому классу — победили спортсмены ЧССР. Польские спортсмены заняли: Круликовский — шестое и Кэмпка — второе место. В состязаниях женщин первое место заняла спортсменка из ВНР, польская спортсменка Маевска заняла третье место.

● В ФРГ (Динслакэн) состоялись международные планерные состязания в трех классах, открытой, стандарт и клубовой. В классе клубовых планеров успех имел 21-летний спортсмен из Аэроклуба г. Радом — Влодарчик, который на планере Ка-6Е занял первое место. В классе стандарт участвовали: из ПНР С. Зентэк на АСВ-19 и Е. Мадейчик — на ДГ-100. Зентэк занял четвертое, Мадейчик — шестое место, на 29 участвующих.

● Первое место П. Маевской и второе — А. Данковской в III Международных Женских Планерных Состязаниях в ФРГ опять принесли славу польским спортсменкам.

● В 1977 г. польская сельскохозяйственная авиация получила значительную техническую помощь, так как увеличила вертолетный парк на 15 машин. Вертолеты применяются — почти исключительно — для обслуживания сельскохозяйственных комбинатов. Комбинатов в Польше 39, средней величиной в 22 тысячи га.

● Air Agreement with Ethiopia: A Civil Air Transport Agreement was signed at Addis Abeba on July 29, 1977 by delegations of the Interim Military Government of the Socialist Ethiopia and the Polish People's Republic.

● M-17 School — Training Airplane with Walter 6-III Engine: On July 7, 1977, the M-17 school — training aircraft powered by a Walter 6-III engine took off from the airfield at Mielec for its first flight. The design concept of this aircraft was worked out by students of the Warsaw Technical University, at the Mechanical Faculty of Power-and-Aeronautical Engineering, and supervised by Edward Margański. It was built however by the Research — Development Center of Transport Equipment at the WSK-PZL-Mielec works.

● Mi-2M Helicopter Developed at the WSK-PZL-Swidnik Works: A new development version of the Mi-2 helicopter was developed at Świdnik. The new version, designated Mi-2M, chiefly differs from its predecessor by an increased power rating up to 2 × 450 HP. The control system was equipped with an automatic power limiter, ambient air temperature — dependant. The turbine blades were made of new heat-resisting materials. The increased engine power not only improved the flight safety but also the helicopter performance characteristic. The fuselage was also modified. The Mi-2M has four sliding door which are very useful in the transport and ambulance versions. Seats spacing was changed so there is more space in the cockpit. The last improvement was the increase of the wheel track resulting in better taxiing conditions on soft ground.

● Mi-2M Helicopter in Agricultural Version: The agricultural version of the Mi-2M is in great demand in foreign markets. The equipment is sold to Iran, Iraq, Yugoslavia and other countries.

● International Contests in Aerobatics of the Socialist Countries at the Kiev Airport: The Internationals in Aerobatics were organized in June last year in Kiev. The Soviet team, flying the Yak-50s, became winners. The Polish team won a silver medal. Individually, two out of five Polish contestants qualified for the finals: P. Pawlak as fifth and M. Hernik as eighth. Both of them flew the Zlin-50L aerobatic airplane.

● IInd World Championships in Pilotage of Light Aircraft: Poland's three representatives — K. Lenartowicz and E. Popiolek (Aeroclub of Cracow), and W. Świątek (Aeroclub of Rzeszów) participated in the IInd World Championships in Pilotage of Light Aircraft organized in Wels, Austria, in August 1977. Polish pilots flew the modified Wilga-35 airplanes. There were 42 pilots from 14 countries participating. E. Popiolek got fourth placing (before contestants from Sweden, the USA and Austria) and K. Lenartowicz was fifth. Poles as a team got second placing before Sweden.

● International Gliding Competition of the Socialist Countries at Leszno: Glider pilots from Czechoslovakia, Cuba, Democratic German Republic, Romania, Poland, Hungary and the Soviet Union participated — on 42 sailplanes. As a team Poles were third (after Czechoslovakia and Hungary). Individually, Czechoslovakians were winners both in the Open and Standard Class. Królikowski was sixth and Kępka was second respectively. In Ladies' Contests a Hungarian pilot was first and Pelagia Majewska was third.

● International Gliding Competition in the Federal German Republic (Dinslaken): The Internationals were organized in three classes; Open, Standard and Club. In the Club Class the winner was twentyone years old Włodarczyk of the Aeroclub of Radom who flew the Ka-6E sailplane. In the Standard Class, S. Zientek on ASW-19 was fourth and J. Madejczyk on DG-100 was sixth for 29 participants.

● Pelagia Majewska and Adela Dankowska Second: Polish woman glider pilots became winners at the IIIrd International Ladies' Gliding Competition in the Federal German Republic.

● Polish Agricultural Aviation in 1977: Polish Agricultural Aviation received a considerable technical assistance in the form of 15 helicopters. They are used almost exclusively for servicing agricultural combines. There are 39 combines in Poland of 22 000 hectares each.

Adres Redakcji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5
 Tel. 27-25-41

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Nowy prototyp, licencja czy modyfikacja	1
STATYSTYKA LOTNICZA: Produkcja śmigłowców lekkich w USA 1975÷1981 [szt.]	3
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	4
W. Waškowski: Wytwórnia śmigłowców Aerospatiale w Marignane	6
J. Sandauer: Teoria przelotu szybowcowego metodą delfinowania oraz zasady lotu dynamicznego (I)	10
R. Kudelski, W. Ząbkowicz: Pokładowy system pomiarowy typu MSP/ITWL	16
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	18 i 26
KARTOTEKA TLiA: PZL M-18 Dromader	19
Marcel Dassault Super Etendard	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Obróbka termiczna radzieckich stopów aluminium	23
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Aerostaty	25
J. Błachnio, M. Stukonis: Korozja elementów agregatów paliwo- wych silników turbinowych i jej zapobieganie	27
J. Łunarski: Wytrzymałość zmęczeniowa stopów tytanu w zakre- sie odkształceń sprężysto-plastycznych po obróbce wykańcza- jącej	32
PROTOTYPY: Bell XV-15. American Jet Hustler	34
A. Glass: Pojęcie samolotu myśliwskiego i pościgowego w Polsce przed 1939 r. (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNI- CZEJ)	35
J. B. Cynk: Jeszcze o samolocie myśliwskim Jastrząb (Z DZIE- JÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	35
POCZTA LOTNICZA: Samolot Caproni „Polonia” do lotu przez Atlantyk. Szpak 4A z krytą kabiną	36
Roczny spis treści TLiA 1977	37

Na okładce: samolot RWD-5 — rys. K. Cieślak



WYDAWNICTWA
 CZASOPISM
 TECHNICZNYCH NOT

Warszawa
 Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

mgr Zofia Reyzz-Rubini

Redaktorzy działowi:

mgr inż. K. Dąbrowski, dr inż. A. Gołędzi-
nowski, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż.
W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K.
Szumielewicz

Rada Programowa:

mgr inż. M. Augustynowicz, mgr inż. A. Glass,
dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzego-
rzewski, mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jan-
celewicz, mgr inż. E. Kotodziński, mgr inż.
T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, mgr inż.
T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż.
R. Legięcki, mgr inż. A. Misiorek, mgr Z. Paw-
lak, inż. R. Woliński.

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1 W-wa. Zam. 963. Nakład 4050 egz.
 Prenumeratę na kraj przyjmują Oddziały RSW „Prasa—Książka—Ruch” oraz
 Urzędy Pocztowe i doręczyciele.

Papier ilustr. V kl. 70 g. A1. S-19.

Cena pojedynczego egz. zł 20.—

Prenumerata roczna zł 240.—

INDEKS 38006/37909

GLASS A.

A New Prototype, Licence or Modification

The author compares three ways of introducing a better product into production, i.e. new design, development of the old product by significant modifications, and the purchase of a licence. Economical aspects of the three ways and time periods required for their accomplishment are shown.

WAŚKOWSKI W.

Aérospatiale Helicopter Factory in Marignane

The article describes products of Aérospatiale — successive designs, their performances and introduced technical novelties. It analyses causes of export successes of the company, and describes the organization of work in production and training departments at the Aérospatiale plants.

SANDAUER J.

Theory of Dolphin-Style Glider Flight and Principles of Dynamic Flight (I)

The article discusses the state of the dolphin-style flight theory and the resultant flight tactics, and analyses optimal flight parameters in model weather conditions. The basic principles of dynamic flight are described, indicating the possibility of further advance in the utilization of thermals.

KUDELSKI R., ZĄBKOWICZ W.

MSP/ITWL Type Airborne Measuring System

The article describes the construction and operation of a modular measuring system used in on-board research of flying objects.

BŁACHNIO J., STUKONIS M.

Corrosion in Elements of Engine Fuel Units and Its Prevention

This article gives the course of the corrosion process in elements of fuel systems of turbine engines. Corrosion-accelerating agents and corrosion effects are described as well as the methods employed to prevent corrosion in fuel systems.

LUNARSKI J.

Fatigue Strength of Titanium Alloys in the Range of Elastic and Plastic Strains after Finishing

The article discusses the results of tests of the finishing process effects on fatigue strength of titanium alloys and methods of improving the life of these alloys (static and dynamic burnishing, polishing and suchlike).

GLASS A.

Concepts of Fighter and Pursuit Planes in Poland Before 1939

Additionally to the evaluation of the Jastrząb fighter the author gives definitions of pursuit and interceptor planes and their effects on the concepts of Polish fighter planes before 1939.

CYNK J.

Once More About Jastrząb Fighter

Mr Zink's article, which is a follow-up of his article published in TLiA No. 2/77, gives some additional information on the second prototype of Jastrząb and on its evaluation based on comparative test flight with Severski P-35.



Nowy prototyp, licencja czy modyfikacja

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Autor porównuje trzy drogi wprowadzenia lepszego wyrobu do produkcji: zaprojektowanie nowej konstrukcji, rozwój dotychczasowej przez dużą modyfikację oraz wzięcie licencji. Pokazano aspekty ekonomiczne tych dróg i okresy czasu potrzebne na ich realizację.

Wbrew często lansowanej w przemyśle teorii, że gdy chce się mieć nowy samolot spełniający aktualne wymagania, trzeba tworzyć zupełnie nowy w koncepcji prototyp — 75-letnia światowa i krajowa praktyka wykazuje, że w największych seriach budowano samoloty, które były bądź ewolucją poprzednich typów, bądź przeszły dość duży rozwój od prototypu do wielu udanych wersji seryjnych.

Wystarczy rzucić wstecz okiem na dzieje każdego ze znanych samolotów. Nawet pierwszy samolot braci Wright Flyer I nie był nową konstrukcją, lecz stanowił konsekwentny rozwój trzech poprzedzających go szybowców Wrightów, zaś sukcesy w 1908 r. w Europie odnosiły samoloty Wright A, będące konsekwentnie doskonalonymi wersjami rozwojowymi samolotów Flyer I, II i III z 1903, 1904 i 1905 r. Tak, do produkcji w Europie weszła dopiero czwarta konstrukcja Wrightów, a najbardziej udana była odmiana Wright B produkowana w latach 1910—1912.

A słynna Dakota? Wpierw powstał w 1933 r. prototyp Douglas DC-1, którego ulepszona odmiana DC-2 weszła w 1934 r. do produkcji. W 1935 r. powstał DC-3. Samolot ten przeszedł wiele drobnych ulepszeń i był produkowany przez 10 lat z silnikami o większej mocy jako C-47, czyli Dakota, zaś z licencji jako Li-2.

Czy nasz PZL P-11c, lub P-24 powstały od razu? W 1929 r. był oblatany pierwszy prototyp PZL P-1, a następnie jego ulepszony drugi prototyp P-1/II. W 1930 r. powstał PZL P-6, na którym Orliński odniósł sukcesy w Paryżu i w Cleveland, lecz samolot ten nie wszedł jeszcze do produkcji. Od 1933 produkowany był PZL P-7a, różniący się dość wyraźnie od swych dwóch pierwszych prototypów. A nie był to jeszcze samolot w pełni udany. Później były dwa prototypy PZL P-8, PZL P-11 miał trzy wielokrotnie modyfikowane prototypy. Pierwsze dwie odmiany seryjne, P-11a i P-11b były krótko w produkcji. W pełni dojrzałym samolotem myśliwskim był dopiero P-11c. Rozwój jego poczynając od P-1 zajął 6 lat i wymagał zbudowania 200 egzemplarzy samolotów wcześniejszych wersji. PZL P-24, produkowany od 1936 r. był jego następcą. Zaprzestanie dalszego rozwoju tej dziedziny samolotów i przystąpienie do prac nad zupełnie nową konstrukcją, Jastrzębiem, pozbawiła nas na ponad 5 lat nowych udanych samolotów tej kategorii. Natomiast Rumuni potrafili rozwinąć P-24 w bardzo udany samolot myśliwski IAR-80. Równocześnie Anglicy rozwinęli swój dwupłatowy samolot Hawker Hart w dolnopłat myśliwski Hurricane, wykorzystując kadłub i usterzenie.

Spójrzmy na linię rozwojową samolotów Jakowlewa. Samolot treningowy UT-1 z 1935 r. i jego ulepszona odmiana UT-2 z 1936 r. przekształcili się po wojnie w samolot Jak-18, który rozwijał się poprzez wersje Jak-18 U,

Jak-18 A i Jak-18 PM, a w 1964 r. powstał produkowany obecnie Jak-18 T i w 1975 r. Jak-50. Daje to czterdzieści lat rozwoju samolotu.

Podobnie było z myśliwcami Jakowlewa. Jak-1 z 1939 r. został zastąpiony przez samoloty Jak-1M i Jak-7, a potem przez Jak-3 i Jak-9. Z Jaka-3 rozwinęły się po wojnie odrzutowe Jak-15 i Jak-17 (1948 r.) i treningowy Jak-11. Cała rodzina wywodząca się z jednej konstrukcji. A pierwszy myśliwski Jak też dużo wzięł od swych młodszych braci, samolotów sportowych AIR.

Wytwórnia Vickers-Supermarine chwaliła się tym, że od prototypu Spitfire do Swifta, w każdej kolejnej nowej konstrukcji wykorzystywała co najmniej 70% elementów poprzedniego samolotu. A były to następujące maszyny: F 37/34, Spitfire od wersji I do 24, Seafire, Spitfire, który otrzymał nowy płat, odrzutowy Attacker, w którym użyto skrzydła, usterzenie, kabinę i napędy sterowania od Spitfela i Swift, będący odmianą Attackera ze skośnym płatem.

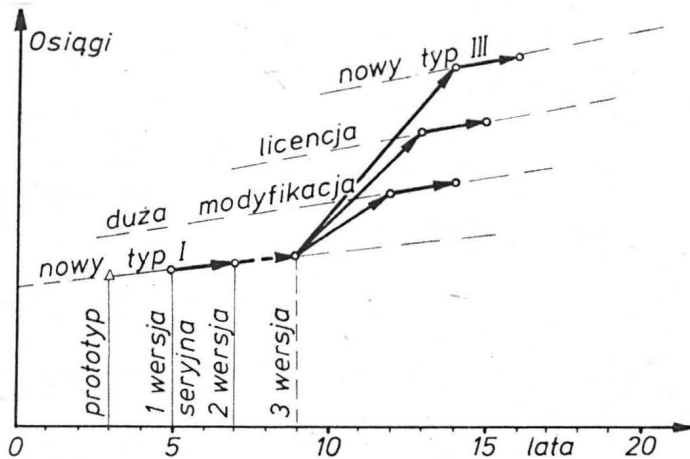
Samoloty MiG-21 i F-4 Phantom produkowane są od przeszło 20 lat. Oczywiście są ciągle modyfikowane, wciąż powstają ich nowe wersje o bogatszym wyposażeniu elektronicznym czy z nowymi odmianami silników o większym ciągu.

A jak wygląda nasza praktyka i nasze możliwości w tym zakresie? O P-11c i P-24 już mówiliśmy. Osiągnięcia naszych szybowców niewątpliwie są wynikiem rozwoju rodzin Orlików, Jaskółek, Much, Bocianów, Fok (do której należą też Cobra), czy Jantarów. Samoloty RWD-1, -2, -3, -4, -5 i -7 to też jedna rodzina podobnie jak RWD-6, -9, -13, i -15. Również Junak-1, Zuch-1, Zuch-2, Junak-2, Junak-3 stanowiły rodzinę. Można też mówić o rodzinie Wilg: (Wilga 1, -2, -6, -3, -32, -35), czy zapoczątkowanej dopiero rodzinie Kruków. Słuszną drogą był też rozwój Jaka-12M w Gawrona. Bardzo interesującym rozwiązaniem jest M-18 rozwinięty z Thrusha.

Lecz czy wszystkie możliwości były wykorzystane? Jak-12A mógł być rozwijany dalej, lecz przeskodziło temu powstanie Wilgi. Może należało w Wildze skorzystać z doświadczeń zebranych na Jaku. Mimo licznych wersji samolotu An-2 nie pokuszono się o większy rozwój tego samolotu — ani w celu zwiększenia jego ładunku np. przez wzrost powierzchni nośnej, ani o wzrost osiągnięć przez zastosowanie silnika turbośmigłowego, ani też przez stworzenie wersji jednopłatowej jedno-, czy dwusilnikowej. Nie byłyby to takie kosztowne przeróbki, a mogły zwiększyć zbyt samolotu i przedłużyć jego produkcję. W wielu krajach tworzy się dziś wersje turbośmigłowe samolotów szkolno-treningowych (Beech Turbo Mentor, Pilatus Turbo Trainer). Czy Turbo-Bies nie mógłby znaleźć zastosowania w szkołach lotniczych, gdzie dba się o niskie koszty szkolenia? Iskra mimo ciągłego rozwoju (Iskra, Iskra 100, Iskra 200, Iskra jedynomiejscowa) zmieniła się raczej nie zbyt radykalnie. Może warto było pokusić się o wersję z płatem nadkrytycznym lub skośnym (opartym o doświadczenia MiGa-17) albo też o wersję z dwoma silnikami. Mi-2 doczekał się nie tylko wielu wersji, lecz i modyfika-

cji Mi-2M, a jego następca niewątpliwie nawiązuje do doświadczeń zebranych na Mi-2.

Gdy powstaje zapotrzebowanie na nowy samolot — zawsze przed przemysłem staje dylemat: stworzyć nową konstrukcję, zakupić licencję, czy zmodyfikować samolot produkowany. Jeśli wymagana jest nieduża poprawa osiągnięć czy ładunku, w stosunku do samolotu produkowanego, na pewno najbardziej opłacalna jest modyfikacja. Często zmiana napędu, powiększenie wymiarów kadłuba, zmiana aerodynamiki skrzydła, czy zmiana wyposażenia elektronicznego — dają samolot o zupełnie nowej wartości użytkowej. Lecz jak długo można samolot modyfikować? Gdzie leży kres możliwości rozwoju samolotu poprzez modyfikację?



Rys. 1. Wzrost osiągnięć samolotów w produkcji w wyniku opracowywania nowych wersji, dużej modyfikacji, licencji i opracowania nowego typu

I czy taki kres istnieje? Przykład przemiany Spitfire'a w Swifta pokazuje nam niemal nieograniczone możliwości ewolucji, jeśli wciąż dokonuje się poważnych modyfikacji. Dopiero po opracowaniu konkretnego projektu wstępnego, w zależności od stopnia modyfikacji można zorientować się, czy uzyska się wymaganą poprawę cech samolotu. Gdy modyfikacje są zbyt rzadkie — to otrzymujemy nową konstrukcję w której wykorzystano doświadczenia z poprzedniej. Tam gdzie nie jest już możliwa ewolucja — potrzebny jest skok jakościowy. Warto też pamiętać, że użytkownicy, którzy nabrali zaufania do danego typu i mają urządzenia do jego obsługi technicznej i remontów — chętnie widzą nowe wersje posiadanego typu samolotu. Dlatego modyfikacja znacznie łatwiej znajduje nabywców, niż nowy typ. Z tej też przyczyny wytwórnie czasem dla nowej konstrukcji używają nazwę swego popularnego samolotu tej samej klasy sugerując, że jest to wersja rozwojowa.

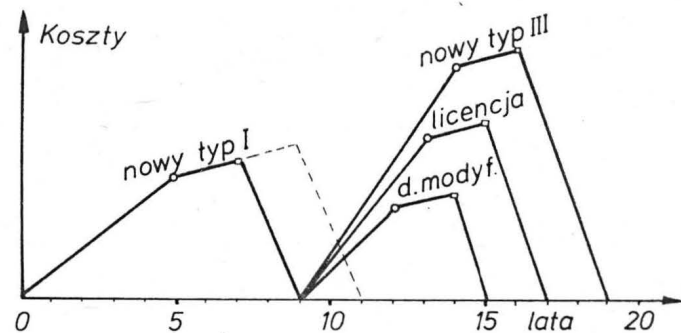
Licencja wcale nie jest tak dobrym lekarstwem na wszystkie kłopoty, jak to się na ogół sądzi. Licencja częstokroć jest u nas wygodna dla wytwórni, gdyż nie łoży na nią zakład ze swego funduszu postępu technicznego, ponieważ płaci za nią zjednoczenie lub ministerstwo. Łatwiej jest też uzyskać środki na nową technologię przy licencji niż przy pracach własnych. Jednakże, by licencja szybko zaowocowała — niezbędne jest odpowiednie przygotowanie techniczne zakładu do jej przyjęcia. Jeżeli zakład nie prowadził przynajmniej doświadczalnych prac konstrukcyjnych i technologicznych w zakresie branej licencji to — po pierwsze: uruchomienie produkcji licencyjnej będzie zbyt powolne, po drugie: wystąpią trudności z właściwą jakością wyrobu licencyjnego, co będzie dużym problemem jeśli spłaty licencji odbywają się za pomocą dostaw tego wyrobu i po trzecie — zakład nie będzie umiał rozwijać licencji (nie mając biura konstrukcyjnego, które stać na samodzielnej pracy) czyli licencja nie zostanie wykorzystana jako podciągnięcie naszego przemysłu do określonego poziomu.

Licencja brana przez zakład nie przygotowany do tworzenia dalszych konstrukcji staje się czynnikiem rozrzu-

szającym zakład z twórczej pracy nad rozwijaniem licencji i doprowadza do zastoju pod względem doskonalenia wyrobu. Następstwem tego jest oczekiwanie na dalsze licencje. Taka oportunistyczna działalność w rachunku wieloletnim prowadzi do zbyt skromnych wyników ekonomicznych zakładu, znacznie mniejszych niż w zakładach prowadzących twórczość konstrukcyjną.

Wzięcie licencji jest uzasadnione w dwóch wypadkach. Jeśli pozwala ona na podniesienie własnego poziomu technicznego i technologicznego, czyli daje możliwość startu z nowego, konkurencyjnego poziomu lub, jeśli jest uzasadniona ekonomicznie, tj. zapotrzebowanie na dany wyrób jest duże (niezależnie od jego poziomu technicznego i technologicznego) a produkcja będzie opłacalna.

Biorąc licencję można uzyskać wyrób lepszy od poprzednio produkowanego, na pewno udany, często tańszy od nowej konstrukcji, choć nie najnowocześniejszy i nie najatrakcyjniejszy na rynkach zagranicznych, przynoszący z reguły nowe technologie, lecz zarazem trzeba pokonać



Rys. 2. Koszty opracowania modyfikacji, licencji i nowego typu

trudności z wprowadzeniem tych technologii, uruchomieniem produkcji lub zakupami nowych materiałów oraz z obcymi normami. Należy przy tym pamiętać, że w lotnictwie nie ma licencji na kompletny samolot czy silnik, lecz zawsze około 20% wyposażenia osprzętu itp. musi być importowana ze względu na nieopłacalność produkowania go w kraju w małej liczbie. Oznacza to stałe zakupy dewizowe.

Warto też wiedzieć, że licencjodawca sprzedaje licencję w określonych sytuacjach: gdy wyrób uznał za mało atrakcyjny i chce go wycofać z produkcji (a nowy wprowadzić na jego miejsce), lub gdy jego możliwości produkcyjne są mniejsze od zapotrzebowania a nie zamierza łożyć na nowe inwestycje. W tym drugim przypadku korzystniejsza jest kooperacja dająca niższe koszty produkcji przez specjalizację w wytwarzaniu wybranych elementów.

Zupełnie nowa konstrukcja jest uzasadniona tylko w wypadku nowych jej zadań, poważnie różniących się od zadań poprzedniej konstrukcji i nie dających się zaspokoić przez poważną modyfikację konstrukcji poprzedniej. Nowa konstrukcja może przynieść największy skok naprzód (choć nie musi), jeśli jej optymalizacja została przeprowadzona dostatecznie wnikliwie. Lecz tworzenie nowego samolotu pociąga za sobą największe koszty i największe ryzyko. Nowe samoloty muszą powstawać i powstają. Np. takie problemy jak pasażerskie loty naddźwiękowe można było rozwiązać tylko przez stworzenie Tu-144 i Concorde. Jednak wiele czynników, m.in. konserwatyzm użytkowników, powodują, iż zdobywają one rynek powoli i z trudnościami.

Decyzja czy wybrać modyfikację, licencję czy nową konstrukcję — może być trafnie podjęta tylko w wyniku dokładnej analizy ekonomicznej, kosztów, korzyści technicznych i przyszłych zysków sprzedaży. Światowa praktyka przemysłu lotniczego wykazuje, iż blisko 70% wprowadzanych do produkcji samolotów to modyfikacje, około 15% to licencje i produkcja kooperacyjna, zaś pozostałe 15% to nowe konstrukcje. Dlatego wszystkie wytwórnie na świecie kładą główny nacisk na modyfikacje samolotów i silników znajdujących się w produkcji.

Wszystkim Czytelnikom, Autorom i Sympatykom TLiA

wielu sukcesów zawodowych i osobistych w 1978 roku

życzy Zespół Redakcyjny


Produkcja śmigłowców lekkich w USA 1975 ÷ 1981 [szt.]

Typ śmigłowca	Silnik	Moc [KM]	Do 1975	1975	1976	1977	1978	1979	1980	1981	Razem	Średnia cena [\$] w 1974 i 1975
Bell UH-1/205/212												
Wojskowe												
UH-1A-UH-1E/F	T53L-5-9-11	960—1100	4396	—	—	—	—	—	—	—	4396	
UH-1H	T53L-13B	1400	4380	180	140	88	48	24	—	—	4860	520 000
UH-1W/TH-1H	T53L-13B	1400	30	—	—	—	12	12	12	—	66	
UH-1N	T400CP-400	2 × 900	121	24	24	24	15	24	18	18	262	1 100 000
	(odm. Twin. Pac.)											
Razem			8927	204	164	103	84	60	30	18	9584	
Cywilne												
205A/AB-205	T53-13B	1400	212	48	36	24	24	18	18	12	392	425 000
212	PT6T-3	2 × 900	196	84	84	72	72	48	48	36	640	820 000
Razem			408	132	120	96	96	66	66	48	1032	
Produkcja licencyjna												
Agusta (Włochy) AB-204B	T53L-11	1100	260	—	—	—	—	—	—	—	260	
AB-205/205A-1	T53L-13A/B	1400	296	24	24	24	18	12	12	6	416	
AB-212/212AS	PT6T-3	2 × 900	40	—	—	—	—	—	—	—	—	
Dornier (RFN) UH-1D	T53L-11	1100	352	—	—	—	—	—	—	—	352	
Fuji (Jap.) 204B	T53L-11A	1100	124	—	—	—	—	—	—	—	124	
Taiwan 205A	T53L-13A/B	1400	72	24	24	24	18	18	18	12	174	
Razem			1144	48	48	48	36	30	30	18	1326	
Łącznie			10503	426	374	289	258	192	156	102	12300	
Bell AH-1												
AH-1G	T53L-13A	1400	1078	—	—	—	—	—	—	—	1078	
AH-1S	T53L-703	1485	—	—	—	18	36	48	48	48	198	1 100 000
AH-1J	T400CP-400	1800	61	10	—	—	—	—	—	—	71	1 440 000
	(Twin. Pac.)											
AH-1J	T400WV-400	1970	—	2	12	18	18	18	12	—	80	
	udosk. odm. Twin. Pac.											
AH-1J (Iran)	T400WV-400	1970	36	48	48	48	22	—	—	—	202	
AH-1Q	T53L-13	1400	120	45	—	—	—	—	—	—	—	
AH-1R	T53L-703	1485	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
Razem			1175	60	60	84	76	66	60	48	1629	
Planowane rekonwersje												
AH-1G na AH-1Q	T53L-13B	1400	120	45	—	—	—	—	—	—	165	
AH-1G na AH-1S	T53L-703	1485	—	—	60	96	86	48	—	—	290	
AH-1G na AH-1R	T53L-703	1485	—	1	—	—	12	24	24	24	85	
Razem			120	46	60	96	98	72	24	24	540	
Łącznie			1295	106	120	180	174	138	84	72	2169	
Bell OH-58 Kiowa/Jet Ranger 206												
Wojskowe: TH-57	T63A-700	317	40	—	—	—	—	—	—	—	40	—
OH-58	T63A-700	317	2200	—	—	—	—	—	—	—	2200	120 000
COH-58	T63A-700	317	74	—	—	—	—	—	—	—	74	—
Razem			2314	—	—	—	—	—	—	—	2314	
Cywilne: 206A	250-C18	317	698	10	—	—	—	—	—	—	708	140 000
206B	250-C20	400	902	210	160	150	140	140	140	140	1982	190 000
206L	250-C20B	420	5	32	96	140	150	160	160	160	903	280 000
Razem			1605	252	256	290	290	300	300	300	5907	
Produkcja licencyjna												
Agusta (Włochy) AB-206B	250-C20	400	520	60	60	48	36	24	12	—	760	
AC/Corp. (Austr.) 206B-1	250-C20	400	36	24	24	24	24	24	24	24	204	
Razem			556	84	84	72	60	48	36	24	964	
Łącznie			4475	336	340	362	350	348	336	324	6871	
Bell 222	2 × LTS-650C	1200	—	3	2	—	18	36	96	124	279	535 000
Hughes OH-6 A/500												
Wojskowe: OH-6A	T63A-5A	317	1434	—	—	—	—	—	—	—	1434	
Cywilne: 500/500M	250-C18	317	216	62	48	30	6	—	—	—	362	
500C	250-C20	400	60	76	98	70	52	24	—	—	380	
500D	250-C20B	420	—	2	16	32	45	72	94	120	381	
Razem			1710	140	162	132	103	96	94	120	2557	
Produkcja licencyjna												
OH-6C/500 (Japonia)	250-C18A	317	78	18	24	24	24	18	18	12	216	
NH-500M (Włochy)	250-C18	317	16	6	6	6	6	—	—	—	40	
NH-500C (Włochy)	250-C20	400	—	6	10	14	18	20	10	16	104	
Razem			94	30	40	44	48	38	28	28	360	
Łącznie			1804	170	202	176	151	134	132	148	2917	

Źródło: Forecast Associates Inc., lipiec 1975 r., s. 33



● W dniu 29 lipca 1977 r. w Addis Abebie delegacje Tymczasowego Rządu Wojskowego Socjalistycznej Etiopii oraz Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej podpisały umowę o cywilnej komunikacji lotniczej między obydwoma krajami.

● 7 lipca ub.r. wystartował w Mielcu do pierwszego lotu samolot szkolno-treningowy M-17 z silnikiem Walter 6-III. Projekt tego samolotu — pod symbolem EM-5A — był przed kilku laty opracowany na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej przez studentów pod kierunkiem Edwarda Margańskiego. Start samolotu to duży sukces mgr inż. Margańskiego, zespołu konstruktorów z Politechniki Warszawskiej, społecznych wykonawców z WSK-PZL — Mielec oraz Ośrodka Badawczo-Rozwojowego Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu. Sukcesu tego — dowodzącego umiłowania lotnictwa przez młode pokolenie pracowników naszego przemysłu — najserdeczniej gratulujemy.

● Opracowany w Świdniku śmigłowiec Mi-2M od Mi-2 różni się przede wszystkim mocą silników zwiększoną do 2x450 KM. W układzie regulacyjnym wprowadzono automatyczny ogranicznik mocy, w zależności od temperatury otaczającego powietrza. Zastosowano również nowe materiały żaroodporne na łopatkach turbiny. Zwiększenie mocy silników poprawia bezpieczeństwo lotu — w przypadku awarii jednego z nich — oraz osiągi śmigłowca. Bezpieczeństwo lotu zwiększa też niezależna dla każdego silnika instalacja paliwowa; instalacja ta może w razie awarii zasilać z jednej pompy oba silniki. Poważnym zmianom uległ także kadłub śmigłowca. Mi-2M ma czworo rozsuwanych drzwi, co w dużym stopniu ułatwia załadunek towarów w wersji transportowej. Zmiana ta jest również korzystna w odmiennie sanitarnej, szczególnie kiedy przewozi się chorych w ciężkim stanie i istnieje konieczność przetransportowania ich z karetki do śmigłowca na noszach. W Mi-2M szerzej rozstawiono fotele, jest więc luźniej w kabinie. Zwiększenie rozstawienia kół podwozia polepszyło warunki kołowania na miękkim gruncie.

● Dużym popytem cieszy się wersja rolnicza śmigłowca Mi-2. Sprzęt ten sprzedawany jest m.in. do Iranu, Iraku i Jugosławii.

● Z okazji Święta Odrodzenia Polski Rada Państwa przyznała Ordery Sztandaru Pracy zakładom przemysłu lotniczego. Order I klasy otrzymała Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL w Rzeszowie, order II klasy — WSK PZL w Świdniku.

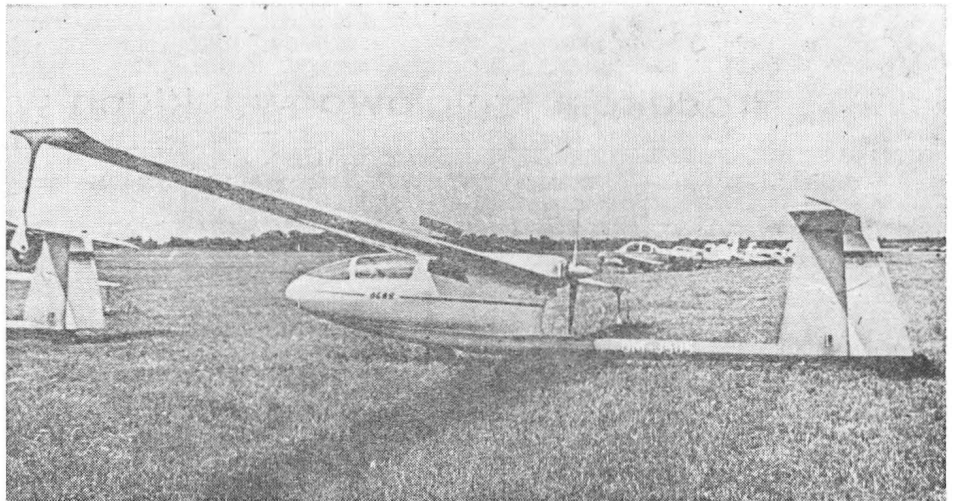
● Utrwała się tradycja wyróżniania ludzi lotnictwa w dniu 23 sierpnia z okazji Święta Lotnictwa. W ub.r. wręczono w Aeroklubie PRL odznaki Zasłużonego Działacza Lotnictwa Sportowego i Za Zasługi dla Aeroklubu licznym działaczom z całego kraju oraz redaktorom prasy, radia i telewizji.

● Przed Świętem Lotnictwa odbyło się w Goleniowie spotkanie dowódców 2 Pułku Lotnictwa Myśliwskiego Kraków z dziennikarzami z prasy, radia i telewizji. Goście zwiedzili sale tradycji, zapoznali się ze sprzętem 2 PLM oraz obserwowali loty treningowe. Na spotkanie przybył dowódca Wojsk Lotniczych gen. dyw. pil. Tadeusz Krenski.

● Redakcja Skrzydlatej Polski — w uznaniu zasług na polu propagowania nauki i techniki w dziedzinie lotnictwa i kosmonautyki — otrzymała od kosmonautów radzieckich Dyplom im. Gasarina. Kolegom Redaktorom Skrzydlatej Polski serdecznie gratulujemy tego wyróżnienia.

● Na lotnisku w Kijowie odbyły się w czerwcu ub.r. międzynarodowe zawody w akrobacji samolotowej państw socjalistycznych. Zwyciężyła ekipa radziecka na samolotach Jak-50. Drużyna polska zdobyła srebrny medal. Indywidualnie z 5 naszych zawodników do finału zakwalifikował się P. Pawlak — jako piąty i M. Herńnik — jako ósmy. Obaj startowali na akrobacyjnych samolotach Zlin-50L.

● W sierpniu ub.r. trzej reprezentanci Polski: K. Lenartowicz i E. Popiołek z Aeroklubu Krakowskiego oraz W. Świadek z Aeroklubu Rzeszowskiego (wszyscy z wyższym wykształceniem) — wzięli udział w II mistrzostwach świata w pilotażu samo-



Motoszybowiec SZD-45A Ogar w NRD

lotów lekkich. Zawody odbyły się w Wels w Austrii. Polscy piloci startowali na zmodyfikowanych Wilgach-35. W zawodach wzięło udział 42 pilotów z 14 krajów, w tym ekipy z CSRS i PRL. Pilot Popiołek uzyskał czwarte miejsce (przed zawodnikami ze Szwecji, USA i Austrii), zaś Lenartowicz — piąte. Polacy zespołowo otrzymali II lokatę, przed Szwecją.

● W międzynarodowych zawodach szybowcowych państw socjalistycznych (Leszno, maj ub.r.) wzięli udział piloci i pilotki z Czechosłowacji, Kuby, NRD, Rumunii, Polski, Węgier i Związku Radzieckiego — na 42 szybowcach. W klasyfikacji zespołowej PRL uplasowała się na trzecim miejscu (za CSRS i WRL). Indywidualnie — w klasie otwartej i standard — zwyciężyli Czechosłowacy (Polacy: Królikowski — szóste i Kepka — drugie miejsce). W zawodach kobiet pierwsza była Węgierka (Majewska — trzecia).

● W RFN (Dinslaken), rozegrano międzynarodowe zawody szybowcowe w trzech klasach: otwartej, standard i klubowej. W klasie szybowców klubowych sukces odniósł 21-letni Włodarczyk z Aeroklubu Radomskiego, zajmując na szybowcu Ka-6E pierwsze miejsce. W klasie standard startowało dwóch reprezentantów PRL: S. Zieniek na szybowcu ASW-19 i J. Madejczyk — na DG-100. Pierwszy zajął w tej klasie czwarte miejsce, drugi — szóste, na 29 startujących.

● Pierwsze miejsce P. Majewskiego i drugie A. Dankowskiej w III międzynarodowych kobiecych zawodach szybowcowych w RFN ponownie przysłały sławy polskiemu szybowcowi.

● Na lotnisku w Czeskich Budziejowicach odbyły się międzynarodowe zawody spadochronowe państw socjalistycznych z udziałem ekip 9 krajów. Zakończyły się one zwycięstwem skoczków radzieckich. Polacy drużynowo osiągnęli czwarte (mężczyźni) i piąte (kobiety) miejsce. Nasi zawodnicy mieli najlepsze wyniki w konkurencji grupowych skoków na celność, w której zajęli trzecie miejsce — po NRD i Bułgarii.

● W 1977 r. agrolotnictwo polskie otrzymało znaczną pomoc techniczną w postaci 15 śmigłowców. Sprzęt ten służy prawie wyłącznie do obsługi kombinatów rolniczych, których jest w Polsce 39, o wielkości — średnio — 22 tys. hektarów.

● Polskie Linie Lotnicze LOT w porozumieniu z Technikum Kolejowym Ministerstwa Komunikacji (Warszawa, ul. Szczęśliwicka 56) przeprowadzają rekrutację kandydatów z województwa warszawskiego do 3-letniego technikum. Zawód: mechanik lotniczy; specjalność: eksploatacja osprzętu lotniczego i urządzeń pokładowych. Przyjęci będą absolwenci zasadniczych szkół zawodowych. Kandydat m.in. musi dostarczyć świadectwo ukończenia ZSZ specjalności elektrycznej, elektronicznej lub mechaniki precyzyjnej oraz świadectwo zdrowia.

● Z dniem 1 października 1977 r. upłynął termin nadsyłania materiałów na Konkurs Akcji Produkcji Zastępczej, Służba Uzbrojenia i Elektroniki Wojsk Obrony Powietrznej Kraju — dążąc do systematycz-

nej działalności w zakresie racjonalnego gospodarowania — prowadzi od trzech lat tę potrzebną akcję. Chodzi tu o zmniejszenie wydatków dewizowych i powiększenie bazy elementów deficytowych w oparciu o rezerwy materiałowe i zaplecza jednostek.

Przegląd dorobku i zaangażowania działaczy w jednostkach OPK w świetle Konkursu APZ przedstawia się następująco:

— w 1974 r. w nadesłanych projektach dominowały zamienniki: części produkcji krajowej doborano do urządzeń importowanych;

— w 1975 r. projekty dotyczyły przeżycie elementów regenerowanych lub wykonywanych w warsztatach jednostek oraz w zakładach uspołecznionych;

— w 1976 r. nadesłano większą liczbę projektów dotyczących części, które można było wykonać na zapleczu jednostek i w zakładach produkcyjnych. Obecnie wiele kosztownych elementów i podzespołów importowanych, które traktowano jako części nie dające się naprawić — odnawia się lub regeneruje. Śmiało też podejmuje się decyzje wykonywania precyzyjnych detali, których nie produkuje się.

● Komisja Wynalazczości i Nowatorstwa Wojsk Lotniczych ogłosiła konkurs p.n. Postęp techniczny i organizacyjny — to źródło oszczędności paliw i energii. W konkursie wzięli udział wojskowi i cywili pracownicy jednostek i instytucji Wojsk Lotniczych. Sad konkursowy bierze pod uwagę oryginalność przyjętych rozwiązań technicznych i organizacyjnych, przewidziane oszczędności oraz zakres zastosowania i przydatność do rozpowszechnienia. Przewidziano nagrody w sumie 50 000 zł oraz wyróżnienia i dyplomy.

● Wojewódzkie Przedsiębiorstwo Turystyczne Łysogóry w Kielcach wspólnie z Aeroklubem Kielceńskim organizowało w sezonie samolotowe przeloty turystyczne. Odbywały się one nad Kielcami i Górami Świętokrzyskimi. Mamy nadzieję, że taka impreza odbywać się będzie co roku.



● Zakłady francuskie SNECMA i amerykańskie General Electric podpisały umowę z koncernem Boeinga w sprawie zastosowania na samolotach B-707 francusko-amerykańskiego silnika CFM-56. Jeżeli próby wypadną pomyślnie, wytwórcie te mogą liczyć na sprzedaż 1-2 tys. tych silników.

● Francuskie przedsiębiorstwo Heli-Union dysponuje flotą 53 śmigłowców. W bazie pracuje ponad 200 osób, w tym 55 pilotów. Firma specjalizuje się w transporcie dla przemysłu naftowego, w pracach geologicznych, obsłudze linii energetycznych, fotogrametrii i w reportażu telewizyjnym.

● Konsorcjum Cosmos należące do kombinatu Aérospatiale opracowało prototyp meteorologicznego satelity geostacyjnego Météosat do światowego systemu obserwacji

i prognoz. System obejmie dwa satelity w Ameryce, dwa w Europie (jeden z nich w Związku Radzieckim) i jeden w Japonii. Prototyp satelity kończy próby użytkowe w światowym centrum w Tuluzie.

● Wzrost cen paliwa, ograniczenie przestrzeni powietrznej, ochrona środowiska oraz oddalanie się lotnisk od miasta spowodowały kryzys w światnie — przed kilku laty — prosperującym francuskim lotnictwie silnikowym. 600 klubów, 5500 samolotów i szybowców oraz 4500 pilotów predestynowało ten ruch lotniczy do pierwszej lokaty w Europie, a trzeciej na świecie. Obecnie władze lotnictwa podejmują przedsięwzięcia, które mają powstrzymać degradację lotnictwa lekkiego. Na marginesie można przypomnieć, że niedawno — w ramach zwalczania inflacji — właściciele prywatnych samolotów obłożono podatkiem w wysokości 40 franków od każdego dodatkowego konia mechanicznego silnika samolotu — ponad 100 KM.

● W Pirenejach Francuzi zbudowali słoneczny piec wytwarzający temperaturę do 4000°C. Stacja ta ma moc 1 MW i prowadzi badania nad wykorzystaniem energii słonecznej. Piec pracuje dla przemysłu, przerabiając tlenek cynku na cyrkon — cenny metal żaroodporny.

● W Paryżu pod przewodnictwem H. Potęza powstało stowarzyszenie przyjaciół muzeum lotnictwa (AAMA). Członkowie zwykli płacą składkę roczną 50 franków, wspomagają — 210 fr., zaś dobroczynicy — 420 fr. Członkowie otrzymują miesięcznik stowarzyszenia i mają wolny wstęp do muzeum. Na razie stowarzyszenie liczy 300 członków (muzeum marynarki ma 4000 przyjaciół). Muzeum lotnictwa ma dwie ekspozycje: w Meudon (w parku ONERA) oraz na lotnisku Le Bourget (od niedawna — w drugiej hali z eksponatami z lat 1919—1939). Nasuwa się pytanie, czy w Polsce nie można by zrzeszyć przyjaciół Muzeum Lotnictwa?



RFN

● W celu zachowania stałej sprawności i gotowości 95 samolotów transportowych Lufthansy — codziennie, w systemie dwuzmianowym, pracuje około 8 tys. techników lotniczych, w tym 2 tys. we Frankfurcie. W zależności od rodzaju kontroli i typu samolotu przegląd trwa różną liczbę godzin. Np. po każdych 320 godzinach lotu przegląd samolotu Boeing 727 wymaga 90÷95 roboczogodzin.

● W celu zmniejszenia hałasu lotniskowego stosuje się różne metody zapobiegawcze, między innymi specjalny sposób schodzenia samolotu do lądowania. Nową metodę schodzenia samolotu komunikacyjnego do lądowania demonstrowano w RFN, przy obecności konsultantów amerykańskich.

● Wysokość absolutna 8280 m uzyskał pilot niemiecki Lehmann na motoszybowcu typu RF-5B. Wysokość 6600 m osiągnięta została w locie bez silnika.



TURCJA

● Kraj ten realizować będzie w najbliższych latach rozległe plany inwestycyjne. Miarą rozwoju lotnictwa w Turcji jest program przekazania do eksploatacji 37 portów lotniczych.



USA

● Czteromiejscowe samoloty turystyczne Beechcraft Bonanza A-35 cieszą się na świecie wielką popularnością. Wiosną 1977 r. fabryka wyprodukowała 10-tysięczny egzemplarz tego typu.

● W Stanach Zjednoczonych przedłużono reurs (do generalnego przeglądu) samolotu Boeing 747 z 16 do 20 tys. godzin lotu. Izba Reprezentantów Kongresu odmówiła przyznania agencji NASA kredytu w wysokości 15 mln dol. na kontynuowanie studiów nad transportowym samolotem naddźwiękowym. Równocześnie uchwalono, że bez zgody Kongresu nie mogą być podejmowane na koszt państwa nowe programy w tej dziedzinie.

● W Stanach Zjednoczonych prowadzone są prace nad tańszym systemem oświetlenia lotnisk. Opracowano nowy typ lamp pobierających 43% mniej energii, niż dotychczas stosowane. Nowy system oświetlenia odpowiada przepisom FAA.

● Zarząd firmy Boeing przekazał oświadczenie, że nie wyklucza możliwości opracowania w najbliższych latach manuciego samolotu zabierającego 600÷700 pasażerów, a więc dwukrotnie więcej niż Jumbo-Jet. Nowy samolot byłby rozwojową wersją, pochodną od B-47. Zdaniem przedstawicieli firmy konstrukcja, produkcja i eksploatacja tego samolotu nie sprawi trudności, natomiast problemem byłoby przyjmowanie i odprawianie tak wielkiej masyżyny na lotniskach.

● 100 mln dolarów ma kosztować doświadczenia elektrownia słoneczna, która będzie zbudowana na pustyni Monawe w stanie Kalifornia. Powstaje tam system zwierciadeł, w których ognisku mieści się wielki pojemnik, wypełniony wodą. Wytwarzająca się para wprawia w ruch turbinę. Urządzenie może dostarczyć prąd dla 10-tysięcznego miasta.

● W Stanach Zjednoczonych opracowano program rozwoju w zakresie wykorzystania energii słonecznej. Planuje się, że pod koniec tego stulecia promieniowanie słoneczne w USA pokryje 35% zapotrzebowania na ogrzewanie i klimatyzację oraz zapewni 30% zaopatrzenia w gaz. Przy użyciu energii słonecznej będzie się produkowało paliwa z odpadów organicznych.

● Dotychczas tylko trzy międzynarodowe korporacje — RCA, Western Union i Comsat General — dysponowały własnymi satelitarnymi systemami transmisji danych, lecz decyzja federalnej komisji komunikacji USA powołała do życia satelitarne systemy handlowe (Satellite Business Systems — SBS) do przesyłania informacji. Firma IBM — która otrzymała zlecenie opracowania i wytwarzania SBS — przyjęła zasadę, że informacje z satelity będą kierowane bezpośrednio do każdego z potencjalnych odbiorców, wyposażonych w lokalne stacje nadawczo-odbiorcze. Zapewni to istotne skrócenie czasu przesyłania informacji. W 1982 r. ma być zainstalowane 375 naziemnych stacji obsługiwanych przez jednego satelitę (docelowo będzie 7 satelitów dla 400 korporacji). Satelitarny system handlowy umożliwi przesyłanie jednym kanałem fonii, obrazów TV, informacji graficznej oraz transmisję danych cyfrowych.



ZSRR

● Lotniska buduje się coraz dalej od miast, trzeba więc stworzyć nową, szybką komunikację dla pasażerów samolotów. Budowa metra jest kosztowna i długotrwała. W Związku Radzieckim przyjmuje się założenie, że problem rozwiąże naziemna kolej magnetyczna. W ub.r. w mieście Ramenskoje pod Moskwą rozpoczęto budowę eksperymentalnej linii dla pociągów na poduszce magnetycznej, zaś równoległe opracowuje się założenia techniczno-ekonomiczne budowy w Alma-Atie pierwszej w ZSRR pasażerskiej linii pociągów magnetycznych. Prędkość tego pociągu w mieście wynosić będzie 60 km/h, zaś za miastem — 150 km/h.

● W Taszkienkim Instytucie Energii Słonecznej naukowcy pracują nad bateriami słonecznymi z miniaturowych elementów krzemowych. Baterie takie napędzają silniki pomp, lecz do szerszego zastosowania metoda ta jest jeszcze zbyt kosztowna.

● Kolejnym uzupełnieniem radzieckiej łączności satelitarnej jest nowy system Ekran, wykorzystujący geostacjonarne satelity, wyposażone w aparaty retransmisyjną dużej mocy i umożliwiający odbiór przez nieskomplikowane urządzenia, roz-

mieszczone w węzłach łączności, które pozostają poza zasięgiem stacji systemu Orbita. System Ekran przeznaczony jest do obsługi rzadko zaludnionych obszarów Zaurala, Srodkowej Syberii i Dalekiej Północy, stanowiących 40% terytorium ZSRR. W ciągu najbliższych 2-3 lat liczba odbiorczych urządzeń systemu Ekran zwiększy się do tysiąca i wówczas 80% ludności Związku Radzieckiego będzie mogło odbierać centralny program TV.

OGÓLNE

● ICAO zaleca nowy system oświetlenia lotnisk za pomocą specjalnych lamp nabożowych. Lampa 100-watowa daje natężenie światła 2400 lumenów, żywotność jej wynosi 1000 godzin. Stosuje się prąd 0,6 amperów.

● 32 samoloty typu Airbus eksploatuje 8 przedsiębiorstw transportu lotniczego. Air France dysponuje 9 takimi samolotami, przy czym ostatnio na linii wśrodkowej wprowadzono Airbus A-300 zamiast dotychczas używanego Boeinga 707. Trzeba dodać, że aerobusy zamierzają zakupić irańskie, chińskie oraz amerykańskie linie lotnicze. Byłoby dużym sukcesem europejskich producentów samolotu A-300 wejście na rynek USA — dzięki zamówieniu złożonemu przez Eastern Air Lines.

● Z danych ICAO wynika, że przeciętny wzrost przewozów w komunikacji lotniczej w okresie minionego 30-letnia wynosił 11% rocznie.

● W 1966 roku na orbicie okołoziemskiej umieszczono 161 satelitów, z czego: 122 radzieckie, 32 amerykańskie i 2 chińskie. Ponadto po jednym satelicie wyszły: Kanada, RFN, Japonia, Indonezja i NATO. Od czasu wyszyczenia w 1957 r. pierwszego sztucznego satelity Ziemi — radzieckiego spłunka — radiolokatory zanotowały umieszczenie 9646 obiektów (satelitów i szczątków rakiet). Do dzis utrzymuje się 4141 takich obiektów.

● Utworzona w 1958 r. międzynarodowa organizacja do badań kosmicznych Cospar zrzesza dwanastcie unii naukowych: astronomiczną, geofizyki i geodezji, chemii czystej i stosowanej, biologii, mechaniki teoretycznej i stosowanej, matematyki, fizjologii, biochemii, biofizyki czystej i stosowanej oraz geologii. Nauka polska ma w tych badaniach swój udział.

● Z inicjatywy instytutów Związku Radzieckiego, Szwecji i Francji w końcu 1976 r. z poligonu Kiruna wystartowało 14 aerostatów, na których pokładzie umieszczono radziecką i szwedzką aparaturę badawczą. Aerostaty — lecące na wysokości 30÷35 km — dotarły do Uralu. Był to początek eksperymentu kosmicznego SAMBO-76 przeprowadzonego w celu sprawdzenia hipotez o strukturze stratosfery Ziemi oraz poznania mechanizmów powstawania zórz polarnych i zakłóceń w jonosferze. Obecnie w krajach uczestniczących w eksperymencie opracowuje się uzyskane dane.

● Na Morzu Północnym, w rejonie gdzie eksploatuje się ropę naftową, znajdują się 24 pomosty wiertnicze. Są one obsługiwane przez 70 śmigłowców, a 7700 osób tygodniowo korzysta z transportu powietrznego.

● Do najmniejszych towarzystw lotniczych na świecie zalicza się Gibraltar Airways wykonujące loty z pasażerami i towarami między Gibraltarem, Londynem i Tangerem. Przedsiębiorstwo posiada jeden samolot Vickers Viscount-800.

● Do chwili obecnej jedyną kobietą kosmosu jest 40-letnia Walentyna Terieszkowa, która przed 14 laty na pokładzie Wostoka-6 okrążyła Ziemię 48 razy. Wielu naukowców twierdzi, że kobiety są lepiej przystosowane do podróży kosmicznych niż mężczyźni. Są one więksi i ciężsi, a po dłuższym pobycie w stanie nieważkości trudniej adaptują się do ziemskich warunków. Częściowy zanik czerwonych ciałek krwi jest u mężczyzn większy niż u kobiet, których organizm przystosowany jest do szybszej regeneracji tego ubytku. Stwierdzono jednak mniejszą odporność kobiet na wewnętrzne zakażenia w stanie nieważkości; istnieje także obawa o powstanie pewnych schorzeń kobiecych. Specjaliści utrzymują, że kobiety będą latać w kosmosie, gdyż negatywne jego oddziaływanie na organizm kobiety będzie można z czasem wyeliminować lub ograniczyć.

Wytwórnia śmigłowców Aérospatiale w Marignane

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

Produkcja firmy Aérospatiale: kolejne konstrukcje i ich osiągi oraz wprowadzone nowości techniczne. Przyczyny sukcesów eksportowych firmy. Organizacja pracy wydziałów produkcyjnych i szkoleniowo-awaryjnego w zakładach Aérospatiale.

Roczna produkcja śmigłowców w 1976 r. w krajach kapitalistycznych przekroczyła 2500 sztuk i koncentruje się w Stanach Zjednoczonych (7 wytwórni, z czego 3 wielkie) oraz Europie Zachodniej (4 wytwórnie, w tym 3 wielkie):

Wytwórnie amerykańskie		Wytwórnie europejskie	
firma	liczba zatrud.	firma	liczba zatrud.
Bell	12 000	Aérospatiale	
Sikorsky		(Division Hélicoptères)	8000
(United Technologies)	6500	Westland Helicopters	7200
Boeing Vertol	5000	Agusta wraz z Siai	
Hughes	2500	Marchetti	6000
Kaman	1500	MBB	1500
Enstrom i Brantly — po mniej niż	200	(dane z 1976 r.)	

W latach siedemdziesiątych roczny wzrost produkcji śmigłowców w USA ustalił się w wysokości około 4%. W Zachodniej Europie przyrost roczny produkcji od chwili jej rozpoczęcia (1954 r.) miał podobną wartość. W ostatnich latach średnia wartość produkcji wszystkich europejskich wytwórców śmigłowców wynosiła około 35% produkcji amerykańskiej, co świadczy o dwukrotnie niższej wydajności pracy na jednego zatrudnionego niż w USA (zatrudnienie w przemyśle śmigłowcowym USA w 1976 r. — 28 500 osób, a w europejskim — 22 700).

Polityka produkcyjna Wydziałów Śmigłowców Aérospatiale

Wydział Śmigłowców Aérospatiale wywodzi się z połączonych wytwórni SNCASE i SNCASO. Wytwórnia SNCASE rozpoczęła produkcję od budowy na zasadzie nabycia od firmy Sikorsky z USA jego śmigłowców: początkowo S-55, a następnie S-58. Wytwórnia SNCASO w wyniku poszukiwań nowych kierunków technicznych podjęła produkcję w 1953 odrzutowego (odrzut sprężonego powietrza na końcach łopát) śmigłowca SO-1220 Djin, którego zbudowano 170 sztuk.

Innowacją, którą właściwie można określić jako rewolucję w technice śmigłowcowej na świecie, było zbudowanie 12.03.1955 r. Alouette II wyposażonej w silnik turbinoowy. W ten sposób francuski przemysł śmigłowcowy jako pierwszy w świecie zastosował w seryjnym śmigłowcu nowy rodzaj napędu, co stworzyło szerokie perspektywy dla zbytu francuskiego sprzętu z uwagi na zastąpienie ciężkiego i zajmującego wiele miejsca silnika tłokowego przez lekki, łatwy w obsłudze silnik, o znacznie niższym poziomie drgań. Połączone wytwórnie SO i SA przyjęły nazwę Sud Aviation, a od 1968 r. weszły w skład Aérospatiale.

W ciągu dwudziestu lat produkcji (do 1976 r.) Aérospatiale wyprodukowała 1300 Alouette II, 1350 Alouette III i 130 Lama, będących rozwinięciem poprzednich.

Następnymi konstrukcjami wytwórni były SA-321 Super Frelon, SA-330 Puma, SA-341 Gazelle, SA-365 Dauphin i AS-350 Ecureuil. Ich produkcję przedstawia tabl. Łącznie Francja wyprodukowała do 28.02.1977 r. 4650 śmigłowców.

Myślą przewodnią polityki produkcyjnej Wydziału Śmigłowców Aérospatiale jest budowa pełnej gamy śmigłowców we wszystkich klasach ciężarowych. Ta zasada odróżnia Aérospatiale od producentów amerykańskich, którzy do 1977 r. postawili na specjalizację swoich wytwórni: Boeing-Vertol i Sikorsky wytwarzają śmigłowce ciężkie, Bell o średnim ciężarze, a Hughes oraz inne mniejsze zakłady — lekkie.

Dzięki tak ustalonej polityce produkcyjnej Aérospatiale jest w stanie konkurować nawet na rynku amerykańskim, gdyż może oferować tamtejszym odbiorcom żądany przez nich asortyment (szerzej na ten temat w omówieniu eksportu francuskich śmigłowców).

Należy jeszcze zaznaczyć, iż wszystkie nowe śmigłowce Aérospatiale dysponują nadmiarem mocy, co umożliwia latanie na dużych wysokościach i przy wysokiej temperaturze. Zwraca również uwagę uzyskiwanie przez śmigłowce francuskie (Puma, Gazelle, Dauphin) bardzo dużych prędkości. Np. Gazelle jest posiadaczem trzech światowych rekordów prędkości: na bazie 3 i 5 km wynosi on 312 km/h, a w locie okrężnym (100 km) — 296 km/h. Również SA-360 Dauphin jest światowym rekordzistą: na bazie 3 km uzyskał on prędkość 312 km/h, w przelocie 15 km — 303 km/h i w locie okrężnym (100 km) — 299 km/h. Łącznie w ciągu 20 lat francuskie śmigłowce zdobyły ponad 30 międzynarodowych rekordów prędkości, wysokości itp.

Tak szeroka gama śmigłowców wymaga od firmy wydatkowania poważnych funduszy na realizację nowych programów. W ostatnich latach nakłady Wydziału Śmigłowców na studia i prace rozwojowe przekraczały 7÷11% całkowitej rocznej wartości sprzedaży, a zatrudnienie w biurach konstrukcyjnych wynosiło około 9% wszystkich pracowników, w tym około 200 inżynierów i naukowców i 500 techników. Ponadto rozwiązanie poszczególnych problemów konstrukcyjnych i technologicznych zlecano wyspecjalizowanym instytutom lub wyższym uczelniom.

Wobec ostrej walki konkurencyjnej producentom chodzi o obniżenie ceny sprzedażnej sprzętu i kosztów eksploatacji, wydłużenie żywotności oraz podniesienie osiągnięć. Aérospatiale — podobnie jak i pozostali wielcy producenci śmigłowców — szczególną uwagę przywiązuje do pracy nad następującymi problemami:

- uproszczeniem koncepcji i konstrukcji specjalnie skomplikowanych elementów, np. głowic wirników;
- uproszczeniem obsługi eksploatacyjnej poszczególnych elementów (elementy są demontowane i przeglądane wówczas, gdy istnieje podejrzenie ich zmęczenia);
- wydłużeniem żywotności bardziej kosztownych elementów pracujących albo nawet eliminacja pojęcia żywotności, która np. w przypadku łopát z tworzyw sztucznych jest praktycznie nieograniczona.

Jako przykłady nowości technicznych wprowadzonych przez biuro konstrukcyjne Aérospatiale można wymienić ulepszenia już wprowadzone na śmigłowcach Gazelle i Dauphin:

- wirnik nośny jest z laminatu z włókna szklanego;
- zastosowanie otunelowanego wirnika ogonowego;
- zastosowanie głowicy typu starflex na śmigłowcu Ecureuil (adaptowane obecnie na pozostałych lekkich śmigłowcach francuskich); w stosunku do metalowej głowicy półsztywnej, w jaką jest jeszcze obecnie wyposażony śmigłowiec Gazelle, głowica Starflex wykazuje następujące zalety: jest lżejsza o 40%, tańsza o 50% i ma o 70% mniej elementów.

Przejsięcie z technologii nitowania do klejenia metali i tworzyw sztucznych, przyniesie również bardzo poważne zmniejszenie masy płatowca. Obecnie przeprowadzane są próby zastosowania metody klejenia przy produkcji śmigłowców Puma, gdyż doświadczenia wynikające z eksploatacji śmigłowców Ecureuil i Gazelle przyniosły bardzo pozytywne wyniki.

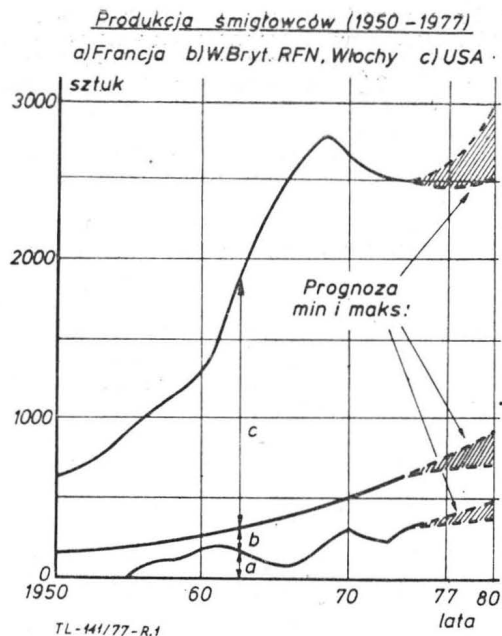
Nowe lekkie śmigłowce

W okresie ostatnich kilku lat można stwierdzić pewne zainteresowanie ultralekkimi śmigłowcami, wykazywane przez aerokluby oraz niektóre przedsiębiorstwa usług rolniczych. Śmigłowcami bardzo tanimi o nieskomplikowanym silniku tłokowym, których koszt eksploatacji, przeglądów i remontów byłby niski w stosunku do ceny zakupu.

W USA w minionym 30-leciu zbudowano ponad 14 tys. śmigłowców Bell 47 tej klasy oraz 3 tys. śmigłowców Hiller 12. Ostatnio największe powodzenie rynkowe uzyskał śmigłowiec Hughes 300 C, już zaczyna znajdować zbyt Enstrom 280, wreszcie niedawno został wypuszczony śmigłowiec Robinson R-22, którego ceną ma być rewelacyjna — około 22 000 dol. Wszystkie te maszyny zbudowano w USA.

Również Francja przeprowadziła badania marketingowe w celu ustalenia potencjalnego popytu na ten rodzaj śmigłowców.

Wydział Śmigłowcowy Aérospatiale skierował ankietę do 500 regionalnych aeroklubów i 50 przedsiębiorstw usług

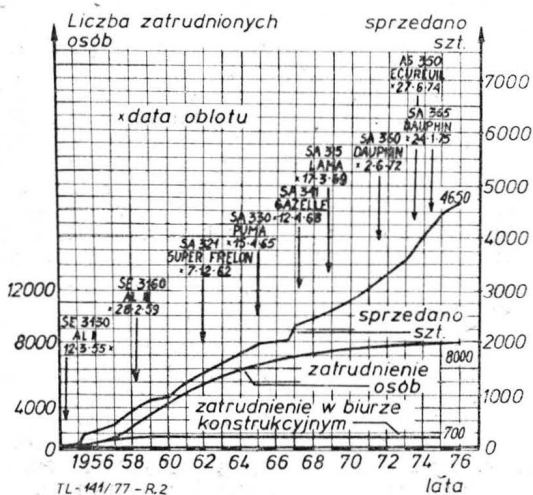


Rys. 1. Produkcja śmigłowców Francji, W. Brytanii, RFN, Włoch i Stanów Zjednoczonych w latach 1950÷1977

lotniczych z pytaniem, czy planują one kupienie ultralekkiego śmigłowca, o pojemności 2÷3 miejsc. Odpowiedzi pozytywnej udzieliło 130 respondentów, ale od razu postawiło swoje warunki: cena takiego śmigłowca nie może przekraczać 300 000÷350 000 franków (około 60 000 \$). 120 respondentów wykazało teoretyczne zainteresowanie tą kwestią, wysuwając supozycję, iż taki śmigłowiec powinien móc zabrać 2 dorosłych i 2 dzieci. Jeżeli do pozytywnej i fakultatywnej odpowiedzi dodać potencjalne zainteresowanie szkół pilotów cywilnych i wojskowych takim sprzętem, okaże się, że rynek francuski przedstawia pewną chłonność na sprzęt ultralekki.

W oparciu o wyniki ankiety dwa francuskie przedsiębiorstwa przystąpiły do studiów nad konstrukcją ultralekkich śmigłowców. Jednym z nich był Wydział Śmigłowcowy Aérospatiale. Jego śmigłowiec (oznaczony jako AS-370) ma być wyposażony w samochodowy silnik SACMA po przystosowaniu go do potrzeb lotnictwa. Jest to czterocylindrowy silnik rzędowy, chłodzony wodą, do którego zastosowano pompę oliwową i zapłon Chylera oraz bezpośredni wtrysk paliwa Boscha. Moc silnika wynosi 145 kW (190 KM) przy użyciu benzyny 80-oktanowej. Podobno cena takiego silnika ma wynosić około 1000 dol. I tyle wiadomo nam o projekcie Aérospatiale.

Drugim projektantem ultralekkiego śmigłowca jest Citroen-Peugeot, który przed blisko 4 laty w najgłębszej tajemnicy i na własny rachunek podjął prace rozwojowe nad ultralekkim śmigłowcem, wyposażając go w silnik o krążącym tłoku. W tym silniku użyto maksymalnej liczby elementów samochodowego silnika Wankla, aby możliwie obniżyć koszty.



Rys. 2. Zatrudnienie, sprzedaż [szt.] i obloty śmigłowców Wydziału Śmigłowców Aérospatiale

Ponieważ Citroen jest przedsiębiorstwem samochodowym, a konstrukcja śmigłowca wymaga wyspecjalizowanej kadry techników — dyrekcja przedsiębiorstwa zleciła opracowanie tego ultralekkiego śmigłowca inż. Marchettiemu z Aérospatiale (konstruktorowi o światowej sławie) i jego biuro konstrukcyjnemu.

Oblot tego eksperymentalnego ultralekkiego śmigłowca odbył się 24.12.1975 r. Silnik z krążącym tłokiem Citroen-NSU COMOTOR 624 o mocy 135 kW (160÷180 KM) zamontowany jest na płatawie pionowo (co umożliwi duże uproszczenie w budowie przekładni głównej), napędza trzyłopatowy sztywny wirnik. Łopaty wykonane są z metalu. Masa własna śmigłowca — około 700 kg.

Analiza rynku nie wskazuje jednak na duże szanse zbytu tej kategorii śmigłowców.

Eksport francuskich śmigłowców

Jedną z najbardziej istotnych przyczyn rozwoju produkcji francuskich śmigłowców jest skokowy wzrost eksportu tego sprzętu oraz sprzedaż licencji na jego budowę przez zagranicznych kontrahentów.

W latach 1966—76 wartość eksportu wynosiła do 75% wartości całej produkcji śmigłowców we Francji, a więc jest to wynik bardzo korzystny, zważywszy, iż przy tak skomplikowanym i pracochłonnym towarze eksport jest wyjątkowo opłacalny, zagranica bowiem kupuje zarówno myśl eksportera, know-how, jak i pracę, nie mówiąc już o materiale.

Eksport obejmował wszystkie rodzaje śmigłowców — od najlżejszych aż do najcięższych, jak Super Frelon, które ostatnio otrzymały Chiny Ludowe w liczbie 12 sztuk (eksport do Chin obejmował najkosztowniejsze śmigłowce, przeznaczone dla zwalczania okrętów podwodnych). ChRL zamierza zamówić znacznie większą partię tych śmigłowców. Francja eksportowała 76% całkowitej produkcji lekkich śmigłowców (Alouette II i III, Lama, Gazelle i Dauphin), 67% średnich (w śmigłowce Puma swoje wojska lądowe wyposażają Anglia i Francja, dlatego ich udział w eksporcie jest mniejszy) oraz 72% najcięższych Super Frélon. Wartość udziału eksportu śmigłowców w globalnej wartości francuskiego eksportu sprzętu lotniczego w ostatnim dziesięcioleciu wahała się od 20÷25%.

Wskutek powodzenia eksportu, a zatem wydłużenia serii produkcyjnych, udział kosztów inwestycji w stosunku do wartości sprzedaży np. śmigłowców Alouette II i III nie przekracza 3%, co należy uznać za znakomity wynik.

Serwis posprzedażny — klucz do sukcesu

Co może stanowić o sukcesie eksportu w warunkach ostrej walki konkurencyjnej? Wydaje się, iż można wymienić 5 podstawowych czynników:

- dobrą jakością towaru, ale też nie zawsze jest ona determinantą, gdyż np. doskonale szwedzkie samoloty bojowe AJ-37 Viggen czy również szwedzkie samoloty treningowo-szturmowe SAAB-105G nie mają poważniejszego zbytu za granicą;

- racjonalnie ustawiona cena towaru;
- dobre warunki kredytowe;
- terminowość dostaw części zamiennych;
- szkolenie zagranicznego personelu latającego w ich kraju macierzystym lub w kraju producenta;
- szeroki zakres i zasięg serwisu posprzedażnego, a jest to jeden z ważniejszych warunków, gdyż np. znana firma tłokowych silników lotniczych — Franklin — zbankrutowała między innymi dlatego, iż nie miała odpowiedniej sieci serwisu posprzedażnego, podczas gdy jej konkurent — Lycoming — dysponował kilkuset placówkami zagranicznymi.

W naszych rozważaniach pomijamy takie podstawowe kwestie, jak np. dyskryminacje eksportu, stosowane przez jeden kraj w stosunku do danego eksportera poprzez ustalenie niekorzystnych stawek celnych, trudności polityczne itp.

Wydaje się jednak, że w przypadku, gdy pierwsze cztery warunki są spełniane (a muszą być spełniane, gdyż inaczej, z punktu widzenia ekonomiki, dostawy eksportowe są w ogóle niewykonalne), najważniejszym czynnikiem jest dobra organizacja sprzedaży zagranicznych oraz postawiony na najwyższym poziomie serwis posprzedażny.

Jak to zagadnienie zostało rozwiązane przez Wydział Śmigłowcowy Aérospatiale, a praktycznie w Marignane?

Organizacja eksportowa Wydziału Śmigłowców liczyła 500 wykwalifikowanych osób należących do działu handlowego i technicznego. Wydział Śmigłowców zatrudnia za granicą 15 stałych przedstawicieli oraz 85 przedstawicieli objazdowych (których pobyt w poszczególnym kraju trwa krócej

niż 3 miesiące). Za granicą Aérospatiale dysponuje 22 przedstawicielami technicznymi i warsztatami naprawczymi oraz 20 wydzielonymi składami części zamiennych. Te przedstawicielstwa są rozlokowane z myślą, aby zapewnić przeglądy i ewentualne remonty w całym świecie: od Alaski na północy do Argentyny i Republiki Południowej Afryki na południu oraz od Meksyku na zachodzie aż po Chiny i Japonię na wschodzie.

Użytkownik przeważnie kieruje własnych techników i pilotów do przyzakładowej szkoły technicznej i pilotażu w Marignane, gdzie przechodzą oni kurs doskonalenia, pro-

W lipcu br. francuska firma zawarła umowę z brazylijskim przedsiębiorstwem Aerophoto Brasileira w sprawie wspólnej budowy śmigłowców cywilnych. Nowa firma otrzymała nazwę Helibras. W ten sposób Aérospatiale uzyskuje znaczne korzyści, gdyż jako firma brazylijska powinna otrzymywać pomoc ze strony tamtejszego rządu, a ponadto będzie montować (początkowo) śmigłowce z własnych elementów, na które cło jest znacznie niższe niż na produkt finalny.

Do roku 1974 interesy Aérospatiale w Kanadzie i Stanach Zjednoczonych reprezentowała firma Vought Helicopter z

TABLICA. Produkcja francuskich śmigłowców firmy SNIAS Aérospatiale na I.I.1977 r.

Rok oblotu	Typ śmigłowca	Silnik	Moc		Prędkość maks. przelot. [km/h]	Zamówienie na I.I.77 r. [szt.]	Dostawa na I.I.77 r. [szt.]
			[kW]	[KM]			
1959	SA-316 Alouette III	Artouste III	440	600	220	1576	1281
1961	SA-319 Alouette III	Astazou XIV	640	870	220		
1969	SA-315 Lama	Astazou XIV	640	870	190		
1968	SA-341 Gazelle	Astazou III	440	600	265	736	494
	SA-342 Gazelle	Astazou XIV	640	870	275		
1972	SA-360 Dauphin	Astazou XVIII	770	1050	275	53	5
1977	SA-361 Dauphin	Astazou XX	980	1300	275	—	1 prot.
1975	SA-365 Dauphin II	Arriel	2×545	2×545	272	—	2 prot.
1977	SA-366 Dauphin III	LTS-101	2×480	2×650	260	—	1 prot.
1965	SA-330 Puma	Turmo IVe	2×1155	2×1580	265	482	379
1962	SA-321 Super Frelon	Turmo IIIc-b	3×1150	3×1570	250	97	79
1976	AS-350 Ecureuil	Arriel	515	690	230	—	2 prot.

wadzony w pięciu językach. Do 1977 r. przeszkolenie zaawansowane przeszło w Marignane 6000 zagranicznych techników. Wstępne szkolenie pilotów i techników śmigłowcowych przeprowadzane jest albo w szkołach w Marignane, albo też na miejscu u klienta.

Międzynarodowe umowy kooperacyjne i licencyjne

Wydział Śmigłowcowy Aérospatiale zawarł dotychczas wiele umów dotyczących kooperacji technicznej w celu poznania metod produkcji mogących mieć zastosowanie we Francji, umów licencyjnych, w których występował jako licencjobiorca i licencjodawca, wreszcie porozumień technicznych i handlowych zapewniających mu rynek zbytu.

Umowy o kooperacji technicznej miały za zadanie umożliwić francuskiemu przemysłowi śmigłowcowemu zapoznanie się z techniką stosowaną w USA. Było to porozumienie z Sikorskim, od którego przejęto technologię wirników do Super Frelon i niektórych elementów Puma. Podobnie przedstawiała się sprawa z umową z zachodniemieckim MBB w celu opracowania sztywnego wirnika oraz łopát z tworzyw sztucznych wzmocnionych włóknem szklanym, wreszcie kooperacja z Fiatem przy opracowywaniu i produkcji przekładni głównej i pośredniej, a więc podstawowego elementu zespołu napędowego śmigłowca.

Wydział Śmigłowcowy Aérospatiale tylko raz wystąpił w charakterze licencjobiorcy, gdy zakupił od Sikorskiego uprawnienia na budowę śmigłowców S-55 i S-58. Jest natomiast sprzedawcą licencji na budowę za granicą śmigłowców (montaż z części francuskich, montaż progresywny, a nawet własna produkcja licencjobiorcy większości elementów, z których następnie montuje się śmigłowce. Na podstawie licencji produkcyjnych sprzedanych przez Aérospatiale francuskie śmigłowce budują:

- indyjski Hindustan Aircraft Ltd w Bangalore — Alouette III i Lama dla lotnictwa wojskowego tego kraju;
- szwajcarska Fabrique Federale d'Avions d'Emmen — Alouette III (z części francuskich);
- rumuńska Intraprindaera de Constructii Aeronautice w Brasov — Alouette IIIB (110 sztuk) i Puma (40 sztuk); koszt licencji Rumunia spłaca w formie dostaw elementów dla Marignane;
- Jugosławia — SA-341 Gazelle.

Polityka sprzedaży licencji umożliwia licencjobiorcy zdobycie umiejętności produkcji śmigłowców, wykorzystanie istniejących mocy produkcyjnych, wyposażenie w nowe lub bardziej nowoczesne oprzyrządowanie swoich zakładów oraz podniesienie kwalifikacji zawodowych personelu. Z drugiej strony Aérospatiale zdobywa rynek, na który w sposób ciągły dostarcza swoje wyroby. Jest to więc dla niej znacznie bardziej opłacalne niż jednorazowa, nawet duża transakcja.

Dallas. Następnie Aérospatiale wykupiła aktywa tej spółki sprzedażnej, zakładając własne przedsiębiorstwo Aérospatiale Helicopter Corporation, które potrafiła na tym trudnym rynku sprzedawać do 15% globalnego zbytu lekkich śmigłowców w USA.

Największą ze wszystkich umów kooperacyjnych było porozumienie z przemysłem angielskim o koprodukcji śmigłowców Gazelle i Puma (przedsiębiorstwo wiodące: Aérospatiale) oraz WG-13 Lynx (przedsiębiorstwo wiodące: Westland Helicopters). Na podstawie tej umowy koszty i obciążenie pracą są podzielone proporcjonalnie do zamówień wojskowych, a montaż odbywa się osobno w każdym z krajów kontrahentów. Aby uniknąć dublowania, każdy z krajów produkuje przyznane sobie elementy, których wartość musi się bilansować.

Łącznie Aérospatiale sprzedała za granicą 3500 śmigłowców (jest to liczba dostarczonych i zamówionych maszyn), z czego do krajów Zachodniej Europy 2800 śmigłowców (18 krajów); do Azji i Oceanii (19 krajów) 400 śmigłowców. Na tereny Środkowej Azji — 360 sztuk, Afryki — 430 sztuk (24 kraje) i Ameryki — 756 sztuk.

Baza materialna i organizacja pracy Wydziału Śmigłowców Aérospatiale

Pierwszym zakładem, gdzie firma Sud Aviation rozpoczęła działalność w dziedzinie śmigłowców, była podparyska wytwórnia w Courneuve. Załogę stanowiło 200 inżynierów, naukowców i techników oraz 50 pracowników fizycznych. W miarę rozwoju produkcji powstała konieczność stworzenia nowoczesnego ośrodka, wyposażonego w odpowiednie oprzyrządowanie. W 1963 r. zapadła decyzja przekształcenia niewielkich zakładów w leżącym nieopodal Marsylii Marignane w centrum produkcji śmigłowców. Od tego czasu zakłady w Marignane są głównym ośrodkiem tej branży we Francji, największym w Europie i drugim pod tym względem w świecie kapitalistycznym. Odnosi się to zarówno do wydziałów produkcyjnych jak i rozbudowanego zaplecza badawczo-rozwojowego. Obecnie cała załoga Marignane liczy 6800 osób, w tym 700 pracowników naukowo-badawczych. Powierzchnia kryta zakładów wynosi 220 000 m².

Oprzyrządowanie zakładów jest nieustannie modernizowane. Najstarsze obrabiarki (w 1977 r.) znajdują się w eksploatacji zaledwie od 5 lat. W hali obróbki mechanicznej praca całości regulowana jest przez centralny komputer. Ten dział wyposażony jest oprócz zwykłych obrabiarek również w 60 wieloczynnościowych obrabiarek sterowanych numerycznie. Dokładność pracy precyzyjnych obrabiarek wynosi 1 mikrometr w atmosferze kontrolowanej.

Zakłady Marignane dysponują bardzo szerokim zapleczem badawczo-pomiarowym, które jest przeważnie zauto-

matyzowane i w wielu przypadkach sterowane elektronicznie. Pomijając sprawę laboratoriów i pracowni w zespole naukowo-rozwojowym, warto wymienić niektóre urządzenia badawcze, jak: wyspecjalizowane tunele aerodynamiczne, stanowiska do automatycznej wymiarowej kontroli elementów, stanowiska do docierania przekładni, stanowiska badania wytrzymałości zespołów napędowo-nośnych, stanowiska do zdalnych pomiarów naprężeń w locie itp.

Zakłady w Courneuve zatrudniają 1200 pracowników, stanowią bazę rozwojową i produkcyjną łopatek wirników. Jest to największa wytwórnia tego sprzętu w krajach kapitalistycznych. Podobnie jak i Marignane jest ona wyposażona w najbardziej nowoczesny zestaw maszyn i urządzeń służących do produkcji dźwigarów oraz urządzenia znajdujące się w pomieszczeniach o kontrolowanej atmosferze, służące do klejenia i montażu elementów z materiałów zespolonych.

Trzeci, najmniejszy zakład to filia Marignane w le Bourget, gdzie przeprowadza się dynamiczną regulację wirników oraz bada się wytrzymałość, żywotność i podatność na zmęczenie łopatek wirnika.

Łączna wartość produkcji Wydziału Śmigłowców Aérospatiale wyniosła w 1976 r. 2200 mln franków (około 470 mln dol.). Wydawałoby się, że są to liczby przesadzone, gdyż wydajność pracy na jednego zatrudnionego kształtowała się w wysokości 58 750 dol. Jeżeli zaś odliczymy od liczby zatrudnionych pracowników naukowych, administracyjnych i handlowych (500 osób), to wartość produkcji jednego pracownika bezpośrednio produkcyjnego przekroczyłaby, i to znacznie, sumę 100 000 dol., co w warunkach francuskiej wydajności pracy graniczyłoby z fantastyką. Przyczyn tak wysokiej wydajności pracy należy dopatrywać się w dużym rozkooperowaniu dostaw elementów.

W 1975 r. na 100 roboczogodzin macierzystych zakładów Wydziału Śmigłowców przypadają 30 godzin na dostawę elementów z innych wydziałów Aérospatiale, 12 godzin od innych francuskich dostawców, 12 godzin na dostawę przekładni od Fiata, 33 godziny od Westlanda (elementy śmigłowców Gazelle, Puma i Lynx) oraz 3 godziny od belgijskiej SABCA, stanowiącej w 50% własność francuskiego producenta samolotów Dassault-Breguet. Łącznie na kooperację przypada 90 godzin, czyli 47,5% całego czasu pracy Wydziału Śmigłowców. Z globalnej wartości produkcji wyno-

szonej w 1976 r. 470 mln dol. około 220 mln przypada na dostawę z zewnątrz, z czego około 140 mln dol. Marignane zapłacił za materiały i elementy pochodzące z obcych firm.

Zakłady Śmigłowcowe Aérospatiale w Marignane

W schemacie organizacyjnym zakładów w Marignane wyodrębniono pięć podstawowych pionów:

- biuro konstrukcyjno-rozwojowe,
- wydziały produkcyjne,
- samodzielny wydział szkoleniowo-awaryjny,
- montaż wraz z próbami w locie,
- wydział szkolenia pilotów i mechaników śmigłowcowych do potrzeb własnych zakładów oraz dla krajowych i zagranicznych odbiorców sprzętu produkowanego przez Zakłady.

W niniejszym szkicu pragniemy zwrócić uwagę czytelnika wyłącznie na specyficzne cechy organizacji i pracy wydziałów produkcyjnych oraz samodzielnego wydziału szkoleniowo-awaryjnego, gdyż działalność pozostałych komórek organizacyjnych praktycznie nie odbiega od stereotypu stosowanego w innych zakładach tej branży.

Organizacja pracy wydziałów produkcyjnych

Pracownicy fizycznie zatrudnieni w zakładach w Marignane to robotnicy wykwalifikowani i wysokowykwalifikowani. Robotnicy niewykwalifikowani — placowi, sprzętacze, pracownicy transportu itp. — stanowią około 3,5% stanu całej załogi. Około 12% zatrudnionych przypada na pracowników wykwalifikowanych pierwszej lub drugiej kategorii (według francuskiej nomenklatury posiadaczy świadectw OS-I i OS-II). Aby zostać pracownikiem wysokowykwalifikowanym (około 85% całej załogi), robotnik wykwalifikowany, który już po zdaniu dwu egzaminów uzyskał *świadcstwo zdatności zawodowej*, zdaje trzy kolejne egzaminy o wzrastającej skali trudności, otrzymując świadectwa P-I, P-II i P-III. Awans do kolejnej grupy zaszerogowania osobistego robotnik może uzyskać wyłącznie po podniesieniu swoich kwalifikacji, czego dowodem jest pozytywny wynik egzaminów teoretycznych i praktycznych.

W zakładach w Marignane zwraca uwagę stabilność kadry. Według oświadczenia członka dyrekcji zakładów, statystyczny robotnik w zasadzie nie przechodzi do innych zakładów, chociaż tak wielkie miasto, jak leżąca nieopodal Marsylia, stanowią potężny magnes: nie opuszcza samowolnie pracy i — zgodnie z wynikami anonimowej ankiety przeprowadzonej wśród załogi — zamierza tam pracować aż do emerytury.

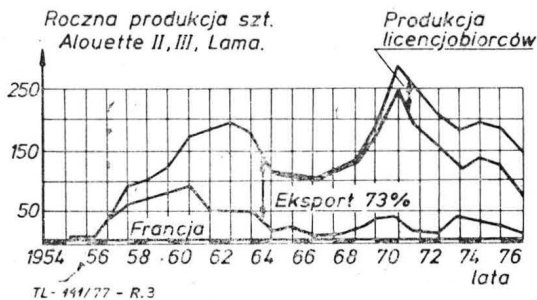
W Marignanie działa zespół szkół zawodowych, w których pracownicy mają możliwość uzyskania wszystkich pięciu wyżej wspomnianych stopni. Dyrekcja zakładów z uwagi na specyfikę produkcji, wymagającej bardzo wysokiego stopnia precyzji wykonania, nie tylko popiera, lecz nawet dopinguje załogę do podwyższania kwalifikacji.

Konieczność uzyskania bardzo wielkiej precyzji wytwarzania wpłynęła na ograniczenie tempa pracy. Hasłem w Marignane jest: *pracuj powoli i dokładnie*. Z tego powodu w tamtejszych zakładach został wyeliminowany system akordowy. Wszyscy pracownicy fizyczni, bez względu na swoje kwalifikacje, otrzymują miesięczne pobory. Przekroczenie założonej normy nie jest premiowane. Niewykonanie normy jest podobno bardzo rzadkim zjawiskiem.

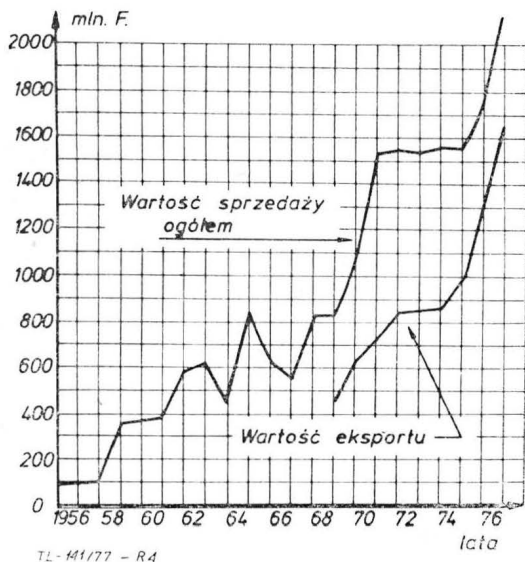
Odrębną specyfiką pracy w zakładach jest troska dyrekcji o dobrą formę fizyczną pracowników, co rzecz jasna nie jest spowodowane altruizmem ze strony kierownictwa Marignane, lecz dobrze pojętym interesem. Dyrekcja jest zdania, iż robotnik musi mieć możliwość relaksu. Aby to umożliwić, w większych halach produkcyjnych znajdują się kawiarnie, a obok hal produkcyjnych — ogródki, których zieleń wpływa kojąco na wzrok pracownika. Zwraca również uwagę jasny wystrój pomieszczeń, kwiaty znajdujące się w halach i wprost salonowa czystość podłóg.

W celu pełniejszego wykorzystania czasu pracy na każdym stanowisku roboczym znajduje się szafka zawierająca pełny zestaw narzędzi oraz przyrządów pomiarowych, przewidzianych do danej operacji. Specjalna służba narzędziowa pilnuje, aby na stanowisku roboczym był zawsze komplet narzędzi i przyrządów pomiarowych. Podobnie rzecz przedstawia się z dostawą materiałów do obróbki: robotnik otrzymuje je na swoim stanowisku pracy. W ten sposób została rozwiązana sprawa jednej z przyczyn przestoju.

Obserwator pracy w Marignane może stwierdzić, iż przebiega ona powoli i bardzo rytmicznie, bez nerwowości



Rys. 3. Produkcja śmigłowców Alouette II, Alouette III oraz Lama w rozbięciu na produkcję w zakładach Aérospatiale na potrzeby kraju i na eksport oraz produkcję licencjodawców



Rys. 4. Wartość sprzedaży śmigłowców Aérospatiale i sprzedaży eksportowej



Rys. 5. Ogólny widok zakładów w Marignane pod Marsylią; na pierwszym planie hale obróbki mechanicznej i Samodzielnego Wydziału Szkoleniowo-Awaryjnego; na drugim planie hale obróbki cieplnej; w głębi hale montażu

i jakichkolwiek zrywów. W konsekwencji ten system pracy zapewnia osiąganie wysokiej jakości wykonywanych wyrobów.

Stabilność załogi i jej konsekwentne szkolenie jest jednym z głównych czynników stałego podnoszenia jakości produkowanych elementów. Do wytwarzania wyrobów o najwyższej jakości bezsprzecznie przyczynia się bardzo ostra trójstopniowa kontrola: pracownika na stanowisku pracy, kontrola manualna w biurze kontroli i wreszcie kontrola elektroniczna w specjalnym pomieszczeniu o kontrolowanej atmosferze.

Autor niniejszego szkicu obserwował przebieg trzech etapów operacji kontrolnych. Na stanowisku pracy robotnik odrzucił z partii 20 detali jedną sztukę, w dziale kontroli manualnej zostały zdyskwalifikowane dwie sztuki i wreszcie kontrola elektroniczna wykazała niespełnienie warunków tolerancji trzech detali, a więc liczba braków wyniosła 6 sztuk, co stanowi 30% badanych detali (w omawianym przypadku chodzi o elementy, których tolerancja wynosiła 1 mikrometr). W większości jednak przypadków elementy odrzucane przez kontrolę (odnosi się to zwłaszcza do elementów, przy których wymagany jest niższy stopień tolerancji) wracają do ponownej obróbki, po czym przechodzą ponownie przez wszystkie etapy kontroli.

Zakłady w Marignane przeprowadzają również pełną kontrolę wszystkich elementów i zespołów dostarczanych przez kooperantów. Tak np.: przekładnie Fiata przed ich zamontowaniem do zespołów napędowych starszych typów śmigłowców przechodzą na hamowniach w Marignane czterogodzinne próby we wszystkich zakresach pracy.

Kontrola w Marignane nie ogranicza się tylko do sprawdzania tolerancji statycznej, lecz obejmuje — do czego kierownictwo zakładów przywiązuje szczególną uwagę —

kontrolę wszystkich elementów we wszystkich zakresach ruchu, zwłaszcza zaś poziomu naprężeń i poziomu głośności.

Należy jeszcze wspomnieć o stałej trosce kierownictwa zakładów dotyczącej obniżenia kosztów własnych wytworzenia. W przeciągu ostatnich 2 lat przeprowadza się w tym celu intensywne próby, polegające na zmniejszeniu pracochłonności pozornie wysokojakościowej obróbki końcowej odpowiedzialnych elementów (jak zawieszenie łopaty, zespoły sterowania, głowice itp.) przez zaniechanie polerowania, tak iż pozostają ślady każdorazowego przejścia frezów; bardzo odpowiedzialne elementy (głowice wirników, zawieszenie łopat i sterowania) wykonuje się nie z wysokowartościowej stali, lecz wyłącznie (dotyczy to nowszych typów śmigłowców) ze zbrojonych tworzyw sztucznych, co równocześnie przyczynia się do zmniejszenia masy elementów.

Samodzielny Wydział Szkoleniowo-Awaryjny

Autor niniejszego szkicu po raz pierwszy miał możliwość zapoznać się z organizacją i zakresem pracy podobnej komórki i dlatego — w braku skali porównawczej — ocena jej działalności ma charakter subiektywny. Wydaje się jednak, iż praca takiej komórki organizacyjnej przynosi tak wielkie korzyści przedsiębiorstwu, że jej struktura organizacyjna i zakres wykonywanych obowiązków nie tylko mogą, ale nawet powinny służyć za wzór do naśladowania.

Wydział ma wydzieloną dużą powierzchnię krytą w halach obróbki mechanicznej i jest wyposażony w taki sam park maszynowy, jaki ma wydział produkcyjny, z wyłączeniem — jak się zdaje — obrabiarek sterowanych numerycznie.

Przed Wydziałem postawiono dwa podstawowe zadania: — szkolenie załogi w osobnych pomieszczeniach, tak aby nie zakłócać toku pracy produkcji. Szkoli się tam zarówno nowicjuszy na tych samych maszynach, na których następnie będą oni pracowali, oraz robotników wykwalifikowanych w przypadku wprowadzania nowych technologii lub nowych maszyn, które następnie będą zainstalowane w halach produkcyjnych;

— produkowanie elementów nie wchodzących w plan pracy Marignane, lecz normalnie dostarczonych przez kooperantów, w przypadku, gdy u kooperantów zdarzyła się awaria lub wybuchł kolejny strajk, co we Francji jest zjawiskiem codziennym.

Dyrektor Marignane powiedział z dumą, iż dzięki zorganizowaniu Wydziału, produkcja zakładów nie wykazuje przestoju pomimo faktu, iż w zasadzie Marignane nie wytwarza elementów „na skład”. Chodzi tu o dobrą zrozumianą oszczędność: składowanie nadmiernych zapasów powoduje zamrożenie kosztownego kapitału.

Dla zakładów typu Marignane uniknięcie przestoju, a w rezultacie opóźnienia terminów dostaw, jest sprawą podstawowej wagi. Opóźnienie terminu dostaw śmigłowców oprócz kar umownych wynikających z niedotrzymania warunków kontraktu zawartego z zagranicznymi odbiorcami (przeważnie wojskowymi) może spowodować utratę klienta i przechwycenie go przez konkurencję.

Teoria przelotu szybowcowego metodą delfinowania oraz zasady lotu dynamicznego (I)

Dr inż. JUSTYN SANDAUER
Instytut Lotnictwa

Stan teorii lotu metodą delfinowania i wynikająca z niej taktyka przelotowa. Analiza optymalnych parametrów przelotu w modelowych warunkach meteorologicznych. Podstawowe zasady lotu dynamicznego — wskazujące na możliwość dalszego postępu w wykorzystywaniu pionowych prądów atmosferycznych.

Gdy po pierwszym okresie lotów żaglowych nad zboczami górskimi i wydmami brzegowymi rozwój szybownictwa poszedł w kierunku przelotów otwartych, a następnie przelotów po wyznaczonych trasach, powstała potrzeba opracowania zasad taktyki przelotowej. W typowym przelocie szybowcowym, którego elementami składowymi są: krążenie w prądzie wznoszącym i przelot do następnego komina termicznego, podstawowym problemem taktycznym jest dobór optymalnej prędkości przelotu między wykorzystywanymi prądami wznoszącymi, czyli tak zwanej prędkości prze-

skoku, z uwzględnieniem pionowych ruchów powietrza występujących wzdłuż trasy (rys. 1).

Jest rzeczą oczywistą, że kryterium optymalizacyjnym dla prędkości przeskoku jest maksymalna prędkość przelotowa na tzw. elementarnej trasie o długości L , wyrażona zależnością:

$$V_{przel} = \frac{L}{t_{przesk} + t_{wzn}} = \frac{L}{\frac{L}{V_{przesk}} + \frac{\Delta H}{w_{wzn}}} = \frac{L}{\frac{L}{V_{przesk}} + \frac{L}{w_{wzn}} \cdot \frac{V_{przesk} \cdot w_{wzn}}{V_{przesk} \cdot w_{wzn}}} = \frac{L}{\frac{L}{V_{przesk}} + \frac{L}{V_{przesk}} \cdot \frac{w_{op} - w_{pow}}{w_{wzn}}} = \frac{L}{\frac{L}{V_{przesk}} + \frac{L}{V_{przesk}} \cdot \frac{w_{op} - w_{pow}}{w_{wzn}}} = \frac{L}{\frac{L}{V_{przesk}} + \frac{L}{V_{przesk}} \cdot \frac{w_{op} - w_{pow}}{w_{wzn}}} \quad (1)$$

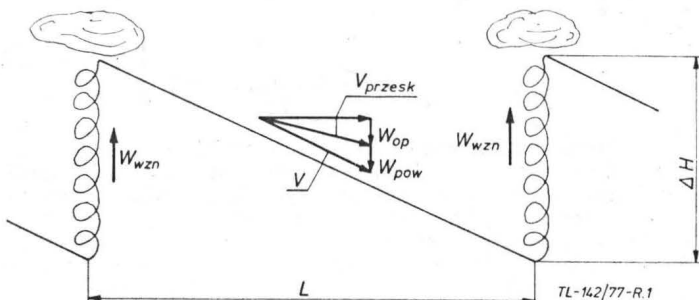
W zależności (1) i dalszych przyjmuje się zarówno dla w_{wzn} jak i dla w_{op} wartości dodatnie, natomiast dla w_{pow} znak dodatni odpowiada prądowi wznoszącemu.

Zależność (1) nie uwzględnia wpływu wiatru, ponieważ jego prędkość dodaje się do prędkości V_{przel} , a więc nie wpływa ona na optymalizację prędkości wypadkowej.

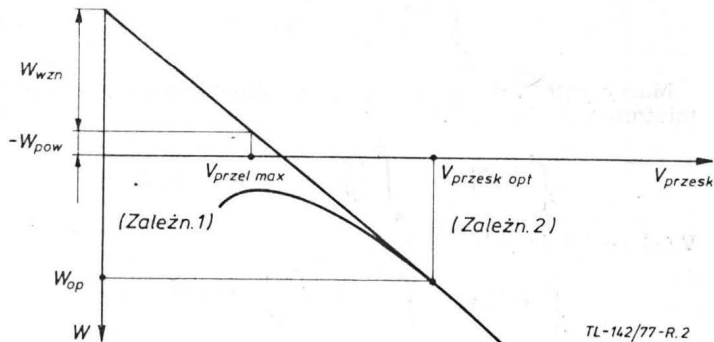
Kryterium maksymalnej prędkości przelotowej jest właściwe również dla przelotu odległościowego, ponieważ występowanie prądów termicznych jest uzależnione od czasu nasłonecznienia, a więc w ograniczonym czasie odległość przelotu jest funkcją uzyskanej prędkości przelotowej. Z kryterium maksymalnej prędkości przelotowej wynikają

ków trasy w locie bez krążenia metodą właściwego doboru prędkości, polegającą na szybkim przeskoku przez obszar prądów opadających i wolnym przelocie przez obszar wznoszeń.

Ten model przelotu — zwany delfinowaniem — stosowany w korzystnych warunkach meteorologicznych pozwala uzyskiwać większe prędkości przelotowe niż wynikające z zależności (1) przy stosowaniu klasycznej taktyki z wykorzystaniem krążka Mac Cready'ego.



Rys. 1. Schemat przelotu z wykorzystaniem prądów wznoszących metodą krążenia



Rys. 2. Wykreślna metoda wyznaczania optymalnej prędkości przeskoku $V_{przesk\ opt}$ i prędkości przelotowej V_{przel}

optymalne wartości prędkości przeskoku w zależności od napotykaných wzdłuż trasy prędkości pionowych powietrza. Optymalną prędkość przeskoku $V_{przesk\ opt}$ oblicza się z warunku:

$$\frac{dV_{przel}}{dV_{przesk}} = 0 = \frac{w_{wzn} + w_{op} - w_{pow} - \frac{dw_{op}}{dV_{przesk}} V_{przesk}}{\frac{1}{w_{wzn}} (w_{wzn} + w_{op} - w_{pow})^2}$$

czyli:

$$\frac{dw_{op}}{dV_{przesk\ opt}} = \frac{w_{wzn} + w_{op} - w_{pow}}{V_{przesk\ opt}} \quad (2)$$

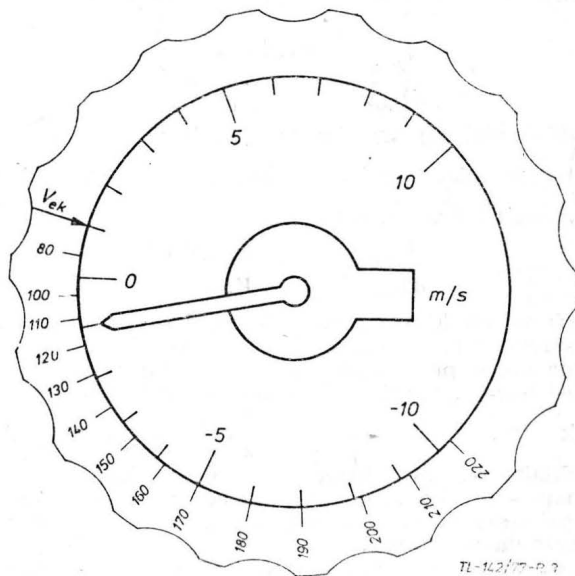
Zależność (2) pozwala wyznaczyć metodą wykreślną optymalną prędkość $V_{przesk\ opt}$ na biegunowej prędkości $w_{op} = f(V_{przesk})$ dla przewidywanej prędkości wznoszenia w następnym krążeniu w_{wzn} i dowolnej napotkanej na trasie prędkości pionowej powietrza w_{pow} . Metodę tę, polegającą na poprowadzeniu stycznej do biegunowej prędkości szybowca z odpowiedniego punktu na osi rzędnych, pokazuje rys. 2.

Zależności (1) i (2) oraz graficzny sposób znajdowania optymalnej prędkości przeskoku i maksymalnej prędkości przelotowej opublikował w 1938 r. W. Kasprzyk. W latach pięćdziesiątych P. Mac Cready zastosował na swoim szybowcu bardzo pomysłową, przesuwaną podziałkę na obudowie wariometru, wskazującą optymalne prędkości przeskoku odpowiadające poszczególnym wskazaniom wariometru. Ten tzw. krążek Mac Cready'ego eliminuje konieczność graficznego czy tabelarycznego wyznaczania optymalnej prędkości przeskoku i wymaga od pilota tylko zgrywania wskazania prędkościomierza ze wskazaniem wariometru odczytywanym na dodatkowej podziałce. Elementem niepewnym takiej taktyki przelotowej jest intensywność następnego prądu wznoszącego. Praktycznie przyjmuje się, że prędkość wznoszenia w następnym kominie będzie taka sama jak w kominie poprzednim i tę prędkość wprowadza się do obliczenia prędkości przeskoku poprzez odpowiednią nastawę linii zerowej (strzałki) obrotowego krążka w stosunku do skali wariometru (rys. 3). Krążek Mac Cready'ego został przyjęty jako ogromne udogodnienie do standardowego wyposażenia szybowców wyczynowych, a wykorzystywanie zależności (2) do optymalizacji prędkości przeskoku przyjęto nazywać niezbyt słusznie lataniem metodą Mac Cready'ego lub lataniem według krążka.

Znaczny postęp w dziedzinie osiągnięć szybowców wyczynowych, jaki miał miejsce w ciągu ostatniego dziesięciolecia, nie pozostał bez wpływu na taktykę przelotową. Wyżej opisany klasyczny model przelotu szybowcowego przestaje być jedyny; na szybowcu o maksymalnej doskonałości przekraczającej 40 i odpowiednio małych prędkościach opadania w zakresie prędkości lotu $V = 150-220$ km/h pokonuje się odległości międzykominowe z niedużą stratą wysokości, którą można następnie odzyskać, przelatując lotem prostym przez odpowiednio rozległy lub intensywny prąd wznoszący. Gęste występowanie prądów termicznych, a zwłaszcza rozległe obszary wznoszeń typu szlaków chmurowych, umożliwiają pilotowi pokonywanie długich odcin-

Teoretyczne podstawy taktyki przelotowej metodą delfinowania, a w szczególności ustalenie minimalnych parametrów meteorologicznych umożliwiających ten typ przelotu oraz zasady doboru optymalnych prędkości lotu w funkcji prędkości pionowej powietrza, stały się w ostatnich latach tematem licznych publikacji, referatów i dyskusji na forum Międzynarodowej Naukowo-Technicznej Organizacji Szybowcowej OSTIV.

Niestety, zagadnienie optymalizacji przelotu metodą delfinowania jest znacznie bardziej skomplikowane od optymalizacji przelotu metodą klasyczną, a opracowanie tak



Rys. 3. Wariometr szybowcowy ze skalą prędkościową Mac Cready'ego nastawioną na $w_{wzn} = 1$ m/s; odczyt na tej skali winien być zgodny z wskazaniem prędkościomierza

prostego i uniwersalnego wskaźnika optymalnej prędkości, jak krążek Mac Cready'ego, jest mało realne. Niniejszy artykuł stanowi próbę podsumowania aktualnego stanu teorii lotu metodą delfinowania i wynikających z niej wniosków dotyczących taktyki przelotowej. W celu lepszego zilustrowania możliwości dalszego postępu w wykorzystywaniu energii pionowych prądów atmosferycznych w artykule przedstawiono również podstawowe zależności i wyliczenia dla lotu dynamicznego (ze zmiennym przyspieszeniem normalnym).

Przelot metodą delfinowania jako problem wariacyjny

Rysunek 4 przedstawia schematycznie odcinek przelotu metodą delfinowania. Utrata wysokości na przeskoku AB zostaje wyrównana w przelocie przez obszar wznoszenia BC. Optymalny dobór prędkości w locie metodą delfinowania sprowadza się do poszukiwania takiej zależności

$V = f(x)$, która dla określonego rozkładu prędkości pionowych $w_{pow}(x)$ daje najkrótszy czas przelotu odcinka AC przy zachowaniu warunku $\Delta H = 0$, czyli spełnia następujące dwa wymagania:

$$\int_A^C \frac{dx}{V} = \min \quad (3)$$

$$\int_A^C \frac{-w_{op} + w_{pow}}{V} dx = 0 \quad (4)$$

Mamy zatem do czynienia z zagadnieniem poszukiwania minimum funkcjonału:

$$\int_{x_1}^{x_2} F(V) dx = \int_A^C \frac{dx}{V} \text{ dla zbioru funkcji}$$

$V(x)$ spełniających warunek:

$$\int_{x_1}^{x_2} G(V, x) = \int_A^C \frac{-w_{op}(V) + w_{pow}(x)}{V} = 0$$

Rozwiązanie tego problemu wariacyjnego otrzymuje się przez wyznaczenie stałej Lagrange'a z równania Eulera:

$$\frac{\delta}{\delta V} (F + \lambda G) = 0 \quad (5)$$

Podstawiając do zależności (5):

$$F = \frac{1}{V} \quad \text{i} \quad G = \frac{-w_{op} + w_{pow}}{V}$$

otrzymujemy:

$$\frac{-1}{V_{opt}^2} - \frac{\lambda}{V_{opt}^2} (-w_{op} + w_{pow} - \lambda \frac{dw_{op}}{dV_{opt}}) = 0 \quad (6)$$

Równanie (6) można przedstawić w postaci:

$$\frac{dw_{op}}{dV_{opt}} = \frac{w_{op} + w_{pow} - \frac{1}{\lambda}}{V_{opt}} \quad (7)$$

Z zależności (7) wynika w sposób oczywisty, że stała $(-\frac{1}{\lambda})$ musi mieć wymiar prędkości; możemy więc ją oznaczyć przez w^* i wówczas:

$$\frac{dw_{op}}{dV_{opt}} = \frac{w_{op} - w_{pow} + w^*}{V_{opt}} \quad (8)$$

Zależność (8), której postać nie różni się od zależności (2), przedstawiono graficznie na rys. 5; sytuacja jest więc analogiczna jak w przypadku przelotu metodą klasyczną z tym, że spodziewaną prędkość wznoszenia w kominie w_{wzn} zastępuje teraz prędkość $w^* = -\frac{1}{\lambda}$. Znajomość prędkości w^* pozwoliłaby nastawić krążek Mac Cready'ego i w trakcie całego przelotu od A do C dobrać właściwą (optymalną) prędkość szybowca. Rozpatrzmy więc teraz zagadnienie wyznaczania wartości λ .

Wartość λ oblicza się z zależności (4) i (6). Te dwa równania umożliwiają wyznaczenie dla danej funkcji $w_{pow}(x)$ dwu niewiadomych λ i V . W pierwszej kolejności należy więc z obu równań wyeliminować prędkość opadania w_{op} posługując się odpowiednią analityczną postacią biegunowej prędkości szybowca.

Najczęściej stosowaną analityczną postacią biegunowej prędkości:

$$w_{op} = AV^3 + \frac{B}{V}; \quad V \geq V_{min} \quad (9)$$

otrzymuje się z przybliżenia biegunowej Lillienthala szybowca zależnością paraboliczną:

$$Cx = AC_z^2 + Cx_0$$

Postać (9) nie jest jednak jedyną jaką może być zastosowana w obliczeniu λ i V . Bardzo dobrą zgodność z rzeczywistym przebiegiem biegunowej prędkości w zakresie prędkości większych od ekonomicznej można również otrzymać stosując przybliżenie w postaci:

$$w_{op} = AV^2 + BV + C; \quad V \geq V_{ek} \quad (10)$$

Wstawiając dla przykładu w_{op} z zależności (10) do równania (6) otrzymujemy następującą zależność optymalnej prędkości lotu od pionowej prędkości powietrza:

$$V_{opt} = \sqrt{\frac{1 + \lambda[C + w_{pow}(x)]}{A\lambda}} \quad (11)$$

przy czym λ wyznacza się z warunku (4), który przyjmuje postać:

$$\int_{x_1}^{x_2} \left[A \sqrt{\frac{1 + \lambda[C + w_{pow}(x)]}{A}} + B + \frac{C + w_{pow}(x)}{\sqrt{\frac{1 + \lambda[C + w_{pow}(x)]}{A\lambda}}} \right] dx = 0 \quad (12)$$

Analityczne obliczenie całki z zależności (12) i wyznaczenie λ dla danej funkcji $w_{pow}(x)$ nie jest oczywiście możliwe i musi być wykonane numerycznie metodą iteracyjną.

Jak z tego wynika, rachunek wariacyjny daje wprowadzić pełne rozwiązanie postawionego problemu, ale jego przydatność dla pilota nie wykracza poza zależność (8) i jej postać graficzną przedstawioną na rys. 5. Zagadnienie praktycznego określenia prędkości w^* i nastawy krążka Mac Cready'ego dla występującego wzdłuż trasy rozkładu prędkości w_{pow} , który to rozkład pilot może przewidywać tylko z niewielką dokładnością, zostanie omówione w dalszej części artykułu.

Rachunek wariacyjny pozwala przeanalizować nie tylko prędkości przelotowe, które teoretycznie można uzyskać w danych warunkach meteorologicznych, lecz również wyznaczyć dla określonych modelowych rozkładów prędkości powietrza warunki, przy których lot metodą delfina jest w ogóle możliwy. Matematyczną postacią tego warunku przedstawia zależność (4), którą należy jednak uzupełnić ograniczeniem dotyczącym możliwej prędkości lotu:

$$V_{min} \leq V \leq V_{max dop}$$

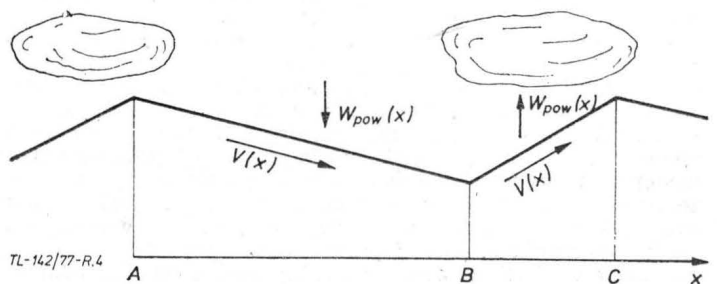
Zapoznajmy się więc z wynikami przykładowych obliczeń wykonanych przez Kauera [2], Tomczyka [1] i Jonasa [3] dla kilku modelowych rozkładów prędkości powietrza.

Rozkład prędkości powietrza wg wzoru:

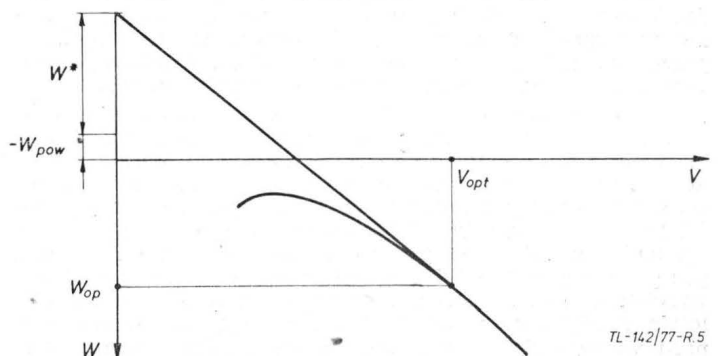
$$w_{pow} = w_0 \sin \frac{2\pi}{L} x$$

Sinusoidalny rozkład prędkości pionowych ruchów powietrza nie jest charakterystyczny dla przypadku konwekcji termicznej, a więc nie ma praktycznego znaczenia dla typowego przelotu szybowcowego, ale jest bardzo przydatny do analizy przelotu przez odcinek trasy składający się z obszaru silnego prądu wznoszącego poprzedzającego obszar silnego prądu opadającego.

Na takim modelu (rys. 6) możemy prześledzić przebiegi prędkości przelotu metodą klasyczną i metodą delfinowa-



Rys. 4. Schemat przelotu metodą delfinowania

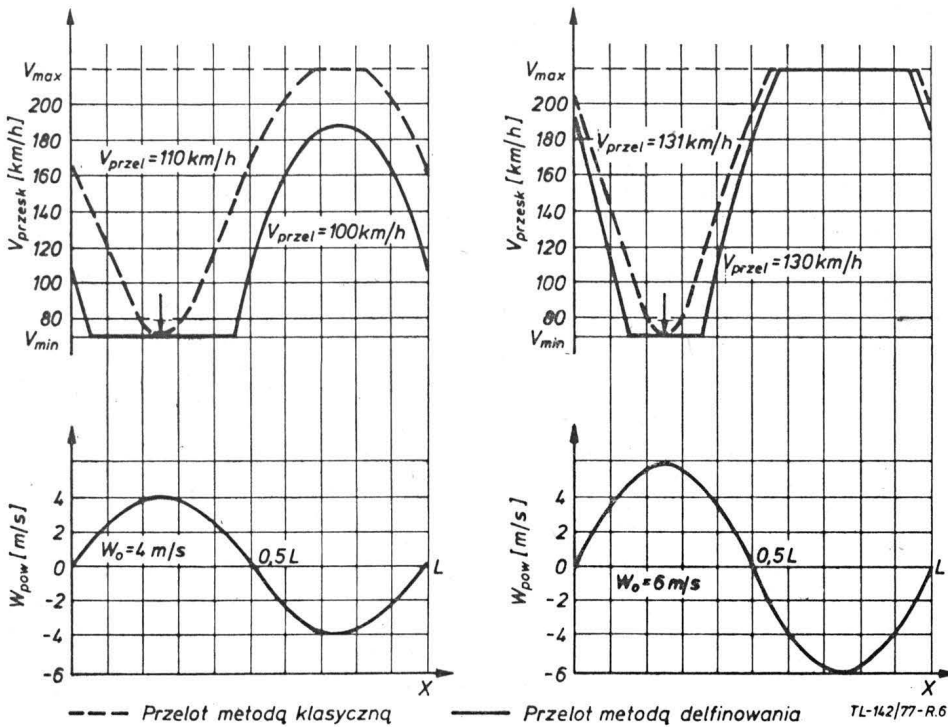


Rys. 5. Wykreślna metoda wyznaczania optymalnych prędkości w przelocie metodą delfinowania

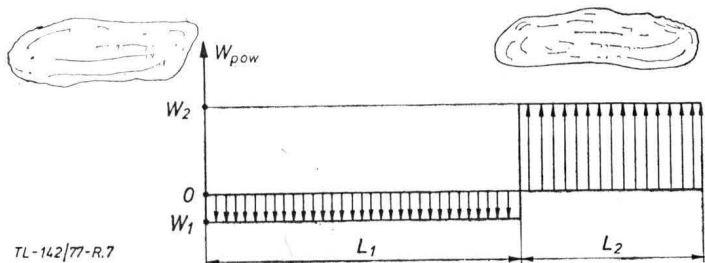
nia, korzystając z pracy Kauera i Jungingera [2]. Kauer i Junginger analizują przelot szybowca Cirrus-Standard przez obszar prądów pionowych o sinusoidalnym rozkładzie prędkości i maksymalnej intensywności $w_0 = 1 \div 11$ m/s. Biegunowa prędkości szybowca jest aproksymowana wielomianem:

$$w_{op} = AV^2 + BV + C; \quad 70 \text{ km/h} \leq V \leq 220 \text{ km/h}$$

Przebiegi optymalnych prędkości dla obu rodzajów przelotów przy $w_0 = 4$ m/s i $w_0 = 6$ m/s zostały pokazane na



Rys. 6. Przebiegi optymalnych prędkości przeskoku w przelotach przez obszary prądów pionowych o sinusoidalnych rozkładach prędkości przy stosowaniu metody klasycznej i metody delfinowania

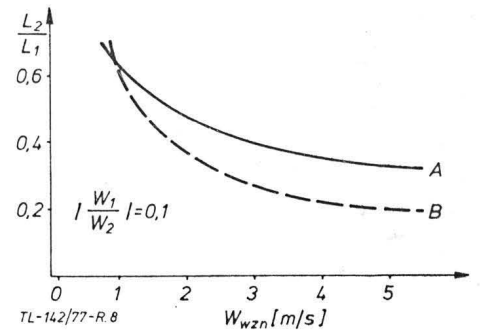


Rozkład prędkości powietrza wg założeń:

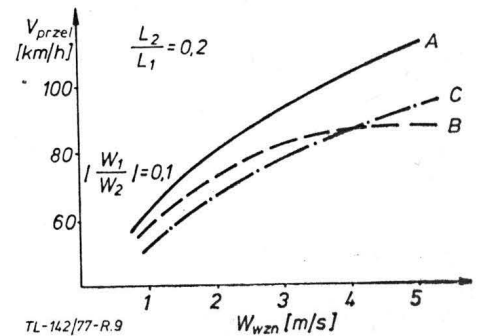
$$w_{pow} = w_1 < 0; \quad x \leq L_1$$

$$w_{pow} = w_2 > 0; \quad L_1 \leq x \leq L_1 + L_2$$

Układ prądów pionowych powietrza składający się z obszaru długości L_1 o stałej prędkości opadania w_1 i obszaru długości L_2 o stałej prędkości wznoszenia w_2 (rys. 7) jest bardzo uproszczonym modelem warunków meteorologicznych, w których występują szlaki cumulusowe,



Rys. 8. Minimalne wartości parametrów meteorologicznych L_2/L_1 i w_{wzn} umożliwiające przelot metodą delfinowania na szybowcu Foka C przy nastawie $w^* = w_{wzn}$ (krzywa A) i przy nastawie $w^* = 0$ (krzywa B)



Rys. 9. Zależność prędkości przelotowej szybowca Foka C od prędkości wznoszenia: dla przelotu metodą delfinowania przy nastawie $w^* = w_{wzn}$ z zastosowaniem wydłużonej trasy przelotu w prądzie wznoszącym (krzywa A) i przy nastawie $w^* = 0$ (krzywa B); dla przelotu metodą klasyczną (krzywa C)

rys. 6, a wyniki obliczeń prędkości przelotowych oraz nastawy krążka przedstawiono w tabelicy. Przy obliczeniu przelotu metodą klasyczną przyjęto, że prędkość opadania szybowca w krążeniu wynosi 0,6 m/s i że wykorzystuje on maksymalną prędkość prądu wznoszącego w_0 , a więc, że promień krążenia jest bardzo mały w porównaniu z długością fali sinusoidy. W tabelicy podano również dla metody Mac Cready'ego procentowy udział czasu krążenia T' w całkowitym czasie przelotu. Wyniki obliczeń Kauera i Jungingera wykazują, że dla sinusoidalnego rozkładu prędkości powietrza nastawy krążka w^* dla przelotu metodą delfinowania są zawsze mniejsze niż w_0 — (w_{op}) w krążeniu, a więc prędkości optymalne przy przelocie metodą klasyczną są większe. Ten wniosek jest całkiem oczywisty i wynika z faktu, że podczas przeskoku w przelocie z krążeniem następuje utrata wysokości, a więc prędkości w przeskoku muszą być większe niż w przelocie metodą delfinowania, w którym nie ma utraty wysokości.

Bardziej interesujący jest jednak drugi wniosek, że czas zużyty na krążenie nie likwiduje zysku spowodowanego większą prędkością przeskoku i bilans prędkości przelotowej jest w całym praktycznie realnym zakresie intensywności w_0 korzystniejszy dla metody klasycznej.

Z powyższych spostrzeżeń nie należy jednak wyciągać wniosków odnośnie typowych przelotów szybowcowych; w tym celu przeanalizujemy teraz inne modele rozkładów prędkości powietrza.

Rys. 7. Uproszczony model warunków meteorologicznych, w których występują szlaki cumulusowe

a więc sprzyjających przelotom metodą delfinowania. Warunki rzeczywiste różnią się od przyjętego modelu w zasadzie tym, że prędkości powietrza ani w obszarze opadania, ani w obszarze wznoszenia nie są stałe; jednak wnioski wyciągnięte z analizy przelotu w układzie modelowym będą mogły znaleźć zastosowanie w przelocie rzeczywistym.

Parametrami określającymi przyjęty model są: intensywność prądu wznoszącego w_2 oraz stosunki $\frac{L_2}{L_1}$ i $\frac{w_1}{w_2}$.

W analizie porównawczej obu metod przelotu dla przyjętego modelu warunków meteorologicznych zostaną wykorzystane prace Tomczyka [1] i Jonasa [3]. Tomczyk i Jonas wyprowadzają podstawowe zależności na V_{opt} i V_{przel} w przelocie metodą delfinowania bez korzystania z rachunku wariacyjnego. Dla przyjętego rozkładu prędkości w_{pow} można bowiem napisać:

$$V_{przel} = \frac{L_1 + L_2}{t_{przesk} + t_{wzn}} = \frac{L_1 + L_2}{\frac{L_1}{V_{przesk}} + \frac{\Delta H}{w_{wzn}}}$$

a ponieważ

$$\Delta H = \frac{L_1}{V_{przesk}} (w_{op} - w_1)$$

$w_{pow} = w_o \sin \frac{2\pi}{L} x$				Przelot metodą delfinowania	
Przelot metodą klasyczną				V_{przel} [km/h]	w^* [m/s]
w_o [m/s]	V_{przel} [km/h]	w^* [m/s]	$T \uparrow$ [%]		
1	37	0,4	60	niemożliwy	
2	74	1,4	32		
3	95	2,4	22		
4	110	3,4	17		
5	122	4,4	13	100	0,5
6	131	5,4	9	119	2,5
7	139	6,4	7	130	4,1
8	145	7,4	4	138	5,5
9	151	8,4	3	145	6,8
10	156	9,4	1	151	7,9
11	160	10,4	~0	156	9,0
				160	10,1

więc:

$$V_{przel} = \frac{V_{przesk} \cdot w_{wzn}}{w_{wzn} + w_{op} - w_1} \left(1 + \frac{L_2}{L_1}\right) \quad (13)$$

Zależność (13) różni się od zależności (1) tylko wyrażeniem w nawiasie, a więc przy tej samej prędkości przeskoku prędkość przelotowa w metodzie delfinowania jest $\left(1 + \frac{L_2}{L_1}\right)$ razy większa niż w metodzie klasycznej.

Powyższe stwierdzenie zawiera jednak małą nieścisłość a mianowicie przyjęcie, że prędkość w_{wzn} jest w obu przypadkach taka sama, a więc, że opadanie szybowca w krążeniu nie różni się od opadania w locie prostym z prędkością V_2 (w obszarze wznoszenia L_2).

Obliczenie pochodnej V_{przel} względem V_{przesk} i przyrównanie jej do zera pozwala wyznaczyć optymalną prędkość przeskoku. Po przyrównaniu pochodnej do zera mnożnik $\left(1 + \frac{L_2}{L_1}\right)$ znika i otrzymuje się zależność:

$$\frac{dw_{op}}{dV_{przesk\ opt}} = \frac{w_{wzn} + w_{op} - w_1}{V_{przesk\ opt}} \quad (14)$$

Ponieważ zależność (14) jest identyczna jak zależność (2), więc optymalne prędkości przeskoku są dla obu metod przelotu jednakowe. Z powyższych dwu stwierdzeń wynika, że maksymalna prędkość przelotowa przy metodzie delfinowania jest $\left(1 + \frac{L_2}{L_1}\right)$ razy większa od maksymalnej prędkości przelotu metodą klasyczną.

Przeanalizujmy teraz prędkość lotu w prądzie wznoszącym V_2 . Z warunku $\Delta H = 0$ wynika, że:

$$\frac{L_1}{V_{przesk\ opt}} (w_{op} - w_1) = \frac{L_2}{V_2} w_{wzn}$$

a więc:

$$V_2 = V_{2\ opt} = \frac{L_2}{L_1} V_{przesk\ opt} \frac{w_{wzn}}{w_{op} - w_1} \quad (15)$$

Wszystkie trzy dotychczasowe stwierdzenia są ważne, gdy prędkość V_2 wyliczona z zależności (15) jest większa od prędkości minimalnej. Gdy $V_{2\ opt} < V_{min}$ wówczas istnieją w zasadzie dwie możliwości:

● Przelot prosty przez obszar prądu wznoszącego zastąpić przelotem po torze wydłużonym L_3 zbliżonym do kształtu litery S lub złożonym z odcinka prostego i krążenia tak, aby czas przelotu był zgodny z wymaganiami:

$$t = \frac{L_2}{V_2} = \frac{L_3}{V_{rzecz}}$$

Ten przypadek nie przedstawia wprawdzie klasycznego przelotu metodą delfinowania, ale wszystkie poprzednio wyprowadzone zależności, tj. (13), (14) i (15) pozostają ważne.

● W obszarze prądu opadającego zmniejszyć prędkość przeskoku poniżej $V_{przesk\ opt}$ co spowoduje mniejszą utratę wysokości ΔH i pozwoli zwiększyć prędkość V_2 w obszarze prądu wznoszącego. Graniczną zmniejszoną prędkością $V_{przesk\ min}$ będzie w tym przypadku prędkość największego zasięgu, tj. prędkość, dla której jest spełniona zależność:

$$L = \frac{V_{przesk}}{w_{op} - w_1} = \max$$

Dalsze zmniejszanie prędkości przeskoku powoduje zwiększenie utraty wysokości ΔH , a więc zmniejsza prędkość V_2 . Po przyrównaniu pochodnej $\frac{dL}{dV_{przesk}}$ do zera otrzymuje się:

$$w_{op} - w_1 - V_{przesk} \frac{dw_{op}}{dV_{przesk}} = 0$$

czyli:

$$\frac{dw_{op}}{dV_{przesk\ min}} = \frac{w_{op} - w_1}{V_{przesk\ min}} \quad (16)$$

Zależność (16) można otrzymać z zależności (2) przez podstawienie $w_{wzn} = 0$, a więc prędkość maksymalnego zasięgu, będąca najmniejszą prędkością przeskoku otrzymuje się przy nastawie krążka Mac Cready'ego na $w_{wzn} = 0$ (rys. 3).

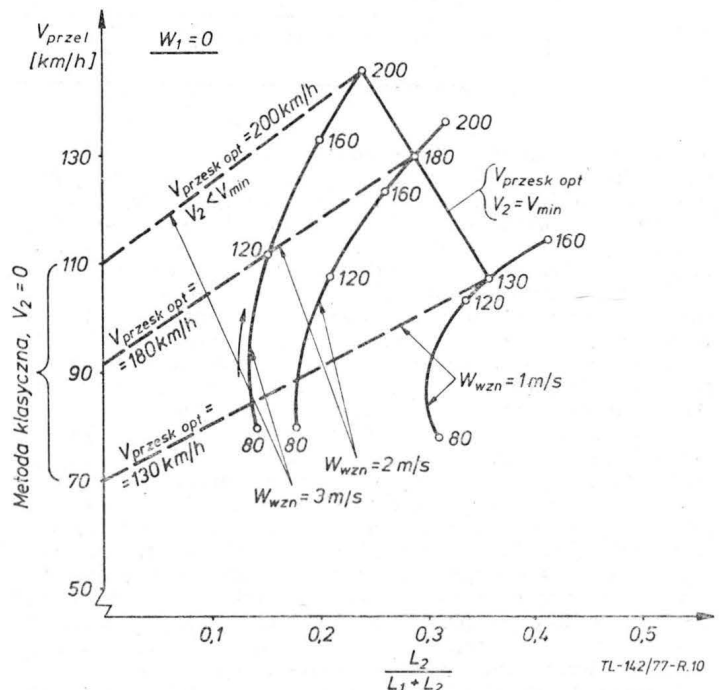
Jeżeli dla tej prędkości przeskoku wstawionej do zależności (15) w miejsce prędkości $V_{przesk\ opt}$ prędkość V_2 będzie jeszcze mniejsza od V_{min} , to przelot metodą delfinowania nie jest możliwy bez utraty wysokości. Warunek dla przelotu metodą delfinowania ma więc postać:

$$\frac{L_2}{L_1} \cdot \frac{w_{wzn}}{w_{op} - w_1} \geq \frac{V_{min}}{V_{przesk\ min}}$$

Jeżeli po odpowiednim zmniejszeniu prędkości przeskoku w stosunku do prędkości $V_{przesk\ opt}$ uzyskuje się $V_2 \geq V_{min}$, to przelot metodą delfinowania jest możliwy i pilot musi tylko zmniejszyć nastawę krążka w^* , która w zależności od warunków meteorologicznych będzie mieścić się w przedziale:

$$0 \leq w^* < w_{wzn}$$

Rysunek 8 pokazuje wyniki obliczeń minimalnych warunków meteorologicznych dla przelotu metodą delfinowania na szybowcu Foka C, przedstawionego w pracy Tomczyka. Do obliczeń przyjęto, że $\left|\frac{w_1}{w_2}\right| = 0,1$. Krzywa A przedstawia graniczne warunki umożliwiające przelot przy nastawie $w^* = w_{wzn}$, tj. zgodnie z zależnością (13) i (15); krzywa B określa graniczne warunki dla $w^* = 0$.



Rys. 10. Zależność prędkości przelotowej przykładowego szybowca klasy otwartej od parametrów meteorologicznych L_2/L_1 i w_{wzn} dla przelotu metodą delfinowania i metodą klasyczną

Załóżmy teraz, że kontynuowanie przelotu metodą delfinowania przy $V_2 \geq V_{min}$ wymaga zmniejszenia prędkości przeskoku do prędkości $V_{przesk\ min}$, tj. odpowiadającej nastawie krążka $w^* = 0$ i sprawdźmy, czy prędkość przelotowa jest wówczas większa niż w przelocie metodą klasyczną. Prędkość przelotową dla metody delfinowania podaje zależność (13); dla $V_{przesk\ min}$ wynosi ona:

$$V_{przel} = \frac{V_{przesk\ min} w_{wzn}}{w_{wzn} + (w_{op})V_{przesk\ min} - w_1} \left(1 + \frac{L_2}{L_1}\right)$$

Dla przelotu metodą klasyczną obowiązuje zależność:

$$V_{przel} = \frac{V_{przesk\ opt} w_{wzn}}{w_{wzn} + (w_{op})V_{przesk\ opt} - w_1}$$

Porównanie obu zależności nie pozwala niestety na wyciągnięcie wniosków dotyczących korzystniejszej taktyki przelotowej; konieczne jest przeprowadzenie cyklu obliczeń dla danego szybowca i pełnego zakresu warunków meteorologicznych. Jednak po wprowadzeniu założeń upraszczających w postaci:

$$w_1 = 0 \text{ i } (w_{op})V_{przesk\ min} \approx (w_{op})V_{przesk\ opt}$$

można z porównania obu zależności wyciągnąć pewne wnioski; otrzymuje się bowiem:

$$\frac{(V_{przel\ delf})_{w^*=0}}{V_{przel\ Mac\ Cready}} \approx \frac{V_{przesk\ min}}{V_{przesk\ opt}} \left(1 + \frac{L_2}{L_1}\right)$$

a ponieważ $V_{przesk\ min}$ jest prędkością maksymalnego zasięgu, więc dla $w_1 = 0$:

$$V_{przesk\ min} = V_{opt}$$

czyli:

$$\frac{(V_{przel\ delf})_{w^*=0}}{V_{przel\ Mac\ Cready}} = \frac{V_{opt}}{V_{przesk\ opt}} \left(1 + \frac{L_2}{L_1}\right) \quad (17)$$

Stosunek $\frac{V_{opt}}{V_{przesk\ opt}}$ jest funkcją prędkości wznoszenia,

przy czym wzrost w_{wzn} powoduje wzrost $V_{przesk\ opt}$ i wartość ułamka maleje. Ogólny wniosek można sformułować w sposób jakościowy następująco: jeżeli warunki meteorologiczne uniemożliwiają przelot metodą delfinowania przy nastawie $w^* = w_{wzn}$, to wybór między przelotem metodą delfinowania z nastawą $w^* \geq 0$ i przelotem metodą klasyczną jest uzależniony od wartości w_{wzn} i stosunku $\frac{L_2}{L_1}$

przy czym małe wartości w_{wzn} i duże $\frac{L_2}{L_1}$ sprzyjają metodzie delfinowania z małą nastawą w^* . Oczywiście, wyznaczenie granicy między zbiorem $\left\{w_{wzn}, \frac{L_2}{L_1}\right\}$, dla którego korzystniejsza jest taktyka przelotu metodą delfinowania i zbiorem wartości tych parametrów, dla którego należy

stosować taktykę przelotu klasycznego wymaga wykonania dla każdego szybowca dużego zestawu obliczeń.

Wyniki przykładowego obliczenia wykonanego przez Tomczyka [1] dla szybowca Foka C, przy założeniu $\left|\frac{w_1}{w_2}\right| = 0,1$, $\frac{L_2}{L_1} = 0,2$ pokazano na rys. 9. Krzywa A odnosi się do przelotu metodą delfinowania przy krążku nastawionym na w_{wzn} z zastosowaniem wydłużonej trasy przelotu w prądzie wznoszącym, ponieważ dla całego zakresu prędkości w_{wzn} przyjęta wartość $\frac{L_2}{L_1} = 0,2$ jest mniejsza od granicznej, umożliwiającej klasyczny przelot metodą delfinowania (rys. 8). Krzywa B odpowiada przelotowi metodą delfinowania przy nastawie krążka $w^* = 0$, a krzywa C przelotowi z krążeniem.

Rysunek 9 ilustruje stwierdzenia wynikające z zależności (13) ÷ (17), a mianowicie:

- w całym zakresie prędkości w_{wzn} najkorzystniejszy jest przelot metodą delfinowania z nastawą $w^* = w_{wzn}$;
- w zakresie prędkości $w_{wzn} < 4$ m/s prędkość przelotu metodą delfinowania z nastawą $w^* = 0$ jest większa niż prędkość przelotu metodą klasyczną; dla $w_{wzn} > 4$ m/s lepszy wynik daje zastosowanie metody klasycznej.

Dla uproszczonego przypadku $w_1 = 0$ duży cykl obliczeń dobrze ilustrujących omówione zależności wykonał Jonas [3]. Wyniki tych obliczeń pokazano na rys. 10; dotyczą one przykładowego szybowca klasy otwartej, o maksymalnej doskonałości $d_{max} = 46,5$.

Rozkład prędkości powietrza jak wyżej, lecz z nieokreśloną długością obszaru prądu wznoszącego L_2

Ten model warunków meteorologicznych (rys. 11) może być traktowany jako dobre przybliżenie rzeczywistego rozczepienia sytuacji przez pilota podczas przelotu w warunkach występowania szlaków cumulusowych. Pilot zna bowiem (lub może ocenić) podczas przeskoku wielkości w_1 , L_1 i w_2 ; ale trudno mu przewidzieć długość obszaru prądu wznoszącego L_2 . Konsekwencją takiego rozumowania będzie więc założenie, że po dojściu do szlaku, tj. po przebyciu drogi L_1 , pilot rozpocznie odzyskiwanie utraconej wysokości z bezpieczną prędkością $V_2 \approx V_{min}$ [4]. Nie dyskutując na razie, czy rzeczywiście powyższy model jest bliższy rzeczywistości niż model poprzedni (o znanym stosunku $\frac{L_2}{L_1}$), rozpatrzmy wynikające z niego zależności i wnioski.

Zależność na prędkość przelotową ma postać:

$$V_{przel} = \frac{L_1 + V_2 t_{wzn}}{t_{przesk} + t_{wzn}} = \frac{L_1 + V_2 \frac{\Delta H}{w_{wzn}}}{L_1 (V_{przesk} + \Delta H) w_{wzn}}$$

a ponieważ:

$$\Delta H = \frac{L_1}{V_{przesk}} (w_{op} - w_1)$$

więc:

$$V_{przel} = \frac{V_{przesk} w_{wzn} + V_2 (w_{op} - w_1)}{w_{wzn} + w_{op} - w_1} \quad (18)$$

Zależność (18) różni się od zależności (1) tylko drugim składnikiem licznika; dla $V_2 = 0$ obie zależności są oczywiście identyczne. Optymalną prędkość przeskoku obliczamy z warunku:

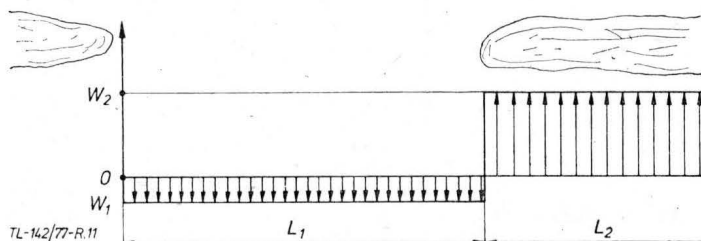
$$\frac{dV_{przel}}{dV_{przesk}} = 0$$

i otrzymujemy:

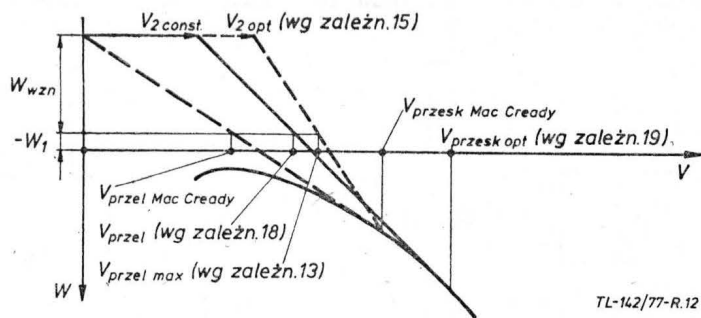
$$\frac{dw_{op}}{dV_{przesk\ opt}} = \frac{w_{wzn} + w_{op} - w_1}{V_{przesk\ opt} - V_2} \quad (19)$$

Zależność (19) różni się od zależności (2) wyrażeniem V_2 w mianowniku, a więc dla każdego $V_2 > 0$ optymalna prędkość przeskoku jest większa od prędkości przeskoku przy przelocie metodą klasyczną $V_{przesk\ Mac\ Cready}$.

Wykreślną metodę wyznaczenia tej prędkości pokazano liniami ciągłymi na rys. 12, a Abzug [4] opracował odpowiednią skalę krążkową, którą można stosować razem ze skalą Mac Cready'ego. Pobieżna interpretacja rys. 12 mogłaby nasunąć wniosek, że nie tylko prędkość przeskoku, lecz również prędkość przelotowa w rozpatrywanym przypadku lotu metodą delfinowania (przy założonej wartości $V_2\ const$) jest większa niż w rozpatrywanym poprzednim przypadku. Jest to oczywiście niesłuszne, bo optymalna



Rys. 11. Wariant uproszczonego modelu warunków meteorologicznych, w których występują szlaki cumulusowe, uwzględniający trudność oceny długości szlaku



Rys. 12. Wykreślna metoda wyznaczenia optymalnej prędkości przeskoku w przelocie metodą delfinowania przy założonej prędkości $V_2\ const$ (linie ciągłe) i porównanie z optymalnym zespołem prędkości wyznaczonym metodą pokazaną na rys. 5 (linie przerywane)

lizacja prędkości przelotowej w poprzednim przypadku obejmuje nie tylko prędkość przeskoku (jak w przypadku ostatnim, lecz również prędkość V_2 . Dla konkretnej sytuacji meteorologicznej, której obciążeniem jest rys. 12, tj. dla:

$$L_2 = \frac{\Delta H}{w_{wzn}} = \frac{L_1(w_{op} - w_1)}{V_{przesk\ opt} w_{wzn}}$$

gdzie $V_{przesk\ opt}$ jest optymalną prędkością obliczoną z zależności (19), większą od prędkości według krążka Mac Cready'ego, optymalnym zespołem prędkości będzie zgodnie z zależnościami wyprowadzonymi dla modelu poprzedniego:

podczas przeskoku — $V_{przesk\ Mac\ Cready}$

podczas wznoszenia — $V_2 = \frac{L_2}{L_1} V_{przesk\ Mac\ Cready} \frac{w_{wzn}}{w_{op} - w_1}$

Ten zespół prędkości i odpowiadająca mu prędkość przelotowa zostały na rys. 12 zilustrowane liniami przerywanymi.

Porównanie wyników analizy optymalnych parametrów przelotu metodą delfinowania w modelowych warunkach odwzorowujących z dużym uproszczeniem warunki meteorologiczne, w których występują szlaki cumulusowe wypada wyraźnie na korzyść stosowania podczas przeskoku prędkości zgodnej z krążkiem Mac Cready'ego, a pod szlakiem prędkości $V_{2\ opt}$ dostosowanej do prędkości wznoszenia w_{wzn} i długości szlaku L_2 . Taktyka ta jest bezpieczniejsza od taktyki wynikającej z założenia $V_2 = V_{min}$ i doboru prędkości przeskoku według zależności (19), ponieważ strata wysokości ΔH na drodze L_1 jest mniejsza a zwiększenie prędkości lotu pod szlakiem do prędkości $V_{2\ opt}$ według zależności (15) daje w efekcie największą prędkość przelotową.

LITERATURA

1. A. TOMCZYK: Przelot bez krążenia. *Skrzydłata Polska* nr 18/1972.
2. E. KAUER, H. G. JUNGINGER: Segelflug im Delphin-Stil. *Deutscher Aerokurier* nr 9, 10/1973.
3. K. JONAS: Leistungsmöglichkeiten und Leistungsgrenzen von Segelflugzeugen verschiedener Klassen. *Deutscher Aerokurier* nr 8/1974.
4. M. J. ABZUG: A Speed Ring for Cloud Street Flying. *Technical Soaring* nr 1, vol. IV.
5. W. GORISCH: Energy Exchange Between a Sailplane and Moving Air Masses under Instationary Flight Conditions. *Aero-Revue* nr 11, 12/1976.

Pokładowy system pomiarowy typu MSP/ITWL

Dr inż. RYSZARD KUDELSKI
Dr inż. WŁADYSŁAW ZĄBKOWICZ

Konstrukcja i działanie modułowego systemu pomiarowego stosowanego w pokładowych badaniach obiektów latających.

W badaniach samolotów w locie stosuje się między innymi mniej lub bardziej złożone pokładowe systemy pomiarowe oparte na elektrycznych metodach pomiaru wielkości nieelektrycznych. Większość tego rodzaju systemów można projektować wykorzystując schemat ideowy pokazany na rys. 1. Mierzona wielkość nieelektryczną Q_i (np. ciśnienie, siłę, przemieszczenie itp.) przekształca się na sygnał elektryczny za pomocą czujników C_i (przetworników). Sygnał wyjściowy z czujników po odpowiednich przekształceniach w modułach M_i jest rejestrowany na taśmie oscylograficznej lub na taśmie magnetycznej. Układ jest zasilany stabilizowanym napięciem z zasilacza Z.

Z uwagi na dużą ilość i różnorodność mierzonych wielkości do ich przetworzenia na sygnał elektryczny stosuje się czujniki oparte na różnych zasadach działania. W takich przypadkach istnieje potrzeba doboru odpowiednich dla danego rodzaju czujnika układów dopasowania sygnału wyjściowego na postać odpowiadającą przyjętej metodzie rejestracji. Dobór tego rodzaju układów stanowił do niedawna duże trudności, zwłaszcza podczas projektowania pokładowych systemów

pomiarowych. Dla przykładu można podać, że wielokanałowe mostki tensometryczne mimo stosunkowo dużego postępu w ich miniaturyzacji okazują się kłopotliwe tak z uwagi na ograniczenia wynikające z montażu na pokładzie, jak również i eksploatacyjne. Ograniczenia eksploatacyjne polegają głównie na tym, że większość występujących uszkodzeń eliminuje z pracy wszystkie kanały pomiarowe mostka. Podobna sytuacja występuje np. z wykorzystaniem do pomiarów czujników potencjometrycznych pracujących w układach mostka Wheatstone'a. Jeżeli dysponuje się czujnikami potencjometrycznymi o nieznormalizowanych charakterystykach metrologicznych, to typowe bloki układów mostkowych wymagają modyfikacji.

W niniejszym artykule podano przykłady rozwiązań konstrukcyjnych układów dopasowania sygnałów wyjściowych z czujników opartych na tzw. systemach modułowych, eliminujących wiele dotychczasowych niedogodności projektowania i obsługi pokładowych systemów pomiarowych.

Charakterystyka ogólna modułowego systemu pomiarowego

Do charakterystycznych cech przedstawionego systemu zalicza się:

● Wykonawstwo układów dopasowania sygnałów wyjściowych z czuj-

ników w postaci oddzielnych (dla każdego kanału pomiarowego) zminiaturyzowanych bloków nazywanych dalej modułami;

● Montaż poszczególnych bloków. Poszczególne moduły mogą być instalowane na pokładzie samolotu, oddzielnie lub łącznie w większe bloki, w zależności od dysponowanego miejsca;

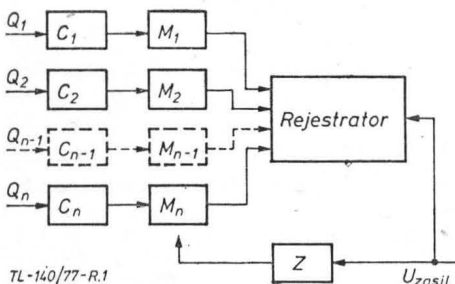
● Normalizację sygnałów wyjściowych. Każdy z modułów ma znormalizowany sygnał wyjściowy, bez względu na rodzaj mierzonej wielkości i zasadę działania czujnika (przetwornika);

● Możliwość wykorzystania. Każdy z modułów może być wykorzystany w systemie pomiarowym z rejestracją oscylograficzną lub magnetyczną;

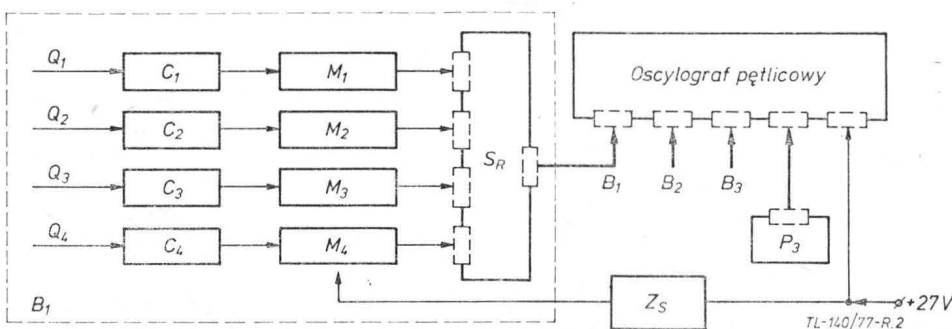
● Wspólne źródło zasilania poszczególnych modułów pomiarowych;

● Możliwość elastycznego projektowania i wygodnej eksploatacji.

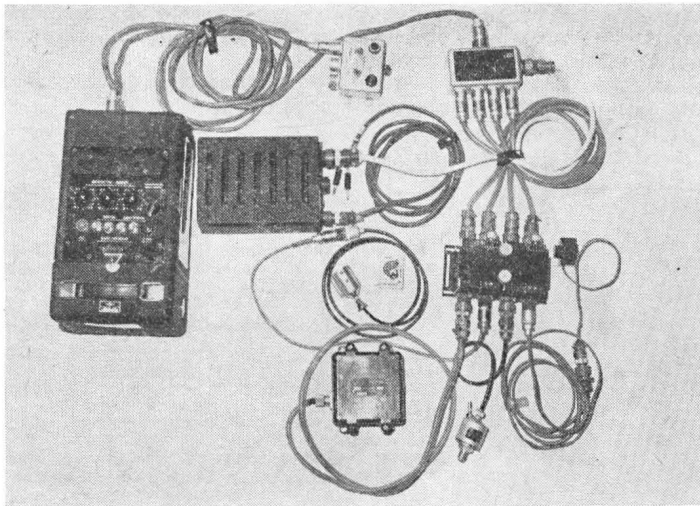
Ilustracją wymienionych cech opracowania jest przykład realizacji pokazany na rys. 2 i 3, dotyczący dwunastu kanałów pomiarowych z rejestracją oscylograficzną. Całość składa się z trzech bloków, z których każdy zawiera cztery dowolnie mierzone wielkości $Q_1 \dots Q_4$, przekształcane na sygnał elektryczny za pomocą czujników $C_1 \dots C_4$, cztery oddzielne moduły dopasowujące sygnały wyjściowe $M_1 \dots M_4$ z czujników do rejestratora, jedną skrzynką rozdzielczą S_R , zawierającą w sobie elementy dopasowania czułoś-



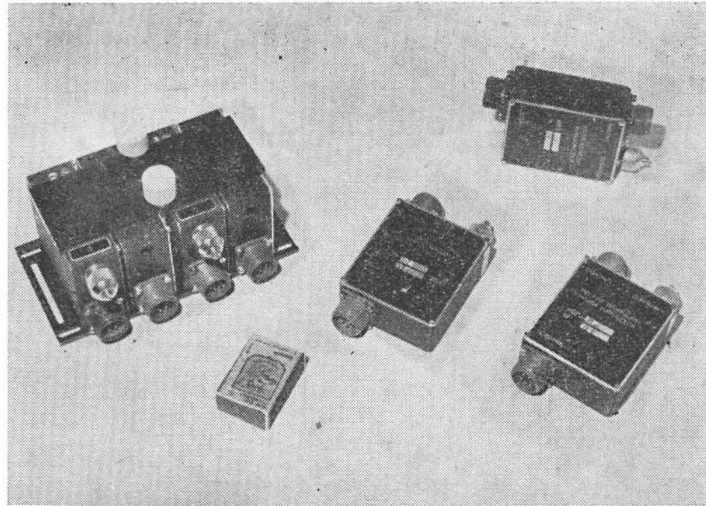
Rys. 1. Schemat blokowy układu pomiarowego z wykorzystaniem elektrycznych metod pomiaru wielkości nieelektrycznych



Rys. 2. Schemat ideowy modułowego systemu pomiarowego



Rys. 3. Przykład realizacji modułowego systemu pomiarowego



Rys. 5. Widok zewnętrzny modułu tensometrycznego

ci poszczególnych pętlic oraz modułu zasilania obsługującego jednocześnie trzy bloki po cztery kanały pomiarowe. Dzięki temu, że każdemu czujnikowi jest podporządkowany jeden moduł pomiarowy, w poszczególnych blokach mogą się znajdować czujniki o różnych zasadach działania (parametryczne lub generacyjne). Pozwala to między innymi na grupowanie mierzonych wielkości w sposób ułatwiający analizę zarejestrowanych wyników pomiaru na taśmie oscylograficznej.

Możliwa jest również szybka lokalizacja i naprawa ewentualnych uszkodzeń w kanale pomiarowym na drodze wymiany lub też przełączenia na aktualnie wolny kanał pomiarowy. W sytuacjach, gdy nie ma wolnego kanału pomiarowego, a mierzona wielkość jest istotna z punktu widzenia danego zagadnienia badawczego, istnieje również możliwość łatwej wymiany kosztem rezygnacji z innej mierzonej wielkości.

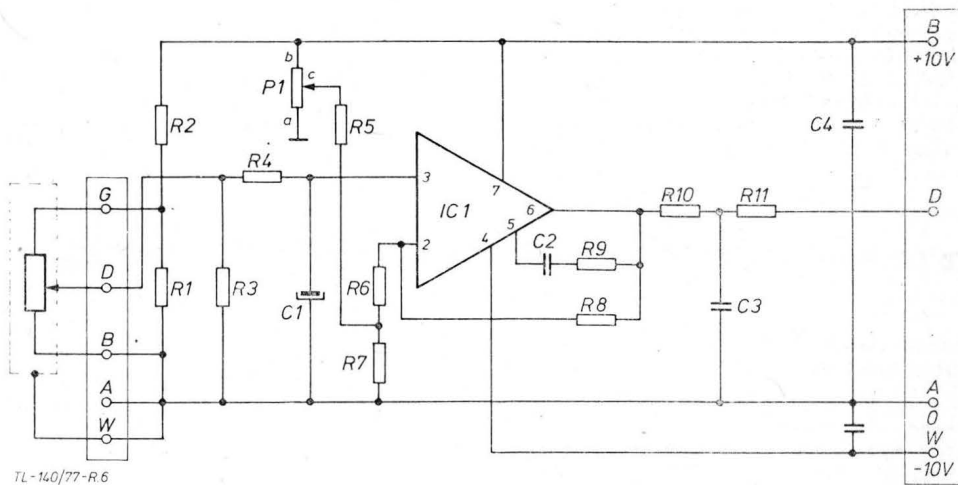
Poszczególne moduły zaprojektowano w sposób pozwalający na normalizację sygnału wyjściowego czujnika, nawet o znacznych różnicach charakterystyk statycznych między poszczególnymi egzemplarzami. Regulacja czułości kanału pomiarowego (maksymalne wychylenie pętlicy) odbywa się w skrzynce rozdzielczej łączącej z sobą cztery moduły. Wyjście ze skrzynki rozdzielczej połączone jest z określoną grupą pętlic oscylografu. Wszystkie połączenia elektryczne zostały znormalizowa-

ne, co pozwala na wzajemną ich wymiennność. Moduły pomiarowe pracujące z czujnikami parametrycznymi zasilane są ze stabilizowanego zasilacza pomiarowego o znormalizowanych napięciach wyjściowych. Całość systemu — uwarunkowaną wymaganą liczbą mierzonych wielkości — projektuje się przez zwielokrotnienie bloku podstawowego zawierającego cztery kanały pomiarowe. Wszystkie moduły pomiarowe mają znormalizowane napięcie wyjściowe IV dla maksymalnego zakresu pomiarowego.

Moduł tensometryczny

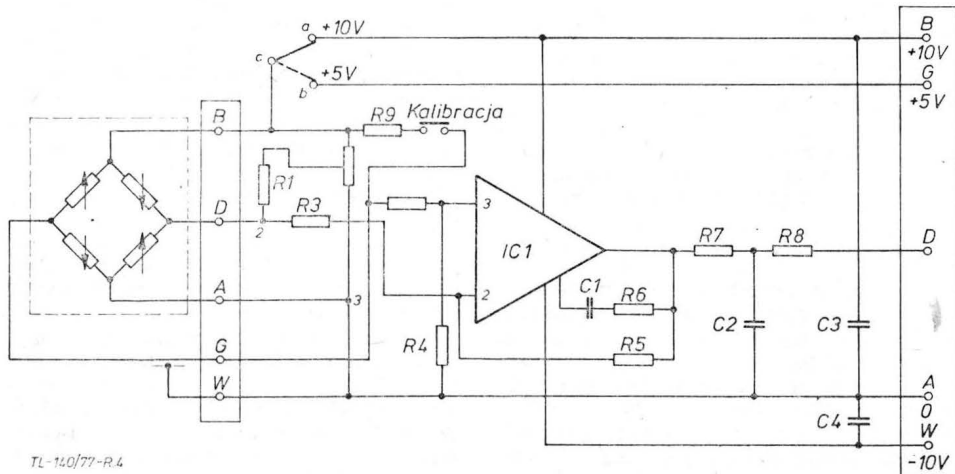
Ten moduł jest stałoprądowym wzmacniaczem tensometrycznym zbudowanym w technice obwodów scalonych. Przeznaczony jest do współpracy z czujnikami tensometrycznymi w układzie półmostka i pełnego mostka.

Schemat ideowy modułu pokazano na rys. 4. Jego wygląd zewnętrzny zilustrowano na rys. 5. Zasilanie czujników tensometrycznych odbywa się za pomocą stabilizowanego zasilacza pomiarowego (omówionego dalej jako



TL-140/77-R.6

Rys. 6. Schemat ideowy modułu potencjometrycznego



TL-140/77-R.4

Rys. 4. Schemat ideowy modułu tensometrycznego

moduł zasilania) napięciem 5V lub 10V. Maksymalny prąd wyjściowy zawiera się w granicach 20 mA. W module przewidziano możliwość kontroli pracy przez kalibrację $\Delta R/R = 1 \cdot 10^{-3}$.

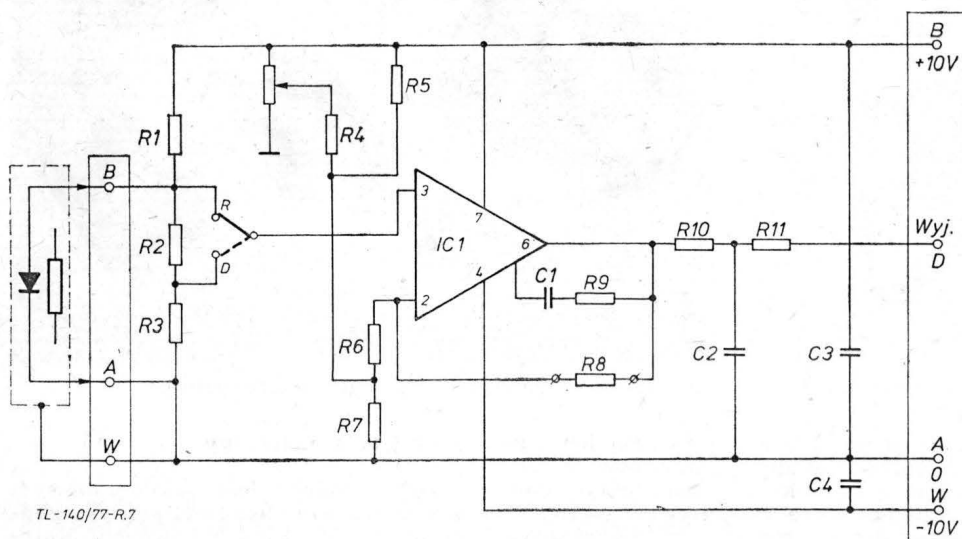
Omawiany moduł może być wykorzystany do pomiaru odkształceń różnych elementów konstrukcji oraz do pomiaru ciśnień, momentów i sił przez specjalnie projektowane do tego celu przetworniki.

Moduł do współpracy z czujnikami potencjometrycznymi

Schemat ideowy tego modułu pokazano na rys. 6. Wygląd zewnętrzny i wymiary geometryczne modułu są identyczne jak na rys. 5. Przeznaczony jest do współpracy z czujnikami potencjometrycznymi o rezystancji od 100Ω do 1000Ω. Za maksymalne napię-

cie zasilania czujników przyjęto 100 mV. Uzyskuje się je z umieszczonego wewnątrz modułu dzielnika napięcia. Ponadto moduł zawiera w sobie układ zerowania ułatwiający wstępne usta-

nie jest w module współpracującym z czujnikami potencjometrycznymi. Znajduje się tu również układ zerowania wstępnego, ułatwiający dopasowanie czujnika do kanału pomiarowe-



Rys. 7. Schemat ideowy modułu termometrycznego

wienie wychylenia pętlicy oscylografu oraz filtr zmniejszający zakłócenia powstające na styku szczotki z uzwojeniem potencjometru.

Moduł termometryczny

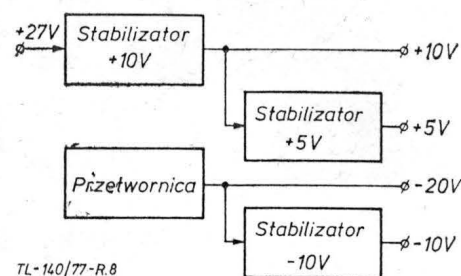
Schemat ideowy modułu przedstawiono na rys. 7. Współpracuje z rezystancyjnymi czujnikami temperatury (metalowymi i półprzewodnikowymi). Moduł dostosowany jest do czujników o rezystancji 100Ω w temp. 273,15 K. Maksymalny prąd przepływający przez czujnik nie przekracza 1 mA. Podob-

go rejestratora. Oprócz omówionego modułu współpracującego z rezystancyjnymi czujnikami temperatury wykonano podobny moduł współpracujący z czujnikami termoelektrycznymi generacyjnymi (np. termopary).

Moduł zasilania

Moduł ten przeznaczony jest do zasilania modułów pomiarowych. Schemat blokowy modułu zasilania przedstawiono na rys. 8. Jest on stabilizowanym zasilaczem pomiarowym z następującymi wartościami napięć:

+10V — przeznaczone do zasilania obwodów scalonych oraz do zasilania czujników;
-10V — przeznaczone do zasilania obwodów scalonych;



TL-140/77-R.8

Rys. 8. Schemat blokowy modułu zasilania

+5V — przeznaczone do zasilania cyfrowych obwodów scalonych.

Ponadto z modułu można uzyskać niestabilizowane napięcie +27V i -20V. Został on zbudowany w ten sposób, że ma beztransformatorową przetwornicę dostarczającą ujemne napięcie. Taki sposób uzyskiwania ujemnego napięcia podyktowany został koniecznością maksymalnego zmniejszenia zakłóceń i wymiarów elektrycznych oraz masy modułu. Zasilanie modułu z sieci pokładowej wynosi $27V \pm 2,7V$. Dokładność stabilizacji napięcia w zasilaczu: 0,1%.

Oprócz zilustrowanych przykładowo modułów pomiarowych w opisany system pomiarowy wchodzi takie moduły pomiarowe, jak: moduł współpracujący z generacyjnymi czujnikami prędkości obrotowych, przepływu cieczy i gazów oraz podstawy czasu.

Z dotychczasowych doświadczeń użytkownika systemu wynika duża jego przydatność, zwłaszcza do badań samolotów w locie.

Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

Konferencje Sekcji Lotniczej SIMP w programie działania w latach 1978—1980

Zarząd Sekcji Lotniczej Zarządu Głównego SIMP zaplanował na IV kwartał 1978 r. zorganizowanie w Warszawie dwudniowej konferencji naukowo-technicznej na temat sprzętu sportowego i konstrukcji amatorskich. Konferencja będzie miała na celu wymianę poglądów w zakresie nowych tendencji w rozwoju lotniczego sprzętu sportowego w świetle aktualnej sytuacji gospodarczej oraz potrzeb. Omówione też będą doświadczenia i opracowane wnioski w sprawie nadzoru nad działalnością lotniczych konstruktorów - amatorów. Konferencja — przewidziana z udziałem gości zagranicznych z krajów socjalistycznych oraz z Francji i Jugosławii — potrwa 2 dni.

W II kwartale 1980 r. przewiduje się zorganizowanie konferencji n. t. mechanizacji i automatyzacji prac inżynierskich w projektowaniu, badaniu oraz produkcji sprzętu lotniczego.

Jubileusze Prof. J. Bukowskiego

Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP przesłał profesorowi Jerzemu Bukowskiemu serdeczne życzenia zdrowia z okazji podwójnego jubileuszu: 75-lecia życia i 50-lecia działalności lotniczej.

W dniu jubileuszu — w imieniu młodszych pokoleń inżynierów — wyrażamy wdzięczność za wpajanie im przez dziesiątki lat wiedzy i miłości lotnictwa. Zyczymy również owocnej działalności społecznej, którą Pan Profesor nadal prowadzi.

Dom Technika w Grudziądzu

Zgodnie z Uchwałą nr 180 Rady Ministrów z dnia 20 sierpnia 1976 r. w sprawie dalszego rozwoju i doskonalenia działalności NOT i zrzeszonych w niej stowarzyszeń, zakończono budowę Domu Technika w Grudziądzu. Jednak przewlekają się budowy w Krakowie i Radomiu. Odległa jest również realizacja projektów dalszych ośmiu Domów Technika, a wśród nich potrzebnych społecznej działalności lotników Domów w Bielsku-Białej i w Szczecinie.

Działalność SIMP w COSST WL

Koło SIMP istniejące przy Centralnym Ośrodku Szkolenia Specjalistów Technicznych Wojsk Lotniczych, prowadzi działalność zmierzającą do udoskonalenia bazy szkoleniowej oraz wdrażania postępu technicznego. Koło powstało w 1973 r. z inicjatywy działaczy społecznych: ppłk mgr inż. T. Albrychowicza, ppłk mgr inż. W. Kaczyńskiego oraz ppłk mgr inż. J. Urbana Utworzono dwie sekcje: metod nau-

czania oraz postępu technicznego i nowatorstwa. Łączy się to nie tylko z samodzielnym poszukiwaniem nowych rozwiązań przez SIMP COSST WL, ale również z szeroką współpracą i wymianą doświadczeń z Wojskową Akademią Techniczną, Wojskową Akademią Polityczną oraz Politechniką Wrocławską. W 1976 r. zostało zgłoszonych przez członków SIMP 56 projektów racjonalizatorskich, a przyjęto do zastosowania 51. Można wymienić najbardziej wartościowe projekty i eksponaty wykonane przez członków koła: urządzenie do cięcia metali twardych, makieta uzbrojenia śmigłowca i aparatura do sprawdzania przyrządów pokładowych w warunkach polowych. Urządzenia te zostały zastosowane w laboratoriach i warsztatach COSST WL, a z niektórych korzystają też inne ośrodki szkolenia.

Swego rodzaju nowością jest przynależność do SIMP kadetów III roku oraz podchorążych SOR. Biorą oni również czynny udział w pracach koła.

Koło SIMP z Ośrodka w Oleśnicy uzyskało I miejsce we współzawodnictwie wojskowym kół SIMP na szczeblu Wojska Polskiego w 1976 r., zdobyło Puchar Dowódcy Wojsk Lotniczych za zajęcie I miejsca w WL w 1975 r. oraz posiada szereg dyplomów za wyniki w krzewieniu racjonalizacji i nowatorstwa.

Jednomiejscowy samolot rolniczy

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy dolnopłat metalowy, zbudowany wg przepisów FAR-23 kat. normalna. Konstrukcja samolotu zabezpieczona przed korozją emaliami epoksydowymi i poliuretanowymi.

Płat. Prostokątny, z końcówkami trapezowymi, trójdzielny. Profil części środkowej NACA 4416 przy kadłubie i NACA 4412 na żebkach skrajnych, zaklinowanie 3°, wznios 1,15°. Profil części zewnętrznych płata NACA 4412, wznios 6°, zwiczerzenie geometryczne 1,5°. Konstrukcja jednodźwigarowa duralowa, z pasami dźwigarów i okuciami ze stali chromowo-manganowej. Część środkowa o rozpiętości 5,5 m. Części zewnętrzne skrzydeł zawierają w noskach integralne zbiorniki paliwa z paliwowskazami. Lotki całkowicie metalowe, szczelinowe, różnicowe, wyważone aerodynamicznie i masowo. Napęd lotek — popychaczami. Na lewej lotce klapka wyważająca napędzana popychaczami. Klapy metalowe, szczelinowe, na części środkowej i częściach zewnętrznych płata, trójpołożeniowe, napędzane hydraulicznie.

Kadłub. Kratownicowy, o przekroju prostokątnym spawany z rur chromowo-molibdenowych 4130N, zabezpieczony od wewnątrz olejem przed korozją. Pokrycie boczne z łatwozdejmowalnych płyt z blachy duralowej. Pokrycie spódnie niezdejmowane, z blachy nierdzewnej. Kabina pilota kryta, z dachem i częścią tylną z laminatu szklanego, uszczelniona i wentylowana. Drzwi z obu stron kabiny. Lewe drzwi odrzucane awaryjnie. Konstrukcja kabiny spełnia rolę koła przeciwkapotażowego. Kabina o wytrzymałości 40 g. Przed kabiną nóż do przecinania drutów. Od kabiny do statecznika pionowego biegnie linia zabezpieczająca statecznik przed uszkodzeniem przez druty. Fotel nastawny na ziemi. Pedaly regulowane. Pasy o regulowanej długości. Sterownica składa się z drążka sterowego i pedałów. Dźwignie sterowania silnikiem i śmigłem na lewej burcie kabiny. W kabine blokowanie ruchów lotek i steru wysokości. Za kabiną bagażnik. Przed pilotem przezroczysta ściana zbiornika chemikaliów z naniesioną podziałką jego pojemności. Na dwóch bocznych, amortyzowanych tablicach przyrządów: przedkościomierz, wysokościomierz, wariometr, chylomierz poprzeczny, busola, obrotomierz, kontroler silnika (termometr oleju, wskaźnik ciśnienia oleju i wskaźnik ciśnienia paliwa), paliwomierz, wskaźnik temperatury mieszanki, wskaźnik ciśnienia lądowania, wskaźnik temperatury głowic, voltoamperomierz oraz wyłączniki elektryczne. Tablica przyrządów i kabina — oświetlone. W kabine gaśnica i apteczka. Instalacja elektryczna zasilana jest z akumulatora niklowo-kadmowego 24 V 25 Ah i z prądnicy 3000 kW, 28,5 V, 100 A. Zasiła ona m.in. światła pozycyjne i antykolizyjne obrotowe migacze (jeden od przodu



du kadłuba, drugi na kadłubie za kabiną). Na zamówienie samolot wyposażony jest w radiostację i odbiornik nawigacyjny KX-170B, wskaźnik kursu VOR/OBS typu KI-201C, reflektory do lądowania, światła kołowania i reflektory do nocnych prac agrolotniczych. Instalacja hydrauliczna o ciśnieniu 1000—1400 kPa (100—140 kg/cm²) służy do uruchamiania klap, hamulców kół i hamulców wiatraków atomizerów. Zbiornik środków chemicznych wykonany z laminatu epoksydowego umieszczony jest przed kabiną.

Usterzenie. Poziome prostokątne, podparte zastrzałami. Pionowe trapezowe. Całkowicie metalowe o konstrukcji jednodźwigarowej, z pokryciem żłobkowym. Ster wysokości dzielony. Profil usterzenia poziomego NACA 0012, kąt zaklinowania —3° względem skrzydła. Profil usterzenia pionowego NACA 0010. Stery wyważone masowo i aerodynamicznie. Układ sterowania sterem wysokości — popychaczowy, ster kierunku — linkowy. Na sterze wysokości klapka wyważająca.

Podwozie. Stałe z kołem ogonowym. Podwozie główne jednogoleniowe, z amortyzatorem olejowo-powietrznym. Na goleniach noże do przecinania drutów. Koła główne o wymiarach 720 x 320 mm, ciśnieniu 35 kPa (3,5 kg/cm²) z hamulcami tarczowymi uruchamianymi hydraulicznie. Koło tylne niesterowane z amortyzatorem olejowo-powietrznym, blokowane w położeniu startowym, o wymiarach 318 x 114 mm i ciśnieniu 35 kPa (3,5 kg/cm²).

Wyposażenie rolnicze. Zbiornik chemikaliów o pojemności 2500 l. Załadunek chemikaliów sypkich przez podłużny wysyp w górze zbiornika. Napełnianie zbiornika chemikaliami płynnymi przez otwór z lewej strony. Na samolocie może być instalowana aparatura: 1 — do opryskiwania (z podskrzydłowymi rurami i 48—96 rozpylaczami), 2 — do mgławienia (z 8 atomizerami AV 3000 do cieczy), 3 — do rozpylania proszków (z rozrzutnikiem Transland 20250), 4 — do gaszenia pożarów (z dolną klapką spustową Rockwell).

Napęd. Silnik chłodzony powietrzem, gwiazdowy, 9-cylindrowy PZL ASz-62 IR o mocy startowej 736 kW (1000 KM) przy 2200 obr/min i mocy przelotowej 608 kW (820 KM), reduktorowy, z doładowaniem, o masie 579 kg. Rozruch silnika elektryczno-bezwładnościowy. Śmigło czteropłatowe, samonastawne, metalowe PZL CNPSL SP-00 (będące modyfikacją śmigła AW-2) o średnicy 3,3 m. Wlot powietrza do gaźnika zaopatrzony w papierowy filtr. Chłodnica oleju z regulowaną przysłoną wlotu. Zbiornik oleju o pojemności 70 l. Dwa zbiorniki paliwa po 200 l w skrzydłach i zbiorniczek pośredni w środkowej części płata. Łączna pojemność zbiorników — 400—410 l.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. W związku z zainteresowaniem amerykańskiej wytwórni Rockwell Int. zabudową silnika PZL ASz-62 IR na samolocie S-2R Thrush Commander — w wytwórni PZL-Mielec od października 1974 r. do lutego 1975 r. opracowano projekt wstępny tej adaptacji. O-

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	17,7 m
Długość	9,48 m
Wysokość	3,1 m
Ciężawa	2,286 m
Powierzchnia nośna	40 m ²
Wydłużenie	7,8
Powierzchnia klap	5,3 m ²
Rozstaw podwozia	3,575 m
Masa własna	2470 kg
Masa użyteczna	1730 kg
Masa chemikaliów norm.	1500 kg
Masa całkowita	4200 kg
Masa maks. do lądowania	3200 kg
Masa chemikaliów wersji przeciążonej	2600 kg
Masa całkowita wersji przeciążonej	5300 kg
Obciążenie powierzchni	105 kg/m ²
Obciążenie mocy	5,7 kg/kW (4,2 kg/KM)
Współczynnik obciążenia dopuszcz.	+3,4/—1,4
Współczynnik obciąż. dopuszcz. wersji przeciążonej	2,8

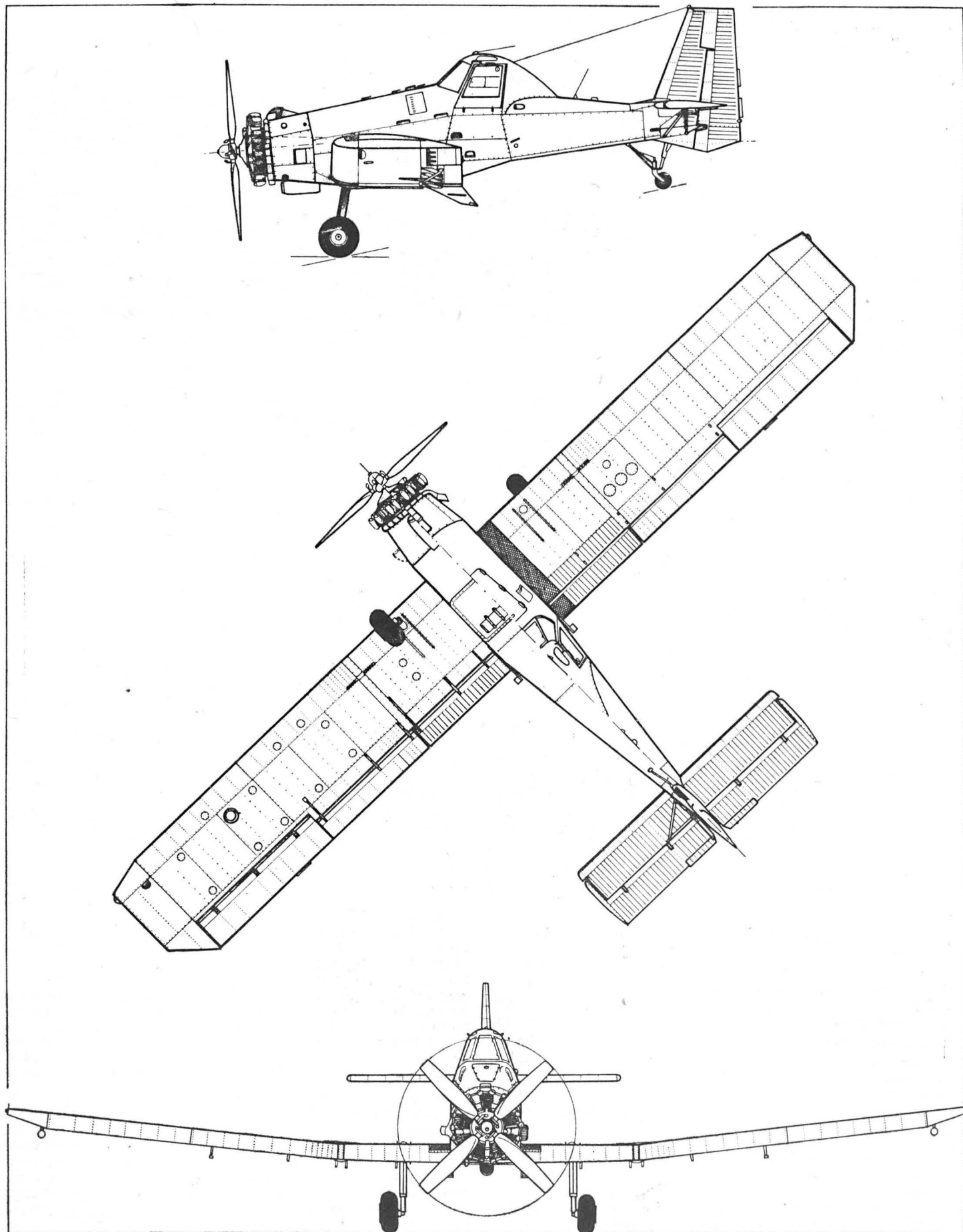
Osiągi

Przy masie 4200 kg, bez urządzeń rolniczych:	
Prędkość maksymalna	256 km/h
Prędkość przelotowa	205 km/h
Prędkość przeciągnięcia (bez klap)	125 km/h
Prędkość przeciągnięcia (na klapach)	109 km/h
Prędkość dopuszczalna nurkowania V _{NE}	280 km/h
Wznoszenie	5,8 m/s
Pułap	6500 m
Zasięg (bez rezerwy paliwa)	520 km
Rozbieg (na trawie)	275 m
Dobieg (na trawie)	330 m
Przy masie 4200 kg, z urządzeniami rolniczymi:	
Prędkość maksymalna	237 km/h
Prędkość przelotowa	190 km/h
Prędkość robocza	170—185 km/h
Prędkość przeciągnięcia (bez klap)	125 km/h
Prędkość przeciągnięcia (na klapach)	109 km/h
Wznoszenie	5,3 m/s
Rozbieg (na trawie)	280 m
Dobieg (na trawie)	320 m

kazało się, że nie będzie to przeróbka samolotu Thrush, lecz trzeba zaprojektować nowy większy samolot, przy wykorzystaniu wielu elementów od Thrusha. Zaprojektowano od nowa zabudowę silnika, przód kadłuba ze zbiornikiem chemikaliów, środkową część płata, podwozie główne i usterzenie. Od Thrusha wykorzystano zew-

nętrne części płata, kabinę, tył kadłuba, kółko ogonowe i klapę wysypu do zbiornika oraz urządzenia agrolotnicze. W wyniku umowy o współpracy między Rockwell Int. i PZL-Mielec — w okresie od lutego 1975 r. do stycznia 1976 r. został wykonany w PZL-Mielec projekt konstrukcyjny samolotu pod kierunkiem mgr inż. Józefa Olek-

siaka. Pierwszy prototyp SP-PBW oblatał 27 sierpnia 1976 r. inż. pil. Tadeusz Goiębiewski. Drugi prototyp SP-PBZ został oblatany 2 października 1976 r. W dniach 3—12 czerwca 1977 r. egzemplarz SP-PBZ został wystawiony na Międzynarodowym Salonie Lotniczo-Kosmicznym w Paryżu. A.G.



Marcel Dassault Super Etendard

• Francja •

KARTOTEKA TLIA

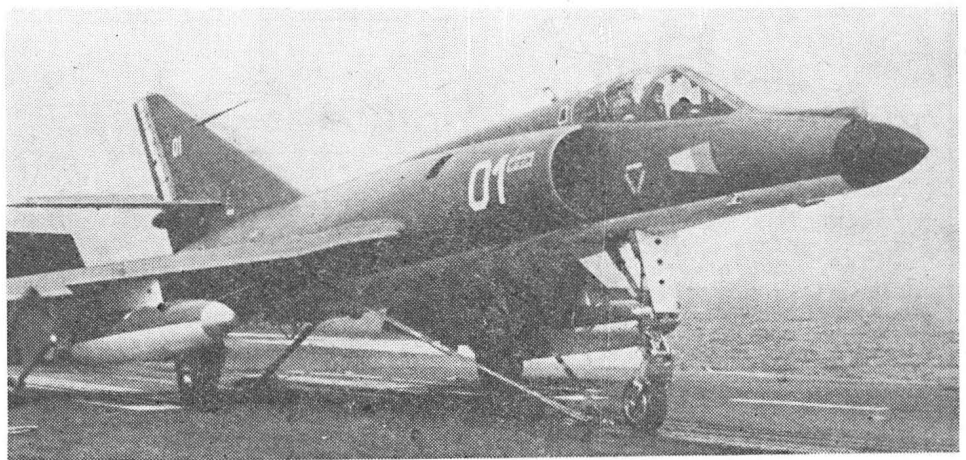
Ponaddźwiękowy, jednomiejscowy, myśliwsko-szturmowy, operujący na niskich i średnich pułapach. Bazuje na okrętach typu Clemenceau lub Foch. Może być wykorzystywany jako powietrzny zbiornikowiec

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, odrzutowy, wolnonośny średniopłat o konstrukcji metalowej.

Plat. Wolnonośny trapezowy o skosie 45° w 0,25 cięciwy. Wznios ujemny 3°30'. Profil 5÷6% zmienny wzdłuż rozpiętości. Mechanizacja: ruchome skrzydła na krawędzi natarcia; kłapy szczelinowe; lotki i spoilery. Sterowanie kłap i lotek hydrauliczne. Instalacja hydrauliczna sterowania lotkami zdublowana. Spoilery wspomagają działanie lotek, stosowane jako hamulce aerodynamiczne. Krawędź natarcia ma uskok wytwarzający wiry zapobiegające oderwaniu strug na lotkach. Konstrukcja płata całkowicie metalowa, dwuobwodowa z pracującym pokryciem. Dwie belki podskrzydłowe do podwieszenia uzbrojenia. Końcówki skrzydeł składane do góry przy hangarowaniu na lotniskowcach.

Usterzenie. Klasyczne, skośne o kształcie trapeza. Konstrukcja całkowicie metalowa wolnonośna. Statecznik poziomy zamocowany na stateczniku pionowym. U nasady statecznika poziomego zamykany pojemnik na spadochron hamujący. Wylot pojemnika na krawędzi spływu statecznika pionowego. Usterzenie poziome tzw. pływające, z ruchomym sterem i statecznikiem. Prototyp nr 01 w przeciwieństwie do nr 02 wyposażono w turkę Pitota umiejscowioną na długim grocie, który jest zabudowany na krawędzi natarcia statecznika pionowego. Układ sterowania hydrauliczny, instalacja zdublowana.

Kadłub. Całkowicie metalowy, półskorupowy. Przy projektowaniu kształtu uwzględniono regułę pół. Układ z dwoma wlotami powietrza po obu stronach kadłuba, za kabiną pilota. Wloty wyposażono w płyty oddzielające warstwę przycięnną. Dziób mieści antenę radiolokatora. W górze kadłuba przed kabiną podnoszona rura ssąca do tankowania w powietrzu. Kabina jednomiejscowa, ciśnieniowa, klimatyzowana, wyposażona w fotel do katapultowania się (typu Hispano Martin Baker). Osłona kabiny składa się z wlotochronu oraz części odchylanej do tyłu, wykonanej ze szkła



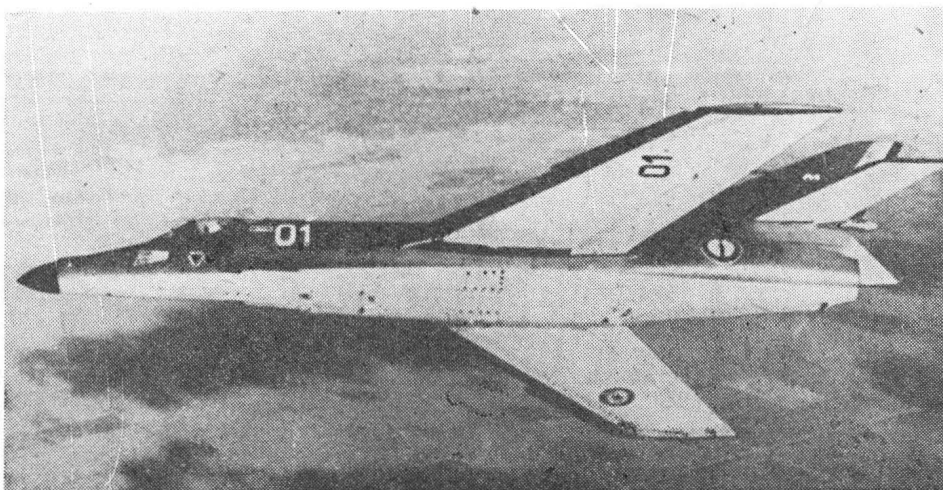
organicznego. Wlotochron w części środkowej zaopatrzono w szybę pancerną. Po lewej stronie kabiny, na burcie kadłuba, zaczepy do zawieszenia drabinki. W centrum kadłuba u dołu dwa hamulce aerodynamiczne. Przed hamulcami aerodynamicznymi dwie odchylane pokrywy luków osprzętu. Aparatura zamocowana do pokrywy w celu ułatwienia dostępu. Za kabiną długa płetwa grzbietowa w tylnej części kadłuba wysklepiona w statecznik pionowy. W tyle u dołu opuszczamy hak do hamowania na linie. Kadłub dzielony w celu zapewnienia dostępu przy demontażu silnika.

Podwozie. Chowane w locie, trójkołowe z kółkiem przednim. Podwozie przednie chowane do tyłu w kadłub. Wnęka podwozia przedniego zamykana pojedynczą pokrywą. Zawieszenie koła na wahacz wleczonym. Tłumik drgań shimmy. Podwozie główne chowane hydraulicznie do wewnątrz w skrzydła, przy czym wnęki na koła podwozia głównego znajdują się w kadłubie. Konstrukcja teleskopowa z amortyzatorami Messier o skoku 400 mm. Hamulce tarczowe typu Messier. Samolot jest przystosowany do startu z katapulty pokładowej.

Napęd. Pojedynczy silnik turbodrzutowy SNECMA Atar 8K-50, będący wersją silnika Atar 9K-50 stosowanego na samolotach Mirage F1 i Mirage G8. Atar 8K-50 nie ma dopalacza. Ciąg 48,6 kN (4950 kg). Zapas paliwa około 3300 l w zbiornikach integralnych, umiejscowionych w kadłubie i skrzydłach.

Uzbrojenie. Dwa 30 mm działka automatyczne DEFA 552A zabudowane w dole kadłuba poniżej wlotów powietrza. Zapas pocisków 244 szt. Uzbrojenie dodatkowe podwieszane na dwóch belkach podskrzydłowych o maks. masie 1820 kg. Warianty podwieszeń: dwie taktyczne bomby nuklearne AN 52; dwa pociski raketowe klasy powietrze-powietrze typu Matra 550 Magic; dwa zbiorniki dodatkowe o pojemności 1100 l.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot Marcel Dassault Super Etendard jest wersją rozwojową samolotu Etendard IV-M. Prototyp pokładowego samolotu myśliwsko-szturmowego Etendard został oblatany w 1956 r. Brał udział w konkursie na samolot myśliwsko-szturmowy dla NATO; został wyeliminowany przez Fiata G-91. Etendard jest produkowany seryjnie od roku 1960, a od 1962 stosowany w lotnictwie operacyjnym Francuskiej Marynarki Wojennej. Bazuje na okrętach klasy Foch i Clemenceau. Był produkowany w dwóch wersjach: Etendard IV-M — wersja myśliwsko-szturmowa (zbudowano 69 sztuk) oraz Etendard IV-P — wersja fotograficzna (zbudowano 21 sztuk). W 1973 r. dowództwo marynarki francuskiej złożyło wstępne zamówienie na około 100 szt. unowocześnionej wersji tego samolotu, noszącej miano Super Etendard. Pierwszy prototyp Super Etendard powstał jako przeróbka samolotu Etendard IV-M. Oblot prototypu odbył się 28.10.1974 r. Super Etendard w porównaniu ze swoim pierwowzorem został wyposażony w unowocześniony silnik o większym ciągu, zastosowano znacznie nowocześniejsze wyposażenie radioelektroniczne, a w szczególności system radiolokacyjny. Strukturę samolotu zaprojektowano pod kątem jak największego wykorzystania elementów aktualnie produkowanej wersji Etendard IV-M (50% struktury wykorzystano bez zmian). Drugi prototyp (oznaczenie seryjne 02) przechodził próby użytkowe na okrętach francuskiej marynarki wojennej. Planowany termin rozpoczęcia produkcji seryjnej przewidziany był na połowę 1977 r.

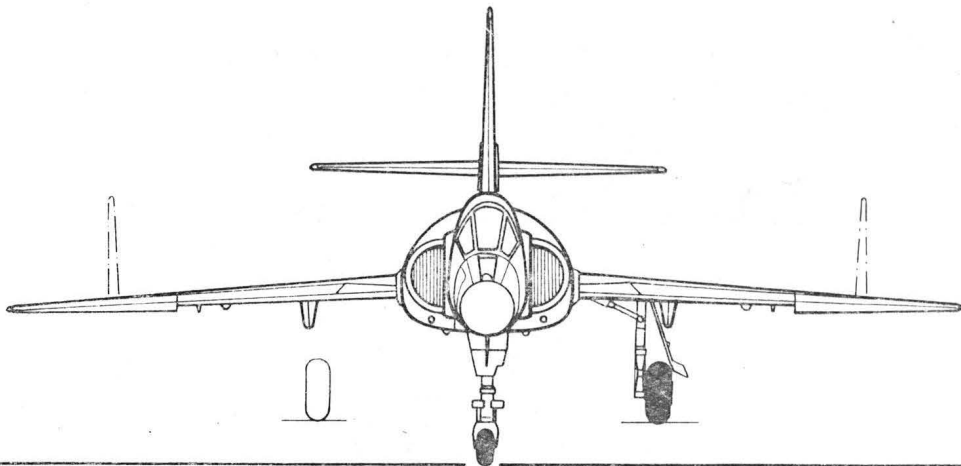
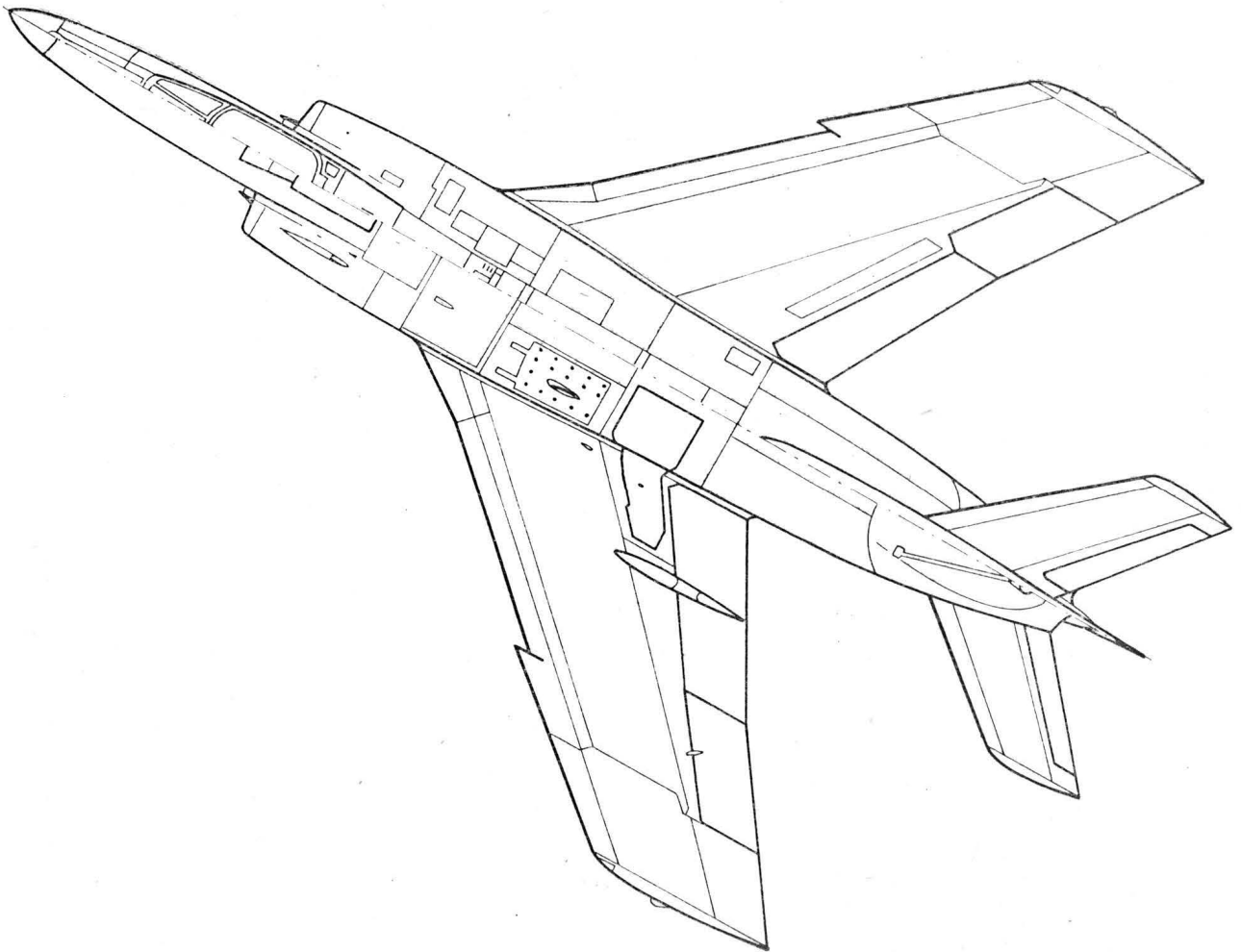
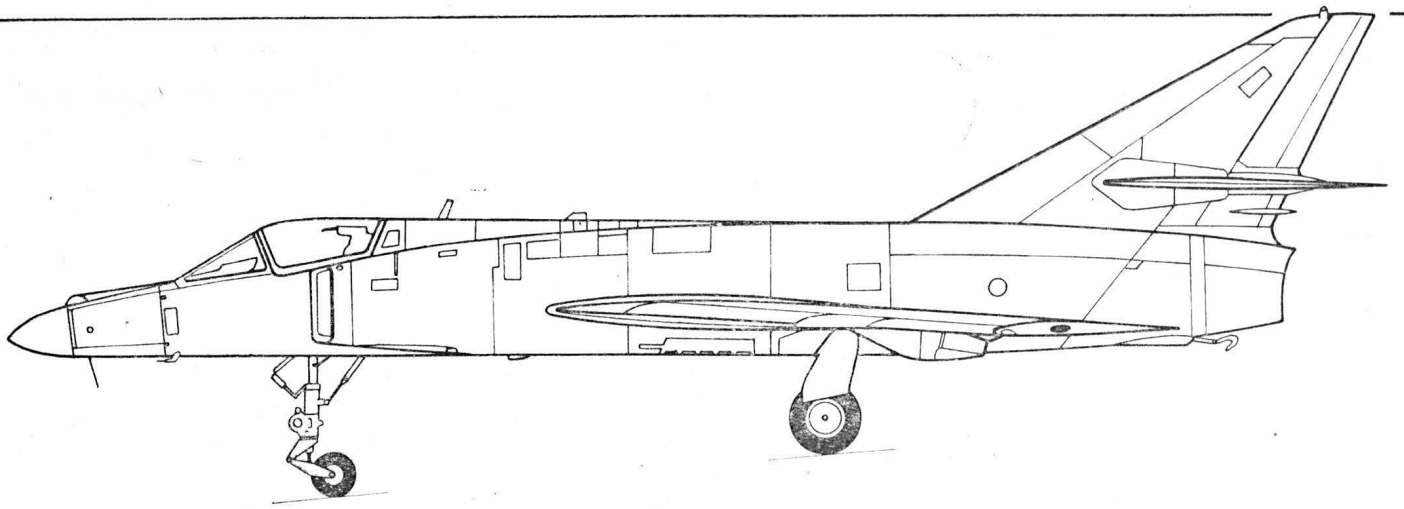


DANE TECHNICZNE

Rozpiętość 9,60 m
Długość całkowita 14,31 m
Wysokość całkowita 3,85 m
Powierzchnia nośna 28,40 m²
Rozstaw podwozia 3,50 m
Baza podwozia 4,80 m
Wydłużenie płata 3,2
Masa samolotu pustego 6350 kg
Masa użyteczna 5050 kg
Masa uzbrojenia podwieszanego 1820 kg

Maks. masa startowa 11 400 kg
Obciążenie pow. nośnej 401 kg/m²
Obciążenie ciągu 0,23 kg/N (2,25 kg/kg)
Maks. prędkość pozioma: M 1,1
na h = 1100 m 332 m/s (1200 km/h)
na h = 0 m 15 000 m
Pułap 15 000 m
Prędkość podejścia do lądowania 69,5 m/s (250 km/h)
Maks. wznoszenie 102 m/s
Promień działania 650 km

M.Ł.



TL-172/77

Obróbka termiczna radzieckich stopów aluminium

Poniższe zestawienia zawierają dane o obróbce cieplnej radzieckich stopów aluminium wraz z oznaczeniami tej obróbki oraz własnościami stopu po jej zastosowaniu.

Uwagi ogólne

Obróbka termiczna stopów aluminium obejmuje przesycanie i starzenie oraz krótkie odpuszczenie.

Chłodzenie odbywa się na powietrzu lub w wodzie o temperaturze 30÷80°C. Chłodzenie w wodzie o tempera-

turze 80°C jest stosowane do detali o skomplikowanym kształcie w celu uniknięcia deformacji i pęknięć. Ze względu na własności mechaniczne i korozyjne ogólny czas przebywania detali na powietrzu przed zanurzeniem w wodzie nie powinien przekraczać 15 s; w przypadku elementów o grubości 50 do 200 mm czas ten może być przedłużony do 30 s. Chłodzenie wykonuje się w zbiornikach z wodą bieżącą. W celu zapewnienia szybkiego ochłodzenia przy przesycaniu temperatura wody winna wynosić 10÷40°C z tym, że po zanurzeniu elementów chłodzonych temperatu-

TABLICA 1. Czas przetrzymania w piecu przy nagrzewaniu stopów aluminium

Rodzaj półfabrykatu	Grubość [mm]	Czas przetrzymania [min]	
		w piecu powietrznym	w wannie saletrzanej
Blachy platerowane	do 1,4	10—15	5
	1,5—1,9	15—20	7
	2,0—4,0	20—25	10
	4,1—6,0	30—35	15
	6,1—10,0	35—40	20
Blachy nie platerowane, rury ciągnione na zimno, płyty walcowane na gorąco, profile, pręty, taśmy i tuleje kute	do 1,2	10—20	5
	1,3—3,0	15—30	10
	3,1—5,0	20—45	15
	5,1—10,0	30—60	20
	11—20	35—75	25
	21—30	60—120	40
Wytłoczki i odkuwki	do 2,5	15—30	10
	2,6—5,0	20—45	15
	5,1—15	30—50	25
	16—30	40—60	40
	31—50	60—150	50
	51—75	150—210	60
76—100	180—240	90—180	

Uwagi:

1. Czas przetrzymania przy nagrzewaniu do przesycania wyrobów ze stopów W92c, W96, W96C, AK8, AL4-1 powinien być 1,5 raza dłuższy od czasu podanego w tabeli

2. Przy nagrzewaniu detali wytłaczanych czas przetrzymania jest ustalany na podstawie grubości charakterystycznej dla danego wyrobu

TABLICA 2. Parametry obróbki termicznej stopów aluminium do obróbki plastycznej

Oznaczenie stopu	Wyżarzanie		Przesycanie		Starzenie		Wytrzymałość Rm [kG/mm ²]	Wydłużenie [%]	Twardość HB
	temp. nagrz. [°C]	czynnik chłodzący	temp. nagrz. [°C]	czynnik chłodz.	temp. nagrz. [°C]	czas wytrzym. [h]			
AD							11	25	27
AD1							11	25	27
AMc	350—420	powietrze	—	—	—	—	13	23	30
AM2							20	23	45
D1	340—370	powietrze	—	—	—	—	21	18	45
			405—510	woda	15—40	96	42	15	113
D6	340—370	pow.	—	—	—	—	22	15	50
			497—503	woda	15—40	96	46	15	105
D16	340—370	pow.	—	—	—	—	21	18	42
			495—505	woda	15—40	96	46—52	18—10	105—131
D1P	340—370	pow.	—	—	—	—	21	18	45
			495—510	woda	15—40	96	42	15	113
D3P	340—370	pow.	—	—	—	—	17	20	—
			495—505	woda	15—40	96	34	20	80
D16P	340—370	pow.	—	—	—	—	21	18	42
			490—500	woda	15—40	96	40—52	18—10	131—105
D18P	340—370	pow.	—	—	—	—	16	24	38
			495—505	woda	15—40	96	30	24	70
W65	—	—	510—520	woda	70—80	24	40	20	—
WD17	360—460	pow.	—	—	—	—	—	—	—
			495—503	woda	165—175	16	49	20	115
D20	350—420	pow.	—	—	—	—	—	—	—
			530—540	woda	160—170	10—16	40	13	110
D21	350—420	pow.	—	—	—	—	—	—	—
			520—530	woda	180—190	12—16	—	—	—
AW	340—370	pow.	—	—	—	—	18	30	30
			510—530	woda	150—165	12—15	33	16	95
AK2	350—400	pow.	—	—	—	—	—	—	—
			510—520	woda	165—175	15—18	42	13	115
AK4	350—400	pow.	—	—	—	—	—	—	—
			510—520	woda	165—175	16	44	10	120
AK4-1	350—400	pow.	—	—	—	—	—	—	—
			525—540	woda	180—190	10	44	12	120
AK8	350—400	pow.	—	—	—	—	—	—	—
			505—520	woda	150—165	4—15	49	12	135
W94	250—350	pow.	—	—	—	—	—	—	—
			460—470	woda	160—170	3	—	—	—
W95	360—390	pow.	—	—	—	—	22	15	—
W96	—	—	465—475	woda	135—145	16	55	10	150
W96C	—	—	—	—	—	—	—	—	—

Uwagi:

- Pełne odpuszczenie stopów utwardzalnych przeprowadza się według schematu: nagrzewanie do 380—430°C, przetrzymanie 10—60 minut, ochłodzenie wraz z piecem do 200°C (dla W95 — do 150°C) i wyjście na powietrze
- Stopy nieutwardzalne po deformacji plastycznej są także poddawane niskotemperaturowemu odpuszczeniu przy 150—300°C w celu podwyższenia plastyczności i usunięcia zgniotu

TABLICA 3. Czas, w ciągu którego utrzymuje się zadowalająca plastyczność stopów aluminium po przesycaaniu

Oznaczenie stopu	Okres czasu po przesycaaniu, w ciągu którego stop zachowuje zadowalającą plastyczność [h]	Przerwa pomiędzy przesycaaniem i starzeniem naturalnym zapewniająca optymalne własności mechaniczne [h]
AK6	2—4	nie dłuższa niż 6
AK8	2—4	bez ograniczeń
AK4, AK2	12—15	bez ograniczeń
AK4-1	12—15	nie dłuższa niż 24
D1	2—4	—
D16	1,5	bez ograniczeń
D19	8	bez ograniczeń
D20	nie zależy od czasu	bez ograniczeń
D21	2—4	—
W92C	24	bez ograniczeń
W93	6	nie dłuższa niż 240
W95, W96, W96C	6	4 albo ponad 48

Uwagi:

- Jeżeli jest zapas własności mechanicznych, to sztuczne starzenie zezwala się prowadzić w dowolnym czasie po przesycaaniu i obróbce plastycznej (gięciu). Sztuczne starzenie detali i półfabrykatów ze stopów W95, W96, W96C prowadzić nie później niż 10 dni po przesycaaniu
- Dla elementów o dużych gabarytach i skomplikowanym kształcie wykonanych ze stopu W93, dla których cykl obróbki mechanicznej jest długi, dopuszczalna przerwa pomiędzy przesycaaniem a starzeniem sztucznym wynosi do 60 dni.

TABLICA 5. Parametry obróbki termicznej nitów ze stopów aluminium

Oznaczenie stopu	Średnica nita [mm]	Obróbka podwyższająca własności mechaniczne				Stan i czas użycia nitów
		przesycaanie		starzenie		
		temper. [°C]	czas (wanna z saletrą) [min]	temper. [°C]	czas [h]	
D1P	1,6—5 5,1—10	500±5	20 30	pokojowa	96	przesycone; nie później niż 2 h po przesycaaniu przesycone i zestarzone naturalnie; bez ograniczenia czasu, ale nie wcześniej niż 4 doby po przesycaaniu przesycone; nie później niż 20 min po przesycaaniu przesycone; nie później niż: 6 h dla nitów \varnothing 1,6—4 mm 4 h dla nitów \varnothing 4,1—6 mm 2 h dla nitów \varnothing 6,1—8 mm przesycone i zestarzone; bez ograniczenia czasu jak wyżej
D18P	1,4—5 5,1—10	500±5	20 30	pokojowa	96	
D16P	1,6—5 5,1—7,8	495±5	20 30	pokojowa	96	
D19P	1,6—5 5,1—8	500±3	30—40 40—50	pokojowa	240	
W65	1,6—5	525±5	30—40	I sposób 75±5	24	
				II sposób temp. pokojowa stopniowanie	240	
W94	1,6—5	470±5	30—40 40—50	I stopień 100±5	3	
				II stopień 180±5	3	

Uwagi:

- Powtórne przesycaanie nitów ze stopu D19P zezwala się prowadzić w temperaturze 495°C—500°C
- Przy powtórnym przesycaaniu czas przetrzymania w wannach saletrzanych można skrócić do 2÷10 min
- Dla podwyższenia plastyczności, nity ze stopu D19P po przesycaaniu zaleca się przechowywać w temperaturze niższej od 15°C

ra wody nie powinna przekroczyć 50°C. Przy chłodzeniu skomplikowanych detali o dużych wymiarach zaleca się utrzymywać temperaturę wody w zakresie 30÷50°C. W tym przypadku po zanurzeniu detalu temperatura nie powinna przekroczyć 60°C.

W celu obniżenia deformacji i krzywienia się detali o skomplikowanym kształcie, poddawanych obróbce termicznej, a następnie mechanicznej, przy przesycaaniu należy prowadzić chłodzenie:

- elementy z D20 o grubości ścianki do 10 mm, odkuwki i wypraski z AK4-1 o grubości do 80 mm — we wrzącej wodzie;
- wypraski ze stopu AK6 o grubości ścianki do 30 mm — w wodzie o temperaturze 90°C;
- wypraski ze stopu AK8 o grubości ścianki do 30 mm — w wodzie o temperaturze 80°C.

W celu podniesienia odporności na korozję półfabrykatów, szczególnie rur obrabianych w piecu powietrznym, przesycaanie powinno być wykonywane w wodzie z dodat-

TABLICA 4. Parametry obróbki termicznej nitów ze stopu AMg-2 i AMg-5P

Oznaczenie stopu	Temperatura [°C]	Czas przetrzym. [min]	Ośrodek chłodzący	Stan i okres czasu, w których nity mogą być użyte
AMg-2	350—420	40	powietrze lub woda	wyżarzane
AMg-5P	310—335	40	powietrze	bez ograniczenia czasu

kiem 0,02÷0,04% dwuchromianu lub chromianu potasu lub sodu. Po całkowitym ochłodzeniu w zbiorniku wodnym elementy, które były poddawane nagrzewaniu w piecu saletrowym, muszą być umyte w zbiorniku z wodą bieżącą. Temperatura wody powinna wynosić 40÷60°C, czas płukania stopów starzejących w sposób naturalny — 1÷2 min.

Czas nagrzewania, sposób obróbki i własności stopów aluminium podane są w tablicach.

Po przesycaaniu stopy aluminium ulegają starzeniu. Orientacyjne odstępy czasu pomiędzy przesycaaniem i początkiem starzenia podane są w tabl. 1. Stopy aluminium o oznaczeniu AŁ ze względu na wysoką zawartość magnezu należy nagrzewać tylko w piecach powietrznych, ponieważ w piecach saletrowych może nastąpić ich samozapalenie się.

Obróbka termiczna nitów i elementów złącznych ze stopów aluminium

Nity i elementy złączne ze stopów AMg-2 i AMg-5P powinny być poddawane wygrzewaniu. Nity i inne elementy ze stopów D1P, D16P, D19P są poddawane przesycaaniu, a ze stopów D18, W65 i W94 — przesycaaniu i starzeniu. Parametry obróbki termicznej nitów z AMg-2 i AMg-5P są podane w tabl. 4, a pozostałych stopów — w tabl. 5.

Na podstawie książki I. F. Gwintowkina i O. M. Stojanienko: *Sprawocznik po remontach lotatelnich aparatów, Moskwa 1977 — opracował A. K.*

AEROSTATY

L'AÉROSTAT

SPADOCHRON

LE PARACHUTE

- 1 — powłoka
- 2 — napełnianie (gazem) balonu
- 3 — gaz nośny
- 4 — hel
- 5 — wodór
- 6 — gaz świetlny
- 7 — ciepłe powietrze
- 8 — wypór statyczny
- 9 — wypór statyczny
- 10 — balast
- 11 — zrzuć balastu
- 12 — kosz balonu, gondola b.
- 13 — lina kotwiczna, l. cumownicza
- 14 — balon, aerostat
- 15 — b. sonda
- 16 — b. na uwięzi
- 17 — lina uwięzi
- 18 — kołowrót balonu na uwięzi, dźwigarka
- 19 — zapor balonowa
- 20 — balon na ciepłe powietrze
- 21 — tkanina balonowa
- 22 — sieć (balonu)
- 23 — lina nośna
- 24 — rękaw, apendyks
- 25 — kłapa (balonu)
- 26 — linka klapy
- 27 — obręcz nośna
- 28 — zawieszenie kosza, liny k.
- 29 — pas rozrywowy
- 30 — rozrywacz
- 31 — worek balastowy
- 32 — wznoszenie balonu
- 33 — sterowiec
- 34 — s. ciśnieniowy, s. bezszkieletowy
- 35 — s. półszkieletowy
- 36 — s. szkieletowy
- 37 — kadłub sterowca
- 38 — szkielet s.
- 39 — stępka s., kil s.
- 40 — balonet
- 41 — hala sterowcowa
- 42 — przestrzeń gazowa
- 43 — komora g.
- 44 — szyb gazowy
- 45 — komora gazowa, balonet
- 46 — gondola sterowca
- 47 — gondola silnikowa
- 48 — g. nawigacyjna, g. załogi
- 49 — urządzenie kotwiczne
- 50 — wlecзка
- 51 — odciąg linowy
- 52 — personel naziemny dla kotwiczenia sterowca
- 53 — maszt holowniczy
- 54 — m. h. ruchomy

- 1 — l(a) enveloppe
- 2 — le gonflage de ballon
- 3 — le gaz plus léger que l'air, le g. de gonflement
- 4 — le hélium
- 5 — le hydrogène
- 6 — le gaz de ville, le g. d'éclairage
- 7 — l'air chaud
- 8 — la flottabilité
- 9 — la poussée verticale statique
- 10 — le lest. le ballast
- 11 — le droppage, le largage
- 12 — la nacelle (d'un ballon)
- 13 — la haussière, l'aussière
- 14 — le ballon, l(e) aérostat
- 15 — le b.-sonde
- 16 — le b. captif
- 17 — le câble d'amarrage
- 18 — le treuil à ballon
- 19 — le barrage à b.
- 20 — le ballon à air chaud
- 21 — la toile à ballon, le tissu à b., l(a) étoffe à b.
- 22 — le filet (à ballon)
- 23 — le câble de levée
- 24 — la manche d'appendice
- 25 — le clapet, la soupape de ballon
- 26 — la corde de soupape, le cordeau de s.
- 27 — le cercle de charge
- 28 — la suspension de nacelle
- 29 — le panneau de déchirure
- 30 — la corde de déchirure, la c. de miséricorde, le cordeau de déchirure
- 31 — le sac de lest
- 32 — l(a) ascension du ballon
- 33 — le dirigeable
- 34 — le d. non rigide, le d. flasque, le d. souple
- 35 — le d. semi-rigide, le d. demi-rigide
- 36 — le d. rigide, le d. entièrement métallique
- 37 — le fuselage du dirigeable
- 38 — la charpente du d.
- 39 — la quille rigide
- 40 — le ballonnet
- 41 — le hangar de dirigeable, la e-lingue
- 42 — l(e) espace de gaz, l(e) e. réservé au gaz
- 43 — la chambre de gaz
- 44 — le puits d'échappement de gaz
- 45 — la cellule remplie de gaz, le ballonnet
- 46 — la nacelle du dirigeable
- 47 — la n. motrice, la n.-moteur
- 48 — la n. de pilotage
- 49 — le dispositif d'amarrage, le d. d'ancrage
- 50 — le guiderope
- 51 — l(e) hauban d'amarrage
- 52 — le personnel d'a.
- 53 — le mât d'a., la tour d'a.
- 54 — le mât d'a. transportable

- 1 — czasza kwadratowa
- 2 — cz. okrągła
- 3 — cz. spadochronu
- 4 — karabinek
- 5 — kieszonka uchwytu
- 6 — kieszonki pokrowca
- 7 — kłamra
- 8 — klin
- 9 — kominek
- 10 — linka desantowa
- 11 — l. nośna
- 12 — l. wyzwalająca
- 13 — obrzeże dolne
- 14 — o. górne
- 15 — ochraniacz elastyczny
- 16 — opadanie
- 17 — opóźnienie
- 18 — osłona czaszy
- 19 — płat
- 20 — pokrowiec
- 21 — składanie
- 22 — skoczek spadochronowy
- 23 — skok s.
- 24 — spadanie
- 25 — spadochron ćwiczebny
- 26 — s. główny
- 27 — s. hamujący
- 28 — s. kwadratowy
- 29 — s. piersiowy
- 30 — s. plecowy
- 31 — s. samoczynny
- 32 — s. siedzeniowy
- 33 — s. szczelinowy
- 34 — s. taśmowy
- 35 — s. towarowy
- 36 — s. zapasowy
- 37 — spadochroniarstwo
- 38 — spadochronik wyciągający, pilocik
- 39 — ściągacz
- 40 — taśma
- 41 — uchwyt wyzwalający
- 42 — uprząż spadochronu
- 43 — uszko D
- 44 — wieża spadochronowa
- 45 — zawlecзка

UWAGA: rysunek patrz TLiA nr 4/75 str. 31

K. D.

- 1 — la voilure carré
- 2 — la v. ronde
- 3 — la v. coupole
- 4 — le mosqueton du parachute
- 5 — la poche
- 6 — les poches du sac
- 7 — le crampon
- 8 — le fuseau
- 9 — la cheminée
- 10 — la sangle d'ouverture automatique (S.O.A.)
- 11 — la suspente
- 12 — le fil de rupture
- 13 — le bord d'attaque de coupole
- 14 — le b. de la cheminée
- 15 — le préservé de cable
- 16 — la vitesse d'atterrissage
- 17 — la ouverture retardée
- 18 — la gaine (de voilure)
- 19 — le panneau
- 20 — le sac
- 21 — le pliage
- 22 — le parachutiste
- 23 — le saut en parachute
- 24 — la chute
- 25 — le parachute d'entraînement
- 26 — le p. principal
- 27 — le p. de freinage
- 28 — le p. carré
- 29 — le p. ventral
- 30 — le p. dorsal
- 31 — le p. automatique
- 32 — le p. siège
- 33 — le p. à fente
- 34 — le p. en rubans
- 35 — le p. à matériel, le p. de charge
- 36 — le p. de secours
- 37 — le parachutisme
- 38 — le parachute auxiliaire, le p. extracteur
- 39 — le dispositif, l(e) amortisseur
- 40 — la bandelette, le ruban
- 41 — la poignée du parachute
- 42 — la harnais
- 43 — la boucle-D
- 44 — la tour de lancement pour parachutistes
- 45 — la ficelle

K. D.

BALLONS UND LUFTSCHIFFE

- 49 — das Ankergerät
- 50 — das Schlepptau
- 51 — das Halteseil, das Ankerseil
- 52 — die Landemannschaft
- 53 — der Landemast, der Ankermast
- 54 — der transportabler Ankermast

АЭРОСТАТЫ

- 49 — Причалное устройство
- 50 — Гайдроп, буксирный канат
- 51 — Оттяжка, бивачная верёвка
- 52 — Швартовая команда, причальная к.
- 53 — Причалная мачта
- 54 — Передвижная причальная мачта

K. D.

AEROSTATS

- 49 — mooring gear
- 50 — trail rope
- 51 — guy
- 52 — mooring crew
- 53 — mooring mast
- 54 — transporter mast, t. tower

K. D.

Konkurs SIMP

Stowarzyszenie Inżynierów i Techników Mechaników Polskich — wspólnie z Ministerstwem Przemysłu Maszynowego oraz Ministerstwem Przemysłu Maszyn Ciężkich i Rolniczych — ogłasza ogólnopolski konkurs pod hasłem: *Modernizacja środków produkcji źródłem wyzwania rezerw w przemyśle maszynowym*. Prace zgłaszane na konkurs powinny obejmować poważne, ponadplanowe przedsięwzięcia organizacyjno-techniczne, technologiczne lub konstrukcyjne, związane z modernizacją istniejącego w przemyśle parku maszynowego, szczególnie w zakresie zwiększenia stopnia mechanizacji lub automatyzacji obiektów technologicznych. Zgłaszane prace powinny być składane w Kole Zakładowym SIMP. Praca zaopiniowana przez Zarząd Oddziału SIMP przesyłana jest do Sekretariatu konkursu pod adresem: Zespół Ośrodków Rzeczoznawstwa i Postępu Organizacyjno-Technologicznego ZORPOT, ul. Elbląska 10, 01-737 Warszawa. Tamże udzielane są informacje pod telefonem 390151, wewn. 904. Prace ocenione wstępnie przez rzeczoznawcę ZORPOT'u przedłożone zostaną Sądowi Konkursowemu, który dokona oceny ostatecznej wg ustalonych kryteriów i przyzna nagrody. Sąd Konkursowy działać będzie przy Zarządzie Głównym SIMP, a w jego skład wejdą przedstawiciele SIMP oraz przedstawiciele resortów będących współorganizatorami konkursu. Prace zgłoszone na konkurs będą oceniane według kryteriów, uwzględniających: wartość techniczną i oryginalność zgłoszonych rozwiązań; prostotę wykonania (wdrożenia); poprawę jakości produkcji, zmniejszenie ilości braków i wzrost wartości użytkowej; wielkość efektów ekonomicznych, jakie przyniosło wdrożenie danego rozwiązania technicznego oraz stosunek do poniesionych nakładów; poprawę warunków bhp; przewidywany lub osiągnięty zakres upowszechniania rozwiązania; inicjatywę i zbiorowe autorstwo członków SIMP.

Przy ocenie prac Sąd Konkursowy może dodatkowo uwzględnić inne kryteria, charakterystyczne dla zgłoszonych opracowań.

Warunki uczestnictwa pracy w konkursie są następujące:

- zgłoszenie rozwiązania musi być wdrożone w przedsiębiorstwie podległym resortowi będącemu współorganizatorem konkursu (MPM lub MPMCIR),

- wdrożenie powinno być dokonane nie wcześniej niż 1 lipca 1977 r. i nie później niż do 31 grudnia 1980 r.,

- twórcy zgłoszonego rozwiązania muszą być członkami SIMP; przy pracach zespołowych dopuszcza się uczestnictwo osób nie będących członkami SIMP, jednakże ich udział nie może przekraczać 25% składu osobowego zespołu,

- praca nie może uczestniczyć w konkursie, jeśli twórcy otrzymali za nią uprzednio nagrodę z funduszu efektów wdrożeń.

Konkurs ma charakter cykliczny i trwa od 1 lipca 1977 r. do 31 grudnia 1980 r. Podsumowanie wyników i przyznawanie nagród odbywać się będzie po zakończeniu każdego roku kalendarzowego. Corocznie przyznane zostaną następujące nagrody: nagroda I stopnia — (jedna nagroda) 100 000 zł, nagroda II stopnia — (2 nagrody) po 60 000 zł, nagroda III stopnia — (4 nagrody) po 35 000 zł, oraz wyróżnienia (7 wyróżnień) po 10 000 zł. Wysokość nagrody

indywidualnej nie może przekroczyć 35 000 zł. Niezależnie od nagrody pieniężnej autorzy nagrodzonych prac otrzymają dyplomy uznania. Nagrody i dyplomy mogą być indywidualne lub zespołowe. W przypadku nagrody zespołowej, rozdziału przyznanych kwot dokonuje Sąd Konkursowy na podstawie procentowego udziału, określonego przez twórców.

Eksport myśli technicznej

Zespół Ośrodków Rzeczoznawstwa i Postępu Organizacyjno-Technologicznego SIMP ZORPOT skierował do rzeczoznawców SIMP oraz do wybitnych naukowców i inżynierów pisma z prośbą o zgłaszanie współpracy w zakresie eksportu myśli technicznej.

Specjaliści ZORPOT na zlecenia firm zagranicznych z NRD, Czechosłowacji, Francji, Szwecji i USA — wykonali kilkanaście prac z dziedziny dokumentacji konstrukcyjnej i technologicznej, projektów inwestycyjnych oraz wdrożeń przemysłowych.

XIII Międzynarodowe Sympozjum: Postępowe problemy i metody mechaniki płynów

Sympozjum zorganizował w ubiegłym roku Zakład Mechaniki Płynów IPPT-PAN na terenie Akademii Rolniczo-Technicznej w Olsztynie-Kortowo. Zgromadziło ono 300 uczestników, wygłoszono około 200 referatów (w kilku sekcjach).

Zakres poruszanych tematów wyszedł daleko poza sprawy czysto lotnicze. Mechanika płynów wnika nie tylko we wszystkie dziedziny techniki, ale jak się okazuje również w dziedzinę biologii i medycyny — przez rozważanie i badanie przepływów np. w rurkach włoskowatych i o elastycznych ściankach. Z powodu zmniejszenia się fascynacji lotami kosmicznymi oraz zbadania wielu problemów — zmniejszyła się liczba badań i rozważań teoretycznych dotyczących bardzo dużych prędkości.

Największa grupa referatów dotyczyła zagadnień podstawowych z zakresu przepływów ściśliwych i nieściśliwych. Ich ogólną cechą było branie pod uwagę trójwymiarowości i coraz częściej również lepkości. Stosując na ogół uproszczony model fizyczny zjawiska, autorzy przeprowadzali obliczenia na maszynie cyfrowej, uzyskując dość dobrą zgodność z wynikami doświadczalnymi.

Prace dotyczące mechaniki przepływów w atmosferze lub w wodzie ujmowały w sposób matematyczny zjawiska przepływów frontów i chmur, wyjaśniając powstawanie wielu zjawisk meteorologicznych. Można wymienić referaty polskie: A. Szaniawskiego — Transport energii i masy w metastabilnej warstwie atmosfery, A. Kasprzyckiego — Określenie modelu rozprzestrzeniania się zanieczyszczenia atmosfery w niestabilnych warunkach meteorologicznych. Interesujący był referat J. Ostrowskiego — Badania modelowe obciążenia aerodynamicznego budynków i konstrukcji od wiatru niestabilnego. Referat F. K. Wippermana (RFN), ilustrowany pięknymi barwnymi przezroczkami, wyjaśniał zjawiska powstawania regularnych wałów chmur w przyziemnej warstwie atmosfery. Kilka referatów dotyczyło przepływu chmur pyłowych w różnych warunkach meteorologicznych oraz ruchów falowania powierzchni

wodnych. S. H. Makariou (Egipt) przedstawił swoją pracę wykonaną w Polsce — O wpływie wzbudzenia termicznego na zakłócenie atmosfery.

Referaty dotyczące przepływów ściśliwych omawiały (w większej części) zjawiska przepływów niestabilnych — temat nr 1 współczesnej aerodynamiki lotniczej. Dzięki powiększeniu pojemności i szybkości pracy nowoczesnych maszyn matematycznych wiele zagadnień zostało ponownie wziętych na warsztat i przeliczonych z większą dokładnością, co pozwoliło na jeszcze lepsze zbliżenie do wyników doświadczalnych i warunków rzeczywistych. Jako przykład można przytoczyć referat T. C. Adamsona i M. S. Liu — Niestabilny przepływ w tunelu z falą uderzeniową.

Serię tematów całkowicie lotniczych zawierała grupa: Aerodynamika i aeroelastyczność. Wymienić należy referat G. P. Woskreskiego — Naddźwiękowy opływ wokół spłaszczonych brył i ściętych końców płata. Przeanalizował on opływy wokół różnych kształtów samolotów naddźwiękowych, opierając się na obliczeniach numerycznych. Do tematyki tej należy również referat O. S. Ryżowa i E. D. Terentiewa — Naddźwiękowy laminarny ślad za kształtem nośnym. Referat K. Kienappela — Pomiar niestabilnych ciśnień na wirujących układach nośnych — dotyczył ciekawej metody pomiarów ciśnień na kręcących się łopatach śruby okrętowej, w obecności kadłuba powodującego asymetrię opływu. Do tematyki lotniczej należała praca pt. Profil lotniczy o minimalnym oporze relaksacji H. Buggischa oraz referat W. Geisslera, dotyczący niestabilnych obciążeń aerodynamicznych na oscylującym płacie lub kadłubie.

Wiele referatów zajmowało się zjawiskami zachodzącymi w tunelach aerodynamicznych: J. Zylin i inni — Współdziałanie warstwy przyściennej z odbitą falą uderzeniową w rurze uderzeniowej, N. F. Poliakow — Wpływ zakłóceń swobodnego strumienia na laminarną warstwę przyścienną. Zagadnienia trójwymiarowego przepływu w tunelu aerodynamicznym rozpatrywał J. H. Downie — Projektowanie kontrakcji w tunelu o kwadratowym przekroju. Podobnemu tematowi poświęcony był referat G. Grabitza — Obliczenia oscylacji ciśnienia przepływu naddźwiękowego przy nagłym wzroście przekroju prostokątnego przewodu.

Referat prof. W. Fiszdana opracowany podczas jego pobytu w USA wraz z F. C. Hurbutem — Badania doświadczalne swobodnego rozprężania i interferencji w szczelinowej dyszy — przedstawił problemy rozprężania rozrzedzonego gazu dla prędkości pod- i naddźwiękowej. Praca stanowi ciekawe zastosowanie gazodynamiki do zagadnienia rozdzielania izotopów.

Jeden z niewielu referatów dotyczących transportu cząstek w cieczy był opracowany przez R. Herczyńskiego i I. Pieńkowską. Dotyczył on teorii sedymentacji.

Reasumując trzeba stwierdzić, że Sympozjum organizowane przez IPPT odgrywa coraz większą rolę i staje się coraz popularniejsze w nauce światowej. Wyrazem tego jest stały udział wybitnych uczonych, jak np. A. A. Dorodnicyn (Czł. Ak. Nauk ZSRR), G. K. Batchelor (Uniw. Cambridge), J. K. Babienko (Uniw. Moskiewski), J. Zierp (Uniw. Karlsruhe), H. Cabannes (Uniw. P. M. Curie), D. Coles (Calif. I. T.) K. G. Roesner (Uniw. Karlsruhe) i innych.

Korozja elementów agregatów paliwowych silników turbinowych i jej zapobieganie

Mgr inż. JÓZEF BEACHNIO
 Mgr inż. MIECZYSLAW STUKONIS
 Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Przebieg procesu korozji elementów układu zasilania silników turbinowych w paliwo. Czynniki przyspieszające korozję i jej skutki. Stosowane metody zapobiegania korozji agregatów paliwowych.

Jednym z zasadniczych układów silników turbinowych jest układ zasilania w paliwo. Zasadniczym jego zadaniem jest dostarczenie do komór (komory) spalania silnika odpowiedniej ilości paliwa i automatyczne regulowanie wydatku tego paliwa w zależności od zakresu pracy, przy zmieniającej się prędkości i wysokości lotu samolotu. W skład układu paliwowego zwykle wchodzi następujące agregaty: pompa zasilająca, jedna lub dwie pompy wysokiego ciśnienia zawierające regulatory stałego wydatku paliwa, odśrodkowe regulatory prędkości obrotowej silnika oraz zawory regulacyjne w postaci: zaworu dławiącego, zaworu rozdzielczego, zaworu stałego ciśnienia, zaworu stałej różnicy ciśnień, automatu przyspieszenia i inne.

W praktyce eksploatacyjnej stwierdzono, że na prawidłową pracę wszystkich urządzeń, mechanizmów i agregatów układu zasilania silnika w paliwo duży wpływ wywiera stosowane paliwo. Wpływ ten szczególnie uwidacznia się w postaci korozyjnej agresywności paliw lotniczych, zawierających siarkę, na przykład paliwa TS-1 lub PSM-2. Korozja elementów agregatu układu zasilania silnika w paliwo powoduje poważne nieprawidłowości ich pracy.

Znane są przypadki zniszczenia pompy paliwowej wskutek korozji. Korozja niektórych elementów agregatów paliwowych zwiększa intensywność zużycia trących się powierzchni, powodując zwiększenie przecieków paliwa lub zacieranie się współpracujących ze sobą par precyzyjnych. Z kolei korozja elementów w agregatach paliwowych sprzyja gromadzeniu się w paliwie nierozpuszczalnych produktów korozji, odkładających się na przykład w komorach oraz filtrach tych agregatów. Produkty te naruszają regulację i prawidłową pracę poszczególnych układów automatycznej regulacji lub sterowania. Korozja elementów agregatów paliwowych, wywołana agresywnym oddziaływaniem stosowanych paliw lotniczych, decyduje zatem w poważnym stopniu o niezawodności i trwałości układów paliwowych.

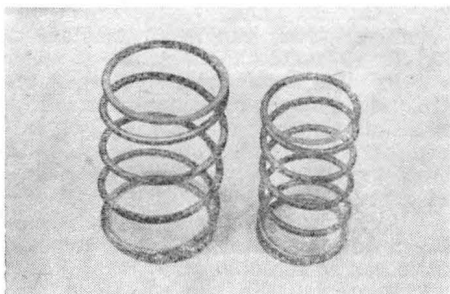
Korozja w znaczeniu ogólnym nazywamy proces niszczenia metali w wyniku reakcji chemicznych lub elektrochemicznych, przebiegających podczas zetknięcia metali z otaczającym je środowiskiem gazowym lub cieplym [1, 2]. W zależności od mechanizmu procesu korozyjnego rozróżnia się dwa rodzaje korozji:

- korozję chemiczną,
- korozję elektrochemiczną.

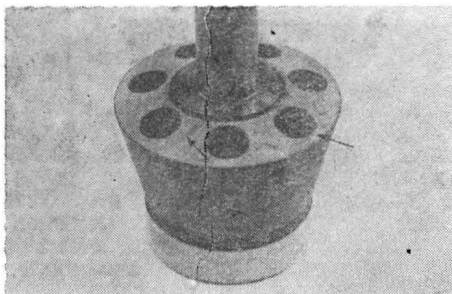
Wpływ paliwa na korozję agregatów paliwowych

Korozja chemiczna

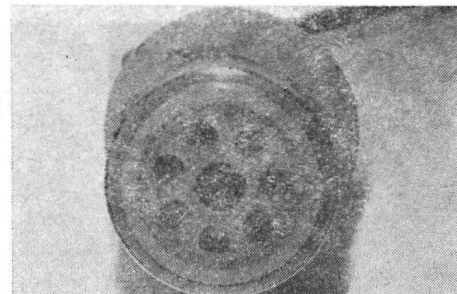
Proces korozji chemicznej przebiega przy bezpośrednim oddziaływaniu chemicznym aktywnych korozyjnie czynników, zawartych w paliwie w postaci siarki i jej związków ze stopami lub metalami kolorowymi, z których wykonane są elementy agregatów paliwowych [4] — a więc najczęściej ze stopami miedzi i pokryciami kadmowymi.



Rys. 1. Kadmowe powierzchnie ochronne sprężyn uszkodzone w wyniku korozji chemicznej



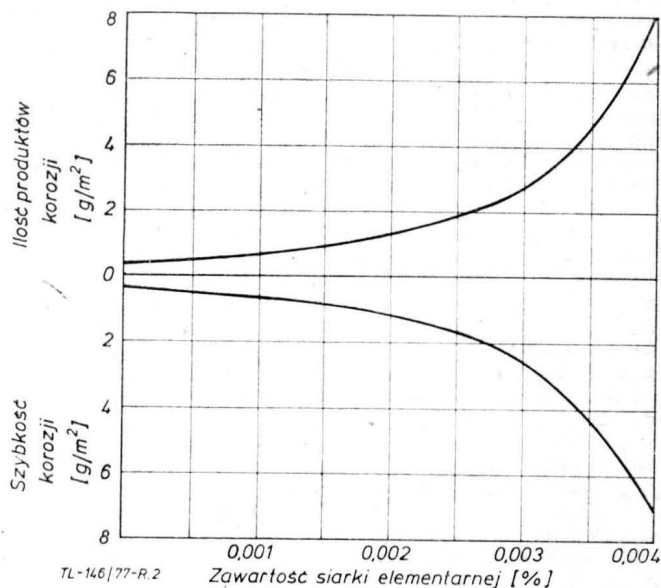
Rys. 3. Skorodowany wirnik pompy wykonany z brązu WB-24. Strzałkami zaznaczono miejsca, w których usuwano mechanicznie produkty korozji



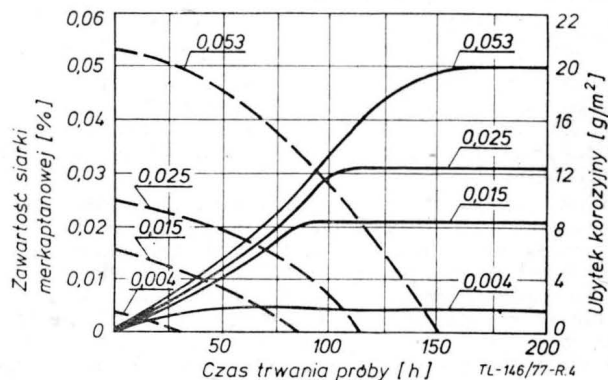
Rys. 5. Indowana czołowa powierzchnia wirnika pompy uszkodzona w wyniku korozyjnego działania siarki merkaptanowej

Jedną z charakterystycznych cech procesu korozji chemicznej jest tworzenie się warstw produktów korozji bezpośrednio na tych miejscach powierzchni metalicznej, które biorą udział w reakcji. Dalsze narastanie warstewki przy takim mechanizmie korozji będzie zależało od możliwości przenikania czynników korozyjnych przez tę warstwę, to jest od jej szczelności [1, 2].

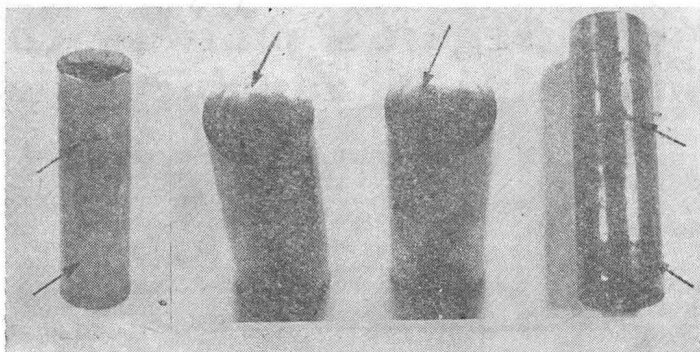
W niektórych przypadkach warstwy produktów korozji mogą osiągać znaczne grubości, a w innych mogą być bar-



Rys. 2. Wpływ siarki elementarnej zawartej w paliwie na ilość produktów korozji i szybkość korozji brązu WB-24



Rys. 4. Wpływ siarki merkaptanowej zawartej w paliwie na ubytek korozyjny brązu WB-24; linia ciągła — ubytek korozyjny, linia przerywana — zawartość siarki merkaptanowej



Rys. 6. Skorodowane nurniki pompy. Strzałkami zaznaczono wżery i plamy korozyjne

dzo cienkie. Zasadniczymi składnikami paliwa wpływającymi na korozję chemiczną jest siarka elementarna i siarka merkaptanowa. Wśród paliw stosowanych do silników turbinowych największą agresywność korozyjną mają paliwa PSM-2 i TS-1 produkowane z rop siarkowych [4, 5, 6].

Jak wspomniano, korozji chemicznej ulegają przede wszystkim elementy agregatów paliwowych wykonane z miedzi i jej stopów oraz powierzchnie pokryte ochronną warstwą kadmu. Duży wpływ na przebieg procesów korozji chemicznej, wykazuje nagrzanie paliwa. Korozja chemiczna wielu metali kolorowych i stopów zwiększa się znacznie w przypadku podwyższenia temperatury paliwa.

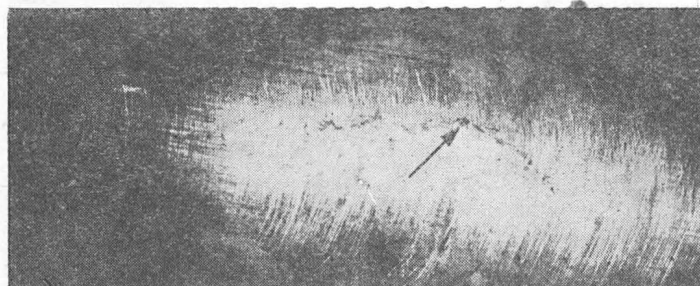
Stwierdzono, że korozja miedzi i brązu WB-24, z którego wykonane są wirniki niektórych pomp i tulejki par suwakowych [3], zwiększa się gwałtownie przy temperaturach wyższych od 373 K (100°C) [4]. Największa intensywność procesów korozyjnych występuje w paliwach P-2 i PSM-2 w przedziałach temperatur 393–423 K (120–150°C) i 473–523 K (200–250°C) [4, 5, 6]. Intensywność korozji zależy również od czasu stykania się detali z paliwem.

Brąz WB-24 zaczyna korodować zaraz po zetknięciu się z naftą lotniczą. W niektórych przypadkach, szczególnie gdy na samolocie przez dłuższy czas nie są wykonywane loty, obserwuje się zmniejszenie procesów korozyjnych. Spowodowane to jest wyczerpaniem się agresywności korozyjnej składników w paliwie.

W czasie intensywnej eksploatacji samolotu, to jest wraz ze wzrostem ilości przepływającego paliwa, nasila się korozja chemiczna detali agregatów paliwowych. Dzieje się to dlatego, że przepływające paliwo intensywnie zmywa produkty korozji z korodujących elementów i odkrywa coraz to nowe warstwy metalu, poddawane dalszej intensywnej korozji.

W wyniku korozji chemicznej kadmowych powierzchni ochronnych powstają białe, galaretowate produkty korozji, które odrywają się od korodującej powierzchni i gromadzą się w komorach agregatów paliwowych. Na rys. 1 przedstawiono uszkodzone wskutek korozji kadmowe powierzchnie ochronne sprężyn.

Jak już wspomniano, zasadniczymi składnikami paliwa wpływającymi na korozję chemiczną są siarka elementarna i siarka merkaptanowa. Zawartość tych składników w naftcie lotniczej jest ściśle ustalona oraz określona normami. Dla paliw PSM-2 i TS-1 zawartość siarki elementarnej nie może być większa niż 0,25%, a siarki merkaptanowej winno być mniej niż 0,005%. Jak wynika z doświadczeń eksploatacyjnych, siarka elementarna powoduje intensywną korozję elementów pomp paliwowych, a szczególnie wirników wykonanych z brązu WB-24, natomiast nie wykazuje korozyjnego oddziaływania na elementy pokryte ochronną warstwą kadmu lub cynku. Jej wpływ na



Rys. 7. Korozja na bocznej powierzchni nurnika (w powiększeniu). Strzałką oznaczono plamy korozyjne tworzące tzw. ścieżkę korozji

korozję i odkładanie się produktów korozji na brązie WB-24 przedstawiono na rys. 2 [5].

Z rysunku 2 wynika, że korozja i odkładanie się produktów korozji gwałtownie zwiększa się już przy zawartości siarki elementarnej w paliwie w ilości większej niż 0,002%. Procesowi korozyjnemu początkowo towarzyszy wyzeranie powierzchni brązu, a następnie tworzą się na niej warstwy korozyjne, które z kolej odrywają się i gromadzą w paliwie w postaci ciemnych, nierozpuszczalnych produktów korozji. Na rysunku 3 przedstawiono skorodowany wirnik pompy wykonany z brązu WB-24.

Procesu korozji stopów miedzi (wskutek działania siarki elementarnej) nie można rozpatrywać jako procesu zachodzącego na powierzchni metalu. Zasadnicza masa siarki zawartej w paliwie przenika w głąb stopu, łączy się z jego składnikami stopowymi, naruszając początkową strukturę stopu. W temperaturach 393–423 K (120–150°C) w głąb brązu może przenikać 50–95% elementarnej siarki zawartej w paliwie [4, 5]. Migrację siarki w głąb materiału, na przykład brązu WB-24, zmniejsza dodanie niklu do stopu.

Podobnie jak siarka elementarna, na zwiększoną agresywność korozyjną paliw wpływa siarka merkaptanowa. Jej wpływ na korozję brązu WB-24 w temperaturze 333 K (60°C) przedstawiono na rys. 4 [5]. Przy czym widać, że w miarę przedłużania się czasu stykania brązu z paliwem, jego korozja wzrasta, a po pewnym czasie zostaje przzerwana. Jak wynika z rysunku, z upływem czasu ilość siarki merkaptanowej w paliwie stopniowo maleje, a w momencie przzerwania procesu korozji, jest ona prawie całkowicie wyczerpana. W miarę zwiększania zawartości siarki merkaptanowej, wzrasta intensywność korozji brązu.

Powierzchnie elementów wykonanych ze stopów miedzi są wyzerane, a następnie tworzą się na nich ciemne produkty korozji. Część tych produktów zostaje wypłukana przez paliwo, gromadzi się w nim i może powodować zatykanie niewielkich otworków w agregatach paliwowych. Głównym składnikiem produktów korozji jest miedź. Jej ilość zwiększa się wraz ze wzrostem temperatury paliwa oraz zawartości siarki merkaptanowej. Siarka ta powoduje również uszkodzenie pokrycia indowego. Na rys. 5 pokazano korozyjne uszkodzenie indowanej powierzchni czopła wirnika pompy paliwowej.

Korozja chemiczna elementów wykonanych ze stopów miedzi, zależy ponadto od tlenków zawartych w paliwie. Na przykład obecność tlenków w paliwie TS-1, z różną zawartością składników o odczynie kwaśnym, wywołuje zwiększoną korozję brązu WB-24 w temperaturze 423 K (150°C) [4, 5].

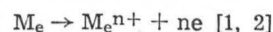
Korozja elektrochemiczna

Korozja w wodnym elektrolicie

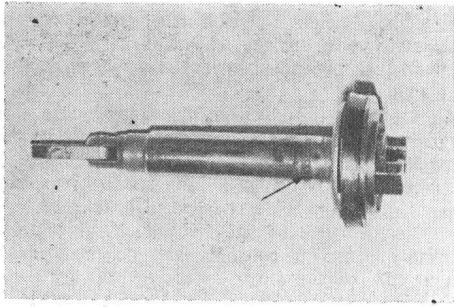
Korozja elektrochemiczna jest procesem niszczenia metali, związanym z przepływem prądu elektrycznego przez granicę faz metal-elektrolit. Przepływ prądu jest najczęściej wynikiem działania istniejących w korodującym układzie mikroogniw. Przyczynami powstawania makroogniw może być np. połączenie dwu różnych metali stykających się jednocześnie z elektrolitem, nierównomierny dostęp tlenu do powierzchni metalu, różnica temperatur dwóch stykających się powierzchni itp. [1, 2].

Mikroogniwa tworzą się w wyniku niejednorodności strukturalnej metali, w postaci różnych składników fazowych w stopach, wtrąceń niemetalicznych, lokalnych zaburzeń w sieci krystalicznej itp. [1, 2]. Mechanizm korozji elektrochemicznej rozpatruje się zwykle w oparciu o działanie ogniwa galwanicznego, składającego się z dwóch elektrod — ujemnej (anody) i dodatniej (katody) [1, 2]. Jak wiadomo, w procesach elektrolizy i innych procesach przebiegających pod wpływem przyłożonego z zewnątrz prądu stałego katoda jest biegunem ujemnym, zaś anoda — biegunem dodatnim. Natomiast w ogniwie galwanicznym anoda stanowi biegun ujemny, zaś katoda — dodatni. Elektrodamy mogą być różne metale lub dwa takie same metale, które znajdują się w warunkach powodujących wystąpienie różnicy potencjałów między nimi. W wyniku pracy ogniwa korozyjnego, powstają związki chemiczne zwane produktami korozji. W pracy ogniwa korozyjnego rozróżnia się następujące procesy składowe:

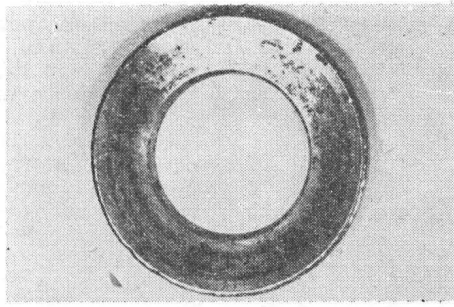
● Proces anodowy — jest to przechodzenie atomów metalu do elektrolitu w postaci dodatnich jonów. Reakcję anodową ogólnie zapisuje się w sposób:



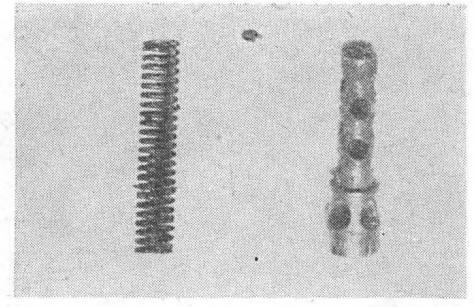
gdzie: Me — metal.



Rys. 8. Skorodowany trzon serwołoka pompy. Strzałką oznaczono najbardziej skorodowane miejsce



Rys. 9. Ruchoma bieżnia łożyska oporowego pompy. Na powierzchni współpracującej z czołami nurników widoczne są liczne wżery i plamy korozyjne



Rys. 10. Skorodowana sprężyna nurnika i jej przewodnica

● Proces katodowy — przebiegający równolegle; jest to pochłanianie elektronów zwalnianych w procesie anodowym przez tzw. depolaryzatory, którymi mogą być atomy, cząsteczki lub jony elektrolitu, ulegające redukcji na katodzie. Reakcję katodową ogólnie zapisuje się w sposób:



gdzie: D — depolaryzator.

Korozję elektrochemiczną elementów agregatów paliwowych wywołuje woda, przedostająca się wraz z paliwem w postaci oddzielnych kropeł. Obecne w paliwie substancje rozpuszczalne w wodzie nadają jej charakter elektrolitu i w kontakcie z metalową powierzchnią — wskutek braku własności ochronnych paliwa [6] — sprzyjają wystąpieniu korozji elektrochemicznej.

Krople wody tworzą się w paliwie znajdującym się w zbiornikach samolotu zwykle wskutek obniżania się temperatury otoczenia. Paliwa stosowane do silników turbinyowych, w porównaniu z innymi paliwami, charakteryzują się dużą higroskopijnością, tj. zdolnością pochłaniania wilgoci z otoczenia. Wilgoć ta znajduje się w paliwie w stanie rozpuszczonym, w określonej ilości dla danej temperatury otoczenia.

W wyniku obniżania się temperatury otoczenia wilgoć zawarta w paliwie przechodzi ze stanu rozpuszczonego w nierozpuszczony i tworzą się krople wody, które jako cięższe od paliwa, osiadają w najniższych punktach instalacji paliwowej. Przy dłuższym postoju samolotu, w wyniku kondensacji kropeł wody, w odstojnikach instalacji paliwowej gromadzi się pewna jej ilość.

W przypadku paliw TS-1 i PSM-2 najbardziej podatne na korozję elektrochemiczną są elementy agregatów paliwowych wykonane ze stali węglowych i niskostopowych. Do nich należą stale: 15, 20, 40, HWG, SzH15, 50HF-SZL, 12HN3A [4, 5, 6].

Ze stali stopowych wykonane są między innymi niektóre elementy węzłów tłoczących pomp paliwowych, takie jak: nurniki, sprężyny nurników, przewodnice sprężyn oraz bieżnie łożyska oporowego. Mechanizm korozji tych elementów zostanie przedstawiony na przykładzie pomp PN-9MA i PN-14A. Przedostanie się elektrolitu między nurnik i tuleję powoduje powstanie ognia galwanicznego, którego elektrodami są dwa różne stopy metali. Nurnik wykonany ze stali HWG stanowi anodę, natomiast tuleja wykonana z brązu antymonowego WB-24 jest katodą. Zatem nurnik jako anoda ulega utlenianiu i na nim powstają produkty korozji. Na rys. 6 przedstawiono korozję występującą na bocznych i czołowych powierzchniach nurników. Na rys. 7 przedstawiono w powiększeniu korozję występującą na powierzchni bocznej nurnika.

Jak wynika z przedstawionych rysunków, na powierzchniach nurników tworzy się korozja punktowa, plamowa i wżerowa. W wyniku połączenia się kilku korozyjnych plam powstaje tzw. ścieżka korozji (rys. 7).

W podobnych warunkach jak nurnik ulega korozji trzon serwołoka, współpracujący z tuleją przewodzącą wykonaną również z brązu WB-24. Uszkodzenie korozyjne trzona serwołoka przedstawiono na rys. 8. Na rysunkach 9 i 10 przedstawiono korozję na ruchomej bieżni łożyska oporowego współpracującej z czołami nurników oraz skorodowaną sprężynę i jej przewodnicę.

W celu podwyższenia odporności na korozję stalowych elementów agregatów paliwowych poddaje się je obróbce cieplnej (hartowaniu) lub cieplnochemicznej (azotowanie albo cementowanie). Stabilność korozyjną tych elementów w obecności wody określa się wytrzymałością i odpornością na korozję warstw ochronnych metali, utworzonych na ich powierzchniach w wyniku poddania stalowych elementów

powyższym procesom. Jeżeli warstwa zabezpieczająca z jakiegokolwiek przyczyn zostanie naruszona w czasie pracy elementu, to nawet najbardziej pasywnie stale pod wpływem wody zawartej w paliwie w większym lub mniejszym stopniu ulegają korozji [4, 5].

Procesowi korozji stali towarzyszy tworzenie się zawieszonych w paliwie drobnych, dyspersyjnych płatków koloru brązowego, składających się z wodorotlenku żelaza [4]. Płatki takie, przedostając się wraz z paliwem, osadzają się na siatkach filtrów, w niewielkich otworkach i szczelinach, powodując zatykanie filtrów paliwowych, kalibrowanych dyszek oraz dławików, jak również mogą z czasem zaklinowywać pary precyzyjne w układach regulacyjnych lub sterujących agregatów paliwowych.

Korozja biochemiczna

Korozja biochemiczna została zaobserwowana przez badaczy USA, którzy wykryli korozję w skrzydłowych zbiornikach paliwowych, samolotów bazujących w strefie tropikalnej. Korozję tę wywołują mikroorganizmy żyjące w paliwie stosowanym do silników turbinowych. Są to wszelkiego rodzaju bakterie i grzyby. Obecnie znane jest ponad 100 rodzajów różnych mikroorganizmów. Najbardziej rozpowszechniony jest grzybek — brązowy hermodendron [1, 2, 5].

Bakterie trafiają do zbiorników paliwowych w czasie napełniania ich paliwem, w którym są zawarte mikrozanieczyszczenia i woda. Największy wzrost mikroorganizmów występuje na pograniczu wody i paliwa [4, 5]. Zawartość wody w paliwie jest jednym z zasadniczych warunków wzrostu mikrobów. Jednak również w paliwie bezwodnym zaobserwowano istnienie bakterii. Mikroorganizmy w swojej przemianie materii wykorzystują węglowodory z paliwa. Przyczyną korozji biochemicznej metali są wydzielane przez mikroorganizmy kwasy organiczne i inne produkty przemiany materii. Bakterie te charakteryzują się także utrzymywaniem wilgoci na powierzchni warstwy grzybkowej, co powoduje oddzielne ogniska korozji [5].

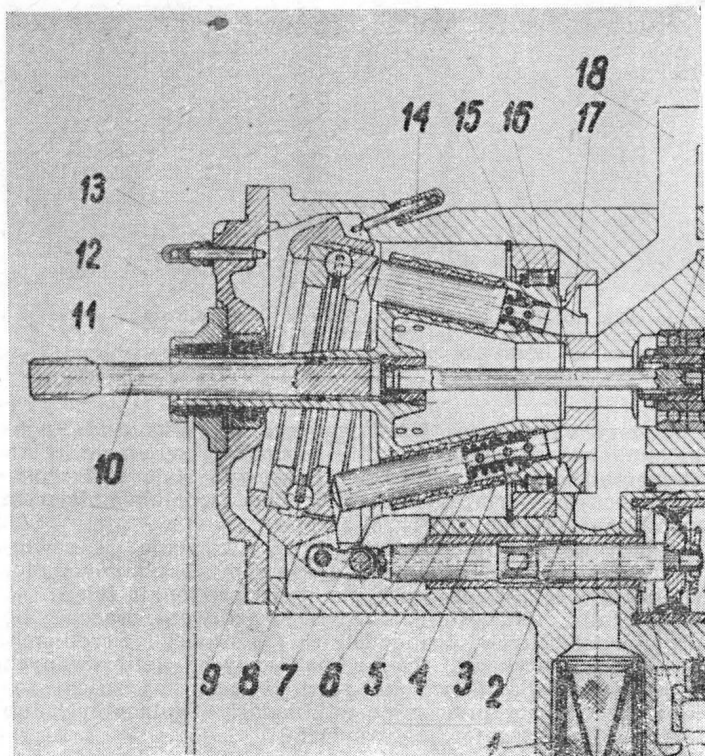
W wyniku funkcji życiowych mikroorganizmów zostaje uatwiony przebieg katodowych procesów depolaryzacyjnych. A jak wiadomo, depolaryzacja katodowa jest zjawiskiem przyspieszającym korozję [1, 2]. Wskutek wydzielania się energii podczas biologicznego utleniania, mikroorganizmy uzyskują niezbędne warunki energetyczne dla swego istnienia.

W przypadku korozji zbiorników paliwowych na ich ściankach wykrywa się brązowy, śluzowaty osad, stanowiący mikrozanieczyszczenia, wodę i bakterie. Po usunięciu tego osadu okazuje się, że pokrycie ochronne zbiorników zostało uszkodzone i na powierzchni metalu powstały ogniska korozji. Niekiedy może dojść do głębokiej korozji na wskroś materiału i paliwo będzie się przesączać ze zbiorników na zewnątrz, co jest zjawiskiem niepożądanym.

Skutki korozji agregatów paliwowych w silnikach turbinowych

Korozja występująca na elementach agregatów paliwowych powoduje przedwczesne ich zużycie i wadliwą pracę mechanizmów, może być jedną z przyczyn zacieraania się par nurnikowych i suwakowych oraz zatykania filtrów, dławików i dyszek upustu paliwa. Doprowadza to do niewłaściwego działania automatycznych systemów regulacyjnych i sterujących, a czasem nawet do awarii układu paliwowego, co w końcowym efekcie powoduje wyłączenie się silnika z pracy, a niekiedy i pożar samolotu.

Pojawienie się warstwy produktów korozji chemicznej na detalach wykonanych z miedzi i jej stopów, doprowadza



Rys. 11. Schemat zespołu tłoczącego pompy nurnikowej

do zmniejszenia luzu współpracujących par suwakowych, na przykład nurnik — brązowa tuleja prowadząca. Przy tym warstwa produktów korozji jest nietrwała i zwykle odrywa się z korodującej powierzchni, powodując zatkanie filtrów, dławików oraz niewielkich otworków w dyszkach. Korozyjne uszkodzenie indowego pokrycia czoła wirnika pompy, stanowiącego uszczelnienie zespołu tłoczącego z tarczą rozdzielczą paliwa, doprowadza do powstania nieszczelności między kanałami wysokiego i niskiego ciśnienia, co ujemnie wpływa na wydatek pompy.

Najbardziej niebezpieczne w skutkach jest pojawienie się na elementach agregatów paliwowych korozji elektrochemicznej. Mechanizmami najczulszymi na niszczące działanie tego rodzaju korozji są węzły tłoczące pomp oraz suwaki regulujące i sterujące regulatorów. Nawet niewielka korozja nurników lub suwaków może spowodować wadliwą ich pracę.

Poniżej zostanie opisany przybliżony mechanizm niszczenia skorodowanego węzła tłoczącego pompy z nurnikami o konstrukcji przedstawionej na rys. 11 [3].

Stalowe nurniki 7 współpracują z brązowymi tulejami 6 z niewielkimi luzami rzędu 15÷30 μm . Podczas dłuższej przerwy w pracy agregatów paliwowych na powierzchniach brązowych tulej powstają warstewki produktów korozji, spowodowane chemicznym działaniem paliwa, natomiast nurniki, w przypadku obecności wody w paliwie, mogą ulegać w tym czasie korozji elektrochemicznej. Produkty korozji (powstające na powierzchniach tulej i współpracujących z nimi nurników) mogą spowodować zmniejszenie, a niekiedy zlikwidowanie luzu par nurnikowych. W wyniku tego w czasie pracy pompy następuje zawiśnięcie lub zatarcie jednego albo kilku nurników w tulejach prowadzących.

Na rysunku 12 widoczna jest boczna powierzchnia nurnika uszkodzona przez korozję. Znajdujące się na niej głębokie rysy powstały w czasie jego zacierania się.

Z powodu zawiśnięcia nurników w suwie ssania występuje utrata styku między ich czołami, a współpracującą z nimi bieżnią łożyska oporowego 9 (rys. 11) tarczy pochylnej 8. W suwie tłoczenia, przy skośnym ustawieniu tarczy pochylnej, następuje cykliczne uderzanie czołami zawiśniętych nurników o bieżnię łożyska, z częstotliwością równą prędkości obrotowej wirnika pompy. W wyniku tego następuje wbijanie nurników w głąb tulej. Uderzanie nurników o bieżnię łożyska powoduje występowanie drgań węzła tłoczącego, przenoszących się na korpus pompy i powstanie sił dynamicznych działających na łożysko. Nurniki wbite w głąb tulej nie biorą udziału w dalszej pracy węzła tłoczącego.

Zjawiska te doprowadzają do znacznego dynamicznego nie zrównoważenia obciążenia łożyska oporowego. Niezrów-

noważenie to powoduje przesuwanie ruchomej bieżni łożyska w kierunku promieniowym, przez co następuje zlikwidowanie luzu między nią a pierścieniem scalającym łożysko — widocznym na rys. 14.

Zachodzi wywijanie i ścieranie pierścienia krawędzią ruchomej bieżni. W wyniku procesu ścierania powstają drobne opilki, które przedostają się wraz z paliwem między pracujące pary nurnikowe, powodując ich zacieranie się. wskutek zwiększenia się tarcia w połączeniu nurnik — tuleja następuje intensywne zużycie czoł nurników i współpracujących z nimi bieżni łożyska oporowego, gdyż zmiana wartości sił występujących w węzłach tarciovych par nurnikowych jest ściśle skorelowana. Na rys. 13 przedstawiono powierzchnię czoła nurnika startą w wyniku niewłaściwej współpracy z bieżnią łożyska.

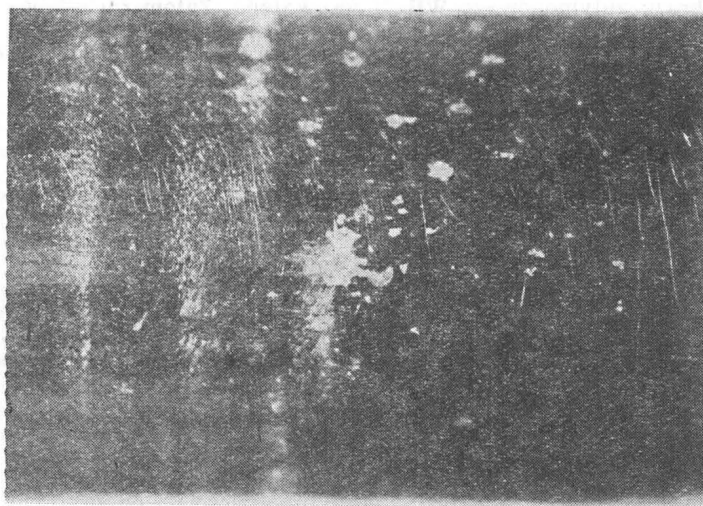
Podczas dalszej pracy pompy pierścień łączący bieżnię łożyska zostaje na tyle wywinięty i starty, że umożliwia ich rozdzielenie się oraz wypadnięcie kulek z koszyczka do komory wirnika. Na rys. 14 przedstawiono łożysko oporowe uszkodzone w powyższy sposób. Przy obracającym się zespole tłoczącym kulki dokonują zniszczeń wewnątrz komory wirnika pompy. Czasem może dojść do przebiccia korpusu pompy lub do zaklinowania wirnika. To ostatnie doprowadza do urwania się wałka napędu w czasie obracania się wirnika silnika — rys. 15. Na rys. 16 przedstawiono zniszczenia wewnątrz pompy pochodzące od rozsypanych kulek.

Urwanie się wałka napędu pompy, na przykład w silniku typu Lis, powoduje wysunięcie się go z uszczelnienia w pokrywie pompy, doprowadzając do jej rozszczelnienia (z wyjątkiem pompy PN-9MA). Z rozszczelnionej pompy paliwo przedostaje się do skrzynki napędu agregatów, a stąd przez odpowietrznik wylewa się na zewnątrz silnika. Przebiccie korpusu pompy przez kulkę łożyska oporowego również powoduje wylewanie się paliwa do komory silnikowej płatuwa. Wyciekające paliwo jest zasysane przez obracającą się sprężarkę silnika. W wyniku zasysania paliwa przez sprężarkę, wybuchł pożar, co w czasie lotu samolotu doprowadza zwykle do poważnych następstw.

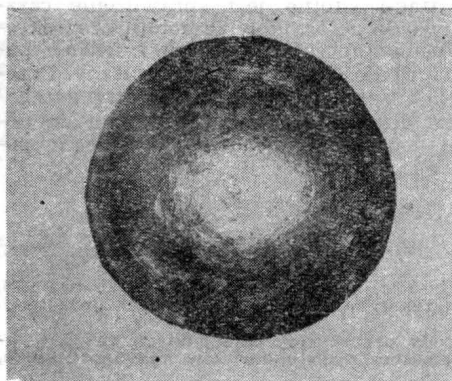
Zapobieganie korozji agregatów paliwowych

Zapobieganie powstaniu korozji elementów agregatów paliwowych odbywa się w czasie projektowania, wytwarzania, eksploatacji i remontów. Walka z korozją prowadzona jest w kilku kierunkach:

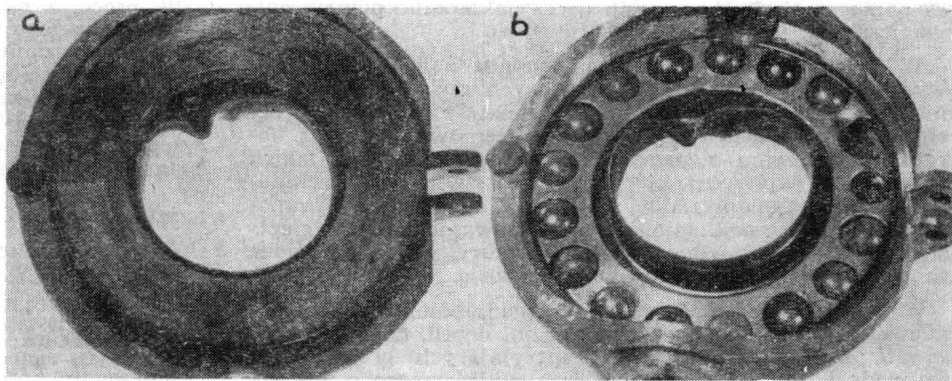
- obniżenie agresywności korozyjnej paliw do silników turbinowych;
 - zapobieganie gromadzeniu się w paliwie wilgoci i mikroorganizmów;
 - podwyższenie odporności korozyjnej metali i stopów;
 - unikanie połączeń wykonanych z różnych metali o dużym potencjale termodynamicznym;
 - zabezpieczenie powierzchni elementów agregatów paliwowych przez stosowanie odpowiednich technologii.
- Obniżenie agresywności korozyjnej paliw do silników turbinowych, jest jednym z podstawowych zadań ochrony przeciwkorozyjnej. Można to osiągnąć poprzez:
- obniżenie ilości aktywnych połączeń siarkowych — siarki elementarnej i merkaptanowej;
 - zmniejszenie ilości siarki ogólnej;
 - dodanie do paliw dodatków antykorozyjnych.



Rys. 12. Korozja na bocznej powierzchni nurnika (w powiększeniu). Widoczne głębokie rysy powstałe w czasie zacierania się nurnika.



Rys. 13. Slady ścierania czołowej powierzchni nurnika powstające w czasie niewłaściwej współpracy z bieżnią łożyska oporowego



Rys. 14. Tarcza pochylona z uszkodzonym łożyskiem oporowym: a — widoczne starcia ruchomej bieżni czołami zacieraających się nurników, b — wywiniecie i wytarcie wewnętrznego pierścienia krawędzią ruchomej bieżni umożliwiające rozdzielanie się bieżni łożyska oraz wypadanie kulek z niezaciskanego koszyczka

Ogólna ilość siarki w paliwach nie powinna przekraczać $0,05 \div 0,25\%$, a merkaptanowej $0,001 \div 0,005\%$. Dopuszczalna kwasowość nie może być większa niż $0,5 \div 0,7$ mg KOH na 100 ml paliwa [4, 5].

Z wielu metod pozwalających usunąć połączenia siarki z nafty lotniczej w ostatnim okresie czasu stosuje się metodę hydroocyszczania. Za pomocą obróbki wodorem przy ciśnieniu $20 \div 40$ daN/cm² i w temperaturze $633 \div 653$ K ($360 \div 380^\circ\text{C}$) z paliwa całkowicie usuwa się korozyjnie aktywne połączenia siarkowe i znacznie obniża się ilość siarki ogólnej [4, 5].

Korozyjna agresywność paliw z podwyższoną zawartością siarki merkaptanowej może być obniżona w wyższych temperaturach przez dodanie inhibitorów. Inhibitory są to substancje wprowadzane do nafty lotniczej w celu zmniejszenia szybkości korozji metali [1]. Dodatki antykorozyjne stanowią związki organiczne. Najefektywniejsze z nich zawierają w molekule jednocześnie atom siarki i azotu. W obecności tych związków na powierzchni brązu tworzy się błyszcząca powłoka ochronna, zapobiegająca korozji metalu [5].

W celu zapobieżenia korozji biochemicznej w ostatnich latach opracowano dodatki ograniczające działanie mikroorganizmów. Bardzo skuteczne w działaniu są rozpuszczalne w paliwie związki boroorganiczne. W ich obecności praktycznie brak jest w paliwie bakterii wywołujących korozję. Dzięki temu w czasie przechowywania paliwa zmniejsza się ilość osadów korozyjnych w zbiornikach.

Dodatkiem o wysokiej efektywności działania bakterio-bójczego jest płyn J, który dodawany jest do paliwa. Płyn ten jednocześnie zapobiega powstawaniu kryształków lodu z kropeł wody wydzielającej się przy obniżającej się temperaturze otoczenia z paliwa stosowanego do silników turbinowych. W procesie eksploatacji istotne jest dokładne zlewanie wody zgromadzonej w odstożnikach instalacji paliwowej oraz usuwanie z nich ewentualnych kryształków lodu. Zapobiega to zatykaniu filtrów przez kryształki lodu oraz korozyjnemu działaniu wody na agregaty paliwowe.

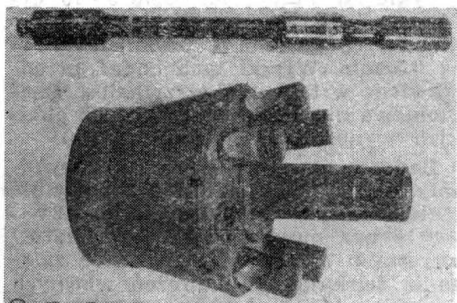
Równoległe z metodami obniżającymi agresywność korozyjną paliwa stosuje się nowe stopy metali, bardziej odporne na korozję. Zastosowanie odpowiednich dodatków w stopowych w większym stopniu uodparnia stopy na agresywne działanie paliwa i wodnego elektrolitu.

Usunięcie fosforu z brązu antymonowego WB-24 i dodanie do niego niklu, cynku lub manganu sprzyja podwyższeniu

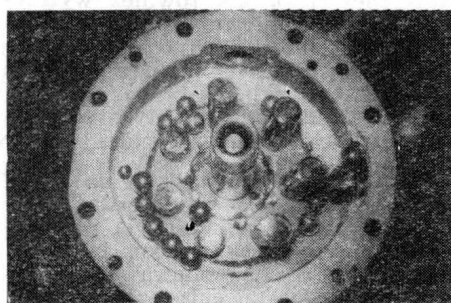
odporności tego stopu na korozję w paliwach ze zwiększoną zawartością siarki merkaptanowej [1, 2]. Wirniki pomp wykonane z brązów BrAZN-10-4-4, BrAZ-9-4 [3] są odporne na korozję nawet w paliwe zawierającym zwiększoną ilość siarki merkaptanowej, powyżej ilości obowiązującej normami. Mają one jednak bardzo duże skłonności do szczepiania się z innymi materiałami w procesie tarcia, w przypadku obecności w paliwie nawet niewielkich ilości wody. Nie ulegają korozji detale wykonane z mosiądzu L62, L62M, L80 zawierające od 18% do 39% cynku [4, 5]. W celu zapobieżenia korozji kadmowych pokryć ochronnych sprężyn zastosowano oksydowanie ich powierzchni. Bardzo korzystny wpływ na stabilność korozyjną mają stale stopowe z odpowiednim procentowym dodatkiem chromu, niklu, molibdenu, manganu lub tytanu. Jednocześnie w stalach tych niekorzystny wpływ ma zawartość węgla, który powoduje tworzenie się węglików mniej odpornych na korozję.

Oprócz metod obniżających korozję detali stosuje się takie rozwiązania konstrukcyjne mechanizmów agregatów paliwowych, które zapobiegają powstawaniu zniszczeń skrodowanej konstrukcji. Przykładem jest stosowanie nowego typu łożyska oporowego, w którym zastosowano odmienny koszyczek od dotychczasowego — rys. 17. Dotychczas stosowany koszyczek a jest tak skonstruowany, że oddzielenie się ruchomej bieżni w procesie zacierania się nurników powoduje wypadanie z niego kulek do komory wirnika. Oddzielenie się ruchomej bieżni od łożyska z koszyczkiem b nie spowoduje wypadnięcia z niego kulek. Koszyczek b ma obustronnie zaciskane kulki, przez co uniemożliwione jest rozsypanie się ich w procesie niszczenia łożyska. Taka konstrukcja koszyczka zapewnia możliwość obracania się uszkodzonego łożyska oraz wirnika z zatartymi nurnikami, do chwili wykrycia niesprawności pompy. W tym przypadku jest mało prawdopodobne zaklinowanie się wirnika pompy, który z zatartymi nurnikami może swobodnie się obracać. Następstwa takiej niesprawności pompy są mniej groźne niż w przypadku wypadnięcia kulek z łożyska i zaklinowania wirnika.

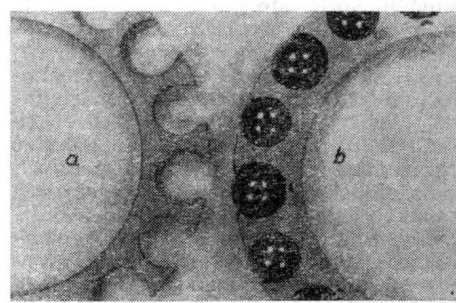
Wybór odpowiedniego materiału konstrukcyjnego nie gwarantuje w pełni pełnego zabezpieczenia przed korozją. Nawet najdoskonalsze materiały po pewnym czasie ulegają korozji. Z tego powodu zachodzi konieczność zabezpieczenia powierzchni elementów przed korozją za pomocą odpowiednio wybranych procesów obróbki mechanicznej lub



Rys. 15. Uszkodzony wirnik pompy w wyniku zatarcia nurników. Obok jego wałek napędu, ukręcony z powodu zaklinowania wirnika przez kulki z rozbitego łożyska oporowego



Rys. 16. Korpus pompy z wirnikiem po awarii. Widoczne zatarte nurniki, uszkodzenia wirnika i korpusu przez kulki z rozbitego łożyska oporowego oraz ukręcony wałek napędu w wyniku zaklinowania wirnika kulkami



Rys. 17. Koszyczki łożyska oporowego: a — z niezaciskanymi kulkami, wypadającymi po oddzieleniu się bieżni uszkodzonego łożyska; b — z zaciskanymi kulkami, utrzymanymi również po oddzieleniu się bieżni uszkodzonego łożyska

za pomocą zabezpieczenia ich przez nakładanie powłok galwanicznych.

W procesach wytwarzania i remontu należy zapobiegać występowaniu naprężeń rozciągających podczas wytwarzania, obróbki cieplnej i montażu, ponieważ naprężenia rozciągające prowadzą do korozji naprężeniowej. Podczas obróbki powierzchni elementów zaleca się stosowanie takich metod, pod wpływem których w warstwie powierzchniowej powstają naprężenia ściskające zapobiegające zapoczątkowaniu korozji. Istotne jest stosowanie obróbki cieplnej zwiększającej jednorodność struktury materiału, przez co wzrasta odporność stopów na korozję.

W procesie montażu ważnym zagadnieniem jest utrzymanie gładkich i czystych powierzchni detali, tzn. bez porysowań, zadrapań i wgniecień sprzyjających gromadzeniu się wody i brudu. Uszkodzone oraz zanieczyszczone miejsca na powierzchniach są szczególnie podatne na korozyjne działanie środowiska, w którym pracują.

W procesie eksploatacji istotne jest sprawdzenie czystości zalewanego paliwa do zbiorników samolotu oraz okresowe sprawdzanie i usuwanie zanieczyszczeń z filtrów paliwowych, jak również dbałość o ich stan techniczny. Przedostanie się niewielkich zanieczyszczeń do wnętrza agregatów paliwowych może doprowadzić między innymi do porysowań powierzchni ich elementów, co przyspiesza powstanie na nich korozji.

LITERATURA

1. N. D. TOMASZOW: Teoria korozji i ochrony metali. PWN, Warszawa 1962.
2. H. H. UHLIG: Korozja i jej zapobieganie. WNT, Warszawa 1976.
3. M. W. RAZDOLIN: Agregaty wozduszno-reaktywnych dwigatelej. Oborongiz 1959.
4. B. D. ZAŁOGA: Metody oceny eksploatacyjnych свойств reaktywnych topliw i smazoczonych materialow. Maszynostrojenie, Moskwa 1966.
5. A. F. AKSENOW: Awiacyjnyje topliwa, smazocznyje materialy i specjalnyje židkosti. Transport, Moskwa 1965.
6. Prace naukowo-badawcze ITWL z lat 1974-1976.

Wytrzymałość zmęczeniowa stopów tytanu w zakresie odkształceń sprężysto-plastycznych po obróbce wykańczającej

Dr inż. JERZY ŁUNARSKI
Politechnika Rzeszowska

Wyniki badań nad wpływem technologii obróbki wykańczającej na wytrzymałość zmęczeniową stopów tytanu. Metody podwyższenia trwałości tych stopów (nagniatanie statyczne i dynamiczne, polerowanie i inne).

Dość długo uważano, że procesy zmęczeniowe przebiegają przy znacznej liczbie cykli obciążeń (powyżej 10^6 - 10^7) sądząc, że lewa część krzywej Wöhlera ma niewielkie znaczenie praktyczne.

Stwierdzono jednak, że dość często występują pęknięcia po stosunkowo niewielkiej liczbie cykli obciążeń — rzędu setek lub tysięcy cykli — np. skrzydła aparatów latających, organy robocze maszyn ziemnych, statki, elementy pracujące przy zmiennych obciążeniach cieplnych itp.

Badania laboratoryjne wykazały [1], że należy wyróżniać oprócz wytrzymałości zmęczeniowej przy dużej liczbie cykli obciążeń ($N > 10^6$ - 10^7) i odkształceniach sprężystych również wytrzymałość zmęczeniową przy małej liczbie cykli obciążeń i odkształceniach sprężysto-plastycznych [2, 3]. Obie odmiany wytrzymałości zmęczeniowej odpowiadają jednej krzywej zmęczeniowej, która płynnie przechodzi od 0,25 cykła (statyczne rozciąganie) do tysiąca i więcej cykli. Ze względu na niebezpieczeństwo pęknięć zmęczeniowych przy wolno zmiennych obciążeniach zachodzi konieczność zmiany sposobu projektowania i obliczania wielu konstrukcji lub wprowadzenia w procesie technologicznym wytwarzania operacji podwyższających tę wytrzymałość. Doprowadziło to do istotnych zmian również przy wyborze materiałów [4].

Ze względu na znaczną ilość ciepła wydzielającego się przy odkształce-

niach sprężysto-plastycznych i konieczność rejestracji odkształceń badania wytrzymałości zmęczeniowej przy tych odkształceniach prowadzone są przy małych częstotliwościach obciążeń, w zakresie 6-20 cykli na minutę. Badania można prowadzić przy stałej amplitudzie naprężeń (podatne obciążenie) jak również przy stałej amplitudzie odkształceń (sztywne obciążenie) [5].

Badania wykazały [3], że przy podatnym obciążeniu możliwe są trzy różne przypadki narastania deformacji plastycznej w zależności od liczby cykli. Deformacja ta charakteryzowana jest odkształceniem plastycznym w czasie połowy cyklu. W materiałach umacniających się deformacja ulega zmniejszeniu ze wzrostem liczby cykli, w materiałach odmacniających się deformacja rośnie, zaś w materiałach stabilnych pozostaje ona stała i nie zależy od liczby cykli.

Uszeregowanie materiałów według ich wytrzymałości zmęczeniowej w zakresie odkształceń sprężysto-plastycznych może znacznie różnić się od uszeregowania ich według wytrzymałości statycznej (R_m), jak również wytrzymałości zmęczeniowej w zakresie odkształceń sprężystych (z_{90} , z_{r0}). Do kompleksowej oceny materiału oprócz badań laboratoryjnych próbek konieczne są również badania całych elementów i badania eksploatacyjne.

Stopy tytanu, ze względu na swoje cenne własności, znajdują coraz szersze zastosowanie w lotnictwie, przemyśle chemicznym, okrętowym i innych. Wytrzymałość zmęczeniowa stopów tytanu przy odkształceniach sprężystych bardzo znacznie zależy od stanu powierzchni i sposobu obróbki wykańczającej [6]. Ze względu na warunki pracy elementów ze stopów tytanu w aparatach latających często podlega-

one znacznym obciążeniom, przekraczającym granicę sprężystości. Powoduje to konieczność uwzględniania przy projektowaniu ich wytrzymałości zmęczeniowej w zakresie odkształceń sprężysto-plastycznych. Jak świadczą badania, wytrzymałość ta znacznie zależy również od sposobu obróbki wykańczającej, własności materiału, temperatury, korbów i innych czynników.

W pracy [7] stwierdzono zwiększenie liczby cykli do zniszczenia próbek ze stopu WT3-1 z $88,3 \cdot 10^3$ po toczeniu do $138,7 \cdot 10^3$ dla próbek toczonych i nagniatanych naparowo kulką, tzn. wzrosła ona o 64%. W realnych elementach maszyn efekty mogą być znacznie wyższe. Przy obciążeniach cyklicznych na rozciąganie ($P_{max} = 0,5 R_m$, $P_{min} = 0,1 P_{max}$, częstotliwość 15-20 cykli na minutę, baza próby $5 \cdot 10^4$) śrub ze stopu WT16 z nagniatanym promieniem przejścia trwałość do zniszczenia wzrosła 17-20 razy [8].

Wpływ korbów i nagniatania na wytrzymałość zmęczeniową stopu WT3-1 badano w pracy [9]. Badania prowadzono przy symetrycznym ściskaniu — rozciąganiu z częstotliwością 3 cykle na minutę, na bazie $5 \cdot 10^3$ cykli. Korbem był rowek na próbce o głębokości 1 mm i promieniu $r = 0,5$ mm. Wyniki tych badań przedstawiono w tabl. 1. Wytrzymałość zmęczeniowa nienagniatanych próbek gładkich wynosiła $0,95 R_e$ (915 MPa).

Badania warstwy wierzchniej wykazały, że po nagniataniu chropowatość maleje z $R_a = 0,3$ - $0,4 \mu m$ do $0,24$ - $0,15 \mu m$, mezotwardość tej warstwy wzrasta o 7-24%, zaś głębokość zalegania ściskających naprężeń własnych dochodzi do $0,2$ - $0,3 \mu m$.

Nagniatanie statyczne i dynamiczne okazało się efektywnym sposobem podwyższenia wytrzymałości zmęczeniowej w zakresie odkształceń sprężysto-

-plastycznych, zwłaszcza dla próbek z karbem, którego skutki mogą być całkowicie usunięte. Konieczne przy tym jest nagniatanie samego karbu, gdyż nagniatanie w pobliżu karbu nie daje efektu.

TABLICA 1

Próbki	Rodzaj obróbki	Wytrzymałość zmęczeniowa	K_y	K_y'
		σ_N [MPa]		
Gładkie	nienagniatane	915	1,0	
	rolkowanie udarowe	975	1,07	
	rolkowanie naporowe	1045	1,14	
Z karbem	nienagniatane	533	0,58	1,0
	rolkowanie naporowe karbu	885	0,97	1,65
	rolkowanie naporowe karbu i rolkowanie udarowe w pobliżu karbu	935	1,02	1,75
	rolkowanie naporowe karbu i w pobliżu karbu	905	0,99	1,69
	rolkowanie naporowe w pobliżu karbu	665	0,72	1,23
	rolkowanie udarowe w pobliżu karbu	545	0,60	1,02

Współczynnik umocnienia K_y dla próbek gładkich i K_y' dla próbek z karbem równa się stosunkowi wytrzymałości zmęczeniowej próbek nieumacnianych do umacnianych

TABLICA 2

Sposób obróbki	Próbki gładkie		Próbki z karbem
	σ_N [MPa]	liczba cykli do zniszczenia	
Bez umacniania	950	11 860	480
Polerowanie ściernie wibracyjne ($-\sigma_w = 550$ MPa)	950	15 382	650
Kulkowanie wibracyjne ($-\sigma_w = 650$ MPa)	950	17 816	680
Kulkowanie w strumieniu oleju ($-\sigma_w = 800$ MPa)	950	20 267	720

($-\sigma_w$) — maksymalne naprężenia ścisające w warstwie wierzchniej

TABLICA 3

Stan powierzchni stopu WT14	Liczba cykli do zniszczenia
Powierzchnia nagazowana	65—161
Po obróbce strumieniowo-ścierniej	423—663
Po strawieniu warstwy 0,05 mm	7732—9936
Po strawieniu warstwy 0,1 mm	3749—4879

Badania wpływu wytrzymałości statycznej, temperatury i sposobu nagniatania na wytrzymałość zmęczeniową stopów WT8 i WT9 przeprowadzono w pracy [10]. Badania wykonano na próbkach gładkich i z karbem, ścisanych i rozciąganych z częstotliwością 14 cykli na minutę. Stwierdzono, że czułość na wielokrotne odkształcenia sprężysto-plastyczne stopów tytanu dla próbek gładkich i z karbem wzrasta ze zwiększeniem R_m . Współczynnik czułości $\alpha = \sigma_N/R_m$ przy wzroście R_m od 1050 do 1570 MPa zmniejsza się z 0,82 do 0,63 dla próbek gładkich i z 0,38 do 0,20 dla próbek z karbem.

Ze wzrostem temperatury od 20 do 200°C σ_N zmniejsza się o 240 MPa, natomiast przy wzroście temperatury od 350 do 500°C σ_N maleje tylko o 30 MPa. Współczynnik czułości α praktycznie nie zależy od temperatury i wynosił w badaniach 0,75 dla próbek gładkich i 0,3 dla próbek z karbem w całym zakresie zmienianych temperatur.

Wpływ sposobów obróbki wykańczającej na wytrzymałość zmęczeniową według [10] przedstawiono w tabl. 2. Zawarte w niej dane wskazują na znaczną efektywność również nagniatania dynamicznego luźnymi kulkami stopów tytanu.

Znaczny wzrost liczby cykli do zniszczenia, wynoszący 4÷5 razy, stwierdzono również przy nagniataniu udarowym stopów WT8 i WT9 z częstotliwościami ultradźwiękowymi w porównaniu z próbkami o powierzchni szlifowanej. Optymalne parametry takiego nagniatania określano metodą doświadczeń czynnikowych i metodą największego spadku [11].

Na wytrzymałość zmęczeniową w zakresie odkształceń sprężysto-plastycznych bardzo znacznie wpływa kruchość warstwy wierzchniej, powodowana nasyceniem jej tlenem i azotem w trakcie operacji obróbki wykańczającej. W pracy [12] badano wpływ nasycenia warstwy wierzchniej tlenem i azotem na wytrzymałość statyczną R_m i zmęczeniową σ_N przy częstotliwości obciążeń 6 cykli na minutę w stopach tytanu WT6S i WT14. Obecność warstwy nasyconej tlenem i azotem o grubości 0,1 mm nieznacznie obniża R_m i 3÷4 razy obniża trwałość (liczbę cykli do zniszczenia) przy obciążeniach zmiennych rzędu 0,6÷0,8 R_m . W obecności takiej warstwy pęknięcia zmęczeniowe pojawiają się już od pierwszych cykli obciążeń. Usunięcie warstwy nagazowanej metodami obróbki wykańczającej znacznie zwiększa liczbę cykli do zniszczenia (tabl. 3).

Z tablicy 3 wynika, że istnieje pewna optymalna grubość warstwy, którą należy usunąć w celu zapewnienia maksymalnej trwałości. W przypadku stopu WT14 wynosi ona 0,5 mm zaś dla stopu WT6S — 0,1 mm.

W pracy [13] stwierdzono, że trwałość próbek ze stopu WT14 w zakresie odkształceń sprężysto-plastycznych (rozciąganie — ściskanie, cykl asymetryczny $\sigma_{max} = 400$ MPa, współczynnik asymetrii 0,2, częstotliwość obciążeń 8÷12 cykli na minutę) znacznie zależy od położenia karbu względem kierunku walcowanych włókien. Trwałość próbek z karbem położonym wzdłuż włókien jest 4÷10 razy większa niż z karbem położonym w poprzek włókien. Trwałość próbek po

wyżarzaniu w mniejszym stopniu zależy od położenia karbu względem włókien. Największa zależność trwałości od położenia karbu występowała przy warstwie wierzchniej utlenionej w czasie starzenia przy 510°C. Polerowanie chemiczne zwiększało trwałość próbek z karbem, zwłaszcza poprzecznym. Z tych względów stopu WT14 w stanie starzonym nie zaleca się stosować na elementy pracujące w warunkach obciążeń zmiennych. W tego typu warunkach obciążeń lepiej zachowuje się on w stanie wyżarzonym.

Przytoczone wyniki badań wskazują, że wytrzymałość zmęczeniową przy odkształceniach sprężysto-plastycznych stopów tytanu w znacznym stopniu zależy od czynników technologicznych charakteryzujących obróbkę wykańczającą.

Szczególnie efektywnie na podwyższenie wytrzymałości zmęczeniowej wpływają różnorodne metody nagniatania statycznego i dynamicznego, pod warunkiem zoptymalizowania parametrów obróbki.

Poprawienie jakości warstwy wierzchniej metodami obróbki wykańczającej, zwłaszcza w przypadku istnienia karbów, kruchej warstewki nasyconej gazami i innych wad usuwanych przez polerowanie lub innymi sposobami, pozwala znacznie podwyższyć trwałość przy zmiennych obciążeniach sprężysto-plastycznych.

LITERATURA

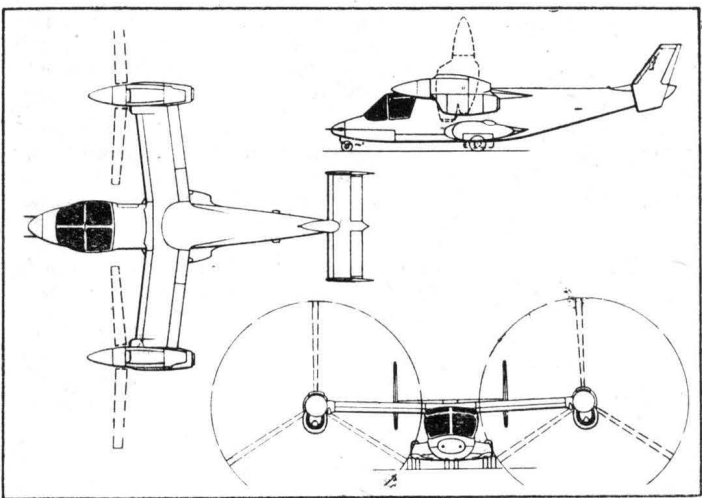
1. T. A. BEKŠ, R. M. SNEJDEROWIČ: Metody oceni ki pročnosti pri malom čišle ciklov nagraženija. *Zavodskaja Laboratorija* 1964 nr 12.
2. N. J. MARIN: Statičeskaja wynoslivost elementov aviacionnych konstrukcij. *Mašinstrojenje*, Moskwa 1968.
3. Pročnost pri malom čišle ciklov nagraženija. Sb.: *Voprosy mehaničeskoj ustalości*. Nauka, Moskva 1969.
4. Full-Scale Fatigue Testing of Aircraft Structures. Pergamon Press, Oxford-London - New York - Paris 1961.
5. R. M. SNEJDEROWIČ: Pročnost pri statičeskom i povtornostatičeskom nagraženiju. *Mašinstrojenje*, Moskwa 1968.
6. J. ŁUNARSKI: Wytrzymałość zmęczeniowa elementów ze stopów tytanu po nagniataniu. *Magazyn Technologia Przemysłu Lotniczego i Śmigłowego* 1977 nr 2.
7. D. D. PAPŠEV, J. G. GOLUBIEV: Effektivnost povierchnostnogo naklepa detalje iz titanovyh splavov. *Viestnik Mašinstrojenija* 1972 nr 4.
8. J. G. GRINČENKO, B. P. RYKOVSKIJ: Povyšenie wynoslivosti boltov iz titanovogo splava WT16 obkatkoj galteli rolkom. *Viestnik Mašinstrojenija* 1972 nr 1.
9. J. V. KUDRIAVCEV, V. G. VAJNŠTEJN: Vlijanie povierchnostnogo uproščienija na ustalost titanovogo splava v malociklovoj oblasti. *Metallovedenje i termičeskaja obrabotka metallov* 1971 nr 12.
10. V. J. CEJTLIN i in.: Malociklovaja ustalost titanovyh splavov. *Metallovedenje i termičeskaja obrabotka metallov* 1972 nr 4.
11. B. A. KRAVČENKO i in.: Isslodovanie kačestva obrabotannojo povierchnosti pri ultrazvukovom uproščieniu žaropročnyh i titanovyh splavov. Sb.: *Povyšenie kačestva, nadiočnosti i dolgoviečnosti detalje mašin tehnologičeskimi metodami*. PPI, Perm 1971.
12. R. J. JAFFEE: Uspiechi fiziki metallov. T. IV (tłum. z ang.) *Metallurgizdat*, Moskwa 1961.
13. A. J. CHORIEV i in.: Anizotropija mehaničeskich svojstv titanovyh splavov. *Viestnik Mašinstrojenija* 1970 nr 5.

Bell XV-15

● USA ●

Samolot doświadczalny pionowego startu i lądowania

Na początku 1977 r. rozpoczęto w USA próby w zawisie doświadczalnego samolotu pionowego startu i lądowania



Bell (Model 301) XV-15. Samolot stanowi kontynuację koncepcji przestawialnych wirników-śmigieł, która po raz pierwszy została zbadana przez firmę Bell z górą 20 lat temu przy użyciu samolotu XV-3. Na końcu stałych skrzydeł samolotu XV-15 zabudowane są silniki z wirnikiem, które można przestawiać o 95° w ciągu ok. 12 s. Metalowe wirniki o półsztywnej konstrukcji są połączone między sobą przechodzącymi wzdłuż skrzydeł wałami, co zapobiega skutkom uszkodzenia jednego z silników. Sterowanie samolotem w zawisie odbywa się w taki sam sposób jak w przypadku śmigłowca: zmiana ogólnego skoku wirników daje wymaganą zmianę mocy silników, natomiast okresowa zmiana skoku zapewnia sterowność podłużną i poprzeczną. Dźwignia skoku ogólnego służy do sterowania mocą silników również w locie poziomym. Sterowanie w fazie przejściowej jest zautomatyzowane, przy czym przejście od zawisu do lotu z prędkością 445 km/h trwa krócej niż 30 s. Stateczność samolotu w fazach przejściowych i w locie poziomym zapewnia duże podwójne usterzenie.

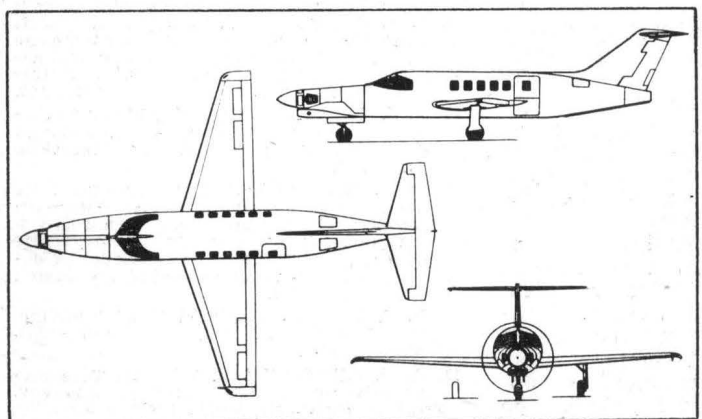
Armia USA ma wykorzystać samolot Bell XV-15 do sprawdzenia przydatności koncepcji przestawialnych wirników w zadaniach rozpoznawczych, ratunkowych i in., a NASA — do badań sterowania przewodowego (*fly-by-wire*) oraz nowych wirników z tworzyw zbrojonych i innych materiałów.

Napęd: dwa silniki turbinowe Avco Lycoming LTC1K4K o mocy 1156 kW (1570 KM) i jednostkowym zużyciu paliwa 0,370 kg/Wh (0,290 kG/KMh), dwa trójłopatowe wirniki o średnicy 7,62 m i maksymalnej prędkości obrotowej 565 obr./min w zawisie i 458 obr./min w locie poziomym.

Dane techniczne: rozpiętość łącznie z wirnikami 17,42 m; rozpiętość bez wirników 10,72 m; długość 12,82 m; wysokość z silnikami ustawionymi pionowo 4,67 m; wysokość usterzenia 3,86 m; rozstaw kół 2,95 m; masa do startu pionowego 5897 kg; masa do startu skróconego 6804 kg; masa użytkowa przy starcie pionowym 1406 kg; prędkość maksymalna 626 km/h; maksymalna prędkość przelotowa 579 km/h; zasięg z pozostawieniem rezerwy paliwa 760 km.

American Jet Hustler

● USA ●



Prototyp samolotu służbowego o mieszanym napędzie

Na początku 1977 r. rozpoczęto próby w locie 7-miejscowego samolotu służbowego American Jet Model 400 Hustler, napędzanego turbinowym silnikiem śmigłowym i wyposażonego dodatkowo we wspomagający turbinowy silnik odrzutowy. Samolot jest dolnopłatem ze skośnymi skrzydłami i usterzeniem o układzie T. Pięciomiejscowa kabina pasażerska, klimatyzowana do nadciśnienia 54,92 kPa (0,56 kG/cm²), jest wyposażona w kuchenkę i toaletę. Samolot ma również klimatyzowany przedział bagażowy o objętości 0,85 m³. Próby samolotu są przeprowadzane na trzech prototypach.

Napęd: turbinowy silnik śmigłowy Pratt and Whitney of Canada PT6A-41 o mocy startowej 634 kW (860 KM) i jednostkowym zużyciu paliwa 0,359 kg/kWh (0,264 kG/KMh) oraz turbinowy silnik odrzutowy Teledyne CAE J402-CA-700 o ciągu 294 daN (300 kG). Czterolopatowe śmigło o średnicy 2,03 m ma regulację typu beta z możliwością przestawiania na odwrotny ciąg. Pojemność zbiorników wewnętrznych 757 l, dodatkowych na końcu skrzydeł — 189 l.

Dane techniczne: rozpiętość 9,95 m; długość 11,71 m; wysokość 3,28 m; powierzchnia skrzydeł 16,83 m²; masa samolotu pustego 1678 kg; maksymalna masa startowa 2948 kg; obciążenie płata 175,18 kg/m²; maksymalna prędkość przelotowa 611 km/h na wysokości 6095 m; prędkość ekonomiczna 531 km/h na wysokości 10 670 m; zasięg z pozostawieniem rezerwy paliwa na 30 min lotu — 3340 km na maksymalnej prędkości przelotowej i 4780 km na prędkości ekonomicznej; prędkość największego wznoszenia 274 km/h; maksymalne wznoszenie 15,24 m/s; pułap praktyczny 11 035 m; długość startu na wysokość 15 m 387 m; długość lądowania z wysokości 15 m 328 m (osiągi dotyczą samolotów o masie 2948 kg z pracującym silnikiem głównym).

Pojęcie samolotu myśliwskiego i pościgowego w Polsce przed 1939 r.

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Na marginesie oceny samolotu myśliwskiego Jastrzęb autor przedstawia definicję samolotu przechwytyjącego i pościgowego i ich wpływ na koncepcję polskich samolotów myśliwskich przed 1939 r.

Artykuły i dyskusje zawierające próby oceny naszych samolotów myśliwskich z 1939 r. nie precyzują ówczesnych poglądów na samoloty tej kategorii. A niewątpliwie zdefiniowanie podstawowych pojęć ułatwia prawidłową ocenę problemów. W latach trzydziestych, w ślad za literaturą zagraniczną, rozróżniano w Polsce w kołach konstruktorów oraz w kręgu oficerów sztabowych lotnictwa co najmniej dwa rodzaje samolotów myśliwskich:

● Samoloty pościgowe, szybkie o dużym obciążeniu powierzchni nośnej a tym samym mniej zwrotne. Sądono przy tym, iż dla samolotów pościgowych prędkość jest ważniejsza od uzbrojenia, tzn., że raczej należy zrezygnować z uzbrojenia na rzecz prędkości niż na odwrót.

● Samoloty myśliwskie (wg obecnej terminologii przechwytyjące, wówczas zwane też po angielsku *interceptor*, lub wg terminologii francuskiej *jockey*) o dużej prędkości wznoszenia, dużej zwrotności, mniejszym obciążeniu powierzchni i mniejszej prędkości.

Klasyycznym samolotem przechwytyjącym był PZL P-11 z 1931 r. (wznoszenie 14,5 m/s, prędkość maks. 375 km/h, obciążenie powierzchni 92 kg/m²). Również jako samoloty przechwytyjące były w 1939 r. projektowane PZL-45 Sokół (obciążenie powierzchni 97 kg/m², prędkość 420 km/h) i RWD-25 (obciążenie powierzchni 128 kg/m², prędkość 460 km/h).

Samolot PZL-38 Wilk (projekt z 1934 r.) był opracowany jako samolot pościgowy o obciążeniu powierzchni 137 kg/m² i prędkości 465 km/h. Postawione samolotowi PZL-50 Jastrzęb warunki: prędkość 500 km/h i obciążenie powierzchni 152 kg/m², kwalifikowały go do grupy samolotów pościgowych, choć Komitet do Spraw Uzbrojenia i Sprzętu zalecił budowę samolotu myśliwskiego tj. o mniejszej prędkości a dużej zwrotności. Projektowanie Jastrzębia jako samolot szybki prawdopodobnie wynikało z dążenia gen.

L. Rayskiego do stworzenia samolotu pościgowego, który będzie osłaniał bombowce Losie (zgodnie z teorią Douetha) w miejsce nie zakwalifikowanego do produkcji Wilka. Natomiast piloci oblatujący Jastrzębia, przyzwyczajeni do przechwytyjących P-11, przede wszystkim krytykowali zwrotność Jastrzębia. Samolotem szybkim, czyli pościgowym, miał być projektowany w 1939 r. PWS-42, lecz zastosowany silnik 700 KM nie dawał szans na osiągnięcie wymaganej prędkości 520 km/h.

Należy tu dodać, że zafascynowanie definicją myśliwca przechwytyjącego, który wznosi się szybko w górę i spada jak jastrzęb na bombowce nieprzyjaciela, miało swe ujemne skutki. Uważano bowiem, że skoro prędkość nie jest dla tej grupy samolotów najważniejsza, to wystarczy, jeśli będą one miały prędkość rzędu 420—430 km/h. Przypuszczano, że głównym przeciwnikiem samolotów przechwytyjących będą bombowce, a za mało liczonego się z możliwością istnienia licznej eskorty myśliwskiej. Nie zauważono, że za granicą, dzięki wzrostowi mocy silnika do 1000—1100 KM, prędkość samolotów myśliwskich przekroczyła 500 km/h, a w związku z tym czynnik prędkości również będzie odgrywać dużą rolę w walce powietrznej. Dlatego samoloty PZL P-45 Sokół i RWD-25 byłyby przestarzałe już w momencie ich oblotu w jesieni 1939 r. czy w zimie 1939/1940.

Za granicą w połowie lat trzydziestych niewątpliwie połączono koncepcję samolotu pościgowego i przechwytyjącego — tworząc szybki samolot myśliwski, o dobrym wznoszeniu i w miarę możliwości o dużej zwrotności, napędzany silnikami dużej mocy. Dało to w wyniku takie samoloty, jak Spitfire, Me-109, Dewoitine 520 itp.

Reasumując, zarówno z powodu za mało nowoczesnej koncepcji samolotu myśliwskiego, nie nadążającej za rozwojem samolotów tej klasy na świecie, jak i zbyt małych mocy stosowanych silników, nasze prototypy i projekty z 1939 r. nie dorównywały samolotom myśliwskim innych krajów. Możliwe, że było to m.in. skutkiem częściowego braku polskiej myśli konstrukcyjnej w tym zakresie w latach trzydziestych, bowiem przerwa w projektowaniu samolotów przechwytyjących wynosiła 7 lat (1931—1938).

Jeszcze o samolocie myśliwskim Jastrzęb

JERZY B. CYNK

Autor w uzupełnieniu swego artykułu w TLiA 2/77 podaje dodatkowe informacje o drugim prototypie Jastrzębia oraz o jego ocenie z prób porównawczych w locie z samolotem Severski P-35.

Nawiązując do artykułu na temat samolotu myśliwskiego P-50 Jastrzęb, opublikowanego w *Technice Lotniczej* z lutego ub.r., pragnę podać wyjaśnienie dotyczące informacji o drugim prototypie P-50/II, jakie znalazły się w tym opracowaniu.

Podstawowym źródłem tych informacji były wypowiedzi byłego Dowódcy Lotnictwa, gen. L. Rayskiego, opublikowane w jego książce *Słowa prawdy o lotnictwie polskim* w Londynie w 1948 r. oraz w jego późniejszych artykułach i listach otwartych. Gen. Rayski w książce tej oświadcza m.in. na s. 32: *Odchodząc zostawiłem następujące prototypy. Płatowiec myśliwski metalowy Jastrzęb (...) z silnikiem 800 KM Bristol, Merkury. Już latał, dając dobre rezultaty. Miał 4 karabiny maszynowe. Drugi Jastrzęb identyczny, lecz na silnik 1200—1500 KM, uzbrojony w dwie armatki i 4 karabiny maszynowe, przystosowany do bombardowania z lotu nurkowego, a dalej, na s. 69: Prototyp samolotu Jastrzęb był robiony w dwu egzemplarzach. ...Drugi na silnik gwiazdasty 1200—1600 KM. Ten, prawie gotów, czekał na silnik... Rayski odszedł ze stanowiska Dowódcy Lotnictwa w lutym 1939 r. Zastanawiający był jed-*

nak fakt, że relacje byłych pracowników PZL nic o istnieniu tego prototypu, z silnikiem 1200—1600 KM, nie wspominały. Nie mówiły o nim także żadne relacje dotyczące ewakuacji sprzętu z WP 1 w pierwszych dniach wojny.

Dopiero przed paroma miesiącami udało mi się natrafić na *Memoriał*, wydany prywatnie przez gen. Rayskiego w listopadzie 1939 r. w Paryżu. W tymże *Memoriale* gen. Rayski tak sam pisze o prototypach, jakie pozostawił (s. 14): *Najstarszy był może płatowiec myśliwski, który z powodu trzymiesięcznego opóźnienia dostawy przez Anglików podwozia na prototyp był dopiero przygotowany do prób w locie. Stosunkowo słaby, chłodzony powietrzem, polski silnik będzie mu dawał za mało szybkości. (Samolot, jak się okazało później, po ukończeniu prób, nie był szybki, latał jednak ładnie i był bardzo zwrotny wg opinii pilotów oblatujących). Oprócz tego była studiowana wersja tegoż płatowca z mocniejszym silnikiem zagranicznym, celem podniesienia szybkości. W Załączniku nr 1 (s. 31), Rayski dodaje: Samolot Jastrzęb — 1 silnik 830 KM Merkury 8 — Szybkość 430—450 na 4500 m. W pierwszych lotach wyniki niezadowolające, po przeróbkach wyniki b. dobre.*

Istnieje więc jaskrawa rozbieżność w wypowiedziach Rayskiego z listopada 1939 r. i z 1948 r. Wersja znajdująca się na etapie studiów wg *Memoriału*, dziewięć lat później przeobraziła się w jego książce w prototyp *prawie gotów*, czekający tylko na silnik. Dlatego też wobec powyższego

i braku jakichkolwiek materiałów dowodowych potwierdzających istnienie *prawie gotowego* prototypu z silnikiem 1200—1600 KM, stwierdzić należy, że samolot taki był dopiero w studium, co dalej potwierdza nadanie mu nowego numeru fabrycznego (P-63) dopiero tuż przed wybuchem wojny. Należy się spodziewać, że z czasem otrzymałby też on i nową nazwę. Jak słusznie podaje Andrzej Glass w swojej książce *Polskie konstrukcje lotnicze 1893—1939*, drugi prototyp, P-50/II, miał mieć francuski silnik Gnome-Rhone 14 Krs o mocy 900 KM, stanowiąc wzorzec dla proponowanej wersji P-50 B Jastrząb B.

Poza sprawą drugiego prototypu, komentarza wymaga jeszcze zamieszczona w moim artykule o Jastrzębiu opinia Zbigniewa Oleńskiego, która, tak jak ukazała się w druku, może nie być właściwie zrozumiana. Mówiąc o locie porównawczym, że Jastrząb nie ustępuje myśliwcowi Sewerskiego P-35, Oleński miał na myśli głównie własności lotne, a nie osiągi. Pilot oblatywacz, por. Jerzy Widawski, który prowadził pełne próby porównawcze, tak o tym pisze w

swoim raporcie: *Samolot (Jastrząb, przyp. mój) w najlepszych warunkach nie przekraczał szybkości około 420 km/h ... Nie był gorszy z punktu widzenia właściwości lotnych i sterowności w ostatniej swojej fazie od samolotu Sewerskiego ... Trzeba jednak zaznaczyć, że samolot Sewerskiego, zawiązując świetnemu o dużej mocy silnikowi (Twin Wasp — 1100 KM), był wiele szybszy, około 510 km/h, oraz sytuacje niebezpieczne podczas utraty szybkości albo w zaciśniętych skrętach były (na nim — przyp. red.) łatwiejsze do opanowania również z powodu nadmiaru mocy silnika.*

P.S. Errata do artykułu „Samolot myśliwski PZL-50 Jastrząb” (TLiA nr 2/77):

— s. 30, szpalta 2, 1 w. od góry — zamiast *w dwa tygodnie* winno być *w 5 dni*.

— s. 32, tabela. Moc silnika samolotu FK-58 wynosiła 1080 KM, a nie 1800 KM.

POCZTA LOTNICZA

Samolot Caproni „Polonia” do lotu przez Atlantyk

W książce „*Polacy nad Atlantykiem*” T. Malinowskiego wspomniany jest samolot Caproni Ca-73 ter „Polonia”, na którym W. Klisz i A. Kowalczyk mieli lecieć przez Atlantyk. Jak ten samolot wyglądał i jakie miał osiągi.

(A. Banaszek — Kraków)

W 1927 r. podczas wycieczki do Polski polonii amerykańskiej z Chicago powstała myśl zbiórki na samolot do polskiego lotu przez Atlantyk. Na pilota wybrano Włodzimierza Klisza, na nawigatora kpt. Adama Kowalczyka. Klisz wytypował do lotu samolot włoski Caproni Ca-73 ter. Polonia amerykańska zebrała pieniądze i samolot zamówiono w wytwórni. Ca-73 był dwusilnikowym dwupłatem z 1926 r. budowanym w 10-miejscowej wersji pasażerskiej Ca-73 bis oraz jako nocny bombowiec Ca-73 ter. Wytwórnia przerobiła samolot na długodystansowy czterosilnikowy oznaczając go początkowo Ca-73 ter, później jednak zmieniła jego oznaczenie na Ca-87. Samolot był gotów w maju 1929 r. Na lotnisku w Mediolanie odbył się 15.6.1929 r. chrzest samolotu przez kard. Hlonda. Samolot otrzymał wówczas imię Polonia, które wymalowano po bokach tyłu kadłuba, zaś na dziobie samolotu został wymalowany biały orzeł na tle czerwonej tarczy. Na samolocie Klisz i Kowalczyk wykonali wielogodzinny lot próbny we Włoszech, po którym wymieniono silniki na nowe. Następnie 4.7.1929 r. wykonali przelot z Mediolanu do Baldonnel w Irlandii, gdzie oczekiwali na odpowiednie warunki atmosferyczne. Nim wystartowali do lotu przez Atlantyk nastąpiła 13.7.1929 r. katastrofa na Azorach L. Idzikowskiego i K. Kubali na samolocie Amiot 123 podczas próby przelotu przez Atlantyk. Z powodu tego wypadku z Warszawy przyszło polecenie rezygnacji z lotu. Samolot powrócił do wytwórni, gdzie pozostał.

Samolot był dwupłatem drewnianej konstrukcji. Płaty dwudźwigarowe, kryte płótnem, keson noskowy kryty sklejką. Podwozie stałe, amortyzowane gumą. Cztery chłodzone wodą rzędowe silniki 6-cylindrowe Istta-Frachini Asso po 210/265 KM przy 1800 obr./min — w układzie



tandem. Śmigła drewniane, dwa ciągnące dwupłotowe i dwa pchające czteropłotowe. Samolot miał zbiorniki na wodę chłodzącą, dwa zbiorniki na 420 kg oleju i 14 zbiorników paliwa w kadłubie o łącznej maksymalnej pojemności 6500 kg. Samolot był wyposażony w stację radiotelegraficzną do sygnałów goniometrycznych i SOS.

Rozpiętość	25,0 m
Długość	15,1 m
Wysokość	5,4 m
Powierzchnia nośna	143 m ²
Masa własna	4400 kg
Masa użyteczna	5600 kg
Masa całkowita	10 000 kg
Prędkość maks.	180 km/h
Prędkość przelotowa	165÷175 km/h
Prędkość min.	105 km/h
Zasięg	5000 km

Szapak 4A z krytą kabiną

W tygodniku „*Skrzydła i Motor*” nr 36 z 1948 r. zamieszczone było zdjęcie Szpaka 4 o znakach SP-AAD z krytą kabiną, inną niż u Szpaka 4T. Znaki SP-AAD nosił dwumiejscowy Szpak-4A z otwartą kabiną. Proszę o wyjaśnienie, co to za nieznaną odmianę Szpaka i dlaczego nosiła te same znaki co Szpak 4A?

(T. Barski — Poznań)

W lecie 1948 r. dwumiejscowy akrobacyjny Szpak 4A o znakach SP-AAD został w Lotniczych Warsztatach Doświadczalnych w Łodzi przerobiony na czteromiejscowy sportowo-dyspozycyjny (tzw. wówczas turystyczny). Otrzymał wówczas zgrabną osłonę kabiny, dwa dodatkowe miejsca pasażerskie i osłony kół. W lipcu 1948 r. samolot został przekazany Komendzie Głównej Powszechnej Organizacji „Służba Polsce”. Z ramienia „Służby Polsce” samolot przejął Szef Działu Lotniczego tej organizacji, płk T. Wicher-



kiewicz, były pilot 1 pułku myśliwskiego „Warszawa”. Samolot na sterze kierunku miał namalowane godło „Służby Polsce”.

Roczny spis treści TLiA 1977

Tematyczny spis treści

Nr Str.

Nr Str.

Aerodynamika i mechanika lotu

Charakterystyki szybowca z klapą prędkościową — W. Stafiej	1	31
Parametry uzupełniające ocenę własności szybowca — W. Stafiej	3	9
Optymalizacja projektu śmigłowca — K. Szumański	8	24
Część I	8	24
Część II	9	15

Astronautyka

Automatyczne sterowanie anteny do łączności radiowej ze sztucznymi satelitami Ziemi — A. Honk	3	30
20 lat ery kosmicznej — J. Grzegorzewski	10	8
Część I	10	8
Część II	11	10

Eksploatacja

Zjawiska starzenia występujące podczas eksploatacji wyrobów gumowych — A. Magnuszewski	1	34
Loty naddźwiękowe w akustycznym aspekcie ochrony środowiska — R. Makarewicz	2	9
Wibroakustyczna metoda oceny stanu technicznego turbinowych silników lotniczych — H. Dąbrowski	3	12
Wpływ warunków atmosferycznych na parametry silnika turbodrzutowego — J. Borgoń, M. Mokrzyśczak	3	15
Badania naziemne odporności ogniowej sprzętu lotniczego — A. Lesiuk	7	27
Analiza wypadków lotniczych lekkich samolotów i śmigłowców — T. Kostia	9	11

Lotnictwo rolnicze

Prognoza rozwoju lotnictwa rolniczego w Polsce do 2000 roku — W. Bednarkiewicz	1	11
PUL — Przedsiębiorstwo Usług Lotniczych — M. Brzeska	1	15
PZL-106 — Kruk — nowoczesny samolot rolniczy — K. Dąbrowski, A. Kardymowicz	5	7
Rozprowadzanie małych dawek chemikaliów przez śmigłowce — B. Gajewski, J. Sienkiewicz	7	17
Rozwój samolotu rolniczego M-15 — A. Glass	12	7

Ciekawe konstrukcje

Farnborough 1976 — A. Glass	1	5
Nowe profile lotnicze — Z. Brodzki	6	10
Część I	6	10
Część II	7	34
Dlaczego sprężyste skrzydło — J. Wolf	10	13
Część I	10	13
Część II	11	13
Samoloty wojskowe na Salonie Paryskim 1977 — P. Dąbrowski	11	5

Kartoteka TLiA

Zlin Z-42M	1	19
McDonnell Douglas F-15 Eagle	1	21
Pilatus PC-7 Turbo-Trainer	2	15
Rockwell International B-1	2	17
Aeromacchi MB-339	3	19

Piper Seneca II	3	21
Antonow An-30	4	15
Scottish Aviation SA-3-200 Bullfinch	4	17
PZL Mi-2	5	13
PZL Mi-2M	5	15
PZL-106A Kruk	5	17
PZL-Mielec M-15	5	19
PZL AI-14R	5	21
PZL-3S	5	23
PZL ASz-62 IR	5	25
GTD-350	5	27
SO-1/SO-3	5	29
PZL-Franklin	5	30
Airbus A300 B2/B4	6	15
IS-28 M2	7	19
Aerospatiale AS-350 Ecureuil	7	21
Cessna Agwagon C	8	15
Panavia Tornado	8	17
RKIIGA-74 Eksperiment	9	19
Shin Meiwa US-1 (Ps-1 MOD)	9	21
VSO-10	10	15
Boeing YC-14	10	17
Pitts S-2A Special	11	19
Dassault-Breguet Mystere Falcon 50	11	21
LMC-1 Sprintair	12	15
Grumman E-2C Hawkeye	12	17

Książki lotnicze

1 — III okł., 2 — III okł., 3 — 14, 7 — III okł., 8 — III okł., 11 — 27

VII Kongres Techników Polskich

Sekcja Lotnicza SIMP na VII Kongresie Techników Polskich	7	1
Lotnictwo cywilne — poważny potencjał rezerw możliwych do wykorzystania w wielu dziedzinach gospodarki narodowej — A. Misiorek	7	2
Sprzęt lotniczy dla potrzeb komunikacji — E. Kołodziński	7	6
Rola lotnictwa ogólnego w realizacji programu społeczno-gospodarczego rozwoju Kraju — rezerwy i problemy nurtujące środowisko lotnicze — A. Liwotow	7	6
Konieczność uruchomienia rezerw tkwiących w lotniczej infrastrukturze technicznej — J. Smoleński	7	9
Zaplecze techniczne na lotniskach komunikacyjnych — K. Norejko	7	9
Zabezpieczenie ruchu lotniczego — J. Wyszomierski	7	10
Potrzeby kadrowe dla lotnictwa cywilnego — K. Szumielewicz	7	12
VII Kongres Techników Polskich. Udział Sekcji Lotniczych w VII KTP. Wyjątki z uchwały generalnej VII Kongresu Techników Polskich	8	1

LOT — problemy

Ograniczenia eksploatacyjnych zakresów pracy silników turbodrzutowych — J. Borgoń	3	27
Kontrola stanu sprawności przyrządów pokładowych w czasie lotu — R. Hagmajer	4	27
Przegląd metod umożliwiających zwiększanie rezerwy wysoko obciążonych cieplnie zespołów silników turbodrzutowych — J. Borgoń	6	25
Główne kierunki działania IATA w roku 1975 — W. Krysiak	8	22
Kryteria ekonomiczne w eksploatacji silników według stanu technicznego — A. Słodownik	10	26

Eksplotacja silników lotniczych według stanu technicznego — A. Słodownik	10	27
Systemowa analiza bezpieczeństwa w lotnictwie. Część I — J. Morawski, T. Smolicz	12	20

Pomoce konstrukcyjne

Nomogramy do obliczeń wytrzymałościowych i sztywnościowych dla sprężyn śrubowych walcowych z drutów — M. Łata	1	23
Tablice funkcji niezawodności	2	19
Określanie rozkładu obciążeń aerodynamicznych na płacie o wychylanej powierzchni sterowej — M. Łata		
Część I	3	17
Część II	4	19
Rury ściskane. Część I	4	20
Część II	7	23
Mechaniczne układy sterowania	6	19
Łożyska kulowe	8	19
Badania momentów zawiasowych w tunelu aerodynamicznym — Z. Wysocki		
Część I	9	23
Część II	10	19
Wymiary optymalnej belki ścinanej. Obliczenie obciążenia nitów mocujących okucie	11	23
Dyfuzor naddźwiękowy o regulowanej długości — A. Tarnogrodzki	12	13

Polskie patenty lotnicze

2 — 11

Problemy rozwoju lotnictwa

Śmigłowce szturmowe — W. Waśkowski	1	8
Francuskie śmigłowce wojsk lądowych — W. Waśkowski	2	5
Organizacja i szkolenie francuskiego lotnictwa śmigłowcowego ALAT — W. Waśkowski	3	5
Śmigłowce wojskowe Europy Zachodniej — W. Waśkowski	4	5
UTTAS: wielozadaniowy śmigłowiec transportu taktycznego — W. Waśkowski	6	5
Odrzutowe samoloty dyspozycyjne — J. Kucharski		
Część I	7	15
Część II	8	9
Przyszłość zachodnioeuropejskiego przemysłu śmigłowcowego — W. Waśkowski	8	5
Odrzutowe samoloty treningowe — ich rola i przyszłość — W. Waśkowski	9	5
Rozwój lotnictwa lekkiego i samolotów lekkich — J. Kucharski	11	7
Odrzutowe samoloty bezpośredniego wsparcia ogniowego — W. Waśkowski		
Część I	11	8
Część II	12	5

Problemy ruchu lotniczego i lotnisk

Problemy przenoszenia lotnisk — J. Chojnacki	1	27
Problemy szczytowego ruchu w międzynarodowych portach lotniczych na podstawie studium ICAO — W. Krysiak	2	12
Pomoce wizualne do lądowań według II kategorii — S. Heiliński	3	24
Kanadyjski System Kontroli Ruchu Lotniczego — JETS — S. Rubaszko	4	23
Długość drogi startowej jako podstawowe kryterium w analizie rozwoju klasyfikacji technicznych polskich lotnisk cywilnych — B. Rzczyński	6	22
Automatyzacja kontroli ruchu lotniczego w państwach zachodnich — S. Rubaszko		
Część I	7	31
Część II	8	27
Separacja samolotów w przestrzeniach kontrolowanych USA — E. Maliński	10	22
Lotniska krótkiego startu i lądowania — B. Rzczyński	12	23

Różne

Układ Jednostek SI — już obowiązuje — A. G.	1	1
Problemy udziału w wystawach lotniczych — A. Glass	2	1

Nowa rewolucja jakościowa — A. Glass	3	1
Perspektywy rozwoju lotnictwa na świecie — A. Glass	4	1
Sprzęt szybowcowy i holowniczy Francji — WiW.	4	22
Polski przemysł lotniczy — A. G.	5	1
Rozwój i wersje śmigłowca Mi-2 — W. Burczak	5	3
W sprawie terminologii lotniczej — A. Glass	6	1
Badania nad dokładnością obliczeń na minikalkulatorach — J. J.	6	27
Problemy stosowania jednostek legalnych i SI — A. G.	9	1
Znaczenie wiedzy ekonomicznej konstruktora lotniczego — A. Glass	10	1
Lotniczo-Kosmiczny Salon Paryski 1977 — A. Glass	10	6
Lotnicze propozycje na MTP'77 — Z. Rubini	10	11
Przyjaźń, pomoc i przykład	11	1
Wspomnienie o kapitanie Chorzewskim — W. Z.	11	18
Skrzydła Brneńskich Targów — Z. Rubini	12	10

Silniki i rakiety

Turbinowe silniki odrzutowe samolotów szkolnych. Część II — J. Kucharski	1	16
Rozruszniki lotniczych silników turbodrzutowych — K. Zuchowicz	2	22
Polskie silniki lotnicze 1907—1977 — A. Glass	5	36
Rozwój silnika TFE-731 — J. Kucharski	12	11
Skutki ekonomiczne unifikacji, normalizacji i specjalizacji w przemyśle lotniczym — A. Glass	12	1

Statystyka lotnicza

Sily lotnicze na świecie. Azja i Australia	1	4
Sily lotnicze na świecie. Ameryka Północna i Południowa	2, 3, 4,	6 4
Ceny silników lotniczych w dolarach bieżących na rynku amerykańskim w 1976 r. Ceny śmigłowców w dolarach bieżących na rynku amerykańskim. Liczba i kategorie samolotów cywilnych w użyciu w RFN	7	14
Francuska produkcja samolotów i śmigłowców 1971÷1976. Produkcja samolotów lekkich	8	4
Ceny i produkcja samolotów lekkich w USA w 1976 r.	9	4
Produkcja szybowców i ich ceny. Produkcja samolotów lekkich w USA w latach 1961÷1976	10	3
Produkcja i miesięczne tempo produkcji francuskich silników turbinowych (SNECMA i Turbomeca) w latach 1972÷1976	11	4
Oblety nowych samolotów zbudowanych przez przemysł	12	4

Techniczny słownik lotniczy

Główne terminy francuskie. Część V. Eksploatacja	1	25
Paliwa, smary, ciecze specjalne	2	21
Materiały niemetalowe	3	23
Osprzęt elektryczny	4	21
Obciążenia. Ograniczenia	5	III okł.
Główne terminy francuskie. Część VI. Podwozie	6	21
Część VII. Silnik tłokowy. Śmigło	7	25
Część VIII. Astronautyka. Technika raketowa. Lotnictwo wojskowe	8	21
Część IX. Wytrzymałość konstrukcji. Obciążenia. Ograniczenia	9	25
Część X. Pilot. Kabina	10	21
Część XI. Szybownictwo. Nawigacja lotnicza. Meteorologia	11	25
Drgania	12	19

Technologia i materiały

Azotowanie stali martenzytycznych utwardzonych wydzieleniowo typu maraging — W. Bilous	3	34
Konstrukcyjne stopy aluminium do płatowców poddźwiękowych — W. Karliński	9	31
Wpływ wielkości otworu centralnego na naprężenia w wirnikowej tarczy nośnej — M. Barański, S. Szczeciński, H. Wers	11	32
Spawanie tytanu i jego stopów — J. Mikula	12	26

Wyposażenie i osprzęt

Sposoby wybierania częstotliwości w lotniczych wielokanałowych urządzeniach radiowych — L. Rams	1	28
--	---	----

Urządzenia do walki z oblodzeniem samolotów — K. Dąbrowski	4	11
Nowa generacja wysokościomierzy barometrycznych — E. Maliński	9	27
Zastosowanie diod elektroluminescencyjnych (LED) w lotniczych wskaźnikach analogowych — J. Tomaszewicz	11	28

Z kraju. Ze świata

1, 2, 3, 4, 5, 6, 8, 9, 10, 11, 12 — 2, 7 — 4

Okladka

Śmigłowiec SM-1 — rys. K. Cieślak	1
Samolot myśliwski PZL P-50 Jastrząb — rys. K. Cieślak	2
Samoloty Zlin-42 M — rys. K. Cieślak	3
Samoloty Jak-12M i Jak-12A — rys. K. Cieślak	4
Śmigłowce Mi-2 — rys. K. Cieślak	5
Rallye 100ST i Piper Seneca II — rys. K. Cieślak	6
Samolot łącznikowy PZL Ł-2 — rys. K. Cieślak	7
Samolot szturmowy Suchoja o zmiennej geometrii — rys. K. Cieślak	8
Samolot obserwacyjny RWD-14b Czapla — rys. K. Cieślak	9
PZL M-15 — rys. K. Cieślak	10
Samolot rolniczy PZL M-18 — rys. K. Cieślak	11
Dwusilnikowy samolot treningowy PWS-33 Wyżeł — rys. K. Cieślak	12

Z działalności Sekcji Lotniczych SIMP i SITK

1 — 26, 3 — 40, 4 — 26, 28 i III okł., 6 — 14, 7 — 13 i 26, 8 — 14, 9 — III okł., 11 — 26

Z dziejów polskiej techniki lotniczej

Parolot Aleksandra Hryszkiewicza z 1852 r. — S. Januszewski	1	36
Samolot myśliwski PZL P-50 Jastrząb — J. B. Cynk	2	27
Polskie samoloty okresu pionierskiego — na Śląsku, w Wielkopolsce i w Berlinie — S. Januszewski	3	38
Nieznane polskie konstrukcje lotnicze okresu pionierskiego — S. Januszewski	4	29
Ponad 70 lat polskich śmigłowców — A. Glass	5	31
Pionierskie prace lotnicze Adama Ostoi-Ostaszewskiego — S. Januszewski		
Część I	6	29
Część II	7	38
Samoloty Plage-Court — S. Januszewski	8	29
Samolot obserwacyjny RWD-14 Czapla — A. Glass	9	37
Ocena przydatności polskich samolotów w wojnie obronnej 1939 r. — K. Sławiński	10	29
Czy polskie lotnictwo mogło być silniejsze w 1939 r. — A. Glass	11	35
PWS-33 Wyżeł — pierwszy polski samolot dwusilnikowy do szkolenia załóg — A. Glass	12	30
Jak powstał 50 lat temu pierwszy w Polsce aeroklub — J. Osiński	12	29

Reklamy PEZETEL

PZL-Franklin 2A-120	1	IV okł.
PZL-Franklin 6A-350C	2	IV okł.
PZL-104 Wilga 35	3	IV okł.
SZD-41A Jantar Standard	4	IV okł.
PZL Aircraft in 40 Countries	5	IV okł.
PZL-106A Kruk	6	IV okł.
SZD-45A Ogar	7	IV okł.
ASz-62 IR	8	IV okł.
PZL M-15	9	IV okł.
SZD-42A Jantar 2A	10	IV okł.
TS-11 Iskra	11	IV okł.
PZL M-18 Dromader	12	IV okł.

Alfabetyczny wykaz autorów

B

Barański Marian, Szczeciński Stefan, Wers Henryk: Wpływ wielkości otworu centralnego na naprężenia w wirnikowej tarczy nośnej	11	32
Bednarkiewicz Witold: Prognoza rozwoju lotnictwa rolniczego w Polsce do 2000 roku	1	11
Bilous Waldemar: Azotowanie stali martenzytycznych utwardzonych wydzieleniowo typu maraging	3	34
Borgoń Jan: Ograniczenia eksploatacyjnych zakresów pracy silników turbodrzutowych	3	27
Przegląd metod umożliwiających zwiększanie rezerwy wytrzymałości przy obciążeniach cieplnych zespołów silników turbodrzutowych	6	25
Borgoń Jan, Mokrzyński Mieczysław: Wpływ warunków atmosferycznych na parametry silnika turbodrzutowego	3	15
Brodzki Zdzisław: Nowe profile lotnicze. Część I	6	10
Część II	7	34
Brzeska Magdalena: PUL — Przedsiębiorstwo usług lotniczych	1	15
Burczak Wiesław: Rozwój i wersje śmigłowca Mi-2	5	3

C

Chojnacki Jan: Problemy przenoszenia lotnisk	1	27
Cynk Jerzy B.: Samolot myśliwski PZL P-50 Jastrząb	2	27

D

Dąbkowski Paweł: Samoloty wojskowe na Salonie Paryskim 1977	11	5
---	----	---

Dąbrowski Henryk: Wibroakustyczna metoda oceny stanu technicznego turbinowych silników lotniczych	3	12
Dąbrowski Kazimierz: Urządzenia do walki z oblodzeniem samolotów	4	11
Dąbrowski Kazimierz, Kardymowicz Andrzej: PZL-106 Kruk — nowoczesny samolot rolniczy	5	7

G

Gajewski Bogdan, Sienkiewicz Jerzy: Rozprowadzanie małych dawek chemikaliów przez śmigłowce	7	17
Glass Andrzej: Farnborough 1976	1	5
Problemy udziału w wystawach lotniczych	2	1
Nowa rewolucja jakościowa	3	1
Perspektywy rozwoju lotnictwa na świecie	4	1
Ponad 70 lat polskich śmigłowców	5	31
Polskie silniki lotnicze 1907÷1977	5	36
W sprawie terminologii lotniczej — lotnictwo lekkie czy ogólne	6	1
Samolot obserwacyjny RWD-14 Czapla	9	37
Znaczenie wiedzy ekonomicznej konstruktora lotniczego	10	1
Lotniczo-Kosmiczny Salon Paryski 1977	10	6
Czy polskie lotnictwo mogło być silniejsze w 1939 r.	11	35
Skutki ekonomiczne unifikacji, normalizacji i specjalizacji w przemyśle lotniczym	12	1
Rozwój samolotu rolniczego M-15	12	7
PWS-33 Wyżeł — pierwszy polski samolot dwusilnikowy do szkolenia załóg	12	30
Grzegorzewski Jerzy: 20 lat ery kosmicznej		
Część I	10	8
Część II	11	10

H

Hagmajer Ryszard: Kontrola stanu sprawności przyrządów pokładowych w czasie lotu	4	27
Heliński Stanisław: Pomoce wizualne do lądowań wg II kategorii	3	24
Honk Antoni: Automatyczne sterowanie anteny do łączności radiowej ze sztucznymi satelitami Ziemi	3	30

J

Januszewski Stanisław: Parolat Aleksandra Hryszkiewicza z 1852 r.	1	36
Polskie samoloty okresu pionierskiego — na Śląsku, w Wielkopolsce i w Berlinie	3	38
Nieznane polskie konstrukcje lotnicze okresu pionierskiego	4	29
Pionierskie prace lotnicze Adama Ostoi-Ostaszewskiego. Część I	6	29
Część II	7	38
Samoloty Plage-Court	8	29

K

Kardymowicz Andrzej — patrz: Dąbrowski Kazimierz	5	7
Karliński Włodzimierz: Konstrukcyjne stopy aluminium do płatowców poddźwiękowych	9	31
Kołodziński Eligiusz: Sprzęt lotniczy dla potrzeb komunikacji	7	6
Kostia Tadeusz: Analiza wypadków lotniczych lekkich samolotów i śmigłowców	9	11
Krysiak Waclaw: Problemy szczytowego ruchu w międzynarodowych portach lotniczych na podstawie studium ICAO	2	12
Główne kierunki działania IATA w roku 1975	8	22
Kucharski Jerzy: Turbinowe silniki odrzutowe samolotów szkolnych. Część II	1	16
Odrzutowe samoloty dyspozycyjne. Część I	7	15
Część II	8	9
Rozwój lotnictwa lekkiego i samolotów lekkich	11	7

L

Lesiuk Anatol: Badania naziemne odporności ogniowej sprzętu lotniczego	7	27
Liwotow Andrzej: Rola lotnictwa ogólnego w realizacji programu społeczno-gospodarczego rozwoju kraju — rezerwy i problemy nurtujące środowisko techniczne	7	6

Ł

Łata Marek: Nomogramy do obliczeń wytrzymałościowych i sztywnościowych dla sprężyn śrubowych walcowych z drutów	1	23
Określanie rozkładu obciążeń aerodynamicznych na płacie o wychylanej powierzchni sterowej. Część I	3	17
Część II	4	19

M

Magnuszewski Andrzej: Zjawiska starzenia występujące podczas eksploatacji wyrobów gumowych	1	34
Makarewicz Rufin: Loty naddźwiękowe w akustycznym aspekcie ochrony środowiska	2	9
Maliński Eugeniusz: Nowa generacja wysokościomierzy barometrycznych	9	27
Separacja samolotów w przestrzeniach kontrolowanych USA	10	22
Mikuła Józef: Spawanie tytanu i jego stopów	12	26
Misiorek Aureliusz: Lotnictwo cywilne — poważny potencjał rezerw możliwych do wykorzystania w wielu dziedzinach gospodarki narodowej	7	2
Mokrzyśczak Mieczysław — patrz: Borgoń Jan, Mokrzyśczak Mieczysław	3	15
Morawski Janusz, Smolicz Tomasz: Systemowa analiza bezpieczeństwa w lotnictwie. Część I	12	20

N

Norejko Karol: Zaplecza techniczne na lotniskach komunikacyjnych	7	9
---	---	---

O

Osiński Jerzy: Jak powstał 50 lat temu pierwszy w Polsce aeroklub	12	...
--	----	-----

R

Rams Leszek: Sposoby wybierania częstotliwości w lotniczych wielokanałowych urządzeniach radiowych	1	28
Rubaszko Stanisław: Kanadyjski System Kontroli Ruchu Lotniczego — JETS	4	23
Automatyzacja kontroli ruchu lotniczego w państwach zachodnich. Część I	7	31
Część II	8	27
Rubini Zofia: Lotnicze propozycje na MTP'77	10	11
Skrzydła Brneńskich Targów	12	10
Rzeczyński Bernard: Długość drogi startowej jako podstawowe kryterium w analizie rozwoju klasyfikacji technicznych polskich lotnisk cywilnych	6	22
Lotniska krótkiego startu i lądowania	12	23

S

Sienkiewicz Jerzy — patrz: Gajewski Bogdan	7	17
Sławiński Kazimierz: Ocena przydatności polskich samolotów w wojnie obronnej 1939 r.	10	29
Słodownik Andrzej: Kryteria ekonomiczne w eksploatacji silników według stanu technicznego	10	26
Eksploatacja silników lotniczych według stanu technicznego	10	27
Smoleński Jan: Konieczność uruchomienia rezerw tkwiących w lotniczej infrastrukturze technicznej	7	8
Smolicz Tomasz — patrz: Morawski Janusz, Smolicz Tomasz	12	20
Stafiej Wiesław: Charakterystyki szybowca z klapą przedkościową	1	31
Parametry uzupełniające ocenę własności szybowca	3	9
Szczeciński Stefan — patrz: Barański Marian, Szczeciński Stefan, Wers Henryk	11	32
Szumański Kazimierz: Optymalizacja projektu śmigłowca. Część I	8	24
Część II	9	15
Szumielewicz Kazimierz: Potrzeby kadrowe dla lotnictwa cywilnego	7	12

T

Tarnogrodzki Antoni: Dyfuzor naddźwiękowy o regulowanej długości	12	13
Tomaszewicz Jan: Zastosowanie diod elektroluminescencyjnych (LED) w lotniczych wskaźnikach analogowych	11	23

W

Waśkowski Włodzimierz: Śmigłowce szturmowe	1	8
Francuskie śmigłowce wojsk lądowych	2	5
Organizacja i szkolenie francuskiego lotnictwa śmigłowcowego ALAT	3	5
Śmigłowce wojskowe Europy Zachodniej	4	5
UTTAS: wielozadaniowy śmigłowiec transportu taktycznego	6	5
Przyszłość zachodnioeuropejskiego przemysłu śmigłowcowego	8	5
Odrzutowe samoloty treningowe — ich rola i przyszłość Odrzutowe samoloty bezpośredniego wsparcia ogniowego. Część I	11	8
Część II	12	5
Wers Henryk: — patrz Barański Marian, Szczeciński Stefan, Wers Henryk	11	32
Wolf Jerzy: Dłaczego sprężyste skrzydło. Część I	10	13
Część II	11	13
Wysocki Zygmunt: Badania momentów zawiasowych w tunelu aerodynamicznym. Część I	9	23
Część II	10	19
Wyszomierski Jan: Zabezpieczenie ruchu lotniczego	7	10

Z

Zuchowicz Kwiryn: Rozruszniki lotniczych silników turboodrzutowych	2	22
---	---	----

GLASS A.

Ein neuer Prototyp, eine Lizenz oder Modifizierung

Es wurde drei Wege für die Einführung des besseren Produktes in die Reihenfertigung verglichen: Entwurf einer neuen, Entwicklung der bisherigen Konstruktion oder Lizenzeinkauf. Es wurde ihre ökonomische Aspekte und die für die Produktionsverwirklichung notwendige Zeit-perioden dargestellt.

WAŚKOWSKI W.

Hubschrauber-Herstellerwerk Aérospatiale in Marignan

Produktion der Aérospatiale: sukzessive Konstruktionen, ihre Leistungen wie auch eingeführten technischen Neuheiten. Die Ursachen der Exporterfolge. Arbeitsorganisation der Betriebsabteilungen, wie auch der Schul- und Notabteilung in der Aérospatiale-Werke.

SANDAUER J.

Theorie der Streckensegelflug mit der Delphinmethode und Hauptprinzipien des dynamischen Fluges (I)

Theoriezustand der Delphinflugmethode und die davon folgende Streckenflugtaktik. Es wurde die günstigsten Streckenflug-Parameter in der Modellierung-Wetterbedingungen analysiert. Hauptprinzipien des dynamischen Fluges, die auf die weitere Verbesserungsmöglichkeiten der Nutzung von den atmosphärischen Aufwinden zeigen.

KUDELSKI R., ZĄBKOWICZ W.

MSP/ITWL Bordmessungssystem

Es wurde die Konstruktion und Arbeitsprinzip des in der Borduntersuchungen von den Flugkörpern angewandten Modul-Bemessungssystems beschrieben.

BŁACHNIO J., STUKONIS M.

Elementenkorrosion der TW-Kraftstoffaggregate und die Vorbeugungsmittel

Korrosionsprozess-Ablauf der KS-Versorgungselemente von den TL-Triebwerken. Faktoren der beschleunigten Korrosion und von ihren Folgerungen. Angewandte Vorbeugungsmethoden der KS-Aggregate-Korrosion.

LUNARSKI J.

Dauerfestigkeit der Titanlegierungen im Bereich der elastisch-plastischen Verformungen nach der Fertigbearbeitung

Versuchsergebnisse über dem Technologieeinfluss der Fertigbeitung auf die Dauerfestigkeit der Titanlegierungen. Methoden der Dauerfestigkeitserhöhung dieser Legierungen (statisches und dynamisches Glattwalzen, das Polieren usw.).

GLASS A.

Begriff des Abfangjägers und Jagdflugzeuges in Polen bis zum 1939

Am Rande der Beurteilung des Jastrząb Jagdflugzeuges stellt der Autor Definitionen des Abfangjägers und Jagdflugzeuges, wie auch ihr Einfluss auf Konzeptionen von den polnischen Jägern bis zum 1939 dar.

CYNK J. B.

Weiteres über Jastrząb-Jagdflugzeug

Zusätzlich zu seinen Artikel in TLiA Nr 2/77 bringt Autor zusätzliche Informationen über zweiten Prototyp des Jastrząb Flugzeuges, wie auch über Vergleich dieses Modells mit dem Flugzeug Severski P-35.

GLASS A.

Новый прототип, лицензия или-же модификация

Автор сравнивает три пути введения новой продукции — разработка новой конструкции, развитие уже выпускаемой — путем модификации или лицензия. Указаны экономические результаты и период времени, необходимый для введения.

WAŚKOWSKI W.

Вертолетный завод Аэроспатиаль в Мариньян

Продукция фирмы Аэроспатиаль: поочередные конструкции и их летные свойства, вводимые технические новости. Причины экспортных успехов фирмы. Организация работы производственных цехов и учебно-аварийного цеха в Аэроспатиаль.

SANDAUER J.

Теория планерного перелета методом „дельфина” и принципы динамического полета (I)

Состояние теории полета методом „дельфина” и вытекающая из нее тактика перелета. Анализ оптимальных параметров перелета в заданных метеорологических условиях. Основные принципы динамического полета, указывающие на возможность дальнейшего прогресса в использовании вертикальных атмосферических потоков.

KUDELSKI R., ZĄBKOWICZ W.

Бортовая измерительная система типа MSP/ITWL

Конструкция и работа блоковой измерительной системы применяемой в испытаниях летательных аппаратов.

WŁACHNIO J., STUKONIS M.

Коррозия и коррозионная защита элементов топливных агрегатов двигателей

Процесс коррозии элементов системы питания топливом газотурбинных двигателей. Факторы ускоряющие коррозию и ее результаты. Применяемые методы предотвращения коррозии топливных агрегатов.

ŁUNARSKI J.

Усталостная прочность сплавов титана при наличии упруго-пластических деформаций, являющихся результатом окончательной обработки

Результаты исследования влияния технологии окончательной обработки на усталостную прочность сплавов титана. Методы увеличения долговечности этих сплавов созданием нагартовки (статическим и динамическим методами), полировки и др.

GLASS A.

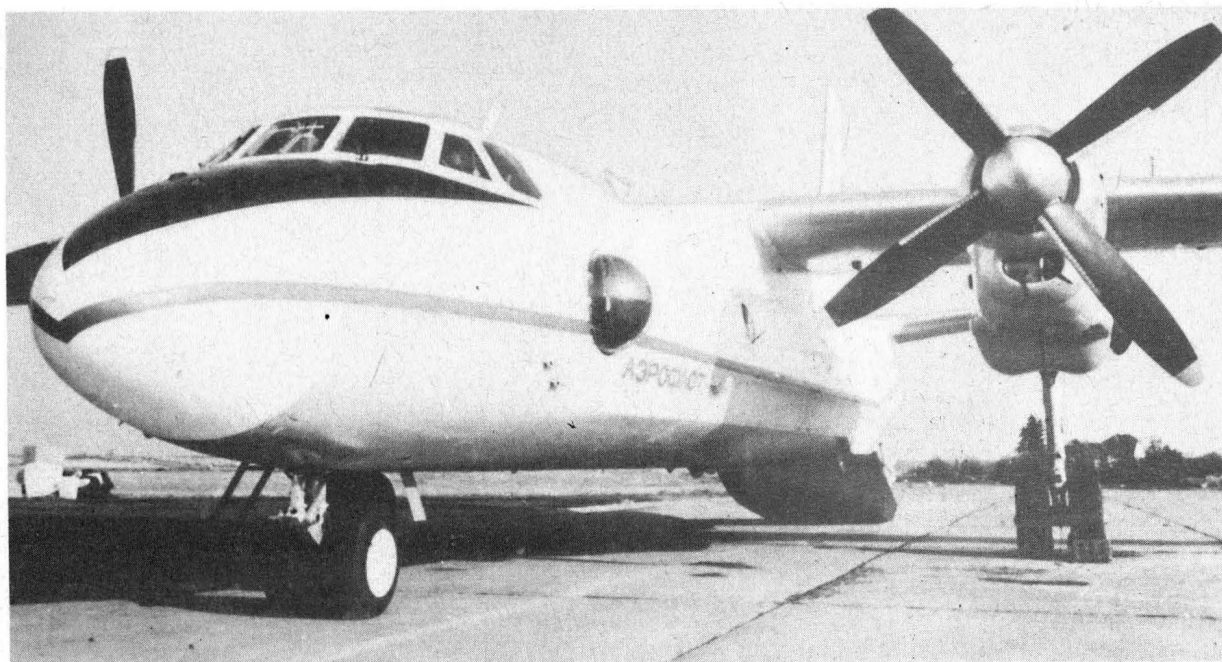
Понятие истребителя и истребителя-перехватчика в Польше до 1939 г.

По поводу оценки самолета истребителя Ястшомб, автор указывает определения истребителя и перехватчика и их влияние на концепции польских самолетов-истребителей до 1939 г.

CYNK J. B.

Еще о истребителе Ястшомб

Автор в дополнении своей статьи в нашем журнале № 2/77 дает дополнительные сведения о втором прототипе самолета Ястшомб и его оценке по результатам сравнительных испытаний с самолетом Северски П-35.



Różne warianty załadowań

Samolot transportowy

An-26

W celu przyspieszenia i ułatwienia prac załadowczo-wyładowczych na samolocie może być ustawiony przenośnik i suwnica jednobelkowa.

Samolot An-26 może być wykorzystywany do przewozu ludzi (38—40 osób) do zrzucania spadochroniarzy i do desantowania ciężarów, a także w wariantcie sanitarnym do przewozu 24 chorych.

Dobre dane techniczne i lotne, prosta konstrukcja, burtowa mechanizacja prac załadunkowo-rozładunkowych i duża przystosowalność do różnego rodzaju przewozów zapewniają samolotowi wysoką rentowność eksploatacji.

Maksymalna masa startowa	24 000 kg
Maksymalne obciążenie handlowe	6300 kg
Prędkość podróżna	420—450 km/h
Praktyczny pułap	8000 m

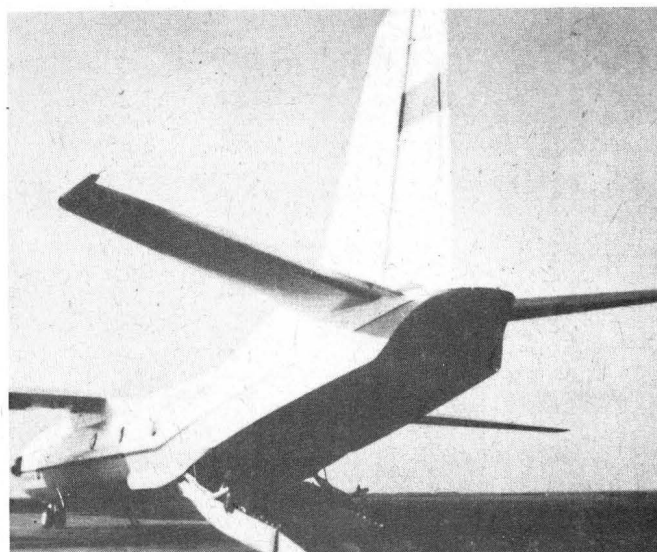
Zasięg lotu (ANZ-580 kg):	
z obciążeniem handlowym 5500 kg	1060 km
z maksymalnym zapasem paliwa	2400 km

Wymiary luku załadowczego:	
długość	3,4 m
szerokość	2,4 m
wysokość progu od ziemi	1,4666 m
wysokość górnej krawędzi od ziemi	3,014 m

Silniki: dwa turbośmigłowe AI-24WT o mocy startowej rzeczywistej po 2820 KM, jeden odrzutowy o ciągu 800 kG.

Bardziej szczegółowe informacje możecie otrzymać pod adresem:

- z burty samochodu.
 - z ziemi
 - wjazd do komory ładunkowej samochodów typu Wołga, UAZ-469B ...
- umożliwia duży łuk ładunkowy oryginalnej konstrukcji, zakrywany trapem-rampą

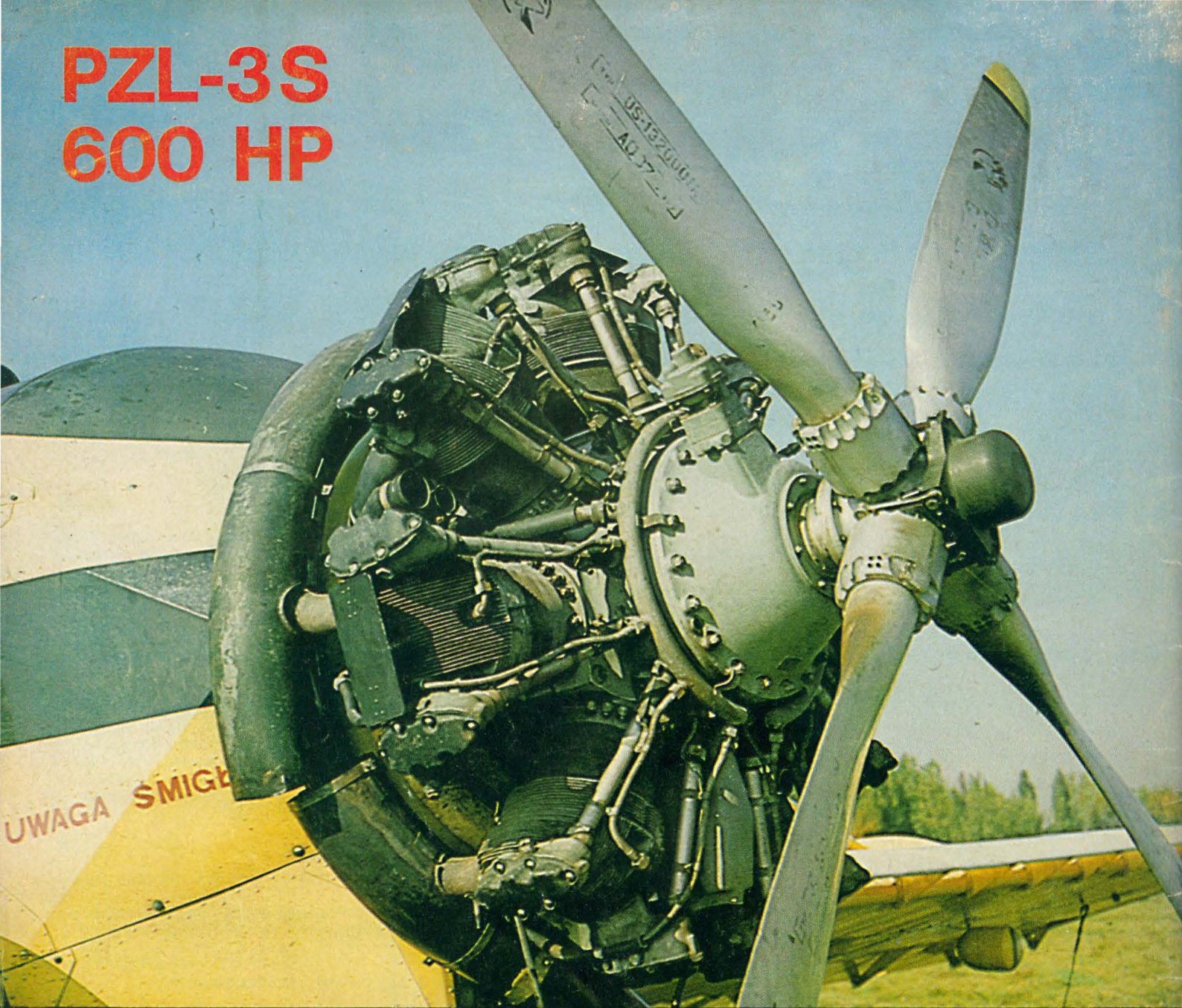


• V/O AVIAEXPORT •

ZSRR, 121200 Moskwa, Smolienskaja-Siennaja 32/34, Telefon: 244-26-86, Teleks: 7257

WCT/992/K/77

PZL-3S 600 HP



Fot. WIESŁAW GARBARCZYK

THE ONLY IN PRODUCTION TO-DAY 600 HP ENGINE FOR AG-PLANES

- Engine for PZL-106 Kruk, Thrush and Ag-Cat ag-planes
- Propeller version of LIT-3 engine built for Mi-1 helicopter
- To date the flying hours of LIT-3s have totalled 8.5 million
- Seven-cylinder air-cooled supercharged radial
- Electric starter
- 91/96 grade gasoline
- 1500 D.C. generator
- Propeller drive: direct
- Direction of revolution: counter-clockwise

TECHNICAL DATA

Diameter	1267 mm
Frontal area	1.27 sqm
Capacity	20 600 cc
Dry weight	400 kg
T-O rating	448 kW (600 hp)
— at	2200 rpm
Max. continous rating	410 kW (550 hp)
Cruise rating	310 kW (415 hp)
Specific fuel consumption at cruise rating	230 – 255 g/hp/h
Max. oil consumption	15 g/hp/h

Manufacturer:
Wytwórnia Sprzętu
Komunikacyjnego
PZL-Rzeszów, ul. Obrońców
Stalingradu 120
35-078 Rzeszów, POLAND
P.O. Box 340
Phone: 423 71; Telex: 83411

Exporter:
PEZETEL Foreign Trade
Enterprise of Aviation
Industry, ul. Przemysłowa 26
00-950 Warszawa, POLAND
P.O. Box 371; Cable: Pezetel
Phone: 28 50 71
Telex: 813 430



PEZETEL
POLAND