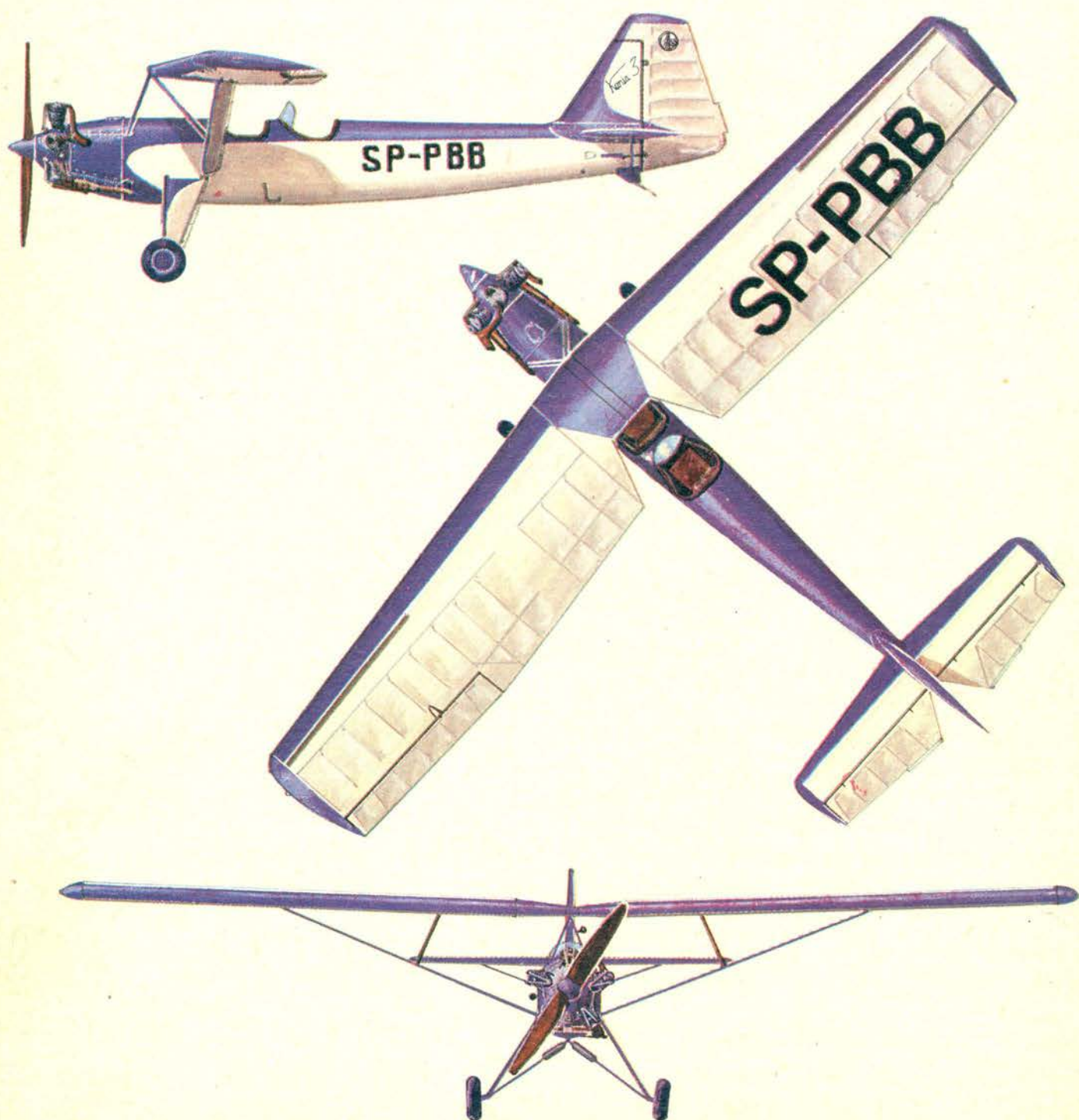


TECHNIKA 9'76
lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 12.—



● Народный Совет г. Щецин принял решение о **генеральной модернизации** пассажирской части **аэропорта Голениув**. Рассматривается проект постройки нового аэровокзала.

● В связи с планами развития туризма и отдыха **района Сувалки**, рассматривается проект **открытия воздушного сообщения с городом**.

● На совещании деятелей спортивной авиации представитель Опытного-Производственного Предприятия Планеризма СЗД-Бельско, один из конструкторов планеров Янтарь инж. Адам Курбель предложил открытие **производства балансирных планеров с крылом Роголло для индивидуальной сборки**, при стоимости 10 000 зл за один комплект. Предложение проветствует с радостью, но цена вызывает сомнения.

● Главное Управление **Аэроклуба ПНР** приняло решение о образовании при аэроклубе г. **Петркув Центра Самолетного Совершенствования**, который будет образовывать кадры для авиации.

● **Площадь 900 тыс га Государственных Сельских Хозяйств была обработана в прошлом году 70 самолетами**. На 1976 г. запланировано использование 112 самолетов и обслуживание площади 1500 тыс. га. Образованный в г. Свидик вертолетный центр сельскохозяйственной авиации обработал с помощью двух вертолетов Ми-2 площадь 40 тыс. га. На 1976 г. запланировано использование 4 вертолетов и выполнение 1200 часов работы.

● Семь сельскохозяйственных вертолетов **Ми-2** будет работать в **Иране и Ливии**. Рассчитано, что в сельском хозяйстве один вертолет выполняет работы 15 тракторов и 20 человек, при этом отличается большей точностью и отсутствием повреждения урожаев.

● Предприятием Внешней Торгозли „Польсервис” подписан в Нигерии контракт на **выполнение геологических и геофизических исследований из воздуха** при использовании снимков в инфракрасных лучах. Работу выполняли предприятия: Геологических Услуг „Геополь” и Геологических Поисков.

● Главным центром принимающим и разрабатывающим метеорологические данные из спутников в Польше является **Центр Приема Данных Института Метеорологии и Водного Хозяйства в г. Кракув**.

● Спортсмены — альпинисты высоко оценивают горную спасательную службу в Австрии и Швейцарии. В последнее время очень высоко был оценен полет **капитана Семёнтковского** из г. Кракув, который произвел посадку на исключительно узкой высокогорной площадке в горах Татры, для спасения двух раненых лыжников.

● Уже второй раз директор Североамериканской Линии ЛЕТА Збигнев Стабеуш получил награду и звание **„Человек Года”**. Награду, признанную организацией „Студенты Америки” и туристическим журналом студентов, за выдающие достижения в развитии молодежного туризма, вручил председатель американского общества бюро путешествий.

● Посол ПНР в Дании отметил датского ученого проф. **Бенгта Стромгрена государственным орденом** признанным ему Советом Государства ПНР за научные работы в области коперниканской системы строения вселенной. Проф. Стромгрэн является автором многих работ по астрономии и астрофизике, он долгое время вел научную деятельность в Соединенных Штатах

● В Аэроклубе ПНР образовалась **новая комиссия — для балансирных планеров**. Главное Управление Аэроклуба ПНР, принимая патронат над этим видом спорта, обратилось ко всем организациям, обществам и отдельным лицам с призывом содействовать в этой деятельности. Информирова о официальном „включении зеленого сигнала” для идеи свободного полета, напоминаем, что в мире летает уже около полумиллиона спортсменов а в Польше пионером этой затеи являлся популярной авиационный еженедельник „Скшыдылята Польска”.

● The Szczecin Authorities have decided a **general modernization of the facilities** for passengers at the **Goleniów airport**. A project is being considered to construct a completely new air terminal without breaking passenger traffic.

● At a meeting of sport flying workers, a representative of the PZL-Bielsko Gliding Experimental — Production Plant at Bielsko-Biala, Adam Kurbiel co-designer of Jantar sailplanes, suggested the undertaking of production of **hang glider sets for home-building**.

● Observing iets 30th anniversary this year, the **aeroclub at Mielec** has educated many glider pilots who are bearers of 6 gold badges with three diamonds, 64 silver badges and 43 diamonds. The club's model-making shop has trained over 8 thousand modellers and 30 instructors. Kazimierz Tyrlik is one of the members who greatly contributed to the organization, development and propagation of the club.

● **Agricultural aviation services are steadily going up**. Last year, 70 ag planes treated an area of 900 thousand ha of state-owned farms. This year 112 planes are planned to treat an area of 1.5 million ha. The ag helicopters are also used in aerial treatment of fields. Seven Mi-2 ag helicopters will be used in Iran and Libya.

● The Polservice Foreign Trade Enterprise concluded a contract in Nigeria for making **aerial geological and geophysical surveying**, using infra-red photographs.

● **The Satellite Data Reception Center of the Institute of Meteorology and Water Economy in Cracow** is the chief center in Poland for the reception, processing and interpretation of meteorological information from satellites.

● In the alpinist circles prevails an opinion that the Swiss and Austrians are best at air rescue actions. **Capt. J. Siemiątkowski** of Cracow broke the spell by landing on a narrow strip at the Rysy Mountains to take on board two heavily injured skiers.

● Zbigniew Stabeusz, Manager of the LOT's office in USA has been acclaimed **„Man of the Year” for the second time**. He also got an award from Students of America organization and the Student Travel Magazine for his contribution to the development of youth tourism.

● Professor Bengt Stromgren, **Danish scientist**, has been decorated with the **commandery of the Order of Merit** by the Polish Ambassador in Denmark. The Order was granted by the State Council for prof. Stromgren's contribution to the celebrations of the 500th anniversary of Nicolaus Copernicus and for the evolution of Copernicus' thought throughout the world.

● Administration of the Aero Club of Poland — by a special resolution — called into being a **Pilot Training Center at the Piotrków aeroclub** for training personnel for the needs of aviation.

● The Aero Club of Poland has a **new specialistic commission for hang gliding**. Its aim is to propagate the idea of hang gliding among young people in Poland. It is worth mentioning that about half a million hang glider enthusiasts are flying all over the world.

Adres Redakcji:

01-519 Warszawa, ul. Dymińska 6 m 155
 Tel. 39-01-50

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT
 00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI

A. Glass: Rola majstra i „know how” (TRYBUNA LOTNIKÓW)	1
Z KRAJU. ZE SWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Siły lotnicze na świecie. Afryka	4
W. Waśkowski: Najlepsze śmigłowce tłokowe i turbinowe (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA)	5
E. Maliński: Dziś i jutro systemów dyspozycyjnego sterowania śmigłowców cywilnych. Część II	9
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	15
POMOCZE KONSTRUKCYJNE 48: Transformacja Eulera	17
Zależności między prędkością, przyspieszeniem, amplitudą i częstością w ruchu harmonicznym	18
KARTOTEKA TLiA: Jakowlew Jak 18T	19
De Havilland Canada DHC-7 Dash	21
W. Krysiak: Problem rozpraszania mgły na lotniskach komunikacyjnych (PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK)	23
A. Słodownik: Podstawy projektowania współczesnych systemów obsługi technicznej samolotów (LOT PROBLEMY)	27
E. Gruszczyński, M. Stukonis, H. Ziemia: Przyczyny urywania się zabieraków sprężarek odśrodkowych w silnikach typu Lis	29
H. Latoś, M. Piwański, W. Rozwadowski: Wykonywanie gwintu w małych otworach nieprzelotowych w stopie aluminium	32
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 45: Główne terminy francuskie. Cz. II	35
Stanisław Rogalski	36
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	37
A. Glass: PZL Ł-2 — samolot pierwszego polskiego rajdu dokoła Afryki (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	38
KSIĄŻKI LOTNICZE	40



WYDAWNICTWA
 CZASOPISM
 TECHNICZNYCH NOT
 Warszawa
 Czackiego 3/5

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

Sekretarz Redakcji:

Zofia Rubini

Redaktorzy działów:

mgr inż. K. Dąbrowski, dr inż. A. Gołędziński, mgr inż. A. Kardymowicz, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz, mgr inż. W. Zaremba

Rada Programowa:

mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Janielewicz, mgr inż. E. Kołodziński, mgr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. R. Legięcki, mgr inż. A. Misiorek, inż. R. Wołński

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 2. W-wa. Zam. 400/76. Nakład 3900 egz.
 Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.
 Konto PKO I O/M Warszawa nr 1531-5021

Papier druk. sat. kl. IV. 70 g. A1. J-26.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006/37909

WAŚKOWSKI W.

The Lightest Piston and Turbine Helicopters

The author surveys Western manufacturers of the lightest helicopters and discusses problems of sale and demand for this kind of helicopters. Forecasts are given.

MALIŃSKI E.

Civil Helicopter Flight Director Systems Today and Tomorrow, Part Two

In the second part of this article, three-channel flight director systems are described. Examples of concrete solutions of such companies as Astronautics, Sperry and Kaiser as well as the latest achievements of Collins are given. The electronic measurement method of true airspeed is described.

KRYSIAK W.

Problem of Fog Dissipation on Civil Airports

The article describes the course and results of fog dissipation tests conducted over the airport. It gives an analysis of losses caused by the presence of fog and profits resulting from using special equipment for its dissipation; the analysis is based on figures from the Milan-Linate and Paris-Orly airports.

SŁODOWNIK A.

Design Principles of Contemporary Aircraft Technical Service Systems

The article analyses the problem of reliability of the aircraft and its equipment in flight. Tasks and effects of modernization of a contemporary technical service system of aviation equipment are described.

GRUSZCZYŃSKI E., STUKONIS M., ZIEMBA H.

Causes of Breaking of Centrifugal Compressor Blades in Lis-Type Engines

The article gives a characteristics and describes the regime of compressor blades in Lis-type engines. Most frequent cases of defects and methods of improving blade life and reliability are analysed.

LATOŚ H., PIWAŃSKI M., ROZWADOWSKI W.

Threading Small Blind Holes in Aluminum Alloy

This is a description of investigations aiming at the determination of optimum parameters of the technological process and the kind of tool for threading a blind hole in aluminum alloy.

GLASS A.

PZL Ł-2 — Aircraft of first Polish flight around Africa

This paper describes the history of the PZL Ł-2 Polish liaison aircraft built in 1929. Its construction is described and basic technical specification given.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXI WRZESIEŃ 1976

TECHNIKA 9 lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

TRYBUNA LOTNIKÓW

Rola majstra i „know how”

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Konstruktor daje tylko odpowiedź na pytanie co robić. Zaś jak zrobić — mówi technolog. Technolog w szerokim rozumieniu tego określenia: praktyk warsztatowiec, mistrz na wydziale produkcyjnym i pracownik biura technologicznego.

W czasach gdy uruchamiano produkcję samochodów warszawa w FSO na Żeraniu — zgłaszali się do zakładu liczni inżynierowie konstruktorzy. Potrzeba zaś było technologów, lecz politechniki technologów samochodowych wówczas prawie że nie kształciły. Na Żeraniu wówczas mówiono: oddamy 20 konstruktorów za jednego technologa.

Niewątpliwie produkcja opiera się na dwóch nogach — z których jedną jest dobra konstrukcja, drugą dobra technologia. Zaś technologia to doświadczenie produkcyjne. W NRD technolog przeciętnie ma około 15 lat doświadczenia w pracy w jednym zakładzie, w Czechosłowacji około 8 lat, zaś u nas 3÷5 lat.

Sukcesy techniczne i eksportowe wielu krajów opierają się przede wszystkim na technologii. Ona bowiem decyduje o jakości wyrobu. Dlatego dzisiaj kupując licencje, kupuje się nie tylko dokumentację konstrukcyjną, lecz również „know how” (wiedzieć jak zrobić), czyli technologię wraz z przeszkoleniem pracowników.

Jednym z kroków zmierzających do nadania technologii należnej jej rangi jest dokonane u nas ostatnio podniesienie pozycji mistrza. Tak jak dawniej rzemieślnik „złota rączka” był głównym czynnikiem dobrej produkcji, tak dziś mistrz i technolog są najważniejszymi osobami przy podnoszeniu jakości produkcji i jej rozwoju.

Przy przechodzeniu na automatyzację procesów produkcyjnych rola mistrzów i technologów nie maleje. Ich doświadczenie zostaje przeniesione na taśmę perforowaną i staje się programem dla maszyn sterowanych numerycznie. Takie obrabiarki są również czynnikiem zaradczym na niedobór technologów, powielając ich dorobek. Lecz tym bardziej wzrasta wtedy rola doświadczenia tych, którzy opracowują dane dla programów dla maszyn.



POLSKA

● W polskim lotnictwie wojskowym wprowadzono doroczny konkurs o tytuł najlepszego technika i mechanika sprzętu lotniczego, nagradzany Stalowym Wawrzynem. O tytuł ten ubiegają się jednostki lotnicze Wojsk Lotniczych, Wojsk OPK, Marynarki Wojennej i Ministerstwa Spraw Wewnętrznych.

● Władze wojewódzkie Szczecina podjęły decyzję w sprawie generalnej modernizacji zaplecza służącego obsłudze pasażerów na lotnisku w Goleniowie. Rozpatrywany jest projekt budowy całkowicie nowego dworca pasażerskiego, bez przerywania ruchu pasażerskiego. Również miejski oddział PLL LOT w Szczecinie rozpoczyna pracę w nowym lokalu.

● W związku z planami przekształcenia Suwalszczyzny w rejon rekreacyjno-wypoczynkowy zgłaszany jest postulat wprowadzenia w niedalekiej przyszłości komunikacji lotniczej do Suwałk.

● Nie działająca dotychczas Komisja Sportowa Aeroklubu PRL ma nowego przewodniczącego — jest nim doc. dr inż. Bohdan Jancelewicz. Funkcję sekretarza objął J. Krasicki. Przypomnijmy, że w skład Komisji wchodzi przewodniczący i sekretarze siedmiu komisji specjalistycznych, reprezentujących dyscypliny sportów lotniczych.

● Na spotkaniu działaczy lotnictwa sportowego przedstawiciel Przedsiębiorstwa Doświadczalno-Produkcyjnego Szybownictwa PZL-Bielsko z Bielska Białej, współkonstruktor Jantarów, mgr inż. Adam Kurbiel, zaproponował podjęcie produkcji lotni w zestawach do indywidualnego montowania, po 10 000 zł za komplet. Ofertę tę witamy z radością, zgłaszając równocześnie zastrzeżenie co do ceny. Lotnia nie może stanowić sprzętu dla zamożnej elity: koszt jej w masowej produkcji (bo na taką trzeba liczyć) — jeżeli podejmie ją warsztat bez wysokich narzutów — nie powinien przekroczyć 5000 zł. Jednak należy pamiętać, że w USA za standardową lotnię płaci się 500–600 dolarów; w RFN — 1000–1500 marek. Sprzęt wycynowy kosztuje dwukrotnie drożej.

● W br. mija 30 lat od powstania w Mielcu Aeroklubu. Duże zasługi dla jego organizacji, rozwoju i propagandy położył Kazimierz Tyrlik. Aeroklub Mielecki wychował liczna rzeszę pilotów szybowcowych. Są oni posiadaczami 6 złotych odznak z trzema diamentami, 64 srebrnych oraz 43 diamentów. Poważne osiągnięcia ma modelarnia, która przeszkoliła ponad 8 tys. modelarzy i 30 instruktorów.

● Zarząd Główny Aeroklubu PRL — specjalną uchwałą — powołał przy piotrkowskim aeroklubie Ogólnopolski Ośrodek Doskonalenia Samolotowego, w którym szkolić się będzie kadry dla potrzeb lotnictwa.

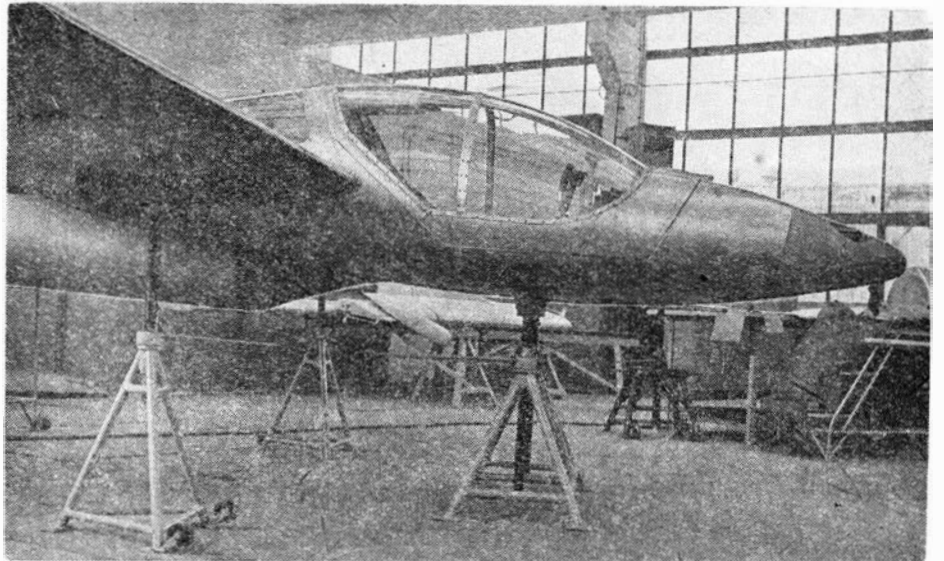
● W okresie od 30 sierpnia do 29 września odbywał się w Wycynowym Ośrodku Szkolenia Szybownictwa Aeroklubu jeleńsko-górskiego kurs metodyczny dla kandydatów na instruktorów szybowcowych i samolotowych. Zgłoszenia przyjmował i udzielał informacji Dział Szkolenia i Sportu ZG APRL.

● Obszar 900 tys. ha Państwowych Gospodarstw Rolnych obsłużyło w ubiegłym roku 70 samolotów rolniczych. Na 1976 r. zaplanowano wynajęcie przez PGR 112 samolotów i objęcie usługami agrolotniczymi 1,5 mln ha pól. Powołana do życia w Świdniku rolnicza baza śmigłowcowa wykonała zabiegi na obszarze 40 tys. ha w województwie opolskim, pracując dwoma śmigłowcami Mi-2. Na 1976 r. zakontraktowano 4 śmigłowce i 1200 godzin zabiegów.

● Siedem świdnickich śmigłowców Mi-2 wykonywać będzie zabiegi agrolotnicze w Iranie i w Libii. Wyliczono, że w rolnictwie jeden śmigłowiec zastępuje pracę 15 ciągników i 20 ludzi, przy czym jest bardziej dokładny i nie niszczy pól.

● Przedsiębiorstwo handlu zagranicznego Polservice zawarło w Nigerii kontrakt na wykonanie lotniczych badań geologicznych i geofizycznych przy użyciu zdjęć w podczerwieni. Zlecenie wykonały przedsiębiorstwa: Usług Geologicznych Geopol i Poszukiwań Geologicznych.

● Przedsiębiorstwo Poszukiwań Geofizycznych w Warszawie podejmuje badania



Samolot sportowy M-17 (EM-5A) w budowie w PZL-Mielec

aerogeofizyczne. Planuje się wykonywanie systematycznych przelotów w różnych rejonach Polski i dokonywanie m. in. pomiarów magnetometrycznych i radiometrycznych. Lotnicze badania geofizyczne stanowią uzupełnienie badań naziemnych. Pozwalają one na dokładniejsze poznanie budowy geologicznej kraju, określenie granic różnych formacji skalnych i głębokości zalegania podłoża; są także przydatne przy poszukiwaniach kopalni stałych, głównie rud metali i surowców.

● Gdański Oddział Zakładu Usług Agrolotniczych otrzymał nowe lądowisko w Wielbarku koło Malborka. Nowa baza została ufundowana przez PGR Malbork — jedno z najwęższych gospodarstw rolnych w kraju, w którego rejonie znajduje się dodatkowo 15 lądowisk roboczych.

● Głównym ośrodkiem przyjmowania, przetwarzania oraz interpretacji informacji meteorologicznych z satelitów jest w naszym kraju Ośrodek Odbioru Danych Satelitarnych Instytutu Meteorologii i Gospodarki Wodnej w Krakowie.

● W kołach alpinistów utrzymuje się pogląd, że w lotniczych akcjach ratunkowych w górach niezastąpieni są Szwajcarzy i Austriacy. Ze tak nie jest, pokazał kpt. J. Siemiątkowski z Krakowa lądując pod Rysami na wazylutkiej grani Pośredniego Goryczkowego i ratując dwóch ciężko rannych narciarzy.

● Już po raz drugi dyrektor Linii Północno-Amerykańskiej PLL LOT Zbigniew Stabeusz otrzymał nagrodę i tytuł Człowieka Roku. Nagrodę przyznana przez organizację Students of America i czasopismo turystyczne Student Travel Magazine za owocny wkład w rozwijanie turystyki młodzieżowej — wręczył przewodniczący amerykańskiego Związku Biur Podróży.

● Ambasador PRL w Danii udekorował uczzonego duńskiego prof. Bengta Stromgrena przyznaniem mu przez Radę Państwa PRL odznaczeniem Komandorii Orderu Zasługi PRL, za wkład wniesiony w obchody 500-lecia urodzin Mikołaja Kopernika oraz za zasługi na polu rozwijania myśli kopernikańskiej na świecie. Prof. B. Stromgren jest autorem wielu prac naukowych z zakresu astronomii i astrofizyki i przez długi czas prowadził działalność naukową w Stanach Zjednoczonych.



EGIPT

● Rząd egipski pertraktuje z przedsiębiorstwem Hughes Helicopters w sprawie podjęcia wspólnej produkcji śmigłowców Hughes 300 i 500 D.

● Podczas niedawnego pobytu w Paryżu egipski Minister Wojny pertraktował w sprawie budowy — przy pomocy Francji

— fabryki samolotów. Projekt stworzenia w Egipcie własnego przemysłu lotniczego i zbrojeniowego ma poparcie Arabii Saudyjskiej, Kataru i Zjednoczonych Emiratów Arabskich, które również zamierzają uczestniczyć w tym przedsięwzięciu.



JAPONIA

● Wciąż nie rozwiązana sprawa portu lotniczego w Narita sprawiła, że w Tokio zaczęto zastanawiać się nad słusznością dotychczasowej polityki gwałtownego rozwoju sieci komunikacji lotniczej. W latach sześćdziesiątych mówiono się o planach budowy wielkich lotnisk w każdej z 47 japońskich prefektur. Dziś projekt taki został zarzucony. Nie tak dawno lotnisko w Hiroszimie odmówiło przyjmowania odrzutów. Coraz częściej, z uwagi na zagrożenie środowiska, ogranicza się wielkość i typy lądujących maszyn. Ogromne lotniska w Osace i Tokio zamknięte są od wieczora aż do świtu, aby huk samolotów nie zakłócał spokoju mieszkańcom miast.

Na marginesie przypominamy, że międzynarodowy port w Narita ukończony został 3 lata temu i kosztował 860 mln dol. nie licząc kosztu nowych hoteli, restauracji, barów, ruchomych chodników i specjalnej linii kolejowej, łączącej lotnisko z centrum Tokio.

● Mieszkańcy trzech gmin japońskich leżących w bezpośrednim sąsiedztwie lotniska Osaka wygrali w drugiej instancji proces z zarządem lotniska. Sąd zabronił lotów między godzinami 21 a 7 rano. Kosztami sądowymi obciążono skarby państwa a 272 poszkodowanych ma otrzymać odškodowanie za utratę nocnego wypoczynku.



USA

● Ubiegłoroczny 23 zlot Stowarzyszenia Experimental Aircraft Association zgromadził na lotnisku w Oshkosh prawie 8 tys. różnego rodzaju samolotów, w tym 1200 zbudowanych przez amatorów. Podczas pokazów trwających przez 6 dni od świtu do zmierzchu — wykonano ok. 65 tys. startów i lądowań. Loty odbywały się grupowo, przy czym samoloty były podzielone wg osiąganych prędkości. Zło połączony był z kiermaszem, na którym sprzedawano materiały potrzebne przy amatorskiej budowie oraz oferowano usług warsztatowe i porady fachowe.



W. BRYTANIA

● Na lotnisku londyńskim Heathrow uruchomiony został w listopadzie 1975 r. w pełni zautomatyzowany system lądowania według kat. ICAO III-A (wysokość decyzji 0, widoczność pozioma 200 m), pozwalający samolotom Trident-III, zaopatrzonym w odpowiednio urządzenie pokładowe, na lądowanie w bardzo trudnych warunkach pogodowych. Jest to osiągnięcie British Airways na skalę światową, wieniec 15-letniej wysiłki tego towarzystwa w dziedzinie uniezależnienia komunikacji lotniczej od pogody.

● Pierwszy na świecie symulator do szkolenia technicznego personelu latającego został zainstalowany przez British Airways w ośrodku portu lotniczego Londyn-Heathrow, do szkolenia na samolocie Lockheed L-1011 TriStar. Wyposażenie kabiny symulatora jest zaprogramowane na 385 różnych awarii technicznych i służyć ma również do naprawiania uszkodzeń powstałych w locie oraz przeprowadzania wymiany informacji między pilotem a obsługą techniczną na ziemi.

● Wprowadzenie przez British Airways na linii Londyn — Glasgow lotów wahadłowych, bez rezerwacji (shuttles), spowodowało wzrost liczby pasażerów o 22% i znaczną poprawę rentowności linii. W związku z tym (towarzystwo zainaugurowało ten system na trasie Londyn—Edenburg) zamierza go stosować na innych liniach wewnętrznych, a w dalszej przyszłości w lotach do Paryża, Brukseli, Amsterdamu i Dublina.

● Angielskie zakłady Hovercraft w Cowes przeprowadzają na Kanale La Manche próby poduszki powietrznej o wielkiej pojemności. Jednostka ta, wprowadzana do eksploatacji na Kanale w przyszłym roku, zwiększy przepustowość linii from coast — to coast do 15 000 pasażerów i 2100 samochodów dziennie.

● Bening — angielski lekarz, pilot szybowcowy — przeleciał w październiku ub. r. po raz pierwszy w historii motoszybowcem ponad szczytami Himalajów: Anapurnę i Mount Everest. Przelotu nad 8-tysięcznikami dokonał Bening szybowcem zachodniemieckiej firmy typu Scheibe SF-27 MCY, wyposażonym w silnik dwusuwowy. Pilot wyleciał z bazy położonej na wysokości około 600 m n.p.m. u podnóża Anapurny, wykorzystując wznoszące prądy tworzące się nad skalistymi zboczami gór.



ZSRR

● Aeroflot eksploatuje obecnie sieć linii regularnych o długości 800 tys. km. Łączy ona prawie 3500 miast i osiedli. Linie międzynarodowe docierają do 69 krajów na wszystkich kontynentach.

● Przewiduje się, że Związek Radziecki nabydzie od Szwecji cztery automatyczne systemy kontroli ruchu powietrznego za 70 mln dol. Systemy te będą służyć Aeroflotowi jako centralne instalacje kontrolne w Moskwie, Kijowie i w Mineralnych Wodach. Czwarty system ma pracować pod Moskwą jako układ kontrolny całości obszaru.

OGÓLNE

● Skrót QSTOL oznacza cichy samolot krótkiego startu i lądowania. Według definicji potrzebuje on 600÷1200 m drogi startowej, przy czym powodowany hałas nie przekracza 90 dB w strefie przyziemnej na obszarze 2,3 km² i długości 6,4 km.

● Jak już informowaliśmy, w Stanach Zjednoczonych od 1 stycznia br. samoloty komunikacyjne obowiązują stosowanie urządzeń uprzedzających o bliskości ziemi. W Europie Wielka Brytania jako pierwszy kraj wprowadza taki obowiązek z dniem 1 lipca 1976 r. Również, nie oczekując na zarządzenie władz, zdecydowała wprowadzić je na swoich samolotach Luftansa. Urządzenia ostrzegające produkowane obecnie 6 firm m.in. francuska TRT. To ostatnie, dźwiękowo-swieczne urządzenie, sygnalizuje nadmierną prędkość zniżania, niebezpieczne położenie nad nierównym terenem, zbyt małą prędkość wznoszenia po starcie lub po nieudanym podejściu oraz lot poniżej 130 m.

● Według źródeł francuskich, w lotnictwie rolniczym zatrudnione jest obecnie ok. 23 400 samolotów, w tym 10 700 w Europie i 10 500 w obu Amerykach. Obszar pól i lasów objętych akcją lotniczą ocenia się na ponad 200 mln ha, z czego połowa przypada na Europę.

● Drugie miejsce po Związku Radzieckim wśród krajów RWPG pod względem wielkości obszarów obsługiwanych przez lotnictwo rolnicze zajmuje Bułgaria. Samoloty obsługują tam 4,6 mln ha rocznie (na 6 mln ha całości użytków rolnych). Na trzecim miejscu znajduje się Kuba (4,5 mln ha), a kolejne miejsca zajmują: NRD, Polska, Czechosłowacja i Węgry. Ogólna powierzchnia pól i lasów objętych akcją lotniczą w Czechosłowacji wyniosła w 1975 r. ponad 3 mln ha. Stanowi to 2,5-krotnie więcej niż przed 14 laty.

● W okresie ostatnich pięciu lat wydarzyło się w lotnictwie komunikacyjnym ponad 80 katastrof lotniczych podczas podejścia i lądowania samolotów, w których zginęło ponad 2600 ludzi. Według przeprowadzonej analizy liczba katastrof w nocy była 2,5-krotnie większa niż w dzień, a prawdopodobieństwo katastrof w złych warunkach zwiększa się nawet 4-krotnie.

● Około 100 śmigłowców brytyjskich, holenderskich, norweskich i in. utrzymuje stałą łączność wybrzeża z bazami wiertniczymi na Morzu Północnym. Za kilka lat do przewozu ok. 50 tys. osób i tysięcy ton ładunków potrzeba będzie tygodniowo kilkuset śmigłowców. Konieczne są jednak śmigłowce pewne, a więc wielosilnikowe o dużej mocy. Tylko one mają przyszłość. Toczy się więc obecnie batalia między za-

interesowanymi towarzystwami przewoźnymi o opanowanie rynku: 15 francuskich przedsiębiorstw śmigłowcowych już uczestniczy w konkurencji.

● Linie lotnicze państw azjatyckich i amerykańskich wprowadzają do eksploatacji aerobusy A-300. Po Air Siam, Korean i Indian Airlines — South African Airways złożyły zamówienie na cztery aerobusy 270-osobowe.

● Udział kosztu paliwa w ogólnym bilansie przewozu lotniczego wzrósł od 1973 r. z 11% do 21%. Złożyła się na to nie tylko gwałtowna podwyżka cen ropy naftowej, lecz także obciążenie paliwa lotniczego w niektórych krajach różnego rodzaju dopłatami. IATA apeluje o zaprzestanie tych praktyk, zaciemniających rzeczywisty obraz kosztów.

● Co dwa lata będą się odbywać samolotowe mistrzostwa świata. Pierwsze odbyły się w Szwecji, w Gavle, w 75 rocznicę królewskiego, szwedzkiego aeroklubu. W zawodach brało udział 38 uczestników z 14 krajów, pięciu kontynentów. Mistrzostwa podzielono na trzy rodzaje konkurencji: nawigacyjną, lot specjalny i lądowanie. Następną impreza odbędzie się w 1977 r. w Austrii.

● W dniach 1÷5 marca 1976 r. odbyło się w Tuluzie międzynarodowe kolokwium poświęcone wytwarzaniu energii elektrycznej na bazie energii słonecznej, zorganizowane przez Krajowe Centrum Badań Kosmicznych CNES i Krajowe Centrum Badań Naukowych CNRS.

● Zachodnioeuropejska organizacja badań kosmicznych ESA — wspólnie ze Stanami Zjednoczonymi i Kanadą — planuje utworzenie eksperymentalnego systemu satelitalnego Aerosat, przeznaczonego do nawigacyjnej obsługi samolotów w strefie Atlantyku. System Aerosat ma się składać z dwóch sztucznych satelitów Ziemi, umieszczonych na geostacjonarnych orbitach. Głównym zadaniem systemu Aerosat będzie zapewnienie radiotelefonicznej łączności między naziemnymi stacjami, tj. lotniskami, i lecącymi nad Atlantykiem samolotami, a także określenie ich położenia oraz przekazanie tych informacji na wieże kontroli lotnisk.

● Problemami istnienia życia na innych planetach zajmuje się wielu uczonych i specjalne placówki badawcze. Badania takie prowadzi m. in. Stany Zjednoczone (NASA), Związek Radziecki, a także Komisja CETI (Communication with the Extraterrestrial Intelligence) Międzynarodowej Akademii Astronautycznej w Paryżu. Członkami tej ostatniej są uczeni z różnych krajów, a wśród nich prof. dr hab. M. Subotowicz, fizyk z Uniwersytetu im. Marii Skłodowskiej-Curie w Lublinie, członek Polskiego Towarzystwa Astronautycznego.

● Międzynarodowy Związek Astronomów skierował wniosek do Komitetu d.s. Pokojowego Wykorzystywania Przestrzeni Kosmicznej ONZ o nie nadawanie nowo odkrytym obszarom na Księżycu i innych planetach nazwisk znanych osobistości politycznych, wojskowych, naukowych, czy kościelnych z XIX i XX wieku. Proponuje się posługiwanie nazwami zwierząt, ptaków lub popularnymi imionami.

Uprzejmie informujemy Czytelników,

że od dnia 1 lipca br. redakcja TLiA zmieniła numer telefonu na

39-01-50



KENIA	
Siły Powietrzne	
B: BAC Strikemaster	6
HSA Hunter	6
Razem	12
Sz: SA Bulldog	5
T: DHC Caribou	6
H: Alouette	3
P: DHC Beaver	7
Piper Navajo	1
Razem	8
Ogółem	34

LIBIA	
Siły Powietrzne	
B: Dassault-Breguet Mirage	100
R: Dassault-Breguet Mirage	10
Sz: Dassault-Breguet Falcon 20	2
Lockheed T-33	3
SNIAS Magister	12
Razem	17
T: Douglas C-47	10
Lockheed C-130	8
Lockheed Jet Star	1
Razem	19
H: Agusta AB. 206	2
Alouette	12
Bell OH-13	3
SNIAS Super Frelon	9
Razem	25
Ogółem	171

MALAWI	
Siły Powietrzne	
T: BAC Pembroke	2
Douglas C-47	4
Razem	6
Ogółem	6

MALI	
Siły Lądowe	
B: MiG-15/17	6
Sz: Jak-11	?
T: An-2	2
Douglas C-47	2
Ił-14	2
Razem	6
H: Mi-4	2
P: Jak-12	?
MH 1521 Broussard	2
Razem	2+?
Ogółem	16+?

MAROKO	
Siły Powietrzne	
B: Northrop F-5	24
Magister	24
Razem	48
Sz: North American T-6	35
North American T-28	25
SF. 260	(2)
Razem	60+(2)
T: Douglas C-47	10
Fairchild C-119	11
Lockheed C-130	3+(3)
Razem	24+(3)
H: Agusta AB. 205	24
Alouette	4
Bell 47	4
Kaman HH-43	4
Razem	36
P: Beech Twin Bonanza	2
Dornier Skysevant	1
MH 1521 Broussard	4
Razem	7
Ogółem	175+(6)

MAURETANIA	
Siły Powietrzne	
T: Douglas C-47	2
P: Cessna 337	2
MH 1521 Broussard	2
Razem	4
Ogółem	6

NIGER	
Siły Powietrzne	
T: Douglas C-47	1
Nord Noratlas	4
Razem	5
P: Cessna 337	3
MH 1521 Broussard	4
Razem	7
Ogółem	12

NIGERIA	
Siły Powietrzne	
B: Il-28	4
MiG-15/17	15
Razem	19
Sz: Aero L-29	8
SA Bulldog	20
Razem	28
T: Douglas DC-3	6
Douglas DC-6	1
Fokker F. 27	6
Fokker F. 28	1
Lockheed C-130	(6)
Nord Noratlas	6
Razem	20+(6)
H: Alouette	6
MBB Bo 105	4
Westland Whirlwind	3
Razem	13
P: Dornier Do 27	15
Dornier Do 28/Skysevant	12
Piper Navajo	4
Razem	31
Ogółem	111+(6)

RODEZJA	
Siły Powietrzne	
B: BAC Canberra	9
DH Vampira	12
HC Hunter	12
Razem	33
Sz: BAC Provost	12
DH Vampira	10
Razem	22
T: Douglas C-47	4
H: SNIAS Alouette	8
P: Beech Baron	1
Macchi A1-60	7
Razem	8
Ogółem	75

REPUBLIKA MALGASKA	
Siły Powietrzne	
T: Dassault MD 312	2
Douglas C-47	3
Razem	5
H: Alouette	3
Bell 47	1
Razem	4
P: B-N Defender	1
Cessna 337	1
Razem	2
Ogółem	11

REPUBLIKA PLD. AFRYKI	
Siły Powietrzne	
B: BAC Canberra	9
Dassault-Breguet Mirage/F1	60+(48)
HS Buccaneer	9
Razem	78+(48)
R: Dassault-Breguet Mirage	4
HS Shackleton	7
Piaggio P. 166	18
Razem	29
Sz: Atlas MB. 326	150
Canadair Sabre	15
DH Vampira	30
North American T-6	100
Razem	295
T: BAC Viscount	1
Douglas C-47	25
Douglas DC-4	5
HS. 125	4
Lockheed C-130	7
Transall	9
Razem	51
H: Alouette	50
SNIAS Puma	20
SNIAS Super Frelon	15
Razem	85
P: Aeritalia-Macchi AM. 3C	40
Cessna 185	20
Razem	60
Łącznie	598+(48)
Lotnictwo Morskie	
H: Westland Wasp	11
Ogółem	609+(48)

REPUBLIKA ŚRODKOWEJ AFRYKI	
Siły Powietrzne	
B: Douglas A-1	?
T: Dassault Falcon 20	1
Douglas C-47	3
Douglas DC-4	1
Nord Noratlas	?
Razem	5+?
P: Macchi A1. 60	10
MH 1521 Broussard	6
Razem	15
H: Alouette	2
Silkorsky H-34	?
Razem	2+?
Ogółem	22+?

REPUBLIKA KONGO	
Siły Powietrzne	
T: An-24	2
Douglas C-47	1
Fokker F. 28	(1)
Razem	3+(1)
H: Alouette	4
P: MH 1521 Broussard	3
Ogółem	10+(1)

RWANDA	
Siły Lądowe	
Sz: SNIAS Magister	3
T: Douglas C-47	2
H: Alouette	2
P: Aeritalia-Macchi AM. 3C	3
Ogółem	10

SIERRA LEONE	
Siły Lądowe	
Sz: Saab MFI-15	2
H: Hughes 300	2
Hughes 500	1
Razem	3
Ogółem	5

Oznaczenia: B — samoloty bojowe, R — samoloty rozpoznawcze, S — samoloty treningowe, T — samoloty transportowe, H — śmigłowce, P — pozostałe, w nawiasach — zamówienia
 Źródła: Flight z 28.VIII.1975 r.; Interavia nr 1/1975.

Najlejsze śmigłowce tłokowe i turbinowe

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

Przegląd działalności zachodnich producentów najlepszych śmigłowców. Zagadnienia zbytu i zapotrzebowania na tego rodzaju śmigłowce oraz prognozy na przyszłość.

Pod koniec ubiegłej dekady na rynkach krajów kapitalistycznych znajdowało się sześć typów najlepszych śmigłowców napędzanych silnikami tłokowymi i dwa typy z silnikami turbinowymi. W grupie najlepszych śmigłowców z silnikami tłokowymi znajdowały się następujące śmigłowce: Brantly 2, Bell 47, Silvercraft SH-4, Hiller 12, Enstrom 28 oraz Hughes 269/300.

W 1975 roku na rynku pozostały jedynie śmigłowce F-28A oraz Hughes 300. Bell po 25 latach sukcesu zawiesił produkcję swych znakomitych Bell 47, podobnie jak i jego licencjodawcy. Brantly (po bankructwie), już stanowiąc własność innej firmy (Hynes — Brantly), dopiero zamierza wznowić produkcję swego sprzętu (Brantly B-2) w drugiej połowie 1976 r. Produkcja tłokowych śmigłowców Hughes 300 poważnie zmalała w porównaniu z poprzednim okresem. Natomiast rozwija się produkcja najlepszych śmigłowców z napędami turbinowymi oraz istnieją wszelkie przesłanki, jak np. w przypadku firmy Enstrom, że nastąpi rekonwersja płatowców napędzanych dotychczas silnikami tłokowymi na maszyny z silnikami turbinowymi, podobnie jak i tłokowych Bell 47.

Przegląd współczesnej działalności wytwórców najlepszych śmigłowców pozwolił nam uzmysłowić sobie istniejącą sytuację na rynku tego sprzętu w krajach kapitalistycznych, zorientować się w problemach ich zbytu i zgłaszanego zapotrzebowania oraz umożliwił wyciągnięcie wniosków prognostycznych na okres najbliższych 5÷8 lat.

Bell

Jest to amerykańska firma, dotychczasowa rekordzistka jeżeli chodzi o wielkość produkcji najlepszych śmigłowców z napędem tłokowym, twórca doskonałych maszyn rodziny Bell 47.

Od 1946 roku, a więc przez 27 lat, Bell w swych amerykańskich zakładach zbudował około 11 000 cywilnych śmigłowców Bell 47 G-J — 2-3-4 i 5 oraz dla celów wojskowych 868 sztuk OK-13H/S/T.

Na licencji w Japonii Mitsui i Kawasaki zbudowały 58 sztuk oznaczonych jako KH-4, a firma Fuji — 194 sztuki. We Włoszech firma Agusta wyprodukowała 1100 sztuk, a w Anglii Westland — 100 sztuk.

Łącznie zatem wojskowe i cywilne rynki krajów kapitalistycznych wchłonęły ponad 13 100 śmigłowców Bell 47.

Jednak wobec coraz bardziej kurczącego się zapotrzebowania na śmigłowce tłokowe oraz w celu zwolnienia powierzchni produkcyjnych dla potrzeb uruchomienia budowy nowych typów śmigłowców z napędem turbinowym — zgodnie z rynkowym popytem — Bell zakończył produkcję śmigłowców tłokowych, słusznie uważając, że jednostkowa produkcja jest nieopłacalna w przypadku wielkiej firmy. Z podobnych przyczyn również i licencjodawcy Bella zakończyli produkcję Bell 47.

Ten fakt zdaje się świadczyć o nadejściu kresu wielkoseryjnej produkcji śmigłowców z napędem tłokowym i przejęcie jej przez mikrofirmy przemysłu lotniczego, stosujące na wprost rzemieślnicze metody pracy.

Hughes

W połowie pięćdziesiątych lat amerykańska wytwórnia Hughes Helicopters (filia wielobranżowego koncernu Summa Corp.) po przeprowadzeniu wnikliwej analizy popytu na rynkach w krajach kapitalistycznych stwierdziła, iż istnieje zapotrzebowanie na lekkie śmigłowce napędzane silnikami tłokowymi. Uwzględniając wyniki analizy, Hughes zaprojektował i zbudował swój pierwszy dwumiejscowy

śmigłowiec, który potem przekształcił w trzymiejscowy. Był to śmigłowiec oznaczony jako Hughes 269A (silnik Lycoming o mocy 180 KM, certyfikat FAA został wydany w 1959 r.).

Po dokonaniu zmian wymaganych przez amerykańskie Siły Zbrojne Hughes zaczął produkować śmigłowiec przeznaczony dla wojska (pod oznaczeniem TH-55) do szkolenia pilotów. Łącznie przeszkolono na śmigłowcach Hughes'a ponad 20 000 wojskowych pilotów (Hughes zbudował od tego czasu ponad 800 sztuk TH-55).

Rozwojowy typ Hughes 269A, tj. Hughes 300, przeznaczony został dla odbiorców cywilnych. Dzięki ekonomiczności eksploatacyjnej i niezawodności został on wyprodukowany w liczbie przekraczającej 2000 sztuk. Ostatnia odmiana (Hughes 300 C) otrzymała silnik Lycominga o mocy 190 KM.

W 1964 roku Hughes wygrał współzawodnictwo na dostawę lekkiego turbinowego śmigłowca obserwacyjno-zwiadowczego OH-6A Cayouse, napędzanego silnikiem turbinowym Allison o mocy 317 KM, dławionej do 252,3 KM. Jego wysokie zalety sprawdziły się w czasie kampanii wietnamskiej, gdzie jednak Wietnamczycy stracili aż 425 maszyn tego typu. Łącznie Hughes zbudował 1434 sztuki Cayouse'ów. Ostatnia rozwojowa odmiana Cayouse'ów (OH-6C) już jest napędzana silnikiem Allison 250-C-20 o mocy 400 KM.

W odmianie cywilnej Cayouse ma oznaczenie Hughes 500C. Ostatnio została ona udoskonalona i otrzymała oznaczenie Hughes 500D.

Prototyp Hughes 500D, oblatany w październiku 1975 r., wykazuje się prędkością przelotową większą o 20% od swojego poprzednika i o 50% większym udźwigniem użytecznym. Jeszcze przed otrzymaniem certyfikatu FAA Hug-



Rys. 1. Śmigłowiec tłokowy Bell 47 G-2A



Rys. 2. Śmigłowiec tłokowy Hughes 300

TABLICA 1. Wykonana i planowana produkcja turbinowych śmigłowców firm Hughes

Typ śmigłowca	Silnik	Moc [KM]	Produkcja do 1975 r. [szt.]	Plan produkcji							Razem
				1975 r.	1976 r.	1977 r.	1978 r.	1979 r.	1980 r.	1981 r.	
Wojsko USA: OH-6A	T63-A-SA	317	1434	—	—	—	—	—	—	—	1434
Cywilne w USA: 500/500M	250-C18	317	216	62	48	30	6	—	—	—	362
500C	250-C20	400	60	76	98	70	52	21	—	—	380
500D	250-C20B	420	—	2	16	32	45	72	94	120	381
Razem USA			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	20	16	104
Razem licencyjna			94	30	40	44	48	38	38	28	360
Suma całkowita			1804	170	202	176	151	134	132	148	2917

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

hes uzyskał zamówienia potwierdzone na dostawę 90 cywilnych Hughes 500D. Świadczy to o dużym zaufaniu, jakim cieszą się wyroby tej firmy. Do połowy 1975 r., w ciągu 25 lat swej działalności w dziedzinie budowy śmigłowców, Hughes wyprodukował ponad 4000 śmigłowców z obu rodzajami napędów. Dzień dzisiejszy produkcji lekkich śmigłowców Hughes'a przedstawia się dosyć korzystnie.

W dziedzinie śmigłowców napędzanych silnikami tłokowymi (Hughes 300C) zaznaczył się spadek popytu. Do października 1975 r. Hughes budował po 12 śmigłowców tego typu miesięcznie, ale już od czerwca nastąpiło zahamowanie napływu zamówień, tak że w IV kwartale 1975 r. Hughes obniżył tempo produkcji do 10 sztuk miesięcznie, co w stosunku rocznym wyniesie — zważywszy miesięczny okres urlopowy — około 100÷110 sztuk w 1976 r.

Tym niemniej Hughes spodziewa się, że w związku z prawdziwym boomem zapotrzebowania amerykańskiego rolnictwa na usługi agro dostawy dla tej branży pozwolą w przyszłości na podniesienie dostaw śmigłowców 300C agro i dostaw dla patroli drogowych o 15% w skali rocznej. Przyszłość pokaże, czy Hughes nie zapatruje się na zbyt optymistycznie na rozwój koniunktury na ten sprzęt.

W 1975 roku Hughes dostarczył 100 sztuk śmigłowców 300C i 150 sztuk 500C, który od 1976 r. ustępuje miejsca sukcesywnym dostawom 500D. Tempo sprzedaży tego ostatniego modelu ma wynieść według planów Hughes'a pod koniec bieżącego roku po 17 sztuk miesięcznie.



Rys. 3. Śmigłowiec turbinowy Hughes 500D

Jeżeli chodzi o dostawy śmigłowców 500D, plany Hughes'a wydają się realne, gdyż służby patrolowe w Stanach Zjednoczonych w coraz większym zakresie użytkują śmigłowce z napędem turbinowym, podobnie jak i inne służby publiczne (sanitarne, patrole przeciwpożarowe itd.). Do wszystkich tych celów konieczne jest posiadanie sprzętu o większej prędkości, mniejszym poziomie hałasu i dłuższej żywotności. Jedynym mankamentem jest wyższa cena zakupu, co w przypadku zakupów ze środków publicznych nie stanowi zbyt dużej przeszkody. Również użytkownicy prywatni (przedsiębiorstwa przemysłowe, handlowe, banki itp.) do celów dyspozycyjnych będą zapewne kupowały wyłącznie śmigłowce turbinowe, zwłaszcza, że istnieje pewność, iż Hughes 500D uzyska uprawnienia IFR, co pozwoli na loty nawet w niesporządzających warunkach atmosferycznych i przy małej widzialności. Tych zaś uprawnień śmigłowce z napędem tłokowym nie mogą otrzymać.

Oprócz wymienionych zadań zasadniczą funkcją, którą w najbliższej przyszłości mają pełnić śmigłowce najłżejsze (maksymalna moc silnika do około 400 KM), jest ich adaptacja do warunków wielkimiastowości. W tym układzie śmigłowce klasy Hughes 500D będą wykonywały zadania transportowe typu *door-to-door*, tak w przewozach pasażerskich (powietrzne taksówki) jak i towarów (latające furgonki). Zdaniem Hughes'a wszystko wskazuje na to, że z powodu trudności naziemnego transportu w wielkich aglomeracjach miejskich właśnie lekkie śmigłowce przejmą te obowiązki.

Ponieważ zaś Hughes w obecnych warunkach napotyka na konkurencję tylko jednego śmigłowca, tj. Bell Jet Ranger (od którego w 1975 r. był zresztą tańszy o 40 000 dol.: Hughes 500D — 145 000 dol., a Jet Ranger II — 185 000 dol.), można przypuszczać, że rynek będzie na tyle chłonny, że będą na nim mogły istnieć dwa typy śmigłowców o podobnym zakresie zadań.

Na zakończenie warto jeszcze dodać, że Hughes 500D ma duże szanse wygrania konkursu na dostawę dla Sił Zbrojnych USA lekkich turbinowych śmigłowców rozpoznawczych III generacji.

Z uwagi na te wszystkie wywody wydaje się, że Hughes skoncentruje swoją uwagę przede wszystkim na produkcji i udoskonalaniu lekkich śmigłowców turbinowych, traktując budowę śmigłowców tłokowych jako swego rodzaju produkcję uboczną.

Hughes przewiduje, że jego łączna produkcja będzie wzrastała co najmniej po 10% rocznie, mając jednak na uwadze ewentualną przyszłą budowę ciężkich śmigłowców przeciwpancernych AAH-64 (jeżeli — rzecz jasna — wygra on konkurs ze współzawodniczącym z nim o to zamówienie Bellem), tempo wzrostu produkcji będzie znacznie

wyższe. Według długoterminowej prognozy firmy, ma ona do końca 1999 r. zbudować ponad 35 000 śmigłowców różnych klas.

Ostatnio firmy zagraniczne zakupuja od Hughes'a wyjącznie licencję na śmigłowce turbinowe (Hughes 500). M.in. taką licencję nabyła w 1974 r. na zlecenie swego rządu argentyńska firma RACA, która ma montować z dostarczonych elementów 120 sztuk tych maszyn. Program montażu obejmuje okres ośmiu lat. Dotychczas RACA dostarczyła klientom kilkanaście sztuk.

Również w Japonii Kawasaki prowadzi montaż licencyjnych śmigłowców Hughes 500 napędzanych turbinowymi silnikami Allison 250 o mocy 317 i 400 KM. Dostawy tych śmigłowców na dzień 1.04.1975 r. wyniosły 85 sztuk (odmiana wojskowa i cywilna).

Włoska firma **Breda Nardi**, znajdująca się pod kontrola państwowego holdingu EFIM, zakupiła w 1971 r. od amerykańskiego Hughes'a licencję na produkcję śmigłowców tłokowych Hughes 300 i turbinowych Hughes 500 wraz z oprzyrządowaniem produkcyjnym. Produkcję śmigłowców firma miała rozpocząć w trzy lata później i rzeczywiście wyprodukowała w 1974 r. (Forcast Associates) 16 sztuk Hughes 500. Firma rozbudowuje nową wytwórnię w Porto d'Ascoli, dla produkcji licencyjnej. W dotychczasowej siedzibie (w Mediolanie) Breda-Nardi prowadzi jedynie przegląd i remonty śmigłowców, wytwarzając tam również wiele elementów konstrukcji dla sprzętu lotniczego.

Hughes oblicza, że wręcz z produkcją u licencjobiorców udział eksportu w całkowitej produkcji wynosi 40%, z czego gros przypada na macierzyste zakłady, gdyż do 1975 r. licencjobiorcy zbudowali tylko 94 śmigłowce Hughes 500.

Enstrom

Przedsiębiorstwo amerykańskie Enstroma powstało w 1959 r. Miało ono produkować trzymiejscowe śmigłowce własnej konstrukcji z napędem tłokowym. Oblot pierwszego prototypu nastąpił jesienią 1960 r. Do produkcji wszedł dopiero ulepszony Enstrom F-28A w 1968 r. Jednak z powodu trudności finansowych Enstrom zmuszony został sprzedać swój zakład firmie Purex Co. Wówczas też został opracowany nowy typ śmigłowca, tym razem napędzany silnikiem tłokowym z doładowaniem oraz prototyp z silnikiem turbinowym.

Po dwu latach działalności firma Purex znalazła się, podobnie jak przedtem Enstrom, na progu bankructwa (1970 r.). Można przypuszczać, że jej zasoby finansowe zostały pochłonięte przez nakłady związane z prowadzonymi pracami badawczo-rozwojowymi, przy istniejącej wówczas recesji w branży lotniczej. Łącznie przez 11 lat istnienia firmy wybudowano jedynie 40 śmigłowców F-28A.

Z powyższych powodów Purex musiał sprzedać posiadane uprawnienia i baze wytwórczą znanemu amerykańskiemu adwokatowi Lee Baileyowi, który dysponuje poważnym własnym kapitałem.

Pod kierownictwem Bailey'a Enstrom wznowił produkcję F-28A. Napływ kapitałów okazał się zbawienny dla firmy: Bailey zdołał w roku budżetowym 1973/1974 sprzedać 85 śmigłowców, a w następnym roku już 90 sztuk. Prezes Enstroma w końcu 1974 r. wyraził pewność, że w 1975/1976 r. zbyt wyniesie 130 śmigłowców, a w kolejnym roku wzrośnie nawet do 180 sztuk. Optymizm Bailey'a okazał się przesadny: plan na 1974/1975 r. wykonano zaledwie w 73%.

Bieżąca produkcja Enstroma obejmuje śmigłowce F-28A i Enstrom 280 Shark (trzymiejscowy, napędzany silnikiem Lycoming z doładowaniem o mocy 205 KM; na ten typ Enstrom otrzymał certyfikat FAA w listopadzie 1975 r.). Dzięki zastosowaniu silnika z doładowaniem (wzrost jednostkowej ceny wynosi 5000 dol.) użyteczny udźwieg Enstrom 280 wzrósł o 68 kG, pułap w zawisie podwoił się, a predkość przelotowa zwiększyła się o 12 km/h.

Wobec liberalizacji postulatów FAA w sprawie przyznawania uprawnień dla lotów IFR Enstrom przystąpił do realizacji programu badań, mającego na celu ich uzyskanie. Przeprowadzane próby we własnym zakładzie i w bostońskiej państwowej stacji kontroli bezpieczeństwa lotów wykazały, że Enstrom 280 ma odpowiednią stateczność dla uzyskania zezwolenia dla lotów IFR oraz że przy locie IFR nie zachodzi konieczność stosowania specjalnej techniki pilotowania.

W marcu 1976 r. Enstrom rozpoczął próby z instalowaniem i eksploatacją turbinowego silnika na śmigłowcu 280.



Rys. 4. Śmigłowiec tłokowy Enstrom F-28A

W tym przypadku chodziło m.in. o znalezienie optymalnego rozwiązania możliwości zastosowania kompletnego turbinowego zespołu napędowego na trzech typach śmigłowców, które Enstrom już produkuje lub zamierza budować.

Pierwszym z tych nowych typów jest Enstrom 380, przeznaczony specjalnie do szkolenia pilotów wojskowych i cywilnych. Kolejnym typem ma być Enstrom 390 Guardian — odmiana sanitarna z wyposażeniem reanimacyjnym i para noszy. Wreszcie trzecim projektowanym typem jest Enstrom 400 — czteromiejscowy turbinowy wielozadaniowy i dyspoowczyiny śmigłowiec.

Produkcja bieżąca według planów Enstroma ma wzrosnąć w drugiej połowie 1976 r. do 15 śmigłowców miesięcznie, osiągając w 1977 r. liczbę 200 sztuk w stosunku rocznym.

W tym celu Bailey zwiększył zatrudnienie w swej wytwórni ze 125 zatrudnionych w 1975 r. do 160 osób w 1977 r. Małe zatrudnienie świadczy o tym, że produkcja jest rozkooperowana, a zakłady Enstrom są montownia.

Ambicja Bailey'a jest zajęcie na rynkach krajów kapitalistycznych miejsca Bella po zakończeniu produkcji śmigłowców Bell 47 oraz uzyskanie zdolności do konkurencji w dziedzinie najłżejszych śmigłowców z napędem turbinowym.

Przezczasem, pomimo tak szerokich planów, Enstrom przeżywał na przełomie lat 1975/1976 spore trudności związane ze zbyt. Przedwczesne zawiadomienie potencjalnych odbiorców o rozpoczęciu produkcji śmigłowców tłokowych z doładowaniem (E.280) spowodowało skurczenie się napływu zamówień na śmigłowce F-28A. Na razie na Enstrom 280 uzyskano tylko 45 zamówień. Podobnie jak i w ubiegłym roku finansowym, plan produkcji w 1975/1976 nie zostanie wykonany. Musiano również zredukować zamierzenia na przyszły rok. Obecnie planuje się tylko budowę 35 śmigłowców F-28 i 85 sztuk z doładowaniem.

Zamówienia zagraniczne, które w 1974 r. zapewniły zbyt 40% produkcji, skurczyły się do 10%. Jednak Enstrom jest nadal pełen optymizmu i uważa, że śmigłowce z doładowaniem zapewnią poważny wzrost zamówień zagranicznych i krajowych.

Wydaje się jednak, że w planach perspektywicznych Enstrom przyznaje priorytet najłżejszym śmigłowcom z napędem turbinowym, zmniejszając w produkcji udział śmigłowców tłokowych. W tym przypadku jednak, naszym zdaniem, napotka on na bardzo silną konkurencję ze strony Hughes'a, dobrze wprowadzonego na rynek krajowy i zagraniczny (śmigłowce Hughes 300 i Hughes 500), podczas gdy Enstrom dopiero wchodzi na rynek. Nieporównywalna też jest skala produkcji obu tych firm. Podczas gdy Hughes do 1976 r. zbudował ponad 2900 śmigłowców omawianej klasy, Enstrom w ciągu 13 lat tylko 215 sztuk. Z tych wszystkich względów można zarzekać sugestią, że Enstrom nie potrafi rozwinąć produkcji na wielką skalę, oraz że w coraz większym stopniu będzie specjalizował się w produkcji śmigłowców z napędem turbinowym jako znajdujących znacznie szerszy rynek zbytu.

Brantly-Hynes

Amerykańska firma Brantly po bankructwie i wykupieniu jej przez kapitalistę Hynesa odrodziła się dnia 1.01.1975 r. Zamierza ona wznowić produkcję dwumiejscowych śmigłowców Brantly B-2, B-2A oraz pięciomiejscowych Brantly 305, napędzanych silnikami Lycoming odpowiednio o mocy 180 i 305 KM.

Hiller

Ta mała amerykańska firma (zatrudnienie 90 osób) przed dziesięciu laty zakończyła produkcję seryjną pięciomiejscowych śmigłowców UH-12 napędzanych silnikami Lycoming VO-540 o mocy 305 KM. Obecnie produkuje rocznie po jednej sztuce w cenie 60 000 dol. Podobnie jak Enstrom, Hiller bardzo optymistycznie zapatruje się na rozwój swej produkcji, twierdząc, że dzięki dużemu udźwignowiu użytkownemu i dobrym właściwościom lotnym śmigłowce UH-12 mają poważne szanse zbytu jako maszyny agrolotowe oraz do potrzeb firm budowlanych. Nam się jednak wydaje, że Hiller, podobnie jak Brantley i inne niewielkie firmy, stanowi efemerydę na rynku śmigłowcowym i że na razie nic nie wskazuje na istnienie przesłanek, które by zapewniły im możliwości rozwoju.

Helicopter Technik München

Zachodniemiecka firma HTM, powstała w 1960 r., postawiła sobie za zadanie opracowanie i produkcję lekkich łokowych śmigłowców wielozadaniowych Sky-Trac i Sky-Rider.

Pomimo doskonałych podobno osiągnięć, wykazywanych przez te obie odmiany, Helicopter Technik nie potrafiła rozwinąć produkcji z powodu gwałtownego spadku popytu na tę klasę śmigłowców i w 1974 r. ogłosiła bankructwo.

Przypadek bankructwa Helicopter Technik oraz innych firm stanowi wzorcową ilustrację faktu, że małe przedsiębiorstwa budowy śmigłowców najłżejszych, jeżeli nie mają oparcia w dużej firmie macierzystej (jak Bell czy Hughes), nie są zdolne do przetrwania poważniejszych trudności finansowych i do samodzielnego prowadzenia w tych warunkach rentownego przedsiębiorstwa. Na przykładzie Helicopter Technik możemy stwierdzić, że firma nie otrzymująca pokrycia finansowego ze sprzedaży swych śmigłowców i wobec braku wolnych kapitałów musi zbankrutować, gdyż zużyła wszystkie swoje zasoby finansowe na pokrycie kosztów prac rozwojowych.

Zjawisko to występuje ze szczególną ostrością zwłaszcza wobec dekonstrukcji na opracowywany sprzęt (w naszym przypadku śmigłowce łokowe), nie znajdujący już szerszego zbytu.

Na gruncie Stanów Zjednoczonych los ten spotkał i Enstroma, i Brantleya, a w Europie THM i Silvercrafta. Są to fakty, które same za siebie mówią.

Silvercraft

Włoska wytwórnia lekkich łokowych śmigłowców zbudowała w 1965 r. prototyp śmigłowca SH-4. W latach 1967÷1972 jej produkcja wyniosła zaledwie 25 sztuk SH-4. Po nieudanej próbie samodzielnej działalności firma Silvercraft została wykupiona przez znane przedsiębiorstwo budowy płatowców SIAI-Marchetti i produkcja została wstrzymana.

Zważywszy, że SIAI-Marchetti sama przeżywała trudności płatnicze, największy włoski producent śmigłowców — Agusta — nabył 30% akcji SIAI, co umożliwiło Agucie kontrolę nad działalnością SIAI w dziedzinie śmigłowcowej. Należy również przypuszczać, że Agusta, który jesz-

cze w owym czasie sam budował na zasadzie licencji Bella lekkie śmigłowce Bell 47, rozmyślnie hamował produkcję Silvercraftów, aby w ten sposób nie dopuścić do konkurencji z własnymi wyrobami.

Śmigłowce z silnikami łokowymi. Kierunek rozwoju rynku

Niska cena łokowych śmigłowców i kosztów ich eksploatacji stanowi główny atut wysuwany przez wytwórnie tego sprzętu w trakcie kampanii reklamowych. Istotnie: cena łokowego śmigłowca, np. Enstrom F-28A (wszystkie dane oparte są o cenniki z kwietnia 1975 r.), wynosi 49 500 dol., podczas gdy najtańszy turbinowy śmigłowiec Hughes 500C — 134 900 dol., a więc jest on prawie dwa i pół razy droższy. Jednak pomimo tej bardzo dużej różnicy w cenie grono nabywców śmigłowców łokowych jest wąskie.

Zgodnie z opinią rzeczoznawców amerykańskich, do takich odbiorców na terenach północnej Ameryki należą jednoosobowi przedsiębiorcy, dysponujący niewielkimi stawkowo kapitałami, agenci handlowi średnich firm; według zaś prasy angielskiej również przedsiębiorstwa związane z pracami z dziedziny inżynierii lądowej. W pewnych przypadkach śmigłowce łokowe są jeszcze użytkowane przez organa bezpieczeństwa stanowego w USA (łącznie zakupiły one w okresie ostatnich dziesięciu lat 124 śmigłowce łokowe Hughes 300). Natomiast policja w Zachodniej Europie już ma nowsze śmigłowce turbinowe, np. w RFN wyłącznie Alouette II i ostatnio Bo-105.

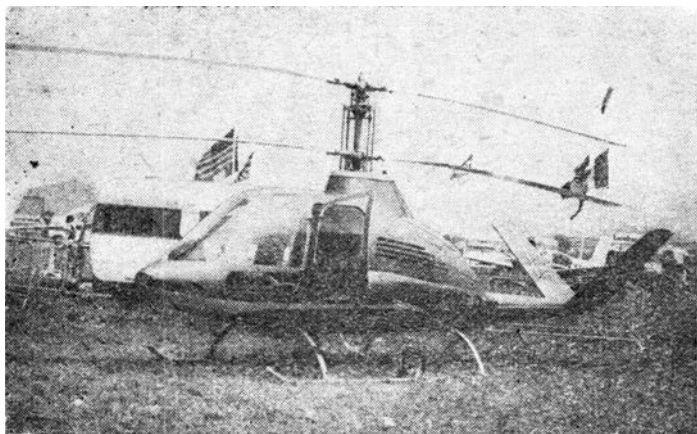
Porównując liczbę zbudowanych w 1975 r. śmigłowców łokowych w krajach kapitalistycznych z produkcją śmigłowców turbinowych (pierwszych zbudowano łącznie ok. 220 sztuk: 90 sztuk Enstrom i 130 Hughes, drugich ponad 2000 sztuk) widzimy, że liczba śmigłowców łokowych nie przekracza 10% całości. Natomiast wskaźnik wartości jest bez porównania niższy, zważywszy, że śmigłowce łokowe są najtańsze.

Jeżeli chodzi o przyszłość, można się spodziewać, że przy szybko rosnącej produkcji śmigłowców turbinowych (spodziewane tempo przyrostu ma wynosić w czasie najbliższej dekady po 25÷35% w stosunku rocznym), udział śmigłowców łokowych w całkowitej produkcji tego sprzętu będzie malał. Zaznacza się również tendencja, co widzieliśmy na przykładzie Enstroma, że nawet firmy dotychczas specjalizujące się wyłącznie w budowie śmigłowców łokowych przystępują do rozszerzenia swego profilu produkcyjnego o śmigłowce turbinowe.

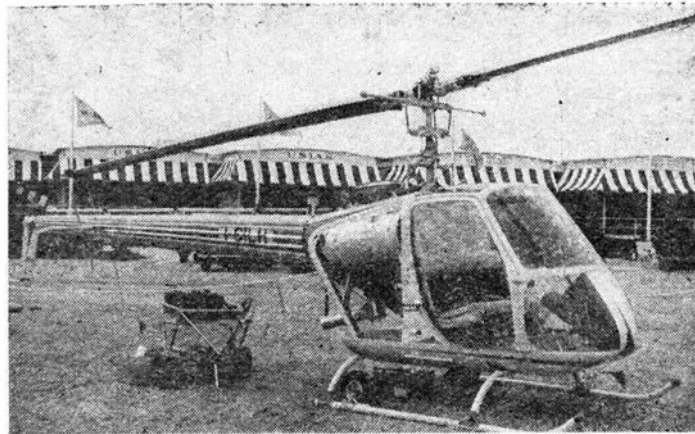
W coraz też większej liczbie śmigłowców starszych typów wykazujących jeszcze duży zapas żywotności, zwłaszcza wojskowych z demobilu lub ze składów, następuje wymiana silników łokowych na turbinowe. W Stanach Zjednoczonych powstały nawet wyspecjalizowane przedsiębiorstwa zajmujące się wyłącznie tą działalnością (do największych należą firmy Helitec i Soloy). Również niektórzy wytwórcy śmigłowców (np. Sikorsky) we własnym zakresie dokonują takiej rekonwersji.

Rekonwersja śmigłowca Hiller 12E (silnik Allison 250-C-20) kosztuje u Soloya 105 000 dol., a wymiana kompletnego zespołu napędowego u Bella 47 tylko 67 000 dol.

Enstrom rozważa obecnie ofertę złożoną przez nowo powstałą firmę zajmującą się wymianą silników łokowych na turbinowe — Petsko Aviation — która proponuje fir-



Rys. 5. HTM SKy-Trah



Rys. 6. Włoski śmigłowiec łokowy Silvercraft SH-4

TABLICA 2

Koszty stałe [£] (rocznie)	Śmigłowce łtokowe	Śmigłowce turbinowe jednosilnikowe
Amortyzacja	3 680	10 000
Ubezpieczenie	2 024	5 000
Uposażenie pilota	6 000	6 000
Hangarowanie	300	300
Razem	12 244	21 800
Koszty eksploatacyjne [£/h]		
Paliwo (benzyna)	7,50	
Paliwo (nafta)		7,13
Przeglądy planowe	1,58	5,61
Rezerwa na remont silnika	2,25	7,43
Inne rezerwy	9,18	4,11
Razem	20,61	24,28
Łączny koszt godzinowy przy 600 h lotu rocznie		
Koszty stałe [£]	20,40	36,33
Koszty eksploatacyjne	20,61	24,20
Razem	40,01	60,6
Wg Flight z 10.10.1975 r.		

mie Bailey wymianę Lycomingów na silniki turbinowe Allison w śmigłowcu Shark. Po wymianie na kompletny turbinowy zespół napędowy cena turbinowego Sharka ma

się kształtować w wysokości 105 000–115 000 dolarów, czyli drożej niż kosztuje rekonwertowany Bell 47, a taniej o minimum 20 000 dolarów niż Hughes 500C.

Chociaż liczba obecnie konwertowanych śmigłowców jest relatywnie niska w stosunku do całkowitej produkcji śmigłowców turbinowych, to jednak sam fakt rozwoju tej tendencji dobitnie świadczy o wzrastającym popycie na śmigłowce turbinowe, o spadku zapotrzebowania na śmigłowce łtokowe w krajach kapitalistycznych.

Kolejny argument będący dowodem, że ogólną tendencją panującą w Stanach Zjednoczonych (a więc w kraju — największym odbiorcy śmigłowców łtokowych) jest „prześiadanie się” ze śmigłowców łtokowych na turbinowe, co wynika z analizy kosztów stałych i eksploatacyjnych tych dwu kategorii sprzętu.

Jak wynika z tablicy 2 koszty eksploatacji śmigłowca łtokowego są tylko o 19% niższe niż śmigłowca turbinowego. Natomiast poważna różnica zaznacza się w koszcie zakupu i kosztach amortyzacji i ubezpieczenia.

Różnica w nakładach na zakup jest tak wielka, iż jednoosobowy właściciel niewielkiego przedsiębiorstwa nie może sobie pozwolić na podobny wydatek (najczęściej kupuje lekki samolot w cenie ok. 20 000 \$ i korzysta z sieci 10 000 lotnisk — nie licząc lądowisk — znajdujących się na terytorium USA). W przeciwieństwie do małych firm przedsiębiorstwo większe i zasobniejsze nie odczuje specjalnego uszczerbku wynikającego ze zwiększenia nakładów na podobny zakup inwestycyjny, gdyż w zasadzie dysponuje odpowiednim zasobem kapitałów. Ponadto w rok po dokonaniu zakupu, po przedstawieniu bilansu do zatwierdzenia, zostanie mu zmniejszona pula zysku do opodatkowania właśnie o nakłady poniesione na zakup i konserwację sprzętu. W rezultacie zatem to państwo będzie finansowało wzrost nakładów na posiadanie i eksploatację lepszego (w naszym przypadku droższego) śmigłowca. Wniosek w tej sprawie sam się narzuca.

Dziś i jutro systemów dyspozycyjnego sterowania śmigłowców cywilnych • Część II

Mgr inż. EUGENIUSZ MALIŃSKI

Instytut Lotnictwa — Warszawa

Trzykanałowe systemy śmigłowcowych dyspozytorów lotu. Przykłady konkretnych rozwiązań firm: Astronautics, Sperry i Kaiser oraz najnowsze osiągnięcia w tej dziedzinie firmy Collins. Opis elektronicznej metody pomiaru prędkości rzeczywistej.

Ograniczone funkcje dwukanałowych systemów DL (omówionych w części I artykułu) mogą zachęcić potencjalnych nabywców jedynie argumentami podwyższonego komfortu lotu i asekuracji podczas lądowań w przypadku nieprzewidzianego pogorszenia warunków meteorologicznych. Potrzeby cywilnych użytkowników śmigłowców sięgają znacznie dalej, głównie w kierunku poszerzenia zadań eksploatacyjnych.

W wielu przypadkach chodzi o wyeliminowanie przestojów wynikających z nieprzystosowania wyposażenia do lotów w warunkach IMC. Ze względów czysto ekonomicznych użytkownicy śmigłowców dążą zarówno do uzyskania certyfikatu na loty wg IFR jak i do zgody na ograniczone eksploatacje nocne. Szereg zadań eksploatacyjnych, związanych z utrzymywaniem stałej wysokości lotu, parametrów zawisu, ustalonego stopnia wytraty prędkości (np. podczas podchodzenia do wieży wiertniczej na bazach morskich) itp., wymaga niekonwencjonalnego wyposażenia ułatwiającego dokładne wyegzekwowanie odpowiedniego stanu lotu. Przyrządem potencjalnie mogącym zaspokoić te zadania jest dyspozytor lotu, przystosowany do wymaganych odpowiednich funkcji.

Towarzystwa i firmy awioniczne zaangażowane w programach udoskonalania wyposażenia i sterowania śmigłowców przyznają otwarcie, że zanim nastąpi ostateczne dopracowanie systemu DL w pełni zaspokajającego potrzeby śmigłowców, upłynie jeszcze sporo czasu.

Bieżącym potrzebom użytkowników wychodzi naprzeciw inwencja wielu firm osprzętowych, oferujących odbiorcom — równolegle z uproszczonymi konstrukcjami dwukanałowymi — rozwiązania systemów DL trzykanałowych, w zasadzie wywodzących się ze śmigłowców wojskowych (tabl.).

Systemom dwukanałowymi była poświęcona I część artykułu. Część II omawia trzykanałowe systemy śmigłowcowych dyspozytorów lotu.

Kluczem do systemu trzykanałowego jest dodanie wskazówki dyspozycyjnej sterowania skokiem ogólnym do dwu wskazówek sterujących pochyleniem i przechyleniem, naniestionych na wskaźniku położenia. Wskazówka dyspozycyjna skoku ogólnego mówi pilotowi, w którym kierunku powinien on przesunąć dźwignię sterowania (w górę czy w dół), aby utrzymać żądany tor lotu.

Typowy schemat trzykanałowego śmigłowcowego systemu DL przedstawiono na rys. 1.

W ujęciu ogólnym działanie dyspozytorów lotu omówiono w I części niniejszego artykułu. W odróżnieniu od systemu dwukanałowego, poza układem wskazań dyspozycyjnych dla skoku ogólnego, w systemach trzykanałowych wprowadzane są dodatkowo sygnały do wlicznika, dobierane zależnie od założonych funkcji i od podejścia do problemu. Sygnały te, np. prędkość powietrzna, prędkość pionowa, położenie dźwigni sterowania skokiem ogólnym, składowe prędkości względem Ziemi (z Dopplera), mogą być wykorzystywane w kanale sterowania dyspozycyjnego skoku ogólnego i w kanale pochylenia, w zależności od wybranych rodzajów pracy systemu. Systemy trzykanałowe pozwalają na jednoczesne utrzymywanie prędkości powietrznej i wysokości, prędkości powietrznej i prędkości pionowej, decelerację podczas podchodzenia do lądowania, kontrolę kąta nachylenia toru lotu (szczególnie przydatne

dla śmigłowców!) itp. W dalszej części systemu te omówiono na przykładach konkretnych rozwiązań.

Trzykanałowy system DL firmy Astronautics

Pierwotnie dla zastosowań wojskowych i obecnie w wersji zmienionej dla zastosowań cywilnych firma Astronautics opracowała system HFDS, łączący uniwersalny wylicznik dyspozytora lotu z trzykanałowym wskaźnikiem dyspozycyjnym położenia (rys. 2), wskaźnikiem sytuacji horyzontalnej (rys. 2 — u dołu) i wielozadaniowym blokiem sterowniczym (rys. 3), nie uwzględniając wyposażenia dodatkowego. System ten umożliwia precyzyjny lot śmigłowca wg IFR i lądowanie wg ILS, VOR i ADF, przy czym podczas lądowania wg ILS może zapewniać kontrolę kąta schodzenia.

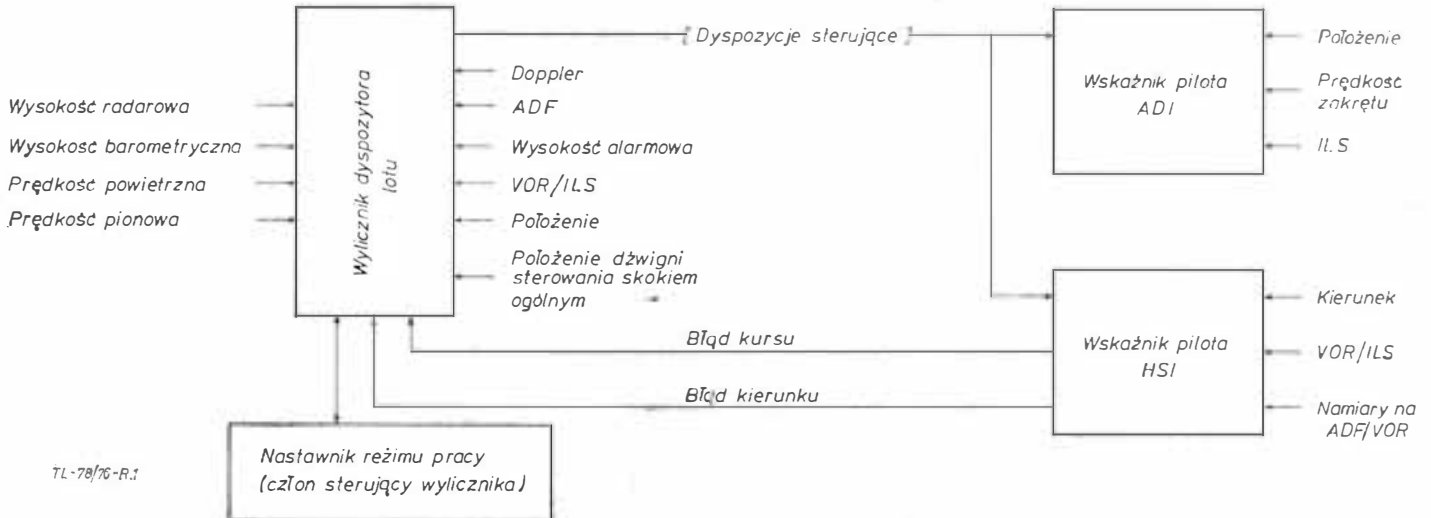
6 — **HOVER**. Zawis. W przypadku, gdy są dostępne sygnały dopplerowskie, podczas zawisu wskazówka kursu na wskaźniku sytuacji horyzontalnej pokrywa się z kursem śmigłowca. Wskazówka odchylenia od kursu i wskazówka ścieżki schodzenia odczytywane są w układzie *prawo — lewo* i *do przodu — do tyłu*, w odniesieniu do określonego punktu w terenie. Rodzaj *Hover* jest opcjonalny.

7 — **ASH — Airspeed Hold**. Utrzymywanie prędkości powietrznej. Wskazówki sterujące są w układzie *prawo — lewo* ogólnym wydają dyspozycje dla utrzymania wybranej prędkości.

8 — **AS — Airspeed**. Wybieranie prędkości powietrznej.

9 — **VS — Vertical Speed**. Wybieranie prędkości pionowej (uwaga: prędkość powietrzna i pionowa mogą być utrzymywane jednocześnie).

10 — **VSH — Vertical Speed Hold**. Wskazówka steru-



Rys. 1. Schemat blokowy typowego trójkanałowego systemu dyspozytora lotu dla śmigłowców

Podawane w sposób ciągły na wejścia sygnały wysokości, prędkości powietrznej i pionowej, ADF, VOR/ILS, wysokości alarmowej i fakultatywnie sygnały z Dopplera pozwalają wylicznikowi natychmiast generować dokładnie wyliczone dyspozycje sterujące, stosownie do wybranych przez pilota rodzajów pracy. Prowadząc śmigłowiec według wskazówek dyspozycyjnych, pilot może wykonać automatyczne przechwycenia VOR/ILS, przechwycenia ścieżki schodzenia, utrzymywanie prędkości pionowej i powietrznej, utrzymywanie wysokości oraz wyegzekwować odpowiedni sposób deceleracji.

Pokazany na rys. 3 pulpit sterowniczy systemu pozwala pilotowi na wybór następujących rodzajów pracy:

1 — **SBY-Stand-by**. Wskazówki dyspozycyjne schowane. Przy wyborze režimu pionowego działają wskazówki pochyleń i skoku ogólnego.

2 — **HDG-Heading**. Pionowa wskazówka dyspozycyjna (przechyleń) wydaje dyspozycje sterujące w odniesieniu do wybranych kursów radiowych.

3 — **NAV-Navigation**. Wskazówka pionowa wyznacza dyspozycje sterujące dla wybranego kierunku do momentu przechwycenia sygnału VOR/ILS/ADF, a następnie wyznacza dyspozycje dla utrzymania się w ścieżce (z uwzględnieniem wyliczonej korekcji na wpływ wiatru bocznego). Po wejściu na ścieżkę schodzenia (od góry lub od dołu) następuje automatyczne wyłączenie pracy w układzie utrzymywania wysokości lub prędkości pionowej i dyspozycje będą się odnosiły do wejścia i utrzymania się w ścieżce schodzenia.

4 — **ADF**. Wykorzystanie radionamiernika ADF do śledzeniażądanego kursu w układzie *od — do* względem stacji, uwzględniając korekcję wiatru bocznego.

5 — **AUTO DCLR — Automatic Deceleration**. Wytrata prędkości podczas podejścia do lądowania z dyspozycjami dla pochyleń i skoku ogólnego. Podczas włączenia automatycznej deceleracji następuje samoczynne wejście na ścieżkę schodzenia, przy czym wysokościomierz radarowy kontroluje, aby wybrana wstępnie minimalna prędkość powietrzna była uzyskana przed osiągnięciem wysokości decyzyjnej. Do lądowań nieprecyzyjnych przebieg deceleracji jest uruchamiany włącznikiem ustawionym w pozycji **MAN DCLR (Manual Deceleration)**.

jąca skokiem ogólnym wydaje dyspozycje sterujące dla utrzymywania prędkości pionowej lub dla utrzymywania wysokości (zależnie od położenia przełącznika). Przy wyborze utrzymywania prędkości pionowej (**VERT. SPEED HOLD**) redukcja prędkości do wartości zerowej może być wysterowana sygnałami wysokości alarmowej.

11 — **BACK CRS — Back course**. Wskazówka poprzeczna wydaje dyspozycje sterujące typu *leć — do* w odniesieniu do namiaru odwróconego o 180° od wybranego kursu radiowego.

Rysunek 4 ilustruje precyzyjne lądowanie według przyrządów za pomocą trzykanałowego dyspozytora lotu HFDS firmy Astronautics. Wyposażenie systemu w układ sterowania skokiem ogólnym oraz doprowadzenie do systemu danych dla deceleracji powiązanych z wysokością pozwalają na lot sterowany wskazówkami dyspozycyjnymi, zapewniającymi dokładne zejście do wysokości decyzyjnej lub do wysokości granicznego zniżenia. Prędkość podczas przyziemienia odpowiada wybranej poprzednio na selektorze minimalnej prędkości powietrznej.

Nowe systemy DL firm Sperry i Kaiser [3]

Systemami dyspozytora lotu dla śmigłowców cywilnych od dawna zainteresowana jest firma Sperry-Phoenix, mająca na rynku poza rozwiązaniem dwukanałowym (STARS) rozwiązanie trzykanałowe HelCIS, wywodzące się z konstrukcji wojskowej.

HelCIS jest prawdopodobnie najnowszym trzykanałowym systemem dyspozytora lotu dla śmigłowców, oferowanym obecnie na rynku. Jest on aktualnie stosowany w około 10 wersjach wyposażenia, przeważnie na śmigłowcu Bel 212 S.

Niepodważalną zasługą systemu HelCIS było pierwsze w historii śmigłowców uzyskanie certyfikatu FAA (typu uzupełniającego STC) na IFR dla śmigłowca lekkiego z jednym pilotem (styczeń 1975, pięciomiejscowy Gazelle SA-341 firmy Aerospatiale) [9] *).

*) Według niektórych źródeł [10] (s. 72) pierwszą w historii USA certyfikację dopuszczającą śmigłowiec z jednym pilotem do lotów wg IFR uzyskał w latach 1960-65 śmigłowiec Cessna Skyhawk

zezwoleń na loty śmigłowców w warunkach IFR odnosi się do śmigłowców z dwoma pilotami [10] (s. 74), co wynikało zarówno z niewystarczającej stateczności lekkich śmigłowców (chodzi o zapewnienie odpowiedniej dokładności utrzymania ścieżki lotu) jak i z nieodpowiedniego wyposażenia pokładowego. Dopuszczony do lądowań w warunkach meteorologicznych kat. I (podstawa chmur min. 200 stóp i widoczność pasa RVR — 1800 stóp) Gazelle SA-341 eksponowano na ostatniej paryskiej Wystawie Lotniczej. Eksponat wyposażono w system dyspozytora lotu HelCIS firmy Sperry, podłączony elektronicznie za pośrednictwem nowego rozwiązania wylicznika do członów wykonawczych Systemu Podwyższonej Stateczności (SAS).

Wskaźniki dyspozytora lotu HelCIS są dostępne w odmianach cztero- i pięciociałowych i zasadniczo podobne są do omówionych uprzednio układów wskazujących firmy Astronautics. Zarówno Sperry jak i Astronautics stosują odniesienie sferyczne (kula z linią horyzontu), podczas gdy Collins stosuje prezentację płaską (omówioną w części I artykułu).

Zależnie od wyboru, HelCIS może być użytkowany jako system jedno-, dwu- lub trójosiowy.

Sposoby sterowania w kanale poprzecznym (kierunek, VOR/LOC, ADF itp.) są we wszystkich śmigłowcowych dyspozytorach lotu podobne; różnice odnoszą się zwykle do osi pochylenia i skoku ogólnego. Sperry reprezentuje w tym przypadku nieco inne podejście inżynierskie do problemu.

W układach pochylenia firmy Sperry rodzaje sterowania są następujące: sterowanie prędkości pionowej, utrzymywanie wysokości oraz osiąganie i utrzymywanie prędkości powietrznej. Układ skoku ogólnego obejmuje: utrzymywanie wysokości, prędkość pionową i ścieżkę schodzenia. W układach tych występuje częściowe pokrywanie się metod sterowania. Zależnie od sytuacji, utrzymywania wysokości i prędkości pionowej jest sterowane dyspozycjami będącymi funkcją kąta pochylenia lub mocy, lub funkcją obydwu tych parametrów.

Utrzymywanie wysokości. W tym przypadku wylicznik za pośrednictwem wskazówki pochylenia wydaje dyspozycje dla utrzymania wysokości występującej w momencie, gdy ten sposób sterowania został wybrany. Do sterowania wskazówką dyspozycyjną wylicznik wykorzystuje dane o położeniu względem osi pochylenia i błąd wysokości. Wielkość sygnału dyspozycyjnego pochylenia jest ograniczona do wartości, która spowoduje utratę lub zysk prędkości powietrznej nie większą niż o pięć węzłów. W tych warunkach pracy układ dyspozycyjny skoku ogólnego nie bierze udziału. Utrzymywanie wysokości jest uzyskiwane przez zadarcie śmigłowca nosem do góry lub do dołu w odpowiedzi na błąd wysokości.

Prędkość pionowa. Do wskazań dyspozycyjnych wylicznik znowu wykorzystuje wskazówkę pochylenia. Koryguje ona błąd pomiędzy aktualną prędkością pionową śmigłowca i prędkością wybraną przez ustawienie gałki na wariometrze.

Omówione powyżej dwa rodzaje pracy wykorzystują wskazówkę dyspozycyjną pochylenia, co wydaje się całkowicie wystarczające dla przelotów (podczas których przez dłuższy czas występuje stała prędkość i niezmienna wysokość). Zależnie jednak od decyzji pilota, każdy z tych rodzajów, zamiast w funkcji kąta pochylenia statku, może być realizowany w funkcji położenia dźwigni skoku ogólnego.

W systemie HelCIS pilot może wybrać jednocześnie utrzymywanie prędkości powietrznej i wysokości. W tym przypadku dyspozycje utrzymywania wysokości będą wskazywane w kanale skoku ogólnego, a dyspozycje dla prędkości powietrznej poprzez wskazówkę pochylenia.

Przy jednoczesnym włączeniu rodzajów utrzymywania prędkości pionowej i prędkości powietrznej dyspozycje dla prędkości powietrznej będą znowu prezentowane na wskazówce pochylenia, a poprawki prędkości pionowej będą dokonywane przez pilota nadążaniem za zmianami w kanale skoku ogólnego.

Projektanci omawianego systemu śmigłowcowego dyspozytora lotu wprowadzają jednak inowację: dodatkowy rodzaj ograniczenia prędkości (ręczny lub automatyczny).

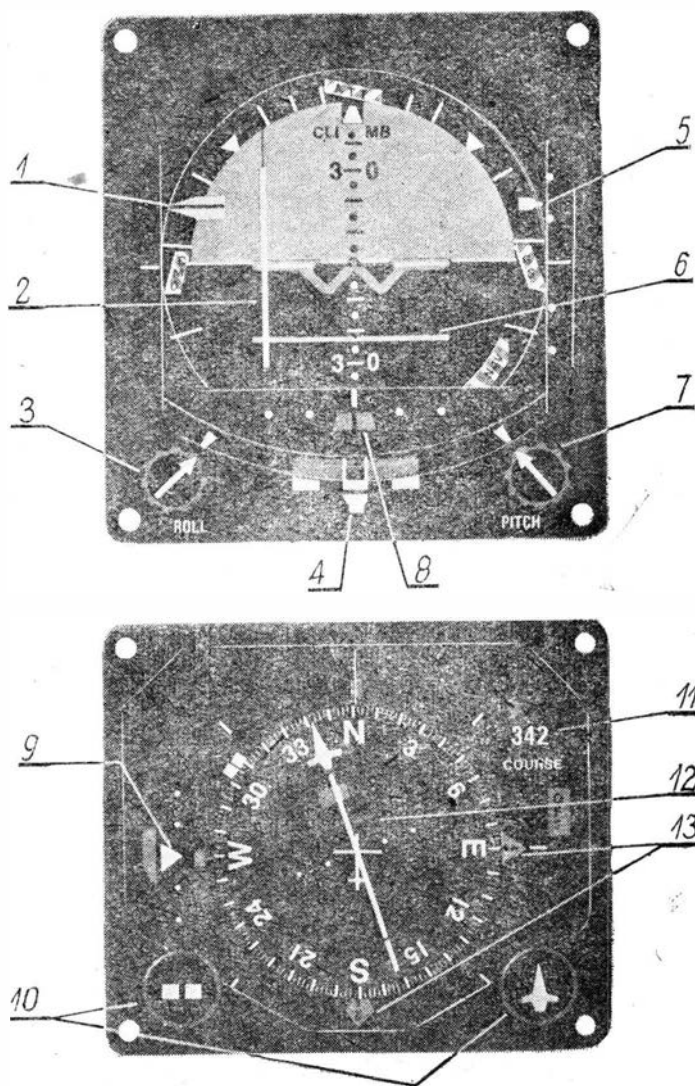
W systemie HelCIS układ automatycznej deceleracji wydaje pilotowi dyrektywy wytracania prędkości powietrznej jako funkcji wysokości, aż do minimalnej prędkości końcowej na wysokości decyzyjnej. Minimalna prędkość powietrzna jest zaprogramowana w urządzeniu.

Do rodzaju automatycznej deceleracji Sperry dodaje nową cechę. W czasie gdy statek obniża lot, wylicznik syste-

mu HelCIS śledzi dane wysokościomierza radiowego i na nastawionej uprzednio wysokości zaczyna wytwarzać dyspozycje dla dźwigni skoku ogólnego, polecające zmniejszenie prędkości schodzenia. Wypoziomowanie jest wskazywane dyspozycyjnie na wysokości decyzyjnej i 10 s później jest automatycznie inicjowana dyspozycja zniżania.

Właściwość automatycznej redukcji prędkości jest również wykorzystywana podczas kontrolowanego przez dyspozytora lotu podejścia do lądowania wg ILS. Naprowadzanie w ścieżce schodzenia realizuje kanał skoku ogólnego; prędkość powietrzna, w sposób ciągły wytracana od momentu uchwycenia ścieżki schodzenia aż do wysokości decyzyjnej, jest podawana dyspozycyjnie przez wskazówkę pochylenia, a błąd pozycji względem radiolatarni kierunkowej jest korygowany wskazówką pionową.

Wylicznik omówionego śmigłowcowego dyspozytora lotu firmy Astronautics stosuje podobną logikę w sterowaniu skokiem ogólnym. Blok sterowniczy pokazany na rys. 3 umożliwia pilotowi wybór deceleracji automatycznej lub sterowanej ręcznie. Podczas sterowania automatycznego faza deceleracji rozpoczyna się po wejściu na ścieżkę schodzenia. Przy sterowaniu ręcznym początek zmniejszania prędkości zależy od wyboru pilota. Pożądana prędkość pionowa i prędkość powietrzna są programowane bezpośrednio przez pilota.



Rys. 2. Śmigłowcowy trzykanałowy wskaźnik DL (typ No. 117090) i Wskaźnik Sytuacji Horyzontalnej (typ No. 111302) firmy Astronautics, adaptowany z zastosowań wojskowych: 1 — wskazówka dyspozycyjna skoku ogólnego, 2 — poprzeczna wskazówka dyspozycyjna, 3 — wyważanie poprzeczne, 4 — wskazówka zakrętomiernicza, 5 — dane kąta ścieżki schodzenia, 6 — wskazówka dyspozycyjna pochylenia, 7 — wyważanie podłużne, 8 — dane o położeniu względem radiolatarni kierunkowej LOC, 9 — dane kąta ścieżki schodzenia (w zawiśie wykorzystywane do informacji do przodu — do tyłu), 10 — nastawy kursu i kierunku (znacznik kursu może być sterowany zdalnie przez dwu pilotów), 11 — cyfrowy wskaźnik kursu, 12 — wskazówka odchylenia od danego kursu (w zawiśie wykorzystywana do informacji lewo/prawo), 13 — wskaźniki namiaru (mogą być w dowolnej kombinacji wykorzystywane do informacji o namiarach względem ADF lub VOR)

Firmy Kaiser Aerospace i Electronics dostarczają na rynek śmigłowcowy dyspozytor lotu, w którym zamiast stosowanej przez innych producentów metody prezentacji elektromechanicznej zastosowano metodę wskazań na lampie oscyloskopowej. Jest to system trzykanałowy, użytkowany obecnie przez linie lotnicze KLM na śmigłowcach SG1N w ramach programu oceny lotów śmigłowcowych w każdych warunkach pogodowych.

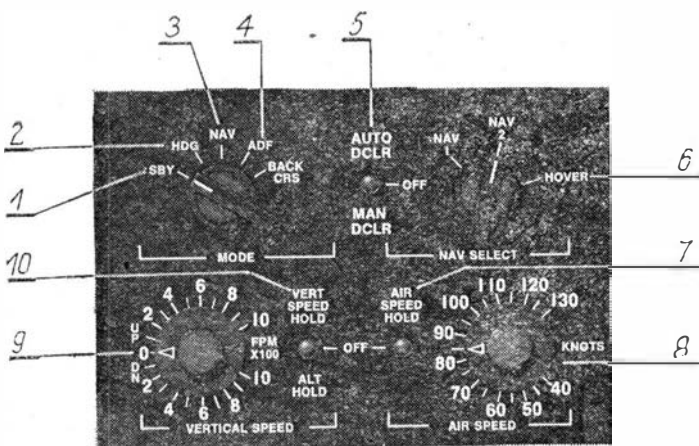
Firma Kaiser jest zdania, że podczas operacji śmigłowców prezentacja oscyloskopowa jest jedynym środkiem zapewnienia wystarczającej powierzchni indykacyjnej (dostarczanie wskazań wszystkich niezbędnych parametrów). Wylicznik omawianego dyspozytora lotu może być zaprogramowany zarówno na śledzenie parametrów pracy silnika, położenia śmigłowca jak i nawigacji. W przypadku, gdy zaistnieje jakaś nieprawidłowość w układzie napędowym lub w układzie wirnika, problem ten będzie wywołany alfanumerycznie na ekranie oscyloskopowym. Posługując się takim układem, pilot nie musi umieszczać w polu śledzenia wskazań przyrządów kontroli pracy silnika, a całą swą uwagę może poświęcić na kontrolę lotu.

Udoskonalone układy pomiaru, sterowania i indykacji w świetle programów rozwojowych [1]

Podjęwając próbę udoskonalenia oprzyrządowania dla lotów śmigłowców według IFR, Laboratorium Dynamiki Lotu Sił Powietrznych USA (AFFDL) realizuje obecnie dwa programy badawczo-rozwojowe, oficjalnie znane jako Program Technologiczny Sterowania i Indykacji dla IFR V/SOL oraz Program Czynniki Dotyczący Pilota, związanych ze sterowaniem i indykacją śmigłowców — PIFAX-H.

W pracy nad oprzyrządowaniem śmigłowca jednym z istotnych czynników jest występujące sprzężenie skrośne pomiędzy torami kierunku i skoku ogólnego. Wpływ wejścia sterowania skokiem ogólnym (ruchu dźwigni) na kierunek jest tak wielki, że podczas utrzymywania żądanego kierunku lub zakrętów koordynowanych pilot jest w poważnym stopniu dodatkowo obciążony koniecznością częstego używania pedału steru kierunkowego. Problem leży w wyeliminowaniu jednego ze wzajemnych oddziaływań. W ramach nadzorowanego programu AFFDL zajęto się szukaniem dróg niezależnienia torów kierunku i skoku ogólnego. Zrealizowano to za pomocą dwu odrębnych urządzeń: systemu stabilizacji kierunkowej YAS (z pomocą firmy Collins Radio) i systemu wspomagającego tor skoku ogólnego (CAS).

W Programie Sterowania i Indykacji dla IFR V/SOL zwrócono szczególną uwagę na fakt, że w porównywalnych fazach lotu pilot śmigłowcowy musi zauważyć i zinterpretować znacznie więcej danych niż pilot samolotu. W celu ograniczenia liczby bodźców wizualnych zasadniczy nacisk położono na udoskonalenia systemu dyspozytora lotu — w kierunku dostarczania informacji całkowicie zintegrowanej. W myśl tej zasady opracowano nowy wskaźnik dyspozytora lotu (pozornie naśladujący typowy dyspozytor lotu z samolotu) oraz nowy wskaźnik typu HSI, w którym znacznik zadanej kursu jest nastawiony przełącznikiem umiesz-

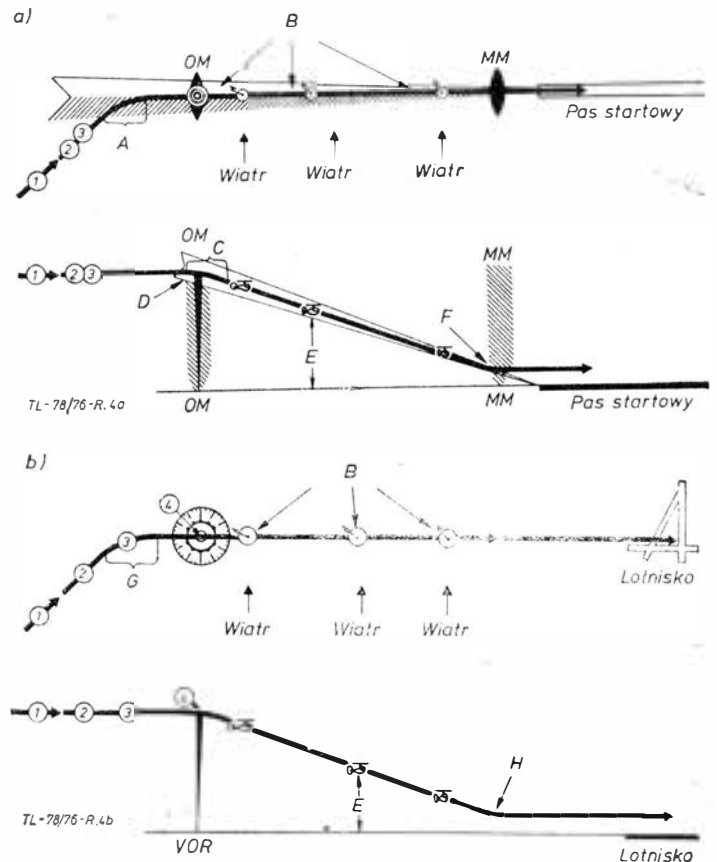


Rys. 3. Blok wylicznika i pulpitu sterowania (typ No. 116820) firmy Astronautics z kompletu 3-kanałowego systemu DL; oznaczenia wyjaśniono w tekście

czonym na drążku sterowym, pozwalającym na płynne lub skokowe (co 1°) przemieszczanie go w dowolne, zadane położenie.

PIFAX-II — najnowsza konstrukcja wskaźnika DL firmy Collins [1]

W nowym trzykanałowym wskaźniku dyspozytora lotu ADI (rys. 5), opracowanym przez firmę Collins Radio (przy współpracy AFFDL) dla programu PIFAX-II, wykorzystano niektóre cechy z rozwiązań stosowanych na samolotach. Podobieństwo to jest jednak tylko zewnętrzne i wynikało z faktu, że położenie obydwu statków jest sterowane drąż-



Rys. 4. a) — Typowe podchodzenie do lądowania wg ILS z wykorzystaniem układu DL firmy Astronautics: A — automatyczne przechwycenie radiolatarni kierunkowej LOC, OM — marker zewnętrzny, B — automatyczne wyliczenie znoszenia przez wiatr, MM — marker środkowy; działanie pilota: 1 — rodzaj HDG (rys. 3) z włączeniem utrzymywania wysokości i/lub prędkości powietrznej, 2 — włączenie rodzaju NAV z częstotliwością nastrojoną na ILS, 3 — przełączenie na rodzaj deceleracji automatycznej, C — automatyczne przechwycenie ścieżki schodzenia, D — sygnał ścieżki schodzenia wyłącza rodzaje wysokości i prędkości powietrznej; prędkość powietrzna jest następnie kontrolowana według charakterystyki deceleracji, E — wysokość radarowa programuje przebieg deceleracji, F — statek przylatuje do markera środkowego z nastawioną uprzednio minimalną prędkością powietrzną; b) — typowe podchodzenie do lądowania wg VOR z wykorzystaniem układu DL firmy Astronautics: G — automatyczne przechwycenie radiolatarni VOR; działanie pilota: 1 — rodzaj HDG z włączeniem utrzymywania wysokości i/lub prędkości powietrznej, 2 — włączenie rodzaju NAV z częstotliwością nastrojoną na VOR i wybranym kursem, 3 — wybranie prędkości pionowej dla podchodzenia do lądowania, 4 — włączenie prędkości pionowej, deceleracja ręczna; H — osiągnięcie min. wysokości decyzyjnej z minimalną prędkością powietrzną (wartość nastawiona uprzednio)

kiem i pedałem w podobny sposób i w obydwu statkach do wizualizacji lotu są wykorzystywane te same bodźce zewnętrzne.

Podstawowy przyrząd ADI jest wskaźnikiem o powszechnie przyjętym płaskim zobrazowaniu taśmowym, przy czym dla bardziej precyzyjnej kontroli położenia i prędkości wprowadzono w nim większą rozpiętość prezentacji pochyłości. Przyrząd ma również przybliżone wskazania parametrów kursu VOR lub kursu lądowania według sygnałów kierunkowych radiolatarni (1), ścieżki schodzenia (2), zakrętu i ślizgu (3) oraz wskazania ostatnich 1000 stóp wysokości radiowej (4). W górnym prawym rogu umieszczono

lampkę sygnalizacji wysokości decyzyjnej przy przyrządowym podchodzeniu do lądowania.

Stosownie do wytyczonego celu i potrzeb użytkowników w nowym rozwiązaniu ADI wprowadzono szereg cech nietypowych:

- Symbol odniesienia samolotu (5) został zmieniony na bardziej podobny do sylwetki śmigłowca (na rys. 5 symbol ten jest częściowo zasłonięty).

- Obraz w układzie symbolicznej prezentacji wysokości radiowej (6) został zmieniony w ten sposób, aby przypominał bardziej płytę lądowania śmigłowców aniżeli pas startowy lotniska.

- Wprowadzono możliwość regulacji pochylenia podłużnego (7).

- Z lewej strony dodano wąską taśmę ze skalą kąta toru lotu (8), co wynika stąd, że śmigłowce mogą (i często to czynią) wznosić się i schodzić bez zmiany pochylenia. Przesuwa się ona tak samo jak taśma głównego wskaźnika pochylenia, przy czym zamiast na pochylenia reaguje na kąt toru wznoszenia lub schodzenia. W ten sposób, jeśli śmigłowiec będzie w fazie lotu innej niż w locie poziomym, taśma kąta toru lotu będzie się przesuwała, wskazując stopnie wznoszenia lub schodzenia. W okienku umieszczonym w górnym lewym rogu wskazywany jest cyfrowo wybrany przez pilota kąt toru lotu, uzupełniony strzałką skierowaną w górę lub w dół (9).

- Dyspozycje sterujące pochyleniem są wskazywane przez poziomą wskazówkę dyspozycyjną (10) podobnie jak w wielu dyspozytorach lotu na samolotach.

- Dyspozycje sterujące przechyleniem wskazywane są również podobnie jak na samolotach, ale w sposób nieco zmieniony. Ponieważ kadłuby śmigłowców są zawieszane na wirniku i charakteryzują się ruchem podobnym do wahadłowego, wskazówka dyspozycyjna przechyleń (11) została podparta obrotowo w punkcie umieszczonym poniżej płaszczyzny odniesienia horyzontu. W ten sposób wskazania wejścia sterowania cyklicznego (drażkiem) i odpowiedzi kadłuba są bardziej naturalne niż w przypadku tradycyjnej wskazówki o ruchu poprzecznym.

- Trzeci kanał dodano dla wskazywania sygnałów dyspozycyjnych we współzależnym układzie skok ogólny-pochylenie. Umożliwia on dokładniejsze i wygodniejsze sterowanie mocą. Dyspozycje sterujące zobrazowano typową wskazówką leć na zero (12) i wypadkową toru lotu, przedstawioną bezpośrednio za wskazówką dyspozycyjną na taśmie kąta toru lotu.

Wskaźnik dyspozytora lotu PIFAX-H prezentuje w sposób miarodajny wszystkie informacje potrzebne pilotowi śmigłowca, z wyjątkiem prędkości powietrznej i wysokości. Jakkolwiek nie jest to prawdopodobnie ostateczne rozwiązanie dyspozytora lotu dla śmigłowca, przyrząd reprezentuje absolutnie najlepszą koncepcję współczesnego wyposażenia pilotażowo-nawigacyjnego VTOL.

J-Tec — elektroniczny system pomiaru prędkości rzeczywistej [1], [7], [8]

W ramach Programu Sterowania i Indykacji dla IFR V/STOL na śmigłowcu Sikorsky CH-3E, wykorzystanym w charakterze symulatora lotu i stoiska badawczego, badano również unikalne rozwiązanie prototypowe systemu pomiarowego prędkości rzeczywistej V(TAS), oznaczone J-Tec [7]. Wraz z dyspozytorem lotu Collinsa system ten będzie poddany próbom operacyjnym w ramach programu PIFAX-H.

Fundamentalnie nowe rozwiązanie systemu zostało opracowane przez Spółkę J-Tec Associates, Inc., założoną przez kilku byłych inżynierów firmy Collins Radio.

Deklarowana dokładność pomiaru wynosi 1% zakresu, przy czym dolna granica mierzonej prędkości jest rzędu 1 węzła. Układ pracuje w zakresie prędkości 1–150 węzłów i może być przeskalowany do prędkości większych przez nieznaczne zwiększenie dolnej granicy prędkości.

Do zastosowań na różnych statkach pionowego startu i lądowania firma Collins zróżnicowała systemy prędkości rzeczywistej J-Tec na dwa warianty. Jeden z projektów jest tanim systemem w układzie kontroli lotu śmigłowca Bell OH-58A, konkurującego w programie Wojskowych Uzbrojonych Śmigłowców Zwiadowczych (*The Army's Armed Aerial Scout Helicopter Program*) [8]. Drugi przeznaczony jest dla śmigłowca Sikorsky CH-3E w ramach programu omówionego poprzednio.

Zasada systemu J-Tec oparta jest na pomiarze wirów generowanych przez zaokrąglony element zakłócający, umieszczony w strumieniu przepływu powietrza (rys. 6). Ponieważ częstotliwość wirów zmienia się dokładnie w funkcji zmian prędkości przepływającego powietrza (lub innego medium), zmiany częstotliwości po obróbce elektronicznej podawane są do wylicznika (bądź prezentowane na wskaźniku) jako wartości prędkości rzeczywistej. Oparte na tej zasadzie elektroniczne podejście do pomiaru prędkości powietrznej omija podstawowe błędy tkwiące w konwencjonalnej metodzie pomiaru małych prędkości systemem Pitota.

W odróżnieniu od konwencjonalnych wskaźników prędkości rzeczywistej V(TAS) i czujników przepływu dokładność przyrządu opracowanego przez J-Tec jest według sprawozdań niezależna od wpływu gęstości lub lepkości gazu (cieczy), ciśnienia i temperatury. Związany z czujnikiem układ elektroniczny, wykonany z elementów scalonych, pozwala dzięki małym wymiarom na jego zabudowę w trzycalowym pokładowym wskaźniku prędkości rzeczywistej, dostarczonym przez firmę Collins dla śmigłowców CH-58A i CH-3E.

Zdaniem Roberta D. Joy, wiceprezesa stowarzyszenia J-Tec i współwynałazcy tej techniki pomiarowej [7], odstęp pomiędzy kolejnymi wirami jest proporcjonalny do szerokości elementu zakłócającego i w przybliżeniu jest równy 2,5-krotnej średnicy pręta. Zdaniem R. D. Joy'a, niezmienny odstęp pomiędzy kolejnymi wirami został sprawdzony w zakresie liczby Reynoldsa o wartościach od 600 do 30 000.

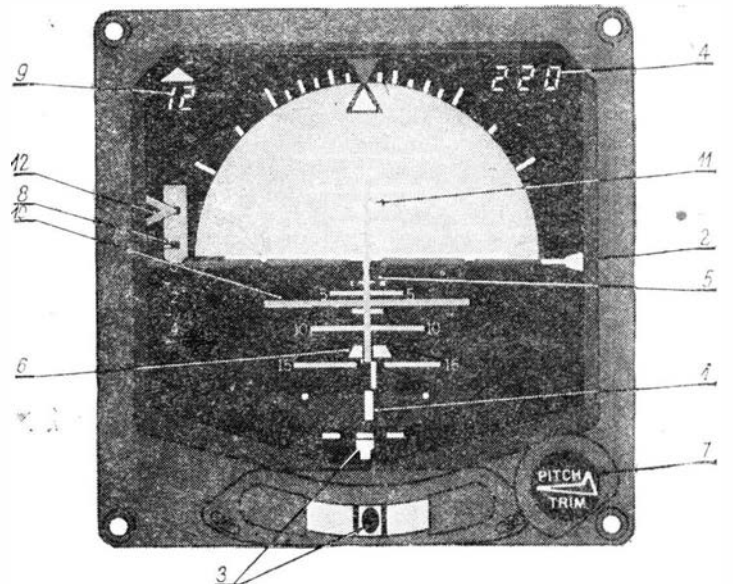
Przyznaje on, że przez innych naukowców zostały wcześniej stwierdzone konkretne zmienności liczby Strouhala, ale jednocześnie uważa, iż zmienności te wynikły z błędów instrumentalnych spowodowanych stosowaniem termoelektrycznych czujników anemometrycznych.

W zakresie, gdy liczba Strouhala pozostaje stała, liczba pojedynczych wirów wytworzonych w jednostce czasu jest bezpośrednio proporcjonalna do szybkości przepływu użytego medium.

Do wyliczenia tej szybkości zastosowano wiązkę fal ultradźwiękowych, ułożoną w strumieniu za prętem. Na jednej ze ścian przyrządu zabudowano generator ultradźwiękowy i po stronie przeciwnej ultradźwiękowy odbiornik. W ten sposób wiry przechodzą przez wytworzoną wiązkę.

Ponieważ przez wiązkę ultradźwiękową przechodzi każdy wir, powoduje on jej modulację zarówno amplitudową jak i fazową. Demodulacja sygnału wiązki służy do generowania impulsu dla każdego przechodzącego wiru. Do określenia prędkości przepływu cieczy potrzebny jest licznik cyfrowy i obwód podstawy czasu. Wyjście jest zawsze cyfrowe, co dla wielu zastosowań jest korzystne.

Interesującą cechą czujnika jest niezmiennosć stałej wzorcowania w jego zastosowaniach do pomiaru prędkości przepływu powietrza, wody lub innych gazów lub płynów. Stała wzorcowania jest zależna jedynie od szerokości elementu zakłócającego (średnicy pręta), która w omawianym czujniku prędkości rzeczywistej wynosi ϕ 0,1 cala.



Rys. 5. Trzykanałowy wskaźnik śmigłowcowego dyspozytora lotu, opracowany przez firmę Collins dla programu PIFAX-H

TABLICA. Dyspozytory lotu dla śmigłowców

Producent	Oznaczenie systemu	Prezentacja	Podzespoły objęte ceną handlową	Ciężar [funt]	Zasilanie	Rodzaj pracy (oznaczenia wg rys. 3)	Cena [dolar]
Astronautics Corp. of America 907 S. First. St. Milwaukee, WI. 53 204	Helicopter flight director system (System śmigłowcowego dyspozytora lotu)	3-kanałowa 5-calowa	— wskaźnik dysp. lotu — wskaźnik syt. poz. — blok sterowniczy — wylicznik	23	28 DC 115 AC 400 Hz	SBY AUTO DCLR HDG MAN. DCLR NAV VSH BC AH ADF ASH	20 000
Collins Radio Cedar Rapids, Ia. 52 406	FD-112 B/C	2-kanałowa 3-calowa	— wskaźnik dysp. lotu — wskaźnik syt. poz. — blok sterowniczy — wylicznik — system busoli	21	28 DC 26 AC 400 Hz	SBY HDG NAV BC AH	14 000
Kaiser Aerospace & Electronics 1681 Page Rd. Palo Alto, Ca. 94 304	Helicopter flight director system (System śmigłowcowego dyspozytora lotu)	CRT 3-kanałowa na lampie elektropromieniowej 4- lub 5-calowa	— wskaźnik zintegrowany na lampie CRT — blok sterowniczy — wylicznik	21	28 DC 115 AC 400 Hz	SBY MAN. DCLR HDG ASH NAV AH ADF BC	20 000
Sperry Flight Systems P. O. Box 21 111 Phoenix, Az. 85 036	STARS	2-kanałowa 4- lub 5-calowa	— wskaźnik dysp. lotu — wskaźnik syt. poz. — blok sterowniczy — wylicznik — system busoli	30	28 DC 26 AC 400 Hz	SBY HDG NAV BC AH	30 000
	HelCIS Helicopter Command Instrument System (Przyrządowy system dyspozycyjny dla śmigłowców)	3-kanałowa 4- lub 5-calowa	— wskaźnik dysp. lotu — wskaźnik syt. poz. — wariometr — blok sterowniczy — wylicznik — wysokościomierz radarowy — odniesienie 3-osiove (położenie i kierunek)	49	28 DC 26 AC 115 AC 400 Hz	SBY AUTO DCLR HDG MAN. DCLR NAV VSH ADF ASH BC AH	28 000

Zdaniem Kenneth McElreath z Laboratorium Dynamiki Lotu (AFFDL) [7], laboratorium to przebadano z doskonałymi wynikami kilka modeli urządzenia, zarówno w tunelu aerodynamicznym, jak i podczas prób w locie na pokładzie śmigłowca CH-3E.

Stwierdził on ponadto, że badania w tunelu aerodynamicznym wykazały bardzo dobrą liniowość i udowodniły, że dokładność nie jest w istotnym stopniu zależna od kątów odchylenia kierunkowych w zakresie do 25 stopni oraz

kątów pochylenia w zakresie do 40 stopni. Cecha ta — jak stwierdza McElreath — powoduje, że przyrząd nadaje się idealnie do zastosowań na statkach typu V/STOL, które operują na małej prędkości, przy dużych kątach pochylenia oraz odchylenia kierunkowych.

Późniejsze próby na śmigłowcu CH-3E były przeprowadzone przy prędkościach do 135 węzłów, przy czym urządzenie okazało się tak czułe, że odczytane podczas zawisu prędkości wiatrów na dużych wysokościach pokrywały się dokładnie z wartościami podawanymi z wieży.

Podczas prób na CH-3E przyrząd okazał się zbyt czuły i w celu wyeliminowania niestabilnych przejściowych podmuchów wiatru wprowadzono tłumienie. AFFDL wykorzystuje przyrząd opracowany przez J-Tec do podstawowej funkcji pomiaru prędkości rzeczywistej, uzupełniając go innymi sygnałami potrzebnymi dla dyspozytora lotu, aby ułatwić pilotowi utrzymanie stałej prędkości podczas sterowania skokiem ogólnym.

Następnym krokiem programu AFFDL w zakresie odciążenia pilota jest wprowadzenie sygnałów do systemu kontroli lotu w celu zautomatyzowania funkcji sterowania prędkością.

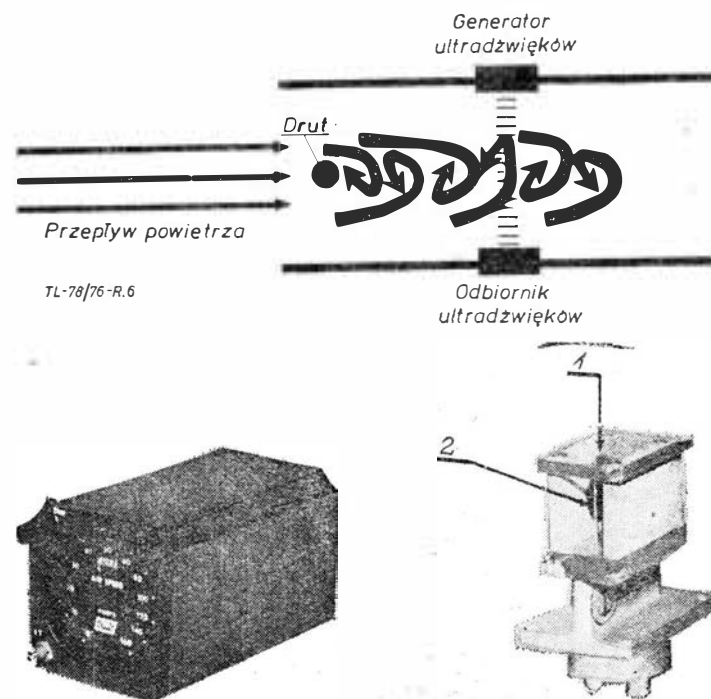
Na bazie podstawowego systemu pomiarowego opracowano również układ pomiarowy, w którym częstotliwość generowanych wirów jest proporcjonalna do kąta natarcia lub do kąta odchylenia kierunkowych.

Ciekawym zastosowaniem pochodnym systemu J-Tec może być jego wykorzystanie do pomiaru przebytej odległości w powietrzu. Można to realizować całkowaniem składowych wektorów w dowolnym przedziale czasu. Sugeruje to możliwość wykorzystania układu (w połączeniu z busolą giromagnetyczną i prostym wylicznikiem) dla celów nawigacji obliczeniowej.

Zasada systemu, chroniona patentem nr 3.680.375, poza wykorzystaniem w lotnictwie znajduje szereg zastosowań w innych gałęziach transportu i przemysłu.

Skróty stosowanych nazw

- AFFDL — Air Force Flight Dynamics Laboratory — Laboratorium Dynamiki Lotu Sił Powietrznych;
- CRT — Cathode ray tube — Lampa elektropromieniowa;



Rys. 6. Czujnik prędkości rzeczywistej (V) oparty na zasadzie zliczania wirów generowanych przez pręt umieszczony w strumieniu przepływu: 1 — przetwornik ultradźwiękowy, 2 — drut

CAS — Collective Augmentation System — System wspomagający tor skoku ogólnego;
 HelCIS — Helicopter Command Instrument System — Przyrządowy system dyspozycyjny dla śmigłowców (Dyspozytor Lotu);
 HFDS — Helicopter Flight Director System — Śmigłowiecowy system dyspozytora lotu;
 RVR — Runway Visual Range — Widoczność pasa;
 SAS — Stability Augmentation System — System podwyższonej stateczności;
 STC — Supplemental Type Certificate — Certyfikat typu uzupełniającego;
 TAS — True Air Speed — Prędkość rzeczywista (oznaczenie polskie — V);
 V — Rzeczywista prędkość statku względem niezaburzonych strug powietrza;
 YAS — Yaw Augmentation System — System wspomagający tor skoku ogólnego.

Znaczenia pozostałych skrótów podano w części I artykułu.

LITERATURA

1. D. MANNINGHAM: The Helicopter Pilot's IFR Program. *Business and commercial aviation* Jan. 1975, s. 57+61.
2. D. MANNINGHAM: Helicopter Stability. *Business and commercial aviation* Jan. 1975.
3. R. N. AARONS: Helicopter Flight Director Systems. *Business and commercial aviation* Jan. 1975, s. 62+65.
4. J. E. NETHAWAY: Royal Aircraft Establishment, Farnborough. *Aeronautical Journal* Nov. 1972, s. 641+646.
5. B. M. ELSON: USAF Evaluating Helicopter IFR Aids. *Aviation Week and Space Technology* 20 May 1974.
6. T. K. VICKERS: Developments in helicopter IFR operations. *Controller* 1972, 11, N1-4, 53+57.
7. PHILIPS J. KLASS: Airspeed Sensor Accurate to 1%, *Kt. Aviation Week and Space Technology* Nov. 6, 1972, s. 43+47.
8. *Aviation Week and Space Technology* July 31, 1972, s. 15. Scout Avionics Taking Shape.
9. *Interavia* nr 1/1976, s. 48. Who's who in helicopter avionics.
10. *Business and commercial aviation* April 1975, s. 69+75. 1975 Helicopters.



Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

Konferencje i narady SIMP-owskie w 1976 r.

Konferencja lotnicza: Problemy nowoczesnej eksploatacji sprzętu lotniczego; 15/16 kwietnia w Oleśnicy; organizator — Sekcja Lotnicza, Z/O Poznań.

Narady lotnicze:

— V ogólnokrajowa narada przedstawicieli wojskowych kół SIMP; Oleśnica, II kwartał; organizatorzy — Koło Zakładowe przy Centralnym Ośrodku Szkolenia Specjalistów Technicznych Wojsk Lotniczych, Z/O Wrocław;

— Lotnicze konstrukcje amatorskie; Warszawa, IV kwartał; organizator — Sekcja Lotnicza ZG SIMP;

— Hałas na stanowiskach pracy w lotniczych zakładach remontowych; Warszawa, II kwartał; organizatorzy — Koło Zakładowe przy Zakładach Remontowych, Sekcja Lotnicza, Sekcja Technicznej Ochrony Pracy, Z/O Warszawa;

— Sprzęt dla lotnictwa sportowego; Warszawa, III kwartał; organizator — Sekcja Lotnicza ZG SIMP;

— Perspektywy rozwoju eksportu samolotów i śmigłowców rolniczych oraz usług agrolotniczych; Olsztyn i Kętrzyn; III kwartał; organizatorzy — Z/O Olsztyn, WSK Mielec, WSK Okęcie, Instytut Lotnictwa CiIZ Pezetel, ART Olsztyn.

Poniżej podajemy informacje o imprezach innych branż, pożądanym i zalecanym dla pracowników lotnictwa.

Konferencja w Poznaniu: Przegląd zastosowań techniki komputerowej w przemyśle maszynowym; III kwartał; organizator — Z/O Poznań.

Narada w Częstochowie: Zastosowanie systemu elektronicznego przetwarzania danych w przemyśle; II kwartał; Z/O Częstochowa.

Narada w Warszawie: Aktualne problemy zaplecza naukowo-technicznego przedsiębiorstw; II kwartał; Z/O Warszawa.

Narada w Poznaniu: Zabezpieczenie antykorozyjne maszyn i urządzeń konstrukcji stalowych; III kwartał; Z/O Poznań.

Narada w Warszawie: Zastosowanie minikomputerów w przemyśle; III kwartał; Z/O Warszawa.

Narada w Poznaniu: Stale o podwyższonej wytrzymałości; IV kwartał; Z/O Poznań.

Narada w Warszawie: Zastosowanie przetwórstwo pianek strukturalnych; IV kwartał; Z/O Warszawa.

Konferencje SNT Budowy Maszyn krajów socjalistycznych

Zarząd Sekcji Lotniczej ZG SIMP poczynił starania, aby na konferencje organizowane jesienią 1976 r. przez Stowarzyszenie Naukowo-Techniczne Budowy Maszyn Bułgarskiej Republiki delegowani zostali — w trybie bezdekwizowym — pracownicy lotnictwa. I tak:

— przedstawiciel Ośrodka Badawczo-Rozwojowego Wytwórnii Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik wyjeżdża do Warny na konferencję pt. Tworzywa sztuczne w przemyśle maszynowym,

— pracownik Zakładów Remontowych w Warszawie udaje się do Błogojewgradu na konferencję pt. Nowoczesne technologie w produkcji cienkościennych aluminiowych i stalowych konstrukcji spawanych.

Aktualne problemy polskiego lotnictwa 1977

Sekcje Lotnicze SIMP i SITK przystąpiły już do prac wstępnych przy organizacji III konferencji pt. Aktualne problemy polskiego lotnictwa, zaplanowanej na 1977 r. Powołano już w Warszawie Komitet organizacyjny w składzie:

— ze strony Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK — mgr inż. Jan Chojnacki (z APRL, jako przewodniczący), mgr inż. Karol Norejko (z ZRLiK, jako sekretarz), mgr inż. Franciszek Gwiżdż (z BPLC, jako członek komitetu);

— ze strony Sekcji Lotniczej Zarządu Głównego SIMP (jako członkowie) — mgr inż. Aureliusz Misiorek (z CZLC), mgr inż. Feliks Borodzik (z WSK PZL-Okęcie) mgr inż. Tadeusz Królikiewicz (z IL).

Podajemy telefony: kol. Chojnackiego — tel. służbowy 26 20 21 wew. 46, tel. dom. 22 93 47; kol. Norejko, tel. służbowy 46 34 14.

Z Księgi Czynów SIMP

W wyniku rezolucji uchwalonej na XXIII Walnym Zjeździe Delegatów SIMP założona została Księga Czynów Społecznych naszego Stowarzyszenia. Znaleźliśmy w niej — między innymi — wpisy następujące.

● Członkowie Koła Zakładowego przy Wytwórnii Sprzętu Komunikacyjnego PZL w Świdniku podjęli prace związane z przyspieszeniem uruchomienia produkcji nowych wyrobów w wymiarze 4060 h, wartości 304 500 zł.

● Członkowie Koła Zakładowego przy Wytwórnii Sprzętu Komunikacyjnego PZL

w Kaliszu zobowiązali się: przepracować 200 h przy odbudowie Zamku-Domu Pracy Twórczej Inżyniera i Technika SIMP w Rydzynie, powołać Zakładowy Zespół Usług Technicznych SIMP w celu rozwiązywania zagadnień produkcyjnych w WSK.

65 tysięcy SIMP-owców zrzeszonych w 1200 kołach, podjęło zobowiązania, których realizacja przyniosła gospodarce narodowej okrągło 400 mln zł.

Prognoza zatrudnienia

Przyspieszony rozwój społeczno-gospodarczy wymaga dopływu kadr technicznych. Według wstępnej prognozy, w 1990 r. gospodarka narodowa będzie zatrudniać ponad 500 tys. inżynierów (dwa razy więcej niż obecnie) i ok. 1,5 mln techników (2,5 razy więcej). Dziś inżynierowie i technicy stanowią ok. 7% ogółu pracowników gospodarki narodowej, zaś w 1990 r. udział ten zwiększy się do 15%. Inżynierem lub technikiem będzie co siódmy zatrudniony, a w przemyśle — co czwarty.

Z działalnością SL SIMP przy ZPLiS

Zarząd Koła SIMP przy Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego i Silnikowego postawił za cel działalności w 1975 r.:

— systematyczne podnoszenie wiedzy zawodowej członków Koła poprzez organizowanie kursów szkoleniowych oraz uczestniczenie w naradach naukowo-technicznych, konferencjach i seminariach;

— zacieśnienie współpracy oraz wymianę doświadczeń z innymi Kołami i Sekcjami;

— organizowanie wyjazdów i wycieczek technicznych i rekreacyjnych, współdziałając z Radą Zakładową Zjednoczenia;

— kształtowanie etyki zawodowej wśród członków Koła;

— współdziałanie w Komisji do Podnoszenia Kwalifikacji Kadr Technicznych OW NOT oraz współpraca w Oddziale Warszawskim Sekcji Lotniczej SIMP.

Sekcja Lotnicza zorganizowała prelekcje poświęcone następującym, ciekawym tematom:

— Usługi agrolotnicze w Arabskiej Republice Egiptu,

— Przemysłowe roboty — manipulatory.

Koło Lotnicze SIMP przy Zjednoczeniu liczyło na koniec 1975 r. 42 inżynierów i 18 techników, wśród nich 5 kobiet.

Postulaty Koła SIMP w Kaliszu

Sekcja Lotnicza Koła SIMP w WSK PZL-Kalisz w końcu 1975 r. liczyła 102 członków. W ubiegłym roku Sekcja zor-

ganizowała interesujące odczyty na temat pojazdów poduszkowych i analizy wartości. Członkowie Sekcji wzięli udział w pracach społecznych przy odbudowie zamku w Rydzynie oraz zorganizowali propagandowe loty rodzinne dla 120 osób z okazji Dnia Dziecka.

Zarząd Koła SIMP zgłasza postulaty zmierzające do bardziej efektywnej i celowej pracy społecznej w terenie. Oto one:

- Doprowadzić do pełnego przestrzegania przez administrację zakładów Uchwały Rady Ministrów nr 154 z 1971 r. lub nowelizacji tej Uchwały. M.in. chodzi o zapewnienie współpracy Dyrekcji z Zarządem Koła SIMP w sprawach awansowania, zmian kadrowych i nagradzania.

- Wprowadzić — dostatecznie sprecyzowane — przepisy w sprawie wynagrodzenia za opracowanie i wygłoszenie odczytu.

- Prowadzić zbiorowy kolportaż czasopism technicznych.

- Zwiększyć zainteresowanie Oddziału SIMP pracą podległych kół zakładowych.

Wydaje się, że obecnie — gdy na czele naszego Stowarzyszenia stoi Minister Przemysłu Maszynowego — dwa pierwsze dezyderaty mają szansę realizacji.

Proponujemy powołanie nowych oddziałów Sekcji Lotniczej SIMP

W związku z nowym podziałem administracyjnym kraju, w oparciu o uchwałę Zarządu Głównego SIMP w sprawie zmian w strukturze Oddziałów SIMP oraz terenu i zakresu ich działania, Zarząd Sekcji Lotniczej ZG SIMP wystąpił z propozycją powołania do życia nowych Oddziałów naszej Sekcji przy Oddziałach Wojewódzkich SIMP. Dotyczy to województw, w których działają cywilne lub wojskowe ośrodki lotnicze lub koła SIMP prowadzące już prace naszej Sekcji — lecz powinny one działać w randze Oddziałów. Wymienimy te województwa w porządku alfabetycznym: bielsko-bialskie, kaliskie, łódzkie, olsztyńskie, radomskie i zamojskie. Serdecznie życzymy organizatorom jednogłośnie uchwał członków SIMP w sprawie powołania Oddziałów Sekcji Lotniczej, zaś ich zarządom pomysłu działalności.

Przypominamy, że Sekcja Lotnicza SIMP ma swe Oddziały w Bydgoszczy, Lublinie (z siedzibą w Świdniku), Poznaniu, Rzeszowie, Warszawie i Wrocławiu. W Mielcu istnieje obecnie Sekcja Lotnicza przy Komitecie Miejskim SIMP.

Szkolenie średniego personelu technicznego

Dwa posiedzenia — plenarne i prezydjalne — poświęciły Zarządy Sekcji Lotniczej SIMP i Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK na przedyskutowanie zagadnienia szkolenia średniego personelu technicznego w lotnictwie cywilnym. Koncepcję szkolenia proponowaną przez Centralny Zarząd Lotnictwa Cywilnego przedstawił dyrektor techniczny tej instytucji — mgr inż. A. Misiorek. Po przedyskutowaniu problematyki członkowie obu Zarządów zgodzili się z tezą, że w zasadzie w pracy naszych Stowarzyszeń powinny być dwa nurty: czuwanie, aby w polityce lotniczej w Polsce nie były popełniane błędy oraz współpraca z władzami w sprawach lotniczych i — na ich życzenie — opiniowanie zamierzeń. Zebrani uznali, że w chwili obecnej, gdy władze prawidłowo ustawiają (jedynie wycinkowe) zagadnienie poddane dyskusji — nie ma powodu do interwencji czy składania memoriału. Natomiast problem szkolenia — w stopniu nie tylko średnim, lecz i wyższym — oraz eksploatacji należy postawić kompleksowo na konferencji poświęconej

Aktualnym problemem polskiego lotnictwa, która odbędzie się w 1977 r. A do przygotowania tej konferencji należy przystąpić już w najbliższym czasie.

Wizyta przedstawicieli Zarządu SL ZG SIMP w PZL-Bielsko

Przewodniczący i sekretarz, jako przedstawiciele Zarządu Sekcji Lotniczej Zarządu Głównego SIMP, wzięli udział w posiedzeniu Zarządu Koła Sekcji Lotniczej SIMP przy Przedsiębiorstwie Doświadczalno-Produkcyjnym Szybownictwa PZL-Bielsko, zwiedzili zakłady szybowcowe oraz — podczas spotkania z zastępcą dyrektora przedsiębiorstwa — omówili sprawy SIMP-owskie. Zarząd Koła zamierza ożywić działalność w terenie, występując z prelekcjami n.t. szybowców i motoszybowców (ujmując je w postaci cyklu) oraz z referatami na interesujące tematy naukowo-techniczne. Koło Sekcji Lotniczej SIMP pragnie pomagać dyrekcji przedsiębiorstwa podejmując prace, z którymi są trudności w zakładach szybowcowych. Stanowiłoby cenną inicjatywę opracowanie programu perspektywicznego, który mógłby posłużyć w Zjednoczeniu do ukierunkowania działalności przedsiębiorstwa. Być może są większe możliwości, aby opracować koreferat do projektu planu ZPLiS. Jest bowiem ważne tak zaplanować produkcję, żeby stworzyć realną możliwość rozwoju dla prototypowni. Przedyskutowano sprawę jakości produkcji szybowcowej w aspekcie zaobserwowanego pogorszenia jakości wyrobów lotniczych. Obecni z satysfakcją przyjęli stwierdzenie, że jakość w przemyśle szybowcowym w Bielsku-Białej nie wzbudza zastrzeżeń i niepokoju. Przedstawiciele Zarządu Głównego SIMP przedstawili Zarządowi Koła przy Przedsiębiorstwie PZL-Bielsko oraz dyr. Badurze propozycje podniesienia rangi ognia Sekcji Lotniczej w Bielsku-Białej przez ustanowienie Oddziału Sekcji, w oparciu o uchwałę Zarządu Głównego SIMP z dn. 15 grudnia 1975 r. w sprawie zmian w strukturze Oddziałów SIMP. Propozycja ta została przyjęta pozytywnie.

Z ramienia Zarządu SL Zarządu Głównego SIMP w spotkaniu wzięli udział kol. T. Kostia i W. Zaremba, zaś ze strony Koła Sekcji Lotniczej w Bielsku-Białej: przewodniczący kol. W. Korzonkiewicz oraz członkowie kol. J. Knapik, A. Kurbiel, J. Niespał, W. Stafiej, J. Zajaczek i R. Zartwarski.

Działalność Koła Sekcji Lotniczej w Zakładach Szybowcowych

W 1975 r. Koło Sekcji Lotniczej SIMP w Bielsku-Białej prowadziło szereg akcji zmierzających do zwiększenia poziomu wiedzy i wyszkolenia kadry technicznej. Zorganizowano narady środowiskowe na następujące tematy: wytrzymałość laminatów w podwyższonych temperaturach, wykorzystanie twardej sosnowej w produkcji lotniczej, koncepcja konstrukcyjna szybowców na Szybowcowe Mistrzostwa Świata w Finlandii w 1976 r. Przeprowadzono na kursie instruktorów szybowcowych cykl wykładów z zakresu aerodynamiki, mechaniki lotu oraz budowy i eksploatacji szybowców. Kontynuowano całoroczny lektorat techniczny języka angielskiego dla 12 słuchaczy. Lektorat ten prowadzi — jako działalność społeczną — kol. W. Stafiej. Członkowie Koła tłumaczyli artykuły z języków obcych, przy czym czterech kolegów zdało egzaminy na tłumaczy tekstów technicznych. Dodać należy, że pięciu SIMP-owców ma uprawnienia rzeczoznawców.

Koło Sekcji Lotniczej brało czynny udział w pracach komisji problemowych w ra-

mach przeglądu nowoczesności konstrukcji i technologii oraz przeglądu kadr. Zorganizowano (wspólnie z miejscowym Klubem Techniki i Racjonalizacji) konkurs dla Młodych Mistrzów Techniki. Zarząd Koła Sekcji Lotniczej w Zakładach Szybowcowych czynnie propagował lotniarstwo przez współudział w utworzeniu sekcji lotniarskiej przy miejscowym aeroklubie, budowę i pomoc w konstruowaniu lotni oraz opracowanie projektu przepisów budowy i lotów na tych aparatach.

Zebrania Zarządu i członków Koła Sekcji Lotniczej poświęcone były przede wszystkim postępowi technicznemu w szybownictwie, rozwojowi Koła i współpracy z kierownictwem Zakładów oraz publikacjom artykułów technicznych i historii szybownictwa.

W Polsce odbędzie się WFEO

W 1968 r. z inicjatywy UNESCO powołano do życia światową organizację międzynarodową, która zajmuje się wymianą doświadczeń organizacji inżynierskich w ich pracach społecznych, państwowych i gospodarczych. Obecnie WFEO zrzesza 69 organizacji naukowo-technicznych z różnych krajów, przy czym 7 z krajów socjalistycznych. NOT reprezentowana jest w Komitecie Wykonawczym WFEO przez kol. J. Bułkowskiego — prezesa NOT, zaś w Komitecie Szkolenia — przez kol. J. Tymowskiego.

W 1977 r. odbędzie się w Polsce VI Zgromadzenie Ogólne Światowej Federacji Organizacji Inżynierskich WFEO. Duży to zaszczyt dla Polski i wyróżnienie dla NOT, która była przy narodzinach tej federacji.

Interesujące awanse

Inż. Aleksander Kopeć, mianowany w październiku ub. roku Ministrem Przemysłu Maszynowego, pracując w Świdnickiej Fabryce Urządzeń Przemysłowych w 1960 r. wstąpił do SIMP-u. W naszym Stowarzyszeniu (jako podsekretarz stanu) pełnił w latach 1973-1975 funkcję wiceprzewodniczącego Zarządu Głównego SIMP, a w maju 1975 r. wybrany został przez XXIII Walny Zjazd Delegatów SIMP przewodniczącym Zarządu Głównego SIMP.

Koleżanka inż. Lina Tempel, pracująca jako specjalista techniczny w Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego i Silnikowego, sekretarz Koła naszej Sekcji w ZPLiS, weszła w skład Zarządu Głównego SIMP kadencji 1975-78 — jako zastępca członka. Serdecznie wینszujemy zasłużonego wyróżnienia.

Kol. Jerzy Lamparski, inżynier-konstruktor z Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Warszawie PZL-Okęcie, otrzymał uprawnienia rzeczoznawcy SIMP w dziedzinie sprzętu lotniczego i szybowcowego.

W związku z nowym podziałem administracyjnym kraju oraz zmianami w strukturze terenowych organów i Naczelnej Organizacji Technicznej od 1 stycznia br. zaszły zmiany w terenowych ogniwach SIMP i sekcji naukowo-technicznych. M.in. Oddział SIMP w Bielsku-Białej oraz Oddział Rejonowy SIMP w Kaliszu, przy których działała Sekcja Lotnicza Kół SIMP Zakładów Szybowcowych i Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Kalisz — otrzymały rangę Oddziałów Wojewódzkich SIMP. W Mielcu powołano do życia Miejski Komitet SIMP. Życzymy, aby zmiana rangi i terenu działalności Sekcji Lotniczej w tych miejscowościach, wpłynęła korzystnie na jej rozwój i stawiane zadania społeczne.

Transformacja Eulera

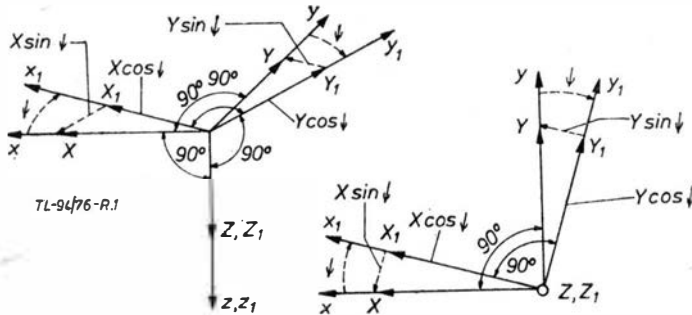
Ponieważ kąty Eulera nie są ortogonalne, kolejność obrotów względem poszczególnych osi decyduje o ostatecznym wyniku transformacji. Zgodnie z prawidłową kolejnością następują po sobie:

- 1) odchylenie,
- 2) pochylenie,
- 3) przechylenie.

Ostateczne wzory dla pełnej transformacji Eulera otrzymujemy metodą superpozycji.

Punktem wyjścia jest odchylenie układu o kąt ψ (dodatni kierunek obrotu — prawoskrętny; rys. 1, równania A)

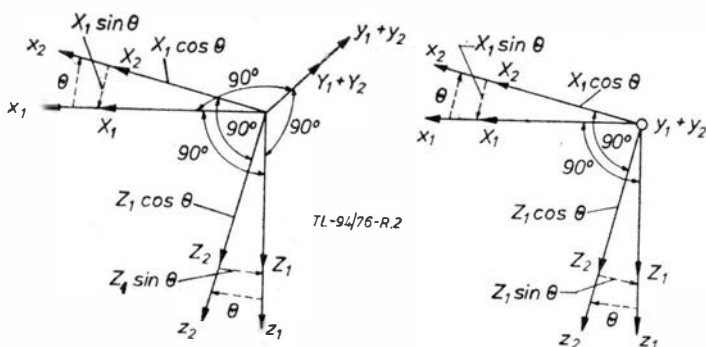
$$\begin{aligned} \bar{X}_1 &= \bar{X} \cos \psi + \bar{Y} \sin \psi \\ \bar{Y}_1 &= \bar{Y} \cos \psi - \bar{X} \sin \psi \\ \bar{Z}_1 &= \bar{Z} \end{aligned} \quad (A)$$



Rys. 1

Następnym krokiem jest pochylenie układu o dodatni kąt θ (rys. 2, równania B).

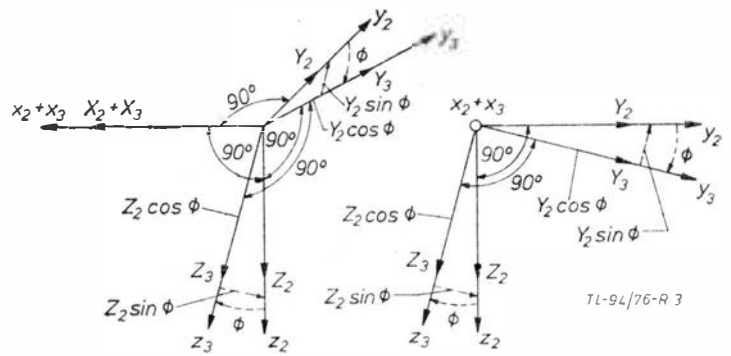
$$\begin{aligned} \bar{X}_2 &= \bar{X}_1 \cos \theta - \bar{Z}_1 \sin \theta \\ \bar{Y}_2 &= \bar{Y}_1 \\ \bar{Z}_2 &= \bar{Z}_1 \cos \theta + \bar{X}_1 \sin \theta \end{aligned} \quad (B)$$



Rys. 2

Ostatnim obrotem jest przechylenie układu o dodatni kąt ϕ (rys. 3, równania C).

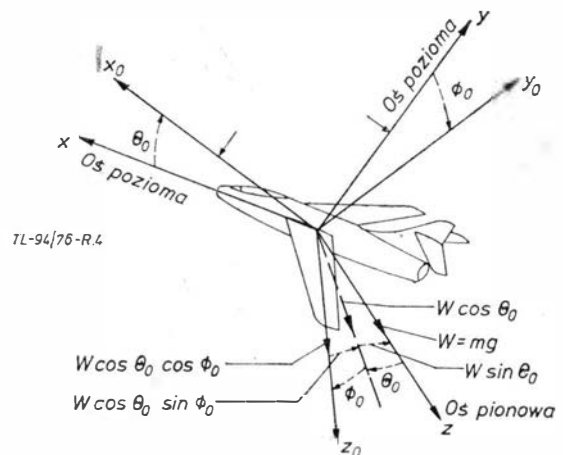
$$\begin{aligned} \bar{X}_3 &= \bar{X}_2 \\ \bar{Y}_3 &= \bar{Y}_2 \cos \phi + \bar{Z}_2 \sin \phi \\ \bar{Z}_3 &= \bar{Z}_2 \cos \phi - \bar{Y}_2 \sin \phi \end{aligned} \quad (C)$$



Rys. 3

Wstawiając równania A i B do równań C otrzymujemy ostateczne wyniki transformacji w postaci:

$$\begin{aligned} \bar{X}_3 &= \bar{X} \cos \theta \cos \psi + \bar{Y} \cos \theta \sin \psi - \bar{Z} \sin \theta \\ \bar{Y}_3 &= \bar{X} (\cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi) \\ &\quad + \bar{Y} (\cos \psi \cos \theta + \sin \psi \sin \theta \sin \phi) \\ &\quad + \bar{Z} (\cos \theta \sin \phi) \\ \bar{Z}_3 &= \bar{X} (\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi) \\ &\quad + \bar{Y} (\sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi) \\ &\quad + \bar{Z} (\cos \theta \cos \phi) \end{aligned}$$



Rys. 4

Powyższe wzory można stosować zarówno do transformacji punktów w układach stacjonarnych, traktując \bar{X} , \bar{Y} , \bar{Z} jako ich współrzędne przed transformacją, jak również do rozwiązywania równań ruchu. Dla tego zagadnienia wykonano przykładowe obliczenie dla ciężaru samolotu równego W . Lot ustalony, wartości początkowe kątów Θ_0 i φ_0 .

$$\begin{aligned} X_0 &= -W \sin \Theta \\ Y_0 &= W \cos \Theta_0 \sin \varphi_0 \\ Z_0 &= W \cos \Theta_0 \cos \varphi_0 \end{aligned}$$

Dla tego przypadku $X_0 = \bar{X}$, $Y_0 = \bar{Y}$, $Z_0 = \bar{Z}$ reprezentują odpowiednie składowe wektora ciężaru, zaś ψ , Θ i φ

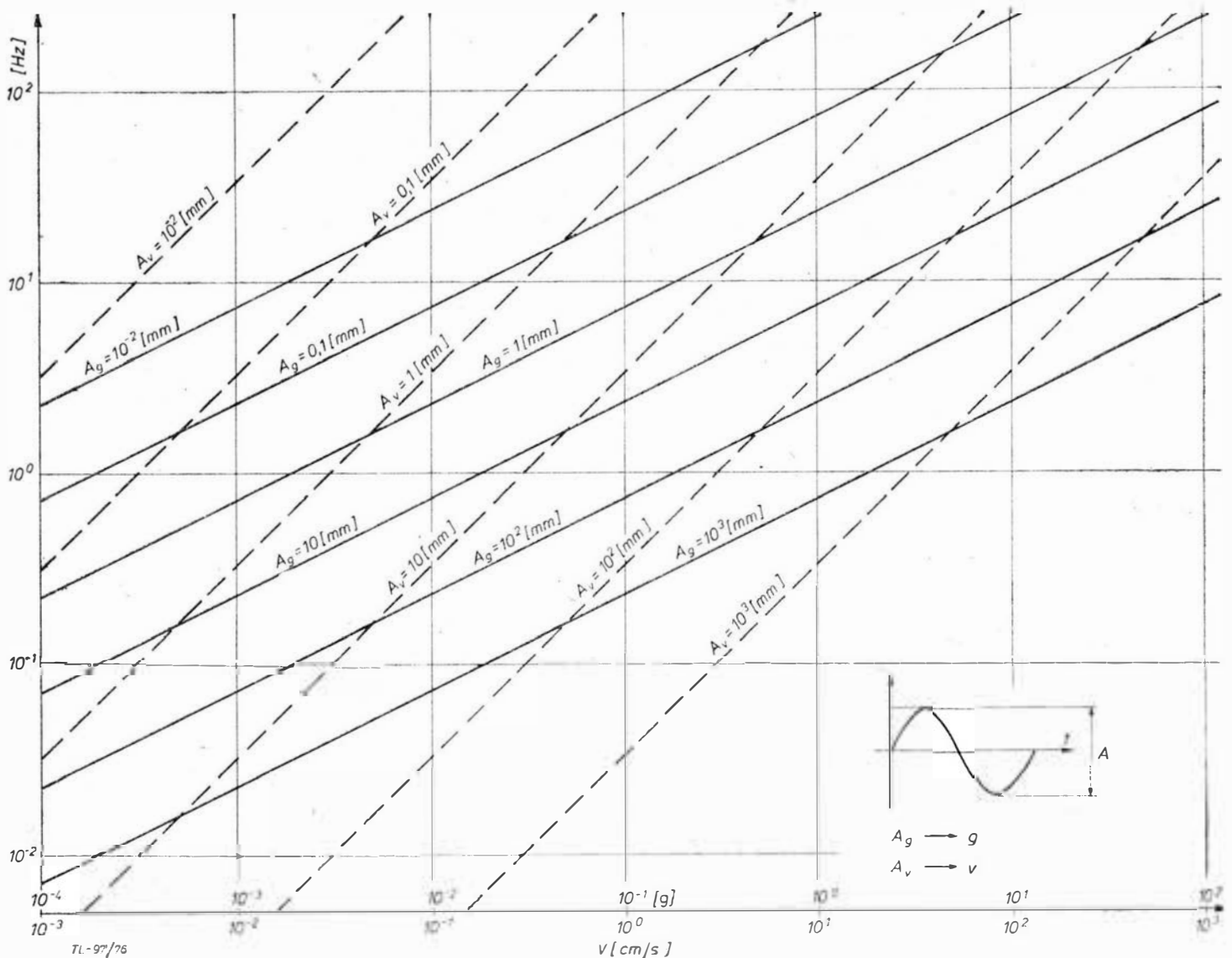
chwilowe wartości zmiany kątów od położenia równowagi.

$$\begin{aligned} X_3 &= (-W \sin \Theta_0) \cos \Theta \cos \psi + (W \cos \Theta_0 \sin \varphi_0) \cos \Theta \sin \psi \\ &\quad - (W \cos \Theta_0 \cos \varphi_0) \sin \Theta \\ Y_3 &= (-W \sin \Theta_0) (\cos \psi \sin \Theta \sin \varphi - \sin \psi \cos \Theta) \\ &\quad + (W \cos \Theta_0 \sin \varphi_0) (\cos \psi \cos \varphi + \sin \psi \sin \Theta \sin \varphi) \\ &\quad + (W \cos \Theta_0 \cos \varphi_0) (\cos \Theta \sin \varphi) \\ Z_3 &= (-W \sin \Theta_0) (\cos \psi \sin \Theta \cos \varphi + \sin \psi \sin \varphi) \\ &\quad + (W \cos \Theta_0 \sin \varphi_0) (\sin \psi \sin \Theta \cos \varphi - \cos \psi \sin \varphi) \\ &\quad + (W \cos \Theta_0 \cos \varphi_0) (\cos \Theta \cos \varphi) \end{aligned}$$

Opracował R.S. na podstawie: „NASA CONTRACTOR REPORT NASA CR-1975”

Zależności między prędkością, przyspieszeniem, amplitudą i częstotliwością w ruchu harmonicznym

Oznaczenia: v — prędkość [cm/s], częstotliwość [Hz], A — podwójna amplituda [mm], g — jednostka przyspieszenia ziemskiego



Opracował: R. S.
WCT/561K/76

Czteromiejscowy lekki samolot wielozadaniowy

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy dolnopłat metalowy.

Plat wolnonośny, trójdzielny, o obrysie prostokątno-trapezowym z prostokątną częścią środkową i odcinowanymi częściami zewnętrznymi. Jego konstrukcja jest podobna do zastosowanej w samolocie Jak 18 PM, a rozpiętość została zwiększona przez powiększenie części środkowej o stałą cięciwę. Profil Clark YH o grubości 14,5% u nasady i 9,3% na końcu. Części zewnętrzne dwudźwigarowe, ze szkieletem duralowym, kryte płótnem z dołu i z góry. Pokrycie noska sztywne. U nasady zbiorniki paliwa, tam też pokrycie duralowe. Lotki szczelinowe, zawieszane w trzech punktach, częściowo kryte płótnem, napędzane układem sztywnym. Środkowa część płata stanowi całość z kadłubem, jest konstrukcją dwudźwigarową, ze szkieletem i pokryciem duralowym. Na całej rozpiętości części środkowej kłapy krokodylowe wychylane do lądowania o 55° napędzane dwoma silnikami pneumatycznymi. W środkowej części płata umieszczono akumulator i tunelowa chłodnice oleju (z wylotem na dolnej powierzchni). Połączenie części płata za pomocą czterech szwarczki na każdej stronie. Po lewej stronie na krawędzi spływu przy kadłubie stały podnóżek do wchodzenia. Z prawej strony przewidziano możliwość zawieszania drabinki. Żłobkowana blacha na górnej powierzchni obok drzwi stanowi trap wejściowy.

Kadłub całkowicie metalowy, o przekroju kwadratowym, konstrukcją półskorupowej. W tylnej części wrażli i podłużnie zerzwaną punktowo do pokrycia. Cały samolot malowany emaliami syntetycznymi. Kabina typu samochodowego, zamknięta, 2+2-osobowa z miejscami w układzie 2+2. Po każdej stronie duże drzwi zawieszane z przodu; mogą być odrzucane awaryjnie. W wyposażeniu standardowym ogrzewanie i wentylacja. Przednie siedzenia w dwóch wariantach: miękkim i z możliwością zastosowania snadochronu. Tyłne siedzenie demontowane umożliwiające przekształcenie samolotu Jak 18T w wersję transportową. W wersji sanitarnej może on zabrać pilota, chorego na noszach i sanitariusza. Za tylną kanapka duży boczny dostęp do lewej burty. Na nodolodzie bagażnika kłamy do mocowania bagażu siatka kabrowa. Przez luk bagażowy załadunku się również nosze z chorem. Obicie kabiny z niemetalnych materiałów syntetycznych. Układ sterowania podwójny, z wolantami — co zbliża warunki nauki do warunków większych samolotów. Na tablicy przrządów zestawiono wszystkie niezbędne przrządy, organa sterowania i przrządy kontrolne. Na pulpicie środkowym między fotelami pilotów — dźwignie sterowania silnika, śmigłem, chłodnicą oleju i podgrzewem gaźnika. Podczas lotów nocnych tablica oświetlona czerwonym światłem. W celu uniknięcia odblasków na wiatrochronie nad tablicą przrządów wstawiono daszek obciążony czarna, matowa, sztuczna skóra.

Usterzenie o obrysie charakterystycznym dla samolotów Jak 18, usztywnione zastrzałami i ciegami. Szkielet usterzenia duralowy, pokrycie płócienne. Na wierzchołku statecznika pionowego czerwone światło błyskowe. Napęd sterowania kierunkiem i wysokości mieszany, popychaczowo-linkowy. Trymer napędzany linkami.

Podwozie trójkołowe z kołem przednim, chowane. Koła główne z oponami i o wymiarach 500 — 150, chowane ku środkowi, natomiast koło przednie z opona 500 — 150, chowane do tyłu. Amortyzatory olejowo-azotowe. Koła główne hamowane pneumatycznie. Na wolancie instruktora przycisk do sterowania zaworem elektrycznym, umożliwiającym likwidowanie błędów ucznia przez odhamowanie kół. Hamowanie kół oddzielne dzięki zaworowi różnicowemu



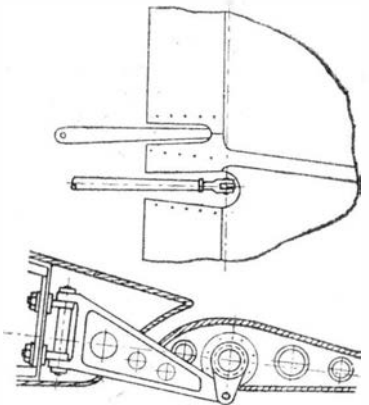
mu połączonemu z pedałami, co znacznie ułatwia kołowanie. Kolo przednie samonastawne, niesterowane. Przed schowaniem ustawia się samoczynnie w położenie neutralne. Drganiami szimmy zapobiega tłumik drgań.

Napęd. Prototyp był napędzany 9-cylindrowym silnikiem gwiazdowym AI-14RF o mocy 300 KM. Podobny napęd miały samoloty Jak 18A i Jak 18PM. Do seryjnych samolotów zastosowano silnik gwiazdowy M-14P o mocy 360 KM, będący wersją rozwojową silnika AI-14, opracowana przez Wiedieniejewą (silnik ten ma również zastosowanie w śmigłowcu Ka-26). Cały silnik oproflowany, osłona silnika dwuczęściowa, dzielona poziomo. W przedniej części osłony żaluzje do regulacji chłodzenia cylindrów. Śmigło dwulopatowe o zmiennym skoku.

Wyposażenie. Instalacja pneumatyczna do uruchamiania podwozia i kłap. Światło antykolidyjne na stateczniku pionowym, reflektor do lądowania w nocy zabudowany w krawędzi natarcia skrzydła. Wyposażenie elektroniczne obejmuje: radiobusole, radiowysokościomierz, radiostację UKF, rejestrator parametrów lotu, telefon pokładowy.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Konstrukctorem prowadzący samolotu jest J. Jankiewicz. Jak 18T powstał dla zaspokolenia potrzeb radzieckiego lotnictwa cywilnego i aeroklubów DOSAAF. Ma być to samolot, który zastąpi wychodzący z użytkowania Jak 18. Samolot Jak 18T jest przeznaczony głównie do szkolenia i treninu pilotów, z wykorzystaniem lotnisk gruntowych. Załogę stanowią instruktor i trzech uczniów. W wersji do podstawowego szkolenia w pilotażu i akrobacji załogę stanowią dwie osoby (ze spadochronami). Pierwszy lot Jaka 18T odbył się latem 1967 r. w ramach oblotu fabrycznego. W latach 1968-69 odbyły się badania do próby państwowej: wykonano w sumie 450 lotów na dwóch egzemplarzach. W czasie badań zwrócono szczególnie uwagę na wnikliwe określenie charakterystyk korkociagowych oraz startu i lądowania. Jeden z prototypów był zbudowany w Sasowskiej Szkole Lotnictwa Gospodarczego. Tutaj zwrócono uwagę na charakterystyki startu i lądowania, układ kabiny, ergonomiczne warunki pracy pilotów i na łatwość obsługi technicznej samolotu. Ustalono szereg elementów konstrukcyjnych, które wymagały dopracowania, np. w celu poprawienia charakterystyk aerodynamicznych należało zmniejszyć skuteczność steru wysokości. Zgodnie z zaleceniami instruktorów nieco zmieniono układ kabiny, ulepszono system wentylacyjny. Oprócz tego zastosowano zmodyfikowany silnik. Na podstawie badań kontrolnych przeprowadzonych przez Ko-

misję Państwowa przyjęto uchwałę o rozpoczęciu produkcji seryjnej. W roku 1973 rozpoczęły się badania czterech seryjnych egzemplarzy. Teraz przewidziano sprawdzenie nie tylko analiz konstrukcyjnych i lotno-technicznych, ale i jakości, i niezawodności wykonania seryjnego. Badania trwały 5 miesięcy. W różnych warunkach meteorologicznych przeprowadzono program startów i lądowań na nieprzygotowanych lądowiskach. Całkowity nalot wyniósł 605 h, w tym 1591 startów i lądowań. Pozwoliło to na usunięcie pewnych defektów, które powstały przy produkcji seryjnej. Oceniono, że warunki lotu na tym samolocie są lepsze niż na Jaku 18. Wg opinii ekonomistów, sumaryczne wydatki przeszkolenia jednego ucznia na tym samolocie zmniejszyły się o 213 rb w porównaniu ze szkoleniem na samolocie An-2. W lipcu 1973 r. rozpoczął się trzeci etap badań. 100 uczniów Sasowskiej Szkoły Lotniczej rozpoczęło szkolenie na Jaku 18T. Celem badań było wyciągnięcie przez wytwórnę wniosków odnośnie zwiększenia niezawodności i żywotności samolotu seryjnego. Cechy te, brane pod uwagę przy projektowaniu, miały się potwierdzić w eksploatacji. W wytwórni przeprowadzono badania nad resursem poszczególnych zespołów i nad wyposażeniem samolotu. Niezależnie od tego, prowadzono nadal na dwóch samolotach badania maksymalnej dopuszczalnej liczby startów i lądowań. Postawiono sobie zadanie uzyskania samolotu przewyższającego dwukrotnie przeciętny nalot dotychczasowych samolotów tego typu. Badania powtórzone wg programu prób państwowych. Obecnie prowadzone są w radzieckim Ministerstwie Zdrowia prace nad warunkami



Rys. Zawieszenie lotki

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość
Długość
Powierzchnia nośna
Ciężar własny
Ciężar startowy
Ciężar użyteczny
Obciążenie powierzchni nośnej

11,16 m
8,35 m
18,75 m²
1194 kG
1650 kG
436 kG
88 kG/m²

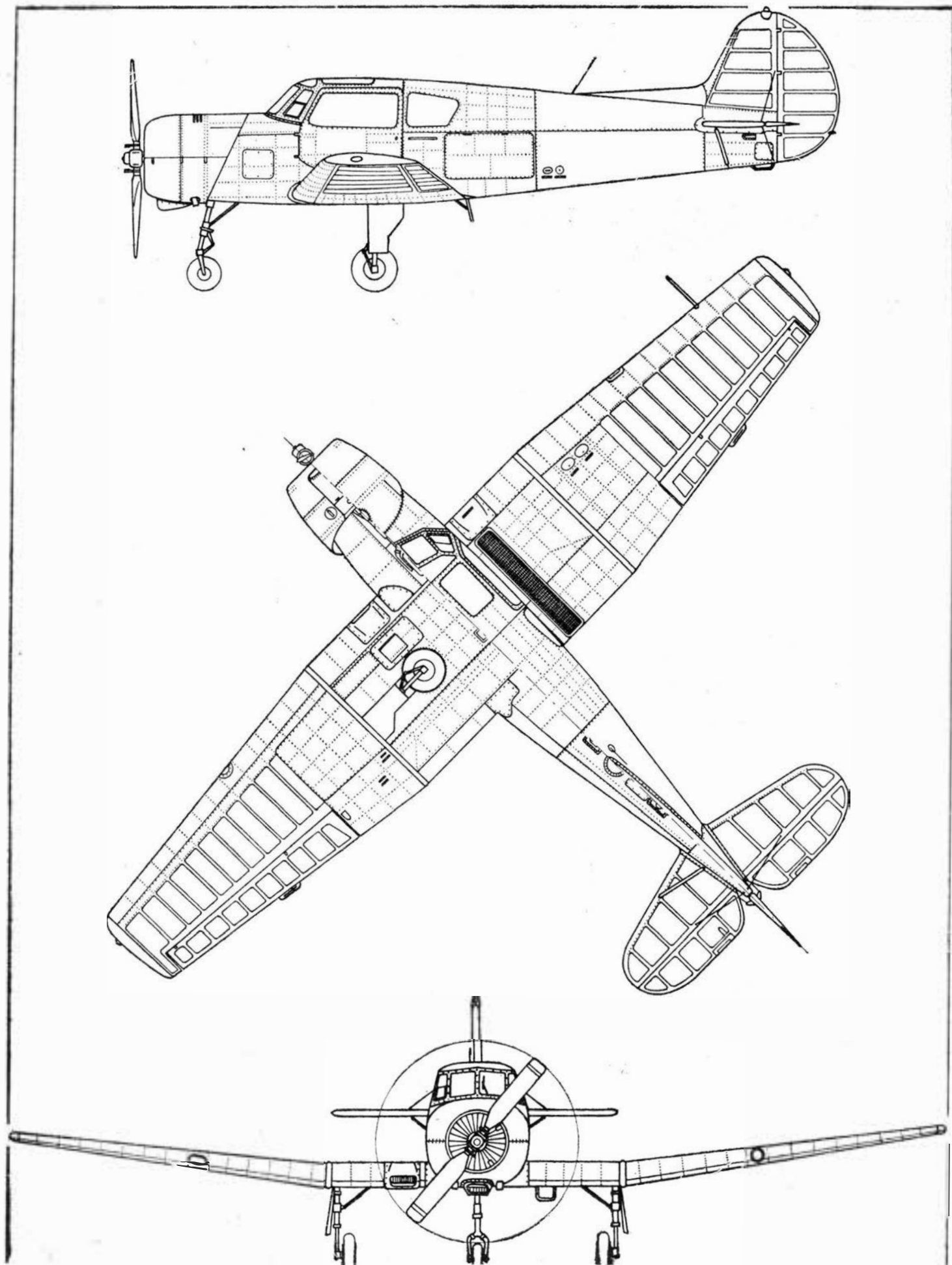
Obciążenie mocy
Prędkość maksymalna
Prędkość przelotowa
Prędkość wznoszenia
Rozbieg
Dobieg
Zasięg
Pułap

4,6 kG/KM
295 km/h
250 km/h
5 m/s
200 m
250 m
600+1000 km
5520 m

technicznymi dla sanitarnego wariantu tego samolotu. W wytwórni dokonuje się jego przeróbki w celu umożliwienia zabrania 1 chorego lub 3 osób personelu lekar-

skiego z wyposażeniem medycznym. Były pewne trudności z rozmieszczeniem odpowiedniego wyposażenia. Samolot w swej podstawowej wersji wykazał dużą przydat-

ność do patrolowania lasów itp. Zakres zastosowań jeszcze bardziej się powiększa dzięki zastosowaniu podwozia na nartach. Samolot produkowany jest w Smoleńsku.
T. W.



Turbośmigłowy samolot pasażerski średniego zasięgu, o właściwościach STOL i małym hałasie (QSTOL)

KONSTRUKCJA. Czterosilnikowy górno-
płat metalowy.

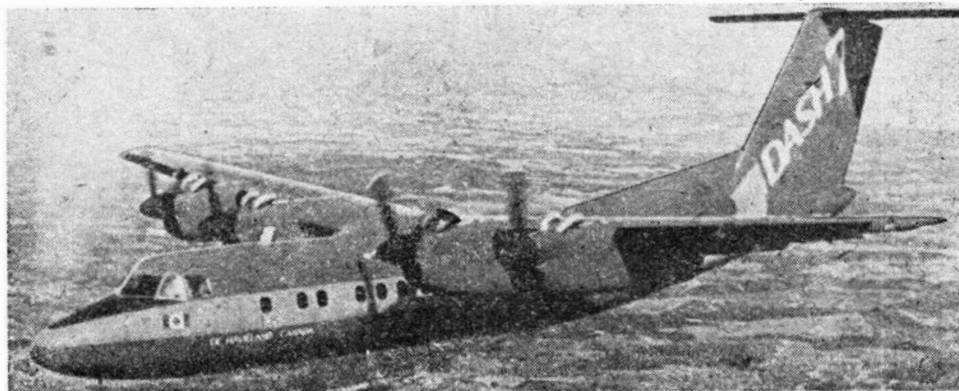
Płat wolnonośny w układzie górnopłata, ze wzniosem 4°30' od części środkowej. Profil NACA 63A418 (modyfikowany) przy kadłubie i NACA 63A415 (modyfikowany) na końcu. Całkowicie metalowa konstrukcja. Klapy dwuszczelinowe wysuwane o ponad 80% cięciwy klapy poza krawędź spływu, do startu napędzane mechanicznie przez samohamowny dźwignik śrubowy, do lądowania — hydraulicznie. Na górnej powierzchni każdego skrzydła, przed klapami, dwa zespoły spoilerów: zewnętrzne — stosowane w powietrzu i wewnętrzne — używane na ziemi. Zespoły zewnętrzne mogą się wychylać symetrycznie lub różnicowo, współdziałając z lotkami. Są one napędzane hydraulicznie. Lotki z odcieżnieniem rogowym i klapką wyważającą. Krawędź natarcia odladzana pneumatycznie — na zewnątrz od wewnętrznej gondoli silnika.

Kadłub całkowicie metalowy, konstrukcji skorupowej, hermetyzowany. Przekrój poprzeczny zasadniczo kołowy, ze spłaszczonego profilu pod poziomem podłogi. W kabine pilotów miejsca dla dwuosobowej załogi i 1+2 osób personelu. Miejsca dla 50 pasażerów z podziałką 81 cm, parami po każdej stronie przejścia środkowego. W tyle na lewej burcie drzwi ze schodkami — otwierane na zewnątrz. Wyjście awaryjne po każdej stronie z przodu kabiny i po prawej stronie z tyłu. Bagażnik z tyłu kadłuba o nośności 998 kg, z dostępem z zewnątrz i od wewnątrz. Z tyłu kabiny kuchienka, toaleta i wieszaki na odzież. Na życzenie ruchoma przegroda do ładunków mieszanych pasażerowie/towary i przednie drzwi ładunkowe na lewej burcie. W wersji wyłącznie towarowej może pomieścić do pięciu standardowych palet. Całe pomieszczenie klimatyzowane.

Usterzenie wolnonośne o układzie T, całkowicie metalowe, z dużą płetwą grzbietową. Statecznik poziomy o stałym kącie zaklinowania, ster wysokości jednocześnie z wyważeniem rogowym i klapkami wyważającymi. Ster kierunku dwuczęściowy (część spływuwa zawieszona na części przedniej), uruchamiany hydraulicznie, ze wspomaganie nieodwracalnym. Krawędź natarcia statecznika poziomego odladzana pneumatycznie.

Podwozie chowane w locie, trójkołowe z przednim punktem podparcia, opracowane przez wytwórnię Menasco. Każdy z zespołów dwukołowy. Amortyzatory olejowo-powietrzne. Zespoły wciągane hydraulicznie — głównie do przodu do wewnętrznych gondoli silnikowych, przedni w kierunku do tyłu, do kadłuba. Koła przednie sterowane. Opony kół głównych o wymiarach 30 X 9.00 — 15 i ciśnieniu 7 kg/cm², opony kół przednich o wymiarach 6.50 — 10 i ciśnieniu 4,9 kg/cm². Na życzenie większe opony niskociśnieniowe o ciśnieniu 4,9 i 4,2 kg/cm², odpowiednio w kołach głównych i przednich. Układ hamujący hydrauliczny, z zabezpieczeniem przeciwoślizgowym. Pod tyłem kadłuba mała, chowana płoza ogonowa.

Napęd. Cztery silniki turbośmigłowe, kanadyjskie, Pratt and Whitney PT6A — 50, o mocy na wale 1120 KM. Mają one rury wydechowe wyprowadzone nad silnik, co



zmniejsza hałas w kabine i na ziemi. Każdy z silników napędza czteropłatowe śmigło z włókna szklanego, typu Hamilton Standard 24 PF — 303, całkowicie przestawialne w chorągiewkę, z odwracalnym ciągiem i o niskich obrotach — 1210 obr./min — w celu zmniejszenia hałasu. Skok śmigła przestawiany ręcznie z automatyczną regulacją liczby obrotów (beta control). Końcówki łopat śmigieł nie przekraczają prędkości 0,7 M. Paliwo w dwóch zbiornikach integralnych w każdym skrzydle, o całkowitej pojemności 5602 l. Do napełniania i opróżniania zbiorników pojedynczo końcówka w tylnej dolnej części kadłuba, z półkulistą przegrodą ciśnieniową. Wloty powietrza do silników odladzane pneumatycznie, śmigła odladzane elektrycznie. Pojemność układu olejowego 23.

Wyposażenie. Układ ciśnieniowy zapewniający największe nadciśnienie w kabine — 0,3 kg/cm². Dwie instalacje pneumatyczne, napędzane przez powietrze upustowe z silnika — do klimatyzacji kabiny. Dwa niezależne układy hydrauliczne, każdy o ciśnieniu 210 kg/cm². Układ nr 1 uruchamia klapy, ster kierunku, spoilery skrzydłowe, hamulce kół głównych, wspomaganie steru wysokości. Układ nr 2 uruchamia podwozie, hamulce kół przednich i rezerwowe hamulce kół głównych, hamulce postojowe, sterowanie kołem przednim, ster kierunku, zewnętrzne spoilery skrzydłowe, wspomaganie steru wysokości. Zasadnicza instalacja prądu stałego zasilana przez cztery prądnice — rozruszniki Lucas 28 V, 250 A, 7,5 kW. Prąd trójfazowy z czterech bezszczotkowych prądnic Lucas o mocy 10 kVA do odladzania śmigieł, wiatrochronów oraz rezerwowej pompy paliwa. Do rozruchu silników akumulatory niklowo-kadmowe. Wyposażenie elektroniczne obejmuje telefon pokładowy, instalację przekazywania informacji pasażerom, rejestrator parametrów lotu, rejestrator głosu w kabine pilotów, dwa niezależne systemy łączności UKF, dwa niezależne układy radiowo-nawigacyjne UKF VOR/ILS, jedna automatyczna radiobusola, transponder, radioodległościomierz, radar meteorologiczny pilota automatycznego, dwa układy pilotażowo-nawigacyjne, marker, dwa komputery danych lotu, wysokościomierz radiolokacyjny, dwa układy giroskopów (włączając wskaźnik radiomagnetyczny).

Uwagi. Samolot jest bardzo ekonomiczny. Jego zużycie paliwa na 1 pasażero-ki-

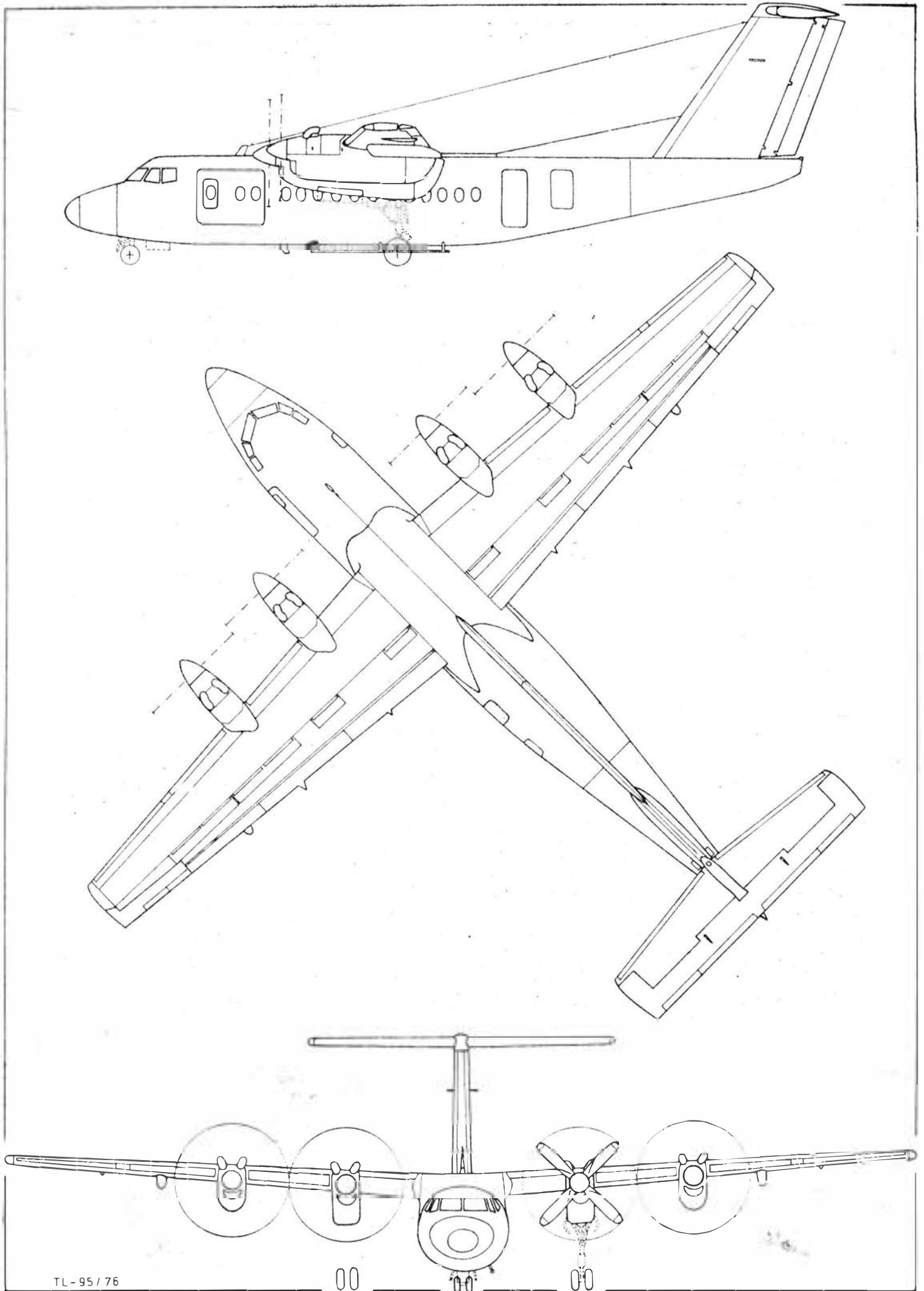
lometr jest mniejsze niż jakiegokolwiek innego nowoczesnego samolotu transportowego. Płatowiec został zaprojektowany na 40 000 h lotu i 40 000 lądowań. Dash-7 jest wyjątkowo cichy: 20 PNdB poniżej obecných przepisów FAA, tzn. natężenie dźwięku jest tylko 1/100 wielkości dopuszczalnej wg FAA. Wewnątrz kabiny jest również cicho. Szeroko rozstawione podwozie wraz z zasadniczym opracowaniem aerodynamicznym zapewniają dobre charakterystyki lądowania z bocznym wiatrem. Samolot może startować z nieutwardzonych dróg startowych, jak również z miejskich lotnisk STOL. Ze względu na cichy lot może być eksploatowany cała dobę — w dzień przewożą pasażerów, a w nocy towary i pocztę. Wymagania konstrukcyjne samolotu zakładały eksploatację w postaci krótkich lotów na małe odległości, bez tankowania podczas międzylądowań.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Projekt samolotu Dash-7 „cichy STOL” rozpoczął się w końcu 1972 r. i został poprzedzony ogólnosiłatową analizą rynku na wymagania transportu krótkiego zasięgu. Został on zaprojektowany do rozpoczęcia służby Metroflight STOL między lotniskami śródmiejskimi, z pasami startowymi o długości 610 m. W rozwoju napędu, a zwłaszcza cichego zespołu napędowego, ograniczającego zewnętrzny hałas z samolotu na wysokości 152 m do 95 EPNdB podczas startu i lądowania, uczestniczyła wytwórnia Pratt and Whitney. De Havilland zbudował dwa samoloty przedseryjne do programu badań w locie. Pierwszy z nich wykolował po raz pierwszy 5 lutego 1975 r., a swój pierwszy lot wykonał 27 marca 1975 r. Trzeci płatowiec podlega próbom statycznym, a czwarty będzie przeznaczony do prób zmęczenia. Obecnie dokonano zamówień na 25 egzemplarzy. Przyznanie certyfikatu typu jest planowane na listopad 1976 r. Dostawy z produkcji seryjnej rozpoczną się wiosną 1977 r., a końcowa wielkość produkcji — 4 sztuki na miesiąc — w 1978 r. Certyfikat zostanie nadany przez Kanadyjskie Ministerstwo Transportu zgodnie z przepisami FAR 25, osiągi STOL będą zatwierdzone zgodnie z wymaganiami FAR 25 i FAR 121, z wyjątkiem kąta ścieżki schodzenia 7°30' i wysokości odniesienia przy lądowaniu — 10,7 m przyjętych przez F.A.A. dla samolotów STOL.

T.W.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	28,35 m	— z 4 silnikami	6,65 m/s
Średnia cięciwa aerodynamiczna	2,99 m	— z 3 silnikami	2,55 m/s
Wydłużenie skrzydła	10	Pułap praktyczny	6 770 m
Długość	24,58 m	— bez 1 silnika	4 330 m
Wysokość	7,98 m	Odległość przerwane go startu	710 m
Prześwit śmigła	1,60 m	Start do 10,7 m	710 m
Średnica śmigła	3,43 m	Lądowanie z 10,7 m (przy maks. ciężarze lądowania)	408 m
Min. odległość śmigła od kadłuba	0,75 m	Długość pasma lądowania (z zapasem, maks. ciężar do lądowania)	680 m
Powierzchnia nośna	79,90 m ²	Zasięg (na H = 4570 m z maks. obciążeniem pasażerami, przy 80% maks. mocy przelotowej, z rezerwą IFR)	1504 km
Ciężar własny	11 453 kg	Maks. zasięg (na H = 4570 m ze standardowym zapasem paliwa i ładunkiem użytym 3211 kg, przy 80% maks. mocy przelotowej)	2293 km
Ciężar użyteczny (50 pasażerów lub ładunek)	5 280 kg	Operacyjne charakterystyki hałasu (wg FAR 36, obliczeniowe)	
Maks. ciężar startowy	19 504 kg	Poziom hałasu: przy starcie	74 EPNdB
Maks. ciężar do lądowania	18 592 kg	— podczas schodzenia z kątem 3°	91 EPNdB
Maks. obciążenie skrzydła	244 kg/m ²	— podczas schodzenia z kątem 7°30'	82 EPNdB
Maks. obciążenie mocy	17,4 kg/k.M	— na linii bocznej	81 EPNdB
Osiągi (obliczone przy maks. ciężarze startowym, FAR 25 na poziomie morza, atmosfera wzorcowa)			
Maks. prędkość przelotowa (na H = 4570 m)	452 km/h		
Maks. prędkość wznoszenia (klapy i podwozie schowane):			



TL-95 / 76

00

00

00

WACŁAW KRYSIAK

Problem rozpraszania mgły na lotniskach komunikacyjnych

Przebieg i wyniki prób rozpraszania mgły nad lotniskiem. Analiza strat spowodowanych występowaniem mgły i korzyści wynikające z zastosowania urządzeń do jej rozpraszania na przykładzie danych liczbowych z lotniska Mediolan-Linate i Paryż-Orly.

Sezon zimowy oznacza dla wielu portów lotniczych okres mgieł — a co za tym idzie — poważnych zakłóceń w ruchu lotniczym i negatywnych reperkusji dla bezpieczeństwa lotów. Spośród wszystkich przyczyn nieregularności w rozkładowej komunikacji lotniczej (szczególnie krótkiego i średniego zasięgu) mgła jest czynnikiem, który uniemożliwia, a przynajmniej bardzo poważnie utrudnia normalne wykonywanie lotów. Do pokonania tej przeszkody zmierza się obecnie dwiema drogami. Pierwsza — to doskonalenie metod lądowania automatycznego na przyrządy, umożliwiających lądowanie przy widzialności „zero” (wciąż jeszcze problem nie rozwiązany całkowicie) co w praktyce osiągnięte jest w granicach parametrów: 400 m widzialności poziomej i 30 m widzialności pionowej (tzn. II kategoria ICAO). Druga — przeprowadzane próby rozpraszania mgły nad określoną częścią powierzchni lotniska, aż do osiągnięcia granicy widzialności w wielkościach umożliwiających lądowanie automatyczne na przyrządy. Rozwiązania tych problemów dokonywać się będzie prawdopodobnie drogą integracji obydwu systemów, przynajmniej do czasu, w którym całkowicie zautomatyzowana procedura lądowania na przyrządy w warunkach widzialności „zero” nie zostanie w pełni technicznie i bezpiecznie opanowana.

Ciągła aktywizacja współczesnych stosunków gospodarczych wymaga stałego skracania czasu przemieszczania się

osób i rzeczy na różne odległości, przy czym każdej z nich odpowiada inny współczynnik kosztu. Czas przewozu, długość odcinka i nakłady na utrzymanie w podróży (jeśli chodzi o pasażera linii lotniczej), a koszty ubezpieczenia, magazynowania i inne pośrednie (jeśli chodzi o towary i pocztę) składają się na ogólną kalkulację kosztów przewozu. Czynnikiem czasu (opóźnienie kilkugodzinne) jest mniej istotny w przypadku przewozów lotniczych na liniach dalekiego zasięgu ponad 6000 km, natomiast zaczyna się liczyć sposób zasadniczy w transporcie na odległości średnie i krótkie, rzędu 1500—1000—600 km. W Europie przynajmniej 70% pasażerów linii lotniczych podróżuje na odległości krótsze niż 800 km, a linie tej długości stanowią najpoważniejszy czynnik w procesie przekazywania ruchu lokalnego z/na linie dalekiego zasięgu, transkontynentalne. Ruch pasażerski i towarowy tych linii obsługiwany jest tylko przez wybrane porty lotnicze. Dlatego też regularność przewozów na średnie i krótkie odległości ma zasadnicze znaczenie dla ekonomicznej kalkulacji kosztów transportu lotniczego.

Obecność mgły na lotnisku komunikacyjnym i ograniczenie widzialności stwarza konieczność dokładnego określenia warunków eksploatacyjnych i przyjęcia określonej procedury lądowania. Sklasyfikowała te warunki ICAO — Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego (tabl. 1).

Kategoria 3 została przewidziana dla lądowań w pełni automatycznych. Obecnie wykonuje je British Airways w porcie London-Heathrow, przy minimach 200 m/15 m, określonych jako warunki kategorii 3a.

Trudności techniczno-eksploatacyjne i nieznaczne dotychczas możliwości stosowania automatycznego lądowania w kategorii 3a, b, a tym bardziej 3c sprawiają, że użytkownicy portów lotniczych, w których występuje zjawisko mgły, szukają innych rozwiązań. Do takich należą techniczne urządzenia do rozpraszania mgły.

Aspekt techniczny

W badaniach opłacalności technicznego rozpraszania mgły, a tym samym dopuszczenia do eksploatacji w nieprzychylnych warunkach meteorologicznych, przyjęto przykładowo dane pięciu portów lotniczych w Europie o dużym ruchu średnio- i krótkodystansowym, w którym często występują zakłócenia spowodowane obecnością mgły nad powierzchnią lotniska (tabl. 2).

Ustalenie przejrzystości powietrza nad lotniskiem — a co za tym idzie — możliwości wykonywania operacji startów/lądowań w określonych warunkach meteorologicznych wymaga sklasyfikowania rodzajów mgły i prognozy jej trwania.

TABLICA 1

Kategoria podejścia do lądowania	Wysokość decyzyjna w stosunku do pasa [m]		Widzialność na pasie [m]	
	od	do	od	do
1	dowolna*)	60	dowolna*)	800
2	60	30	800	400
3	a	30	400	200
	b	15	200	50
	c	0	50	0

*) Wartość ustalana indywidualnie dla każdego portu lotniczego, odpowiadająca jakości wyposażenia portu w pomoce radiolawigacyjne. Uwzględnia również obecność i rodzaj przeszkód terenowych na drodze podejścia.

TABLICA 2. Warunki widzialności (V) w pięciu portach lotniczych Europy w okresie dziesięciu lat. Średnia roczna [h] wykorzystania portów w różnych warunkach widzialności (V)

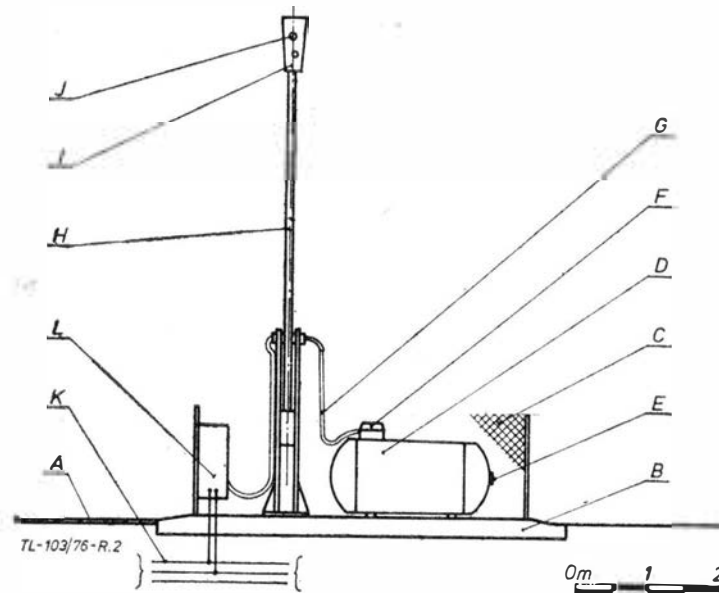
Lotnisko (port)	a	b	c	d = b + c	e = $\frac{a}{8760} \times 100$	f = $\frac{a+b}{8760} \times 100$
	V ≥ 800 m	V ≥ 400 m	V < 400 m	V < 800 m	wykorzystanie portu średniorocznie z użyciem wyposażenia konwencjonalnego [%]	wykorzystanie portu średniorocznie z wykorzystaniem systemu autoland [%]
Mediolan-Linate	7473	334	953	1287	85	89
Mediolan-Malpensa	8173	151	436	587	93	95
London	8341	142	277	419	95	96,8
Paryż	8435	215	110	325	96	98,7
Frankfurt	8489	105	169	371	97	98

Za mgłą uważa się chmurę zalegającą nad powierzchnią terenu, która może tworzyć warstwę grubości 150÷÷300 m. Zbudowana jest z drobnych kropeł wody o średnicy od 2÷50 μ o zmiennej przejrzystości, zależnej od stopnia nasycenia: 20÷50 kropełek wody w 1 cm³ powietrza. Przy danej wilgotności względnej, temperaturze i prędkości przepływu powietrza, gęstość mgły uzależniona jest dodatkowo od liczby jąder kondensacji w powietrzu i źródła ich pochodzenia. W strefach przemysłowych i dużych aglomeracjach miejskich, bardziej zanieczyszczonych produktami procesów spalania, dymami i pyłem, jąder kondensacji jest zazwyczaj znacznie więcej. Niezależnie jednak od przyczyn jej powstawania i określenia jako radiacyjnej czy adwekcyjnej, z punktu widzenia operacji lotniskowych mgła klasyfikowana jest głównie pod względem jej gęstości optycznej, mierzonej za pomocą różnego rodzaju przyrządów (m.in. transmisometrów) i urządzeń telewizyjnych. Ustalają one stopień widzialności w różnych wybranych punktach lotniska (szczególnie na pasach startowych i drogach kołowania), jak również w strefie podejścia do lądowania.

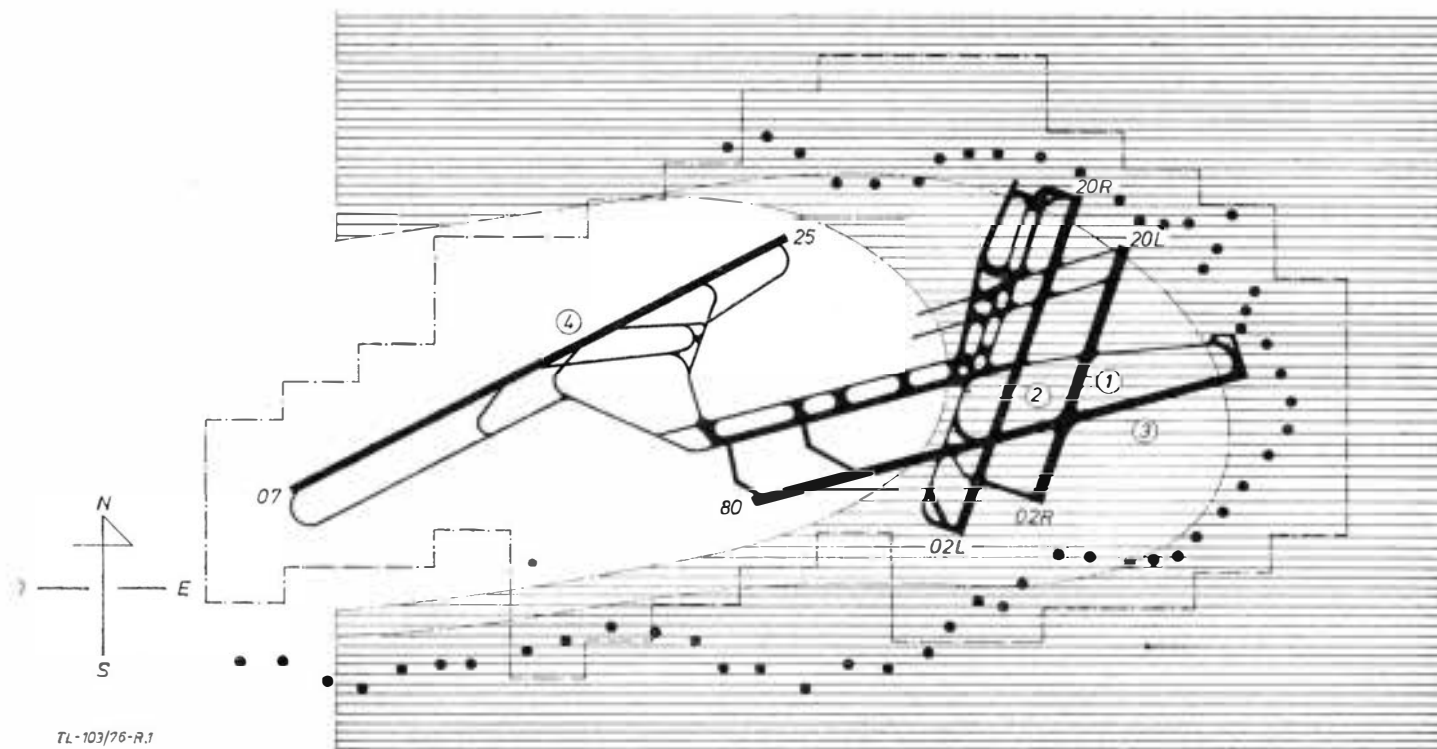
W końcowej ocenie wyboru metody sztucznego rozpraszania mgły rozważa się dwa typy tego zjawiska atmosferycznego — mgły tworzącej się w otoczeniu o temperaturze poniżej 0°C, tzw. mgły zimnej, oraz powstającej w temperaturze powyżej 0°C, tzw. mgły ciepłej. Pierwszy typ składa się z kropełek wody pozostających w warunkach termodynamicznej chwiejności. Rozproszenia mgły tego typu można uzyskać poprzez rozsianie w otoczeniu mikrokryształów lodu, które absorbując wodę z otoczenia zwiększają swoją wagę własną i opadają na teren, powodując efekt „odmglenia”. Mgła „ciepła” natomiast, nie mająca cech termodynamicznej chwiejności, nie może być rozproszona przez zasiew lodu.

W ostatnim dziesięcioleciu opracowano szereg metod rozrzedzania mgły zarówno zimnej jak i ciepłej. W artykule

nie rozrzedzenie mgły jednocześnie na jednej, dwu lub więcej drogach startowych. Dyfuzory uruchamia się ze stanowiska dyspozycyjnego w chwili zawiadomienia o zmniejszaniu się widzialności. Czas potrzebny na popra-



Rys. 2. Schemat dyfuzora: L — skrzynka z przewodami zasilania elektrycznego i urządzeniem kontrolnym zdalnego sterowania, K — przewody zasilania i urządzenie zdalnego kierowania, J — wtryskiwacze, I — komora do proszkowania propanu płynnego, H — maszt wciągany, G — przewód giętki, F — zawór wielokierunkowy, E — przyrząd do mierzenia poziomu cieczy, D — zbiornik, C — siatka metalowa, B — podłoże ze zbrojonego betonu



Strefa poprawionej widoczności
 Strefa odmglona (prędkość wiatru 2m/s)
 Dyfuzory

Rys. 1. Lokalizacja dyfuzorów w stosunku do głównych dróg startowych w porcie lotniskowym Paryż-Orly

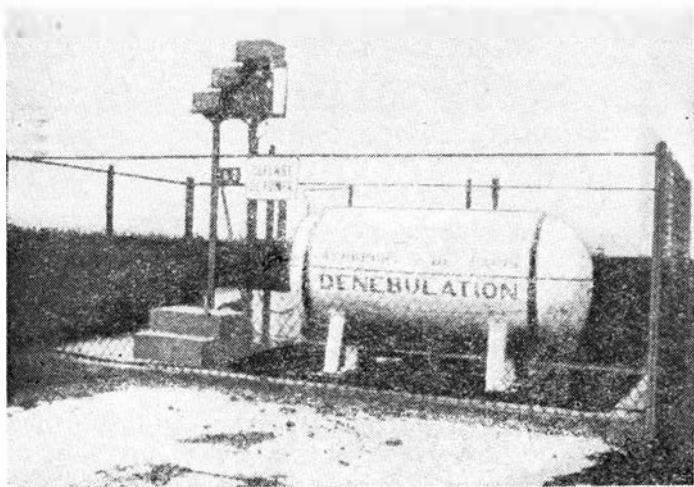
zajmiemy się eksperymentem, który dał pozytywne rezultaty w porcie lotniskowym Paryż-Orly, a mianowicie:

- rozrzedzeniem mgły zimnej uzyskanym przez rozproszenie propanu płynnego (sproszkowanego) oraz
- rozrzedzeniem mgły ciepłej za pomocą zastrzyków gazu podgrzanego do wysokiej temperatury (system Turboclair).

Na urządzenie do rozrzedzania mgły zimnej składa się zestaw określonej liczby dyfuzorów rozmieszczonych na obszarze lotniska. Mają one za zadanie usunięcie względ-

wienie widzialności w strefie zainteresowania uzależniony jest przede wszystkim od kierunku i prędkości wiatru lokalnego oraz od oddalenia dyfuzorów od strefy, w której ma być dokonana operacja oczyszczania z mgły. Dotychczasowe doświadczenia wskazują, że potrzeba maksymalnie około jednej godziny czasu do uzyskania pożądanego efektu w warunkach wiatru o prędkości 3 m/s.

Na rysunku 1 przedstawiono schemat lokalizacji 57 dyfuzorów tworzących zespół operacyjny lotniska Paryż-Orly. Rysunek 2 przedstawia schemat techniczny samego dyfu-

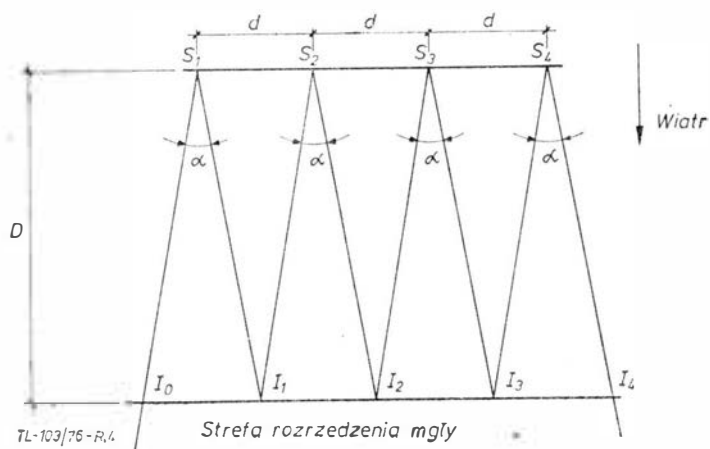


Rys. 3. Dyfuzor na lotnisku

zora, a rys. 3 urządzenie na lotnisku. Linia dyfuzorów nie obejmuje zachodniej strefy portu, gdyż według danych statystycznych służby meteorologicznej zimna mgła nawiedzająca Orly bardzo rzadko nadchodzi z kierunku zachodniego. Dopływ jąder lodowych, które tworzą się w masie mgły, jest proporcjonalny do wielkości wypływu propanu uchodzącego z każdego z dyfuzorów instalacji. Ilość propanu sproszkowanego zmienia się w zależności funkcyjnej od tzw. gęstości wizualnej mgły. Dlatego też przed zainstalowaniem dyfuzorów konieczne jest dokładne rozpoznanie charakterystyki fizycznej (gęstości i temperatury) mgieł występujących na danym obszarze. Ponadto należy dokonać szczegółowej analizy wiatrów, z uwzględnieniem najbliższych (rejestrowanych przez anemometry), które obserwuje się jednocześnie ze zjawiskiem mgły w miejscu obserwacji. Nieznaczne zmiany w kierunkach wiatrów lokalnych powodują przemieszczenie boczne strefy rozrzedzonej mgły w stosunku do linii rozmieszczenia dyfuzorów i zmniejszają efekt dokonywanej operacji.

Na rysunku 4 zanalizowane są zależności zachodzące pomiędzy odległością linii D rozmieszczenia czterech dyfuzorów S_1, S_2, S_3 i S_4 , od strefy rozrzedzenia mgły Z (rozwarcia kąta α stożka rozproszenia) i rozstawienia samych dyfuzorów względem siebie. Rzuty poziome czterech stożków rozproszenia nakładają się w odległości D , dzielącej dyfuzory od siatki I_0-I_4 , która wyznacza strefę rozpraszania mgły. W miarę zmniejszania się siły wiatru zwiększa się kąt α stożka dyfuzorów, skraca się odległość D , a linia strefy rozpraszania mgły przybliża się do linii usytuowania dyfuzorów. Odwrotnie kształtuje się sytuacja z chwilą wzrostu siły wiatru. Trzeba zatem znać dokładnie intensywność wiatru i tendencje zmiany jego kierunku w czasie obecności mgły w strefie. Pozwoli to w fazie projektowania urządzenia określić średnie wartości dla D i α i wyznaczyć najbardziej korzystną odległość D pomiędzy jednym dyfuzorem a drugim.

Doświadczenia przeprowadzone we Francji na lotnisku Orly wskazują również na zależność zachodzącą pomiędzy temperaturą lokalną otoczenia a wartością D . Ponieważ D maleje ze spadkiem temperatury, należy jego wartość



TL-103/76-R,4

Rys. 4. Rozmieszczenie czterech dyfuzorów — analiza odległości

przyjąć dla najkorzystniejszych warunków albo dla temperatury nieco poniżej wartości 0°C . Rysunek 5a przedstawia schemat lokalizacji dyfuzorów w warunkach wiatrów z kierunków zmiennych. W praktyce przeważają wiatry z jednego określonego kierunku i ze względu na ekonomiczność kosztów instaluje się dyfuzory z uwzględnieniem takich właśnie wiatrów (rys. 5b i c).

O ile system rozpraszania mgły zimnej dał dobre rezultaty w okresie przeprowadzania eksperymentu, o tyle doświadczenia z mgłą ciepłą wykazały znacznie mniejszą skuteczność. Okazało się również, że potrzebna była większa liczba dyfuzorów do osiągnięcia wymaganych rezultatów, a to z kolei poważnie powiększało koszty całego przedsięwzięcia. Dlatego też — w opinii prowadzących badania nad tym problemem — szersze zastosowanie tej drugiej metody byłoby opłacalne tylko na lotniskach o dużej liczbie operacji samolotów komunikacyjnych.

Ekonomiczny aspekt przedsięwzięcia

Opłacalność przedsięwzięcia wyznaczają określone badania poprzedzające:

- pełna statystyka czasu nieoperacyjnego dla danego lotniska w przekroju rocznym, miesięcznym i dziennym (w godzinach rejestrowanego zjawiska mgły) na obszarze i w strefie przylotniskowej;
- wskazanie maksymalnej liczby elementów składowych urządzeń do rozpraszania mgły;
- wyliczenie przypuszczalnych kosztów produkcji urządzeń i eksploatacji;
- wyznaczenie wartości finansowych korzyści wynikających z poprawy regularności funkcjonowania portu lotniczego w czasie występowania mgły zimnej w warunkach widzialności $V < 400$ m;
- opracowanie szacunkowego budżetu przedsięwzięcia w formie bilansu rocznego, z którego można by wyznaczyć stosunek kosztów jego uruchomienia do przewidywanych korzyści ekonomicznych.

W celu przedstawienia metody obliczania kosztów przedsięwzięcia posłużymy się materiałem pochodzącym z kalkulacji wykonanej dla lotniska Mediolan-Linate, w oparciu o praktyczne dane uzyskane przez Air France na lotnisku Paryż-Orly. Dane te posłużyły do określenia optymalnej liczby urządzeń (dyfuzorów), średniego kosztu ich eksploatacji i konserwacji oraz efektywnego czasu pracy we właściwych dla danego środowiska warunkach.

Według doświadczeń francuskich koszt budowy i zainstalowania jednego dyfuzora wyniósłby około 12 mln lirów. Przy założeniu ogólnej liczby 30 dyfuzorów w całej instalacji inwestycja ta powinna kosztować około 360 mln lirów. Roczne koszty konserwacji i przeglądów technicznych określa się na ok. 50 000 lirów rocznie. W przypadku Mediolanu przy liczbie 30 dyfuzorów wydatek ten byłby rzędu: $30 \times 50\,000 = 1\,500\,000$ lirów rocznie.

Ustalając średni 400-godzinny czas pracy urządzeń, ograniczony jednakże do 20 dyfuzorów pracujących jednocześnie, z nakładem 700 lirów na 1-godzinne zużycie gazu propanu, roczny wydatek na propan wyniósłby $700 \times 20 \times 400 = 5\,600\,000$ lirów rocznie. Roczne koszty eksploatacji kształtowałyby się w granicach $1\,500\,000 + 5\,600\,000 = 7\,100\,000$ — które zaokrąglimy do 8 mln.

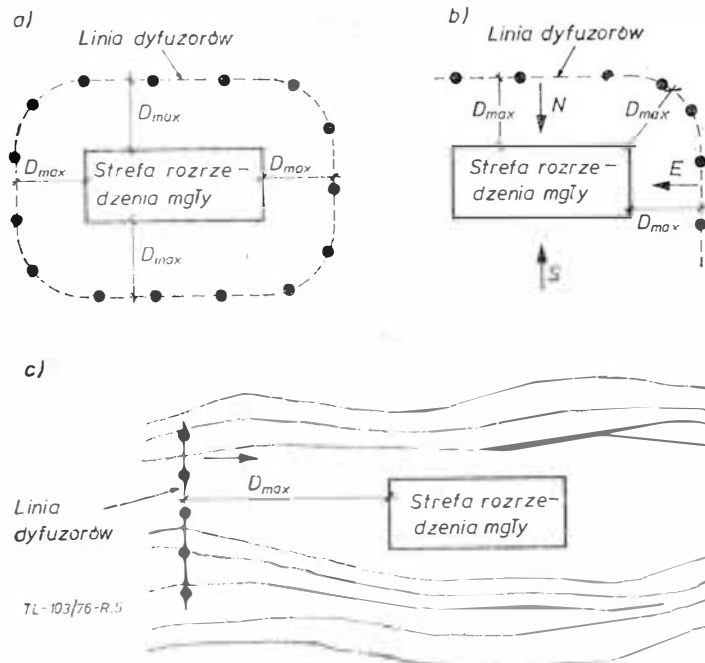
Tyle jeśli chodzi o koszty — a teraz korzyści.

Należy je odnieść do efektów ekonomicznych możliwych do uzyskania przez zarząd portu, towarzystwa lotnicze i klientów-pasażerów w wyniku eliminowania takich zjawisk ujemnych, jak: kierowanie samolotów rejsowych na lotniska zapasowe i odwoływanie lotów w czasie zalegania gęstej mgły z ograniczeniem widoczności poziomej do odległości poniżej 400 m. Ze statystyki lotów skierowanych na inne lotniska wynika, że omawiany port lotniczy (dane z lat siedemdziesiątych) nie przyjąłby około 480 planowanych rejsów, później w ogóle odwołanych, a skierował 350 na inne zapasowe lotniska swojej strefy.

Należy obecnie dokonać rachunku potencjalnych strat administracji portu (wg obowiązujących stawek), które wynikałyby z niezrealizowania wpływów za straty i lądowania, opłaty lotniskowe, zaopatrzenie pokładowe i inne opłaty ponoszone przez przedsiębiorstwa lotnicze, a stanowiące źródło podstawowych wpływów finansowych portów lotniczych i ich kooperantów. Straty te można usystematyzować w sposób następujący:

- niezrealizowany średni dochód zarządu portu za każdy lot odwołany [liry]: 110 000

- liczba lotów odwołanych z powodu mgły: 480
- liczba lotów skierowanych na inne lotniska z w.w. powodów: 350
- średni tonaż samolotów korzystających z lotniska: 48,4 ton
- opłaty za obsługę lotniskową w lotach krajowych: 250 lirów za pierwszych 25 ton, 300 lirów za każdą tonę następną



Rys. 5. Rozmieszczenie dyfuzorów: a) przy wiatrach zmiennych; b) przy wiatrach z trzech kierunków; c) przy wiatrach z jednego kierunku

- opłaty za obsługę lotniskową w lotach zagranicznych: 400 lirów za pierwszych 25 ton, 600 lirów za każdą tonę następną
- opłata handlingowa w lotach krajowych: 2100 lirów za tonę ciężaru samolotu
- opłata handlingowa w lotach zagranicznych: 2600 lirów za tonę ciężaru samolotu
- średnie wydłużenie czasu dolotu do lotnisk zapasowych w wyniku skierowania samolotu przez kontrolę ruchu lotniczego (ATC) portu docelowego na inne lotniska odpowiednio: 30, 20, 40, 30 minut — 195, 142, 7, 6 razy;
- koszt krańcowy 1 minuty lotu: 6600 lirów;
- wydatek (na 1 pasażera), jaki ponosi przedsiębiorstwo lotnicze w przypadku odesłania samolotu na lotnisko zapasowe (wyżywienie, przewóz autobusem lub koleją do dworca miejskiego lotniczego — terminalu): koszt ten wynosi odpowiednio: 4500, 4500, 12 000, 6000 lirów z każdego z portów lotniczych zapasowych, w których lądował samolot rejsowy;
- średnia liczba pasażerów na pokładzie każdego samolotu skierowanego do portów zapasowych: 60.

Dokonyując odpowiednich przeliczeń (które pominiemy z braku miejsca) stwierdzimy, że wartość korzyści wynikających z regularnego wykonania lotu do portu docelowego (Mediolanu-Linate) wyrażałaby się wpływem dla zarządu portu ok. 54 mln lirów — jeśli chodzi o same tylko skutki finansowe zamknięcia portu z powodu mgły, a kwotą 104 mln, jeśli dodać do tego wartość niezrealizowanego wpływu ze wszystkich lotów z tego powodu odwołanych. Odpowiednio, wartość dodatkowych nakładów przedsiębiorstw lotniczych na pokrycie kosztów zmiennych bezpośrednich powstałych w wyniku wydłużenia czasu lotu z portu Mediolan-Linate do portów zapasowych wyniosłaby ok. 60 mln lirów w skali rocznej. Przykład obliczenia tego kosztu dla lotniska zapasowego Genua*): 6600 (koszt minuty lotu — zmienny bezpośredni) $\times 30$ (minut czasu potrzebnego na dołot z Mediolanu do Genui) $\times 195$ (liczba przypadków skierowania samolotu na lotnisko zapasowe w ciągu roku) = 36 600 000 lirów. Analogicznie liczy się koszty dla innych portów zapasowych.

*) zespół lotnisk zapasowych dla Mediolanu-Linate wymienionych w artykule: Genua, Turyn, Rzym, Wenecja.

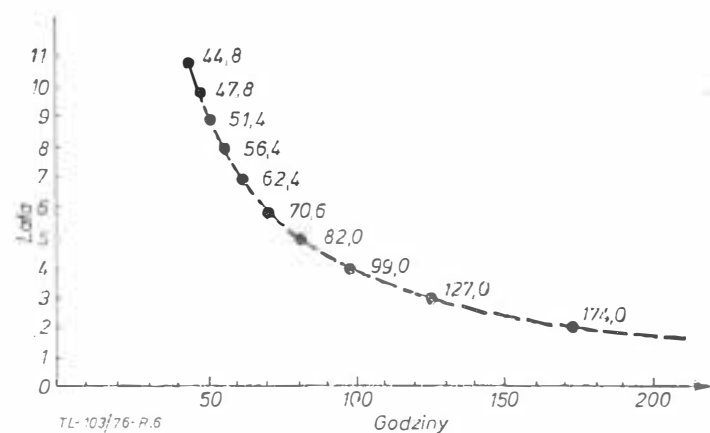
W obliczeniach nie uwzględniono dodatkowych kosztów ponoszonych przez przedsiębiorstwa lotnicze w związku z utrzymaniem i transportem lokalnym pasażerów (tj. wyżywieniem i dowozem autokarem lub koleją do terminalu). Doliczając te koszty, otrzymamy w przypadku lądowań w porcie zapasowym w Genui: 4500 (koszt wyżywienia i dowóz wg stawki jednostkowej dla 1 pasażera linii lotniczej) $\times 60$ (średnia liczba pasażerów w 1 rejsie) $\times 195$ (ogólna liczba przypadków skierowania samolotów na lotnisko zapasowe w Genui w ciągu roku) = 52 700 000 lirów.

Przeliczając analogicznie koszty przewoźnika lotniczego, które ponosi on z tytułu skierowania jego samolotów na lotniska zapasowe do Turynu, Rzymu i Wenecji — otrzymamy globalną kwotę 97 900 000 lirów, zaoszczędzonych wówczas, gdy lotnisko Mediolan-Linate byłoby wyposażone w dobrze funkcjonującą instalację do rozpraszania mgły.

Całkowitą wartość wszystkich korzyści uzyskanych przez porty lotnicze, czyli ich dochody z obsługi przewoźników lotniczych, i dochody tych samych przewoźników w przypadku normalnego funkcjonowania portu lotniczego docelowego (Mediolanu-Linate) można by określić kwotą 160 mln lirów.

W obliczeniach nie można pominąć wartości czasu pasażera — wprowadzić trudno wymiernej, ale przyjętej na podstawie ankiety przeprowadzonej przez linie lotnicze wśród ich klientów jako ok. 6000 lirów za godzinę poza miejscem stałego pobytu lub przeznaczenia. Dysponując obecnie wszystkimi czynnikami składowymi możemy dokonać ostatecznego bilansu korzyści, jakie można osiągnąć uruchamiając instalację do rozpraszania mgły w porcie Mediolan-Linate. Podzielimy je na dwie grupy:

- bezpośrednio uzyskane przez zarząd portu i przedsiębiorstwa lotnicze czyli użytkowników portu,
 - hipotetyczną wartość czasu pasażera.
- Przyjmijmy założenia, że:
- instalacja funkcjonuje od roku 1973,
 - korzyści zaczynają być odczuwalne od roku 1974,
 - amortyzacja całkowita kosztu inwestycji (instalacji) przewidziana jest na okres 10-letni (1972÷1981) przy opro-



Rys. 6. Prognoza korzyści [mln lirów] osiąganych z eksploatacji urządzeń do rozpraszania mgły (liczba godzin z mgłą w ciągu roku) przy widoczności poniżej 400 m w stosunku do lat pod koniec których korzyści przewidywane z eksploatacji urządzenia do rozpraszania mgły zrównoważą koszty (nakłady)

centowaniu 7% w stosunku rocznym; roczny odpis amortyzacyjny wyniesie zatem 14,2% wartości = 51 000 000 lirów;

- jakkolwiek skuteczność działania instalacji (wg doświadczeń przeprowadzonych na lotnisku Paryż-Orly) okazała się nieomal 100%, przyjmijmy jednakże 20% możliwości negatywnego efektu; wartość globalną korzyści oszacujemy zatem na ok. 211 mln zamiast 260 mln lirów, a wartość korzyści czasu pasażera na ok. 160 mln zamiast 200 mln lirów.

Cały budżet operacji został przedstawiony w tabl. 3 oraz na rys. 6.

Zainteresowanie doświadczeniami z rozpraszaniem mgły na lotniskach komunikacyjnych znalazło swoje odbicie również w publikacjach Podkomitetu d.s. Meteorologii Lotniczej IATA, stanowiącego jeden z wyspecjalizowanych organów Komitetu Technicznego tej organizacji. Zgłoszono wyniki wszystkich prób przeprowadzonych w różnych krajach (w Kanadzie na lotnisku Vancouver, we Francji Paryż-Orly, w RFN Monachium i eksperymentalnie w Szwaj-

TABLICA 3. Budżet operacji [mln lirów]

Rok	Amortyzacja inwestycji (instalacji)	Koszty eksploatacji	Korzyści bezpośrednie	Korzyści pośrednie czasu pasażera	Bilans (1)		Bilans (2)	
					roczny	skumulowany	roczny	skumulowany
1972	51	—	—	—	-51	-51	-51	51
1973	51	—	—	—	-51	-102	-51	102
1974	51	8	211	160	+312	+210	+152	+50
1975	51	8	214	160	+315	+525	+155	+205
1976	51	8	217	160	+318	+843	+158	+363
1977	51	8	220	160	+321	+1164	+161	+524
1978	51	8	223	160	+324	+1488	+164	+688
1979	51	8	226	160	+327	+1815	+167	+855
1980	51	8	229	160	+330	+2145	+170	+1025
1981	51	8	233	160	+334	+2479	+174	+1199

(1) — z uwzględnieniem korzyści czasu pasażera
 (2) — bez korzyści czasu pasażera

carii) do Komisji Żeglugi Lotniczej ICAO w formie dokumentacji technicznej z propozycją dokonania szczegółowych kalkulacji kosztów poszczególnych metod.

W obecnej, eksperymentalnej fazie badań koszty uważane są jeszcze za zbyt wysokie w stosunku do osiągniętych efektów — zdaniem ekspertów technicznych IATA. Podkreśla się jednakże eksperymentalny charakter podejmowanych przedsięwzięć, a co za tym idzie, brak dostatecz-

nego materiału statystycznego potrzebnego do opracowania optymalizacji kosztów i przyjęcia metody najbardziej opłacalnej pod względem technicznym i eksploatacyjnym.

LITERATURA

1. *Trasporti Aerei* No 3-4/73.
2. IATA, *Met Sub-Committee 1974* (DOC. GEN) 2420.

WCT/57/K/76



Mgr inż. ANDRZEJ SŁODOWNIK

Podstawy projektowania współczesnych systemów obsługi technicznej samolotów

Analiza problemu niezawodności urządzeń samolotu podczas lotu. Zadania i efekty modernizacji współczesnego systemu obsługi technicznej sprzętu lotniczego.

W ostatnich latach zaszły ogromne zmiany w podejściu do problemu eksploatacji sprzętu lotniczego, spowodowane z jednej strony wejściem do eksploatacji samolotów o dużej pojemności i o dużym stopniu złożoności, a rozwojem nauki o eksploatacji — z drugiej. Motorem postępu w tej dziedzinie stały się w dużym stopniu cywilne towarzystwa lotnicze, które stanęły wobec problemu, w jaki sposób zmniejszyć nakłady eksploatacyjne, aby sprostać wymogom walki konkurencyjnej w dobie kryzysu powodującego wzrost kosztów zakupu nowych samolotów i wzrost cen paliwa.

Przeprowadzona analiza ekonomiczna wykazała wyraźnie, że najwyższą pozycję w nakładach eksploatacyjnych stanowią koszty obsługi technicznej (ok. 28% wg źródeł amerykańskich) i stąd główny wysiłek skierowano na rozwiązanie zagadnienia, w jaki sposób i za pomocą jakich środków można zmniejszyć te koszty, przy jednoczesnym zachowaniu na odpowiednio wysokim poziomie wskaźników bezpieczeństwa przewozu lotniczego.

Bezpieczeństwo to można scharakteryzować przez prawdopodobieństwo bezawaryjnego wykonania przewozu lotniczego, związane z pojęciem niezawodności technicznej i niezawodności operacyjnej. Niezawodność techniczną definiuje się jako prawdopodobieństwo, że podczas lotu urządzenia samolotu będą pracowały bezawaryjnie, przy założeniu, że samolot jest kontrolowany w ramach określonego systemu obsługi technicznej, tj. przy nieprzekraczalnych czasach postoju samolotu podczas obsługi, a wszystkie niesprawności (usterki) zostały przed lotem usunięte. Wspomniana niezawodność operacyjna jest określana jako prawdopodobieństwo poprawnego zastosowania samolotu, czyli prawidłowego sterowa-

nia przebiegiem lotu przez załogę. Stanowi to oddzielne zagadnienie dotyczące współpracy człowiek-maszyna i jest przedmiotem badań ogólnej teorii niezawodności, która łączy w sobie teorię niezawodności urządzeń technicznych, psychologię inżynierską i zagadnienia związane z pojęciem biologicznej niezawodności człowieka.

Powracając do niezawodności technicznej należy podkreślić, że prawdopodobieństwo bezawaryjnej pracy urządzeń samolotu (w szerokim tego słowa znaczeniu, tj. także elementów konstrukcji samolotu) jest dla konkretnego typu samolotu związane ściśle z systemem jego eksploatacji, którego integralną część stanowi system obsługi technicznej.

Określenie wymagań dotyczących prawdopodobieństwa bezawaryjnej pracy urządzeń samolotu podczas lotu bez uwzględnienia systemu obsługi jest nieporozumieniem, bowiem urządzenie, które bardzo rzadko uszkadza się w fazie zastosowania (użycia), a z drugiej strony wymaga bardzo złożonych przedsięwzięć obsługowo-kontrolnych, może okazać się w rezultacie nieefektywne z racji małego prawdopodobieństwa jego terminowego przygotowania.

Trzeba przyznać, że do niedawna sprawa obsługi sprzętu lotniczego nie stanowiła specjalnej troski jako konstruktorów. Interesowano się głównie samym zagadnieniem zastosowania konstruowanego przez siebie sprzętu, traktując sprawę jego obsługi jako drugorzędną. Z drugiej strony sami użytkownicy sprzętu lotniczego nie potrafili sprecyzować wymagań niezawodnościowych w formie ilościowej, ograniczając się do postawienia wymagań jakościowych. Taki poziom nauk eksploatacyjnych, który nie pozwalał na postawienie ilościowych wymagań niezawodnościowych, nie wpływał korzystnie na proces konstruowania sprzętu. W rezultacie poziom technologiczności obsługi sprzętu, zbudowanego wg wymagań niezawodnościowych postawionych w formie jakościowej lub w wyniku nieprawidłowo sformułowanych kryteriów ilościowych, był stosunkowo niski.

W uproszczeniu sposób stawiania przez towarzystwa lotnicze wymagań niezawodnościowych w formie ilościowej sprowadza się do tego, że użytkownik żąda od producenta, aby jego samolot zapewnił (określone ilościowo) prawdopodobieństwo terminowego i bezawaryjnego lotu przy założonej (odpowiednio wysokiej) liczbie wylatanych godzin na dobę. Dla przykładu: dla nowo projektowanych samolotów komunikacyjnych prawdopodobieństwo terminowego odlotu przyjmując się 0,9985 przy minimalnej liczbie 12 wylatanych godzin na dobę. Chcąc spełnić te warunki, konstrukcja musi być tak zaprojektowana, aby między innymi możliwe było zlokalizowanie i usunięcie usterek wynikłych podczas lotu w ramach średniego czasu postoju między lotami — w granicach ok. 30 min. Z drugiej strony, aby czynności techniczne nie powodowały wyłączenia samolotu z eksploatacji dłużej niż na 24 godziny, musi być zapewniony system kontroli jego stanu technicznego w ramach bieżących przeglądów startowych, co wymaga odpowiedniego przygotowania konstrukcji i zastosowania odpowiednich metod kontroli.

Do niedawna jedynym systemem obsługi technicznej (i jednocześnie sposobem zapewnienia odpowiedniego poziomu wskaźnika niezawodności technicznej) był system przeglądów profilaktycznych, w ramach którego samolot podlegał przeglądom po wylataniu określonej liczby godzin, przy czym zakres i głębokości tych przeglądów ulegały zwiększeniu ze wzrostem wylatanych godzin, tworząc powtarzający się cykl przeglądowy, po którym wykonuje się remont (naprawę główną).

System przeglądów profilaktycznych jest właściwy dla takiego stanu techniki, w którym na podstawie mierzonych parametrów eksploatacyjnych nie jest w stanie określić stanu technicznego w takim stopniu, aby móc prognozować, na jaki okres można dopuścić dane urządzenie (zespół, element konstrukcji) do pracy. System ten pociąga za sobą konieczność wyłączenia samolotu z eksploatacji na dłuższy okres czasu (do 25 dni przy przeglądzie po nalocie 1200 h dla samolotu Il-62) w celu dokonania częściowego demontażu konstrukcji i urządzeń, sprawdzenia warsztatowego oraz przeglądu pozostałych elementów konstrukcji i wyposażenia. Jednocześnie wiele urządzeń i elementów konstrukcji podlega wymianie na nowe po przekroczeniu rezerwu (czasu użytkowania) narzuconego sztywno przez producenta, bez względu na ich rzeczywisty stan techniczny.

Wszystko to powoduje, że samoloty obsługiwane w tym systemie cechuje wysoka pracochłonność, wyrażająca się wysoką wartością wskaźnika postoju samolotu podczas obsługi technicznej w stosunku do jednej godziny lotu.

Rozwój nowych technologii i metod konstrukcyjnych, postęp w dziedzinie miniaturyzacji urządzeń elektronicznych, stwarzający możliwość rezerwowania, rozwój nauk o eksploatacji urządzeń pozwoliły na postawienie zagadnienia eksploatacji samolotów w następujący sposób:

Jeżeli istnieje możliwość skontrolowania przed lotem — z odpowiednio wysokim stopniem ufności — tych wszystkich elementów konstrukcji i wyposażenia, których awaria powoduje zagrożenie bezpieczeństwa lotu, wówczas możemy zrezygnować z wykonywania przeglądów profilaktycznych i eksploatować samolot według stanu technicznego.

W tym miejscu wydaje się celowe sformułowanie, czym jest współczesny system obsługi technicznej sprzętu lotniczego i jakie miejsce zajmuje w procesie zapewnienia wysokiego poziomu bezpieczeństwa przewozu lotniczego.

● Najważniejszym i zarazem nadrzędnym zadaniem systemu obsługi technicznej jest zapewnienie w maksymalnym stopniu bezpieczeństwa lotu.

● Niezawodność techniczna samolotu, a zarazem bezpieczeństwo lotu wykonywanego na tym samolocie zależą od tego, jak prawidłowo została opracowana jego konstrukcja.

● Podniesienie w istotny sposób niezawodności technicznej samolotu — a co za tym idzie — i bezpieczeństwa lotu jest możliwe jedynie dzięki zastosowaniu jakościowo lepszych metod konstrukcyjnych i technologii lub — w stosunku do już istniejących samolotów — modyfikacji konstrukcyjnych.

● System obsługi technicznej samolotu pozwala jedynie na utrzymanie na maksymalnym poziomie wskaźników niezawodnościowych i wskaźników bezpieczeństwa lotu lub inaczej — maksymalny poziom wskaźników niezawodnościowych i wskaźników bezpieczeństwa lotu jest właściwością konstrukcji samolotu i nie można go podnieść za pomocą obsługi technicznej.

● Każda czynność wykonywana w ramach obsługi technicznej zwiększa nakłady eksploatacyjne, dlatego też w programie obsługi technicznej powinny być tylko takie czynności, których wykonanie ma wpływ na bezpieczeństwo lotu. O tym, czy wykonywać pozostałe czynności, powinny decydować kryteria ekonomiczne, tzn. należy je wykonywać wtedy, gdy wzrost kosztów eksploatacji w wyniku niewykonania czynności jest większy od kosztów wykonania czynności (bezpośrednich i pośrednich) lub w przypadku, gdy niewykonanie czynności wpływa na istotne obniżenie komfortu przewozu pasażerów.

● W celu umożliwienia jak najwcześniejszego wykrycia niedopracowanych elementów konstrukcji i wyposażenia samolotu oraz słabych punktów w systemie obsługi technicznej powinny być stworzone w ramach struktury służb eksploatacyjnych system informacji o wynikach eksploatacji poszczególnych typów samolotów.

Pierwszym samolotem, dla którego opracowano system obsługi technicznej w pełni uwzględniający powyższe sformułowania, był Boeing 747. Doświadczenia uzyskane z jego eksploatacji pozwoliły na sformułowanie zasad budowy nowoczesnego systemu obsługi technicznej samolotów. Zasada budowy systemu obsługi technicznej polega na poddaniu każdego urządzenia (instalacji układu) samolotu pewnej analizie klasyfikacyjnej.

Z kolei wspomniana analiza klasyfikacyjna sprowadza się do znalezienia odpowiedzi w formie TAK lub NIE na następujące cztery pytania:

1. Czy w następstwie niesprawności rozpatrywanego urządzenia może powstać sytuacja zagrażająca bezpieczeństwu lotu?

2. Czy jest możliwe, aby skutki (objawy) niesprawności agregatu (instalacji) pozostały niezauważone przez załogę i stanowiły potencjalne zagrożenie dla bezpieczeństwa lotu?

3. Czy istnieją takie możliwości kontrolno-pomiarowe, aby bez dokonywania demontażu samolotu wykryć obniżenie wytrzymałości agregatu (instalacji itp.) lub stwierdzić, że dalsza eksploatacja urządzenia grozi awarią?

4. Czy istnieje bezpośredni związek pomiędzy czasem kalendarzowym eksploatacji urządzenia lub czasem jego pracy a niezawodnością urządzenia?

Jeżeli odpowiedź na wszystkie cztery pytania brzmi NIE, wówczas wykonywanie jakichkolwiek czynności obsługowych jest niepotrzebne.

Jeżeli odpowiedź na pierwsze pytanie brzmi TAK, wówczas należy bezwzględnie wprowadzić do programu obsługi takie operacje, których wykonanie wyklucza dopuszczenie do lotu samolotu z niesprawnością zagrażającą bezpieczeństwu i jednocześnie pozwala mieć praktyczną pewność, że niesprawność nie wystąpi podczas lotu.

Jeżeli wykonanie czynności kontrolnych nie pozwala mieć pewności, że niesprawność nie wystąpi podczas lotu, wówczas należy bezwzględnie przeprowadzić modyfikacje konstrukcyjne.

Jeżeli odpowiedź na drugie pytanie brzmi TAK, wówczas do programu obsługi technicznej należy wprowadzić takie operacje, których wykonanie pozwoliłoby wykryć ukryte uszkodzenie (usterki) agregatu lub instalacji w jego początkowej fazie.

Jeżeli odpowiedź na trzecie pytanie brzmi TAK, wówczas do programu obsługi technicznej należy wprowadzić operacje kontrolno-pomiarowe, pozwalające wykryć (bez dokonywania demontażu) obniżenie wytrzymałości agregatu (lub instalacji) oraz stany urządzeń grożące w przypadku dalszej eksploatacji awarią.

Jeżeli odpowiedź na czwarte pytanie brzmi TAK, wówczas program obsługi technicznej musi uwzględnić wykonanie czynności okresowych po wylataniu określonej liczby godzin lub przekroczeniu okresu kalendarzowego.

Na podstawie powyższych zasad zostały opracowane systemy obsługi samolotów Boeing 747, Douglas DC-10 i Lockheed L 1011, zapewniające wysoki poziom bezpieczeństwa i wysoką ekonomikę eksploatacji.

Systemy obsługi tych samolotów były opracowywane równoległe z ich konstrukcją, co pozwoliło na przeprowadzenie analizy każdego układu pod kątem możliwości wystąpienia usterki i w rezultacie na dokonanie zmian w konstrukcji, ułatwiających zlokalizowanie i usunięcie usterek. Ponadto równoległe z konstrukcją był opracowywany system lokalizacji i usuwania usterek („Problemy lokalizacji i usuwania usterek sprzętu lotniczego” TLiA nr 4/76).

Dla naszych warunków najciekawsze wydaje się zagadnienie, jak według doświadczeń amerykańskich powinny przebiegać prace przy modernizacji tradycyjnych systemów obsługi technicznej w celu polepszenia wyników eksploatacyjnych.

Przebieg prac przy modernizacji systemu obsługi technicznej przedstawia się następująco:

● Dokonanie analizy wszystkich elementów konstrukcji i wyposażenia samolotu w celu zidentyfikowania grupy elementów, których funkcjonowanie ma podstawowe znaczenie dla samolotu (w nomenklaturze amerykańskiej elementy te noszą nazwę FSI, tj. *Functionally Significant Item*).

● Przeprowadzenie dla każdego elementu zakwalifikowanego do grupy FSI następujących analiz:

— wykonanie zestawienia wszystkich możliwych niesprawności i ich następstw,

— wykonanie analizy dotychczas stosowanych przedsięwzięć profilaktycznych pod kątem ich efektywności,

— przeprowadzenie analizy dotychczas wykonywanych nieplanowanych czynności technicznych,

— wykonanie analizy klasyfikacyjnej w formie odpowiedzi na cztery ww. pytania w celu znalezienia wariantu czynności, które należy wprowadzić do obsługi technicznej.

● No podstawie dwu poprzednich analiz przeprowadzenie klasyfikacji każdego elementu grupy FSI w celu zaseregowania go do jednej z następujących trzech kategorii:

— kategorii elementów, dla których istnieje zależność pomiędzy niezawodnością a liczbą wylatanych godzin lub okresem kalendarzowym,

— kategorii elementów eksploatowanych wg stanu technicznego, tj. takich elementów, w stosunku do których za pomocą odpowiednich środków technicznych i metod można wykryć uszkodzenie (obniżenie własności) w fazie początkowej lub w stosunku do których w wielu wypadkach możliwe jest przybliżone określenie momentu awarii (utrata własności),

— kategorii elementów, których usterki nie zagrażają bezpieczeństwu lotu i których niezawodność nie może być podniesiona przez przeprowadzenie jakichkolwiek prac profilaktycznych; należy gromadzić dane statystyczne o usterekach tych elementów w celu zebrania materiału pomocnego przy ulepszeniu konstrukcji oraz w celu określenia, przy jakim nalocie częstość występowania usterek wzrasta na tyle, że powstaje ekonomicznie uzasadniona potrzeba wprowadzenia wymiany elementów na nowe.

● Przeprowadzenie umownego podziału samolotu na strefy obsługowo-kontrolne oraz określenie prac, jakie należy wykonywać w każdej strefie w celu zapewnienia wysokiej niezawodności:

— wykonanie powtórnej analizy każdej strefy obsługowo-kontrolnej w celu określenia dodatkowych prac obsługowych, których wykonanie mogłoby mieć wpływ na obniżenie nakładów eksploatacyjnych.

● Opracowanie zasad organizacji i planowania prac obsługowo-kontrolnych przy samolocie w taki sposób, aby ich wykonanie pozwoliło uzyskać jak najwyższe wskaźniki niezawodności i bezpieczeństwa lotu. Przy opracowywaniu tych zasad należy kierować się następującymi zaleceniami:

— czas wykonywania prac obsługowo-kontrolnych powinien być jak najkrótszy,

— w celu ułatwienia i przyspieszenia czynności obsługowo-kontrolnych należy je odpowiednio łączyć,

— liczba specjalistów zatrudnionych przy pracach obsługowo-kontrolnych powinna być jak najmniejsza,

— wykonywanie oblotów technicznych po zakończeniu czynności należy ograniczyć do niezbędnego minimum,

— częstość wykonywania prac obsługowo-kontrolnych powinna być na tyle duża, aby możliwe było właściwe kontrolowanie procesu korozji samolotu, szczególnie gdy jest on eksploatowany w niekorzystnych warunkach atmosferycznych.

Jak podają źródła amerykańskie, zmodernizowanie zgodnie z powyższymi zasadami systemu obsługi technicznej samolotu do zwalczania okrętów podwodnych Lockheed Neptune dało następujące wyniki:

— obniżkę pracochłonności planowanych prac obsługowych o 65,2% przy utrzymaniu na jednakowym poziomie nieplanowanych usług technicznych,

— skrócenie czasu postoju samolotu w obsłudze technicznej o 20,9%,

— odczuwalny wzrost jakości wykonywanych usług technicznych,

— obniżenie o 20% nalotu wykorzystywanego na obloty techniczne,

— wzrost współczynnika gotowości technicznej o 40%.

LITERATURA

1. R. A. BARNARD, T. D. MATTESON: Military aircraft maintenance a new concept — Proc. 1975 Annu. Reliability and Maintainability Symp., Washington D.C. 1975.
2. Niezawodność eksploatacyjna maszyn i urządzeń.

WCT/284/K/76

Przyczyny urywania się zabieraków sprężarek odśrodkowych w silnikach typu Lis

Doc. mgr inż. EMIL GRUSZCZYŃSKI
Mgr inż. MIECZYŚLAW STUKONIS
Mgr inż. HELENA ZIEMBA

Charakterystyka i warunki pracy zabieraków sprężarek w silnikach typu Lis. Analiza najczęstszych przypadków uszkodzeń zabieraków oraz metody podniesienia ich trwałości i niezawodności.

W silniku turboodrzutowym sprężarka spełnia określoną rolę. Zasysa ona powietrze, spręża je i kieruje do komór spalania. Przedmiotem naszych rozważań będzie sprężarka typu odśrodkowego, jednostopniowa, dwustronna, z dwustronnym wlotem powietrza, w której stopień sprężania wynosi około 4,36, maksymalne natężenie przepływu powietrza $G = 48$ kg/s, a maksymalna prędkość obrotowa $n = 11\,600$ obr./min. Sprężarka ta pobiera maksymalną moc około 10 000 kW.

Charakterystyka i warunki pracy zabieraków sprężarek w silnikach typu Lis

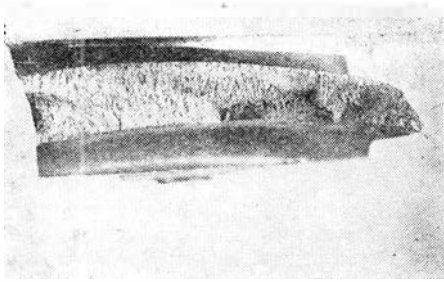
Wirnik sprężarki jest dwustronny i z każdej strony ma 29 łopatek rozmieszczonych promieniowo. Do koła sprężarki z obu stron przymocowany jest obracający się aparat kierujący o takiej samej liczbie łopatek co wirnik (tzn. 29) zwany zabierakiem, mający na celu zmniejszenie do minimum strat powietrza na wlocie do wirnika. Zabierak stanowi zwykle oddzielną część mocowaną do koła sprężarki.

Wirnik sprężarki i zabieraki wykonane są w zależności od serii silnika z ciepłowytrzymałych stopów Al w gatunku AK4-1, AK6 lub AK6-1. Odkuwki elementów obrabiane są mechanicznie, a następnie polerowa-

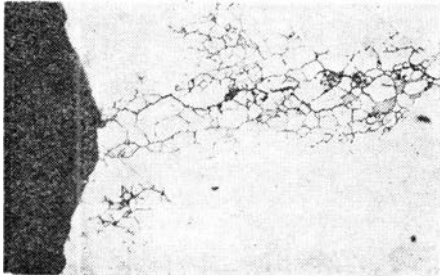
ne do 8 lub 9 klasy gładkości i anodowane w celu zwiększenia odporności na korozję.

Zabieraki mocowane są do wirnika sprężarki razem z wałami za pomocą kołków śrubowych. Ponieważ połączenie to zapewnia zmniejszenie drgań zbieraka, dlatego też powierzchnia jego łopatek stykających się z łopatkami wirnika sprężarki wykonana jest w kształcie stożka. Przy skręcaniu końce łopatek zabieraka opierają się o łopatki wirnika i w wyniku odkształcenia ściśle przylegają na pewnej długości. Powstające w wyniku ugięcia łopatek naprężenia wewnętrzne i siła tarcia na styku powodują znaczne zwiększenie częstości drgań własnych zabieraka.

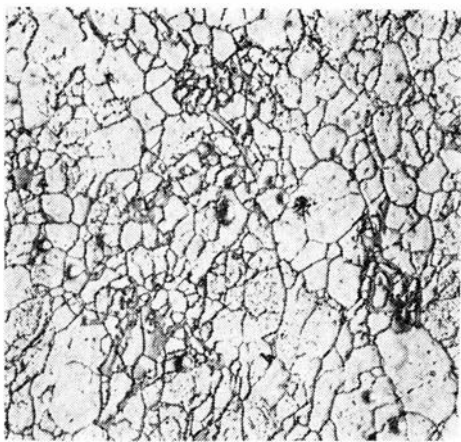
Podczas pracy silnika powietrze zasysane jest do sprężarki i przepły-



Rys. 1. Makrobudowa złomu zmęczeniowego łopatkki zabieraka; widoczne ognisko zmęczenia i linie zmęczeniowe; pow. $\times 1,6$



Rys. 2. Mikrostruktura w przekroju stycznym do powierzchni koryta pióra łopatkki w okolicy ogniska zmęczenia; widoczne ognisko korozji międzykrystalicznej, szlif nietrawiony; pow. $\times 500$



Rys. 3. Prawidłowa mikrostruktura materiału zabieraka; stop AK6-1 (PA32); obraz w jasnym polu widzenia w świetle ukośnym, na tle roztoru stałego widoczne wydzielienia faz CuAl_2 i Mg_2Si ; pow. $\times 500$

wa kanałami utworzonymi przez łopatkki. Straty powstające na wlocie do sprężarki, obecność dyfuzora na drodze przepływu powietrza, różnice w kątach ustawienia łopatek dyfuzora (szczególnie w sprężarkach po naprawie), różne wymiary kanałów międzyłopatkowych (również po naprawie) powodują niejednakowe napełnienie powietrzem kanałów międzyłopatkowych sprężarki. Jest to dodatkowa przyczyna powstawania różnicy ciśnień powietrza z obu stron łopatkki, wskutek czego działają na nią różne siły, zmieniające się w czasie w zależności od kąta obrotu wirnika. Działająca na łopatkki zmienna w czasie siła wywołuje ich drgania wymuszone. Szczególnie niebezpieczne jest wystąpienie drgań rezonansowych w zakresie roboczych prędkości obrotowych silnika.

Jak stwierdzono, drgania rezonansowe pojawiają się zwykle w zakresach pracy silnika zbliżonych do maksymalnych, tj. przy naprężeniach powstających od sił odśrodkowych

zblizonych do wartości maksymalnych. Na wielkość naprężeń powstających w drgających łopatkach wirnika sprężarki poważny wpływ wywiera stopień przylegania łopatek zabieraków do łopatek wirnika. Przy braku odpowiedniego przylegania łopatkki wirnika i zabieraka wykonują drgania oddzielne (niezależne), a nie w układzie. Szywność układu wirnik-zabierak jest większa od szywności samego wirnika i zabieraka. W wyniku luźnego połączenia poszczególnych łopatek zabieraka z wirnikiem naprężenia dynamiczne powstające w tych łopatkach wskutek drgań rezonansowych wzrastają do 200 daN/cm^2 , w porównaniu z 70 daN/cm^2 w przypadku ścisłego przylegania wszystkich łopatek.

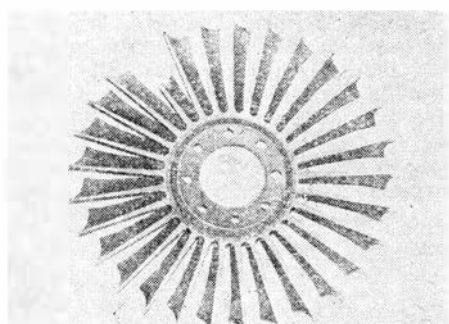
Jeśli istnieje luz między wszystkimi łopatkami zabieraka i wirnika naprężenia osiągają wartość dochodzącą do około 665 daN/cm^2 . Oznacza to, że właściwe mocowanie zabieraka do koła sprężarki ma zasadniczy wpływ na warunki jego pracy. Jest to niezwykle ważne w odniesieniu do naprawy sprężarek. W wyniku regeneracji łopatek, polegającej na usuwaniu korozji lub skałeczeń, mogą się zwiększyć w nich naprężenia i lokalnie obniżyć częstotliwość drgań własnych. Może to być przyczyną powstawania nowych obszarów drgań rezonansowych w zakresie roboczych prędkości obrotowych silnika, prowadzące do zniszczenia łopatek.

Można zatem stwierdzić, że postać i częstotliwość drgań łopatek zabieraka i łopatek wirnika, jak również wielkość powstających w nich naprężeń zależą od wartości tarcia na styku tych łopatek, uwarunkowanego właściwym przyleganiem. W razie zmniejszenia naciągu na połączeniu łopatek może nastąpić przejście od ich drgań współzależnych do drgań niezależnych, przy których naprężenia wzrastają kilka razy, doprowadzając do zniszczenia.

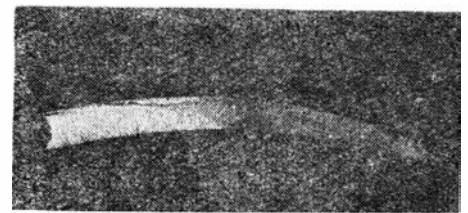
Wyniki analizy awarii zabieraków sprężarek silników typu Lis

Przeanalizowano kilkanaście awarii zabieraków. W wyniku przeprowadzonych badań materiałowych oraz analizy warunków pracy i jakości montażu określono najczęściej występujące przyczyny awarii zabieraków. Należą do nich:

- wady materiałowe typu korozji międzykrystalicznej — 27%,
- wady montażowe — 22%,
- wady materiałowe typu nieprawidłowej mikrostruktury — 22%,
- inne — 29%.



Rys. 4. Ogólny widok zabieraka od strony powierzchni przylegania do wirnika; stan po awarii



Rys. 5. Makrobudowa złomu łopatkki zabieraka; widoczna strefa złomu typowo zmęczeniowego od strony powierzchni przylegania zabieraka do wirnika; pow. $\times 1,5$

Za każdym razem złomy zabieraków miały charakter zmęczeniowy. Ogniska zmęczenia lokalizowały się przeważnie w tym samym rejonie łopatek — głównie na powierzchni styku zabieraka z wirnikiem, bądź powierzchni koryta tuż przy powierzchni styku na granicy przylegania łopatek do wirnika.

W czterech badanych przypadkach ogniska zmęczenia były zlokalizowane w środkowej części powierzchni koryta pióra łopatkki, na wysokości około $80-90 \text{ mm}$ od podstawy. Stwierdzono wtedy, że bezpośrednią przyczyną zniszczenia zabieraków było powstanie węzła drgań — wskutek nieodpowiedniego naciągu — na styku zabieraka z wirnikiem, a więc wady montażowe.

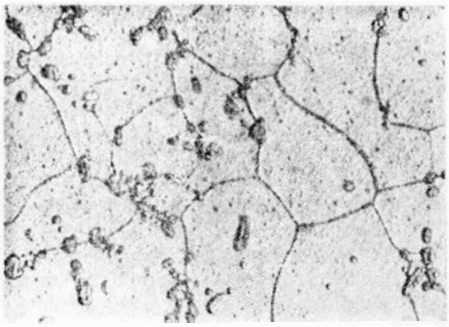
Inicjacja procesu pęknięcia w tym samym rejonie w różnych egzemplarzach zabieraków bez względu na typ występującej wady materiałowej, jak również w przypadkach gdy jej nie stwierdzono, wskazuje na konstrukcyjno-produkcyjne czynniki determinujące ten proces.

Wystąpienie ewidentnej wady materiałowej dodatkowo osłabia element, obniżając jego wytrzymałość zmęczeniową. Stwierdzono związek między określonymi wadami materiałowymi a gatunkiem materiału, z którego wykonany jest zabierak. Korozja międzykrystaliczna występowała głównie w zabierakach wykonanych ze stopu AK-6 (PA31) i AK6-1 (PA32). W trzech awariach zabieraków wykonanych ze stopu AK4-1 stwierdzono nieprawidłową mikrostrukturę materiału, powstałą w wyniku wadliwej obróbki cieplnej.

W analizie nie można pominąć wpływu skałeczeń powierzchni zabieraków na żywotność elementu. Lokalna koncentracja naprężeń w karbie-skałeczeniu może prowadzić do powstania mikropeknięć w tym rejonie, a w konsekwencji do powstania złomu zmęczeniowego.

Na podstawie badań fraktograficznych złomów można sądzić o wielkości występujących naprężeń i szybkości postępującego procesu zmęczenia. Na przebieg procesu niszczenia w zabierakach wywierają wpływ następujące czynniki:

- wielkość i równomierność naciągu na styku zabieraka z wirnikiem,
- zmniejszenie przekroju łopatkki w wyniku regeneracji w czasie naprawy, prowadzące do zwiększenia naprężeń w łopatkce i zmiany częstotliwości drgań własnych łopatkki,
- wady materiałowe typu korozji międzykrystalicznej,
- wady materiałowe typu nieprawidłowej mikrostruktury materiału,



Rys. 6. Nieprawidłowa mikrostruktura materiału zabieraka; stop AK4-1 (PA30); widoczne „perełki” eutektyki na granicach ziarn roztworu stałego i skupiska wydzielonej fazy FeNiAl₉; pow. × 500

— wady materiałowe, jak: wtrącenia niemetaliczne, pęcherze itp.

— skałoczenia powierzchni łopatek, rysy, zadziory i inne uszkodzenia mechaniczne.

Wyniki analizy awarii zabieraków wskazują, że na szybkość propagacji pęknięć mają zasadniczy wpływ czynniki wymienione w dwóch pierwszych punktach. Pozostałe sprzyjają rozwojowi pęknięcia, stanowiąc potencjalne źródło inicjacji procesu zmęczenia.

Charakterystyczne przykłady uszkodzeń zabieraków

Poniżej opisano badania wybranych zabieraków uszkodzonych podczas eksploatacji, reprezentujących poszczególne charakterystyczne zniszczenia. Przedstawione przykłady dotyczą przypadków, w których określono jednoznacznie przyczynę awarii.

Przykład 1

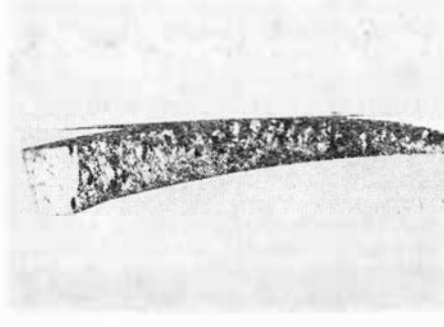
Przykład ten reprezentuje grupę awarii, spowodowanych korozją międzykrystaliczną materiału zabieraka.

Przedmiotem badań materiałowych był tylny zabierak sprężarki silnika typu Lis wykonany ze stopu AK6-1 (PA32). Ogólny czas pracy zabieraka wynosił 527 h. Parametry pracy normalne. Złom łopatki zabieraka miał charakter zmęczeniowy (rys. 1). Ognisko zmęczenia skupiało się na powierzchni pióra łopatki, w odległości około 5 mm od powierzchni styku z wirnikiem. Złom typowo zmęczeniowy obejmował około 30% całkowitej powierzchni. Jego powierzchnia była prostopadła do powierzchni pióra łopatki. Strefa dołomu nachylona była pod kątem około 45° do powierzchni pióra.

Obserwacje mikroskopowe struktury przeprowadzono w przekroju stycznym do powierzchni koryta pióra łopatki w okolicy ogniska zmęczenia. Stwierdzono korozję międzykrystaliczną sięgającą na głębokość około 0,2 mm. Typowy obraz obszaru korozyjnego pokazano na rys. 2.

Na rysunku 3 pokazano obraz mikrostruktury materiału zabieraka poza rejonem objętym korozją. Struktura materiału w tym obszarze była prawidłowa, jego skład chemiczny odpowiadał wymaganiom warunków technicznych.

Wywołane przez korozję międzykrystaliczną nieciągłości na granicach ziarn naruszyły spójność materiału prowadzącą do obniżenia własności



Rys. 7. Widok płaszczyzny styku łopatki tylnego zabieraka z wirnikiem w pobliżu złomu; widoczne wyrwania — wykruszenia materiału; pow. × 12

mechanicznych i były jednocześnie bezpośrednią przyczyną inicjacji i rozwoju procesu zmęczenia.

Przykład 2

Podane poniżej przykłady badań reprezentują grupę awarii, w których przyczyną urwania się łopatki zabieraka była nieprawidłowa mikrostruktura jego materiału.

Przedmiotem badań materiałowych był tylny zabierak sprężarki silnika typu Lis wykonany ze stopu AK4-1 (PA30). Ogólny czas pracy zabieraka na jednym silniku wynosił 226 h. Parametry pracy normalne (rys. 4). Złom łopatki miał charakter zmęczeniowy (rys. 5).

Ognisko zmęczenia skupiało się na krawędzi przecięcia powierzchni styku zabieraka do wirnika i powierzchni koryta pióra łopatki. Złom typowo zmęczeniowy obejmował około 45% całkowitej powierzchni przełomu. Jego powierzchnia była prostopadła do powierzchni pióra łopatki, zaś strefa dołomu nachylona pod kątem około 45°, podobnie jak w przykładzie poprzednim.

Mikrostrukturę obserwowano przy powiększeniu 500-krotnym na powierzchni styku zabieraka z wirnikiem oraz w przekroju wzdłużnym pióra łopatki, przechodzącym przez strefy dołomu i złomu zmęczeniowego. Stwierdzono, że mikrostruktura charakteryzuje się niejednorodną wielkością ziarn roztworu stałego i wydzieleń fazy FeNiAl₉. Obserwowano koagulację wydzieleń fazy FeNiAl₉ oraz skłonność do wykruszania się jej podczas polerowania próbek. Na granicach ziarn roztworu stałego występowały wydzielania eutektyki w postaci drobnych perełek.

Mikrostrukturę materiału zabieraka pokazano na rys. 6. Skład chemiczny materiału zabieraka odpowiadał wymaganiom warunków technicznych.

W czasie pracy sprężarki na granicy styku łopatki zabieraka z wirnikiem sprężarki zachodzą wzajemne przemieszczenia. Prowadzą one do wykruszenia się wydzieleń kruchej fazy FeNiAl₉, zgrupowanej w większych skupisach. Skupiska tych wydzieleń wyraźnie widoczne są na rys. 6. W efekcie na powierzchni styku łopatki zabieraka z kołem wirnika tworzą się kratery (rys. 7 i 8), będące zaczątkiem pęknięć prowadzących do zniszczenia zabieraka.

Wady strukturalne powstałe w procesie obróbki cieplnej oraz wydzielania eutektyki na granicach ziarn roztworu stałego i koagulacja wy-

dzieleń fazy FeNiAl₉, potęgują skłonność do wykruszeń fazy FeNiAl₉ i są decydującym czynnikiem w procesie zmęczenia.

Przykład 3

Podobne w tym przykładzie wyniki badań reprezentują grupę przypadków, w których przyczyną urwania się łopatki zabieraka były wady montażowe.

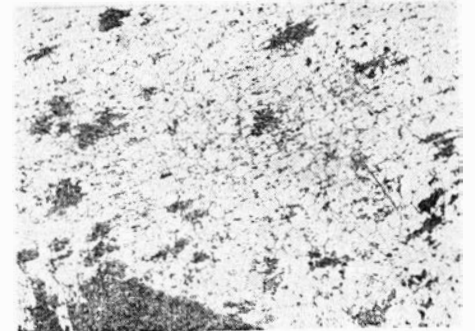
Przedmiotem badań był tylny zabierak sprężarki silnika typu Lis.

Ogólny czas pracy zabieraka wynosił 406 h w tym 66 h po ostatnim remoncie. Stwierdzono błędy montażowe, a mianowicie naciąg na styku zabieraka z wirnikiem był zbyt mały.

Badania zabieraka miały na celu sprawdzenie materiału pod względem wymagań warunków technicznych oraz wykrycie ewentualnych wad materiałowych mogących wpłynąć na obniżenie wytrzymałości zmęczeniowej materiału.

Złom łopatki miał charakter zmęczeniowy (rys. 9), a strefa typowo zmęczeniowa położona była w środkowej części pióra łopatki od strony powierzchni koryta. Ognisko zmęczenia powstało na powierzchni koryta (30 mm od krawędzi natarcia). Złom typowo zmęczeniowy obejmował około 20% całkowitej powierzchni złomu. Znaczna chropowatość powierzchni złomu w strefie zmęczeniowej wskazuje na dużą szybkość propagacji pęknięcia.

Wad materiałowych mogących wpłynąć na obniżenie wytrzymałości zmęczeniowej nie zaobserwowano. Decydującym czynnikiem prowadzącym do zniszczenia łopatki były wysokie naprężenia powstałe w wyniku drgań wymuszonych zabieraka. Charakterystyczną cechą tego typu zniszczenia jest usytuowanie ogniska na powierzchni koryta łopatki.



Rys. 8. Mikrostruktura w obszarze jak w rys. 7; widoczne wykruszenia fazy FeNiAl₉; pow. × 140



Rys. 9. Makrobudowa fragmentu złomu łopatki zabieraka, obraz od strony krawędzi natarcia; widoczna strefa złomu typowo zmęczeniowego z ogniskiem na powierzchni koryta pióra łopatki

Przypadki nie mieszczące się w żadnej z trzech omówionych powyżej grup, stanowiące mniej niż 1/3 całości badanych zabieraków, związane były z warunkami eksploatacyjnymi. W pewnych warunkach pracy może dojść nieoczekiwanie do przekroczenia dopuszczalnych naprężeń i inicjacji procesu zmęczenia w zabierakach pomimo braku wad materiałowych i montażowych.

Przeprowadzona analiza awarii zabieraków i wykonane badania pozwoliły na sprecyzowanie przedsięwzięć zmniejszających liczbę awarii.

Metody podniesienia trwałości i niezawodności zabieraków

Opierając się na wynikach analizy awarii zabieraków, przeprowadzonych badań materiałowych oraz konsultacji ze specjalistami w zakładach remontujących silniki lotnicze postulowano wprowadzenie do napraw sprężarek

żarek pewnych nowych procesów i operacji technologicznych, pozwalających na podniesienie trwałości i niezawodności zabieraków.

W celu zapobieżenia występowaniu korozji międzykrystalicznej proponuje się pokrywać łopatki zabieraka specjalną emalią. Grubość nałożonej warstwy powinna wynosić ok. 110 μm . Przypuszcza się, że emalia ta spowoduje zwiększenie odporności łopatek na powierzchniowe skałeczenia powstawania rys i chropowatości itp.

W celu zwiększenia wytrzymałości łopatek zabieraka proponuje się ustalenie minimalnej ich wysokości. Ma ona wynosić o 2 mm więcej niż dotychczas obowiązująca. W celu ograniczenia wad montażowych, proponuje się zmniejszenie tolerancji naciągu na końcach łopatek zabieraków do 0,02 mm (w stosunku do 0,06 mm obowiązujących dotychczas). Bardziej równomierny rozkład naprężeń w

materiale poszczególnych łopatek można osiągnąć przez wprowadzenie ścisłych tolerancji kontrolowanego dociągnięcia śrub mocujących zabierak (np. mierzone w procesie dokręcania śrub wydłużenie sąsiednich kołków śrubowych nie może się różnić o więcej niż o 0,01 mm).

W celu zapobieżenia możliwości zbudowania w sprężarce zabieraków, w których na skutek wykonanych w czasie naprawy zabiegów regeneracyjnych obniżono częstotliwość drgań własnych poniżej wartości określonych w warunkach technicznych, co może spowodować wystąpienie ich drgań rezonansowych w zakresie roboczych prędkości obrotowych silnika, należy sprawdzać częstotliwość drgań własnych.

Wymienione wyżej przedsięwzięcia powinny w sposób zasadniczy wpłynąć na zwiększenie trwałości i niezawodności sprężarek w silnikach typu Lis.

Wykonywanie gwintu w małych otworach nieprzelotowych w stopie aluminium

Dr inż. HUBERT LATOŚ
Inż. MARCIN PIWAŃSKI
Inż. WITOLD ROZWADOWSKI
Akademia Techniczno-Rolnicza — Bydgoszcz

Opis badań prowadzących do ustalenia optymalnych parametrów procesu technologicznego oraz rodzaju narzędzia do wykonywania gwintu w otworze nieprzelotowym w stopie aluminium.

Wykonywanie otworów gwintowych nieprzelotowych małych wymiarów w stopach aluminium należy do bardzo kontrowersyjnych procesów technologicznych — zarówno w praktyce warsztatowej, jak i w opisach spotykanych w literaturze fachowej. Wynika to z ograniczonej wytrzymałości narzędzi oraz ze specyfiki materiału obrabianego. Stwierdzono [5], że przy gwintowaniu gwintownikami skrawającymi małych otworów przelotowych ze stopów aluminium 25 ÷ 90% narzędzi (w zależności od typu i rodzaju gwintownika) ulega zniszczeniu przez złamanie przed osiągnięciem okresu stopienia ściernego. Przy gwintowaniu otworów nieprzelotowych — ze względu na ograniczoną objętość na pomieszczenie wiórowe oraz dodatkowo wycofanie gwintowników — prawdopodobnie procenty te są wyższe.

Celem badań było ustalenie parametrów procesu technologicznego oraz dobór typu i rodzaju narzędzia do wykonywania gwintu M4 o długości 10 mm w otworze nieprzelotowym w stopie aluminium do przeróbki plastycznej PA4N (wg PN-68/H-88026). Otwory pod gwint wykonywano wierceniem. Badania wiercenia ograniczono do sprawdzenia istotności wpływu kąta 2π i rodzaju płynu obróbkowego na rozbieżności otworu pod gwint. Badanie gwintowania ograniczono do

wplywu rozwiązania konstrukcyjnego gwintownika, rodzaju płynu obróbkowego i szybkości skrawania czy wygniatacia na moment skrawania lub wygniatacia oraz na jakość gwintu.

Przegląd bibliograficzny

Zestawienie zaleceń podawanych w literaturze dotyczącej parametrów gwintowania skrawaniem i wygniataciem przedstawiono w tablicy 1. Wynika z niej, że występują istotne różnice w zalecanych parametrach gwintowania i geometrii narzędzi.

W opisach badań technologii kształtowania gwintu gwintownikami skrawającymi dużo uwagi poświęca się właściwemu przygotowaniu rowków wiórowych narzędzia. Według tych opisów [5, 11] rowki powinny mieć maksymalną możliwą objętość oraz

być starannie szlifowane i polerowane.

Przy wykonywaniu gwintów w otworach nieprzelotowych zaleca się [6] utworzenie dodatkowej objętości na wióry, wykonując otwór głębszy o 1,5D od długości gwintowania. Niektórzy [11] zalecają do obróbki aluminium stosować takie same narzędzia jak do stali. Dla średnic $D > 15$ mm zaleca się stosować śrubowe rowki wiórowe. Kąt pochylenia rowka wiórowego dla każdego gwintownika do stopu aluminium powinien wynosić $40^\circ \div 45^\circ$ [3], względnie powierzchnia natarcia powinna być podszlifowana na części skrawającej narzędzia.

Istnieją istotne rozbieżności w doborze wartości kąta 2π . Według [3] zalecany jest kąt $2\pi = 20^\circ$, natomiast

TABLICA. Zestawienie zalecanych wartości niektórych czynników skrawania i wygniatacia

Skrawanie				Wygniatacie		
v_{skr} [m/min]	γ_0 [°]	α_0 [°]	Pozycja literatury	$v_{wgn.}$ [m/min]	D otworu pod gwint M4 [mm]	Pozycja literatury
20 ÷ 30	—	—	2	—	$3,75 \pm 0,025$	8
—	10 ÷ 12	8 ÷ 10	3	3,2 ÷ 6,2	—	11
—	16 ÷ 20	—	4	—	3,60	12
1/4 $v_{locz.}$	—	—	6	8,7	—	13
—	20 ÷ 30	4 ÷ 8	10	30	—	15
$e_c = 155$	12 ÷ 18	—	11	—	3,55	16
20	8 ÷ 10	—	17	—	3,65	19
—	—	—	—	2	—	21, 22
—	—	—	—	14 ÷ 20	—	22

według [5] z uwagi na podział warstwy skrawanej zaleca się stosować kąt 2α jak najmniejszy.

Przy plastycznym kształtowaniu gwintu osiąga się dużą trwałość narzędzia. Jednym narzędziem można wykonać 75 tys. otworów [22], a nawet 70 ÷ 190 tys. otworów [15]. Dodatkową zaletą wygniatań gwintu jest wzrost jego wytrzymałości o około 20% [12] w porównaniu z gwintem otrzymanym skrawaniem. Istotnymi czynnikami przy gwintownikach wygniatających jest liczba grani, która powinna wynosić 3 ÷ 6 [14], i wartość zatoczenia. Zbyt małe zatoczenie powoduje duże tarcie, natomiast za duże może doprowadzić do powstania wióra. Wartość zatoczenia należy tak dobrać, aby kąt spadku krzywej powierzchni przyłożenia i natarcia przy wierzchołkach wynosił 7° , a promień ostrza grani $0,1 \div 0,15$ mm [13]. Badania wpływu kąta pochyleń stożka kształtującego na jakość gwintu wykazały [14], że zmiana tego kąta w przedziale $1 \div 15^\circ$ nie wpływa na wartość skurczu średnicy podziałowej. Istnieje szereg opracowań [1, 7, 8, 9, 18] podających analityczne i wykresno-analityczne sposoby projektowania gwintowników wygniatających oraz obliczanie średnicy otworu pod gwint.

Metodyka i technika badań

Wiercenie i gwintowanie przeprowadzono na wiertarce WS15 (produk-

cji polskiej). Podczas prób mierzono wartość momentu skręcającego momentomierzem rurowym z czujnikami elektrooporowymi w układzie półmostka. Impulsy z czujników wzmacniono za pomocą uniwersalnego mostka pomiarowego typ UM-131 (produkcji NRD) i rejestrowano na papierze światłoczułym za pomocą oscylografu pętlcowego K115 (produkcji ZSRR). Przed pomiarami momentu układ wyskalowano, uzyskując liniową charakterystykę cechowania. Każdy pomiar powtarzano trzykrotnie przy co najmniej trzech różnych egzemplarzach narzędzia, uzyskując 9 ÷ 25 pomiarów. Przy wierceniu wiertło mocowano w uchwycie wiertarskim i stosowano stałą siłę posuwową. Podczas gwintowania narzędzia mocowano w oprawce z przyspieszonym ruchem powrotnym typ GAO-1 (RFN). Przed próbami dokonano pomiarów geometrycznych wiertel i gwintowników, wykorzystując uniwersalny sprzęt metrologiczny. Średnicę otworu wierconego mierzono średnicówką, a gwint sprawdzano dwugranicznym sprawdzaniem do gwintu NSBa-M4. Do badań przy wierceniu stosowano następujące płyny obróbkowe: alumul 10%, emulgol E5%, wodny roztwór kazeiny. Natomiast przy gwintowaniu — alumul o różnym stężeniu i specjalny płyn do gwintowania stopów Al, SPV-2 (produkcji szwedzkiej).

Celem badań wiercenia było uzyskanie powtarzalnej średnicy otworu

pod gwint, określenie jej rozbitcia oraz obciążenia narzędzia momentem skręcającym. Badania przeprowadzono w układzie kwadratu łacińskiego o bokach 3×3 z sześciokrotną replikacją. Przy gwintowaniu badaniom oddano gwintowniki skrawające firmy NORIS, krajowe NGMm (wg PN-61/M-57809) oraz gwintowniki wygniatające firmy NORIS i własnej konstrukcji wykonane przez Fabrykę Automatów Tokarskich FATO w Bydgoszczy.

Układ badań gwintowania przedstawiono na rys. 1.

Wyniki badań i ich analiza

Przy wierceniu otrzymano rozbitcia otworów w przedziale $0,01 \div 0,15$ mm. W oparciu o analizę wariancyjną i test F [20] stwierdzono, że żaden z badanych czynników, takich jak:

- płyn obróbkowy (alumul 10%, emulgol E 5%, 5% wodny roztwór kazeiny),
- kąt 2α ($118^\circ \div 140^\circ$),
- średnica wiertła (\varnothing 3,1 ÷ 3,6 mm),

nie mają istotnego wpływu na wartość rozbitcia wierconego otworu. Ponieważ istnieją różne rozbitcia wierconych otworów, przyczyn tego rozbitcia należy szukać w innych czynnikach lub zjawiskach wiercenia.

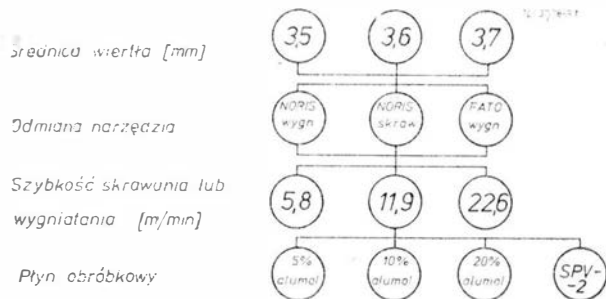
Pomiary gwintowników wygniatających FATO i NORIS wykazały, że różnią się one istotnie tylko wartością zatoczenia. Gwintowniki NORIS miały zatoczenie $2e = 0,12$, natomiast przy gwintownikach FATO $2e = 0,22$. Gwintowniki skrawające różniły się kątem α i pochyleciem rowka wiertrowego λ' : Gwintowniki NORIS miały kąt $\alpha = 20^\circ$, $\lambda' = 37^\circ$, a gwintowniki NGMm — $\alpha = 9^\circ$ i $\lambda' = 0$. Po wstępnych próbach zrezygnowano ze stosowania gwintowników skrawających według PN ze względu na znaczne przywieranie materiału obrabianego do ostrza oraz złą jakość gwintu.

Wyniki pomiarów momentów skrawania lub wygniatań gwintu przedstawiono na rys. 2 ÷ 4. Na rysunkach tych podano wartości średnich arytmetycznych oraz rozstępy otrzymanych wyników.

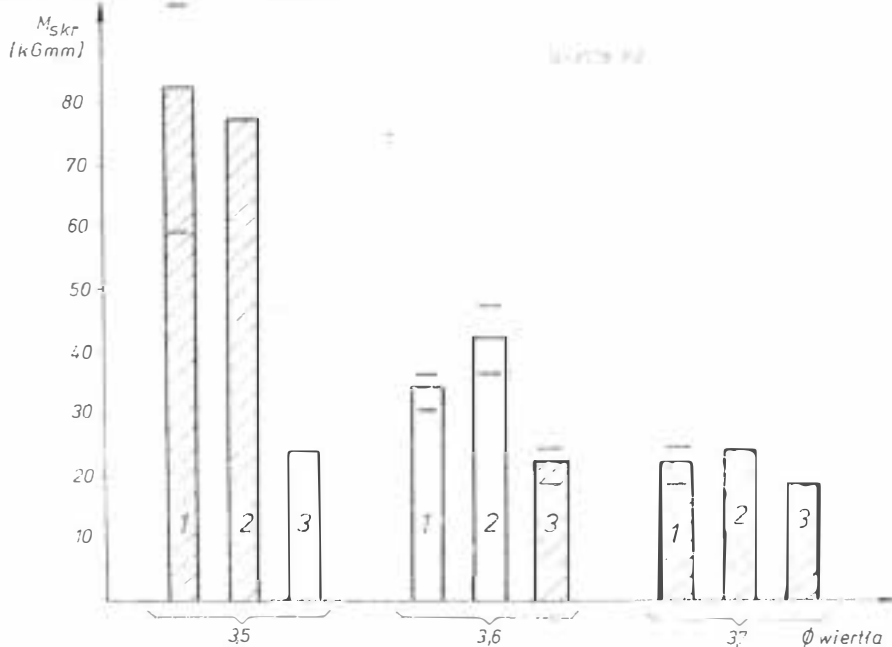
W celu porównania wytrzymałości na skręcanie gwintowników skrawających i wygniatających obliczono dopuszczalny moment skręcający gwintownika skrawającego oraz wygniatającego FATO. Obliczenie wykazało, że gwintownik wygniatający ma 2,2 ÷ 2,6 razy większą wytrzymałość na skręcanie od gwintownika skrawającego NGMm.

Przeprowadzone badania wykazały, że z punktu widzenia oporów wygniatań i wytrzymałości narzędzia do gwintowania stopu PA4N korzystniej jest stosować gwintowniki wygniatające. Po ich zastosowaniu należy spodziewać się znacznie mniejszej liczby zniszczeń narzędzi przez ukręcenie oraz podwyższenia jakości gwintu. Stosowane gwintowniki wygniatające FATO w nieznacznym tylko stopniu ustępują gwintownikom wygniatającym firmy NORIS (rys. 2 i 3).

Z porównania płynów obróbkowych wynika, że najlepsze efekty uzyskuje się przy 10% wodnym roztworze alumułu. Z punktu widzenia procesu wygniatań gwintu można stosować cały zakres prędkości przyjęty do ba-



Rys. 1. Układ badań gwintowania



Rys. 2. Wpływ średnicy wiertła i rodzaju gwintownika na moment skręcający lub wygniatający; $v = 5,8$ m/min, płyn obróbkowy — 10% alumul; 1 — gwintowniki wygniatające NORIS, 2 — gwintowniki wygniatające FATO, 3 — gwintowniki skrawające NORIS. Zakreskowano słupki z gwintami o złej jakości

dań, a jedynym ograniczeniem mogą być dynamiczne warunki pracy oprawki przy wykrecaniu gwintownika. Otwory pod gwint wygniatały należy wykonywać wiertłem krętym o średnicy 3,6 mm, przy stałej sile posuwowej. Stała siła posuwowa pozwala na uzyskanie znacznie mniejszych

Wnioski i zalecenia

Przeprowadzone badania, z uwzględnieniem literatury dotyczącej przedmiotu badań, upoważniają do stwierdzenia, że z punktu widzenia jakości gwintu i trwałości narzędzi korzystniej jest stosować przy wykonywaniu

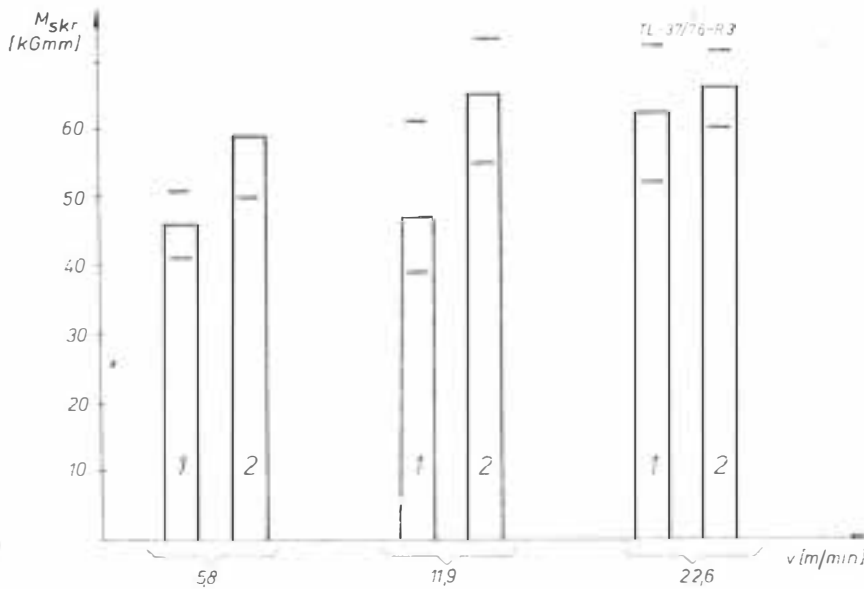
● jako płyn obróbkowy używać 10% roztwór alumolu.

Gwintowanie stopu PA4N

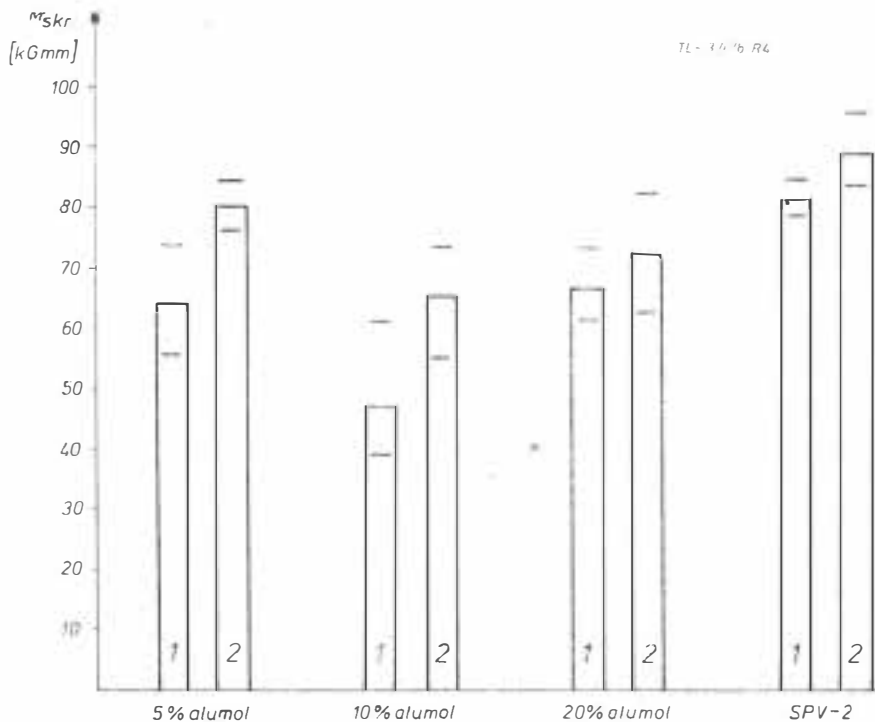
● należy stosować gwintownik wygniatający,

● należy gwintować z prędkością $v \approx 12$ m/min, w obecności płynu obróbkowego alumol 10%,

● w celu lepszego wprowadzenia narzędzia i polepszenia jakości gwintu należy załamać krawędzie otworu pogłębiaczem stożkowym 60° do średnicy 4,5 mm.



Rys. 3. Wpływ szybkości wygniataania gwintu na moment: ϕ wiertła — 3,6 mm, płyn obróbkowy — 10% alumol; 1 — gwintowniki wygniatające NORIS, 2 — gwintowniki wygniatające FATO



Rys. 4. Wpływ płynu obróbkowego na moment wygniatający: $v = 11,9$ m/min, ϕ wiertła — 3,6 mm; 1 — gwintowniki wygniatające NORIS, 2 — gwintowniki wygniatające FATO

rozrzutów średnic wierconych otworów w stosunku do posuwu ręcznego lub mechanicznego. Nacinanie gwintu gwintownikami skrawającymi NORIS odbywa się również z małymi oporami (rys. 2), jednak istnieje niebezpieczeństwo wyszczerbienia krawędzi skrawających oraz zakleszczenia się wiórami gwintownika przy wycofaniu, co prowadzi do przedwczesnego zużycia lub zniszczenia narzędzi.

gwintu nieprzelotowego M4 w stopie PA4N gwintowniki wygniatające niż skrawające. Jednocześnie przeprowadzone badania pozwoliły na sformułowanie następujących zaleceń:

Wiercenie stopu PA4N

● należy wiercić ze stałą siłą posuwową,

● można stosować wiertła handlowe NWMc — 3,6 mm,

LITERATURA

- O. S. ANDRIJCZIKOW, D. E. STIESZKOW: Grafo-analityczeskoje issledowanije formy popieriecznogo sieczenika raskatnikow w zawisimosti ot kriwoj zatyłowanija. *Stanki i Instrument* nr 1/1972.
- M. BIAŁEK: Dobór szybkości skrawania przy gwintowaniu. *Mechanik* nr 6/1973.
- M. BIAŁEK: Wybór rodzaju gwintownika w zależności od warunków skrawania. *Mechanik* nr 2 i 3/1971.
- J. L. FRUMIN: Wysokopriozwoditelnij riezboobrazujuszczij instrument. Moskwa 1963 Maszgiż.
- J. S. GUSJEW: Konstrukcji mietczikow małych diametrow dla nariezanija riezby w liogkich splawach. *Riezanie i Instrument* nr 5/1972.
- W. A. JOHNSON: Tap trouble. *Automat. Mach.* nr 2/1970.
- W. N. KONOPLEW: Formy zabornoj czasti mietczikow — raskatnikow. *Wiestnik Maszynostrojienija* nr 8/1970.
- W. M. MIENŠZAKOW, G. P. URŁAPOW, W. S. SIERIEDA: Opriedielenije krutjaszcziego momenta pri obrabotkie riezby bysstruziecznymi mietczikami. *Stanki i Instrument* nr 2/1973.
- W. M. MIENŠZAKOW, G. P. URŁAPOW, W. S. SIERIEDA: Optimalnaja geometrija popieriecznogo sieczenija raskatocznych mietczikow. *Wiestnik Maszynostrojienija* nr 2/1972.
- N. A. NIEFIEDOW, K. A. OSIPOW: Sbornik zadacz i primierow po riezaniu metallow i riezuszcziemu instrumentu. Moskwa 1968 Maszynostrojienije.
- R. J. OGDEN: Tooling up for aluminium screw machining. *The Tool and Manufacturing Engineer* July 1963.
- M. RODZIEWICZ: Wygniataanie gwintów wewnętrznych. *Mechanik* nr 7/1961.
- E. W. RYŻOW, O. S. ANDRIJCZIKOW, A. E. STIESZKOW: Czistota powierchnosti riezby obrazowanich raskatnikami. *Stanki i Instrument* nr 11/1972.
- E. B. RYŻOW, O. S. ANDRIJCZIKOW, A. E. STIESZKOW: Tocznost riezby, poluczajemoj raskatocznyimi mietczikami. *Wiestnik Maszynostrojienija* nr 11/1971.
- L. SAMSONOW: Wygniataanie gwintów wewnętrznych metrycznych w otworach przelotowych. Prace Katedry Technologii Maszyn Politechniki Częstochowskiej, 1970.
- G. SCHÜTTER: Wirtschaftlicher Einsatz des Gewinde Formers. *Kundendienst Informationen* nr 20/1967.
- Taps and tapping — notes on current practice. *Tooling* nr 4/1968.
- G. P. URŁAPOW, W. M. MIENŠZAKOW, W. S. SIERIEDA: Rasczet diametrow bysstruziecznych mietczikow. *Wiestnik Maszynostrojienija* nr 8/1970.
- J. WIERNIKOWSKI, R. BABECKI: Bruzdowanie — metoda plastycznego kształtowania gwintów wewnętrznych. *Mechanik* nr 7/1968.
- W. VOLK: Statystyka stosowana dla inżynierów. Warszawa 1973 WNT.
- S. I. ŻITNICKIJ, O. S. ANDRIJCZIKOW: Instrument dla nakatywanija riezby w otwierstiaach. *Stanki i Instrument* nr 10/1965.
- S. I. ŻITNICKIJ, O. S. ANDRIJCZIKOW: Iznos i stojkosc instrumenta dla nakatywanija wnutriennich riezby. *Stanki i Instrument* nr 3/1973.

L'AÉRODYNAMIQUE, LA MÉCANIQUE DU VOL

1 — le fluide
 2 — le liquide
 3 — le gaz
 4 — le écoulement turbulent
 5 — le é. bidimensionnel
 6 — le é. hypersonique
 7 — le é. uni-dimensionnel
 8 — le é. laminaire
 9 — le é. supersonique
 10 — le é. irrotationnel, le mouvement i.
 11 — le mouvement potentiel d'un liquide
 12 — le écoulement tridimensionnel
 13 — le é. permanent, é. stationnaire
 14 — le é. instable
 15 — le é. continu
 16 — le é. subsonique
 17 — la vitesse d'écoulement
 18 — la v. critique
 19 — la viscosité
 20 — la densité (absolue), la masse volumique, la m. spécifique
 21 — la compressibilité
 22 — la turbulence
 23 — la convection, la convection
 24 — la cavitation
 25 — le profil (d'aile)
 26 — la corde de profil
 27 — la ligne (de courbure) moyenne, la essature
 28 — la flèche du squelette
 29 — le bord d'attaque
 30 — le b. de fuite
 31 — le angle d'attaque, le a. d'incidence
 32 — la pression totale
 33 — la p. statique
 34 — la p. dynamique, la p. cinétique
 35 — la couche limite
 36 — le point de vitesse nulle, le n. de stagnation
 37 — le p. de transition
 38 — le décrochage, le décrochement, le décollément
 39 — le sillage, le remous
 40 — le tourbillon
 41 — la circulation
 42 — la portance, la force ascensionnelle
 43 — la résistance, la traînée
 44 — le centre de poussée, le c. de pression, le foyer d'un profil
 45 — la nolaire
 46 — la finesse
 47 — la onde de choc
 48 — la o. d'expansion, la o. de recompression
 49 — la soufflerie, la tunnel aérodynamique
 50 — la tuyère
 51 — le diffuseur
 52 — le ventilateur
 53 — la contraction
 54 — la ligne de courant
 55 — le fluide compressible
 56 — le f. incompressible
 57 — le f. idéal, le f. parfait
 58 — le débit-masse
 59 — le débit-volume
 60 — la entrée, la ouïe
 61 — la embouchure, le échappement
 62 — la force aérodynamique
 63 — le moment a.
 64 — la force a. résultante
 65 — le angle de portance nulle
 66 — la force normale
 67 — la f. tangentielle
 68 — le frottement visqueux
 69 — la similitude dynamique
 70 — la rue de tourbillons
 71 — la perte de charge
 72 — la vitesse du son, la v. senique
 73 — le nombre de Mach, mach, le n. de Sarrau

74 — le angle de Mach
 75 — la onde de choc oblique
 76 — la onde de choc détachée
 77 — la cabrée, le tangage
 78 — le roulis, la inclinaison transversale
 79 — la dérivation, la déviation
 80 — le moment de tangage, le m. de piqué
 81 — le m. de roulls
 82 — le m. de giration, le m. de lacet
 83 — le m. d'inertie
 84 — le m. centrifuge
 85 — la ligne de vol
 86 — le angle de la ligne de vol
 87 — le vol en palier
 88 — le (vol) plané
 89 — la descension, la descente
 90 — le décrochage, la perte de vitesse (en vol)
 91 — la ressource
 92 — la glissade, le dérapage
 93 — le virage, le tournant, la courbe
 94 — le virage X à plat
 95 — le v. penché, le v. serré
 96 — la autorotation
 97 — la vrille
 98 — la v. à plat
 99 — la v. serrée
 100 — la v. inversée, la v. sur le dos
 101 — le centre de gravité, le barv-centre, le c. de masse
 102 — le c. aérodynamique, le foyer d'un profil
 103 — le déplacement du centre pressant
 104 — la stabilité statique
 105 — la s. dynamique
 106 — la s. de tangage
 107 — la s. de lacet, la s. de route
 108 — la s. latérale, la s. de roulls
 109 — la marge statique
 110 — la maniabilité, la manoeuvrabilité
 111 — la instabilité spirale
 112 — les mouvements de locates, le snaking
 113 — le roulls hollandais
 114 — le roulage
 115 — le roulement au décollage
 116 — le décollage
 117 — la accélération au décollage
 118 — la montée
 119 — la approche, la prise de terrain
 120 — la descente
 121 — le rétablissement
 122 — le vol en palier au vas du sol
 123 — la prise de contact avec le sol
 124 — le roulement d'atterrissage
 125 — la voltige aérienne, la acrobatie en vol
 126 — le virage en descente
 127 — le v. en montée
 128 — la spirale
 129 — la boucle, le loop (normal)
 130 — la b. à l'envers, le l. à l'envers
 131 — le tonneau rapide
 132 — le demi-tonneau
 133 — le tonneau lent
 134 — le t. vortical
 135 — le renversement
 136 — le retournement
 137 — le rétablissement, le virage d'Immelmann
 138 — le huit (vertical)
 139 — le huit horizontal
 140 — la chandelle
 141 — la glissade sur la queue, la cloche
 142 — la glissade latérale, le glissement l., le dérapage

K.D.

AERODYNAMIKA, MECHANIKA LOTU

1 — plyn
 2 — ciecz
 3 — gaz
 4 — przepływ burzliwy, p. turbulentny
 5 — p. dwuwymiarowy
 6 — p. hipersoniczny
 7 — p. jednowymiarowy
 8 — p. laminarny
 9 — p. naddźwiękowy
 10 — p. niewirowy
 11 — p. potencjalny
 12 — p. trójwymiarowy
 13 — p. ustalony
 14 — p. nieustalony
 15 — p. ciągły
 16 — p. poddźwiękowy
 17 — p. prędkość przepływu
 18 — p. krytyczna
 19 — lepkość
 20 — gęstość
 21 — ściślność
 22 — burzliwość
 23 — konwekcja
 24 — kawitacja
 25 — profil
 26 — ciężka profilu
 27 — linia szkieletowa profilu
 28 — strzałka linii szkieletowej
 29 — krawędź natarcia
 30 — k. spływu
 31 — kąt natarcia
 32 — ciśnienie całkowite
 33 — c. statyczne
 34 — c. dynamiczne, c. prędkości
 35 — warstwa przyścienne
 36 — punkt spiętrzenia
 37 — p. przejścia
 38 — oderwanie
 39 — ślad (za profilem)
 40 — wir
 41 — cyrkulacja
 42 — siła nośna, wypór
 43 — opór
 44 — środek parcia
 45 — biegunowa
 46 — doskonałość
 47 — fala uderzeniowa
 48 — f. rozrzedzeniowa
 49 — tunel aerodynamiczny
 50 — dysza
 51 — dyfuzor
 52 — wentylator
 53 — kontrakcja
 54 — linia prądu
 55 — plyn ściślony
 56 — p. nieściślony
 57 — p. nielepki, p. doskonały
 58 — wydatek masowy
 59 — w. objętościowy
 60 — wlot
 61 — wylot
 62 — siła aerodynamiczna
 63 — moment aerodynamiczny
 64 — wypadkowa siła aerodynamiczna
 65 — kąt zerowej nośności
 66 — siła normalna
 67 — siła styczna
 68 — tarcie lepkie
 69 — podobieństwo dynamiczne
 70 — ścieżka wirowa
 71 — strata ciśnienia
 72 — prędkość dźwięku
 73 — liczba Macha
 74 — kąt Macha
 75 — skośna fala uderzeniowa
 76 — fala (uderzeniowa) odsunięta
 77 — pochylanie, zadzieranie, ruch względem osi poprzecznej
 78 — przechyłanie
 79 — odchylenie
 80 — moment pochylający
 81 — m. przechylający
 82 — m. odchyłający
 83 — m. bezwładności
 84 — m. dewiacji, m. odśrodkowy
 85 — tor lotu
 86 — kąt toru lotu
 87 — lot poziomy
 88 — l. ślizgowy
 89 — opadanie
 90 — przeciagnięcie
 91 — wyrwanie
 92 — ślizg
 93 — zakręt
 94 — z. płaski
 95 — z. głęboki, z. ciasny
 96 — autorotacja
 97 — korkociąg
 98 — k. płaski
 99 — k. stromy
 100 — k. odwrócony
 101 — środek ciężkości
 102 — ś. aerodynamiczny
 103 — wędrówka środka parcia
 104 — stateczność statyczna
 105 — s. dynamiczna
 106 — s. podłużna
 107 — s. kierunkowa
 108 — s. boczna, s. poprzeczna
 109 — zapas stateczności
 110 — sterowność
 111 — niestateczność spiralna
 112 — myszkowanie
 113 — holendrowanie
 114 — kołowanie
 115 — rozbieg
 116 — oderwanie
 117 — rozpędzanie
 118 — wznoszenie
 119 — zbliżanie, podchodzenie do lądowania
 120 — zniżanie
 121 — wyrównanie
 122 — wytrzymałość
 123 — przyziemienie
 124 — dobieg
 125 — akrobacja lotnicza
 126 — zakręt z opadaniem
 127 — zakręt na wznoszeniu
 128 — spirala
 129 — pętla (wewnętrzna)
 130 — pętla zewnętrzna
 131 — becinka zybka
 132 — półbecinka
 133 — b. sterowana
 134 — b. pionowa
 135 — przewrót
 136 — wyrwót
 137 — zawrót, immelman
 138 — ósemka (pionowa)
 139 — ósemka pozioma
 140 — świeca
 141 — ślizg na ogon
 142 — ślizg na skrzydło

K.D.
WCT/56/K/76

Stanisław Rogalski

Stanisław Wojciech Rogalski urodził się w Ołomąncu 25 maja 1904 r., zmarł 6 lutego 1976 r. w Huntington. 14 kwietnia 1976 r. rodzina i przyjaciele odprowadzili prochy inżyniera Stanisława Rogalskiego na cmentarz powązkowski w Warszawie. Po 36 latach pracy na obczyźnie na zawsze powrócił do kraju znakomity polski konstruktor samolotów, którego nazwisko dało początek sławnej w historii lotnictwa marce RWD, powstałej z nazwisk: Rogalski — Wigura — Drzewiecki. Polski życiorys Stanisława Rogalskiego jest faktycznie biografią i monografią rodziny samolotów RWD.

Stanisław Rogalski po ukończeniu gimnazjum im. A. Mickiewicza w Warszawie w 1922 r. wstąpił na Wydział Mechaniczny Politechniki Warszawskiej. W roku 1929 otrzymuje dyplom inżyniera mechanika. Przed podyplomem miał przygodę, która mogła zaważyć na przyszłych losach studenta. Mianowicie zdał egzamin z mechaniki (ze statyki) u bardzo groźnego dla studentów profesora Z. Straszewicza i — oblał. Wstępuje więc do wojska, kończy szkołę pilotów w Bydgoszczy i uzyskuje w 1925 r. dyplom pilota. Jednak nauki nie zaniechał i w czasie służby wojskowej zdał statykę celując, po czym kontynuował studia.

Gdy student Jerzy Wędrychowski zorganizował Sekcję Lotniczą Koła Mechaników Studentów Politechniki Warszawskiej — Rogalski wstąpił do niej i tu spotkał się z przyszłymi towarzyszami pracy: Stanisławem Wigurą i Jerzym Drzewieckim. Teraz Rogalski przeżywa najpiękniejszą przygodę młodości: w podziemiach kreslańni Politechniki Warszawskiej zbudował wraz z Wigurą dwuosobowy górnopłat zastrzałowy z silnikiem Anzani 45 KM, nazwany WR-1.

W 1927 r. Rogalski z Wigurą i Drzewieckim zawiązują współpracę konstruktorską, której wynikiem jest samolot RWD-1, z silnikiem ABC-Skorpion 34 KM. Był to chyba pierwszy w Polsce wolnonośny górnopłat, który uzyskał nagrodę Ministerstwa Komunikacji za śmiałość i oryginalność konstrukcji. Teraz sypią się następne projekty samolotów zwanych wówczas awionetkami: RWD-2 z silnikiem Salmson 40 KM, RWD-3 z Genetem 80 KM, RWD-4 z Hermesem 115 KM. RWD-2 i RWD-4 biorą udział w Challenge Internationale d'Avions de Tourism w Paryżu w 1930 r.

Fachowa wiedza Stanisława Rogalskiego został wykorzystana dla celów dydaktycznych. W latach 1929–1937 jest starszym asystentem przy Katedrze Budowy Płatowców prof. G. A. Mokrzyckiego na Politechnice Warszawskiej. Sprawdza obliczenia studenckich projektów samolotów, poprawia rysunki. Bardzo były cenione i lubiane konsultacje na VII i VIII semestrze z tym asystentem, który miał umysł i rękę znakomitego konstruktora lotniczego. Równocześnie od 1931 do 1934 r. inż. Rogalski był wykładowcą Budowy Samolotów na Politechnice we Lwowie. Wreszcie — w 1937 r. — zostaje docentem Politechniki Warszawskiej w dziedzinie Aerodynamiki Stosowanej.

Z młodzieżą był żyty nie tylko na uczelniach, lecz również w lotnictwie sportowym, gdyż był wiceprezesem Aeroklubu Akademickiego w Warszawie i członkiem zarządu Aeroklubu Rzeczypospolitej Polskiej.

W 1930 r. Rogalski wraz z Drzewieckim, Wigurą i Wędrychowskim — w zakładach ufundowanych na Okęcu przez Ligę Obrony Powietrznej i Przeciwgazowej (LOPP) — organizuje warsztaty Sekcji Lotniczej, zamienione w 1933 r. w Doświadczalne Warsztaty Lotnicze. Tu — aż do wojny — projektuje dalsze odmiany samolotów RWD. Wymieńmy je kolejno. ● RWD-5 z Hermesem 115 KM, rozslawiony (jako RWD-5 bis) w 1933 r. przez kpt. St. Skarżyńskiego przelotem ponad Południowym Atlantykiem (z Senegalu do Brazylii); samolot ten bije rekord odległości. ● RWD-6 z Genet Major 140 KM, na którym Zwirko i Wigura zdobyli pierwsze miejsce w Challenge w Berlinie w 1932 r. ● RWD-7 z Genet 80 KM, zdobył — w swej klasie — rekordy prędkości i wysokości. ● RWD-8 z PZInż. Junior 110 KM, górnopłat, który stał się powszechnym szkolnym samolotem w polskim lotnictwie cywilnym i wojskowym; budowano go na polistawie licencji w Białej Podlaskiej. ● RWD-9 wyposażony w polski silnik Skoda 290 KM, odznaczający się wysoką mechanizacją skrzydła; samolot ten z Bajanem i Płoczyńskim zajął dwa pierwsze miejsca w Challenge 1934 r. w Warszawie. ● RWD-10 z PZInż. Junior 110 KM; był to jednoosobowy samolot przeznaczony do treningu w akrobacji. ● RWD-11 z 2 Walterami 205 KM, stanowiący prototyp dwusilnikowego samolotu transportowego (pocztowego); ośmioosobowy, pierwszy w Polsce z wciąganiem podwoziem. ● RWD-13 z PZInż. Major 130 KM, samolot turystyczny, trzyosobowy, powszechnie używany w Aeroklubach; był eksportowany i produkowany na licencji w Jugosławii. ● RWD-14 Czapla z PZL Mors 470 KM, górnopłat, ze skła-

danymi skrzydłami o dużej mechanizacji, odznaczający się krótkim startem i lądowaniem, produkowany jako rozpoznawczy dla wojska w Lubelskiej Wytwórni Samolotów. ● RWD-15 z Gipsy 205 KM, czterosobowa wersja samolotu RWD-13, ze składanymi skrzydłami. ● RWD-13s i RWD-15s, odmiany sanitarne produkowanych samolotów. ● RWD-16, dwuosobowy dolnopłat z silnikiem Walter Mikron 50 KM; głównym konstruktorem tego samolotu był inż. A. Anczutin. ● RWD-17 z PZInż. Major 130 KM, dwuosobowy górnopłat szkolno-treningowy. ● RWD-17W z Bramo 160 KM, wersja na pływakach dla marynarki. ● RWD-18, turystyczny dwusilnikowy, czterosobowy samolot z trójkolowym podwoziem; zabrakło mu 10 dni do pierwszego lotu, we wrześniu 1939 r. ● RWD-19, z Gipsy 130 KM, turystyczny, odznaczający się bardzo czystymi kształtami aerodynamicznymi. ● RWD-20 z Walterem 130 KM, studium samolotu RWD-9 w wersji trójkolowej, z przednim kółkiem. ● RWD-21, turystyczny dolnopłat dwumiejscowy z silnikiem Cirrus Minor 90 KM. ● RWD-23, dolnopłat dwumiejscowy z silnikiem Walter Mikron 60 KM; projektował go inż. Anczutin. ● W 1939 r. przystąpiono do opracowania samolotów bojowych RWD-22 i RWD-24; były to projekty samolotów dwusilnikowych w wersji bombowej oraz torpedowej, na pływakach. ● RWD-25. Tak nazwany został projekt jednomiejscowego samolotu myśliwskiego, z czterema karabinami maszynowymi wbudowanymi w skrzydło. Przewidziano zastosowanie silników Gnôme-Rhône 730 KM.

Wojna przerwała projekty i zamierzenia. Po ewakuacji przez Rumunię inż. Rogalski rejestruje się jako pilot w polskim wojsku w Paryżu. Na początku 1940 r. zaczyna pracować w lotniczym przemyśle angielskim jako kreślacz (!), w grupie uzbrojenia. Na wiosnę w następnym roku Rogalski uzyskuje zgodę władz polskich i angielskich i wyjeżdża do Turcji, gdzie inż. Wędrychowski organizuje przemysł lotniczy.*

W Turk Hava Kurum Rogalski — jako główny inżynier — kieruje zespołem dwudziestu kilku polskich i zagranicznych inżynierów. Zorganizowano biuro konstrukcyjne, w którym opracowano dokumentację w miarach metrycznych samolotu szkolno-treningowego wg licencji Miles Magister, zaprojektowano jednomiejscowy samolot akrobacyjny oraz szybowiec transportowy. Uruchomiono produkcję samolotów oraz wyrób cellonu. Inż. Rogalski zorganizował Wydział Budowy Samolotów na Uniwersytecie Technicznym w Istambule i w latach 1942–1948 wykładał tam Aerodynamikę Stosowaną. W tym czasie współpracował z inż. F. Janikiem przy budowie dwóch tuneli aerodynamicznych: małego w Istambule i dużego (8 X 10 stop) w Ankarze.

Gdy w 1948 r. wygasł kontrakt turecki inż. Rogalski angażuje się w firmie Lord Co w Erie w Stanach Zjednoczonych, gdzie — na zaprojektowanej przez siebie maszynie — bada na zmęczenie gumowe amortyzatory lotnicze.

Od maja 1949 r. pracuje w Chase Aircraft Co w Trenton, początkowo jako asystent, wkrótce zaś — jako główny aerodynamik. Bierze udział w studium dwusilnikowego transportowca C-123. Inż. Rogalski bada przyrost nośności płata na skutek sterowania opływem w warstwie przyściennej (granicznej). Stosuje metodę Arado, która polega na zasysaniu warstwy granicznej na połowie rozpiętości skrzydeł, przy wydmuchiwanie powietrza na ich drugiej połowie.

W 1958 roku inż. Rogalski zaangażował się jako starszy aerodynamik w firmie Grumman Aircraft Engineering Co w Bethpage N. Y., gdzie rozwiązuje zagadnienie stateczności dwusilnikowego górnopłata typu E-2A, wyposażonego w obrotowy radar umieszczony na 7-metrowym wycięniku. Po zakończeniu tego zadania przechodzi inż. Rogalski do działu Preliminary Design. W 1961 r. pracuje w Fort Worth (Texas) nad konstrukcją dwusilnikowego samolotu F-111 o zmiennej geometrii płata projektu Grummana i General Dynamics. Po ukończeniu pracy — w 1964 r. — inż. Rogalski zostaje mianowany Assistant Chief of Aerodynamics firmy Grumman i odtąd nadzoruje wszystkie studia aerodynamiczne w Preliminary Design. W 1970 r. do jego obowiązków doszło opracowanie do druku Grumman Aerodynamics Manual.

Przez 12 lat pracował Stanisław Rogalski w Ameryce jako profesor w Princeton University, początkowo w Forrestal Research Center (1950–1955), potem w Aerodynamics Design w latach (1957–1968).

W 1971 roku inż. Rogalski rozwiązuje nowe zagadnienie. Chodzi o projekt pojazdu międzymiastowego, poruszającego się po betonowym torze na poduszkach powietrznych, z prędkością

* Razem z inż. Rogalskim wyjechała do Ankary duża grupa polskich inżynierów lotniczych: Dziewoński, Dulęba, Lekszycki, Lewczuk i Teisseyre.

480 km/h. Projekt został opracowany, lecz wypróbowanie poduszki nastąpi dopiero w 1977 r., gdy wybudowane zostanie pierwsze 40 km toru.

31 grudnia 1971 r. Stanisław Rogalski przechodzi na emeryturę, lecz działa nadal jako doradca techniczny w sprawach transportu na bezdrożach Dalekiej Północy. Projektuje się bowiem wstępnie transportowiec 1500 ton Flying acre (latająca morgia pola). Lecz wiadomości Rogalskiego i jego doświadczenie wykorzystuje się jeszcze w innych dziedzinach — bardzo ważnych dla ludzkości — jak: zamiana energii wiatru na energię elektryczną, produkcja wodoru, zasilanie silników odrzutowych płynnym wodorem i spowodowane tym zmiany w konstrukcji samolotów.

Jako ze specjalistą aerodynamikiem konsultował się z inż. Ro-

galskim również Ośrodek Badań Pojazdów Kosmicznych w sprawie budowy pojazdu kosmicznego, który wylądował na Księżycu.

Inż. Stanisław Rogalski pragnął powrócić do kraju. Niestety nieuleczalna choroba unicestwiła ten zamiar. Do ostatnich swych dni — na obcej ziemi — działał dla postępu technicznego. Lecz do historii polskiego i światowego lotnictwa wpisał się na zawsze jako utalentowany konstruktor lotniczy — obok Puławskiego, Wigury i Nowkuńskiego. Współcześni uhonorowali Stanisława Rogalskiego Złotym Krzyżem Zasługi (1932 r.) i Polonia Restituta (1937 r.). Dla późniejszych pokoleń będzie zawsze w encyklopedii lotnictwa postacią zasłużonego Polaka.

W. Z.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Wytwórnii Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Swidnik zgłosił do opatentowania układ do uzyskiwania podciśnienia, zwłaszcza dla statków powietrznych (twórcy: R. Nowak, W. Kwaśniewski i M. Błaszczak). Układ, w którym wykorzystano zwięźkę Venturi'ego, jest niezależny od istnienia prędkości względnej statku w odniesieniu do otaczającego powietrza, jak również od zmian kierunku strug. Układ nadaje się w szczególności do śmigłowców i pionowzłotów.

Zgłoszenie patentowe z dn. 12.X.1973 r. w klasie 62a (B64c) otrzymało nr P. 165819. (Biuletyn Urzędu Patentowego nr 7/1975 r.).

● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Wytwórnii Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec zgłosił dn. 24.9.1974 r. do opatentowania wynalazek pt. **Hamulce aerodynamiczne, zwłaszcza bryły opływowych typu gondolowego**. Wynalazcy: T. Grzybowski, H. Jeż i K. Gera. Hamulce składają się z klap o kształcie profilu, które w położeniu przednim przylegają do bryły, zaś w położeniu tylnym — ustawiają się poprzecznie do jej osi.

Zgłoszenie zaliczono do klasy 62a², pod nr P. 174338T i opublikowano w Biuletynie Urzędu Patentowego nr 10/1975 r.

● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił dn. 11.3.1974 r. do opatentowania wynalazek pt. **Lotniczy czujnik ciśnienia paliwa lub oleju z sygnalizatorem ciśnienia granicznego**. Wynalazcy: M. Konieczńska, T. Jurkiewicz i S. Bednarek. Czujnik zawiera przetwornik ciśnienia i potencjometryczny zespół przekazujący oraz sygnalizator ciśnienia granicznego. Zespół przekazujący na dźwigniowy układ, przekazujący ruchy membrany na wodzik ze szczerkami potencjometru oporowego.

Zgłoszenie zakwalifikowano do klasy 62a² pod nr P. 169406 i opublikowano w Biuletynie U.P. nr 10/1975 r.

● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy WSK PZL-Swidnik zgłosił dn. 17.9.1974 r. do ochrony — jako wzór użytkowy — rozwiązanie pt. **Łopata, zwłaszcza wirnika nośnego śmigłowca**. Wynalazca: W. Kwaśniewski. Łopata ma takie zmodyfikowanie profilu, aby linia, na której odkłada się rzędne profilu, była w części przedniej profilu prostą pokrywającą się z cięciwą profilu pierwotnego, a w pozostałej części krzywą wygiętą do góry.

Zgłoszenie zaliczono do klasy 62a² pod nr W. 52467 opublikowano w Biuletynie U.P. nr 10/1975 r.

● Szefostwo Techniki Lotniczej MON zgłosiło dn. 3.6.1974 r. do opatentowania wynalazek pt. **Detektor fazoczuły**. Wynalazcy: M. Sadowski i R. Kudelski. Detektor składa się ze wzmacniacza operacyjnego o silnym sprzężeniu zwrotnym oraz tranzystora bipolarnego włączonego równolegle do wejścia nieodwracającego wzmacniacza bipolarnego. W układzie znajdują się odpowiednio dobrane rezystory.

Zgłoszenie, zaliczone do klasy 21a¹, pod nr P. 171629, opublikowano w Biuletynie Urzędu Patentowego nr 11/1975 r.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Warszawa II zgłosiła dn. 27.5.1974 r. do opatentowania wynalazek pt. **Półprzewodnikowa przetwornica trójfazowa, beztransformatorowa, zwłaszcza do zasilania lotniczych przyrządów pokładowych**. Wynalazcy: W. Bernacki, S. Czaplą i T. Krawczyk. W skład przetwornicy wchodzi: generator impulsów prostokątnych, rejestr składający się z trzech przerzutników (tak połączonych, że każdy impuls z generatora o częstotliwości równej sześciokrotnej częstotliwości wyjściowej przetwornicy przesuwają negację stanu pierwszego przerzutnika do drugiego itd) oraz zespół wykluczający istnienie jednakowych stanów we wszystkich trzech przerzutnikach.

Zgłoszenie zaliczono do klasy 21d² pod nr P. 171431 i opublikowano w Biuletynie Urzędu Patentowego nr 12/1975 r.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego Warszawa II zgłosiła do opatentowania wynalazek pn. **Licznik ilości startów statku powietrznego** (wynalazca: Jerzy Zduńczyk). Licznik ma łącznik ze stykami, których zwarcie przy nieobciążonym podwoziu statku powoduje powstanie impulsu elektrycznego, ładującego — poprzez stabilizator napięcia — człon całkujący. Zgłoszenie z dn. 31.5.1974 r. ma 5 zastrzeżeń patentowych. Opublikowane zostało w Biuletynie Urzędu Patentowego (BUP) nr 2/1976 r. w klasie B64d, pod numerem P. 171557.

● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu zgłosił do opatentowania wynalazek pn. **Sposób chłodzenia powietrza do klimatyzacji kabin, zwłaszcza aparatów latających oraz urządzenie do stosowania tego sposobu** (wynalazcy: L. Alawierdow, G. Dżibaldze, S. Wojtowicz, A. Rogaczewski, M. Buda). Sposób chłodzenia polega na tym, że gorące powietrze z silnika doprowadza się do chłodnicy tunelem wlotowym. Urządzenie do stosowania tego sposobu ma chłod-

nicę, która składa się z sekcji chłodzenia oraz z zaworu sterującego ilością przepływającego powietrza. Zgłoszenie z dn. 31.12.1974 r. ma 7 zastrzeżeń. Opublikowane zostało w BUP nr 2/1976 r. w klasie B64g, pod nr P.177058 T.

● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego w Świdniku zgłosił do ochrony wzór użytkowy pn. **Hermetyczne złącze** (wynalazca: Roman Hermann). Złącze takie stosuje się w zbiornikach paliwowych śmigłowca w celu polepszenia szczelności miejsca połączenia. Istotą wzoru jest umieszczenie zagiętego obrzeża przegrody między pokryciem a wzdłużną listwą, przy czym elementy te są ze sobą znitowane. Ponadto zastosowano poprzeczną listwę, mocując ją nitami o łbich wpuszczanych. Zgłoszenie z dn. 18.10.1974 r. opublikowano w BUP nr 2/1976 r. w klasie 64d, pod nr W.52598.

● Szefostwo Techniki Lotniczej w Warszawie zgłosiło do opatentowania wynalazek pn. **Sposób przechwytywania ciał obcych dostających się wraz z powietrzem do kanału wlotowego silnika turbinowego oraz element przechwytyjący do stosowania tego sposobu** (wynalazca: Ryszard Szczepanik). Sposób wg wynalazku polega na tym, że część wewnętrznej poszycia kanału wlotowego silnika wykonuje się z elastycznego materiału o grząskiej konsystencji, umieszczając ją w miejscu zmiany kierunku przepływającego powietrza. Element przechwytyjący jest osadzony we wnęce poszycia i składa się z zamkniętej cienkiej powłoki, wewnątrz której umieszczony jest szkielet typu ulowego wypełniony wyżej wymienionym materiałem. Zgłoszenie z dn. 18.12.1974 r., mające 3 zastrzeżenia, opublikowano w BUP nr 2/1976 r., w klasie F02e, pod nr P.176574T.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego Warszawa-Okęcie zgłosiła do opatentowania wynalazek pn. **Układ nadnapięciowy** (wynalazcy: T. Jurkiewicz, J. Nygowska, S. Molak). Układ przeznaczony jest do zabezpieczania samolotowej sieci elektrycznej przed nadmiernym wzrostem napięcia. Układ ma kontaktron, na który nawinięte są w przeciwnym kierunku cewki z szeregowo włączonym rezystorem o małym współczynniku temperaturowym. Styk kontaktronu połączony jest z przekąźnikiem, który po zwarciu styków podaje napięcie na cewkę stycznika, co powoduje odłączenie prądnicy od sieci elektrycznej samolotu. Zgłoszenie z dn. 31.7.1974 r. ma 2 zastrzeżenia patentowe. Opublikowane zostało w BUP nr 2/1976 r. w klasie H02h, pod nr P.173154.

PZL Ł-2 — samolot pierwszego polskiego rajdu dokoła Afryki

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

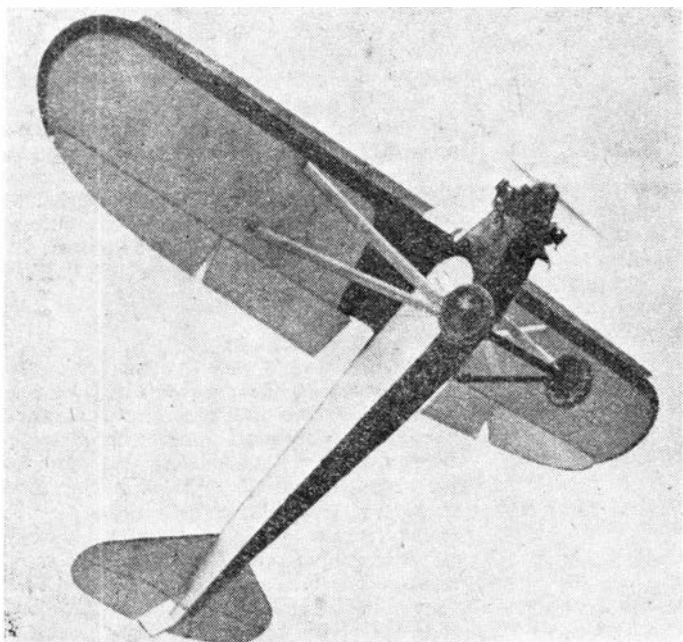
W artykule przedstawiono dzieje rozwoju i użycia polskiego samolotu łącznikowego PZL Ł-2 zbudowanego w 1929 r. oraz opisano jego konstrukcję i podano dane techniczne. Na samolocie tym kpt. S. Skarżyński wykonał pierwszy polski lot wokół Afryki.

Jednym z pierwszych zadań Państwowych Zakładów Lotniczych w Warszawie — utworzonych na początku 1928 r. — była budowa samolotu łącznikowego, realizowana na zamówienie Departamentu Aeronautyki MSWojsk. Projekt samolotu, oznaczonego PZL-2, opracowali inż. Jerzy Dąbrowski i inż. Franciszek Kott przy konsultacji inż. Wł. Zalewskiego. Wiosną 1929 r. przeprowadzono badania tunelowe modelu w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie.

Departament Aeronautyki zamówił egzemplarz do prób statycznych i dwa prototypy. Prototyp został oblatany przez kpt. B. Orlińskiego pod koniec 1929 r. na lotnisku mokotowskim w Warszawie, a w 1930 r. przeszedł próby w IBTL. Prototyp był o 150 kg cięższy niż przewidywał projekt. Próby statyczne płatowca przeprowadzono w marcu, kwietniu i sierpniu 1930 r. Wiosną 1930 r. samolot stanął do konkursu na samolot łącznikowy, uzyskując najlepszą ocenę spośród trzech samolotów biorących udział w konkursie. Konkurowały z nim R-X i PWS-5. Dzięki slotom i klapom miał bardzo krótki rozbieg i dobieg, a ponadto miał dobre osiągi i własności pilotażowe. Prototyp początkowo latał bez jakichkolwiek znaków, a później otrzymał znaki rejestracyjne SP-ADN.

W maju 1930 r. kpt. B. Orliński na mityngu lotniczym w Brnie dał na tym samolocie pokaz lotu z minimalną prędkością oraz lądowania z przepadaniem, a w czerwcu 1930 r. wraz z inż. W. Rumbowiczem wykonał lot z Warszawy do Bukaresztu na Międzynarodowy Konkurs Płatowców Myśliwskich. W grudniu 1930 r., po wyposażeniu tylnej kabiny w karabin maszynowy, samolot został wystawiony na Międzynarodowym Salonie Lotniczym w Paryżu.

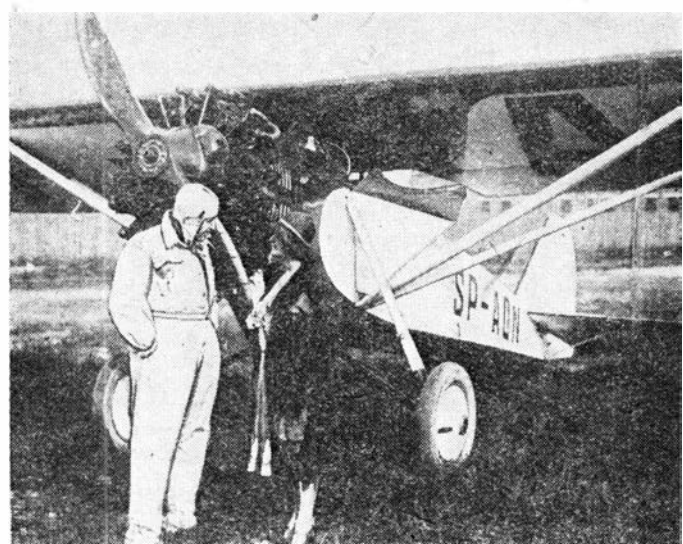
W kwietniu 1930 r. przystąpiono w PZL do produkcji serii 30 samolotów PZL-2, zmieniając oznaczenie na PZL



Rys. 1. Prototyp PZL Ł-2 w locie



Rys. 3. SP-AFA, egzemplarz do rajdu afrykańskiego

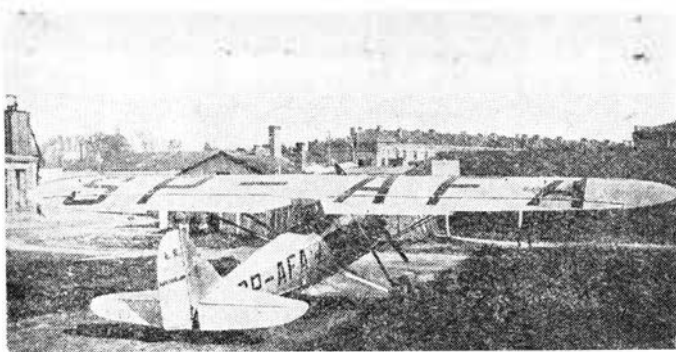


Rys. 2. B. Orliński przy prototypie Ł-2 SP-ADN. Widoczne drzwiczki pierwszej kabiny. Fot. Arch. Dok. Mech.

Ł-2a, gdzie Ł oznaczało: łącznikowy. Samolot popularnie nazywano Łącznikówką. W trakcie produkcji zamówienie zmniejszono do 20 samolotów, które zbudowano w 1931 r.; otrzymały one numery fabryczne od 55.1 do 55.20.

Gdy kpt. S. Skarżyński w listopadzie 1930 r. rzucił projekt wykonania rajdu długodystansowego na polskim samolocie — imprezę tę podjęły się sfinansować Departament MSWojsk., Ministerstwo Komunikacji i LOPP. Wówczas pierwszy egzemplarz seryjny, o znakach rejestracyjnych SP-AFA, wytwórnia dostosowała do lotów długodystansowych przez zabudowanie dodatkowego zbiornika paliwa i dodatkowego wyposażenia, m. in. oświetlenia kabin. W trakcie prób samolot otrzymał pierścień Townenda i metalowe śmigło. Osiągi samolotu poprawiły się, wzrósł maksymalny ciężar całkowity, a zasięg przekroczył 2000 km.

Na samolocie tym, dzięki pomocy wytwórni, kpt. pil. S. Skarżyński z obs. inż. A. Markiewiczem w dniach 1 lutego ÷ 5 maja 1931 r. wykonali lot dokoła Afryki na trasie Warszawa — Kraków — Szeged — Belgrad — Ateny — Kair — Atbara — Chartum — Malakal — Juba — Kisumu — Abercorn — Elisabethville — Luemba — Leopoldville — Port Gentil — Douala — Bonny — Lagos — Abidjan — Bamako — Dakar — Port Etienne — Cap Juby — Casablanca — Alicante — Perpignan — Bodeaux —



Rys. 4. SP-AFA od tyłu. Fot. Arch. Dok. Mech.

Paryż — Berlin — Poznań — Warszawa, o długości 25 050 km, ze średnią prędkością 175 km/h. Lot odbył się z przerwami na wymianę zbiornika oleju i dwukrotny remont silnika.

Był to pierwszy rajd samolotu PZL. Samolot nazywany był później Afrykanką, a nazwa ta była zbieżna z pierwszymi literami rejestracyjnymi samolotu. W dniach 7-8 czerwca 1931 r. pilot S. Skarżyński na PZL Ł-2, udając się na Zlot Gwiazdzysty do Bukaresztu, wykonał przelot na trasie Poznań — Warszawa — Lwów — Kraków — Ołomuniec — Praga — Wiedeń — Budapeszt — Cluj — Braszów.

Samolot służył też do jednych z pierwszych w Polsce lotów z szybowcem na holu. W lipcu 1932 r. S. Skarżyński Afrykanką holował polskie szybowce SG-21 i SG-28 na Międzynarodowych Zawodach Szybowcowych w Rhön. Samolot został skasowany jesienią 1935 r.

Wyprodukowane samoloty PZL Ł-2 przez pewien czas służyły w lotnictwie wojskowym jako dyspozycyjne i łącznikowe (m. in. trzy egzemplarze w 63 eskadrze 6 P.L. we Lwowie), a następnie zostały zastąpione przez inne typy samolotów (R-XIII i RWD-8). Jeden Ł-2 używany był do 1933 r. przez Dyon Doświadczalny IBTL. Kilka było w użyciu w Centrum Wyszkożenia Lotnictwa w Dęblinie.

We wrześniu 1930 r. PZL zaproponowały Kierownictwu Marynarki Wojennej pływakową odmianę Ł-2, oznaczoną PZL-9. Następnie w lipcu 1931 r. PZL złożyły w Kierownictwie Marynarki Wojennej projekt zastrzałowego dolnopłata, do którego miały być wykorzystane skrzydła, usterzenie i zespół napędowy od PZL Ł-2, przód kadłuba z kabinami był wzorowany na PZL Ł-2, a tył kadłuba stanowiła smukła belka ogonowa. Projekt otrzymał oznaczenie PZL-15. Niewątpliwie była to jedna z prób wykorzystania gotowych już elementów do 10 PZL Ł-2; KMW wybrało jednak projekt samolotu R-XIII.

Inną próbą wykorzystania tych elementów był opracowany przez S. Praussa projekt pięciomiejscowego samolotu pasażerskiego PZL-16, który został zbudowany na przełomie lat 1931/32.

PZL Ł-2 był równorzędny z samolotem R-XIII, lecz nieco droższy w produkcji. Ponieważ PZL miała wówczas zamówienie na samoloty PZL P-7, zaś zakłady Plage i Laśkiewicz były bez zajęcia, Departament Aeronautyki MSWojsk. złożył zamówienie na samolot R-XIII.

Konstrukcja

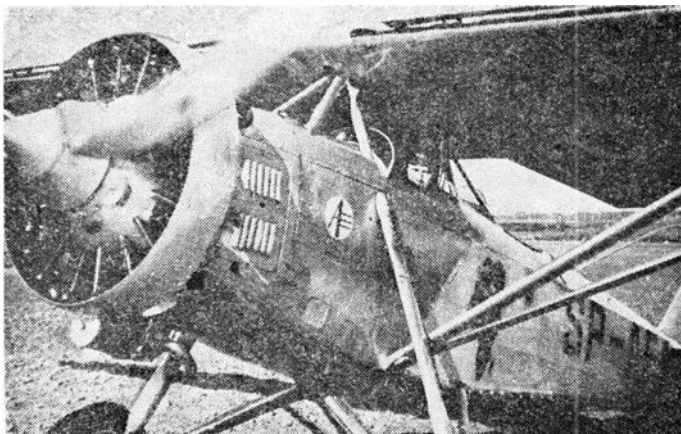
Dwumiejscowy samolot łącznikowy konstrukcji metalowej, o układzie zastrzałowego górnopłata.

Kadłub kratownicowy z rur duralowych, łączonych okuciami stalowymi i wykrzyżowanych stalowymi cięgnami, kryty płótnem na drewnianych listwach. Przód samolotu do ściany ogniowej kryty blachą duralową. Kabiny otwarte osłonięte z przodu wiatrochronami, sterowanie podwójne. Wejście do przedniej kabiny przez drzwi w lewej burcie. Wejście do tylnej kabiny ułatwiały stopnie w obu burtach. Podwozie główne trójgoleniowe z amortyzatorami olejowo-powietrznymi, wspartymi o górę kadłuba. Koła z łożyskami kulkowymi w celu umożliwienia szybkiego transportu za samochodem po złożeniu skrzydeł. Płóza ogonowa amortyzowana sznurem gumowym.

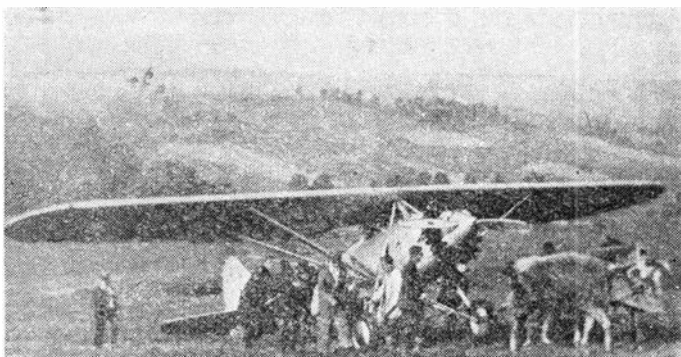
Płat eliptyczny, dwudzielny, konstrukcji duralowej, dwudźwigarowy (dźwigary o przekroju dwuteowym) kryty płótnem, do przedniego dźwigara kryty blachą duralową, podparty zastrzałami duralowymi o kropłowym przekroju i układzie V, zamocowany do piramidki z rur na kadłubie. Profil płata DJ-3 (zmodyfikowany Munk M-12).



Rys. 5. PZL Ł-2 SP-AFA z bliska. Fot. Arch. Dok. Mech.



Rys. 6. SP-AFA po rajdzie afrykańskim, ze znakiem ARP i namalowaną mapą Afryki. Fot. Arch. Dok. Mech.

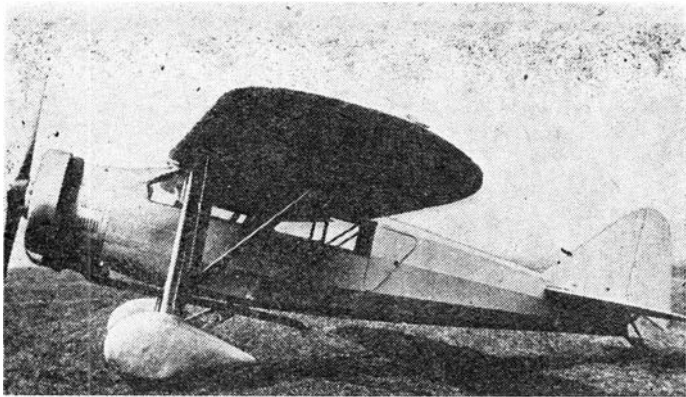


Rys. 7. PZL Ł-2 na szybowisku, gdzie służyła do holowania szybowców. Fot. ze zbiorów Z. Lurancza



Rys. 8. PZL Ł-2a w 63 eskadrze 6 Pułku Lotniczego. Fot. Arch. Dok. Mech.

Sloty wysuwane mechanicznie. Nad lotkami skrzydełka odciążające. Kłapy między lotkami a kadłubem. Lotki wychylane jednocześnie z klapami (tzw. klapo-lotki). Ciężar płata 250 kG. Usterzenie o konstrukcji duralowej, kryte płótnem; noski kryte blachą duralową. Statecznik poziomy przestawialny. Do transportu usterzenie poziome składane do góry, a płaty mocowane po bokach kadłuba.



Rys. 9. Pasażerski PZL-16 będący dalszym rozwinięciem Ł-2. Fot. ze zbiorów KH RSL

Uzbrojenie. Jeden k.m. 7,7 Lewis obserwatora.

Silnik chłodzony powietrzem, dziewięciocyklindrowy, gwiazdowy, Skoda Wright Whirlwind J-5A, o mocy nominalnej 220 KM przy 1800 obr./min i mocy startowej 240 KM, o ciężarze 250 kG. Pierścień Townenda na silniku — z blachy duralowej. Śmigło dwułopatowe, stałe, drewniane, o średnicy 2,7 m, w samolocie rajdowym metalowe. Zbiornik paliwa przed kabiną; dodatkowy — z którego paliwo pompą mechaniczną przepompowywane było do zbiornika opadowego — mieścił się pod fotelem pilota. Łączna pojemność zbiorników 210 l. Normalny zapas paliwa 190 l. W samolocie rajdowym zbiorniki na 600 l paliwa i zbiornik na 50 l oleju. Przelotowe zużycie paliwa 45÷50 l/h.

Malowanie. Prototyp malowany był na kolor srebrny z granatowymi krawędziami płata i uszczerbka oraz przodem, górą i spodem kadłuba. Afrykanka była całkowicie srebrna z czarnymi znakami rejestracyjnymi, znakiem PZL na kadłubie i stateczniku i napisem *National Aircraft Factory Warsaw* po bokach tylnej kabiny, i napisami *Ł-II* i *Made in Poland* na sterze kierunku. Samoloty wojskowe malowane były na kolor zielonooliwkowy (khaki) z szachownicami.

DANE TECHNICZNE

Wersja		prototyp	rajdowy
Rozpiętość	[m]	13,4	13,4
Długość	[m]	7,92	7,92
Wysokość	[m]	2,70	2,70
Powierzchnia nośna	[m ²]	25,8	25,8
Ciężar własny	[kG]	892	970
Ciężar użyteczny	[kG]	388	760
Ciężar całkowity	[kG]	1280	1730
Obciążenie powierzchni	[kG/m ²]	49,6	67
Obciążenie mocy	[kG/KM]	5,8	7,9
Prędkość maksymalna	[km/h]	183	200
Prędkość przelotowa	[km/h]	165	185
Prędkość minimalna	[km/h]	67	77
Wznoszenie	[m/s]	4,75	4,75
Wzrost	[m]	4730	4730
Zasięg	[km]	660	2000
Rozbieg	[m]	55	55
Dobieg	[m]	45	45
Współczynnik obciążenia niszczącego		7,9	5,8

KSIAŻKI LOTNICZE

J. W. R. TAYLOR: **Jane's All the World Aircraft 1975÷76**. Wyd. Jane's Yearbooks. London 1975. S. 830, cena £ 19,50

69 lat temu ukazała się po raz pierwszy książka Janesa Samoloty Świata. Obecnie mamy już 66 rocznik lotniczego Janesa (lotniczego, gdyż ukazuje się też morski, kolejowy, raketowy, kontenerowy, poduszkiowcowy i uzbrojeniowy). Jest to jedyny w świecie wydawnictwo, które zawiera całokształt najnowszych wiadomości o wytwórnictwie samolotów całego świata. W książce opisane są samoloty i śmigłowce z 40 krajów, szybowce z 19 krajów, lotnie z 12 krajów, cele latające z 12 krajów, lotnicze pociski raketowe z 13 krajów, sterowce z 5 krajów, statki kosmiczne i rakiety badawcze z 17 krajów oraz silniki lotnicze z 21 krajów. Książka zawiera opisy prototypów oraz wszelkich wersji samolotów znajdujących się w produkcji. Opis każdego samolotu składa się z dziejów jego rozwoju, szczegółowego opisu technicznego, zdjęć i rysunków w trzech rzutach. Łącznie książkę ilustruje 1500 zdjęć i rysunków.

Najbliższym z opisanych samolotów jest 45-kilogramowy Birdman TL-1, najcięższym zaś Boeing 747 o ciężarze 372 000 kG. Z tabeli statystycznej na początku książki dowiadujemy się, że w II półroczu 1974 r. i I półroczu 1975 r. zostało oblatane na świecie 100 samolotów, śmigłowców i szybowców, w tym liczne nowe wersje samolotów seryjnych oraz nowe samoloty amatorskie, zaś tylko 12 nowych typów zbudowanych przez przemysł lotniczy całego świata. Jest to dobitnym potwierdzeniem faktu, iż coraz mniej wytwórci decyduje

się ponosić wciąż rosnące koszty prac rozwojowych, a większość jedynie ulepsza typy znajdujące się w produkcji.

W dziale polskim książki znajdujemy opisy samolotów An-2, Iskra, M-15, M-17, Wilga, Kruk, Don Kichot (Prząśniczka) i Polonez, śmigłowców Mi-2 i Mi-2M, szybowców Bocian, Cobra 15, Jantar-1, Jantar Standard, motoszybowca Ogar, raket Meteor 1E i 3E oraz silników 2RB, SO-1 Saturn, GTD-350 i PZL-3S.

Dzięki addendzie najnowsze informacje zawarte w książce pochodzą z sierpnia 1975 r., podczas gdy książka ukazała się w listopadzie. Zamieszczony na końcu książki indeks pozwala na szybkie odszukanie każdego samolotu zamieszczonego w ostatnich 10 rocznikach Janesa.

Janes, jak zawsze, jest najcenniejszą książką lotniczą dla inżyniera lotniczego, studenta, pracowników central handlowych, personelu kierowniczego i entuzjastów lotnictwa.

A.G.

K. KESKINEN: **Suomen Ilmavoimien Lentokoneet 1939÷1972**. Wyd. TIETOTEOS — Finlandia. S. 120

Fińskie wydawnictwo TIETOTEOS, zajmujące się od niedawna także propagowaniem tematyki lotniczej, wydało w 1975 r. książkę pt. *Suomen Ilmavoimien Lentokoneet 1939÷1972*. Jest to właściwie nie książka, lecz album fotograficzno-rysunkowy. Zawarta jest w nim historia lotnictwa wojskowego Finlandii w latach 1939÷1972. Dowiadujemy się z albumu, że w tym okresie czasu służyło w wojskowym lotnictwie fińskim aż 89 typów samolotów i śmigłowców; fińskich, angielskich, francuskich, amerykańskich, niemieckich, szwedzkich, hollen-

derskich, a nawet włoskich, czechosłowackich, radzieckich i... polskich (SM-1).

Cały ten bogaty zestaw przedstawiony został w albumie za pomocą dobrze opisanych zdjęć, uzupełnionych czarno-białymi wprawdzie, ale bardzo czytelnymi, rysunkami malowania i oznakowania stosowanego na poszczególnych typach samolotów. Zdziwiała doskonała jakość zdjęć, robionych przecież w trudnych warunkach polowych (w surowym polarnym krajobrazie, przy często nie najlepszej pogodzie), a także ich różnorodna tematyka. Na kilku stronach zawarto także zwięzłe, choć bardzo dokładne, dane faktograficzne wszystkich typów. Opisy te są dwujęzyczne (także po angielsku), co czyni całość bardziej przystępną. Drobnym mankamentem wydaje się fakt, że nie wszystkie typy maszyn „opisano” rysunkowo, ale dotyczy to tylko samolotów używanych w niewielkiej liczbie egzemplarzy. Album zawiera 209 zdjęć i 43 rysunki samolotów w kilku rzutach.

Po lekturze tego albumu wydaje się, że stanowi on ciekawą pozycję dla wszystkich interesujących się historią lotnictwa wojskowego na świecie oraz modelarzy. Dla czego w Polsce, kraju z tradycją bogatszą niż Finlandia, nie mamy dotąd tego typu dobrych i ciekawych opracowań. Dziwne to zaiste, jak mało dbamy o popularyzację za granicą dorobku naszej myśli lotniczej. A kompletna wprost niewiedza cudzoziemców o naszym lotnictwie jest wynikiem naszego własnego niedbalstwa. Któż bowiem — poza Interpressem — pomyślał o tym, aby nasze, nawet te nieliczne, książki z dziejów polskiego lotnictwa wydać także i w obcych językach; o czym nie zapomnieli nasi sąsiedzi — Czechosłowacy, Węgrzy, a nawet Rumuni.

W.B.

WAŚKOWSKI W.

Die ultraleichten Hubschrauber mit den Kolben- und Turbinentriebwerken

Übersicht der Tätigkeit von den westlichen Herstellerwerken der ultraleichten Hubschrauber. Die Absatz- und Bedarfsfragen für die derartigen Hubschrauber und die Zukunftsprognosen.

MALIŃSKI E.

Heute und Morgen der Kommandosteuerung von den zivilen Hubschraubern. Teil II

Dreikanalsysteme der Kommandosteuerung für die Hubschrauber. Beispiele der einzelnen Lösungen von den Astronautics, Sperry und Kaiser Firmen, die auch die neuesten Erfolge in diesem Bereich von Collins. Es wurde die elektronische Messungsmethode der wirklichen Geschwindigkeit beschrieben.

KRYSIK W.

Die Frage der Nebelstreuung auf den Verkehrsflughafen

Verlauf und Untersuchungsergebnisse der Nebelstreuung über dem Flughafen. Es wurde die mit dem Nebelsvorkommen verursachten Verluste und die aus der Anwendung von den Nebelstreuanlagen folgende Vorteile analysiert, wie auch, beispielweise, Zahlangaben aus den Milano-Linate und Paris-Orly dargestellt.

SŁODOWNIK A.

Entwurfsgrundlagen der modernen Flugzeugwartungssysteme

Es wurde die Frage der Zuverlässigkeit von den Flugzeugsanlagen beim Flug analysiert. Die Modernisierungsaufgaben und -effekte des heutigen Wartungssystems von den Luftfahrzeugen.

GRUSZCZYŃSKI E., STUKONIS M., ZIEMBA H.

Ursachen der Brüche von den Mitnehmern der Zentrifugalverdichter der LIS-Triebwerke

Charakteristik und Arbeitsbedingungen der Verdichtermithemer in den LIS-Triebwerken. Es wurde die häufigste Beschädigungsfälle der Mitnehmer analysiert und die Verbesserungsmethoden ihrer Dauerfestigkeit und Zuverlässigkeit beschrieben.

LATOŚ H., PIWAŃSKI M., ROZWADOWSKI W.

Das Gewindeschneiden der kleinen Sackbohrungen in der Aluminiumlegierung

Es wurden die Versuche für die Bestimmung der Parameter von dem Herstellungsverfahren und der Werkzeugart beschrieben, die für das Gewindeschneiden der Sackbohrungen in der Aluminiumlegierung optimalen sind.

GLASS A.

PZL Ł-2, das Flugzeug des erstes polnisches Africarundflug

Im Artikel wurde die Entwicklungsgeschichte des polnisches Verbindungsflugzeuges PZL Ł-2 gebaut in 1929 beschreiben. Es wurde die Konstruktion des Flugzeuges besprochen und seine technische Hauptdaten gegeben.

WAŚKOWSKI W.

Легкие вертолеты с поршневыми и газотурбинными двигателями

Обзор западных изготовителей легких вертолетов. Проблемы спроса и продажи этого рода вертолетов и прогнозы на будущее.

MALIŃSKI E.

Сегодня и завтра систем командного управления гражданских вертолетов. Часть II

Трехканальные системы вертолетных командных систем. Примеры решений фирм: Астронаутикс, Сперри и Кайсер, а также последние достижения фирмы Коллингс.

Описание электронного метода измерения истинной скорости.

KRYSIAK W.

Проблема рассеяния тумана на гражданских аэродромах

Описываются результаты исследования по рассеянию тумана на аэродромах. Дается анализ потерь, вызванных появлением тумана и полезности применения устройств для ее рассеяния на примере числовых данных аэродромов Милано-Лината и Париж-Орли.

SŁODOWNIK A.

Основы проектирования современных систем технического обслуживания самолетов

Анализ проблемы надежности работы систем самолета в полете. Задачи и эффекты совершенствования современной системы технического обслуживания авиатехники.

GRUSZCZYŃSKI E., STUKONIS M., ZIEMBA H.

Причины отрыва частей лопастей центробежных компрессоров двигателей типа LIS

Характеристики и условия работы двигателей типа LIS. Анализ наиболее частых случаев повреждений лопастей и методы повышения их долговечности и безотказности.

LATOŚ H., PIWAŃSKI M., ROZWADOWSKI W.

Изготовление нарезки в малых односторонних отверстиях в деталях из алюминиевых сплавов.

Описание исследований, ведущих к определению оптимальных параметров технологического процесса и типа инструмента для изготовления нарезки в вышеупомянутых отверстиях.

GLASS A.

PZL Ł-2, самолет первого польского полета вокруг Африки

В статье описывается история развития и применение польского связного самолета PZL Ł-2 построенного в 1929 г. Дается описание конструкции самолета и сводка его технических данных.

INFORMACJE DLA AUTORÓW

Artykuł powinien być związany z tematyką poruszaną na łamach *Techniki Lotniczej i Astronautycznej* (patrz TLiA nr 11/1972) i nie może być publikowany w innych czasopismach.

Pożądane jest uprzednie uzgodnienie tematu artykułu z Redakcją.

TEMAT I UJĘCIE. Temat artykułu powinien być możliwie wąski, ale potraktowany wyczerpująco. Należy unikać powtarzania wiadomości ogólnie znanych, ujętych w wydawnictwach książkowych.

Artykuły nie powinny zawierać szczegółowych wywodów matematycznych, należy ograniczać się do podania założeń i wyników końcowych.

Należy unikać skrótów, rzadko stosowanych określeń obcych, żargonu fachowego. Wprowadzane nowe lub bardzo specjalistyczne terminy należy starannie zdefiniować.

Tytuł powinien być dostatecznie jednoznaczny i precyzujący temat, ale nie przesadnie opisowy.

Układ treści powinien być przejrzysty, podział na rozdziały, podrozdziały i akapity logicznych i konsekwentny.

OBJĘTOŚĆ ARTYKUŁU nie powinna przekraczać 12 stron maszynopisu (30 wierszy po 50 znaków) wraz z materiałem ilustracyjnym i tablicami.

MASZYNOPIS. Autor zobowiązany jest dostarczyć artykuł w dwóch egzemplarzach — oryginał i kopię. Na oddzielnej stronie należy podać adres (z kodem), numer telefonu oraz miejsce pracy autora.

W treści artykułu nie należy stosować podkreśleń, rozstrzelania liter ani też pozostawiać pustych miejsc na ilustracje i tablice; miejsca, w których powinny być one umieszczone, zaznacza się na marginesie pisząc: rys. 1, rys. 2 itd. lub tabl. 1, tabl. 2 itd.

Tablic ani podpisów pod rysunkami nie należy umieszczać w treści artykułu, lecz przepisać je w dwóch egzemplarzach na osobnych kartkach, stosując kolejną numerację stron, łącznie z zasadniczą treścią artykułu. Podpisy pod rysunki powinny zawierać właściwy tytuł i legendę wyjaśniającą części rysunków oznaczone kolejnymi cyframi lub literami.

Wzory należy numerować z prawej strony w nawiasach okrągłych.

ILUSTRACJE. Fotografie, rysunki i wykresy nazywa się w treści rysunkami i numeruje kolejno. Ilustracje należy załączyć w jednym egzemplarzu (nie wklejać w tekście), zaznaczając kolejny numer u dołu rysunku lub na odwrocie fotografii.

Rysunki oraz wykresy mogą być wykonane w tuszu lub w ołówku (szkicowo), w sposób zgodny z Polskimi Normami i nie budzący wątpliwości w przypadku przerysowywania ich w Redakcji. Skala rysunków 2:1 (do zmniejszenia), uwzględniając przy tym, że szerokość szpalty w czasopiśmie wynosi 5,8 lub 9 cm, szerokość kolumny — 18,5 cm, wysokość kolumny — 26 cm.

Na rysunkach należy unikać długich opisów, oznaczając jego części (np. krzywe na wykresach) cyframi arabskimi lub literami, objaśnionymi w legendzie.

Fotografie powinny być odbite w miarę możliwości na gładkim, błyszczącym papierze fotograficznym. Nie należy nanosić napisów na fotografię, lecz na kalkę przykładaną do fotografii, co ułatwi Redakcji opisanie w sposób zgodny z wymaganiami drukarskimi. Minimalne wymiary fotografii (z wyjątkiem mikroskopowych) — 9 × 12 cm.

SPIS LITERATURY. Autorzy są zobowiązani do podawania na końcu artykułu wykazu źródeł wykorzystanych przy opracowywaniu tematu.

Przytaczając nie będące osobistym dorobkiem autora wzory, poglądy, dane liczbowe, wykresy, tablice itp., należy bezwzględnie podać odsyłacz do spisu literatury, ujęty w nawiasy kwadratowe (np. [2]). Powoływanie się na źródła nie obowiązuje, gdy chodzi o wiadomości ogólnie znane.

Spis literatury powinien zawierać przy książkach — nazwisko i pierwszą literę imienia autora (bez tytułów), pełny tytuł książki, miejsce wydania, rok, wydawcę i ewentualnie numery stron; przy czasopismach — nazwisko i imię autora, tytuł artykułu, nazwę czasopisma, rok, numer i ewentualnie stronę.

HONORARIA AUTORSKIE płatne są po ukazaniu się artykułu w czasopiśmie, w wysokości ustalonej przez Centralny Urząd Wydawnictw pismem okólnym nr 120 z dn. 15.XII 1955 r. oraz Monitor Polski nr 28 z dn. 3.VII 1973 r.

Materiałów nie zamówionych Redakcja nie zwraca.

Redakcja zastrzega sobie prawo ewentualnych skrótów oraz opracowania redakcyjnego zgodnie z opublikowanymi wymaganiami.

ASZ-62II

AIR - COOLED RADIAL PISTON AERO ENGINE

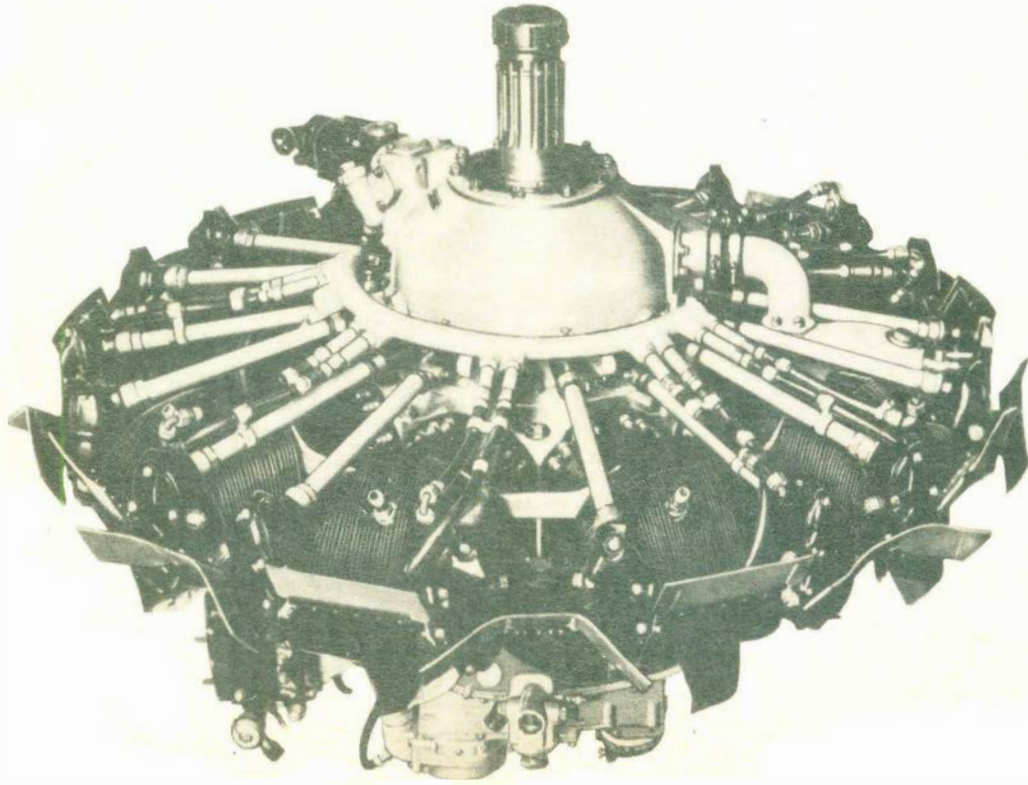
- Power plant of the Li-2 (licence DC-3) and of all versions of the An-2 transport aircraft
- In Poland built well over 10000 engines
- Power plant for agricultural aircraft

CONSTRUCTION

- Nine-cylinder air-cooled supercharged radial
- Gear-box reduction ratio 1 : 0.687
- Float-type carburettor induction
- Electric starter
- B-91/115 gasoline or 91/96 grade
- MK-22, MS-20 or 100 oil
- Accessories 1500 W or 3000 W D.C. Generator

TECHNICAL DATA

Diameter	1360 mm
Length	1130 mm
Frontal area	1.45 sqm
Bore	155.5 mm
Capacity	29.870 cc
Compression ratio	6.4 : 1
Dry weight	567 kg
T-O rating	1000 hp
- at	2200 rpm
Max. continuous rating	820 hp
- at	2000 rpm
Cruise rating	615 hp
- at	1910 rpm
Specific fuel consumption:	
- at T-O rating	300 g/hp/h
- at normal rating	290 g/hp/h
- at cruise rating	240-255 g/hp/h



Manufacturer:

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL - Kalisz
ul. Częstochowska 140, 62-800 Kalisz, POLAND
Phone: 4081/3,
Telex: 415250

Exporter: PEZETEL

Foreign Trade Enterprise of Aviation Industry,
ul. Przemysłowa 26, 00-950 Warszawa, POLAND
PO Box 371; Cable: Pezetel; Phone: 28-50-71;
Telex: 813430

